

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

Pablo Teodoro Monteiro

**SISTEMA DE CONTROLE E DETERMINAÇÃO DE ATITUDE PARA  
NANOSATÉLITES:  
uma abordagem para o cubedesign 2025**

Ibirité - MG  
2026

PABLO TEODORO MONTEIRO

**SISTEMA DE CONTROLE E DETERMINAÇÃO DE ATITUDE PARA  
NANOSATÉLITES:  
uma abordagem para o cubedesign 2025**

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

---

M734s Monteiro, Pablo Teodoro.

Sistema de controle e determinação de atitude para Nanosatélites: uma abordagem para o cubedesigns 2025. Pablo Teodoro Monteiro. – 2026.

54f.;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. Filtro de Kalman Linear. 3. ESP32. I. Silva Júnior, Carlos Dias da. II. Instituto Federal de Minas Gerais - *Campus* Ibirité. III. Título.

CDD 629.47

---

Catálogo: Rejane Valéria Santos - CRB-6/2907

Dedico esta monografia à minha amada esposa, aos meus filhos e aos netos, que se encontram em algum lugar do lapso temporal no qual este planeta reside.

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço à minha família, Eder, Andréia e Davi, que acreditou em mim, pelo incentivo constante na realização do Bacharelado, à nunca desistir, à não me acomodar.

Agradeço ao meu orientador, Carlos, e a todos que contribuíram de alguma forma para a realização deste trabalho.

Agradeço ao Douglas por ter me escolhido, entre tantos, para o estágio que formou minha atual visão sobre processos laboratoriais e controle de qualidade.

Agradeço a Luciana pelos conselhos diretos e ensinamentos indiretos, que aprendi ao observá-la na gestão dos laboratórios da Vallourec.

Agradeço ao William, e ao Roni e toda sua equipe, que possibilitou inúmeros aprendizados em gestão, engenharia e processos na ABB.

Agradeço ao Ivan, pela confiança, paciência, e oportunidade no projeto de IA, que ajudou a me capacitar no desenvolvimento de projetos.

E agradeço a Deus, o verbo que no princípio era, e pelo qual todas as coisas foram feitas, e que sem Ele nada do que foi feito se fez.

“The first gulp from the glass of natural sciences will turn you into an atheist, but at the bottom of the glass God is waiting for you”

*"O primeiro gole do copo das ciências naturais o tornará um ateu. Mas, no fundo do copo, Deus estará esperando por você"*

Werner Karl Heisenberg

## RESUMO

Este trabalho apresenta o desenvolvimento completo, desde a modelagem matemática até a validação experimental do Sistema de Determinação e Controle de Atitude para o nanosatélite padrão CubeSat 2U denominado AllSpark, desenvolvido para a competição CubeDesign 2025 promovida pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Inserido no contexto do *New Space*, o projeto adota uma arquitetura baseada em componentes comerciais de baixo custo, utilizando o microcontrolador ESP32 e o motor *brushless* Nidec 24H acoplado a uma roda de reação. A metodologia compreende a identificação de sistemas caixa-cinza para a caracterização dinâmica do atuador, o projeto de um controlador Proporcional-Integral via alocação de polos e a implementação de um Filtro de Kalman Linear adaptativo para a fusão sensorial de giroscópio e magnetômetro. As simulações numéricas demonstraram um tempo de acomodação de 10,84 segundos e erro em regime permanente inferior a 0,3 graus, atendendo aos requisitos teóricos da missão. Os ensaios experimentais realizados no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais validaram a funcionalidade do sistema na estabilização (*detumbling*) e no apontamento necessário para a carga útil de detecção de óleo, embora tenham evidenciado divergências de desempenho dinâmico atribuídas à concorrência de processos no *firmware* sem uso de Sistema Operacional em Tempo Real e limitações na manufatura eletrônica. Conclui-se pela viabilidade técnica da aplicação de *hardware* acessível para controle orbital acadêmico, desde que observados rigorosos critérios de integração de software de tempo real.

**Palavras-chave:** CubeSat. ADCS. Controle de Atitude. Filtro de Kalman Linear. ESP32.

## ABSTRACT

This work presents the complete development, from mathematical modeling to experimental validation, of the Attitude Determination and Control System for the 2U CubeSat nanosatellite AllSpark, developed for the CubeDesign 2025 competition organized by Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Framed within the New Space context, the project adopts an architecture based on Commercial Off-The-Shelf components, employing the ESP32 microcontroller and a Nidec 24H brushless motor coupled to a reaction wheel. The methodology comprises gray-box system identification for actuator dynamic characterization, the design of a Proportional–Integral controller via pole placement, and the implementation of an adaptive Linear Kalman Filter for gyroscope–magnetometer sensor fusion. Numerical simulations demonstrated a settling time of 10.84 seconds and a steady-state error below 0.3 degrees, meeting the mission’s theoretical requirements. Experimental tests conducted on INPE’s air-bearing table validated the system’s functionality in detumbling and in the pointing required by the oil-detection payload, although they revealed discrepancies in dynamic performance attributed to process concurrency in the firmware due to the absence of a Real-Time Operating System and to limitations in electronic manufacturing. It is concluded that the application of affordable hardware for academic orbital control is technically viable, provided rigorous real-time software integration criteria are observed.

**Keywords:** CubeSat. ADCS. Attitude Control. Linear Kalman Filter. ESP32.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	– À esquerda um CubeSat de tamanho 3U (300x100x100mm), e á direita um P-POD para lançamento deste CubeSat . . . . .	17
Figura 2	– Visão esquemática da linha do tempo inicial da missão CSSWE, indicando os eixos e direção de rotação necessários missão CSSWE . . . . .	18
Figura 3	– Tabela comparativa de motores comerciais comuns na aplicação de CubeSat	20
Figura 4	– Diagrama de blocos do sistema de controle (Sensores, Processador, Atuador) em malha fechada . . . . .	24
Figura 5	– Teste de bancada motor A2212, indicado os eixos de referência e sentido de rotação do satélite e da roda de reação . . . . .	25
Figura 6	– Roda de Reação utilizada na modelagem do atuador, já acoplada ao eixo do motor NIDEC 24H, parafusado no suporte de encaixe dentro do CubeSat. . .	26
Figura 7	– Teste de bancada para modelagem do atuador e sistema de controle . . . . .	27
Figura 8	– Teste de resposta à rampa . . . . .	28
Figura 9	– Teste de bancada para modelagem do atrito . . . . .	29
Figura 10	– Teste de resposta ao degrau . . . . .	29
Figura 11	– Modelo CAD do satélite AllSpark utilizado para estimativa das propriedades inerciais, com destaque para as vistas frontal, lateral, traseira e em perspectiva	31
Figura 12	– Dispositivo Sensor Girassol . . . . .	32
Figura 13	– Processador Sensor Girassol . . . . .	33
Figura 14	– Lugar das Raízes . . . . .	36
Figura 15	– Vista da impressão do design de circuito para PCB frente e verso . . . . .	37
Figura 16	– Diagrama de blocos de comunicação do hardware . . . . .	38
Figura 17	– PCB fabricada em fresa . . . . .	38
Figura 18	– Circuitos integrados em placa de cobre pré perfurada . . . . .	39
Figura 19	– Simulação de Estimção e Compensação do <i>Drift</i> . . . . .	40
Figura 20	– Simulação do erro de estimção . . . . .	40
Figura 21	– Filtro Kalman vs Real vs Magnetômetro . . . . .	41
Figura 22	– Telemetria Completa de Inicialização e Convergência do Filtro de Kalman . .	42
Figura 23	– Teste de bancada - Resposta da posição $\theta$ ao degrau unitário . . . . .	43
Figura 24	– Teste de bancada - Resposta do PWM ao degrau unitário . . . . .	44
Figura 25	– Registro durante a realização do teste do sistema ADCS no INPE . . . . .	45

## **LISTA DE TABELAS**

Tabela 1 – Lista de Desafios e Critérios de Pontuação do CubeDesign 2025 . . . . .	50
--	----

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

ADCS	Attitude Determination and Control System
CAD	Computer-Aided Design
CDS	CubeSat Design Specification
CNC	Computer Numerical Control
COTS	Commercial Off-The-Shelf
EKF	Extended Kalman Filter
ESC	Electronic Speed Controller
GPIO	General Purpose Input/Output
IFMG	Instituto Federal de Minas Gerais
IMU	Inertial Measurement Unit
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LEO	Low Earth Orbit
MEKF	Multiplicative Extended Kalman Filter
MEMS	Microelectromechanical Systems
PCB	Printed Circuit Board
PI	Proportional–Integral
PID	Proportional–Integral–Derivative
PWM	Pulse Width Modulation
RTOS	Real-Time Operating System
SEP	Sistema Elétrico de Potência
LDR	Light Dependent Resistor

## LISTA DE SÍMBOLOS

$A$	Matriz de transição de estados
$b_k$	Viés (bias) do giroscópio no instante $k$
$C(s)$	Função de transferência do controlador
$G_a(s)$	Função de transferência do atuador
$G_{global}(s)$	Função de transferência global
$H$	Matriz de observação
$H_{sensor}(s)$	Função de transferência do subsistema de sensoriamento
$h_w$	Momento angular armazenado nas rodas de reação
$\dot{h}_w$	Torque de controle gerado pela aceleração das rodas
$J$	Matriz de inércia do satélite
$J_s$	Momento de inércia total do satélite
$J_w$	Momento de inércia do rotor (roda de reação)
$K$	Ganho estático do atuador
$K_c$	Ganho proporcional do controlador
$K_i$	Ganho integral do controlador
$K_k$	Ganho de Kalman no instante $k$
$L(s)$	Função de transferência de malha aberta
$L_{yy}$	Componente $yy$ da matriz de inércia
$P(s)$	Função de transferência da planta
$P_k^-$	Matriz de covariância do erro a priori
$Q$	Matriz de covariância do ruído do processo
$Q_{angle}$	Elemento da matriz $Q$ relacionado ao ângulo
$Q_{bias}$	Elemento da matriz $Q$ relacionado ao viés
$R^2$	Coefficiente de determinação
$R_{eff}$	Covariância de medição adaptativa

$s$	Variável complexa do domínio de Laplace
$s_{1,2}$	Polos complexos conjugados desejados
$s_3$	Terceiro polo real desejado
$T$	Torque
$T_{est}$	Constante de tempo de estimação
$T_{ext}$	Torques externos
$t_s$	Tempo de acomodação (settling time)
$U(s)$	Sinal de controle (PWM) no domínio de Laplace
$\Delta t$	Período de amostragem
$\Delta\omega_r$	Variação de velocidade da roda de reação
$\hat{x}_k$	Estimativa a posteriori do vetor de estados
$\hat{x}_k^-$	Estimativa a priori do vetor de estados
$\Theta_{estimado}(s)$	Ângulo de atitude estimado
$\Theta_{real}(s)$	Ângulo de atitude real
$\Theta_s(s)$	Ângulo de atitude do satélite
$\Omega(s)$	Velocidade angular do rotor
$\Omega_0$	Velocidade angular inicial
$x_k$	Vetor de estados no instante $k$
$xScale$	Fator de escala do magnetômetro no eixo x
$z_k$	Medição (ângulo do magnetômetro) no instante $k$
$\zeta$	Coefficiente de amortecimento
$\theta$	Ângulo de atitude
$\theta_k$	Ângulo de atitude estimado no instante $k$
$\theta_{mag}$	Ângulo medido pelo magnetômetro
$\ddot{\theta}$	Aceleração angular
$\tau$	Constante de tempo mecânica

$\omega$  Vetor velocidade angular

$\omega_{gyro}$  Leitura do giroscópio (velocidade angular)

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>14</b>
1.1	Objetivos	15
1.2	<i>Objetivos específicos</i>	15
1.3	Posicionamento deste Trabalho	16
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>17</b>
2.1	Arquitetura e Restrições de Nanosatélites	17
2.2	Fundamentos da Determinação e Controle de Atitude (ADCS)	18
2.3	Atuadores para Controle de Atitude: Rodas de Reação e Dessaturação	19
2.4	Implementação Prática: Desafios em CubeSats com COTS	21
2.5	Controle de Sistemas Dinâmicos	22
<b>3</b>	<b>MATERIAIS E MÉTODOS</b>	<b>24</b>
3.1	Definição de Requisitos e Arquitetura	26
3.2	Modelagem Dinâmica do Atuador	27
3.3	Modelagem Dinâmica do Satélite	30
3.4	Projeto do Sistema de Controle	32
3.4.1	<i>Sensoriamento e Filtragem de Ruído</i>	32
3.4.2	<i>Controlador</i>	34
3.5	Projeto do Hardware e <i>Firmware</i>	37
<b>4</b>	<b>RESULTADOS</b>	<b>40</b>
4.1	Simulações Numéricas e Desempenho	40
4.1.1	<i>Desempenho do Filtro Kalman</i>	40
4.1.2	<i>Desempenho do Controlador</i>	42
4.2	Validação Experimental no CubeDesign 2025	43
4.3	Discussão e Análise de Desempenho	44
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS</b>	<b>46</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>47</b>
	<b>APÊNDICE A – CÓDIGOS DE SIMULAÇÃO</b>	<b>50</b>
A.1	Acesso à algoritmos e registros	50

<b>A.2</b>	<b>Requisitos e Missões do CubeDesign 2025 . . . . .</b>	<b>50</b>
------------	--	-----------

# 1 INTRODUÇÃO

A indústria aeroespacial contemporânea vivencia uma mudança de paradigma significativa, impulsionada pelo fenômeno denominado New Space. Esse movimento tem fomentado a miniaturização de tecnologias e a padronização de plataformas, permitindo que universidades e centros de pesquisa de nações emergentes tenham acesso ao desenvolvimento de missões orbitais (Paikowsky, 2017). Uma dessas plataformas que emerge neste contexto estão os nanosatélites, satélites pequenos e que operam em órbita baixa.

Dentro da classe de nanosatélites, popularizou-se os CubeSats, um tipo de satélite que foi desenvolvido em 1999 com intuito de tornar a ciência espacial mais acessível à estudantes. Seu nome faz jus a sua principal característica, que é o formato cúbico. Apesar desta categoria de satélites ser muito pequena e ter sido projetada para fins educacionais, seu desenvolvimento atingiu nível de maturidade que possibilita missões reais práticas. Para que isso seja possível, os diversos sistemas que operam dentro de um satélite devem operar dentro do espaço limitado de um CubeSat (Malisuwan; Kanchanarat, 2022).

Dentro da arquitetura de um satélite, o Sistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS) desempenha um papel crítico, sendo o subsistema responsável por estabilizar e orientar o satélite conforme os requisitos de missão, neutralizando as perturbações dinâmicas inerentes ao ambiente de órbita terrestre baixa (*Low Earth Orbit - LEO*) (National Aeronautics and Space Administration, 2024).

O presente trabalho insere-se neste contexto de inovação e desafio técnico, documentando o processo de pesquisa, desenvolvimento, modelagem e implementação do ADCS do satélite AllSpark<sup>1</sup>. Esse nanosatélite, de padrão 2U (100x100x200mm), foi concebido pela equipe de alunos de engenharia do Instituto Federal de Minas Gerais (IFMG), com o objetivo precípuo de participar da competição CubeDesign 2025, promovida pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)<sup>2</sup>. O principal desafio na implementação desse ADCS reside na particularidade do Projeto do AllSpark, que possui características próprias de arquitetura interna, bem como missão e objetivos, que devem atender especificamente aos requisitos do CubeDesign 2025.

A carga útil desse satélite é composta por uma câmera e módulo de processamento, responsável pela missão de detecção e monitoramento de manchas de óleo em superfícies oceânicas, e a identificação de embarcações poluidoras através de visão computacional embarcada. Para que tal missão seja exitosa, é necessário que a plataforma mantenha controle de direção, apontando corretamente a câmera para a terra, e, sendo capaz de apontar para o sol os sistemas de recarga energética. Os testes de validação aos quais o satélite será submetido dizem respeito apenas ao apontamento para o Sol, e teste de estabilização para velocidade angular inicial não nula.

---

<sup>1</sup> <https://www.instagram.com/allspark.ifmg/>

<sup>2</sup> <https://www.gov.br/inpe/pt-br/eventos/cubedesign-2025/>

A realização deste trabalho justifica-se sob três perspectivas fundamentais: técnica, estratégica e acadêmica. Sob a ótica técnica, o desenvolvimento de um controlador de atitude robusto é imperativo para superar as restrições físicas do projeto AllSpark. Validar algoritmos de controle em um cenário que envolve dinâmica rotacional, sensores ruidosos e atuadores reais contribui para o preenchimento de lacunas de conhecimento prático na engenharia de sistemas embarcados críticos.

Sob a perspectiva estratégica, o domínio de tecnologias para o conceito *New Space* é vital para a soberania nacional. O desenvolvimento de soluções economicamente viáveis para pequenos satélites capacita o país a atender demandas urgentes, como o monitoramento da Amazônia Azul e de desastres ambientais, reduzindo a dependência tecnológica externa.

Por fim, a justificativa acadêmica reside na oportunidade de submeter a teoria de controle aprendida em sala de aula ao crivo de especialistas. A participação no CubeDesign e a realização dos testes nas instalações do INPE promovem uma troca técnica valiosa entre estudantes e profissionais do setor aeroespacial, elevando o nível de maturidade dos projetos universitários e fomentando a formação de recursos humanos qualificados para a indústria nacional.

## 1.1 Objetivos

O objetivo geral deste trabalho consiste no projeto, implementação e validação funcional de um sistema de controle de atitude para o satélite AllSpark, assegurando o cumprimento dos requisitos operacionais de estabilização e apontamento estabelecidos pelo regulamento da competição CubeDesign 2025.

## 1.2 *Objetivos específicos*

Os objetivos específicos seguem a seguinte metodologia:

- Avaliar e selecionar componentes comerciais de baixo custo (*Commercial Off-The-Shelf - COTS*) compatíveis com as restrições de volume e energia do CubeSat AllSpark.
- Modelar matematicamente a dinâmica rotacional do satélite.
- Caracterizar experimentalmente o atuador inercial (roda de reação).
- Desenvolver a síntese do controlador de atitude.
- Projetar o algoritmo de estimação de estados para fusão sensorial.
- Implementar os algoritmos em sistema embarcado.
- Validar o desempenho por meio de simulações numéricas em malha fechada.

- Verificar experimentalmente o protótipo físico em testes de bancada nas instalações do INPE.

### 1.3 Posicionamento deste Trabalho

Este trabalho se distingue e contribui para o estado da arte ao documentar e implementar o ciclo completo de desenvolvimento de um ADCS prático e integrado, sob os requisitos e restrições de uma competição nacional (CubeDesign 2025). O apêndice A.2 lista os desafios e missões do CubeDesign 2025. A abordagem adotada parte da modelagem matemática e simulação (MATLAB/Simulink), passa pela seleção e teste empírico de componentes COTS alternativos (Motor Brushless A2212, Motor BLDC NIDEC 24H, sensor MPU6050, controlador ESP32), e avança para a implementação do controle digital e lógica de dessaturação.

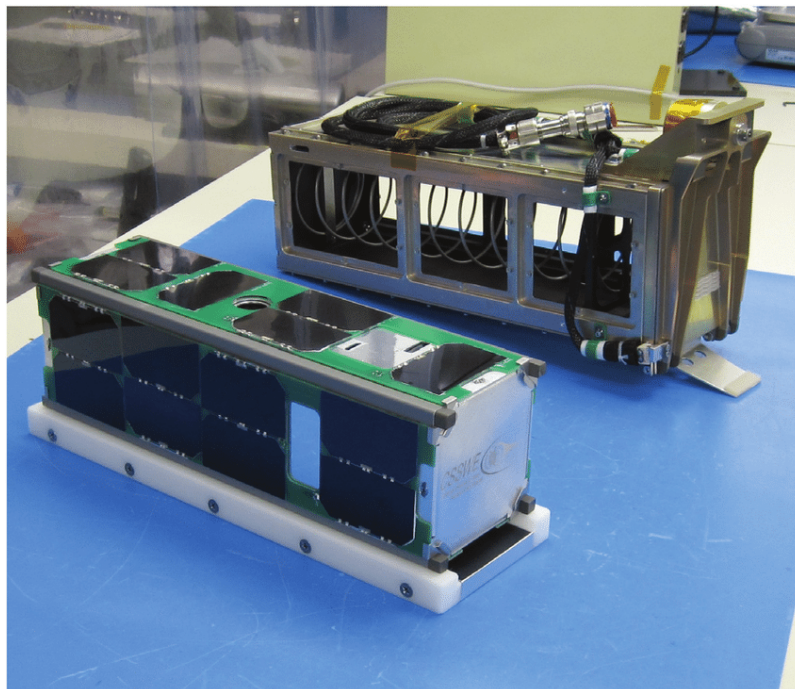
Diferente de estudos puramente teóricos ou focados em um único subsistema, este projeto enfrenta os desafios da integração sistêmica – conjugando sensores, atuadores (roda de reação), unidade de processamento (ESP32) e algoritmos – para construir um protótipo funcional e validado em bancada. Portanto, a principal contribuição reside na sistematização de um processo de desenvolvimento acessível e replicável para um ADCS de eixo único, servindo como um guia prático, e um caso de estudo para futuras equipes acadêmicas e pequenos projetos nacionais no âmbito do *New Space*.

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1 Arquitetura e Restrições de Nanosatélites

A base para o desenvolvimento de nanosatélites modernos fundamenta-se na utilização intensiva de componentes comerciais de prateleira (*Commercial Off-The-Shelf - COTS*) e na padronização de interfaces. Embora o conceito de *New Space* tenha alterado a dinâmica de mercado através da redução de custos e aceitação de riscos calculados, para a engenharia de sistemas, o impacto central reside na arquitetura modular (Paikowsky, 2017).

Figura 1 – À esquerda um CubeSat de tamanho 3U (300x100x100mm), e á direita um P-POD para lançamento deste CubeSat

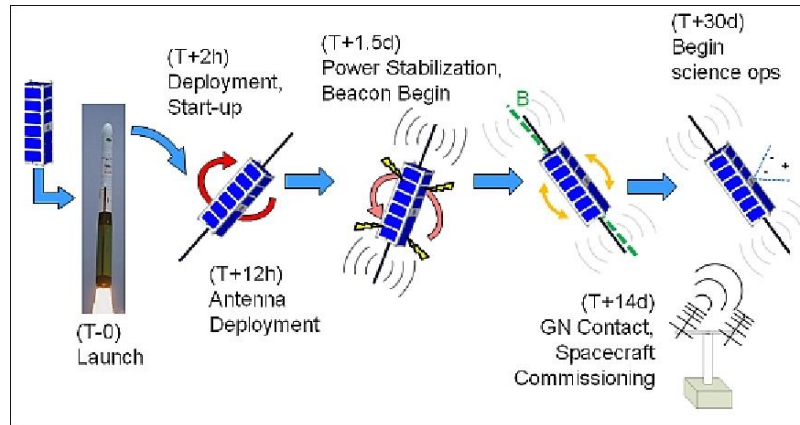


Fonte: Colorado Student Space Weather Experiment, 2012. Disponível em: <<https://lasp.colorado.edu/csswe/overview/>>. Acessado em: 04 de fevereiro de 2026.

O padrão dominante é o CubeSat, definido pela *CubeSat Design Specification (CDS)* como um satélite composto por unidades cúbicas de  $100 \times 100 \times 100$  mm (1U) e massa de até 1,33 kg por unidade ( $1.330g/1U$ ) (The CubeSat Program, California Polytechnic State University, 2022). A norma CDS estabelece restrições mecânicas e elétricas rígidas para garantir a compatibilidade com dispensadores de lançamento (P-PODs). Essas restrições geométricas impõem desafios severos ao Subsistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS): o pequeno momento de inércia torna a plataforma suscetível a altas taxas de rotação devido a perturbações externas, enquanto o volume limitado restringe o tamanho de rodas de reação e baterias, limitando a energia empregada no controle e o tempo de operação (autonomia) (Heidt *et al.*, 2000).

A execução bem-sucedida de qualquer missão de satélite depende criticamente da capa-

Figura 2 – Visão esquemática da linha do tempo inicial da missão CSSWE, indicando os eixos e direção de rotação necessários missão CSSWE



Fonte: Colorado Student Space Weather Experiment, 2012. Disponível em: <<https://www.eoportal.org/satellite-missions/csswe>>. Acessado em: 04 de fevereiro de 2026.

cidade de orientar-se e estabilizar seu momento inercial no espaço. O Sistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS) é o subsistema responsável por esta função, assegurando que a plataforma - e, por consequência, sua carga útil - aponte na direção desejada, resistindo às perturbações do ambiente orbital (National Aeronautics and Space Administration, 2024).

## 2.2 Fundamentos da Determinação e Controle de Atitude (ADCS)

A determinação de atitude envolve estimar a orientação tridimensional do satélite em relação a um sistema de referência inercial ou orbital. Wertz (1978) estabelece os fundamentos desta disciplina, definindo os sistemas de coordenadas essenciais: o sistema inercial (ECI), fixo nas estrelas; o sistema orbital (LVLH), fixo no centro de massa do satélite e alinhado com o vetor local vertical e horizontal; e o sistema do corpo (body frame), solidário à estrutura do satélite. Em CubeSats, o uso de sensores MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) de baixo custo, como o giroscópio/acelerômetro MPU6050, impõe desafios adicionais devido ao seu ruído significativo e drift temporal, demandando estratégias avançadas de filtragem e calibração (Nirmal *et al.*, 2016; Kornienko; Sabziev, 2023). A fusão de dados de múltiplos sensores - como giroscópios, magnetômetros e sensores solares - para obter uma estimativa precisa e robusta da atitude é um problema clássico, frequentemente resolvido com filtros de estimação ótima, como o Filtro de Kalman Estendido (EKF) ou seu variante para atitude, o Multiplicative EKF (MEKF) (Markley; Crassidis, 2014).

O controle de atitude, por sua vez, trata de comandar os atuadores para alcançar e manter a atitude desejada. A dinâmica rotacional do satélite é descrita pelas Equações de Euler, que, no caso de um corpo rígido equipado com rodas de reação, podem ser escritas como

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}_w) = \mathbf{T}_{\text{ext}} - \dot{\mathbf{h}}_w, \quad (2.1)$$

onde  $\mathbf{J} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  é a matriz de inércia expressa no referencial fixo ao corpo,  $\boldsymbol{\omega} \in \mathbb{R}^3$  é o vetor velocidade angular do satélite,  $h_w \in \mathbb{R}^3$  é o momento angular total armazenado nas rodas de reação e  $\dot{h}_w$  representa a taxa de variação desse momento, isto é, o torque de controle aplicado ao corpo por meio do acionamento das rodas.

Nesta expressão, a notação em negrito indica vetores (letras minúsculas) e matrizes (letras maiúsculas). O termo  $\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}$  corresponde a um produto matriz–vetor, enquanto o termo  $\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + h_w)$  representa o produto vetorial entre o vetor velocidade angular  $\boldsymbol{\omega}$  e o vetor  $\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + h_w$ . O símbolo “ $\times$ ” denota o produto vetorial (cross product), o qual é anti-comutativo, isto é,  $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} = -\mathbf{v} \times \boldsymbol{\omega}$ .

Finalmente,  $\mathbf{T}_{\text{ext}}$  reúne os torques externos perturbadores atuantes sobre o satélite, tais como o torque de gradiente gravitacional, o arrasto atmosférico e a pressão de radiação solar. Salvo indicação em contrário, todas as grandezas são expressas no referencial fixo ao corpo. O princípio fundamental do controle por rodas de reação é que, ao variar a velocidade de rotação de uma massa interna (volante inercial), um torque de reação igual e oposto é aplicado ao corpo do satélite, permitindo mudanças de atitude sem ejeção de massa (propelente).

## 2.3 Atuadores para Controle de Atitude: Rodas de Reação e Dessaturação

Dentre os atuadores utilizados para controle ativo de atitude são conhecidos (Khan *et al.*, 2022):

- **Magnetorquers:** Bobinas que interagem com o campo geomagnético que interage com o campo magnético terrestre, produzindo torque. São comumente implementados como barras magnéticas (magnetic torque rods) alinhadas com os eixos do satélite ou bobinas de ar. Não funcionam em órbitas distantes da Terra, e não operam em 3 eixos simultaneamente.
- **Propulsores a Gás/Químicos:** Propulsores expõem massa para gerar reação. Em CubeSats, incluem propulsores a gás frio, propulsores químicos miniaturizados, propulsores eletrotérmicos e propulsores iônicos. Oferecem controle preciso mas têm vida útil limitada pelo propelente disponível.
- **Gravit Gradient Boom:** utiliza o gradiente gravitacional da Terra para estabilização passiva. Uma haste extensível desloca o centro de massa do satélite, criando um torque restaurador que mantém uma orientação preferencial em relação ao planeta.
- **Rodas de Reação:** Motores elétricos acoplados a volantes de inércia. Permitem controle fino e contínuo, sendo ideais para missões de apontamento preciso.

O uso de Roda de reação é particularmente adequado para CubeSats que demandam apontamento estável e rápido, como é o caso do satélite AllSpark para as missões do Cube-

Figura 3 – Tabela comparativa de motores comerciais comuns na aplicação de CubeSat

	DBH-0472	16BHS 2A T .01	1028S012B	EC10	ECX
					
Manufacturer	Moog	Portescap	Faulhaber	Maxon	Maxon
Max Torque [mN m]	3.5	4.0	9.22	15.6	5.18
Max Speed [rpm]	11,090	33,770	33,600	57,100	35,500
Saturation Torque [mN m]	1.0				
Saturation Speed [rpm]	9,900	25,300	29,900	53,400	28,600
Diameter [mm]	12	16	10	10	8
Mass [g]	11.3	33	9.4	13	6

Fonte: Jr., 2020.

Design. Esse tipo de atuador destaca-se por oferecer precisão, baixo consumo de potência e capacidade de gerar torque contínuo.

A escolha do motor é crítica para o desempenho da roda de reação. A escolha do motor para este projeto foi baseada na avaliação de soluções off-the-shelf disponíveis no mercado e de baixo custo. Soluções como o motor brushless A2212, oferecem alto torque e velocidade terminal e são documentadas em protótipos acadêmicos (Prindle, 2023), já motores industriais como a série 24H da NIDEC trazem vantagens em termos de integração, por incorporarem encoder e controlador, simplificando a implementação, porém não possuem documentação ade uso em CubeSats. Outras séries de motores como o EC10, ECX e 16BHS também foram avaliados por já serem documentados em trabalhos acadêmicos, e apresentam velocidade terminal alta e torque suficiente para aplicações em CubeSats, porém não estão disponíveis no mercado nacional (Jr., 2020).

Além da escolha do motor, para fins de validação é necessário a modelagem do motor, para verificar se atende aos requisitos de missão, e nesse sentido foram verificadas referências acadêmicas de modelagem desses motores. A modelagem precisa do motor envolve conhecer sua constante de torque ( $K_t$ ), resistência de armadura e inércia do rotor, e pode ser conjecturada a partir de *datasheets* (NIDEC CORPORATION, 2023), porém considerou-se essencial teste em bancada para validar os valores e para propiciar simulações fatídicas através de softwares como SolidWorks e MatLab/Simulink.

Para o processo de modelagem do motor, utilizou-se a identificação do sistema baseado na seleção do modelo que melhor explica o comportamento de um sistema real a partir de dados experimentais de entrada e saída. Em teoria de sistemas, normalmente é utilizado o termo caixa-preta para indicar que o comportamento interno do sistema é desconhecido, sabendo-se apenas as entradas e saídas. Para o caso de um motor, há ampla gama de trabalhos de modelagem e conhecimento de funcionamento interno difundido. Ao agregar essas informações na modelagem, considera-se o modelo como caixa-cinza. Diferente dos modelos caixa-preta, que não refletem a estrutura física interna, os modelos caixa-cinza utilizam leis básicas da física para descrever a dinâmica do sistema, restando apenas a estimação de parâmetros desconhecidos via otimização numérica (Katayama, 2005; Overschee; Moor, 1996; Bedendo *et al.*, 2011).

Um desafio inerente ao uso de rodas de reação é o fenômeno da saturação. Torques perturbadores seculares (como o arrasto atmosférico em LEO) transferem momento angular continuamente para o sistema. Quando uma roda atinge sua velocidade máxima, ela perde a capacidade de gerar torque naquela direção. A solução para este problema é a dessaturação (*momentum dumping*), que consiste em aplicar um torque externo para reduzir o momento angular acumulado nas rodas, sem perturbar a atitude do satélite. A estratégia mais comum para CubeSats emprega *magnetorquers* – bobinas que interagem com o campo magnético terrestre – seguindo a "lei do produto vetorial" (cross-product law), onde o torque magnético é comandado para ser proporcional ao produto vetorial entre o momento angular das rodas e o campo magnético local (Sidi, 1997). O trabalho de (Bringhenti, 2016) apresenta uma análise detalhada de técnicas de dessaturação aplicadas, constituindo uma referência valiosa.

Para o presente projeto a aplicação de técnicas de dessaturação por magnetorquer se torna inviável pela complexidade e curto tempo para desenvolvimento, sendo a alternativa considerada, a manipulação do momento de inércia do volante inercial que será desenvolvido para a roda de reação. Essa avaliação considera as capacidades de torque e velocidade do motor escolhido, bem como o momento inercial do satélite. Como ambos os valores são desconhecidos, a avaliação do momento de inércia do volante inercial se dá de forma empírica por meio de simulações e testes em bancada.

## 2.4 Implementação Prática: Desafios em CubeSats com COTS

A implementação de um ADCS em um CubeSat 2U, como o projeto AllSpark, impõe uma série de restrições práticas severas que diferenciam seu projeto de soluções para satélites convencionais. As limitações de volume, massa e potência exigem uma seleção criteriosa de componentes e uma integração compacta. A opção por componentes COTS, embora reduza custos e acelere o desenvolvimento, introduz incertezas quanto à confiabilidade no ambiente espacial hostil. Estudos sobre a radiação em CubeSats, como os de Kiernan *et al.* (2021) e Likar *et al.* (2010), mostram que microcontroladores como o ESP32 podem operar em LEO por missões de curta duração, desde que protegidos por blindagem e acompanhados por estratégias de

software tolerantes a falhas (*watchdog timers*, reinicializações periódicas). Considerando ainda o âmbito do CubeDesign, e a popularidade do ESP32 em projetos acadêmicos, optou-se por utilizar este controlador embarcado.

A implementação digital do controlador adiciona outra camada de complexidade. É necessário transpor o modelo contínuo, que pode ser projetado em espaço de estados (Ogata, 2010), para o domínio discreto, considerando os efeitos do período de amostragem, atrasos de computação e a natureza do segurador de ordem zero (ZOH) do atuador. A obra de (Franklin; Powell; Workman, 1998) é a referência fundamental para este processo de discretização. Os algoritmos de controle de satélites de órbita baixa são implementados de forma eficiente em um microcontrolador, frequentemente utilizando um sistema operacional de tempo real (RTOS) para gerenciar tarefas concorrentes de sensoriamento, processamento e atuação. É possível ainda o não uso de RTOS, através de análise de engenharia de software, calculando-se os ciclos de execução de cada processo no *firmware*.

## 2.5 Controle de Sistemas Dinâmicos

Em plataformas de baixo custo como o CubeSat AllSpark, o uso de microcontroladores implica que o sinal de controle é processado em intervalos discretos de tempo. Para tratar dessa natureza discreta, esse trabalho considera a teoria de controle discreto, adotando um ZOH (*Zero Order Holder* - Segurador de Ordem Zero). O Segurador de Ordem Zero (ZOH) é o modelo matemático que descreve a conversão de um sinal discreto  $u[k]$  em um sinal contínuo  $u(t)$ , mantendo o valor constante entre períodos de amostragem  $T_s$  (Franklin; Powell; Workman, 1998).

No contexto do desenvolvimento do AllSpark, o ZOH ajuda a modelar o comportamento dos sensores e atuadores em tempo discreto. O efeito médio do PWM, filtrado pela indutância do motor, aproxima-se de um sinal contínuo gerado por um ZOH, introduzindo um atraso de fase mínimo de  $T_s/2$  sobre o período de amostragem (Ma *et al.*, 2018).

Além do trabalho de Ma *et al.* (2018), o trabalho de Franquiz (2015) dá uma luz sobre o tema de discretização, sendo uma referência importante para a abordagem teórica deste projeto. No trabalho de Franquiz (2015) há a modelagem de pontos do sistema onde um sinal originalmente analógico é discretizado. Diferente do trabalho de Franquiz (2015), esse projeto utiliza um LKF (*Linear Kalman Filter* - Filtro de Kalman Linear). A diferença entre um EKF e um LKF costuma residir na natureza do sistema, onde um EKF é normalmente aplicado em ADCS de três ou mais eixos, enquanto o LKF é suficiente para o controle em eixo único, e pode lidar com eventuais não linearidades através de abordagens adaptativas, tornando-o um LKF adaptativo.

A escolha do LKF é baseada em trabalhos anteriores como os de Ten-Caten (2024) e Franquiz (2015). Inicialmente, considerou-se o uso de um EKF pela não linearidade entre ângulos de  $359^\circ$  e  $0^\circ$ . Apesar disso, um tratamento angular via *software* resolve a descontinuidade matemática, e isso não torna o sistema não linear. Posteriormente avaliou-se se o uso de matriz de

covariância para mudança nos graus de confiabilidade dos sensores poderia tornar o sistema em malha fechada não linear. Mas não foram encontrados argumentos acadêmicos que reforçassem essa tese, lendo a descrição do filtro um LKF adaptativo.

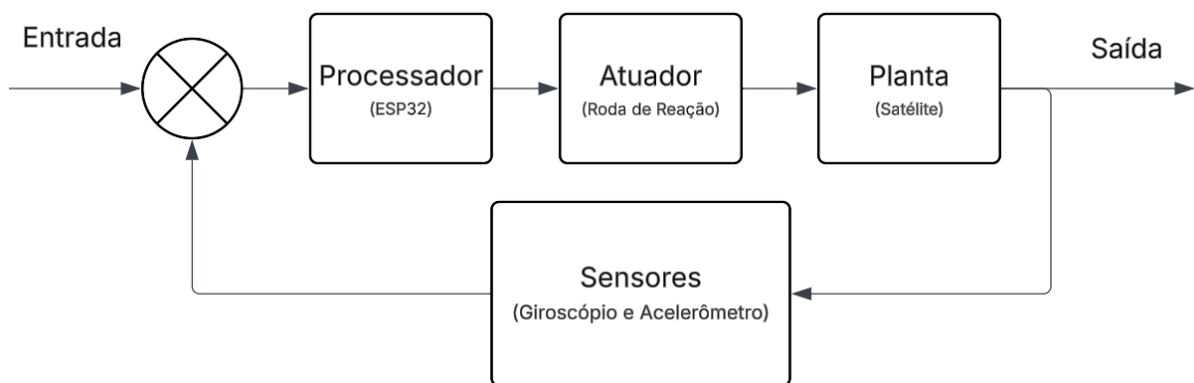
A revisão da literatura evidencia um corpo consolidado de conhecimento teórico sobre dinâmica de atitude e uma crescente produção acadêmica e técnica focada na adaptação desses princípios à plataforma CubeSat. Trabalhos como os de Prindle (2023) e Bringhenti (2016) abordam facetas específicas como o projeto da roda de reação e estratégias de dessaturação. E trabalhos como os de Ma *et al.* (2018), Ten-Caten (2024) e Franquiz (2015) auxiliam na compreensão da discretização de sistemas contínuos.

### 3 MATERIAIS E MÉTODOS

A concepção do subsistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS) do nanosatélite AllSpark fundamenta-se, primariamente, nos requisitos operacionais impostos pela missão de sensoriamento remoto e pelas restrições físicas do padrão CubeSat 2U.

A missão de detecção de manchas de óleo oceânicas demanda que a carga útil óptica mantenha um vetor de apontamento estável em direção à Terra, durante a passagem sobre a área de interesse, ou ao Sol, para recarga de Energia. Conseqüentemente, o requisito funcional mandatório do sistema de controle é a estabilização ativa em um eixo, mitigando as perturbações rotacionais induzidas pelo ambiente de Órbita Baixa da Terra (LEO), assegurando que a velocidade angular residual e o erro de apontamento permaneçam dentro dos limites que garantam a integridade da aquisição de imagens e o cumprimento das diretrizes da competição CubeDesign 2025. Adicionalmente, restrições não-funcionais críticas, inerentes à plataforma 2U, limitam o volume disponível, a massa total do subsistema e o orçamento de potência elétrica, forçando a adoção de uma arquitetura baseada estritamente em componentes comerciais (COTS) de alta integração e baixo consumo energético.

Figura 4 – Diagrama de blocos do sistema de controle (Sensores, Processador, Atuador) em malha fechada

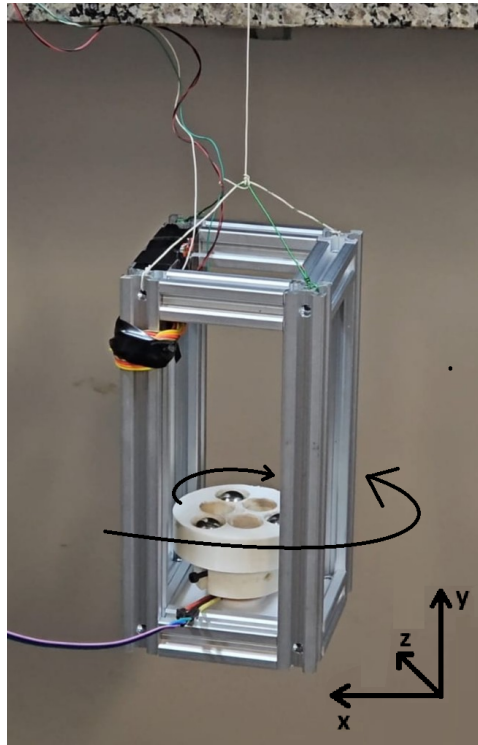


Fonte: Próprio Autor, 2026.

Para atender a tais requisitos, estabeleceu-se uma arquitetura de controle em malha fechada composta por três blocos fundamentais (Figura 4): a unidade de sensoriamento inercial, a unidade de processamento, e o conjunto atuador. O *hardware* desenvolvido baseia-se no microcontrolador ESP32 (Espressif Systems) como a unidade central de processamento. Durante os testes de bancada foram utilizadas as versões do ESP32 com dois núcleos (*ESP32-S2 WROVER*), e posteriormente reduzidas para versão de núcleo único (*ESP32-C3 MINI*), o que reduz o consumo energético, ao custo do aumento de complexidade de desenvolvimento do controlador.

No elo de realimentação do sistema, a determinação da atitude é realizada através de uma Unidade de Medição Inercial (IMU) baseada em tecnologia MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems), especificamente o sensor MPU6050 e o sensor GY273. O sensor MPU6050 integra

Figura 5 – Teste de bancada motor A2212, indicado os eixos de referência e sentido de rotação do satélite e da roda de reação



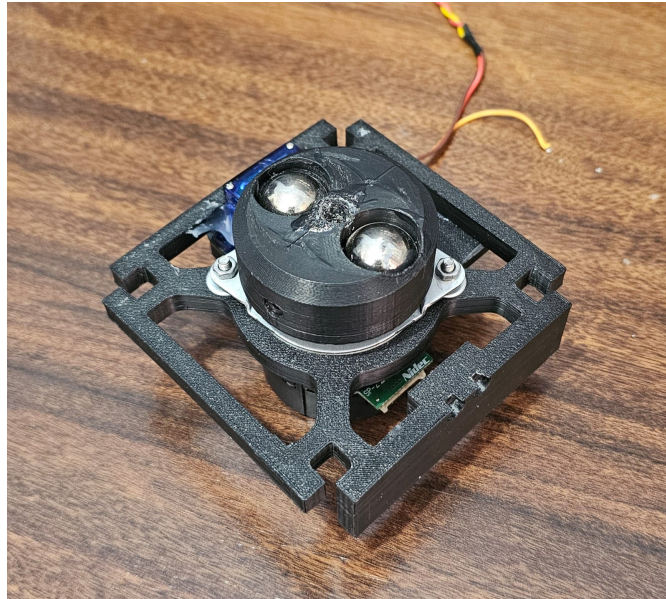
Fonte: Próprio Autor, 2026.

um giroscópio de três eixos e um acelerômetro de três eixos, comunicando-se com o processador via barramento I2C. Já o GY273 é um magnetômetro de uso comercial que trabalha em paralelo com o MPU6050. Dada a natureza ruidosa dos sensores MEMS de baixo custo e a propensão ao *drift* (deriva) do giroscópio, a arquitetura de *firmware* prevê a implementação de algoritmos de fusão sensorial para a estimativa robusta do estado atual do satélite.

O elemento final de controle, crítico para a dinâmica do sistema, é o volante inercial acionado por um motor - conjunto comumente chamado Roda de Reação. Após pesquisar trabalhos anteriores, verificou-se que Hawary *et al.* (2019) foi capaz de modelar o matematicamente o motor A2212. Esse modelo foi utilizado em simulações no Simulink para avaliar a aplicabilidade deste motor. A simulação demonstrou que o motor atende aos requisitos do do projeto, tendo potência suficiente para atuar sobre um CubeSat 2U.

Baseado nas simulações, foram projetadas versões de volante com diferentes inércias para testes em bancada. Cada valor inercial visou avaliar empiricamente o tempo de reação do satélite em teste de bancada. Após os testes constatou-se que o motor apresenta alto torque e velocidade terminal, porém pouca precisão de controle (Figura 5). A dificuldade de controle do modelo A2212 se estende pela necessidade de um Controlador Eletrônico de Velocidade (ESCs) para controlar o motor, e os modelos de ESCs disponíveis no mercado apesar de robustos tem alto consumo energético, baixa eficiência, e ocupariam muito volume interno no CubeSat.

Figura 6 – Roda de Reação utilizada na modelagem do atuador, já acoplada ao eixo do motor NIDEC 24H, parafusado no suporte de encaixe dentro do CubeSat.



Fonte: Próprio Autor, 2026.

O motor NIDEC 24H foi selecionado por integrar em seu próprio encapsulamento, um driver de potência e um encoder de quadratura, diferentemente do modelo A2212, que requer ESC externo e carecem de retroalimentação de velocidade precisa. Esta característica de arquitetura simplifica o projeto eletrônico e permite o fechamento de uma malha interna de velocidade com alta largura de banda diretamente no atuador, e propiciando o monitoramento preciso da velocidade de rotação para a aplicação de torque, conforme modelado a seguir. Outro fator de adoção deste motor foi o preço e rápida disponibilidade em comparação com outras opções, como as apresentadas na Figura 3.

Com a mudança de motor, houve o desenvolvimento de novos modelos de volante inercial para serem acoplados ao motor para testes em bancada. Com a formalização do modelo foram feitos testes em bancada para entrada em rampa e degrau para o motor NIDEC 24h, já com o volante inercial acoplado. Os dados dispostos nas Figuras 8 e 10 permitem conjecturar valores referentes ao modelo matemático da roda de reação para simulação do sistema de controle.

### 3.1 Definição de Requisitos e Arquitetura

Os requisitos do sistema são descritos no Apêndice A.2 e compõem os desafios do CubeDesign. Esses requisitos são usados como parâmetros nas simulações e testes em bancada.

### 3.2 Modelagem Dinâmica do Atuador

A modelagem do motor seguiu a análise dos valores obtidos por meio de testes em bancada como registrado na Figura 6. Os testes foram feitos respeitando períodos de amostragem empíricos (10 milissegundos), a uma tensão de alimentação contínua de 12 Volts. Para avaliação da velocidade foram considerados o número de pulsos capturado pelo encoder entre os intervalos de processamento.

Figura 7 – Teste de bancada para modelagem do atuador e sistema de controle



Fonte: Próprio Autor, 2026.

O atuador principal do sistema ADCS é composto pelo motor brushless NIDEC 24H acoplado rigidamente a um volante inercial, projetado para atender as critérios de estabilização dispostos nos requisitos do CubeDesign, conforme apresentado na Figura 7. Devido à dinâmica rápida da malha de corrente interna do driver em comparação com a dinâmica mecânica do rotor, o comportamento do sistema pode ser aproximado satisfatoriamente por um modelo dinâmico de primeira ordem.

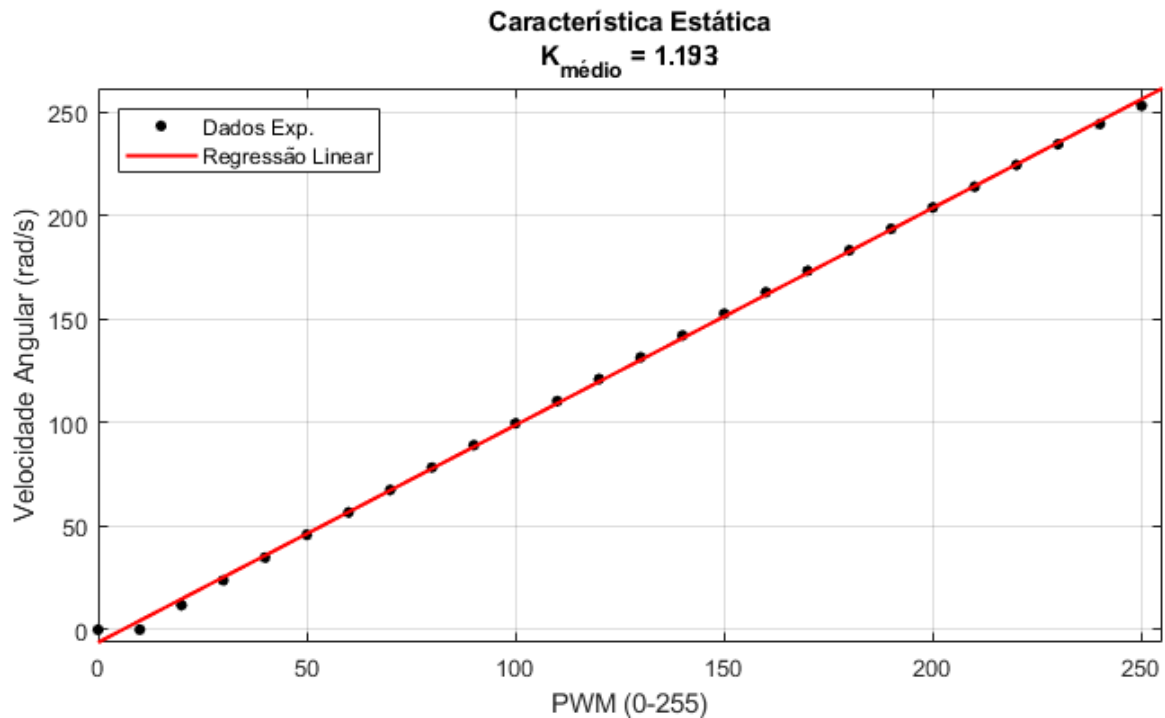
A função de transferência  $G_a(s)$ , que relaciona a velocidade angular do rotor  $\Omega(s)$  com o sinal de controle  $U(s)$ , é descrita no domínio de Laplace pela equação

$$G_a(s) = \frac{\Omega(s)}{U(s)} = \frac{K}{\tau s + 1} \quad , \quad (3.1)$$

onde  $K$  representa o ganho estático do sistema [ $\text{rad/s} \cdot \text{PWM}^{-1}$ ] e  $\tau$  é a constante de tempo mecânica [s]. Para determinar estes parâmetros com precisão, optou-se por uma abordagem de identificação de sistemas caixa-cinza, utilizando dados experimentais coletados do hardware

real via telemetria do microcontrolador ESP32-C3 (Katayama, 2005; Overschee; Moor, 1996; Bedendo *et al.*, 2011).

Figura 8 – Teste de resposta à rampa

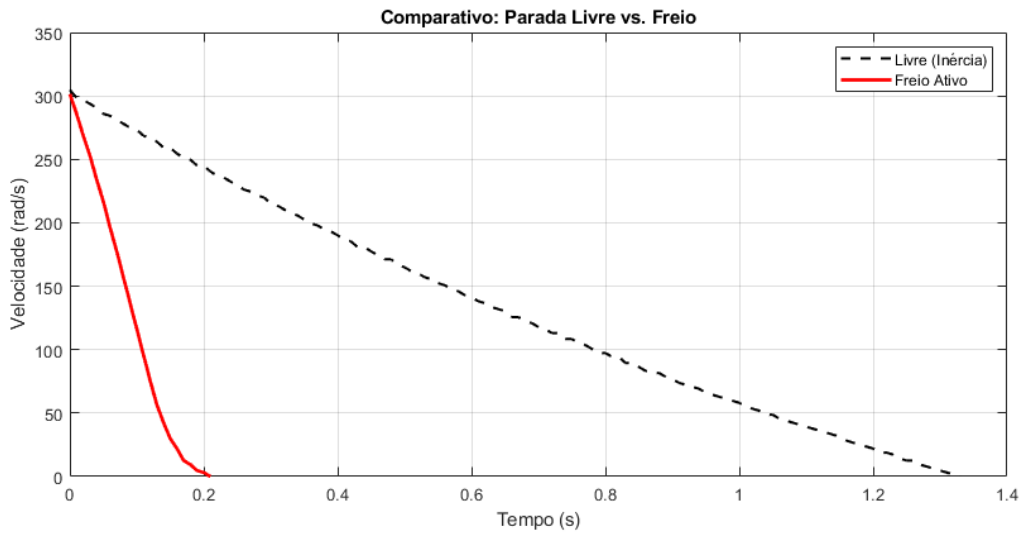


Fonte: Próprio Autor, 2026.

Foram feitos quatro experimentos para modelagem do atuador. O primeiro experimento consistiu em teste de resposta ao degrau, e segundo experimento de resposta à rampa. Os resultados estão ilustrada nas Figuras 8, 10. Nos experimentos seguintes foi feito um teste de desaceleração aplicando-se um degrau unitário invertido (velocidade inicial não nula), aplicando tensão na armadura do motor (freio eletromagnético), e por último uma réplica porém com armadura do motor livre (apenas atrito mecânico). As informações de desaceleração estão ilustradas na Figura 9, e demonstram um comportamento altamente linear na região de operação acima da zona morta do motor ( $\text{PWM} > 15$ ). Através de uma regressão linear aplicada aos dados experimentais convertidos para o Sistema Internacional (rad/s), obteve-se um coeficiente de determinação  $R^2 \approx 0.9997$ , validando a hipótese de linearidade. O ganho estático identificado foi de  $K = 1.1934 \text{ rad/s/PWM}$ .

É importante considerar caracterização da dinâmica transitória existente nos sinal de entrada. Aplicando-se uma variação instantânea de 0 para 255 no sinal PWM (PWM de precisão de 8-bits, e ciclo de 20kHz). A resposta temporal da velocidade, capturada com período de amostragem de 10ms, permitiu a determinação da constante de tempo  $\tau$ , definida como o tempo necessário para que a saída atinja 63,2% de seu valor final. Utilizando o método de ajuste de curva por mínimos quadrados não-lineares (non-linear least squares fitting), identificou-se o valor de  $\tau = 0.0595 \text{ s}$  (59,9 ms), evidenciando uma resposta rápida do atuador, característica

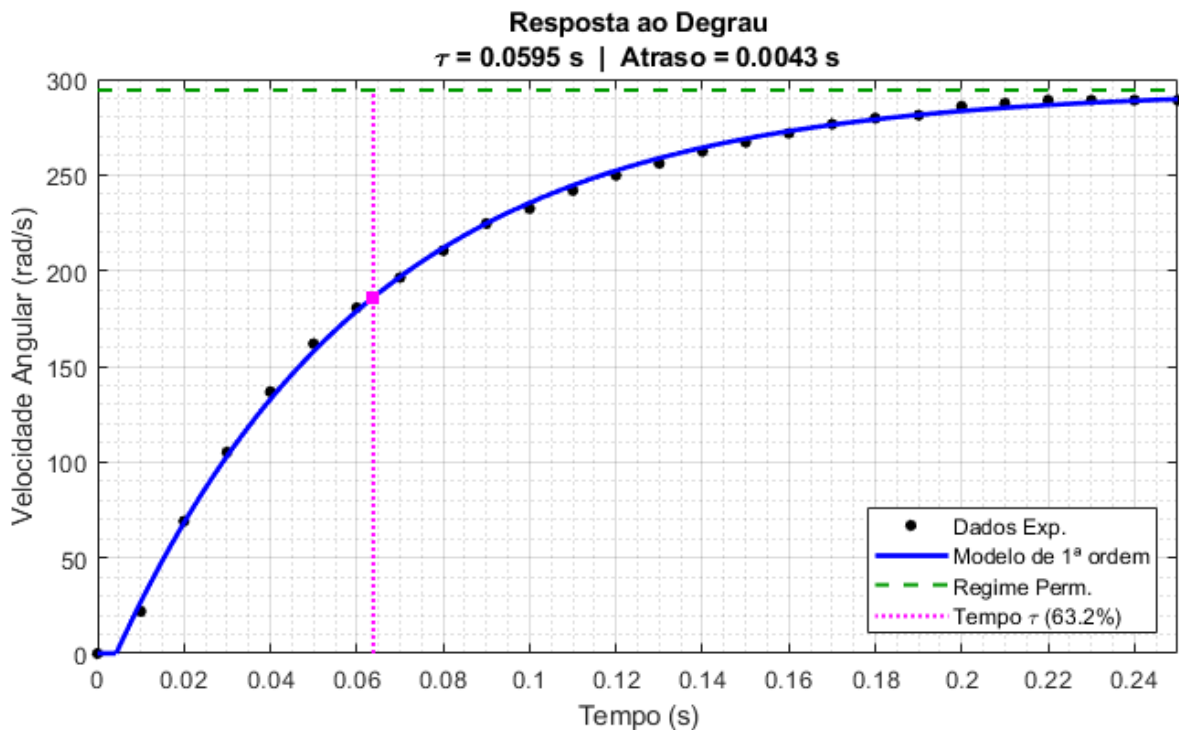
Figura 9 – Teste de bancada para modelagem do atrito



Fonte: Próprio Autor, 2026.

desejável para a rejeição de distúrbios de atitude. A validação do modelo dinâmico frente aos dados reais é apresentada na Figura 10.

Figura 10 – Teste de resposta ao degrau



Fonte: Próprio Autor, 2026.

Adicionalmente aos parâmetros elétricos, a modelagem física do controle de atitude depende do momento de inércia do rotor ( $J_w$ ), uma vez que o torque de reação aplicado ao satélite ( $T$ ) é proporcional à taxa de variação do momento angular da roda ( $T = J_w \cdot \dot{\omega}$ ). Através da aná-

lise das propriedades de massa do modelo CAD no software SolidWorks, obteve-se o valor de  $J_w = 4.498 \times 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ . Combinando os parâmetros identificados através do CAD à Equação 3.1 obteve-se a função de transferência do atuador,

$$G_a(s) = \frac{1.1934}{0.0595s + 1} \quad , \quad (3.2)$$

utilizada nas simulações subseqüentes deste trabalho. Essa equação modela a dinâmica da roda de reação, permitindo o projeto do controlador de atitude com base em dados empíricos validados.

### 3.3 Modelagem Dinâmica do Satélite

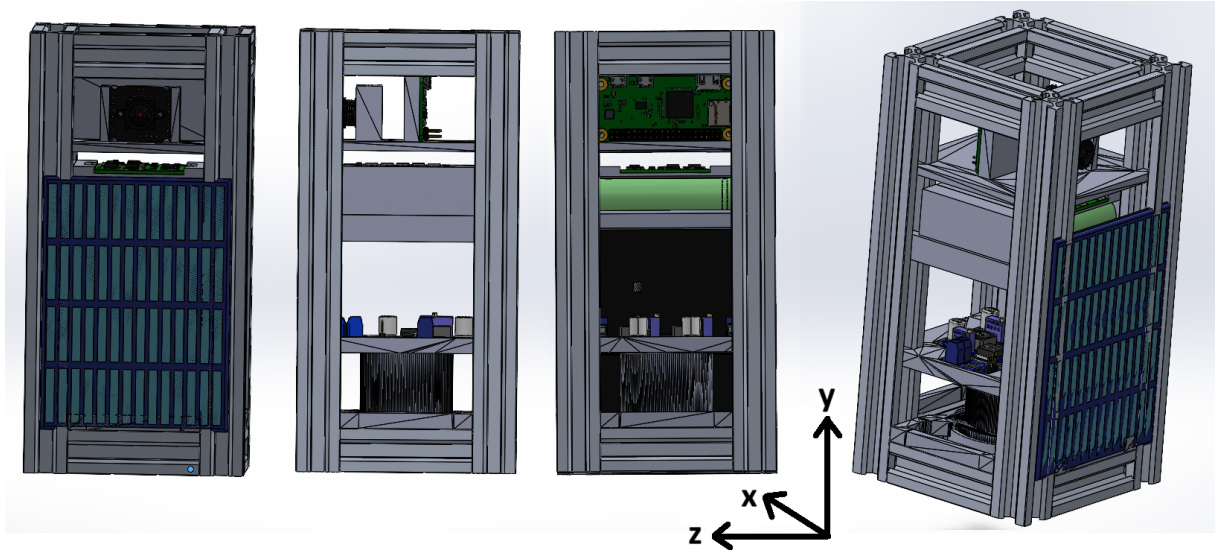
A dinâmica de atitude do satélite AllSpark é modelada considerando o CubeSat como um corpo rígido em rotação livre no espaço, sujeito à lei de conservação do momento angular. Para o controle mono eixo proposto, a interação entre o atuador e a estrutura do satélite obedece à Terceira Lei de Newton aplicada a sistemas rotacionais: o torque aplicado pelo motor à roda de reação gera um torque de reação de igual magnitude e sentido oposto no corpo do satélite. A equação diferencial que rege esse movimento, desconsiderando-se temporariamente torques perturbadores externos, é descrita por  $J_s \cdot \ddot{\theta}(t) = -T_w(t)$ , onde  $J_s$  é o momento de inércia total do satélite em torno do eixo de atuação e  $\ddot{\theta}$  é a aceleração angular resultante e  $T_w$  é o torque aplicado pela Roda de Reação

A determinação do parâmetro  $J_s$  é fundamental para a sintonia do controlador. Dada a impossibilidade prática de medição experimental direta da inércia do satélite integrado em ambiente de microgravidade ou mesa de ar sem atrito nessa fase do projeto, optou-se pela estimativa computacional. Desenvolveu-se um modelo tridimensional detalhado da montagem completa no software SolidWorks, englobando a estrutura mecânica projetada, os módulos eletrônicos e o sistema de baterias. Para assegurar a fidelidade do modelo digital, componentes comerciais (COTS) e módulos eletrônicos provenientes de bibliotecas de engenharia foram validados individualmente através de aferições manuais de massa e dimensões físicas antes de sua integração virtual. Embora um gêmeo digital perfeito seja inviável devido às restrições de tempo e recursos do projeto, esta aproximação garante que a distribuição de massa simulada seja suficientemente representativa do protótipo físico.

A análise das propriedades de massa da montagem final resultou em uma massa total de 1,187 kg, valor condizente com o padrão CubeSat 2U. A matriz de inércia extraída do software indicou que o eixo de atuação da roda de reação está alinhado com o eixo Y do sistema de coordenadas do modelo CAD. Conseqüentemente, o momento de inércia relevante para o projeto do controlador é o componente  $L_{yy}$  relativo ao eixo y como demonstrado na Figura 11. Realizando a conversão de unidades do sistema métrico do software para o Sistema Internacional, tem-se

$$J_s = 2.092.451,17 \text{ g} \cdot \text{mm}^2 \times 10^{-9} \approx 0.00209 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad . \quad (3.3)$$

Figura 11 – Modelo CAD do satélite AllSpark utilizado para estimativa das propriedades inerciais, com destaque para as vistas frontal, lateral, traseira e em perspectiva



Fonte: Próprio Autor, 2026.

Com a definição das inércias do atuador (Seção 3.2) e do satélite, é possível estabelecer a Função de Transferência Global da planta em malha aberta,  $G_{global}(s)$ , que relaciona o sinal de controle PWM ( $U$ ) diretamente com o ângulo de atitude do satélite ( $\Theta_s$ ). A relação considera a dinâmica do motor, a conversão de velocidade em torque pela derivada do momento angular ( $T_w = s \cdot J_w \cdot \Omega$ ) e a dinâmica de corpo rígido do satélite ( $1/J_s s^2$ ).

A literatura já consolidada sobre a dinâmica do satélite desconsidera a influência da inércia da roda de reação por ser ordens de magnitude menor. Dessa forma, o termo  $1/s^2(J_w + J_s)$  é considerado como  $1/J_s s^2$ . A equação da planta, utilizada para as simulações numéricas, é apresentada a seguir:

$$\frac{\Theta_s(s)}{U(s)} = \frac{K \cdot J_w}{J_s \cdot s(\tau s + 1)} = \frac{1,1934 \cdot (4,498 \times 10^{-5})}{(2,092 \times 10^{-3}) \cdot s(0,0595s + 1)} \quad (3.4)$$

$$\frac{\Theta_s(s)}{U(s)} = \frac{5,367 \times 10^{-5}}{0,002092 \cdot s(0,0595s + 1)}$$

Esta função de transferência de segunda ordem (considerando o integrador da posição) evidencia a natureza integradora do sistema e a autoridade de controle limitada pela razão entre a inércia da roda e a inércia do satélite, servindo como base para o projeto do compensador digital descrito na seção seguinte.

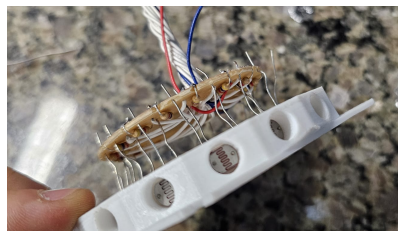
### 3.4 Projeto do Sistema de Controle

O sistema de controle de atitude opera em malha fechada, onde a precisão e a estabilidade do apontamento dependem intrinsecamente da qualidade da estimativa do estado dinâmico do satélite. O ambiente de operação em órbita baixa, somado às limitações de ruído e sensibilidade térmica típicas de sensores MEMS (*Micro-Electro-Mechanical Systems*) de baixo custo, exige uma estratégia robusta de processamento de sinais e fusão sensorial antes da aplicação da lei de controle.

#### 3.4.1 Sensoriamento e Filtragem de Ruído

A determinação da atitude do satélite AllSpark fundamenta-se na fusão de dados provenientes de dois sensores primários: um giroscópio triaxial, integrado à Unidade de Medição Inercial (IMU) MPU6050, e um magnetômetro triaxial modelo GY-273 (HMC5883L). O giroscópio fornece a taxa de variação angular instantânea ( $\dot{\theta}$ ) com alta resolução temporal, sendo ideal para a detecção de manobras rápidas. Entretanto, este sensor apresenta um erro sistemático variante no tempo, denominado bias, que, ao ser integrado numericamente para o cálculo da posição, resulta em um erro de atitude divergente (*random walk*), tornando-o inadequado isoladamente para a manutenção da referência em longos períodos. Complementarmente, o magnetômetro fornece uma referência absoluta de orientação em relação ao campo geomagnético, isenta de deriva temporal, porém caracterizada por ruído de alta frequência e suscetibilidade a distúrbios eletromagnéticos locais.

Figura 12 – Dispositivo Sensor Girassol



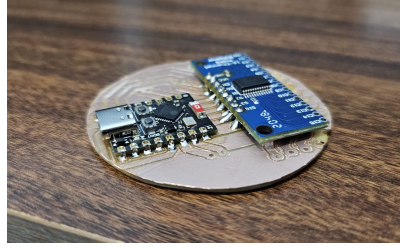
Fonte: Próprio Autor, 2026.

Pensando do desafio do CubeDesign de apontamento do satélite para o Sol, a equipe AllSpark desenvolveu um sensor de rastreamento luminoso chamado "Girassol". Esse sensor foi um movimento de inovação pela arquitetura e funcionamento. O sensor Girassol seria o responsável pelo referenciamento do satélite com relação ao Sol, e foi projetado através de uma matriz de 16 LDRs (*Light Dependent Resistor*) dispostos em ângulos de  $22,5^\circ$  em uma geometria que reduz o fluxo luminoso quando não alinhado a fonte luminosa. As informações de cada LDR seriam multiplexadas através de um circuito impresso CD74HC4067.

Uma pré-calibração permite definir níveis de precisão, e tempo de reposta. Porém durante o desenvolvimento do projeto, devido a desafios técnicos o sensor não foi consolidado no projeto

final, deixando um espaço de grande oportunidade de inovação real. Ainda sim, o sensor foi parcialmente produzido e testado. As taxas de atualização e precisão não foram calculadas, e o algoritmo de mapeamento da origem luminosa não foi finalizado.

Figura 13 – Processador Sensor Girassol



Fonte: Próprio Autor, 2026.

Para unificar os sensores na realimentação do sistema, e lidar com ruídos e viés dos sensores um LKF (Filtro Kalman Linear) foi implementado. O algoritmo foi formulado no espaço de estados discreto, definindo-se o vetor de estados  $x_k = [\theta_k, b_k]^T$ , onde  $\theta_k$  representa o ângulo de atitude estimado e  $b_k$  o viés do giroscópio a ser compensado (Kinatas; Hajiyev, 2024) (Ten-Caten, 2024). A dinâmica de predição (*Time Update*) projeta o estado futuro com base na leitura do giroscópio ( $u_k = \omega_{gyro}$ ) e no período de amostragem  $\Delta t$ , através das equações

$$\hat{x}_k^- = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \hat{x}_{k-1} + \begin{bmatrix} \Delta t \\ 0 \end{bmatrix} u_k \quad , \quad (3.5)$$

$$P_k^- = A P_{k-1} A^T + Q \quad . \quad (3.6)$$

A matriz de covariância do erro a priori ( $P_k^-$ ) é atualizada considerando a matriz de covariância do ruído do processo  $Q$ , cujos elementos  $Q_{angle}$  e  $Q_{bias}$  foram sintonizados empiricamente para equilibrar a resposta dinâmica e a estabilidade da estimativa do viés. Subsequentemente, a etapa de correção (*Measurement Update*) ajusta a estimativa baseando-se na leitura do magnetômetro ( $z_k = \theta_{mag}$ ). O ganho de Kalman ( $K_k$ ), que determina a ponderação entre a confiança no modelo dinâmico e na medição, é calculado pela Equação 3.7:

$$K_k = P_k^- H^T (H P_k^- H^T + R_{eff})^{-1} \quad (3.7)$$

Um detalhe significativo implementado neste projeto reside na natureza adaptativa da covariância de medição, denotada por  $R_{eff}$ . Diferentemente de implementações clássicas onde  $R$  é constante, o algoritmo ajusta a confiança no magnetômetro dinamicamente em função da magnitude da taxa de rotação e da inovação do filtro (erro entre a medição real e a predita) (Arslan, 2025). Esta estratégia visa rejeitar leituras espúrias do magnetômetro durante manobras rápidas ou distúrbios magnéticos transientes, priorizando a integração inercial nesses cenários. A atualização do estado é dada por:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - H\hat{x}_k^-) \quad (3.8)$$

Para fins de projeto do controlador linear no domínio da frequência, a dinâmica combinada dos sensores, do processamento digital e do algoritmo de estimação não-linear pode ser aproximada por uma função de transferência de primeira ordem. Esta representação simplificada captura o atraso de fase e a banda passante efetiva do estimador, essenciais para a análise de estabilidade do sistema em malha fechada. Considerando a sintonia final dos parâmetros  $Q$  e  $R$  e a taxa de atualização do filtro, modela-se o subsistema de sensoriamento pela Função de Transferência da Equação 3.9, com uma constante de tempo de estimação  $T_{est} \approx 50$  ms:

$$H_{sensor}(s) = \frac{\Theta_{estimado}(s)}{\Theta_{real}(s)} \approx \frac{1}{0,05s + 1} \quad (3.9)$$

Esta equação será utilizada nas simulações numéricas para representar o comportamento da realimentação de atitude, incluindo os efeitos de atraso que impactam a margem de fase do controlador. Simulações complementares descritas no Apêndice A.1 utilizam o modelo definido pelas Equações 3.6, 3.5, 3.8 e 3.7, e ajudam a validar a eficiência do filtro. O Apêndice A.1 disponibiliza o acesso ao código-fonte do algoritmo de aplicação do filtro implementado no *firmware*.

### 3.4.2 Controlador

O projeto da lei de controle para o subsistema de atitude visa garantir a estabilidade do satélite e o rastreamento preciso da referência de apontamento, anulando erros estáticos e rejeitando perturbações externas. Considerando a dinâmica do sistema, que apresenta um comportamento integrador natural (polo na origem), optou-se pela implementação de um controlador Proporcional-Integral (PI). A escolha desta estrutura, em detrimento de um PID completo, justifica-se pela natureza ruidosa do sinal dos sensores inerciais; a ação derivativa, embora útil para aumentar o amortecimento, poderia amplificar o ruído de alta frequência do giroscópio e do magnetômetro, resultando em atividade excessiva do atuador (*chattering*). A ação integral, por sua vez, é fundamental para assegurar erro nulo em regime permanente, compensando distúrbios constantes como o torque de gradiente de gravidade ou desalinhamentos mecânicos do centro de massa.

A modelagem matemática da planta a ser controlada, incorporando os parâmetros identificados do atuador e a inércia do volante de reação ( $J_w = 4,498 \times 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ), relaciona o ângulo de atitude  $\Theta_s(s)$  com o sinal de controle PWM  $U(s)$ . Para o cálculo do controlador diferente do conjecturado a priori na Equação 3.4, considerou-se a influência de  $J_w$  no denominador. Assim, a função de transferência em malha aberta, considerando a resposta forçada e o princípio da conservação do momento angular, é expressa pela Equação 3.10.

$$P(s) = \frac{\Theta_s(s)}{U(s)} = -\frac{J_w K}{(J_s + J_w)s(\tau s + 1)} \quad (3.10)$$

Substituindo-se os valores numéricos - inércia do satélite  $J_s = 2,092 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ , ganho do motor  $K = 1,1934 \text{ (rad/s)/PWM}$  e constante de tempo  $\tau = 0,0595 \text{ s}$  - obtém-se a representação numérica da planta. O sinal negativo na equação denota a natureza reativa do sistema, onde a aceleração do rotor em um sentido provoca a rotação do satélite no sentido oposto.

$$P(s) = -\frac{0,02511}{s(0,0595s + 1)} \quad (3.11)$$

Para a síntese do controlador  $C(s) = K_c + K_i/s$ , utilizou-se o método de alocação de polos (*Pole Placement*). Os requisitos de desempenho foram definidos visando um tempo de acomodação ( $t_s$ ) de 10 segundos para erro de 1,38% (5º) e um coeficiente de amortecimento ( $\zeta$ ) de 0,7, assegurando uma resposta rápida com sobressinal mínimo. A comparação entre a equação característica desejada e a equação característica do sistema em malha fechada permitiu determinar analiticamente os ganhos do controlador.

$$\begin{aligned} 1 + \left( \frac{K_c s + K_i}{s} \right) \left( -\frac{0,02511}{0,0595s^2 + s} \right) &= 0 \\ (0,0595s^2 + s) - 0,02511(K_c s + K_i) &= 0 \\ s^3 + 16,81s^2 - 0,422K_c s - 0,422K_i &= 0 \end{aligned} \quad (3.12)$$

Baseado nos critérios de desempenho, os polos dominantes de malha fechada foram alocados em  $s_{1,2} = -0,4 \pm j0,408$ . Dado que o sistema em malha fechada resulta em uma dinâmica de terceira ordem, o terceiro polo real foi posicionado em  $s_3 = -16,0$ , suficientemente afastado da origem no semiplano esquerdo para que sua influência na resposta transitória seja desprezível.

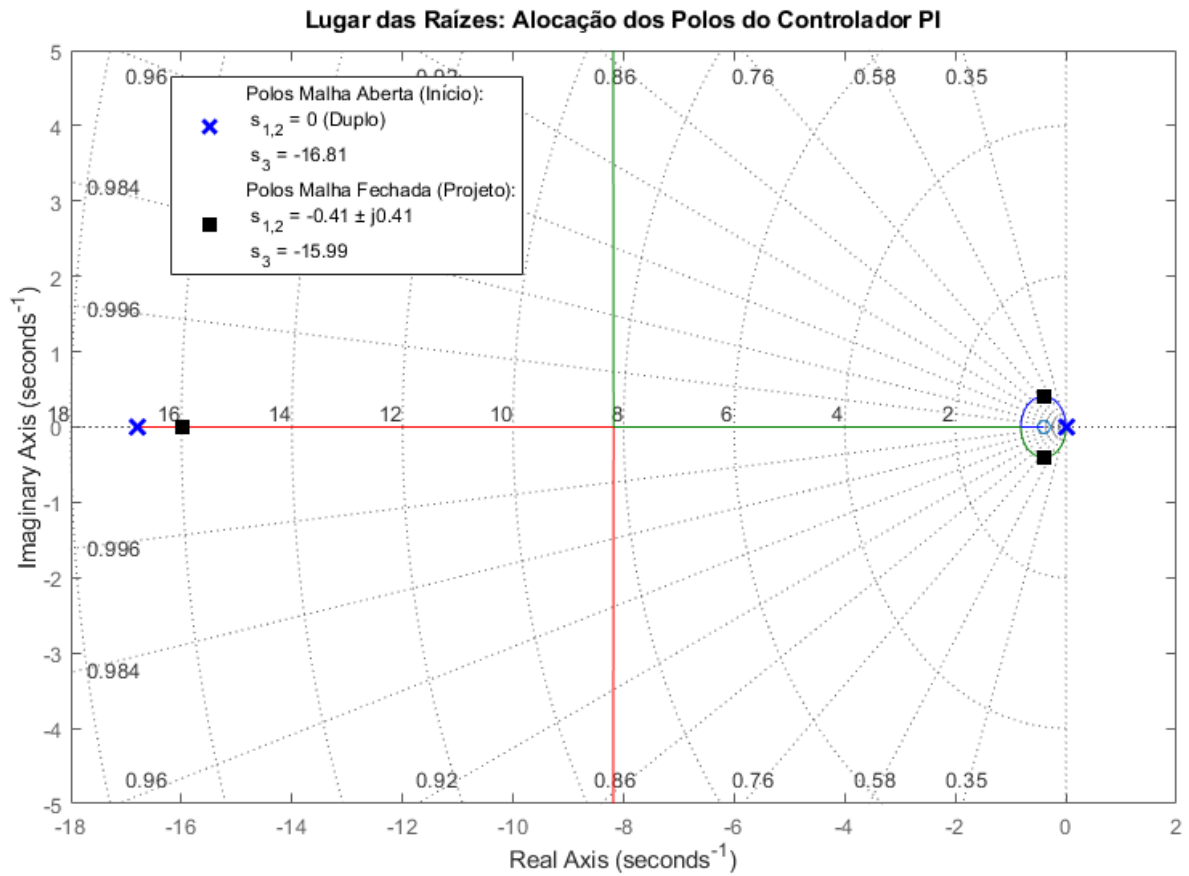
$$L(s) = C(s)P(s) = \frac{0,02511(31,12s + 12,38)}{s^2(0,0595s + 1)} \quad (3.13)$$

Devido ao ganho negativo da planta, os ganhos calculados também assumem valores negativos para garantir a estabilidade do sistema através da realimentação negativa efetiva. Os valores obtidos foram  $K_c = -31,12$  para o ganho proporcional e  $K_i = -12,38$  para o ganho integral. A função de transferência de malha aberta resultante é dada pela Equação 3.13.

$$G_{malhafechada}(s) = \frac{0,7816s + 0,3109}{0,0595s^3 + 1,00s^2 + 0,7816s + 0,3109} \quad (3.14)$$

Além da análise linear, a validação do projeto requer a verificação da viabilidade física do atuador, especificamente sua capacidade de absorver o momento angular do satélite sem saturar. O pior caso operacional considerado é a manobra de *detumbling*, onde o satélite deve ser

Figura 14 – Lugar das Raízes



Fonte: Próprio Autor, 2026.

estabilizado a partir de uma velocidade angular inicial de 60 RPM ( $\Omega_0 = 6,283$  rad/s). Aplicando o princípio da conservação do momento angular ( $J_{sat_{total}} \cdot \Delta\omega_s = J_w \cdot \Delta\omega_r$ ), calcula-se a variação de velocidade necessária na roda de reação:

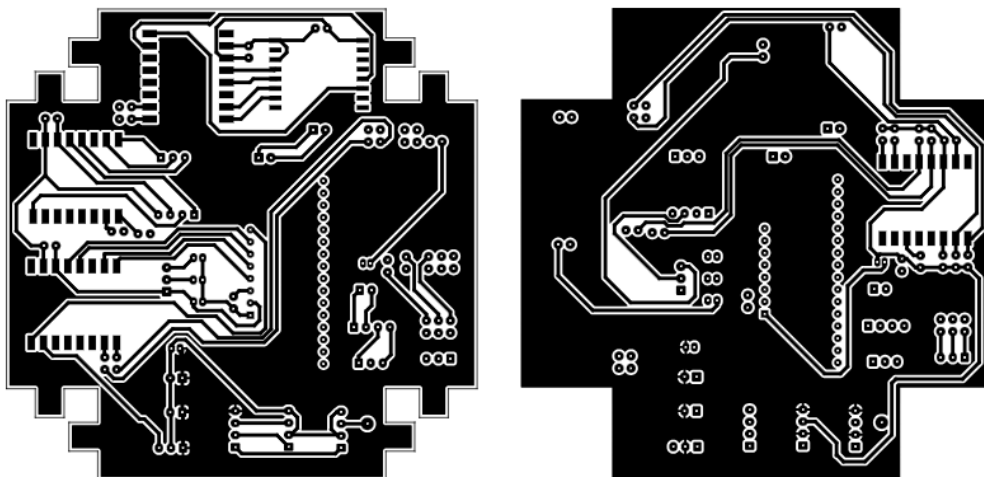
$$\Delta\omega_r = \frac{J_s + J_w}{J_w} |\Omega_0| = \frac{2,137 \times 10^{-3}}{4,498 \times 10^{-5}} \times 6,283 \approx 298,6 \text{ rad/s} \quad (3.15)$$

O resultado indica que a roda deve atingir aproximadamente 2852 RPM para anular a rotação inicial do satélite. Considerando que a velocidade máxima experimental do motor NIDEC 24H é de 2905,9 RPM, conclui-se que o atuador dimensionado é capaz de realizar a manobra dentro de seus limites operacionais, com uma margem de segurança de aproximadamente 54 RPM. Para evitar a saturação do termo integral durante grandes erros iniciais, o algoritmo de controle implementado no *firmware* inclui, adicionalmente, uma técnica de *anti-windup* condicional, assegurando a integridade da ação de controle.

### 3.5 Projeto do Hardware e *Firmware*

Para integrar todos os sistemas, a equipe AllSpark desenvolveu o satélite de forma modular, integrando os subsistemas através de conectores elétricos. A parte de *hardware* do sistema foi projetada para operar de maneira descentralizada em uma mesma placa de circuito PCB, diminuindo a distância das trilhas entre os módulos. Isso permitiria o aumento da velocidade dos barramentos frente a ruídos e interferências externas. O projeto inicial contou com 5 módulos, controlados por microcontroladores ESP32C3, e um módulo central chamado computador de bordo, que seria responsável por centralizar as informações de cada subsistema, e encaminhá-las para transmissão de telemetria e armazenamento. A Figura 15 mostra o design produzido através do *software* KiCad.

Figura 15 – Vista da impressão do design de circuito para PCB frente e verso

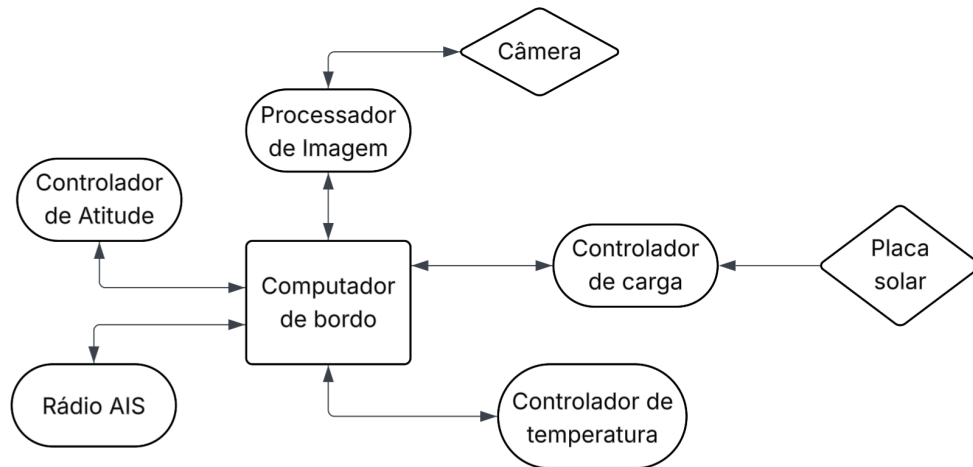


Fonte: Próprio Autor, 2026.

A escrita do firmware para cada subsistema foi feita em conjunto com o desenvolvimento dos circuitos, uma vez que o microcontrolador possui limitações de hardware, e cada subsistema tem requisitos diferentes no uso dos recursos do ESP32C3. Dadas as limitações relativas a uso de GPIOs, processos críticos, comunicação entre módulos, e consumo energético, foi escolhido a padronização do protocolo I2C para comunicação entre módulos, através de um circuito tipo estrela, centralizando a comunicação no microcontrolador principal, que seria responsável pelo gerenciamento de cada módulo. O diagrama 16 exemplifica a topologia projetada para o hardware.

Durante a confecção da placa PCB através de fresagem com uso de CNC, notou-se uma dificuldade técnica em manter a robustez das trilhas e contato dos componentes soldados na placa PCB, pela característica de acabamento da fresagem, e pela falta de metalização de furos da placa PCB, que diminui ou zera qualquer interferência do componente na placa, rompendo

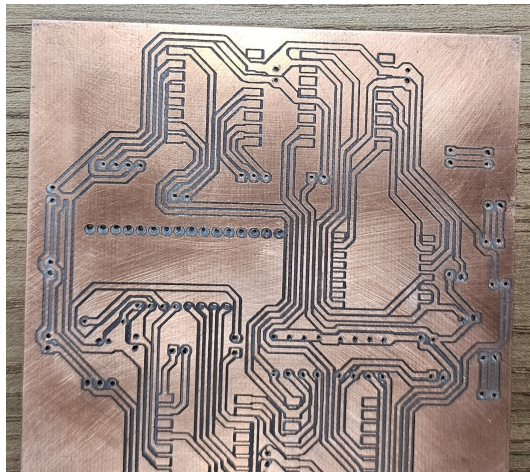
Figura 16 – Diagrama de blocos de comunicação do hardware



Fonte: Próprio Autor, 2026.

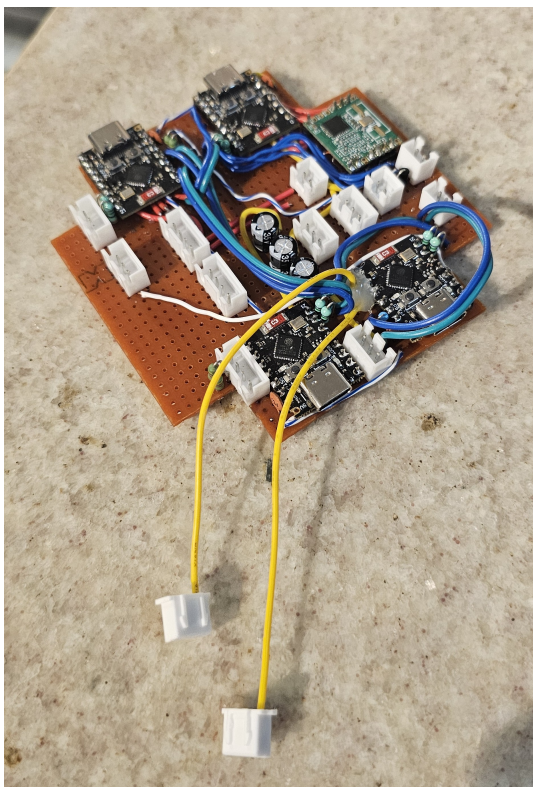
assim as trilhas soldadas, ou descolando a trilha da placa. Para solucionar este desafio, migrou-se para o uso de placa perfurada, permitindo com que as trilhas fossem desenhadas utilizando estanho, e permitindo a criação de *jumpers* e trilhas sobrepostas, tendo como resultado final a placa mostrada na Figura 18, onde os componentes foram soldados e testados individualmente o funcionamento.

Figura 17 – PCB fabricada em fresa



Fonte: Próprio Autor, 2026.

Figura 18 – Circuitos integrados em placa de cobre pré perfurada



Fonte: Próprio Autor, 2026.

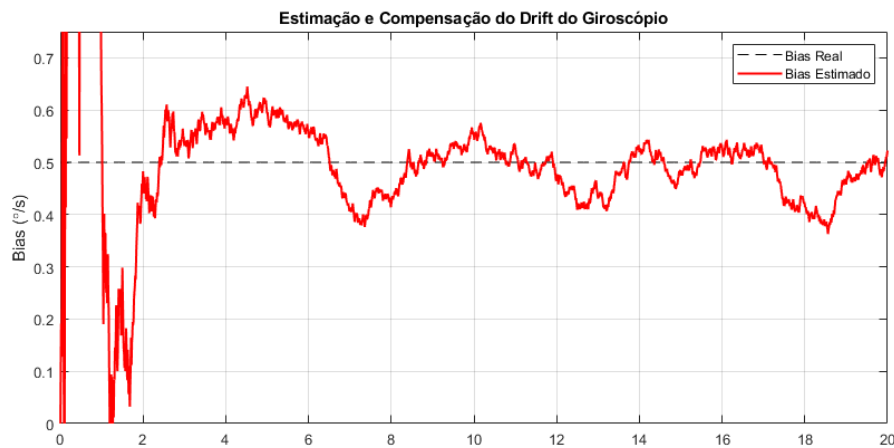
## 4 RESULTADOS

### 4.1 Simulações Numéricas e Desempenho

#### 4.1.1 Desempenho do Filtro Kalman

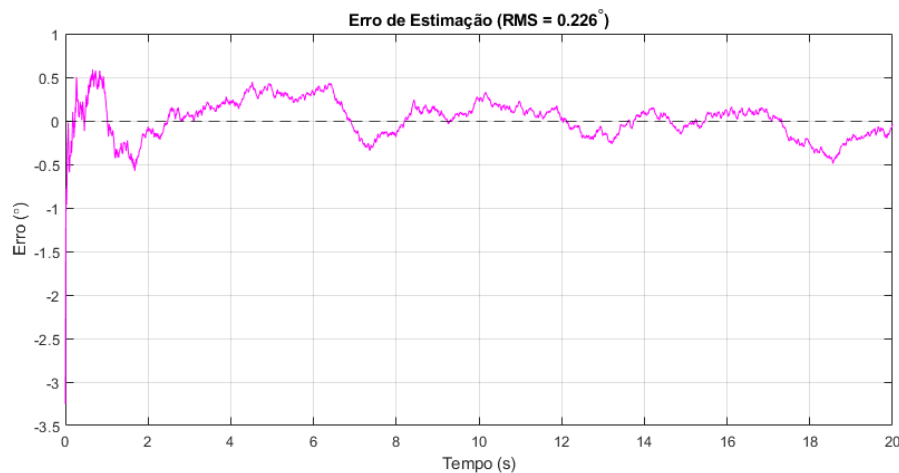
Na avaliação de desempenho do projeto, a primeira etapa consistiu na avaliação do algoritmo de fusão sensorial. Conforme discutido na modelagem, sensores MEMS de baixo custo apresentam ruído de medição significativo no magnetômetro e deriva temporal (*drift*) no giroscópio. A Figura 19 ilustra em ambiente simulado a atuação do LKF desenvolvido, onde é possível observar a capacidade do algoritmo em estimar e compensar o viés do giroscópio em tempo real, impedindo a divergência da integral da atitude.

Figura 19 – Simulação de Estimação e Compensação do *Drift*



Fonte: Próprio Autor, 2026.

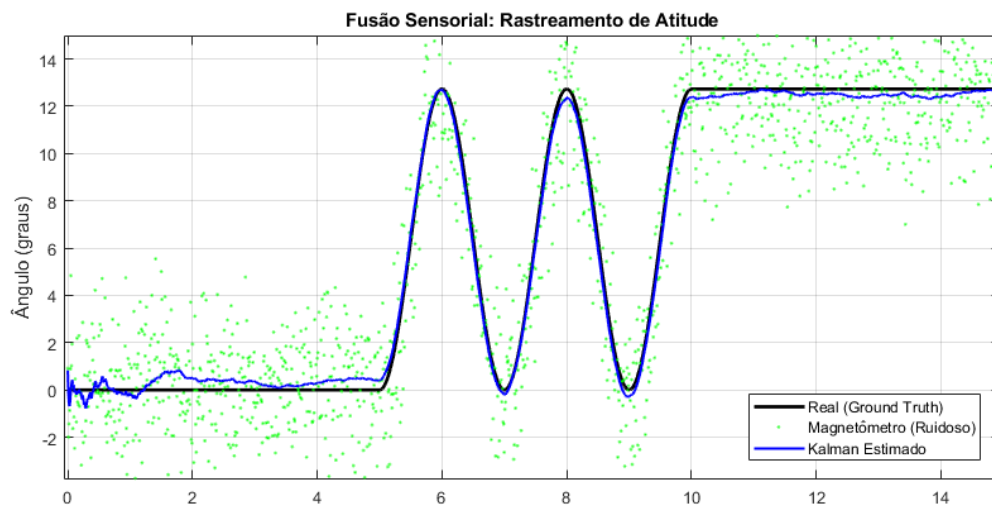
Figura 20 – Simulação do erro de estimação



Fonte: Próprio Autor, 2026.

A eficiência dessa compensação é corroborada pelo erro da estimação, mostrado na Figura 20, onde o erro residual converge para zero após o período de transitoriedade inicial. Na Figura 19 o filtro inicia assumindo um viés de  $0^\circ/s$ . Ao cruzar os dados do giroscópio e magnetômetro, ocorre uma correção abrupta, que converge para o viés real do sensor. Essa constatação fica evidenciada ao analisar o contraste com a Figura 20, que inicia com erro não nulo. Esse erro inicial proporciona a correção abrupta vista na Figura 19, após a correção abrupta o sistema segue oscilando dentro de uma margem de erro aceitável, com RMS de  $0,226^\circ$ .

Figura 21 – Filtro Kalman vs Real vs Magnetômetro

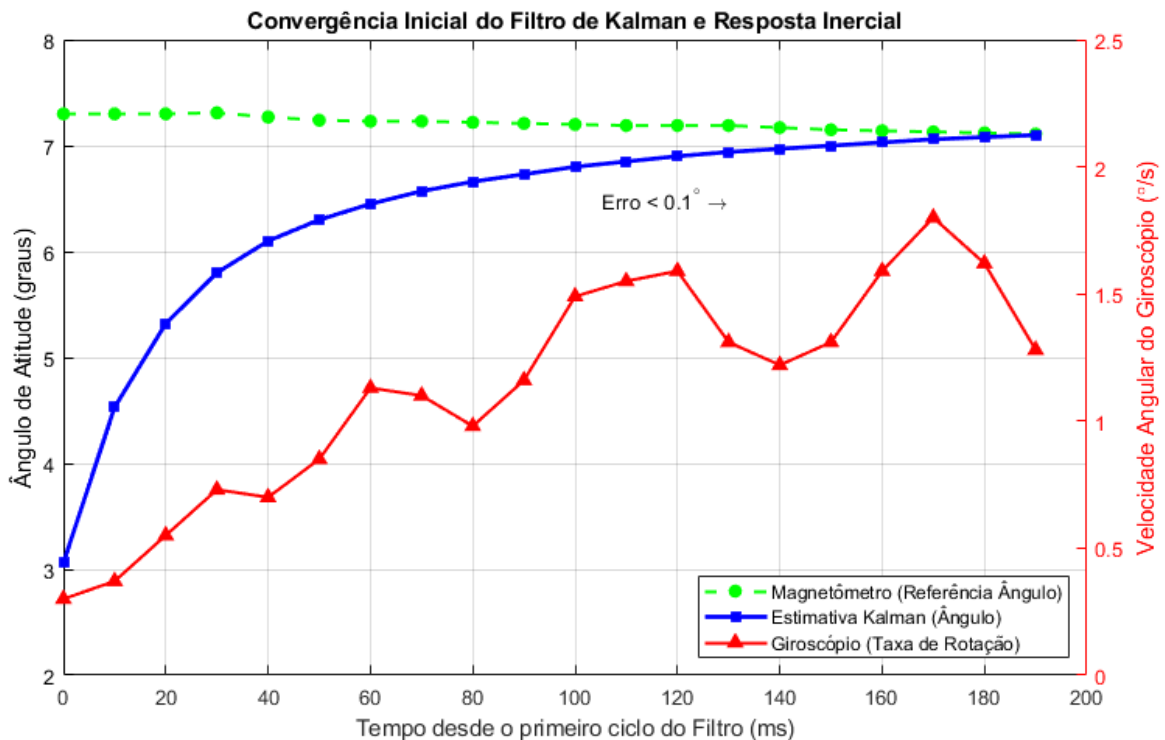


Fonte: Próprio Autor, 2026.

Para verificar a robustez frente ao ruído de medição, a Figura 21 apresenta o comparativo entre o sinal ruidoso do magnetômetro e a saída filtrada em simulação. Nota-se que o LkF atua efetivamente como um filtro passa-baixa adaptativo, rejeitando os componentes de alta frequência do sensor magnético (ruídos) enquanto mantém a resposta dinâmica rápida provida pelo giroscópio. Nesta simulação, os pontos verdes são as leituras ruidosas do magnetômetro, e a linha azul a estimativa do LKF, enquanto a linha preta é o valor real da posição durante a simulação.

A implementação embarcada no microcontrolador ESP32 foi validada através da análise dos logs de inicialização do sistema. Os dados reais, apresentados na Figura 22, confirmam a funcionalidade da rotina de carregamento de parâmetros de calibração salvos na memória Flash. Observa-se que o sistema inicia já compensando um viés de giroscópio de  $-0,1718^\circ/s$  e fatores de escala de magnetômetro previamente calculados ( $xScale = 1,0218$ ), eliminando a necessidade de calibração a cada reinicialização.

Figura 22 – Telemetria Completa de Inicialização e Convergência do Filtro de Kalman



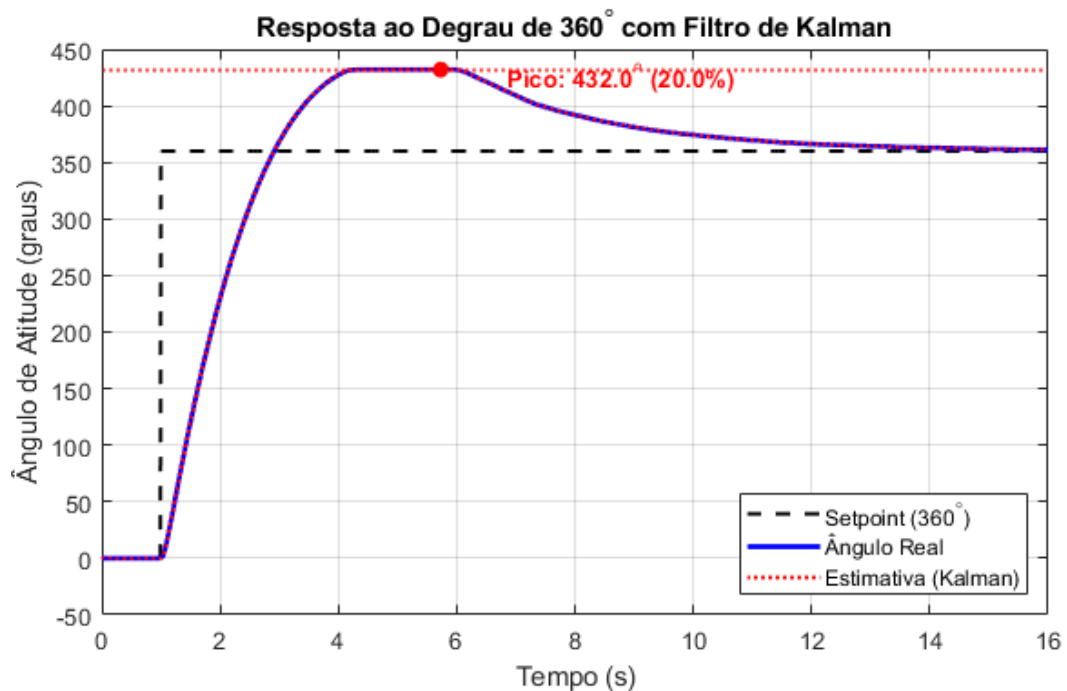
Fonte: Próprio Autor, 2026.

#### 4.1.2 Desempenho do Controlador

A validação preliminar da estratégia de controle foi conduzida em ambiente computacional MATLAB/Simulink, utilizando o modelo dinâmico da planta derivado no capítulo anterior. O sistema em malha fechada, regido pelo controlador Proporcional-Integral (PI) com ganhos  $K_c = -31,12$  e  $K_i = -12,38$ , foi submetido a uma entrada do tipo degrau com amplitude de  $360^\circ$  ( $2\pi$  radianos), simulando uma manobra completa de re-orientação. A resposta temporal do sistema, ilustrada na Figura 23, demonstra a capacidade do algoritmo em rastrear a referência solicitada, anulando o erro em regime permanente.

A análise quantitativa da simulação revela um tempo de acomodação ( $T_s$ ) de 10,84 segundos para o critério de 2% do valor final. Embora esse valor apresente um ligeiro desvio em relação ao requisito ideal de 10 segundos estipulado para a pontuação máxima na competição, o sistema manteve-se estável e dentro da faixa operacional aceitável para a missão. Observou-se um sobressinal (*overshoot*) de 20,09%, característica intrínseca ao posicionamento dos polos dominantes escolhidos para garantir uma resposta rápida do sistema frente à inércia do satélite. O erro final de apontamento registrado na simulação foi de 0,2737 graus, valor consideravelmente inferior à tolerância de 5 graus exigida para a missão de apontamento para o sol, validando a eficácia da ação integral na eliminação de erros estacionários.

No que tange ao esforço de controle, a Figura 24 apresenta a evolução do sinal PWM

Figura 23 – Teste de bancada - Resposta da posição  $\theta$  ao degrau unitário

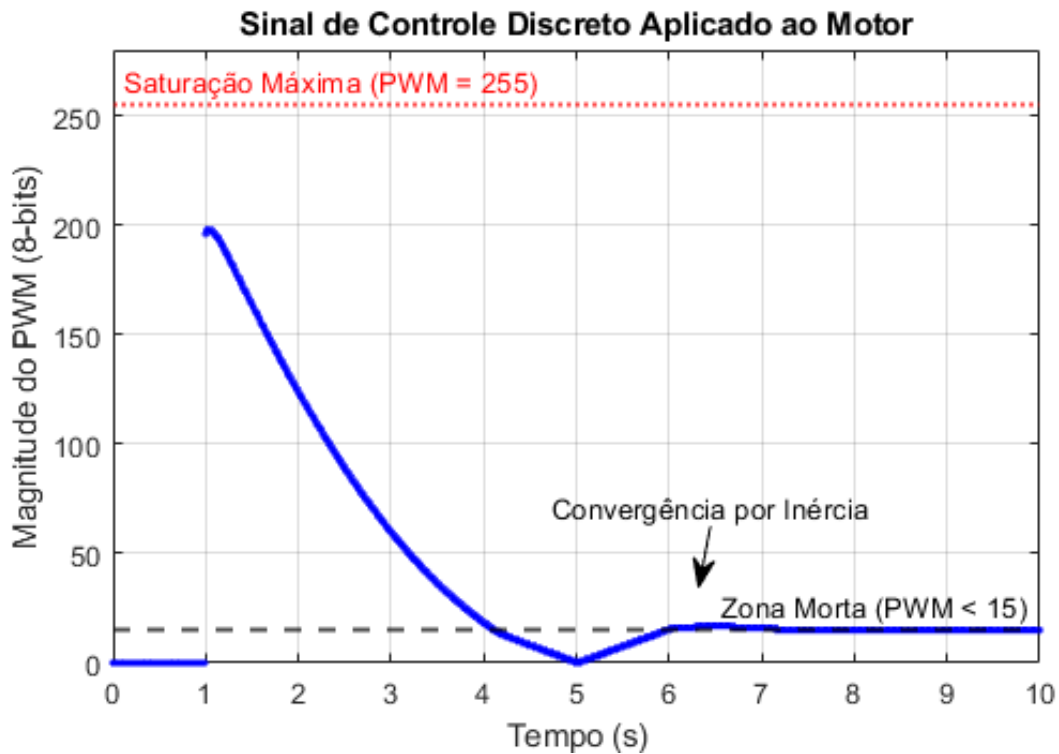
Fonte: Próprio Autor, 2026.

aplicado ao driver do motor durante a manobra. É possível perceber o salto do sinal no instante que o controle inicia (segundo 1). O pico de atuação registrado foi de 198 (em uma escala de 8 bits, 0-255), o que evidencia que o controlador operou integralmente na região linear do atuador. A ausência de saturação do sinal de controle (limitado a 255) confirma que o dimensionamento do motor NIDEC 24H provê torque suficiente para realizar manobras agressivas sem comprometer a controlabilidade do satélite, mantendo uma margem de segurança de aproximadamente 22% (do PWM) na capacidade de atuação.

## 4.2 Validação Experimental no CubeDesign 2025

A etapa final de validação do subsistema ADCS ocorreu nas instalações do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), durante a competição CubeDesign 2025, onde o satélite AllSpark foi submetido a ensaios funcionais e de missão. O ambiente de teste utilizou um suporte acoplado a um tripé permitindo um grau de liberdade rotacional. O critério de estabilização exigia que o sistema anulasse uma velocidade angular inicial de 60 RPM. Ao comparar o comportamento observado em campo com as simulações numéricas prévias, notou-se que o sistema foi capaz de mitigar a rotação imposta e estabilizar a plataforma, com tempo de acomodação menor de 8 segundos. A resposta dinâmica real apresentou oscilações de maior amplitude antes da convergência final, comportamento atribuído às não-linearidades do suporte de teste e à resposta transiente do atuador sob carga. Registros em vídeo das manobras experimentais estão disponíveis por meio do *link* fornecido no Apêndice A.1.

Figura 24 – Teste de bancada - Resposta do PWM ao degrau unitário



Fonte: Próprio Autor, 2026.

### 4.3 Discussão e Análise de Desempenho

A análise comparativa entre o desempenho simulado e os resultados experimentais obtidos nas instalações do INPE revela discrepâncias que podem ser justificadas por simplificações na modelagem e contingências críticas de integração. Um ponto fundamental reside na transição do domínio contínuo para o discreto; embora a fundamentação teórica descreva o Segurador de Ordem Zero (ZOH), a síntese do controlador e as simulações em malha fechada não incorporaram plenamente os efeitos dinâmicos da discretização e do atraso de transporte inerente ao processamento digital. Essa ausência de modelagem matemática do sistema discretizado resultou em uma superestimação da estabilidade teórica, que, na execução real, foi degradada pelas latências do hardware, afetando a resposta transitória prevista.

Além das limitações de modelagem, a reestruturação da arquitetura de hardware impactou diretamente a performance dinâmica observada. A migração de uma topologia originalmente descentralizada para uma arquitetura centralizada, imposta pela falha de módulos periféricos e pela inviabilidade técnica da PCB fresada, forçou o microcontrolador responsável pelo ADCS a gerenciar funções concorrentes. A implementação final, operando sem o auxílio de um Sistema Operacional de Tempo Real (RTOS), fez com que o algoritmo de controle PI competisse por ciclos de processamento com a lógica de servidor (host), a telemetria do sistema de energia e o acionamento de mecanismos. Essa concorrência introduziu irregularidades nos períodos de

Figura 25 – Registro durante a realização do teste do sistema ADCS no INPE



Fonte: Próprio Autor, 2026.

amostragem e no acionamento do sinal PWM, gerando variações temporais não modeladas que alteraram o comportamento do sistema em relação à simulação de tempo determinístico.

No contexto do ambiente de ensaio, incertezas operacionais e fatores dissipativos externos contribuíram para o desvio dos dados coletados. O requisito de estabilização previa uma velocidade angular inicial de 60 RPM, entretanto, como essa grandeza não foi aferida por instrumentos externos durante o teste, existe a possibilidade de o satélite ter iniciado a manobra com uma velocidade inferior, o que explicaria o tempo de estabilização real menor que o simulado. Adicionalmente, o modelo matemático de corpo rígido desconsiderou torques resistivos como o arrasto aerodinâmico e o atrito mecânico nos pontos de contato do suporte rotativo sobre o tripé. Tais forças atuaram como torques perturbadores que auxiliaram na frenagem do sistema, mas introduziram oscilações e comportamentos não previstos no modelo idealizado.

Por fim, a migração para uma montagem física em placa perfurada elevou a suscetibilidade do barramento I2C a interferências eletromagnéticas, o que resultou em ruído excessivo nas leituras dos sensores inerciais. Esse fenômeno foi evidenciado pelo efeito de "disparo" observado em algumas rodadas de teste, onde quebras pontuais de comunicação criavam correções abruptas e indesejadas no sistema após sua estabilização. Conclui-se que, apesar dessas discrepâncias, o modelo matemático e os ganhos do controlador projetados mostraram-se satisfatoriamente robustos, sendo a funcionalidade do satélite preservada mesmo sob regime de contingência e limitações de recursos computacionais.

## 5 CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS

O presente trabalho atingiu seu objetivo geral ao projetar, implementar e validar o Sistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS) para o nanossatélite AllSpark, cumprindo os requisitos de missão da competição CubeDesign 2025 promovida pelo INPE. A pesquisa demonstrou que a utilização de componentes comerciais de baixo custo (COTS), como o microcontrolador ESP32-C3-MINI-1 e o motor *brushless* NIDEC 24H, é tecnicamente viável para a estabilização de plataformas orbitais acadêmicas. A metodologia adotada, fundamentada na identificação de sistemas caixa-cinza e em simulações numéricas, mostrou-se eficaz para a definição dos ganhos do controlador Proporcional-Integral e para a validação do Filtro de Kalman Linear adaptativo na mitigação do ruído e da deriva dos sensores MEMS.

Os ensaios experimentais no INPE evidenciaram que a integração sistêmica é o estágio mais crítico do desenvolvimento. A discrepância observada entre os resultados simulados e o comportamento real não invalidou a proposta, mas destacou o impacto das simplificações na modelagem inicial. Conforme analisado, a não inclusão explícita do efeito de discretização por ZOH e dos atrasos de transporte na síntese do controle em malha fechada resultou em uma superestimação da estabilidade teórica em relação à execução prática. Além disso, a arquitetura de contingência centralizada e a ausência de um escalonamento determinístico de tarefas causaram uma concorrência de software que degradou a precisão fina do laço de controle.

Em termos de engenharia, este projeto conclui que o sucesso de missões com nanossatélites depende de um rigoroso controle de qualidade na manufatura eletrônica e da priorização de arquiteturas de tempo real. A transição forçada da PCB usinada para a montagem manual em placa perfurada, embora tenha garantido a funcionalidade, introduziu vulnerabilidades a interferências eletromagnéticas no barramento I2C, reforçando a importância de testes de integração precoces. Este trabalho contribui para a área de Engenharia de Controle e Automação ao sistematizar o processo de desenvolvimento de um ADCS mono eixo, servindo como referência prática para futuras equipes acadêmicas que enfrentam restrições severas de orçamento e hardware.

Para a continuidade e aprimoramento deste projeto, recomenda-se o estudo de implementação de um Sistema Operacional de Tempo Real (RTOS) no *firmware* do controlador, visando um escalonamento de tarefas e controle dos tempos de processos. É fundamental, também, que futuras iterações da modelagem matemática e das simulações numéricas incorporem os efeitos dinâmicos da discretização via ZOH e os atrasos de processamento, permitindo uma previsão mais fiel da estabilidade do sistema sob amostragem discreta. Adicionalmente, sugere-se a consolidação do sensor de rastreamento luminoso "Girassol" e o desenvolvimento de um gêmeo digital de maior fidelidade para refinar as estimativas das propriedades inerciais do satélite. No âmbito do hardware, a manufatura profissional de PCBs com processos industriais e estudos de casamento de impedâncias são fundamentais para reduzir ruídos nos barramentos de sensores e aumentar a confiabilidade mecânica do protótipo.

## REFERÊNCIAS

- ARSLAN, M. E. **Attitude Estimation with an Invariant Extended Kalman Filter Using Learning-Based Covariance Adaptation**. Dissertação (Mestrado) — Middle East Technical University, Ankara, Turkey, 2025. Tese (Master of Science). Disponível em: repositório institucional. Acesso em: 18 fev. 2026. Disponível em: <<https://hdl.handle.net/11511/116152>>. Citado na página 33.
- BEDENDO, A. L.; REIMBOLD, M. M. P.; SAUSEN, A.; KOHLER, R. A. T. Identificação caixa cinza dos parâmetros do modelo armax de elastomassas mems, usando estimador mqe e discretizador zoh. In: UNIVERSIDADE REGIONAL DO NOROESTE DO ESTADO DO RIO GRANDE DO SUL. **Anais da XVI Jornada de Pesquisa – JP 2011**. Ijuí, 2011. Relatório técnico-científico resultante de projeto de dissertação do Mestrado em Modelagem Matemática da UNIJUÍ. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 28.
- BRINGHENTI, P. M. **Técnicas de dessaturação de rodas de reação e estimação de atitude por filtro de Kalman aplicados ao CONASAT**. Dissertação (Mestrado) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, SP, 2016. Disponível em: <<http://mtc-m21b.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/04.07.20.06/doc/publicacao.pdf>>. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 23.
- FRANKLIN, G. F.; POWELL, J. D.; WORKMAN, M. L. **Digital Control of Dynamic Systems**. 3. ed. Reading, MA: Addison-Wesley, 1998. Citado na página 22.
- FRANQUIZ, F. J. **Attitude Determination & Control System Design and Implementation for a 6U CubeSat Proximity Operations Mission**. 142 p. Dissertação (Master's thesis) — Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, FL, May 2015. Acesso em: 6 fev. 2026. Disponível em: <<https://s3vi.ndc.nasa.gov/ssri-kb/static/resources/Attitude%20Determination%20%26%20Control%20System%20Design%20and%20Implementation.pdf>>. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 23.
- HAWARY, A. F. *et al.* Parameter estimation of brushless dc motor using experimental methods. In: **Proceedings of the MIE2019 – Symposium on Manufacturing and Industrial Engineering**. Nibong Tebal, Malaysia: Universiti Sains Malaysia, 2019. p. 1–4. Disponível em: <[https://mie2019.weebly.com/uploads/1/1/6/6/116631271/pid\\_32.pdf](https://mie2019.weebly.com/uploads/1/1/6/6/116631271/pid_32.pdf)>. Citado na página 25.
- HEIDT, H. *et al.* Cubesat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation. In: **14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites**. Logan, UT: Utah State University, 2000. p. SSC00–V–5. Citado na página 17.
- JR., J. N. B. **Low-Cost Reaction Wheel Design for CubeSat Applications**. Dissertação (Tese de Mestrado em Engenharia Mecânica) — California Polytechnic State University, San Luis Obispo, San Luis Obispo, CA, 2020. Citado na página 20.
- KATAYAMA, T. **Subspace Methods for System Identification: A Realization Approach**. London: Springer-Verlag, 2005. (Communications and Control Engineering). ISBN-10: 1-85233-981-0. ISBN 9781852339814. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 28.
- KHAN, A.; KUMAR, D.; AZAD, S. *et al.* Active attitude control for microspacecraft: A survey and new embedded designs. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 191, p. 404–420, 2022. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0273117722001168>>. Citado na página 19.

KIERNAN, S.; PAVELKA, M.; KRUPKA, M.; VYVODA, J. Radiation testing of a student-designed cubesat obc. In: **European Planetary Science Congress**. Online: Copernicus GmbH, 2021. v. 15, p. EPSC2021–475. Citado na página 21.

KINATAS, H.; HAJIYEV, C. A covariance matching-based adaptive ekf for nanosatellite attitude estimation. In: KARAKOÇ, T. H. *et al.* (Ed.). **Green Approaches in Sustainable Aviation: Proceedings of International Symposium on Sustainable Aviation 2022**. Cham, Switzerland: Springer Nature, 2024. p. 11–17. Acesso em: 18 fev. 2026. Disponível em: <[https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-031-33118-3\\_2](https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-031-33118-3_2)>. Citado na página 33.

KORNIENKO, A.; SABZIEV, E. N. Improving the efficiency of the mpu-6050 sensor module for inertial drone navigation. In: **Modeling, Control and Information Technologies**. Rivne, Ukraine: National University of Water and Environmental Engineering, 2023. p. 192–194. Citado na página 18.

LIKAR, J. J.; STONE, S. E.; LOMBARDI, R. E.; LONG, K. Novel radiation design approach for cubesat-based missions. In: **Proceedings of the 24th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites**. Logan, UT: Utah State University, 2010. p. SSC10–III–1. Citado na página 21.

MA, J. *et al.* Accuracy analysis of the zero-order hold model for digital pulse width modulation. **IEEE Transactions on Power Electronics**, v. 33, n. 12, p. 10826–10834, Dec 2018. Acesso em: 6 fev. 2026. Disponível em: <[https://www.researchgate.net/publication/322810982\\_Accuracy\\_Analysis\\_of\\_the\\_Zero-Order\\_Hold\\_Model\\_for\\_Digital\\_Pulse\\_Width\\_Modulation](https://www.researchgate.net/publication/322810982_Accuracy_Analysis_of_the_Zero-Order_Hold_Model_for_Digital_Pulse_Width_Modulation)>. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 23.

MALISUWAN, S.; KANCHANARAT, B. Small satellites for low-cost space access: Launch, deployment, integration, and in-space logistics. **American Journal of Industrial and Business Management**, v. 12, p. 1480–1497, 2022. Published Oct. 19, 2022. Affiliation listed: The Subcommittee on Space for Economy and Security, The House of Representatives of Thailand, Bangkok, Thailand. Disponível em: <[https://www.scirp.org/pdf/ajibm\\_2022101810285360.pdf](https://www.scirp.org/pdf/ajibm_2022101810285360.pdf)>. Citado na página 14.

MARKLEY, F. L.; CRASSIDIS, J. L. **Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control**. New York: Springer, 2014. v. 33. (Space Technology Library, v. 33). Citado na página 18.

National Aeronautics and Space Administration. **State-of-the-Art Small Spacecraft Technology Report, 2024 Edition**. Estados Unidos, 2024. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2025/02/soa-2024.pdf>>. Citado 2 vezes nas páginas 14 e 18.

NIDEC CORPORATION. **Brushless DC Motor - 24H Series Datasheet**. Kyoto, Japan, 2023. Citado na página 20.

NIRMAL, K. *et al.* Noise modeling and analysis of an imu-based attitude sensor: improvement of performance by filtering and sensor fusion. In: **Advances in Optical and Mechanical Technologies for Telescopes and Instrumentation II**. Edinburgh, Scotland: SPIE, 2016. (Proceedings of SPIE, v. 9912), p. 99126W. Citado na página 18.

OGATA, K. **Modern Control Engineering**. 5. ed. Upper Saddle River, NJ: Pearson, 2010. Citado na página 22.

- OVERSCHEE, P. V.; MOOR, B. D. **Subspace Identification for Linear Systems: Theory, Implementation, Applications**. Boston; London; Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1996. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 28.
- PAIKOWSKY, D. What is new space? the changing ecosystem of global space activity. *New Space*, v. 5, n. 2, p. 84–88, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 14 e 17.
- PRINDLE, S. **Design and Test of a CubeSat Reaction Wheel Control Subsystem**. Dissertação (Mestrado) — Princeton University, Princeton, NJ, 2023. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 23.
- SIDI, M. J. **Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach**. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1997. Citado na página 21.
- TEN-CATEN, R. J. **Estimação de Atitude em Nanosatélites Utilizando Filtro de Kalman**. 72 p. Dissertação (Dissertação (Mestrado em Engenharia de Automação e Sistemas)) — Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2024. Orientador: Daniel Ferreira Coutinho. Coorientador: Eduardo Augusto Bezerra. Citado 3 vezes nas páginas 22, 23 e 33.
- The CubeSat Program, California Polytechnic State University. **CubeSat Design Specification Rev. 14.1**. San Luis Obispo, CA, 2022. Acesso em: 15 jan. 2026. Disponível em: <[https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14\\_1+2022-02-09.pdf](https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf)>. Citado na página 17.
- WERTZ, J. R. **Spacecraft Attitude Determination and Control**. Dordrecht, Holland: D. Reidel Publishing Company, 1978. Citado na página 18.

## APÊNDICE A – CÓDIGOS DE SIMULAÇÃO

### A.1 Acesso à algoritmos e registros

Link para algoritmos completos:

<<https://github.com/PJbourne/TCC-ADCS-para-CubeSats>>

### A.2 Requisitos e Missões do CubeDesign 2025

Tabela 1 – Lista de Desafios e Critérios de Pontuação do CubeDesign 2025

Nível	Descrição do Desafio	Critérios de Pontuação
<b>Básico</b>	<b>Teste de Comunicação:</b> O CubeSat deve receber telecomandos (TC) e enviar telemetrias (TM).	0.5 pt (cabado) 1.0 pt (via RF)
	<b>Teste de Mecanismos:</b> Abertura de antena ou dispositivo similar (>10cm) via telecomando.	0 ou 1 pt
<b>Intermediário</b>	<b>Condicionamento de Bateria:</b> Carregar a bateria utilizando uma fonte luminosa ("Sol"). Comprovado via telemetria (V/I).	0 ou 1 pt
	<b>Determinação de Atitude:</b> Determinar o azimute a partir de fonte luminosa.	Erro $\leq 5^\circ, \leq 15^\circ, \leq 30^\circ$ (0 ou 1 pt por faixa)
<b>Avançado</b>	<b>Sistema de Estabilização (<i>Detumbling</i>):</b> Estabilizar o azimute a partir de velocidade inicial de 60 rpm.	Tempo $< 10s, < 25s, < 60s$ (0 ou 1 pt por faixa)
	<b>Controle de Atitude 1 (<i>Sun Pointing</i>):</b> Orientar para fonte luminosa (azimute).	Erro $\leq 5^\circ, \leq 15^\circ, \leq 30^\circ$ (0 ou 1 pt por faixa)
	<b>Controle de Atitude 2 (Comandado):</b> Apontar para dois azimutes distintos via telecomando.	Erro $\leq 5^\circ, \leq 15^\circ, \leq 30^\circ$ Tempo $< 15s, < 30s, < 60s$
<b>Missão</b>	<b>Missão 1 (Detecção de Óleo):</b> Estimar área relativa da mancha de óleo (considerando sargaço) via imagem.	Erro $\leq 1\%, \leq 5\%, \leq 10\%$ (0 ou 1 pt por faixa)
	<b>Missão 2 (Identificação do Infrator):</b> Identificar embarcação responsável e local via AIS e câmera.	Erro $\leq 1\%, \leq 5\%, \leq 10\%$ (0 ou 1 pt por faixa)
	<b>Processamento a Bordo:</b> Realizar o processamento das imagens no próprio satélite.	Dobra os pontos da missão
<b>Extras</b>	<b>Testes Ambientais:</b> Ciclagem Térmica (-10 a +50°C) e Vibração (NASA/GEVS). A sobrevivência implica em bônus.	Multiplicador de 1.4x nos resultados da missão

Fonte: Adaptado do Regulamento CubeDesign 2025.