



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



NANOSATC-BR1 – PLANEJAMENTO E LOGÍSTICA DE TESTES

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA (PIBIC/INPE – CNPq/MCTI)

Guilherme Paul Jaenisch

(UFSM – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCTI)

E-mail: guilherme.jaenisch@gmail.com

Otávio Santos Cupertino Durão

Orientador

Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação

CPA/DIR/INPE-MCT

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

INPE - MCTI

E-mail: durão@dir.inpe.br

Santa Maria, Julho de 2012.



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO:

Título:

NANOSATC-BR1 – PLANEJAMENTO E LOGÍSTICA DE TESTES

Processo: 123173/2011-6

Aluno Bolsista no período de agosto/2011 a Julho/2012:

Guilherme Paul Jaenisch

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica

Centro de Tecnologia – CT/UFSM

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Orientador:

Dr. Otávio S. Cupertino Durão.

Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação

CPA/DIR/INPE-MCTI

Co-Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE-MCTI

Colaboradores:

Eng. Lucas L. Costa

Mestrando INPE-MCTI

Eng. Rubens Z. G. Bohrer

Mestrando ITA/DCTA

Eng. Eduardo E. Bürger

Mestrando INPE-MCTI

Fernando Landerdahl Alves

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Tális Piovesan

Acadêmico do Curso de Engenharia Elétrica – UFSM



Iago Camargo Silveira

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Mauricio Ricardo Balestrini

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Lucas Lourencena Caldas Franke

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Local de Trabalho/Execução do projeto:

Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas

LAMEC/CRS/CCR/INPE – MCTI.

Laboratório de Integração e Teste

LIT/INPE/MCTI.

Trabalho desenvolvido no âmbito do Convênio INPE – UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT-UFSM.



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Estudante

Guilherme Paul Jaenisch



[Link para Currículo Lattes](#)

Dados gerais

Indicadores de produção C, T & A

Dados gerais

Identificação do estudante

Nome: Guilherme Paul Jaenisch

Nível de treinamento:

Currículo Lattes: 08/08/2011 17:08

Grupos de pesquisa que atua

[Clima Espacial, Interações Sol -Terra, Magnetosferas, Geoespaço, Geomagnetismo: Nanosatélites](#) - INPE (estudante)

Linhas de pesquisa que atua

[DESENVOLVIMENTO DE NANOSATÉLITES - CubeSats: NANOSATC-BR](#)

Orientadores participantes de grupos de pesquisa na instituição

[Otavio Santos Cupertino Durão](#)

Indicadores de produção C, T & A dos anos de 2009 a 2012

Tipo de produção	2009	2010	2011	2012
Produção bibliográfica	0	0	0	0
Produção técnica	0	0	0	0
Orientação concluída	0	0	0	0
Produção artística/cultural e demais trabalhos	0	0	0	0



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Grupo de Pesquisa
**Clima Espacial, Interações Sol -Terra, Magnetosferas, Geoespaço,
Geomagnetismo: Nanosatélites**



Identificação

Recursos Humanos

Linhas de Pesquisa

Indicadores do Grupo

Identificação

Dados básicos

Nome do grupo: Clima Espacial, Interações Sol -Terra, Magnetosferas, Geoespaço, Geomagnetismo: Nanosatélites

Status do grupo: **certificado pela instituição**

Ano de formação: 1996

Data da última atualização: 21/03/2012 17:19

Lider(es) do grupo: Nelson Jorge Schuch -

Natanael Rodrigues Gomes -

Área predominante: Ciências Exatas e da Terra; Geociências

Instituição: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Órgão:

Unidade: Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS

Endereço

Logradouro: Caixa Postal 5021

Bairro: Camobi

Cidade: Santa Maria

Telefone: 33012026

CEP: 97110970

UF: RS

Fax: 33012030

Home page: <http://>

Repercussões dos trabalhos do grupo

O Grupo - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS, GEOMAGNETISMO:INTERAÇÃO TERRA-SOL, NANOSATÉLITES do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/INPE-MCT, em Santa Maria, e Observatório Espacial do Sul - OES/CRS/INPE - MCT, Lat. 29°26'24"S, Long. 53°48'38"W, Alt. 488m, em São Martinho da Serra, RS, criado por Nelson Jorge Schuch em 1996, colabora com Pesquisadores da: UFSM (CT-LACESM), INPE, CRAAM-Universidade P. Mackenzie, IAG/USP, OV/ON e DPD/UNIVAP no Brasil e internacionais do: Japão (Universidades: Shinshu, Nagoya, Kyushu, Takushoku e National Institute of Polar Research), EUA (Bartol Research Institute/University of Delaware e NASA (Jet Propulsion Laboratory e Goddard Space Flight Center)), Alemanha (DLR e Max Planck Institute for Solar System Research), Austrália (University of Tasmania), Armênia (Alikhanyan Physics Institute) e Kuwait (Kuwait University). Linhas de Pesquisas: MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO, AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA, NANOSATÉLITES. Áreas de interesse: Heliosfera, Física Solar, Meio Interplanetário, Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo, Aeronomia, Ionosferas, Aeroluminescência, Raios Cômicos, Muons, Desenvolvimento de Nanosatélites Científicos, em especial CubeSats: o NANOSATC-BR1 e NANOSATC-BR2. Objetivos: Pesquisar o acoplamento energético na Heliosfera, mecanismos de geração de energia no Sol, Vento Solar, sua propagação no Meio Interplanetário, acoplamento com as magnetosferas planetárias, no Geoespaço com a Ionosfera e a Atmosfera Superior, previsão de ocorrência de tempestades magnéticas e das intensas correntes induzidas na superfície da Terra, Eletricidade Atmosférica e seus Eventos Luminosos Transientes (TLEs). As Pesquisas base de dados de sondas no Espaço Interplanetário e dentro de magnetosferas planetárias, e de modelos computacionais físicos e estatísticos. Vice-Líderes: Alisson Dal Lago, Nalin Babulau Trivedi, Otávio Santos Cupertino Durão, Natanael Rodrigues Gomes.



Recursos humanos

Pesquisadores

Total: 51

Adriano Petry	Jose Humberto Andrade Sobral
Alexandre Alvares Pimenta	Juliano Moro
Alicia Luisa Clúa de Gonzalez	Lilian Piecha Moor
Alisson Dal Lago	Lucas Lopes Costa
Andrei Piccinini Legg	Lucas Ramos Vieira
Antonio Claret Palerosi	Mangalathayil Ali Abdu
Barclay Robert Clemesha	Marco Ivan Rodrigues Sampaio
Carlos Roberto Braga	Marlos Rockenbach da Silva
Cassio Espindola Antunes	Nalin Babulal Trivedi
Clezio Marcos De Nardin	Natael Rodrigues Gomes
Cristiano Sarzi Machado	Nelson Jorge Schuch
Delano Gobbi	Nivaor Rodolfo Rigozo
Eduardo Escobar Bürger	Odin Mendes Junior
Eurico Rodrigues de Paula	Otavio Santos Cupertino Durão
Ezequiel Echer	Paw el Rozenfeld
Fabiano Luis de Sousa	Petrônio Noronha de Souza
Fernanda de São Sabbas Tavares	Polinaya Muralikrishna
Fernanda Gusmão de Lima Kastensmidt	Rajaram Purushottam Kane
Geilson Loureiro	Renato Machado
Gelson Lauro Dal Forno	Ricardo Augusto da Luz Reis
Guilherme Simon da Rosa	Rubens Zolar Gehlen Bohrer
Gustavo Fernando Dessbesell	Severino Luiz Guimaraes Dutra
Hisao Takahashi	Tardelli Ronan Coelho Stekel
Igor Freitas Fagundes	Walter Demetrio Gonzalez Alarcon
Jean Pierre Raulin	William do Nascimento Guareschi
João Baptista dos Santos Martins	

Estudantes

Total: 23

Adilson José Rambo Filla	Leonardo Zavareze da Costa
Ândrei Camponogara	Lucas Camponogara Viera
Bruno Knevitz Hammerschmitt	Lucas Lourencena Caldas Franke
Cássio Rodinei dos Santos	Magdiel Schmitz
Claudio Machado Paulo	Maurício Ricardo Balestrin
Dimas Irion Alves	Mauricio Rosa de Souza
Edson Rodrigo Thomas	Michel Baptistella Stefanello
Felipe Cipriani Luzzi	Pietro Fernando Moro
Fernando Landerdahl Alves	Tális Povesan
Guilherme Paul Jaenisch	Tiago Bremm
Iago Camargo Silveira	William Ismael Schmitz
José Paulo Marchezi	

Técnicos

Total: 0

Linhas de pesquisa

Total: 4

- [AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA](#)
- [DESENVOLVIMENTO DE NANOSATÉLITES - CubeSats: NANOSATC-BR](#)
- [MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO](#)
- [MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL](#)

Relações com o setor produtivo

Total: 2

- [ALPHA SOUTH AMERICA - REPRESENTACOES E CONSULTORIA AEROESPACIAL LTDA - ASARCA_PPROV](#)
- [Lunus Comércio e Representação Ltda - LUNUS](#)

Indicadores de recursos humanos do grupo

Integrantes do grupo

Total



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Linha de Pesquisa
DESENVOLVIMENTO DE NANOSATÉLITES - CubeSats: NANOSATC-BR

Linha de pesquisa

DESENVOLVIMENTO DE NANOSATÉLITES - CubeSats: NANOSATC-BR

Nome do grupo: [Clima Espacial](#), [Interações Sol-Terra](#), [Magnetosferas](#), [Geoespaço](#), [Geomagnetismo](#), [Nanosatélites](#)

Palavras-chave: CubeSats; Desenvolvimento de Engenharias - Tecnologias; Miniaturização; Nanosatélites; Nanotecnologia; Pesquisa do Geoespaço;

Pesquisadores:

[Adriano Petry](#)
[Alexandre Alvares Pimenta](#)
[Alicia Luisa Clúa de Gonzalez](#)
[Alisson Dal Lago](#)
[Andrei Piccinini Legg](#)
[Antonio Claret Palerosi](#)
[Cassio Espindola Antunes](#)
[Clezio Marcos De Nardin](#)
[Cristiano Sarzi Machado](#)
[Eduardo Escobar Bürger](#)
[Ezequiel Echer](#)
[Fabiano Luis de Sousa](#)
[Fernanda Gusmão de Lima Kastensmidt](#)
[Geilson Loureiro](#)
[Gelson Lauro Dal Forno](#)
[Guilherme Simon da Rosa](#)
[Gustavo Fernando Dessbesell](#)
[Igor Freitas Faqundes](#)
[Jean Pierre Raulin](#)
[João Baptista dos Santos Martins](#)
[Jose Humberto Andrade Sobral](#)
[Lilian Pecha Moor](#)
[Lucas Lopes Costa](#)
[Marlos Rockenbach da Silva](#)
[Nalin Babulal Trivedi](#)
[Natanael Rodrigues Gomes](#)
[Nelson Jorge Schuch](#)
[Nivaor Rodolfo Rigozo](#)
[Odin Mendes Junior](#)
[Otavio Santos Cupertino Durão](#)
[Paw el Rozenfeld](#)
[Petrônio Noronha de Souza](#)
[Renato Machado](#)
[Ricardo Augusto da Luz Reis](#)
[Rubens Zolar Gehlen Bohrer](#)
[Severino Luiz Guimaraes Dutra](#)
[Tardelli Ronan Coelho Stekel](#)
[Walter Demetrio Gonzalez Alarcon](#)
[William do Nascimento Guareschi](#)

Estudantes:

[Adilson José Rambo Pilla](#)
[Andrei Camponogara](#)



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE – MCTI
Relatório Final de Atividades 2012

[Dimas Irion Alves](#)
[Fernando Landerdahl Alves](#)
[Guilherme Paul Jaenisch](#)
[Iago Camargo Silveira](#)
[José Paulo Marchezi](#)
[Leonardo Zavareze da Costa](#)
[Lucas Lourencena Caldas Franke](#)
[Magdiel Schmitz](#)
[Maurício Ricardo Balestrin](#)
[Maurício Rosa de Souza](#)
[Pietro Fernando Moro](#)
[Táris Piovesan](#)
[Tiago Bremm](#)
[William Ismael Schmitz](#)

Árvore do conhecimento:

Ciências Exatas e da Terra; Astronomia; Astrofísica do Sistema Solar;
Ciências Exatas e da Terra; Geociências; Instrumentação Científica;
Engenharias; Engenharia Aeroespacial; Engenharia Aeroespacial - Pequenos Satélites;

Setores de aplicação:

Aeronáutica e Espaço

Objetivo:

Pesquisas: Geoespaço e Nanosatélites Científicos - Iniciação Científica & Tecnológica: CubeSats: (100g-1Kg) o NANOSATC-BR1 e (1Kg-10Kg) o NANOSATC-BR2; Carga útil: magnetômetros, sondas de Langmuir, fotômetros/imageadores e detector de partículas; Desenvolvimentos Engenharias/Tecnologias Espaciais: estrutura mecânica, computador-bordo, programas, estação terrena, testes/integração. Sub-sistemas: potência, propulsão, telemetria, térmico controle/atitude. Vice-Líder: Otávio Santos Cupertino Durão



AGRADECIMENTOS

Agradeço em primeiro aos meus pais: Gaspar Rodrigues Jaenisch e a minha querida mãe Tirlene Maria Paul Jaenisch. Ao meu Orientador Dr. Eng. Otávio Santos Cupertino Durão pela orientação e esforços, e ao meu Co-Orientador e Mentor Dr. Néelson Jorge Schuch pelo apoio profissional e pessoal prestando em todas as circunstâncias e nas dificuldades encontradas no decorrer do Projeto de Pesquisa.

Meus sinceros agradecimentos:

- Aos funcionários, servidores do CRS/CCR/INPE – MCTI e do LACESM/CT – UFSM pelo apoio e pela infra-estrutura disponibilizada;
- Ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCTI pela aprovação do Projeto de Pesquisa, que me permitiu dar os primeiros passos na Iniciação Científica & Tecnológica, propiciando grande crescimento profissional;
- Ao Coordenador Dr. Ezzat Selim Chalhoub e a Sra. Egídia Inácio da Rosa, Secretária do Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCTI, pelo constante apoio, alertas e sua incansável preocupação com toda a burocracia e datas limites do Programa para com os bolsistas de I.C.&T do CRS/CCR/INPE – MCTI.

Não poderia deixar de mencionar, e agradecer aos meus colegas acadêmicos do curso de Engenharia Mecânica do UFSM: Lucas Lourencena Caldas Franke, Fernando Landerdahl Alves, Maurício Ricardo Balestrin e Iago Camargo Silveira.

Agradeço aos amigos que construíram e que muito me auxiliaram no crescimento pessoal e profissional desde quando ingressei no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas, no início do segundo semestre de 2011.



RESUMO

O Relatório apresenta atividades desenvolvidas pelo bolsista de Iniciação Científica & Tecnológica, Guilherme Paul Jaenisch, acadêmico do curso de Engenharia Mecânica, da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, durante o período de Agosto de 2011 a Julho de 2012, com o seguinte tema de pesquisa: “NANOSATC-BR1 – PLANEJAMENTO E LOGÍSTICA DE TESTES”. As atividades desenvolvidas, contaram com a colaboração da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM – via Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT – UFSM em parceria com o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/MCTI via Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE-MCTI, em Santa Maria, RS. O Projeto de Pesquisa propõe a evolução e atualização das questões relacionadas aos testes ambientais e funcionais do Modelo de Engenharia e Modelo de Vôo do NANOSATC-BR1 . Os objetivos são obtidos através da aplicação de métodos de Engenharia de Testes ao CubeSat, NANOSATC-BR1 , ou seja, desenvolver e aprimorar os estudos e definições relacionados aos Testes realizados em CubeSats, com aplicação ao CubeSat NANOSATC-BR1 , além de realizar a identificação, análise e documentação da Interface Lançador/CubeSat, ISI-POD, fornecida pela empresa Holandesa *Innovative Space Logistics BV* – ISL/ISIS, juntamente com definições e identificação dos testes realizados com a interface POD.



FIGURAS

Figura 1 - Componentes de Teste de Vibração generalizados em níveis basais	9
Figura 2 - Componentes mínimos Artesanatos Teste Níveis de vibração aleatória	10
Figura 3 - Determinação de qualificação e aceitação dos níveis de teste aleatórios de verificação	10
Figura 4 - Determinação de qualificação e aceitação dos níveis de teste aleatórios de verificação	11
Figura 5 - Ambiente choque produzido pela lineares dispositivos pirotécnicos	12
Figura 6 - Ambiente de choque produzida por porcas e parafusos de separação de explosivos	13
Figura 7 - Ambiente de choque produzido por Pin-Pullers e Pin-Pushers	14
Figura 8 - Peak pyrotechnic shock response vs distance	15
Figura 9 - Exemplo de Máquina Termo Vácuo	16
Figura 10 - Qualificação (protoflight ou protótipo) e de aceitação de voo das temperaturas termo-vácuo	17
Figura 11 - Exemplo de Máquina Termo-Vácuo.....	22
Figura 12 - Exemplo de Shaker	23
Figura 13 - Requisitos para Ensaios de Vibração.....	26
Figura 14 - Exemplo de Shaker usado para testes em Cubesats.....	27
Figura 15 - Modelo de engenharia e voo do NANOSATC-BR1	29
Figura 16 - Requisitos de Ensaios Vácuo-Térmicos	31
Figura 17 - Exemplo de Termo-Vácuo usado em testes.....	32
Figura 18 - Requisitos para medição das propriedades de massa.....	33
Figura 19 - Fluxograma de Testes - Nível 1	35
Figura 20 - Fluxograma de Testes - Nível 2.....	36
Figura 21 - Fluxograma de Testes - Nível 3.....	36
Figura 22 - Fluxograma de Testes - Nível 4.1	37
Figura 23 - Fluxograma de Testes - Nível 4.2.....	37
Figura 24 - Fluxograma de Testes - Nível 4.3	37



TABELAS

Tabela 1 - <i>Design Load</i>	3
Tabela 2 - Mínimas frequências naturais.....	3
Tabela 3 - Condições de testes de tolerância.....	4
Tabela 4 - Componentes de Teste de Vibração generalizados em níveis basais.....	8
Tabela 5 - Componentes de níveis de testes aleatórios	9
Tabela 6 - Fatores/duração de testes.....	18
Tabela 7 - Especificações Técnicas dos meios de ensaios dinâmicos.....	27



SUMÁRIO

CAPÍTULO 1.....	1
INTRODUÇÃO	1
CAPÍTULO 2.....	2
2.1 ESCOPO E APLICABILIDADE	2
2.1.1 Escopo.....	2
2.1.2 Objetivo	2
2.1.3 Aplicabilidade	2
2.2 ABORDAGEM DE TESTE	2
2.2.1 Requisitos	2
2.3 ESPECIFICAÇÃO DO DESIGN	2
2.3.1 Design Load	2
2.3.2 Menor frequência natural da unidade.....	3
2.3.3 Menor frequência natural.....	3
2.4 CONDIÇÕES GERAIS DE ENSAIO	3
2.4.1 “Cleanliness”.....	3
2.4.2 Condições Ambientais	4
2.4.3 Precisão de instrumentação de teste.....	4
2.4.4 Tolerâncias de testes.....	4
2.5 ESPECIFICAÇÃO DE TESTE.....	7
2.5.1 Propriedades Físicas.....	7
2.6 TESTES DE VIBRAÇÃO	7
2.6.1 Especificação geral de ensaio de vibração.....	7
2.6.2 Teste de pesquisa de Ressonância	7
2.6.3 Vibração Senoidal.....	7
2.6.4 Vibração Randômica (ou Aleatória).....	8
2.6.5 Pyroshock	11
2.6.7 Teste termo vácuo.....	15
2.7 CONDIÇÕES DO LABORATÓRIO PARA ENSAIOS TÉRMICOS.....	17
2.7.1 Nível de limpeza	17
2.7.2 Instrumentação	17
2.7.3 Aquisição de dados	18
2.8 Testes EMC e ESD (Eletromagnetic Compability e Eletromagnetic Interference).....	18
CAPÍTULO 3.....	20
3.1 TESTES EM CUBESATS NANOSATC-BR1	20



3.2 TESTES AMBIENTAIS.....	20
3.2.1 Termo-Vácuo (“Bakeout”)	21
3.2.2 Vibração Randômica (ou Aleatória)	23
3.2.3 Acústico	24
3.2.4 Choque Mecânico	24
CAPÍTULO 4.....	25
4.1 TESTES AMBIENTAIS DO CUBESAT NANOSATC-BR1.....	25
4.2 REQUISITOS DE TESTES AMBIENTAIS	25
4.2.1 Testes e Ensaios de Vibração	25
4.2.2 Vibração Senoidal	29
4.2.3 Vibração Randômica (ou Aleatória)	30
4.2.4 Choque Mecânico	30
4.2.5 Testes Vácuo-Térmicos	31
4.2.6 Propriedades de Massa	33
4.2.7 TESTES EMI/EMC	33
4.3 FLUXOGRAMA DE TESTES	35
4.3.1 Fluxograma Nível 1	35
4.3.2 Fluxograma Nível 2	36
4.3.3 Fluxograma Nível 3	36
4.3.4 Fluxograma Nível 4.1 – EM DELIVERY	37
4.3.5 Fluxograma Nível 4.2 – PL SUBSYSTEM INTEGRATION	37
4.3.6 Fluxograma Nível 4.3– SOFTWARE INTEGRATION	37
5.1 TESTES FUNCIONAIS.....	38
5.1.1 Sistema de Teste de Aceitação Nível	38
5.1.2 Teste Funcional do Sistema de Potência	38
5.1.3 Teste ligação RF	38
5.1.4 Teste de Comunicações Conformidade Protocolo	39
CONCLUSÃO	40
REFERÊNCIAS	41



CAPITULO 1

INTRODUÇÃO

O Projeto dá continuidade no trabalho de pesquisa realizado anteriormente pelo ex-aluno da UFSM e hoje Engenheiro Eduardo Escobar Bürguer, com análise dos prováveis lançadores do Projeto NANOSATC-BR1 , adaptação do Plano de Testes Ambientais atual, de forma que os parâmetros de teste abranjam a maior parte dos lançadores internacionais, utilizando gráficos e tabelas indicando os parâmetros. Definição do que será feito pela ISIS e o que será feito pela equipe do Projeto NANOSATC-BR1 , depois da contratação da empresa ISIS como uma possível empresa agenciadora do lançamento do NANOSATC-BR1 .

Criação de um manual de cuidados básicos com o satélite, organização do lab., ESD, limpeza, Integração/Desintegração do CubeSat, Medição de baterias.

Testes do EPS com bancada de testes ISIS, testes com baterias (ligar com bateria, ligar sem bateria utilizando a fonte, carregar e descarregar a bateria, etc), testes das células solares (FM) e teste RF com a bancada de testes RF, logística de testes, logística de transportação do FM aos prováveis sites de lançamento.



CAPÍTULO 2

2.1 ESCOPO E APLICABILIDADE

2.1.1 Escopo

O Capítulo 2 descreve as especificações de testes para o nanosatélite NANOSATC-BR1 e seus equipamentos.

2.1.2 Objetivo

O documento tem por objetivo definir os testes ambientais em conformidade com as exigências ambientais para o ciclo de vida completo da nave, tendo em conta o veículo de lançamento, o transporte e integração ao lançador.

2.1.3 Aplicabilidade

A aplicabilidade do documento é para a verificação dos testes do NANOSATC-BR1 .

2.2 ABORDAGEM DE TESTE

2.2.1 Requisitos

O equipamento do NANOSATC-BR1 , parâmetros do sistema de lançamento e os procedimentos de teste para cumprir as especificações do ensaio.

2.3 ESPECIFICAÇÃO DO *DESIGN*

2.3.1 *Design Load*

O “*design load*” de acordo com a Tabela 1 que define o centro de aceleração máximo da gravidade. O resultado deve ser multiplicado pela massa modal, com o objetivo de calcular o centro da aceleração de gravidade. A força da interface dividida



pela massa total e o resultado é o centro de aceleração da gravidade. Para testes aleatórios o valor **Grms** (é uma unidade utilizada para os teste que significa raiz quadrada do valor médio) terá que ser multiplicado por 3 para ser determinado o centro de aceleração da gravidade.

Tabela 1 - *Design Load*

NANOSATC-BR1	NANOSATC-BR1 Equipment	NANOSATC-BR1 Launch System
	To be determined	To be determined

2.3.2 Menor frequência natural da unidade

Todos os equipamentos do NANOSATC-BR1 devem ter uma frequência fundamental superior a 125 Hz quando montado.

2.3.3 Menor frequência natural

A frequência do NANOSATC-BR1 deve ter no mínimo uma frequência natural que será definida quando montado.

Tabela 2 - Mínimas frequências naturais

Spacecraft axis	Minimum natural frequency
Lateral	To be determined
Longitudinal	To be determined

2.4 CONDIÇÕES GERAIS DE ENSAIO

2.4.1 “Cleanliness”

Os testes devem ser realizados em uma pureza mínima correspondente classe 100.000 (sala limpa-Hall de Testes) e deve ser assegurada sempre que hardware de voo estiver envolvido.



2.4.2 Condições Ambientais

Para a realização de testes, devem ocorrer medições no ambiente de temperatura, pressão atmosférica e umidade relativa onde $22+3^{\circ}\text{C}$ e $55\%+10\%$ RH não devem ser excedidos. Estas condições devem ser controladas para que os resultados sejam reprodutíveis. Uma temperatura de referência de 21°C , uma umidade relativa de 50% RH e uma pressão atmosférica ambiente de 1013 mbar devem ser utilizadas em conjunto com quaisquer que sejam as tolerâncias necessárias para obter a precisão desejada de medição. No caso das condições ambientais ultrapassarem os limites, os testes podem ser cancelados pelo responsável. No entanto, a temperatura do equipamento não deve ser permitida exceder a especificação.

2.4.3 Precisões de instrumentação de teste

A precisão dos instrumentos e equipamentos de teste para controlar os parâmetros devem ser verificados em intervalos de tempo pequenos por instrumentos de calibração e devem ser compatíveis com os objetivos do teste. A precisão dos instrumentos deve ser consistente com a tolerância para a variável a ser medido e deve ser pelo menos de um terço da tolerância em si. O estado de calibração dos equipamentos de ensaio utilizados deve ser verificado antes de cada teste.

2.4.4 Tolerâncias de testes

As tolerâncias máximas admissíveis em condições durante os testes ambientais para satélites de pequeno porte são especificados na Tabela 3 abaixo.

Tabela 3 - Condições de testes de tolerância

<u>Acoustic:</u>	<u>Overall Level:</u>	$\leq 1\text{dB}$
<u>1/3 Octave Band Tolerance:</u>	<u>Frequency (Hz)</u>	<u>Tolerance (dB)</u>
	$f \leq 40$	+3, -6
	$40 < F < 3150$	± 3
	$f \geq 3150$	+3, -6



<u>Determinação padrão da antena</u>	± 2 dB
<u>Compatibilidade eletromagnética</u>	
Magnitude de tensão	$\pm 5\%$ of the peak value
Magnitude atual	$\pm 5\%$ of the peak value
Amplitudes RF	± 2 dB
Frequência	$\pm 2\%$
Distância	$\pm 5\%$ of specified distance or ± 5 cm, whichever is greater
<u>Umidade</u>	$\pm 5\%$ RH
<u>Cargas</u>	Steady-State (Acceleration): $\pm 5\%$ Static: $\pm 5\%$
<u>Magnetic Properties</u>	
Mapping Distance Measurement:	± 1 cm
Displacement of assembly center of gravity (cg) from rotation axis:	± 5 cm
Vertical displacement of single probe centerline from cg of assembly:	± 5 cm
Mapping turntable angular displacement:	± 3 degrees
Magnetic Field Strength:	± 1 nT
Repeatability of magnetic measurements (short term):	$\pm 5\%$ or ± 2 nT, whichever is greater
Demagnetizing and Magnetizing Field Level:	$\pm 5\%$ of



nominal			
<u>Mass Properties</u>	Weight:		± 0.2%
	Center of Gravity:		± 0.15cm (± 0.06 in.)
	Moments of Inertia:		± 1.5%
<u>Mechanical Shock</u>	Response Spectrum:		+25%, -10%
	Time History:		± 10%
<u>Pressure</u>	Greater than 1.3 X 10 ⁴ Pa (Greater than 100 mm Hg):		± 5%
	1.3 X 10 ⁴ to 1.3 X 10 ² Pa (100 mm Hg to 1 mm Hg):		± 10%
	1.3 X 10 ² to 1.3 X 10 ¹ Pa (1 mm Hg to 1 micron):		± 25%
	Less than 1.3 X 10 ¹ Pa (less than 1 micron):		± 80%
<u>Temperature</u>			± 2°C
Vibration	Sinusoidal:	Amplitude	± 10%
		Frequency	± 2%
	Random:	RMS level	± 10%
		Accel. Spectral Density	± 3 dB

Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

A Tabela 3 não é utilizada para qualquer satélite independente da massa e o custo. Os valores utilizados na Tabela 3 são utilizados para Cubesats.



2.5 ESPECIFICAÇÃO DE TESTE

2.5.1 Propriedades Físicas

2.5.1.1 Determinação da massa total

A massa total da unidade em teste é determinada por ensaio. Para este teste, a unidade do teste deve ter a configuração do voo. A unidade da unidade de teste deve ser ponderada com uma escala que permita uma determinação da massa total.

2.6 TESTES DE VIBRAÇÃO

Com a unidade de teste vários testes de vibração devem ser realizados com o objetivo de determinar o comportamento dinâmico que deve ser avaliado. Outro objetivo é que, com os resultados dos testes, devem ser tomadas medidas para verificar a durabilidade do equipamento sendo testado.

2.6.1 Especificação geral de ensaio de vibração

A unidade de teste deve ser colocada no sistema do teste de vibração, fixado em seus pontos originais ou ser fixado através de um adaptador que facilite o processo. Se for difícil de ser montado com um adaptador para o teste de vibração, a condição de *soft-mounted* no mecanismo de liberação do veículo lançador deve ser simulada usando *notching force*.

2.6.2 Teste de pesquisa de Ressonância

Para determinar a frequência natural da unidade de teste, uma pesquisa de teste de ressonância senoidal deve ser realizada. Este teste compreende um baixo nível até varrimento senoidal com as cargas aplicáveis de acordo com a tabela. Este teste deve também ser aplicado para determinar o comportamento de ressonância da unidade de teste antes e depois de cada teste de carga e deverá permitir uma avaliação das mudanças no comportamento dinâmico da unidade de teste.

2.6.3 Vibração Senoidal

O ensaio de vibração senoidal deve simular o máximo da baixa frequência de excitação quase harmônica durante o lançamento em uma faixa de frequência de 5 Hz a 100 Hz. O ensaio deve ser realizado com uma varredura nesta faixa. A unidade em teste



deve ser adaptada para uma instalação de teste de vibração por meio de um adaptador ou um adaptador de medição de força, permitindo a medição e entalhe de aceleração ou forças na vibração da interface.

No caso da ressonância, a frequência do teste senoidal tem uma avaliação de entalhe que deve ser realizada para impedir testes exagerados e limitar as cargas.

2.6.4 Vibração Randômica (ou Aleatória)

A finalidade dos testes de vibração aleatória é demonstrar a capacidade dos equipamentos de suportar a excitação aleatória e excitação de ruído acústico transmitidas pelo lançador, acrescida de uma margem de qualificação.

Teste de vibração aleatória tem como objetivo simular cargas durante do lançamento do veículo, a decolagem do voo, vindo do ambiente acústico durante o lançamento do veículo lançador, o ambiente acústico criado prejudica principalmente grandes estruturas. Para realizar o teste, a unidade de teste deve ser adaptada ao sistema do teste através de um adaptador ou um adaptador de medição de força, permitindo a medição e entalhe de aceleração ou forças na agitação da interface.

Para ressonâncias no intervalo de frequência uma avaliação deve ser realizada para impedir exaeros e limitar as cargas, para aceleração de testes aleatórios.

Tabela 4 - Componentes de Teste de Vibração generalizados em níveis basais

Frequency (Hz)	ASD(Nível de densidade espectral)Level(g ² /Hz)																	
	Qualification	Acceptance																
20	0.026	0.013																
20-50	+6 dB/oct	+6 dB/oct																
50-800	0.16	0.08																
800-2000	-6 dB/oct	-6 dB/oct																
2000	0.026	0.013																
Overall	14.1 Grms	10.0 Grms																
<p>The acceleration spectral density level may be reduced for components weighing more than 22.7-kg (50 lb) according to:</p> <table style="width: 100%; border: none;"> <thead> <tr> <th></th> <th style="text-align: center;">Weight in kg</th> <th style="text-align: center;">Weight in lb</th> <th></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>dB reduction</td> <td style="text-align: center;">= 10 log(W/22.7)</td> <td style="text-align: center;">10 log(W/50)</td> <td></td> </tr> <tr> <td>ASD(50-800 Hz)</td> <td style="text-align: center;">= 0.16•(22.7/W)</td> <td style="text-align: center;">0.16•(50/W)</td> <td style="text-align: right;">for protoflight</td> </tr> <tr> <td>ASD(50-800 Hz)</td> <td style="text-align: center;">= 0.08•(22.7/W)</td> <td style="text-align: center;">0.08•(50/W)</td> <td style="text-align: right;">for acceptance</td> </tr> </tbody> </table> <p>Where W = component weight.</p> <p>As pistas devem ser mantidas a + e - 6dB/oct para componentes de pesagem até 59 kg</p>				Weight in kg	Weight in lb		dB reduction	= 10 log(W/22.7)	10 log(W/50)		ASD(50-800 Hz)	= 0.16•(22.7/W)	0.16•(50/W)	for protoflight	ASD(50-800 Hz)	= 0.08•(22.7/W)	0.08•(50/W)	for acceptance
	Weight in kg	Weight in lb																
dB reduction	= 10 log(W/22.7)	10 log(W/50)																
ASD(50-800 Hz)	= 0.16•(22.7/W)	0.16•(50/W)	for protoflight															
ASD(50-800 Hz)	= 0.08•(22.7/W)	0.08•(50/W)	for acceptance															

(130 lb-). Acima desse peso, as pistas devem ser ajustadas para manter um nível de 0,01 g²/Hz ASD a 20 Hz e 2000.

Para os componentes pesando mais de 182 kg (400 lb-), a especificação de teste será mantido no nível de 182-kg (400 libras).

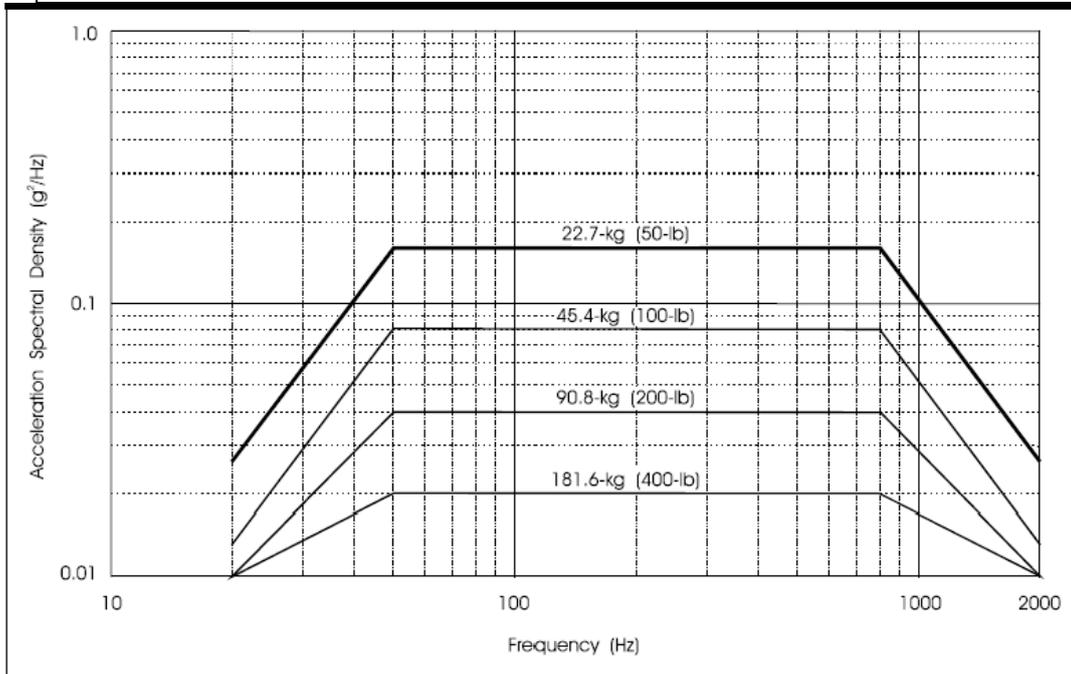


Figura 1 - Componentes de Teste de Vibração generalizados em níveis basais
 Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

Tabela 5 - Componentes de níveis de testes aleatórios

Frequency (Hz)	ASD Level (g ² /Hz)
20	0.01
20-80	+3 dB/oct
80-500	0.04
500-2000	-3 dB/oct
2000	0.01
Overall	6.8 grms

O planalto de aceleração nível de densidade espectral (ASD) pode ser reduzida para componentes pesando entre 45,4 e 182 kg, ou 100 e 400 libras de acordo com o componente peso (W), até um máximo de 6 dB, tal como se segue:

	Peso em kg	peso em lb
dB redução	$= 10 \log(W/45.4)$	$10 \log(W/100)$
nível de ASD	$= 0.04 \cdot (45.4/W)$	$0.04 \cdot (100/W)$

As porções inclinadas do espectro devem ser mantidas a mais e menos 3 dB / oct. Portanto, os pontos de ruptura inferior e superior, ou frequências nas extremidades do

planalto tornar-se:

FL = 80 (45.4/W) [kg]
 = 80 (100/W) [lb]

FL = frequência do ponto mais baixo

FH = 500 (W/45.4) [kg]
 = 500 (W/100) [lb]

FH = frequência do ponto mais alto

O espectro de ensaio não deve ir abaixo de 0,01 g²/Hz. Para os componentes cujo peso é maior do que 182 kg ou 400 libras, o espectro de teste de fabricação é 0,01 g²/Hz 20-2000 Hz com um nível global de 4,4 grms.

Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

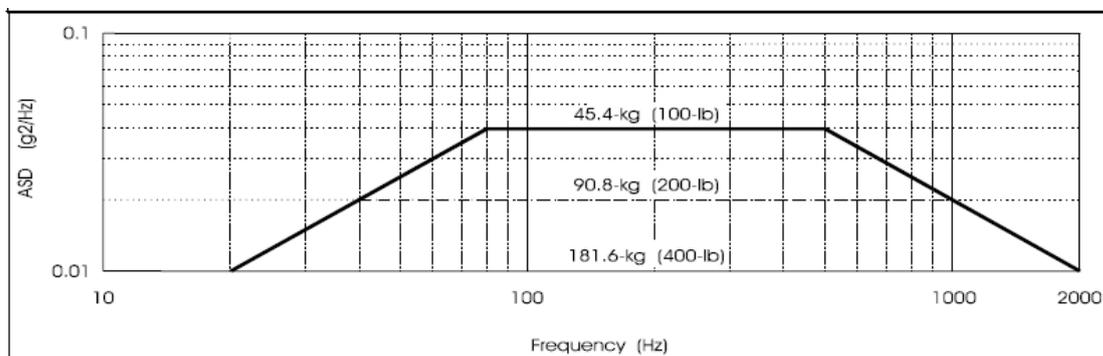


Figura 2 - Componentes mínimos Artesanatos Teste Níveis de vibração aleatória
 Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

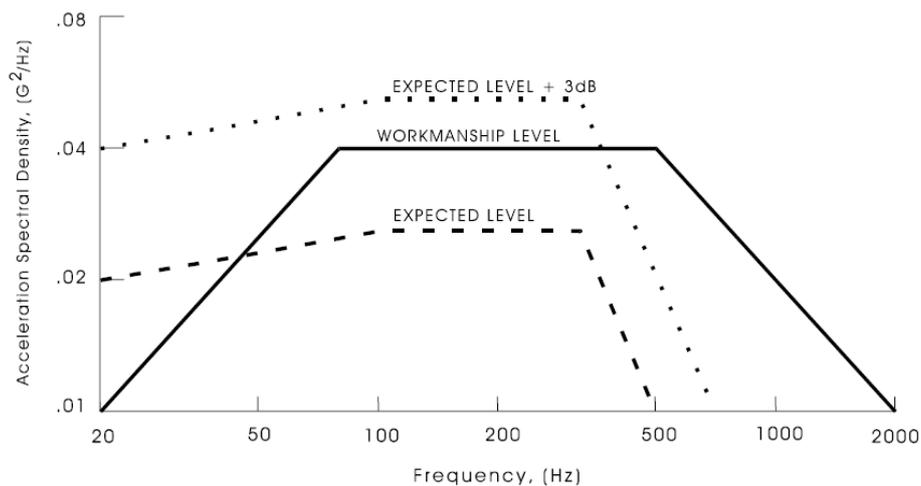


Figura 3 - Determinação de qualificação e aceitação dos níveis de teste aleatórios de verificação
 Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

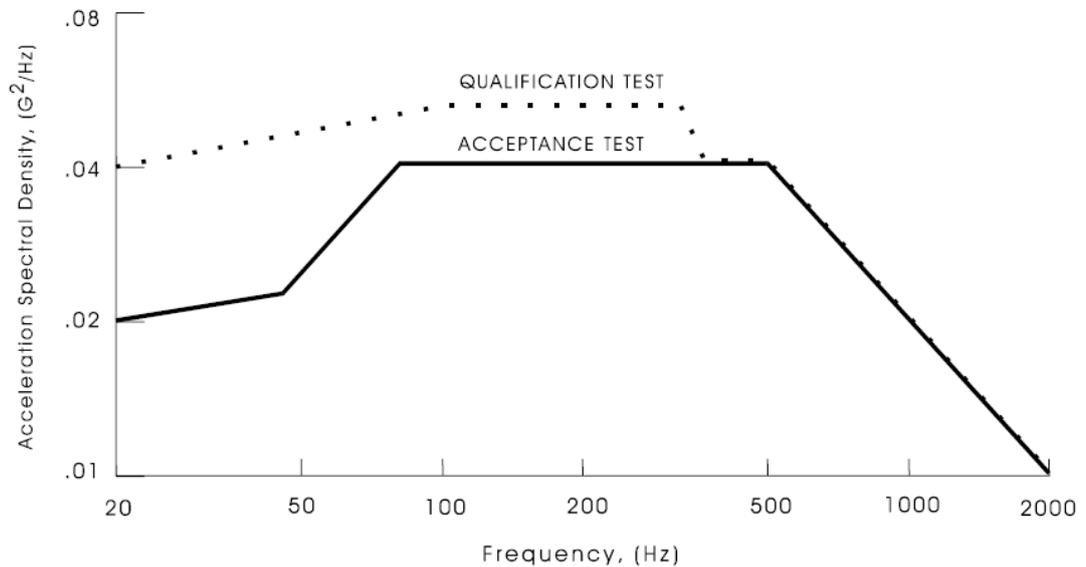


Figura 4 - Determinação de qualificação e aceitação dos níveis de teste aleatórios de verificação
Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

2.6.5 Pyroshock

Testes de choques pirotécnicos devem simular a carga de choque aplicada ao S/C e de seus componentes quando um sistema de separação d pirotecniã acontecer. Estes sistemas são utilizados para separar impulsadores do veículo lançador, fases e satélites um do outro ou o veículo lançador, respectivamente. O teste deve verificar se todos os subsistemas e componentes são capazes de sobreviver, pelo menos, três destes choques.

A unidade de teste deverá ser adaptada para uma instalação adequada para o teste *pyroshock* através de seus normais pontos de montagem. O teste *piroshock* deve ser realizado apenas para a qualificação. Para o proto-flight abordagem dos riscos deve ser discutida.

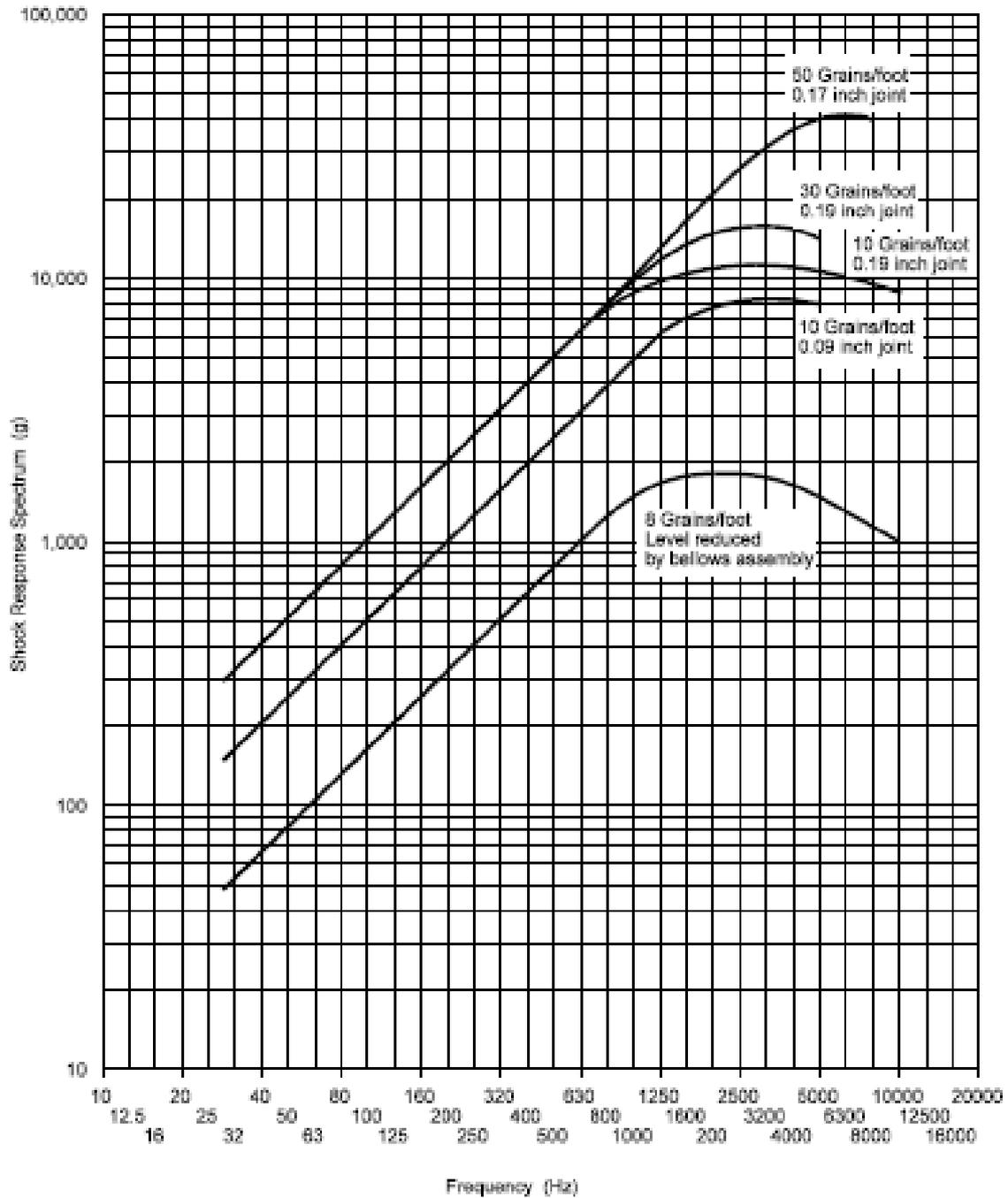


Figura 5 - Ambiente choque produzido pela lineares dispositivos pirotécnicos
 Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

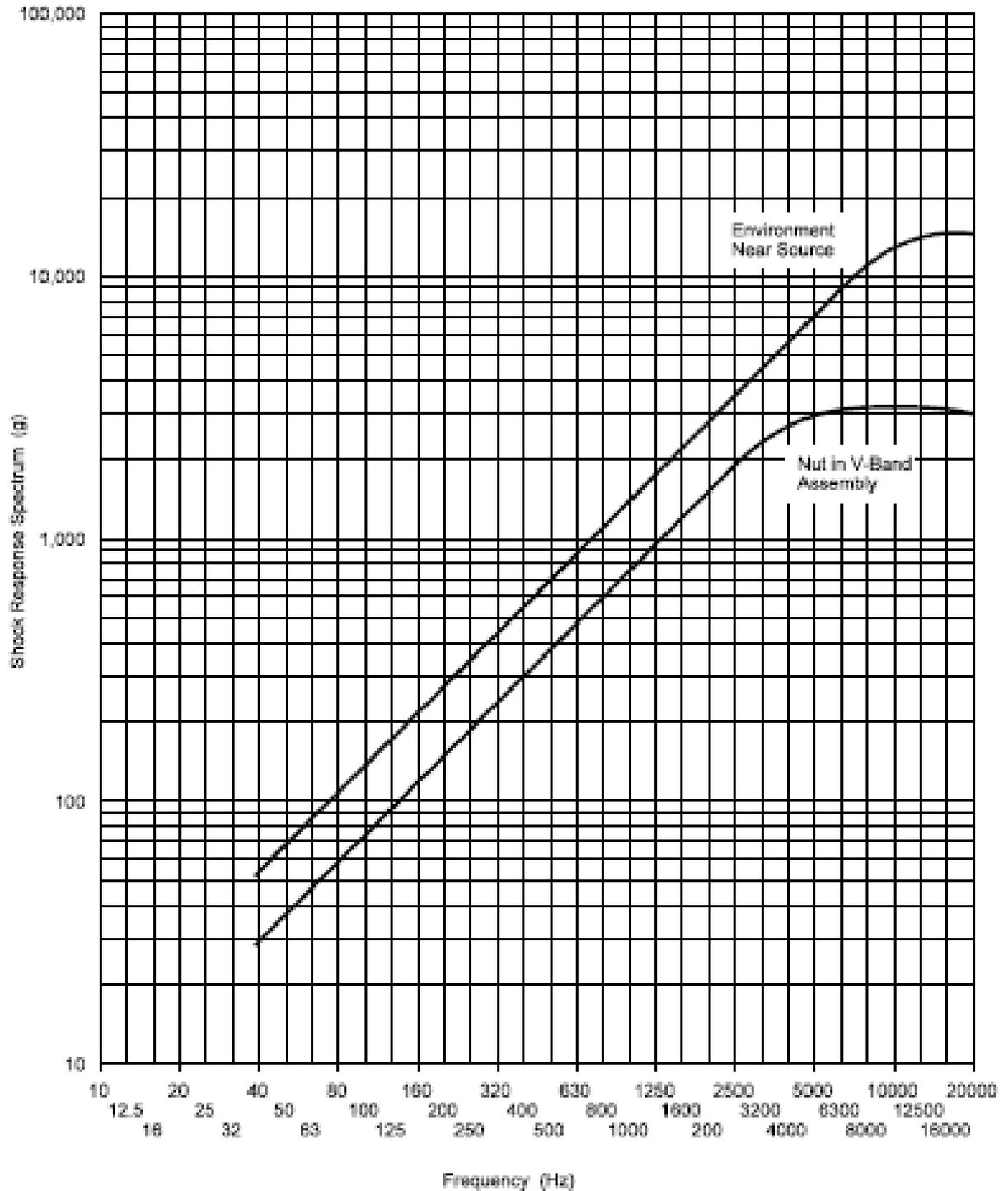


Figura 6 - Ambiente de choque produzida por porcas e parafusos de separação de explosivos
Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

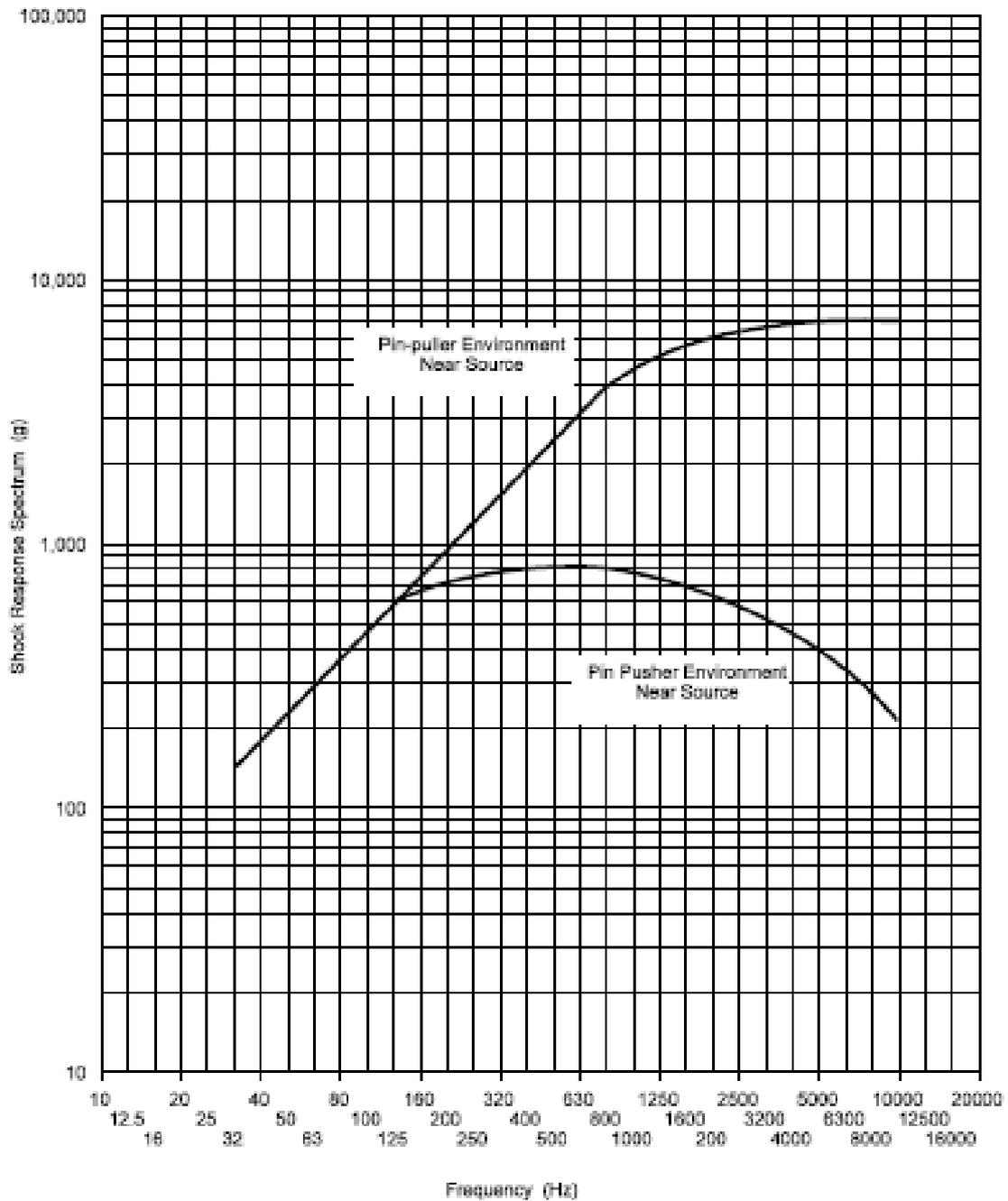


Figura 7 - Ambiente de choque produzido por Pin-Pullers e Pin-Pushers
Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

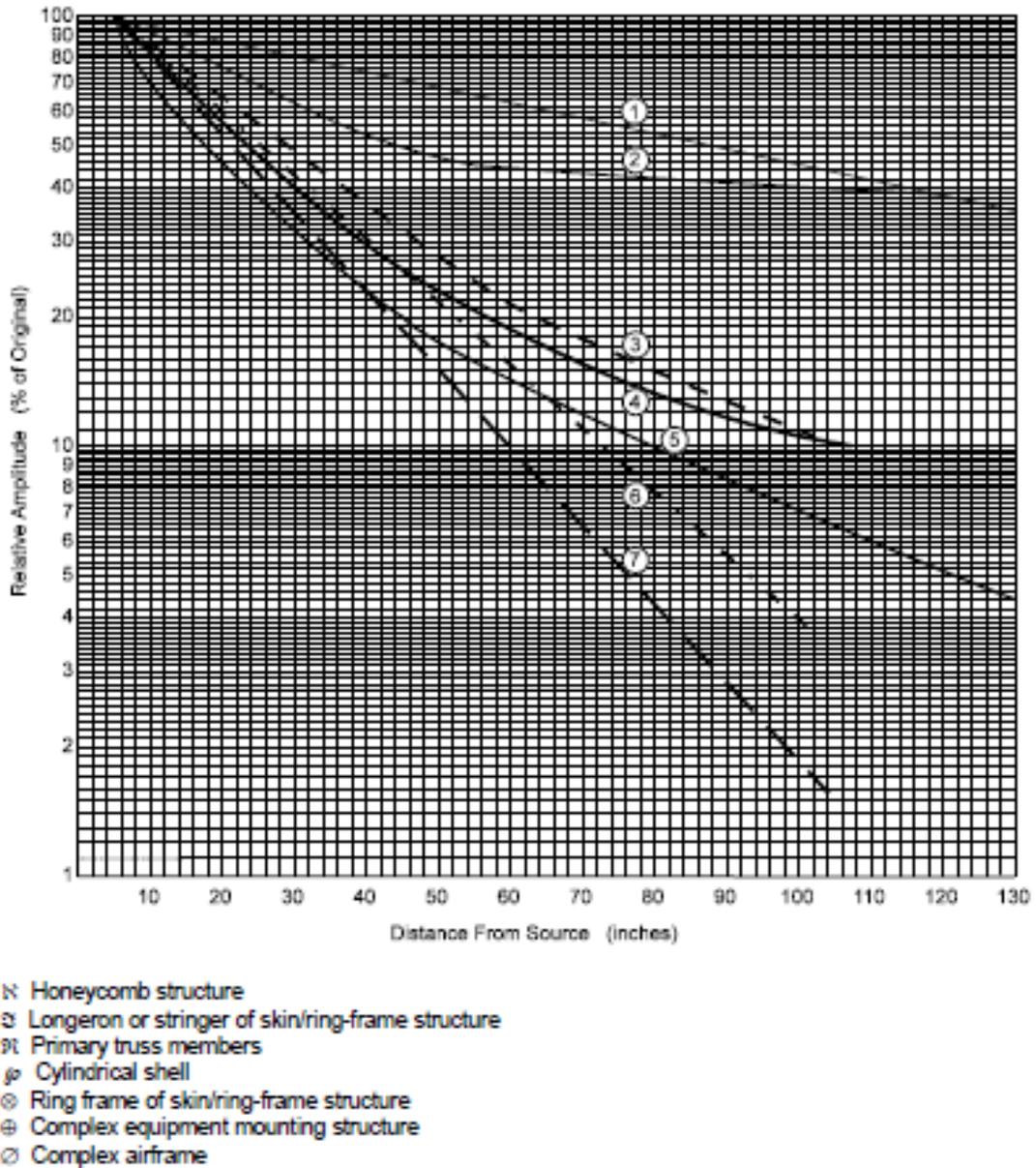


Figura 8 - Peak pyrotechnic shock response vs distance
 Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)

2.6.7 Teste termo vácuo

Um teste termo vácuo deve demonstrar a capacidade do sistema de controle térmico para manter a temperatura dentro dos limites operacionais especificados e para verificar se o sistema executa corretamente suas funções sob vácuo e condições térmicas que esperam ser encontradas durante a missão.



Figura 9 - Exemplo de Máquina Termo Vácuo
Fonte: INPE

O ensaio deve começar com um teste funcional completo da unidade de teste, continuando com o aumento da temperatura para o T1. Esta temperatura será mantida para o tempo de permanência após o critério de estabilização ser cumprido. Após esse tempo, a temperatura deve ser baixada para o T2 e do equipamento deve ser configurado para o modo nominal de operação. Depois de outra redução da temperatura para a temperatura de funcionamento máxima T3, um pequeno teste funcional será conduzido e a unidade de teste deve ser configurada para modo não operacional. A temperatura deve ser reduzida para a mais baixa a temperatura de operação T4 e, após o critério de estabilização é satisfeita, realizada para o tempo de permanência. Continuando com o aumento da mínima temperatura T5, o equipamento deve ser configurado para modo de operação nominal. Depois que a temperatura foi aumentada para o T6 mínimo de temperatura operacional, um pequeno teste funcional deve ser realizado.

Com equipamento continua a funcionar, a temperatura deve ser ciclado entre a menor ea mais alta temperatura de operação para o número de ciclos.

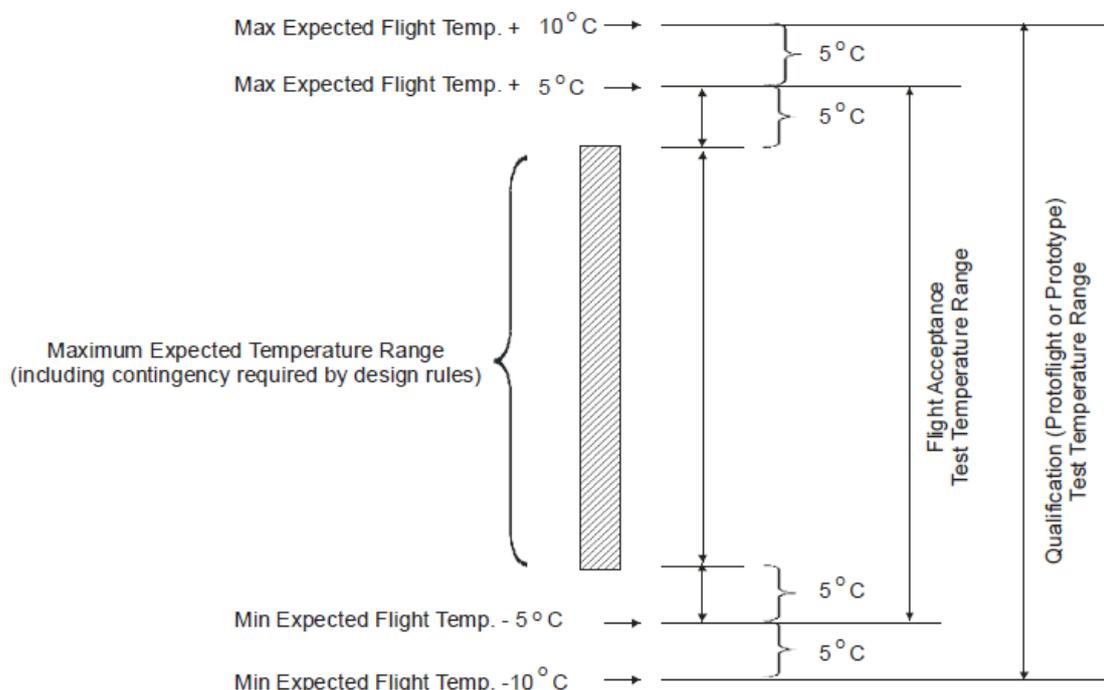


Figura 10 - Qualificação (protoflight ou protótipo) e de aceitação de voo das temperaturas termo-vácuo

2.7 CONDIÇÕES DO LABORATÓRIO PARA ENSAIOS TÉRMICOS

2.7.1 Nível de limpeza

O laboratório deve ser uma sala limpa do nível 100.000, ou melhor. Quando a contaminação das superfícies é fundamental (todos os modelos de voo) luvas de proteção e roupas de sala limpa devem ser usados.

2.7.2 Instrumentação

A instrumentação da unidade em teste deve ser tal como permitir uma medição correta dos dados necessários, por exemplo sensores de temperatura.

O equipamento de medição não deve influenciar o comportamento térmico da unidade de teste.

2.7.3 Aquisição de dados

Durante todos os testes térmicos, medições de temperatura em pontos especificados no procedimento do respectivo teste devem ser registradas e armazenadas em uma maneira que faz uma atribuição inequívoca dos dados de teste.

2.8 Testes EMC e ESD (Eletromagnetic Compability e Eletromagnetic Interference)

O propósito do teste EMC e ESD é demonstrar que as características de interferência eletromagnética (emissão e susceptibilidade) do equipamento em piores condições não resultam em mau funcionamento do equipamento e para verificar se o equipamento não emite, irradia ou interferência com conduta que pode resultar em mau funcionamento de outro sistema.

Tabela 6 - Fatores/duração de testes

Test	Prototype Qualification	Protoflight Qualification	Acceptance
Structural Loads ¹ Level	1.25 x Limit Load	1.25 x Limit Load	1.0 x Limit Load
Duration Centrifuge/Static Load Sine Burst	1 minute 5 cycles @ full level per axis	30 seconds 5 cycles @ full level per axis	30 seconds 5 cycles @ full level per axis
Acoustics Level ² Duration	Limit Level + 3dB 2 minutes	Limit Level + 3dB 1 minute	Limit Level 1 minute
Random Vibration Level ² Duration	Limit Level + 3dB 2 minutes/axis	Limit Level + 3dB 1 minute/axis	Limit Level 1 minute/axis
Sine Vibration ³ Level Sweep Rate	1.25 x Limit Level 2 oct/min	1.25 x Limit Level 4 oct/min	Limit Level 4 oct/min
Mechanical Shock Actual Device Simulated	2 actuations 1.4 x Limit Level 2 x Each Axis	2 actuations 1.4 x Limit Level 1 x Each Axis	1 actuations Limit Level 1 x Each Axis
Thermal-Vacuum	Max./min. predict. ± 10°C	Max./min. predict. ± 10°C	Max./min. predict. ± 5°C
Thermal Cycling ⁴	Max./min. predict. ± 25°C	Max./min. predict. ± 25°C	Max./min. predict. ± 20°C
EMC & Magnetics	As Specified for Mission	Same	Same

Fonte: GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)



1 - Se qualificado pela análise apenas, margens positivas devem ser mostrados para os fatores de segurança de 2,0 sobre o rendimento e 2,6 em definitivo. Materiais de belírio e composto não pode ser qualificada pela análise sozinha.

Nota: Os níveis de teste para a estrutura de belírio são de 1,4 x Limit Level tanto para qualificação e testes de aceitação. Também estrutura composta, inclusive de matriz metálica, requer testes de aceitação para 1,25 x Limit Level.

2 - No mínimo, o nível de ensaio deve ser igual ou maior do que o nível de acabamento.

3 - A direção de varrimento deve ser avaliada e escolhida para minimizar o risco de danos para o hardware. Se um varrimento de seno é usado para satisfazer as cargas ou outros requisitos, em vez de para simular um ambiente de missão oscilatório, uma taxa mais rápida de varrimento pode ser considerado, por exemplo, 6-8 oct / min para reduzir o potencial de tensão ao longo.

4 - Recomenda-se que o número de ciclos térmicos e tempos de permanência ser aumentada em 50% por ciclo térmico (pressão ambiente) teste.



CAPÍTULO 3

3.1 TESTES EM CUBESATS NANOSATC-BR1

Nos testes realizados no Projeto são definidos pela necessidade do Projeto NANOSATC-BR1, pois os testes não são obrigatórios. Possivelmente ocorrerá uma ajuda da empresa holandesa *Innovative Space Logistics BV – ISL/ISIS*, pois já possui experiência nesse ramo. A ajuda será necessária principalmente no âmbito de testes das cargas úteis integradas na respectiva placa, assim como a interferência da plataforma nas cargas úteis. No entanto, os testes realizados em relação ao lançamento são obrigatórios para prevenção e segurança do próprio satélite, mas também à carga principal e aos outros satélites que irão junto ao mesmo veículo lançador. Nesta etapa, a empresa agenciadora (*Innovative Space Logistics BV – ISL/ISIS*) é responsável pelos planos de testes, documentação e acompanhamento dos ensaios, tanto nos testes de aceitação como os de qualificação.

No LIT/INPE em São José dos Campos, SP, terá o subsistema da carga útil integrado e também será realizado os testes de qualificação e integração, os quais são efetuados no Modelo de Engenharia.

O Modelo de Engenharia tem por objetivo ajudar alunos a ter uma maior habilidade e contato com um modelo de nanosatélite e também para ter uma integração dos próprios alunos com o Projeto NANOSATC-BR1. O modelo que irá realizar a missão é o Modelo de Voo, o qual possui todas as partes necessárias, já que o Modelo de Engenharia possui partes que são substituídas por peças que simulam características físicas e mecânicas do objeto substituído, a fins de testes e sinais elétricos.

Para o satélite do Projeto NANOSATC-BR1 são necessários e serão realizados testes de aceitação e teste de qualificação. Os testes de aceitação tem como propósito um controle de qualidade e a descoberta de possíveis falhas ou problemas. Estes testes devem exceder os níveis máximos previstos e não ultrapassar os níveis de segurança. O principal objetivo dos testes de qualificação é mostrar que os equipamentos tenham um desempenho no ambientes nos quais a missão será realizada.

3.2 TESTES AMBIENTAIS

O objetivo dos testes ambientais é simular o satélite, os seus componentes e seus subsistemas a ambientes, os quais o satélite irá encontrar durante a missão, durante todo o lançamento até o fim de sua vida útil. Esses testes tem o propósito de melhorar a segurança que o nanosatélite foi montado adequadamente e integrado sem erros, e principalmente para demonstrar que o satélite está funcionando corretamente.

A análise de dados gerados nos testes é considerada parte do próprio teste, e isso fazem com que haja uma comparação entre o desempenho medido e o estabelecido



pelos requisitos. Os testes são utilizados para mostrar o cumprimento dos requisitos, já que produzem resultados quantitativos. Os testes ambientais são simulações das várias restrições a que um item é submetido durante seu ciclo de vida operacional, sejam elas induzidas ou naturais.

O satélite precisa simular todos os ambientes possíveis que este possa encontrar durante a missão. Os testes que são realizados: *termo vácuo, ciclagem térmica, choque térmico, vibração senoidal, vibração randômica, teste acústico e choque mecânico.*

A seguir, é apresentada uma breve descrição dos principais testes ambientais.

3.2.1 Termo-Vácuo (“Bakeout”)

A máquina que realiza o teste termo vácuo tem por objetivo operar em um ambiente a vácuo que é testado a diferentes temperaturas e simula a pior condição na órbita que o satélite pode encontrar, incluindo uma margem de segurança.

Ainda que o número de ciclos (calor e frio) a que seja submetido o objeto de teste seja apenas representativo daquele experimentado em sua vida útil, os testes de termo vácuo podem fornecer uma boa estimativa de seu comportamento futuro, uma vez que são executados em situações de pior caso (maiores e menores temperaturas previstas durante sua vida útil).

Um sistema de teste termo vácuo consiste de uma câmara, um conjunto de tubos utilizado para transmitir calor e frio por radiação e alguns dispositivos auxiliares (ARAUJO, 2008).

O funcionamento da máquina ocorre em etapas, o primeiro vácuo é estabelecido no interior da câmara para simular o ambiente ao qual os sistemas espaciais estão expostos. Após a temperatura interna dos tubos é modificada para simular os ciclos térmicos causados pela incidência e ausência de luz solar quando o satélite entra e sai da eclipse em órbita e em faces opostas quando exposto ao Sol.

Para resfriar a câmara através da pulverização e transformação do nitrogênio líquido em um gás no interior do conjunto dos tubos. E para aquecer, resistências montadas no interior do conjunto de tubos fornecem calor ao gás que, por radiação, aquecem o modelo sendo testado.



Figura 11 - Exemplo de Máquina Termo-Vácuo
Foto: imagem INPE

3.2.1.1 Ciclagem Térmica

O teste tem como propósito demonstrar que o teste é realizado a todas as temperaturas e pressão ambiente na faixa adequada e observar que o equipamento cumpre com todos os requisitos funcionais e de desempenho.

No teste de ciclagem térmica é realizado a ciclos de calor e frio. Este teste pode ser realizado na presença de atmosfera ou, se conveniente, pode ser realizado no vácuo combinado com o teste termo vácuo, desde que respeite os limites de temperatura, número de ciclos, taxa de mudança de temperatura e tempo.

3.2.1.2 Choque Térmico

O choque térmico é um ensaio que mede a capacidade dos equipamentos a resistir, e não haja danos físicos ou deterioração no desempenho, a variações repentinas de temperatura da atmosfera circundante. Os equipamentos que serão mais expostos são onde o teste é mais aplicável. Por exemplo, nas placas solares, antenas, acessórios externos, entre outros.

O custo deste ensaio é inferior aos outros testes térmicos feitos e a detecção de falhas prematuras em materiais e processos de fabricação. Quando empregados a outros testes, podem, diminuir o custo dos ensaios, uma vez que podem evitar a aplicação

prematura de testes de termo vácuo ao modelo sendo testado que sejam reprovados no teste de choque térmico.

3.2.1.3 Vibração Senoidal

O propósito do ensaio de vibração senoidal é mostrar a capacidade de o equipamento aguentar vibrações de baixas frequências causadas por um lançador, e essas vibrações são aumentadas em amplitude por um fator de qualificação.

No teste, o modelo que está sendo testado é submetido a variações de frequência e de amplitudes conhecidas. A resposta de aceleração do modelo testado para todas as frequências é, então, registrada, através da medida da aceleração via acelerômetros fixados em diferentes locais do modelo testado.

Também é possível observar se houve alguma degradação estrutural durante o teste de vibração senoidal por meio de comparação das assinaturas de resposta em frequência, que são recolhidas após o ensaio.

3.2.2 Vibração Randômica (ou Aleatória)

A finalidade dos testes de vibração aleatória é demonstrar a capacidade dos equipamentos de suportar a excitação aleatória e excitação de ruído acústico transmitidas pelo lançador, acrescida de uma margem de qualificação (ECSS,2002b).



Figura 12 - Exemplo de Shaker

Fonte: <http://brazilianspace.blogspot.com.br/2011/01/iae-e-mectron-iniciam-ensaios-das-r.html>



3.2.3 Acústico

A finalidade dos testes acústicos é demonstrar que o “*specimen*” pode suportar vibração acusticamente induzida pelo ambiente durante o lançamento. Ensaios acústicos são realizados em câmaras acústicas reverberantes, com o item de teste na configuração de lançamento, e montado sobre um dispositivo de ensaio que simula dinamicamente as condições de montagem de voo (ECSS, 2002c).

3.2.4 Choque Mecânico

O principal objetivo do ensaio é simular choques mecânicos que se propagam ao longo do “*hardware*”. Esses choques acontecem durante a separação das partes do foguete, e no instante de explosões dos pirotécnicos.

Estes ensaios podem ser realizados artificialmente através de *shakers* e *hammers* (martelos). Os choques mecânicos reproduzem mais fielmente os estágios de separação e abertura de painéis quando utilizam mecanismos como os martelos para criá-los, isso resulta em uma maior facilidade de criar excitações de alta frequência com altas acelerações.



CAPÍTULO 4

4.1 TESTES AMBIENTAIS DO CUBESAT NANOSATC-BR1

O capítulo de Testes Ambientais do CubeSat NANOSATC-BR1 é uma atualização do documento Plano de AI&T, que é informação pessoal de Eduardo Escobar Bürger e Lucas Lopes Costa.

O Capítulo 4 documenta o resultado da segunda etapa do estágio curricular obrigatório do curso de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, dos ex-alunos de I. C. & T., hoje, Engenheiros Eduardo Bürger e Lucas Costa que tem como complemento o resultado da pesquisa do bolsista Guilherme Paul Jaenisch. O estágio de 20 dias no Laboratório de Integração e Testes – LIT do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE da cidade de São José dos Campos, SP foi desenvolvido sob coordenação do Dr. Geilson Loureiro, com o apoio direto dos tecnologistas responsáveis por cada área de ensaios ambientais, como também dos integrantes do Projeto do Laboratório de Engenharia de Sistemas – LSIS.

O objetivo do período no LIT foi o desenvolvimento do primeiro plano de testes para o Projeto do nanosatélite da classe CubeSat, NANOSATC-BR1, especificamente os testes ambientais. As ferramentas utilizadas pelos alunos para concluir esta meta foram:

- Reuniões técnicas com Dr. Geilson Loureiro e Dr. Adalberto Coelho e responsáveis por cada área de teste;
- Participação das reuniões semanais do Projeto LSIS;
- Estudo de material de Assembly, Integration & Test – AIT usado no INPE;
- Estudo de Planos de teste de outros Projetos CubeSat.

A partir destas ferramentas, foi realizado este capítulo que expõe através de fluxogramas simples e de hierarquia horizontal, os requisitos necessários para realização de cada teste ambiental a ser executado no CubeSat NANOSATC-BR1 e o desdobramento do Plano de Testes desenvolvido. São registradas neste documento, comentários e dúvidas ainda a serem discutidas sobre cada área.

4.2 REQUISITOS DE TESTES AMBIENTAIS

4.2.1 Testes e Ensaios de Vibração

Os Testes e Ensaios de Vibração são apresentados na Figura 13, que é autoexplicativa.

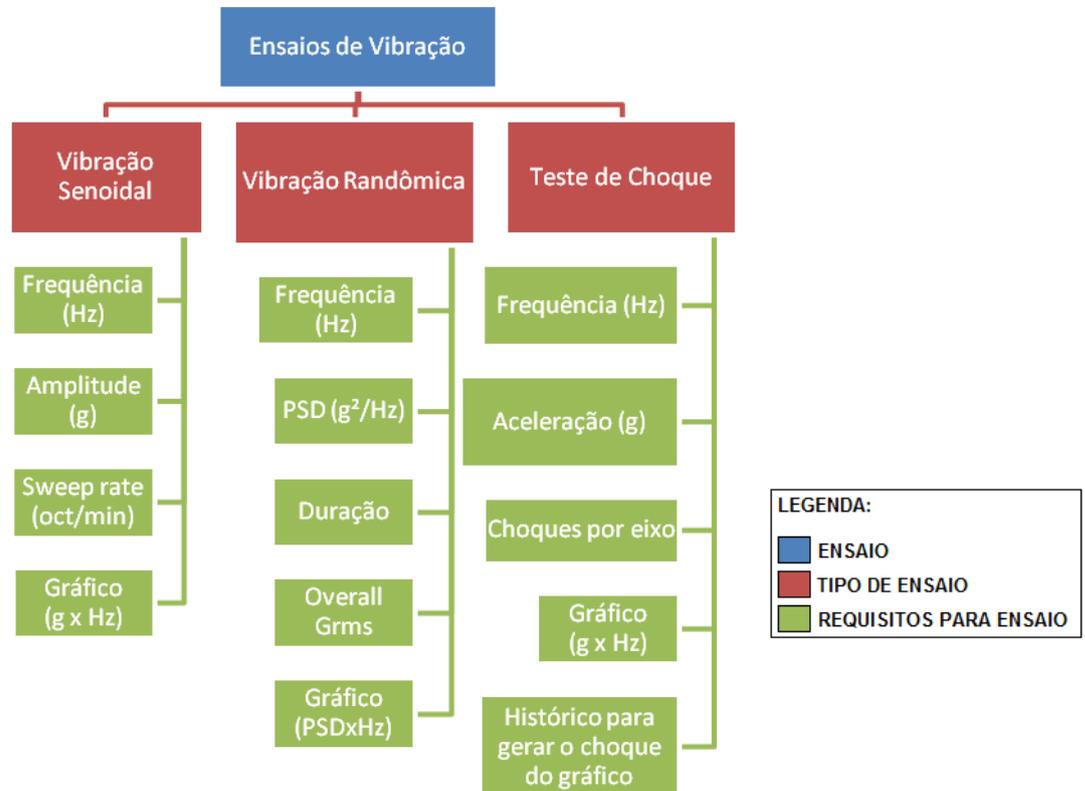


Figura 13 - Requisitos para Ensaio de Vibração

APOIO DOS TECNOLOGISTAS: HOMERO ANCHIETA FURQUIM DE SOUZA E JOÃO FIGUEIROA

COMENTÁRIOS:

- Será necessário projetar a interface entre o Test-POD e o Shaker. A interface deve ser uma peça metálica com furação correspondente a da mesa de vibração (Shaker) e, na sua face oposta, furação correspondente a do Test-POD. Estas furações obedecem a uma tolerância mínima necessária (essa tolerância está a ser determinada ainda) para que não ocorram erros de leitura nos acelerômetros. Deve-se notar que a furação da mesa do Shaker já é definida (furação a ser determinada) assim como a furação do Test-POD (a ser determinada), possivelmente será um adaptador em L para melhor fixar o satélite no shaker e também para testar os outros eixos.

- O equipamento necessário para realização dos testes de vibração dependerá dos níveis requeridos. Foi realizado uma análise preliminar baseada em níveis de testes de outro CubeSat (cujo lançamento foi feito pelo foguete indiano PSLV cujo resultado definiu que será possível realizar os ensaios no Shaker, de menor porte que o Laboratório de Integração e Testes – LIT do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE possui.

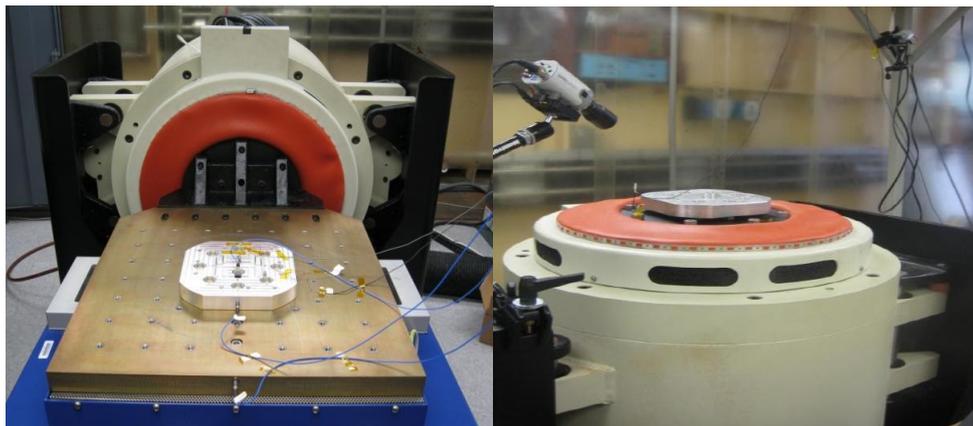


Figura 14 - Exemplo de Shaker usado para testes em Cubesats

Fonte: DEVELOPMENT OF CUBESAT VIBRATION TESTING CAPABILITIES FOR THE NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL & CAL POLY SAN LUIS OBISPO

Tabela 7 - Especificações Técnicas dos meios de ensaios dinâmicos

Parâmetros	Vibrador 3KN
Modelo	TA250-102
Aplicação Básica	Ensaio de componentes e pequenos dispositivos
Isolação da Vibração	Coxins de borracha
Força Máxima	2,2KN (Seno)
Faixa de Frequência	5 – 5000 Hz
Deslocamento Máximo:	
Vibração Senoidal	25,4mm – pp
Choque	25,4mm
Aceleração Máxima (sem carga)	94g
Compensação Interna da carga	Não



Plataforma externa da carga (Vertical)	Não
Mesa Transversal Acoplada	Não
Sistema de controle de Vibração	1 x GenRad 2511/14
Sistema de Aquisição e Análise de Sinais	-
Instrumentação de controle e medida	Acelerômetros do tipo Pizoelétricos Endevco Acelerômetros IEPE/TEDS Brüel & kjaer
Condicionadores de sinais	Amplificadores de carga Endevco MAC System Amplificadores Carga LIT Condicionadores para transdutores IEPE/TEDS

Fonte: http://www.lit.inpe.br/vibracao_mecanica

- Foi iniciada uma discussão sobre a realização do teste de choque, mas nenhuma alternativa foi definida, pois trata-se de um teste mais complexo e demanda certo tempo de análise. Deve-se definir primeiramente a curva do choque (estímulo gerado pelo equipamento – requisito do teste), tendo esta curva é possível aplicar este carregamento de diferentes maneiras (histórico do choque) e, para isto, pode ser usado um software específico, no qual serão gerados algumas opções que devem ser analisadas de acordo com os parâmetros limitantes (ex: capacidade do equipamento).
- Devido as diferenças físicas (diferentes componentes – “falta de componentes no EM”) dos EM e FM foram analisadas algumas maneiras para qualificação do EM nos testes de vibração a serem válidas para o FM. Faltam, no EM os seguintes componentes: Células Solares e os 3 Painéis Laterais, nos quais estão embutidos: sensor de temperatura (Termístor) os sistemas de determinação (Sensor Solar e Giroscópio) e controle de atitude (Magnetorquer). Das análises, foi decidido que existe a necessidade da construção de dummies para representação física dos componentes de determinação e controle de atitude. Os Dummies devem ser construídos de acordo com os componentes reais, devem, portanto possuir as mesmas características físicas de dimensão, massa, centro de gravidade e, não estritamente necessário, do momento de inércia. Ainda, sabendo que os dummies devem ser fixados exatamente da mesma maneira que

os componentes reais. Quanto às células solares, deverá ser feita análise em software para determinação de real interferência da sua existência nos resultados de análises estruturais, principalmente para o módulo de carga útil, assim determinando se será necessária a construção de dummies para estes elementos.

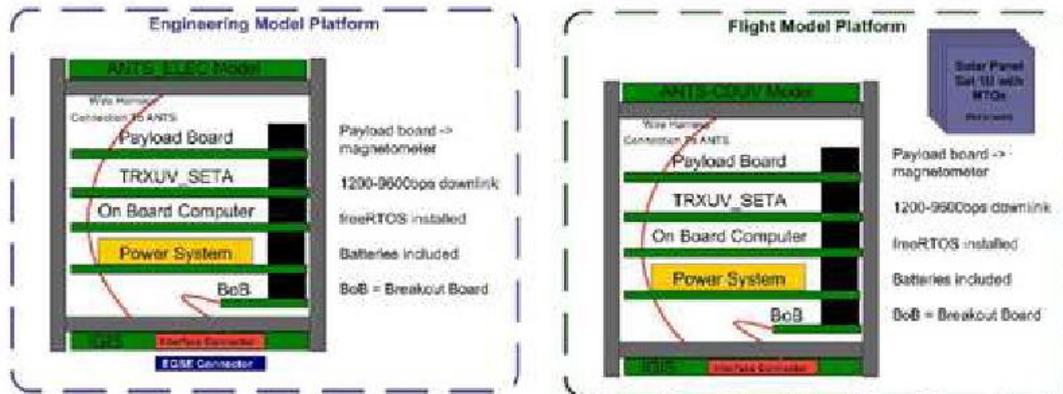


Figura 15 - Modelo de engenharia e voo do NANO-SATC-BR1
Fonte: *Innovative Space Logistics BV – ISL/ISIS*

- Determinar, através de análise em software, os pontos críticos a serem monitorados através dos sensores (acelerômetros) para o NanoSatC-BR 1 durante os testes de vibração. Além disso, se necessário for, como fazer as medições em componentes/partes internas ao satélite.

4.2.2 Vibração Senoidal

Ensaio caracterizado pela excitação por sinal harmônico (senoidal), desenvolvido dentro de um intervalo específico de frequência, o qual é varrido continuamente a uma taxa de varredura específica que pode ser linear (hertz por segundo) ou logarítmica (oitavas por minuto). Quanto maior for a taxa de varredura, menor será o tempo de duração de uma varredura.

A amplitude do ensaio pode ser definida pela aceleração (g), pela velocidade (m/s) ou pelo deslocamento da mesa (mm). Em uma mesma curva de excitação pode haver aceleração, velocidade e deslocamento como critérios para especificação da amplitude.

A duração do ensaio pode ser definida através do número de varreduras a serem executadas, ou por um tempo pré-determinado.

4.2.3 Vibração Randômica (ou Aleatória)

Um sistema vibratório é um sistema dinâmico para o qual as variáveis tais como as excitações (causas, entradas, inputs) e respostas (efeitos, saídas, outputs) são dependentes do tempo. A resposta de um sistema vibratório depende, geralmente, das condições iniciais e das ações externas. Isto faz com que seja necessário estabelecer um procedimento de análise que permita o entendimento das influências de cada um dos fatores. O procedimento geral é o que começa com o estabelecimento de um modelo físico, determinação das equações diferenciais que governam o movimento (modelo matemático), solução destas equações e interpretação dos resultados.

A vibração livre ocorre quando o movimento resulta apenas de condições iniciais, não havendo nenhuma causa externa atuando durante o mesmo. Vibração forçada é aquela onde o sistema está sujeito a atuação de uma força externa.

Se o valor ou magnitude da excitação (força ou movimento) que está agindo sobre o sistema for conhecido(em qualquer instante de tempo), a excitação é denominada determinística. A vibração resultante é conhecida como vibração determinística.

Em alguns casos, a excitação não é determinística, mas sim *aleatória*. O valor ou magnitude desse tipo de excitação para um instante de tempo não pode ser determinado. Exemplos de excitações aleatórias são a velocidade do vento, a aspereza de uma estrada e o movimento dos solos durante um terremoto. Se a excitação é *aleatória*, a resposta do sistema (também aleatória, como a excitação) é chamada de *Vibração Aleatória*. O estudo de vibrações aleatórias promove a melhoria da qualidade em diversos ambientes, pois tanto em casa quanto no trabalho, as vibrações tem efeitos diversos sobre o ser humano e as maquinas e estruturas que o rodeiam.

4.2.4 Choque Mecânico

O ensaio de choque é caracterizado pela excitação de pulsos independentes separados por um intervalo de tempo que podem ter a forma de meio-seno, trapezoidal ou dente de serra.

A sua amplitude é definida pela aceleração e pela duração do pulso que é em milissegundos. Quanto maior for a duração do pulso, maior será a sua amplitude, porém, a aceleração não será alterada. O pulso pode ser positivo ou negativo. Se ele for positivo, o choque será para cima; já se o pulso for negativo, o choque será para baixo. O ensaio de choque é usado para ensaios em equipamentos onde se visa observar encaixes e juntas já que é um ensaio bem severo.

4.2.5 Testes Vácuo-Térmicos

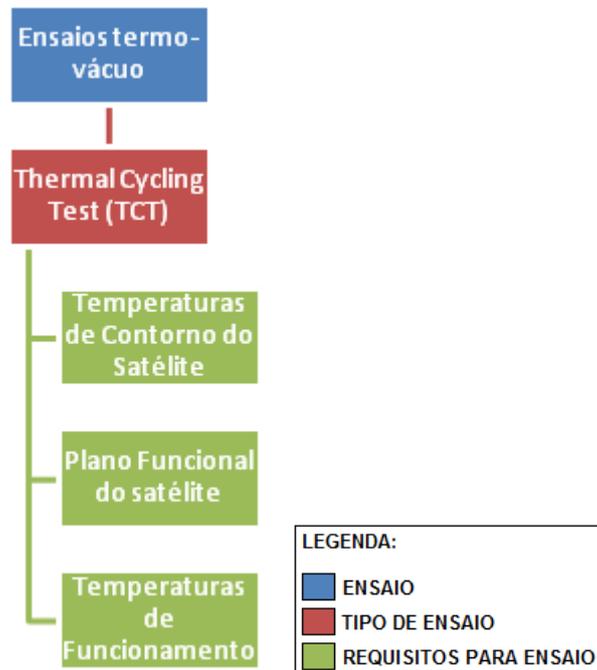


Figura 16 - Requisitos de Ensaio Vácuo-Térmicos

APOIO DOS TECNOLOGISTAS: MÁRCIO BUENO, ÉZIO, JOSÉ SÉRGIO E DÊNIO.

Teste Termo-vácuo é necessário, antes do fornecimento do produto final. É imperativo que todo o sistema seja termicamente comprovado, a fim de verificar a robustez da espaçonave. Teste permitirá também a mudanças no design térmico devido a desvios do modelo teórico. Uma vez que cada componente foi testado individualmente, em seguida, foram testados os subsistemas e, em seguida, finalmente, a sonda inteira.

Enquanto no vácuo do espaço, o satélite será exposto ao frio extremo do espaço e do calor extremo do sol. Para simular estas experiências, é criado um vácuo no interior da câmara ambiental e a temperatura do satélite é arrefecida ou aquecida. Para o arrefecimento, o azoto líquido é despejado para o circuito refrigerante que está presente na câmara, deixando cair a temperatura de satélite a temperaturas abaixo de zero. Para o aquecimento, uma lâmpada de calor é colocada dentro da câmara e iluminou para o satélite para aumentar a sua temperatura para perto de temperaturas de ebulição. Provavelmente será utilizada uma câmara termo vácuo de pequeno porte. Câmaras Vácuo-Térmicas 1m x 1m e 250 litros.

COMENTÁRIOS:

- Foi proposta a execução dos testes e análise dos resultados. Se houver temperaturas fora dos níveis aceitáveis será necessária a aplicação de um controle térmico.
- Chegou-se à conclusão que testes termo-vácuo a nível de subsistema são necessários na Payload.
- Fazer simulação em software para descobrir a potência que chega à placa da estrutura sem as placas solares, para poder simular tal valor na câmara de testes.
- Como inserir o satélite na câmara de teste? MGSE?
- Verificar a necessidade de local para passar termo-pares internos do satélite.



Figura 17 - Exemplo de Termo-Vácuo usado em testes
Fonte: <http://www.lit.inpe.br/termica>

4.2.6 Propriedades de Massa¹

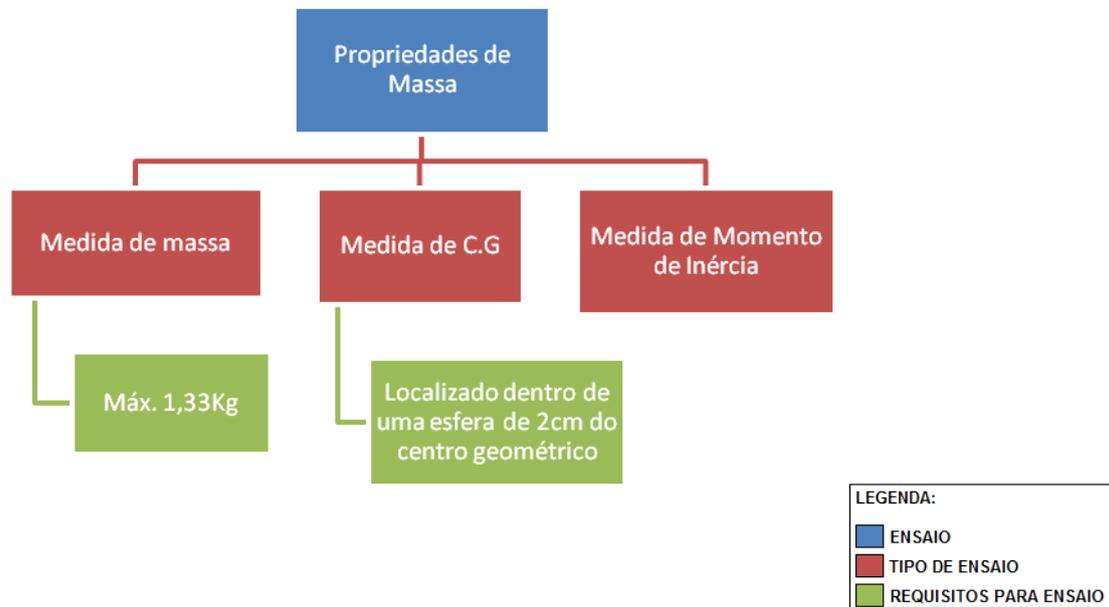


Figura 18 - Requisitos para medição das propriedades de massa

APOIO DOS TECNOLOGISTAS: MAURO KAKIZAKI

COMENTÁRIOS:

- Verificar em Software CAD a medida do Centro de Gravidade e Medidas de Momento de inércia. Caso o resultado não for positivo, fazer as medidas em Laboratório para confirmar a validade do modelo CAD.
- Testes de alinhamento só necessários com cargas úteis que contenham elemento óptico.
- As medidas de C.G e Momento de Inércia poderiam ser feitas em apenas um eixo, confirmando-se o resultado obtido com o CAD do Projeto.

4.2.7 TESTES EMI/EMC

As cargas secundárias montadas sobre o adaptador de carga útil e integradas com o veículo de lançamento será encontrar ambientes electromagnéticos semelhantes à carga primária durante o manuseio do solo e lançar processos. Clientes de carga

¹ Nota-se que medidas de propriedades de massa não fazem parte dos ensaios ambientais, porém também foram analisados neste documento.



secundárias devem garantir que todos os materiais e componentes sensíveis a ambiente de RF são compatíveis com os ambientes de plataforma de lançamento e veículos de lançamento ambientes durante o voo. Emissões específicas por radiação será dependente do veículo de lançamento voado.

Interferência eletromagnética (EMI ou, também chamado interferência de rádio frequência ou RFI, quando em alta frequência ou rádio frequência) é distúrbio que afeta um circuito elétrico devido a qualquer indução eletromagnética ou radiação eletromagnética emitida por uma fonte externa. A perturbação pode interromper obstruir, ou de outra forma degradar ou limitar o desempenho eficaz do circuito. Estes efeitos podem variar de uma simples degradação de dados para uma perda total dos dados. A origem pode ser qualquer objeto, artificial ou natural, que leva rapidamente mudanças de correntes elétricas, como um circuito elétrico, o Sol ou as Luzes do Norte. EMI pode ser intencionalmente utilizado para empastelamento rádio, como em algumas formas de guerra eletrônica, ou pode ocorrer não intencionalmente, como um resultado de emissões espúrias, por exemplo, através de produtos de intermodulação, e semelhantes. É frequentemente afeta a recepção de rádio AM em áreas urbanas. Ela também pode afetar telefone celular, rádio FM e televisão, embora em menor grau.



4.3 FLUXOGRAMA DE TESTES

4.3.1 Fluxograma Nível 1

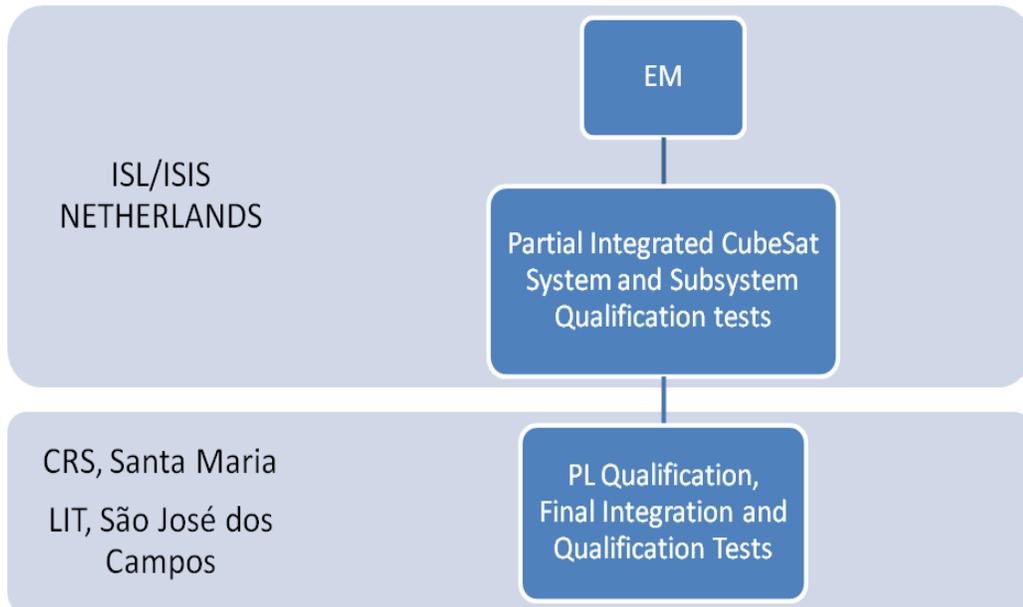


Figura 19 - Fluxograma de Testes - Nível 1

Fonte: Plano de AI&T informação pessoal de Eduardo Escobar Bürger e Lucas Lopes Costa.

4.3.2 Fluxograma Nível 2

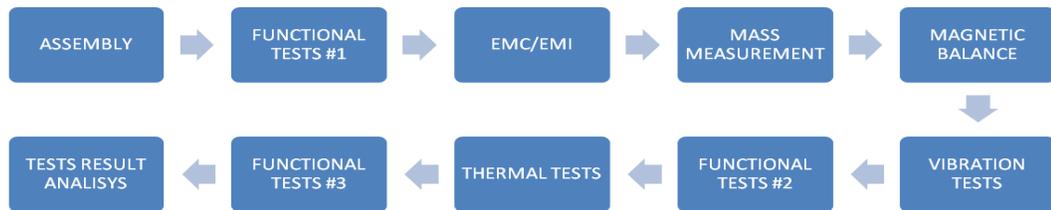


Figura 20 - Fluxograma de Testes - Nível 2

Fonte: Plano de AI&T informação pessoal de Eduardo Escobar Bürger e Lucas Lopes Costa.

4.3.3 Fluxograma Nível 3

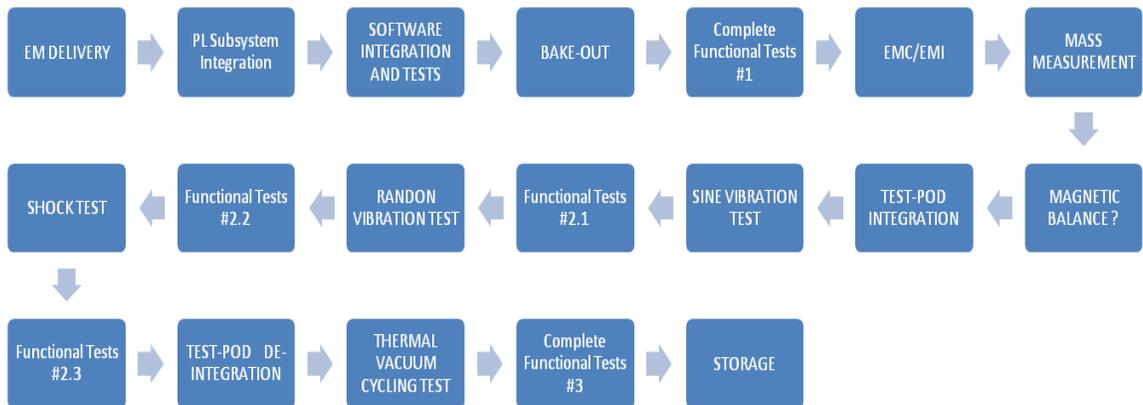


Figura 21 - Fluxograma de Testes - Nível 3

Fonte: Plano de AI&T informação pessoal de Eduardo Escobar Bürger e Lucas Lopes Costa.

4.3.4 Fluxograma Nível 4.1 – EM DELIVERY

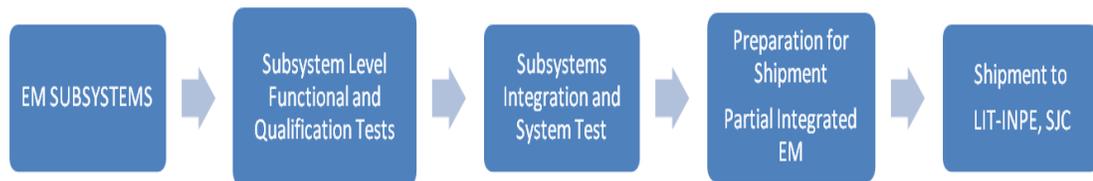


Figura 22 - Fluxograma de Testes - Nível 4.1

Fonte: Plano de AI&T informação pessoal de Eduardo Escobar Bürger e Lucas Lopes Costa.

4.3.5 Fluxograma Nível 4.2 – PL SUBSYSTEM INTEGRATION

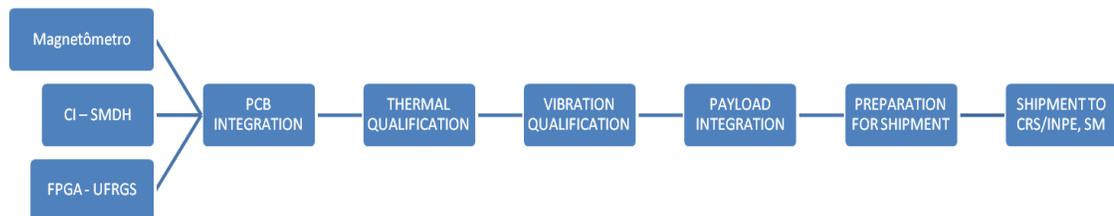


Figura 23 - Fluxograma de Testes - Nível 4.2

Fonte: Plano de AI&T informação pessoal de Eduardo Escobar Bürger e Lucas Lopes Costa.

4.3.6 Fluxograma Nível 4.3– SOFTWARE INTEGRATION



Figura 24 - Fluxograma de Testes - Nível 4.3

Fonte: Plano de AI&T informação pessoal de Eduardo Escobar Bürger e Lucas Lopes Costa.



CAPITULO 5

5.1 TESTES FUNCIONAIS

5.1.1 Sistema de Teste de Aceitação Nível

Para ter um desenvolvimento acelerado, testes de aceitação não são feitos em cada subconjunto do satélite. Em vez disso, a final montagem é a aceitação testada. Um satélite completo é construído para testes e que o satélite irá eventualmente, ser testado para a destruição. Testes técnicas são emprestados do Altamente Acelerado Teste de Vida (HALT) e Estresse altamente acelerados Tela metodologia (HASS). O objetivo básico é aumentar as cargas até que ocorra um problema, uma falha.

Com o acontecimento da falha, o problema é identificado e documentado, e com isso a ação corretiva é tomada. Após isso, as cargas de ensaio são novamente aumentadas e o processo repete até que a sonda é resistente o suficiente para suportar o lançamento de forma confiável e ambientes orbitais.

5.1.2 Teste Funcional do Sistema de Potência

Testes de energia do sistema funcional envolve a constante caracterização do estado do sistema de poder, de tal forma que a compreensão seja melhor das características de eficiência e de funcionamento. Os dados de caracterização são utilizados para criar o modelo que orienta o desenvolvimento de algoritmos de gerenciamento de energia para o computador de comando. A fim de que o comando computador para determinar a transmissão inteligentemente ciclo de trabalho deve ter uma indicação precisa de todos.

5.1.3 Teste ligação RF

Um teste funcional e caracterização precisa dos Sistemas de comunicações de RF devem ser realizados para verificar os métodos de concepção e construção, e para encontrar valores para desconhecidos que não foram modelados em a fase de projeto. Preliminarmente, a impedância de RF de cada dispositivo em cada estado operacional possível é medida. Estes valores são utilizados para verificar a concepção de redes correspondentes. Relação de onda estacionária (SWR) medidas fornece uma medida do poder para frente transferir, ainda mais indicando uma impedância bem sucedida corresponder.



Os testes de campo de força para determinar a efetiva Isotropic Potência Irradiada (EIRP) confirmam o desempenho do sistema de comunicações. A potência de saída do transceptor é primeiramente medida. Uma antena de referência de ganho conhecido e padrão estão ligados a um analisador de espectro para o campo a medição da força.

5.1.4 Teste de Comunicações Conformidade Protocolo

O Teste de Comunicações Conformidade Protocolo é usado para o desenvolvimento de software para a CP1 e distribuído aos operadores de rádio amador do mundo. O protocolo especifica a exata frequência, modos, conteúdo e tempo de transmissões.



CONCLUSÃO

Foram obtidos durante os doze meses de execução do Projeto de Pesquisa: **“NANOSATC-BR1 – PLANEJAMENTO E LOGÍSTICA DE TESTES”** resultados satisfatórios com uma evolução nas partes de testes para Cubesats.

O Projeto de Pesquisa no que se relaciona a "Testes" tem como propósito obter resultados práticos com a constante evolução do Projeto NANOSATC-BR1, visto que na etapa atual do Projeto, a fase de Testes é um item muito importante para o sucesso da Missão, que precisam ser estudados e constantemente atualizados.

Um importante resultado foi o acompanhamento, documentação e conclusão dos testes ambientais e funcionais realizados nos dois modelos de CubeSat do Projeto, através do documento de AI&T do NANOSATC-BR1.

Em paralelo foi efetuada a estruturação e a atualização dos documentos disponíveis no "servidor" - FTP/FILEZILLA. A atualização do servidor é uma importante etapa do Projeto que permite e aperfeiçoa a comunicação interpessoal dos Recursos Humanos do Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats e mais especificamente do Projeto NANOSATC-BR1.



REFERÊNCIAS

DURÃO, O. S. C., SCHUCH, N. J., et. al. **DOCUMENTO PRELIMINAR DE REVISÃO - STATUS DE ENGENHARIAS E TECNOLOGIAS ESPACIAIS DO PROJETO NANOSATC-BR – DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS**. Documento apresentado a AEB. Maio 2011. p. 256.

BÜRGER, E. E., **Interface Lançador/Cubesat para o Projeto do NanoSatC-BR**. Relatório Final de Bolsa PIBIC/INPE – CNPq. pp.76 2009. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE, Santa Maria, RS. 2009.

AI&T Plan. Documento Interno LIT. São José dos Campos, SP. 20XX. 34p.

CubeSat Design Specification, CalPoly University, Rev.12, 2009;

Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual. Iss. 5 , Rev. 0, ISRO, 2005;

GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS)
For GSFC Flight Programs and Projects