



**Universidade de Brasília  
Faculdade de Tecnologia**

**Implementação e análise de desempenho de  
algoritmos para estabilização da atitude em  
um simulador de pequenos satélites**

Guilherme Bertoldo Guerra

TRABALHO DE GRADUAÇÃO  
ENGENHARIA DE CONTROLE E AUTOMAÇÃO

Brasília  
2023

**Universidade de Brasília  
Faculdade de Tecnologia**

**Implementação e análise de desempenho de  
algoritmos para estabilização da atitude em  
um simulador de pequenos satélites**

Guilherme Bertoldo Guerra

Trabalho de Graduação submetido como re-  
quisito parcial para obtenção do grau de Enge-  
nheiro de Controle e Automação.

Orientador: Prof. Dr. Renato Alves Borges

Brasília  
2023

G934i	<p>Guerra, Guilherme Bertoldo. Implementação e análise de desempenho de algoritmos para estabilização da atitude em um simulador de pequenos satélites / Guilherme Bertoldo Guerra; orientador Renato Alves Borges. -- Brasília, 2023. 88 p.</p> <p>Trabalho de Graduação em Engenharia de Controle e Automação -- Universidade de Brasília, 2023.</p> <p>1. Simulador de pequenos satélite. 2. Estabilização da atitude. 3. Subsistema de determinação e controle da atitude (ADCS). 4. Teste Hardware-In-the-Loop (HIL). I. Borges, Renato Alves, orient. II. Título</p>
-------	--

**Universidade de Brasília  
Faculdade de Tecnologia**

**Implementação e análise de desempenho de algoritmos  
para estabilização da atitude em um simulador de  
pequenos satélites**

Guilherme Bertoldo Guerra

Trabalho de Graduação submetido como re-  
quisito parcial para obtenção do grau de Enge-  
nheiro de Controle e Automação.

Trabalho aprovado. Brasília, 17 de fevereiro de 2023:

---

**Prof. Dr. Renato Alves Borges,  
UnB/FT/ENE  
Orientador**

---

**Prof. William Reis Silva, UnB/Faculdade  
do Gama - FGA  
Examinador interno**

---

**Prof. Geovany Araújo Borges,  
UnB/FT/ENE  
Examinador interno**

Brasília  
2023

# Agradecimentos

Agradeço inicialmente quem sempre esteve do meu lado para me incentivar e me ajudar a melhorar. À minha mãe Katia, aos meus pais Elton e Alceu e à minha tia Fabiane, meu agradecimento a vocês é absoluto e eterno.

Agradeço e declaro minha admiração ao meu professor orientador Renato por toda a sua contribuição no desenvolvimento da pesquisa aeroespacial brasileira, foram os frutos desse trabalho que me possibilitaram trabalhar com algo que sou apaixonado. Seus ensinamentos, conselhos e apoio são muito valiosos para mim.

Agradeço aos colegas do LODESTAR que trabalharam e me auxiliaram nas atividades do simulador. Matheus, Lukas, Yasmin, Thiago, Stephanie e Emanuel, obrigado pela amizade, pelas experiências trocadas e por toda a dedicação que tiveram.

Agradeço às pessoas que conheci durante meu estágio na Visiona, em especial aos membros da equipe AOCS: Mariana, Lara e Mairon. Fico extremamente feliz e realizado de ter participado do desenvolvimento do VCUB, obrigado pela oportunidade maravilhosa.

Agradeço também às minhas amizades do Baja, da mecatrônica e de Anápolis. Obrigado por todos os momentos juntos e por toda a motivação, a amizade de vocês é motivo de orgulho para mim.

Por fim, agradeço a FAPDF, AEB, ANATEL e CNPq por acreditarem na pesquisa aeroespacial brasileira e por apoiarem o LODESTAR.

*“The vision of a populated Galaxy, of a universe spilling over with life and intelligence, made her want to cry for joy.*  
*(Carl Sagan - Contact)*

# Resumo

Simuladores de satélites estão entre os principais recursos disponíveis para projetar, validar e testar o hardware, o software e os aspectos funcionais de missões espaciais. Eles têm sido usados há décadas em conjunto de outros simuladores (simuladores de campo magnético, propagadores orbitais, etc.) para reproduzir as condições operacionais de um satélite no espaço e validar experimentalmente diferentes algoritmos e dispositivos, para isso são equipados com diferentes sensores e atuadores (IMU, sensor solar, rodas de reação, atuadores magnéticos, entre outros). Neste contexto, este trabalho aborda os procedimentos necessários para a operação do simulador de pequenos satélites do Laboratório de Simulação e Controle de Sistemas Aeroespaciais, LODESTAR, da UnB. Ao longo deste processo, os diferentes subsistemas implementados são caracterizados de acordo com suas funcionalidades e modos operacionais. É dado um foco especial na análise e no desenvolvimento da estrutura acoplada ao rolamento à ar, resultando no desenvolvimento de uma nova placa de circuito impresso e adequações no hardware e software do sistema. Estas alterações foram necessárias para atender aos requisitos impostos pela implementação da atuação magnética na arquitetura do simulador.

A partir da validação da atuação magnética, diferentes algoritmos de estabilização de atitude, responsáveis por amortecer as velocidades angulares de um corpo através de atuadores, podem ser implementados no simulador com o objetivo de analisar seus desempenhos em diferentes cenários. O B-dot é um desses algoritmos e utiliza a variação das leituras do campo magnético para determinar a lei de controle imposta sobre a atuação dos magnetorques. Já o S-dot é um caso geral, no qual qualquer sensor que forneça um vetor fixo em relação a um referencial inercial pode ser utilizado para determinar a lei de controle. Uma interface gráfica em tempo real e um filtro de Kalman também são adicionados ao simulador para auxiliar na análise e na comparação dessas formas de atuação magnética.

**Palavras-chave:** Simulador de pequenos satélite. Estabilização da atitude. Subsistema de determinação e controle da atitude (ADCS). Teste Hardware-In-the-Loop (HIL).

# Abstract

Small satellites simulators are among the most important resources available for designing, validating and testing the hardware, software and functional aspects of space missions. They have been used for decades in conjunction with other simulators (magnetic field simulators, orbital propagators, etc.) to reproduce the operating conditions of a satellite in space and experimentally validate different algorithms and devices, for this they are equipped with different sensors and actuators (IMU, solar sensor, reaction wheels, magnetic actuators, among others). In this context, this work addresses the necessary procedures for the operation of the small satellite simulator at the Laboratory of Simulation and Control of Aerospace Systems, LODESTAR, at UnB. Throughout this process, the different implemented subsystems are characterized according to their functionalities and operational modes. A special focus is given to the analysis and development of the structure coupled to the air bearing test bed, resulting in the development of a new printed circuit board and adaptations in the hardware and software of the system. These changes were necessary to meet the requirements imposed by the implementation of magnetic actuation in the simulator architecture.

After the validation of the magnetic actuation, different attitude stabilization algorithms, responsible for damping the angular velocities of a body through actuators, can be implemented in the simulator in order to analyze their performance in different scenarios. B-dot is one of these algorithms and uses the variation of the magnetic field readings to determine the control law imposed on the magnetorques performance. The S-dot is a general case, in which any sensor that provides a fixed vector with respect to an inertial reference can be used to determine the control law. A real-time graphical interface and a Kalman filter are also added to the simulator to aid in the analysis and comparison of these forms of magnetic actuation.

**Keywords:** Small Satellite Simulator. Detumbling. Attitude determination and control subsystem (ADCS). Hardware-In-the-Loop test (HIL).

# Listas de ilustrações

Figura 1 – CubeSat AlfaCrux (BORGES; SANTOS et al., 2022). . . . .	16
Figura 2 – Malha de controle implementada pelo ADCS. . . . .	17
Figura 3 – Foto do simulador de pequenos satélites. . . . .	19
Figura 4 – Histórico do simulador de pequenos satélites. . . . .	19
Figura 5 – Tamanhos padronizados de satélites da classe CubeSat (1U-12U). . . . .	23
Figura 6 – Sistema de referência LVLH (BLOISE et al., 2017). . . . .	24
Figura 7 – Sistema de referência BOF. . . . .	25
Figura 8 – Rotações aplicadas na representação de atitude por ângulos de Euler na sequência 3–1–3. . . . .	29
Figura 9 – Representação da intensidade do campo magnético terrestre. . . . .	30
Figura 10 – Sistemas de referência inercial e do corpo de uma plataforma de testes (CARDOSO DA SILVA et al., 2018). . . . .	31
Figura 11 – Diagrama representativo do simulador de pequenos satélites. . . . .	37
Figura 12 – Mesa de teste em sua configuração atual. . . . .	39
Figura 13 – Conceito mecânico da estrutura principal. . . . .	39
Figura 14 – Leitura do giroscópio interpretada como ruído. . . . .	42
Figura 15 – Adaptação na PCB para a comunicação com o <i>payload</i> . . . . .	43
Figura 16 – Novo projeto para a PCB. . . . .	44
Figura 17 – Sistema de alimentação da mesa de testes. . . . .	46
Figura 18 – Foto do CubeSat com os magnetorquers. . . . .	47
Figura 19 – Interface gráfica para visualização da telemetria. . . . .	49
Figura 20 – Sistemas de referência utilizados na operação do simulador. . . . .	50
Figura 21 – Gráfico para validação da orientação de atuação dos magnetorques. . . . .	54
Figura 22 – Comportamento das linhas de campo geradas pelos magnetorques. . . . .	54
Figura 23 – Resultado da calibração com o magnetômetro desacoplado do simulador. . . . .	57
Figura 24 – Resultado da calibração com o magnetômetro acoplado ao simulador. . . . .	57
Figura 25 – Resultado da leitura do campo magnético após a calibração. . . . .	58
Figura 26 – Leitura do campo magnético no sistema sem atuação magnética. . . . .	59
Figura 27 – Representação de atitude no sistema sem atuação magnética. . . . .	60
Figura 28 – Velocidades angulares obtidas pelo giroscópio e pelo algoritmo do sistema. . . . .	61
Figura 29 – Velocidades angulares em torno de Z nos cenários 1 e 2 sem a implementação dos magnetorquers. . . . .	62
Figura 30 – Representação de atitude durante a implementação do B-dot. . . . .	62
Figura 31 – Velocidades angulares em torno de Z com a implementação do B-dot. . . . .	63
Figura 32 – Atuação dos magnetorques durante o B-dot. . . . .	64
Figura 33 – Representação de atitude durante a implementação do S-dot. . . . .	65



# **Lista de tabelas**

Tabela 1 – Valores simulados de momento magnético das bobinas. . . . .	48
Tabela 2 – Valores máximos do campo magnético gerados pela gaiola de Helmholtz.	49
Tabela 3 – Cenários de testes implementados durante os testes DTMs. . . . .	52
Tabela 4 – Resultados obtidos a partir da validação da atuação dos magnetorques. .	54
Tabela 5 – Resultados obtidos pela implementação dos testes HIL. . . . .	67

# **Lista de abreviaturas e siglas**

ADCS	Subsistema de determinação e controle da atitude .....	15
ADCVRT	Determinação de atitude por visão computacional em tempo real .....	19
BOF	Sistema fixo no corpo .....	24
CAD	Desenho assistido por computador .....	40
CI	Círcuito integrado .....	44
CM	Centro de massa .....	31
COTS	<i>Commercially available off-the-shelf</i> .....	22
CR	Centro de rotação .....	31
EPS	Subsistema de potência elétrica .....	15
GPIO	Pinos de propósito geral .....	43
GPS	Sistema de posicionamento global .....	16
HIL	<i>Hardware-In-the-Loop</i> .....	18
IMU	Unidade de medição inercial .....	38
LEO	Órbita terrestre baixa .....	14
LODESTAR	Laboratório de Simulação e Controle de Sistemas Aeroespaciais .....	15
LVLH	Sistema Local Vertical/Local Horizontal .....	24
MQTT	<i>Message Queuing Telemetry Transport</i> .....	38
OBC	Computador de bordo .....	15
PCB	Placa de circuito impresso .....	40
PWM	<i>Pulse Width Modulation</i> .....	45
SCMT	Simulador de campo magnético terrestre .....	48
SSH	<i>Secure Shell</i> .....	45
UMM	Unidade de massa móvel .....	40
UnB	Universidade de Brasília .....	15
WMM	<i>World Magnetic Model</i> .....	30

# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO . . . . .</b>	<b>14</b>
<b>1.1</b>	<b>Subsistema de determinação e controle da atitude (ADCS) . . . . .</b>	<b>15</b>
<b>1.2</b>	<b>O simulador para pequenos satélites . . . . .</b>	<b>17</b>
<b>1.3</b>	<b>Objetivos . . . . .</b>	<b>20</b>
1.3.1	Objetivos gerais . . . . .	20
1.3.2	Objetivos específicos . . . . .	20
<b>1.4</b>	<b>Estrutura do trabalho . . . . .</b>	<b>21</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA . . . . .</b>	<b>22</b>
<b>2.1</b>	<b>Cubesat . . . . .</b>	<b>22</b>
<b>2.2</b>	<b>Sistemas de referência na engenharia aeroespacial . . . . .</b>	<b>23</b>
2.2.1	Sistema Local Vertical/Local Horizontal (LVLH) . . . . .	24
2.2.2	Sistema fixo no corpo (BOF) . . . . .	24
<b>2.3</b>	<b>Representação da atitude . . . . .</b>	<b>25</b>
2.3.1	Quatérnios . . . . .	26
2.3.2	Ângulos de Euler . . . . .	27
<b>2.4</b>	<b>Atuação magnética . . . . .</b>	<b>29</b>
<b>2.5</b>	<b>Dinâmica da plataforma de testes . . . . .</b>	<b>31</b>
2.5.1	Balanceamento . . . . .	33
<b>2.6</b>	<b>Algoritmos para estabilização de atitude . . . . .</b>	<b>34</b>
2.6.1	B-dot . . . . .	34
2.6.2	S-dot . . . . .	35
<b>3</b>	<b>DESCRIÇÃO DOS SISTEMAS DO SIMULADOR DE PEQUENOS SATÉLITES . . . . .</b>	<b>37</b>
<b>3.1</b>	<b>Mesa de teste . . . . .</b>	<b>38</b>
3.1.1	Estrutura mecânica . . . . .	39
3.1.2	ADCS . . . . .	40
3.1.2.1	Sensores . . . . .	40
3.1.2.1.1	Modos de operação Fusion . . . . .	41
3.1.2.1.2	Modos de operação Non-Fusion . . . . .	42
3.1.2.2	PCB . . . . .	43
3.1.3	OBC . . . . .	44
3.1.4	EPS . . . . .	45
3.1.5	Payload . . . . .	46
<b>3.2</b>	<b>Gaiola de Helmholtz . . . . .</b>	<b>48</b>

3.3	<b>Computador central</b>	49
3.4	<b>Sistemas de referência do simulador</b>	50
4	<b>TESTES E RESULTADOS</b>	52
4.1	<b>TST010 - Validação da orientação de atuação dos magnetorques</b>	53
4.2	<b>TST020 - Calibração e validação dos sensores da IMU</b>	55
4.3	<b>DTM010 - Rotação Livre</b>	58
4.4	<b>DTM020 - B-dot</b>	62
4.5	<b>DTM030 - S-dot</b>	64
4.6	<b>Resultados</b>	66
5	<b>CONCLUSÕES</b>	68
	<b>REFERÊNCIAS</b>	70
	<b>APÊNDICE A - DIAGRAMA ELÉTRICO DO SISTEMA</b>	73
	<b>APÊNDICE B - PROCEDIMENTO DTM010</b>	74

# 1 Introdução

Pequenos satélites são satélites de dimensões reduzidas, com massa de até 500kg. Quando comparados a satélites convencionais, a produção de pequenos satélites é caracterizada por apresentar gastos significativamente menores em recursos e tempo de desenvolvimento. Esse diferencial, associado à evolução nas tecnologias utilizadas ao longo do projeto, tem fomentado o interesse do setor espacial nessa categoria de satélites. Essa popularização é evidenciada pelo aumento exponencial no número de lançamentos previstos e realizados na última década, bem como pela sofisticação dos projetos, simulações e testes na área.

O CubeSat é uma classe de pequenos satélites e tem sido a tecnologia mais implementada na categoria, dos 2138 nanossatélites lançados até 1 de janeiro de 2023, 1960 são CubeSats<sup>1</sup>. Atualmente, os CubeSats já são uma plataforma consolidada para aplicações científicas e comerciais e podem atender missões com requisitos complexos, contribuindo assimativamente para as pesquisas aeroespaciais.

Os pequenos satélites apresentam vantagens em relação aos satélites convencionais: os menores custos e tempo de desenvolvimento os tornam adequados para missões de alto risco; uma constelação formada por múltiplos CubeSats permite a coleta de dados em múltiplas posições simultaneamente; o foguete utilizado para o lançamento de um satélite maior também é capaz de carregar consigo múltiplas unidades de satélites menores, aumento ainda mais a acessibilidade ao ambiente espacial; e os testes necessários ao longo do desenvolvimento do projeto são de mais fácil implementação, devido principalmente às dimensões reduzidas. No entanto, também apresentam desvantagens: missões com requisitos mais complexos ainda exigem instrumentos e equipamentos mais robustos, que ainda não são capazes de serem incorporados em um pequeno satélite; e, devido ao desempenho e potência reduzida de seus componentes, a faixa de operação normalmente está limitada a órbitas terrestres baixas (LEO) (DE; ABEGAONKAR; BASU, 2022).

O projeto de pequenos satélites não é algo recente, Sputnik 1 e Explorer 1 foram os primeiros satélites postos em órbita, foram lançados respectivamente em 1957 e 1958 e ambos possuíam massa menor que 100kg (SHIROMA et al., 2011). Ao longo dessas décadas iniciais, com o amadurecimento dos processos e das tecnologias, novas funções e melhorias foram sendo incorporadas ao escopo do projeto, aumentou-se então o número e a complexidade dos componentes implementados e, por consequência, os satélites se tornaram cada vez maiores e mais pesados. Entretanto, conforme evidenciado anteriormente, essa tendência vem se revertendo nos últimos 20 anos, a mudança é justificada pelos resultados positivos obtidos com a utilização de pequenos satélites em um grande número de missões com requisitos

---

<sup>1</sup> Dados obtidos em: <https://www.nanosats.eu>

amplamente diversificados, já esse sucesso pode ser justificado pela intensificação nas pesquisas em áreas relacionadas à eletrônica, pela diminuição do tamanho dos componentes e pelo desenvolvimento de novas tecnologias (DE; ABEGAONKAR; BASU, 2022).

A missão Artemis 1, lançada em 16 novembro de 2022 pela Nasa, carregou consigo dez CubeSats para realizar a coleta e análise de dados no espaço, alguns exemplos desses satélites são: o Near-Earth Asteroid Scout (NEA Scout), que irá imagear e obter parâmetros de um asteroide próximo da Terra e utilizará propulsão solar para chegar em seu destino; o CubeSat for Solar Particles (CuSPs), que irá orbitar o Sol e monitorará as partículas e o campo magnético solares; e o Biosentinel, que irá estudar os efeitos da exposição prolongada à radiação espacial sobre organismos vivos através de leveduras.

A SunRISE será uma missão com o lançamento programado para o começo de 2024 e é estruturada em uma constelação de seis CubeSats posicionados em uma órbita geoestacionária. A constelação utilizará interferometria para simular um único telescópio de 10km, porém parcialmente livre das interferências geradas pela atmosfera terrestres (DE; ABEGAONKAR; BASU, 2022). Os satélites terão como objetivo monitorar as emissões de ondas de rádio associadas à erupções solares e assim será capaz de gerar mapas 3D detalhados com as informações coletadas.

Por fim, o CubeSat brasileiro AlfaCrux foi lançado em 1 de abril de 2022. Desenvolvido na UnB, o projeto foi realizado pelos membros da equipe LODESTAR<sup>2</sup> que, com o sucesso do lançamento, atualmente operam e monitoram o comportamento e o desempenho do satélite. A missão AlfaCrux tem o caráter educacional de promover à alunos e professores habilidades práticas e teóricas envolvendo o desenvolvimento e a operação de uma missão espacial e fomentar o conhecimento necessário para aperfeiçoar missões futuras. A Figura 1 demonstra esse CubeSat.

## 1.1 Subsistema de determinação e controle da atitude (ADCS)

Um CubeSat é constituído por uma grande quantidade de dispositivos com funções diversas que necessitam ser capazes de trabalhar em conjunto e de forma harmoniosa. Em geral, esses componentes podem ser agrupados em seis subsistemas distintos: estrutura mecânica; subsistema de comunicação por radiofrequência; computador de bordo (OBC); subsistema de potência elétrica (EPS); ADCS; e carga útil. Os estudos ao longo desse trabalho serão focados em especial na implementação e nos resultados do ADCS.

O ADCS é composto pelos sensores, os atuadores e a lei de controle implementados no satélite e que estão envolvidos na determinação e controle da atitude, i.e. a determinação

<sup>2</sup> <http://dgp.cnpq.br/dgp/espelhogrupo/603086>

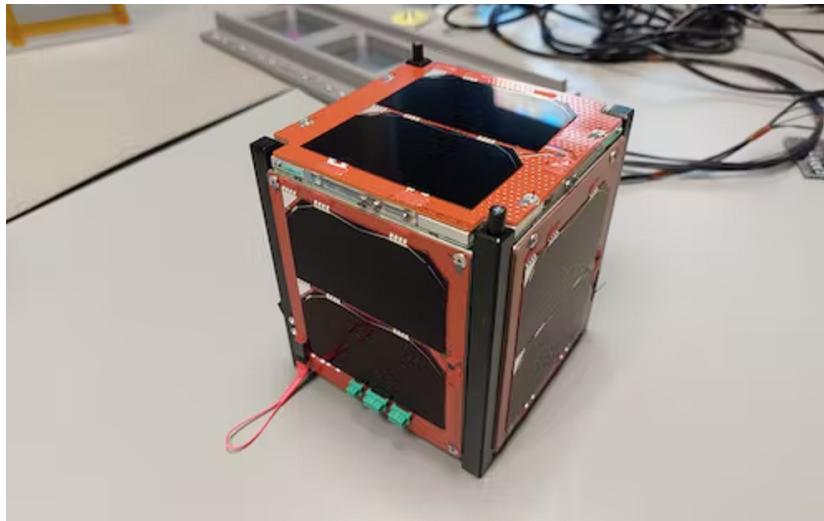


Figura 1 – CubeSat AlfaCrux ([BORGES; SANTOS et al., 2022](#)).

da orientação do corpo em tempo real e o controle dos atuadores para que o sistema realize os movimentos e as rotações programadas. O correto funcionamento desse subsistema é fundamental para que a missão seja capaz de atender requisitos de apontamento de instrumentos como câmeras, antenas e painéis solares.

Sensores são utilizados para mensurar as variáveis necessárias para o processo de determinação de atitude. Dessa forma, parâmetros relacionados aos dispositivos implementados como posicionamento no satélite, capacidade de processamento, tratamento interno dos dados, precisão, interferências internas e externas, regiões de saturação e calibração afetam diretamente na qualidade e na confiabilidade dos resultados obtidos pela determinação de atitude, em especial os três últimos citados pois são capazes de causar falhas críticas durante a operação do satélite. Alguns dos sensores utilizados são: sensores solares; *star trackers*; GPS; magnetômetros; e giroscópios ([MARKLEY; CRASSIDIS, 2016](#)).

Atuadores são utilizados para realizar o controle ativo do movimento do satélite durante sua operação no ambiente espacial, para isso esses dispositivos devem ser capazes de influenciar a dinâmica do satélite conforme comandados. A dinâmica de um corpo no espaço pode ser alterada gerando torques internos ou externos, sendo que muitas vezes as duas formas são feitas de forma paralela. Novamente, os mesmos parâmetros citados para os sensores afetam no desempenho e na confiabilidade dos resultado obtido pela atuação. Alguns dos atuadores utilizados são: rodas de reação; giroscópio de controle de momento; propulsores; e atuadores magnéticos ([MARKLEY; CRASSIDIS, 2016](#)).

Além de realizar operações de apontamento, o ADCS também é responsável por implementar o amortecimento do momento angular do satélite, essa manobra é conhecida como *detumbling*. O objetivo é reduzir velocidades angulares maiores que aquelas definidas nos requisitos da missão e assim conduzir o ADCS para um estado estável, o satélite só

será capaz de executar sua missão a partir do momento que a manobra for concluída. Essa operação é importante ao longo de toda a vida da missão, quando o satélite perde a estabilidade e todas as demais válvulas de segurança apresentam falhas, o *detumbling* é um dos últimos recursos de segurança para tentar recuperar a missão, entretanto ela é especialmente fundamental logo após a ejeção de pequenos satélites do veículo lançador, nesse momento o satélite é acometido com altas velocidades angulares e a falha do *detumbling* pode resultar na perda da missão antes mesmo de começá-la.

O ADCS é estruturado em uma malha fechada complexa que, através dos sensores e atuadores descritos, realiza o controle discreto do movimento do satélite. A lei de controle é a parte que trata as leituras dos sensores, realiza os cálculos e as estimativas necessárias e envia o comando de controle para os atuadores. Nesse trabalho a lei de controle está relacionada com: programas executados no OBC; B-dot; S-dot; e Filtro de Kalman. A [Figura 2](#) ilustra uma malha de controle do ADCS de forma simplificada.

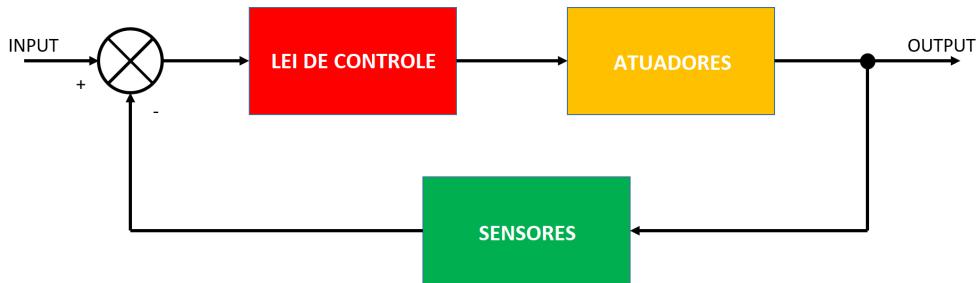


Figura 2 – Malha de controle implementada pelo ADCS.

Tanto no sensoriamento quanto na atuação, para que os resultados obtidos pelo ADCS tenham algum significado físico, é necessário definir múltiplos sistemas de referência associados ao corpo do satélite e ao ambiente externo, de fato, o controle de atitude de um satélite consiste em definir a rotação necessária, utilizada como entrada no sistema de malha fechada, para alinhar dois sistemas de referência independentes e previamente definidos. Em muitos casos é necessário que satélites implementem propagadores capazes de modelar o ambiente, como modelos de campo magnético terrestre, e assim estimar os valores esperados em um dado sistema referência, o resultado então é comparado com os valores mesurados pelos sensores e a atitude é determinada ([MARKLEY; CRASSIDIS, 2016](#)).

## 1.2 O simulador para pequenos satélites

Simulações e testes estão presentes ao longo de toda a campanha de validação de projeto de satélites, no caso específico do ADCS, esses procedimentos buscam validar se a lei de controle consegue atender os requisitos impostos pela missão. Inicialmente, simulações numéricas utilizam modelos matemáticos dos sensores e dos atuadores para reproduzir o comportamento do satélite em um softwares de simulação. Após essa etapa, testes unitários

podem ser implementados para validar dispositivos e lógicas de formas isoladas do restante do sistema, sendo possível verificar por exemplo casos de saturação. Em um estágio avançado de projeto, o comportamento do sistema físico e real do ADCS pode ser analisado e testado em um ambiente controlado, esse é o chamado teste *Hardware-In-the-Loop* (HIL), para sua execução o simulador deve ser capaz de acomodar o hardware do satélite em um sistema que reproduza a dinâmica experienciada em órbita e de controlar parâmetros ambientais de forma a gerar as variáveis físicas, como o campo magnético, para representar o ambiente simulada.

A implementação de testes HIL para análises relacionadas ao AODS com diferentes condições iniciais possibilita: validar se o controle de atitude é capaz de atender os requisitos de controlabilidade e de desempenho definidos pela missão; verificar se alguma variável física atinge valores além dos limites esperados; validar se a lógica utilizada para realizar as etapas de sensoriamento e atuação é coerente; e verificar se os algoritmos de ação automática estão funcionando da maneira esperada.

O processo de validação é fundamental para obter sucesso em uma missão com pequenos satélites, uma vez que os sistemas envolvidos na operação de satélite sempre foram associadas a elevados riscos de falha por serem especialmente sensíveis e complexos, somado a isso, a partir do lançamento do satélite, o acesso à interface física do sistema para fazer reparos e modificações é algo inexcusável, como resultado a incidência de falhas críticas que resultam na perda de missões ainda é expressivo, principalmente quando analisado uma tecnologia relativamente recente como é o caso dos CubeSats<sup>3</sup>.

O LODESTAR tem como uma de suas linhas de pesquisa um simulador de pequenos satélites capaz de implementar testes HIL em CubeSats para validação do ADCS. O ambiente espacial é simulado através de um conjunto de sistemas: a Gaiola de Helmholtz, utilizada para controlar o campo magnético; o conjunto compressor e rolamento a ar, implementados para que a dinâmica do satélite tenha valores depressíveis de atrito; a mesa de testes, estruturada para acomodar um CubeSat e capaz de movimentar seu centro gravitacional para eliminar torques gravitacionais; e o computador central, utilizado afim de prover uma interface capaz de comunicação e visualização das informações enviadas pelo satélite. A Figura 3 mostra uma foto da configuração atual do simulador.

A elaboração do simulador de pequenos satélites é resultado do trabalho e das contribuições de diversos membros e áreas do LODESTAR sendo utilizado como objeto de estudo em diferentes pesquisas, como resultado desse ambiente ativo, a infraestrutura passa por melhorias e readequações constantes. O projeto começou em 2015, com a concepção e montagem do sistema pneumático e a primeira versão da mesa de testes (DA SILVA, R. C., 2018). A Figura 4 mostra o histórico envolvendo os subsistemas utilizados na implementação dos testes HIL:

<sup>3</sup> Dados obtidos novamente em: <https://www.nanosats.eu>

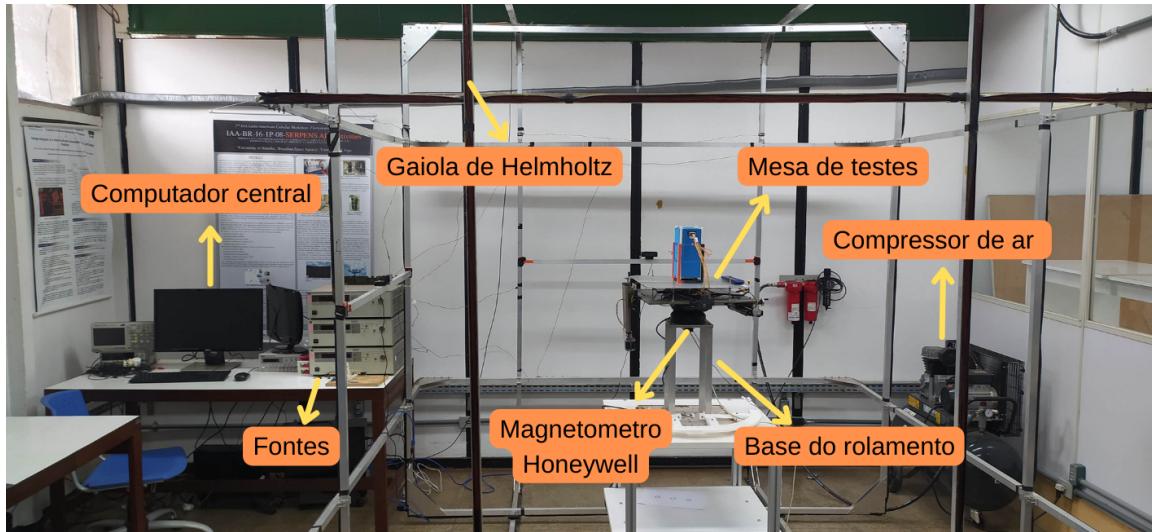


Figura 3 – Foto do simulador de pequenos satélites.

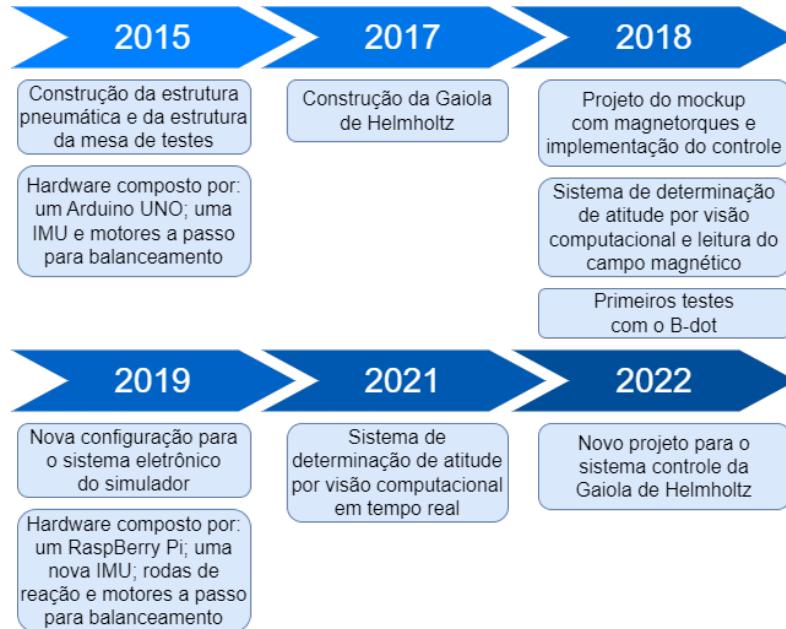


Figura 4 – Histórico do simulador de pequenos satélites.

A cada etapa do desenvolvimento do simulador, novas lições eram aprendidas com os resultados observados e, a partir deles, mudanças e soluções futuras puderam ser planejadas, alguns desses casos são tratados nesse trabalho: durante a realização do *detumbling* em 2018, o campo magnético gerado pela atuação magnética resultava em pertubações significativas sobre a leitura do magnetômetro (ISHIOKA et al., 2018); a nova configuração eletrônica implementada em 2019 acarretou o OBC perder sua interface de comando sobre os atuadores magnéticos; e o resultado obtido a partir da determinação de atitude por visão computacional em tempo real (ADCVRT) não foi capaz de atender os requisitos de desempenho definidos para a operação do simulador (DE ANDRADE, 2021).

## 1.3 Objetivos

Com a conclusão da atividades propostas para esse trabalho, planeja-se que o simulador de pequenos satélites esteja plenamente operacional e seja capaz de implementar diferentes configurações de testes HIL. Como consequência desse objetivo, o projeto do simulador receberá funcionalidades e melhorias importantes para sua operação, dessa forma será capaz de ajudar ativamente nos resultados de pesquisas futuras a serem realizadas no LODESTAR.

A capacidade do sistema de implementar testes HIL será validada inicialmente através de testes unitários dos componentes. Após a conclusão dessa etapa, o desempenho do simulador poderá então ser analisado através da execução de testes HIL com algoritmos para estabilização da atitude do satélite.

### 1.3.1 Objetivos gerais

Por envolver a comunicação entre diferentes subsistemas, a adição de uma nova funcionalidade a um subsistema do simulador muitas vezes acarreta também em adequações em outras partes, dessa forma os objetivos foram definidos levando em consideração toda a estrutura do simulador no inicio do trabalho e o que precisaria ser realizado para atingir os resultados esperados. Os objetivos gerais são:

- Adequar e aprimorar o simulador de pequenos satélites para que ele seja novamente capaz de realizar atividades de sensoriamento e atuação magnética. Com essas funcionalidades validadas, implementar o ADCS nos algoritmos do simulador utilizando a leitura e a geração de campo magnético para a determinação e controle da atitude.
- Propor e executar testes em um ambiente controlado para estudar o comportamento do satélite e do ADCS em diferentes condições. No âmbito da atuação magnética, implementar teste HIL de dois métodos de detumbling já validados anteriormente através de simulação, e testá-los no mundo físico. Com os resultados obtidos, analisar e comparar o desempenho de ambos através do estudo de diferentes parâmetros.
- Fomentar um ambiente onde testes utilizando os equipamentos do simulador possam ser feitos de maneira elaborada e segura.

### 1.3.2 Objetivos específicos

- Projetar um novo sistema eletrônico que contenha novamente uma interface para o controle dos atuadores magnéticos e que mantenha todas as lógicas e dispositivos do hardware predecessor.

- Pesquisar e implementar métodos para a calibração dos sensores e dos atuadores do satélite. Com esses equipamentos em condição de operação, validar a determinação de atitude do ADCS.
- Implementar testes com o objetivo de analisar como o sistema se comporta em três configurações distintas: sem atuação magnética; com o B-dot implementado; e por fim com o S-dot.
- Criar softwares capazes de gerar interfaces para a visualização dos dados obtidos no testes, tanto em tempo real quanto para análise posterior a partir dos arquivos gerados. Os softwares também deverão ser capazes de criar um canal de comunicação entre o computador central e o OBC.
- Produzir documentos com a descrição e a ordem dos procedimentos necessários para a operação dos equipamentos do simulador durante a aplicação de um teste. Esses documentos também serão utilizados para anotar variáveis importantes para a análise posterior dos resultados obtido, dessa forma retira-se o risco desses dados se perderem.

## 1.4 Estrutura do trabalho

Nesse primeiro capítulo de introdução do trabalho, as circunstâncias atuais nos projetos de pequenos satélites, as justificativas da implementação de um simulador e os objetivos esperados foram apresentados para contextualizar as atividades realizadas. Dando sequência, o [Capítulo 2](#) abordará a fundamentação teórica necessária para a operação do simulador e para a análise dos resultados obtidos. Em seguida, o [Capítulo 3](#) descreverá os diferentes sistemas e componentes envolvidos na estrutura do simulador e apresentará as mudanças que tiveram de ser realizadas. Posteriormente, o [Capítulo 4](#) detalhará os testes realizados e demonstrará os resultados obtidos. Por fim, o [Capítulo 5](#) apresentará o resumo das atividades realizadas junto de propostas para os possíveis próximos passos no desenvolvimento do simulador.

O trabalho também conta com dois apêndices: o [Apêndice A](#) apresenta o diagrama elétrico que descreve o sistema da mesa de testes e o [Apêndice B](#) demonstra os procedimentos implementados para a realização de um dos testes HIL.

## 2 Fundamentação teórica

### 2.1 Cubesat

O desenvolvimento de tecnologias e equipamentos utilizados no espaço sempre foi, e continua sendo, associado a elevados custos de pesquisa e desenvolvimento. Governos e empresas interessadas na exploração espacial costumam desenvolver sistemas e componentes específicos e sob demanda para esse tipo de aplicação, buscando assim atender o alto nível de desempenho exigido em uma operação espacial. Ao longo das décadas, os satélites resultantes desse tipo de abordagem trouxeram grandes benefícios para a humanidade, entretanto, o alto custo associado a esses projetos restringe a capacidade do restante da comunidade científica de ter acesso às pesquisas espaciais (BERK; STRAUB; WHALEN, 2013).

Começado em 1999, o projeto CubeSat se propôs a padronizar o desenvolvimento de pequenos satélites através de especificações a serem seguidas. O objetivo inicial era reduzir os custos associados ao projeto e o tempo de desenvolvimento do satélite, permitindo assim o acesso de estudantes universitários ao espaço. Com o amadurecimento do projeto e sua adoção por grande parte da comunidade científica, CubeSats são atualmente utilizados por não apenas universidades, como também por governos e empresas privadas.

CubeSat é categorizado como uma classe de pequenos satélites e seguem uma unidade de padronização para dimensão e formato denominada 'U', variando de 1U até 12U. Um CubeSat 1U é um cubo de 10 cm com massa até 2 kg ([CUBESAT DESIGN SPECIFICATION, 2022](#)). A [Figura 5](#) apresenta os diversos tamanhos de CubeSats.

O desenvolvimento de CubeSats também está associado à utilização de componentes COTS, simplificando e barateando ainda mais o projeto dos satélites. Entretanto, por serem mais baratos e não serem feito para atender especificadamente os requisitos do projeto, sua implementação também traz algumas desvantagens: menor acurácia para sensores e atuadores; menor acesso e confiabilidade às especificações fornecidas pelos fabricantes dos componentes; dimensões dos componente pré-definidas e não ajustáveis; e menor resistência ao desgaste da radiação espacial ([SHIROMA et al., 2011](#)).

Similar a outros satélites, uma das primeiras manobras a ser executada pelo CubeSat após o desacoplamento do foguete lançador é a redução da velocidade angular, de forma a estabilizar o sistema e permitir sua operacionalização. Por ter uma baixa massa inercial e normalmente estarem em uma LEO, CubeSats comumente utilizam atuadores magnéticos para realizar a desaceleração. Esses conceitos são aprofundados na [seção 2.4](#).

O simulador desenvolvido no LODESTAR fornece uma plataforma para realizar testes HIL de satélites da classe CubeSat com dimensões até 3U.

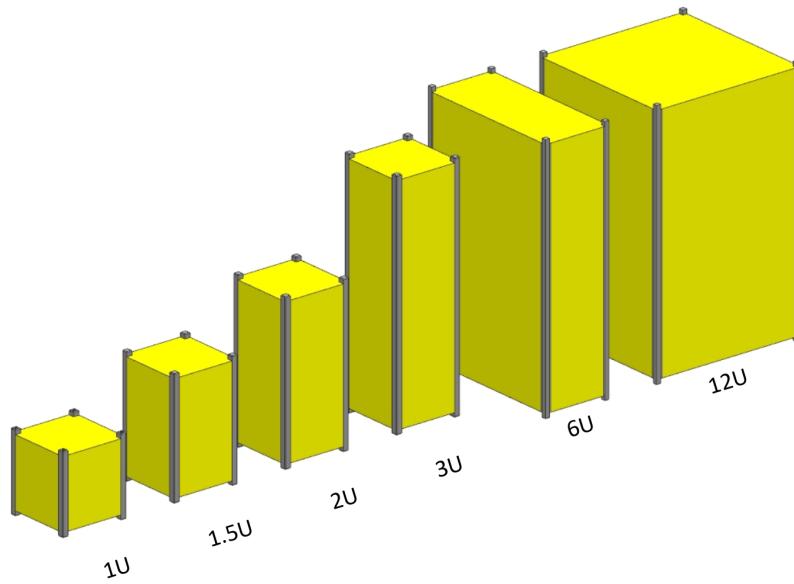


Figura 5 – Tamanhos padronizados de satélites da classe CubeSat (1U-12U).

## 2.2 Sistemas de referência na engenharia aeroespacial

Determinar sistemas de referências na análise do movimento e da posição de corpos rígidos é fundamental para obter resultados coerentes, principalmente quando o objetivo é determinar e controlar a atitude de um satélite. Sistemas de referências são definidos a partir de eixos de coordenadas que estão relacionados à operação do satélite no espaço tridimensional. O conjunto de eixos envolvidos em uma aplicação deve ser determinado de forma a não gerar ambiguidades nos resultados obtidos.

Em geral, um sistema de referência é uma base ortonormal especificado pela localização de sua origem e pela orientação dos seus eixos de coordenadas (MARKLEY; CRASSIDIS, 2016). Sistemas de referências podem ser classificados em dois tipos:

- Inerciais: são sistemas de referência nos quais as leis de movimento de Newton são válidas. Para ser considerado inercial, o sistema de referência deve estar com uma velocidade constante e sem rotação em relação a um sistema de referência no qual o universo é perfeitamente simétrico (WEINBERG, 1972). Os melhores candidatos a um sistema inercial são aqueles em que os eixos são fixos às estrelas longe o suficiente para parecerem estáveis.
- Não-inerciais: são sistemas que podem rotacionar e acelerar em relação a sistemas de referência inerciais.

Dois sistemas não inerciais, muito utilizados no problema de controle de atitude, são apresentados a seguir. Maiores detalhes sobre os sistemas adotados neste trabalho podem ser vistos na [seção 3.4](#).

### 2.2.1 Sistema Local Vertical/Local Horizontal (LVLH)

É um sistema de referência não-inercial que acompanha o movimento orbital do satélite. A origem é posicionada no corpo do satélite e eixos são identificados por  $\{X', Y', Z'\}$ : o eixo  $Z'$  aponta para a direção nadir, i.e. diretamente o para o centro da terra; o eixo  $Y'$  aponta para direção contrária do vetor da velocidade angular; e o eixo  $X'$  é determinado para definir o sistema ortogonal.

A [Figura 6](#) ilustra o sistema referencial LVLH.

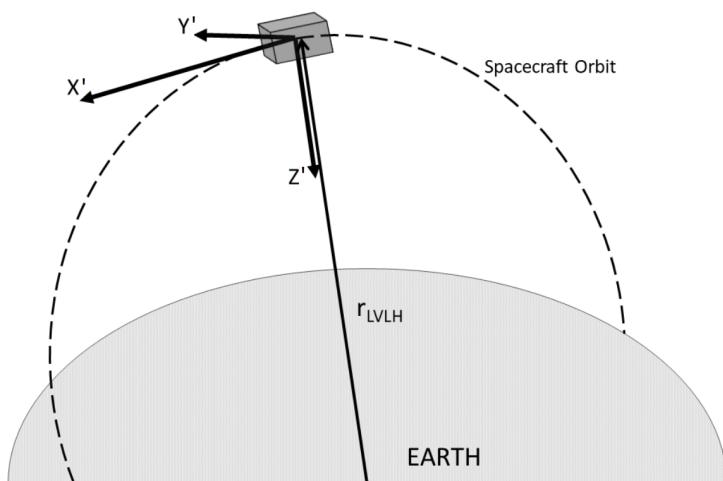


Figura 6 – Sistema de referência LVLH ([BLOISE et al., 2017](#)).

No contexto das atividades do simulador de pequenos satélites, a gaiola de Helmholtz é utilizada para simular o campo gravitacional de um satélite em órbita da Terra seguindo o referencial LVLH, para isso, a posição do satélite em cada instante da simulação é relacionada com o respectivo valor de campo magnético representado no referencial LVLH. Propagadores podem então ser utilizados de forma a determinar e controlar o campo magnético gerado pela gaiola.

Nesse trabalho, apenas vetores fixos de campo magnético serão gerados, representando um instante fixo no tempo da órbita de um satélite. Por esse sistema ser fixo no tempo, as leis de Newton são válidas, se tratando assim de um sistema inercial. Esse sistema definido pelo campo magnético é utilizado como referência inercial para a determinação de atitude.

### 2.2.2 Sistema fixo no corpo (BOF)

O BOF é um sistema de referência não-inercial que acompanha as rotações realizadas pelo satélite. A origem é posicionada em algum ponto de interesse no corpo e os eixos são definidos utilizando a estrutura do satélite como referência. No caso de CubeSats, as faces da estrutura paralelepípedica são utilizadas para esse fim. O BOF também define a orientação de sensores e atuadores implementados no satélite.

A Figura 7 ilustra o sistema referencial BOF.

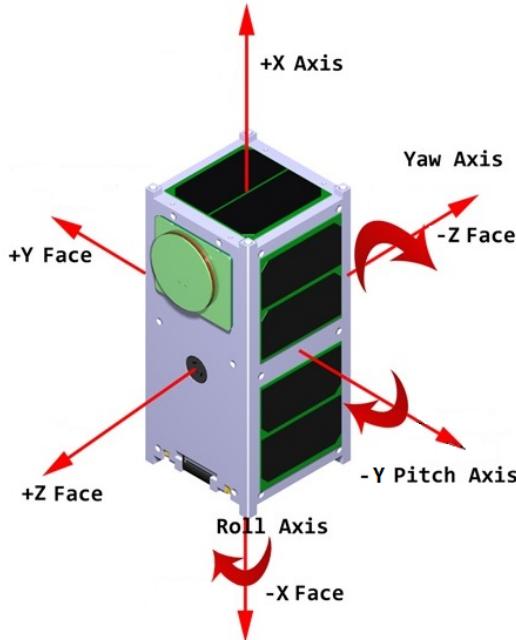


Figura 7 – Sistema de referência BOF.

O propósito do ADCS de um satélite pode ser definido como supervisionar e controlar a orientação do corpo a respeito de algum sistema de referência externo e aproximadamente inercial (MARKLEY; CRASSIDIS, 2016).

## 2.3 Representação da atitude

A representação da atitude de um sistema de referência inicial  $I$  é parametrizada de tal forma que a rotação necessária para levar  $I$  para qualquer sistema de referência final  $F$  sempre pode ser descrita através de uma matriz de atitude  $A$ , de fato, a determinação de atitude de um satélite pode ser simplificada como um método para determinar a matriz  $A$  que relaciona o BOF com um sistema de referência externo. A equação que descreve essa relação é:

$$A_{FI} \mathbf{x}_I = \mathbf{x}_F, \quad (2.1)$$

em que  $\mathbf{x}_I$  e  $\mathbf{x}_F$  são as representações de um vetor nos sistemas  $I$  e  $F$  respectivamente e  $A_{FI}$  é a matriz de atitude ortogonal 3x3 (MARKLEY; CRASSIDIS, 2016).

O teorema de rotação de Euler define que, em um espaço tridimensional, o resultado qualquer composição de rotações de um corpo rígido pode ser representada como uma única rotação em torno de um vetor fixo  $\mathbf{e}$ , denominado eixo de Euler. O vetor  $\mathbf{e}$  é determinado tal

que sua representação seja a mesma nos sistemas de referência  $I$  e  $F$ , ou seja,  $\mathbf{x}_I = \mathbf{x}_F = \mathbf{e}$ . Substituindo esse resultado na [Equação 2.1](#):

$$A_{FI}\mathbf{e} = \mathbf{e}. \quad (2.2)$$

Os autovalores da matriz  $A$  podem então ser analisados para definir qual autovetor do conjunto de autovetores obtidos representa  $\mathbf{e}$ . A relação entre uma matriz quadrada qualquer  $M$ , seus autovetores  $\mathbf{x}$  e seus autovalores  $\lambda$  é dada conforme:

$$M\mathbf{x} = \lambda\mathbf{x}. \quad (2.3)$$

O teorema de Euler determina então que uma matriz de atitude sempre terá um de seus autovalores com valor  $\lambda = 1$  ([MARKLEY; CRASSIDIS, 2016](#)). Comparando a [Equação 2.2](#) e a [Equação 2.3](#), é possível concluir que o autovetor  $\mathbf{x}$  que corresponde ao eixo  $\mathbf{e}$  ocorre justamente quando  $\lambda = 1$ .

A representação de atitude é caracterizada pelo eixo de Euler  $\mathbf{e}$  e pelo ângulo de rotação  $\vartheta$ , o eixo  $\mathbf{e}$  acaba de ser definido, dependendo assim da determinação do ângulo  $\vartheta$  para obter a matriz de atitude do sistema. O ângulo  $\vartheta$  está relacionado à amplitude da rotação realizada em torno do eixo fixo e tem periodicidade de  $2\pi$ , existem diferentes formas de parametrizá-lo, uma das opções é utilizar o próprio ângulo definido a partir de  $\mathbf{e}$ , essa escolha resulta na representação de atitude por eixo/ângulo de Euler, caso seja de interesse, essa metodologia pode ser analisada em mais detalhes em ([MARKLEY; CRASSIDIS, 2016](#)).

Nesse trabalho, as parametrizações por quatérnios e por ângulos de Euler serão utilizadas para realizar as representações de atitude.

### 2.3.1 Quatérnios

Quatérnios são uma extensão hipercomplexa de um número complexo  $z = x + iy$ , esse sistema numérico foi proposto pelo matemático William Rowan Hamilton no século XIX e surgiu a partir da constatação que é necessário operar no  $\mathbb{R}^4$  para realizar rotações no  $\mathbb{R}^3$  ([HAMILTON, 1853](#)). O quatérnio foi definido por Hamilton como:

$$\mathbf{q} = q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3, \quad (2.4)$$

em que  $q_{0:3}$  são números reais e 1. i, j e k são os elementos base. O quatérnio é construído respeitando as relações  $i^2 = j^2 = k^2 = ijk = -1$ .

O quatérnio também pode ser representado como um vetor de três elementos  $\mathbf{q}_{1:3}$  e um escalar  $q_4$  com a definição de algumas operações adicionais ([MARKLEY; CRASSIDIS, 2016](#)). Dessa forma,  $\mathbf{q}$  é representado conforme:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{1:3} \\ q_4 \end{bmatrix}, \text{ em que } \mathbf{q}_{1:3} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}. \quad (2.5)$$

A operação mais importante é o produto de um par de quatérnios  $\bar{\mathbf{q}}$  e  $\mathbf{q}$ . Essa operação pode ser definida como:

$$\bar{\mathbf{q}} \otimes \mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_4 \bar{\mathbf{q}}_{1:3} + \bar{q}_4 \mathbf{q}_{1:3} - \bar{\mathbf{q}}_{1:3} \times \mathbf{q}_{1:3} \\ \bar{q}_4 q_4 - \bar{\mathbf{q}}_{1:3} \cdot \mathbf{q}_{1:3} \end{bmatrix}. \quad (2.6)$$

A partir da definição do quatérnio, é possível então utilizá-lo como forma de parametrização da representação da atitude de um satélite (MARKLEY; CRASSIDIS, 2016). Para isso, o parâmetro  $\mathbf{q}$  é determinado conforme:

$$\mathbf{q}(\mathbf{e}, \vartheta) = \begin{bmatrix} \mathbf{e} \sin\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\vartheta}{2}\right) \end{bmatrix}. \quad (2.7)$$

A partir da parametrização por quatérnios descrita, a matriz de atitude  $A$  é dada conforme:

$$A(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_2 q_1 - q_3 q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) \\ 2(q_3 q_1 + q_2 q_4) & 2(q_3 q_2 - q_1 q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}. \quad (2.8)$$

Vale destacar que alguns autores utilizam uma notação diferente ao definir o quatérnio na [Equação 2.5](#). Nesses casos, o escalar é o primeiro termo do vetor e não mais o último.

### 2.3.2 Ângulos de Euler

A representação de atitude por ângulos de Euler descreve a rotação que leva o corpo da referência inicial  $I$  para a referência final  $F$  através de um sequência de três rotações em torno de eixos fixos: partindo de  $I$ , o sistema é levado para a referência intermediária  $H$  através da rotação  $\phi$ , então para outra referência intermediária  $G$  através da rotação  $\theta$  e por fim para  $F$  através da rotação  $\psi$ . Essa operação é descrita conforme:

$$A_{FI}(e_\phi, e_\theta, e_\psi; \phi, \theta, \psi) = A_{FG}(e_\psi, \psi) A_{GH}(e_\theta, \theta) A_{HI}(e_\phi, \phi). \quad (2.9)$$

Os três eixos fixos escolhidos tem que respeitar a relação  $e_\psi \cdot e_\theta = e_\phi \cdot e_\theta = 0$ , sendo essa condição necessária e suficiente para representar uma atitude qualquer de um corpo.

Através dessa relação, também é possível determinar que:  $e_\theta$  deve ser simultaneamente perpendicular aos eixos  $e_\phi$  e  $e_\psi$ ; e  $e_\phi$  é fixo na referência inicial e  $e_\phi$  é fixo na referência final (**MARKLEY; CRASSIDIS, 2016**).

Na representação clássica de Euler, os três possíveis eixos fixos estão relacionados aos eixos principais de um sistema ortogonal, são eles:

$$e_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad e_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad e_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (2.10)$$

A sequência dos eixos utilizados na representação de atitude por ângulos de Euler é referida, em ordem, por  $i - j - k$ . Os resultados oriundos da [Equação 2.9](#), conforme comentados, resultam nas restrições  $i \neq j$  e  $j \neq k$  para a sequência escolhida. Sobram então doze sequências  $i - j - k$  aplicáveis, sendo seis simétricas e seis assimétricas.

Simétricas:

$$1-2-1, \quad 1-3-1, \quad 2-3-2, \quad 2-1-2, \quad 3-1-3 \quad e \quad 3-2-3.$$

Assimétricas:

$$1-2-3, \quad 1-3-2, \quad 2-3-1, \quad 2-1-3, \quad 3-1-2 \quad e \quad 3-2-1.$$

A sequência 3–2–1 é um bom exemplo a ser analisado por ser comumente utilizada para atividades relacionadas a representação de atitude e para o apontamento do satélite. Considerando essa sequência, a seguinte matriz de atitude é obtida:

$$\begin{aligned} A_{321}(\phi, \theta, \psi) &= A(\mathbf{e}_1, \psi)A(\mathbf{e}_2, \theta)A(\mathbf{e}_3, \phi) \\ &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\psi & s\psi \\ 0 & -s\psi & c\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\theta & 0 & -s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\phi & s\phi & 0 \\ -s\phi & c\phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} c\theta c\phi & c\theta s\phi & -s\theta \\ -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi & c\psi s\phi + s\psi s\theta s\phi & s\psi c\theta \\ s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & c\psi c\theta \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (2.11)$$

A [Figura 8](#) exemplifica as três rotações em sequência envolvidas na representação da atitude por ângulos de Euler, na imagem, a sequência 3–1–3 é a utilizada.

Em sequências assimétricas, os três ângulos de Euler associados à rotação do corpo podem ser nomeados *roll*, *pitch* e *yaw*: *roll* é associado à rotação em torno do eixo fixo ao corpo na direção usual do movimento do satélite; *yaw* é associado à rotação em torno do

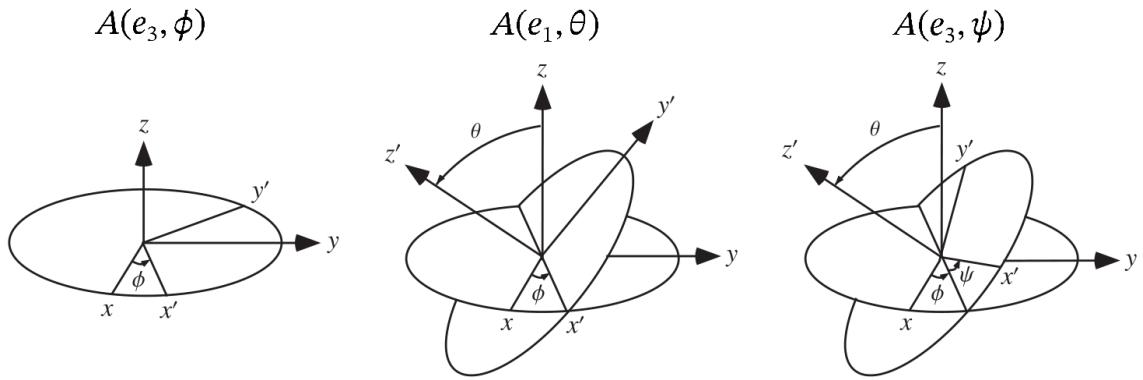


Figura 8 – Rotações aplicadas na representação de atitude por ângulos de Euler na sequência 3–1–3.

eixo fixo na direção da gravidade local; e por fim, *pitch* é a rotação em torno do eixo que resta e assim completa o sistema ortogonal. Em rotações simétricas, os ângulos  $\phi, \theta, \psi$  definem a sequência das rotações realizadas, entretanto, para rotações assimétricas, é comum adotar a convenção de que os ângulos  $\phi, \theta, \psi$  estão associados respectivamente às rotações *roll*, *pitch* e *yaw*.

## 2.4 Atuação magnética

Uma fonte de tensão aplicada a uma bobina pode ser utilizada para gerar um momento dipolo magnético a partir da corrente que flui através do enrolamento. Considerando a implementação de três bobinas ortogonais entre si, o momento magnético gerado por cada uma pode ser descrito por:

$$\mathbf{m}_i = N_m I A, \quad (2.12)$$

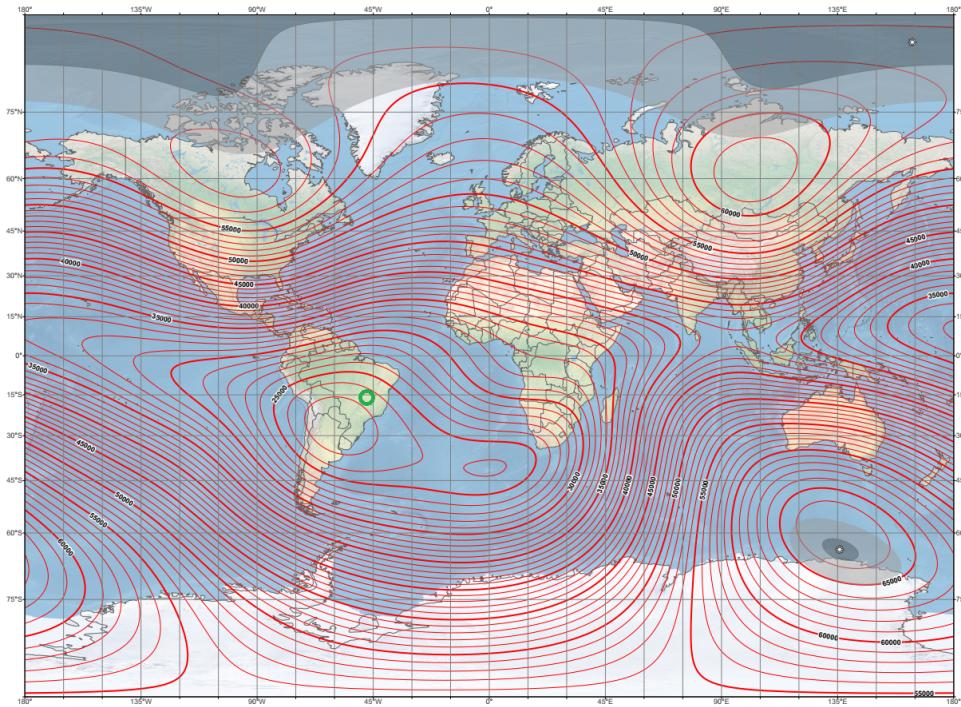
em que  $i \in \{x, y, z\}$ ,  $\mathbf{m}$  é o momento magnético gerado,  $N_m$  é o numero de enrolamentos da bobina,  $I$  é a corrente e  $A$  é a área de seção transversal.

Em geral, atuadores magnéticos são bobinas que se baseiam na interação do campo magnético local  $\mathbf{B}$  com o momento magnético  $\mathbf{m}$  criado para gerar uma força torque  $\tau$  e assim controlar a rotação do satélite. Esses dispositivos, quando implementados na tecnologia aeroespacial, são chamados de magnetorques. O torque resultante  $\tau$ , no local em que o magnetorque está posicionado, é dado por:

$$\tau_{disp} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}. \quad (2.13)$$

O torque gerado depende então da capacidade do magnetorque de gerar o  $|\mathbf{m}|$ , da intensidade do campo magnético local e do ângulo entre esses dois vetores. Em órbita, o satélite experiênciia o campo magnético terrestre, a [Figura 9](#) ilustra a intensidade do campo

magnético na superfície através dos dados do *World Magnetic Model* (WMM). No caso da localização de Brasília, conforme indicado pelo círculo verde na figura, a intensidade do campo magnético é em torno de  $23,31\mu T$ .



de realizar rotações em torno do campo magnético, efetivamente limitando o controle para 2 dos 3 eixos do sistema. Satélites em órbita terrestre estão sobre o efeito de vetores de campos magnéticos que variam conforme a posição da órbita, consequentemente a solução para o controle do eixo é só uma questão de tempo (BHAT; DHAM, 2003). Para o simulador de pequenos satélites, o campo magnético que atua sobre o sistema é constante, portanto deve-se considerar que o sistema não terá capacidade de controle no eixo orientado pelo campo magnético no sistema inercial.

## 2.5 Dinâmica da plataforma de testes

No simulador de pequenos satélites, a simulação do comportamento dinâmico do satélite é implementada através de um rolamento a ar numa topologia topo de mesa (SCHWARTZ; PECK; HALL, 2003). Esse sistema pode ser modelado como um corpo rígido com centro de massa (CM) a uma distância  $\mathbf{r}$  do centro de rotação (CR). O vetor  $\mathbf{r}$  é chamado vetor de desbalanceamento. A dinâmica do simulador pode então ser representada através de um sistema de referência inercial e do BOF, a [Figura 10](#) exemplifica ambos os sistemas de referência adotados na plataforma.

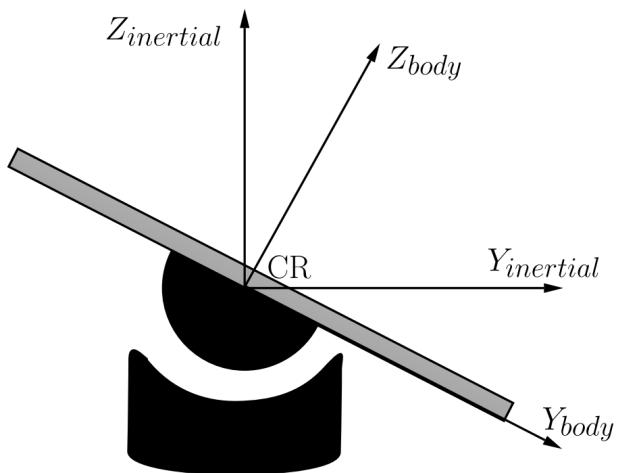


Figura 10 – Sistemas de referência inercial e do corpo de uma plataforma de testes ([CARDOSO DA SILVA et al., 2018](#)).

A orientação da mesa de testes pode então ser determinada em relação aos ângulos *roll*, *pitch* e *yaw* conforme determinados na [subseção 2.3.2](#).

Para desenvolver as equações de movimento da mesa, inicia-se definindo o momento angular em torno do CR ([GREENWOOD, 1988](#)):

$$\mathbf{H}_{CR} = \mathbf{r} \times M\mathbf{v}_{CM} + \mathbf{H}_{CM}, \quad (2.14)$$

em que  $\mathbf{r}$  é a distância do CR ao CM,  $M$  é a massa total do sistema,  $\mathbf{v}_{CM}$  é a velocidade linear no CM e  $\mathbf{H}_{CM}$  é o momento angular em torno do CM da plataforma.

A equação que define a dinâmica decorre da segunda lei de Newton, que determina que momento externo resultante é igual a derivada do momento angular, dessa forma:

$$\tau_{CR} = \frac{d\mathbf{H}_{CR}}{dt}, \quad (2.15)$$

em que  $\tau_{CR}$  é o torque total aplicado ao centro de rotação da plataforma.

O  $\tau_{CR}$  que atua sobre o sistema é resultado da combinação de quatro torques externos que estão relacionados a operação da plataforma:

$$\tau_{CR} = \tau_{disp} + \tau_G + \tau_{aero} + \tau_{atrito}, \quad (2.16)$$

em que  $\tau_{disp}$  é o torque gerado por atuadores implementados na mesa de teste, como é o caso dos magnetorques descritos na [seção 2.4](#);  $\tau_G$  é o torque gravitacional;  $\tau_{aero}$  é o torque gerado pela arrasto do ar; e  $\tau_{atrito}$  é o torque gerado pelo atrito residual do rolamento à ar. O magnetorque implementado nesse trabalho gera  $\tau_{disp}$  para reduzir a velocidade angular do sistema e estabilizar a atitude.

Considerando a taxa de variação de vetores em sistemas rotacionais, a derivada do momento angular da [Equação 2.15](#) é definida conforme ([CARDOSO DA SILVA et al., 2018](#)):

$$\frac{d\mathbf{H}_{CR}}{dt} = (\mathbf{r} \times M\dot{\mathbf{r}}) + [\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r} \times M\dot{\mathbf{r}})] + \dot{\mathbf{H}}_{CM} + (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}_{CM}), \quad (2.17)$$

em que  $\boldsymbol{\omega}$  é a velocidade angular do corpo rotacionando no sistema de referência inercial. A equação pode então ser reescrita conforme:

$$\mathbf{A}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{D} = \tau_{CR}, \quad (2.18)$$

em que  $\mathbf{A} = \mathbf{A}(M, \mathbf{r}, \mathbf{I})$  e  $\mathbf{D} = \mathbf{D}(M, \mathbf{r}, \mathbf{I}, \boldsymbol{\omega})$  são respectivamente matrizes  $3 \times 3$  e  $3 \times 1$ , conforme apresentados em ([DA SILVA, R. C., 2018](#)), e  $\mathbf{I}$  é o tensor de inercia do sistema. Isolando a aceleração angular:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = (\mathbf{A})^{-1}(\tau_{CR} - \mathbf{D}). \quad (2.19)$$

A [Equação 2.19](#) demonstra como o torque gerado pela atuação magnética age sobre a aceleração angular do sistema. A partir desse resultado, uma lei de controle pode ser implementada para gerar o  $\tau_{disp}$  necessário para diminuir as velocidades angulares do sistema e estabilizar a atitude do corpo.

### 2.5.1 Balanceamento

Para simular perfeitamente a dinâmica orbital de um satélite, a plataforma teria de ser capaz de anular todos os torques externos apresentados na [Equação 2.16](#). No caso do simulador de pequenos satélites do LODESTAR, os torques relacionados ao atrito e ao arrasto aerodinâmico são inerentes ao sistema e só podem ser determinados através de testes, o torque gerado por atuadores foi descrito na [seção 2.4](#), por fim, o torque gravitacional é relacionado ao vetor de deslocamento e ao peso da plataforma, com a capacidade de mudar o CG do sistema para aproximá-lo do CR, esse torque pode ser analisado e ajustado conforme desejado para a configuração do teste, esse processo é denominado balanceamento.

Para um corpo rígido, o torque gravitacional  $\tau_G$  é determinado conforme:

$$\tau_G = \mathbf{r} \times \mathbf{F} = \mathbf{r} \times M\mathbf{g}, \quad (2.20)$$

em que  $F$  é a força peso e  $g$  é o vetor da aceleração da gravidade local.

A matriz de rotação que leva o sistema de referência inercial definido pelo vetor  $\mathbf{g}$  para o BOF da plataforma, conforme descrito na [subseção 2.3.2](#), através de um sequencia 3–1–3 é:

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_B &= \mathbf{A}_{BI}\mathbf{g}_I, \\ &= \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta & -s\theta \\ -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & c\theta s\phi \\ s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{bmatrix}, \\ &= g \begin{bmatrix} s\theta \\ -c\theta s\phi \\ -c\theta c\phi \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (2.21)$$

Substituindo esse resultado na [Equação 2.20](#):

$$\tau_G = Mg \begin{bmatrix} r_z c\theta s\phi - r_y c\theta c\phi \\ r_z s\theta - r_x c\theta c\phi \\ -r_y s\theta - r_x c\theta s\phi \end{bmatrix}, \quad (2.22)$$

em que  $r_x$ ,  $r_y$  e  $r_z$  são as componentes do vetor de desbalanceamento  $\mathbf{r}$ .

Assumindo que  $\omega$  e  $\mathbf{r}$  da [Equação 2.19](#) são pequenos em relação ao outros parâmetros, a aceleração angular pode ser approximada conforme ([CARDOSO DA SILVA et al., 2018](#)):

$$\begin{aligned}
 \dot{\omega} &\approx \mathbf{I}^{-1} \tau_G, \\
 &\approx \begin{bmatrix} \frac{Mg}{I_{xx}}(r_z c\theta s\phi - r_y c\theta c\phi) \\ \frac{Mg}{I_{yy}}(r_z s\theta - r_x c\theta c\phi) \\ \frac{Mg}{I_{zz}}(-r_y s\theta - r_x c\theta s\phi) \end{bmatrix}, \tag{2.23}
 \end{aligned}$$

em que  $\mathbf{I}$  é o tensor de inercia da plataforma com os momentos de inercia principais  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  e  $I_{zz}$ .

Esses resultados demonstram que o vetor  $\mathbf{r}$  deve ser reduzido para diminuir a intensidade do  $\tau_G$  que atua sobre o sistema. Outra conclusão possível é que, com a plataforma na posição estável e o BOFx alinhado com o vetor gravitacional, a rotação yaw não gera torque gravitacional e assim simula bem a dinâmica orbital de um satélite.

## 2.6 Algoritmos para estabilização de atitude

Conforme comentado ao longo desse trabalho, a estabilização da atitude por meio da redução da velocidade angular é uma etapa fundamental para a operação de um CubeSat no espaço. Com a implementação do ADCS, uma lei de controle adequada é capaz de determinar o momento magnético a ser gerado pelos atuadores e assim gerar um torque contrário ao movimento do satélite na referência inercial.

Existem uma variedade de leis de controle capazes de realizar a tarefa de estabilização de atitude de um satélite, nesse trabalho serão analisadas duas: o *B-dot* e o *S-dot*.

### 2.6.1 B-dot

Inicialmente proposto em (STICKLER; ALFRIEND, 1976), esse algoritmo para diminuição da velocidade angular atualmente é amplamente implementado em missões CubeSat. Baseado na taxa de variação da leitura do vetor do campo magnético no BOF do satélite, essa lei de controle infere que as mudanças nos valores dos magnetômetros estão associadas às rotações realizadas pelo sistema.

Existem diferentes variações do B-dot para o controle do momento dipolo magnético gerados pelos atuadores, no algoritmo *Bang-Bang*, por exemplo, é utilizada sempre a capacidade máxima de torque do magnetorque (REICHEL, 2012). A versão implementada nesse trabalho é o B-dot com controle proporcional, diferente do *Bang-Bang*, essa metodologia ajusta o torque comandando de forma continua.

O cálculo do momento dipolo magnético implementado pela lei de controle do B-dot é dado conforme:

$$\mathbf{m} = \frac{k}{|\mathbf{B}|} \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{b}, \quad (2.24)$$

em que  $k$  é um ganho positivo constante,  $\boldsymbol{\omega}$  é a velocidade angular do satélite no BOF e  $\mathbf{b} = \mathbf{B}/|\mathbf{B}|$  é o vetor unitário definido pelo campo magnético mesurado pelo sensor. O valor do ganho  $k$  ótimo é calculado seguindo (AVANZINI; GIULIETTI, 2012).

Substituindo na Equação 2.13, o torque magnético é determinado por:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\tau}_{disp} &= \frac{k}{|\mathbf{B}|} (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{b}) \times \mathbf{B} = k(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{b}) \times \mathbf{b}, \\ &= -k(\mathbf{I} - \mathbf{b}\mathbf{b}^T)\boldsymbol{\omega}. \end{aligned} \quad (2.25)$$

Conforme enunciado anteriormente seção 2.4, o torque magnético gerado é sempre ortogonal ao vetor  $\mathbf{B}$ , dessa forma o B-dot é capaz de estabilizar a atitude de apenas dois eixos em cada instante de tempo conforme a variação da orientação do campo magnético.

## 2.6.2 S-dot

O algoritmo S-dot foi inicialmente proposto para reduzir as velocidades angulares do satélite e estabilizar painéis solares na direção do Sol. A nomenclatura da lei de controle vem de sua similaridade com o B-dot, mudando apenas na utilização do vetor  $\mathbf{S}$ , obtido através de um sensor solar, no lugar do vetor  $\mathbf{B}$  para calcular o momento magnético.

O algoritmo foi desenvolvido em (ROLDUGIN; TKACHEV; OVCHINNIKOV; KARPENKO, 2013) e busca atender a situação em que as leituras do magnetômetro não estão disponíveis para o sistema, dessa forma, outro sensor deve ser utilizado para inferir a rotação do satélite e realizar a diminuição das velocidades angulares. No caso da utilização de um sensor solar, o vetor  $\mathbf{S}$  que aponta para o Sol é inercial e não muda sua orientação conforme a posição na órbita, comportamento esse diferente do campo magnético. Por utilizarem eixos diferentes como referências, os dois algoritmos apresentam desempenhos diferentes.

Ao prover a estabilização de atitude do satélite em relação à direção do Sol, o S-dot pode ser utilizado como modo de segurança para garantir que os painéis solares sejam capazes de recarregar o EPS sempre que o satélite estiver irradiado pelo Sol. Entretanto, o algoritmo também possui desvantagens: baixa acurácia na estabilização da atitude; suposição de velocidade angular não nula; e ambiguidade na atitude comandada, possibilitando que a estabilização do sistema seja feita no sentido negativo do vetor  $\mathbf{S}$  (ROLDUGIN; TKACHEV; OVCHINNIKOV, 2021).

O cálculo do momento dipolo magnético implementado pela lei de controle do S-dot é dado por:

---

$$\mathbf{m} = kB \cos \alpha (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{S}), \quad (2.26)$$

em que  $\alpha$  é o ângulo entre  $\mathbf{S}$  e  $\mathbf{B}$ . No caso da indisponibilidade das leituras do magnetômetro, o parâmetro  $\alpha$  pode ser determinado através de modelos computacionais. O valor do ganho  $k$  é o mesmo utilizado pelo B-dot.

Considerando o caso em que o vetor  $\mathbf{S}$  acompanha o vetor  $\mathbf{B}$ , ou seja  $\mathbf{S} = \mathbf{B}$ , o ângulo  $\alpha$  será igual à zero e a [Equação 2.26](#) será igual a implementação do B-dot na [Equação 2.24](#). O algoritmo do S-dot pode então ser considerado o caso geral do B-dot, substituindo a leitura do campo magnético por qualquer outro vetor inercial representado no sistema de referência do corpo e assim implementar a estabilização da atitude.

### 3 Descrição dos sistemas do simulador de pequenos satélites

Dentro das atividades desenvolvidas no LODESTAR, o simulador de pequenos satélites tem como objetivo prover a execução do teste HIL para diferentes projetos e pesquisas. Conforme enunciado na [seção 1.2](#), diferentes sistemas são implementados no simulador para possibilitar a simulação do ambiente espacial. Nesse capítulo, esse conjunto de sistemas que compõem o simulador será detalhado e as mudanças que foram realizadas ao longo desse trabalho serão apresentadas.

A [Figura 3](#), apresentada na [seção 1.2](#), mostra a configuração atual do simulador junto da indicação dos sistemas envolvidos. O diagrama da [Figura 11](#) ilustra como esses sistemas comunicam entre si.

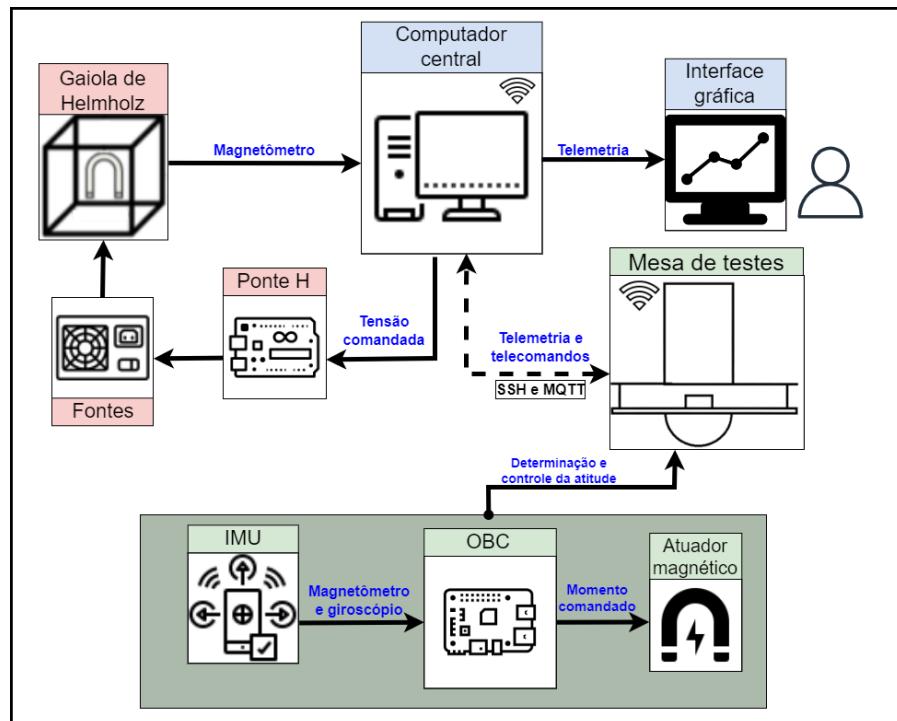


Figura 11 – Diagrama representativo do simulador de pequenos satélites.

A simulação das condições eletromagnéticas do ambiente espacial é feita através de uma gaiola de Helmholtz. Cada eixo da gaiola é conectado a uma fonte de potência, dessa forma eles podem ser controlados independentemente. Com a implementação de uma ponte H para inverter o sentido da corrente, a estrutura é capaz de gerar qualquer valor de campo magnético no interior de uma elipsoide limitada pela corrente máxima da gaiola ([VAN DER PLOEG, 2017](#)). Um magnetômetro Honeywell é posicionado no centro do sistema, sendo

utilizado para fechar a malha de controle.

No contexto de realização de testes HIL, a gaiola de Helmholtz também permite aumentar o torque gerado pela atuação magnética do satélite ao fornecer um campo mais intenso, conforme discutido na [seção 2.4](#). Nas atividades do simulador, essa estratégia é utilizada, dentre outros motivos, para mitigar a influência do aumento da inércia do sistema devido à adição da mesa de testes na massa do corpo suspenso.

A simulação do campo magnético somente tem sentido para as atividades do simulador caso a operação e a dinâmica do satélite também sejam simulados, esse processo envolve a implementação do ADCS, a atenuação do atrito e a redução dos torques gravitacionais sobre o sistema. No simulador de pequenos satélites do LODESTAR, esses requisitos são atingidos através da utilização do conjunto mesa de testes e rolamento a ar.

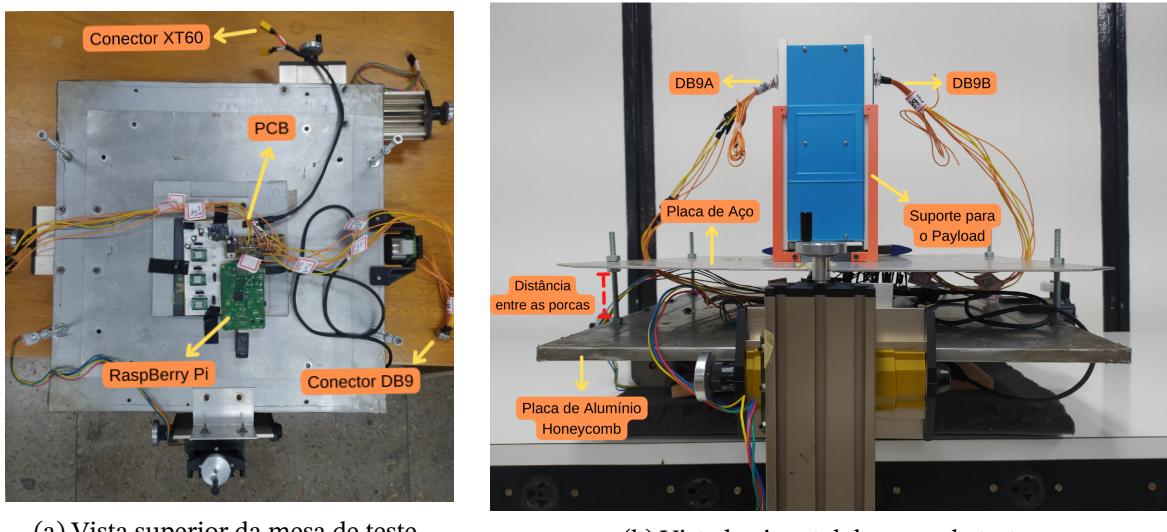
Nesse trabalho em específico, o OBC e a IMU posicionados na mesa de testes, juntamente com os magnetorques implementados no *payload*, são os componentes responsáveis por realizar as atividades do ADCS, conforme a [seção 1.1](#). A estrutura que pertence e que da suporte à esses componentes, i.e. toda massa suspensa, é o quê é referenciado como satélite no contexto da implementação dos testes HIL. O processo de redução dos torques gravitacionais é implementado pela aproximação do CG do satélite ao CR do sistema. Para a atenuação do torque gerado pelo atrito, um rolamento a ar é implementado seguindo uma topologia topo de mesa ([SCHWARTZ; PECK; HALL, 2003](#)), essa topologia determina a fixação de uma semiesfera na parte inferior da estrutura mecânica da mesa de testes. Durante a operação do simulador, o satélite é suspenso sobre a base do rolamento a ar para que uma camada de ar pressurizado elimine o atrito entre as duas superfícies.

Por fim, uma rede de comunicação entre o OBC e o computador central é implementada através do protocolo MQTT, permitindo a transmissão de dados e comandos do e para ADCS. O computador central também é utilizado para programas de interfaces gráficas para visualização resultados, para inicialização do ADCS e para realizar mudanças no programa do OBC, simplificando assim a adaptação do simulador para diferentes casos de teste.

### 3.1 Mesa de teste

A mesa de teste é o principal foco desse trabalho. Esse sistema é responsável por efetivamente simular o corpo do satélite e é ele que deve ser balanceado para simular a dinâmica orbital. A [Figura 12a](#) mostra a vista superior da mesa de teste e a [Figura 12b](#) mostra vista horizontal com a placa de aço fixada e o *payload* posicionado.

Seguindo o propósito da mesa de teste, os sistemas que a constituem são análogos aos de um satélite, são eles: estrutura mecânica; OBC; EPS; ACDS; e *payload*.



(a) Vista superior da mesa de teste.

(b) Vista horizontal da mesa de teste.

Figura 12 – Mesa de teste em sua configuração atual.

### 3.1.1 Estrutura mecânica

A estrutura mecânica engloba componentes estruturais da mesa de teste. Esse sistema tem como objetivo: prover sustentação para todos os demais componentes; movimentar o CG de forma a possibilitar o balanceamento; e acoplar a mesa de testes à base do rolamento a ar.

A estrutura principal da plataforma é composta por uma placa de alumínio *Honeycomb* com uma semiesfera fixada na posição central da face inferior. Uma placa menor é posicionada na face superior e é utilizada para acomodar a PCB. Uma placa de aço é posicionada 53mm acima da placa de *Honeycomb* e tem sua altura fixada através de quatro pares de porcas, no centro dela são posicionados suportes feitos de impressão 3D destinados a acomodar um CubSat de dimensões 1U a 3U. A Figura 13 mostra o conceito mecânico dessa estrutura descrita em CAD.

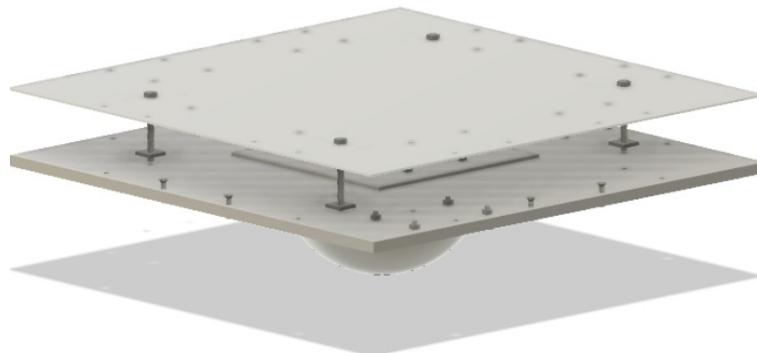


Figura 13 – Conceito mecânico da estrutura principal.

Fixadas à estrutura principal, três Unidades de Massa Móvel (UMMs) são capazes de movimentar o CG do sistema, atendendo assim a necessidade de diminuir o torque gravitacional atuante sobre o sistema. Essa é uma etapa sensível a perturbações e exige a maior acurácia possível, bastando pequenas alterações no posicionamento dos fios para o processo ser perdido, dessa forma, sempre que o simulador for posicionado na base do rolamento, o balanceamento deve ser refeito.

Com o satélite balanceado e na posição estável de um pêndulo, conforme descrito na [subseção 2.5.1](#), a rotação em torno do eixo  $\psi$  não gera torque gravitacional e assim o simulador é capaz de simular bem a dinâmica orbital da rotação em torno do eixo vertical.

A possibilidade de mudar o CG conforme o desejado também permite representar distúrbios no sistema, para isso é necessário gerar um torque inicial deslocando o CG da posição estável no começo do teste. Esse procedimento possibilita análises qualitativas e quantitativas do movimento do satélite em diferentes configurações dinâmicas.

Os componentes incluídos na estrutura mecânica concentram a maior parte da massa do sistema, como consequência, a baixa inércia do *payload* é pouco representativa na inercia total do satélite, resultando em um sistema mais lento e menos reativo do que seria observado em um CubeSat no espaço. Em vista desse efeito, faz-se necessário que essa influência sobre a inércia do *payload* seja considerada na análise dos torques aplicados ao sistema.

O subsistema da mesa de testes pesa 11,6kg. O tensor de inercia, obtido pela simulação em CAD, é:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 0,265 & -0,014 & -0,035 \\ -0,014 & 0,246 & -0,018 \\ -0,035 & -0,018 & 0,427 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2. \quad (3.1)$$

### 3.1.2 ADCS

O ADCS abrange os componentes eletrônicos envolvidos na atuação e no sensoriamento da mesa de teste. Estão nesse grupo os sensores, os atuadores, os drivers e a PCB implementados no satélite.

#### 3.1.2.1 Sensores

O único dispositivo de sensoriamento presente na versão atual da mesa de teste é o sensor de orientação absoluta BNO055 9-DOF. Esse componente é utilizado para obter a orientação do corpo em um espaço 3D e é tipicamente implementado em aplicações de navegação, de robótica, de realidade aumentada, dentre outros ([BNO055, 2022](#)).

O componente possui os seguintes sensores integrados: um acelerômetro; um giroscópio; e um magnetômetro. Em sua implementação, os dados obtidos pelos sensores são

enviados através de uma comunicação  $I^2C$  para o OBC.

Os doze modos operacionais do BNO055 9-DOF podem ser agrupados em: modos Fusion e modos Non-Fusion ([BNO055, 2022](#)). Modos operacionais de ambos os grupos podem ser utilizados nas atividades do LODESTAR.

### 3.1.2.1.1 Modos de operação Fusion

Nos modos de operação Fusion, o sensor utiliza a saída integrada dos sensores para fornecer a orientação espacial do corpo. A orientação do satélite pode ser exibida em ângulos de Euler ou em quatérnios. Os sensores acionados dependem do modo selecionado. O modo também define se o resultado da determinação da orientação seguirá um referencial absoluto ou um referencial relativo.

A implementação dos modos Fusion significa que um software de calibração interno ao BNO055 9-DOF fica encarregado de calcular os parâmetros de calibração dos três sensores integrados ao BNO055, sendo executado de forma contínua durante toda a operação do dispositivo. Ainda assim, para garantir a leitura acurada dos dados, uma etapa de calibração inicial é necessária sempre que o programa do OBC for executado.

Durante a implementação de testes no simulador de pequenos satélites anteriores a esse trabalho, a tentativa de utilizar a determinação de atitude interna do algoritmo interno da IMU para obter a orientação do corpo não foi capaz de atender os requisitos de desempenho definidos para o simulador, a época, o problema foi relacionado a interferência gerada pela gaiola de Helmholtz na leitura do sensor, afetando especialmente a representação da rotação yaw ([DA SILVA, L. M. B.; ISHIOKA, 2018](#)).

Na aplicação atual, outro problema foi encontrado na utilização dos algoritmos internos, dessa vez relacionado aos valores retornados pelo giroscópio. Devido ao estado contínuo de calibração, o software Fusion aplica um *threshold* de aproximadamente  $0,1 \text{ rad/s}$  sobre a velocidade angular, no caso de leituras abaixo desse valor e com valores aproximadamente constantes, o algoritmo considera esse valor lido como erro de calibração e então zera o resultado. A [Figura 14](#) demonstra esse comportamento em um cenário no qual a velocidade angular real do simulador em Z permaneceu constante em  $0,08 \text{ rad/s}$  durante toda duração do teste.

Esse erro na leitura do giroscópio é crítico para a operação do simulador, visto que velocidades angulares menores que  $0,10 \text{ rad/s}$  ainda são importantes para descrever a dinâmica do satélite.

Atualmente os modos Fusion são utilizados na operação do simulador apenas pela calibração automática do magnetômetro, o que resulta em leituras do campo magnético mais acuradas e precisas do que quando comparado com os resultados obtidos com os modos Non-Fusion. A determinação de atitude do algoritmo interno não é utilizada no software

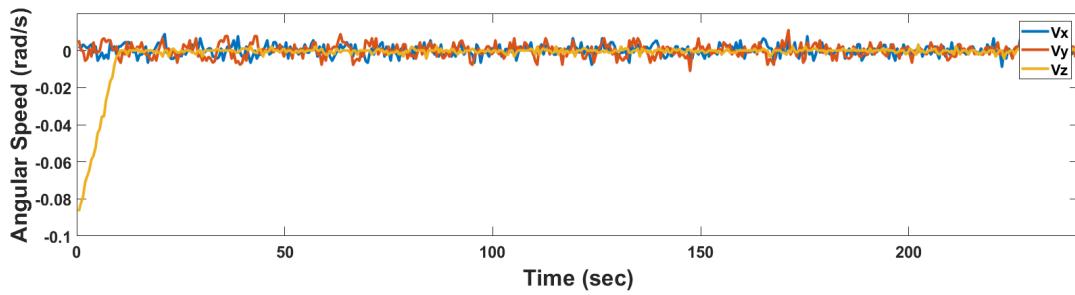


Figura 14 – Leitura do giroscópio interpretada como ruído.

do simulador pelos motivos citados anteriormente, entretanto, as leituras mais precisas do campo magnético favorecem o desempenho e a precisão do filtro de Kalman utilizado pelo ADCS na determinação da atitude.

Nas atividades do laboratório de pequenos satélites, o modo Fusion empregue foi o NDOF, que utiliza todos os três sensores em sua operação.

### 3.1.2.1.2 Modos de operação Non-Fusion

Nos modos de operação Non-Fusion o algoritmo interno da IMU não é mais executado, removendo das funcionalidades do simulador a calibração interna dos sensores e a determinação da orientação pelo sensor. Sem o algoritmo de fusão, o BNO055 apenas retorna a leitura dos sensores sem qualquer tratamento. Novamente, os sensores acionados, dentre os três possíveis, dependem da escolha do modo de operação.

De forma a substituir o algoritmo interno da IMU, a nova calibração é feita através da obtenção de parâmetros que eliminem a influência do ambiente externo das leituras dos sensores, consequentemente, o procedimento de calibração deve ser repetir sempre que o ambiente externo for alterado, principalmente quando as variáveis analisadas forem de leituras sensíveis, como é o caso do campo magnético. O procedimento e os resultados da calibração do simulador de pequenos satélites serão discutidos na [seção 4.2](#). Por fim, esses parâmetros são incorporados aos cálculos do ADCS para serem considerados na determinação e controle da atitude do simulador, em especial, as leituras do magnetômetro são utilizadas como parâmetros de entrada para o filtro de Kalman implementado no ADCS.

Diferente dos modos Fusion, essa calibração externa dos sensores elimina a necessidade de uma etapa de calibração inicial sempre que o programa do OBC for executado, tornando o início do teste significativamente mais rápido. O problema na leitura do giroscópio também não acontece nesse modo, pois o algoritmo interno que o consideraria a leitura como erro não está sendo executado.

Nas atividades do laboratório de pequenos satélites, o modo Non-Fusion empregue foi o MAGGYRO, que utiliza o magnetômetro e giroscópio em sua operação.

### 3.1.2.2 PCB

A PCB é utilizada com o objetivo de interligar os diversos dispositivos periféricos ao OBC e manter a organização do sistema. Conforme a [Figura 12a](#), a placa é posicionada no centro da placa de alumínio Honeycomb. Esse subsistema deve ser projetado de tal forma que o sensor BNO055 9-DOF fique o mais próximo possível do ponto central da face superior da estrutura.

O sistema eletrônico anterior ao trabalho foi projetado para acomodar apenas os motores de passo, o controle das rodas de reação e a IMU, portanto a placa teve de ser adaptada para realizar as conexões necessárias para a atuação magnética, mas mantendo as lógicas e dispositivos anteriores.

A atuação magnética do sistema é provida pelo conjunto de magnetorques incorporados ao *payload*, tema a ser discutido na [subseção 3.1.5](#). A conexão entre o *payload* e a PCB é estruturada utilizando dois conectores DB9, conforme a [Figura 18](#).

A comunicação *payload*-OBC necessita de dez pinos de propósito geral (GPIOs) para realizar o controle lógico dos atuadores magnéticos. Entretanto, o projeto eletrônico anterior deixava apenas oito GPIOs disponíveis, sendo as demais utilizadas para outros subsistemas. A solução é apresentada na [subseção 3.1.5](#) e resultou, em um momento inicial, no projeto da placa auxiliar apresentada na [Figura 15](#).

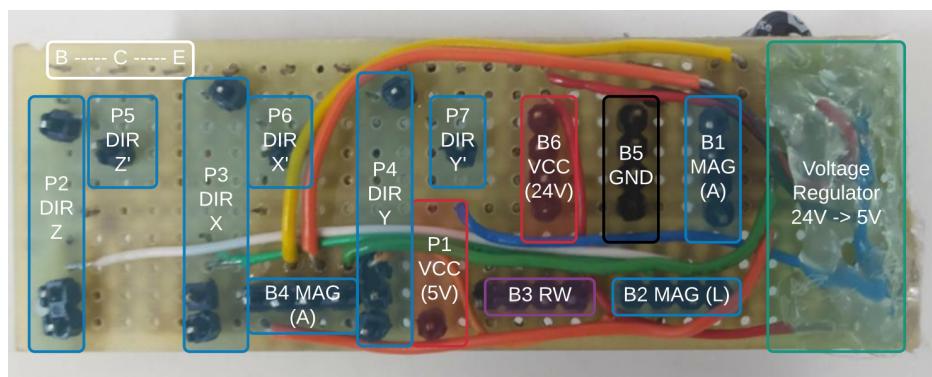


Figura 15 – Adaptação na PCB para a comunicação com o *payload*.

Para a fabricação da placa auxiliar, três transistores e um regulador de tensão foram utilizados, esse componentes são responsáveis por, respectivamente, realizar a inversão dos sinais lógicos de controle e reduzir a tensão da fonte de alimentação para os 5V necessários.

O projeto da placa auxiliar sempre foi pensado para ser uma solução provisória para o sistema. Com o objetivo de acoplar de maneira definitiva e segura a interface de controle do *payload* ao hardware do simulador, um novo sistema eletrônico foi projetado para substituir o antigo.

O diagrama elétrico para o novo sistema elétrico é mostrado no [Apêndice A](#). Nessa

nova versão, nenhuma funcionalidade do projeto anterior foi perdida, contudo, os transistores foram substituídos por um circuito integrado (CI) inversor a fim de aumentar a confiabilidade no sistema. A [Figura 16](#) apresenta o novo projeto para a PCB.

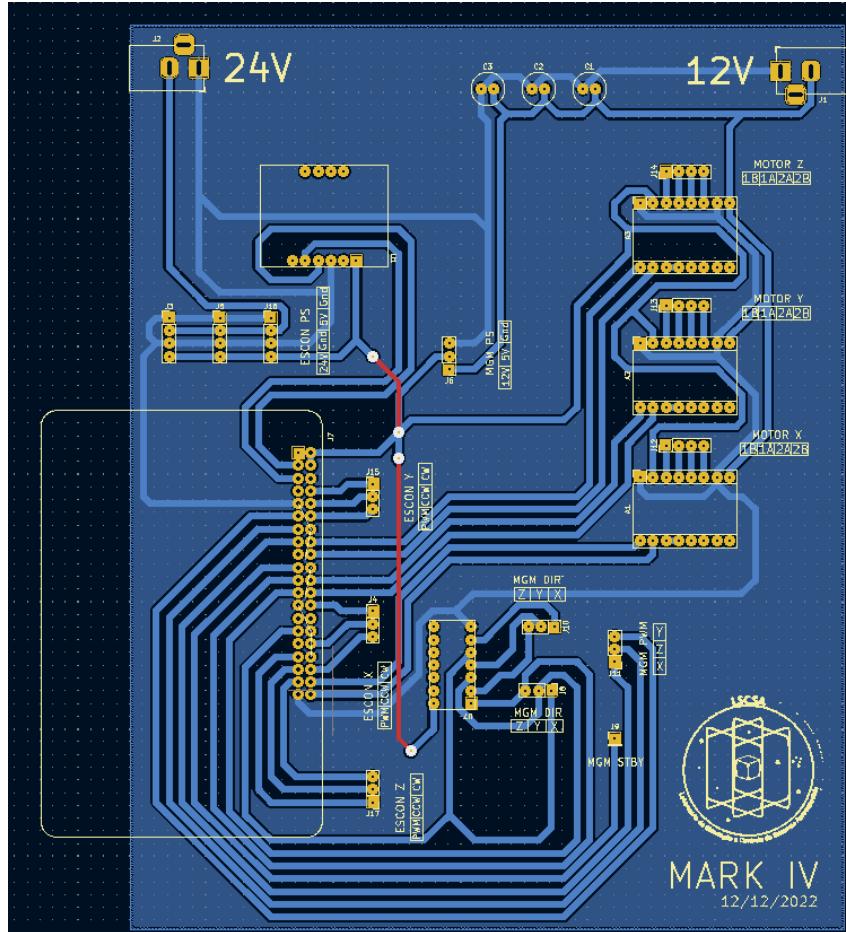


Figura 16 – Novo projeto para a PCB.

A fabricação e a implementação da nova PCB são planejadas como atividades futuras do LODESTAR.

### 3.1.3 OBC

O OBC é o computador responsável por tratar os dados utilizados durante o teste e por executar o programa do ADCS. O OBC é acoplado à PCB e faz o processamento de toda a cadeia do sistema, atuando conforme programado para aplicar testes e simular casos operacionais de interesse. Diferentes configurações de *firmware* podem ser utilizadas, fornecendo uma característica versátil bem atraente para simulação de diferentes missões.

Na configuração atual, um Raspberry Pi 3 b+, com a distribuição Linux Raspbian, está sendo empregado como OBC. O programa utilizado nas simulações é escrito inteiramente na linguagem C++, seguindo uma programação modular para organizar a escrita do código e promover sua versatilidade. O computador foi selecionado por: atender os requisitos de

processamento do simulador; pela facilidade de criar uma comunicação Ethernet; pela ampla utilização global que favorece a solução de erros próprios do sistema; e pelas diversas ferramentas possíveis em um sistema operacional Linux.

Mudanças no programa do OBC devem ser escritas no computador central. Após concluídas, o protocolo Secure Shell (SSH) é utilizado para transferir os arquivos atualizados para o OBC e iniciar a execução do programa atualizado no simulador.

A telemetria implementada envia os dados para o computador central através do protocolo MQTT, sendo que o *Broker* é executado no próprio OBC. A mensagem contendo os dados é enviada no tópico: *IMU\_DATA*, podendo ser facilmente adaptada para diferentes casos de testes. Em uma operação normal, os seguintes dados são enviados:

- Tempo de execução (s);
- Velocidades angulares no referencial do corpo (rad/s);
- Campo magnético nos eixos x, y e z e o módulo ( $\mu\text{T}$ );
- PWM de controle dos magnetorques nos eixos x, y e z (-100, 100);
- Quatérnions.
- *Roll, pitch e yaw* na sequência assimétrica 3–2–1 (rad).
- Deslocamento do CG em relação ao sistema de referência do corpo do satélite (m).

Comandos operacionais são recebidos pelo OBC através do tópico: *IMU\_COMANDOS*.

### 3.1.4 EPS

O sistema de alimentação da mesa de teste é composto por uma bateria portátil e uma bateria LiPo Turnigy 5000mAh 11.1V. A [Figura 17](#) demonstra as duas baterias posicionadas na mesa de testes.

A bateria portátil é utilizada para alimentar o Raspberry e, por consequência, os demais sensores e CIs do sistema. Esse tipo da bateria foi escolhido por sua fácil conexão com o OBC e por não ser necessário seu desacoplamento da mesa de testes quando precisar ser recarregado.

A bateria de lítio é implementada como fonte de potência e é utilizada para acionar as bobinas dos magnetorques para a atuação magnética, sendo conectada diretamente a PCB na entrada de 12V. Seguindo as adaptações no projeto eletrônico comentadas anteriormente, a entrada de potência da PCB também foi modificada para atender os novos requisitos de atuação magnética.

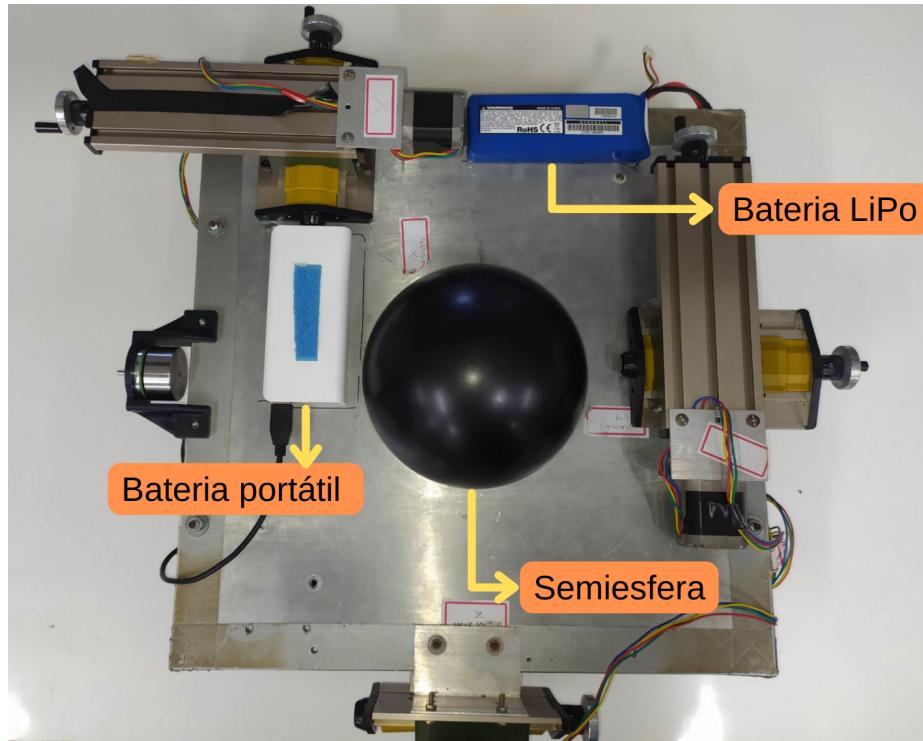


Figura 17 – Sistema de alimentação da mesa de testes.

A bateria LiPo utiliza três células que fornecem juntas 11.1V de tensão nominal DC. Essa tensão excede o limite máximo de 6.6V determinado para a alimentação das bobinas do magnetorque ([DA SILVA, L. M. B.; ISHIOKA, 2018](#)), desrespeitar esse limite resultaria na perda definitiva dos atuadores. Substituir ou adicionar uma bateria também não é uma boa solução pois elas são necessárias para os outros subsistemas e um terceira bateria deixaria o sistema ainda mais complexo. A solução implementada modifica a proporção dos valores de PWMs enviados do OBC para os driver que controlam a intensidade do magnetorque, através dessa estratégia, a tensão fornecida às bobinas também é limitada em 6.6V.

Ambas baterias foram posicionadas na face inferior da estrutura de Honeycomb com o objetivo de descer o CG da mesa de testes e auxiliar o processo de balanceamento do sistema.

### 3.1.5 Payload

Um protótipo funcional de um CubeSat 2U tem sido utilizado para os ensaios e testes de algoritmos de controle por atuação magnética, sendo posicionado na parte superior e central da plataforma. O projeto do payload, junto do projeto dos magnetorques, é descrito em ([DA SILVA, L. M. B.; ISHIOKA, 2018](#)).

Atualmente, o CubeSat possui dois *stacks* de três magnetorques cada e é capaz de gerar momento nos três eixos de referência do corpo. Dentro do mockup, dois *drivers* baseados no circuito ponte H são utilizados para controlar o sentido e a intensidade do campo magnético

gerado. Dez GPIOs são necessários para operação dos *drivers*:

- 6 pinos para determinar o sentido do campo.
- 3 pinos para controlar a intensidade do campo gerado através de PWM.
- 1 pino de *StandBy* que deve ser mantido em HIGH para ativar os drivers.

A Figura 18 apresenta o CubeSat utilizado nos testes desse trabalho.

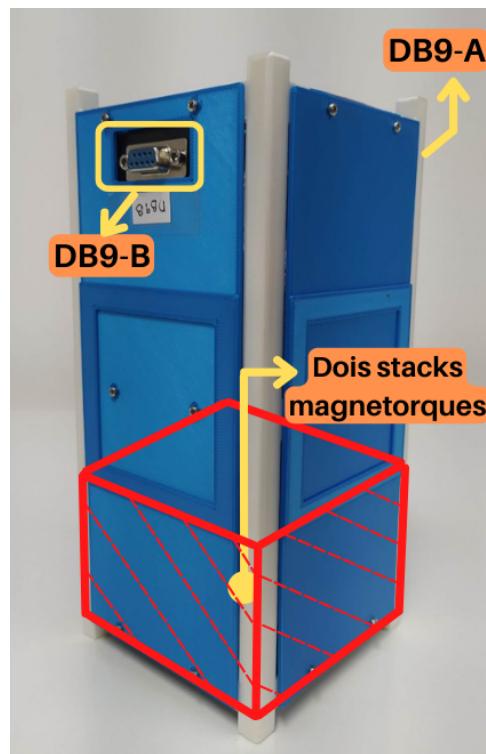


Figura 18 – Foto do CubeSat com os magnetorquers.

Conforme comentado anteriormente, com a implementação atual, o OBC dispõe de apenas oito GPIOs livres, sendo os demais destinados a subsistemas não utilizados nesse trabalho. A solução inicial veio ao se constatar que os seis pinos que determinam o sentido podem ser substituídos por apenas três sem perder nenhuma funcionalidade para as atividades no simulador de pequenos satélites. A explicação para isso vem dos possíveis estados dos pinos que controlam o sentido:

1. AIN1 em LOW e AIN2 em LOW.
2. AIN1 em LOW e AIN2 em HIGH.
3. AIN1 em HIGH e AIN2 em LOW.
4. AIN1 em HIGH e AIN2 em HIGH.

Os estados (1) e (4) são pouco úteis para as atividades propostas no simulador, dessa forma foram desconsiderados como casos operacionais. Para atingir os estados (1) e (2), basta negativar o sinal de AIN1 para obter AIN2. Esse estratégia foi inicialmente implementada através de transistores, posteriormente eles foram substituídos por um CI inversor.

A [Tabela 1](#) mostra os valores de momento magnético simulados para as bobinas cilíndricas com núcleo ferromagnético (utilizados nos eixos X e Y) e para a bobina cilíndrica com núcleo de ar (utilizada no eixo Z).

Tabela 1 – Valores simulados de momento magnético das bobinas.

Fonte: ([DA SILVA, L. M. B.; ISHIOKA, 2018](#))

	Momento Magnético( $Am^2$ )
Bobina cilíndrica com núcleo metálico	0,17124
Bobina cilíndrica com núcleo de ar	0,19711

## 3.2 Gaiola de Helmholtz

Para à simulação do campo magnético espacial, uma gaiola de Helmholtz composta por três pares de bobinas é comandada por um sistema de controle capaz de regular a direção e sentido da corrente fornecida para o sistema. Em sua configuração atual, esse sistema possibilita que um campo magnético uniforme seja gerado no centro da gaiola dentro de um determinado volume ([SILVA et al., 2019](#)). Esse volume define a região na qual a simulação do ambiente espacial é valida e, consequentemente, a região de operação do satélite. A utilização da gaiola permite que diferentes modelos de campo geomagnético possam ser aplicados no sistema, simulando as características do campo magnético terrestre em diferentes condições e planos orbitais. A gaiola de Helmholtz é categorizada como um simulador de campo magnético terrestre (SCMT).

A gaiola projetada para as atividades no LODESTAR é composta por três pares de bobinas ortogonais envoltas em uma seção quadrada. Cada par de bobina é simétrico e paralelo entre si. O enrolamento é feito com fios de cobre AWG14, limitando assim a corrente máxima em 6A e, consequentemente, o campo máximo gerado ([SILVA et al., 2019](#)). A [Tabela 2](#) demonstra os valores máximos teóricos e experimentais dos campos magnéticos gerados por cada par da gaiola.

O resultado do campo magnético simulado é a soma vetorial do campo gerado pela gaiola e o campo magnético local, conforme discutido na [seção 2.4](#).

Cada par de bobinas é alimentado por uma fonte DC capaz de prover até 60V ou 50A, limitada a 1000W de consumo máximo. Esses equipamentos atendem facilmente o limite superior de 6A para cada eixo do sistema.

Tabela 2 – Valores máximos do campo magnético gerados pela gaiola de Helmholtz.

Fonte: ([VAN DER PLOEG, 2017](#))

	$Bx(\mu T)$	$By(\mu T)$	$Bz(\mu T)$
Teórico	326,56	312,73	319,35
Experimental	218,45	155,42	156,60

Circuitos auxiliares são implementados para controlar a direção, o sentido e a intensidade da corrente direcionada à gaiola de Helmholtz, a sua implementação permite mudar de forma dinâmica o campo magnético que atua sobre o satélite. Em atividades futuras do LODESTAR, a partir da utilização de modelos de campo geomagnético em conjunto das leituras do magnetômetro e de um controle adequado, será possível simular o movimento de um corpo em órbita da Terra, aumentando ainda mais a possibilidade de cenários de testes.

### 3.3 Computador central

O computador central é utilizado como ponte de acesso ao OBC através da rede Ethernet local do laboratório. As funções relacionadas ao computador central são: escrita dos códigos utilizados no simulador; envio de arquivos para o OBC através do protocolo SSH; controle de versão através de um repositório git; prover visualização dos dados obtido pelo satélite; envio de comandos operacionais para o OBC; e execução do programa de controle da gaiola de Helmholtz.

A [Figura 19](#) demonstra a interface gráfica desenvolvida em *Python* para acompanhar em tempo real a telemetria durante a execução dos testes. No caso apresentado, a mesa de testes permaneceu rotacionando em torno do eixo Z.

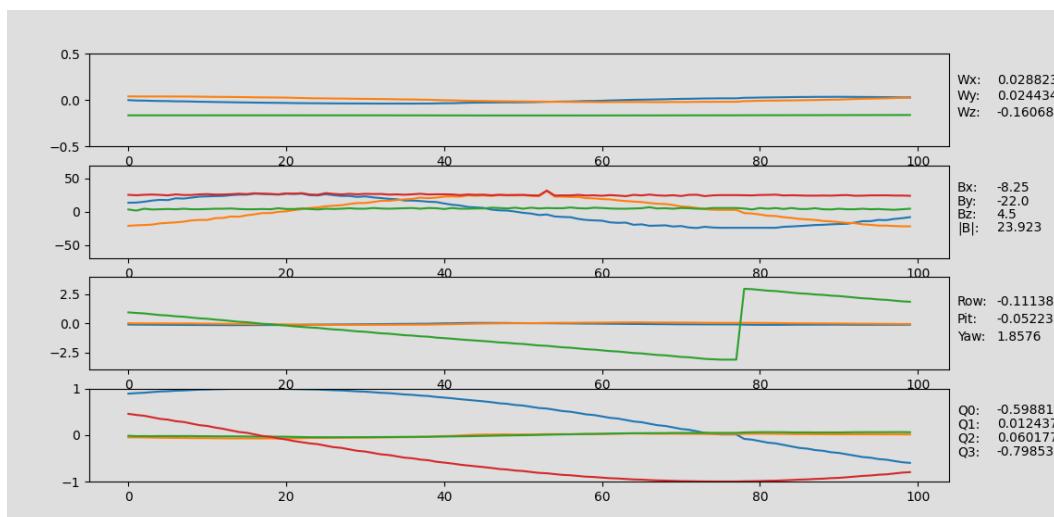


Figura 19 – Interface gráfica para visualização da telemetria.

O envio dos dados, seja das leituras ou dos comandos, é feita através do protocolo MQTT.

### 3.4 Sistemas de referência do simulador

Nas atividades do simulador de pequenos satélites, dois sistemas de referência são utilizados para definir e representar a atitude do sistema: um sistema de referência no corpo e outro inercial.

- Sistema de referência no corpo  $\{XYZ\}$ :  $BOF_x$  na direção da face com o DB9A,  $BOF_y$  na direção da UMM vertical e  $BOF_z$  completa o sistema pela regra da mão direita. A origem é posicionada no CR do satélite.
  - Sistema de referência inercial do laboratório  $\{X'Y'Z'\}$ :  $I_z'$  é definido na direção contrária do vetor gravidade,  $I_{x'}$  e  $I_{y'}$  ficam no plano perpendicular à  $Z'$ , mas não precisam ter direção definida. A origem é posicionada no CR do satélite.
- . A Figura 20 exemplifica como ambos são posicionados e orientados no sistema.

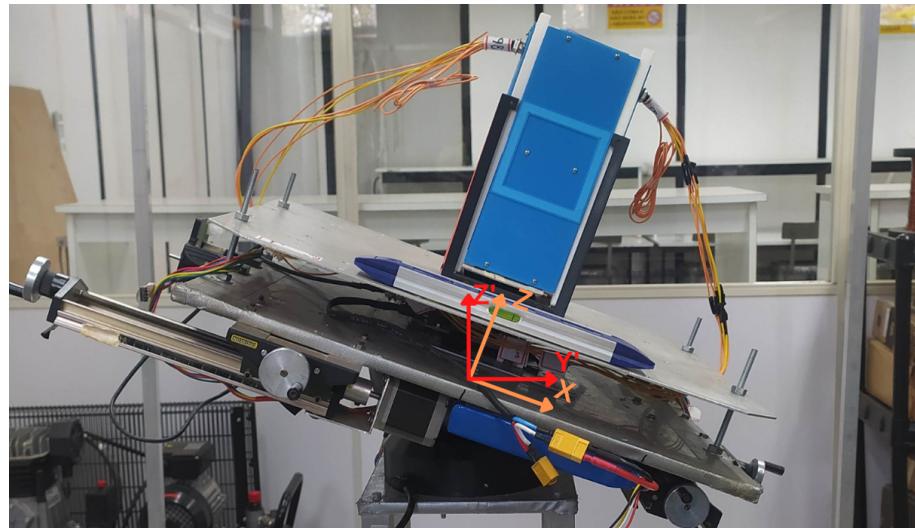


Figura 20 – Sistemas de referência utilizados na operação do simulador.

Um filtro de Kalman é utilizado para realizar os cálculos a partir das leituras do campo magnético e assim obter a representação de atitude em relação a esses dois sistemas de referência do simulador. A implementação do filtro é descrita em detalhes em (BORGES; IVANOV et al., 2022).

Na Figura 20, os eixos  $X'$  e  $Y'$  são as componentes horizontais do referencial inercial. A orientação desses eixos é determinada somente no início do teste através da primeira leitura do campo magnético, para isso, o vetor lido define a posição do satélite em que ambos

---

os sistemas de referência ficam alinhados, ou seja, quando o magnetômetro realizar a mesma leitura que a inicial, a atitude será representada com zero rotações, no caso de representações por ângulos de Euler em sequências simétricas, as rotações *roll*, *pitch* e *yaw* terão valores zero.

A orientação dos vetores horizontais inerciais não são críticos para a operação do satélite pois os testes realizados implementam apenas a movimentação planar do simulador. Dessa forma, o único eixo associado a dinâmica do satélite é o vertical, os demais tem baixas rotações associadas, conforme apresentado na [subseção 2.5.1](#). Associado a isso, nenhum dos testes implementados possuem um requisito de apontamento, apenas realizam a redução da velocidade angular do sistema, se no apontamento o ângulo da atitude no final da operação é importante, no caso da estabilização da atitude ele tem pouca relação com o desempenho do sistema.

Caso seja de interesse, a orientação do referencial inercial pode ser definida e replicada em diferentes testes de duas formas: ou começar todos os testes na mesma posição para a leitura inicial do campo magnético ser igual ou fornecer um valor fixo para esse vetor na própria escrita do código.

## 4 Testes e Resultados

O simulador de pequenos satélites, no contexto das atividades desenvolvidas no LODESTAR, é um ambiente utilizado para prover testes de equipamentos e algoritmos em um ambiente controlável.

Inicialmente, na concepção de um teste, é planejado um ou múltiplos cenários que permitam analisar como o satélite se comporta naquelas condições. Estipulam-se parâmetros como campo magnético externo, velocidade inicial e balanceamento da mesa para serem implementados no simulador antes do início do teste. Com o teste em execução, o comportamento dinâmico do satélite é posto em prática: sensores e atuadores são acionados e controlados em paralelo à telemetria enviada ao computador central.

A partir dessa estrutura, o simulador pode ser utilizado para realizar testes de unidade, de integração e de sistema. Como resultado, o simulador pode atender diversas etapas do projeto ao longo do desenvolvimento de um CubeSat.

Nesse capítulo, o *payload* e os algoritmos de estabilização de atitude descritos anteriormente serão postos em prática através de testes HIL. Com a realização de um teste adequado, os resultados obtidos poderão ser analisados para melhor entendimento do sistema.

Os testes implementados nesse trabalho podem ser categorizados em dois tipos distintos:

- TST - procedimentos para validar o correto funcionamento de sensores, de atuadores e do algoritmo de determinação de atitude.
- DTM - procedimentos para validar e analisar os algoritmos de estabilização de atitude, mais especificadamente os algoritmos de B-dot e S-dot.

Os testes DTMs são os casos em que efetivamente ocorre a implementação HIL. Para cada um deles, três cenários de testes são implementados, conforme apresentado na [Tabela 3](#).

Tabela 3 – Cenários de testes implementados durante os testes DTMs.

	Cenário 1	Cenário 2	Cenário 3
Mesa balanceada	S	S	N
Gaiola ligada	N	S	N
Velocidade inicial (rad/s)	≈ 0.12	≈ 0.12	≈ 0.12
Duração (s)	800	800	200

Nos casos em que a gaiola de Helmholtz é ligada, o campo magnético externo gerado através da soma do campo da gaiola e o campo local é tal que: o valor lido da direção vertical

$Z'$  é  $80\mu T$ ; e a soma vetorial nas direções horizontais  $X'$  e  $Y'$  também é  $80\mu T$ . Em outros testes, esse valor pode ser ajustado conforme desejado.

A descrição dos procedimentos para a realização de todos os testes, junto da enumeração das etapas implementadas, foi documentada e validada. Esse procedimento é feito de forma antecipada à realização da simulação para que, durante o teste, o documento seja seguido e preenchido conforme os resultados das etapas.

O documento resultante da implementação do DTM010 é apresentado no [Apêndice B](#). Nesse trabalho, a descrição de cada um dos testes implementados será uma simplificação dos seus referidos documentos.

## 4.1 TST010 - Validação da orientação de atuação dos magnetorques

A importância de definir corretamente o sentido do momento dipolo magnético gerado pelo CubeSat é clara, somente assim é possível confirmar que a orientação da atuação adota pelo sistema, em relação ao BOF, está sendo respeitada. Anteriormente, essa tarefa foi feita na própria concepção e produção do Mockup, de forma que a interação entre o magnetorque, driver e código respeitasse a lógica implementada na época. Com as atualizações realizadas no sistema desde então, agora surge a necessidade de propor uma nova metodologia para esse processo, sem que seja necessário o manuseio ou abertura do CubeSat.

As seguintes etapas são seguidas para a realização do teste:

1. Realizar a rotina de inicialização do simulador.
2. Acionar o atuador de forma alternada em cada um dos eixos do BOF com potência máxima.
3. Analisar e validar as leituras de campo magnético realizadas pelo magnetômetro através da comparação com os valores esperados.

Na [Figura 21](#) e na [Tabela 4](#) são apresentados os resultados obtidos. As atuações nas direções 0, 1 e 2 são associadas respectivamente aos  $BOFx$ ,  $BOFy$  e  $BOFz$ . O vetor tridimensional  $\mathbf{B}$  é a leitura do magnetômetro.

Conforme os resultados apresentados, a atuação no  $BOF_x$  é associado com um aumento de  $B_x$ , no  $BOF_y$  é com um aumento em  $B_y$  e no  $BOF_z$  com aumento em  $B_z$ , validando assim a direção de atuação de cada magnetorque.

Para confirmar o sentido de atuação, deve-se verificar se a leitura aumenta ou diminui durante a atuação do sistema. Para esse estudo, a posição e o alinhamento entre o atuador e

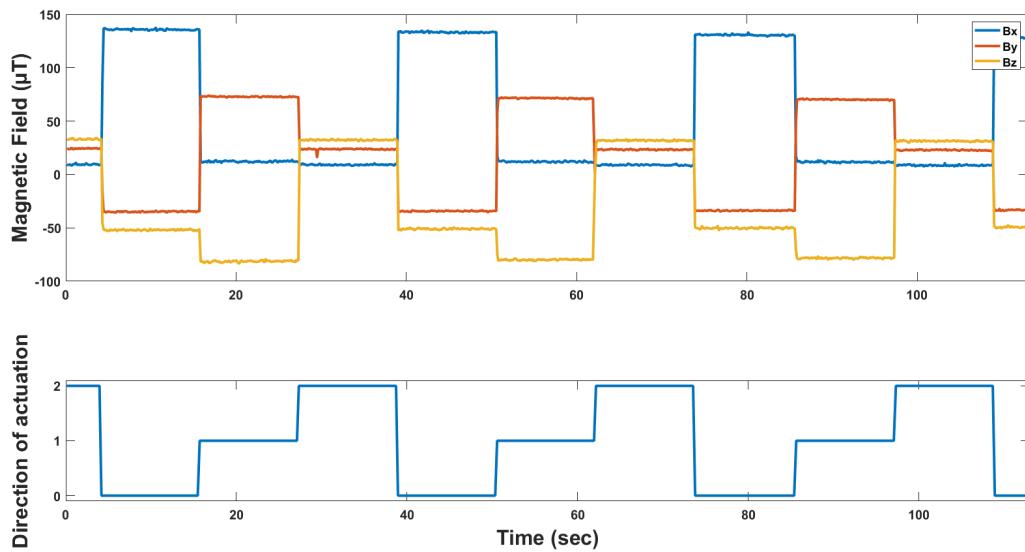


Figura 21 – Gráfico para validação da orientação de atuação dos magnetorques.

Tabela 4 – Resultados obtidos a partir da validação da atuação dos magnetorques.

Dir.	$B_x(\mu T)$	$B_y(\mu T)$	$B_z(\mu T)$
$BOF_x$	136,5	11,9	9,3
$BOF_y$	-35,2	73,2	23,6
$BOF_z$	-51,8	-80,8	31,8

o sensor devem ser considerados. O comportamento do campo magnético é exemplificado na Figura 22.

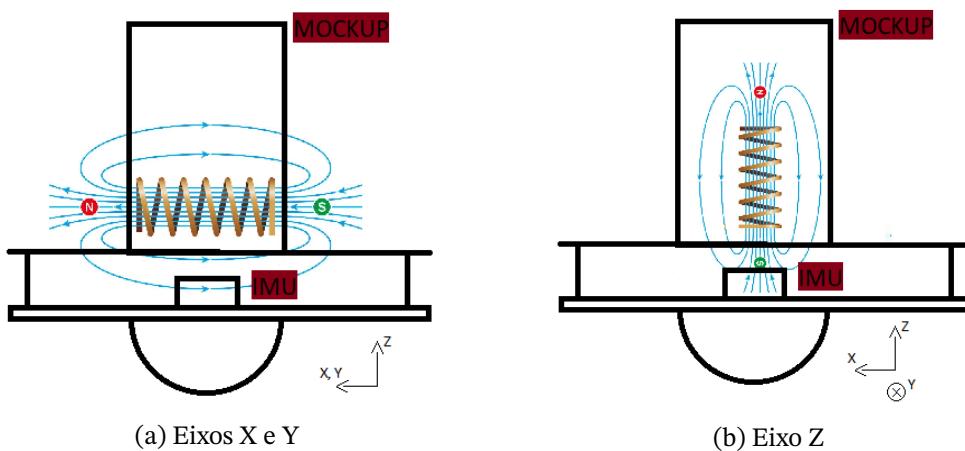


Figura 22 – Comportamento das linhas de campo geradas pelos magnetorques.

Seguindo as linhas de campo geradas na atuação magnética, o sentido positivo dos eixos  $X$  e  $Y$  são associados a um decremento no campo magnético lido pela IMU, já o sentido positivo do eixo  $Z$  é associado a um incremento. Dessa forma, observando os resultados da Tabela 4, os sentidos para os eixos  $X$  e  $Y$  precisaram ser corrigidos através de uma correção

---

no software invertendo a lógica de controle, o eixo Z permaneceu inalterado.

A validação dos resultados é feita através de uma nova configuração de teste, simplificada por:

1. Realizar a rotina de inicialização do simulador.
2. Gerar um campo magnético intenso através da gaiola de Helmholtz em uma orientação conhecida.
3. Atuar de forma plena em apenas um eixo do magnetorque.
4. Observar o sentido de rotação do satélite.

Dado a interação de dois campos magnéticos, uma força torque surge para alinhá-los. Sabendo a orientação do campo gerado pela gaiola, que prevalesse sobre o campo magnético terrestre, a mesa deve rotacionar em direção a esse vetor e estabilizar em torno dessa posição, considerando que as orientações adotadas estão corretas. Com a implementação do teste, a mesa começou a rotacionar no sentido esperado, ao final, a mesa de teste entrou em um movimento harmônico em torno do campo magnético gerado. Esse procedimento foi seguido para todos os eixos do atuador. As orientações foram então validadas.

A partir da conclusão de todas as etapas do teste de unidade TST010, a atuação dos magnetorquers pode ser validada. O correto funcionamento desse sistema possibilita que testes mais complexos possam ser realizados no simulador de pequenos satélites.

## 4.2 TST020 - Calibração e validação dos sensores da IMU

A calibração manual do magnetômetro e do giroscópio é necessária quando utilizado algum dos modos Non-Fusion da IMU. Conforme discutido anteriormente, interferências internas e externas sobre as leituras dos sensores no local de operação do simulador devem ser analisadas e então, a partir dos parâmetros encontrados, realizar os cálculos necessários para tratar as leituras dos sensores e aproxima-las dos valores reais.

A calibração do giroscópio envolve obter os *offsets* associados aos erros das leituras do sensor. Com esse objetivo, o sensor é mantido imóvel em uma superfície qualquer e os valores de velocidade angular são armazenados ao longo de um minuto. O *offsets* é definido como a média das leituras para cada eixo do sensor.

A equação de calibração é conforme:

$$\begin{bmatrix} Gx \\ Gy \\ Gz \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Grx - Ox \\ Gry - Oy \\ Grz - Oz \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

em que **Gr** é a leitura sem tratamento do giroscópio, **G** é o valor após a calibração do sensor e **O** é o parâmetro de calibração.

A Equação 4.2 mostra os resultados obtidos para a calibração do giroscópio (rad/s).

$$[\mathbf{O}] = \begin{bmatrix} 0,0000 \\ 0,0000 \\ -0,0022 \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

A calibração do magnetômetro é um processo mais complexo e sensível, visto que a leitura do campo magnético é suscetível a diversas fontes de interferência. Conforme descrito em (FOSTER; ELKAIM, 2008), as fontes de erros externas que afetam as leituras do magnetômetro são: fator de escala; *null shift errors*; erros de desalinhamento; e distorções *hard* e *soft iron*. Idealmente, a calibração transforma a elipsoide obtida através dos valores brutos em uma esfera centrada na origem com o raio igual à intensidade do campo magnético externo ao local de operação do sensor.

Seguindo a metodologia descrita em (HU et al., 2019), doze parâmetros são necessários para a calibração do magnetômetro:

- Três relacionados ao deslocamento da elipsoide em relação a origem.
- Nove relacionados à distorção da elipsoide em relação a uma esfera.

A equação que define a calibração dos magnetorques é:

$$\begin{bmatrix} Bx \\ By \\ Bz \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Brx \\ Bry \\ Brz \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} Ox \\ Oy \\ Oz \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

em que **Br** é a leitura inicial do giroscópio, **B** é o valor após a calibração, **O** é o parâmetro relacionado ao deslocamento e **S** é a matriz simétrica relacionada à distorção e ao fator de escala da transformação.

Com o OBC e o magnetômetro desacoplados da mesa de testes, é possível rotacioná-los em qualquer direção desejada, atendendo assim a necessidade de obter todos os dados possíveis da superfície com  $4\pi$  esferorradianos que define a região de operação do sensor. A Figura 23a apresenta os dados obtidos antes da calibração e a Figura 23b ilustra esses dados após a calibração.

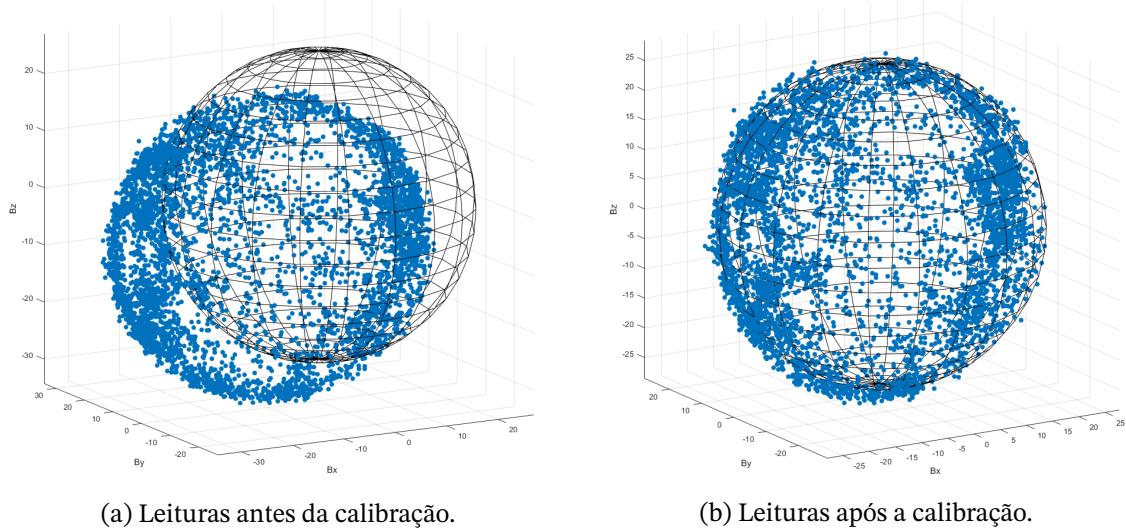


Figura 23 – Resultado da calibração com o magnetômetro desacoplado do simulador.

Entretanto, esse resultado não representa a situação real de operação durante a realização de testes HIL, pois a mesa de testes e o restante do ambiente precisam ter suas interferências consideradas nos cálculos da calibração. Devido a topologia do simulador, a obtenção de dados é limitada pela restrição da movimentação do rolamento a ar, dessa forma, nem toda a região de operação do sensor pode ser mensurada. Em efeitos práticos, nem toda superfície da elipsoide é utilizada para calcular os parâmetros de calibração, o que pode ter um efeito negativo nos resultados obtidos. De qualquer forma, a técnica foi testada e a [Figura 24](#) apresenta os resultados obtidos.

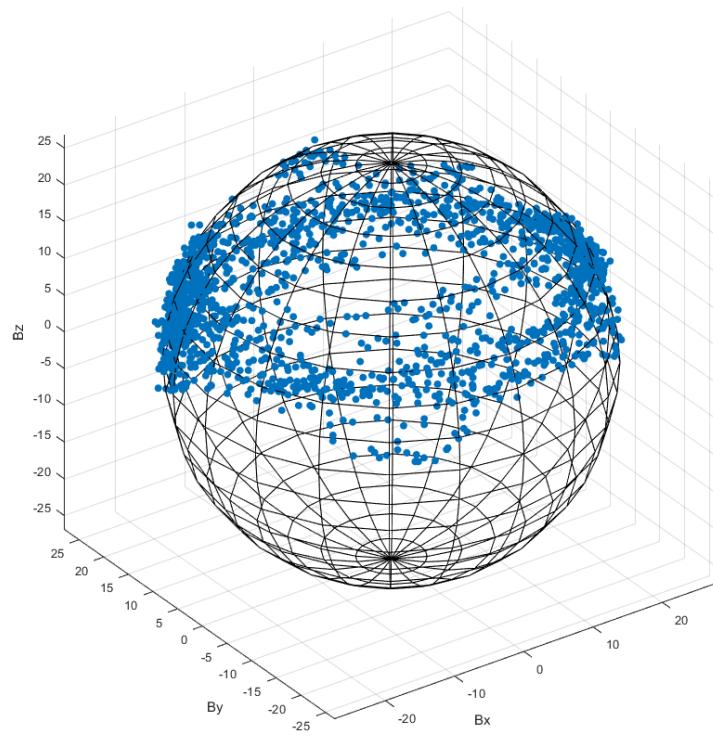


Figura 24 – Resultado da calibração com o magnetômetro acoplado ao simulador.

A Equação 4.4 apresenta os parâmetros de calibração calculados:

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0,979 & -0,008 & -0,014 \\ -0,008 & 1,019 & -0,016 \\ -0,014 & -0,016 & 0,972 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{O} = \begin{bmatrix} -3,108 \\ -12,558 \\ 10,425 \end{bmatrix}. \quad (4.4)$$

A esfera obtida a partir da calibração apresenta um raio de  $26,47\mu T$ , uma diferença de  $3,16\mu T$  em relação aos  $23,31\mu T$  apresentados na seção 2.4. Essa variação sutil é justificada pelas interferências geradas pelas construções em volta do simulador e por erros inerentes à calibração e ao dispositivo.

Por fim, a Figura 25 demonstra as leituras calibradas do campo magnético em um caso operacional do satélite rotacionando em torno de  $Z'$ . A acurácia da medição pode ser inferida pela invariabilidade de  $|\mathbf{B}|$ .

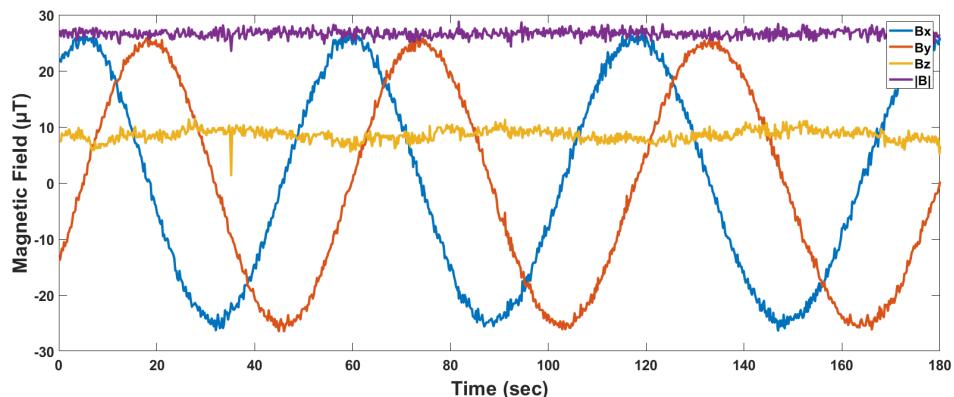


Figura 25 – Resultado da leitura do campo magnético após a calibração.

Com os resultados obtidos, conclui-se que a calibração do giroscópio e do magnetômetro apresentam resultados que atendem os requisitos de desempenho necessários para a implementação da versão completa do ADCS no simulador de pequenos satélites.

### 4.3 DTM010 - Rotação Livre

Esse é o primeiro conjunto de testes HIL para avaliar os algoritmos de estabilização de atitude que deve ser implementado no simulador. Consistem dos testes mais simples, neles o CubeSat é posicionado no simulador e deve-se rotacioná-lo livremente, minimizando qualquer tipo de interferência externa e interna ao seu movimento. Uma versão inicial desse teste foi utilizada para definir os parâmetros utilizados na determinação da atitude.

Para obter as informações desejadas, os cenários descritos anteriormente nesse capítulo foram implementados. O movimento inicial de rotação em torno do eixo BOFz foi gerado manualmente antes do começo de cada teste.

De forma simplificada, as seguintes etapas são seguidas:

1. Realizar a rotina de inicialização do simulador.
2. Ligar a gaiola de Helmholtz com os valores estipulados na concepção do teste.
3. Iniciar o programa do teste através do comando do computador central para o OBC.
4. Acompanhar a dinâmica do teste através da telemetria recebida na interface gráfica até a conclusão do testes.
5. Analisar os resultados obtidos.

No contexto do DTM010, a implementação de diferentes cenários tem como objetivo avaliar como o sistema se comporta em ambientes adversos e também se o satélite tem capacidade operacional para atender a situação simulada. A mudança do cenário 1 para o cenário 2 avalia como o desempenho do sistema se modifica com o aumento da intensidade do campo magnético. A mudança do cenário 1 para o cenário 3 avalia como o sistema se comporta frente a distúrbio fora do eixo de rotação normal.

A [Figura 26](#) apresenta a leitura do campo magnético ao longo dos três cenários implementados.

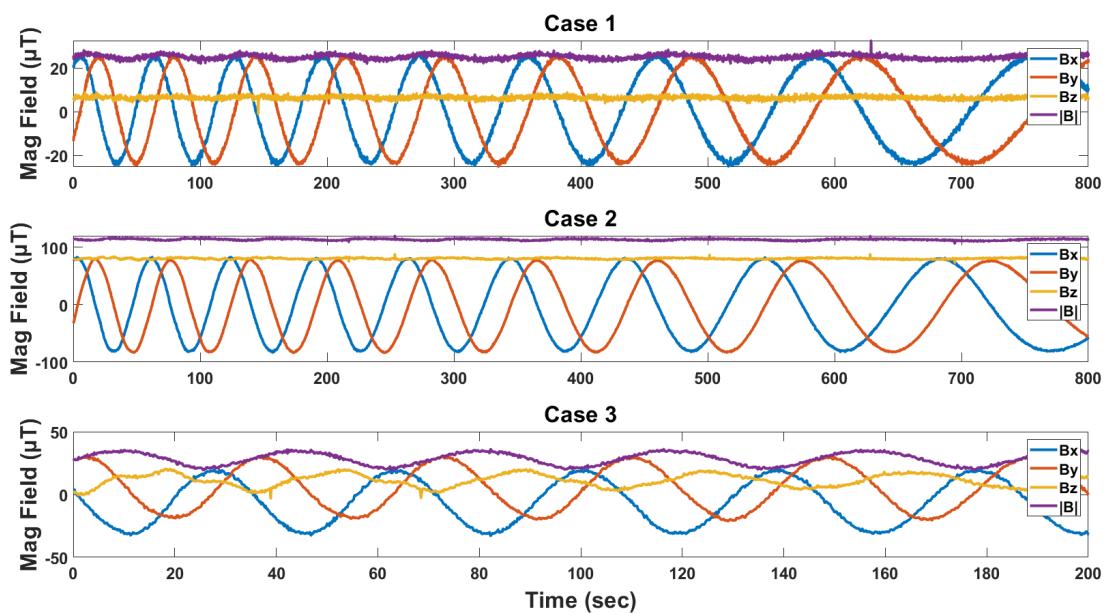


Figura 26 – Leitura do campo magnético no sistema sem atuação magnética.

Conforme esperado, em todos os casos analisados, o campo seguindo o BOF oscila harmonicamente nos eixo  $X$  e  $Y$  com uma defasagem de  $90^\circ$  entre si, enquanto permanece aproximadamente fixo no eixo  $Z$ . No cenário 2, o valor do campo teve um claro aumento com a gaiola de Helmholtz sendo acionada. No cenário 3, algo ocorreu com a leitura do

magnetômetro que resultou em uma elevada variação no módulo do vetor obtido, esse comportamento deve ser investigado e solucionado para que se tenha confiança nos resultados obtidos por esse cenário.

A leitura do campo magnético é importante pois ela é utilizada como valor de entrada para a determinação de atitude pelo filtro de Kalman. No cenário 1, ocorre o comportamento esperado, o campo oscila harmonicamente nos eixo X e Y com uma defasagem de  $90^\circ$  entre si e fica aproximadamente fixo no eixo Z. Para os cenários 2 e 3, a falta de uma componente horizontal afeta o comportamento harmônico dos eixo X e Y, com isso não ocorre uma variação considerável de nenhum dos eixos ao longo do teste, o que por sua vez afeta a observabilidade do sistema para a determinação de atitude. Esse problema será solucionado.

A leitura acurada do campo magnético é critica pois ela é utilizada como parâmetro de entrada para o algoritmo de determinação de atitude, é através desse valor que calcula-se os parâmetros relacionados a orientação do satélite. A [Figura 27](#) exemplifica a representação de atitude do ADCS através dos valores dos quatérnions e dos ângulos de Euler obtidos ao longo da implementação do cenário 1.

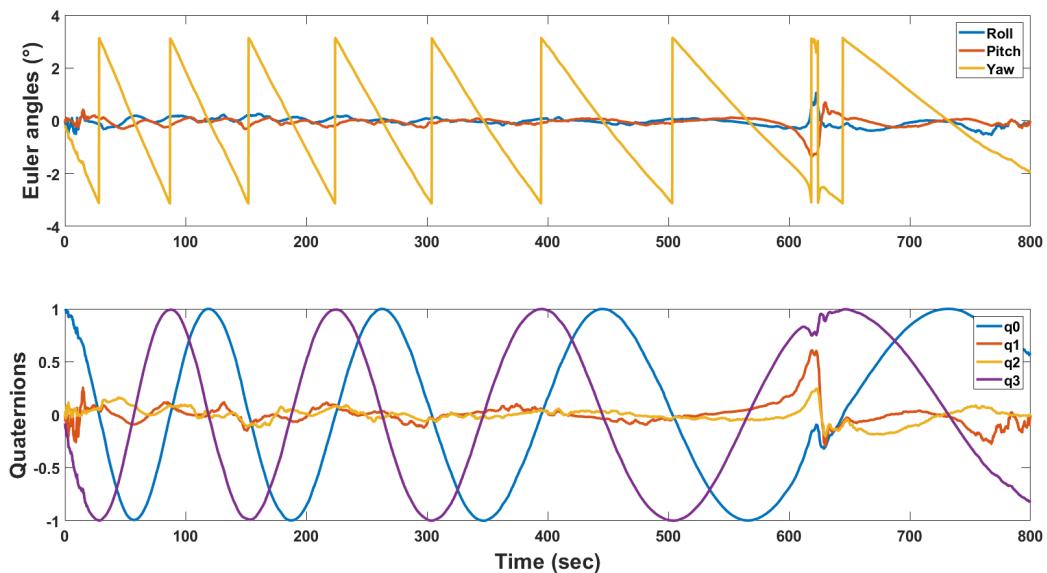


Figura 27 – Representação de atitude no sistema sem atuação magnética.

Outro resultado obtido pelo algoritmo de determinação de atitude, a partir da leitura do campo magnético, é a velocidade angular do sistema sem a necessidade de utilização o giroscópio. Essa funcionalidade é especialmente interessante para o simulador de pequenos satélites, visto que ocorre o problema da calibração automática do giroscópio em alguns modos de operação, conforme apresentado pela [Figura 14](#). A seguir, a [Figura 28](#) apresenta os valores obtidos pelas duas formas durante a execução do cenário 1.

Comparando os dois gráficos, fica claro que o algoritmo de determinação de atitude do ADCS tem uma boa estimativa das condições do sistema, entretanto, o valor obtido pelo

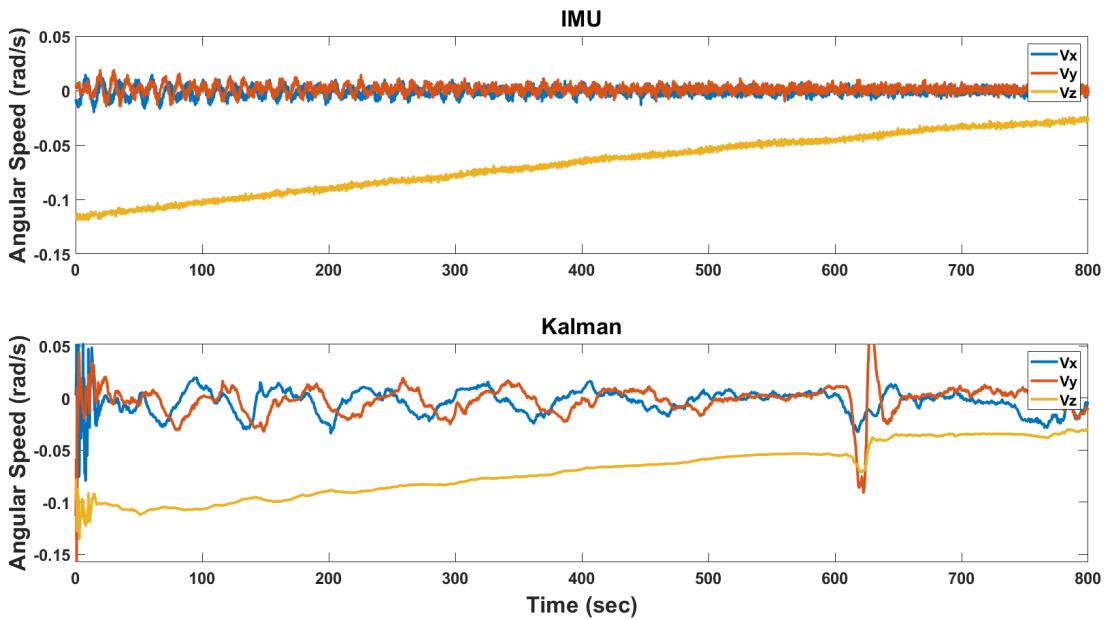


Figura 28 – Velocidades angulares obtidas pelo giroscópio e pelo algoritmo do sistema.

giroscópio é muito mais estável e representa melhor a realidade da dinâmica do satélite, dessa forma, tem mais valor para a análise de desempenho do simulador. Mesmo não sendo utilizado pelo simulador, o valor retornado pelo algoritmo pode ser visto como um parâmetro redundante, capaz de ajudar a solucionar casos em que o giroscópio deixe de funcionar durante a operação espacial.

É possível analisar também que os valores de velocidade angular obtidos indicam que ocorre uma perda de energia cinética considerável no sistema, as leituras no eixo Z diminuem progressivamente e nos eixos X e Y tendem a movimentos harmônicos com amplitudes cada vez menores. É um comportamento esperado, explicado pela influência dos torques externos ao sistema, porém se trata de um dado importante e deve ser considerado na análise da dinâmica orbital do satélite nos outros testes.

Por fim, é avaliado o comportamento da velocidade angular em torno do eixo Z. Essa será a variável analisada nos algoritmos de redução da velocidade angular nos testes seguintes. A [Figura 29](#) mostra o comportamento obtido nos cenários 1 e 2.

Conforme esperado, ambos os cenários apresentam o mesmo comportamento pois o campo magnético não afeta a dinâmica do sistema nesse teste.

A partir da conclusão do teste DTM010, é possível validar a operação do algoritmo de determinação de atitude e o obter parâmetros do comportamento dinâmico do satélite em um caso em os atuadores não são acionados. Esses dados são importantes para avaliar o desempenho dos algoritmos de estabilização de atitude que serão implementados no simulador.

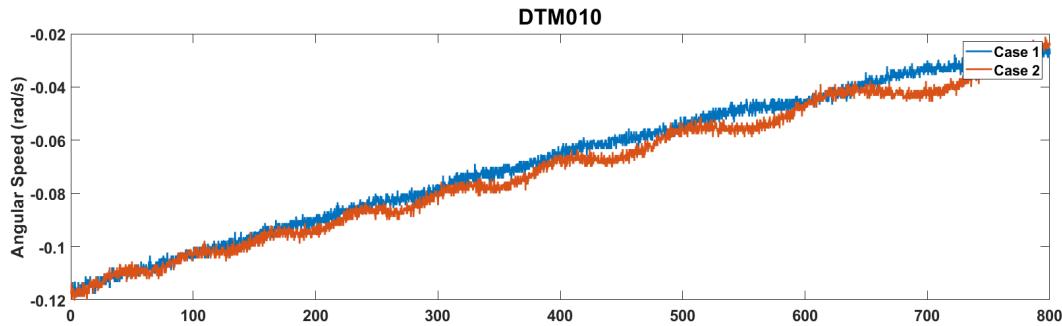


Figura 29 – Velocidades angulares em torno de Z nos cenários 1 e 2 sem a implementação dos magnetorquers.

#### 4.4 DTM020 - B-dot

Ao longo desse trabalho, a importância de realizar a estabilização da atitude de um CubeSat foi definida e justificada. Com a implementação dos testes DTM020, o algoritmo B-dot, conforme descrito na [seção 2.6](#), é posto em prática em diferentes condições de teste.

Por implementar os mesmos cenários, as etapas descritas para o DTM010 também são implementadas na realização do DTM020, com a principal diferença sendo o programa executado pelo OBC.

A [Figura 30](#) apresenta a representação de atitude obtida do satélite durante a execução do cenário 1.

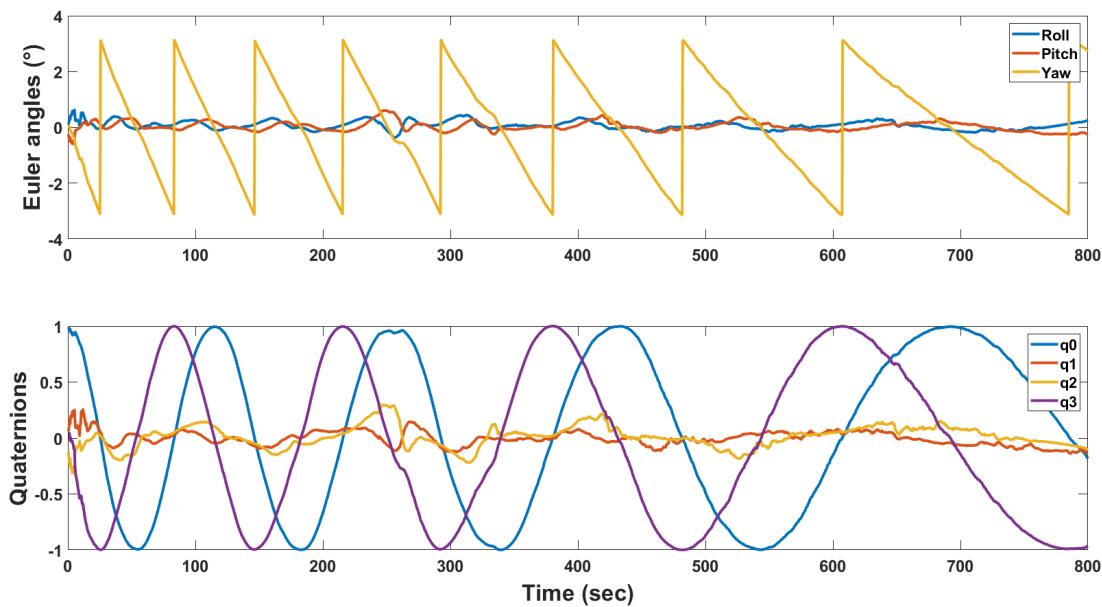


Figura 30 – Representação de atitude durante a implementação do B-dot.

Para um satélite no espaço, a intensidade do campo magnético terrestre diminui de forma irregular conforme aumenta-se a distância da Terra, como resultado, tem-se torques

cada vez menores conforme a altitude da órbita do sistema aumenta. Tal fato favorece a execução do B-dot dentro das dependências do simulador de pequenos satélites e diminui o tempo de acomodação do sistema. Entretanto, a elevada massa inercial da estrutura mecânica do simulador, conforme discutido na [subseção 3.1.1](#), é ordens de grandeza mais influente sobre a dinâmica do satélite que o ganho que é obtido pela baixa altitude terrestre.

No contexto do DTM020 e do DTM030, a implementação do cenário 2 tem como justificativa o aumento da capacidade de geração de torque pelo atuador, buscando assim compensar parcialmente a massa inercial adicionada ao *payload* pela estrutura mecânica. A [Figura 31](#) apresenta as velocidades angulares em torno de Z dos testes nos cenários 1 e 2.

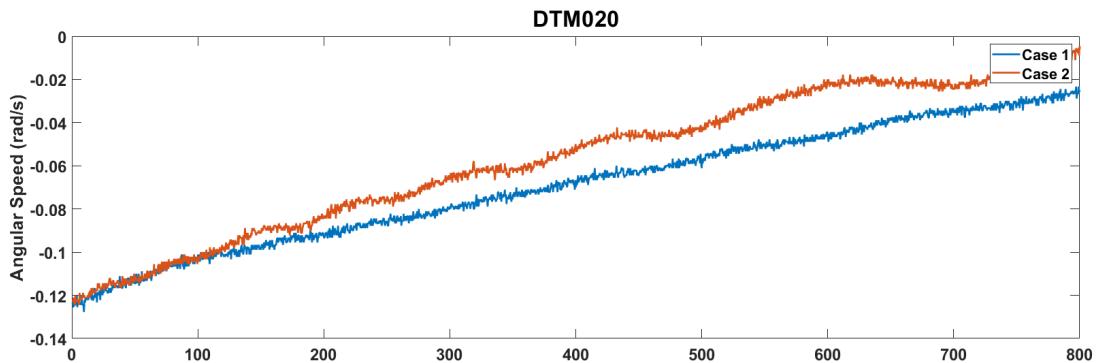


Figura 31 – Velocidades angulares em torno de Z com a implementação do B-dot.

O resultado obtido confirma que geração de um campo magnético externo mais intenso resulta em uma atuação magnética mais efetiva, com isso, o sistema é capaz de estabilizar a atitude mais rapidamente. Entretanto, o desempenho do sistema não foi o mesmo que o observado em testes antigos, para esse problema foram encontradas três justificativas.

Por causa da interferência do campo magnético gerado pelo magnetorque sobre o magnetômetro, a leitura do campo magnético realizada pela IMU deve ser feita em um momento em que o magnetorque esteja desativado tempo o suficiente para os efeitos da histerese magnética não afetarem a obtenção dos dados. Como resultado disso, o sistema segue um ciclo em que fica 100ms com o magnetorque acionado, seguido de 400ms em que fica congelado para a leitura do magnetômetro possa ser feita de maneira segura. Como resultado dessa estratégia, a atuação efetiva ocorre em apenas 20% do tempo de simulação. Esse problema pode ser minimizado através da paralelização das atividades executadas pelo OBC, entretanto essa atividade foge do escopo desse trabalho.

Ao longo das atividades do simulador, um problema mecânico resultou na perda gradativa da performance do rolamento a ar. Como resultado, o  $\tau_{atrito}$  começou a gerar interferências significativas sobre a simulação da dinâmica orbital. Uma manutenção foi capaz de restaurar grande parte do desempenho do sistema, entretanto o  $\tau_{atrito}$  continua

sendo maior do que o observado em simulações anteriores ao problema. Essa interferência pode ser solucionada com uma manutenção profissional ou mesmo com a substituição do equipamento.

Concluindo as justificativas, ao final da baterias de teste, um problema foi encontrado no transistor utilizado para controle do magnetorque X. Como resultado, o atuador não foi acionado durante os testes e, dessa forma, uma imensa parte da capacidade da atuação magnética foi perdida. Essa é uma falha crítica do sistema, entretanto sua solução é de fácil implementação. Em um futuro próximo, os testes serão repetidos com o sistema atuando de forma plena.

Outro parâmetro de interesse ao DTM020 é o PWM utilizado para controlar a intensidade e o sentido do momento magnético gerado em cada eixo dos magnetorques. O resultado desse estudo, aplicado ao cenário 2, é apresentado na [Figura 32](#).

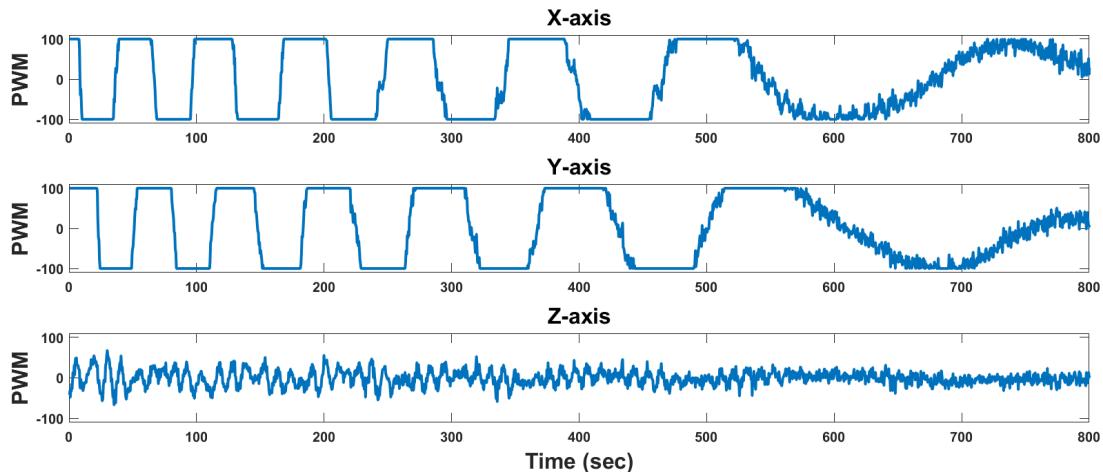


Figura 32 – Atuação dos magnetorques durante o B-dot.

Pode ser observado que os magnetorques dos eixos X e Y são acionados até a saturação durante quase toda a manobra de redução da velocidade angular, apresentando uma dinâmica periódica com uma defasagem de  $90^\circ$  entre si. Tal comportamento era esperado devido a lei de controle implementada para os testes. O acionamento do magnetorque no eixo Z pode ser relacionado a movimentos residuais nos eixos X e Y e erros de estimativa.

## 4.5 DTM030 - S-dot

O último teste do simulador consiste em implementar o S-dot, descrito na [seção 2.6](#), para avaliar a capacidade do algoritmo em estabilizar a altitude do satélite. Para criar uma análise consistente, as mesmas etapas anteriores são implementadas para a execução do S-dot.

A Figura 33 apresenta a representação de atitude obtida do satélite durante a execução do cenário 1.

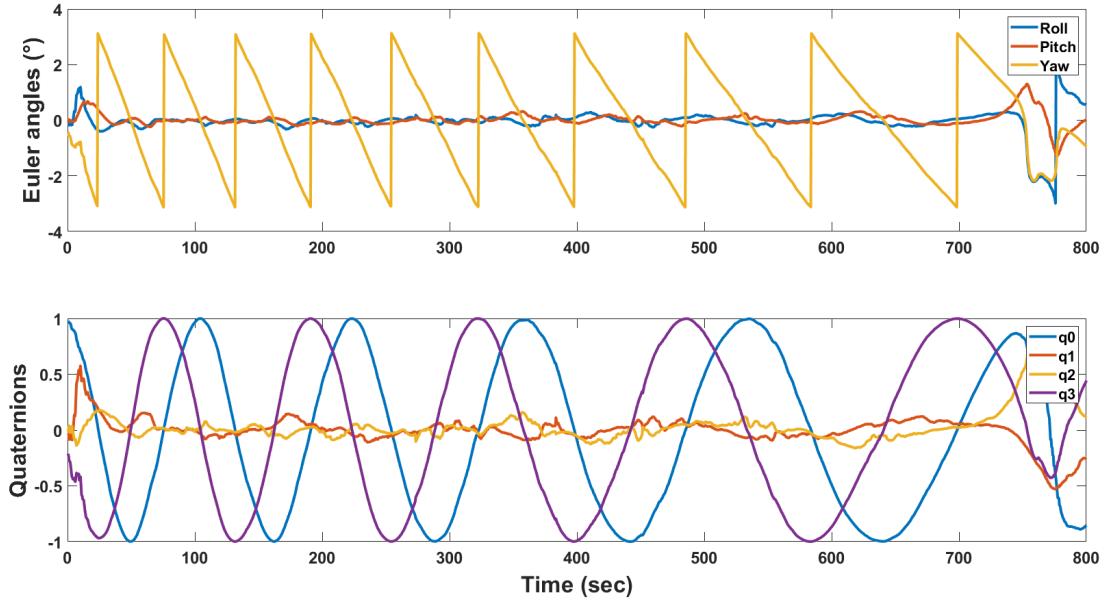


Figura 33 – Representação de atitude durante a implementação do S-dot.

Em uma aplicação normal, o cálculo da lei de controle do S-dot utiliza o eixo definido por um sensor solar, entretanto, o simulador não possui nenhum sensor do tipo. Como forma de contornar esse problema e validar o algoritmo S-dot através da estrutura do simulador de pequenos satélites, a determinação de atitude é utilizada para definir um novo eixo, essa estratégia é implementada conforme:

$$\mathbf{S} = A(\mathbf{q}) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (4.5)$$

A Figura 34 apresenta a redução da velocidade angular nos cenários 1 e 2. Novamente, o aumento da intensidade do campo magnético resulta em uma estabilização da atitude mais eficiente.

Por fim, a atuação dos magnetorquers do cenário 2 é representada na Figura 35 pelos valores de PWM. Conforme discutido anteriormente, o S-dot eh uma generalização do B-dot, a adição do termo cos gera um comportamento senoidal do PWM, esse efeito pode ser visto no gráfico obtido.

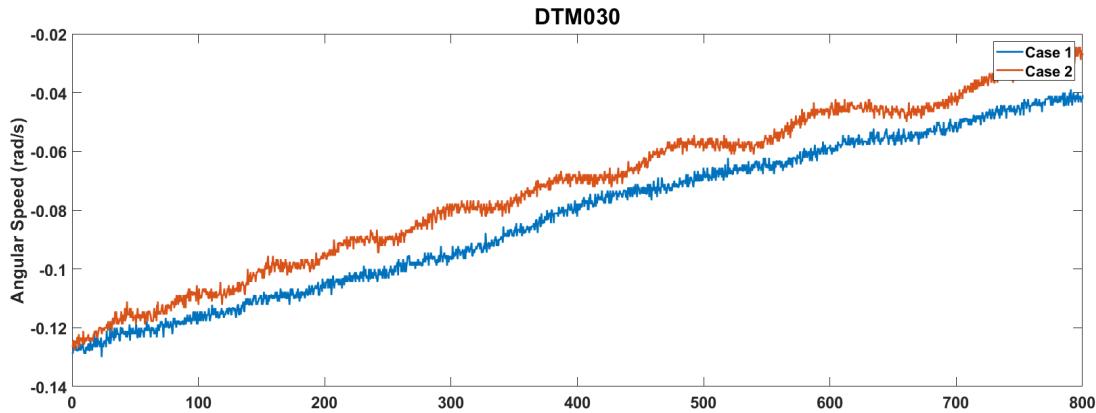


Figura 34 – Velocidades angulares em torno de Z com a implementação do S-dot.

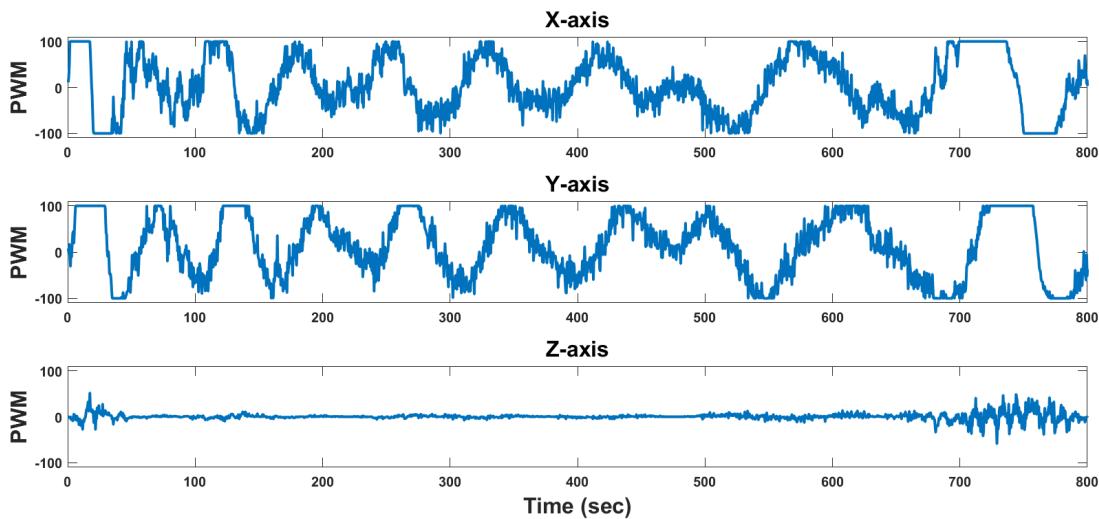


Figura 35 – Atuação dos magnetotorques durante o S-dot.

## 4.6 Resultados

Para concluir a análise dos testes HIL implementados, os resultados obtidos nos testes podem ser agrupados e analisados de forma conjunta. Conforme comentado, o principal parâmetro a ser analisado para avaliar o desempenho de um algoritmo de estabilização de altitude é a velocidade angular. A Figura 36 apresenta os resultados dos testes nos cenários 1 e 2.

Através de uma aproximação linear com resultados obtidos, é possível obter um parâmetro para estimar a desaceleração angular em cada um dos casos testados. A equação de primeiro grau que define a aproximação linear é:

$$\omega(t) = \omega_0 t + \dot{\omega}, \quad (4.6)$$

em que  $\dot{\omega}$  é a aceleração da velocidade angular conforme descrita na Equação 2.19.

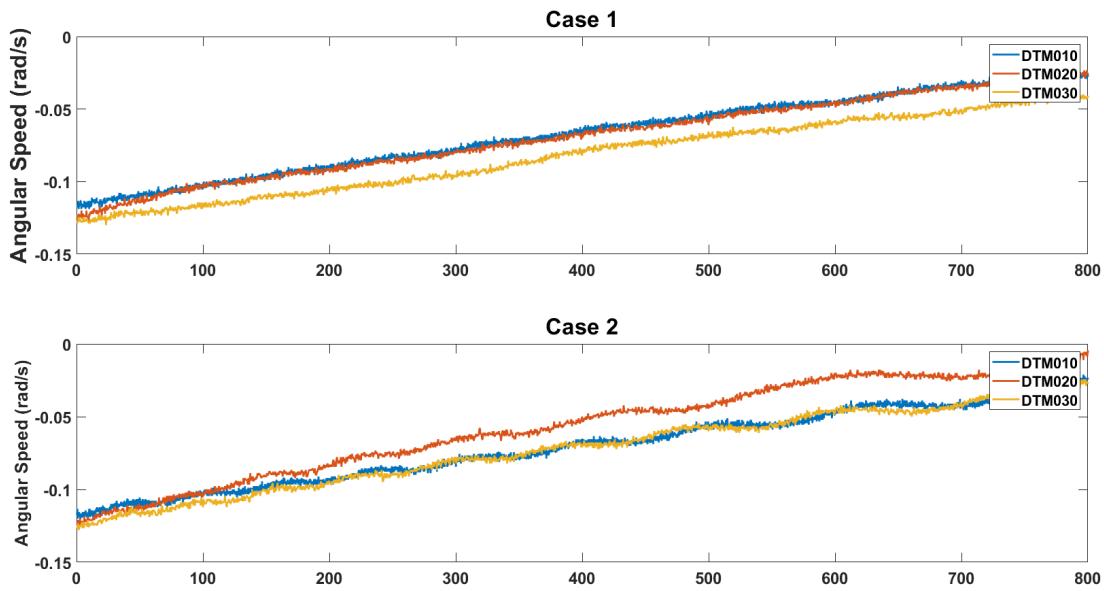


Figura 36 – Velocidades angulares em torno de Z de todos os testes.

A Tabela 5 apresenta os valores obtidos para cada um dos testes HIL realizados nos cenários 1 e 2.

Tabela 5 – Resultados obtidos pela implementação dos testes HIL.

	Desaceleração angular ( $\text{rad}/\text{s}^2$ )	
	Cen. 1	Cen. 2
DTM010	$1,135 \times 10^{-4}$	$1,100 \times 10^{-4}$
DTM020	$1,165 \times 10^{-4}$	$1,376 \times 10^{-4}$
DTM030	$1,081 \times 10^{-4}$	$1,180 \times 10^{-4}$

## 5 Conclusões

Com o término das atividades definidas para esse trabalho, todos os resultados esperados foram atingidos e resultaram em uma contribuição importante e positiva para pesquisas atuais e futuras do LODESTAR. Atualmente, o simulador de pequenos satélites e seus sistemas estão operacionais e são capazes de implementar diversas configurações de testes HIL. Ao longo da argumentação realizada nesse trabalho, as diferentes partes envolvidas na determinação e controle de atitude do simulador foram detalhadas e validadas, culminando na implementação do ADCS nas funcionalidades do simulador. Os diferentes sistemas, suas formas de comunicação e suas especificações técnicas também foram apresentadas para favorecer a operação correta do simulador e a análise criteriosa dos parâmetros das simulações.

Foram desenvolvidos aprimoramentos importantes na operação do simulador de pequenos satélites: uma interface gráfica implementada para acompanhar em tempo real os parâmetros de desempenho e saúde do sistema; um algoritmo de determinação de atitude capaz de fornecer a orientação do satélite em referência a um sistema inercial; e a documentação contendo a descrição dos procedimentos envolvidos na implementação dos testes. No contexto de atuação magnética, tanto o hardware quanto o firmware tiveram de ser adaptados para atender os novos requisitos: o sistema elétrico foi atualizado para interfacear a comunicação entre o OBC e os *drivers* dos magnetorques; um novo projeto para PCB foi feito para implementar as modificações; e o programa executado pelo OBC teve que ser adaptado para a linguagem C++. Dois modos operacionais foram propostos para a IMU, ambos com vantagens e desvantagens, à escolha de qual será utilizado permite que o simulador se adéque melhor à diferentes contextos.

Em seguida, com o objetivo de obter informações sobre o comportamento dinâmico do sistema, o satélite foi acionado e inspecionado. Essa análise permitiu avaliar a influência de diferentes fontes, como: pertubações geradas pelo torques externos presentes no ambiente de simulação; a interferência dos magnetorques e da gaiola de Helmholtz sobre a leitura do campo magnético; e o funcionamento dos algoritmos internos dos sensores. Essa etapa também permitiu validar as orientações dos atuadores magnéticos e calibrar os sensores incorporados na plataforma de testes.

Com as adaptações concluídas e o simulador em condição de operação, testes HIL foram realizados para avaliar o desempenho de algoritmos de estabilização de atitude. Os testes de rotação livre, do B-dot e do S-dot foram implementados com sucesso no simulador, obtendo resultados representativos dos cenários testados. A capacidade de atuação foi significativamente prejudicada pelos problemas no rolamento a ar e no atuador magnético,

---

entretanto, com a correção dos equipamentos através das soluções propostas, é esperado que o sistema recupera o desempenho de testes antigos.

Para atividades futuras no simulador de pequenos satélites, sugere-se inicialmente a repetição dos testes HIL em condições plenas de atuação, com isso, os novos parâmetros que serão obtidos representarão de forma mais fiel a capacidade do simulador e do algoritmo de controle. Somado a esse fato, o algoritmo S-dot ainda pode ser analisado em diversas configurações de teste e muitos resultados interessantes podem ser obtidos através dessa variação de cenários, com a implementação do propagador do campo magnético de uma órbita utilizando o controle da gaiola de Helmholtz, a capacidade dos testes representar um caso real aumenta ainda mais. Por fim, os parâmetros de momento magnético e tensor de inércia atualmente se distanciam bastante do valor real por serem obtidos por softwares de simulação, testes físicos poderão ser implementados no futuro para melhor a estimativa desses dados e consequentemente melhorar os resultados obtidos pelos testes.

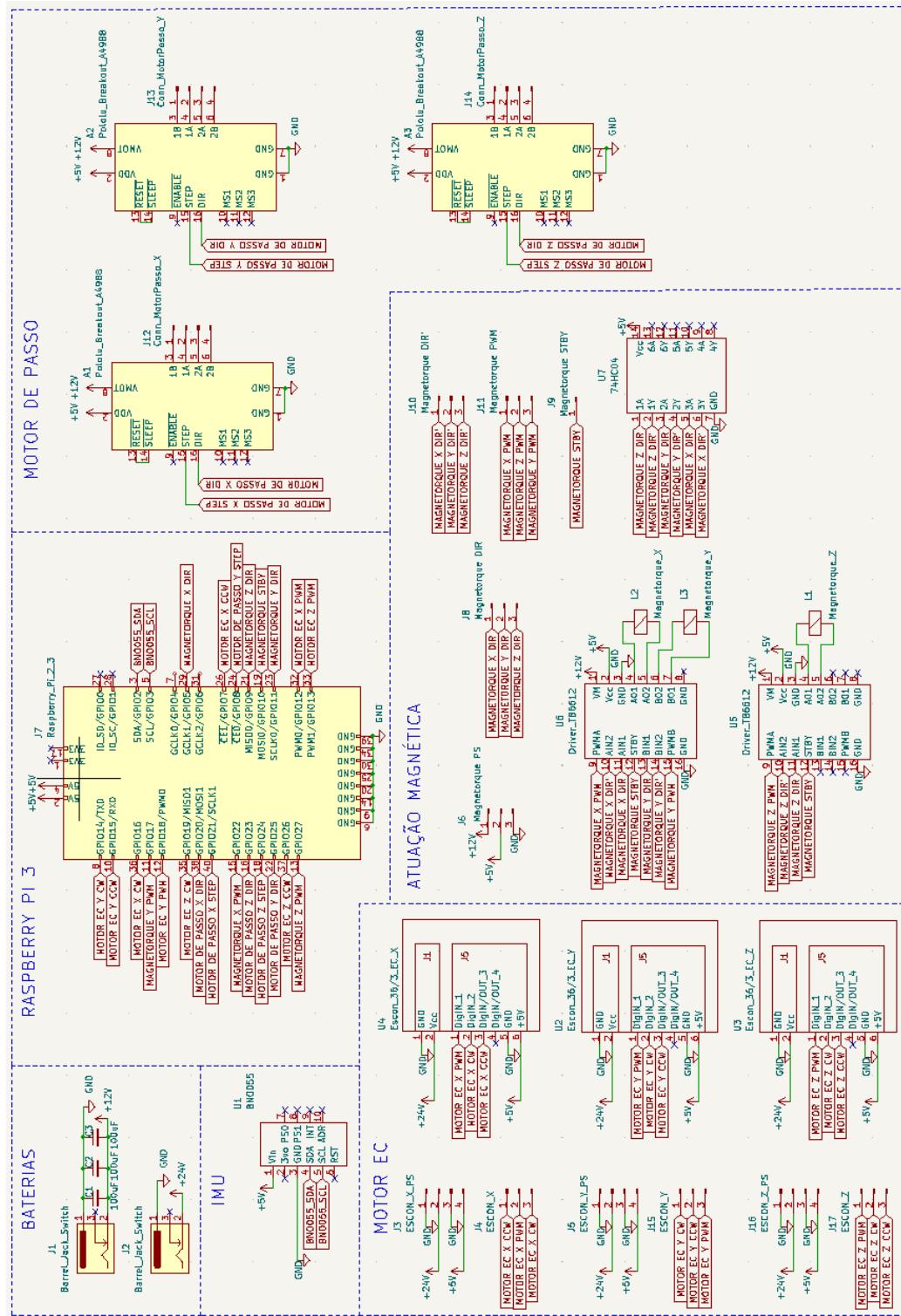
## Referências

- AVANZINI, G.; GIULIETTI, F. Magnetic Detumbling of a Rigid Spacecraft. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 35, n. 4, p. 1326–1334, 2012. Citado na p. 35.
- BERK, J.; STRAUB, J.; WHALEN, D. The open prototype for educational NanoSats: Fixing the other side of the small satellite cost equation, p. 1–16, 2013. Citado na p. 22.
- BHAT, S.; DHAM, A. Controllability of spacecraft attitude under magnetic actuation. v. 3, 2383–2388 vol.3, 2003. Citado na p. 31.
- BLOISE, N.; CAPELLO, E.; DENTIS, M.; PUNTA, E. Obstacle Avoidance with Potential Field Applied to a Rendezvous Maneuver. **Applied Sciences**, v. 7, p. 1042, out. 2017. DOI: [10.3390/app7101042](https://doi.org/10.3390/app7101042). Citado na p. 24.
- BNO055. Datasheet BNO055 Intelligent 9-axis absolute orientation sensor. Disponível em: <[https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST\\_BNO055\\_DS000\\_12.pdf](https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST_BNO055_DS000_12.pdf)>. Acesso em: 3 jun. 2022. Citado nas pp. 40, 41.
- BORGES, R. A.; IVANOV, D.; GUERRA, G. B.; AVELINO, Y. d. C. F.; MODESTO, V. F.; BRENAG, E. C.; ROLDUGIN, D.; OVCHINNIKOV, M. Analysis of Sun-acquisition Magnetic Attitude Control for Nanosatellite Using a Hardware-in-the-loop Satellite Simulator. **73rd International Astronautical Congress**, 2022. Citado na p. 50.
- BORGES, R. A.; SANTOS, A. C. dos; SILVA, W. R.; AGUAYO, L.; BORGES, G. A.; KARAM, M. M.; SOUSA, R. B. de; GARCÍA, B. F.-A.; BOTELHO, V. M. d. S.; FERNÁNDEZ-CARRILLO, J. M.; LAGO AGRA, J. M.; AGELET, F. A.; BORGES, J. V. Q. S.; OLIVEIRA, A. C. A. de; MELLO, B. T. de; AVELINO, Y. d. C. F.; MODESTO, V. F.; BRENAG, E. C. The AlfaCrux CubeSat Mission Description and Early Results. **Applied Sciences**, v. 12, n. 19, 2022. Citado na p. 16.
- CARDOSO DA SILVA, R.; GUIMARÃES, F.; LOIOLA, J.; BORGES, R.; BATTISTINI, S.; CAPPELLETTI, C. Tabletop Testbed for Attitude Determination and Control of Nanosatellites. **Journal of Aerospace Engineering**, v. 32, jun. 2018. DOI: [10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000952](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000952). Citado nas pp. 31–33.
- CUBESAT DESIGN SPECIFICATION. CubeSat Design Specification Rev. 14.1. Disponível em: <<https://www.cubesat.org/cubesatinfo>>. Acesso em: 20 ago. 2022. Citado na p. 22.
- DA SILVA, L. M. B.; ISHIOKA, I. S. K. Teste de um algoritmo para controle magnético da atitude de nanossatélites. Trabalho de Graduação em Engenharia Aeroespacial, Universidade de Brasília, 2018. Citado nas pp. 41, 46, 48.

- DA SILVA, R. C. **Filtering and adaptive control for balancing a nanosatellite testbed.** Jul. 2018. Diss. (Mestrado) – Universidade de Brasília, Brasília. Citado nas pp. 18, 32.
- DE, R.; ABEGAONKAR, M. P.; BASU, A. Enabling Science With CubeSats—Trends and Prospects. **IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems**, v. 3, n. 4, p. 221–231, 2022. DOI: [10.1109/JMASS.2022.3209897](https://doi.org/10.1109/JMASS.2022.3209897). Citado nas pp. 14, 15.
- DE ANDRADE, L. L. **Estudo de desempenho de sistema em tempo real para simulador de pequenos satélite.** Trabalho de Graduação em Engenharia de Controle e Automação, Universidade de Brasília, 2021. Citado na p. 19.
- FOSTER, C. C.; ELKAIM, G. H. Extension of a two-step calibration methodology to include nonorthogonal sensor axes. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, v. 44, n. 3, p. 1070–1078, 2008. Citado na p. 56.
- GREENWOOD, D. T. **Principles of dynamics.** Prentice-Hall, N.J, 1988. Citado na p. 31.
- HAMILTON, W. R. **Lectures on Quaternions.** Hodges e Smith, 1853. Citado na p. 26.
- HARTMANN, G. A. **A Anomalia Magnética do Atlântico Sul: Causas e Efeitos.** 2005. Diss. (Mestrado) – Universidade de São Paulo, São Paulo. Citado na p. 30.
- HU, F.; WU, Y.; YU, Y.; NIE, J.; LI, W.; GAO, Q. An Improved Method for the Magnetometer Calibration Based on Ellipsoid Fitting. **2019 12th International Congress on Image and Signal Processing, BioMedical Engineering and Informatics (CISP-BMEI)**, p. 1–5, 2019. Citado na p. 56.
- ISHIOKA, I. S. K.; SILVA, L. M. B. da; CAPPELLETTI, C.; BATTISTINI, S.; BORGES, R. A.; ROLDUGIN, D.; OVCHINNIKOV, M. HIL Testing of the B-dot Attitude Control Law. **III IAA Latin American CubeSat Workshop**, p. 1–9, 2018. Citado na p. 19.
- MARKLEY, F. L.; CRASSIDIS, J. L. **Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control.** Springer, 2016. Citado nas pp. 16, 17, 23, 25–28, 30.
- REICHEL, F. **Attitude Control System of UWE-3.** 2012. Diss. (Mestrado) – Luleå University of Technology, Luleå, Suécia. Citado na p. 34.
- ROLDUGIN, D.; TKACHEV, S.; OVCHINNIKOV, M. Satellite Angular Motion under the Action of SDOT Magnetic One Axis Sun Acquisition Algorithm. **Cosmic Research**, v. 59, p. 529–536, nov. 2021. Citado na p. 35.
- ROLDUGIN, D.; TKACHEV, S.; OVCHINNIKOV, M.; KARPENKO, S. O. One-axis attitude of arbitrary satellite using magnetorquers only. **Cosmic Research**, v. 51, p. 478–484, jul. 2013. Citado na p. 35.
- SCHWARTZ, J. L.; PECK, M. A.; HALL, C. D. Historical review of air-bearing spacecraft simulators. **Journal OF Guidance, Control, and Dynamics**, v. 26, n. 4, 2003. Citado nas pp. 31, 38.

- 
- SHIROMA, W. A.; MARTIN, L. K.; AKAGI, J. M.; AKAGI, J. T.; WOLFE, B. L.; FEWELL, B. A.; OHTA, A. T. CubeSats: A Bright Future for Nanosatellites. **Open Engineering**, v. 1, p. 9–15, 2011. Citado nas pp. [14](#), [22](#).
- SILVA, R. C. da; ISHIOKA, I. S. K.; CAPPELLETTI, C.; BATTISTINI, S.; BORGES, R. A. Helmholtz Cage Design and Validation for Nanosatellites HWIL Testing. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, v. 55, n. 6, p. 3050–3061, 2019. Citado na p. [48](#).
- STICKLER, A. C.; ALFRIEND, K. Elementary Magnetic Attitude Control System. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 13, n. 5, p. 282–287, 1976. Citado na p. [34](#).
- VAN DER PLOEG, L. C. **Desenvolvimento de sistema para simulação do campo magnético terrestre em órbitas baixas**. Trabalho de Graduação em Engenharia de Controle e Automação, Universidade de Brasília, 2017. Citado nas pp. [37](#), [49](#).
- WEINBERG, S. **Gravitation and Cosmology: Principles and Applications of the General Theory of Relativity**. New York: Wiley, 1972. Citado na p. [23](#).

# **APÊNDICE A – Diagrama elétrico do sistema**



# **APÊNDICE B – Procedimento DTM010**

O documento a seguir apresenta o procedimento e as etapas adotadas para a realização do teste HIL DTM010.

# DTM010 – Teste de direção de atuação do magnetorquer

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA (UNB)  
DISTRITO FEDERAL, BRASÍLIA

LABORATÓRIO DE SIMULAÇÃO E CONTROLE DE SISTEMAS AEROESPACIAIS

2023-01-07



## REGISTRO DE ALTERAÇÕES

Versão	Data	Mudança	Autor
A	07/01/2023	Primeira versão.	Guilherme



## **CONTEÚDO**

Universidade de Brasília (UnB) Distrito Federal, Brasília .....	1
1 Descrição do Teste.....	4
2 Verificação de Integridade .....	5
3 Setup e Execução.....	6
4 Vizualização e Armazenamento dos Resultados .....	11



## 1 DESCRIÇÃO DO TESTE

Esse teste tem como objetivo avaliar como o sistema se comporta em um caso livre de atuação. A partir dos resultados desse teste, espera-se ter uma referência para os comparação com os outros testes.



Operador	Guilherme Guerra
----------	------------------

## 2 VERIFICAÇÃO DE INTEGRIDADE

		Data	OK/NOK														
10.	Verifique se todos os itens necessários para esse procedimento estão disponíveis e operacionalizáveis.	03/02	OK														
	<table border="1"> <thead> <tr> <th>Item</th><th>OK/NOK</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Mesa de testes</td><td>OK</td></tr> <tr> <td>Mockup do satélite</td><td>OK</td></tr> <tr> <td>Computador central com Linux</td><td>OK</td></tr> <tr> <td>Mancal à ar, compressor e filtro</td><td>OK</td></tr> <tr> <td>Gaiola de Helmholtz, magnetômetro e 3 fontes</td><td>OK</td></tr> <tr> <td>Computador para operar o controle da Gaiola</td><td>OK</td></tr> </tbody> </table>	Item	OK/NOK	Mesa de testes	OK	Mockup do satélite	OK	Computador central com Linux	OK	Mancal à ar, compressor e filtro	OK	Gaiola de Helmholtz, magnetômetro e 3 fontes	OK	Computador para operar o controle da Gaiola	OK		
Item	OK/NOK																
Mesa de testes	OK																
Mockup do satélite	OK																
Computador central com Linux	OK																
Mancal à ar, compressor e filtro	OK																
Gaiola de Helmholtz, magnetômetro e 3 fontes	OK																
Computador para operar o controle da Gaiola	OK																
20.	<p>Na mesa de teste, verificar a tensão da bateria portátil Romoss 10000mAg pressionando o botão lateral.</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th></th><th>Esperado</th><th>Mesurado</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Leds acesos</td><td>1-3</td><td>3</td></tr> </tbody> </table>		Esperado	Mesurado	Leds acesos	1-3	3	03/02	OK								
	Esperado	Mesurado															
Leds acesos	1-3	3															



	Medir a tensão entre os terminais da bateria Li-Po 3S.			
30.		Esperado	Mesurado	
	Tensão(mV)	9500-1260	11400	
40.	Verificar se a PCB está fixada à mesa de testes e se todos os cabos de potência e energia estão devidamente conectados.			03/02 OK
50.	Encaixar e rosquear a chapa de alumínio superior à mesa de testes.  Medir a distância entre a chapa superior e a chapa inferior, corrigindo essa diferença caso necessário.			03/02 OK
		Esperado	OK/NOK	
	Distância(mm)	42	OK	

### 3 SETUP E EXECUÇÃO

60.	Posicionar o mockup do satélite na mesa de testes. Conectar os cabos DB9A e DB9B conforme indicado.	03/02	OK
70.	Ligar o Raspberry com a bateria portátil, uma luz vermelha piscando indica que o boot iniciou.	03/02	OK
80.	Conectar o cabo de alimentação da bateria LiPo 3S.	03/02	OK
90.	Acessar o Ubuntu através do computador central.	03/02	OK



100.	Remover a proteção do mancal à ar e liberar a trava na linha direcionada ao mancal.	03/02	OK
110.	Ligar o compressor, abrir a válvula do filtro e ajustar a saída do ar em 80psi.	03/02	OK
120.	Verificado que a saída de ar está funcionando conforme o esperado, posicionar a mesa de testes no mancal à ar.	03/02	OK
130.	Ligar os equipamentos necessários para o controle da Gaiola de Helmholtz.	03/02	OK
140.	Realizar o procedimento de balanceamento da mesa.	03/02	OK
150.	No computador central, acessar o terminal, iniciar a comunicação SSH com o Raspberry através do comando:  Ssh pi@192.168.0.195 -i ~/.ssh/id\_rs	03/02	OK
160.	Acessar o diretório onde estão salvos os arquivos do simulador com o comando:  cd ~/Projects/GIT/adcv\_rpi/rpi/Controller	03/02	OK
170.	Em uma nova janela do terminal, enviar os arquivos atualizados do computador central para o Raspberry através do comando:  scp -r /home/alfacruz/Projects/adcv\_rpi/rpi/Controller/pi@192.168.0.195://home/pi/Projects/GIT/adcv\_rpi/rpi/  Espere o procedimento ser concluído.	03/02	OK



	Voltando ao terminal do Raspberry, gerar o arquivo executável com o comando:  make -j4  Espere novamente o procedimento ser concluído.	03/02	OK								
180.	Versão do programa utilizado para a realização desse teste:  <table border="1" style="width: 100%;"><tr><td>Main v1.0</td></tr></table>	Main v1.0	03/02	OK							
Main v1.0											
190.	No computador central, inicialize a interface de visualização e armazenamento de dados com os seguintes comandos:  cd ~/Projects/Interface_simulador  python3 Interface_simulador.py	03/02	OK								
200.	Rotacionar a mesa de testes para a posição inicial desejada.	03/02	OK								
210.	Implementar o cenário de teste 1:  <table border="1" style="width: 100%;"><tr><td>Mesa balanceada</td><td>S</td></tr><tr><td>Gaiola ligada</td><td>N</td></tr><tr><td>Velocidade inicial (rad/s)</td><td>≈ 0,12</td></tr><tr><td>Duração (s)</td><td>800</td></tr></table>	Mesa balanceada	S	Gaiola ligada	N	Velocidade inicial (rad/s)	≈ 0,12	Duração (s)	800	03/02	OK
Mesa balanceada	S										
Gaiola ligada	N										
Velocidade inicial (rad/s)	≈ 0,12										
Duração (s)	800										
220.	Começar o teste com o comando:  .main	03/02	OK								
230.		03/02	OK								



240.	Anotar a velocidade inicial:  -0,115 rad/s	03/02	OK								
250.	Ao termino do teste, fechar a interface do simulador.	03/02	OK								
260.	Mover o arquivo .csv salvo na pasta da interface para o local desejado para analise futura.	03/02	OK								
270.	No computador central, executar novamente a interface.  python3 Interface_simulador.py	03/02	OK								
280.	Rotacionar a mesa de testes para a posição inicial desejada.	03/02	OK								
290.	Implementar o cenário de teste 2:  <table border="1"> <tr> <td>Mesa balanceada</td> <td>S</td> </tr> <tr> <td>Gaiola ligada</td> <td>S</td> </tr> <tr> <td>Velocidade inicial (rad/s)</td> <td>≈ 0,12</td> </tr> <tr> <td>Duração (s)</td> <td>800</td> </tr> </table>	Mesa balanceada	S	Gaiola ligada	S	Velocidade inicial (rad/s)	≈ 0,12	Duração (s)	800	03/02	OK
Mesa balanceada	S										
Gaiola ligada	S										
Velocidade inicial (rad/s)	≈ 0,12										
Duração (s)	800										
300.	No computador responsável pelo controle da Gaiola de Helmholtz, gerar o seguinte campo magnético:  <table border="1"> <tr> <td></td> <td>Campo Magnético Desejado (nT)</td> <td>Campo Magnético mesurado(nT)</td> </tr> </table>		Campo Magnético Desejado (nT)	Campo Magnético mesurado(nT)	03/02	OK					
	Campo Magnético Desejado (nT)	Campo Magnético mesurado(nT)									



		Eixo X	80	80,74			
		Eixo Y e Z	80	81,24			
		Módulo	113,1	114,53			
310.	Começar o teste com o comando: ./main				03/02	OK	
320.	Anotar a velocidade inicial:  -0,116 rad/s				03/02	OK	
330.	Ao termino do teste, fechar a interface do simulador.				03/02	OK	
340.	Mover o arquivo .csv salvo na pasta da interface para o local desejado para analise futura.				03/02	OK	
350.	No computador central, executar novamente a interface.  python3 Interface_simulador.py				03/02	OK	
360.	Rotacionar a mesa de testes para a posição inicial desejada.				03/02	OK	
370.	Implementar o cenário de teste 3:  Mesa balanceada Gaiola ligada				03/02	OK	

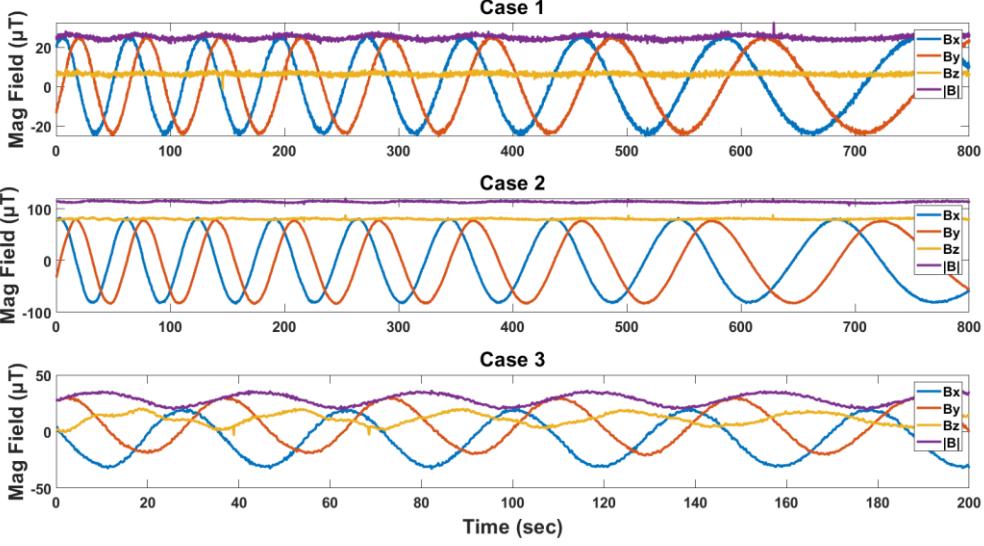
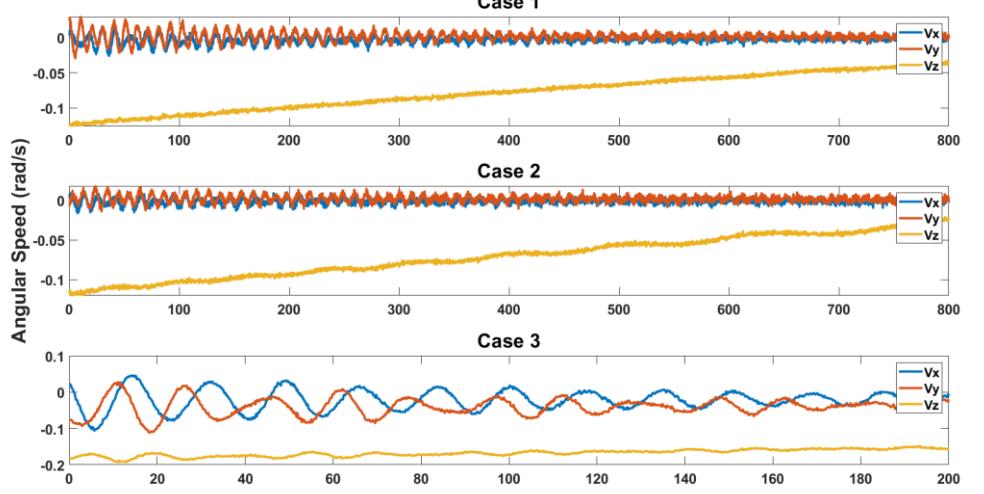


		Velocidade inicial (rad/s)	$\approx 0,12$			
		Duração (s)	200			
380.	Deslocar o CM da mesa de testes até que ela que o BOFz fique deslocado fo Z'.			03/02	OK	
390.	Começar o teste com o comando:  ./main			03/02	OK	
400.	Anotar a velocidade inicial:  -0,173 rad/s			03/02	OK	
410.	Ao termino do teste, fechar a interface do simulador.			03/02	OK	
420.	Mover o arquivo .csv salvo na pasta da interface para o local desejado para análise futura.			03/02	OK	

## 4 VIZUALIZAÇÃO E ARMAZENAMENTO DOS RESULTADOS

430.	Com os arquivos .csv salvos no local apropriado, executar o programa em MATLAB:  DTM010.m		05/02	OK
440.	Visualizar os gráficos e anotar os resultados e lições aprendidas.		05/02	OK



	Gráfico da leitura do campo magnético.		
450.		05/02	OK
460.	Gráfico da velocidade angular do sistema.		05/02
470.	Gráfico da representação da atitude por ângulos de Euler.	05/02	OK



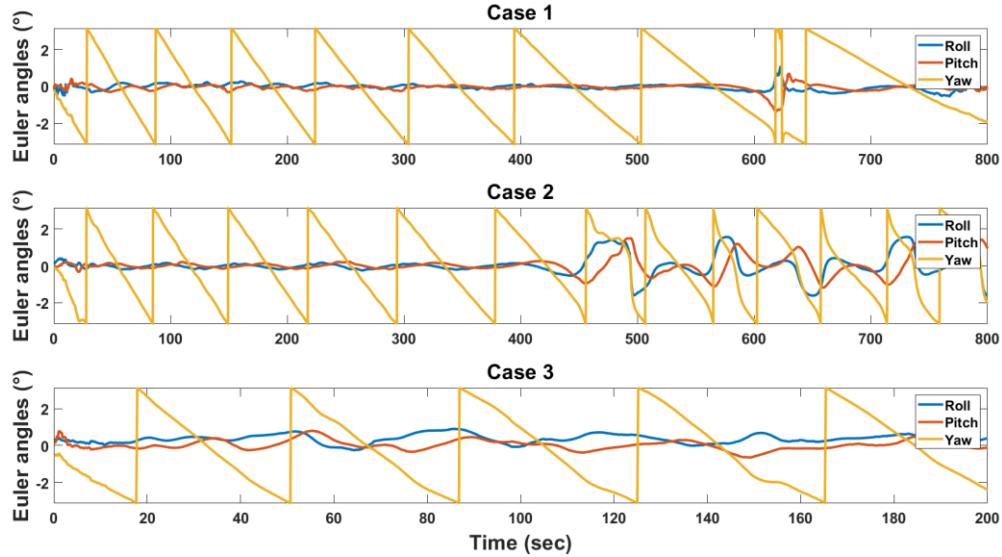
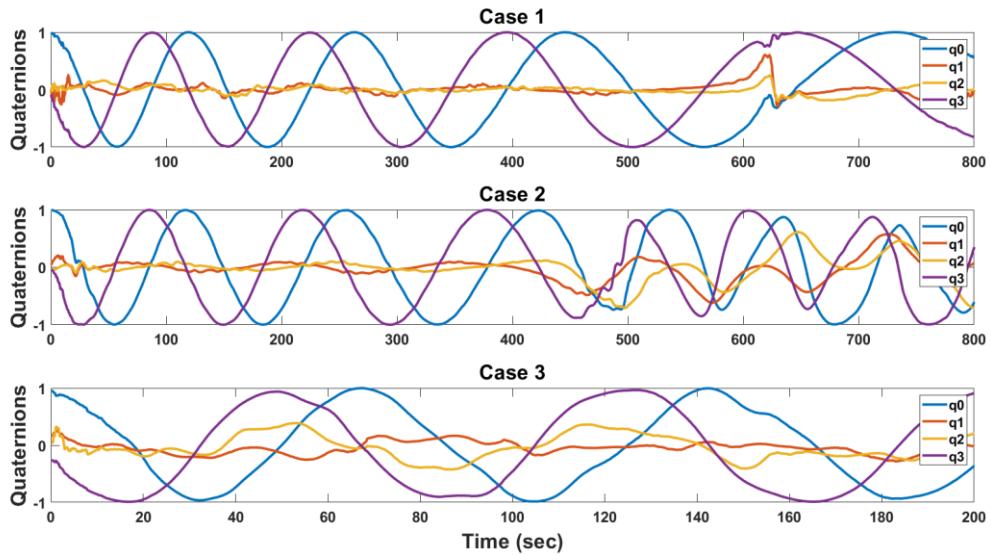


Gráfico da representação da atitude por quatérnions.



480.

05/02

OK

490.

Gráfico do deslocamento do CM.

05/02

OK



