



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

**INTERFERÊNCIA DA VARIAÇÃO DE TEMPERATURA NO
COMPORTAMENTO DE MAGNETÔMETROS EM CUBESATS -
ESTUDOS DO CONTROLE TÉRMICO.**

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

PROCESSO 109606/2010-8

Lucas Lourencena Caldas Franke - Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT

Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais

LAMEC/CRS/CCR/INPE – MCT

E-mail: lfranke@lacesm.ufsm.br

Dr. Nelson Jorge Schuch

Orientador

Pesquisador Titular Sênior III

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

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

INPE – MCT

E-mail: njschuch@lacesm.ufsm.br

Santa Maria, Junho de 2011.



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

PROJETO

**INTERFERÊNCIA DA VARIAÇÃO DE TEMPERATURA NO
COMPORTAMENTO DE MAGNETÔMETROS EM CUBESATS -
ESTUDOS DO CONTROLE TÉRMICO.**

PROCESSO 109606/2010-8

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

Lucas Lourencena Caldas Franke – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
E-mail: lfranke@lacesm.ufsm.br

Dr. Nelson Jorge Schuch – Orientador
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE – MCT
E-mail: njschuch@lacesm.ufsm.br

Dr. Eng. Otávio Santos Cupertino Durão – Co-Orientador
Tecnologista Sênior III
Coordenação Planejamento Estratégico e Avaliação –
CPA/DIR/INPE – MCT
E-mail: durão@dem.inpe.br

Dr. Nalin Babulal Trivedi – Co-Orientador
Pesquisador Titular Sênior III
Divisão de Geofísica Espacial – DGE/CEA/INPE - MCT
E-mail: trivedi@dge.inpe.br



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Título:

INTERFERÊNCIA DA VARIAÇÃO DE TEMPERATURA NO COMPORTAMENTO DE MAGNETÔMETROS EM CUBESATS - ESTUDOS DO CONTROLE TÉRMICO.

Processo CNPq Nº: 109606/2010-8

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. Nelson Jorge Schuch

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

Co-Orientadores:

Dr. Otávio Santos Cupertino Durão

Tecnologista da Coordenação Planejamento Estratégico e Avaliação –

CPA/DIR/INPE - MCT

Dr. Nalin Babulal Trivedi

Pesquisador Titular Sênior III

Divisão de Geofísica Espacial – DGE/CEA/INPE - MCT



Colaboradores:

Lucas L. Costa

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Rubens Z. G. Bohrer

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Eduardo E. Bürger

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica – UFSM

Local de Trabalho/Execução do projeto:

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

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



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Grupo de Pesquisa

**Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo:
Interações Terra - Sol, NANOSATC-BR**



Identificação	Recursos Humanos	Linhas de Pesquisa	Indicadores do Grupo
---------------	------------------	--------------------	----------------------

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

CEP: 97110970

Cidade: Santa Maria

UF: RS

Telefone: 33012026

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), Australia (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 Babulal Trivedi
Cristiano Max Wrasse	Natanael Rodrigues Gomes
Delano Gobbi	Nelson Jorge Schuch
Eurico Rodrigues de Paula	Nivaor Rodolfo Rigozo
Ezequiel Echer	Odim 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



- [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



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



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 Guarnieri](#)
[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



AGRADECIMENTOS

Agradeço em primeiro lugar ao grande apoio da minha família: meus pais, Hamilton Guilherme Caldas Franke e Maria Lizete Lourencena Franke 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 auxiliar-me durante a realização das atividades de Iniciação Científica & Tecnológica. Além de me auxiliar no 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/MCT, dando oportunidades para que jovens graduandos participem de projetos de pesquisa. A Prof^a. Dr^a. Damaris K. Pinheiro, Diretora do LACESM/CT-UFSM, pela sua preocupação com o bem estar e desenvolvimento dos alunos de I.C.&T. que atuam na Parceria e Convênio: INPE/MCT – UFSM.

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/MCT, 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 2010 à julho de 2011, no Projeto **“INTERFERÊNCIA DA VARIAÇÃO DE TEMPERATURA NO COMPORTAMENTO DE MAGNETÔMETROS EM CUBESATS – ESTUDOS DE CONTROLE TÉRMICO”**, junto ao Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE-MCT. As atividades foram desenvolvidas no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas – LAMEC/CRS/CCR/INPE-MCT, no âmbito da Parceria: INPE/MCT – UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais se Santa Maria – LACESM/CT – UFSM.

O Relatório apresenta o Projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento de CubeSats, conceitos sobre satélites da classe dos Cubesats, o subsistema de controle térmico, bem como a utilização de equações matemáticas e um software de simulação de transferência de calor (SINDA/Thermal Desktop) no auxílio da solução para a instabilidade térmica interna do satélite com ênfase nos distúrbios provocados ao subsistema de carga útil (magnetômetro); dando importância a conceitos básicos do Clima Espacial e da Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS.



SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
RESUMO	11
ÍNDICE DE FIGURAS	13
ÍNDICE DE TABELAS	14
CAPÍTULO 1	15
1.1 – INTRODUÇÃO	15
1.2 – OBJETIVO DO PROJETO	16
1.3 – METODOLOGIA.....	16
CAPÍTULO 2	18
2.1 – NANOSATC-BR.....	18
CAPÍTULO 3.....	20
3.1 – CUBESATS.....	20
CAPÍTULO 4	24
4.1 – SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO.....	24
4.2 – CONTROLE TÉRMICO PASSIVO.....	26
4.2.1 MATERIAIS UTILIZADOS NO CONTROLE TÉRMICO PASSIVO.....	26
4.2.2 MÉTODOS MATEMÁTICOS UTILIZADOS NO CÁLCULO DE DISSIPACÃO E EMISSÃO DE ENERGIA TÉRMICA	31
CAPÍTULO 5	34
5.1 –CARGAS TÉRMICAS E AMBIENTE ESPACIAL.....	34
5.2 – O SOL	36
5.3 – CAMPO MAGNÉTICO TERRESTRE	39
CAPÍTULO 6	41
6.1 – MAGNETÔMETRO (CARGA ÚTIL)	41
6.2 – MAGNETÔMETRO DE SATURAÇÃO(FLUXGATE)	41
6.3 – RUÍDO DO MANETÔMETRO FLUXGATE.....	42
6.3.1 – RUÍDO PROVOCADO POR UM CAMPO ADICIONAL.....	42
CAPÍTULO 7	45
7.1 – PROJETO E SIMULAÇÃO DO CONTROLE TÉRMICO – NANOSATC-BR.....	45
7.2– ESPECIFICAÇÕES DO PROJETO TÉRMICO.....	45
7.3– RESULTADOS E ANÁLISES.....	50
CONCLUSÕES.....	57
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	59
ATIVIDADES COMPLEMENTARES	61

ÍNDICE DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
FIGURA 2.1 : MODELO DA ESTRUTURA DE UM CUBESAT COM APENAS QUATRO SUBSISTEMAS.....	19
FIGURA 3.1: FOTO DE UM CUBESAT CAPTADA POR OUTRO CUBESAT.....	21
FIGURA 4.1:: ESTRUTURA DE UM MLI.....	26
FIGURA 4.2: RELAÇÃO DAS PROPRIEDADES DE ABSORTIVIDADE E EMISSIVIDADE DE ALGUNS REVESTIMENTOS.....	28
FIGURA 4.3: PROPRIEDADES DE RADIAÇÃO.....	29
FIGURA 4.4: MONTAGEM DE UMA ARRUELA ISOLANTE.....	30
FIGURA 4.5 MECANISMO DE FUNCIONAMENTO DE UM MICRO-TUBO DE CALOR.....	31
FIGURA 4.6 - REPRESENTAÇÃO DO MODELO E OS PARÂMETROS PARA O BALANÇO TÉRMICO.....	33
FIGURA 5.1 : PRINCIPAIS CARGAS TÉRMICAS SOBRE UM SATÉLITE EM ÓRBITA.....	34
FIGURA 5.2: DISTRIBUIÇÃO E DISSIPACÃO DA ENERGIA SOLAR INCIDENTE NA TERRA....	36
FIGURA 5.3 : INTERAÇÃO TERRA-SOL.....	38
FIGURA 5.4: CAMPO MAGNÉTICO DA TERRA.....	39
FIGURA 5.5: COMPONENTES DO CAMPO MAGNÉTICO TERRESTRE.....	40
FIGURA 7.1: DIVISÃO NODAL PROJETO TÉRMICO NANOSATC-BR.....	46
FIGURA 7.2 – ÓRBITA DE 700KM DE ALTITUDE E $B = 98^\circ$	50
FIGURA 7.3: CASO ESTACIONÁRIO/ SIMULAÇÃO SINDA/THERMAL DESKTOP.....	51
FIGURA 7.4: GRÁFICO TEMPERATURA X TEMPO DO SUBSISTEMA DE ANTENAS.....	52
FIGURA 7.5: GRÁFICO TEMPERATURA X TEMPO DO SUBSISTEMA DE PLACAS SOLARES.....	53
FIGURA 7.6: GRÁFICO TEMPERATURA X TEMPO DO SUBSISTEMA DE COMPUTADOR DE BORDO.....	53
FIGURA 7.7: GRÁFICO TEMPERATURA X TEMPO DO SUBSISTEMA DE POTÊNCIA.....	54
FIGURA 7.8: GRÁFICO TEMPERATURA X TEMPO DO SUBSISTEMA DE COMUNICAÇÃO.....	55



FIGURA 7.9: GRÁFICO TEMPERATURA X TEMPO DO SUBSISTEMA PAINÉIS
ESTRUTURAIS.....55

FIGURA 7.10: GRÁFICO TEMPERATURA X TEMPO DO SUBSISTEMA CARA ÚTIL.....56

ÍNDICE DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
TABELA 4.1:LIMITES DE TEMPERATURA DOS SUBSISTEMAS.....	25
TABELA 4.2: PROPRIEDADES TERMO-FÍSICAS DO COMPONENTE DO MLI.....	27
TABELA 5.1:POTÊNCIA TÉRMICA DISSIPADA EM CADA EQUIPAMENTO.....	35
TABELA 5.2: MÉDIA ORBITAL DOS VALORES DO ALBEDO E IR TERRESTRE.....	36
TABELA 6.1: BALANÇO DE POTÊNCIA DOS SUBSISTEMAS DO SATÉLITE.....	43
TABELA 6.2: CORRENTE CONSUMIDA PELOS SUBSISTEMAS.....	44
TABELA 7.1: PROPRIEDADES TERMO-FÍSICAS E TERMO-ÓPITACAS DOS MATERIAIS DA CARGA ÚTIL DO CUBESAT.....	46
TABELA 7.2:PROPRIEDADES TERMO-ÓPTICAS E TERMO-ÓPTICAS DOS REVESTIMENTOS E TRATAMENTOS SUPERFICIAIS DA ESTRUTURA DO CUBESAT.....	47
TABELA 7.3:PROPRIEADES TERMO-FÍSICAS DOS MATERIAIS E TERMO-ÓPTICA DOS REVESTIMENTOS E TRATAMENTOS SUPERFICIAIS DO TRANSCEIVER DO CUBESAT.....	47
TABELA 7.4: PROPRIEADES TERMO-FÍSICAS DOS MATERIAIS E TERMO-ÓPTICA DOS REVESTIMENTOS E TRATAMENTOS SUPERFICIAIS DA ANTENA DO CUBESAT.....	48
TABELA 7.5:PROPRIEADES TERMO-FÍSICAS DOS MATERIAIS E TERMO-ÓPTICA DOS REVESTIMENTOS E TRATAMENTOS SUPERFICIAIS DO COMPUTADOR DO CUBESAT.....	48
TABELA 7.6: PROPRIEDADES TERMO-FÍSICAS DOS MATERIAIS E TERMO-ÓPTICAS DOS REVESTIMENTOS E TRATAMENTOS SUPERFICIAIS DO SUBSISTEMA DE POTÊNCIA DO CUBESAT.....	49
TABELA 7.7: PROPRIEDADES TERMO-FÍSICAS DOS MATERIAIS E TERMO-ÓPTICAS DOS REVESTIMENTOS E TRATAMENTOS SUPERFICIAIS DAS CÉLULAS SOLARES DO CUBESAT.....	49

Capítulo 1

1.1 INTRODUÇÃO

O Relatório é relacionado à missão do satélite do Projeto NANOSATC-BR, que se trata do primeiro nanosatélite científico Brasileiro, a qual consiste em um Programa Integrado de Pesquisa Espacial de formação de Recursos Humanos especializados com o desenvolvimento de Engenharias, Tecnologias Espaciais, Ciência da Computação e Ciência Espacial, prevendo o desenvolvimento de instrumentação científica, de sensores, da construção ou adaptação de um magnetômetro e possivelmente um dosímetro.

A divisão de capítulos mostra as etapas de evolução da Pesquisa que teve foco principal o Projeto NANOSATC-BR e a familiarização de satélites de classe dos CubeSats. Posteriormente é exposta a teoria e análise de ferramentas Subsistema de Controle Térmico, bem como uma análise orbital visando a adquirir maior conhecimento do ambiente hostil ao qual o satélite estará exposto. Ainda, conceitualmente, são incluídas pesquisas de conhecimentos básicos da Geofísica Espacial, Clima Espacial, transferência de calor, funcionamento das partes de um satélite, materiais com qualificação e uso espacial, ferramentas de projeto, além da utilização de uma ferramenta computacional para simular o satélite em órbita, verificando a incidência de fluxo de calor e variação de temperatura utilizando métodos passivos para controlá-los a fim de manter o satélite em uma faixa de temperatura adequada.

Com maior ênfase é analisado o Subsistema de Carga Útil, um magnetômetro que será acoplado ao satélite com intuito de captar o módulo do campo magnético terrestre. A análise é voltada para as cargas térmicas relacionadas ao magnetômetro e quais os fenômenos provocados ao subsistema de carga útil devido à variação de temperatura ao qual estará exposto.

1.2 OBJETIVO DO PROJETO

O Relatório tem por objetivo principal apresentar o desenvolvimento de uma concepção de projeto de Análise do Comportamento Térmico da Carga Útil do Projeto NANOSATC-BR, analisando por esse critério, a viabilidade do magnetômetro a ser utilizado no Projeto, utilizando cálculos teóricos e simulações, expondo as diferentes ferramentas que são utilizadas para esse fim.

O Projeto de Pesquisa visa ao desenvolvimento de técnicas e análises do comportamento do magnetômetro que será utilizado no Projeto NANOSATC-BR e posterior a análise e solução do Subsistema de Controle Térmico como um todo, almejando manter todos os demais subsistemas em suas faixas de temperatura. Assim, fazer as simulações necessárias para manter em órbita o NANOSATC-BR com uma carga útil plenamente funcional, utilizando do controle térmico como ferramenta básica.

Outra meta fundamental que é destacada é a busca de conhecimentos relacionados à área espacial, de extrema importância para o desenvolvimento do setor científico e tecnológico do Brasil, e de grande interesse para o aluno.

1.3 METODOLOGIA

O Relatório foi desenvolvido através de ampla revisão bibliográfica especializada, com estudos e pesquisas em livros e artigos científicos, sobre Engenharia Aeroespacial, Engenharia Térmica, Geofísica e Clima Espacial para que o aluno possa entender o funcionamento e utilização dos sistemas interessados ao projeto de pesquisa, o subsistema de carga útil e o de controle térmico e de suas utilizações no Projeto NANOSATC-BR. Foi utilizado um



software de simulação térmica, Sinda/Thermal Desktop, para a resolução do subsistema de controle térmico, analisando, principalmente, a carga útil.

O contato com profissionais diretamente ligados na área de satélites foi essencial para o aluno obter maiores conhecimentos relacionados ao Subsistema Térmico de Satélites, ao ambiente espacial e a todo o contexto envolvido em missões espaciais.

CAPÍTULO 2

2.1. NANOSATC-BR

O Projeto NANOSATC-BR – Desenvolvimento de CubeSats consiste em um Programa Integrado de Pesquisa Espacial de formação de Recursos Humanos especializados com o desenvolvimento de Engenharias, Tecnologias Espaciais, Ciência da Computação e Ciência Espacial, prevendo o desenvolvimento de instrumentação científica, de sensores, da construção ou adaptação de um magnetômetro e possivelmente um dosímetro, com o objetivo científico de monitorar, em tempo real, no âmbito do Clima Espacial, do Geoespaço, os distúrbios observados na Magnetosfera Terrestre – Campo Geomagnético e a precipitação de partículas energéticas, sobre o Território Brasileiro, com a determinação de seus efeitos nas grandes regiões da Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS e do Eletrojato da Ionosfera Equatorial.

Com utilização de alta tecnologia de instrumentação o Projeto almeja que seus alunos de graduação em I. C. & T. adquiram experiência em projeto e desenvolvimento de pequenos satélites, visto que o NANOSATC-BR é um satélite miniaturizado da classe dos CubeSats, ver Figura 2.1, o qual possui forma cúbica com dimensões de 100x100x100 mm.

Com seu lançamento o NANOSATC-BR, em órbita baixa, polar, do tipo LEO-Síncrona em torno de 600km, estabilização magnética, levará como carga útil dois experimentos, um magnetômetro (para medidas do Campo Magnético Terrestre, instrumentação para a qual o aluno dá ênfase no Relatório) e um dosímetro (para medição da precipitação de partículas próximo à superfície terrestre), adaptados e integrados por estudantes universitários participantes do Projeto.

O Projeto é uma iniciativa do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CCR/INPE – MCT em parceria com a UFSM, o qual está sendo desenvolvido por estudantes de graduação, se tornando um dos primeiros satélites universitários desenvolvidos no Brasil.

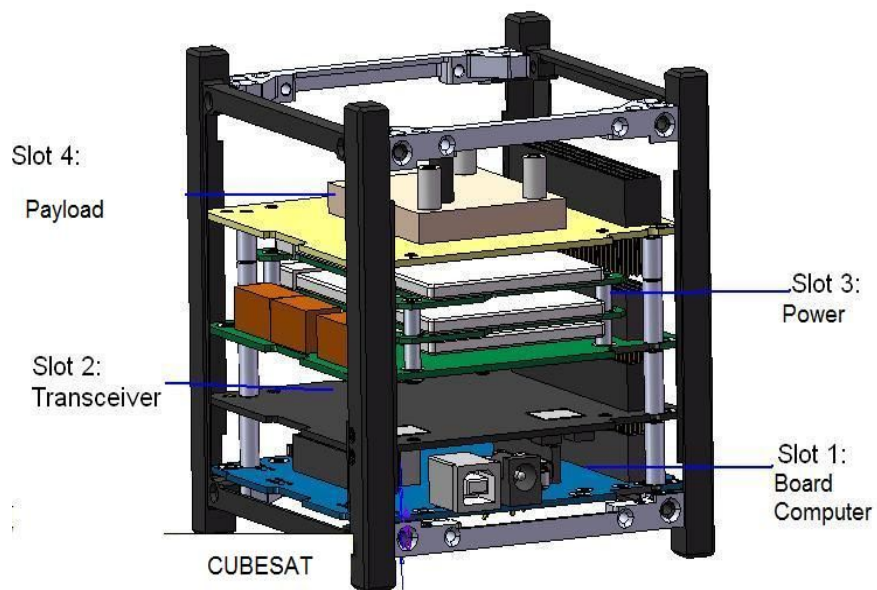


Figura 2.1: Modelo da estrutura de um Cubesat com apenas quatro subsistemas

CAPÍTULO 3

3.1 CUBESATS

Cubesats são satélites da classe dos nanosatélites (satélites com até 10kg de massa). Suas principais características são sua forma cônica, 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 3.1. O Projeto CubeSat começou como uma parceria conjunta entre o Prof. Jordi Puig-Suari da California Polytechnic State University (Cal Poly), San Luis Obispo, com o Prof. Bob Twiggs do Laboratório de Desenvolvimento de Sistemas Espaciais da Universidade de Stanford (SSDL). O objetivo do projeto é fornecer um padrão para o design de picosatélites 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 3.1: Foto de um Cubesat captada por outro Cubesat ¹.

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:

Controle de Atitude (Attitude Determination and Control ou Attitude Control System – ACS), DE SOUZA, 2007²

- Objetivo: Controlar o apontamento do satélite no espaço.
- Partes: Rodas de reação ou volantes de inércia, bobinas magnéticas, sensores de Sol, de Terra, de estrelas, magnetômetros e giroscópios.

Suprimento de Energia (Electrical Power and Distribution)

- Objetivo: Fornecimento (aquisição, distribuição e armazenamento) da energia necessária aos diversos subsistemas.
- Partes: Painéis solares e seus diversos acessórios, conversores e baterias.

¹ Fonte: <http://www.space.com/>



Telecomunicação de Serviço (Telemetry, Tracking and Command)

– Objetivo: Enviar e receber os dados que permitem o acompanhamento do funcionamento e o comando do satélite.

– Partes: Transmissores, receptores e antenas.

Gestão de Bordo (Command and Data Handling)

– Objetivo: Processar as informações recebidas da ou a serem enviadas para a Terra e as informações internas ao satélite.

– Partes: Computador(es) de bordo e seu software.

Estrutura e Mecanismos (Structures and Mechanisms)

– Objetivo: Fornecer o suporte mecânico e de movimento para as partes do satélite. Oferecer proteção contra as vibrações de lançamento e contra a radiação em órbita.

– Partes: Estrutura primária e estruturas secundárias, mecanismos de abertura de painéis solares e de separação do lançador, mecanismos de abertura de antenas, dispositivos pirotécnicos, mecanismos de extensão, alinhamento e suspensões com amortecedores.

Controle Térmico (Thermal Control)

– Objetivo: Manter os equipamentos dentro de suas faixas nominais de temperatura.

– Partes: Aquecedores, “heat-pipes”, isoladores, pinturas e radiadores.

Propulsão (Propulsion)

– Objetivo: Fornece o empuxo necessário para o controle da atitude e da órbita.

– Partes: Bocais ou tubeiras, válvulas, reservatórios e tubulações.



Carga Útil (Payload)

- Objetivo: É o experimento carregado pelo satélite, ou seja, o objetivo principal da missão. É o motivo pelo qual o satélite está sendo lançado.
- Partes: Podem ser de vários tipos, tais como, câmeras, magnetômetros, etc.

CAPÍTULO 4

4.1 Subsistema de Controle Térmico

Um dos subsistemas fundamentais aos satélites, independente de seus tamanhos, é o controle térmico, visto que em órbita o satélite está exposto a diversas cargas térmicas, tanto internas dos próprios subsistemas, quanto advindas da radiação solar, albedo e infravermelho terrestre. O ambiente provoca bruscas variações de temperatura o que pode causar falhas em diversos aparelhos, pois cada componente possui sua faixa delimitada de temperatura de funcionamento. O objetivo do subsistema de controle térmico é ajustar a temperatura e os gradientes térmicos do satélite com o fim de mantê-lo nos padrões desejados, respeitando as limitações de temperaturas dos componentes internos. Segundo Issamu Muroaka e Rosângela Leite (outubro de 1993), “além da fase operacional do satélite, o projeto térmico deve também garantir condições satisfatórias durante as fases de pré-lançamento, lançamento e aquisição de órbita e atitude”. Para tal fim, são utilizados dois métodos principais de controle térmico:

a) Controle térmico ativo no qual são usados aparelhos que consomem energia elétrica para acioná-los, por exemplo, circuito de bombeamento com tubos de calor de condutância variável, criogênica, entre outros. Esses sistemas são muito caros e ocupam um espaço considerável no interior do satélite, não sendo utilizados em pequenos satélites, no entanto são de grande valia em satélites de porte médio e grande, pois são sistemas confiáveis e duráveis, os quais tendem a não se desgastarem em demasia com o tempo.

b) Controle térmico passivo é um método no qual são utilizados métodos de controle térmico sem o consumo de energia elétrica possuindo uma relativa independência entre suas partes. Sua concepção baseia-se na exploração das propriedades ópticas e termofísicas dos materiais e na utilização de meios mais simples de controle térmico, como os tubos de calor e os isolantes térmicos. O método possui desvantagens como a degradação das propriedades dos

materiais num relativo curto prazo devido à radiação provinda do espaço, por exemplo, além de não ser capaz de controlar grandes gradientes térmicos. Mas ainda sim é o método mais barato e utilizado no controle térmico de pequenos satélites, que não possuem grandes gradientes térmicos, comparados a satélites de maior escala.

Os limites de temperatura definidos para o projeto NANOSATC-BR são apresentados na Tabela 4.1, de acordo com os resultados fornecidos pelo estudante de Engenharia e Estagiário do LACESM-CRS/INPE, Lucas Lopes Costa:

Subsistema	Componente	Limites de Temperatura Operacionais Min/Max (°C)
<i>Estrutura e Mecanismos</i>	Molduras Laterais	- 40 / + 80
	Suportes	- 40 / + 80
	Painéis Laterais	- 40 / + 80
<i>Carga Útil (Payload)</i>	Magnetômetro	- 32 / + 50
<i>Comunicação (TT&C)</i>	Transceptor VHF downlink / UHF uplink	- 20 / + 60
	Conjunto de Antenas Retráteis Externas	Não Especificado
<i>Computador de Bordo</i>	Placa Mãe	- 40 / + 85
	Placa principal Sistema de Potência	- 40 / + 85
<i>Subsistema de Potência</i>	Conjunto de Baterias Lítio-Íon*	Carregando: 0 / + 45 Descarregando: - 20 / + 60
	Conjunto de Painéis Solares	- 40 / + 85

Tab 4.1: Resistência térmica (aquecedor - heater) integrado com termostato, mantendo a temperatura das baterias acima de 0°C.

4.2 Controle térmico Passivo

Nesta Seção são apresentados os materiais utilizados para a solução do subsistema de controle térmico passivo e suas respectivas propriedades, bem como os métodos matemáticos utilizados no cálculo da transferência de calor e de temperatura interna do satélite.

4.2.1 Materiais Utilizados no Controle térmico passivo

ISOLANTES TÉRMICOS:

O isolante térmico mais conhecido que é usado em satélites é o chamado de MLI (*multilayer insulators*) ou Cobertores Térmicos, formam um conjunto de finas camadas de materiais com altas propriedades reflexivas que ajudam a manter o controle da temperatura interna do satélite, impedindo a troca de calor por radiação com o meio. Basicamente se utiliza de plástico aluminizado separado por espaços de redes de nylon obtendo-se desse modo mais ou menos 0,02, absorvidades efetivas próximas a 0,05, e uma condutividade térmica efetiva da ordem de 10^{-4} W/m°C, no entanto, alguns sistemas utilizam tintas douradas e teflon para o mesmo fim. Um desenho demonstrando como é utilizado o MLI em um satélite é apresentado na Figura 4.1.

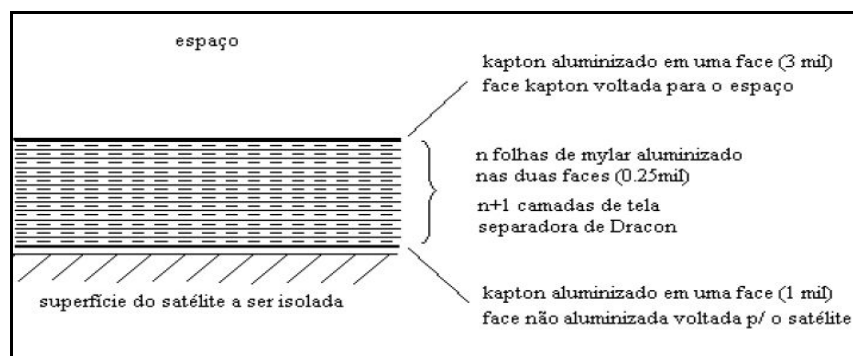


Fig 4.1: Estrutura de um MLI².

As propriedades termo-físicas dos components de um MLI. são apresentadas na Tabela 4.2.

Tabela 4.2 : Propriedades termo-físicas dos components de um MLI.³

Material	Densidade (g/cm ³)	Condutância térmica (W/m.°C)	Calor específico (J/g.°C)	Ponto de fusão (°C)
Mylar	1.39	3.7E-4	0.28	254
Nylon	1.11	0.28	0.01	260
Kapton	1.42	0.12	1.09	None*

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. 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.

² Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Revestimentos Térmicos”, 2003

³ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, “Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³”

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.

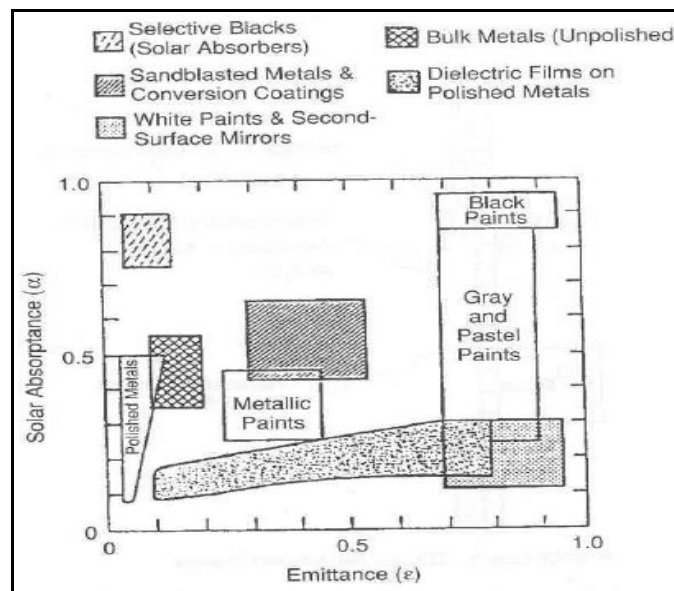


Figura 4.2.: Relação das propriedades de Absortividade e Emissividade de alguns revestimentos⁴.

É possível obter a quantidade de calor absorvido (Q_α) por uma superfície diretamente apontada para o Sol através da equação:

$$Q_\alpha = G_s A \alpha \quad (4.1)$$

G_s – constante solar (1358 W/m^2)

A – área diretamente iluminada pela radiação

α – absortividade do material

⁴ Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Uma Introdução ao Controle Térmico de Satélites”, 2003

As propriedades termo - ópticas de alguns materiais são apresentadas na Tabela 4.3:

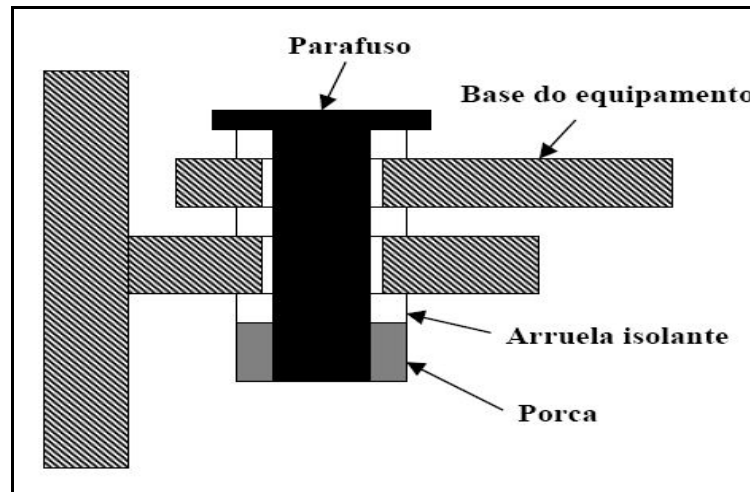
No.	Material	Measurement Temp. (K)	Surface Condition	Solar Absorptivity, α	Infrared Emissivity ϵ	Absorptivity/Emissivity Ratio	Equilibrium Temp* (K)
1	Aluminum (6061-T6)	294	As Received	0.379	0.0346	10.95	716
2	Aluminum (6061-T6)	422	As Received	0.379	0.0393	9.64	693
3	Aluminum (6061-T6)	294	Polished	0.2	0.031	6.45	627
4	Aluminum (6061-T6)	422	Polished	0.2	0.034	5.88	613
5	Gold	294	As Rolled	0.299	0.023	13.00	747
6	Steel (AM 350)	294	As Received	0.567	0.267	2.12	475
7	Steel (AM 350)	422	As Received	0.567	0.317	1.79	455
8	Steel (AM 350)	611	As Received	0.567	0.353	1.61	443
9	Steel (AM 350)	811	As Received	0.567	0.375	1.51	436
10	Steel (AM 350)	294	Polished	0.357	0.095	3.76	548
11	Steel (AM 350)	422	Polished	0.357	0.111	3.22	527
12	Steel (AM 350)	611	Polished	0.357	0.135	2.64	503
13	Steel (AM 350)	811	Polished	0.357	0.155	2.30	485
14	Titanium (6AL-4V)	294	As Received	0.766	0.472	1.62	444
15	Titanium (6AL-4V)	422	As Received	0.766	0.513	1.49	435
16	Titanium (6AL-4V)	294	Polished	0.448	0.129	3.47	537
17	Titanium (6AL-4V)	422	Polished	0.448	0.148	3.03	519
18	White Enamel	294	Al. Substrate	0.252	0.853	0.30	290
19	White Epoxy	294	Al. Substrate	0.248	0.924	0.27	283
20	White Epoxy	422	Al. Substrate	0.248	0.888	0.28	286
21	Black Paint	294	Al. Substrate	0.975	0.874	1.12	404
22	Silvered Teflon	295		0.08	0.66	0.12	232
23	Aluminized Teflon	295		0.163	0.8	0.20	264
24	OSR (Quartz Over Silver)	295		0.077	0.79	0.10	220
25	Solar Cell-Fused Silica Cover			0.805	0.825	0.98	392

Figura 4.3: Propriedades de radiação⁵.

Materiais na Interface

Como a interface está exposta ao ambiente hostil exterior do satélite, é importante que seus materiais sejam empregados como estabilizadores de calor, sendo condutores ou isolante, dependendo do caso. Existem diversas ferramentas para estabilizar o controle térmico, como graxas térmicas, tintas, arruelas isolantes de teflon, etc., Figura 4.4.

⁵ Fonte: Larson, W. J. and Wertz, J. R., "Space mission analysis and design", 1992

Figura 4.4: Montagem de uma arruela isolante⁶.

Micro-Tubos de Calor

Micro-tubos de calor (*heat pipes*) são instrumentos muito utilizados no controle térmico passivo de satélites devido ao seu pequeno tamanho, ocupando pouco espaço interno do satélite, e a sua grande eficiência. Consiste em uma estrutura tubular, como o próprio nome especifica, metálico e muito fino, que contém uma divisão da superfície interna rugosa (para dar condições ao fenômeno da capilaridade), por onde circula um fluido de densidade baixa, geralmente amônia. O fluido por sua vez circula pelo interior do micro-tubo evaporando-se nas regiões onde a temperatura interna do satélite é mais elevada (o fenômeno da evaporação caracteriza um acréscimo de temperatura do fluido) e condensando-se onde a temperatura interna do satélite é mais baixa (o fenômeno da evaporação caracteriza um decréscimo de temperatura do fluido). Com as trocas de calor, o sistema consegue utilizar o ‘transporte de calor’ necessário ao equilíbrio.

⁶ Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Uma Introdução ao Controle Térmico de Satélites”, 2003

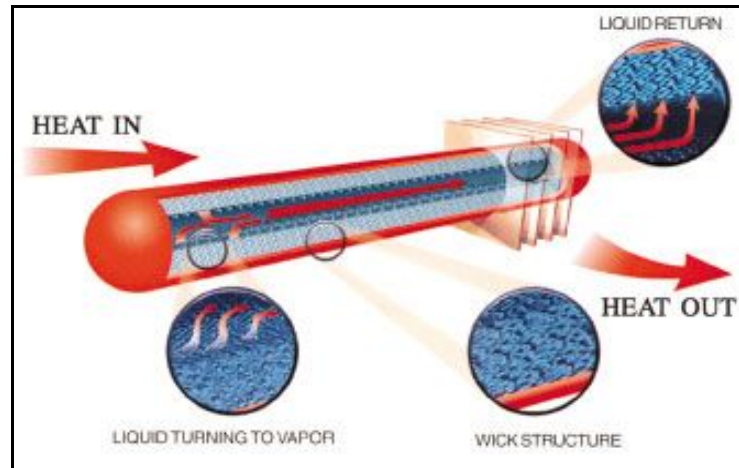


Figura 4.5 Mecanismo de funcionamento de um micro-tubo de calor⁷.

Ainda sob estudo, outra opção para o futuro será considerar os nanotubos de calor, com o mesmo princípio dos tubos de calor convencionais, porém com tamanho extremamente reduzido. As pesquisas indicam que esse novo sistema poderá ser usado diretamente em um circuito de um subsistema, por exemplo, aumentando o equilíbrio térmico no interior do satélite.

4.2.2 Métodos matemáticos utilizados no cálculo de dissipação e emissão de energia térmica

A energia emitida por uma superfície qualquer pode ser calculada utilizando a equação 4.2:

$$Q_w = \varepsilon \sigma T^4 A \quad (4.2)$$

ε – emissividade do material

σ – constante de Stefan-Boltzman ($5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$)

T – temperatura absoluta da superfície

A – área da superfície iluminada pela radiação.

⁷ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

O método utilizado para simular numericamente o modelo do NANOSATC-BR é chamado método nodal (*lumped parameter method*), o qual consiste em dividir um corpo qualquer em diversos elementos finitos que possuem a mesma temperatura, as quais são denominadas ‘nós’. Para resolver o problema da simulação térmica é utilizado um sistema complexo de equações diferenciais representando o mapeamento térmico do satélite. A seguir é mostrado o sistema de equações (4.3) utilizadas na simulação térmica:

$$m_i C_{p_i} \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^{n+1} R_{ji} \sigma (T_j^4 - T_i^4) + \sum_{j=1}^n B_{ji} (T_j - T_i) + Q_i \quad i = 1, \dots, n \quad (4.3)$$

m_i – massa do nó i ;

C_{p_i} – capacidade calorífica do material que compõe o nó i ;

T_i – temperatura absoluta do nó i ;

T_j – temperatura absoluta do nó j ;

t – tempo;

R_{ji} – acoplamento radiativo entre os nós j e i ;

σ – constante de Stefan-Boltzmann;

B_{ji} – acoplamento condutivo entre os nós j e i ;

Q_i – calor absorvido e/ou dissipado pelo nó i ;

n – número total de nós do modelo;

$j = n + 1$ – nó que representa o espaço.

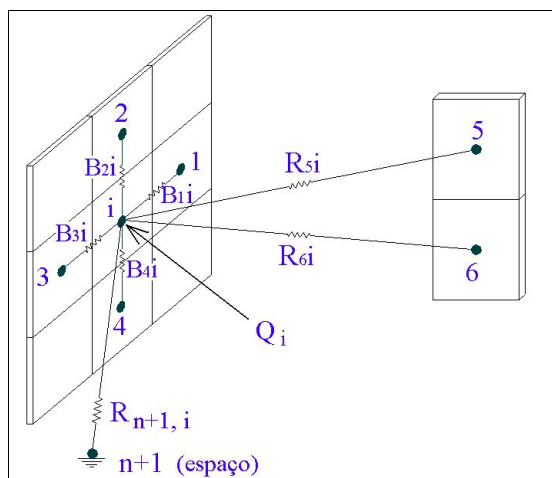


Figura 4.6 - Representação do modelo e os parâmetros para o balanço térmico.⁸

⁸ Fonte: De Sousa, et al. (2003-04).

CAPÍTULO 5

5.1 Cargas Térmicas e Ambiental Espacial

Um corpo qualquer que está em órbita terrestre é carregado termicamente por três principais fatores: Albedo, Infravermelho terrestre e radiação solar. Para o projeto NANOSATC-BR são consideradas as dissipações provocadas pelos equipamentos internos, como subsistema de potência, comunicação, etc. Na Figura 5.1 é possível observar todas as cargas térmicas possíveis reagindo com o satélite em órbita, é possível observar os valores aproximados de cada carregamento térmico:

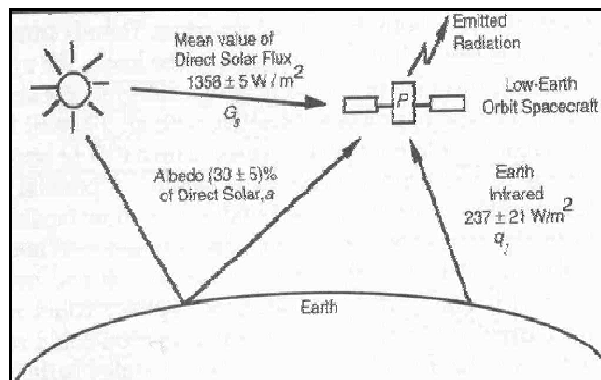


Figura 5.1 : Principais cargas térmicas sobre um satélite em órbita⁹.

Os subsistemas, por menor que sejam, liberam certa quantidade de energia na forma de calor advinda dos equipamentos eletrônicos, provocadas pela resistência elétrica, na maioria das vezes ou pelo processamento de informações como as PCBs. Essa dissipação deve ser considerada para obter um equilíbrio térmico satisfatório. Para o projeto NANOSATC-BR, foi feita uma Tabela, de aproximações de energia dissipadas na forma de calor, considerando um sistema ideal, segue na Tabela 5.1:

⁹ Fonte: Larson, W. J. and Wertz, J. R., "Space mission analysis and design", 1992

Subsistema	Componente	Standby	Potência Máxima
Estrutura e Mecanismos	Molduras Laterais	Zero	Zero
	Suportes		
	Painéis Laterais		
Carga Útil	Magnetômetro	0,250 W	0,250 W
	PCB	0,075 W	0,075 W
Comunicação (TT&C)	Componentes do Transceptor VHF/UHF	0,400 W	0,800 W
	PCB	0,125 W	0,200 W
	Suporte do conjunto de Antenas	Zero	Zero
Computador de Bordo	Componentes do Computador	0,100 W	0,250 W
	PCB	0,120 W	0,150 W
Subsistema de Potência	Baterias Lítio-Íon	0,050 W	0,120 W
	Conversor Fotovoltaico	0,100 W	0,180 W
	Conversores de Condicionamento	0,080 W	0,120 W
	PCB	0,125 W	0,200 W
	Painéis Solares	Zero	Zero
Total		1,425 W	2,345 W

Tab 5.1 - Potência térmica dissipada em cada equipamento.

* Dados retirados das especificações técnicas dos equipamentos ou arbitrados pelo estudante Lucas Lopes Costa com referência na potência elétrica consumida.

Uma importante quantidade de energia inscidente no satélite que deve ser considerada é o Albedo (reflexão dos raios solares na Terra), que possui na média de 30% da constante solar, variando de acordo com a inclinação do satélite. Segundo Gilmore (1994) devido à grande quantidade de neve e cobertura de gelo, decrescimento do ângulo de elevação solar e aumento da cobertura de nuvens, o albedo tende a aumentar com a latitude. A Tabela 5.2 mostra os valores do albedo de acordo com a inclinação e a Figura 5.2 mostra a dissipação e reflexão dos raios solares na Terra.

Orbit Inclination (deg)	Emitted Radiation (Btu/h-ft ²)			Albedo (percent)		
	Min*	Ave	Max*	Min*	Ave	Max*
±90**	64	68	72	38	42	46
±80	66	70	74	34	38	42
±70	69	73	77	30	34	38
±60	71	75	79	26	30	34
±50	73	77	81	22	28	32
±40	76	80	84	19	25	29
±30	77	81	85	20	24	28
±20	76	80	84	20	24	28
±10	74	78	82	20	24	28

*Min/max based on uncertainties of ±4 Btu/h-ft² for Earth IR, +4 percent for albedo.
 **Area averages are 74 Btu/h-ft² and 33 percent.

Tabela 5.2- Média orbital dos valores de albedo e IR Terrestre (NASA).¹⁰

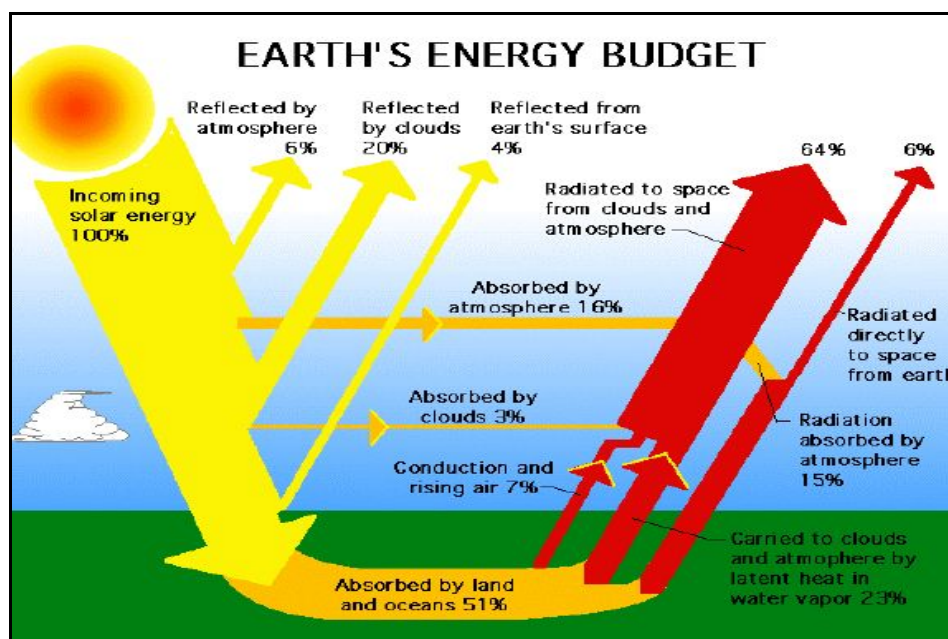


Figura 5.2: Distribuição e dissipação da energia solar incidente na Terra.¹¹

5.2 O Sol

A maior carga de energia que é emitida para o satélite é a influência direta do Sol (constante solar de aproximadamente 1360 W/m²). Para entender

¹⁰ Fonte: Gilmore (1994).

¹¹ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003

melhor como funciona o Sol e logo após o Campo Magnético Terrestre, que é objetivo de estudo quando o satélite orbitar a Terra é apresentado um estudo:

O Sol é uma estrela anã em forma de plasma (quarto estado da matéria) com expectativa de vida de cinco bilhões de anos que é regido por fusão de isótopos de hidrogênio formando núcleos de hélio no seu interior, liberando, assim, uma alta quantidade de energia. Estima-se que a temperatura no interior do Sol é de aproximadamente 15.000.000k. Sua densidade não é homogênea, sendo muito maior no seu centro do que nas extremidades e seu eixo de rotação possui um ângulo de 7° 15" com o equador.

O Sol libera um plasma eletricamente neutro e magnetizado constituído de 47,3% de elétrons, 50,9% de prótons e 2% de He²⁺ que viaja em direção a Terra com uma velocidade de 450 km/s, possuindo densidade muito baixa sendo considerado não colisional, denominado Vento Solar, Figura 5.3. Existem outros fenômenos chamados EMCs (ejeção de massa coronal), relacionadas com as manchas solares e conseqüentemente a radiação emitida pelas explosões solares e/ou flares solares.

Quando atinge a Magnetosfera Terrestre tanto o Vento Solar quanto a EMC a deforma, contornando-a e invadindo a Atmosfera Terrestre pelos pólos magnéticos. Quando as atividades solares atingem um aporte alto de energia e encontram a Magnetosfera são denominadas de tempestade magnéticas. A atividade solar obedece a um ciclo de onze anos, sendo caracterizado pelo aumento de manchas solares que são relacionadas com a rotação do Sol que é mais rápida no equador do que nos pólos, o que provoca um arraste nas partículas na parte do equador pelo campo magnético estático, formando assim a mancha solar, que possui um campo magnético diferente do resto do plasma solar. As manchas solares são mais escuras devido à diferença de temperatura com o resto do plasma, o resfriamento ocorre porque o campo dipolo magnético da mancha solar com sua vizinha inibe a convecção de calor local. Durante o ciclo há quatro fases distintas: fase do mínimo solar, fase ascendente, fase de máximo solar (nessa última pode haver acréscimo de partículas na corrente do anel, que é medida pelo índice DST) e fase descendente.

Durante a terceira fase, máximo solar, ocorre o aumento de energia associados à distorção do campo magnético na região das manchas solares, ocorrendo às chamadas de explosões solares ou *flares* (repentinos brilhos em uma pequena região solar). A emissão repentina de radiação é resultado da extrema concentração de energia na região dos *flares* que pode chegar a 6×10^{25} J, as explosões solares lançam plasma a uma temperatura de dezenas de milhares de kelvin e aceleram íons perto da velocidade da luz, o que caracteriza uma EMC (ejeção de massa coronal).

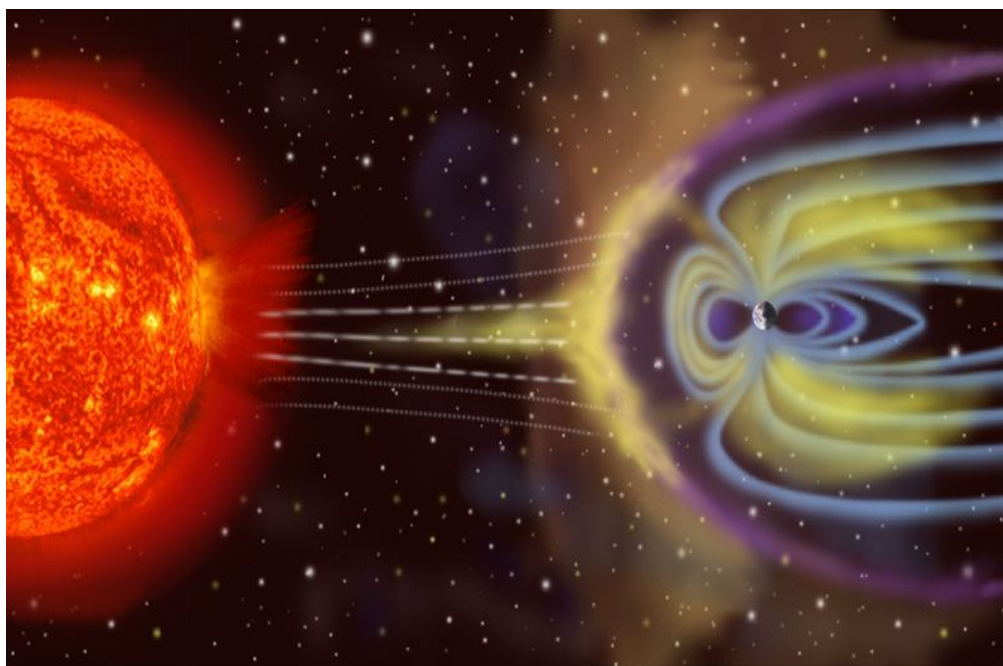


Figura 5.3 : Interação Terra-Sol¹²

5.3 Campo Magnético Terrestre

A Terra está submersa em um Campo Magnético, Figura 5.4, o qual a protege contra a radiação advinda de outros corpos celestes, tais como raios cósmicos e as Ejeções de Massa Coronal (EMC). O Campo Geomagnético é responsável pela distribuição de íons na Ionosfera e na corrente de anel, bem como, impedindo a incidência direta de partículas e sub-partículas (elétrons, prótons e núcleos de Hélio) oriundas do Sol, o chamado vento solar. A explicação para 99% do surgimento do campo geomagnético é de que ocorre um processo de indução eletromagnética regida pela Lei de Faraday-Neuman-Lenz, ou seja, devido à presença de fortes correntes elétricas que fluem na parte líquida do núcleo terrestre, causadas pela presença de metais lá contidos, é gerado um campo magnético associado, como exemplifica a equação (5.1):

$$\oint \mathbf{E} \cdot d\mathbf{S} = -\frac{d\Phi_B}{dt} \quad (5.1)$$

O restante do Campo Magnético é causado pela distribuição de íons na Ionosfera. Os sistemas de correntes no núcleo não parecem ser homogêneos e estáveis, mostra grandes anomalias como a Anomalia Magnética do Atlântico Sul. Uma média aproximada para o campo é cerca de 30.000nT na linha do equador e de 60.000nT nos pólos.

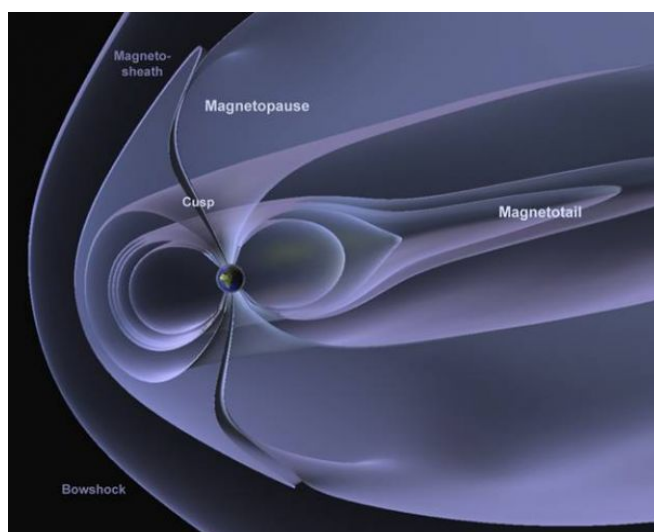


Figura 5.4: campo magnetico da Terra¹³

Fonte: <http://roma2.rm.ingv.it/userfiles/image/tematiche/ScintillazioniIonosferiche/Figure%CRS202.jpg>¹³

O vetor Campo Magnético Terrestre possui diversas orientações, como é mostrado na Figura 5.5:

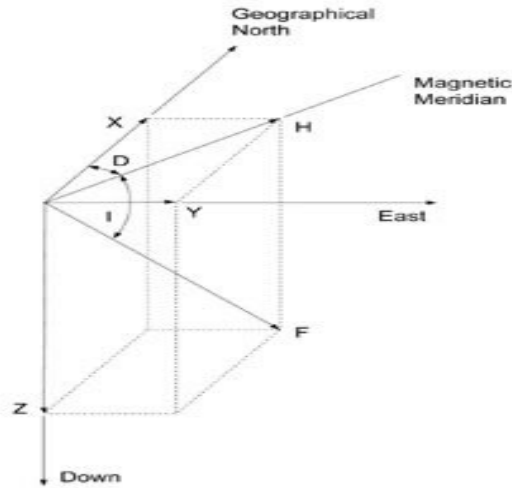


Figura 5.5: Componentes do campo magnético terrestre¹⁴

Fonte: http://geomag.usgs.gov/images/coords_sm.jpg¹⁴

X -> componente magnética norte(positiva norte)

Y -> componente magnética leste(positiva para o leste)

Z -> componente magnética vertical(positiva para baixo)

H -> componente magnética horizontal (define o norte magnético local)

f -> intensidade total do campo magnético.

Ângulos:

D -> é o ângulo entre X e H

I -> é o ângulo entre H e F

As componentes são dadas pelas fórmulas:

$$f^2 = x^2 + y^2 + z^2$$

$$X = h \cdot \text{Cos}(D)$$

$$Y = h \cdot \text{Sen}(D)$$

$$Z = f \cdot \text{Sen}(I)$$

$$H = f \cdot \text{Sen}(I)$$

$$H^2 = x^2 + y^2$$

CAPÍTULO 6

6.1 Magnetômetro (Carga Útil)

Magnetômetros são dispositivos que servem para medir o campo magnético, seja ele provindo de qualquer origem. Há diversos tipos de magnetômetros, entre eles:

- Magnetômetro de Saturação conhecido como *fluxgate*;
- Magnetômetro de Precessão Nuclear;
- Magnetômetro de Supercondutividade;
- Magnetômetro de Bombeamento Ótico.

No Relatório são exclusivamente descritos os magnetômetros de saturação, conhecido como *fluxgate*, classe de magnetômetro a ser utilizado no Projeto NANOSATC-BR, como carga útil.

6.2 Magnetômetro de Saturação (*Fluxgate*)

São magnetômetros amplamente utilizados para a medida de campos magnéticos muito baixos, na prospecção de minerais, por causa do baixo ruído e tamanho reduzido, entre outras qualidades. No Projeto NANOSATC-BR, será utilizado um magnetômetro dessa classe, devido a flexibilidade do magnetômetro *fluxgate* na obtenção e medida do Campo Magnético Terrestre.

Os magnetômetros de Saturação (*fluxgate*) possuem três sensores ortogonais entre si para medir o vetor H (norte /sul), vetor D (leste/oeste) e vetor Z (vertical positivo para o centro da Terra). Cada sensor é composto por um anel ferromagnético toroidal central e duas bobinas: uma de excitação e outra de detecção. A bobina de excitação, a qual é injetada uma corrente alternada, fica enrolada no núcleo, cobrindo a maior área superficial possível. O enrolamento de excitação é responsável pela saturação magnética do núcleo.

Ao redor do anel fica enrolada uma bobina não magnética de detecção que é responsável por detectar a variação de densidade do fluxo magnético gerado no núcleo do sensor.

O fluxo magnético do campo externo detém-se no centro do núcleo de alta permeabilidade quando esse não está saturado. A cada descarga da corrente, cria-se um campo magnético maior que o campo magnético de saturação do material do núcleo, gerando uma diminuição na sua permeabilidade, conseqüentemente há uma variação da densidade do fluxo magnético na bobina de detecção, gerando dessa maneira uma força eletromotriz (fem) induzida. A tensão gerada nos terminais da bobina de detecção apresenta a informação da magnitude do campo H(externo).

6.3 Ruído do Magnetômetro *Fluxgate*

Ruídos consistem em sinais não desejados na medição de um campo magnético por um magnetômetro. O Projeto de Pesquisa considerará dois sinais ruídos significativos para o magnetômetro do Projeto NANOSATC-BR: o sinal ruído provocado por um campo magnético adicional dos subsistemas e/ou o sinal ruído térmico provocado por variação de temperatura.

6.3.1 Ruído Provocado por um Campo Magnético Adicional

O ruído provocado pelos pequenos campos magnético gerados pelos materiais dos subsistemas do satélite deve ser considerado. Mesmo, muitas vezes, sendo muito fraco o campo magnético provocado pelos equipamentos internos do satélite, deve ser levado em consideração para se obter uma medição correta do campo magnético terrestre.

Através de cálculos do campo interno magnético gerado pela corrente dos subsistemas do satélite, as especificações de cada fabricante do

magnetometro (levando em conta exclusivamente a margem de erro especificada em relação e temperatura) e os dados coletados pelo magnetometro, é possível se criar fórmulas simples para a correção de pequenos sinais ruídos e aumentar ainda mais a precisão das medições e dos dados medidos do Campo Magnético Terrestre por magnetometro de fluxo saturado no NANOSATC-BR.

Há dois modos de operação do satélite NANOSATC-BR: “*Standby*”, onde todos os equipamentos estão ligados, mas o transmissor está desligado e o satélite não está transmitindo dados; e “*Transmitting*”, onde todos os equipamentos e o transmissor estão ligados e transmitindo. Os resultados para os dois casos foram calculados pelo ex-aluno do Projeto NANOSATC-BR, hoje, Eng. Rafael Lopes Costas em Pós-Graduação no INPE/MCT e são apresentados na Tabela 6.1.

Tabela 6.1: Balanço de potência dos subsistemas do satélite.

Subsistema	Standby (W)	Transmitting (W)
Estrutura	0	0
Controle Térmico	0	0
Suprimento de Energia	0,1	0,1
Comunicação	0	1
Controle de Atitude	0	0
Computador de Bordo	0,025	0,025
Carga Útil (magnetômetro)	0,02	0,02
TOTAL	0,145	1,145

Para calcular o campo magnético gerado pelos materiais dos subsistemas, é necessário determinar a sua corrente elétrica, utilizando a fórmula, $I = \frac{P}{V}$. O valor da corrente elétrica em cada equipamento é apresentado na Tabela 6.2.

Tabela 6.2: Corrente consumida pelos subsistemas.

Subsistema	Standby (A)	Transmitting (A)
Estrutura	0	0
Controle Térmico	0	0
Suprimento de Energia	0,02	0,02
Comunicação	0	0,2
Controle de Atitude	0	0
Computador de Bordo	0,005	0,005
Carga Útil (magnetômetro)	0,004	0,004
TOTAL	0,029	0,229

Considerando que todos os subsistemas devem funcionar com uma tensão de 5V e que a Potência total no modo “*Transmitting*” (modo em que todos os equipamentos e o transmissor estão ligados) é de 1,145 W, a corrente elétrica que circula é obtida pela equação (6.1):

$$I = \frac{P}{V} = 0,229 \text{ A} \quad (6.1)$$

O campo magnético produzido por um fio reto, muito longo, é dado pela equação (6.2):

$$B = \frac{\mu_0}{4\pi} \frac{2I}{R} \quad (6.2)$$

Com o valor da corrente de 0,229A e uma distância de 3 cm que seria o caso em que todos os equipamentos estariam ao redor do magnetômetro a essa distância, tem-se:

$$B = \frac{4\pi \cdot 10^{-7}}{4\pi} \frac{2(0,229)}{0,03} = 0,152667nT$$

CAPÍTULO 7

7.1 Projeto e simulação do controle térmico – NANOSATC-BR

Como especificado anteriormente, será utilizada uma ferramenta computacional, Sinda/Thermal Desktop, para analisar e mapear as transferências de calor que o satélite estará exposto, dessa maneira, utilizando materiais e métodos de controle térmico passivo para alterar a amplitude térmica e conseqüentemente, manter o satélite em perfeito funcionamento. Como a ênfase do projeto de pesquisa do aluno é a interferência provocada pela temperatura na carga útil, se dará mais ênfase a esse subsistema em especial, no entanto, não é possível analisar somente o magnetometro em orbita como se estivesse apenas orbitando como uma única peça. É preciso fazer a análise completo do Cubesat no qual a carga útil estará presente internamente, visto que as cargas térmicas internas e condições de contornos alteram o mapeamento térmico do magnetômetro, dessa maneira, alterando a análise.

7.2 Especificações do projeto térmico

Para o projeto térmico da missão NANOSATC-BR foi utilizado o programa Sinda/Thermal Desktop, o qual utiliza uma interface gráfica do *software* AutoCAD e uma divisão nodal das condições de contorno, dessa maneira, analisando nó por nó. Para o projeto, foi utilizada uma quantidade simplificada de nós, 219, Figura 7.1, por limitações de *software*.

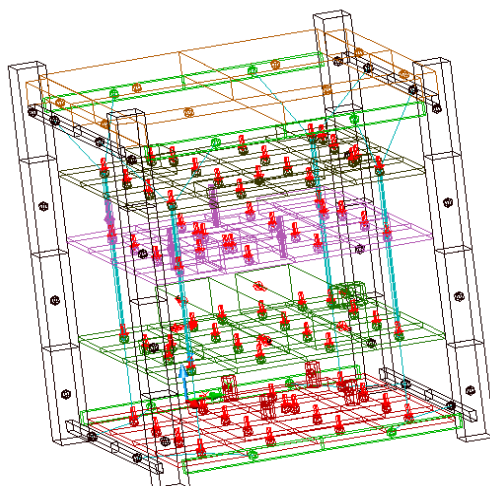


Figura 7.1: Divisão nodal projeto térmico NANOSATC-BR

Diversos materiais foram utilizados para controlar a transferência de calor do satélite, as Tabelas abaixo, mostram quais os materiais utilizados por revestimento de cada equipamento e suas respectivas propriedades termo-físicas e termo-ópticas:

a) MAGNETÔMETRO

Propriedades Termo-Ópticas			
Material	Coefficiente de absorvidade (α)	Coefficiente de emissividade (ε)	Razão $\frac{\alpha}{\varepsilon}$
White epoxy paint	0,25	0,92	0,27
PCB	0,75	0,89	0,84
Propriedades Termo-Físicas			
Material	Densidade (g/cm^3)	Condutividade térmica ($\text{W/m}\cdot^{\circ}\text{C}$)	Calor Específico ($\text{J/Kg}\cdot^{\circ}\text{C}$)
AA 6061-T6	2,71	168,0	963,0
S-Glass Fiber	2,44	1,10	737,0

Tabela 7.1 - Propriedades Termo-físicas e Termo-Ópticas dos materiais da carga útil do CubeSat. Dados obtidos de <<http://www.matweb.com>>. Dados obtidos de Gilmore (1994) e MOLLIET (2008).

b) ESTRUTURA

Propriedades Termo-Ópticas			
Material	Coefficiente de absorvidade (α)	Coefficiente de emissividade (ε)	Razão $\frac{\alpha}{\varepsilon}$
Black Hard Anodized	0,67	0,87	0,77
Alodine	0,35	0,1	3,5
Aluminized kapton	0,34	0,55	0,62
Chromacoat aluminum	0,67	0,87	0,77
Propriedades Termo-Físicas			
Material	Densidade (g/cm ³)	Condutividade térmica (W/m.°C)	Calor Específico (J/Kg. °C)
AA 6061-T6	2,71	168,0	963,0

Tabela 7.2 - Propriedades Termo-Ópticas e Termo-Físicas dos revestimentos e tratamentos superficiais da estrutura do CubeSat.

*Dados obtidos de Gilmore (1994), <<http://www.tak2000.com/data/finish.htm>>. *Dados obtidos de <<http://www.matweb.com>>.

c) TRANSEIVER

Propriedades Termo-físicas			
Material	Densidade (g/cm ³)	Condutividade térmica (W/m.°C)	Calor Específico (J/Kg. °C)
Silicon	2,32	148,8	712,0
S-Glass Fiber	2,44	1,10	737,0
Propriedades Termo-ópticas			
Material	Coefficiente de absorvidade (α)	Coefficiente de emissividade (ε)	Razão $\frac{\alpha}{\varepsilon}$
Epoxy Resin	0,93	0,85	1,09
Black Cooper	0,98	0,63	1,55

Tabela 7.3 - Propriedades Termo-físicas dos materiais e Termo-Óptica dos revestimentos e tratamentos superficiais do transceiver do CubeSat.

*Dados obtidos de Guilmore (1994), <<http://outgassing.nasa.gov/>>.

d) ANTENAS

Propriedades Termo-físicas			
Material	Densidade (g/cm ³)	Condutividade térmica (W/m.°C)	Calor Específico (J/Kg. °C)
AA 6061-T6	2,71	168,0	963,0
Propriedades Termo-ópticas			
Material	Coefficiente de absorvidade (α)	Coefficiente de emissividade (ε)	Razão $\frac{\alpha}{\varepsilon}$
Black Hard Anodized	0,67	0,87	0,77

Tabela 7.4 - Propriedades Termo-físicas dos materiais e Termo-Óptica dos revestimentos e tratamentos superficiais da antena do CubeSat.

*Dados obtidos de Gilmore (1994).

e) COMPUTADOR

Propriedades Termo-físicas			
Material	Densidade (g/cm ³)	Condutividade térmica (W/m.°C)	Calor Específico (J/Kg. °C)
Silicon	2,32	148,8	712,0
Polyamide P97	1,42	0,510	810,0
Propriedades Termo-ópticas			
Material	Coefficiente de absorvidade (α)	Coefficiente de emissividade (ε)	Razão $\frac{\alpha}{\varepsilon}$
Epoxy Resin	0,93	0,85	1,09
Tin-Lead HAL surface	0,75	0,89	0,84

Tabela 7.5 - Propriedades Termo-físicas dos materiais e Termo-Óptica dos revestimentos e tratamentos superficiais do computador do CubeSat.

*Dados obtidos de Gilmore (1994), <<http://www.tak2000.com/data/finish.htm>>, <<http://outgassing.nasa.gov/>>.

f) POTÊNCIA

Propriedades Termo-físicas			
Material	Densidade (g/cm ³)	Condutividade térmica (W/m.°C)	Calor Específico (J/Kg. °C)
<i>FR4 Tg180 PCB</i>	2,20	3,4	465,0
<i>Cooper</i>	8,86	390,0	376,8
<i>Silicon</i>	2,32	148,8	712,0
Propriedades Termo-ópticas			
Material	Coefficiente de absorvidade (α)	Coefficiente de emissividade (ε)	Razão $\frac{\alpha}{\varepsilon}$
<i>Tin-Lead HAL surface</i>	0,75	0,89	0,84
<i>Kapton</i>	0,12	0,18	0,66
<i>Cooper</i>	0,3	0,03	10,0
<i>Epoxy Resin</i>	0,93	0,85	1,09

Tabela 7.6 - Propriedades termo-físicas dos materiais e termo-ópticas dos revestimentos e tratamentos superficiais do subsistema de potência do CubeSat.

 Dados obtidos de Gilmore (1994), <<http://www.tak2000.com/ThermalConnection.htm>>, Larson e Wertz (1992).

 g) CÉLULAS SOLARES

Propriedades Termo-físicas			
Material	Densidade (g/cm ³)	Condutividade térmica (W/m.°C)	Calor Específico (J/Kg.°C)
<i>Germanium Substrate</i>	5,25	0,33	322,4
Propriedades Termo-ópticas			
Material	Coefficiente de absorvidade (α)	Coefficiente de emissividade (ε)	Razão $\frac{\alpha}{\varepsilon}$
<i>TiO_x/Al₂O₃ surface</i>	0,90	0,80	1,12

Tabela 7.7 - Propriedades termo-físicas dos materiais e termo-ópticas dos revestimentos e tratamentos superficiais do subsistema de células solares do CubeSat

*Dados obtidos de Gilmore (1994),

7.3 Resultados e análises

Caso 1 – Órbita estabelecida para o NANOSATC-BR:

Para o caso do Projeto NANOSATC-BR foi especificada uma órbita com ângulo beta (β) de 98° , Sol sincrônica com altitude de cerca de 700 Km, sem qualquer rotação de *spin*. Nestas condições o satélite encontra-se sempre com uma face voltada para o Sol e outra para a sombra terrestre, dessa maneira haverá sempre fluxo de calor constante e um sumidouro de calor, o que ajudará a estabilizar a temperatura interna do satélite. A Figura 7.2 demonstra como será esse parâmetro orbital, tendo em vista que o cilindro roxo representa a sombra provocada pela Terra

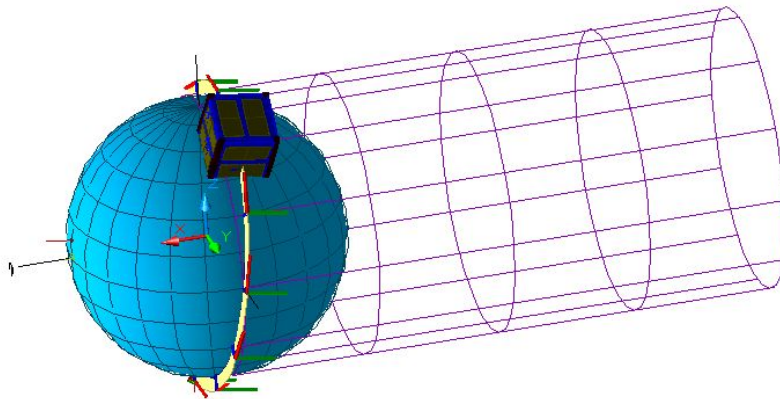


Figura 7.2 – Órbita de 700 Km de altitude e $\beta = 98^\circ$.

Dois tipos de simulações foram utilizadas para avaliar como se comporta a transferência de calor interna do satélite, dessa maneira, utilizando os métodos passivos de controle térmico antes mencionados, para controlar as variações de temperatura.

Caso estacionário (Steady-State): Nesse caso são consideradas médias de gradientes térmicos e parâmetros orbitais, como se houvesse uma

temperatura única definida para cada elemento, ou seja, não é levada em consideração a mudança de temperatura através do tempo com o passar da órbita. A Figura 7.3 mostra a simulação feita para o NANOSATC-BR, no estado estacionário, utilizando a órbita pré estabelecida:

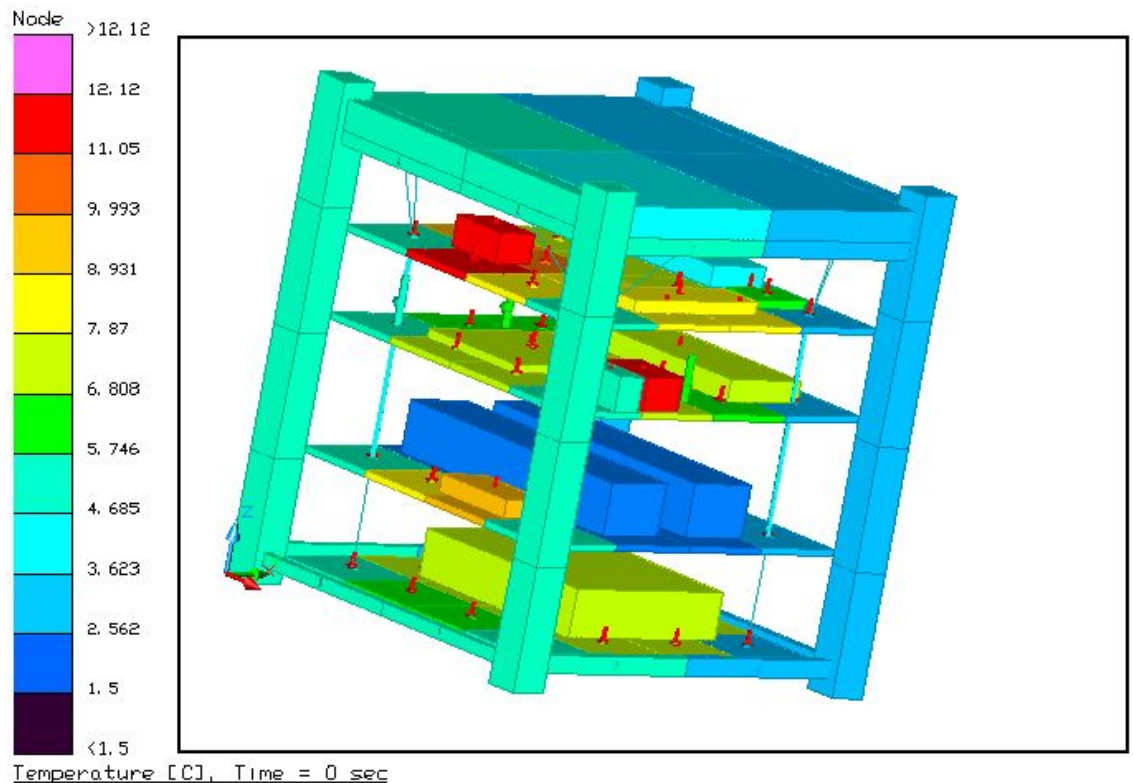


Figura 7.3: Caso estacionário/ simulação SINDA/THERMAL DESKTOP

Caso Transiente: Nesse caso é considerada a troca de calor do satélite com o meio ao passar do tempo, ou seja, é considerada a variação de temperatura de acordo com a posição que o satélite ocupa na órbita, dessa forma são feitos gráficos da temperatura de cada componente para avaliar os limites de temperatura que o dispositivo estará exposto. A configuração da órbita juntamente com a atitude do satélite (uma face sempre apontada para a Terra) tende a estabilizar a temperatura, pois as cargas externas não variam significativamente, além disso, antes de demonstrar os gráficos dos resultados

é preciso levar em consideração que a temperatura inicial para o NANOSATC-BR foi estipulada em 20°C. Abaixo, seguem os resultados das simulações realizadas:

Antenas: Para o subsistema de antenas, pode ser visto que as temperaturas variam na ordem de 5°C até 2°C (temperatura do nó frontal que está exposto para a sombra), após ser atingida uma estabilidade considerável, como se vê na Figura 7.4:

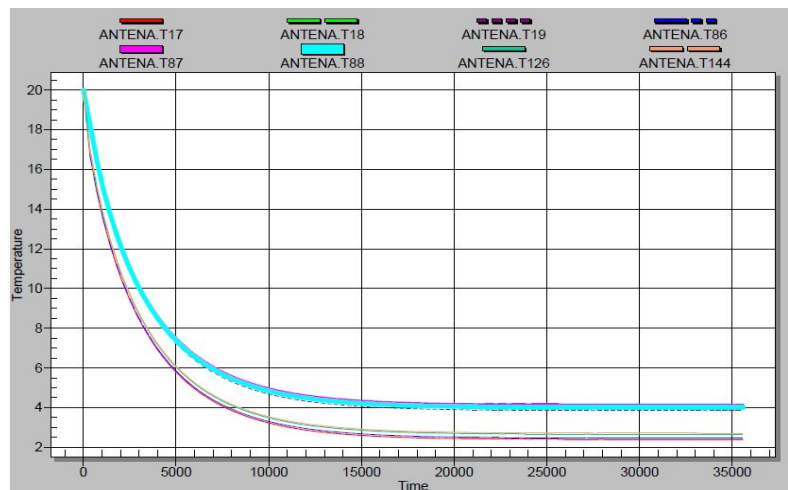


Figura 7.4: Gráfico temperatura x tempo do subsistema de antenas

Placas Solares: Para o caso das placas solares, nota-se que há uma diferença significativa entre as curvas analisadas. Isso ocorre devido à simulação ter sido feita levando em consideração todas as placas solares, tanto as apontadas para o sol quanto as que permanecem na sombra. A temperatura, após um instante de tempo permanece praticamente constante, pois os gradientes térmicos presentes na órbita considerada não possuem uma grande variação. Pode-se ver que as placas solares apontadas para o sol possuem uma temperatura mínima de 10°C, enquanto as placas solares que estão apontadas para a sombra terrestre possuem uma temperatura mínima de aproximadamente 0°C, como se vê na Figura 7.5.

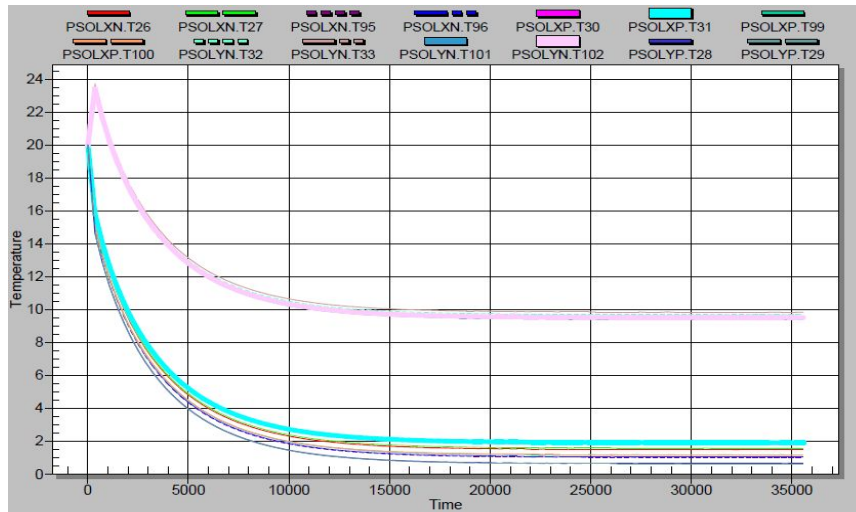


Figura 7.5: Gráfico temperatura x tempo do subsistema de placas solares

Computador De Bordo: Para o caso da análise feita no computador de bordo, é necessário entender o motivo de haver diferentes temperaturas para o mesmo equipamento. Isso ocorre devido à posição que o computador de bordo ocupa no interior do satélite, ou seja, os nós mais próximos da face apontada para o sol possuem uma temperatura elevada, enquanto os nós mais próximos da face apontada para a sombra terrestre possuem uma temperatura mais amena. A temperatura do computador de bordo, após atingir-se certa estabilidade varia de aproximadamente 6,5°C até 2°C, como nota-se na Figura 7.6:

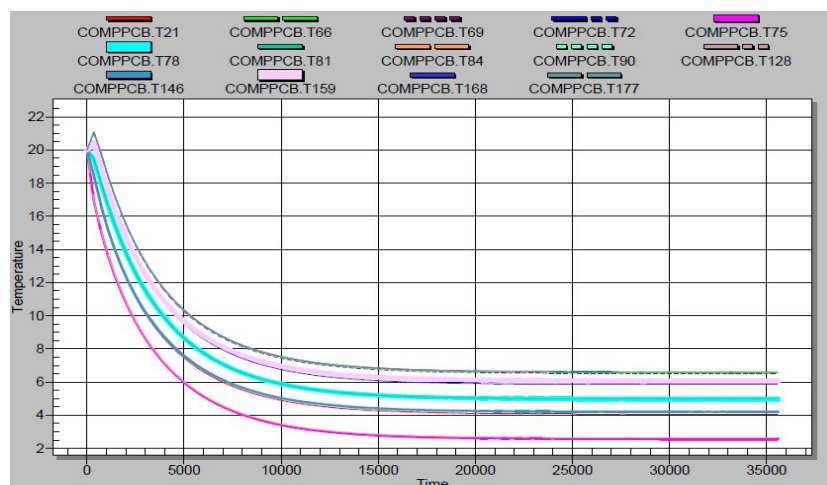


Figura 7.6: Gráfico temperatura x tempo do subsistema de computador de bordo

Subsistema de Potência: Para o caso do subsistema de potência, deve ser considerada a dissipação de energia devido as baterias, bem como o local aonde cada nó é disposto em relação a PCB. É colocado um *heater*, de segurança em algumas partes deste subsistema com o objetivo de impedir o decaimento da temperatura até 0°C, o que danificaria essas partes. O nó de maior temperatura atinge 11,5°C, enquanto o nó de menor temperatura antige aproximadamente 2°C, como nota-se na Figura 7.7:

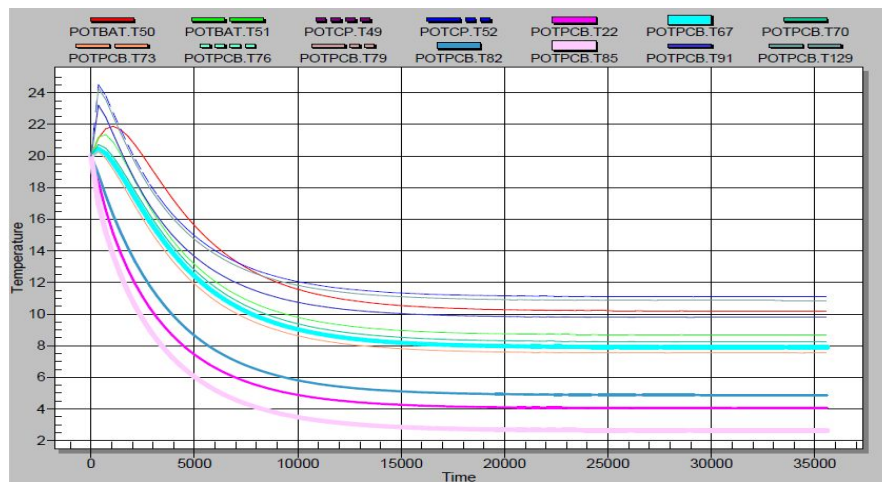


Figura 7.7: Gráfico temperatura x tempo do subsistema de potência.

Subsistema de Comunicação: Para o caso do subsistema de comunicação nota-se uma variação bastante significativa na temperatura de nós distintos, devido a este subsistema possuir uma serie de componentes eletrônicos que dissipam calor de maneira diferente. Dessa maneira, a maior temperatura encontrada é de aproximadamente 9,5°C e a menor temperatura encontrada é de 2°C, como nota-se na Figura 7.8:

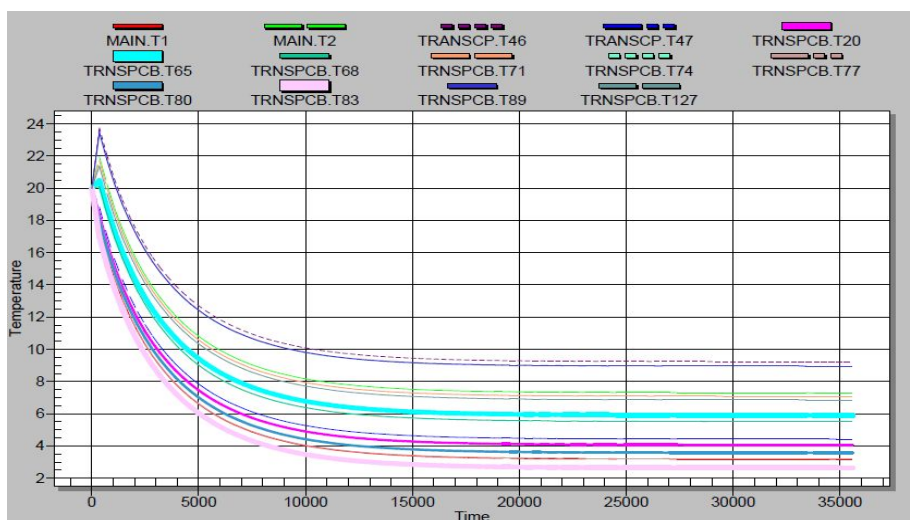


Figura 7.8: Gráfico temperatura x tempo do subsistema de comunicação

Painéis da Estrutura: Como o gradiente térmico se torna quase constante nesses parâmetros orbitais, as faces da estrutura mantêm-se em uma temperatura estável entre 4° e 2°, o que a mantém em perfeitas condições, como vê-se na Figura 7.9:

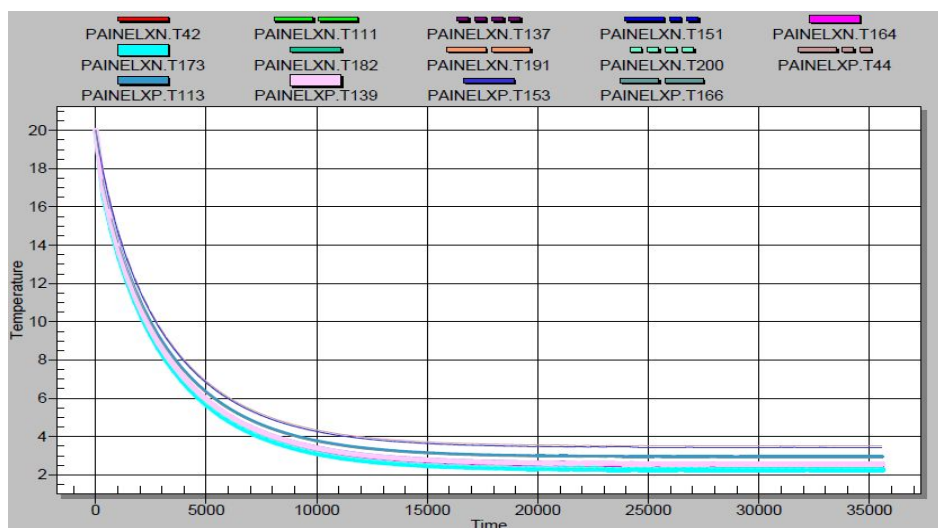


Figura 7.9: Gráfico temperatura x tempo do subsistema painéis estruturais

Payload (Magnetômetro): Para o caso do magnetômetro deve-se ter um cuidado um tanto maior, já que este é o objetivo do projeto em questão. O magnetômetro a ser utilizado na missão NANOSATC-BR é o MAG 556 da empresa Bartington, como especificado. Nota-se que há uma variação

considerável entre as temperaturas dos nós do magnetômetro devido a sua posição no satélite e aos gradientes térmicos dos demais subsistemas e do meio externo. Pelas técnicas de controle térmico passivo, realizadas e verificando nas simulações com o *software*, tem-se segurança que o dispositivo funcionará em plenas condições. Entretanto, há uma interferência causada pela variação da temperatura na obtenção da medida do campo magnética da ordem de $\pm 0,2nT$, para cada grau celsius diferente de zero. Dessa forma, a variação de temperatura estimada na simulação foi de 8° até 2° aproximadamente, Figura 7.10, o que gera uma interferência térmica, ou ruído *Johnson–Nyquist*, de $\pm 0,4nT$ até uma variação de $\pm 1,6nT$.

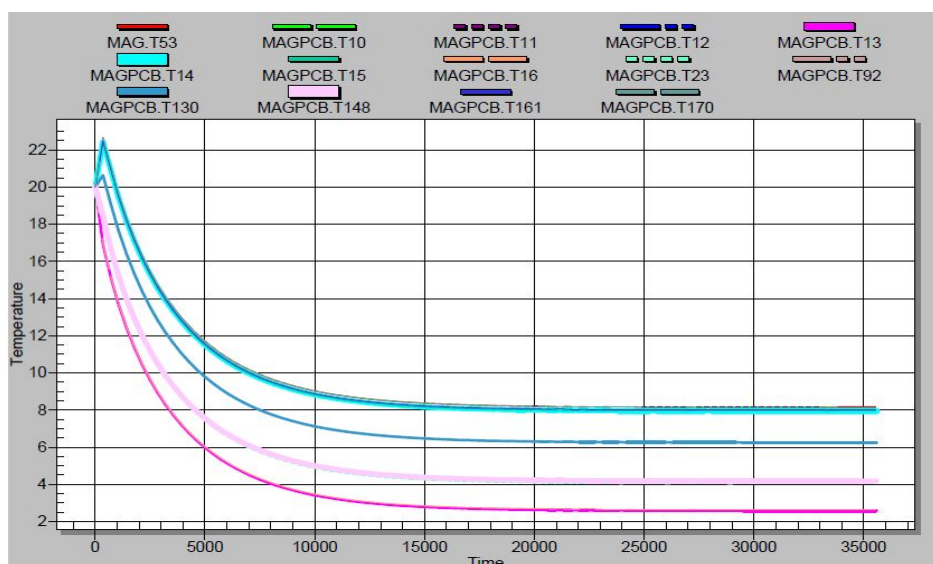


Figura 7.10: Gráfico temperatura x tempo do subsistema cara útil.

CONCLUSÃO

Durante os doze meses de execução do Projeto de Pesquisa: **“INTERFERÊNCIA DA VARIAÇÃO DE TEMPERATURA NO COMPORTAMENTO DE MAGNETÔMETROS EM CUBESATS - ESTUDOS DO CONTROLE TÉRMICO”** foram obtidos bons resultados tanto em um nível pessoal do aluno, visto a possibilidade de interagir com estudantes e pesquisadores da área, como em um nível técnico e científico, com no alcance de resultados teóricos satisfatórios.

Foram estudadas as condições do ambiente espacial, dando ênfase às cargas térmicas que o satélite estará exposto e ao campo geomagnético, motivo da missão como um todo. O levantamento dos gradientes térmicos internos foi necessário para uma simulação precisa, além dos valores de gradientes térmicos externos (fluxo solar, infravermelho e albedo). As propriedades dos materiais utilizados no NANOSATC-BR, desde materiais básicos como o alumínio T6 6061 até materiais de revestimento como Alodine, foram estudadas com o intuito de proteger o satélite e conseqüentemente a carga útil de qualquer dano provocado pelos gradientes térmicos. Foi feita uma simulação térmica com o auxílio do *software* SINDA THERMAL/DESKTOP, do satélite como um todo, dando ênfase à carga útil principal que será anexada a missão. Os resultados das simulações foram satisfatórios, visto que utilizando materiais simples de revestimento, foram alcançados níveis de temperaturas desejáveis para todos os subsistemas, inclusive para o magnetômetro. Foi levado em conta o ruído térmico ou ruído Johnson–Nyquist, que é provocado pela variação de temperatura na qual o equipamento, no caso um magnetômetro de fluxo saturado, está exposto. O ruído é baseado no conceito da relação da variação da tensão, potência, corrente de acordo com a temperatura. Para o ruído térmico, o fabricante do magnetômetro, estabelece uma interferência na obtenção do módulo do campo magnético de $\pm 0,2nT$ a cada grau Celsius diferente de zero, dessa forma foi calculado, através da simulação, contando que o satélite esteja provido de todos os recursos de



controle térmico que foram utilizados, uma interferência de $\pm 0,4nT$ até uma variação de $\pm 1,6nT$, visto que pela órbita escolhida, o tempo de eclipse é curto e os gradientes térmicos não são extremamente variáveis. Nota-se que essa interferência é baixa, levando em conta que o campo magnético terrestre possui um modulo de aproximadamente $40.000 nT$. Vale lembrar que esta variação pequena é devido a todo um método de controle térmico passivo que foi utilizado com o intuito de reduzir ao máximo a diferença interna de temperatura.

A experiência de I. C. & T proporcionada pelo Projeto de Pesquisa no Sistema INPE/MCT além de permitir ao acadêmico um conhecimento vasto e a utilização de métodos científicos adequados, o Projeto de Pesquisa permitiu o seu desenvolvimento em diversas habilidades interpessoais, bem como, o incentivo à pesquisa científica e ao ingresso ao ambiente acadêmico e científico que almejamos participar.



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Barth, J. L, YEAR, SPACE WEATHER EFFECTS ON SPACECRAFT SYSTEMS, NASA/Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland

Michael's List of Cubesat Satellite Missions,
<<http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php>>

AMSAT – Cubesat Information, <<http://www.amsat.org/amsat-new/satellites/cubesats.php>>

*Geostationary Satellite Server, <http://www.goes.noaa.gov/>
NOAA Satellites*

http://www.engineeringtoolbox.com/thermal-conductivity-d_429.html

http://www.iag.usp.br/UserFiles/File/pos_graduacao/teses/agg/m_gelvam_a_hartmann.pdf

Mancini, Ron; others (August 2002). Op Amps For Everyone

Revista Brasileira de Geofísica, Print version ISSN 0102-261X, Rev. Bras. Geof. vol.25 no.2 São Paulo Apr./June 2007

Prado, A. F. B. de A. ; Kuga, H. K ; Fundamentos De Tecnologia Espacial, São José Dos Campos – 2001

http://maelabs.ucsd.edu/mae155/classes/WI_05/Space%20Envnt_NASA%20rp1390.pdf

Guimarães, R. C. ; Silva, C. E ; Anomalia Magnética do Atlântico Sul: Origem Interna e Visão Espacial

<http://www.spaceweather.com/>



http://www.tak2000.com/data/Satellite_TC.pdf

<http://www.inovacaotecnologica.com.br/noticias/noticia.php?artigo=0101700208>

23



ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS

1. FRANKE, L. L. C. ; SCHUCH, N. J. ; DURAO, O. S. C. ; COSTA, L. L. ; BOHRER, R. Z. G. ; BURGER, E. E. . Análise da interferência da variação de temperatura no comportamento de magnetômetros em cubesats estudos de controle térmico -SICINPE 2010. In: JAI/ SICINPE, 2010, Santa Maria. JAI - 2010/ANAIS, 2010.
2. COSTA, L. L. ; MICHELS., A. ; SCHUCH, N. J. ; DURAO, O. S. C. ; BURGER, E. E. ; FRANKE, L. L. C. . Projeto do subsistema de controle térmico para Cubesats. In: JAI - 2010/UFSM, 2010, Santa Maria. JAI - 2010/ANAIS, 2010.
3. BURGER, E. E. ; DURAO, O. S. C. ; SCHUCH, N. J. ; COSTA, L. L. ; BOHRER, R. Z. G. ; FRANKE, L. L. C. . Interface lançador/cubesat para o Projeto do NanoSatC-Br - SICINPE. In: JAI - 2010/UFSM, 2010, Santa Maria. JAI -2010/ANAIS, 2010.
4. BOHRER, R. Z. G. ; SCHUCH, N. J. ; PALEROSI., A. C. ; DURAO, O. S. C. ; COSTA, L. L. ; BURGER, E. E. ; FRANKE, L. L. C. ; ALVES., F. L. . Desenvolvimento do modelo de análise da plataforma mecânica do projeto NanoSatc-BR. In: CRICTE - 2010, 2010, Rio Grande / RS. Cricte/anais, 2010.
5. FRANKE, L. L. C. ; SCHUCH, N. J. ; DURAO, O. S. C. ; COSTA, L. L. ; BURGER, E. E. ; BOHRER, R. Z. G. ; STEKEL, T. R. C. . Analysis of possible failures in satellite CubeSats caused by space environment. In: COSPAR, 2010, Bremen. COSPAR/ANAIS, 2010.
6. FRANKE, L. L. C. ; SCHUCH, N. J. ; COSTA, L. L. ; BOHRER, R. Z. G. ; BURGER, E. E. . Análise Estatística da Interferência do ambiente espacial em CubeSats. In: III Simpósio Brasileiro De Geofísica Espacial e Aeronomia, 2010, Búzios. SBGEA/ANAIS, 2010.