

INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DE  
MINAS GERAIS - *CAMPUS* IBIRITÉ  
ENGENHARIA DE CONTROLE E AUTOMAÇÃO

Vinicios Rodrigo Sena Martins

**SUBSISTEMA DE CARGA, TELEMETRIA E COMUNICAÇÃO PARA  
CUBESAT**

Ibirité - MG

2026

VINICIOS RODRIGO SENA MARTINS

**SUBSISTEMA DE CARGA, TELEMETRIA E COMUNICAÇÃO PARA  
CUBESAT**

Trabalho de conclusão de curso apresentado ao Curso de Engenharia de Controle e Automação do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de Minas Gerais - *Campus* Ibirité para a obtenção do título de Engenheiro de Controle e Automação.

**Orientador:** Prof. Me. Carlos Dias da Silva Júnior

Ibirité - MG  
2026

---

M298s Martins, Vinicios Rodrigo Sena.

Subsistema de carga, telemetria e comunicação para CUBESAT /  
Vinicio Rodrigo Sena Martins – 2026.

46f.;il.

Orientador: Carlos Dias da Silva Júnior.

Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia de  
Controle e Automação) – Instituto Federal de Minas Gerais. *Campus*  
Ibirité, 2026.

1. CubeSat. 2. Nanossatélite. 3. Sistema de Energia. 4. Radiofrequência.  
5. CubeDesign. I. Silva Júnior, Carlos Dias da. II. Instituto Federal de  
Minas Gerais. *Campus* Ibirité. III. Título.

CDD 621.38238

---

Catálogo: Rejane Valéria Santos - CRB-6/2907

## Vinicios Rodrigo Sena Martins

### SUBSISTEMA DE CARGA, TELEMETRIA E COMUNICAÇÃO PARA CUBESAT

Trabalho de conclusão de curso apresentado ao Cursode Engenharia de Controle e Automação do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de Minas Gerais - Campus Ibité para a obtenção do título de Engenheiro de Controle e Automação.

Aprovado em 23 de janeiro de 2026 pela banca examinadora



Documento assinado eletronicamente por **Carlos Dias da Silva Junior, Professor EBTT**, em 11/03/2026, às 12:32, conforme Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020.



Documento assinado eletronicamente por **Elias José de Rezende Freitas, Professor**, em 11/03/2026, às 13:03, conforme Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020.



Documento assinado eletronicamente por **Amanda do Carmo Silva, Professora**, em 12/03/2026, às 11:32, conforme Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020.



A autenticidade do documento pode ser conferida no site <https://sei.ifmg.edu.br/consultadocs> informando o código verificador **2647647** e o código CRC **39816BEA**.

23825.001009/2025-04

2420537v1

Dedico esta monografia aos meus amados pais, maiores incentivadores e fontes inesgotáveis de apoio, amor e compreensão.

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço à minha família, em especial aos meus pais e ao meu irmão, pelo apoio, incentivo constante e confiança ao longo de toda a minha formação.

Agradeço ao meu orientador pela orientação, disponibilidade e contribuições técnicas fundamentais para o desenvolvimento deste trabalho.

Agradeço à equipe AllSpark pela colaboração, aprendizado conjunto e atuação durante a competição, que contribuíram significativamente para a minha formação acadêmica e prática.

Agradeço ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) pela organização da competição CubeDesign 2025, bem como pelo apoio institucional concedido para a realização da viagem, fundamentais para a participação no evento e para o enriquecimento deste trabalho.

## RESUMO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento e a validação de um nanossatélite CubeSat 2U, desenvolvido para a competição CubeDesign, promovida pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). O projeto tem como foco principal a construção, integração e avaliação dos subsistemas Estrutural, de Energia (Electrical Power System – EPS) e Comunicação, atendendo aos requisitos funcionais e ambientais estabelecidos pelo INPE. A metodologia envolveu o estudo das normas do padrão CubeSat, técnicas de modulação digital, estratégias de gerenciamento energético e a utilização de componentes comerciais (COTS). O desenvolvimento incluiu a modelagem mecânica de uma estrutura híbrida em alumínio e polímero, o dimensionamento do sistema de geração, armazenamento e monitoramento de energia e a integração de um sistema de comunicação por radiofrequência voltado telemetria e à recepção experimental de sinais do protocolo AIS (Automatic Identification System). A validação do satélite foi feita por meio de ensaios ambientais de vibração e ciclagem térmica, além de testes funcionais em bancada, permitindo avaliar a robustez estrutural, o desempenho energético e a operação dos subsistemas. Os resultados obtidos demonstram que a plataforma desenvolvida é tecnicamente viável para missões acadêmicas e experimentais, apresentando desempenho satisfatório nos ensaios críticos. As principais limitações identificadas concentram-se na complexidade de sinais de radiofrequência para aplicações AIS, indicando a necessidade de aprimoramentos futuros em *hardware* e arquitetura de comunicação.

**Palavras-chave:** CubeSat; Nanossatélite; Sistema de Energia (EPS); AIS; Comunicação por Radiofrequência; CubeDesign.

## ABSTRACT

This work presents the development and validation of a 2U CubeSat nanosatellite designed for the CubeDesign competition, promoted by the National Institute for Space Research (INPE). The project focuses on the construction, integration, and evaluation of the Structural, Electrical Power System (EPS), and Communication subsystems, meeting the functional and environmental requirements established by INPE. The adopted methodology involved the study of CubeSat standards, digital modulation techniques, energy management strategies, and the use of Commercial Off-The-Shelf (COTS) components. The development process included the mechanical modeling of a hybrid structure composed of aluminum and polymer materials, the design of the energy generation, storage, and monitoring system, and the integration of a radiofrequency communication system aimed at telemetry and experimental reception of AIS (Automatic Identification System) signals. Satellite validation was conducted through environmental tests, including vibration and thermal cycling, as well as functional bench tests, enabling the assessment of structural robustness, energy performance, and subsystem operation. The results demonstrate that the developed platform is technically viable for academic and experimental missions, achieving satisfactory performance in critical tests. The main limitations identified are related to the complexity of radiofrequency signal processing for AIS applications, indicating the need for future improvements in hardware and communication architecture. This work contributes to the consolidation of engineering practices applied to CubeSats and to technical training.

**Keywords:** CubeSat; Nanosatellite; AIS; Electrical Power System (EPS); Radio Frequency Communication; CubeDesign.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Dimensões padrão e escalonamento da plataforma CubeSat. . . . .	20
Figura 2 – Evolução e padronização das estruturas de alumínio em CubeSats. . . . .	21
Figura 3 – Evolução da resistência interna acumulada de um conjunto de 8 células. . . . .	23
Figura 4 – Comparação entre as modulações FSK e GMSK: (a) Suavização da transição de frequência no tempo e (b) Consequente redução dos lóbulos laterais no espectro. . . . .	26
Figura 5 – Estrutura de uma sentença AIS no formato NMEA (AIVDM). . . . .	28
Figura 6 – Perfil qualitativo de distribuição de tensões na estrutura (Simulação) . . . . .	31
Figura 7 – Comparativo: Modelagem 3D (esquerda) e componente manufaturado (direita). . . . .	32
Figura 8 – Montagem de teste para validação de integração física. . . . .	32
Figura 9 – Fluxo de dados da arquitetura de telemetria distribuída. . . . .	34
Figura 10 – Módulo RFM65W: soldagem e pinout. . . . .	35
Figura 11 – Validação estrutural e mecânica do CubeSat 2U. . . . .	38
Figura 12 – Validação do carregamento das células via painel solar. À direita consta a fonte luminosa e à esquerda o satélite. . . . .	39
Figura 13 – Perfil de temperatura durante o ensaio de ciclagem térmica. . . . .	40
Figura 14 – Interface WebServer para supervisão da Missão de Reconhecimento. . . . .	41

## **LISTA DE QUADROS**

Quadro 1 – Etapas do fluxo de desenvolvimento do projeto. . . . .	30
Quadro 2 – Consolidação da avaliação técnica do projeto. . . . .	42

## **LISTA DE TABELAS**

Tabela 1 – Comparativo de propriedades mecânicas e térmicas (PLA vs ABS). . . . .	22
Tabela 2 – Estrutura do quadro de transmissão. . . . .	28
Tabela 3 – Configuração para recepção direta (Modo Contínuo). . . . .	36
Tabela 4 – Trecho do log de recepção: Decodificação com ruído de sincronismo. . . . .	41

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

ABNT	Associação Brasileira de Normas Técnicas
ABS	Acrilonitrila Butadieno Estireno
ADCS	Attitude Determination and Control System
AIS	Automatic Identification System
BMS	Battery Management System
CDH	Command and Data Handling
COTS	Commercial Off-The-Shelf
EPS	Electrical Power System
FSK	Frequency Shift Keying
GMSK	Gaussian Minimum Shift Keying
HDLC	High-Level Data Link Control
HMI	Human–Machine Interface
I2C	Inter-Integrated Circuit
IFMG	Instituto Federal de Minas Gerais
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ISI	Inter-Symbol Interference
LEO	Low Earth Orbit
MCU	Microcontroller Unit
NRZI	Non-Return-to-Zero Inverted
OBC	On-Board Computer
PLA	Ácido Polilático
POD	Poly-Picosatellite Orbital Deployer
RF	Radio Frequency
RSSI	Received Signal Strength Indicator
SDR	Software Defined Radio

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\lambda$	Comprimento de onda
$f$	Frequência
$c$	Velocidade da luz no vácuo ( $3 \times 10^8$ m/s)
$h$	Índice de modulação
$BT$	Produto Largura de Banda-Tempo (Filtro Gaussiano)
$R_b$	Taxa de bits ( <i>Bit rate</i> )
$V$	Tensão elétrica
$I$	Corrente elétrica
$P$	Potência elétrica
$T$	Temperatura

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>16</b>
<b>1.1</b>	<b>Objetivos</b>	<b>17</b>
<i>1.1.1</i>	<i>Objetivo Geral</i>	<i>17</i>
<i>1.1.2</i>	<i>Objetivos Específicos</i>	<i>17</i>
<b>1.2</b>	<b>Justificativa</b>	<b>18</b>
<b>1.3</b>	<b>Organização do Texto</b>	<b>18</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>20</b>
<b>2.1</b>	<b>A Plataforma CubeSat</b>	<b>20</b>
<i>2.1.1</i>	<i>Materiais e Estrutura</i>	<i>21</i>
<b>2.2</b>	<b>Sistema de Energia (EPS) e Controle Térmico</b>	<b>22</b>
<i>2.2.1</i>	<i>Geração e Armazenamento</i>	<i>22</i>
<i>2.2.2</i>	<i>Gestão Térmica em Nanosatélites</i>	<i>24</i>
<b>2.3</b>	<b>Computador de Bordo e Telemetria</b>	<b>24</b>
<i>2.3.1</i>	<i>Arquitetura de Hardware COTS</i>	<i>24</i>
<i>2.3.2</i>	<i>Sensores e Determinação de Atitude</i>	<i>25</i>
<b>2.4</b>	<b>Fundamentos de Telecomunicações e Radiofrequência</b>	<b>25</b>
<i>2.4.1</i>	<i>Modulação Digital: FSK vs. GMSK</i>	<i>26</i>
<i>2.4.2</i>	<i>Princípios de Dimensionamento de Antenas</i>	<i>27</i>
<b>2.5</b>	<b>O Sistema de Identificação Automática (AIS)</b>	<b>27</b>
<i>2.5.1</i>	<i>Modulação e Codificação do AIS</i>	<i>27</i>
<i>2.5.2</i>	<i>Estrutura do Pacote de Dados</i>	<i>28</i>
<i>2.5.3</i>	<i>Desafios de Implementação em Hardware COTS</i>	<i>28</i>
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>30</b>
<b>3.1</b>	<b>Arquitetura do Sistema</b>	<b>30</b>
<b>3.2</b>	<b>Projeto Mecânico e Estrutural</b>	<b>30</b>
<i>3.2.1</i>	<i>Estratégia de Materiais: Abordagem Híbrida</i>	<i>30</i>
<i>3.2.2</i>	<i>Modelagem 3D e Validação Estrutural</i>	<i>31</i>
<i>3.2.3</i>	<i>Manufatura e Integração</i>	<i>31</i>
<b>3.3</b>	<b>Sistema de Energia (EPS)</b>	<b>32</b>

3.3.1	<i>Controle Térmico Ativo</i>	33
3.4	<b>Telemetria e Comunicação</b>	33
3.4.1	<i>Interfaces e Estratégia de Conectividade</i>	33
3.4.2	<i>Telemetria Persistente</i>	34
3.5	<b>Desenvolvimento do Transceptor AIS</b>	34
3.5.1	<i>Interface Física: Projeto da Antena</i>	34
3.5.2	<i>Setup 1: Limitações das Bibliotecas COTS</i>	35
3.5.3	<i>Setup 2: Controle Direto e Diagnóstico de Hardware</i>	35
3.5.4	<i>Setup 3: Validação Hardware-in-the-Loop</i>	36
3.5.5	<i>Evolução para o Transceptor SX1278</i>	36
4	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO</b>	<b>38</b>
4.1	<b>Validação Estrutural e Mecânica</b>	38
4.2	<b>Resultados do Sistema de Energia (EPS)</b>	39
4.3	<b>Resultados do Subsistema de Comunicação e Telemetria</b>	40
4.4	<b>Desempenho no CubeDesign</b>	42
5	<b>CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS</b>	<b>43</b>
5.1	<b>Limitações do Trabalho</b>	43
5.2	<b>Trabalhos Futuros e Recomendações</b>	43
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>45</b>

# 1 INTRODUÇÃO

O conhecimento dos corpos celestes representa um campo de interesse constante na história da humanidade, com aplicações que vão desde a medição do tempo até a orientação geográfica. Como exemplo histórico, destaca-se o astrolábio, instrumento adaptado por navegadores europeus durante as Grandes Navegações a partir de modelos terrestres desenvolvidos por astrônomos islâmicos Gesteira (2014). Na contemporaneidade, a órbita terrestre é ocupada não apenas por astros naturais, mas também por uma vasta rede de satélites artificiais. Esses artefatos são empregados para diversos fins, incluindo telecomunicações e sensoriamento remoto, constituindo uma infraestrutura essencial para as tecnologias do mundo moderno. Dessa forma, a transformação das comunicações globais nas últimas décadas é um fenômeno de notória relevância, cuja manutenção é fundamental para a estabilidade e o funcionamento da sociedade contemporânea (Castells, 1999).

No contexto de sistemas espaciais, tornou-se imprescindível o desenvolvimento de sistemas de comunicação baseados em radiofrequência. A comunicação via rádio pode ser realizada por modulação em amplitude ou em frequência, sendo esta última preferível para transmissões a longas distâncias que exigem maior robustez e fidelidade ao sinal. Os primeiros circuitos de rádio eram relativamente simples, baseados em arranjos do tipo RL com detectores de cristal, como a galena. A evolução desses circuitos ocorreu com o advento das válvulas termoiônicas, tecnologia que, embora funcional, apresentava limitações significativas relacionadas ao consumo energético, volume físico e custo (Saeed *et al.*, 2020; Rappaport, 2002).

Para aplicações espaciais, foi necessário um avanço substancial na eletrônica, uma vez que sistemas baseados em válvulas possuíam dimensões e consumo incompatíveis com plataformas orbitais viáveis. Esse avanço foi possibilitado pelo desenvolvimento dos transistores, já presentes em satélites pioneiros, como o *Explorer 1*, lançado em 1958 Ludwig (1959). Paralelamente, tornou-se necessário aprimorar os métodos de gestão de energia, permitindo a operação de sistemas eletrônicos alimentados por baterias em ambientes caracterizados por variações térmicas extremas e ausência de manutenção Patel (2004). A partir desse marco tecnológico, os sistemas de satélites evoluíram continuamente, resultando no presente cenário orbital.

Atualmente, a presença de satélites em órbita terrestre é frequentemente associada a grandes constelações com aplicações comerciais e científicas, (Curzi; Modenini; Tortora, 2020), impulsionadas pela iniciativa privada e pela crescente acessibilidade aos lançamentos orbitais. Entretanto, o uso do espaço não se restringe a plataformas de grande porte, estendendo-se também à órbita baixa por meio de sistemas miniaturizados de caráter experimental e acadêmico. Nesse contexto, surgem os CubeSats, satélites miniaturizados baseados em um padrão dimensional, originalmente desenvolvido pela California Polytechnic State University em parceria com a Universidade de Stanford (National Aeronautics and Space Administration, 2024).

O termo CubeSat refere-se a uma classe de nanosatélites cujo projeto é baseado em unidades padronizadas denominadas “U”, em que 1U corresponde a um cubo de  $10 \times 10 \times 10$  cm.

A partir dessa unidade base, é possível escalar a plataforma para configurações maiores, como 2U, 3U, 6U ou superiores (National Aeronautics and Space Administration, 2024). Essa padronização viabilizou a ampla disseminação dos CubeSats, ao sistematizar os requisitos físicos e funcionais de satélites miniaturizados e permitir a criação de programas e competições acadêmicas voltadas à formação prática, como a CubeDesign, promovida pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

O desenvolvimento de satélites miniaturizados exige subsistemas de comunicação e energia capazes de suportar severos estresses mecânicos e térmicos, especialmente durante as fases de ensaio e validação ambiental. Essa necessidade é amplamente discutida por Morettini *et al.* (2021), que detalham o ciclo de verificação experimental de CubeSats. Assim, torna-se fundamental o desenvolvimento de subsistemas funcionais e robustos, que não apenas atendam às necessidades de aplicações específicas, mas também ampliem as possibilidades de uso acadêmico, científico e tecnológico.

## 1.1 Objetivos

### 1.1.1 *Objetivo Geral*

O objetivo principal deste trabalho é desenvolver e validar o modelo de um nanossatélite padrão CubeSat 2U, com ênfase no projeto e na integração dos subsistemas de Estrutura, Energia (EPS) e Comunicação. O sistema visa atender aos requisitos técnicos da competição CubeDesign, incluindo a capacidade de sobrevivência a ensaios ambientais, o gerenciamento autônomo de energia e a execução de experimentos de coleta de dados AIS e sensoriamento remoto em ambiente de ensaio.

### 1.1.2 *Objetivos Específicos*

Para alcançar o objetivo geral, foram definidos os seguintes objetivos específicos:

- a) Estudar os fundamentos normativos do padrão CubeSat, técnicas de modulação digital, com ênfase em FSK (Frequency Shift Key) e GMSK (Gaussian Minimum Shift Keying), e estratégias de gerenciamento energético aplicadas a nanosatélites.
- b) Projetar e manufaturar a estrutura mecânica utilizando uma abordagem híbrida, composta por perfis de alumínio e polímero ABS (Acrylonitrile Butadiene Styrene), capaz de suportar esforços dinâmicos impostos por ensaios de vibração.
- c) Desenvolver o subsistema de Energia (EPS), contemplando os circuitos de carregamento solar, proteção das baterias por meio de BMS e um sistema de controle térmico ativo para condições ambientais severas.

- d) Selecionar e integrar componentes de radiofrequência comerciais para o estabelecimento do enlace de telemetria bidirecional e a recepção experimental de sinais AIS.
- e) Implementar o *firmware* de controle responsável pela aquisição de dados de sensores de tensão, corrente e temperatura, bem como pelo empacotamento de telemetria e interpretação de telecomandos.
- f) Realizar a integração física e lógica de todos os subsistemas, assegurando a interoperabilidade entre o barramento de serviço e a carga útil.
- g) Validar o sistema por meio de ensaios ambientais de vibração e ciclagem térmica, além de testes funcionais de bancada, avaliando o desempenho frente aos critérios do projeto e da competição.

## 1.2 Justificativa

A relevância deste trabalho reside na consolidação de conhecimentos práticos relacionados à comunicação por radiofrequência aplicada a CubeSats, aproximando a fundamentação teórica dos resultados experimentais obtidos em ambiente controlado. Além disso, o projeto contribui para a formação de profissionais capacitados em áreas estratégicas da engenharia, estimula a inovação em projetos estudantis e fortalece a inserção da instituição em iniciativas de alcance nacional. A participação na competição CubeDesign, nesse contexto, agrega visibilidade institucional e reforça a pertinência do estudo em um cenário tecnológico cada vez mais dependente da infraestrutura espacial.

## 1.3 Organização do Texto

Este trabalho está estruturado em cinco capítulos principais, organizados de forma sequencial para apresentar desde a fundamentação teórica até a validação experimental do sistema. O primeiro capítulo, Introdução, apresenta a contextualização histórica e técnica dos nanossatélites, estabelece a problemática da operação autônoma de sistemas espaciais em ambiente de ensaio e define os objetivos gerais e específicos do projeto. O segundo capítulo, Fundamentação Teórica, fundamenta o trabalho na literatura especializada, abordando as normas do padrão CubeSat, os princípios de modulação digital e os requisitos de robustez aplicáveis a sistemas embarcados. Em seguida, o capítulo de Metodologia detalha a arquitetura de sistemas adotada, descrevendo as decisões de projeto relacionadas à estrutura híbrida, ao Sistema de Energia (EPS) e à implementação do subsistema de comunicação, incluindo estratégias de integração de *hardware* e *firmware*. O quarto capítulo, Resultados e Discussão, apresenta os dados obtidos nos ensaios de validação ambiental e funcional, bem como o desempenho alcançado nas avaliações da competição CubeDesign, discutindo as limitações e os diagnósticos técnicos observados. Por

fim, o capítulo de Conclusão sintetiza o cumprimento dos objetivos propostos, discute as limitações do projeto e apresenta recomendações para a evolução futura da plataforma.

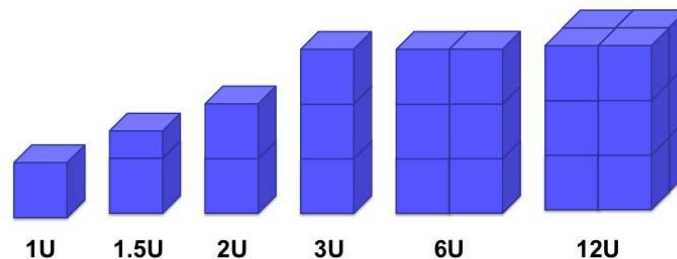
## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1 A Plataforma CubeSat

A expansão das redes de comunicação sem fio intensificou a demanda por infraestrutura orbital, incentivando institutos de tecnologia a buscarem inovações focadas na redução de custos e na democratização do acesso ao espaço. Nesse cenário, plataformas miniaturizadas tornaram-se particularmente atrativas, pois oferecem simplicidade de projeto e rapidez no ciclo de desenvolvimento. Um dos principais fatores que permitiram essa redução de custo foi a adoção de componentes da eletrônica comercial não espacial, como os *Commercial Off-The-Shelf* (COTS), representado por microcontroladores, sensores e baterias comumente usados em plataformas embarcadas e soluções de domótica (Krause *et al.*, 2020).

A padronização dos CubeSats baseia-se em uma unidade fundamental, denominada "U". Cada unidade (1U) mantém as dimensões de  $100 \times 100 \times 100$  mm, com massa máxima aproximada de 1,33 kg. A modularidade do sistema permite o escalonamento para formatos maiores, como 2U, 3U, 6U e superiores, conforme ilustrado na Figura 1, permitindo acomodar cargas úteis mais complexas mantendo a compatibilidade com dispositivos de ensaio e dispensadores de qualificação em solo (*Test-PODs*), utilizados para avaliação de compatibilidade mecânica e viabilidade técnica.

Figura 1 – Dimensões padrão e escalonamento da plataforma CubeSat.



Fonte: Adaptado de National Aeronautics and Space Administration, 2024.

A combinação de componentes COTS, dimensões reduzidas e padronização contribuiu para enquadrar grande parte das missões CubeSat na categoria de **Classe D**. Segundo Krause *et al.* (2020), essa classificação é caracterizada por medições experimentais ou simplificadas, orçamentos e cronogramas limitados e, conseqüentemente, requisitos de desempenho flexíveis que admitem trocas (*trade-offs*) de engenharia. Essa abordagem aceita níveis de risco mais elevados

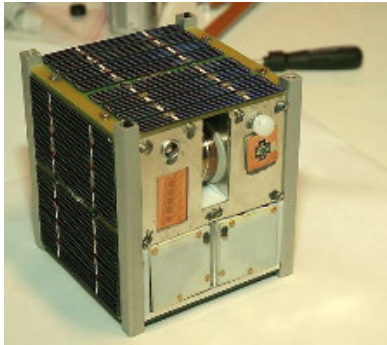
em comparação às missões tradicionais de Classe A ou B, priorizando o acesso ao espaço e a validação tecnológica em detrimento de redundância extrema (Morettini *et al.*, 2021).

### 2.1.1 Materiais e Estrutura

A escolha dos materiais estruturais em CubeSats é regida pela necessidade de garantir rigidez mecânica durante o lançamento, estabilidade térmica em órbita e compatibilidade com os sistemas de avaliação e ejeção. As normas recomendam o uso de ligas de alumínio (6061-T6 ou 7075) para evitar a soldagem a frio no vácuo e garantir condutividade elétrica entre o chassi e o dispensador (Morettini *et al.*, 2021).

A predominância do alumínio como padrão de engenharia pode ser observada na evolução histórica da plataforma, desde missões pioneiras até aplicações comerciais modernas. A Figura 2 ilustra essa continuidade histórica. À esquerda, o NCUBE-2 (1U), lançado em 2005, exibe a estrutura metálica clássica. À direita, o FUTURA-SM1 (3U), lançado em 2021, demonstra a escalabilidade dessa arquitetura para missões de maior porte. Em ambos os casos, a confiabilidade do alumínio sob as vibrações do lançamento e ciclos térmicos orbitais justifica sua posição como material para a estrutura primária (Kulu, 2024b; Kulu, 2024a).

Figura 2 – Evolução e padronização das estruturas de alumínio em CubeSats.



a) NCUBE-2 (1U)



b) FUTURA-SM1 (3U)

Fonte: Adaptado de Kulu, 2024b e Kulu, 2024a.

Para componentes internos e prototipagem rápida, a manufatura aditiva de polímeros é amplamente empregada. A seleção do material exige uma análise crítica de *trade-offs*. Conforme detalhado na Tabela 1, estudos de Rodriguez-Panes, Claver e Camacho (2018) indicam que o PLA apresenta maior resistência à tração estática que o ABS à temperatura ambiente. Contudo, essa vantagem é anulada pela baixa tenacidade do material. Dados experimentais de Algarni e Ghazali (2021) revelam que o ABS possui uma resistência ao impacto quase cinco vezes superior à do PLA (19 kJ/m<sup>2</sup> contra 4 kJ/m<sup>2</sup>), característica crítica para suportar choques mecânicos associados ao ensaio de vibração.

Tabela 1 – Comparativo de propriedades mecânicas e térmicas (PLA vs ABS).

<b>Propriedade</b>	<b>PLA</b>	<b>ABS</b>
Densidade (g/cm <sup>3</sup> )	1.25	1.04
Resistência à Tração (MPa)	55–65	42–43
<b>Resistência ao Impacto (kJ/m<sup>2</sup>)</b>	<b>4</b>	<b>19</b>
<b>Temp. Transição Vítrea (<math>T_g</math>)</b>	<b>≈ 60°C</b>	<b>≈ 105°C</b>

Fonte: Compilado de Algarni; Ghazali, 2021 e Rodriguez-Panes; Claver; Camacho, 2018.

Além disso, o comportamento dinâmico sob variação térmica é decisivo. Demiryurek (2025) demonstrou que, embora o PLA seja rígido a 35°C, sua integridade estrutural colapsa ao atingir 60°C, com uma perda de rigidez superior a 80%. Em contraste, o ABS mantém estabilidade dimensional e exibe um pico de amortecimento ( $\tan \delta \approx 0,25$ ) nessa faixa. Esse índice, tangente de perda, demonstra a alta capacidade do material de absorver choques, confirmando seu perfil ideal para a dissipação de energia vibratória.

Nesse contexto, impulsionado pelo avanço das tecnologias de manufatura, observa-se uma evolução no estado da arte em direção a estruturas híbridas metal-polímero. Segundo Belei *et al.* (2023), essa abordagem permite integrar a elevada resistência mecânica dos metais com a liberdade geométrica e leveza dos polímeros, validando a estratégia de design adotada neste projeto.

## 2.2 Sistema de Energia (EPS) e Controle Térmico

No âmbito de projetos espaciais universitários, a viabilidade da missão depende da adoção de arquiteturas que equilibrem custo, complexidade e risco. Nesse contexto, o subsistema de Energia (EPS) apresenta desafios críticos, uma vez que deve garantir autonomia operacional em órbita utilizando, majoritariamente, componentes comerciais.

### 2.2.1 Geração e Armazenamento

Para a geração de energia, a implementação de arranjos fotovoltaicos nas faces do satélite apresenta-se como uma solução necessária para a manutenção das operações. Entretanto, a área reduzida disponível para a captação de energia impõe restrições ao projeto do subsistema elétrico. Edpuganti e Mittal (2021) enfatizam que, dada a limitação de superfície dos CubeSats, a gestão e distribuição eficiente de energia tornam-se fatores cruciais para o sucesso da missão. Os autores classificam as topologias da unidade de processamento de potência (PPU) em duas categorias principais, a Transferência Direta de Energia (DET – *Direct Energy Transfer*) e o Rastreamento do Ponto de Potência Máxima (PPT – *Peak Power Tracking*).

Em projetos de caráter introdutório, devido à simplicidade de implementação e à redução da complexidade do circuito de condicionamento de potência, é frequente a adoção de arquiteturas baseadas em diodos de bloqueio (topologia DET). Esses dispositivos têm como função

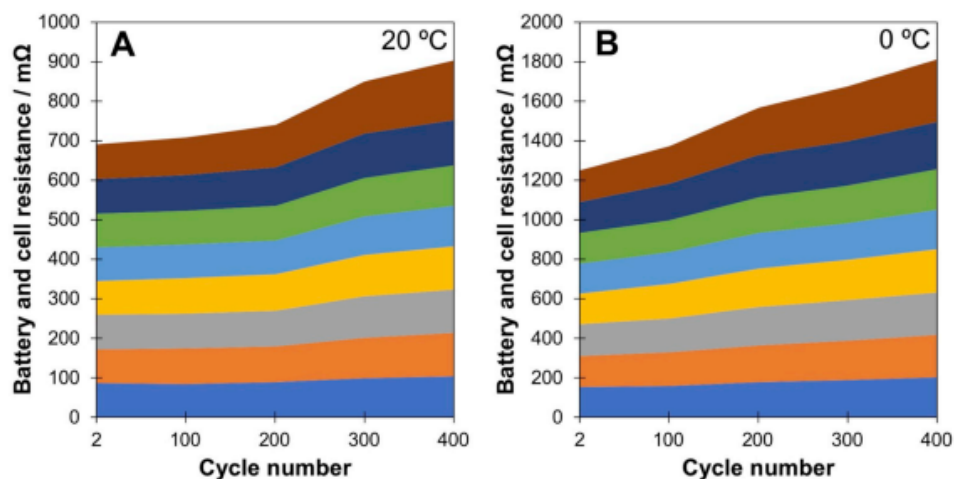
impedir o fluxo reverso de corrente, protegendo os painéis fotovoltaicos e evitando a descarga indesejada dos acumuladores.

Quanto ao armazenamento de energia, a seleção das baterias deve priorizar a alta densidade energética em detrimento de tecnologias mais volumosas. Células comerciais de Íons de Lítio (Li-Ion) destacam-se por atender a esse requisito e são amplamente empregadas em missões espaciais de pequeno porte. Em especial, células no formato 18650, como as utilizadas na missão *Mars Cube One* (MarCO), demonstraram ser capazes de fornecer a capacidade necessária em volumes restritos, validando seu uso em missões de Classe D (Krause *et al.*, 2020).

Dada a volatilidade química das células de Li-Ion e os riscos associados ao ambiente espacial, a implementação de um Sistema de Gerenciamento de Bateria (BMS – *Battery Management System*) é considerada mandatória na literatura técnica. Estudos sobre EPS baseados em componentes COTS enfatizam que o BMS deve atuar monitorando a tensão individual das células para evitar condições de *Over-Voltage* e *Under-Voltage*, que poderiam levar a falhas catastróficas ou degradação acelerada do banco de energia (Marques, 2014). Além da proteção, esses sistemas são responsáveis pelo balanceamento passivo ou ativo das células, assegurando a equalização do armazenamento e maximizando a vida útil do subsistema.

Entretanto, a sensibilidade térmica devido ao processo eletroquímico dessas baterias provoca uma preocupação adicional. Em baixas temperaturas, observa-se um aumento significativo da resistência interna das células. A Figura 3 ilustra esse fenômeno através da evolução da impedância em um conjunto de baterias. O gráfico apresenta a soma acumulada das resistências individuais de oito células. Nota-se que, com o passar dos ciclos e a variação de temperatura (comparando 20°C e 0°C), a resistência total do conjunto (representada pela altura total das faixas coloridas) tende a aumentar, o que compromete a eficiência de descarga e exige monitoramento contínuo pelo BMS.

Figura 3 – Evolução da resistência interna acumulada de um conjunto de 8 células.



**Nota:** Gráfico em áreas empilhadas, no qual cada faixa colorida representa a impedância de uma das oito células. A soma das áreas corresponde à resistência DC total do conjunto, evidenciando a variabilidade entre células.  
Fonte: Adaptado de Krause *et al.* (2020).

## 2.2.2 Gestão Térmica em Nanosatélites

Para reduzir os riscos associados às variações térmicas sem comprometer o orçamento de massa e energia do satélite, a literatura recomenda uma análise comparativa entre técnicas de controle térmico passivo e ativo. Embora sistemas baseados em dispositivos termoelétricos, como pastilhas Peltier, ofereçam alta precisão e tempos de resposta reduzidos, sua elevada demanda de corrente, tipicamente entre 5 a 10 W, e a necessidade de dissipação eficiente de calor tornam sua aplicação pouco atrativa para CubeSats de pequeno porte (Edpuganti; Mittal, 2021).

Diante dessas limitações, a utilização de aquecedores resistivos flexíveis consolida-se como uma abordagem eficiente em projetos acadêmicos e de baixo custo. Apesar de apresentarem tempos de resposta mais longos, resultando em curvas de aquecimento suaves, durante ensaios de ciclagem térmica em vácuo esses dispositivos permitem a manutenção da temperatura operacional segura, tipicamente entre  $-10^{\circ}\text{C}$  e  $+40^{\circ}\text{C}$ , com menor impacto no consumo energético, no volume interno e na complexidade do sistema (Krause *et al.*, 2020).

## 2.3 Computador de Bordo e Telemetria

Uma vez assegurada a estabilidade energética e térmica, torna-se essencial implementar uma arquitetura capaz de monitorar continuamente o estado do satélite. Esse monitoramento possibilita maior autonomia ao sistema, fator necessário para a sobrevivência da missão em períodos sem contato com o solo. Em satélites acadêmicos, essa instrumentação permite validar o comportamento dos subsistemas em condições reais de operação, consolidando o aprendizado prático de engenharia de sistemas.

Segundo Sanisales, Esmaelzadeh e Khazae (2023), a utilização de sensores embarcados desempenha um papel crucial na verificação da saúde do CubeSat. A aquisição contínua de parâmetros como temperatura, aceleração e velocidade angular permite a análise do estado geral do satélite, facilitando a identificação precoce de padrões anômalos que possam indicar falhas iminentes.

Diante dessa importância, o projeto do subsistema de Comando e Tratamento de Dados (CDH) deve priorizar a confiabilidade na aquisição desses parâmetros vitais. No entanto, em missões universitárias, essa robustez precisa ser alcançada superando restrições orçamentárias. Esse cenário direciona as decisões de projeto para a adoção de componentes acessíveis que, embora não possuam certificação espacial nativa, oferecem desempenho computacional suficiente para processar e transmitir essa telemetria crítica.

### 2.3.1 Arquitetura de Hardware COTS

A filosofia de projeto dos CubeSats baseia-se amplamente na utilização de componentes COTS. Segundo Shakoore, Alayedi e Elsayed (2025), essa abordagem difere da indústria espacial

tradicional por priorizar a redução de custos, a disponibilidade imediata de *hardware* e a rápida iteração de desenvolvimento, em detrimento do uso de componentes endurecidos contra radiação (*rad-hard*), que são significativamente mais onerosos.

No contexto dos subsistemas de Energia (EPS) e Telemetria, a literatura aponta que a integração de microcontroladores COTS é a prática dominante para o monitoramento de saúde do satélite (Shakoor; Alayedi; Elsayed, 2025; Krause *et al.*, 2020). Para a aquisição de dados analógicos críticos, como a tensão das baterias e correntes de consumo, estudos sobre nanossatélites de baixo custo indicam o uso recorrente de topologias baseadas em divisores de tensão resistivos acoplados a Conversores Analógico-Digitais (ADC), em função da simplicidade de implementação e do reduzido impacto no consumo energético global do sistema Shakoor, Alayedi e Elsayed (2025), Morettini *et al.* (2021).

Entretanto, com o aumento da complexidade das missões acadêmicas, observa-se uma evolução nas arquiteturas de monitoramento. Garcia-Fernandez *et al.* (2023) descrevem o uso crescente de sensores de potência dedicados (como o INA226 ou similares), que realizam a amostragem de tensão e corrente de forma autônoma e comunicam-se com o Computador de Bordo (OBC) via barramentos digitais padronizados, como I<sup>2</sup>C (Inter-Integrated Circuit) ou SPI (Serial Peripheral Interface). Essa abordagem distribuída permite descentralizar o processamento, delegando a digitalização dos sinais aos periféricos e liberando o processador central para as rotinas de missão.

### 2.3.2 Sensores e Determinação de Atitude

No que tange à determinação de atitude (ADCS), satélites miniaturizados utilizam a fusão de dados provenientes de sensores inerciais, como giroscópios e acelerômetros, em conjunto com magnetômetros, para estimar sua orientação no espaço (Markley; Crassidis, 2014). Complementarmente, a determinação do vetor solar é fundamental para a otimização da geração de energia, sendo uma abordagem recorrente a inferência da posição do sol por meio da análise diferencial da tensão gerada nos próprios painéis fotovoltaicos (Zahran; Aly, 2009).

## 2.4 Fundamentos de Telecomunicações e Radiofrequência

A comunicação entre o satélite e a estação terrestre é fundamental para qualquer missão espacial. No caso de CubeSats, onde potência, volume e capacidade computacional são limitados, compreender como dados digitais são transportados por ondas de rádio é indispensável para o correto projeto do sistema de recepção (Saeed *et al.*, 2020).

A transmissão de informações digitais ocorre por meio da modulação de uma onda portadora de radiofrequência, que carrega os dados de interesse.

### 2.4.1 Modulação Digital: FSK vs. GMSK

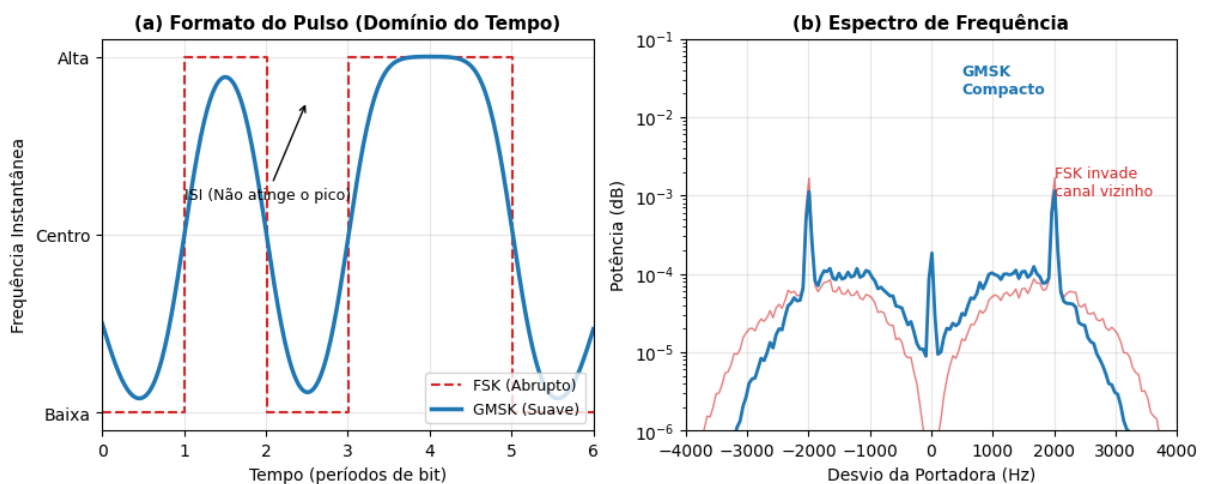
A escolha do esquema de modulação em sistemas espaciais envolve um compromisso direto entre eficiência espectral e complexidade de demodulação. Conforme definido por Rappaport (2002), o FSK (*Frequency Shift Keying*) é uma modulação de envelope constante onde a informação é codificada em mudanças discretas de frequência. Sua principal vantagem reside na simplicidade do receptor, que pode ser implementado com discriminadores de frequência não coerentes. No entanto, as transições abruptas de frequência no FSK geram lobos laterais de alta energia no espectro, resultando em baixa eficiência espectral.

Para mitigar esse problema em canais com largura de banda restrita (como o VHF marítimo), Murota e Hirade (1981) propuseram o GMSK (*Gaussian Minimum Shift Keying*). Nessa técnica, o fluxo de dados binários passa por um filtro pré-modulador Gaussiano antes de entrar no modulador de frequência.

A diferença fundamental, segundo Pasupathy (1979), está na suavidade das transições:

- **FSK (Frequency Shift Key):** Apresenta descontinuidades na derivada da fase, facilitando a detecção de borda (sincronismo) por hardware simples, mas ocupando mais banda.
- **GMSK (Gaussian Minimum Shift Keying):** Mantém a fase e sua derivada contínuas, reduzindo drasticamente a largura de banda ocupada. Contudo, essa suavização introduz Interferência Intersimbólica (ISI) controlada, fazendo com que a energia de um bit "vaze" para os bits vizinhos, como pode ser visualizado no painel (a) da Figura 4.

Figura 4 – Comparação entre as modulações FSK e GMSK: (a) Suavização da transição de frequência no tempo e (b) Consequente redução dos lóbulos laterais no espectro.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2025.

Essa característica do GMSK impõe um desafio crítico para o uso de componentes COTS: transceptores projetados exclusivamente para FSK (que esperam transições nítidas) fre-

quentemente falham ao tentar recuperar o relógio de bits de um sinal GMSK, pois o filtro Gaussiano "arredonda" as transições que o discriminador FSK utiliza para sincronização. O impacto espectral dessa suavização é contrastado com o FSK no painel (b) da Figura 4 (Rappaport, 2002).

## 2.4.2 Princípios de Dimensionamento de Antenas

O dimensionamento de antenas para pequenos satélites baseia-se na relação fundamental entre a frequência de operação e o comprimento de onda ( $\lambda$ ). No vácuo, essa relação é expressa por:

$$\lambda = \frac{c}{f}, \quad (2.1)$$

onde  $c$  é a velocidade da luz e  $f$  é a frequência. Devido às restrições volumétricas dos CubeSats, que muitas vezes são menores que o comprimento de onda das frequências de VHF/UHF utilizadas, a topologia mais comum descrita na literatura é o monopolo de um quarto de onda ( $\lambda/4$ ). Nesta configuração, a estrutura metálica do satélite atua como um plano de terra, essencial para o funcionamento do sistema radiante (Balanis, 2016).

O comprimento físico ( $L$ ) do elemento irradiante, contudo, não corresponde exatamente ao comprimento elétrico teórico. Devido à indutância distribuída e à velocidade de propagação da onda no condutor ser inferior à do vácuo, aplica-se um fator de correção ( $k$ ), conhecido como fator de velocidade. A equação final para o dimensionamento torna-se:

$$L = k \cdot \frac{\lambda}{4}, \quad (2.2)$$

onde o valor de  $k$  varia conforme o material e a espessura do condutor, situando-se tipicamente entre 0,95 e 0,98 para fios de cobre comuns. Esse ajuste é crítico para garantir que a impedância da antena se aproxime dos 50  $\Omega$  exigidos pelos transeptores.

## 2.5 O Sistema de Identificação Automática (AIS)

O *Automatic Identification System* (AIS) é um protocolo de comunicação marítima utilizado globalmente para prevenção de colisões e monitoramento de embarcações. Operando na faixa de VHF (161,975 MHz e 162,025 MHz). Em alguns cenários de competição, esse protocolo pode ser simplificado, sendo tolerante e permitindo outras frequências, como no Cube-Design 2025, cujo foco é a avaliação de viabilidade técnica de sistemas espaciais por meio de ensaios em ambiente controlado, sem previsão de lançamento orbital.

### 2.5.1 Modulação e Codificação do AIS

O AIS utiliza a modulação GMSK com taxa de 9,6 kbps e produto BT igual a 0,4, o que resulta em transições de fase suaves e maior eficiência espectral. A camada de enlace é baseada no padrão HDLC (*High-Level Data Link Control*) e emprega codificação de linha NRZI (*Non-Return-to-Zero Inverted*). Nesse esquema:

- Uma transição de nível representa um bit ‘0’.
- A ausência de transição representa um bit ‘1’.

Para evitar longas sequências sem transições, o protocolo impõe a técnica de *bit-stuffing*: após cinco bits ‘1’ consecutivos, um bit ‘0’ é inserido automaticamente pelo transmissor, devendo ser identificado e removido pelo receptor.

## 2.5.2 Estrutura do Pacote de Dados

Um pacote AIS segue uma estrutura rigorosamente definida, conforme ilustrado na Figura 5 e Tabela 2:

Tabela 2 – Estrutura do quadro de transmissão.

Ordem	Campo	Descrição
1	Preâmbulo	Sequência de treinamento destinada à estabilização do AGC e sincronização inicial do receptor.
2	Start Flag	Padrão fixo (0x7E) que indica o início do quadro.
3	Payload	Dados da mensagem, como identificação da embarcação, posição, velocidade e rumo.
4	CRC-16 CCITT	Mecanismo de detecção de erros que valida a integridade do pacote.
5	End Flag	Marca o encerramento da transmissão.

Figura 5 – Estrutura de uma sentença AIS no formato NMEA (AIVDM).



Fonte: Munro (2018).

A correta implementação de NRZI, bit-stuffing e CRC em firmware é indispensável para a validação de qualquer receptor AIS experimental.

## 2.5.3 Desafios de Implementação em Hardware COTS

Embora a recepção de AIS seja trivial para equipamentos navais dedicados, a sua implementação utilizando componentes COTS impõe barreiras técnicas significativas. A principal

dificuldade reside na incompatibilidade entre a arquitetura de transceptores ISM (*Industrial, Scientific and Medical*) comuns e os requisitos específicos da modulação GMSK utilizada no AIS.

A maioria dos módulos de rádio acessíveis no mercado, como os dispositivos baseados nas famílias RFM65W (Hope Microelectronics, 2006) e SX127x (Semtech Corporation, 2012), é otimizada para modulações FSK padrão ou proprietárias (como LoRa), onde as transições de frequência são abruptas. O sinal AIS, no entanto, utiliza um filtro gaussiano com produto BT de 0,4, o que suaviza severamente as transições de fase para economizar espectro.

Essa característica cria um cenário desafiador para demoduladores FSK convencionais, que dependem de desvios de frequência bem definidos para realizar a recuperação do relógio de bits (*Bit Clock Recovery*). Murota e Hirade (Murota; Hirade, 1981), ao estabelecerem os fundamentos do GMSK, alertaram que a supressão da radiação fora da banda, necessária para a eficiência espectral, é obtida às custas da introdução de severa Interferência Intersimbólica (ISI) na forma de onda banda base. Segundo os autores, essa distorção intencional pode degradar significativamente o desempenho da transmissão caso o receptor não esteja apto a processá-la.

Consequentemente, ao utilizar *hardware* projetado para FSK largo para demodular esse sinal com ISI significativa, o discriminador de frequência frequentemente falha em identificar as bordas dos bits, resultando em perda de sincronismo e taxas de erro de pacote (PER) proibitivas.

Além disso, a largura de banda fixa de muitos filtros internos desses dispositivos nem sempre se alinha aos 25 kHz do canal AIS, exigindo que o projetista adote estratégias de sobre-amostragem ou configuração em "modo direto", transferindo a complexidade do processamento de sinal e da decodificação de protocolo (NRZI, HDLC) inteiramente para o firmware do microcontrolador hospedeiro.

### 3 METODOLOGIA

Neste capítulo, detalha-se a metodologia adotada para o desenvolvimento e integração do subsistema de Carga, Telemetria e Comunicação do CubeSat. Conforme sumarizado no Quadro 1, a abordagem escolhida não se restringe a uma execução linear de tarefas. Pelo contrário, o desenvolvimento fundamentou-se em um processo iterativo que engloba o design conceitual, a prototipagem rápida e a validação incremental de cada módulo. Essa estratégia contínua de testes e ajustes foi essencial para assegurar a robustez do sistema frente aos rigorosos requisitos de ensaio da competição.

Quadro 1 – Etapas do fluxo de desenvolvimento do projeto.

Fase	Descrição das Atividades
1	Definição da arquitetura e requisitos do sistema, com estudos preliminares e simulações.
2	Prototipagem da estrutura mecânica e validação de encaixe (mockups).
3	Projeto eletrônico detalhado e desenvolvimento do firmware de controle.
4	Validação individual dos módulos em bancada (Hardware-in-the-Loop).
5	Integração final dos subsistemas e validação sistêmica.

Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

#### 3.1 Arquitetura do Sistema

A arquitetura do nanossatélite foi concebida para maximizar a confiabilidade e a facilidade de manutenção durante os ciclos de ensaio e integração da competição CubeDesign, cujo foco é a avaliação de viabilidade técnica em ambiente controlado. Priorizou-se o uso de componentes COTS pela alta disponibilidade e uma topologia modular, onde o sistema se divide em três subsistemas principais interconectados: Estrutura, EPS e Comunicação.

#### 3.2 Projeto Mecânico e Estrutural

O desenvolvimento mecânico foi guiado pela necessidade de superar os ensaios de vibração com a versatilidade necessária para a acomodação da eletrônica interna. O fluxo de projeto partiu da seleção de materiais, seguiu para a modelagem CAD e validação via elementos finitos, culminando na manufatura.

##### 3.2.1 Estratégia de Materiais: Abordagem Híbrida

A definição dos materiais fundamentou-se na análise dos requisitos de acoplamento ao *Test-POD*. Adotou-se uma construção híbrida estratégica:

- **Estrutura Primária (Alumínio):** Perfis de alumínio foram selecionados para compor o chassi externo. Esta escolha garante que o “caminho de carga” principal flua através do

metal, oferecendo a rigidez necessária e a previsibilidade dimensional para o deslize nos trilhos do *Test-POD*.

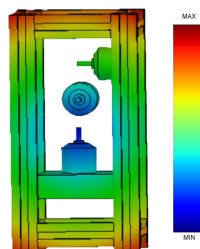
- **Componentes Internos (ABS):** Para os suportes e fixadores internos, utilizou-se manufatura aditiva em ABS. A preferência pelo ABS em detrimento do PLA justifica-se tecnicamente pela sua temperatura de transição vítrea superior ( $T_g \approx 105^\circ\text{C}$ ) e maior tenacidade, propriedades críticas para evitar deformações plásticas sob as cargas térmicas e dinâmicas dos ensaios.

### 3.2.2 Modelagem 3D e Validação Estrutural

A modelagem tridimensional foi realizada no software Onshape, assegurando a compatibilidade geométrica entre o chassi e os suportes de componentes eletrônicos. Atenção especial foi dada ao encaixe para painel solar, onde ajustes dimensionais foram aplicados para garantir a acomodação no interior do perfil, ao invés de disposição externa ou interna, que poderia ocupar espaço demasiado. Para validar a integridade dessa arquitetura híbrida antes da fabricação, realizou-se uma simulação via Método dos Elementos Finitos (MEF). Para otimizar o custo computacional sem perda de representatividade, os componentes eletrônicos foram modelados de forma genérica.

A análise modal (Figura 6) corroborou a hipótese de projeto, onde se observou que as concentrações de tensão ocorrem predominantemente no chassi metálico. Os componentes internos em ABS permanecem em regiões de menor solicitação mecânica, validando que a estrutura de alumínio atua como uma blindagem mecânica, absorvendo os esforços de vibração. Ressalta-se que essa análise não possui caráter de qualificação estrutural para voo, tampouco substitui os ensaios oficiais realizados no âmbito da competição. Seu objetivo limita-se à validação preliminar do conceito estrutural e seleção de materiais, assegurando que o arranjo proposto não apresentasse falhas catastróficas durante os testes físicos subsequentes.

Figura 6 – Perfil qualitativo de distribuição de tensões na estrutura (Simulação)



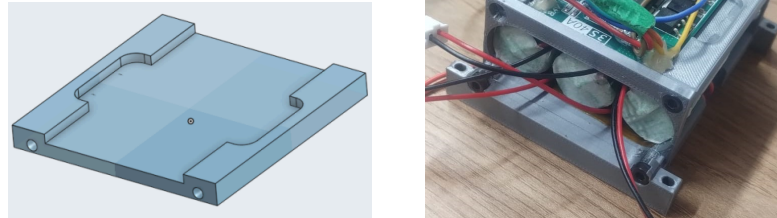
Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

### 3.2.3 Manufatura e Integração

Durante a manufatura aditiva se comprovou a precisão do modelo digital. A Figura 7 compara a modelagem da tampa do EPS com o componente físico impresso em ABS, demons-

trando a fidelidade dos encaixes.

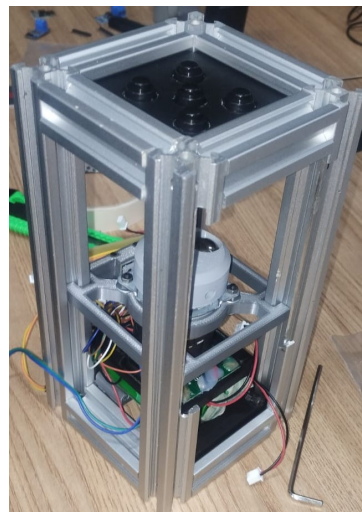
Figura 7 – Comparativo: Modelagem 3D (esquerda) e componente manufaturado (direita).



Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

A integração dos subsistemas foi validada inicialmente na configuração "gaiola" (sem painéis externos), conforme a Figura 8. Esta disposição estratégica permitiu o acesso visual e físico aos componentes internos para passagem de cabos e inspeção final antes do fechamento definitivo.

Figura 8 – Montagem de teste para validação de integração física.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

### 3.3 Sistema de Energia (EPS)

Uma vez garantida a integridade física e o volume disponível para a carga útil, o desenvolvimento voltou-se para a viabilidade elétrica do sistema. O subsistema de energia adota a topologia DET (*Direct Energy Transfer*), escolhida pela simplicidade e robustez. O armazenamento é provido por um banco de baterias de Íons de Lítio (18650) em configuração 3S, fornecendo 11,1 V nominais.

Para a proteção elétrica, integrou-se um módulo BMS (*Battery Management System*) comercial. A escolha por um módulo COTS visa garantir a segurança confiável contra sub e

sobretensão, mitigando riscos críticos associados à química do Lítio. Um diodo de bloqueio foi inserido na entrada para impedir correntes reversas dos painéis solares.

### 3.3.1 Controle Térmico Ativo

Um dos desafios da competição é o ensaio de ciclagem térmica, no qual temperaturas negativas podem elevar significativamente a resistência interna das baterias, comprometendo o desempenho do sistema durante os testes. Para mitigar esse risco, foi implementado um sistema de controle térmico ativo.

Inicialmente, foram realizados testes com o uso de pastilhas Peltier, motivados pelo seu curto tempo de resposta e pela capacidade de aquecimento rápido. O primeiro arranjo considerado utilizava um ESP32, um transistor BC547 e um MOSFET IRFZ44N. No entanto, durante a montagem, optou-se por empregar apenas um módulo ponte H para fins de teste, o que evidenciou a inviabilidade das pastilhas *Peltier* devido à elevada corrente drenada, apesar do melhor tempo de acomodação térmica.

Dessa forma, o sistema foi temporariamente descartado até surgir a oportunidade de utilizar fitas resistivas de *Kapton* como atuadores térmicos, controladas por um ESP32 com base na temperatura medida por um termistor NTC. A lógica de controle estabelece que, quando a temperatura cai abaixo de 5°C, o microcontrolador aciona um conversor *boost*, necessário devido à tensão do painel solar ser de 11,1 V, por meio de um transistor TIP122. Esse conversor eleva a tensão de saída para 22 V, aplicados à fita resistiva, promovendo aquecimento por efeito Joule. O *firmware* incorpora uma trava de segurança que inibe o aquecimento quando a bateria atinge nível crítico de carga, priorizando a integridade do barramento principal em detrimento do controle térmico.

## 3.4 Telemetria e Comunicação

Com a autonomia energética assegurada, o foco deslocou-se para a observabilidade do sistema. O subsistema de telemetria foi projetado sob uma arquitetura distribuída, onde o Computador de Bordo atua como mestre, consolidando dados pré-processados pelos módulos escravos (ADCS e EPS).

### 3.4.1 Interfaces e Estratégia de Conectividade

A comunicação interna utiliza o barramento I<sup>2</sup>C pela sua simplicidade de implementação física. Externamente, tomou-se a decisão estratégica de alocar o recurso de radiofrequência integralmente para a carga útil (AIS), devido à complexidade e requisitos de banda deste protocolo.

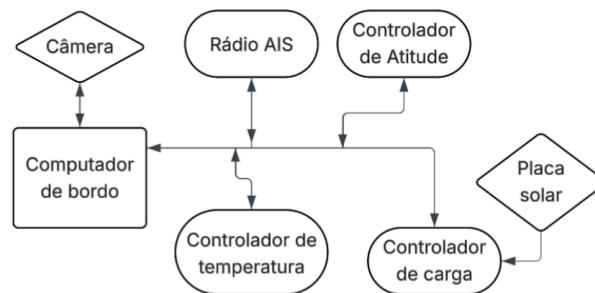
Para compensar a ausência de um *downlink* de RF dedicado ao *housekeeping*, implementou-se uma redundância local de acesso:

- **Depuração:** Via porta Serial (UART) para diagnósticos em tempo real.
- **Monitoramento:** Via *WebServer* embarcado (Wi-Fi), permitindo visualização gráfica dos dados durante os ensaios de integração.

### 3.4.2 Telemetria Persistente

Reconhecendo o risco de perda de comunicação durante ensaios confinados (como na câmara termovácuo), o módulo EPS implementa um mecanismo de telemetria persistente utilizando o sistema de arquivos *LittleFS* na memória flash não volátil, o sistema grava *logs* periódicos (a cada 60s) contendo o histórico de temperaturas e tensões. Esse recurso assegura que o perfil da missão possa ser recuperado e analisado *a posteriori*, garantindo a validação dos requisitos mesmo em cenários de “apagão” de comunicação. A Figura 9 ilustra este fluxo de dados.

Figura 9 – Fluxo de dados da arquitetura de telemetria distribuída.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

## 3.5 Desenvolvimento do Transceptor AIS

O desenvolvimento do subsistema de comunicação constituiu o maior desafio técnico do projeto, seguindo uma abordagem experimental iterativa. O processo iniciou-se pelo dimensionamento do sistema irradiante (antena) e evoluiu através de cenários de teste progressivos para isolar variáveis de *hardware* e *software*.

### 3.5.1 Interface Física: Projeto da Antena

Para a interface de RF, projetou-se uma antena monopolo de um quarto de onda ( $\lambda/4$ ), selecionada pela simplicidade construtiva e padrão de irradiação adequado.

O dimensionamento considerou a frequência central de 433 MHz, frequência comum em rádios COTS, e o fator de velocidade do cobre ( $k \approx 0.97$ ). O comprimento físico ( $L$ ) foi determinado pela Equação 3.1:

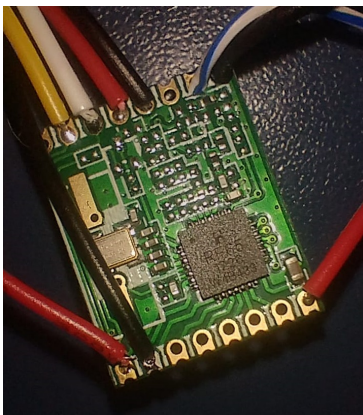
$$L = \frac{c}{f} \cdot \frac{1}{4} \cdot k \quad (3.1)$$

Substituindo os valores ( $c = 3 \cdot 10^8$  m/s):

$$L = \frac{300}{433} \cdot 0,25 \cdot 0,97 \approx 0,168 \text{ m}$$

A antena foi confeccionada com fio rígido de 16,8 cm, soldado diretamente à PCI, Figura 10a.

Figura 10 – Módulo RFM65W: soldagem e pinout.



(a) Módulo RFM65W após soldagem.



(b) Pinout do módulo RFM65W.

Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

### 3.5.2 Setup 1: Limitações das Bibliotecas COTS

A etapa inicial utilizou a biblioteca *RadioLib* para estabelecer um enlace entre módulos RFM65W. Embora a comunicação básica tenha sido efetiva, a análise do protocolo revelou um obstáculo: o "Packet Mode" do transceptor, utilizado pela biblioteca, insere compulsoriamente preâmbulos proprietários. Essa característica inviabilizou o cumprimento da norma AIS (ITU-R M.1371), que exige uma estrutura de quadro estrita (HDLC puro) sem encapsulamentos adicionais. Portanto, foi necessário escrever diretamente nos registradores.

### 3.5.3 Setup 2: Controle Direto e Diagnóstico de *Hardware*

Para superar a limitação de formatação, migrou-se para o controle de baixo nível via registradores SPI, configurando o rádio em "Modo Contínuo".

Nesta etapa, enfrentou-se uma falha crítica: ao tentar transmitir sem o *Packet Engine*, o módulo RFM65W não gerou potência de RF. A investigação do comportamento elétrico sugeriu que os componentes adquiridos tratavam-se, na realidade, de chips receptores remarcados ou

defeituosos. Como ação corretiva, o setup foi reestruturado: o RFM65W foi mantido apenas como receptor, delegando-se a transmissão a um equipamento de referência externo.

A Tabela 3 detalha a configuração aplicada para viabilizar a recepção direta dos dados brutos.

Tabela 3 – Configuração para recepção direta (Modo Contínuo).

Parâmetro	Valor	Função no Sistema
Frequência	433.000 MHz	Banda ISM de teste (transposição do canal AIS).
Modo	<i>Continuous</i>	Permite leitura direta do pino DATA (DIO2), ignorando o buffer interno.
Modulação	FSK/GMSK	Base para a formatação gaussiana.
<i>Bit Rate</i>	9600 bps	Taxa de transmissão padrão do AIS.
RxBw	41.7 kHz	Largura de banda do filtro IF ajustada para o desvio GMSK.

Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

### 3.5.4 Setup 3: Validação *Hardware-in-the-Loop*

Para validar os algoritmos de decodificação desenvolvidos (NRZI e *bit-stuffing*), utilizou-se um SDR Adalm Pluto como transmissor padrão. Este teste comparativo foi decisivo para o projeto:

- **Teste A (GMSK Padrão):** Ao transmitir com a modulação GMSK correta, o receptor RFM65W falhou na demodulação.
- **Teste B (FSK Puro):** Ao configurar o Pluto para transmitir os mesmos dados em FSK (onda quadrada), o receptor recuperou o pacote com sucesso, discutido em resultados.

O Teste B forneceu a prova de conceito necessária: confirmou que o *firmware* de decodificação estava logicamente correto. Simultaneamente, o Teste A isolou a falha no hardware, demonstrando que o discriminador de frequência do RFM65W era incapaz de processar a sua- vização gaussiana do AIS.

### 3.5.5 Evolução para o Transceptor SX1278

Fundamentado no diagnóstico do Setup 3, procedeu-se à migração para o transceptor SX1278.

1. **GMSK Nativo:** O chip possui suporte documentado a filtro gaussiano com produto BT configurável.

2. **Acessibilidade:** Pinos DIO expostos facilitam a injeção e monitoramento de sinais, alguns módulos Lora possuem encapsulamento hermético.
3. **Confiabilidade:** Maior quantidade e qualidade de documentação do produto.

Devido às restrições de cronograma durante a fase de construção do satélite, a implementação completa do protocolo AIS não foi finalizada. Os ensaios práticos limitaram-se à validação da camada física, onde foi possível confirmar a recepção da portadora e realizar medições de intensidade de sinal (RSSI). Diante do reajuste de prioridades do projeto, o desenvolvimento do decodificador foi descontinuado nesta etapa.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

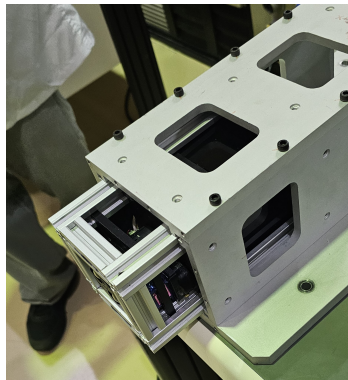
Neste capítulo, apresentam-se os dados obtidos nos ensaios de cada subsistema. Os resultados são organizados por tema, seguindo a lógica de integração: validação estrutural, energética, telemétrica e, por fim, a análise da carga útil de comunicação e o comparativo de arquiteturas.

### 4.1 Validação Estrutural e Mecânica

Os ensaios de integração física confirmaram a precisão dimensional do projeto. A Figura 11(a) demonstra o acoplamento bem-sucedido ao Test-POD, validando as tolerâncias de manufatura adotadas para os trilhos do chassi.

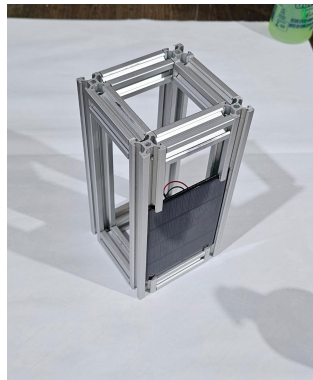
O ajuste final da estrutura para a acomodação interna dos painéis solares, ponto crítico do design, é detalhado na Figura 11(b). Em relação aos requisitos, a massa total do satélite (configuração de voo 2U) foi aferida em **1,307 kg** (Figura 11(c)). Este valor representa uma margem de aproximadamente 50% em relação ao limite máximo da categoria (**2,66 kg**), garantindo flexibilidade para futuras melhorias sem violação dos requisitos de massa.

Figura 11 – Validação estrutural e mecânica do CubeSat 2U.



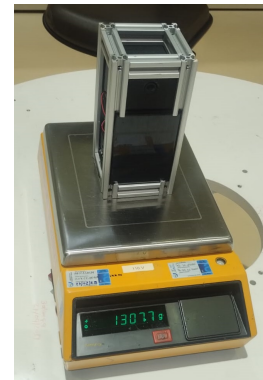
(a)

Acoplamento ao *Test-POD*



(b)

Integração do Chassi



(c)

Aferição de Massa (1,307 kg)

Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

Complementarmente, a estrutura foi submetida aos ensaios ambientais. Na ciclagem térmica, não houve danos observados ou degradação dos materiais (ABS/Alumínio). Quanto ao ensaio de vibração, a integridade estrutural foi mantida, atendendo aos critérios de aceitação estabelecidos pela competição. Contudo, a inspeção pós-teste revelou uma folga residual na fixação dos painéis laterais. Embora essa ocorrência não tenha comprometido a segurança da missão, ela foi identificada como um ponto de melhoria para iterações futuras, sugerindo o refinamento das tolerâncias de encaixe ou o uso de elementos de travamento adicionais.

## 4.2 Resultados do Sistema de Energia (EPS)

A validação do Sistema de Energia foi estruturada em duas etapas fundamentais, a verificação da capacidade de carregamento e a análise de robustez e sobrevivência sob estresse térmico e mecânico.

O sistema de carregamento do satélite provou-se funcional e íntegro. Durante os testes de bancada, verificou-se que a corrente fluía corretamente dos painéis para as células, validando o dimensionamento dos diodos de bloqueio e do BMS (Battery Management System). A Figura 12 ilustra a resposta do sistema sob iluminação.

Figura 12 – Validação do carregamento das células via painel solar. À direita consta a fonte luminosa e à esquerda o satélite.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

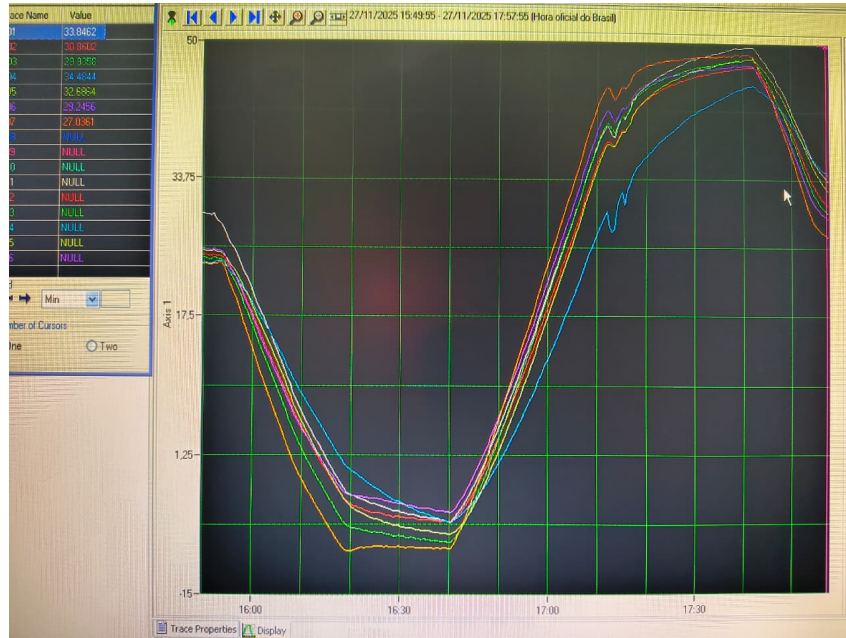
Posteriormente, preparou-se o sistema para os ensaios de ciclagem térmica (Figura 13), onde cada curva é um satélite, sendo o TC04 (curva azul) o de interesse. Nesta fase, detectou-se, preliminarmente ao início dos ciclos, uma falha funcional no microcontrolador do módulo EPS, responsável pelo acionamento ativo do transistor de potência (TIP122) do aquecedor.

Apesar da inoperância da unidade lógica antes mesmo do estresse térmico, o ensaio prosseguiu, e esta ocorrência serviu para validar a robustez da arquitetura em situação de falha:

1. **Independência do Barramento:** Mesmo com a falha da unidade de controle (MCU), o circuito de potência (Painel → BMS → Bateria) manteve-se operacional. Testes subsequentes confirmaram que o satélite continuava apto a receber carga tanto pela entrada solar quanto pela via direta de 12V, provando que a falha lógica não compromete a função crítica de fornecimento de energia durante os ensaios.
2. **Eficiência Térmica Passiva:** A impossibilidade de acionar o aquecimento ativo permitiu avaliar puramente o isolamento passivo do satélite. O registro de temperatura mínima de  $-6^{\circ}\text{C}$  (medido na fita resistiva sobre a bateria, curva azul) durante o ciclo frio demonstra

que a inércia térmica e o isolamento estrutural foram eficazes em evitar o congelamento profundo das células, mantendo-as dentro de limites aceitáveis de sobrevivência física.

Figura 13 – Perfil de temperatura durante o ensaio de ciclagem térmica.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

Complementarmente, a integridade física do EPS foi validada no ensaio de vibração. Após a submissão a todas as frequências, de 20hz a 2000hz, a aquisição de telemetria confirmou a ausência de desconexões ou danos aos componentes, atestando a operabilidade contínua do subsistema após os esforços mecânicos.

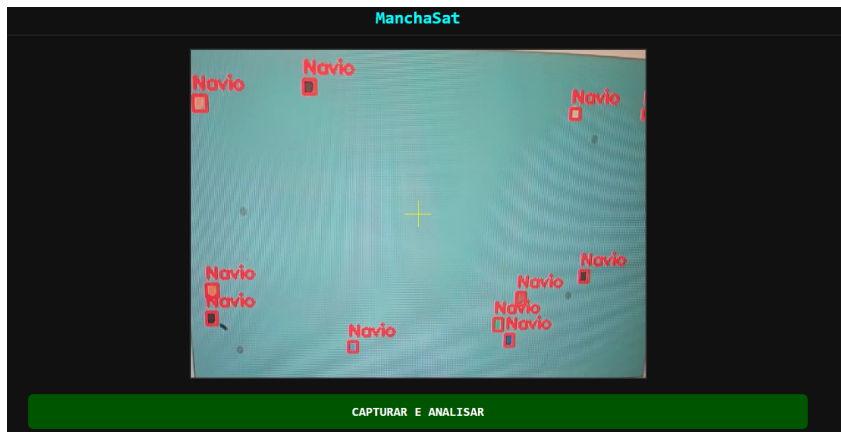
### 4.3 Resultados do Subsistema de Comunicação e Telemetria

A validação do subsistema de comunicação foi dividida entre a operação da telemetria de supervisão e os experimentos com a missão ManchaSat.

Durante a campanha de ensaios, a aferição de telemetria manteve-se funcional na maior parte dos cenários. A exceção restringiu-se à etapa de ciclagem térmica, onde, devido à falha prévia do controlador do EPS, a aquisição de dados foi parcial. Contudo, o sistema supervisorio (*WebServer*) operou com estabilidade, exibindo devidamente os dados dos sensores do ADCS em tempo real.

O *front-end* do sistema, ilustrado na Figura 14, consiste em uma interface baseada em tecnologias web (HTML5, CSS3 e JavaScript). A comunicação com foi implementada via FLASK, que garantiu simplicidade e baixo consumo de recursos.

Figura 14 – Interface WebServer para supervisão da Missão de Reconhecimento.



Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

Em relação à carga útil AIS, a integração completa não foi finalizada a tempo do ensaio principal da ManchaSat, porém os testes realizados forneceram dados diagnósticos cruciais. A tentativa de implementar o protocolo via *software* em um transceptor sem suporte nativo (RFM65W) evidenciou a dificuldade de manter a sincronia temporal exigida pelo protocolo.

Apesar das limitações, obteve-se uma validação parcial da lógica de decodificação. Ao forçar o envio de um sinal FSK puro (onda quadrada), foi possível recuperar a mensagem de teste ("IFOOD FSK PURO"). Conforme observado na Tabela 4, a mensagem apresenta variações (ex: "IFWOD", "QFCOD"). Essas corrupções de caracteres justificam-se pela, combinação de ruído no canal e desalinhamento de sincronismo, entre o SDR e o microcontrolador. Esses pequenos desvios no tempo de amostragem resultaram em inversões de bits (*bit flips*), alterando o código ASCII final, mas mantendo a estrutura do pacote ainda reconhecível.

Tabela 4 – Trecho do log de recepção: Decodificação com ruído de sincronismo.

Timestamp	Dados Decodificados (ASCII Dump)
23:54:58.292	...T..T.T.....I@JOD FSK PURO.....%) ==...M5
23:54:58.420	.....IFWOD FSK PURO.....%.==...U-.@UI%....
23:54:58.548	...IJWOD JUK PURC.....%) ==...U-.@UI=.....
23:54:58.708	...IFOOD FUK PYRON.....%.]=...M5.@UJ=.....*....
23:54:58.900	...U%5d..._...T..T.T.....*...IFOOD FSM P
23:54:59.028	....._.....Q...T.....QFCOD FSK PURO.....

Fonte: Elaborado pelo autor, 2026.

Diante do diagnóstico de incompatibilidade do RFM65W e da sensibilidade ao sincronismo, o desenvolvimento foi redirecionado para a validação do módulo SX1278 (LoRa), que possui suporte nativo à modulação GMSK. Devido às restrições de cronograma, esta etapa limitou-se aos testes de camada física (RSSI), consolidando a plataforma correta para trabalhos futuros.

## 4.4 Desempenho no CubeDesign

O modelo de engenharia foi submetido à avaliação técnica e aos ensaios práticos durante a competição CubeDesign 2025, sediada no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). Durante o evento, a equipe AllSpark, representando o IFMG, obteve um desempenho de destaque no subsistema de ADCS. Além disso, a manutenção da integridade dos subsistemas após os estresses ambientais provou a robustez do projeto, garantindo uma bonificação que culminou em uma pontuação técnica final de 32,2 pontos.

Conforme detalhado no Quadro 2, o satélite alcançou aproveitamento máximo (100%) nos testes de estabilização, apontamento multiaxial e na missão de detecção visual. As perdas de pontuação concentraram-se na missão de AIS, devido à incompatibilidade do rádio já discutida, e em penalidades parciais na telemetria térmica. Destaca-se a bonificação de 40% obtida, concedida apenas aos satélites que permaneceram inteiramente operacionais após os severos ensaios de vibração.

Quadro 2 – Consolidação da avaliação técnica do projeto.

<b>Subsistema</b>	<b>Pontuação</b>	<b>Desempenho</b>
Integração e Básicos	3,0 / 4,0	Comunicação TC/TM e Fit Check realizados; mecanismo não pontuado.
Sistema de Energia (EPS)	1,0 / 1,0	Carregamento confirmado sob iluminação.
ADCS	12,0 / 15,0	Estabilização executada; determinação solar não pontuada.
Missão de Carga Útil	3,0 / 7,0	Área estimada (erro 0,09%); AIS não operacional.
Ensaio Ambientais	4,0 / 5,0	Estrutura íntegra após vibração; telemetria parcial na ciclagem.
Soma Técnica	23,0	–
Bonificação	+9,2	Acréscimo de 40%.
<b>Pontuação Final</b>	<b>32,2</b>	–

Fonte: Adaptado do Relatório de Resultados da Competição, 2026.

## 5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

Este trabalho apresentou o desenvolvimento completo, da concepção à validação, de um nanossatélite padrão CubeSat 2U para a competição CubeDesign 2025. O projeto atingiu seu objetivo primário de entregar um modelo de engenharia funcional e representativo, adequado à validação de subsistemas em ambientes de ensaios ambientais.

A viabilidade técnica da plataforma foi atestada na prática durante a participação da equipe *AllSpark* no INPE. A validação experimental demonstrou que a arquitetura mecânica híbrida (Alumínio/ABS) e o sistema de energia (EPS) possuem capacidade técnica, suportando vibração e ciclos térmicos sem degradação estrutural e garantindo o funcionamento do barramento principal. O satélite provou ser uma plataforma robusta para aplicações de sensoriamento e telemetria básica.

Por outro lado, os testes com a carga útil evidenciaram a necessidade de evolução de *hardware* para o subsistema de comunicação, visando atender a protocolos de alta complexidade com modulação GMSK, como o AIS.

### 5.1 Limitações do Trabalho

A principal limitação encontrada residiu na seleção do transceptor RFM65W para a aplicação AIS. A dependência de decodificação via *software* (*bit-banging*) em um microcontrolador sem recursos de DSP dedicados mostrou-se ineficiente para o sincronismo exigido pelo protocolo GMSK. Adicionalmente, a falha do controlador do EPS durante a pré-ciclagem térmica, embora não tenha comprometido o objetivo principal do projeto, revelou uma vulnerabilidade na manutenibilidade do sistema eletrônico.

### 5.2 Trabalhos Futuros e Recomendações

Visando a continuidade do projeto e a transferência de conhecimento para as próximas equipes, elencam-se as seguintes recomendações técnicas baseadas nas lições aprendidas:

- **Evolução do Rádio (SDR/SX1278):** Substituir o módulo RFM65W para aplicações AIS. Recomenda-se a adoção do transceptor SX1278 (devido ao suporte nativo GMSK) ou, preferencialmente, a implementação de um receptor baseado em SDR (*Software Defined Radio*) embarcado, como o RTL-SDR, solução amplamente validada por outras equipes competidoras para demodulação flexível.
- **Refinamento Mecânico:** Implementar elementos de travamento ou guias de ajuste fino para os painéis laterais, visando eliminar a folga residual observada após os ensaios de vibração.

- **Redundância e “Caixa-Preta”:** Desenvolver um sistema de telemetria e acionamento térmico redundante, com trilhas de alimentação e processamento exclusivas, a parte do controlador principal. Este módulo independente ("Caixa-Preta") garantirá o diagnóstico e a proteção térmica mesmo em caso de falha catastrófica do computador de bordo.
- **Profissionalização da Manufatura Eletrônica:** Migrar da confecção artesanal de placas para processos industriais ou manufatura aditiva de circuitos. Isso aumentará a confiabilidade das trilhas, a integridade do sinal e a repetibilidade do projeto.
- **Manutenibilidade e Soquetes:** Adotar o uso de soquetes para os microcontroladores nas placas de circuito. A soldagem direta do componente inviabilizou a substituição rápida do MCU danificado antes do ensaio térmico, acarretando penalidades de pontuação que poderiam ter sido mitigadas com uma arquitetura modular de troca de componentes.
- **Metalização de Furos:** Durante a prototipagem artesanal, foi constatado que a utilização de furos metalizados (*vias*) permitiria a manufatura de PCBs com duas camadas, especialmente nas placas dos subsistemas de Energia (EPS) e Comunicação. Essa adoção aumentaria a confiabilidade elétrica e mecânica das interconexões entre as faces da placa, reduzindo o risco de mau contato sob estresse vibratório.

## REFERÊNCIAS

- ALGARNI, M.; GHAZALI, S. Comparative study of the sensitivity of pla, abs, peek, and petg's mechanical properties to fdm printing process parameters. **Crystals**, MDPI, v. 11, n. 8, p. 995, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 22.
- BALANIS, C. A. **Antenna Theory: Analysis and Design**. 4th. ed. New Jersey: John Wiley & Sons, 2016. Citado na página 27.
- BELEI, C.; EFFERTZ, P. S.; MEIER, B.; AMANCIO-FILHO, S. T. Additive manufacturing of metal-polymer hybrid parts: the influence of as-printed lpbfd surface roughness on the joint strength. **Frontiers in Materials**, Frontiers, v. 10, p. 1202281, 2023. Citado na página 22.
- CASTELLS, M. **A sociedade em rede**. São Paulo: Paz e Terra, 1999. Citado na página 16.
- CURZI, V.; MODENINI, D.; TORTORA, P. Large constellations of small satellites: A survey of near future challenges and missions. **Aerospace**, MDPI, v. 7, n. 9, p. 133, 2020. Citado na página 16.
- DEMIRYUREK, S. G. Evaluation of dynamic properties in abs and pla thermoplastics across frequency ranges. **Scientific Reports**, Nature Portfolio, v. 15, n. 1, p. 42629, 2025. Citado na página 22.
- EDPUGANTI, A.; MITTAL, V. K. Design and development of an on-board computer for a nano-satellite. **Advances in Space Research**, Elsevier, 2021. Disponível em edpuganti2021.pdf. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 24.
- GARCIA-FERNANDEZ, J. P. *et al.* Measuring and energizing sensor system for digital signal monitoring of an academic-experimental cubesat for wireless telemetry purposes. **Sensors**, MDPI, v. 23, n. 19, p. 8299, 2023. Citado na página 25.
- GESTEIRA, H. M. O astrolábio, o mar e o império. **História, Ciências, Saúde–Manguinhos**, v. 21, n. 3, p. 1011–1027, 2014. Citado na página 16.
- Hope Microelectronics. **RFM65W ISM Receiver Module V1.2**. Shenzhen, Guangdong, China, 2006. Disponível em: <<http://www.hoperf.com>>. Citado na página 29.
- KRAUSE, F. C. *et al.* Implementation of commercial li-ion cells on the marco deep space cubesats. **Journal of Power Sources**, Elsevier, v. 449, p. 227544, 2020. Citado 4 vezes nas páginas 20, 23, 24 e 25.
- KULU, E. **FUTURA-SM1 Spacecraft**. 2024. Nanosats Database. Acesso em: 23 dez. 2025. Disponível em: <<https://www.nanosats.eu/sat/futura-sm1>>. Citado na página 21.
- \_\_\_\_\_. **nCube-2 Spacecraft**. 2024. Nanosats Database. Acesso em: 23 dez. 2025. Disponível em: <<https://www.nanosats.eu/sat/ncube-2>>. Citado na página 21.
- LUDWIG, G. H. Cosmic-ray instrumentation in the first us earth satellite. **Review of Scientific Instruments**, American Institute of Physics, v. 30, n. 4, p. 223–229, 1959. Citado na página 16.
- MARKLEY, F. L.; CRASSIDIS, J. L. **Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control**. [S.l.]: Springer, 2014. Citado na página 25.

- MARQUES, J. M. B. **Battery Management System (BMS) for Lithium-Ion Batteries**. Dissertação (Master's Dissertation) — University of Coimbra, Coimbra, Portugal, September 2014. Citado na página 23.
- MORETTINI, G. *et al.* Cubesat spatial expedition: An overview from design to experimental verification. **IOP Conference Series: Materials Science and Engineering**, IOP Publishing, v. 1038, n. 1, p. 012026, 2021. Citado 3 vezes nas páginas 17, 21 e 25.
- MUNRO, K. **Hacking AIS**. 2018. Acesso em: 13 dez. 2025. Disponível em: <<https://www.pentestpartners.com/security-blog/hacking-ais/>>. Citado na página 28.
- MUROTA, K.; HIRADE, K. Gmsk modulation for digital mobile radio telephony. **IEEE Transactions on Communications**, v. 29, n. 7, p. 1044–1050, 1981. Artigo seminal que introduziu o GMSK. Citado 2 vezes nas páginas 26 e 29.
- National Aeronautics and Space Administration. **What are SmallSats and CubeSats?** 2024. Acesso em: 23 dez. 2025. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/what-are-smallsats-and-cubesats/>>. Acesso em: 23 dez. 2025. Citado 3 vezes nas páginas 16, 17 e 20.
- PASUPATHY, S. Minimum shift keying: A spectrally efficient modulation. **IEEE Communications Magazine**, v. 17, n. 4, p. 14–22, 1979. Citado na página 26.
- PATEL, M. R. **Spacecraft Power Systems**. Boca Raton, FL: CRC Press, 2004. ISBN 9780849327865. Citado na página 16.
- RAPPAPORT, T. S. **Wireless Communications: Principles and Practice**. 2. ed. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 2002. ISBN 9780130422323. Citado 3 vezes nas páginas 16, 26 e 27.
- RODRIGUEZ-PANES, A.; CLAVER, J.; CAMACHO, A. M. The influence of manufacturing parameters on the mechanical behaviour of pla and abs pieces manufactured by fdm: A comparative analysis. **Materials**, MDPI, v. 11, n. 8, p. 1333, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 22.
- SAEED, N.; ELZANATY, A.; AL-MORORA, H.; ALOUINI, M.-S. Cubesat communications: Recent advances and future challenges. **IEEE Communications Surveys & Tutorials**, v. 22, n. 3, p. 1839–1862, 2020. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 25.
- SANISALES, D.; ESMAELZADEH, R.; KHAZAEI, M. Health monitoring system of cubesats: A comprehensive review. **Advances in Space Research**, Elsevier, v. 71, n. 5, p. 2345–2368, 2023. Citado na página 24.
- Semtech Corporation. **SX1276/77/78/79 - 137 MHz to 1020 MHz Low Power Long Range Transceiver**. [S.l.], 2012. Rev. 0.0. Disponível em: <<https://www.semtech.com>>. Citado na página 29.
- SHAKOOR, U.; ALAYEDI, M.; ELSAYED, E. E. Comprehensive analysis of cubesat electrical power systems for efficient energy management. **Discover Energy**, Springer, v. 5, n. 9, 2025. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 25.
- ZAHRAN, M.; ALY, M. A solar cell based coarse sun sensor for a small leo satellite attitude determination. **Journal of Power Electronics**, v. 9, n. 4, p. 631–642, 2009. Referência para determinação de atitude via painel solar. Citado na página 25.