



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

**ANÁLISE DO SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO – UMA
APLICAÇÃO AO PROJETO NANOSACT-BR.**

**RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
(PIBIC/INPE – CNPq/MCTI)**

PROCESSO 129483/2013-3

Guilherme Paul Jaenisch - Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCTI

Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais

LAMEC/CRS/INPE – MCTI

E-mail: guilherme.jaenisch@gmail.com

Dr. Nelson Jorge Schuch

Orientador

Pesquisador Titular Sênior III

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCTI

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

INPE – MCTI

E-mail: njschuch@gmail.com

Santa Maria, Julho de 2014.



**RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
DO PROGRAMA: PIBIC/INPE – CNPq/MCTI**

PROJETO

**ANÁLISE DO SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO – UMA
APLICAÇÃO AO PROJETO NANOSACT-BR.**

PROCESSO 129483/2013-3

Relatório elaborado por **GUILHERME PAUL JAENISCH** relatando as
atividades executadas por:

Guilherme Paul Jaenisch – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCTI
E-mail: guilherme.jaenisch@gmail.com

Dr. Nelson Jorge Schuch
Orientador
Pesquisador Titular Sênior III
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCTI
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE – MCTI
E-mail: njschuch@gmail.com



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Título:

ANÁLISE DO SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO – UMA APLICAÇÃO AO PROJETO NANOSACT-BR.

Processo CNPq Nº: 129483/2013-3

Bolsista:

Guilherme Paul Jaenisch

Curso de Engenharia Mecânica

Centro de Tecnologia – CT/UFSM

Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria

LACESM/CT – UFSM

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCTI

Colaboradores:

Iago Camargo Silveira

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Mauricio Ricardo Balestrin

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Rodrigo Passos Marques

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM



Tiago Travi Farias

Acadêmico do Curso de Engenharia de Produção – UFSM

Marcos Antonio Dal Piaç

Acadêmico do Curso de Engenharia de Produção – UFSM

Local de Trabalho/Execução do projeto:

Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas –
LAMEC/CRS/INPE – MCTI.

Laboratório de Integração e Teste – LIT/INPE - MCTI.

Divisão de Mecânica Espacial e Controle – DMC/ETE//INPE - MCTI

Trabalho desenvolvido no âmbito do Convênio INPE – UFSM, através do
Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT-UFSM.



Sumário

1. INTRODUÇÃO	9
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	10
2.2. CUBESATS	10
2.3. NANOSATC-BR	13
3. CONTROLE TÉRMICO	14
4. CONCEITOS BÁSICOS SOBRE TRANSFERÊNCIA DE CALOR	15
4.1. Condução.....	15
4.2. Convecção	16
4.3. Radiação.....	17
5. AMBIENTE AEROESPACIAL.....	18
6. TESTES TÉRMICOS.....	19
7. Placas de Circuito Impresso	24
8. REVESTIMENTOS TÉRMICOS	25
9. MODELO TÉRMICO DO NANOSATC-BR	26
10. Dissipações Térmicas	30
11. Temperatura Operacional dos Subsistemas	30
12. Estudo de caso	31
13. Condutividade Efetiva da PCB.....	35
14. Conclusão	37
15. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	38

Lista de Figuras

Figura 1: Cubesat	11
Figura 2: Equipamento de lançamento de Cubsats - P-POD.....	12
Figura 3: Arquitetura mecânica NANOSATC-BR1	14
Figura 4: Transferência de calor por condução em um corpo.....	16
Figura 5: Balanço de energia.....	19
Figura 6: Exemplo de Máquina Termo vácuo	21
Figura 7: Parametrização do teste termo vácuo.....	23
Figura 8: Realização do teste de termo-vácuo, no NANOSATC-BR1, realizado na sala limpa (100.000) do LIT.	23
Figura 9: Acompanhamento dos status do testes térmicos com eventuais checagem nos limites de temperatura.....	24
Figura 10: Revestimentos Térmicos.....	26
Figura 11: Modelo geométrico NANOSATC-BR1 (s/ painéis estruturais)	27
Figura 12: Modelo geométrico NANOSATC-BR1 com painéis estruturais.....	27
Figura 13: Modelo geométrico do Subsistema de Comunicação	28
Figura 14: Modelo geométrico do Subsistema de Computador de Bordo	28
Figura 15: Modelo geométrico do Subsistema de Potência	29
Figura 16: Modelo geométrico do Subsistema de Caga Útil	29
Figura 17: Órbita com ângulo beta de noventa graus	32
Figura 18: Mapa de temperaturas (°C) caso quente – NANOSATC-BR1	34
Figura 19: Gráfico placa de potência.....	35



AGRADECIMENTOS

Agradeço em primeiro lugar ao grande apoio da minha família: meu pai, Gaspar Rodrigues e minha querida mãe Tirlene Maria Paul Jaenisch ao apoio em minhas decisões e incentivo para que se tornem realidade.

Ao meu Orientador Dr. Nelson Jorge Schuch, meu mentor, pela oportunidade, e pela sua atenção e disposição em me auxiliar durante a realização das atividades de Iniciação Científica & Tecnológica. Me apoiar no meu desenvolvimento profissional, tem me auxiliado no meu desenvolvimento pessoal, o que contribuirá muito para meu futuro.

Um agradecimento ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – CNPq pela aprovação do meu Projeto de Pesquisa junto ao Coordenador do Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCTI, dando oportunidades para que jovens graduandos participem de projetos de pesquisa. Agradeço a todos os meus colegas de Laboratório e do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais pelo apoio técnico, amizade e companheirismo em todos os momentos.



RESUMO

O Relatório apresenta as atividades de pesquisa vinculadas ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCTI, realizadas pelo aluno Guilherme Paul Jaenisch, Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica, do Centro de Tecnologia, da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, durante o período de agosto de 2013 à julho de 2014, no Projeto **“ANÁLISE DO SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO – UMA APLICAÇÃO AO PROJETO NANOSATC-BR”**

O presente trabalho tem por objetivo a determinação das condutividades térmicas efetivas em placas de circuito impresso (PCB) que compõe os subsistemas dos satélites do Projeto NANOSATC-BR, LANÇAMENTOS DE CUBESATS. Serão analisadas as condições de operação dos equipamentos eletrônicos e suas limitações térmicas. Para obter os valores das condutividades efetivas das placas será utilizado o método idealizado pelo Msc. Rafael Lopes Costa. Um estudo amplo sobre o comportamento térmico das placas será realizado, visto que, a segurança térmica dos equipamentos internos do satélite é vital à missão NANOSATC-BR. Por fim, espera-se confirmar, do ponto de vista térmico, quanto às definições pré-impostas, que o satélite será operado de maneira seguro ao longo de sua órbita.

1. INTRODUÇÃO

No Relatório são relatadas as atividades relativas ao Projeto “**ANÁLISE DO SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO – UMA APLICAÇÃO AO PROJETO NANOSACT-BR**”.

A metodologia utilizada para a conclusão do trabalho realizado foi feita a partir de estudos e pesquisas em livros, internet, relatórios de projetos e artigos científicos, sobre assuntos específicos e relacionados ao subsistema de controle térmico de pequenos satélites, verificando a validade de informações para a classe dos CubeSats.

Para o desenvolvimento do modelo matemático teórico são utilizadas ferramentas computacionais específicas como o programa computacional de análise térmica SINDA/FLUINT (*Heat Transfer and Fluid Flow Design and Analysis Software*) em conjunto com programa de construção do modelo térmico, o Thermal Desktop, que utiliza como base o *software* AutoCAD, utilizados para construção geométrica, solução de equações e análise de resultados.

Contatos com profissionais diretamente ligados e especialistas na área de controle térmico de satélites do INPE são efetuados para obtenção de conhecimentos sobre o projeto deste subsistema.

O Projeto teve como principal objetivo familiarizar o bolsista com os fundamentos e técnicas utilizadas no projeto térmico de satélites.

Neste contexto foi feito um plano de trabalho com 5 etapas:

- 1) Familiarização do bolsista com o conceito de satélite e missões espaciais
- 2) Familiarização do aluno com os subsistemas de um satélite artificial
- 3) Familiarização do aluno com a filosofia de pequenos satélites (cubesats)



- 4) Estudo dos conceitos de transferência de calor e de sua aplicação em satélites artificiais
- 5) Estudo do ambiente térmico espacial
- 6) Familiarização do aluno com os testes térmicos realizados em satélites
- 7) Estudo das principais técnicas e dispositivos utilizados para o controle térmico de satélites.
- 8) Familiarização do bolsista com ferramentas numéricas de projeto/análise térmica de satélites.
 - Identificação das ferramentas numéricas mais comuns utilizadas para o projeto/análise térmica de satélites.
 - Leitura de manuais e familiarização com suas principais características.
- 9) Estudo das técnicas de controle térmico utilizadas em Cubesats
- 10) Estudo de caso: análise térmica do NANOSATC-Br.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. CUBESATS

O Professor e desenvolvedor de tecnologia espacial, Dr. Jordi Puig-Suari é o co-inventor do padrão Cubesat juntamente com o Professor Dr. Bob Twiggs da Universidade de Stanford. O objetivo do desenvolvimento de Cubesats era permitir que alunos de pós-graduação sejam capazes de projetar, desenvolver, testar e operar no espaço uma nave espacial.

O Cubesat é um projeto que foi desenvolvido *na California Polytechnic State University (CalPoly)* e da Universidade de Stanford em 1999. O objetivo era criar um pequeno satélite (Figura 1), de baixo custo padronizado para suportar uma ampla variedade de aplicações de demonstração e também para acomodar um ciclo de desenvolvimento mais curto alinhado com o ciclo de aprendizagem acadêmica.

O projeto Cubesat surgiu como padrão da indústria, que foi adotado por universidades, empresas e agências governamentais do mundo. Desde a sua

criação, o Cubesat tem desfrutado de grande aceitação na comunidade espacial, possui uma lista crescente de desenvolvedores que inclui 70 empresas norte-americanas, 50 universidades dos Estados Unidos e 41 universidades estrangeiras. Os primeiros Cubesats foram lançados em baixa órbita da Terra em junho de 2003. Foi registrado que em agosto de 2012, cerca de 75 nanosatélites teriam sido colocados em órbita, e este número está crescendo rapidamente.



Figura 1: Cubesat

Fonte: http://www.nasa.gov/directorates/heo/home/CubeSats_initiative.html

O CubeSat é um satélite pequeno de 10 cm de largura por 10 cm de altura por 10 cm de profundidade, com uma massa total de 1,33 kg. O satélite deve ser acoplado ao PicoSatellite Orbital Deployer (POD), que após é fixado no lançador para o lançamento. O cubo 10x10x10 centímetros é muitas vezes referida como um CubeSat 1U. Para aumentar o desempenho do CubeSat geral, os desenvolvedores criaram 2U, 3U e 6U CubeSats. Os CubeSats 2U e 3U mantem a largura de 10 cm e a profundidade, mas é adicionado 10 cm na altura (2U é 10x10x20 cm). Já os Cubesats 6U são essencialmente a junção de dois CubeSats 3U e a medida é de 10x20x30 cm.

O volume adicionado, nos satélites 2U, 3U e 6U, fornece espaço para cargas maiores, aumento de potência, rodas de reação melhor, e sistemas de propulsão. Os Cubesats possuem uma padronização e uma maior simplicidade para redução de custos e um aumento ao acesso ao espaço para um maior desenvolvimento de cargas úteis.

Para países que não possuem experiência neste tipo de satélite, pode ser comprado um kit básico com chassi, placa mãe, processador, fonte de energia e acessórios vitais. É possível comprar ainda módulos mais desenvolvidos para a adição de funções, como por exemplo diferentes antenas e sensores.

O Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD), como mostra a Figura 2, é o lançador usado para Cubesats de padrão 1U, 2U e 3U, cada P-POD comporta 3 Cubesats com padrão 1U, ou então um 1U e padrão 2U, ou ainda apenas um satélite padrão 3U.

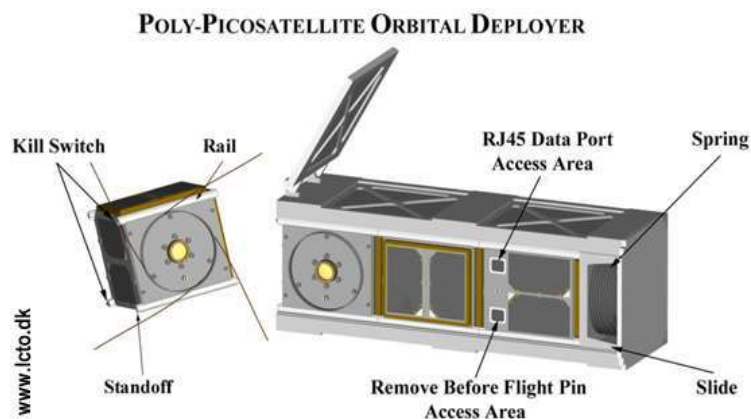


Figura 2: Equipamento de lançamento de Cubsats - P-POD

Fonte: pynoticias.blogspot.com.br/2012/08/p-pod-o-lancador-de-cubesats.html

Um das chaves que os Cubesats obtiveram sucesso e aceitação devido ao compartilhamento de lançamento com uma carga principal, ou seja, nanosatélites são cargas secundárias. A implantação do satélite secundário é somente lançada após o lançamento da carga principal ao espaço. A vantagem

do compartilhamento do lançamento é um investimento relativamente baixo de recursos e fundos, porém as missões podem ser de maior risco.

2.2. NANOSATC-BR

O Cubesat NANOSATC-BR1, o primeiro satélite do PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS, se adequa nas especificações que são solicitadas para ser um satélite da classe dos Cubesats, ou seja, o satélite possui massa de no máximo 1,33kg e uma forma cúbica com arestas de 10 cm.

Por causa do seu volume limitado o NANOSATC-BR1, Figura 1, tem uma arquitetura mecânica simplificada e compacta que no seu interior possui cinco placas de circuito impressos (PCB – *printed circuit board*), com os componentes e suas diferentes funções. Subsistema é chamado assim devido ao conjunto de componentes das PCB e a própria PCB.

Os subsistemas que estão no Cubesat NANOSATC-BR1 e a ordem em que os subsistemas do módulo de serviço e suas determinadas funções são apresentados:

- *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;

O NANOSATC-BR1 possui um módulo de carga útil que é formado por: um magnetômetro XEN 1210, um chipe FPGA produzido pela UFRGS e um chipe Driver desenvolvido na Santa Maria Design House - SMDH da FATEC-UFSM em uma PCB única.

Segundo (Franke, 2012) os subsistemas 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 nanosatélite 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 3: Arquitetura mecânica NANOSATC-BR1

3. CONTROLE TÉRMICO

O controle térmico possui o objetivo de produzir no espaço condições térmicas satisfatórias para todos os equipamentos eletrônicos do satélite e as condições podem ter dois significados, tanto para níveis de temperatura como gradientes térmicos.

4. CONCEITOS BÁSICOS SOBRE TRANSFERÊNCIA DE CALOR

Transferência de calor ou propagação do calor é energia em trânsito devido a uma diferença de temperatura, Figura 4. Sempre que existir uma diferença de temperatura em um meio ou entre meios ocorrerá transferência de calor.

4.1. Condução

O termo transferência de calor por condução é a transferência de energia que ocorre em um meio estacionário, que pode ser um sólido ou um fluido, em virtude de um gradiente de temperatura.

A transferência de energia das partículas mais energéticas, como resultado da interação entre elas. A condução pode ocorrer em sólidos, líquidos ou gases.

$$q = \frac{k.A.\Delta t}{\Delta x} \qquad \text{eq. 1}$$

A equação 1 indica que a taxa de condução de calor em dada direção é proporcional ao gradiente de temperatura na mesma direção mas possui sentido contrário ao do gradiente. Onde q é o calor transferido, A é a área transversal da barra e Δx a distância entre as extremidades.

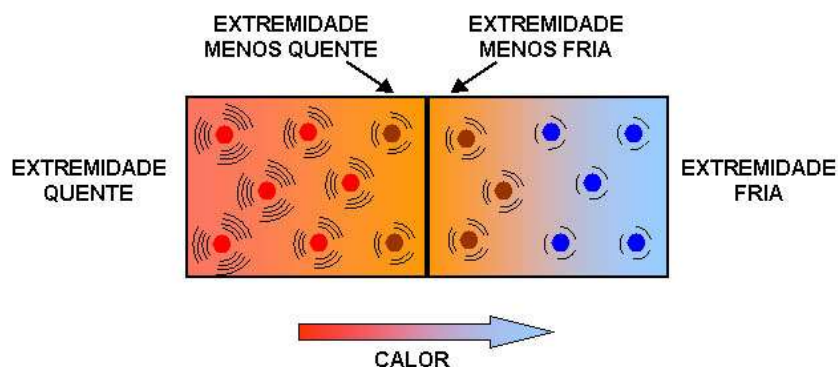


Figura 4: Transferência de calor por condução em um corpo

Fonte: http://crv.educacao.mg.gov.br/sistema_crv/index.aspx?ID_OBJETO=58321&tipo=ob&cp=780031&cb=&n1=&n2=M%EF%BF%BDdulos%20Did%EF%BF%BDticos&n3=Ensino%20M%EF%BF%BDdio&n4=F%EF%BF%BDsica&b=s

A condutividade térmica (k) é definida como taxa de transferência de calor através de uma unidade de comprimento de um material por unidade de área por unidade de diferença de temperatura. E também a característica específica de cada material e é dada por O inverso da condutividade térmica é a resistividade térmica e é definida como a capacidade de um corpo se opor ao fluxo de calor que o atravessa.

Para um sistema homogêneo isotrópico é utilizada a equação tridimensional de transferência de calor, equação 2:

$$\frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \quad \text{eq. 2}$$

Onde $\alpha = k/\rho c$, sendo ρ a densidade do material, c o calor específico e k a condutividade térmica.

4.2. Convecção

Convecção é o modo de transferência de energia entre a superfície sólida e a líquida ou gás adjacente que está em movimento e que envolve os efeitos combinados de condução e de movimento de um fluido. A transferência de calor por convecção será maior, quanto mais rápido for o movimento do fluido.

Utiliza-se a equação 3 para relacionar o fluxo de calor (q'') com as temperaturas do fluido (T_∞) e da superfície que troca calor com o mesmo (TP):

$$q'' = h(T_p - T_\infty) \quad \text{eq. 3}$$

onde h é o coeficiente de transferência de calor por convecção e depende apenas do escoamento do fluido.

4.3. Radiação

A radiação é a energia emitida pela matéria sob forma de ondas eletromagnéticas (ou fótons). A transferência de calor por radiação não exige presença de um meio interveniente.

A transferência de calor por radiação é mais rápida (velocidade da luz) e não sofre atenuação no vácuo. Todos os corpos a uma temperatura superior ao zero absoluto emitem radiação térmica.

A radiação é um fenômeno volumétrico, e todos os sólidos, líquidos e gases emitem, absorvem ou transmitem radiação em diferentes graus.

A radiação é o mecanismo de transferência de calor não local, que possui características muito distintas da condução e da convecção. A transferência líquida de calor por radiação pode ocorrer no vácuo, sem presença de matéria constituinte. A radiação térmica nada mais é que o fluxo de radiação eletromagnética emitido por um corpo devido a sua temperatura absoluta finita e é regida pela vibração molecular do material. A emissão de calor por radiação de um corpo negro é dada pela equação 4, abaixo:

$$q = A \cdot \sigma T^4 \quad \text{eq. 4}$$

onde A é a área da superfície emissora, σ é a constante de Boltzmann $5,6697 \times 10^{-8}$ dada em Wm^2K^4 e T é a temperatura em Kelvin.

5. AMBIENTE AEROESPACIAL

O ambiente espacial, como mostra o balanço térmico na Figura 5, é extremamente difícil do ponto de vista térmico. Um satélite em órbita da terra está sujeito a radiações térmicas provenientes do Sol e da Terra, que o aquece, e por outro lado, está exposto ao próprio ambiente espacial que o esfria. Por exemplo, a temperatura de equilíbrio de um corpo negro no espaço sem carga térmica é de 4K ou $-269^\circ C$, mas em uma órbita geoestacionária, e se for mantido exposto ao Sol durante um longo tempo, sua temperatura pode alcançar $57^\circ C$ dependendo da forma.

Algumas das principais características que o ambiente espacial possui:

- **Vácuo:** o vácuo é um ambiente de pressão desprezível, devido à baixíssima concentração molecular.
- **Baixa pressão:** O espaço possui uma quantidade de moléculas que é desprezível, comparado a atmosfera terrestre. A densidade no espaço é muito baixa. Na Terra, a atmosfera exerce pressão em todas as direções. No espaço, a pressão é praticamente nula.
- **Variação de temperatura:** Existem variações de temperatura no universo. Será mais quente se você estiver próximo de uma estrela; será mais frio se você estiver nas fronteiras do sistema solar. A uma distância equivalente à distância Terra-Sol, o lado dos objetos iluminado pelo Sol pode atingir uma temperatura de até $120^\circ C$, enquanto o lado de sombra pode atingir até $-100^\circ C$.

- **Efeitos de clima espacial:** Os efeitos que as emissões de plasma do Sol com o campo magnético da Terra podem afetar satélites artificiais e outros aparelhos em órbita.

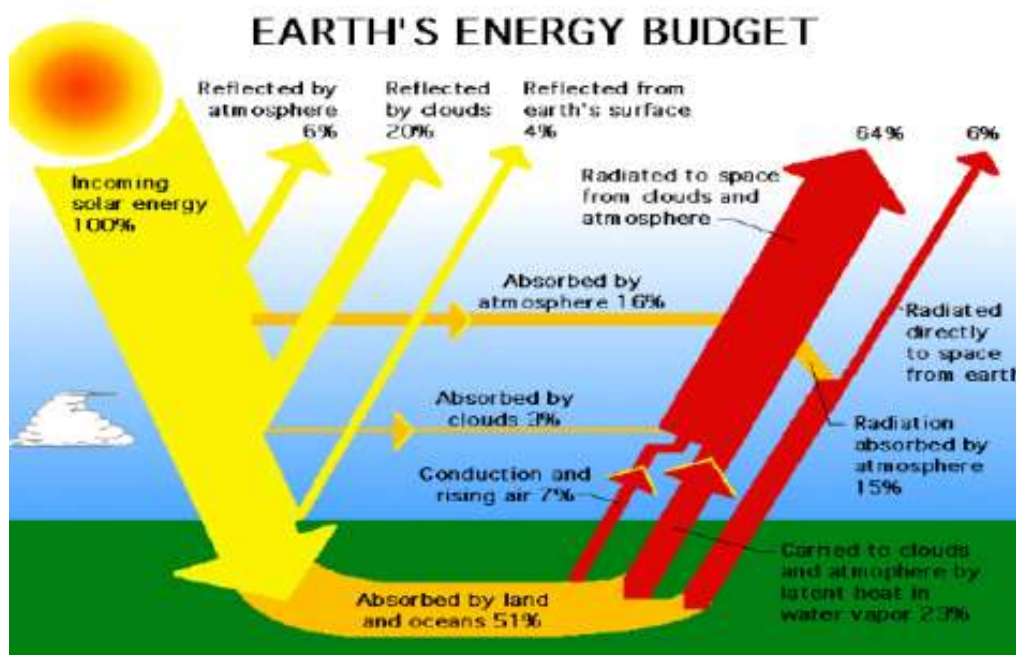


Figura 5: Balanço de energia

Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003

6. TESTES TÉRMICOS

O objetivo principal dos testes térmicos em um satélite é verificar o completo funcionamento dos equipamentos em temperaturas extremas, em níveis de qualificação e validação para voo

- **Termo-Vácuo (“Bakeout”)**

A máquina, Figura 6, que realiza o teste termo vácuo tem por objetivo operar em um ambiente a vácuo que é testado a diferentes temperaturas e



simula a pior condição na órbita que o satélite pode encontrar, incluindo uma margem de segurança.

Ainda que o número de ciclos (calor e frio) a que seja submetido o objeto de teste seja apenas representativo daquele experimentado em sua vida útil, os testes de termo vácuo podem fornecer uma boa estimativa de seu comportamento futuro, uma vez que são executados em situações de pior caso (maiores e menores temperaturas previstas durante sua vida útil).

Um sistema de teste termo vácuo consiste de uma câmara, um conjunto de tubos utilizado para transmitir calor e frio por radiação e alguns dispositivos auxiliares (ARAUJO, 2008).

O funcionamento da máquina ocorre em etapas, o primeiro vácuo é estabelecido no interior da câmara para simular o ambiente ao qual os sistemas espaciais estão expostos. Após a temperatura interna dos tubos é modificada para simular os ciclos térmicos causados pela incidência e ausência de luz solar quando o satélite entra e sai da eclipse em órbita e em faces opostas quando exposto ao Sol.

Para resfriar a câmara através da pulverização e transformação do nitrogênio líquido em um gás no interior do conjunto dos tubos. E para aquecer, resistências montadas no interior do conjunto de tubos fornecem calor ao gás que, por radiação, aquecem o modelo sendo testado.



Figura 6: Exemplo de Máquina Termo vácuo

Fonte: imagem INPE

- **Ciclagem Térmica**

O teste tem como propósito demonstrar que o teste é realizado a todas as temperaturas e pressão ambiente na faixa adequada e observar que o equipamento cumpre com todos os requisitos funcionais e de desempenho.

No teste de ciclagem térmica é realizado a ciclos de calor e frio. Este teste pode ser realizado na presença de atmosfera ou, se conveniente, pode ser realizado no vácuo combinado com o teste termo vácuo, desde que respeite os limites de temperatura, número de ciclos, taxa de mudança de temperatura e tempo.

- **Choque Térmico**

O choque térmico é um teste de ensaio que mede a capacidade dos equipamentos a resistir, e não haja danos físicos ou deterioração no desempenho, a variações repentinas de temperatura da atmosfera circundante. Os equipamentos que serão mais expostos são onde o teste é mais aplicável. Por exemplo, nas placas solares, antenas, acessórios externos, entre outros.

O custo deste ensaio é inferior aos outros testes térmicos feitos e a detecção de falhas prematuras em materiais e processos de fabricação. Quando empregados a outros testes, podem, diminuir o custo dos ensaios, uma vez que podem evitar a aplicação prematura de testes de termo vácuo ao modelo sendo testado que sejam reprovados no teste de choque térmico.

Em março, do ano de 2014, houve a realização da parametrização do teste termo vácuo, Figura 7, e *set-up* do teste termo vácuo junto aos Engenheiros do LIT e da companhia holandesa ISIS B.V. Começo do teste termo vácuo com limites de temperaturas delimitados entre -10°C e 50°C. E acompanhamos os testes térmicos com frequentes checagem de status, Figuras 8 e 9. Após, participamos da palestra ministrada Dr. Jordi Puig-Suari do Instituto Tecnológico da Califórnia (Caltech), um dos fundadores da padronização da classe de satélites CubeSats, a palestra ocorreu em anfiteatro do Instituto de Tecnologia da Aeronáutica (ITA).

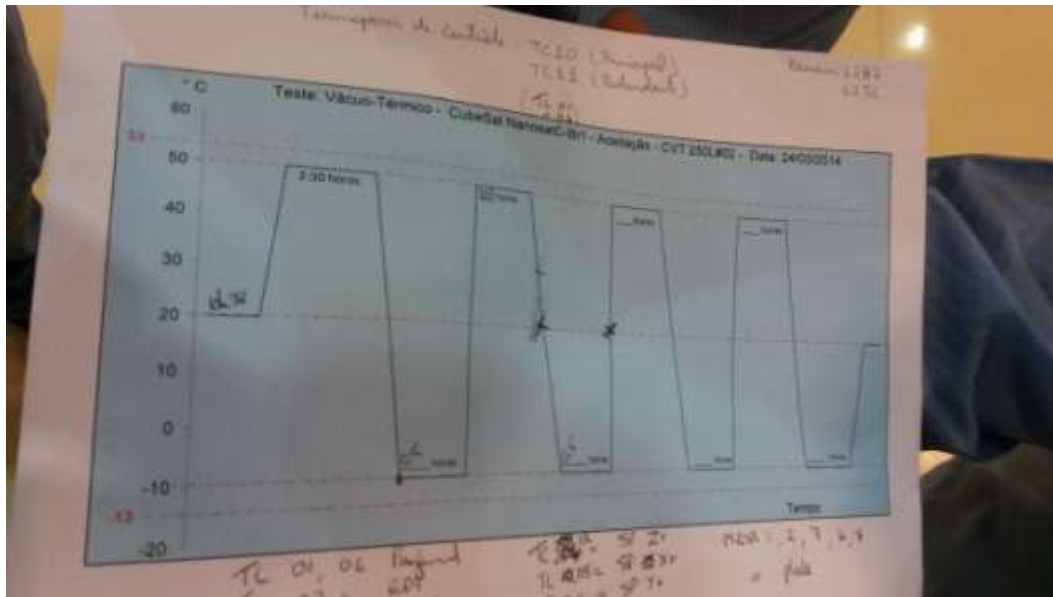


Figura 7: Parametrização do teste termo vácuo



Figura 8: Realização do teste de termo-vácuo, no NANOSATC-BR1, realizado na sala limpa (100.000) do LIT.



Figura 9: Acompanhamento dos status dos testes térmicos com eventuais checagem nos limites de temperatura

7. Placas de Circuito Impresso

As Placas Circuitos impressos servem de suporte para os componentes eletrônicos, também possuem a função de interligá-los eletronicamente através das chamadas trilhas, faixas de cobre geralmente, desenhadas do lado oposto dos componentes, embora existam placas de dupla face. Há diversos tipos de acabamentos nas placas de circuito impresso, porém todas elas possuem basicamente as mesmas características:

- As placas são de material isolante, podendo ser de baquelite, fenolite ou fibra de vidro;
 - As trilhas são de material condutor, geralmente de cobre ou material semelhante;
 - Podem ser utilizados vernizes para proteger as trilhas e evitar que elas oxidem, mas se não utilizados, não interferem no funcionamento do circuito.
- Uma dica é a aplicação de Iodeto de Prata com um algodão logo após a PCI ter

sido corroída e antes da inserção dos componentes, o que evita a oxidação das trilhas de cobre.

8. REVESTIMENTOS TÉRMICOS

Uma maneira eficaz de obter uma temperatura satisfatória no interior do satélite é explorar as propriedades termo-ópticas dos materiais que são utilizados, principalmente dos materiais utilizados por fora do satélite, os quais estão em contato direto com o ambiente, Figura 10. A seguir o bolsista especifica quais as propriedades termo-ópticas mais importantes em nível de controle térmico:

Transmissividade (τ): É a fração de energia incidente que atravessa o corpo. Muitos corpos sólidos não transmitem radiação térmica. Temos então a seguinte relação: $\alpha + \rho + \tau = 1$.

Refletividade(ρ): É a capacidade de uma superfície de refletir radiação incidente. Dá-se por dois módulos: Especular (quando o ângulo de incidência é igual ao ângulo de reflexão, ocorre principalmente em superfícies altamente polidas), Maneira difusa (quando a radiação é refletida uniformemente em todas as direções, ocorre normalmente em superfícies rugosas). Na natureza não existe nada completamente difuso ou completamente especular.

Absortividade (α): é a capacidade de um material absorver um feixe de radiação. Depende do comprimento de onda da radiação. Em geral a absortividade do Sol é diferente da do Infravermelho, uma vez a maioria da energia emitida pelo sol está contida no espectro visível.

Emissividade(ϵ):É a emissão de energia recebida por um corpo, ou seja, é a razão da energia emitida por um corpo e a energia emitida por um corpo negro a mesma temperatura. Corpo negro é todo material que não reflete a radiação incidente.

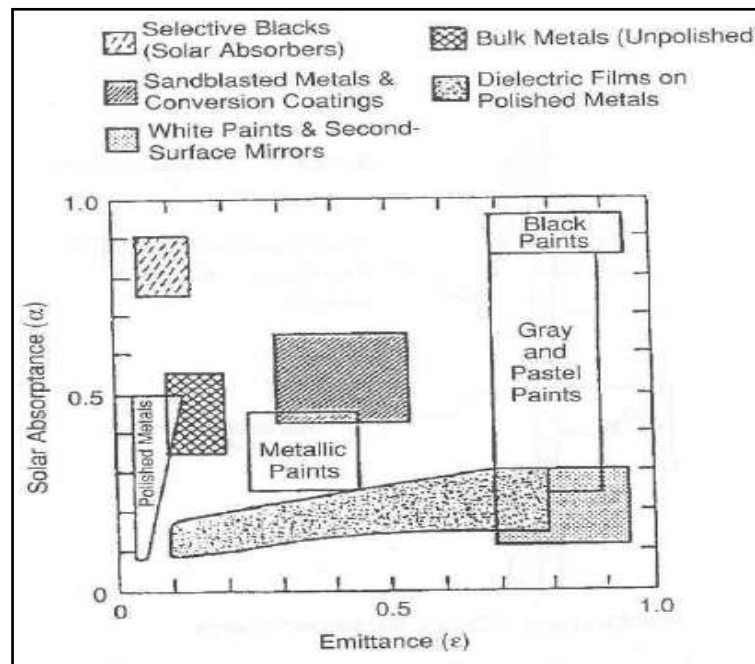


Figura 10: Revestimentos Térmicos

Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Uma Introdução ao Controle Térmico de Satélites”, 2003

9. MODELO TÉRMICO DO NANOSATC-BR

Para realização de um modelo simples e uma solução numérica mais fácil foram realizadas simplificações para o modelo térmico. No interior, foram consideradas quatro PCBs, mas a principal que foi a PCB de Potência, com seus respectivos componentes mais dissipativos termicamente e as hastes metálicas que ligam as PCBs à estrutura não foram consideradas como sólidos, mas sim como *conductors* (meios de transmissão de calor por condução). Na arquitetura mecânica foi utilizado um esqueleto estrutural de quatro hastes ligantes e os painéis estruturais metálicos (as propriedades térmicas das células solares que são coladas aos painéis estruturais foram consideradas apenas como revestimentos externos e não como sólidos). Segue as Figuras 11, 12, 13, 14, 15 e 16 dos modelos desenhados: o modelo

geométrico completo do NANOSATC-BR1 (com e sem os painéis estruturais) e os modelos geométricos de cada subsistema:

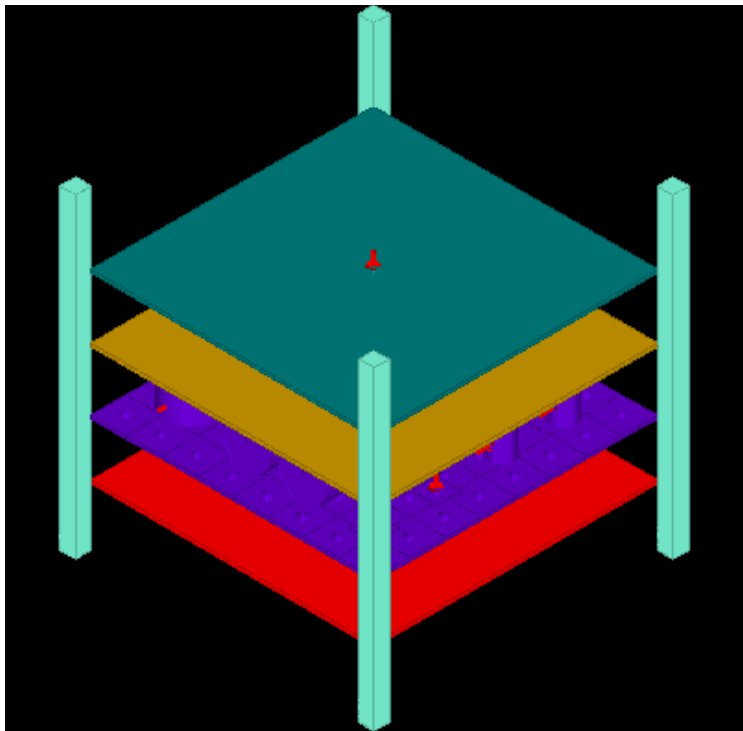


Figura 11: Modelo geométrico NANOSATC-BR1 (s/ painéis estruturais)

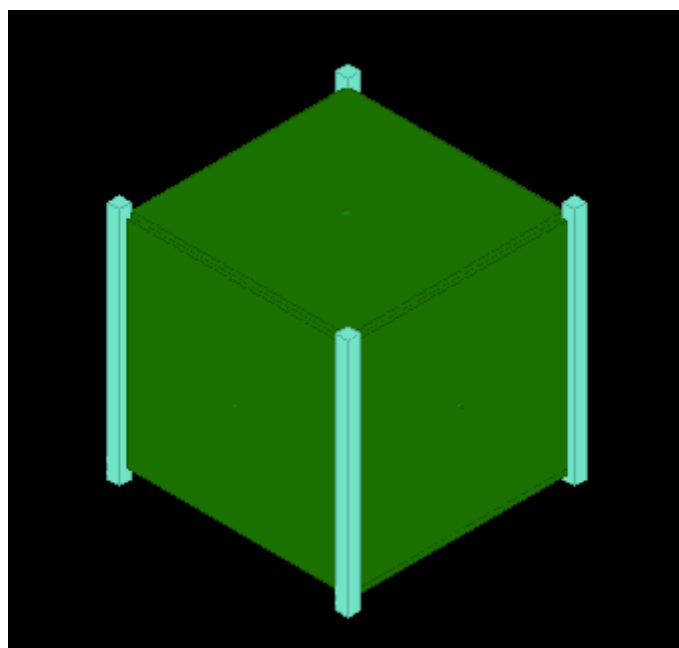


Figura 12: Modelo geométrico NANOSATC-BR1 com painéis estruturais

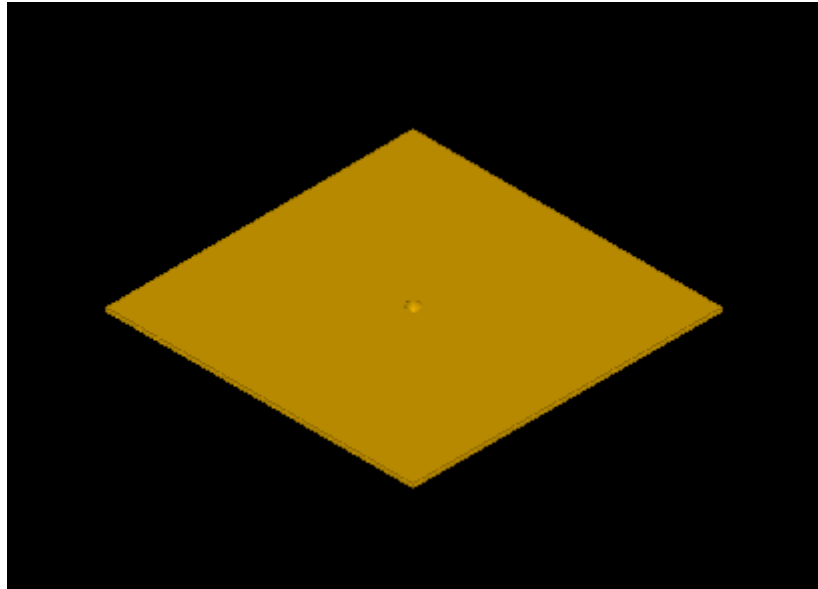


Figura 13: Modelo geométrico do Subsistema de Comunicação

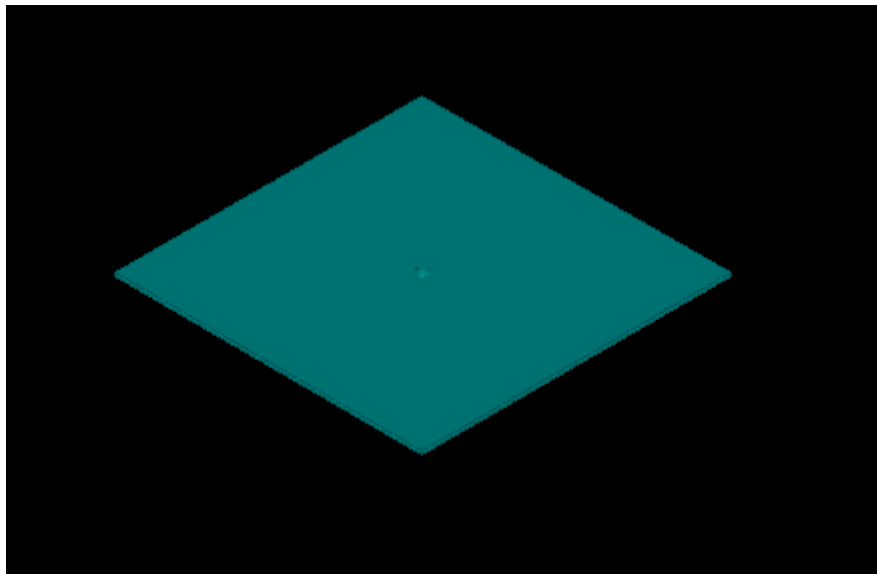


Figura 14: Modelo geométrico do Subsistema de Computador de Bordo

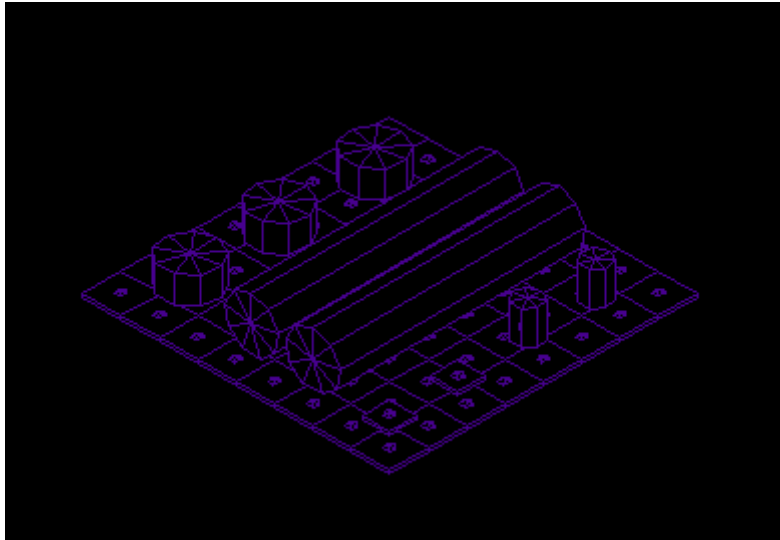


Figura 15: Modelo geométrico do Subsistema de Potência

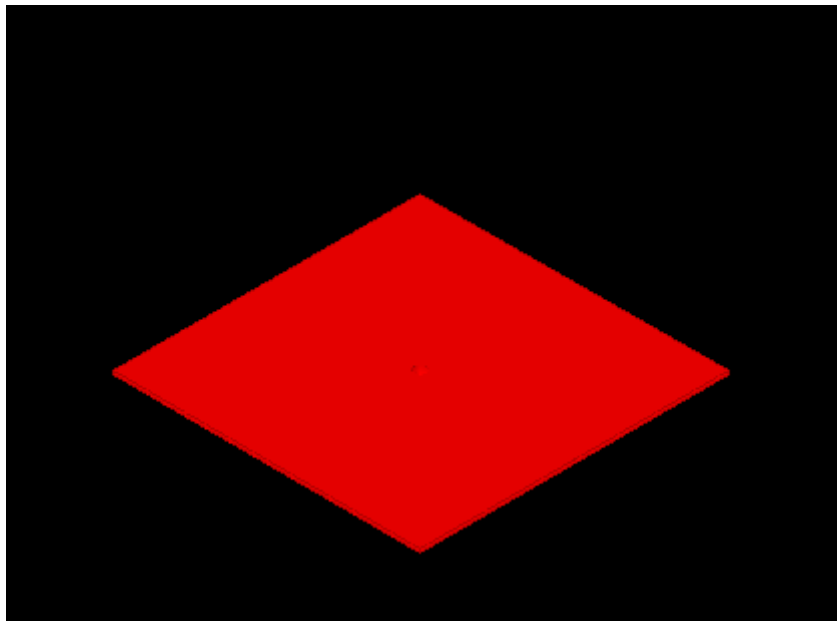


Figura 16: Modelo geométrico do Subsistema de Caga Útil

10. Dissipações Térmicas

As dissipações de cada componente nos dois módulos (operação e standby) seguem abaixo na Tabela 1:

Dissipação componentes da PCB TRANSEIVER	
	Transmitindo (W)
TOTAL	1.6
Dissipação componentes da PCB NANOPOWER	
	Transmitindo (W)
Baterias	0
Heaters	0,5
Indutor 1	0.05
Indutor 2	0.05
ICM1	0.05
ICM2	0.05
ICM3	0.05
TOTAL	0.30
Dissipação componentes da PCB de CARGA ÚTIL	
TOTAL	0.0175

Tabela 1: Dissipação térmica dos componentes das PCBs

11. Temperatura Operacional dos Subistemas

A Tabela 2 apresenta as variações de temperatura dos subsistemas que compõem o Cubesat NANOSATC-BR1. Estas faixas de temperatura são delimitadas pelo fabricante impondo que se encaixam como temperaturas operacionais.

Operacional		
Equipamento	Temperatura mínima (°C)	Temperatura máxima (°C)
Computador de bordo	-40	+60
Sistema de potência		
Charge temperature	-5	+45
Discharge temperature	-20	+60
Storage temperature	-20	+20
Placas solares:	-85	+85
Comunicação:	-10	+40
Cargas úteis:		
Magnetômetro	-40	+125
FPGA	-	-
DRIVER	-	-

Tabela 2: Limites de temperatura operacionais dos subsistemas

12. Estudo de caso

12.1. ESTIMATIVA DAS TEMPERATURAS NO NANOSATC-BR1 EM ÓRBITA

Foi realizado simulações numéricas feitas utilizando o software *Sinda/Fluint Thermal Desktop*, onde foi calculado as temperaturas máxima e mínima (para os dois casos: quente e frio) que poderá ocorrer com o satélite no espaço.

12.2. Definição dos casos térmicos críticos

Foi analisado dois casos para o satélite, os casos térmicos (caso quente e caso frio) utilizando a órbita que levava máxima e mínima de insolação, máxima para o caso quente e mínima para o caso frio. Foi considerado que o satélite tinha atitude inercial, com seu eixo Z apontado para o Sol, o que levava

a maiores gradientes de temperatura no interior do NanosatC-Br1, uma consideração conservativa para análise dos resultados.

Os dois casos térmicos críticos foram então definidos como:

Caso Quente: com o ângulo beta de 90 graus na órbita *low Earth orbit*, os subsistemas estão em operação. A altitude do satélite é determinada por uma face do satélite (Z+) aponta para o Sol e outra (Z-) sempre aponta para o espaço profundo. A Figura 17 abaixo mostra a órbita do Caso Quente (o cilindro roxo representa a parte da órbita onde o satélite está na sombra da Terra):

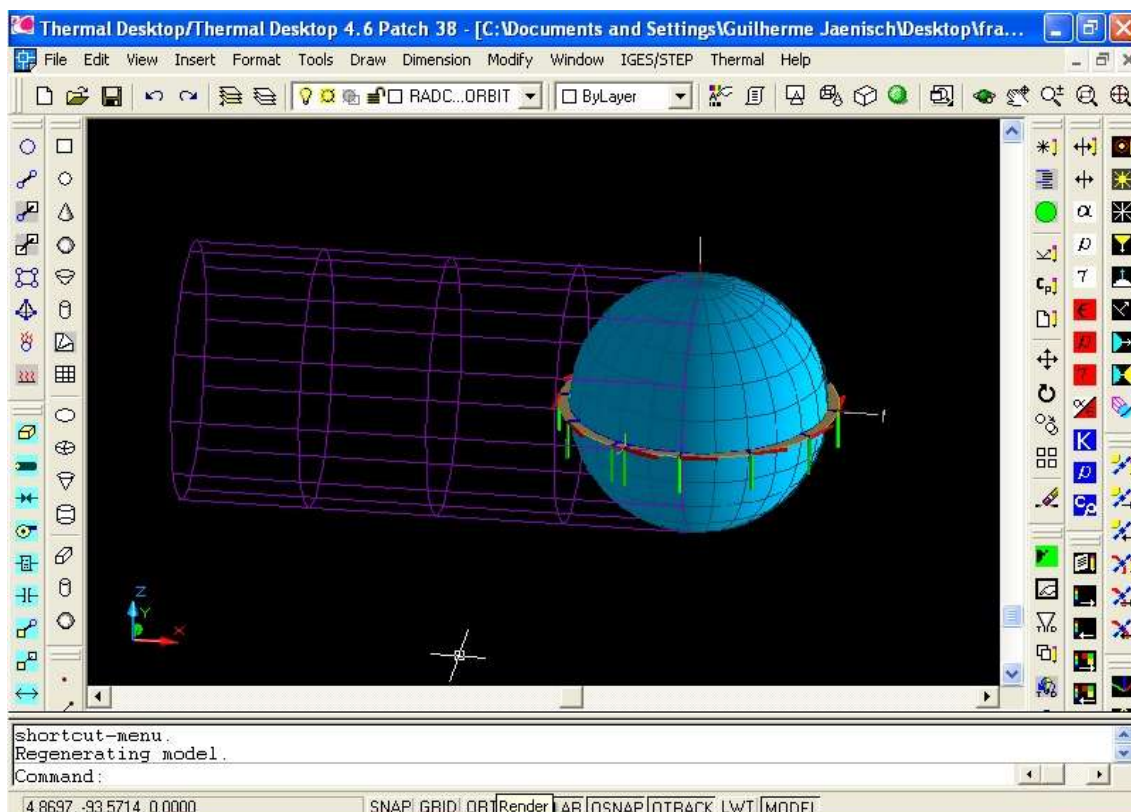


Figura 17: Órbita com ângulo beta de noventa graus

Caso Frio: Todos os subsistemas em modo *standby* e órbita LEO (*low Earth orbit*) com ângulo beta de 0 grau. Esta órbita possui a característica de manter o satélite por mais tempo na sombra terrestre. A figura abaixo mostra a

órbita do Caso Quente (o cilindro roxo representa a parte da órbita onde o satélite está na sombra da Terra):

12.3. Resultados para o Caso Frio

O caso frio, Figura 18, é a condição, onde o satélite encontra uma situação de mínimo calor gerado e transferido ao NANOSATC-BR1. A trajetória descrita pelo Cubesat é a órbita polar onde o eixo +z do satélite está sempre direcionado para o Sol, enquanto que o -z sempre para o espaço profundo. Os equipamentos internos são considerados operacionais e dissipando o mínimo de calor que são capazes. Os resultados do modelo segue abaixo:

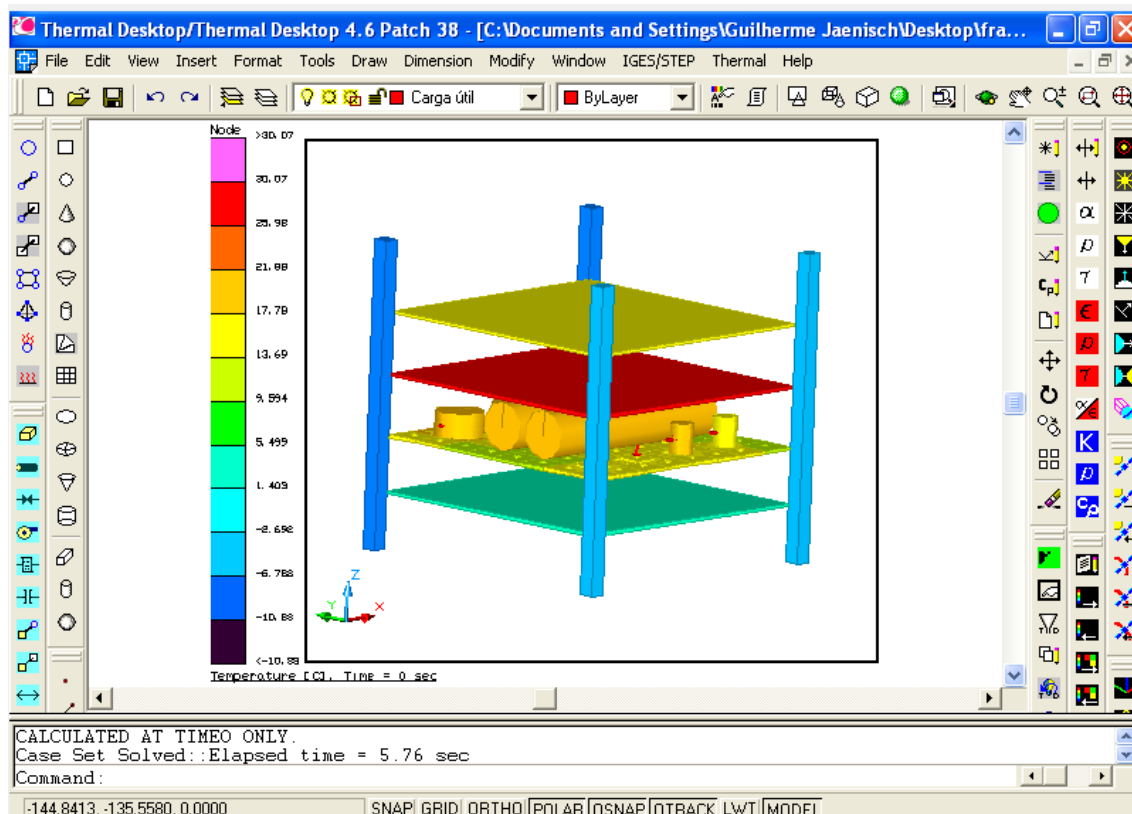


Figura 18: Mapa de temperaturas (°C) caso frio – NANOSATC-BR1

12.4. Resultados para o Caso Quente

O caso quente é a condição, onde o satélite encontra uma situação de extremo calor gerado e transferido ao Nanosatc-BR1. A trajetória descrita pelo Cubesat é a órbita polar onde o eixo +z do satélite está sempre direcionado para o Sol, enquanto que o -z sempre para o espaço profundo. Os equipamentos internos são considerados operacionais e dissipando o máximo de calor que são capazes. Os resultados do modelo, Figura 19, e da placa de potência, Figura 20, em especial analisada seguem abaixo:

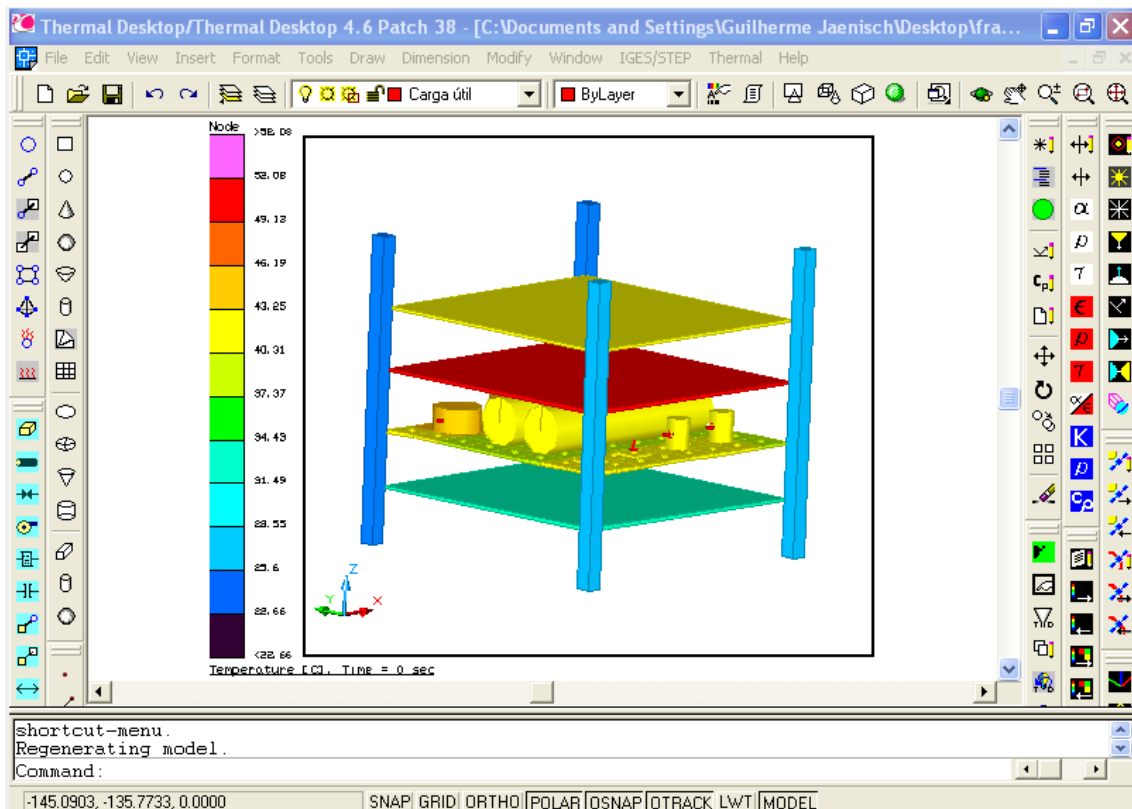


Figura 19: Mapa de temperaturas (°C) caso quente – NANOSATC-BR1

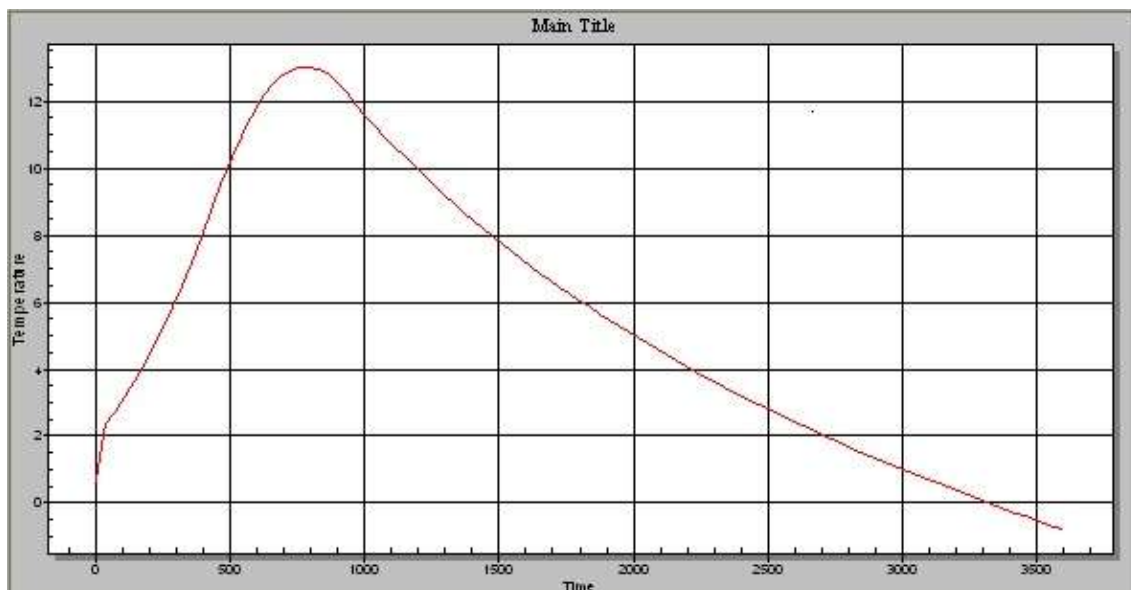


Figura 20: Gráfico placa de potência

13. Condutividade Efetiva da PCB

As placas de circuito impresso (PCB) são compostas por placas planas de diferentes materiais, sendo estes de cobre e uma liga chamada de FR-4. Para a prevenção de gradientes de temperatura e também para melhor distribuição de calor nas PCBs, utilizou-se uma aproximação da condutividade de todas as placas planas que a compõem e isso se chama condutividade efetiva.

Segundo (Franke,2012) foi realizado o cálculo da condutividade efetiva na direção normal e na direção paralela da PCB, dessa maneira, o resultado será de uma condutividade efetiva na direção normal a PCB e outra condutividade efetiva na direção paralela a PCB. Para as PCBs do NANOSATC-BR1 foram consideradas placas de circuito impresso com 2 camadas de Cobre e 3 camadas de Liga FR-4. As equações, referenciadas ao artigo J.R. Culham, P. Teertstra and M.M. Yovanovich- THE ROLE OF SPREADING RESISTANCE ON EFFECTIVE CONDUCTIVITY IN LAMINATED

SUBSTRATES; da condutividade efetiva normal ($k_{n,e}$) e paralela ($k_{p,e}$) seguem abaixo, sendo a condutividade do Cobre, $k = 400 \text{ W / mK}$, e da Liga FR-4 $k = 0,4 \text{ W / mK}$, a espessura total de placa de $0,0016 \text{ m}$ e a espessura de cada placa de cobre é de $0,0000356 \text{ m}$ e de FR-4 é de $0,0005263 \text{ m}$:

$$k_{n,e} = \frac{t}{\sum_{i=1}^{N_c} t_{c,i}/k_c + \sum_{i=1}^{N_g} t_{g,i}/k_g} = \frac{0,0016m}{2\left(400 \frac{w}{m.k} \cdot 0,0000356 m\right) + 3\left(0,4 \frac{w}{m.k} \cdot 0,0005263\right)} = 0,42 \frac{w}{m.k}$$
$$k_{p,e} = \frac{\sum_{i=1}^{N_c} k_c t_{c,i} + \sum_{i=1}^{N_g} k_g t_{g,i}}{t} = \frac{2\left(400 \frac{w}{m.k} \cdot 0,0000356 m\right) + 3\left(0,4 \frac{w}{m.k} \cdot 0,0005263 m\right)}{0,0016 m} = 17,62 \frac{w}{m.k}$$

Com o intuito de definir estas condutividades no modelo numérico do satélite é recomendado para fins de simplificação obter-se apenas um único valor para a condutividade efetiva total da placa. Não há um único método matemático para unir a condutividade efetiva normal e paralela em uma única, entretanto, há diversos métodos dos quais pode se obter um valor único para a condutividade efetiva de uma PCB que serão apresentados:

A média aritmética possui a tendência de pender mais para o valor da condutividade paralela ($k_{p,e}$), dessa maneira, é o método que tem como resultado a maior condutância efetiva total da placa:

$$k_{eff} = \frac{k(p,e) + k(n,e)}{2} = 9,02 \frac{w}{m.k}$$

A média geométrica possui um resultado mais neutro dentre os dois valores de condutividade efetiva paralela e normal, dessa maneira será utilizada no modelo:

$$k_{eff} = (k(n,e) \cdot k(p,e))^{1/2} = 2,72 \frac{w}{m.k}$$

A média harmônica possui a tendência de pender mais para o montante da condutividade normal, dessa maneira, é o método que tem como resultado a menor condutância efetiva total da placa:

$$k_{eff} = 2 \cdot \frac{k(p,e) \cdot k(n,e)}{k(p,e) + k(n,e)} = 0,82 \frac{w}{m.k}$$

14. Conclusão

Durante os doze meses de execução do Projeto de Pesquisa: “**ANÁLISE DO SISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO – UMA APLICAÇÃO AO PROJETO NANOSACT-BR**” foram obtidos resultados tanto do ponto de vista técnico, como do ponto de vista pessoal do aluno, visto que o mesmo pode interagir e aprimorar seu conhecimento sobre o assunto através de pesquisas e estudos, além de ter contatos com estudantes das áreas de Engenharia e Tecnologia Espaciais do INPE podendo aumentar seus conhecimentos e experiência nessa área.

Primeiro foi efetuada uma revisão bibliográfica sobre os conceitos básicos de transferência de calor, quando foram estudados os conceitos de trocas de calor condução, convecção, radiação; entre outros conceitos importantes ao modelamento térmico de satélites aplicados ao NANOSATC-BR1.

Foi realizado estudo e cálculos das condutividades das placas de circuito impresso, além de construir um modelo térmico no *software SINDA/THERMAL DESKTOP*. E por fim, foi efetuada uma análise dos objetivos que foram planejado e concluído com este Projeto.



15. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

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.

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. Swissscube 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 100U Datasheet

ISIS - Innovative Solutions In Space User Manual VHF / UHF transceiver

FRANKE, L.L.C. – Relatório técnico – ESTUDO DE TÉCNICAS E DISPOSITIVOS PARA O CONTROLE TÉRMICO DE SATÉLITES: UMA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR, 2012 – UFSM – Santa Maria.