



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

**ESTUDO DE TÉCNICAS E DISPOSITIVOS PARA O CONTROLE
TÉRMICO DE SATÉLITES: UMA APLICAÇÃO AO
NANOSATC-BR.**

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

PROCESSO 121788/2011-3

Lucas Lourencena Caldas Franke - Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCTI
Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
LAMEC/CRS/CCR/INPE – MCTI
E-mail: l.franke@hotmail.com

Dr. Fabiano Luís de Sousa
Orientador
Tecnologista Sênior III
Divisão de Mecânica e Controle – DMC/ETE/INPE-MCTI
INPE – MCTI
E-mail: fabiano@dir.inpe.br

Santa Maria, Junho de 2012.



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

PROJETO

**ESTUDO DE TÉCNICAS E DISPOSITIVOS PARA O CONTROLE
TÉRMICO DE SATÉLITES: UMA APLICAÇÃO AO NANOSATC-
BR.**

PROCESSO 121788/2011-3

Relatório elaborado por **LUCAS LOURENCENA CALDAS FRANKE**
relatando as atividades executadas por:

Lucas Lourencena Caldas Franke – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCTI
E-mail: l.franke@hotmail.com

Dr. Fabiano Luís de Sousa – Orientador
Departamento de Mecânica e Controle – DMC/INPE/MCTI
E-mail: fabiano@dir.inpe.br

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



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Título:

**ESTUDO DE TÉCNICAS E DISPOSITIVOS PARA O CONTROLE
TÉRMICO DE SATÉLITES: UMA APLICAÇÃO AO NANOSATC-
BR.**

Processo CNPq Nº: 121788/2011-3

Bolsista:

Lucas Lourencena Caldas Franke

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. Fabiano Luís de Sousa

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

Co- Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

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



Colaboradores:

Eng. Lucas L. Costa

Mestrando INPE-MCTI

Eng. Rubens Z. G. Bohrer

Mestrando ITA/DCTA

Eng. Eduardo E. Bürger

Mestrando INPE-MCTI

Fernando Landerdhal Alves

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Tális Piovesan

Acadêmico do Curso de Engenharia Elétrica – UFSM

Iago Camargo Silveira

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Mauricio Ricardo Balestrini

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Guilherme Paul Jaenisch

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Local de Trabalho/Execução do projeto:

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



AGRADECIMENTOS

Agradeço em primeiro lugar ao grande apoio da minha família: meu pai, Hamilton Guilherme Caldas Franke e minha querida mãe Maria Lizete Lourencena Franke ao apoio em minhas decisões e incentivo para que se tornem realidade.

Ao meu Orientador, Dr. Fabiano Luis de Sousa, pelo apoio técnico e acadêmico e pela sua pronta disponibilidade e atenção para com as atividades de I.C.&T.

Ao meu Co-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 Lucas Lourencena Caldas Franke, Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica, do Centro de Tecnologia, da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, durante o período de agosto de 2011 à julho de 2012, no Projeto **“ESTUDO DE TÉCNICAS E DISPOSITIVOS PARA O CONTROLE TÉRMICO DE SATÉLITES: UMA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR”**

O Projeto teve como objetivo familiarizar o bolsista com os conhecimentos e técnicas básicas necessárias ao Projeto e Análise Térmica de um satélite artificial em órbita da Terra. O trabalho iniciou-se com familiarização do bolsista com os modos de transferência de calor em satélites artificiais, seguido do estudo dos requisitos para seu Projeto Térmico, das principais técnicas e dispositivos utilizados no seu Controle Térmico, finalizando com um estudo de caso aplicado ao CubeSat, o NANOSATC-BR1. O Modelo Térmico do CubeSat foi construído utilizando as informações disponíveis sobre as propriedades termofísicas e termoópticas dos elementos que compõem o NANOSATC-BR1, seu modo de operação, e possíveis atitudes em órbita. Os elementos modelados foram: i) a estrutura mecânica primária do CubeSat, ii) as placas de circuito impresso (PCB) dos subsistemas de serviço do satélite, incluindo seus componentes eletrônicos mais dissipativos, iii) seus painéis de fechamento e iv) seus painéis solares. Simulações numéricas foram realizadas com o satélite em diferentes condições orbitais e obtidas as distribuições de



temperatura no CubeSat. No trabalho é descrito o Modelo Térmico e apresentados resultados de simulações numéricas realizadas.



Sumário

1	INTRODUÇÃO	11
2	CONCEITOS BÁSICOS SOBRE TRANSFERÊNCIA DE CALOR.....	13
2.1	Condução.....	13
2.2	Convecção	14
2.3	Radiação	15
2.4	Capacidade Térmica	17
2.5	Resistência Térmica de Contato.....	17
2.6	Analogia Elétrica.....	18
3	CONCEITOS BÁSICOS SOBRE CONTROLE TÉRMICO DE SATÉLITES	18
3.1	Tipos de cargas térmicas ambientais incidentes no satélite em órbita	20
3.2	Dispositivos de Controle Térmico Passivo.....	23
3.2.1	Superfícies Seletoras	23
3.2.2	Montagens de interface	24
3.2.3	MLI (Multilayer Insulation).....	24
3.2.4	Radiadores.....	25
3.2.5	Tubos de Calor.....	25
3.3	Dispositivos De Controle Térmico Ativo.....	26
3.4	Passos de um projeto térmico de satélites	27
3.5	Testes Térmicos.....	28
4	CUBESATS	29
4.1	NANOSATC-BR1	30
5	MODELO TÉRMICO DO NANOSATC-Br.....	32
5.1	Dissipações Térmicas.....	36
5.2	Temperatura Operacional dos Subistemas	37
5.3	Layout dos componentes nas PCBs.....	38
5.4	Resistências Térmicas.....	41
5.5	Condutividade Efetiva da PCB	45
5.6	Propriedades dos Materiais	46
6	ESTIMATIVA DAS TEMPERATURAS NO NANOSATC-Br1 EM ÓRBITA	47
6.1	Definição dos casos térmicos críticos.....	48
6.2	Resultados para o Caso Frio	49

6.3 Resultados para o Caso Quente	53
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	60
APÊNDICES	61
Projeto de Pesquisa:.....	62
Identificação dos Componentes no Gráficos ($^{\circ}\text{C}$ x S)	67

Índices de Figura

Figura 1: transferência de calor por condução em um corpo.....	13
Figura 2: Contato entre duas superfícies distintas.....	17
Figura 3: Esquema de trocas de calor Terra-Sol-Ambiente Espacial.....	23
Figura 4: Skin Heater	26
Figura 5: Cartridge Heater	27
Figura 6: LIT/INPE- câmara de termo-vácuo	28
Figura 7: Foto de um Cubesat captada por outro Cubesat.....	29
Figura 8:Arquitetura mecânica NANOSATC-BR1.....	32
Figura 9: Modelo geométrico NANOSATC-BR1 (s/ painéis estruturais).....	33
Figura 10:Modelo geométrico NANOSATC-BR1 com painéis estruturais	33
Figura 11: Modelo geométrico do Subsistema de Comunicação.....	34
Figura 12: Modelo geométrico do Subsistema de Computador de Bordo	34
Figura 13:Modelo geométrico do Subsistema de Potência	35
Figura 14: Modelo geométrico do Subsistema de Carga Útil.....	35
Figura 15: Layout de fixação memória flash	38
Figura 16: Layout de fixação CPU ARM7	39
Figura 17: Layout de fixação magnetômetro e amplificador	39
Figura 18: Layout de fixação amplificador, IMC e ITC.....	39
Figura 19: Layout de fixação Analog Multiplex	40
Figura 20: Layout de fixação dos ICM	40
Figura 21: Layout de fixação dos Indutores e Capacitores.....	40
Figura 22: Órbita com ângulo beta de noventa graus.....	48
Figura 23: Órbita com ângulo beta de zero grau	49
Figura 24: Mapa de temperaturas ($^{\circ}\text{C}$) caso frio – NANOSATC-BR1	50
Figura 25: Mapa de temperaturas ($^{\circ}\text{C}$) caso frio – NANOSATC-BR1	50
Figura 26: Gráfico de Temperatura ($^{\circ}\text{C}$) x Tempo (Segundos) do subsistema de Carga Útil	51
Figura 27: Gráfico de Temperatura($^{\circ}\text{C}$) x Tempo (Segundo) do subsistema de Computador de Bordo.....	51
Figura 28: Gráfico de Temperatura ($^{\circ}\text{C}$) x Tempo (Segundo) do Subsistema de Potência	52
Figura 29: Gráfico de Temperatura($^{\circ}\text{C}$) x Tempo (Segundo) do subsistema de Comunicação..	52
Figura 30: Gráfico Temperatura ($^{\circ}\text{C}$) x Tempo (Segundo) dos Painéis Estruturais	53
Figura 31: Mapa de temperaturas ($^{\circ}\text{C}$) caso quente – NANOSATC-BR1	54
Figura 32: Mapa de temperaturas ($^{\circ}\text{C}$) caso quente – NANOSATC-BR1	54



Figura 33: Gráfico de Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) do Subsistema de Carga Útil.....	55
Figura 34: Gráfico de Temperatura(°C) x Tempo(Segundo) do subsistema de comunicação	55
Figura 35: Gráfico de Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) do subsistema de potência	56
Figura 36: Gráfico de Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) do subsistema de computador de bordo	56
Figura 37: Gráfico Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) dos Painéis Estruturais	57

Índices de Tabela

Tabela 1: Analogia entre condução térmica e elétrica.....	18
Tabela 2: Dissipação térmica dos componentes das PCBs.....	35
Tabela 3: Limites de temperatura operacionais dos subsistema.....	36
Tabela 4: Resistências Térmicas.....	42
Tabela 5: Propriedades termo-ópticas.....	46
Tabela 6: Propriedades termo-físicas.....	46

1 INTRODUÇÃO

No Relatório são relatadas as atividades relativas ao Projeto “ESTUDO DE TÉCNICAS E DISPOSITIVOS PARA CONTROLE TÉRMICO DE SATÉLITES: UMA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR”.

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) Estudo dos conceitos de transferência de calor e de sua aplicação em satélites artificiais.
- 2) Estudo das principais técnicas e dispositivos utilizados para o controle térmico de satélites.
 - Requisitos térmicos,
 - Técnicas e dispositivos passivos,
 - Técnicas e dispositivos ativos.
- 3) 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.
- 4) Estudo das técnicas de controle térmico utilizadas em Cubesats
 - Levantamento e revisão bibliográfica de projetos térmicos de Cubesats.
 - Levantamento das principais técnicas utilizadas e soluções adotadas.
- 5) Estudo de caso: análise térmica do NANOSATC-Br.
 - Levantamento dos dados da missão (órbita, modos de operação e cargas úteis).
 - Levantamento dos requisitos térmicos (temperaturas de operação/não operação, gradientes, transientes).
 - Levantamento das dissipações térmicas dos componentes do NANOSATC-Br.
 - Identificação dos casos críticos para análise térmica.

- Identificação das características termo-ópticas e termo-físicas dos componentes do NANOSATC-Br.
- Estimativa dos acoplamentos condutivos nas interfaces dos componentes do NANOSATC-Br.
- Estimativa das condutâncias das PCBs do NANOSATC-Br.
- Construção de um modelo numérico térmico simplificado do NANOSATC-Br.
- Avaliação da distribuição de temperaturas nos casos críticos e verificação do cumprimento dos requisitos térmicos.
- Sugestões para aprimoramento do projeto térmico, se necessário.

A previsão de realização das etapas seguia o seguinte cronograma:

Etapas 1 e 2, de agosto a setembro de 2011; etapas 3 e 4, de novembro a dezembro de 2011; e etapa 5 de janeiro a junho de 2012.

No período de agosto a dezembro de 2011, foram realizadas completamente as etapas de 1 a 3, e parcialmente a etapa 4. A metodologia utilizada no cumprimento das etapas 1 a 4 consistia basicamente na leitura de material de referência, relacionado no final deste documento, sobre os temas abordados nas mesmas, e preparação de resumos que eram revisados pelos orientadores e discutidos com o bolsista. Um sumário destes resumos é apresentado nas Seções 2 a 4 do presente relatório.

No período de 23 de janeiro a 09 de fevereiro de 2012, o bolsista realizou um estágio supervisionado nas dependências do INPE em S.J. dos Campos, onde foram: i) revistos os conceitos fundamentais aprendidos nas etapas 1 a 4; ii) realizado um estudo dirigido sobre os conceitos específicos, necessários a realização das atividades da etapa 5 e, iii) iniciado o modelo térmico simplificado do NANOSATC-BR1.

No período de 09 de fevereiro de 2012 a 30 de junho de 2012 o bolsista concentrou-se na etapa 5 do projeto, onde, a partir dos conhecimentos adquiridos nas etapas 1 a 4, foi construído o modelo térmico simplificado do NANOSATC-BR1 e simulados casos térmicos do satélite em órbita, como

apresentado nos Capítulos 5 e 6 abaixo.. Neste período o bolsista também efetuou este relatório.

2 CONCEITOS BÁSICOS SOBRE TRANSFERÊNCIA DE CALOR

Transferência de calor ou propagação do calor é a transição da energia térmica de um corpo que possui uma temperatura maior para um corpo que possui uma temperatura menor. Existem três modos de transferência de calor que serão discutidas a seguir: condução, convecção e radiação.

2.1 Condução

A condução é o modo pelo qual o calor é transferido através de um meio material, de uma molécula (ou átomo) para sua vizinha. A condução de calor unidimensional 'q' em uma barra, que tem suas extremidades submetidas a uma diferença de temperatura ΔT , e suas superfícies laterais isoladas termicamente, como apresentado na Figura 1, é dada pela lei de Fourier na forma:

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

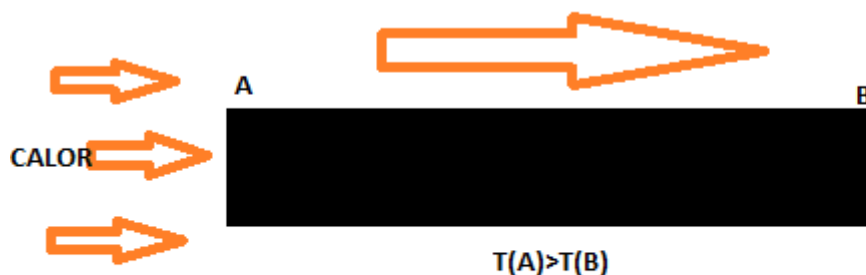


Figura 1: transferência de calor por condução em um corpo

Onde q é o calor transferido, A é a área transversal da barra e Δx a distância entre as extremidades. A condutividade térmica é dada por k, que

depende exclusivamente do material de que é feita a barra. A resistência térmica é o inverso da condutância 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.

2.2 Convecção

Convecção é o fenômeno de transferência de calor realizado através da troca de energia utilizando um fluido como transportador. As características do fluido (velocidade, viscosidade, turbulência) são muito importantes e afetam significativamente o transporte de energia na convecção. 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 (T_p):

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

onde h é o coeficiente de transferência de calor por convecção e depende apenas do escoamento do fluido. É interessante observar que se a temperatura do fluido e da parede for igual, não há fluxo de calor no sistema. Quando a superfície em questão envolve todo o escoamento, dizemos que a transferência de calor é dita interna, e trocamos a temperatura do fluido (T_∞) pela temperatura média na seção transversal do escoamento (T_m). Para determinar o coeficiente de transferência de calor por convecção (h), é necessário analisar o fluido em contato com a parede, ou seja, na camada limites do escoamento (camada na qual o fluido sofre ação da força cisalhante).

2.3 Radiação

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.

Há três processos que ocorrem a um fluxo G que incide sobre a superfície de um corpo:

- Uma porção, αG , é absorvida pela superfície;
- Uma outra porção, ρG , é refletida para o espaço;
- Uma terceira porção, τG , é transmitida através do corpo, saindo pelo lado oposto.

de forma que:

$$\alpha + \rho + \tau = 1 \quad \text{eq. 5}$$

onde, α é a absortividade total, ρ é a refletividade total e τ é a transmissividade total. Uma característica importante, em se tratando de radiação, é a emissividade. A emissividade é uma característica que depende unicamente da superfície dos corpos, ou seja, não é necessária nenhuma fonte de radiação externa para o corpo emitir radiação, vale lembrar que todo corpo que está com uma temperatura acima do zero absoluto emite radiação. A emissividade, equação 8, é a relação entre a energia emitida por um corpo dividida pela energia emitida por um corpo negro. Um corpo negro é definido como um corpo ideal, ou seja, um corpo que absorve toda a radiação incidente e que emite

cem por cento da radiação, no entanto, um corpo negro é apenas teórico; na prática, não existe nenhum corpo negro.

$$\epsilon = \frac{E_i}{E_0} \quad \text{eq. 6}$$

Assim, para superfícies reais a equação de emissão de radiação térmica pode ser reescrita como:

$$q = A \cdot \sigma \cdot \epsilon \cdot T^4 \quad \text{eq. 7}$$

Corpos difusos são corpos que transmitem radiação para todos os lados em todas as direções de forma difusa. A difusividade de um corpo depende da rugosidade da superfície do material.

Corpos cinzentos são corpos cuja emissividade hemisférica, a uma dada temperatura, é independente do comprimento de onda.

Corpos difusos cinzentos são compostos pelas seguintes hipóteses:

- A superfície é cinzenta,
- A superfície emite radiação difusamente,
- A superfície absorve radiação difusamente,
- A superfície reflete radiação difusamente,
- A superfície é opaca.

A Lei de Kirchoff diz que a absorvidade e a emissividade de uma superfície são iguais, se a radiação incidente sobre ela provir de um corpo à mesma temperatura da mesma.

O fator de forma entre duas superfícies é conceituado como uma quantidade puramente geométrica que depende unicamente dos tamanhos, orientações e posições relativas das mesmas. Ele é definido pela relação entre a quantidade total de energia emitida por um corpo e a quantidade total de energia que outro corpo recebe. Por exemplo, consideram-se duas superfícies perfeitamente planas, 1 e 2; com 1 emitindo energia na forma de radiação em direção a 2. Se toda a radiação provinda de 1, atingir a superfície de 2, então se diz que o fator de forma é 1. O fator de forma varia então entre 0 e 1.

2.4 Capacidade Térmica

Capacidade térmica é a relação entre o calor perdido ou absorvido por um corpo, e a variação de temperatura no mesmo devido a este processo. Ela é proporcional a massa do corpo e tem unidade $J/^{\circ}C$. O calor específico é a capacidade térmica por unidade de massa ($J/(kg\ ^{\circ}C)$) e é uma propriedade do material do corpo.

2.5 Resistência Térmica de Contato

A resistência térmica de contato ocorre quando há a ligação de dois ou mais corpos. Isso ocorre, pois a área de contato real é muito menor que a área de contato aparente, devido à rugosidade, figura 2, e a planicidade dos corpos. O calor em uma junção passa a ser transferido, parte por condução e parte por radiação (que é um modo de transferência de calor muito menos eficaz que a condução), em se tratando de vácuo total.

Dessa maneira, na parte de ligação entre os corpos há uma queda brusca de temperatura, causada pela resistência térmica de contato.

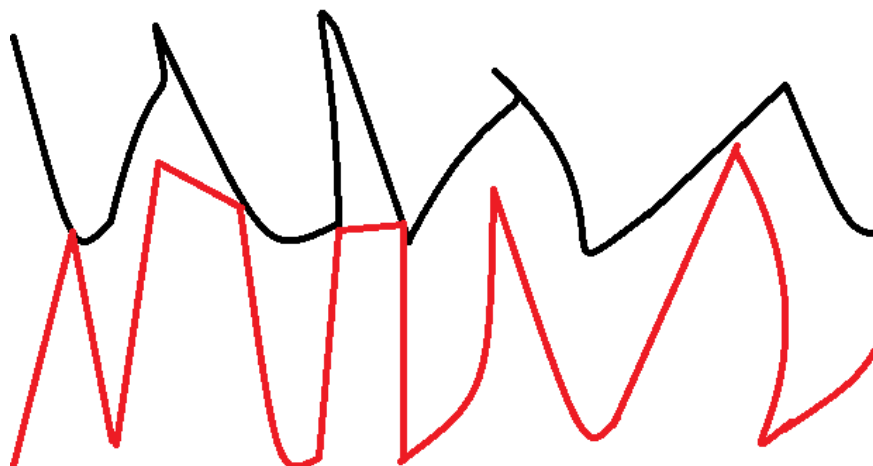


Figura 2: Contato entre duas superfícies distintas

2.6 Analogia Elétrica

Pode-se fazer uma analogia entre o calor transportado por condução, descrito pela lei de Fourier, e o transporte de elétrons em um circuito elétrico, descrito pela lei de Ohm, como apresentado na tabela 1.

Lei de Fourier	Lei de Ohm
$q = \frac{k \cdot A \cdot \Delta t}{\Delta x}$	$U=R \cdot i$
q= fluxo de calor	i = corrente
Δt =variação de temperatura	U = diferença de potencial
$\frac{\Delta x}{k \cdot A}$ = resistência térmica	R = resistência elétrica

Tabela 1: analogia entre condução térmica e elétrica

Esta analogia é bastante útil no cálculo de resistências térmicas de um sistema composto por várias partes distintas, como interfaces mecânicas e placas de circuito impresso.

3 CONCEITOS BÁSICOS SOBRE CONTROLE TÉRMICO DE SATÉLITES

O controle térmico possui o objetivo de manter todos os subsistemas (estrutura, comunicação, potencia, navegação, etc.) de um satélite dentro das condições requeridas, do ponto de vista de requisitos de temperatura, gradientes (taxa de variação da temperatura com o comprimento) e transientes (taxa de variação da temperatura com o tempo). Divide-se o controle térmico em dois métodos: controle térmico passivo e controle térmico ativo. O controle térmico passivo não necessita de energia elétrica para alcançar seu objetivo (manter o satélite nas temperaturas adequadas), dessa maneira, é sempre

utilizado por seu baixo custo e simplicidade de aplicação. Para a concepção do controle térmico passivo são utilizados dispositivos tais como: tintas especiais, fitas adesivas refletoras, arruelas isolantes, radiadores, venezianas térmicas, tubos de calor, entre outros. O controle térmico ativo, por sua vez, necessita de energia elétrica para o seu funcionamento; geralmente utilizado quando o objetivo não é alcançado somente com o controle térmico passivo. Para a concepção do controle térmico ativo, são utilizados dispositivos tais como: aquecedores elétricos (heaters), tubos de calor circuitados, resfriadores termoelétricos, sistemas criogênicos, entre outros.

Há dois tipos de cargas térmicas que afetam um satélite em órbita: cargas externas (provindas do ambiente espacial: albedo, radiação solar e infravermelho terrestre) e cargas internas (provindas da dissipação térmica dos equipamentos). As cargas externas dependem dos parâmetros orbitais, tais como o tipo de órbita (geossíncrona, órbita baixa, polar, etc), inclinação orbital, altitude do satélite, ângulo de aspecto solar e da atitude (define a orientação do satélite ao longo da órbita, em relação a algum referencial).

O projetista térmico deve se preocupar também com a condição térmica durante o lançamento, já que a temperatura do satélite pode ser afetada pelo aquecimento da coifa do lançador, resultado do atrito aerodinâmico, e dispositivos criogênicos podem ser afetados após a ejeção da coifa, mesmo em uma altitude acima de 90 km.

Para iniciar um projeto de controle térmico é necessário levantar informações a respeito do comportamento dos mecanismos de transferência de calor (radiação e condução) presentes no satélite em órbita, identificar os requisitos térmicos a serem atendidos pelo controle térmico, levando em conta os casos críticos (máximas e mínimas cargas térmicas); definir qual o tipo de controle térmico a ser adotado (passivo ou ativo) e estipular um layout adequado dos equipamentos internos. É necessário citar que o subsistema de controle térmico, como todos os demais subsistemas; deve respeitar as limitações de massa e potência (caso seja usado algum método ativo de controle térmico) do satélite. É feito, por conseguinte, um modelo matemático, com certa precisão, que deve reproduzir o comportamento térmico do satélite

nas varias condições orbitais. Na última etapa é realizada a construção do modelo térmico do satélite, baseado no modelo numérico pré-determinado, e são realizados testes de qualificação, tal como o Teste de Balanço Térmico (TBT), que possui o objetivo de qualificar o modelo térmico para aplicação no modelo de vôo (resultados experimentais são comparados com os teóricos) e de ajustar o modelo numérico, pois devido à geometria complexa do satélite são feitas algumas simplificações no modelo numérico pré-existente que podem gerar discrepâncias.

3.1 Tipos de cargas térmicas ambientais incidentes no satélite em órbita

O controle térmico de satélites é realizado basicamente por meio do balanço da energia que é absorvida pelas superfícies externas do satélite, a dissipação térmica dos seus equipamentos e energia emitida pelo satélite para o espaço por radiação infravermelha. A principal fonte de energia térmica presente no espaço é advinda do Sol (na forma de fluxo Solar e na forma de albedo – radiação solar refletida pela Terra), além da radiação infravermelho (IR) emitida pela Terra.

É importante considerar que, durante o lançamento a baixa altitude, há o efeito de moléculas livres devido à fricção com a atmosfera rarefeita.

A radiação emitida pelo Sol é constante, variando na faixa de 1%, no entanto, devido à forma elíptica da Terra, a radiação varia aproximadamente de $\pm 3,5\%$, dependendo da distância da Terra em relação ao Sol. A intensidade Solar também varia como uma função de comprimento de onda. É importante constar que a energia emitida pelo Sol se dá a uma temperatura muito superior as encontradas em um satélite em órbita. Portanto há uma distinção entre os valores da absorvidade e emissividade, nas superfícies de um satélite. Com essa distinção, podem-se selecionar dispositivos de controle térmico com características reflexivas no espectro Solar, mas altamente emissivas a temperatura ambiente, dessa forma há uma minimização na carga Solar e uma maximização na habilidade de rejeitar calor do satélite para o espaço.

Quando a radiação Solar é refletida por planetas ou luas, cria-se um feixe refletivo, denominado Albedo. O albedo terrestre é expresso como uma porcentagem da radiação Solar, sendo altamente inconstante ao longo da órbita. Para fins deste estudo, porém, utiliza-se um valor para o albedo terrestre médio de 30%, podendo-se utilizar uma pequena variação neste valor como margem para o projeto térmico. É interessante observar que a refletividade é geralmente maior nos continentes do que nas regiões oceânicas e geralmente aumenta com o decréscimo do ângulo de elevação Solar e aumenta em locais cobertos por nuvens. O albedo tende a crescer com o aumento da latitude, devido à grande quantidade de neve e gelo. É válido lembrar que, em se tratando de projeto de controle térmico, utiliza-se o menor valor do albedo para o "caso frio" e o maior valor de albedo para o "caso quente". Geralmente o albedo é dado através do ângulo inclinação orbital, menosprezando as diferenças do albedo através da órbita terrestre, no entanto, há casos em que as cargas térmicas do satélite são pequenas e o albedo representa uma grande parcela no conjunto de análise térmica ambiental, ou em alguns satélites que possuem equipamentos sensíveis ao albedo, a variação mais detalhada do albedo deve ser considerada. Por fim, é necessário esclarecer que o fluxo de calor que atinge o satélite deve decrescer na medida em que o satélite se move através de sua órbita e se distancia do ponto subSolar, mesmo se o albedo permanecer constante.

A Terra emite uma radiação infravermelha (IR). Assim como um satélite ou qualquer outro corpo, a Terra busca o equilíbrio térmico realizando um balanço entre a energia absorvida do Sol com a energia emitida ao longo do comprimento de onda por radiação IR. A intensidade da energia IR em um determinado ponto da Terra pode variar dependendo de fatores como a superfície terrestre, temperatura do ar e quantidade de nuvens. O ponto de maior intensidade de energia IR localiza-se sobre a região entre os trópicos e tende a diminuir com o aumento da latitude e com o aumento de nuvens.

Outra forma significativa de carga térmica ambiental a ser conhecida é 'aquecimento por moléculas livre'(FMH), devido ao bombardeamento do veículo por moléculas dispostas em baixa altitude. Para a maioria dos satélites,

considera-se apenas esse aquecimento durante o lançamento, logo após o veículo lançador ejetar o satélite em órbita. O calor causado é modelado de maneira a considerar as colisões do corpo com as partículas individuais, sendo a taxa de calor dada pela equação 8, abaixo:

$$Q_{FMH} = \alpha \left(\frac{1}{2}\right) \rho V^3 \quad \text{eq. 8}$$

onde, ρ = densidade atmosférica, V = velocidade do veículo, α = coeficiente de acomodação (entre 0,6 e 0,8). A densidade atmosférica é altamente variável e é governada pelos fatores que causam a contração ou expansão da alta atmosfera: nível da atividade solar eletromagnética, longitude, latitude e hora local em relação ao ponto em questão. A velocidade do veículo relativa à atmosfera pode ser calculada de uma forma simples para um satélite em órbita, no entanto, a velocidade durante o lançamento deve ser calculada utilizando programas de computador avançados. Há variações bruscas de velocidade devido a variações no desempenho do motor do veículo lançador, precisão de equipamentos, ventos de alta altitude, etc. Como mencionado anteriormente, na maioria dos satélites considera-se a FMH apenas durante o lançamento, contudo, há satélites que possuem órbitas com altitude muito baixa, em que o aquecimento por moléculas livres pode ser importante.

Em adição as quatro principais cargas ambientais descritas acima, há um quinto mecanismo ambiental de calor devido às partículas carregadas. Este quinto mecanismo é muito mais fraco do que os outros quatro mencionados e geralmente só é considerado quando partes do satélite operarem em temperaturas criogênicas (como em um radiador criogênico). A precipitação dessas partículas carregadas dá-se principalmente no cinturão de Van Allen, na região geomagnética equatorial, e são dependentes do ciclo de atividades solar. Abaixo segue a figura 3 que exemplifica as principais cargas térmicas externas sobre um satélite em órbita.

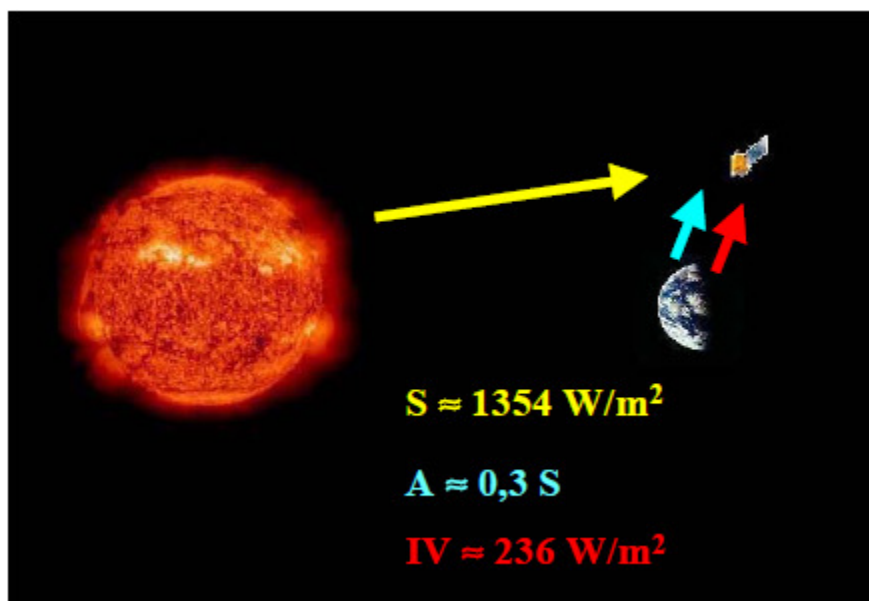


Figura 3: Esquema de trocas de calor Terra-Sol-Ambiente Espacial
Fonte: De Sousa, et al. (2003-04). S = carga térmica Solar; A = Albedo; IV = Carga térmica emitida pela Terra no espectro Infra-Vermelho.

3.2 Dispositivos de Controle Térmico Passivo

Os primeiros tipos de dispositivos ou elementos a serem considerados para o controle térmico de um satélite são os passivos, os quais não necessitam de energia elétrica para seu funcionamento.

3.2.1 Superfícies Seletoras

Em controle térmico de satélites, superfícies seletoras são largamente utilizadas. Refletores solares, como uma camada externa espelhada, tintas brancas e teflon são utilizados para minimizar a absorção da energia solar, ainda assim com alta emissividade, na faixa de 0.9. Para minimizar os efeitos da radiação solar e do infravermelho terrestre, utilizam-se materiais dourados, metais polidos, entre outros. Por outro lado, quando se deseja aumentar o nível de absorção de radiação (calor) advinda do sol, por exemplo, em uma determinada superfície desejada, utilizam-se dispositivos de alta absorvidade, tal como tintas pretas ($\alpha = 0,980$, $\varepsilon = 0,930$). Em geral, dividiram-se as superfícies utilizadas para controle térmico em duas: refletores solares e absorvedores solares. Os refletores solares são caracterizados por uma taxa

muito baixa de fração, absorvidade/emissividade ($\frac{\alpha}{\epsilon}$), enquanto que os absorvedores solares são caracterizados por uma alta taxa da fração absorvidade/emissividade ($\frac{\alpha}{\epsilon}$).

3.2.2 Montagens de interface

Quando se fala em montagens e interfaces, são tratados aspectos relacionados à montagem dos equipamentos, internos e externos, a estrutura do satélite, de maneira a minimizar ou maximizar a transferência de calor entre os equipamentos e seu suporte. A montagem dos equipamentos eletrônicos é feita, geralmente, de maneira a dissipar melhor o calor através dos suportes do satélite considerando o caminho térmico pela estrutura até chegar ao radiador, aonde é rejeitado para o espaço.

Quanto à área de contato nas interfaces, é necessário levar em consideração que as superfícies nunca são perfeitamente lisas, ou seja, as superfícies possuem ranhuras. Dessa forma, a área real de contato é bem menor do que a vista macroscopicamente, o que reduz a passagem de calor de uma superfície para outra através da condução térmica, pois a área de contato real é menor que a área de contato macroscópica.

É importante destacar que na superfície terrestre, essas cavidades entre as superfícies são preenchidas por ar, dessa forma, funcionam como condutores de calor por convecção, no entanto, no espaço não há ar, o que provoca o surgimento de vácuo nessas cavidades. O vácuo que se localiza nas cavidades funciona como uma espécie de resistência térmica, ou seja, a passagem de calor de uma superfície a outra que antes era feita por meio de condução e convecção, agora é feita apenas por condução em pequenos pontos de contato, e por radiação, o que provoca uma redução na passagem de calor de uma superfície a outra.

3.2.3 MLI (Multilayer Insulation)

É um elemento de controle térmico passivo muito utilizado em diversos satélites, sendo utilizado para prevenir excessiva perda de calor do satélite

para o ambiente espacial ou excessivo fluxo de calor externo para dentro do satélite. O MLI consiste em sobrepor diversas camadas finas de material com baixa emissividade, geralmente mylar aluminizado, intercalados com uma teia de seda ou teflon. A transferência de calor através do multilayer é resultado da combinação entre radiação, condução através de sólidos e, sobre condições atmosféricas, convecção (devido ao ar entre as camadas do material).. A condução é minimizada pela utilização das teias entre as superfícies refletivas. A radiação é minimizada devido à baixa emissividade das camadas reflexivas.

3.2.4 Radiadores

A eliminação do calor interno do satélite para o espaço é feita através de superfícies irradiadoras denominadas radiadores espaciais. Os radiadores aparecem das mais diferentes formas, tais como, em painéis estruturais do satélite, chapas irradiadoras ou painéis que são acionados após o satélite entrar em órbita. Seja qual for a configuração do radiador, todos os radiadores rejeitam calor através de radiação infravermelha. A capacidade de irradiação é proporcional à emitância da superfície, a área e a temperatura do radiador.

3.2.5 Tubos de Calor

O tubo de calor (heat pipe), como o nome já diz, é um tubo que tem por objetivo transportar calor de uma região para outra, através de um fluido interno de transporte. O tubo de calor funciona por capilaridade, que é uma força relativamente fraca, sendo suscetível a degradação de desempenho quando utilizado em um campo gravitacional. O princípio de funcionamento de um tubo de calor é baseado principalmente na troca de calor por convecção. Considera-se um tubo de calor simples, em equilíbrio em um sistema isotérmico com líquido e vapor em estado de saturação, por conseguinte, calor é aplicado ao evaporador do tubo de calor, aumentando sua temperatura, transformando o fluido que antes estava em estado líquido em vapor e removendo o calor adicionado. O vapor gerado no evaporador é transportado para o condensador onde condensa, voltando ao estado líquido e por capilaridade, retorna ao ponto do sistema com maior calor.

3.3 Dispositivos De Controle Térmico Ativo

Os dispositivos de controle térmico ativos necessitam de energia elétrica para seu funcionamento. Esse tipo de controle térmico é adotado quando há necessidade de aquecer um equipamento ou controlar mais precisamente a temperatura ou os gradientes térmicos de determinado sistema. Abaixo segue uma explicação detalhada sobre a técnica de controle térmico ativo mais utilizado:

Heaters: O *heater* geralmente é utilizado em casos frios quando é necessário aquecer um determinado equipamento, muito embora, possam ser utilizados associados a termostatos ou com controladores de estado sólidos, com o intuito de promover maior precisão do controle de temperatura. O tipo mais comum de *heater* é o *skin heater*, figura 4, que consiste de uma resistência, envolvida por dois pedaços de matérias isolantes, tal como Kapton. A resistência é percorrida por corrente que, por efeito Joule, é aquecida e, por conseguinte, transmite calor para o equipamento associado. O *cartridge heater* (heater de cartucho), figura 5, é outro tipo de dispositivo utilizado, em equipamentos que necessitam de uma grande carga térmica para sua operação, como propulsores a hidrazina..



Figura 4: Skin Heater

Fonte: http://www.midasmic.com/index_en.php



Figura 5: Cartridge Heater

Fonte: <http://www.maxiwatt.com/eng/durawatt.php>

3.4 Passos de um projeto térmico de satélites

As características que devem ser concluídas e analisadas para um projeto térmico típico geralmente são:

- Os intervalos de temperatura operacionais e não operacionais;
- A existência ou não de variação nas cargas térmicas externas;
- A variação da dissipação térmica do equipamento ao longo da órbita;
- Se o equipamento apresenta uma alta densidade de dissipação de calor;
- Se o equipamento exige controle térmico estrito de temperatura;
- A variação dos gradientes de temperatura que o equipamento permite;
- A necessidade de um isolamento térmico;
- A necessidade de o equipamento trabalhar a temperatura criogênica;

Uma importante etapa no desenvolvimento do controle térmico de satélites é o modelamento térmico que é efetuado em um software especializado, como o Sinda Fluent/Thermal Desktop[®]. O modelamento térmico

tem por objetivo simular a transferência de calor que ocorre no satélite, analisando os gradientes e transientes de temperatura nos quais o satélite estará submetido.

Uma vez que o plano de encontrar técnicas e programas requeridos é estabelecido, o trabalho de realizar a análise do design começa. Todas as etapas acima não podem ser realizadas sem que antes seja estabelecida uma relação de trabalho com todas as partes que necessitam receber ou dar informações e resultados.

3.5 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. Alguns testes térmicos são: Ciclagem Térmica, Burn-In, Termo-Vácuo e Balanço Térmico. Os testes térmicos geralmente são feitos em câmaras vácuo-térmicas, figura 3, que criam um ambiente semelhante ao ambiente espacial; dessa maneira, as reações dos equipamentos podem ser analisadas e, se necessário, pode haver alguma alteração no projeto térmico do satélite.

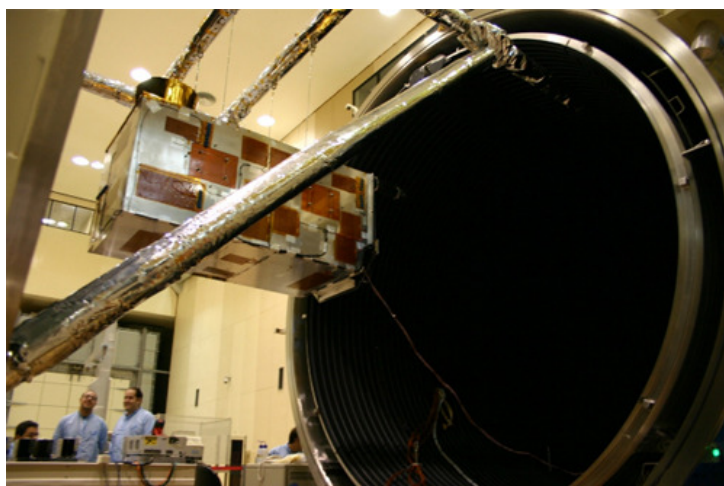


Figura 6: LIT/INPE- câmara de termo-vácuo

Fonte: <http://www.lit.inpe.br/node/43>

4 CUBESATS

Cubesats são satélites classificados entre as classes dos nanosatélites (satélites com até 10kg de massa) e dos picosatélites (satélites com massa entre 0,1kg até 1,0kg). Suas principais características são sua forma cúbica, seu volume de 10x10x10cm e massa aproximada de 1,33kg. Foram desenvolvidos com o objetivo principal de obter dados científicos, testes de dispositivos e matérias e até a obtenção de imagens, Figura 5. O objetivo do projeto é fornecer um padrão para o design de satélites para reduzir custos e tempo de desenvolvimento, aumentar a acessibilidade ao espaço, e manter lançamentos freqüentes. Atualmente, o Projeto CubeSat é uma colaboração internacional com mais de 100 universidades, escolas, empresas privadas e organizações governamentais que desenvolvem picosatelites contendo como carga útil sensores científicos. A principal missão do Programa CubeSat Norte Americano foi fornecer acesso ao espaço para pequenas cargas úteis. Já que os satélites da classe dos Cubesats possuem um custo muito menor que os de maior porte, até mesmo países em desenvolvimento podem ter a oportunidade de planejar e desenvolver satélites desse tipo. Este tipo de satélite vem criando excelentes oportunidades para alunos universitários de várias áreas, das ciências as tecnologias.



Figura 7: Foto de um Cubesat captada por outro Cubesat.

Fonte: <http://www.amsatsa.org.za/SAiSAT.htm>

Acessado em 06/06/2012 as 9:28 a.m

A plataforma dos satélites artificiais é dividida em subsistemas. Isto é feito para sistematizar o trabalho de engenharia requerido no projeto, montagem e teste, dividindo-o em áreas de competências. Nos satélites da classe dos Cubesats os subsistemas são integrados em um único módulo. Os subsistemas usualmente encontrados são:

- *Subsistema de Potência*
- *Subsistema de Comunicação*
- *Subsistema de Computador de Bordo*
- *Subsistema de Atitude*
- *Subsistema de Carga Util*

4.1 NANOSATC-BR1

O satélite NANOSATC-BR1, o primeiro satélite do PROJETO NANOSATC-BR DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS, é um nanosatélite da classe dos Cubesats. Sendo assim, o nanosatélite 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, figura 6, possui uma arquitetura mecânica simplificada e compacta que engloba no seu interior cinco placas de circuito impressos (PCB – printed circuit board), 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 nanosatélite 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 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 8:Arquitetura mecânica NANOSATC-BR1

5 MODELO TÉRMICO DO NANOSATC-Br

Para o 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 *conductors* (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). Abaixo seguem a modelo geométrico completo do NANOSATC-BR1 (com e sem os painéis estruturais) e os modelos geométricos de cada subsistema:

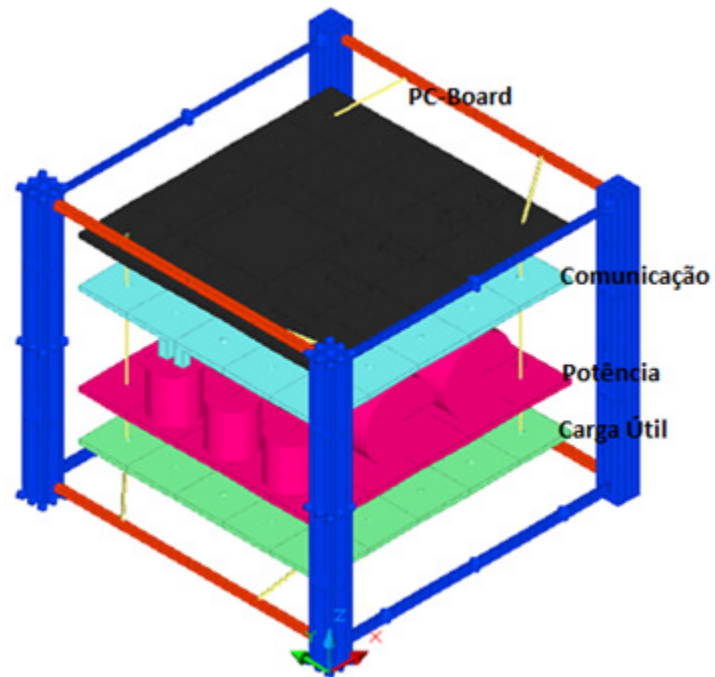


Figura 9: Modelo geométrico NANOSATC-BR1 (s/ painéis estruturais)

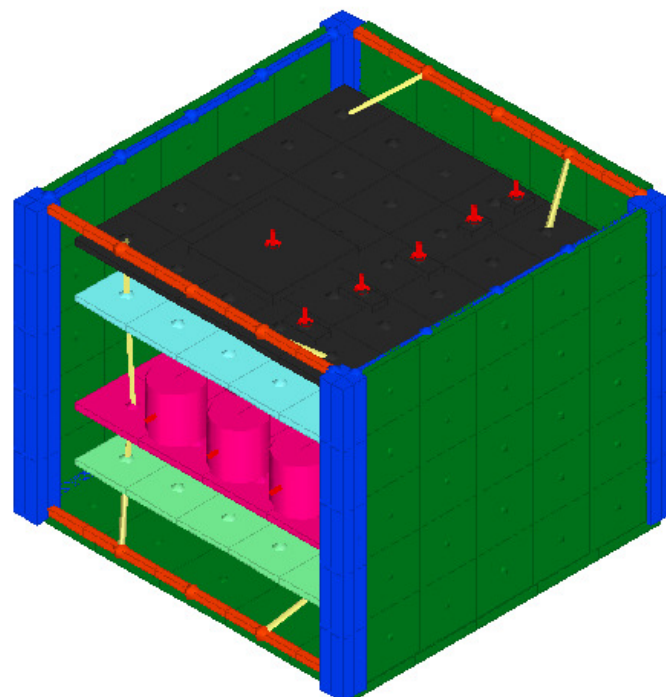


Figura 10: Modelo geométrico NANOSATC-BR1 com painéis estruturais

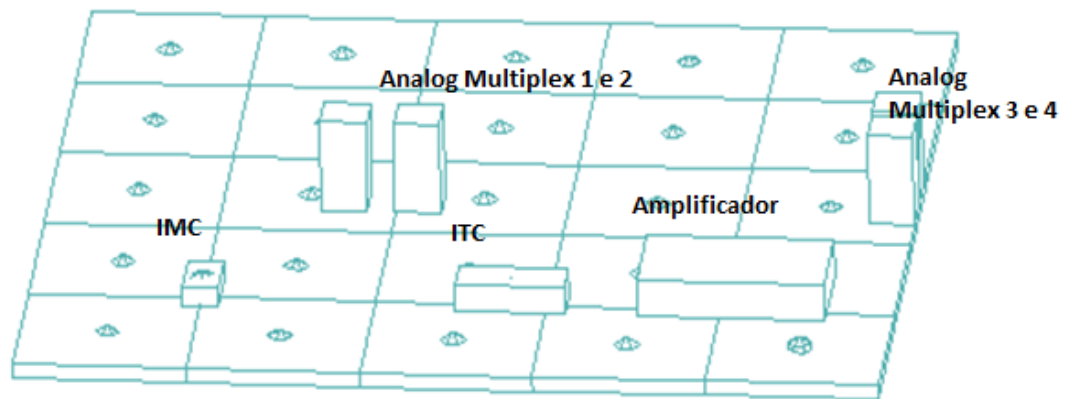


Figura 11: Modelo geométrico do Subsistema de Comunicação

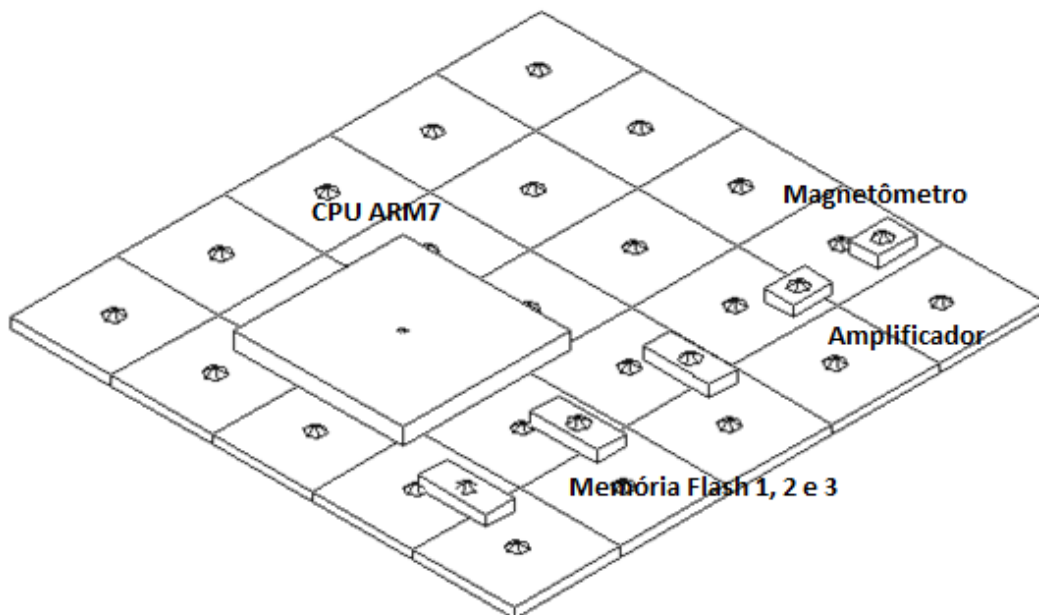


Figura 12: Modelo geométrico do Subsistema de Computador de Bordo

Indutor de Corrente
Magnetisante 1,2 e 3

Baterias 1 e 2

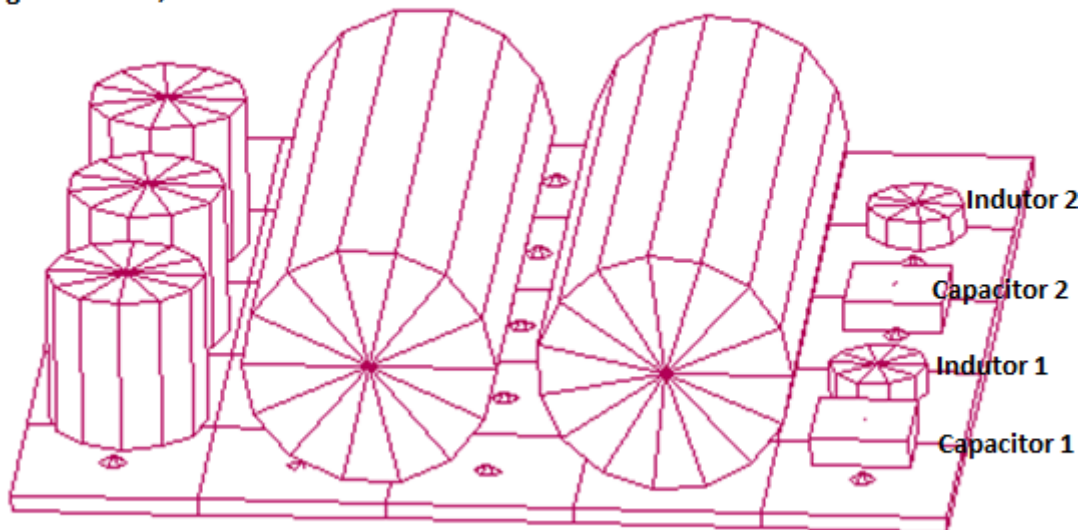


Figura 13: Modelo geométrico do Subsistema de Potência

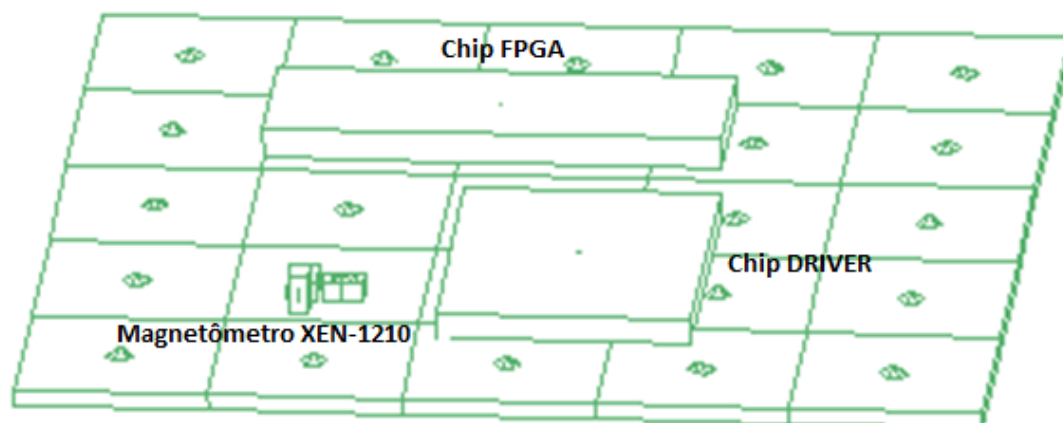


Figura 14: Modelo geométrico do Subsistema de Carga Útil

5.1 Dissipações Térmicas

As dissipações de cada componente nos dois módulos (operação e standby) seguem abaixo na tabela 2:

Dissipação componentes da PCB TRANSEIVER		
	Standby (W)	Transmitindo (W)
Analog Multiplex	0.04	0.32
Amplificador	0.04	0.32
IMC	0.06	0.48
ITC	0.06	0.48
TOTAL	0.2	1.6
Dissipação componentes da PCB NANOPOWER		
	Standby (W)	Transmitindo (W)
Baterias	0	0
Heaters	0	0,5
Indutor 1	0.05	0.05
Indutor 2	0.05	0.05
ICM1	0.05	0.05
ICM2	0.05	0.05
ICM3	0.05	0.05
TOTAL	0.25	0.30
Dissipação componentes da PCB NANOMIND		
	Standby (W)	Transmitindo (W)
Magnetômetro	0.0168	0.0223
Amplificador	0.0337	0.0446
CPU ARM7	0.2289	0.3029
Memórias Flash	0.0471	0.0624
TOTAL	0.337	0.446

Dissipação componentes da PCB de CARGA ÚTIL		
	Standby (W)	Operando (W)
XEN-1210	0.01550	0.01550
FPGA		
Driver	0.0020	0.0020
TOTAL	0.0175	0.0175

Tabela 2: Dissipação térmica dos componentes das PCBs

5.2 Temperatura Operacional dos Subsistemas

De acordo com o fabricante de cada equipamento, há uma faixa delimitada de temperatura em que esse equipamento se encaixa como operacional. Para os subsistemas de NANOSATC-BR1 segue uma tabela abaixo com as variações de temperatura permissíveis de cada subsistema.

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 3: Limites de temperatura operacionais dos subsistemas

5.3 Layout dos componentes nas PCBs

Com o intuito de aperfeiçoar os cálculos de transferência de calor que ocorrerão nas placas de circuito impresso e, conseqüentemente, no satélite, é necessário realizar um estudo sobre o modo de fixação dos componentes eletrônicos em suas respectivas placas de circuito impresso. Foram feitas estimativas quanto ao tipo de ligação, já que as especificações dos componentes são desconhecidas até o momento.

Computador de Bordo (NanoMind):

Os componentes da placa que formam a memória Flash foram considerados fixados por hastes metálicas de ligação e através de sua imagem real foi possível estimar quantas hastes foram necessárias para ligar o componente à placa. Nesse caso, foram consideradas duas fileiras com cinco hastes de ligação metálica, cada fileira. Segue na figura 13 a representação da ligação dos três componentes que formam a memória Flash.

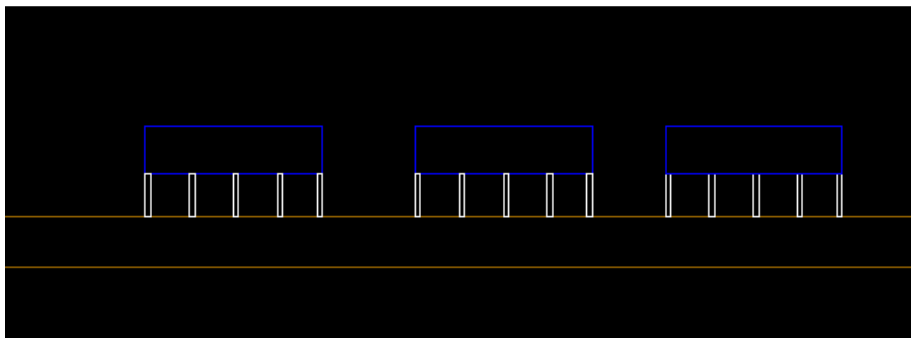


Figura 15: Layout de fixação memória flash

A fixação da CPU ARM7 foi considerada por meio de colas especiais. Segue na figura 14 a representação da ligação CPU ARM7 na placa de circuito impresso.

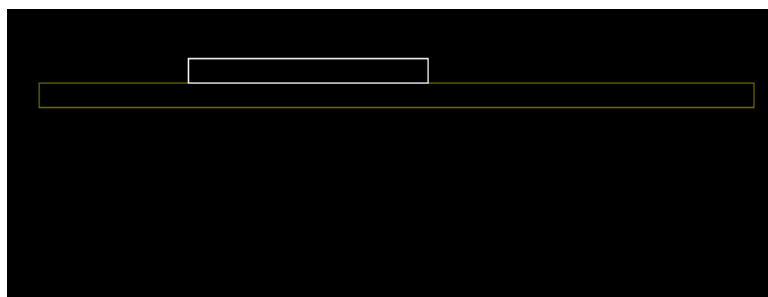


Figura 16: Layout de fixação CPU ARM7

Tanto o magnetômetro quanto o amplificador foram considerados ligados à placa de circuito impresso por hastes metálicas de ligação. Foram consideradas duas fileiras de hastes de ligação, cada uma com oito hastes metálicas. Segue na figura 15 a representação da ligação do magnetômetro, em vermelho, e do amplificador, em azul.

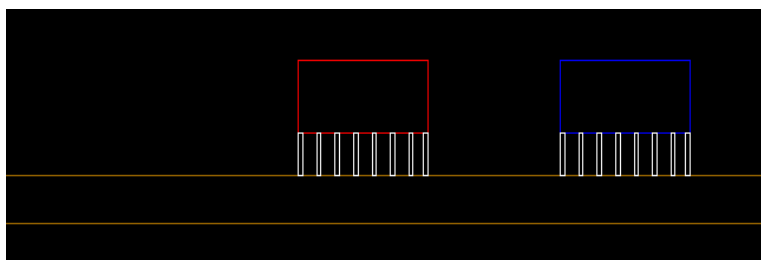


Figura 17: Layout de fixação magnetômetro e amplificador

Subsistema de Comunicação (Transceiver VHF downlink / UHF uplink):

Em geral, os componentes eletrônicos do *transceiver* foram considerados colados. Na figura 16, segue a representação dos componentes, IMC (vermelho), ITC (verde) e amplificador (azul).

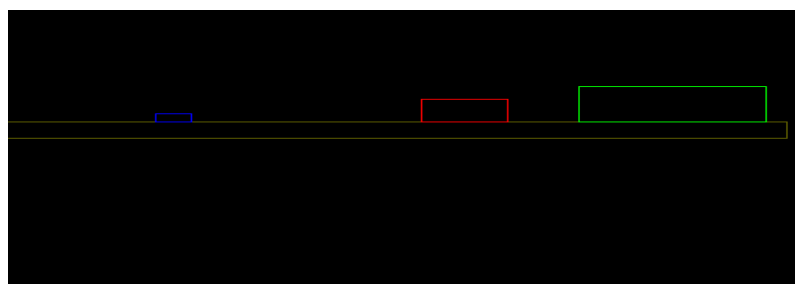


Figura 18: Layout de fixação amplificador, IMC e ITC

Há componentes menos dissipativos no subsistema de comunicação chamadas Analog Multiplex, representados na figura 17, cujas ligações a PCB são feitas através de colas, não sendo necessária a utilização de pinos de ligação.

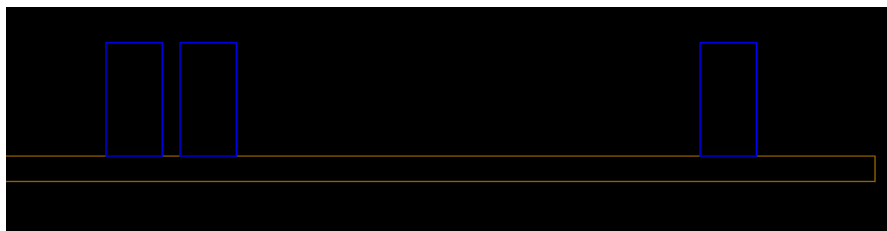


Figura 19: Layout de fixação Analog Multiplex

Subsistema de Potência (NanoPower):

Para o subsistema de potência, o qual possui diversos componentes consideravelmente dissipativos, a gama de componentes foi considerada, em sua totalidade, colada a placa de circuito impresso, já que a maioria dos componentes tem características de indutores, que geralmente são colados às placas de circuito impresso. Na figura 18 segue a representação dos três indutores cilíndricos de corrente magnetisante. Na figura 19, segue a representação dos indutores 1 e 2, em rosa, e dos capacitores 1 e 2, em azul.

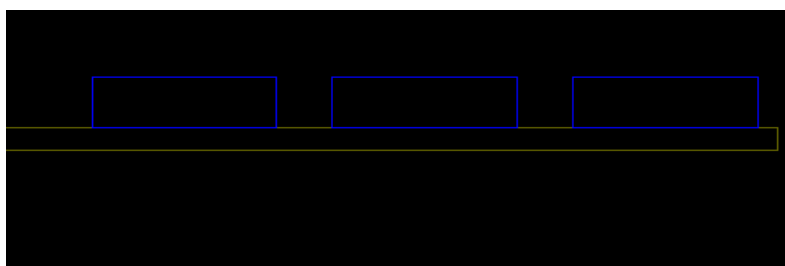


Figura 20: Layout de fixação dos ICM

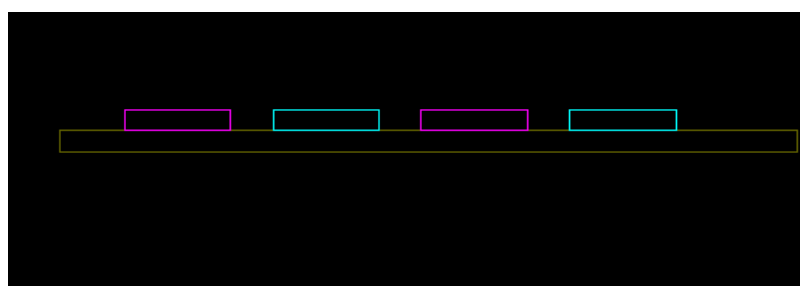


Figura 21: Layout de fixação dos Indutores e Capacitores

Subsistema de Carga Útil:

Os componentes do subsistema de carga útil estão sendo desenvolvidos, dessa maneira, não foi possível fazer uma análise completa da posição como foi feita nos outros subsistemas. Entretanto, no ponto de vista do projeto térmico, todos os componentes serão considerados colados a placa de circuito impresso.

5.4 Resistências Térmicas

Primeiramente foram calculadas as resistências térmicas dos componentes eletrônicos fixados as placas de circuito impresso (PCBs). Utilizou-se uma cola especial chamada CSV para os componentes colados as placas de circuito impresso. Para os componentes que são fixados com pinos, será calculada a resistência total, considerando todos as resistências térmicas causadas pelos pinos de ligação feitos de LIGA 42, dessa maneira; quando o modelo for implementado no software, utilizou-se um *contact* (ferramenta do software Thermal /Desktop que permite a definição da condutância térmica entre um dois meios sólidos conectados entre si) para cada pino presente entre os componentes e a placa de circuito impresso. Foram calculadas as resistências térmicas de contato, dadas em $^{\circ}\text{C}/\text{W}/\text{m}^2$, com a seguinte equação 1. A cola, de liga CSV, que liga os componentes com a placa chamada - possui uma espessura de 0,0004 m e uma condutividade (k) de 1,2 $\text{W}/\text{m}^{\circ}\text{C}$ e os pinos de ligação feitos de LIGA 42 possuem um comprimento de aproximadamente 0,008m e uma condutividade (k) de 11 $\text{W}/\text{m}^{\circ}\text{C}$ e um diâmetro de 0,0002m (o diâmetro do pino geralmente é padrão e foi encontrado segundo o site http://pt.wikipedia.org/wiki/Montagem_through-hole):. A equação 9 representa a resistência térmica por metro quadrado, o que é utilizado no cálculo da resistência térmica de componentes colados, enquanto que, a equação 10 representa a resistência térmica absoluta, o que é utilizado no cálculo da resistência térmica de componentes ligados através de pinos:



$$R = \frac{\Delta x}{K} \quad \text{eq 9}$$

$$R = \frac{0,0004 \text{ m}}{1,2 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot \text{C}}} = 0,0003333 \text{ } ^\circ\text{C/W/m}^2 \text{ - Para componentes ligados através}$$

de cola;

$$R = \frac{\Delta x}{K \cdot A} \quad \text{eq. 10}$$

$$R = \frac{0,008 \text{ m}}{11 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot \text{C}} (0,031416 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2)} = 23149,75 \text{ } ^\circ\text{C/W} \text{ - Para componentes ligados}$$

através de pinos; Há componentes ligados por pinos que possuem diferentes quantidades de pinos de ligação. As memórias flash do subsistema de PC-Board possuem 10 pinos de ligação, enquanto que o magnetômetro e o amplificador do subsistema de PC-Board possuem 16 pinos de ligação. Dessa maneira é necessário, utilizar-se de uma resistência total para cada um desses componentes. Abaixo segue os cálculos feitos, utilizando o método das resistências em paralelo:

- Cálculo da resistência Memórias Flash:

$$\frac{1}{R(\text{Pinos})} = \left(\frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} \right)$$

$$R(\text{pinos}) = 2314,975 \text{ } ^\circ\text{C/W}$$

- Cálculo da resistência do Magnetômetro e do Amplificador

$$\frac{1}{R(\text{fileira})} = \left(\frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} + \frac{1}{23149,75} \right)$$

$$R(\text{Pinos}) = 1446,81 \text{ } ^\circ\text{C/W}$$

Abaixo segue as tabela 4, com as resistências térmicas dos componentes colados a PCB e dos componentes fixados através de pinos de ligação:

Resistência Térmica - Componentes Colados a PCB		Materiais
0,000333333 °C/W/m ²	PC-BOARD - CPU ARM7	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	TRANSEIVER - IMC	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	TRANSEIVER - ITC	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	TRANSEIVER - Amplif.	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	TRANSEIVER - Analog Multiplex	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	POTÊNCIA - Ind. Corrente Mag.	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	POTÊNCIA - Indutores	CSV
4,2194092 °C/W	POTÊNCIA - Baterias/Baterias*	alumínio
1,8284106 °C/W	POTÊNCIA - Baterias/PCB*	alumínio
0,000333333 °C/W/m ²	POTÊNCIA - Capacitores	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	CARGA ÚTIL / Driver	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	CARGA ÚTIL / FPGA	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	CARGA ÚTIL /MAG XEN 1210 - A	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	CARGA ÚTIL /MAG XEN 1210 - B	CSV
0,000333333 °C/W/m ²	CARGA ÚTIL /MAG XEN 1210 - C	CSV
Resistência Térmica - Componentes Ligados por Pinos		Materiais
2314,90 °C/W	PC- BOARD - Memória Flash / 10hastes	Liga 42
1446,81 °C/W	PC-BOARD - mag / 16hastes	Liga 42
1446,81 °C/W	PC-BOARD - amp. / 16hastes	Liga 42

Tabela 4: Resistências Térmicas

Para os componentes marcados com um asterisco (baterias do subsistema de potência), foi feita uma estimativa de área de contato entre as baterias e os braceletes de alumínio que as envolve e da área de contato dos braceletes de alumínio com a PCB.

Foi feita uma estimativa do contato entre a braçadeira e a PCB, tendo em vista que o comprimento da braçadeira é de 15 mm e a largura 2 mm,

dessa maneira, tem-se como área de contato entre a braçadeira e a PCB de 30 mm².

Para a área de contato entre a braçadeira e a bateria, estipulou-se que a braçadeira cobre um arco de 120 graus do cilindro que forma a bateria, dessa maneira o arco possui uma dimensão de 27,74 mm e o comprimento da braçadeira mantém-se em 15 mm. A área de contato da braçadeira com a PCB é de 55,48mm².

Fizeram-se os cálculos da resistência térmica, dados em °C/W, utilizando a equação xx

Para a resistência entre a PCB e a bateria, ligadas pela braçadeira, utilizando um Δx , distância entre a PCB e o ponto de contato com a bateria, igual ao raio da bateria, 13mm; também utilizou-se a área de 30mm² pois está se considerando a área de contato entre a braçadeira e a PCB, dessa maneira, tem-se:

$$R = \frac{0,013 \text{ m}}{237 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot ^\circ\text{C}} \cdot (30 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2)} = 1,8284106 \text{ } ^\circ\text{C/W}$$

Para a resistência entre as baterias, utilizando um Δx , distância entre o topo das duas baterias, de 30mm e uma área de contato de 30mm², já que a braçadeira possui uma área de contato transversal com a bateria dessa grandeza, dessa maneira, tem-se:

$$R = \frac{0,030 \text{ m}}{237 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot ^\circ\text{C}} \cdot (30 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2)} = 4,2194 \text{ } ^\circ\text{C/W}$$

Cálculo de resistência térmica dos espaçadores entre as PCBs: os espaçadores entre as PCBs foram considerados, no modelo térmico, apenas como conductors e sua resistência calculada separadamente, ou seja, para cada espaçamento entre PCBs foi calculado uma resistência térmica atribuída aos espaçadores. Considera-se cada espaçador como um cilindro vazado de área de contato transversal de 2,35 mm² e altura de 15 mm sendo constituído de alumínio. A resistência térmica do espaçador das PCBs é dada por:

$$R = \frac{0,015 \text{ m}}{237 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot ^\circ\text{C}} \cdot (2,35 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2)} = 26,9323 \text{ } ^\circ\text{C/W}$$

5.5 Condutividade Efetiva da PCB

As placas de circuito impresso (PCB) são corpos formados por diversas placas planas geralmente formadas de cobre e de uma liga FR-4. Com o intuito de prever os gradientes de temperatura e a distribuição de calor nas placas de circuito impresso, utiliza-se uma aproximação da condutividade de todas as placas planas que fazem parte da PCB chamada condutividade efetiva, ou seja, é uma aproximação do valor para a condutividade total da PCB, levando em consideração todas as placas que a compõe e suas respectivas espessuras e condutividades próprias.

Primeiramente, é 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 $0,0005263 \text{ m}$:

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

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:

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

5.6 Propriedades dos Materiais

No modelo térmico do NANOSATC-BR1 foram consideradas algumas simplificações na definição dos materiais dos componentes do satélite. Os componentes de todas as PCB foram considerados de um material único para todos os componentes para fins de simplificação. Na parte exterior do satélite, nos painéis estruturais, utilizou a propriedade termo-óptica das células solares, dessa maneira, consideraram-se as células solares apenas como revestimento e não como sólidos. Abaixo seguem as tabelas 5 e 6 com as propriedades termo-ópticas e termo-físicas do modelo térmico do NANOSATC-BR1:

Propriedades Termo-Ópticas			
Material	Absortividade(a)	Emissividade(e)	a/e
Alumínio	0,150	0,050	3,000
Tinta Preta	0,890	0,870	1,023
Célula Solar	0,800	0,850	0,941
Componentes	0,700	0,700	1,000
PCBs	0,750	0,890	0,843

Tabela 5: Propriedades termo-ópticas

Propriedades Termo-Físicas			
Material	Condutância (W/m/C)	Densidade (Kg/m³)	Calor Específico (J/Kg/C)
Alumínio	168	2710	963
GSV	1,2	-	-
LIGA 42	11	-	-
PCBs	2,72	-	-

Tabela 6: Propriedades termo-físicas

6 ESTIMATIVA DAS TEMPERATURAS NO NANOSATC-Br1 EM ÓRBITA

Neste capítulo serão apresentados resultados de simulações numéricas feitas utilizando o software *Sinda/Fluint Thermal Desktop*, onde foram calculadas as temperaturas de elementos do NanosatC-Br1 em órbita, para duas condições térmicas críticas. Foram realizadas simulações em regime transiente, para 18 mil segundos (aproximadamente 3 órbitas), a partir das temperaturas calculadas considerando o regime permanente. Os valores calculados para os componentes eletrônicos representam as temperaturas no invólucro dos mesmos, pois a resistência térmica entre o invólucro de cada componente e sua junção não estava disponível.

6.1 Definição dos casos térmicos críticos

Considerando que ainda não existe uma definição sobre qual será a órbita e atitude do NanosatC-Br, foram consideradas órbitas que levavam o satélite à tempos máximo e mínimo de insolação, para os casos quente e frio, respectivamente. Considerou-se também 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: Todos os subsistemas em operação e órbita LEO (*low Earth orbit*) km com ângulo beta de 90 graus. Sua atitude determina que uma face do satélite (Z+) aponta para o Sol e outra (Z-) sempre aponta para o espaço profundo. Para este caso, foi definido que o valor do fluxo solar é de 1399 w/m^2 , o valor do infravermelho terrestre (IR) é de 226 w/m^2 e o albedo é 40% do fluxo solar. A figura 20 abaixo mostra a órbita do Caso Quente (o cilindro roxo representa a parte da órbita onde o satélite está na sombra da Terra):

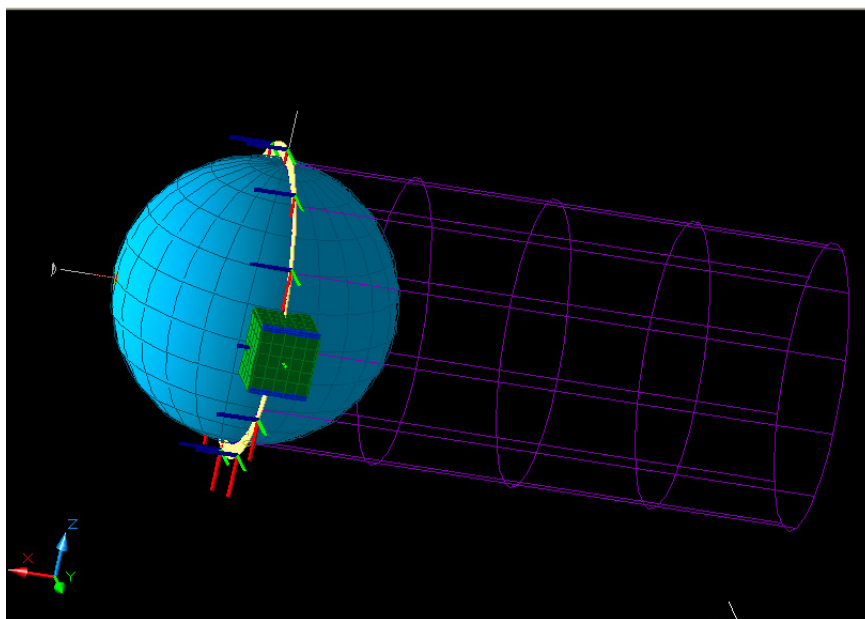


Figura 22: Órbita com ângulo beta de noventa graus

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. Para este caso, foi definido que o valor do fluxo solar é de 1309 W/m^2 , o valor do infravermelho terrestre (IR) é de 202 W/m^2 e o albedo é 30% do fluxo solar. 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):

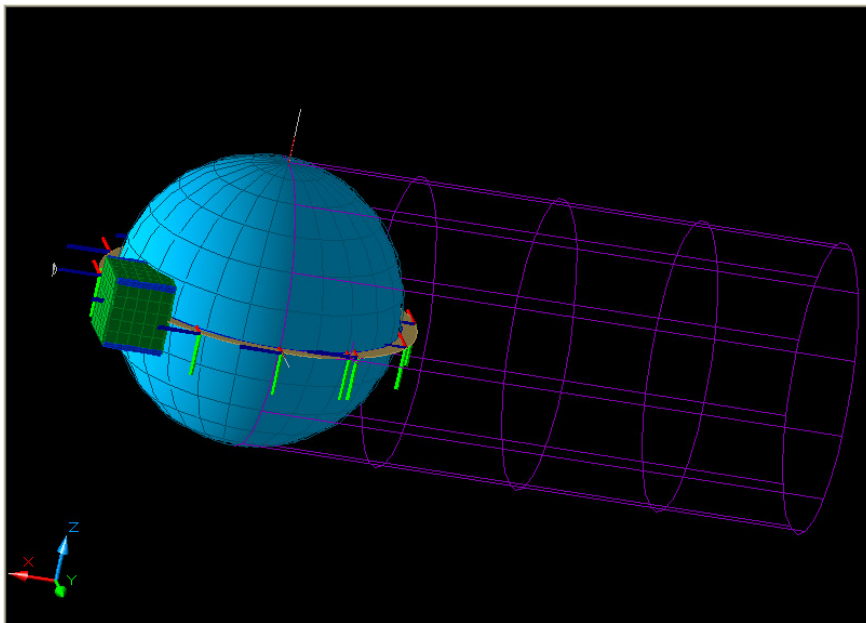


Figura 23: Órbita com ângulo beta de zero grau

6.2 Resultados para o Caso Frio

O caso frio, como mencionado anteriormente, é a condição mínima de calor gerado e transferido ao NANOSATC-BR1. Sua órbita descreve uma trajetória equatorial 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 de cada subsistema, bem como de cada face do painel estrutural seguem abaixo:

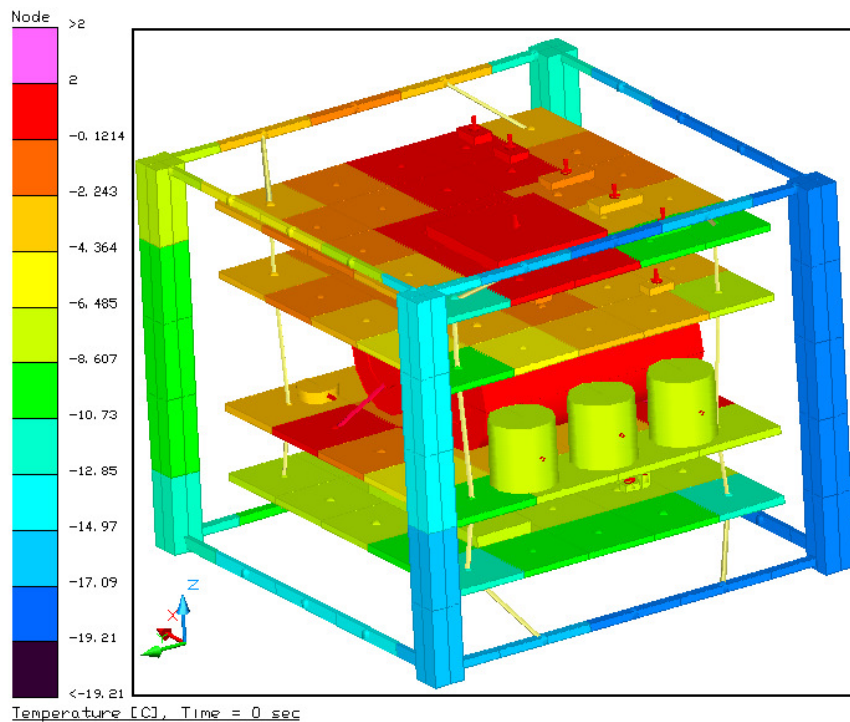


Figura 24: Mapa de temperaturas (°C) caso frio – NANOSATC-BR1

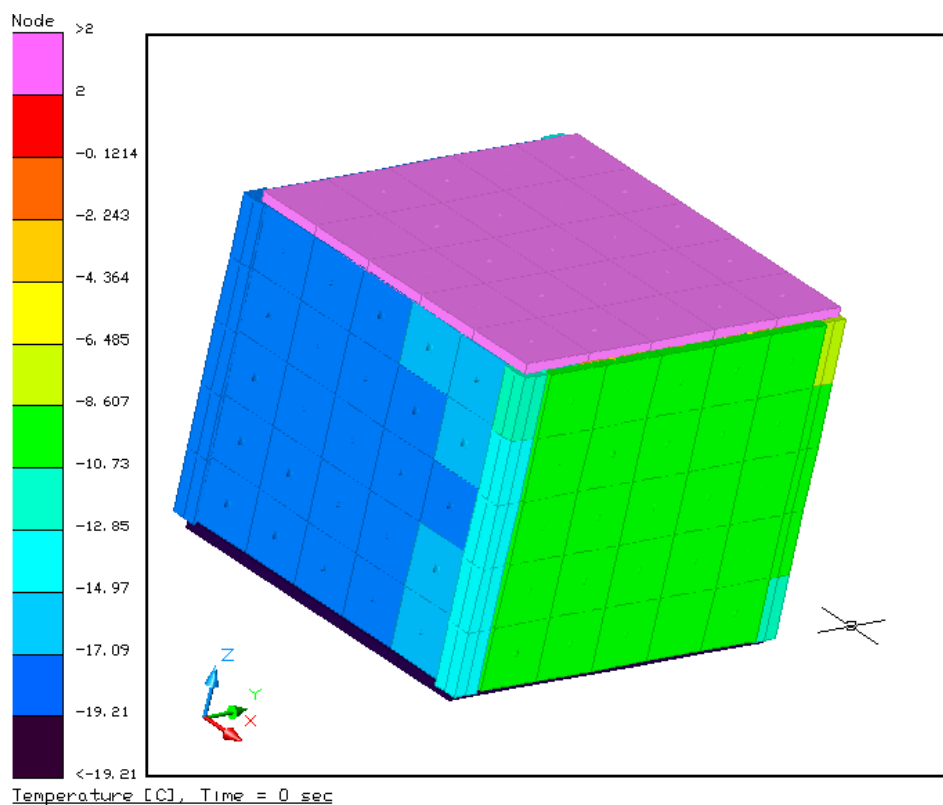


Figura 25: Mapa de temperaturas (°C) caso frio – NANOSATC-BR1

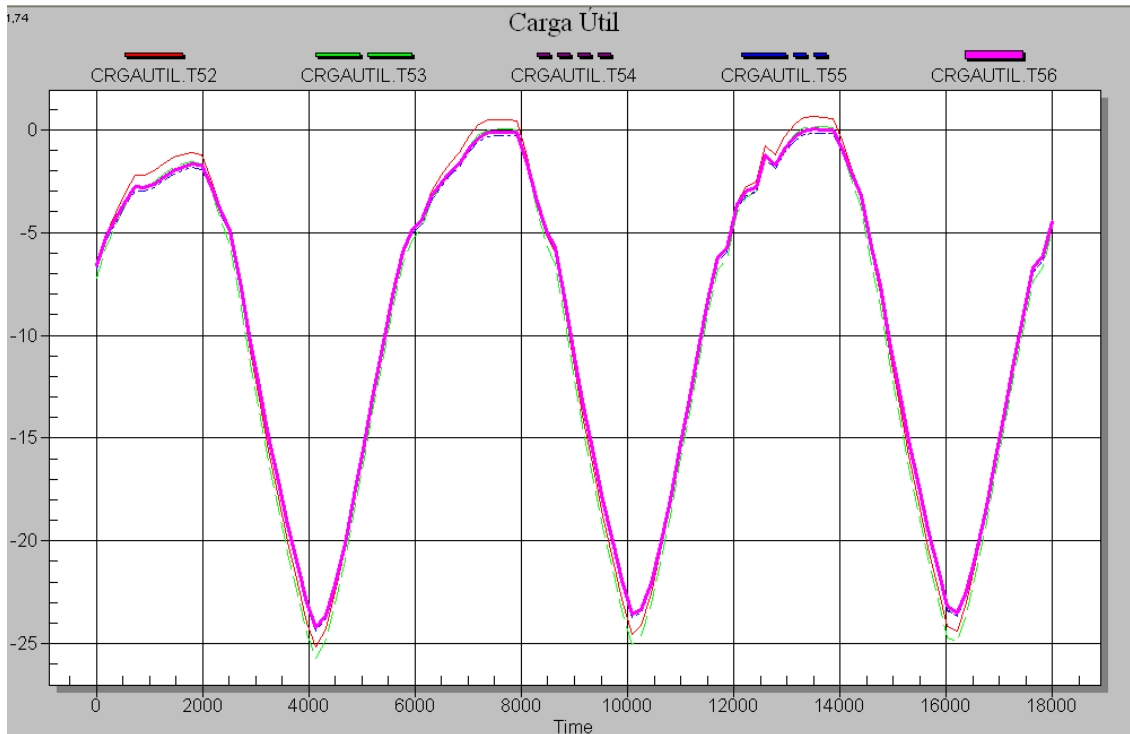


Figura 26: Gráfico de Temperatura (°C) x Tempo (Segundos) do subsistema de Carga Útil

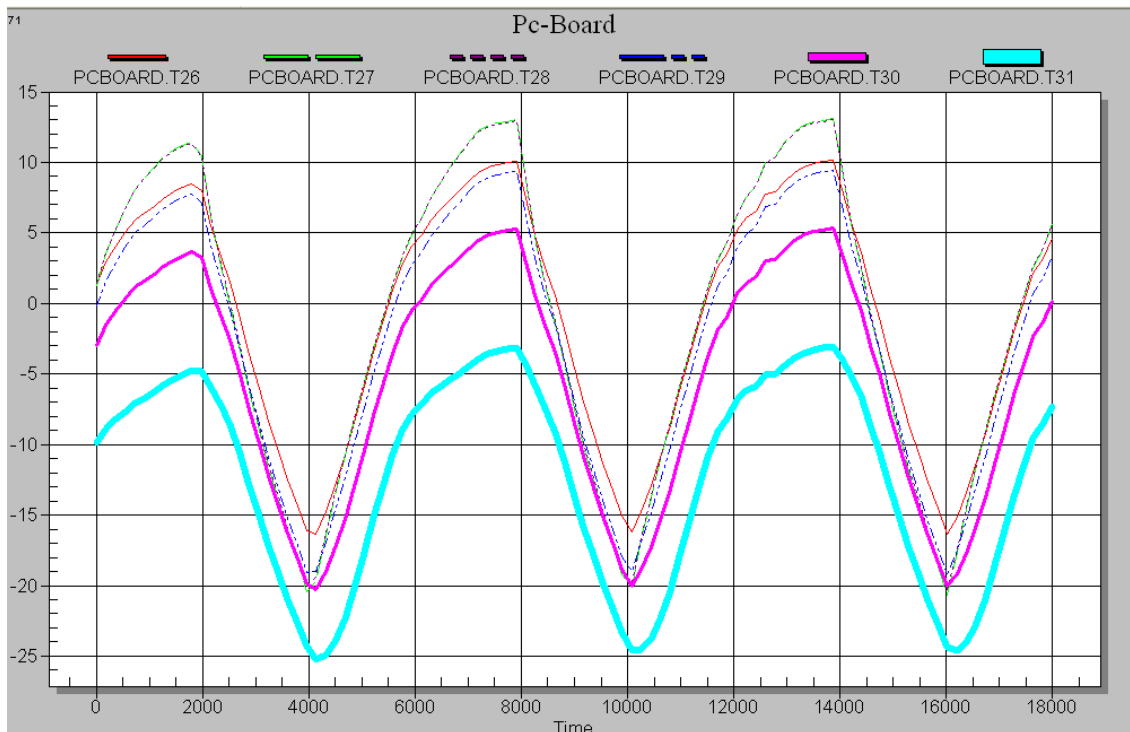


Figura 27: Gráfico de Temperatura(°C) x Tempo (Segundo) do subsistema de Computador de Bordo

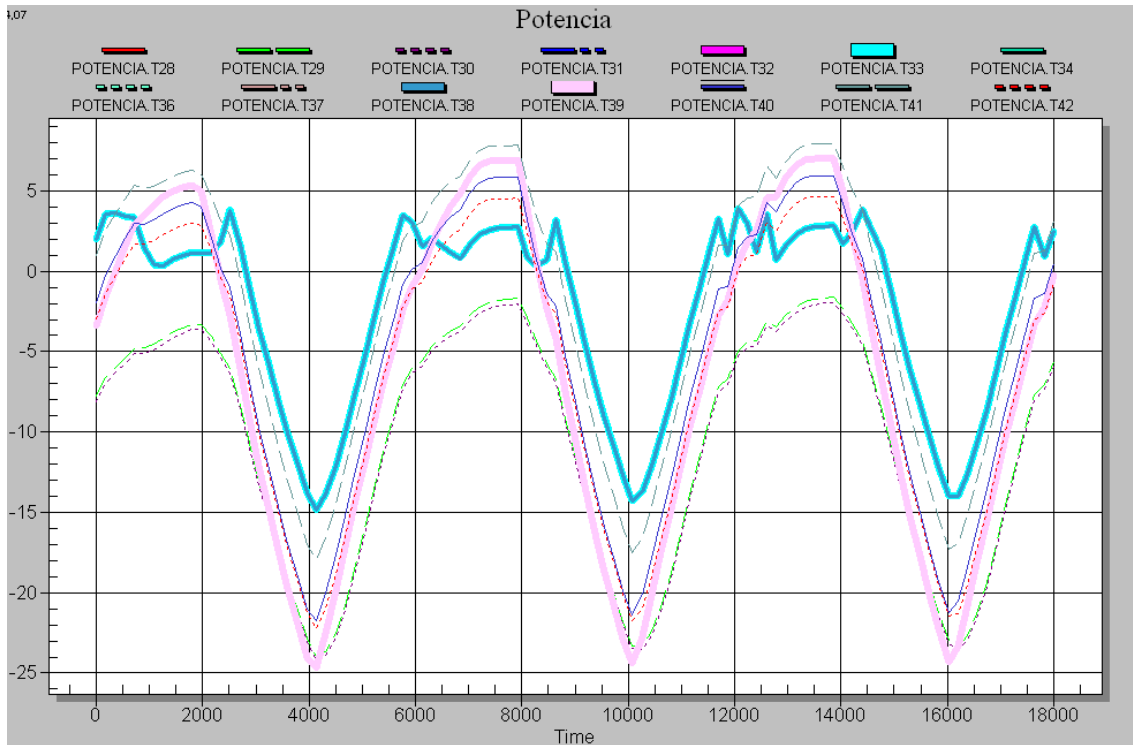


Figura 28: Gráfico de Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) do Subsistema de Potência

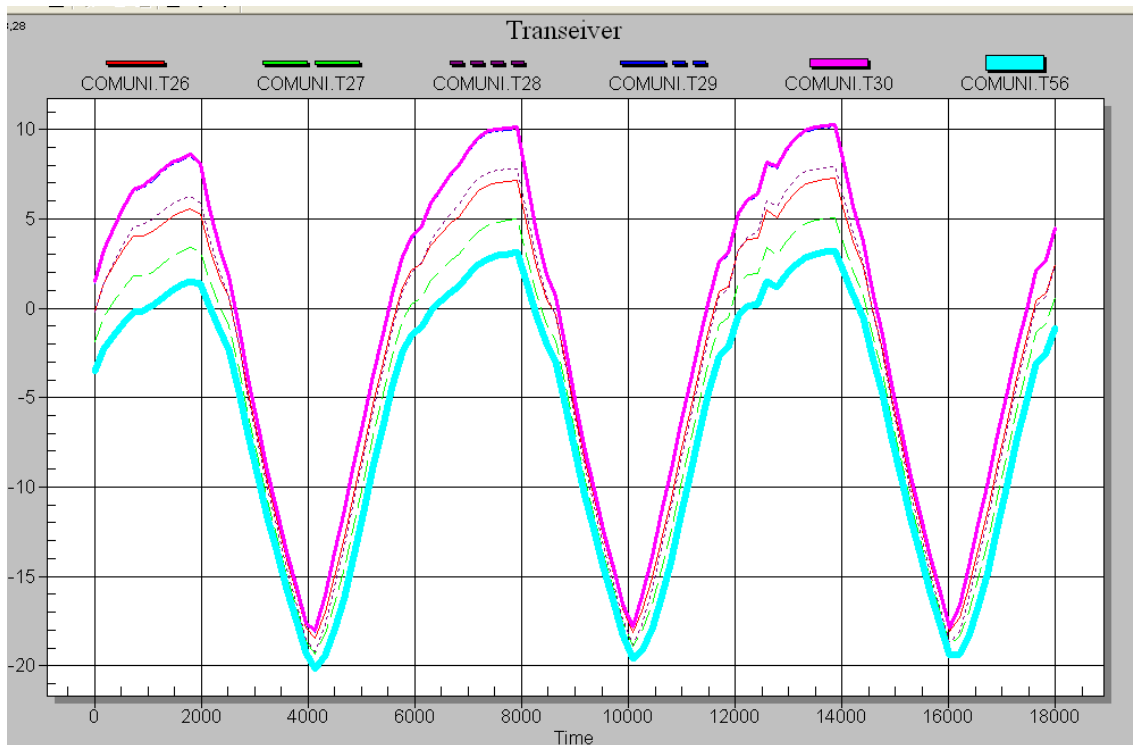


Figura 29: Gráfico de Temperatura(°C) x Tempo (Segundo) do subsistema de Comunicação

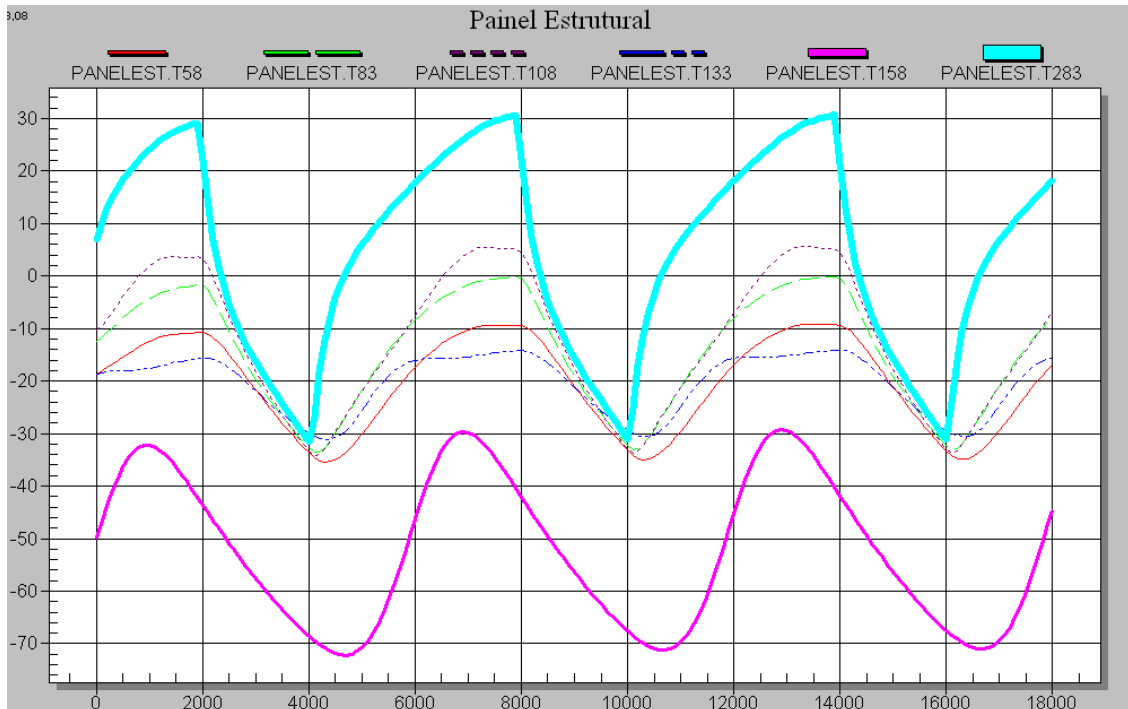


Figura 30: Gráfico Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) dos Painéis Estruturais

6.3 Resultados para o Caso Quente

O caso quente, como mencionado anteriormente, é a condição de extrema de calor gerado e transferido ao Nanosatc-BR1. Sua órbita descreve uma trajetória 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 de cada subsistema, bem como de cada face do painel estrutural seguem abaixo:

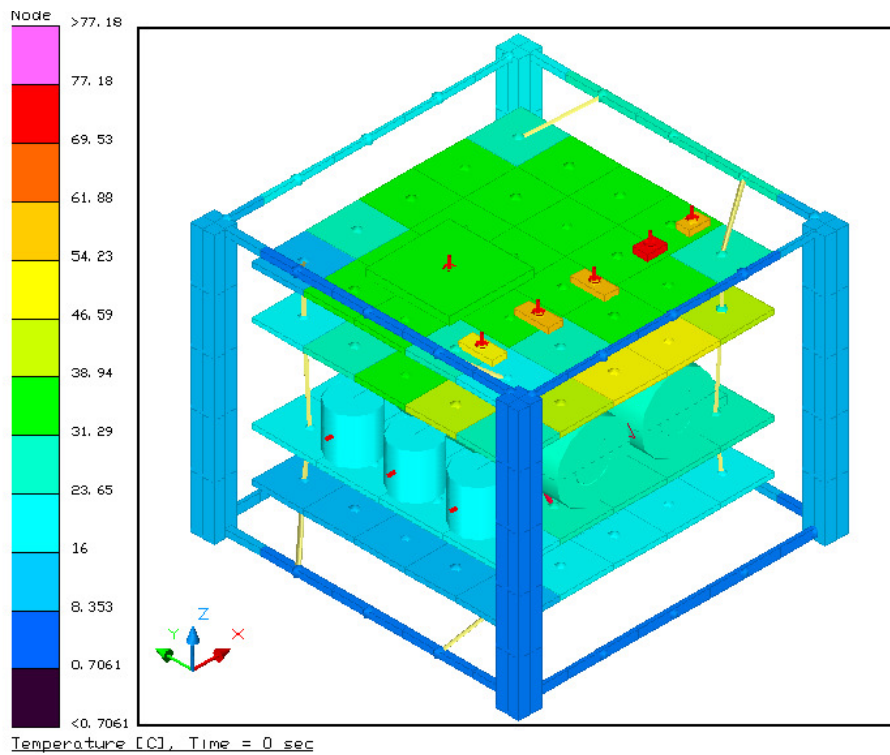


Figura 31: Mapa de temperaturas (°C) caso quente – NANOSATC-BR1

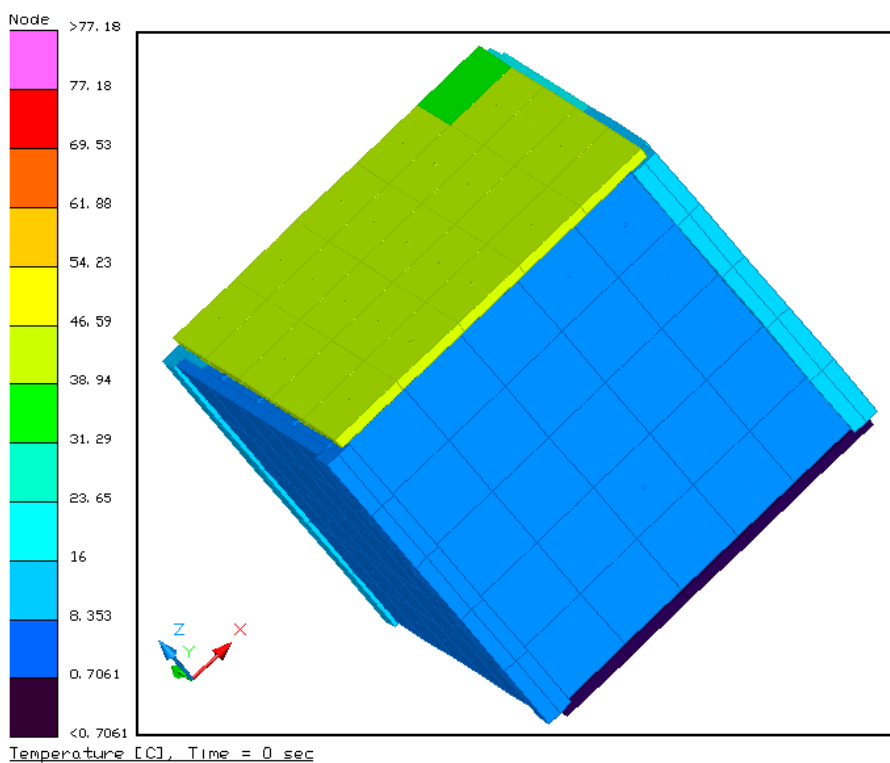


Figura 32: Mapa de temperaturas (°C) caso quente – NANOSATC-BR1

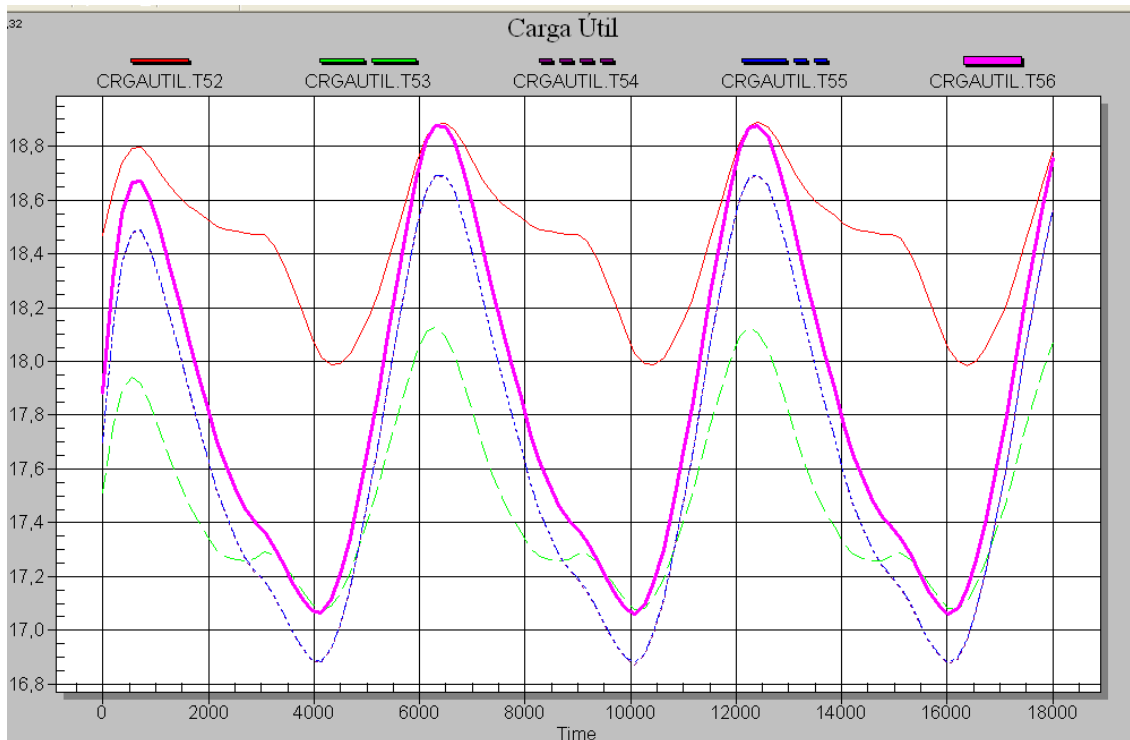


Figura 33: Gráfico de Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) do Subsistema de Carga Útil

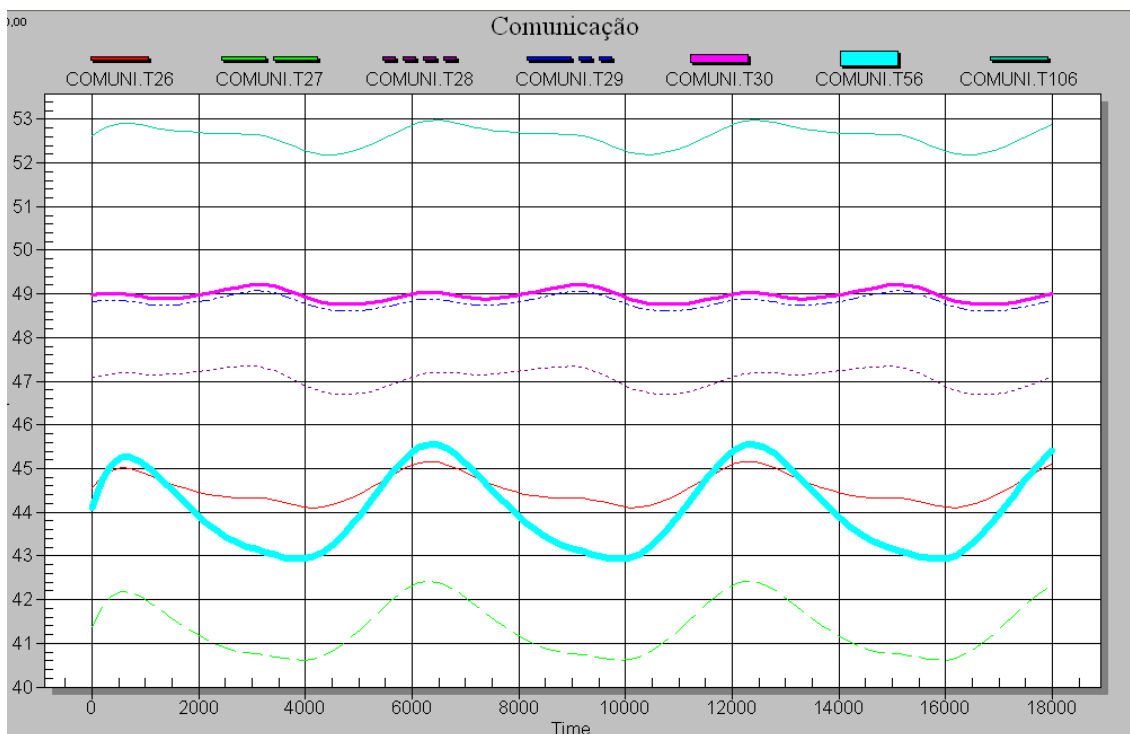


Figura 34: Gráfico de Temperatura(°C) x Tempo(Segundo) do subsistema de comunicação

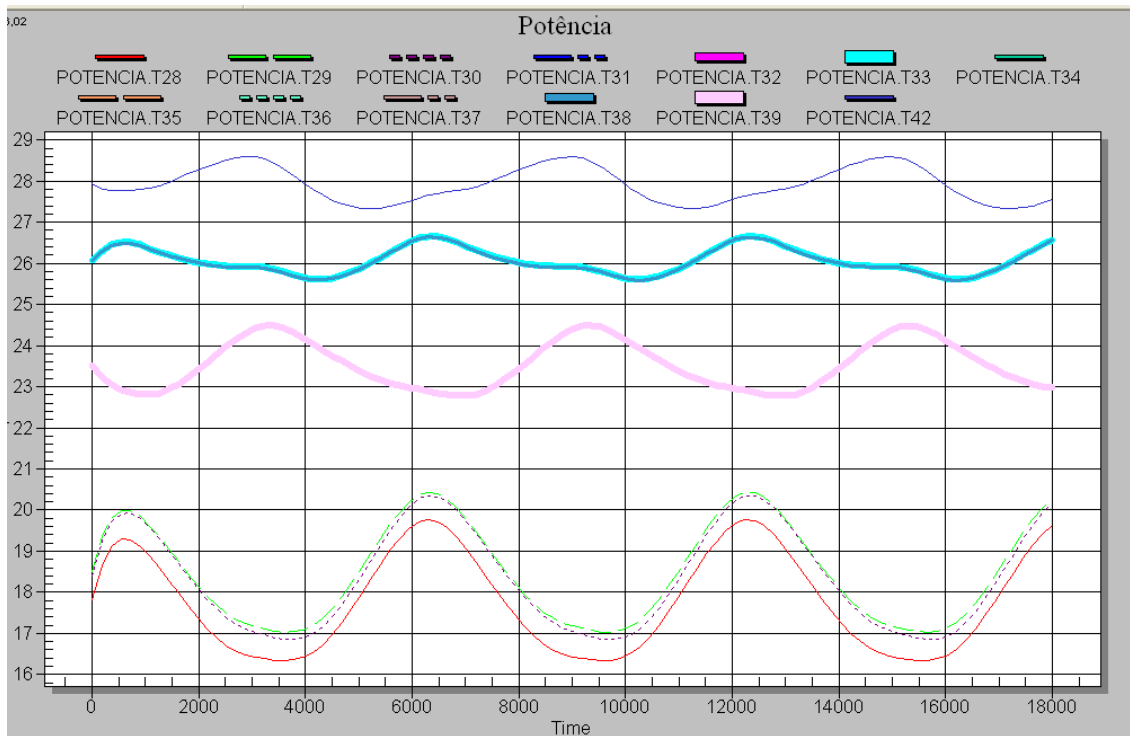


Figura 35: Gráfico de Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) do subsistema de potência

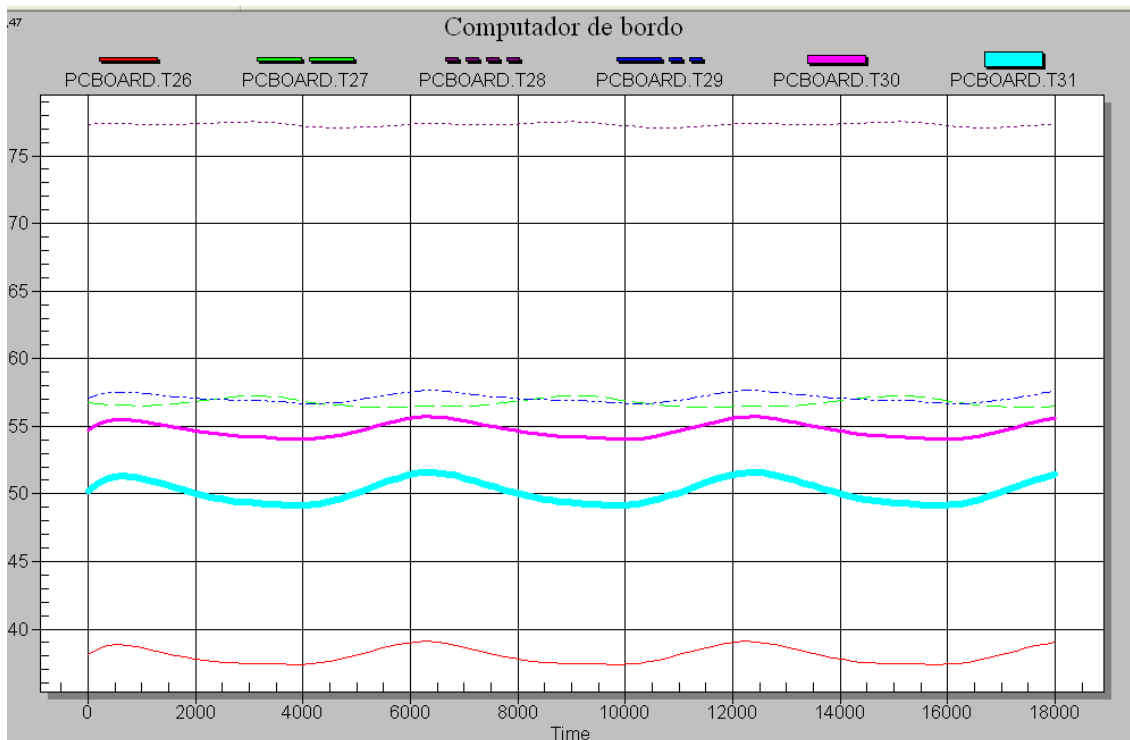


Figura 36: Gráfico de Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) do subsistema de computador de bordo

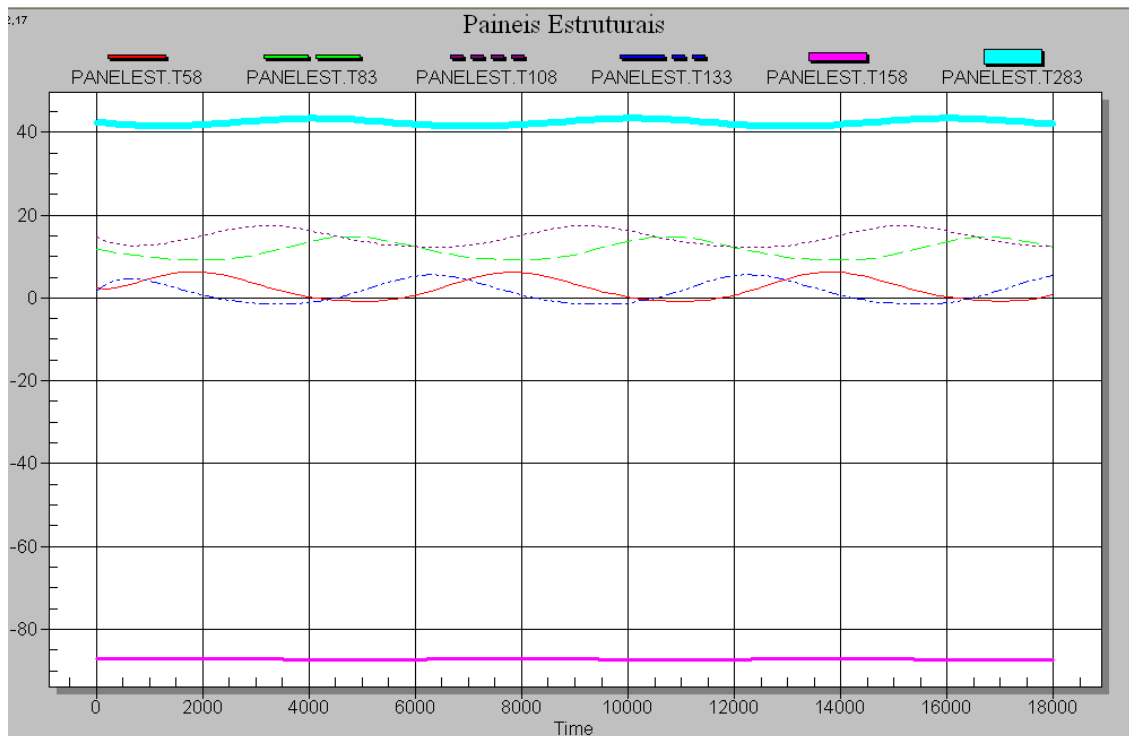


Figura 37: Gráfico Temperatura (°C) x Tempo (Segundo) dos Painéis Estruturais

Alguns componentes tiveram suas respectivas temperaturas extrapoladas em relação aos limites de temperatura da tabela 3. Essa questão necessita de maior avaliação, tendo em vista que essa foi uma análise preliminar e inicial do modelo térmico do Nanosatc-BR1. As causas dessas temperaturas fora do limite em alguns componentes podem ser diversas, como a utilização de casos extremos que dificilmente serão empregados no Nanosatc-BR1 ou a falta de informação provinda pela tabela 3, que não demonstra qualquer informação aprofundada sobre o limite de temperatura de cada componente; entre outras. Essas questões podem ser avaliadas em um trabalho futuro.

Conclusão

Com o projeto durante os doze meses de execução do Projeto de Pesquisa: **“ESTUDO DE TÉCNICAS E DISPOSITIVOS PARA O CONTROLE TÉRMICO DE SATÉLITES: UMA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR”** foram obtidos bons resultados tanto do ponto de vista técnico, já que o modelo térmico proposto foi realizado e seus resultados mantém os equipamentos do NANOSATC-BR1 em plena operação; como do ponto de vista pessoal do aluno, visto que o mesmo pode interagir com pesquisadores e estudantes da área de Engenharia e Tecnologia espaciais do INPE podendo aumentar seus conhecimentos e experiência nessa área.

Inicialmente trabalhou-se com os conceitos básicos de transferência de calor, foram apresentados os conceitos de trocas de calor condução, convecção, radiação; entre outros conceitos importantes ao modelamento térmico do NANOSATC-BR1. Foi apresentado, logo após, conceitos diversos sobre sistema de controle térmico, bem como os dispositivos utilizados para controlar a temperatura de um satélite em órbita. Uma breve passagem conceitual sobre Cubesats e sobre o projeto NANOSATC-BR foi exposta. Após os conceitos básicos, foi apresentado um estudo detalhado sobre o modelo térmico do NANOSATC-BR. No modelo térmico utilizou-se de algumas simplificações necessárias, levando em consideração, basicamente, o tempo de simulação. Diversos componentes das PCBs que formam os subsistemas foram negligenciados com o intuito de analisar apenas os componentes mais dissipativos termicamente, dessa maneira, tendo como resultado os ‘hot spots’ da placa, ou seja, pontos críticos de temperatura que devem ser analisados em se tratando de controle térmico de equipamentos eletrônicos. Foram feitos diversos cálculos de resistências térmicas e condutividades efetivas de placas de circuito impresso, além de diversas considerações para fins de simplificação para construir um modelo térmico no *software SINDA/THERMAL DESKTOP*. Simulações numéricas foram executadas utilizando o modelo térmico simplificado do NANOSATC-Br1, levando em consideração dois casos críticos



que reproduziam, dentro das informações disponíveis, condições de contorno térmicas extremas. Em ambos os casos, quente e frio, os resultados possuem isoladas discrepâncias em relação aos seus respectivos limites de temperatura, entretanto, é válido lembrar que não se utilizou de nenhuma técnica de controle térmico no Nanosatc-BR1. Nessa análise preliminar, foi calculada a distribuição de temperatura atual do Nanosatc-BR1 em casos extremos. Mais estudos e testes devem ser realizados para assegurar a eficácia da missão, do ponto de vista térmico.

O Acadêmico participará a partir de Agosto de 2012 do Programa do Governo Federal, Ciência Sem Fronteiras e desenvolverá um estágio técnico na empresa Innovative Solutions in Space – ISIS, em Delft, Holanda, que desenvolve nano satélites e tecnologias espaciais, durante o período de 40 dias, bem como, cursará um semestre letivo na Universidade Univesità degli Studi di Roma “ La Sapienza”, em Roma, Itália. Deste modo o Acadêmico pretende adquirir especialização e conhecimentos na área das Ciências & Tecnologias Espaciais para aplica-los em seu retorno ao Brasil em projetos de pesquisa espacial que vem desenvolvendo.



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.

WIKIPEDIA. The Free Encyclopedia. Disponível em: <<http://wikipedia.org>>. Acesso em 10/07/2012

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”. 2^a 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 100U Datasheet

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



APÊNDICES



Projeto de Pesquisa:



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Grupo de Pesquisa
Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo:
Interações Terra - Sol, NANOSATC-BR



<u>Identificação</u>	<u>Recursos Humanos</u>	<u>Linhas de Pesquisa</u>	<u>Indicadores do Grupo</u>
----------------------	-------------------------	---------------------------	-----------------------------

Identificação

Dados básicos

Nome do grupo: Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo: Interações Terra - Sol, NANOSATC-BR

Status do grupo: **certificado pela instituição**

Ano de formação: 1996

Data da última atualização: 06/04/2010 10:54

Líder(es) do grupo: Nelson Jorge Schuch
 Natanael Rodrigues Gomes

Área predominante: Ciências Exatas e da Terra; Geociências

Instituição: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Órgão: Coordenação de Gestão Científica - CIE

Unidade: Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS

Endereço

Logradouro: Caixa Postal 5021

Bairro: Camobi

Cidade: Santa Maria

Telefone: 33012026

CEP: 97110970

UF: RS

Fax: 33012030

Home page: <http://>

Repercussões dos trabalhos do grupo

O Grupo - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS, GEOMAGNETISMO:INTERAÇÃO TERRA-SOL do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/INPE-MCT, em Santa Maria, e Observatório Espacial do Sul - OES/CRS/INPE - MCT, Lat. 29°26'24"S, Long. 53°48'38"W, Alt. 488m, em São Martinho da Serra, RS, criado por Nelson Jorge Schuch em 1996, colabora com pesquisadores da: UFSM (CT-LACESM), INPE, CRAAM-Universidade P. Mackenzie, IAG/USP, OV/ON, DPD/UNIVAP e SEFET/GO, no Brasil e internacionais do: Japão (Universidades: Shinshu, Nagoya, Kyushu, Takushoku e National Institute of Polar Research), EUA ((Bartol Research Institute/University of Delaware e NASA (Jet Propulsion Laboratory e Goddard Space Flight Center)), Alemanha (University of Greifswald e Max Planck Institute for Solar System Research), Austrália (Australian Government Antarctic Division e University of Tasmania), Armênia (Alikhanyan Physics Institute) e Kuwait (Kuwait University). Linhas de Pesquisas: MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO, AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA, NANOSATC-BR. Áreas de interesse: Heliosfera, Física Solar, Meio Interplanetário, Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo, Aeronomia, Ionosferas, Aeroluminescência, Raios Cósmicos, Muons, Pequenos Satélites Científicos. Objetivos: Pesquisar o acoplamento energético na Heliosfera, mecanismos de geração de energia no Sol, Vento Solar, sua propagação no Meio Interplanetário, acoplamento com as magnetosferas planetárias, no Geoespaço com a Ionosfera e a Atmosfera Superior, previsão de ocorrência de tempestades magnéticas e das intensas correntes induzidas na superfície da Terra, Eletricidade Atmosférica e seus Eventos Luminosos Transientes (TLEs). As



Pesquisas base de dados de sondas no Espaço Interplanetário e dentro de magnetosferas planetárias, e de modelos computacionais físicos e estatísticos. Vice-Líderes: Alisson Dal Lago, Nalin Babulau Trivedi, Otávio Santos Cupertino Durão, Natanael Rodrigues Gomes.

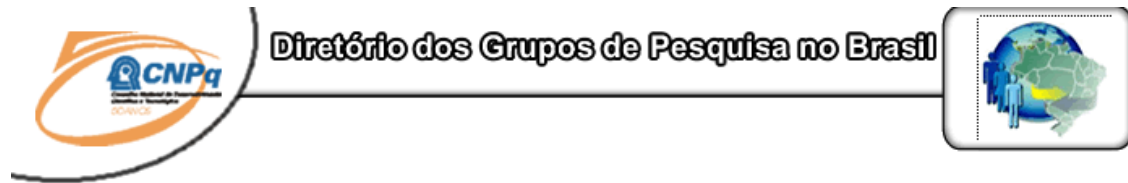
Recursos humanos	
Pesquisadores	Total: 42
Ademar Michels	Jean Pierre Raulin
Alan Prestes	Joao Paulo Minussi
Alicia Luisa Clúa de Gonzalez	Jose Humberto Andrade Sobral
Alisson Dal Lago	Juliano Moro
Antonio Claret Palerosi	Mangalathayil Ali Abdu
Barclay Robert Clemesha	Marcelo Barcellos da Rosa
Caitano Luiz da Silva	Marco Ivan Rodrigues Sampaio
Carlos Roberto Braga	Marcos Vinicius Dias Silveira
Clezio Marcos De Nardin	Nalin Babulau Trivedi
Cristiano Max Wrasse	Natanael Rodrigues Gomes
Delano Gobbi	Nelson Jorge Schuch
Eurico Rodrigues de Paula	Nivaor Rodolfo Rigozo
Ezequiel Echer	Odin Mendes Junior
Fabiano Luis de Sousa	Osmar Pinto Junior
Fábio Augusto Vargas dos Santos	Otavio Santos Cupertino Durão
Fernanda de São Sabbas Tavares	Pawel Rozenfeld
Fernando Luís Guarnieri	Petrônio Noronha de Souza
Gelson Lauro Dal' Forno	Polinaya Muralikrishna
Hisao Takahashi	Rajaram Purushottam Kane
Ijar Milagre da Fonseca	Severino Luiz Guimaraes Dutra
Jean Carlo Santos	Walter Demetrio Gonzalez Alarcon
Estudantes	Total: 29
Carlos Pinto da Silva Neto	Lucas Antunes Tambara
Cassio Espindola Antunes	Lucas Lopes Costa
Cássio Rodinei dos Santos	Lucas Lourencena Caldas Franke
Claudio Machado Paulo	Lucas Ramos Vieira
Cristiano Sarzi Machado	Luciano Homercher Dalsasso
Dimas Irion Alves	Nikolas Kemmerich
Edson Rodrigo Thomas	Rafael Lopes Costa
Eduardo Escobar Bürger	Rodrigo da Rosa Azambuja
Eduardo Weide Luiz	Rubens Zolar Gehlen Bohrer
Felipe Cipriani Luzzi	Tardelli Ronan Coelho Stekel
Fernando de Souza Savian	Thalis José Girardi
Guilherme Grams	Tiago Jaskulski
Guilherme Simon da Rosa	William do Nascimento Guareschi
Igor Freitas Fagundes	Willian Rigon Silva
Lilian Piecha Moor	
Técnicos	Total: 2
Fernando Sobroza Pedroso - Graduação - \Outra Função	
Henrique Sobroza Pedroso - Graduação - Analista de Sistemas	



Linhas de pesquisa	Total: 4
<ul style="list-style-type: none">• AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA• Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR• MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO• MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL	

Relações com o setor produtivo	Total: 0
--------------------------------	----------

Indicadores de recursos humanos do grupo	
Integrantes do grupo	Total
Pesquisador(es)	42
Estudante(s)	29
Técnico(s)	2



Linha de Pesquisa
Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR

Linha de pesquisa

Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR

Nome do grupo: [Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo: Interações Terra - Sol, NANOSATC-BR](#)

Palavras-chave: CubeSats; Desenvolvimento de Engenharias - Tecnologias; Miniaturização; Nanosatélites; Nanotecnologia; Pesquisa do Geoespaço;

Pesquisadores:

[Ademar Michels](#)
[Adriano Petry](#)
[Alexandre Álvares Pimenta](#)
[Alicia Luisa Clúa de Gonzalez Alarcon](#)
[Alisson Dal Lago](#)
[Antonio Claret Palerosi](#)
[Cassio Espindola Antunes](#)
[Clezio Marcos De Nardin](#)
[Cristiano Sarzi Machado](#)
[Ezequiel Echer](#)
[Fabiano Luis de Sousa](#)
[Fernando Luis Guarneri](#)
[Gelson Lauro Dal Forno](#)
[Ijar Milagre da Fonseca](#)
[Jean Pierre Raulin](#)
[Jose Humberto Andrade Sobral](#)
[Lucas Ramos Vieira](#)
[Nalin Babulal Trivedi](#)
[Natanael Rodrigues Gomes](#)
[Nelson Jorge Schuch](#)
[Nivaor Rodolfo Rigozo](#)
[Odim Mendes Junior](#)
[Otavio Santos Cupertino Durao](#)
[Pawel Rosenfeld](#)
[Petrônio Noronha de Souza](#)
[Rafael Lopes Costa](#)
[Severino Luiz Guimaraes Dutra](#)
[Walter Demetrio Gonzalez-Alarcon](#)



Estudantes:

[Dimas Irion Alves](#)
[Eduardo Escobar Bürger](#)
[Guilherme Grams](#)
[Guilherme Simon da Rosa](#)
[Igor Freitas Fagundes](#)
[José Paulo Marchezi](#)
[Leonardo Zavareze da Costa](#)
[Lucas Lopes Costa](#)
[Lucas Lourencena Caldas Franke](#)
[Mauricio Rosa de Souza](#)
[Nikolas Kemmerich](#)
[Pietro Fernando Moro](#)
[Roger Hatwig de Lima](#)
[Rubens Zolar Gehlen Bohrer](#)
[Tális Piovesan](#)
[Tardelli Ronan Coelho Stekel](#)
[William do Nascimento Guareschi](#)

Árvore do conhecimento:

Ciências Exatas e da Terra; Astronomia; Astrofísica do Sistema Solar;
Ciências Exatas e da Terra; Geociências; Instrumentação Científica;
Engenharias; Engenharia Aeroespacial; Engenharia Aeroespacial - Pequenos Satélites;

Setores de aplicação:

Aeronáutica e Espaço

Objetivo:

Pesquisas: Geoespaço e em Engenharias/Tecnologias: eletrônica, comunicações, mecânica, lançamento de pequenos satélites científico universitário - iniciação científica: CubeSat (100g-1Kg, 10x10x10cm), Nanosatélite (1Kg-10Kg); Carga útil: magnetômetro e detector de partículas; Desenvolvimentos: estrutura mecânica, computador-bordo, programas, estação terrena, testes/integração, sub-sistemas: potencia, propulsão, telemetria, controle: atitude, térmico, Vice-Líder: Otávio Santos Cupertino Durão

Identificação dos Componentes no Gráficos (°C x S)

Subsistema	Nó	Componente
COMUNICAÇÃO	C26	Analog Multiplex 1
	C27	Analog Multiplex 2
	C29	Analog Multiplex 3
	C30	Analog Multiplex 4
	C28	Amplificador
	C106	ITC
	C56	IMC
CARGA ÚTIL	CU53	FPGA
	CU52	Driver
	CU54	Magnetômetro 1
	CU55	Magnetômetro 2
	CU56	Magnetômetro 3
PC-BOARD	PC29	Memória Flash1
	PC30	Memória Flash2
	PC31	Memória Flash3
	PC26	CPU ARM7
	PC27	Magnetômetro
	PC28	Amplificador
POTÊNCIA	PO40	CAPACITOR1
	PO42	CAPACITOR2
	PO39	Indutor1
	PO41	Indutor2
	PO34	Bateria 1
	PO37	Bateria 2
	PO28	ICM1
	PO29	ICM2
	PO30	ICM3