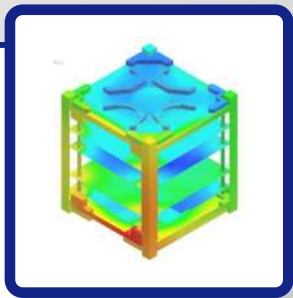


2. Projeto estrutural e térmico



Alexandre Tácito Malavolta (UFSCar)
Mariano Eduardo Moreno (UFSCar)

2.1 Introdução

Uma vez que as especificações da missão, esclarecendo o tipo de órbita, sua altura e condições de funcionamento, são definidas, diversas áreas da engenharia devem trabalhar de maneira multidisciplinar para garantir um projeto que atenda a tais especificações. As diversas engenharias, como mecânica, materiais, elétrica, física etc. devem resolver problemas particulares de sua competência, mas também problemas que interferem com as soluções das outras áreas. Por exemplo, o uso de blindagens contra radiação em componentes eletrônicos provoca um aumento de massa que pode ser significativo para alterar a análise de vibrações do conjunto. Um componente eletrônico que dissipa mais potência pode causar problemas no consumo total de energia do satélite e na distribuição de temperaturas, dificultando sua dissipação. O uso de determinados materiais pode causar interferências em sensores ou transmissores, caso haja suficiente proximidade. Assim, há a necessidade de uma etapa minuciosa de projeto, construção de modelos para simulação, planejamento e execução de testes para garantir que o sistema funcione adequadamente. Conforme as condições da missão, devem ser definidos quais testes são necessários, bem como seus níveis de intensidade. A seguir o projeto estrutural e térmico deve ser trabalhado realizando-se os cálculos e testes intermediários necessários, visando a aprovação do satélite nesta etapa de desenvolvimento do projeto. Neste capítulo abordaremos alguns dos principais problemas e tipos de soluções que podem ser encontradas do ponto de vista estrutural e térmico.

2.2 Carregamentos nas fases de lançamento e de órbita em regime

Um satélite operacional pode ser dividido em duas partes: a primeira consiste nos sistemas essenciais para seu funcionamento, como, por exemplo, baterias, painel solar, comunicação com a Terra, controle de temperatura e sistemas de monitoramento. A segunda parte é o chamado *payload*, ou seja, o equipamento ou experimento que se deseja enviar para determinada órbita para execução da missão do satélite. Para garantir o sucesso da missão, as duas partes do satélite devem ser projetadas para superar um conjunto de condições totalmente distintas ao longo do tempo planejado de missão, [1].

A primeira etapa para o sucesso da missão consiste no lançamento do satélite. Nesta etapa o satélite é acomodado ao veículo lançador (um foguete), cujo propulsor impõe grande aceleração ao veículo para superar a atração gravitacional da Terra e conduzir o satélite até a altura em que o satélite poderá permanecer em uma órbita estável. A grande aceleração aplicada ao lançador provoca intensas vibrações no compartimento em que o satélite permanece armazenado até ser liberado para órbita. Para que esta primeira etapa seja vencida com sucesso, um bom projeto estrutural deve ser feito, de modo que as intensas vibrações sejam amortecidas para que os níveis de vibração que atinjam o satélite durante o lançamento estejam em uma condição controlada que não danifiquem nem os sistemas essenciais, nem a carga útil (*payload*), [2]. Por exemplo, se o sistema de abertura dos painéis fotoelétricos ficar travado pelo carregamento excessivo durante o lançamento, a missão está comprometida, pois as baterias não serão recarregadas e não haverá energia para alimentar os demais sistemas do satélite. O projeto estrutural tem um papel decisivo para que esta primeira etapa seja cumprida. O projeto estrutural tem como objetivo o dimensionamento dos componentes mecânicos para suportarem os esforços que surgem durante o lançamento, minimizando o risco de quebras, falhas ou mau funcionamento mecânico dos sistemas do satélite.

Uma vez que o satélite é lançado e atinge com sucesso sua órbita, uma segunda etapa tem início. Neste ponto o satélite já não está mais sujeito aos esforços mecânicos provocados pelas condições de lançamento, no entanto, as condições ambientais agora são desafiadoras e acompanharão o satélite até o encerramento de sua missão ou de sua vida útil. No espaço não há atmosfera, assim o satélite deve ser projetado para trabalhar no vácuo. Ao longo de sua órbita o satélite pode tanto estar diretamente iluminado pelo sol, ou seja, recebendo diretamente sua radiação térmica, sem a proteção de uma atmosfera, como ocorre na Terra, ou também pode estar protegido do sol pela sombra da Terra e neste caso exposto a temperaturas muito baixas, próximas do zero absoluto, em alguma face que esteja voltada para o espaço profundo, [3]. Essa oscilação de condições ambientais, que se repete a cada órbita, provoca um ciclo de aquecimento e resfriamento no satélite, que deve ser projetado para suportar tais variações externas

sem comprometer a temperatura dos elementos internos do satélite. Assim como muitos materiais têm suas propriedades degradadas quando expostos ao ambiente (por exemplo, metais podem apresentar corrosão, plásticos podem ficar opacos e quebradiços) alguns materiais usados em satélites também podem sofrer degradação, que deve ser considerada no projeto térmico, garantindo as devidas proteções para que as temperaturas possam ser mantidas nas especificações durante toda a vida útil do satélite, [4].

Verifica-se então que o projeto estrutural está muito relacionado à etapa de lançamento do satélite, para entregá-lo totalmente funcional em sua órbita. O projeto térmico, por outro lado, está muito relacionado ao bom funcionamento dos sistemas ao longo de toda a vida do satélite, compensando as oscilações térmicas que ocorrem a cada órbita. A seguir serão apresentados aspectos relevantes sobre os desafios encontrados nos projetos estrutural e térmico de satélites e algumas das soluções empregadas serão apresentadas e explicadas de maneira geral, bem como a necessidade de criação de simulações e execução de ensaios em laboratório para assegurar que o satélite tenha uma grande chance de sucesso.

2.3 Projeto estrutural

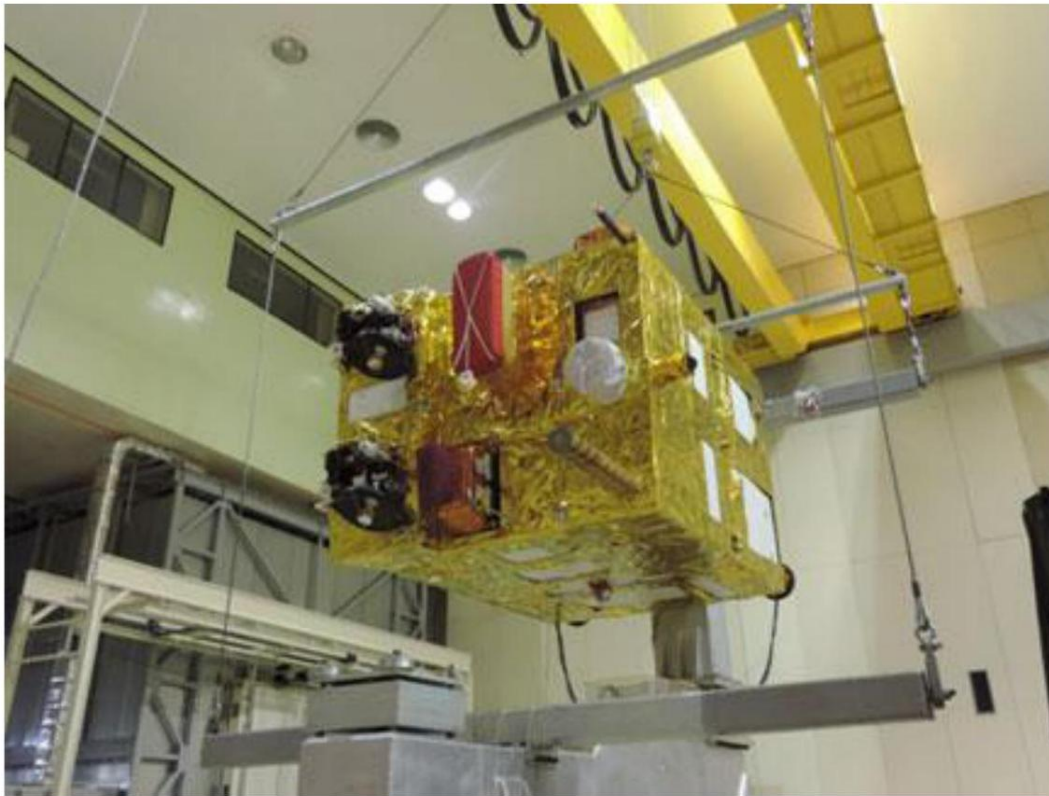
Uma vez que a primeira etapa que o satélite cumpre rumo a sua missão é o lançamento, será aqui apresentada uma ideia sobre as etapas de desenvolvimento e testes que são conduzidos para que o satélite atravesse tal etapa permanecendo íntegro estruturalmente e totalmente funcional.

2.3.1 Requisitos para integração ao lançador

Os requisitos iniciais de dimensões (volume útil disponível) e pontos de fixação no lançador são dados fornecidos para se elaborar o projeto mecânico do satélite. Podem haver requisitos adicionais, como a massa máxima que o produto pode ter, bem como a resistência máxima que o satélite pode ter em alterar seu estado de rotação em torno de um eixo predefinido, propriedade conhecida como momento de inércia. O centro de gravidade do satélite também deve ser bem conhecido para que o lançador cumpra sua trajetória com sucesso. Uma estimativa destas propriedades (massa, centro de gravidade e momentos de inércia) pode ser feita por meio de programas de desenho 3D (sistemas CAD – *Computer Aided Design* ou Projeto Assistido por Computador) mas deve ser verificado com medidas experimentais. Na Figura 2.1 mostra-se a medida de balanceamento e propriedades de massa do satélite CBERS 04A, realizada no Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE em São José dos Campos-SP. Dependendo do porte do satélite em lançamento, algumas destas características são mais importantes, outras menos. O fato é que existem diversas restrições a serem observadas e tanto a concepção mecânica

do produto como seu projeto e cálculos devem ser constantemente checados se eventuais alterações não comprometem de alguma forma as premissas iniciais que não dependem do satélite em si, mas também do tipo de lançador que será empregado.

Figura 2.1: CBERS 04A durante as atividades de balanceamento e medidas de propriedades de massa.



Fonte: [5]

2.3.2 Lançadores e carregamentos estruturais

Os carregamentos a que o satélite está submetido durante o lançamento são provenientes de vibrações nas diversas direções. Tais carregamentos variam em intensidade de acordo com o tipo de lançador utilizado, sendo que cada tipo de veículo é caracterizado por um perfil (espectro) de vibrações que são transmitidas para o satélite. Por exemplo, um foguete de combustível sólido e um de combustível líquido transmitem um perfil completamente diferente de vibrações à carga transportada.

Para garantir que o satélite não seja danificado durante todo o processo para colocá-lo em órbita, diversas situações de carregamento devem ser testadas e analisadas, dependendo do tipo de equipamento a ser lançado. Neste sentido, pode-se chamar atenção para diferentes condições de carregamento, como, por exemplo, os níveis de teste especificados (que podem ser significativamente superiores às condições de lançamento), os carregamentos durante o transporte do satélite, durante a decolagem inicial, durante a separação dos estágios do foguete e devido aos carregamentos de pressão aerodinâmica

sobre o foguete. Obviamente os carregamentos relacionados ao lançamento em si são os mais preocupantes pela sua intensidade, mas como um satélite é um equipamento que não pode sofrer manutenção depois de lançado, qualquer risco à missão deve ser avaliado e evitado.

Os principais tipos de carregamentos que afetam o projeto estrutural podem ser:

- Vibrações aleatórias – transmitidos ao satélite pelo lançador;
- Vibrações acústicas – devido a ruídos originados nos motores e pela aerodinâmica;
- Choques (impactos) – devido à ignição dos motores e separação dos estágios (incluindo a liberação do satélite na órbita).

2.3.3 Materiais e estrutura

Materiais estruturais aplicados a satélites devem possuir alta resistência combinada com baixo peso. Devido a sua alta confiabilidade e resistência ao ambiente espacial, os metais constituem uma boa escolha, sobretudo ligas de alumínio, que possuem uma boa relação entre o baixo peso e a resistência proporcionada. As ligas mais utilizadas são as séries identificadas como 2000 (sendo a liga 2024 a mais utilizada nesta série), 6000 (mesma observação para a liga 6061) e 7000 (esta última chamada de alumínio aeronáutico). Ligas de aço, embora muito utilizadas estruturalmente em projetos comuns, possuem uma densidade cerca de três vezes maior que a do alumínio, mas também são mais resistentes, assim, são utilizadas em regiões onde suas propriedades são estritamente necessárias de modo a evitar acrescentar peso desnecessário ao conjunto do satélite. Outras características dos aços que devem ser tomadas em consideração no projeto é a existência de ligas que são magnéticas enquanto outras não. Quanto à resistência à corrosão, existem aços que são inoxidáveis (portanto possuem proteção natural contra corrosão) e outros tipos que são mais susceptíveis à oxidação (corrosão), o que leva à necessidade de algum tipo de tratamento superficial no componente. Ligas de titânio também podem ser empregadas, pois apresentam altas resistências, comparáveis às de bons aços, mas com cerca de 60% da densidade do aço. O custo deste material é significativamente mais elevado.

Para que o equipamento seja leve e tenha alta rigidez, os componentes estruturais metálicos não são feitos com barras ou chapas maciças, mas sim com seções leves e perfiladas reforçadas em pontos estratégicos. Outra estratégia para diminuir o peso do conjunto está no uso de painéis estruturais leves, nos quais duas folhas finas são coladas acima e abaixo de uma estrutura em formato de colmeia de abelhas. Estes painéis são chamados de *honeycomb*. Em pontos nos quais se deseja posicionar outros componentes, são instalados insertos que permitem sua fixação por meio de, por exemplo, parafusos.

Materiais não metálicos leves e resistentes podem também ser obtidos a partir da combinação de dois ou mais materiais, formando os chamados materiais compósitos ou conjugados. Dentre os exemplos mais conhecidos tem-se uma matriz de resina epóxi reforçada com fibras de vidro ou de carbono. Trata-se de um tipo de material extremamente interessante por ser possível projetar sua resposta ao carregamento orientando-se as fibras de reforço da maneira mais adequada. No entanto deve-se ter um processo de fabricação cuidadoso para que as propriedades dos componentes fabricados sejam garantidas (como trata-se de um material composto, evitar a formação de bolhas, adotar a correta proporção de fibras e resina, controle de temperatura e ambiente de cura, etc. têm influência nas propriedades finais) e deve-se selecionar resinas que não sejam degradadas pelas condições ambientais presentes no espaço, como a radiação e os ciclos de aquecimento e resfriamento a que o componente possa estar sujeito. Resinas epóxi têm a vantagem de serem extremamente versáteis em sua formulação, permitindo seu uso com diversos tipos de materiais. A opção pelos materiais corretos deve ser feita considerando-se a natureza do satélite como um todo, estudando-se como cada subsistema irá trabalhar (portanto discutindo as soluções com engenheiros e técnicos das diversas áreas envolvidas) de modo a encontrar quais são seus requisitos e quais os materiais que melhor podem atendê-los mantendo o compromisso de resistência e peso desejáveis para o satélite.

As propriedades mecânicas que influenciam o desempenho do satélite ao ser submetido aos esforços do lançamento não são apenas as propriedades de cada elemento da estrutura ou da massa de cada componente que é montado no satélite, [6]. A forma de montagem também tem grande influência na rigidez total do conjunto, assim cada união deve ser bem definida e controlada durante o procedimento de montagem para evitar o aparecimento de problemas não previstos. A forma mais comum de união fixa entre dois componentes é pelo uso de parafusos. Os níveis de vibração que ocorrem durante o lançamento são suficientes para afrouxar uniões parafusadas que não sejam corretamente executadas, podendo comprometer o correto funcionamento de um ou mais sistemas. O projeto de encaixes que orientem o posicionamento das peças, estudo de intensidade (torque) de aperto dos parafusos, uso de mecanismos de trava, como travas químicas na rosca dos parafusos, a correta sequência de aperto com o torque sendo aplicado aos poucos e a revisão de aperto aplicado após algum tempo para evitar o relaxamento de alguns materiais (em especial materiais compósitos) são exemplos de ações que devem ser tomadas para garantir que a união parafusada não perca rigidez por efeito do lançamento. Outra opção que tem grandes vantagens é a colagem. Colas especiais com grande poder de fixação vêm sendo desenvolvidas e testadas ao longo dos anos de desenvolvimento espacial, sendo que algumas são capazes de suportar as condições extremas de lançamento, bem como as condições ambientais da órbita ao longo de todo o tempo de missão. Fornecem grande rigidez de montagem e uma solução muitas vezes mais leve e compacta que o uso de fixadores comuns, como parafusos. Obviamente, um grande cuidado durante

a montagem deve ser tomado, para garantir que não haja falhas no processo de colagem.

2.3.4 Simulações e testes

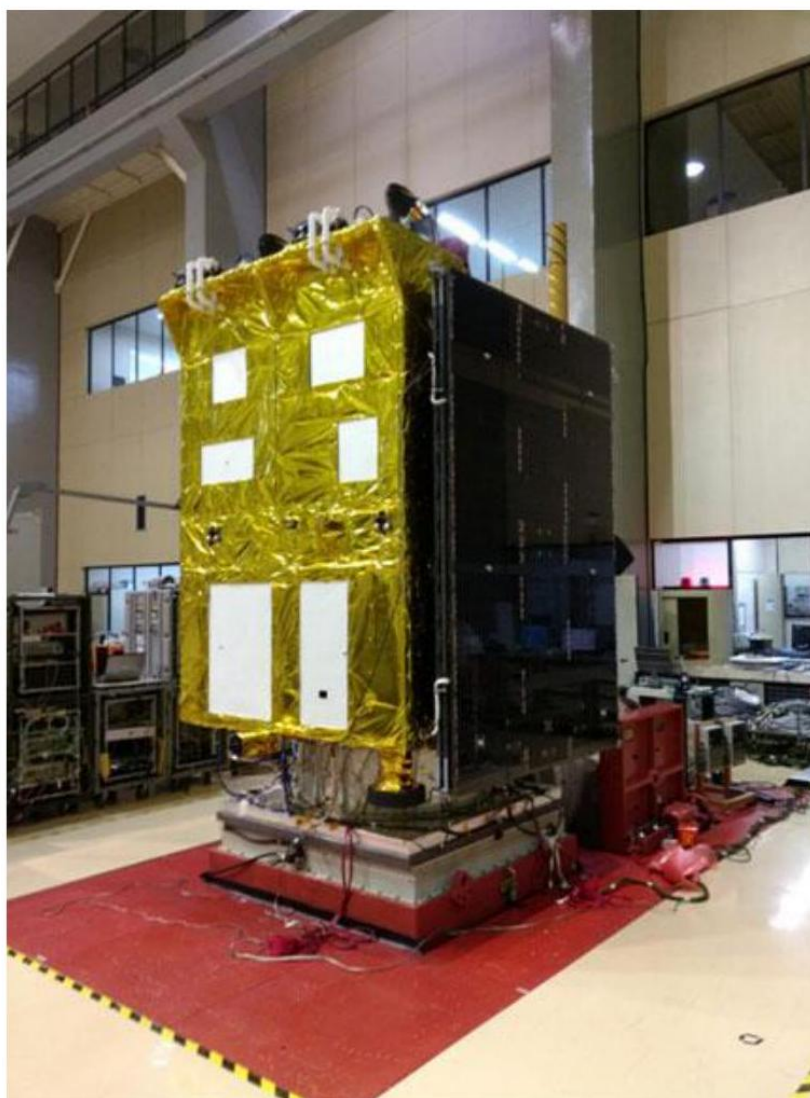
Para a certificação do satélite, permitindo seu lançamento, é necessário que o produto passe por uma grande bateria de testes que visam reproduzir condições similares às aquelas que serão encontradas no lançamento, [7]. Tais testes são feitos com o auxílio de equipamentos chamados *shakers*, que produzirão vibrações mecânicas nas diferentes direções, de acordo com o especificado em normas que tratam do assunto e o tipo de lançador que será utilizado. Em pontos críticos são feitas as leituras de respostas por meio de sensores do tipo acelerômetros, que não podem ultrapassar critérios predefinidos.

As normas definem também os critérios que devem ser atendidos para que o satélite seja considerado certificado para voo. Assim como cada uma das grandes etapas que constituem o desenvolvimento de um satélite, a preparação para o teste estrutural de vibrações utilizando o *shaker* segue uma série de etapas menores que vão tornando-se progressivamente mais severas para que existam condições de se identificar problemas e trabalhar sua resolução também de maneira progressiva. Por exemplo, pode-se dividir em etapas como PDR (*Preliminary Design Review* – Revisão Preliminar de Projeto), na qual se testam diferentes conceitos construtivos para a determinação do mais adequado para o satélite desejado, CDR (*Critical Design Review* – Revisão Crítica de Projeto), na qual as principais decisões já estão tomadas e os testes visam consolidar os detalhes das soluções adotadas e assegurar que os requisitos de desempenho sejam alcançados tanto em relação a custo, cronograma e risco da missão. Cada uma dessas etapas é subdividida em etapas menores de desenvolvimento, tantas quanto forem necessárias para atingir os objetivos do satélite. Por fim chega-se ao FM (*Flight Model* – Modelo de Voo), que já é o protótipo de voo, mas que sofrerá uma bateria de testes reduzida em relação ao modelo do CDR, pois sua construção é igual à desenvolvida na etapa anterior, sendo feitos testes apenas para verificação de existência de algum tipo de falha imprevista ou se toda a montagem foi feita corretamente.

É da natureza da atividade de projeto que sejam encontrados problemas ao longo do desenvolvimento e que sua resolução produza grandes alterações que podem implicar em alterações inclusive em decisões tomadas nos estágios iniciais de desenvolvimento, produzindo assim um grande retrabalho subsequente. Para diminuir esse tipo de dificuldade são amplamente utilizados modelos de simulação computacional, que buscam reproduzir as condições de ensaio e de voo de maneira virtual fazendo cálculos com base em teorias de comportamento mecânico de materiais e da análise dinâmica de equipamentos. Dentre as técnicas de simulação mais utilizadas está o uso de programas empregando o método dos elementos finitos. Como são muitas as incógnitas que devem ser calculadas, existem muitas incertezas quando o especialista constrói o modelo para simulação. Uma

maneira de diminuir as incertezas é o planejamento dos testes experimentais para que se faça não apenas a leitura das variáveis importantes para o voo, mas também a leitura de informações que permitam a construção de simulações cada vez melhores. Assim, antes de uma bateria de testes, faz-se uma simulação prevendo o comportamento do satélite e determinam-se todas as incógnitas que devem ser monitoradas. Pela comparação dos resultados lidos no teste com os valores estimados pela simulação é possível alterar parâmetros de modo a tornar a simulação mais realista. Com este processo ocorre a diminuição da quantidade de protótipos que devem ser construídos para teste e aumenta-se a quantidade e confiabilidade das simulações computacionais. Portanto, embora as simulações não eliminem a necessidade de construção de protótipos e execução de testes, elas diminuem sua quantidade permitindo que muitos problemas possam ser descobertos no desenvolvimento do projeto, antes da realização dos testes. Na Figura 2.2 mostra-se o satélite CBERS 04A instalado no *shaker* do LIT/INPE para a realização de uma bateria de testes de vibração.

Figura 2.2: CBERS 04A instalado no *shaker* do LIT/INPE para os testes de vibração.

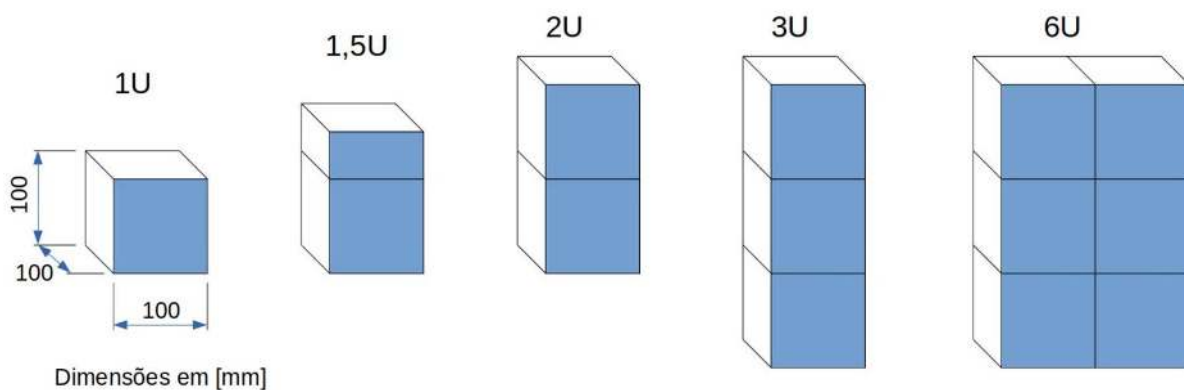


Fonte: [5]

2.3.5 Projeto estrutural e CubeSats

A ideia de CubeSats busca simplificar ao máximo todo o processo de projeto de um satélite através da padronização de componentes. O CubeSat é formado por módulos de dimensões padronizadas que podem ser combinados. Por exemplo, a partir de um tamanho básico de um cubo de 100 mm de lado, que é o tamanho padronizado conhecido como 1U, outras configurações podem ser alcançadas "empilhando-se" cubos e formando estruturas maiores. Então, por exemplo, um CubeSat padrão 3U tem dimensões aproximadas de 100 mm x 100 mm x 300 mm. Assim, alguns tamanhos padronizados podem ser normalizados fazendo com que a missão deva ser planejada tendo um volume predefinido de espaço que pode ser ocupado pelos sistemas básicos e pela carga útil do CubeSat. Os mais comuns são, além do 1U, o 1,5U, o 2U, o 3U e o 6U (100 mm x 200 mm x 300 mm). Tais proporções estão representadas na Figura 2.3. Outra restrição aos CubeSats refere-se à massa, esperando-se que cada unidade 1U tenha entre 1,0 e 1,33 kg. Fabricantes de componentes já disponibilizam comercialmente equipamentos que já passaram por estágios de projeto e testes estruturais, o que significa que os materiais utilizados e o processo de montagem é certificado para especificações de voo a partir dos lançadores mais comuns.

Figura 2.3: Proporções dimensionais dos tamanhos padronizados mais comuns de CubeSats.



Fonte: Autoria própria

A padronização do tamanho dos satélites facilita também a integração dos CubeSats em lançadores. Utiliza-se um compartimento chamado *dispenser* ao qual é acomodado um ou mais CubeSats, que, mediante a um sinal emitido pelo lançador, libera os satélites ejetando-os pela abertura de uma porta. A configuração dos *dispensers* é variada. Por exemplo, um *dispenser* 3U pode acomodar um CubeSat de tamanho até 3U ou mais CubeSats, caso sejam de tamanho menor. Por exemplo, para usar toda sua capacidade, o dispenser 3U pode levar: (a) um CubeSat 1U e um 2U; (b) três 1U; (c) dois 1,5U e (d) um 3U.

O projeto da estrutura mecânica deve considerar todas as funcionalidades desejadas para o CubeSat no volume útil escolhido. Deve-se atentar que a estrutura em si já ocupa

parte desse volume. Do ponto de vista de projeto estrutural, o CubeSat deverá, por norma, ser submetido e aprovado por pelo menos uma bateria de ensaios de vibrações. Dependendo da natureza das condições de lançamento e operação, outros testes podem ser necessários, como testes de impacto ou de carregamento estático. Para os testes estruturais de vibração, o CubeSat deve ser acoplado a um *dispenser* de testes, que deve receber os carregamentos providenciados pelo *shaker*. Muitas vezes é comum o fracionamento de testes em diversas etapas, por exemplo, testar equipamentos que serão integrados ao satélite individualmente, testar o satélite sem as placas eletrônicas reais, mas sim com placas falsas que usem a mesma fixação e tenham a mesma massa para testar a estrutura mecânica sem danificar os equipamentos reais, para só então, depois de depurados todos os problemas encontrados nestes ensaios, fazer o teste do sistema completo. Cada ciclo de depuração pode ser longo, uma vez que algo pode falhar e novas soluções de fixação mecânica melhorando a rigidez ou o amortecimento devem ser pensadas. Toda a etapa de testes deve ser executada com rigor e sua documentação deve ser detalhada, pois uma falha no lançamento real leva à perda do satélite, uma vez que se trata de uma situação em que manutenções não podem ser realizadas.

2.4 Projeto térmico

Um dos grandes problemas de subsistemas com componentes eletrônicos, do ponto de vista térmico, é que, quando acionados, dissipam potência e, conseqüentemente, sofrem aquecimento. No caso de satélites, tem-se ainda um agravante: em órbita, os equipamentos não-pressurizados operam no vácuo e, portanto, não podem contar com a convecção para auxiliar em seu resfriamento. A convecção é um mecanismo de troca de calor entre corpos na qual um fluido como o ar remove calor de determinado corpo. É o caso da ventoinha soprando ar sobre a placa mãe de computadores domésticos, por exemplo. Por este motivo, é importante que placas ou subsistemas eletrônicos em equipamentos aeroespaciais sejam montados de forma a garantir um bom acoplamento térmico condutivo para permitir a dissipação de calor pelo mecanismo de troca de condução.

Além de componentes eletrônicos, partes estruturais de satélites também podem sofrer com os efeitos das variações de temperatura. Como tal, uma estrutura que contenha uma câmera de imageamento ou uma antena devem manter, ao longo da órbita de operação, seu apontamento para uma determinada região e, portanto, não podem sofrer desvios oriundos de efeitos de dilatação térmica. Neste caso, as temperaturas da estrutura que suporta a antena ou a câmera devem apresentar uma oscilação que não comprometa a funcionalidade do equipamento ao longo da órbita.

Neste contexto, o principal objetivo do projeto térmico de satélites é garantir que seus subsistemas, cargas úteis, componentes eletrônicos e partes estruturais permaneçam, ao longo de todas as fases da missão, com temperaturas dentro de limites predefinidos. Em

resumo, o projeto térmico deve garantir a confiabilidade e o sucesso da missão, evitando, assim, eventuais falhas de subsistemas ocasionadas por efeitos térmicos. Dentre as principais falhas associadas com as variações de temperatura em equipamentos aeroespaciais destacam-se:

- Falha de componentes eletrônicos devido ao superaquecimento ou resfriamento excessivo;
- Falha por fadiga térmica de componentes mecânicos;
- Ruptura ou perda de funcionalidade em função de efeitos termoelásticos;
- Deterioração termoquímica de materiais.

Em geral, a maioria dos componentes eletrônicos utilizados em equipamentos aeroespaciais apresenta uma faixa de funcionamento de temperatura (temperatura de operação) qualificada por testes. A Tabela 2.1 apresenta, como orientação geral, alguns valores típicos de limites de temperatura de operação para diferentes subsistemas de CubeSats. Nos casos em que as temperaturas ultrapassam os limites indicados, os componentes podem perder sua funcionalidade ou até mesmo falhar comprometendo o sucesso da missão.

Tabela 2.1: Valores típicos de temperaturas de operação de CubeSats

Subsistema	Temperatura mínima	Temperatura máxima
Antenas	−20°C	+60°C
Controle de atitude	−40°C	+70°C
Computador de bordo	−25°C	+65°C
Comunicação	−20°C	+60°C
Potência	−20°C	+70°C
Estrutura	−40°C	+80°C
Células solares	−40°C	+125°C

Fonte: [4]

2.4.1 Carregamentos térmicos

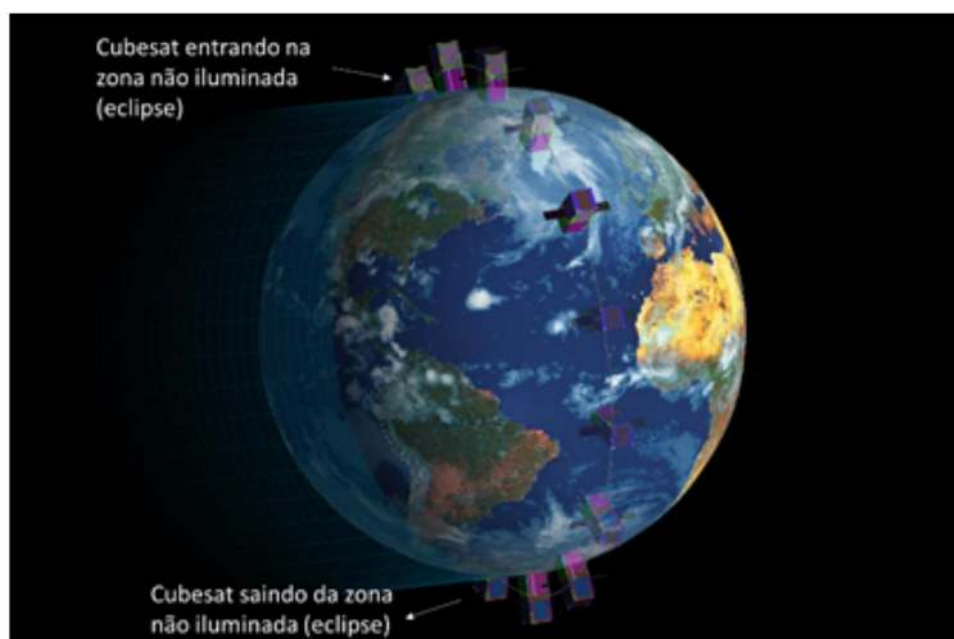
Os carregamentos térmicos atuantes sobre um satélite e que ocasionam as variações de sua temperatura podem ser divididos em duas parcelas principais. A primeira corresponde às cargas internas e são referentes à dissipação de potência de componentes eletrônicos quando acionados. Já a segunda parcela refere-se às cargas térmicas externas relacionadas com o ambiente espacial e com a órbita definida para a missão.

Para satélites em órbita terrestre baixa (LEO), típica de CubeSats, as principais cargas térmicas externas são oriundas das trocas de calor por radiação (no caso a radiação térmica). A radiação térmica representa um mecanismo de transferência de calor entre corpos na qual a energia se propaga na forma de uma onda em faixas específicas do espectro eletromagnético (infravermelho e luz visível) sendo emitida e absorvida pelas superfícies.

Esta radiação térmica incidente nas partes expostas de um satélite são dadas pelos fluxos orbitais classificados como: radiação solar direta, radiação de albedo e radiação terrestre. A radiação solar direta refere-se àquela emitida pelo Sol e atinge as faces do satélite no denominado período iluminado da órbita. O albedo corresponde à parcela de radiação solar refletida pela Terra e em geral apresenta maior intensidade também na região iluminada da órbita. Já a radiação terrestre representa a energia emitida pelo planeta e em geral é assumida constante ao longo de toda a órbita. Ao mesmo tempo em que os fluxos orbitais incidentes no satélite geram seu aquecimento, faces que estejam apontando para o espaço profundo, cuja temperatura em geral é assumida entre 2 K (-271°C) e 4 K (-269°C), tendem a perder calor e, portanto, sofrer resfriamento.

A Fig 2.4 ilustra diferentes posições de um CubeSat 2U ao longo de uma órbita polar, destacando a entrada e saída do equipamento da zona não iluminada, também chamada de zona de eclipse. Conforme descrito anteriormente, na zona de eclipse o satélite tende a se resfriar mais rapidamente uma vez que a radiação solar direta e albedo não atuam. Este balanço ao longo da órbita entre o calor perdido para espaço e o calor gerado internamente, somado com as parcelas de radiação incidentes, representam um desafio que deve ser avaliado no projeto térmico.

Figura 2.4: Ilustração de um CubeSat 2U ao longo de uma órbita polar.



Fonte: Autoria própria

Ainda é importante destacar que, apesar da fase orbital (equipamento em órbita) ser a mais desafiadora para o projeto térmico, a equipe de desenvolvimento também deve garantir que os limites de temperatura durante as fases em solo (por exemplo, durante o transporte) e durante a fase de lançamento e subida não sejam ultrapassados.

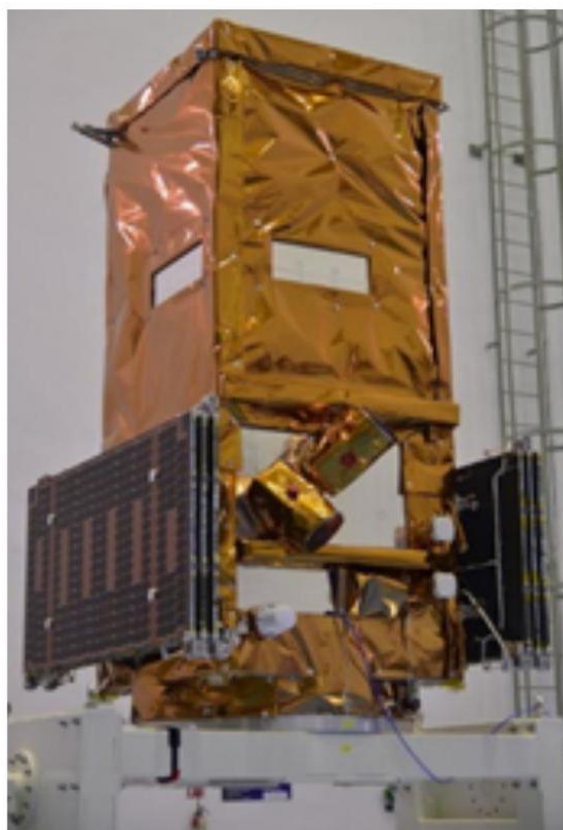
2.4.2 Soluções para o controle térmico

Diversos recursos de controle térmico podem ser adotados no projeto para garantir que as temperaturas permaneçam dentro das faixas de interesse. Um recurso comum para auxiliar o controle de temperaturas de satélites é o uso de revestimentos (tinta branca, tinta negra, superfícies refletoras, etc.). Estes revestimentos visam alterar as denominadas propriedades termo-ópticas da superfície onde estão aplicados, influenciando diretamente no mecanismo de troca de calor por radiação. Por exemplo, um radiador deve ser projetado para conseguir "descarregar" o calor gerado internamente e/ou absorvido em função dos fluxos orbitais. Neste caso, é desejável que seu revestimento apresente uma alta capacidade de emissão e ao mesmo tempo uma baixa capacidade de absorção de calor. Tais características são possíveis com a aplicação de tinta branca de uso aeroespacial.

Outro tipo de recurso amplamente utilizado no projeto térmico são as mantas térmicas isolantes (MLI - *Multi-Layer Insulation*). Tais mantas são fabricadas com diversas camadas de materiais com revestimentos especiais que refletem a maior parte da radiação incidente podendo ser utilizadas para isolar tanto partes externas como internas de satélites. A Figura 2.5 mostra as mantas MLI instaladas no satélite Amazônia 1, lançado em fevereiro de 2021 em Sriharikota, na Índia. Na imagem também é possível observar algumas regiões expostas que são os radiadores.

Os recursos descritos anteriormente, quando utilizados, compõem o denominado controle passivo de temperatura. Para equipamentos mais complexos e que exijam uma faixa de temperatura muito apertada, é comum a utilização de um controle ativo de temperatura. Neste caso, aquecedores elé-

Figura 2.5: Satélite Amazônia 1 com MLI instalado.



Fonte: [8]

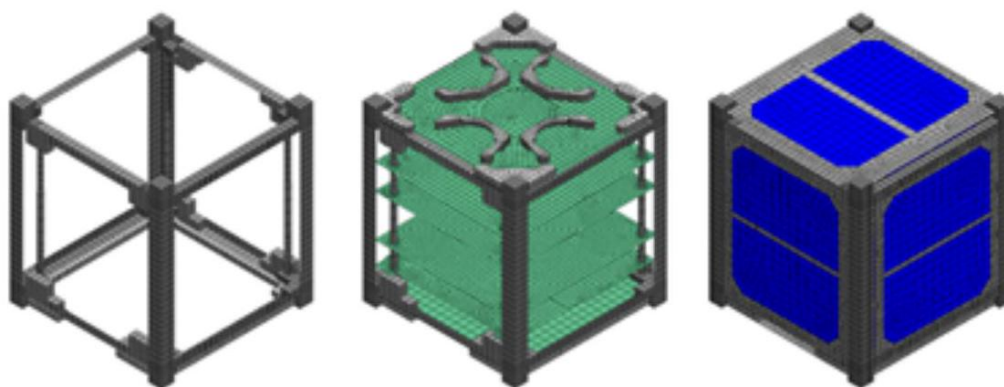
tricos (*heaters*) ou tubos de calor podem ser incorporados em posições específicas do equipamento, injetando ou removendo o calor por meio de acionamento eletrônico para controlar sua temperatura. No caso de CubeSats, em geral, o controle de temperatura é exclusivamente passivo em virtude da limitação de espaço físico.

2.4.3 Modelos térmicos

Os modelos térmicos computacionais são imprescindíveis durante as diferentes etapas de desenvolvimento de satélites, podendo ser aplicados desde a fase conceitual do projeto até a fase final em voo, [9]. Uma das grandes vantagens dos modelos térmicos computacionais é que eles permitem prever o comportamento do equipamento sob diferentes condições sem a necessidade de testes em um modelo físico ou protótipo. Os testes térmicos em satélites apresentam custos muito elevados, além disto pode ser que os requisitos necessários para execução destes testes sejam impraticáveis (por exemplo, testar altas taxas de variação de temperaturas). Nestas situações, os modelos computacionais representam a única alternativa para verificar o comportamento térmico do equipamento.

Dentre as possibilidades para geração de modelos térmicos destaca-se o método dos elementos finitos. Neste método, o domínio é discretizado (dividido) em uma malha formada por elementos conectados por nós, conforme ilustrado na Figura 2.6.

Figura 2.6: Ilustração de sequência de construção da malha de um CubeSat 1U.

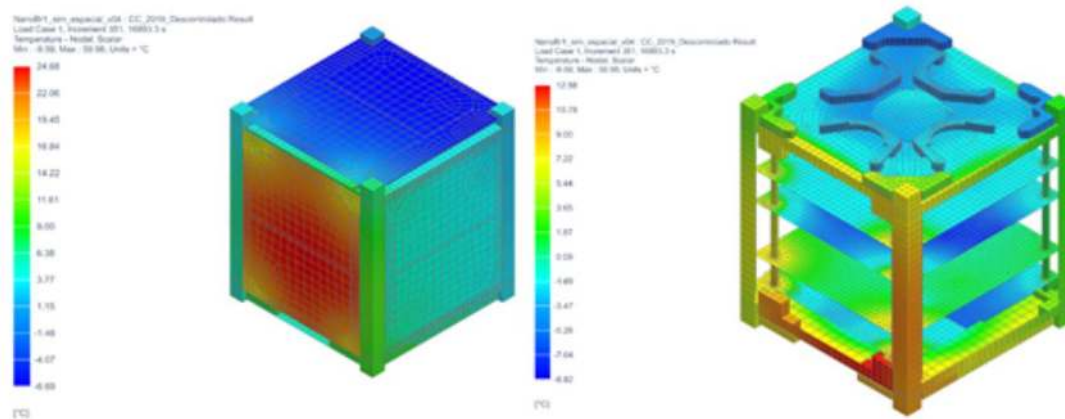


Fonte: Autoria própria

Após a geração da malha, propriedades termo-físicas como condutividade térmica, calor específico e densidade são atribuídas aos diferentes materiais e acoplamentos são configurados em conjunto com carregamentos térmicos permitindo assim que o modelo forneça a previsão de temperaturas na forma de um gradiente de cores conforme ilustrado na Figura 2.7.

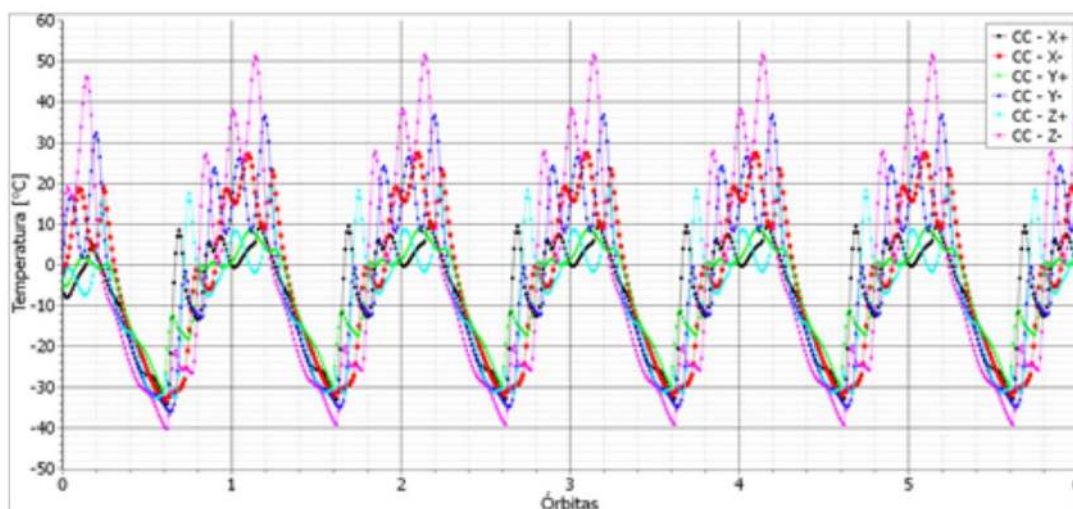
Resultados ao longo do tempo também podem ser obtidos pelas chamadas análises transientes. A Figura 2.8 ilustra um comportamento típico das temperaturas em diferentes faces de um CubeSat ao longo de várias órbitas. Neste exemplo, os resultados mostram que algumas faces oscilam entre temperaturas máximas de 50°C e mínimas de -40°C.

Figura 2.7: Exemplo de campos de temperatura em um modelo de CubeSat 1U.



Fonte: Autoria própria

Figura 2.8: Exemplo da evolução de temperatura em modelo de CubeSat 1U.



Fonte: Autoria própria

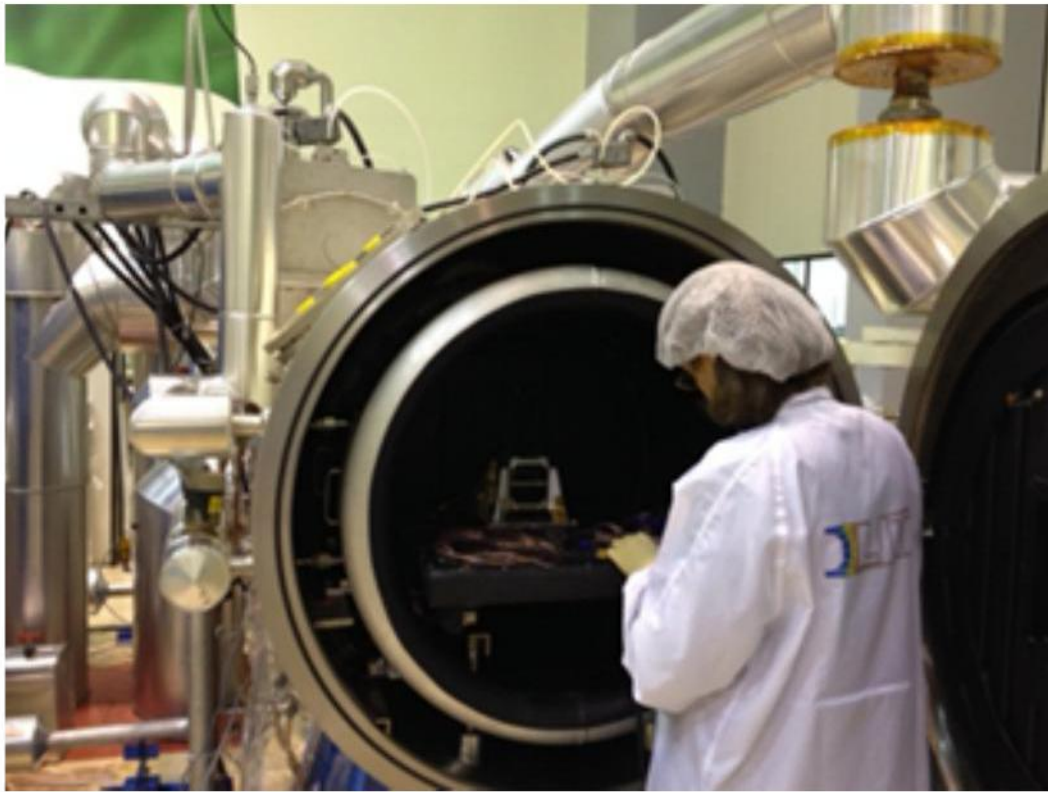
2.4.4 Testes térmicos

Os testes térmicos são executados nos subsistemas individuais e no satélite integrado para avaliar, em solo, seu comportamento em condições extremas de temperatura, [10]. Desta forma, pode-se identificar e corrigir possíveis falhas antes que o equipamento seja lançado para a sua órbita de operação. Os testes térmicos também fornecem resultados que podem ser empregados para a verificação e ajuste dos modelos computacionais de previsão de temperatura. Dentre os principais testes térmicos de equipamentos aeroespaciais destacam-se:

- **Ciclagem térmica:** neste teste o equipamento passa por diversos ciclos de aquecimento e resfriamento em patamares extremos de temperatura para verificar seu comportamento. O teste pode ser realizado em pressão ambiente no interior de uma câmara térmica ou em vácuo (utilizando uma câmara de termo-vácuo).
- **Termo-vácuo:** neste caso o equipamento é testado em um ambiente de vácuo para demonstrar seu funcionamento. Em geral, são aplicadas uma quantidade menor de ciclos de aquecimento e resfriamento que o imposto no teste de ciclagem térmica, porém com tempos de permanência em patamares extremos de temperatura mais longos.
- **Bakeout:** neste teste o equipamento é aquecido em vácuo para permitir que materiais passem por um processo de desgaseificação e assim eliminar possíveis contaminantes antes do lançamento. Em geral, este é um teste obrigatório para CubeSats.
- **Choque térmico:** teste aplicável em subsistemas que ficam expostos ao ambiente espacial como, por exemplo, placas solares e antenas. O teste serve para avaliar a capacidade destes equipamentos em suportar, sem apresentar falhas, as variações repentinas de temperatura ao longo da órbita de operação.

Os níveis, o tempo de permanência e as taxas de variação de temperatura destes testes térmicos dependem do modelo / protótipo em análise. Níveis de qualificação são aplicados em modelos que ainda estão em desenvolvimento e não serão lançados para a órbita. Por outro lado, em modelos de voo que serão lançados, são aplicados os denominados "níveis de aceitação", os quais são menos agressivos para o equipamento. A Figura 2.9 mostra a preparação para o teste de termo-vácuo de um protótipo do NanoSatC-Br1. Na imagem pode-se observar o CubeSat posicionado sobre uma mesa no interior de uma câmara térmica de pequeno porte localizada no LIT/INPE. No caso de equipamentos de grande porte, o mesmo laboratório do INPE dispõe de uma câmara térmica com dimensões internas de aproximadamente 6 m de largura, 8 m de profundidade e 7.5 m de altura dedicada a testes de satélites. Na Figura 2.10 é mostrada esta câmara sendo preparada para o teste do satélite da família CBERs.

Figura 2.9: Preparação para o teste do protótipo térmico do NanoSatC-Br1.



Fonte: [11]

Figura 2.10: Preparação para o teste do protótipo térmico do satélite CBERS-3.



Fonte: [12]

Referências

- [1] P. W. FORTESCUE, G. G. SWINERD, and J. P. W. STARK, *Spacecraft systems engineering*. Chichester, England: John Wiley & Sons, 4th ed., 2011.
- [2] ECSS-E-HB-32-26A - *Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook*. February 2013.
- [3] ECSS-E-ST-10-04C - *Space engineering. Space environment*. November 2008.
- [4] ECSS-E-ST-31C - *Space engineering. Thermal control general requirements*. November 2008.
- [5] INPE, "Concluídos testes mecânicos para lançamento do CBERS 04A." http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=5035, 2019.
- [6] ECSS-E-HB-32-25A - *Space engineering. Mechanical shock design and verification handbook*. July 2015.
- [7] ECSS-E-10-03A - *Space engineering. Testing*. February 2002.
- [8] INPE, "Campanha de lançamento do Amazonia 1 em andamento." <https://www.gov.br/aeb/pt-br/assuntos/noticias/campanha-de-lancamento-do-amazonia-1-em-andamento>, 2021.
- [9] D. G. GILMORE, *Spacecraft Thermal Control Handbook, Vol. I: Fundamental Technologies*. El Segundo, California, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., The Aerospace Press, 2nd ed., 2002.
- [10] R. D. KARAN, "Satellite thermal control for systems engineers," in *Progress in Astronautics and Aeronautics*, vol. 16, (El Segundo, California, USA), AIAA publishing, 1998.
- [11] INPE, "NanoSatC-BR - galeria de fotos." http://www.inpe.br/sul/nanosat/centrais_conteudo/galeria/#, 2021.
- [12] INPE, "Laboratório vácuo-térmico." https://www.lit.inpe.br/pt-br/laboratorio_vacu_termico, 2012.