

# Processo Sistêmico de Verificação e Validação do ADCS do *CubeSat* SPORT.

**Resumo** – Os instrumentos científicos utilizados no projeto SPORT (*Scintillation Prediction Observations Research Task*) entregaram diversos requisitos que impactaram diretamente no desenvolvimento do subsistema ADCS (*Attitude and Determination Control System*), no qual o resultado esperado do seu desempenho em órbita garante o sucesso da missão. O fator limitante para o ADCS é tipicamente o desempenho dos atuadores e a precisão dos sensores, que em conjunto com a Lei de Controle vai prover a eficácia desejada em órbita. No desenvolvimento desse subsistema complexo a aplicação da Engenharia de Sistemas proporcionou o desdobramento necessário dos elementos que tornaram o processo de AIVV (*Assembly, Integration, Validation & Verification*) rastreável dentro dos requisitos da missão. Assim, este trabalho mostra como a análise sistêmica utilizada no desenvolvimento do ADCS verificou e validou os requisitos impostos à plataforma *CubeSat*, apresentando os testes de caracterização do magnetômetro integrado no modelo de voo da plataforma, dentro do processo de AIVV.

**Palavras-Chave** – *CubeSat*, Verificação e Validação, ADCS.

## I. INTRODUÇÃO

A utilização de plataformas *CubeSats* em missões científicas proporciona aos *stakeholders* um projeto cujo ciclo de vida é mais rápido, comparado às plataformas satelitais maiores. Sendo possível entregar para cientistas, em pouco tempo, um meio para a realização de suas pesquisas no ambiente espacial. Porém, a complexidade dessas missões exige que as fases de concepção e desenvolvimento da plataforma garantam a operação do sistema conforme as necessidades impostas pelas cargas úteis embarcadas.

O projeto SPORT, do acrônimo “*Scintillation Prediction Observations Research Task*”, parceria entre a Agência Espacial Norte Americana – NASA, e a agência espacial Brasileira – AEB [1], tem por objetivo compreender as pré-condições que levam às bolhas de plasma equatorial que são as principais fontes de reflexos na ionosfera, causando fortes cintilações nos sinais de rádio que passam por elas. Os instrumentos científicos utilizados entregam diversos requisitos que impactam diretamente no desenvolvimento do Sistema de Determinação e Controle de Atitude (*Attitude and Determination Control System* – ADCS), no qual o resultado esperado do seu desempenho em órbita garante o sucesso da missão. O fator limitante para o ADCS é tipicamente o desempenho do hardware de manobra (atuadores) e a precisão do hardware de aquisição de medidas (sensores), que em conjunto com um *software* proporciona eficácia no controle em órbita [2].

Portanto, no desenvolvimento desse subsistema complexo, a aplicação da Engenharia de Sistemas proporciona o desdobramento necessário dos elementos que tornarão a Verificação e Validação (V&V) do projeto eficientes e com uma rastreabilidade dentro dos requisitos da missão. Em projetos de plataformas satelitais de grande porte, a utilização do processo NASA *Space Flight Project Life Cycle from NPR 7120 5E*, apresentado no NASA *System*

*Engineering Handbook*, garante que as definições da arquitetura atendam a todos os requisitos da missão e seus desdobramentos até os testes de verificação das arquiteturas lógicas e físicas. Mas para projetos de nanossatélites, o tempo necessário para a aplicação desse processo completo não é adequado ao cronograma dos ciclos de desenvolvimento rápido no qual se segue.

Para o Projeto SPORT o processo NASA *Space Flight Project Life Cycle from NPR 7120 5E* foi adaptado ao ciclo de vida de desenvolvimento de uma plataforma *CubeSat*, considerando fases específicas de revisões de projeto como a *Critical Design Review* – CDR, e reformulando outras, como a execução de uma *System Requirements Verification Technical Meeting*, equivalente em marcos ao *Acceptance Review*, no qual a NASA validou os requisitos da missão, porém não passou a ser o proprietário do satélite, conforme a norma determina [3].

Em vista disso, este trabalho vai expor como a Engenharia de Sistemas foi aplicada durante o desenvolvimento do subsistema ADCS da plataforma *CubeSat* do Projeto SPORT, tendo como exemplo real a execução dos testes de caracterização do magnetômetro (MAG) e do Girômetro (GYR), dois dos sensores embarcados na plataforma, apresentando o processo de V&V do subsistema ao longo do ciclo de desenvolvimento do projeto.

## II. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O ADCS é o subsistema que controla a orientação do *CubeSat* no espaço. O ADCS é composto por atuadores, sensores e microcontrolador com algoritmos. O principal objetivo do ADCS é capturar a rotação inicial e o momento angular, determinar a atitude do *CubeSat* e manter ou variar a atitude do *CubeSat* de acordo com os objetivos da missão. Em alguns *CubeSats*, um requisito de apontamento pode existir para a operação de uma carga útil ou para manter a atitude à medida que os painéis solares são direcionados para o sol. A expressão atitude denota a orientação do *CubeSat* em um determinado referencial [4].

A verificação fornece *feedback* contínuo para outras etapas do projeto, para ajudar a reduzir riscos e antecipar problemas. O objetivo é verificar completamente a capacidade do sistema para atender a todos os requisitos antes dos estágios de produção e operação, pois os problemas descobertos nestes estágios são muito caros para corrigir. Assim, a descoberta antecipada de divergências dos requisitos reduz o risco e ajuda o projeto a entregar um sistema bem-sucedido e de baixo custo [5]. Ela é executada por um ou mais dos seguintes métodos de verificação: teste, análise, revisão de projeto e inspeção. Essa lista mostra a ordem de precedência que, em geral, fornece mais confiança nos resultados. Os níveis de verificação usuais para um produto espacial são equipamento, subsistema, elemento, segmento e sistema geral. O processo de verificação é implementado em etapas

de verificação subsequentes ao longo do ciclo de vida do projeto. A verificação por teste é implementada nos modelos selecionados para o projeto. A filosofia do modelo é definida por meio de um processo iterativo que combina restrições programáticas, estratégias de verificação e o programa de integração e teste, levando em consideração o *status* de desenvolvimento da solução de projeto. A verificação por teste deve consistir em medir o desempenho e as funções do produto em ambientes simulados representativos. Os testes realizados como parte do fluxo de integração para verificar a qualidade e o status da configuração em andamento (incluindo interfaces), com finalidade de verificação formal, devem ser incluídos no programa de teste. O programa de teste deve ser definido no Plano de Montagem, Integração e Teste (AITP). [6]

O Processo de Validação do Produto é o segundo dos processos de V&V realizados em um produto final implementado ou integrado. Enquanto a verificação prova se “o produto foi feito corretamente”, a validação prova se “o produto certo foi feito”. O método de validação é uma função da fase do ciclo de vida e da posição do produto final dentro da estrutura do sistema. Os objetivos do Processo de Validação do Produto são: Confirmar que o produto final cumpre seu uso quando operado em seu ambiente pretendido. Garantir que o humano foi devidamente integrado ao sistema, como a interface do usuário atende aos critérios de engenharia humana. Garantir que quaisquer problemas descobertos sejam adequadamente resolvidos antes da entrega do produto final (se a validação for feita pelo fornecedor do produto) ou antes da integração com outros produtos em um produto montado de nível superior (se a validação for feita pelo receptor do produto). O método de validação por teste utiliza um produto final para obter dados detalhados necessários para determinar um comportamento, ou fornecer informações suficientes para determinar um comportamento por meio de análises adicionais. Os testes podem ser realizados em produtos finais, placas de ensaio ou protótipos. O teste produz informações em pontos discretos para cada expectativa especificada sob condições controladas e é a técnica de validação mais intensiva em recursos [7].

A definição de requisitos forma a espinha dorsal da campanha de V&V porque cada requisito se torna um item que deve ser verificado durante o processo de V&V. Idealmente, o conjunto de requisitos definidos é necessário e suficiente para garantir que as necessidades, metas e objetivos da missão sejam atendidos. Ao agilizar o processo de definição de requisitos, todo o processo de V&V é simplificado. Um dos principais objetivos dos requisitos é comunicar importantes decisões de projeto, garantindo que o sistema seja construído conforme o esperado e que não haja surpresas. Como ainda há um número limitado de produtos no mercado (embora o mercado esteja crescendo) e o pedido de *hardware* (para o ADCS) personalizado pode não ser viável devido a restrições orçamentárias, geralmente pequenas missões de satélite são concebidas com requisitos que se enquadram na capacidade dos produtos já disponíveis no mercado, eliminando a necessidade de os reduzir ainda mais. O resultado geral desse fluxo de requisitos conforme a necessidade é menos requisitos, o que traz aspectos positivos

e negativos. Isso atinge o objetivo de agilizar o processo de V&V, pois significa que menos processo é necessário para verificar os requisitos. Também oferece mais flexibilidade em todas as fases da missão, pois os detalhes de projeto e implementação podem ser alterados com mais facilidade. Menos requisitos também vêm com o aspecto negativo de mais risco. Por exemplo, requisitos importantes sobre componentes, como radiação ou ambiente térmico, muitas vezes não eram cobrados dos fornecedores conforme determinado pelo cronograma e orçamento. Estes são alguns itens que podem ser reduzidos para caber dentro do cronograma apertado e das restrições de custo:

1) *Fluxo de requisitos*: Há menos necessidade de fluxo de requisitos para o nível de componente se um subsistema inteiro estiver sendo adquirido. Os requisitos devem capturar interações importantes no nível do sistema e provavelmente resultarão em que o número de requisitos seja aproximadamente proporcional ao tamanho do projeto.

2) *Testes integrados mais sofisticados*: Embora tentadores, testes em mesas de ar de três graus de liberdade devem realmente ser avaliados em termos de custo *versus* benefício. Muitas vezes, há uma série de problemas que precisam ser resolvidos, exigindo mais recursos do que o originalmente esperado. Além disso, alterações de *hardware* ou *software* precisarão ser feitas no sistema, tornando o teste menos representativo do ambiente de voo e mais uma demonstração funcional. Muitas vezes, existe uma maneira mais simples de realizar um teste funcional do sistema de controle.

3) *Procedimentos e desenvolvimento de procedimentos*: O tempo gasto em testes é de extrema importância e não deve ser sacrificado para criar, labutar e polir procedimentos. No entanto, documentar todos os testes realizados ainda é muito importante.

Alguns dos itens que não devem ser reduzidos se referem ao teste de itens essenciais de verificação:

1) *Atuação*: O desempenho geral é normalmente previsto em simulação e/ou análise. O desempenho no nível do componente é normalmente medido durante o teste do componente.

2) *Funcionalidade*: As interfaces de hardware e software por meio de comandos e telemetria são testadas no veículo de voo.

3) *Fase*: Garantir a polaridade correta de todos os sensores e atuadores deve ser realizado no sistema de voo.

4) *Tempo*: O atraso dos sensores e atuadores deve ser conhecido por meio de medições, o que é preferível, ou por meio de análise. [8]

Projetos espaciais de grande escala dependem de um processo completo de Montagem, Integração e Verificação (AIV) para fornecer a máxima confiabilidade à espaçonave em desenvolvimento. Pico e nanossatélites, especialmente projetos *CubeSat*, tendem a ser leves nesse aspecto, pois o impacto de perder um *CubeSat* é pequeno. No entanto, os *CubeSats* não são mais apenas um veículo para ensinar boas práticas de projetos espaciais para estudantes de engenharia e estão se tornando cada vez mais importantes em missões altamente caras, onde seu papel é essencial para o sucesso. Como tal, os projetos AIV em *CubeSat* devem ser vistos de

forma diferente (e mais séria) do que era no passado. Mesmo para os projetos educacionais atuais do *CubeSat*, as equipes da universidade estão mais conscientes da importância de uma campanha de verificação completa para o sucesso das missões, ajudando assim a reduzir o número de missões com falha. Atenção e dedicação inadequadas às atividades de AIV são uma das principais causas de falha de espaçonaves em operação. Isso já foi demonstrado muitas vezes e esteve entre os principais impulsionadores da criação da disciplina de Engenharia de Sistemas. Essa abordagem permite o desenvolvimento simultâneo de subsistemas, desde que os requisitos de interface sejam atendidos. Cada subsistema individual passa por atividades AIV, incluindo testes de qualificação e aceitação, antes de ser montado e integrado ao próximo nível, que é então verificado em relação aos seus próprios requisitos. Satélites pequenos, e *CubeSats* em particular, geralmente dependem de subsistemas *Commercial Off-The-Shelf* (COTS) para atender aos requisitos do sistema [9], portanto faz-se necessário a verificação desses COTS por não ser um desenvolvimento interno da equipe de projeto com total rastreabilidade das funções dos componentes, circuitos, cabos, etc.

### III. PROCESSO DE V&V DO ADCS

O Processo de V&V do ADCS é dividido em três estágios, como apresenta a Fig. 1. Esses estágios foram definidos pelo especialista responsável por desenvolver a estratégia de controle para o projeto SPORT, com base na literatura e experiência em outros projetos, e são compostos por fases de desenvolvimento e teste do subsistema, e em cada fase um conjunto de testes é executado para que as fases possam ir avançando dentro dos estágios. A validação final do subsistema é realizada após o nanosatélite entrar em órbita e passar pelos testes de comissionamento da plataforma.

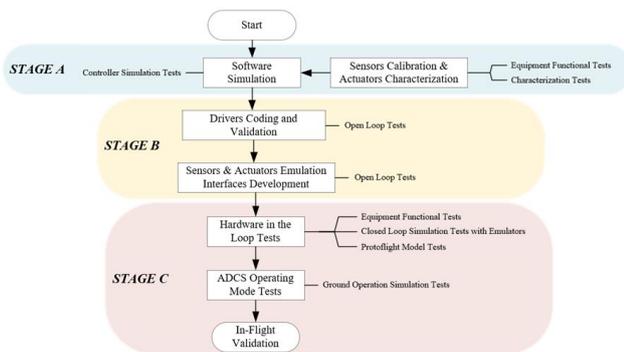


Fig. 1. Processo de Verificação e Validação do ADCS.

Os tópicos seguintes apresentam como foi aplicado o processo, tornando o AIVV do subsistema realizável, dentro dos conceitos da Engenharia de Sistema. Como exemplificação, os recortes deste trabalho se limitam ao MAGE ao GYR, sensores utilizados para medir a intensidade e direção do campo magnético da Terra, e velocidade angular da plataforma, respectivamente. Toda a análise sistêmica do ADCS e o plano de testes seguido pela equipe de desenvolvimento foi documentado no “SPORT ADCS Test

Plan” e validado pelo Engenheiro de Sistemas da NASA, responsável pelo Projeto SPORT.

### IV. APLICAÇÃO E RESULTADOS

#### A. Análise Sistêmica do ADCS

As funções alocadas para o subsistema ADCS foram decompostas dentro dos requisitos de sistema (SysReq) e de subsistema (ADCSReq), como apresentado, em parte, na Fig. 2, sendo possível manter a rastreabilidade destas funções até o Nível 1, atribuído à missão, no caso, “Observar as Bolhas de Plasma”, cuja função é a principal necessidade dos *stakeholders*.

Level 1 Need	Level 2 MisReq	Level 3 SysReq	Level 4 ADCSReq	System Requirements				ADCS Requirements					
				Attitude Knowledge	Attitude Control	Provide Ancillary Data	Power	Stabilize Spacecraft	Sun Pointing	Maintain Nominal Attitude	Determine Attitude on Board	Recover the Nominal Attitude	
				02	04	11	16	01	02	03	04	05	
Observe Plasma Bubbles	Insert Observatory into LED	Test Observatory	Execute turn on/turn off		X			X		X			
			Command equipment					X		X			
			Send sensor data						X	X	X	X	
			Send actuator data								X		X
			Establish communication interfaces						X		X	X	
			Send acting command							X	X	X	X
	Prepare Observatory for in-orbit operation	Detumble Observatory	Request sensor data					X	X	X	X	X	
			Determine attitude					X		X	X		
			Perform control algorithm					X	X	X	X	X	
			Measure angular velocity		X				X				
			Measure magnetic field						X				
			Send acting command						X				
			Reduce angular velocity					X					

Fig. 2. Decomposição de funções.

A partir da decomposição das funções foi possível definir e alocar os componentes necessários para atender aos requisitos do subsistema. Com isso pôde-se traçar a rastreabilidade das funções dentro dos estágios de verificação e validação do subsistema ADCS, como apresenta a Fig. 3, podendo assim estabelecer a sequência de testes, coluna “*set of tests*”, necessários dentro do cenário de *Assembly, Integration and Test* (AIT) da plataforma, resultando no processo de AIVV aplicado, com o objetivo de verificar todos os requisitos do subsistema.

TEST PHASE	TEST CLASSIFICATION	SET OF TESTS	ADCSREQ	LEVEL 4 FUNCTION	LEVEL 3 FUNCTION	LEVEL 2 FUNCTION
Sensors Calibration & Actuators Characterization	Equipment Functional Tests	Magnetometer functional test	ADCSReq01 ADCSReq03	Execute turn on/turn off	Test Observatory	Insert Observatory into LED
		Characterization of Mag Statistics	ADCSReq01 ADCSReq02 ADCSReq03	Send sensor data	Test Observatory	Insert Observatory into LED
	Characterization Tests	Characterization of Mag Static Bias	ADCSReq01 ADCSReq02 ADCSReq03 ADCSReq04	Send sensor data	Test Observatory	Insert Observatory into LED
		Characterization of Mag Dynamic Bias	ADCSReq01 ADCSReq02 ADCSReq03 ADCSReq04	Send sensor data	Test Observatory	Insert Observatory into LED
Drivers Coding & Validation	Open Loop Tests	Magnetometer driver test	ADCSReq01 ADCSReq03 ADCSReq04	Establish communication interfaces	Test Observatory	Insert Observatory into LED
		Magnetometer emulator test	ADCSReq01 ADCSReq04	Request sensor data	Test Observatory	Insert Observatory into LED
	Equipment Functional Tests	Magnetometer functional test	ADCSReq01	Execute turn on/turn off	Test Observatory	Insert Observatory into LED
		Magnetometer functional test	ADCSReq01	Execute turn on/turn off	Test Observatory	Insert Observatory into LED
Hardware in the Loop Test	Protoflight Model Tests	Identification of Mag Axes	ADCSReq01 ADCSReq02 ADCSReq03 ADCSReq04	Send sensor data	Test Observatory	Insert Observatory into LED
		Characterization of Mag Dynamic Bias	ADCSReq01 ADCSReq02 ADCSReq03 ADCSReq04	Send sensor data	Test Observatory	Insert Observatory into LED
	Ground Operation Simulation Tests	Described in the document "Observatory Control and Operations Manual"	ADCSReq03 ADCSReq04	Request sensor data	Collect ancillary data	Provide Spacecraft Data

Fig. 3. Rastreabilidade das funções.

Observa-se que “*Functional Test*” se repetiu em três cenários diferentes, primeiramente testando o sensor isoladamente, depois ao integrar o modelo de engenharia da plataforma, e por último após integrar o modelo de voo da plataforma. Para cada teste foi escrito um procedimento considerando o cenário de desenvolvimento da plataforma, no qual se determinou o modelo a ser testado, e as *facilities* necessárias para a execução. O levantamento dos *Ground Support Equipment’s* – GSEs necessários foi definido junto ao especialista perante a revisão do documento SPORT ADCS *Test Plan*. Tabela 1 exemplifica esta etapa do processo.

TABELA I. TESTES EXECUTADOS COM O MAGNETÔMETRO

Teste	Modelo	Facility	GSEs
Functional Test	HMC5843 Modelo de Engenharia (ME) MPU-3300 EM	Laboratório de Integração de Sistemas Aeroespaciais – CEI/ITA	Fonte externa 12VDC, Notebook, DEBUG Interface, JTAG Interface, programador AVR Dragon, NanoMind A3200 EM.
Characterization of Statistics	HMC5843 ME MPU-3300 EM	Sala de estudos – ITA	Fonte externa 12VDC, Notebook, DEBUG Interface, JTAG Interface, programador AVR Dragon, NanoMind A3200 EM.
Characterization of Static Bias	HMC5843 ME MPU-3300 EM	Laboratório de Identificação, Navegação, Controle e Simulação – LICS/IAE	360°-axis rotation Simulator, JTAG Interface, programador AVR Dragon, NanoMind A3200 EM.
Functional Test	Plataforma ME	Laboratório de Integração de Sistemas Aeroespaciais – CEI/ITA	Fonte externa 25V, EPS Breckout Board, S/C Breckout Board, Notebook, DEBUG Interface, JTAG Interface, Programadores.
Functional Test	Plataforma Modelo de Voo (MV)	Laboratório de Integração e Testes – LIT/INPE	Fonte externa 25V, S/C Breckout Board, Notebook, DEBUG Interface, JTAG Interface.
Identification of sensors axis	Plataforma MV	Laboratório de Integração e Testes – LIT/INPE	S/C Breckout Board, Notebook, DEBUG Interface, JTAG Interface, Programadores.
Characterization of MAG Dynamic Bias	Plataforma MV	Laboratório de Integração e Testes – LIT/INPE	S/C Breckout Board, Notebook, DEBUG Interface, JTAG Interface, Programadores.

Observa-se que a *facility* e os GSEs mudam conforme a etapa do processo de verificação e validação. Portanto, se fez necessário manter a rastreabilidade dos requisitos dentro dos critérios de sucesso de cada teste executado, para alimentar o processo de V&V da plataforma como um todo.

## B. Preparação para a execução dos testes

Como exemplo, a Fig. 4 apresenta o Modelo de Voo do Projeto SPORT submetido à “*Characterization of MAG Dynamic Bias*” e “*Identification of sensors axis*”. Sabendo que a caracterização do viés dinâmico do MAG e do GYR e a identificação dos seus eixos devem aprimorar o algoritmo de aquisição de atitude a ser embarcado na plataforma, e é necessária para o desenvolvimento do *software* de controle de atitude, foi estudado o cenário de execução desses testes.

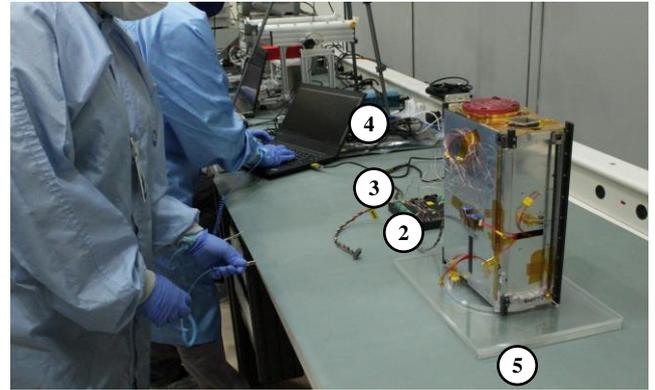


Fig. 4. Preparação para o teste com a plataforma MV.

Ao analisar junto ao especialista do subsistema como executar esses testes, foram determinados os GSEs necessários e o momento correto dentro da campanha de AIT no qual a plataforma seria submetida à essa etapa do processo de verificação e validação do subsistema. Na Fig. 4 pode-se identificar (1) plataforma MV, onde o MAG e o GYR são embarcados, (2) *Spacecraft (S/C) Breckout Board, Electrical Ground Support Equipment (EGSE)* de acesso aos computadores embarcados na plataforma, (3) cabo de interface DEBUG para comunicação com a plataforma, (4) notebook com a interface de comando e upload de software, (5) *Mechanical Ground Support Equipment (MGSE)* de rotação.

Na Fig. 5 pode-se identificar o cenário aceito pelo especialista, destacando os critérios relevantes para o sucesso dos testes.

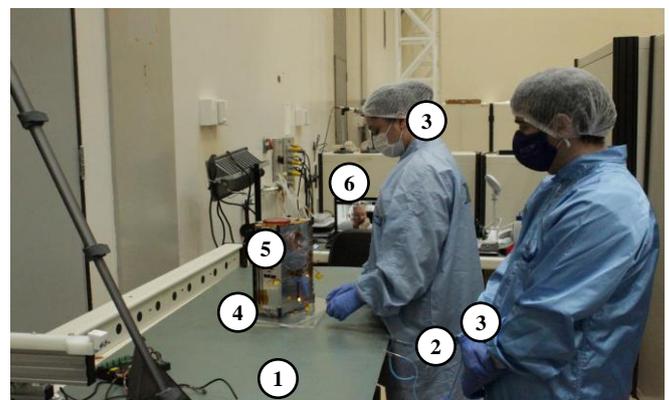


Fig. 5. Cenário do teste acompanhado pelo especialista.

- (1) Bancada livre de elementos que possam gerar campos eletromagnéticos e induzir erros na leitura do magnetômetro;
- (2) Operadores utilizando pulseiras e jaleco ESD devido à manipulação ser feita com o modelo de voo da plataforma;
- (3) Operadores livres de objetos que podem induzir campos eletromagnéticos magnéticos no corpo, como adornos ou relógios;
- (4) Fabricação do MGSE com materiais que não geram ou induzem campos eletromagnéticos, no caso acrílico e teflon;
- (5) Plataforma sem os Painéis Solares integrados, devido à manipulação necessária sobre o MGSE, portanto houve uma pausa na campanha de AIT da plataforma para que a caracterização fosse executada;
- (6) Acompanhamento do especialista para checagem do cenário de teste e execução do mesmo.

Portanto, as condições aceitas pelo especialista permitiram a execução correta e validação do processo, considerando todas as características técnicas e comportamentais do subsistema ADCS dentro do contexto destes testes.

### C. Procedimento para execução dos testes

Para a execução dos testes foi escrito um único procedimento, pois o método da coleta dos dados é a mesma para obter os resultados de ambos. Resumidamente, os passos do procedimento consistem em:

1) *Preparação do algoritmo de coleta de dados:* Fig. 6 ilustra o diagrama geral de conexões para preparar o modelo de voo da plataforma para a coleta dos dados. Os GSEs utilizados são a S/C Breakout Board, interface externa de comunicação com a plataforma, e cabo de interface USB/DEBUG.

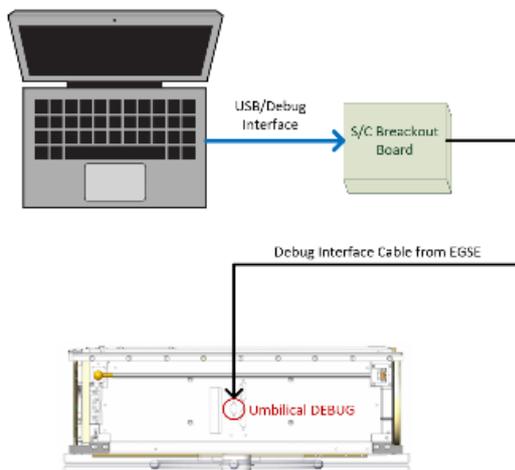


Fig. 6. Diagrama geral de conexão.

2) *Posicionamento da plataforma no MGSE de rotação:* Fig. 7 mostra como a plataforma foi posicionada para a primeira coleta de dados, com a face Z- para cima.

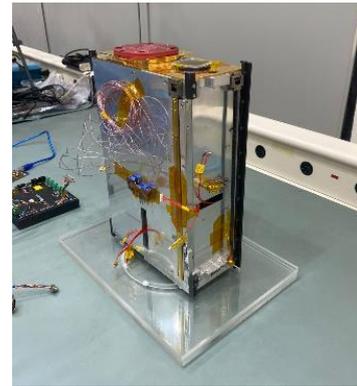


Fig. 7. Plataforma sobre o MGSE com a face Z- para cima.

A plataforma foi posicionada mais duas vezes, uma com a face Y- para cima, e com a face X- para cima, para a coleta dos dados.

3) *Rotação da plataforma no sentido horário e anti-horário:* Após o posicionamento no MGSE, a plataforma foi rotacionada seis vezes no sentido horário, e seis vezes no sentido anti-horário, como apresenta a Fig. 8 onde a plataforma foi posicionada com a face X- para cima.

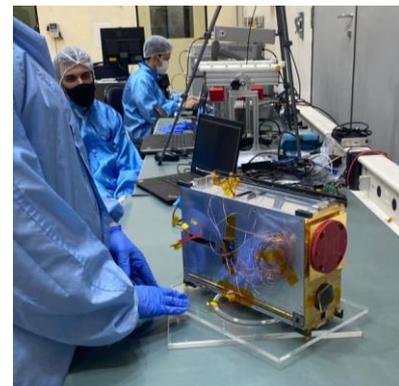


Fig. 8. Plataforma sobre o MGSE sendo rotacionada.

As rotações se repetiram com a plataforma posicionada com a face Z- para cima, e a face Y- para cima.

4) *Coleta dos dados:* Após as rotações em cada posicionamento no MGSE, a plataforma foi conectada novamente como na Fig. 6 para que os dados fossem coletados do computador embarcado e armazenados para a análise do especialista.

### D. Resultados

Os dados coletados foram analisados por meio de uma interface gráfica onde pôde-se obter os eixos do sensor com relação aos eixos mecânicos da plataforma. Fig. 9 apresenta o gráfico com os dados coletados quando a plataforma foi rotacionada com a face Z- para cima.

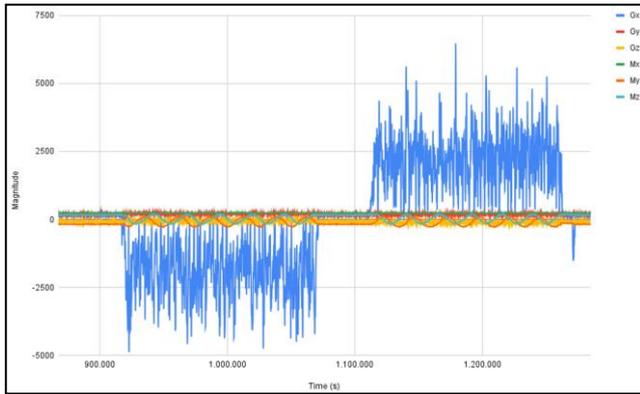


Fig. 9. Gráfico dos dados coletados durante a rotação com a face Z- da plataforma para cima.

O eixo do MAG que permanece constante durante a rotação é o X (Mx), e o eixo do GYR que varia ao longo da rotação é o X (Gx), podendo assim ser associado aos eixos mecânicos da plataforma, como indica a Fig. 10.

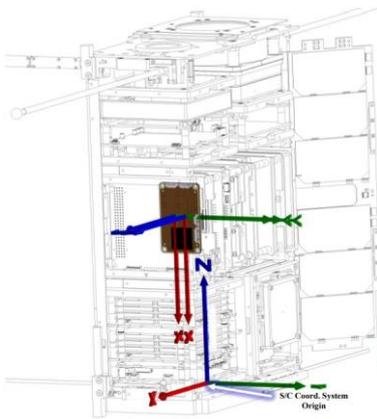


Fig. 10. Associação dos eixos dos sensores com os eixos da plataforma.

O viés dinâmico do MAG pode ser determinado usando o algoritmo TWOSTEP, a partir de todas as leituras do MAG coletadas durante as rotações. Equação (1) representa o viés em miliGauss e (2) o fator de escala do MAG.

$$\mathbf{b}_m = \begin{pmatrix} -238,255 \\ 78,235 \\ -8,795 \end{pmatrix} mG \quad (1)$$

$$\mathbf{K}_m = \begin{pmatrix} 0,85 & 0 & 0 \\ 0 & 1,00 & 0 \\ 0 & 0 & 1,00 \end{pmatrix} \quad (2)$$

As equações foram incorporadas no algoritmo para aprimorar a estratégia de controle adotada pelo especialista.

## II. OBSERVAÇÕES FINAIS

Concluiu-se que a aceitação desses testes contribuiu para o processo de verificação dos requisitos ADCSReq01, ADCSReq03 e ADCSReq04, no qual foi possível obter o viés

do MAG e a identificação dos eixos dos sensores a fim de aprimorar o algoritmo de controle e garantir a capacidade do subsistema ADCS de controlar a plataforma dentro da margem de erro aceita pelos *stakeholders* imposta no requisito de sistema SysReq04.

Observou-se que o Processo de Verificação e Validação do ADCS pode ser adotado em outros subsistemas de uma plataforma *CubeSat*, pois traz a rastreabilidade dos requisitos desde a concepção do subsistema até os testes finais no modelo de voo, de maneira iterativa e de fácil visualização para o Engenheiro de Sistema, o responsável de V&V e para a equipe de desenvolvimento, montagem, integração e testes do projeto.

Portanto, presenciou-se na prática que o processo de V&V tem papel fundamental na sistemática adotada no desenvolvimento de projetos complexos, como plataformas *CubeSats*, não somente pela importância durante as fases do ciclo de vida, mas também pela comprovação ao longo do processo de que os requisitos estão sendo atendidos de forma a garantir o sucesso da missão e entregar o esperado pelo *stakeholder*, economizando custos e prazos.

## REFERÊNCIAS

- [1] SPORT: Scintillation Prediction Observations Research Task. Disponível em: <[https://www.nasa.gov/mission\\_pages/sport/index.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/sport/index.html)>. Acesso: julho de 2022.
- [2] Li, J.; Post, M.; Wright, T.; Lee, R. "Design of Attitude Control Systems for CubeSat-Class Nanosatellite". Journal of Control Science and Engineering, volume 2013, Article ID 657182, 15 páginas. Disponível em: <<https://www.hindawi.com/journals/jcse/2013/657182/>>. Acesso: julho de 2022.
- [3] NASA Space Flight Program and Project Management Handbook, setembro de 2014. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/20150000400>>. Acesso: julho de 2022.
- [4] Gaber, K.; Mashade, M., B., El.; Aziz, G., A., A. "A Hardware Implementation of Flexible Attitude Determination and Control System for Two-Axis-Stabilized CubeSat". Journal of Electrical Engineering & Technology, 14 de janeiro de 2020. Disponível em: <<https://doi.org/10.1007/s42835-020-00352-6>>. Acesso: julho de 2022.
- [5] INCOSE: Deployment Package Verification and Validation (V&V) Systems Engineering Basic Profile, Versão 0.2, 30 de abril de 2012, USA. Disponível em: <[https://www.incose.org/docs/default-source/Working-Groups/vse-deployment-packages/verification-and-validation\\_deployment\\_package\\_vsme-d0-00afc7ea8472db67488e78ff000036190a.docx?sfvrsn=4](https://www.incose.org/docs/default-source/Working-Groups/vse-deployment-packages/verification-and-validation_deployment_package_vsme-d0-00afc7ea8472db67488e78ff000036190a.docx?sfvrsn=4)>. Acesso: julho de 2022.
- [6] ECSS-E-ST-10-02C: Space engineering Verification, ECSS Secretariat, ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, 6 de março de 2009.
- [7] NASA Systems Engineering Handbook, Revisão 2, 27 de janeiro de 2020. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/connect/ebooks/nasa-systems-engineering-handbook>>.
- [8] Pong, C., M.; Sternberg, D., C.; Chen, G., "Adaptations of guidance, navigation, and control verification and validation philosophies for small spacecraft". 42nd Annual AAS Guidance, Navigation and Control Conference, Breckenridge, Colorado, January 31-February 6, 2019. Disponível em: <<https://trs.jpl.nasa.gov/handle/2014/50418>>. Acesso: julho de 2022.
- [9] Monteiro, J., P.; Rocha, R., M.; Silva, A.; Afonso, R.; Ramos, N. "Integration and Verification Approach of ISTSat-1 CubeSat". Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2226-4310/6/12/131>>. Acesso: julho de 2022.