

SIMULAÇÃO DO AMBIENTE ESPACIAL: HISTÓRICO, EVOLUÇÃO E DESAFIOS

Hadler Egydio da Silva

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
S J Campos – SP, Brasil
hadler@dss.inpe.br

Leonel Fernando Perondi

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
S J Campos – SP, Brasil.
perondi@las.inpe.br

Resumo: *Este artigo tem como objetivo descrever algumas das instalações mais novas e avançadas, disponíveis no mundo, que podem ser consideradas como o estado da arte na área de testes ambientais, e efetuar uma breve comparação das facilidades disponíveis no INPE, para testes ambientais em nível de sistema.*

Palavras-chave: *testes ambientais, verificação, facilidades, desafios*

1 Introdução

Este artigo tenciona fazer uma sucinta apresentação de qual é o estado da arte no que se refere à simulação de ambiente espacial em nível de sistema. Entende-se por ambiente espacial todas as restrições imputadas aos espécimes de vôo; sua simulação, por conseguinte, se resume a fazer com que estes espécimes sejam submetidos a ensaios que visam reproduzir estas restrições com margem de segurança para que seja feita a qualificação destes espécimes. Estes, ditos ensaios ambientais, propiciam a detecção de características suficientes dos objetos testados para que seja possível afirmar, com alguma margem de segurança, que os equipamentos, subsistemas ou mesmo o próprio sistema será capaz de suportar o ambiente espacial que engloba todo seu ciclo de vida.

Indicando e introduzindo brevemente os principais testes ambientais, este artigo se propõe a enfatizar sua importância, apontando instalações que podemos considerar como sendo o estado da arte, até onde se aprofundou esta pesquisa, e as relacionando com as instalações disponíveis no INPE/LIT e os próximos desafios do instituto.

O artigo está organizado na seguinte forma. Na Seção 1, serão introduzidos os conceitos e definições relativos à área de testes ambientais. Na Seção 2, será efetuada uma breve contextualização teórica motivacional e esclarecimento a respeito dos principais testes ambientais e suas facilidades. Na Seção 3, serão apresentadas e descritas algumas das facilidades de testes que podem ser consideradas como o estado da arte, atualmente, além de uma sucinta parte histórica relacionada a elas. Na Seção 4, serão apresentadas as principais facilidades de testes disponíveis no INPE. Finalmente na Seção 5, será apresentado um retrato das condições atuais do LIT frente aos seus futuros desafios.

2 Motivação

Projetos na área espacial têm como um de seus principais requisitos a alta confiabilidade do produto final, de modo que este possa ser destinado a vôo com margens aceitáveis de sucesso. Falhas não antecipadas, independentemente de sua severidade inicial, podem levar à perda total de uma missão, com prejuízos de grande monta e riscos à vida. Assim, o ciclo de vida de projetos na área espacial prevê, normalmente, o desenvolvimento de uma seqüência de modelos, até que se chegue a um produto final que atenda a todas as especificações requeridas. Projetos usuais contemplam os seguintes modelos: Modelo de Engenharia (EM), Modelo de Qualificação (QM) e o Modelo de Voo (FM), não se restringindo a estes.

O Modelo de Engenharia, fabricado a partir de partes e materiais funcionalmente equivalentes aos de aplicação espacial, é utilizado para a qualificação funcional do projeto (*design*) do produto, o Modelo de Qualificação, fabricado conforme o projeto funcional aprovado e com partes e materiais com qualificação espacial, é utilizado para a qualificação do processo de fabricação do produto. Uma vez aprovado o Modelo de Qualificação, o Modelo de Voo é fabricado com a mesma configuração que este, salvo “*waivers*” ou desvios que, eventualmente, se fizeram necessários durante a sua fabricação.

O Modelo de Qualificação é submetido a procedimentos de verificação, de modo a demonstrar que o produto atende todos os requisitos estabelecidos. Os principais métodos de verificação são os seguintes: análise, teste, inspeção e demonstração. (ECSS,2009) Os principais objetivos dos testes de verificação podem ser assim resumidos (DoD, 1999):

- a) qualificar o projeto (*design*) através de análises, demonstrações e testes – demonstrar que o projeto atende a todos os requisitos de desempenho e de interface quando exposto ao ambiente operacional;
- b) demonstrar, através de evidência experimental, que o processo de fabricação como um todo atende aos requisitos especificados;
- c) garantir que o hardware e o software de vôo estejam livres de defeitos latentes e que se encontrem aceitáveis para vôo;
- d) validar equipamentos e procedimentos necessários para apoiar as operações de solo e de vôo.

Dentre os testes de verificação, destacam-se os testes ambientais, cujos tipos e níveis são ditados pelos rigores do ambiente no lançamento e subida, e pelas condições extremas encontradas no ambiente espacial durante a operação de rotina. Entre os testes ambientais destacam-se os seguintes: termo-vácuo, ciclagem térmica, choque térmico, vibração senoidal, vibração randômica, teste acústico e choque mecânico. Na sistemática evolutiva de projetos espaciais por similaridade o Modelo de Qualificação é submetido a testes ambientais em nível de qualificação, o Modelo de Vôo é submetido a testes ambientais em nível de aceitação, este nível refere-se ao rigor do ensaio e visa principalmente não sobre-testar o *specimen* de vôo de modo a estender sua vida útil.

Testes de qualificação e de aceitação são destinados a demonstrar, na medida em que é possível, que os dispositivos fabricados de acordo com os processos aprovados e controlados atendem às exigências do projeto especificado, diferenciando entre si unicamente em rigor pelo fato de – devido à filosofia de reprodutibilidade dos modelos – o Modelo de Vôo já ter tido seu projeto aprovado durante os testes com o modelo de qualificação, restando, portanto, que sejam feitos testes para detecção de falhas de *workmanship*¹, que exigem um rigor menor possibilitando assim que não haja uma redução da vida útil do *specimen* nem de sua confiabilidade.

Na década de 50, foi descoberto que a taxa de falha de equipamentos eletrônicos seguia um padrão semelhante ao da taxa de mortalidade de pessoas em um sistema fechado. Especificamente, foi observado que a taxa de falha de componentes eletrônicos e sistemas seguem a clássica "curva da banheira". Esta curva é dividida em três fases distintas:

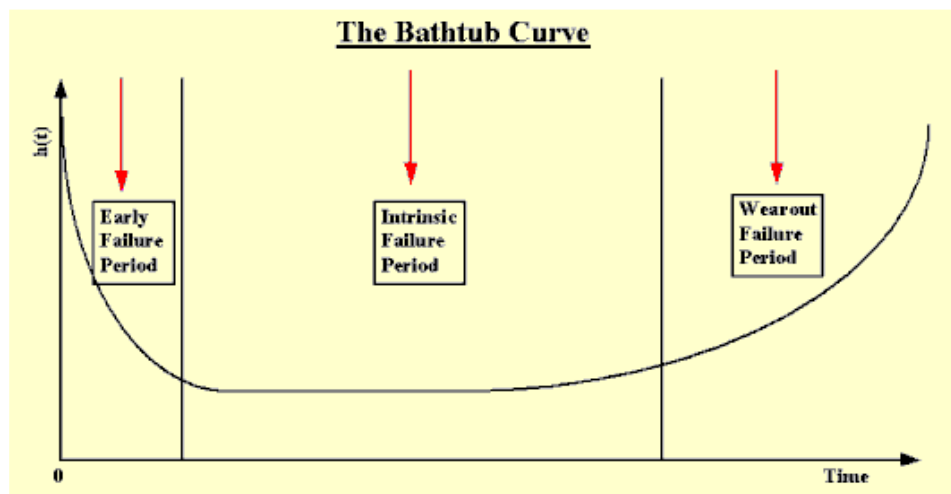


Figura 1. Curva da banheira – taxa de falha versus tempo

Fonte:(NIST/SEMATECH, 2010)

- (Fase 1) "Mortalidade infantil" - fase de início da vida caracterizada por uma taxa de falha decrescente. A ocorrência de falhas durante esse período não é aleatória no tempo, mas sim o resultado de componentes de qualidade inferior com defeitos graves ou falta de controles adequados no processo de fabricação.
- (Fase 2) "Vida útil" - fase onde se registra uma taxa de falha constante causada por defeitos que ocorrem de forma aleatória.

¹ Manufatura.

- (Fase 3) "Desgaste" - fase em que a taxa de falha aumenta devido ao desgaste das partes críticas. Com o desgaste, estímulos menores levam a falha de componentes e partes, aumentando a taxa de falhas. Porém, nesta fase as falhas não ocorrem aleatoriamente no tempo.

Os testes ambientais, em nível de qualificação, ou seja, realizados em Modelos de Qualificação (MQ), visam detectar inconsistências no projeto, propiciando através de melhorias implementadas um aumento da confiabilidade e conseqüente aumento da vida útil deste produto. Os testes ambientais, especialmente aqueles executados em nível de aceitação, ou seja, em modelos de vôo (MV), possuem a finalidade primária de fazer com que a taxa de falha deste modelo de deslocar a taxa de falha deste modelo para a segunda parte da curva da banheira, uma vez que este equipamento já teve projeto já foi qualificado, detectando, neste modelo principalmente, defeitos latentes de *workmanship*.

A especificação da campanha de testes ao qual serão submetidos *specimens* de qualificação e aceitação é fator de difícil determinação. A determinação de quais serão os testes, em que níveis estes serão aplicados e em que ordem, está ligada diretamente ao projeto e também ao fato de que o *screening*² destes equipamentos não deve ser procedido de forma que parte de sua vida útil seja consumida por estresses em demasia. Outro fator, causa de muitas dúvidas, está relacionado à efetividade de cada um dos tipos de testes, pois alguns testes podem detectar defeitos latentes mais facilmente que outros, o que pode evitar danos causados por equipamentos sobre-testados além de poder proporcionar uma redução nos custos.

Na década de 80 dois estudos foram conduzidos para determinar quais estímulos ambientais podem ser considerados mais eficazes na detecção de defeitos ou fragilidades em projetos de circuitos integrados. Esses estudos foram realizados pelo IES - *Institute of Environmental Sciences* e pelo *French ESS³ Task Teams*. O resultados das pesquisas encontram-se reunido na Figura 2.

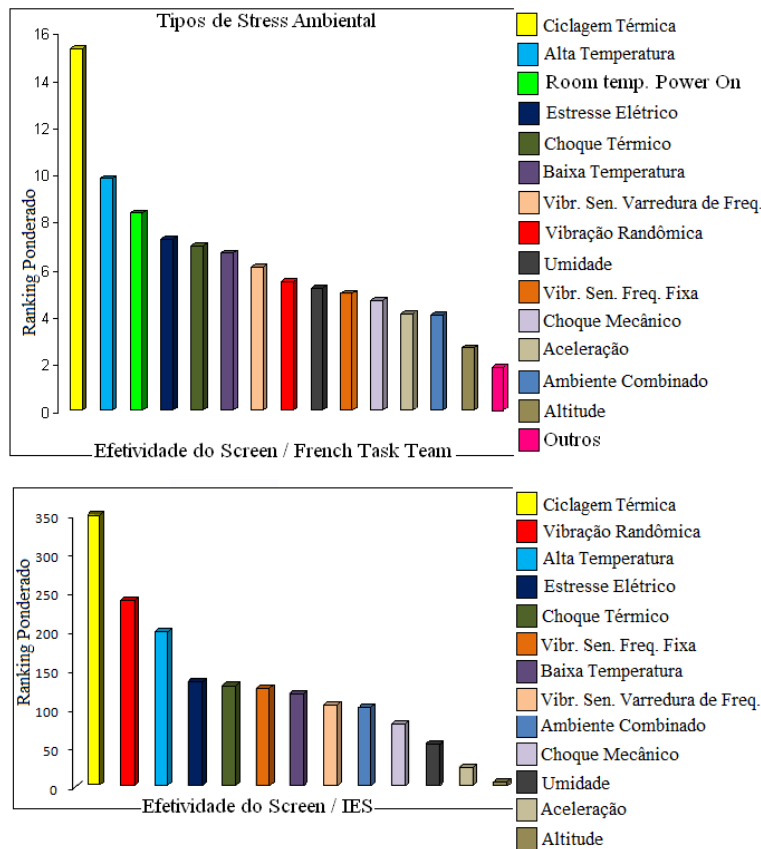


Figura 2. Levantamentos da efetividade do screening

² Um processo em que 100 % dos produtos são submetidos a uma ou mais tensões com a intenção de forçar defeitos latentes para precipitar falhas.

³ Sigla para Environmental Stress Screening

Tomadas de decisão através da simples apreciação de tais gráficos pode induzir a erros de elaboração de campanhas de testes, deve-se, todavia, considerar a maneira com que foram levantados. Tais resultados foram gerados com base em respostas enviadas pelas empresas consultadas pelo IES (*Environmental Stress Screening of Electronic Hardware (ESSEH) guidelines*) e pelo *French Task Team* a seguinte solicitação “*Classifique (ranqueie) a efetividade global dos ambientes de screening, com 1 para mais efetivo, 2 para o próximo, etc. Inclua apenas aqueles screens que você usou*”. O método de levantamento não considerou o rigor dos requisitos utilizados em tais testes, tampouco o nível de montagem a ser contabilizado ou tipos de defeitos precipitados pelos screens. Outro fator que pesou na divergência refere-se à solicitação de incluir apenas aqueles screens utilizados, sem que houve-se previamente uma lista a ser considerada, deste modo *Room Temperature Power On*, que não costumava ser utilizado pelos americanos não foi contabilizado pelo IES. (*Peterson,2003*)

Ainda que nem todos os testes sejam coincidentes em ambos os gráficos, nem mesmo quanto a ordem em que os mesmos aparecem, pode-se perceber, em ambos os estudos, que a ciclagem térmica foi apontada como o estímulo ambiente mais eficaz pelas duas organizações. Pode-se ainda constatar que em ambos os estudos os ensaios térmicos, em geral, estão em melhor posição do que os ensaios mecânicos.

O fato da posição relativa da vibração randômica estas em segundo lugar no ranking nos EUA e em oitavo na Europa pode ser atribuído ao requisito militar para vibração randômica na qualificação, aceitação e testes de *screen* em programas militares nos EUA não tão expressivos na Europa.

Os resultados dos estudos apresentados na figura 2, não podem, e não devem, ser utilizado como argumento para que os demais testes sejam substituídos pelos melhores *rankeados*, afinal alguns defeitos são mais sensíveis a determinados testes do que a outros, e uma campanha de testes, sobretudo na área espacial, deve ser completa de modo a certificar que todos os requisitos e fragilidades sejam verificados.

A campanha de testes de um programa espacial normalmente é vasta, pois num processo típico todos os equipamentos ou subsistemas devem passar pela campanha de qualificação em separado, incluindo a estrutura. Em seguida, procede-se a construção e respectivos testes de aceitação dos modelos de vôo destes equipamentos ou subsistemas. Em nível de sistema, um satélite totalmente integrado com os equipamentos de vôo apenas passará por testes em nível de aceitação. Para a realização de todos estes testes é imprescindível a disponibilidade de uma gama de facilidades, infra-estruturas de testes capazes de atender não só à demanda de toda a campanha, mas principalmente às especificações de cada teste para cada nível de montagem requerido.

Os ensaios ambientais tendem a ser seqüenciados de maneira representativa à ordem em que surgirão as restrições do sistema, deste modo, a vibração será a primeira condição a qual o equipamento de vôo real passará durante o lançamento, seguido de redução da pressão atmosférica e variações na temperatura, conseqüência das orbitas realizadas. O resultado desta seqüência é a geração de uma campanha de testes que não só cobrirá as restrições de modo representativo, porém com margens de modo e propiciar certa confiança no sucesso da missão.

Todos os testes ambientais exigem infra-estrutura especial para a sua realização. A Tabela 1 lista os principais testes ambientais e descreve, brevemente, seu funcionamento e a correspondente infra-estrutura para a sua realização.

Tabela 1. Testes ambientais e equipamentos para sua realização.

Teste	Eq. principal	Objetivo do teste	Funcionamento
Termo-vácuo	Câmara Vácuo-térmica	<p>O objetivo do teste de termo-vácuo 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 termo-vácuo consiste em uma câmara, um conjunto de tubos utilizado para transmitir calor e frio por radiação e alguns dispositivos auxiliares (<i>ARAUJO,2008</i>). 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	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.	Testes são realizados para verificar a resistência do modelo a variações extremas de temperatura (quente e frio), sem demonstrar qualquer dano físico ou redução de seu desempenho. Na cilagem térmica existe a pressão ambiente, deste modo as variações de temperatura são causadas também por condução. 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.
Choque térmico	Câmara térmica	Ensaio que visa demonstrar a capacidade dos materiais de resistir, sem que haja dano físico ou deterioração no desempenho a <i>variações repentinas</i> ⁴ 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.	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. 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.
Vibração senoidal	Shaker	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. 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.	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> ". Sua gama de frequências varridas é muito inferior ao executado no ensaio randômico, normalmente até 100 [Hz]. A magnitude da vibração senoidal é expressa em G_{rms} . (<i>Peterson, 2003b</i>)
Vibração Randômica	Shaker	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 (<i>ECSS, 2002a</i>). O stress do produto é criado através de excitação simultânea de todas as frequências ressonantes dentro da faixa do perfil. 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.	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 conseqüente <i>feedback</i> para o sistema de controle do <i>shaker</i> . A magnitude da vibração randômica, em determinada frequência, em termos de densidade espectral de aceleração, é expressa em G^2/Hz . (<i>FEMCI the book/ NASA</i>)
Teste Acústico	Câmaras Acústicas Reverberantes	A finalidade dos testes acústicos é demonstrar que o " <i>specimen</i> " 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. (<i>NASA, 1996</i>)	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. (<i>ECSS, 2002b</i>) O <i>specimen</i> 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.

⁴ Para efeitos do presente documento, "mudança repentina" é definido como "uma mudança de temperatura superior a 10 ° C (18 ° F) no intervalo de um minuto."

Choque Mecânico	Vibradores Mecânicos (Shakers) e Martelos (Hammers)	<p>Seu principal objetivo é simular os choques mecânicos que se propagam ao longo do <i>hardware</i>.</p> <p>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>Podem ser induzidas artificialmente, para efeito de teste, por meio de <i>shakers</i> ou martelos (<i>hammers</i>), 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>
-----------------	---	--	---

3 O Estado da Arte e Breve Histórico

Segundo o dicionário Oxford o estado da arte é definido como o estágio mais recente no desenvolvimento de um produto, incorporando as mais recentes idéias 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 dos shakers, que podem ser encomendados e atender a uma variedade de missões sem necessidade de projetos específicos.

A identificação do estado da arte num campo tão restrito não é tarefa simples, uma vez que as informações disponíveis, via de regra, deixam a desejar. No entanto, foi possível fazer um levantamento do que indicamos representar os simuladores mais completos e impressionantes que foram concebidos ou adaptados de modo a atender às necessidades de missões ousadas, como o retorno do homem à Lua, exploração de Marte e Mercúrio.

As instalações a seguir são o resultado de uma comparação entre as instalações encontradas na Europa, privadas e governamentais, e América do Norte, esta última apenas considerada em termos das instalações governamentais. Demais instalações o agencias estrangeiras não foram considerados neste estudo que utilizou como referência as informações fornecidas e registradas nos bancos de dados mantidos pela ESA e NASA.

Segue abaixo descrição destas quatro facilidades de simulação em nível de sistema, juntamente com uma sucinta descrição do histórico das necessidades que motivaram o esforço em seus desenvolvimentos ou adaptações. Representam, até o alçaço de nossas pesquisas, como o estado da arte no tocante as principais intalações para testes ambientais.

a) Câmara de Vácuo do SPF - *Space Power Facility*

Criada em 1969, a *Space Power Facility* localizada no *Glenn Research Center* testou o radiador da Estação Espacial Internacional e painéis solares, os sistemas de pouso sonda *Mars Rover*, e a maioria dos principais foguetes do país, incluindo o Atlas e Delta. Alguns dos programas de testes que foram realizados nas instalações incluem experimentos de alta energia, testes de separação de foguetes, testes de sistema do *Mars Lander*, destacando-se testes com vento solar e testes de hardware da ISS -*International Space Station*.

Segundo a NASA⁵, 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.

⁵ National Aeronautics and Space Administration



Figura 3 - Preparação para testes com o Skylab no SPF- Glenn Research Center
Fonte: (GRIN, 1970)

Possui dimensões de 30,48 m de diâmetro por 37,18 m de altura, totalizando um volume de aproximadamente 23.000 [m³]. (NASA SPFa) Este simulador do espaço profundo foi desenvolvido como parte dos projetos *Mercury*, *Gemini* e missões espaciais *Apollo*.

A câmara do SPF 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 desse planeta.

Segundo a NASA, o simulador de *Plum Brook* é o único do mundo capaz de reproduzir ambientes simulados de alta altitude que propicia testes com grandes motores de foguetes.

A instalação pode sustentar vácuo de $1,33 \times 10^{-6}$ [mbar], simular a radiação solar através de um painel de lâmpadas de quartzo (4 [MW] de calor), espectro solar por meio de lâmpada de arco de 400 [kW] e ambientes frios de até (-195,5 ° C) com câmara criogênica por meio da disponibilidade de 10 bombas criogênicas de 52" e vazão de até 4.679.996 [m³/h]. (Wittry, 2007a)

O invólucro de concreto da câmara serve não apenas como um escudo radioativo, 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, a câmara foi projetada para suportar a pressão atmosférica de fora ao mesmo tempo em que condições de vácuo estão ocorrendo dentro dela. A espessura do concreto varia de 1,9 a 2,4 [m]. As portas da câmara são de 15,2 x 15,2 [m] e possuem vedações infláveis. 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, com um revestimento interior de 3 [mm] de espessura com liga de alumínio 3003 para resistência à corrosão. Este material foi selecionado por causa de sua baixa absorção de nêutrons na secção transversal.

As portas da câmara de ensaio são de 15,2 x 15,2 [m] de tamanho e têm os selos de porta duplos para evitar fugas. O assoalho da câmara foi projetado para uma carga de 300 toneladas. (*NASA SPFB*)

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 com o veículo tripulado de exploração Orion, para sua missão de retorno a Lua. (*Wittry, 2007b*), (*NASA GLENN R. C.*)

Benefícios da Instalação e utilizações possíveis:

- o tamanho da câmara permite testes em larga escala de veículos integrado com excelente acessibilidade;
- a geometria variável do sistema de mortalha criogênico podem ser adaptados 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 arrefecimento do espaço profundo e fluxo de calor solar.

b) 25 FT Space Environment Simulation Laboratory

Construída em 1961 atendeu os 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 apresentaram 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 CO₂ foram alguns dos desafios durante o programa de testes do *Mars Pathfinder*.



Figura 4 - Preparação de testes no módulo de pouso do *Rover*
Fonte: (*Manning R., 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*. Mecanismos de íons foram 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 vôo. 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 ultra-limpos. 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 feito em câmaras de vácuo já existentes, pois o custo de construir novas câmaras de varios tamanhos para a manutenção de todo o programa de testes seria proibitivo. O principal desafio era o fato de que câmaras de vácuo-térmicas e de simulação de espaço foram projetadas para proporcionar 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 leves membros 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, de usar um nitrogênio líquido inundado na “placa limpadora”, ou “dedo frio”, para prender contaminação e vapor de água dentro da câmara de vácuo.

Foi descoberto que o CO₂ 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 CO₂ congelado. (Fisher, T. C., Marner, W. J., 2000a)

A missão Mars Pathfinder teve sucesso em 1997, com o pouso e operação segura do Rover graças às simulações ambientais uma vez que tratavam-se de requisitos inéditos que necessitavam de processos de verificação específicos e pouco conhecidos.

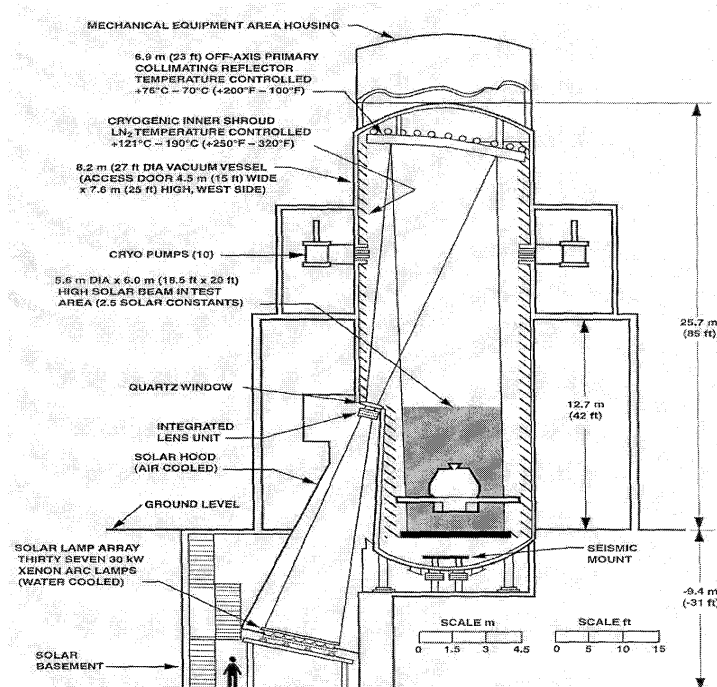


Figura 5. Vista em corte do simulador de espaço de 25 ft do JPL

Fonte: (Fisher, T. C., Marner, W. J., 2000b)

Outras características da Instalação e algumas participações desafiadoras:

- Volume disponível para teste:
 - 6,1 [m] diam e 7,6 [m] H com simulador solar;
 - 21,3[m] H sem o Simulador;
- Simulador solar de até 14.900 [w/m²] para um diâmetro de 2,5 [m];
- Uso do STAR - *Satellite Test Assistance Robot* – câmera de vídeo e infra-vermelha controlada remotamente.
- Missões desafiadoras:
 - *Mars Lander (Pathfinder)*: 9,33 [mbar] e -100 [°C] além de testes térmicos com produção de ventos de CO₂ de 20 [m/s];
 - *Deep Space 1*: queima do motor propulsor de íons já integrado ao satélite em uma câmara de simulação espacial;
 - *HUBBLE*: requisitos muito rigorosos quanto ao controle de contaminação.

c) Large space Simulator (LSS) / ESTEC⁶

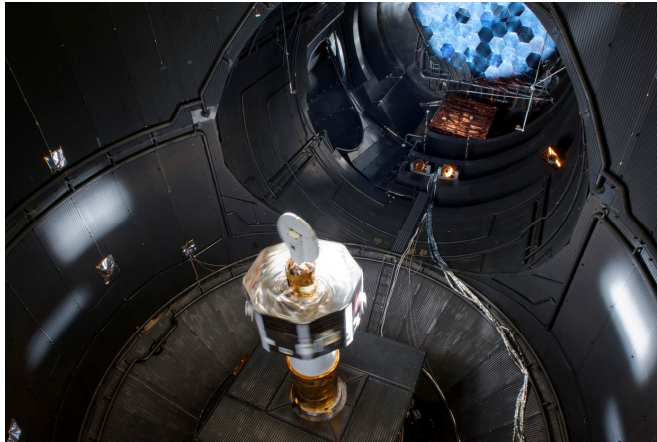


Figura 6. Teste com modelo térmico de um dos módulos da Bepicolombo no LSS / ESTEC
Fonte: (SCIENCE & TECHNOLOGY, 2000)

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, (EUROPEAN TEST SERVICES) segundo a ESTEC, e nossa pesquisa, é a maior câmara vácuo-térmica da Europa.

Com um volume total de 2150 [m³], é uma excelente ferramenta para testar grandes cargas. É constituída de duas câmaras, uma auxiliar e outra principal. A auxiliar, 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, 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.

Possibilita que um *specimen* seja colocado dentro do LSS em qualquer posição em relação ao eixo da radiação solar através da escolha entre as duas configurações do simulador de movimento disponíveis do seu MGSE⁷ possibilitando portanto a rotação de specimens de até 5000 [Kg] - incluindo adaptador - em velocidades controladas de até 6 revoluções por minuto com precisão de $\pm 3\%$. (THE LSS, a)

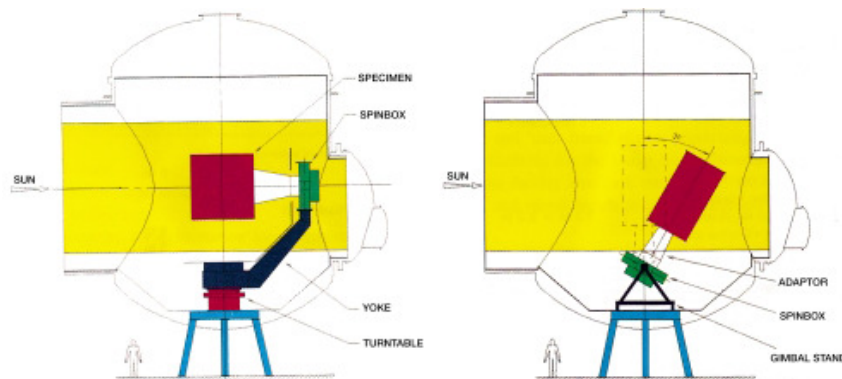


Figura 7. Configurações dos simuladores de movimento
Fonte: (THE LSS, b)

Suas características específicas de projeto e desempenho da instalação constitui um diferencial que possibilita que sejam efetuados uma grande quantidade de 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 BepiColombo⁸ na órbita de mercúrio, cooperação entre a ESA e a JAXA⁹ com previsão de lançamento em meados de 2013. A maioria das

⁶ ESTEC - European Space Research and Technology Centre

⁷ Sigla para Mechanical ground Support equipment

⁸ Sonda constituída de dois satélites independentes, o Mercury Planetary Orbiter (MPO) e o a Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO).

missões interplanetárias anteriores da ESA foram para as partes frias do Sistema Solar. BepiColombo será a primeira experiência da Agência em enviar uma sonda planetária próxima ao Sol. (*SPACE SCIENCE/ESA*)

Normalmente utilizada para simular níveis de iluminação de satélites para órbita da Terra teve que passar por adaptações para proporcionar níveis equivalentes a 10 constantes solares para os testes térmicos da sonda bepicolombo que deverá operar com temperaturas superiores a 350 [°C]. O primeiro desafio era como alcançar e manter esta potência de iluminação por longo período de tempo, o segundo desafio era como remover a alta temperatura que o feixe de luz insidido na parede da câmara iria produzir.

Para superar o primeiro problema chegou-se a conclusão que a substituição das lâmpadas de alta potência seria inviável, a solução adotada foi a movimentação dos 121 segmentos do espelho colimador para 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 6 vezes maior do que a parede 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 necessária para medição para mapeamento da temperatura do specimen, inviabilizada por meio de sensores instalados no corpo do satélite, exigiu a instalação de 2 câmeras infravermelhas no interior da câmara de termo vácuo para tomada da temperatura sem contato. (*ESA Space Engineering*)

Tabela 2. 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 vázio 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.

⁹ JAXA - Japan Aerospace Exploration Agency

d) Câmara Acústica Reverberante

Localizada no *Space Power Facility no Glenn Research Center* da NASA, a RATF - *Reverberant Acoustic Test Facility* 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 indireta¹⁰ escolhida.



Figura 8. Instalação da porta principal na RATF

Fonte: (Hughes W. O., et al,a)

A RATF, após a conclusão das obras, será uma câmara de ensaio acústico única, devido à sua combinação entre grande volume e altos níveis do som acústico. As maiores câmaras de teste reverberantes do mundo normalmente possuem um volume aproximado entre 1415 [m³] e 2.152 [m³], e podem produzir um nível de pressão sonora OASPL¹¹ a vazio entre 152 - 157 [dB]. No entanto, o RATF tem um volume de aproximadamente 2860 [m³] e foi projetada para produzir um nível de ensaio sonoro com câmara a vazio de 163 [dB] OASPL, trabalhando com gás N₂. Entre as câmaras acústicas reverberantes ativas do mundo, é reconhecido que a instalação de ensaio *Lockheed Martin* localizado em *Sunnyvale*, CA, EUA é a maior em volume com 5.357 [m³], porém essa instalação produz um nível máximo 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 da RATF de tamanho e potência acústica foi necessária para atender às exigências da NASA de modo a viabilizar testes da próxima geração de veículos grandes de exploração espacial cuja acústica ambiente está prevista para ser de 163 [dB] OASPL ou mais.

Outra característica importante no seu projeto é a disposição de muitas cornetas que propiciarão a 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 *specimens* cuja altura se aproxime da totalidade do pé direito da câmara. (Hughes W. O., et al,b)

¹⁰ Técnica baseada na reverberação do som para alcance do nível de pressão sonora requerido de modo uniforme no *specimen* de teste

¹¹ Sigla para Overall Sound Pressure Level ou Nível de Pressão Sonora.

Tabela 3. Breve comparação entre a RAFT 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

4 Testes ambientais e o INPE/LIT

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. (*LIT/INPE*) Criado para atender às necessidades do programa espacial brasileiro, atende também a indústria nacional, além de outros, fruto de cooperação com outros países.

O LIT possui infraestrutura completa para todas as atividades de AIT¹² requeridas, e é considerado referência do gênero no hemisfério sul. Dentre a gama de equipamentos disponíveis para execução de ensaios ambientais, podemos destacar os seguintes:

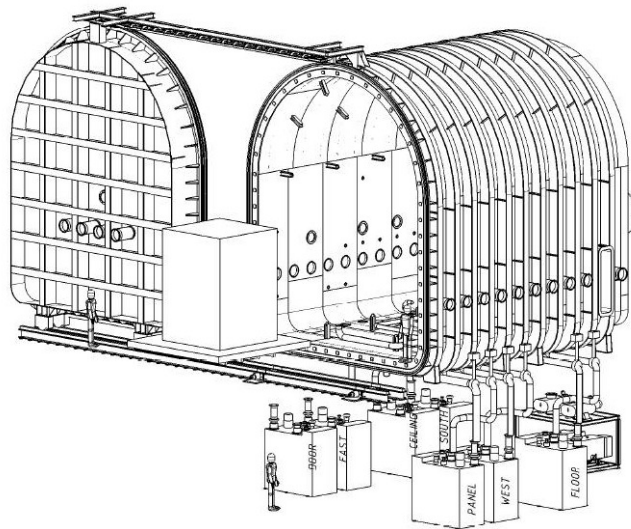


Figura 9. Câmara térmica de larga escala do LIT- LSTVC -*Large Scale Thermal Vacuum Chamber*
Fonte: (*LIT, 2006a*)

¹² AIT – Assemble, Integration and Test

Tabela 4. Sumarização das principais facilidades de teste disponível no INPE

Fonte: (LIT, 2006b)

Principais Facilidades de testes disponíveis	Principais características da instalação do LIT
<p><i>Câmara de termo-vácuo de larga escala LSTVC - Large Scale Thermal Vacuum Chamber</i></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 [m³/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 mortalha 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 Aquários.
<p><i>Câmara acústica reverberante RAC- Reverberant Acoustic Chamber</i></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 [m³]; - OASPL: 156.5 [dB] (Ref.: 20 [μPa]) com banda de frequência: 25 - 11,200 [Hz] ; -Potência Acústica: 100 [kW] com sistema de geração de ruído gasoso por purga de N₂; -Entrada principal: 7 x 12[m] (H); -Grua móvel: 7.5 ton. de capacidade; -Área Limpa classe 100.000 (Federal Standard 209 E).
<p><i>Shaker 160 kN</i></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><i>Camara Blindada Anecóica 2</i></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; - aplicação: satélites e sistemas eletrônicos de larga escala; - Capacidade da Grua: 3 tons.

Em comparação com as câmaras térmicas mais avançadas, como as indicadas na seção anterior, as câmaras do INPE/LIT não representam a ponta do desenvolvimento, por outro lado pode-se dizer que são infraestruturas dimensionadas adequadamente as atuais necessidades do programa espacial brasileiro.

Câmaras capazes de testar em nível de sistema o ambiente simulado de outros planetas, envolvendo baixas temperaturas com CO₂ remanescente ventilado sobre o *specimen*, utilização de simulador solar e testes com propulsor iônico, são requisitos avançados e próprios de programas espaciais para sondas interplanetárias, e, segundo entrevista obtida junto ao chefe do laboratório, Dr. Petrônio Noronha de Souza, o LIT considera improvável a possibilidade de vir a atender este tipo de programa no panorama atual, e também enxerga dificuldades de adaptações das câmaras atualmente instaladas no laboratório para estes fins tão específicos.

Em relação especificamente a câmaras que se utilizam de simuladores solares em seu interior, algumas considerações devem ser feitas, e a primeira delas é que este item não é de prateleira, um simulador solar deve constar no projeto da câmara, pois uma adaptação em uma câmara já existente é algo, senão inviável tecnicamente, demasiado oneroso.

Quando se faz uma simulação utilizando um simulador solar, está se simulando uma condição de incidência de radiação muito próxima da real. Isso se faz necessário quando não há confiança nos modelos térmicos numéricos por conta da existência de condições inéditas ou pouco conhecidas que não permitam prever qual será 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, cuja relação custo- benefício também é alta para a maior parte dos programas espaciais.

Segundo informação obtida de um dos responsáveis pela térmica do LIT, Dr. Márcio Bueno, tanto a família CBERS quanto uma eventual campanha de AIT¹³ de um geoestacionário não requereriam o uso de equipamento que simulasse a radiação solar incidente, uma vez que os modelos numéricos para estes casos já proporcionam a confiança suficiente para que se simule tão somente a radiação absorvida, como foi feito no caso do CBERS.

Os testes realizados atualmente no LIT são uma aproximação do real, simulando a carga absorvida, ao invés da emitida, com uso dos *heaters* durante o Teste de Balanço Térmico -TBT, no Modelo Térmico do satélite, que em média dura 14 dias, fora o longo tempo de preparação.

Quanto mais completo e representativo do comportamento térmico do hardware for o modelo numérico, menor será a necessidade de execução de TBT de um modelo térmico, como ocorreu no caso do satélite SAC-D, testado nas instalações do LIT em 2009 que “completou sua campanha sem que ao menos houvesse sido realizado um modelo térmico físico”, segundo Dr. Márcio Bueno.

Outro fator relevante observado é que adaptações na câmara vácuo-térmica que permitissem a instalação de um simulador solar em seu interior seriam, se não inviáveis, demasiado onerosas, dado o espaço físico disponível e aparatos, como jogo de lentes e espelhos, requeridos para a colimação necessária, correndo-se o risco de se obter uma área iluminada relativamente pequena ou inapropriada.

Em relação à RAC, câmara acústica reverberante do INPE/LIT, pode-se dizer que está entre as instalações mais modernas do mundo, suas dimensões e potência acústica propiciam ensaios de *specimens* de grande porte, ainda que não possibilite um ensaio acústico de um veículo lançador ou mesmo o último estágio de um lançador com carga útil de médio porte. Em pesquisa de classificação de porte ainda em andamento, considerando as câmaras acústicas da ESA e da NASA, a RAC do INPE surge como comparável a muitas das instalações destas agências.

4.1 Próximos desafios para o INPE/LIT e dificuldades para o LIT

O LIT já esteve envolvido com atividades de AIT para 16 missões, e, destas, 10 foram fruto de desenvolvimentos internos do próprio INPE.

Os novos desafios do INPE, como também do LIT, estão ligados às novas perspectivas de verbas e projeto sinalizadas e aprovadas pelo governo federal. Dentro desta realidade, o projeto mais desafiador em termos de necessidade de melhorias e adaptações nas instalações de testes está ligado à possibilidade de o Brasil vir a desenvolver e testar um satélite geoestacionário.

¹³ Sigla para em inglês para Montagem Integração e Testes

Atualmente, existem estudos internos em andamento que permitirão apontar quais seriam as infraestruturas de testes necessárias para atender esta demanda. Segundo o Dr. Petrônio, em uma avaliação preliminar, essencialmente 3 itens podem ser apontados:

- a. capacidade insuficiente dos *shakers* disponíveis;
- b. área de integração com dimensões insuficientes para manuseio e operação;
- c. inviabilidade de testes relacionados às antenas (sistema de telecomunicações).

Os três itens acima descritos estão ligados às seguintes questões:

- a. o maior *shaker* atualmente disponível no laboratório não tem capacidade suficiente para produzir os níveis necessários de vibração (senoidal e randômica), nem mesmo choque mecânico normalmente encontrados em sistemas (satélite/lançadores) desta natureza;
- b. a sala de integração atual não permite o manuseio de um geoestacionário, normalmente mais altos do que os satélites da família CBERS, o que acarreta a impossibilidade de manuseio e içamento do mesmo e conseguinte inviabilidade de integração em nível de sistema. Esse problema foi evidenciado durante a campanha de testes do SAC-D, que, durante o período em que esteve alojado na sala de integração teve que ficar em uma posição inclinada, pois corria o risco inclusive de estar na zona de interferência da ponte rolante;
- c. a recente proliferação de antenas de celular na região introduziu dificuldades de natureza técnica para discernir entre sinal e ruído devido ao intenso sinal de fundo que, para algumas faixas de frequência, coincidem com as faixas de trabalho das antenas do CBERS o que inviabilizaria a verificação da maquete rádio-elétrica de uma antena de grande porte.

Estes estudos preliminares em andamento, segundo o chefe do laboratório o Dr. Petrônio Noronha de Souza apontam para as seguintes soluções imediatas:

- aquisição de um novo *shaker*, com capacidade superior a 300 [KN], item que exigiria necessariamente uma nova edificação;
- construção de nova sala de integração, com maior pé direito, de modo a possibilitar o manuseio de um satélite de maior porte, como é o caso típico de um geoestacionário;
- aquisição de uma nova câmara blindada anecóica, dedicada com campo próximo de antenas.

As demais instalações envolvidas com testes de sistemas completos, como câmara anecóica para testes de EMI/EMC, câmara térmica e câmara acústica possuem características e dimensões adequadas para atender aos requisitos da campanha de testes de um satélite geoestacionário.

É importante notar que esta ampliação de range na capacidade de atendimento aos requisitos de ensaio não constitui, como nos casos das missões interplanetárias, desafios de projeto e sim de verba e cronograma. Tal ampliação é estratégica para o laboratório, pois tornaria possível, também, atender a outros programas, uma vez que viabiliza o aumento de parcerias possíveis com INPE/LIT.

O LIT também possui interesse em fazer pequenas melhorias na infra-estrutura da câmara vácuo- térmica não ligadas diretamente ao atendimento de requisitos de um geoestacionário, porém a viabilidade de aumentar o range de serviços prestados. Uma janela ótica operacional, utilizando um vidro com qualidade ótica, já instalado na porta da câmara, poderia ser utilizada de forma a possibilitar a ativação de uma carga útil de natureza ótica, como uma câmera, que esteja sendo testada em seu interior, de modo que esta possa vir a ser verificada acerca de seu funcionamento através de iluminação real. Esta é uma possibilidade de utilização, prevista na concepção da câmara, todavia ainda não foi explorada.

Outra possibilidade, ainda não realizada, é a montagem de uma Unidade de Condicionamento Térmico -TCU e placas de troca de calor no interior da câmara para operar com Hélio líquido, de forma a estender o range de temperaturas possíveis no interior da câmara vácuo-térmica para até -270 [°C], abaixo do temperatura atual atingida com nitrogênio líquido.

5. Sumário e conclusões

O INPE, na figura de seus laboratórios de integração e testes, até o momento, se destacou na América do Sul 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, satélite fruto de cooperação da Argentina com a NASA. Por outro lado, os avanços e

investimentos realizados por outras agências espaciais não pôde ser acompanhado ao longo das últimas décadas fruto do baixo nível de investimentos realizados nesta área espacial brasileira em comparação as agências estrangeiras.

Até onde alcançou esta pesquisa, pode-se concluir que as instalações atuais do Laboratório de Integração e Testes - LIT são apropriadas ao tamanho do programa espacial brasileiro atual, relativamente modesto.

Porém, caso se pretenda que haja manutenção ou aprimoramento dos serviços prestados, tanto o INPE quanto o LIT se preparar para os atuais desafios, dentre os quais podemos destacar:

- se adequar para tornar-se independente no que se refere à possibilidade de colocar em órbita por seus próprios meios os satélites que constrói;
- diminuir o intervalo de produção de satélites, construindo vários satélites de modo simultâneo, para possibilitar treinamento contínuo a todo o setor envolvido;
- possibilitar o desenvolvimento completo da missão de um geoestacionário;

Todos os desafios no setor espacial, não só os citados, esbarram na necessidade de investimentos maciços em infraestrutura, mão de obra e treinamento.

Em suma, pode-se concluir que ações imediatas devem ser tomadas, dentro de cronogramas realistas, de modo a prover o desenvolvimento do setor espacial, pois ele sofre de forma cada vez mais irreparável a falta de apoio do governo.

Pode-se concluir ainda que:

- atualmente o LIT não teria condições de realizar uma campanha de testes completa que atendesse a reprodução de ambientes de outros planetas;
- as instalações atuais do LIT são apropriadas ao tamanho do programa espacial brasileiro atual, ainda que eventuais atrasos no cronograma de testes de equipamentos aconteçam seja por falta de pequenas câmaras disponíveis, seja pela indisponibilidade de alocação de recursos humanos;
- a melhoria da infraestrutura para AIT de um possível GEO possui também um viés estratégico, uma vez que propiciaria novas parcerias com a CONAE14 (satélites da família SAOCOM)

ECSS, “Space Engineering – Verification”, ECSS-E-ST-10-02C, ESA Requirement and Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, p. 17-18, 2009.

DEPARTMENT OF DEFENSE, MIL-STD-1540D, Product Verification Requirements for Launch, Upper Stage, and Space Vehicles, p. 6, 1999.

NIST/SEMATECH, “e-Handbook of Statistical Methods”. Disponível em:

<http://www.itl.nist.gov/div898/handbook/apr/section1/apr124.htm>. Última atualização 23/06/2010. Acesso em: 11/04/2011.

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.

ARAUJO, J. E. et al., 2008: Sistema Adaptativo de Decisão em Aplicações Espaciais Vácuo-Térmicas. Disponível em:

http://mtc-m18.sid.inpe.br/col/lac.inpe.br/worcap/2003/10.31.16.08/doc/Araujo_worcap-INPE-03_paper_final.pdf. Acesso em 05/01/2011.

Peterson, B., Accolade Engineering Solutions “Environmental Stress Screening Tutorial”, p.5

<http://www.thomasnet.com/white-papers/abstract/101281/environmental-stress-screening-tutorial.html#null>, 26/11/2008. Acesso em: 30/03/2011.

¹⁴ Comisión Nacional de Actividades Espaciales - agência civil do governo argentino encarregada do programa espacial argentino.

ECSS, “Space Engineering – Testing”, ECSS-E-10-03A, ESA Requirement and Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, p.55, 2002a.

ECSS, “Space Engineering – Testing”, ECSS-E-10-03A, ESA Requirement and Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, p.57, 2002b.

EUROPEAN TEST SERVICES, “The ESTEC Test Centre in The Netherlands”, Disponível em: <http://www.ukintpress-conferences.com/conf/aerona05/pres/spacetest/brunello.pdf>. p 23. Acesso em: 15/03/2011

FEMCI the book/ NASA, “Random Vibration Specification Magnitude Equations”. Disponível em: <http://femci.gsfc.nasa.gov/random/randomequations.html>. Acesso em 03/04/2011.

Fisher T.C., Marnar W. J., “The use of environmental test facilities for purposes beyond their original design”, - 21st Space Simulation Conference. Annapolis, Maryland, USA. 2000a.

Fisher T.C., Marnar W. J. “The use of environmental test facilities for purposes beyond their original design”, 21st Space Simulation Conference Annapolis, Maryland, USA. p2, 2000b.

GRIN, “Skylab Shroud in Plum Brook Space Power Facility”. Disponível em: <http://grin.hq.nasa.gov/ABSTRACTS/GPN-2000-001462.html>. 1970. Acesso em 28/03/2011.

Hughes W. O., et al, “The Development of the Acoustic Design of NASA Glenn Research Center’s New Reverberant Acoustic Test Facility”. NASA, Glenn Research Center ,Cleveland, OH,USA. p11. a.

Hughes W. O., et al “The Development of the Acoustic Design of NASA Glenn Research Center’s New Reverberant Acoustic Test Facility”. NASA, Glenn Research Center ,Cleveland, OH,USA. b.

LIT/INPE, “Sobre o LIT”. Disponível em: <http://www.lit.inpe.br/sobre>. Acesso em 02/03/2011.

LIT, “User Manual – Laboratory of Integration and Testing”, LIT15-LIT00-MM-001, INPE, São José dos Campos, São Paulo, Brasil. p. 25, 2006a.

LIT, “User Manual – Laboratory of Integration and Testing”, LIT15-LIT00-MM-001, INPE, São José dos Campos, São Paulo,Brasil. 2006b.

Manning R. at 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, “Acoustic Noise Requirement” Practice No. PD-ED-1259, Jet Propulsion Laboratory, pg 2, 1996.

NASA GLENN R. C. “NASA’s Strategic Capabilities Assets Program”. 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 SPF, “Space Power Facility-Facility overview”. Disponível em: <http://facilities.grc.nasa.gov/spf/index.html>. Acesso em 07/04/2011.b.

SCIENCE & TECHNOLOGY, “BepiColombo MMO inside the LSS”, 2000. Disponível em: <http://sci.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=48255>. Acesso em: 15/03/2011.

SPACE SCIENCE/ESA, “BepiColombo overview”. Disponível em: http://www.esa.int/export/esaSC/120391_index_0_m.html. Acesso em: 03/03/2011.

THE LSS, “The Large Space Simulator”. 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,a.

THE LSS, “The Large Space Simulator”. 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.p3.b.

Wittry J., “World's Largest Vacuum Chamber to Test Orion” Disponível em:

http://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/orion/vacuum_chamber.html,19-06-07. Acesso em: 10/03/2011.a.

Wittry J., “World's Largest Vacuum Chamber to Test Orion”. Disponível em:

http://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/orion/vacuum_chamber.html,19-06-07. Acesso em 10/03/2011.b