

DESCRIÇÃO E ANÁLISE DO ENSAIO DO MODELO TÉRMICO DO SATÉLITE DE
COLETA DE DADOS

Fernando Manuel Ramos, Ezio Castejon Garcia e José Sérgio de Almeida

Instituto de Pesquisas Espaciais - INPE

RESUMO

O presente trabalho descreve o desenvolvimento do teste de balanço térmico do modelo térmico de Satélite de Coleta de Dados. Este teste foi realizado na câmara de 21000 litros de volume útil do Laboratório de Integração e Testes/INPE em fevereiro de 1988.

O teste de balanço térmico tem por objetivos validar o modelo termo-matemático do satélite e verificar o desempenho do controle térmico sob condições semelhantes às do ambiente espacial.

INTRODUÇÃO

O projeto do controle térmico é um dos aspectos fundamentais no desenvolvimento de um satélite, pois tem como objetivo garantir que todos os equipamentos que compoem o sistema operem dentro de limites de temperatura adequados. Para que este projeto seja considerado qualificado para voar, o controle térmico deve ser submetido a um teste de balanço térmico (TBT) de modo a verificar seu desempenho global e a validar e refinar o modelo termo-matemático. Normalmente o TBT é realizado em um protótipo, chamado de Modelo Térmico (MT), que reproduz do ponto de vista térmico as características dimensionais e materiais do satélite. Ao longo deste teste, o MT é submetido a condições ambientais próximas às que vai encontrar em órbita durante as fases críticas da missão, devendo atingir níveis de temperatura previamente especificados. Caso isto não ocorra, o modelo matemático deve ser corrigido e, eventualmente, o projeto térmico modificado.

Durante o TBT, as cargas térmicas externas são usualmente produzidas por meio de simulador solar com auxílio de um sofisticado sistema de suporte que permite posicionar o espécime em diferentes atitudes com relação ao feixe solar. Esta técnica possui a desvantagem de ter um alto custo operacional e de manutenção, além de não possibilitar a simulação da carga térmica devido ao albedo e à radiação terrestre. No caso de satélites e geometria externa simples, com órbita baixa, a simulação solar pode ser substituída com vantagem por outros dispositivos como, por exemplo, lâmpadas de infravermelho, dissipadores térmicos de contacto ("skin heaters") ou camisas térmicas ("infrared shrouds"), desde que as propriedades termo-ópticas das superfícies externas sejam conhecidas com precisão [1]. Para o TBT do satélite de Coleta de Dados descartou-se o emprego de um simulador solar devido ao elevado custo envolvido, optando-se pela utilização de "skin heaters" em razão das condições favoráveis de geometria e das características da missão. Os "skin heaters" são resistências de íquel-cromo com isolamento de Kapton que, colados às superfícies externas do espécime, simulam o fluxo solar absorvido em termos de intensidade e uniformidade. Cada dissipador térmico de contacto deve possuir a mesma emissividade do substrato de modo a também reproduzir a emissão de calor do satélite para o espaço.

Algumas das principais vantagens da técnica de "skin heaters", segundo Presley e Clifford [2], são:

- boa precisão na medida do calor dissipado;
- distribuição uniforme do fluxo de calor;

- dispensa a necessidade de dispositivos para rotação do satélite e de estruturas para aplicação do calor;
- inexistência de interferências na visibilidade entre satélite e a parede fria da câmara de vácuo;
- boa repetibilidade e adaptável a controle automático;
- inexistência de limitações quanto ao tamanho do satélite;
- menor investimento e consumo de energia.

As principais desvantagens são:

- impossibilidade de verificação do valor da absortividade das superfícies externas do satélite;
- risco de degradação das coberturas externas como, por exemplo, células solares pela colagem dos "skin heaters".

O presente trabalho tem por objetivo descrever o teste de balanço térmico do MT do Satélite de Coleta de Dados, realizado com sucesso no Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE. O teste do MT teve uma duração de 72 horas ininterruptas e consumiu aproximadamente três meses de preparação, mobilizando mais de 20 engenheiros e técnicos de diversas equipes do INPE.

DESCRIÇÃO DO SATÉLITE DE COLETA DE DADOS

O Satélite de Coleta de Dados, ilustrado pela Figura 1, tem a forma de um prisma octogonal, com 100 cm de diâmetro e 67 cm de altura. O principal elemento estrutural é um cilindro central vertical. Internamente, os equipamentos são montados principalmente sobre dois painéis horizontais (central e inferior). A massa total do satélite está limitada a 115 kg. A estrutura é feita de alumínio e colmeia de alumínio, pesando 23 kg.

Em órbita, o satélite será estabilizado inercialmente por uma rotação de 180 rpm em torno do eixo do prisma. O satélite possui os seguintes subsistemas: suprimento de energia, computador de bordo, controle de atitude, repetidor-modulador de coleta de dados, repetidor coerente para comunicações de serviço, estrutura e controle térmico. A órbita nominal do satélite é circular com uma altitude de 750 km, com duração de 99 minutos, num plano com inclinação de 25 graus em relação ao Equador.

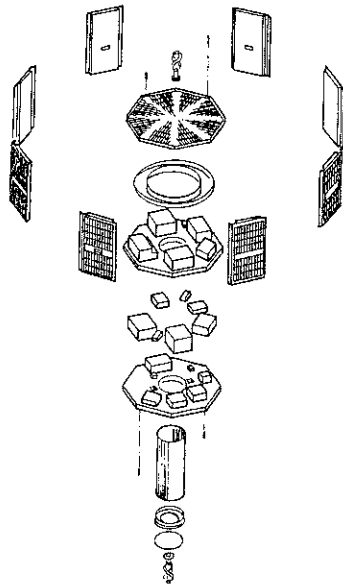


Figura 1 - Vista explodida do Satélite de Coleta de Dados

O controle térmico é feito de forma passiva, por meio de tintas, revestimentos e arruelas, possibilitando regular as trocas de calor por condução e/ou radiação entre regiões do satélite e entre este e o meio exterior. A Tabela 1 sumariza algumas das soluções adotadas para o controle térmico do MT. A distribuição de temperatura no satélite é calculada pelo método de diferenças finitas, dividindo-se o sistema numa malha de 104 nós isotérmicos (21 nós para equipamentos e 83 para a estrutura).

TABELA 1

CARACTERÍSTICAS DO CONTROLE TÉRMICO DO MODELO TÉRMICO

LOCALIZAÇÃO	CARACTERÍSTICA	OBJETIVO
Compartimento Superior	Tinta preta $\epsilon = 0.9$	Minimizar gradientes internos
Compartimento Inferior	Fita aluminizada $\epsilon = 0.03$ Arruelas de inox entre painéis laterais e octogonais	Evitar resfriamento excessivo
Bateria	Fita aluminizada $\epsilon = 0.03$ Graxa térmica na base Revestimento na face externa do painel inferior	Minimizar variações de temperatura excessivas
Transponder DCP	Fita aluminizada $\epsilon = 0.03$ Arruelas de inox na base	Desacoplar do ambiente

FONTE: referência [3], pp 6-8.

MONTAGEM DE TESTE

O teste de balanço térmico do MT foi realizado na câmara vácuo-térmica de 3 m x 3 m do LIT/INPE. Esta câmara possui a forma de um cilindro horizontal e totaliza mais de 21000 litros de volume útil. Seu sistema de vácuo é constituído por uma bomba mecânica rotativa de palhetas duplo estágio, de 93 m³/h, uma bomba tipo Roots Blower, de 480 m³/h, e duas bombas criogênicas de 890 mm de diâmetro, refrigeradas a He e LN₂, com capacidade de 25000 l/s cada uma. O sistema térmico é composto por uma camisa de alumínio e um circuito para circulação forçada de GN₂ a densidade constante e temperatura controlada entre -180°C e +150°C. A camisa térmica é pintada internamente com tinta preta com emissividade de 0.9. Os sistemas térmico e de vácuo possuem controladores dedicados podendo operar automaticamente.

As cargas térmicas foram simuladas por meio de "skin heaters" instalados nas superfícies externas do MT e, internamente, nas caixas de simulação dos equipamentos. O suprimento e o controle de potência para alimentação dos "skin heaters" foi realizado através de um controlador programável Edwards 2012, seis fontes de tensão DC e um conjunto de relés e resistências calibradas.

Para aquisição das medidas de temperatura e potência elétrica durante o teste utilizou-se um sistema de aquisição de dados HP3054, terminais gráficos de vídeo e impressoras, gerenciados por um computador central HP1000. Os sistemas de suprimento de potência, de aquisição de dados e de controle da câmara de vácuo foram alimentados por um sistema "no break" de energia elétrica.

Nas medidas de temperatura foram empregados 99 termopares Omega tipo T (AWG 36, com isolamento de teflon) e duas termoresistências de platina Omega Pt 100. Outros 22 termopares foram utilizados para monitoração da câmara vácuo-térmica. Todos os termopares foram verificados em LN₂ e em água destilada com gelo e apresentaram desvios inferiores a 0.2°C. O nível de vácuo no interior da câmara foi medido com sensores Pirani Edwards PRH 10 (vácuo primário) e de ionização Varian (vácuo secundário).

Durante o teste, o MT foi acoplado ao suporte de espécime da câmara por meio de quatro cabos de aço inox 316, com 1.8 mm de diâmetro e 670 mm de comprimento, com buxas de teflon nas extremidades inferiores para minimizar as perdas de calor. O suporte de espécime da câmara foi envolto com camadas de superisolação de modo a reduzir o acoplamento radiativo deste com o MT.

A Figura 2 apresenta um esquema geral da montagem do teste de balanço térmico do MT do Satélite de Coleta de Dados.

PROGRAMA DE TESTE

O teste de balanço térmico do MT foi dividido em cinco fases distintas, conforme apresentado na Tabela 2, e procurou reproduzir as três condições de operação mais críticas do ponto de vista térmico que nortearam o projeto térmico do satélite. Para as fases em regime permanente, a potência dissipada em cada "skin heater" correspondeu a carga térmica média absorvida por cada nó ao longo de uma órbita.

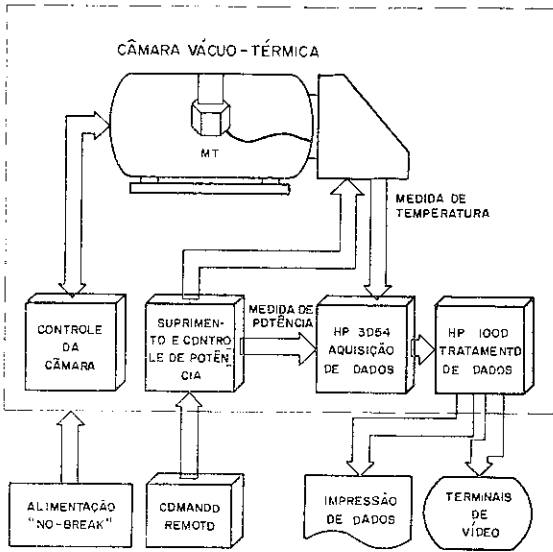


Figura 2 - Esquema Geral da Montagem de Teste

TABELA 2

FASES DO TESTE DE BALANÇO TÉRMICO DO MT

FASE/REGIME	CARACTERÍSTICA	DURAÇÃO
AGEOMAX/ Permanente	Máxima carga térmica Fluxo solar a 49 graus do eixo de rotação	em regime: 3 horas total: 15 horas
AGEOMAX/ Transitório	Máxima carga térmica Fluxo solar a 49 graus do eixo de rotação	em regime: 99 min total: 11 horas
LATMIN/ Transitório	Mínima carga térmica Fluxo solar perpendi- cular ao eixo de rotação	em regime: 99 min total: 21.5 horas
AGEOMIN/ Transitório	Máximo gradiente Fluxo solar paralelo ao eixo de rotação	em regime: 99 min total: 11 horas
AGEOMIN/ Permanente	Máximo gradiente Fluxo solar paralelo ao eixo de rotação	em regime: 3 horas total: 7.5 horas

Durante a execução das diversas fases do teste, o nível de vácuo na câmara foi mantido na faixa de 1×10^{-5} Torr e a temperatura da camisa térmica permaneceu inferior a -175°C . A variação da potência elétrica dissipada nos "skin heaters" foi comandada automaticamente pelo controlador programável Edwards 2012 durante as fases de regime transitório, e manualmente por um disparador remoto quando da mudança de uma fase para outra. O critério de estabilização adotado durante o teste foi o seguinte:

regime permanente, $\Delta T \leq 0.1^{\circ}\text{C/h}$ em 80% dos nós,

regime transitório, $\Delta T \leq 0.5^{\circ}\text{C}$ para o mesmo instante de duas órbitas consecutivas, em 80% dos nós.

A precisão requerida foi de $\pm 1.0^{\circ}\text{C}$ nas medidas de temperatura na faixa de -50°C a $+100^{\circ}\text{C}$, de $\pm 1.5^{\circ}\text{C}$ na faixa de -50°C a -100°C , e de 0.5% nas leituras de potência.

O teste de balanço térmico foi coordenado e executado pela equipe de testes térmicos do LIT, sob a supervisão do grupo de controle térmico do Departamento de Mecânica, responsável pela especificação do MT, e do grupo de Garantia do Produto do INPE.

RESULTADOS

O teste de balanço térmico do MT transcorreu ininterruptamente durante 72 horas sem que nenhum incidente ou anomalia relevante fossem verificados, tendo sido acumulados 16 MBytes de dados tratados de temperatura e potência. Todos os sistemas que compunham a montagem de teste operaram neste período dentro das condições nominais previstas inicialmente. As potências dissipadas nos "skin heaters" apresentaram desvios inferiores a 10% em relação aos valores previamente especificados. Dos 99 termopares instalados no espécime, seis canais foram perdidos durante o teste e outros quatro apresentaram problemas intermitentes ao longo de algumas fases. Não foram constatados, também, sinais de contaminação química por materiais voláteis no MT nem na camisa térmica da câmara de vácuo.

Com relação ao desempenho do MT, não foram verificadas discrepâncias relevantes entre as temperaturas medidas nos principais equipamentos do espécime, ao longo das cinco fases do teste, e as temperaturas previstas pelo modelo matemático desenvolvido. Durante as fases AGEOMAX e AGEOMIN, por exemplo, após a atualização do valor das potências efetivamente dissipadas nos diversos nós, esta diferença foi inferior a 5°C [3]; na maioria dos equipamentos, como ilustram as Figuras 3 e 4. Assim, de um modo geral, os equipamentos eletrônicos, simulados por caixas de alumínio no interior do MT, permaneceram dentro das faixas de temperatura admissíveis para o seu funcionamento normal.

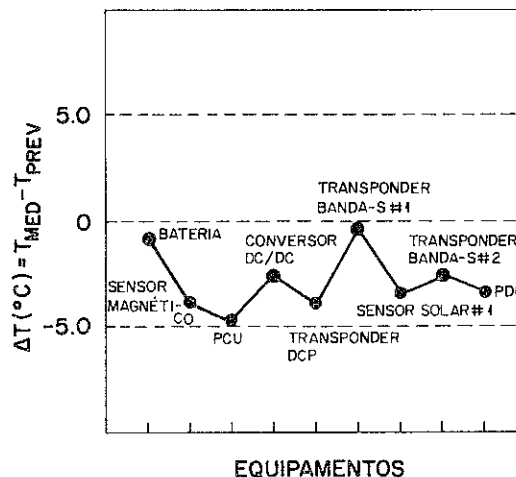


Figura 3 - Diferença entre as temperaturas medidas e previstas, durante a fase AGEOMAX.

ABSTRACT

This paper describes the development of the thermal balance test program of the Data Collecting Satellite thermal model. This test was conducted during February, 1988, at the Integration and Tests Laboratory/INPE, using a 21000 liters working volume thermal vacuum chamber.

The objectives of the thermal balance test were to validate the thermal mathematical model of the spacecraft and to verify the thermal control system performance under a simulated space environment.

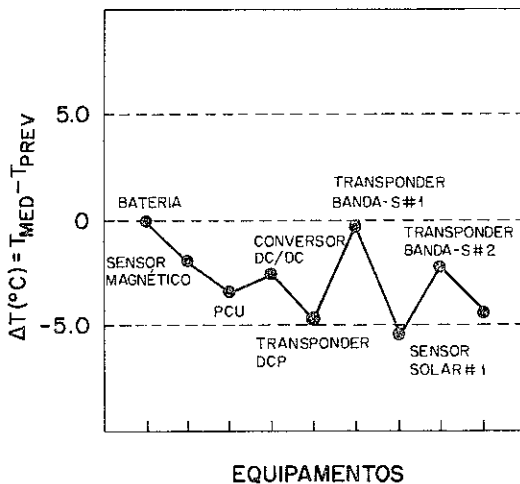


Figura 4 - Diferença entre as temperaturas medidas e previstas, durante a fase AGEOMIN.

CONCLUSÕES

A partir da experiência e dos resultados adquiridos durante o teste de balanço térmico do MT, conclui-se que:

- a utilização da técnica de "skin heaters" pode ser considerada uma solução simples, eficaz e de baixo custo para o teste de satélites com as características do Satélite de Coleta de Dados;
- a montagem de teste adotada bem como os procedimentos e as rotinas empregadas mostraram-se adequadas às exigências de um teste de longa duração como o TBT;
- o modelo matemático desenvolvido apresentou uma boa correlação com os resultados experimentais obtidos.

Finalmente, deve-se acrescentar que os resultados do TBT dispensaram a necessidade do desenvolvimento de um novo MT e a realização de um teste de balanço térmico adicional, antes do início da construção do modelo de voo, uma vez que não serão exigidas modificações relevantes no projeto do controle térmico do satélite. Este fato é particularmente importante tendo-se em vista o elevado custo total do TBT, aproximadamente 150 mil dólares.

REFERÊNCIAS

- [1] Redor, J.F., "La Qualification du Sous-Systeme de Controle Thermique du Satellite ESRO-IV", In European Space Research Organisation (ESRO), Structural & Thermal Tests Their Evolution and Present Trends, Noordwijk (1972), pp 69-92.
- [2] Presley, H.W. and Clifford, R.P., "Tape Heating Method for Space Simulation Testing", TRW Space & Technical Group.
- [3] Cardoso, H.P. et alii, "Critical Design Review Document - Thermal Control Sub-system", INPE, São José dos Campos, Brasil (1988).