

CONTROLE TÉRMICO DO BLOCO GIROMÉTRICO DA PLATAFORMA SUB-ORBITAL

Valeri V. Vlassov

*INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, S.J.Campos, SP
55-012-3945-6206, vlassov@dem.inpe.br*

Issamu Muraoka

*EMBRAER - Empresa Brasileira de Aeronáutica, S.J.Campos, SP
55-012-3945-7657, issamu.muraoka@embraer.com.br*

Resumo

Este trabalho apresenta o projeto e a análise do sistema de controle térmico do bloco girométrico da PSO (Plataforma Sub-Orbital). Análises e testes preliminares detectaram problemas térmicos no bloco girométrico devido a sua alta dissipação térmica (60 W). Para redução da temperatura dos componentes críticos, foram utilizados dois recursos: (i) incremento do aterramento térmico dos componentes através de conexões com peças de alumínio e cordões flexíveis de cobre e pintura com tinta negra; (ii) uso de um capacitor térmico com material de mudança de fase (PCM), acoplado ao bloco girométrico. A performance do capacitor, preenchido com 781 g de n-icosane $C_{20}H_{42}$, foi confirmada através de testes termo-vácuos. Manteve-se uma temperatura estável na faixa de 36 a 42 °C durante 55 min, impondo-se uma carga térmica de 60 W. Os dados de vôo mostraram que o utilização de PCM foi uma solução adequada para a PSO.

Introdução

A Plataforma Sub-Orbital (PSO) é a primeira plataforma projetada e fabricada no Brasil para realização de experimentos em ambiente de micro-gravidade, em vôo sub-orbital. Ela foi desenvolvida pelo INPE e lançada por um foguete Sonda III, do IAE/CTA, em dezembro de 2000. O objetivo foi testar equipamentos de suporte incluindo micro-propulsores, receptor GPS, software de controle e giroscópios (bloco girométrico).

No vôo sub-orbital, o ambiente de micro-gravidade ocorre após a queima do último estágio do foguete até a reentrada na atmosfera, e tem duração aproximada de 8 minutos. Neste período a plataforma segue uma trajetória parabólica chegando a uma altitude de 500 km. A estabilização (redução de velocidade angular) é feita por micro-propulsores, logo após a queima do último estágio.

Testes preliminares detectaram problemas térmicos em dois componentes do bloco girométrico, devido a suas altas gerações de calor. Um deles é o bloco suspenso, onde estão instalados dois giroscópios, e o segundo é um conjunto de três amplificadores de potência (chip) instalados sobre uma placa de circuito impresso. Durante os testes as temperaturas atingiram os limites máximos nos dois componentes. Considerando que no lançamento as condições poderiam ser mais críticas que as de laboratório (temperatura ambiente mais alta, incidência de radiação solar sobre a PSO, aquecimento cinético), os componentes poderiam ultrapassar seus limites máximos.

A solução consistiu em melhorar dois aspectos do bloco girométrico: (i) reduzir o diferencial de temperatura entre os componentes críticos e a caixa externa do bloco girométrico e (ii) reduzir a temperatura da caixa do bloco girométrico. A redução do diferencial de temperatura entre os componentes e a caixa do bloco girométrico foi feita aumentando-se a condução de calor entre estes pontos. A redução de temperatura da caixa foi obtida através de um capacitor térmico com mudança de fase, acoplada a mesma.

Uso do calor latente de fusão para absorver energia e estabilizar temperatura é o princípio de funcionamento dos capacitores com PCM (Phase Change Material). Capacitores térmicos já foram utilizados em satélites e lançadores para estabilização térmica de equipamentos eletrônicos. Pesquisas

nesta área foram realizadas nos E.U.A. (Grodzka e Fan, 1968, Hale et al., 1971, Fixler, 1966), na Europa (Abhat e Groll, 1974) e também no Brasil (Alves, 1983, Vlassov e Muraoka, 1995-2001).

Componentes Críticos e Testes Preliminares

O bloco girométrico possui dois componentes críticos do ponto de vista térmico. Um deles é o bloco suspenso, onde estão instalados dois giroscópios (giros) que dissipam no total 34 W durante a operação em regime. Este componente é fixado à caixa através de 4 buchas de borracha que têm função de amortecedor mecânico. Devido a baixa condutividade térmica da borracha, estas buchas dificultam a condução do calor gerado nos giros para as paredes da caixa. A faixa de temperatura de operação dos giros é $-40 \sim 85$ °C.

O segundo componente que deve ser analisado é um conjunto de três amplificadores de potência com dissipação da ordem de 2 W cada um. A faixa de temperatura de operação na qual este componente atende a todas as especificações é $-25 \sim 85$ °C no "case".

Embora a PSO tenha um período de vôo de aproximadamente 15 minutos, o bloco girométrico deverá estar ligado antes da ignição do foguete para testes de pré-lançamento. Isto implica que a PSO deverá operar por um tempo maior que o de vôo.

Nos testes realizados em laboratório, as temperatura, tanto no amplificador como no bloco suspenso, alcançaram um valor em torno de 85 °C, após 80 minutos de funcionamento. Para as condições do teste realizado, as temperaturas dos componentes estão no limite máximo das respectivas faixas operacionais. Entretanto comparando-se as condições do teste e as da base de lançamento pode-se apontar fatores que elevariam as temperaturas dos componentes acima dos seus limites operacionais.

Incremento no aterramento térmico dos componentes críticos

Analisando-se os resultados do teste observou-se um grande diferencial de temperatura entre os componentes (amplificadores e bloco suspenso) e as paredes do equipamento, sendo em torno de 35 °C. Para reduzir a temperatura destes componentes, trabalhou-se no incremento das trocas térmicas entre estes pontos.

O bloco suspenso é fixado à caixa através de buchas de borracha para amortecimento da vibração mecânica. Para aumentar a condução térmica, interligou-se o bloco suspenso e a base do equipamento com 10 cordões flexíveis de cobre, com seção transversal de 0.8×4.0 mm e comprimento de 35mm. Com isso, estimou-se uma redução na temperatura do bloco suspenso em 8 °C

Outra providência tomada foi a pintura, com tinta negra, do bloco suspenso e das paredes internas do bloco girométrico. Isto aumenta a troca térmica por radiação entre estes dois pontos, reduzindo o diferencial de temperatura entre eles. Originalmente o acabamento era em metal polido, cuja emissividade é da ordem de 0.1, enquanto a tinta preta tem emissividade em torno de 0.9. Com esta providência, estimou-se uma redução de 6 °C no diferencial de temperatura.

Para reduzir o gradiente de temperatura entre os amplificadores e a caixa do bloco girométrico, colocou-se uma peça de alumínio, unindo os componentes e a parede da caixa. Originalmente os amplificadores já eram aterrados por uma placa de alumínio de 1mm de espessura, colada numa das faces da placa de circuito impresso. Com a barra adicional estimou-se que o diferencial fosse reduzida em 17 °C.

Tanto nos amplificadores como no bloco suspenso, mesmo com as providências citadas anteriormente, a previsão da temperatura mais pessimista na base de lançamento ainda supera a temperatura observada durante o teste. Uma redução maior nas temperaturas dos componentes só é possível com a redução no bloco girométrico como um todo. Em função do tempo curto de missão, decidiu-se acoplar um capacitor térmico ao equipamento. Esta solução, além de permitir uma redução na temperatura no bloco girométrico, torna a temperatura do mesmo praticamente independente das condições externas, garantindo a estabilidade térmica do equipamento mesmo após o lançamento, com o aquecimento cinético.

Capacitor térmico com mudança de fase

O capacitor térmico consiste em uma caixa contendo um material que ao se fundir, absorve energia na forma de calor latente evitando o aquecimento. Ele é montado entre o bloco girométrico e a estrutura da PSO conforme mostra a Fig. 1.

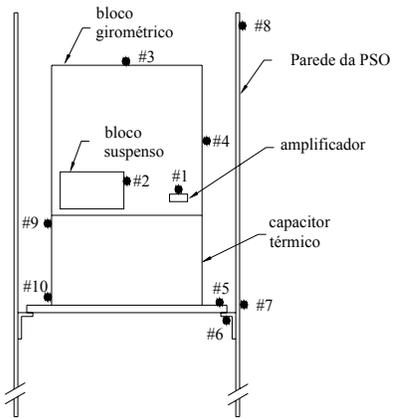


Fig. 1. Lay-out dos equipamentos e localização dos sensores de temperatura

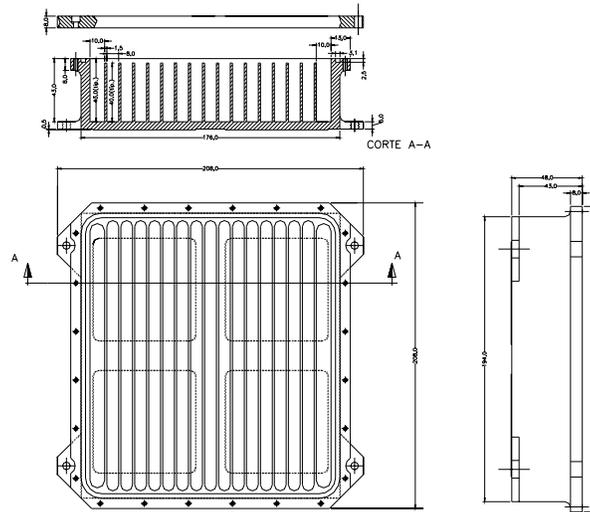


Fig. 2. Desenho do Capacitor Térmico

Em função da temperatura de trabalho do bloco girométrico e da disponibilidade no mercado, escolheu-se a parafina n-eicosane ($C_{20}H_{42}$) como material de mudança de fase. Suas propriedades, apresentadas por Hale et al. (1971), são as seguintes: ponto de fusão: $36.7\text{ }^{\circ}\text{C}$; calor latente de fusão: $247\ 10^3\ \text{J/Kg}$; capacidade térmica: $2210\ \text{J/Kg/ }^{\circ}\text{C}$ (sólido) e $2010\ \text{J/Kg/ }^{\circ}\text{C}$ (líquido); densidade: $856\ \text{Kg/m}^3$ (sólido) e $778\ \text{Kg/m}^3$ (líquido); condutividade térmica: $0.15\ \text{W/m}^{\circ}\text{C}$

Devido a baixa condutividade térmica da parafina, a caixa, mostrada na Fig. 2, é provida de aletas para facilitar a condução de calor até a região de mudança de fase. Para evitar pressões altas no interior da caixa, deixou-se um volume vazio da ordem de 7% do volume interno da caixa. A caixa foi confeccionada em alumínio 6061, tendo, após a montagem, uma massa total de 3183 g (caixa: 2402 g; parafina: 781 g). A massa de parafina tem capacidade de absorver, durante a sua fusão, um potência de 60 W por 54 minutos.

O capacitor térmico foi submetido a testes, antes de ser montado na PSO, para levantar suas características operacionais. Isolou-se termicamente o capacitor e dissipou-se uma potência de 60 W em uma resistência colada a ele. A Fig. 3 apresenta a evolução das temperaturas.

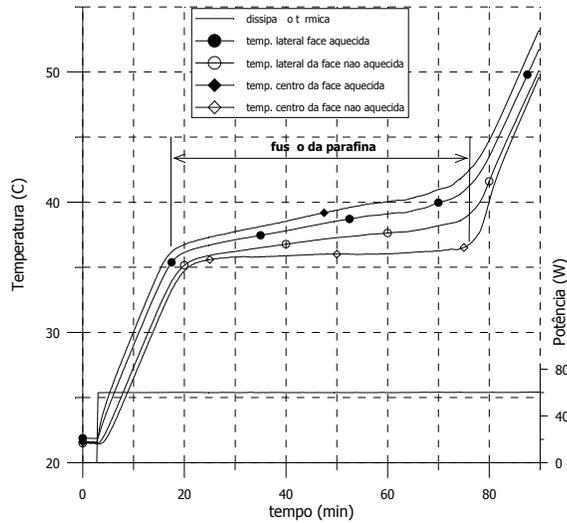


Fig. 3. Evolução da temperatura do capacitor térmico com dissipação de 60 W

Teste de aceitação e dados de voo

Após a implementação das soluções descritas, realizou-se um teste em ambiente de laboratório. O bloco girométrico e o capacitor térmico foram montados na estrutura da PSO e instrumentados com sensores de temperatura nos locais indicados na Fig. 1. A evolução das temperaturas durante o teste está mostrada na Fig. 4.

Uma vez atingido o ponto de fusão da parafina em $t \approx 80\ \text{min}$, a temperatura manteve-se estável, com uma taxa de subida muito pequena. No instante $t \approx 230\ \text{min}$, com a fusão de toda a massa de parafina, a temperatura começa a subir com uma taxa maior. A temperatura começa a cair após o desligamento do bloco girométrico em $t \approx 310\ \text{min}$.

Verificou-se que, com as soluções adotadas, as temperaturas dos componentes críticos sofreram uma redução de aproximadamente 25 °C em relação às observadas no teste preliminar. Esta redução satisfaz os requisitos de temperatura dos componentes.

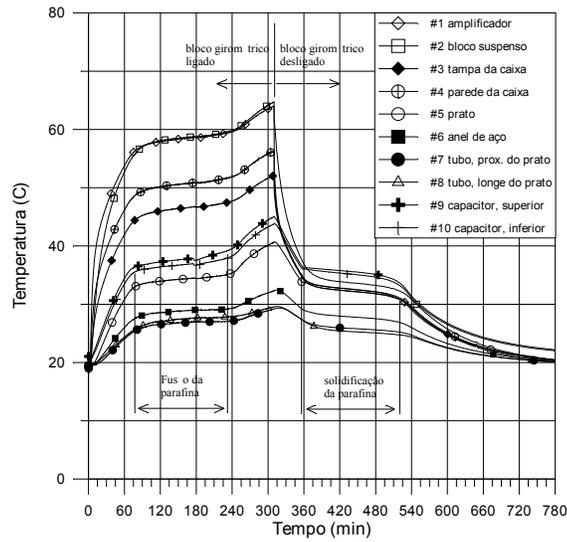


Fig. 4. Evolução das temperaturas durante o teste com as soluções implementadas

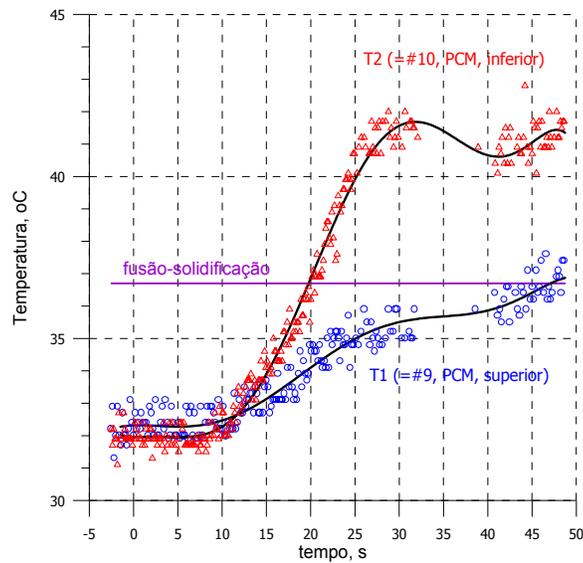


Fig. 5. Evolução das temperaturas do capacitor térmico durante o lançamento
Rio de Janeiro, 24-26 de Outubro, 2001, Brasil

Observa-se que o tempo de fusão da parafina neste teste foi de 150 minutos enquanto que no realizado anteriormente com o capacitor isolado, este tempo foi de 55 minutos. Esta diferença deve-se ao fato de que, no teste com a PSO, parte do calor gerado no bloco girométrico foi perdido para o meio ambiente.

Na configuração de vôo, o capacitor foi instrumentado com 2 termistores (T1 e T2, nas posições #9 e #10 da Fig. 1). Devido a problemas no lançamento, os dados de vôo foram registrados somente durante 50 s com um intervalo de interrupção, e são apresentados na Fig. 5 (após filtragem e aproximação). O bloco girométrico foi ligado cerca de 7 minutos antes da ignição, o que resultou nas temperaturas T1 e T2 de aproximadamente 32 °C em $t=0$ s. Após a ignição, a temperatura da parede da PSO subiu devido ao aquecimento cinético, elevando a temperatura T2 na base do capacitor. No instante $t=30$ s iniciou-se a fusão da parafina fazendo com que a temperatura T2 se estabilizasse em torno de 41 °C.

Na ausência do capacitor, a temperatura T2 representaria a temperatura na base do bloco girométrico, cuja curva de subida, se extrapolada, atingiria rapidamente um valor muito alto. Somando-se a este o gradiente interno do bloco girométrico, certamente os componentes críticos estariam com temperaturas acima dos seus limites máximos.

Conclusões

A concepção aplicada para controle térmico do bloco girométrico da PSO consistiu em (i) reduzir o diferencial de temperatura entre os componentes críticos e a caixa externa e (ii) estabilizar a temperatura da caixa com um capacitor térmico. Os testes realizados e os resultados de vôo mostraram que o capacitor térmico com PCM foi capaz de manter estável a temperatura do bloco girométrico em diversas condições, incluindo funcionamento prolongado em temperatura ambiente e em lançamento, com a PSO sujeita a aquecimento cinético.

Referências bibliográficas

- Hale, D.V.; Hoover, M.J.; O'Neill, M.J. Phase change materials handbook, Huntsville Alabama, Lockheed Missiles & Space Company, 1971 (NASA CR-61363).
- Grodzka P.G., Fan C. Thermal control by freezing and melting. LMSC-HREC A791342, NAS8-21123, Lockheed Missiles and Space company, Huntsville, Ala, 1968.
- Fixler, S. Z. Satellite thermal control using phase change materials. J. Spacecraft, vol.3, No 9, 1966.
- Abhat A, Groll M. Investigation of phase change material (PCM) devices for thermal control purposes in satellites. AIAA Paper 74-728, July 1974.
- Alves C.L.F. Armazenamento térmico com mudança de fase em tubos cilíndricos aletados. Tese de Doutorado, Instituto de Tecnológica de Aeronáutica (ITA), Brasil, 1983.
- Vlassov, V.V.; Muraoka, I. Transient thermal study of the phase change material package with fins-strip matrix for satellite thermal control application. Anais do COBEM-CIDIM/95, XIII Congresso Brasileiro e II Congresso Ibero Americano de Engenharia Mecânica, 12-15 de dezembro de 1995, UFMG, Belo Horizonte - MG –Brasil.
- Vlassov, V.V. Melting-solidification in phase change material package with nonuniform filler. Anais do VI ENCIT/LATCYM-96: Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciências Térmicas, - Congresso Latino-Americano de Transferência de Calor y Materia, Florianópolis SC, Brasil, 11-14 de novembro 1996, Vol. 2, pp. 979-984.
- Muraoka, I., Varotto, S.E.C., Vlassov, V.V., Milani, P.G., Cândido, P.A. Sistema de controle térmico do bloco girométrico da plataforma sub-orbital. Relatório INPE-8001-RPQ/715, S.J.Campos, SP, Brasil, 2000, 26 p.
- Vlassov, V.V., Muraoka, I., Cândido, P.A. Development, experimental and theoretical investigation of thermal capacitors with phase change materials. Relatório INPE-8412-RPP/225, S.J.Campos, SP, Brasil, 2001, 161 p.