



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

ESTUDOS DE SUBSISTEMAS DE CONTROLE TÉRMICO PARA PEQUENOS SATÉLITES PARA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR

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

PROCESSO Nº: 104222/2007-7

Lucas Lopes Costa - Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas
LAMEC/CRS/CIE/INPE – MCT
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
CRS/CIE/INPE – MCT
E-mail: lucas@lacesm.ufsm.br

Dr. Petrônio Noronha de Souza – Orientador
Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação
CPA/DIR/INPE - MCT
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE - MCT
E-mail: petronio@iss.inpe.br

Santa Maria, junho de 2008

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

PROJETO

**ESTUDOS DE SUBSISTEMAS DE CONTROLE TÉRMICO
PARA PEQUENOS SATÉLITES PARA APLICAÇÃO AO
NANOSATC-BR**

PROCESSO N°: 104222/2007-7

Relatório elaborado por:

Lucas Lopes Costa - Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
E-mail: lucas@lacesm.ufsm.br

Dr. Petrônio Noronha de Souza - Orientador
Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação
CPA/INPE - MCT
E-mail: petronio@iss.inpe.br

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



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Projeto:

ESTUDOS DE SUBSISTEMAS DE CONTROLE TÉRMICO PARA PEQUENOS SATÉLITES PARA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR

Processo CNPq: Nº 104222/2007-7

Bolsista:

Lucas Lopes Costa

Acadêmico de Engenharia Mecânica

Centro de Tecnologia

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Orientador:

Dr. Petrônio Noronha de Souza

Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação – CPA/DIR/INPE - MCT

Co-Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

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

Colaboradores/ Acadêmicos:

Rafael L. Costa – Curso de Engenharia Mecânica - UFSM

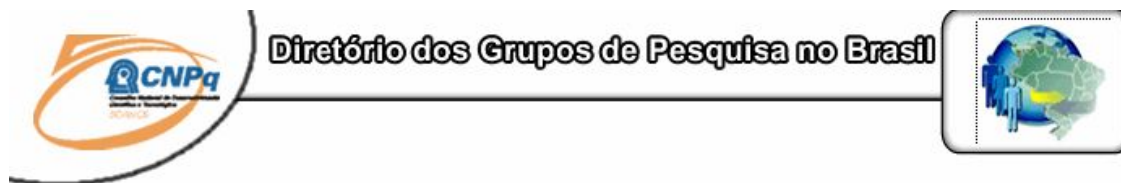
Silvano L. Prochnow – Curso de Engenharia Mecânica - UFSM

Lorenzo Marzari Félix – Curso de Engenharia Mecânica - UFSM

Local de Trabalho/Execução do Projeto:

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

Projeto executado no âmbito da Parceria INPE/MCT – UFSM através do
Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT/UFSM



Grupo de Pesquisa
Clima Espacial, Magnetosferas: Interações Terra - Sol,
NanoSatC-Br



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

Identificação

Dados básicos

Nome do grupo: Clima Espacial, Magnetosferas: Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br
Status do grupo: **certificado pela instituição**
Ano de formação: 1996
Data da última atualização: 18/06/2008 15:04
Líder(es) do grupo: Nelson Jorge Schuch - nelson.schuch@pq.cnpq.br
 Ademar Michels - michels@ct.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 de Pesquisa - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS: INTERAÇÃO TERRA-SOL do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/CIE/INPE-MCT, em Santa Maria, e Observatório Espacial do Sul - OES/CRS/CIE/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 (CEA, ETE, CPA), 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, os mecanismos de geração de energia no Sol, o 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. Pesquisas teóricas e observacionais utilizando-se de larga base de dados de sondas no Espaço Interplanetário e dentro de magnetosferas planetárias, bem como de modelos computacionais físicos e estatísticos. Vice-Líderes: Alisson Dal Lago, Nalin Babulau Trivedi, Marcelo Barcellos da Rosa, Ademar Michels.



Recursos humanos

Pesquisadores

Total: 32

Ademar Michels	Jean Carlo Santos
Alan Prestes	Jean Pierre Raulin
Alicia Luisa Clúa de Gonzalez	Joao Paulo Minussi
Alisson Dal Lago	Jose Humberto Andrade Sobral
Antonio Claret Palerosi	Mangalathayil Ali Abdu
Barclay Robert Clemesha	Marcelo Barcellos da Rosa
Clezio Marcos De Nardin	Nalin Babulal Trivedi
Cristiano Max Wrasse	Natanael Rodrigues Gomes
Delano Gobbi	Nelson Jorge Schuch
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	Petrônio Noronha de Souza
Fernando Luís Guarnieri	Polinaya Muralikrishna
Hisao Takahashi	Severino Luiz Guimaraes Dutra
Ijar Milagre da Fonseca	Walter Demetrio Gonzalez Alarcon

Estudantes

Total: 28

Alan Carlos Klein	Juliano Moro
Antonio Marcos Martins Silveira	Lilian Piecha Moor
Bernardo Henz	Lorenzo Marzari Félix
Carlos Roberto Braga	Lucas Lopes Costa
Cassio Espindola Antunes	Marcos Vinicius Dias Silveira
Cézar Augusto Daroit	Mateus Sabadi Schuh
Cristiano Sarzi Machado	Nikolas Kemmerich
Eduardo Ceretta Dalla Favera	Rafael Lopes Costa
Fabrício Deives Kummer	Samuel Martins da Silva
Fernando de Souza Savian	Silvano Lucas Prochnow
Igor Freitas Faundes	Tardelli Ronan Coelho Stekel
Jean Carlos Daroit	Tiago Domingos dos Santos
Jose Fernando Thuorst	Tiago Jaskulski
Josemar de Siqueira	Willian Rigon Silva

Técnicos

Total: 5

Anderson Pereira Colvero - Ensino Profissional de nível técnico - Técnico em Eletrônica
Eduardo Ceretta Dalla Favera - Ensino Profissional de nível técnico - Técnico em Computação
Koiti Ozaki - Especialização - Analista de Sistemas
Roben Castagna Lunardi - Graduação - Técnico em Computação
Vinicius Ceregati Costa - Graduação - \Outra Função

Linhas de pesquisa

Total: 4

- [AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA](#)
- [MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO](#)
- [MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL](#)
- [NANOSATC-BR](#)



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

Indicadores de recursos humanos do grupo	
Integrantes do grupo	Total
Pesquisador(es)	32
Estudante(s)	28
Técnico(s)	5



Linha de Pesquisa NANOSATC-BR

Linha de pesquisa

NANOSATC-BR

Nome do grupo: [Clima Espacial, Magnetosferas: 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 Guarneri](#)
[Ijar Milagre da Fonseca](#)
[Jean Pierre Raulin](#)
[Jose Humberto Andrade Sobral](#)
[Nalin Babulal Trivedi](#)
[Natanael Rodrigues Gomes](#)
[Nelson Jorge Schuch](#)
[Odim Mendes Junior](#)
[Otavio Santos Cupertino Durão](#)
[Petrônio Noronha de Souza](#)
[Severino Luiz Guimaraes Dutra](#)
[Walter Demetrio Gonzalez Alarcon](#)

Estudantes:

[Alan Carlos Klein](#)
[Bernardo Henz](#)
[Carlos Roberto Braga](#)
[Cassio Espindola Antunes](#)
[Fernando de Souza Savian](#)
[Igor Freitas Fagundes](#)
[Jean Carlos Daroit](#)
[Josemar de Siqueira](#)
[Lorenzo Marzari Félix](#)
[Lucas Lopes Costa](#)
[Marcos Vinicius Dias Silveira](#)
[Nikolas Kemmerich](#)
[Rafael Lopes Costa](#)
[Samuel Martins da Silva](#)
[Silvano Lucas Prochnow](#)
[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;
Engenharias; Engenharia Aeroespacial; Engenharia Aeroespacial - Pequenos Satélites;

Setores de aplicação:

Aeronáutica e espaço

Objetivo:



Relatório Final de Atividades

Pesquisas: Geoespaço e em Engenharias/Tecnologias: eletrônica, comunicações, mecânica e aeroespacial, 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: Ademar Michels

AGRADECIMENTOS

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

Não poderia deixar de mencionar, e agradecer aos meus colegas e acadêmicos do curso de Engenharia Mecânica Silvano Lucas Prochnow, Rafael Lopes Costa e Lorenzo Marzari Félix que muito contribuíram no desenvolvimento das atividades. Ao Prof. Dr. Ademar Michels pelo apoio e co-orientação.

Meus sinceros agradecimentos aos funcionários, servidores e Chefia do CRS/CIE/INPE – MCT pelo apoio e pela infra-estrutura disponibilizada e ao Dr. José Carlos Becceneri, Coordenador do Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, pela aprovação do Projeto de Pesquisa, o que me permitiu dar os primeiros passos na iniciação científica e tecnológica e conseqüentemente um grande crescimento pessoal.

Agradecimentos especiais ao Dr. Otavio Santos Cupertino Durão, Dr Ijar Milagre da Fonseca e Dr Luis Fabiano de Sousa que muito estão contribuindo para o andamento do Projeto do NanoSatC-BR, e que me proporcionaram um excelente treinamento enquanto estivemos na sede do INPE em São José dos Campos – SP.



SUMÁRIO

CAPÍTULO 1	12
1.1. INTRODUÇÃO.....	12
1.2. OBJETIVO DO PROJETO	12
1.3. METODOLOGIA	13
CAPÍTULO 2	14
2.1. NANOSATC-BR	14
CAPÍTULO 3	16
3.1 CUBESATS	16
3.2 SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO EM CUBESATS.....	19
3.2.1. Revestimentos Térmicos.....	20
3.2.2. Isolamento Térmico.....	27
3.2.3. Elementos nas Interfaces.....	28
3.2.4. Radiadores	29
3.2.5. Micro-Tubos de Calor.....	29
CAPÍTULO 4	32
4.1	32
AMBIENTES TÉRMICOS DE UM SATÉLITE	32
CAPÍTULO 5	42
5. 1	42
FERRAMENTAS PARA O PROJETO DE CONTROLE TÉRMICO	42
5.1.1 Cronograma do Projeto de Controle Térmico	43
CAPÍTULO 6	56
6.1 PROJETO DE CONTROLE TÉRMICO DO NANOSATC-BR	56
CAPÍTULO 7	61
7.1 CONCLUSÃO	61
7.2 TRABALHOS FUTUROS	61
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	63
ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS.....	65



RESUMO

O seguinte relatório apresenta as atividades de pesquisa vinculadas ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, realizadas pelo bolsista Lucas Lopes Costa, Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica, do Centro de Tecnologia da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, durante o período de Agosto de 2007 à Julho de 2008, no Projeto “**Estudos de Subsistemas de Controle Térmico para Pequenos Satélites para Aplicação ao NanoSatC-Br**”, junto ao Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CIE/INPE-MCT. As atividades foram desenvolvidas no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas – LAMEC do CRS/CIE/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 subsistema de controle térmico para satélites da classe dos CubeSats. Devido a sua importância para o funcionamento do satélite, serão apresentados os conceitos básicos, a influência do ambiente espacial, as alternativas para solucionar problemas térmicos, os equipamentos utilizados, as ferramentas de gerenciamento de projeto e de análise de caso, que poderão ser utilizados no Projeto NanosatC-BR.

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 classe de nanosatélites, os Cubesats, com identificação de conceitos, aplicações, estrutura mecânica, fases de vida, funcionamento e projeto desses. O relatório tem ênfase no Projeto de Subsistemas de Controle Térmico de Cubesats e assuntos relacionados, que englobam conhecimentos de ciências básicas, ambiente espacial, gerenciamento de projeto, funcionamento de todo satélite, ferramentas de projeto e possíveis soluções aplicadas para satélites desta classe.

Através da análise de soluções de projeto usadas em outros satélites será feita a verificação de aplicação destas no Projeto do Nanosatélite Científico Acadêmico Brasileiro – NanoSatC-BR.

A divisão de capítulos mostra as etapas de evolução da Pesquisa que, inicialmente, teve foco na familiarização de conceitos para satélites de uma forma geral, principalmente os de grande porte, os quais possuem maior grau de complexidade, para posterior entendimento dos da classe Cubesat. Ainda, pesquisas de conhecimentos básicos de ambiente espacial, transferência de calor e gerenciamento de Projetos também são incluídos

1.2. OBJETIVO DO PROJETO

O objetivo principal deste Projeto de Pesquisa é obter conhecimento suficiente dos conceitos para solução de um Projeto Térmico de um Cubesat, com identificação de gerenciamento das fases de Projeto, ferramentas disponíveis aplicáveis e, ainda, a possibilidade de aplicação direta no Projeto NanosatC-BR, onde o bolsista é o aluno responsável pelo Projeto Térmico.

Outros objetivos a serem considerados e ressaltados são: o fomento a conhecimentos na área Espacial, muito pouco explorados no País, e com grande futuro para área tecnológica e humana, além de possível área de atuação profissional do bolsista.

1.3. METODOLOGIA

O trabalho foi desenvolvido através de extensa revisão bibliográfica de assuntos básicos sobre satélites, Subsistemas de Controle Térmico e todo contexto envolvido em missões espaciais, para posterior aplicação e entendimento na classe dos Cubesats.

Através de pesquisa exploratória, na Internet, livros, artigos científicos e contato com profissionais diretamente ligados a Projeto Térmico de satélites, foram analisadas as aplicações práticas de controle térmico para esta classe de satélites.

Outros satélites da mesma classe, desenvolvidos internacionalmente, foram estudados e, através destes, levantada a possibilidade de utilização de algumas de suas técnicas no Projeto Térmico do NanoSatC-Br.

CAPÍTULO 2

2.1. NANOSATC-BR

A Missão NanosatC-BR – Clima Espacial consiste em um Programa Integrado de Pesquisa Espacial com desenvolvimento de Engenharias e Tecnologias Espaciais através de um pequeno satélite, o Nanossatélite Científico Brasileiro, NanosatC-BR, 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.

A Missão prevê o desenvolvimento de instrumentação científica, de sensores, da construção ou adaptação de magnetômetros e dosímetros e, simultaneamente, da construção, qualificação e lançamento de um satélite científico Brasileiro, o NanosatC-BR, que será um satélite miniaturizado do tipo CubeSat.

Com lançamento deste em órbita baixa polar do tipo LEO-Síncrona em torno de 600km, estabilização magnética ou por rotação, ainda não definida, levará como carga útil dois experimentos, um magnetômetro (para medidas do campo magnético terrestre) e um dosímetro (para medição da quantidade de partículas precipitadas 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, apresentado neste relatório com maior detalhes, entre outros subsistemas e seus componentes estão em desenvolvimento. O lançamento está previsto para o final de 2009 com lançador ainda não definido através da CalPoly (Califórnia Polytechnic State University).

O Projeto Térmico do satélite NanoSatC-BR está sendo desenvolvido como atividade de pesquisa aplicada do bolsista, o satélite será da classe Cubesat, satélite em formato cúbico de dimensões 100x100x100 mm. O Projeto é uma iniciativa do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CIE/INPE – MCT em parceria com a UFSM e outras instituições brasileiras, o qual está sendo desenvolvido por estudantes, se tornando um dos primeiros satélites universitários desenvolvidos no Brasil.

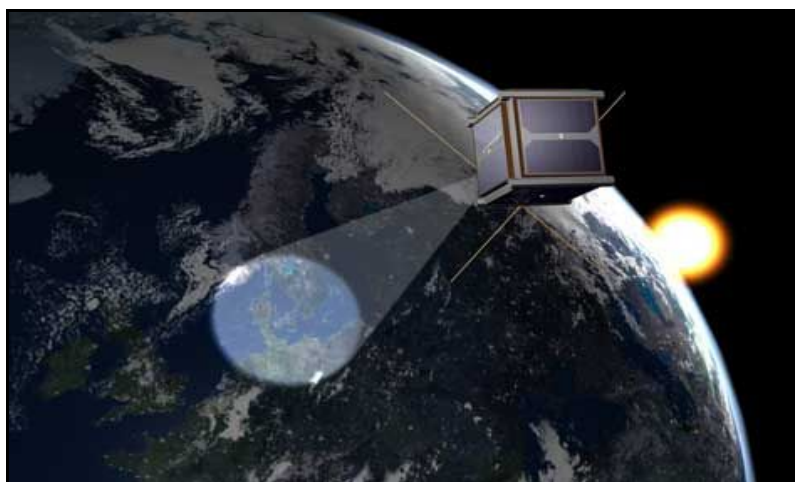


Figura 2.1: Representação de um Cubesat em órbita durante sua Missão¹.

¹ Fonte: <http://www.cubesat.auc.dk/>

CAPÍTULO 3

3.1 CUBESATS

CubeSat é um satélite da classe dos nanossatélites, satélites com até 10kg de massa, tem como características principais seu formato cúbico com 10cm de aresta (100x100x100mm) e massa limite de até 1kg.

Estes satélites têm maior utilização em missões científicas para obtenção de dados, testes para dispositivos e materiais inéditos e até obtenção de imagens. Sua utilização se deve principalmente pelo fato da divisão de tarefas em satélites menores, o que acarreta em menores custos e, se houver perda destes, não serão orçamentos exorbitantes perdidos.



Figura 3.1: Foto de um Cubesat captada por outro Cubesat ².

As restrições de massa e volume interno (aproximadamente 1litro) levam a prazos e custos de desenvolvimento bastante reduzidos. No caso do NanosatC-BR são previstos 2 anos de desenvolvimento. O custo de lançamento é uma das maiores vantagens, devido a sua pequena massa, este custa na faixa de milhares de dólares, que comparados com milhões gastos em satélites maiores é bastante vantajoso.

² Fonte: <http://www.space.com/>

Além da opção de lançamento de carona com outros satélites pequenos e um de grande porte (principal) ou exclusivamente de Cubesats.

Este tipo de satélite vem sendo desenvolvido por universidades de vários países devido, principalmente, ao reduzido custo de produção e ser uma excelente oportunidade para alunos universitários de várias áreas de ciências e tecnologias aplicarem seus conhecimentos.

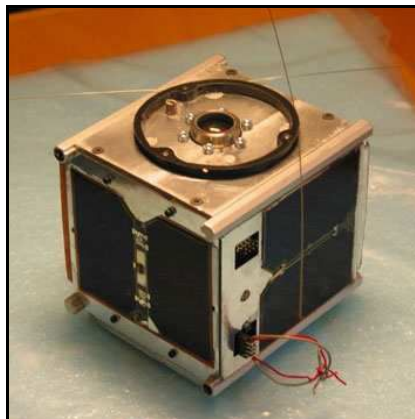


Figura 3.2: Cubesat integrado³.

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 competência. Os subsistemas usualmente encontrados são os seguintes.⁴

Controle de Atitude (Attitude Determination and Control ou Attitude Control System – ACS)

- 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.

³ Fonte: www.ausatii.aau.dk

⁴ Fonte: DE SOUZA, Petrônio N., “Curso Introdutório em Tecnologia de Satélites – A Concepção do Sistema, a Arquitetura dos Satélites e Seus Subsistemas”, 2007

Telecomunicação de Serviço (Telemetry, Tracking and Command)

- Objetivo: Enviar e receber os dados que permitem o acompanhamento do funcionamento e o comando do satélite.
- Partes: Transmissores, receptores e antenas.

Gestão de Bordo (Command and Data Handling)

- Objetivo: Processar as informações recebidas da ou a serem enviadas para a Terra e as informações internas ao satélite.
- Partes: Computador(es) de bordo e seu software.

Estrutura e Mecanismos (Structures and Mechanisms)

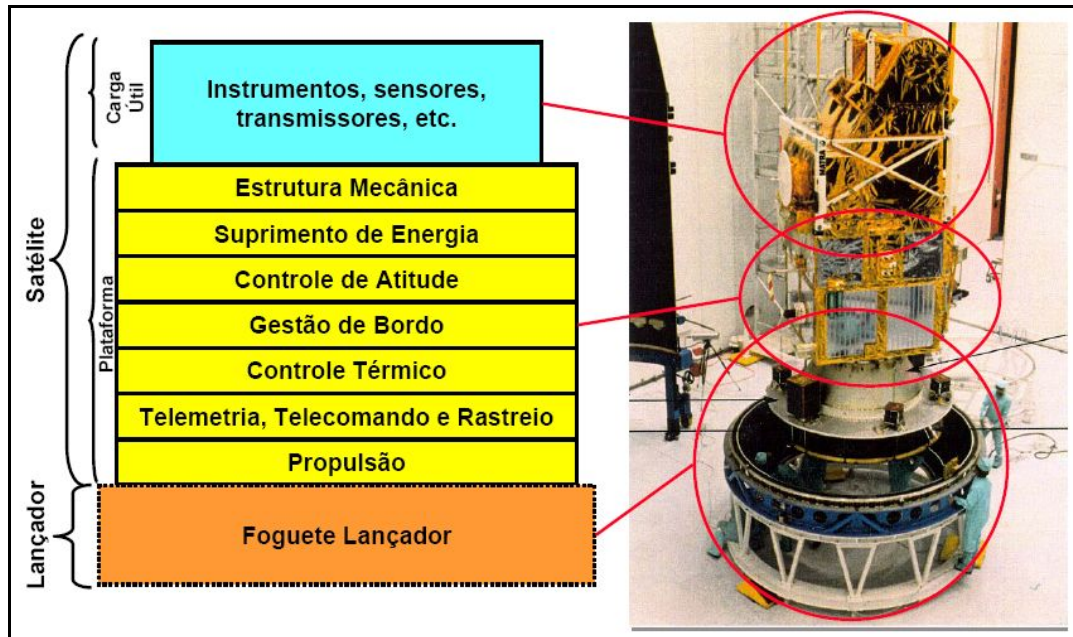
- Objetivo: Fornecer o suporte mecânico e de movimento para as partes do satélite. Também oferecer proteção contra as vibrações de lançamento e contra a radiação em órbita.
- Partes: Estrutura primária e estruturas secundárias, mecanismos de abertura de painéis solares e de separação do lançador, mecanismos 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.

Figura 3.3: Partes de um satélite⁵.

Esta divisão de subsistemas também é aplicada para Cubesats, mas seus subsistemas estão integrados em um único módulo. Nestes, dependendo de sua missão, não é necessário uma grande precisão ou apontamento específico, portando, não havendo necessidade de um subsistema de propulsão, assim como um subsistema de controle de atitude muito rigoroso.

3.2 SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO EM CUBESATS

O subsistema de controle térmico de um satélite é um dos principais sistemas responsáveis pelo sucesso da missão, e suas funções são monitorar e controlar as temperaturas internas do satélite, garantindo que as temperaturas dos componentes mecânicos, elétricos e eletrônicos permaneçam dentro das faixas requeridas de funcionamento.

Existem duas maneiras de completar essa tarefa: os sistemas ativos, com a necessidade do uso de energia elétrica para acionar equipamentos como, por exemplo, de refrigeração e aquecimento, sensores termoelétricos, circuitos de bombeamento e sistemas criogênicos.

⁵ Fonte: DE SOUZA, Petrônio N., "Satélite e plataformas espaciais – Técnica e aplicações", 2007

Estes são muito caros e demandam um grande volume interno do satélite, não sendo o melhor recurso para pequenos satélites.

Outra maneira, e mais adequada para controlar a temperatura interna de pequenos satélites como um Cubesat, é o uso de sistemas passivos, sem o consumo de energia elétrica e com uma relativa independência entre suas partes. Em satélites muito pequenos não há grande disponibilidade de geração e armazenamento de energia. Geralmente dispõe somente do suficiente para suprir o módulo da carga útil por determinado tempo, sendo que nestes casos o satélite possui apenas controle térmico. Geralmente de baixo custo, simplicidade e de grande eficiência, os recursos utilizados são revestimentos e isolantes térmicos, elementos nas interfaces, radiadores térmicos e micro-tubos de calor são os mais conhecidos e utilizados.

O controle térmico passivo é o mais confiável, mas é afetado diretamente pela degradação progressiva de seus componentes, principalmente externos, devido a ação de fatores ambientais que modificam gradualmente as propriedades dos elementos, assim mudando o equilíbrio térmico do satélite.

3.2.1. Revestimentos Térmicos

A única maneira de controlar a temperatura interna de um satélite é manipular as trocas de calor com o ambiente espacial através da radiação. Em vista disto, é muito grande a importância das propriedades termo-ópticas dos revestimentos térmicos, principalmente externos do satélite. Estas são superfícies com determinadas propriedades termo-ópticas de absorvidade (α), que é capacidade de absorção em relação à radiação térmica incidente, e emissividade (ϵ), que é capacidade de emissão no infravermelho, desejadas para determinada superfície.

São alguns exemplos de revestimentos térmicos: tintas, superfícies ópticas refletoras (OSRs), plásticos aluminizados, fitas térmicas adesivas ou superfícies metalizadas.

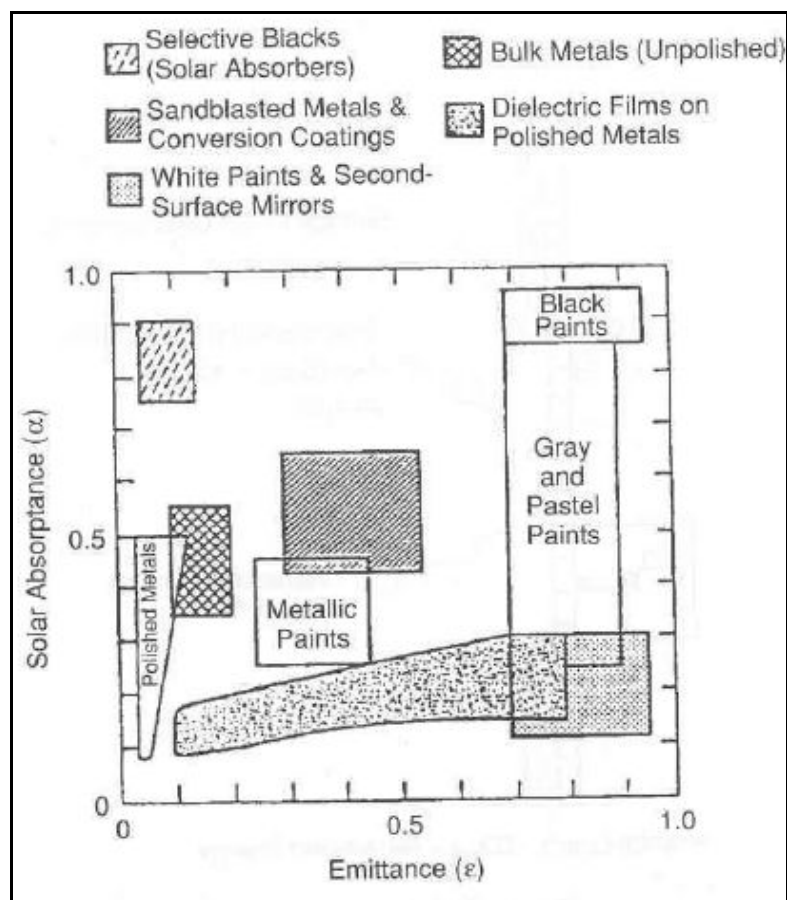


Figura 3.4: Relação das propriedades de Absotividade (α) e Emissividade (ϵ) de alguns revestimentos⁶.

As propriedades termo-ópticas de alguns materiais estão mostradas na tabela da Fig. 3.5.

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

No.	Material	Measurement Temp. (K)	Surface Condition	Solar Absorp-tivity, α	Infrared Emis-sivity ϵ	Absorp-tivity/Emis-sivity Ratio	Equili-brium 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 3.5: Propriedades de radiação⁷.

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

$$Q_\alpha = G_s A \alpha$$

G_s – constante solar (1358 W/m^2)

A – área diretamente iluminada pela radiação

α – absotividade do material

Pode ser calculada também a energia emitida por uma superfície através da seguinte equação:

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

$$Q_w = \epsilon \sigma T^4 A$$

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

Alguns exemplos de revestimentos cobrindo uma esfera isotérmica em ambiente espacial são mostrados na Fig. 3.6 em função da temperatura de equilíbrio atingida.

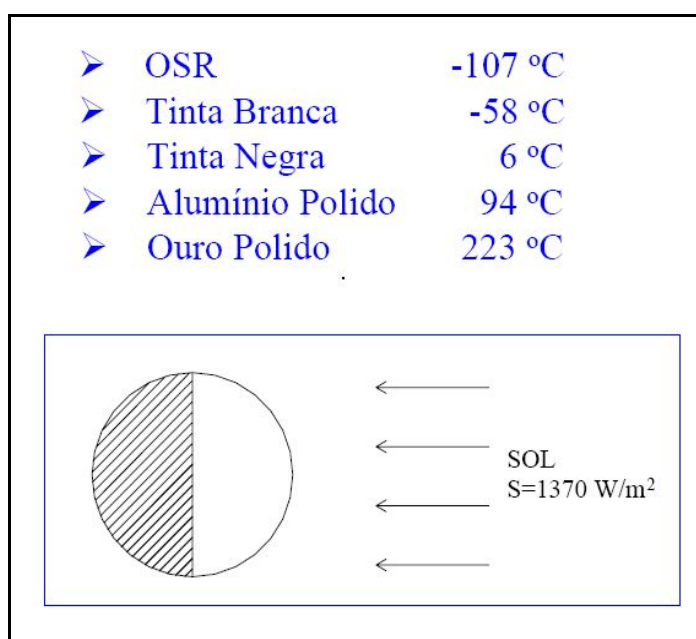


Figura 3.6: Temperatura de equilíbrio de uma esfera maciça em função de seu revestimento⁸.

Através da necessidade de propriedades termo-ópticas, é possível escolher os diferentes tipos de materiais, mas outros fatores devem ser levados em conta:

- **Rugosidade e espessura:** A rugosidade e a espessura podem mudar as propriedades de absorção, reflexão e emissão de calor do revestimento de um satélite. Se a superfície não for opticamente regular, quando ondas de radiação incidirem nesta, ocorrerão

⁸ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Revestimentos Térmicos”, 2003

Relatório Final de Atividades

múltiplos efeitos de reflexão e difração, resultando na mudança das propriedades deste revestimento. Se o revestimento tiver pouca espessura, este será praticamente transparente para o infravermelho e outras radiações visíveis do espectro eletromagnético.

- **Desgaste e deterioração:** Desgaste e deterioração do revestimento ocorrem gradualmente durante a vida do satélite em ambiente espacial. Estes podem ser detectados através de mudanças na absorvidade, refletividade e condutividade elétrica dos componentes internos do satélite. Esse desgaste pode ser causado pela absorção de fótons eletromagnéticos, contaminação ou por efeitos decorrentes das trocas de calor desse revestimento, mas principalmente devido à incidência de UV (radiação ultravioleta).
- **Contaminação:** Contaminações químicas podem ocorrer na superfície do satélite, seja através de reações químicas ou pelo acúmulo de camadas de óxidos, que modificam as propriedades do revestimento.
- **Propriedades elétricas:** Descargas elétricas podem ocorrer no espaço entre as superfícies do satélite, além do contato com partículas eletricamente carregadas, que podem interferir ou danificar o sistema elétrico do satélite. Alguns dispositivos e circuitos elétricos são muito sensíveis a qualquer alteração elétrica, na ordem de nano-joules. Assim, é recomendável que o satélite acumule, no máximo, 3 mJ em cada superfície. Essa proteção deve ser feita principalmente para o fluxo de prótons de baixa energia incidentes no satélite, pois os elétrons, com muita energia, têm massa muito inferior e viajam em velocidades muito superiores a dos prótons, então não interferem nos circuitos internos do satélite.

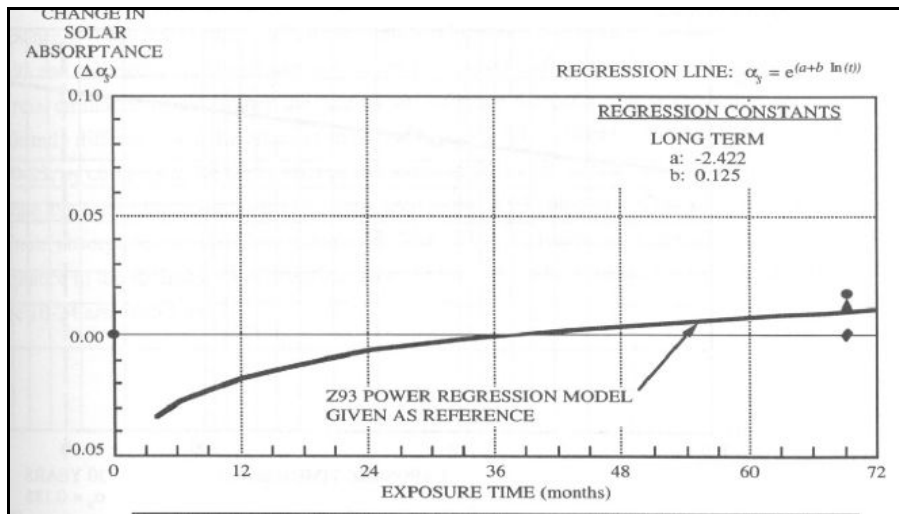


Figura 3.7: Degradação de absortividade da tinta branca Z93⁹.

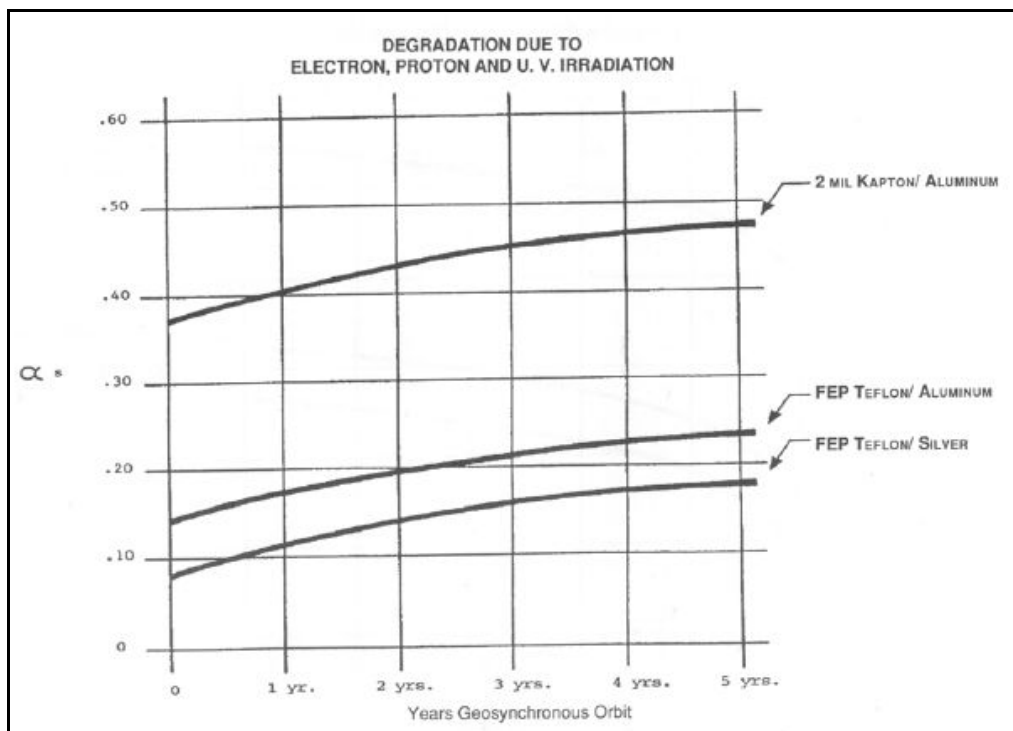


Figura 3.8: Degradação da absortividade do Teflon e Kapton Metalizado devido partículas carregadas e radiação Ultra Violeta (UV)¹⁰.

⁹ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Revestimentos Térmicos”, 2003

¹⁰ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Revestimentos Térmicos”, 2003

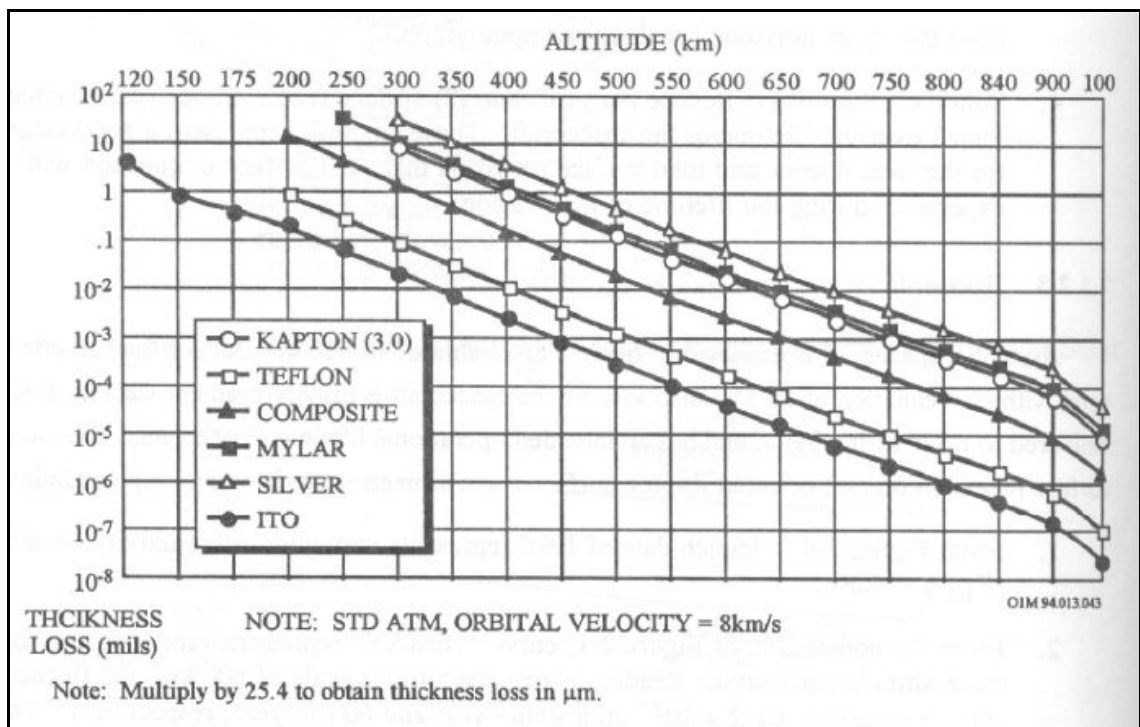


Figura 3.9: Degradação da espessura de alguns revestimentos por reação com oxigênio atômico¹¹.

O custo da tinta branca não é elevado, mas a degradação da absorvidade é muito grande ao longo da vida útil do satélite. O Second Surface Mirror (SSM) e as Superfícies Óticas Refletoras (OSRs) são revestimentos muito eficientes, a degradação da absorvidade não é muito grande, mas são caros, frágeis e pesados.

Os revestimentos para áreas internas, como a tinta preta $\alpha/\epsilon = 0.9/0.9$, são usados para acoplar radiativamente as superfícies internas do satélite e diminuir os gradientes de temperatura interna. Também são usadas fitas térmicas (tapes) ou superfícies metalizadas, que possuem normalmente baixa emissividade e servem para desacoplar radiativamente alguma superfície do satélite ou equipamentos eletrônicos.

¹¹ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Revestimentos Térmicos”, 2003

3.2.2. Isolamento Térmico

O isolante mais conhecido e usado em um satélite é chamado “Multi-layer Isulator” (MLI) ou mantas multicamadas super-isolantes. Elas são utilizadas com o objetivo de 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 as paredes dos equipamentos.

O MLI consiste de várias camadas de plástico aluminizado (com baixa emissividade), separadas condutivamente por espaçadores do tipo rede de nylon, obtendo-se deste modo emissividades efetivas da ordem de 0,02, absorvidades efetivas próximas a 0,05, e uma condutividade térmica efetiva da ordem de 10^{-4} W/m°C.

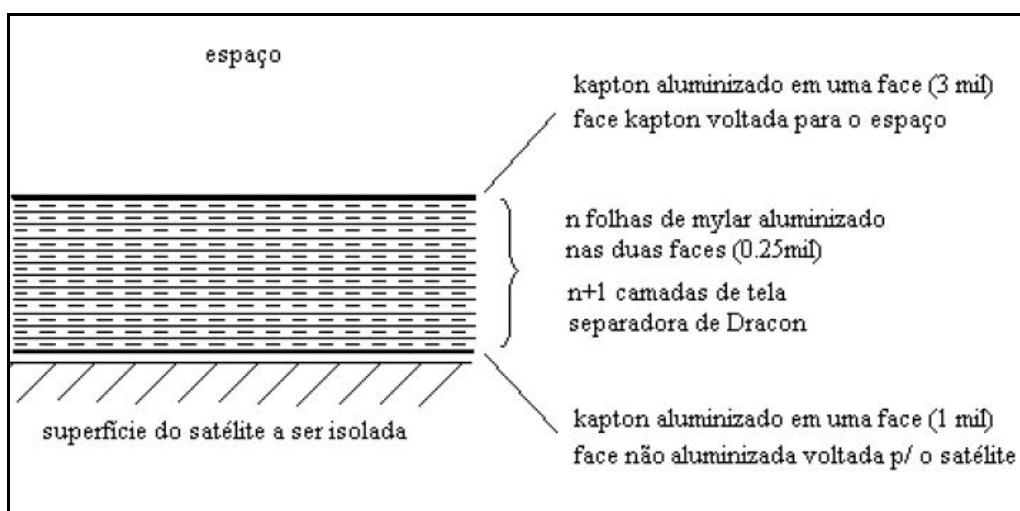


Figura 3.10: Estrutura de um MLI¹².

O MLI foi usado na construção do satélite Solar Spectroscopy Satellite – S3, um Cubesat, na forma de um isolante formado por 50 camadas alternadas de Mylar (filme de poliéster), uma família específica de plástico produzido da resina polyethylene terephthalate, e micro-redes de nylon, cobertas por uma camada de kapton (filme de poliamida), altamente resistente e dimensionalmente estável sob a ação de altas temperaturas.

¹² Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Revestimentos Térmicos”, 2003

Devido às restrições de massa destes pequenos satélites, 100 cm² deste isolante tem apenas 3 g de massa e alta eficiência isolante.

Tabela 3.1: Propriedades termo-físicas dos componentes de um MLI.¹³

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*

3.2.3. Elementos nas Interfaces

Os materiais de interface térmica podem ser empregados como isolantes ou condutores de calor. Os adesivos ou graxas térmicas à base de silicone são utilizados para garantir um bom contato térmico entre as superfícies. Normalmente são necessários para acoplar a base de um equipamento com alta dissipação interna ao seu painel de montagem.

As arruelas isolantes de teflon ou kevlar, materiais com baixa condutividade térmica, são empregadas em juntas aparafusadas entre os painéis do satélite ou entre os pés de fixação de algum equipamento para desacoplá-los condutivamente quando necessário, assim aumentando a resistência térmica de contato.

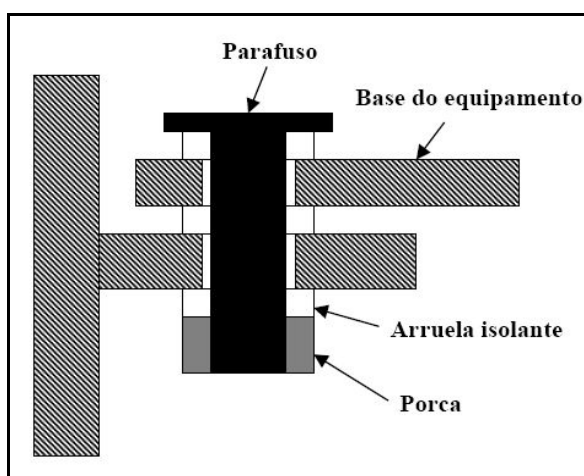


Figura 3.11: Montagem de uma arruela isolante¹⁴.

¹³ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

3.2.4. Radiadores

Radiadores ou Janelas térmicas são áreas de uma superfície cobertas com revestimentos frios que absorvem pouca radiação (absortividade pequena) e possuem alta emissividade. Normalmente são utilizadas tintas brancas especiais com $\alpha = 0.19 \sim 0.38$ e $\varepsilon = 0.87$.

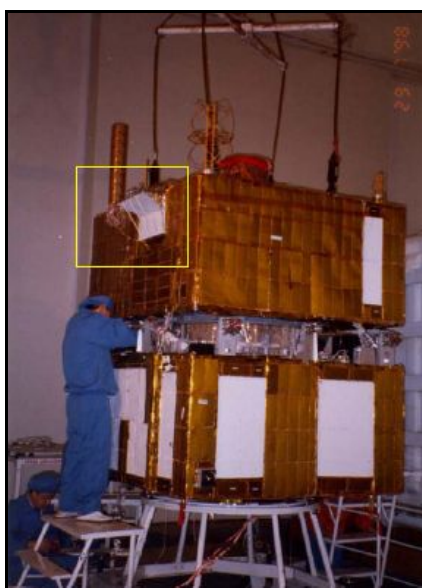


Figura 3.12: Radiadores (janelas brancas) do satélite CIBERS¹⁵.

3.2.5. Micro-Tubos de Calor

Micro-tubos de calor (“heat pipes”) são pequenas tubulações que servem para dissipar o calor entre partes do satélite, ocupam muito pouco espaço dentro do satélite e têm grande eficiência para um controle térmico passivo. É composto por um tubo metálico bastante fino, geralmente feito de alumínio ou algum material bastante condutivo termicamente, que contém uma divisão na superfície interna formada por um material poroso (“wick”), por onde o fluido na forma líquida circula.

¹⁴ Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Uma Introdução ao Controle Térmico de Satélites”, 2003

¹⁵ Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Radiadores Espaciais”, 2003

Dentro desse tubo, é colocado um fluido, geralmente amônia, para remover calor de uma parte do satélite e transferir para o outro extremo, através do calor latente de evaporação e condensação.

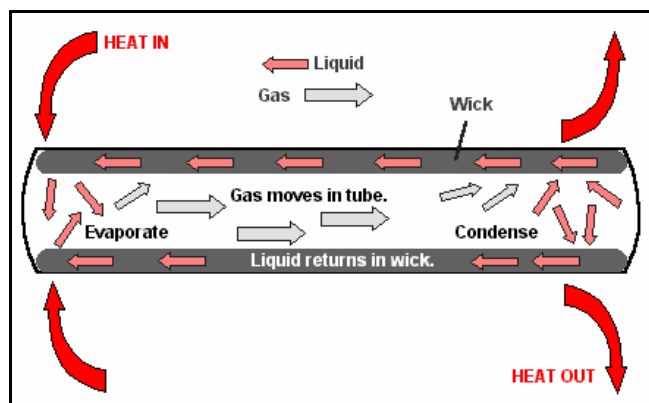


Figura 3.13: Estrutura de um micro-tubo de calor¹⁶.

O mecanismo é bem simples, o micro-tubo remove o calor da parte mais quente do satélite, o fluido evapora, tornando-se vapor, e viaja pelo tubo para a outra parte do satélite mais fria, por efeito de capilaridade, o fluido condensa e, na divisão interna do tubo volta à forma líquida e retorna para parte quente do satélite. Assim, completando um ciclo até manter a temperatura homogênea entre as partes envolvidas. Um dos maiores problemas do uso de micro-tubos de calor são os desgastes internos, que devem ser bastante analisados e estudados antes da aplicação.

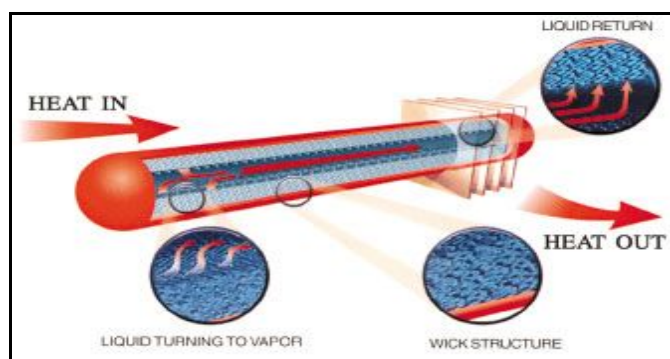


Figura 3.14 Mecanismo de funcionamento de um micro-tubo de calor¹⁷.

¹⁶ Fonte: www.computerlanguage.com

¹⁷ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

No satélite Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³, um Cubesat científico, foram usados dois heat pipes de Alumínio em formato “L” tridimensional e 0.5cm de diâmetro, usando como fluido de trabalho Amônia (NH₃) pesando apenas 18.8 g em 8 cm de comprimento. Com a temperatura de operação destes entre -50° até 70°C, conduz-se um fluxo térmico de 50 W/cm², podendo-se obter uma redução de temperatura de 20°C.

O tubo de calor é o sistema de transporte de calor mais utilizado em aplicações espaciais, devido a sua simplicidade de operação, robustez e alta relação calor transportado/peso na faixa de potência dissipada e distância de transporte típico em satélites.

Para um Cubesat este componente pode assumir outra função, além de conduzir calor, pode ser usado como um amortecedor de natação (movimento do peão), pois o fluido em circulação libera energia suficiente para reduzir o movimento e até estabilizar o apontamento do satélite, assumindo também função de controle de atitude.

CAPÍTULO 4

4.1 AMBIENTES TÉRMICOS DE UM SATÉLITE

Os ambientes térmicos enfrentados por um satélites podem ser divididos em três fases: Laboratório, Lançamento (Aquisição) e Órbita. As fases mais críticas a serem consideradas são de Aquisição de órbita (pós-lançamento e abertura da coifa) e em sua própria órbita (ambiente espacial), onde o ambiente espacial combinado com a velocidade do satélite e cargas térmicas aplicadas torna-se uma combinação bastante hostil para o controle térmico.

4.1.1 Ambiente Laboratorial

É preciso manter o satélite em temperaturas dentro das faixas requeridas para todos os equipamentos, então, em lugares muito gelados, muito quentes ou de variação muito grande de temperatura é necessário um controle maior para o ambiente de trabalho do satélite. Estes geralmente são mantidos a temperatura ambiente, $23 \pm 2^{\circ}\text{C}$, em pressão de 1atm, em salas com controle do número de partículas dispersas no ar chamadas *salas limpas*.

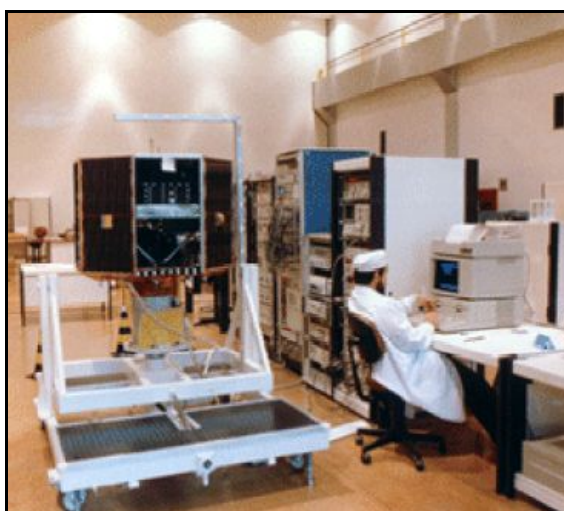


Figura 4.1: Laboratório de trabalho¹⁸.

¹⁸ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003

4.1.2 Lançamento e Aquisição de Órbita

Esta fase pode ser dividida em três subfases: Pré-Lançamento, Após ignição (no interior da coifa) e Após abertura da coifa. Estas três subfases podem ser críticas para o satélite, e fazem parte de fase onde as variáveis são as de menor precisão possíveis e em que o projeto do satélite deve adotar coeficientes de segurança maiores.

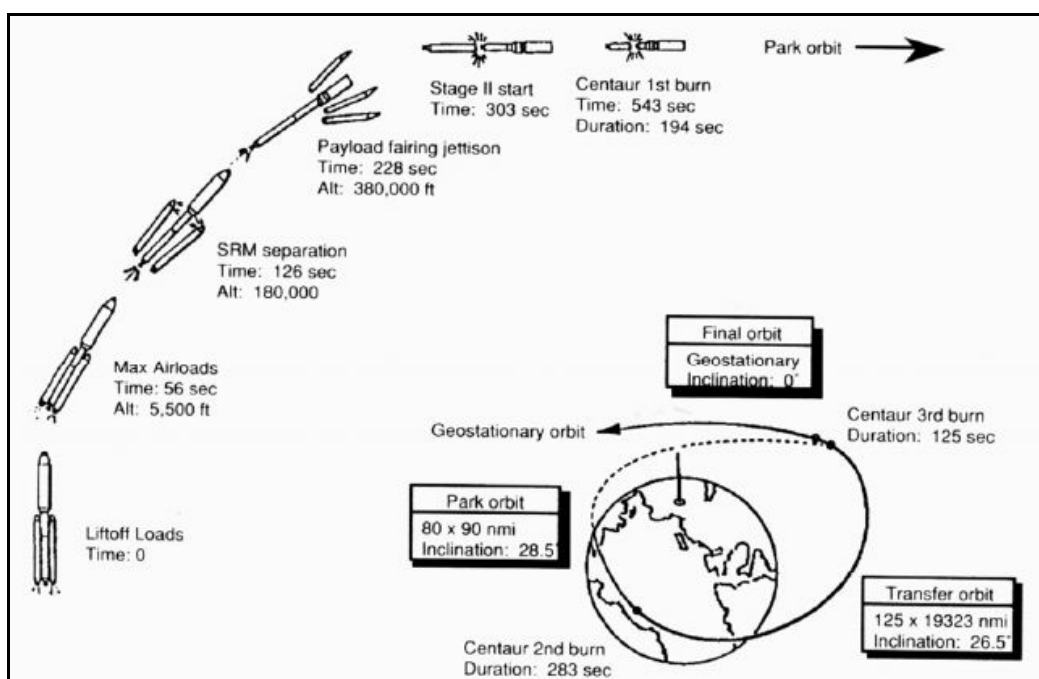


Figura 4.2: Lançamento e aquisição de órbita¹⁹.

Pré-Lançamento: O satélite deve ser transportado mantendo as condições primeiras de temperatura e então 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 a 25°C e pressão de 1 atm até o acionamento dos motores do foguete.

¹⁹ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003

Esta subfase pode levar dias para que todo sistema seja montado e devidamente testado, mas não apresenta grandes problemas para o controle térmico.

Após ignição (no interior da coifa): A partir desta fase e suas subseqüentes o controle térmico deve começar a atuar e desempenhar seus objetivos. Todo lançador quando dada a ignição libera muita energia devida reação da queima de enorme massa de combustível do foguete. Esta energia afeta diretamente o satélite através de vibrações e carga térmica. O gráfico da Fig. 4.3 mostra a variação da temperatura do último estágio do foguete (conectado com a coifa) e da coifa, onde o satélite está protegido. A coifa é composta por um material com baixa emissividade para evitar transportar muito calor para dentro do satélite.

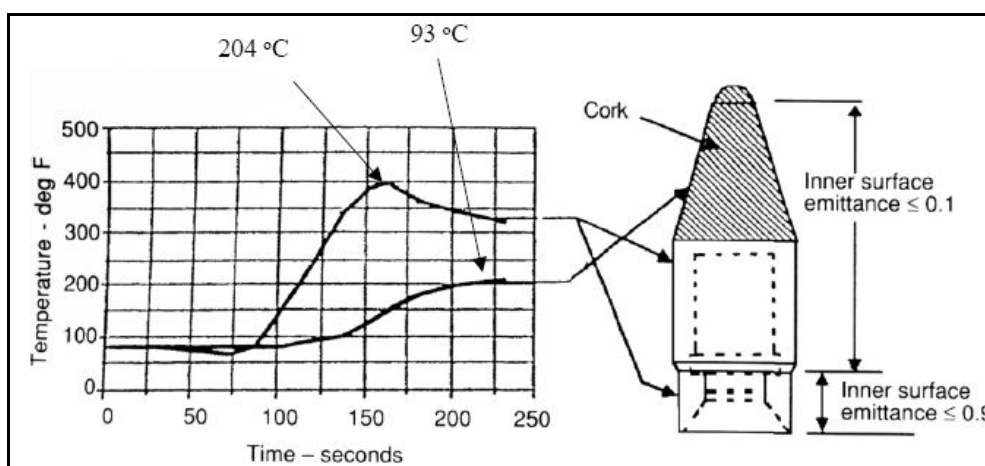


Figura 4.3: Temperatura pós-ignição da coifa no foguete Atlas²⁰.

Após abertura da coifa: Esta subfase, e a mais crítica, é quando a coifa é aberta e o último estágio do foguete ainda está acionado. Além do carregamento térmico da queima do propelente, o satélite agora está a uma velocidade bastante alta e exposto em uma região onde existem, ainda, algumas partículas e a densidade atmosférica é ainda elevada, o que causa um atrito ainda elevado no satélite, que antes era protegido pela coifa.

²⁰ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003

O fluxo de calor causado pelo atrito desta atmosfera ainda densa com o satélite pode ser calculado através da seguinte equação:

$$q_{fmh} = \frac{1}{2} \rho \cdot v_{rel}^3$$

q_{fmh} = fluxo de calor causado por moléculas livres (free molecular heat flux)

ρ = densidade da atmosfera local

v_{rel} = velocidade relativa do satélite com a atmosfera

A densidade da atmosfera varia bastante com a altura da órbita, ficando menor a cada quilômetro afastado da Terra. A coifa é aberta em altitudes próximas de 200 km para satélites de órbitas baixas, dependendo da sua órbita final.

4.1.3 Ambiente Espacial

Quando o satélite atinge sua órbita final e seus componentes eletrônicos estão em funcionamento, ele está em seu estado de maior carregamento térmico, onde o controle térmico deve agir conforme o esperado pelo projeto.

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. 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
- o sumidouro (espaço profundo).

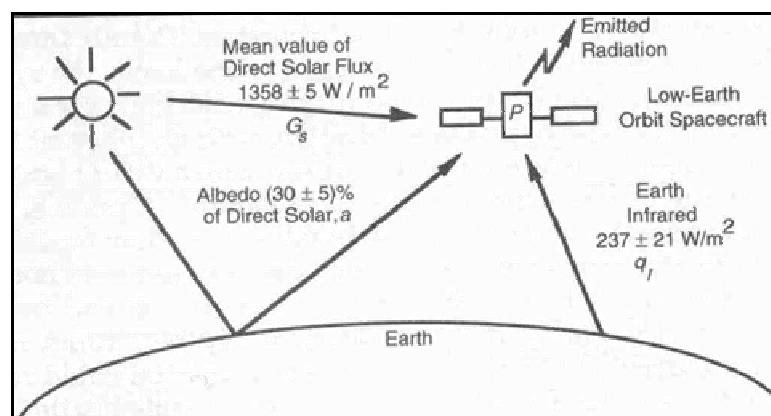


Figura 4.4: Principais cargas térmicas sobre um satélite em órbita²¹.

Energia dissipada por componentes internos: Este carregamento consiste na carga térmica que os dispositivos elétricos e eletrônicos dissipam internamente no satélite. Esses dados podem ser facilmente obtidos nas especificações de cada componente do satélite ou testes rápidos para reconhecê-los. Na Tabela 4.1 é mostrado um exemplo das cargas dissipadas por alguns componentes internos do Solar Spectroscopy Satellite – S³.

Tabela 4.1: Potência dissipada por alguns componentes²².

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

Influência direta do Sol: O Sol consiste na carga térmica de maior fonte de calor e esta depende diretamente da altura e atitude do satélite em órbita. A constante solar adotada pelo INPE: 1318 ~ 1416 W/m² pode variar dependendo da altura e inclinação da órbita.

²¹ Fonte: Larson, W. J. and Wertz, J. R., “Space mission analysis and design”, 1992

²² Fonte: Azeem, Dr. Irfan, “Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³”

Alguns autores como Wiley J. Larson e James R. Wertz adotam como constante solar $1358 \pm 5 \text{ W/m}^2$. Através do cálculo de potência de ondas é possível obter esse valor considerando a distância Terra-Sol entre $147,1 \times 10^6$ a $152,1 \times 10^6 \text{ km}$, descontando a altura da órbita e conhecendo a intensidade solar (5700k de temperatura), obtemos algum valor sem muita precisão.

Albedo: É a parte da energia solar refletida pela superfície terrestre que atinge o satélite em órbita, considerada cerca de $30 \pm 5\%$ da radiação solar incidente na Terra. Esta depende diretamente da inclinação da órbita do satélite também como da altura, como é mostrado na Tabela 4.2 para uma órbita baixa (LEO).

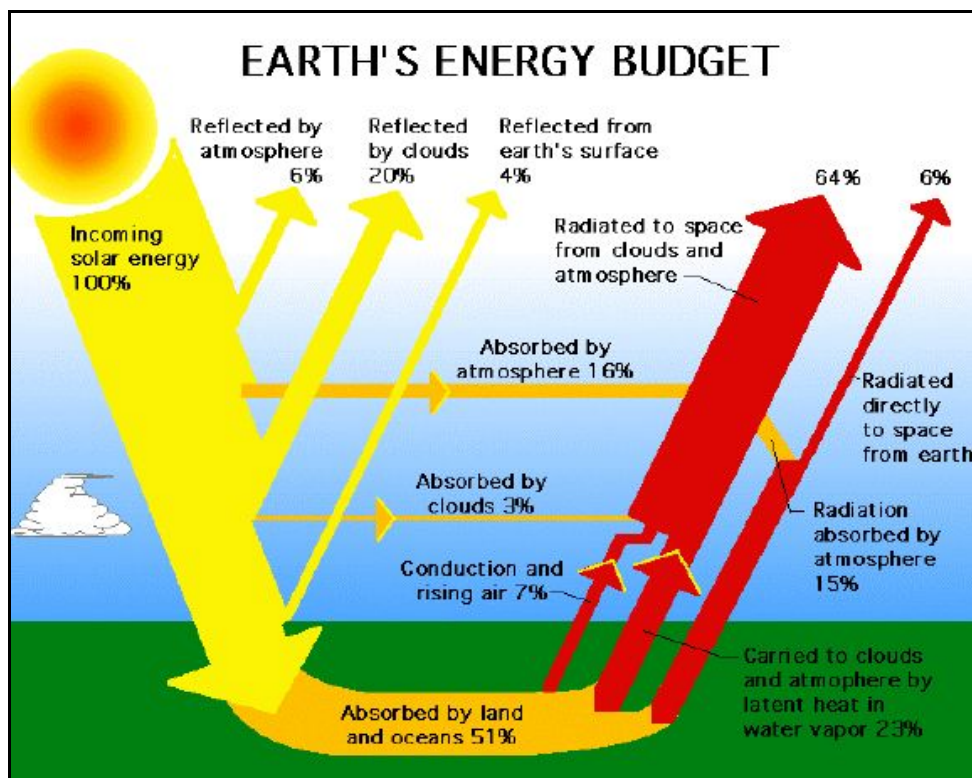


Figura 4.5: Distribuição e dissipação da energia solar incidente na Terra²³.

²³ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003

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, principalmente ao passar pelas áreas de grande população e industriais do globo, também como ao passar por áreas polares onde não há contribuição térmica para o satélite. Além da produção de calor nas variadas partes do globo, a Terra não tem sua forma bem caracterizada, devido partes montanhosas e vales, a Fig. 4.6 mostra uma representação exagerada do formato da Terra.

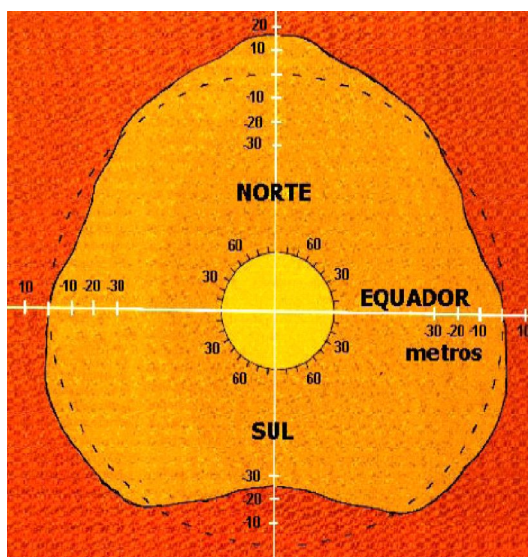


Figura 4.6: Representação do formato terrestre²⁴.

A Tabela 4.2 mostra a variação do Albedo e Radiação terrestre emitida para o espaço que atinge um satélite em órbita baixa (LEO).

²⁴ Fonte: DE SOUZA, Petrônio N., "Curso Introdutório em Tecnologia de Satélites – O Ambiente Espacial", 2007

Tabela 4.2: Carga térmica da Radiação terrestre e Albedo conforme inclinação da órbita²⁵.

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

Atrito com partículas: Outra fonte térmica a ser considerada, mesmo que, muito pequena é o arrasto aerodinâmico e atrito com as pouquíssimas 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.

²⁵ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Ambiente Térmico sobre um Satélite”, 2003

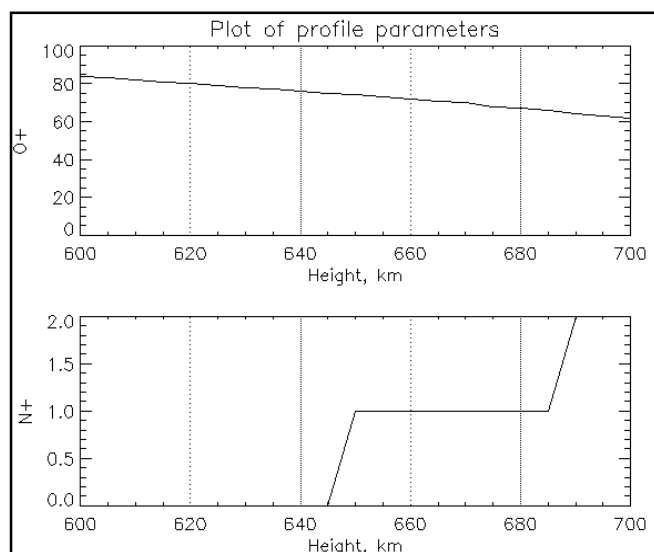


Figura 4.7: Concentrações de O^+ e N^+ na faixa de 600 a 700 km no Pólo Sul, densidade total de íons = 17335 cm^{-3} .²⁶

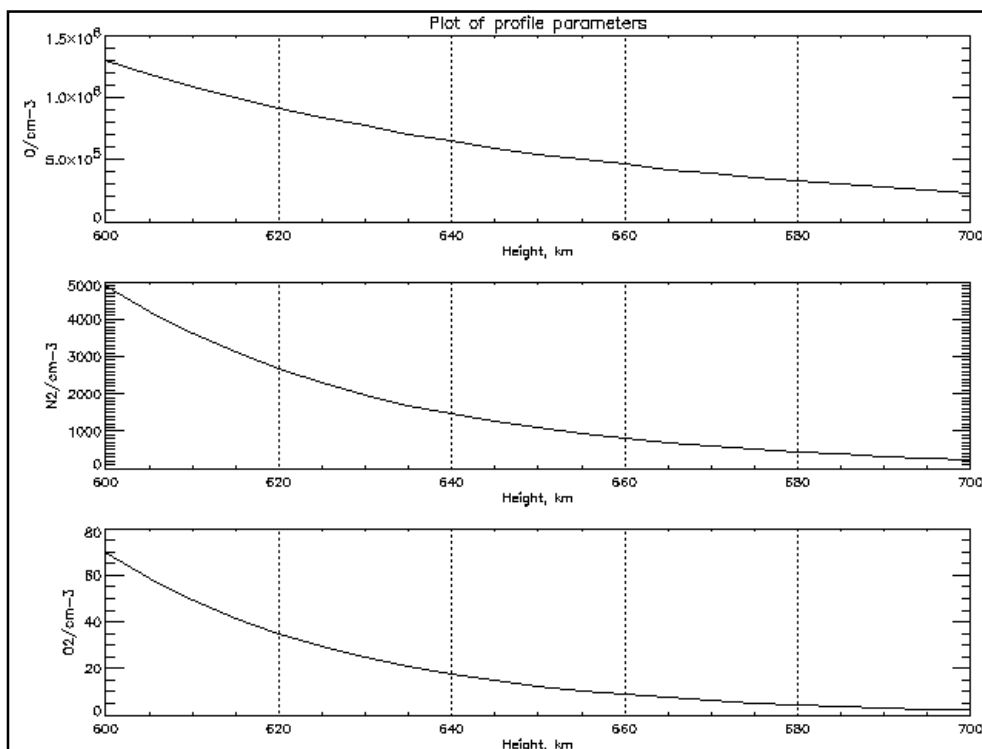


Figura 4.8: Densidade de O , N_2 e O_2 na faixa de 600 a 700 km no Pólo Sul.²⁷

²⁶ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, “Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³”

²⁷ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, “Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³”

Para calcularmos a densidade das partículas em determinada órbita usamos a seguinte equação:

$$\rho = nM$$

n = densidade numérica encontrada no gráfico

M = massa molecular de cada constituinte

Além da concentração e densidade das partículas 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. A velocidade das partículas depende da altitude da órbita, por exemplo, na altitude de 650 km a velocidade máxima dos átomos neutros é de 100 m/s e a velocidade dos íons raramente atingem 1 km/s, que são velocidades muito inferiores a do satélite.

Através da seguinte equação podemos encontrar um valor aproximado do fluxo:

$$q_{fmh} = \frac{1}{2} \rho \cdot v_{rel}^3$$

q_{fmh} = fluxo de calor causado por moléculas livres (free molecular heat flux)

ρ = densidade da atmosfera local

v_{rel} = velocidade relativa do satélite com a atmosfera

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

CAPÍTULO 5

5.1 FERRAMENTAS PARA O PROJETO DE CONTROLE TÉRMICO

Todo tipo de Projeto deve estabelecer certa ordem ou organização de etapas para sua realização, em projetos da área espacial são necessários maiores cuidados e revisões críticas a serem feitas durante todo processo.

Missão Espacial (Projeto ou Sistema) é a tarefa para qual um sistema espacial é designado. O estabelecimento de uma Missão espacial se dá por meio de um processo iterativo que envolve quatro etapas fundamentais mostradas na Fig. 5.1.

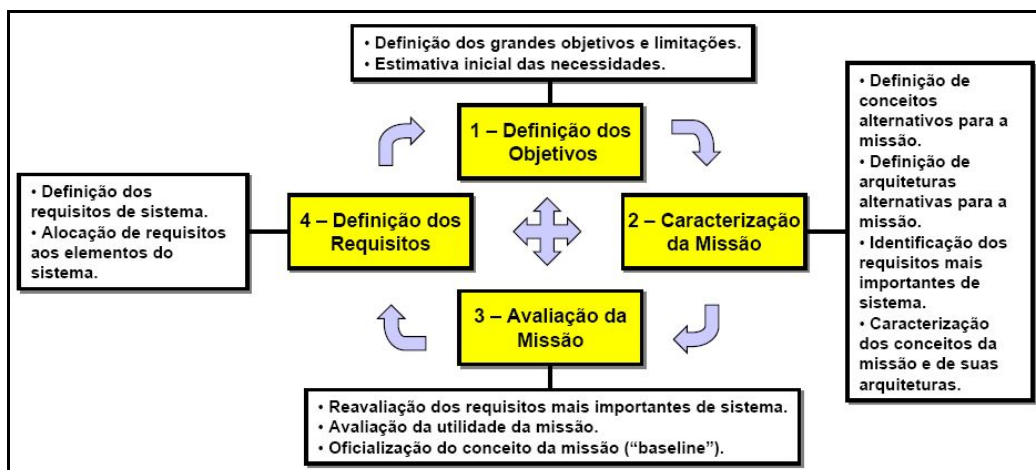


Figura 5.1: Definição de Missões Espaciais.²⁸

O Projeto Espacial, portanto, é um conjunto de atividades de estudo e realização de um sistema espacial, que, em geral é desenvolvido em fases (0, A, B, C, D, E), e possui cronograma, orçamento e alocação de recursos humanos bem definidos.

²⁸ Fonte: DE SOUZA, Petrônio N., "Curso Introdutório em Tecnologia de Satélites – Missões e Segmentos", 2007

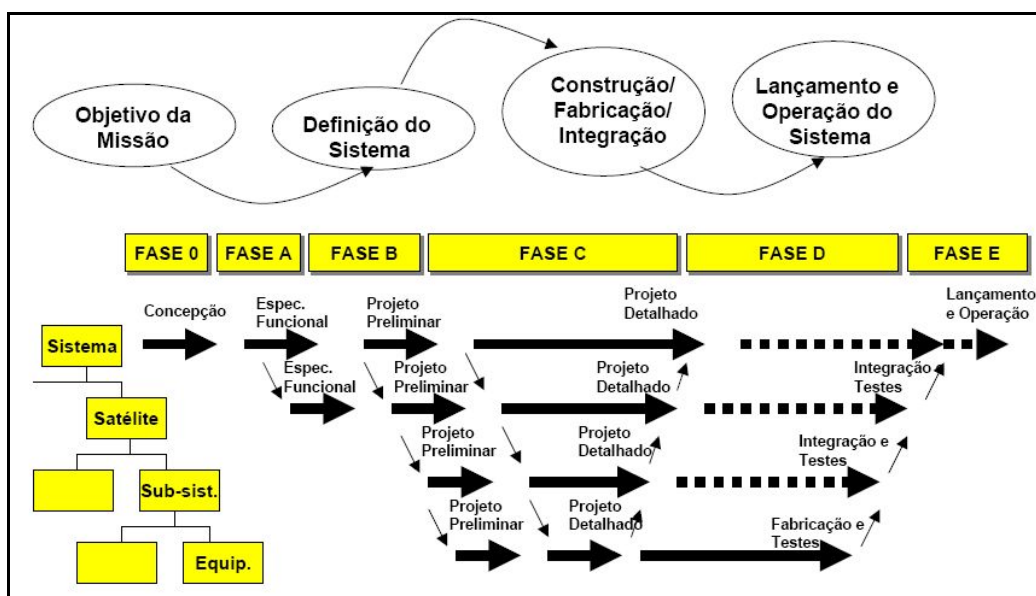


Figura 5.2: Ciclo de vida de um Projeto Espacial.²⁹

Um Projeto Espacial é dividido em vários segmentos, nos quais existe também um cronograma específico que se inter-relaciona com os demais segmentos da Missão.

No segmento técnico da Missão se encontra os Projetos diretamente ligados a fabricação do satélite, portanto, fazendo parte deste segmento o Projeto de Controle Térmico do satélite.

5.1.1 Cronograma do Projeto de Controle Térmico

Um projeto de Controle Térmico deve seguir uma seqüência de passos para organização de suas etapas e também fazer revisões técnicas das decisões tomadas, sendo este um processo iterativo que pode mudar seus requerimentos.

²⁹ Fonte: DE SOUZA, Petrônio N., “Curso Introdutório em Tecnologia de Satélites – Missões e Segmentos”, 2007

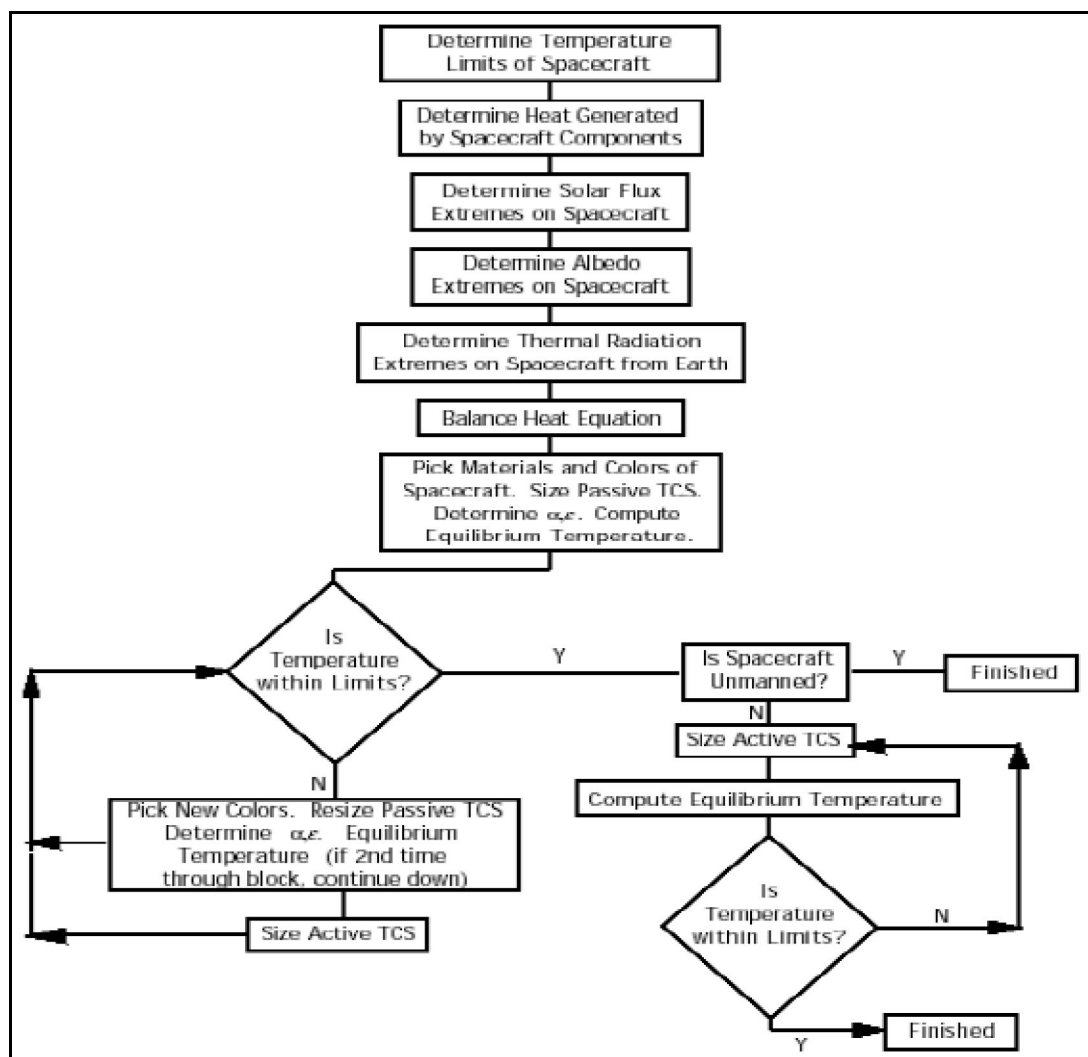


Figura 5.3: Etapas de um Projeto de controle térmico para satélites.³⁰

Determinação dos requerimentos e limitações: Este primeiro passo é a base de todo projeto, através deste será desenvolvido todo subsistema e seus componentes. Esta etapa consta na identificação dos limites de temperatura funcionais e a dissipação térmica dos equipamentos elétricos, eletrônicos e mecânicos de todo satélite. A Tabela 5.1 mostra um exemplo de limites funcionais de temperatura e dissipação térmica de alguns componentes de um satélite.

³⁰ Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Exemplos de Controle Térmico de Satélites”, 2004

Tabela 5.1: Faixa de temperatura limite e dissipação térmica de alguns componentes de um satélite.³¹

PICOSAT Subsystem	Operating Temperature Range (°C)	Survival Temperature Range (°C)	Maximum power dissipated
Power	300 to 350	-20 to 60	900 mW
Payload	-2	-122 to 48	1.1 W
AD&CS			
GPS	-40 to 85	-40 to 105	200 mW
Magnetometer	-40 to 85	---	.3 W
Sun-sensor	-40 to 93	-55 to 155	>1 W
Communications	-40 to 90	-40 to 85	0.15 mW
Data Handling	-40 to 90	-40 to 85	900 mW

Para segurança de funcionalidade do controle térmico são usadas as piores condições possíveis, em que todos componentes estejam funcionando e dissipando suas maiores quantias de energia.

Determinação das cargas térmicas externas: Para determinação do carregamento térmico externo do satélite é necessário primeiramente conhecer a órbita, sua altitude, velocidade do satélite e ângulo de inclinação (órbita polar, equatorial,...), para reconhecer os valores de radiação direta solar, albedo e emissão de infravermelho da Terra para o satélite. Estes valores são encontrados na literatura com pequena diferença entre autores, mas podem ser calculados como mostrado no Item 4.3.1.

Também é necessário conhecer a atitude do satélite, sabendo a orientação deste em relação a Terra e ao Sol para todas posições determinadas pela órbita. Através disto, conhecer o tempo que o satélite pode ficar sem iluminação solar (eclipse), crítico no caso de órbitas polares, e a intensidade das cargas térmicas externas.

O ambiente espacial deve ser identificado, sua densidade e velocidade de partículas, átomos, moléculas e íons. Estes dados podem ser obtidos através de duas páginas da internet de órgão governamental. O MSIS-E-90 Modelo atmosférico (<http://omniweb.gsfc.nasa.gov/vitmo/msis_vitmo.html>) fornece os parâmetros para temperatura e densidade total atmosférica.

³¹ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

Assim como a quantidade dos elementos: N, O, N₂ e O₂ e outras partículas atômicas menos abundantes. E a Referência Ionosférica Internacional – IRI 2001 (<<http://modelweb.gsfc.nasa.gov/models/iri.html>>) que fornece densidade dos elétrons e iônica, suas temperaturas, a temperatura do plasma neutro e outros parâmetros como decaimento iônico equatorial. Assim, calculando o arrasto e influência térmica destas partículas com o satélite, mostrado no Item 4.3.1.

Os dados obtidos devem ser armazenados em tabelas para as diferentes posições do satélite definidas pela órbita.

Tabela 5.2: Exemplo da densidade das partículas para o Pólo Norte.³²

Program	Particle type/major constituent	Number density (cm ⁻³)	Mass density (kg/m ³)
MSIS – 90	Neutral atoms / O	8.02×10 ⁵	2.13×10 ⁻¹⁴
IRI 2001	Ions / O ⁺	4.08×10 ⁴	1.08×10 ⁻¹⁵

Com estes dados é possível determinar os casos críticos de maior e menor carga térmica sobre o satélite, assim, gerando um modelo térmico.

Modelo Térmico Inicial: Quando os requisitos e limitantes de temperatura estão previamente estabelecidos podemos começar a fase de modelagem térmica.

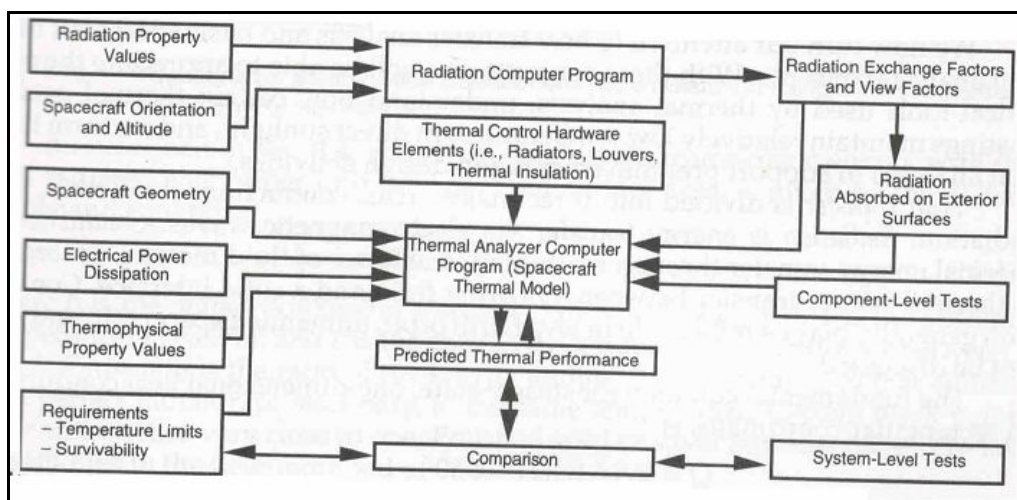


Figura 5.4: Ciclo iterativo do Projeto de Controle Térmico.³³

³² Fonte: Azeem, Dr. Irfan, “Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³”

Nesta etapa do Projeto, primeiramente são definidas algumas propriedades termo-ópticas dos elementos do controle térmico para uma estimativa de balanço térmico para o satélite. O cálculo é feito através da seguinte equação.

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

A_{\perp} → area 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} → area perpendicular to Earth

K → collimated reflected light coefficient: $(0.664 + 0.51\rho - 0.203\rho^2)$

$$\text{where } \rho = \sin^{-1} \left(\frac{R_E}{R_E + h_{orbit}} \right)$$

q_{IR} → Earth emitted infrared flux

ε → satellite's emissivity (coating)

Q_{waste} → power emitted by satellite

σ → Stefan-Boltzmann's constant

A_{total} → satellite's total radiative area

T → satellite's equilibrium temperature

Calculando a temperatura de equilíbrio para as diferentes posições da órbita, teremos os resultados de diferença de temperatura entre os casos críticos. Então podemos mudar as propriedades do satélite, buscando novos materiais para o controle térmico. Estes resultados calculados são estimativas grosseiras das cargas térmicas aplicadas ao satélite, então é necessária uma modelagem térmica com ajuda de computador para realização de cálculos.

³³ Fonte: Larson, W. J. and Wertz, J. R., "Space mission analysis and design", 1992

Tabela 5.3: Exemplo de resultados para a equação de equilíbrio.³⁴

	Dawn	South Pole	North Pole	Dusk
q_{fmh}	$1.4 \times 10^{-5} \text{W/m}^2$	$4.5 \times 10^{-5} \text{W/m}^2$	$6.7 \times 10^{-5} \text{W/m}^2$	$5.5 \times 10^{-5} \text{W/m}^2$
With drag	261.49996K	261.5000109K	261.50021K	261.5004K
Without drag	261.49994K	261.500104K	261.50019K	261.5001K
ΔT	$2 \times 10^{-5} \text{K}$	$5 \times 10^{-6} \text{K}$	$2 \times 10^{-5} \text{K}$	$3 \times 10^{-4} \text{K}$

Programas de análise térmica: Os cálculos através da equação de balanço levam a resultados de pouca precisão e não dão os resultados esperados para o objetivo principal do controle térmico de manter a temperatura dos componentes internos dentro de suas faixas de temperatura operacionais, pois não sabemos a distribuição de temperatura interna. Então, são usados programas de análise nodal (elementos finitos) para realização dos cálculos mais complexos das trocas térmicas internas do satélite.

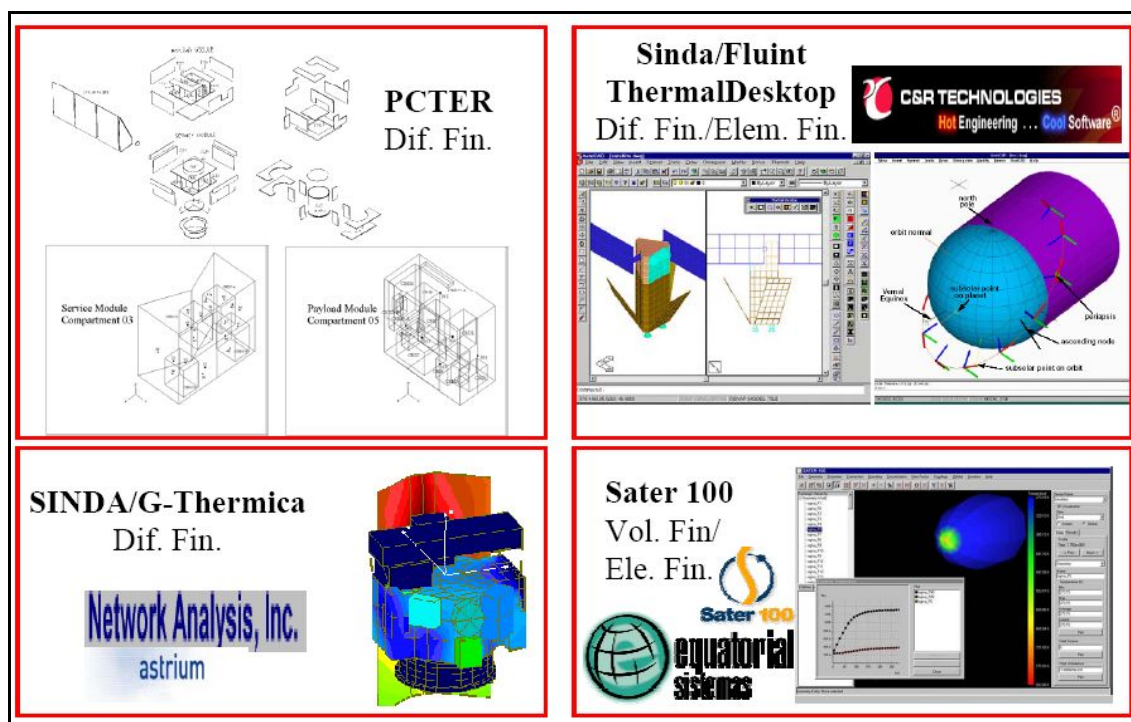
Existem alguns softwares desenvolvidos especialmente para análise térmica de satélites, mostrados na Tabela 5.4.

 Tabela 5.4: Programas para análise térmica de satélites.³⁵

Características	PCTER	SINDA / FLUINT	ESATAN / ESARAD	TMG/FEMAP	SATER100
Fornecedor	não-comercial, desenvolvido no INPE	CR Technologies (EUA)	Alstom (Reino Unido)	Maya H. T. technologies (Canadá)	Equatorial (Brasil)
Preço aprox. (versão PC)	-	US\$ 17.000	US\$16.000/ano	US\$ 28.000	US\$ 8.500
Método de modelamento	lumped parameter	lumped parameter	lumped parameter	lumped parameter	volume de controle
Trocas por radiação calculadas por	Radiosidade	Ray tracing	Ray tracing	Ray tracing	Radiosidade
Entrada de dados geométricos	Digitação alfa numérica	Gráfica + digitação alfa numérica	Gráfica + digitação alfa numérica	Gráfica + digitação alfa numérica	Digitação alfa numérica
Visualização geométrica	Estática	Dinâmica	Dinâmica	Dinâmica	Dinâmica
Gerenciador de tarefas	Não	Sim	Sim	Sim	Sim
Partes articuladas	Sim	Sim	Sim	Sim	Não
Modulo de otimização	Sim	Sim	Não	Não	Não

³⁴ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

³⁵ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – "Programas de Análise Térmica", 2004

Figura 5.5: Programas de análise Térmica para satélites.³⁶

As atividades relacionadas ao processamento de análise térmica podem ser divididas em etapas, abaixo citadas.

- **Pré-processamento**

- **Modelo Geométrico:** Um modelo geométrico do satélite deve ser construído, não necessitando perfeição de detalhes da estrutura, somente o necessário e indispensável para trocas térmicas internas e externas.

- **Inserção de propriedades dos materiais:** Os materiais usados para construção do satélite e principalmente os revestimentos térmicos devem ser bem conhecidos, assim como suas propriedades físicas e termo-ópticas. Estas são as variáveis que um projetista térmico pode alterar e assim atingir os objetivos esperados.

- **Dados da órbita do satélite:** A órbita e principalmente atitude do satélite devem ser bem conhecidos para sabermos as cargas térmicas que serão impostas no ambiente espacial e assim, definir os casos críticos durante sua missão.

³⁶ Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Uma Introdução ao Controle Térmico de Satélites”, 2003

- Cargas Internas: Todo sistema elétrico, eletrônico e mecânico deve ser conhecido e analisado para definição das cargas térmicas dissipadas por cada componente interno do satélite, e então inseridas no programa computacional.

- Divisão Nodal: É o método mais utilizado para modelagem térmica de satélites. O método Nodal (Lumped parameter method) consiste na divisão do satélite em um número finito de regiões, supostas isotérmicas. Estas regiões são denominadas nós, e estão interligados por condutâncias térmicas, cujas expressões variam segundo o tipo de transferência de calor envolvendo estes elementos. A cada nó está associado uma capacitância térmica e eventualmente um fluxo de calor.

Quanto ao número de divisões que deve ser feita não existe uma regra simples para estabelecer este número, pois ele depende de vários fatores tais como o refinamento desejado da distribuição de temperatura, os limites do software e hardware a ser utilizado, da dimensão e geometria do satélite, custo envolvido, entre outros fatores. Quanto mais refinada a discretização melhor o conhecimento que se tem da distribuição de temperatura no satélite. Por outro lado o tempo de processamento cresce consideravelmente com o aumento do número de nós. Deve-se considerar também que uma discretização muito fina, embora possibilite o conhecimento mais detalhado da distribuição de temperatura, pode gerar erros nos valores calculados, inerentes aos inúmeros processos de cálculos numéricos.

- **Processamento**

Após a entrada dos requisitos necessários, o programa computacional deve resolver uma série de equações para obtermos a temperatura em cada nó devido os carregamentos críticos.

A resolução do sistema de equações diferenciais acopladas representa o inter-relacionamento das temperaturas, fluxos de calor e inércias térmicas dos nós estabelecidos no modelo. O sistema de equações que rege o comportamento térmico do modelo é dado pela equação seguinte:

$$m_i C_{p_i} \frac{dT_i}{dt} = \underbrace{\sum_{j=1}^{n+1} R_{ji} \sigma (T_j^4 - T_i^4)}_{\text{Trocas por radiação}} + \underbrace{\sum_{j=1}^n B_{ji} (T_j - T_i)}_{\text{Trocas por condução}} + \underbrace{Q_i}_{\text{Fluxo imposto}} \quad i = 1, \dots, n$$

Variação da Energia interna
Trocas por radiação
Trocas por condução
Fluxo imposto

Esta equação é resultante da soma das transferências de calor dentro do satélite que pode ocorrer de três modos distintos.

A Condução é a energia que flui entre nós consecutivos ou elementos juntos e pode ser calculado através da seguinte equação.

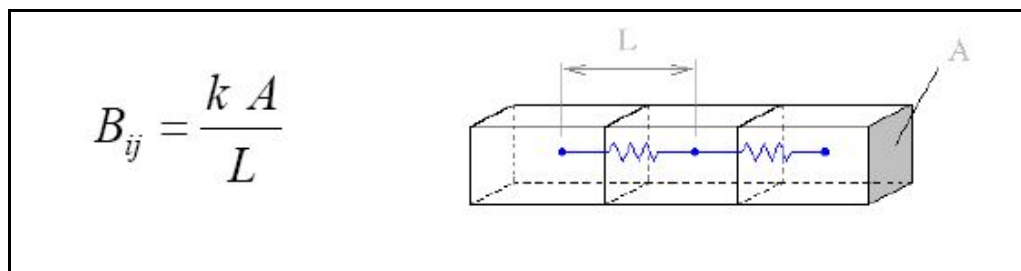


Figura 5.6: Analogia elétrica da condução térmica.³⁷

O cálculo dos acoplamentos condutivos torna-se complicado quando os nós têm geometrias irregulares ou são conectados por juntas rebitadas ou parafusadas. Muitas simplificações e aproximações são necessárias para tornar possível o seu cálculo.

Para juntas parafusadas, utiliza-se a analogia elétrica compondo-se as condutâncias dos vários caminhos percorridos pelo fluxo em série ou paralelo, para determinar no final a condutância equivalente. Este cálculo é muito impreciso, pois envolve parâmetros de difícil previsão teórica como, por exemplo, as condutâncias de contato entre duas superfícies.

³⁷ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Programas de Análise Térmica”, 2004

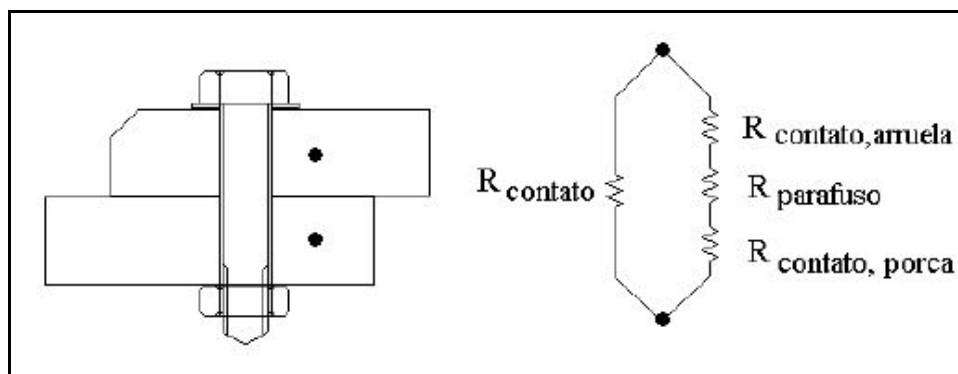


Figura 5.7: Representação de resistência térmica de contato do sistema parafuso, arruela e porca.³⁸

Tabela 5.5: Resistência térmica de juntas com parafuso de aço e placas de alumínio(°C/W).³⁹

Parafuso	diâmetro (mm)	placas finas	Espessura da placa				placa rígida
			0,60 mm	3,18 mm	6,35 mm	9,50 mm	
2-56	2,2	9,48					4,74
NC 4-40	2,8	7,59	12,6				3,79
NC 6-32	3,5	5,69	6,61	2,2			2,37
NC 8-32	4,2	3,79	4,5	1,5	0,75		1,25
NF 10-32	4,8	1,9	3,0	1,0	0,5	0,333	0,76
NF 1/4-28	6,4	0,95	2,1	0,7	0,35	0,233	0,28
NF 5/16-24	7,9		1,5	0,5	0,25	0,167	
NF 3/8-24	9,5			0,39	0,194	0,128	
NF 7/16-20	11,1				0,16	0,106	
NF 1/2-20	12,7					0,089	

O acabamento superficial das faces em contato, levando em conta a ondulação, rugosidade e planicidade da superfície e o material dessa superfície também geram mudanças nos acoplamentos condutivos.

³⁸ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Programas de Análise Térmica”, 2004

³⁹ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Programas de Análise Térmica”, 2004

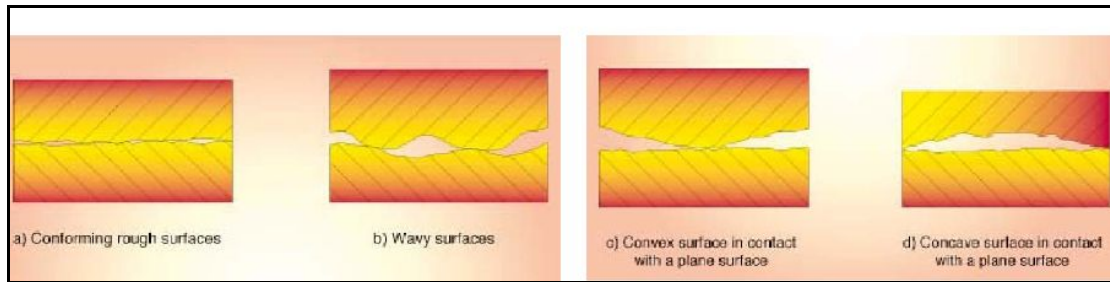


Figura 5.8: Representação das falhas de contato entre materiais.⁴⁰

O acoplamento condutivo é uma das variáveis de maior incerteza no modelo matemático, de forma que muitas vezes é necessário fazer testes em laboratório para sua determinação.

Além da condução, outro modo de transferência de calor dentro e fora do satélite é a radiação. As trocas de calor por radiação da equação diferencial pode ser calculado pela seguinte equação.

$$B_{ji} = f(\text{fatores de forma}, \varepsilon_{IR})$$

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

Figura 5.9: Trocas de Calor por Radiação.⁴¹

O acoplamento radioativo entre nós é função das emissividades das superfícies e do fator de forma entre eles. O fator de forma de radiação pode ser definida como sendo a fração da radiação emitida por um nó e que incide diretamente em outro. Este fator é calculado por programas computacionais, pois geralmente não são superfícies de forma geométrica simples.

⁴⁰ Fonte: DE SOUSA, Fabiano L., Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Resistência Térmica de Contato, Montagens e Interfaces”, 2003

⁴¹ Fonte: MURAOKA, Issamu, Ciclo de Palestras Sobre Controle Térmico de Satélites – “Programas de Análise Térmica”, 2004

Utilizam principalmente o método “Ray Tracing” que consiste no disparo de um número desejado de raios de uma superfície que atingirá diretamente outras superfícies, armazenando estes dados para posterior cálculos, definindo as trocas de calor por radiação.

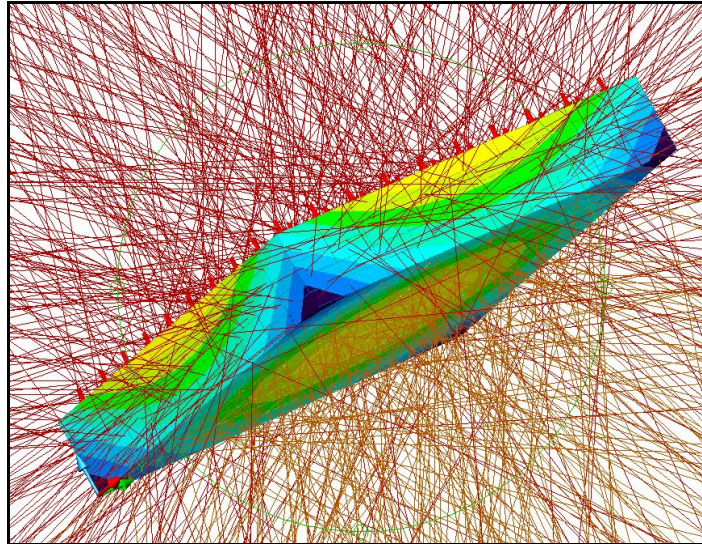


Figura 5.10: Representação do método Ray Tracing.⁴²

Ainda existe a convecção que pode influenciar no cálculo das trocas térmicas se, internamente de algum equipamento haja um meio convectivo (geralmente líquido) que atue no satélite. Principalmente é usado para os Heat pipes (tubos de calor), pois no vácuo espacial não existe convecção.

- **Pós Processamento**

A determinação de temperatura faz-se resolvendo o sistema de equações diferenciais, usualmente através de métodos numéricos implementados em um programa computacional.

O cálculo da temperatura pode ser em regime permanente ou transitório. Em regime permanente é aquela temperatura que cada nó do modelo do satélite fica exposto a uma condição constante durante um longo período de tempo. No regime transitório deseja-se saber a evolução das temperaturas em relação ao tempo.

⁴² Fonte: Azeem, Dr. Irfan, “Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³”

Os dois tipos de cálculos de temperatura são realizados durante o projeto, o primeiro, em regime permanente é muito utilizado no início da análise, onde várias configurações de projeto são verificadas e há necessidade de maior agilidade na determinação das temperaturas. Tem a vantagem de consumir pouco tempo de processamento, já que o valor calculado é a temperatura média do nó durante a órbita.

Uma vez estabelecido um projeto térmico preliminar, calcula-se então as temperaturas em regime transiente, ou seja, a evolução das temperaturas durante uma órbita. Espera-se então uma oscilação da temperatura em torno do valor médio calculado na abordagem anterior.

Após o processamento o programa deve apresentar as temperaturas ou fluxos de calor em forma de mapas ou gráficos, assim podendo ser analisado melhor as trocas térmicas e as partes críticas de temperatura do satélite.

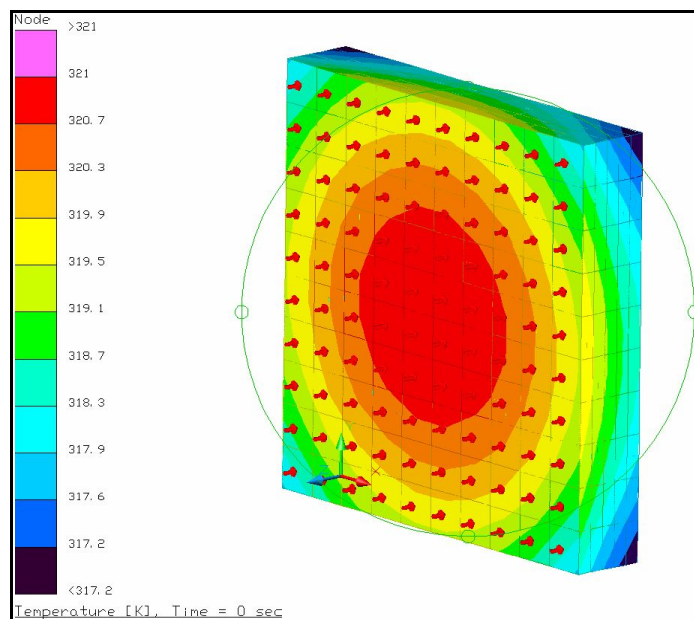


Figura 5.12: Representação das temperaturas.⁴³

⁴³ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

CAPÍTULO 6

6.1 PROJETO DE CONTROLE TÉRMICO DO NANOSATC-BR

Neste capítulo, pretende-se mostrar uma possível solução para o Subsistema de Controle Térmico que será utilizado no NanoSatC-BR. Esta será uma solução preliminar, podendo não ser exatamente o que será aplicado no satélite.

O NanosatC-BR é um satélite da classe Cubesat (10x10x10cm) este terá como carga útil um magnetômetro e possivelmente um dosímetro (detector de partículas), estes equipamentos deverão ser distribuídos dentro do satélite para que não interfiram termicamente e seus efeitos não danifiquem qualquer dispositivo. O magnetômetro utilizado seria o Honeywell's HMC- 2003 (dimensões 2.54 X 1.905cm) que trabalha dentro de -40 a 85°C e dissipa 0.3W de calor, em operação.

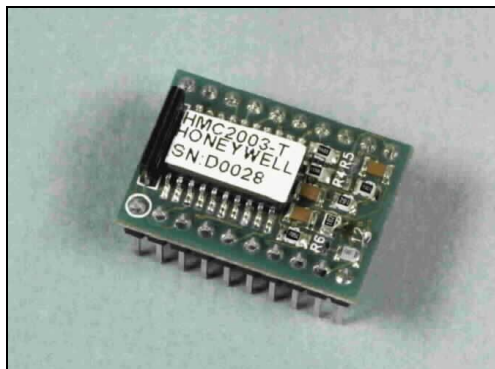


Figura 6.1: Magnetômetro de três eixos - Honeywell's HMC- 2003⁴⁴

A órbita do satélite teria altura em torno de 600km, considerada uma órbita baixa (LEO), Sol-Síncrona, Polar ($\beta = 90^\circ$), o que resultaria numa configuração em que o satélite está o tempo todo iluminado pelo Sol. O satélite teria uma velocidade em torno de 27.000 km/h e tempo de cada volta em torno da Terra de aproximadamente 90 minutos, o que resultará em torno de 15 ciclos por dia.

⁴⁴ Honeywell sensor products - Features

O Controle térmico seria totalmente passivo com alta confiabilidade. Serão simulados dois casos de controle de atitude para o satélite, mostrados abaixo, com suas respectivas propostas de controle térmico.

Estabilização magnética

Este caso de controle de atitude faria com que o satélite ficasse o tempo todo com a mesma face apontando para o Sol, mas com ângulos diferentes de incidência solar, o que diminuiria a carga solar durante as passagens pelos pólos. Com esta configuração, seriam usados:

- Revestimento Externo: Para a face diretamente apontada para o Sol seria usada uma tinta branca ($\alpha = 0.252$, $\epsilon = 0.853$) e para as outras faces uma tinta preta ($\alpha = 0.975$ $\epsilon = 0.874$). O que resultaria numa pequena absorção da energia solar direta pela tinta branca e absorção máxima de radiação nas partes de tinta preta.

- Isolamento Interno: Dependendo da dissipação de calor dos dispositivos poderiam ser usados isolantes como Kapton, Mylar e nylon formando um isolante muito leve e eficiente. Também poderia ser utilizado algum revestimento de tinta preta para caixas metálicas expostas internamente.

- Elementos nas interfaces: Alguns equipamentos de grande dissipação térmica podem ser acoplados a superfícies maiores para aumentar o espalhamento por condução desta energia, seria o caso de alguma placa metálica bastante condutora de calor entre a base e um equipamento.

Estabilização por Spin

No caso de estabilização por spin o satélite estaria com seu eixo de rotação perpendicular ao plano da órbita, deste modo, uma face ficaria apontada para o Sol e outra sempre direcionada para o espaço profundo.

- Revestimento Externo: A face diretamente iluminada pela radiação solar poderia ser coberta por tinta branca ($\alpha = 0.252$, $\epsilon = 0.853$) e para as outras faces uma tinta preta ($\alpha = 0.975$ $\epsilon = 0.874$), como no caso de

estabilização magnética. Ou revestido totalmente por uma fina manta MLI (manta multicamadas isolante), mas seria crítico em situações de desligamento dos equipamentos, como está previsto o funcionamento integral do magnetômetro, poderia funcionar como uma boa solução.

- Heat Pipes: Neste caso, com estabilização por rotação, os heat pipes funcionariam com dupla função, de controle térmico e também estabilização, seria uma boa opção usar um ou dois conjuntos de heat pipes e direções opostas dentro o satélite, pois este poderia amortecer um efeito comum deste tipo de estabilização, a nutação.

- Revestimentos Internos: As paredes internas do satélite poderiam ser recobertas com tinta preta ($\alpha = 0.9$ $\epsilon = 0.9$), assim acoplando radiativamente as superfícies internas do satélite, diminuindo os gradientes de temperatura internamente.

O projetista térmico deve trabalhar com as propriedades e meios disponíveis para acoplamento e desacoplamento radiativo e condutivo internos do satélite, e então atingir um equilíbrio e certa margem de segurança para o funcionamento do satélite, geralmente em torno de $\pm 5^{\circ}\text{C}$.

Durante treinamento realizado pelo bolsista, para utilização de um software de simulação térmica foram obtidos alguns resultados, fazendo sugestões arbitrárias de requisitos para um Cubesat.

Um modelo bastante simplificado da estrutura de um Cubesat foi construído somente para uma análise térmica do que aconteceria com o satélite em órbita. O satélite foi colocado em órbita baixa em torno de 600km, Polar, Sol- síncrona e estabilização por rotação. O caso simulado foi um regime permanente em que o satélite estava sob carregamento solar diretamente em uma face e todos os equipamentos eletrônicos internos em funcionamento.

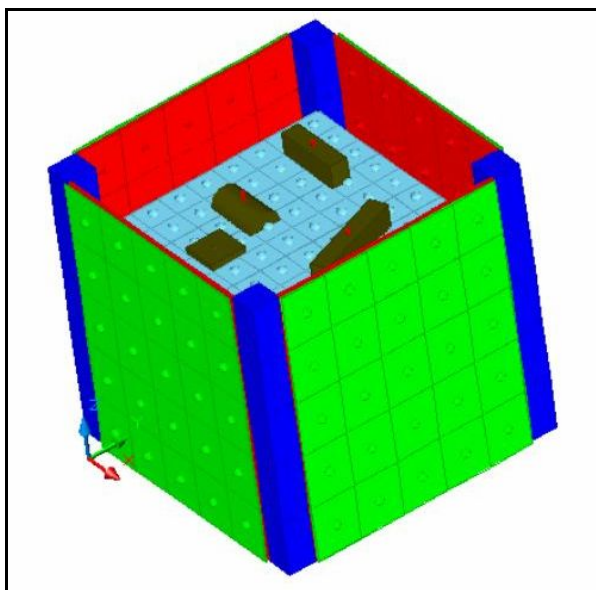


Figura 6.2: Estrutura de um Cubesat desenvolvida com o programa SINDA/FLUINT no DMC/ETE/INPE – MCT.

Os painéis solares foram representados como “casca” externas ao satélite, os equipamentos forma representados em três placas de circuito impresso internas, distribuídas uniformemente e com carregamento térmico dissipando em todos os elementos.

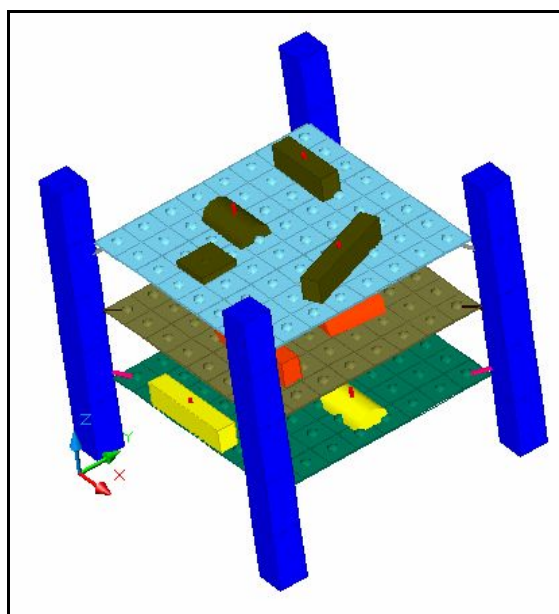


Figura 6.3: Estrutura interna do Cubesat desenvolvida com o programa SINDA/FLUINT no DMC/ETE/INPE – MCT.

O revestimento externo foram tintas, branca na parte iluminada pelo Sol e preta na parte da sombra do satélite. As paredes externas e o recobrimento dos elementos da placa de alumínio, após algumas mudanças nas propriedades e mudando alguns materiais do controle térmico geraram-se alguns resultados mostrados abaixo.

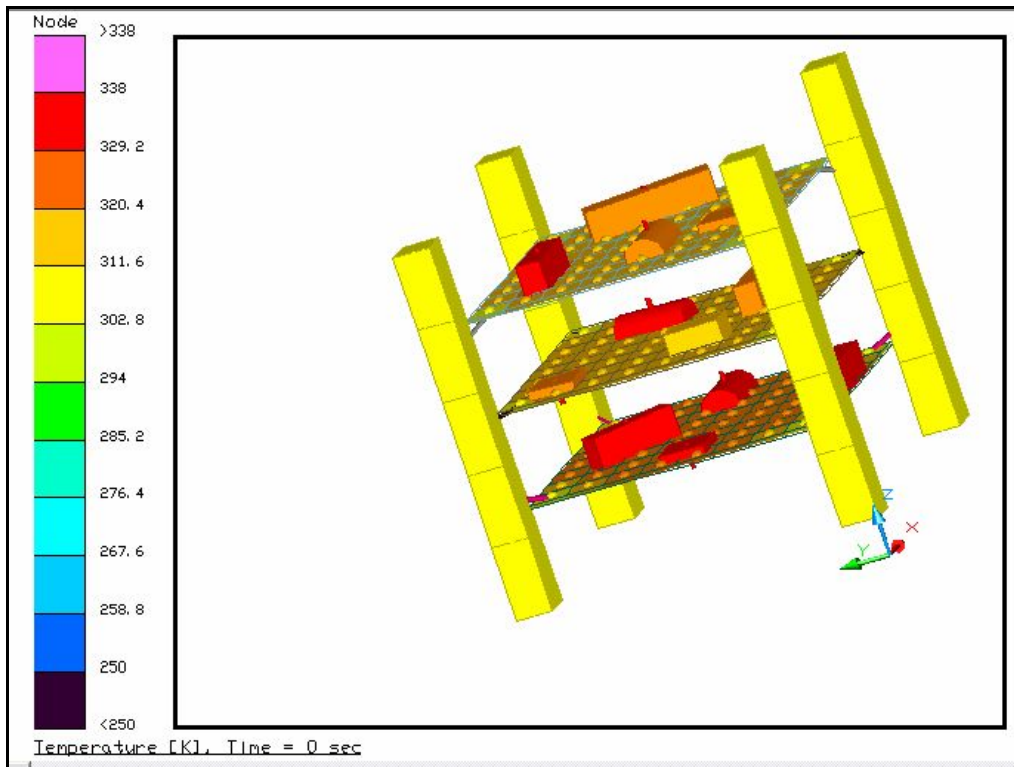


Figura 6.4: Mapa de temperaturas da simulação desenvolvida com o programa SINDA/FLUINT no DMC/ETE/INPE – MCT.

CAPÍTULO 7

7.1 CONCLUSÃO

O Relatório descreve as atividades desenvolvidas pelo aluno no Projeto ESTUDOS DE SUBSISTEMAS DE CONTROLE TÉRMICO PARA PEQUENOS SATÉLITES PARA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR, no período de agosto de 2007 a junho de 2008. Os resultados obtidos com esta pesquisa sintetiza os principais conceitos dos chamados Cubesats, suas dimensões e limitações tendo como foco o Subsistema de Controle Térmico.

Após uma descrição do Subsistema de Controle Térmico e todos os assuntos envolvidos, foram mostradas as componentes e funcionalidades dos subsistema mais utilizado para pequenos satélites. Além de todo processo e passos a seguir para 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, principalmente aprimorando suas habilidades de autodidatismo, liderança, iniciativa e criatividade.

7.2 TRABALHOS FUTUROS

O bolsista pretende continuar atuando na pesquisa sobre Controle Térmico de Cubesats, 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 requerimentos do NANOSATC-BR, como: tipo de órbita, distribuição interna dos equipamentos, suas configurações geométricas, carga térmica dissipada por cada elemento, entre outros. Definindo os requisitos torna-se possível obter dados físicos com boa aproximação para serem aplicados no Projeto do NanosatC-BR através de simulações realizadas com sistemas de programas específicos.



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] AZEEM, DR. IRFAN. Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³, pp. 41-50.
- [2] DE SOUZA, Petrônio N. Curso Introdutório 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

ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS

1. PROCHNOW, S. L., DURÃO, O. S. C., SCHUCH, N. J., MICHELS, A., COSTA, L. L., COSTA, R. L.

Estudos de Subsistemas de Controle de Atitude para Aplicação ao Nanosatélite Científico Acadêmico Brasileiro - SICINPE 2007. In: 22^a.

Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal de Santa Maria, JAI 2007, Santa Maria - RS. Anais da 22^a. Jornada Acadêmica Integrada, JAI 2007. 2007.

2. COSTA, R. L., SOUZA, P. N., SCHUCH, N. J., MICHELS, A., PROCHNOW, S. L., COSTA, L. L.

Análise de Subsistemas de Suprimento de Energia de Satélites

Miniaturizados. In: 22^a. Jornada Acadêmica Integrada da Universidade

Federal de Santa Maria, JAI 2007, 2007, Santa Maria - RS. Anais da 22^a.

Jornada Acadêmica Integrada, JAI 2007. 2007.

3. COSTA, L. L., SOUZA, P. N., SCHUCH, N. J., MICHELS, A., PROCHNOW, S. L., COSTA, R. L.

Análise do Desenvolvimento de Subsistemas de Controle Térmico para

Nanosatélites. In: 22^a. Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal

de Santa Maria, JAI 2007, 2007, Santa Maria - RS. Anais da 22^a. Jornada

Acadêmica Integrada, JAI 2007. 2007.

4. PROCHNOW, S. L., SCHUCH, N. J., DURÃO, O. S. C., SOUZA, P. N., MICHELS, A., DAROIT, J. C., COSTA, L. L., COSTA, R. L., SILVA, R. G.

Análise de Subsistemas de Controle de Atitude para Aplicação ao

NanoSatC-BR: Nanosatélite Científico Acadêmico Brasileiro. In: XXII

Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia e VII



Feira de Protótipos, XXII CRICTE, 2007, Passo Fundo - RS. Anais do XXII CRICTE, 2007.

5. **COSTA, L. L.**, SOUZA, P. N., SCHUCH, N. J., DURÃO, O. S. C., MICHELS, A., GOMES, N. R., PROCHNOW, S. L., DAROIT, J. C., COSTA, R. L., SILVA, R. G.

Estudo de Subsistemas de Controle Térmico de Nanosatélites para Posterior Aplicação no Projeto NanoSatC-BR. In: XXII Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia e VII Feira de Protótipos, XXII CRICTE, 2007, Passo Fundo - RS. Anais do XXII CRICTE, 2007.

6. COSTA, R. L., SOUZA, P. N., SCHUCH, N. J., DURÃO, O. S. C., MICHELS, A., PROCHNOW, S. L., DAROIT, J. C., **COSTA, L. L.**, SILVA, R. G.

Estudo do Subsistema de Suprimento de Energia de um Cubesat para Posterior Aplicação no Projeto NanoSatC-BR. In: XXII Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia e VII Feira de Protótipos, XXII CRICTE, 2007, Passo Fundo - RS. Anais do XXII CRICTE, 2007.

7. DAROIT, J. C., SCHUCH, N. J., MICHELS, A., GOMES, N. R., SILVA, C. P., PROCHNOW, S. L., SILVA, R. G., **COSTA, L. L.**, COSTA, R. L.

Modelamento Digital para Estudo Eletromecânico de Antenas Dipolo Desenvolvidas para o Sistema Lofar. In: XXII Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia e VII Feira de Protótipos, CRICTE 2007, 2007, Passo Fundo - RS. Anais do XXII CRICTE, 2007.

8. **COSTA, L. L.**, SOUZA, P. N., SCHUCH, N. J., DURÃO, O. S. C., MICHELS, A., PROCHNOW, S. L., COSTA, R. L.

Controle Térmico - Subsistemas para Nanosatélites In: 3º Workshop em Nanotecnologia Aeroespacial, Nanoaeroespacial 2007, 2007, São José dos Campos - SP.



9. PROCHNOW, S. L., DURÃO, O. S. C., SCHUCH, N. J., SOUZA, P. N., MICHELS, A., **COSTA, L. L.**, COSTA, R. L.

Micro e Nanotecnologias Aplicadas a Subsistemas de Controle de Atitude de Nanosatélites. In: 3º Workshop em Nanotecnologia Aeroespacial, Nanoaeroespacial 2007, 2007, São José dos Campos.

10. COSTA, R. L., SOUZA, P. N., SCHUCH, N. J., DURÃO, O. S. C., MICHELS, A., PROCHNOW, S. L., **COSTA, L. L.**

Subsistema de Suprimento de Energia de um Cubesat. In: 3º Workshop em Nanotecnologia Aeroespacial, Nanoaeroespacial 2007, 2007, São José dos Campos - SP.

11. DAROIT, J. C., SCHUCH, N. J., GOMES, N. R., MICHELS, A., SILVA, C. P., PROCHNOW, S. L., SILVA, R. G., **COSTA, L. L.**, COSTA, R. L..

Modelagem Eletromecânica de Antenas Dipolo Similar a do Sistema LOFAR. In: IHY Latin American School, 2008, São Paulo. |HY Latin American School, 2008, São Paulo - SP.