



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/02.13.16.21-TDI

PROPOSTA DE MÉTODO PARA AIT DE PICO E NANOSSATÉLITES

Eduardo Escobar Bürger

Dissertação de Mestrado do
Curso de Pós-Graduação em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/
Gerenciamento de Sistemas
Espaciais, orientada pelo Dr. Geilson
Loureiro, aprovada em 24 de
fevereiro de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3FN5PK2>>

INPE
São José dos Campos
2014

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):**Presidente:**

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr^a Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Germano de Souza Kienbaum - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/02.13.16.21-TDI

PROPOSTA DE MÉTODO PARA AIT DE PICO E NANOSSATÉLITES

Eduardo Escobar Bürger

Dissertação de Mestrado do
Curso de Pós-Graduação em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/
Gerenciamento de Sistemas
Espaciais, orientada pelo Dr. Geilson
Loureiro, aprovada em 24 de
fevereiro de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3FN5PK2>>

INPE
São José dos Campos
2014

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Bürger, Eduardo Escobar.

B911p Proposta de método para AIT de pico e nanosatélites / Eduardo Escobar Bürger. – São José dos Campos : INPE, 2014.
xxiv + 283 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/02.13.16.21-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2014.

Orientador : Dr. Geilson Loureiro.

1. pico e nanosatélites. 2. AIT. 3. CubeSats. I.Título.

CDU 629.7.01



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/).

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de **Mestre** em

**Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Gerenciamento de Sistemas
Espaciais**

Dr. Adalberto Coelho da Silva Junior



Presidente / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Geilson Loureiro



Orientador(a) / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Nilton Itiro Morimoto



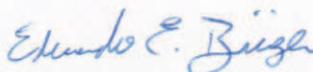
Convidado(a) / PSI/EPUSP / São Paulo - SP

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

Aluno (a): **Eduardo Escobar Bürger**



São José dos Campos, 24 de Fevereiro de 2014

"Somos todos visitantes deste tempo, deste lugar. Estamos só de passagem. O nosso objetivo é observar, crescer, amar...e depois voltamos pra casa."

Provérbio aborígine

"Saúde, alegria e amizade pra toda minha gente."

De meu Avô, Augusto Carlos Bürger.

A minha família.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus pela oportunidade desta vida com saúde, alegria e muitas amizades.

A toda minha família, que amo muito, pelo incentivo e carinho.

Principalmente a meus pais, Luis Fernando e Marilise, que não mediram esforços para me ajudar em tudo o que precisei, material e emocionalmente. E as minhas melhores amigas, minhas irmãs Juliana e Rafaela.

A minha namorada Bruna, por toda a dedicação, apoio e carinho comigo.

Aos irmãos que pude escolher: Felipe, Guilherme, Mateus, e Victor, com os quais dividi muitos momentos de alegria, e recebi muito apoio quando precisei.

À CAPES pela bolsa de estudos.

Ao meu orientador, Dr. Geilson Loureiro pela orientação neste trabalho. Pelas diversas dúvidas esclarecidas e ensinamentos. Mesmo ocupando um cargo que demanda muita dedicação, sempre me atendeu quando precisei.

A todos os professores do curso CSE/ETE, principalmente à Dra. Ana Maria Ambrosio, Dr. Adalberto Coelho da Silva, Dr. Marcelo Lopes, Dr. Petrônio e Dr. Geilson; com os quais além de receber grandes ensinamentos através das disciplinas, sempre contei com todo o apoio durante o curso.

À secretaria do curso CSE, principalmente a Edleusa Aparecida Ferreira, que sempre disposta a ajudar me deu apoio durante todo o curso.

Aos amigos do LIT, tecnologistas, funcionários e secretárias. Ao Lino pelo auxílio, esclarecimentos e comentários sobre o trabalho.

Aos amigos da república 601, Eduardo, Rubens e Lucas, com quem morei, e a todos os amigos de São José dos Campos.

Aos colegas de Projeto Hernán, Cléber e Mateus.

Aos amigos Dr. Nelson Schuch e Dr. Otávio Durão, com os quais durante orientação na graduação aprendi a gostar da área espacial.

Ao INPE, que me proporcionou toda a infraestrutura necessária para o desenvolvimento do trabalho.

RESUMO

Este trabalho versa sobre a montagem, integração e testes de satélites. O objetivo geral do trabalho é a apresentação de um método de referência em forma de framework para o AIT de pico e nanosatélites, com ênfase na classe CubeSat, adaptado às instalações disponíveis no INPE. A grande quantidade de pico e nanosatélites já lançados e em desenvolvimento desde o ano de 2003 indica o rápido crescimento desta tecnologia ao redor do mundo. Devido à diversificação na utilização destas classes de satélites em diversos ramos de atividades justifica-se a melhoria na confiabilidade desses sistemas, que atualmente é muito baixa. A baixa taxa de sucesso deve-se principalmente a defeitos de mão de obra não qualificada, que podem ser evitados por meio de um programa de AIT bem estruturado. O método de AIT sistêmico proposto é baseado na adaptação de normas europeias ECSS e atividades tradicionais de AIT do INPE. Através do exemplo prático de aplicação do método no AIT do CubeSat AESP14 do ITA, conclui-se que o método proposto neste trabalho atribui mais confiabilidade ao sistema através da realização do mínimo conjunto de testes sistêmicos que fornecem a garantia mínima que um determinado pico ou nanosatélite está livre de defeitos em potencial, e garantem certo nível de tolerância contra o ambiente espacial. O método utiliza pouca documentação, a qual possui os itens essenciais para o planejamento e execução do AIT, o que estimula o registro das lições aprendidas de cada etapa, suprimindo a carência de literatura observada no assunto. Este é o primeiro estudo que propõe uma metodologia em forma de *framework* que poderá ser usufruído pelos diversos projetos de nanosatélites em desenvolvimento no Brasil, bem como novos projetos brasileiros que surgirão.

REFERENCE METHOD TO AIT PICO AND NANOSATELLITES

ABSTRACT

This dissertation deals with assembly, integration and testing of satellites. The general objective of this work is to present a reference method in the form of a framework to AIT pico and nanosatellites, with emphasis on the CubeSat class, adapted to the facilities available at INPE. The huge amount of pico and nanosatellites already launched and under development since the year 2003 indicates the rapid growth of such technology around the world. The broadening in the use of these classes in various activity branches justifies the need of improvement in the reliability of these systems, which is currently very low. The small success rate is mainly due to defects caused by unqualified workmanship, which can be avoided through a well-structured AIT program. The proposed systemic AIT method is based on the tailoring of ECSS standards and traditional INPE AIT activities. Through the practical application of the new methodology in the ITA's AESP14 CubeSat AIT process, it is concluded that the proposed method gives more reliability to the system by performing the minimum number of systemic tests that provide the minimum guarantee that a particular pico and nanosatellite is free from latent defects and guarantee certain level of space environment tolerance. The method uses little documentation, which has the essentials for planning and implementation of the satellite's AIT, which stimulates the record of lessons learned from each step, supplying the lack of literature observed on the subject. This is the first study that proposes a framework that can be used by Brazilian small satellite projects under development, as well as by in coming projects.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 - CubeSats da Universidade de Tóquio.....	9
Figura 2.2 - Modelo da CAD (à esquerda) e foto interna do P-POD (à direita). 10	10
Figura 2.3 - PODs integrados na base da coifa do lançador indiano PSLV.	11
Figura 2.4 - Processos de engenharia de sistemas utilizados pela NASA	16
Figura 2.5 - Fluxograma do modelo em “V”	18
Figura 2.6 - Sequência geral típica de Montagem e Integração mecânica.....	19
Figura 2.7 - Sequência geral de AIT de satélites.....	23
Figura 2.8 - Diagrama de funcionalidades do GSE.	25
Figura 3.1 - Sequência de teste de equipamentos espaciais.	29
Figura 3.2 - Documentação de AIT utilizada no INPE.	30
Figura 3.3 - Sequência geral de atividades de AIT.....	32
Figura 3.4 - Taxas de sucesso de pico e nanosatélites.	34
Figura 3.5 - Itens do plano de testes do CubeSat ITUpSAT1.	36
Figura 3.6 - Fluxograma de testes de aceitação do CubeSat SwissCube.....	37
Figura 3.7 - Fluxograma de testes para CubeSats.....	40
Figura 4.1 - Estrutura da documentação de AIT utilizada no método.....	44
Figura 4.2 - Estrutura da documentação de AIT utilizada em satélites do INPE.	45
Figura 4.3 - Diagrama de contexto da implementação do modelo D4AIT para elaboração de requisitos de AIT.....	51
Figura 4.4 – Metodologia de seleção de requisitos de AIT.....	51
Figura 4.5 – Método de seleção de requisitos de AIT.	52
Figura 4.6 - Contraste entre satélite CBERS 3 e AESP14.	58

Figura 4.7 – Formação do conteúdo do Plano Mestre de AIT.....	59
Figura 4.8 - Estrutura do plano de AIT de programas espaciais.	60
Figura 4.9 - Fluxograma de testes para CubeSats.....	63
Figura 4.10 - sequência macro de testes.	63
Figura 4.11 - Sequência geral de AIT de satélites.....	64
Figura 4.12 - Sequência de teste de equipamentos espaciais.	65
Figura 4.13 - Sequencia geral de AIT para pico e nanossatélites.	69
Figura 4.14 - Sequência de montagem e Integração.	71
Figura 4.15 – Arquitetura elétrica do CubeSat AESP14.....	72
Figura 4.16 - Sequência de testes elétricos e funcionais.	74
Figura 4.17 - Sequência de Testes ambientais.	76
Figura 4.18 - Sequência detalhada de AIT.....	77
Figura 4.19 - Sequência detalhada de Testes dinâmicos.....	82
Figura 4.20 - Sumário do documento de Procedimentos de Montagem e Integração.	84

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 - Subsistemas de um satélite.	8
Tabela 2.2 - Classes de satélites de acordo com a massa.	8
Tabela 2.3 – Fases e objetivos do desenvolvimento de produtos espaciais. ...	13
Tabela 2.4 – Atividades e produtos do AIT de cada fase do ciclo de vida de um produto espacial.	14
Tabela 4.1 - Comparação de atividades/produtos do AIT por fase do Projeto entre programas espaciais e o método proposto.	49
Tabela 4.2 - Exemplo de matriz de verificação de requisitos para CubeSats...	53
Tabela 4.3 - Matriz de requisitos de AIT.....	55
Tabela 4.3 - Função e características de cada modelo.....	61
Tabela 4.4 – Matriz de testes.	67
Tabela 4.5 - Características de cada modo de teste.	73
Tabela 5.1 - Documentação de AIT do CubeSat AESP14.	88

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1	INTRODUÇÃO 1
1.1.	Motivação 1
1.2.	Objetivos Específicos 3
1.3.	Metodologia..... 3
1.4.	Estrutura do Trabalho..... 4
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA..... 7
2.1.	Satélites 7
2.1.1.	Arquitetura Típica 7
2.1.2.	Classes 8
2.2.	CubeSats..... 9
2.3.	Ciclo de Vida Típico 12
2.3.1.	Engenharia de Sistemas 14
2.3.2.	Processos da Engenharia de Sistemas..... 15
2.3.3.	Modelo em V 16
2.4.	Montagem, Integração e Verificação..... 18
2.4.1.	Montagem 18
2.4.2.	Integração 19
2.4.3.	Verificação..... 20
2.4.4.	Testes 21
2.4.4.1.	Tipos de teste..... 21
2.4.4.2.	Níveis de Teste 22
2.4.4.3.	Sequência de testes..... 22
2.4.4.4.	Modelos de Teste..... 23

2.4.5.	Equipamentos de Suporte	24
2.4.6.	Infraestrutura de Testes	25
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	27
3.1.	ECSS	27
3.2.	INPE	30
3.3.	AIT de CubeSats	32
3.3.1.	CubeSats Estrangeiros	35
3.3.2.	CubeSat Design Specification	39
4	MÉTODO DE REFERÊNCIA DE AIT PARA PICO E NANOSSATÉLITES	41
4.1.	Utilização do Método de Referência.....	41
4.2.	Documentação associada - Estrutura	43
4.3.	Requisitos de AIT	49
4.4.	Plano Mestre de AIT.....	57
4.4.1.	Filosofia de modelos	60
4.4.2.	Filosofia de testes	61
4.4.2.1.	Sequencia macro de testes	62
4.4.2.2.	Matriz de testes	64
4.4.3.	Testes de subsistemas.....	67
4.4.4.	Requisitos para a verificação	68
4.4.5.	Programa de AIT	68
4.4.6.	Visão geral do AIT	68
4.4.7.	Cronograma e Sequência das atividades de AIT	68
4.4.8.	Montagem e Integração	70
4.4.8.1.	Objetivos Gerais.....	70

4.4.8.2.	Características Gerais.....	70
4.4.8.3.	Sequência geral	70
4.4.9.	Testes elétricos e funcionais	71
4.4.9.1.	Objetivos Gerais.....	71
4.4.9.2.	Características Gerais.....	71
4.4.9.3.	Sequência geral	74
4.4.10.	Testes Ambientais.....	75
4.4.10.1.	Objetivos Gerais.....	75
4.4.10.2.	Características Gerais.....	75
4.4.10.3.	Sequência Geral.....	75
4.4.11.	Sequência detalhada de AIT	77
4.4.12.	Equipamentos de suporte de testes (GSE)	77
4.4.13.	Infraestrutura de AIT	78
4.4.13.1.	Equipamentos de testes ambientais.....	78
4.4.13.2.	Condições ambientais	78
4.4.14.	Logística de AIT	78
4.5.	Plano de Testes Elétricos e Funcionais	79
4.6.	Especificações de testes ambientais.....	79
4.6.1.	Requisitos para verificação	80
4.6.2.	Abordagem de Testes	80
4.6.3.	Descrição de Testes.....	80
4.6.3.1.	Configuração do espécime.....	80
4.6.3.2.	Equipamentos de Suporte (GSE)	81
4.6.3.3.	Tolerâncias.....	81
4.6.3.4.	Condições de Teste	81

4.6.4.	Instalações de teste	81
4.6.5.	Sequência de Testes.....	81
4.6.6.	Critério pass/fail.....	82
4.6.7.	Documentação	82
4.6.8.	Organização de testes	82
4.6.8.1.	Responsabilidades de testes.....	82
4.6.8.2.	Revisão de Prontidão de Teste (TRR)	82
4.6.8.3.	Conselho de Revisão de Teste (TRB).....	83
4.7.	Procedimentos	83
4.7.1.	Procedimentos de Montagem e Integração.....	83
4.7.2.	Procedimentos de Testes Funcionais e Elétricos.....	84
4.7.3.	Procedimentos de Testes Ambientais	85
4.8.	Relatórios	85
4.8.1.	Relatório de Montagem e Integração	85
4.8.2.	Relatório de Testes Funcionais e Elétricos	85
4.8.3.	Relatórios Finais de Testes Ambientais	85
5	MÉTODO DE REFERÊNCIA APLICADO AO AESP-14.....	87
6	DISCUSSÃO	89
6.1.	AIT segundo normas ECSS e INPE	89
6.2.	AIT de pico e nanossatélites segundo casos externos.....	90
6.3.	Aplicação do método.....	91
7	CONCLUSÃO.....	93
7.1.	Objetivos atendidos	93
7.2.	Contribuições	93
7.3.	Limitações	94

7.4.	Trabalhos futuros	94
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	95
	APÊNDICE A – PLANO MESTRE DE AIT	99
	APÊNDICE B – ESPECIFICAÇÃO AMBIENTAL	145
	APÊNDICE C – ESPECIFICAÇÃO DE TESTES DINÂMICOS	165
	APÊNDICE D – ESPECIFICAÇÃO DE COMPATIBILIDADE ELETROMAGNÉTICA.....	197
	APÊNDICE E – ESPECIFICAÇÃO DE TESTES VÁCUO-TÉRMICOS	211
	APÊNDICE F – ESPECIFICAÇÃO DE PROPRIEDADES DE MASSA	239
	APÊNDICE G – PROCEDIMENTOS DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO.....	251

1 INTRODUÇÃO

Este trabalho versa sobre montagem, integração e testes – AIT de satélites. O objetivo geral é propor um método de referência para o de AIT para pico e nanossatélites, com ênfase na classe CubeSat. O método supre a atual necessidade de desenvolvedores de CubeSats para o planejamento e execução das etapas de montagem, integração e testes desta classe de satélite.

Esta abordagem procura contribuir com a demanda de pico e nanossatélites brasileiros que são estimados para os próximos anos, fazendo com que as etapas de montagem, integração e testes estejam adaptadas às instalações nacionais disponíveis principalmente no INPE.

1.1. Motivação

Os avanços na área de microeletrônica (principalmente a miniaturização de Surface Mounted Devices - SMDs) permitiram o crescimento substancial da quantidade de pico e nanossatélites, principalmente projetos desenvolvidos em universidades e centros acadêmicos com fins educacionais. O rápido aumento está intimamente relacionado com a utilização da plataforma CubeSat, criada em 1999 pelas Universidades California Polytechnic State University e Stanford University.

O documento de domínio público conhecido como CDS - CubeSat Design Specification expõe requisitos e especificações mandatórias para que um nanossatélite seja enquadrado no padrão CubeSat. Com volume de aproximadamente 10 cm³ e massa de até 1,33Kg, os satélites são lançados através da interface padronizada Picosatellite Orbital Deployer – POD, cuja qualificação espacial permite que os CubeSats utilizem equipamentos COTS, equipamentos de prateleira, sem qualificação (PIGNATELLI, 2013).

De acordo com Hansen (2001), devido ao sucesso no lançamento e operação das primeiras missões, os baixos custos, baixos riscos envolvidos (devido ao baixo impacto) e curto período de desenvolvimento, pequenos satélites também passaram a ser utilizados como plataforma de testes in situ de novas tecnologias por agências espaciais internacionais (NASA e ESA, por exemplo) e organizações privadas.

Desde então CubeSats e nanossatélites em geral tornaram-se um meio com excelente relação custo-benefício para a realização de experimentos científicos, além de fomentar a criação de diversas empresas do ramo aeroespacial por meio de spin-offs de projetos universitários, tais como Clyde Space e ISIS (GREENLAND, 2010).

Tais tecnologias também acabaram inserindo países em desenvolvimento na área espacial, como foi o caso dos CubeSats da Romênia, Hungria e Polônia (ESA, 2012).

No Brasil algumas iniciativas de Projetos de CubeSats já estão em andamento. Na maioria delas acontece a parceria entre centros acadêmicos e institutos, entre os quais se pode citar: Programa AESP – parceria entre ITA e INPE, Programa NANOSATC-BR – parceria entre o CRS/INPE e a UFSM; Projeto CONASAT – parceria entre UFRN e CRN/INPE, além de outros projetos como das universidades USP e UnB (LOUREIRO, 2011).

Tradicionalmente, os projetos de pico e nanossatélites não têm utilizado sistematicamente a disciplina de Engenharia de Sistemas (LOUREIRO, 2011).

Os processos de AIT no ciclo de vida desta classe de satélites requerem novas estratégias a fim de qualificar o satélite para voo de forma eficaz e eficiente, reduzindo custos e possibilitando o financiamento por instituições e universidades, além da necessidade de adaptações no planejamento e execução dos processos de AIT para a utilização das instalações disponíveis no INPE.

Isto proporciona oportunidade para a realização desta pesquisa. Este trabalho é baseado na adaptação dos processos de engenharia de sistemas prescritos em documentos tais como normas ECSS, handbook da NASA, documentação do INPE, entre outros, para propor um método em forma de *framework* para o AIT em nível de sistema para pico e nanossatélites, com ênfase na plataforma CubeSat.

O trabalho estabelece um método que outros projetos similares podem utilizá-lo como modelo de referência, e adaptá-lo às necessidades específicas de cada projeto. A nova metodologia desenvolvida é fruto da aplicação de processos de engenharia de sistemas no CubeSat AESP-14 do ITA.

1.2. Objetivos Específicos

Os objetivos específicos do projeto são:

- 1 Desenvolver um método de referência para o programa de AIT em nível de sistema para pico e nanossatélites, com ênfase na plataforma CubeSat, adaptado às instalações disponíveis no INPE;
- 2 Exemplificar a aplicação deste método de AIT no projeto CubeSat AESP14 do ITA, com o desenvolvimento do plano de AIT;
- 3 Discutir as contribuições geradas pelo modelo proposto.

1.3. Metodologia

A natureza dessa dissertação é de pesquisa aplicada (SILVA e MENEZES, 2001), e cobre os objetivos de forma exploratória (GIL, 2002), abordando o problema de maneira qualitativa (MARTINS, 2000).

A metodologia utilizada no trabalho é a seguinte:

- Fundamentação teórica focada principalmente nos processos de AIT;
- Investigação das metodologias já existentes por meio da revisão bibliográfica descrita em livros, manuais, normas ECSS, Handbook da NASA, documentação do INPE e projetos bem sucedidos de pico e nanossatélites;
- Desenvolvimento do método fundamentado na bibliografia, na experiência do autor, que se baseia em estágios no INPE, estágios no exterior em projetos de nanossatélites e cinco anos atuando em projetos de CubeSats, e a partir da utilização de projeto exemplo em desenvolvimento;
- Aplicação do método neste exemplo;
- Comparação dos resultados com a metodologia existente e criticar a aplicação.

1.4. Estrutura do Trabalho

Este trabalho é estruturado da seguinte forma:

Capítulo 1 (Introdução): este Capítulo apresenta a motivação, objetivos, metodologia e estrutura desta dissertação.

Capítulo 2 (Fundamentação teórica): são abordados conceitos essenciais para a realização do trabalho. Ele inclui a definição de satélites e suas classes, a engenharia de sistemas e seus processos, o modelo em V e características da montagem, integração e testes.

Capítulo 3 (Revisão bibliográfica): são apresentadas as metodologias existentes para a realização do AIT de acordo com as normas ECSS, com a

prática utilizada no INPE e com as metodologias empregadas em pico e nanossatélites estrangeiros.

Capítulo 4 (Método de referência de AIT para pico e nanossatélites): é demonstrada uma nova maneira de planejar e executar o AIT sistêmico de pico e nanossatélites considerando a utilização de instalações disponíveis no INPE.

Capítulo 5 (Método de referência aplicado ao AESP14): é apresentada a aplicação do método exposto no Capítulo 4 para o planejamento e execução das atividades de AIT do projeto do CubeSat AESP14 do ITA.

Capítulo 6 (Discussão): expõe as contribuições desse trabalho através da comparação do mesmo com as metodologias existentes na revisão bibliográfica do Capítulo 3, e da análise da aplicação no exemplo do Capítulo 5.

Capítulo 7 (Conclusão): este capítulo conclui o trabalho em relação aos objetivos desta dissertação abordados no Capítulo 1, e apresenta as limitações do trabalho e os trabalhos futuros sugeridos pelo autor.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo são abordados conceitos essenciais para a realização do trabalho.

2.1. Satélites

2.1.1. Arquitetura Típica

Satélite é um sistema destinado a operar no espaço. Em tal sistema as partes menores, ou seja, os subsistemas executam funções e interagem entre si com a finalidade de efetuar funções específicas.

De acordo com Wertz, (2005), um satélite consiste em no mínimo três elementos: carga-útil, plataforma e interface com lançador. A carga útil é composta pelos equipamentos específicos que realizam a missão do satélite. A plataforma carrega a carga-útil e fornece funções de serviço como: potência, controle de temperaturas, suporte estrutural, controle de atitude e gerenciamento de bordo do satélite. A carga-útil e a plataforma podem ser de módulos diferentes, ou o satélite pode ter um projeto integrado de ambos os módulos.

A arquitetura típica de um satélite é dividida nos subsistemas descritos na Tabela 2.1 abaixo.

Tabela 2.1 - Subsistemas de um satélite /módulo de serviço.

Subsistema	Funções principais	Outros nomes
Propulsão	Fornece o impulso para o ajuste de órbita, atitude e gerenciamento do momento angular	Sistema de Controle de Reação (RCS)
Subsistema de determinação de atitude e controle (ADCS)	Fornece a determinação e controle de atitude, posição de órbita, e apontamentos	Sistema de Controle de Atitude (ACS); Sistema de Orientação, Navegação e Controle (GN&C); Sistema de Controle
Comunicação (COM)	Comunica com o solo e outros satélites; rastreamento de satélites	Rastreamento, Telemetria e Telecomando (TT&C)
Subsistema de gerenciamento de dados e comandos (C&DH)	Processa e distribui comandos; processa, armazena e formata dados	Sistema de Computação de Bordo
Térmico	Mantém equipamentos dentro dos limites de temperatura permitidos	Sistema de Controle Ambiental
Potência	Gera, armazena, regula e distribui potência elétrica	Sistema de Potência Elétrica (EPS)
Estruturas e Mecanismos	Fornece estrutura de suporte, interfaces e partes móveis	Subsistema Estrutural
Carga útil	Realiza o objetivo principal da missão espacial	"Payload"

Fonte: Adaptado de Wertz (2005).

2.1.2. Classes

Fortescue (2003) afirma que os satélites são classificados de acordo com diversos critérios como: função, tipo de órbita, custo e massa. Esta última, sendo uma das formas mais utilizadas, é ilustrada na Tabela 2.2 abaixo. De acordo com esta classificação todos os satélites com menos de 500 Kg são chamados de pequenos satélites.

Tabela 2.2 - Classes de satélites de acordo com a massa.

Classe	Massa [Kg]	
Grande porte	>1000	Satélites Convencionais
Médio porte	500-1000	
Minissatélite	100-500	Pequenos Satélites
Microssatélite	10-100	
Nanossatélite	1-10	
Picossatélite	0,1-1	
Femtossatélite	<0,1	

Fonte: adaptado de Fortescue (2003).

2.2. CubeSats

A classe CubeSat de nanossatélite (Figura 2.1) foi criada em 1999 através de uma parceria entre o Prof. Jordi Puig-Suari da California Polytechnic State University (Cal Poly), em San Luis Obispo, e Prof. Robert Twiggs da Stanford University's Space Systems Development Laboratory (SSDL). O objetivo inicial do projeto era a criação de uma plataforma padronizada com intuito de reduzir custos, tempo de desenvolvimento, aumentar o acesso ao espaço e manter lançamentos frequentes de pequenas cargas úteis ao espaço (PIGNATELLI, 2013).

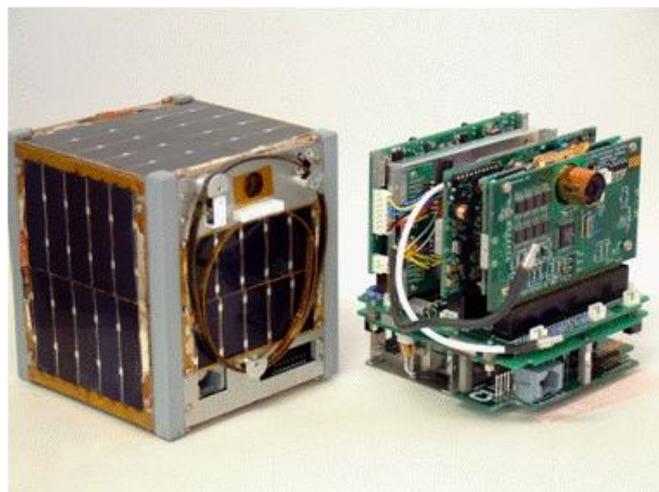


Figura 2.1 - CubeSats da Universidade de Tóquio.

Fonte: Intelligent Space Systems Laboratory (2013).

O documento de domínio público, CDS - CubeSat Design Specification, expõe requisitos e especificações mandatórias para que o nanossatélite seja enquadrado no padrão CubeSat. Com volume de aproximadamente $10[\text{cm}^3]$ e massa de até $1,33[\text{Kg}]$, os satélites são lançados através da interface padronizada Picosatellite Orbital Deployer – POD, Figura 2.2, a qual devido a qualificação espacial permite que os CubeSats possuam equipamentos COTS.

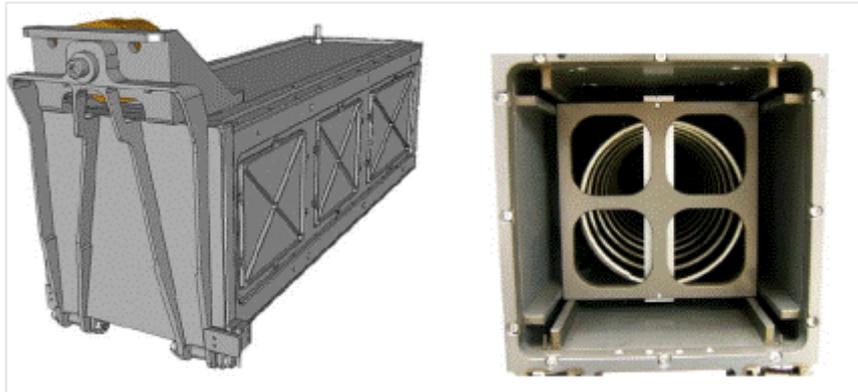


Figura 2.2 - Modelo da CAD (à esquerda) e foto interna do P-POD (à direita).

Fonte: Pignatelli (2013).

Segundo Puig-Suari (2001), o lançamento desses nanossatélites geralmente é feito como carga secundária (piggy-back), ou seja, a interface POD é acoplada na base da coifa do lançador. Geralmente carregando 3 CubeSats, o sistema de ejeção é uma caixa metálica com uma porta de saída e um mecanismo de mola para ejeção. Na órbita desejada um atuador de cabo abre a porta liberando os satélites, que impulsionados pela mola e guiados por meio de trilhos são ejetados com uma velocidade linear de aproximadamente 0,3 [m/s]. Devido às interfaces apenas mecânicas entre satélite e POD, há uma grande flexibilidade de lançamentos.

A Figura 2.3 ilustra um conjunto de nanossatélites acoplados na base da coifa do lançador indiano PSLV.

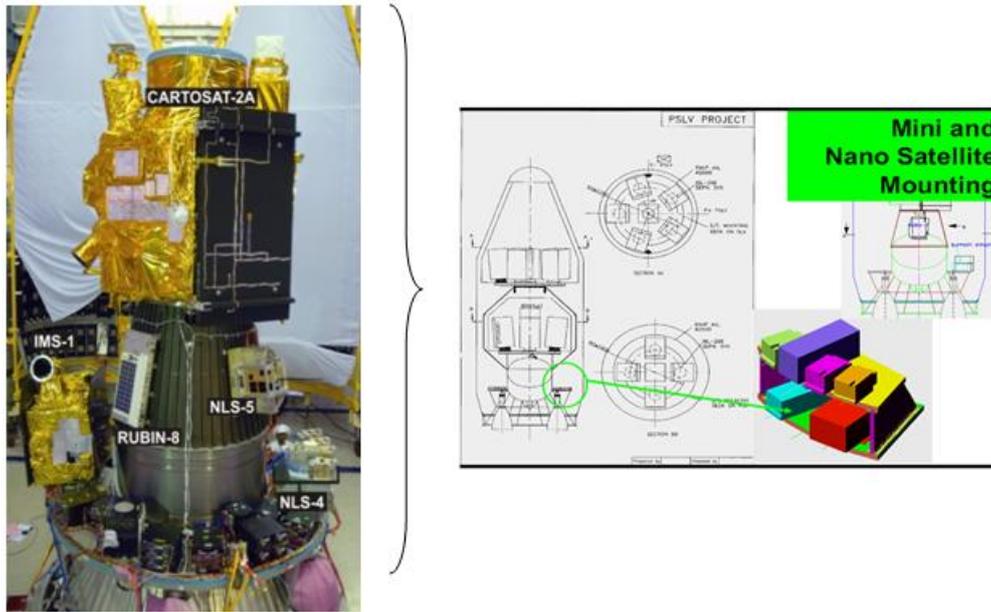


Figura 2.3 - PODs integrados na base da coifa do lançador indiano PSLV.
 Fonte: Raghava Murthy (2009).

A maioria dos CubeSats opera em frequência de radioamador controlada pela International Amateur Radio Union – IARU, e são constituídos dos seguintes subsistemas: Térmico; Estrutural; Gestão de Bordo (OBDH); Controle de Atitude (ACS); Comunicação (COM); Cargas úteis e Potência (EPS).

Segundo Twiggs *et al* (2005), este sistema miniaturizado foi desenvolvido para que as missões espaciais sejam concluídas em até dois anos. Este cronograma acelerado permite que estudantes estejam envolvidos no ciclo de vida completo da missão, especificamente nas fases:

- Planejamento de missão e requisitos;
- Projeto, análise e testes;
- Fabricação, montagem e controle de qualidade;
- Integração e testes de sistema;
- Operações do satélite via estação terrena.

Projetos CubeSat geralmente não utilizam o programa de testes como método de verificação de requisitos, verificação das etapas de montagem e integração, e meio de garantir a funcionalidade de componentes, subsistemas e do sistema como um todo perante o ambiente no qual será exposto. Atualmente a grande maioria deste tipo de projeto utiliza um conjunto restrito de testes ambientais e funcionais apenas para atender requisitos impostos pela agência de lançamento, deixando a confiabilidade do sistema em segundo plano.

O CDS exige que CubeSats passem no mínimo pelos seguintes testes: vibração randômica, bakeout termo vácuo (que promove a desgaseificação dos componentes), e inspeção visual. De acordo com o CDS, os níveis de teste, assim como o tipo e especificações de cada teste devem ser obtidos com a empresa responsável pelo lançamento, caso a mesma seja desconhecida, a norma CubeSat sugere o uso de níveis descritos no documento da NASA, General Environmental Verification Standard – GEVS GSFC-STD-7000 (NASA, 2005).

2.3. Ciclo de Vida Típico

De acordo com a NASA (2007), o ciclo de vida do desenvolvimento de um produto espacial é dividido nas fases expostas na Tabela 2.3 abaixo:

Tabela 2.3 – Fases e objetivos do desenvolvimento de produtos espaciais.

	Fase	Objetivo
Formulação	Pré Fase A Estudo Conceitual	Produzir um amplo espectro de ideias e alternativas para missões a partir das quais novos programa/projetos possam ser selecionados. Determinar a viabilidade do sistema desejado, desenvolver conceitos de missão, esboçar requisitos de sistema, identificar potenciais necessidades tecnológicas.
	Fase A Desenvolvimento Conceitual e tecnológico	Determinar a viabilidade de um novo sistema proposto. Desenvolver o conceito final de missão, requisitos de sistema e desenvolvimentos tecnológicos de sistema necessários.
	Fase B Projeto Preliminar e Completude Tecnológica	Definir o projeto com detalhamento suficiente para estabelecer uma configuração inicial capaz de atender as necessidades da missão.
Implementação	Fase C Projeto Final e Fabricação	Finalizar o projeto detalhado do sistema (e subsistemas associados, incluindo seus sistemas de operações), fabricar <i>hardware</i> e <i>software</i> .
	Fase D Montagem, Integração e Testes, Lançamento	Finalizar a manufatura dos subsistemas. Montar e integrar o sistema, realizar testes sistêmicos, lançar o sistema e preparar para as operações.
	Fase E Operação e Manutenção	Conduzir a missão e atender as necessidades identificadas inicialmente, mantendo o suporte à estas necessidades. Implementar o plano de operação da missão.
	Fase F Descarte	Descartar o sistema.

Fonte: Adaptado de NASA (2007).

Tratando-se de um produto complexo, que envolve diversas disciplinas, pessoas e organizações simultaneamente, há a necessidade da aplicação de processos de engenharia de sistemas de forma a balancear o escopo do esforço de desenvolvimento durante as diferentes fases do ciclo de vida descritas acima. Os processos por sua vez, são ordenados em modelos de desenvolvimento do ciclo de vida (espiral, “V”, cascata, entre outros) que são correlacionados com cada etapa do ciclo de vida.

As atividades de AIT de um projeto espacial não ocorrem somente na fase D como descrito na Tabela 2.3. Em tal fase acontecem principalmente os processos de AIT sistêmico, onde os modelos de voo do satélite são montados, integrados e testados. Porém existem outras atividades precedentes a estas no decorrer do desenvolvimento das fases do ciclo de vida de um projeto espacial. As principais atividades de AIT que ocorrem em cada fase do ciclo de vida de um produto espacial são expostas na Tabela 2.4 abaixo:

Tabela 2.4 – Atividades e produtos do AIT de cada fase do ciclo de vida de um produto espacial.

Fases	Atividades/Produtos AIT
Pré-Fase A Fase A/B	<ul style="list-style-type: none"> • Desenvolvimento dos Requisitos Gerais de AIT; • Plano de AIT sistêmico - primeira versão; • Plano de garantia da qualidade de AIT a nível sistêmico – primeira versão; • Primeira versão das especificações dos GSEs.
Fase C	<ul style="list-style-type: none"> • Plano de AIT – versão final; • Plano de Garantia da Qualidade de AIT – versão final; • Desenvolvimento dos componentes dos GSEs; • Desenvolvimento dos procedimentos de teste – primeira versão; • Testes dos modelos sistêmicos do satélite: SM/STM/RFM; • Testes do modelo de Engenharia – EM.
Fase D	<ul style="list-style-type: none"> • Procedimentos de Teste – versão final; • Execução da montagem e integração dos modelos de voo: PFM/FM; • Execução dos testes funcionais e ambientais nos modelos de voo do satélite; • Execução da Campanha de Lançamento.
Fase E	<ul style="list-style-type: none"> • Suporte aos testes em órbita.

Fonte: Adaptado de Silva (2011).

2.3.1. Engenharia de Sistemas

Segundo Loureiro (1999),

“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”.

Segundo a NASA (2007):

“A engenharia de sistemas é uma abordagem metódica e disciplinada para o projeto, implementação, gestão técnica, operação e descarte de um sistema”.

De acordo com a norma europeia ECSS (2012), engenharia de sistemas é:

“Uma abordagem interdisciplinar governada pelo esforço total técnico para transformar requisitos numa solução de sistema”.

Apesar do viés diferenciado de cada definição, pode-se concluir que a engenharia de sistemas é uma abordagem de engenharia que envolve diversas áreas, que se inter-relacionam durante todas as fases do ciclo de vida do projeto, com objetivo de obter uma solução balanceada para o problema apresentado pelos *stakeholders*.

2.3.2. Processos da Engenharia de Sistemas

De acordo com a NASA (2007), os processos de engenharia de sistemas são subdivididos em três conjuntos de processos: projeto de sistema, realização do produto e gestão técnica.

Os processos de cada conjunto e suas interações e fluxos são ilustrados na Figura 2.4.

Os processos de projeto de sistema são utilizados para definir as necessidades e expectativas do stakeholders, gerar a *baseline* de requisitos técnicos e converter tais requisitos em uma solução de projeto, que irá satisfazer as expectativas dos stakeholders.

Os processos de gestão técnica são utilizados para estabelecer e evoluir planos técnicos para o projeto, para gerenciar comunicações entre interfaces, para avaliar progressos em relação aos planos e requisitos do sistema, para controlar a execução técnica do projeto até sua conclusão, auxiliando no processo de tomadas de decisão.

Os processos de realização do produto são aplicados inicialmente em produtos de nível mais baixo, que são desenvolvidos até atingirem alto nível de integração. Esses processos são utilizados para criar a solução de projeto de cada produto, verificar, validar, e promover a transição do produto para o

próximo nível hierárquico de produtos que satisfazem as expectativas dos stakeholders respectivas à fase do ciclo de vida do produto.

As etapas de geração de requisitos e planejamento de AIT ocorrem durante os Processos de Projeto de Sistema, lado esquerdo da Figura 2.4, enquanto que as atividades relacionadas à execução do AIT sistêmico são realizadas durante os Processos de Realização do Produto, lado direito da Figura 2.4. A fase de testes sistêmicos, especificamente, situa-se no item 7 da Figura 2.4, Verificação do Produto, no qual diversos métodos de verificação são utilizados, dentre eles o teste.

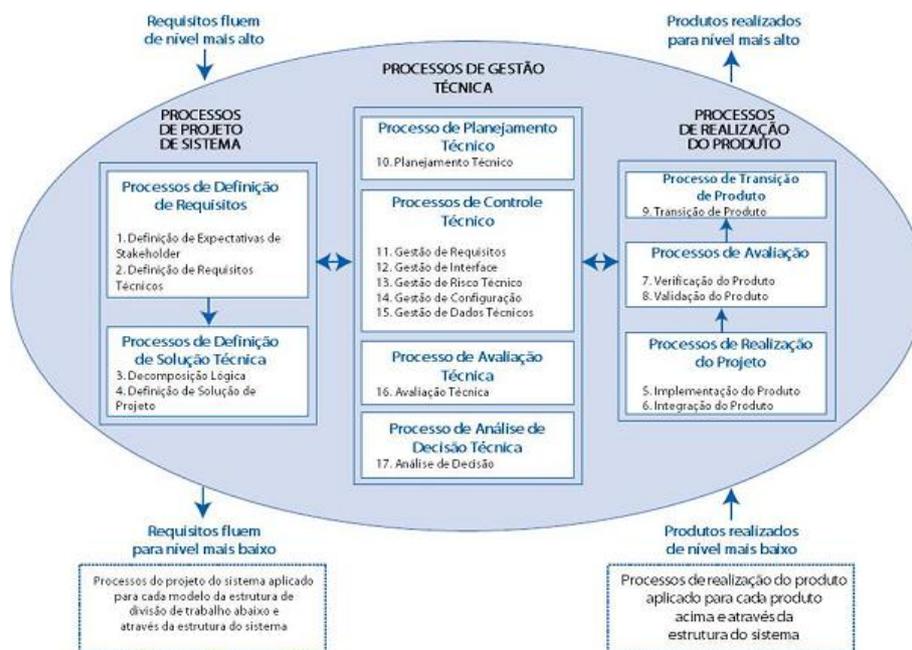


Figura 2.4 - Processos de engenharia de sistemas utilizados pela NASA

Fonte: Fulindi (2011) *apud* NASA (2007).

2.3.3. Modelo em V

O processo da engenharia de um sistema é segmentado em grandes grupos que representam as etapas do ciclo de vida do desenvolvimento de um sistema. Esta divisão é organizada em modelos que especificam o escopo do esforço em cada fase, e devido às suas peculiaridades possuem prós e

contras, tornando a escolha do modelo utilizado dependente de vários fatores, entre eles o tipo do sistema a ser desenvolvido.

Os principais modelos de desenvolvimento do ciclo de vida de um sistema são (CTG, 1998):

- Modelo “Waterfall”;
- Modelo “Prototypes”;
- Modelo Espiral;
- Modelo em “V” (variação do modelo “Waterfall”).

O modelo em “V” é o mais utilizado no meio espacial. Ele estabelece uma etapa de validação e verificação em cada nível do modelo, correlacionando os dois lados do “V”.

O lado esquerdo representa o desdobramento e definição dos requisitos e especificações do sistema. A ponta representa principalmente a fase de construção. O lado direito representa as fases de montagem, integração, verificação e validação sistêmicas, que serão apoiadas nos outputs das fases respectivas do lado esquerdo do “V” (SILVA, 2011).

A Figura 2.5 mostra o fluxograma do modelo em “V” inter-relacionado com as fases de um projeto espacial.

Facilmente correlacionado com a Figura anterior, a Figura 2.5 apresenta as atividades de geração de requisitos e planejamento de AIT no lado esquerdo do “V”. As atividades de execução do AIT sistêmico iniciam-se no lado direito do “V”, e utilizam como *baseline* os outputs gerados na fase correspondente do lado esquerdo do “V”.

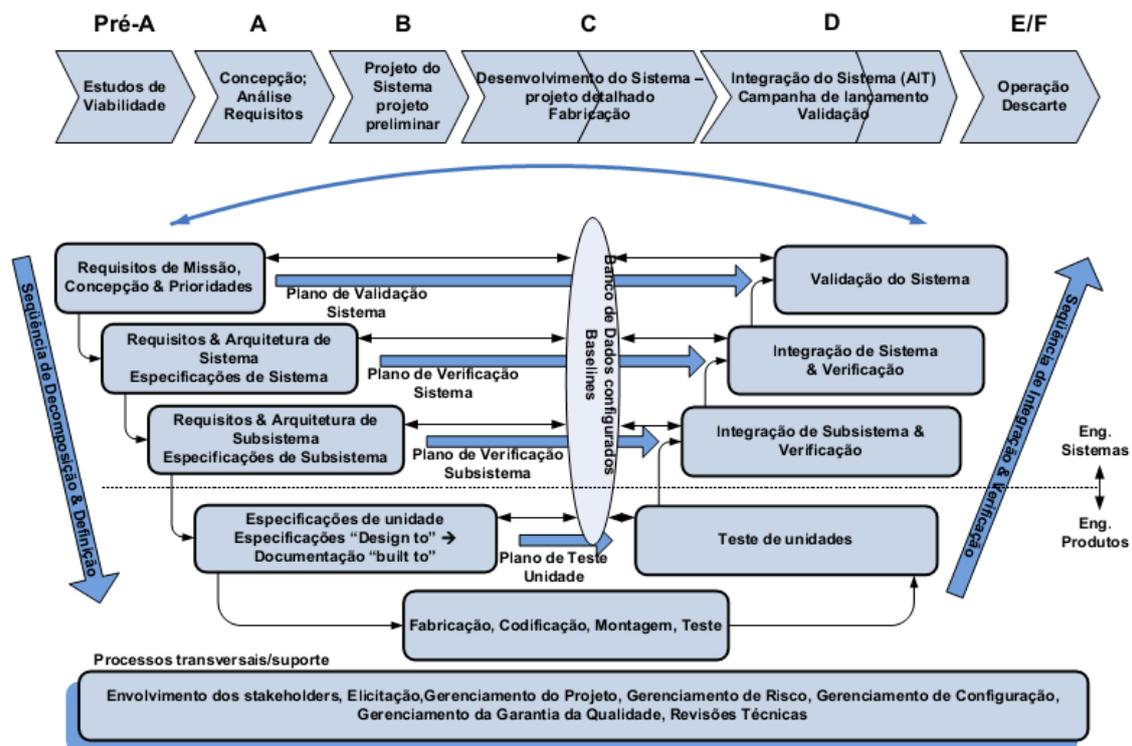


Figura 2.5 - Fluxograma do modelo em "V".

Fonte: Silva (2011) *apud* Forsberg (1994).

2.4. Montagem, Integração e Verificação

As etapas de montagem, integração e verificação correspondem ao lado direito do modelo em "V". Essas etapas são parte do escopo do esforço da equipe de engenharia de sistemas, e servem principalmente para formar o sistema final e verificar se o que foi produzido na etapa anterior condiz com requisitos e especificações delimitados na descida (lado esquerdo) do "V".

2.4.1. Montagem

O termo montagem está relacionado às operações mecânicas executadas para posicionar, fixar e interligar fisicamente cada uma das unidades pertencentes ao satélite (SILVA, 2011).

Existem duas considerações básicas que determinam a ordem de integração de um sistema espacial: função e acessibilidade. Em termos de função, é necessário que a integração do subsistema de potência seja a primeira, seguida do subsistema de computação de bordo. Então o subsistema de comunicação e de determinação e controle de atitude podem ser integrados. No caso de satélites com missões científicas, a carga útil geralmente é integrada por último, possibilitando que os cientistas tenham mais tempo para testar e calibrar os equipamentos. Em termos de acessibilidade, os subsistemas são integrados de baixo para cima, ou, mais usualmente, de dentro para fora (PISACANE, 2005).

Para Silva (2011), a sequência típica geral de montagem e integração mecânica é exposta na Figura 2.6:

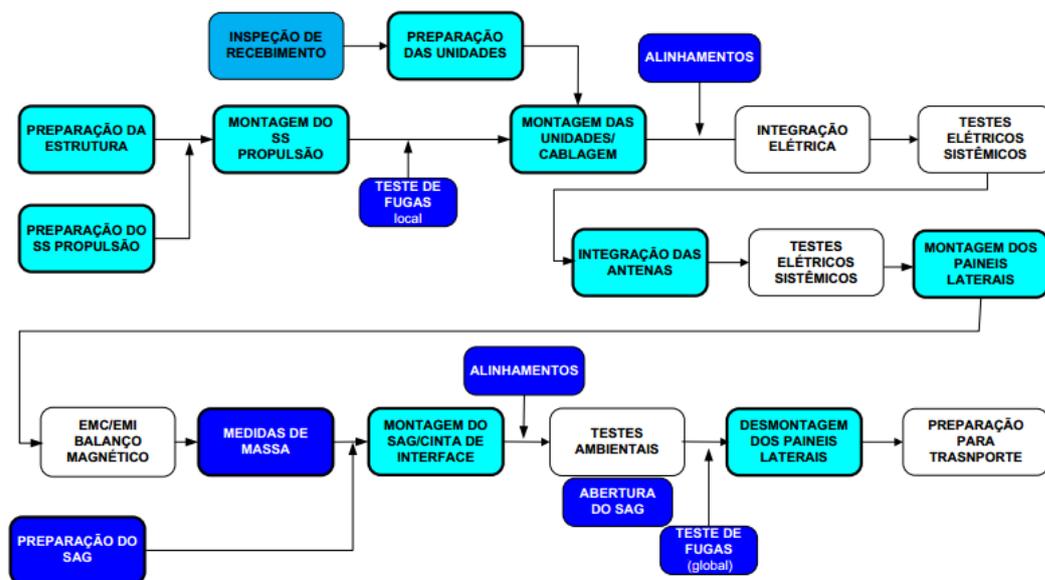


Figura 2.6 - Sequência geral típica de Montagem e Integração mecânica.

Fonte: Silva (2011).

2.4.2. Integração

Pisacane (2005) determina que integração é o processo de montagem dos componentes em um subsistema (ou subsistemas e instrumentos

conjuntamente em um sistema) e confirmação que cada unidade individual funciona corretamente quando interconectadas.

Segundo Silva (2011) as atividades de integração elétrica e testes funcionais podem ser divididos nas seguintes fases:

- Fase A1: integração de potência;
- Fase A2: integração de telemetrias e telecomando;
- Fase B: Testes funcionais sistêmicos;
- Fase C: Testes funcionais sistêmicos via RF;
- Fase D: Testes funcionais sistêmicos com os painéis laterais montados.

2.4.3. Verificação

A definição do processo de verificação segundo a norma ECSS (2009) é: “o processo de verificação é uma atividade dos desenvolvedores que demonstra complacência com os requisitos aplicáveis. Um processo de verificação bem executado é a base da aceitação contratual do produto por parte do cliente.”

O processo de verificação é uma etapa da engenharia de sistemas fundamental para o sucesso do ciclo de vida do produto espacial. Este processo engloba todas as atividades realizadas em diferentes fases de um projeto e estágios de integração de um sistema, que confirmam o atendimento dos requisitos validados pelos *stakeholders*. Portanto um processo rigoroso de verificação garante que o sistema irá operar dentro dos limites de desempenho esperados, reduzindo os riscos de falha.

Para Wertz (2005) Este é um dos processos que requerem maiores recursos financeiros e despense maior quantidade de tempo no desenvolvimento das atividades, sendo considerado um dos maiores motivos dos altos custos de sistemas aeroespaciais.

O processo de verificação de um sistema espacial ocorre em diferentes níveis de montagem, são eles: parte, equipamento, subsistema, sistema e segmento. Esse processo também ocorre em diferentes estágios ou fases do produto: desenvolvimento, qualificação, aceitação, pré-lançamento e em órbita. Dentre os principais métodos de verificação podem ser citados: análise, teste, inspeção e demonstração. Uma combinação desses métodos de verificação é utilizada a cada nível de montagem de um satélite, assim como em cada fase do produto.

2.4.4. Testes

Os testes fazem parte do conjunto de alternativas disponíveis para a verificação de requisitos, sendo considerado um método caro, porém eficaz. Os testes podem ser realizados em diferentes níveis de integração, fases de desenvolvimento e modelos. Geralmente o teste possui equipamentos auxiliares que simulam o ambiente, condição ou restrição na qual o sistema será exposto, de forma a indicar desempenho, funcionalidade, ausência de defeitos ou resistência às adversidades por certo período.

Os testes geram dados em pontos discretos para cada requisito especificado sobre condições controladas e é a técnica de verificação que demanda maiores recursos (NASA, 2007).

2.4.4.1. Tipos de teste

Os testes em nível de sistema, principal foco de estudo deste trabalho, podem ser divididos em relação ao tipo como:

- Ambientais: Testes ambientais simulam as diversas restrições (simultânea ou separadamente) sobre as quais um item será sujeito durante o seu ciclo de vida operacional. Eles englobam ambientes naturais ou induzidos (ECSS, 2012).

- Funcionais: Testes funcionais são testes elétricos adequadamente abreviados que verificam que as funções e desempenho do satélite não foram afetados pela exposição a um determinado ensaio, transporte, ou no ambiente espacial (SILVA, 2011).
- Desempenho: Consistem em testes elétricos e mecânicos executados em condições iguais ou mais brandas que descrito nas especificações de projeto. O objetivo é verificar o sistema em relação ao atendimento dos requisitos verificáveis pelo método de teste (SILVA, 2011).

2.4.4.2. Níveis de Teste

O nível de teste é escolhido de acordo com o modelo utilizado e o objetivo do teste. De acordo com Silva (2011), existem basicamente três níveis de teste:

- Testes de desenvolvimento: teste realizado para se obter uma avaliação prévia em relação ao projeto;
- Testes de Qualificação: São uma sequência de testes de desempenho, funcionais, e ambientais, aplicados a um modelo idêntico ao de voo, porém devido aos altos níveis de teste aplicados (níveis mais intensos que o ambiente operacional), o modelo não deve ser utilizado para voo;
- Testes de Aceitação: É uma sequência de testes de desempenho, funcionais e ambientais, que verificam o desempenho do hardware de voo com testes nos níveis mais brandos que a qualificação. O principal propósito é a verificação de defeitos de mão de obra, sem estressar o modelo a ponto de não poder ser utilizado para voo.

2.4.4.3. Sequência de testes

A determinação da sequência de testes deve ser baseada em duas considerações: preservar a ordem dos ambientes que o satélite encontrará

durante seu ciclo de vida, e detectar falhas em potencial e defeitos o mais cedo possível na sequência de testes (ECSS, 2012).

A sequência geral típica de AIT de satélites é ilustrada na Figura 2.7 (SILVA, 2011):

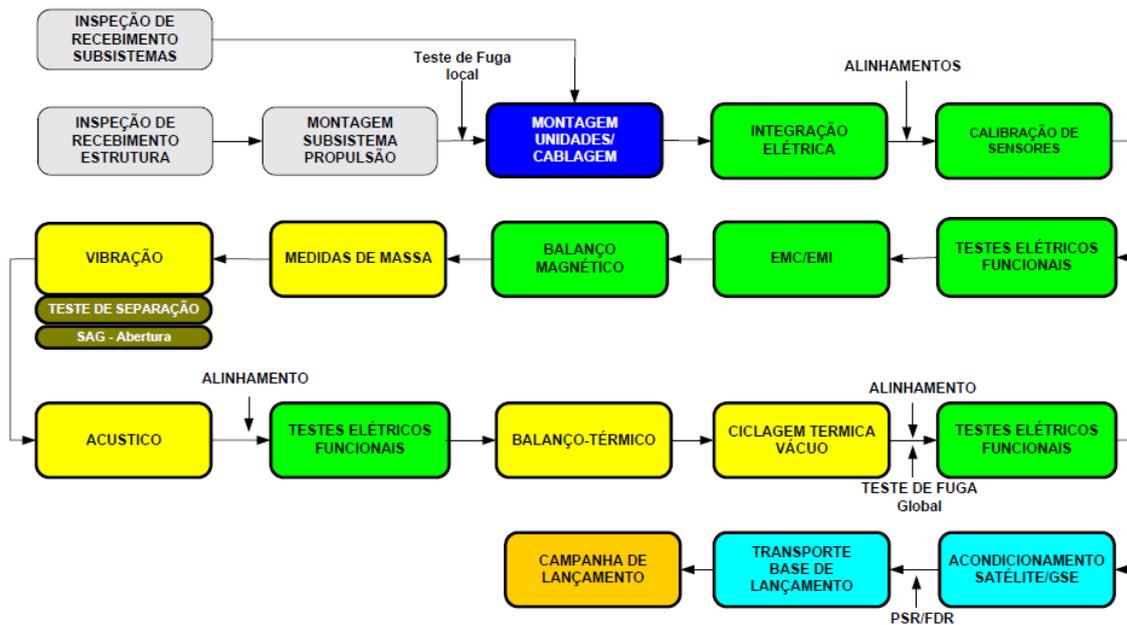


Figura 2.7 - Sequência geral de AIT de satélites.

Fonte: Silva (2011).

2.4.4.4. Modelos de Teste

Dentre os principais modelos de teste utilizados em projeto espaciais, estão (SILVA, 2011):

- Modelo estrutural (SM): Utilizado para validação do projeto mecânico;
- Modelo Térmico (TM): Utilizado para validação do projeto térmico;
- Modelo Radioelétrico (RM): Utilizado para validação do projeto de RF;
- Modelo de Engenharia (EM): Utilizado para validação do projeto elétrico;

- Modelo de Qualificação (QM): Modelo utilizado para testes com níveis de qualificação;
- Modelo de Voo (FM): Modelo que será lançado. Os testes são realizados com níveis de aceitação.

A junção de mais de um propósito utilizando-se o mesmo modelo, é uma abordagem recorrente principalmente em projetos de nanossatélites, com o intuito de redução de gastos. É comum a união dos modelos de engenharia e qualificação (EQM), por exemplo.

2.4.5. Equipamentos de Suporte

Equipamentos de suporte de testes (GSE) são utilizados para operar o satélite ao longo das etapas de integração de subsistemas, testes ambientais e operações no local de lançamento. O GSE é utilizado para verificar se o satélite opera como esperado e atende as especificações de desempenho (PISACANE, 2005).

Esses equipamentos são subdivididos em equipamentos de suporte mecânico (MGSE), e equipamentos de suporte elétrico (EGSE). MGSEs são utilizados para o manuseio ou apoio do satélite ou equipamentos auxiliares. EGSEs são utilizados para simular condições, interfaces, adquirir dados ou realizar o *upload* de softwares.

O diagrama de funcionalidades do GSE é exibido na Figura 2.8 abaixo:

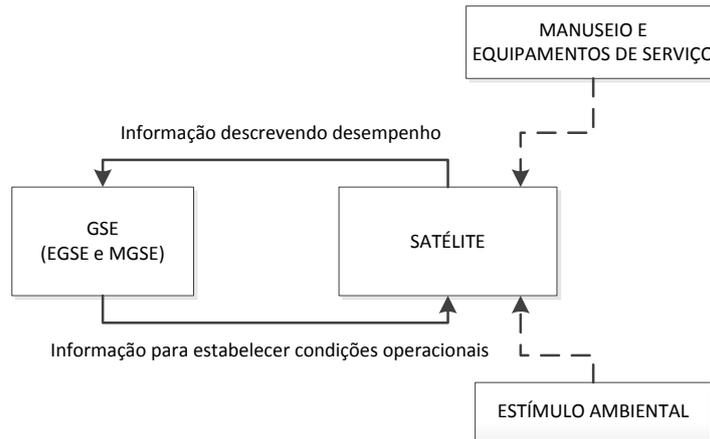


Figura 2.8 - Diagrama de funcionalidades do GSE.

Fonte: Adaptado de Pisacane (2005).

2.4.6. Infraestrutura de Testes

Um programa de testes completo de um satélite necessita o uso de diversos tipos de instalações. Tais instalações são necessárias para garantir a verificação de requisitos, e devem incluir (PISACANE, 2005):

- Sala limpa;
- Instalações de teste de vibração;
- Instalações de testes acústicos;
- Instalações de propriedades de massa;
- Câmara de termo-vácuo;
- Instalação de testes de compatibilidade eletromagnética;
- Instalações de testes magnéticos;
- Instalações de testes de radiofrequência;
- Instalação do local de lançamento para processamento de carga útil;
- Instalação do local de lançamento para procedimentos perigosos.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1. ECSS

O processo de AIT proposto pelo conjunto de normas europeias ECSS exposto neste subitem provém das normas ECSS-E-ST-10-03 *Space Engineering Testing* (2012) e *Space Engineering Verification* ECSS-E-ST-10-02C (2009).

Segundo a ECSS (2012) a documentação empregada no programa de testes é: AITP (Assembly Integration and Test Plan), especificação de teste, procedimento de teste e relatório de teste, os quais são recomendados a todos os níveis do produto. Esses documentos são derivados do Plano de Engenharia de Sistemas e do Plano de Verificação.

Os principais itens do AITP são descritos abaixo (ECSS, 2012):

- Apresentação do produto;
- Programa de montagem, integração e teste;
- Infraestrutura de AIT e GSE;
- Documentação de AIT;
- Organização e gerenciamento.

O item programa de montagem, integração e teste forma o cerne do AITP. Ele deve documentar todas as atividades e planejamento associado ao AIT. Deve conter matrizes de teste que associam os testes com as especificações de teste, procedimentos, blocos de teste (conjunto de vários testes agrupados por disciplina) e modelo do hardware. Esse item também deve possuir “*activity sheets*” que descrevem cada atividade, assim como o GSE necessário, duração esperada e restrições operacionais ou de segurança. A sequência de atividades deve ser apresentada por meio de fluxogramas (ECSS, 2012).

A especificação de teste descreve diversas características entre elas: os requisitos de teste aplicáveis em cada teste, a abordagem de teste, o GSE e

ferramentas necessárias, a sequência de teste, as condições do teste (níveis e duração), o critério *pass/fail* e cronograma (ECSS, 2012).

O procedimento de teste deve ser derivado da especificação de teste. Tal documento descreve principalmente as instruções passo-a-passo de cada atividade de teste (ECSS, 2012).

O relatório de teste descreve a execução do teste, resultados e conclusões em relação ao atendimento dos requisitos expostos na especificação (ECSS, 2012).

Na Figura 3.1 abaixo é ilustrada a sequência de teste de equipamentos (conjunto de partes e componentes que cumprem uma função específica) espaciais recomendada pela norma europeia. Essa sequência reflete o princípio “*test as you fly*”, o qual é baseado nos seguintes critérios (ECSS, 2012):

- A ordem na qual os ambientes são encontrados durante o voo;
- A capacidade de identificar defeitos o mais cedo possível na sequência de testes.

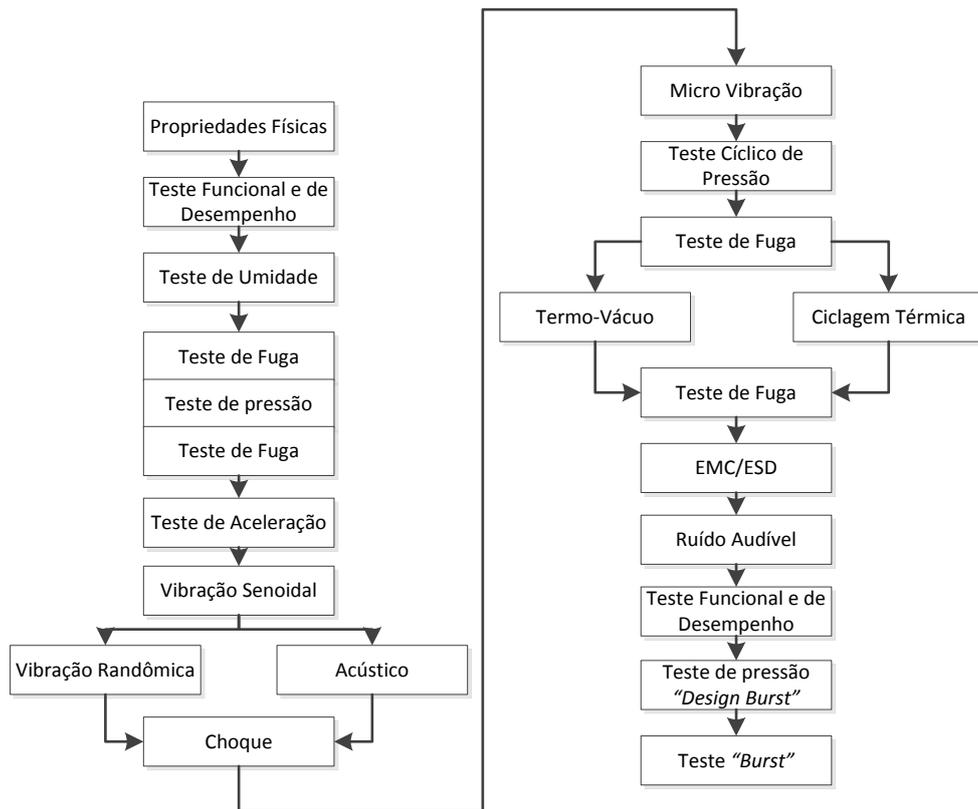


Figura 3.1 - Sequência de teste de equipamentos espaciais.

Fonte: Adaptado de ECSS (2012).

Uma característica comum às normas da ECSS é a clareza na qual o que deve ser feito em cada etapa é relatado. Por outro lado se percebe que dificilmente é mostrada a forma como a norma deve ser cumprida, carecendo de exemplos de aplicação a fim de tornar o entendimento completo. Contudo as informações obtidas nessas normas são muito relevantes para pico e nanossatélites. Atualmente alguns projetos dessas classes já têm utilizado estas normas com as devidas adaptações.

3.2. INPE

O processo de AIT utilizado no INPE foi capturado neste trabalho por meio da Tese de Doutorado de Silva (2011), que por sua vez utiliza como referência a documentação de AIT do programa CBERS (SILVA, *et al.* 2010) também desenvolvida por ele.

A documentação empregada nas atividades de AIT em satélites do INPE é estruturada de acordo com a Figura 3.2 (SILVA, 2011 *apud* SILVA, *et al.* 2010):

O Plano de AIT é fundamentado principalmente em dois documentos: plano de desenvolvimento e testes do satélite, que define a estratégia de desenvolvimento e testes, os modelos sistêmicos a serem utilizados e a matriz de testes sistêmicos; e requisitos gerais de AIT, que expõe os requisitos que serão verificados durante o AIT. Logo abaixo do plano de AIT existem documentos de níveis mais baixos de abstração, relativos ao GSE, montagem e integração mecânica, integração elétrica, testes ambientais e garantia da qualidade. Para cada um destes itens existe a subdivisão em: plano, procedimentos e relatórios (SILVA, 2011 *apud* SILVA, *et al.* 2010).

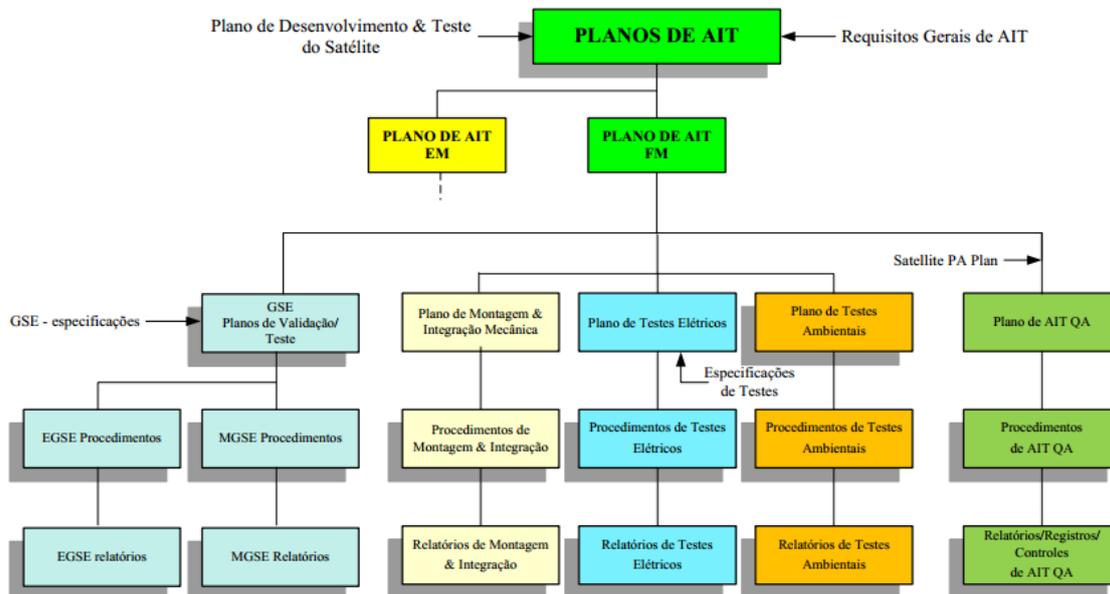


Figura 3.2 - Documentação de AIT utilizada no INPE.

Fonte: Silva (2011).

O plano de AIT é subdividido em três áreas (SILVA, 2011 *apud* SILVA, *et al.* 2010):

- Operações de integração mecânicas;
- Operações de testes elétricos;
- Operações de testes ambientais.

No plano cada uma destas áreas apresentam objetivos gerais, características gerais e a sequência de atividades, que são detalhadas através de fluxogramas (SILVA, 2011).

Logo após são exibidos fluxogramas técnicos simplificados e detalhado de todas as atividades de AIT que devem ser realizadas.

Ao final do plano de AIT são apresentadas as “AIT *task sheets*”, que resumizam para cada atividade de AIT características como: atividade, objetivo, infraestrutura necessária, especificação de teste correspondente, procedimento de teste correspondente e descrição da atividade (SILVA, 2011).

A Figura 3.3 abaixo exibe a sequência geral das atividades de AIT utilizada no INPE (SILVA, 2011):

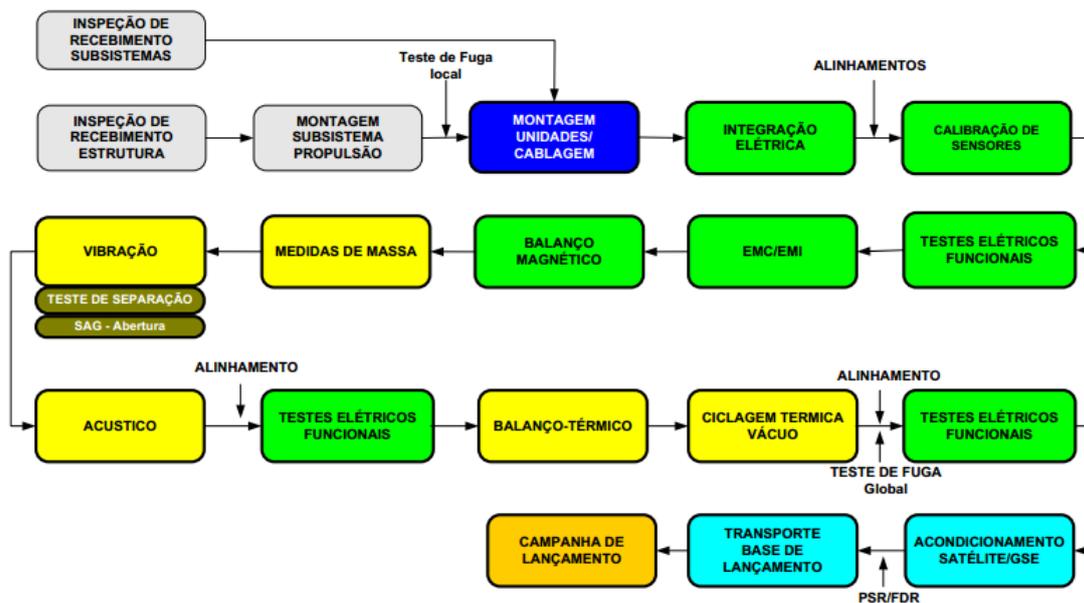


Figura 3.3 - Sequência geral de atividades de AIT.

Fonte: Silva (2011).

Observa-se que o processo de AIT utilizado no INPE é adaptado para grandes satélites como o CBERS. Apesar da complexidade muitas características podem ser adaptadas para pico e nanossatélites, assim como a estrutura da documentação e o modo de ilustração das atividades através de fluxograma.

3.3. AIT de CubeSats

Pico e nanossatélites são caracterizados principalmente pelos baixos custos e rápido tempo de entrega. Os custos são baixos devido ao uso extensivo de componentes sem qualificação espacial (COTS) e ao custo de lançamento, que é proporcional à massa do satélite. O rápido tempo de entrega deve-se principalmente à simplicidade do sistema e utilização de COTS.

De acordo com Twiggs *et al.* (2005), os CubeSats (um dos padrões mais difundidos de nanossatélites) foram desenvolvidos com o intuito de reduzir o tempo de missões espaciais para no máximo dois anos.

Devido ao sucesso no lançamento e operação das primeiras missões, baixos custos, baixos riscos (devido ao baixo impacto) e curto período de desenvolvimento, esta tecnologia está sendo usada como plataforma in situ (no ambiente espacial) para testar novas tecnologias por agências espaciais (NASA e ESA), agências militares, organizações comerciais, além de ser um método muito difundido em universidades como um meio prático no ensino de disciplinas aeroespaciais (HANSEN, 2001).

Como afirma Greenland (2010), países estão utilizando nanossatélites para a validação em órbita de novas tecnologias devido a boa relação custo-benefício desta classe de satélites.

Satélites deste porte também se tornaram um meio de boa relação custo-benefício para realização de experimentos espaciais científicos, como também fomentaram a criação de diversas empresas do ramo aeroespacial através de spin-offs de projetos universitários.

Segundo o National Research Council (2006), a comunidade científica está percebendo o valor de missões espaciais com pequenos satélites, e recentemente diversos países têm iniciado o financiamento destas pequenas missões espaciais, dentre eles o Brasil.

Um grande estímulo a projetos brasileiros deste porte foi promovido por iniciativa da Agência Espacial Brasileira através do Edital AEB/MCT/CNPq Nº 033/2010, que propõe o fomento, formação, qualificação e capacitação de RH em Áreas Estratégicas do Setor Espacial. Com isto é previsto um aumento significativo no lançamento de pico e nanossatélites brasileiros a partir de 2013 (AEB, 2010).

Devido ao crescente interesse na utilização de pico e nanossatélites em diversos ramos de atividades, justifica-se a melhoria na confiabilidade destes sistemas que atualmente é muito baixa.

Bouwmeester (2010) afirma que a taxa de sucesso do lançamento de pico e nanossatélites é de 68%, dentre os que tiveram lançamento bem sucedido

apenas 48% tiveram sucesso na missão, Figura 3.4. Isto faz com que no geral os pico e nanossatélites tenham uma taxa de sucesso de apenas 33%.

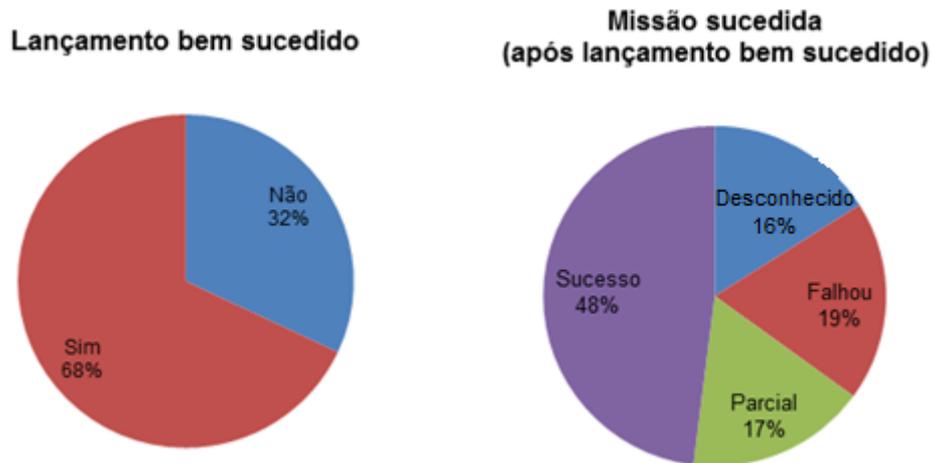


Figura 3.4 - Taxas de sucesso de pico e nanossatélites.

Fonte: Adaptado de Bouwmeester (2010).

A montagem e integração e testes de pico e nanossatélites são etapas críticas para o sucesso da missão. De acordo com Bouwmeester (2010) 52% dos pico e nanossatélites lançados são de cunho educacional.

Segundo Spacecialist (2012), esses satélites são produzidos por estudantes com pouca experiência em normas espaciais, fazendo com que a mão de obra seja uma das maiores causas de falhas, podendo grande parte delas ser evitadas através de um processo de AIT bem fundamentado.

A abordagem “*test as you fly*”, que para Bucher (2001) significa a abordagem utilizada durante o processo de integração e testes na qual os engenheiros tentam alcançar o maior grau de fidelidade possível em relação aos testes, é recomendada por um dos inventores do CubeSat (TWIGGS, 2005).

Testes sistêmicos são realizados para identificar problemas causados por interações entre CubeSats (dentro do POD), e entre os satélites e a interface POD (TWIGGS, 2005).

Portanto fica claro que o AIT desta classe foca no simples atendimento aos requisitos de lançamento, enquanto a confiabilidade do sistema possui baixa prioridade.

3.3.1. CubeSats Estrangeiros

Este subitem aborda o estado da arte em relação ao AIT sistêmico de pico e nanossatélites. Para isso abaixo é descrito o que foi realizado em relação ao AIT de alguns CubeSats.

Delfi C³ - Holanda

Para cada etapa de integração um documento específico expõe a lista de materiais, as etapas de integração, os procedimentos aplicáveis (como medidas de antiestática) e contaminação do CubeSat Holandês (ROTTEVEEL, 2006).

A filosofia de modelos utilizada pelo projeto foi a *Protoflight*. Os Testes sistêmicos realizados no modelo foram:

- Testes de vibração com níveis de aceitação e durações de qualificação. Foi realizado teste de ressonância, teste senoidal e randômico. Entre cada ensaio foi realizado uma assinatura para verificar possíveis modificações;
- Ciclagem térmica com vácuo;

- Testes funcionais durante ensaios ambientais. Além destes testes funcionais, o satélite foi submetido a testes completos de comunicação, desempenho e ejeção de mecanismos.

ITUpSAT1 - Istambul

O plano de testes do CubeSat Turco ITUpSAT1 é ilustrado através da Figura 3.5:

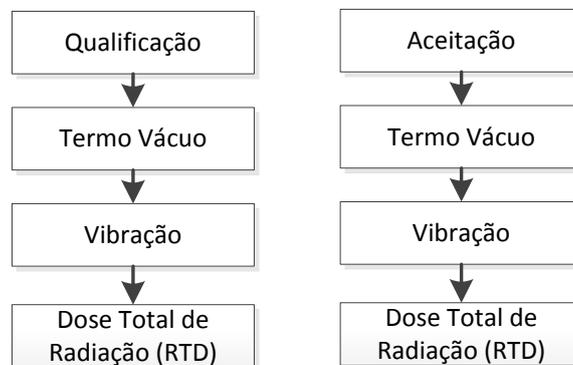


Figura 3.5 - Itens do plano de testes do CubeSat ITUpSAT1.

Fonte: Adaptado de Umit (2012).

Apesar da pouca quantidade de testes sistêmicos, o ITUpSAT1 passou por testes funcionais e ambientais em nível de subsistema (UMIT, 2012).

Swisscube - Suíça

O projeto SwissCube segue a filosofia de três modelos: testes de qualificação no modelo de engenharia e qualificação, e testes de aceitação em dois modelos de voo.

A Figura 3.6 ilustra o fluxograma de testes de aceitação utilizado nos modelos de voo do satélite Suíço SwissCube (ROETHLISBERGER, 2007).

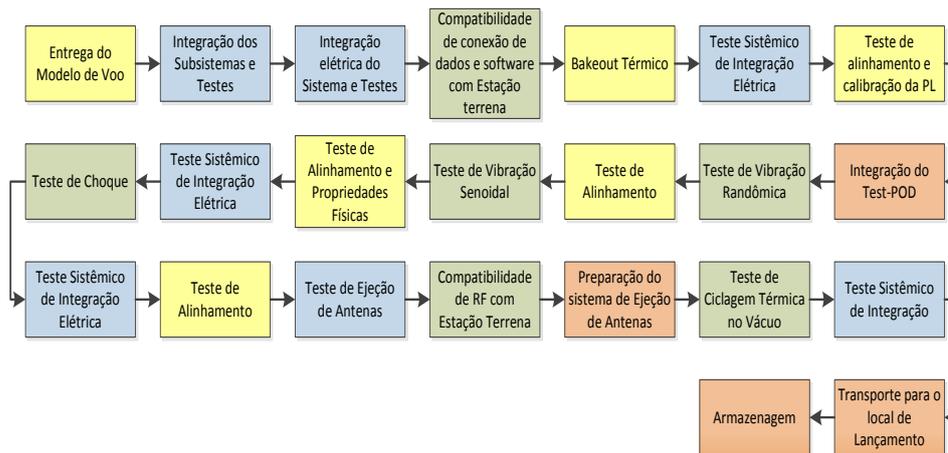


Figura 3.6 - Fluxograma de testes de aceitação do CubeSat SwissCube.

Fonte: Adaptado de Roethlisberger (2007).

CUTE-1 - Japão

O modelo de voo deste nanossatélite Japonês passou pelos seguintes testes (NAKAYA, 2001):

- Teste de comunicação de longa distância, com a utilização de um balão;
- Teste de ciclagem térmica com vácuo;
- Testes de vibração: teste de ressonância, teste senoidal e teste de vibração randômica.

OUFTI-1 - Bélgica

O CubeSat Belga OUFTI-1 utiliza a filosofia protoflight de modelos, ou seja, apenas um modelo sistêmico (PFM) foi testado com níveis de qualificação e duração de aceitação. Tal escolha foi selecionada devido a limitações orçamentárias e de cronograma. Abaixo são descritos os testes sistêmicos realizados (GALLI, 2008):

- Testes de vibração: teste senoidal, teste de vibração randômica e teste de choque;
- Teste de ciclagem térmica no vácuo combinado com teste de balanço térmico;
- Testes de compatibilidade eletromagnética.

STRaND-1 – Reino Unido

Antes da montagem e integração do nanossatélite britânico STRaND-1, diversos testes funcionais e de desempenho são realizados em todos os subsistemas. Após a integração, testes funcionais completos são realizados, então o satélite de voo passa pelos seguintes testes (KENYON, 2011):

- Teste de vibração randômica;
- Teste de ciclagem térmica no vácuo;
- Teste de compatibilidade eletromagnética;
- Teste funcional completo (end-to-end test).

TechEdSat – Estados Unidos

O CubeSat Norte-Americano TechEdSat passou pelos seguintes testes (TRINH, 2013):

- Testes dinâmicos: Teste de ressonância (antes e após cada teste dinâmico), teste senoidal, teste randômico, teste de choque e teste estático;
- Testes vácuo-térmicos: Teste de limite térmico (verificação de baterias e vida da missão), e teste de ciclagem térmica no vácuo;

- Teste de pressão (despressurização e pressurização);

Testes em nível de subsistema, como teste de ciclagem das baterias, também foram realizados neste CubeSat.

3.3.2. CubeSat Design Specification

A norma *CubeSat Design Specification* (PIGNATELLI, 2013) expõe que em relação à testes sistêmicos, o mínimo necessário para CubeSats é: teste de vibração randômica, teste de choque, teste Bake-out e inspeção visual. Ainda de acordo com tal documento, os testes devem ser realizados para satisfazer todos os requisitos de lançamento, assim como requisitos de teste adicionais considerados necessários para garantir a segurança dos CubeSats (vizinhos dentro da mesma interface), interface POD e a carga útil primária do foguete.

A norma fornece principalmente instruções para o desenvolvimento estrutural e operacional, mas deixa a desejar no quesito testes.

A sequencia macro de testes recomendada pela norma CubeSat CDS (PIGNATELLI, 2013) é exemplificada na Figura 3.7. Os modelos e os respectivos testes ilustrados nessa figura compõe o mínimo exigido para o lançamento de um CubeSat, não levando em consideração a confiabilidade do sistema, portanto deve ser considerada apenas como base na definição da filosofia de modelos e testes.

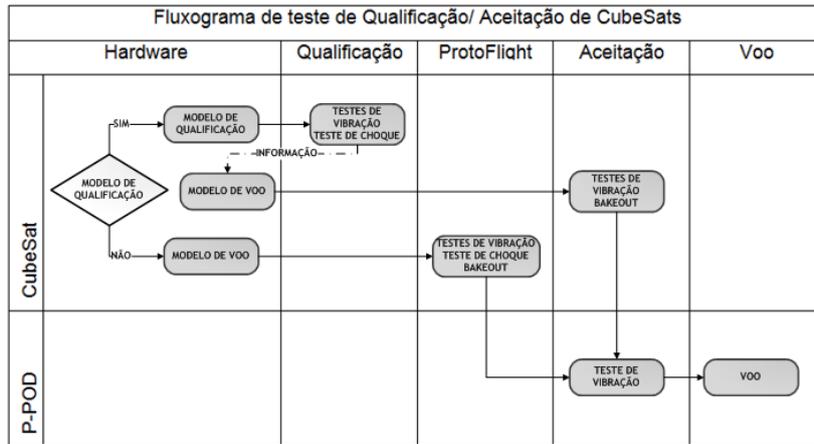


Figura 3.7 - Fluxograma de testes para CubeSats.

Fonte: Pignatelli (2013).

4 MÉTODO DE REFERÊNCIA DE AIT PARA PICO E NANOSATÉLITES

4.1. Utilização do Método de Referência

O principal objetivo do método de referência é fornecer uma estrutura para a realização do AIT sistêmico de pico e nanossatélites no INPE.

Em casos práticos este capítulo deve ser utilizado juntamente com os apêndices citados no Capítulo 5 deste trabalho.

Visto que cada nanossatélite é único, o método deve ser adaptado segundo o hardware, missão, confiabilidade desejada, orçamento, complexidade e diversas outras características específicas a cada projeto a fim de obter o planejamento e execução da fase de AIT otimizados. Exemplos prováveis de adaptação são: a adição ou remoção de testes ambientais devido aos requisitos do veículo lançador, adição de testes referentes aos sistemas de controle de atitude, controle térmico ativo ou elementos ópticos, os quais não são considerados nesse método.

Para a utilização e adaptação deste método é recomendável a avaliação crítica do impacto de toda e qualquer atividade relacionada à fase de AIT, uma vez que na maioria das vezes estarão associadas às “restrições do projeto”, que segundo o PMBoK, (2004) são: escopo, qualidade, cronograma, orçamento, recursos e riscos.

O método desenvolvido possui características fundamentais que o diferenciam dos processos tradicionais de engenharia de sistemas, as quais são listadas abaixo:

- Envolve o desenvolvimento de pouca documentação, facilitando a utilização, o gerenciamento da configuração e documentação do projeto, além de exigir pequeno número de integrantes do grupo de Engenharia de Sistemas;

- Fornece a garantia mínima de que um determinado pico ou nanossatélite tem certo nível de tolerância contra o ambiente espacial, com foco principalmente na prevenção da mortalidade infantil em órbita;
- Apesar de ser baseado em normas técnicas, exige pouca formalidade na documentação e é livre para uso de ferramentas;
- Apresentação na forma de um framework que mostra quais atividades precisam ser cumpridas, como devem ser executadas e exibidas na ordem correta, com a finalidade de ser facilmente utilizado por estudantes em projetos de pico e nanossatélites;
- Simplifica os processos tradicionais de AIT de forma clara, sem perder o núcleo de atividades e resultados, tornando-o de fácil compreensão para alunos ainda em formação de conhecimento na área espacial, e com pouca ou nenhuma experiência na área de AIT;
- É adaptado à infraestrutura disponível no INPE.

Diferentes métodos de verificação são utilizados em diferentes níveis, estágios e fases de um projeto espacial. O método proposto foca principalmente no método de verificação de teste a nível sistêmico, deste modo serão apresentadas as etapas desde a seleção de requisitos sistêmicos de AIT até a obtenção do sistema completamente testado, considerando-se que os subsistemas já passaram por testes e atendem os requisitos funcionais e de desempenho.

Para pico e nanossatélites a realização de testes ambientais em nível de subsistema ou componente muitas vezes se torna inviável por perder as características fundamentais dessa classe, que é o rápido tempo de entrega e baixos custos. Todavia recomenda-se a realização de testes funcionais em componentes e subsistemas sempre que possível. Isso evita que falhas de projeto ou mão de obra sejam descobertas tardiamente.

4.2. Documentação associada - Estrutura

A implementação do método proposto é alcançada por meio da realização de um conjunto de documentos que apoiam as atividades de planejamento e execução do AIT.

Geralmente pouco esforço é dedicado para o desenvolvimento da documentação de projetos de pico e nanossatélites, principalmente de cunho educacional. Porém eles desempenham um papel fundamental nos processos de verificação e por consequência, no AIT. Portanto a documentação necessária para a implementação desse método possui um balanço entre uma documentação excessiva, que muitas vezes não é utilizada e exige muitas pessoas envolvidas, e a falta de documentos, que dificulta diversas etapas do projeto e acaba “perdendo” o conhecimento obtido para os próximos projetos.

Esse balanço foi obtido por meio da análise da documentação exigida por normas internacionais, prática vigente no INPE, documentação de projetos de pico e nanossatélites estrangeiros e pela aplicação deste método de AIT no CubeSat AESP14.

A Figura 4.1 exibe a estrutura geral da documentação de AIT utilizada no processo proposto. Esta documentação é o mínimo necessário para obter um planejamento e execução do AIT de pico e nanossatélites de forma segura e eficiente, assim como para obter os resultados apresentados de forma apropriada.

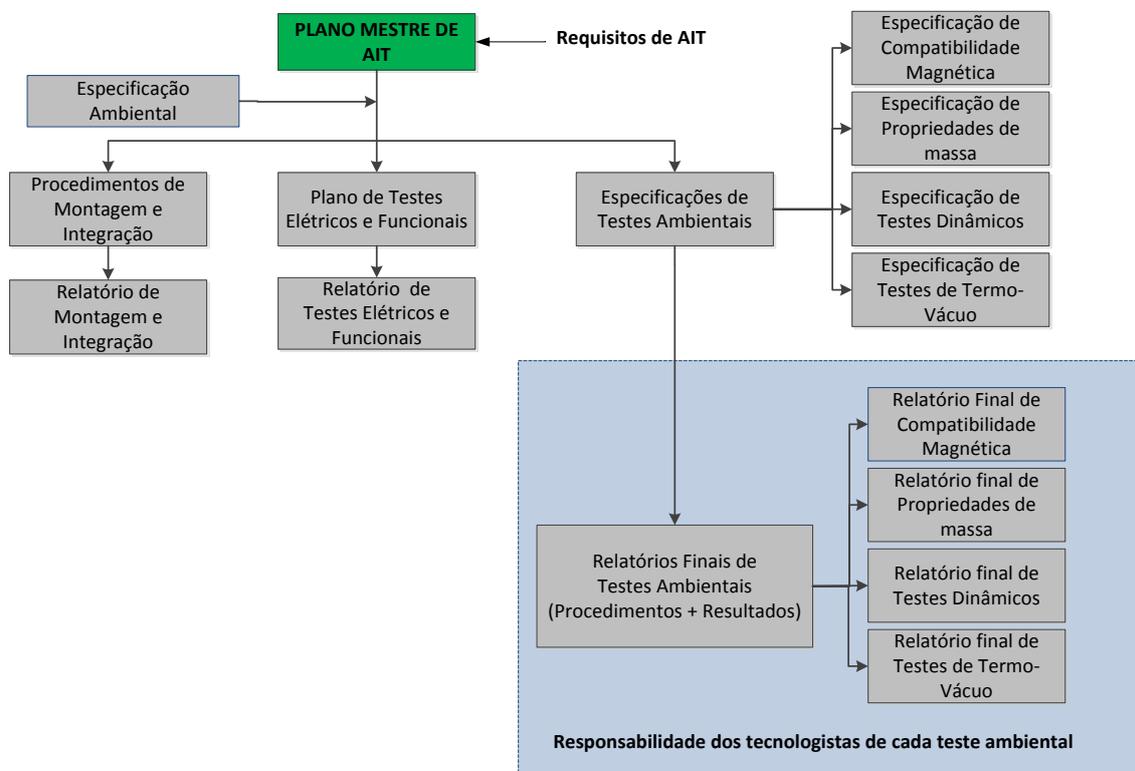


Figura 4.1 - Estrutura da documentação de AIT utilizada no método.

Conforme foi observada no Capítulo 3, a grande parte dos pico e nanossatélites não seguem uma metodologia padronizada para o AIT. Portanto, a estrutura geral do método proposto é fundamentada na prática vigente utilizada em satélites de grande porte.

A estrutura de documentação utilizada pelo INPE, que também é consoante com a norma ECSS apresentada no Capítulo 3, é organizada segundo a Figura 4.2:

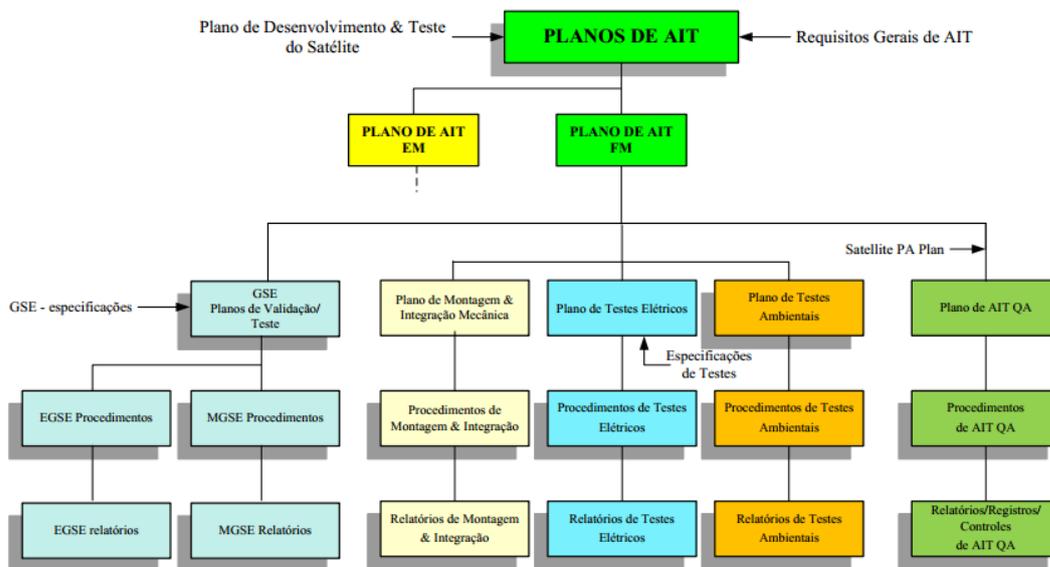


Figura 4.2 - Estrutura da documentação de AIT utilizada em satélites do INPE.
 Fonte: Silva (2011).

Essa estrutura é utilizada no AIT de produtos complexos como os satélites de sensoriamento remoto do programa CBERS.

Esses satélites exigem alta confiabilidade, longa duração, possuem massa na ordem de toneladas, orçamento de dezenas de milhões de dólares e centenas de pessoas qualificadas trabalhando no projeto (INPE, 2013).

Pico e nanosatélites possuem características muito diferentes. Eles são sistemas simples projetados para funcionamento em alguns meses, orçamento de dezenas de milhares de dólares, têm massa de até 10 Kg e normalmente são projetados e desenvolvidos por grupos de até 15 pessoas que na maioria das vezes não possuem experiência na área espacial.

Essa grande diferença de características justifica a simplificação da prática vigente utilizada em satélites de grande porte, pois pico e nanosatélites demandam atividades de AIT relativamente muito mais simples.

As adaptações realizadas são discutidas abaixo.

O ramo “GSE Plano de Validação/Teste” foi excluído devido à grande simplicidade dos GSEs de pico e nanossatélites. Isso pode ser observado no APÊNDICE B, onde os GSEs do CubeSat AESP14 são exibidos. A atividade de validação dos equipamentos de suporte é incorporada no Plano Mestre de AIT, como mostrado no item 4.3.14 *Equipamentos de Suporte de Testes* deste capítulo.

O ramo “Plano de AIT QA” foi eliminado do método proposto.

Para Silva (2011), os processos de garantia da qualidade (GQ) envolvem todo o ciclo de vida do sistema.

Como visto no Capítulo 3, a maioria dos projetos CubeSat não possuem sequer um plano de AIT. Portanto conclui-se que tradicionalmente projetos desta classe não realizam a GQ durante o todo ciclo de vida do sistema, tornando insustentável sua prática única e exclusivamente durante o processo de AIT, tendo em vista a grande quantidade de documentação e recursos humanos exigidos por tal processo.

Ainda que minimamente, por meio da aplicação do método proposto no CubeSat AESP14 percebe-se que algumas das atividades da GQ foram realizadas intuitivamente durante o processo de AIT, porém sem a devida documentação e controle. Tais atividades compreendem as revisões antes e após os testes, o acompanhamento dos testes, a revisão dos resultados dos testes e as inspeções de *hardware* após os testes.

Porém, salienta-se que as atividades de GQ são de fundamental importância principalmente para o processo de AIT, que contribuem diretamente para a melhoria da confiabilidade do sistema. Portanto é de suma importância que tal ponto seja abordado em pesquisas futuras e incluído nos projetos de pico e nanossatélites.

O Plano de AIT e o Plano de Desenvolvimento e Teste da Figura 4.2 foram combinados formando o Plano Mestre de AIT.

Tradicionalmente satélites de grande porte utilizam um Plano de AIT para cada modelo sistêmico de qualificação do satélite, sejam eles modelo elétrico (EM), modelo térmico (TM), modelo estrutural (SM) e modelo de voo (FM) (SILVA, 2011).

Como visto no Capítulo 3, segundo a ECSS (2012) o conjunto de documentação do programa de teste inclui plano de AIT, especificações, procedimentos e relatórios. A norma afirma que esses documentos devem ser gerados em todos os níveis do produto.

Para Silva (2010), o Plano de Desenvolvimento e Teste do Satélite e os Requisitos gerais de AIT são as duas entradas principais para a composição do Plano de AIT. O primeiro define filosofia de modelos, filosofia de testes e estratégia de desenvolvimento e testes; o segundo aborda os requisitos de AIT para cada atividade desse processo.

Projetos de pico e nanosatélites têm como uma das características fundamentais o baixo custo. A fim de manter tal atributo, observa-se no Capítulo 3 que geralmente projetos desse porte utilizam no máximo dois modelos, o que por consequência também limita a filosofia de testes. Visto que os itens do Plano de Desenvolvimento e Teste de pico e nanosatélites são relativamente simples, a união dos documentos em questão foi adotada no método proposto principalmente para simplificar a documentação AIT.

Para os requisitos de AIT foi adotada a mesma abordagem vigente, ou seja, eles continuam sendo uma entrada para o Plano Mestre de AIT e são provenientes das etapas iniciais do processo de Engenharia de Sistemas, como abordado no Capítulo 2.

O Plano de Montagem e Integração Mecânica não é utilizado na metodologia proposta neste trabalho.

Tal qual outros satélites de mesma classe, o satélite AESP14 segundo o APÊNDICE G possui um subsistema por PCB, e a estrutura divide-se em poucas partes. A simplicidade do sistema torna o documento em questão desnecessário, visto que praticamente não há especificações de montagem e integração.

A Tabela 4.1 sumariza as atividades/produtos do AIT de cada fase do Projeto da metodologia proposta neste trabalho em relação às atividades/produtos utilizados em programas espaciais segundo Silva (2011).

A alocação de cada atividade da Figura 4.1 nas respectivas fases do projeto segue os mesmos princípios da Tabela 2.4 do Capítulo 2. Essa abordagem foi adotada a fim de manter a mesma referência escolhida na estrutura de documentação, que tem sido sistematicamente aplicada em satélites de grande porte como o CBERS e obtido êxito.

Tabela 4.1 - Comparação de atividades/produtos do AIT por fase do Projeto entre programas espaciais e o método proposto.

Fases	Atividades/Produtos AIT	
	Programas espaciais	Método proposto
Fase 0 Fase A/B	<ul style="list-style-type: none"> • Requisitos Gerais de AIT; • Plano de AIT - 1ª versão • Plano de garantia da qualidade de AIT – 1ª versão; • Especificações dos GSEs – 1ª versão. 	<ul style="list-style-type: none"> • Requisitos de AIT; • Plano Mestre de AIT- 1ª versão; • Especificação Ambiental;
Fase C	<ul style="list-style-type: none"> • Plano de AIT –final; • Plano de Garantia da Qualidade de AIT – final; • Desenvolvimento dos componentes dos GSEs; • Desenvolvimento dos procedimentos de teste – 1ª versão; • Executa testes nos modelos sistêmicos do satélite: SM/STM/RFM; • Executa testes no modelo de Engenharia (EM). 	<ul style="list-style-type: none"> • Plano Mestre de AIT – final; • Especificações de Testes Ambientais e Plano de Testes Elétricos e Funcionais; • Desenvolvimento dos procedimentos de montagem e integração – 1ª versão; • Execução do AIT no Modelo de Qualificação;
Fase D	<ul style="list-style-type: none"> • Procedimentos de Teste –final; • Execução da montagem e integração dos modelos de voo: PFM/FM; • Execução dos testes funcionais e ambientais nos modelos de voo; • Execução da Campanha de Lançamento. 	<ul style="list-style-type: none"> • Procedimentos de Montagem e Integração – final; • Execução da montagem e integração dos modelos de voo: PFM/FM; • Execução dos testes funcionais e ambientais nos modelos de voo;
	<ul style="list-style-type: none"> • Suporte aos testes em órbita. 	

Fonte: Adaptado de Silva (2011).

4.3. Requisitos de AIT

Este item aborda a seleção de requisitos de AIT que devem ser verificados para garantir o sucesso da missão, porém esta fase foge ligeiramente do escopo do método proposto, portanto trata-se de uma sugestão. O foco do método é prover amparo de planejamento e execução de como tais requisitos serão verificados, ao invés da seleção de quais requisitos serão verificados. Para o amparo nessa tarefa recomenda-se a análise da dissertação de Ruddy (2012), que versa sobre requisitos de teste de CubeSats.

A seleção de requisitos de AIT de pico e nanossatélites difere muito em comparação com satélites de maior porte. Segundo a revisão bibliográfica realizada sobre outros projetos CubeSat, conclui-se que além disso há muitas

divergências entre cada projeto no processo de elicitação e classificação de requisitos. Tais diferenças ocorrem, sobretudo, porque tradicionalmente os projetos de pico e nanossatélites não têm utilizado sistematicamente a disciplina de Engenharia de Sistemas ou normas adaptadas para a classe. Isso faz com que cada projeto possua uma forma específica de classificação de requisitos, e por consequência disso diferentes formas de elaboração de requisitos de AIT.

Para pico e nanossatélites, a quantidade de requisitos de sistema geralmente não é extensa. Apesar disso, a falta ou erro de apenas um requisito de teste pode acarretar grandes dificuldades futuras. Muitas vezes devido à identificação tardia de novos requisitos de *stakeholders* (requisitos do lançador na maior parte dos casos de CubeSats), alguns requisitos precisam ser incorporados ou modificados em fases avançadas do projeto, acarretando maiores custos e atrasos no cronograma. Nota-se também que projetos CubeSats carecem de requisitos referentes às etapas de montagem e integração, que são atendidos intuitivamente. Portanto todo o esforço dos engenheiros de sistema direcionado para a captura da maior quantidade possível de requisitos em fases iniciais impacta positivamente o AIT.

Uma das práticas vigentes em satélites de grande porte para a elaboração de requisitos de AIT é ilustrada na Figura 4.3, que demonstra o diagrama de contexto da implementação do modelo D4AIT, proposto por Silva (2011).

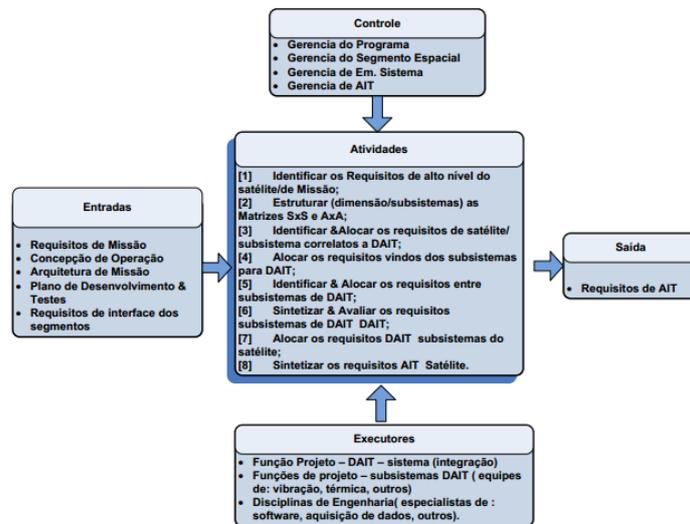


Figura 4.3 - Diagrama de contexto da implementação do modelo D4AIT para elaboração de requisitos de AIT.
Fonte: Silva (2011).

Em vista à complexidade do diagrama acima para a aplicação em pequenos satélites, a metodologia exposta por Ruddy (2012), ilustrada na Figura 4.4, é mais condizente com as necessidades de projetos de pico e nanosatélites.

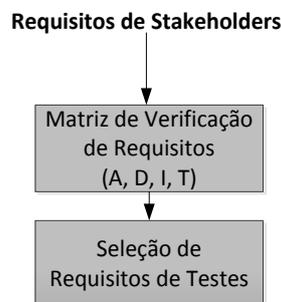


Figura 4.4 – Metodologia de seleção de requisitos de AIT.
Fonte: Adaptado de Ruddy (2012).

A aplicação prática desta metodologia no projeto CubeSat AESP14 evidenciou a necessidade de criação de uma matriz de requisitos de AIT que contenha características de verificação de cada requisito, podendo ser diretamente exportada para o plano mestre de AIT.

Em síntese, o método de seleção de requisitos de AIT proposto neste trabalho é ilustrado na Figura 4.5 abaixo:

Documentação de Requisitos



Figura 4.5 – Método de seleção de requisitos de AIT.

De acordo com a Figura 4.5, o método proposto para a elaboração dos requisitos de AIT inicia-se na coleta de informações sobre os requisitos.

Primeiramente é necessário obter todos os requisitos de sistema do projeto e observar o modo que cada um deles será verificado, através da matriz de verificação de requisitos (DVM). Desenvolvida pelos engenheiros de sistema nas fases iniciais do projeto, essa matriz contém todos os requisitos e seus respectivos métodos de verificação: análise, inspeção, demonstração e teste. O método de similaridade não é recomendável devido ao extensivo uso de componentes COTS, que muitas vezes não seguem um padrão rigoroso de fabricação e qualidade.

Abaixo é ilustrada na Tabela 4.2 uma sugestão de matriz de verificação de requisitos para CubeSats, com o número de identificação do requisito à esquerda e as abreviações A,D,I,T do método de verificação à direita.

Essa opção é escolhida segundo a experiência do autor no projeto AESP14, que durante a fase de classificação de requisitos do projeto utilizou a matriz em questão, que se mostrou de preenchimento simples e prático; e sua utilização no trabalho de Ruddy (2012), que disserta sobre requisitos de testes de picossatélites.

Tabela 4.2 - Exemplo de matriz de verificação de requisitos para CubeSats.

ID do Requisito	Método de Verificação			
	A	D	I	T
2-01-009	X			
2-01-010			X	
2-01-011		X		
2-01-012	X			X

Após a análise da matriz é necessário realizar a definição dos requisitos de AIT. Isto é, selecionar requisitos relativos à montagem dos subsistemas no sistema, integração dos subsistemas no sistema e testes do CubeSat já completamente montado e integrado.

Requisitos de AIT de programas espaciais tradicionalmente são classificados nos seguintes grupos (SILVA, 2012):

- Requisitos de Montagem;
- Requisitos de Atividades de Testes Mecânicos;
- Requisitos de Atividades de Testes Elétricos;
- Requisitos de Atividades de Testes Ambientais;
- Requisitos de Garantia da Qualidade;
- Requisitos de segurança;
- Requisitos de Documentação.

O método proposto nesta dissertação não possui documentação específica de GQ, entretanto observa-se que os integrantes do projeto devem ser treinados e instruídos para aplicar os princípios básicos da qualidade enquanto realizam as atividades de desenvolvimento.

Além disso, o método trata de sistemas muito menos complexos que satélites de grande porte e possuem relativamente poucos requisitos.

Desta forma, alguns itens acima foram excluídos e foi criado um grupo de requisitos gerais que aborda a documentação, GSE, contaminação, equipamentos e infraestrutura de teste.

Portanto a seleção deve ser feita considerando que requisitos de AIT de pico e nanosatélites podem ser classificados em cinco tipos:

- Requisitos de Montagem: montagem do sistema, ESD e fiação;
- Requisitos de Atividades de Testes mecânicos: propriedades de massa e mecanismos;
- Requisitos de Atividades de Testes Elétricos: integração elétrica e testes funcionais;
- Requisitos de Atividades de Testes Ambientais: Testes dinâmicos, de Termo-Vácuo, EMI/EMC etc.;
- Requisitos Gerais: documentação, GSE, contaminação, equipamentos e infraestrutura de teste.

Devido à grande simplicidade do sistema, a identificação de requisitos de AIT é uma tarefa simples. Dependendo do modo como os requisitos foram estruturados, alguns deles deverão ser desdobrados em requisitos “filhos” que possuem métodos específicos de verificação.

A próxima e última etapa é o desenvolvimento de uma matriz composta do número de identificação dos requisitos de AIT, o estágio de verificação de cada requisito, o método específico de verificação (e.g. teste de vibração randômica)

e o respectivo critério de verificação (e.g. manter integridade mecânica e funcional).

A Tabela 4.3 abaixo apresenta um exemplo de matriz de requisitos de AIT.

Tabela 4.3 - Matriz de requisitos de AIT.

ID	ESTÁGIO DE VERIFICAÇÃO		MÉTODO DE VERIFICAÇÃO	CRITÉRIO DE VERIFICAÇÃO
	Q	A		
2-03-001-01-01	X		Teste de Choque	O CubeSat deve manter sua integridade mecânica e funcional.
2-03-001-07	X	X	Teste de integração elétrica	O CubeSat deve manter sua integridade mecânica e funcional.

A matriz de requisitos de AIT acima foi baseada na matriz de verificação de requisitos do ANEXO - B da norma ECSS (2009). Segundo a norma europeia uma matriz de verificação de requisitos deve conter no mínimo os seguintes itens:

- Identificação do requisito;
- Texto do requisito;
- Rastreabilidade entre requisitos;
- Níveis e estágios de verificação;
- Métodos de verificação;
- Ligação à seção relevante do plano de verificação.

As adaptações da Tabela 4.3 são discutidas abaixo.

O texto do requisito foi omitido para tornar a tabela mais simples.

A rastreabilidade não é necessária devido à pequena quantidade de requisitos de pico e nanosatélites.

Visto que o método proposto nesta dissertação trata do AIT sistêmico, o item “nível de verificação” é omitido.

Tradicionalmente projetos CubeSat não têm utilizado a disciplina de engenharia de sistemas (LOUREIRO, 2011), e não possuem plano de verificação. Portanto este item também é excluído da matriz.

Adicionalmente aos itens sugeridos pela norma ECSS foi adicionado o item “Critério de verificação”, a fim de suprir a necessidade de expor na matriz um critério decisivo para a aprovação ou reprovação da verificação do requisito. Esta necessidade foi evidenciada no desenvolvimento das especificações de testes ambientais do CubeSat AESP14, mais especificamente nos itens “Critério *pass/fail*”.

A partir desta alocação de métodos, estágios e critérios de verificação é possível dar início ao desenvolvimento do Plano mestre de AIT.

Salienta-se que para o apoio às próximas etapas deve ser criada uma especificação ambiental, documento que descreve os ambientes pelos quais o satélite será submetido, contendo níveis e duração de cada teste que simulará tais ambientes.

CubeSats geralmente têm dificuldades em encontrar um veículo lançador adequado, tornando-se tradicional a realização de testes com níveis que englobam uma grande variedade de lançadores (CIHAN, 2008).

Observa-se que essa abordagem é recomendada principalmente em casos que há mais de um modelo do nanosatélite. Quando houver apenas modelo de voo torna-se mais seguro aguardar uma opção de lançamento a fim de não

estressar o satélite desnecessariamente. Visto que tal documento foge do escopo deste método, recomenda-se a leitura do exemplo mostrado no APÊNDICE A.

4.4. Plano Mestre de AIT

O plano mestre de AIT deste trabalho é constituído da combinação de alguns itens do Plano de AIT e Plano de desenvolvimento e Teste.

Esta estratégia foi adotada a fim de diminuir o número de documentos do método proposto sem perder a funcionalidade dos documentos originais. Portanto esse deve ser o único Plano Mestre de AIT, e deve contemplar todos os modelos sistêmicos do Projeto.

Visto que não foram encontrados planos de AIT de pico e nanossatélites na literatura, o conteúdo deste plano é fundamentado principalmente na documentação de AIT utilizada em satélites do INPE, como também nas normas europeias ECSS.

No INPE a estrutura do plano de AIT utilizado nos satélites é a seguinte (SILVA, 2012):

- Documentação de AIT;
- Programa de AIT
- Ferramentas de implementação de testes
- Infraestrutura de AIT
- Logística de AIT

Para a ECSS (2012), o plano de AIT deve conter:

- Apresentação do produto;
- Programa de AIT;
- Ferramentas de suporte e infraestrutura de testes;
- Documentação de AIT;
- Organização e gerenciamento;
- Cronograma de AIT.

A Figura 4.6 abaixo ressalta o contraste entre satélites de grande porte como o CBERS, e um CubeSat. Tal diferença também acompanha todos os processos do ciclo de vida dos satélites, o que inclui desenvolvimento do AIT e de sua documentação associada.

Isto corrobora com o fato de que há diversos itens do plano de AIT vigente no INPE, que para um pico e nanossatélite são desnecessários.

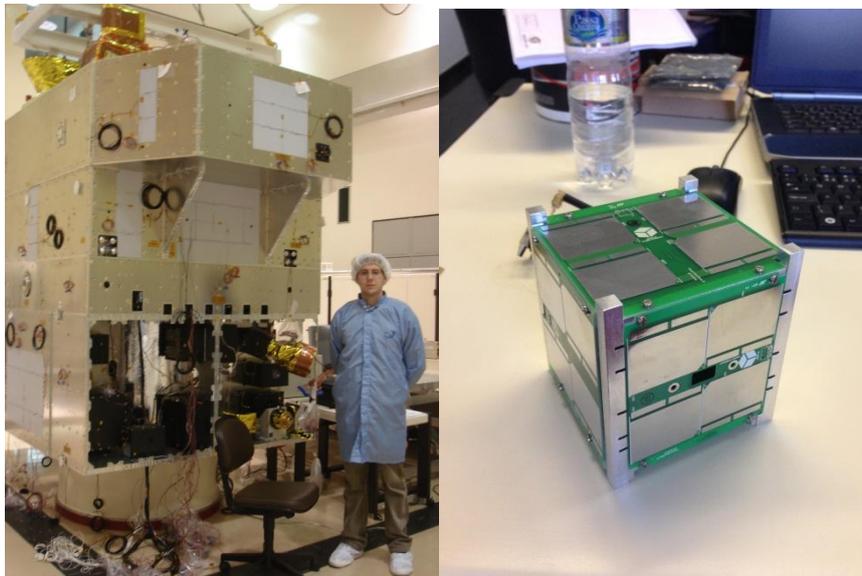


Figura 4.6 - Contraste entre satélite CBERS 3 e AESP14.

A Figura 4.7 ilustra as adaptações realizadas no conteúdo dos planos de AIT do INPE e ECSS para a formação do Plano Mestre de AIT do método proposto nesta dissertação.

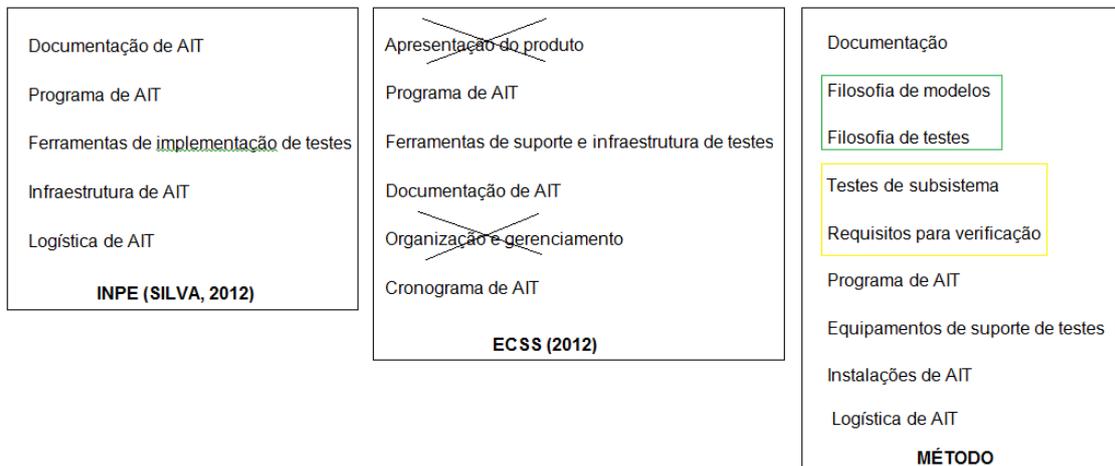


Figura 4.7 – Formação do conteúdo do Plano Mestre de AIT.

O conteúdo do Plano Mestre de AIT contempla a prática do INPE e ECSS quase que integralmente.

O item Logística de AIT não contemplado pela ECSS foi mantido pela necessidade de planejamento de situações como embalagem, transporte e acondicionamento por longos períodos, que devido a incertezas no lançamento ocorre com frequência com pico e nanossatélites.

O Cronograma de AIT indicado pela ECSS é um subitem do Programa de AIT.

Os itens Filosofia de Modelos e Filosofia de Testes fazem parte do Plano de Desenvolvimento e Teste (SILVA, 2011).

Os itens Testes de Subsistema e Requisitos para verificação foram adicionados segundo a experiência prática do autor no processo de AIT do AESP14, porém são opcionais.

O item Programa de AIT é subdividido de acordo com a Figura 4.8 abaixo (SILVA, 2010), com exceção das tabelas de atividades. Embora o INPE e a

ECSS recomendem tal prática (*task sheets*), isso tornaria o AIT de pico e nanossatélites excessivamente exaustivo.

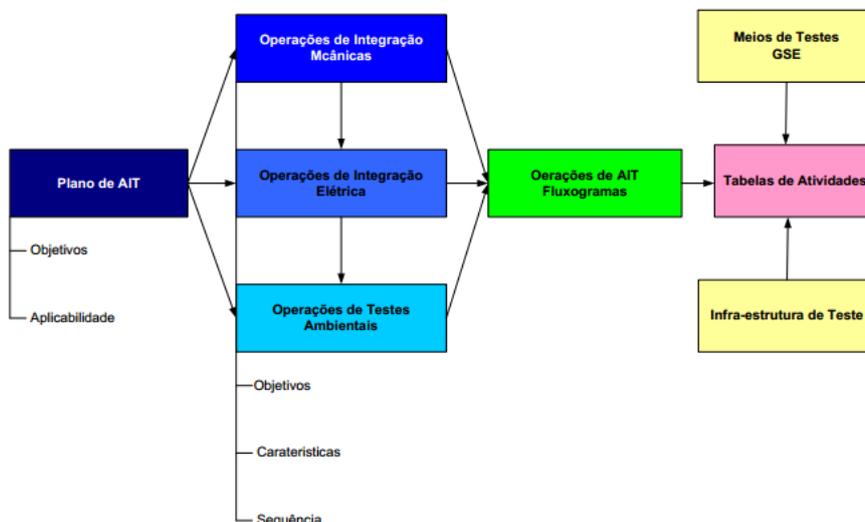


Figura 4.8 - Estrutura do plano de AIT de programas espaciais.

Fonte: Silva (2010).

4.4.1. Filosofia de modelos

Este item não faz parte de Planos de AIT de satélites do INPE ou de acordo com a norma ECSS, e foi adicionado devido à união entre o Plano de AIT e Plano de Desenvolvimento e Teste utilizados em satélites de grande porte.

A filosofia de modelos, definição da função e características de cada modelo devem seguir os princípios básicos do subitem 5.2.5 *Models and Models Description* da norma ECSS (2010).

Geralmente projetos CubeSat optam entre duas opções abaixo, considerando que a escolha baseia-se principalmente na disponibilidade de recursos e utilização de novos conceitos:

- Prototype Approach: Modelo de qualificação (testes de qualificação) e Modelo de voo (testes de aceitação);

- Modelo Protoflight (testes de aceitação com níveis de qualificação e duração de aceitação).

Segundo Pignatelli (2013), estas mesmas opções acima são recomendadas para CubeSats no documento *Cubesat Design Specification*.

A abordagem da filosofia de modelos segundo a ECSS foi escolhida pela abrangente utilização dessas definições tanto em satélites de grande porte como em pico e nanosatélites, como visto no Capítulo 3.

A fim de expor a escolha da filosofia de modelos adotada, sugere-se o uso de uma tabela com os itens: modelo, função e características. Um exemplo é ilustrado abaixo na Tabela 4.3:

Tabela 4.3 - Função e características de cada modelo.

MODELO	FUNÇÃO	CARACTERÍSTICAS
Modelo de Qualificação	Testes de Qualificação	Apenas 3 Células Solares.
Modelo de Voo	Testes Aceitação	Modelo completo.

4.4.2. Filosofia de testes

Este item também não faz parte de Planos de AIT de satélites do INPE ou de acordo com a norma ECSS, e foi adicionado devido à união entre o Plano de AIT e Plano de Desenvolvimento e Teste utilizados em satélites de grande porte.

Este item é subdividido em Sequência macro de testes e Matriz de testes devido à necessidade de uma visão geral de todo o programa de teste encontrada pelo autor na utilização prática deste plano.

A filosofia de testes torna-se implícita na seleção da filosofia de modelos.

Como visto no Capítulo 3, em projetos CubeSat é comum a utilização da filosofia *Protoflight*, onde os testes ambientais sistêmicos são realizados apenas no modelo de voo. Essa prática é utilizada para redução de custos.

A filosofia de testes deve ser definida entre as opções (PIGNATELLI, 2013):

- Qualificação e Aceitação;
- Protoflight.

Esta abordagem é adotada por ser a única opção viável existente, visto que projetos de pico e nanossatélites não possuem uma grande quantidade de modelos. Observa-se que estas opções também são utilizadas em programas espaciais como o CBERS.

4.4.2.1. Sequencia macro de testes

A sequencia macro de testes recomendada pela norma CubeSat (PIGNATELLI, 2013) é exemplificada na Figura 4.9. Os testes ilustrados nessa figura compõem o mínimo exigido para o lançamento de um CubeSat, não levando em consideração a confiabilidade do sistema, portanto a Figura 4.9 deve ser considerada como base na definição da sequência macro de testes.

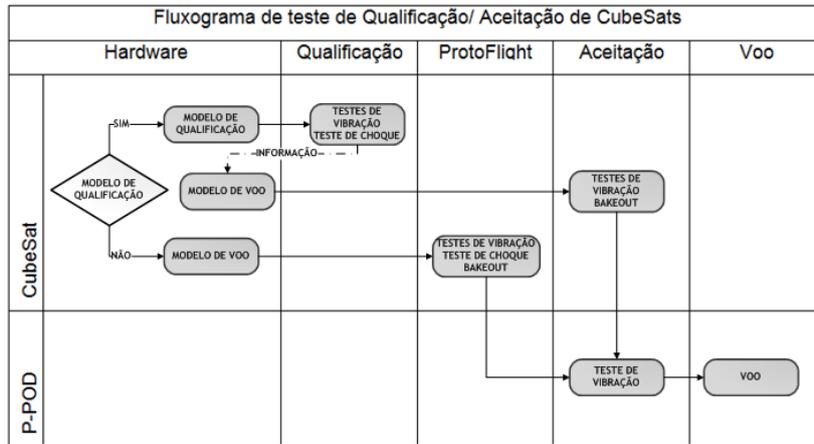


Figura 4.9 - Fluxograma de testes para CubeSats.
 Fonte: Pignatelli (2013).

Neste item deve ser apresentado um fluxograma simplificado contendo os modelos e os respectivos estágios de Testes. Um exemplo de sequência macro de testes é apresentado na Figura 4.10:

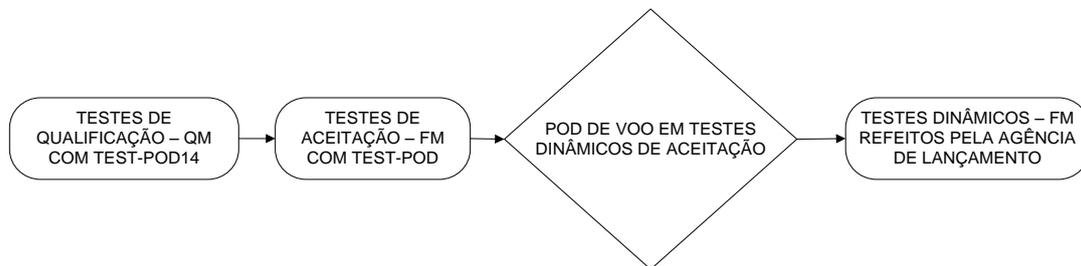


Figura 4.10 - sequência macro de testes.

É importante salientar que no método proposto a sequência macro de testes tem um nível de abstração mais alto que o mesmo item para satélites do INPE. No plano de AIT do CBER-2B, por exemplo, a sequência macro de testes é um subitem do programa de AIT, e exibe um fluxograma com todas as atividades macro de testes, que inclui mais de vinte atividades.

Neste método tal fluxograma é chamado de sequência geral de AIT, exibido na Figura 4.13.

4.4.2.2. Matriz de testes

Tradicionalmente as atividades de teste realizadas em modelos de voo de satélites são ilustradas na Figura 4.11 (SILVA, 2010):

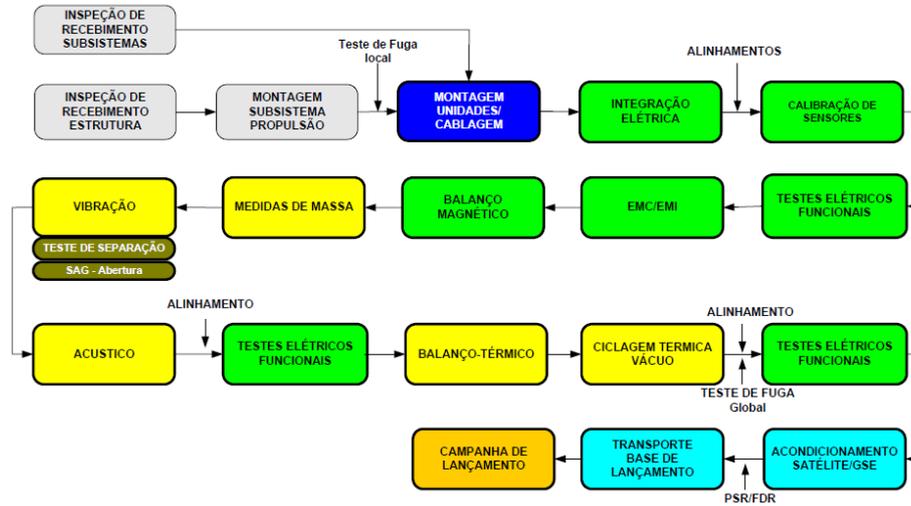


Figura 4.11 - Sequência geral de AIT de satélites.

Fonte: Silva (2011).

Segundo a norma ECSS (2012), o conjunto de testes necessários para equipamentos espaciais é exposto na Figura 4.12 abaixo:

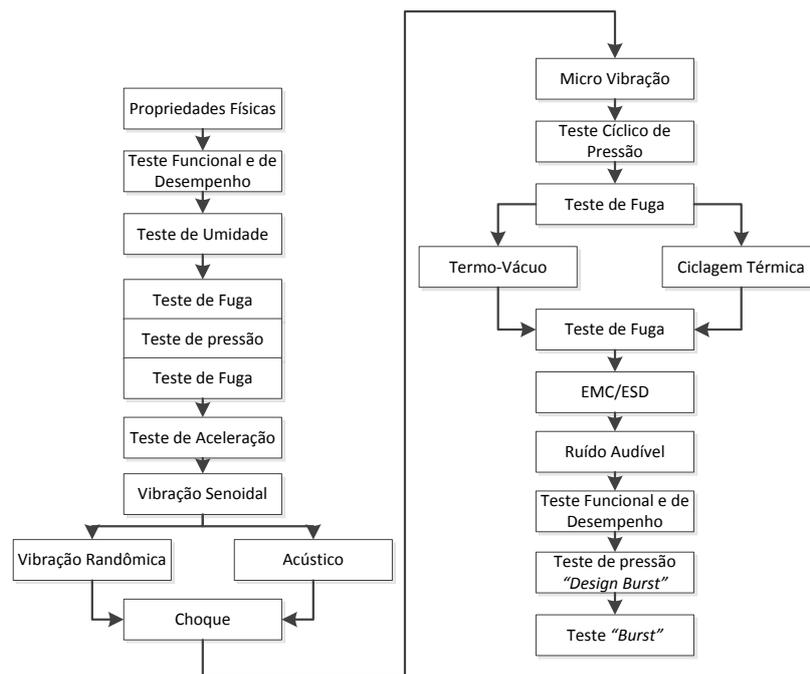


Figura 4.12 - Sequência de teste de equipamentos espaciais.

Fonte: Adaptado de ECSS (2012).

No método proposto desta dissertação essas sequências de teste foram adaptadas para pico e nanossatélites de forma a realizar apenas testes condizentes com as necessidades dessas classes de pequenos satélites, formando um grupo mínimo de testes que dê a mínima garantia que o satélite não possui falhas de mão de obra e irá resistir ao ambiente espacial.

Os testes do método proposto são adaptados principalmente a partir do conjunto proposto por Silva (2011). Visto que os testes serão realizados no INPE é importante que a metodologia proposta esteja de acordo com a prática vigente do Instituto.

A escolha de quais testes não são necessários em cada modelo foi baseada na experiência do autor com testes de pico e nanossatélites, e na norma ECSS (2009), que separa em tabelas testes de equipamentos espaciais de qualificação e de aceitação. Caso a filosofia *Protoflight* seja escolhida optou-se pela realização de todos os testes sugeridos a fim de não testar o satélite aquém do necessário.

As adaptações são discutidas abaixo.

O método não considera satélites com subsistema de propulsão, portanto testes de fuga e montagem deste subsistema não são considerados.

O alinhamento é necessário quando há elementos que necessitam orientação precisa em relação aos eixos do satélite (SILVA, 2011). Com vista à abrangência deste quesito, os alinhamentos previstos na Figura 4.11 são mantidos.

O método desta dissertação não contempla satélites com subsistema de determinação e controle de atitude, portanto não há o item Calibração de sensores – AOCS e balanço magnético.

A necessidade de testes de EMI deve ser avaliada de acordo com as necessidades de cada projeto. A maioria dos CubeSats realiza apenas testes de EMC para verificar compatibilidade com o lançador.

Testes acústicos são realizados apenas em satélites de grande porte, portanto não são considerados.

O conjunto de testes de vibração foi baseado na Figura 4.12 e nos testes realizados em CubeSats descritos no Capítulo 3.

A maioria dos pico e nanosatélites utilizam células solares ao redor de suas faces não necessitando painéis solares com abertura. Portanto o teste de abertura do SAG não é necessário.

Este método considera apenas testes de ciclagem térmica no vácuo, visto que a realização de testes de balanço térmico e testes de ciclagem térmica tornaria o programa de testes economicamente inviável para a maioria dos projetos. Além disso o método considera apenas pico e nanosatélites com controle de atitude passivo.

O teste Bakeout é realizado para retirar impurezas que no ambiente de vácuo poderiam prejudicar outros satélites, principalmente em componentes ópticos, e

é recomendado pela norma CubeSat (PIGNATELLI, 2013). Portanto teoricamente esse teste é desnecessário a modelos que não são de voo, porém devem ser realizados em todos os modelos com a finalidade de retirar impurezas do satélite, evitando danos à câmara térmica do INPE. Esta informação provém da experiência prática do autor com o CubeSat AESP14.

A Tabela 4.4 apresenta a matriz de testes, que mostra a associação entre testes e modelos sugerida para os três modelos mais utilizados em CubeSats.

Tabela 4.4 – Matriz de testes.

Testes Sistemáticos	QM	FM	PFM
Check Funcional	X	X	X
Teste Funcional Baseline/Final	X	X	X
Teste EMC	X		X
Propriedades 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

4.4.3. Testes de subsistemas

Este item é opcional, e foi adicionado no plano para dar ao usuário uma visão geral dos testes de subsistemas que já foram realizados no satélite.

Este item deve conter os testes realizados em cada subsistema e a documentação associada. Os testes realizados em cada subsistema são em sua maioria funcionais e elétricos, visto que a realização de testes ambientais em subsistemas, tratando-se de projetos em sua maioria de cunho educacional, muitas vezes não é economicamente viável.

4.4.4. Requisitos para a verificação

Este item geralmente não existe em planos de AIT do INPE ou ECSS. Ele é contido no plano do método proposto devido à necessidade observada pelo autor durante a utilização prática deste plano no AIT do CubeSat AESP14.

Este item deve conter a matriz de requisitos de AIT.

4.4.5. Programa de AIT

Fica a critério do engenheiro de AIT a divisão deste item em: Programa de AIT de Qualificação e Programa de AIT de Aceitação (ou apenas Protoflight). A aglutinação de itens semelhantes entre os modelos (Qualificação e de Voo) como montagem, integração e testes funcionais pode ser feita para simplificar o documento, isso não afetará o entendimento e utilização do Plano desde esta definição esteja clara no início do texto deste item.

Como comentado anteriormente, o programa de AIT do método é subdividido em montagem e integração, testes elétricos e funcionais e testes ambientais. Para cada subdivisão os itens objetivos gerais, características gerais e sequência geral, são abordados.

4.4.6. Visão geral do AIT

Este item deve conter o local de realização dos testes e as etapas gerais de AIT enumeradas.

4.4.7. Cronograma e Sequência das atividades de AIT

O gráfico de Gantt e o fluxograma referente às atividades gerais de AIT mencionadas no item anterior devem ser expostos neste item.

A definição da sequência de testes deve ser baseada nos seguintes princípios (adaptado de ECSS, 2009):

- A ordem dos ambientes que o satélite será exposto;
- A capacidade de detectar falhas o mais cedo possível;
- Testes mais caros realizados o mais tarde possível.

A sequência geral de AIT para pico e nanossatélites proposta nesta dissertação é ilustrada na Figura 4.13 abaixo. Ela foi baseada nos princípios descritos acima, à sequência geral de testes do CBERS-2B (SILVA, 2006) e na experiência prática do autor com o programa de teste do nanossatélite AESP14.

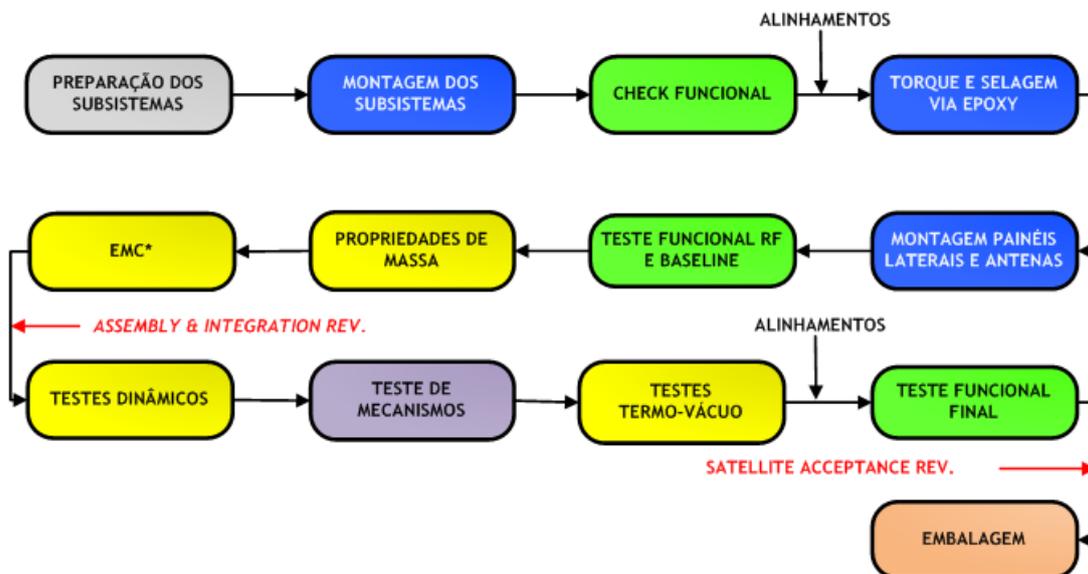


Figura 4.13 - Sequencia geral de AIT para pico e nanossatélites.

4.4.8. Montagem e Integração

É altamente recomendável a participação de pessoas experientes nesta etapa de montagem e integração, visto que a maioria das falhas de CubeSats está relacionada à mão de obra (SPACEECIALIST, 2012).

Este item deve conter a indicação do documento de Montagem e integração do CubeSat e os seguintes subitens:

4.4.8.1. Objetivos Gerais

Descrição sucinta dos objetivos das atividades de montagem e integração do sistema.

4.4.8.2. Características Gerais

Este item deve conter características gerais da montagem, integração e testes mecânicos como teste de mecanismos por exemplo. As atividades de cada etapa devem ser exibidas sucintamente.

4.4.8.3. Sequência geral

A sequência geral de montagem e integração deve seguir os fundamentos de Pisacane (2005) enunciados no item 2.4.1 do Capítulo 2, assim como a sequência proposta por Silva (2011) nesse mesmo item.

Visto que tais fundamentos foram criados para satélites de grande porte, e cada satélite possui características únicas de montagem, a sequência proposta neste método deve ser adaptada especificamente para cada projeto.

Neste item a sequência de montagem e integração deve ser ilustrada em forma de fluxograma, tal qual o exemplo da Figura 4.14 abaixo, que exhibe a sequência de montagem e integração proposta pelo método desta dissertação.

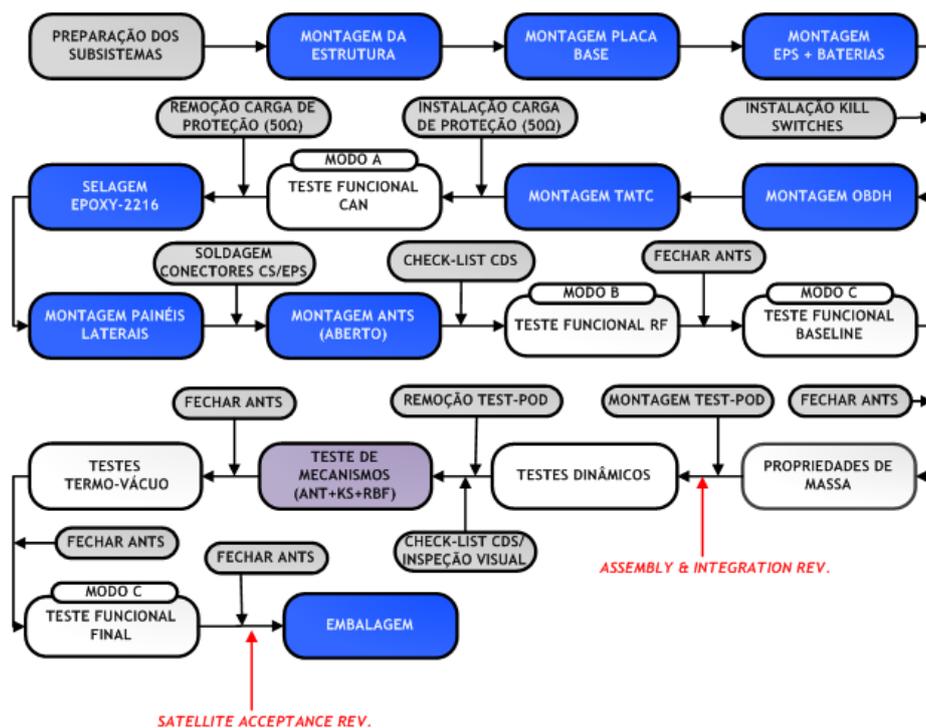


Figura 4.14 - Sequência de montagem e Integração.

4.4.9. Testes elétricos e funcionais

Este item deve conter a indicação do documento do Plano de Testes Elétricos e Funcionais e os seguintes subitens:

4.4.9.1. Objetivos Gerais

Descrição sucinta dos objetivos das atividades de testes elétricos e funcionais.

4.4.9.2. Características Gerais

Este item deve conter a descrição geral dos modos de testes elétricos e funcionais do CubeSat. A quantidade de modos e característica de cada um deles depende muito do CubeSat.

De acordo com Silva (2006), as atividades de integração elétrica e testes funcionais de satélites podem ser divididas nas seguintes fases:

- Integração de potência;
- Integração de telemetrias e telecomando;
- Testes funcionais sistêmicos;
- Testes funcionais sistêmicos via RF;
- Testes funcionais sistêmicos com todos os painéis laterais montados.

Tendo em vista que pico e nanossatélites contém geralmente 4 ou 5 placas PCB Solar respectivas a cada subsistema, o sistema elétrico é muito mais simples em comparação a um satélite como o CBERS, o que exige muito menos testes elétricos. A Figura 4.15 exhibe a arquitetura elétrica do CubeSat AESP14, que confirma tal argumento.

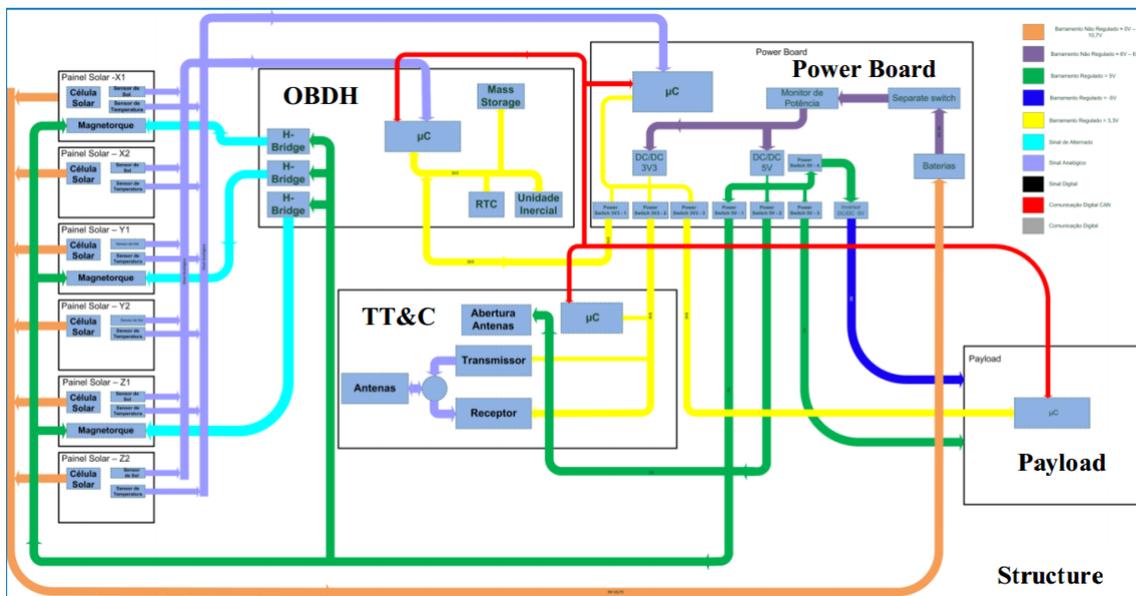


Figura 4.15 – Arquitetura elétrica do CubeSat AESP14.

Fonte: INPE. LIT (2013).

Para pico e nanossatélites a abordagem de Silva (2006) foi simplificada baseando-se principalmente na realização de testes elétricos e funcionais do CubeSat AESP14.

As atividades de integração elétrica e testes funcionais do método proposto são as seguintes:

- MODO A: Check funcional utilizado para verificação de comunicação básica entre subsistemas e verificação funcional durante cada teste ambiental;
- MODO B: Teste breve para verificação do status do CubeSat por meio do envio de Telemetrias e recebimento de Telecomandos via cabos;
- MODO C: Teste de simulação de voo. Verificação de todas as funções e desempenho para todos os modos de operação do CubeSat via RF.

Cada modo deve ter as atividades gerais descritas por meio de itens sucintos.

Este item também deve conter uma tabela da relação entre as diferentes configurações de montagem do CubeSat, a configuração de monitoramento e controle, a fonte de alimentação utilizada, o EGSE necessário e os modos de testes elétricos realizados no CubeSat. Um exemplo é ilustrado na Tabela 4.5 abaixo:

Tabela 4.5 - Características de cada modo de teste.

		MODOS		
		A	B	C
Configuração do CubeSat	Subsistemas	X		
	Subsistemas + Painéis laterais + Antenas		X	X
Monitoramento e Controle	Cabos	Umbilical – S/C	X	X
		Coaxial		X
	Antenas			X
Fonte de Alimentação	Baterias	X	X	X
	Fonte	X	X	
EGSE	EGSE CubeSat	X	X	X
	EGSE COTS do módulo RF		X	

Opcionalmente este item também pode conter uma figura representando as configurações de montagem respectivas a cada modo de teste elétrico e funcional.

4.4.9.3. Sequência geral

A sequência de testes elétricos e funcionais deve seguir os seguintes princípios, que foram captados a partir da análise da dissertação de Ruddy (2012):

- Testes funcionais rápidos devem ser realizados antes e após cada um dos testes ambientais;
- Um teste completo que testa todos os modos de operação e funções deve ser realizado antes e após os testes ambientais.

A sequência de testes elétricos e funcionais deve ser ilustrada em forma de fluxograma, tal qual a Figura 4.16 abaixo, que exhibe a sequência de testes elétricos e funcionais proposta pelo método de AIT para pico e nanossatélites:

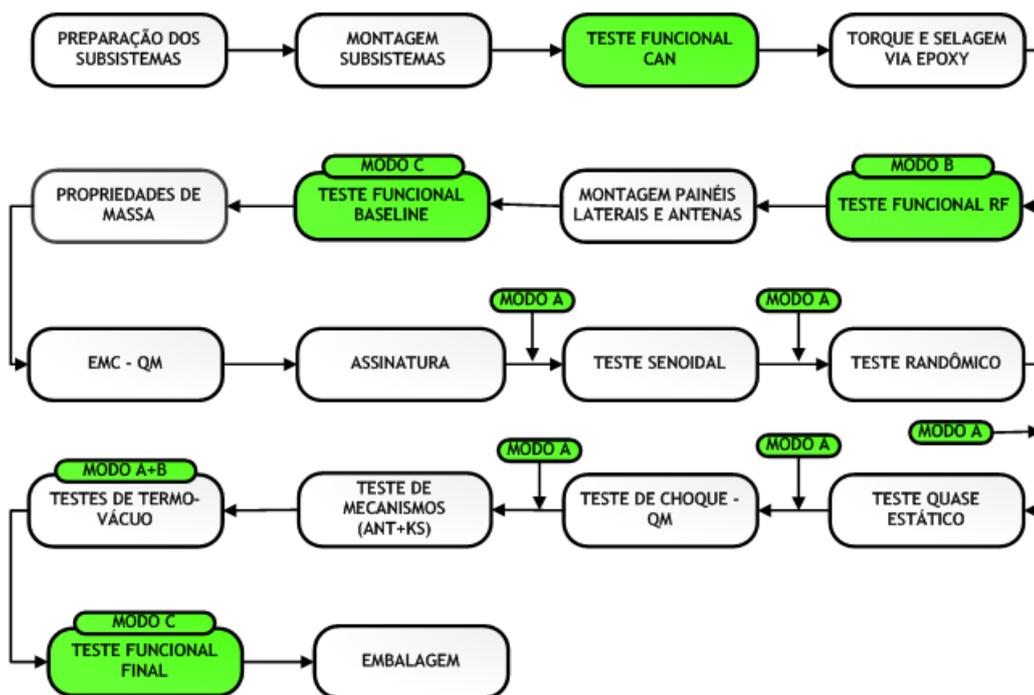


Figura 4.16 - Sequência de testes elétricos e funcionais.

4.4.10. Testes Ambientais

Este item deve conter a indicação dos documentos de especificações de cada teste ambiental.

É importante salientar que caso existam dois modelos, o item de testes ambientais deve ser separado em qualificação e aceitação, e cada um deles deve conter os subitens abaixo.

4.4.10.1. Objetivos Gerais

Os objetivos gerais dos testes ambientais devem ser descritos sucintamente neste item.

4.4.10.2. Características Gerais

Este item deve conter características gerais dos testes ambientais, por exemplo: principais diferenças entre testes realizados em cada modelo, interface utilizada, método utilizado para adaptação à infraestrutura disponível (*Sine Burst* e *Shock Response Spectrum*, por exemplo), entre outros.

4.4.10.3. Sequência Geral

Apesar do INPE contar com equipamentos específicos para a realização do teste dinâmico Quase Estático, é recomendado a sua realização através de um *Sine Burst* (método para aplicar cargas quase estáticas utilizando um *Shaker*) no mesmo *Shaker* utilizado nos outros ensaios, em uma frequência de um terço da frequência natural mínima exigida pelo lançador. Essa estratégia submete o CubeSat aos mesmos esforços gerados pelo equipamento específico para o teste, economiza tempo e reduz o custo geral dos testes.

No INPE não há equipamento específico para testes de choque, portanto eles são realizados em *Shakers* utilizando o método *Shock Response Spectrum* (SRS). Entretanto devido aos altos níveis de aceleração desse ensaio

requeridos pela maioria dos lançadores, pode não ser viável sua realização nos Shakers do INPE. Portanto sugere-se que seja alocado por último na sequência de testes dinâmicos, facilitando a terceirização do teste.

O INPE possui câmaras vácuo-térmicas e câmaras climáticas. A grande quantidade de nitrogênio utilizado nos testes vácuo-térmicos torna esse ensaio relativamente caro em relação à ciclagem térmica (nas câmaras climáticas). Portanto a realização de apenas um teste vácuo-térmico envolve muitos riscos, visto que o impacto orçamentário gerado no caso de alguma não conformidade seria muito grande. Desta forma recomenda-se a realização prévia de um teste de ciclagem térmica que irá identificar falhas latentes do sistema. Observa-se que o *Bakeout* e o teste de ciclagem vácuo-térmica podem ser combinados no mesmo teste.

Este item deve ter a sequência de testes ambientais ilustrada em forma de fluxograma, tal qual o exemplo da Figura 4.17 abaixo:

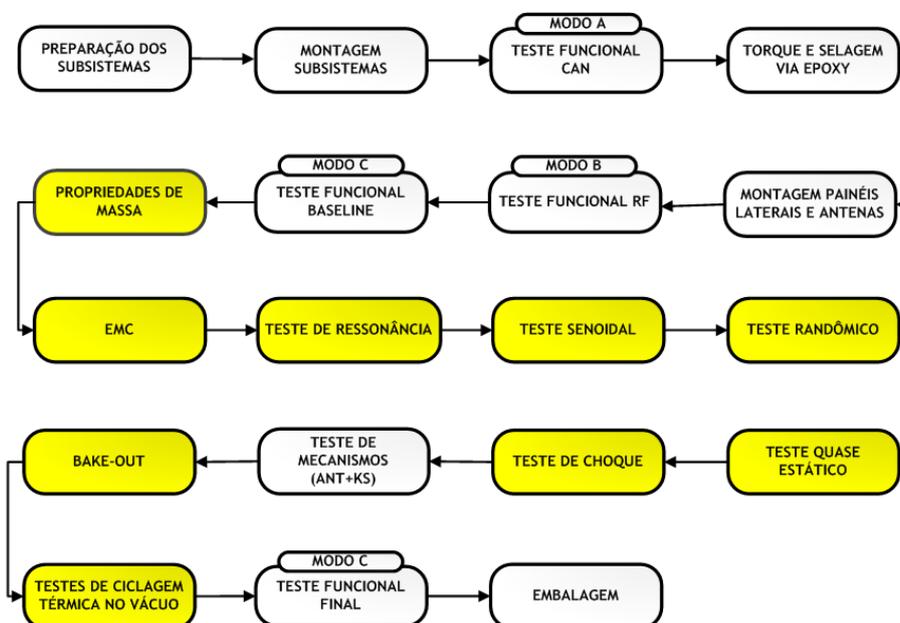


Figura 4.17 - Sequência de Testes ambientais.

Este item deve ser subdividido nos subitens abaixo:

- Equipamentos de suporte mecânico (MGSE);
- Equipamentos de suporte elétrico (EGSE);

De acordo com a norma ECSS (2012), os equipamentos de GSE mecânico e elétrico devem ter o processo de validação baseado nas condições ambientais esperadas e restrições operacionais. Portanto a fim de evitar danos no modelo de voo, a validação dos GSE deve ocorrer preferivelmente com o modelo de engenharia (caso houver) ou modelo de qualificação.

4.4.13. Infraestrutura de AIT

Este item deve descrever sucintamente o local onde os testes serão realizados. Também deve conter os seguintes subitens:

4.4.13.1. Equipamentos de testes ambientais

Citação dos principais equipamentos utilizados nos ensaios ambientais, como Shaker e câmara vácuo-térmica.

4.4.13.2. Condições ambientais

Este item deve conter as condições ambientais do AIT de cada modelo, como: classe da sala limpa, temperatura e umidade relativa.

4.4.14. Logística de AIT

Este item deve conter o modo de embalagem dos GSE e CubeSat, modo de teste funcional e inspeção após cada transporte e considerações sobre longos períodos de acondicionamento (principalmente em relação às baterias).

4.5. Plano de Testes Elétricos e Funcionais

Devido às características únicas de hardware e *software* de cada pico e nanossatélite não há um processo no qual todos possam ser adaptados. Recomenda-se que o plano integre especificações e procedimentos a fim de tornar a documentação mais enxuta. O plano de testes elétricos e funcionais deve conter no mínimo os seguintes itens:

- Requisitos a serem verificados;
- Especificação detalhada de cada modo de teste (incluindo testes aplicáveis durante testes ambientais), a sequência detalhada e 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;
- Procedimentos detalhados para a realização de cada teste elétrico e funcional;

4.6. Especificações de testes ambientais

O conteúdo das especificações dos testes é proveniente do Anexo B da norma ECSS (2012). As adaptações no conteúdo de cada especificação de teste foram realizadas de forma a apresentar todo o material necessário para a realização dos testes ambientais pelos tecnologistas do INPE, portanto seu conteúdo também foi adaptado segundo a informações provenientes de reuniões com tecnologistas do INPE durante o planejamento dos testes do CubeSat AESP14.

As especificações dos testes são subordinadas ao Plano Mestre de AIT, e baseiam-se principalmente em dois itens:

- Matriz de requisitos de AIT: a matriz fornece os requisitos que serão verificados, o teste a ser realizado, qual modelo será testado e o critério *Pass/Fail* de cada teste por meio do critério de verificação.
- Especificação Ambiental: fornece as condições de cada teste (níveis e duração).

As Especificações de Testes Ambientais são subdivididas em especificação de compatibilidade magnética, de propriedades de massa, de testes dinâmicos e de testes vácuo-térmicos.

O conteúdo mínimo de cada especificação é descrito abaixo:

4.6.1. Requisitos para verificação

Este item deve conter a matriz de AIT com os requisitos de cada teste ambiental.

4.6.2. Abordagem de Testes

Este item deve apresentar a abordagem da atividade de teste, por exemplo: abordagem quanto aos parâmetros, quanto à instrumentação e características gerais da interface de teste. Também devem ser descritos pré-requisitos para o início da atividade de teste.

4.6.3. Descrição de Testes

Este item deve ser subdividido na seguinte forma:

4.6.3.1. Configuração do espécime

Este item deve conter características de configuração de cada modelo testado como: modo operacional durante teste, sistema de coordenadas adotado e instrumentação necessária (posição de acelerômetros ou termopares).

4.6.3.2. Equipamentos de Suporte (GSE)

Este item deve conter a descrição dos equipamentos mecânicos e elétricos utilizados nos testes.

4.6.3.3. Tolerâncias

Este item deve conter a tabela de tolerâncias permitidas para cada ensaio. Ela é obtida no documento de especificação ambiental.

4.6.3.4. Condições de Teste

Este item deve conter uma breve descrição do teste, os níveis e duração de cada ensaio realizado para cada modelo testado, utilizando-se tabelas e gráficos quando necessário. Os níveis são obtidos no documento de especificação ambiental.

4.6.4. Instalações de teste

Este item deve fornecer dados referentes ao local de realização dos testes, referentes à temperatura, umidade, contaminação, equipamentos utilizados e precauções de manuseio devem ser tópicos abordados.

4.6.5. Sequência de Testes

Este item deve ilustrar através de um fluxograma a sequência detalhada dos testes de cada modelo. Um exemplo é ilustrado na Figura 4.19:

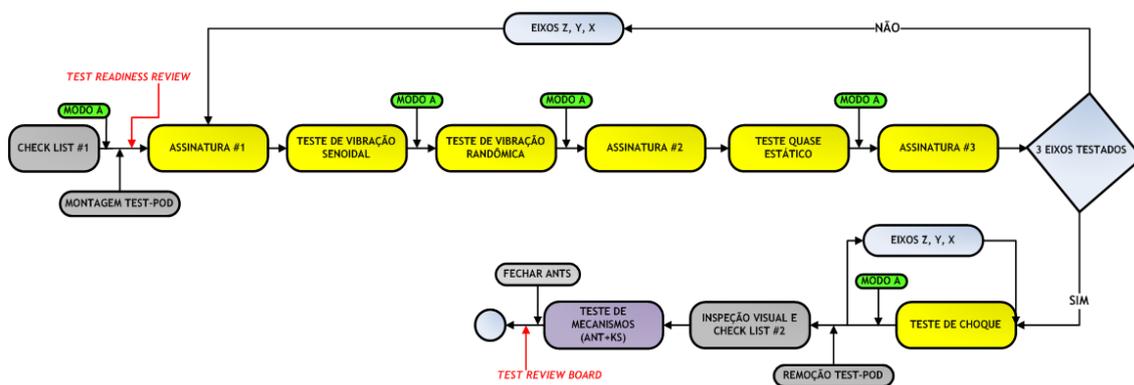


Figura 4.19 - Sequência detalhada de Testes dinâmicos.

4.6.6. Critério pass/fail

Este item deve abordar os critérios que aprovam ou reprovam o espécime testado, assim como a forma que tais critérios serão verificados.

Este item é procedente da matriz de requisitos de AIT, da coluna critério de verificação.

4.6.7. Documentação

Este item deve apresentar a responsabilidade dos documentos de teste: especificação, procedimento e relatório de teste.

4.6.8. Organização de testes

Este item deve conter os seguintes subitens:

4.6.8.1. Responsabilidades de testes

Este item indica os responsáveis por cada atividade de teste.

4.6.8.2. Revisão de Prontidão de Teste (TRR)

Este item deve abordar sobre os participantes necessários para a realização da revisão e os itens que devem ser abordados durante a mesma. Os assuntos tratados são provenientes do item 4.3.2.2 da norma ECSS (2012). São eles:

- Confirmação da prontidão das instalações de teste;
- Confirmação da prontidão do espécime a ser testado;
- Aceitação do espécime pelos executores dos testes;
- Acordo nos níveis e sequência detalhada de testes;
- Acordo no critério pass/fail;
- Acordo na ação tomada em caso de anomalias.

4.6.8.3. Conselho de Revisão de Teste (TRB)

Este item deve abordar sobre os participantes necessários para a realização da revisão e os itens que devem ser abordados durante a mesma. Os assuntos tratados são provenientes do item 4.3.2.3 da norma ECSS (2012). São eles:

- Confirmação de que o modelo passou/falhou nos testes;
- Discussão sobre ações/testes adicionais necessários.

4.7. Procedimentos

4.7.1. Procedimentos de Montagem e Integração

Devido à singularidade de cada CubeSat não há procedimentos padronizados para montagem e integração. Algumas recomendações segundo à experiência do autor são dispostas abaixo:

- Realizar o planejamento dos procedimentos com a utilização dos requisitos e especificações;
- Após a execução do procedimento em um modelo estrutural (*Mock-up*), de engenharia ou modelo de qualificação, as lições aprendidas devem

ser incorporadas no procedimento a fim de preservar o modelo de voo, visto que algumas etapas principalmente da montagem só são perceptíveis de modo prático;

- Utilizar formatação clara e simples, com utilização de figuras e fotos sempre que necessário;
- Utilização de *checklists* para conferir o cumprimento de cada procedimento, anotação de atualizações e verificações dimensionais segundo a norma *CubeSat Design Specification* (PIGNATELLI, 2013).

Um exemplo do conteúdo do documento Procedimentos de montagem e Integração do CubeSat AESP14 é ilustrado na Figura 4.20 abaixo:

SUMÁRIO	
1	ESCOPO E APLICABILIDADE..... 5
1.1	ESCOPO..... 5
1.2	APLICABILIDADE..... 5
2	REFERENCIAS..... 6
2.1	REFERENCIAS NORMATIVAS..... 6
2.2	REFERENCIAS INFORMATIVAS..... 6
3	TERMOS E ACRONIMOS..... 7
3.1	TERMOS..... 7
3.2	ACRONIMOS..... 7
4	CONSIDERAÇÕES GERAIS..... 8
4.1	RECOMENDAÇÕES PARA A UTILIZAÇÃO DESTES DOCUMENTOS..... 8
4.2	SISTEMA DE COORDENADAS..... 9
4.3	NOMENCLATURA DAS PARTES..... 9
4.4	MATERIAL DE SUPORTE E INSTALAÇÕES..... 11
4.4.1	FERRAMENTAS NECESSARIAS..... 11
4.4.2	EQUIPAMENTOS DE SUPORTE DE TESTES (GSE)..... 11
4.4.3	INSTALAÇÕES..... 13
4.5	SEQUENCIA DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO – QMFM..... 14
5	PROCEDIMENTOS..... 15
5.1	PROCEDIMENTO DE PREPARAÇÃO DE ADESIVO EPOXI 2216..... 16
5.1.1	RECOMENDAÇÕES..... 17
5.2	PROCEDIMENTOS DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO QMFM..... 18
5.3	PROCEDIMENTO DE FECHAMENTO DE ANTENAS..... 27
5.4	TESTE DE MECANISMOS..... 27
6	RESPONSABILIDADES..... 28
7	APENDICE A - CHECK-LIST DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO..... 29
8	APENDICE B - TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO..... 32
9	ANEXO A – CUBESAT ACCEPTANCE CHECK-LIST..... 33

Figura 4.20 - Sumário do documento de Procedimentos de Montagem e Integração.

4.7.2. Procedimentos de Testes Funcionais e Elétricos

Ver item 4.4.

4.7.3. Procedimentos de Testes Ambientais

Visto que no INPE os testes são realizados por tecnologistas experientes que já possuem procedimentos e documentação padronizados por cada área de teste, considerou-se um esforço desnecessário o desenvolvimento dos itens “Procedimento de teste” e “Resultados de teste”, visto que tais itens compõem o “Relatório de Teste” entregue ao cliente solicitante do ensaio (ver item 4.6.3).

4.8. Relatórios

4.8.1. Relatório de Montagem e Integração

O documento de resultados da montagem e integração deve ter no mínimo os seguintes itens:

- A identificação da versão do procedimento utilizado;
- A identificação do modelo do nanossatélite;
- Os resultados finais da montagem e integração;
- Comentários finais em relação ao resultado final.

4.8.2. Relatório de Testes Funcionais e Elétricos

O documento de resultados dos testes elétricos e funcionais deve ter no mínimo os seguintes itens:

- A identificação da versão do Plano de Testes utilizado;
- A identificação do modelo do nanossatélite;
- Os resultados finais dos testes funcionais e elétricos;
- Comentários finais em relação ao resultado final.

4.8.3. Relatórios Finais de Testes Ambientais

Após a realização dos testes, os tecnologistas do INPE entregam ao cliente solicitante do ensaio um relatório que descreve os procedimentos utilizados e os resultados obtidos em cada teste. Tal documento compõe juntamente com a ata da TRB e os resultados do critério *pass/fail*, o Relatório Final de Testes. Esse relatório que substitui os documentos *Test Procedure* e *Test Report*, sugeridos pela norma ECSS-E-10-02C e utilizados na documentação de satélites do INPE.

Os relatórios finais de testes ambientais são de responsabilidade dos tecnologistas que realizam o teste.

O documento de resultados deve ter no mínimo os seguintes itens:

- A identificação da versão da especificação de teste utilizada;
- A identificação do modelo do nanossatélite;
- Os equipamentos e normas utilizadas para a realização do teste;
- Os resultados do teste;
- Declaração de aprovação ou reprovação em relação ao critério *pass/fail* da especificação de teste;
- Comentários finais em relação ao teste;
- Atas das TRBs de cada ensaio.

5 MÉTODO DE REFERÊNCIA APLICADO AO AESP-14

O objetivo deste Capítulo é demonstrar a aplicação do processo de AIT em um projeto espacial de um nanossatélite.

O projeto escolhido é o AESP14, um nanossatélite universitário da classe CubeSat desenvolvido por alunos do ITA e INPE.

O projeto AESP14 foi concebido no início do ano 2012, incluído na proposta “Início da indústria brasileira de pico-satélites universitários (PICO-SA)” referente ao Edital AEB/MCT/CNPq nº 033/2010, aprovado em Novembro de 2011 sob Coordenação de Dr. Geilson Loureiro (Tecnologista Sênior III do INPE e Professor do ITA).

O nanossatélite brasileiro é composto de uma missão tecnológica e missão educacional. A missão tecnológica consiste na validação de uma plataforma CubeSat multimissão nacional. A missão educacional consiste na capacitação tecnológica do grupo, que envolve os alunos e professores do curso de Engenharia Aeroespacial do ITA e alunos de pós-graduação do INPE e ITA.

O AIT do AESP14 é realizado no LIT/INPE, e o CubeSat possui previsão de lançamento para o segundo semestre de 2014.

Observa-se que os apêndices dessa dissertação possuem diversas definições dos itens contidos, inseridas com o intuito de guiar o leitor na utilização prática do documento. Tais definições são puramente acadêmicas e não são necessárias nos documentos.

A Tabela 5.1 expõe a documentação gerada pela aplicação do método de referência aplicado ao Projeto CubeSat AESP14.

Tabela 5.1 - Documentação de AIT do CubeSat AESP14.

DOCUMENTO AESP14	APÊNDICE
Plano Mestre de AIT	APÊNDICE A
Especificação Ambiental	APÊNDICE B
Especificação de Testes Dinâmicos	APÊNDICE C
Especificação de Compatibilidade Eletromagnética	APÊNDICE D
Especificação de Testes Vácuo-Térmicos	APÊNDICE E
Especificação de Propriedades de Massa	APÊNDICE F
Procedimentos de Montagem e Integração	APÊNDICE G
Relatório de Montagem e Integração	Documento em elaboração
Plano de Testes Elétricos e Funcionais	Documento em elaboração
Relatório de Testes Elétricos e Funcionais	Documento em elaboração
Relatório de Testes Ambientais	A ser provido por quem realizar os testes ambientais

6 DISCUSSÃO

Este Capítulo ressalta as contribuições do trabalho através de comparações entre o método proposto no Capítulo 4, a revisão bibliográfica do Capítulo 3, e o exemplo aplicado exposto no Capítulo 5.

6.1. AIT segundo normas ECSS e INPE

Uma característica comum às normas da ECSS é a forma clara na qual o que deve ser feito em cada etapa é relatado. Por outro lado se percebe que não é mostrada a forma como as atividades devem ser cumpridas, carecendo de exemplos de aplicação a fim de tornar o entendimento completo e facilitar a adaptação para sistemas de menor complexidade como pico e nanossatélites.

Observa-se que o processo de AIT utilizado no INPE é adaptado para grandes satélites assim como os do Programa CBERS. Apesar da complexidade, muitas características puderam ser adaptadas para pequenos satélites, dentre elas a estrutura da documentação e o modo de ilustração das atividades através de fluxogramas.

Existem diversas normas utilizadas para o AIT de satélites, porém elas são aplicadas para satélites de grande porte que requerem alta confiabilidade e utilizam componentes qualificados para uso espacial, tornando inviável a aplicação em pico e nanossatélites.

O método proposto emprega um processo com a mesma funcionalidade de tais normas, porém utilizando apenas o essencial para o planejamento, execução e análise do AIT. O novo processo envolve o desenvolvimento de pouca documentação, facilitando a utilização, o gerenciamento da configuração e documentação do projeto, exigindo pequeno número de integrantes do grupo de Engenharia de Sistemas.

Observa-se a simplificação dos processos tradicionais expostos nas normas utilizadas sem a perda do núcleo de atividades e resultados, tornando o processo de fácil compreensão para alunos em formação e com pouca experiência na área espacial.

6.2. AIT de pico e nanossatélites segundo casos externos

Observa-se através da análise da literatura existente sobre AIT de pico e nanossatélites as seguintes constatações:

- A literatura é extremamente carente em relação ao AIT para essas classes. Isto ocorre pela falta de documentação de projetos que em sua maioria são de cunho educacional, e pela confidencialidade de documentos devido à terceirização do processo de AIT (em raros casos os testes são realizados no mesmo local de desenvolvimento);
- A maioria dos projetos analisados cumpre o mínimo necessário para atender aos requisitos de lançamento. A confiabilidade do sistema é considerada baixa prioridade;
- A confiabilidade de pico e nanossatélites é muito baixa, aproximadamente 33%. Isso se deve principalmente a defeitos relacionados à mão de obra não qualificada, que podem ser facilmente extinguidos com um programa de AIT bem fundamentado;
- Apesar de existirem trabalhos relacionados à seleção de requisitos de testes, como a dissertação de mestrado de Ruddy, (2012), até o momento nenhum estudo propôs ou utilizou um processo estruturado em forma de framework para o planejamento e execução do AIT destas classes;

- A norma *CubeSat Design Specification* (PIGNATELLI, 2013) foca no atendimento aos requisitos do lançador, sugere uma filosofia de modelos e um pequeno conjunto de testes ambientais (vibração randômica, choque e *Bakeout*). Apesar de ser indispensável para a adequação do nanossatélite à padronização do CubeSat, o documento pouco contribui para os processos de AIT.

Através da análise de casos externos constata-se que até o momento pico e nanossatélites não utilizam um processo estruturado para o AIT. Isso desencadeia diversas divergências no processo de AIT entre os desenvolvedores e compromete a confiabilidade do sistema.

O processo proposto neste trabalho atribui mais confiabilidade ao sistema através da realização do mínimo conjunto de testes sistêmicos que fornecem a garantia mínima que um determinado pico ou nanossatélite está livre de defeitos de mão de obra, e garantem certo nível de tolerância contra o ambiente espacial.

Utiliza pouca documentação, a qual possui os itens essenciais para o planejamento e execução do AIT, o que estimula o registro das lições aprendidas de cada etapa. Isso supre a carência de literatura observada no assunto. O material gerado pode ser utilizado para a otimização do AIT dos próximos pico e nanossatélites.

6.3. Aplicação do método

A aplicação do processo de referência ao CubeSat AESP14 mostrou-se de forma simples e funcional. Os documentos gerados durante o processo foram utilizados para o AIT do Modelo de Qualificação do nanossatélite AESP14, que ocorreu no LIT/INPE. Visto que não houve problemas encontrados nas fases

de planejamento e execução (apenas qualificação) do AIT sistêmico, pode-se afirmar que o processo teve grande contribuição para o sucesso na realização das etapas.

7 CONCLUSÃO

Este Capítulo confirma que o trabalho realizado atende os objetivos apresentados no Capítulo 1.

7.1. Objetivos atendidos

Este trabalho apresentou como descrito no objetivo geral um modelo de referência para o programa de AIT em nível de sistema para pico e nanossatélites, que estabelece um framework de processos adaptados às instalações disponíveis no INPE. Sua demonstração foi exemplificada através do Projeto CubeSat AESP14 do ITA no Capítulo 5.

O planejamento e execução dos processos de AIT para pico e nanossatélites mostraram-se possíveis com o uso de um método estruturado.

A utilização da metodologia proposta traz os benefícios de ser facilmente documentada, aumenta a confiabilidade do sistema prevenindo defeitos latentes de mão de obra, confere a mínima proteção contra o ambiente espacial, é facilmente utilizada por estudantes sem conhecimento na área espacial e se mostra eficiente nas etapas de planejamento e execução do AIT.

7.2. Contribuições

A atual diversificação em projetos na área espacial com o uso de pico e nanossatélites exigem novos procedimentos e adaptações nos processos de desenvolvimento devido às reduzidas dimensões destas classes de satélites. O processo proposto supre tal necessidade para a fase de AIT por meio de uma referência estruturada que permite a adaptação às necessidades de cada projeto considerando a utilização de instalações nacionais.

Tal contribuição poderá ser usufruída pelos diversos projetos de pico e nanossatélites em desenvolvimento no Brasil, bem como novos projetos brasileiros que surgirão, por exemplo, a partir da iniciativa da Agência Espacial Brasileira através do Edital AEB/MCT/CNPq Nº 033/2010, que propõe o fomento, formação, qualificação e capacitação de RH em Áreas Estratégicas do Setor Espacial.

7.3. Limitações

A limitação encontrada no trabalho foi relativa ao Plano de Testes Elétricos e Funcionais. O autor foi impossibilitado de apresentar tal plano referente ao CubeSat AESP14 devido à atrasos no cronograma do desenvolvimento do satélite.

Outra limitação encontrada foi referente aos resultados de testes. Devido a atrasos de cronograma no programa de testes e data limite desta dissertação os relatórios finais não puderam ser incorporados neste trabalho.

7.4. Trabalhos futuros

É sugerido para trabalhos futuros os seguintes temas:

- Adaptação do processo proposto para pico e nanossatélites mais complexos. Considerando testes relacionados à determinação e controle de atitude, controle térmico ativo, elementos ópticos e testes de radiação;
- Desenvolvimento de um processo estruturado para a realização da verificação de pico e nanossatélites.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB). **Formação, qualificação e capacitação em RH em áreas estratégicas do setor espacial**. Disponível em: < <http://memoria.cnpq.br/editais/ct/2010/docs/033.pdf>>. Acesso em: 28 mai. 2013.

BOUWMEESTER, J.; GUO, J. Survey of worldwide pico-and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. **Acta Astronautica**. v. 67, p. 854–862, 2010.

BUCHER, A. W. Test like you fly. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2001, Big Sky, Montana. **Proceedings...** IEEE, 2001. v. 7.

CENTER FOR TECHNOLOGY IN GOVERNMENT. CTG. MFA – 003. **A survey of system development process models**. Albany: University at Albany, 1988.

CIHAN, M. et al. **Flight dynamic analysis of ITUPSAT1**. Istanbul: Istanbul Technical University. Faculty of Aeronautics and Astronautics. Department of Space Engineering, 2008.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Space engineering verification guidelines**. Noordwijk, 2010. (ECSS-E-HB-10-02A).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Space engineering verification**. Noordwijk, 2009. (ECSS-E-ST-10-02C).

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

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **Central and eastern Europe make history with small satellites**. Disponível em: <http://www.esa.int/Education/Central_and_eastern_Europe_make_history_with_small_satellites>. Acesso em: 25 mar. 2013.

FULINDI, J. B. **Auxílio computacional a um processo de engenharia simultânea de sistemas espaciais**. 2011. 273 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/04.04.12.08-TDI). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/39EQGDP>>. Acesso em: 30 jan. 2014.

GALLI, S.; ROCHUS, P. **Mission design for the CubeSat OUFTI-1**. Master Thesis. University of Liège, Faculty of Applied Sciences, Civil Electromechanical Aerospace Engineering, Liège, 2008.

GREENLAND, S.; CLARK, C. **CubeSat platforms as an on-orbit technology validation and verification vehicle**. In: EUROPEAN SMALL SATELLITE

SERVICE SYMPOSIUM, 2010, Funchal, Madeira, Portugal. **Proceedings...** Pestana Conference Centre – Funchal, Madeira – Portugal, 2010.

GIL, A. C. **Como elaborar projetos de pesquisa**. 4. ed. São Paulo: Atlas, 2002.

HANSEN, F. **Impressions from 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites**. Logan, USA: Danish Small Satellite Programme. Danish Space Research Institute, 2001.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres: FAQ**. Disponível em: <<http://www.cbears.inpe.br/faq.php>>. Acesso em: 13 dez. 2013.

KENYON, S.; BRIDGES, C. STRAND-1: Use of a \$500 Smartphone as the central avionics of a nanosatellite. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS (IAC/IAF), 62., 2011, Cape Town. **Proceedings...** Cape Town: IAC/IAF, 2011.

LOUREIRO, G. **A systems engineering and concurrent engineering framework for the integrated development of complex products**. Tese (Doutorado em Manufacturing Engineering) - Loughborough University, England, 1999.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). LABORATÓRIO DE INTEGRAÇÃO E TESTES - LIT. **Nanossatélite AESP14**: arquitetura do sistema e descrição dos subsistemas. São José dos Campos: INPE, 2013. (LIT21-LIT00-ES-005).

LOUREIRO, G. et al. System concurrent engineering pico-satellites. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 62., 2011, Cape Town, South Africa. **Proceedings...** Cape Town: IAF, 2011. (IAC-11-B4.7.8).

MARTINS, G. A. **Manual para elaboração de monografias e dissertações**. 2. ed. São Paulo: Atlas, 2000.

NAKAYA, K. et al. Tokyo tech CubeSat: CUTE-I - design & development of flight model and future plan. In: INTERNATIONAL COMMUNICATIONS SATELLITE SYSTEMS CONFERENCE AND EXHIBIT, 21., 2003, Tokyo. **Proceedings...** Tokyo: Institute of Technology, 2003.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **General environmental verification standard**. Greenbelt: Goddard Space Flight Center, 2005. (GEVS GSFC-STD-7000).

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA system engineering handbook**. Washington, DC, 2007.

NATIONAL RESEARCH COUNCIL. **An assessment of balance in NASA's science programs**. Washington, DC: The National Academies Press, 2006.

PIGNATELLI, D. et al. **CubeSat design specification**. California Polytechnic State University CubeSat Project. Disponível em: <http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_draft_c.pdf>. Acesso em: 13 nov. 2013.

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

PROJECT MANAGEMENT INSTITUTE (PMI). **PMBOK** -.A guide to the project management body of knowledge, 2004.

PUIG-SUARI, J. et al. Development of the standard CubeSat deployer and a CubeSat class PicoSatellite. In: IEE AEROSPACE CONFERENCE, 2001, Big Sky, Montana. **Proceedings...** IEEE, 2001. v. 1. ISBN: 0-7803-6599-2.

RAGHAVA MURTHY, D. V. A. Indian launch vehicle programme. In: SYMPOSIUM ON SMALL SATELLITE PROGRAMMES FOR SUSTAINABLE DEVELOPMENT, 2009, Graz, Áustria. **Proceedings...** Graz: UN/Austria/ESA, 2009.

ROETHLISBERGER, G. et al. SwissCube project. In: THE 2007 CUBESAT DEVELOPERS' WORKSHOP, 4., 2007, Cal Poly, San Luis Obispo. **Proceedings...** Cal Poly: Cubesat, 2007.

ROTTEVEEL, J. **Providing a customizable control framework for the Delfi-C3 mission by means of flexible systems engineering and thermal control tools**. Master Thesis, TU Delft, Delft, Holland. 2006.

RUDDY, M. A. **Pico-satellite integrated system level test program**. Master Thesis. Faculty of California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 2012.

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 Produção) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos campos, 2011.

SILVA, A. C. et al. **CBERS 3&4 AIT plan**. São José dos Campos: INPE, 2010. (RB-AIT-0001).

SILVA, A. C. et al. **CBERS FM2B AIT plan**. São José dos Campos: INPE, 2006. (CB-AIT-026-2B).

SILVA, A. C. **Integração e testes de veículos espaciais: qualificação de sistemas espaciais – plano de AIT**. (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, ETE. Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais. São José dos Campos, 2012). Notas de Aula.

SILVA, E. L.; MENEZES, E. M. **Metodologia da pesquisa e elaboração de dissertação**. 3. ed. Florianópolis, Brasil. Universidade Federal de Santa Catarina, 2001.

PARIENTE, M.. **Nanosatellite Myths Vs. Facts**. [S.l]: SPACECIALIST, 2012. Disponível em: < <http://pt.slideshare.net/mpariente/nanosatellite-myths-vs-facts>>. Acesso em: 23 jun. 2013.

TRINH, G. T. **Environmental Testing and orbital decay analysis for a CubeSat**. Master Thesis. Faculty of the Department of Mechanical and Aerospace Engineering, San Jose State University, San José, 2013.

TWIGGS, R. et al. CubeSats as responsive satellites. In: AIAA RESPONSIVE SPACE CONFERENCE, 3., 2005, Los Angeles, CA. **Proceedings...** Los Angeles: NASA/JPL: AIAA, 2005. (AIAA-RS3 2005-3001).

UMIT, E. et al. Testing philosophy for CubeSats. In: EUROPEAN CUBESAT SYMPOSIUM, 4., 2012, Brussels. **Proceedings...** Brussels: Ecole Royale Militaire , 2012.

WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. **Space mission analysis and design**. 3. ed. New York, 2005.

INTELLIGENT SPACE SYSTEMS LABORATORY. **Central and eastern Europe make history with small satellites**. Disponível em: <[http://www.esa.int/Education/Central_and_eastern_Europe_make_history_wit_h_small_satellites](http://www.esa.int/Education/Central_and_eastern_Europe_make_history_with_small_satellites)>. Acesso em: 25 mar. 2013.

APÊNDICE A – PLANO MESTRE DE AIT

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS – INPE/MCTI
INSTITUTO TECNOLÓGICO DA AERONÁUTICA – ITA/DCTA



AIT

Plano Mestre de AIT

Preparado por:

Eduardo Escobar Bürger –
Mestrando CSE/ETE - INPE
Em: 26/06/2013

Revisado por:

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

Aprovado por:

Geilson Loureiro – Gerente Geral
PICO-SA
Em: (DATA)



ANOTAÇÃO DE MUDANÇAS

Ver./Rev.	Data	Modificações	Criado/Modificado por
1/0	30/09/13	Versão inicial	Eduardo E. Bürger

CONTROLE DE REVISÕES

Revisor	Data

1	INTRODUÇÃO	105
1.1	GERAL	105
1.2	APLICABILIDADE	105
1.3	OBJETIVO	105
2	REFERÊNCIAS.....	106
2.1	DOCUMENTOS APLICÁVEIS	106
2.2	DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA	106
3	TERMOS E ACRÔNIMOS	107
3.1	TERMOS.....	107
3.2	ACRÔNIMOS.....	107
4	DOCUMENTAÇÃO	109
4.1	ESTRUTURA GERAL DA DOCUMENTAÇÃO DE AIT	109
5	FILOSOFIA DE MODELOS	110
6	FILOSOFIA DE TESTES	111
6.1	SEQUÊNCIA MACRO DE TESTES.....	111
6.2	TESTES x MODELOS	112
7	TESTES DE SUBSISTEMA	113
8	REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO	114
9	PROGRAMA DE AIT.....	118
9.1	OVERVIEW AIT	118
9.1.1	CRONOGRAMA E SEQUÊNCIA DAS ATIVIDADES DE AIT.....	119
9.2	MONTAGEM E INTEGRAÇÃO	121
9.2.1	OBJETIVOS GERAIS.....	121
9.2.2	CARACTERÍSTICAS GERAIS	121
9.2.3	SEQUENCIA GERAL	122
9.3	TESTES ELÉTRICOS E FUNCIONAIS	124
9.3.1	OBJETIVOS GERAIS.....	124
9.3.2	CARACTERÍSTICAS GERAIS	124
9.3.3	SEQUENCIA GERAL	127

9.4	TESTES AMBIENTAIS DE QUALIFICAÇÃO	129
9.4.1	OBJETIVOS GERAIS	129
9.4.2	CARACTERÍSTICAS GERAIS	129
9.4.3	SEQUÊNCIA GERAL	130
9.5	TESTES AMBIENTAIS DE ACEITAÇÃO	132
9.5.1	OBJETIVOS GERAIS	132
9.5.2	CARACTERÍSTICAS GERAIS	132
9.5.3	SEQUÊNCIA GERAL	133
9.6	SEQUÊNCIA DETALHADA DE AIT	135
9.6.1	QUALIFICAÇÃO	135
9.6.2	ACEITAÇÃO	135
10	EQUIPAMENTOS DE SUPORTE DE TESTES (GSE).....	138
10.1	EQUIPAMENTOS DE SUPORTE MECÂNICO (MGSE).....	138
10.1.1	MGSE HORIZONTAL.....	138
10.1.2	TEST-POD14	138
10.1.3	TEST-POD	139
10.2	EQUIPAMENTO DE SUPORTE ELÉTRICO (EGSE)	139
10.3	VALIDAÇÃO	140
11	INSTALAÇÕES DE AIT	140
11.1	EQUIPAMENTOS DE TESTES AMBIENTAIS.....	141
11.2	Condições Ambientais	141
12	LOGÍSTICA DE AIT	141

FIGURAS

Figura 4-1: Estrutura geral da documentação de AIT do AESP14.	109
Figura 6-2: Sequência de testes do Projeto AESP14.	111
Figura 7-1: Testes de subsistema - QM.	113
Figura 9-1: Gráfico de Gannt das atividades de AIT	119
Figura 9-2: Sequência Geral de AIT	120
Figura 9-3: Sequência de montagem e integração do sistema.	123
Figura 9-4: Configurações de montagem respectivas a cada	126
Figura 9-5: Sequência Geral dos Testes Elétricos e Funcionais.	128
Figura 9-6: Sequência Geral dos Testes Ambientais - QM	131
Figura 9-7: Sequência Geral dos Testes Ambientais - FM.	134
Figura 9-8: Sequência detalhada de AIT do QM.	136
Figura 9-8: Sequência detalhada de AIT do FM.	137
Figura 10-1: MGSE.	138
Figura 10-2: Interface Test-POD14 para ensaios dinâmicos.	139
Figura 10-3: EGSE para verificação funcional do AESP14.	140

TABELAS

Tabela 5-1: Modelos sistêmicos do Projeto AESP14.	110
Tabela 6-1: Modelos x testes sistêmicos.	112
Tabela 8-1: Matriz de requisitos de AIT.	115
Tabela 9-1: Relação entre configuração, monitoramento, fonte, EGSE e os modos de teste.	126

1 INTRODUÇÃO

1.1 GERAL

As atividades de montagem, integração e testes (AIT) formam uma sequência lógica e inter-relacionada de processos. O objetivo destas atividades é alcançar um alto nível de confiabilidade para que o CubeSat cumpra com as funções e parâmetros de desempenho esperados.

A quantidade de esforço direcionado ao controle da execução dos testes, bem como análises e revisões técnicas relacionadas às atividades de AIT, influenciam diretamente na garantia de que o nanossatélite será livre de defeitos, e que os objetivos operacionais do CubeSat resistam aos ambientes de transporte, lançamento e operação.

1.2 APLICABILIDADE

Este documento é aplicável às atividades de AIT do Modelo de Qualificação – QM e Modelo de Voo – FM do CubeSat AESP14, e engloba atividades a partir da finalização dos testes de subsistemas do QM ao envio do FM ao site de lançamento.

1.3 OBJETIVO

Os principais objetivos do Plano Mestre de AIT são:

- Organizar de forma eficiente e eficaz os processos de montagem, integração e testes dos modelos QM e FM do CubeSat AESP14, de forma a minimizar o tempo e custo de tais etapas, mantendo uma confiabilidade condizente com o perfil da missão e classe de satélite;
- Adaptar os processos de AIT de um CubeSat para a infraestrutura disponível no INPE;
- Garantir que o CubeSat satisfaz os requisitos verificáveis pelo método de teste estabelecidos na documentação do Projeto;
- Organizar e garantir que os processos de montagem e integração resultem em um sistema que satisfaz a missão do projeto AESP14;
- Garantir a realização de uma série de testes funcionais e ambientais que qualifiquem o CubeSat para a maioria dos lançadores disponíveis.

2 REFERÊNCIAS

Essencialmente o conteúdo deste plano é fundamentado nos documentos abaixo.

2.1 DOCUMENTOS APLICÁVEIS

- [N1] ECSS E-10-03C – Space Engineering Testing
- [N2] ECSS E-10-02C – Space Engineering Verification
- [N3] CubeSat Design Specification (CDS) – Revision 13 – Provisional Release

2.2 DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA

- [R1] CBERS-2B AIT PLAN - CB-AIT-026 (2B) / 02 – Maio, 2006;
- [R2] Documentação de testes de subsistemas espaciais testados no LIT/INPE;
- [R3] Material da disciplina Montagem, Integração e Testes de Veículos Espaciais – CSE-302 do Curso Engenharia e Tecnologia Espacial – ETE/INPE ministrada por Dr. Adalberto Coelho no 3º trimestre de 2012;
- [R4] Desenvolvimento integrado de sistemas espaciais – Design for AIT – Projeto para montagem, integração e teste de satélites – Tese de Doutorado, Dr. Adalberto Coelho;
- [R5] LIT21-LIT00-ES-004 – Nanossatélite AESP14: Requisitos do sistema;
- [R6] LIT21-LIT00-ES-005 – Nanossatélite AESP14: Arquitetura do sistema e descrição dos subsistemas;
- [R7] Especificação Ambiental – EVS AESP14;
- [R8] Nanossatélite AESP14: Testes de subsistema;
- [R9] Procedimentos de Montagem e Integração – AESP14;
- [R10] Especificação de Propriedades de Massa - AESP14;
- [R11] Especificação de Testes Dinâmicos - AESP14;
- [R12] Especificação de Testes Vácuo-Termicos – AESP14;
- [R13] Plano de Testes Elétricos e Funcionais - AESP14.
- [R14] Especificação de Compatibilidade Eletromagnética – AESP14.

3 TERMOS E ACRÔNIMOS

3.1 TERMOS

AESP14 – Turma AeroESPacial 14, do Instituto Tecnológico da Aeronáutica
Shaker – Vibrador Eletrodinâmico

3.2 ACRÔNIMOS

AIT – *Assembly Integration and Tests*

ANT – Antenas

BAT – Bateria

CDS – *CubeSat Design Specification*

COTS – *Commercial Off The Shelf*

DAR – *Deviation Approval Request*, Apêndice A do CDS.

ECSS – *European Cooperation for Space Standardization*

EGSE – *Electronic Ground Support Equipment*

EMC – *Electromagnetic Compatibility*

EPS – *Electric Power Subsystem*

ESD – *Electro Static Discharge*

EVS – *Environmental Specification*

KS – *Kill Switch*

MGSE – *Mechanical Ground Support Equipment*

QM – *Qualification Model*

FM – Flight Model

OBDH – *On Board Data Handling*

PCB – *Printed Circuit Board*

POD – *Poly Picosatellite Orbital Deployer* (interface padrão entre lançador e CubeSat)

RAND – Randômico

RBF – *Remove Before Flight*

S/S – Subistema

SEN – Senoidal

TBD – *To Be Done*

Test-POD – Interface comercial para testes de vibração

Test-POD14 – Interface desenvolvida pelo projeto AESP14 para testes de vibração

TMTC – *Telemetry & Telecommand*

4 DOCUMENTAÇÃO

4.1 ESTRUTURA GERAL DA DOCUMENTAÇÃO DE AIT

A estrutura geral da documentação de AIT do AESP14 é exibida na Figura 4-1.

Documentos em vermelho/laranja encontram-se em desenvolvimento (TBD).

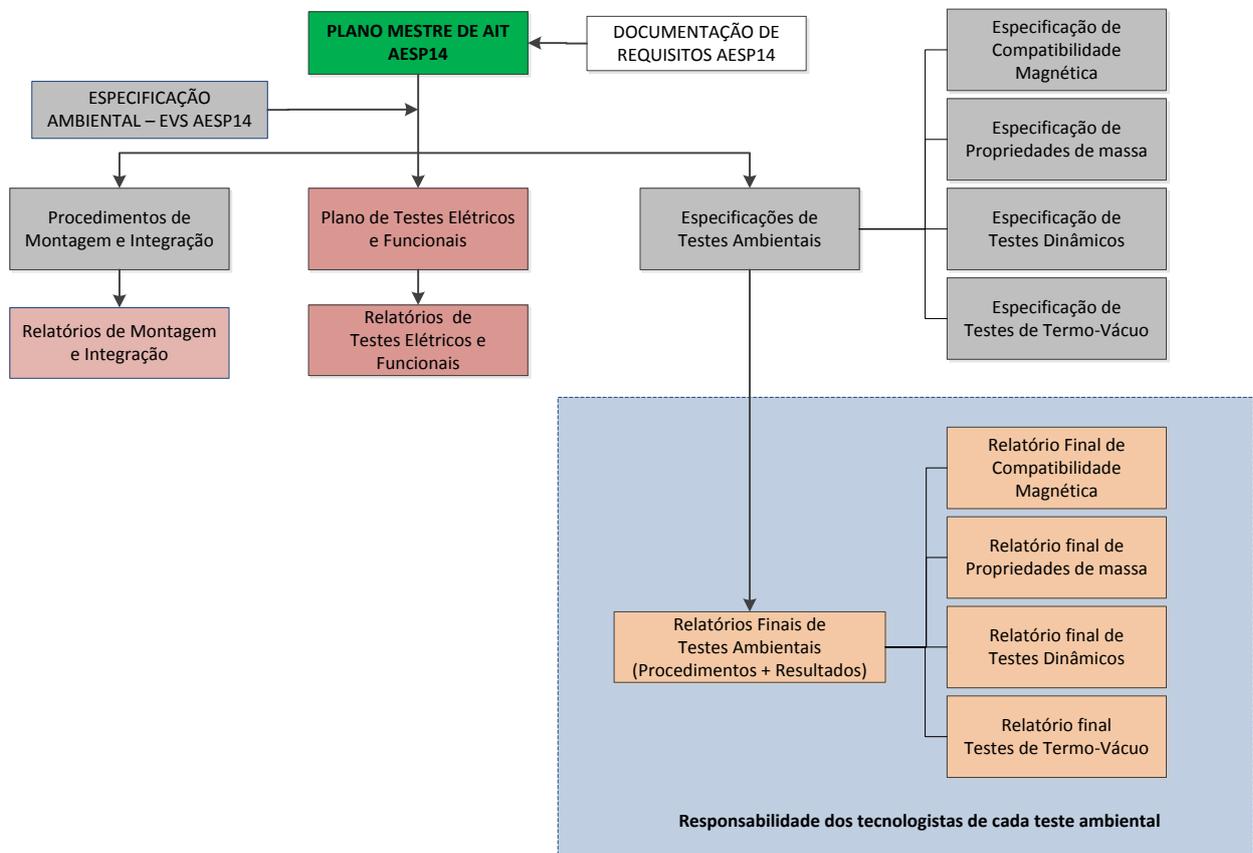


Figura 4-1: Estrutura geral da documentação de AIT do AESP14.

5 FILOSOFIA DE MODELOS

A filosofia de modelos, definição da função e características de cada modelo seguem os princípios básicos do subitem 5.2.5 *Models and Models Description* da norma ECSS (2010).

Os modelos utilizados e suas respectivas funções são mostrados na Tabela 5-1 abaixo:

Tabela 5-1: Modelos sistêmicos do Projeto AESP14.

MODELO	FUNÇÃO	CARACTERÍSTICAS
Modelo de Engenharia	Desenvolvimento do software de bordo e verificação funcional do sistema	Estrutura de engenharia reversa (COTS/ISIS); Transceiver dummy; Sem células solares; Sem baterias.
Modelo de Qualificação	Testes de Qualificação	Apenas 3 Células Solares.
Modelo de Voo	Testes Aceitação	Modelo completo.

6 FILOSOFIA DE TESTES

Devido à diversidade de novos conceitos implementados no projeto estrutural e eletrônico do CubeSat AESP14, assim como a disponibilidade de recursos e instalações de ponta para AIT no INPE, justifica-se a realização da sequência mais completa de testes, ou seja, as etapas de qualificação e aceitação.

6.1 SEQUÊNCIA MACRO DE TESTES

A sequência de testes do Projeto AESP14 é demonstrada na Figura 6-1:

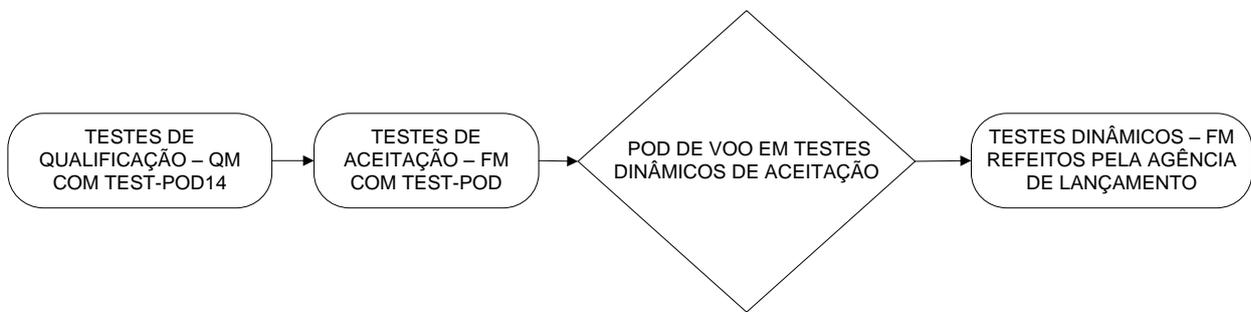


Figura 6-1: Sequência de testes do Projeto AESP14.

Os testes de aceitação devem ser feitos obrigatoriamente com o Test-POD comercial. Caso a empresa lançadora exigir o uso da versão de voo do POD em testes dinâmicos de aceitação (ocorre em alguns casos), tais ensaios serão refeitos sob responsabilidade da agência contratada para intermediar o lançamento.

6.2 TESTES x MODELOS

Os testes sistêmicos realizados em cada modelo são relacionados na Tabela 6-1:

Tabela 6-1: Modelos x testes sistêmicos.

Testes Sistêmicos	QM	FM
Check Funcional	X	X
Teste Funcional Baseline/Final	X	X
Teste EMC	X	
Propriedades de Massa	X	X
Assinatura	X	X
Teste de Choque	X	
Teste Randômico	X	X
Teste Senoidal	X	X
Teste Quase estático	X	X
Teste de Ciclagem Térmica no Vácuo	X	X
Bake-out	X	X

Visto que todos os componentes dos modelos QM e FM são os mesmos (COTS) com exceção das células solares do FM (ver Tabela 5-1), considera-se desnecessário o teste EMC no FM.

A maioria dos lançadores de CubeSats exigem testes de choque apenas para o QM (considerando que os modelos são iguais), portanto tais testes não são necessários para o FM.

O teste de Bake-out (desgaseificação) é solicitado apenas no FM, visto que é o único modelo que irá ser lançado. Algumas vezes tal teste é substituído pela lista de materiais utilizados no CubeSat. Porém com a finalidade de evitar danos à câmara térmica do LIT/INPE, ambos os modelos passarão por esse teste.

7 TESTES DE SUBSISTEMA

Visto que este plano de AIT trata do CubeSat a nível sistêmico, esta seção apenas indica quais testes de subsistema foram realizados no CubeSat AESP14. Os procedimentos e relatórios dos testes de subsistema realizados em ambos os modelos (QM e FM) estão descritos no documento NANOSSATÉLITE AESP14: TESTES DE SUBSISTEMA [R8].

Os testes realizados nos subsistemas do modelo de qualificação são descritos abaixo na Figura 7-1:

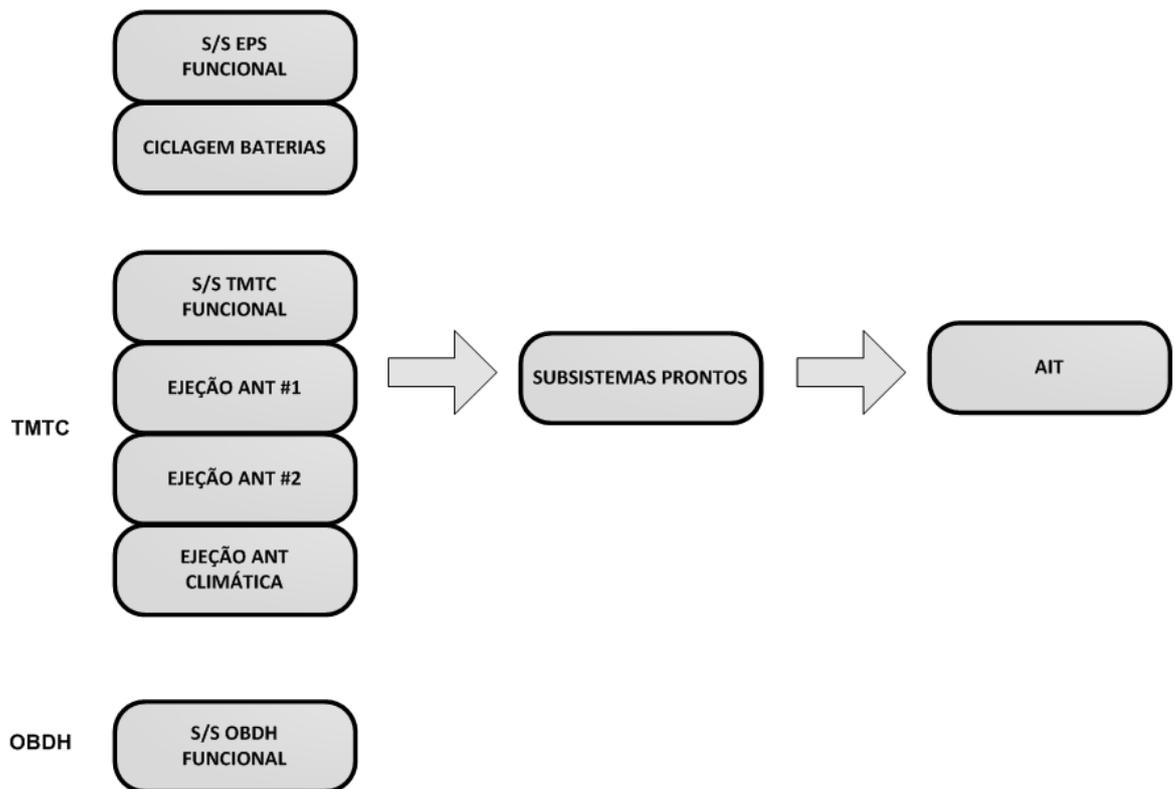


Figura 7-1: Testes de subsistema - QM.

8 REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO

Os requisitos abaixo foram retirados do documento NANOSSATÉLITE AESP14: REQUISITOS DO SISTEMA [R5], sendo identificados como verificáveis pelo método de teste.

2-03-001: O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o ambiente de lançamento e espacial descrito no documento Especificação Ambiental – EVS AESP14.

2-03-002: O AESP14 deve seguir as especificações técnicas do documento: *CubeSat Specification – CDS* para sua integração ao lançador por meio de um dispositivo POD.

2-03-004: O AESP14 deve atender os requisitos de compatibilidade com o veículo lançador. Não sendo definido um lançador, deve-se utilizar as especificações do *CubeSat Specification – CDS*.

2-03-005: O AESP14 deve manter sua integridade funcional durante todos os níveis de montagem.

A Tabela 8-1 abaixo explicita os requisitos de teste desdobrados a partir dos requisitos de sistema acima por meio da matriz de requisitos de AIT.

Tabela 8-1: Matriz de requisitos de AIT.

ID	REQUISITOS DE TESTE	ESTÁGIO DE VERIFICAÇÃO		MÉTODO DE VERIFICAÇÃO	CRITÉRIO DE VERIFICAÇÃO
		Q	A		
	REQUISITOS DE TESTES DINÂMICOS				
2-03-001-01	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante os testes dinâmicos nos três eixos ortogonais com níveis especificados no EVS-AESP14.	X	X	Testes dinâmicos / Testes funcionais /Teste de Mecanismos	O AESP14 deve manter sua integridade mecânica e funcional.
2-03-001-01-01	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o teste de choque de qualificação nos três eixos ortogonais, com níveis especificados no EVS-AESP14.	X		Teste de Choque	O AESP14 deve manter sua integridade mecânica e funcional.
2-03-001-01-02	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o teste de vibração randômica nos três eixos ortogonais, com níveis especificados no EVS-AESP14.	X	X	Teste de vibração randômica	O AESP14 deve manter sua integridade mecânica e funcional.
2-03-001-01-03	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o teste quase estático nos três eixos ortogonais, com níveis	X	X	Teste Quase-estático	O AESP14 deve manter sua integridade mecânica e funcional.

	especificados no EVS-AESP14.				
2-03-001-01-04	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o teste de vibração senoidal de qualificação nos três eixos ortogonais, com níveis especificados no EVS-AESP14.	X	X	Teste senoidal	O AESP14 deve manter sua integridade mecânica e funcional.
2-03-001-02	O AESP14 deve ter a primeira frequência de ressonância longitudinal e lateral não menor que nível especificado no EVS-AESP14.	X	X	Teste de ressonância	O AESP14 deve ter a primeira frequência de ressonância menor que nível especificado no EVS – AESP14.
ID	REQUISITOS DE TERMO-VÁCUO				
2-03-001-03	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade funcional perante o ambiente vácuo-térmico descrito no documento EVS-AESP14.	X	X	Testes Vácuo-térmicos / Teste de ejeção de antenas	O AESP14 deve manter sua integridade funcional.
ID	REQUISITOS DE PROPRIEDADES DE MASSA				
2-03-002-01	O AESP14 totalmente integrado deve ter massa não maior que 1,33Kg.	X	X	Medida de massa	Massa menor que 1,33Kg.
2-03-	O AESP14 totalmente integrado deve ter centro	X	X	Medida de centro de	C.G dentro de uma esfera de 2

002-02	de gravidade localizado dentro de uma esfera de 2 cm posicionada no seu centro geométrico.			gravidade	cm do centro geométrico
ID	REQUISITOS DE COMPATIBILIDADE ELETROMAGNÉTICA				
2-03-004-01	O AESP14 deve ter níveis de emissão eletromagnéticas compatíveis com níveis descritos no EVS-AESP14.	X		EMC	O AESP14 deve ter níveis de emissão abaixo do especificado
	REQUISITOS DE MONTAGEM				
2-03-005	O AESP14 deve manter sua integridade funcional em todos os níveis de montagem.	X	X	Testes funcionais e elétricos	O CubeSat deve manter sua integridade funcional.

9 PROGRAMA DE AIT

9.1 OVERVIEW AIT

As atividades de AIT dos modelos QM e FM do Projeto AESP14 serão realizadas no Laboratório de Integração e Testes – LIT do INPE. Devido à grande similaridade do processo de AIT dos modelos QM e FM, em nível geral ambos possuem as seguintes etapas:

- [1] **Preparação dos Subistemas;**
- [2] **Montagem dos subsistemas;**
- [3] **Teste Funcional CAN – MODO A;**
- [4] **Selagem – Via *Epoxy Adhesive 2216*;**
- [5] **Montagem painéis laterais e antenas;**
- [6] **Teste Funcional RF – MODO B;**
- [7] **Teste Funcional Baseline – MODO C;**
- [8] **Propriedades de Massa – Massa e centro de gravidade;**
- [9] **EMC***
- [10] ***Assembly & Integration Review*;**
- [11] **Testes Dinâmicos;**
- [12] **Teste de Mecanismos – Ejeção de Antenas, *Switches* e RBF;**
- [13] **Testes Termo-Vácuo;**
- [14] **Teste Funcional Final – MODO C;**
- [15] **Embalagem;**

*Realizado apenas no QM.

9.1.1 CRONOGRAMA E SEQUÊNCIA DAS ATIVIDADES GERAIS DE AIT

A Figura 9-1 apresenta o Gráfico de Gantt referente à duração exata das atividades de AIT do Projeto AESP14 mencionadas acima.

Na criação de um cronograma de atividades de AIT (assim como em qualquer outro cronograma) deve-se considerar margens de atraso, de forma que cada atividade tenha folga suficiente para que não resulte em atrasos no conjunto geral de atividades.

Para a definição das margens de cronogramas recomenda-se a utilização do documento NASA *Schedule Management Handbook* - NASA/SP-2010-3403.

A Figura 9-2 apresenta o fluxograma da sequência geral de AIT de tais atividades.

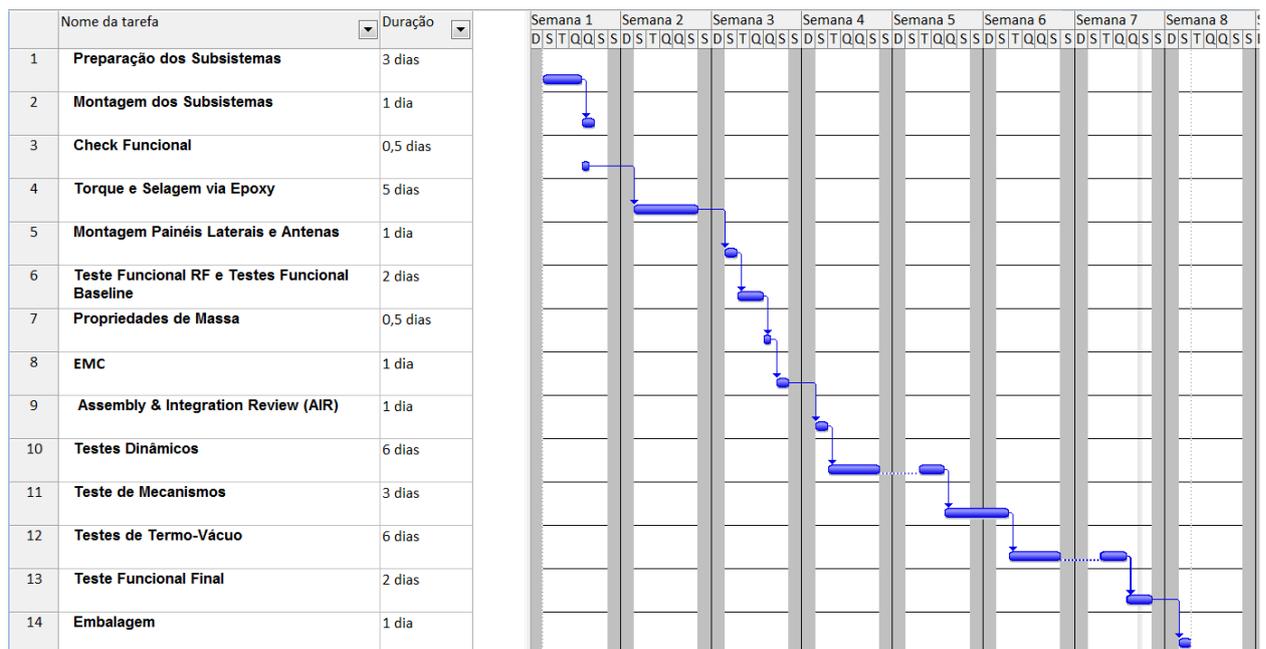
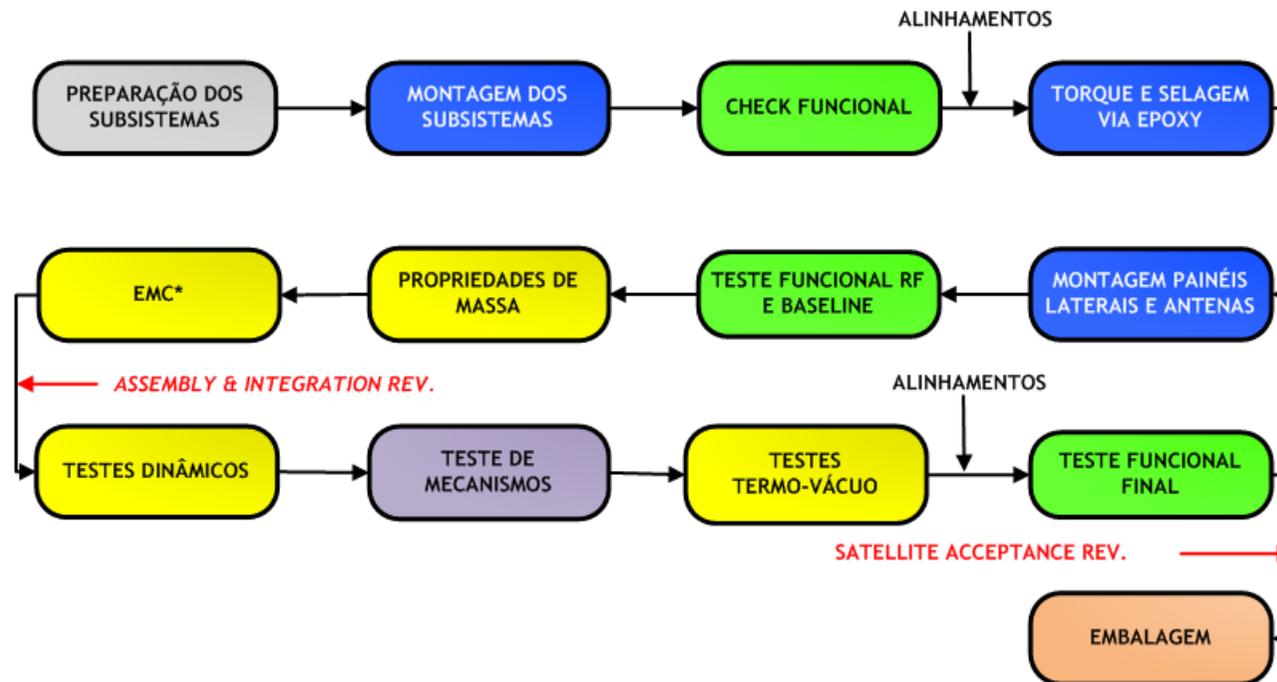


Figura 9-1: Gráfico de Gantt das atividades de AIT

SEQUÊNCIA GERAL DE AIT – QM E FM



*Realizado apenas no QM.

Figura 9-2: Sequência Geral de AIT

9.2 MONTAGEM E INTEGRAÇÃO

Visto que os modelos QM e FM são iguais (ver características na Tabela 5-1), os respectivos procedimentos de montagem e integração são detalhados no documento **Procedimentos de montagem e integração – AESP14** [R9].

9.2.1 OBJETIVOS GERAIS

O objetivo das atividades de montagem e integração é a obtenção de um sistema com as partes montadas, e interfaces entre subsistemas verificadas, garantindo que o CubeSat desempenhará satisfatoriamente as suas operações como um sistema integrado.

9.2.2 CARACTERÍSTICAS GERAIS

Os processos de montagem e integração do CubeSat são inter-relacionados, ou seja, a medida que os subsistemas são montados, são integrados no sistema através de breves testes funcionais por meio do EGSE. Atividades de teste de mecanismos e inspeção também são incluídas nos processos de montagem e integração do AESP14, sendo chamadas de testes mecânicos.

O item “Propriedades de Massa” poderia ser considerado um teste mecânico, porém o Projeto AESP14 o considera um teste ambiental para fins de praticidade em documentações (estratégia utilizada em alguns projetos espaciais).

A montagem mecânica do AESP14 consiste nas seguintes atividades:

- Montagem da estrutura;
- Montagem dos subsistemas na estrutura;
- Montagem dos mecanismos de Antenas e *Kill Switch* (RBF montado em nível de S/S);
- Fechamento de Antenas;
- Instalação/remoção de cargas de proteção;

- Aplicação do torque específico a todos os elementos de fixação;
- Travamento de parafusos, fiação, e *stacks* com Epóxi;
- Montagem/remoção do Test-POD.

A integração do AESP14 consiste nas seguintes atividades:

- Realização de *ping* para verificar conectividade entre placas;
- Realização de teste funcional MODO A (ver item 8.3.2).

As atividades de testes mecânicos do AESP14 consistem em:

- Realização de medições (*Checklist* CDS);
- Realização de inspeção visual;
- Realização de testes dos mecanismos (*Antenas*, *Kill Switch* e RBF).

9.2.3 SEQUENCIA GERAL

A sequência de atividades de montagem dos modelos QM e FM são exibidas na Figura 9-3.

SEQUÊNCIA DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO – QM E FM

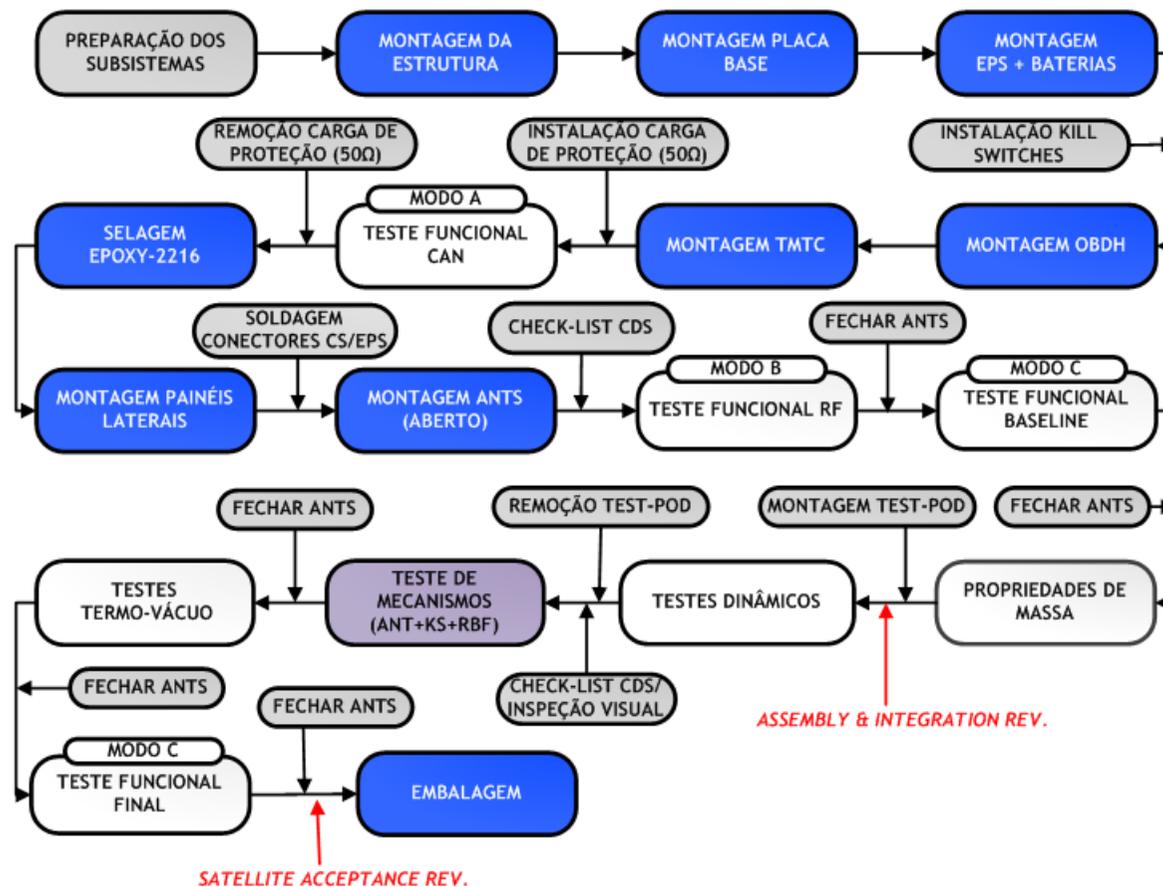


Figura 9-3: Sequência de montagem e integração do sistema.

9.3 TESTES ELÉTRICOS E FUNCIONAIS

Visto que os modelos QM e FM são iguais (ver Tabela 5-1), a descrição detalhada dos testes elétricos e funcionais dos modelos QM e FM é apresentada no documento **Plano de Testes Elétricos e Funcionais – AESP14** [R13].

9.3.1 OBJETIVOS GERAIS

Os testes elétricos e funcionais do CubeSat AESP14 têm por finalidade a verificação dos seguintes itens:

- Verificar as interfaces das linhas de potência e suas características elétricas;
- Verificar as interfaces entre subsistemas;
- Verificar as funções e desempenho do CubeSat;
- Verificar funções e desempenho do CubeSat durante e após ensaios ambientais;
- Verificar funções e desempenho do CubeSat após transporte;

9.3.2 CARACTERÍSTICAS GERAIS

As atividades de testes elétricos e funcionais do AESP14 são divididas em 3 modos:

Modo A – Verificação da comunicação básica via protocolo CAN;

Modo B – Verificação das funções de comunicação via RF;

Modo C – Teste de simulação de voo com todas as funções, desempenho e interação entre S/S via RF.

As atividades gerais realizadas em cada modo são caracterizadas abaixo:

[1] MODO A:

- a) Remover RBF
- b) Conexão do EGSE;
- c) Acionamento da Chave de separação (Kill Switch);
- d) Verificação das tensões;
- e) Verificação da comunicação entre subsistemas;
- f) Remoção EGSE;
- g) Acionar RBF;

[2] MODO B:

- a) Remover RBF
- b) Conexão dos EGSEs do CubeSat e do módulo TMTC (EGSE comercial);
- c) Verificação do status do CubeSat através do envio de Telemetrias e recebimento de Telecomandos via cabo coaxial;
- d) Remoção EGSE;
- e) Acionar RBF;

[3] MODO C:

- a) Remover RBF;
- b) Simulação de voo. Verificação de todas as funções e desempenho para todos os modos de operação do CubeSat via RF;
- c) Acionar RBF;

A Tabela 9-1 abaixo apresenta a relação entre as diferentes configurações de montagem do CubeSat, a configuração de monitoramento e controle, a fonte de alimentação utilizada, o EGSE necessário e os modos de testes elétricos realizados no CubeSat. A Figura 9-4 exhibe as configurações de montagem do CubeSat respectivas a cada modo de teste descrito anteriormente, e a Figura 9-5 apresenta o fluxograma da sequência geral de testes elétricos e funcionais.

Tabela 9-1: Relação entre configuração, monitoramento, fonte, EGSE e os modos de teste.

		MODOS		
		A	B	C
Configuração do CubeSat	Subsistemas	X		
	Subsistemas + Painéis laterais + Antenas		X	X
Monitoramento e Controle	Cabos	Umbilical – S/C	X	X
		Coaxial		X
	Antenas			X
Fonte de Alimentação	Baterias	X	X	X
	Fonte	X	X	
EGSE	EGSE CubeSat	X	X	X
	EGSE COTS do módulo RF		X	

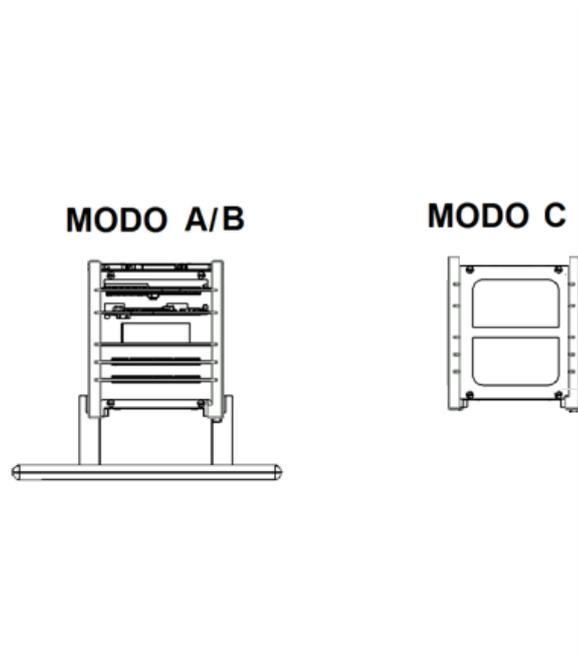


Figura 9-4: Configurações de montagem respectivas a cada modo de teste elétrico/funcional.

9.3.3 SEQUENCIA GERAL

A sequência geral dos testes elétricos e funcionais dos modelos QM e FM é ilustrada na Figura 9-5.

SEQUÊNCIA GERAL DE TESTES ELÉTRICOS E FUNCIONAIS – QM E FM

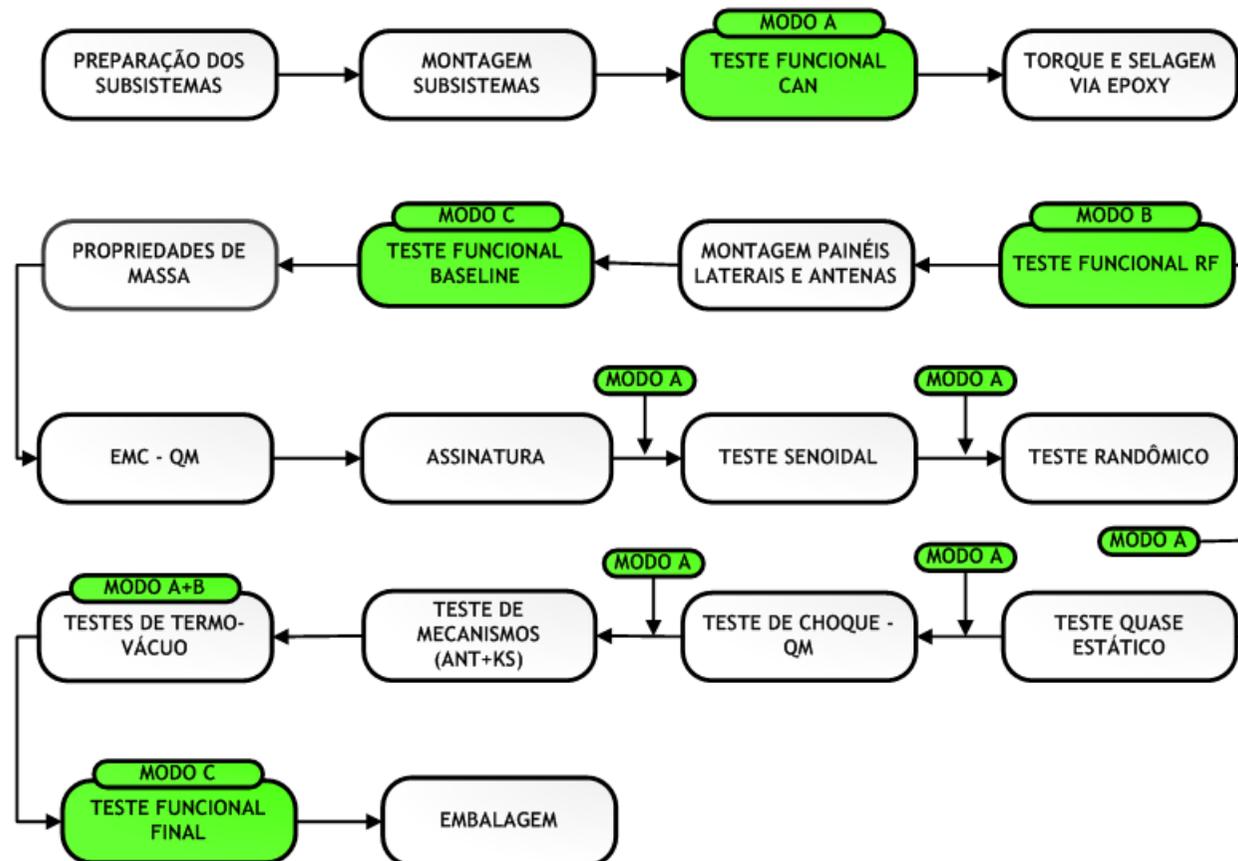


Figura 9-5: Sequência Geral dos Testes Elétricos e Funcionais.

9.4 TESTES AMBIENTAIS DE QUALIFICAÇÃO

Os testes ambientais de qualificação do modelo QM são especificados nos documentos abaixo:

- Especificações de Propriedades de Massa - AESP14 [R10];
- Especificações de Testes Dinâmicos - AESP14 [R11];
- Especificações de Testes Vácuo-Térmicos – AESP14 [R12].
- Especificações de Compatibilidade Eletromagnética – AESP14 [R14].

9.4.1 OBJETIVOS GERAIS

Os testes ambientais do CubeSat QM AESP14 têm o seguinte objetivo:

- Demonstrar que o sistema resiste adequadamente nos ambientes de lançamento e espacial simulados com margens suficientes;

9.4.2 CARACTERÍSTICAS GERAIS

Os testes ambientais do QM possuem as seguintes características:

- Ensaios dinâmicos devem ser realizados nos três eixos ortogonais;
- Ensaios de choque podem ser realizados através de *Shock Response Spectrum* – SRS;
- Devido à indisponibilidade de uma interface Test-POD, será utilizada a interface Test-POD14 manufaturada pelo Projeto;
- Devido à ausência de controle térmico ativo, será realizado apenas teste de ciclagem térmica no vácuo;
- O Bakeout deverá ser realizado antes do teste de ciclagem térmica no vácuo para evitar danos à câmara térmica devido à contaminação, porém estes testes podem ser combinados.

9.4.3 SEQUÊNCIA GERAL

A sequência geral dos testes ambientais do modelo QM é ilustrada na Figura 9-6.

SEQUÊNCIA GERAL DE TESTES AMBIENTAIS - QM

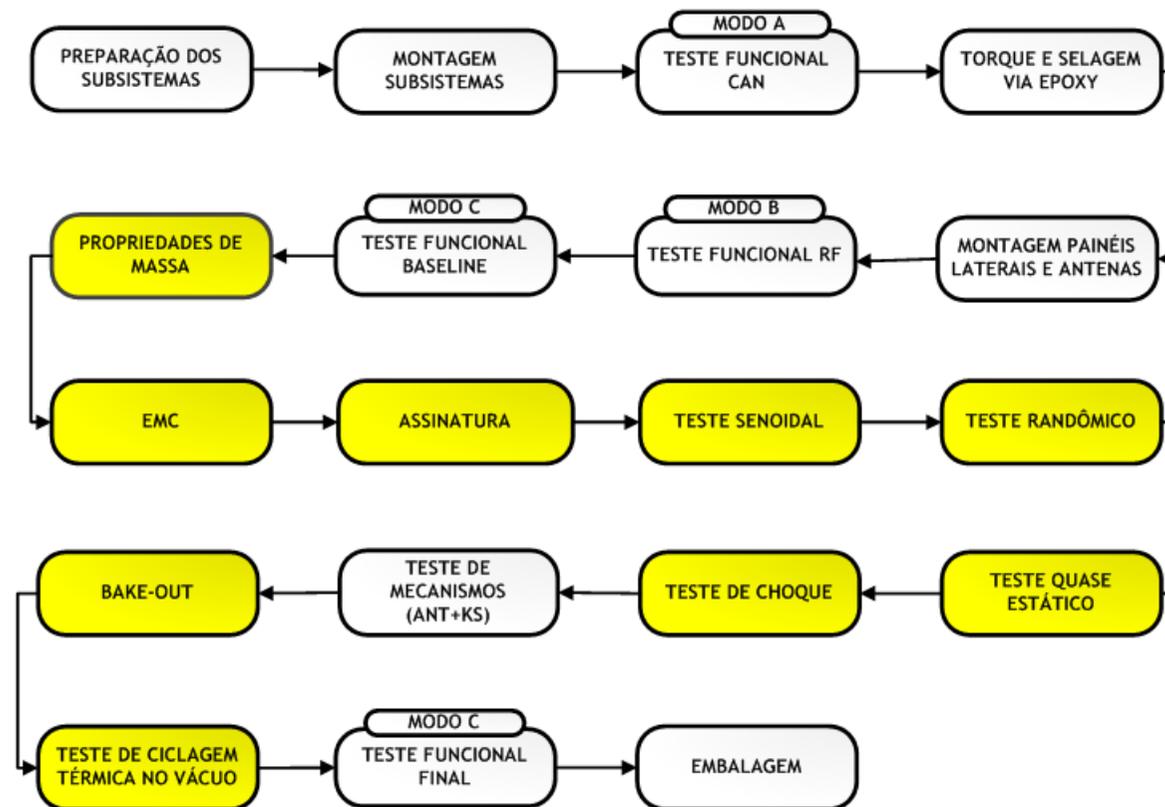


Figura 9-6: Sequência Geral dos Testes Ambientais - QM

9.5 TESTES AMBIENTAIS DE ACEITAÇÃO

Os testes ambientais de aceitação do modelo FM são especificados nos documentos abaixo:

- Especificações de Propriedades de Massa - AESP14 [R10];
- Especificações de Testes Dinâmicos - AESP14 [R11];
- Especificações de Testes Vácuo-Térmicos – AESP14 [R12].
- Especificações de Compatibilidade Eletromagnética – AESP14 [R14].

9.5.1 OBJETIVOS GERAIS

Os testes ambientais do CubeSat FM AESP14 têm os seguinte objetivo:

- Demonstrar que o sistema é livre de falhas de mão de obra, preservando o sua usabilidade no espaço;

9.5.2 CARACTERÍSTICAS GERAIS

Os testes ambientais do FM possuem as seguintes características:

- Ensaios dinâmicos devem ser realizados nos três eixos ortogonais;
- Ensaio de choque não é necessário;
- Teste de EMC não é necessário;
- Os testes dinâmicos devem obrigatoriamente utilizar o dispositivo comercial Test-POD;
- Devido à ausência de controle térmico ativo, será realizado apenas teste de ciclagem térmica no vácuo;
- O Bakeout deverá ser realizado antes do teste de ciclagem térmica no vácuo para evitar danos à câmara térmica devido à contaminação, porém estes testes podem ser combinados.

9.5.3 SEQUÊNCIA GERAL

A sequência geral dos testes ambientais do modelo FM é ilustrada na Figura 9-7.

SEQUÊNCIA GERAL DE TESTES AMBIENTAIS - FM

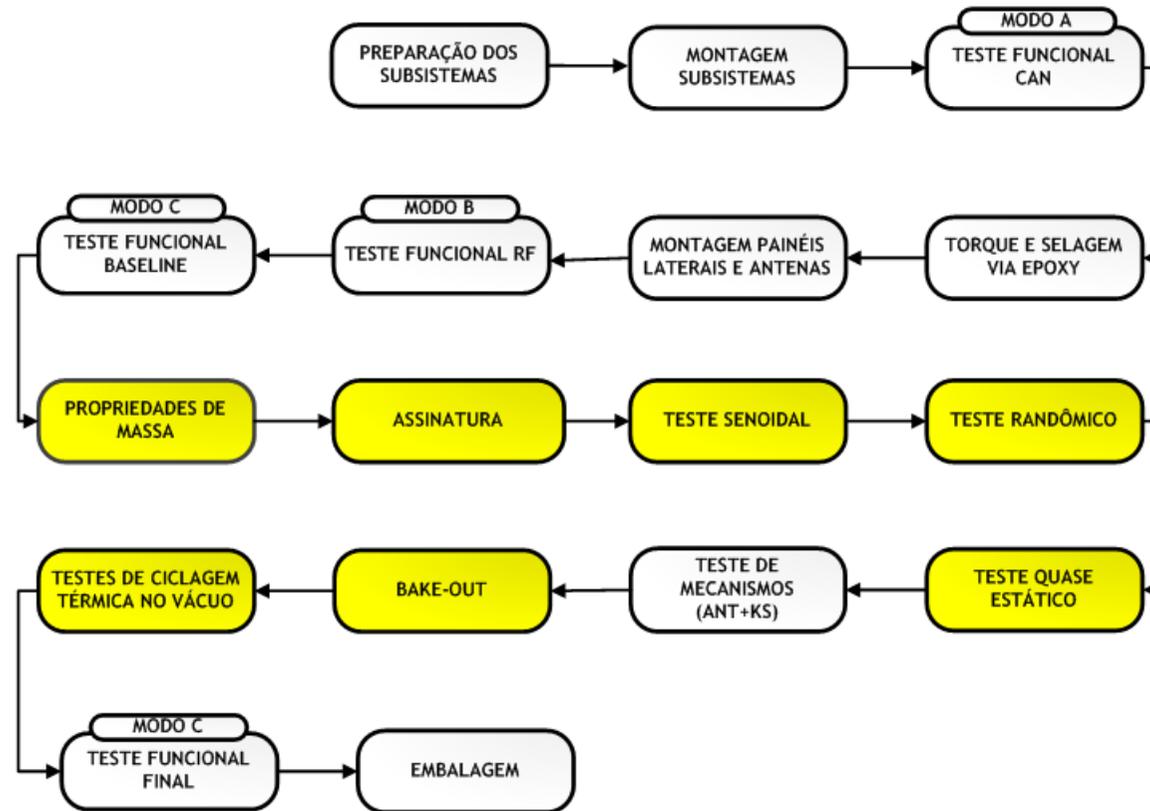


Figura 9-7: Sequência Geral dos Testes Ambientais - FM

9.6 SEQUÊNCIA DETALHADA DE AIT

9.6.1 QUALIFICAÇÃO

A Figura 9-8 ilustra a sequência detalhada dos processos de AIT da fase de qualificação.

9.6.2 ACEITAÇÃO

A Figura 9-9 ilustra a sequência detalhada dos processos de AIT da fase de aceitação.

SEQUÊNCIA DETALHADA DE AIT – QM



Figura 9-8: Sequência detalhada de AIT do QM.

10 EQUIPAMENTOS DE SUPORTE DE TESTES (GSE)

Esta seção descreve os GSEs utilizados para a fase de AIT do Projeto AESP14.

10.1 EQUIPAMENTOS DE SUPORTE MECÂNICO (MGSE)

10.1.1 MGSE HORIZONTAL

A interface utilizada para suporte mecânico do CubeSat o mantém estável durante os procedimentos de montagem, além de mantê-lo conectado ao aterramento do laboratório e mecanismos *Kill Switch* acionados (desligando o satélite).

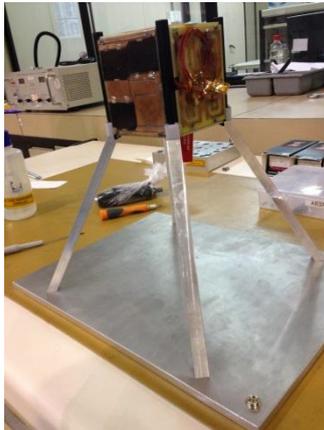


Figura 10-1: MGSE.

10.1.2 TEST-POD14

Normalmente testes de CubeSats são realizados com a interface Test-POD, comercializada especificamente para simular mecanicamente a interface de voo POD. Na falta deste, os testes de qualificação serão realizados com o Test-POD14 (Figura), desenvolvido pelo projeto AESP14 para fixar o CubeSat no Shaker de 13kN do LIT.

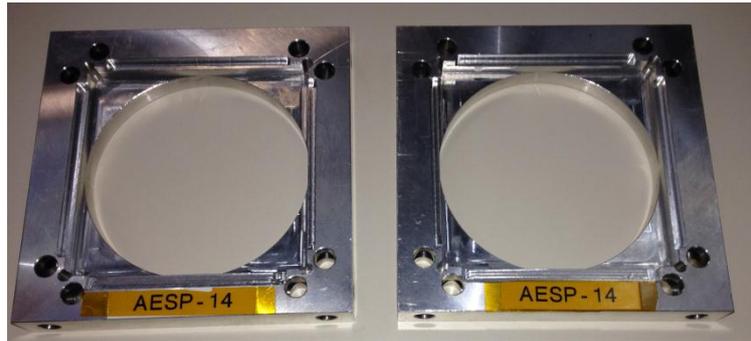


Figura 10-2: Interface Test-POD14 para ensaios dinâmicos.

10.1.3 TEST-POD

Interface Test-POD, Figura 10-3, deve ser utilizada nos testes de aceitação do FM. Procedimentos de montagem e utilização estão descritos no documento Test-POD User's Guide, Revision 6, disponível em < www.cubesat.org > .



Figura 10-3: Test-POD.

10.2 EQUIPAMENTO DE SUPORTE ELÉTRICO (EGSE)

Interface utilizada para verificação funcional do CubeSat, conectada ao computador com software para testes funcionais (Figura 10-4).

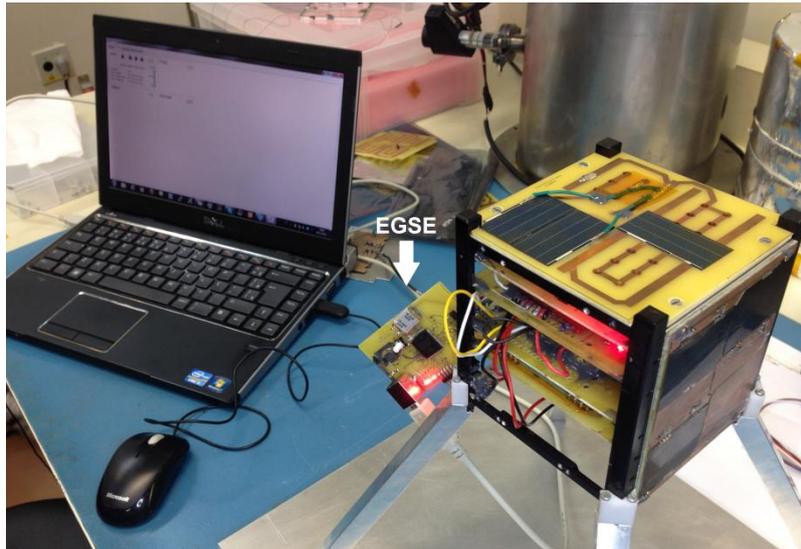


Figura 10-4: EGSE para verificação funcional do AESP14.

10.3 VALIDAÇÃO

A validação dos MGSEs será feita através de um “*Fit-Check*” com o QM. O EGSE será validado com testes funcionais no EM.

11 INSTALAÇÕES DE AIT

As atividades de AIT do CubeSat AESP14 serão realizadas no Laboratório de Integração e Testes – LIT, localizado na sede principal do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, em São José dos Campos – SP. Este laboratório possui um Hall de Testes que é área limpa classe 100.000 (Federal Standard 209 E), no qual estão localizados todos os equipamentos necessários para o AIT do AESP14.

11.1 EQUIPAMENTOS DE TESTES AMBIENTAIS

Dentre os equipamentos utilizados para os testes do AESP14 estão:

- Câmara vácuo-térmica de 250 l;
- Sistema de vibração eletrodinâmico (*shaker*) de 13kN;
- Balança de precisão;
- Câmara anecóica e equipamentos de RF.

11.2 Condições Ambientais

Os processos de montagem e integração do FM devem ser realizados em sala limpa classe 100.000.

Os testes ambientais dos modelos QM e FM do CubeSat AESP14 devem ocorrer em sala limpa classe 100.000, temperatura de 24°C \pm 4°C e umidade relativa de 70% UR \pm 20%.

12 LOGÍSTICA DE AIT

A embalagem do FM do CubeSat AESP14 deve ser realizada pelos integrantes do Projeto. Todos os equipamentos de suporte e CubeSat devem ser envoltos com plástico de proteção ESD e embalados nas respectivas maletas de transporte. Todos os itens devem ser devidamente etiquetados e acompanhados da documentação associada.

A cada transporte que ocorrer, o CubeSat deve passar por uma inspeção visual e teste funcional MODO – A.

Em caso de longos períodos de acondicionamento, a tensão das baterias devem ser verificadas a cada 1 mês. Caso estejam com pouca carga, devem ser recarregadas.

Todos os procedimentos realizados com o CubeSat após sua embalagem, devem constar em um livro de registros.

APÊNDICE B – ESPECIFICAÇÃO AMBIENTAL



EVS

ESPECIFICAÇÃO AMBIENTAL

Preparado por:

Eduardo Escobar Bürger –
Mestrando CSE/ETE - INPE
Em: 21/10/2013

Revisado por:

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

Aprovado por:

Geilson Loureiro – Gerente Geral
PICO-SA
Em: (DATA)



ANOTAÇÃO DE MUDANÇAS

Ver./Rev.	Data	Modificações	Criado/Modificado por
1/0	21/10/13	Versão inicial	Eduardo E. Bürger

CONTROLE DE REVISÕES

Revisor	Data

SUMÁRIO

1	ESCOPO E APLICABILIDADE	151
1.1	ESCOPO.....	151
1.2	OBJETIVO	151
1.3	APLICABILIDADE	151
2	REFERÊNCIAS.....	152
2.1	DOCUMENTOS APLICÁVEIS	152
2.2	DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA	152
3	TERMOS E ACRÔNIMOS	153
3.1	TERMOS.....	153
3.2	ACRÔNIMOS	153
3.3	TOLERÂNCIAS.....	154
4	AMBIENTE DINÂMICO	155
4.1	ASSINATURA (RESSONÂNCIA).....	155
4.2	SENOIDAL.....	156
4.3	RANDÔMICO.....	157
4.4	CHOQUE	158
4.5	QUASE-ESTÁTICO.....	159
5	AMBIENTE ELETROMAGNÉTICO.....	160
5.1	EMC	160
6	AMBIENTE DE TERMO-VÁCUO	160
6.1	BAKE-OUT.....	160
6.2	TESTE DE CICLAGEM TÉRMICA COM VÁCUO (TCT).....	160

FIGURAS

Figura 4-1: Níveis de teste para ensaio senoidal.	156
Figura 4-2: Níveis de teste para ensaio randômico.	157
Figura 4-3: Níveis de teste para ensaio de choque.	158

TABELAS

Tabela 3-1: Tolerâncias permitidas para os testes ambientais.	154
Tabela 4-1: Níveis para Assinatura.	155
Tabela 4-2: Níveis de teste para ensaio senoidal.	156
Tabela 4-3: Níveis de teste para ensaio randômico.	157
Tabela 4-4: Níveis de teste para ensaio de Choque.	158
Tabela 6-1: Níveis de Testes vácuo térmicos.	161
Tabela 6-2: Legenda da sequência de testes.	163

1 ESCOPO E APLICABILIDADE

1.1 ESCOPO

Este documento define os níveis de teste pelos quais os modelos sistêmicos do CubeSat AESP14 serão submetidos para demonstrar capacidade de resistir às condições ambientais sem danos.

1.2 OBJETIVO

Durante as etapas do ciclo de vida os satélites são expostos a uma grande variedade de ambientes mecânicos, térmicos, e eletromagnéticos. Este documento descreve a especificação ambiental a qual o nanossatélite AESP14 deve ser projetado a suportar.

1.3 APLICABILIDADE

Este documento é aplicável a todas as atividades de testes de verificação dos modelos sistêmicos do AESP14.

2 REFERÊNCIAS

De forma a qualificar o nanossatélite para a maior gama de lançadores disponíveis, este documento contém informações encontradas em manuais de usuário dos lançadores em potencial do Projeto AESP-14, que são: Ariane-5, Soyuz, DNEPR, PSLV e Falcon-9. O documento NASA *General Environmental Verification Specification* - GEVS também é utilizado de forma a contribuir com a descrição de níveis ambientais severos que englobam diversos lançadores (prática sugerida pela norma CDS).

2.1 DOCUMENTOS APLICÁVEIS

- [N1] ECSS E-10-04A Space Environment
- [N2] ECSS E-10-03A – Space Engineering Testing
- [N3] CubeSat Design Specification – CDS. Revision 13
- [N4] ECSS-E-ST-20-07 – Space Engineering Electromagnetic Compatibility

2.2 DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA

- [R1] Ariane Structure for Auxiliary Payload 5 – ASAP5 User’s Manual. Issue1 – Revision 0. May 2000.
- [R2] Soyuz Loads for CubeSats. Arquivo confidencial.
- [R3] DNEPR SLS User’s Guide. Issue 2. November 2001.
- [R4] Polar Satellite Launch Vehicle – PSLV User’s Manual. Issue 5 – Revision 0.
- [R5] Spaceflight, Inc. Secondary Payload Users Guide. Revision D. March 2013.
- [R6] General Environmental Verification Standard – GEVS GFSC–STD–7000. April 2005.
- [R7] SWISSCUBE Launch Environment. Issue 1, Revision 6.
- [R8] BEESAT Environmental Testing Specification – PICOSAT and PICOSAT Equipment. Issue 1-0.
- [R9] VEGA User’s Manua. Issue 3, Revision 0. 2006.

3 TERMOS E ACRÔNIMOS

3.1 TERMOS

AESP14 – Turma AeroESPacial 14 do Instituto Tecnológico da Aeronáutica

3.2 ACRÔNIMOS

AIT – Assembly Integration and Tests

CDS – *CubeSat Design Specification*

ECSS – European Cooperation for Space Standardization

EVS – *Environmental Specification*

FM – *Flight Model*

FED – Federal

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

LIT – Laboratório de Integração e Testes do INPE

QM – *Qualification Model*

STD – *Standard*

TBD – To Be Defined

TBW – To Be Written

3.3 TOLERÂNCIAS

As tolerâncias máximas permitidas para cada teste ambiental são especificadas na Tabela 4-1 abaixo [R6] [R8].

Tabela 3-1: Tolerâncias permitidas para os testes ambientais.

Teste	Parâmetros	Tolerâncias
Vibração Senoidal	Frequência	±2% ou 1Hz (seja qual for maior)
	Amplitude	±10%
	Taxa de varredura	±5%
Vibração randômica	Frequencia	±5% ou 1Hz (seja qual for maior)
	PSD de 20 Hz a 500 Hz (filter bandwidth 25 Hz or less)	-1 / +3dB para Qualificação -3 / +1.5dB para Aceitação
	PSD de 500 Hz a 2000 Hz (filter bandwidth 50 Hz or less)	-1 / +3 dB para Qualificação -3 / +1.5dB para Aceitação
	Random geral Grms	±10%
	Tempo de teste	0 / +10%
Teste de Choque	Response spectrum amplitude (1/6 octave centre frequency)	±6dB (com 30% das amplitudes de frequência centrais de resposta espectral maiores que especificações nominais de teste)
	Shock duration ≤20 ms >20 ms	0 / +20% 0 / +10%
	Nível de choque	0 / +20%
Propriedades de Massa	Centro de Gravidade	±0,5[mm]
	Massa	±0,01[Kg]
Umidade Relativa	Medida	±5%
Ambiente Térmico	TBW	TBW
Ambiente EMI/EMC	TBW	TBW

4 AMBIENTE DINÂMICO

4.1 ASSINATURA (RESSONÂNCIA)

Para determinar as primeiras frequências naturais do nanossatélite é realizado um teste de busca senoidal com baixos níveis de amplitude, de acordo com a Tabela 4-1.

Este teste é realizado antes e após cada teste dinâmico a fim de averiguar possíveis modificações no sistema.

São utilizados os mesmos níveis para Qualificação e Aceitação.

A primeira frequência natural de vibração do CubeSat deve ser maior que 90 Hz [R4].

Tabela 4-1: Níveis para Assinatura.

	Frequência (Hz)	Amplitude (g)
	5...2000	0,5
Taxa de varredura	2 oct/min	

4.2 SENOIDAL

O teste de vibração senoidal deve simular excitações quase harmônicas de baixa frequência do lançamento na ordem de 5 a 100 Hz.

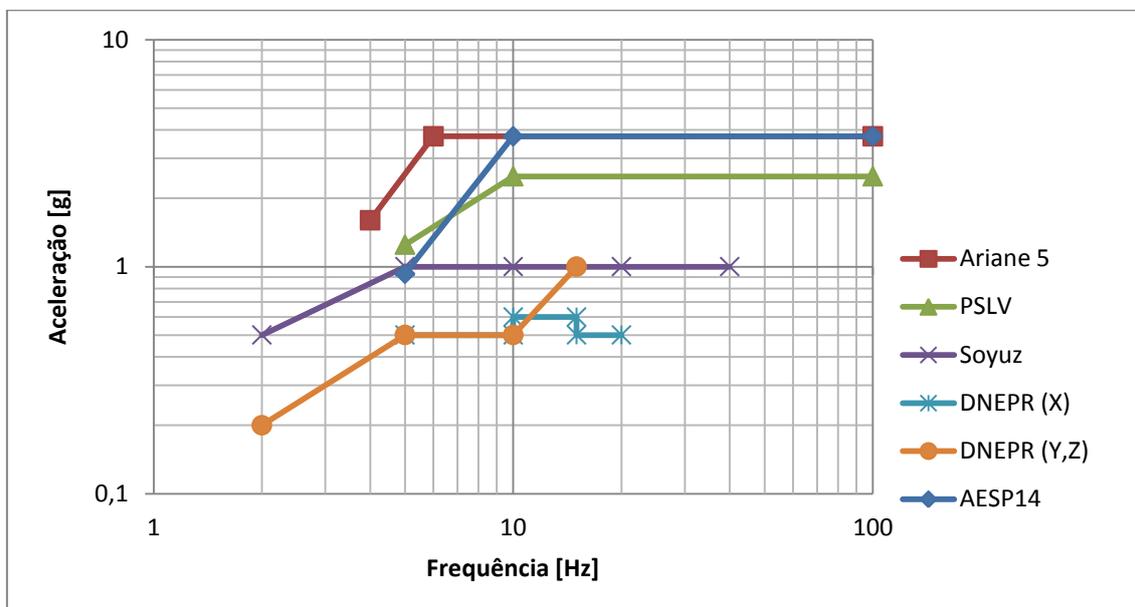


Figura 4-1: Níveis de teste para ensaio senoidal.

Visto que a menor frequência atingida pelo *Shaker* de 13kN do LIT é de 5Hz, e o perfil da inclinação inicial do gráfico desejada inicialmente a este ensaio não pode ser atingida, a Tabela 4-1 abaixo expõe os níveis adaptados à estas duas restrições.

Tabela 4-2: Níveis de teste para ensaio senoidal.

Frequência (Hz)	Amplitude (g) para Qualificação	Amplitude (g) para Aceitação
5	0,93	0,5
10	3,75	2
100	3,75	2
Taxa de varredura	2oct/min para qualificação	4 oct/min para Aceitação

4.3 RANDÔMICO

O teste de vibração randômica deve simular cargas provenientes do ambiente acústico do lançador durante seus diferentes estágios.

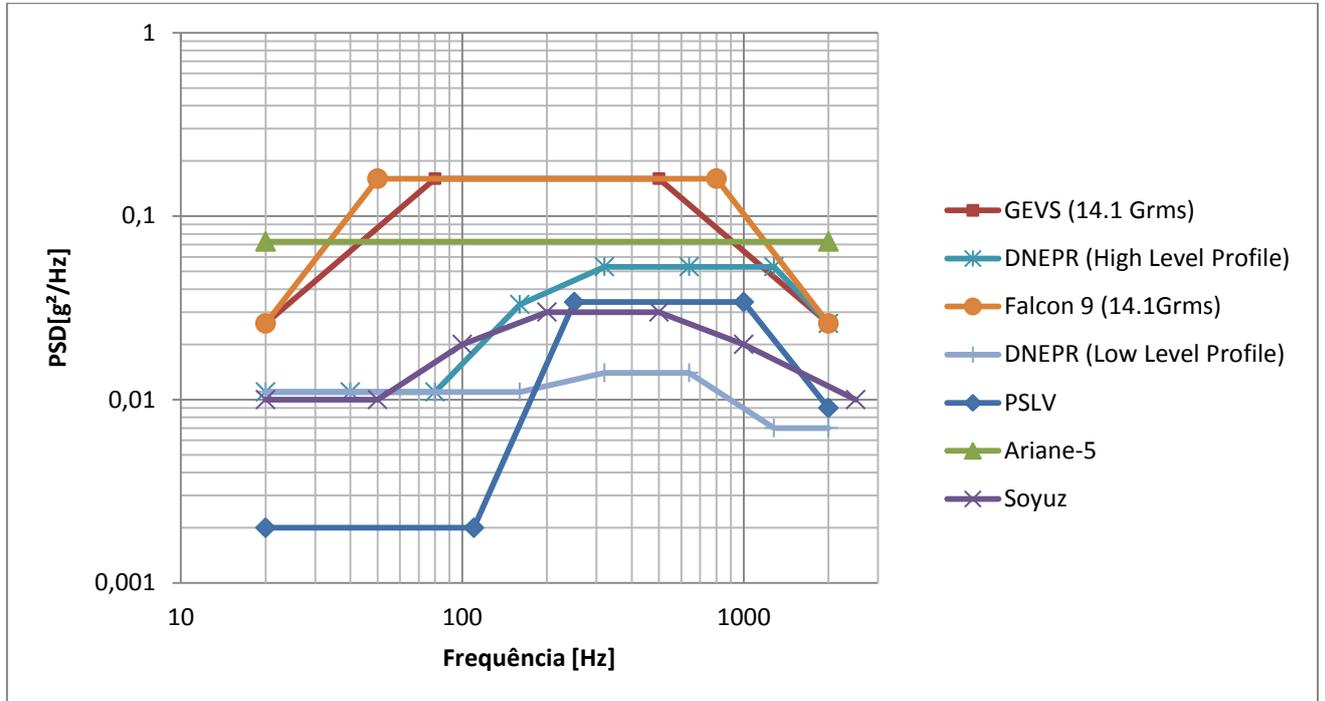


Figura 4-2: Níveis de teste para ensaio randômico.

Serão utilizados os mesmos níveis do lançador Falcon 9 [R5].

Tabela 4-3: Níveis de teste para ensaio randômico.

Frequência (Hz)	PSD (g²/Hz)	
	Qualificação	Aceitação
20	0,026	0,013
20-50	+6dB/oct	+6dB/oct
50-800	0,16	0,08
800-2000	-6dB/oct	-6dB/oct
2000	0,026	0,013
RMS	14.1Grms	10G _{rms}
Tempo de ensaio	2min/eixo	1 min/eixo

4.4 CHOQUE

O teste de choque (ou *pyroshock*) simula cargas de choque aplicadas no nanossatélite quando acontece algum evento de separação pirotécnica. Este tipo de separação é utilizada em *boosters* do lançador, diferentes estágios do foguete, entre o satélite e o lançador, entre outros.

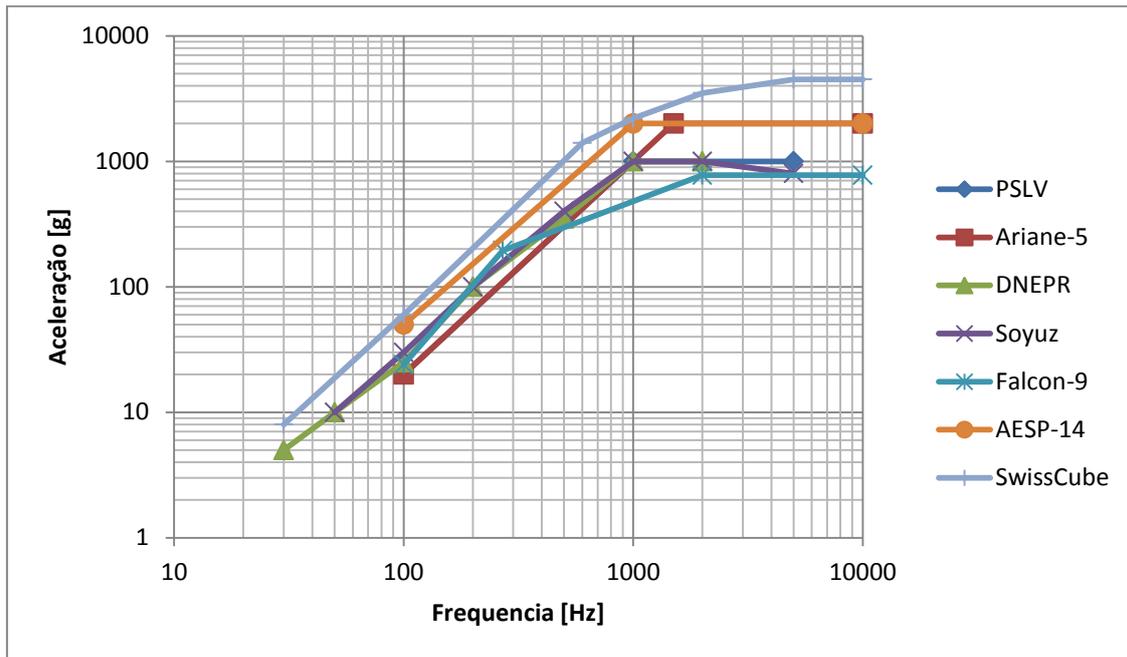


Figura 4-3: Níveis de teste para ensaio de choque.

O teste de choque será realizado somente em nível de qualificação a fim de preservar o espécime de voo.

Tabela 4-4: Níveis de teste para ensaio de Choque.

Frequência (Hz)	Amplitude (g) para qualificação
100	50
1000	2000
10000	2000
Nº de choques	5/eixo

4.5 QUASE-ESTÁTICO

O teste quase estático simula as cargas quase estáticas geradas principalmente durante a ascensão do veículo lançador.

Cargas quase estáticas máximas previstas para CubeSats são de 20g aplicados não simultaneamente em cada eixo ortogonal [R5].

Este teste poderá ser realizado em Shaker eletrodinâmico através de um Sine Burst em uma frequência de um terço da frequência natural mínima exigida nesta especificação.

5 AMBIENTE ELETROMAGNÉTICO

5.1 EMC

Os testes de EMC devem satisfazer os requisitos de emissões eletromagnéticas dos lançadores DNEPR [R3] e VEGA [R9].

Este teste deve estar de acordo com a norma ECSS-E-ST-20-07 [N4].

6 AMBIENTE DE TERMO-VÁCUO

A maioria dos lançadores de CubeSats não impõe requisitos referentes ao ambiente térmico. Na maioria dos manuais de usuário e outras especificações ambientais de nanossatélites o teste *Bakeout* é o único teste obrigatório, porém pode ser solicitado a lista de materiais do CubeSat ao invés deste teste. Portanto o teste vácuo-térmico deve ser realizado de acordo com a necessidade de melhoria na confiabilidade do sistema.

Os parâmetros e características dos testes vácuo-térmicos foram selecionados de acordo com a norma ECSS e parâmetros utilizados em testes de outros CubeSats.

6.1 BAKE-OUT

O teste *Bakeout* será combinado com o teste de ciclagem térmica no vácuo. Ele deve ser realizado a uma temperatura de 70°C no vácuo de $<10^{-5}$ Pa durante uma hora.

6.2 TESTE DE CICLAGEM TÉRMICA COM VÁCUO (TCT)

Os níveis são indicados na Tabela 6-1.

A taxa de variação de temperatura deve ser $< 20^{\circ}\text{C}/\text{min}$.

O perfil e sequência de testes realizados no teste vácuo-térmico são ilustrados na Figura 6-2.

A Figura 6-3 mostra os parâmetros e sequência de teste de ciclagem térmica com vácuo. A Tabela 6-2 expõe a legenda e os símbolos utilizados na Figura 6-3.

Tabela 6-1: Níveis de Testes vácuo térmicos.

	Qualificação	Aceitação
Número de ciclos	8	4
Temperatura MIN	Tmin= -55°C	Tmin= -45°C
Temperatura MAX	Tmax= +70°C	Tmax= +50°C
Duração na Tmin	45 min	45 min
Duração na Tmax	70 min	70 min
Taxa de Temperatura (aquecimento)	~2-4°C/min	
Taxa de temperatura (resfriamento)	~0,7-1°C/min	
Pressão	< 10 ⁻⁵ Pa	
Critério de estabilização	1°C/10min	

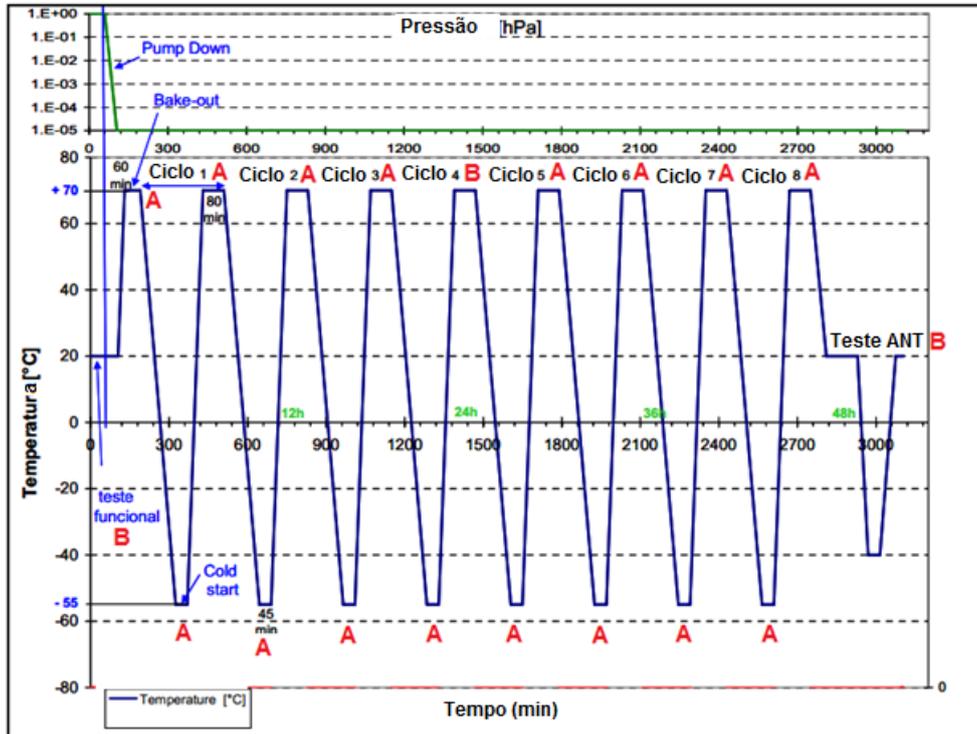


Figura 6-1: Perfil de teste de ciclagem térmica com vácuo [R7].

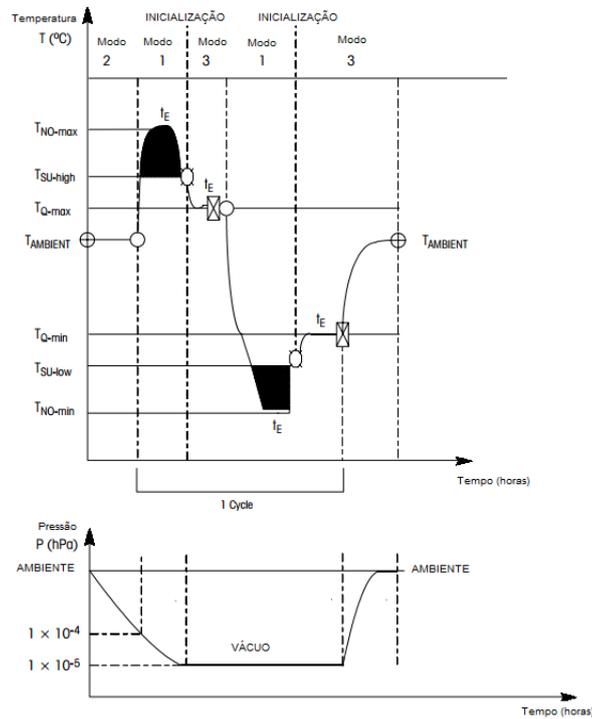


Figura 6-2: Parâmetros de qualificação e sequência de teste de ciclagem térmica com vácuo.

Tabela 6-2: Legenda da sequência de testes.

SÍMBOLO	DESCRIÇÃO
T	Temperatura do item de teste
T _{AMBIENT}	Temperatura Ambiente
T _{NO-max}	Temperatura máxima não operacional
T _{NO-min}	Temperatura mínima não operacional
T _{SU-high}	Temperatura máxima de inicialização
T _{SU-low}	Temperatura mínima de inicialização
T _{Q-max}	Temperatura máxima de qualificação
T _{Q-min}	Temperatura mínima de qualificação
P	Pressão
MODE 1	Item não energizado
MODE 2	Funcionamento parcial
MODE 3	Funcionamento completo
⊕	Teste funcional e de desempenho inicial e final
⊗	Teste funcional e de desempenho intermediário
t _E	Tempo de espera
○	Inicialização
○	Desligamento

APÊNDICE C – ESPECIFICAÇÕES DE TESTES DINÂMICOS

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS – INPE/MCTI

INSTITUTO TECNOLÓGICO DA AERONÁUTICA – ITA/DCTA



ETD

ESPECIFICAÇÕES DE TESTES DINÂMICOS

Preparado por:

Eduardo Escobar Bürger –
Mestrando CSE/ETE - INPE
Em: 18/11/2013

Revisado por:

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

Aprovado por:

Geilson Loureiro – Gerente Geral
PICO-SA
Em: (DATA)



Outubro de 2013
São José dos Campos, SP



ANOTAÇÃO DE MUDANÇAS

Ver./Rev.	Data	Modificações	Criado/Modificado por
1/0	21/10/13	Versão inicial	Eduardo E. Bürger
2/0	18/11/13	Reformulação geral/ adequação à ECSS-E-10-02-A	Eduardo E. Bürger
3/0	10/12/13	Atualização nas Figuras e anexos	Eduardo E. Bürger

CONTROLE DE REVISÕES

Revisor	Data

SUMÁRIO

1	ESCOPO E APLICABILIDADE	172
1.1	ESCOPO.....	172
1.2	OBJETIVO	172
1.3	APLICABILIDADE	172
2	REFERÊNCIAS.....	173
2.1	DOCUMENTOS APLICÁVEIS	173
2.2	DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA	173
3	TERMOS E ACRÔNIMOS	174
3.1	TERMOS.....	174
3.2	ACRÔNIMOS.....	174
4	REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO	176
5	ABORDAGEM DE TESTES	177
6	DESCRIÇÃO DOS TESTES	178
6.1	CONFIGURAÇÃO DO ESPÉCIME	178
6.1.1	POSIÇÃO DOS ACELERÔMETROS	179
6.2	GSE	179
6.2.1	TEST-POD14	179
6.2.2	TEST-POD	180
6.2.3	EGSE.....	181
6.3	TOLERÂNCIAS.....	182
6.4	CONDIÇÕES DE TESTE	182
6.4.1	ASSINATURA (RESSONÂNCIA)	183
6.4.2	VIBRAÇÃO SENOIDAL	184
6.4.3	VIBRAÇÃO RANDÔMICA	185
6.4.4	TESTE QUASE ESTÁTICO.....	186
6.4.5	TESTE DE CHOQUE	187
7	INSTALAÇÕES DE TESTE	188
8	SEQUÊNCIA DE TESTES.....	188
9	CRITÉRIO <i>PASS/FAIL</i>	191
10	DOCUMENTAÇÃO DE TESTES.....	191
11	ORGANIZAÇÃO DE TESTES	192

11.1	RESPONSABILIDADES DE TESTES	192
11.2	REVISÃO DE PRONTIDÃO DE TESTE (TRR).....	192
11.3	CONSELHO DE REVISÃO DE TESTE (TRB).....	192
12	APÊNDICE A - <i>CHECKLIST</i> DE INSPEÇÃO VISUAL	193
13	APÊNDICE B – TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL DE ENSAIOS DINÂMICOS.....	194
14	ANEXO A – CUBESAT ACCEPTANCE CHECKLIST	195

FIGURAS

Figura 6-1: Sistema de coordenadas adotado.	178
Figura 6-2: Posicionamento dos acelerômetros internos.	179
Figura 6-3: Montagem vertical e horizontal respectivamente da interface Test-POD14 com o AESP14 – QM.	180
Figura 6-4: Test-POD.	180
Figura 6-5: EGSE para verificação funcional do AESP14 – QM.	181
Figura 8-1: Sequência de testes dinâmicos – QM.	189
Figura 8-2: Sequência de testes dinâmicos - FM.	190

TABELAS

Tabela 4-1: Requisitos de testes dinâmicos.	176
Tabela 6-1: Tolerâncias dos testes dinâmicos.	182
Tabela 6-2: Níveis para Assinatura.	155
Tabela 6-3: Níveis de teste para ensaio senoidal.	156
Tabela 6-4: Níveis de teste para ensaio randômico.	157
Tabela 6-5: Níveis de teste para ensaio quase estático.	186
Tabela 6-6: Níveis de teste para ensaio de Choque.	158

1 ESCOPO E APLICABILIDADE

1.1 ESCOPO

Esta especificação de teste define os requisitos de testes dinâmicos para os Modelos de Qualificação – QM e de Aceitação - FM do CubeSat AESP14 do Projeto Início da indústria brasileira de pico-satélites universitários – PICO-SA.

Esta especificação de teste é compatível com as atividades do Plano Mestre de AIT – AESP14 e seus requisitos.

Esta especificação é baseada no Anexo F – *Test specification* da norma ECSS E-10-02A Space Engineering Verification.

1.2 OBJETIVO

Esta especificação de teste define os testes que verificarão os requisitos de testes dinâmicos do CubeSat QM AESP14 descritos no Plano Mestre de AIT – AESP14, assim como a infraestrutura de suporte necessária.

1.3 APLICABILIDADE

Este documento é aplicável a todos os de testes dinâmicos dos modelos QM e FM do CubeSat AESP14.

2 REFERÊNCIAS

2.1 DOCUMENTOS APLICÁVEIS

- [N1] ECSS E-10-03A – Space Engineering Testing
- [N2] ECSS E-10-02A Space Engineering Verification
- [N3] CubeSat Design Specification (CDS) – Revision 13 – Provisional Release

2.2 DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA

- [R10] Plano Mestre de AIT – AESP14
- [R11] Especificação Ambiental – EVS AESP14
- [R12] Especificação do Subsistema Estrutural – AESP14

3 TERMOS E ACRÔNIMOS

3.1 TERMOS

AESP14 – Turma AeroESPacial 14 do Instituto Tecnológico da Aeronáutica
Test-POD14 – Interface de teste desenvolvida pelo projeto AESP14 utilizada em ensaios dinâmicos do QM

3.2 ACRÔNIMOS

AIT – Assembly Integration and Tests
ANT – Antenas
CAN – Controller Area Network
CBERS - Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres
CDS – *CubeSat Design Specification*
ECSS – European Cooperation for Space Standardization
EGSE – Electrical Ground Support Equipment
EPS – *Electric Power System*
EVS – *Environmental Specification*
FED – Federal
FM – *Flight Model*
GSE – Ground Support Equipment
INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
KS – *Kill Switch*
LIT – Laboratório de Integração e Testes do INPE
OBDH – *On-Board and Data Handling*
PCB – Printed Circuit Board
PSD – Power Spectral Density
QM – *Qualification Model*
RBF – *Remove Before Flight*
RMS – *Root Mean Square*
STD – *Standard*
TRR – *Test Readiness Review*

TT&C – *Tracking Telemetry and Command*

UR – Umidade Relativa

VBAT – Voltagem da Bateria

4 REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO

Os requisitos definidos nesta seção são provenientes do Plano Mestre de AIT – AESP14 [R1], e são derivados do seguinte requisito de sistema:

2-03-001: O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o ambiente de lançamento e espacial descrito no documento Especificação Ambiental – EVS AESP14.

A Tabela 4-1 abaixo explicita os requisitos de testes que serão verificados através de testes dinâmicos [R1].

Tabela 4-1: Requisitos de testes dinâmicos.

ID	REQUISITOS DE TESTES DINÂMICOS
2-03-001-01	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante os testes dinâmicos nos três eixos ortogonais com níveis especificados no EVS-AESP14.
2-03-001-01-01	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o teste de choque de qualificação nos três eixos ortogonais, com níveis especificados no EVS-AESP14.
2-03-001-01-02	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o teste de vibração randômica nos três eixos ortogonais, com níveis especificados no EVS-AESP14.
2-03-001-01-03	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o teste quase estático nos três eixos ortogonais, com níveis especificados no EVS-AESP14.
2-03-001-01-04	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o teste de vibração senoidal de qualificação nos três eixos ortogonais, com níveis especificados no EVS-AESP14.
2-03-001-02	O AESP14 deve ter a primeira frequência de ressonância longitudinal e lateral não menor que nível especificado no EVS-AESP14.

5 ABORDAGEM DE TESTES

Devido à incerteza do foguete lançador na fase de testes de qualificação do projeto (novembro/2013), esta especificação possui parâmetros obtidos através do critério “*worst case scenario*” (cenário de pior caso) que engloba níveis da maioria dos lançadores de CubeSats. Os parâmetros são provenientes do documento Especificação Ambiental – EVS AESP14 [R2].

Esta especificação de teste foi adaptada à infraestrutura disponível no INPE.

Devido ao pioneirismo do AESP14 em testes dinâmicos de CubeSats no LIT/INPE (e no Brasil), à inexistência de testes sistêmicos em nível de desenvolvimento no projeto, e à diversidade de novos conceitos implementados no projeto estrutural e eletrônico do CubeSat AESP14, justifica-se o esforço na captura do maior número possível de informações referentes à resposta do espécime perante o ambiente dinâmico.

Normalmente testes de CubeSats são realizados com a interface Test-POD, comercializada especificamente para simular mecanicamente a interface de voo P-POD de ejeção de nanossatélites. Na falta deste, os testes de qualificação serão realizados com a interface desenvolvida pelo projeto AESP14, o Test-POD14. Testes de aceitação devem ser realizados obrigatoriamente com o Test-POD comercial.

6 DESCRIÇÃO DOS TESTES

6.1 CONFIGURAÇÃO DO ESPÉCIME

Os testes serão realizados com o modelo totalmente montado e integrado.

Assim como no lançamento, o CubeSat será testado totalmente desligado, sem o pino RBF e com os *Kill Switches* acionados (desativando o satélite).

O sistema de coordenadas utilizados nos ensaios deve seguir a Especificação do Subsistema Estrutural – AESP14 [R3], que por sua vez condiz com a norma CubeSat CDS [N3]. A Figura 6-1 abaixo ilustra o sistema de coordenadas.

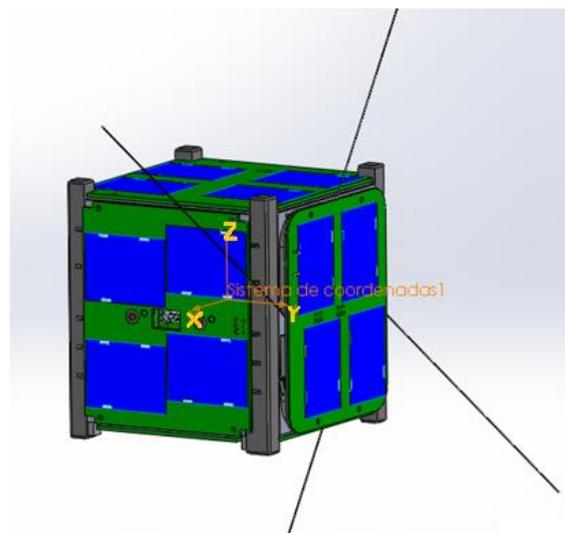


Figura 6-1: Sistema de coordenadas adotado.

6.1.1 POSIÇÃO DOS ACELERÔMETROS

O CubeSat será instrumentado com um acelerômetro em cada uma das quatro PCBs (medindo o eixo Z), posicionados no centro das placas (sempre que possível), e um na estrutura do CubeSat (também no eixo Z).

A fiação dos acelerômetros internos deve ser posicionada como ilustrado na Figura 6-2 abaixo:

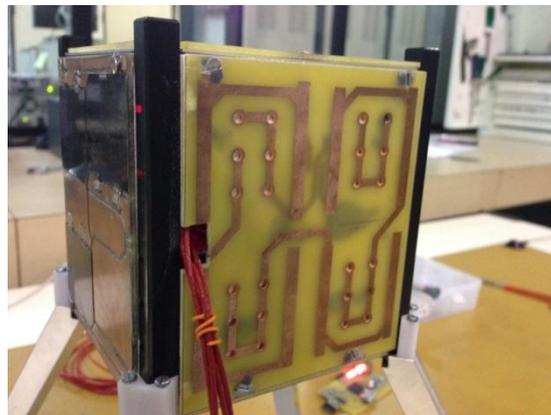


Figura 6-2: Posicionamento dos acelerômetros internos.

6.2 GSE

Serão utilizados três GSEs durante os testes dinâmicos:

6.2.1 TEST-POD14

A Figura 6-3 exibe a interface desenvolvida pelo projeto AESP14 para fixar o CubeSat no Shaker de 13kN do LIT. A fixação desta estrutura de alumínio será feita através de barras roscadas travadas com porcas, como mostra a Figura 6-3 abaixo.



Figura 6-3: Montagem vertical e horizontal respectivamente da interface Test-POD14 com o AESP14 – QM.

6.2.2 TEST-POD

Interface Test-POD, Figura 6-4, deve ser utilizada nos testes de aceitação do FM. Procedimentos de montagem e utilização estão descritos no documento Test-POD User's Guide, Revision 6, disponível em < www.cubesat.org > .



Figura 6-4: Test-POD.

6.2.3 EGSE

A interface para verificação funcional do CubeSat é exibida na Figura 6-5:

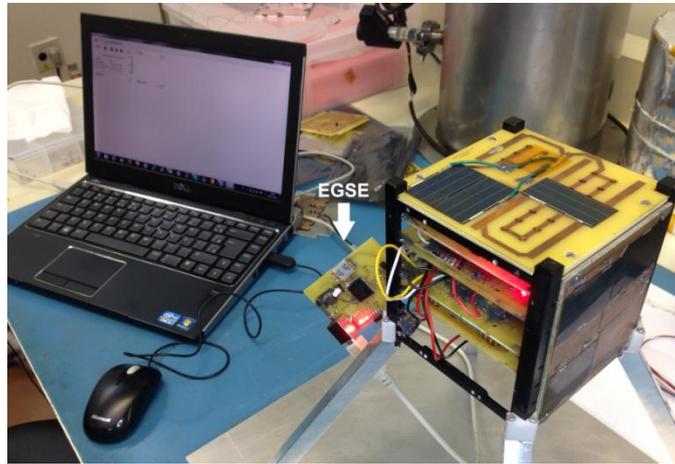


Figura 6-5: EGSE para verificação funcional do AESP14 – QM.

6.3 TOLERÂNCIAS

As tolerâncias permitidas para cada teste dinâmico são especificadas na Tabela 6-1 abaixo [R2].

Tabela 6-1: Tolerâncias dos testes dinâmicos.

Teste	Parâmetros	Tolerâncias	
Vibração Senoidal	Frequência	±2% ou 1Hz (seja qual for maior)	
	Amplitude	±10%	
	Taxa de varredura	±5%	
Vibração randômica	Frequência	±5% ou 1Hz (seja qual for maior)	
	PSD de 20 Hz a 500 Hz (filter bandwidth 25 Hz or less)	-1 / +3dB para Qualificação -3 / +1.5dB para Aceitação	
	PSD de 500 Hz a 2000 Hz (filter bandwidth 50 Hz or less)	-1 / +3 dB para Qualificação -3 / +1.5dB para Aceitação	
	Randômico geral Grms	±10%	
	Tempo de teste	0 / +10%	
Teste de Choque	Amplitude espectral de resposta (1/6 octave centre frequency)	±6dB (com 30% das amplitudes de frequência centrais de resposta espectral maiores que especificações nominais de teste)	
	Duração do choque	≤20 ms	0 / +20%
		>20 ms	0 / +10%
	Nível de choque	0 / +20%	

6.4 CONDIÇÕES DE TESTE

A duração e níveis utilizados neste documento são provenientes do documento Especificação Ambiental – EVS AESP14 [R2], e foram selecionados de forma a abranger o maior número de lançadores de CubeSats possível.

6.4.1 ASSINATURA (RESSONÂNCIA)

Para determinar as primeiras frequências naturais do nanossatélite é realizado um teste de busca senoidal com baixos níveis de amplitude, de acordo com a Tabela 6-2.

Este teste é realizado antes e após cada teste dinâmico a fim de averiguar possíveis modificações no sistema.

São utilizados os mesmos níveis para Qualificação e Aceitação.

A primeira frequência natural de vibração do CubeSat deve ser maior que 90 Hz [R2].

Tabela 6-2: Níveis para Assinatura.

	Frequência (Hz)	Amplitude (g)
	5...2000	0,5
Taxa de varredura	2 oct/min	

6.4.2 VIBRAÇÃO SENOIDAL

O teste de vibração senoidal deve simular excitações quase harmônicas de baixa frequência do lançamento na ordem de 5 a 100 Hz.

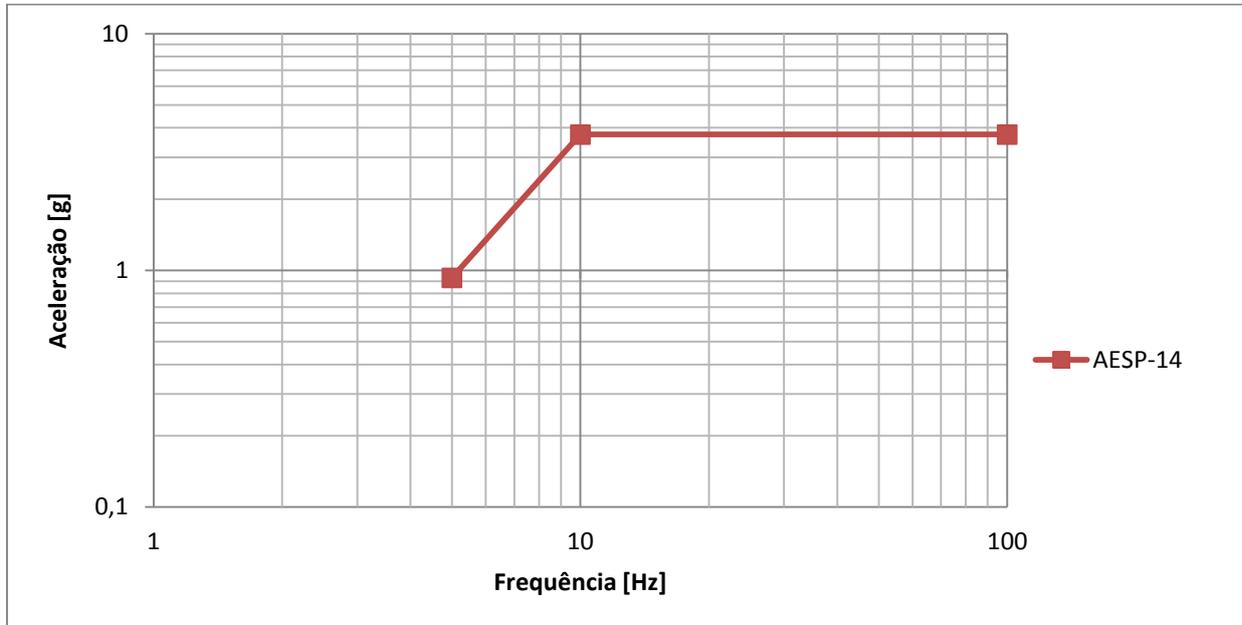


Figura 6-1: Níveis de teste para ensaio senoidal.

Visto que a menor frequência atingida pelo *Shaker* de 13kN do LIT é de 5Hz, e o perfil da inclinação inicial do gráfico desejada inicialmente a este ensaio não pode ser atingida, a Tabela 6-3 abaixo expõe os níveis adaptados à estas duas restrições.

Tabela 6-3: Níveis de teste para ensaio senoidal.

Frequência (Hz)	Amplitude (g) para Qualificação	Amplitude (g) para Aceitação
5	0,93	0,5
10	3,75	2
100	3,75	2
Taxa de varredura	2oct/min para qualificação	4 oct/min para Aceitação

6.4.3 VIBRAÇÃO RANDÔMICA

O teste de vibração randômica deve simular cargas provenientes do ambiente acústico do lançador durante seus diferentes estágios.

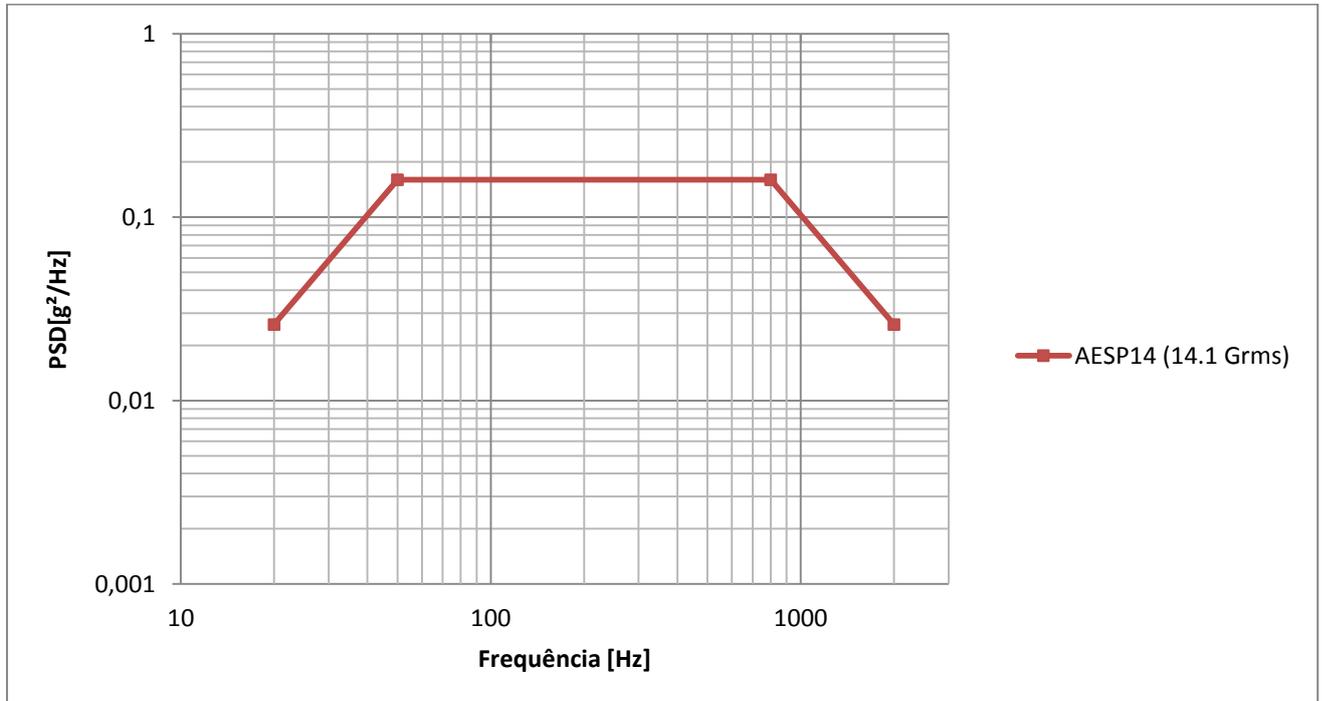


Figura 6-2: Níveis de teste para ensaio randômico.

Tabela 6-4: Níveis de teste para ensaio randômico.

Frequência (Hz)	PSD (g²/Hz)	
	Qualificação	Aceitação
20	0,026	0,013
20-50	+6dB/oct	+6dB/oct
50-800	0,16	0,08
800-2000	-6dB/oct	-6dB/oct
2000	0,026	0,013
RMS	14.1Grms	10 Grms
Tempo de ensaio	2min/eixo	1 min/eixo

6.4.4 TESTE QUASE ESTÁTICO

O teste quase estático simula as cargas quase estáticas geradas principalmente durante a ascensão do veículo lançador.

De acordo com a Especificação Ambiental – EVS AESP14 [R2], cargas quase estáticas máximas previstas para CubeSats são de 20g aplicados não simultaneamente em cada eixo ortogonal.

Apesar de o LIT contar com equipamentos específicos para a realização deste ensaio, o teste quase estático será realizado através de um *Sine Burst* no mesmo Shaker de 13kN utilizado nos outros ensaios, em uma frequência de um terço da frequência natural mínima exigida (90Hz) pela maioria dos lançadores. Esta estratégia exige o CubeSat aos mesmos esforços gerados pelo equipamento específico para o teste, economiza tempo e reduz o custo geral dos testes.

São utilizados os mesmos níveis para Qualificação e Aceitação.

Tabela 6-5: Níveis de teste para ensaio quase estático.

Frequência (Hz)	Amplitude (g)
30	20
Tempo de ensaio	1 seg/eixo

6.4.5 TESTE DE CHOQUE

O teste de choque (ou *pyroshock*) simula cargas de choque aplicadas no nanossatélite quando acontece algum evento de separação pirotécnica. Este tipo de separação é utilizado em boosters do lançador, diferentes estágios do foguete, entre o satélite e o lançador, entre outros.

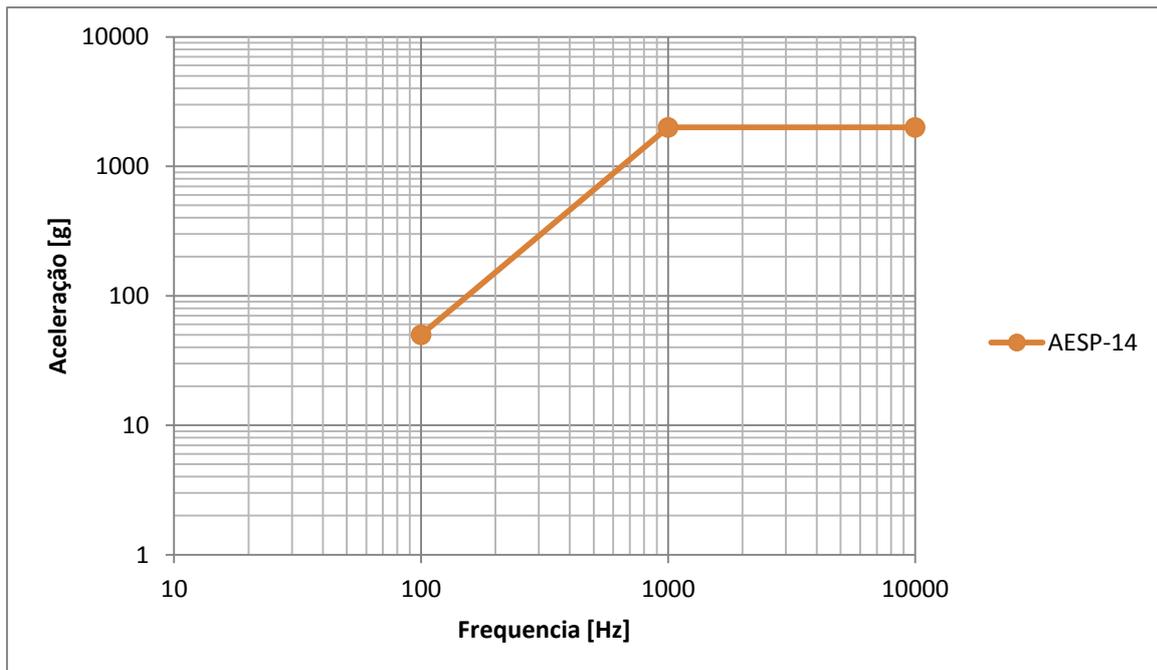


Figura 6-3: Níveis de teste para ensaio de choque.

Tabela 6-6: Níveis de teste para ensaio de Choque.

Frequência (Hz)	Amplitude (g)
100	50
1000	2000
10000	2000
Nº de choques	5/eixo

7 INSTALAÇÕES DE TESTE

Os testes serão realizados no Hall de Testes do LIT/INPE, que possui sala limpa classe 100.000 (FED-STD 209E), temperatura e umidade controladas ($23^{\circ}\text{C} \pm 3^{\circ}\text{C}$ e U.R de 30% a 40% a 22°C).

Os testes deverão ser realizados em Shaker eletrodinâmico com a utilização de acelerômetros piezoelétricos.

Durante os testes dinâmicos o CubeSat deve ser manuseado com luvas.

Precauções devem ser tomadas durante o manuseio do satélite a fim de evitar danificações nas células solares.

8 SEQUÊNCIA DE TESTES

As Figuras 8-1 e 8-2 ilustram a sequência de testes dinâmicos para os modelos QM e FM respectivamente.

SEQUÊNCIA DE TESTES DINÂMICOS - QM

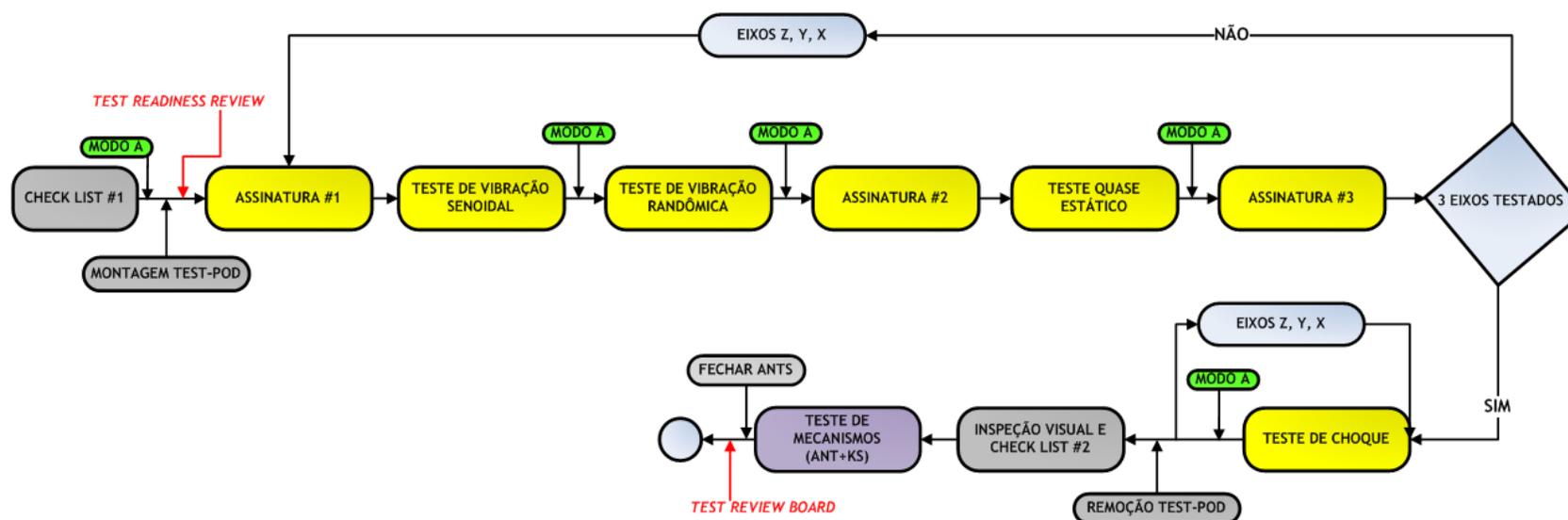


Figura 8-1: Sequência de testes dinâmicos – QM.

SEQUÊNCIA DE TESTES DINÂMICOS - FM

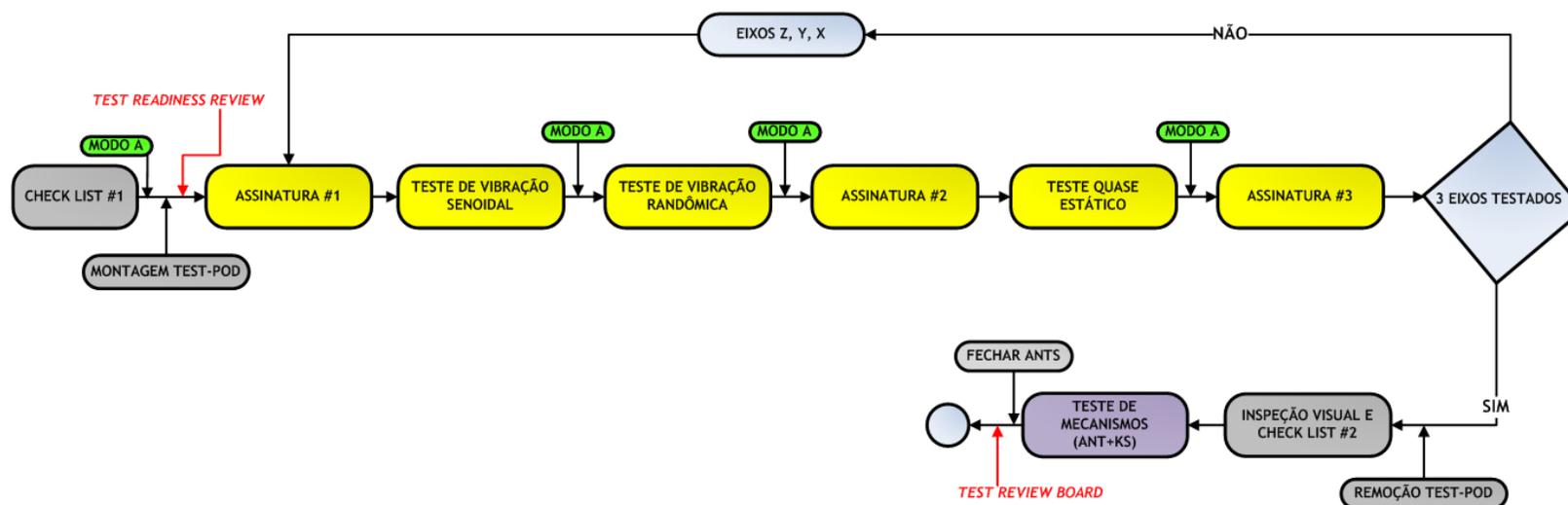


Figura 8-2: Sequência de testes dinâmicos - FM.

9 CRITÉRIO *PASS/FAIL*

O modelo será aprovado nos testes dinâmicos atendendo a ambos os seguintes critérios:

1. Não apresentar falha estrutural de qualquer natureza;
2. Não apresentar falha em nenhum Teste Funcional realizado.

O critério 1 é verificado através do APÊNDICE A - *CHECKLIST* DE INSPEÇÃO ESTRUTURAL e ANEXO A - CUBESAT ACCEPTANCE CHECKLIST que devem ser preenchidos de acordo com as caixas INSPEÇÃO VISUAL E CHECKLIST da da Figura 8-1 ou 8-2.

O APÊNDICE B - *CHECKLIST* DE TESTES FUNCIONAIS CAN – MODO A deve ser utilizado para verificar o critério 2 de acordo com as caixas MODO A da Figura 8-1 ou 8-2.

10 DOCUMENTAÇÃO DE TESTES

O projeto AESP14 é responsável pela documentação de especificação dos testes e planejamento dos mesmos, assim como pelo preenchimento dos apêndices e anexo contidos nesta especificação.

Após a realização dos testes, os tecnologistas do LIT entregam ao projeto AESP14 um relatório que descreve os procedimentos utilizados e os resultados obtidos em cada teste dinâmico. Tal documento compõe juntamente com a ata da TRB e os apêndices e anexo preenchidos desta especificação, o Relatório Final de testes dinâmicos – AESP14, que aglutina em um único documento o *Test Procedure* e *Test Report*, sugeridos pela norma ECSS.

11 ORGANIZAÇÃO DE TESTES

11.1 RESPONSABILIDADES DE TESTES

- Execução dos testes dinâmicos: Homero Anchieta Furquim de Souza e João Guilherme Stroesser Figueirôa – LIT/INPE;
- Planejamento de testes: Eduardo Escobar Bürger – AESP14;
- Execução dos testes funcionais: Cléber Toss Hoffman e Mateus de Oliveira Pereira – AESP14.

11.2 REVISÃO DE PRONTIDÃO DE TESTE (TRR)

Os testes só devem iniciar após o término da TRR. Os participantes desta revisão consistem em no mínimo o gerente de teste e um responsável pela execução dos testes dinâmicos. Os itens abordados na revisão são:

- I. Confirmação da prontidão das instalações de teste;
- II. Confirmação da prontidão do espécime a ser testado;
- III. Aceitação do espécime pelos executores dos testes;
- IV. Acordo nos níveis e sequência detalhada de testes;
- V. Acordo no critério *pass/fail*;
- VI. Acordo na ação tomada em caso de anomalias.

11.3 CONSELHO DE REVISÃO DE TESTE (TRB)

Os participantes desta revisão consistem em no mínimo o gerente de teste e um responsável pela execução dos testes dinâmicos. Os resultados dos testes serão apresentados, e os seguintes itens serão abordados:

- I. Confirmação de que o modelo passou/falhou nos testes;
- II. Discussão sobre ações/testes adicionais necessários.

12 APÊNDICE A - CHECKLIST DE INSPEÇÃO VISUAL

TAREFA	COMENTÁRIO	CHECK
Verificar a estrutura do CubeSat		
Verificar células solares		
Verificar a ocorrência de parafusos soltos		
Verificar o fio do mecanismo de antenas		
Verificar o funcionamento dos botões <i>Kill Switch</i>		
Verificar internamente o CubeSat.		

13 APÊNDICE B – TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL DE ENSAIOS DINÂMICOS

Eixo	Ensaio funcional	Ping			EPS		OBDH	
		EPS	OBDH	TT&C	VBAT	IBAT	Flags	Error
	Pré Ensaio							
Z	Pré Ensaio*							
Z	Senoidal							
Z	Randômico							
Z	Quase Estático							
Y	Pré Ensaio*							
Y	Senoidal							
Y	Randômico							
Y	Quase Estático							
X	Pré Ensaio*							
X	Senoidal							
X	Randômico							
X	Quase Estático							
	Pós remoção Test-POD14							
Z	Choque							
Y	Choque							
X	Choque							

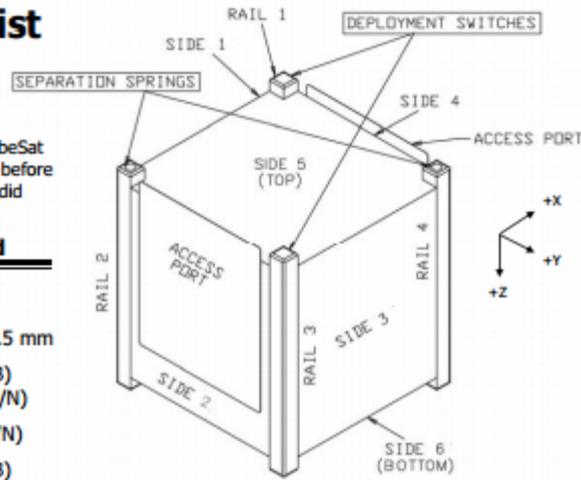
*Ensaio realizado além do escopo da Figura 8-1.

14 ANEXO A – CUBESAT ACCEPTANCE CHECKLIST

CubeSat Acceptance Checklist

Revision: 12
Revision Date: August 1, 2009
Author: Riki Munakata

This document is intended to be used concurrently with the CubeSat Integration Procedure (CIP) and should be used by developers before and after each testing phase to verify the CubeSat dimensions did not change.



List Item	Actual	Required
Mass	_____	≤ 1330g
Remove Before Flight	_____	Protrudes ≤ 6.5 mm
Spring Plungers	_____	Option (A/B) Functional (Y/N)
Rails	_____	Anodized (Y/N)
Deployment Switches	_____	Option (A/B) Functional (Y/N)

Width [x-y], Top

Side 1	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 2	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 3	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 4	_____	100.0 ± 0.1mm

Width [x-y], Middle

Side 1	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 2	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 3	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 4	_____	100.0 ± 0.1mm

Width [x-y], Bottom

Side 1	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 2	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 3	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 4	_____	100.0 ± 0.1mm

List Item Actual Required

Height [z]

Rail 1	_____	113.5 ± 0.1mm
Rail 2	_____	113.5 ± 0.1mm
Rail 3	_____	113.5 ± 0.1mm
Rail 4	_____	113.5 ± 0.1mm

Diagonal [x-y]

Top 1&3	_____	141.2 ⁺⁰ _{-1.5} mm
Top 2&4	_____	141.2 ⁺⁰ _{-1.5} mm
Bottom 1&3	_____	141.2 ⁺⁰ _{-1.5} mm
Bottom 2&4	_____	141.2 ⁺⁰ _{-1.5} mm

Protrusions

Side 1	_____	6.5 + 0.0mm
Side 2	_____	6.5 + 0.0mm
Side 3	_____	6.5 + 0.0mm
Side 4	_____	6.5 + 0.0mm
Side 5	_____	6.5 + 0.0mm
Side 6	_____	6.5 + 0.0mm

Authorized By:
IT #1: _____
IT #2: _____

Testing Info:
Date: _____
Passed: Y / N

Fonte: CubeSat Design Specification (CDS) – Revision 12 [N3].

**APÊNDICE D – ESPECIFICAÇÃO DE COMPATIBILIDADE
ELETROMAGNÉTICA**

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS – INPE/MCTI
INSTITUTO TECNOLÓGICO DA AERONÁUTICA – ITA/DCTA



ECE

ESPECIFICAÇÕES DE COMPATIBILIDADE ELETROMAGNÉTICA

Preparado por:

Eduardo Escobar Bürger –
Mestrando CSE/ETE - INPE
Em: 18/11/2013

Aprovado por:

Revisado por:

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

Geilson Loureiro – Gerente Geral
PICO-SA
Em: (DATA)

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)



ANOTAÇÃO DE MUDANÇAS

Ver./Rev.	Data	Modificações	Criado/Modificado por
1/0	18/11/13	Versão inicial	Eduardo E. Bürger

CONTROLE DE REVISÕES

Revisor	Data

SUMÁRIO

1	ESCOPO E APLICABILIDADE	203
1.1	ESCOPO.....	203
1.2	OBJETIVO	203
1.3	APLICABILIDADE	203
2	REFERÊNCIAS.....	204
2.1	DOCUMENTOS APLICÁVEIS	204
2.2	DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA	204
3	TERMOS E ACRÔNIMOS	205
3.1	TERMOS.....	205
3.2	ACRÔNIMOS.....	205
4	REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO.....	206
5	DESCRIÇÃO DOS TESTES	207
5.1	CONFIGURAÇÃO DO ESPÉCIME	207
5.2	TOLERÂNCIAS.....	207
5.3	CONDIÇÕES DE TESTE	207
6	instalações de teste	207
7	CRITERIO PASS/FAIL.....	208
8	DOCUMENTAÇÃO DE TESTES	208
9	SEQUÊNCIA DE TESTES	208
10	ORGANIZAÇÃO DE TESTES.....	208
10.1	RESPONSABILIDADES DE TESTES	208
10.2	REVISÃO DE PRONTIDÃO DE TESTE (TRR).....	209
10.3	CONSELHO DE REVISÃO DE TESTE (TRB).....	209

FIGURAS

TABELAS

Tabela 4-1: Requisitos de compatibilidade eletromagnética. 206

1 ESCOPO E APLICABILIDADE

1.1 ESCOPO

Esta especificação define os requisitos de compatibilidade eletromagnética para o Modelo de Qualificação – QM do Projeto Início da indústria brasileira de pico-satélites universitários – PICO-SA.

Esta especificação é compatível com as atividades do **Plano Mestre de AIT – AESP14** e seus requisitos.

1.2 OBJETIVO

Esta especificação de teste define os testes EMC que verificarão os requisitos de compatibilidade eletromagnética do modelo QM do CubeSat AESP14 descritos no **Plano Mestre de AIT – AESP14**.

1.3 APLICABILIDADE

Este documento é aplicável a todos os testes de EMC do modelo QM.

2 REFERÊNCIAS

2.1 DOCUMENTOS APLICÁVEIS

ECSS E-10-02C – Space Engineering Verification

ECSS-E-ST-20-07 – Space Engineering Electromagnetic Compatibility

2.2 DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA

Plano Mestre de AIT – AESP14

Especificação Ambiental – AESP14

DNEPR SLS User's Guide. Issue 2. November 2001.

VEGA User's Manua. Issue 3, Revision 0. 2006

3 TERMOS E ACRÔNIMOS

3.1 TERMOS

AESP-14 – Turma AeroESPacial 14, do Instituto Tecnológico da Aeronáutica

3.2 ACRÔNIMOS

QM – *Qualification Model*

EMC – *Electromagnetic Compatibility*

4 REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO

Os requisitos definidos nesta seção são provenientes do Plano Mestre de AIT – AESP14, e são derivados do seguinte requisito de sistema:

2-03-004: O AESP14 deve atender os requisitos de compatibilidade com o veículo lançador. Não sendo definido um lançador deve-se utilizar as especificações do *CubeSat Specification – CDS*.

Tabela 4-1: Requisitos de compatibilidade eletromagnética.

ID	REQUISITOS DE COMPATIBILIDADE ELETROMAGNÉTICA	ESTÁGIO DE VERIFICAÇÃO		MÉTODO DE VERIFICAÇÃO	CRITÉRIO DE VERIFICAÇÃO
		Q	A		
2-03-004-01	O AESP14 deve ter níveis de emissão eletromagnéticas compatíveis com níveis descritos no EVS-AESP14.	X		EMC	O AESP14 deve ter níveis de emissão abaixo do especificado

5 DESCRIÇÃO DOS TESTES

5.1 CONFIGURAÇÃO DO ESPÉCIME

As medidas serão realizadas com o modelo totalmente integrado.

Os testes de EMC serão realizados com o modelo energizado e monitorado funcionalmente. Portanto o espécime deve estar sem o pino RBF e com os *Kill Switches* desativados (ativando o satélite).

5.2 TOLERÂNCIAS

As tolerâncias máximas permitidas para cada medida devem ser condizentes com a norma ECSS-E-ST-20-07 – Space Engineering Electromagnetic Compatibility.

5.3 CONDIÇÕES DE TESTE

Os testes de EMC devem satisfazer os requisitos de emissões eletromagnéticas dos lançadores DNEPR e VEGA.

Este teste deve estar de acordo com a norma ECSS-E-ST-20-07.

6 INSTALAÇÕES DE TESTE

Os testes serão realizados no Hall de Testes do LIT/INPE, que possui sala limpa classe 100.000 (FED-STD 209E), temperatura e umidade controladas (23°C +/- 3°C e U.R de 30% a 40% a 22°C).

Os testes deverão ser realizados na câmara anecóica do LIT/INPE.

7 CRITERIO PASS/FAIL

O modelo testado será aprovado nas medidas de compatibilidade eletromagnética atendendo o critério:

1. Apresentar níveis de emissão abaixo dos níveis especificados no EVS – AESP14.

8 DOCUMENTAÇÃO DE TESTES

O projeto AESP14 é responsável pela documentação de especificação de EMC.

9 SEQUÊNCIA DE TESTES

A sequência de testes deve estar de acordo com a norma ECSS-E-ST-20-07.

10 ORGANIZAÇÃO DE TESTES

10.1 RESPONSABILIDADES DE TESTES

- Execução dos testes de compatibilidade eletromagnética: Marco Antônio Strobino – LIT/INPE;
- Planejamento de testes: Cléber Toss Hoffmann – AESP14;
- Execução dos testes funcionais: Cléber Toss Hoffman e Mateus de Oliveira Pereira – AESP14.

10.2 REVISÃO DE PRONTIDÃO DE TESTE (TRR)

Os testes só devem iniciar após o término da TRR. Os participantes desta revisão consistem em no mínimo o gerente de teste e um responsável pela execução dos testes de compatibilidade eletromagnética. Os itens abordados na revisão são:

- VII. Confirmação da prontidão das instalações de teste;
- VIII. Confirmação da prontidão do espécime a ser testado;
- IX. Aceitação do espécime pelos executores dos testes;
- X. Acordo nos níveis e sequência detalhada de testes;
- XI. Acordo no critério *pass/fail*;
- XII. Acordo na ação tomada em caso de anomalias.

10.3 CONSELHO DE REVISÃO DE TESTE (TRB)

Os participantes desta revisão consistem em no mínimo o gerente de teste e um responsável pela execução dos testes de compatibilidade eletromagnética. Os resultados dos testes serão apresentados, e os seguintes itens serão abordados:

- III. Confirmação de que o modelo passou/falhou nos testes;
- IV. Discussão sobre ações/testes adicionais necessários.

APÊNDICE E – ESPECIFICAÇÃO DE TESTES VÁCUO TÉRMICOS

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS – INPE/MCTI
INSTITUTO TECNOLÓGICO DA AERONÁUTICA – ITA/DCTA



ETVT

ESPECIFICAÇÕES DE TESTES VÁCUO-TÉRMICOS

Preparado por:

Eduardo Escobar Bürger –
Mestrando CSE/ETE - INPE
Em: 10/12/2013

Revisado por:

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

Aprovado por:

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

Geilson Loureiro – Gerente Geral
PICO-SA
Em: (DATA)



ANOTAÇÃO DE MUDANÇAS

Ver./Rev.	Data	Modificações	Criado/Modificado por
1/0	10/12/13	Versão inicial	Eduardo E. Bürger

CONTROLE DE REVISÕES

Revisor	Data

SUMÁRIO

1	ESCOPO E APLICABILIDADE	218
1.1	ESCOPO.....	218
1.2	OBJETIVO	218
1.3	APLICABILIDADE	218
2	REFERÊNCIAS.....	219
2.1	DOCUMENTOS APLICÁVEIS	219
2.2	DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA	219
3	TERMOS E ACRÔNIMOS	220
3.1	TERMOS.....	220
3.2	ACRÔNIMOS.....	220
4	REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO	222
5	ABORDAGEM DE TESTES.....	222
6	DESCRIÇÃO DOS TESTES	224
6.1	CONFIGURAÇÃO DO ESPÉCIME	224
6.1.1	POSIÇÃO DOS TERMOPARES	225
6.2	GSE	225
6.2.1	EGSE.....	225
6.2.2	EGSE COTS DO MÓDULO RF	226
6.3	TOLERÂNCIAS.....	227
6.4	CONDIÇÕES DE TESTE	227
6.4.1	BAKEOUT / TESTE DE CICLAGEM TÉRMICA NO VÁCUO	227
6.4.2	CICLAGEM TÉRMICA.....	231
7	INSTALAÇÕES DE TESTE	232
8	SEQUÊNCIA DE TESTES	232
9	CRITÉRIO <i>PASS/FAIL</i>	234
10	DOCUMENTAÇÃO DE TESTES.....	234
11	ORGANIZAÇÃO DE TESTES.....	235
11.1	RESPONSABILIDADES DE TESTES	235
11.2	REVISÃO DE PRONTIDÃO DE TESTE (TRR).....	235
11.3	CONSELHO DE REVISÃO DE TESTE (TRB).....	235

- 12 APÊNDICE A – TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL – MODO A..... 236
- 13 APÊNDICE A – TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL – MODO B..... 237

FIGURAS

Figura 6-1: Sistema de coordenadas adotado.	224
Figura 6-2: Posicionamento dos termopares internos.	225
Figura 6-3: EGSE para verificação funcional do AESP14.	226
Figura 6-4: Perfil e sequência do teste vácuo térmico.	229
Figura 6-5: Perfil de temperaturas, vácuo e testes funcionais.	231
Figura 8-1: Sequência de testes Vácuo-térmicos.	233

TABELAS

Tabela 4-1: Requisitos de testes dinâmicos.	176
Tabela 6-1: Tolerâncias dos testes dinâmicos.	182
Tabela 6-2: Níveis para Assinatura.	155
Tabela 6-3: Níveis de teste para ensaio senoidal.	156
Tabela 6-4: Níveis de teste para ensaio randômico.	157
Tabela 6-5: Níveis de teste para ensaio quase estático.	186
Tabela 6-6: Níveis de teste para ensaio de Choque.	158

1 ESCOPO E APLICABILIDADE

1.1 ESCOPO

Esta especificação de teste define os requisitos de testes vácuo-térmicos para os Modelos de Qualificação – QM e de Aceitação - FM do CubeSat AESP14 do Projeto Início da indústria brasileira de pico-satélites universitários – PICO-SA.

Esta especificação de teste é compatível com as atividades do Plano Mestre de AIT – AESP14 e seus requisitos.

1.2 OBJETIVO

Esta especificação de teste define os testes que verificarão os requisitos de testes vácuo-térmicos do CubeSat QM AESP14 descritos no Plano Mestre de AIT – AESP14, assim como a infraestrutura de suporte necessária.

1.3 APLICABILIDADE

Este documento é aplicável a todos os de testes vácuo-térmicos dos modelos QM e FM do CubeSat AESP14.

2 REFERÊNCIAS

2.1 DOCUMENTOS APLICÁVEIS

- [N4] ECSS E-10-03A – Space Engineering Testing
- [N5] ECSS E-10-02C Space Engineering Verification
- [N6] CubeSat Design Specification (CDS) – Revision 13 – Provisional Release

2.2 DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA

- [R13] Plano Mestre de AIT – AESP14
- [R14] Especificação Ambiental – EVS AESP14
- [R15] Especificação do Subsistema Estrutural – AESP14

3 TERMOS E ACRÔNIMOS

3.1 TERMOS

AESP14 – Turma AeroESPacial 14 do Instituto Tecnológico da Aeronáutica

Test-POD14 – Interface de teste desenvolvida pelo projeto AESP14 utilizada em ensaios dinâmicos do QM

3.2 ACRÔNIMOS

AIT – Assembly Integration and Tests

ANT – Antenas

CAN – Controller Area Network

CBERS - Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres

CDS – *CubeSat Design Specification*

ECSS – European Cooperation for Space Standardization

EGSE – Electrical Ground Support Equipment

EPS – *Electric Power System*

EVS – *Environmental Specification*

FED – Federal

FM – *Flight Model*

GSE – Ground Support Equipment

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

KS – *Kill Switch*

LIT – Laboratório de Integração e Testes do INPE

OBDH – *On-Board and Data Handling*

PCB – Printed Circuit Board

PSD – Power Spectral Density

QM – *Qualification Model*

RBF – *Remove Before Flight*

RMS – *Root Mean Square*

STD – *Standard*

TRR – *Test Readiness Review*

TT&C – *Tracking Telemetry and Command*

UR – Umidade Relativa

VBAT – Voltagem da Bateria

4 REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO

Os requisitos definidos nesta seção são provenientes do Plano Mestre de AIT – AESP14 [R1], e são derivados do seguinte requisito de sistema:

2-03-001: O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade mecânica e funcional perante o ambiente de lançamento e espacial descrito no documento Especificação Ambiental – EVS AESP14.

A Tabela 4-1 abaixo explicita os requisitos de testes que serão verificados através de testes de termo-vácuo [R1].

Tabela 4-1: Requisitos de testes dinâmicos.

ID	REQUISITOS DE TERMO-VÁCUO	ESTÁGIO DE VERIFICAÇÃO		MÉTODO DE VERIFICAÇÃO	CRITÉRIO DE VERIFICAÇÃO
		Q	A		
2-03-001-03	O AESP14 deve ser capaz de manter sua integridade funcional perante o ambiente vácuo-térmico descrito no documento EVS-AESP14.	X	X	Testes Vácuo-térmicos / Teste de ejeção de antenas	O AESP14 deve manter sua integridade funcional.

5 ABORDAGEM DE TESTES

Devido a não existência de análise térmica aplicada ao Projeto AESP14, esta especificação possui parâmetros obtidos da norma ECSS, abordagem recorrente em projetos CubeSat. Os parâmetros são explicitados no do documento Especificação Ambiental – EVS AESP14 [R2].

Esta especificação de teste foi adaptada à infraestrutura disponível no INPE.

Devido ao pioneirismo do AESP14 em testes vácuo-térmicos de CubeSats no LIT/INPE (e no Brasil), à inexistência de análise térmica no projeto, e à diversidade de novos conceitos implementados no projeto estrutural e eletrônico do CubeSat AESP14, justifica-se o esforço na captura do maior número possível de informações referentes á resposta do espécime perante o ambiente vácuo-térmico.

6 DESCRIÇÃO DOS TESTES

6.1 CONFIGURAÇÃO DO ESPÉCIME

Os testes serão realizados com o modelo (QM ou FM) totalmente montado e integrado.

Os testes vácuo-térmicos serão realizados com o modelo (QM ou FM) energizados e monitorados funcionalmente. Portanto o espécime deve estar sem o pino RBF e com os *Kill Switches* desativados (ativando o satélite).

O espécime deve estar pendurado por fios de nylon dentro da câmara térmica de forma que as antenas quando abertas não atinjam o interior da câmara.

O espécime deve ser limpo com álcool isopropílico e nitrogênio pressurizado antes dos testes vácuo-térmicos.

O sistema de coordenadas utilizados nos ensaios deve seguir a Especificação do Subsistema Estrutural – AESP14 [R3], que por sua vez condiz com a norma CubeSat CDS [N3]. A Figura 6-1 abaixo ilustra o sistema de coordenadas.

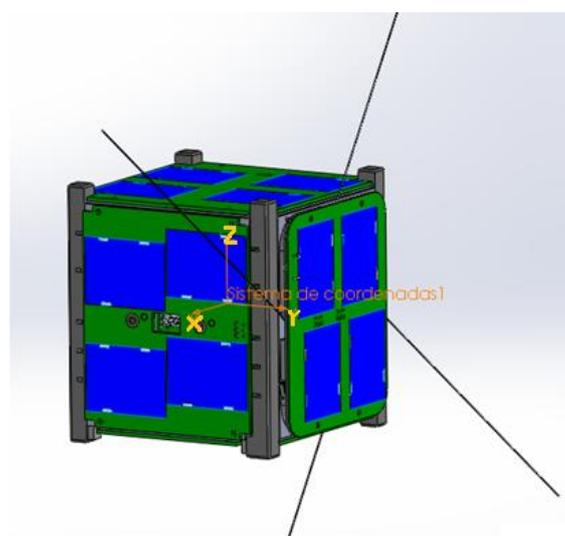


Figura 6-1: Sistema de coordenadas adotado.

6.1.1 POSIÇÃO DOS TERMOPARES

Os termopares devem ser posicionados nos componentes mais críticos de cada subsistema (sempre que possível). O CubeSat será instrumentado de acordo com os seguintes critérios:

- Sempre que possível utilização de dois termopares (um redundante);
- Um termopar no interior e um no exterior de cada painel lateral;
- Um termopar sobre cada componente crítico de cada placa (baterias, módulo RF, processador, conversor, etc..);
- Em componentes pequenos colocar termopar ao lado, não sobre o componente.

A fiação dos termopares internos deve ser posicionada como ilustrado na Figura 6-2 abaixo:

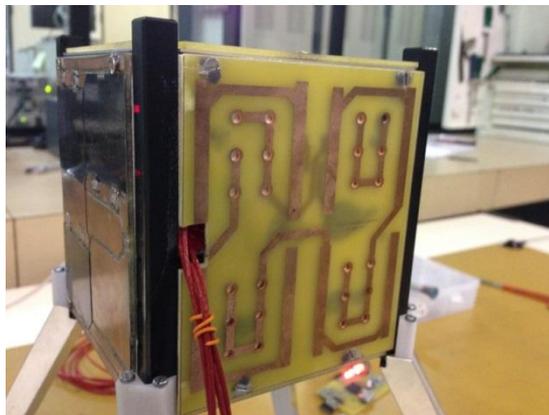


Figura 6-2: Posicionamento dos termopares internos.

6.2 GSE

Serão utilizados dois GSEs durante os testes dinâmicos:

6.2.1 EGSE

A interface para verificação funcional do CubeSat é exibida na Figura 6-5:

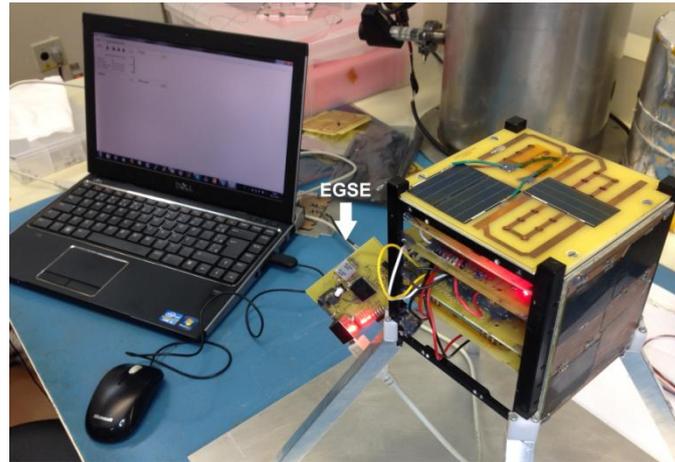


Figura 6-3: EGSE para verificação funcional do AESP14.

6.2.2 EGSE COTS DO MÓDULO RF

Interface de comunicação RF via cabo coaxial.

6.3 TOLERÂNCIAS

As tolerâncias permitidas para cada teste vácuo-térmico são especificadas na Tabela 6-1 abaixo [R2].

Tabela 6-1: Tolerâncias dos testes dinâmicos.

Parâmetros	Tolerâncias
Temperatura de -50°C a +100°C	$T_{max}^{-3}_0$ $T_{min}^{-3}_0$
Temperatura abaixo de -50°C ou acima de 100°C	$T_{max}^{-4}_0$ $T_{min}^{-4}_0$
Pressão	
>1,3hPa	±15%
1,3 10 ⁻³ hPa a 1,3 hPa	±30%
<1,3 10 ⁻³ hPa	±80%

6.4 CONDIÇÕES DE TESTE

Os parâmetros e características utilizados neste documento são provenientes do documento Especificação Ambiental – EVS AESP14 [R2], e foram selecionados de acordo com a norma ECSS e parâmetros utilizados em testes de outros CubeSats.

6.4.1 BAKEOUT / TESTE DE CICLAGEM TÉRMICA NO VÁCUO

O teste *Bakeout* será combinado com o teste de ciclagem térmica no vácuo.

Os níveis são indicados na Tabela

Tabela 6-2: Níveis de testes vácuo-térmicos.

	Qualificação	Aceitação
Número de ciclos	8	4
Temperatura MIN	$T_{min} = -55^{\circ}\text{C}$	$T_{min} = -45^{\circ}\text{C}$
Temperatura MAX	$T_{max} = +70^{\circ}\text{C}$	$T_{max} = +50^{\circ}\text{C}$
Duração na T _{min}	45 min	45 min

Duração na Tmax	70 min	70 min
Taxa de Temperatura (aquecimento)	~2-4°C/min	
Taxa de temperatura (resfriamento)	~0,7-1°C/min	
Pressão	< 10 ⁻⁵ Pa	
Critério de estabilização	1°C/10min	

A taxa de variação de temperatura deve ser < 20°C/min.

O perfil e sequência de testes realizados no teste vácuo-térmico são ilustrados na Figura 6-4.

A Tabela 6-3 expõe a legenda e os símbolos utilizados na Figura 6-4.

Os testes funcionais, ciclos de temperatura e o nível de vácuo são mostrados na Figura 6-5. Os procedimentos de cada teste funcional (A e B) realizados, assim como a ejeção das antenas são descritos no Plano de Testes Elétricos e Funcionais – AESP14.

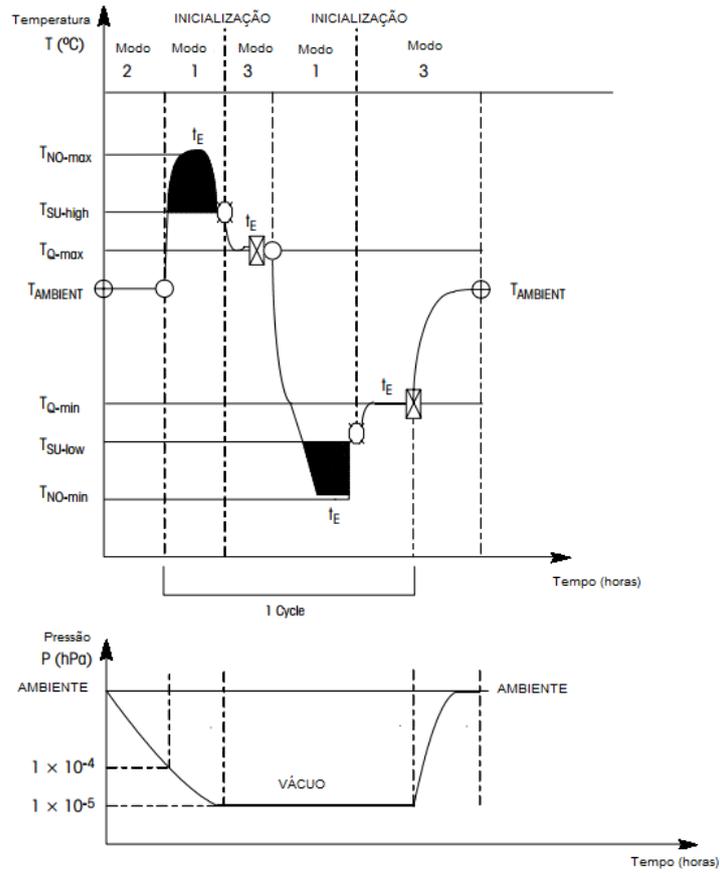


Figura 6-4: Perfil e seqüência do teste vácuo térmico.

Tabela 6-3: Legenda e símbolos utilizados.

SÍMBOLO	DESCRIÇÃO
T	Temperatura do item de teste
T _{AMBIENT}	Temperatura Ambiente
T _{NO-max}	Temperatura máxima não operacional
T _{NO-min}	Temperatura mínima não operacional
T _{SU-high}	Temperatura máxima de inicialização
T _{SU-low}	Temperatura mínima de inicialização
T _{Q-max}	Temperatura máxima de qualificação
T _{Q-min}	Temperatura mínima de qualificação
P	Pressão
MODE 1	Item não energizado
MODE 2	Funcionamento parcial
MODE 3	Funcionamento completo
⊕	Teste funcional e de desempenho inicial e final
⊗	Teste funcional e de desempenho intermediário
t _E	Tempo de espera
○	Inicialização
○	Desligamento

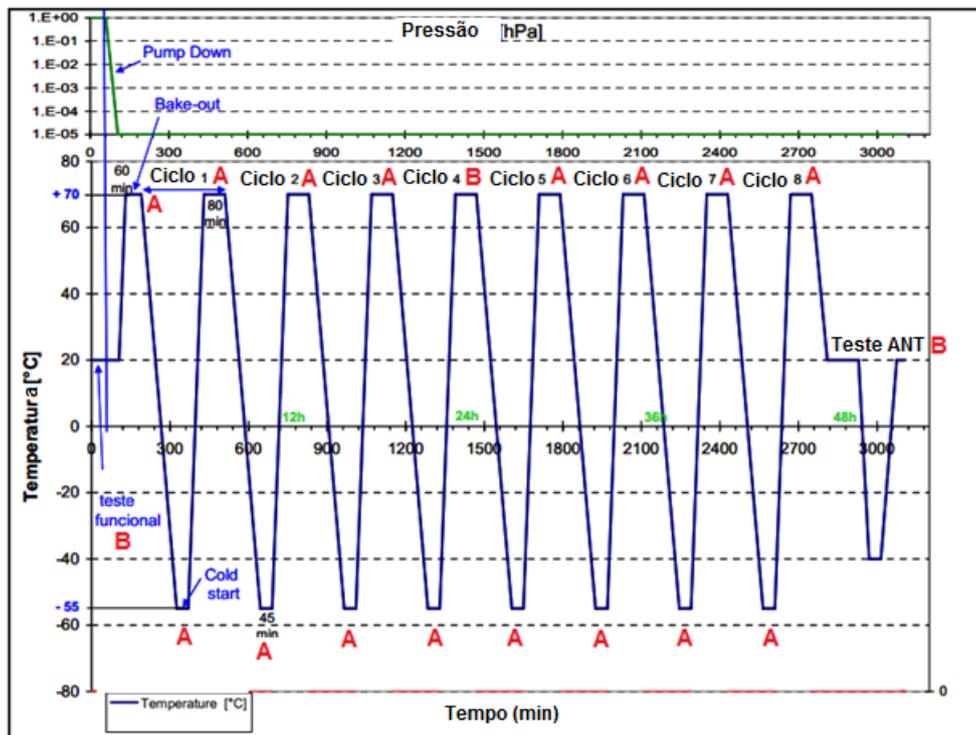


Figura 6-5: Perfil de temperaturas, vácuo e testes funcionais.

6.4.2 CICLAGEM TÉRMICA

Caso necessário, o teste de ciclagem térmica deve conter as mesmas especificações do teste vácuo-térmico, salvo condições de vácuo.

A realização do teste de ciclagem térmica (caso ocorrer) deve preceder o teste vácuo-térmico.

7 INSTALAÇÕES DE TESTE

Os testes serão realizados no Hall de Testes do LIT/INPE, que possui sala limpa classe 100.000 (FED-STD 209E), temperatura e umidade controladas ($23^{\circ}\text{C} \pm 3^{\circ}\text{C}$ e U.R de 30% a 40% a 22°C).

Os testes deverão ser realizados na câmara vácuo-térmica de 250 litros, com a utilização de termopares.

Precauções devem ser tomadas durante o manuseio do satélite a fim de evitar danificações nas células solares.

8 SEQUÊNCIA DE TESTES

A Figura 8-1 ilustra a sequência de testes vácuo-térmicos para os modelos QM e FM.

SEQUÊNCIA DE TESTES VÁCUO-TÉRMICOS – QM E FM

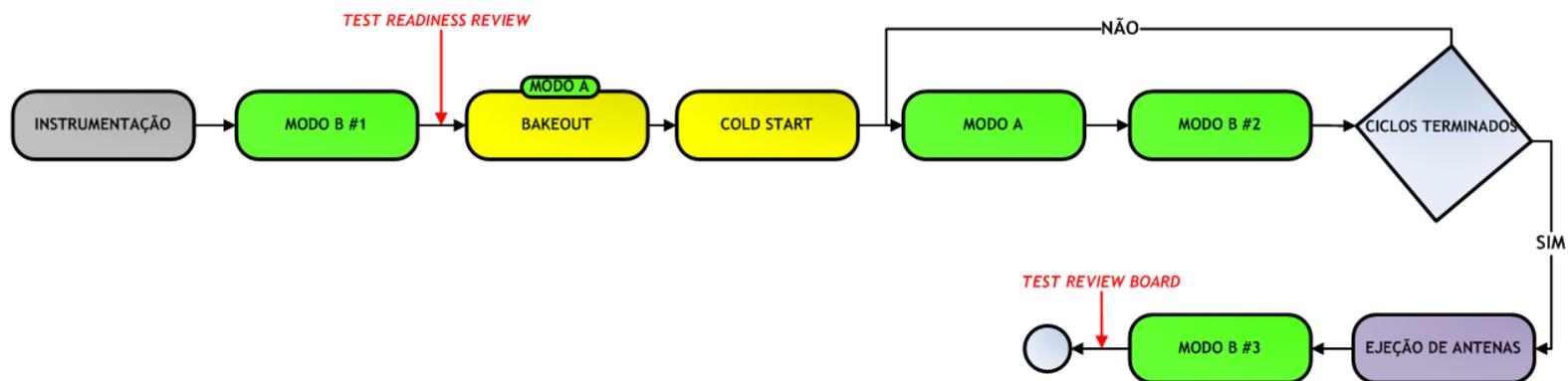


Figura 8-1: Sequência de testes Vácuo-térmicos.

9 CRITÉRIO *PASS/FAIL*

O modelo será aprovado nos testes vácuo-térmicos atendendo a ambos os seguintes critérios:

2. Não apresentar falha em nenhum Teste Funcional realizado.

O APÊNDICE A - *CHECKLIST* DE TESTES FUNCIONAIS CAN – MODO A e APÊNDICE B – *CHECKLIST* DE TESTES FUNCIONAIS CAN – MODO B devem ser utilizados para verificar o critério 1 de acordo com as caixas MODO A e MODO B da Figura 8-1.

10 DOCUMENTAÇÃO DE TESTES

O projeto AESP14 é responsável pela documentação de especificação dos testes e planejamento dos mesmos, assim como pelo preenchimento dos apêndices contidos nesta especificação.

Após a realização dos testes, os tecnologistas do LIT entregam ao projeto AESP14 um relatório que descreve os procedimentos utilizados e os resultados obtidos no teste. Tal documento compõe juntamente com a ata da TRB e os apêndices preenchidos desta especificação, o Relatório Final de testes Vácuo-Térmicos – AESP14, que aglutina em um único documento o *Test Procedure* e *Test Report*, sugeridos pela norma ECSS.

11 ORGANIZAÇÃO DE TESTES

11.1 RESPONSABILIDADES DE TESTES

- Execução dos testes dinâmicos: José Sérgio de Almeida e Dênio Lemos Panissi – LIT/INPE;
- Planejamento de testes: Eduardo Escobar Bürger – AESP14;
- Execução dos testes funcionais: Cléber Toss Hoffman e Mateus de Oliveira Pereira – AESP14.

11.2 REVISÃO DE PRONTIDÃO DE TESTE (TRR)

Os testes só devem iniciar após o término da TRR. Os participantes desta revisão consistem em no mínimo o gerente de teste e um responsável pela execução dos testes vácuo-térmicos. Os itens abordados na revisão são:

- XIII. Confirmação da prontidão das instalações de teste;
- XIV. Confirmação da prontidão do espécime a ser testado;
- XV. Aceitação do espécime pelos executores dos testes;
- XVI. Acordo nos níveis e sequência detalhada de testes;
- XVII. Acordo no critério *pass/fail*;
- XVIII. Acordo na ação tomada em caso de anomalias.

11.3 CONSELHO DE REVISÃO DE TESTE (TRB)

Os participantes desta revisão consistem em no mínimo o gerente de teste e um responsável pela execução dos testes vácuo-térmicos. Os resultados dos testes serão apresentados, e os seguintes itens serão abordados:

- V. Confirmação de que o modelo passou/falhou nos testes;
- VI. Discussão sobre ações/testes adicionais necessários.

12 APÊNDICE A – TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL - MODO A

Em desenvolvimento.

13 APÊNDICE A – TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL - MODO B

Em desenvolvimento.

APÊNDICE F – ESPECIFICAÇÃO DE PROPRIEDADES DE MASSA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS – INPE/MCTI
INSTITUTO TECNOLÓGICO DA AERONÁUTICA – ITA/DCTA



EPM

ESPECIFICAÇÕES DE PROPRIEDADES DE MASSA

Preparado por:

Eduardo Escobar Bürger –
Mestrando CSE/ETE - INPE
Em: 18/11/2013

Revisado por:

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

Aprovado por:

Geilson Loureiro – Gerente Geral
PICO-SA
Em: (DATA)



ANOTAÇÃO DE MUDANÇAS

Ver./Rev.	Data	Modificações	Criado/Modificado por
1/0	18/11/13	Versão inicial	Eduardo E. Bürger

CONTROLE DE REVISÕES

Revisor	Data

SUMÁRIO

1	ESCOPO E APLICABILIDADE	245
1.1	ESCOPO.....	245
1.2	OBJETIVO	245
1.3	APLICABILIDADE	245
2	REFERÊNCIAS.....	246
2.1	DOCUMENTOS APLICÁVEIS	246
2.2	DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA	246
3	TERMOS E ACRÔNIMOS	247
3.1	TERMOS.....	247
3.2	ACRÔNIMOS.....	247
4	REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO.....	248
5	DESCRIÇÃO DOS TESTES	249
5.1	CONFIGURAÇÃO DO ESPÉCIME	249
5.2	TOLERÂNCIAS.....	249
6	CRITERIO PASS/FAIL.....	249
7	DOCUMENTAÇÃO DE TESTES	250
8	ORGANIZAÇÃO DE TESTES.....	250
8.1	RESPONSABILIDADES DE TESTES.....	250
8.2	REVISÃO DE PRONTIDÃO DE TESTE (TRR).....	250
8.3	CONSELHO DE REVISÃO DE TESTE (TRB)	250

FIGURAS

TABELAS

Tabela 4-1: Requisitos de propriedades de massa.	248
Tabela 5-1: Tolerâncias máximas das medidas de propriedades de massa.....	249

1 ESCOPO E APLICABILIDADE

1.1 ESCOPO

Esta especificação define os requisitos de propriedades de massa para o Modelo de Qualificação – QM e Modelo de voo - FM do CubeSat AESP14 do Projeto Início da indústria brasileira de pico-satélites universitários – PICO-SA.

Esta especificação é compatível com as atividades do **Plano Mestre de AIT – AESP14** e seus requisitos.

1.2 OBJETIVO

Esta especificação de teste define as medidas de propriedades de massa que verificarão os requisitos de propriedades de massa dos modelos QM e FM do CubeSat AESP14 descritos no **Plano Mestre de AIT – AESP14**.

1.3 APLICABILIDADE

Este documento é aplicável a todas as medidas de propriedades de massa dos modelos QM e FM.

2 REFERÊNCIAS

2.1 DOCUMENTOS APLICÁVEIS

ECSS E-10-02C – Space Engineering Verification

2.2 DOCUMENTOS DE REFERÊNCIA

Plano Mestre de AIT – AESP14

Especificação Ambiental – AESP14

3 TERMOS E ACRÔNIMOS

3.1 TERMOS

AESP-14 – Turma AeroESPacial 14, do Instituto Tecnológico da Aeronáutica

3.2 ACRÔNIMOS

CDS – CubeSat Design Specification

P-POD – Poly Picosatellite Orbital Deployer (Interface entre lançador e CubeSat)

QM – *Qualification Model*

FM – *Flight Model*

4 REQUISITOS PARA VERIFICAÇÃO

Os requisitos definidos nesta seção são provenientes do Plano Mestre de AIT – AESP14, e são derivados do seguinte requisito de sistema:

2-03-002: O AESP14 deve seguir as especificações técnicas do documento: CubeSat Design Specification – CDS para sua integração ao lançador por meio de um dispositivo POD.

A Tabela 4-1 abaixo explicita os requisitos de testes que serão verificados através de testes de propriedades de massa.

Tabela 4-1: Requisitos de propriedades de massa.

ID	REQUISITOS DE PROPRIEDADES DE MASSA
2-03-002-01	O AESP14 totalmente integrado deve ter massa não maior que 1,33Kg.
2-03-002-02	O AESP14 deve ter centro de gravidade localizado dentro de uma esfera de 2 cm posicionada no seu centro geométrico.

5 DESCRIÇÃO DOS TESTES

5.1 CONFIGURAÇÃO DO ESPÉCIME

As medidas serão realizadas com o modelo totalmente integrado.

O CubeSat será testado totalmente desligado, sem o pino RBF e com os *Kill Switches* acionados (desativando o satélite).

5.2 TOLERÂNCIAS

As tolerâncias máximas permitidas para cada medida são especificadas na Tabela 5-1 abaixo.

Tabela 5-1: Tolerâncias máximas das medidas de propriedades de massa.

Medida	Tolerâncias
Massa	$\pm 0,01$ Kg
Centro de gravidade	$\pm 0,5$ mm

6 CRITERIO PASS/FAIL

O modelo testado será aprovado nas medidas de propriedades de massa atendendo os critérios:

3. Apresentar massa não maior que 1,33 Kg;
4. Ter centro geométrico localizado dentro de uma esfera de 2 cm posicionada no centro geométrico;

7 DOCUMENTAÇÃO DE TESTES

O projeto AESP14 é responsável pela documentação de especificação de propriedades de massa.

8 ORGANIZAÇÃO DE TESTES

8.1 RESPONSABILIDADES DE TESTES

- Execução dos testes de propriedades de massa: Adriano Moura – LIT/INPE;
- Planejamento de testes: Eduardo Escobar Bürger – AESP14;

8.2 REVISÃO DE PRONTIDÃO DE TESTE (TRR)

Devido à simplicidade deste teste, este item é considerado não aplicável.

8.3 CONSELHO DE REVISÃO DE TESTE (TRB)

Devido à simplicidade deste teste, este item é considerado não aplicável.

APÊNDICE G – PROCEDIMENTOS DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS – INPE/MCTI
INSTITUTO TECNOLÓGICO DA AERONÁUTICA – ITA/DCTA



PMI

**PROCEDIMENTOS DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO
QM E FM**

Preparado por:

Eduardo Escobar Bürger –
Mestrando CSE/ETE - INPE
Em: 14/12/2013

Revisado por:

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

(NOME) – (CARGO)
Em: (DATA)

Aprovado por:

Geilson Loureiro – Gerente Geral
PICO-SA
Em: (DATA)



ANOTAÇÃO DE MUDANÇAS

Ver./Rev.	Data	Modificações	Criado/Modificado por
1/0	14/12/13	Versão inicial	Eduardo E. Bürger

CONTROLE DE REVISÕES

Revisor	Data

SUMÁRIO

1	ESCOPO E APLICABILIDADE	257
1.1	ESCOPO.....	257
1.2	APLICABILIDADE	257
2	REFERÊNCIAS.....	258
2.1	REFERÊNCIAS NORMATIVAS.....	258
2.2	REFERÊNCIAS INFORMATIVAS.....	258
3	TERMOS E ACRÔNIMOS	259
3.1	TERMOS.....	259
3.2	ACRÔNIMOS.....	259
4	CONSIDERAÇÕES GERAIS	260
4.1	RECOMENDAÇÕES PARA A UTILIZAÇÃO DESTE DOCUMENTO	260
4.2	SISTEMA DE COORDENADAS	261
4.3	NOMENCLATURA DAS PARTES	261
4.4	MATERIAL DE SUPORTE E INSTALAÇÕES.....	263
4.4.1	FERRAMENTAS NECESSÁRIAS	263
4.4.2	EQUIPAMENTOS DE SUPORTE DE TESTES (GSE).....	263
4.4.3	INSTALAÇÕES	264
4.5	SEQUÊNCIA DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO – QM/FM.....	265
5	PROCEDIMENTOS	266
5.1	PROCEDIMENTO DE PREPARAÇÃO DE ADESIVO EPÓXI 2216	267
5.1.1	RECOMENDAÇÕES	268
5.2	PROCEDIMENTOS DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO QM/FM.....	269
5.3	PROCEDIMENTO DE FECHAMENTO DE ANTENAS	277
5.4	TESTE DE MECANISMOS	278
6	RESPONSABILIDADES	279
7	APÊNDICE A - CHECK-LIST DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO.....	280
8	APÊNDICE B – TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO	282
9	ANEXO A – CUBESAT ACCEPTANCE CHECK-LIST.....	283

FIGURAS

Figura 4-1: Sistema de coordenadas adotado pelo Projeto.	261
Figura 4-2: Nomenclatura das partes do CubeSat.	261
Figura 4-3: Vista do lado superior (+Z) das placas de subsistemas e vista lateral da placa base.	262
Figura 4-4: Da esquerda para a direita, placa de baterias e mecanismo de antenas.	262
Figura 4-5: MGSE vertical.	138
Figura 4-6:EGSE.	264
Figura 4-7: Sequência de montagem e integração do sistema.	265

TABELAS

1 ESCOPO E APLICABILIDADE

1.1 ESCOPO

Este documento define os procedimentos de montagem e integração dos Modelos de Qualificação – QM e Modelo de Voo – FM do CubeSat AESP-14 do Projeto Início da indústria brasileira de pico-satélites universitários – PICO-SA.

Este documento é compatível com as atividades do **Plano Mestre de AIT – AESP14**.

1.2 APLICABILIDADE

Este documento deve ser utilizado como um guia para a realização dos procedimentos de montagem e integração dos modelos sistêmicos QM e FM do CubeSat AESP-14.

2 REFERÊNCIAS

2.1 REFERÊNCIAS NORMATIVAS

ECSS E-10-02A Space Engineering Verification

CubeSat Design Specification (CDS) – Revision 13 – Provisional Release

2.2 REFERÊNCIAS INFORMATIVAS

Plano Mestre de AIT – AESP14

Especificações do Subsistema Estrutural – AESP14

3 TERMOS E ACRÔNIMOS

3.1 TERMOS

AESP14 – Turma AeroESPacial 14 do Instituto Tecnológico da Aeronáutica

TEST-POD – Interface de teste utilizada em ensaios dinâmicos

3.2 ACRÔNIMOS

AIT – Assembly Integration and Tests

ANT – Antenas

CAN – *Controller Area Network*

CDS – *CubeSat Design Specification*

ECSS – European Cooperation for Space Standardization

EGSE – Electrical Ground Support Equipment

EPS – *Electric Power System*

FED – Federal

FM – *Flight Model*

GSE – Ground Support Equipment

IBAT – Corrente das Baterias

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

KS – *Kill Switch*

LIT – Laboratório de Integração e Teste

OBDAH – *On-Board and Data Handling*

PCB – Printed Circuit Board

QM – *Qualification Model*

RBF – *Remove Before Flight*

STD – *Standard*

TMTC – Telemetria e Telecomando

UR – Umidade Relativa

VBAT – Voltagem das Baterias

4 CONSIDERAÇÕES GERAIS

Para a realização dos procedimentos de montagem e integração sistêmicos deste documento, todos os subsistemas do CubeSat assim como mecanismo de antenas, umbilical (interface com EGSE), e divisor RF devem estar com todos os componentes devidamente soldados, colados com Epóxi 2216 e cada placa já testada funcionalmente.

4.1 RECOMENDAÇÕES PARA A UTILIZAÇÃO DESTES DOCUMENTOS

Durante o processo de montagem e integração é de suma importância o preenchimento do APÊNDICE A – CHECK-LIST DE PROCEDIMENTOS DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO a partir do primeiro procedimento realizado. Da mesma forma é necessária a utilização do APÊNDICE B - TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO e do ANEXO A – CUBESAT ACCEPTANCE CHECKLIST (obtido no CDS) quando requisitados nos procedimentos descritos neste documento.

Tais documentos constituirão o **Relatório de Montagem e Integração QM/FM – AESP-14**, que juntamente com o sistema completamente montado e integrado formam os *outputs* dos procedimentos de montagem e integração que serão analisados na *Assembly & Integration Review* (revisão que precede testes ambientais).

Estão incorporadas neste documento notas em **AZUL** que indicam grande importância para a correta realização dos procedimentos, assim como notas de atenção em **VERMELHO** que indicam risco de dano ao equipamento. A maioria destas notas faz parte das lições aprendidas capturadas durante da montagem e integração do QM e adicionadas posteriormente neste documento.

4.2 SISTEMA DE COORDENADAS

O sistema de coordenadas utilizados nos procedimentos segue o documento **Especificação do Subsistema Estrutural – AESP14**, que por sua vez condiz com a norma CDS. A Figura 4-1 abaixo ilustra o sistema de coordenadas.

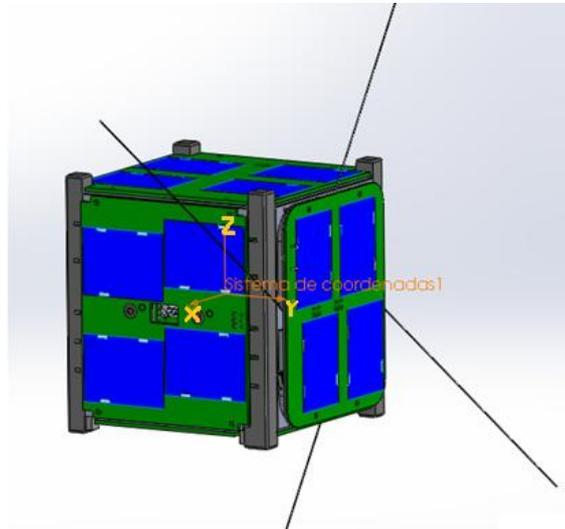


Figura 4-1: Sistema de coordenadas adotado pelo Projeto.

4.3 NOMENCLATURA DAS PARTES

A nomenclatura de cada parte do CubeSat é ilustrada nas Figuras 4-2 a 4-5 abaixo:

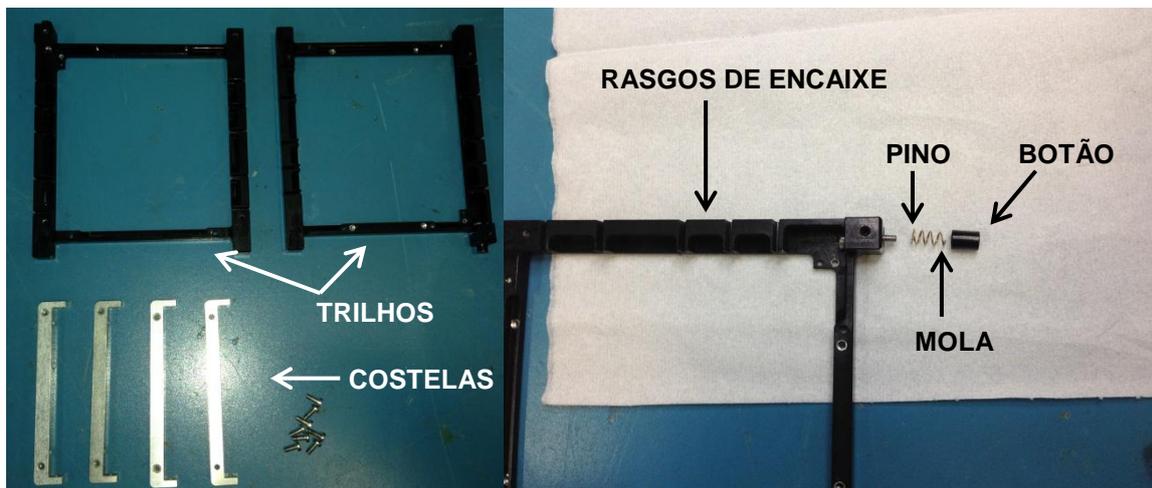


Figura 4-2: Nomenclatura da estrutura principal do CubeSat.

Painel solar = placa de alumínio + placa solar (PCB que contém células solares).

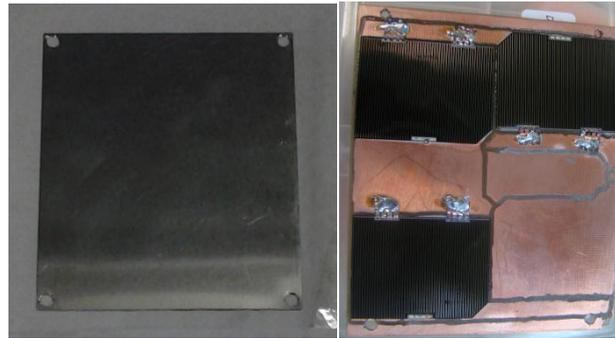


Figura 4-3: Placa de alumínio e Placa solar (PCB).

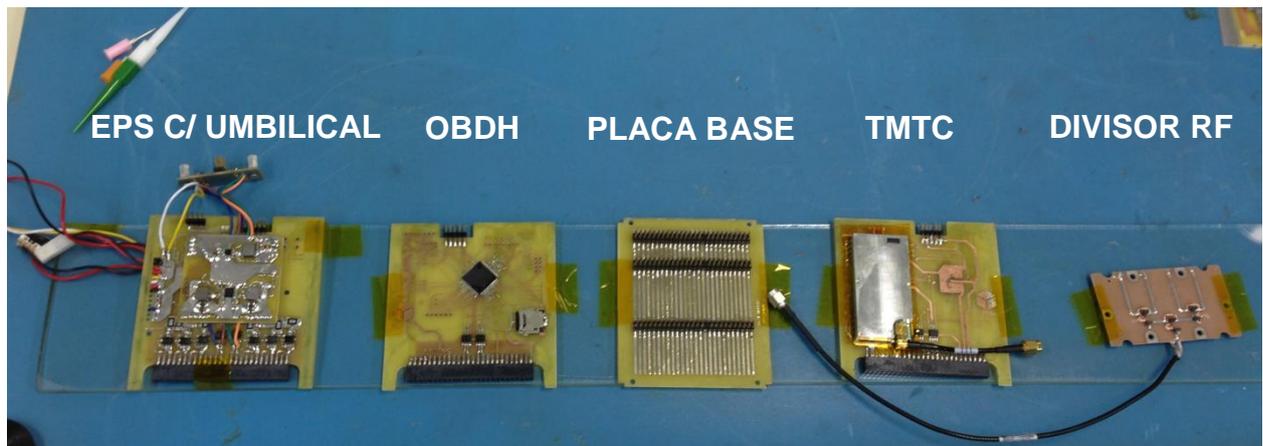


Figura 4-4: Vista do lado superior (+Z) das placas de subsistemas e vista lateral da placa base.

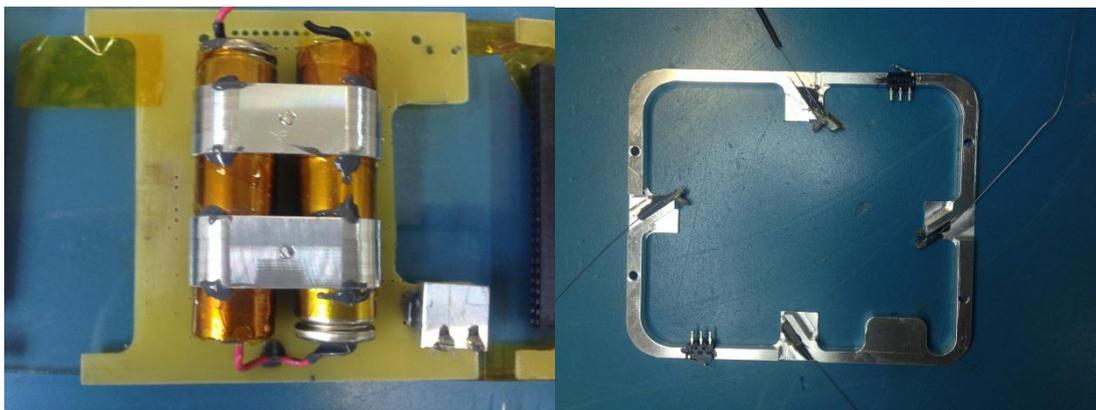


Figura 4-5: Da esquerda para a direita, placa de baterias e mecanismo de antenas.

Uma descrição mais detalhada das partes do CubeSat é exposta no documento **Especificação do Subsistema Estrutural – AESP14**.

4.4 MATERIAL DE SUPORTE E INSTALAÇÕES

4.4.1 FERRAMENTAS NECESSÁRIAS

Para a realização dos procedimentos de montagem e integração do CubeSat segundo as boas práticas de engenharia são necessárias as seguintes ferramentas:

- Jogo de ferramentas de precisão contendo pinças, alicates e chaves de fenda diversas;
- Álcool isopropílico;
- Lenços;
- Luvas;
- Pulseira para ESD;
- Manta para ESD;

4.4.2 EQUIPAMENTOS DE SUPORTE DE TESTES (GSE)

Serão utilizados dois GSEs durante os procedimentos de montagem e integração (Figuras 4-6 e 4-7):

4.4.2.1 EQUIPAMENTO DE SUPORTE MECÂNICO (MGSE)

A interface utilizada para suporte mecânico do CubeSat o mantém estável durante os procedimentos de montagem, além de mantê-lo conectado ao aterramento do laboratório e mecanismos *Kill Switch* acionados (desligando o satélite).

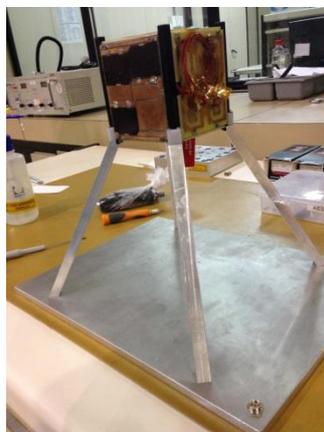


Figura 4-6: MGSE.

4.4.2.2 EQUIPAMENTO DE SUPORTE ELÉTRICO (EGSE)

Interface utilizada para verificação funcional do CubeSat, conectada ao computador com software para testes funcionais.

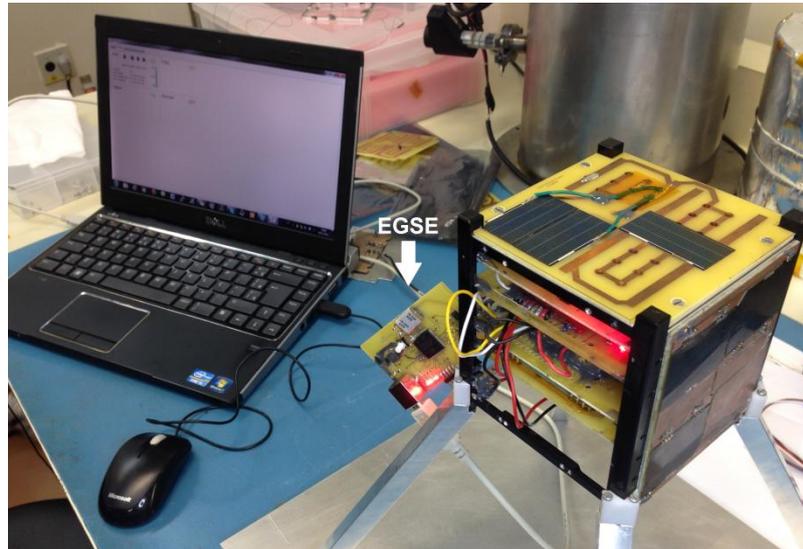


Figura 4-7: EGSE para verificação funcional do AESP14.

4.4.3 INSTALAÇÕES

Os procedimentos deverão ser realizados preferencialmente no LIT/INPE.

Procedimentos realizados em equipamentos de voo deverão ser realizados em sala limpa classe 100.000 (FED-STD 209E), com temperatura de 23°C +/- 3°C e U.R de 30% a 40% a 22°C.

Procedimentos de montagem e integração de ambos os modelos devem ser realizados em bancadas apropriadas com todo o equipamento de proteção anti-ES disponível.

Precauções devem ser tomadas durante o manuseio do satélite a fim de evitar danificações nas células solares.

4.5 SEQUÊNCIA DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO – QM/FM

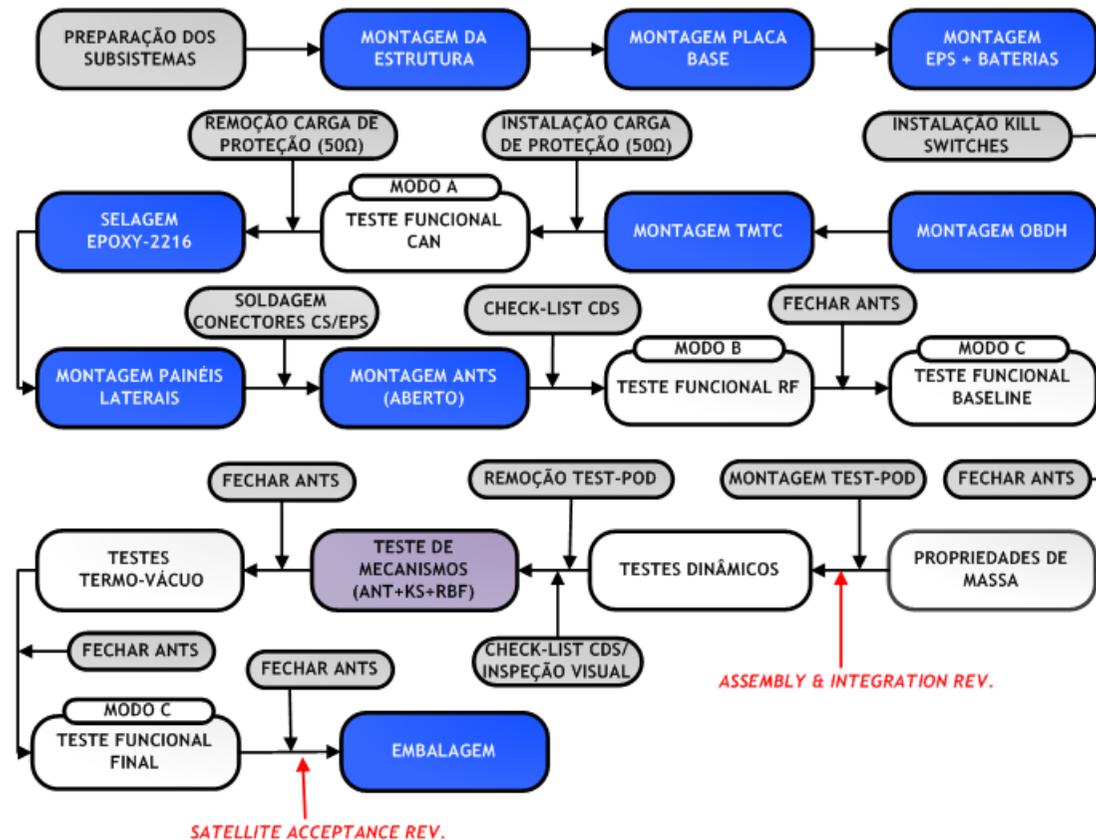


Figura 4-8: Sequência de montagem e integração do sistema.

5 PROCEDIMENTOS

Este capítulo é subdividido em três partes: a primeira versa sobre o processo de preparação do adesivo *Scotch Weld* Epóxi 2216; a segunda parte trata sobre os procedimentos de montagem e integração dos modelos QM e FM; o último subitem aborda o procedimento de fechamento do mecanismo de antenas, que devido a certa complexidade é considerado a parte.

A partir deste item inicia-se a utilização do APÊNDICE A – CHECK-LIST DE PROCEDIMENTOS DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO.

Os procedimentos deste capítulo são identificados da seguinte forma:

[P-EP-01]: Procedimento de preparação de Epóxi;

[P-MI-01]: Procedimento de Montagem e Integração;

[P-ANT-01]: Procedimento de fechamento das Antenas.

5.1 PROCEDIMENTO DE PREPARAÇÃO DE ADESIVO EPÓXI 2216

[P-EP-1] Retirar o adesivo Epóxi 2216 Partes A e B do freezer com aproximadamente 12 horas de antecedência da utilização.



[P-EP-2] Zerar a Balança com um pequeno copo de vidro sobre a mesma.

[P-EP-3] Adicionar o endurecedor (Parte A, cinza) e a base (Parte B, branca) na proporção de 7 para 5 respectivamente.



[P-EP-4] Misturar bem com uma espátula até obter coloração homogênea.

[P-EP-5] Colocar mistura em uma câmara de vácuo para retirada de bolhas de ar e aguardar alguns minutos até a mistura obter aspecto liso.



Adesivo Epóxi 2216 pronto para uso.

5.1.1 RECOMENDAÇÕES

Nota-se que logo após este procedimento a cola adesiva tem pouca viscosidade, podendo escorrer em áreas indesejadas logo após a aplicação. Tal efeito é amenizado em aproximadamente 15 minutos.

O tempo de trabalho do Epóxi é de 90 minutos.

O período de cura à temperatura ambiente (24°C) é de 7 dias. Um período de 24 horas é recomendado para um endurecimento (meia cura) tal que a cola não escorra quando a peça for movimentada.

A limpeza de ferramentas, componentes do CubeSat ou outros materiais em contato com o Epóxi deve ser feita com álcool isopropílico e lenços.

5.2 PROCEDIMENTOS DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO QM/FM

[P-MI-1] Limpar todos os subsistemas com álcool isopropílico, utilizando um pincel. Após a limpeza esperar escorrer o excesso de álcool e secar com secador frio no modelo QM e nitrogênio para o FM.

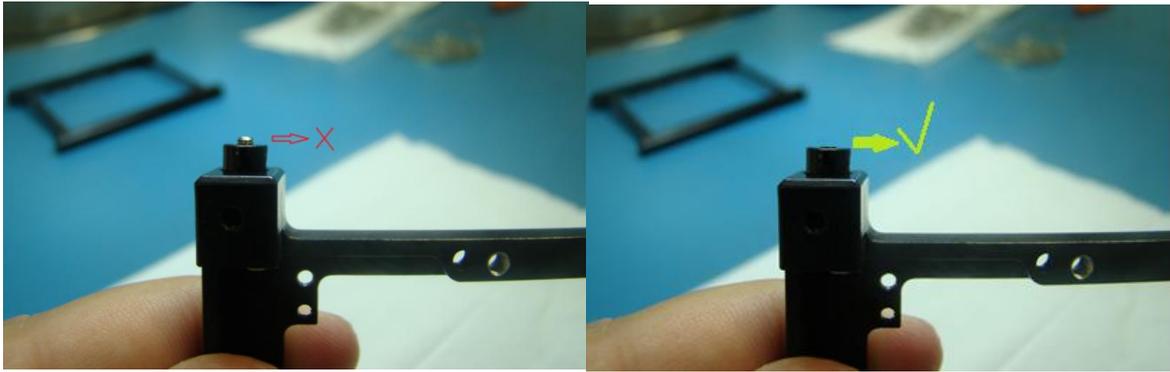


[P-MI-2] Montar os dois dispositivos *Kill Switch* compostos cada um de um pino roscado, uma mola e um botão. A parte pontiaguda da cabeça do pino deve encaixar no canto interno do trilho.



[P-MI-3] O pino deve ser pressionado com os dedos enquanto o botão é rosqueado até atingir a superfície do botão. Após a montagem deve-se verificar o funcionamento dos dispositivos utilizando-se um multímetro.

ATENÇÃO: ROSQUEAR O BOTÃO DO SWITCH CUIDADOSAMENTE PARA NÃO OCORRER O CISALHAMENTO DO MESMO DEVIDO À PEQUENA ESPESSURA.



[P-MI-4] Montar costelas e trilhos, observando que as costelas superiores (+Z) têm maior comprimento que costelas inferiores (-Z), e os parafusos utilizados são de cabeça cilíndrica. Deve-se manter as costelas perfeitamente alinhadas em relação aos trilhos.



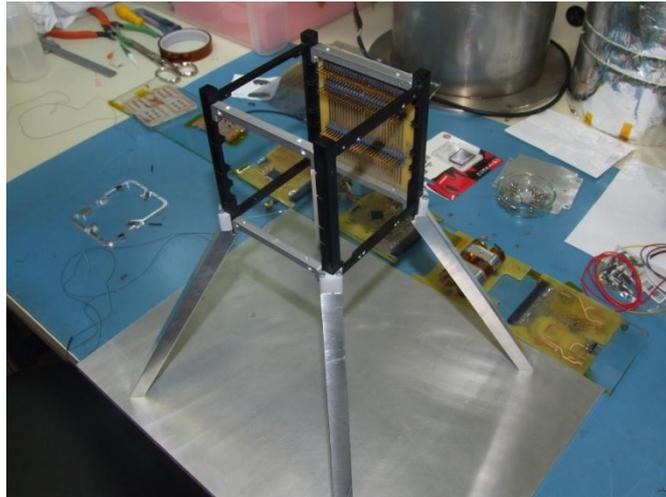
[P-MI-5] Aplicar o torque de 0,5N/m nos 8 parafusos e verificar principais dimensões ($X=Y=100\text{mm}$ e $Z=113,5\text{mm}$).

[P-MI-6] Travar os parafusos com Epóxi. Utilizar uma agulha para aplicar uma pequena quantidade na lateral da cabeça dos parafusos.

ATENÇÃO: NÃO COLOCAR EPÓXI NAS FENDAS DOS PARAFUSOS.

[P-MI-7] Aguardar 24 horas para meia cura do Epóxi.

[P-MI-8] Aterrar MGSE, posicionar estrutura sobre ele e montar placa base. Não dar torque nem utilizar Epóxi nos parafusos.



CADA SUBSISTEMA DEVE SER PRESSIONADO CONTRA A PLACA BASE PARA CONFIRMAR QUE OS CONECTORES ESTÃO TOTALMENTE ENCAIXADOS. A ORDEM DE MONTAGEM ASSIM COMO O SENTIDO CORRETO DE CADA SUBSISTEMA DEVE SER OBSERVADO.

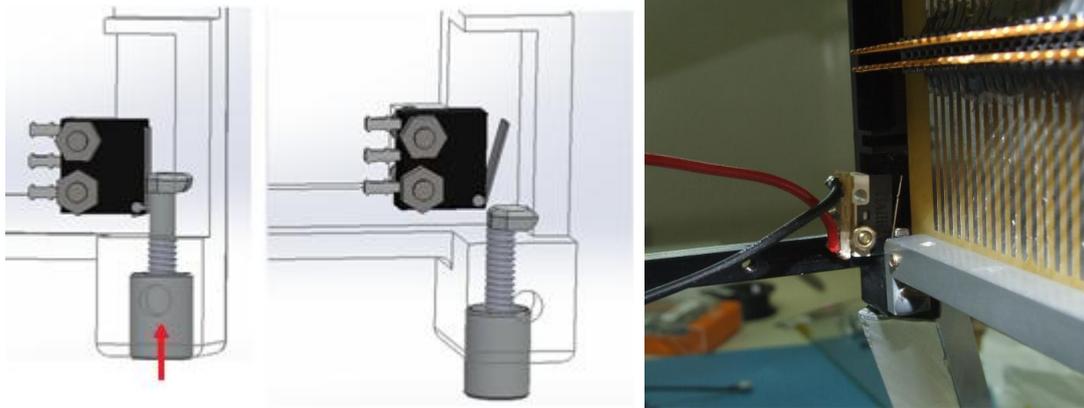
[P-MI-9] Inserir EPS no segundo *slot* do sentido –Z.



[P-MI-10] Conectar EGSE e realizar PING do EPS.

[P-MI-11] Inserir placa de baterias no terceiro slot no sentido –Z.

[P-MI-12] Montar cuidadosamente os *switches* com os parafusos e porcas de forma que ao acionar o botão o pino pressione a aba do *switch*, e quando solto retorne livremente.



[P-MI-13] Inserir placa de OBDH no primeiro slot no sentido –Z.

[P-MI-14] Realizar PING do OBDH.

[P-MI-15] Inserir placa de TMTC no quarto slot no sentido –Z.

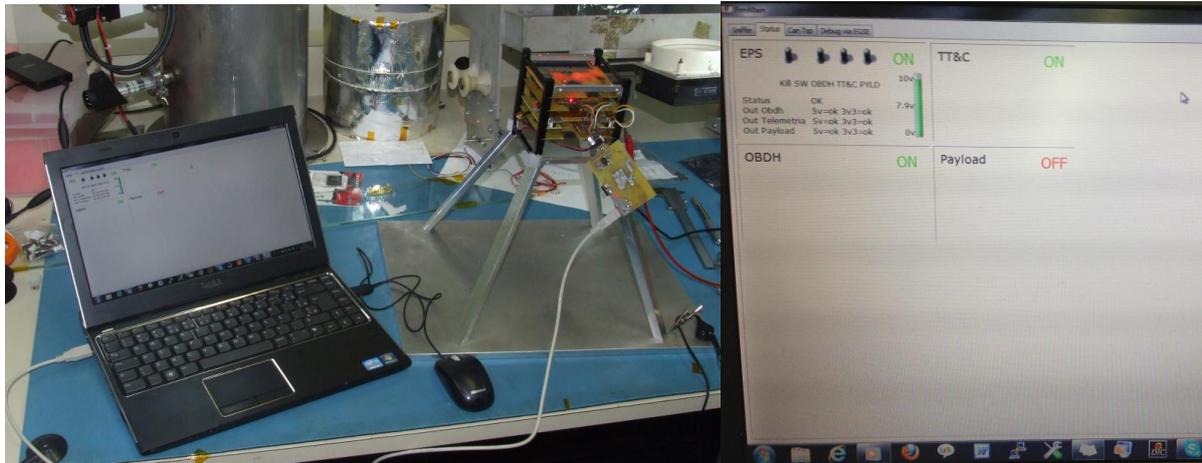
[P-MI-16] Realizar PING do TMTC.

```
COM4 - PuTTY
Welcome to the Stellaris Umbilical - EGSE for Cubesat AESP-14!
Type 'help' for a list of commands
>
>ping
EPS: LIGADO - rx:3
OBDH: DESLIGADO
TTnC: DESLIGADO
PAYLOAD: DESLIGADO
>obdh 1
OBDH Ligado
>ping
EPS: LIGADO - rx:27
OBDH: LIGADO - rx:2
TTnC: DESLIGADO
PAYLOAD: DESLIGADO
>ttnc 1
TTnC Ligado
>ping
EPS: LIGADO - rx:75
OBDH: LIGADO - rx:50
TTnC: LIGADO - rx:13
PAYLOAD: DESLIGADO
>
```

[P-MI-17] Verificar se não há contato entre os componentes de placas diferentes.

[P-MI-18] Instalar carga de proteção de 50 Ω para proteger módulo RF.

[P-MI-19] Realizar a integração sistêmica através do teste funcional CAN MODO A, completar a Tabela do APÊNDICE B.

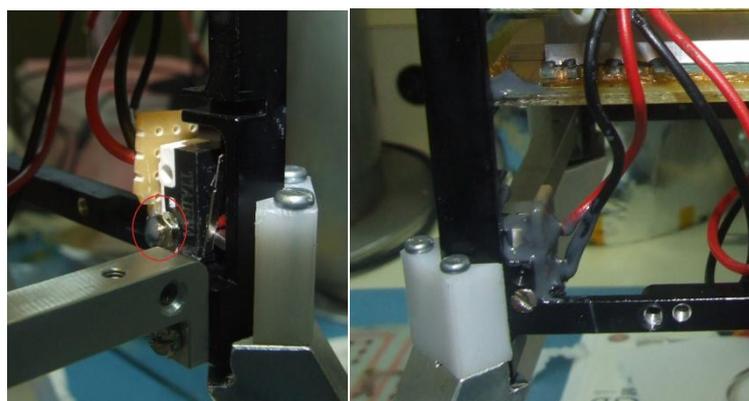


[P-MI-20] Remover carga de proteção de 50 Ω .

ATENÇÃO: A PARTIR DA REMOÇÃO DA CARGA DE PROTEÇÃO, O SUBSISTEMA TMTc SÓ DEVE SER LIGADO APÓS INTEGRAÇÃO DO MECANISMO DE ANTENAS, CASO CONTRÁRIO O MÓDULO RF CORRE RISCO DE QUEIMAR.

PARA OS PRÓXIMOS DOIS PROCEDIMENTOS O EPÓXI DEVE SER APLICADO COM UMA SERINGA PARA MELHOR CONTROLE NA APLICAÇÃO.

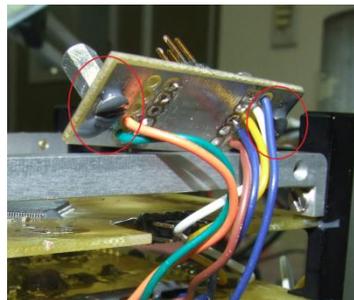
[P-MI-21] Travar porcas dos dispositivos *Kill switch* com Epóxi. Aplicar quantidade generosa de Epóxi entre os próprios *switches* e estrutura.



[P-MI-22] Aplicar Epóxi entre os rasgos de encaixe e as PCBs apenas no lado +Z (superior).



[P-MI-23] Aplicar torque de 1N/m nos dois parafusos internos M3 da PCB do umbilical (que já está acoplada no EPS). Selar os mesmos com Epóxi.



[P-MI-24] Travar as PCBs no eixo X com Epóxi nos 8 rasgos de encaixe e remover o excesso.



[P-MI-25] Aguardar 24 horas para meia cura do Epóxi.

[P-MI-26] Inserir pinos RBF para evitar a inicialização do CubeSat quando os botões do *Kill Switch* forem liberados.

[P-MI-27] Posicionar o lado $-Z$ do CubeSat para cima. Aplicar Epóxi entre os rasgos de encaixe e as PCBs no lado $-Z$ (inferior).

[P-MI-28] Aplicar uma pequena gota de Epóxi na ponta do pino do *switch*, de modo a travá-lo no botão de acionamento. Retirar excesso.



[P-MI-29] Colar com Epóxi a placa de alumínio $+Y$ com o mecanismo de antenas (mecanismo aberto), aplicando pouca quantidade de cola nos pontos de contato entre as duas partes. Aparafusá-los na estrutura para manter o posicionamento correto durante a cura do Epóxi.

[P-MI-30] Remover parafusos da placa base.

[P-MI-31] Colar com Epóxi as placas de alumínio nas respectivas placas solares (com exceção do lado $+Y$) com alguns pingos de cola uniformemente espalhados. Aparafusá-los na estrutura para manter o posicionamento correto durante a cura do Epóxi.

[P-MI-32] Montar os parafusos do divisor RF no painel solar $-Z$.

[P-MI-33] Aguardar 24 horas para meia cura do Epóxi.

[P-MI-34] Posicionar o lado +Z do CubeSat para cima e conectar cabo do divisor RF no Módulo RF do subsistema TMTC.

[P-MI-35] Fixar a fiação do CubeSat com *Kapton* de modo que os fios fiquem firmes e não colidam nos componentes.

[P-MI-36] Montar os dois parafusos M3 que ligam a PCB do umbilical e Painel Solar +X. Aplicar torque de 1N/m e não travar com Epóxi.

[P-MI-37] Entrelaçar e soldar fiação do EPS nos painéis solares, fixar fiação com *kapton* (quando necessário) e montar os painéis aplicando um torque de 0,5N/m. Este procedimento deve ser realizado nas 6 faces, uma face por vez.

ATENÇÃO: PROTEGER CÉLULAS SOLARES DURANTE O MANUSEIO DA CHAVE DE FENDA E TORQUÍMETRO.

[P-MI-38] Montar placa solar +Y sobre o mecanismo de antenas e aplicar torque de 0,5N/m. Não travar com Epóxi.

PARA O MODELO QM OS PARAFUSOS DOS PAINÉIS SOLARES NÃO DEVEM SER TRAVADOS COM EPÓXI DEVIDO À NECESSIDADE DE ACESSO INTERNO PARA INSTRUMENTAÇÃO DOS ACELERÔMETROS.

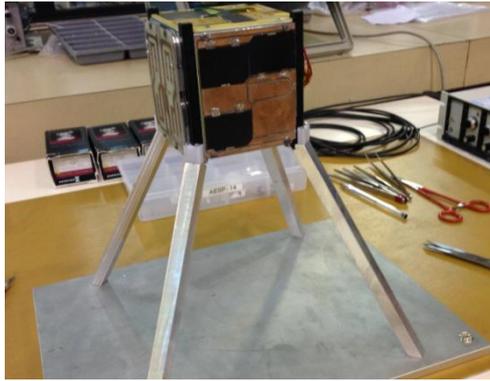
[P-MI-39] No modelo FM, selar todos os parafusos dos painéis solares com Epóxi, incluindo os 2 parafusos M3 do painel +X.

ATENÇÃO: NÃO COLOCAR EPÓXI NAS FENDAS DOS PARAFUSOS E CÉLULAS SOLARES.

[P-MI-40] Realizar *checklist* do ANEXO A.

ATENÇÃO: PROTEGER CÉLULAS SOLARES DURANTE O MANUSEIO DO PAQUÍMETRO.

CubeSat montado e integrado.



5.3 PROCEDIMENTO DE FECHAMENTO DE ANTENAS

O mecanismo de antenas (estrutura) e a placa de alumínio já devem estar coladas com epóxi para a realização deste procedimento de fechamento de antenas.

[P-ANT-1] Cortar os quatro fios que fixarão as antenas com a utilização de uma régua. As medidas são: 10 cm, 19 cm, 25 cm e 40 cm.

[P-ANT-2] Amarrar cada fio na respectiva antena. A antena que quando fechada fica mais próxima do orifício de passagem dos fios, é a de 10 cm, e assim consecutivamente para os outros fios.

[P-ANT-3] Colocar tiras termo-retráteis em cada amarração (antena-fio) e esquentar de modo que fique firme.

[P-ANT-4] Prender o conjunto inteiro (placa de alumínio + estrutura de antena) em uma morsa de bancada.



[P-ANT-5] Enrolar o fio mais longo na estrutura. Passar o fio no orifício da lateral do mecanismo de antenas passando pela resistência, passar fio no orifício da placa de alumínio e prender com Kapton no lado da saída do fio. Repetir este procedimento com todos os fios, na ordem decrescente.

MANTER TODOS OS FIOS BEM TENSIONADOS.

CERTIFICAR-SE QUE TODOS OS FIOS ESTÃO EM CONTATO COM A RESISTÊNCIA.

[P-ANT-6] Colocar cola (*bonder*) no orifício da placa de alumínio e colar o excesso de fios.

[P-ANT-7] Montar placa solar.

5.4 TESTE DE MECANISMOS

Os quatro switches do CubeSat (2 RBF e 2 Kill Switches) são testados com a utilização de um multímetro.

O teste de ejeção de antenas é realizado com o envio de um comando por meio do EGSE para ativar a resistência, que derrete os fios e abre as antenas.

6 RESPONSABILIDADES

- Planejamento dos procedimentos: Eduardo Escobar Bürger – AESP14;
- Execução dos procedimentos de montagem e integração: Eduardo Escobar Bürger, Cléber Toss Hoffman, Mateus de Oliveira Pereira e Lucas Lopes Costa.
- Testes funcionais: Cléber Toss Hoffman e Mateus de Oliveira Pereira – AESP14.

7 APÊNDICE A - CHECK-LIST DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO

MODELO		
PROCEDIMENTO	COMENTÁRIO	CHECK
[P-EP-1]		
[P-EP-2]		
[P-EP-3]		
[P-EP-4]		
[P-EP-5]		
[P-MI-1]		
[P-MI-2]		
[P-MI-3]		
[P-MI-4]		
[P-MI-5]		
[P-MI-6]		
[P-MI-7]		
[P-MI-8]		
[P-MI-9]		
[P-MI-10]		
[P-MI-11]		
[P-MI-12]		
[P-MI-13]		
[P-MI-14]		
[P-MI-15]		
[P-MI-16]		
[P-MI-17]		
[P-MI-18]		
[P-MI-19]		
[P-MI-20]		
[P-MI-21]		
[P-MI-22]		
[P-MI-23]		
[P-MI-24]		

[P-MI-25]		
[P-MI-26]		
[P-MI-27]		
[P-MI-28]		
[P-MI-29]		
[P-MI-30]		
[P-MI-31]		
[P-MI-32]		
[P-MI-33]		
[P-MI-34]		
[P-MI-35]		
[P-MI-36]		
[P-MI-37]		
[P-MI-38]		
[P-MI-39]		
[P-MI-40]		
[P-ANT-1]		
[P-ANT-2]		
[P-ANT-3]		
[P-ANT-4]		
[P-ANT-5]		
[P-ANT-6]		
[P-ANT-7]		

8 APÊNDICE B – TABELA DE VERIFICAÇÃO FUNCIONAL DE MONTAGEM E INTEGRAÇÃO

MODELO							
TESTE FUNCIONAL	PING			EPS		OBDH	
	EPS	OBDH	TMTC	VBAT	IBAT	Flags	Error
CAN – MODO A							

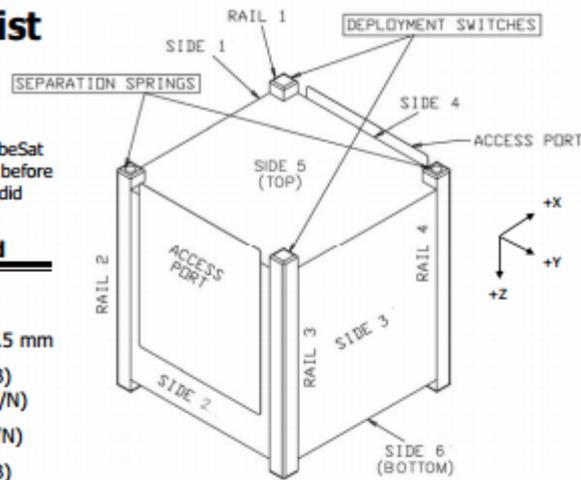
9 ANEXO A – CUBESAT ACCEPTANCE CHECK-LIST

MODELO:

CubeSat Acceptance Checklist

Revision: 12
Revision Date: August 1, 2009
Author: Riki Munakata

This document is intended to be used concurrently with the CubeSat Integration Procedure (CIP) and should be used by developers before and after each testing phase to verify the CubeSat dimensions did not change.



List Item	Actual	Required
Mass	_____	≤ 1330g
Remove Before Flight	_____	Protrudes ≤ 6.5 mm
Spring Plungers	_____	Option (A/B) Functional (Y/N)
Rails	_____	Anodized (Y/N)
Deployment Switches	_____	Option (A/B) Functional (Y/N)

Width [x-y], Top

Side 1	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 2	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 3	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 4	_____	100.0 ± 0.1mm

Width [x-y], Middle

Side 1	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 2	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 3	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 4	_____	100.0 ± 0.1mm

Width [x-y], Bottom

Side 1	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 2	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 3	_____	100.0 ± 0.1mm
Side 4	_____	100.0 ± 0.1mm

List Item Actual Required

Height [z]

Rail 1	_____	113.5 ± 0.1mm
Rail 2	_____	113.5 ± 0.1mm
Rail 3	_____	113.5 ± 0.1mm
Rail 4	_____	113.5 ± 0.1mm

Diagonal [x-y]

Top 1&3	_____	141.2 ⁺⁰ _{-1.5} mm
Top 2&4	_____	141.2 ⁺⁰ _{-1.5} mm
Bottom 1&3	_____	141.2 ⁺⁰ _{-1.5} mm
Bottom 2&4	_____	141.2 ⁺⁰ _{-1.5} mm

Protrusions

Side 1	_____	6.5 + 0.0mm
Side 2	_____	6.5 + 0.0mm
Side 3	_____	6.5 + 0.0mm
Side 4	_____	6.5 + 0.0mm
Side 5	_____	6.5 + 0.0mm
Side 6	_____	6.5 + 0.0mm

Authorized By:
IT #1: _____
IT #2: _____

Testing Info:
Date: _____
Passed: Y / N