



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2012/03.16.13.06-TDI

**VERIFICAÇÃO DE REQUISITOS AMBIENTAIS NOS
PROJETOS ESPACIAIS POR MEIO DE TESTES:
ESTRATÉGIAS DE VERIFICAÇÃO E ENSAIOS
AMBIENTAIS APLICADOS A MODELOS DE
QUALIFICAÇÃO E VOO NO PROGRAMA CBERS**

Hadler Egydio da Silva

Dissertação de Mestrado do
Curso de Pós-Graduação em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/
Gerenciamento de Sistemas Espaciais,
orientada pelo Dr. Leonel Fernando Perondi,
aprovada em 10 de fevereiro de 2012.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3BH8S5L>

INPE
São José dos Campos
2012

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:

Ivone Martins - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2012/03.16.13.06-TDI

**VERIFICAÇÃO DE REQUISITOS AMBIENTAIS NOS
PROJETOS ESPACIAS POR MEIO DE TESTES:
ESTRATÉGIAS DE VERIFICAÇÃO E ENSAIOS
AMBIENTAIS APLICADOS A MODELOS DE
QUALIFICAÇÃO E VOO NO PROGRAMA CBERS**

Hadler Egydio da Silva

Dissertação de Mestrado do
Curso de Pós-Graduação em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/
Gerenciamento de Sistemas Espaciais,
orientada pelo Dr. Leonel Fernando Perondi,
aprovada em 10 de fevereiro de 2012.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3BH8S5L>>

INPE
São José dos Campos
2012

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Si38v Silva, Hadler Egydio da.
Verificação de requisitos ambientais nos projetos espaciais por meio de testes: estratégias de verificação e ensaios ambientais aplicados a modelos de qualificação e voo no programa CBERS / Hadler Egydio da Silva. – São José dos Campos : INPE, 2012.
xxiv + 171 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2012/03.16.13.06-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012.

Orientador : Dr. Leonel Fernando Perondi.

1. testes ambientais. 2. verificação. 3. requisitos. 4. satélites artificiais. I.Título.

CDU 629.783

Copyright © 2012 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita do INPE, com exceção de qualquer material fornecido especificamente com o propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2012 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming, or otherwise, without written permission from INPE, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.

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. Petrônio Noronha de Souza



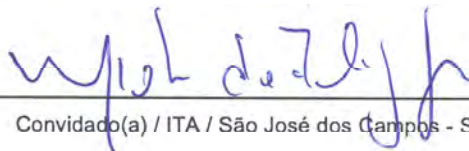
Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Leonel Fernando Perondi



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

Dr. Milton de Freitas Chagas Junior



Convidado(a) / ITA / São José dos Campos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

() maioria simples

unanimidade

Aluno (a): Hadler Egydio da Silva

São José dos Campos, 10 de fevereiro de 2012

"Criatividade não tem método nem rito. Recursos criadores não são quantificáveis".

Jogo Terminal - Floro Freitas de Andrade

A meu pai e amigo Luiz, que sempre acreditou na importância da educação, porém, cujo tempo não lhe permitiu compartilhar comigo os anos em que estive empenhado na realização deste trabalho.

AGRADECIMENTOS

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), pela oportunidade de estudos e utilização de suas instalações.

Aos doutores e mestres que apoiaram a criação da Área de Concentração de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, em especial: Maria do Carmo, Leonel Perondi, Amauri Montes e Petrônio Noronha.

Ao meu orientador, Dr. Leonel Fernando Perondi, pela amizade, pelo apoio e por toda a paciência.

A minha esposa Flávia, por todo apoio, auxílio e carinho que sempre me prestou, me encorajando e possibilitando tempo para que eu pudesse me dedicar aos meus estudos.

As minhas filhas Maria Lúcia e Ana Luisa pela compreensão nos momentos de ausência.

Aos professores da Pós-graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais, pelo conhecimento compartilhado.

Aos meus amigos e companheiros de mestrado, sempre juntos nos momentos importantes deste trabalho, em especial ao Inaldo e à Suely.

A todos os meus familiares que sempre torceram por mim, especialmente nas etapas difíceis da vida.

A todas as pessoas que, direta ou indiretamente, contribuíram para a realização desta Dissertação.

A Deus, sempre presente.

RESUMO

O método de verificação por testes é largamente empregado na estratégia de desenvolvimento de sistemas espaciais. Os testes ambientais constituem-se na principal expressão deste método e, portanto, é relevante que se efetue um estudo abrangente sobre testes ambientais, incluindo suas características e a infraestrutura necessária a sua realização. Esta dissertação objetiva proporcionar entendimento abrangente e aprofundado a respeito do tema de verificação por testes ambientais, com ênfase a sua aplicação em programas espaciais. Buscar-se-á disponibilizar um estudo sobre a evolução do conceito de verificação e testes ambientais em programas espaciais, assim, como uma visão panorâmica, atualizada, sobre o estado-da-arte e tendências relativos a este tema, especialmente no que tange à infraestrutura. Apresentar-se-á, também, um estudo comparativo entre as diretivas preconizadas pelo padrão European Cooperation for Space Standardisation (ECSS) e aquelas implementadas pelo INPE, referentes a processos e filosofia de verificação através de testes ambientais. Finalmente, buscar-se-á disponibilizar um conjunto de propostas para aprimoramento dos processos de verificação correntemente implementados pelo INPE em seus projetos.

**VERIFICATION OF ENVIRONMENTAL PROJECTS REQUIREMENTS
THROUGH SPACE TESTING: STRATEGIES FOR VERIFICATION AND
ENVIRONMENTAL TESTS APPLIED TO QUALIFICATION MODELS AND
SPACE FLIGHT MODELS IN CBERS PROGRAM**

ABSTRACT

The method of verification by testing is a widely used strategy in the development of space systems. Environmental tests are the main expression of this method and therefore it is important to undertake a comprehensive study of environmental testing, including its characteristics and the infrastructure necessary to its realization. This dissertation aims at providing in-depth and comprehensive understanding on the subject of verification by environmental testing, with emphasis to its application to space programs. The work will attempt to provide a reference on the evolution of the concept of verification and environmental testing in space programs, as well as an overview of the state-of-the-art and trends related to this subject, especially with regard to infrastructure. It will also give a comparative study between the directives set forth by the European Cooperation for Space Standardization (ECSS) and those implemented by INPE, regarding processes and philosophy of verification through environmental testing. Finally, proposals for improving the verification processes currently implemented in INPE's projects will be provided.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 - Entrada de requisitos para o sistema satélite	5
Figura 2.2 - Ciclo de vida de um projeto espacial típico	12
Figura 2.3 - Marcos de projeto para equipamentos e suas fases	14
Figura 3.1 - Atividades e processos de verificação	26
Figura 3.2 - Documentação e Relacionamento com a Verificação	31
Figura 3.3 - Níveis de alocação de requisitos e verificação	32
Figura 3.4 - Diagrama em V para o desenvolvimento de um sistema satélite	45
Figura 3.5 - Síntese	46
Figura 4.1 - Requisitos para as margens de temperatura para o CBERS	54
Figura 4.2 - Exemplo de gráfico de uma TVT	55
Figura 4.3 - Exemplo de gráfico de uma TCT	57
Figura 4.4 - Exemplo de controle de entrada de um teste de vibração senoidal	62
Figura 4.5 - Exemplo de controle de entrada de um teste de vibração randômica	65
Figura 4.6 - Exemplo de leitura da aceleração durante teste de vibração randômica	65
Figura 4.7 - Exemplo de registro de leitura da aceleração de um choque mecânico	69
Figura 6.1 - Câmara térmica de larga escala do LIT – LSTVC	82
Figura 7.1 - Preparação para testes com o Skylab no SPF- Glenn Research Center	99
Figura 7.2 - Preparação de testes no módulo de pouso do Rover	102
Figura 7.3 - Vista em corte do simulador de espaço de 25 ft do JPL	104
Figura 7.4 - Teste com TM de um dos módulos da BepiColombo no LSS / ESTEC ..	105
Figura 7.5 - Configurações dos simuladores de movimento	106
Figura 7.6 - Instalação da porta principal na RATF	112
Figura 7.7 - Modelo de Voo do Envisat sendo ensaiado no HYDRA	122
Figura 8.1 - Plataforma CBERS	125
Figura 8.2 - O CBERS 3&4	126
Figura 8.3 - Vistas do CBERS 3&4 e alocação de responsabilidades	127
Figura 8.4 - Árvore do Produto CBERS 3&4 Módulo de Serviço	128
Figura 8.5 - Árvore do Produto CBERS 3&4 Módulo de Carga Útil	129
Figura 8.6 - Fases do ciclo de vida para o CBERS	134
Figura 8.7 - Abordagem por modelos do CBERS	135
Figura 8.8 - Composição dos modelos físicos de nível superior	145
Figura 8.9 - Interações dos modelos numéricos com o sistema	148
Figura 8.10 - Interação planejada do sistema completo	154
Figura 8.11 - Interação real incluindo apenas parte afetada	157

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 - Modelos adotados nas estratégias de desenvolvimento de satélites.....	8
Tabela 2.2 - Ordenação das revisões de projeto de um ciclo completo genérico.....	12
Tabela 3.1 - Requisitos operacionais - questões básicas	20
Tabela 3.2 - Métodos de verificação ECSS, DoD e INPE	34
Tabela 3.3 - Categorias dos produtos de acordo com a sua hereditariedade.....	40
Tabela 4.1 - Exemplo de especificação de TVT para um equipamento do CBERS	55
Tabela 4.2 - Exemplo de especificação de TCT para um equipamento do CBERS.....	56
Tabela 4.3 - Exemplo de especificação de choque térmico para o programa CBERS...	58
Tabela 4.4 - Exemplo de especificação de teste de vibração senoidal do CBERS.....	60
Tabela 4.5 - Exemplo de especificação de teste de vibração randômico do CBERS.....	63
Tabela 4.6 - Exemplo de especificação de ensaio acústico no CBERS	67
Tabela 4.7 - Exemplo de especificação de choque mecânico do CBERS.....	68
Tabela 5.1 - Sumário dos testes ambientais por classe de equipamentos.....	71
Tabela 5.2 - INPE e ECSS.....	72
Tabela 6.1 - Testes ambientais e equipamentos para sua realização.....	77
Tabela 6.2 - Sumarização das principais facilidades de teste disponível no INPE	80
Tabela 7.1 - Comparação das Câmaras Vácuo-térmicas da ESA e INPE	86
Tabela 7.2 - Comparação entre as câmaras vácuo-térmicas da NASA e INPE.....	93
Tabela 7.3 - Comparativo entre as instalações selecionadas e a disponível no INPE..	108
Tabela 7.4 - Levantamento e classificação das câmaras acústicas	111
Tabela 7.5 - Breve comparação entre a RATF e a RAC disponível no INPE.....	113
Tabela 7.6 - Comparação entre os shakers europeus e o do INPE	115

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AIT	Assembly Integration and Test
AIV	Assembly Integration and Verification
AOCS	Attitude & Orbit Control System
AR	Acceptance Review
ARC	Ames Research Center
ArC	Ar Comprimido
ARPT	Analysis Report
ASD	Acceleration Spectral Density
ATFI	Aerospace Technical Facility Inventory
BCHC	Battery Charge and Heating Controller
BDR	Battery Discharger Regulator
BR	Brasil
CAST	Chinese Academy of Space Technology
CBERS	China-Brazil Earth Resources Satellite
CDR	Critical Design Review
CETIM	Centre Technique des Industries Mécaniques
CRR	Commissioning Result Review
CSL	Centre Spatial de Liège
CTU	Central Thermal Unit
CVT	Câmara Vácuo-térmica
DC	Direct Current
DCS	Data Collecting Subsystem
DDR	Battery Discharger Regulator
DFRC	Dryden Flight Research Center
DoD	Department of Defence
DVM	Design and Verification Matrix
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EMC	Electromagnetic Compatibility
EMI	Electromagnetic Interference
EGSE	Eléctrical Grownd suport Equipment
EIDP	End Item Data Package
ELR	End-of-life Review
EM	Engineering Model
EPSS	Electrical Power Supply Subsystem
EQM	Engineering and Qualification Model
ESA	European Space Agency
ESTEC	European Space Research and Technology Centre
ETFI	Environmental Test Facility Inventory
EVS	Environmental Specification
FEMCI	Finite Element Modeling Continuous Improvement
FCC	Federal Communications Commission
FM	Flight Model
FRR	Flight Readiness Review

FS	Flight Spare
GN	Gás Nitrogênio
GPS	Global Positioning System
GRC	Glenn Research Center
GRIN	Great Images in NASA
GSE	Ground Support Equipment
GSFC	Goddard Spaceflight Center
IDS	Interface Data Sheet
INPE	Instituto Nacional de Pesquisa Espaciais
IRPT	Inspection Report
IRS	Infrared Scanner Camera Subsystem
IRSCAM	Imageador por Varredura de Média Resolução
ISO	International Organization for Standardization
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JPL	Jet Propulsion Lab
JSC	Johnson Space Center
KSC	Kennedy Space Center
LIT	Laboratório de Integração e Testes
LRC	Langley Research Center
LRR	Launch Readiness Review
LSS	Large Space Simulator
LSTVC	Large Scale Thermal Vacuum Chamber
MCR	Mission Close-out Review
MD	Modelo de Desenvolvimento
MDR	Mission Definition Review
MECB	Missão Espacial Completa Brasileira
MGSE	Mechanical Grownd suport Equipment
MLI	Multi Layer Isolation
MQ	Modelo de Qualificação
MSFC	Marshall Space Flight Center
MU	Mock-up
MUXCAM	Multispectral Camera
MV	Modelo de Voo
MWT	MUX & WFI Transmitter
NA	Nível de Aceitação
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NCR	Non Conformance Report
NQ	Nivel de Qualificação
OBDH	On Board Data Handling Subsystem
OCOE	Overall CheckOut Equipment
OR	Operational Review
ORR	Operation Readiness Review
OSPL	Overall Sound Pressure Level
PANMUX	Panchromatic Multispectral Camara Subsystem
PDR	Preliminary Design Review

PFM	Protoflight Model
PIT	Panmux & Irscom Data Subsystem
PMM	Plataforma Multi-Missão
PRR	Preliminary Requirement Review
PSD	Power Spectral Density
QM	Qualification Model
QR	Qualification Review
RAC	Reverberant Acoustic Chamber
RAFT	Reverberant Acoustic Test Facility
RF	Radio Frequency
RFD	Request for Deviation
RFW	Request for Waiver
RM	Radio-electric Mock-up
ROD	Review of Design
RRPT	Review of design Report
RTU	Remote Terminal Unit
SAG	Solar Array Generator
SCOE	Special Checkout Equipment
SM	Estructural Model
SPF	Space Power Facility
SPS	Satellite Payload Simulator
SRR	System Requirement Review
SSC	Stennis Space Center
SSS	Satellite Service Simulator
STAR	Satellite Test Assistance Robot
STFC	Science and Technology Facilities Council
STM	Modelo Estrutural e Térmico
STRU	Structure
TBT	Thermal Balance Test
TCL	Test Configuration List
TCT	Teste de Ciclagem Térmica
TCU	Thermal Control Unit
TM	Thermal Model
TPRO	Test Procedure
TRPT	Test Report
TRRB	Test Readiness Review Board
TRS	Test Requirements specification
TSPE	Test Specification
TTCS	S-band Telemetry and Telecommand
TVT	Teste Vácuo-térmico
USA	United States of America
VCD	Verification Control Document
VP	Verification Plan
VRPT	Verification Report
WFICAM	Wide Field Imaging Camera

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
2 PROJETOS NA ÁREA ESPACIAL	5
2.1. Visão Geral	5
2.2. Filosofia de Modelos.....	6
2.3. O Ciclo de Vida de Projetos Espaciais.....	9
3 VERIFICAÇÃO DE REQUISITOS - HISTÓRICO E CONCEITOS.....	17
3.1. Breve história da verificação de requisitos na área espacial	17
3.2. Requisitos	18
3.2.1. Tipos de requisitos	19
3.2.2. Evolução dos requisitos em um programa espacial	21
3.3. Verificação	23
3.3.1. Objetivos da verificação	24
3.3.2. Processo de verificação	25
3.3.3. Verificação ao longo do ciclo de vida do produto espacial	30
3.3.4. Métodos de verificação.....	33
3.4. Avaliação das técnicas para definição da estratégia de verificação	41
3.5. Verificação nos diferentes níveis de decomposição do produto	42
4 TESTES AMBIENTAIS	47
4.1. Tipos de testes ambientais – síntese.....	52
4.1.1. Vácuo-térmico	52
4.1.2. Ciclagem Térmica	56
4.1.3. Choque Térmico.....	57
4.1.4. Vibração Senoidal	58
4.1.5. Vibração Randômica ou Aleatória	62
4.1.6. Acústico.....	66
4.1.7. Choque mecânico	67
4.1.8. O <i>Sine burst</i>	69
5 TESTES: COMPARAÇÃO ENTRE OS PADRÕES INPE E ECSS	71
5.1. Diferenças em relação aos testes de Choque Térmico	73
5.2. Diferença em relação ao teste acústico	74
5.3. Diferença em relação ao choque mecânico.....	74
6 PRINCIPAIS FACILIDADES DE TESTES DISPONÍVEIS NO INPE	77
7 ESTADO-DA-ARTE EM TESTES AMBIENTAIS	83
7.1. Câmaras vácuo-térmicas	98
7.1.1. Câmara de Vácuo do SPF - Space Power Facility	98
7.1.2. 25 Ft Space Environment Simulation Laboratory	101
7.1.3. Large Space Simulator (LSS) / ESTEC	105
7.2. Câmaras Acústicas	109
7.2.1. Câmara Acústica Reverberante	109
7.3. Os shakers.....	114
7.3.1. O Shaker Hydra da ESTEC.....	121
8 O PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO – UM ESTUDO DE CASO	125

8.1. A Plataforma CBERS 3&4	126
8.1.1. Divisão de responsabilidades entre Brasil e China	127
8.2. Estratégia de desenvolvimento e verificação do CBERS.....	130
8.2.1. Os modelos estruturais SM1, SM2 e a estrutura FM.....	136
8.2.2. O modelo elétrico EM	138
8.2.3. O modelo RM	142
8.2.4. O SSS e o SPS	143
8.2.5. O modelo Térmico TM.....	146
8.2.6. O Modelo Térmico Analítico	149
8.2.7. O modelo mecânico analítico e o projeto térmico.....	151
8.3. Algumas dificuldades ocorridas durante o desenvolvimento	155
9 CONCLUSÕES.....	161
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	168

1 INTRODUÇÃO

A verificação da incorporação de requisitos em um projeto espacial é passo essencial para que se garanta a qualidade e confiabilidade do produto final. Através de processos e métodos de verificação são providas evidências de atendimento ou não de requisitos especificados.

Dentre os métodos de verificação, o método *teste* é o que fornece maior grau de confiança em relação a seus resultados. Entre os testes a que são submetidos os produtos espaciais encontra-se o grupo denominado *testes ambientais*. Tais testes, objeto do presente estudo, objetivam demonstrar que o equipamento produzido atende requisitos fundamentais, tais como aqueles advindos das acelerações e vibrações que acompanham o lançamento, ou do fadigamento térmico que acompanha a operação em órbitas baixas, em condições de vácuo. É, assim, aferido se as características comportamentais do objeto testado, em condições de severidade semelhantes ou superiores às que passará durante sua vida útil, atendem aos requisitos estabelecidos para voo.

Informações e questões relativas ao tema teste ambiental são, na maioria dos casos, restritas a pequenos grupos de trabalho, com extremo grau de especialização. Visando transmitir, mais amplamente, os conceitos sobre testes ambientais, sua aplicabilidade, posição em relação ao ciclo de vida, práticas adotadas por organizações estrangeiras e a fronteira em relação às instalações de teste disponíveis nos principais centros, esta dissertação tratará de aspectos fundamentais no desenvolvimento e fabricação do produto espacial, levando o leitor a um conhecimento progressivo em relação às estratégias, normalmente bastante específicas, de desenvolvimento e verificação em um programa espacial.

O estudo mais aprofundado sobre os métodos de verificação de requisitos, seus mecanismos de controle e vínculos ao longo do projeto espacial, apresentado nesta dissertação, será realizado tendo como estudo de caso os

satélites do Programa CBERS – China-Brazil Earth Resources Satellites. O estudo apresentado e as demais comparações realizadas em relação às práticas adotadas pelos principais centros em seus programas espaciais permitem não apenas avaliar as técnicas adotadas pelo INPE, no referido programa, mas também vislumbrar a ponta do desenvolvimento no que tange ao tema.

Como resultado do estudo das estratégias de desenvolvimento e verificação adotadas para os satélites da família CBERS, foi possível mapear a relação existente entre os vários modelos de desenvolvimento e testes utilizados, e a partir daí propor alterações, válidas sob determinados pressupostos, para os próximos satélites da família, que poderão viabilizar, mediante estudos futuros mais aprofundados, reduções de custo e prazo na produção desses satélites.

Por este estudo, foi possível, também, evidenciar as adaptações implementadas em nível de sistema, divergindo do planejamento original, a fim de compensar o impacto dos atrasos nos cronogramas dos equipamentos na produção do CBERS.

O objetivo desta dissertação é efetuar um estudo abrangente e metódico acerca da utilização dos testes ambientais na verificação de requisitos em projetos da área espacial. Especificamente, pretende-se:

- apresentar um histórico sobre a evolução do conceito de verificação de requisitos bem como sobre sua utilização em programas espaciais, incluindo seu posicionamento em relação ao ciclo de vida de projetos na área espacial;
- apresentar estudo detalhado e descrição dos testes ambientais em programas espaciais, como preconizado pelo Padrão ECSS , “*Space Engineering – Testing*”, ECSS-E-10-03A;

- apresentar estudo detalhado e descrição das diretivas para testes ambientais e sua infraestrutura no âmbito do Programa Espacial Brasileiro, com foco em projetos de plataformas orbitais;
- apresentar uma visão panorâmica sobre o estado-da-arte em testes ambientais em projetos de satélites, incluindo tópicos como infraestrutura, e verificação por meio de simulações computacionais;
- propor aprimoramentos para os processos e meios de verificação de requisitos por meio de testes ambientais empregados pelo INPE.

O trabalho se encontra estruturado da seguinte forma:

- no Capítulo 2, será apresentada uma visão geral sobre programas espaciais e suas peculiaridades, tais como: filosofia de modelos, ciclo de vida e marcos de projeto, e fases; objetiva prover ao leitor um entendimento básico sobre abordagens para o desenvolvimento de sistemas espaciais, como também a estruturação requerida;
- no Capítulo 3, será apresentado um histórico sucinto sobre verificação de requisitos na área espacial, bem como conceitos básicos sobre requisitos, verificação, processos e documentação envolvidos; também, serão abordados e comparados os métodos de verificação adotados pelo DoD, ECSS e INPE, e sua localização em relação ao ciclo de vida; finalmente, será estudada a relação entre verificação e estratégia de desenvolvimento no projeto de uma plataforma orbital;
- o Capítulo 4 trata dos testes ambientais, em especial sua necessidade, aplicação, e tipicidade;
- o Capítulo 5 apresenta uma comparação entre os testes ambientais, relativos a cada classe de equipamento de um satélite, preconizados pela ESA e pelo INPE, discutindo as diferenças encontradas;

- no Capítulo 6 são apresentadas as principais facilidades disponíveis no INPE para testes ambientais, bem como informações básicas sobre o funcionamento e objetivos desses equipamentos na realização desses ensaios;
- no Capítulo 7 disponibiliza-se um inventário de instalações e laboratórios que executam ensaios vácuo-térmicos, acústicos e de vibração, disponíveis tanto na Europa, nos setores governamental e privado, quanto nos Estados Unidos, no setor governamental. Apresenta-se, também, em relação a este inventário, pormenorizações sobre as instalações que consideramos representar o estado-da-arte, assim como cruzamento direto entre os dados destas com os do LIT/INPE;
- no Capítulo 8, apresenta-se um estudo de caso acerca da estratégia de desenvolvimento e verificação do programa CBERS, incluindo modelos utilizados, estrutura do programa e alguns problemas enfrentados durante seu desenvolvimento; disponibilizam-se diagramas que auxiliam o entendimento da estratégia de desenvolvimento e filosofia adotadas;
- no Capítulo 9, encontram-se as conclusões deste trabalho, incluindo propostas de aprimoramentos para os processos e meios de verificação de requisitos, via testes ambientais, empregados pelo INPE.

2 PROJETOS NA ÁREA ESPACIAL

2.1.Visão Geral

Tempo, custo e qualidade são, normalmente, tratados como as principais variáveis a serem otimizadas em projetos. O fator qualidade engloba não só o grau de aderência do produto final às especificações de projeto, como também a capacidade de atendimento aos requisitos do usuário final.

O projeto de um satélite demanda a satisfação de uma série de requisitos, advindos, como ilustrado na Figura 2.1, basicamente de quatro fontes:

- a) usuário final do sistema;
- b) segmento de solo;
- c) segmento lançador;
- d) ambiente espacial.

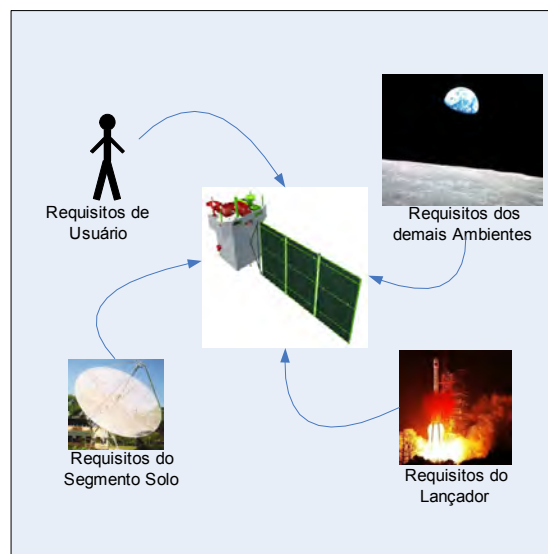


Figura 2.1 - Entrada de requisitos para o sistema satélite

Pelo mapeamento de todas as restrições e necessidades advindas dessas fontes, é possível estabelecer os requisitos de mais alto nível da missão, tratados, neste trabalho, como sendo o nível de sistema de sistemas e o desdobramento desses requisitos para os níveis menores, sistema (elemento), subsistema e equipamentos.

2.2.Filosofia de Modelos

Trata-se de questão fundamental a ser decidida nas fases iniciais de um projeto espacial, diretamente relacionada a custo e risco, e que terá forte impacto no cronograma de desenvolvimento do produto espacial.

A norma de verificação define filosofia de modelo como sendo *o número ideal de modelos físicos e suas características, necessários para que se atinja a confiança requerida na verificação do produto, com o planejamento mais simples possível e uma ponderação adequada de custos e riscos* (ECSS, 2009b).

A filosofia do modelo a ser adotada deve ser definida tão cedo quanto possível no âmbito do projeto, tendo em conta os recursos disponíveis e o nível de riscos tecnologicamente definido como aceitável (ECSS, 1996).

A filosofia de modelos a ser implementada é definida por meio de processo iterativo, que combina limitações programáticas, estratégias de verificação e as características do programa de integração e teste, tendo em conta o estado de desenvolvimento dos conceitos e/ou arquiteturas candidatos à solução do projeto (ECSS, 2009).

Deste modo, o termo filosofia de modelos pode ser também entendido como sendo a estratégia de desenvolvimento escolhida com base nas características dos modelos físicos, necessárias para que a verificação atinja grau de confiança suficiente para o cumprimento da missão, com ponderação adequada de custos e riscos.

A abordagem de verificação do sistema, baseado no número de modelos físicos a serem construídos, será uma consequência da filosofia de modelos escolhida.

Segundo o padrão ECSS, um modelo é a *representação física ou abstrata de aspectos relevantes de um item ou processo, apresentada como base para cálculos, previsões ou avaliação mais aprofundada* (ECSS, 2004).

Segue abaixo, na Tabela 2.1, uma compilação dos principais modelos, físicos ou não, cuja combinação de características trará, de acordo com a estratégia de desenvolvimento adotada, características sinérgicas ao sistema do ponto de vista da verificação de requisitos.

A sintetização a seguir, ainda que tenha fonte em versão de padrão atualmente suprimida, é, todavia, válida conceitualmente nos programas atualmente desenvolvidos.

A filosofia de modelos, ou estratégia de desenvolvimento, adotada para alcançar com certa confiança a verificação dos requisitos de dada missão, estará vinculada à decisão de quantos, quais, em que ordem e momento os modelos devem ser construídos e verificados. A abrangência final atingida na verificação em nível de sistema – e, conseqüente, confiabilidade final – estará, desta forma, diretamente vinculada aos modelos escolhidos, uma vez que cada modelo é capaz de fornecer uma gama limitada de respostas acerca de requisitos pré-estabelecidos para o sistema.

Tabela 2.1 - Modelos adotados nas estratégias de desenvolvimento de satélites

Modelo	Objetivos	Representatividade	Aplicabilidade	Comentários
Mock-up (MU)	<ul style="list-style-type: none"> layout otimização validação do procedimento de integração; verificação de posições. 	<ul style="list-style-type: none"> configuração geométrica; layouts; interfaces. 	níveis de Sistema de sistemas /elemento	<p>De acordo com sua representatividade MUs são classificadas como:</p> <ul style="list-style-type: none"> baixa fidelidade; alta fidelidade (para ser mantida sob controle de configuração)
Modelo de Desenvolvimento (MD)	confirmação da viabilidade de projeto.	<ul style="list-style-type: none"> total conformidade com requisitos funcionais elétricos de acordo com os objetivos de verificação (tamanho, forma podem não ser representativos) 	todos os níveis	testes de desenvolvimento
Modelo de Integração (IM)	<ul style="list-style-type: none"> desenvolvimento funcional; validação de procedimentos. 	representatividade funcional departes comerciais	todos os níveis	<ul style="list-style-type: none"> testes de desenvolvometo pode ser considerado algo entre o Mock-up e EM por vezes também chamado de modelo elétrico
Suitcase	simulação da performance funcional e RF	<ul style="list-style-type: none"> design flight partes comerciais; representativo funcionalmente; 	nível de equipamento / nível de sistema de sistemas	testes de qualificação
Modelo Estrutural (SM)	<ul style="list-style-type: none"> qualificação do projeto estrutural; validação do modelo estrutural matemático. 	<ul style="list-style-type: none"> padrão de voo com relação aos parâmetros estruturais; dummies estruturais dos equipamentos. 	nível de subsistema (estrutura); às vezes isso pode ser considerado de nível de sistema, se envolver outros subsistemas ou se se fundirem com o fluxo de teste do sistema.	testes de qualificação
Modelo Térmico (TM)	<ul style="list-style-type: none"> qualificação do projeto térmico; validação do modelo térmico matemático 	<ul style="list-style-type: none"> padrão de voo em relação aos parâmetros térmicos; dummies térmicos dos equipamentos. 	<ul style="list-style-type: none"> nível de subsistema (controle térmico) em algum momento poderia ser considerado de nível de sistema, se envolve outros subsistemas ou se se fundir com o fluxo de teste do sistema; 	testes de qualificação
Modelo Estrutural e Térmico (STIM)	objetivos do SM e TM	<ul style="list-style-type: none"> representativo do SM e TM dummie termo-estrutural de equipamento 	nível de sistema	testes de qualificação
Modelo de Engenharia (EM)	<ul style="list-style-type: none"> qualificação funcional verificação de deriva de paâmetros 	representative do FM em termos de forma e função exceto redundancias e alta confiabilidade de partes	todos os níveis	testes de qualificação funcionais parciais
Modelo de Engenharia e Qualificação (EQM)	<ul style="list-style-type: none"> qualificação funcional do projeto EMC 	representativo do modelo de voo (FM)	todos os níveis	qualificação dos testes funcionais
Modelo de Qualificação (QM)	qualificação do projeto	representativo do modelo de voo (FM)	<ul style="list-style-type: none"> nível de equipamento nível de subsistema 	testes de qualificação
Flight Model (FM)	uso em voo	projeto de voo completo	todos os níveis	testes de aceitação
Protoflight Model (PFM)	<ul style="list-style-type: none"> qualificação do projeto uso em voo 	projeto de voo completo	todos os níveis	testes de qualificação em nível de protoflight
Spare de voo (FS)	sobresalente para uso em voo	projeto de voo completo	nível de equipamento	testes de aceitação
Simulador	validação de conceitos operacionais	validação de conceitos operacionais	todos os níveis	testes de qualificação orientados a requisitos específicos.

Fonte: adaptado de ECSS (1998)

2.3.O Ciclo de Vida de Projetos Espaciais

O ciclo de vida de projetos na área espacial está organizado em fases sequenciais, separadas por reuniões formais de revisão, que aprovam ou não a passagem do projeto para a fase seguinte, tendo como objetivo principal maximizar a confiabilidade do produto final. Com este intuito, é desenvolvida uma sequência de modelos até que se chegue a um produto final que atenda a todas as especificações requeridas para a missão.

Projetos usuais, na abordagem híbrida, contemplam ao menos os seguintes modelos para equipamentos: Modelo de Engenharia (EM), Modelo de Qualificação (QM) e o Modelo de Voo (FM). A filosofia de modelos em projetos na área espacial objetiva garantir que o projeto final atenda a todos os requisitos especificados, e que, sobretudo, o Modelo de Voo esteja livre de defeitos, para que não haja necessidade de passar por testes tão rigorosos quanto os de qualificação.

A fabricação e os testes sequenciais, verificando requisitos em diferentes níveis, constituem uma abordagem que possibilita que o modelo que irá ao espaço seja aprovado por similaridade com o modelo ou modelos de qualificação, em considerável parte dos seus requisitos.

O Modelo de Engenharia é fabricado a partir de partes e materiais funcionalmente equivalentes àqueles qualificados para aplicação espacial. Este modelo é utilizado para a qualificação funcional do projeto do produto, exceto no que tange às verificações de redundância, demonstração de tolerância a falhas e checagem da “*deriva*” de parâmetros (ECSS,1998). O Modelo de Engenharia é também utilizado para a validação final de facilidades de teste e do “*Ground Support Equipment – GSE*”, bem como de processos correlatos.

O Modelo de Qualificação, por sua vez, é fabricado conforme o projeto funcional qualificado pelo Modelo de Engenharia (EM), porém exclusivamente com partes e materiais com qualificação espacial. Em princípio, o Modelo de

Voo possui a mesma configuração que o Modelo de Qualificação, salvo “*waivers*” ou desvios que, eventualmente, se fizeram necessários durante a sua fabricação. Os modelos de qualificação e voo são produzidos com processos equivalentes, o que, em princípio, garantiria, por similaridade, que o Modelo de Voo suportaria todas as condições ambientais as quais foi submetido o Modelo de Qualificação. Como, porém, na prática, sempre existirão diferenças entre modelos fabricados independentemente, o Modelo de Voo é, também, submetido a testes funcionais e ambientais, mas em níveis inferiores de exigência (testes ambientais em nível de aceitação).

Concluindo, de forma sintética, temos que:

- a) o Modelo de Engenharia deve ser completo e representativo quanto à funcionalidade e desempenho;

- b) o Modelo de Qualificação deve ser completo e representativo do Modelo de Voo, de modo a demonstrar que o projeto e a fabricação atendam, com suficiente margem, todas as especificações para as condições ambientais previstas para a missão;

- c) o Modelo de Voo deve ser fabricado utilizando exatamente os mesmos processos, ferramental e sequência de operações, utilizados na fabricação dos Modelos de Qualificação, congelados após a Revisão de Qualificação.

Com o objetivo de se atingir alta confiabilidade em projetos espaciais, é essencial que a verificação dos requisitos seja realizada da forma mais completa e apropriada possível. A verificação deve se dar em cada fase do projeto, baseada tanto nos requisitos do programa quanto na “*linha de base*” aprovada na revisão de projeto anterior.

As verificações são efetuadas ao longo de todo o ciclo de desenvolvimento de um produto espacial, e seguem um ou mais dos seguintes métodos consagrados: teste, análise, *review of design*, inspeção, demonstração e similaridade.

Um ciclo de vida típico para um programa espacial é dividido – conforme moldes da norma ECSS-M-ST-10C - Project planning and implementation – em sete fases:

- fase 0 – Análise da missão / Identificação das necessidades;
- fase A – Estudo de viabilidade;
- fase B – Projeto preliminar;
- fase C – Projeto detalhado;
- fase D – Produção e qualificação;
- fase E – Utilização;
- fase F – Descarte.

Dependendo das circunstâncias específicas de um projeto e da aceitação dos riscos envolvidos, as atividades podem sobrepor-se durante as fases do projeto, como ilustrado na Figura 2.2. A definição das revisões de projeto indicadas nessa figura é dada na Tabela 2.2.

Na conclusão das fases indicadas na Figura 2.2, linhas de base de configuração são estabelecidas e haverá um congelamento da documentação de projeto. Mudanças de itens configurados passam a depender de autorização e são controladas.

Tabela 2.2 - Ordenação das revisões de projeto de um ciclo completo genérico

1	MDR- Mission Definition Review	8	ORR - Operational Readiness Review
2	PRR - Preliminary Requirement Review	9	FRR - Flight Readiness Review
3	SRR - System Requirement Review	10	LRR - Launch Readiness Review
4	PDR - Preliminary Design Review	11	CRR - Commissioning Result Review
5	CDR - Critical Design Review	12	ELR - End-of-life Review
6	QR - Qualification Review	13	MCR- Mission Close-out Review
7	AR -Acceptance Review		

Fonte : ECSS (2009b)

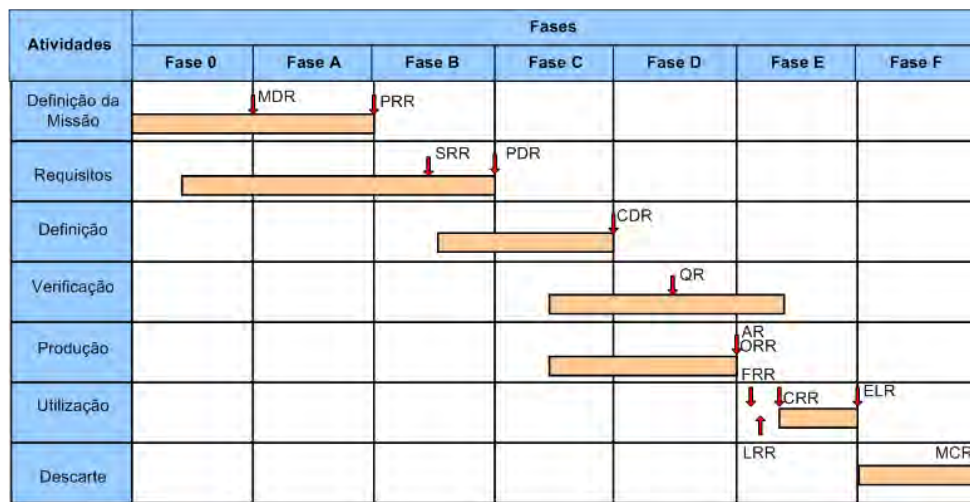


Figura 2.2 - Ciclo de vida de um projeto espacial típico

Fonte : ECSS (2009b)

O ciclo de vida apresentado na Figura 2.2 refere-se ao sistema satélite, desde a definição da missão até o seu descarte. Existem marcos de projeto semelhantes quando consideramos a evolução do projeto sob o prisma dos subsistemas e equipamentos. No Capítulo 8, será apresentado um detalhamento da inter-relação entre marcos de projeto associados a sistema, a subsistemas e a equipamentos.

A Fase 0 é dedicada a um detalhamento da missão e à definição dos requisitos de missão.

A Fase A, por sua vez, é dedicada à identificação de conceitos de sistema para cumprir a missão e pela avaliação de viabilidade do projeto tendo em conta as

limitações técnicas e programáticas identificadas pelo iniciador do projeto e pelos clientes de alto nível. Nesta fase são, também, efetuadas (a) a identificação de todas as atividades e recursos a serem utilizados para desenvolver os segmentos espacial e terrestre do projeto e (b) as avaliações iniciais de risco técnico e programático.

A Fase B é dedicada ao projeto preliminar do sistema, tendo início com a elaboração de requisitos técnicos funcionais de sistema e o planejamento detalhado de todas as atividades do projeto, seguidos do projeto preliminar em nível de subsistemas e equipamentos. Esta fase se encerra com a finalização do projeto do modelo de engenharia.

As fases C e D compreendem todas as atividades a serem realizadas a fim de desenvolver e qualificar os segmentos de solo e espacial, assim como seus produtos.

A fase E compreende todas as atividades a serem executadas a fim de lançar, comissionar, utilizar e manter os elementos do segmento espacial em órbita, bem como utilizar e manter os do segmento terrestre.

A fase F compreende todas as atividades a serem realizadas a fim de descartar com segurança todos os produtos lançados ao espaço (ECSS, 2009).

Cada uma das fases do projeto acima citadas inclui marcos finais na forma de revisões; o resultado determina a disponibilidade do projeto para avançar para a próxima fase.

Abaixo, na Figura 2.3, pode-se visualizar uma adaptação do ciclo de vida de projeto para o ciclo de vida de projeto e fabricação de um equipamento, implementado pelo INPE, que coexistirão com os demais níveis da estrutura analítica do projeto: subsistema e sistema (elemento) e sistema de sistema. Para este caso, a Revisão MDR passa a ser uma revisão de gerenciamento e

não de missão, como indicado na Figura 2.2. As demais revisões mantêm-se inalteradas.

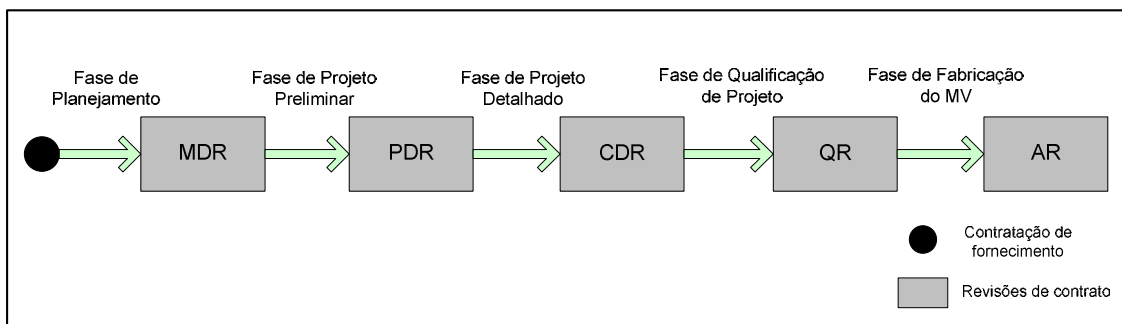


Figura 2.3 - Marcos de projeto para equipamentos e suas fases

Nas revisões indicadas no fluxo da Figura 2.3, são avaliados os planos, soluções, propostas e estudos contidos na documentação de entrega que antecede o evento, assim como o andamento geral do projeto. A passagem para a próxima fase só se dá após aprovação nestes eventos, emitida pelo contratante do projeto.

O Programa Espacial Brasileiro, até o momento, não se utiliza de sete fases como o preconizado pelo padrão ECSS, não considerando, ainda, o planejamento para o descarte do produto espacial. O descarte não faz parte, ainda, dos requisitos para a missão. As demais fases, no entanto, são seguidas.

Abaixo, são descritas em maior detalhe as principais atividades desenvolvidas em cada fase, indicando, também, marcos contratuais de passagem para a próxima fase.

Concepção do Projeto (Fases 0 e A) – Antecede todas as outras. Nela são identificados os requisitos gerais da missão, bem como possíveis estratégias de desenvolvimento. Neste contexto, são feitos estudos de viabilidade técnica, cronograma, estimativa de custos e estabelecimento dos requisitos de mais alto nível, como: budget de massa, envelope e outros.

Fase de Planejamento (Fase B) – Inicia-se com a assinatura do contrato de fornecimento e termina na *Management Document Review*, ou Revisão de Documentação Gerencial (MDR). Esta segunda revisão é aplicável apenas para o desenvolvimento e fabricação de equipamentos. Nota-se que ela apresenta a mesma sigla da *Mission Definition Review*. Nesta fase, a empresa contratada elaborará a primeira versão de uma gama de documentos gerenciais e de planejamento, que devem, por sua vez, explicitar a organização do trabalho a ser adotado.

Fase de Projeto Preliminar (Fase B) – Nesta fase são confeccionadas análises e planos preliminares a respeito do projeto que devem abranger, entre outros, aspectos de partes e materiais, *trade-off*, verificação e testes. Nesta etapa será apresentado o projeto preliminar e respectivo plano de fabricação – que aponta para uma solução funcional de projeto.

Fase de Projeto Detalhado (Fase C) – Inicia-se após a aprovação na *Preliminary Design Review* (PDR) e consiste no detalhamento dos planos e análises iniciados na fase anterior. Durante esta fase será fabricado e testado um Modelo de Engenharia (EM), que possui componentes eletrônicos funcionalmente equivalentes aos que serão utilizados nos modelos de qualificação e voo, porém não qualificados espacialmente. A fabricação do EM permitirá a verificação funcional, de desempenho e de compatibilidade eletromagnética quanto ao conceito adotado e constitui treinamento e possibilidade de aprofundamento dos planos que serão adotados em relação ao posterior Modelo de Qualificação (QM). Durante esta fase também serão feitos os planos detalhados de fabricação e testes do Modelo de Qualificação (QM) que sofrerá modificações até a sua completa aprovação na Critical Design Review - CDR, onde todo um pacote de documentos terá sua configuração fechada e aprovada.

Fase de Qualificação de Projeto (Fase D) – Inicia-se após a CDR e é a fase onde será construído e testado o Modelo de Qualificação. Nesta fase o objeto

de estudo passará por todos os testes ambientais e funcionais em nível de qualificação, de onde se terá evidência objetiva de que o equipamento será capaz de suportar condições de transporte, lançamento e, sobretudo de trabalho. A fase de qualificação do projeto se encerra na *Qualification Review* - QR, período limite para implementação de mudanças em sua configuração, e de onde será congelada sua configuração em pacote de documentos chamado As-Built para este modelo. A partir deste ponto o projeto dos equipamentos não sofrerá mudanças e permitirá a construção de uma réplica que será o real Modelo de Voo (FM).

Fase de Fabricação (Fase D) – Nesta fase serão fabricados os Modelos de Voo dos equipamentos que, após passarem por testes funcionais e ambientais (estes últimos, em nível de aceitação), serão integrados ao satélite e se iniciarão testes funcionais elétricos em nível de sistema, não de equipamento e de subsistema.

Os ensaios procedidos em nível de aceitação, executados nos FMs – em sua maioria – serão os mesmos aplicados aos modelos de qualificação, porém, com um nível de exigência menor que o aplicável ao modelo de qualificação. Ainda que o nível de aceitação propriamente dito já seja imposto de forma a ser superior aos níveis de estresse que cada equipamento sofrerá durante o transporte, lançamento e voo. Sua execução é imperativa para a detecção de discrepâncias de comportamento entre o modelo de qualificação e o modelo de voo. Isto objetiva atingir um nível de confiança relativa a eventuais problemas de *workmanship*, considerando-se que o projeto, na fase anterior, foi qualificado por similaridade. A fase de fabricação termina com a entrega do produto e de seu pacote de documentos – submetidos (e aprovados) na revisão de aceitação, Acceptance Review – AR.

O detalhamento do vínculo existente entre as revisões de projeto em nível de equipamento, subsistema e sistema e o vínculo entre os modelos produzidos será apresentado com mais detalhes no Capítulo 8.

3 VERIFICAÇÃO DE REQUISITOS - HISTÓRICO E CONCEITOS

3.1. Breve história da verificação de requisitos na área espacial

Esta seção apresenta um histórico sucinto sobre a evolução do conceito de verificação de requisitos, com foco em sua utilização em programas espaciais.

A forma mais antiga e comum de verificação é a *inspeção*, apoiando as relações de troca de produtos desde os primórdios da história. Outra forma intuitiva de verificação é o teste, cuja demanda de utilização aumenta na medida em que a tecnologia evolui através dos tempos.

A fabricação de sistemas, com grande complexidade, a partir do Século XX, veio alimentar a cultura de verificação, fornecendo cada vez mais ferramentas capazes não só de atestar a qualidade final de um produto, como também de inserir melhorias ao longo do processo de desenvolvimento e fabricação.

A associação entre a produção de sistemas em larga escala e a qualidade dos produtos finais está intimamente ligada aos meios cada vez mais eficazes de controle da produção, uma vez que defeitos podem se propagar até o mais alto nível de montagens, onerando em demasia, ou mesmo inviabilizando, o produto final.

No setor espacial, a verificação sempre esteve presente, assim como em outros setores ligados a sistemas com alto conteúdo tecnológico, nestes, porém, sem definições e métodos formalmente estabelecidos e divulgados.

Entre as fontes do termo verificação, na acepção correntemente utilizada, encontra-se o documento *ECSS-E-10-02A, Space Engineering: Verification*, datado de novembro de 1998, no âmbito de um esforço europeu de padronização de seus programas. Neste documento, encontram-se não só uma definição do termo como também todo o formalismo embutido na idéia de avaliação de um requisito. Igualmente, são apresentados os processos, os

métodos, a documentação envolvida e, principalmente, a estruturação de um programa de verificação. Esta estruturação permanece válida até o presente.

Os programas desenvolvidos no âmbito da área militar e espacial estadunidense passaram a ter uma referência formal sobre verificação através da evolução de um dos padrões já existentes da norma militar, mais especificamente na versão *D* da norma *MIL-STD-1540*, criada em 1999.

O programa de verificação definido neste documento é muito similar ao documento da contraparte europeia, porém implementando algumas poucas diferenças teóricas e de nomenclatura, principalmente no tocante a definições em relação aos métodos de verificação. A norma militar estadunidense optou por estabelecer como sendo cinco os métodos de verificação, a partir de um desdobramento dos quatro métodos formalmente definidos pelo padrão *ECSS-E-10-02A*, quais sejam: análise, teste, inspeção e *review of design*.

Pode-se dizer de forma sintética que a verificação no seu sentido mais amplo sempre esteve presente e atuante na história dos programas espaciais pelo mundo, e que sua formalização se deu principalmente a partir da necessidade de divulgação destes conceitos, seja pela ampliação da participação de empresas ligadas ao setor ou pela demanda crescente por qualidade e redução de custos.

Pormenorizações em relação às diferenças entre os padrões citados, como também os principais aspectos ligados a um programa de verificação de requisitos são abordados nas seções a seguir.

3.2. Requisitos

O Dicionário Aurélio define requisito como “*condição que se deve satisfazer para alcançar certo fim*”. Em sintonia com esta definição, o Padrão ECSS define requisito como algo que é compulsório, uma condição necessária.

Requisitos estão diretamente relacionados com as características de desempenho e qualidade do sistema a ser projetado. Eles são as necessidades e objetivos estabelecidos para o ciclo de vida do sistema e são relativos a quão satisfatoriamente o sistema irá funcionar no ambiente pretendido (USA.DoD, 2001).

3.2.1. Tipos de requisitos

Ainda, segundo o Departamento de Defesa dos Estados Unidos (DOD), em seu documento sobre fundamentos de engenharia de sistemas, os requisitos são classificados em categorias, como segue:

- **requisitos do cliente:** declarações de fato e de pressupostos que definem as expectativas do sistema em termos de objetivos da missão, ambiente, restrições e medidas de eficácia e adequação;
- **requisitos operacionais:** definem a necessidade básica e, no mínimo, respondem às questões levantadas resumidamente na Tabela 3.1;
- **requisitos funcionais:** a tarefa necessária, ação ou atividade que deve ser realizada. Define o que deve ser feito, identificado na análise de requisitos será usado como funções de nível superior para a análise funcional;
- **requisitos de desempenho:** geralmente implica avaliar quantidade, qualidade, rapidez, cobertura ou prontidão. Durante a análise de requisitos, a análise dos requisitos de desempenho será desenvolvida de forma interativa com todas as funções identificadas, com base em fatores do sistema no ciclo de vida; caracterizados, estes, em termos do grau de certeza na sua estimativa, bem como

do quanto são críticos para o sucesso do sistema, sem desprezo de sua relação com outros requisitos;

- **requisitos de projeto:** requisitos de "*construção*", "*codificação*", e "*compra*" para os produtos e de "*como executar*" para os processos, expressos em manuais técnicos e pacotes de dados;
- **requisitos derivados:** requisitos implícitos ou transformados, advindos de um requisito de nível mais alto.

Tabela 3.1 - Requisitos operacionais - questões básicas

Questões Básicas	
1	Implantação: Onde o sistema será usado?
2	Perfil da missão ou cenário: Como o sistema irá atingir os objetivos da missão?
3	Parâmetros de desempenho: Quais são os parâmetros críticos do sistema para cumprir a missão?
4	Necessidade eficácia: Quão eficaz ou eficiente deve ser o sistema para realizar sua missão?
5	Ciclo de vida operacional: Quanto tempo o sistema será utilizado pelo usuário?
6	Ambiente: Quais ambientes o sistema espera para operar de forma eficaz?

Fonte : USA.DoD (2001)

Ainda que os requisitos não devam, de forma alguma, ser escritos fazendo-se uso de adjetivos, segundo o DOD, requisitos elaborados de forma correta possuem os seguintes atributos:

- atingível - a exigência deve ser atingível; deve refletir a necessidade ou objetivo para o qual uma solução é tecnicamente viável, a custos considerados acessíveis;
- verificável - deve ser verificável, isto é, não ser definido por adjetivos como: excessiva, suficiente, resistente, etc... O desempenho esperado e utilidade funcional devem ser expressos de modo a permitir a verificação de seu objetivo, de preferência quantitativa;

- inequívoco - a exigência deve ser inequívoca, isto é, expressar apenas um significado possível;
- completo - deve ser completo e conter todos os parâmetros da missão, tanto operacionais quanto de conceitos de manutenção, além de ambientes de utilização e restrições; devem constar todas as informações necessárias para compreender a necessidade do cliente.

Ainda, segundo a mesma fonte, um requisito deve possuir os seguintes atributos adicionais:

- deve ser expresso em termos de necessidade, e não solução, ou seja, deve abordar o "*por que*" e "*o quê*" é necessário, não o "como" fazê-lo;
- deve ser consistente com outros requisitos; conflitos, portanto, devem ser resolvidos antecipadamente;
- deve ser apropriado para o nível hierárquico em que se encontra no sistema, evitando exageros de detalhamento que possam restringir soluções para o atual nível do projeto.

3.2.2. Evolução dos requisitos em um programa espacial

Como pode ser verificado no ciclo de vida ilustrado na Figura 2.2, os requisitos de sistema são criados na Fase 0, em momento anterior à Revisão de Definição da Missão. Nesta fase, os requisitos ainda são negociáveis, salvo restrições, entre os vários atores que contribuem para o estabelecimento da missão, até o momento da conclusão da fase, na MDR.

Na fase seguinte, Fase A, e até o momento da Revisão Preliminar de Requisitos, os requisitos de mais alto nível de uma missão sofrem

desdobramentos. Neles são contempladas as soluções possíveis para o atendimento conjunto dos requisitos de mais alto nível e de níveis inferiores, até a formação de um conjunto preliminar. Embora não contemplando, ainda, a totalidade de parâmetros necessários para o sistema, representa uma aproximação que permite uma primeira visão dos requisitos derivados para os demais níveis.

Já na Fase B, deverá ser estabelecida a totalidade dos requisitos de sistema que formarão um pacote congelado e pormenorizado de exigências de atendimento ao nível mais elevado.

Na Fase C, por princípio, não devem mais ser gerados requisitos, salvo devido à detecção de falhas que venham a comprometer a confiabilidade da missão ou caso ocorram mudanças de projeto impactantes para os demais níveis. A partir desta fase, em geral, mudanças nos requisitos representarão fortes impactos no custo. Deve-se, no entanto, promover o desdobramento dos requisitos em forma de especificações para o sistema satélite, seus subsistemas e equipamento.

Na Fase D, dá-se o desenvolvimento do(s) modelo(s) de qualificação e a documentação associada. Nesta fase é fabricado, também, o(s) modelo(s) de voo. A verificação de requisitos no modelo de qualificação se dá em uma abordagem *botton-up* até o nível do sistema satélite. Eventual falha em atender um requisito resulta, normalmente, em um ciclo, em que modificações ou correções são implementadas, primariamente, em partes, materiais e processos, até que a verificação correspondente tenha resultado positivo. Caso contrário, desvios poderão ser propostos e, eventualmente, aprovados. A verificação de requisitos no modelo de voo ocorre, também, em uma abordagem *botton-up* até o nível de sistema. Na Revisão de Aceitação, deve ser demonstrado que o modelo de voo atende a todos os requisitos estabelecidos.

Na Fase E, em que ocorre o lançamento e a operação em órbita, a verificação continua, desta vez envolvendo requisitos impostos pelos outros atores como o lançador.

3.3.Verificação

Verificação é a comprovação, através do fornecimento de evidência objetiva, de que requisitos especificados foram atendidos (ABNT, 2005).

O termo verificação não deve ser confundido com o termo validação. Sob a perspectiva de processos, verificação do produto e validação do produto podem ser de natureza semelhante, mas os objetivos são fundamentalmente diferentes.

A verificação de um produto apresenta prova de conformidade com cada um dos requisitos que o produto deve atender, com comprovação obtida por meio de métodos já consagrados, como teste, análise, inspeção, demonstração, similaridade ou *review of design*. Já a validação mostra que o produto cumpre a finalidade no ambiente a que se destina, atendendo expectativas do cliente e de outras partes interessadas.

Testes de verificação, no âmbito de um projeto, referem-se ao conjunto de requisitos aprovados e podem ser realizados em diferentes fases do ciclo de vida do produto. Já os testes de validação são conduzidos sob condições reais (ou simuladas) em produtos finais, a fim de determinar a eficácia e adequação do produto para uso em missões e por usuários típicos (NASA, 2007).

O processo de verificação confirma que o projeto resultou em uma arquitetura física que satisfaz aos requisitos do sistema. A verificação representa a interseção entre engenharia de sistemas, testes e sua validação (USA.DOD, 2001).

3.3.1. Objetivos da verificação

Os objetivos do processo de verificação incluem o uso de critérios estabelecidos para realizar a verificação da arquitetura física (incluindo software e interfaces) do nível mais baixo até o nível mais elevado do sistema como um todo, de modo a assegurar que todos os requisitos, principalmente desempenho e qualidade, estejam satisfeitos, com níveis aceitáveis de risco. Outros objetivos incluem a confirmação de que o sistema, subsistema, e itens de nível inferior atendem aos requisitos de sua especificação e a validação de tecnologias que serão utilizadas em soluções de projeto do sistema.

Para cada requisito deve ser definido um método para sua verificação e registrado durante a análise de requisitos e alocação funcional de atividades. A lista de verificação deve ter relação direta com a folha de alocação de requisitos e ser continuamente atualizada para corresponder a ela.

Segundo o padrão ECSS-E-ST-10-02C, os objetivos de um processo de verificação devem ser claramente definidos, sendo eles (ECSS, 2009):

- a) demonstrar a qualificação do *design* e do desempenho do produto, através da satisfação de requisitos em níveis especificados;
- b) garantir que o produto esteja em acordo com o *design* qualificado e que esteja livre de defeitos de fabricação e aceitável para uso;
- c) confirmar a integridade e desempenho do produto em marcos definidos do ciclo de vida (ex. lançamento, comissionamento, e outros);
- d) confirmar que o sistema como um todo (incluindo ferramentas, procedimentos e recursos) é capaz de atender aos requisitos de missão.

3.3.2. Processo de verificação

O processo de verificação é apresentado na Figura 3.1 e consiste nas atividades de planejamento, execução, emissão de relatórios, controle e fechamento.

As atividades de planejamento definem o escopo da verificação, detalhando quais produtos e requisitos devem ser verificados e os métodos a serem utilizados, bem como o cronograma das verificações. É neste processo que é estabelecida a *Design and Verification Matrix – DVM* e *Verification Plan - VP*.

A atividade de execução e emissão de relatórios engloba as atividades de verificações nos diferentes níveis da estrutura do produto e estágios de realização, e é aplicável para vários modelos. A partir dos resultados e evidências observados pelos diferentes métodos de verificação serão produzidos os relatórios.

A atividade de controle e fechamento possibilita a análise da verificação realizada e sua adequação ao estabelecido. Encerra o processo de verificação como um todo a não ser que nova verificação seja solicitada.

3.3.2.1. Documentação de Verificação

Segundo o DOD, as atividades de verificação podem ser resumidas em: elaboração de planos de análise detalhados; planos e procedimentos de qualificação de hardware; planos e procedimentos de verificação de software; planos e procedimentos de teste de aceitação de hardware e, finalmente, planos e procedimentos de teste integrado (USA, DOD, 1999).

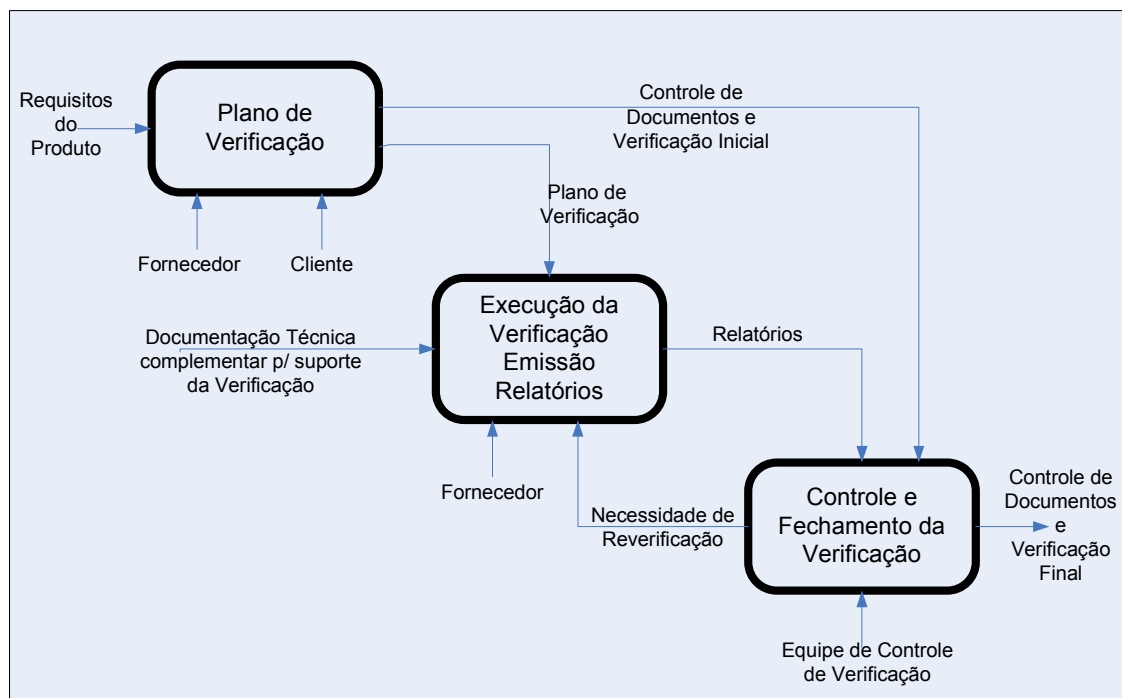


Figura 3.1 - Atividades e processos de verificação

Fonte: ECSS (2009)

O processo de verificação e suas atividades de implementação são documentados por meio de um conjunto específico de documentos de verificação. Desta forma, os processos da verificação podem ser planejados, executados e controlados, de modo a garantir que todos os requisitos foram atendidos.

Abaixo, segue uma relação de documentos utilizados durante os processos de verificação, brevemente descritos à luz do padrão *ECSS-E-10-02A - Verification de 1998*, que, ainda que se trate de padrão suprimido, seu conteúdo permanece atual. Tanto a utilização quanto a posição poderão ser consultadas no diagrama da Figura 3.2 (ECSS, 1998).

– VP - *Verification Plan* – Plano de Verificação

Cabe ao fornecedor prover um plano de verificação (a menos que este seja absorvido pelo documento *Assembly Integration and Verification*), tanto para viabilizar o planejamento de revisões quanto para constituir-se em Documento

de Controle de Verificação – VCD – para avaliações, conforme acordado com o cliente.

– *AIV - Assembly Integration and Verification* – Montagem, Integração e Verificação

O plano de AIV pode ser a combinação do Plano de Verificação e do Plano de Montagem, Integração e Teste (AIT); neste caso os Planos de Verificação (VP) e o plano de AIT deixam de existir como entidades individuais. O plano de AIV será o plano diretor para o processo de verificação do projeto e deve demonstrar como os requisitos serão verificados por aplicação de abordagem coerente. Este plano inclui montagem, integração e planejamento dos testes. Em circunstâncias específicas, como no caso de projetos com ciclos de produção complexa, os planos de montagem e de integração podem ser confeccionados em documentos separados. Para produtos pertencentes a níveis mais baixos (equipamentos simples, por exemplo) o plano AIV pode ser praticamente coincidente com o plano de teste. Deve, portanto, conter a abordagem de verificação geral, a filosofia do modelo, a matriz do hardware, as estratégias de verificação para cada categoria de requisito, as análises, revisões de projeto e o programa de inspeção. O programa de montagem, integração e testes, as folhas de atividade de verificação e o planejamento relevante, assim como as instalações de teste selecionadas, ferramentas de verificação, metodologia de verificação, documentação envolvida, e a gestão e organização da verificação também devem estar contidos no Plano de Montagem, Integração e Verificação.

– *VCD - Verification Control Document* – Documento de Controle de Verificação

O Documento de Controle de Verificação deve listar todos os requisitos a serem verificados com os métodos selecionados nas etapas aplicáveis e níveis definidos (neste sentido, substitui a matriz de verificação). Este documento permite a rastreabilidade durante as fases C / D, a previsão de como e quando cada requisito será verificado e quando, de fato, o requisito foi verificado. O VCD exige anuência formal por parte do cliente e se torna parte do EIDP.

– TSPE - *Test Specification* – Especificação de Teste

As especificações de teste podem ser preparadas para atividade(s) de teste específica(s), descrita(s) no plano de AIV – folhas de atividades – com o objetivo de detalhar os requisitos de teste para fins especiais (por exemplo, a interface com uma instalação de ensaio). Este documento reflete a etapa intermediária da definição do processo de teste, entre planejamento geral (plano AIV) e procedimento de ensaio específico. Pode ser combinado com os documentos acima, dependendo dos requisitos do projeto. A especificação de teste contém objetivos da atividade, abordagem escolhida, configuração do specimen, descrição do set-up, GSE necessário, equipamento e instrumentação, condições para a atividade, instalações necessárias, sequência de atividades com requisitos de verificação detalhada, critério de sucesso, organização e detalhamento das responsabilidades, documentação envolvida e relação das atividades da Garantia do Produto e o cronograma geral.

– TRS - *Test Requirements Specification* – Especificação de Requisitos de Teste

A especificação de requisitos de teste é normalmente de suporte ao sistema, aplicável a todos os níveis de verificação através das especificações do produto em foco, como por exemplo: especificação de subsistema e especificação do equipamento). Deve conter os requisitos gerais de ensaio em termos de tipo de testes, sequências, margens, durações, tolerâncias, política de screening e metodologia.

– TPRO - *Test Procedure* – Procedimento de Teste

O procedimento de teste deve fornecer informações detalhadas passo-a-passo para realização das atividades de teste de acordo com requisitos de teste relevantes. O procedimento de ensaio deve conter o objetivo da atividade, documentos aplicáveis, referências das especificações do ensaio, participantes exigidos e lista de configuração do ferramental, bem como os procedimentos passo-a-passo.

– TRPT - Test Report – Relatório de Teste

O relatório deve descrever tanto o desempenho do teste quanto os resultados e conclusões à luz dos requisitos de teste. Este relatório deve conter introdução, descrição do teste, resultados, procedimentos de como foi executado, considerações e, finalmente, conclusões – com particular ênfase no fechamento dos requisitos de verificação pertinentes, incluindo qualquer possível desvio.

– ARPT - Analysis report – Relatório de Análise

O relatório de análise deve descrever, para cada análise, tanto os pressupostos relevantes quanto os métodos utilizados, além das técnicas e resultados. Deve conter evidências adequadas de que os requisitos relevantes foram verificados, com clara indicação dos desvios.

– RRPT - Review of Design Report – Revisão do Relatório de Projeto

O relatório de revisão de projeto deve descrever cada atividade para a revisão da documentação. Implica, portanto, conter evidências adequadas de que os requisitos relevantes foram verificados com indicação de eventuais desvios.

– IRPT - Inspection Report – Relatório de Inspeção

O relatório de inspeção deve descrever cada atividade de verificação implícita na inspeção do hardware. Portanto, conterá evidências claras de que os requisitos relevantes foram verificados, com indicação de qualquer eventual desvio.

– VRPT - Verification Report – Relatório de verificação

O relatório de verificação pode ser preparado no caso em que mais de um dos métodos de verificação definidos sejam utilizados para aferir um requisito ou conjunto específico de requisitos. Deve explicar o tipo de abordagem utilizada e como os métodos de verificação foram combinados para atingir os objetivos.

O fluxo abaixo na Figura 3.2 contempla a relação entre requisitos e atividades de verificação, assim como a documentação necessária – sendo aplicável,

portanto, não só às atividades de gerenciamento, como também às de controle da verificação.

Além da documentação acima relacionada, outros documentos podem fazer parte do processo de verificação para a necessária rastreabilidade e consequente registro de eventos, como, por exemplo: lista de teste de configuração (TCL); EIDP pacotes de dados finais; *logbooks*; relatórios de não conformidade (NCRs); pedidos de concessão (RFWs); manuais; planos de simulação.

3.3.3. Verificação ao longo do ciclo de vida do produto espacial

Para efeito deste trabalho consideramos como sendo sistema o produto espacial satélite. No entanto, um *satélite* pode ser considerado um sistema inserido em outro sistema, se considerado que o sistema seria toda a rede de comunicação, os segmentos de solo e lançador. Na literatura o produto espacial, satélite também é chamado de “*elemento*”.

A verificação de um sistema deve ocorrer abarcando plenamente todos os métodos e níveis necessários para garantir o cumprimento dos requisitos em sua totalidade.

Como será visto adiante no item 3.2.4, as verificações são efetuadas ao longo de todo o ciclo de desenvolvimento de um produto espacial, e seguem pontualmente um ou mais dos seguintes métodos, ordenados conforme a confiabilidade dos resultados: teste, análise, revisão de projeto e inspeção.

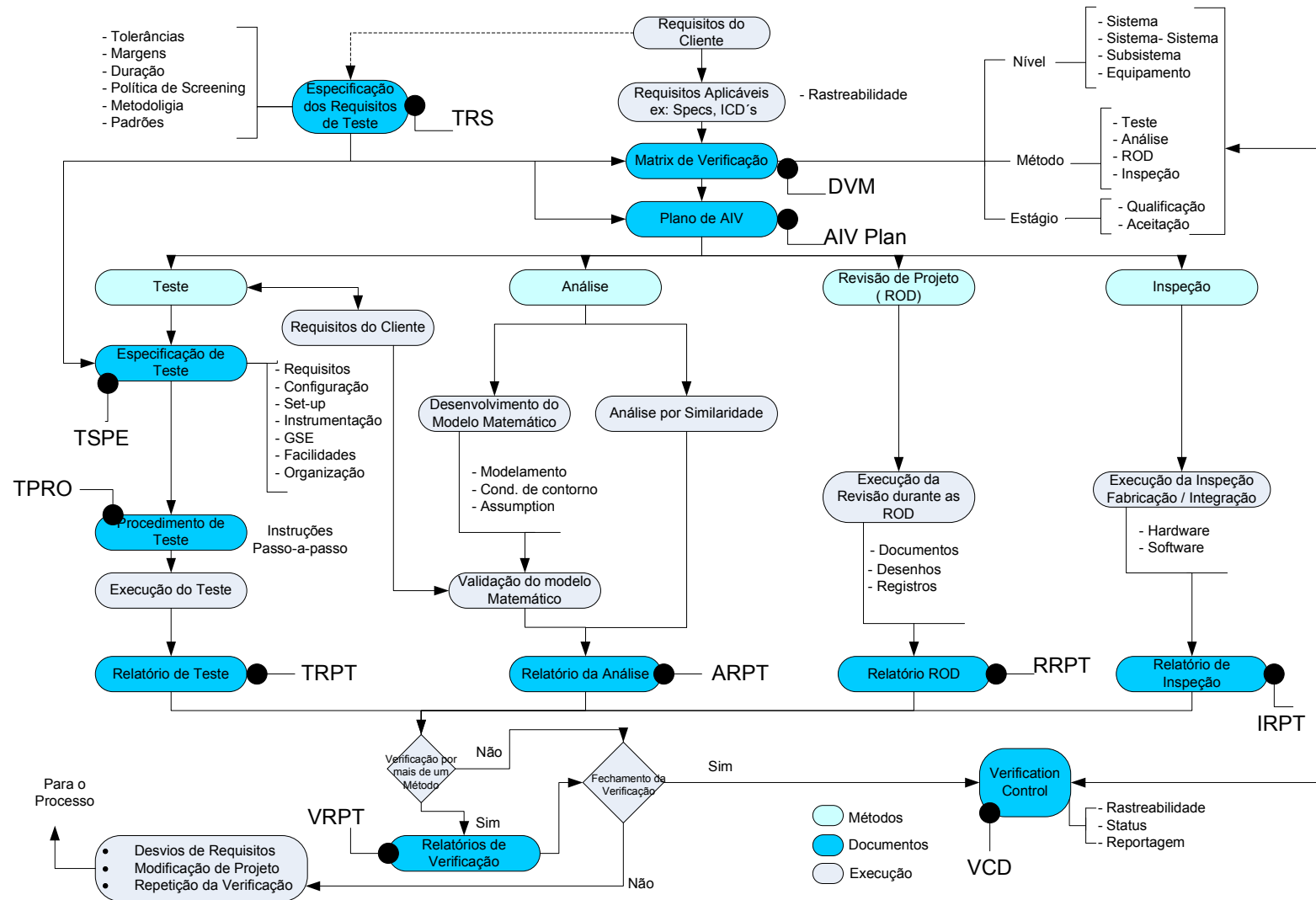


Figura 3.2 - Documentação e Relacionamento com a Verificação

Fonte: ECSS (1998)

Abaixo, na Figura 3.3, é apresentado o “diagrama em V”, da área de Engenharia de Sistemas, enfatizando a alocação e a verificação de requisitos. O ramo à esquerda do diagrama representa as fases de definição e alocação de requisitos, esta última ocorrendo em um sentido *top-down*, desde o nível de sistema, passando pelo nível de subsistemas até o nível de componentes e partes. O ramo à direita do diagrama representa as fases de integração, desde o nível de partes, componentes e montagens, passando por subsistemas, até ao nível final de sistema. Ao longo deste caminho, são efetuadas, agora em um sentido *bottom-up*, as verificações relativas aos requisitos identificados no ramo descendente do diagrama.

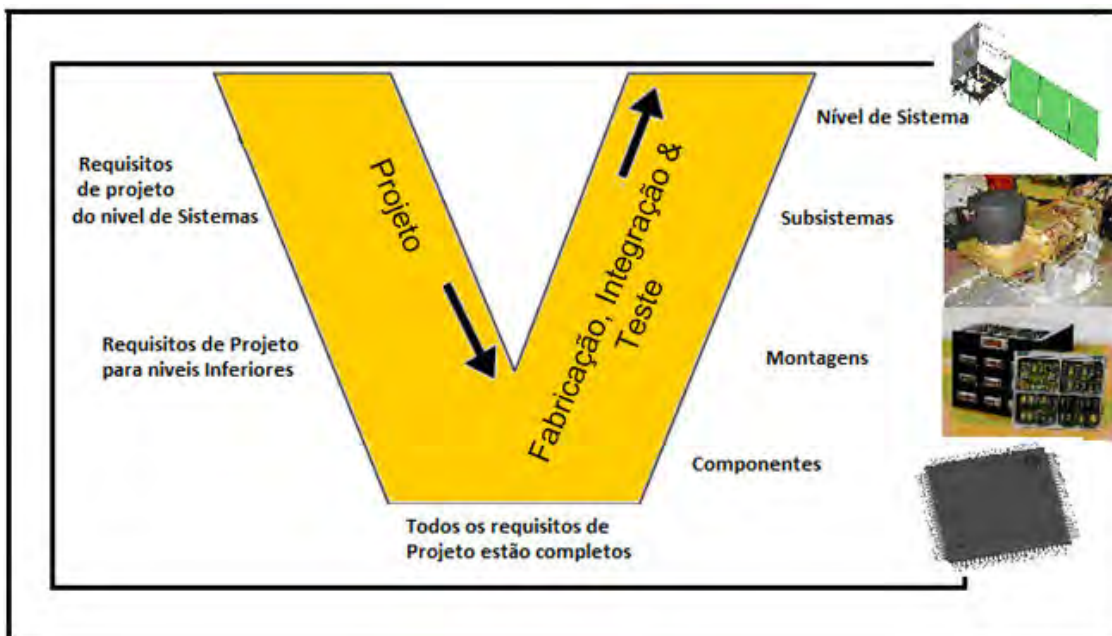


Figura 3.3 - Níveis de alocação de requisitos e verificação

A verificação de um produto espacial deve, sobretudo, respeitar o ciclo de desenvolvimento específico para tais produtos. Em outras palavras, deve-se primariamente respeitar a filosofia de modelos adotada pelo programa, verificando-se – em cada fase do projeto e nível de exigência – os requisitos alocados de acordo com a “*linha de base*” aprovada na revisão de projeto anterior.

3.3.4. Métodos de verificação

Grande parte dos requisitos é verificada utilizando uma combinação de métodos, como *análise e teste* ou *análise e inspeção*. De forma sucinta, pode-se dizer que o cumprimento dos requisitos deve ser provado através de um ou mais dos métodos de verificação explicitados na Tabela 3.2.

As diferenças de nomenclatura entre os métodos formalmente definidos pela ECSS, DOD e INPE não devem ter, em princípio, impacto na eficácia da verificação. Constituem-se, apenas, em diferenças terminológicas em organizações que as julgaram mais apropriadas as suas necessidades.

A norma MIL- STD -1540D, optou por estabelecer como sendo cinco os métodos de verificação formalmente definidos, e a norma ECSS-E-10-02A, por sua vez, desde sua primeira versão, preferiu adotar uma nomenclatura mais concisa, onde termos como *demonstração* e *similaridade* designam técnicas dos métodos e não os métodos em si.

Em relação aos métodos formalmente definidos pelo INPE, através de seu documento “*CBERS Verification Guidelines*”, que utiliza o padrão ECSS como referência, é possível afirmar que, de forma geral, estes são compatíveis com o modelo da ECSS, divergindo apenas em relação aos métodos *teste* e *inspeção*. A técnica *demonstração* surge relacionada ao método *inspeção* ao invés do método *teste*. Ainda segundo o padrão ECSS, os quatro métodos por ela utilizados apresentam a seguinte ordem relativa à confiabilidade de seus resultados: *teste*, *análise*, *review of design* e *inspeção* (ECSS, 2009).

Tabela 3.2 - Métodos de verificação ECSS, DoD e INPE

Nomenclatura dos Métodos de Verificação Formalmente Definidos		
ECSS	DoD	INPE
Análise (Inclui Similaridade)	Análise	Análise (Inclui Similaridade)
Teste (Inclui Demonstração)	Teste	Teste
Inspeção	Inspeção	Inspeção (Inclui Demonstração)
<i>Review of Design</i>	-	<i>Review of Design</i>
-	Demonstração	-
-	Similaridade	-

Fonte: ECSS (2009); USA.DoD (1999); INPE (2005b)

A principal diferença entre as nomenclaturas adotadas entre as organizações refere-se ao método Review of design, adotado pelo padrão ECSS e pelo INPE, porém não mencionado pela referida norma MIL- STD -1540D.

Em síntese, pode-se dizer que são seis os métodos de verificação:

- análise;
- teste;
- inspeção;

- demonstração;
- review of design;
- similaridade.

Apresenta-se, a seguir, uma breve descrição dos métodos de verificação mencionados na Tabela 3.2

Os termos ensaio e teste são utilizados indistintamente ao longo deste trabalho. Especificamente em relação à tipicidade dos métodos de verificação deve-se utilizar o termo teste de modo a preservar a nomenclatura consagrada na literatura.

3.3.4.1 Análise

A verificação por análise consiste na realização de avaliações empíricas ou teóricas, através de técnicas acordadas com o cliente. Tais técnicas incluem análises de projeto sistemáticas, estatísticas ou qualitativas, além de modelamentos e simulações computacionais.

Segundo o departamento de defesa americano, análises de projeto devem ser realizadas, documentadas e correlacionadas com planos de testes e resultados. A análise deve incluir verificação da performance da parte, componente, montagem, subsistema e do sistema durante a vida esperada, e também dos ambientes de operação.

3.3.4.2 Teste

A verificação por *teste* é um método em que desempenho e funções de um produto são avaliados quantitativamente em ambiente simulado, suficientemente representativo da situação real em que o equipamento operará. A análise dos dados gerados em testes é considerada parte integrante do próprio teste, proporcionando comparação entre o desempenho medido e o estabelecido via requisitos. O *teste* deve ser selecionado como método

primário, sempre que técnicas analíticas não produzam resultados adequados. A análise de dados derivados de teste é parte integrante do programa de teste e não deve ser confundida com análise (tal como definida anteriormente). Os ensaios são utilizados para demonstrar objetivamente o cumprimento dos requisitos, uma vez que produzem resultados quantitativos. De acordo com a ECSS, a demonstração – estabelecida como sendo um método pela norma militar – é ferramenta incluída no método *teste*.

Segundo o DOD, o *teste* é geralmente o método que verifica se os itens de hardware atendem aos requisitos alocados para o sistema durante e após exposição a ambientes aplicáveis. O teste inclui medida explícita do desempenho durante a exposição a ambientes aplicáveis, ou pode ser uma medida em conjunto com análise ou outra demonstração (USA.DOD, 1999).

Há duas categorias de testes que ocorrem alternada ou concomitantemente em uma programação de testes. São elas: os testes ambientais e os funcionais, ambos aplicáveis desde o nível de componentes até aos mais altos do sistema. Em um programa espacial eles estão intimamente ligados, pois que os specimens de teste devem atender a especificação de funcionamento principalmente em relação ao ambiente esperado.

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 (ECSS, 2002). Este tema é explorado de forma mais aprofundada nos capítulos subsequentes.

3.3.4.3. Inspeção

Inspeção é o método de verificação que determina a conformidade com requisitos explicitamente visíveis no equipamento ou em sua documentação. A inspeção utiliza métodos padronizados para verificar o cumprimento tanto dos requisitos funcionais de construção quanto de conformidade entre documentação e specimen. A ênfase da inspeção está na observação das

características físicas, e não em seu desempenho. Nas inspeções, serão avaliadas características como dimensões, limpeza, rugosidade, funcionamento dos mecanismos, alinhamentos, entre outras.

O método de verificação por inspeção é normalmente realizado durante as fases de fabricação, qualificação, aceitação, integração e pré-lançamento. É utilizado principalmente para verificar requisitos em que as características físicas e interfaces estão envolvidas, como, por exemplo, em: características de construção, acabamento, marcação, identificação e limpeza (USA.DOD, 1999).

De acordo com o INPE, a *demonstração* – estabelecida como sendo um método pela norma militar – é ferramenta incluída no método *inspeção*, segundo seu guia de verificação.

3.3.4.4. Demonstração

Segundo o DOD, uma *demonstração* envolve tipicamente o uso de hardware ou software reais com um simulador ou em configuração operacional simulada. Por exemplo, a validação do circuito de ignição pode ser melhor realizada pela demonstração de acionamento de uma carga simulada, em vez do acionamento real. Para o DOD, a *demonstração* constitui método de verificação formalmente estabelecido (USA, DOD, 1999).

No padrão ECSS, e no padrão INPE, o termo *demonstração* carece de melhor definição. Para a ECSS, *demonstração* surge como sendo uma ferramenta de verificação incluída no método *teste*. Já para o INPE, *demonstração* é uma ferramenta pertencente ao método *inspeção*, ainda que ela seja mencionada em conexão com o método *teste* (INPE, 2005b).

A ECSS - em sua primeira versão do padrão relativo à verificação ECSS-E-10-02A de 1998 - menciona que, quando pertinente, o método teste também deve incluir a demonstração de desempenho operacional qualitativo e de requisitos. O desempenho conforme demonstrado deve ser observado e registrado.

3.3.4.5. Review of Design

Esta nomenclatura para método de verificação é utilizada apenas no âmbito dos padrões ECSS e INPE, não sendo citada pela norma MIL. Por outro lado, atividades descritas pela ECSS como fazendo parte do método *review of design*, ainda que carentes de uma melhor definição, encontram-se, aparentemente, diluídas entre os demais métodos de verificação adotados pela norma militar americana.

Segundo a ECSS, a verificação por *Review of Design* (ROD) é composta pelo uso de registros aprovados ou evidências que mostrem de forma inequívoca que a exigência foi atendida.

Exemplos de tais registros aprovados são: documentos e relatórios de projeto, descrições técnicas e desenhos de engenharia.

Um programa de ROD deve ser definido no Plano de Verificação (VP) e somente é aplicável nos estágios de qualificação ou órbita. Para cada requisito verificado apenas pela análise ou ROD, uma avaliação de risco (parte do VP) deverá ser realizada para determinar o nível (Maior / Menor) do impacto deste requisito na missão (ECSS, 2009).

O INPE, por meio de seu documento guia de verificação, estabelece que alguns fatores devem ser levados em conta no momento da definição de um programa de ROD:

- a atividade deve consistir na revisão de documentação ou desenhos em relação à conformidade com requisitos especificados;
- a atividade deve ser realizada simultaneamente às revisões do projeto do produto;
- a atividade pode incluir a revisão de registros de nível inferior como, por exemplo, requisitos verificados por teste em níveis inferiores.

Ainda, segundo o INPE, a verificação por *review of design* pode ser usada em todos os níveis de verificação e deve ser utilizada apenas na fase de qualificação, excluindo a realização, também, na fase em órbita, como utilizada pela ECSS (INPE, 2005b).

3.3.4.6. Similaridade

Segundo o DOD, o método de verificação por similaridade é usado geralmente em combinação com *análise*, para mostrar que um artigo é similar a outro que já tenha sido qualificado por critérios equivalentes ou mais rigorosos.

Esse método de verificação consiste na avaliação e revisão da configuração do hardware, aplicativo do hardware, e dados de teste anteriores, incluindo comparação dos níveis de teste anteriores com os novos requisitos especificados.

Constitui-se em um dos métodos de verificação da norma militar MIL-STD-1540D, diferentemente do preconizado pelos documentos da ECSS e INPE, em que a *verificação por similaridade* deve ser parte da *verificação por análise*.

Segundo o padrão ECSS, o método *verificação por similaridade* objetiva prover evidência de que um produto já qualificado cumpre fundamentalmente os seguintes critérios:

- o produto a ser verificado deve pertencer apenas às categoria A ou B de equipamentos, conforme a Tabela 3.3, não faltando nenhum teste para que alcance a qualificação;
- que o produto já qualificado não tenha sido qualificado por similaridade.

Tabela 3.3 - Categorias dos produtos de acordo com a sua hereditariedade

Categoria	Descrição	Programa de qualificação
A	<p>Produtos <i>Off-the-shelf</i> sem modificações e que:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Tenham sido submetidos a programas de teste de qualificação, pelo menos, tão severo quanto impostos pelas especificações do projeto atual, incluindo ambiente e; • Tenham sido produzidos pelo mesmo fabricante ou fornecedor e usando as mesmas ferramentas, processos de fabricação e procedimentos. 	Nenhum
B	<p>Produtos <i>Off-the-shelf</i> sem modificações. No entanto, que tenham sido submetidos a programas de testes de qualificação menos severos ou diferentes dos impostos pelas especificações do projeto atual (incluindo condições ambientais).</p>	Programa de qualificação delta, decidido caso a caso.
C	<p>Produtos <i>Off-the-shelf</i> com modificações. Modificações incluem alterações no projeto, partes, materiais, ferramentas, processos, procedimentos, fornecedor ou fabricante.</p>	Programa de qualificação Delta ou completo (incluindo testes), a ser decidido caso a caso dependendo do impacto da modificação.
D	<p>Produto recém projetado e desenvolvido.</p>	Programa de qualificação completo.

Fonte: ECSS (2009)

Um produto *Off-the-Shelf* é aquele que se encontra disponível para venda. Também, conhecido como “*item de prateleira*”.

Qualificação delta é aquela realizada em equipamento que tenha sofrido modificações menores de projeto, ou tenha sido qualificado para operar em condições ambientais menos severas do que aquelas especificadas.

Devem ser definidas no Plano de Verificação (VP) e, segundo o padrão ECSS, são aplicáveis apenas às fases de qualificação e operação em órbita.

Diferenças de configuração, aplicação ou condições de teste normalmente requerem análises e testes adicionais para concluir a verificação pelo método de similaridade.

Para as três organizações estudadas – DOD, ECSS e INPE – a qualificação utilizando estudos de similaridade possui exatamente o mesmo significado, tal como descrito pela ECSS, isto é, *o processo para demonstrar a capacidade de satisfazer requisitos especificados através da comparação de uma nova especificação de projeto com uma especificação de projeto similar já estabelecida* (ECSS, 2009).

3.4. Avaliação das técnicas para definição da estratégia de verificação

Após a identificação do requisito a ser verificado, dos métodos potenciais de verificação e das alternativas para cada caso particular, devem ser consideradas as técnicas de ensaio e ferramentas analíticas disponíveis. As técnicas de ensaio devem, então, ser avaliadas quanto a sua viabilidade, em função das diretivas indicadas a seguir:

- avaliar se o método é tecnicamente viável;
- avaliar se as instalações estão disponíveis;
- avaliar se o nível de confiança pode ser obtido com razoável fidelidade;
- avaliar precisão e validade;
- avaliar se os riscos para pessoal, equipamento de voo e instalações são aceitáveis;

- avaliar se o impacto sobre o cronograma é aceitável;
- avaliar se o custo é aceitável.

Espera-se, como resultado desta avaliação, o estabelecimento da DVM e, conseqüentemente, do plano de AIV.

3.5.Verificação nos diferentes níveis de decomposição do produto

O ciclo de vida parcial, mostrado na Figura 3.4, iniciando a partir da MDR (*Mission Definition Review*), ilustra o relacionamento entre os requisitos de mais alto nível e os de níveis inferiores. A decomposição do produto em quatro níveis foi escolhida pelo fato de que um satélite é um sistema que, por sua vez, está inserido em um sistema maior, composto, por exemplo, de bases terrestres de rastreamento e controle, centros de processamento e distribuição de dados de usuário, lançador, entre outros, que pode ser referido como um *sistema de sistemas*.

Os marcos de projeto evidenciados na Figura 3.4 referem-se a revisões de projeto, as quais podem ocorrer nos quatro níveis de decomposição do produto. As revisões ocorridas no nível de equipamento já foram mencionadas no Capítulo 2 deste trabalho. A maioria das revisões de projeto ocorre tanto no nível de subsistema quanto no de sistema, à exceção da revisão de qualificação que apenas atinge o nível de subsistema. As revisões em nível de sistema possuem, conceitualmente, o mesmo escopo que as correspondentes revisões de nível inferior, porém, com abrangência maior, pois avaliam o cumprimento de requisitos tanto do sistema como dos subsistemas dependentes.

As revisões pertencentes ao quarto nível –sistema de sistemas – encontram-se diretamente ligadas aos demais segmentos da missão/programa, e são resumidamente descritas a seguir. Neste ponto, vale lembrar que no padrão ECSS o satélite é classificado como elemento, e que na tabela de modelos,

apresentada no Capítulo 2.2, alguns modelos são aplicáveis a todos os níveis, enquanto que outros são aplicáveis, no máximo, ao nível de elemento. O escopo das revisões pertencentes ao quarto nível pode ser assim resumido:

- System Requirements Review – SRR, ou Revisão de Requisitos de Sistema, é o marco de projeto que contém todos os requisitos de mais alto nível, e detalhamento suficiente para serem replicados ou desdobrados em requisitos ou especificações para os demais níveis inferiores;
- Flight Readiness Review – FRR, ou Revisão de Prontidão para Voo, é conduzida antes do lançamento; o objetivo desta revisão é verificar se os Segmentos Espacial e Solo estão prontos para o lançamento;
- Operation Readiness Review – ORR, ou Revisão de Prontidão para Operação, segundo o padrão europeu, trata de (ECSS, 2009):
 - a) verificar a prontidão dos procedimentos operacionais e de sua compatibilidade com o sistema do voo;
 - b) verificar a prontidão das equipes de operação;
 - c) liberar o Segmento Solo para operações.

A Figura 3.4 apresenta uma exemplificação simplificada do relacionamento entre níveis, em que requisitos e especificações têm abordagem top-down entre os níveis (sistema de sistema, sistema, subsistema e equipamento) e sua correspondente verificação tem abordagem *bottom-up*. (equipamento subsistema, sistema e sistema de sistemas).

Neste ponto, observa-se que, entre as revisões de projeto CDR (Revisão Crítica de Projeto), QR (Revisão de Qualificação) e AR (Revisão de Aceitação), para o nível de equipamento, ocorrerão às seguintes atividades:

- início da fabricação do modelo de qualificação (MQ);
- testes funcionais e ambientais do MQ em nível de qualificação;
- início da fabricação do modelo de voo (MV);
- testes funcionais e ambientais no MV em nível de aceitação.

Os testes executados tanto em Nível de Qualificação (NQ) quanto em Nível de Aceitação (NA) representam uma condição de esforço imposta ao “*objeto de teste*”, mais agressiva que a maior condição prevista ao longo da vida útil do Modelo de Voo do “*objeto de teste*”. Tanto o nível de aceitação quanto o nível de qualificação ao qual será submetido um equipamento, em determinado teste, serão determinados via simulação e análise, considerando a condição operacional prevista acrescida de um fator de segurança apropriado.

Do exposto acima, observa-se a grande importância que as atividades de verificação têm no desenvolvimento e fabricação de equipamentos e sistemas para operação no espaço exterior. O objetivo geral das atividades de verificação pode ser definido como: demonstrar, por meio de processos dedicados, que o modelo de voo do produto atende aos requisitos especificados.

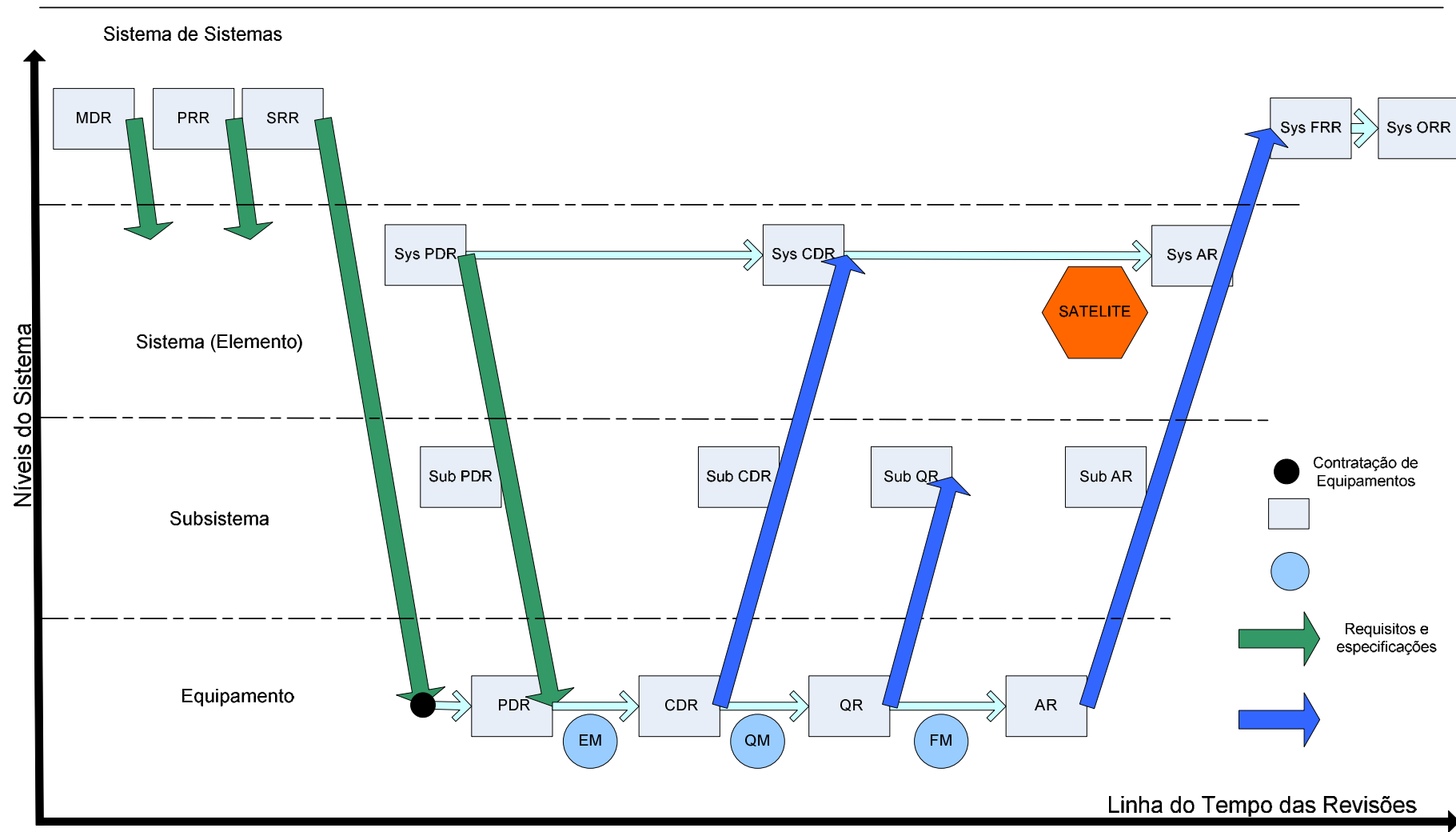


Figura 3.4 - Diagrama em V para o desenvolvimento de um sistema satélite

Entre os métodos de verificação, os testes ambientais têm posição especial, pois é através deles que se demonstra que o design e o equipamento produzido atendem requisitos fundamentais, tais como aqueles advindos das acelerações e vibrações que acompanham o lançamento, ou do fadigamento térmico que acompanha a operação em órbitas baixas, em condições de vácuo.

A Figura 3.5 ilustra sinteticamente o fato de que os equipamentos e subsistemas passam pela campanha de testes e revisões de aceitação em separado até o momento da integração, quando, então, o objeto de teste passa a ser o sistema satélite. Observa-se, também, que os requisitos de alto nível a serem atendidos encontram-se no interior do círculo, por isso se desdobram de dentro para fora até chegarem aos equipamentos e componentes, enquanto que a verificação ocorrerá, naturalmente, em sentido contrário, na medida em que a filosofia de modelos vem sendo cumprida e os equipamentos e subsistemas que compõem o sistema satélite vão sendo qualificados por similaridade.

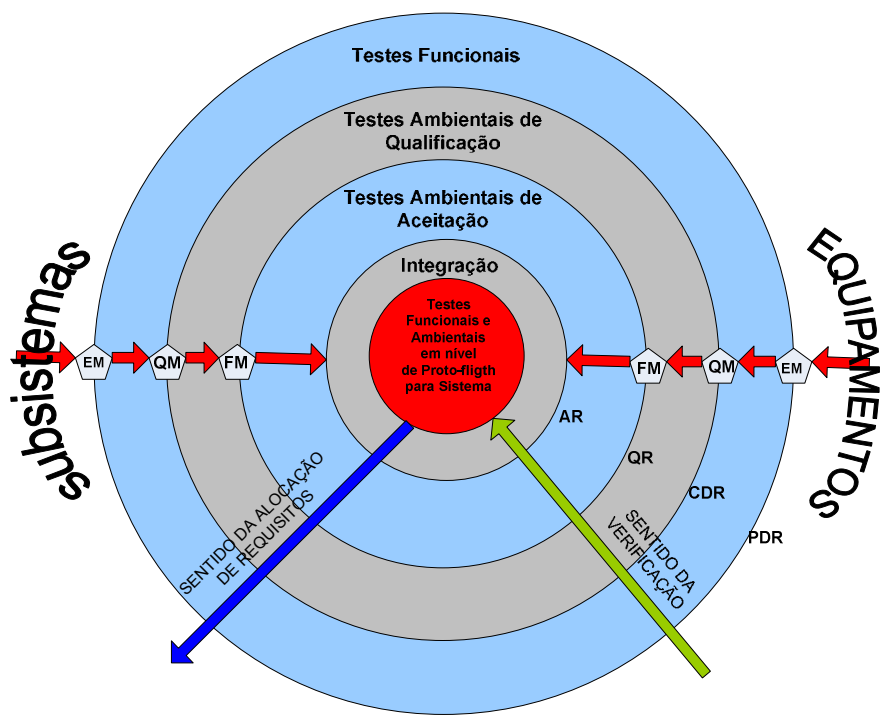


Figura 3.5 - Síntese

4 TESTES AMBIENTAIS

O padrão ECSS-E-10-03A define teste ambiental como sendo a simulação das várias restrições, conjunta ou separadamente, as quais um item está sujeito durante o seu ciclo de vida operacional. Os testes ambientais podem simular tanto o ambiente natural, como aquele relativo à operação em órbita, quanto induzidos, por exemplo, durante as fases de lançamento e injeção em órbita.

Um programa de teste é definido em conformidade com a abordagem de verificação e a filosofia de modelos selecionadas. Deve ser definida a estratégia de verificação para as diferentes categorias de exigências. O programa de teste deve, também, ser coordenado com o fluxo de integração, otimizando os testes e as atividades de integração.

Dentre as abordagens disponíveis de verificação, por testes, mais difundidas e a regra geral de verificação em relação ao método de teste para cada uma dessas filosofias são (ECSS, 2002):

a) Abordagem por Protótipo

- os testes de qualificação podem ser conduzidos em um ou mais modelos de qualificação (QM), de acordo com os objetivos e requisitos do projeto, sempre em níveis e durações de qualificação;
- para testes em mais de um QM, estes devem ser realizados com os diferentes modelos de acordo com sua representatividade (qualificação funcional, por exemplo, é realizado em EQM) e as sequências de teste para cada modelo deverão ser adaptadas;
- o FM será submetido a testes de aceitação completos.

b) Abordagem por Protoflight

- todos os testes de qualificação devem ser realizados no mesmo modelo que irá ao espaço, normalmente com níveis de qualificação e duração reduzida;
- o modelo protoflight (PFM) deve ser submetido a um programa de teste definido, caso a caso;

NOTA: Combina ambos – qualificação e aceitação – para satisfazer aos objetivos da qualificação e da aceitação.

c) Abordagem Híbrida

- é aplicada uma combinação das regras para protótipo e protoflight;
- testes de qualificação específicos para áreas críticas podem ser conduzidos em modelos dedicados (por exemplo, STM, QM, EQM ou outros);
- para áreas críticas, os testes de aceitação são realizados apenas no PFM.

A escolha da estratégia a ser seguida para dado programa, ou missão, é objeto de avaliação no início do ciclo de vida do projeto e depende de uma série de fatores derivados de risco e custo, entre outros.

Para que haja uma definição do programa de testes, as seguintes diretivas são normalmente observadas (INPE, 2005b):

- os pontos críticos e as interfaces devem ser testados no início do programa;

- o fluxo de ensaios deve minimizar a reincidência de testes;
- a viabilidade dos testes deve ser confirmada no início do programa;
- o programa de teste global deve cobrir os diferentes níveis de verificação, abrangendo a qualificação e a aceitação, e, conforme a necessidade, contemplar também testes de pré-lançamento e testes em órbita.

As solicitações impostas aos satélites ocorrem desde o momento de seu transporte e posterior lançamento até o fim de sua vida útil, sendo que durante o lançamento as solicitações são prioritariamente mecânicas, enquanto que, após, em órbita, as solicitações são prioritariamente térmicas.

A seguir são listadas as solicitações mecânicas e térmicas impostas pelo lançador (SOUZA, 2009):

- aceleração;
- vibração aleatória e senoidal;
- choques (separação de estágios e da cinta);
- “*spin*”;
- ambiente acústico;
- despressurização;
- cargas térmicas internas à coifa (solo + voo);
- aquecimento aerodinâmico (após a ejeção da coifa);
- “*Jet plumbing*” de motores ou propulsores.

De modo a testar os requisitos de sistema e de subsistema, devem ser realizados diversos testes, não só no satélite inteiramente integrado, mas também em cada um dos equipamentos que o compõem, sempre que existirem requisitos quantitativos a serem verificados.

Ainda que seja desejável, nem sempre é viável a execução de testes ambientais em satélites ou veículos de voo completos, devido ao seu tamanho, que pode exceder a capacidade de uma instalação de teste. Neste caso, a qualificação de um satélite pode ser atingida por uma combinação de testes nos seus vários níveis de montagem, baseada em avaliações realizadas através dos demais métodos de verificação ECSS (2002).

Para cada teste ambiental, existe uma sequência de testes funcionais que devem ser aplicados antes e depois dos testes ambientais, de modo que seja possível detectar qualquer degradação ou anomalia que tenha ocorrido durante o ensaio principal.

De modo a simular as condições encontradas pelo veículo espacial e seus equipamentos durante sua vida operacional, ou em algum ponto dela, é necessária uma ampla infraestrutura em solo que permita a realização de todos os testes ambientais previstos. Tal infraestrutura é normalmente composta de câmaras vácuo-térmicas e câmaras de vibração acústica de grande volume que permitam, por exemplo, testar plataformas orbitais inteiras, vibradores (“*shakers*”) de diferentes características e tamanhos, para os testes de vibração senoidal e randômica, e outras facilidades e dispositivos que permitam simulações variadas, tais como a de abertura de painéis solares, ou o “*deployment*” de estruturas retráteis, como antenas especiais e outras.

A infraestrutura de testes ambientais, juntamente com aquela relacionada à integração do veículo espacial, encontra-se, normalmente, entre os itens de maior investimento no estabelecimento de um programa espacial, pois é primordial que se minimizem incertezas ou baixa confiabilidade operacional. É preciso simular, muito amplamente, as condições que o satélite irá enfrentar,

desde o seu lançamento até o final de sua vida útil no espaço. A realização de tais simulações por meio dos testes ambientais produz os resultados mais precisos em termos de confiabilidade.

Entre os testes ambientais destacam-se os seguintes: vácuo-térmico, ciclagem térmica, choque térmico, vibração senoidal, vibração randômica, teste acústico e choque mecânico. Compatibilidade eletromagnética (EMC) e interferência eletromagnética (EMI) nem sempre podem ser considerados como testes ambientais, ficando isto condicionado à missão espacial a qual estão relacionados.

Existe uma vasta gama de testes a que o “*hardware*” de um satélite, seus subsistemas e equipamentos devem ser submetidos. Alguns testes não são considerados como ambientais.

Exemplos incluem: testes estáticos, testes de balanceamento dinâmico, testes de propriedades de massa e testes de alinhamento.

Os testes acima mencionados são, também, considerados como de vital importância para a verificação do cumprimento de requisitos de missão. Podem, inclusive, colaborar para a aprovação da sistemática de testes ambientais a ser implementada, fazendo parte do processo de verificação destes testes. Todavia, são testes classificáveis mais adequadamente como testes de levantamento de propriedades físicas. Um exemplo são os testes de alinhamento executados antes e após os ensaios de vibração, cujos resultados fazem parte do critério de aprovação do teste de vibração.

Testes de abertura de apêndices, como antenas, painéis solares, mastros com instrumentos, podem ser classificados como ambientais apenas quando realizados no âmbito do sistema satélite, uma vez que nesta condição experimentam choques mecânicos e outros efeitos existentes em seu ambiente real de operação. Porém, quando realizados no âmbito de subsistemas e equipamentos são melhor classificados como testes funcionais.

Os testes de EMI, *Electromagnetic Interference*, e EMC, *Electromagnetic Compatibility*, são de fundamental importância em um sistema espacial. Determinam a imunidade dos equipamentos às fontes de ruídos eletromagnéticos, como também efetuam medidas dos níveis de emissões de cada equipamento no âmbito do sistema. Ainda que possam ser considerados como testes ambientais para determinadas missões específicas, não há consenso quanto ao uso desta denominação de forma estendida a programas espaciais generalizados.

No presente trabalho os testes de EMI e EMC são considerados como sendo *testes funcionais*.

4.1. Tipos de testes ambientais – síntese

A seguir, é apresentada uma breve descrição dos principais testes ambientais executados em programas espaciais. Para efeito ilustrativo, são reproduzidas, a seguir, as especificações de testes de equipamentos praticadas no programa Sino- Brasileiro de Satélites de Recursos Terrestres (CBERS).

4.1.1. Vácuo-térmico

O objetivo do teste vácuo-térmico (TVT) é o de demonstrar a habilidade do equipamento sob teste de operar em um ambiente de vácuo, a diferentes temperaturas, que simula a pior condição em órbita, incluindo uma margem adequada.

Durante o processo de qualificação espacial, câmaras de testes vácuo-térmicos são utilizadas para simular as condições ambientais esperadas após o lançamento. Ainda que o número de ciclos, quente e frio, a que seja submetido o objeto de teste seja apenas representativo daquele experimentado em sua vida útil, os testes vácuo-térmicos podem fornecer uma boa estimativa do comportamento futuro do item testado, uma vez que são executados em

situações de pior caso, ou seja, maior e menor temperaturas previstas durante a vida útil do item testado.

Um sistema de teste vácuo-térmico consiste em uma câmara, um conjunto de tubos utilizado para transmitir calor e frio por radiação e alguns dispositivos auxiliares (ARAUJO, et al, 2008). Durante seu funcionamento, primeiro o vácuo é estabelecido no interior da câmara para simular a condição ambiental a que os sistemas espaciais estão expostos. Em seguida, a temperatura interna dos tubos é modificada para simular os ciclos térmicos causados pela incidência e ausência de luz solar. Para resfriar a câmara, nitrogênio líquido é pulverizado e transformado em gás no interior do conjunto de tubos. Para aquecer, resistências montadas no interior do conjunto de tubos fornecem calor ao gás que, por radiação, aquecem o *specimen* de teste.

O perfil de temperaturas do TVT será imposto sobre o espécime pelas temperaturas da parede interna da câmara vácuo-térmica (CVT) e do painel de montagem do espécime, as quais serão mantidas constantes em níveis adequados para as condições frias e quentes do teste.

As variáveis de interesse durante um teste vácuo-térmico são o número de ciclos, as temperaturas nos patamares quente e frio, a pressão e a taxa de variação da temperatura.

As temperaturas especificadas para cada equipamento alocado dentro de um satélite estão atreladas à missão e às temperaturas previstas de operação, além do próprio projeto térmico do sistema incluindo margens. Deste modo, pode-se executar o teste variando o nível de exigência, qualificação/aceitação, com margem suficiente para detectar fragilidades do projeto térmico do equipamento. Um exemplo típico das margens impostas ao projeto CBERS, para cada equipamento, é apresentado na Figura 4.1, abaixo.

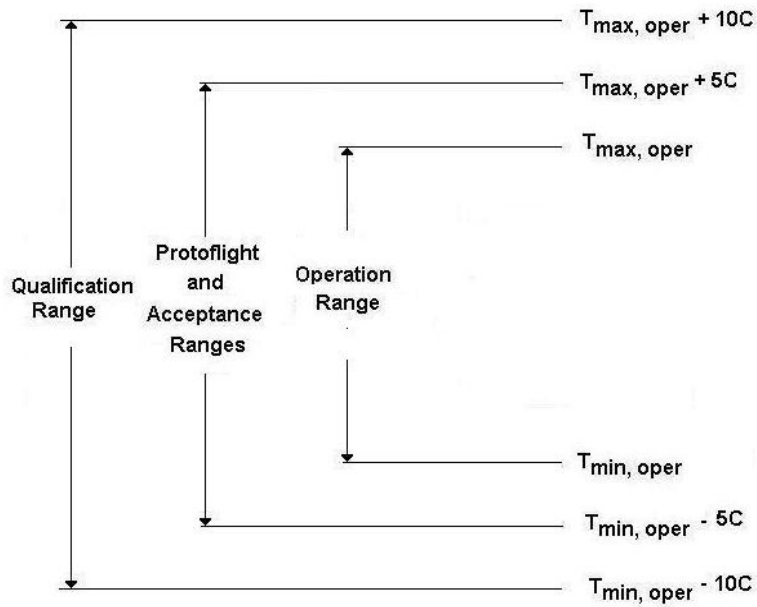


Figura 4.1 - Requisitos para as margens de temperatura para o CBERS

Fonte: INPE (2008a)

Basendo-se, portanto, nas faixas de temperatura previstas, o *espécime* será submetido, durante um teste vácuo-térmico, a um número determinado de ciclos de calor e frio, durante sua campanha de qualificação e aceitação.

Abaixo, na Tabela 4.1, é apresentado um exemplo de especificação para realização de teste de vácuo-térmico, no nível de qualificação para um equipamento do programa CBERS cujas temperaturas de operação previstas sejam de $-10^{\circ}C$ a $+45^{\circ}C$.

Tabela 4.1 - Exemplo de especificação de TVT para um equipamento do CBERS

TVT para Qualificação	Faixa de temperatura	
	Mín (T_{\min})	Máx (T_{\max})
Temperatura do Equipamento Máxima e Mínima	-20°C	+55°C
Pressão	$\leq 1.33 \times 10^{-3}$ Pascal	
Número de Ciclos	3 no mínimo	
Tempo mínimo em cada patamar	12 horas	
Taxa de variação de temperatura	1,5 °C/min	

Durante a realização deste ensaio, é realizada uma gama de testes funcionais, a qual depende de cada tipo de equipamento.

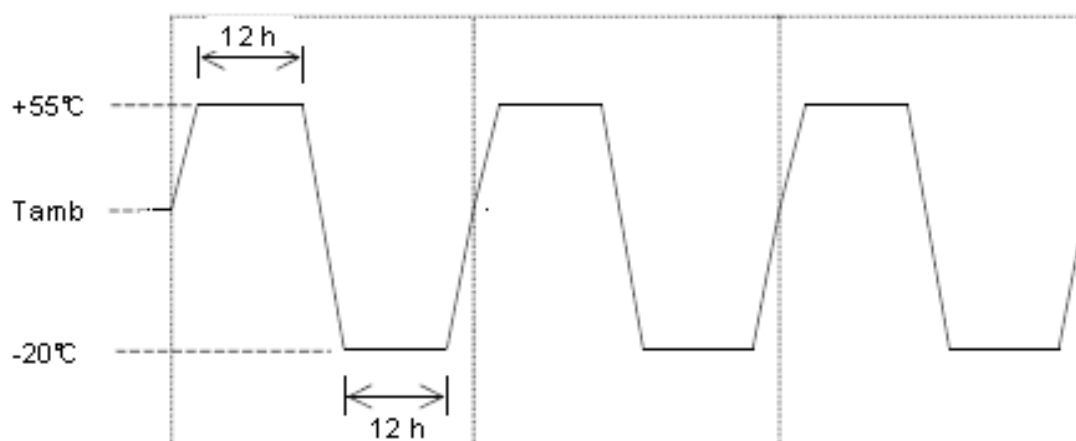


Figura 4.2 - Exemplo de gráfico de uma TVT

Os critérios de sucesso do teste são, por definição, diferentes dos critérios de sucesso do *espécime* a ser testado. O *espécime* apenas será aprovado neste teste se obtiver sucesso em relação aos *critérios funcionais para ele especificados*, comparando-se seu desempenho antes, durante e após um TVT que tenha sido, por sua vez, realizado dentro das especificações.

4.1.2. Ciclagem Térmica

O objetivo do teste de ciclagem térmica é o de demonstrar que o equipamento sob teste atende a todos os requisitos, funcionais e de desempenho, à pressão ambiente, para todas as temperaturas na faixa do teste.

Neste teste, o objeto de teste é submetido a ciclos de calor e frio. Este teste pode ser realizado na presença de atmosfera ou, se conveniente, pode ser realizado em condições de vácuo combinado com o teste vácuo-térmico, desde que os limites de temperatura, número de ciclos, taxa de mudança de temperatura e tempo de espera sejam compatíveis.

Quando um teste de ciclagem térmica é realizado, as temperaturas utilizadas nos patamares quente e frio são, normalmente, as mesmas das especificadas para o teste vácuo-térmico. A diferença entre o TCT e o TVT está no fato da ciclagem térmica ser realizada na pressão ambiente, além do número de ciclos e do tempo de permanência previsto em cada um dos patamares quente e frio. A Tabela 4.2, abaixo, resume a especificação de um equipamento para o programa CBERS, cujas temperaturas de operação previstas encontram-se entre os limites de -10°C a $+45^{\circ}\text{C}$.

Tabela 4.2 - Exemplo de especificação de TCT para um equipamento do CBERS

	TCT para Qualificação	
	Faixa de temperatura	
	Mín (T_{\min})	Máx (T_{\max})
Temperatura do Equipamento Máxima e Mínima	-20°C	$+55^{\circ}\text{C}$
Pressão	Ambiente	
Número de Ciclos	18	
Tempo mínimo em cada patamar	1 hora	
Taxa de mínima de variação de temperatura	$1^{\circ}\text{C}/\text{min}$	

Abaixo, na Figura 4.3, segue uma exemplificação de um gráfico de TCT realizado em um equipamento para o programa CBERS, cujas temperaturas limites de operação também sejam de $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ e $+45\text{ }^{\circ}\text{C}$.

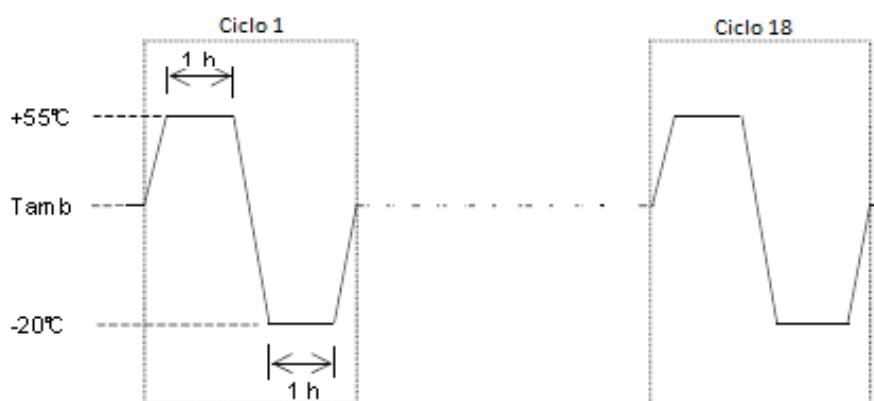


Figura 4.3 - Exemplo de gráfico de uma TCT

4.1.3. Choque Térmico

Ensaio que visa demonstrar a capacidade dos materiais de resistir, sem que haja dano físico ou deterioração no desempenho, a variações repentinas da temperatura da atmosfera circundante. É aplicável a peças e equipamentos diretamente expostos, como células solares, antenas, acessórios externos, revestimentos térmicos, entre outros.

Testes de choque térmico possuem um custo relativamente inferior aos demais testes térmicos e propiciam a detecção de falhas prematuras em materiais, processos de fabricação e *workmanship*.

Quando empregados em antecedência a outros testes térmicos, podem, eventualmente, diminuir consideravelmente o custo total dos testes, uma vez que podem evitar a aplicação prematura de testes vácuo-térmico aos *espécimes* que sejam reprovados no teste de choque térmico.

O teste de choque térmico é realizado em câmaras especiais que possibilitam que o objeto a ser testado seja exposto repentinamente aos extremos de temperatura estabelecidos para o teste, em pressão ambiente. Dividida em dois compartimentos diferentes, um quente e um frio, a câmara muda a posição do *espécime* em seu interior, de um compartimento ao outro, por meio de um elevador, durante uma quantidade pré-determinada de ciclos. O *espécime*, devidamente instrumentado, aquece e resfria em uma taxa superior aos demais testes térmicos.

Tanto as faixas de temperatura quanto o número de ciclos exigidos estão vinculados tanto às características da missão quanto ao tipo de equipamento. Normalmente, as partes expostas do satélite, como antenas e painéis solares, são submetidas a testes de choque térmico.

A Tabela 4.3, abaixo, resume a especificação para os testes de choque térmico aplicados ao programa CBERS.

Tabela 4.3 - Exemplo de especificação de choque térmico para o programa CBERS

Pressão	Ambiente	
Temperatura	-80 °C a +80 °C	Antenas, células de painéis solares (face +Y)
	-50 °C a +50 °C	Outras faces
Número de ciclos	1650 ciclos	Para novos equipamentos ou materiais em desenvolvimento
	165 ciclos	Demais equipamentos
Taxa de mudança de temperatura	No mínimo 3°C/ minuto	

Fonte: INPE (2008a)

4.1.4. Vibração Senoidal

O teste de vibração senoidal ou harmônico é utilizado para simular carregamentos dinâmicos de baixas frequências, induzidos pela combustão

dos propelentes durante a fase de lançamento do foguete. Caracterizado pela excitação por meio de um sinal harmônico, dentro de um intervalo de frequência de interesse para o teste, o qual é varrido continuamente a uma taxa fixa, que pode ser linear, hertz por segundo, ou logarítmica, oitavas por minuto.

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

A faixa de frequências normalmente varrida em um teste de vibração senoidal em equipamentos e sistemas espaciais em geral, tanto em nível de qualificação quanto em nível de aceitação, é de 10 a 100 Hz.

Um dos objetivos do teste de vibração senoidal é o de verificação da resistência das estruturas secundárias. Outra função deste ensaio é testar se os subsistemas mantêm suas funcionalidades após a aplicação de carregamentos harmônicos.

Testes de vibração senoidal são executados tanto em nível de sistema quanto em nível de equipamento. Em nível de sistema ou satélite, a especificação de teste é dependente das características do foguete lançador, sendo normalmente definida no plano de separação do satélite com o foguete. Em nível de equipamento, as especificações de teste são definidas a partir de informações mais gerais, baseadas em testes similares realizados anteriormente, e que cobrem normalmente o comportamento de uma classe de equipamentos. Exemplos de classes podem ser visualizados na Tabela 5.1, no Capítulo 5.

No teste de vibração senoidal, o *espécime*, sistema ou equipamento, é montado em um shaker sob uma base de rigidez elevada, e submetido a excitações harmônicas forçadas, executadas em três eixos de um sistema

ortogonal. Sensores, como acelerômetros e *strain gages*, são instrumentados em diferentes locais do *espécime* para a coleta de registros. Na interface, em que é definida a especificação de teste, são instalados acelerômetros de controle, cuja função é monitorar e realimentar o *shaker* para que as acelerações introduzidas estejam de acordo com a especificação estabelecida.

As acelerações medidas no teste de vibração senoidal são utilizadas para verificar se os níveis de aceleração em um determinado ponto não excedem o valor especificado neste ponto. Por exemplo, se o teste é aplicado em um equipamento, monitoram-se regiões próximas a componentes críticos, para verificar se as acelerações não ultrapassam os valores certificados para estes componentes.

Se o teste é aplicado em um modelo do satélite, e este contém somente *dummies* dos equipamentos, pontos próximos aos pés dos equipamentos são monitorados para verificar se as acelerações alcançadas não excedem as especificações adotadas para estes equipamentos. Outra utilização para os dados colhidos no teste de vibração senoidal é a calibração de modelos matemáticos, tais como modelos em elementos finitos que são empregados na previsão do comportamento dinâmico da estrutura.

Abaixo, na Table 4,4, segue um exemplo de especificação de teste senoidal, no nível de qualificação para equipamentos típicos, utilizada no programa CBERS.

Tabela 4.4 - Exemplo de especificação de teste de vibração senoidal do CBERS

Eixos	Faixa de Frequência (Hz)	Aceleração (g) ou Amplitude zero-a-pico (milímetro)
X, Y, Z	10 - 20	6,25 mm
	20 - 40	10 g
	40 - 70	12 g
	70 - 100	10 g
Taxa de varredura de cada eixo	2 oct/min	

Fonte: INPE (2008a)

Deste modo tem-se que entre 10 e 20 Hz pode-se aplicar a seguinte fórmula para a determinação do início e fim da amplitude da aceleração:

$$a_c(f) = \frac{(2 \cdot \pi \cdot f)^2 \cdot A}{g}$$

Onde:

- a_c = amplitude da aceleração (g);
- f = frequência (Hz);
- A = amplitude do deslocamento zero-a-pico (m);
- g = aceleração da gravidade (9.81 m/s^2)

Para o exemplo de especificação da Tabela 4.4 tem-se:

$$a_c(10) = \frac{(2 \cdot \pi \cdot 10)^2 \cdot 0.00625}{9.81} = 2.5 \text{ g}$$

$$a_c(20) = \frac{(2 \cdot \pi \cdot 20)^2 \cdot 0.00625}{9.81} = 10 \text{ g}$$

Equipamentos são, normalmente, dimensionados de forma que suas frequências naturais estejam acima das frequências naturais do lançador e do satélite. Tal prática tem como objetivo desacoplar o comportamento dinâmico dos equipamentos daquele do satélite e do lançador. Quando as frequências naturais estão desacopladas, o equipamento comporta-se como um corpo rígido nas frequências de ressonância do satélite. Caso as frequências estivessem acopladas, além das amplificações induzidas pelo satélite, haveria também as amplificações da ressonância do próprio equipamento. A amplificação total, que é uma composição dessas duas amplificações, poderia alcançar valores muito elevados, penalizando o projeto destes equipamentos.

Com base na especificação para o ensaio, as acelerações de entrada para o *espécime* são controladas, garantindo, deste modo, que o equipamento ou sistema será submetido às acelerações previstas.

Com base na especificação para o ensaio, as acelerações de entrada para o espécime são controladas, garantindo, deste modo, que o equipamento ou sistema será submetido às acelerações previstas.

O gráfico da Figura 4.4 corresponde à especificação da Tabela 4.4, constando a leitura da curva de aceleração imposta a um equipamento na base do shaker, em azul, adicionado das curvas de tolerância, linha pontilhada, e aborte para o teste, em vermelho. As margens de tolerância e aborte do ensaio são relacionadas tanto aos níveis necessários para qualificação/aceitação quanto à robustez do projeto e segurança do equipamento.

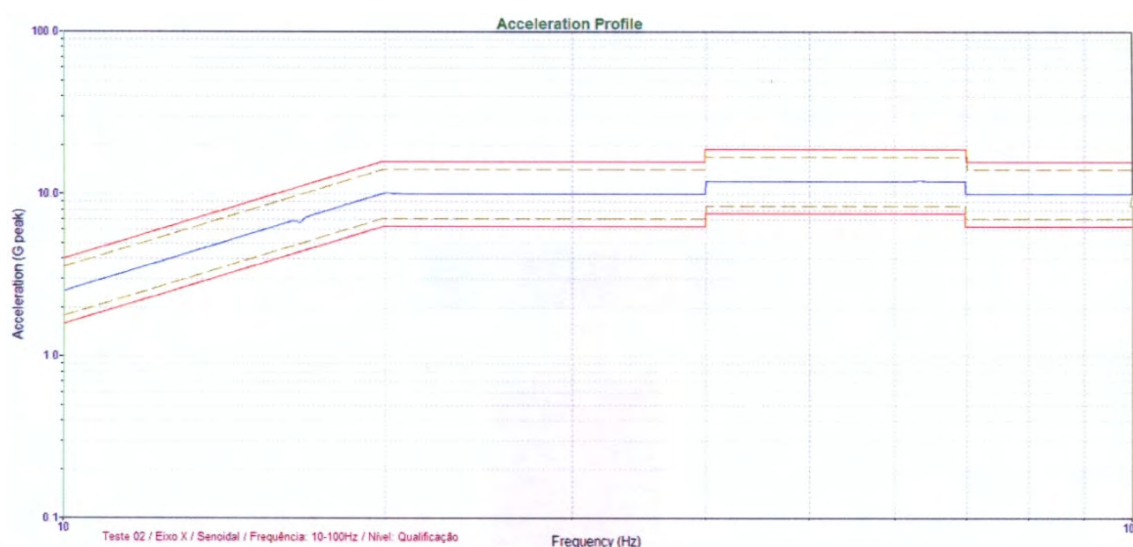


Figura 4.4 - Exemplo de controle de entrada de um teste de vibração senoidal

4.1.5. Vibração Randômica ou Aleatória

A finalidade dos testes de vibração aleatória é demonstrar a capacidade dos equipamentos de suportar excitações aleatórias, oriundas de ruídos acústicos transmitidos pelo lançador, acrescida de uma margem de segurança (ECSS,2002).

No ensaio de vibração randômico, as excitações são aplicadas de forma aleatória. Este ensaio não possui velocidade de varredura, pois o controlador escolhe aleatoriamente uma determinada frequência com sua respectiva aceleração. A amplitude para este tipo de ensaio é definida pelo nível de densidade de energia espectral (PSD).

Assim como no ensaio de vibração senoidal, o ensaio de vibração aleatória é efetuado sobre uma mesa vibratória (shaker) em três direções ortogonais. As frequências nas quais são aplicadas excitações aleatórias estão em geral na faixa entre 20 a 2000 Hz.

Na Tabela 4.5 é apresentado um exemplo de especificação utilizada para a realização de ensaios de vibração aleatória dos equipamentos do programa CBERS, tanto na campanha de Qualificação quanto na campanha de Aceitação.

Tabela 4.5 - Exemplo de especificação de teste de vibração randômico do CBERS

Range de Frequência (Hz)	Qualificação	Aceitação
	Densidade espectral (g^2/Hz)	Densidade espectral (g^2/Hz)
10 – 100	+3dB/oct	+3dB/oct
100 – 600	0,2	0,08
600 – 2000	-9dB/oct	-9dB/oct
Aceleração RMS geral	12.81 grms	8,1 grms
Duração	2 minutos	1 minuto
Direção	X, Y, Z	

Fonte: INPE (2008a)

A curva de densidade de energia espectral PSD é um dos parâmetros utilizado para medir os níveis de vibração aleatória. A curva de PSD pode ser expressa para diferentes tipos de respostas, tais como acelerações, esforços, tensões entre outros, e sua unidade é dada pela resposta elevada ao quadrado dividido pela frequência. Quando a resposta adotada é a aceleração, esta curva é denominada densidade espectral de aceleração ASD, cuja unidade é g^2/Hz .

A curva de ASD é uma propriedade local de um ponto no espaço. Na especificação de teste, a curva de ASD é definida no ponto de entrada, normalmente na base do satélite ou na base do equipamento. Em outros pontos da estrutura, são também instalados acelerômetros de monitoramento para medir as curvas de ASD de saída.

Outro parâmetro utilizado para caracterizar a vibração aleatória é o root mean square, ou raiz quadrada da média da aceleração (Grms). Este parâmetro corresponde à raiz quadrada da área sob a curva ASD, ou seja é a raiz quadrada da curva ASD integrada no domínio da frequência. O valor Grms é normalmente usado para expressar a energia total de um evento de vibração aleatória, caracterizando o seu nível de severidade. A unidade de Grms é igual à unidade de aceleração (g), pois:

$$\text{Area} = \int \text{ASD} \cdot df \quad \text{e} \quad \text{Grms} = \sqrt{\text{Area}}$$

$$\left[\frac{g^2}{\text{Hz}} \right] \quad \left[\frac{g^2}{\text{Hz}} \right] \quad \left[\text{Hz} \right] \quad \left[g \right] \quad \left[g^2 \right]$$

A seguir é apresentado exemplos de curvas de ASD. Nos gráficos das Figuras 4.5 e 4.6, o eixo X corresponde à frequência em Hertz e o eixo Y corresponde ao ASD em g²/ Hz. Ambos os eixos foram plotados em escala logarítmica para que se possa obter uma visualização ampla dos intervalos.

A figura 4.5, a seguir, mostra os valores de ASD do acelerômetro de controle (fixado no pé do equipamento e que serve de referência quanto à aceleração introduzida no specimen) em um ensaio de equipamento utilizando a especificação da Tabela 4.5 no nível de qualificação. Aqui, tem-se a densidade espectral introduzida (em azul), juntamente com suas margens de tolerâncias para qualificação (pontilhada) e níveis de aborte do ensaio (em vermelho).

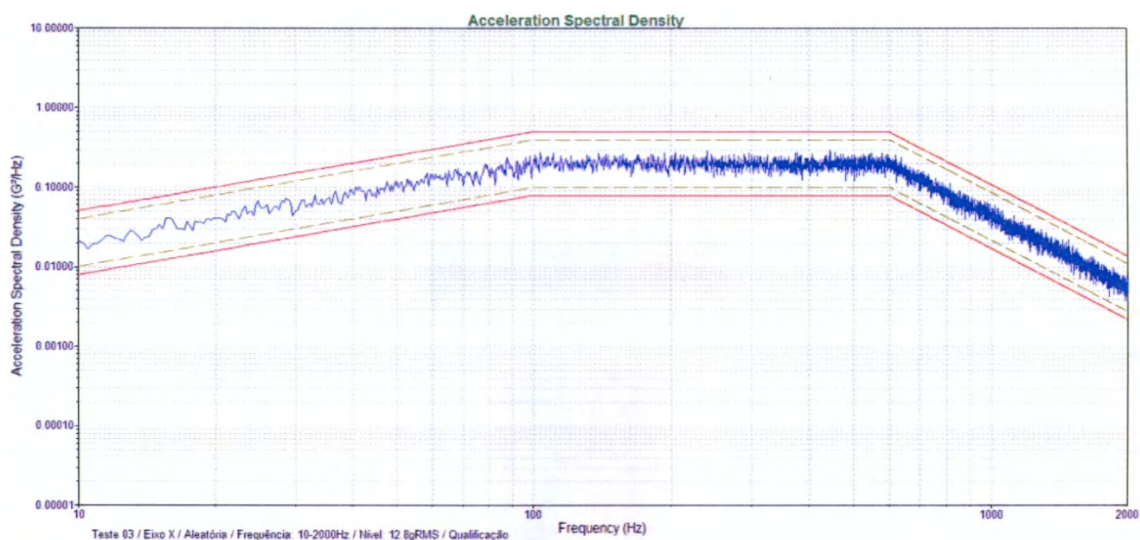


Figura 4.5 - Exemplo de controle de entrada de um teste de vibração randômica
 Na Figura 4.6 é possível visualizar um exemplo de leitura realizada em um dado acelerômetro durante um ensaio no nível de qualificação para um dos eixos de teste. Pode-se perceber que para as frequências de 619 Hz e 919 Hz foram obtidas as maiores leituras para este ensaio. Neste exemplo, a resposta obtida pelo acelerômetro AX04 em questão atingiu no máximo 2,128 g²/Hz, o que pode ser considerado baixo, mostrando que provavelmente este ponto de medição não sofreu amplificação relevante da aceleração de entrada na base do equipamento.

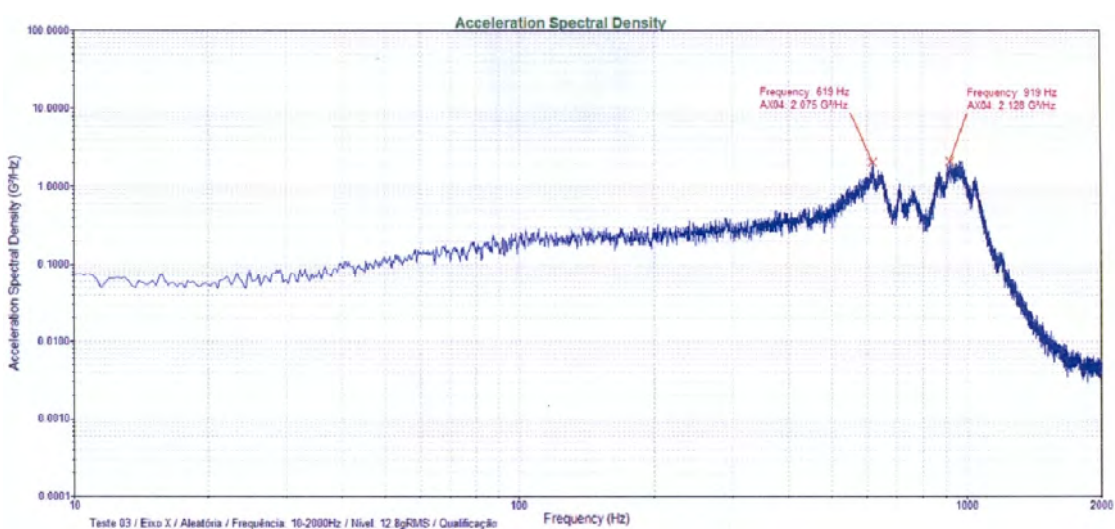


Figura 4.6 - Exemplo de leitura da aceleração durante teste de vibração randômica

4.1.6. Acústico

A finalidade dos testes acústicos é demonstrar que o *espécime* 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, 2002).

Na execução de um ensaio acústico o *espécime* é submetido a pressões sonoras diferentes para cada range de frequência, durante determinado tempo.

Tanto os níveis de pressão sonora quanto os limites de frequência especificados estão diretamente relacionados às características do *espécime* e, sobretudo, às frequências de ressonância do lançador. Assim, simula-se, com margens, a vibração acusticamente induzida durante o ambiente de lançamento.

Os níveis de pressão sonora também variam em relação ao nível de exigência requerido. Serão menores no nível de aceitação do que no nível de qualificação.

Segue, na Tabela 4.6, abaixo, como exemplo e de modo resumido, a especificação para um ensaio acústico praticada no programa CBERS.

Tabela 4.6 - Exemplo de especificação de ensaio acústico no CBERS

Range de Frequência(Hz)	Nível de Pressão Sonora (decibell)		
	Aceitação	Proto-flight	Qualificação
31,5	118	120	122
63	124	126	128
125	132	134	136
250	136	138	140
500	138	140	142
1000	135	137	139
2000	127	129	131
4000	123	125	127
8000	116	118	120
Geral	142	144	146
Duração	1 minuto	1 minuto	2 minutos

Fonte: INPE (2008a)

4.1.7. Choque mecânico

Seu principal objetivo é simular os choques mecânicos que se propagam ao longo do “*hardware*”.

Ondas de choque ocorrem durante os estágios de separação do foguete e no instante da explosão dos pirotécnicos, tanto do cinto de separação quanto de abertura dos painéis.

Podem ser induzidas artificialmente, para efeito de teste, por meio de shakers ou martelos (*hammers*), ou ainda, quando em nível de sistema, reproduzindo algum estágio de separação em laboratório, por meio de explosão de pirotécnicos. Choques mecânicos reproduzem mais fielmente os estágios de separação e abertura de painéis quando se utilizam mecanismos como os martelos para produzi-los, pois assim se obtém mais facilmente excitações de alta frequência com altas acelerações.

No programa CBERS, o teste de choque mecânico deve ser aplicado apenas em Modelos de Qualificação, ao longo de cada um dos três eixos ortogonais.

Quando executado por meio de um Shaker a forma de onda gerada para a aceleração consistirá em uma meia senoide de curta duração até uma determinada intensidade de aceleração.

Abaixo, na Tabela 4.7, segue exemplificação de uma especificação aplicada para um equipamento, no programa CBERS.

Tabela 4.7 - Exemplo de especificação de choque mecânico do CBERS

Direção	Parâmetro	Especificado
X,Y,Z	Forma	Meia senoide
	Intensidade	50 g (gravidade)
	Duração	6 a 10 milissegundos

Fonte: INPE (2008a)

A Figura 4.7 ilustra, graficamente, a leitura de um choque mecânico introduzido na base de um equipamento, por meio de um *shaker*. Pode-se notar, neste exemplo, que a aceleração especificada foi atingida, porém o tempo para a produção da meia senoide, 4,292 milissegundos, ficou abaixo do especificado, entre 6 e 10 milissegundos.

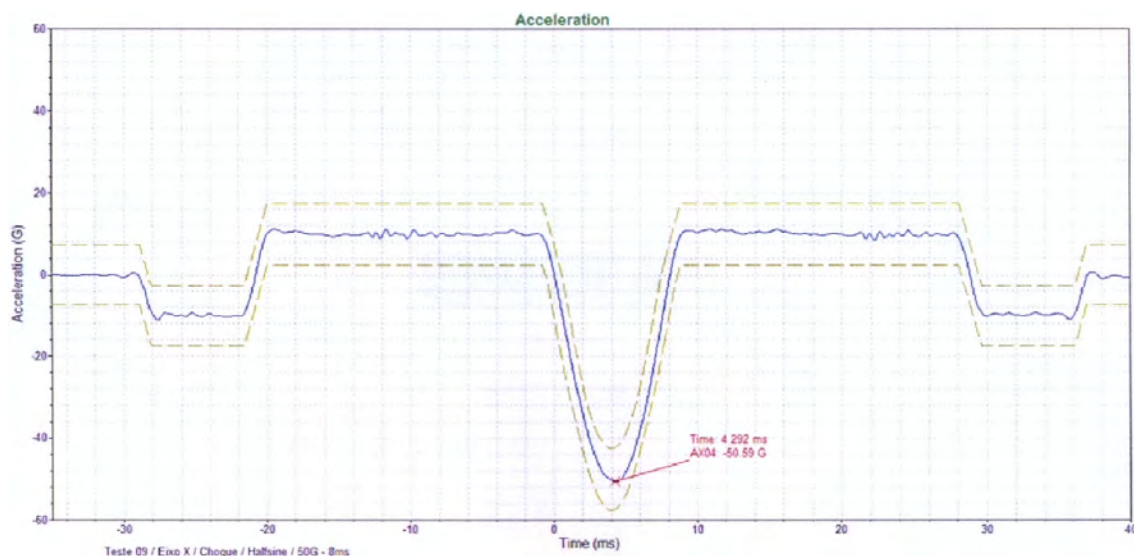


Figura 4.7 - Exemplo de registro de leitura da aceleração de um choque mecânico

4.1.8. O Sine burst

O teste sine-burst é um método simples para aplicar uma carga semiestática, utilizando um *shaker* associado a um software de teste de choque. Dependendo da complexidade do item a ser ensaiado, pode, muitas vezes, ser utilizado no lugar de ensaios de aceleração ou ensaios estáticos. É um método simples, rápido e econômico de promover o levantamento das propriedades mecânicas do objeto de teste.

O teste é conduzido de forma gradual pela aplicação de frações da carga total. Por exemplo, 12.5%, 25%, e depois 50% do nível total. Isto assegura ao condutor do teste que o item, a fixação e a mesa do *shaker* estão reagindo de forma linear. Se não estiverem, a forma de onda pode ser modificada pela aplicação de apenas uma porcentagem do nível programado, por exemplo, 90%. Depois que estas rodadas preliminares, com eventuais correções, são efetuadas, a carga total é aplicada ao item sob teste. (NASA, 1992).

Desenvolvido originalmente pela NASA, no Goddard Space Flight Center (GSFC), este teste não consta do planejamento de ensaios do CBERS, nem

dos programas que utilizam o padrão ECSS. A PMM, no entanto, utilizou este método em substituição ao ensaio estático para testar um de seus módulos.

5 TESTES: COMPARAÇÃO ENTRE OS PADRÕES INPE E ECSS

Neste Capítulo, a filosofia de testes utilizada no desenvolvimento e fabricação dos satélites CBERS 3 & 4 é apresentada e comparada com o padrão ECSS. Na Tabela 5.1, são apresentados os testes funcionais e ambientais adotados pelo INPE, programados para cada classe de equipamentos, observando-se que alguns são mandatórios e outros opcionais.

Tabela 5.1 - Sumário dos testes ambientais por classe de equipamentos

Classe do equipamento	Eletrônico	SAG	Bateria	Antena	Microondas	Ótico	Térmico	Disp. Mcc. c/ movimento	Trustes	Válvulas	Vaso de Pressão	Fluido de Propulsão
TESTE												
Vácuo- térmico	QA	Q a	QA	Q a	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA
Ciclagem térmica (4)	QA	q a	QA	q a	q a	q a	q a	Q a	q a	q a	q a	q a
Choque Térmico (1)	--	Q -	--	Q -	--	Q -	Q -	q -	--	--	--	--
Vibração senoidal	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -
Vibração randômica	QA	--	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA
Acústico	--	QA	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
Choque Mecânico	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -
Aceleração	Q -	--	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -	Q -
Pressão	--	--	--	--	--	--	--	--	q a	QA	QA	QA
Vazamento	--	--	- A	--	--	--	--	--	q a	QA	QA	QA
Radiação UV (1)	--	Q -	--	--	--	Q -	Q -	--	--	--	--	--
Radiação partícula (1)	Q -	Q -	--	--	--	Q -	Q -	--	--	--	--	--
Descarga elétrica (2)	QA	--	--	Q -	Q -	--	--	--	--	--	--	--
Soldagem a frio (3)	--	Q -	--	--	--	--	--	Q -	--	--	--	--
Legenda:												
Q → Nível de qualificação (mandatório),												
A → Nível de aceitação (mandatório)												
q → Nível de qualificação (opcional)												
a → Nível de aceitação (opcional)												
Notas:												
(1)- Opcionais para equipamentos que usam componentes qualificados ou para equipamentos com dispositivos anti-radiação se o range do dispositivo anti-radiação é maior que o requerido.												
(2)- Somente para equipamentos que devem ser ligados durante o lançamento.												
(3)- Os ensaios são encadeados de forma a otimizar a execução das operações, minimizar os riscos impingidos ao satélite, aumentar a garantia de que o satélite foi montado e integrado corretamente, e certificar que todo o satélite está funcionando tal como especificado.												
(4)- Pode ser realizada em conjunto com os testes Vácuo- térmico.												

Fonte: INPE (2008a);

Na Tabela 5.2, é apresentada uma comparação realizada por Silva e Perondi (2011) entre os principais testes ambientais e funcionais aplicados a equipamentos, listados na Tabela 5.1, com o estabelecido no padrão ECSS-E-10-03A.

Tabela 5.2 - INPE e ECSS

TESTE		Categoria / tipo de equipamento											
		A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
Propriedades Físicas	ESA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA
	INPE	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA
Vibração Randômica	ESA	QA	Q ¹ A ³	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	--
	INPE	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	--
Vibração Senoidal	ESA	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	--
	INPE	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-
Choque Mecânico	ESA	Q ² a	q-	q-	q-	q-	--	q-	q-	qa	--	--	q-
	INPE	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-	Q-
Teste Acústico	ESA	-a ⁴	Q ¹ A ³	--	q-	--	--	--	--	--	qa	qa	QA ⁷
	INPE	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	QA
Termo-vácuo	ESA	QA ⁵	QA	QA ⁶	QA	QA	qa	QA	QA	QA	qa	QA	QA ⁷
	INPE	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA	QA
Ciclagem Térmica	ESA	QA	qa	QA ⁶	QA	QA	qa	QA	QA	QA	qa	QA	qa
	INPE	QA	qa	QA	qa	qa	qa	qa	QA	qa	qa	QA	qa
Pressão	ESA	Q3-	--	Q ³ A ³	QA	QA	QA	QA	--	--	--	--	--
	INPE	--	--	--	QA	QA	QA	qa	--	--	--	--	--
Choque Térmico	ESA	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
	INPE	--	Q-	--	--	--	--	--	Q-	Q-	--	q-	Q-

Legenda:
Q → Nível de qualificação (mandatório),
A → Nível de aceitação (mandatório)
q → Nível de qualificação (opcional)
a → Nível de aceitação (opcional)
- → Não requerido

Notas:
1- Se apropriado pode-se optar pela escolha entre vibração randômica ou teste acústico;
2- Necessário para equipamento sensível às condições ambientais e localizado em zonas onde as condições ambientes são críticas;
3- Necessário apenas para equipamento selado ou pressurizado;
4- Se o equipamento é sensível a ambiente acústico, o teste será realizado ao invés do teste de vibração randômica;
5- Necessário apenas para equipamento em unidades não-seladas e de alta energia, Equipamento de RF;
6- Não necessário para baterias que não podem ser recarregadas após o teste;
7- A não ser que já esteja incluso no teste do elemento.

Lista de equipamentos:
A= Equipamentos elétricos e eletrônicos;
B= Antenas;
C= Baterias;
D= Válvulas;
E= Fluido ou equipamento de propulsão;
F= Vasos de Pressão;
G= Trusters;
H= Equipamentos Térmicos;
I= Equipamentos Óticos;
J= Equipamentos Mecânicos;
K= Montagens Mecânicas que se movimentam;
L= Painéis Solares.

Fonte: ECSS (2002); Silva; Perondi (2011)

Ainda que, em grande parte, a programação de testes adotada pelo INPE, no projeto CBERS 3 & 4, seja muito próxima à recomendada pelo padrão ECSS, o programa espacial brasileiro possui algumas características específicas, adaptadas as suas necessidades e possibilidades, destacadas a seguir.

De forma geral, o programa espacial brasileiro tem desenvolvido tecnologia com base na experiência adquirida ao longo de poucas décadas e, sobretudo, pelo apoio normativo proporcionado por outras instituições de grande reconhecimento, como a ESA e a NASA. Ainda, assim, existem diferenças entre os testes ambientais mandatórios realizados pelo INPE, no programa CBERS, em relação ao recomendado pelo padrão ECSS. Podem-se destacar três diferenças como sendo as principais, as quais são apresentadas a seguir.

5.1. Diferenças em relação aos testes de Choque Térmico

Uma diferença relevante, observada na Tabela 5.2, refere-se à aplicação mandatória do teste de choque térmico pelo INPE para alguns tipos de equipamentos, diretiva inexistente no padrão ECSS.

Não se encontra documentada, de forma categórica, a razão deste fato. Cabem, aqui, porém, algumas tentativas de explicação, baseadas no fato de que, na experiência do INPE, grande parcela das falhas ocorridas em testes térmicos tem sua origem ou em junções de soldagem de componentes, ou nos próprios componentes ou, ainda, em conexões.

O teste de choque térmico possui a virtude de, com grande margem de acerto, revelar tais falhas. Adicionalmente, este teste apresenta o potencial de detectar inconsistências de projeto relativas à escolha de componentes, materiais e processos de fabricação. Assim, na experiência do INPE, o choque térmico coopera para reduzir a possibilidade de “*mortalidade infantil*” do equipamento em voo, ao mesmo tempo em que reprova equipamentos antes que estes cheguem a testes mais onerosos, como os de ciclagem térmica ou vácuo-térmico, com significativo impacto positivo sobre custo e prazo.

5.2.Diferença em relação ao teste acústico

Além de diferenças entre a metodologia adotada pelo INPE e aquela recomendada pelo padrão ECSS, observa-se, também, interpretação diferente quanto ao nível de obrigatoriedade de tais testes.

No INPE, o teste acústico pode ser substituído pelo teste randômico, conforme a característica do projeto e as considerações acerca do uso da infraestrutura para testes acústicos. Por exemplo, no caso do projeto CBERS 3 & 4, as antenas de telemetria e telecomando são de pequeno porte, possuem pequenas áreas, fato que inviabiliza a utilização de uma câmara acústica reverberante de grande porte, como a do INPE, para testá-las e, também, faz com que os requisitos sejam melhor verificados por meio de um teste de vibração randômica. Neste caso, trata-se de uma contingência imposta pelas instalações de teste do INPE, porém, satisfatoriamente contornável pelo uso do teste randômico.

5.3.Diferença em relação ao choque mecânico

O teste de choque mecânico é mandatório no programa CBERS para todas as categorias/tipos de equipamentos. Esta obrigatoriedade inexiste na referência normativa ECSS, a não ser em casos em que o equipamento seja considerado sensível às condições ambientais, e ainda, assim, somente se estiver localizado em zonas onde tais condições sejam críticas. A Nota 2, da Tabela 5.2, indica que a aplicação do teste de choque mecânico em equipamentos eletrônicos é opcional para projetos considerados robustos, sendo mandatória somente se o equipamento se encontrar em posições sujeitas à maior influência do ambiente. Na prática o teste de choque mecânico, com utilização do Shaker é executado na maioria dos equipamentos.

Em uma síntese inicial, comparando a política de verificação de requisitos adotada pelo INPE, pelo método teste, com a recomendada pelo padrão ECSS, no que se refere aos testes ambientais, observa-se que existem diferenças nos

testes de choque térmico, acústico e choque mecânico. Em uma primeira análise, consideramos que tais diferenças possam ser atribuídas, de forma particular, às necessidades específicas de um projeto, e, de forma geral, à experiência organizacional acumulada ao longo do desenvolvimento de outros programas.

6 PRINCIPAIS FACILIDADES DE TESTES DISPONÍVEIS NO INPE

O LIT - Laboratório de Integração e Testes, inaugurado em 1987, é um dos laboratórios do INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, em São José dos Campos, Brasil (INPE/LIT). Criado para atender às necessidades do programa espacial brasileiro, atende também à indústria nacional, além de demandas advindas da cooperação com outros países.

O LIT possui infraestrutura completa para todas as atividades de AIT requeridas para aceitação de um item para voo. Dentre a gama de equipamentos disponíveis para execução de ensaios ambientais, podemos destacar, como principais, os descritos na Tabela 6.1, abaixo.

Tabela 6.1 - Testes ambientais e equipamentos para sua realização.

Teste	Eq. principal	Objetivo do teste	Funcionamento
Vácuo-térmico	Câmara Vácuo-térmica	<p>O objetivo do teste vácuo-térmico é o de demonstrar a habilidade do equipamento sob teste de operar em um ambiente de vácuo, a diferentes temperaturas, que simula a pior condição em órbita, incluindo margem adequada.</p> <p>As temperaturas alcançadas e a baixa pressão atmosférica propiciam a degasagem de resinas utilizadas nas montagens.</p> <p>Testa-se a resistência do <i>specimen</i> ao vácuo e nas temperaturas de patamar por um tempo superior aos demais ensaios térmicos.</p>	<p>Um sistema de teste vácuo-térmico consiste em uma câmara, um conjunto de tubos utilizado para transmitir calor e frio por radiação e alguns dispositivos auxiliares (ARAUJO, 2008). Durante seu funcionamento, primeiro o vácuo é estabelecido no interior da câmara para simular a condição ambiental a que os sistemas espaciais estão expostos. Em seguida, a temperatura interna dos tubos é modificada para simular os ciclos térmicos causados pela incidência e ausência de luz solar. Para resfriar a câmara, nitrogênio líquido é pulverizado e transformado em gás no interior do conjunto de tubos. Para aquecer, resistências montadas no interior do conjunto de tubos fornecem calor ao gás que, por radiação, aquecem o "<i>specimen</i>".</p>
Ciclagem Térmica	Câmara térmica	<p>O objetivo do teste de ciclagem térmica é demonstrar que o equipamento sob teste atende a todos os requisitos, funcionais e de desempenho, à pressão ambiente, para todas as temperaturas na faixa do teste sem demonstrar qualquer dano físico ou redução de seu desempenho.</p>	<p>Na cilagem térmica existe a pressão ambiente, deste modo as variações de temperatura são causadas também por condução.</p> <p>O número de ciclos e a duração dos patamares dependem obviamente dos requisitos, porém, em geral, tem-se mais ciclos do que os testes procedidos com vácuo e com menores tempos de permanência nos extremos.</p>

Tabela 6.1 - Continuação

<p>Choque térmico</p>	<p>Câmara térmica</p>	<p>Ensaio que visa demonstrar a capacidade dos materiais de resistir, sem que haja dano físico ou deterioração no desempenho a <i>variações repentinas</i>¹ da temperatura da atmosfera circundante. É aplicável a peças e equipamentos diretamente expostos ao ambiente, como células solares, antenas, acessórios externos, revestimentos térmicos, entre outros. O ensaio de choque térmico é aplicável a <i>hardwares</i> de qualificação e não aos de voo.</p>	<p>Consiste de vários ciclos de mudança de temperatura entre extremos predeterminados. Como todas as variáveis em um screening dependem do produto, os limites de temperatura devem ser tais que não danifiquem o produto.</p> <p>O ensaio se resume a fazer com que o specimen sofra uma taxa constante de variação de temperatura, esta taxa é maior do que aquela obtida nos demais ensaios térmicos.</p>
<p>Vibração senoidal</p>	<p>Shaker</p>	<p>O objetivo do teste de vibração senoidal é demonstrar a capacidade do equipamento de suportar as excitações de baixa frequência causadas pelo lançador, aumentadas em amplitude por um fator de qualificação.</p> <p>Na prática, é especialmente importante para identificar as frequências de ressonância do <i>specimen</i> e garantir que estas não coincidam com a frequência de ressonância do lançador.</p>	<p>Neste ensaio, o "<i>specimen</i>" é submetido a uma excitação periódica externa, de frequência variável e amplitude conhecida. A resposta de aceleração do "<i>specimen</i>" para todas as frequências é então registrada, através da medida da aceleração, via acelerômetros fixados em diferentes pontos do "<i>specimen</i>".</p> <p>Sua gama de frequências varridas, normalmente é muito inferior ao executado no ensaio randômico, tipicamente até 100 Hz. A magnitude da vibração senoidal é expressa em G_{rms}. (PETERSON, 2003)</p>
<p>Vibração Randômica</p>	<p>Shaker</p>	<p>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</p> <p>O stress do produto é criado através de excitação simultânea de todas as frequências ressonantes dentro da faixa do perfil.</p> <p>Screenings com vibração aleatória geralmente exigem menos tempo do que outros programas de ESS, e são considerados particularmente eficazes em expor defeitos mecânicos, tais como soldas soltas, colagens impróprias e fragilidades nas Placas de Circuito Impressos ou erros nos projetos mecânicos.</p>	<p>É a mais eficaz dos três principais tipos de vibração. A vibração aleatória envolve a excitação do objeto de teste com um perfil pré-determinado ao longo de uma ampla faixa de frequência, geralmente de 20 a 2.000 Hz. Acelerômetros instalados na mesa fornecem a leitura e consequente <i>feedback</i> para o sistema de controle do shaker.</p> <p>A magnitude da vibração randômica, em determinada frequência, em termos de densidade espectral de aceleração, é expressa em G^2/Hz. (NASA, 2009)</p>

¹ Para efeitos do presente documento, "mudança repentina" é definida como "uma mudança de temperatura superior a 10 ° C (18 ° F) no intervalo de um minuto."

Tabela 6.1 - Conclusão

<p>Teste Acústico</p>	<p>Câmaras Acústicas Reverberantes</p>	<p>A finalidade dos testes acústicos é demonstrar que o "specimen" pode suportar vibração acusticamente induzida pelo ambiente durante o lançamento. Em geral, qualquer estrutura com alta proporção de área de superfície em relação a sua massa está suscetível a encontrar problemas em potencial no ambiente de ruído acústico de lançamento da nave espacial. Para pequenos payloads, no entanto, testes de vibração aleatória são geralmente preferidos aos ensaios de ruído acústico. (NASA, 1996)</p>	<p>Ensaio acústico 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. O specimen deve guardar uma proporção física em relação à câmara para possibilitar a formação de uma pressão sonora uniforme através da reverberação do som nas paredes da câmara.</p>
<p>Choque Mecânico</p>	<p>Vibradores Mecânicos (Shakers) e Martelos (Hammers)</p>	<p>Seu principal objetivo é simular os choques mecânicos que se propagam ao longo do hardware. Ondas de choque ocorrem durante os estágios de separação do foguete, e no instante da explosão dos pirotécnicos, tanto nos estágios de separação quanto no momento da abertura dos painéis.</p>	<p>Pode ser induzidas artificialmente, para efeito de teste, por meio de shakers ou martelos (hammers), ou ainda, quando em nível de sistema, reproduzindo algum estágio de separação em laboratório, por meio de explosão de pirotécnicos de forma e medir/ reproduzir de modo mais assertivo a choque propagado pelo estrutura do lançador, ou satélite, até os equipamentos.</p>

Fonte: Silva; Perondi (2011)

Tabela 6.2 - Sumarização das principais facilidades de teste disponível no INPE

Principais Facilidades de testes disponíveis	Principais características da instalação do LIT
<p>Câmara vácuo-térmica de larga escala LSTVC - Large Scale Thermal Vacuum Chamber</p>	<ul style="list-style-type: none"> -Dimensões: 6 m de largura x 8 m de profundidade x 7,5 m de altura; - Vácuo de até 1×10^{-7} mbar e capaz de operar de -196°C a $+150^{\circ}\text{C}$ através do uso de nitrogênio gasoso e líquido; -Capaz de testar hardware com massa de até 6 ton possui 9 bombas de vácuo incluindo três bombas criogênicas de 52" e vazão de $3200\text{ m}^3/\text{h}$; -Toda a superfície interna do manto (ou blindagem) térmico é pintado de preto para atingir as propriedades de absorvidade do infravermelho de 0,90; - Sua localização próxima a demais equipamentos de teste e área de integração é um fator facilitador que minimiza o manuseio de <i>specimens</i>; - Sua camisa térmica é dividida em seis distintas zonas térmicas, cada zona ser capaz de operar de forma independente em toda a gama de -196°C a $+150^{\circ}\text{C}$ com o uso de nitrogênio gasoso e líquido; - Inaugurada em 2009, já testou o modelo térmico do CBERs 3&4 como também o modelo de voo do SAC-D/Aquarius.
<p>Câmara acústica reverberante RAC- Reverberant Acoustic Chamber</p>	<ul style="list-style-type: none"> - Tamanho: 10.4 (L) x 8.0 (W) x 14.4 (H) m e volume de 1.215 m^3; - OASPL: 156.5 dB (Ref.: $20\ \mu\text{Pa}$) com banda de frequência: 25 - 11,200 Hz ; -Potência Acústica: 100 kW com sistema de geração de ruído gasoso por purga de N_2; -Entrada principal: 7 x 12 m (H); -Grua móvel: 7.5 ton. de capacidade; -Área Limpa classe 100.000 (Federal Standard 209 E).
<p>Shaker 160 kN</p>	<ul style="list-style-type: none"> -Shaker eletrodinâmico de 160 kN; - Força de 160.1 kN (senoidal) e 155.6 kN rms (<i>random</i>) com range de frequência: 5 - 2,000 Hz; -Deslocamento máximo: 39.0 mm DA (senoidal) / 50.8 mm (choque); -Máxima aceleração: 100 g (vertical, <i>bare table</i>); -Carga útil máxima: <ul style="list-style-type: none"> 1,363 kg (na configuração vertical); 3,500 kg (com suporte de carga vertical). - <i>Slip table</i> tamanho: 1.500 mm x 1.500 mm; -Sistema de isolamento de vibração: 120 ton. com bloco sísmico de molas helicoidais.
<p>Câmara Blindada Anecóica 2</p>	<ul style="list-style-type: none"> -dimensões: 28 m x 15 m x 12 m com portas de 5 m x 6 m e 0.8 m x 2 m; - tipo: modular, possui mesa rotativa com 9 m de diâmetro; - absorvedores: formato piramidal; - range de frequência: 30 MHz - 40 GHz; - certificação: atende os requisitos das normas aeroespaciais, militares, Anatel, FCC e comunidade européia; Capacidade da Grua: 3 tons. - aplicação: satélites e sistemas eletrônicos de larga escala;

Fonte: INPE/LIT (2006); Silva; Perondi (2012)

É preciso destacar que, como em qualquer laboratório congênere, uma facilidade de integração e testes de equipamentos para voo, não é composta apenas por área limpa e equipamentos para testes ambientais. A disponibilidade de um laboratório de integração e testes para um programa espacial está também condicionada à pré-existência de uma série de outros serviços e laboratórios, cobrindo vários outros aspectos imprescindíveis para sua manutenção ou apoio.

O LIT, com 10.000 m², é o maior laboratório deste tipo no hemisfério Sul, e o único na América Latina, desenvolve montagem, integração, testes funcionais e de qualificação, atividades de validação para satélites, além de outros sistemas orbitais, assim como análises de falha em componentes espaciais (*space parts fault analysis*).

As atividades do LIT incluem: engenharia de partes e materiais, *procurement*, testes de qualificação e aceitação de partes e sistemas completos. O laboratório é composto, em linhas gerais, por: Hall de 1.600 m², área de integração de 450 m² e salas de controle, além de laboratórios de calibração e inspeção contíguos (HARVEY et al, 2010).

A aquisição mais recente e significativa do LIT foi a sua Câmara Térmica de Larga Escala (*Large Scale Thermal Vacuum Chamber - LSTVC*), descrita na Tabela 6.2, possibilitando o aprimoramento dos seus serviços relativos a ensaios de sistemas completos de maior porte. Até então, ensaios térmicos eram realizados em uma câmara térmica cilíndrica horizontal de 3 m de diâmetro por 3 m de profundidade, que, dado seu volume, não possibilitou que os ensaios térmicos dos CBERS 1&2 e 2B fossem realizados com o satélite inteiramente integrado, obrigando que tais testes fossem realizados separadamente nos módulos de carga útil e de serviço, por meio de comunicação por “*cordão umbilical*”.

Vale lembrar que o primeiro teste de balanço térmico programado para a nova câmara térmica do INPE seria a realização do TBT do CBERS 2B. Em virtude

de a mesma não ter sido concluída a tempo, o acordo posterior com a CAST, mais especificamente com a equipe de controle térmico chinesa, foi que na divisão de tarefas o TBT do CBERS 3 ocorreria na LSTVC com acompanhamento dos responsáveis da área térmica do INPE, fazendo com que seu primeiro uso só acontecesse no satélite seguinte da família CBERS.

O satélite CBERS 3, passou por ensaios de balanço térmico, inteiramente integrado na câmara vácuo-térmica de larga escala, em 2010. Esta câmara foi empregada nos testes do SAC-D/Aquarius, satélite de maior porte do que o CBERS, em 2011. Suas dimensões e capacidade térmica estão aptas a atender todas as demandas futuras, correntemente previstas no programa espacial brasileiro, incluindo testes com um satélite geostacionário, com antenas abertas.

Segue, na Figura 6.1, abaixo, desenho esquemático da câmara LSTVC.

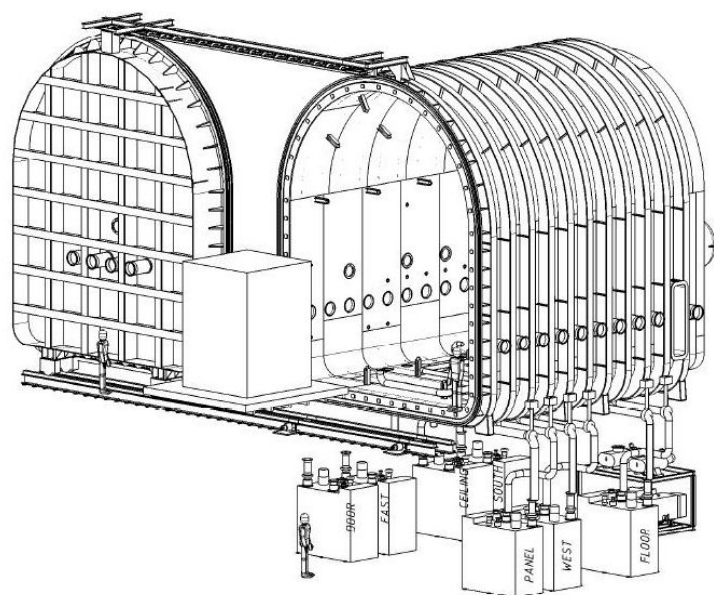


Figura 6.1 - Câmara térmica de larga escala do LIT – LSTVC

Fonte: INPE.LIT (2006)

7 ESTADO-DA-ARTE EM TESTES AMBIENTAIS

Segundo o dicionário Oxford, “*state-of-art*”, estado-da-arte em português, possui a seguinte definição traduzida: “o estágio mais recente no desenvolvimento de um produto, incorporando as mais recentes ideias e recursos até o momento”.

Dentre os vários tipos de facilidades de testes requeridas para atendimento de um programa espacial, as facilidades mais onerosas, até mesmo por requererem projetos próprios e muitas vezes inovadores, são as câmaras vácuo-térmicas e as câmaras acústicas reverberantes. As demais facilidades, iguais em importância, são tecnologicamente dominadas por uma vasta gama de fabricantes pelo mundo e muitas vezes constituem itens de prateleira, até mesmo para ensaios em nível de sistema, como é o caso da maioria dos shakers, que podem ser encomendados e atendem a uma variedade de missões, sem necessidade de projetos específicos.

Para efeito deste estudo, foram adotadas três linhas de comparação entre as instalações pesquisadas:

- a) classificação da instalação quanto a sua capacidade de atender aos tipos de missões espaciais: orbital ao redor da terra, *deep space*, orbital ao redor de outros planetas e missões de simulação de ambientes de outros planetas;
- b) classificação quanto ao porte e potência na capacidade de simulação;
- c) classificação em relação à tecnologia empregada na simulação.

A identificação do estado-da-arte num campo tão restrito não é tarefa simples, uma vez que as informações disponíveis, via de regra, são muito restritas. No entanto, foi possível fazer um levantamento do que consideramos representar os simuladores mais completos e engenhosos, que foram concebidos ou

adaptados de modo a atender às necessidades de missões ousadas, como o retorno do homem à Lua e a exploração de Marte e Mercúrio.

As tabelas a seguir são o resultado de uma comparação entre as instalações encontradas na Europa - privadas e governamentais - e na América do Norte, estas últimas abrangendo, apenas, as instalações governamentais. Outras instalações e agências estrangeiras não foram consideradas neste estudo, que utilizou como referência as informações fornecidas e registradas nos bancos de dados mantidos pela ESA e NASA.

A Tabela 7.1 apresenta uma comparação entre as câmaras de termo-vácuo européias e a do INPE. Optou-se por ordená-las segundo seu porte, pois seu volume é o fator limitante em relação ao tamanho do equipamento ou sistema que pode ser testado.

A Tabela 7.2, por sua vez, apresenta uma comparação entre as câmaras de termo-vácuo estadunidenses e a do INPE. Encontram-se, mais uma vez, ordenadas segundo seu porte.

A segunda coluna das tabelas acima apresenta a classificação de cada câmara em relação ao limite inferior de temperatura. A terceira coluna apresenta a classificação de cada câmara segundo uma figura de mérito que combina as posições relativas nos critérios de volume e limite inferior de temperatura. Assim, neste estudo comparativo, deterá a melhor posição relativa à instalação com melhor classificação neste último critério.

Esta comparação entre as instalações serve apenas como um guia para definir aquelas que serão consideradas como representativas do estado-da-arte, neste estudo. Uma comparação mais precisa requereria a consideração de variáveis adicionais, tais como: desafio de engenharia para adaptação da instalação em atender novos requisitos; tecnologia empregada; rigor dos testes realizados; estrita adequação da instalação aos requisitos necessários.

Como poderá ser notado nas tabelas a seguir, diferenças aparentemente sutis podem significar a diferença entre poder ensaiar um modelo de voo ou somente um modelo de desenvolvimento sem requisito de classe de limpeza. Ou ainda, podem representar a diferença entre conseguir simular o clima de outro planeta ou limitar a utilização da instalação a aplicações convencionais. Será possível perceber que poucas câmaras térmicas possuem simuladores solares. Um número muito reduzido de instalações apresenta condição de avaliar a temperatura ou distorções termoelásticas do specimen de teste, por meio de equipamentos de videogrametria. Nota-se, também, que nem todas as câmaras acústicas alcançadas nesta pesquisa possuem controle de limpeza, fundamental para testar equipamentos de voo entre outras aplicações para voo.

Tabela 7.1 - Comparação das Câmaras Vácuo-térmicas da ESA e INPE

Posição por Volume da Câmara	1	2	3	4	5	6	7
Posição por Limite de Temperatura inferior	22	23	8	24	9	10	7
Classificação considerando volume e limite inferior	7	11	1	14	3	6	4
Pais	Holanda	França	França	Alemanha	França	França	BRASIL
Instituição	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	INTESPACE	Alcatel Space	IABG mbH Germany	Alcatel Space	Alcatel Space	INPE
Nome	LSS	SMER	Espace 500	WSA/TVA	CVBO V01 Sud	V01 Nord	LSTVC-Large Scale thermal Vacuum Chamber
fabricante	CARL ZEISS	Air Liquide	Air Liquide	BSL	SDMS	SDMS 1998	x
ano	1984	1993	1993	1985	1997	1998	2008
Diâmetro ou Largura da Câmara [m]	9,3	10	7,5	6,2	6	5	6
Comprimento da Câmara Length [m]	10	10	8	12,1	15	8	8
Volume da Câmara [m ³]	2300	600	550	500	450	350	340
Limite inferior de Temperatura [°C]	-173	-173	-193	-173	-193	-193	-195,5
Limite Superior de Temperatura [°C]	77	100	87	112	x	x	150
Gradiente Máximo	30	10	10	20	50	50	x
Limite de Vácuo c/ Câmara a Vazio x10 E-6 [mbar]	5	0,5	1	10	1	1	10
Tempo para alcance do Limite de Vácuo, Câmara Vazia [h]	12	6	10	8	10	10	x
Monitoramento de Contaminação Molecular	S	S	S	S	S	S	N
Sistema de Ajuste Horizontal	S	S	S	S	N	N	S
Optical Bench	N	N	N	N	S	S	S
Suspensão Dinâmica	N	N	N	N	S	N	N
Videogrametria	S	N	S	S	S	S	N
Canais Criogênicos	2	2	7	1	6	6	2
Número de Termopares	1.000	936	1216	1.000	510	360	300
Infra-Red Rods / Lamps	N	S	S	S	S	S	N
Placas Térmicas	N	S	N	S	N	N	N
Área de Preparação do Specimen p/ Teste	S	S	S	S	S	S	S
Classe de Limpeza Ambiental	M8	M8	M8	M8	M5	M5	100.000

Tabela 7.1 - continuação

Posição por Volume da Câmara	8	9	10	11	12	13	14
Posição por Limite de Temperatura inferior	25	3	26	4	11	39	27
Classificação considerando volume e limite inferior	18	2	19	5	8	27	21
Pais	França	Bélgica	Holanda	Bélgica	Italia	França	Alemanha
Instituição	Alta S.p.A	CSL - Centre Spatial de Liège	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	CSL - Centre Spatial de Liège	Aerospazio	INTESPACE	IABG mbH Germany
Nome	IV10	Focal 6.5	PHENIX	Focal 5	LVTF	GAIA	3m-TVA
fabricante	Alta	AMOS	ALM, CSL	AMOS	Aerospazio	INTESPACE	IABG
ano	2005	2003	2008	1984	2002	2008	1990
Diâmetro ou Largura da Câmara [m]	6	6,5	4,5	5	3,8	4	3,2
Comprimento da Câmara Length [m]	9	4,5	10	6,8	11,4	4	3,9
Volume da Câmara [m³]	200	168	160	120	120	70	52
Limite inferior de Temperatura [°C]	-173	-258	-173	-258	-193	-153	-173
Limite Superior de Temperatura [°C]	27	77	100	77	77	77	147
Gradiente Máximo	X	x	15	X	5	5	10
Limite de Vácuo c/ Câmara a Vazio x10 E-6 [mbar]	X	5	2	5	0,1	0,5	10
Tempo para alcance do Limite de Vácuo, Câmara Vazia [h]	10	6	8	8	10	3	4
Monitoramento de Contaminação Molecular	S	S	S	S	S	S	S
Sistema de Ajuste Horizontal	N	N	S	S	N	N	N
Optical Bench	N	S	N	S	N	S	N
Suspensão Dinâmica	N	N	N	N	N	N	S
Videogrametria	S	N	S	N	N	N	S
Canais Criogênicos	8	1	x	1	12	1	1
Número de Termopares	256	300	500	300	64	90	500
Infra-Red Rods / Lamps	S	S	N	S	S	N	S
Placas Térmicas	S	N	N	N	S	S	S
Área de Preparação do Specimen p/ Teste	S	S	S	S	S	S	S
Classe de Limpeza Ambiental	M8	M7	M8	M5	Não Limpa	M7	M8

Continua

Tabela 7.1 - continuação

Posição por Volume da Câmara	15	16	17	18	19	20	21
Posição por Limite de Temperatura inferior	12	13	14	28	5	6	2
Classificação considerando volume e limite inferior	13	15	16	24	10	12	9
Pais	Reino Unido	França	França	França	Bélgica	Bélgica	Alemanha
Instituição	STFC - Science and Technology Facilities Council	Alcatel Space	Alcatel Space	EADS Astrium GmbH	CSL - Centre Spatial de Liège	CSL - Centre Spatial de Liège	IABG mbH Germany
Nome	STC	Espace 70	Space 50	SGI-3m	Focal 3	Focal 2	2,5m-TVK
fabricante	RAL	X	x	Silica Gel Intern.	AMOS	AMOS	IABG
ano	1994	X	x	1989	1990	1967	2008
Diâmetro ou Largura da Câmara [m]	3	3,6	3,1	3,2	3	2,1	2,5
Comprimento da Câmara Length [m]	5,5	4	5,3	3,5	2,4	5,1	3,3
Volume da Câmara [m ³]	50	40	35	35	21	17	15
Limite inferior de Temperatura [°C]	-193	-193	-193	-173	-258	-258	-263
Limite Superior de Temperatura [°C]	152	87	87	X	77	77	117
Gradiente Máximo	25	10	10	10	x	x	5
Limite de Vácuo c/ Câmara a Vazio x10 E-6 [mbar]	0,5	1	1	8	5	5	10
Tempo para alcance do Limite de Vácuo, Câmara Vazia [h]	4	6	6	10	6	5	2
Monitoramento de Contaminação Molecular	S	S	S	N	S	S	S
Sistema de Ajuste Horizontal	S	S	N	N	N	S	S
Optical Bench	S	N	N	N	S	S	N
Suspensão Dinâmica	N	N	N	N	N	N	S
Videogrametria	N	S	S	N	N	N	N
Canais Criogênicos	30	2	2	X	1	1	2
Número de Termopares	100	450	150	120	300	300	198
Infra-Red Rods / Lamps	S	S	S	S	S	S	N
Placas Térmicas	S	N	N	N	N	N	S
Área de Preparação do Specimen p/ Teste	S	S	S	S	S	S	S
Classe de Limpeza Ambiental	M6	M8	M8	M8	M5	M5	M5

Tabela 7.1 - continuação

Posição por Volume da Câmara	22	23	24	25	26	27	28
Posição por Limite de Temperatura inferior	15	29	30	31	16	17	32
Classificação considerando volume e limite inferior	20	28	30	32	22	23	33
Pais	França	Holanda	Alemanha	França	Reino Unido	França	França
Instituição	Alcatel Space	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	IABG mbH Germany	Alta S.p.A	STFC - Science and Technology Facilities Council	Alcatel Space	Alta S.p.A
Nome	Space10	VTC 1.5	2m-TVA	IV4	CHAMBER 5	Space 3,5	IV9
fabricante	Murge-seige	Cryosystem, SGI	IABG	Alta	RAL	SDMS	Alta-Tecna
ano	1980	1966	1997	2001	1985	1995	2003
Diâmetro ou Largura da Câmara [m]	1,7	1,5	1,8	2	1	1,6	1,2
Comprimento da Câmara Length [m]	2,1	2,5	2,3	3,2	3,5	1,7	2
Volume da Câmara [m ³]	10	10	10	8	4	3	3
Limite inferior de Temperatura [°C]	-193	-173	-173	-173	-193	-193	-173
Limite Superior de Temperatura [°C]	X	150	177	27	100	x	27
Gradiente Máximo	20	10	10	x	25	20	x
Limite de Vácuo c/ Câmara a Vazio x10 E-6 [mbar]	1	5	10	0,1	1	10	x
Tempo para alcance do Limite de Vácuo, Câmara Vazia [h]	6	8	2	10	4	6	10
Monitoramento de Contaminação Molecular	N	S	S	S	S	N	S
Sistema de Ajuste Horizontal	N	N	N	S	S	N	N
Optical Bench	N	N	N	N	S	N	N
Suspensão Dinâmica	N	N	S	N	N	N	N
Videogrametria	N	N	N	S	N	N	N
Canais Criogênicos	6	1	3	4	30	6	4
Número de Termopares	120	162	200	256	16	60	128
Infra-Red Rods / Lamps	S	N	N	S	N	N	S
Placas Térmicas	S	N	S	S	S	S	S
Área de Preparação do Specimen p/ Teste	S	S	S	S	S	S	S
Classe de Limpeza Ambiental	Não Limpa	M8	M5	M8	M6	Não Limpa	M7

Tabela 7.1 - Continuação

Posição por Volume da Câmara	29	30	31	32	33	34	35
Posição por Limite de Temperatura inferior	18	33	1	19	20	21	34
Classificação considerando volume e limite inferior	25	34	17	26	29	31	35
Pais	Reino Unido	França	França	França	França	Bélgica	França
Instituição	STFC - Science and Technology Facilities Council	EADS Astrium GmbH	Alcatel Space	Alcatel Space	Alcatel Space	CSL - Centre Spatial de Liège	EADS Astrium GmbH
Nome	CHAMBER 2	VMH2000	C2	AQUA	1m ³	Focal 1.5	UP60
fabricante	RAL	Leybold AG	SNLS	SNLS	SNLS	AMOS	Leybold AG
ano	1970	1990	1989	1978	1978	1978	2001
Diâmetro ou Largura da Câmara [m]	1	X	0,7	1	0,9	1,4	x
Comprimento da Câmara Length [m]	1,6	X	0,8	0,9	1,2	0,7	x
Volume da Câmara [m ³]	2	2	1	1	1	1	1
Limite inferior de Temperatura [°C]	-193	-173	-269	-193	-193	-193	-173
Limite Superior de Temperatura [°C]	100	X	x	x	x	77	x
Gradiente Máximo	25	5	5	20	20	x	2
Limite de Vácuo c/ Câmara a Vazio x10 E-6 [mbar]	0,5	7	1	5	5	5	5
Tempo para alcance do Limite de Vácuo, Câmara Vazia [h]	2	10	4	4	4	5	6
Monitoramento de Contaminação Molecular	S	N	N	N	N	S	N
Sistema de Ajuste Horizontal	S	N	N	N	N	N	N
Optical Bench	S	N	N	N	N	N	N
Suspensão Dinâmica	N	N	N	N	N	N	N
Videogrametria	N	N	N	N	N	N	N
Canais Criogênicos	30	X	8	6	6	x	x
Número de Termopares	24	100	20	60	60	40	48
Infra-Red Rods / Lamps	N	N	N	S	S	S	N
Placas Térmicas	S	S	S	S	S	N	S
Área de Preparação do Specimen p/ Teste	S	S	S	S	S	S	S
Classe de Limpeza Ambiental	M6	M8	M5	M8	M8	M7	M8

Tabela 7.1 - Conclusão

Posição por Volume da Câmara	36	37	38	39	40	41	42	43
Posição por Limite de Temperatura inferior	35	36	40	41	42	43	37	38
Classificação considerando volume e limite inferior	36	37	38	40	42	43	39	41
Pais	França	França	Suiça	Italia	Italia	Reino Unido	Holanda	Holanda
Instituição	INTESPACE	INTESPACE	RUAG Aerospace	Alta S.p.A	Alta S.p.A	STFC - Science and Technology Facilities Council	ESA-ESTEC Mechanical Sys.Lab.	ESA-ESTEC Mechanical Sys.Lab.
Nome	3 m3	VTPIE	Thermal Vacuum	IV11	IV6-IV7-IV8	CHAMBER 1	LIVAF	VIRAC
fabricante	ANGELANTONI	INTESPACE	Pfeiffer Vacuum	Alta-Tecna	Alta-Tecna	RAL	x	x
ano	1998	2008	2003	2005	2003	1970	x	x
Diâmetro ou Largura da Câmara [m]	1	1	0,9	1	0,5	0,6	0,8	0,5
Comprimento da Câmara Length [m]	1,2	0,8	1,2	1	1	0,7	0,5	1
Volume da Câmara [m ³]	1	1	1	1	1	1	x	x
Limite inferior de Temperatura [°C]	-173	-173	-73	-23	-23	20	-173	-173
Limite Superior de Temperatura [°C]	147	-153	147	327	227	152	87	360
Gradiente Máximo	5	10	10	x	X	2	15	10
Limite de Vácuo c/ Câmara a Vazio x10 E-6 [mbar]	0,5	0,5	10	0,1	0,1	1	0,1	0,1
Tempo para alcance do Limite de Vácuo, Câmara Vazia [h]	2	1,5	3	10	10	1	10	10
Monitoramento de Contaminação Molecular	S	N	N	S	S	S	N	N
Sistema de Ajuste Horizontal	N	N	N	N	N	S	N	N
Optical Bench	N	N	N	N	N	N	N	N
Suspensão Dinâmica	N	N	N	N	N	N	N	N
Videogrametria	N	N	N	N	N	N	N	N
Canais Criogênicos	1	1	2	4	4	x	x	x
Número de Termopares	144	34	16	64	64	6	36	11
Infra-Red Rods / Lamps	S	S	N	S	S	N	N	N
Placas Térmicas	S	S	N	N	N	N	S	N
Área de Preparação do Specimen p/ Teste	S	S	S	N	N	S	S	S
Classe de Limpeza Ambiental	M8	M6	Não Limpa	M6	M7	M6	M8	x

Fonte: ESA ETFI (2005); INPE.LIT (2006)

Considerando o volume disponível para ensaios, o LSS ocupa a melhor posição da Europa, dado seu tamanho que possibilita ensaios de grandes sistemas integrados. Ainda que esta instalação tenha obtido a posição 22 pelo limite de temperatura inferior, logrou a sétima posição pelo sistema de mérito considerado.

Como indicado pela Tabela 7.1, a instalação LSTVC do INPE alcançou boa colocação em relação à lista européia, conquistando a sétima posição em volume e limite inferior de temperatura e quarta considerando o critério de classificação proposto neste estudo.

Apesar das posições obtidas pelo LSS, devemos considerar outros fatores importantes que não só a tornam referência na Europa, como também no mundo, em termos de tecnologia utilizada e importância.

Na Tabela 7.2, foram agrupadas somente as instalações governamentais estadunidenses cujos dados se encontravam disponíveis em seu banco de dados. Não houve aqui possibilidade de agrupamento das duas tabelas ESA e NASA, devido ao fato de nem todas as informações serem da mesma natureza.

Tabela 7.2 - Comparação entre as câmaras vácuo-térmicas da NASA e INPE

Posição por Volume da Câmara	1	2	3	4	5	6	7
Posição por Limite de Temperatura inferior	23	3	5	17	26	11	15
Classificação Considerando Volume e Limite Inferior	11	1	2	8	15	4	9
País	USA	USA	USA	USA	USA	USA	USA
Instituição	GRC- Glenn Research Center	DOD - Arnold Engineering Development Center	GRC- Glenn Research Center	JPL - Jet Propulsion Lab	KSC - Kennedy Space Center	GRC- Glenn Research Center	GSFC - Goddard Space Flight Center
Nome /facility	Space Power Facility (SPF), Bldg. 1411	Mark I Aerospace Chamber	Space Power Test Facility (B-2), #3211	25-Ft Space Simulator	Operations and Checkout West Vacuum Chamber	Electric Power Lab - Vacuum Facility 6 (VF-6)	700: Space Environment Simulator, Facility 290
Diametro da Câmara [m]	30,5	12,8	10	7,62	8,23	6,7	8,23
Comprimento da Câmara [m]	X	X	X	X	X	21,34	X
Altura da Câmara [m]	36,6	25	16,8	21,34	15,24	X	12,19
Volume da Câmara [m ³]	26708,5	3216	1333,08	973,75	811,27	752,3	649,02
Pressão da Câmara MIN [mBar]	1,33E-06	4,80E-07	6,66E-08	1,07E-06	1,33E-02	2,66E-07	6,66E-07
Pressão da Câmara MAX [mBar]	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2
Altura ou Diâmetro da Porta de Acesso da Câmara[m]	15,24	X	8,23	7,62	X	6,71	8,23
Largura da Porta de Acesso da Câmara [m]	15,24	X	X	4,573170732	X	X	X
Temperatura Min. da Parede MIN [Celcius]	-160	-196	-195	-175	X	-193	-180
Temperatura Max. da Parede [Celcius]	80	26,8	145	100	X	160	100
Simulador Solar	N	S	N	S	N	S	N
Optical Bench	N	X	N	N	N	N	N
Data channels	1024	X	640	750	X	60	756
Crane Capacity [tons]	25	20	20	5	30	10	15
Classe de Limpeza [classe]	100000	10000	X	10000	100000	100000	10000

Continua

Tabela 7.2 - Continuação

Posição por Volume da Câmara	8	9	10	11	12	13	14
Posição por Limite de Temperatura inferior	25	22	4	27	12	6	28
Classificação Considerando Volume e Limite Inferior	18	14	3	22	10	7	24
Pais	USA	USA	BRASIL	USA	USA	USA	USA
Instituição	MSFC - Marshall Space Flight Center	JSC - Johnson Space Center	INPE / LIT	JSC - Johnson Space Center	MSFC - Marshall Space Flight Center	GRC- Glenn Research Center	MSFC - Marshall Space Flight Center
Nome /facility	EL X-Ray & Cryogenic Facility (XRCF), 4718	Chamber B, EC, B-32	LSTVC-Large Scale thermal Vacuum Chamber	20 ft. Chamber, Sys Integrated Research, EC, B7	V20 Thermal Vacuum Chamber - 4619	Electric Power Lab - Vacuum Facility 5 (VF-5)	Stray Light Vacuum Chamber Facility 4487
Diametro da Câmara [m]	6,09	7,6	6	6,1	6,09	4,57	3,05
Comprimento da Câmara [m]	19,05	X	8	X	8,23	7,62	12,19
Altura da Câmara [m]	X	7,93	7,5	8,38	X	X	X
Volume da Câmara [m ³]	554,89	359,7	340	244,83	239,72	125	89,05
Pressão da Câmara MIN [mBar]	1,33E-07	1,33E-05	1x10-7	1,33E-02	1,33E-07	4,40E-07	1,33E-07
Pressão da Câmara MAX [mBar]	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2
Altura ou Diâmetro da Porta de Acesso da Câmara[m]	7,32	7,6	6	1,83	6,09	4,57	3,05
Largura da Porta de Acesso da Câmara [m]	X	X	7,5	0,91	X	X	X
Temperatura Min. da Parede MIN [Celcius]	-110	-170	-195,6	X	-190	-195	X
Temperatura Max. da Parede [Celcius]	70	125	150	X	25	121	X
Simulador Solar	N	S	N	N	N	N	N
Optical Bench	N	N	S	N	N	N	N
Data channels	350	1024	1500	220	270	60	x
Crane Capacity [tons]	20	50	X	20	10	10	3
Classe de Limpeza [classe]	1000	X	100000	X	X	100000	10000

Continua

Tabela 7.2 - Continuação

Posição por Volume da Câmara	15	16	17	18	19	20	21
Posição por Limite de Temperatura inferior	29	2	16	1	18	30	7
Classificação Considerando Volume e Limite Inferior	25	5	17	6	21	28	12
Pais	USA	USA	USA	USA	USA	USA	USA
Instituição	JSC - Johnson Space Center	MSFC - Marshall Space Flight Center	JPL - Jet Propulsion Lab	DOD- Arnold Engineering Development Center	JPL - Jet Propulsion Lab	JSC - Johnson Space Center	GRC- Glenn Research Center
Nome /facility	SSATA Vacuum Chamber, EC, B-7	18-Ft Vacuum Coating Chamber - 4707	Energy Conservation Laboratory Patio Chamber	10V Test Chamber	10-Ft Vertical Space Simulator	11 ft. Chamber, Space Suit Dev. & Cert, EC, B-7	Vacuum Facility 16 (VF-16) Bldg. 16
Diametro da Câmara [m]	4,57	5,48	3,05	3,05	3,05	3,35	2,74
Comprimento da Câmara [m]	4,57	3,05	9,15	9,14	X	X	8,54
Altura da Câmara [m]	X	X	X	X	7,62	5,79	X
Volume da Câmara [m ³]	74,96	71,93	66,84	66,77	55,64	51,17	50,35
Pressão da Câmara MIN [mBar]	1,33E-02	1,33E-06	1,33E-06	1,33E-07	1,07E-05	1,33E-02	1,33E-07
Pressão da Câmara MAX [mBar]	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2
Altura ou Diâmetro da Porta de Acesso da Câmara[m]	1,22	5,48	1,67	X	3,05	1,83	2,74
Largura da Porta de Acesso da Câmara [m]	1,22	X	X	X	X	0,76	X
Temperatura Min. da Parede MIN [Celcius]	X	-200	-180	-258	-175	X	-195
Temperatura Max. da Parede [Celcius]	X	100	25	X	120	X	121
Simulador Solar	N	N	N	N	N	N	N
Optical Bench	N	N	N	N	N	N	N
Data channels	220	X	80	X	300	220	60
Crane Capacity [tons]	20	1	2	X	5	20	10
Classe de Limpeza [classe]	X	X	X	10000	100000	X	100000

Continua

Tabela 7.2 - Continuação

Posição por Volume da Câmara	22	23	24	25	26	27	28
Posição por Limite de Temperatura inferior	13	8	9	10	19	14	31
Classificação Considerando Volume e Limite Inferior	20	13	16	19	26	23	31
Pais	USA	USA	USA	USA	USA	USA	USA
Instituição	GSFC - Goddard Space Flight Center	GRC- Glenn Research Center	GRC- Glenn Research Center	GRC- Glenn Research Center	JPL - Jet Propulsion Lab	GSFC - Goddard Space Flight Center	JPL - Jet Propulsion Lab
Nome /facility	Facility 238, Thermal Vacuum Chamber, B.7	Vacuum Facility 12 (VF-12) Bldg. 301	Vacuum Facility 7 (VF-7) Bldg. 16	Vacuum Facility 11 (VF-11) Bldg. 16	Thermal Vacuum Chamber 306-TV-11	Facility 225, Thermal Vacuum Chamber, B.7	Energy Conservation Laboratory High Bay Chamber
Diametro da Câmara [m]	3,66	3,05	3,05	2,28	3,35	2,74	2,44
Comprimento da Câmara [m]	X	4,88	4,57	7,92	3,35	4,27	4,88
Altura da Câmara [m]	4,57	X	X	X	X	X	X
Volume da Câmara [m ³]	48,07	35,65	33,4	32,33	29,52	25,18	22,81
Pressão da Câmara MIN [mBar]	6,66E-07	1,33E-07	5,33E-07	1,33E-07	1,07E-06	6,66E-07	1,33E-06
Pressão da Câmara MAX [mBar]	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2
Altura ou Diâmetro da Porta de Acesso da Câmara[m]	3,66	3,05	3,05	2,28	3,35	2,74	1,89
Largura da Porta de Acesso da Câmara [m]	X	X	X	X	X	X	X
Temperatura Min. da Parede MIN [Celcius]	-185	-195	-195	-195	-175	-185	X
Temperatura Max. da Parede [Celcius]	115	121	121	121	125	150	X
Simulador Solar	N	N	N	N	N	N	N
Optical Bench	N	N	N	N	S	N	N
Data channels	324	60	60	60	100	330	50
Crane Capacity [tons]	5	10	5	5	5	5	1
Classe de Limpeza [classe]	10000	100000	100000	100000	10000	10000	X

Continua

Tabela 7.2 - Conclusão

Posição por Volume da Câmara	29	30	31	32
Posição por Limite de Temperatura inferior	32	20	21	24
Classificação Considerando Volume e Limite Inferior	32	27	29	30
Pais	USA	USA	USA	USA
Instituição	JSC - Johnson Space Center	JPL - Jet Propulsion Lab	JPL - Jet Propulsion Lab	JSC - Johnson Space Center
Nome /facility	8 ft. Cham, Life Spt Sys, Canned Man Tests, EC, B-7	Thermal Vacuum Chamber 144-TV-10	Thermal-Vacuum Chamber 144-TV-7	Dual Glove Thermal Vacuum Facility, EC, B-7
Diâmetro da Câmara [m]	2,44	3,05	2,13	0,91
Comprimento da Câmara [m]	4,27	2,44	X	1,52
Altura da Câmara [m]	X	X	0,3	X
Volume da Câmara [m ³]	19,96	17,82	1,09	1
Pressão da Câmara MIN [mBar]	1,33E-02	1,07E-06	1,20E-06	1,33E-05
Pressão da Câmara MAX [mBar]	1013,2	1013,2	1013,2	1013,2
Altura ou Diâmetro da Porta de Acesso da Câmara[m]	X	3,018	1,83	0,61
Largura da Porta de Acesso da Câmara [m]	X	X	X	0,91
Temperatura Min. da Parede MIN [°C]	X	-175	-175	-160
Temperatura Max. da Parede [°C]	X	105	110	150
Simulador Solar	N	N	N	N
Optical Bench	N	N	N	N
Data channels	60	100	100	50
Crane Capacity [tons]	X	2	2	20
Classe de Limpeza [classe]	X	X	X	x

Fonte: NASA [200-?]; INPE/LIT (2006)

Pode-se, mais uma vez, constatar que a câmara vácuo-térmica do INPE / LIT alcançou posição considerável na comparação entre as 32 facilidades estadunidenses pesquisadas. Sendo a décima em termos de volume, alcançou a quarta colocação em termos de limite de temperatura inferior, e boa colocação geral se considerarmos a terceira coluna da tabela, que posiciona as instalações conforme o critério de classificação proposto neste trabalho.

Segue, abaixo, descrição de quatro facilidades de simulação, selecionadas entre as listadas acima, juntamente com uma descrição sucinta da correspondente necessidade que motivou o esforço de seu desenvolvimento ou adaptação. Representam, até o alcance da presente pesquisa, o estado-da-arte no tocante às principais instalações para testes ambientais.

7.1. Câmaras vácuo-térmicas

7.1.1. Câmara de Vácuo do SPF - Space Power Facility

Criada em 1969, a *Space Power Facility* (SPF) abriga painéis solares, os sistemas de pouso da sonda *Mars Rover*, e a maioria dos principais foguetes do país, incluindo o *Atlas* e o *Delta*. Entre os programas de testes que foram realizados nas instalações incluem-se experimentos de alta energia, testes de separação de foguetes, testes de hardware da ISS - *International Space Station* e testes de sistema do *Mars Lander*, destacando-se os testes com vento solar.

Segundo a NASA, a câmara do SPF, situada nas instalações do *Glenn Research Center, Plum Brook Station*, em *Sandusky, Ohio*, é a maior câmara de vácuo atualmente em operação no mundo.

Possui dimensões de 30,48 m de diâmetro por 37,18 m de altura, totalizando um volume de aproximadamente 23.000 m³ (NASA/SPF). Este simulador foi originalmente desenvolvido, e posteriormente adaptado, visando simular o espaço profundo, como parte dos projetos Mercury, Gemini e missões espaciais Apollo.

Essa câmara tem sido utilizada para testar uma variedade de sistemas de exploração espacial, incluindo partes da Estação Espacial Internacional e do sistema de pouso usado para colocar o *Mars Rovers* com segurança na superfície de Marte.

Segundo a NASA, o simulador de *Plum Brook* é o único no mundo capaz de reproduzir ambientes simulados de alta altitude, o que propicia testes com grandes motores de foguetes.

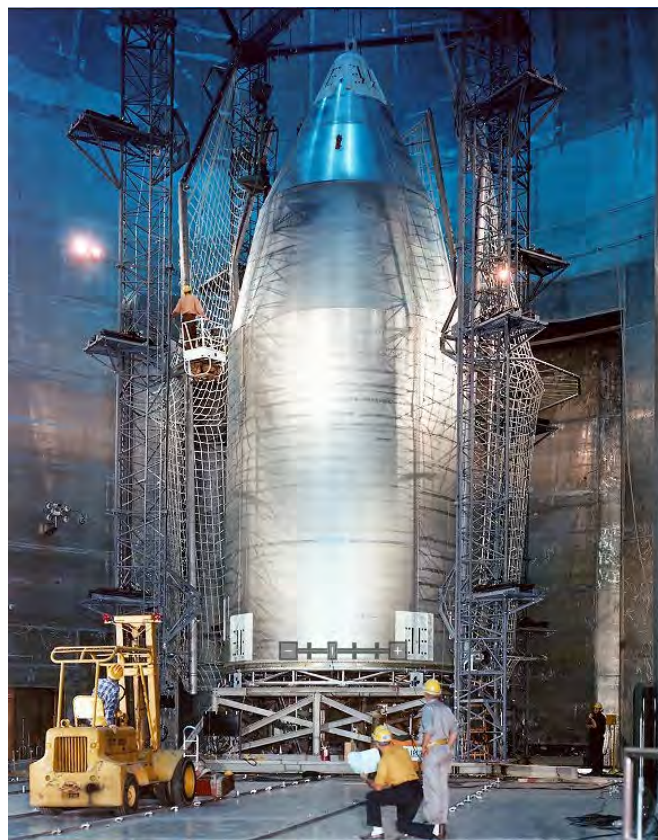


Figura 7.1 - Preparação para testes com o Skylab no SPF- Glenn Research Center

Fonte: NASA. GRIN (1970)

A instalação pode sustentar vácuo de $1,33 \times 10^{-6}$ mbar, simular a radiação térmica solar através de um painel de lâmpadas de quartzo (4 MW de calor), simular o espectro solar por meio de lâmpada de arco de 400 kW e simular

ambientes frios de até (-195,5 °C), com câmara criogênica alimentada por 10 bombas criogênicas de 52” e vazão de até 4.679.996 m³/h (WITTRY, 2007).

O invólucro de concreto da câmara serve não apenas como um escudo protetor, mas também como uma primeira barreira para o vácuo frente à pressão atmosférica. Com dimensões externas de 39.6 m de diâmetro e 47.5 m de altura, espessura do concreto entre 1,9 a 2,4 m, a câmara foi projetada para suportar a pressão atmosférica, com margem. As portas da câmara apresentam dimensões de 15,2 x 15,2 m e possuem vedações infláveis formando selos duplos de modo a evitar fugas. O espaço entre o invólucro de concreto e a câmara de testes de alumínio é bombeado com uma pressão de 26.66 mbar durante um teste.

A câmara de ensaio, internamente construída com placas de alumínio, é estanque ao vácuo. Projetada para uma pressão externa de 172 mbar e pressão interna 344 mbar, a câmara é construída com a liga de alumínio 5083, apresentando um revestimento interior de 3 mm de espessura, com liga de alumínio 3003 para resistência à corrosão (NASA/SPF).

Contendo um assoalho projetado para uma carga de 300 toneladas, a câmara do SPF é uma das poucas câmaras do mundo que podem executar testes ambientais completos, em uma nave espacial totalmente integrada. Segundo a NASA, a câmara do SPF deverá executar os testes do veículo tripulado de exploração Orion, para sua missão de retorno à Lua (WITTRY, 2007; NASA GLENN, 2010).

Seguem, abaixo, uma lista de benefícios da instalação e utilizações possíveis:

- o tamanho da câmara permite testes em larga escala de veículos integrados com excelente acessibilidade;
- a geometria variável do sistema criogênico de camisa pode ser adaptada para testes específicos;

- veículo de lançamento, estágio superior e testes de carga carenagem;
- a entrada de Marte, aterrissagem e teste do sistema de pouso;
- simulações de ambiente da superfície terrestre;
- simulação de ambiente em órbita, com simulações da perda de calor para do espaço profundo e do fluxo de calor solar.

7.1.2. 25 Ft Space Environment Simulation Laboratory

Construída em 1961, atendeu aos requisitos de testes para todos os veículos espaciais tripulados dos Estados Unidos do programa Apollo. Passou por significativas adaptações de modo a possibilitar que fossem executados testes com requisitos até então nunca experimentados.

Requisitos recentes, para realização de testes vácuo-térmicos em um ambiente simulado da superfície marciana, representaram novos desafios para a comunidade de testes ambientais. Exigências, como operar um veículo de pouso e o veículo Rover em Marte a 9,33 mbar e -100°C ou realizar testes de vácuo térmico com um vento de 20 m/s em um ambiente de CO_2 , foram alguns dos desafios a serem superados durante o programa de testes do *Mars Pathfinder*. A Figura 7.2 apresenta uma imagem de um dos preparativos para testes do Rover.



Figura 7.2 - Preparação de testes no módulo de pouso do Rover

Fonte: Manning et al. (1996)

Outro requisito de teste específico foi a ignição de um mecanismo propulsor de íons, durante o programa de testes de simulação de espaço para o veículo espacial *Deep-Space-1*. Propulsores iônicos já haviam sido testados com sucesso em câmaras de vácuo especialmente projetadas, em configuração autônoma, mas nunca em uma câmara de simulação espacial, como parte integrante de um sistema de teste de nível de aceitação de voo. Durante o projeto e desenvolvimento do telescópio espacial Hubble, os cientistas que projetavam os sistemas óticos de imagem se apresentaram à comunidade de testes com o desafio de prover testes de vácuo ultralimpos. Estes testes, mais rigorosos, foram necessários para garantir a limpeza do veículo espacial a níveis nunca antes tentados. Todos estes requisitos de testes específicos e o desejo da NASA de realizar todas as novas missões de um modo “*mais barato, mais rápido e melhor*” necessitaram de soluções inovadoras e criativas.

Para simular o ambiente da superfície de Marte, foi determinado que o teste deveria ser realizado em câmaras de vácuo já existentes, pois o custo de construir novas câmaras de vários tamanhos, para a manutenção de todo o programa de testes, seria proibitivo. O principal desafio advinha do fato de que câmaras vácuo-térmicas e de simulação de espaço haviam sido projetadas para operar em um ambiente de espaço profundo de alto vácuo de $1,07 \times 10^{-6}$ mbar e temperaturas de até -175 °C. Entretanto, a pressão na superfície marciana é de aproximadamente 9,33 mbar, com CO₂ como principal

componente gasoso, e temperatura superficial que varia entre -40°C e -130°C . Nessas condições de pressão e temperatura, as paredes de aço inoxidável do recipiente se tornam muito frágeis, devido à condução do gás entre a blindagem da câmara criogênica e o recipiente. Quando os elementos estruturais de aço do recipiente de vácuo resfriam abaixo de -40°C , eles se tornam quebradiços. Além disso, quando o recipiente fica frio, uma condensação se forma no exterior do recipiente de vácuo e a umidade pode penetrar nos cabos e conectores elétricos. Outro problema aparece quando se utiliza a técnica padrão em testes de vácuo térmico, qual seja a de usar nitrogênio líquido inundado na “*placa limpadora*”, ou “*dedo frio*”, para absorção de contaminação e vapor de água dentro da câmara de vácuo.

Foi descoberto que o CO_2 a 9,33 mbar solidifica a aproximadamente -120°C e a câmara não poderia ser mantida a 9,33 mbar, pois se formaria um bloco de CO_2 congelado (FISHER; MARNER, 2000).

A missão *Mars Pathfinder* teve sucesso, em 1997, com o pouso e operação segura do Rover graças a essas simulações ambientais com requisitos inéditos, que necessitavam de processos de verificação específicos e pouco conhecidos.

A Figura 7.3 apresenta um esquema da vista em corte do simulador de espaço de 25 ft do JPL.

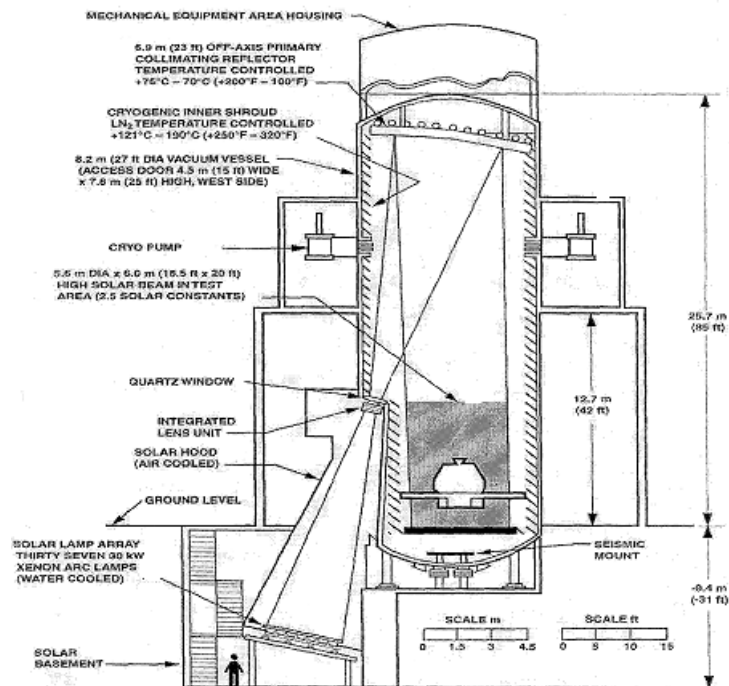


Figura 7.3 - Vista em corte do simulador de espaço de 25 ft do JPL

Fonte: Fisher; Marner (2000)

Outras características da instalação e algumas participações desafiadoras são como seguem:

- volume disponível para teste:
 - 6,1 m diâmetro e 7,6 m H com simulador solar;
 - 21,3m H sem o Simulador.
- simulador solar de até 14.900 w/m^2 para um diâmetro de 2,5 m;
- uso do STAR - Satellite Test Assistance Robot – câmera de vídeo e infravermelha controlada remotamente;
- algumas missões desafiadoras:
 - a) *Mars Lander (Pahtfinder)*: $9,33 \text{ mbar}$ e $-100 \text{ }^\circ\text{C}$ além de testes térmicos com produção de ventos de CO_2 de 20 m/s ;

b) *Deep Space 1*: queima do motor propulsor de íons já integrado ao satélite em uma câmara de simulação espacial;

c) *HUBBLE*: requisitos muito rigorosos quanto ao controle de contaminação.

7.1.3. Large Space Simulator (LSS) / ESTEC

Desde que se tornou operacional, em 1986, o LSS foi utilizado na campanha de testes de missões importantes como o projeto da sonda XMM e testes com os painéis solares do Hubble. Segundo a ESTEC, a câmara LSS é a maior câmara vácuo-térmica da Europa. A Figura 7.4 apresenta uma imagem da câmara LSS em operação.

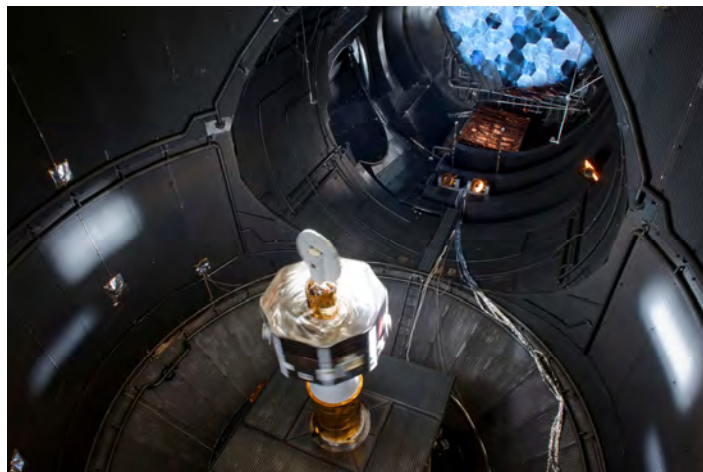


Figura 7.4 - Teste com TM de um dos módulos da BepiColombo no LSS / ESTEC

Fonte: ESA (2000)

Com um volume total de 2300 m³, a câmara LSS constitui-se em uma excelente ferramenta para testar grandes cargas. É constituída de duas câmaras, uma auxiliar e outra principal. A auxiliar, um cilindro horizontal, fornece uma interface estável com a ótica de simulação solar e contém os espelhos de colimação em uma estrutura de suporte rígida. A câmara principal, um cilindro vertical, contém o flange superior, o qual forma uma tampa removível para facilitar o carregamento na câmara. Uma porta adicional de 5 m de diâmetro também está disponível na parte inferior para acesso rápido.

O equipamento mecânico de apoio aos testes (*Mechanical Ground Support Equipment – MGSE*) possibilita que um specimen seja colocado dentro do LSS em qualquer posição em relação ao eixo da radiação solar. Escolhas entre as duas configurações disponíveis do simulador de movimento, como ilustrado na Figura 7.5, permite a rotação de specimens de até 5000 kg, incluindo adaptador, em velocidades controladas de até 6 revoluções por minuto, com precisão de $\pm 3\%$ (ESTEC/ ESA, 2011).

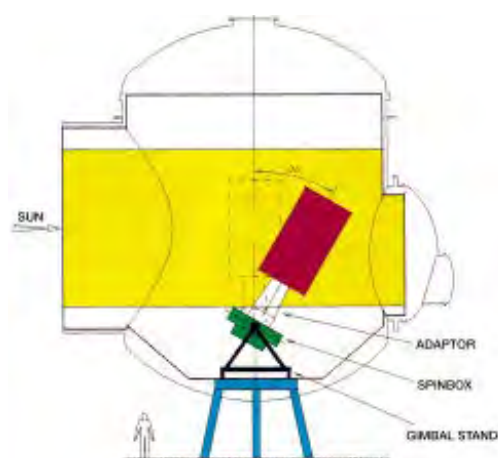


Figura 7.5 - Configurações dos simuladores de movimento

Fonte: ESTEC/ ESA (2011)

As características específicas de projeto e desempenho da instalação constituem um diferencial que possibilita que sejam efetuados diferentes testes em seu interior, em condições de vácuo, incluindo fotogrametria para medições de deformação.

O LSS está sendo utilizado para simular as condições ambientais que serão encontradas pela sonda BepiColombo², na órbita de Mercúrio, em uma cooperação entre a ESA e a JAXA, com previsão de lançamento em meados

² Sonda constituída de dois satélites independentes, o Mercury Planetary Orbiter (MPO) e o a Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO)

de 2013. A maioria das missões interplanetárias anteriores da ESA foram para as partes frias do Sistema Solar. A missão BepiColombo será a primeira experiência da ESA em enviar uma sonda planetária próxima ao Sol (ESA, 2011a).

Normalmente, utilizada para simular níveis de iluminação de satélites para a órbita da Terra, a câmara LSS teve que passar por adaptações para proporcionar níveis equivalentes a 10 constantes solares para os testes térmicos da sonda BepiColombo, que deverá operar em temperaturas superiores a 350 °C. Entre os desafios desta adaptação, citam-se dois. O primeiro seria como alcançar e manter esta potência de iluminação por longo período de tempo, enquanto que o segundo seria como remover a alta temperatura que o feixe de luz incidindo na parede da câmara produziria.

Para superar o primeiro problema, após concluir que a substituição das lâmpadas de alta potência seria inviável, decidiu-se que a solução apropriada seria a reconfiguração dos 121 segmentos do espelho colimador de modo a reduzir o foco do espelho de 6 m de diâmetro para 2,7 m.

Tal modificação fez com que os feixes de luz, anteriormente paralelos, se tornassem convergentes, aquecendo, portanto, ainda mais as paredes da câmara de vácuo, que em condições normais opera a uma temperatura de -190 °C através de uma circulação de aproximadamente 5000 litros de nitrogênio por hora. A solução técnica foi a instalação de uma blindagem térmica extra para operar com um fluxo de nitrogênio seis vezes maior do que o anteriormente existente. O fluxo extra de nitrogênio exigiu grande coordenação para o abastecimento contínuo do tanque de 100.000 litros de capacidade, durante as duas semanas previstas para o teste.

Outra dificuldade que surgiu se refere à instrumentação de medição necessária para o mapeamento da temperatura do *espécime*, o que não seria possível de ser realizado por meio de sensores instalados no corpo do satélite, exigiu a

instalação de 2 câmeras infravermelhas no interior da câmara de termo vácuo para medição remota da temperatura.

A Tabela 7.3, a seguir, apresenta uma sumarização das características das instalações vácuo-térmicas indicadas neste estudo como sendo o estado da arte em comparação com a câmara de maior porte disponível atualmente no INPE.

Tabela 7.3 - Comparativo entre as instalações selecionadas e a disponível no INPE

Pais	Holanda	USA	USA	Brasil
Órgão	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	GRC -Glenn Research Center	JPL-Jet Propulsion Lab	INPE/LIT
Nome	LSS	SPF-Space Power Facility	25- ft Space Simulator	LSTVC-Large Scale thermal Vacuum Chamber
Fabricante	Zeiss, LH, BSL	-	-	-
Ano	1984	1969	1961	2008
Orientação	Horizontal	Vertical	Vertical	Vertical
Simulador solar	Sim	Sim	Sim	Não
Diâmetro ou Largura da Câmara [m]	9,3	30	7,6	6
Comprimento da Câmara [m]	10	-	-	8
Altura da Câmara [m]	-	36,59	21,35	7,5
Volume da Câmara [m ³]	2.300	23.426	2.490	~340
Diâmetro ou Altura da Porta de acesso [m]	-	15,2	7,6	6
Largura da Porta de acesso [m]	-	15,2	4,6	7,5
Temp. Inferior [°C]	-173,15	-160,15	-174,95	-195,65
Temp. Superior [°C](1)	76,85	-	-	149,85
Gradiente máximo	30	-	-	-
Limite de vácuo a vazio da Câmara [mbar]	5,00 x10E-06	1,33E-06	1,07E-06	1,00E-07

(1) Nota: temperaturas superiores fornecidas não consideram o uso de simuladores solares.

7.2.Câmaras Acústicas

São duas as técnicas conhecidas para a produção de vibração acústica em *espécime* de teste, sendo elas:

- Iluminação direta;
- Iluminação indireta.

A primeira delas consiste no posicionamento de cornetas, ou alto-falantes, de forma que o som emitido por elas incida diretamente sobre o *espécime*. Para este tipo de ensaio, em princípio, não há necessidade de que o teste ocorra em ambiente fechado, uma vez que não há nenhum tipo de reverberação do som. Existem dificuldades de ordem prática na execução deste tipo de teste, uma vez que, para possibilitar pressões sonoras de alto nível, seria necessária a utilização de grande potência acústica. Até onde alcançou esta pesquisa não foi possível determinar se houve satélites ou até mesmo painéis solares testados por este método.

Já o segundo método, iluminação indireta, utiliza-se da reverberação proporcionada pelos interiores de câmaras acústicas especialmente projetadas para este fim. Desta forma, elevadas pressões sonoras são alcançadas sem a necessidade de potência acústica muito elevada.

A iluminação indireta é o método utilizado em todas as câmaras alcançadas nesta pesquisa.

7.2.1.Câmara Acústica Reverberante

Na Tabela 7.4, há um levantamento das câmaras acústicas disponíveis nas instituições governamentais estadunidenses, juntamente com as câmaras europeias, governamentais ou não, que prestam serviços para o setor espacial. Em adição a estas foi incluída a RAC, Câmara Acústica Reverberante do LIT/INPE, para efeito comparativo.

As câmaras acústicas reverberantes foram pesquisadas diretamente nas bases de dados da NASA e da ESA. Os itens da tabela 7.4 foram ordenados segundo seu volume e classificados segundo sua potência sonora OSPL, *Overall Sound Pressure Level* ou Nível de Pressão Sonora Total

Pode-se perceber que a melhor combinação entre volume e potência sonora é encontrada na RAFT e que a RAC do LIT-INPE ocupa a quinta posição em volume e a sexta posição em potência sonora entre as instalações pesquisadas.

Pode-se perceber que a melhor combinação entre volume e potência sonora é encontrada na *Reverberant Acoustic Test Facility* (RATF), instalada no Glenn Research Center da NASA, e que a RAC do LIT/INPE ocupa a quinta posição em volume e a sexta posição em potência sonora, entre as instalações pesquisadas.

Como a pressão sonora é medida em escala logarítmica, a diferença de 6 dB OSPL observada entre a câmara que consideramos o estado-da-arte e a disponível nas instalações do LIT representa uma diferença considerável em termos de potência, e de esforço de projeto, ainda mais, considerando o fato de a câmara RATF possui mais que o dobro do volume da RAC.

Tabela 7.4 - Levantamento e classificação das câmaras acústicas

Número	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Classificação segundo Potencia OSPL	8	3	10	7	6	7	12	7	5	12	11	9	4	1	2
País	USA	USA	Holanda	Alemanha	Brasil	França	USA	França	USA	USA	França	França	USA	França	Alemanha
Instituição	JSC - Johnson Space Center	GRC - Glenn Research Center	ESA-ESTEC Test services ETS B.S	IABG mdh Alemanha	INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais	Intespace	GSFC - Goddard Space Flight Center	Alcatel Space	JSC - Johnson Space Center	JPL - Jet Propulsion Lab	Alcatel Space	EADS space transportation	Marshall Space Flight Center	Intespace	IABG mdh Alemanha
Nome	Spacecraft Acoustic Lab (SAL), B-49	RATF	LEAF	ANF	RAC - LIT	1100 m ³	Acoustic Test Facility	Ulysse	Sonic Fatigue Lab (SFL), B-49	Acoustic Noise Test Cell	x	x	ET Acoustic Test Facility 4619	1 m ³	PWT
Fabricante	x	x	DSMA	IABG	x	CNES	x	Alcatel	X	x	Alcatel	Wyle	x	CNES	IABG
Ano	x	x	1983	2000	x	1983	x	2005	X	x	1981	1995	x	1983	1990
Largura da Câmara [m]	11,8	11,4	11,0	10,4	8,0	10,3	8,2	10,0	12,2	5,5	6,3	5,0	5,5	1,0	3,0
Profundidade da Câmara [m]	14,4	14,5	16,4	15,4	10,4	8,2	10,1	12,5	5,8	6,4	7,9	6,2	5,5	1	0,4
Altura da Câmara [m]	22,9	17,4	9,0	8,4	14,4	13,0	12,8	8,0	4,9	8,2	5,0	6,5	5,5	1,0	0,7
Volume da Câmara [m ³]	3.879	2.832	1.670	1.378	1.215	1.100	1.059	1.000	344	289	250	201	165	1	0
Largura da Porta [m]	10,0	10,5	7,0	6,5	7,0	6,0	4,9	5,0	6,1	4,9	4,5	4,0	2,4	1,0	x
Altura da Porta [m]	8,9	17,4	16,4	15,2	12	11,5	9,1	12	4,6	7,3	8	6,2	2,4	1	x
Princípio de Operação	x	x	GN	ArC	GN	GN	x	GN	ArC	x	GN	GN	ARS	GN	ArC
Máximo OASPL [dB]	155	163	154,5	156	156,5	156	150	156	157	150	153	154,6	162	176	170

Fonte: NASA [200-?]; ESA ETFI (2005); INPE.LIT (2006)

Localizada no *Space Power Facility*, no *Glenn Research Center* da NASA, a RATF teve sua construção iniciada em 2007, com previsão de término em dezembro de 2011. Seu tamanho, potência e a tecnologia envolvida em seu projeto de desenvolvimento e instrumentação constituem uma combinação que pode ser indicada, até o alcance desta pesquisa, como o que há de mais moderno em termos de facilidade de teste acústico, considerando a técnica de iluminação indireta escolhida. A Figura 7.6 apresenta uma imagem da câmara RATF.



Figura 7.6 - Instalação da porta principal na RATF

Fonte: HUGHES et al (2011)

A RATF, após a conclusão das obras, será uma câmara de ensaio acústico única, devido à combinação entre grande volume e altos níveis do estímulo acústico. As maiores câmaras de teste reverberantes do mundo normalmente possuem um volume aproximado entre 1415 m^3 e 2.152 m^3 , e podem produzir um nível de pressão sonora OASPL a vazio entre 152 e 157 dB. No entanto, o RATF tem um volume de aproximadamente 2860 m^3 e foi projetada para produzir um nível de pressão sonora, com câmara a vazio, de 163 dB OASPL,

trabalhando com gás N₂. Entre as câmaras acústicas reverberantes ativas do mundo, a instalação privada de ensaio acústico da Lockheed Martin, localizada em Sunnyvale, CA, EUA, é reconhecida como a maior em volume, com 5.357 m³. Esta instalação produz, porém, um nível máximo de pressão sonora de cerca de 156,5 dB OASPL, 6 dB menos do que a capacidade prevista da RATF, o que, na escala logarítmica, é bastante significativo.

A combinação de tamanho e potência acústica, da RATF, foi necessária para atender às exigências da NASA, de modo a viabilizar testes da próxima geração de grandes veículos de exploração espacial, cujo nível de ruído ambiente está previsto para ser da ordem de 163 dB OASPL, ou mais.

Outra característica importante no seu projeto é a disposição de muitas cornetas, que propiciarão uniformidade de potência sonora ao redor do objeto a ser testado, além do aspecto construtivo da porta de entrada, que, por ocupar toda área lateral, possibilita a entrada de espécimes cuja altura se aproxima da totalidade do pé direito da câmara (HUGHES et al., 2011). A Tabela 7.5 apresenta uma comparação sucinta entre a câmara RATF e câmara reverberante do INPE.

Tabela 7.5 - Breve comparação entre a RATF e a RAC disponível no INPE

País		USA	BR
Órgão		GRC - Glenn Research Center	INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Nome		RAFT	RAC
Largura da Câmara	[m]	11,43	8
Profundidade	[m]	14,48	10,4
Altura da Câmara	[m]	17,38	14,4
Volume da Câmara	[m ³]	2.831,68	1.215
Largura da Porta	[m]	10,52	7
Altura da Porta	[m]	17,38	12
Max. OASPL	[dB]	163	156,5
Classe de Limpeza		-	10.000
Frequência controlável: Inferior	[Hz]	25	25
Frequência controlável: Superior	[Hz]	10000	11200

Fonte : NASA, [200-?]; INPE/LIT (2006)

7.3.Os shakers

Em relação aos Shakers, foi possível fazer um levantamento de todos os Shakers disponíveis na Europa, pelos dados disponibilizados no inventário as ESA. Estes dados são de responsabilidade das próprias organizações, que as carregam no inventário a fim de facilitar a seleção da instalação mais apropriada para cada teste, facilitando assim o fornecimento de serviços nesta área.

Após a realização deste levantamento, foi possível realizar uma comparação entre os parâmetros técnicos destes *shakers* e aqueles do maior *shaker* disponível atualmente no INPE. A Tabela 7.6, a seguir, apresenta esta comparação.

A classificação de cada equipamento foi efetuada segundo um critério baseado nas duas variáveis consideradas mais importantes em um *shaker*, quais sejam a força e o número de acelerômetros. Os equipamentos na tabela foram ordenados segundo a força do *shaker*. A segunda coluna da tabela apresenta a classificação de cada *shaker* segundo o número de acelerômetros disponíveis para medição. A terceira coluna, por sua vez, apresenta uma classificação baseada nos dois critérios anteriores

É possível perceber que o shaker Hydra, pertencente à ESTEC, obteve a melhor classificação em relação à força e também em relação à combinação entre força e quantidade de acelerômetros disponíveis. Obteve, no entanto, apenas a nona posição relativa à quantidade de acelerômetros disponíveis. Ainda que a quantidade de acelerômetros possa ser mutável, considerando a possibilidade de aquisição de novos equipamentos de interface, neste trabalho será considerada como característica vinculada à capacidade instalada de testes. Outra variável importante refere-se à direção de excitação do *shaker*. *Shakers* de um único eixo são capazes de promover, evidentemente, excitação em uma única direção. A pesquisa realizada mostra que poucos são os shakers capazes de excitar em mais de uma direção, simultaneamente.

Tabela 7.6 - Comparação entre os shakers europeus e o do INPE

Classificação quanto a Força	1	2	3	4	5	6	7	8
Classificação quanto ao número de acelerômetros	9	10	11	12	29	5	6	19
Classificação Geral conciderando força e Número de acelerômetros	1	3	6	8	16	2	4	12
Pais	Holanda	Holanda	Holanda	Holanda	Alemanha	Alemanha	Alemanha	França
Empresa	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	IABG mbH Germany	IABG mbH Germany	IABG mbH Germany	Intespace
Nome	Hydra	QUAD 640KN	Multishaker	Multishaker	HyMAS	Multishaker	Multishaker	320 KN - Vertical
Fabricante	Mannesmann	SEREME+LDS	LDS	LDS	IABG	LdS/Kimbal	LdS/Kimbal	LDS
Ano	1995	2007	1982	1982	1982	1985	1985	1989
Tipo de Shaker	8 actuators	4 x V984 LS	2 x V984 LS	2 x V984 LS	Hydraulic	4 x V964 LS	4 x V964 LS	2*LDS V 984
Força Máxima [KN]	5120	640	320	320	320	320	320	320
Movimento (Single, Bi or tri-axial)	Tri-Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	6-axial Sultaneously	Single Axial	Single Axial	Single Axial
Direção da Excitação (Vertical, horizontal, Both)	Ambos Horizontal & Vertical	Vertical	Horizontal	Vertical	6 Direções de Liberdade	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Vertical
Máx. Deslocamento (Peak to Peak) [mm]	140	20	20	20	250	24	24	38
Max Aceleração sem carga [g]	5	20	19	16	5	16	16	16,7
Máx. Velocidade [m/s]	0,8	1,6	1,5	1,5	1	5	2	1,4
Banda de Frequência Mimimo f-F	1	3	3	3	0	4	4	5
Banda de Frequência Máximo f- F	100	2.000	2.000	2.000	150	2.000	2.000	2.500
Comprimento ou Diâmetro da mesa [mm]	5500	3230	3820	2160	3870	2920	2920	2100
Largura da mesa [mm]	5500	3230	3000	2160	2930	2920	2920	2100
Massa max. do specimen [kg]	24000	10.000	20000	5200	10.000	10.000	10.000	8.000
Max overtuning moment [KN.m]	1300	350	1300	100	400	1.100	1.100	160
Sistema de Isolação	S	S	S	S	S	S	S	S
Nível Mínimo de controle [g]	0,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
Fabricante do sistema de controle	AGE	LMS	LMS	LMS	MR50 IABG	LMS	LMS	Spectral Dynamics
Número max. de canais de controle	28	40	40	40	3	48	48	38
número max. de acelerômetros	512	512	512	512	48	548	548	176
Número max. de Strain Gauges	80	80	80	80	48	78	78	40
Environmental Cleanliness Class	M8	M8	M8	M8	M6	M8	M8	M8

Tabela 7.6 - Continuação

Classificação quanto a Força	9	10	11	12	13	14	15	16
Classificação quanto ao número de acelerômetros	20	16	45	41	44	7	1	14
Classificação Geral considerando força e Número de acelerômetros	13	11	28	26	30	9	7	14
Pais	França	França	Alemanha	França	Bélgica	Alemanha	França	Holanda
Empresa	Intespace	Alcatel Space	EADS Astrium GmbH - Ottobrunn	EADS SPACE Transportation	CSL - Centre Spatial de Liège	IABG mbH Germany	EADS SPACE Transportation	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.
Nome	320 KN - Horizontal	shaker	UD T5000	Shaker	Shaker 200kN	200 kN	shaker	160 KN shaker
Fabricante	LDS	LDS	Unholtz Dickie	LING	Ling Eletronics	Ling Eletronics	LING	LDS
Ano	1989	1998	1997	2002	2000	1995	1982	1982
Tipo de Shaker	2*LDS V 984	V994 ST	x	4522	4522 LX	LE 4022LX	A340	V984 LS
Força Máxima [KN]	320	289	222	220	200	200	166	160
Movimento (Single, Bi or tri-axial)	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial
Direção da Excitação (Vertical, horizontal, Both)	Horizontal	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Vertical
Máx. Deslocamento (Peak to Peak) [mm]	38	50,8	50,8	50,8	38,1	28	25,4	38
Max Aceleração sem carga [g]	16,7	100	133	100	100	40	100	100
Máx. Velocidade [m/s]	1,4	2	0	1,7	1,8	1,7	1,7	2
Banda de Frequência Mimimo f-F	5	5	5	3	5	4	5	3
Banda de Frequência Máximo f- F	2.500	2.000	2.000	2.000	2.000	2.000	2.000	2.000
Comprimento ou Diâmetro da mesa [mm]	3420	2.500	2083	2700	1500	1300	1200	590
Largura da mesa [mm]	3000	2.500	1524	2700	1500	1300	1200	590
Massa max. do specimen [kg]	8.000	10.000	1374	6000	1361	850	1600	1300
Max overtuning moment [KN.m]	600	11	x	1400	289	90	400	1
Sistema de Isolação	S	S	N	S	N	S	S	S
Nível Mínimo de controle [g]	0,1	0	0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
Fabricante do sistema de controle	Spectral Dynamics	LMS	M+P	LMS	M+P	LMS	LMS	LMS
Número max. de canais de controle	38	64	x	100	48	36	100	40
número max. de acelerômetros	176	400	x	576	X	548	576	512
Número max. de Strain Gauges	40	48	64	36	X	78	36	80
Environmental Cleanliness Class	M8	M8	M8	NC	M5	M8	NC	M8

Continua

Tabela 7.6 - Continuação

Classificação quanto a Força	17	18	19	20	21	22	23	24
Classificação quanto ao número de acelerômetros	21	22	17	13	18	26	38	2
Classificação Geral considerando força e Número de acelerômetros	21	22	18	5	20	24	33	10
Pais	França	França	Brasil	Holanda	França	França	França	França
Empresa	Intespace	Intespace	INPE/ LIT - Laboratório de Integração e Testes	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	Alcatel Space	Alcatel Space	Cetim	EADS SPACE Transportation
Nome	160 KN-600	160 KN-1200	Shaker de 160KN	160Kn +SHE	Shaker	shaker	Cetim Cermat Mulhouse 4	shaker
Fabricante	LDS	LDS	LDS	LDS	MB	MB	LDS	LDS
Ano	2003	2003	1997	1982	1975	1975	2005	x
Tipo de Shaker	LDS V 984	LDS V 984	1xV984 LS	V984 LS	C220	C210	v964	x
Força Máxima [KN]	160	160	160	160	155	124	89	89
Movimento (Single, Bi or tri-axial)	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial
Direção da Excitação (Vertical, horizontal, Both)	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Vertical	Horizontal / Vertical	Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical
Máx. Deslocamento (Peak to Peak) [mm]	38	38	39	20	20	20	50,8	37
Max Aceleração sem carga [g]	100	100	100	30	86	80	110	100
Máx. Velocidade [m/s]	2	2	2	1,5	1,8	1,8	2	1,7
Banda de Frequência Mimimo f-F	5	5	5	3	5	5	5	5
Banda de Frequência Máximo f- F	2.500	2.500	2000	2.000	2.000	2.000	2.500	3.000
Comprimento ou Diâmetro da mesa [mm]	600	1220	1500	1100	1.660	1.600	1200	x
Largura da mesa [mm]	600	1220	1500	1100	1.660	1.600	1200	x
Massa max. do specimen [kg]	20.000	2.000	3500	2000	2.265	2.265	900	x
Max overtuning moment [KN.m]	26	182	7,96	1	X	x	x	x
Sistema de Isolação	S	S	s	S	N	N	N	N
Nível Mínimo de controle [g]	0,1	0,1	0,1	0,1	0	0	0	0,1
Fabricante do sistema de controle	Spectral Dynamics	Spectral Dynamics	SD	LMS	LMS	LMS	LMS	LMS
Número max. de canais de controle	16	16	38	40	32	32	8	100
número max. de acelerômetros	95	95	320	512	256	80	8	576
Número max. de Strain Gauges	29	29	80	80	48	48	x	36
Environmental Cleanliness Class	M8	M8	100.000	M8	NC	NC	NC	M8

Tabela 7.6 - Continuação

Classificação quanto a Força	25	26	27	28	29	30	31	32
Classificação quanto ao número de acelerômetros	30	31	15	8	23	3	27	36
Classificação Geral considerando força e Número de acelerômetros	27	29	23	17	25	15	31	36
Pais	Bélgica	Suíça	Holanda	Alemanha	França	França	Reino Unido	Alemanha
Empresa	CSL - Centre Spatial de Liège	RUAG Aerospace	ESA-ESTEC Test Services (ETS) B.V.	IABG mbH Germany	Intespace	EADS SPACE Transportation	STFC - Science and Technology Facilities Council	IABG mbH Germany
Nome	Shaker 88kN	Shaker Large	80KN	80 KN	80 KN	shaker	New Shaker	57 KN
Fabricante	Ling Eletronics	LDS	LDS	LDS	LDS	Ratier Forest	TBD	Unholtz Dickie
Ano	1992	1989	1982	1996	1992	x	2009	2008
Tipo de Shaker	2016 U	LING Combo 964LS	V964 LS	V964 LS	LDS V 964LS	x	TBD	R16C-3
Força Máxima [KN]	88	81	80	80	80	60	60	57
Movimento (Single, Bi or tri-axial)	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Tri-Axial	Single Axial
Direção da Excitação (Vertical, horizontal, Both)	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical
Máx. Deslocamento (Peak to Peak) [mm]	50,8	38	38	24	38	25,4	38	50
Max Aceleração sem carga [g]	150	100	100	100	100	100	140	100
Máx. Velocidade [m/s]	1,6	2	2	2	2	1,7	1,8	1,8
Banda de Frequência Mimimo f-F	5	0	3	4	5	5	2	4
Banda de Frequência Máximo f- F	3.000	2.000	2.500	2.000	2.500	3.000	2.000	3.000
Comprimento ou Diametro da mesa [mm]	942	1220	1219	600	1080	x	1200	700
Largura da mesa [mm]	915	1220	1377	600	1080	x	1200	700
Massa max. do specimen [kg]	906	600	2000	800	900	x	750	400
Max overtuning moment [KN.m]	69	x	8	50	140	x	x	8
Sistema de Isolação	N	N	S	S	S	N	N	N
Nível Mínimo de controle [g]	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1
Fabricante do sistema de controle	M+P	Spectral Dynamics	LMS	LMS	Spectral Dynamics	LMS	Data Physics	m&P
Número max. de canais de controle	48	28	40	36	16	100	18	16
número max. de acelerômetros	40	28	512	548	95	576	64	16
Número max. de Strain Gauges	x	x	80	78	29	36	x	16
Environmental Cleanliness Class	M5	NC	M8	M8	M8	M8	M8	NC

Continua

Tabela 7.6 - Continuação

Classificação quanto a Força	33	34	35	36	37	38	39	40
Classificação quanto ao número de acelerômetros	43	37	4	42	24	35	28	39
Classificação Geral considerando força e Número de acelerômetros	40	37	19	42	32	38	35	44
Pais	França	Alemanha	França	Alemanha	França	Alemanha	Reino Unido	França
Empresa	Cetim	IABG mbH Germany	EADS SPACE Transportation	EADS Astrium GmbH - Ottobrunn	Intespace	IABG mbH Germany	STFC - Science and Technology Facilities Council	Cetim
Nome	Cetim Cermat Mulhouse 2	53 kN	Shaker	UT T1000	67 kN	36 kN	R46	Cetim senlis 1
Fabricante	LDS	Ling Electronics	LING	Unholtz Dickie	LING	LDS	LDS	LDS
Ano	2001	1993	X	1988	2002	1999	1990	2004
Tipo de Shaker	v895-440	A540	A275	x	LE B335	V875	LDS 954LS	v875-440
Força Máxima [KN]	56	53	45	44	37	36	36	35
Movimento (Single, Bi or tri-axial)	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Tri-Axial	Single Axial
Direção da Excitação (Vertical, horizontal, Both)	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Ambos Horizontal & Vertical	Vertical
Máx. Deslocamento (Peak to Peak) [mm]	63,5	20	25,4	25,4	25,4	30	38	50,8
Max Aceleração sem carga [g]	100	20	100	105	100	100	100	110
Máx. Velocidade [m/s]	1,6	1,8	1,7	0	1,8	1,8	1,8	1,8
Banda de Frequência Mínimo f-F	5	4	5	5	5	4	2	5
Banda de Frequência Máximo f- F	2.000	2.000	3.500	2.000	2.500	3.000	2.000	3.000
Comprimento ou Diâmetro da mesa [mm]	750	760	600	740	610	600	900	600
Largura da mesa [mm]	750	760	1000	740	610	600	900	600
Massa max. do specimen [kg]	700	600	X	x	900	500	250	600
Max overtuning moment [KN.m]	x	x	X	x	140	5	x	x
Sistema de Isolação	N	N	S	N	S	S	N	N
Nível Mínimo de controle [g]	0	0,1	0,1	0	0,1	0,1	0,2	0
Fabricante do sistema de controle	LMS	m&P	LMS	M+P	Spectral Dynamics	m&P	Data Physics	DACTRON
Número max. de canais de controle	16	16	100	x	16	24	18	4
número max. de acelerômetros	x	16	576	x	95	24	64	4
Número max. de Strain Gauges	x	16	36	64	29	24	x	x
Environmental Cleanliness Class	NC	NC	M8	M8	M8	NC	M8	NC

Continua

Tabela 7.6 - Conclusão

Classificação quanto a Força	41	42	43	44	45
Classificação quanto ao número de acelerômetros	25	40	32	33	34
Classificação Geral considerando força e Número de acelerômetros	34	45	39	41	43
Pais	França	França	Suiça	Holanda	Holanda
Empresa	Intespace	Cetim	RUAG Aerospace	ESA-ESTEC Mechanical Systems	ESA-ESTEC Mechanical Systems Laboratory
Nome	27 KN	Cetim Ceramat Mulhouse 2	Shaker small	5KN	2KN
Fabricante	LDS	LDS	Derrirtron	LDS	LDS
Ano	2003	2003	1974	x	X
Tipo de Shaker	LDS V 824LS	v850-440	VP85	V780	V650
Força Máxima [KN]	27	22	7	5	2
Movimento (Single, Bi or tri-axial)	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial	Single Axial
Direção da Excitação (Vertical, horizontal, Both)	Horizontal / Vertical	Horizontal / Vertical	Vertical	Vertical	Vertical
Máx. Deslocamento (Peak to Peak) [mm]	38	50,8	25,4	25,4	25,4
Max Aceleração sem carga [g]	100	60	90	111	91
Máx. Velocidade [m/s]	2	2	1,5	1,9	1,5
Banda de Frequência Mimimo f-F	5	5	5	5	5
Banda de Frequência Máximo f- F	2.500	3.000	2.500	4.000	4.000
Comprimento ou Diâmetro da mesa [mm]	900	800	400	180	150
Largura da mesa [mm]	900	800	400	x	X
Massa max. do specimen [kg]	454	350	200	100	50
Max overtuning moment [KN.m]	43	x	x	x	X
Sistema de Isolação	N	N	S	N	N
Nível Mínimo de controle [g]	0,1	0	0,1	0,1	0,1
Fabricante do sistema de controle	Spectral Dynamics	DACTRON	Spectral Dynamics	Data Physics	Data Physics
Número max. de canais de controle	8	4	28	32	32
Número max. de acelerômetros	95	4	28	25	25
Número max. de Strain Gauges	29	x	x	x	X
Environmental Cleanliness Class	NC	NC	NC	M8	M8

Fonte: ESA ETF (2005); INPE/LIT (2006)

Os dados não disponibilizados pelas empresas foram marcados com X. Em relação à classe de limpeza, as instalações marcadas com NC (Not Clean) possuem seus *shakers* instalados em locais sem controle de contaminação, o que inviabilizaria ensaios com espécimes que possuem requisitos de limpeza, restando, assim, apenas a possibilidade de execução de ensaios de desenvolvimento.

Com pode ser visualizado, o *shaker* do LIT/INPE apresenta boa colocação entre os 45 itens pesquisados.

Segue abaixo uma breve descrição do *shaker* Hydra, melhor colocado nesta pesquisa.

7.3.1. O Shaker Hydra da ESTEC

A instalação HYDRA, multieixo para ensaios de vibrações, complementa o *shakers* eletrodinâmicos, normalmente encontrados em instalações de ensaios, aumentando o espectro de testes de vibração disponível para os clientes do Centro de Teste da ESTEC. Segundo a ESA, ele é capaz de gerar vibrações equivalentes a um terremoto de 7,5 graus na escala Richter.



Figura 7.7 - Modelo de Voo do Envisat sendo ensaiado no HYDRA
Fonte:ESA (2012)

Assim como os *shakers* eletrodinâmicos, o Hydra pode realizar testes de vibração senoidal, randômica ou a simulação de choque mecânico, nos níveis de qualificação e aceitação.

O Hydra também tem a capacidade de executar longas e complexas excitações de transientes, compostos de uma série de breves impulsos individuais que são menos propensos a causar danos para o item de teste. Em comparação com as demais facilidades para testes de vibração, pode realizar:

- teste de corpos de prova muito maior;
- teste de corpos de prova muito mais pesado;
- teste em qualquer direção sem alterar a configuração;
- teste com deslocamentos maiores;
- teste em frequências mais baixas.

Esta instalação, sobretudo, possui uma característica que a destaca muito das demais. O HYDRA é o único grande *shaker* capaz de realizar testes de vibrações mecânicas em frequências entre 1 a 100 hertz, em todos os eixos de movimento, translação e rotação, simultaneamente. Isso, permite que testes sejam realizados em ambos os eixos, vertical e lateral, com um único *set-up* de teste.

O processamento do computador de controle da vibração é realizado por 36 processadores de sinal digital, que operam com interface em paralelo com o operador. Para controlar a excitação necessária, 12 sensores de pilotagem são montados em quatro cubos tri-axiais, próximos à interface da amostra. Até 16 sensores de *notching* adicionais podem ser utilizados para limitar as excitações em determinados locais das amostras, para garantir sua segurança.

Ao longo da última década, o HYDRA submeteu a testes de vibração as maiores naves espaciais da ESA, desde o modelo estrutural do Envisat, em 1997, até o modelo estrutural da Nave Espacial Herschel, em 2007. A maior espaçonave testada até o momento foi o Veículo de Transferência Automatizado Julio Verne, em 2002, que pesava, com os seus tanques de propelente completos, em torno de 22 toneladas (ESA, 2011b).

A capacidade do HYDRA em realizar longas e complexas excitações de transiente foi utilizada por equipes aeronáuticas para testes com o Airbus.

Até o alcance desta pesquisa, o HYDRA representa o estado-da-arte em termos de tecnologia e inovação no que se refere a *shakers*.

8 O PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO – UM ESTUDO DE CASO

O programa CBERS, *China-Brazil Earth Resources Satellite* ou Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres, foi implantado em 1988, por meio de um convênio técnico-científico binacional envolvendo Brasil e China, por intermédio do INPE, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, e da CAST, Academia Chinesa de Tecnologia Espacial. Por meio deste convênio, foram produzidos os satélites CBERS 1 & 2, em cujo projeto a participação brasileira totalizou aproximadamente 30% do satélite, e o CBERS 2B, *protoflight* construído a partir de equipamento *spare* (reserva) do CBERS 1 & 2.

No ano de 2002, foi assinado um acordo para continuidade do programa, que prevê o lançamento de dois satélites, em sua versão atualizada, a partir de 2012, o CBERS-3 e o CBERS-4. Neste novo convênio, a participação brasileira, relativa a projeto e fabricação dos subsistemas, foi ampliada de 30% para 50%.

O CBERS é dividido, como em muitos satélites, em dois módulos básicos: o Módulo de Carga Útil e o Módulo de Serviço.

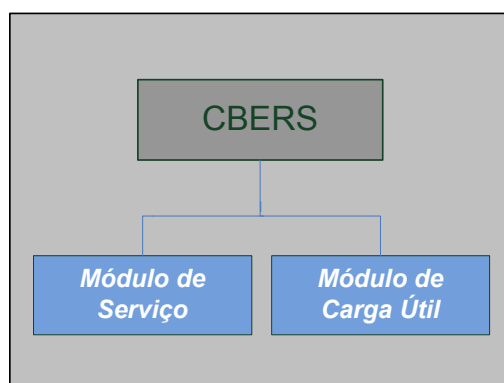


Figura 8.1 - Plataforma CBERS

O Módulo de Serviço tem a função de assegurar o suprimento de energia, os controles, as telecomunicações de serviço, a supervisão e demais funções necessárias à operação do satélite. Os subsistemas que o compõem são:

Estrutura, Controle Térmico, Controle de Órbita e Atitude, Suprimento de Energia, Supervisão de Bordo e Telecomunicações de Serviço.

O Módulo de Carga Útil tem a função de acomodar as câmeras, os transmissores de dados de imagem, o gravador e o repetidor do Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais. Os subsistemas que o compõem são: As Câmeras (Câmera PanMux - PANMUX, Câmera Multi-Espectral - MUXCAM, Imageador por Varredura de Média Resolução - IRSCAM, e Câmera Imageadora de Amplo Campo de Visada - WFICAM), Transmissor de Dados e Imagem, Repetidor do Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais e Monitor de Ambiente Espacial.

8.1. A Plataforma CBERS 3&4

A divisão de responsabilidades mostrada na Figura 8.2 e na Figura 8.3, em que em verde estão representados os itens sob responsabilidade do INPE e em vermelho os itens sob responsabilidade da CAST também são refletidas através das Árvores do Produto, Figuras 8.4 e 8.5, que detalham a divisão de responsabilidades no fornecimento de equipamentos e subsistemas entre o INPE e a CAST. Não mostram os equipamentos chineses pertencentes a cada um de seus subsistemas, pois se pretende, aqui, apenas apresentar uma visão geral dos equipamentos brasileiros.

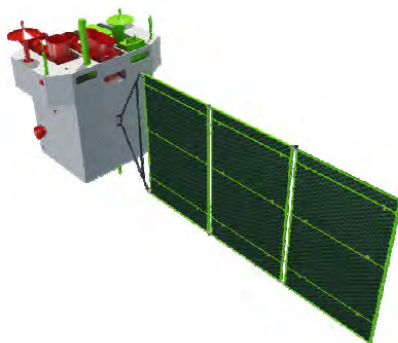


Figura 8.2 - O CBERS 3&4

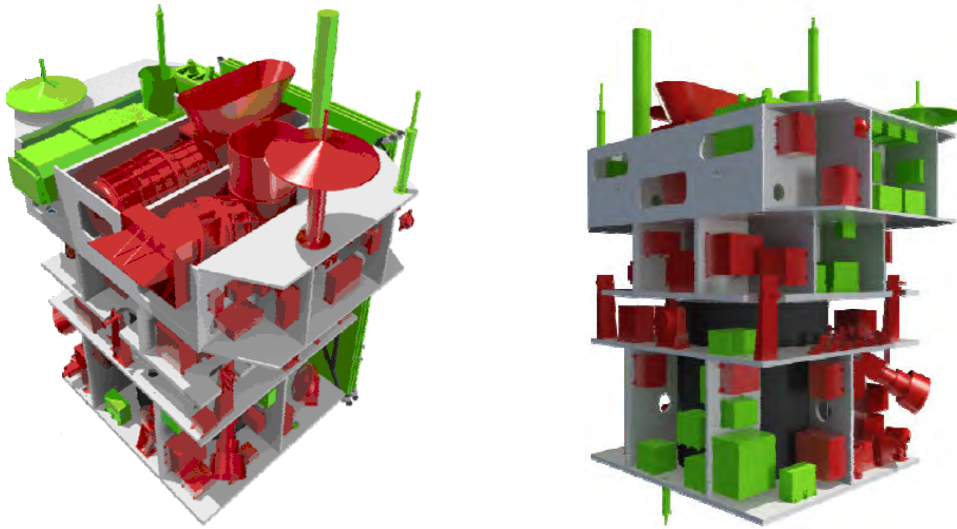


Figura 8.3 - Vistas do CBERS 3&4 e alocação de responsabilidades

8.1.1. Divisão de responsabilidades entre Brasil e China

A Árvore do produto das Figuras 8.4 e 8.5 foram montadas com base no documento CBERS 3 & 4 *Satellite Product Matrix* e facilitam o entendimento a respeito dos equipamentos e subsistemas produzidos no Brasil (INPE, 2008c).

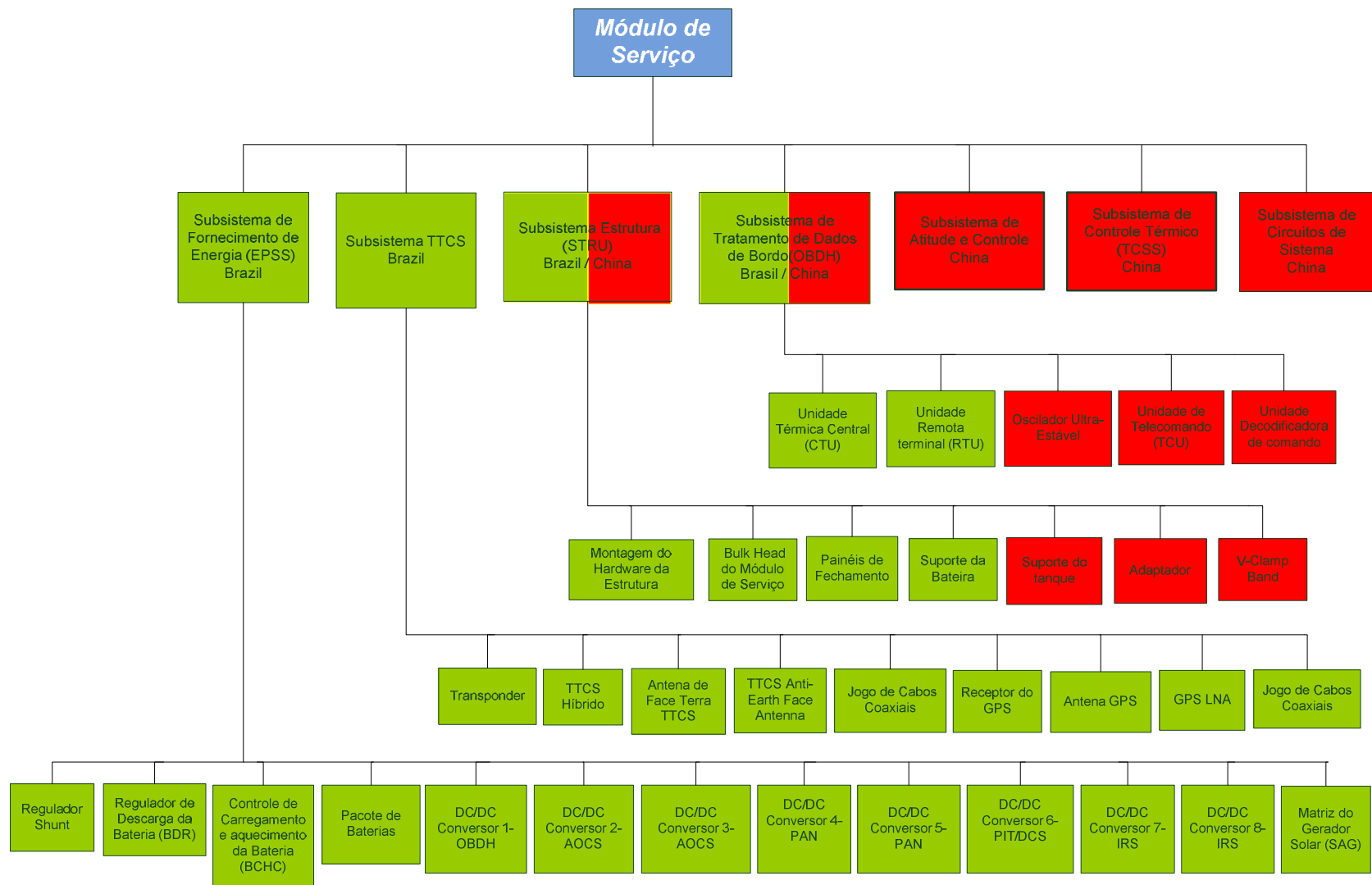


Figura 8.4 - Árvore do Produto CBERS 3&4 Módulo de Serviço

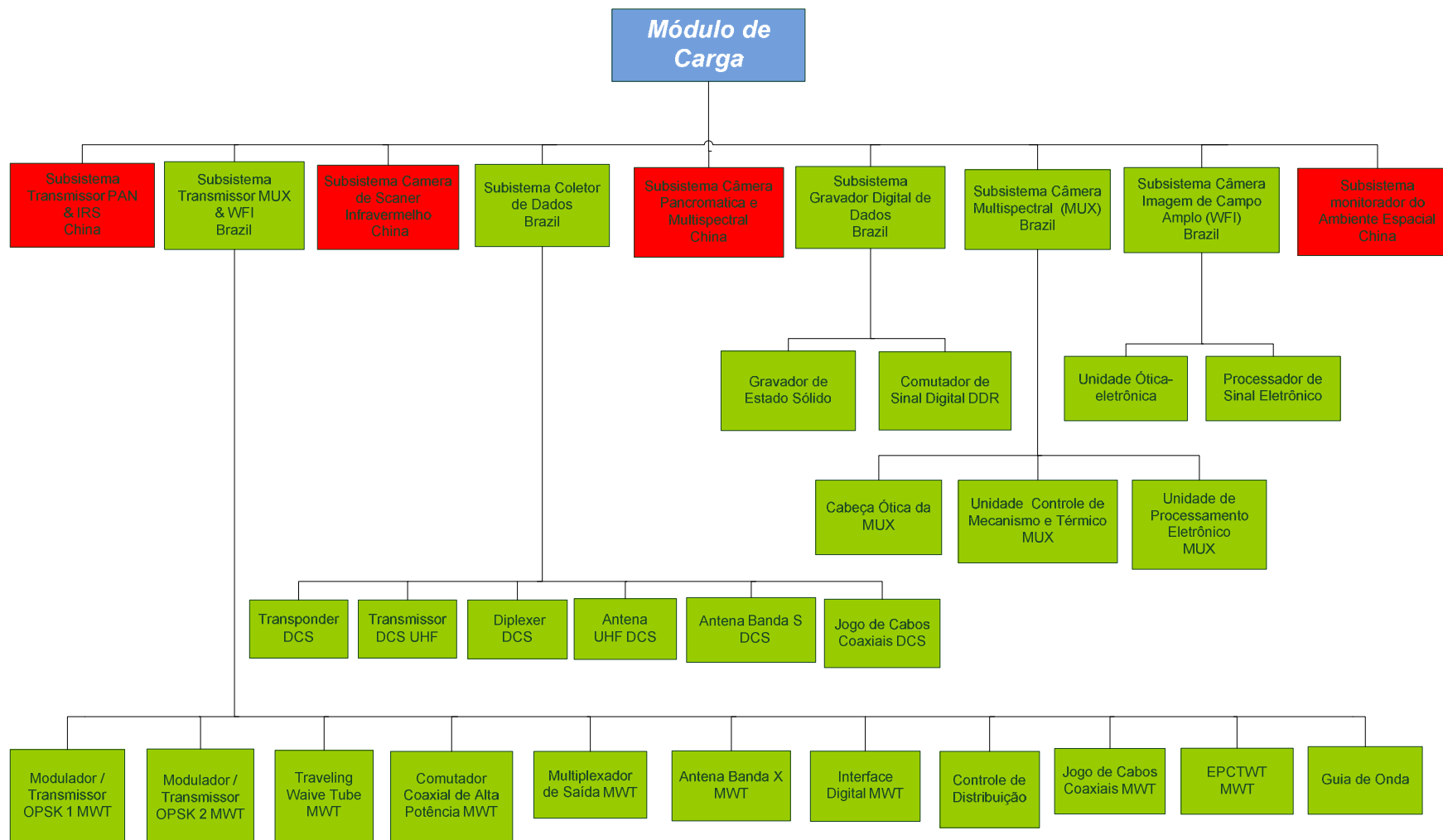


Figura 8.5 - Árvore do Produto CBERS 3&4 Módulo de Carga Útil

Dentro desta divisão de trabalho, o INPE é *prime-contractor* no fornecimento dos equipamentos e subsistemas brasileiros. O acordo prevê, ainda, que as atividades de integração e testes em nível de sistema para o CBERS 3 ocorram na China, enquanto que ocorrerão no Brasil estas mesmas atividades para o CBERS 4. Os satélites CBERS-2 e CBERS-2B foram integrados no Brasil.

O número de equipamentos brasileiros para todos os FM pode ser contabilizado por meio das Figuras 8.4 e 8.5. Observa-se, no entanto, que para cada FM são necessários, também, sobressalentes de diversos equipamentos, para eventuais substituições emergenciais.

8.2.Estratégia de desenvolvimento e verificação do CBERS

A estratégia de desenvolvimento de um satélite está vinculada à abordagem de modelos adotada, e, por conseguinte, ao número e aos tipos de modelos fabricados e verificados. As escolhas realizadas na fase inicial do programa (Fase 0 e Fase A) consideram os riscos envolvidos na missão e resultam em formas de verificação essencialmente pré-definidas, uma vez que cada modelo, para dado nível, é capaz de fornecer um número limitado de respostas acerca das propriedades do sistema proposto.

Ao longo deste Capítulo, será apresentada a estratégia de desenvolvimento dos satélites CBERS-3 e CBERS-4, por meio de figuras evolutivas, podendo esta estratégia ser estendida a outros programas de satélites. Na Figura 8.6, encontram-se esquematizadas as fases e revisões estabelecidas para o programa CBERS. Na Figura 8.7, serão apresentados os modelos adotados, e na Figura 8.8, suas interações. Na Figura 8.9, ênfase será dada aos modelos numéricos (analíticos) e sua interface com o andamento do projeto. A quarta figura, Figura 8.10, conterá todas as informações exibidas nas figuras anteriores, e possibilitará entendimento sobre a complexidade relacionada ao desenvolvimento de produtos na área espacial.

A hierarquia de revisões para os níveis sistema, subsistemas e equipamentos demonstra o nível de amadurecimento dos requisitos, especificações e

desenvolvimento, até a integração e testes do sistema satélite. Fica evidenciado que os requisitos e especificações vêm dos níveis mais altos e que os modelos físicos são fabricados e testados no nível mais baixo. Testes ambientais, portanto, só são executados nos modelos de qualificação e voo em nível de equipamento, enquanto que nos níveis mais elevados apenas são executados ensaios funcionais ou de levantamento de propriedades até que se tenha um modelo de voo do satélite totalmente integrado que, por sua vez, passará por ensaios ambientais.

A filosofia de testes também se encontra representada com o indicativo do specimen a ser testado em cada etapa e a sequência de desenvolvimento compatível com a filosofia de modelos adotada.

Na Figura 8.7, encontram-se representados os modelos previstos para o desenvolvimento do satélite CBERS, com as indicações do nível ao qual pertencem e do tipo de verificação a que estarão sujeitos. Não foram incluídos, nos diagramas, os modelos numéricos específicos de cada equipamento, com exceção dos modelos numéricos dos subsistemas mecânico e térmico, pela sua influência e representatividade do sistema.

Em todas as figuras, o eixo horizontal do diagrama representa o tempo de execução do projeto. Enquanto marcos do projeto podem ser localizados neste eixo, os modelos não, pelo fato de não serem pontuais em relação ao tempo. Pode-se perceber, por exemplo, na Figura 8.8, que se a variável tempo estivesse vinculada à posição dos modelos no diagrama, o satélite estaria sendo testado antes que as revisões de aceitação tivessem sido finalizadas. Em outro exemplo, o modelo TM estaria pronto antes do término do modelo estrutural SM2, o que é impossível.

O esquema também contabiliza os modelos matemáticos gerados para prever e verificar os requisitos térmicos e estruturais entre os quatro níveis.

Os marcos de projeto representados nas Figuras 8.7 e 8.8 referem-se às revisões de projeto, que podem ocorrer nos quatro níveis, tal como indicado no

diagrama da Figura 3.4, ou seja, equipamento, subsistema, sistema e sistema de sistemas).

Segundo o documento CBERS 3&4 *satellite development and test plan*, o projeto CBERS possui as revisões a seguir, para os níveis de sistema e subsistema.

a) *System Preliminary Design Review* (Sys PDR): ao final da FASE B, para analisar o projeto preliminar do sistema e dar o sinal verde para a produção do Modelo Elétrico (EM) e Mock-up Rádio-Elétrico (RM).

b) *Subsystem Preliminary Design Review* (Sub PDR): ao final da FASE B, para analisar o projeto preliminar dos subsistemas e dar o sinal verde para a produção dos modelos de engenharia (EM) dos equipamentos, Modelo Estrutural (SM) e Modelo Térmico (TM).

c) *Subsystem Critical Design Review* (Sub CDR): tem o objetivo de analisar o projeto de subsistema e os resultados do teste do equipamento EM e dar sinal verde para produção de equipamentos QM.

d) *Subsystem Qualification Review* (Sub QR): analisar o projeto dos modelos de qualificação e dar sinal verde para a produção dos equipamentos FM.

e) *System Critical Design Review* (Sys CDR): ao final da fase C, para analisar o projeto do sistema e os resultados de testes dos Modelos Elétricos, Estrutural e Térmico.

f) *Subsystem Acceptance Review* (Sub AR): ao final da fase D, para analisar o desempenho real de cada modelo de voo de subsistema e autorizar sua integração ao satélite.

g) *System Acceptance Review (Sys AR)*: ao final da fase D, analisar o desempenho real do satélite FM e dar o sinal verde para embarque no local de lançamento.

h) *System Flight Readiness Review (Sys FRR)*: ao final da preparação do local de lançamento, para confirmar a prontidão do satélite e sistemas de apoio e dar sinal verde para o lançamento.

i) *System Operational Readiness Review (Sys ORR)*: após o teste de órbita, para confirmar a prontidão do satélite e entregá-lo ao usuário.

Deste modo, pode-se fazer relação das fases do projeto CBERS ao seu ciclo de vida e respectivas revisões, na forma apresentada na Figura 8.6.

As demais figuras compõem um raciocínio evolutivo a partir da fase B do projeto, ou seja, iniciando na revisão SRR da Figura 8.7.

Não foram incluídas nos diagramas, propositalmente, as MDRs em nível de equipamento, apesar de fazerem parte do ciclo de vida dos equipamentos, como pode ser verificado na Figura 2.3.

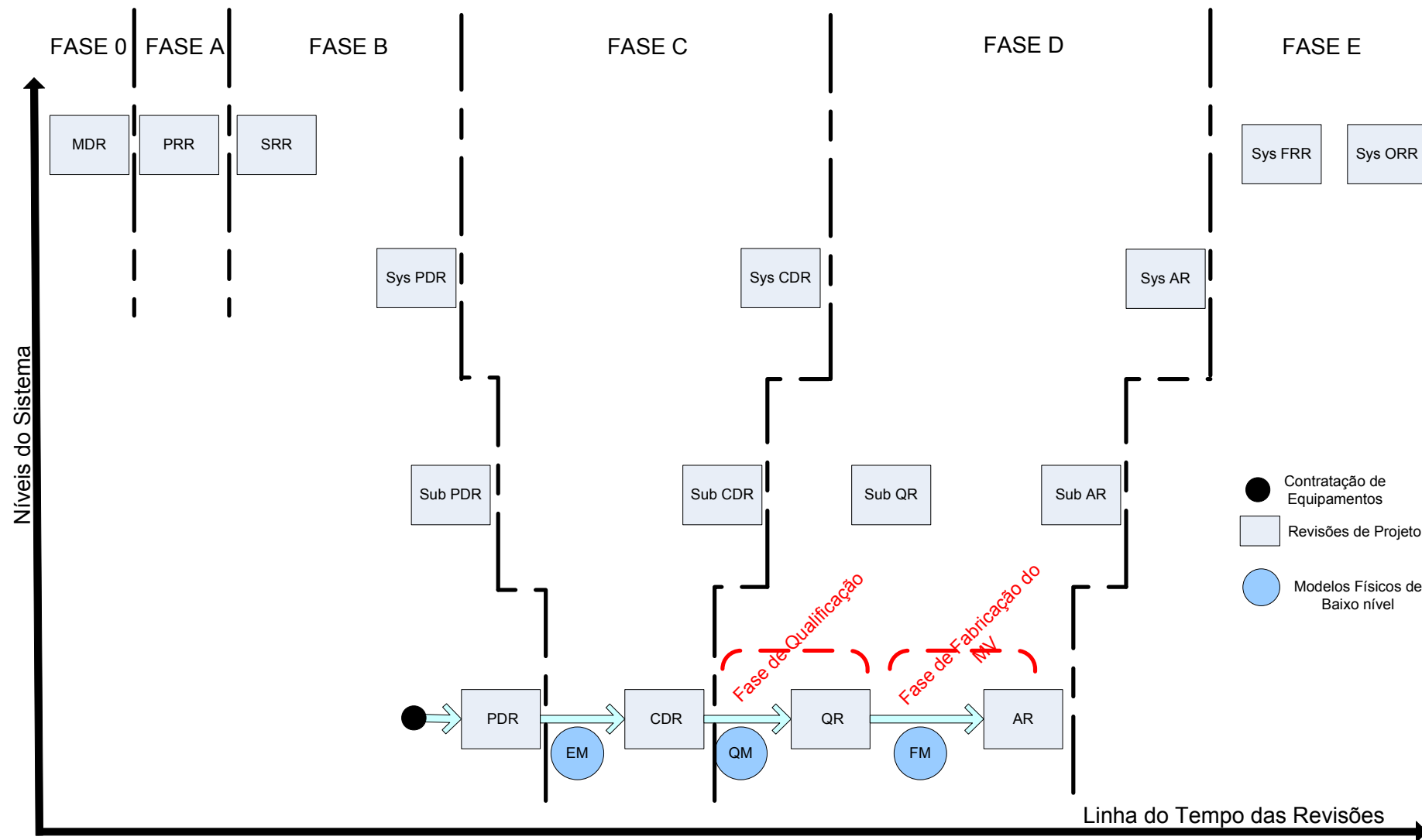


Figura 8.6 - Fases do ciclo de vida para o CBERS

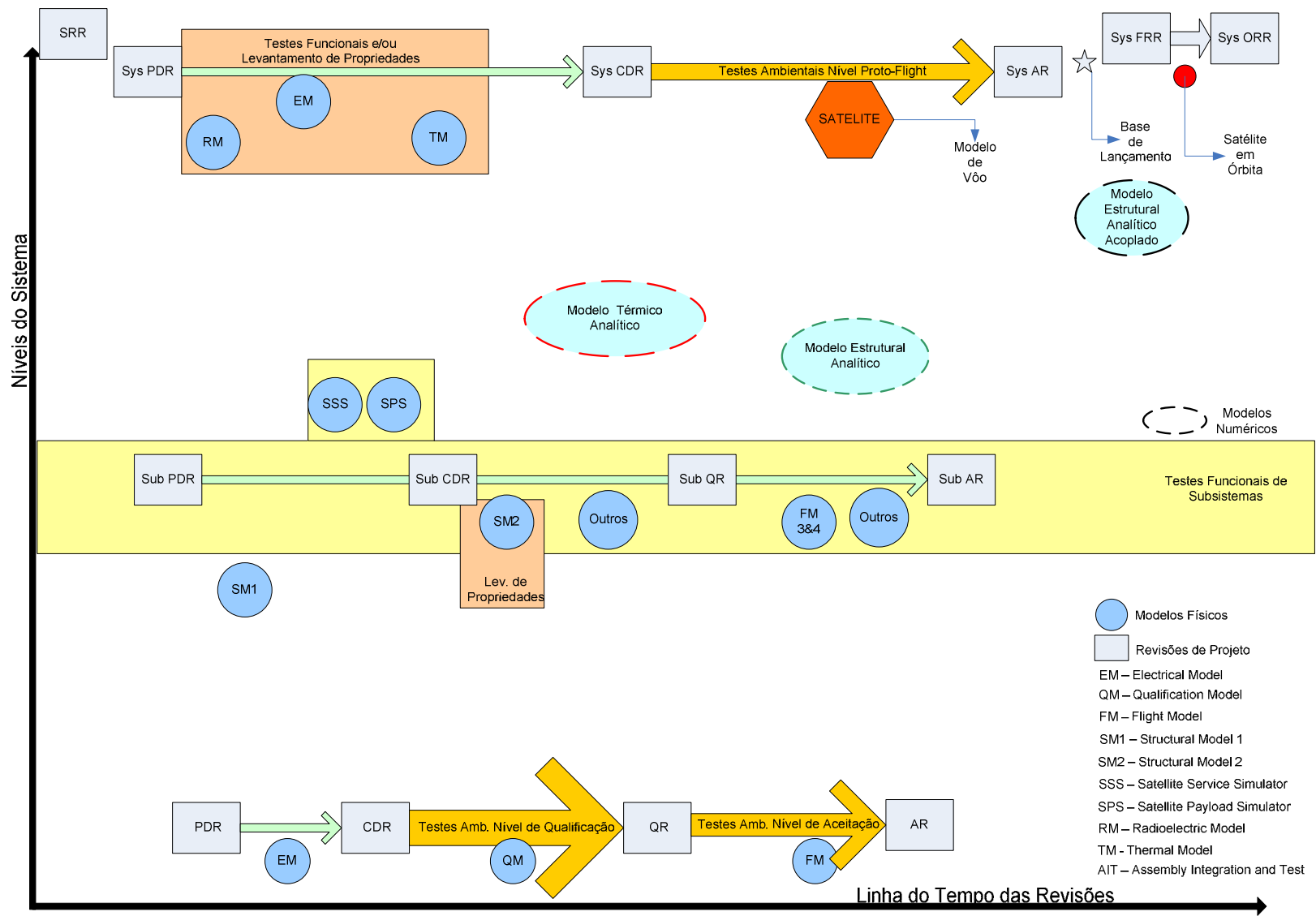


Figura 8.7 - Abordagem por modelos do CBERS

Fonte: INPE (2005a)

É possível perceber que os modelos de engenharia dos equipamentos (EM), são montados e testados em nível de subsistema – SSS e SPS – e em nível de sistema – RM e EM – onde é possível verificar requisitos e levantar propriedades emergentes, tanto do subsistema quanto do sistema.

8.2.1. Os modelos estruturais SM1, SM2 e a estrutura FM

Os modelos estruturais SM1 e SM2 fazem parte do subsistema estrutura do satélite e têm como principais funções, além de outros (PALEROSI, 2009):

- prover suporte mecânico estrutural aos demais subsistemas e respectivos equipamentos de bordo e acessórios, atendendo aos requisitos de projeto;
- fornecer meios de alinhamentos e estabilidade dimensional, de modo a permitir a operação de determinados equipamentos de bordo (cargas úteis, controle de atitude, propulsão);
- permitir a integração dos demais subsistemas;
- realizar a conexão mecânica entre o satélite e o veículo lançador;
- evitar acoplamento dinâmico entre os modos de vibração do satélite e os do veículo lançador;
- fornecer impedância dinâmica de maneira a evitar danos aos equipamentos de bordo.

O primeiro modelo estrutural, SM1, trata-se de um *mock-up*, representativo quanto às dimensões e formas segundo concepção inicial do satélite, porém não quanto aos materiais empregados. Uma de suas principais funções é prover suporte para a instalação de modelos de engenharia, para os testes elétricos de sistema, compondo, assim, o EM de sistema.

O SM2 constitui-se no Modelo de Qualificação da estrutura e deve ser fabricado com os mesmos materiais e processos que serão posteriormente utilizados na fabricação dos FM.

O SM2 deve ser projetado de forma robusta, para que haja margem suficiente para absorver alterações possíveis em relação à massa dos equipamentos, cujos EMs estão sendo produzidos em paralelo à estrutura, e, portanto, sem informações precisas. A qualificação a qual é submetido o SM2 tem o objetivo de provar, via métodos de verificação, que a solução de projeto relativa a materiais, pontos de colagem e densidades atende aos requisitos de projeto. A liberação para a produção do SM2 dar-se-á na Sub CDR.

Deste modo, o SM2 passará por ensaios de levantamento de propriedades (módulo de elasticidade e rigidez), por meio do ensaio estático, e, posteriormente, por testes ambientais de vibração, realizados com *dummies* que simularam as massas dos equipamentos.

O ensaio estático não deve ser considerado como um teste ambiental, ainda que a árvore de carregamento introduza carga estaticamente de modo geral e local, conforme os esforços previstos da aceleração de cada equipamento. Trata-se de um ensaio que requer um grande tempo de preparação e instalações adequadas, de forma que o projeto do carregamento seja realizado e o espécime seja devidamente instrumentado com *strain-gages*. O tempo decorrido entre projeto e fabricação da árvore de carregamento até o fim do teste estático do SM2 do CBERS foi de, aproximadamente, seis meses.

Por meio deste ensaio, é possível fazer a primeira análise do comportamento da estrutura para outros níveis de carregamento, pressupondo que a estrutura esteja trabalhando dentro da zona elástica. Uma vez que ensaios destrutivos tenham sido realizados em partes do mesmo, é possível conhecer os módulos de elasticidade e rigidez do modelo. Este conhecimento é de suma importância, já que o SM2 passará por ensaios com cargas dinâmicas em nível de qualificação, e a verificação da existência de margem para este ensaio se dá

através do modelo estrutural analítico, com dados vindos do ensaio estático anterior.

O modelo SM2 passará, também, por testes funcionais de separação, em configuração de voo, equipado com *dummies* e massas de balanceamento, entre o cilindro da estrutura do satélite e o cilindro adaptador. Isso possibilitará o levantamento de dados comportamentais da estrutura quando submetida a choque de separação, por meio de explosão dos pirotécnicos. A medição dos níveis de choque induzidos na estrutura, subsistemas e equipamentos é importante para a verificação de requisitos e possíveis ajustes necessários do modelo matemático.

O modelo de voo, por conseguinte, é uma reprodução do SM2, salvo mudanças necessárias. Quando integrado com *dummies* representativos dos equipamentos, passará por ensaios mecânicos em nível de aceitação, e quando integrado com todos os equipamentos de voo passará por ensaios ambientais em nível de *proto-flight*.

8.2.2. O modelo elétrico EM

O modelo elétrico, ou modelo de engenharia, representado no nível de sistema, é formado a partir da integração dos modelos de engenharia dos equipamentos no modelo estrutural SM1, como indicado na Figura 8.8. Os ensaios elétricos realizados neste modelo objetivam avaliações preliminares de compatibilidade elétrica e consumo do satélite, além de fornecer parâmetros para a integração, tais como passagens de cabos, acessibilidade a compartimentos, suportes e pontos de fixação, entre outros.

Este modelo se presta a um conjunto de testes, realizados em configurações distintas e com diferentes objetivos. A configuração dos equipamentos de bordo e de solo para estes testes, referida por estados A, B, C1, C2 e D é como segue (INPE, 2008b):

a) estado A e B: o módulo de serviço deve estar separado do módulo de carga útil; a conexão entre dois módulos se dá com cabos de transferência específica;

b) estado C1: o módulo de carga útil e o módulo de serviço são unidos, porém os painéis laterais de cada módulo estão abertos; o cabo umbilical OCOE e todos os SCOEs devem ser usados para a interface do satélite com o solo; com exceção do cabo coaxial do terminal de antena, todos os cabos de bordo estão em condições de conexão normal;

c) estado C2: o módulo de carga útil e o módulo de serviço são unidos, porém os painéis laterais de cada módulo estão abertos; o coaxial dos terminais das antenas deve ser ligado a elas; a interface com fio (não incluindo a coaxial da antena) entre o satélite e o solo deve ser somente através de umbilical;

d) estado D: o módulo de carga útil e o módulo de serviço estão unidos, e os painéis laterais de cada módulo estão fechados; o coaxial dos terminais das antenas deve ser ligado a elas; a interface com fio (não incluindo a coaxial da antena), entre o satélite e o solo deve ser somente através de umbilical.

Os testes no Estado A objetivam verificar:

a) todas as linhas de energia embarcadas, incluindo as linhas de comandos para ligar/desligar os subsistemas e/ou parte deles, deste modo testando também a interface elétrica com o EGSE – Electrical Ground Support Equipment;

b) interfaces de distribuição de energia e as características principais dos sinais de potência;

c) resistência de aterramento;

d) interface de aterramento, entre satélite e o terra;

e) regularidade da interface do OBDH em relação à telemetria e tele-comando (principal e redundante);

f) regularidade da execução; e resposta correspondente do satélite, para cada telecomando em cada subsistema nos diferentes modos de trabalho;

g) interfaces entre subsistemas de bordo.

Os testes no estado B têm como objetivos:

Os testes no estado B são divididos em vários modos, objetivando exercitar diferentes combinações de operações simultâneas entre os subsistemas do satélite. Os principais objetivos destes testes são:

a) testar a interface entre subsistemas;

b) verificar funcionamento e desempenho dos subsistemas em diferentes configurações, quando em operação simultânea com outros subsistemas e corrigir problemas detectados, se necessário;

c) monitorar o desempenho dos subsistemas em diferentes modos de operação em relação a possíveis interferências causadas pelo funcionamento de outros subsistemas; o propósito desta verificação é o diagnóstico de possíveis fontes de interferência e a aplicação de medidas corretivas consideradas necessárias;

d) realizar testes suficientes de modo a demonstrar que o satélite está trabalhando dentro dos requisitos especificados; caso os parâmetros de desempenho críticos estejam fora do intervalo aceitável, implementar medidas corretivas.

Os testes no estado C1 têm como objetivos:

a) verificar a operação do satélite com o PM montado sobre o SM; uma vez que para as conexões entre PM e SM, os cabos de interface de teste usados no Estado B não são mais usados, a interferência causada nos testes do Estado B, devido a variações na corrente de alimentação do barramento principal, deverá ser menos perigosa nos testes do Estado C e D;

b) verificar se há interferências causadas pela proximidade dos equipamentos do PM e SM, em relação aos testes do Estado B.

Os testes no estado C2 têm como objetivos:

a) verificar a operação do satélite quando as antenas estão sendo usadas para a comunicação em todos os canais de RF do satélite;

b) verificar se os sinais de RF de uplink e downlink estão causando interferência nos subsistemas do satélite.

Os testes no estado D têm como objetivos:

a) testar todos os links de RF do satélite, com todos os painéis laterais do satélite montados;

b) verificar funcionamento e desempenho dos subsistemas em diferentes configurações quando estão em operação simultânea com outros subsistemas, e corrigir os problemas detectados, se necessário;

c) monitorar o desempenho de subsistemas, em diferentes modos de operação, na interferência, principalmente através de emissões de RF, na operação de outros subsistemas e em estar sujeito à interferência de outros subsistemas; caso problemas de interferência sejam observados, diagnosticar fontes de interferência e aplicar medidas corretivas, se necessário;

d) realizar testes suficientes, de forma a demonstrar que o satélite está operando dentro dos requisitos especificados; caso os parâmetros de desempenho crítico estejam fora do intervalo aceitável, implementar medidas corretivas.

8.2.3. O modelo RM

O *Mock-up* Rádio-elétrico RM possui a configuração geométrica externa do satélite CBERS e é equipado com os modelos de engenharia de todas as antenas do satélite.

Tanto sua configuração geométrica externa, quanto suas propriedades eletromagnéticas de superfície externa devem ser aproximadas, o melhor possível, à situação real.

Os objetivos da montagem deste modelo são (INPE, 2005a):

- a) medir os padrões de radiação de cada antena, promovendo os ajustes que se mostrem necessários, de modo que os padrões de radiação atendam às especificações de cobertura propostas;
- b) medir o isolamento entre as antenas;
- c) medir a intensidade da interferência do campo eletromagnético.

8.2.4. O SSS e o SPS

Segundo o plano de desenvolvimento e testes do satélite CBERS 3 e 4 temos (INPE, 2005a):

- O SSS – *Satellite Service Simulator* – é representativo dos subsistemas TTCS e OBDH do satélite CBERS e é utilizado para verificar a compatibilidade entre o satélite e a estação TTC; sua montagem se dá com a integração dos modelos de engenharia destes subsistemas;
- O SPS – *Satellite Payload Simulator* – é representativo dos subsistemas PIT e MWT do satélite CBERS e é utilizado para verificar a compatibilidade entre o satélite e a estação de recepção de imagem; sua montagem se dá utilizando os modelos de engenharia destes subsistemas.

O modelo de voo do satélite, por sua vez, é composto pela união de todos os equipamentos de voo e sua integração se dará utilizando a Estrutura FM.

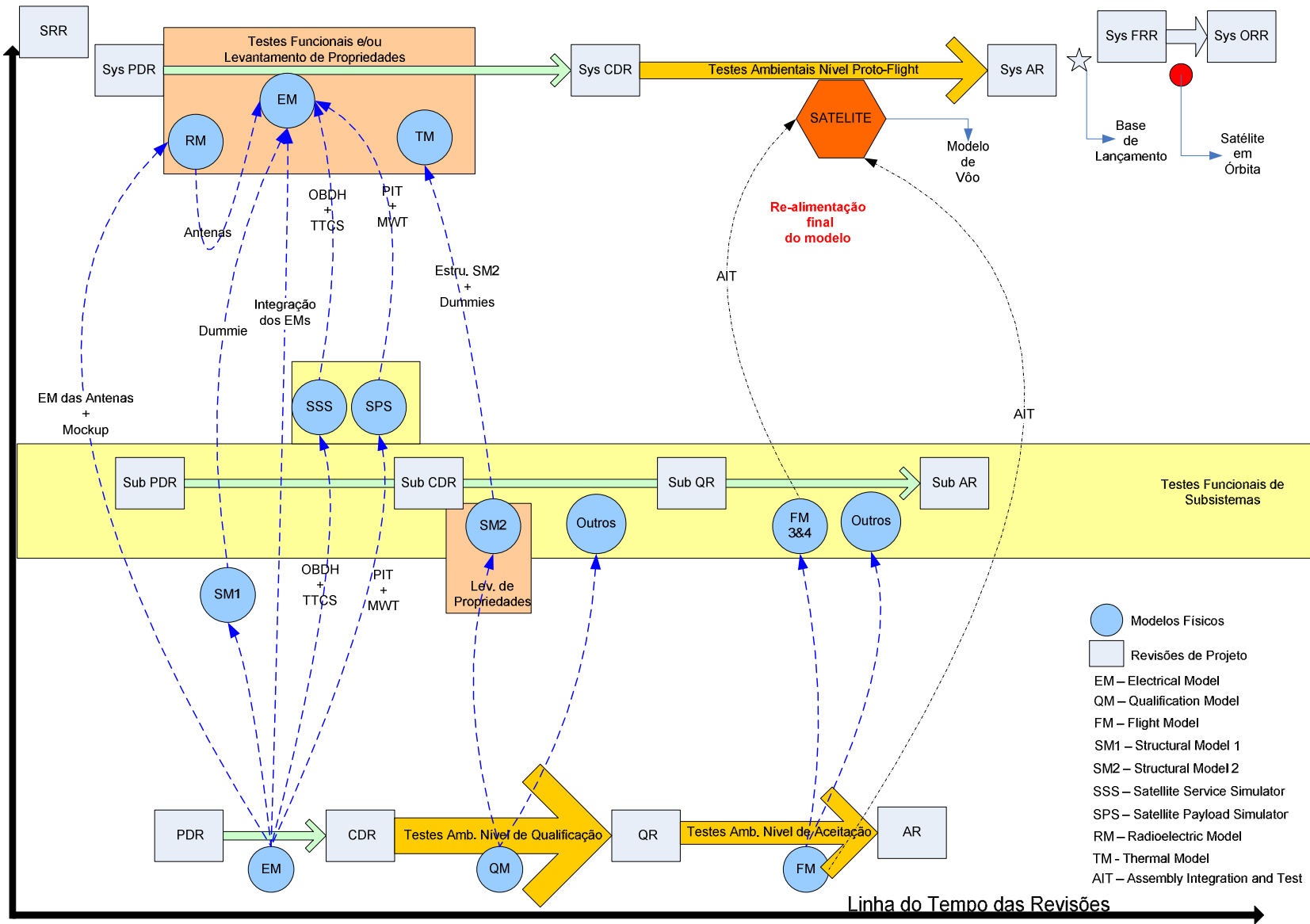


Figura 8.8 - Composição dos modelos físicos de nível superior

Fonte: INPE (2005a)

Os modelos numéricos representados na Figura 8.9, a seguir, serão atualizados ao longo de toda missão, como resultado de interações e dados mais aproximados. Não têm posição fixa no diagrama e pertencem aos subsistemas de controle térmico e estrutura. Para efeito de representação no diagrama, foi introduzido um sistema de versões (de zero a três), representando as fases de desenvolvimento: concepção, projeto preliminar e projeto detalhado, além de ajuste final.

O modelo numérico térmico receberá seus primeiros *inputs* em uma fase muito inicial do desenvolvimento do satélite, baseado em requisitos estabelecidos na revisão SRR (versão zero). Ao longo do amadurecimento dos IDSs ele sofrerá novos *inputs* na CDR e QR de equipamentos, sendo que sua aprovação se dará após o ensaio de balanço térmico, durante a revisão Sub QR. Deste ponto em diante, o modelo encontra-se suficientemente amadurecido para dar suporte aos ensaios térmicos procedidos no modelo de voo do satélite, baseando-se nos IDSs disponíveis na CDR de equipamento (versão 1), com margens e com o cruzamento posterior feito com os IDSs que tenham sofrido alterações na fase posterior de qualificação (versão 2). Após estes ensaios e novo teste de balanço térmico – este último normalmente executado apenas no primeiro modelo de voo – o modelo numérico recebe sua última alimentação (versão 3), e servirá para analisar possíveis anomalias térmicas que venham ocorrer quando o satélite estiver em operação.

8.2.5. O modelo Térmico TM

O TBT (Teste de Balanço Térmico) é conduzido no modelo térmico TM, para verificar a adequação entre o modelo térmico e o projeto térmico. Para o caso do CBERS 3, o TM passou pela simulação de sete casos diferentes de teste, que visam verificar o comportamento térmico do sistema pela simulação das condições críticas, modos de órbita, entre outras. Este teste foi conduzido na nova câmara térmica do LIT/INPE, sob acompanhamento da equipe de arquitetos térmicos.

Sua integração se dá utilizando a estrutura SM2 (modelo estrutural) e *dummies* representativos dos equipamentos. Para verificar o projeto térmico, tais *dummies* são envolvidos com *heaters* de modo a simular a carga térmica dissipada por cada equipamento. O TM possui, além dos *dummies* térmicos dos equipamentos, os demais itens pertencentes ao projeto térmico do satélite em si, como MLI (*Multi-Layer Isulation*) e radiadores além de ser instrumentado com centenas de sensores de temperatura.

Os objetivos deste modelo são (ECSS, 2008):

- verificar a modelagem numérica do satélite e os critérios do projeto térmico;
- verificar as características térmicas do satélite.

Tamanho, peso, superfícies, caminho de transição térmica, dissipação térmica de equipamentos e dispositivos do TM dever aproximar o melhor possível os de equipamentos reais e projeto.

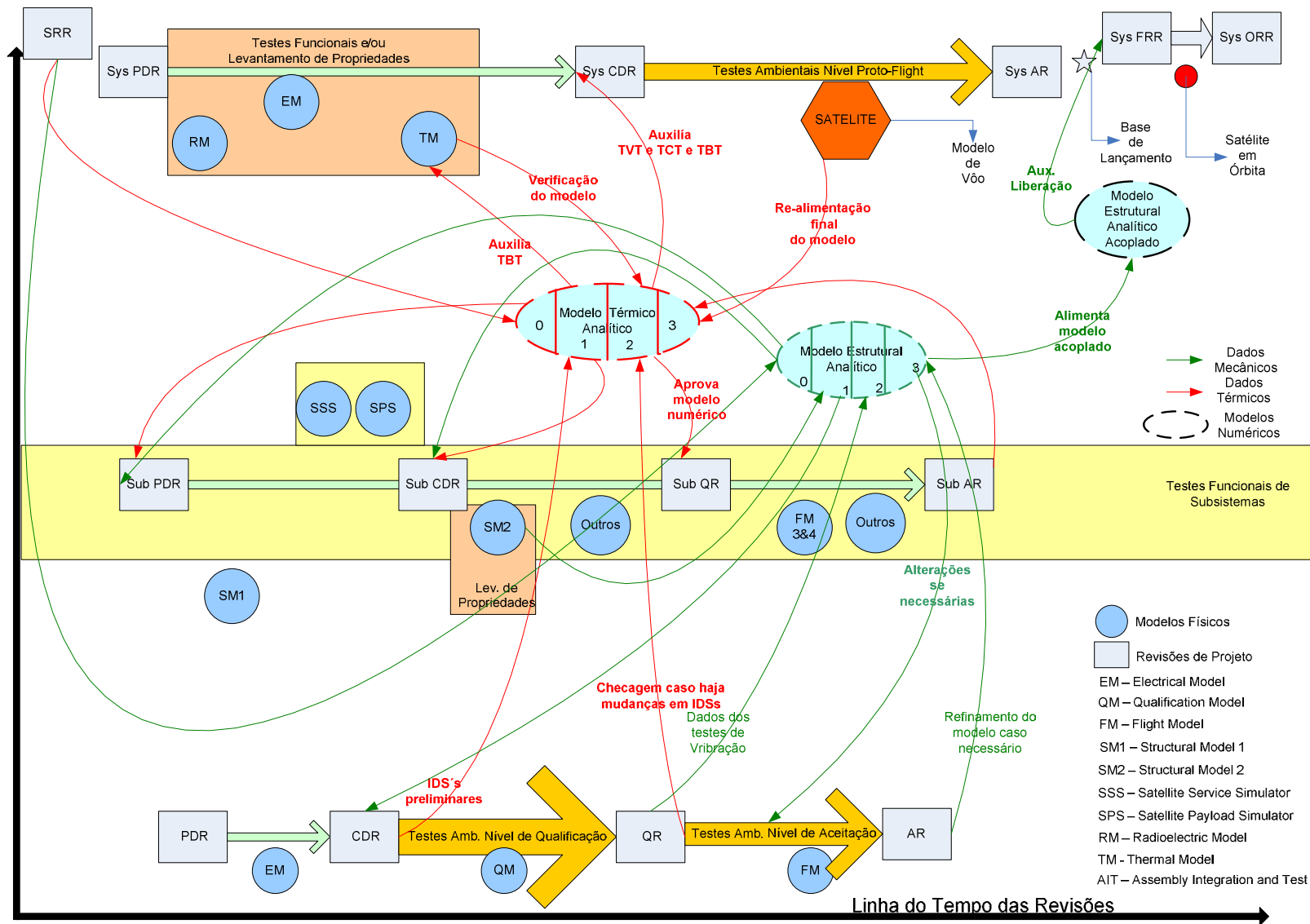


Figura 8.9 - Interações dos modelos numéricos com o sistema

Fonte: INPE (2005a)

Na divisão de trabalho estabelecida para o projeto do CBERS-3, o subsistema de controle térmico é de responsabilidade do lado chinês. Coube às equipes do lado brasileiro tratar da avaliação técnica da verificação do cumprimento de requisitos dos equipamentos e subsistemas, bem como exercer uma função de apoio em relação às decisões técnicas que afetavam o sistema.

Os Modelos Numéricos representados na Figura 8.9 são representações numéricas computacionais e visam auxiliar o projeto em suas respectivas áreas. A esquematização adotada não tem a intenção de localizar estes modelos em relação à linha do tempo. Preferiu-se adotar uma representação que deve ser encarada como atemporal, baseada em versões que evoluem ao longo do desenvolvimento do projeto (0, 1, 2 e 3), uma vez que ambos os modelos representados interagem com todos os níveis ao longo da maior parte do ciclo de vida de desenvolvimento do satélite, até seu próprio amadurecimento.

8.2.6. O Modelo Térmico Analítico

O Modelo Térmico Numérico pertence ao subsistema de controle térmico, sob responsabilidade da CAST. Entre suas principais funções citam-se simular, definir e validar o projeto térmico do satélite.

Como pode ser visto na Fig. 8.9, acima, o próprio modelo analítico passa por atualizações resultantes de *inputs* em diferentes pontos do andamento do projeto, até chegar à sua versão final, representativa do modelo de voo do satélite.

As versões indicadas no modelo – de zero a três – são designadas e se prestam a funções como seguem:

- Versão 0: é definida como a versão de concepção do projeto térmico; é gerada a partir de dados de saída, ainda preliminares, da Revisão de Requisitos do Sistema (SRR) e posterior Sys PDR. Entres estes dados

citam-se órbita, volume, layout e potência aproximados, assim como tamanhos esperados dos equipamentos; fornece como *output* um conceito básico inicial para a disposição destes equipamentos dentro do satélite;

- Versão 1: é definida como a versão preliminar do projeto térmico; é gerada a partir dos IDSs preliminares dos modelos de engenharia, fornecidos ao final da Revisão Crítica do Projeto – CDR, no nível de equipamentos; como estes IDSs ainda não estão completamente amadurecidos, fornecem apenas informações aproximadas em relação à carga térmica que produzem, fazendo com que a Versão 1 do projeto térmico ainda seja inicial, porém, com subsídios suficientes para fornecer uma melhor disposição dos equipamentos e tubos de calor, viabilizando, portanto, a fabricação do modelo de qualificação da estrutura do satélite;

- Versão 2: é definida como a versão detalhada do projeto térmico; idealmente, é gerada através dos IDSs de todos os modelos de engenharia dos equipamentos e subsistemas; presta-se à validação do projeto térmico por meio do cruzamento dos dados obtidos no teste de balanço térmico (TBT) do Modelo Térmico do Satélite (TM) e alteração de IDSs dos modelos de qualificação; idealmente, esta validação se daria na Sub QR, após as Revisões de Qualificação de equipamentos; esta versão do Modelo Térmico Analítico permite que seja feita a preparação para o TBT do Modelo de Voo, valendo ressaltar, ainda, que essa versão fornece *input* para ajustes finais do projeto térmico do Modelo de Voo do satélite – FM;

- Versão 3: faz-se necessária quando são detectadas alterações no comportamento térmico durante o TBT do Modelo de Voo do satélite,

ou caso haja mudanças impactantes nas posições ou na dissipação de potência dos equipamentos no Modelo Voo FM; nestes casos, será requerida uma realimentação final do modelo analítico; caso contrário, não haverá a necessidade desta atualização de versão.

De qualquer forma, a versão final do modelo térmico analítico terá papel importante no estudo de futuras anomalias no comportamento térmico do satélite, quando este estiver em órbita, principalmente no trato de limitações advindas de falhas de equipamentos ou panes em geral.

Uma questão a ser ponderada adicionalmente, no tocante ao subsistema de controle térmico, diz respeito ao papel da equipe térmica do lado brasileiro, vinculada mais ao apoio à equipe térmica do lado chinês do que a decisões sobre este subsistema. É possível verificar na Figura 8.10 que a estratégia de desenvolvimento deste subsistema não foi aquela inicialmente acertada entre as equipes, prevalecendo o poder de decisão do lado chinês.

8.2.7. O modelo mecânico analítico e o projeto térmico

O modelo mecânico analítico faz parte do subsistema estrutura do satélite, sob responsabilidade do INPE. No entanto, diferentemente do térmico, é gerado pela empresa responsável pelo projeto da estrutura. Entre suas principais funções encontram-se simular, definir e “*validar*” o projeto mecânico do satélite.

Como pode ser visto no diagrama acima, este modelo analítico, assim como o modelo analítico térmico, também passa por atualizações advindas de diferentes fases do projeto, até chegar à sua versão final, representativa do modelo de voo do satélite.

As versões de modelo indicadas no diagrama – de zero a três – são designadas e se prestam a funções como seguem:

- Versão 0: é definida como a versão de concepção do projeto mecânico; é gerada a partir de dados de saída, ainda preliminares, da Revisão de Requisitos do Sistema (SRR) como, envelope, layout e massa aproximados, assim como tamanhos esperados dos equipamentos, número de painéis, entre outros; fornece como saída um conceito básico para a alocação inicial destes equipamentos na estrutura do satélite, além de subsídios para estabelecer uma solução para início da fabricação do modelo de qualificação da estrutura SM2, considerando margens de projeto;

- Versão 1: é definida como a versão preliminar do projeto mecânico; é gerada a partir dos IDSs preliminares e dos dados obtidos de módulo de elasticidade e módulo de rigidez, durante o ensaio estático realizado no SM2;

- Versão 2: é definida como a versão detalhada do projeto mecânico; idealmente, é gerada através dos IDSs de todos os modelos de qualificação dos equipamentos e subsistemas, ou seja, após as Revisões de Qualificação – QRs; além dos resultados de resposta em frequência entre outros, obtidos durante os testes mecânicos ao qual são submetidos o Modelo de Qualificação SM2; esta realimentação do Modelo Mecânico Analítico proporciona que este seja representativo do satélite e faz parte da qualificação do subsistema estrutura na sub QR; teoricamente, os modelos de voo dos equipamentos e subsistemas são cópias fiéis de seus respectivos modelos de qualificação, não necessitando, assim, de novas alimentações de modelo ou de mudanças no projeto da estrutura, já que sua qualificação, com margem, prevê a absorção de variações;

- Versão 3: é necessária quando são realizadas no projeto mecânico, causadas, normalmente, por mudanças na posição ou massa de equipamentos que tenham impacto na solução mecânica adotada; neste caso, uma realimentação final do modelo analítico, com dados advindos da revisão de aceitação, é requerida; caso contrário, não há a necessidade desta atualização de versão.

A versão final do modelo mecânico analítico tem papel importante no estudo do comportamento mecânico da estrutura do satélite e das acelerações alcançadas por cada equipamento nele alojado. O modelo analítico final do satélite é, então, entregue à empresa proprietária do lançador, que, a partir dele, gerará um modelo mecânico analítico acoplado, para uma última verificação antes do lançamento.

Segue, abaixo, na Figura 8.10 o agrupamento dos gráficos anteriores com todas as interações citadas, fornecendo, então, uma ideia geral e idealizada de como todos os eventos estão interligados, na sistemática de desenvolvimento do satélite CBERS. Por tratar-se de uma representação baseada na documentação de projeto deste satélite, representa, apenas, o desenvolvimento planejado. Porém, problemas ocorridos durante o projeto fizeram com que adaptações a esta estratégia fossem implementadas, as quais serão expostas na Seção 8.3.

8.3. Algumas dificuldades ocorridas durante o desenvolvimento

Na Figura 8.11, são apresentadas algumas das adaptações à estratégia discutida na seção anterior, detalhadas até o nível alcançado por esta pesquisa, que provocaram significativas mudanças em relação à estratégia de desenvolvimento do CBERS planejada, mostrada na Figura 8.10.

As diferenças destacadas entre as Figuras 8.10 e 8.11 foram geradas, essencialmente, por atrasos nos cronogramas dos equipamentos, seja por falta de componentes espaciais disponíveis, seja por dificuldades de projeto. Em dado momento, uma série de medidas foram implementadas, objetivando economia de tempo, principalmente durante a fabricação dos modelos de qualificação. Algumas se mostraram eficazes, enquanto que outras não alcançaram seu objetivo.

As câmeras MUX e WFI fazem parte de um esforço do INPE para o desenvolvimento de tecnologia inteiramente nacional. Além de esses equipamentos terem sofrido, como boa parte dos demais, atrasos em seus cronogramas, devidos à dificuldade de aquisição de partes, materiais e componentes EEE, também tiveram que superar grandes dificuldades na adequação do projeto para cumprimento de todos os requisitos.

Como pode ser notado no diagrama da Figura 8.11, já em seus respectivos modelos de desenvolvimento, optou-se pela execução de testes de balanço térmico em separado do sistema para as câmeras MUX e WFI, a fim de estudar seus respectivos comportamentos termo-óticos. Tais modelos de Engenharia foram integrados ao Modelo Térmico para execução do TBT de sistema. Já nos seus respectivos modelos de qualificação, mudanças consideráveis em seus projetos – incluindo layout e carga térmica – levaram à necessidade de execução de novo TBT, em separado, uma vez que o modelo anterior não era mais termicamente representativo do projeto definitivo.

Alguns testes funcionais em nível de subsistemas foram realizados além do previsto inicialmente, fora da matriz de verificação, constituindo uma necessidade não prevista.

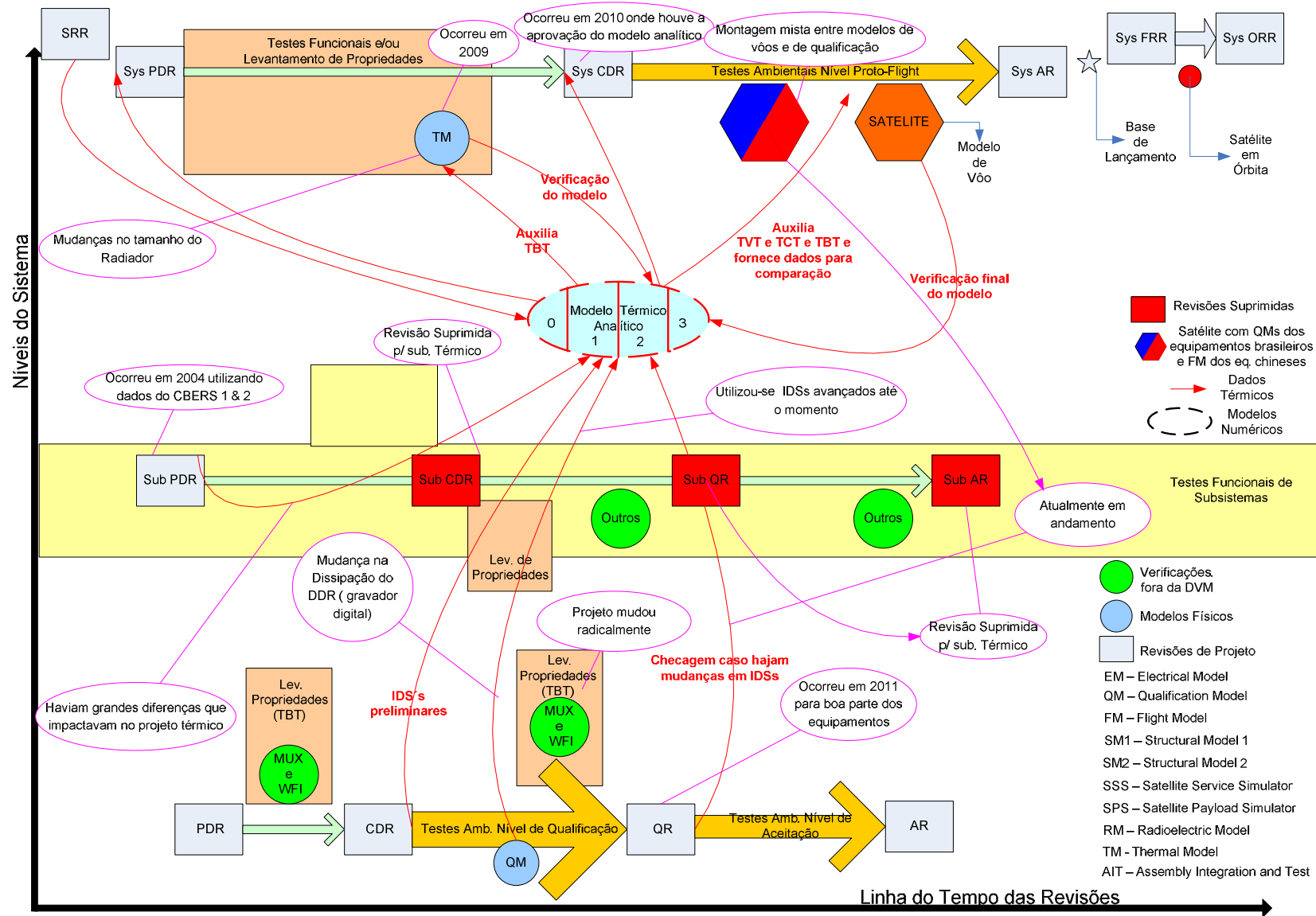


Figura 8.11 - Interação real incluindo apenas parte afetada

No desenvolvimento do modelo térmico, houve a necessidade de ajustes do modelo térmico analítico preliminar (Versão 1) por meio de 3 entradas distintas e deslocadas no tempo até que se conseguisse fidelidade suficiente do modelo para subsidiar a execução do teste de balanço térmico (TBT). O uso inicial de dados advindos da SUB PDR, com utilização de caracterizações do CBERS 1 & 2, conforme opinião do arquiteto térmico do projeto, não foi eficaz, uma vez que os satélites eram essencialmente diferentes em relação a volume e carga térmica.

Em princípio, o uso dos IDSs dos modelos de engenharia EMs – pós CDR de equipamento – teria fornecido dados preliminares suficientes para geração de um modelo térmico analítico preliminar, caso não existissem mudanças posteriores nos projetos dos QMs, que vieram a afetar o projeto térmico de equipamentos, tais como WFI, MUX e DDR. Foi necessária, então, uma nova iteração, para aprimoramento do modelo, durante a produção dos equipamentos QMs. A partir de uma versão dos IDSs de 2009, foi efetuado novo ajuste do modelo analítico preliminar somente após a realização do Teste de Balanço Térmico (TBT).

A não realização das revisões, Sub CDR, Sub QR e Sub AR para o subsistema de controle térmico também se constitui em questão de interesse. Porém, não foram encontradas justificativas técnicas, na presente pesquisa, para este fato. Deste modo, a validação do modelo analítico, que deveria ter se dado na sub QR, acabou se dando na Sys CDR.

Outra questão importante, e que talvez faça jus a discussões mais aprofundadas, é a decisão de executar a integração completa do satélite em duas etapas. Pode-se notar na Figura 8.11 que há inserção de um Modelo Misto entre os Modelos de Qualificação brasileiros e os Modelos de Voo chineses.

A campanha de integração e testes do Modelo de Voo do satélite foi iniciada utilizando-se, quase que exclusivamente, os modelos de qualificação

brasileiros. Isso se deveu ao fato de que os Modelos de Voo destes equipamentos sofreram atrasos em suas campanhas de testes de aceitação.

O satélite, ainda com esta configuração mista, passa, desde novembro de 2011, por testes elétricos - iguais aos executados com o Modelo de Engenharia em nível de sistema. Esta estratégia trouxe alguns benefícios: algumas atividades próprias da integração não terão prejuízo de tempo, tais como as relacionadas ao posicionamento da passagem de cabos e à verificação de conectores, além de alguns ajustes elétricos passíveis de serem realizados mesmo usando-se os QMs brasileiros. Ademais, durante esta atividade foi detectada uma montagem equivocada, entre os módulos, de um dos conversores sob responsabilidade brasileira. Esta não conformidade já havia passado por toda campanha de qualificação sem que tivesse sido detectada. Foram implementadas ações corretivas de modo a evitar a reincidência do problema.

A campanha de qualificação dos equipamentos também sofreu adaptações em prol do cronograma. Durante parte da campanha de qualificação dos equipamentos do CBERS, o Laboratório de Integração e Testes esteve envolvido com testes de aceitação em nível de sistema do satélite SAC-D Aquarius, satélite construído pela Argentina em cooperação com NASA. Para minimizar este fato, que implicaria mais atrasos, a gerência do programa, em conjunto com o laboratório, optou pela adoção de realização de ensaios térmicos combinados ao invés da execução da ciclagem térmica seguida do teste vácuo-térmico para os equipamentos. Esta possibilidade de substituição é prevista pelo EVS, e isso trouxe um ganho em tempo na campanha.

Foi possível perceber, também, que houve considerável sobreposição na entrada de equipamentos para os testes ambientais, tanto nos modelos de qualificação quanto nos de voo. Esta sobreposição gerou uma complicação de logística, dado o número de *shakers* e câmaras vácuo-térmicas disponíveis. Foi necessário que alguns testes sofressem uma alteração em sua ordem natural

de execução, de modo a otimizar o uso das janelas disponíveis para testes no laboratório.

Foi possível observar algumas outras ocorrências, causadas basicamente por atrasos no fornecimento dos equipamentos, tais como:

- para alguns equipamentos, os testes térmicos ocorreram antes dos testes mecânicos, em ordem inversa da ocorrida durante um lançamento e aconselhada pelos Padrões ECSS;
- frequentemente, os ensaios de levantamento de propriedade de massa, ou mesmo os de aceleração (este último aplicável apenas aos MQs) realizaram-se por último na campanha;
- com muita frequência, durante os ensaios executados nos MQs, as especificações de teste para os equipamentos necessitavam de correções em *red-line*, durante suas respectivas revisões de prontidão de teste — TRRBs; sua correção formal implicaria alguma morosidade; este problema se agravava quando a especificação de testes destes equipamentos englobava mais de um tipo de teste ambiental; deste modo, para que não houvesse avanço sobre as janelas disponíveis para os testes seguintes, foi necessário um esforço extra para garantir a execução correta dos testes e manter a rastreabilidade necessária; ações desta natureza, eventualmente, proporcionam margem para falhas, uma vez que a especificação de testes de alguns equipamentos não incluía o teste térmico combinado, como ocorrido com o FM1 da Unidade Térmica Central (CTU), em janeiro de 2012.

9 CONCLUSÕES

Através do exposto neste trabalho e por meio de todas as informações levantadas sobre o ciclo de vida, estratégia de desenvolvimento, documentação utilizada e, sobretudo, estratégia de verificação é possível perceber que o programa espacial brasileiro está muito alinhado em relação aos programas europeu e estadunidense, ainda que pequenas diferenças tenham sido detectadas. Pode-se dizer que estas pequenas diferenças constituem-se em adaptações a cada projeto ou organização.

A experiência acumulada de uma organização no uso de tecnologias e em processos, aliada ao volume de experimentação, proporciona grande confiança quanto à utilização mandatória ou não de determinados testes como instrumento de verificação de requisitos. Quanto às diferenças de filosofia de teste, mostradas na Tabela 5.2, pode-se dizer que seria necessária uma reavaliação técnica balizada, de modo, a estabelecer se os testes aqui praticados proporcionam benefícios mensuráveis, de modo a emitir parecer a respeito das vantagens de sua continuação ou não, especialmente no que diz respeito aos choques mecânicos.

Em relação aos ensaios de aceleração realizados nos Modelos de Qualificação, pode ser verificado na Tabela 5.1, que, por muitas vezes, estes não cumpriram sua função durante a campanha de qualificação do CBERS. Além do fato das acelerações atingidas durante um ensaio de vibração serem, via de regra, maiores do que as do ensaio de aceleração propriamente dito, a função destes últimos, de detectar inconsistências no projeto mecânico dos equipamentos antes que estes passem pelos testes de vibração, não foi cumprida para todos os equipamentos. Em entrevista com especialistas da área, foi possível perceber que não há um consenso acerca da atual necessidade deste ensaio, todavia, por precaução, o teste tem sido mantido.

O domínio do entendimento de qual tecnologia (montagens, componentes, encapsulamentos, e outras) é sensível ou não a determinados ambientes,

somente pode ser adquirido após experiência em um grande número de projetos e através de programas exaustivos de investigação. Tais investigações dependem, por exemplo, de planejamento antecipado e, ainda, da disponibilidade de recursos materiais e humanos. Historicamente, pode-se perceber que estas condições não são plenamente satisfeitas pelo INPE, quando o compararmos a outras instituições como a ESA ou a NASA. Considerações ao longo desta linha, talvez, expliquem por que a política de testes implementada pelo INPE é mais conservadora do que aquela preconizada pelo próprio padrão ECSS.

Uma atuação técnica que tenha mais atribuições e responsabilidades poderá trazer considerável ganho de conhecimento, não só técnico, mas também gerencial, para as equipes técnicas brasileiras que, durante a fabricação do CBERS 3, exerceram um papel de apoio e não gerencial. Desta forma, ações no sentido de que o subsistema de controle térmico venha a estar sob a responsabilidade do INPE trariam ganhos de conhecimento, que possibilitariam um aprimoramento em direção ao desenvolvimento nacional de futuras plataformas orbitais de forma mais independente.

Entre outras questões, também associadas ao panorama do programa espacial brasileiro, que interferem de forma direta não só nos ciclos de verificação como também no amadurecimento das organizações executoras do programa espacial, podemos, tentativamente, destacar:

- os cronogramas de desenvolvimento de equipamentos e subsistemas são, via de regra, demasiadamente justos para que inovações tecnológicas possam ser desenvolvidas e ainda contribuir para que o conhecimento adquirido possa se estender às demais empresas desenvolvedoras;
- inexistente, atualmente, uma padronização por parte do INPE para a utilização de processos aprovados para uso espacial, o que faz com que

cada fornecedor do programa seja obrigado a desenvolver novamente processos de fabricação já desenvolvidos anteriormente por outras empresas, desperdiçando tempo e recursos;

- o INPE e seus fornecedores não se utilizam de sistemas de Alerta ou *Lessons Learned*, como os já utilizados por outras instituições como a ESA e a NASA, o que torna o progresso tecnológico moroso e a reincidência de falhas uma possibilidade real;

- inexistem fornecedores brasileiros para partes e materiais utilizados nos satélites brasileiros, devido, entre outros fatores, à baixa demanda do programa e ao alto custo para desenvolvimento desses fornecedores; a utilização de partes e materiais de aplicação espacial é, também, prejudicada por barreiras de importação; tal fato dificulta que sejam realizadas investigações a respeito dos limites das propriedades, principalmente em relação aos componentes utilizados, uma vez que se enfrenta a escassez dos mesmos.

Apesar das questões e dificuldades apontadas neste trabalho, há já experiência acumulada na área de verificação e testes, destacando-se os seguintes aspectos positivos:

- as verificações de requisitos considerados críticos, ainda que em muitos casos sem uma justificativa clara da metodologia empregada, não deixam de ser realizadas;
- o programa espacial brasileiro, compensando o baixo volume de projetos desenvolvidos, aproveitou de forma satisfatória o conhecimento gerado por outras organizações; porém, para que a capacitação espacial brasileira avance, há a necessidade de que se

criem oportunidades para que o conhecimento gerado no próprio INPE seja aproveitado de forma mais efetiva e eficiente;

- o INPE possui uma infraestrutura de testes adequada para atender às necessidades do programa espacial brasileiro atual, adaptando convenientemente os meios de teste quando necessário; mesmo assim, há a necessidade de que sejam feitos investimentos materiais e de qualificação de recursos humanos que viabilizem a execução de estudos avançados, visando à superação de novos desafios de projeto.

O INPE, na figura de seu laboratório de integração e testes, até o momento, se destacou por sua capacidade de simular condições ambientais para missões de satélites de baixa órbita, como nos casos da família CBERS e até o recente SAC-D. Por outro lado, os avanços e investimentos realizados por outras agências espaciais não puderam ser acompanhados ao longo das últimas décadas, fruto do baixo nível de investimentos realizados nesta área, quando comparado com organizações de grande porte. Ainda assim, é possível constatar, por meio das tabelas apresentadas, que o INPE possui facilidades de teste bem colocadas em relação ao cenário europeu e americano, pecando apenas em relação às expectativas de demandas futuras, como aquelas relacionadas a testes de sistemas espaciais com massa superior a 3,5 toneladas, uma categoria a que pertencem os satélites geoestacionários de telecomunicações. Estes testes poderiam ser realizados em relação às câmaras acústica e térmica, porém o maior *shaker* disponível no INPE possui a força máxima de 160 kN, o que inviabilizaria o atingimento dos níveis necessários de vibração para um satélite com massa que fosse muito superior a três toneladas.

Segundo informação de especialista na área, e estimativas preliminares, o limite do *shaker* do LIT, para atingimento de níveis compatíveis, salvo algumas restrições, para a realização de ensaio quase estático por meio de teste dinâmico (fazendo-se o sine burst) para utilização em um lançador da família

Ariane, seria de aproximadamente de 3,0 toneladas. Assim, testes de vibração de satélites com massa além desta não seriam viáveis.

Como foi abordado neste trabalho, o INPE não dispõe de instalações necessárias para projetos em que seja necessário estudar mais profundamente os efeitos da radiação solar sob condições diferentes das órbitas baixa ou geo-estacionária, como seria necessário, por exemplo, para simular o ambiente ao qual sondas para Marte estariam submetidas, entre outras. Para investigações deste porte, invariavelmente, um simulador solar seria a ferramenta necessária, seguindo o exemplo das missões a Marte executadas pela NASA e ESA, que lançam mão deste tipo de instalação.

Em relação especificamente a câmaras que se utilizam de simuladores solares em seu interior, seguem algumas considerações.

Quando se realiza uma simulação via um simulador solar, está se simulando uma condição de incidência de radiação muito próxima da real. Tais simulações são mandatórias quando há grande incerteza acerca dos resultados fornecidos por modelos térmicos numéricos pré-existentes, por conta da existência de condições inéditas ou pouco conhecidas, que não permitam prever com grande precisão o comportamento térmico do satélite ou carga útil, como nos projetos de módulos lunares ou outros, que façam uso de materiais ou composições pouco conhecidas. Trata-se de uma facilidade de testes que requer alto investimento, e sua instalação deve ser aprovada somente após uma detalhada análise de custo-benefício. Seria benéfico ao INPE, no entanto, dispor de uma câmara com esta tecnologia a fim de viabilizar sua participação em projetos de maior complexidade, estendendo parcerias e adquirindo conhecimentos que ainda não detém.

No que tange à metodologia de desenvolvimento e verificação utilizada em seus programas, seguem algumas considerações em relação aos ensaios executados. Partindo de uma hipótese de continuidade do programa CBERS, para os modelos CBER 5 & 6, e assumindo o pressuposto de não haver

mudanças de configuração que impactem fortemente os projetos estrutural e térmico, podem-se indicar algumas importantes possibilidades de mudança da metodologia corrente, como segue:

a) realização de estudos com o objetivo de emitir parecer, sob um ponto de vista técnico, a respeito de possível substituição do ensaio estático, atualmente executado no SM2, pelo ensaio quase-estático proporcionado pelo *Sine-burst*, assim como já realizado em alguns casos pela NASA; caso seja demonstrada a viabilidade desta alternativa, sua implementação proporcionará uma redução de tempo e custo no projeto estrutural do satélite, além de ganho de conhecimento no campo de ensaios mecânicos; outra possibilidade seria a adoção, partindo destes mesmos pressupostos, de outra abordagem de modelos, desta vez partindo para um *proto-flight* para a estrutura do satélite, eliminando assim o Modelo de qualificação.

b) não havendo mudanças de configuração que impactem fortemente o controle térmico do satélite, como, por exemplo, carga térmica, posicionamento e potência de equipamentos críticos, como baterias e outros, que trabalham sob faixas relativamente estreitas de temperatura, o INPE teria condições de suprimir os ensaios de balanço térmico (TBT); os estudos executados até o momento para a família CBERS proporcionaram modelos analíticos (matemáticos) amadurecidos, além de aprimoramento das equipes de controle térmico, tornando esta uma possibilidade factível para certos casos; evidentemente, estudos de viabilidade técnica devem ser realizados, além do fato de que se o subsistema de controle térmico do satélite passasse para a responsabilidade do INPE haveria um ganho para o instituto, principalmente para suas equipes de controle térmico.

De forma sintética, pode-se concluir que há margem para mudanças na estratégia de desenvolvimento e testes de novos satélites, aproveitando dados gerados de programas espaciais já executados e atuando em relação às novas possibilidades. Para tanto, é necessário que estudos sejam viabilizados e

apoiados. Além disso, maiores investimentos em relação à infraestrutura de testes de laboratório são mandatórios, para o alcance de novos patamares de domínio tecnológico, não somente no que diz respeito à infraestrutura física, como, também, investimento em pessoal e mecanismos de transmissão de conhecimento eficazes.

Pode-se dizer, ainda, que o estabelecimento de novas parcerias, que incluam outras organizações em missões mais desafiadoras, pode vir a trazer grande conhecimento sobre temas pouco dominados pelas equipes brasileiras. Tal conhecimento contribuiria para a superação de novos desafios em termos de projeto espacial, além da geração de *spinoffs*, incluindo formas mais eficazes de atuação interna, nas várias áreas de atuação das equipes. Ademais, o ganho de conhecimento em áreas de simulação poderá possibilitar a substituição de parcela dos testes de verificação por análises, através do uso de simuladores. Esta tendência já é perceptível em diversos programas espaciais, com ganhos em custo e prazo, e poderia, em princípio, ser adotada pelo INPE, caso haja investimentos para este fim.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS (ABNT). **NBR-ISO 9000** - sistema de gestão da qualidade- fundamentos e vocabulário. Rio de Janeiro, 2005. p. 22.

ARAUJO, J. E. et al. **Sistema adaptativo de decisão em aplicações espaciais vácuo-térmicas**. 2008: Disponível em: <http://mtc-m16.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m16%4080/2008/07.16.14.55/doc/Araujo_worcap-INPE-03.pdf> Acesso em: 05 jan. 2011.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **ECSS-P-001B** - glossary of terms. Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirement and Standards Division, 2004.

_____. **ECSS-E-10-03A** - space engineering – testing. Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirement and Standards Division, 2002.

_____. **ECSS-E-ST-31C** - space engineering – thermal control general requirements. Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirement and Standards Division, 2008.

_____. **ECSS-E-10-02A** - space engineering – verification. Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirement and Standards Division, 1998.

_____. **ECSS-E-ST-10-02C** - space engineering – verification. Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirement and Standards Division, 2009.

_____. **ECSS-M-30** - space project management – project phasing and planning. Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirement and Standards Division, 1996.

_____. **ECSS-M-ST-10C** - space project management – project planning and Implementation. Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirement and Standards Division, 2009b.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **ESA Earthnet.pre-launch news on envisat's development**. 2012 Disponível em: <<http://envisat.esa.int/news/news/>>. Acesso em: 03/12/2011.

EUROPEAN SPACE AGENCY. (ESA). **ESA Environmental test facility inventory**. 2005. Disponível em: <<http://eetfi.esa.int/eetfi.php?fuseaction=Companies.main>>. Acesso em: 10/09/2011.

EUROPEAN SPACE AGENCY. BepiColombo MMO inside the LSS. **Science & Technology**. (ESA, 2000). Disponível em: <<http://sci.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=48255>>. Acesso em: 15/08/2011.

EUROPEAN SPACE AGENCY. BepiColombo overview. **Space Science** 2011. (ESA, 2011a). Disponível em: <http://www.esa.int/export/esaSC/120391_index_0_m.html>. Acesso em: 03/09/2011.

EUROPEAN SPACE AGENCY. Hydraulic Shaker. **Space Engineering** 2011.(ESA, 2011b). Disponível em: <http://www.esa.int/esaMI/Space_Engineering/SEM1DWZO0WF_0.html>. Acesso em: 10/12/2011.

EUROPEAN SPACE RESEARCH AND TECHNOLOGY CENTRE/ EUROPEAN SPACE AGENCY (ESTEC/ ESA). **The large space simulator**. 2011. Disponível em: <[http://ams.cern.ch/AMS/CGSE/Documents/SJTU/CD%20From%20SJTU%20\(March%2014,%202008\)/lss.pdf](http://ams.cern.ch/AMS/CGSE/Documents/SJTU/CD%20From%20SJTU%20(March%2014,%202008)/lss.pdf)>. Acesso em: 15/01/2011.

FISHER T.C.; MARNER W. J. **The use of environmental test facilities for purposes beyond their original design**. In: SPACE SIMULATION CONFERENCE, 21., 2000, Annapolis, Maryland, USA. **Proceedings...** Annapolis: NASA, 2000.

HARVEY,B. et al. **Emerging space powers**: the new space programs of Asia, the Middle East, and South America. 1.ed. Chichester,UK: Praxis Publishing Ltd, 2010.

HUGHES W. O. et al. **The development of the acoustic design of NASA Glenn Research Center's new reverberant acoustic test facility**. Cleveland, OH,USA: NASA, Glenn Research Center, 2011. (NASA/TM-2011-217000, E-17660).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **RB-EVS-0001/03** - CBERS 3&4 environmental specification. São José dos Campos: Joint Project Organization, 2008a.

_____. **RB-AIT-0007/00** - CBERS 3&4 EM electrical test plan. São José dos Campos: Joint Project Organization, p.5-9, 2008b.

_____. **RB-MNG-0010/04** - CBERS 3&4 satellite product matrix. São José dos Campos: Joint Project Organization, 2008c.

_____. **RB-MNG-0002/03** - *CBERS 3&4 satellite development and test plan*, Joint Project Organization, São José dos Campos, 2005a.

_____. **RB-MNG-1022/00** - CBERS 3&4 verification guidelines. São José dos Campos: Joint Project Organization, 2005b.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. Laboratório de Integração e Testes (INPE/LIT). **LIT15-LIT00-MM-001** - user manual – laboratory of integration and testing., São José dos Campos, São Paulo, Brasil, 2006.

_____. **Sobre o LIT**. Disponível em: <<http://www.lit.inpe.br/sobre>> Acesso em: 02/03/2011>.

MANNING, R. et al. **Historical pictures of mars pathfinder's assembly process**. 1996. Disponível em: <<http://mars.jpl.nasa.gov/MPF/mpf/pictures.html>>. Acesso em: 07/02/2011.

NASA. **Random vibration specification magnitude equations**. Greenbelt, Maryland, 2009. Disponível em: <<http://femci.gsfc.nasa.gov/random/randomequations.html>>. Acesso em: 03/04/2011.

NASA. GRIN. **Skylab shroud in plum brook space power facility**. 1970. Disponível em: <<http://grin.hq.nasa.gov/ABSTRACTS/GPN-2000-001462.html>>.. Acesso em 28/03/2011.

NASA. **NASA aerospace technical facility inventory**. [200-?] Disponível em: <<https://nrpi.hq.nasa.gov/ATFI/SearchParameters.cfm?CenterID=9&TypeID=56>>. Acesso em: 15/10/2011.

NASA GLENN R. C. **NASA's strategic capabilities assets program**. 2010. Disponível em: <http://scap.hq.nasa.gov/docs/Glenn_SpacePower.pdf>. Acesso em 23/03/2011.

NASA/SPF. **Space power facility-facility overview**. Disponível em: <<http://facilities.grc.nasa.gov/spf/index.html>>. Acesso em 07/04/2011.

NASA. **Acoustic noise requirement**. Jet Propulsion Laboratory. 1996. p.2. (Practice No. PD-ED-1259).

NASA. **Systems engineering handbook**., Washington, D.C.: NASA Headquarters, 2007. p.15. (SP-2007-6105).

NASA. **Preferred reliability practices: sine-burst load test**. Goddard Space Flight Center, 1992. (PT-TE-1420) . Disponível em: <http://klabs.org/DEI/References/design_guidelines/test_series/1420.pdf>, Acesso em: 10/09/11.

PALEROSI, A. C. **Projeto e análise de estruturas para satélites**. São José dos Campos: INPE, 2009. p.4.

PETERSON, B. **Accolade engineering solutions** - environmental stress screening tutorial. 2003. Disponível em: <<http://www.thomasnet.com/white-papers/abstract/101281/environmental-stress-screening-tutorial.html#null>>. Acesso em: 30/03/2011.

SILVA, H. E.; PERONDI, L. F. Testes Ambientais e Verificação de Requisitos em Projetos da Área Espacial. In: WORKSHOP EM ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAIS, 1. (WETE), 2010, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos: INPE, 2010. v. IWETE2010-1053. DVD. ISSN 2177-3114. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/38UKP25>>. Acesso em: 15 jan. 2011.

SILVA, H. E.; PERONDI, L. F. Simulação espacial- histórico- evolução e desafios. In: WORKSHOP EM ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAIS (WETE), 2., 2011, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos: INPE, 2011. DVD. ISSN 2236-2606. Disponível em: <<http://urlib.net/J8LNKAN8RW/3BASJJE>>. Acesso em: 03 jan. 2012.

SOUZA, P. N. **Curso introdutório em tecnologia de satélites** - interfaces com o veículo lançador. São José dos Campos:INPE, 2009. 1 CD ROM. (INPE-9605-PUD/126).

WITTRY J. **World's largest vacuum chamber to test Orion**. 2007. Disponível em: <http://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/orion/vacuum_chamber.html>.19-06-07. Acesso em: 10/03/2011.

UNITED STATES OF AMERICA. Department of Defense Standard Practice (USA.DoD). **MIL-STD-1540D** - product verification requirements for launch, upper stage, and space vehicles. El Segundo, CA: Space and Missile Systems 1999.

_____. **Systems Engineering Fundamentals**. Fort Belfort, Virginia: Defence Acquisition University Press, 2001.