



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

**PROPOSTA E ANÁLISE DE SOLUÇÃO PARA O SUBSISTEMA
DE CONTROLE TÉRMICO DO PROJETO NANOSATC-BR**

**RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
PIBIC/INPE - CNPq/MCT**

PROCESSO Nº: 102807/2009-4

Luis Fernando Nicolini – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas
LAMEC/CRS/INPE - MCT
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
CRS/INPE - MCT
E-mail: lfnicolini@lacesm.ufsm.br

Dr. Petrônio Noronha de Souza – Orientador
Laboratório de Integração e Testes
LIT/INPE – MCT
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE - MCT
E-mail: petronio@iss.inpe.br

Santa Maria, junho de 2009



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

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

PROJETO

PROPOSTA E ANÁLISE DE SOLUÇÃO PARA O SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO DO PROJETO NANOSATC-BR

PROCESSO N°: 102807/2009-4

Relatório elaborado por:

Luis Fernando Nicolini – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas
LAMEC/CRS/INPE - MCT
E-mail: lfnicolini@lacesm.ufsm.br

Dr. Petrônio Noronha de Souza – Orientador
Laboratório de Integração e Testes
LIT/INPE – MCT
E-mail: petronio@iss.inpe.br

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



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Projeto:

**PROPOSTA E ANÁLISE DE SOLUÇÃO PARA O SUBSISTEMA
DE CONTROLE TÉRMICO DO PROJETO NANOSATC-BR**

Processo CNPq: Nº 102807/2009-4.

Bolsista:

Luis Fernando Nicolini.

Acadêmico de Engenharia Mecânica - Centro de Tecnologia
Universidade Federal de Santa Maria – UFSM.

Orientador:

Dr. Petrônio Noronha de Souza.

Laboratório de Integração e Testes – LIT.

Co-Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch.

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CIE/INPE – MCT.

Colaboradores/ Acadêmicos:

Lucas L. Costa – Curso de Engenharia Mecânica – UFSM.

Rubens Zolar Gehlen Bohrer – Curso de Engenharia Mecânica

Lucas Antunes Tambara – Curso de Ciência da Computação

Eduardo Escobar Bürger – Curso de Engenharia Mecânica

Local de Trabalho/Execução do Projeto:

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

Projeto executado no âmbito da Parceria INPE/MCT – 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: 11/06/2009 11:14

Líder(es) do grupo: Nelson Jorge Schuch - nelson.schuch@pq.cnpq.br

Natanael Rodrigues Gomes - natanael.gomes@lacesm.ufsm.br

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

E-mail: njschuch@lacesm.ufsm.br

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.



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

Recursos humanos	
Pesquisadores	Total: 41
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	Marcos Vinicius Dias Silveira
Carlos Roberto Braga	Nalin Babulal Trivedi
Clezio Marcos De Nardin	Natanael Rodrigues Gomes
Cristiano Max Wrasse	Nelson Jorge Schuch
Delano Gobbi	Nivaor Rodolfo Rigozo
Eurico Rodrigues de Paula	Odin Mendes Junior
Ezequiel Echer	Osmar Pinto Junior
Fabiano Luis de Sousa	Otavio Santos Cupertino Durão
Fábio Augusto Vargas dos Santos	Pawel Rozenfeld
Fernanda de São Sabbas Tavares	Petrônio Noronha de Souza
Fernando Luís Guarnieri	Polinaya Muralikrishna
Gelson Lauro Dal' Forno	Rajaram Purushottam Kane
Hisao Takahashi	Severino Luiz Guimaraes Dutra
Ijar Milagre da Fonseca	Walter Demetrio Gonzalez Alarcon
Jean Carlo Santos	
Estudantes	Total: 30
Aline Seeger Santos	Josemar de Siqueira
Bernardo Henz	Lilian Piecha Moor
Carlos Pinto da Silva Neto	Lucas Antunes Tambara
Cassio Espindola Antunes	Lucas Lopes Costa
Celito Muck Felipetto	Lucas Ramos Vieira
Claudio Machado Paulo	Luis Fernando Nicolini
Cristiano Sarzi Machado	Nikolas Kemmerich
Eduardo Escobar Bürger	Rafael Lopes Costa
Eduardo Weide Luiz	Ricardo Cartier dos Santos
Fernando de Souza Savian	Rodrigo da Rosa Azambuja
Guilherme Aluizio Steffens Lorenset	Rubens Zolar Gehlen Bohrer
Guilherme Grams	Tardelli Ronan Coelho Stekel
Guilherme Simon da Rosa	Thalis José Girardi
Igor Freitas Fagundes	Tiago Jaskulski
Jose Fernando Thuorst	Willian Rigon Silva
Técnicos	Total: 2
Eduardo Ceretta Dalla Favera - Ensino Profissional de nível técnico - Técnico em Computação	
Vinicius Ceregati Costa - Graduação - \Outra Função	

Linhas de pesquisa	Total: 4
<ul style="list-style-type: none">AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIADesenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BRMAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMOMEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL	



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

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

Indicadores de recursos humanos do grupo	
---	--

	Integrantes do grupo	Total
Pesquisador(es)		41
Estudante(s)		30
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](#)
[Alicia Luisa Clúa de Gonzalez](#)
[Alisson Dal Lago](#)
[Antonio Claret Palerosi](#)
[Clezio Marcos De Nardin](#)
[Ezequiel Echer](#)
[Fabiano Luis de Sousa](#)
[Fernando Luís Guarnieri](#)
[Ijar Milagre da Fonseca](#)
[Jean Pierre Raulin](#)
[Jose Humberto Andrade Sobral](#)
[Nalin Babulal Trivedi](#)
[Natanael Rodrigues Gomes](#)
[Nelson Jorge Schuch](#)
[Nivaor Rodolfo Rigozo](#)
[Odim Mendes Junior](#)
[Otavio Santos Cupertino Durão](#)
[Pawel Rozenfeld](#)
[Petrônio Noronha de Souza](#)
[Severino Luiz Guimaraes Dutra](#)
[Walter Demetrio Gonzalez Alarcon](#)

Estudantes:

[Bernardo Henz](#)
[Cassio Espindola Antunes](#)
[Celito Muck Felipetto](#)
[Eduardo Escobar Bürger](#)
[Fernando de Souza Savian](#)
[Guilherme Grams](#)
[Guilherme Simon da Rosa](#)
[Igor Freitas Fagundes](#)
[Jose Fernando Thuorst](#)
[Josemar de Siqueira](#)
[Lucas Antunes Tambara](#)
[Lucas Lopes Costa](#)
[Lucas Ramos Vieira](#)
[Luis Fernando Nicolini](#)
[Nikolas Kemmerich](#)
[Rafael Lopes Costa](#)
[Ricardo Cartier dos Santos](#)
[Rubens Zolar Gehlen Bohrer](#)
[Tardelli Ronan Coelho Stekel](#)
[Tiago Jaskulski](#)
[Willian Rigon Silva](#)

Árvore do conhecimento:

Ciências Exatas e da Terra; Astronomia; Astrofísica do Sistema Solar;
Ciências Exatas e da Terra; Geociências; Instrumentação Científica;



Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT
Relatório Final de Atividades

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 meu orientador, Dr. Petrônio Noronha de Souza e meu Co-Orientador e mentor Dr. Nelson Jorge Schuch pela atenção e apoio prestados em todas as dificuldades encontradas no decorrer do trabalho desenvolvido.

Meus sinceros agradecimentos aos funcionários, servidores do CRS/INPE – MCT e do LACESM/CT – UFSM pelo apoio e pela infra-estrutura disponibilizada; ao programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT pela aprovação do Projeto de Pesquisa, que me permitiu dar os primeiros passos na Iniciação Científica e Tecnológica, propiciando grande crescimento profissional; ao Coordenador Dr. José Carlos Becceneri e a Secretária do programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, Sra. Egidia Inácio da Rosa, pelo constante apoio, alerta e sua incansável preocupação com toda a burocracia e datas limites do Programa para com os bolsistas de Iniciação Científica e Tecnológica do CRS/INPE – MCT.



SUMÁRIO

RESUMO.....	11
1. CAPÍTULO 1	12
1.1. INTRODUÇÃO	12
1.2. OBJETIVO DO PROJETO	13
1.3. METODOLOGIA.....	13
2. CAPÍTULO 2	15
2.1. MISSÃO NANOSATC-BR	15
3. CAPÍTULO 3	18
3.1. SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO.....	18
4. CAPÍTULO 4	25
4.1. MÉTODOS E FERRAMENTAS PARA O PROJETO DE SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO.....	25
5. CAPÍTULO 5	30
5.1. SOLUÇÃO DE PROJETO DE CONTROLE TÉRMICO PARA O NANOSATC-BR.....	30
5.1.1. Identificação de Limites de Temperatura e Dissipação Interna dos Equipamentos.....	30
5.1.2. Identificação das Cargas Térmicas Impostas pelo Ambiente Espacial.....	33
5.1.3. Componentes e Materiais para Construção do Modelo Térmico do NanosatC-BR	33
5.1.4. Identificação das Propriedades Termo Ópticas e Termo Físicas dos Materiais Utilizados no Modelo Térmico do NanosatC-BR.....	41
5.1.5. Simulação de Análise Térmica do Subsistema de Controle Térmico Sugerido para o NanosatC-BR.....	42
6. CAPÍTULO 6	45
6.1. ANÁLISE DOS RESULTADOS	45
6.2. DEFINIÇÃO DE TESTES PARA O SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO DO NANOSATC-BR	45
7. CAPÍTULO 7	47
7.1. CONCLUSÃO.....	47
7.2. TRABALHOS FUTUROS	47
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	49



RESUMO

O Relatório apresenta as atividades de pesquisa vinculadas ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT realizadas pelo bolsista Luis Fernando Nicolini, durante o período de abril de 2009 a julho de 2009, no Projeto “**PROPOSTA E ANÁLISE DE SOLUÇÃO PARA O SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO DO PROJETO NANOSATC-BR**” junto ao Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE-MCT. As atividades foram desenvolvidas no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas do CRS/INPE-MCT no âmbito da Parceria: INPE/MCT – UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT – UFSM.

O trabalho tem por objetivo o desenvolvimento de uma concepção de projeto do Subsistema de Controle Térmico viável para aplicação ao NanosatC-BR, aliada a obtenção de conhecimento para realizá-lo. O estudo foi elaborado através da análise das propriedades térmicas dos materiais a serem utilizados no NanosatC-BR e simulações realizadas utilizando programas computacionais de análise térmica e de modelamento geométrico. Por fim, resultados gerados por esse programa são discutidos.



1. CAPÍTULO 1

1.1. INTRODUÇÃO

Este 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 no 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, inicialmente, teve foco na familiarização com conceitos sobre satélites do tipo CubeSats, para posterior aplicação ao NanosatC-BR, a fim de apresentar uma solução de projeto para o Subsistema de Controle Térmico que seja viável e que atenda aos requisitos da Missão. Ainda, conceitualmente, são incluídas pesquisas de conhecimentos básicos da transferência de calor, assuntos sobre ambiente espacial, órbita de satélites, funcionamento de todas as 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 neste trabalho é a missão do satélite NanosatC-BR, Nanosatélite Científico Brasileiro, a qual consiste-se em um Programa Integrado de Pesquisa Espacial com desenvolvimento de Engenharias e Tecnologias Espaciais, e prevê o desenvolvimento de instrumentação científica, de sensores, da construção ou adaptação de um magnetômetro e possivelmente um dosímetro, afim de atender a comunidade científica, além de contribuir para a formação de pessoal capacitado em assuntos referentes à área espacial.



1.2. OBJETIVO DO PROJETO

O Projeto tem por objetivo principal o desenvolvimento de uma concepção de projeto de Controle Térmico viável para aplicação ao NanosatC-BR, aliada a obtenção de conhecimento para realizá-lo.

O Projeto visa o desenvolvimento de um modelo térmico simplificado do NanosatC-BR e posterior simulação e análise de resultados através de ferramenta computacional específica de análise térmica para objetos em órbita, que engloba construção geométrica, simulação (resolução de equações complexas) e análise das trocas de calor. Assim, melhorar o modelo ou trocar os materiais utilizados (mudança de propriedades térmicas ópticas e físicas), até obter resultados satisfatórios e compatíveis para a qualificação do NanosatC-BR.

Outras metas fundamentais a serem destacadas 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 bolsista.

1.3. METODOLOGIA

O presente trabalho foi desenvolvido através de estudos e pesquisas em livros e artigos científicos, sobre componentes e materiais mais utilizados para o Subsistema de Controle Térmico de satélites, verificando a utilização destes na classe dos CubeSats já desenvolvidos e as novas tecnologias em desenvolvimento.

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



Ainda, programas computacionais de análise térmica e de modelamento geométrico, como o SINDA (Heat Transfer and Fluid Flow Design and Analysis Software, <http://www.crttech.com/sinda.html>) foram estudados e utilizados como ferramentas para a produção e análise de resultados, e posterior aplicação no desenvolvimento do projeto de Controle Térmico do NanosatC-BR.



2. CAPÍTULO 2

2.1. MISSÃO NANOSATC-BR

A Missão NANOSATC-BR – CLIMA ESPACIAL consiste em um Programa Integrado de Pesquisa Espacial com desenvolvimento de Engenharias e Tecnologias Espaciais na forma de um Nanosatélite Científico Brasileiro, o NANOSATC-BR, para o estudo da variabilidade das condições geomagnéticas na superfície terrestre e espacial, em baixa órbita, no e sobre o Território Brasileiro, através do monitoramento do campo magnético terrestre e possivelmente da precipitação de partículas energéticas nos sistemas espaciais.

A Missão teve iniciativa e criação no Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais (CRS), unidade regional do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), pelo Dr. Nelson Jorge Schuch, o qual é Coordenador Geral do Projeto. O Dr. Eng. Otávio Cupertino Durão atua como Gerente do Projeto na Sede do INPE, em São José dos Campos, SP, com envolvimento de alunos de graduação da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM) supervisionados e orientados por Tecnólogos e Pesquisadores do INPE e professores da UFSM.

Assim, a Missão prevê o desenvolvimento de instrumentação científica, de sensores, da construção ou adaptação de um magnetômetro e possivelmente de um detector de partículas e da construção, qualificação e lançamento do NANOSATC-BR, que será um satélite miniaturizado do tipo CubeSat (satélite com dimensões de 10 x 10 x 10 centímetros e massa não superior a 1 kg). Desse modo, promovendo o desenvolvimento das áreas de ciências, engenharias e tecnologias espaciais, objetivando atender a capacitação tecnológica e de recursos humanos para melhorar a qualidade e o nível tecnológico nas instituições que participam da Missão.



A plataforma deste satélite é constituída de vários subsistemas vitais para o funcionamento de todo satélite e estão alocados juntamente com a carga útil devido a pouca disponibilidade de volume interno oferecido pela estrutura de um CubeSat. Onde o Subsistema de Controle Térmico está incluído com o Subsistemas: de Suprimento de Energia, de Estruturas e Mecanismos, de Controle de Atitude, de Comando e Gestão de Bordo e de Comunicações de Serviço (Telemetria, Telecomando e Rastreo).

As pesquisas científicas se utilizarão de dados coletados pelo magnetômetro do NanosatC-BR, dos quais o grande interesse está voltado para aqueles obtidos 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. Os mapas de observação magnética serão comparados com os existentes, assim obtendo o grau de confiabilidade dos dados obtidos e do uso dos dados para pesquisas mais avançadas nas áreas científicas envolvidas como, por exemplo, para o estudo dos riscos para o funcionamento de sistemas espaciais em torno destas áreas. Ainda, os dados obtidos deste experimento visam pesquisar assuntos na área espacial relacionados a aspectos fenomenológicos das interações Terra-Sol; do clima espacial; cinturões de radiação da Terra; efeitos da radiação nas naves espaciais, tripulações e em componentes eletrônicos. A integração e testes dos instrumentos e do satélite, bem como sua construção, estão planejados para serem feitas na Sede do INPE em São José dos Campos, em conjunto com o Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais, CRS/INPE – MCT em parceria com o Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria, LACESM/CT – UFSM, no âmbito do convênio do INPE com a Universidade Federal de Santa Maria, UFSM, em Santa Maria, RS.

O Laboratório de Integração e Testes, LIT, localizado no INPE, em de São José dos Campos, SP, disponibilizará de sua infra-estrutura para a realização dos testes e integração final do NanosatC-BR. No CRS atuam os alunos de graduação das diferentes áreas de conhecimento envolvidos no



projeto, os quais realizam atividades de projetos, modelamentos e pesquisas com o apoio e acompanhamento de engenheiros, tecnólogos e cientistas especializados da unidade principal do INPE e de professores da UFSM. Tem-se como objetivo futuro que os projetos dos instrumentos desenvolvidos para o NANOSATC-BR poderão ser aproveitados em outros satélites brasileiros do gênero, além da tecnologia ser absorvida e divulgada no Brasil. Pretende-se fixar no Brasil um grupo permanente de pesquisadores e tecnólogos-engenheiros, com conhecimentos relacionados à engenharia e tecnologia de sistemas espaciais miniaturizados.

Além disso, durante o desenvolvimento e após o lançamento e operação do NanosatC-BR, pretendem-se fazer análise dos dados, publicações de trabalhos científicos em periódicos e apresentações em Congressos regionais, nacionais e internacionais.



3. CAPÍTULO 3

3.1. SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO

Os satélites são formados por uma estrutura que sustenta dispositivos eletrônicos bem definidos em suas funções e que dissipam certa quantia de energia térmica. Para certificar-se que todos os componentes desempenham suas funções corretamente, dentro das condições limite de funcionamento, são necessários sistemas que regulem suas temperaturas ao longo de órbitas individuais por toda a duração da missão. Além do calor liberado pelos equipamentos, em ambiente espacial o satélite está exposto a variações muito bruscas de temperatura, fortalecendo a necessidade de sistemas de controle e monitoramento da temperatura interna no satélite, ou seja, de um Subsistema de Controle Térmico.

Devido ao ambiente espacial, as transferências de calor no satélite em órbita se dão basicamente por Condução e Radiação. No caso do fenômeno de Condução em ambiente espacial (vácuo), o fluxo de calor que se transfere de um ponto a outro somente por meio sólido ou líquido (no caso de utilização de equipamentos que contenham qualquer fluido de trabalho) e ocorre via às colisões entre átomos e moléculas e subsequente transferência de energia cinética. O calor se transfere por meio de ondas eletromagnéticas que se propagam em um meio ou pelo vácuo, no caso de ambientes espaciais.

Existem duas maneiras de completar a tarefa de controle térmico. Uma delas é através de sistemas ativos que se caracterizam pela necessidade do uso de energia elétrica para acionar equipamentos de refrigeração e aquecimento, sensores termoeletrônicos e equipamentos criogênicos. Porém, estes são caros, em alguns casos, e demandam um grande volume no satélite, não sendo o melhor recurso para pequenos satélites.



Outra maneira é o uso de sistemas passivos, sem o consumo de energia elétrica e com uma relativa independência entre suas partes. Geralmente de baixo custo e de grande eficiência e simplicidade, os revestimentos externos, os isolantes, os elementos nas interfaces e micro-tubos de calor são os mais conhecidos e utilizados.

Para revestimentos externos é possível usar tintas especiais, fitas adesivas, superfícies metalizadas, Superfícies Óticas Refletoras ou Mantas Multicamadas Super-Isolantes de acordo com suas propriedades termo-ópticas de absorvidade (α), que é a capacidade de absorção em relação à radiação térmica incidente, e emissividade (ϵ), que é a capacidade de emissão no infravermelho. Além disso, outras características devem ser levadas em consideração na escolha do material, como rugosidade, espessura, propriedades elétricas, e resistência ao desgaste e a deterioração.

No desenvolvimento de um Cubesat, seria recomendável o uso de um tipo de tinta especial, com coloração branca na face diretamente atingida pelo fluxo solar, e nas outras faces uma tinta preta que contenha as propriedades térmicas necessárias, referindo-se no caso de rotação controlada por dois eixos, onde somente algumas faces ficariam expostas ao Sol durante determinado tempo.

Os isolantes são usados entre as interfaces do satélite, envolvendo externamente dispositivos muito sensíveis às trocas de calor e, o mais utilizado, para revestimento externo de todo satélite. Um exemplo deles é o “Multi-Layer Insulator – MLI” que tem por objetivo diminuir a troca de calor por radiação entre as superfícies externas do satélite e o meio ambiente, ou também entre superfícies internas do satélite, recobrando os equipamentos.

Os micro-tubos de calor constituem em tubos metálicos com um fluido em seu interior (geralmente Amônia) que circula dissipando calor entre os extremos do tubo através da evaporação e condensação desse fluido.



O satélite enfrenta diversos ambientes térmicos até chegar ao ambiente espacial em sua órbita. O primeiro pode ser considerado o ambiente laboratorial de desenvolvimento do satélite, o qual deve ter controle de diversas variáveis, como temperatura, pressão e número de partículas dispersas por volume de ar, para evitar a contaminação de suas superfícies. Ambientes desses tipos são chamados de “*salas limpas*”, as quais são divididas em algumas classes que dependem do número de partículas, de uma faixa de tamanhos especificada, dispersas por volume de ar.

Posteriormente, na fase de Pré-Lançamento o satélite deve ser montado junto ao lançador na base de lançamento. Durante a montagem, este geralmente é mantido em câmara fechada, que inclui a coifa, com injeção de ar condicionado ou nitrogênio. Depois da montagem e remoção da câmara, este é mantido pelas “mangueiras umbilicais” que penetram na coifa, mantendo a temperatura interna entre 10 e 25°C e pressão de 1 atm até o acionamento dos motores do foguete. Esta subfase pode levar dias para que todo sistema seja montado e devidamente testado, mas não apresenta grandes problemas para o controle térmico.

No interior da coifa, na fase de pós Ignição, o controle térmico deve começar a atuar e desempenhar sua função, pois todo lançador, quando iniciada à ignição libera muita energia devido à reação da queima de enorme massa de combustível do foguete, a qual afeta diretamente o satélite através de vibrações e carga térmica. O gráfico da Figura 1 mostra a variação da temperatura do último estágio do foguete (conectado com a coifa) e da coifa, onde o satélite está protegido.

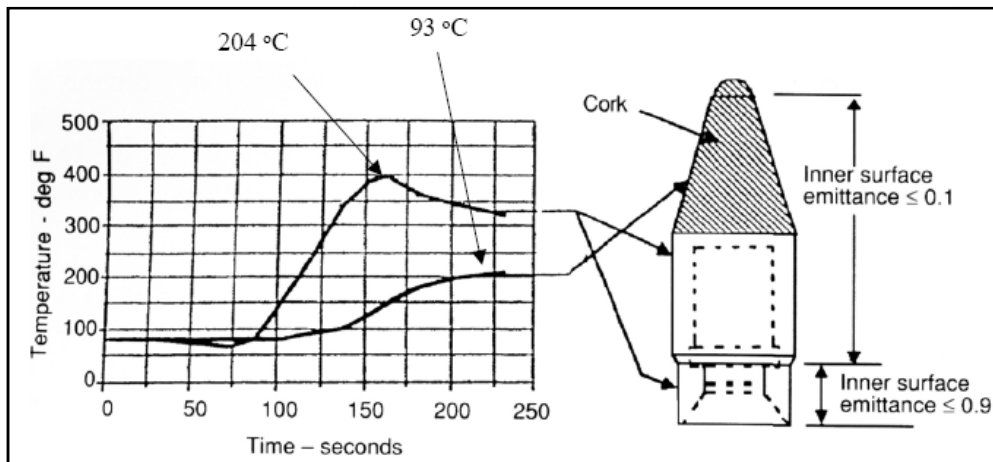


Figura 1: Temperatura da coifa no acionamento do último estágio do foguete Atlas¹.

Após término de queima pelo último estágio do foguete, durante a fase de Abertura da Coifa, além do carregamento térmico da queima do propelente, o satélite tem uma velocidade bastante alta e está exposto a uma região com certa densidade atmosférica, o que pode causar aumento da temperatura do mesmo devido ao atrito.

Na última fase, e na qual o controle térmico é bastante crítico, o satélite está em determinada órbita, e além das cargas térmicas de influência do foguete e atrito com partículas da atmosfera, outras cargas influenciam no controle térmico. São elas basicamente:

Energia dissipada por componentes internos com origem ôhmica:

Este carregamento consiste na carga térmica que os dispositivos elétricos e eletrônicos dissipam por efeito Joule internamente ao satélite.

Energia solar de incidência direta: O Sol consiste na carga térmica de maior fonte de calor e esta depende diretamente da altitude e atitude do satélite em órbita. A constante solar adotada pelo INPE é $1.318 \sim 1.416 \text{ W/m}^2$ e pode variar dependendo da altura e inclinação da órbita. Alguns autores como Wiley J. Larson e James R. Wertz adotam como constante solar $1.358 \pm 5 \text{ W/m}^2$.

¹ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003.

Através do cálculo de potência de ondas é possível obter esse valor considerando a distância Terra-Sol entre 147.1×10^6 a 152.1×10^6 km, descontando a altura da órbita e conhecendo a intensidade solar (5.700 K de temperatura).

Albedo: É a parte da energia solar refletida pela superfície terrestre (principalmente pelas nuvens) que atinge o satélite em órbita, considerada cerca de $30 \pm 5\%$ da radiação solar incidente na Terra. Esta depende da inclinação da órbita do satélite e da altitude, como é mostrado na Tabela 1 para uma órbita baixa (LEO).

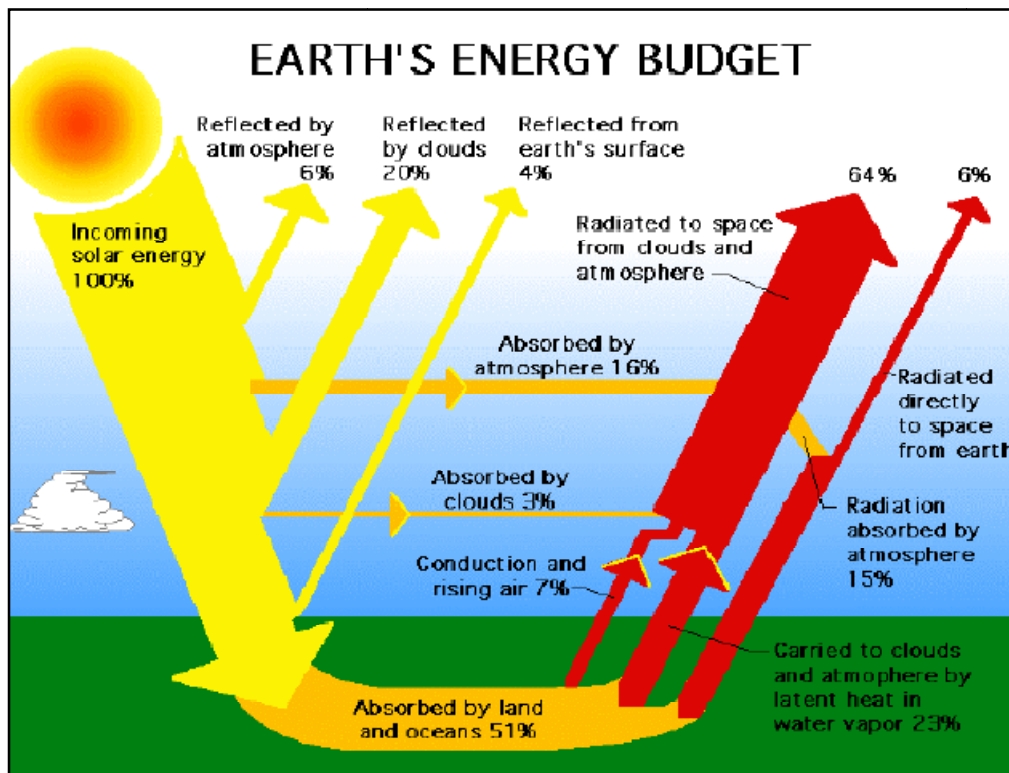


Figura 2: Distribuição e dissipação da energia solar incidente na Terra².

Radiação da Terra dissipada para o espaço: A energia produzida pela Terra é parcialmente emitida para o espaço, que ao atingir o satélite também é considerada uma carga térmica importante.

² Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003.

A Tabela 1 mostra a variação do Albedo e Radiação terrestre emitida para o espaço que atinge um satélite em órbita baixa (LEO).

Tabela 1: Carga térmica Radiação terrestre e Albedo conforme inclinação da órbita³.

Inclinação da órbita (graus)	Radiação terrestre (W/m ²)			Albedo (%)		
	mínimo	médio	máximo	mínimo	médio	máximo
±90	202	214	227	38	42	46
±80	208	221	233	34	38	42
±70	218	230	243	30	34	38
±60	224	236	249	26	30	34
±50	230	243	255	22	28	32
±40	240	252	265	19	25	29
±30	243	255	268	20	24	28
±20	240	252	265	20	24	28
±10	233	246	259	20	24	28

A Figura 3 abaixo representa as contribuições básicas, anteriormente explicadas, sobre um satélite em órbita.

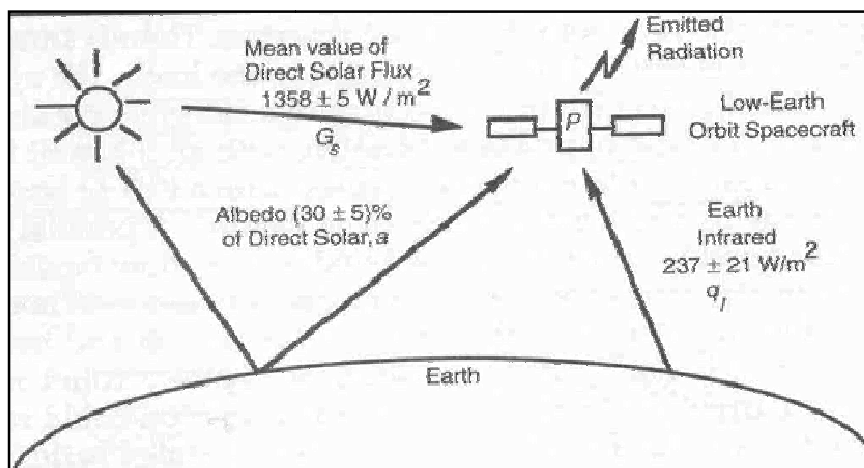


Figura 3: Representação das cargas térmicas durante órbita de um satélite⁴.

³ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003.

⁴ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003.



Atrito com partículas: Outra fonte térmica que pode ser considerada, mesmo que muito pequena, é o arrasto aerodinâmico e atrito com as raras partículas existentes em ambiente espacial. A altura de órbita é o fator determinante para calcularmos a densidade do ambiente espacial e seus componentes. Em geral é composto por plasma neutro, com cátions de oxigênio e nitrogênio que formam 50% das cargas positivas, cátions de hidrogênio, hélio e outros formando a outra metade das cargas positivas. Ainda existem átomos neutros, na maioria, oxigênio e moléculas de nitrogênio e O₂. Além disso, é necessário saber a velocidade destas, em determinada órbita para o satélite, para calcularmos o fluxo de energia gerado pelo atrito entre o satélite e as partículas.

Espaço profundo: É a única fonte fria em ambiente espacial. É considerada, sem radiação nenhuma do Sol, cerca de 4K. É para onde o satélite pode liberar a quantia de energia interna produzida e armazenada.

4. CAPÍTULO 4

4.1. MÉTODOS E FERRAMENTAS PARA O PROJETO DE SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO

Os objetivos do subsistema de controle térmico são atingidos basicamente pela manipulação das trocas de calor envolvidas internamente ao satélite e sua interação com o ambiente externo. Para tal são utilizadas fórmulas básicas de transmissão de calor, das quais são usados principalmente os princípios de condução, Equação 1, e radiação, Equação 2, fazendo-se um balanço total de todas as trocas de energia térmica obtêm-se uma temperatura média de todo satélite. Algumas das maneiras de mudança nas trocas de calor para um CubeSat podem ser:

- Mudança das propriedades térmicas (ópticas e físicas) dos diferentes componentes do satélite, isto é, substituição de materiais;
- Adição de componentes entre interfaces;
- Troca de posicionamento dos componentes internos do satélite, de modo a equilibrar a dissipação de calor interna.

Equação 1: Condutância Condutiva

$$B_{ij} = \frac{K \cdot A}{L}$$

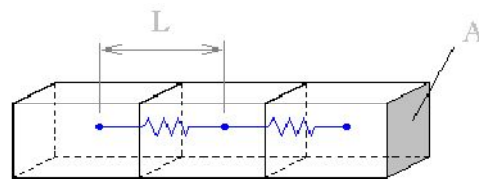


Figura 4: Representação da resistência condutiva⁵.

⁵ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Programas de Análise Térmica”, 2004

Equação 2: Condutância Radiativa

$$R_{ij} = f(\text{fatores de forma}, \epsilon_{IR})$$

$$F_{ij} = \frac{1}{A_j} \int_{A_j} \int_{A_i} \frac{\cos \theta_j \cos \theta_i}{\pi r^2} dA_i dA_j$$

Figura 5: Representação da Radiação⁶.

Para obtenção das temperaturas transientes devem-se refazer todos os cálculos considerando as variáveis que mudam com o tempo para determinado caso, isto se torna muito demorado se os cálculos forem feitos sem utilização de ferramentas computacionais. Com a evolução da informática e dos métodos matemáticos, hoje é possível o uso de ferramentas computacionais que realizam todos os cálculos necessários além de obterem precisão bastante grande.

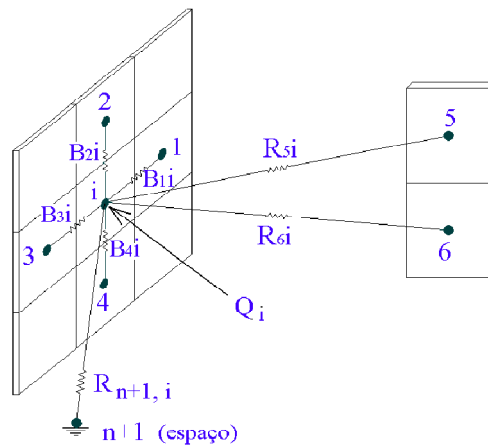


Figura 6: Demonstração simplificada dos cálculos realizados por ferramenta computacional⁷.

⁶ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Programas de Análise Térmica”, 2004.



Para obtenção das temperaturas de equilíbrio de todo satélite podem ser usadas fórmulas como mostrada na Equação 3, as quais nos dão uma idéia geral de temperatura média de operação. Para aquisição da temperatura de certo ponto do satélite são utilizadas equações para cada região definida (nós) onde um ponto específico está em estudo e são calculadas todas as influências térmicas que os pontos vizinhos podem oferecer tanto por condução como por radiação. Para isto é usada a teoria de diferenças finitas através da divisão de todo satélite em nós (divisão nodal) o que viabiliza a realização dos cálculos.

Equação 3: Equação de Temperatura média de Equilíbrio de todo satélite⁸.

$$S_c \alpha A_{visível} + (S_c \alpha) a A_{Terra} K + q_{IR} \varepsilon A_{Terra} + Q_{Perdido} = \sigma \varepsilon A_{Total} T^4$$

A_{\perp} - Área perpendicular ao movimento do satélite (área projetada)

S_c - Constante solar na altura de órbita

α - Absortividade do satélite (revestimento externo)

$A_{visível}$ - Área visível pelo Sol (considerada constante)

a - Valor do Albedo

A_{Terra} - Área perpendicular a Terra

K - Coeficiente de luz refletida colimada ($0.664 + 0.51\rho - 0.203\rho^2$), Onde:

$$\rho = \sin^{-1}\left(\frac{R_{Terra}}{R_{Terra} + h_{órbita}}\right)$$

q_{IR} - Fluxo de Radiação IR emitida pela Terra

ε - Emissividade do Satélite (Revestimento Externo)

$Q_{Perdido}$ - Potência dissipada pelo Satélite

σ - Constante de Stefan – Boltzmann

A_{Total} - Área total de Radiação do Satélite

T - Temperatura de Equilíbrio do Satélite

Os cálculos de radiação geralmente são de grande dificuldade de realização, pois muitas vezes as superfícies analisadas não são planas e o comportamento de reflexão e absorção dos raios de energia é bastante complicado. Por isso, foram criados métodos matemáticos avançados que

⁷ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Programas de Análise Térmica”, 2004.



realizam esses cálculos através de métodos numéricos que oferecem uma visão bastante próxima da realidade. Pode ser citado o método usado pelo software SINDA/FLUINT, RadCAD. Este método usa um algoritmo de Monte-Carlo para traçado de raios que analisa as trocas de radiação e áreas de visibilidade chamado raytracing, mostrado na Figura 7.

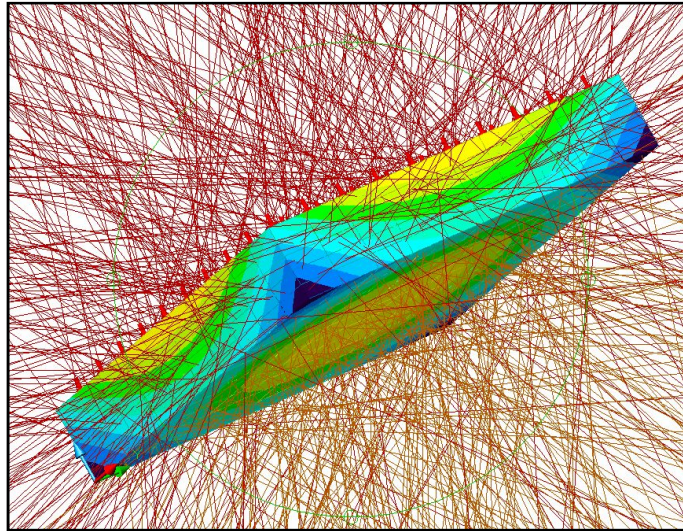


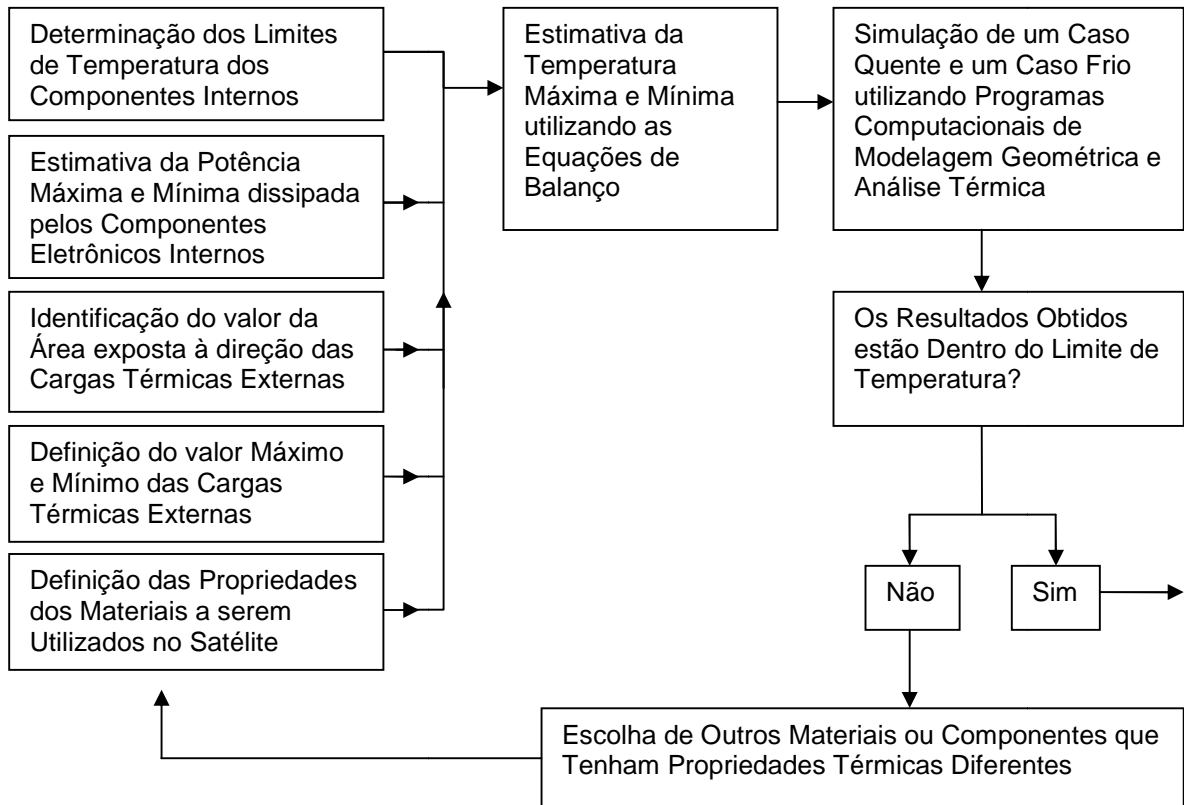
Figura 7: Representação do método Raytracing⁸

O programa computacional SINDA/FLUINT será usado para construção do modelo do NanosatC-BR. Este programa é um analisador por diferenças-finitas e ferramenta de análise de transferência de calor e comportamento de fluídos para sistemas complexos.

O SINDA/FLUINT funciona com a determinação de uma série de requisitos básicos do modelo geométrico criado e então o programa realiza os cálculos e gera como resultados gráficos, mapas de temperaturas e planilhas de dados como o operador desejar.

O projeto de controle térmico pode ser realizado seguindo uma metodologia com passos bem definidos como a metodologia adaptada e desenvolvida pelo bolsista mostrada no fluxograma a seguir.

⁸ Fonte: Fonte: Azeem, I., "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³".





5. CAPÍTULO 5

5.1. SOLUÇÃO DE PROJETO DE CONTROLE TÉRMICO PARA O NANOSATC-BR

O projeto de controle térmico foi desenvolvido seguindo o esquema mostrado no fluxograma do capítulo anterior. Inicialmente, identificamos e determinamos os limites de temperatura de cada componente do satélite como mostrado no subtítulo seguinte. Para os materiais que ainda não estão definidos, os valores correspondem a uma estimativa dos seus limites de temperatura.

A estimativa da potência dissipada devido ao efeito Joule pelos componentes eletrônicos internos de cada subsistema considerado no Projeto do Subsistema de Controle Térmico do NanosatC-BR também está mostrado no seguinte subtítulo.

5.1.1. Identificação de Limites de Temperatura e Dissipação Interna dos Equipamentos

➤ **Estrutura e Mecanismos**

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



➤ **Carga Útil**

Tabela 2: Limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pela 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 3: Limites de Temperatura de Operação do Mag566⁹.

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)**

Tabela 4: Limites de Temperatura de Operação e Potência Dissipada pelo Subsistema de Comunicação.

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.

⁹ Documentação Técnica de Especificação do Produto, Mag566 – Bartington Instruments.



➤ **Computador de Bordo (C&DH)**

Tabela 5: 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)**

Tabela 6: 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 Qualificação Espacial Aprovada		
Células Solares			



5.1.2. Identificação das Cargas Térmicas Impostas pelo Ambiente Espacial

Considerando que o NanosatC-BR terá sua órbita nominal polar de 650 km de altura e 98° de inclinação, alguns dados foram analisados e escolhidos como a melhor aproximação das cargas térmicas as quais o NanosatC-BR estará submetido em ambiente espacial. Ainda, considerando que não haverá nenhum controle de atitude atuando no satélite.

Como o satélite pertence à classe dos Cubesats e possui uma forma quadrada com aresta de 10 cm, o valor da área para a qual ficará exposta a direção das cargas térmicas externas é de aproximadamente 100 cm².

Tabela 7: Valores das Cargas Térmicas Oferecidas pelo Ambiente Espacial

Fonte	Constante solar	Percentagem Albedo comparado a constante solar	Infravermelho terrestre
Valor em w/m ²	1358±5	(30±5)%	237±21

5.1.3. Componentes e Materiais para Construção do Modelo Térmico do NanosatC-BR

Foram realizadas várias simplificações do modelo real do NanosatC-BR para construção do modelo térmico devido a não necessidade de representação das formas complexas e elementos que não influenciarão significativamente no controle térmico, por isso, estão apresentados abaixo todas as considerações feitas para cada subsistema do modelo térmico.

➤ Estruturas e Mecanismos

A estrutura utilizada para modelagem do NanosatC-BR foi a estrutura 1U oferecida pela empresa ISIS para nanosatélites. Esta será provavelmente a estrutura final escolhida para o satélite. Abaixo foram descritas algumas características do modelo criado.



Todas as partes são usinadas por estampagem com tolerâncias dimensionais de 0.1 mm e material de Al 6061-T6 e são representadas na Figura 8.

- Estrutura (Envelope):
 - Externamente: 100 x 100 x 113,5 mm
 - Internamente: 98,4 x 98,4 x 98,4 mm
- Componentes e Materiais de Revestimento da Estrutura:
 - 2 x Molduras Laterais - Anodize Black
 - 4 x Suportes (para molduras laterais) - Alodine 1200S
 - 6 x Painéis Laterais - Alodine 1200S
 - Placas de Circuito Impresso (plataformas) – Tinta preta

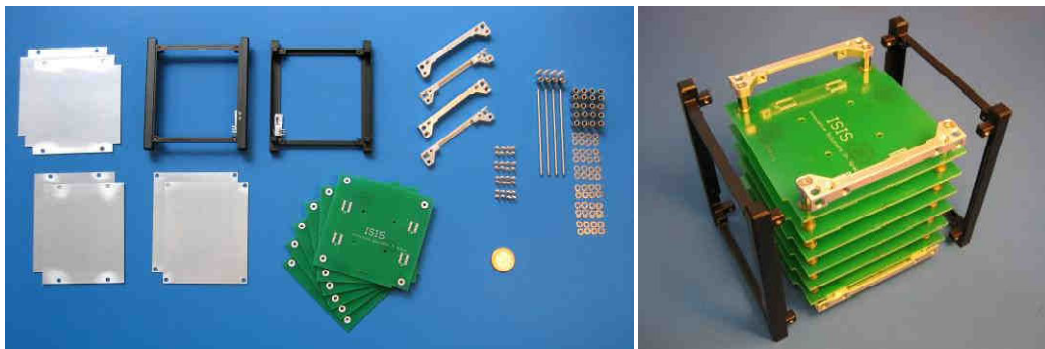


Figura 8: Estrutura 1U ISIS¹⁰

Algumas partes da estrutura (secundárias) foram omitidas e não modeladas para análise do Subsistema de Controle Térmico, devido a não necessidade de obtenção de dados de temperatura desses componentes. Suas propriedades de condução foram substituídas por elementos criados no software chamados “conductors”, os quais representam a ligação das partes envolvidas por condução e estipulados valores específicos para as resistências térmicas oferecidas por estes.

Na Figura 9 é mostrado como foi representado o subsistema na modelagem térmica para análise.

¹⁰ Documentação Técnica de Especificações do Produto, 1U nanosatellite structure – ISIS.

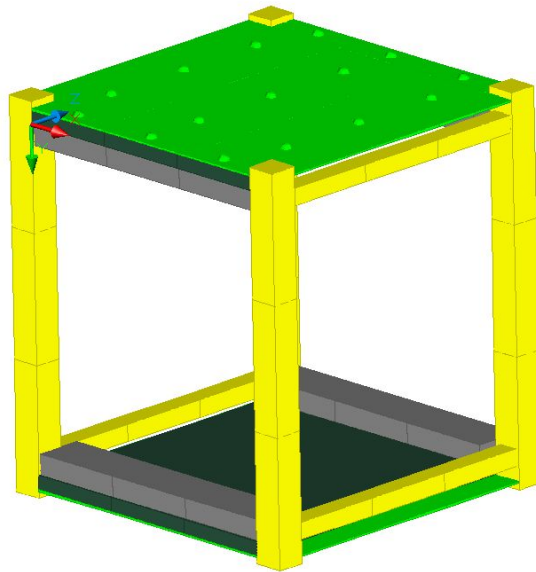


Figura 9: Estrutura externa do NanosatC-BR.

➤ **Carga Útil (Pay)**

A carga útil utilizada para a modelagem térmica foi o Magnetômetro da empresa Bartington, o Mag566, Figura 10. Os materiais e os componentes do magnetômetro utilizados para a análise térmica estão descritos na Tabela 8.

Tabela 8: Componentes e Materiais do Mag566.

Componente	Material
Pinos Externos	Alumínio 6061-T6
Base (circuitos)	White epoxy paint

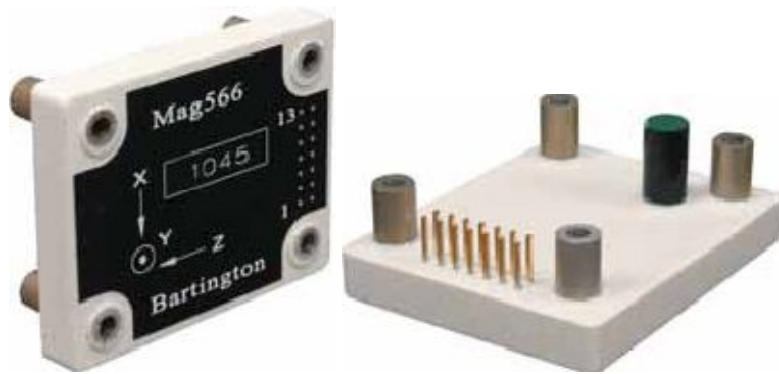


Figura 10: Mag566 Bartington Instruments¹¹.

Na Figura 11 mostra como foi representado o magnetômetro Mag 566 no modelo térmico do NanosatC-BR.

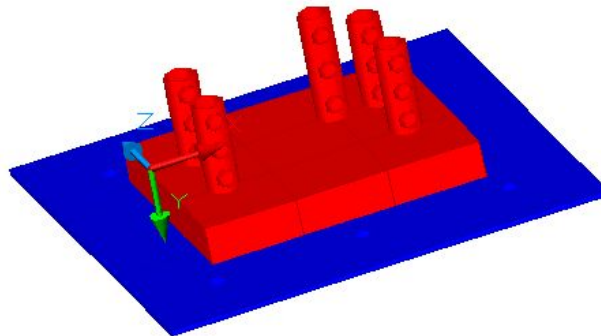


Figura 11: Magnetômetro do NanosatC-BR.

➤ **Comunicação (TT&C)**

Para o Subsistema de Comunicação o provável equipamento a ser usado como rádio (modem incluso) foi o transceiver VHF downlink / UHF uplink 1200bps da empresa ISIS mostrado na Figura 12.

¹¹ Especificações Técnicas Mag566, Bartington Instruments.



Figura 12: VHF downlink / UHF uplink transceiver – ISIS Space¹².

Para representação do transceiver no modelo térmico do NanosatC-BR foi utilizado um só elemento com distribuição uniforme de potência energética, visto que, a representação de circuitos e componentes micro eletrônicos não é viável no software e os resultados obtidos não sofreriam muitas alterações. Com a simplificação do transceiver o único elemento representativo do subsistema foi constituído de um material fictício com propriedades médias do Aluminum (6061 T6 - alloy) polished e o Copper foil tape plain.

O subsistema de comunicação também é composto por um sistema de antenas as quais foram representadas no modelo térmico somente as bases de sustentação e fixação das antenas consistente de Alumínio 6061-T6. Para o NanosatC-BR está previsto um conjunto de 2 antenas externas: 4 UHF monopolo e 4 VHF monopolo como mostrado na Figura 13.

¹² Especificações Técnicas VHF downlink / UHF uplink transceiver ISIS.

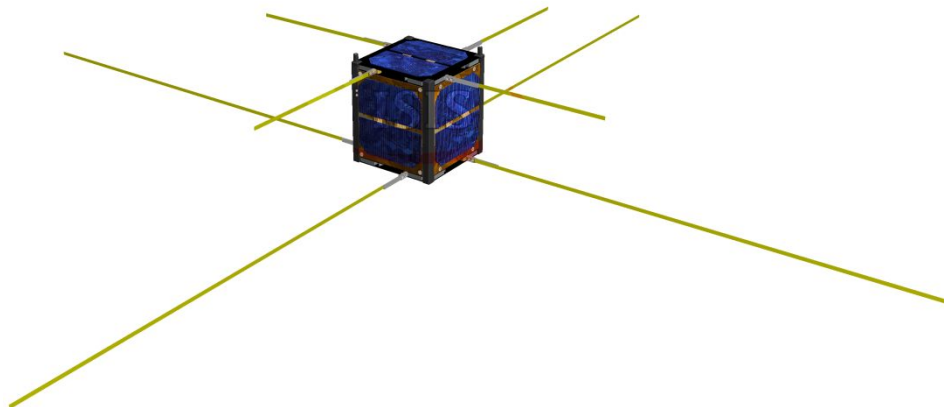


Figura 13: Sistema de antenas para o NanosatC-BR¹³.

Na Figura 14 mostra como foi representado o transceiver VHF downlink / UHF uplink 1200bps da empresa ISIS no modelo térmico do NanosatC-BR.

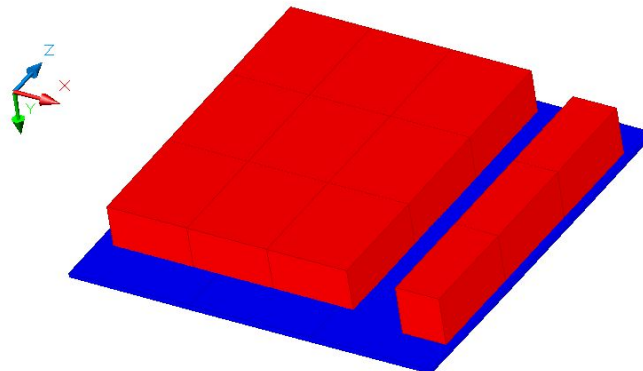


Figura 14: Transceiver do NanosatC-BR.

➤ **Computador de Bordo**

O computador de bordo do NanosatC-BR foi definido para o modelo FM430 Flight Module do CubeSat Kit, produto da empresa Pumpkin, Figura 15.

¹³ Especificação Técnica Deployable Antenna System ISIS.



Figura 15: FM430 - CubeSat Kit, Pumpkin¹⁴.

O FM430 é compatível com duas classes de micro-controladores da série MSP430 produzido pela Texas Instruments. O micro-controlador a ser usado no NanosatC-BR será o MSP430 F1611.

Para representação do FM430 e do micro-controlador foram criados alguns elementos a fim de simular a mais simplificada forma geométrica dos componentes deste computador, mostrados na Tabela 9 com seus respectivos materiais de composição.

Tabela 9: Componentes e Materiais do Computador de Bordo.

Componente	Material
Conectores PC/104, I ² C	Tinta preta
Placa PCB	Tinta preta
Componente suspenso pela PCB	Aluminum (6061 T6 - alloy) polished
Suporte para cartão SD, entrada USB	Aluminum (6061 T6 - alloy) polished

Na Figura 16 mostra como foi representado o FM430 Flight Module do CubeSat Kit no modelo térmico do NanosatC-BR.

¹⁴ Especificações Técnicas Single Board Computer FM430, CubesatKit, Pumpkin.

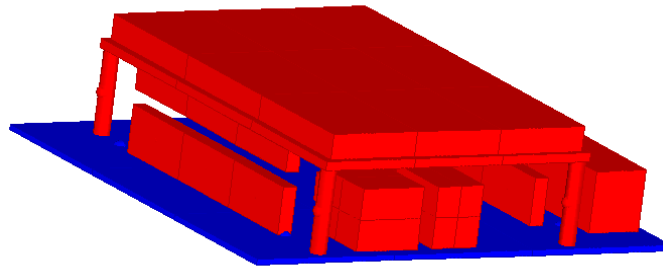


Figura 16: FM430 Flight Module do NanosatC-BR¹⁵.

➤ **Subsistema de Potência**

O subsistema de Potência usado para modelagem do NanosatC-BR foi o 1U Linear EPS produzido pela empresa Pumpkin, Figura 17.



Figura 17: Subsistema de Potência 1U – CubeSat Kit, Pumpkin¹⁶.

A Tabela 10 mostra os elementos criados e materiais de composição para representação no modelo térmico do subsistema de potência.

¹⁵ Especificações Técnicas FM430 Flight Module, CubesatKit, Pumpkin.

¹⁶ Especificações Técnicas Linear Power Supply Subsystem 1U CubeSat, CubesatKit, Pumpkin.

Tabela 10: Componentes e Materiais Subsistema de Potência: Linear EPS.

Componente	Material
Conector PC/104	Tinta preta
Conjuntos de Bterias Litio-Polímero	Kapton Film (Aluminum Backing)
Placa PCB	Kapton Film (Aluminum Backing)
Componente lateral	Red paint

Na Figura 18 mostra como foi representado o 1U Linear EPS no modelo térmico do NanosatC-BR.

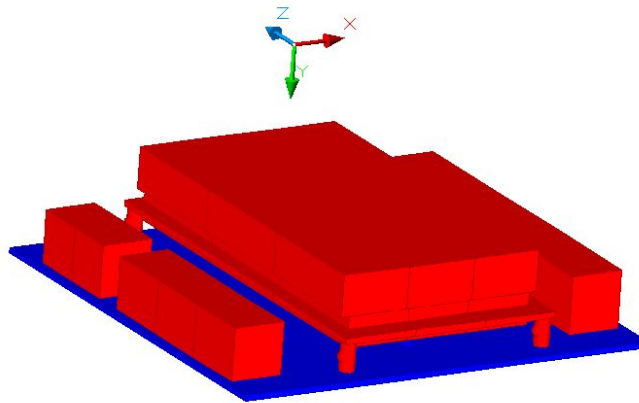


Figura 18: Componentes do subsistema de potência do NanosatC-BR.

5.1.4. Identificação das Propriedades Termo Ópticas e Termo Físicas dos Materiais Utilizados no Modelo Térmico do NanosatC-BR

As propriedades dos componentes e materiais citados anteriormente são mostradas na Tabela 11 e seus valores foram utilizados no SINDA.



Tabela 11: Material com o respectivo valor de suas propriedades.

Propriedades da Estrutura			
Material	Densidade (g/cm ³)	Condutividade térmica (W/m.°C)	Capacidade Térmica (J/Kg. °C)
Alumínio 6061-T6	2.71	155.8	963
Propriedades dos componentes que serão ou podem ser usados sobre a estrutura			
Material	Coefficiente de absorvidade (α)	Coefficiente de emissividade (ε)	Razão $\frac{\alpha}{\varepsilon}$
Alodine 1200S	0.08	0.15	0.53
Tinta preta	0.975	0.874	1.12
Tinta branca	0.248	0.924	0.27
Células solares	0.81	0.83	0.98
Anodize Black	0.88	0.88	1
Expoxy Aluminum Paint	0.77	0.81	0.95
White epoxy paint	0.248	0.924	0.27
Aluminum (6061 T6 - alloy) as polished	0.379	0.0346	10.95
Aluminum (6061 T6 - alloy) polished	0.2	0.031	6.45
Copper foil tape plain	0.32	0.02	16
Mistura de Aluminum (6061 T6 - alloy) polished e Copper foil tape plain	0.26	0.0255	10.19
Kapton Film (Aluminum Backing)	0.45	0.82	0.55
Red paint	0.26	0.04	6.5

5.1.5. Simulação de Análise Térmica do Subsistema de Controle Térmico Sugerido para o NanosatC-BR.

Após realizada uma estimativa dos materiais que serão ou podem ser utilizados no NanosatC-BR, juntamente com suas respectivas propriedades



térmicas, computamos tais valores e, utilizando o SINDA, fizemos uma simulação. Desse modo geramos resultados que são mostrados nas seguintes figuras.

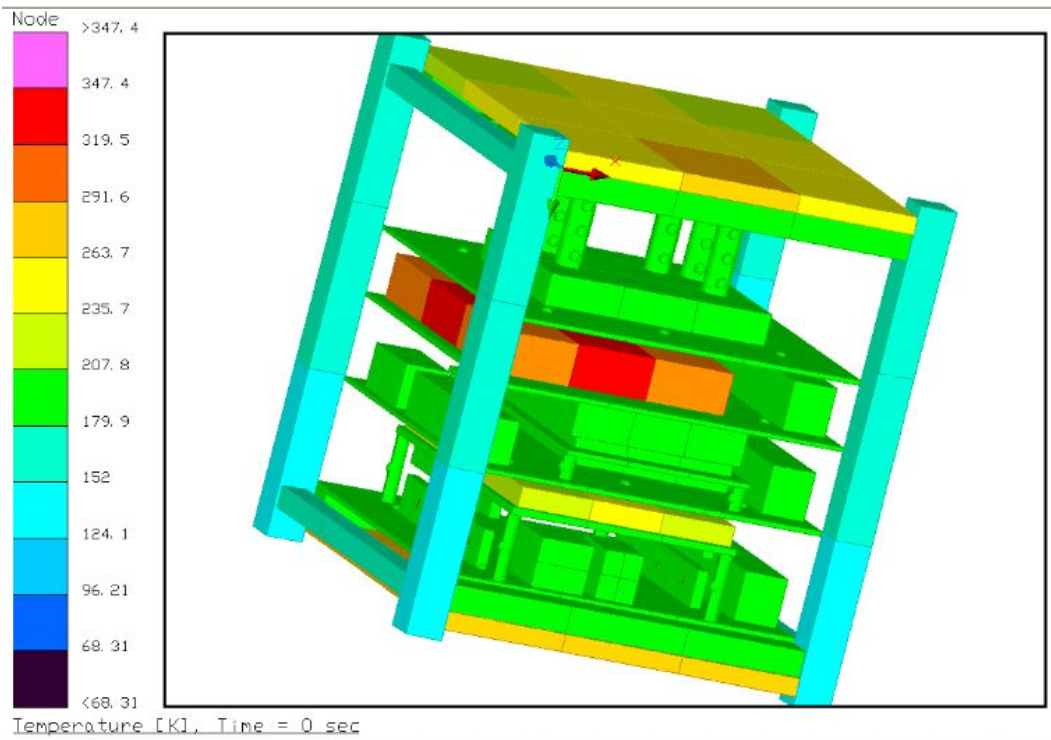


Figura 19: Mapa de temperaturas resultante da análise térmica

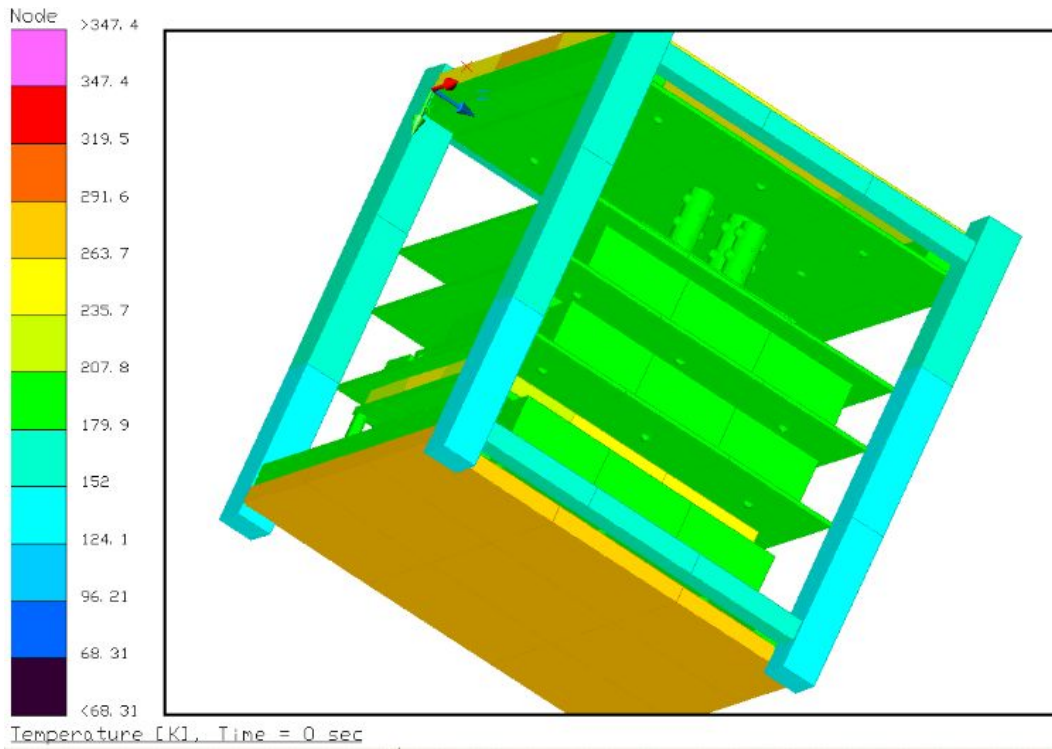


Figura 20: Mapa de temperaturas resultante da análise térmica

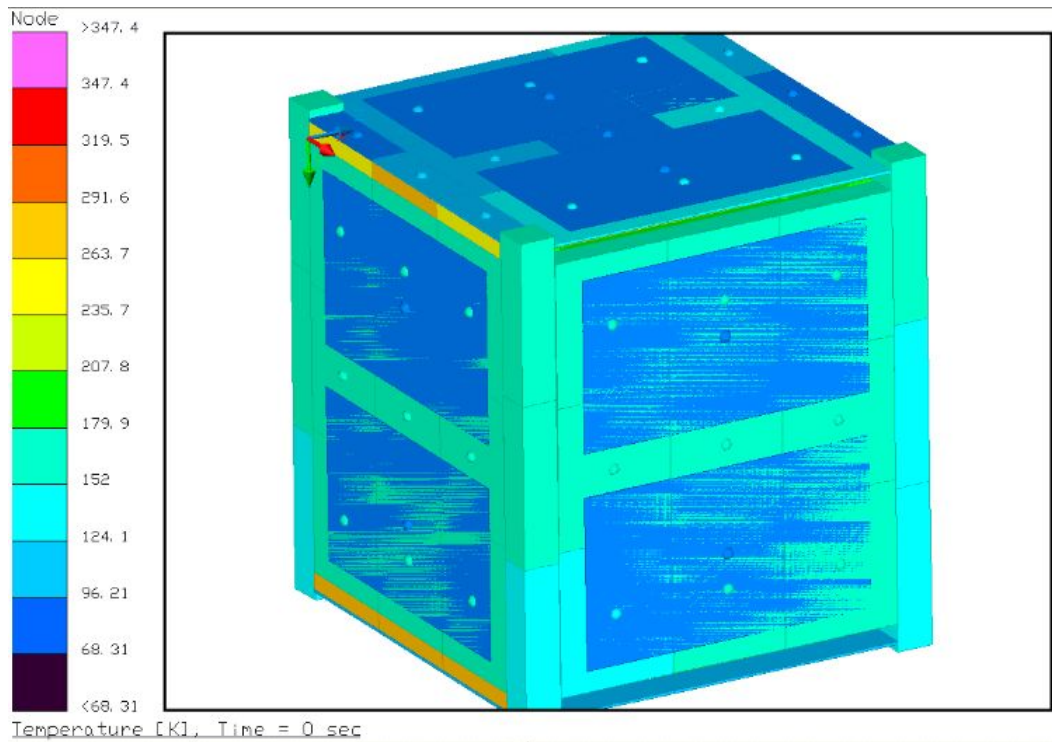


Figura 21: Mapa de temperaturas resultante da análise térmica.



6. CAPÍTULO 6

6.1. ANÁLISE DOS RESULTADOS

Verificando as figuras anteriores podemos notar que os resultados gerados pelo programa de modelamento geométrico e análise térmica, SINDA, não são satisfatórios, pois não estão dentro dos requeridos limites de temperatura dos componentes eletrônicos internos. Essa discrepância se deve ao fato de que ainda não foram definidos todos os materiais a serem utilizados no NanosatC-BR e em consequência não determinamos o valor correto das propriedades térmicas e de outras variáveis que interessam ao subsistema de controle térmico.

No entanto, assim que os componentes e materiais do NanosatC-BR forem definidos, resultados mais confiáveis e satisfatórios poderão ser apresentados para então ajudar na qualificação deste satélite.

6.2. DEFINIÇÃO DE TESTES PARA O SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO DO NANOSATC-BR

Os testes necessários para a classe dos CubeSats já é pré-estabelecida pelo fornecedor e lançador deste. São necessários basicamente testes de Bakeouts para garantir o mínimo nível de dispersão de partículas pelo espaço quando em órbita, “outgassing”. Deve-se proceder com vácuo mínimo de 5×10^{-4} Torr para se obter a garantia de limpeza dos componentes.

Abaixo serão descritos os passos e procedimentos que devem ser realizados durante os testes:



- Limpar a superfície externa de todos componentes com panos usados em ambientes de sala limpa, “wipes”, e álcool isopropílico antes de inserir o satélite na câmara Termo-Vácuo;
- Colocar o Satélite na Câmara Termo-Vácuo;
- Obter ambiente de vácuo de no mínimo 5×10^{-4} Torr.
- Começando em temperatura ambiente de 25°C, aumentar esta até 70°C;
- Assim que a superfície do satélite atingir 70°C este deve ficar por uma hora nestas condições;
- Depois de uma hora volte à temperatura para 25°C e mantenha por uma hora assim que obtê-la;
- Eleve novamente a temperatura para 70°C para o bakeout final e repita a operação, deixando novamente por uma hora;
- E então o Bakeout está pronto.



7. CAPÍTULO 7

7.1. CONCLUSÃO

O Relatório descreve as atividades desenvolvidas pelo aluno no Projeto **“PROPOSTA E ANÁLISE DE SOLUÇÃO PARA O SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO DO PROJETO NANOSATC-BR”**, no período de abril de 2009 a julho de 2009. Os resultados obtidos com esta pesquisa sintetizam os principais conceitos dos chamados CubeSats, suas dimensões e limitações, tendo como foco o Subsistema de Controle Térmico.

Após uma descrição dos conceitos técnicos do Subsistema de Controle Térmico, foram mostrados resultados de um projeto preliminar que contribui para satélites da classe Cubesats. Além do processo e dos passos a seguir para o desenvolvimento de um Projeto Térmico para esta classe de satélites, o bolsista fez uma análise de solução para o subsistema térmico do NanosatC-BR.

Com estas atividades o bolsista desenvolveu habilidades de pesquisa, conhecimento e maior entendimento dos conceitos técnicos aplicados na área espacial e experiência com a parte prática de Projeto. Os estudos foram importantes para o crescimento profissional e pessoal da bolsista, tanto no aprimoramento técnico, como no seu desenvolvimento em áreas de formação pessoal, como liberdades pessoais, auto-estima, autoconfiança, aprimorando suas habilidades de autodidatismo, liderança, iniciativa e criatividade.

7.2. TRABALHOS FUTUROS

O bolsista pretende continuar atuando em pesquisas que envolvam Controle Térmico, entretanto, dando maior ênfase para a aplicação dos conceitos e tecnologias ao projeto NanosatC-BR.



Soluções otimizadas são efetivamente possíveis quando forem definidas as especificações e os requisitos do NANOSATC-BR, como: tipo de órbita, distribuição interna dos equipamentos, suas configurações geométricas, propriedades dos materiais utilizados, potência dissipada por cada elemento, entre outros.

Definindo os requisitos torna-se possível obter resultados mais confiáveis e com melhor aproximação da realidade para serem aplicados no Projeto do NanosatC-BR através da realização de testes e simulações com sistemas de programas específicos.



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] AZEEM, I. Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³, pp. 41-50.
- [2] DE SOUZA, Petrônio N. Curso Introdotório de Tecnologia de Satélites. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE. São José dos Campos – SP, 2007.
- [3] LARSON, W.J. AND WERTZ, J.R. Space Mission Analysis and Design. 2^a ed. Torrance, California: Space Technology Library, 1992. p. 865.
- [4] PROJETO BÁSICO – MISSÃO NANOSATC-BR-CLIMA ESPACIAL, “Versão Um”. Centro Regional de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE. Santa Maria – RS, 2008.
- [5] PRADO, A. F. B. de A. & KUGA, H. K. Fundamentos de Tecnologia Espacial. 1^aed. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE. São José dos Campos – SP, 2001. pp. 102-126.
- [6] LEITE, R. & MURAOKA, I. Curso Controle Térmico de Satélites. Ministério da Aeronáutica – Dep. de Pesquisas e Desenvolvimento, 1993. p. 74.
- [7] Website of Surrey Space Center “Small Satellite Home Page”, <http://www.ee.surrey.ac.uk>
- [8] BATURKIN, V. 2003. Micro-Satellites Thermal Control – Concepts and Components” Small Satellites for Earth Observation, 4th International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Berlin, April 7-11.
- [9] HENNIGER, J. "Solar Absorptance and Thermal Emittance of Some Common Spacecraft Thermal Control Coatings", in NASA Reference Publication 1121.
- [10] Thermal Radiation Heat Transfer Vol.1 NASA SP-164.
- [11] DE SOUSA, F. L., MURAOKA, I. & VLASSOV, V. Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites. INPE-11246-PUD/138. 2003-04.