

Simulação Térmica do primeiro Cubesat brasileiro: NANOSATC-BR1

Lucas Lourencena Caldas Franke,
l.franke@hotmail.com

Tiago Travi Farias,
tiago.travi.farias@gmail.com

Maurício Ricardo Balestrini,
balestrinmr@gmail.com

Iago Camargo Silveira,
iago7_2011@hotmail.com

Guilherma Paul. Jaenisch,
guilherme.jaenisch@gmail.com

Marcos Antônio Dal Piaz,
marcosdpiaz@gmail.com

Dr. Otávio Santos Cupertino Durão,
otavio.durao@inpe.br

Dr. Nelson Jorge Schuch,
njschuch@gmail.com

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – Caixa Postal 5021 CEP: 97110-970 - Santa Maria, RS.

RESUMO: Este trabalho possui o objetivo de realizar uma análise do comportamento térmico do NANOSATC-BR1. O NANOSATC-BR1 é o primeiro satélite do Projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento de Cubestats, que é desenvolvido nas instalações construídas através da parceria entre o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais e o Centro de Tecnologia da Universidade Federal de Santa Maria (LACESM/CRS/INPE/MCTI). Esse projeto visa ao desenvolvimento de instrumentações científica e, simultaneamente, o desenvolvimento do projeto, construção, qualificação e lançamento de um nanossatélite científico nacional, na forma de cubo com 100mm de aresta e aproximadamente 1,33kg de massa. A análise térmica foi realizada com o principal objetivo de prever discrepâncias na distribuição de temperatura através do satélite, sendo que o satélite é exposto a severa variação de temperatura através de sua órbita. É utilizado um *software* especializado de análise térmica em órbita chamado SINDA/THERMAL DESKTOP, aplicando métodos numéricos de diferença finita, com o principal objetivo de obter o mapa térmico do satélite. Através da realização dos casos térmicos extremos, e possuindo apenas a estrutura metálica como estrutura de isolamento térmica, o satélite é apropriado para a missão, do ponto de vista térmico. O NANOSATC-BR1 foi lançado em 19 de Junho e está orbitando a Terra em modo nominal.

PALAVRAS-CHAVE: Simulação, Cubesat, Térmica

ABSTRACT: This work has goal to perform an analysis of NANOSATC-BR1 thermal behavior. The

NANOSATC-BR1 is the first satellite belonged to NANOSATC-BR Project – Development of Cubestats, which is performed in the facilities built on the partnership between the National Institute of Space Research and the Technological Center from Federal University of Santa Maria (LACESM/CRS/INPE-MCTI). The project aims the development of scientific instrumentation and, simultaneously, the development of the design, construction, qualification and launch of a national scientific nanosatellite, in a cube shape with 100 mm of edge and near to 1,33 kg of mass. The thermal analysis is performed with the main goal to predict discrepancies in the temperature distribution throughout the satellite, since the satellite is exposed to severe temperatures range throughout its orbit. A specialized software for thermal analysis in orbit is used, called SINDA/THERMAL DESKTOP, by applying numerical methods of finite difference, with the aim to obtain the thermal mapping of the satellite. By performing the extreme thermal cases, and having just the metallic structure as thermal isolation, the satellite is suitable for the mission, from the thermal point of view. The NANOSATC-BR1 was launched in June 19th and it is orbiting the Earth in a nominal regime.

KEYWORDS: *Simulation, Cubesat, Thermal*

INTRODUÇÃO

O satélite NANOSATC-BR1, o primeiro satélite do PROJETO NANOSATC-BR DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS, é um nanossatélite da classe dos Cubesats. Sendo assim, o nanossatélite se encaixa em todas as especificações devidas a um satélite da classe dos Cubesats, ou seja, o satélite possui massa de no máximo 1,33kg e uma forma cúbica com arestas de 100 mm.

Devido ao seu volume limitado o NANOSATC-BR1, Fig (1), possui uma arquitetura mecânica simplificada e compacta que engloba no seu interior cinco placas de circuito impressos (PCB – *printedcircuitboard*), com seus determinados componentes e suas distintas funções. O conjunto formado pela PCB e pelos seus componentes é chamado de subsistema. Para fins de simplificações, convém dividirmos o nanossatélite em módulo de serviço (subsistemas responsáveis por manter o satélite em funcionamento) e módulo de operação (subsistema de carga útil).

Segue a lista com a ordem em que os subsistemas do módulo de serviço e suas determinadas funções:

- Subsistema de antenas, responsável pelo envio e recepção de dados do satélite;
- Subsistema de computador de bordo, responsável pelo gerenciamento das funções do satélite;
- Subsistema de comunicação, responsável pela comunicação entre o satélite e a estação terrena;

- Subsistema de potência, responsável pelo armazenamento e distribuição de energia elétrica do satélite;

Além dos subsistemas do módulo de serviço, encontra-se o módulo de carga útil que engloba um magnetômetro XEN 1210, um chip FPGA produzido pela UFRGS e um chip *Driver* desenvolvido na Design House da UFSM em uma PCB única.

Os subsistemas, tanto os de operação quanto os de serviço, são fixados por quatro hastes de que são conectadas diretamente na estrutura e atravessam todos os subsistemas. Essas hastes são ligadas por parafusos ao quadro da estrutura na parte superior e inferior. Os quadros da estrutura são ligados as placas estruturais de alumínio por parafusos (quatro em cada face do cubo). Todas as partes da estrutura do nanossatélite são feitas de uma liga de alumínio AA 6061-T6. Coladas a essas placas estruturais, na parte exterior de nanosatélite, encontram-se os painéis solares, responsável pela conversão da energia absorvida do sol em energia elétrica.



Figura 1. NANOSATC-BR1, modelo de voo

Como o satélite estará exposto a diversas cargas térmicas extremas em órbita, uma simulação térmica deve ser realizada com o intuito de prever possíveis discrepâncias térmicas. Utiliza-se apenas a estrutura metálica.

METODOLOGIA

Para a realização do modelo numérico foi utilizada a plataforma de *softwares* SINDA/THERMAL DESKTOP que utilizam-se de métodos numéricos de diferença finita para analisar separadamente cada volume finito do satélite. Foi construído um modelo em CAD do NANOSATC-BR1, Fig (2) e Fig(3), a fim de se produzir a malha de elementos e após realizar a definição das propriedades térmicas do satélite para finalmente desenvolver uma simulação transiente de dois casos extremos, chamados de *hot case* e *cold case*. No modelo térmico foram utilizadas diversas simplificações com o intuito de

definir um modelo simples e de fácil solução numérica. Na parte interna, foram consideradas quatro *PCBs* com seus respectivos componentes mais dissipativos termicamente e as hastes metálicas que ligam as *PCBs* a estrutura não foram consideradas como sólidos, mas sim como condutores (meios de transmissão de calor por condução). Na parte estrutural foi considerado um esqueleto estrutural formado por dois quadros de alumínio e quatro hastes ligantes e os painéis estruturais metálicos (as propriedades térmicas as células solares que são coladas aos painéis estruturais foram consideradas apenas como revestimentos externos e não como sólidos).

As equações de transferência de calor por condução e radiação são as principais equações utilizadas no sistema térmico, visto que a convecção é negligenciada já que em órbita não há fluidos suficientes para que o fenômeno de convecção seja levado em conta.

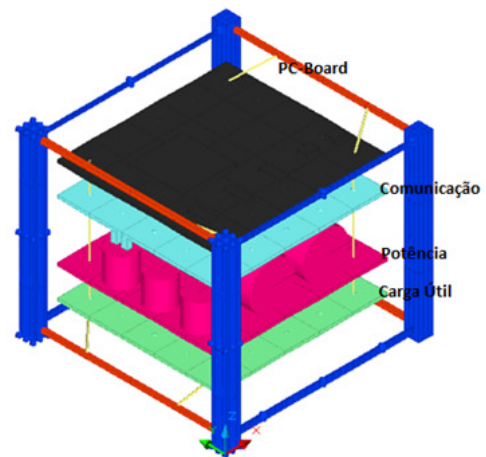


Figura 2. Desenho em CAD do NANOSATC-BR1, sem os painéis estruturais

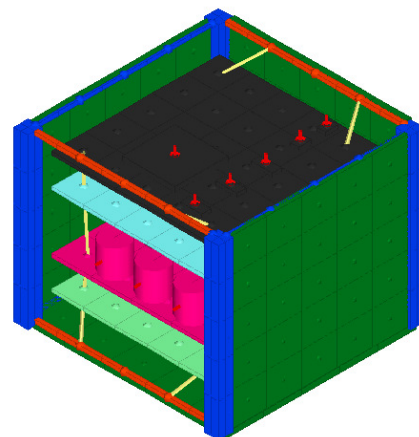


Figura 3. Desenho em CAD do NANOSATC-BR1, com os painéis estruturais

Haja vista que o NANOSATC-BR1 é composto por diversas placas de circuito impressoformadas por duas camadas de Cobre e três camadas de Liga FR-4, intercaladas entre si, há uma forte preocupação na determinação das condutividades térmicas dessas placas, o que é extremamente importante do ponto de vista de análise térmica. Utilizou-se de métodos de condutividade efetiva referenciados no artigo J.R. Culham, P. Teertstraand M.M. Yovanovich – THE ROLE OF SPREADING RESISTANCE ON EFFECTIVE CONDUCTIVITY IN LAMINATED SUBSTRATES.

Dividiu-se a análise em dois casos distintos com parâmetros orbitais opostos, do ponto de vista térmico, ou seja, *hot case*, Fig (4) e *cold case*, Fig (5). *Hot Case*: Todos os subsistemas em operação e órbita LEO (*low Earth orbit*), 600km de altitude, com ângulo beta de 90 graus. Sua atitude determina que uma face do satélite (X+) aponta para o Sol e outra (X-) sempre aponta para o espaço profundo. Para esse caso, foi definido que o valor do fluxo solar é de 1399 w/m², o valor do infravermelho terrestre (IR) é de 226 w/m² e o albedo é 40% do fluxo solar.

Cold Case: todos os subsistemas em modo *standby* e órbita LEO (*low Earth orbit*), 600 km de altitude, com ângulo beta de 0 grau. Esta órbita possui a característica de manter o satélite por mais tempo na sombra terrestre. Para esse caso, foi definido que o valor do fluxo solar é de 1309 W/m², o valor do infravermelho terrestre (IR) é de 202 W/m² e o albedo é 30% do fluxo solar.

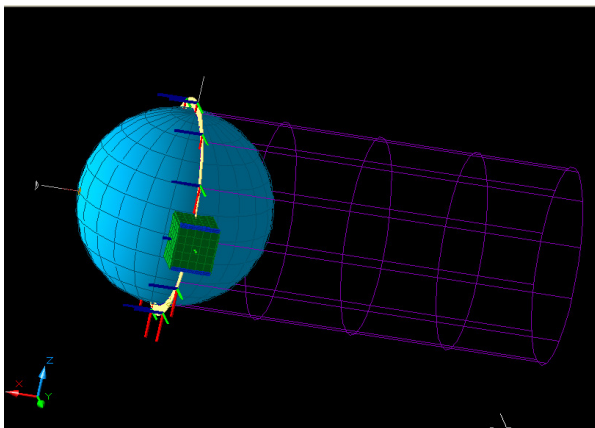


Figura 4. Órbita Polar

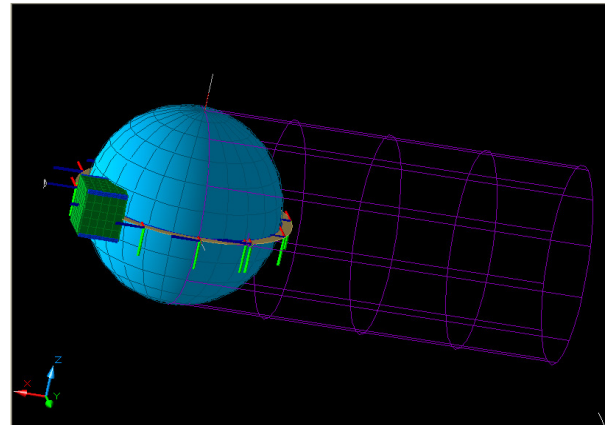


Figura 5. Órbita equatorial

RESULTADOS E DISCUSSÃO

O caso quente, como mencionado anteriormente, é o condição de extrema de calor gerado e transferido ao Nanosatc-BR1. Resultados do caso quente permanente são mostrados nas Fig (6) e Fig (7).

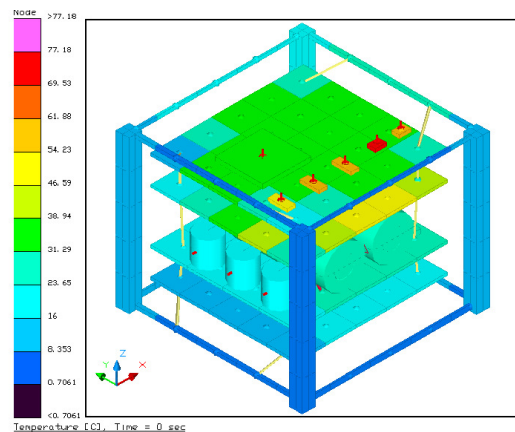


Figura 6. Resultado permanente do caso quente

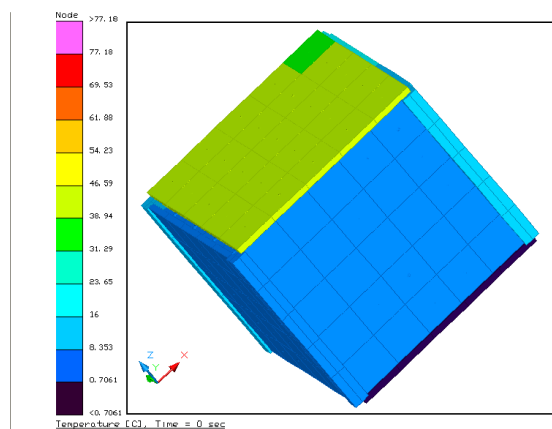


Figura 7. Resultado permanente do caso quente

Os resultados do caso quente na análise transiente são mostrados para cada subsistema: comunicação

Fig(8), computador de bordo Fig (9), potência Fig (10) e carga útil Fig (11).

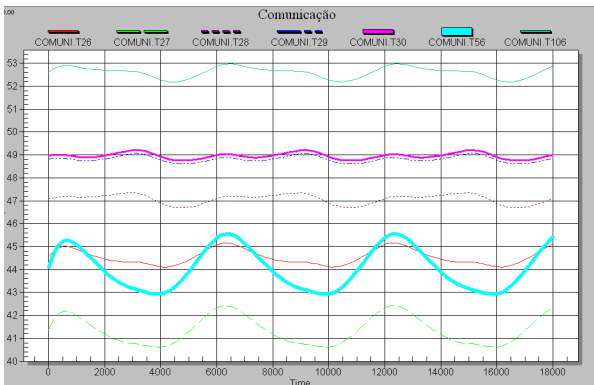


Figura 8. Resultado do caso quente transiente para o subsistema de comunicação

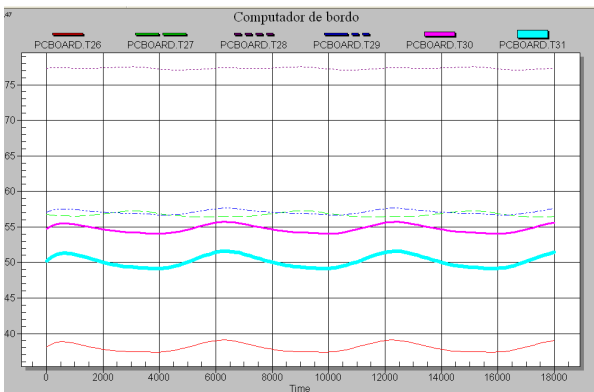


Figura 9. Resultado do caso quente transiente para o subsistema de computador de bordo

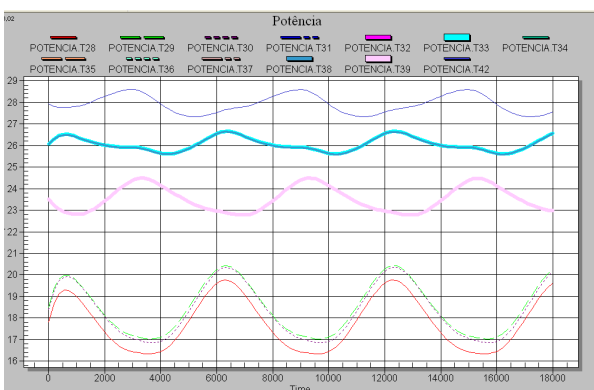


Figura 10. Resultado do caso quente transiente para o subsistema de potência

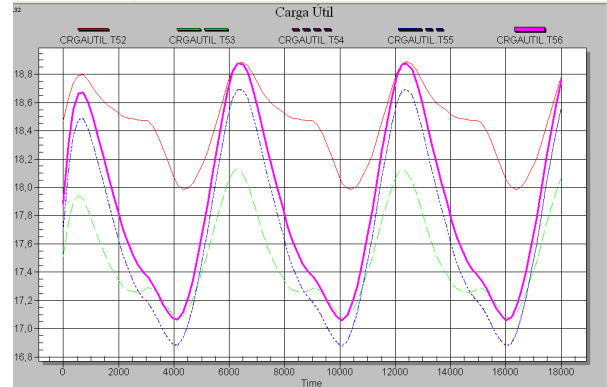


Figura 11. Resultado do caso quente transiente para o subsistema de carga útil

O caso frio, como mencionado anteriormente, é o condição mínima de calor gerado e transferido ao Nanosatc-BR1. Resultados do caso quente permanente são mostrados nas Fig (12) e Fig (13).

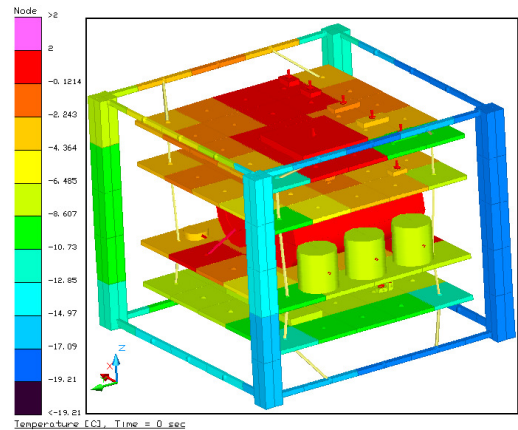


Figura 12. Resultado permanente do caso frio

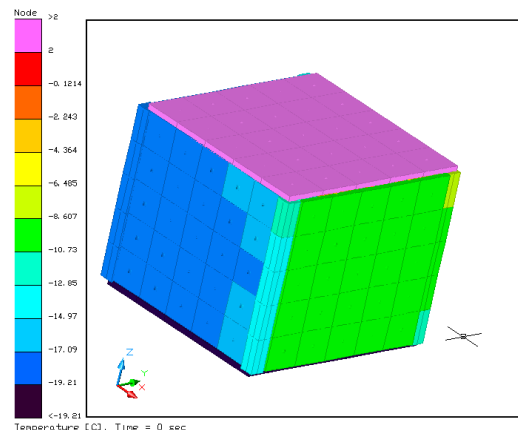


Figura 13. Resultado permanente do caso frio

Os resultados do caso quente na análise transiente são mostrados para cada subsistema, comunicação Fig (14), computador de bordo Fig (15), potência Fig (16) e carga útil Fig (17).

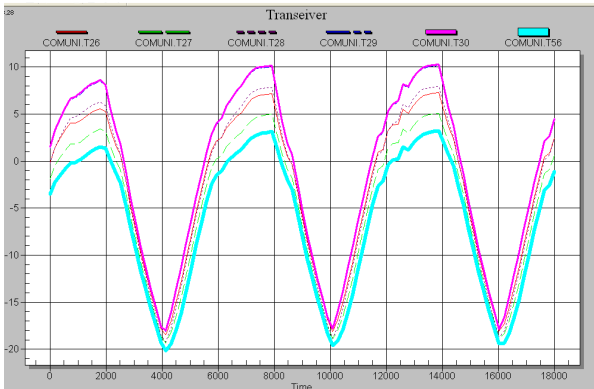


Figura 14. Resultado do caso frio transiente para o subsistema de comunicação

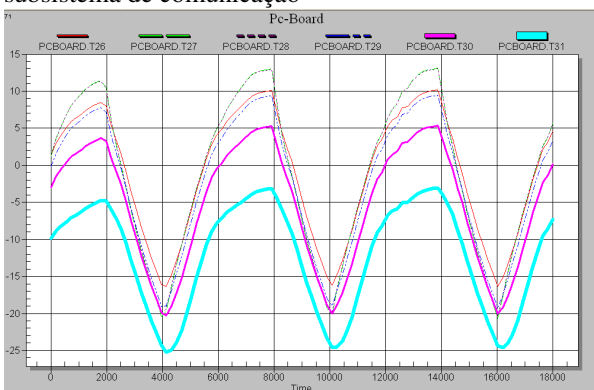


Figura 15. Resultado do caso frio transiente para o subsistema de computador de bordo

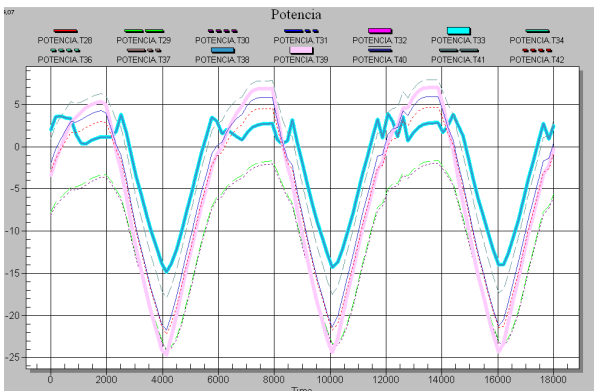


Figura 16. Resultado do caso frio transiente para o subsistema de potência

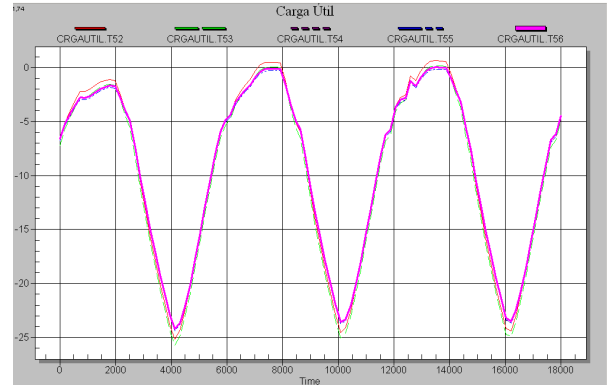


Figura 17. Resultado do caso frio transiente para o subsistema de carga útil

CONCLUSÃO

A partir das simulações realizadas pode se concluir que o NANOSATC-BR1 voará seguramente, do ponto de vista térmico, ou seja, todos os limites de temperatura, Tab. 1, serão respeitos, mesmo em casos extremos em que há um sumidouro de calor e os equipamentos estão desligados ou, por outro lado, onde há pico de calor e todos os equipamentos estão operacionais e transmitindo. Os gradientes térmicos não são abruptos, de maneira que não haverá estresse térmico nas placas de circuito impresso. Essa simulação foi utilizada na parametrização dos testes termo-vácuo ambientais realizados no LIT (Laboratório de Integração e Teste).

Tabela 1. Inserir o título da Tabela, sem ponto final

Equipamento	Temperatura mínima (°C)	Temperatura máxima (°C)
Computador de bordo	-40	+60
Sistema de potência		
<i>Charge temperature</i>		
<i>Discharge temperature</i>	-20	+60
Placas solares:	-20	+20
Comunicação:	-85	+85
Cargas úteis	-10	+40
	-40	+125

REFERÊNCIAS

- DE SOUSA, F. L., MURAOKA, I. & VLASSOV, V. Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de satélites. INPE-11246-PUD/138. 2003-04.
- NANOSATC-BR. Projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento de CubeSats. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais. Santa Maria – RS, Junho 2010.
- WIKIPEDIA. The Free Encyclopedia. Disponível em: <<http://wikipedia.org>>. Acesso em 10/07/2013
- LEITE, R. & MURAOKA, I., *Curso Controle Térmico*

*de Satélites. Ministério da Aeronáutica – Dep. De
Pesquisas e Desenvolvimento, 1993. p. 74.*

- GILMORE, D. G., “Satellite Thermal Control Handbook”. 2ª ed. Aerospace Corporation, California, EUA. 1994.
- MOLLIET, F. Swisscube Thermal Analysis - Phase C. Escola Politécnica Federal de Lausanne. pp. 32. Lausanne, Holanda. 2008.
- Costa, L. L. –Trabalho de conclusão de curso – PROJETO DO SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO PARA CUBESATS, 2010 – UFSM – Santa Maria/RS.
- GOMSPACE - NanoMind A702B/A712B Datasheet
GOMSPACE - NanoPower P-series Datasheet P10u and P30u V6.1
GOMSPACE - NanoPower Solar 100UDatasheet
ISIS - Innovative Solutions In Space User Manual
VHF
/ UHF transceiver

DECLARAÇÃO DE RESPONSABILIDADE

Lucas Lourencena Caldas Franke,

l.franke@hotmail.com

Tiago Travi Farias,

tiago.travi.farias@gmail.com

Maurício Ricardo Balestrini,

balestrinmr@gmail.com

Iago Camargo Silveira,

iago7_2011@hotmail.com

Guilherma Paul. Jaenisch,

guilherme.jaenisch@gmail.com

Marcos Antônio Dal Piaz,

marcosdpiaz@gmail.com

Dr. Otávio Santos Cupertino Durão,

otavio.durao@inpe.br

Dr. Nelson Jorge Schuch,

njschuch@gmail.com

Os autores são os únicos responsáveis por este artigo.