



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 111401/2009-7

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 2010.



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 111401/2009-7

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: dução@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: 111401/2009-7

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-Orientador:

Dr. Otávio Santos Cupertino Durão

Tecnologista da Coordenação Planejamento Estratégico e Avaliação –

CPA/DIR/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



Tardelli R. C. Stekel

Acadêmico do Curso de Engenharia Elétrica – UFSM

Lucas A. Tambara

Acadêmico do Curso de Ciência da Computação – UFSM

William Guareschi

Acadêmico do Curso de Ciência da Computação – 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**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 Babulal 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	
<hr/>	
Linhas de pesquisa	Total: 4
<ul style="list-style-type: none">• AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA• Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR• MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO	



Relatório Final de Atividades – 2010.

- [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

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 novembro de 2009 à julho de 2010, 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, levando em conta lançamentos anteriores, o subsistema de controle térmico (com as ferramentas disponíveis para a sua realização) e o subsistema de carga útil (magnetômetro) para o satélite, dando importância a conceitos básicos do Clima Espacial e da Anomalia Magnética do Atlântico Sul - AMAS, além de apresentar uma equação de correção da medida do Campo Magnético medido por magnetômetro fluxgate que será utilizado como carga útil no Projeto e tópicos relacionados aos distúrbios que a variação de temperatura pode provocar na instrumentação a bordo do satélite.

SUMÁRIO

RESUMO	10
ÍNDICE DE FIGURAS	12
ÍNDICE DE TABELAS	13
CAPÍTULO 1	14
1.1 – INTRODUÇÃO	14
1.2 – OBJETIVO DO PROJETO	15
1.3 – METODOLOGIA.....	16
CAPÍTULO 2	17
2.1 – NANOSATC-BR.....	17
CAPÍTULO 3	19
3.1 – CUBESATS.....	19
3.2 – DIVERSAS MISSÕES CUBESATS	22
CAPÍTULO 4	26
4.1 – SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO	26
4.1.1 – IDENTIFICAÇÃO DE LIMITES DE TEMPERATURA E DISSIPACÃO INTERNA DOS EQUIPAMENTOS.....	27
4.2 – CONTROLE TÉRMICO PASSIVO	29
CAPÍTULO 5	38
5.1 – CLIMA ESPACIAL E AMBIENTE ESPACIAL	38
5.2 – O SOL	41
5.3 – CAMPO MAGNÉTICO TERRESTRE	43
CAPÍTULO 6	46
6.1 – MAGNETÔMETRO (CARGA ÚTIL)	46
6.2 – MAGNETÔMETRO DE SATURAÇÃO(FLUXGATE).....	46
6.3 – RUÍDO DO MANETÔMETRO FLUXGATE.....	49
6.3.1 – Ruído Provocado Por Um Campo Adicional.....	49
6.3.2 – RUÍDO PROVOCADO POR UMA VARIAÇÃO DE TEMPERATURA.....	52
6.3.2.1 Variação de Tensão.....	54
6.3.2.2 Variação da Tensão.....	56
CAPÍTULO 7.....	61
CONCLUSÕES	61
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	65

ÍNDICE DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
FIGURA 2.1: Modelo de um Cubesat com apenas quatro subsistemas.....	18
FIGURA 3.1: FOTO DE UM CUBESAT CAPTADA POR OUTRO CUBESAT.	19
Figura 3.2 : Dado estatístico do lançamento de 2003.....	22
Figura 3.3 : Dado estatístico do lançamento de 2005.....	23
Figura 3.4 : Dado estatístico do lançamento de 2006.....	23
Figura 3.5 : Dado estatístico do lançamento de 2007.....	24
Figura 3.6 : Dado estatístico do lançamento de 2008 e 2009.....	24
Figura 3.7 : Dado estatístico de todos os lançamentos de cubesats.....	25
FIGURA 4.1: ESTRUTURA DE UM MLI	30
FIGURA 4.2: RELAÇÃO DAS PROPRIEDADES DE ABSORVIDADE E EMISSIVIDADE DE ALGUNS REVESTIMENTOS.	32
FIGURA 4.3: PROPRIEDADES DE RADIAÇÃO	33
FIGURA 4.4: MONTAGEM DE UMA ARRUELA ISOLANTE.	36
FIGURA 4.5 MECANISMO DE FUNCIONAMENTO DE UM MICRO-TUBO DE CALOR.....	37
FIGURA 5.1 : PRINCIPAIS CARGAS TÉRMICAS SOBRE UM SATÉLITE EM ÓRBITA.....	39
FIGURA 5.2: DISTRIBUIÇÃO E DISSIPAÇÃO DA ENERGIA SOLAR INCIDENTE NA TERRA.....	40
FIGURA 5.3 : INTERAÇÃO TERRA-SOL.	43
FIGURA 5.4: CAMPO MAGNETICO DA TERRA.....	44
FIGURA 5.5: COMPONENTES DO CAMPO MAGNÉTICO TERRESTRE.....	45
FIGURA 6.1:INTERIOR DE UM MAGNETÔMETRO FLUXGATE	47
FIGURA 6.2: SENSOR DE UM MAGNETÔMETRO FLUXGATE.....	48
FIGURA 6.3: RELAÇÃO DA VARIAÇÃO DA TEMPERATURA COM A TENSÃO DO RUÍDO NO MAGNETÔMETRO FLUXGATE.....	55
FIGURA 6.4: RELAÇÃO DA VARIAÇÃO DA TEMPERATURA COM A POTÊNCIA DO RUÍDO NO MAGNETÔMETRO FLUXGATE.....	57



FIGURA 6.5: RELAÇÃO DA VARIAÇÃO DA TEMPERATURA COM A CORRENTE DO RUÍDO NO
MAGNETÔMETRO FLUXGATE.....59

ÍNDICE DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
TABELA 4.1: LIMITES DE TEMPERATURA DA CARGA UTIL.....	28
TABELA 4.2: LIMITES DE TEMPERATURA DE OPERAÇÃO DO MAG566.....	28
Tabela 4.3: Limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pelo Subsistema de Comunicação.....	29
TABELA 4.4: LIMITES DE TEMPERATURA DE OPERAÇÃO E POTÊNCIA DISSIPADA PELO COMPUTADOR DE BORDO.....	29
TABELA 4.5 : : LIMITES DE TEMPERATURA DE OPERAÇÃO E POTÊNCIA DISSIPADA PELO SUBSISTEMA DE POTÊNCIA.	30
TABELA 4.6 : PROPRIEDADES TERMO-FÍSICAS DOS COMPONENTS DE UM MLI.....	32
Tabela 5.1: potência dissipada por alguns componentes.....	40
Tabela 6.1: Balanço de potência dos subsistemas do satélite.....	51
Tabela 6.2: Corrente consumida pelos subsistemas.....	52

Capítulo 1

1.1 INTRODUÇÃO

O Relatório é composto por descrições das atividades de pesquisa na área espacial referentes a pequenos satélites, voltado especificamente para uma determinada classe de nanosatélites, os CubeSats, com identificação de conceitos, suas aplicações e benefícios, estrutura mecânica, fases de vida, funcionamento e projeto desses. O relatório tem ênfase a Carga Útil do Projeto e ao Projeto do Subsistema de Controle Térmico de um CubeSat, o NanosatC-BR, e engloba vários assuntos relacionados.

A divisão de capítulos mostra as etapas de evolução da Pesquisa que teve foco principal o Projeto NanosatC-BR e a familiarização com conceitos básicos de satélites do tipo CubeSats, juntamente com um estudo e pesquisa na literatura especializada de todos os CubeSats já lançados e de suas atuais condições. Posteriormente é exposto o Subsistema de Controle Térmico, apresentando um estudo sobre o comportamento térmico do magnetômetro que será usado como carga útil do Projeto. 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, conceito e determinação de testes além de metodologia e fases de Projeto.

Um dos assuntos relatados no Relatório é a 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.

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, escolhendo por esse critério, qual o magnetômetro mais viável para ser utilizado no Projeto, utilizando cálculos teóricos e expondo as diferentes ferramentas que são utilizadas para esse fim.

O Projeto de Pesquisa visa o desenvolvimento de técnicas e análises teóricas simplificadas do comportamento do magnetômetro que será usado no Projeto NanosatC-BR e posterior a análise teórica do Subsistema de Controle Térmico, utilizando uma equação de equilíbrio para estimar qual a temperatura média interna do satélite, no espaço, na qual o magnetômetro será exposto. Assim, fazer as simulações necessárias para manter em orbita o NanoSatC-BR com uma carga útil plenamente funcional, utilizando do controle térmico como ferramenta básica.

Outras 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 Geofísica e Clima Espacial para que o aluno possa entender o funcionamento e utilização de sistemas magnetômetros e de sua utilização no Projeto NanoSatC-BR e de componentes e materiais mais utilizados para o Subsistema de Controle Térmico de satélites, verificando a sua utilização na classe dos CubeSats já desenvolvidos e as novas tecnologias em desenvolvimento.

O contato com profissionais diretamente ligados na área de satélites foi essencial para o aluno obter conhecimentos básicos 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, o 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 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 lançamento 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. Os subsistemas de computador de bordo, que está sendo projetado com funções bastante simples de armazenamento e envio de dados, o subsistema de potência no qual estão definidos os painéis solares que poderão fornecer até 2 W por face, o subsistema de controle térmico passivo.

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.

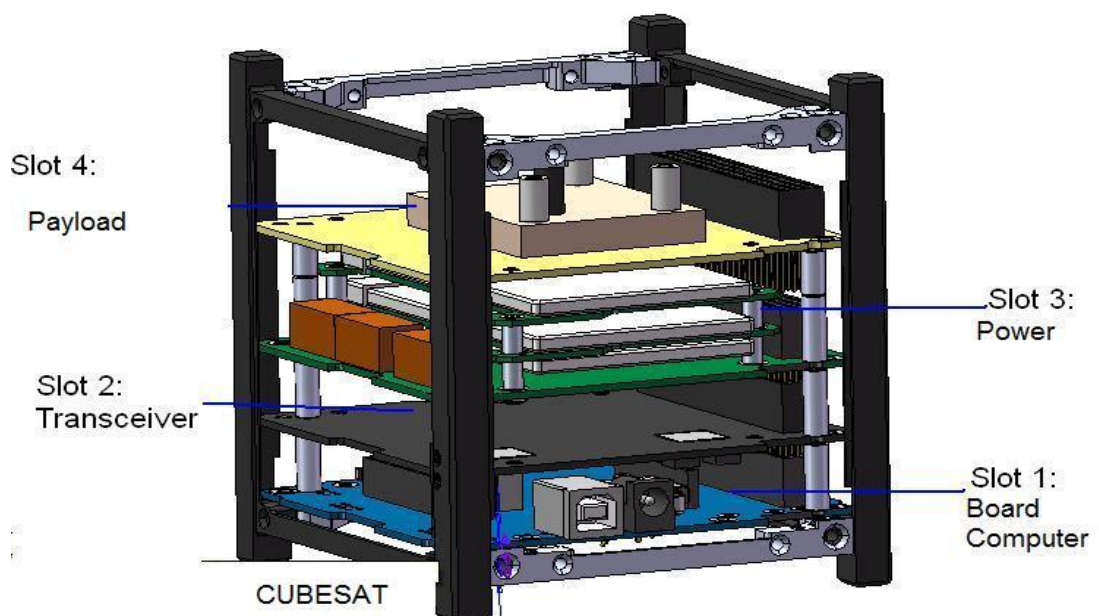


Figura 2.1: Modelo da estrutura de um Cubesat com apenas quatro subsistemas

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. Os satélites da classe dos Cubesats possuem um custo muito menor que os de maior porte o que contribuiu para que instituições com menor poder aquisitivo, universidades e até mesmo países em desenvolvimento possam planejar e desenvolver satélites desse tipo. Este tipo de satélite vem sendo desenvolvido por universidades de vários países criando excelente oportunidade para alunos universitários de várias áreas, das ciências as tecnologias.



Figura 3.1: Foto de um Cubesat captada por outro Cubesat ¹.

¹ Fonte: <http://www.space.com/>

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.

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.

² Fonte: DE SOUZA, Petrônio N., “Curso Introdutório em Tecnologia de Satélites – A Concepção do Sistema, a Arquitetura dos Satélites e Seus Subsistemas”, 2007

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.

Além desses subsistemas é levada em consideração a **CARGA ÚTIL (Payload)**, a qual possui o objetivo de obter dados requeridos, em caso de Cubesats. Como exemplos temos câmeras, magnetômetros, etc.

3.2 Diversas missões Cubesats

O projeto de satélites Cubesats foi desenvolvido por diversas instituições em todo o mundo. Para o Projeto de Pesquisa o aluno de I.C. & T. realizou uma ampla pesquisa estatística na bibliografia especializada para definir o atual estado de trinta e nove cubesats que foram lançados, contribuindo para o sucesso do Projeto NanosatC-BR.

- Lançamento de CubeSats em 2003 (status atual), Figura 3.2:

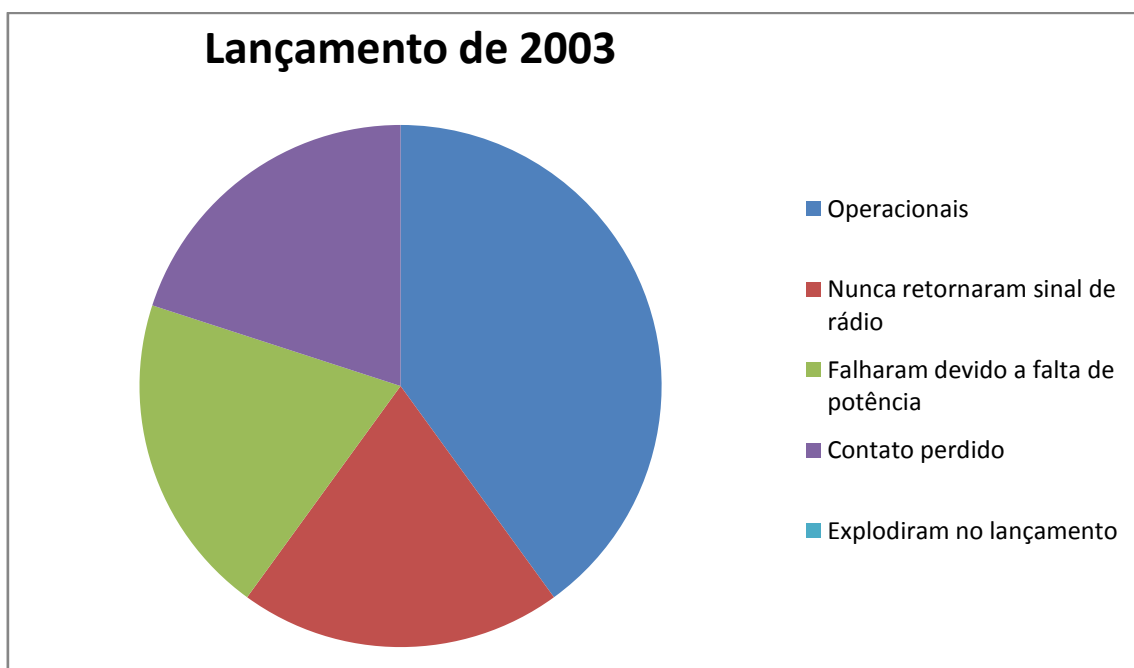


Figura 3.2 : Dados estatísticos do lançamento de CubeSats em 2003.

- Lançamento de CubeSats em 2005 (status atual), Figura 3.3:

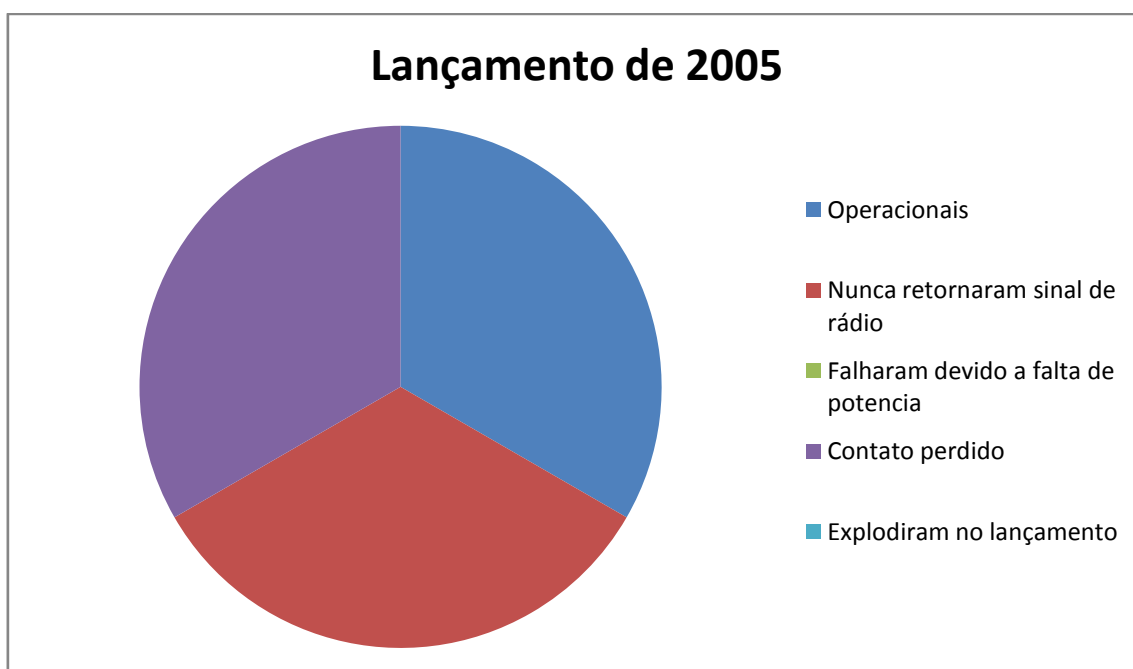


Figura 3.3 : Dados estatísticos do lançamento de CubeSats em 2005.

- Lançamento de CubeSats em 2006 (status atual), Figura 3.4:

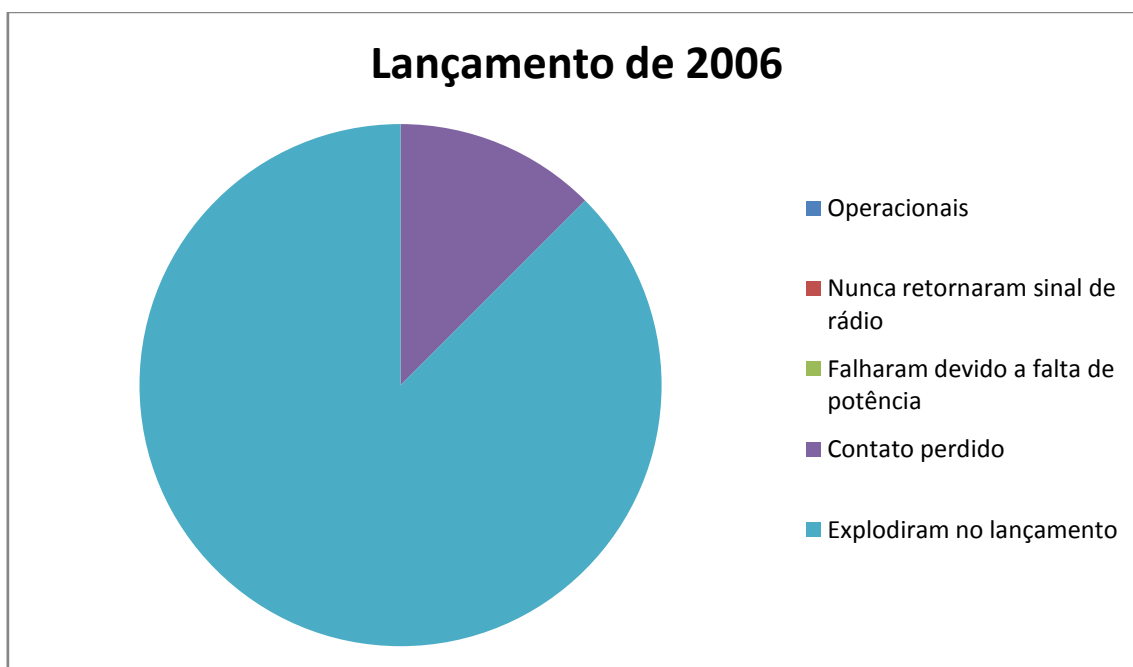


Figura 3.4: Dados estatísticos do lançamento de CubeSats em 2006.

-Lançamento de CubeSats em 2007 (status atual), Figura 3.5:

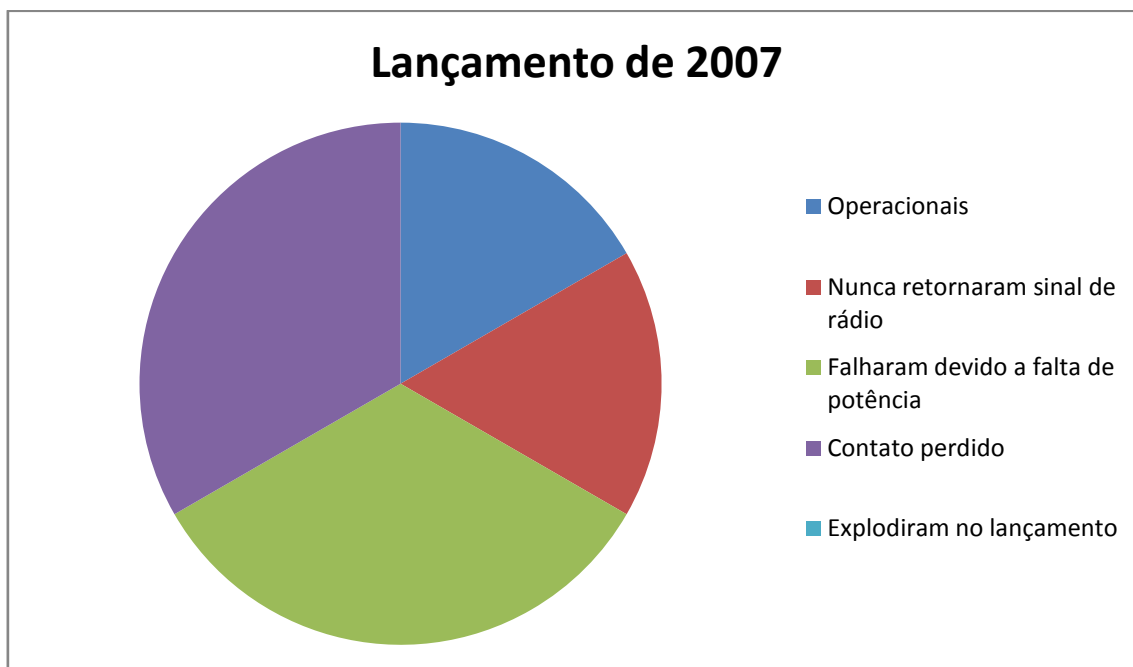


Figura 3.5 : Dados estatísticos do lançamento de CubeSats em 2007.

-Lançamento de Cube Sats em 2008 e em 2009 (status atual),
Figura 3.6:

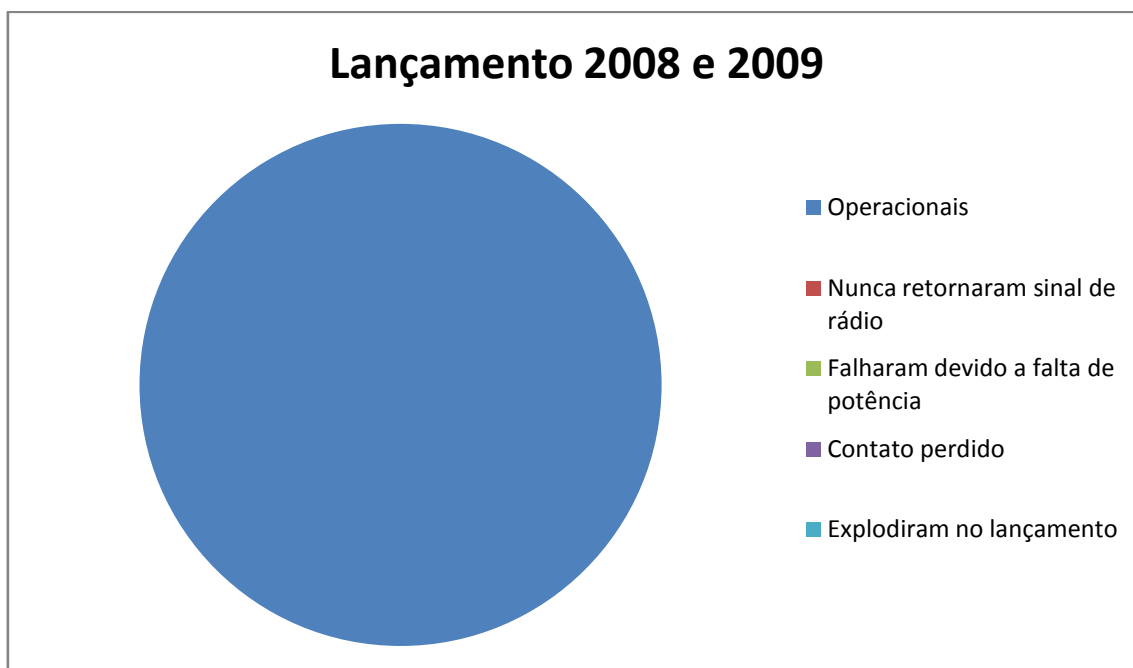


Figura 3.6 : Dados estatísticos do lançamento de CubeSats em 2008 e em 2009.

Foi elaborado um gráfico utilizando todos os Cubestats lançados, de 2003 a 2009, sem separação por ano de lançamento, Figura 3.7:

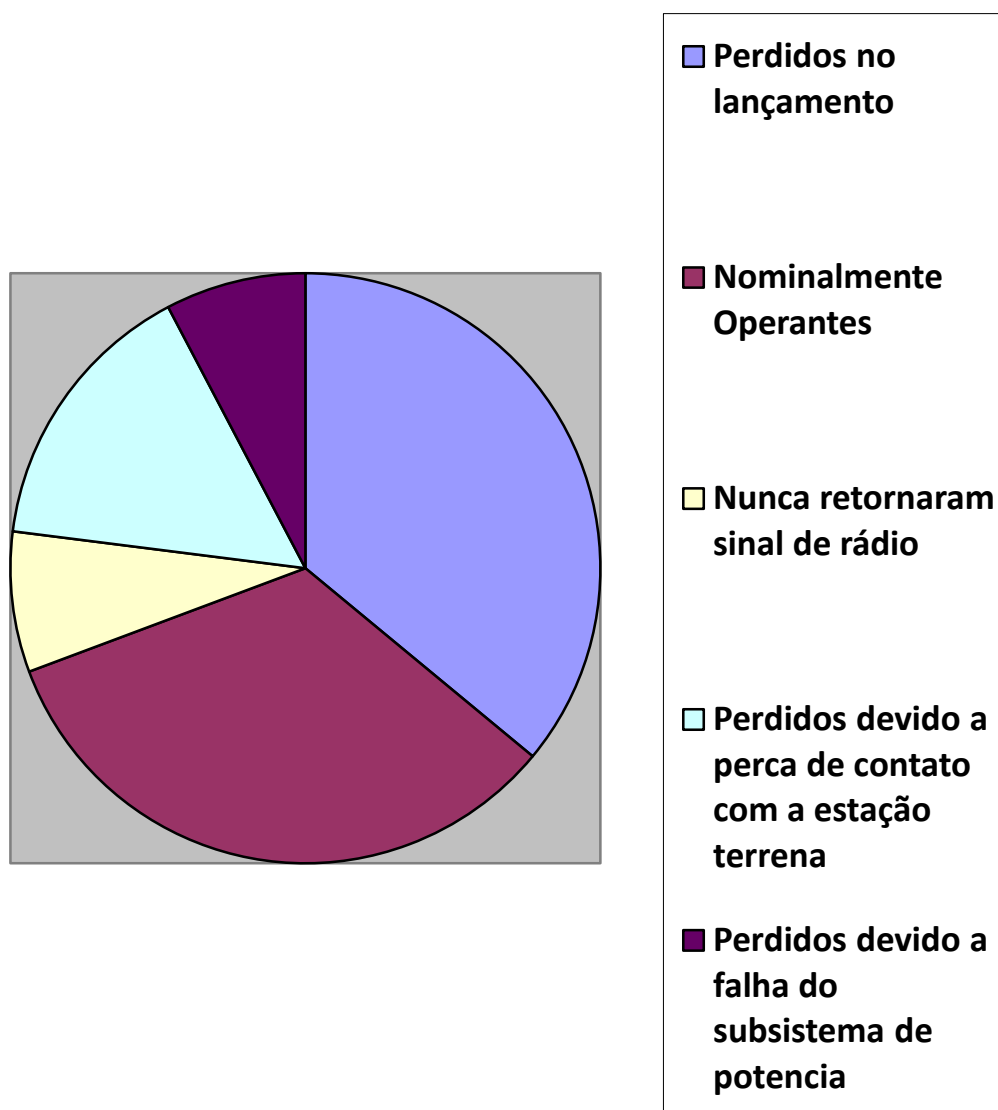


Figura 3.7 : Dados estatísticos de todos os lançamentos de cubesats de 2003 a 2009.

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 ambiente hostil provoca bruscas variações de temperatura o que pode causar a falha de outros aparelhos e até mesmo a perda da missão. Sua principal função é ajustar a temperatura interna do satélite para que fique nos padrões desejados ao bom funcionamento de todos os demais aparelhos. Há dois tipos 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.

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 termo-ópticas 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 devido à radiação provinda do espaço, por exemplo, mas ainda sim é o método mais confiável e barato de controle térmico.

4.1.1 Identificação de Limites de Temperatura e Dissipação Interna dos Equipamentos

Estrutura e Mecanismos

Temperatura de Operação: -40°C a +80°C.

Carga Útil

Os limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pela Carga Útil são apresentados nas Tabelas 4.1 e 4.2.

Tabela 4.1: Limites de Temperatura Da Carga Útil.

Componente	Faixa de Temperatura de Operação	Faixa de Temperatura de Sobrevivência	Potência Min./Máx. Dissipada
Magnetômetro			
1. Mag566 Low power three-axis magnetometer	-32°C / +50°C	-40°C / +70°C	20 mW

Tabela 4.2: Limites de Temperatura de Operação do Mag5663.

Environmental Protection	Resin encapsulation
Operating temperature	-32°C to +50°C tested in accordance with MIL-STD-202G
Storage temperature	-40°C to +70°C tested in accordance with MIL-STD-202G
Transit Drop Test (In suitable enclosure)	Completed in accordance with MIL-STD-810F method 516.5

Comunicação (TT&C)

Os limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pelo Subsistema de Comunicação são apresentados na Tabela 4.3.

Tabela 4.3: Limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pelo Subsistema de Comunicação.

³ Documentação Técnica de Especificação do Produto, Mag566 – Bartington Instruments.

Componente	Faixa de Temperatura de Operação	Faixa de Temperatura de Sobrevivência	Potência Min./Máx. Dissipada
Transceiver (Onboard Radio) & Modem (Interno)			
UHF downlink / VHF uplink transceiver	-20°C / +60°C	Não Encontrado Não Significativo	2.1W (transmitter on), 0.2W (receiver only)
Deployable Antenna			
ISIS deployable antenna	Não Encontrado Qualificação Espacial Aprovada		Electrical power, nominal/standby: 20 mW; Electrical power, during deployment: 2 W.

Computador de Bordo (C&DH)

Os limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pelo Computador de Bordo são apresentados na Tabela 4.4.

Tabela 4.4: Limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pelo Computador de Bordo.

Componente	Faixa de Temperatura de Operação	Faixa de Temperatura de Sobrevivência	Potência Min./Máx. Dissipada
FM430 Flight Module			
FM430 Flight Module - Single Board Computer (Mother Board)	-40°C / +85°C	Não Encontrado Não Significativo	2W - 20mW

Subsistema de Potência (EPS)

Os limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pelo Subsistema de Potência são apresentados na Tabela 4.5.

Tabela 4.5: Limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pelo Subsistema de Potência.

Componente	Faixa de Temperatura de Operação	Faixa de Temperatura de Sobrevivência	Potência Min./Máx. Dissipada
EPS - Electronic Power System			
Linear EPS Motherboard	-40°C / +85°C	Não Encontrado Não Significativo	Não Encontrado
Battery Daughter Board			
2. Lithium Polymer Battery Integrated battery heater with thermostat to maintain battery temperature above 0°C	Charge: 0°C / +45°C Discharge: -20°C/+60°C Capacity at -10°C, 0°C, 20°C and 40°C	-20°C / +20°C < 40% humidity	10Whr *Integrated battery heater with thermostat to maintain battery temperature above 0°C
PAINEIS SOLARES			
Painel Solar PCB_s	Sem Influência Significante		
Células Solares	Qualificação Espacial Aprovada		

4.2 Controle térmico Passivo

Nesta Seção são apresentados os dispositivos de controle térmico passivo que utilizados em satélites, especialmente em satélites de pequeno porte, bem como suas especificações:

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.

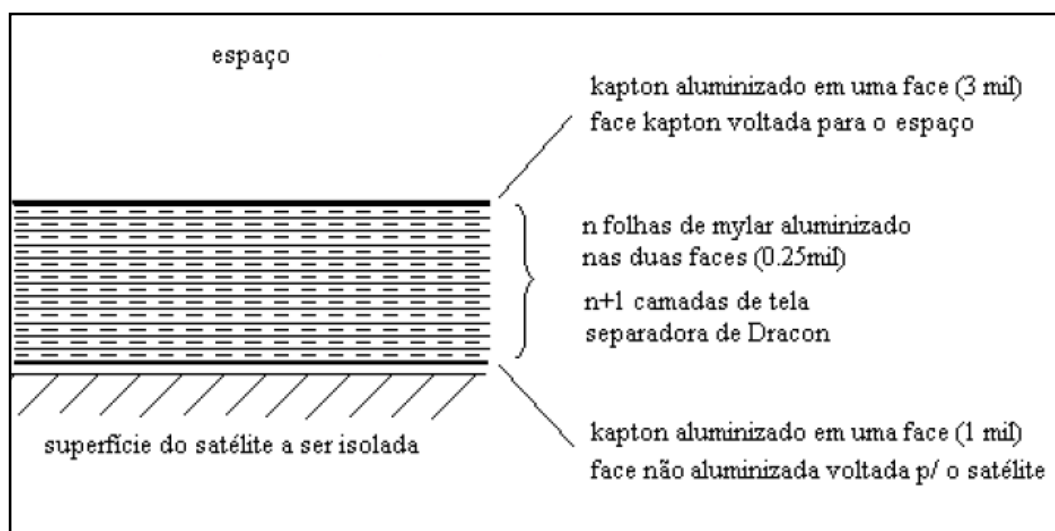


Figura 4.1: Estrutura de um MLI⁴.

⁴ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Revestimentos Térmicos”, 2003

As propriedades termo-físicas dos components de um MLI. são apresentadas na Tabela 4.6.

Tabela 4.6 : Propriedades termo-físicas dos components de um MLI.5

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

⁵ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

principalmente em superfícies altamente polidas), Maneira difusa (quando a radiação é refletida uniformemente em todas as direções, ocorre normalmente em superfícies rugosas). Na natureza não existe nada completamente difuso ou completamente especular.

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

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

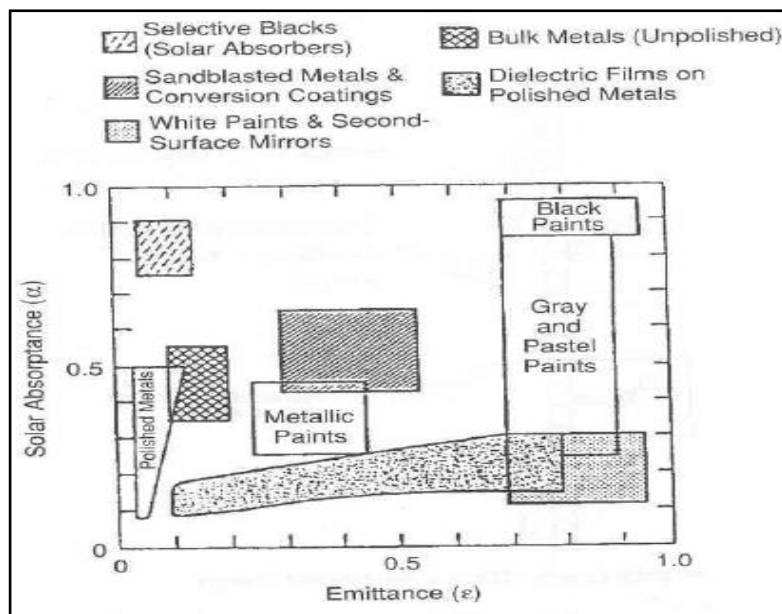


Figura 4.2.: Relação das propriedades de Absortividade e Emissividade de alguns revestimentos⁶

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

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 – absotividade do material

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

No.	Material	Measurement Temp. (K)	Surface Condition	Solar Absorp-tivity, α	Infrared Emis-sivity ϵ	Absorp-tivity/Emis-sivity Ratio	Equill-ibrium 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 radiação⁷.

⁷ Fonte: Larson, W. J. and Wertz, J. R., "Space mission analysis and design", 1992

Pode ser calculada a energia emitida por uma superfície através da 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.

Uma aproximação da temperatura absoluta de equilíbrio do satélite pode ser calculada com a equação 4.3. Para o NanosatC-Br foram utilizados padrões aproximados (utilizando *Alumínio T6 6061* como o material da estrutura) e atribuímos ao calor perdido um valor nulo, visto que o calor produzido pelos subsistemas não terá taxa significativa, lembrando sempre que é apenas uma estimativa da real temperatura absoluta de equilíbrio:

$$q_{fmi} A_{\perp} + S_c \alpha A_{view} + (S_c \alpha) a A_{Earth} K + q_{IR} \varepsilon A_{Earth} + Q_{waste} = \sigma \varepsilon A_{total} T^4 \quad (4.3)$$

A_{\perp} → área perpendicular to motion of satellite (projected area)

S_c → solar constant at orbital height

α → absorptivity value of satellite (coating)

A_{view} → area viewed by Sun (constant face)

a → albedo value

A_{Earth} → área perpendicular to Earth

$K \rightarrow$ collimated reflected light coefficient: $(0.664 + 0.51\rho - 0.203\rho^2)$ where $\rho = \sin^{-1}\left(\frac{R_E}{R_E + h_{orbit}}\right)$

$q_{IR} \rightarrow$ Earth emitted infrared flux

$\varepsilon \rightarrow$ satellite's emissivity (coating)

$Q_{waste} \rightarrow$ power emitted by satellite

$\sigma \rightarrow$ Stefan-Boltzmann's constant

$A_{total} \rightarrow$ satellite's total radiative area

$T \rightarrow$ satellite's equilibrium temperature

Utilizando todas as especificações necessárias relacionadas ao NANOSATC-BR se obtêm:

$$A_{\perp} = 1.10^{-2} \text{ m}^2$$

$$S_c = 1358 \pm 5 \text{ W/m}^2, \text{ logo foi utilizado } 1360,5 \text{ W/m}^2$$

$\alpha = 0,6262$ (foi feita uma média ponderada entre a absorvidade do Alumínio e da Célula Solar que preenchem o exterior da estrutura do satélite)

$$A_{view} = 1.10^{-2} \text{ m}^2$$

$$a = 30 \pm 5 \% \text{ do } S_c, \text{ logo foi utilizado } 32,5\% \text{ do } S_c$$

$$A_{Earth} = 1.10^{-2} \text{ m}^2$$

$$\text{Onde, } \rho = \text{Arc Sen}\left(\frac{149597870,61}{149598520,61}\right) = 1,56 \text{ radianos, logo } K = 0,96558$$

$$q_{IR} = 237 \pm 21 \text{ W/m}^2, \text{ logo foi utilizado } 247,5 \text{ W/m}^2$$

$\varepsilon = 0,4908$ (foi feita uma média ponderada entre a emissividade do Alumínio e da Célula Solar que preenchem o exterior da estrutura do satélite)

$Q_{waste} = \text{Zero}$ (admitindo que seja insignificante a perda de calor pelo interior do satélite)

$$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2$$

$$A_{total} = 6 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$$

Logo, temos que:

$T =$ Fazendo todas as manipulações algébricas chegamos a temperatura de equilíbrio de 314K (Kelvin) ou 41°C (Graus Celsius).

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..

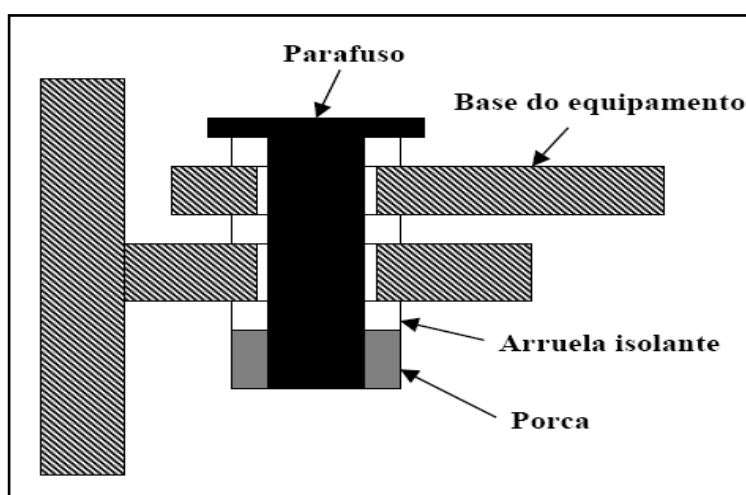


Figura 4.4: Montagem de uma arruela isolante⁸.

⁸ Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Uma Introdução ao Controle Térmico de Satélites”, 2003

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.

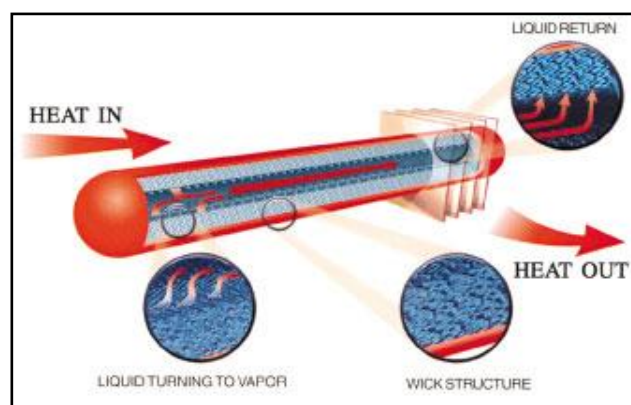


Figura 4.5 Mecanismo de funcionamento de um micro-tubo de calor⁹.

⁹ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, “Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³”

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.

CAPÍTULO 5

5.1 Clima Espacial e Ambiente Espacial

Quando o satélite atinge sua órbita final e seus componentes eletrônicos estão em funcionamento, o satélite encontra-se em seu estado de maior carregamento térmico, onde o controle térmico deve agir conforme o especificado no seu projeto de controle térmico.

Todo carregamento térmico do satélite é dependente, principalmente, da de sua órbita e atitude, os quais são os primeiros requisitos para o início de um projeto térmico, Figura 5.1. As cargas térmicas sobre um satélite são basicamente:

- Energia dissipada por componentes internos, influência direta do Sol;
- Parte da energia do Sol refletida pela superfície terrestre (Albedo);
- Radiação da Terra dissipada para o espaço;
- Atrito com partículas;

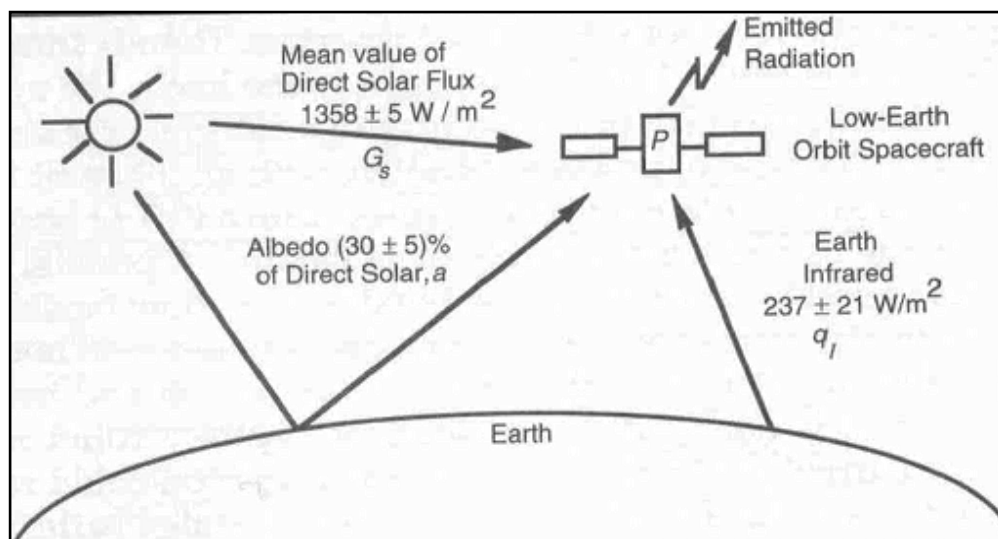


Figura 5.1 : Principais cargas térmicas sobre um satélite em órbita¹⁰.

Os subsistemas, por menor que sejam, liberam certa quantidade de energia, Tabela 5.1, o que deve ser considerado para obter um equilíbrio térmico satisfatório.

Tabela 5.1: Potência dissipada por alguns subsistemas componentes de um satélite¹¹.

PICOSAT Subsystem	Máxima Potência dissipada
Power	900 mW
Payload	1.1 W
AD&CS	
GPS	200 mW
Magnetometer	.3 W
Sun-sensor	>1 W
Communications	0.15 mW
Data Handling	900 mW

¹⁰ Fonte: Larson, W. J. and Wertz, J. R., "Space mission analysis and design", 1992

¹¹ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

Outra quantidade de energia incidente no satélite que deve ser considerada é o Albedo (reflexão dos raios solar), que possui na média de 30% da constante solar, podendo variar de acordo com a inclinação do satélite.

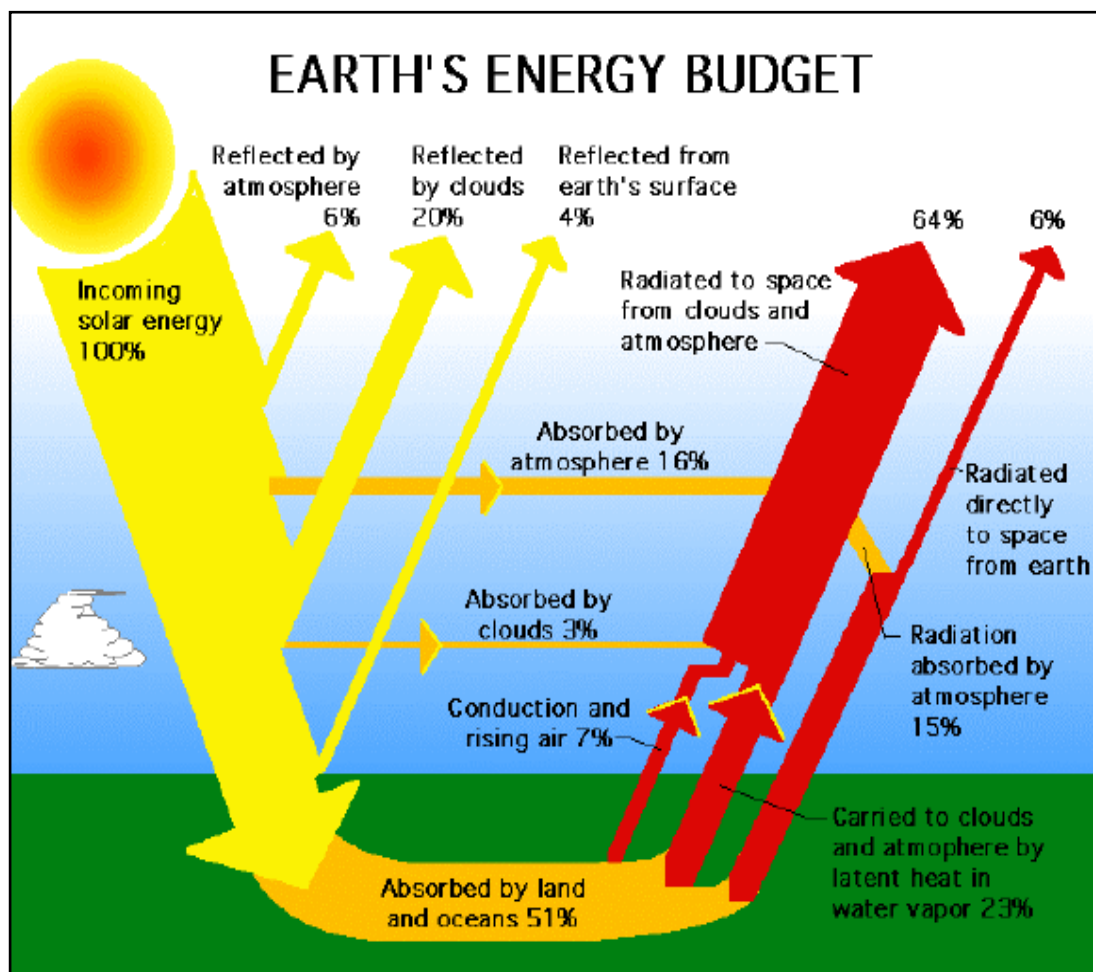


Figura 5.2: Distribuição e dissipação da energia solar incidente na Terra¹².

¹² Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003

5.2 O Sol

Uma das maiores cargas de energias que são emitidas para o satélite é a influência direta do Sol (constante solar de aproximadamente 1360 W/m^2). Para entender 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 para compreender melhor esses fatores:

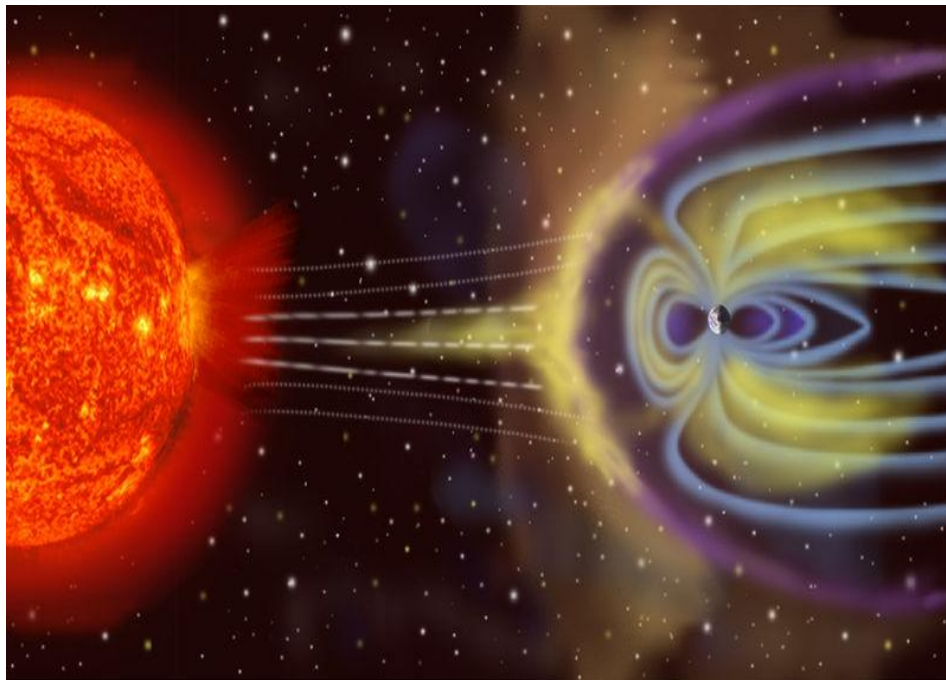
O Sol é uma estrela anã em forma de plasma (quarto estado da matéria) com expectativa de vida de cinco bilhões de anos que é regido por fusão de isótopos de hidrogênio formando núcleos de hélio no seu interior, liberando, assim, uma alta quantidade de energia. Estima-se que a temperatura no interior do Sol é de aproximadamente $15.000.000\text{k}$ (maior que a temperatura de ligação dos átomos).

O Sol libera um plasma eletricamente neutro e magnetizado constituído de 47,3% de elétrons, 50,9% de prótons e 2% de He^{2+} 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 pela radiação emitida pelas explosões solares e/ou flares solares.

Quando atinge a Magnetosfera Terrestre tanto o Vento Solar como 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 encontra 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, isso provoca um arraste nas partículas do campo magnético na parte do equador formando assim a mancha solar que possui um campo magnético diferente do resto do plasma solar. As manchas solares são mais escuras devido a diferença de temperatura com o resto do plasma, o resfriamento ocorre porque o campo dipolo magnético da mancha solar com outra mancha 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 as chamadas de explosões solares ou *flares* (repentinos brilhos em um 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 enorme Campo Magnético, Figura 5.4, o qual a protege contra a radiação vinda de outros corpos celestes, como raios cósmicos e as Ejeções de Massa Coronal (MCE). 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. O Campo Geomagnético, ao contrário do que a maioria pensa, não foi constituído devido a forte presença de metais no centro terrestre, já que os metais no interior da Terra estão a uma alta temperatura e pela lei de Curie

um corpo acima de 1000°C perde suas propriedades magnéticas. A explicação para 99% do surgimento do campo geomagnético é de que ocorre um processo de indução eletromagnética devido há fortes correntes elétricas que fluem na parte líquida dos metais do núcleo terrestre e de sua rotação. O restante é causado pela distribuição de íons na Ionosfera. Os sistemas de correntes no núcleo não parece ser homogêneo e estável. 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.

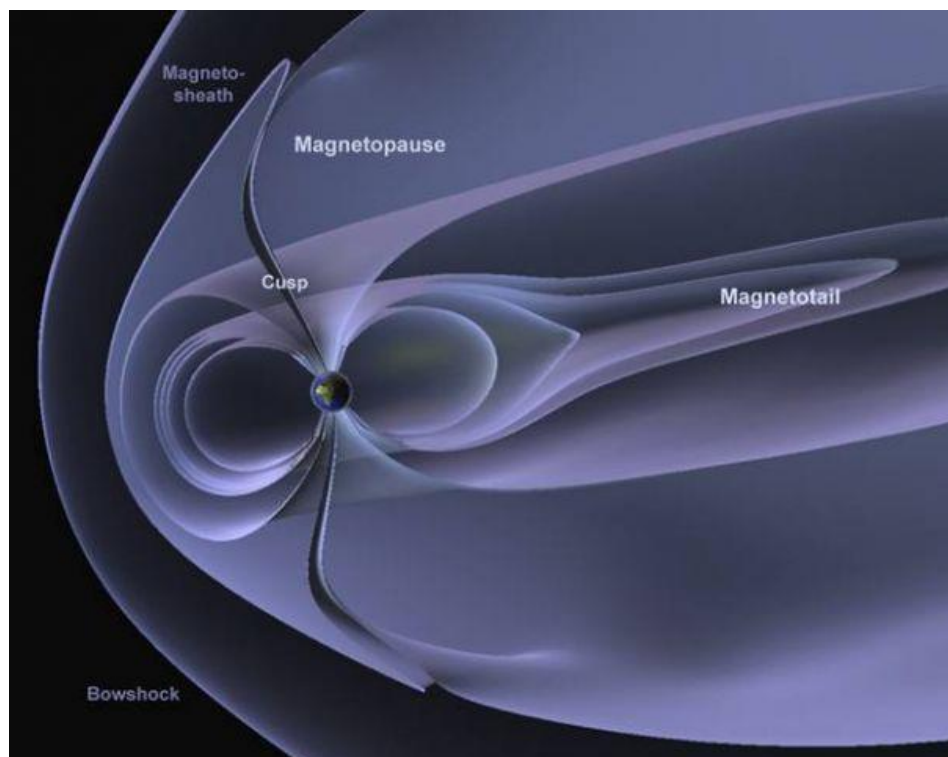


Figura 5.4: campo magnetico da Terra¹³

Fonte: <http://roma2.rm.ingv.it/userfiles/image/tematiche/Scintillazionilonosferiche/Figure%202.jpg>¹³

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

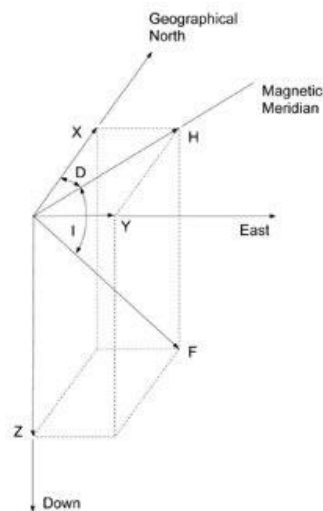


Figura 5.5: Componentes do campo magnético terrestre¹⁴

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:

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

$$X = h \cdot \cos(D)$$

$$Y = h \cdot \sin(D)$$

$$Z = f \cdot \sin(I)$$

$$H = f \cdot \cos(I)$$

$$H^2 = X^2 + Y^2$$

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*, Figura 6.1, na obtenção e medida do Campo Magnético Terrestre.

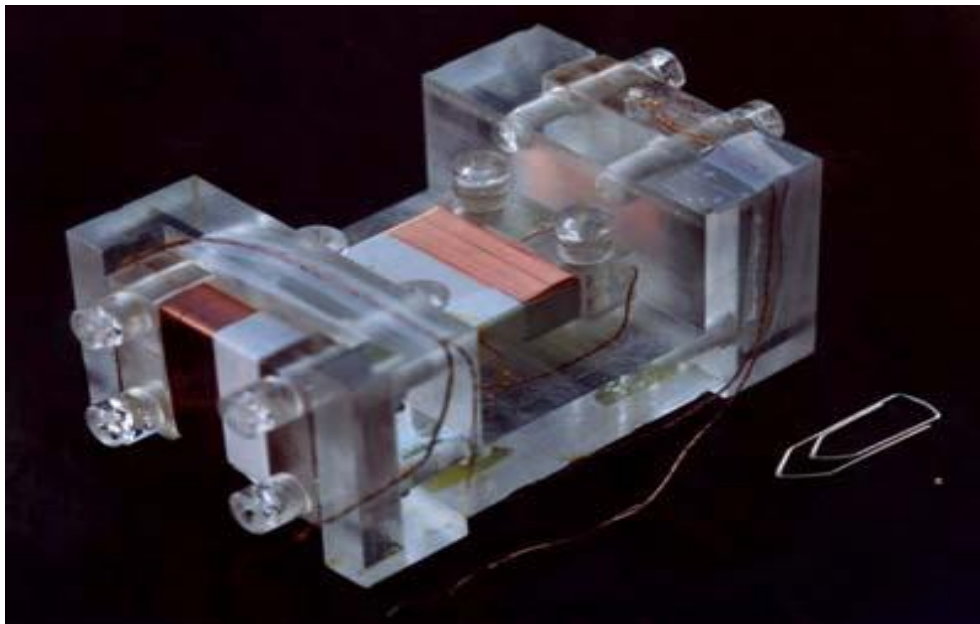


Figura 6.1: Interior de um magnetômetro *fluxgate*¹⁵

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.

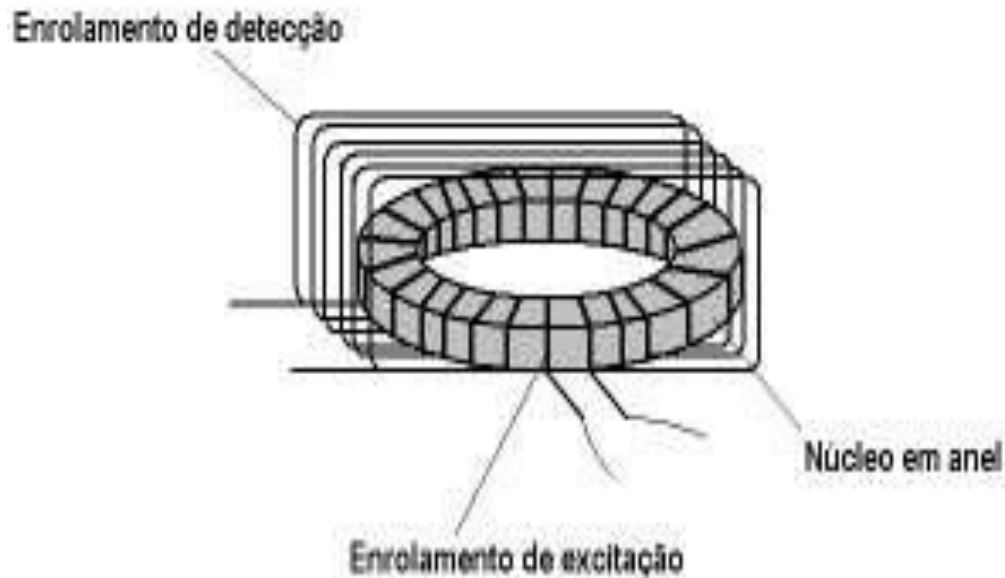


Figura 6.2: Sensor de um magnetômetro fluxgate¹⁶

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).

Fonte:<http://200.169.53.89/download/CD%20congressos/2006/CRICTE%202006/trabalhos/817290-ege-01-09-85407.pdf>¹⁶

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 formulas 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 Programa, hoje, Eng. Rafael Lopes Costas 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):

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

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

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

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

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

6.3.2 Ruído Provocado pela Variação de Temperatura (Ruído Térmico).

O ruído Johnson-Nyquist (ruído térmico) é provocado pela dilatação dos componentes internos do magnetômetro, bem como pela variação na resistência elétrica, que é a capacidade de um corpo qualquer se opor à passagem de corrente elétrica, ambos provocados pela variação de temperatura, sendo, portanto, um importante ruído que deve ser considerado, visto que em orbita as bruscas variações de temperatura são fenômenos comuns.

A variância na tensão é dada pela equação 6.3, sendo k_B a constante de Boltzmann em joules por kelvin, T a temperatura absoluta da resistência em kelvins, e R é o valor da resistência em ohms.

$$\bar{v}_n^2 = 4k_B T R \quad (6.3)$$

Dada uma certa largura de banda a raiz do valor quadrático médio da tensão, v_n , onde Δf é a largura de banda em hertz sobre a qual o ruído é medido, é exposta pela equação 6.4:

$$v_n = \bar{v}_n \sqrt{\Delta f} = \sqrt{4k_B T R \Delta f} \quad (6.4)$$

O ruído gerado pela resistência é transferido ao sistema do magnetometro. A máxima transferência de potência acontece quando o equivalente de Thévenin do restante circuito for igual a resistência geradora de ruído. Neste caso a potência de ruído transferida para o circuito é dada pela equação 6.5, onde P é o ruído térmico em Watts:

$$P = k_B T \Delta f \quad (6.5)$$

A fonte de ruído pode ser modelada por uma fonte de corrente em paralelo com a resistência, se calcularmos o equivalente de Norton, como mostrado na equação 6.6:

$$i_n = \sqrt{\frac{4k_B T \Delta f}{R}} \quad (6.6)$$

Para produzir os cálculos demonstrados, com precisão, é necessário medir a resistência do magnetômetro, o que não é possível, pois no CRS não há “sala limpa”, necessária para os teste com segurança do magnetômetro *fluxgate*. Foi feita uma estimativa, utilizando as especificação do magnetômetro Bartington MAG566, adquirido para teste com o NanoSatc-BR, devido ao seu pequeno tamanho e suas especificações que são aceitáveis, em se tratando do ambiente hostil no qual será exposto. Três parâmetros de temperatura foram utilizados, sendo dois deles os extremos aceitáveis ao funcionamento do magnetometro fluxgate Bartington e um com a temperatura media de funcionamento (241,15K; 282,15K;

323,15K), para esta estimativa e uma resistência de 27K Ω , a qual é a resistência de segurança exposta.

6.3.2.1 Variação De Tensão

Foram efetuados cálculos para a variação da tensão utilizando os parâmetros mencionados acima, Figura 6.3.

a) Para temperatura de 241,15K, dada constante de Boltzmann $1,38.10^{-23}$, J/K

$$\bar{v}_n^2 = 4k_B TR$$

$$V_n^2 = 4.(1,38.10^{-23}).(241,15K).(27.10^3\Omega)$$

$$V_n = 1,89.10^8 \text{ V}$$

b) Para temperatura de 282,15K, dada constante de Boltzmann $1,38.10^{-23}$, J/K

$$\bar{v}_n^2 = 4k_B TR$$

$$V_n^2 = 4.(1,38.10^{-23}).(282,15K).(27.10^3\Omega)$$

$$V_n = 2,05.10^8 \text{ V}$$

c) Para temperatura de 323,15K, dada constante de Boltzmann $1,38.10^{-23}$, J/K

$$\bar{v}_n^2 = 4k_B TR$$

$$V_n^2 = 4.(1,38.10^{-23}).(323,15K).(27.10^3\Omega)$$

$$V_n = 2,19.10^8 \text{ V}$$

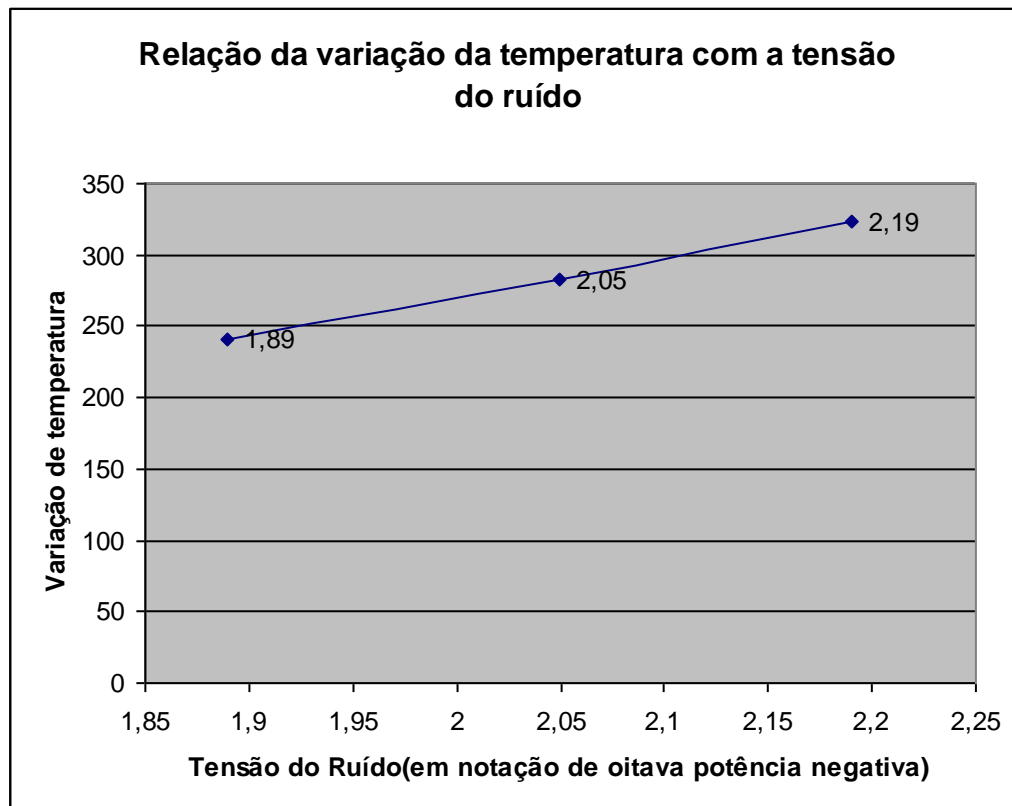


Figura 6.3: Relação da variação da temperatura com a tensão do ruído no magnetômetro fluxgate

Para calcular as variações de potência e corrente, é necessário primeiro calcular a largura da banda, dada em hertz.

a) Para $V_n = 1,89 \cdot 10^{-8}$ V, temos:

$$v_n = \bar{v}_n \sqrt{\Delta f} = \sqrt{4k_B T R \Delta f}$$

$$(1,89 \cdot 10^{-8} \text{ V})^2 = 4 \cdot (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot (241,15 \text{ K}) \cdot (27 \cdot 10^3 \Omega) \cdot \Delta_f$$

$$\Delta_f = 0,99387 \text{ hz}$$

b) Para $V_n = 2,05 \cdot 10^{-8} \text{ V}$, temos:

$$v_n = \bar{v}_n \sqrt{\Delta f} = \sqrt{4k_B T R \Delta f}$$

$$(2,05 \cdot 10^{-8} \text{ V})^2 = 4 \cdot (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot (282,15\text{K}) \cdot (27 \cdot 10^3 \Omega) \cdot \Delta_f$$

$$\Delta_f = 0,99936 \text{ hz}$$

c) Para $V_n = 2,19 \cdot 10^{-8} \text{ V}$, temos:

$$v_n = \bar{v}_n \sqrt{\Delta f} = \sqrt{4k_B T R \Delta f}$$

$$(2,19 \cdot 10^{-8} \text{ V})^2 = 4 \cdot (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot (313,15\text{K}) \cdot (27 \cdot 10^3 \Omega) \cdot \Delta_f$$

$$\Delta_f = 1,02762 \text{ hz}$$

6.3.2.2 Potência do Ruído em Watts

Foram efetuados cálculos para a variação da potência utilizando os parâmetros mencionados acima, Figura 6.4.

a) $T = 241,15\text{K}$

$$K_b = 1,38 \cdot 10^{-23}$$

$$\Delta_f = 0,99387$$

$$P = k_B T \Delta f$$

$$P = (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot (241,15\text{K}) \cdot (0,99387\text{hz})$$

$$P = 3,30 \cdot 10^{-21} \text{ W}$$

b) $T = 282,15K$

$$K_b = 1,38 \cdot 10^{-23}$$

$$\Delta_f = 0,99936$$

$$P = k_B T \Delta f$$

$$P = (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot (282,15K) \cdot (0,99936\text{hz})$$

$$P = 3,89 \cdot 10^{-21} \text{ W}$$

c) $T = 323,15K$

$$K_b = 1,38 \cdot 10^{-23}$$

$$\Delta_f = 1,02762$$

$$P = k_B T \Delta f$$

$$P = (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot (323,15K) \cdot (1,02762\text{hz})$$

$$P = 4,58 \cdot 10^{-21} \text{ W}$$

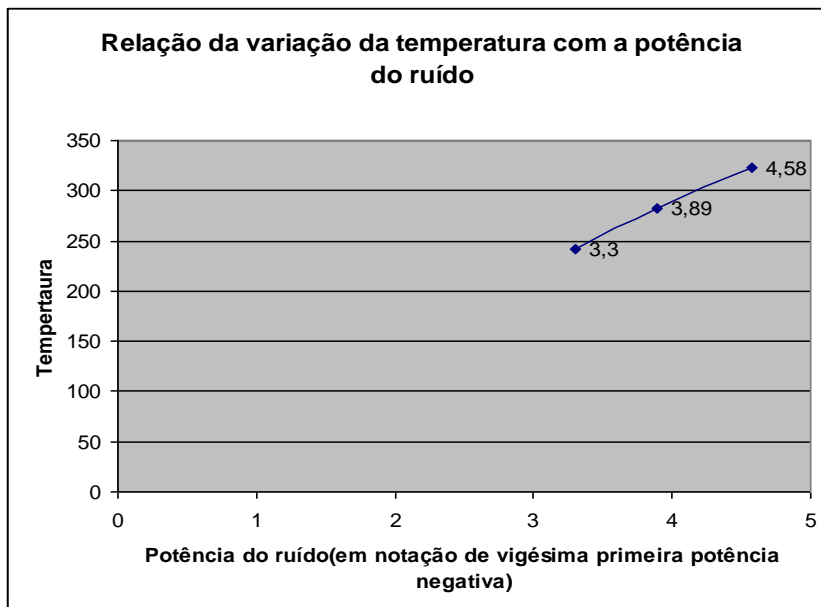


Figura 6.4:

Relação da variação da temperatura com a potência do ruído no magnetômetro fluxgate

6.3.2.3 Corrente do Ruído em Ámpere

Foram efetuados cálculos para a variação da corrente utilizando os parâmetros mencionados acima, Figura 6.5.

a) $T = 241,15K$

$$K_b = 1,38 \cdot 10^{-23}$$

$$\Delta_f = 0,99387$$

$$i_n = \sqrt{\frac{4k_B T \Delta f}{R}}$$

$$i = (4 \cdot (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot 241,15 \cdot (0,99387) / 27 \cdot 10^3)^{1/2}$$

$$i = 6,99 \cdot 10^{-13} \text{ A}$$

b) $T = 282,15K$

$$K_b = 1,38 \cdot 10^{-23}$$

$$\Delta_f = 0,99936$$

$$i_n = \sqrt{\frac{4k_B T \Delta f}{R}}$$

$$i = (4 \cdot (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot 282,15 \cdot (0,99936) / 27 \cdot 10^3)^{1/2}$$

$$i = 7,59 \cdot 10^{-13} \text{ A}$$

c) $T = 323,15K$

$$K_b = 1,38 \cdot 10^{-23}$$

$$\Delta_f = 1,02762$$

$$i_n = \sqrt{\frac{4k_B T \Delta f}{R}}$$

$$i = (4 \cdot (1,38 \cdot 10^{-23}) \cdot 323,15 \cdot (1,02762) / 27 \cdot 10^3)^{1/2}$$

$$i = 8,2395 \cdot 10^{-13} \text{ A}$$

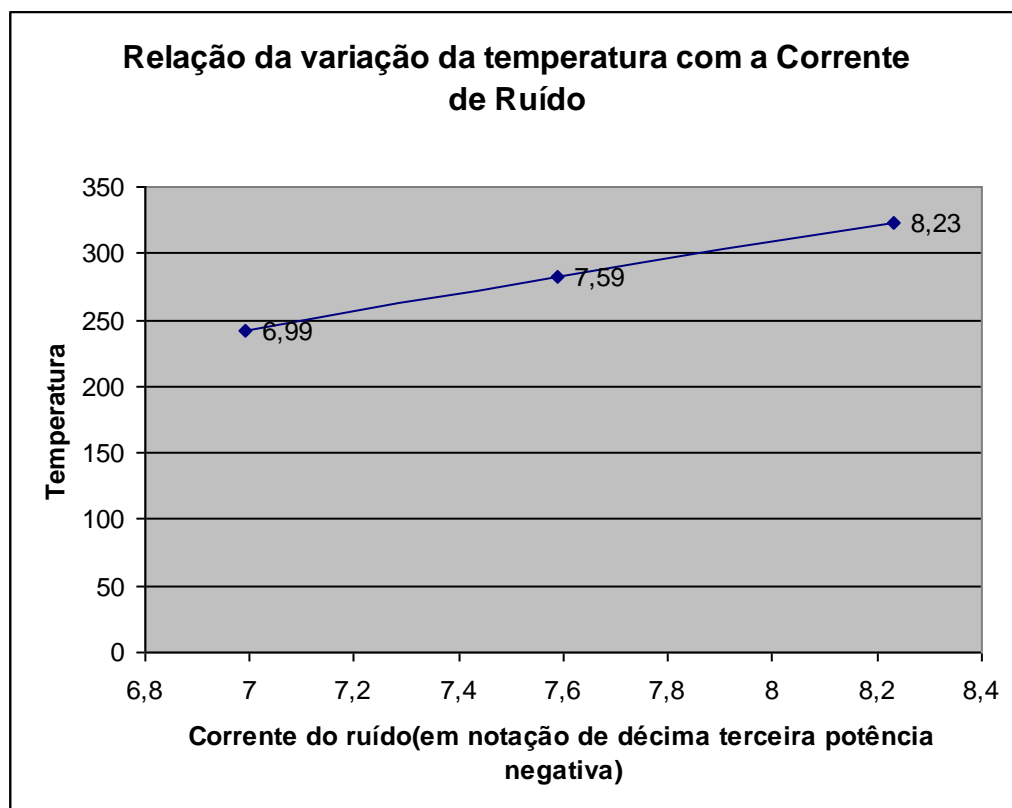


Figura 6.5: Relação da variação da temperatura com a corrente do ruído no magnetômetro fluxgate

Nas especificações do magnetômetro MAG556 Bartington Instruments LTD, é determinado que a cada grau Celsius diferente de zero a captação de seus dados provoca uma margem de erro de 0,2 nano tesla, ou seja, varia $\pm 0,2 \text{ nT}/^\circ\text{C} \neq 0$.

Foi desenvolvida uma fórmula, equação 6.7, para correção das medidas do campo magnético medido (utilizando o magnetômetro Bartington MAG566), levando em consideração o ruído provocado pelo campo adicional externo e a variação de temperatura que ocorre no interior do nano satélite.

$$B_t = [B_c - (C_{te}) \pm (0,2 \cdot \mu)] \quad (6.7)$$

Onde:

B_t = Módulo de campo magnético real.

B_c = Módulo do campo magnético total captado pelo magnetometro.

C_{te} = Constante do B(campo magnético adicional) provocado pelos subsistemas.

μ = Módulo da temperatura, em graus Celsius, diferente de zero.

CAPÍTULO 7

CONCLUSÕES

Durante os oito 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.

A análise de dados feita ao longo do Projeto estava relacionada principalmente ao comportamento térmico de magnetômetros de fluxo saturado (da classe dos *fluxgate*), classe a qual será anexada ao Projeto NANOSATC-BR como carga útil, além da análise e descrição do subsistema de controle térmico e um cálculo de aproximação utilizando uma equação de equilíbrio para encontrar a temperatura aproximada no interior do satélite NANOSATC-BR.

O resultado da estimativa da temperatura de equilíbrio no interior do NANOSATC-BR foi de 314 Kelvin(K), o que equivale a 41 Graus Célsius (°C). O resultado mantém todos os subsistemas dentro de suas faixas de funcionamento em função da temperatura, funcionando em perfeitas condições, somente com a utilização do controle térmico passivo simples, ou seja, a utilização de materiais

adequados ao ‘isolamento’ térmico, como a estrutura de Alumínio T6 6061.

Para a análise do magnetômetro, foram obtidos resultados relacionados ao ruído provocado pelo campo magnético gerado pelos demais subsistemas do Projeto NANOSATC-BR, que está na faixa de $0,152667 nT$. Fato que provoca uma pequena alteração na medição do campo geomagnético, no entanto, essa variação é pequena demais, comparando-se ao módulo do campo magnético terrestre que chega a $60000 nT$.

Além do campo magnético adicional provocado pelos subsistemas do NanoSatC-Br, 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. Foram feitos cálculos de estimativa, utilizando as temperaturas extremas de funcionamento para os subsistemas do NanoSatC-Br: $241,15K$; $282,15K$; $323,15K$. Foi utilizado para certos cálculos de ruído térmico o magnetômetro Bartington MAG566, o qual tem maior chance de ser utilizado no Projeto NANOSATC-BR devido ao seu tamanho e faixas de especificação. Consequentemente foi usada a resistência de $27K\Omega$, que consta nas especificações do MAG566, como resistência de segurança, visto que se trata da única referência de resistência do MAG566 que se dispunha para as estimativas. Para a tensão foi encontrada uma variação de $1,89 \cdot 10^{-8} V$ à $2,19 \cdot 10^{-8} V$. Para a potência foi

encontrada uma variação de $3,30.10^{-21} W$ à $4,58.10^{-21} W$. Para a corrente foi encontrada variação de $6,99.10^{-13} A$ à $8,2395.10^{-13} A$.

Foram utilizadas as especificações do magnetômetro Bartington MAG566, o qual mostra que o ruído térmico varia de 0,2 nT a cada grau Celsius, diferente de zero. Foi feita uma fórmula geral para corrigir as discrepâncias gerias na medição do campo magnético, conseguindo dessa forma uma medida extremamente correta e eficaz.

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=0101>

70020823