

ROCHA, Gabriel; MALAVOLTA, Alexandre Tácito. Análise térmica de um satélite tipo cubesat operando em órbita terrestre. In: WORKSHOP DE INOVAÇÃO, PESQUISA, ENSINO E EXTENSÃO, 3., 2018, São Carlos, SP. *Anais...* São Carlos, SP: IFSP, 2018. p. 155-158. ISSN 2525-9377.

ANÁLISE TÉRMICA DE UM SATÉLITE TIPO CUBESAT OPERANDO EM ÓRBITA TERRESTRE

GABRIEL ROCHA; ALEXANDRE TÁCITO MALAVOLTA

Universidade Federal de São Carlos, São Carlos, Brasil

RESUMO: O principal objetivo do trabalho foi o de elaborar um modelo térmico computacional para realizar análises térmicas em um satélite do tipo CubeSat. Para tanto, foi adotado como modelo o Cubesat NanoSatC-BR1, o qual foi simulado no software de elementos finitos NX Space Thermal. Os resultados obtidos pelo modelo são as temperaturas de operação em órbita nos diferentes subsistemas do equipamento que, posteriormente, serão comparados com telemetrias térmicas. Tem-se também que os dados obtidos podem servir de suporte para projetos térmicos de satélites de mesmo porte, como por exemplo, o NanoSatC- BR2 (atualmente em desenvolvimento) podendo garantir que as temperaturas de operação permaneçam dentro dos limites pré-estabelecidos, evitando a falha pré-matura de componentes dos subsistemas.

PALAVRAS-CHAVE: Análises Térmicas. CubeSat. Elementos Finitos.

ABSTRACT: The focus of this study was the development of a computational thermal model to carry out thermal analysis on a CubeSat type satellite. In order to do so, the CubeSat NanoSatC-BR1 was adopted as a model case, which was simulated in NX Space Thermal finite element software. The results obtained by the model were the operating temperatures in orbit in different subsystems of the equipment that will later be compared with thermal telemetry. The data obtained can be used as a basis for thermal designs of same-sized satellites, such as NanoSatC-BR2 (currently under development), being able to ensure that operating temperatures remain within pre-established limits, avoiding early failures of the subsystem components.

KEYWORDS: Thermal Analyzes. CubeSat. Finite Element.

INTRODUÇÃO

No desenvolvimento de projetos de satélites, assim como qualquer equipamento aeroespacial, a manutenção de temperaturas de suas cargas úteis é um dos grandes desafios encontrados. Sendo assim, o tema central do presente trabalho foi o de realizar análises térmicas, a partir da construção de um modelo térmico computacional, de um CubeSat denominado NanoSatC – BR1, satélite o qual foi desenvolvido a partir do projeto denominado NanoSatC-BR - Desenvolvimento de Cubesats pelos pesquisadores do INPE-MCT juntamente com o envolvimento de alunos de graduação de diferentes áreas da UFSM.

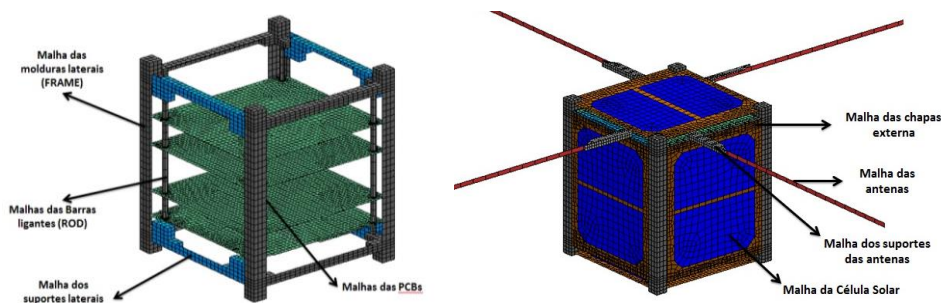
As temperaturas de operação em órbita previstas por modelos computacionais permitem que o projeto térmico do equipamento seja avaliado para que as temperaturas de operação permaneçam dentro dos limites pré-estabelecidos, evitando a falha pré-matura de componentes dos subsistemas durante a missão.

MATERIAL E MÉTODOS

O modelo térmico do Cubesat (Figura 1) foi elaborado com auxílio do software de elementos finitos NX Space Thermal a partir de uma sequência básica de etapas. Primeiro, a partir de um modelo CAD simplificado do satélite, construiu-se a malha utilizando elementos planos (células solares), sólidos (estrutura) e também do tipo massa concentrada 0D (componentes eletrônicos). Para garantir

uma coerência com o equipamento real, um balanço de massa foi executado comparando a massa total de cada subsistema do equipamento real (BOHRER; BALESTRIN, 2012) com o modelo computacional elaborado.

Figura 1 – Detalhes da malha do modelo térmico



Fonte: Elaborada pelos autores.

Em seguida foram aplicadas as condições de contorno na forma de acoplamentos térmicos condutivos e acoplamentos radioativos nas faces que trocam radiação com o ambiente espacial (faces externas), esses acoplamentos foram ajustados a partir de dados experimentais de testes térmicos disponibilizados pela equipe do INPE. Os carregamentos aplicados foram os fluxos radiantes do ambiente espacial (GILMORE, 2002) e as potências internas dissipadas pelos componentes. Foram analisados dois casos (caso quente e caso frio) os quais são classificados de acordo com a atitude do satélite e com a magnitude dos fluxos orbitais. Os parâmetros orbitais adotados nas análises são apresentados na Tabela 1.

Tabela 1 – Parâmetros orbitais

Tipo de órbita	Sol-Síncrona
Excentricidade	0,000686
Argumento do perigeu	355,26°
Hora local do nodo ascendente	10:30 a.m.
Período orbital	1 hora e 30 min

Fonte: Elaborada pelos autores.

As temperaturas limites de operação dos subsistemas do CubeSat são apresentadas na Tabela 2. Estes valores são comparados com os resultados obtidos pelo modelo. Vale ressaltar que os resultados obtidos serão validados com base em telemetrias térmicas disponibilizadas pela equipe da missão, como também eles serão comparados com resultados obtidos por outros autores, como por exemplo, os apresentados por Costa (2010), que apresenta resultados para os piores casos que o NanoSatC-BR1 poderia trabalhar.

Tabela 2 – Identificação dos limites de temperatura operacionais dos equipamentos

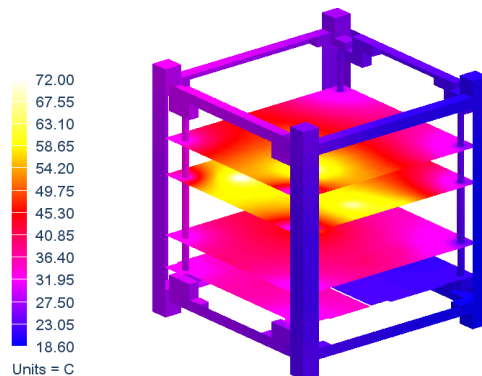
Subsistema e Estrutura	Componente	Limite de Temperatura Operacional min/max [°C]
Comunicação (TT&C)	Transceptor VHF downlink/ UHF uplink	-20/ +60
Computador de Bordo	Placa Mãe	-40/ +85
	Placa principal do sistema de Potência	-40/ +85
Subsistema de Potência	Conjunto de Baterias Lítio-Íon	Carregando: 0/ +45 Descarregando: -20/+60
	Células Solares	-40/ +85

Fonte: Traduzido de (COSTA, 2010).

RESULTADOS E DISCUSSÃO

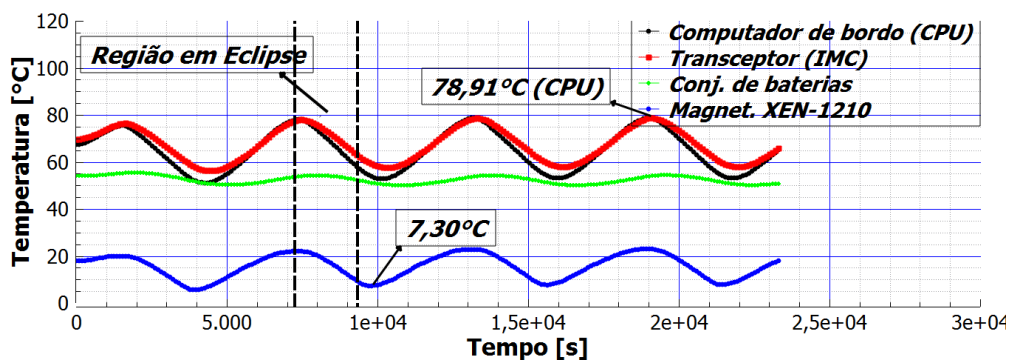
As simulações foram elaboradas ao longo de quatro órbitas em regime transiente estacionário. A distribuição típica de temperatura em partes do equipamento para o caso quente é ilustrada na Figura 2. A evolução de temperaturas ao longo do tempo, para o caso quente, é mostrada no Gráfico 1 para os componentes mais críticos e no Gráfico 2 para as células solares. Pode-se observar que o computador de bordo (CPU) é o subsistema que atingiu a maior temperatura de trabalho, 78,91°C. Porém, como observado na Tabela 2, esta temperatura está dentro do limite operacional. Avaliando-se as temperaturas nas células solares, verificou-se que as temperaturas atingidas também encontram-se dentro dos limites operacionais.

Figura 2 – Distribuição de temperatura [°C] (caso quente)



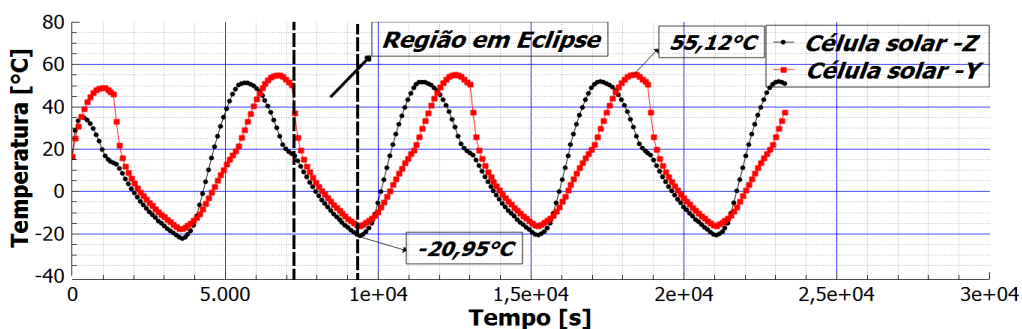
Fonte: Elaborado pelos autores.

Gráfico 1 – Variação de temperatura nos subsistemas (caso quente)



Fonte: Elaborado pelos autores.

Gráfico 2 – Variação de temperatura nas células solares (caso quente)

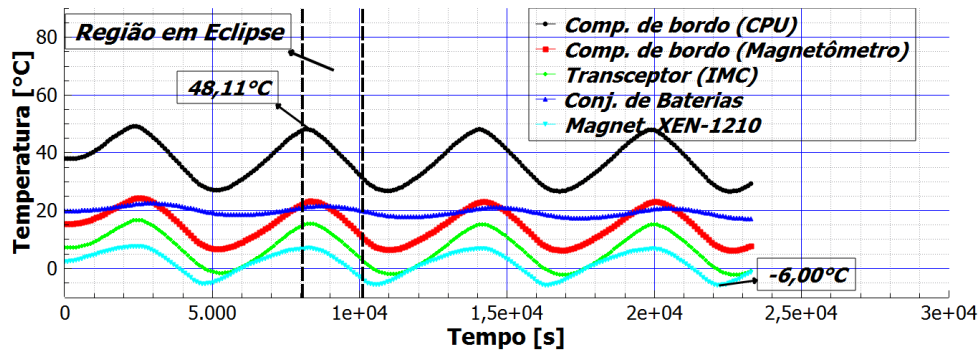


Fonte: Elaborado pelos autores.

Para o caso frio verificou-se que todas as temperaturas tanto nos módulos de operação como de serviço ficaram dentro dos limites de temperatura de operação (Gráfico 3). Para esse caso observou-se que as células solares obtiveram o mesmo comportamento do caso quente, sendo que

também elas ficaram dentro dos limites operacionais. Por último os resultados obtidos serão comparados com telemetrias térmicas para verificar a validade do modelo térmico computacional elaborado.

Gráfico 3 – Variação de temperatura nos subsistemas (caso frio)



Fonte: Elaborado pelos autores.

CONCLUSÕES

Os resultados obtidos indicam que, tanto para o caso quente como para o caso frio, as temperaturas dos subsistemas encontram-se dentro das faixas limites de temperatura de operação. Porém essas temperaturas de operação em órbita previstas pelo modelo serão posteriormente comparadas com dados de telemetrias térmicas, comprovando deste modo os resultados obtidos.

Vale ressaltar que esses resultados podem servir de suporte para projetos térmicos de satélites de mesmo porte, como por exemplo, o NanoSatC- BR2 (atualmente em desenvolvimento) podendo garantir que as temperaturas de operação permaneçam dentro dos limites pré-estabelecidos, evitando a falha pré-matura de componentes dos subsistemas.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP – processo nº 2015/26178-6) pelo suporte financeiro ao longo de todo o projeto.

REFERÊNCIAS

BOHRER, R. Z. G.; BALESTRIN, M. R. **Balanco de Massa NanosatC-Br1**. Centro Regional Sul De Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE – MCTI. Santa Maria, RS, 2012.

COSTA, Lucas Lopes. **Projeto do Subsistema de Controle Térmico para Cubesats**. 2010. 122 p. Trabalho de Monografia – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Santa Maria, 2010.

GILMORE, D. G. **Space Thermal Control Handbook**. 2. ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.