



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



urlib.net/www/2022/02.14.12.58-TDI

PROCESSO DE TESTES SISTÊMICOS EM NANOSATÉLITES DE VOO EM FORMAÇÃO

Ricardo Mauricio Ferreira

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Geilson Loureiro, aprovada em 15 de fevereiro de 2022.

URL do documento original:

<http://urlib.net/QABCDSTQQW/46C4SGS>

INPE
São José dos Campos
2022

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Coordenação de Ensino, Pesquisa e Extensão (COEPE)
Divisão de Biblioteca (DIBIB)
CEP 12.227-010
São José dos Campos - SP - Brasil
Tel.:(012) 3208-6923/7348
E-mail: pubtc@inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):

Presidente:

Dra. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Coordenação-Geral de Ciências da Terra (CGCT)

Membros:

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia, Tecnologia e Ciência Espaciais (CGCE)
Dr. Rafael Duarte Coelho dos Santos - Coordenação-Geral de Infraestrutura e Pesquisas Aplicadas (CGIP)
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



urlib.net/www/2022/02.14.12.58-TDI

PROCESSO DE TESTES SISTÊMICOS EM NANOSATÉLITES DE VOO EM FORMAÇÃO

Ricardo Mauricio Ferreira

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Geilson Loureiro, aprovada em 15 de fevereiro de 2022.

URL do documento original:

<http://urlib.net/QABCDSTQQW/46C4SGS>

INPE
São José dos Campos
2022

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Ferreira, Ricardo Mauricio.

F413p Processo de testes sistêmicos em nanossatélites de voo em formação / Ricardo Mauricio Ferreira. – São José dos Campos : INPE, 2022.

xxii + 107 p. ; (urlib.net/www/2022/02.14.12.58-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2022.

Orientador : Dr. Geilson Loureiro.

1. Nanossatélite. 2. Voo em formação. 3. Teste sistêmico. 4. AIT. 5. Centro de teste. I.Título.

CDU 629.783-022.532



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÕES



INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

Serviço de Pós-Graduação - SEPGR

DEFESA FINAL DE DISSERTAÇÃO RICARDO MAURICIO FERREIRA BANCA Nº 016/2022, REG 163792/2019.

No dia 15 de fevereiro de 2022, às 14h, por teleconferência, o(a) aluno(a) mencionado(a) acima defendeu seu trabalho final (apresentação oral seguida de arguição) perante uma Banca Examinadora, cujos membros estão listados abaixo. O(A) aluno(a) foi APROVADO(A) pela Banca Examinadora, por unanimidade, em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais. O trabalho precisa da incorporação das correções sugeridas pela Banca e revisão final pelo(s) orientador(es).

Título Novo: “Processo de testes sistêmicos em nanossatélites de voo em formação”.

Membros da Banca:

Dr. Geilson Loureiro – Presidente/Orientador - INPE

Dr. Adalberto Coelho da Silva Jr – Membro Interno - INPE

Dr. Eduardo Escobar Bürger - Membro Externo - Universidade Federal de Santa Maria



Documento assinado eletronicamente por **ADALBERTO COELHO DA SILVA JUNIOR (E), Usuário Externo**, em 25/02/2022, às 12:22 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Geilson Loureiro, Coordenador-Geral de Engenharia e Tecnologia e Ciência Espaciais**, em 04/03/2022, às 11:05 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Eduardo Escobar Burger (E), Usuário Externo**, em 15/03/2022, às 12:02 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <http://sei.mctic.gov.br/verifica.html>, informando o código verificador **9478493** e o código CRC **08785DFF**.

“A fé é a certeza daquilo que ainda se espera, a demonstração de realidade que não se veem”.

Hebreus 11:1

À minha família.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus pela oportunidade de poder estar vivendo com saúde, em especial, pelo transplante de rim realizado há oito anos e meio.

Agradeço imensamente a minha família por todo amor envolvido. Agradeço a meus pais, Sônia e Ailton, que sempre estiveram ao meu lado nestes 30 anos. Agradeço à Lorena, por ser uma irmã e amiga que amo muito.

Agradeço a todos os amigos e amigas que a vida me deu. Amigos estes que estiveram nos momentos difíceis e alegres da vida. Agradeço a Tânia, por todo o apoio e carinho comigo durante o mestrado e união nos momentos de alegria e dificuldades.

Agradeço a CAPES pela bolsa de estudos e à FUNCATE por financiar minha visita a universidade de Würzburg, Alemanha.

Ao meu orientador, Dr. Geilson Loureiro, que com a agenda cheia, ainda assim me recebia e tirava as dúvidas e esclarecimentos acerca de minha pesquisa, além de fornecer acessos importantes para o avanço da minha pesquisa.

A todos os professores do CSE/ETE na qual tive a honra de receber grandes ensinamentos, principalmente, um agradecimento especial a Dra. Ana Maria Ambrosio, ao Dr. Walter Abrahão dos Santos e ao Dr. Geilson Loureiro, no qual estiveram mais presentes durante meu período no INPE.

Não posso finalizar este agradecimento sem agradecer imensamente ao CubeDesign e tudo que esse evento me proporcionou. O CubeDesign, para mim, para além do aspecto profissional, foi como uma segunda família. Agradeço imensamente a todos que estiveram comigo no CubeDesign nestes 3 anos em que estive, em especial, a Jenny, ao Italo, a Tânia, ao Felipe, ao Anderson, ao Carlos e aos professores que auxiliaram o CubeDesign.

RESUMO

O ecossistema espacial se encontra sempre em desenvolvimento a fim de atender as necessidades atuais e futuras. O desenvolvimento de missões espaciais distribuída trouxe para o setor espacial uma outra perspectiva sobre como utilizar o espaço. Dentre as arquiteturas de missão espacial distribuída, têm-se as constelações e voo em formação, que possuem aplicabilidades diversas, que vão desde ao aumento da cobertura da Terra, até ao imageamento simultâneo de múltiplos nanossatélites de uma mesma região para obtenção de imagens tridimensionais. O sucesso dessas missões espaciais requer a necessidade por realização de testes em solo, em um centro de teste especializado, para que se obtenha confiabilidade mínima para operação da missão. Os centros de teste se baseiam em métodos, infraestrutura e recursos humanos para a realização dos testes sistêmicos. Este trabalho buscou-se identificar os processos de testes sistêmicos de nanossatélites em missões de voo em formação com nanossatélites. Inclui no processo de testes sistêmicos o método de testes, a infraestrutura para os testes, os meios de testes, e os recursos humanos mínimos necessários para realização dos testes sistêmicos em nanossatélites de voo em formação. Ao se tratar de múltiplos nanossatélites, o método presente neste trabalho divide os nanossatélites em dois grupos, em que o primeiro é realizado o teste sistêmico completo, enquanto o segundo grupo, a partir do conhecimento dos dados do primeiro grupo, realiza testes sistêmicos simplificados. Este trabalho analisou a possibilidade da realização do processo proposto no maior laboratório de integração e testes do Hemisfério Sul, o LIT/INPE (Laboratório de integração e testes), e aplicou o processo desenvolvido neste trabalho em um caso hipotético de uma missão espacial de voo em formação com três nanossatélites de tamanho 6U. Este trabalho possui relevância para a adaptação do centro de testes para realização do AIT (do inglês, *Assembly integration and testing*) de múltiplos nanossatélites, além de contribuir para o desenvolvimento do planejamento de verificação e validação dos nanossatélites da missão desde a fase inicial do ciclo de vida do produto espacial, elaborado pela instituição de desenvolvimento da missão espacial. Por fim, a contribuição deste trabalho também se é estendida a realização do planejamento de AIT sistêmicos para constelações de nanossatélites.

Palavras-chave: Nanossatélite. Voo em formação. Teste sistêmico. AIT. Centro de teste.

PROCESS FOR SYSTEM-LEVEL TESTING OF NANOSATELLITES IN FORMATION FLYING

ABSTRACT

The space ecosystem is always evolving to meet current and future needs. The development of distributed space missions has brought to the space sector another perspective on how to use space. Among the distributed space mission architectures, we have constellations and formation flying, which have diverse applications, ranging from increasing the coverage of the Earth to the simultaneous imaging of multiple nanosatellites in the same region for three-dimensional imaging. The success of these space missions requires the need to perform ground tests in a specialized test center to obtain minimum reliability for mission operation. Test centers rely on methods, infrastructure, and human resources to perform system-level testing. This paper aimed to identify the processes of system-level testing of nanosatellites in formation flying missions with nanosatellites. It includes in the system-level testing process the testing method, the infrastructure for the testing, the testing means, and the minimum human resources required to perform the system-level testing in formation flying nanosatellites. When addressing multiple nanosatellites, the method present in this paper divides the nanosatellites into two groups, in which the first group is performed the full system-level test, while the second group, from the knowledge of the data from the first group, performs simplified system-level tests. This paper verified the possibility of carrying out the proposed process in the largest integration and test laboratory in the Southern Hemisphere, the LIT/INPE (*Laboratório de integração e testes*, at INPE), and applied the process developed in this paper to a hypothetical case of a formation flying mission with three 6U-sized nanosatellites. This paper has relevance for the adaptation of the test center to perform the AIT (Assembly integration and testing) of multiple nanosatellites, besides contributing to the development of the verification and validation planning of the nanosatellites of the mission from the initial phase of the space product life cycle, elaborated by the space mission development institution. Finally, the contribution of this work is also extended to performing AIT planning for nano-satellite constellations.

Keywords: Nanosatellite. Formation Flying. System-level Testing. AIT. Test Center.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 – Subconjunto do Sistema espacial distribuído.....	6
Figura 2.2 – Taxonomia de terminologia para missão espacial distribuída.	7
Figura 2.3 – Níveis de funcionalidade do voo em formação.....	10
Figura 2.4 – Modelo em Vê para ciclo de vida do produto espacial.	12
Figura 2.5 – Estrutura de documentação para AIT de CubeSats.	20
Figura 2.6 – Fluxograma base para sequência macro de testes.....	21
Figura 2.7 – Estrutura do 'Programa de AIT'.	24
Figura 2.8 – Sequência de AIT geral para pequenos satélites.	29
Figura 2.9 – Etapas do processo de implementação de testes em lote.	32
Figura 2.10 – Linha de teste contínua.	35
Figura 3.1 – Turn Table.....	41
Figura 3.2 – Fluxograma geral de AIT da missão SANSOM.	42
Figura 3.3 – Sequência geral para teste de propulsão em nível de sistema. ...	43
Figura 3.4 – Arquitetura genérica do banco de testes da NASA.	46
Figura 4.1 – Diagrama macro de testes.	51
Figura 4.2 – Sequência Geral de AIT para Grupo 1.	55
Figura 4.3 – Sequência Geral de testes para Grupo 2.	55
Figura 4.4 – Diagrama de montagem e integração mecânica.	57
Figura 4.5 – Sequência de testes elétricos e funcionais – Grupo 1.....	62
Figura 4.6 – Sequência de testes elétricos e funcionais - Grupo 2.	62
Figura 4.7 – Sequência geral de atividades de testes ambientais – Modelo de Qualificação.....	64
Figura 4.8 – Sequência geral de atividades de testes ambientais – Modelo de Aceitação.....	64
Figura 4.9 – Sequência detalhada de teste sistêmicos.	66
Figura 4.10 – Infraestrutura proposta.	69
Figura 5.1 – Diagrama macro de testes detalhado.....	79
Figura 5.2 – Sequência de atividades dos testes de qualificação do Grupo 1.....	81

Figura 5.3 – Sequência de atividades de testes de aceitação do Grupo 1.....	82
Figura 5.4 – Sequência de atividades de testes de aceitação do Grupo 2.....	84
Figura A.1 – Nanossatélites NetSat.	108
Figura A.2 – Satélites Adelis-SANSOM.....	109
Figura A.3 – Satélite BEESAT 14-15.....	109
Figura A.4 – Satélite CIRCE.....	110
Figura A.5 - Satélite KASI.....	111
Figura A.6 – Satélites MAGNARO.....	111
Figura A.7 – Satélite TOM.....	112
Figura A.8 – Satélite SULIS.....	112
Figura B.1 – Arquitetura de implementação do banco de teste de voo em formação da NASA.....	113
Figura B.2 – <i>Formation Flying Testbed</i>	116
Figura B.3 – Arquitetura geral do VTFFTB.....	117
Figura B.4 – Nova arquitetura do VTFFTB.....	118
Figura B.5 – Configuração AIT do SATSIM.....	120
Figura B.6 – Banco de teste ADAMUS.....	121
Figura B.7 – Banco de teste para missão SANSOM.	122
Figura B.8 – Turn Table.	123
Figura C.1 – Processo de testes sistêmicos em nanossatélites de voo em formação.	124
Figura C.2 – Etapas para planejamento e realização dos testes sistêmicos em nanossatélites.	125
Figura C.3 – Disposição dos setores dentro do centro de testes.	126

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 – Classificação de nanossatélites.....	5
Tabela 2.2 – Infraestrutura para o centro de teste.	13
Tabela 2.3 – Matriz de teste sistêmicos de nanossatélite.	22
Tabela 2.4 – Matriz de teste da norma ISO 19683:2017.....	27
Tabela 2.5 – Características de cada fase dos testes em lote.	33
Tabela 2.6 – Lista de nanossatélites já testados no LIT/INPE.	37
Tabela 3.1 – Resumo das características dos satélites de voo em formação. .	38
Tabela 3.2 – Bancos de testes de voo em formação.	44
Tabela 4.1 – Característica de nanossatélite adotada como base.	48
Tabela 4.2 – Matriz de testes sistêmicos.	52
Tabela 4.3 – Características de cada modo dos nanossatélites.	60
Tabela 4.4 – Infraestrutura de Testes.	67
Tabela 4.5 – Recursos humanos para AIT de múltiplos nanossatélites.	73
Tabela 6.1 – Comparação dos métodos de testes sistêmicos.	88
Tabela C.1 – Infraestrutura mínima para testes sistêmicos em nanossatélites de voo em formação.....	125

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Objetivos.....	3
1.2 Metodologia	4
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	5
2.1 Nanossatélite	5
2.1.1 Commercial-of-the-shelf	5
2.2 Voo em formação	6
2.2.1 Elementos do voo em formação.....	9
2.2.2 Funcionalidades do voo em formação.....	10
2.3 Engenharia de Sistemas.....	10
2.3.1 Modelo em Vê	11
2.3.2 Montagem, integração e testes	12
2.3.2.1 Infraestrutura.....	13
2.4 Verificação	15
2.4.1 Estágios de verificação	15
2.4.1.1 Qualificação	15
2.4.1.2 Aceitação	16
2.4.2 Métodos de verificação	16
2.4.3 Ferramentas de verificação.....	17
2.5 AIT de nanossatélite	19
2.5.1 Método para AIT de pico e nanossatélites	19
2.5.1.1 Plano mestre de AIT	20
2.5.1.2 Procedimento de montagem e integração mecânica	25
2.5.1.3 Plano de testes elétricos e funcionais.....	25
2.5.1.4 Especificações de testes ambientais	26
2.5.2 Método para AIT de pequenos satélites segundo a norma ISO 19683:2017	27
2.5.2.1 Considerações da norma ISO 19683:2017 para realização de teste de múltiplos pequenos satélites	29

2.5.3	Método de teste de microsatélite em lote	30
2.6	Instalações e ferramentas – LIT/INPE	36
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	38
3.1	Nanossatélites de missão de voo em formação	38
3.2	Teste sistêmico em satélites com voo em formação	39
3.2.1	PRISMA	39
3.2.1.1	Teste do GNC em nível de sistema	39
3.2.1.2	Teste de propulsão em nível de sistema.....	40
3.2.2	NetSat	40
3.2.3	SAMSON.....	42
3.3	Ferramenta de verificação de teste de satélite com voo em formação	43
3.3.1	Banco de teste da NASA.....	45
3.3.1.1	Arquitetura genérica do banco de teste para voo em formação da NASA.....	45
4	PROCESSO PARA TESTES SISTÊMICOS DE NANOSSATÉLITES DE VOO EM FORMAÇÃO	48
4.1	Método de teste sistêmico de nanossatélites com voo em formação	50
4.1.1	Procedimentos de montagem e integração mecânica	56
4.1.2	Testes funcionais e elétricos	59
4.1.3	Testes ambientais	63
4.1.4	Sequência de teste detalhada.....	66
4.2	Infraestrutura para teste sistêmico de nanossatélites com voo em formação.....	67
4.2.1	Equipamentos de suporte de teste (GSE).....	70
4.3	Recursos humanos	72
5	PROCESSO DE TESTE SISTÊMICO DE NANOSSATÉLITE COM VOO EM FORMAÇÃO APLICADO AO LIT/INPE.....	75
5.1	Caso de aplicação hipotética do processo de testes sistêmicos de nanossatélites de voo em formação.....	77
6	DISCUSSÃO.....	87
6.1	Métodos de AIT de nanossatélites.....	87
6.2	AIT de nanossatélites de voo em formação realizados	89

6.3 Contribuições do trabalho	90
6.4 Limitações da capacidade proposta	93
7 CONCLUSÃO	95
7.1 Objetivos atendidos	95
7.2 Contribuições	96
7.3 Limitações a utilização da capacidade proposta.....	96
7.4 Trabalhos futuros	97
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	98
ANEXO A – MISSÃO DE VOO EM FORMAÇÃO COM NANOSSATÉLITES	108
A.1 NetSat.....	108
A.2 SAMSOM.....	108
A.3 BEESAT 14-15.....	109
A.4 CIRCE.....	110
A.5 KASI Sat	110
A.6 MAGNARO	111
A.7 TOM.....	111
A.8 SULIS.....	112
ANEXO B – BANCOS DE TESTES DE VOO EM FORMAÇÃO.....	113
B.1 NASA – Implementação de controle descentralizado no FFTB	113
B.1.1 Formation Flying Testbed	114
B.2 The Virginia Tech Formation Flying Testbed (VTFFTB).....	116
B.3 SATSIM.....	118
B.4 ADAMUS.....	120
B.5 SAMSON	122
B.6 TURN TABLE.....	123
ANEXO C – RESUMO	124
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS PARA ANEXOS	127

1 INTRODUÇÃO

De acordo com Bristow et al. (2000), as maneiras de como utilizam o espaço para estudos da Terra e como conduzem uma missão espacial serão fortemente impactadas pelo conceito de arquitetura de sistema espacial distribuído. Dentre as diversas arquiteturas de missão já definidas para um sistema espacial distribuído, destaca-se a arquitetura de voo em formação (POGHOSYAN et al., 2016).

O voo em formação é uma categoria de missão espacial distribuído caracterizada por possuir dois ou mais satélites voando em conjunto (LEITNER, 2004). Assim, o voo em formação permite a realização de missões espaciais com aplicações inovadoras nas áreas científica, militar e comercial (KITTS et al., 1999). Exemplos incluem missão de radar de abertura sintética, sensoriamento na magnetosfera, sensoriamento simultâneo em diferentes áreas, interferometria, dados mais precisos para estudos de fenômenos meteorológicos e monitoramento de desastres naturais (ARAGUZ et al., 2018).

Apesar da vasta aplicabilidade, o conceito de voo em formação, apresentado inicialmente por Sholomitsky *et al.* (1977, apud Scharf et al., 2004) no final da década de 70, se mostrou inviável em termos de complexidade, risco e custo, além de um ciclo de desenvolvimento muito longo ao ser aplicado em satélites de grande porte (LIU et al., 2018). Entretanto, a recente popularidade dos nanosatélites permitiu não só a popularização do uso do espaço, como também uma alternativa viável para aplicação de missão de voo em formação (FARRAG et al., 2019).

Apesar de uma missão espacial de voo em formação ser viável em pequenos satélites, ela ainda possui níveis de complexidades suficientes para, muitas vezes, serem inviabilizadas. Tais complexidades envolvem, por exemplo, a necessidade de sensores e atuadores altamente precisos, comunicação eficaz entre satélites, bem como o desenvolvimento de ferramentas e bancos de testes para verificação desses satélites (BRISTOW et al., 2000).

A Fase de AIT (*Assembly Integration and Testing*) é uma fase dentro do ciclo de vida de um produto espacial que, a partir de ferramentas, bancos de testes

e modelos de satélites, tem a finalidade de garantir uma confiabilidade suficiente aos satélites para que consigam operar de forma adequada em um ambiente hostil e distante, como o espaço. Para esta fase, os centros de testes de satélites possuem métodos e processos já bem estabelecidos, tanto em satélites tradicionais (SILVA, 2011), quanto em pico e nanosatélites, (BÜRGER, 2014). Há, inclusive, normas que orientam o trabalho de AIT, por exemplo, a norma ISO 19683:2017 (ISO, 2017). Entretanto, tais métodos e processos não estão devidamente adaptados a uma missão de múltiplos satélites, ocasionando custo e tempo de desenvolvimento (RONG et al., 2021).

Nesse contexto, esta dissertação visa responder à questão: Quais os processos necessários e essenciais para testes sistêmicos de nanosatélites de voo em formação durante a fase de AIT? Os processos de teste sistêmico, neste trabalho, incluem um método, uma infraestrutura e recursos humanos para tornar possível a realização, durante a fase de AIT, dos testes sistêmicos para nanosatélites de voo em formação.

Este trabalho se justifica pela necessidade de identificar os processos mínimos para realização dos testes sistêmicos de múltiplos nanosatélites em missões de voo em formação, ao passo que sejam utilizados tanto por desenvolvedores de missões de voo em formação, quanto por centro de teste, no planejamento e adaptação de seus projetos e infraestrutura, respectivamente. De forma específica, poderá auxiliar na adaptação do Laboratório de Integração e Teste (LIT), localizado no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) para aumentar sua capacidade de teste sistêmico de múltiplos satélites.

Isto posto, este trabalho visa estabelecer os processos para testes sistêmicos de nanosatélites de voo em formação durante a fase de AIT. Nessa linha, este trabalho propõe um método de teste sistêmico para nanosatélites de voo em formação, a infraestrutura e os recursos humanos para a realização de tais testes.

Este trabalho possui a seguinte divisão:

- O Capítulo 1 é reservado a introdução, assim como seus objetivos e metodologia da dissertação.

- O Capítulo 2 apresenta a fundamentação teórica desta dissertação. Esse capítulo entrega os principais conceitos, métodos e processos utilizados nesta dissertação.
- O Capítulo 3 apresenta revisão da bibliografia utilizada que possibilitou fundamentar esta dissertação. Os conhecimentos descritos nesse capítulo foram essenciais para a proposta desta dissertação.
- O Capítulo 4 apresenta a proposta de um processo para teste sistêmico de nanossatélites de voo em formação. Isso inclui o método de teste, descrevendo as principais atividades de AIT, a infraestrutura e recursos humanos mínimos necessários para teste sistêmico proposto.
- O Capítulo 5 identifica as necessidades existentes para atividades de AIT no maior laboratório de integração e teste de satélite do hemisfério sul, o LIT/INPE.
- O Capítulo 6 apresenta uma discussão do trabalho proposto, comparando e identificando as contribuições e limitações deste trabalho.
- O Capítulo 7 conclui evidenciando as contribuições e trabalhos futuros decorrentes desta dissertação
- Os Anexos A e B detalham as missões de voo em formação com nanossatélites e os bancos de testes para voo em formação, respectivamente.

1.1 Objetivos

O objetivo principal desta dissertação é:

- Propor um processo para teste em nível de sistema de nanossatélites de voo em formação evidenciando o método, infraestrutura e recursos humanos necessários para a realização do AIT.

Os objetivos secundários do projeto são:

- Identificar as necessidades típicas para missão de voo em formação, em termos de teste;

- Identificar e analisar as ferramentas de verificação utilizadas nos testes de voo em formação de satélites, evidenciando uma principal infraestrutura para a verificação do voo em formação;
- Identificar e analisar métodos propostos para realização de AIT de nanosatélites em missões monolíticas e missões de múltiplos nanosatélites;
- Analisar os testes sistêmicos de AIT já realizados;
- Discutir a viabilidade do processo de teste sistêmico proposto em uma infraestrutura existente, como o LIT/INPE.

1.2 Metodologia

A metodologia de pesquisa utilizada neste trabalho foi a seguinte:

- Revisão bibliográfica para levantamento dos principais conceitos sobre missão de voo em formação;
- Revisão bibliográfica para verificação de satélites com foco nas atividades de AIT de nanosatélites;
- Pesquisa sobre metodologias, ferramentas e bancos de testes existentes para testes funcionais de voo em formação;
- Análise dos testes sistêmicos de nanosatélites existentes de voo em formação;
- Proposta de processo para realização de teste sistêmico de nanosatélites de voo em formação;
- Análise da inserção dessa capacidade em uma infraestrutura existente.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 Nanossatélite

Devido a variedade de satélites, foi proposto uma taxonomia para os satélites considerando a massa e tamanho, colocando os satélites em sete classes diferentes, sendo a classe Nano apresentada na Tabela 2.1. Nessa taxonomia, é mostrada a subclasse da classe Nano em termos de Unidade (“U”) (BOTELHO et al., 2019).

Nesse contexto, os satélites que se enquadram na classe 1, nanossatélites, são satélites com massa entre 1-10kg, em que CubeSat (de 1U – 12U e massa menor que 10kg) constitui uma subclasse. Apesar de CubeSat ser uma plataforma padronizada, a classe “Nano” considera também nanossatélites com forma não padronizada (BOTELHO et al., 2019). Outra característica do nanossatélite é utilização de abordagens não tradicionais de desenvolvimento, focado no baixo custo e rápida entrega no desenvolvimento (ISO, 2017).

Tabela 2.1 – Classificação de nanossatélites.

Classe		Subclasse		
Nome	Massa(kg)	Tipo		Massa (kg)
1 - Nano	[1-10[CubeSat	1U	[1-1,33[
			2U	[2-2,66[
			3U	[3-3,99[
			6U	[6-7,99[
			7-12U	[8-10[

Fonte: Adaptado de Botelho et al. (2019).

2.1.1 Commercial-of-the-shelf

Com as características de baixo custo e rápida entrega, é comum o uso de equipamentos de prateleira, ou *comercial-of-the-shelf* (COTS) pelos desenvolvedores de nanossatélite (ISO, 2017).

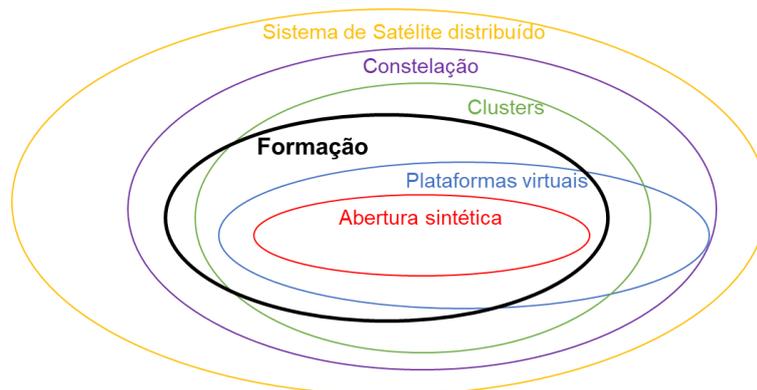
Por COTS, entende-se cada parte, unidade, componente e tecnologia que são disponíveis no mercado e não são fabricados, inspecionados ou testados de acordo com as padronizações exigidas pelas normas militares ou espaciais (ISO, 2017).

Com a utilização de COTS em nanossatélites, o risco de projeto para o desenvolvimento da missão aumenta, visto que, mesmo que duas unidades COTS possui o mesmo *part number*, não é possível garantir que as partes internas dessas unidades são parte do mesmo lote, ou *part numbers*, (ISO, 2017).

2.2 Voo em formação

O voo em formação é um subconjunto de uma categoria mais geral chamada de sistema espacial distribuído (Figura 2.1). O sistema espacial distribuído é caracterizado por possuir múltiplos elementos espaciais em sua arquitetura que interagem, cooperam e comunicam entre si, usualmente resultando em uma nova propriedade do sistema e/ou funções emergentes (POGHOSYAN et al., 2016).

Figura 2.1 – Subconjunto do Sistema espacial distribuído.



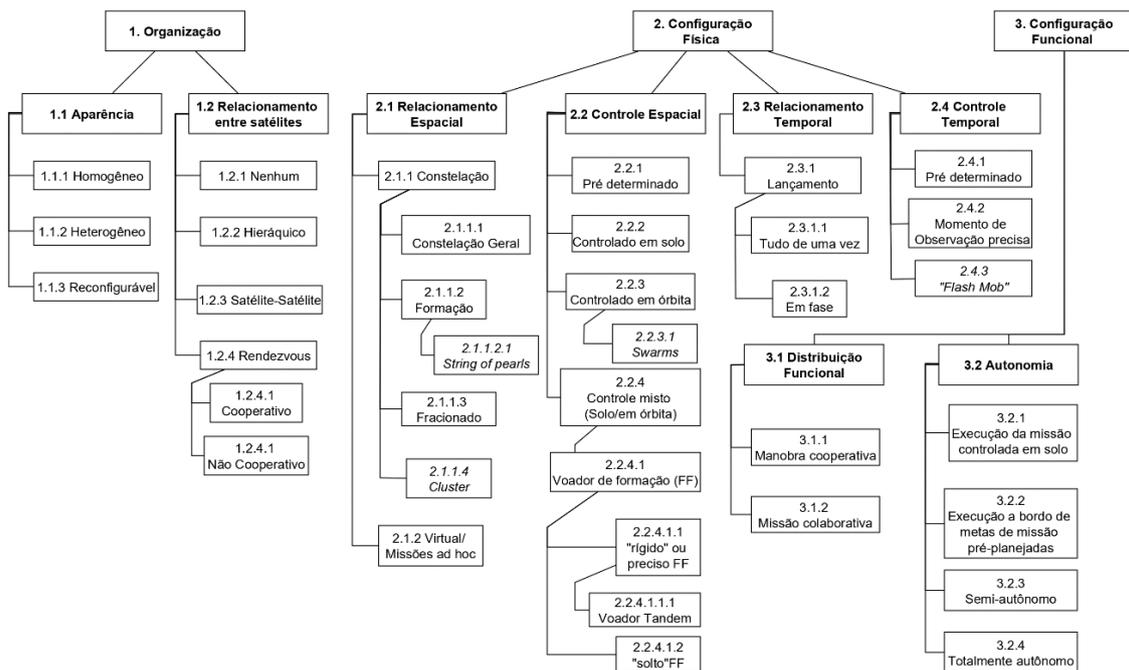
Fonte: Adaptado de Leitner (2004).

Ao longo dos anos, foram conceituados o voo em formação de maneiras distintas, principalmente, devido ao foco dado nas diferentes áreas. Leitner (2004) mostra as diferenças nas definições apresentadas pela comunidade de engenharia e pela comunidade científica. Para a comunidade de engenharia, o voo em formação consiste no rastreamento e manutenção de uma separação desejada entre dois ou mais satélites. Já para comunidade científica, o voo em formação é definido como o uso coletivo de múltiplos satélites para realizar a função de um único, grande instrumento virtual (LEITNER, 2004).

Do ponto de vista de controle da formação, voo em formação é definido como um conjunto de dois ou mais satélites, em que, qualquer um dos estados dinâmicos do satélite é acoplado através de uma lei de controle comum. Além disso, para ser considerado voo em formação, pelo menos um membro da formação deve: (i) rastrear o estado desejado em relação a outro membro, e (ii) a lei de controle de rastreamento associada deve, no mínimo, depender do estado de um outro membro da formação (SCHARF et al., 2004).

Os diferentes conceitos de sistema distribuído levaram Le Moigne et al. (2020) a estabelecer uma estrutura de classificação, nomenclatura e taxonomia para os sistemas espaciais distribuídos, Figura 2.2. Em sua classificação, Le Moigne et al. (2020) definiu missão espacial distribuída como aquela que utiliza dois ou mais satélites para atingir um ou mais objetivos em comum.

Figura 2.2 – Taxonomia de terminologia para missão espacial distribuída.



Fonte: Adaptado de Le Moigne et al. (2020).

Exemplificando a classificação mostrada na Figura 2.2, com relação ao relacionamento espacial (Figura 2.2, Item 2.1), as missões espaciais distribuídas são divididas em: Constelação, Voo em Formação, Fracionada, Ad/hoc virtuais (LE MOIGNE et al., 2020).

A Figura 2.2 mostra que a Formação (Figura 2.2, Item 2.1.1.2) é um subconjunto de constelação (Figura 2.2, Item 2.1.1). Nessa linha, a constelação consiste em dois ou mais satélites colocados em órbita específica com o objetivo de servir a um objetivo comum (LE MOIGNE et al., 2020). A Formação, por sua vez, engloba o conceito da constelação e inclui a especificidade da Formação, que consistem em um relacionamento espacial tridimensional, em que as distâncias relativas entre os satélites da formação devem ser rigidamente controladas, geralmente por meio de controle ativos por pelo menos um outro satélite da missão (LE MOIGNE et al., 2020).

Pela definição da Formação, entende-se que o controle espacial é uma característica importante para este tipo de missão. Dessa maneira, na configuração física, o controle espacial, (Figura 2.2, Item 2.2), possui quatro configurações, dentre eles, tem-se o controle misto (Figura 2.2, Item 2.2.4), no qual inclui o voador em formação (Figura 2.2, Item 2.2.4.1) (*Formation flyers*). Nesse tipo de controle espacial, os satélites possuem capacidades de autonomia em órbita e passível de ser controlado em solo. Nesse sentido, a autonomia (Figura 2.2, Item 3.2) a ser implementada nos satélites ditará como será implementada essa combinação de controle espacial do voador de formação (LE MOIGNE et al., 2020).

Em termos de precisão, o controle entre os satélites é dividido em rígida (“*Tight*”) (Figura 2.2, Item 2.2.4.1.1) ou solta (“*Loose*”) (Figura 2.2, Item 2.2.4.1.2). O primeiro requer um controle mais preciso entre os satélites – na ordem de centímetro/ arcominuto – enquanto o último não requer um controle tão preciso – na ordem de metro/grau ou maior – (LE MOIGNE et al., 2020).

Isso posto, uma missão de voo em formação requer que os satélites mantenham uma determinada geometria e uma relação de movimento relativo (LIU; ZHANG, 2018). Para isso, Liu e Zhang (2018) mostra alguns tipos de arquitetura de controle da formação, dentre ele tem-se o líder-seguidor. Esta arquitetura consiste na existência de satélites líderes e satélites seguidores. Com isso, o satélite seguidor rastreia a trajetória do líder para manter o controle da formação. Outras formas de controle da formação incluem: controle

baseado em comportamento, estrutura virtual, método de perseguição cíclica, método da função potencial artificial, método de gráficos algébricos e método de forma sem contato (LIU; ZHANG, 2018).

As principais atividades da arquitetura de controle da formação do tipo líder-seguidor consistem em controle de órbita relativa e o controle de atitude relativa entre os satélites. Para o controle de órbita relativa incluem a inicialização da formação, manobra da formação e manutenção da formação. A atitude relativa deve ser controlada para assegurar o compartilhamento de informações de toda a formação (LIU; ZHANG, 2018).

2.2.1 Elementos do voo em formação

Para realização das atividades da missão de voo em formação, alguns elementos são essenciais, são eles: navegação relativa, comunicação entre satélites e controle da formação. Esses elementos devem ser capazes de permitir a realização das atividades da formação, sem que consuma combustível proibitivo, pois o consumo excessivo afeta o sucesso da missão de voo em formação (LEITNER, 2004).

Em termo de arquitetura do nanossatélite, alguns subsistemas são essenciais para o sucesso do voo em formação (MILLAN et al., 2019):

- Subsistema de controle e determinação de órbita e atitude (AOCS, do inglês, *Attitude and orbit control system*);
- Subsistema de comunicação capaz de realizar comunicação entre satélites e entre satélite-solo;
- Subsistema de propulsão para controle orbital e manutenção da formação.

Indo além, algumas missões de voo em formação requerem algoritmos avançados de orientação, navegação e controle (GNC, do inglês, *guidance, navigation, and control*), além de atividades de modelagem e simulação mais exaustivos se comparado com as missões tradicionais (LEITNER, 2004).

Como esclarecimento, o subsistema AOCS (*Attitude and Orbit Control System*) é utilizado quando a orientação orbital não é realizada a bordo, enquanto o

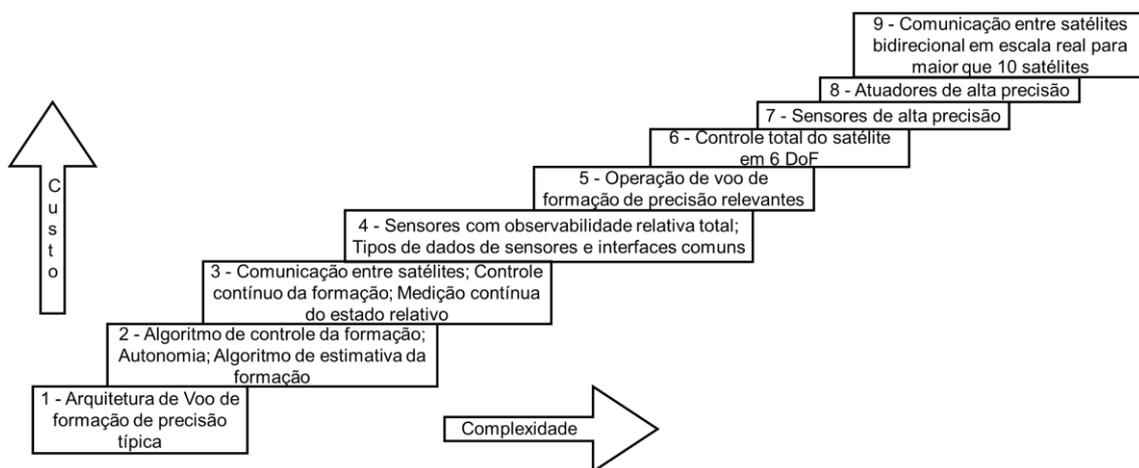
termo GNC é utilizado quando a posição do satélite é controlada a bordo, como no caso de voo de formação (ECSS, 2013).

2.2.2 Funcionalidades do voo em formação

Devido à complexidade do projeto de missão de voo em formação, Leitner et al. (2007) propôs uma divisão das funcionalidades críticas em ordem de complexidade e recursos financeiros necessários, Figura 2.3. Esta figura mostra que, à medida que o nível de funcionalidade aumenta, aumenta com ele, de forma expressiva, a complexidade e o orçamento de uma missão espacial de voo em formação.

Por fim, ao dividir em diferentes níveis, Leitner et al. (2007) destaca a necessidade de verificar e validar cada nível separadamente com o objetivo principal de diminuir o risco para futuras missões.

Figura 2.3 – Níveis de funcionalidade do voo em formação.



Fonte: Adaptado de Leitner et al. (2007).

2.3 Engenharia de Sistemas

A engenharia de sistemas surgiu com o objetivo de auxiliar no desenvolvimento de um sistema complexo. Para SEBoK (2021), a engenharia de sistemas é uma abordagem transdisciplinar e meios para permitir a realização de sistemas de sucesso.

Nesse contexto, um sistema pode ser entendido como a combinação de dois ou mais elementos, que resultam em características ou funções emergentes que não são obtidas de maneira separada (SEBoK, 2021).

Concomitante, Loureiro (1999) define engenharia de sistemas como:

Engenharia de sistemas é uma abordagem multidisciplinar colaborativa de engenharia para derivar, desenvolver e verificar uma solução balanceada ao longo do ciclo de vida e que atenda às expectativas dos stakeholders.

A característica de um projeto complexo está presente na definição dada por Loureiro (1999). Dentre as características, tem-se a necessidade de uma abordagem multidisciplinar de engenharia e diversos stakeholders. Dessa maneira, a complexidade se encontra justamente na necessidade de encontrar uma solução balanceada ao longo de ciclo de vida do produto espacial.

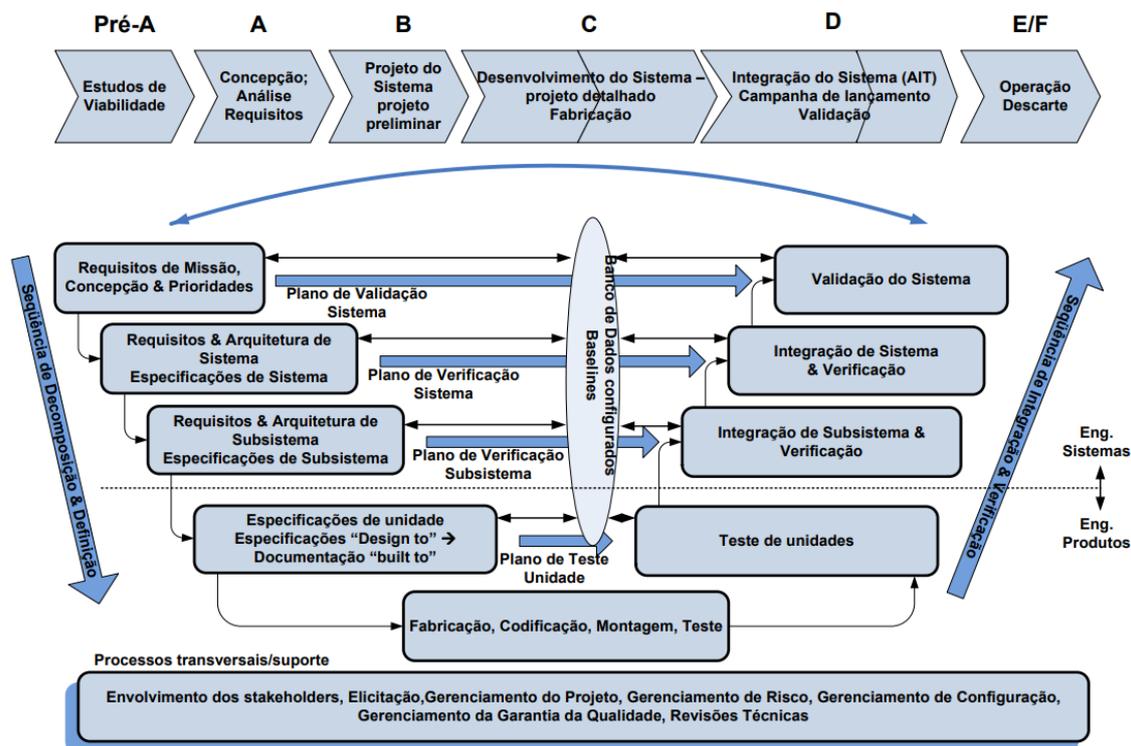
2.3.1 Modelo em Vê

Como a aplicação da engenharia de sistemas é ao longo do ciclo de vida do produto, o modelo de ciclo de vida utilizado para o desenvolvimento de produto é importante para o melhor entendimento geral dos processos do ciclo de vida. Dessa maneira, dentre os modelos de ciclo de vida existentes na literatura, destacam-se o modelo cascata, *prototyping*, espiral e modelo em Vê (SILVA, 2011).

O modelo em Vê é bastante utilizado na indústria espacial, Figura 2.4. Esse modelo apresenta uma sequência de etapas do ciclo de vida de um produto, no qual descreve as atividades e entregáveis necessários ao longo do desenvolvimento do produto espacial.

Isso posto, o modelo em Vê desenvolvido por Silva (2011), Figura 2.4, se mostra bastante completo. Do lado esquerdo, o modelo em Vê é caracterizado pela decomposição e definição do projeto, enquanto ao lado direito, o modelo em Vê é caracterizado pela integração e teste do projeto. Indo além, a Figura 2.4 mostra uma relação entre o modelo em Vê do ciclo de vida e as fases do projeto de um produto espacial.

Figura 2.4 – Modelo em Vê para ciclo de vida do produto espacial.



Fonte: Silva (2011).

2.3.2 Montagem, integração e testes

Este trabalho é restrito ao lado direito do modelo em Vê, Figura 2.4, mais especificamente na Integração de sistema & verificação. Nessa etapa, encontra-se a fase de AIT (*Assembly, Integration, Testing*), ou montagem, integração e testes. Para Silva (2011), a definição de montagem, integração e testes é como segue:

- O termo **montagem** está relacionado às operações mecânicas executadas para posicionar, fixar e interligar fisicamente cada uma das unidades pertencentes ao satélite.
- O termo **integração** compreende a interligação e verificação funcional entre as unidades, que formam um subsistema, e entre os subsistemas, que compõem o sistema satélite, obtendo, assim, um conjunto harmonioso que cumpra os requisitos de projeto.
- O termo **teste** está relacionado a toda sequência de ensaios realizados com o intuito de verificar se os requisitos de projeto são satisfeitos e se o

satélite sobreviverá tanto aos esforços do lançamento, quanto à operação em órbita, durante o tempo estimado de vida do satélite.

Além disso, Pisacane (2005) descreve que a montagem, integração e testes consiste na implementação e execução de atividades de maneira lógica, tendo como base, eventos que acontecem em sua sequência, para garantir confiabilidade suficiente do satélite que, ao chegar em seu ambiente de operação, garanta que todos os parâmetros de projetos sejam plenamente executados.

Geralmente, as atividades de AIT são realizadas em centros de testes especializados, que possuem equipamentos necessários para realização dos testes funcionas, além de infraestrutura e recursos humanos especializados para atividades de AIT de satélites (SILVA, 2011).

2.3.2.1 Infraestrutura

Para a fase de AIT, a infraestrutura do centro de teste compreende os equipamentos e meios de testes necessários para a qualificação de sistemas espaciais. Silva (2011) resume os principais meios de testes em uma infraestrutura do centro de teste especializado em AIT de satélite, Tabela 2.2.

Tabela 2.2 – Infraestrutura para o centro de teste.

Tipos de teste	Infraestrutura
Mecânicos	<ul style="list-style-type: none">• Sistema eletrônico de alinhamento• Sistema de Medidas de Massa & Inércia• Sistema de Detecção de vazamento
Ambientais	<ul style="list-style-type: none">• Vibrador• Câmara Acústica• Câmara termovácuo
Eletromagnético	<ul style="list-style-type: none">• Câmara Anecoica / Campo e Antena• Sistema de Medidas Magnéticas
Elétricos	<ul style="list-style-type: none">• Hall de testes / Integração• Sala de controle & monitoração dos testes

Fonte: Silva (2011).

As atividades de AIT em nível de sistema presentes em uma infraestrutura da forma apresentada na Tabela 2.2 se divide em: (1) Montagem e integração mecânica, (2) Integração elétrica e funcional, e (3) testes ambientais (SILVA, 2011).

1. Montagem e integração mecânica:

O principal objetivo dessa atividade está em garantir a correta montagem mecânica dos satélites, instalação da cablagem e verificação de interface mecânica (SILVA, 2011). A sequência de integração mecânica segue uma lógica, conforme apresentada por Pisacane (2005), podendo ser a partir de funções ou acessibilidade. Em uma sequência de integração mecânica por funções, a ordem de integração dos subsistemas é como segue: subsistema de propulsão, subsistema de suprimento de energia, subsistema de computador de bordo, subsistema de controle e determinação de atitude e subsistema de telemetria, telecomando e rastreamento. O subsistema de carga útil pode ser integrado por último, para que os cientistas tenham tempo suficiente para testar o subsistema apropriadamente. Em termos de acessibilidade, Pisacane (2005) diz que é preciso olhar uma vista explodida do satélite e integrar o satélite pela técnica de baixo para cima ou, melhor dizendo, dentro para fora.

Outro ponto a ser colocado é o apresentado pela norma ECSS (2012), em que diz que os itens críticos de um satélite devem ser capazes de serem testados o mais cedo possível, possibilitando uma verificação completa, assim como sanar possíveis problemas o quanto antes durante a fase de AIT.

2. Integração elétrica e funcional:

De maneira geral, essa atividade visa verificar o desempenho funcional e elétrico do satélite para com os requisitos e ambiente de operação a que o satélite será submetido. Para isso, o satélite é dividido em modo de operação, possuindo configurações específicas capazes de permitir uma melhor verificação de determinadas variáveis funcionais e elétricas.

3. Testes ambientais:

As atividades de testes ambientais visam verificar, em especial, os desempenhos e integridade elétrica e mecânica frente aos ambientes a que o satélite estará exposto, a partir de simulações em centros de testes (SILVA, 2011). A sequência de teste para essa atividade é planejada conforme a sequência do ambiente em que o satélite será exposto.

2.4 Verificação

A Verificação é um processo que, por meio do fornecimento de evidências objetivas, demonstra que o produto foi projetado e produzido de acordo com suas especificações, dentro dos desvios acordados, e está livre de defeitos (ECSS, 2018).

Como a verificação é realizada ao longo das fases e do ciclo de vida do produto espacial, ela também é dividida em níveis de verificação, sendo elas: parte, equipamento, subsistema, elemento e segmento (ECSS, 2018). É de conhecimento comum que um satélite é um sistema, portanto, ao longo deste trabalho, a nomenclatura do nível de verificação adotado será em nível de sistema, semelhante ao nível de elemento.

2.4.1 Estágios de verificação

2.4.1.1 Qualificação

O estágio de qualificação busca demonstrar que a implementação do projeto de hardware e software atende aos requisitos especificados (ECSS, 2017). Neste estágio são realizados uma sequência de testes divididos em testes de desempenho, funcionais e ambientais (ECSS, 2012).

O nível de teste de qualificação (QT) deve exceder o máximo do nível previsto por um fator de segurança para garantir que, mesmo que na pior combinação de tolerância de teste, o nível de voo não exceda o nível de teste de qualificação. Por esse motivo, os modelos de qualificação (QM) utilizados são hardware e software representativo e não o de voo (ECSS, 2017).

Para a categoria de nanossatélite, o estágio de qualificação é uma oportunidade para treinamento dos recursos humanos na prática de teste. Além disso, é neste estágio que se necessita validar métodos, procedimentos,

condições de instalação e equipamentos de teste de suporte de solo que serão reutilizados para aceitação (ISO, 2021).

2.4.1.2 Aceitação

No estágio de aceitação busca-se demonstrar as conformidades de acordo com as especificações do projeto e atuar como controle de qualidade com a busca por defeitos de fabricação, falha de mão de obra e problemas que não são detectáveis a partir de técnicas tradicionais de inspeção (ECSS, 2012).

Durante o teste de aceitação (AT) é utilizado o modelo de voo (FM), em que utiliza hardware e software de voo. Além disso, o nível de teste não deve exceder a margem de segurança ou causar modos de falhas não realistas. Neste estágio são realizados testes de desempenho, funcionais e ambientais (ECSS, 2012).

2.4.2 Métodos de verificação

Os métodos de verificação estabelecem a forma como será realizada a verificação de uma funcionalidade a partir de um requisito. Tais métodos incluem teste, análise, revisão de projeto e inspeção (ECSS, 2018).

Na fase de AIT do projeto espacial, o teste é o método de verificação mais utilizado por fornecer, principalmente, maior confiabilidade nos resultados obtidos (ECSS, 2012). A verificação por teste consiste em mensurar o desempenho do produto e suas funções em ambiente simulados representativos para verificar se o artefato sob verificação se comporta da maneira que é esperado (ECSS, 2018). De maneira geral, a verificação por teste é dividida em teste funcional, que pode ser subdividido em teste funcional completo e simplificado, e teste ambiental.

O método de verificação por análise é utilizado uma abordagem de avaliação teórica ou empírica para a verificação do artefato sob verificação a partir de técnicas aceitas (ECSS, 2018). Esse método é geralmente utilizado quando não for viável o teste do artefato sob verificação como uma entidade única, podendo ser testado separadamente (ECSS, 2012).

A verificação por revisão de projeto, estabelece as revisões como marcos de um projeto. Para essas revisões é documentado tudo que foi realizado até o momento e aprovado por uma comissão, além de possuir evidências que mostrem claramente que o requisito foi atendido, sendo geralmente realizado em reuniões formais (ECSS, 2018).

Por fim, a verificação por inspeção consiste em uma determinação visual das características físicas do artefato sob verificação (ECSS, 2018).

2.4.3 Ferramentas de verificação

As ferramentas de verificação são utilizadas para a realização das atividades de verificação (ECSS, 2018). No ecossistema espacial, as ferramentas de verificação podem ser também chamadas de equipamento de suporte de solo.

Os equipamentos de suporte de solo, GSE (do inglês, *Ground support equipment*), são meios de testes utilizados, principalmente, durante a fase de AIT, que fornecem suporte para verificação do satélite em todas as atividades desta fase. Os GSE's podem ser divididos em MGSE (do inglês, *Mechanical Ground Support Equipment*) e em EGSE (do inglês, *Electrical Ground Support Equipment*). O MGSE são meios de testes utilizados para realizar todas as operações mecânicas no satélite e com o satélite, por exemplo, apoio do CubeSat para montagem e integração mecânica. O EGSE são meios de testes utilizados para realizar testes funcionais no satélite, composto por equipamentos elétricos e seus acessórios, por exemplo, simuladores (SILVA, 2011).

Os simuladores têm a finalidade de reproduzir um ambiente de operação real do satélite em solo. Um tipo de simulador é o banco de testes, que consiste em uma ferramenta de verificação experimental que fornece meios para o teste e depuração de algoritmos em condições semelhantes à operação real (JIMÉNEZ-GONZÁLEZ et al., 2013). Ele pode ser dividido em banco de teste do tipo robótico, em que possui movimentação do modelo de satélite, e do tipo de simulação, onde não há qualquer movimentação, porém, pode incluir hardware de voo para simulação (GAIAS et al., 2010).

Em sua configuração geral, os EGSE possuem duas partes principais – OCOE (*Overall Checkout Equipment*) e SCOE (*Special Equipment Checkout*). O OCOE é um sistema operacional que permite executar e controlar o teste, preparar o banco de dados de testes, e monitorar os equipamentos. O SCOE, por sua vez, é um conjunto de equipamentos desenvolvidos especialmente para realização testes específicos de um subsistema do satélite. O banco de testes de satélite é composto por estas duas partes, sendo o OCOE aquele que controla o SCOE e cuida da coleta de dados do satélite e de todos os SCOE específicos (SILVA, 2011).

Um exemplo de banco de testes é o Banco de Teste de Aviônica (ATB, do inglês *Avionic Test Bench*), também conhecido como *testbed*. O ATB é um EGSE para análise do comportamento do AOCS em condição de tempo real, incluindo interface hardware-software (ECSS, 2013). Uma vez que o GNC consta de uma ampliação das funcionalidades do AOCS, Seção 2.2, o ATB pode ser utilizado para a validação do comportamento do GNC, com suas devidas adaptações.

O ATB visa verificar todos os estados, modos, funções e comportamento do AOCS/GNC. Por outro lado, por haver diversos modelos numéricos, especificações de hardware, a norma ECSS (2013) não especifica detalhes de como desenvolver os bancos de testes para AOCS/GNC e mesmo como executar tais testes, especificando apenas requisitos considerados essenciais (ECSS, 2013):

- O ATB deve incluir um modelo de hardware de computador de bordo funcionalmente representativo do modelo de voo;
- O ATB deve incorporar o software de voo real;
- O ATB deve possuir uma simulação de forças e torques gerados por atuadores do subsistema de controle no modelo dinâmico;
- O ATB deve ser representativo da interface real do hardware;
- O ATB deve ser representativo do comportamento em tempo real.

A utilização de *hardware-in-the-loop* (HIL) é uma alternativa para verificação exaustiva de comportamento elétrico e funcional do sistema de controle, incluindo a compatibilidade entre as várias de suas interfaces. Para recursos humanos, na realização destes testes, é recomendável a presença de engenheiros de projeto de hardware, engenheiro de software e engenheiro de sistema de controle (ISO, 2013).

2.5 AIT de nanossatélite

É na fase D do ciclo de vida do produto espacial, Figura 2.4, que são realizadas as atividades de AIT em nível de sistema. Assim como em satélites tradicionais, as atividades de AIT para os nanossatélites necessitam de métodos específicos para a sua realização, visando estabelecer metodologia de testes para aumentar o sucesso das missões espaciais de nanossatélites.

Portanto, essa Seção é dedicada a revisão da proposta do método de AIT de pico e nanossatélites proposto por Bürger (2014), considerações de teste sistêmico de nanossatélites proposto pela norma ISO (2017) e pela proposta de teste de microssatélite em lote proposta por Rong et al. (2021) e os nanossatélites já testados no LIT/INPE.

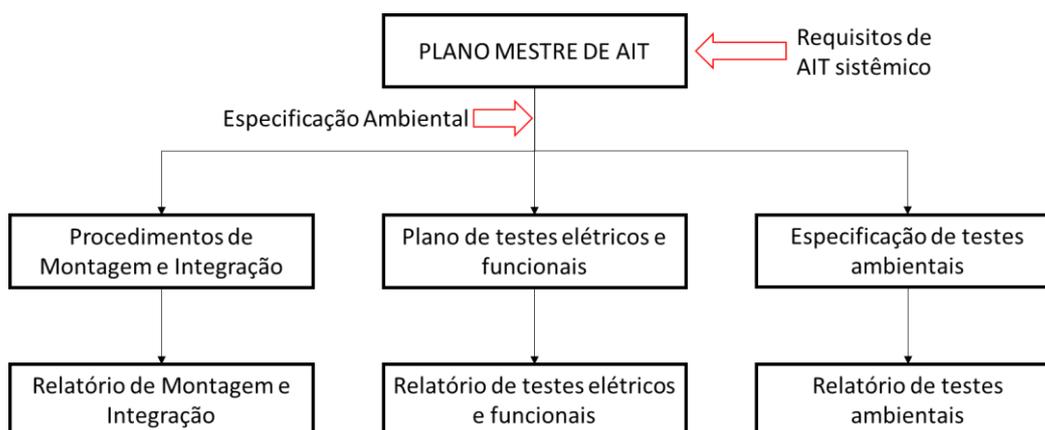
2.5.1 Método para AIT de pico e nanossatélites

Este método foi proposto por Bürger (2014) com o objetivo de fornecer uma estrutura e planejamento para realização de AIT sistêmico de pico e nanossatélite aplicado ao LIT/INPE.

Servindo de suporte para planejamento e execução das atividades de AIT sistêmicos de pico e nanossatélites e as formas de verificação dos requisitos em cada momento das atividades de AIT, este método permite adaptações em sua proposta devido a fatores inerentes a classe de pico e nanossatélites, tais como: tipo de missão, confiabilidade desejada, complexidades, dentre outros (BÜRGER, 2014).

Em seu método, Bürger (2014) estabelece um conjunto de documentos que apoiarão as atividades de planejamento e execução de AIT. Este conjunto de documentos é mostrado, de forma simplificada, na Figura 2.5.

Figura 2.5 – Estrutura de documentação para AIT de CubeSats.



Fonte: Adaptado de Bürger (2014).

Os retângulos da Figura 2.5 representam os documentos a serem elaborados para o planejamento e execução de AIT de nanossatélites. Em cada documento mostrado, um conjunto de itens é necessário para tornar o documento completo. Bürger (2014) reforça a necessidade por documentação, porém, mais enxuta se comparado com satélite grandes, com o objetivo de evitar perdas de informações relevantes durante todo o processo de AIT (BÜRGER, 2014).

2.5.1.1 Plano mestre de AIT

O plano mestre de AIT possui o objetivo de fornecer uma visão geral de todas as etapas necessárias para a realização dos testes de AIT em nanossatélite. O conteúdo desse documento é listado a seguir (BÜRGER, 2014):

- Documentação;
- Filosofia de Modelos;
- Filosofia de Testes;
- Testes de Subistema – Opcional;
- Requisitos para Verificação – Opcional;
- Programa de AIT;
- Equipamento de suporte de Teste;

- Instalação de AIT;
- Logística de AIT.

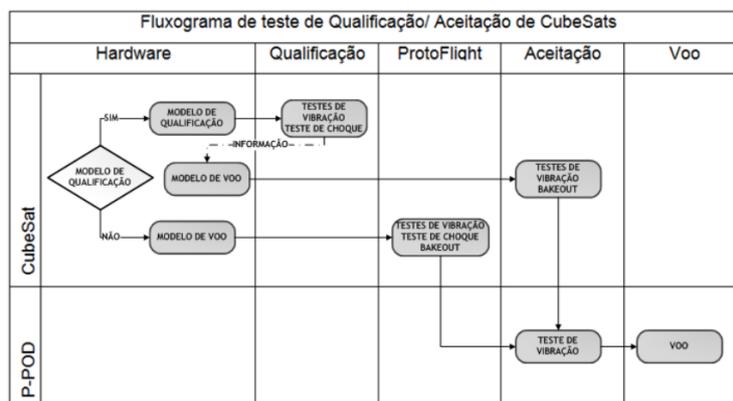
Indo além em cada um dos itens do plano mestre de AIT, a documentação consiste em listar e elaborar toda a documentação requerida para a realização do AIT sistêmico (BÜRGER, 2014). Para Bürger (2014), um único plano mestre de AIT pode contemplar todos os modelos sistêmicos do projeto, de forma a simplificar a documentação.

Os modelos sistêmicos são definidos a partir da Filosofia de Modelos, que define a função e característica de cada modelo. Com a escolha da Filosofia de modelo, a Filosofia de Testes fica implícita. A filosofia de testes consiste em fornecer uma visão geral de todo o programa de AIT de nanossatélite, sendo dividida em (BÜRGER, 2014):

- Sequência Macro de Testes;
- Matriz de Testes.

A sequência macro de testes compõe o mínimo exigido para o lançamento de um CubeSat, não levando em consideração a confiabilidade do sistema. Bürger (2014) retira de Pignatelli (2013) um fluxograma, Figura 2.6, em que mostra uma sequência de testes para a definição da sequência macro de testes.

Figura 2.6 – Fluxograma base para sequência macro de testes.



Fonte: Bürger (2014), apud Pignatelli (2013).

Enquanto a sequência macro de testes evidencia o mínimo exigido para lançamento de um CubeSat, a matriz de testes, Tabela 2.3, fornece um grupo

mínimo de testes que dê a mínima garantia de que o nanossatélite não possua falhas de mão de obra e que irá resistir ao ambiente espacial. A Tabela 2.3 lista os testes propostos pelo método para diferentes modelos (BÜRGER, 2014).

Tabela 2.3 – Matriz de teste sistêmicos de nanossatélite.

Teste em nível de sistema	QM	FM	PFM
Check Funcional	X	X	X
Teste Funcional Baseline/Final	X	X	X
Teste EMC	X		X
Propriedade de massa	X	X	X
Assinatura	X	X	X
Teste de Choque	X		X
Teste Randômico	X	X	X
Teste Senoidal	X	X	X
Teste Quase estático	X	X	X
Teste de Ciclagem Térmica	X	X	X
Bake-out	X	X	X

Fonte: Bürger (2014).

A escolha dos testes dispostos na Tabela 2.3 foram baseadas na experiência de Bürger (2014) com testes de pico e nanossatélites e na norma ECSS (2009). Além da lista dos itens de testes, as colunas QM, FM e PFM, são as filosofias de modelos existentes para nanossatélites, que significam *Qualification Model*, *Flight Model*, *Protoflight Model*, respectivamente. Os modelos QM e FM formam a filosofia de modelos *Prototype* e o modelo PFM forma a filosofia *Protoflight*.

Seguindo, Bürger (2014) estabeleceu observações acerca da limitação do método proposto:

- Satélites da classe nano e pico possuem dificuldades em encontrar veículo lançador adequado, necessitando de estratégias distintas das utilizadas em satélites grandes;
 - Realização de testes abrangentes, que engloba uma grande variedade de lançadores. Quando há mais de um modelo.
 - Esperar encontrar um veículo lançador adequado e realizar os testes de acordo com o veículo lançador.

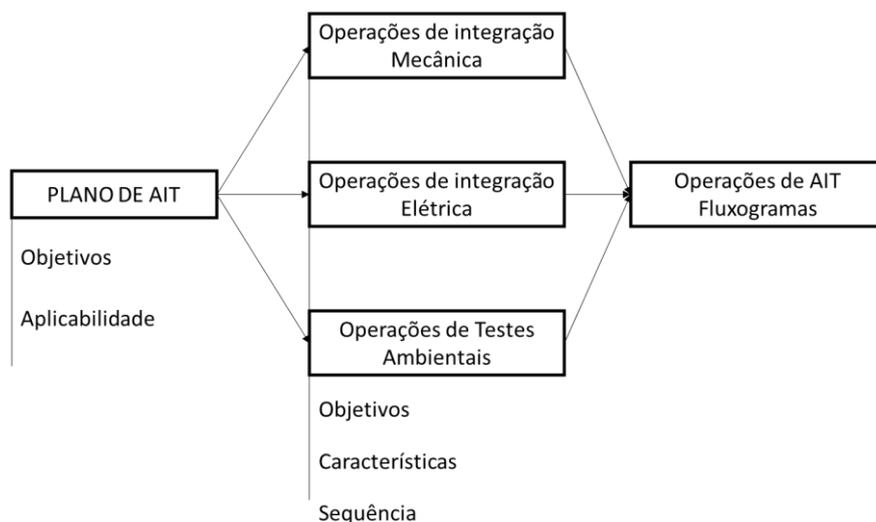
- Os testes foram adaptados à realidade do INPE;
- Não considera satélites com subsistema de propulsão, excluindo teste de fuga e montagem desse subsistema;
- Não considera satélites com subsistema de determinação e controle de atitude, excluindo a calibração de sensores do AOCS e balanço magnético. Considera apenas nanosatélites com controle de atitude passivo;
- Não considera testes acústicos, visto que são realizados apenas em satélites de grande porte;
- Não considera o teste de abertura de SAG, visto que a maioria dos nanosatélites utilizam células solares ao redor de suas faces;
- Considera apenas teste de ciclagem térmica no vácuo. Além disso, ele reforça que os testes de balanço térmico e ciclagem térmica inviabilizam o programa de teste dos projetos de nanosatélites devido ao alto custo;
- O teste *Bakeout* é recomendado para retirar impurezas dos modelos a serem testados, além de evitar danos às câmaras de termovácuo;
- Considera o teste EMI opcional, a depender de cada projeto. O teste EMC é realizado apenas para verificar compatibilidade com o lançador.

A razão da inclusão dos itens ‘teste de subsistema’ e ‘requisitos para verificação’, segundo Bürger (2014), está em garantir uma melhor rastreabilidade e controle dos testes de subsistemas já realizados, além dos requisitos a serem verificados durante os testes sistêmicos.

O programa de AIT estabelece especificamente os testes a serem realizados em diferentes modelos. Bürger (2014) pontua que fica a critério do engenheiro a divisão do programa de AIT em: Programa de AIT de Qualificação e programa de AIT de Aceitação (ou apenas programa de AIT de *Protoflight*). Entretanto, como ele mesmo destaca, a junção dos itens semelhantes dos modelos, como montagem, integração e testes funcionais, pode ser feita para fins de simplificação da documentação.

Além da divisão do programa de AIT por modelo de satélite, ele é subdividido em montagem e integração, testes elétricos e funcionais e testes ambientais, da forma como está esquematizada na Figura 2.7 (BÜRGER, 2014).

Figura 2.7 – Estrutura do 'Programa de AIT'.



Fonte: Bürger (2014).

Já definido na Seção 2.4.3, os GSE's devem ser descritos no plano mestre de AIT e validados antes da sua utilização no modelo de voo. Tal validação deve ser baseada nas condições ambientais esperadas e restrições operacionais (BÜRGER, 2014).

A instalação de AIT prevista em um dos itens do plano mestre de AIT visa a descrição sucinta do local onde os testes serão realizados, além de descrever os principais equipamentos a serem utilizados para testes ambientais e as condições ambientais do AIT necessária de cada modelo para realização do AIT sistêmico (BÜRGER, 2014).

Ao ter conhecimento dos locais onde os testes sistêmicos serão realizados, devem ser considerados os recursos humanos para a garantir a realização dos testes. Neste sentido, Bürger (2014) coloca que há importância na utilização de recursos humanos qualificados na fase de montagem e integração e enfatiza a importância da utilização de modelos mais robustos, como modelo de

engenharia e de qualificação, com o objetivo de treinar os recursos humanos para evitar grandes problemas durante o teste sistêmico do modelo de voo.

Por fim, o item 'logística de AIT' foi mantido pela necessidade de planejamento de situações como embalagem, transporte e acondicionamento por longos períodos, devido às constantes incertezas de lançamento de nanossatélites (BÜRGER, 2014).

2.5.1.2 Procedimento de montagem e integração mecânica

A característica inerente a CubeSat o faz não ter um procedimento padronizado para montagem e integração. Entretanto, Bürger (2014) pontuou algumas recomendações:

- Realizar o planejamento dos procedimentos com a utilização dos requisitos e especificações;
- Após a execução do procedimento em um modelo, as lições aprendidas devem ser incorporadas no procedimento a fim de preservar o modelo de voo;
- Utilizar formatação clara e simples, com utilização de figuras e fotos sempre que necessário;

Por último, Bürger (2014) recomenda a utilização de checklists para garantir o cumprimento de cada procedimento, anotação de atualizações e verificações dimensionais.

2.5.1.3 Plano de testes elétricos e funcionais

As características de *software* e *hardware* são distintas em satélites de diferentes missões. Portanto, não há um processo geral no qual todos possam ser adaptados. O método de Bürger (2014) recomenda a inserção de especificações e procedimentos de testes elétricos e funcionais, de forma a deixar a documentação mais enxuta. Dessa maneira, Bürger (2014) lista os itens mínimos que devem estar presente no documento de plano de testes elétricos e funcionais:

- Requisitos para verificação;

- Especificação detalhada de cada modo de teste, a sequência detalhada e as condições de teste de cada modo;
- Matriz de testes elétricos, indicando as atividades funcionais e elétricas realizadas em cada subsistema em cada teste elétrico e funcional;
- Procedimento detalhado para a realização de cada teste elétrico e funcional.

2.5.1.4 Especificações de testes ambientais

O objetivo aqui é fornecer informações específicas e detalhadas sobre os testes ambientais a serem realizados nos modelos de nanossatélite. Para o método de Bürger (2014), a elaboração desse documento baseia-se em dois itens:

- Matriz de requisitos de AIT:
 - Requisitos a serem verificados: matriz de AIT com requisitos de cada teste ambiental;
 - Testes a serem realizados: incluindo pré-requisitos para início da atividade de teste, configuração de cada modelo a ser testado, os GSE's, as tolerâncias, condições de teste, dados referentes a instalação de teste e sequência de teste.
 - Critério Pass/Fail de cada teste por meio de critério de avaliação.
- Especificação Ambiental:
 - Condições de cada teste, incluindo níveis e duração: Este item deve ser baseado na matriz de requisitos de AIT, na coluna de critério de verificação.

Para Bürger (2014), a especificação ambiental foi subdividida em especificação de compatibilidade magnética, de propriedades de massa, de testes dinâmicos e de teste termovácuo.

2.5.2 Método para AIT de pequenos satélites segundo a norma ISO 19683:2017

A norma ISO 19683:2017 tem o objetivo de aumentar a confiabilidade de pequenos satélites. Além disso, essa norma foi criada para auxiliar no comércio mundial de produtos de pequenos satélites através do fornecimento de níveis mínimos de garantia que os produtos COTS podem operar no espaço (ISO, 2017). Nesta norma, por pequenos satélites, a norma explicita que consiste em satélites da classe “pequeno”, “micro”, “nano” ou “pico”.

A norma possui uma matriz de testes contendo os itens de testes em nível de sistema para cada filosofia de teste, Tabela 2.4. A filosofia de teste *Prototype* requer a realização dos testes de qualificação (QT) e testes de aceitação (AT). Já a filosofia de teste *Protoflight* requer apenas a realização dos testes de *protoflight* (PFT).

Sabendo-se que os pequenos satélites não possuem uma configuração padronizada, alguns testes introduzidos na Tabela 2.4 como opcionais são requeridos se houverem requisitos a serem verificados. É o caso do teste de fuga (*leakage test*), no qual é necessário apenas se houver vaso de pressão a bordo do satélite (ISO, 2017).

Tabela 2.4 – Matriz de teste da norma ISO 19683:2017.

Itens de teste	QT	AT	PFT
Interface elétrica	R	R	R
Teste Funcional	R	R	R
Teste de Missão	R	R	R
Teste TID (<i>Total Ionization Dose</i>)	O	-	O
Teste SEE (<i>Single Event Effects</i>)	O	-	O
Teste ESD (<i>S/C Charging Induced Electrostatic Discharge</i>)	Feito somente a nível de unidade		
Teste de compatibilidade eletromagnética (EMC)	R	O	R
Teste de Separação (<i>Deployment</i>)	R	R	R
Teste de campo magnético	O	O	O
Teste de Padrão de Antena	Feito somente a nível de unidade		

Continua

Tabela 2.4 – Conclusão.

Itens de teste	QT	AT	PFT
Medição de Alinhamento	O	O	O
Medição de Propriedade Física	R	R	R
Teste de Interface Lançador / Satélite	R	R	R
Teste de carga quase estática	O	O	O
<i>Modal Survey</i> (Pesquisa Modal)	O	-	O
Teste de vibração senoidal	O	O	O
Teste de Vibração Randômica	R	R	R
Teste Acústico	O	O	O
Teste de Choque	O	O	O
Teste de Balanceamento Térmico (<i>Thermal Balance</i>)	O	-	O
Teste Vácuo-Térmico		O	
Teste Funcional no vácuo	R	-	R
Teste Funcional de Ciclo Térmico		O	
Teste de inicialização a frio / quente	O	O	O
Teste de Resistência do ciclo térmico	Feito somente a nível de unidade		
Teste de pressão	O	O	O
Teste de fuga (<i>Leakage test</i>)	O	O	O
Test de microvibração	Feito somente a nível de unidade		
Teste de queima e desgaste	Feito somente a nível de unidade		
Simulação de missão ponta-a-ponta	-	R	R
<i>Bakeout e Outgas</i>	-	O	O

R: Requerido / O: Opcional / - : Não requerido

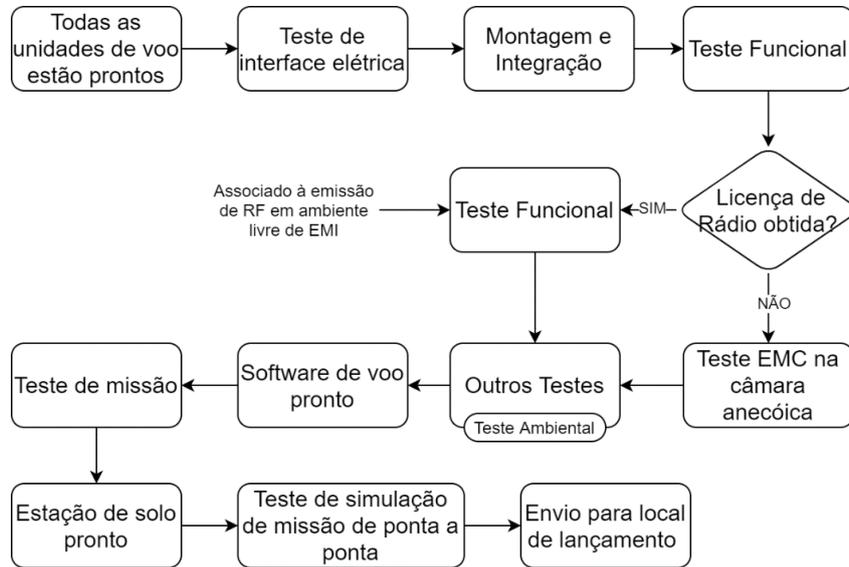
Fonte: Adaptado de ISO (2017).

A norma também apresenta um fluxograma contendo a sequência geral de AIT de pequenos satélites, Figura 2.8 (ISO, 2017). Em “Outros Testes”, Figura 2.8, a norma informa que se trata de testes ambientais. Para ISO (2017) o teste funcional completo deve ser realizado no início e no fim da sequência de teste, enquanto testes funcionais parciais devem ser realizados após cada ensaio ambiental (ISO, 2017).

O nível de teste e a duração do teste em nível de sistema deve ser específico para cada satélite, dependendo do ambiente em que o satélite será submetido e os objetivos da missão. Para testes mecânicos e térmicos, o nível de teste de AIT deve cobrir a faixa máxima de temperatura e aceleração prevista. Para

testes mecânicos e térmicos QT e PFT, margens apropriadas devem ser adicionadas (ISO, 2017).

Figura 2.8 – Sequência de AIT geral para pequenos satélites.



Fonte: Adaptado de ISO (2017).

Geralmente, os desenvolvedores de pequenos satélites necessitam de realizar o AIT em um centro de teste externo ao ambiente de desenvolvimento. A recomendação neste caso é a verificação desse centro de teste quanto ao cumprimento dos requisitos para a realização de todos os testes requisitados, evitando a realização dos testes sistêmicos em mais de um local (ISO, 2017).

2.5.2.1 Considerações da norma ISO 19683:2017 para realização de teste de múltiplos pequenos satélites

A norma pontua que caso haja uma produção de muitos nanosatélites, para uma constelação ou produção em série, por exemplo, é recomendável o planejamento de verificação dentro de um contexto de programa de nanosatélite em vez de nanosatélites individuais (ISO, 2017). Indo além, caso todos os pequenos satélites sejam originados de um mesmo projeto, como uma missão de múltiplos nanosatélites homogêneos, o plano de verificação pode considerar o teste de qualificação somente para o primeiro nanosatélite, enquanto os subsequentes podem ser lançados depois de passar pelo teste de aceitação (ISO, 2017).

Não é recomendável a verificação por similaridade em múltiplos pequenos satélites, pois o gerenciamento dos equipamentos COTS não é tão rigoroso quanto aos utilizados em satélites tradicionais (ISO, 2017).

Outras considerações para realização de múltiplos pequenos satélites são levantadas pela norma, como (ISO, 2017):

- Compartilhamento de câmara de teste de vácuo-térmico.
- Aumento da confiabilidade de teste de múltiplos pequenos satélites a partir do aumento da precisão das especificações dos testes, baseado em dados da geração anterior.
- Utilização da filosofia de modelo *protoflight*, devido ao aumento da precisão dos dados ambientes de operação do satélite, minimizando os riscos.

Por fim, em casos de escolha da filosofia de modelo *protoflight*, a norma recomenda a utilização do modelo STM (*Structural Thermal Model*) para realização de testes preliminares, diminuindo qualquer dano associado ao modelo de voo (ISO, 2017).

2.5.3 Método de teste de microssatélite em lote

Esse método, proposto por Rong et al. (2021), consiste em realizar teste em lote para o AIT de múltiplos satélites. Este método foi aplicado em uma missão chinesa de constelação com 6 microssatélites. Após o sucesso da missão em órbita, a análise do método mostrou uma melhora na eficiência de 30% se comparado com métodos tradicionais de AIT (RONG et al., 2021).

Para Rong et al. (2021), o método de teste tradicional de satélite grande e único possui desvantagens se aplicado em teste de múltiplos satélites. A grande quantidade de repetição de itens de teste e o plano de implementação de teste ainda não validados na prática foram os principais pontos listados por Rong et al. (2021) para o desenvolvimento de um novo método aplicado a missões espaciais de múltiplos satélites.

O método proposto por Rong et al. (2021) consiste em encurtar o ciclo de teste e aumentar a eficiência dos testes para aplicação em múltiplos microssatélites

de uma constelação. Além disso, Rong et al. (2021) acredita na importância da elaboração de um plano de implementação de teste solidificado para a realização dos testes em múltiplos satélites.

A necessidade de elaborar o plano levou Rong et al. (2021) a dividir os múltiplos satélites em dois grupos:

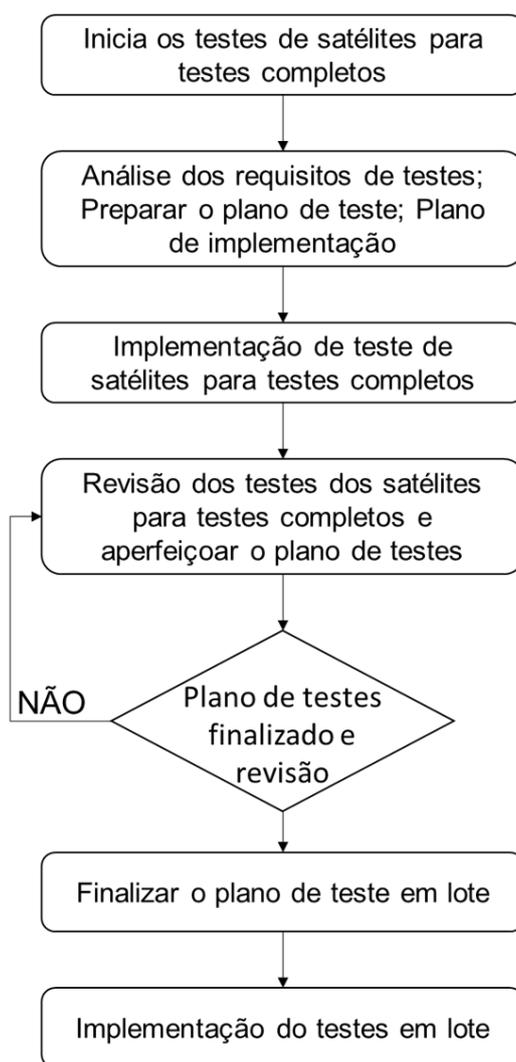
- Grupo 1: Satélites para testes completos (*Trial-produced Satellite*);
 - Grupo de satélites da própria constelação responsável pela realização dos testes iniciais. O objetivo é elaborar o plano de implementação de teste.
- Grupo 2: Satélites para testes em lote (*Massively Produced Satellite*);
 - Grupo de satélites da própria constelação, que são utilizados para realizar os testes do plano de implementação de teste já solidificado.

Além disso, a estrutura do teste em lote foi dividida como segue (Rong et al., 2021):

- Estágio 1: Estágio para testes sistêmicos completos (*Trial production test stage*). Visa completar os testes do Grupo 1 e é subdividido em:
 - Etapa A: Completar os testes dos componentes da plataforma do satélite;
 - Etapa B: Completar os testes de componentes de cargas;
 - Grande fase experimental: Completar os testes ambientais.
- Estágio 2: Estágio de teste em lote (*Batch test stage*). Visa completar os testes do Grupo 2 e é subdividido em:
 - Etapa de teste de todo o satélite (*Whole-satellite test stage*): Realizar testes dos principais indicadores.
 - Grande fase de teste (*Large Trial stage*): Completar os testes ambientais, a partir dos testes otimizados do primeiro estágio.

O principal objetivo do Estágio 1 é a utilização dos satélites para produzir o plano de implementação de teste em lote. Com o plano de implementação do teste em lote finalizado e aprimorado, o teste em lote segue para o segundo estágio, em que é utilizado os satélites do Grupo 2 (RONG et al., 2021). De maneira esquematizada, o processo de teste em lote proposto por Rong et al. (2021) é mostrado na Figura 2.9.

Figura 2.9 – Etapas do processo de implementação de testes em lote.



Fonte: Adaptado de Rong et al. (2021).

Com relação a quais testes deverão ser realizados em cada Estágio, Rong et al. (2021) apresenta na Tabela 2.5 os principais itens de testes de cada grupo de satélite e em cada estágio de teste. Nessa tabela, Rong et al. (2021) nos mostra que, para satélites do Grupo 1, são realizados testes semelhantes ao

modo tradicional, enquanto para os satélites do Grupo 2, os testes são simplificados de acordo com plano de implementação de teste já consolidado, realizando teste apenas para garantir que as funções e a performance do Grupo 2 estejam de acordo com os requisitos de projeto.

Tabela 2.5 – Características de cada fase dos testes em lote.

Fase do teste	Modo de teste em lote	
	Satélites para testes completos – Grupo 1	Satélites para testes em lote – Grupo 2.
Fase A	Teste completamente a plataforma do satélite para cobrir todas as funções e performance do componente independente.	Avaliar principalmente as funções e principais parâmetros em nível de sistema, além de hardware com <i>Hardware-in-the-loop</i> (HIL) como meio principal, e tendo o <i>Software-in-the-loop</i> (SIL) como meio auxiliar. Simplificar os itens de teste de desempenho autônomo.
Fase B	Execute uma função abrangente e teste de desempenho sob diferentes modos de trabalho das cargas atuantes.	Avaliar principalmente os requisitos de operações em órbita
Teste de Vibração	Checar completamente funções e desempenho de todos os componentes do satélite em diferentes direções e sob condição de operação. Realizar inspeção da saúde após vibração em uma direção.	Pegar alguns satélites para teste, delete pontos de teste de acordo com a condição de resposta dos satélites para testes completos, seleciona 1-3 pontos com maior resposta e exclua a etapa de teste de desempenho elétrico durante o período de teste.
Balanço térmico	Checar completamente o projeto de balanço térmico dos satélites	Não testa
Teste Termovácuo	Checar completamente as funções e desempenho dos componentes dos satélites sob condições de alta e baixa temperatura.	Pegar alguns satélites para teste e substitua rapidamente os testes de vácuo térmico por testes de ciclagem térmica de alta e baixa temperatura.

Continua

Tabela 2.5 – Conclusão.

Fase do teste	Modo de teste em lote	Modo de teste em lote
	Satélites produzidos experimentalmente – Grupo 1	Satélites produzidos experimentalmente – Grupo 1
Teste EMC	Checar o projeto EMC dos satélites	Não testar
Teste magnéticos	Medir os parâmetros de torque magnético residual estático e torque magnético dinâmico dos satélites	Não testar
Teste de endurance	Testar parcialmente as funções e desempenho da plataforma do satélite e cargas e inspeciona a confiabilidade de 100h do satélite.	Não testar

Fonte: Adaptado de Rong et al. (2021).

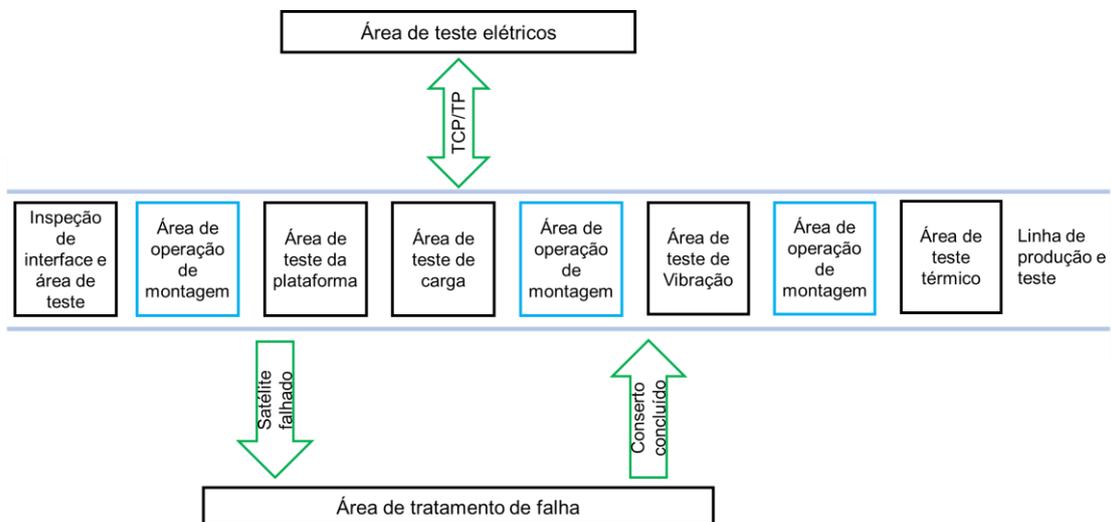
Com relação aos **recursos humanos** necessários durante os testes, Rong et al. (2021) mostra que o time de teste é composto por 3-4 pessoas que serão exclusivamente utilizadas para realização do teste em lote. Além disso, os recursos humanos utilizados na realização dos testes no Estágio 1, deverão ser os mesmos para realização dos testes no Estágio 2 (RONG et al., 2021).

Para aumentar a eficiência nos testes em lote, Rong et al. (2021) reforça a necessidade de uma infraestrutura própria, capaz de atender as demandas dos satélites e facilitar a comunicação, além da troca de informações entre os responsáveis pelos testes em lote. Por conta disso, este método listou as alterações necessárias no centro de teste para a realização de teste em lote de microsatélite (RONG et al., 2021):

- Testes automáticos:
 - Testes automáticos podem aumentar a eficiência, a exatidão e reduzir problemas de baixa qualidade geralmente aplicado a fatores humanos.
- Testes paralelos:
 - Utilização de testes paralelos para redução de custos, principalmente ao se tratar de compartilhamento de instalações
- Informatização do processo de teste:

- Os testes de satélites envolvem diversos recursos humanos. Como uma maneira de conectar todas as informações do satélite de diferentes departamentos, ter uma infraestrutura de rede de informação facilitará a transferência de informação.
- Teste de linha contínua:
 - Este método propõe uma linha de teste de satélite em lote, em que visa aumentar a eficiência dos testes. Esta linha de teste mostrada na Figura 2.10 mostra uma área de montagem e teste projetada entre dois departamentos distintos, a sala de testes elétricos e a área de tratamento de falha. Uma vez que o satélite apresente um problema, o satélite é direcionado para a área de tratamento de falha, onde será realizada a verificação. Após a resolução da falha, o satélite retorna a linha central para dar continuidade aos testes.

Figura 2.10 – Linha de teste contínua.



Fonte: Adaptado de Rong et al. (2021).

- Tecnologia de análise de dados de testes:
 - Com a realização de testes em lote, muitos dados serão gerados para análise, que podem ser utilizados para futuras otimizações do plano de implementação de teste em lote de satélite. Os dados podem ser utilizados para fornecer escopo de teste e pontos

fortes dos testes realizados, além de fornecer suporte para otimização de processos de teste, avaliar a qualidade da padronização e prever operações em órbita do satélite e condição de fim de vida.

2.6 Instalações e ferramentas – LIT/INPE

O método de AIT de pico e nanossatélites proposto por Bürger (2014) foi adaptado exclusivamente para realização dos testes no Laboratório de Integração e Teste (LIT) do INPE.

O maior centro de teste do hemisfério sul especializado na fase de AIT, o LIT/INPE possui um hall de integração e testes exclusivo para a realização de AIT de diversas classes de satélites, desde a classe de pico satélites até a classe de satélites grandes. O LIT/INPE possui todos os equipamentos necessários para o AIT de nanossatélites, como o AESP-14.

Os equipamentos do LIT/INPE para realização do AIT de CubeSats, como o AESP-14, são listados a seguir (BÜRGER, 2014):

- Câmara vácuo-térmica de 250l;
- Sistema de vibração eletrodinâmico (*Shaker*) de 13kN;
- Balança de precisão;
- Câmara anecoica de 8m x 8m x 16m e equipamentos de RF.

No LIT/INPE, por possuir uma sala limpa classe 100.000 (Federal Standard 209E), foi possível realizar os testes nos modelos de FM e QM do AESP-14. A realização desses testes seguiu, dentre outros parâmetros, uma temperatura constante de 22°C +- 3°C e uma umidade relativa de 50% UR +- 5%, para garantir uma confiabilidade desejada do nanossatélite (BÜRGER, 2014).

Desde 2014, o LIT/INPE vem recebendo nanossatélites para realização de AIT. A Tabela 2.6 a seguir mostra os testes realizados por cada nanossatélites.

Tabela 2.6 – Lista de nanossatélites já testados no LIT/INPE.

Nanossatélites	Tamanho	Quantidade
AESP-14	1U	1
NanoSatC-BR1	1U	1
Tancredo-1	TubeSat	1
SUCHAI	1U	1
SERPENS-1	3U	1
FloripaSat-1	1U	1
NanoSatC-BR2	2U	1

Fonte: LIT/INPE (2019).

A Tabela 2.6 evidencia a experiência do LIT/INPE em testes sistêmicos de nanossatélites, mostrando que a instituição possui capacidade de teste de nanossatélite. A análise de AIT desses nanossatélites mostrou que a maioria dos nanossatélites já testados no LIT/INPE, buscou realizar apenas testes sistêmicos que garantam funcionamento no espaço, além de atender aos requisitos dos lançadores, como teste de vibração randômica e teste de ciclagem térmica em conjunto com *Bakeout*. A exceção fica por conta do CubeSat AESP-14, em que foram realizados todos os testes sistêmicos necessários, para validação do método proposto por Bürger (2014).

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1 Nanossatélites de missão de voo em formação

As missões de voo em formação já desenvolvidas e em desenvolvimento nos ajudam na melhor compreensão a respeito das arquiteturas típicas dos nanossatélites. Assim, a Tabela 3.1 resume as principais características dos nanossatélites de cada missão de voo em formação. Informações acerca de cada missão pode ser encontrada no Anexo A desta dissertação.

Tabela 3.1 – Resumo das características dos satélites de voo em formação.

	NetSat	SAMSON	BEEESAT 14-15	CIRCE	KASISat	MAGNARO	TOM	SULIS
Tamanho	2U	6U	2U	6U	6U	2U	3U	12U
Quantidade de nanossatélites	4	3	2	2	4	2	3	6
Subsistema de Estrutura	X	X	X	X	X	X	X	X
Subsistema de Propulsão	X	X	X	X	X	X	X	X
Subsistema de Controle e Determinação de atitude e órbita / GNC.	X	X	X	X	X	X	X	X
Subsistema de suprimento de energia	X	X	X	X	X	X	X	X
Subsistema de telemetria e telecomando	X	X	X	X	X	X	X	X
Subsistema de computador de bordo	X	X	X	X	X	X	X	X
Abertura dos painéis solares		X	X	X	X			X

Fonte: Produzida pelo autor.

A Tabela 3.1 evidencia algumas características acerca da arquitetura dos nanossatélites das missões de voo em formação. Dentre as características, destaca-se a presença de todos os subsistemas para realização das atividades do voo em formação, como a presença do subsistema de propulsão,

subsistema de controle e determinação de atitude e órbita / GNC e o subsistema de telemetria e telecomando. Além disso, a maioria dos nanossatélites presente na Tabela 3.1 têm a funcionalidade de abertura de seus painéis solares.

3.2 Teste sistêmico em satélites com voo em formação

Atualmente, muitas missões de voo em formação têm sido desenvolvidas. Entretanto, poucas informações são encontradas a respeito do processo de AIT sistêmicos dos nanossatélites. Uma possível razão é a atuação de empresas privadas na execução das atividades de AIT, quando analisadas as missões de voo em formação listadas na Seção 3.1.

Esta Seção apresenta informações de AIT sistêmicos de satélites em missões de voo em formação bem-sucedidas, ainda que de forma incompleta e não restrita apenas a nanossatélites. Serão abordados os testes realizados nas missões PRISMA, NetSat e SAMSON.

3.2.1 PRISMA

A missão PRISMA tem o objetivo de testar e validar em órbita, novas tecnologias de hardware e algoritmos para realização de voo em formação autônomo e manobra de rendez-vous. Esta missão contém dois satélites da classe micro, sendo que apenas um deles possui a funcionalidade de controle orbital ativo. Além disso, os satélites possuem o subsistema de propulsão (BODIN et al., 2012).

3.2.1.1 Teste do GNC em nível de sistema

Toda a estratégia de testes para os satélites da missão PRISMA foram baseadas, principalmente, nos testes já realizados no satélite SMART-1 (BODIN et al., 2009).

Assim, os testes do GNC em nível de sistema foram divididos em teste de sistema de software e teste sistêmico de satélite (BODIN et al., 2009). Os testes de sistema de software são realizados em modelo de engenharia dos computadores de bordo dos dois satélites. Por outro lado, a realização dos

testes sistêmicos GNC se deu em duas etapas: os testes em malha aberta e os testes em malha fechada (BODIN et al., 2009).

Os testes em malha aberta visam indicar a resposta quantitativamente correta à estimulação do sensor, verificando também o sinal correto da resposta de todas as diferentes malhas de sensor-atuador. Já os testes em malha fechada consistem em um subconjunto de testes executados na campanha de teste de sistema de software, utilizando agora o modelo de voo real do computador do satélite e outros equipamentos de voo (BODIN et al., 2009).

3.2.1.2 Teste de propulsão em nível de sistema

Os testes realizados para subsistema de propulsão em nível de sistema foram (ANFLO et al., 2006):

- Teste de queima quente (*Hot firing tests*);
- Inspeção visual;
- Investigação de choque de pluma e contaminação é realizada por meio de análise e placas de teste.

3.2.2 NetSat

A missão NetSat conta com quatro nanossatélites 3U, contém todos os subsistemas essenciais para correto funcionamento do nanossatélite, além de permitir o voo em formação, listada na Tabela 3.1(SCHARNAGOL, 2020).

Antes da realização dos testes sistêmicos foi realizada a atividade de integração, em que foi utilizada uma plataforma modular UNISEC (*University Space Engineering Consortium*). Este tipo de plataforma teve o apoio da UNISEC Europe e permite a padronização da montagem e integração dos componentes do nanossatélite, aumentando a eficiência na atividade, que diminui para 2 a 3 horas o tempo para a atividade e integração (SCHARNAGOL, 2020).

Além disso, a maior parte das etapas de montagem e integração dos nanossatélites foram realizados dentro da instituição de desenvolvimento, como (SCHARNAGOL, 2020):

- Escolha e colocação dos componentes eletrônicos;
- Soldagem;
- Montagem das células solares.

Os testes sistêmicos foram realizados em diferentes locais. Os testes funcionais dos nanossatélites foram realizados, em sua totalidade, dentro da instituição de desenvolvimento, enquanto testes ambientais foram realizados em dois locais diferentes (SCHARNAGOL, 2020):

- O Teste o sistema propulsor realizado na IRS (*Institut für Raumfahrtssysteme*);
- O Teste de termovácuo realizado na IABG (*Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH*).

Dentre os testes funcionais realizados, tem-se a calibração dos sensores para realização das atividades de voo em formação nos quatro nanossatélites, sendo um líder e três seguidores. Tais sensores são o sensor do AOCS responsável por manter a geometria da formação e o sensor de comunicação entre satélites (SCHILLING, 2018). Esta calibração foi realizada com alta precisão no banco de testes dinâmicos próprios da instituição de desenvolvimento, Figura 3.1. A calibração destes sensores foi realizada em pares com relação ao nanossatélite líder (SCHARNAGOL, 2020).

Figura 3.1 – Turn Table.



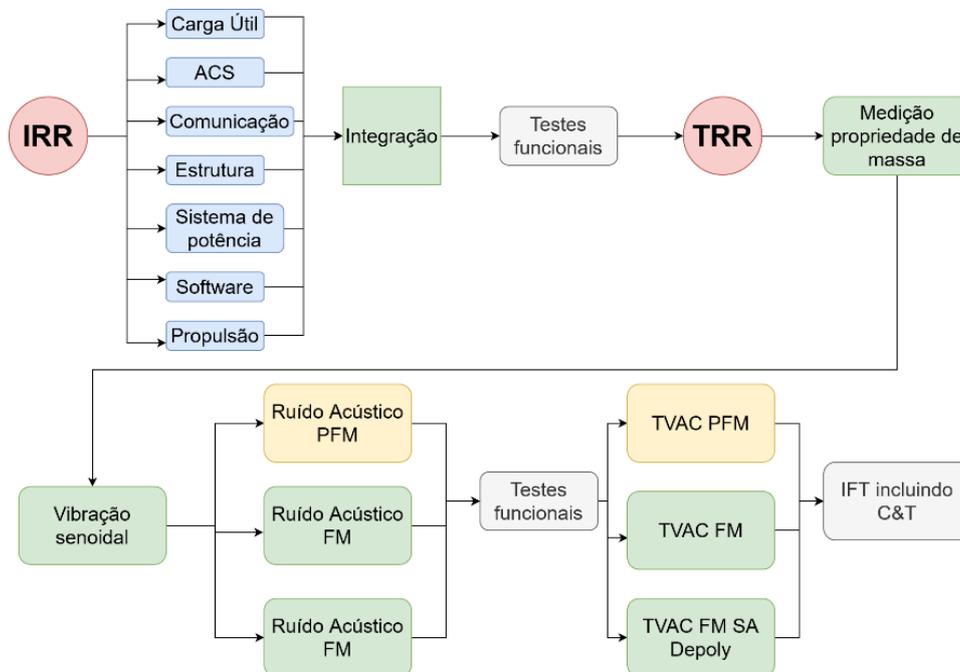
Fonte: ZFT (2019).

3.2.3 SAMSON

A missão SAMSON possui três nanossatélites 6U. Os três nanossatélites possuem os principais subsistemas de um nanossatélite, incluindo o subsistema de controle e determinação de atitude de órbita e o subsistema de propulsão, Tabela 3.1. Além disso, os painéis solares dos nanossatélites são abertos em sua configuração final (GURFIL; HERSCOVITZ, 2012).

O fluxograma mostrado na Figura 3.2 mostra as atividades AIT implementadas para os três nanossatélites. A metodologia adotada para os testes resultou em ações simultâneas para todos os três nanossatélites, tratados de maneira igual, exceto durante a campanha de teste ambiental. Durante o teste mecânico dinâmico e os testes termovácuo, um dos nanossatélites utilizou modelo *protoflight* (PFM, do inglês, *protoflight model*), enquanto outros dois nanossatélites foram utilizados já o modelo de voo (FM). Para o teste mecânico dinâmico, o nanossatélite considerado como PFM foi exposto em nível de qualificação, porém com um terço da duração, enquanto outros dois serão expostos a nível de teste de aceitação (GURFIL; HERSCOVITZ, 2012).

Figura 3.2 – Fluxograma geral de AIT da missão SANSOM.

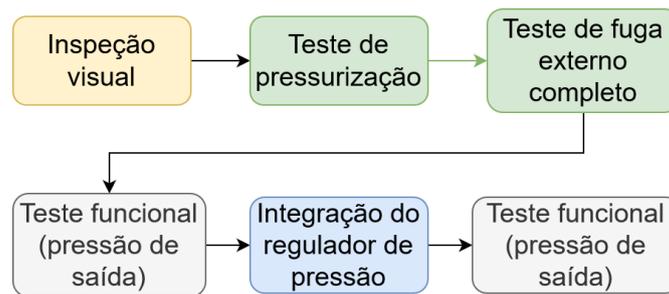


IRR – Integrate readiness review / TRR – Test readiness review. / TVAC – termovaccum acceptance test.

Fonte: Adaptado de Gurfil e Herscovitz (2012).

Após a integração dos subsistemas são realizados os testes funcionais. Nesse momento, tem-se o teste em nível de sistema do subsistema de propulsão, em que foi integrado em um ambiente de sala limpa para garantir a condição de teste adequada. Em seguida, outros conjuntos de verificações foram realizados para o subsistema de propulsão em nível de sistema, seguindo a sequência mostrada na Figura 3.3 (ZABERCHIK et al., 2019).

Figura 3.3 – Sequência geral para teste de propulsão em nível de sistema.



Fonte: Adaptado de Zaberchik et al. (2019).

3.3 Ferramenta de verificação de teste de satélite com voo em formação

Como descrito na Seção 2.2, a principal característica do voo em formação é a capacidade dos nanossatélites em manter uma geometria no espaço. Dessa forma, por se tratar de uma funcionalidade crítica para sucesso da missão de voo em formação, o controle da formação e a comunicação, em especial, devem ser testados por meio de testes específicos, que consiste em verificar o comportamento dessas funcionalidades com respeito a sua especificação (ECSS, 2013).

Diversas instituições desenvolveram bancos de teste de simulações HIL (*Hardware-in-the-loop*) para verificação de voo em formação. A Tabela 3.2 mostra os bancos de testes desenvolvidos em diferentes locais. Importante reforçar que, como mencionado na Seção 2.4.3, os meios de testes para verificação de componentes do voo em formação não podem substituir a validação em voo (ECSS, 2013).

Tabela 3.2 – Bancos de testes de voo em formação.

ID	Descrição	Referências
1	<i>Space System Development Laboratory</i>	Giralo et al., 2017; Giralo et al., 2018
2	<i>Distributed Spacecraft Testbed – Air force research laboratory.</i>	Burns et al., 2000
3	<i>Distributed Spacecraft Modeling and Simulation Testbed – Johns Hopkins</i>	Stadter et al., 2001; Mishra et al., 2014
4	<i>Platform test bench</i>	Cobos et al, 2006; Casas et al., 2005 ; Colmenarejo et al., 2006 ; Suatoni et al., 2012
5	<i>Formation Flying Testbed – NASA</i>	Leitner, 2001; Gill et al., 2003; Burns et al., 2004; Naasz et al., 2004 ; Mitchell et al., 2005; Mitchell et al., 2007
6	<i>Formation Flying Testbed – MIT</i>	Kong et al., 2006; Twiggs et al., 1998
7	<i>Formation Algorithms and Simulation Testbed / Formation Control Testbed</i>	Sohl et al., 2005; Wette et al., 2004 ; Regehr et al., 2004
8	<i>Ground-based satellite testing</i>	Veres et al, 2007
9	<i>Satellite simulator</i>	Yamamoto et al., 2008; D’Amico et al., 2008 ; Bodin et al., 2012
10	<i>Formation flying Testbed in Harbin institute</i>	Jian et al., 2009
11	<i>HIL simulation in South Korea laboratory</i>	Park et al., 2010; Park et al., 2013
12	<i>Formation flying Testbed for Space system institute – DLR</i>	Schlotterer et al., 2010
13	<i>Formation flying testbed Operational space center – DLR</i>	Ardaens et al., 2009; Gaias et al., 2011
14	<i>Multi-spacecraft testbed laboratory – Naval pos-grad school</i>	Bevilacqua et al., 2011
15	<i>Nanosatellite testbed – Israel</i>	Gurfil et al., 2012
16	<i>HIL simulation for formation flying, rendezvous and docking</i>	Colmenarejo et al., 2013
17	<i>HIL simulation for nanosatellite formation flying</i>	Saulnier et al., 2014; Ausay et al., 2018
18	<i>Formation flying Testbed</i>	Valmorbida, Tronco et al., 2014; Valmorbida, Lorenzini et al., 2014
19	<i>HIL simulation of Virginia Tech</i>	Schwartz et al., 2011; Peng et al., 2019
20	<i>Turn table for formation flying testbed</i>	Scharnagl et al., 2016
21	<i>Georgia tech testbed</i>	Cho et al., 2009

Fonte: Produzida pelo autor.

O banco de testes desenvolvido pela NASA, (Tabela 3.2, ID 5), foi o precursor no desenvolvimento de meios de testes para verificação de missões de voo em formação. A NASA apresenta uma arquitetura geral de simulação, a qual se tornou a base para muitos bancos de testes da Tabela 3.2. O Anexo B descreve detalhadamente como é a arquitetura de cada meio de teste para voo em formação apresentado na Tabela 3.2. Entretanto, devido a semelhança nas soluções encontradas pelas instituições no desenvolvimento dos bancos de testes, somente alguns meios de testes da Tabela 3.2 foram escolhidos para análise.

É importante ressaltar que a maioria dos bancos de testes listados na Tabela 3.2 são específicos para testes em nível de subsistema. A exceção fica por conta dos bancos de testes cujo ID 5, 9, 20. Além disso, o banco de teste desenvolvido na universidade de Würzburg, Alemanha, Tabela 3.2 ID 20, é o único que pode ser utilizado para realização do teste de voo em formação em nível de sistema.

3.3.1 Banco de teste da NASA

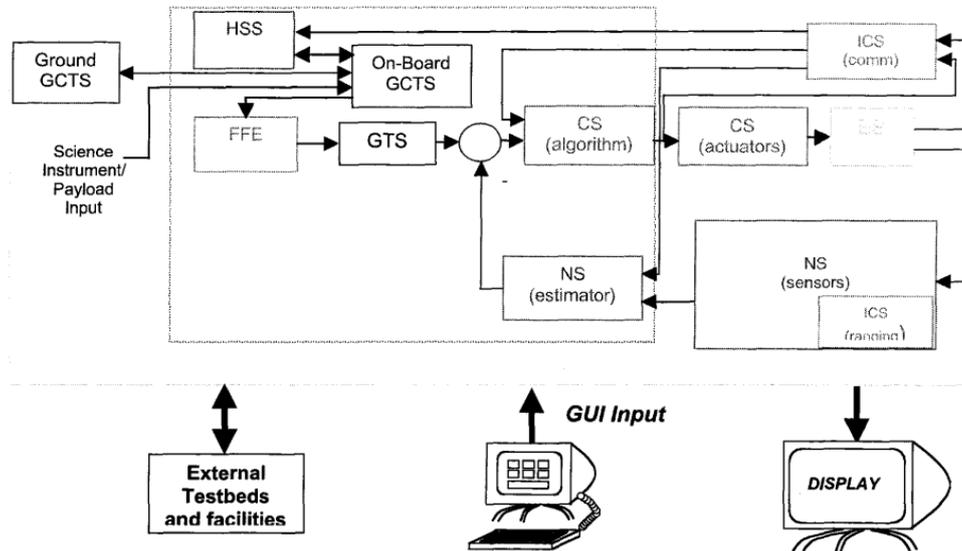
O banco de teste da NASA foi um dos primeiros bancos de testes focado na verificação do voo em formação. Com o objetivo de dar suporte às missões espaciais distribuídas a serem desenvolvidas na própria NASA, o FFTB (sigla para *Formation Flying Testbed*), Tabela 3.2 ID 5, teve seu desenvolvimento a partir da filosofia modular. Isso significa que todo o conceito do banco de teste iniciou com funcionalidades básicas, porém, com planejamento de implementação das funcionalidades mais complexas. O FFTB tem o papel de validar essas arquiteturas de voo em formação em um ambiente realista e fornecer os meios para sua transição para uso demonstrativo e operacional no espaço (LEITNER, 2001).

3.3.1.1 Arquitetura genérica do banco de teste para voo em formação da NASA

O desenvolvimento de um meio de teste modular visa uma utilidade geral da infraestrutura de teste, podendo ser utilizada em outras missões espaciais distribuídas. Leitner (2001) apresenta a arquitetura genérica que,

independentemente da arquitetura de controle implementada nos satélites, seja de controle centralizado ou descentralizado, Figura 3.4.

Figura 3.4 – Arquitetura genérica do banco de testes da NASA.



Fonte: Leitner (2001).

Os componentes gerais dessa infraestrutura são (LEITNER, 2001):

- Controlador central de simulação (CEN);
- Subsistema de comunicação entre satélites (ICS)
- Subsistema de processamento a bordo (PS);
- Subsistema de telemetria e controle de solo (GCTS);
- Subsistema de navegação (NS);
- Sistema de orientação e trajetória (GTS);
- Subsistema ambiental (ES);
- Subsistema de controle de veículo (CS);
- Subsistema de saúde e status (HSS);
- Executivo de voo em formação (FFE).

Os componentes CEN e PS não se encontram na Figura 3.4, enquanto ES se encontra no quadrado a direita da Figura 3.4, um pouco apagado. Uma análise

dessa arquitetura genérica evidencia as principais ferramentas para o desenvolvimento de meio de teste para voo em formação. Indo além, esta arquitetura pode ser utilizada para garantir a capacidade geral de um meio de teste de integrar um componente ou conjunto de componentes para análise de sistema integrado (LEITNER, 2001).

Importante ponto reforçado por Leitner (2001) é que, mesmo que haja controle em nível satélite-satélite formando uma grande plataforma virtual, a maior parte do controle, hardware e algoritmo é implementada em nível de satélite individual. Isso dá origem ao FFE, mostrado acima, bem como uma série de funções que fornecem controle e supervisão de alto nível para o satélite, o que inclui no HSS e no GCTS a bordo. O resultado agora é uma série de elementos de software que estão substituindo grandes equipes de apoio em solo para o desenvolvimento da autonomia de uma missão de voo em formação (LEITNER, 2001).

4 PROCESSO PARA TESTES SISTÊMICOS DE NANOSSATÉLITES DE VOO EM FORMAÇÃO

Nesta dissertação, entende-se que o processo para teste sistêmico de nanossatélite de voo em formação inclui a definição de um **método**, **infraestrutura** e **recurso humano** mínimos necessários para realização das atividades de testes sistêmicos nos centros de testes.

Os Capítulos 2 (Fundamentação teórica) e 3 (Revisão bibliográfica) evidenciaram a complexidade das missões espaciais distribuídas de voo em formação com nanossatélites. Em especial, as Seções 3.2 e 3.3 mostraram alguns desafios para a realização dos testes sistêmicos de múltiplos satélite e da verificação das funcionalidades do voo em formação.

Levando em consideração as diferenças nas arquiteturas dos nanossatélites, apresentada na Seção 3.1, a Tabela 3.1 listou as principais características dos nanossatélites analisados nesta dissertação. A partir disso, de forma a caracterizar os nanossatélites da missão de voo em formação, a Tabela 4.1 mostra as características adotadas como base para a definição do processo para testes sistêmicos nesta dissertação.

Tabela 4.1 – Característica de nanossatélite adotada como base.

Características	Genérica
Tamanho	6U
Quantidade de nanossatélites	3
Subsistema de Estrutura	X
Subsistema de Propulsão	X
Subsistema de Controle e Determinação de atitude e órbita / GNC. (AOCS / GNC)	X
Subsistema de suprimento de energia (EPS)	X
Subsistema de telemetria e telecomando (TT&C)	X
Subsistema de computador de bordo (OBDH)	X
Abertura dos painéis solares	X

Fonte: Produzida pelo autor.

Resumidamente, temos uma missão espacial distribuída de voo em formação com arquitetura de controle do tipo líder-seguidor, envolvendo três nanossatélites 6U, com arquitetura apresentada na Tabela 4.1.

Para esta dissertação, o tamanho e a quantidade de nanossatélites não tem influência expressiva na descrição do processo. Entretanto, para um voo em formação, é necessário que haja dois ou mais satélites, tendo pelo menos, um líder e um seguidor, com as características já definidas na Seção 2.2. Além disso, os itens de testes e demais atividades de AIT serão direcionadas para a classe Nano.

A arquitetura de controle da formação do tipo líder-seguidor impõe certas restrições. Nesse tipo de arquitetura de controle, o nanossatélite líder e o nanossatélite seguidor se diferem, principalmente, no aspecto funcional, como apresentada na Seção 2.2. Por outro lado, também possuem semelhanças, em espacial, por exemplo, a plataforma dos nanossatélites, Tabela 4.1.

Nota-se a inexistência do subsistema de carga útil. A carga útil depende inteiramente do tipo e objetivo da missão espacial, que está além do escopo deste trabalho. Apesar disso, em caso de nanossatélites com carga útil sensível, deve-se adaptar a proposta de capacidade de teste apresentada nesta dissertação para incluir os testes sistêmicos de carga útil.

Levando em conta a definição de voo em formação apresentada por Le Moigne (2021), Seção 2.2, este trabalho se restringe a missões de voo em formação cujo planejamento e a execução de AIT de todos os nanossatélites são realizados na mesma campanha de testes.

Por fim, o processo proposto nesta dissertação, além de estar baseada nos conhecimentos descritos, também é baseada na experiência do autor como assistente de gerente de AIT de nanossatélite no LIT/INPE e na visita à universidade de Würzburg – Alemanha, local onde possui um centro de pesquisa de missão de voo em formação de nanossatélite.

4.1 Método de teste sistêmico de nanossatélites com voo em formação

O método de testes de múltiplos nanossatélites de voo em formação faz parte do processo de AIT de múltiplos nanossatélites. Essa Seção é reservada para o detalhamento das principais etapas e atividades de AIT.

A norma ISO (2017) evidencia que, em casos de satélites em série ou em constelação, é possível submeter um nanossatélite aos testes de qualificação, deixando para os satélites restantes apenas a realização dos testes de aceitação. Em conformidade com a norma, considerando as filosofias de modelos disponíveis para classe de nanossatélite, a escolhida para o método desta dissertação será a do tipo *Prototype*¹, que compreende os modelos de qualificação e aceitação.

A utilização de modelos distintos para a realização dos testes sistêmicos é vantajosa. O modelo de qualificação auxiliará no treinamento dos recursos humanos durante as atividades de AIT, na validação dos GSE's, na verificação e validação do fluxo de teste adotado. Por sua vez, o modelo de aceitação irá utilizar todos os conhecimentos adquiridos durante os testes do modelo de qualificação para a execução das atividades de AIT de aceitação.

Caso a equipe de desenvolvimento sinta necessidade, é possível o desenvolvimento de modelo mais robusto como o modelo de engenharia. O objetivo da utilização do modelo de engenharia é de incrementar no treinamento de recursos humanos, além de sanar dúvidas a respeito de determinados pontos de projeto.

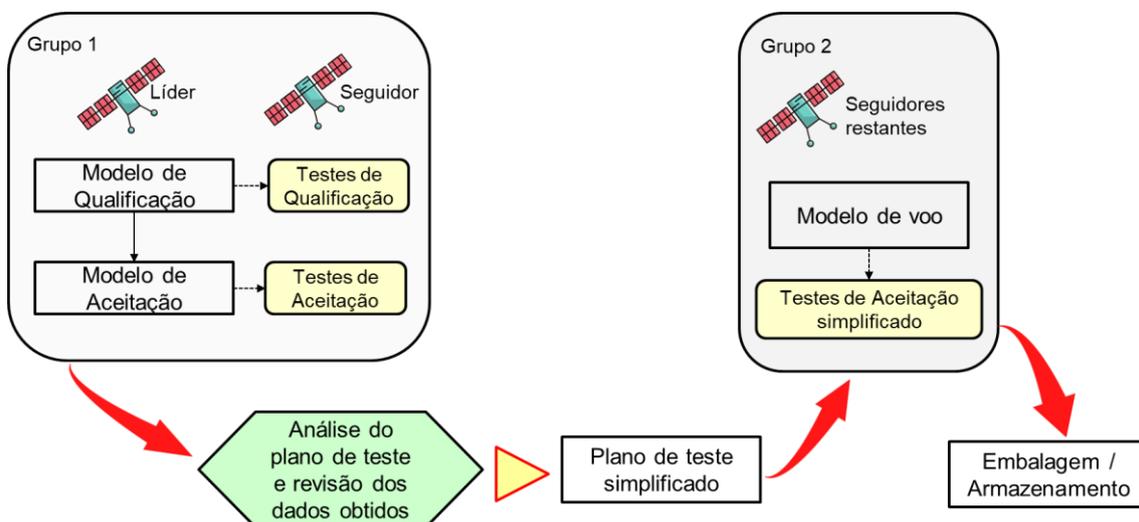
O método proposto nesta dissertação vai seguir o conceito de programa, incentivado pela ISO (2017), Seção 2.5.2.1. Em outras palavras, o método proposto contém um conjunto de testes sistêmicos, que possuem ligações entre si, que atendem a um objetivo em comum, trazendo benefícios

¹ A norma ISO (2017), ao fornecer características de teste sistêmico para nanossatélites em série ou constelação, informa apenas a necessidade de testes de qualificação e aceitação (filosofia *Prototype*), excluindo, inicialmente, o teste de *Protoflight* (filosofia *Protoflight*).

estratégicos que não seriam possíveis se tratarmos como testes sistêmicos individuais.

Nesse sentido, o método proposto seguirá o diagrama macro de testes apresentado na Figura 4.1. O programa de testes sistêmicos de múltiplos nanossatélites envolve a divisão dos múltiplos nanossatélites em dois grupos principais: Grupo 1 e Grupo 2. O primeiro grupo (Grupo 1) tem o objetivo de realizar os testes sistêmicos completo, com modelos de qualificação e aceitação. Em seguida, o segundo grupo (Grupo 2), com o conhecimento adquirido do Grupo 1, tem o objetivo de realizar os testes sistêmicos de aceitação, porém, simplificado.

Figura 4.1 – Diagrama macro de testes.



Fonte: Produzida pelo autor.

O diagrama macro de testes, Figura 4.1, foi adaptado de Rong et al. (2021) para o método proposto. Além de evidenciar os dois grupos principais, o diagrama mostra as etapas intermediárias: Análise do plano de teste e revisão dos dados obtidos e, Plano de teste simplificado. Essas etapas possuem o objetivo de elaborar um novo plano de testes para ser aplicado nos nanossatélites do Grupo 2, baseado nos resultados obtidos nos testes sistêmicos realizados no Grupo 1.

Agora, sobre como serão organizados os nanossatélites dentro do diagrama apresentado na Figura 4.1, devido as características da missão de voo em

formação, Seção 2.2, devem estar incluídos no Grupo 1 os nanossatélites que possuem algumas diferenças, tanto em termos funcionais, quanto em termos de arquitetura, de estrutura. No caso desta dissertação, devem estar incluídos no Grupo 1 o nanossatélite líder e um nanossatélite seguidor, por possuírem objetivos distintos dentro da missão. No Grupo 2, incluem-se os nanossatélites que são idênticos aos nanossatélites do Grupo 1. No caso desta dissertação, devem estar presentes no Grupo 2 o nanossatélite seguidor restante.

Com a compreensão do diagrama macro de teste, Figura 4.1, a matriz de testes busca listar os principais itens de testes para a realização de teste sistêmico, Tabela 4.2.

Tabela 4.2 – Matriz de testes sistêmicos.

Itens de teste	QT	AT
Teste Funcional	R	R
Abertura de antena	R	R
Calibração de sensores	R	R
Teste de Balanço Magnético	R	O
Teste de compatibilidade eletromagnética (EMC)	R	-
Medição de Alinhamento	R	R
Medição de Propriedade Física	R	R
Teste de Vibração Randômica	R	R
Teste Vácuo-Térmico	R	-
Teste Ciclagem Térmica	-	R
Teste Bakeout		R
Teste de fuga (<i>Leakage test</i>)	R	R

R: Requerido / O: Opcional / - : Não requerido

Fonte: Produzida pelo autor.

Os itens de testes na Tabela 4.2 foram baseados em Bürger (2014), na norma ISO (2017) e em conjunto com a análise das características dos nanossatélites em missões de voo em formação. O nível e a duração dos testes devem ser baseados no ambiente no qual o sistema será exposto, nas normas específicas, além de estar em conformidades com os requisitos do veículo lançador em que os nanossatélites utilizarão para lançamento.

A instituição de desenvolvimento da missão de voo em formação deve realizar uma análise criteriosa da viabilidade dos itens de testes apresentados na

Tabela 4.2 em seus programas. É possível, por exemplo, inserir novos itens de teste ou retirar alguns itens de testes da matriz da Tabela 4.2. Um exemplo prático pode ser a retirada dos itens de teste “*Leakage Test*”, pois, atualmente, muitos desenvolvedores de nanossatélites estão utilizando propelentes sólidos.

Algumas observações acerca dos itens de testes da matriz apresentada na Tabela 4.2:

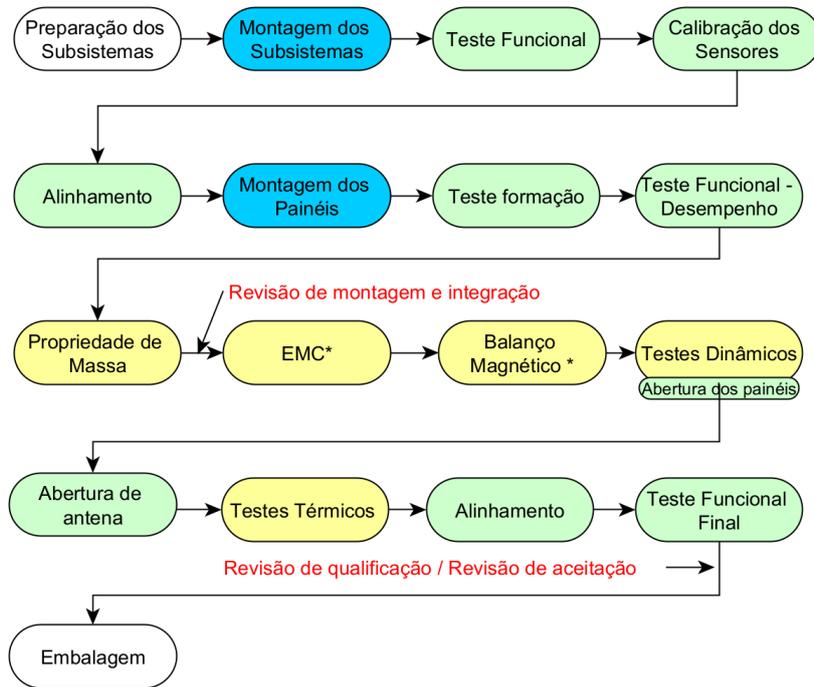
- O item de teste abertura de antena está presente nesta proposta, conforme a Tabela 4.1, pois os nanossatélites em análise possuem funcionalidade de abertura dos painéis. O principal requisito está na realização deste teste após os testes de vibração (SILVA, 2011);
- O teste de Balanço Magnético foi recomendado na norma ISO (2017) caso o nanossatélite possua controle de atitude. Mesma justificativa se aplica a presença da Calibração de sensores;
- O teste de EMC é realizado apenas no modelo de qualificação, em adição à justificativa de os componentes serem idênticos (BÜRGER, 2014);
- A medição de alinhamento é útil para fornecer a confiabilidade necessária para os elementos do voo em formação, Seção 2.2.1. Os subsistemas precisam estar em seus respectivos locais de projeto para garantir a comunicação entre os nanossatélites e correto controle. A medição do alinhamento é especialmente requerida para os sensores do AOCS/GNC e para sensores de comunicação entre os nanossatélites;
- A propriedade de massa tem o objetivo de realizar as medições do momento de inércia e do centro de massa em todos os eixos do nanossatélite, inclusive ao longo do eixo do subsistema de propulsão. Entretanto, salvo contrário, a medição do momento de inércia e do centro de massa não é realizado em todos os modelos;
- O teste de vibração randômico pode ser utilizado também como uma substituição ao teste acústico (ISO, 2017). Entretanto, é importante que

- a instituição de desenvolvimento da missão avalie a necessidade de realizar os testes de vibração sinusoidal, quase estático e de choque;
- Os testes de termovácuo são extremamente caros, razão pela qual muitas organizações de desenvolvimento de missões espaciais com nanossatélites preferem não realizar tais testes. Por conta disso, a norma ISO (2017) recomenda a substituição pelos testes de ciclagem térmica seguido pelo teste *Bakeout*,
 - Há casos em que há obrigatoriedade em realizar testes de termovácuo, são eles: requisitos de lançador, a necessidade por avaliar as características da bateria, a necessidade por verificar o comportamento da carga útil, equipamentos que não possuam herança de voo – precisando entender seu comportamento – e quando o projeto não possui modelo térmico do nanossatélite;
 - Para o caso desta dissertação, o fato de o voo em formação possuir subsistemas críticos para o sucesso da missão espacial, é requerido a realização dos testes termovácuo;
 - O teste de fuga (“*Leakage test*”) são testes específicos para verificar as funcionalidades do subsistema de propulsão, devido a característica imposta de missões de voo em formação.

Em projeto de missão espacial com nanossatélites, o orçamento envolvido para o desenvolvimento da missão é, por muitas vezes, enxuto. Por essa razão, em muitas situações, a quantidade de itens de testes efetivamente realizados é menor que apresentada na Tabela 4.2. Nessa linha, é recomendável uma análise criteriosa de todos os itens de testes listados e analisar as demandas de testes requisitadas pela instituição de lançamento para que seja possível garantir as condições mínimas de lançamento dos nanossatélites.

Tendo conhecido a sequência macro de testes, Figura 4.1, e a matriz de testes, Tabela 4.2, é exposto na Figura 4.2 e Figura 4.3 a Sequência geral de AIT para Grupo 1 e para o Grupo 2, respectivamente.

Figura 4.2 – Sequência Geral de AIT para Grupo 1.

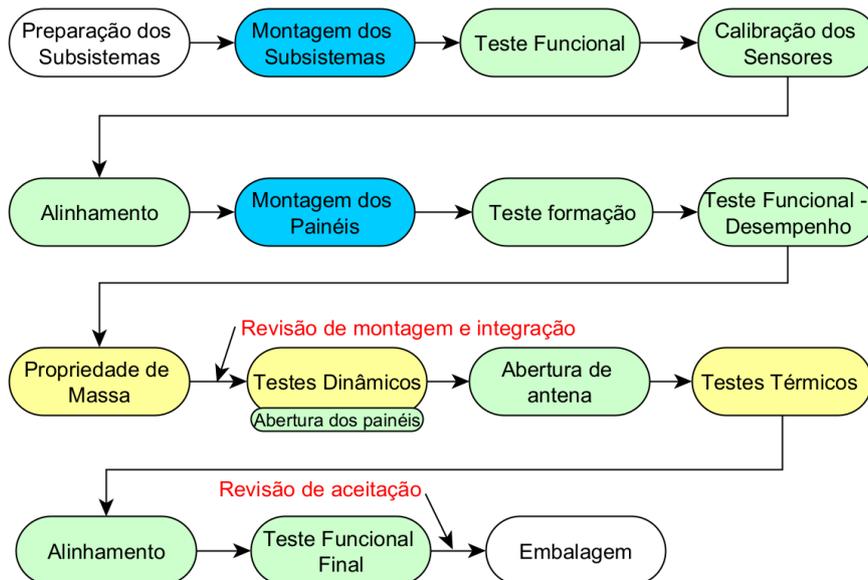


O asterisco (*) apresentado são para enfatizar a realização destes testes apenas no modelo de qualificação.

Cores: Amarela: Teste ambiental / Verde: Teste funcional / Azul: Montagem e integração mecânica

Fonte: Produzida pelo autor.

Figura 4.3 – Sequência Geral de testes para Grupo 2.



Cores: Amarela: Teste ambiental / Verde: Teste funcional / Azul: Montagem e integração mecânica

Fonte: Produzida pelo autor.

A sequência geral de AIT evidencia as principais atividades que os nanossatélites serão submetidos. Nesse momento, as atividades não são diferenciadas em termos de modelos de testes, mas apenas em grupos de nanossatélites, da forma apresentada na Figura 4.1. Essa é a justificativa pela presença do asterisco na Figura 4.2. Em outras palavras, como no Grupo 1 possui tanto modelo de qualificação, quanto de aceitação, buscou-se destacar àqueles testes que são realizados apenas no modelo de qualificação.

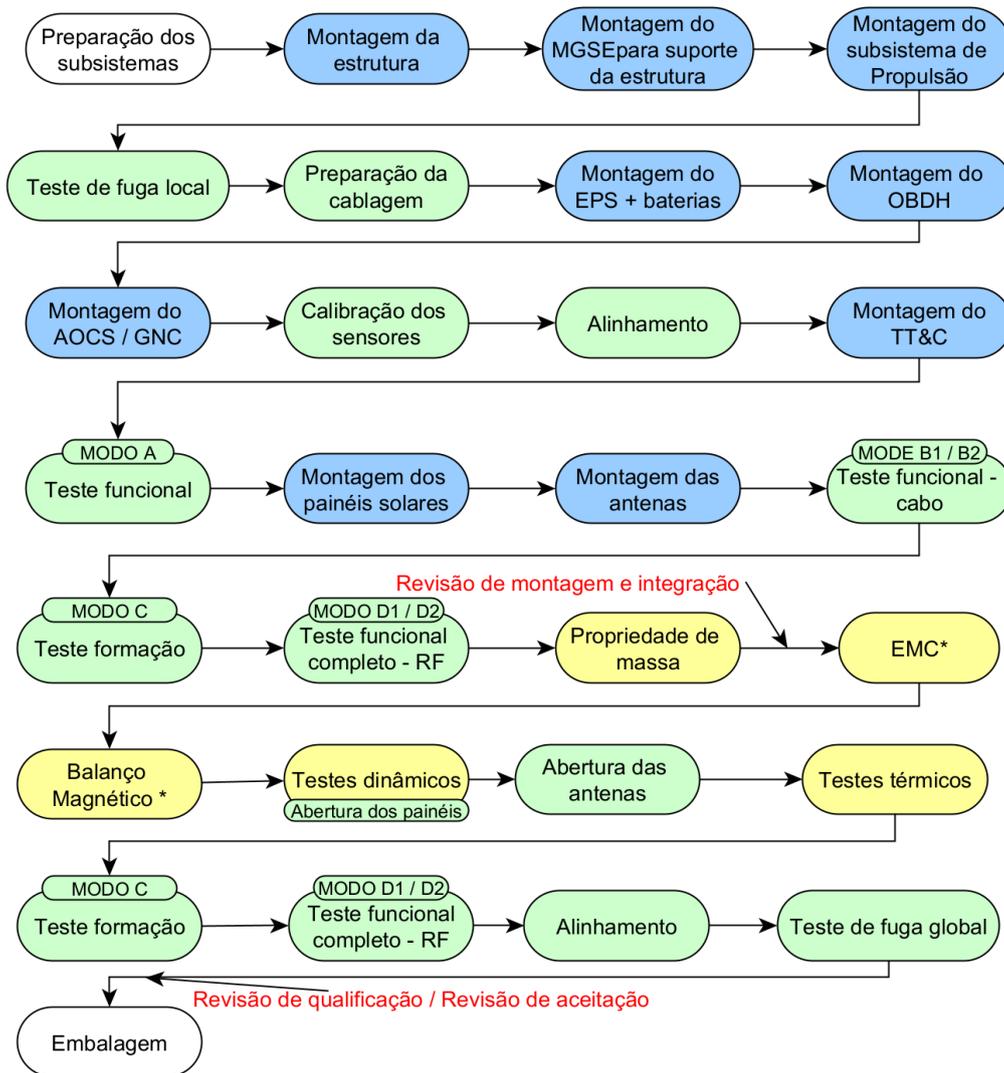
Nota-se a inexistência dos testes EMC e Balanço Magnético na Figura 4.3, em conformidade com a Tabela 4.2. Além disso, as atividades de AIT do Grupo 2 sempre serão mais simplificadas que as do Grupo 1. Outro detalhe é a presença da atividade de abertura dos painéis junto com a atividade de teste dinâmico. Este tipo de configuração apresentado no fluxograma, implica em realizar os testes de abertura dos painéis logo após finalizar os testes dinâmicos.

Para a sequência geral de AIT generalizada a parte de testes ambientais ao descrever apenas como testes térmicos e testes dinâmicos. A justificativa está em fornecer uma visão geral da sequência de AIT, sendo o detalhamento realizado nas seções seguintes deste Capítulo.

4.1.1 Procedimentos de montagem e integração mecânica

Considerando as características dos nanossatélites em missões de voo em formação, Seção 4, e os nanossatélites apresentados na Seção 3.1, pode ser utilizada a metodologia de montagem por funções, ou seja, a partir de subsistemas do nanossatélite (PISACANE, 2005). Além disso, devido a presença do subsistema de propulsão, este subsistema é o primeiro a ser integrado na estrutura do nanossatélite. Isto posto, a Figura 4.4 apresenta o fluxograma dedicado aos procedimentos de montagem e integração dos nanossatélites.

Figura 4.4 – Diagrama de montagem e integração mecânica.



Cores: Amarela: Teste ambiental / Verde: Teste funcional / Azul: Montagem e integração mecânica

Fonte: Produzida pelo autor.

Após a montagem e integração da estrutura, do subsistema de propulsão, seguida pela montagem e integração do subsistema de suprimento de energia (com baterias) e computador de bordo, iniciou-se a montagem do subsistema de controle e determinação de atitude (AOCS/GNC). O AOCS/GNC é um subsistema crítico para missão de voo em formação, razão pela qual foi integrado o quanto antes. Por fim, restou o subsistema TT&C, as antenas e os painéis solares, montados e integrados em seguida, como mostra a Figura 4.4.

A sequência apresentada na Figura 4.4 é comum a outras encontradas na literatura de AIT. A presença dessa sequência mostra conformidade com as considerações apresentada por Pisacane (2005), evidencia a importância da montagem e integração mecânica do AOCS o quanto antes, por se tratar de um subsistema crítico para o sucesso da missão, além de fornecer uma visão geral dos momentos de ocorrência das atividades. Para compreensão detalhada de alguns pontos da sequência, recomenda-se o estudo da sequência detalhada proposta por Bürger (2014).

Devido a semelhança estrutural presente nos nanossatélites de voo em formação analisado aqui, para que haja uma melhor eficiência na montagem e integração dos subsistemas recomenda-se a utilização de uma plataforma tipo a plataforma modular UNISEC, em que consiste em uma plataforma que facilita no processo de montagem e integração dos nanossatélites.

Devido a presença do subsistema de propulsão e do dos painéis solares, segue algumas observações (SILVA, 2011):

- Caso a propulsão seja a partir de propelentes líquidos, durante as atividades de AIT, este propelente, perigoso para manipulação humana e cancerígenos, ex. a hidrazina, deve ser substituído por álcool ibopropílico. Zaberchik et al. (2019) utilizou Nitrogênio para realização do teste funcional, Seção 3.2.3. Outra possibilidade é a utilização de gás Hélio.
- São utilizados Pyros para a abertura dos painéis solares. Durante as atividades de AIT, os Pyros devem ser utilizados apenas durante o teste de abertura dos painéis solares.

Como mostrado na Tabela 4.1, para fins desta dissertação, os nanossatélites considerados nesta dissertação possuem os mesmos subsistemas. Dessa forma, a sequência mostrada na Figura 4.4 será a mesma para todos os nanossatélites. Entretanto, no caso de uma missão espacial de voo em formação em que os nanossatélites são diferentes, em especial, o nanossatélite líder, há necessidade de uma sequência de procedimento de montagem e integração mecânica específica para ele.

4.1.2 Testes funcionais e elétricos

Os testes funcionais e elétricos são realizados em diferentes momentos durante todas as atividades de AIT sistêmico. O principal objetivo desses testes é verificar: as interfaces dos subsistemas em nível de sistema, o desempenho funcional dos nanossatélites e, os requisitos e conformidades com os campos magnéticos e a interferência eletromagnética (SILVA, 2011).

As atividades de testes elétricos e funcionais são divididas em modo, conforme a configuração do nanossatélite. Cada um dos modos a seguir possui características e objetivos próprios e são listadas a seguir:

- Modo A: Teste funcional, para verificação básica das funcionalidades de cada subsistema antes e após testes funcionais e comunicação básica entre subsistemas. Também pode ser utilizado para realização da assinatura antes e após os testes de vibração, Figura 4.5 e Figura 4.6;
- Modo B1: Via cabos, as funções e o desempenho do sistema devem ser verificados para todos os modos de operação do nanossatélite. Além disso, deve-se verificar que todos os subsistemas operam sem interferência. Para Grupo 1 de nanossatélites;
- Modo B2: Via cabos, teste simplificado de simulação de voo, para verificação dos requisitos dos modos de operação. Além disso, teste simplificado para verificação do status do nanossatélite por meio de envio de telecomando e recebimento de telemetria, via cabo. Para Grupo 2 de nanossatélites;
- Modo C: Via cabos, teste de voo em formação. As funções e desempenho do voo em formação devem ser verificados para todas as atividades de voo em formação requisitadas em projeto. Isso pode incluir: manutenção da formação, manobra da formação, comunicação entre satélites, dentre outros.
- Modo D1: Via RF, teste de simulação de voo. As funções e o desempenho do sistema devem ser verificados para todos os modos de operação do nanossatélite, garantindo que os subsistemas operam sem

interferência. Para Grupo 1 de nanossatélites em conjunto com painéis laterais montados;

- Modo D2: Via RF, teste simplificado de simulação de voo, para verificação dos requisitos dos modos de operação. Além disso, teste simplificado para verificação do status do nanossatélite por meio de envio de telecomando e recebimento de telemetria. Para Grupo 2 de nanossatélites em conjunto com painéis laterais montados.

Os modos #1 se referem aos nanossatélites do Grupo 1 e os modos #2 se referem aos nanossatélites do Grupo 2. Tanto o modo A, quanto o modo C serão utilizados, conforme definidos anteriormente, nos dois grupos de nanossatélites. As características dos modos de configuração dos nanossatélites foram baseados em Bürger (2014) e Silva (2011). As configurações e os modos dos nanossatélites para testes elétricos e funcionais são mostrados na Tabela 4.3.

Tabela 4.3 – Características de cada modo dos nanossatélites.

		MODOS					
		A	B1	B2	C	D1	D2
Configuração do Nanossatélite	Subsistemas	X					
	Subsistemas + Antenas		X	X			
	Subsistemas + Antenas + Painéis laterais				X	X	X
Monitoramento e Controle	Cabos	Umbilical – S/C	X	X	X	X	X
		Coaxial		X	X		
	Antenas					X	X
Fonte de alimentação	Baterias	X	X	X	X	X	X
	Fonte	X	X	X	X		
EGSE	EGSE Nanossatélite	X	X	X	X	X	X
	EGSE COTS do módulo RF					X	X
	AOCS/GNC sensores e simuladores				X		

Fonte: Produzida pelo autor.

A justificativa para a presença dos nanossatélites líder e seguidor no Grupo 1 é justamente o padrão de resposta que será apresentado nos testes elétricos e funcionais. Em outras palavras, devido a diferença funcional entre os nanossatélites líder e seguidor, irá gerar padrões de respostas distintas, inviabilizando a simplificação nesse sentido. Esclarecendo, os objetivos do

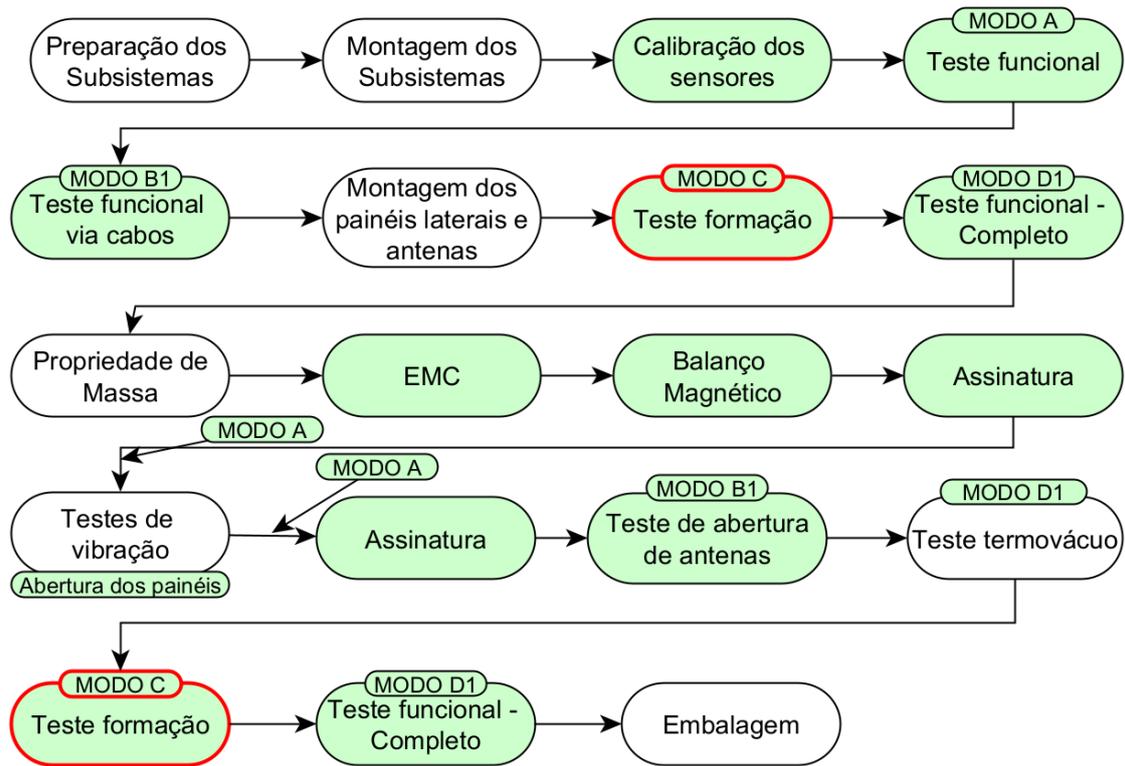
nanossatélite líder é diferente do nanossatélite seguidor dentro da missão de voo em formação, conforme mostrando na Seção 2.2. Em uma missão de voo em formação, o nanossatélite líder segue uma determinada trajetória e o nanossatélite seguidor persegue o nanossatélite líder.

Como dito anteriormente, a principal justificativa para divisão dos nanossatélites em grupos é diminuir a quantidade de testes repetitivos e exaustivos. Essa é a razão pela qual foi feita a divisão dos modos B e D em modos B1, B2 e D1, D2 respectivamente. Apesar de possuírem a mesma configuração, a quantidade de testes elétricos e funcionais a ser realizado nos modos B1 e D1 são mais extensos que os realizados nos modos B2 e D2.

O modo C, por sua vez, que apresenta características específicas a serem aplicadas no caso desta dissertação, consiste nos testes de voo em formação. Dessa forma, o modo C é específico para verificação das funcionalidades do voo em formação de nanossatélites, que requer a realização dos testes, em sua totalidade, nos dois grupos de nanossatélites considerados, por possuir funcionalidades críticas para missão de voo em formação. Por conta disso, como pode ser visto adiante, na Figura 4.5 e Figura 4.6, foi introduzido uma atividade específica para o modo C, a atividade teste formação, realizada logo após a atividade de calibração dos sensores do AOCS/GNC.

O chamado teste formação, Figura 4.5 e Figura 4.6, é a atividade que utiliza o modo C para verificação das funcionalidades do voo em formação. Este teste deve ser realizado antes e depois dos testes ambientais, para verificação da inexistência de qualquer alteração nas respostas devido aos testes ambientais. Além disso, a realização dos testes formação, pelo modo C do nanossatélite, devem ser feitas em uma infraestrutura específica, mais bem detalhada na Seção 4.2.1. Isso posto, as figuras a seguir, Figura 4.5 e Figura 4.6, mostram as sequências de testes elétricos e funcionais proposta para o Grupo 1 e Grupo 2, respectivamente.

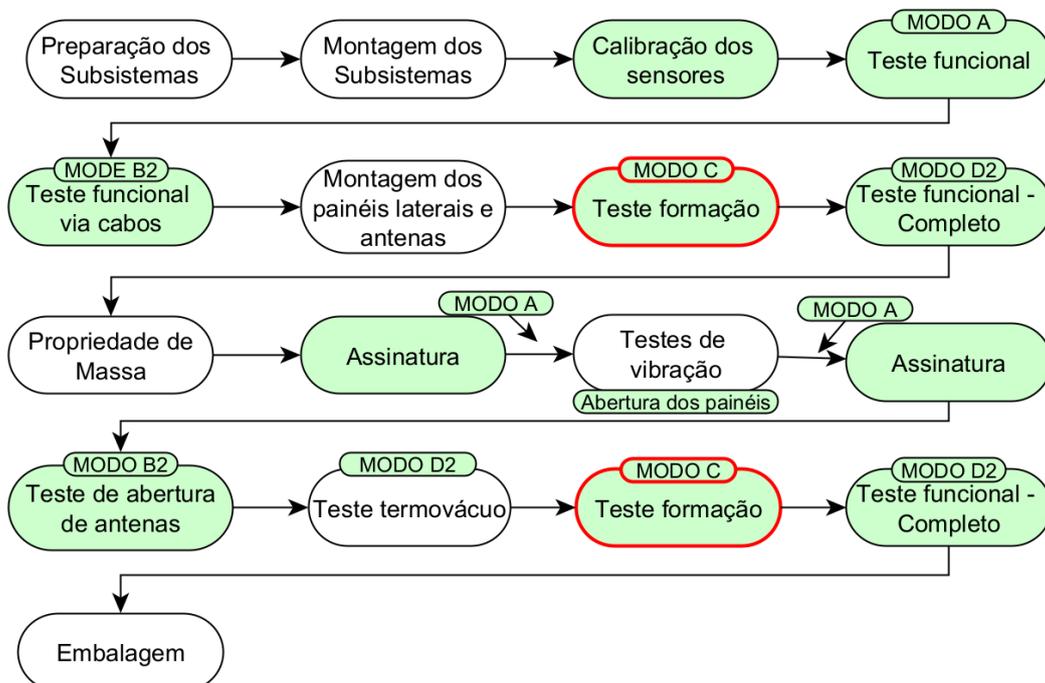
Figura 4.5 – Sequência de testes elétricos e funcionais – Grupo 1.



Cores: Verde – Teste funcional.

Fonte: Produzida pelo autor.

Figura 4.6 – Sequência de testes elétricos e funcionais - Grupo 2.



Cores: Verde – Teste funcional.

Fonte: Produzida pelo autor.

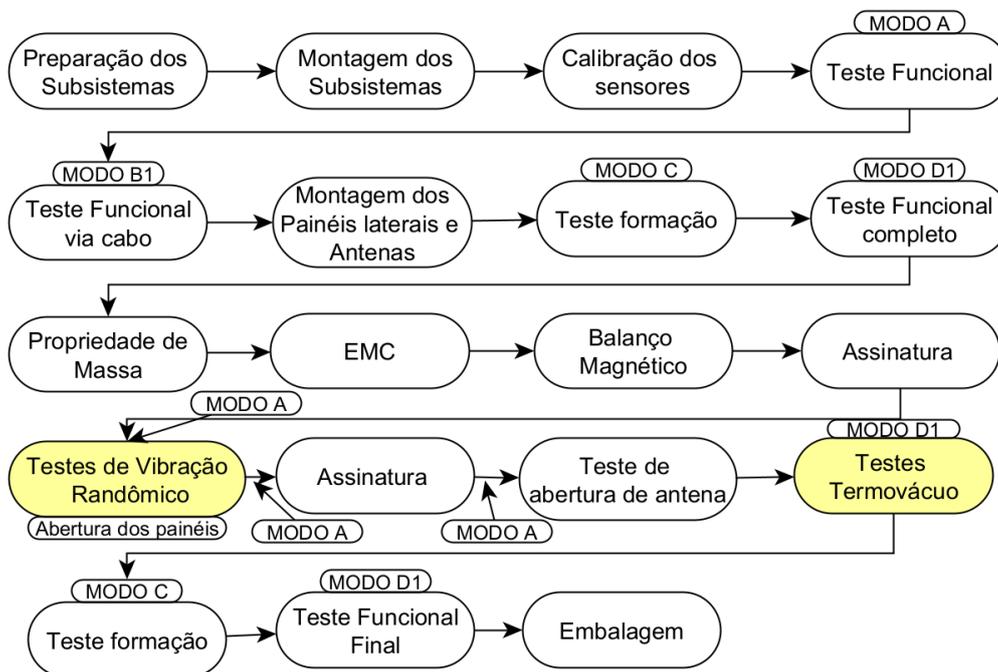
4.1.3 Testes ambientais

Os testes ambientais são realizados em solo, em um centro de teste especializado, com o objetivo de verificar a integridade dos nanossatélites em ambientes semelhantes à operação real. Para isso, durante os testes ambientais, são verificados os requisitos de desempenho funcional em condições semelhantes ao ambiente real de operação dos nanossatélites e à integridade mecânica dos subsistemas, a nível de sistema, dos nanossatélites.

Devido a semelhança na arquitetura e nas condições de operação em que serão expostas em órbita, os nanossatélites do Grupo 1 serão submetidos aos mesmos testes ambientais. Entretanto, como evidenciado nos testes elétricos e funcionais, Seção 4.1.2, as respostas obtidas para os nanossatélites do Grupo 1 podem apresentar diferenças, por serem funcionalmente diferentes entre si. Essa diferença pode ser vista, por exemplo, no teste de termovácuo, a partir da análise dos dados recebidos durante o teste. Os testes ambientais para o Grupo 2 terão como base os dados obtidos nos testes ambientais do Grupo 1 e, a partir desses dados, os testes ambientais do Grupo 2 poderão sofrer alterações de forma a aumentar a eficiência dos testes ambientais sistêmicos dos nanossatélites presente no Grupo 2. As formas aumentar a eficiência podem ser a diminuição do ciclo de testes e/ou a introdução de dois ou mais nanossatélites dentro de uma mesma câmara térmica.

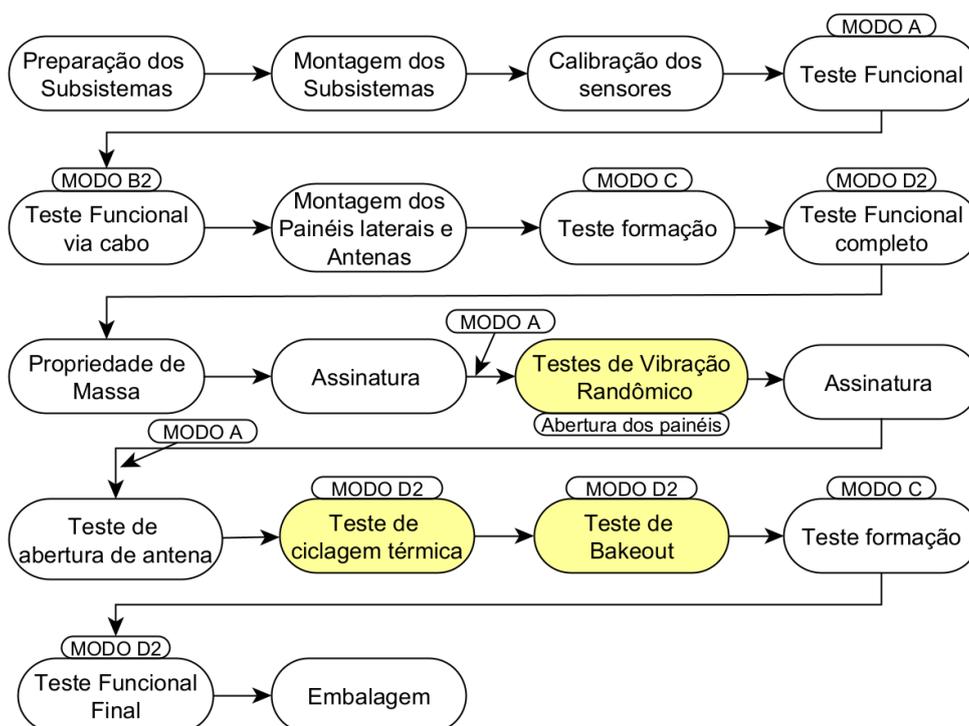
As Figuras a seguir, Figura 4.7 e Figura 4.8, mostram os fluxogramas de testes ambientais de qualificação e aceitação, respectivamente. A presença do teste termovácuo na Figura 4.7, além de estar em conformidade com a Tabela 4.2, é justificada pela importância de entender completamente o comportamento dos nanossatélites do Grupo 1, em condições impostas próximas às condições reais de operação, Seção 4.1.3.

Figura 4.7 – Sequência geral de atividades de testes ambientais – Modelo de Qualificação.



Fonte: Produzida pelo autor.

Figura 4.8 – Sequência geral de atividades de testes ambientais – Modelo de Aceitação.



Fonte: Produzida pelo autor.

Como mostrado na Figura 4.1, o Grupo 1 realizará os testes tanto de qualificação, quanto de aceitação. Os testes sistêmicos presentes no Grupo 1 devem ser realizados como em AIT de satélites tradicional, para que seja compreendido, principalmente, todo o comportamento dos nanossatélites frente as condições impostas. Isso inclui a compreensão de todas as características operacionais, funcionais e elétricas nos ambientes impostos durante os testes ambientais do Grupo 1.

Já para os nanossatélites do Grupo 2, os testes sistêmicos realizados serão, conforme Figura 4.1, os testes de aceitação. Assim, mesmo seguindo a mesma sequência,

Figura 4.8, os testes de aceitação devem ser realizados de forma simplificada, com base nos dados completos obtidos nos testes do nanossatélite seguidor realizado no Grupo 1.

Os testes de vibração randômica devem ser realizados em relação a todos os eixos do nanossatélite, inclusive ao longo do eixo da propulsão. Antes e depois de cada teste de vibração, deve ser realizada uma assinatura, teste funcional (modo A), para verificar a integridade do nanossatélite após a realização dos testes. A assinatura consiste em registrar as principais frequências fundamentais durante o teste de vibração de modo a utilizá-lo como referência pós testes de vibração. Essa assinatura deve ser feita tanto para Grupo 1, quanto para Grupo 2. A simplificação a ser planejada para o Grupo 2 de nanossatélites, para os testes de vibração, pode ser feita a partir do conhecimento adquirido por Rong et al. (2021), mostrada na Tabela 2.5.

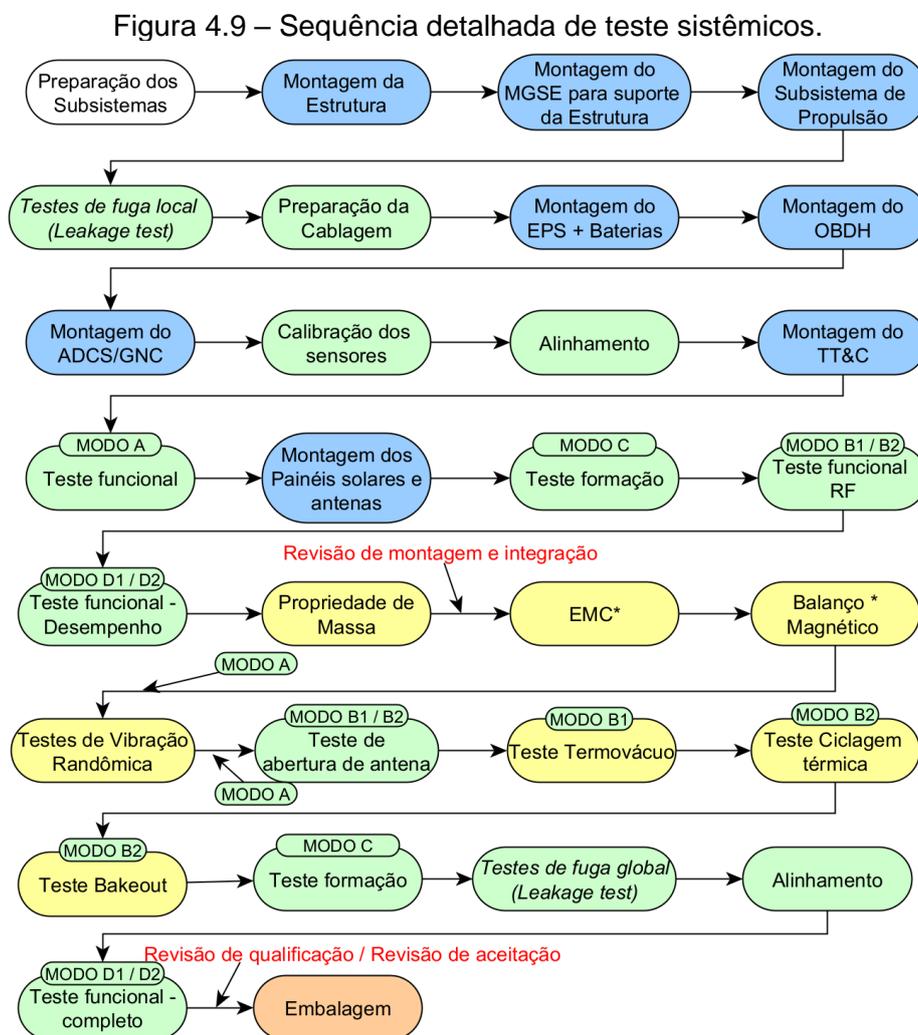
O mesmo pode ser observado com relação aos testes térmicos. A simplificação para o novo plano de testes, a ser implementado no Grupo 2, pode ser planejada com o que foi visto por Rong et al. (2021), mostrada na Tabela 2.5, que se encontra em conformidade com a sequência de testes ambientais mostrada na Figura 4.8. Em outras palavras, substituir os testes termovácuo pelos testes de ciclagem térmica e teste Bakeout no Grupo 2.

Após a realização dos testes sistêmicos do Grupo 1, é realizada a etapa de revisão e análise dos dados obtidos, conforme mostra a Figura 4.1. Esta etapa

é realizada pela instituição de desenvolvimento da missão, onde analisa todos os dados gerados pelos testes sistêmicos do Grupo 1 de forma a gerar um novo plano de teste para ser que seja aplicado nos nanossatélites do Grupo 2. O centro de teste, com os recursos humanos especializados, pode auxiliar no desenvolvimento desse novo plano de teste, que deve ser simplificado, se comparado com plano de teste do Grupo 1, a fim de aumentar a eficiência dos testes.

4.1.4 Sequência de teste detalhada

O fluxograma detalhado de AIT sistêmico do método proposto é apresentado na Figura 4.9.



Legenda: Azul: Montagem e integração / Amarelo: Testes ambientais / Verde: Testes elétricos e funcionais / (*) Itens de testes existentes apenas nos testes de qualificação

Fonte: Produzida pelo autor.

4.2 Infraestrutura para teste sistêmico de nanossatélites com voo em formação

Os meios de testes que compõem a infraestrutura mínima necessária para a qualificação dos nanossatélites em missões de voo em formação, a partir do método desenvolvido nesta dissertação, Seção 4.1, é mostrado na Tabela 4.4.

Tabela 4.4 – Infraestrutura de Testes.

Infraestrutura de Testes	Modelos	
	QM	FM
Hall de integração e Testes funcionais – Área limpa Superior a ISO 7	X	X
Vibradores – Testes Dinâmicos	X	X
Equipamentos de Medida de Massa/Inércia	X	
Câmara termovácuo	X*	X
Câmara de ciclagem térmica		X
Câmara Bakeout		X
RIG – Painel Solar	X	X
Equipamentos para balanço magnético	X	
Câmara/Equipamento para teste de fuga local e global	X	X
Equipamento para solda qualificada espacialmente		X
Meios de testes para testes elétricos e funcionais	X	X
Meios de testes para testes de voo em formação	X	X

QM – Qualification Model / FM – Flight Model.

Fonte: Produzida pelo autor.

As características dimensionais e funcionais de cada meio de teste deve ser analisada de acordo com a missão, tamanho dos nanossatélites e verificar a disponibilidade desses meios de teste no Centro de Testes escolhido. A câmara Bakeout é igual a câmara termovácuo, entretanto, foi feita uma separação na Tabela 4.4 para fins didáticos.

Com a necessidade de realizar as atividades de AIT de múltiplos nanossatélites em conjunto ou de forma paralela, a infraestrutura do Centro de Testes requer adaptações com o objetivo de tornar ambiente mais dinâmicos e conectados.

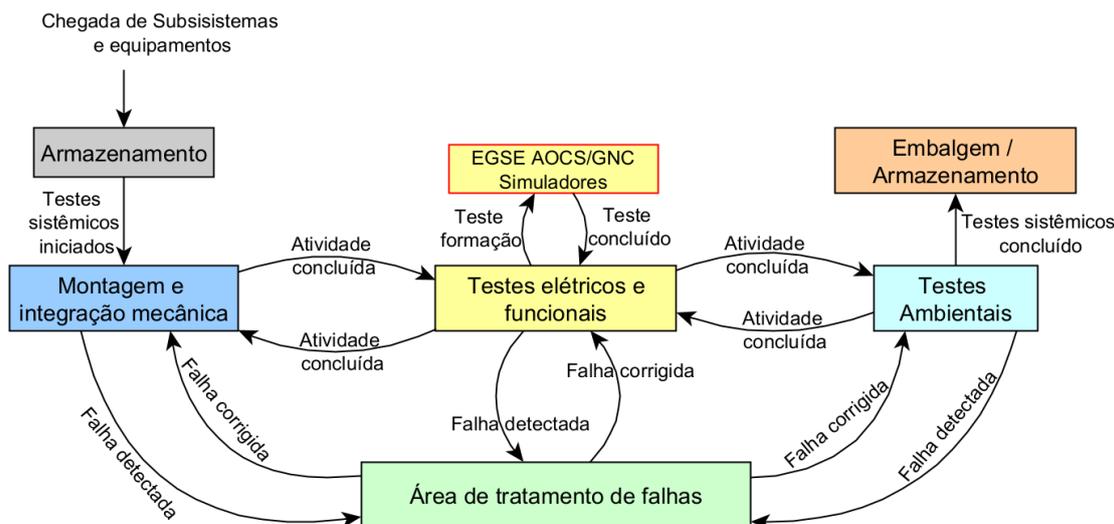
Dessa forma, a infraestrutura proposta nesta dissertação está apresentada na Figura 4.10.

O primeiro requisito para o centro de testes é a necessidade de possuir infraestrutura capaz de realizar todas as atividades de AIT proposta para múltiplos nanossatélites em missões de voo em formação. A escolha por um Centro de Testes completo pode evitar que a instituição de desenvolvimento utilize dois ou mais Centros de Testes para realizar todas as atividades requeridas.

Devido às diversas características de missões de voo em formação de nanossatélites apresentadas nesta dissertação, é recomendável que o Centro de Testes disponha de seguintes recursos:

- Testes automáticos e paralelos:
 - O centro de teste pode otimizar os processos de testes a partir da introdução dos testes paralelos e automáticos. Exemplificando, a realização dos testes funcionais simplificados após a realização dos testes de vibração em um nanossatélite, enquanto o outro nanossatélite está sendo submetido às cargas impostas do teste de vibração.
- Informatização do processo de teste e análise de dados de teste:
 - Devido aos múltiplos nanossatélites e a necessidade por conhecimento e armazenamentos dos dados e do processo de teste em que os nanossatélites se encontram, os centros de testes devem dispor de uma rede de comunicação entre os responsáveis pelos testes, a fim de controlar todos os processos de testes dos múltiplos nanossatélites.
- Linha de produção e testes:
 - Outra alteração importante para aumento da eficiência dos testes está em estruturar uma linha de montagem, integração e testes dos nanossatélites. A infraestrutura proposta é apresentada na Figura 4.10.

Figura 4.10 – Infraestrutura proposta.



Fonte: Produzida pelo autor.

A infraestrutura proposta na Figura 4.10, evidencia seis setores distintos, em que as setas representam a transição de um setor a outro. Por exemplo, para sair do setor de montagem e integração mecânica e ir para o setor de testes elétricos e funcionais deve-se, primeiramente, concluir determinada atividade. Em especial, no setor de testes elétricos e funcionais, tem-se um subsetor onde fica localizado os GSEs necessários para a realização dos testes funcionais de voo em formação, parte essencial para testes sistêmicos da missão de voo em formação. Exceto o setor de armazenamento, todos os outros setores devem estar dentro de uma sala limpa, nas configurações apresentadas na Tabela 4.4.

Sobre o setor de testes ambientais, é possível que seja realizado testes com dois ou mais nanossatélites ao mesmo tempo, a depender das dimensões da câmara térmica. A depender das dimensões dos meios de testes para os testes de vibração randômica, é possível colocar dois ou mais nanossatélites no mesmo meio de testes. Pode-se pensar dessa forma como uma forma de simplificação do planejamento de testes.

A logística da realização das atividades de AIT presente nesta dissertação foi pensada de forma que as atividades de AIT possam acontecer de forma

paralela. Isso significa que, para o Grupo 1, enquanto o nanossatélite líder está na atividade de teste funcional, o nanossatélite seguidor está na atividade de montagem e integração. O mesmo acontece para o Grupo 2, ou seja, enquanto um nanossatélite seguidor está realizando um determinado teste funcional, outro nanossatélite seguidor está na fase de montagem e integração. Toda a logística deverá receber auxílio da rede de comunicação necessária, para que não ocorra perda de informação ao longo do AIT.

Após a realização dos testes de aceitação do Grupo 1, os nanossatélites serão armazenados em um local seguro, enquanto segue com os próximos passos do programa de AIT de múltiplos nanossatélites.

4.2.1 Equipamentos de suporte de teste (GSE)

Em geral, devido à sua simplicidade, os nanossatélites possuem poucos e semelhantes GSE's como o EGSE Nanossatélite e EGSE COTS do módulo RF (*Checkout box*), Tabela 4.3, além da fonte, que pode ser considerado como EGSE. Entretanto, para missões de voo em formação, há uma necessidade por um GSE específico para verificação funcional do AOCS/GNC, aqui chamada de EGSE AOCS/GNC simuladores, Tabela 4.3.

Considerado como um equipamento de suporte de testes, os bancos de testes podem ser de dois tipos, simuladores e robóticos, Seção 2.4.3. É evidente que a utilização de banco de testes do tipo robótico é superior se comparado com banco de teste do tipo simulador. A razão é, principalmente, o fato de conseguir testar o AOCS/GNC em condição ainda mais próxima da realidade, utilizando equipamentos de voo do AOCS/GNC, onde terá uma resposta mais fidedigna sobre a sensibilidade e precisão da calibração dos sensores, dentre outros.

Nesse sentido, em caso da existência dos dois tipos no centro de testes, a decisão dependerá, principalmente, do recurso financeiro disponível pelo contratante do serviço, ou seja, da instituição de desenvolvimento da missão. Para a proposta desta dissertação, a utilização dos dois tipos de banco de testes é considerada. Além disso, estes bancos de testes são caracterizados por serem muito sensíveis a perturbações externas, em especial, o banco de testes do tipo robótico. Dessa maneira, a solução recomendável é semelhante

a dada por Saulnier et al. (2014), ou seja, isolar o banco de testes em uma determinada sala de qualquer perturbação externa e estar em uma sala limpa.

Para o processo proposto, é recomendado a realização completa de testes elétricos e funcionais do Grupo 1, em especial, nos modos B1, C e D1, Seção 4.1.2, tanto nos testes de qualificação, quanto nos testes de aceitação. O modo de configuração do nanossatélite específico para realização dos testes de voo em formação é o modo C, conforme mostra a Tabela 4.3.

Na atividade teste formação, durante os testes de qualificação, é recomendado a realização destes testes por meio de EGSE AOCS/GNC do tipo robótico, a exemplo da Figura B.8 do Anexo B. Nesse momento, são utilizados os nanossatélites líder e seguidor em conjunto, para a verificação funcional das funcionalidades do voo em formação em um meio de teste robótico.

Posteriormente, nos testes de aceitação do Grupo 1, recomenda-se a utilização do EGSE AOCS/GNC do tipo simulador. A justificativa está na utilização de modelos de voo, que é um modelo preparado para lançamento, possuindo equipamentos sensíveis. A verificação das funcionalidades do voo em formação, na atividade teste formação, deve ser completa.

Com os dados obtidos tanto nos testes de qualificação e aceitação nos dois meios de testes disponíveis, tem-se uma base de dados suficiente para análise e revisão dos dados para melhorar, até mesmo simplificar, os testes elétricos e funcionais a serem realizados nos nanossatélites do Grupo 2, durante os testes de aceitação. Para os testes elétricos e funcionais do Grupo 2, em especial, a atividade teste formação, recomenda-se a utilização do EGSE AOCS/GNC do tipo simulador, devido à utilização do modelo de voo.

O EGSE AOCS/GNC do tipo simulador possui diversas configurações, conforme apresentado no Anexo B. Dentre elas, duas se destacam:

- A utilização do satélite líder e do satélite seguidor, conectados a um simulador;
- A utilização apenas do nanossatélite seguidor, no qual o nanossatélite líder está incorporado no simulador, como um nanossatélite virtual.

As duas configurações podem ser utilizadas. Recomenda-se que, para os testes de aceitação do Grupo 1, seja utilizado a primeira configuração. Para os testes de aceitação do Grupo 2, recomenda-se a utilização da segunda configuração.

Sobre o MGSE, em geral, os principais suportes mecânicos para nanossatélites são:

- MGSE operacional – Utilizado como suporte para realização de testes elétricos e funcionais, além de que pode ser utilizado para testes térmicos;
- MGSE montagem – Utilizados como suporte para montagem e integração mecânica;
- MGSE Test-POD – Utilizados como suporte para realização de testes de vibração;
- MGSE Propriedade de Massa – utilizados como suporte para realização de testes de propriedade de massa.

Tanto o EGSE, quanto o MGSE, são essenciais para realização das atividades de AIT dos nanossatélites. Quando se tem dois ou mais nanossatélites, de forma a atender o critério de eficiência, deve ser analisada a quantidade de cada EGSE e MGSE disponíveis e necessárias para a realização das atividades de AIT sistêmico. Como exemplo, para que se consiga realizar a montagem e integração mecânicas em paralelo, é necessário que se tenha quantidades de MGSE suficiente para atender esta demanda.

4.3 Recursos humanos

Os recursos humanos (RH) necessários para a realização das atividades de AIT dos nanossatélites de voo em formação é dependente, principalmente, do centro de testes. Um centro de testes pequeno e exclusivo para nanossatélite necessitará de menos recursos humanos se comparado com um centro de teste grande, preparado para realização do AIT de todas as classes de satélites. Isto posto, a Tabela 4.5 mostra a quantidade de recursos humanos para realização de AIT de nanossatélites de voo em formação em um centro

teste grande, como o caso do maior laboratório de integração e testes do Hemisfério Sul, o LIT/INPE.

Tabela 4.5 – Recursos humanos para AIT de múltiplos nanossatélites.

Itens de teste	RH	OBS.
Teste funcional	1-3	Eng. Eletrônico do LIT
Abertura de antenas	1-2	
Calibração de sensores do AOCS/GNC	1 especialista ou 2 técnicos	
Teste de Balanço Magnético	3	
Teste de compatibilidade eletromagnética (EMC)	2-3	
Medição de Alinhamento	1-2	
Medição de Propriedade Física	1-2	
Teste de Vibração Randômica	2-3	
Teste de termovácuo	3 turnos, total de 6 pessoas	Mais 2 Eng. da equipe
Teste de ciclagem térmica	3-4	
Bakeout		
Teste de fuga	2-3	
Meios de testes para testes elétricos e funcionais	2-3	
Manutenção predial	1	
Responsável pelo controle de contaminação	1	

RH – Recursos humanos / OBS. – Observação.

Fonte: Produzida pelo autor.

Os recursos humanos listados na Tabela 4.5 foram baseados na necessidade de possuir um profissional especialista na aquisição dos dados, um profissional responsável pela montagem do setup e um profissional para a realização dos testes. Especialmente para os testes de termovácuo, tem-se uma quantidade maior de profissionais para acompanhamento dos testes, pois estes testes de longa duração ininterrupto, necessitando de alternar recursos humanos em turnos.

Interessante destacar aqui os recursos humanos necessários para utilização do GSE específico para voo em formação. Por se trata de simulações, podendo ser utilizado HIL para verificação do sistema de controle, é recomendável a

presença de engenheiros de projeto de hardware, engenheiro de software e engenheiro de sistema de controle (ISO, 2013).

Somente estão listados na Tabela 4.5 os recursos humanos necessários que o centro de teste necessitará mobilizar. É comum que, além dos recursos humanos apresentados, exista, pelo menos:

- 1 profissional responsável da equipe de desenvolvimento dos nanossatélites. Geralmente o engenheiro de AIV (*Assembly integration and Verification*);
- 1 Gerente de interface do centro de teste, que possua experiência com as instalações;
- 1 profissional responsável para a manutenção predial do centro de teste;
- 1 profissional responsável pelo controle de contaminação durante os testes.

É recomendável que todos os recursos humanos utilizados para realização dos testes de qualificação sejam os mesmos a serem utilizados em todas as atividades de AIT. Esta recomendação consiste em utilizar os testes de qualificação para também qualificar os recursos humanos na realização de AIT de múltiplos nanossatélites, atendendo a necessidade de aumento da eficiência nas atividades de AIT.

Por fim, cabe destacar que o mesmo profissional pode estar presente em todos os testes. Por exemplo, o profissional que realiza a aquisição de dados pode ser o mesmo durante todo o AIT de todos os nanossatélites. Durante todo o período de AIT, deve possuir ao menos um profissional da equipe de desenvolvimento dos nanossatélites acompanhando todo o procedimento de AIT.

5 PROCESSO DE TESTE SISTÊMICO DE NANOSSATÉLITE COM VOO EM FORMAÇÃO APLICADO AO LIT/INPE

O Laboratório de Integração e Teste (LIT/INPE) é o maior laboratório especializado em AIT de satélites no Hemisfério Sul. Este laboratório possui capacidade para realização das atividades de AIT de todas as classes de satélites. Em termos de infraestrutura, Silva (2019) lista todos os locais e meios de teste para realização das atividades de AIT no LIT/INPE:

- Áreas de sala limpa de diferentes níveis;
 - Hall de Integração – ISO 8;
 - Hall de teste – ISO 7;
- Sala de controle para os testes;
- Laboratórios de suporte para integração e testes;
- Escritórios dos profissionais do LIT/INPE.

Sobre os meios de testes:

- *Deployment rig* – teste de abertura dos painéis solares;
- Equipamentos para testes de Vibração e choque;
- Câmaras de ciclagem térmica;
- Medição de propriedade de massa;
- Área de armazenamento de mercadorias;
- Local de descargas de mercadorias;
- Câmaras termovácuo;
- Câmaras anecoicas;
- Câmaras acústicas;
- Laboratório de metrologia;
- Câmara para teste de antenas;
- Laboratório de tratamento de superfície;

- Laboratório solda espacial;
- Laboratório de processamento de dados;
- Laboratório de aquisição de dados.

Em comparação com a infraestrutura e meios de testes requisitados para realização das atividades de AIT sistêmicos de múltiplos nanossatélites, Tabela 4.4, o LIT/INPE possui toda infraestrutura necessária para realização destes testes, além dos recursos humanos disponíveis são extremamente especializados em sua área de atuação. Entretanto, se tratando especificamente de testes sistêmicos de nanossatélites em missões de voo em formação, algumas ações devem ser tomadas:

1. O LIT/INPE ainda não realizou testes sistêmicos em dois ou mais nanossatélites simultaneamente, necessitando de realizar treinamentos com recursos humanos disponíveis no LIT;
2. A logística dentro do laboratório pode ter que ser alterada para se adaptar as necessidades de testes sistêmicos paralelos;
3. O LIT/INPE não possui EGSE AOCS/GNC simuladores de nenhum tipo, especializado para realização dos testes de voo em formação. Para isso recomenda-se:
 - a. A introdução de EGSE AOCS/GNC simuladores do tipo simulador, tendo como base o já existente para realização do teste sistêmicos do AOCS em satélites grandes;
 - b. Caso haja uma demanda maior para realização de testes sistêmicos de AIT de voo em formação, desenvolver EGSE AOCS/GNC simuladores do tipo robótico;
4. É preciso analisar a possibilidade de realização de testes sistêmicos ambientais em múltiplos nanossatélites no LIT/INPE. Até o momento, ainda não houve essa demanda para o LIT/INPE. Entretanto, com os GSE's apropriados, os testes sistêmicos em múltiplos nanossatélites com voo em formação podem ser realizados no LIT/INPE;

5. Necessidade por adaptar e/ou desenvolver um *deployment rig* específico para abertura dos painéis solares de nanossatélites, caso seja requisitado. É um dispositivo que compensa o peso do painel solar.

5.1 Caso de aplicação hipotética do processo de testes sistêmicos de nanossatélites de voo em formação

Essa Seção é dedicada a um caso hipotético da aplicação do processo de AIT em nanossatélites de voo em formação. Nesta linha, o caso hipotético tem como centro de testes o LIT/INPE e, para o AIT, o processo de AIT desenvolvido no Capítulo 4. Além disso, será utilizada as características de missão de voo em formação observado no início do Capítulo 4, incluindo as características dos nanossatélites do voo em formação, Tabela 4.1.

De forma resumida, o caso hipotético consiste em uma missão de voo em formação, composta por três nanossatélites 6U. O tipo de arquitetura de controle da formação será do tipo líder-seguidor, contendo um nanossatélite líder e dois nanossatélites seguidores. As arquiteturas dos nanossatélites serão conforme apresentadas na Tabela 4.1.

Seguindo o processo de AIT proposto no Capítulo 4, inicialmente, tem-se o diagrama macro de testes, Figura 4.1. Este diagrama mostra, de forma geral, as principais atividades que deverão ser realizadas durante o AIT de nanossatélites. Dessa forma, seguindo o digrama apresentado na Figura 4.1, a Figura 5.1 apresenta um diagrama macro de testes mais detalhado.

O diagrama macro de testes mais detalhado, Figura 5.1, evidencia as principais atividades a serem realizadas durante o AIT de nanossatélites. A Figura 5.1 apresenta alguns pontos importante: a visão de programa existente no AIT de múltiplos nanossatélites, as fases de testes sistêmicos e o paralelismo nas atividades de AIT.

A visão de programa para o AIT de múltiplos nanossatélites consiste em verificar que projetos individuais são dependentes entre si. É razoável perceber que o projeto de AIT do nanossatélite líder depende do projeto de AIT do nanossatélite seguidor, formando o Grupo 1 de nanossatélite. Em seguida, o

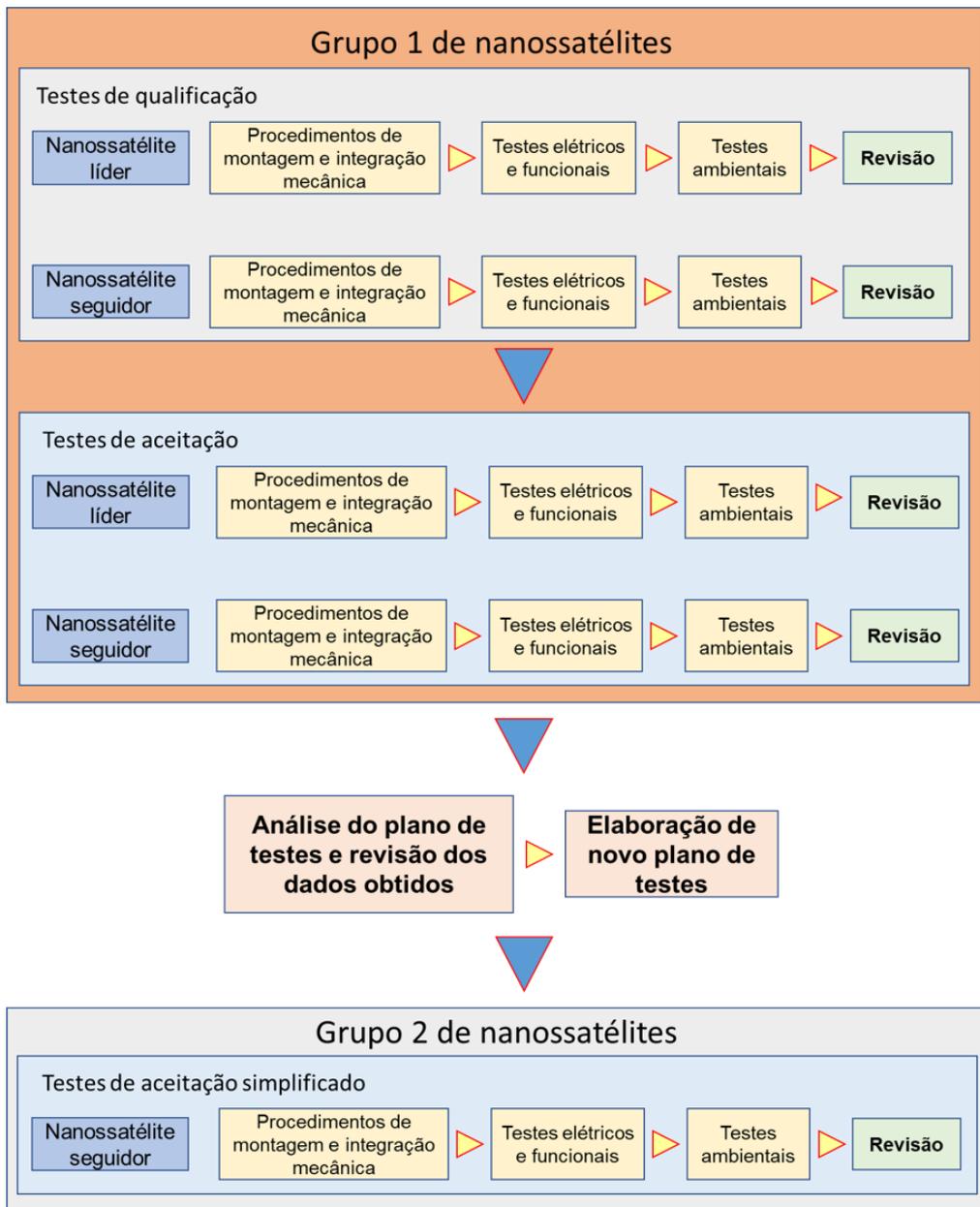
projeto de AIT do nanossatélite seguidor do Grupo 2 depende dos projetos do Grupo 1 de nanossatélite. A dependência dos projetos gera benefícios que não é possível quando se trata projetos individuais, caracterizando a visão de programa em AIT de múltiplos nanossatélites.

A Figura 5.1 mostra também as principais fases de testes dos nanossatélites neste caso hipotético. Inicialmente no Grupo 1, os nanossatélites líder e seguidor deverão passar pelos testes de qualificação e, em seguida, pelos testes de aceitação. Após os testes de aceitação, devem ser analisadas todas as atividades realizadas no Grupo 1, considerando todos os dados obtidos, as lições aprendidas e a documentação produzida para elaboração do novo plano de testes. A principal característica deste plano de testes é de ter atividades de testes mais enxutas. Por fim, após a elaboração do novo plano de teste, deve ser realizada as atividades de AIT para o nanossatélite seguidor do Grupo 2.

Uma das principais características para realização dos testes em lote é o paralelismo. Nesse exemplo hipotético, com três nanossatélites, sendo dois no Grupo 1 e um no Grupo 2, apenas é possível realizar as atividades de testes sistêmicos paralelas com os nanossatélites do Grupo 1, como mostra a Figura 5.1.

O principal benefício do paralelismo nesse caso hipotético é a utilização dos mesmos recursos humanos em todos os nanossatélites da formação. Isso justifica a razão pela qual foi escolhida o modelo *prototype* em detrimento do modelo *profflight*, Seção 4.1: o treinamento dos recursos humanos desde o modelo de qualificação.

Figura 5.1 – Diagrama macro de testes detalhado.



Fonte: Produzida pelo autor.

Segundo, a matriz de testes para esse caso hipotético é a mesma apresentada na Tabela 4.2. Seguindo a matriz de testes e as sequências de testes apresentada no Capítulo 4 – montagem e integração mecânica, testes elétricos e funcionais, e testes ambientais –, as Figuras Figura 5.2 e Figura 5.3 apresentam as sequências de atividades detalhadas para os testes sistêmicos dos nanossatélites para esse caso hipotético. As Figuras Figura 5.2 e Figura

5.3 apresentam os setores dentro do centro de testes em colunas, definido na Seção 4.2.

Especificamente neste caso hipotético, os testes de qualificação e aceitação do Grupo 1 estão sendo elaborados em paralelo. Como é possível verificar nas Figuras Figura 5.2 e Figura 5.3, a preparação para montagem e integração do nanossatélite seguidor (cor amarela) se inicia após a montagem e integração do subsistema de propulsão do nanossatélite líder (cor azul). A partir disso, segue uma sequência de atividades de forma a, principalmente, aproveitar os recursos humanos disponíveis. Isso significa que, a mesma pessoa que fez a montagem e integração do subsistema de propulsão do nanossatélite líder é a mesma que irá realizar a atividade de montagem e integração do subsistema de propulsão do nanossatélite seguidor.

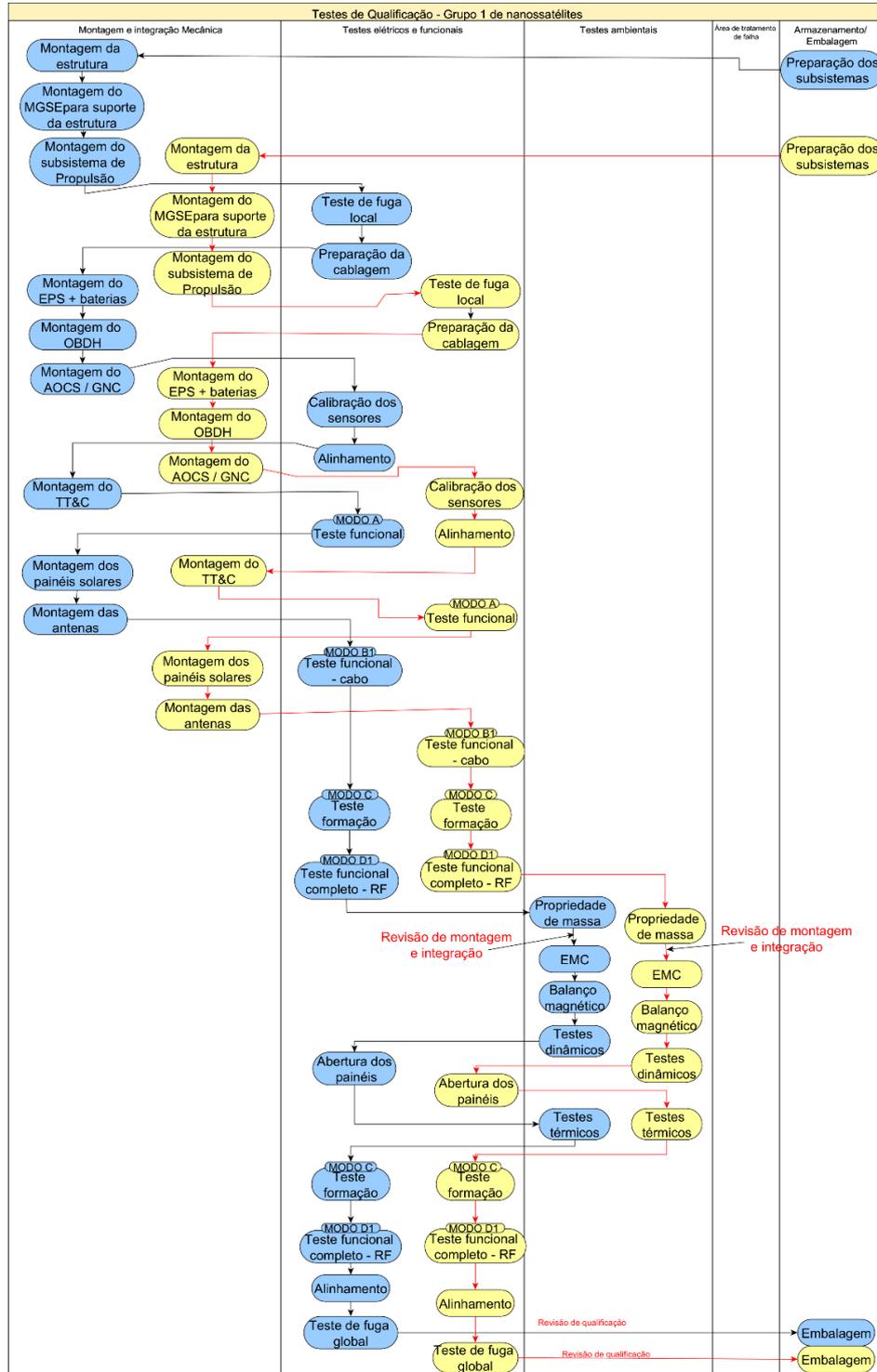
Ainda nas Figuras Figura 5.2 e Figura 5.3, temos um caso do teste formação, atividade de que se encontrar no meio de ambas as figuras. A atividade teste formação é uma das atividades de testes elétricos e funcionais e tem o objetivo de verificar, exclusivamente, as funcionalidades do voo em formação. Para os testes de qualificação, o teste formação é realizado com os dois nanossatélites em conjunto e deve-se utilizar o EGSE para o AOCS/GNC do tipo robótico, semelhante ao desenvolvido pela universidade de Würzburg, Figura 3.1, conforme a Seção 4.2.1. Em seguida, para o teste de aceitação, o EGSE para o AOCS/GNC é do tipo simulador, conforme a Seção 4.2.1, e deve-se utilizar os dois nanossatélites, semelhante ao banco de testes apresentação na Seção B.4, Anexo B desta dissertação.

Outro ponto a ser mencionado está durante os testes térmicos. Para o teste de qualificação, Figura 5.2, o teste termovácuo é realizado nos dois nanossatélites ao mesmo tempo. O mesmo acontece nos testes de aceitação para o teste de ciclagem térmica e de Bakeout, Figura 5.3. A possibilidade de realizar estes testes em conjunto está relacionada com as dimensões da infraestrutura existente no LIT/INPE.

Por fim, apesar de passarem pelas mesmas atividades durante todo o AIT, as respostas geradas pelos testes dos nanossatélites do Grupo 1. A justificativa

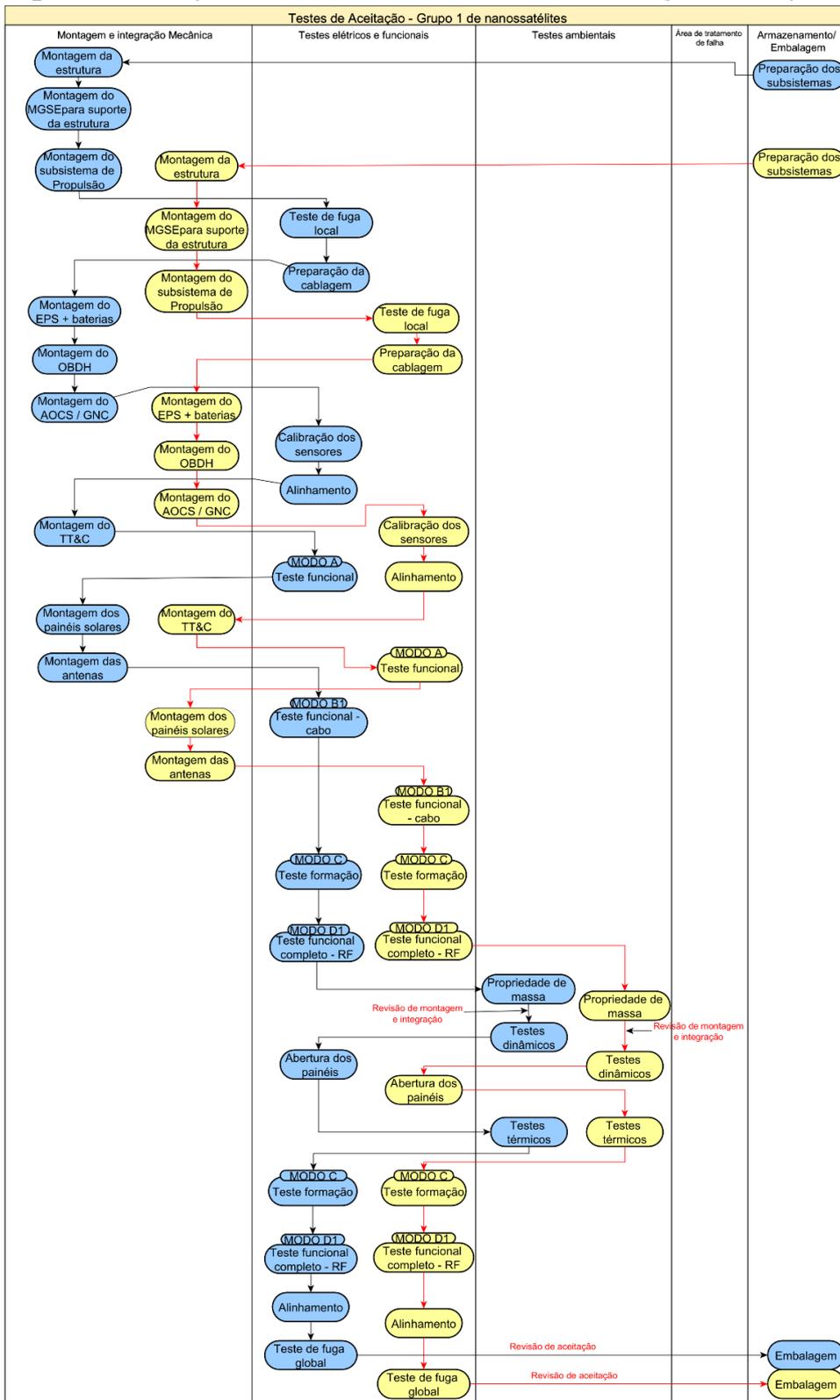
está apresentada na Seção 2.2, em que os dois nanossatélites apresentam respostas funcionais distintas, por possuírem objetivos diferentes durante a missão de voo em formação.

Figura 5.2 – Sequência de atividades dos testes de qualificação do Grupo 1.



Legenda: Azul: Nanossatélite Líder / Amarelo: Nanossatélite seguidor.
 Fonte: Produzida pelo autor.

Figura 5.3 – Sequência de atividades de testes de aceitação do Grupo 1.



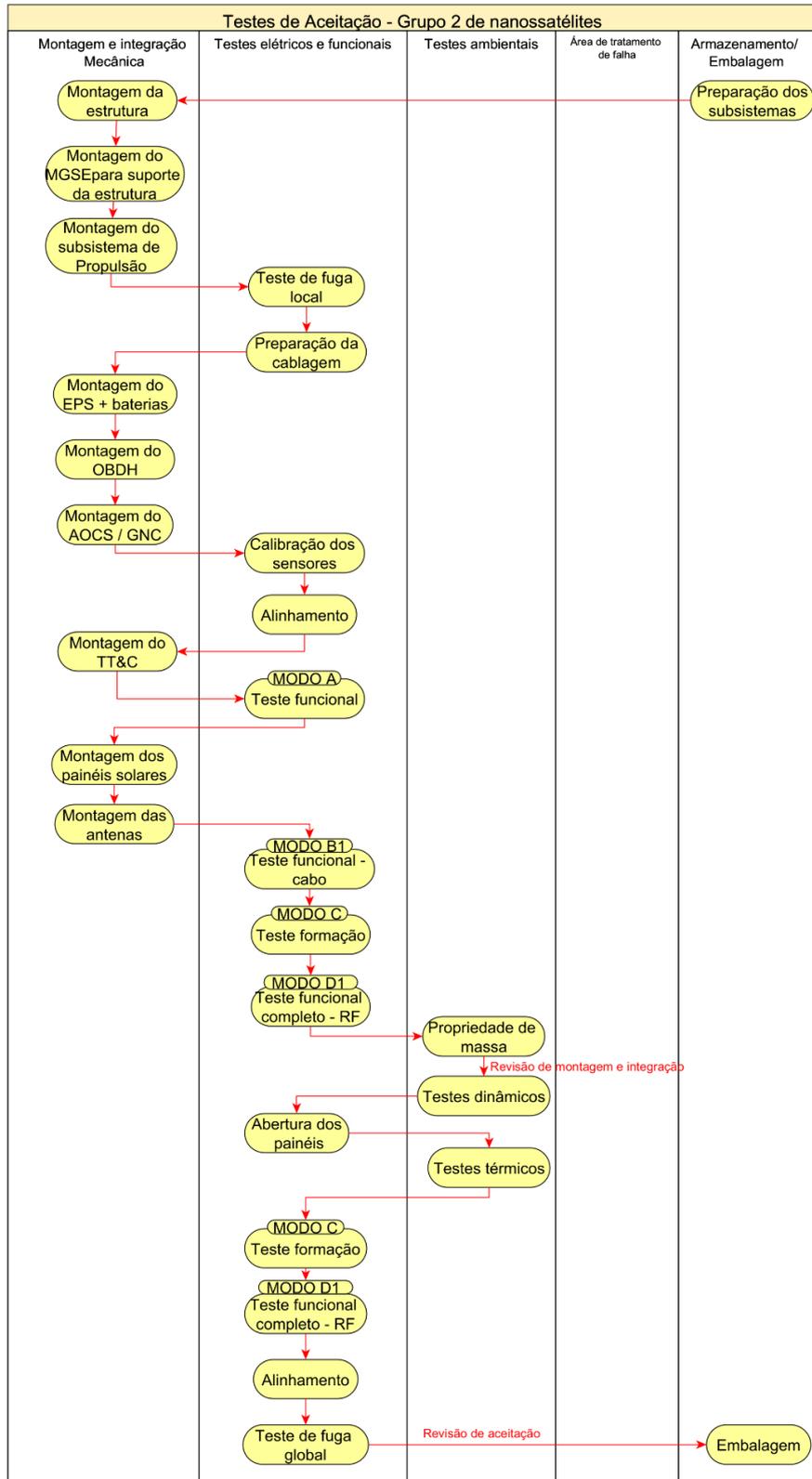
Legenda: Azul: Nanossatélite Líder / Amarelo: Nanossatélite seguidor.
 Fonte: Produzida pelo autor.

Após a realização dos testes de qualificação e aceitação do Grupo 1, inicia as atividades de revisão dos dados obtidos e elaboração de novo plano de testes. Essas atividades objetivam analisar todos os resultados obtidos pelos testes realizados no Grupo 1 e, a partir disso, elaborar um novo plano de testes, mais simplificado. A responsabilidade por este novo plano de teste é da organização de desenvolvimento da missão de voo em formação, podendo receber auxílio da equipe do LIT/INPE, que realizou os testes sistêmicos.

Seguindo a Figura 5.1, após a elaboração do novo plano de testes, são realizados os testes de aceitação do Grupo 2. A Figura 5.4 mostra as atividades de testes para o nanossatélite do Grupo 2. A sequência de atividade é semelhante, se comparada com a Figura 5.3, entretanto, a principal diferença entre esses dois nanossatélites está presente dentro de algumas atividades. Para este plano de testes, não foi considerado descartar atividades de testes do fluxograma, mas sim, simplificar algumas atividades de testes.

Em um programa de AIT de múltiplos nanossatélites, a simplificação está presente em alguns pontos das atividades. O fato de utilizar os mesmos recursos humanos no AIT do Grupo 2, tem a chance de diminuir o tempo de montagem e integração. Os testes elétricos e funcionais são automatizados, pelo conhecimento adquirido durante os testes do Grupo 1. Outros exemplos de simplificação podem estar presente no planejamento de determinados testes. Pelo conhecimento do comportamento do nanossatélite do Grupo 1, os testes elétricos e funcionais do Grupo 2 podem dar mais ênfase a determinado comportamento.

Figura 5.4 – Sequência de atividades de testes de aceitação do Grupo 2.



Legenda: Azul: Nanossatélite Líder / Amarelo: Nanossatélite seguidor.
 Fonte: Produzida pelo autor.

Por fim, em casos de haver algum erro ou falha nos nanossatélites durante o AIT, é preciso enviá-los para o setor de tratamento de falha. Este setor é responsável por analisar todo o problema apresentado e verificar as possíveis soluções e consertos.

Devido a característica específica do processo desenvolvido neste trabalho, deve-se possuir mais de um do mesmo MGSE. Ao analisar a Figura 5.2 e Figura 5.3 verifica-se há realização da campanha de testes de dois nanossatélites ao mesmo tempo. Assim, dos MGSE's listado na Seção 4.2.1, o MGSE operacional e o MGSE montagem deverão ser construídos para os dois nanossatélites. Como há semelhança estrutural dos dois nanossatélites do Grupo 1, o pode-se possuir apenas um MGSE Test-POD e um MGSE Propriedade de Massa, visto que, como mostra a Figura 5.2 e Figura 5.3, os testes de propriedade de massa e testes de vibração do nanossatélite seguidor ocorre logo após os mesmos testes realizados no nanossatélite líder.

Os EGSE's também devem-se analisar o plano de testes para verificar quantos GSE's são necessários. Como os testes elétricos e funcionais são realizados em paralelos, há necessidade de ter, a luz da Tabela 4.3, pelo menos, duas Fontes, dois EGSE Nanossatélite e dois EGSE COTS do módulo RF. Para a atividade teste formação, entretanto, há necessidade de apenas um EGSE AOCS/GNC sensores e simuladores, tanto do tipo robótico, quanto do tipo simulador. A justificativa é que, para a atividade teste formação, é utilizado os dois nanossatélites em conjunto.

Os testes em paralelo não são possíveis de serem realizados durante os testes de vibração randômica. Até o momento, ainda não se realizou testes sistêmicos de dois nanossatélites na infraestrutura do LIT/INPE, ao mesmo tempo, em um mesmo *shaker*. Por isso, de forma conservadora, e pelo fato de o LIT/INPE possuir apenas um *shaker*, os testes sistêmicos de vibração serão realizados um após o outro.

Os testes térmicos incluem o teste termovácuo, teste de ciclagem térmica e teste Bakeout. Em tais testes, os nanossatélites do Grupo 1 serão testados em conjunto. A câmara para testes termovácuo, mesma que a câmara para testes

de Bakeout, do LIT/INPE possui dimensões suficientes para abrigar os dois nanossatélites 6U para os testes termovácuo no modelo de qualificação. Para o modelo de aceitação, modelo de voo, são realizados os testes de ciclagem térmica e o de Bakeout. Novamente, devido às dimensões das respectivas câmaras do INPE/LIT, é possível que seja realizados estes testes nos dois modelos de voo dos nanossatélites do Grupo 1.

Por fim, os recursos humanos necessários para realização dos testes sistêmicos dos nanossatélites, neste exemplo hipotético, seguem o que foi apresentado na Tabela 4.5. É importante ressaltar que os recursos humanos utilizados para realização das atividades de AIT do Grupo 2 devem ser os mesmos que realizaram os testes sistêmicos dos nanossatélites do Grupo 1. Estes recursos humanos já foram treinados durante os testes de qualificação, já realizaram os testes de aceitação do Grupo 1 e, agora, devem realizar os testes de aceitação do Grupo 2. Estes recursos humanos já entenderam todo o processo de AIT e podem, na medida de suas atribuições, contribuir para simplificação do plano de testes durante a etapa de revisão dos dados obtidos.

6 DISCUSSÃO

Este capítulo ressalta as contribuições do trabalho através de comparações entre o método proposto no Capítulo 4, a fundamentação teórica do Capítulo 2 e a revisão bibliográfica do Capítulo 3.

6.1 Métodos de AIT de nanossatélites

Uma das grandes particularidades de missões com nanossatélites é a diversidade de configurações existentes nas plataformas desses nanossatélites. Ao poder variar de 1U a 12U e poder utilizar muitos equipamentos do tipo COTS, muitos dos processos de desenvolvimento de missões espaciais de nanossatélites devem ser revistos projeto a projeto, em especial, para a fase de AIT. Como se não bastasse a variedade de configurações de nanossatélites, as missões de voo em formação consistem em um conjunto específico de missão espacial distribuída, possuindo diversas configurações, conforme apontado por Le Moigne et al. (2021).

Ainda hoje, encontram-se poucas referências especializadas na compreensão da fase de AIT de nanossatélites. O método proposto por Bürger (2014) e a norma ISO (2017) fornecem uma excelente base para a compreensão de todo o processo de AIT de nanossatélite. As limitações apresentadas por Bürger (2014) são perfeitamente supridas pela ISO (2017). Além disso, a norma ISO (2017) fornece, não um processo, mas uma visão geral do que pode ser adaptado para realização de AIT em nanossatélites de constelações ou nanossatélites em série.

O método proposto por Rong et al. (2021) consiste em um conjunto de considerações acerca da adaptação de AIT de satélite tradicionais para realização de AIT de microssatélite em constelação. Dessa maneira, enquanto Rong et al. (2021) nos entrega, de forma geral, a infraestrutura e os testes mínimos necessários para a realização de testes sistêmicos de constelações, a norma ISO (2017), fornece recomendações de alto nível sobre como planejar os testes sistêmicos de nanossatélites em série e constelações.

O processo proposto nesta dissertação é direcionado para missões de voo em formação de nanossatélites. Esse processo apresenta o método, a

infraestrutura e os recursos humanos mínimos necessários para realização de uma missão de voo em formação. Focado nesse tipo de missão espacial, o processo proposto apresentou os meios de testes necessários e específicos para realização dos testes funcionais e elétricos dos nanossatélites de voo em formação, além de descrever, para cada infraestrutura, a quantidade de recursos humanos necessários para realização do AIT de nanossatélite de voo em formação.

Em vista disso, a Tabela 6.1 apresenta uma comparação dos métodos utilizados e a capacidade proposta nesta dissertação.

Tabela 6.1 – Comparação dos métodos de testes sistêmicos.

	Método de Bürger (2014)	Método de ISO (2017)	Método Rong et al. (2021)	Processo proposto por Ferreira (2022)
Aplicação	CubeSats	Nanossatélites <ul style="list-style-type: none"> • Únicos; • Em Série; • Constelação. 	Constelação de microssatélites	Voo em formação de nanossatélites
Documentação	X	-	-	-
Montagem e integração	X	-	-	X
Testes elétricos e funcionais	X	X	-	X
Testes ambientais	X	X	-	X
Atividade geral de AIT	X	X	X	X
Meio de teste	X	-	-	X
Infraestrutura do centro de teste	X	-	X	X
Recursos humanos	X	-	X	X

Fonte: Produzida pelo autor.

A Tabela 6.1 mostra que cada método possui suas especificidades, sendo que, para a capacidade proposta nesta dissertação, o foco em missões de voo em formação. Além disso, este trabalho fornece uma visão geral de todos os passos das atividades de AIT específico para voo em formação, ou seja, propõe uma sequência para montagem e integração, testes elétricos e

funcionais e testes ambientais, além de propor uma divisão dos nanossatélites da missão em dois como uma forma de diminuir os custos e aumentar a eficiência dos testes sistêmicos realizados.

6.2 AIT de nanossatélites de voo em formação realizados

Por conta da carência existente em AIT de nanossatélites, esta dissertação não restringiu a apenas a classe de nanossatélite. Buscou-se informações de AIT em outras classes de satélites, por isso, a análise de testes sistêmicos da missão PRISMA e análise de testes sistêmicos de constelações de microssatélites.

Com a análise desses testes sistêmicos analisado, algumas constatações podem ser feitas:

- A realização dos testes sistêmicos do NetSat ocorreu em dois centros de testes diferentes, Seção 3.2.2. Além disso, o banco de testes utilizado é para testes em nível de sistema.
- A análise do fluxograma de testes do SAMSON mostrou a realização do teste de vibração sinusoidal e de ruído acústico, Seção 3.2.3. Além disso, os modelos utilizados foram o modelo *protoflight* e modelo de voo.
- Os testes AOCS/GNC do PRISMA foram baseados em um outro satélite e ocorreu em dois momentos, a saber, malha aberta e depois, em malha fechada, Seção 3.2.1.1.

Em comparação com o processo proposto houve algumas divergências com relação aos testes realizados nos nanossatélites NetSat e SANSOM. O processo proposto nesta dissertação recomenda a utilização de apenas um centro de testes capaz de realizar todos os testes sistêmicos necessários dos múltiplos nanossatélites. Este ponto diverge do realizado pela missão NetSat, em que os testes ambientais foram realizados em dois centros de testes distintos. Apesar do sucesso da missão NetSat, o processo proposto não recomenda este tipo de procedimento, visto que o proposto nesta dissertação é

conservador com relação a isso, além de ter sido fundamentado na norma ISO (2017).

Sobre os testes realizados nos nanossatélites da missão Adelis-SANSOM, Seção 3.2.3, o processo proposto recomenda a realização apenas do teste randômico em substituição dos testes de vibração sinusoidal e de ruído acústico, sendo amparada pela norma ISO (2017). Além disso, a utilização do modelo *protoflight* em vez de utilizar modelo de qualificação foi uma decisão da instituição de desenvolvimento da missão Adelis-SANSOM, por se tratar de uma instituição mais experiente. O processo proposto sugere a utilização da filosofia *prototype*, uma solução conservadora, devido à complexidade da missão de voo em formação.

6.3 Contribuições do trabalho

O processo desenvolvido neste trabalho consiste em estabelecer um método, uma lista de infraestrutura mínima e recursos humanos mínimos para que seja viável o teste sistêmico em nanossatélites nas missões de voo em formação. Dessa maneira, a aplicação deste trabalho não se resume a apenas o descrito no exemplo hipotético, Seção 5.1, mas se estende a missões de voo em formação com nanossatélites de qualquer tamanho e de qualquer quantidade. pode ser aplicado em nanossatélites, de todos os tamanhos da sua classe. Por exemplo, este trabalho pode ser aplicado em uma missão de voo em formação com dez nanossatélites, tendo, por exemplo, dois nanossatélites líderes e oito nanossatélites seguidores. Para isso, separa os dez nanossatélites em dois grupos, colocando no Grupo 1 um nanossatélite líder e um seguidor e colocando no Grupo 2 um nanossatélite líder e sete seguidores. Com isso, segue-se o processo descrito no Capítulo 4.

Este trabalho buscou aproveitar do conceito da estrutura de atividades de AIT proposta por Bürger (2014), mostrada a partir da estrutura de documentação, Figura 2.5, para elaborar o processo proposto nesta dissertação, apresentada no Capítulo 4. Apesar deste trabalho não estabelecer um procedimento completo para as atividades de AIT como fez Bürger (2014), buscou, desde o início do processo proposto, identificar as particularidades do voo em formação

e estabelecer as atividades de AIT para este tipo de missão espacial. Tais particularidades consistem em estabelecer testes sistêmicos separados para o líder e o seguidor, definir simplificações a partir dos dados obtidos do nanossatélite seguidor para estabelecer plano de testes para os nanossatélites seguidores restantes. Tudo isso também se encontra em conformidade com o disposto na norma ISO (2017), Seção 2.5.2.1 no qual diz que, para múltiplos nanossatélites, é preciso tratar como um programa e não como nanossatélites individuais.

Este trabalho teve influência do trabalho do Rong et al. (2021), porém, houve adaptações para atender a necessidade proposta desta dissertação. As adaptações se encontram, em especial, no momento da criação dos grupos dos nanossatélites. Rong et al. (2021) propôs que todos os satélites são iguais, por se tratar de uma constelação. Entretanto, como informado na Seção 4.1, para voo em formação, há uma diferença funcional expressiva entre os nanossatélites líder e seguidor. Em razão disso, foi necessário adaptar para a realidade do voo em formação, conforme mostrada na Seção 4.

Este trabalho definiu a arquitetura de controle da formação como sendo um nanossatélite líder e um ou mais nanossatélites seguidores. Entretanto, é possível utilizar deste trabalho em caso que haja mais de um líder. Numa configuração de missão de voo em formação com mais de um líder e mais de um seguidor, o que altera é, apenas, a forma como estrutura o Grupo 2 de nanossatélites. Em outras palavras, após a realização dos testes completos no Grupo 1, tanto para nanossatélite líder quanto para seguidor, são estabelecidas revisões e simplificações pertinentes para realização dos testes sistêmicos no Grupo 2, conforme mostrado na Seção 4.1. Assim, no Grupo 2, terão novamente, dois testes sistêmicos sendo realizados em paralelo, para o nanossatélite líder – com base nos dados obtidos nos testes do líder no Grupo 1 – e para o nanossatélite seguidor – com base nos dados obtidos nos testes do seguidor no Grupo 1 –. De outra maneira, podemos entender como dois AIT sistêmicos sendo realizado em paralelo, dentro do programa de testes de AIT sistêmicos dos nanossatélites de voo em formação.

Os testes de voo em formação requerem meios de testes próprios, como o EGSE AOCS/GNC simuladores, Tabela 4.3. Este trabalho enfatizou a importância do EGSE AOCS/GNC simuladores, explicando, a partir de análises dos bancos de testes existentes, a necessidade desse meio de teste para realização dos testes de voo em formação. Apesar da maioria desses bancos de testes ser especializado para testes em nível de subsistema, este trabalho buscou introduzir os bancos de testes em nível de sistemas, mostrando que, a presença desse meio de teste teve influência na infraestrutura proposta, apesar de possuir semelhança com a proposta por Rong et al. (2021), por necessitar de um ambiente específico para realização dos testes próprios do voo em formação, Figura 4.10.

A contribuição deste trabalho, nas devidas adaptações, pode ser estendida a missões de constelação de nanossatélites. Conforme definido na Seção 2.2, a principal diferença entre constelação e voo em formação é o controle e comunicação entre os nanossatélites para atingir o objetivo em comum. A constelação, apesar de possuir certo controle e comunicação entre os nanossatélites, possui objetivos diferentes do voo em formação, sendo uma delas, o aumento da área de cobertura imageada.

Isto posto, é possível que se utilize do processo proposto nesta dissertação para o AIT de nanossatélites em constelações. É evidente que algumas adaptações deverão ser consideradas:

- Por se tratar de uma constelação homogênea, utiliza-se apenas um nanossatélite no Grupo 1. O restante dos nanossatélites da constelação se encontra no Grupo 2, para que seja possível aumentar a eficiência dos testes sistêmicos;
- É preciso retirar algumas atividades exclusivas do voo em formação. O teste elétrico e funcionado, Teste formação, não se enquadra nas exigências de uma missão de constelação. O diagrama macro de teste deve ser reformulado. Caso os nanossatélites da constelação não possuam controle ativo, deve-se retirar a atividade montagem do AOCS/GNC e montagem do subsistema de propulsão;

- O EGSE AOCS/GNC simuladores não deve ser considerado. Este EGSE é exclusivo para missões de voo em formação, sendo, portanto, descartado para missões de constelação.

Este trabalho pode contribuir para o melhor planejamento das missões espaciais no início do ciclo de vida do produto espacial. Como podemos verificar na Seção 2.3.1, a Fase de AIT é apenas a fase D do ciclo de vida do produto espacial. Entretanto, conforme apresenta o SEBoK (2021), as atividades de AIT devem ser planejadas desde o início desse ciclo de vida. Este trabalho pode auxiliar a instituição de desenvolvendo de missão espacial de voo em formação a estabelecer requisitos de sistema, além de verificar o impacto que os testes sistêmicos proposto nesta dissertação gera durante todo o ciclo de desenvolvimento. Isso implica, por exemplo, na questão orçamentária da missão espacial, no próprio planejamento de testes, onde os nanossatélites serão testados, dentre outros.

Por fim, o processo de teste sistêmicos para nanossatélite de voo em formação proposto é direcionado para instituição de desenvolvimento da missão espacial. Além disso, este trabalho é direcionado a auxiliar o centro de testes na adaptação da infraestrutura de testes para ser capaz de realizar testes sistêmicos de nanossatélites em missões de voo em formação.

6.4 Limitações da capacidade proposta

O processo proposto nesta dissertação é específico para nanossatélites em missões de voo em formação, restrita ainda a arquitetura de controle do tipo líder-seguidor. Além disso, o processo proposto restringiu também a aspectos gerais das atividades de AIT, não fornecendo informações detalhadas das atividades.

Dentre as limitações, por exemplo, está o maior detalhamento dos procedimentos de montagem e integração mecânica dos nanossatélites, ao não destacar algumas etapas importantes neste procedimento, como colagem, solda, dentre outros. Outras limitações incluem: o processo detalhado sobre como devem ser realizadas os testes ambientais, as necessidades de termopares e níveis e duração de teste térmicos, a introdução dos

nanossatélites em compartimentos para realização dos testes de vibração, e o nível e duração dos testes de vibração.

A norma ISO (2017) e Bürger (2014) enfatizaram a importância de uma documentação enxuta, característica de documentação para nanossatélites. Entretanto, a documentação não foi abordada neste trabalho. Apesar disso, como recomenda a ISO (2017), a documentação para múltiplos nanossatélites deve ser pensada na forma de programa, e não individual, pois os nanossatélites, numa mesma missão espacial, compartilham características em comum.

As simplificações mencionadas ao longo da dissertação também é uma limitação. Como os testes sistêmicos são específicos para cada missão espacial, principalmente em missões com nanossatélites, cabe a equipe de desenvolvimento auxiliar nas definições das simplificações necessárias.

Este trabalho se limitou a propor o processo de testes sistêmico, na fase D do ciclo de vida do produto espacial. Assim, este trabalho não detalhou o impacto do processo proposto para o planejamento da verificação e validação dos nanossatélites, em especial, nas fases iniciais do ciclo de vida.

Além disso, este trabalho não introduziu a capacidade de teste de voo em formação para modelos *protoflight*. Este trabalho considerou a complexidade de uma missão de voo em formação para a definição dos modelos e optou, de forma conservadora, na utilização da filosofia *prototype* em detrimento da *protoflight*.

7 CONCLUSÃO

7.1 Objetivos atendidos

Este trabalho atingiu tanto o objetivo primário da seguinte maneira:

- A proposta de capacidade para teste sistêmico de nanossatélite de voo em formação foi descrita no Capítulo 4, em que foi estabelecido um método, infraestrutura e recursos humanos necessários para a realização do AIT de nanossatélites em missões de voo em formação, focado na arquitetura de controle do tipo Líder-seguidor.

Além disso, os objetivos secundários desta dissertação também foram atingidos, da forma como que segue:

- A identificação das necessidades típicas para missão de voo em formação fora descrita na Seção 2.2.
- A identificação e análise das ferramentas de verificação utilizadas nos testes de voo em formação de satélite, evidenciando uma principal infraestrutura para a verificação do voo em formação, foram feitas em três momentos distintos. Na Seção 2.4.3 foi definida e evidenciada a importância de ferramentas de verificação para o AIT. Na Seção 3.3 foi listado os bancos de testes para voo em formação, em que foi realizada uma breve análise das principais características. Por fim, no Anexo B se encontra uma análise de alguns dos bancos de testes listados na Tabela 3.2;
- A identificação e análise dos métodos propostos para realização de AIT de nanossatélites em missões monolíticas e missões de múltiplos nanossatélites foram feitos na Seção 2.5, no qual foi analisado três métodos de AIT distintos;
- A análise dos testes sistêmicos de AIT já realizados para voo em formação foi descrito na Seção 3.2, em que foi analisada três missões espaciais que já foram lançados com sucessos.

- A viabilidade da capacidade de testes proposta em uma infraestrutura existente, como o LIT/INPE foi discutido no Capítulo 5.

7.2 Contribuições

A contribuição desta dissertação está direcionada para realização dos testes em nanossatélites de voo em formação. A principal contribuição está na utilização do processo proposto na adaptação do centro de testes, com o objetivo de torná-lo capaz de realizar testes em nanossatélites de voo em formação, propondo um método, uma infraestrutura e recursos humanos. Além disso, este trabalho lista as principais soluções encontradas pelas instituições para realização dos testes funcionais de voo em formação, o que contribui para a busca de uma solução para os centros de testes.

Este trabalho é utilizado para realização de testes sistêmicos em missão de voo em formação com arquitetura de controle do tipo líder-seguidor. Assim, este trabalho auxilia na realização das atividades de AIT em missões de voo em formação com um ou mais nanossatélite líder e um ou mais nanossatélite seguidor.

Indo além, a contribuição desta dissertação também pode ser direcionada aos desenvolvedores da missão de voo em formação. A análise da capacidade proposta auxiliará a equipe de desenvolvimento no planejamento de testes desde a fase inicial de projeto.

7.3 Limitações a utilização da capacidade proposta

A limitação deste trabalho está no desenvolvimento detalhado das atividades de AIT propostas, incluindo as simplificações requisitadas para testes simplificados. Avanços expressivos na proposta apresentada e no nível de detalhe descrito para a capacidade de teste proposta poderão ser complementos.

Além disso, este trabalho não introduziu a capacidade de teste de voo em formação para modelos *protoflight* e uma documentação para AIT de nanossatélite de voo em formação também não foi proposta.

7.4 Trabalhos futuros

Durante todo o desenvolvimento do trabalho, infere-se que alguns trabalhos precisam ser aprofundados e mais bem estruturados, tais como:

- Aplicação efetiva da capacidade de teste proposta e seu real benefício para missões de múltiplos nanossatélites em missões com voo em formação;
- Avaliar aplicação de ferramentas de indústria 4.0 na capacidade proposta;
- Engenharia de sistemas aplicado a missão de voo em formação;
- Explorar a serialização da montagem, integração e testes;
- Padronização de capacidade de AIT para nanossatélites de voo em formação;
- Expansão da capacidade proposta para outros tipos de arquitetura de controle de voo em formação.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ARAGUZ, C.; BOU-BALAUST, E.; ALARCÓN, E. Applying autonomy to distributed satellite systems: trends, challenges, and future prospects. **Systems Engineering**, v.21, p. 401–416, 2018. doi: 10.1002/sys.21428.

AUSAY, E.; BASSETT-AUDAIN, L.; DEWITTE, L.; RAJBHANDARY, A.; DiMAURO, G.; BEVILACQUA, R. **Satellite formation flying: on-ground experiment on relative orbit elements-based control**. [S.l.:s.n.], 2018.

BOTELHO A. S. R. C; XAVIER JUNIOR. L. A. A unified satellite taxonomy proposal based on mass and size. **Advances in Aerospace Science and Technology**, v.4, p. 57-73, 2019. doi: 10.4236/aast.2019.44005.

BODIN, P.; NYLUND, M.; BATTELINO, M. SATSIM—a real-time multi-satellite simulator for test and validation in formation flying projects. **Acta Astronautica**, v.74, p. 29-39, 2012. doi: 10.1016/j.actaastro.2011.11.015.

BODIN, P.; LARSSON, R.; NILSSON, F.; CHASSET, C.; NOTEBORN, R.; NYLUND, M. PRISMA: An In-orbit test bed for GNC experiments. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL CONFERENCE AND EXHIBIT, 2008 Honolulu, Hawaii. **Proceeding...AIAA**, 2008. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2008-6662>.

BRISTOW, J.; FOLTA, D.; HARTMAN, K. A formation flying technology vision. In: AIAA SPACE CONFERENCE AND EXPOSITION, 2000. **Proceedings... AIAA**, 2000. Disponível em: doi: 10.2514/6.2000-5194.

BURNS, R.; MCLAUGHLIN C. A.; LEITNER, J.; MARTIN, M. TechSat 21: formation design, control, and simulation. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 7, 2000. **Proceedings... IEEE**, 2000. Disponível em: doi: 10.1109/AERO.2000.879271.

BURNS, R.; NAASZ, B.; GAYLOR, D.; HIGINBOTHAM, J. An environment for hardware-in-the-loop formation navigation and control. In: AIAA/AAS ASTRODYNAMICS SPECIALIST CONFERENCE AND EXHIBIT, 2004. **Proceedings... AIAA**, 2004.

BÜRGER, E. E. **Proposta de método para AIT de pico e nanossatélites. Dissertação** (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2014. (sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/02.13.16.21-TDI).

CASAS, G. A.; TOMASSINI, A.; GANDÍA, F. Platform: an integrated approach to robotics and space navigation validation. design and setting the robotic test-bed. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON ARTIFICIAL INTELLIGENCE, ROBOTICS AND AUTOMATION IN SPACE, 8. **Proceedings ...** 2005.p.40.

CHO, D-M.; JUNG, D.; TSIOTRAS, P. A 5-dof experimental platform for spacecraft rendezvous and docking. In: AIAA INFOTECH AEROSPACE CONFERENCE, 2009. **Proceedings...** AIAA, 2009.

CLOUTIER, R. J.; HOBOKEN, N. J. **The guide to the Systems Engineering Body of Knowledge (SEBoK)**. [S.l.]: SEBoK Editorial, 2021. Disponível em: www.sebokwiki.org. SEBoK Editorial Board. 2021.

COBOS, M. A. M.; CARRASCOSA, C.; COLMENAREJO, P.; GANDIA, F.; TOMASSINI, A.; GRAZIANO, M. PLATFORM: the GMV's test-bench for formation flying, RvD and robotic validation. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 55., 2004. **Proceedings...** 2004. Disponível em: doi: 10.2514/6.IAC-04-A.1.09

COLMENAREJO, P.; GANDIA, F.; BARRENA, V.; TOMASSINI, A. PLATFORM: a test-bench to test GNC algorithms and sensors for formation flying. In: RvD AND ROBOTIC APPLICATIONS, 2006. **Proceedings...** 2006.

COLMENAREJO, P.; BARRENA, V.; VOIRIN, T. Hardware-in-the-loop validation of GNC for RvD/RVC scenarios. In: ADVANCED IN THE ASTRONAUTICAL SCIENCES, v. 149, p.741-754, 2013. **Proceedings...** 2003.

D'AMICO, S.; FLORIO, D. S.; ARDAENS, J.-S.; YAMAMOTO, T. Offline and hardware-in-the-loop validation of the GPS-Based real-time navigation system for the PRISMA formation flying mission. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON FORMATION FLYING, MISSION, AND TECHNOLOGY, 3, 2008. **Proceedings...** 2008.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Space engineering verification**. Noordwijk, 2018. (ECSS-E-ST-10-02C Rev. 1).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **System glossary of terms verification**. Noordwijk, 2012. (ECSS-E-ST-00-01C).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Space engineering system engineering general requirement**. Noordwijk, 2017. (ECSS-E-ST-10C Rev. 1).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Space engineering testing**. Noordwijk, 2012. (ECSS-E-10-03C).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Space engineering satellite Attitude and Orbit Control System (AOCS) requirements**. Noordwijk, 2013. (ECSS-E-ST-60-30C).

FARRAG, A.; OTHMAN, S.; MAHMOUD, T.; ELRAFFIEI, Y. A. Satellite swarm survey and new conceptual design for Earth observation applications. **The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science**, 2019. Disponíbel em: doi: 10.1016/j.ejrs. 2019.12.003.

FERGUSON, P.; PARK, C-W.; TILLERSON, M.; HOW, J. New formation flying testbed for analyzing distributed estimation and control architectures. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION, AND CONTROL CONFERENCE AND EXHIBIT, 2002. **Proceedings...** AIAA, 2002.

GAIAS, G.; ARDAENS, J-S.; D'AMICO, S. Formation flying testbed at DLR's German Space Operation Center (GSOC). In: INTERNATIONAL ESA CONFERENCE ON GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL SYSTEM, 8, 2011. **Proceedings...** 2011.

GAIAS, G.; D'AMICO, S.; ARDEANS, J.; BOGE, T. Hardware-in-the-loop multi-satellite simulator for proximity operations. In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON SIMULATION AND EGSE FACILITIES FOR SPACE PROGRAMMES, 11, 2010. **Proceedings...** 2010.

GILL, E.; NAASZ, B.; EBINUMA, T. First results from a hardware-in-the-loop demonstration of closed-loop autonomous formation flying. In: ANNUAL AAS

GUIDANCE AND CONTROL CONFERENCE, 26., 2003. **Proceedings...** 2003. p. 1-16.

GIRALO, V.; EDDY, D.; D'AMICO S. **Development and verification of the stanford GNSS navigation testbed for spacecraft formation flying.** Standford: Standford University, 2017.

GIRALO, V.; D'AMICO S. Development of the Stanford GNSS navigation testbed for distributed space systems. In: INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION, 2018. **Proceedings...** 2018, p. 837-856, 2018.

GURFIL, P.; HERSCOVITZ, J.; PARIENTE, M. The SAMSON project: cluster flight and geolocation with three autonomous nano-satellites. In: AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITE, 2012. **Proceedings...** 2012.

HADAEGH, F.; MUNSELL, K. **Formation control testbed.** 2013. Disponível em: https://dst.jpl.nasa.gov/test_beds/testbeds.htm. Acessado em: 02 maio 2021.

HARR, J.; DELPECH, M.; LESTARQUIT, L.; SEQUELA, D. RF metrology validation and formation flying demonstration by small satellites - The CNES participation on the PRISMA mission. In: SYMPOSIUM: SMALL SATELLITES, SYSTEMS AND SERVICES, 2006. **Proceedings...** 2006.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. **Space system design qualification and acceptance tests of small spacecraft and unit.** Geneva, 2017. (ISO 19683:2017).

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. **Space system general test methods for spacecraft, subsystems and units.** Geneva, 2021. (ISO 15864:2021).

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. **Space system simulation requirements for control system.** Geneva, 2013. (ISO 16781:2013).

JIAN, X.; QINJUN, Y.; JUN L. Design and development of a 5-DOF air-bearing spacecraft simulator. In: INTERNATIONAL ASIA CONFERENCE ON

INFORMATICS IN CONTROL, AUTOMATION AND ROBOTIC, 2009. **Proceedings...** 2009. pp. 126-130, 2009. doi: 10.1109/CAR.2009.7.

JIMÉNEZ-GONZÁLEZ, A.; DIOS, J. R. M-d.; OLLERO, A. Testbeds for ubiquitous robotics: a survey. In: ROBOTICS AND AUTONOMOUS SYSTEMS, 2013. **Proceedings...** 2013. p. 1487-1501. <https://doi.org/10.1016/j.robot.2013.07.006>.

KITTS, C.; TWIGGS, R.; PRANAJAYA, F.; PALMINTIER, B.; HOW, J. Esmerald: a low-cost spacecraft mission for validating formation flying technologies. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 1999. **Proceedings...** IEEE, 1999. p. 217-226 doi: 10.1109/AERO.1999.793163.

KONG, M. E.; SAENZ-OTERO, A.; BERKOVITZ, S. D.; MILLER, W. D.; Sell W. S. SPHERES as a formation flight algorithm development and validation testbed: current progress and beyond. In: INTERNATIONAL FORMATION FLYING CONFERENCE, 2, 2006. **Proceedings...** 2006.

KULU, E. **Nanosats database**. Disponível em: <https://www.nanosats.eu/sat/netsat>. Acesso em 02 nov 2021.

LE MOIGNE, J.; ADAMS, J. C.; NAG, S. A new taxonomy for distributed spacecraft missions. In: IEEE JOURNAL OF SELECTED TOPICS IN APPLIED EARTH OBSERVATIONS AND REMOTE SENSING, 2020. **Proceedings...** IEEE, 2020.p. 872-883. doi: 10.1109/JSTARS.2020.2964248.

LEITNER, J. Formation flying – the future of remote sensing from space. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 18, 2004. **Proceedings...** 2004. p. 621.

LEITNER, J. A hardware-in-the-loop testbed for spacecraft formation flying applications. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2001. **Proceedings...** 2001. p. 615-620. doi: 10.1109/AERO.2001.931240.

LEITNER, J.; CARPENTER, J.; NAASZ, B.; AHMED, A.; HADAEGH, F.; SCHARF, D. A concept for in-space, system-level validation of spacecraft precision formation flying. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL

CONFERENCE AND EXHIBIT, 2007. **Proceedings...** 2007.

<https://doi.org/10.2514/6.2007-6541>

LIU, G-P.; ZHANG, S. A survey on formation control of small satellites.

Proceedings of the IEEE, v. 106, p. 440-457, 2018. doi: 10.1109/JPROC.2018.2794879.

MILLAN, R. M.; STEIGER, R. V.; ARIEL, M.; BARTALEV, S.; BORGEAUD, M.; CAMPAGNOLA, S.; CASTILLO-ROGEZ, J. C.; FLÉRON, R.; GASS, V.; GREGORIO, A.; KLUMPAR, D. M.; LAL, B.; MACDONALD, M.; UK PARK, J.; RAO, V. S.; SCHILLING, K.; STEPHENS, G.; TITLE, A. M.; WU, J. Small satellites for space science: a COSPAR scientific roadmap. In: ADVANCES IN SPACE RESEARCH, 2019. **Proceedings...** 2019. v. 64. p. 1466-1517. doi: 10.1016/j.asr.2019.07.035

MISHRA, S.; KOBILAROV, M. Integrated orbit and attitude hardware-in-the-loop simulations for autonomous satellite formation flying. In: AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITE, 8, 2014. **Proceedings...** 2014. SS14 VII-7.

MITCHELL, W. J.; LUQUETTE, J. R. Recent development in hardware-in-the-loop formation navigation and control. In: FLIGHT MECHANICAL SYMPOSIUM, 2005. **Proceedings...** 2005.

MITCHELL, W. J.; BARBEE, W. B.; BALDWIN, J. P. Expanding hardware-in-the-loop formation navigation and control with radio frequency cross link ranging. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 20, 2007. **Proceedings...** 2007.

NAASZ, J. B.; BURNS, D. R.; GAYLOR, D.; HIGINBOTHAM, J. Hardware-in-the-loop testing of continuous control algorithms for a precision formation flying demonstration mission. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS, 18, 2004. **Proceedings...** 2004. p. 53- 60.

PARK, J.-I.; PARK, H.-E.; PARK S.-Y.; CHOI, K.-H. Hardware-in-the-loop simulations of GPS-based navigation and control for satellite formation flying.

In: ADVANCES IN SPACE RESEARCH, 2010. **Proceedings...** 2010. v.46. p. 1451-1465. doi: 10.1016/j.asr.2010.08.012.

PARK, H.-E.; PARK S.-Y.; KIM S.-W.; PARK, C. Integrated orbit and attitude hardware-in-the-loop simulations for autonomous satellite formation flying. In: ADVANCES IN SPACE RESEARCH, 2013. **Proceedings...** 2013. v. 52, p. 2052-2066.

PENG, Y.; SCALES, A. W.; ESSWEIN, C. M.; HARTINGER, D. M. Small satellite formation flying simulation with multi-constellation GNSS and applications to future multi-scale space weather observations. In: INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION, 2019. **Proceedings...** 2019. p. 2035-2047. doi: 10.33012/2019.16883.

PENG, Y.X.; SCALES, W.A. Satellite formation flight simulation using multi-constellation GNSS and applications to ionospheric remote sensing. In: **REMOTE SENSING**, v.11 e2851, 2019. <https://doi.org/10.3390/rs11232851>.

PENG, Y.X.; SCALES, W.A.; EDWARDS, T.R. GPS-based satellite formation flight simulation and applications to ionospheric remote sensing. **Navigation**, v.67, p. 3-21, 2020. <https://doi.org/10.1002/navi.354>.

PISACANE, V. L. **Fundamentals of space systems**. Oxford: University Press, 2005.

POGHOSYAN, A.; LLUCH, I.; MATEVOSYAN H.; LAMB, A.; MORENO, C.A.; TAYLOR, C.; GOLKAR, A.; COTE, J.; MATHIEU, S.; PIEROTTI, S.; GRAVE, J.; NARKIEWICZ, J.; TOPCZEWSKI, S.; SOCHACKI, M.; LANCHEROS, E.; PARK, H.; CAMPS, A. Unified classification for distributed satellite systems. In: INTERNATIONAL FEDERATED AND FRACTIONATED SATELLITE SYSTEMS WORKSHOP, 4, 2016. **Proceedings...** 2016.

REGEHR, W. M.; ACIKMESE, B. A.; AHMED, A.; BAILEY, R.; BUSHNELL, C.; CLARK, C. K.; HICKE, A.; LYTLE, B.; MACNEAL, P.; Rasmussen E. R., Singh G., Shields J. The formation control testbed. In: IEEE AEROSPACE

CONFERENCE, 2004. **Proceedings...** 2004. v. 1. p. 557-564. doi: 10.1109/AERO.2004.1367641.

RONG, X.; JIA, Y.; ZENG, Q.; LI, K. Research on batch test process of micro-satellites. signal and information processing, networking and computers.

Lecture Notes in Electrical Engineering, v 677, 2021. Disponível em: vol 677. 2021. Springer, Singapore. https://doi.org/10.1007/978-981-33-4102-9_11

SAULNIER, K.; PÉREZ, D.; HUANG, C. R.; GALLARDO, D.; TILTON, G.; BEVILACQUA, R. A six-degree-of-freedom hardware-in-the-loop simulator for small spacecraft. **Acta Astronautica**, v. 105, p. 444-462, 2014.

SCHARNAGL, J.; SCHILLING, K. New hardware-in-the-loop testing concept for small satellite formation control based on mobile robot platforms. **IFAC-Papers Online**, v.49-30, p. 065-070, 2016.

SCHARNAGL, J. **A technical view of the NetSat mission**. 2020. Disponível em: https://www.telematik-zentrum.de/files/projects/netsat/netsat_scharnagl_technical_overview.pdf. Acesso em: 08 jan. 2021.

SCHARF, A. P.; HADAEGH, F. Y.; PLOEN, S. R. A survey of spacecraft formation flying guidance and control (part II): control. In: AMERICAN, CONTROL CONFERENCE, 2004. **Proceedings...** 2004. p. 2976-2985. doi: 10.23919/ACC.2004.1384365.

SCHILLING, K.; AUMANN, A.; IURII, M.; ILHAM, M.; GARBE, D.; OLIVER, R.; VEACESLAV, D.; HLADKÝ, M.; ANDREAS, N. TOM – a pico-satellite formation for 3D earth observation. In: 4S SYMPOSIUM, 2018. **Proceedings...** 2018.

SCHLOTTERER, M.; THEIL, S. Testbed for on-orbit servicing and formation flying dynamics emulation. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION, AND CONTROL CONFERENCE, 2010. **Proceedings...** 2010.

SCHWARTZ, L. J.; HALL, D. C. **The distributed spacecraft attitude control system simulator: development, progress, plans**. 2011. Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/229025778_The_Distributed_Spacecraft_Attitude_Control_System_Simulator_Development_Progress_Plans.

SILVA, A. C. **Desenvolvimento integrado de sistemas espaciais – design for AIT – projeto para montagem, integração e testes de satélites - D4AIT.**

2011.455 f. Tese (Doutorado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2011.

SILVA, A.C. **CSE – 339 montagem, integração e testes de sistemas espaciais – infraestrutura de testes de sistemas espaciais.** São José dos Campos: INPE, 2019. Notas de aula.

LIT/INPE. **Testes de nanossatélites.** São José dos Campos: INPE, 2019.

SOHL, A.G.; UDOMKESMALEE, S.; KELLOGG, L. J. Distributed simulation for formation flying applications. In: AIAA MODELING AND SIMULATION TECHNOLOGIES CONFERENCE, 2005. **Proceedings...** AIAA, 2005. <http://hdl.handle.net/2014/37761>.

STADTER, P. A.; KUSTERER, T. L.; DEBOLT, R.J.; CLARK, P.J.; CHACOS, A.A.; BRISTOW, J.O.; LEITNER J. Navigation validation using the distributed spacecraft modeling and simulation testbed. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2001. **Proceedings...** 2001. p. 597-608. doi: 10.1109/AERO.2001.931238.

SUATONI, M.; MOLLINEDO, L.; BARRENA, V.; COLMENAREJO, P.; VOIRIN, T. **Use of COTS robotics for on-ground validation of space GNC systems: platform dynamic test bench.** [S.l.:s.n.], 2012.

TWIGGS, R.; HOW J. Orion: a microsatellite testbed for formation flying. In: SMALL SATELLITE CONFERENCE, 1998. **Proceedings...** 1998. SSC98-XII-6.

VALMORBIDA A.; SCARPA F.; MAZZUCATO, M.; TRONCO, S.; DEBEI, S.; LORENZINI, C. E. Attitude module characterization of the satellite formation flight testbed. In: IEEE METROLOGY FOR AEROSPACE, 2014. **Proceedings...** 2014. pp. 73-78. doi: 10.1109/MetroAeroSpace. 2014.6865897.

VALMORBIDA A.; MAZZUCATO, M.; ABOUDAN, A.; TRONCO, S. Test of attitude control maneuvers with a satellite formation flight testbed. In: IEEE METROLOGY FOR AEROSPACE, 2014. **Proceedings...** 2014. p. 439-444. doi: 10.1109/MetroAeroSpace.2014.6 865965.

VERES, S.; LINCOLN, N.; GABRIEL, S. Testbed for satellite formation flying under ground conditions. In: EUROPEAN CONTROL CONFERENCE, 2007. **Proceedings...** 2007. pp. 4009-4015. doi: 10.23919/ECC.2007.7068910.

YAMAMOTO, T.; D'AMICO, S. Hardware-in-the-loop demonstration of GPS-based autonomous formation flying. **Navitec**, 2008.

WETTE, M.; SOHL, G.; SCHARF, D.; BENOWTIZ, E. The formation algorithms and simulation testbed. In: INTERNATIONAL FORMATION FLYING SYMPOSIUM, 2, 2004. **Proceedings...** 2004.

ZABERCHIK, M.; LEV, R. D.; EDLERMAN, E.; KAIDAR, A. Fabrication and testing of the cold gas propulsion system flight unit for the Adelis-SAMSON nano-satellites. **Aerospace**, v.6, n, p. 91, 2019. doi: 10.3390/aerospace6080091.

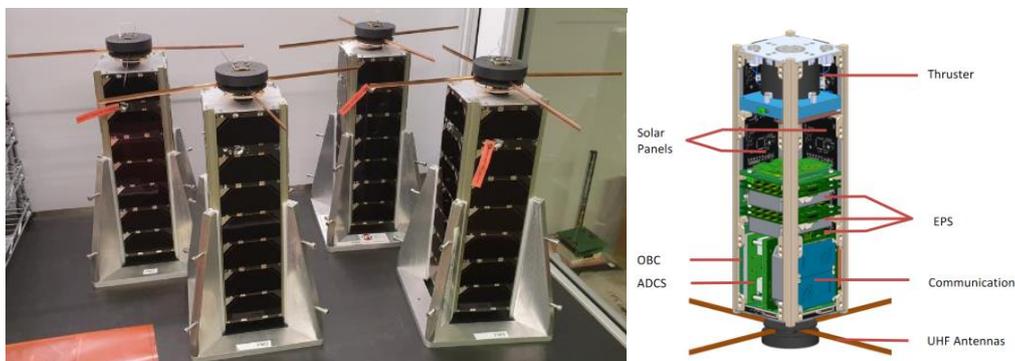
ZENTRUM FÜR TELEMATIK (ZFT). **NetSat – pioneering research in formation control**. Disponível em: <https://www.telematik-zentrum.de/en/projects/netsat/>. 2020. Acesso em: 02 nov. 2021.

ANEXO A – MISSÃO DE VOO EM FORMAÇÃO COM NANOSSATÉLITES

A.1 NetSat

A missão acadêmica NetSat foi idealizada pela universidade de Würzburg. Com o objetivo de captura de imagens 3D da superfície da Terra na faixa visível e do infravermelho, para posterior processamento por método de estereofotogrametria (SCHARNAGL, 2020). A Figura A.1 ilustra os quatro nanossatélites em 3U. Seu lançamento foi realizado em setembro de 2020 (ZFT, 2020).

Figura A.1 – Nanossatélites NetSat.



Fonte: ZFT (2020).

A.2 SAMSOM

A missão Adelis-SAMSON organizada pela universidade técnica de Israel, a Technion. Tem o objetivo principal de demonstrar voo autônomo de múltiplos nanossatélites em cluster em uma missão de longa duração. O lançamento bem-sucedido dessa missão ocorreu em março de 2021. A Figura A.2 mostra os três nanossatélites 6U (KULU, 2021).

Figura A.2 – Satélites Adelis-SANSOM.

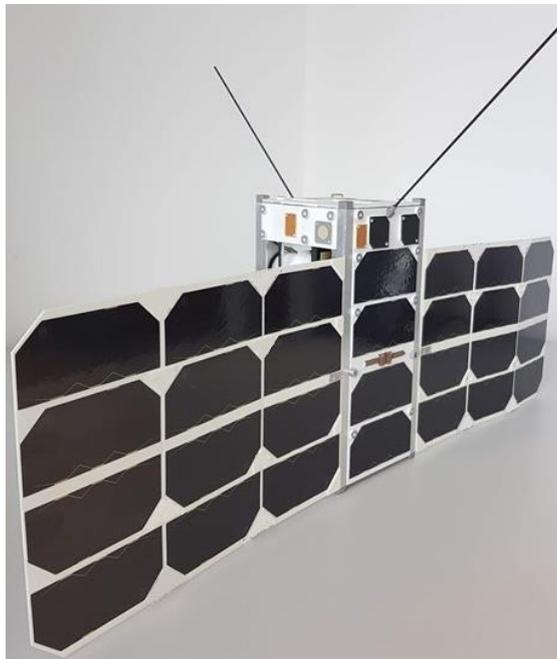


Fonte: Kulu (2021).

A.3 BEESAT 14-15

A missão BEESAT foi desenvolvida pela universidade técnica de Berlin para demonstração tecnológica de voo em formação de dois nanossatélites 2U, Figura A.3. O seu lançamento é previsto para dezembro de 2022 (KULU, 2021).

Figura A.3 – Satélite BEESAT 14-15.



Fonte: Kulu (2021).

A.4 CIRCE

A missão CIRCE (do inglês, *Coordinated Ionospheric Reconstruction CubeSat Experiment*) desenvolvida pelo laboratório de pesquisa naval dos EUA, tem o objetivo de utilizar dois nanossatélites 6U, Figura A.4, para medição da ionosfera e radiação do ambiente espacial a partir de múltiplos pontos. O lançamento está previsto para ocorrer em dezembro de 2022 (KULU, 2021).

Figura A.4 – Satélite CIRCE.

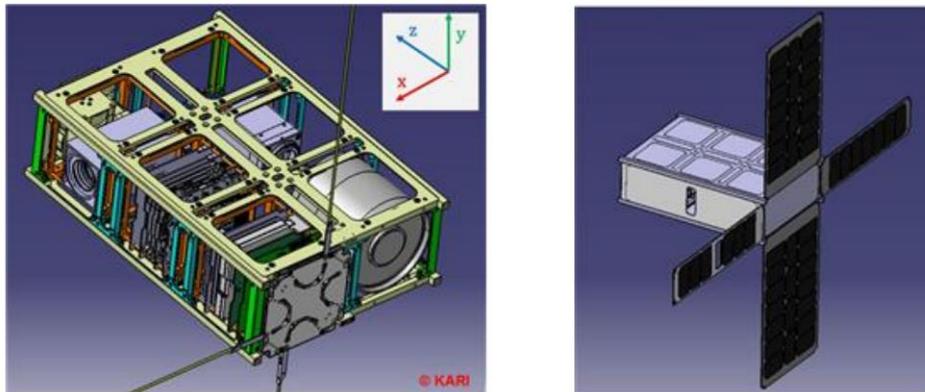


Fonte: Kulu (2021).

A.5 KASI Sat

A missão SNIPE (do inglês, *Small scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment*) é uma missão de voo em formação, que foi desenvolvida pelo instituto coreano chamado instituto de ciência espacial e astronomia. Esta missão utilizará quatro nanossatélites 6U, Figura A.5. O chamado KASI Sat identifica a variação espacial e temporal de estrutura de plasma de pequena escala na ionosfera e magnetosfera. A previsão de lançamento é para dezembro de 2022 (KULU, 2021).

Figura A.5 - Satélite KASI.

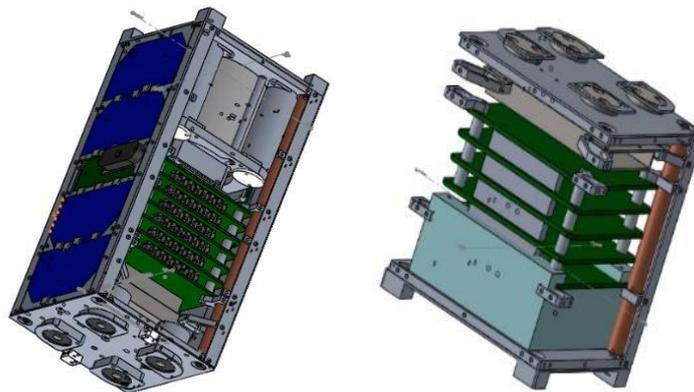


Fonte: Kulu (2021).

A.6 MAGNARO

A missão MAGNARO (do inglês, *Magnetic separation Nano-satellite with formation Flight and Constellation*) foi desenvolvida pela universidade japonesa de Nagoya. Sua missão envolve o uso de dois nanossatélites 2U, Figura A.6, para demonstração tecnológica de separação de dois nanossatélites após parar de girar, para então continuar com o voo em formação. Esta missão tem previsão de lançamento para janeiro de 2023 (KULU, 2021).

Figura A.6 – Satélites MAGNARO.



Fonte: Kulu (2021).

A.7 TOM

A missão TOM (do inglês, *Telematic Observation Mission*) foi desenvolvida pela universidade de Wurzburg. Essa missão prever a utilização de 3 nanossatélites

3U, Figura A.7, para voo em formação com o objetivo de observar as cinzas vulcânicas. Essa missão tem a previsão de lançamento em dezembro de 2023 (KULU, 2021).

Figura A.7 – Satélite TOM.

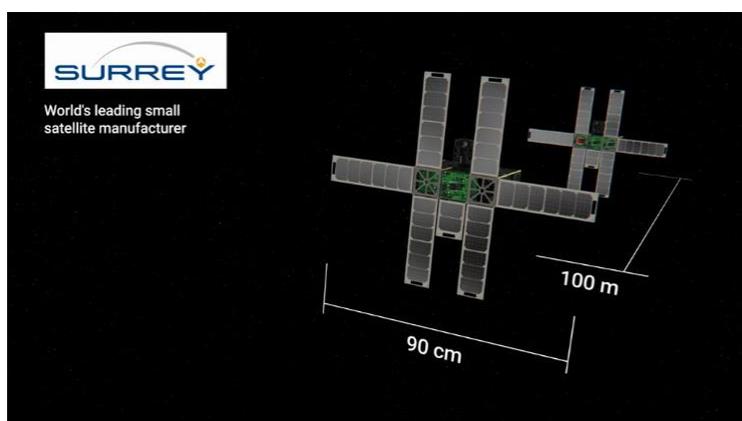


Fonte: Kulu (2021).

A.8 SULIS

A missão SULIS (do inglês, *Solar CubeSats for Linked Imaging Spectropolarimetry*) é desenvolvida pela universidade de Nothumbria. O principal objetivo dessa missão é colocar três pares de nanossatélites 12U, Figura A.8, com voo em formação para observar o campo magnético do Sol. Esta missão tem a previsão de lançamento em dezembro de 2025 (KULU, 2021).

Figura A.8 – Satélite SULIS.



Fonte: Kulu (2021).

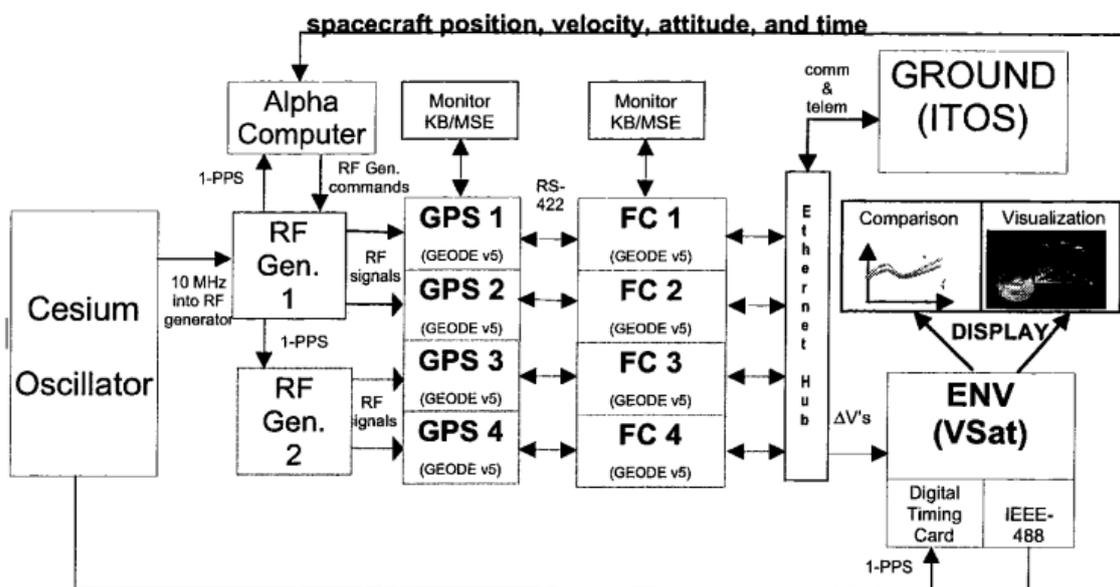
ANEXO B – BANCOS DE TESTES DE VOO EM FORMAÇÃO

Este anexo fornece detalhes acerca dos bancos de testes para voo em formação. A lista completa dos bancos de testes é fornecida no Capítulo 3, Seção 3.3, Tabela 3.2. Devido a semelhança nas soluções encontradas pelas instituições no desenvolvimento dos bancos de testes, somente alguns meios de testes listados no Capítulo 3, Seção 3.3, Tabela 3.2 foram escolhidos para análise.

B.1 NASA – Implementação de controle descentralizado no FFTB

A primeira implementação do FFTB foi com relação a um programa da NASA chamada *NASA Explorers program*. Esta implementação resultou em um controle da formação descentralizado baseado em GPS de alta fidelidade, tendo sua arquitetura apresentada na Figura B.1 (LEITNER, 2001).

Figura B.1 – Arquitetura de implementação do banco de teste de voo em formação da NASA.



Fonte: Leitner (2001).

Os principais elementos dessa infraestrutura de simulação são (LEITNER, 2001):

- Simulador ambiental composto por 2-4 modelos dinâmicos orbitais de veículos em execução – VSat;
- Sistema de simulação global, assim como simulador de sinal GPS
- 2-4 Receptores GPS desenvolvido pela NASA com filtro de kalman estendido chamado GEODE;
- 2-4 computadores que comunicam entre si, sendo cada um possuindo um computador de bordo da formação, uma versão da navegação relativa do GEODE, bem como as leis de controle descentralizado;
- Fonte de temporização de césio para garantir a sincronização adequada de todos os componentes;
- Ferramenta utilizada para fornecer simulação da interface de controle em solo – ITOS;

Esta configuração do banco de teste tem o objetivo de validar a estratégia de navegação e controle da formação que é aplicável a diversas missões espaciais distribuídas (LEITNER, 2001). Além disso, a arquitetura apresentada na Figura B.1, apesar de mais complexa que a mostrada no Capítulo 3, Seção 3.3.1, Figura 3.4, apresenta elementos que foram utilizadas para a realização da verificação de missão de voo em formação de 3 satélites.

B.1.1 Formation Flying Testbed

Hoje, o banco de testes de voo em formação do JPL da NASA conta com diversas ferramentas capazes de simular uma missão espacial distribuída de voo em formação. Dessa forma, ele possui tanto o banco de teste de simulação, quanto banco de teste robótico (HADAEGH, 2013).

Hoje, a NASA JPL conta com três bancos de teste de simulação, o FACT, o CAST e o FAST, sendo cada um deles detalhada a seguir (HADAEGH, 2013):

- FACT (do inglês, *Formation Algorithm and Control Testbed*) tem o objetivo de demonstrar a arquitetura de controle da formação líder/seguidor e a arquitetura de orientação da formação híbrida.

- CAST (do inglês, *StarLight Control & Analysis Simulation Testbed*) complementa o FACT ao demonstrar prevenção da colisão durante a atividade de reconfiguração da formação, além da sincronização do atuador da formação durante as observações científicas de interferometria.
- FAST (do inglês, *Formation Algorithms and Simulation Testbed*) visa demonstrar o voo em formação de precisão entre dois satélites em um ambiente de simulação em tempo real e distribuída.

Os bancos de testes de simulação foram desenvolvidos para dar suporte a missão de voo em formação chamada *Terrestrial Planet Finder*, uma missão de espaço profundo (HADAEGH, 2013).

Para o banco de teste robótico, a NASA conta com alguns bancos de testes dedicados a testar a inicialização da formação, sincronização da manobra e aquisição ótica e rastreamento. Dessa forma, a NASA conta com os seguintes bancos de testes robóticos (HADAEGH, 2013):

- *The Formation Acquisition & Attitude Testbed* – Banco de teste usado para demonstração da regra baseada na lei de controle para sincronização de atitude e alinhamento da posição relativa para formação planares. Banco de teste robótico que contém um grau rotação e dois graus de translação.
- *The Synchronized Rotation Testbed* – Banco de teste com três graus de liberdade (DOF, do inglês, Degree of Freedom), contendo três graus de rotação.
- *Formation Optical Alignment Testbed* – Projetado para demonstrar controle ótico de precisão em um ambiente de formação a partir do uso de um interferômetro operacional como carga útil.
- *Formation Control Testbed* – Um dos mais completos bancos de testes robóticos para voo em formação, contendo seis DOF, este banco de teste conta hardware, interfaces e recursos de computação semelhantes de voo. Ele testa todo o aspecto de voo em formação de precisão,

incluindo cenários de falhas e banco de teste de desempenho de ponta a ponta. Este banco de teste robótico está apresentado na Figura B.2.

Figura B.2 – *Formation Flying Testbed*.

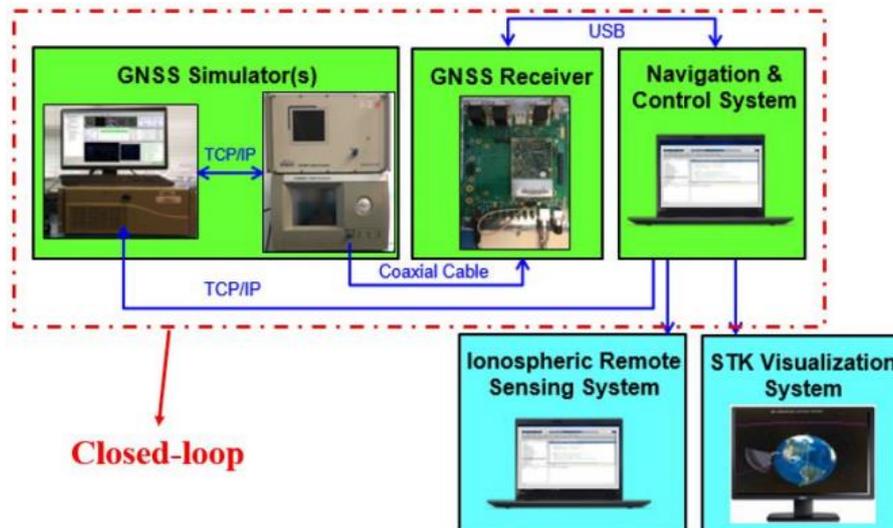


Fonte: Hadaegh (2013).

B.2 The Virginia Tech Formation Flying Testbed (VTFFTB)

O banco de testes de voo em formação da universidade técnica da Virginia (VTFFTB, do inglês *The Virginia Tech Formation flying Testbed*) foi desenvolvido para verificar as funcionalidades da missão com voo em formação de nanossatélites. Especificamente, o VTFFTB foi projetado para missões de aplicação de sensoriamento remoto ionosférico, podendo ser baseado em GPS, como em GNSS (do inglês *Global navigation satellite system*), que geralmente é utilizado para medição da navegação absoluta e navegação relativa dos satélites da formação. O banco de testes VTFFTB está apresentado na Figura B.3 (PENG et al., 2019a).

Figura B.3 – Arquitetura geral do VTFFTB.



Fonte: Peng et al. (2019a).

Esta infraestrutura do VTFFTB apresenta os seguintes itens (PENG et al., 2019a):

- Sistema simulador de sinal radiofrequência GPS;
- Receptor GNSS multi-constelação e multi-frequência;
- Sistema de controle e navegação baseado em GPS;
- Sistema de sensoriamento remoto ionosféricos baseado em GPS;
- Sistema de visualização STK.

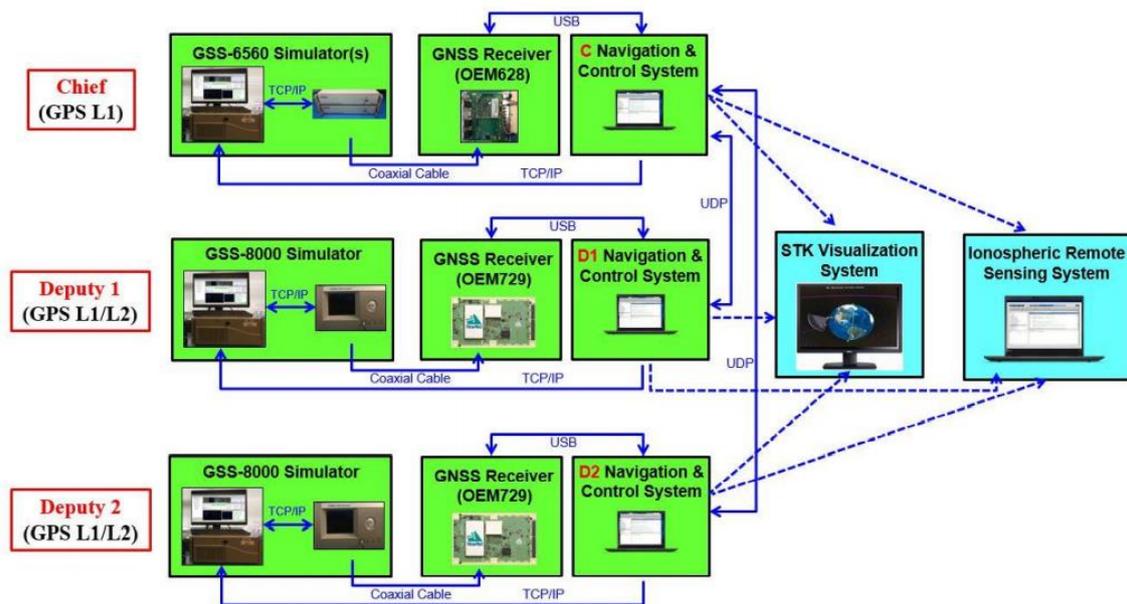
O VTFFTB consiste em um simulador de malha fechada por hardware-in-the-loop, limitado a dois nanossatélites voando em formação. Além disso, a configuração da Figura B.3 coloca todo o algoritmo de controle de manobra da formação para o nanossatélite seguidor, evidenciando a inexistência de controle para o satélite chefe da formação (PENG et al., 2020).

As funcionalidades do VTFFTB englobam avaliar a exatidão do controle da formação, em nível de satélite, a partir de dados em tempo real do GPS ou GNSS, visando calcular a posição e velocidade relativa, para então encontrar a potência necessária para que o satélite seguidor consiga realizar a manobra com base o satélite chefe, dada uma órbita relativa desejada. Além disso, é

possível realizar diversos estudos de sensibilidade da configuração da formação, principalmente no quesito de encontrar configurações da formação que evitam o consumo de combustível proibitivo para uma missão desejada (PENG et al., 2019a).

O banco de teste VTFFTB pode ser expandido para aplicação de voo em formação de três nanossatélites, sendo a funcionalidade de controle da formação para realização da manobra, aplicado apenas aos nanossatélites seguidores. Para que fosse possível, a arquitetura do VTFFTB foi manipulada para atingir o objetivo, sendo mostrada na Figura B.4 (PENG et al., 2019b):

Figura B.4 – Nova arquitetura do VTFFTB.



Fonte: Peng et al. (2019b).

No caso mostrado na Figura B.4, é possível verificar três sistemas de satélite em malha fechada independente, evidenciando o satélite líder e dois seguidores, sendo os nanossatélites seguidores comunicam apenas com o nanossatélite chefe (PENG et al., 2019b).

B.3 SATSIM

O SATSIM (do inglês, *Satellite Simulator*) foi desenvolvido para dar suporte a missão com voo em formação PRISMA (do inglês, *Prototype Research*

Instruments and Space Mission technology Advancement) em todo o seu ciclo de vida de desenvolvimento dos satélites, MANGO e TANGO (BODIN et al., 2012).

O objetivo do SATSIM então é a validação do sistema GNC e o software de bordo em um ambiente realisticamente simulado. Para este feito, o SATSIM possui capacidade de simular sensores e atuadores, dinâmica do satélite, protocolos de comunicação entre satélites, perturbações ambientais, condições de iluminação solar, bem como o eclipse (BODIN et al., 2012).

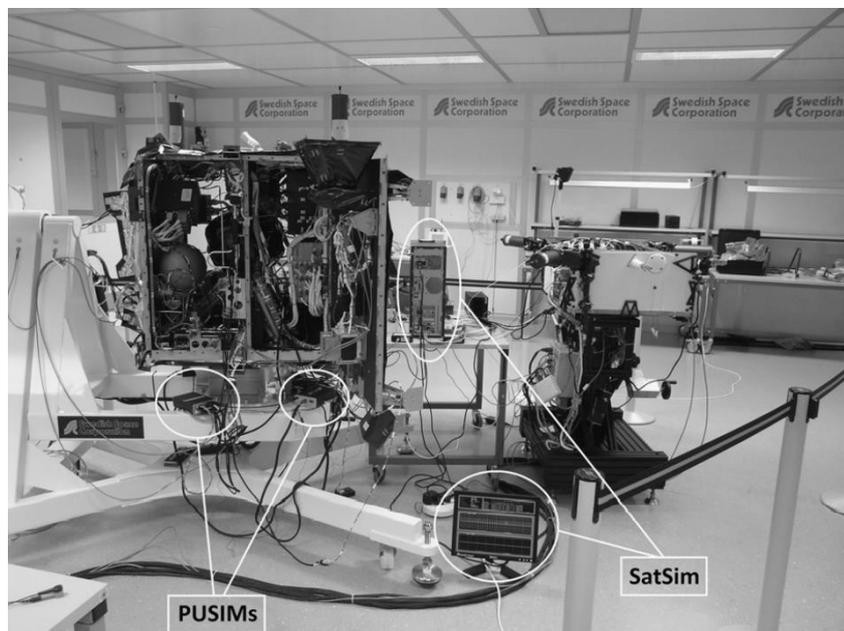
O SATSIM foi projetado de forma genérica para permitir futura reutilização, além de poder ser configurada para diferentes atividades. Com essa filosofia, o SATSIM conta com cinco configurações distintas para simulação dos satélites da missão PRISMA (BODIN et al., 2012):

1. GAS (do inglês, *GNC and ACS Simulation*) – Validação do algoritmo GNC e linha do tempo operacional;
2. SATLAB (do inglês, *SATSIM Laboratory*) – Validação de software em execução em computadores de bordo reais;
3. AIT (do inglês, *Assembly Integration and Test*) – Teste de integração incluindo teste de hardware do sensor de satélite;
4. GSS (do inglês, *GPS Signal Simulation*) – Teste e validação do hardware e software a ser utilizado no PRISMA para voo em formação autônomo, e manobras de rendezvous e proximidade;
5. OPSIM (do inglês, *Operational Simulation*) – Validação da linha do tempo operacional e scripts antes de adicionar ao satélite.

As cinco configurações foram pensadas para que fosse possível realizar a verificação de baixo custo, ainda que eficiente do voo em formação. Para que cada configuração consiga atingir o objetivo especificado, as ferramentas utilizadas para simulação são distintas, requerendo EGSE e MGSE específicos para cada configuração. A partir da configuração SATLAB são realizadas verificações sistêmicas nos dois satélites da missão (BODIN et al., 2012). A

configuração AIT está apresentada na Figura B.5, mostrando os MGSE e EGSE necessários para realização da verificação.

Figura B.5 – Configuração AIT do SATSIM.



Fonte: Bodin et al. (2012).

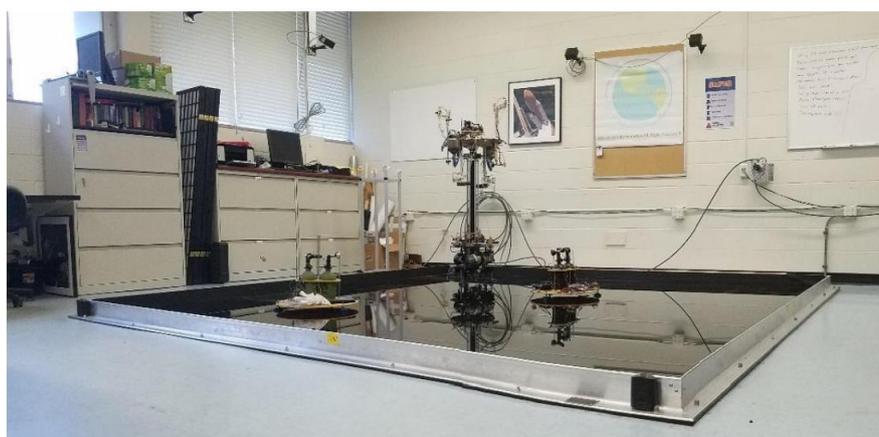
Todas as cinco configurações apresentadas foram desenhadas para que seja possível verificar os algoritmos, hardwares e softwares para atividades de manutenção e reconfiguração da formação (YAMAMOTO; D'AMICO, 2008). Destaca-se que o conceito de voo em formação não pode ser totalmente validado em solo, necessitando de realizar validação em órbita (HARR et al., 2006).

B.4 ADAMUS

Desenvolvido no laboratório de múltiplos satélites avançado (ADAMUS, do inglês, *Advanced Autonomous Multiple Spacecraft Laboratory*), o banco de teste ADAMUS é um simulador com seis graus de liberdade (DOF, do inglês *degree of freedom*), que utiliza propulsores para realização da simulação envolvendo no máximo dois satélites. Esse banco de testes do tipo robótico permite a verificação de estratégias de controle, navegação e orientação, antes de operar em ambiente real, em diferentes tipos de nanossatélites de até 10kg (SAULNIER et al., 2014).

O ADAMUS é semelhante a outros bancos de testes do tipo robótico, que integra as capacidades de sistema rotacional e translacional. O diferencial do ADAMUS está na garantia de um movimento realístico do simulador em seis DOF. O banco de testes pode ser visto em detalhes na Figura B.6. Além disso, Saulnier et al. (2014) reforça que o ADAMUS é muito mais próximo da dinâmica real dos satélites no espaço, quando é comparado com bancos de testes que utilizam simulações numéricas.

Figura B.6 – Banco de teste ADAMUS.



Fonte: Saulnier et al. (2014).

Os experimentos realizados nesse banco de testes partem da necessidade de alcançar uma posição e/ou atitude relativa desejada do nanossatélite seguidor em relação ao nanossatélite chefe (ponto central na plataforma, satélite virtual), dada uma posição e atitude inicial. Toda a infraestrutura de instalação do ADAMUS foi desenvolvida para realização desses experimentos. Estes tipos de experimentos têm o objetivo de verificar os diferentes algoritmos GNC para realização de manobra relativa autônoma do nanossatélite seguidor em relação ao nanossatélite chefe (SAULNIER et al., 2014).

Toda a infraestrutura do ADAMUS foi instalada em um local livre de perturbações, além de instalar ferramentas que minimizam as perturbações exteriores, como resistências de solo e de ar, enquanto leva em consideração as perturbações orbitais, para emular o ambiente espacial. Dessa forma, durante a fase de testes, a sala é vedada de qualquer ar-condicionado externo

para evitar perturbações adicionais causada pelo vento externo (AUSAY et al., 2018).

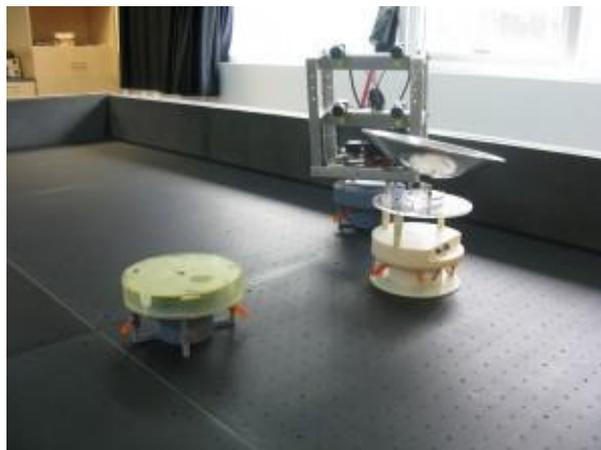
B.5 SAMSON

Um banco de teste DSSL, localizado no laboratório de sistema espacial distribuído, no Instituto de tecnologia de Israel, foi desenvolvido para, principalmente, verificar o algoritmo do AOCS, que será responsável pelo movimento autônomo dos nanossatélites da formação (GURFIL et al., 2012).

Esse banco de testes é do tipo robótico, possui uma cama de ar para a movimentação dos equipamentos de testes, Figura B.7. Como o banco de testes tem o objetivo de verificar as funcionalidades dos satélites em ambiente simulado, este banco de testes tem a funcionalidade de testar as correções de elementos orbitais relativos devido as restrições relativas baseadas nas medições de GPS. Além disso, o banco de testes verifica os algoritmos para a manutenção da formação e manobra bi-impulsiva para realização das correções necessárias, sem que se exija quantidade de combustível proibitivo para o sucesso da missão (GURFIL et al., 2012).

Esse banco de teste foi inicialmente desenvolvido para dar suporte a missão SAMSON, uma missão de voo em formação de três nanossatélites 6U, que visa validar voo em formação de longa duração (GURFIL et al., 2012).

Figura B.7 – Banco de teste para missão SANSOM.



Fonte: Technio (2021).

B.6 TURN TABLE

O banco de teste Turn Table foi desenvolvido pela universidade de Würzburg com o objetivo de verificar as principais funcionalidade de um voo em formação. A Figura B.8 apresenta a infraestrutura do banco de teste, (ZFT, 2019).

A universidade já realizou missão com voo em formação de nanossatélite, com a missão NetSat. Esta missão apresenta uma arquitetura de controle da formação descentralizado, fazendo com que seja possível a realização da verificação dos algoritmos do AOCS em pares, sendo um necessariamente o chefe e outro os satélites seguidores (ZFT, 2019).

Figura B.8 – Turn Table.



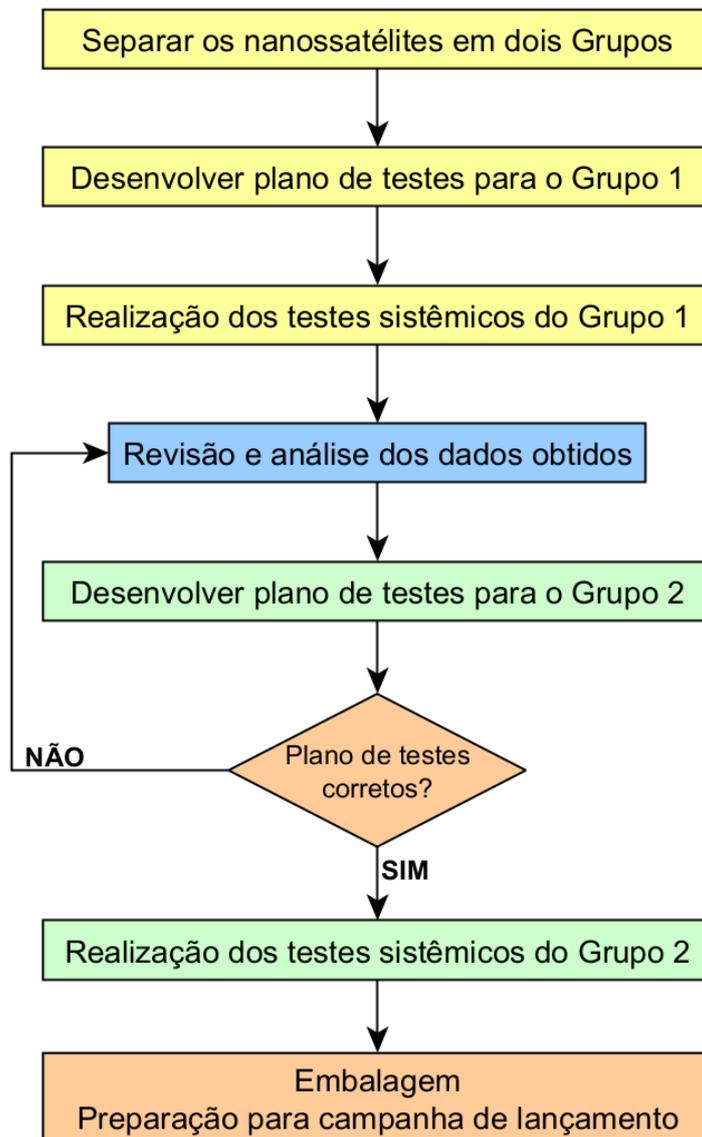
Fonte: ZFT (2019).

Além disso, um diferencial desse banco de testes está em que é possível realizar a verificação do AOCS em nível de satélite, ao acoplar o modelo do nanossatélite nos giroscópios mostrados na Figura B.8. As principais funcionalidades do Turn Table está em calibrar os sensores dos satélites, realizar comunicação entre os nanossatélites, para que seja possível controlar a velocidade e posição relativa entre eles (ZFT, 2019).

ANEXO C – RESUMO

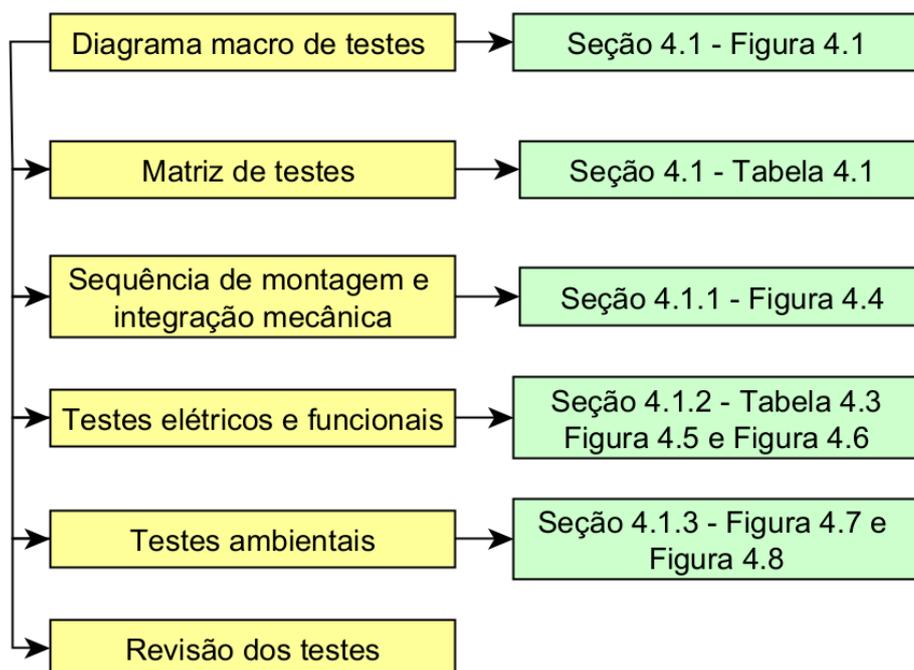
De forma a fornecer uma compreensão geral do processo desenvolvido nesta dissertação, a seguir, foi realizado um resumo do processo. O processo de AIT de nanossatélites de voo em formação foi resumido na Figura C.1 e na Figura C.2.

Figura C.1 – Processo de testes sistêmicos em nanossatélites de voo em formação.



Fonte: Produzida pelo autor.

Figura C.2 – Etapas para planejamento e realização dos testes sistêmicos em nanossatélites.



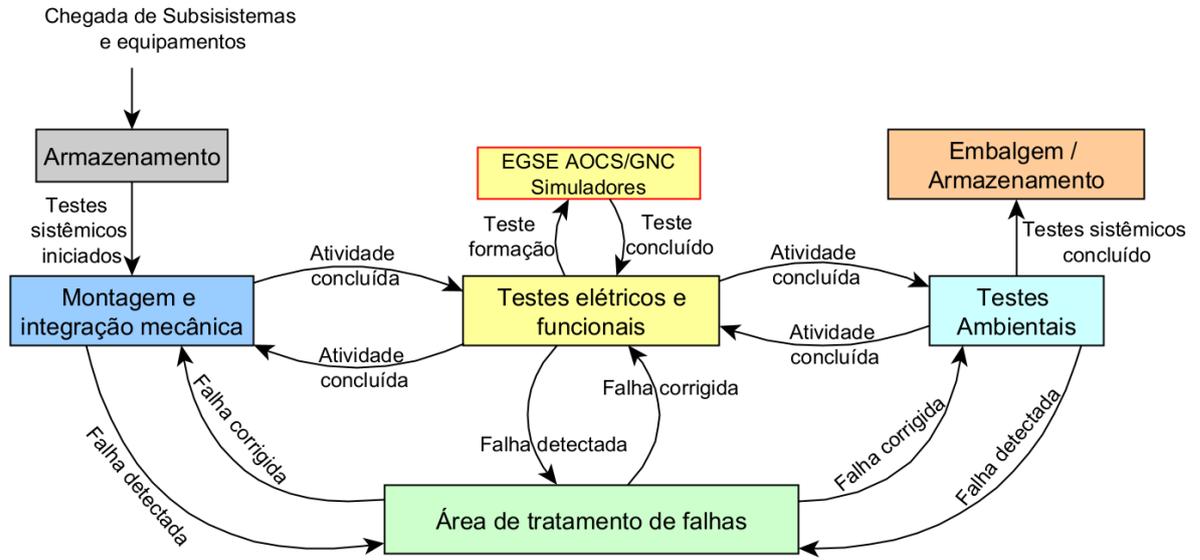
Fonte: Produzida pelo autor.

Tabela C.1 – Infraestrutura mínima para testes sistêmicos em nanossatélites de voo em formação

Infraestrutura de Testes	Modelos	
	QM	FM
Hall de integração e Testes funcionais – Área limpa Superior a ISO 7	X	X
Vibradores – Testes Dinâmicos	X	X
Equipamentos de Medida de Massa/Inércia	X	
Câmara termovácuo	X*	X
Câmara de ciclagem térmica		X
Câmara Bakeout		X
RIG – Painel Solar	X	X
Equipamentos para balanço magnético	X	
Câmara/Equipamento para teste de fuga local e global	X	X
Equipamento para solda qualificada espacialmente		X
Meios de testes para testes elétricos e funcionais	X	X
Meios de testes para testes de voo em formação	X	X

Fonte: Produzida pelo autor.

Figura C.3 – Disposição dos setores dentro do centro de testes.



Fonte: Produzida pelo autor.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS PARA ANEXOS

- AUSAY, E.; BASSETT-AUDAIN, L.; DEWITTE, L.; RAJBHANDARY, A.; DIMAURO, G.; BEVILACQUA, R. **Satellite formation flying: on-ground experiment on relative orbit elements-based control**. [S.l.:s.n.], 2018.
- KULU, E. **Nanosats database**. Disponível em: <https://www.nanosats.eu/sat/netsat>. Acesso em 02 nov. 2021.
- GURFIL, P.; HERSCOVITZ, J.; PARIENTE, M. The SAMSON project: cluster flight and geolocation with three autonomous nano-satellites. In: AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITE, 26, 2012. **Proceedings...** 2012.
- HADAEGH, F.; MUNSELL, K. Formation control testbed. 2013 Disponível em: https://dst.jpl.nasa.gov/test_beds/testbeds.htm. Acesso em: 02 maio 2021.
- LEITNER, J. A hardware-in-the-loop testbed for spacecraft formation flying applications. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2001. **Proceedings...** 2001.v. 2. p. 615-620. doi: 10.1109/AERO.2001.931240.
- PENG, Y.; SCALES, A. W.; ESSWEIN, C. M.; HARTINGER, D. M. Small satellite formation flying simulation with multi-constellation GNSS and applications to future multi-scale space weather observations. In: INTERNATIONAL TECHNICAL MEETING OF THE SATELLITE DIVISION OF THE INSTITUTE OF NAVIGATION, 32, 2019. **Proceedings...** 2019. p. 2035-2047. doi: 10.33012/2019.16883.
- PENG, Y.X.; SCALES, W.A. Satellite formation flight simulation using multi-constellation GNSS and applications to ionospheric remote sensing. **Remote Sensing**, v.11, e2851, 2019. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/rs11232851>.
- PENG, Y.X.; SCALES, W.A.; EDWARDS, T.R. GPS-based satellite formation flight simulation and applications to ionospheric remote sensing. **Navigation**, v. 67, p. 3– 21, 2020. Disponível em: <https://doi.org/10.1002/navi.354>.

SAULNIER, K.; PÉREZ, D.; HUANG, C. R.; GALLARDO, D.; TILTON, G.; BEVILACQUA, R. A six-degree-of-freedom hardware-in-the-loop simulator for small spacecraft. **Acta Astronautica**, v. 105, p. 444-462, 2014.

SCHARNAGL, J. **A technical view of the NetSat mission**. 2020. Disponível em: https://www.telematik-zentrum.de/files/projects/netsat/netsat_scharnagl_technical_overview.pdf. Acessado em: 08/01/2021.

YAMAMOTO, T.; D'AMICO, S. Hardware-in-the-loop demonstration of GPS-based autonomous formation flying. **Navitec**, 2008.

ZENTRUM FÜR TELEMATIK (ZFT). **NetSat – Pioneering Research in Formation Control**. Disponível em: <https://www.telematik-zentrum.de/en/projects/netsat/>. 2020. Acesso em 02 nov. 2021.

TECHNIO. **Distributed Space Systems Laboratory (DSSL)**. Disponível em: <https://aerospace.technion.ac.il/research/distributed-space-systems-laboratory-dssl/>. Acesso em: 02 nov. 2021.