



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA PARA O NANOSATC-BR: GERAÇÃO E ARMAZENAMENTO DE ENERGIA

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

PROCESSO N°: 104232/2007-2

Rafael Lopes Costa – 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: rcosta.engmec@gmail.com

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

Santa Maria, junho de 2009

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

PROJETO

**SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA PARA O
NANOSATC-BR: GERAÇÃO E ARMAZENAMENTO DE ENERGIA**

PROCESSO N°: 104232/2007-2

Relatório elaborado por:

Rafael Lopes Costa – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
E-mail: rcosta.engmec@gmail.com

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

Bolsista:

Rafael Lopes Costa

Curso de Engenharia Mecânica

Centro de Tecnologia

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Processo CNPq Nº 104232/2007-2

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

Colaboradores/ Acadêmicos:

Lucas Lopes Costa – Curso de Engenharia Mecânica

Rubens Zolar Gehlen Bohrer – Curso de Engenharia Mecânica

Lucas Antunes Tambara – Curso de Ciência da Computação

Eduardo Escobar Bürger – Curso de Engenharia Mecânica

Luis Fernando Nicolini – Curso de Engenharia Mecânica

Local de Trabalho/Execução do Projeto:

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

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](#)



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

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	Odim 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 Luis 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

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

Relações com o setor produtivo

Total: 0



Indicadores de recursos humanos do grupo		
	Integrantes do grupo	Total
Pesquisador(es)		41
Estudante(s)		30
Técnico(s)		2



Linha de Pesquisa
Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR

Linha de pesquisa

Desenvolvimento de CubeSats - NANOSATC-BR

Nome do grupo: [Clima Espacial](#), [Magnetosferas](#), [Geomagnetismo](#); [Interações Terra - Sol](#), [NanoSatC-Br](#)

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

Pesquisadores:

[Ademar Michels](#)
[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:



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

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

Setores de aplicação:

Aeronáutica e espaço

Objetivo:

Pesquisas: Geoespaço e em Engenharias/Tecnologias: eletrônica, comunicações, mecânica, lançamento de pequenos satélites científico universitário - iniciação científica: CubeSat (1000g-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

Gostaria de agradecer ao 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, gerando grande crescimento pessoal.

Meus sinceros agradecimentos: (i) aos funcionários, servidores do CRS/INPE – MCT e do LACESM/CT – UFSM pelo apoio e pela infra-estrutura disponibilizada; (ii) 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; (iii) ao Coordenador Dr. José Carlos Becceneri e a Secretária do Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, Sra. Egidia Inácio da Rosa, pelo constante apoio, alertas e sua incansável preocupação com toda a burocracia e datas limites do Programa para com os bolsistas de I. C. & T. do CRS/INPE - MCT.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Foto de um CubeSat.	17
Figura 2 – Prédio do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CIE/INPE – MCT.	18
Figura 3 – Anomalia Magnética do Atlântico Sul.	19
Figura 4 – Ilustração de uma termopilha.	22
Figura 5 – Gerador termoelétrico utilizado em um CubeSat.	23
Figura 6 – Simulação da distribuição de calor na face de um <i>TEG</i> quando iluminado pelo Sol.	23
Figura 7 – Esquema de funcionamento de uma célula fotovoltaica.	24
Figura 8 – Vanguard 1, primeiro satélite a utilizar células fotovoltaicas.	25
Figura 9 – Aspecto de uma célula de silício monocristalino.	26
Figura 10 – Residências na Holanda com geradores solares montados no telhado.	26
Figura 11 – Células fotovoltaicas de dupla junção e seu esquema de construção.	27
Figura 12 – Célula de tripla junção e seu esquema de construção.	28
Figura 13 – Geradores solares fixados nas faces do CubeSat.	29
Figura 14 – Baterias recarregáveis de NiCd.	30
Figura 15 – Baterias recarregáveis de NiMH.	31
Figura 16 – Bateria recarregável de Li-Ion e um esquema de sua montagem.	32
Figura 17 – Aspecto de uma bateria de <i>Li-Poly</i>	33
Figura 18 – A potência “ G_s ” é a que pode ser aproveitada para gerar energia elétrica através de geradores solares.	34
Figura 19 – Exemplo de órbita circula polar.	35
Figura 20 – Exemplo de um satélite em órbita estabilizado por rotação.	36
Figura 21 – Linhas das órbitas com tempo de simulação de um dia.	37
Figura 22 – Satélite passando próximo ao Brasil.	37
Figura 23 – Célula fotovoltaica ATJ.	39
Figura 24 – Células geradoras colocadas sobre o painel que será fixado no satélite.	39
Figura 25 – Unidade de suprimento de energia.	41
Figura 26 – Área de uma face do CubeSat.	41
Figura 27 – Montagem das células no painel de uma face do satélite.	42
Figura 28 – Satélite com um dos seus cantos recebendo luz perpendicularmente.	43
Figura 29 – Aspecto das células de lítio polímero da Clyde Space.	44
Figura 30 – As 15 órbitas de um dia com seus períodos de iluminação (amarelo) e eclipse (vermelho).	46
Figura 31 – Relatório com os tempos de contato entre o satélite e o sensor.	47
Figura 32 – As linhas azuis mostram a parte da órbita em que o satélite fica no campo de visão da antena posicionada em Santa Maria (RS).	47



Figura 33 – Gráfico da profundidade de descarga da bateria.....	50
Figura 34 – Curva de potência da célula fotovoltaica.	51
Figura 35 – Valores de carga gerada e consumida pelo satélite quando iluminado pelo Sol.....	53



LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Balanço de potência dos subsistemas do satélite.	44
Tabela 2 – Corrente consumida pelos subsistemas.	45
Tabela 3 – Tempo de visibilidade do satélite.....	48
Tabela 4 – Potência e corrente consumidas com seus tempos de consumo e a carga consumida em cada órbita quando o satélite está em eclipse.	49
Tabela 5 – Profundidade de descarga da bateria em cada órbita.	50
Tabela 6 – Balanço de carga quando o satélite está exposto ao Sol.	52



SUMÁRIO

DADOS DE IDENTIFICAÇÃO	3
AGRADECIMENTOS	9
LISTA DE ILUSTRAÇÕES	10
LISTA DE TABELAS	12
SUMÁRIO	13
RESUMO	14
CAPÍTULO 1	15
1.1. Introdução	15
1.2. Objetivo do Projeto	15
1.3. Metodologia	16
CAPÍTULO 2	17
2.1. CubeSats	17
2.2. NANOSATC-BR – Clima Espacial	18
CAPÍTULO 3	21
3.1. Subsistema de Suprimento de Energia	21
3.1.1. <i>Geração de Energia</i>	21
3.1.2. <i>Armazenamento de Energia</i>	29
CAPÍTULO 4	34
4.1. O Satélite no Espaço	34
CAPÍTULO 5	38
5.1. Solução para o Suprimento de Energia do NANOSATC-BR	38
5.1.1. Geração de Energia	38
5.1.2. Armazenamento de Energia	43
CAPÍTULO 6	54
6.1. Conclusão	54
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	55
ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS	56



RESUMO

O objetivo deste relatório é descrever as atividades técnicas e científicas desenvolvidas pelo bolsista do Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, Rafael 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 2008 a julho de 2009, no Projeto “**SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA PARA O NANOSATC-BR: GERAÇÃO E ARMAZENAMENTO DE ENERGIA**”, junto ao Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT no âmbito da Parceria: INPE/MCT – UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT – UFSM.

Este trabalho apresenta de uma forma geral o Subsistema de Suprimento de Energia para satélites da classe dos CubeSats, mostrando as funções e importância do subsistema, as soluções e equipamentos mais utilizados nesse tipo de satélite, as influências do ambiente espacial, ferramentas para o projeto do subsistema e as possíveis soluções de engenharia que podem ser aplicadas na geração e armazenamento de energia do NanoSatC-BR.



CAPÍTULO 1

1.1. Introdução

No relatório são apresentadas as atividades e trabalho realizados pelo bolsista durante o período de duração da bolsa. O tema geral da pesquisa é o Subsistema de Suprimento de Energia de CubeSats, especialmente a geração e armazenamento de energia.

A pesquisa foi realizada através do estudo dos aspectos fundamentais da metodologia de projeto e construção de CubeSats em geral, dando ênfase na geração e armazenamento de energia, levando em consideração todos os demais subsistemas que são importantes e que tem interface com o Subsistema de Suprimento de Energia. Projetos semelhantes foram estudados visando tomar conhecimento de quais são as soluções e os equipamentos que mais foram e estão sendo utilizados.

Com a análise feita procurou-se encontrar a solução mais adequada para a geração e armazenamento de energia do Nanosatélite Científico Acadêmico Brasileiro – NanoSatC-BR que atualmente está sendo desenvolvido por alunos da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM que trabalham com iniciação científica e tecnológica no Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT contando com o apoio e orientação de professores da UFSM através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT – UFSM e de tecnólogos e pesquisadores do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/MCT.

1.2. Objetivo do Projeto

O Projeto tem por objetivo pesquisar, analisar e comparar equipamentos utilizados no Subsistema de Suprimento de Energia de satélites artificiais, particularmente para o caso de satélites da classe dos CubeSats. Fazer a seleção e o dimensionamento para os equipamentos de geração e armazenamento de energia para o satélite NanoSatC-BR, utilizando uma metodologia apropriada e observando as particularidades do Projeto.



1.3. Metodologia

Durante o período foi realizada pesquisa bibliográfica a fim de levantar informações pertinentes ao Subsistema de Suprimento de Energia em CubeSats, focando na geração e armazenamento de energia, analisados alguns projetos de satélites do mesmo tipo que foram ou estão sendo desenvolvidos por universidades e instituições de pesquisa.

Para esta pesquisa foram utilizadas ferramentas de busca na Internet, artigos de periódicos técnicos-científicos, relatórios de projeto de outras missões, livros e o conhecimento de pesquisadores e tecnologistas do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, além de contar com o apoio de uma comunidade internacional de desenvolvedores de CubeSats, a qual disponibiliza muito material importante para consulta.

A metodologia específica para o projeto de Subsistemas de Potência de satélites que é apresentada no livro *Space Mission Analysis and Design* foi utilizada como base para o desenvolvimento do trabalho.

CAPÍTULO 2

2.1. CubeSats

Um CubeSat é um pequeno satélite artificial da classe dos nano satélites com formato de um cubo de 10 cm de aresta (10x10x10 cm), com volume total de 1 litro e massa de no máximo 1 kg, ver Wikipedia (2007). A Figura 1 mostra o exemplo de um CubeSat.



Figura 1 – Foto de um CubeSat.¹

Segundo David (2004), no ano de 1999, o termo "CubeSat" começou a ser utilizado para classificar pequenos satélites que atendem aos padrões especificados em um documento publicado pela *California Polytechnic State University* que teve como líder o professor de engenharia aeroespacial Jordi Puig-Suari. O documento é o *CubeSat Design Specification (CDS)*.

Suas pequenas dimensões permitem que o seu projeto seja executado rapidamente e com um custo de construção e lançamento na faixa de milhares de dólares, o que é extremamente barato quando comparado com os milhões de dólares gastos em um satélite maior.

¹ Fonte: <http://www.science.ie/uploads/images/ESA-cubesat.jpg>



Em virtude do baixo custo, o desenvolvimento de projetos de construção de CubeSats tornou-se uma opção viável para universidades em todo o mundo, pois eles permitem que os estudantes, principalmente de engenharias, ponham em prática os conhecimentos adquiridos em sala de aula, sendo assim uma ótima ferramenta educacional.

2.2. NANOSATC-BR – Clima Espacial

Alunos de graduação da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, que trabalham com iniciação científica no Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS (localizado no campus da Universidade, como pode ser visto na Figura 2), com apoio de engenheiros do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE estão desenvolvendo o projeto de um pequeno satélite da classe dos CubeSat, o NanoSatC-BR que será o primeiro satélite brasileiro dessa classe.



Figura 2 – Prédio do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCT².

Em sua plataforma de serviço, terá todos os subsistemas necessários para garantir o seu funcionamento em órbita, que tipicamente são divididos em: subsistema estrutural (*structural subsystem*), subsistema de controle térmico

² Fonte: <http://www.inpe.br/crs>

(*thermal control subsystem*), subsistema de suprimento de energia (*power supply subsystem*), subsistema de controle de atitude (*attitude control subsystem*), subsistema de gestão de bordo (*on-board data handling subsystem*) e subsistema de comunicação de serviço e de carga útil (*communication subsystem*). Além dos subsistemas, o satélite terá como carga útil (*payload*) um Magnetômetro e possivelmente um Dosímetro, que serão utilizados para estudar o campo magnético terrestre na região da Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS (*South Atlantic Magnetic Anomaly – SAMA*).

A Anomalia Magnética do Atlântico Sul é uma região onde a parte mais interna do cinturão de Van Allen mais se aproxima da superfície da Terra. O resultado é que para uma dada altitude, a intensidade de radiação é mais alta nesta região do que em qualquer outra, Odenwald (1995). A AMAS é produzida por um "mergulho" no campo magnético terrestre nesta região, causada pelo fato do centro magnético terrestre estar deslocado em relação ao centro geográfico por 450 km, Figura 3.

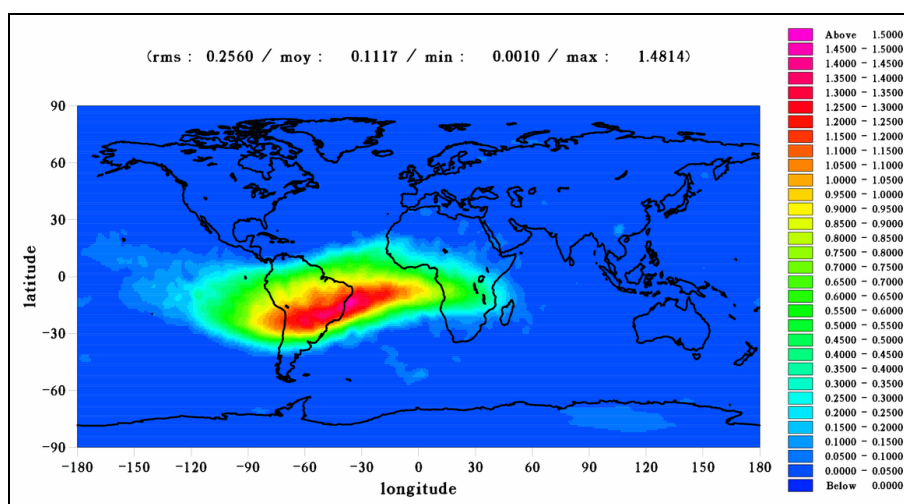


Figura 3 – Anomalia Magnética do Atlântico Sul³.

A Missão NANOSATC-BR – Clima Espacial tem os seguintes objetivos gerais, Projeto Básico – Versão Um (2008):

³ Fonte: http://www.aviso.oceanobs.com/fileadmin/images/news/image_du_mois/2007/200710_saa.gif



- Monitoramento das condições geomagnéticas na superfície e em diversas altitudes de interesse da região da Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS e do eletrojato ionosférico equatorial sob a qual o Brasil se encontra;
- Capacitação tecnológica das instituições nacionais que participam da Missão, promovendo o desenvolvimento das áreas de ciências, engenharias e tecnologias espaciais;
- Capacitação de Recursos Humanos para a realização de pesquisa e desenvolvimento com instrumentação espacial, com concentração na melhoria da qualidade e do nível dos cursos de Graduação nas respectivas instituições;
- Pesquisas científicas relacionadas à fenomenologia do Clima Espacial, tanto em aspectos globais gerais do espaço vizinho a Terra, quanto na superfície sobre o Brasil;
- Promoção da cooperação nacional e internacional com ênfase nas instituições do MERCOSUL, além dos aspectos das pesquisas técnicas e científicas de interesse local, nacional e internacional.



CAPÍTULO 3

3.1. Subistema de Suprimento de Energia

Este subsistema é responsável por algumas tarefas indispensáveis para o funcionamento do satélite, que são: gerar energia elétrica suficiente para abastecer a todos os subsistemas, a carga útil e as baterias, armazenar energia durante os períodos de exposição ao Sol para ser utilizada quando o satélite estiver na sombra da Terra, distribuir, regular e controlar a potência em todos os equipamentos a bordo.

3.1.1. Geração de Energia

Quando o satélite estiver em órbita, o subsistema de suprimento de energia terá que gerar potência suficiente para abastecer todos os outros subsistemas, a carga útil e um excedente para carregar as baterias recarregáveis. Esta geração de potência deverá ser realizada a partir da energia proveniente do Sol, que é a única fonte disponível no espaço.

Para satélites da classe dos CubeSats, que são colocados em órbita terrestre baixa (*Low Earth Orbit – LEO*), a solução mais eficiente, testada e utilizada é a transformação da energia proveniente do Sol em potência útil para o satélite através de células fotovoltaicas, mas geradores termoelétricos (*TEGs*) também foram considerados na análise feita devido a sua utilização em um satélite desta classe.

Geradores Termoelétricos (TEGs). Segundo Azeem (2005), um gerador termoelétrico funciona com uma termopilha, que consiste em um conjunto de termopares ligados termicamente em paralelo e eletricamente em série, Figura 4.

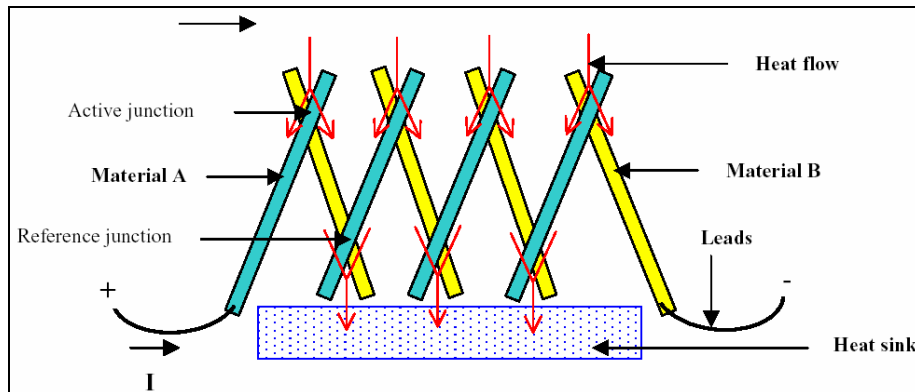


Figura 4 – Ilustração de uma termopilha⁴.

Geradores termoelétricos utilizam o efeito *Seebeck* para converter energia térmica em energia elétrica. Quando um metal é aquecido, a energia das moléculas aumenta e os elétrons ganham energia e têm a tendência de se difundir em direção oposta à origem de calor. Se uma extremidade do metal está aquecida e a outra está fria, os elétrons terão a tendência de se mover em direção à extremidade fria, deixando a extremidade quente carregada positivamente e a fria carregada negativamente, criando assim uma diferença de potencial, de onde se pode retirar corrente elétrica. Porém, é uma solução raramente adotada para esta classe de satélites devido à baixa eficiência comparada com outros dispositivos que funcionam em órbita de baixa altitude e a dificuldade de se conseguir as diferenças de temperaturas pela falta de controle de atitude.

A Figura 6 ilustra um gerador termoelétrico que foi utilizado para gerar energia em um CubeSat e a Figura 7 mostra uma simulação feita pela equipe responsável pela parte térmica da distribuição de calor na face desse mesmo gerador quando iluminado pelo Sol.

⁴ Fonte: <http://www.electronics-cooling.com/articles/1998/sep/images/a3f4.jpg>

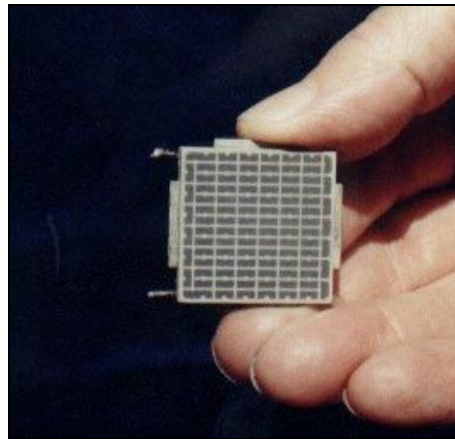


Figura 5 – Gerador termoelétrico utilizado em um CubeSat⁵.

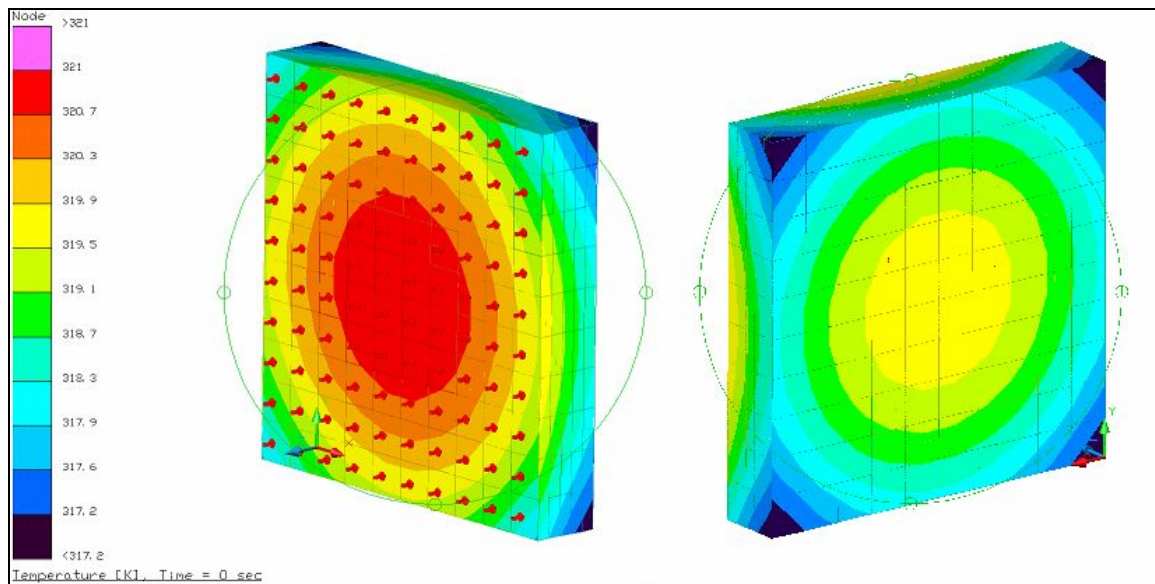


Figura 6 – Simulação da distribuição de calor na face de um TEG quando iluminado pelo Sol⁶.

Células Fotovoltaicas. Segundo Nascimento (2004), o princípio básico de funcionamento das células fotovoltaicas é o efeito fotoelétrico, que se caracteriza pela emissão de elétrons por um material, geralmente metálico, quando exposto a uma radiação eletromagnética, como a luz, de frequência suficientemente alta,

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

⁶ Fonte: Azeem, Dr. Irfan, "Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³"

que depende do material. Ele pode ser observado quando a luz incide numa placa de metal, literalmente arrancando elétrons da placa.

Os Elétrons que giram à volta do núcleo são mantidos por forças de atração, mas se energia suficiente for fornecida, abandonarão as suas órbitas. O efeito fotoelétrico implica que, normalmente sobre metais, se faça incidir um feixe de radiação com energia superior à energia de remoção dos elétrons do metal, provocando a sua saída das órbitas: sem energia cinética (se a energia da radiação for igual à energia de remoção) ou com energia cinética, se a energia da radiação exceder a energia de remoção dos elétrons, Präss (2005). A explicação satisfatória para esse efeito foi dada em 1905, por Albert Einstein, que em 1921, deu ao cientista alemão o prêmio Nobel de Física.

As células fotovoltaicas são dotadas de dois cristais diferentes dispostos em uma geometria apropriada. A radiação incidente libera elétrons que acabam saltando numa direção preferencial, de um dos cristais para o outro, criando uma diferença de potencial, de onde se pode retirar corrente elétrica. Um esquema é mostrado na Figura 7.

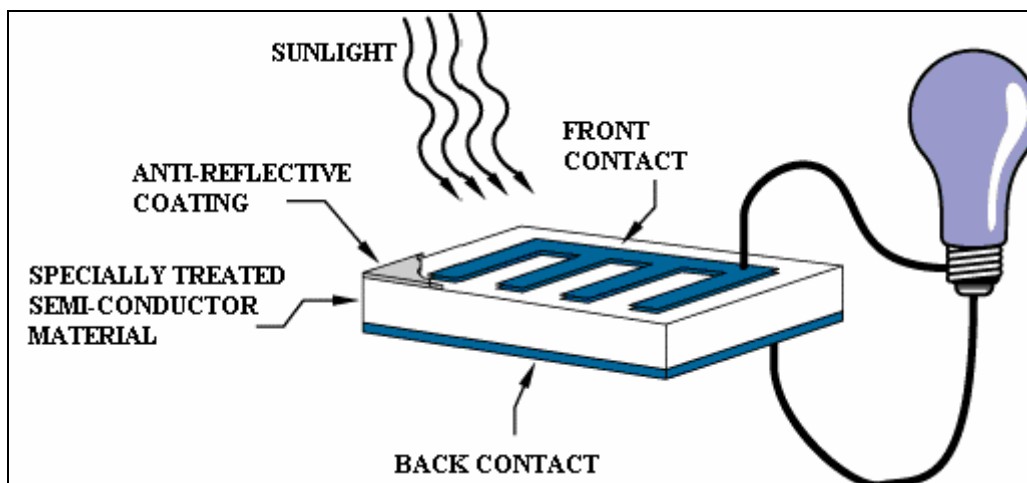


Figura 7 – Esquema de funcionamento de uma célula fotovoltaica⁷.

A primeira aplicação das células fotovoltaicas em satélites ocorreu no quarto satélite lançado pelos Estados Unidos, o *Vanguard 1*, que tinha 6 painéis

⁷ Fonte: <http://science.nasa.gov/headlines/y2002/images/sunshine/cell.gif>

solares montados no seu corpo e foi colocado em uma órbita elíptica no ano de 1958, permanecendo em órbita até hoje como o mais antigo objeto no espaço feito pelo homem, Figura 8.



Figura 8 – Vanguard 1, primeiro satélite a utilizar células fotovoltaicas⁸.

A Primeira Geração são as células de simples junção de silício cristalino com um limite teórico de eficiência de 33% (na prática não apresentam mais do que 17% de eficiência), mas ainda continuam sendo as mais produzidas em escala comercial devido ao relativo baixo custo de fabricação.

A tecnologia das células de silício cristalino já foi muito empregada na fabricação de painéis solares para aplicações espaciais, mas caíram em desuso em virtude do baixo rendimento, Figura 9.

⁸ Fonte: <http://claudelafleur.qc.ca/images/vanguard1.jpg>



Figura 9 – Aspecto de uma célula de silício monocristalino⁹.

Atualmente são amplamente usadas em aplicações onde não se tem limitação de espaço e peso, como na geração de eletricidade em áreas rurais e residências. A Figura 10 mostra células de silício em casas na Holanda.



Figura 10 – Residências na Holanda com geradores solares montados no telhado¹⁰.

⁹ Fonte: <http://mirror-uk-rb1.gallery.hd.org>

¹⁰ Fonte: http://media.canada.com/b17a5268-e809-4db2-a84b-06fc4c00d03e/m1x00009_solar.jpg

As células de simples junção de arseneto de gálio e germânio são um pouco mais eficientes, com rendimento de até 19%.

Mais recentemente, foram desenvolvidas e vêm sendo adotadas com frequência para aplicações espaciais as células solares de múltiplas junções (dupla – Figura 11, ou tripla), que têm capacidade de geração de energia elétrica superior às anteriores.

Segundo o fabricante Spectrolab (2007), as células solares de dupla junção têm rendimento em torno de 21,5%, são compostas de GaInP_2 , GaAs e Ge e são mostradas na Figura 3.5. As células solares de tripla junção, com rendimento de até 28%, são apresentadas na Figura 12.

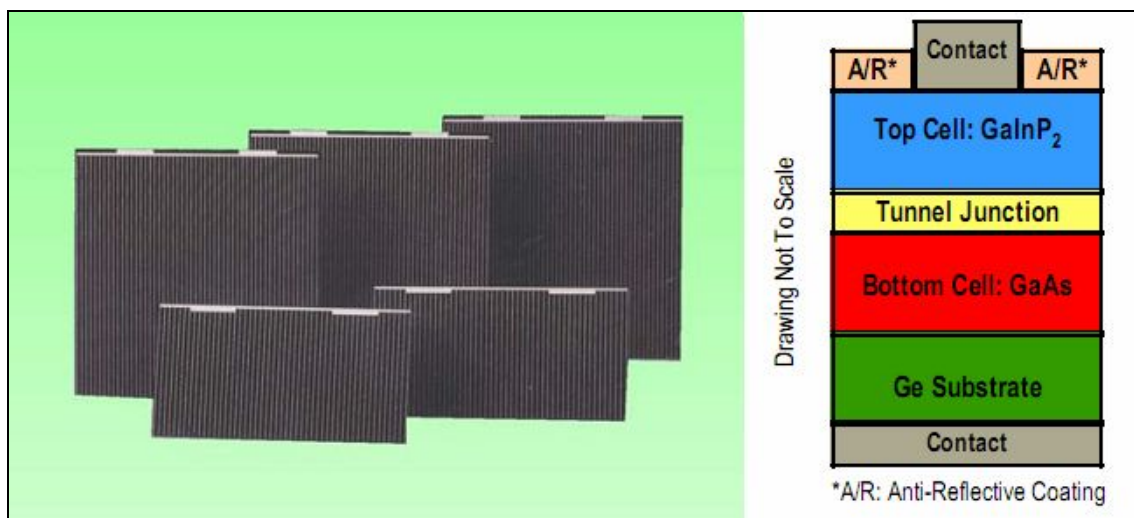


Figura 11 – Células fotovoltaicas de dupla junção e seu esquema de construção¹¹.

As células de tripla junção apresentam eficiência ainda maior, de até 29,9% e são compostas dos mesmos materiais que as de dupla junção, Figura 12.

¹¹ Fonte: <http://www.spectrolab.com>

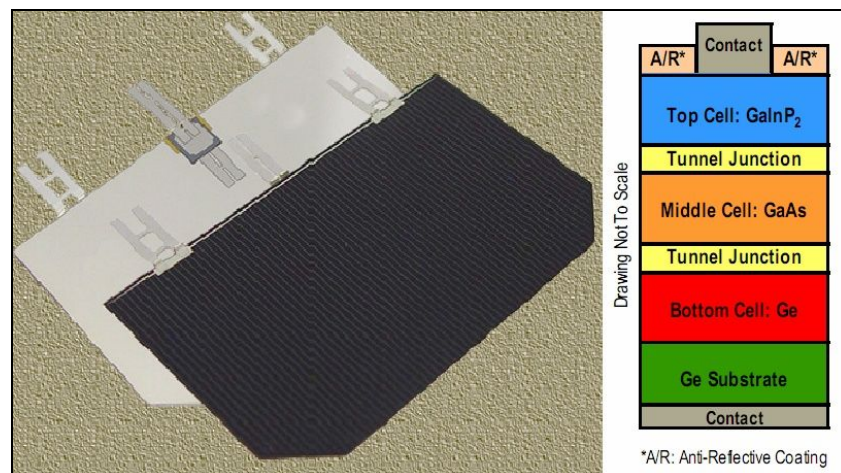


Figura 12 – Célula de tripla junção e seu esquema de construção¹².

Atualmente, são dois os principais fabricantes que fornecem células fotovoltaicas para desenvolvedores de pequenos satélites como os CubeSats: Emcore e Spectrolab. A célula mais utilizada nesse tipo de satélite tem dimensões de 40 x 70 mm e área de 26,6 cm².

Nos CubeSats, as células são fixadas em suas faces, como mostra a Figura 13. Assim, se tem uma área bastante limitada para a geração de energia (no máximo 100 cm² por face) e, por esse motivo, geralmente são adotadas as células com maior rendimento possível para que se consiga gerar toda a energia necessária para suprir o satélite.

¹²Fonte: <http://www.spectrolab.com/DataSheets/NeXtTJ/nxttj.pdf>

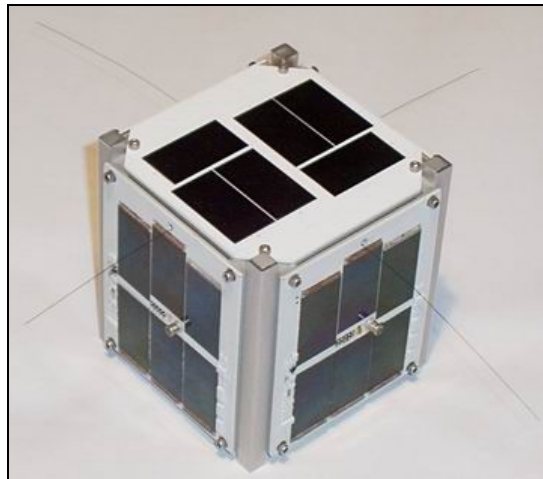


Figura 13 – Geradores solares fixados nas faces do CubeSat¹³.

3.1.2. Armazenamento de Energia

A energia produzida por este subsistema que não for utilizada de imediato deve ser armazenada em baterias recarregáveis. Quando o satélite é iluminado pelo Sol, a energia elétrica é gerada e supre todos os subsistemas que necessitam de energia e, paralelamente, carrega as baterias. Quando o satélite não está sendo iluminado, os subsistemas são alimentados pelas baterias. As baterias também são utilizadas quando algum subsistema do satélite necessita de um pico de potência.

A escolha da tecnologia das baterias deve ser feita baseada na quantidade total de energia requerida pelo satélite, pelo volume e massa destinados ao sistema de armazenamento e, principalmente, pelo tipo de órbita que o satélite vai ocupar, Surrey (2007). Por exemplo, em uma órbita terrestre baixa (LEO), os satélites viajam a cerca de 8 km/s e sofrem cerca de 14 ciclos de carga e descarga nas baterias por dia (mais de 5.000 por ano). Já nas órbitas mais altas, os eclipses são raros e, assim, ciclos de descarga das baterias são reduzidos.

¹³ Fonte: <http://www.stensat.org>

As baterias mais utilizadas em pequenos satélites são: Níquel Cádmio (NiCd), Níquel Metal Hidreto (NiMH), Lítio-Íon (Li-Ion) e mais recentemente as de Polímero de Lítio (Li-Polymer).

Bateria de Níquel Cádmio (NiCd). É recomendada quando se quer longa vida, alta corrente e preço baixo. Outras vantagens desse tipo de baterias são: capacidade de carga rápida e lenta, alto número de ciclos de carga e descarga, excelente desempenho em baixas temperaturas, fácil recarga depois de longos períodos de armazenamento e grande experiência em aplicações espaciais, principalmente em satélites. Porém, se não forem totalmente descarregadas, desenvolvem efeito memória. Também apresentam um pouco de sensibilidade ao calor, Figura 14.



Figura 14 – Baterias recarregáveis de NiCd¹⁴.

Bateria Níquel Metal Hidreto (NiMH). Tem tecnologia mais recente que as baterias NiCd, mas operam de forma similar. As vantagens proporcionadas por

¹⁴ Fonte: <http://images.secure2u.com/320/Proc/Full/2068557.jpg>

esse tipo de bateria, em comparação com as baterias de NiCd, são: proporcionam mais horas de uso entre cada recarga, 40% a 50% mais capacidade, são mais leves (pois possuem maior densidade de carga) e são menos propensas ao efeito memória. Porém, têm algumas desvantagens em relação às baterias de NiCd, como ciclo de vida menor, não operam em temperaturas muito baixas, são mais sensíveis a danos ocasionados pelo calor e são mais caras, Figura 15.



Figura 15 – Baterias recarregáveis de NiMH¹⁵.

Bateria Lítio-Íon (Li-Ion). Segundo a página do Corrosion Doctors (2007), esse tipo de bateria possui uma tecnologia mais avançada que as duas anteriores, o que requer um circuito de proteção construído dentro da bateria para evitar uma sobrecarga. É considerada como o estado da arte em termos de composição química e não desenvolve efeito memória. É mais leve (pois tem uma densidade de carga de quase o dobro das de NiCd), provê mais horas de uso e possui um tempo de operação maior do que a NiMH. Porém, seu tempo de carga é mais longo, não possui bom desempenho a baixas temperaturas e é a mais cara dentre as três. Atualmente é a mais amplamente utilizada em aplicações espaciais, Figura 16.

¹⁵ Fonte: <http://www.ccrane.com/images/medium/nimh-batteries.jpg>

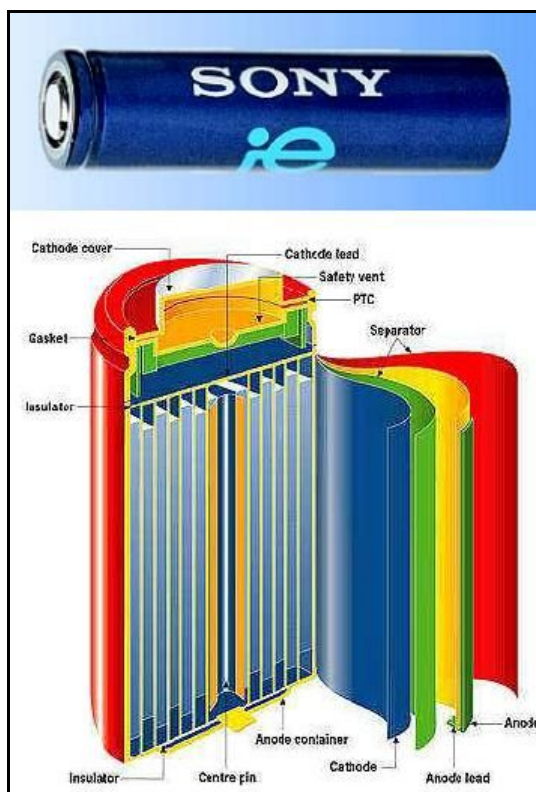


Figura 16 – Bateria recarregável de Li-Ion e um esquema de sua montagem¹⁶.

Bateria Lítio Polímero (Li-Poly). Normalmente são compostas por várias células secundárias idênticas em paralelo para aumentar a capacidade de descarga, têm um desenho diferente das células de *Li-Ion*, sendo flexíveis devido a cobertura externa feita de polímeros já que não há a necessidade de possuir cobertura externa metálica. Uma vez que não há a necessidade dessa cobertura, as células podem ser mais leves e ter as mais diversas formas, sendo facilmente moldadas para cada aplicação. A Figura 17 mostra uma bateria de *Li-Poly*.

¹⁶ Fonte: <http://www.corrosion-doctors.org/Secondaries/li-ion.htm>



Figura 17 – Aspecto de uma bateria de *Li-Poly*¹⁷.

¹⁷Fonte: <http://store.fungizmos.com/images/li-poly.jpg>

CAPÍTULO 4

4.1. O Satélite no Espaço

Quando o satélite estiver em órbita, todos os subsistemas e carga útil precisarão de energia elétrica para funcionar adequadamente e a única fonte de energia disponível será a do Sol, que quando estiver iluminando diretamente o objeto em órbita, fornecerá uma potência de aproximadamente 1.367 W/m^2 e é a partir dela que o Subsistema de Suprimento de Energia terá que gerar a potência suficiente para alimentar todo o satélite, Figura 18.

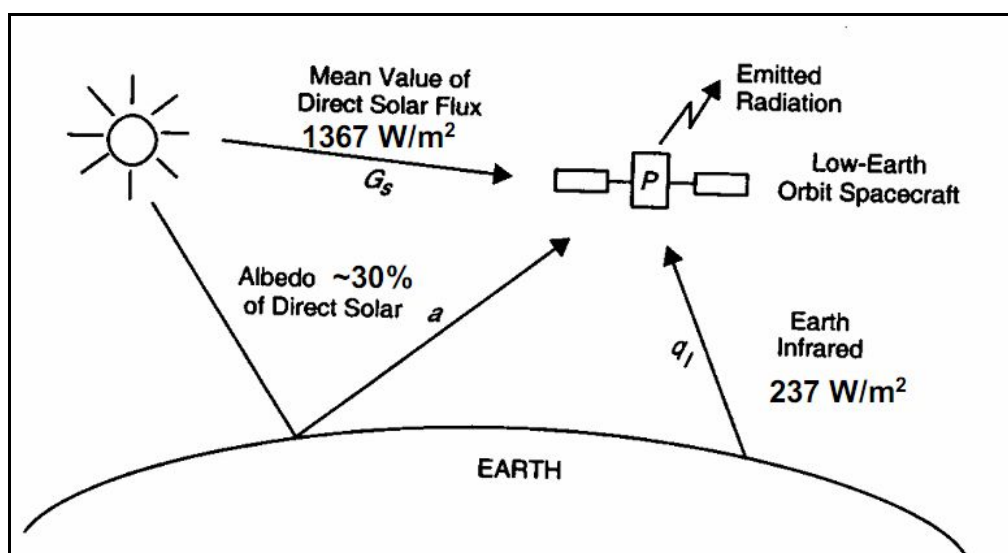


Figura 18 – A potência “ G_s ” é a que pode ser aproveitada para gerar energia elétrica através de geradores solares¹⁸.

Em sua órbita circular polar, Figura 19, o NanoSatC-BR não receberá luz solar o tempo todo, estando ora iluminado, ora na sombra da Terra.

¹⁸ Fonte: http://www.dsri.dk/roemer/pub/sat_tech

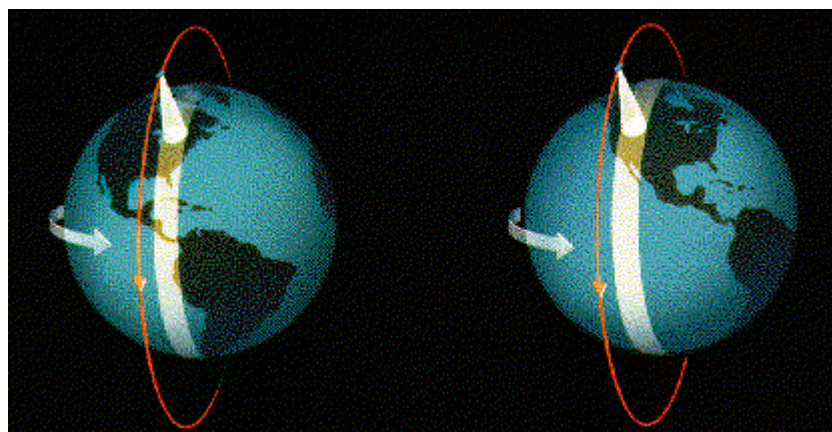


Figura 19 – Exemplo de órbita circula polar¹⁹.

Partindo dessas condições, o Subsistema de Suprimento de Energia terá que, de alguma forma, transformar a energia proveniente do Sol em energia útil para o funcionamento do satélite, além de possuir um sistema de armazenamento de energia, para que seja utilizada quando o satélite não tiver condições de gerá-la.

Na especificação deste subsistema, deverá se levar em conta a altitude da órbita. Quanto mais baixa, maior é a velocidade necessária para manter o satélite na órbita, diminuindo assim o tempo de cada volta que o mesmo dará ao redor da Terra, havendo assim mais ciclos de carga e descarga no sistema de armazenamento de energia. No caso do NanoSatC-BR, ele deverá assumir uma órbita de baixa altitude (LEO), onde o satélite tem uma velocidade em torno de 27.000 km/h e tempo de cada volta em torno da Terra de aproximadamente 100 minutos, o que resultará em torno de 14 ciclos por dia, sendo isso de extrema importância para a escolha da tecnologia das baterias.

O controle de atitude adotado influenciará de forma direta no subsistema de suprimento de energia. Para o NanoSatC-BR estão sendo discutidas apenas duas soluções. A primeira seria sem controle algum da atitude do satélite, obrigando a instalação de painéis solares em todas as seis faces do satélite, para que este possa gerar energia suficiente, pois não sabemos que face estará

¹⁹ Fonte: <http://physics.uwstout.edu/wx/wxsat/types.htm>

direcionada para o Sol. A segunda opção seria um controle por rotação, onde o satélite receberia certa rotação em torno do eixo de maior momento de inércia e se manteria nessa posição durante o curso da órbita, De Souza (2007), podendo assim deixar o satélite posicionado em relação ao Sol de forma a que não se necessite instalar geradores solares em todas as faces. A Figura 20 mostra um exemplo de controle de atitude por rotação.

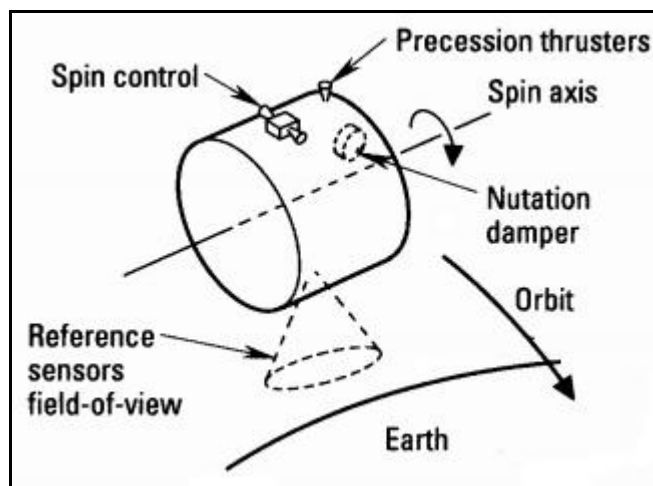


Figura 20 – Exemplo de um satélite em órbita estabilizado por rotação²⁰.

Uma órbita aproximadamente polar com inclinação de 98° e altitude de 650 km foi simulada no software STK 8 da fabricante AGI. A Figura 21 mostra as linhas das órbitas do satélite em um dia.

²⁰ Fonte: DE SOUZA, Petrônio N., “Curso Introdutório de Tecnologia de Satélites – Subsistema de Controle de Atitude”, 2007

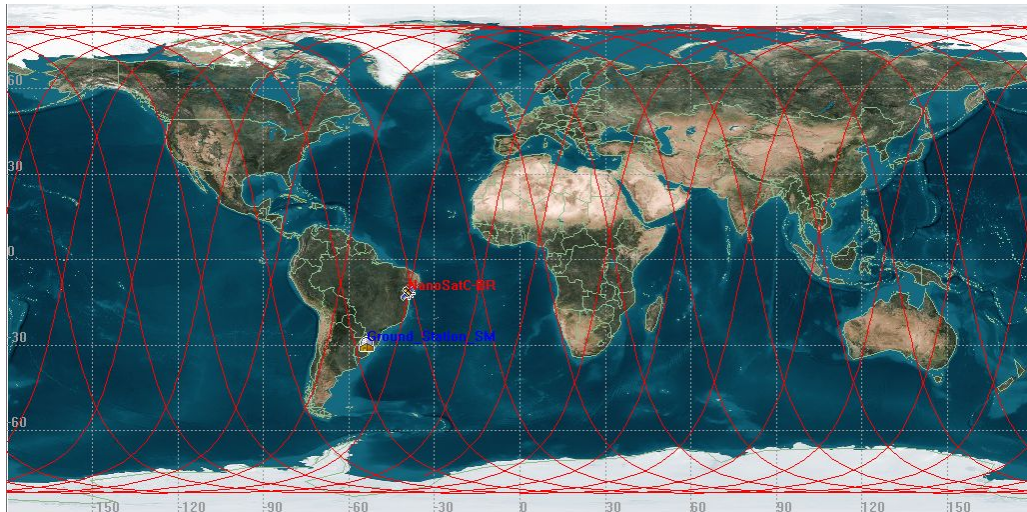


Figura 21 – Linhas das órbitas com tempo de simulação de um dia.

No desenho em 3D da Figura 22 é mostrada uma órbita em que o satélite passa próximo ao Brasil.

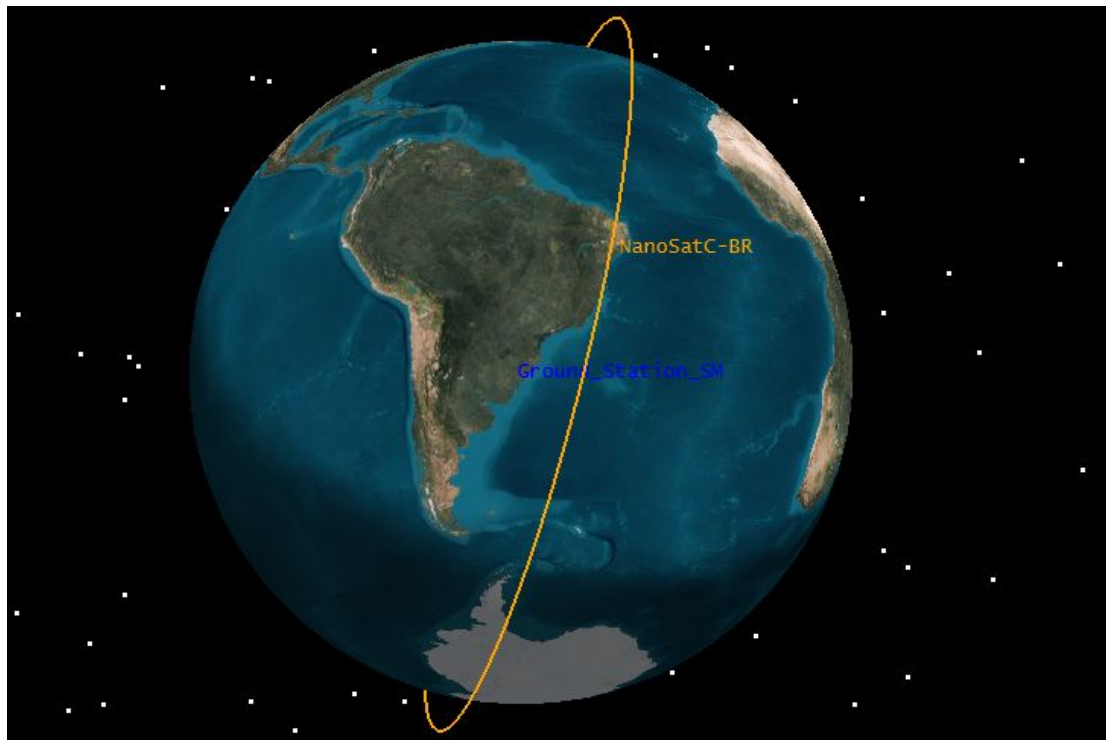


Figura 22 – Satélite passando próximo ao Brasil.



CAPÍTULO 5

5.1. Solução para o Suprimento de Energia do NANOSATC-BR

No capítulo são apresentados os equipamentos e tecnologias a serem utilizados no satélite NanoSatC-BR, mostrando as suas vantagens e os dimensionamentos necessários dos sistemas para geração e armazenamento de energia, mostrando a topologia do sistema de distribuição e controle de energia que será utilizado no satélite.

5.1.1. Geração de Energia

Para que o satélite possa gerar a energia elétrica necessária para alimentar os subsistemas e a carga útil serão utilizados geradores solares com células fotovoltaicas de tripla junção da marca EMCORE.

A célula que será utilizada é a Advanced Triple-Junction – ATJ, Figura 23, que possui eficiência de início de vida (BOL) no ponto de máxima potência de 27,5% a 28°C, com incidência perpendicular dos raios solares e considerando uma intensidade de 135,3 mW/m².

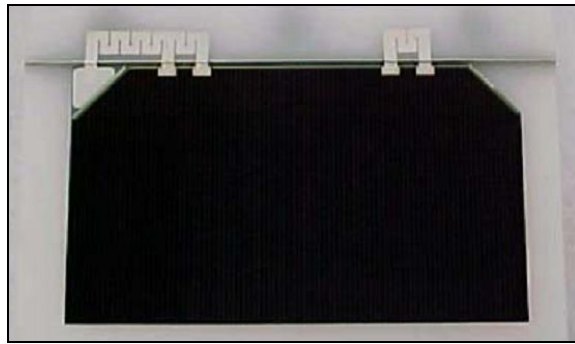


Figura 23 – Célula fotovoltaica ATJ²¹.

Como o satélite provavelmente não terá controle de atitude (isso será determinado pelo lançador), as células geradoras serão coladas sobre todos os painéis que serão fixados nos seus seis lados, como é feito na maioria dos CubeSats, a Figura 24 mostra como é feita a montagem sobre o painel.

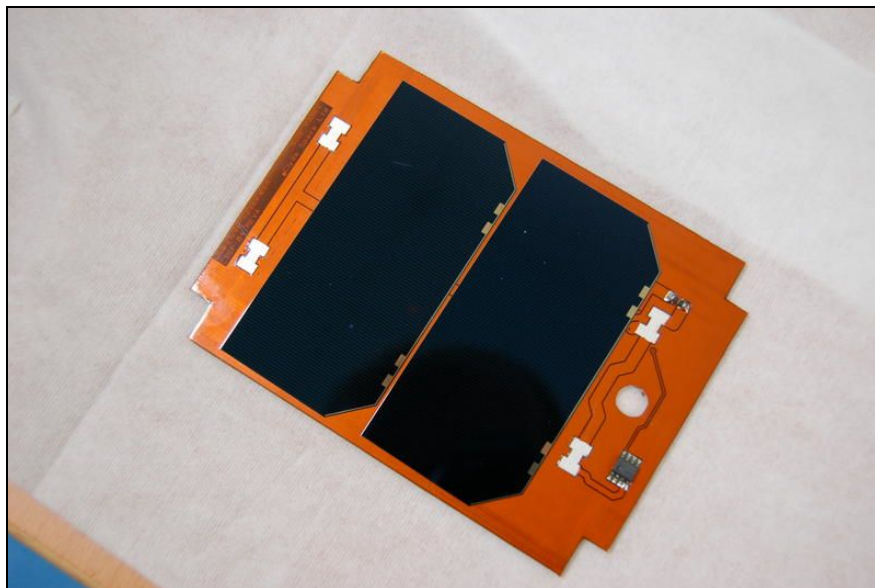


Figura 24 – Células geradoras colocadas sobre o painel que será fixado no satélite²².

²¹ Fonte: http://wiki.amsat.dk/images/e/e8/PhotoV_ATJ_Prod_Sheet.pdf

²² Fonte: <http://www.clyde-space.com/documents/186/186-large.jpg>



Para termos certeza de que esses geradores serão capazes de suprir as necessidades de energia elétrica que o satélite demanda, temos primeiramente que calcular a máxima potência que essas células conseguirão gerar.

A seguir, será apresentado um cálculo preliminar da máxima potência que será gerada para o caso do NanoSatC-BR. Para tanto, as seguintes variáveis devem ser consideradas, como proposto pela University of Leicester (2007):

Radiação Solar Incidente (Φ). É a radiação vinda do Sol que atingirá o satélite quando ele não estiver na sombra na Terra, ou seja, a radiação emitida pelo Sol que atinge a uma distância de 1 UA (Unidade Astronômica), que é a distância aproximada entre o Sol e a Terra. A *American Society of Testing and Materials (ASTM)* sugere o valor de aproximadamente 1.367 W/m^2 para objetos que se encontram em órbita na Terra.

Eficiência das Células Geradoras (ϵ). A empresa *Clyde Space* irá fornecer os painéis com células fotovoltaicas do tipo *Advanced Triple-Junction (ATJ)* da marca *EMCORE*, que como visto anteriormente, apresenta eficiência de 27,5% no ponto de máxima potência.

Eficiência da Unidade de Suprimento de Potência (k). Esta unidade é responsável por fazer a distribuição, regulagem e controle da energia de todos os equipamentos a bordo do satélite. A Unidade que será utilizada foi especialmente desenvolvida para o uso em CubeSats pela *Clyde Space* sendo denominada *1U CubeSat Power*, Figura 25. Segundo o fabricante, esta unidade possui eficiência de 90%.

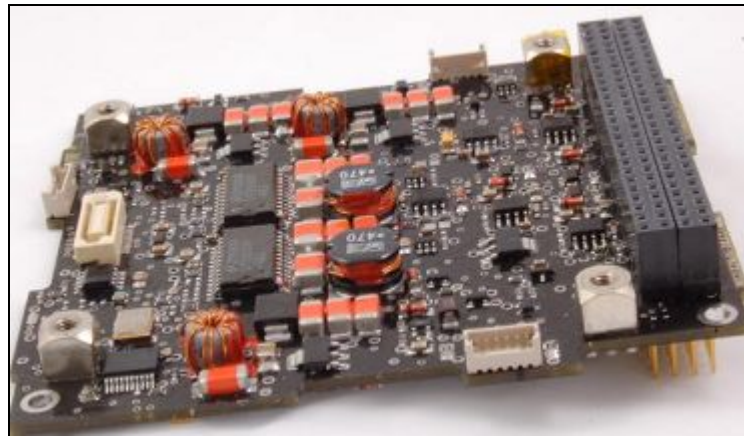


Figura 25 – Unidade de suprimento de energia²³.

Área Efetiva com Células Geradoras (A). É a área total que está coberta pelas células fotovoltaicas que estará exposta ao Sol. Esta área dependerá da atitude do satélite, como não será determinada, vamos supor que apenas uma face do cubo possa estar iluminada por vez. Assim, temos uma área iluminada de 10.000 mm^2 , como mostra a Figura 26.

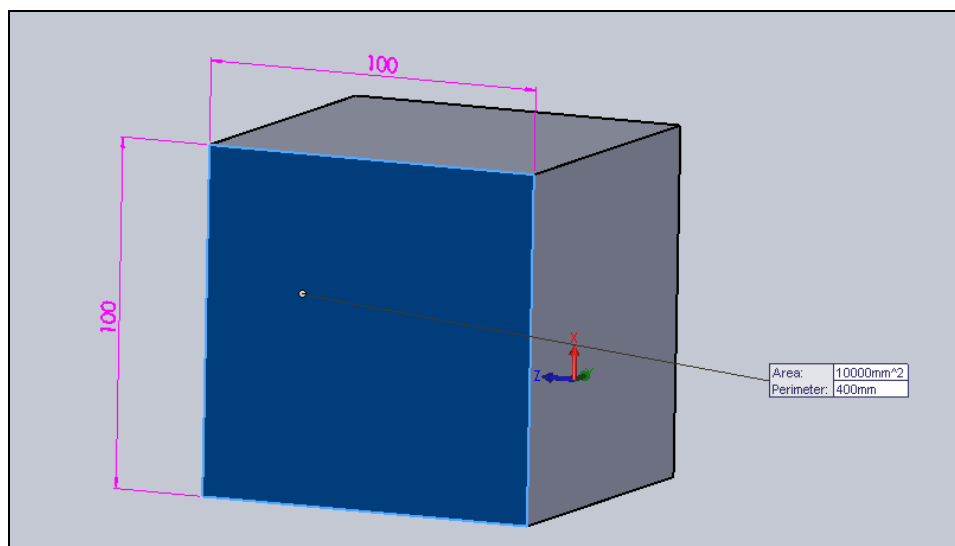


Figura 26 – Área de uma face do CubeSat.

²³ Fonte: <http://www.clyde-space.com/documents/17/17-large.jpg>

As células geradoras que serão utilizadas têm medidas de altura e largura de 70 x 40 mm respectivamente, com uma área total de 26,6 cm² cada uma, portanto serão colocadas duas dessas células em cada face do satélite, como mostrado na Figura 27. Assim, a área efetiva coberta por células fotovoltaicas será de 53,2 cm².

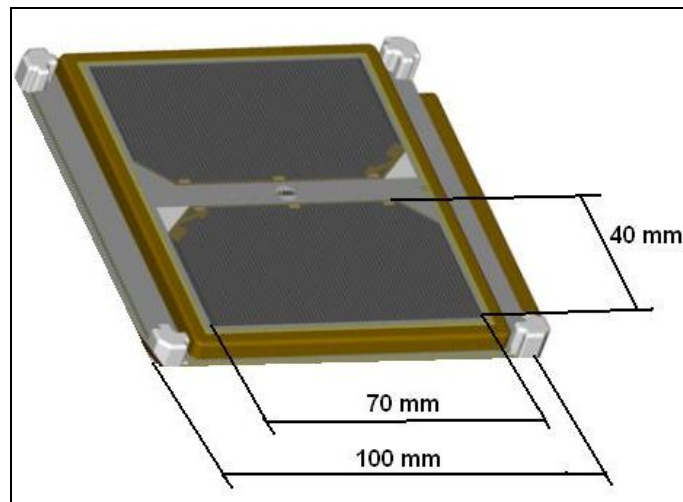


Figura 27 – Montagem das células no painel de uma face do satélite.

Primeiramente, havia-se pensado em considerar como a área efetiva máxima quando o satélite estivesse com um dos seus cantos recebendo os raios solares perpendicularmente, como mostrado na Figura 28. Assim, teríamos uma área de incidência de luz aproximadamente igual à área de um hexágono com lado aproximadamente igual a 100 mm. Mas esta concepção não foi utilizada, pois teríamos que saber como se comportaria a eficiência das células fotovoltaicas quando recebiam iluminação que não fosse perpendicular à sua superfície, mas isso não foi informado pela empresa fabricante das células. Por conseqüência, o modelo adotado considera a incidência perpendicular da luz solar sobre uma única face do satélite.

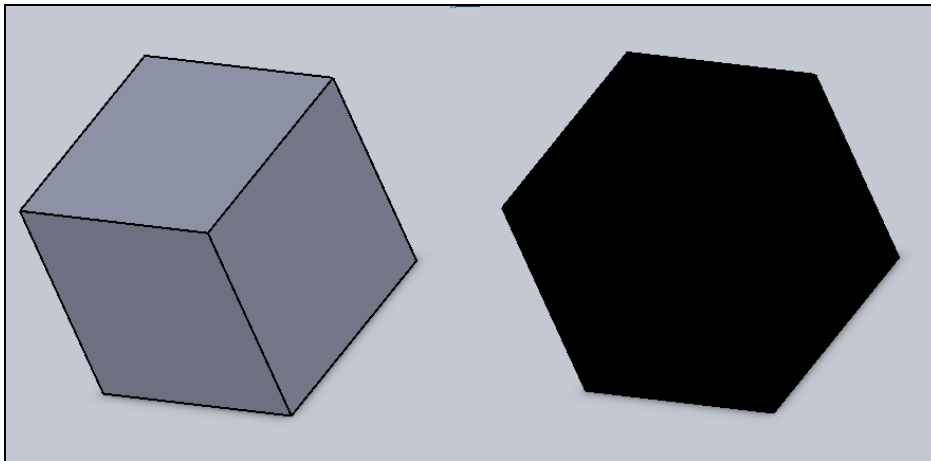


Figura 28 – Satélite com um dos seus cantos recebendo luz perpendicularmente.

Com os valores mostrados acima, podemos calcular a máxima potência que poderá ser gerada pelas células fotovoltaicas através da Equação 1, mostrada abaixo.

$$P = \phi \cdot \varepsilon \cdot k \cdot A \quad (1)$$

Substituindo na equação acima, $\Phi = 1.367 \text{ W/m}^2$, $\varepsilon = 0,275$, $k = 0,9$ e $A = 0,0532 \text{ m}^2$ e calculando, conclui-se que a máxima potência que o satélite terá disponível, considerando os parâmetros acima citados, é de aproximadamente 1,8 W. O fabricante informa que cada célula consegue gerar 1 W, mas a energia disponível é menor devido ao rendimento de 90% da unidade de potência.

5.1.2. Armazenamento de Energia

Para fazer o armazenamento de energia será utilizada uma bateria com duas células de Lítio Polímero, atualmente a tecnologia mais utilizada em

CubeSats. O modelo da bateria que será utilizada é o Space Lithium Polymer Battery, Figura 29, também será fornecida pela empresa Clyde Space.



Figura 29 – Aspecto das células de lítio polímero da Clyde Space²⁴.

Para verificar o comportamento das baterias, um balanço de potência foi feito. A Tabela 1 mostra os consumos dos subsistemas do NanoSatC-BR para os dois modos de operação que foram estabelecidos. São eles: *Standby*, onde todos os equipamentos estão ligados, mas o transmissor está desligado e o satélite não está transmitindo dados; e *Transmitting*, onde todos os equipamentos e o transmissor estão ligados.

Tabela 1 – Balanço de potência dos subsistemas do satélite.

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

Com estes valores de potência e considerando que todos os subsistemas irão funcionar com uma tensão de 5 V, na Tabela 2 são mostrados os valores de

²⁴ Fonte: http://cubesat.wdfiles.com/local--files/psu/Battery_Datasheet.pdf

corrente que cada equipamento irá consumir, que foram calculados através da divisão da potência em Watt pela tensão em Volt, Equação 2.

$$A = \frac{W}{V} \quad (2)$$

Tabela 2 – Corrente consumida pelos subsistemas.

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

Utilizando o programa STK 8 (Satellite Tool Kit) foram calculados os tempos das órbitas considerando uma órbita aproximadamente polar com inclinação de 98° e altitude de 650 km. Com esses parâmetros o satélite irá completar 15 órbitas ao redor da Terra por dia, cada uma com tempo de aproximadamente 95 minutos, sendo 35 minutos em eclipse e 60 minutos exposto ao Sol. No relatório também foram mostrados os tempos de transição em que o satélite ficava na penumbra, mas foram desconsiderados por serem muito pequenos. Na Figura 30 o gráfico 2D gerado pelo programa mostra os pontos onde o satélite recebe luz do Sol (em amarelo) e onde fica em eclipse (em vermelho).

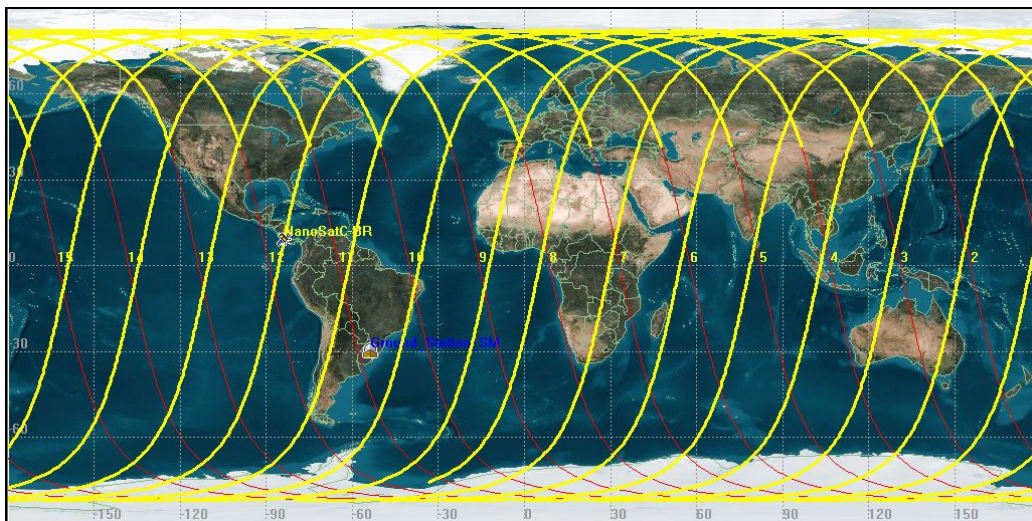


Figura 30 – As 15 órbitas de um dia com seus períodos de iluminação (amarelo) e eclipse (vermelho).

Foi realizada a simulação, também no STK 8, de uma Estação Terrena Localizada no município de Santa Maria – RS, com um sensor. Foi considerada que a cobertura dessa antena fosse dada por um cone simples com ângulo de cone de 45° partindo do centro do sensor e tendo o satélite como alvo sempre que passa no campo de visão da antena.

O relatório gerado pelo programa pode ser visto na Figura 31, onde se podem ver cinco contatos do satélite com o sensor, em órbitas diferentes. Das cinco visadas serão consideradas somente as quatro de maior tempo para que o satélite entre no modo *Transmitting*.

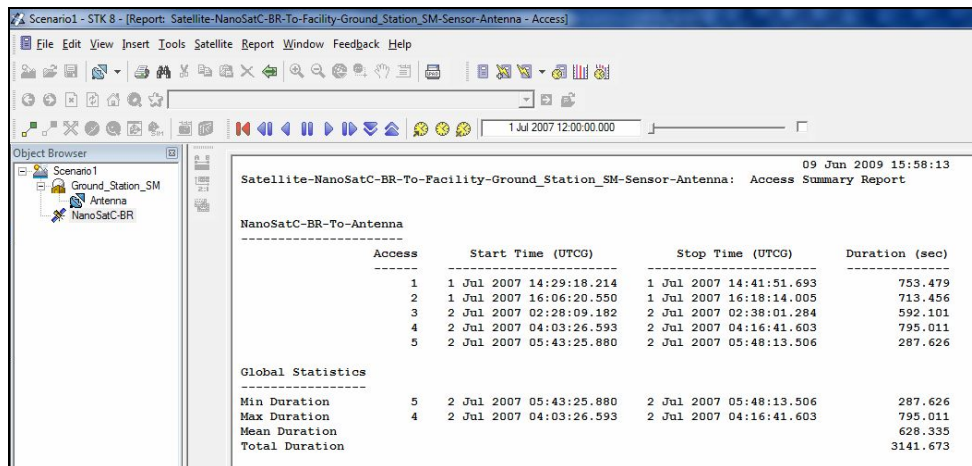


Figura 31 – Relatório com os tempos de contato entre o satélite e o sensor.

O Gráfico 2D gerado pelo programa para os contatos entre o satélite e a antena pode ser visualizado na Figura 32.

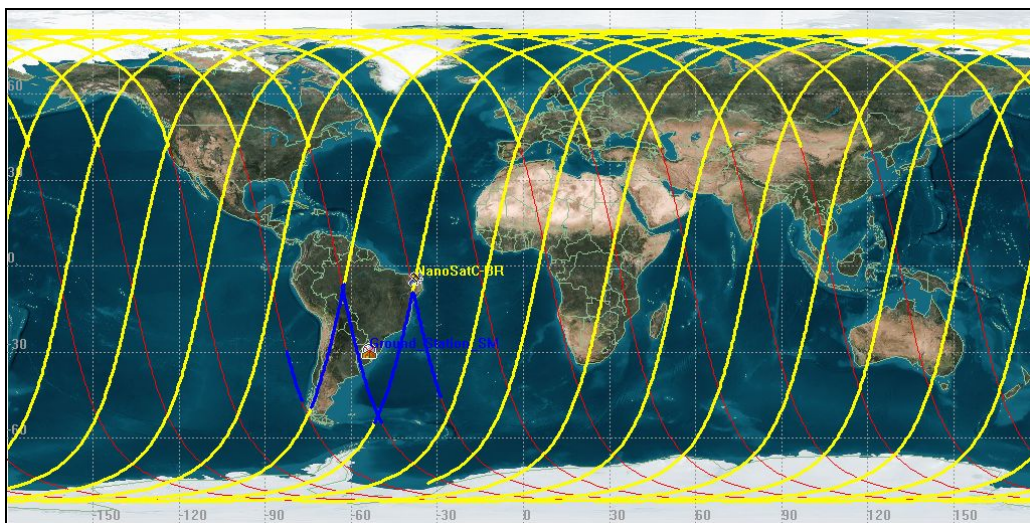


Figura 32 – As linhas azuis mostram a parte da órbita em que o satélite fica no campo de visão da antena posicionada em Santa Maria (RS).

Com os valores mostrados no relatório da Figura 31, foi montada a Tabela 3 com os tempos aproximados de visibilidade em cada órbita.

Tabela 3 – Tempo de visibilidade do satélite.

Número da Órbita	Tempo de Visibilidade (Minutos)
2	12,6 (iluminado)
3	11,9 (iluminado)
10	9,9 (eclipse)
11	13,2 (eclipse)

Para que se tenha garantia de que as baterias sempre terão carga disponível quando o satélite estiver em eclipse, foram feitas duas análises: quando o satélite está em eclipse, para verificar se as baterias não estão descarregando excessivamente neste período; e quando exposto ao Sol, para verificar se a potência gerada é superior à potência gasta e se o satélite terá condições de carregar as suas baterias adequadamente.

Primeiramente, foi feita a análise quando o satélite está em eclipse, mostrando a profundidade de descarga (*depth of discharge – DOD*) que as baterias irão sofrer durante este período. A profundidade de descarga é simplesmente a fração da carga total da bateria que é descarregada, mostrada em forma de porcentagem.

Observando a Tabela 3, vemos que nas órbitas de número 10 e 11, o satélite em eclipse passa por uma zona de visibilidade da antena, entrando assim no modo *Transmitting*, onde passa a consumir mais energia. A Tabela 4 mostra a potência e a corrente consumidas em cada órbita quando o satélite não está iluminado pelo Sol, assim como a carga que é consumida.

A capacidade de carga de cada bateria é de 1,25 Ah e a DOD será uma fração que foi descarregada deste valor. Primeiramente precisa-se saber o quanto a bateria descarrega em cada órbita, ou seja, a carga que a bateria perde, expressa em Ampère-hora (Ah).

Tabela 4 – Potência e corrente consumidas com seus tempos de consumo e a carga consumida em cada órbita quando o satélite está em eclipse.

Número da Órbita	Potência (W)	Corrente (A)	Carga (Ah)
1	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
2	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
3	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
4	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
5	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
6	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
7	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
8	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
9	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
10	0,145 (25,1 min.) 1,145 (9,9 min.)	0,029 (25,1 min.) 0,229 (9,9 min.)	0,0499
11	0,145 (21,8 min.) 1,145 (13,2 min.)	0,029 (21,8 min.) 0,229 (13,2 min.)	0,0609
12	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
13	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
14	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169
15	0,145 (35 min.)	0,029 (35 min.)	0,0169

Para as órbitas que só apresentam o modo *Standby* a carga perdida pela bateria é a corrente consumida neste modo multiplicada pelo tempo em que permanece neste modo.

Da mesma forma é calculada a carga retirada da bateria quando o satélite passa por órbitas em que há visibilidade pela antena e o satélite entra no modo *Transmitting*. Neste caso a carga será a soma da carga perdida em *Standby* com a carga perdida no modo *Transmitting*, sendo as duas calculadas pela multiplicação da corrente consumida naquele momento pelo tempo que é consumida. A Tabela 5 mostra a profundidade de descarga calculada para cada órbita.

A profundidade de descarga que a bateria sofre pode ser mais bem visualizada na Figura 33, onde um gráfico da DOD foi construído com os dados da Tabela 5.

Tabela 5 – Profundidade de descarga da bateria em cada órbita.

Número da Órbita	Modo de Operação e Tempo (em eclipse)	Profundidade de Descarga (DOD)
1	Standby (35 min.)	1,35 %
2	Standby (35 min.)	1,35 %
3	Standby (35 min.)	1,35 %
4	Standby (35 min.)	1,35 %
5	Standby (35 min.)	1,35 %
6	Standby (35 min.)	1,35 %
7	Standby (35 min.)	1,35 %
8	Standby (35 min.)	1,35 %
9	Standby (35 min.)	1,35 %
10	Standby (25,1 min.) Transmitting (9,9 min.)	3,99 %
11	Standby (21,8 min.) Transmitting (13,2 min.)	4,87 %
12	Standby (35 min.)	1,35 %
13	Standby (35 min.)	1,35 %
14	Standby (35 min.)	1,35 %
15	Standby (35 min.)	1,35 %

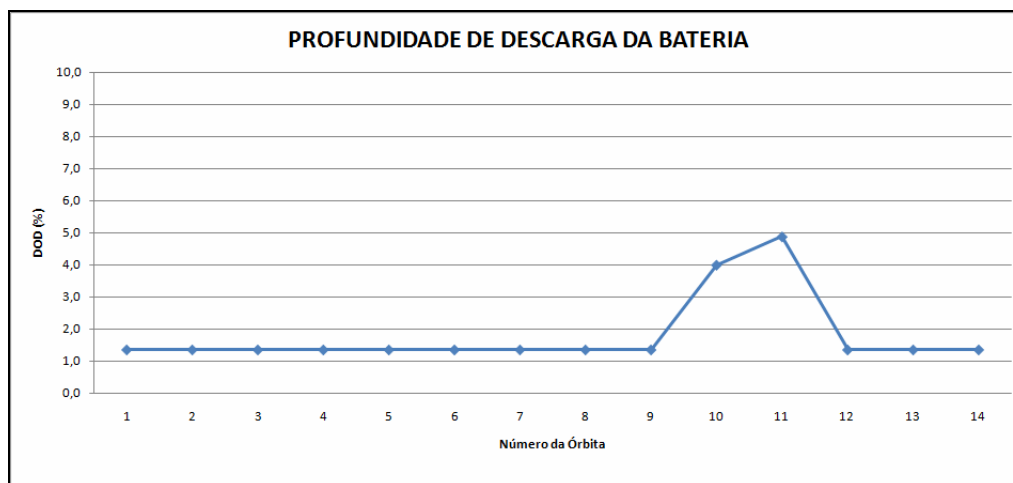


Figura 33 – Gráfico da profundidade de descarga da bateria.

Como citado anteriormente, é preciso verificar se o satélite, quando exposto ao Sol, conseguirá gerar energia suficiente para alimentar todos os equipamentos e ainda carregar as baterias. Isto é feito fazendo a subtração da carga que está sendo gerada pela carga que está sendo consumida, sendo que

essa diferença deve ser positiva, indicando que o satélite está produzindo mais energia do que consumindo.

Considerando que o gerador solar estará diretamente conectado à bateria, este vai gerar corrente na mesma tensão de carga da bateria. O valor máximo desta tensão é de 4,1 V, mas como temos duas células geradoras ligadas em série e as tensões se somam, cada uma estará trabalhando com uma tensão de 2,05 V.

Observando no gráfico da curva de potência da célula fotovoltaica, Figura 34, observa-se que à tensão de 2,05 V, a célula geradora apresenta uma tensão de aproximadamente 0,425 A.

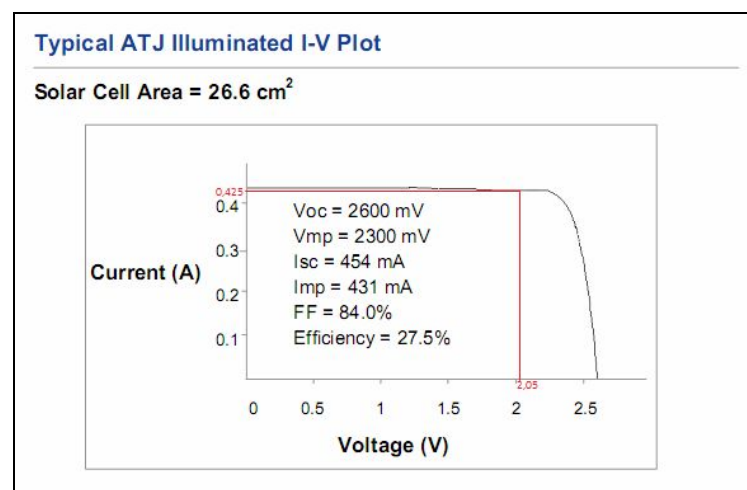


Figura 34 – Curva de potência da célula fotovoltaica.

Sabe-se que a corrente gerada pelo gerador solar é de aproximadamente 0,425 A, portanto podemos fazer o balanço de carga durante os períodos que o satélite recebe luz do Sol.

A carga que estará sendo gerada será sempre 0,425 A multiplicado pelo tempo que o gerador recebe luz solar e a carga gasta pelos subsistemas será calculada da mesma maneira que nos períodos de eclipse.

Os valores calculados de carga gerada e gasta pelo satélite em cada uma das suas 15 órbitas são mostrados na Tabela 6.

Tabela 6 – Balanço de carga quando o satélite está exposto ao Sol.

Número da Órbita	Modo de Operação e Tempo (exposto ao sol)	Carga Gerada (Ah)	Carga Gasta (Ah)	Capacidade de Carga para Carregar as Baterias (Ah)
1	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
2	Standby (47,4 min.) Transmitting (12,6 min.)	0,4250	0,1870	0,2380
3	Standby (48,1 min.) Transmitting (11,9 min.)	0,4250	0,1893	0,2357
4	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
5	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
6	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
7	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
8	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
9	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
10	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
11	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
12	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
13	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
14	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081
15	Standby (60 min.)	0,4250	0,0169	0,4081

Com os valores da Tabela 6 nota-se que o satélite, quando exposto ao Sol, consegue gerar a energia que está sendo gasta e ainda tem um excedente para carregar as baterias que foram descarregadas no período de eclipse, isto pode ser melhor visualizado na Figura 35.

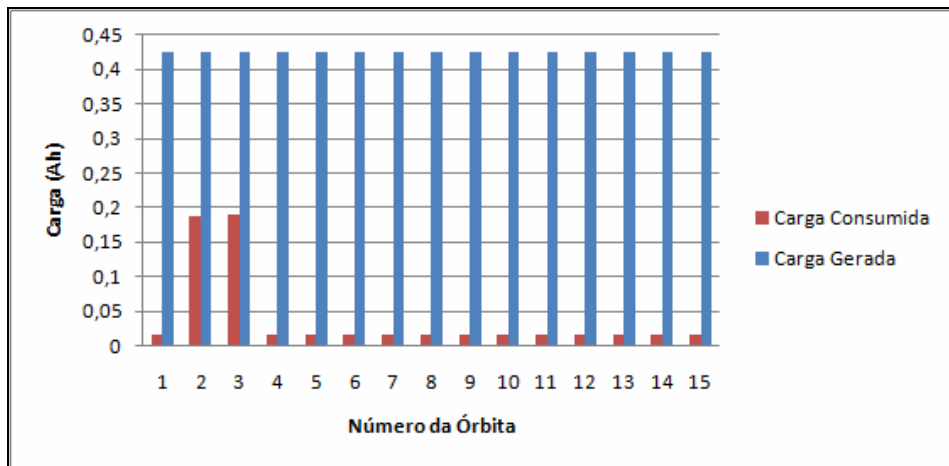


Figura 35 – Valores de carga gerada e consumida pelo satélite quando iluminado pelo Sol.

E ainda comparando as tabelas 3 e 6, nota-se claramente que o satélite será capaz de recarregar a carga que a bateria perdeu quando estava em eclipse.



CAPÍTULO 6

6.1. Conclusão

Através do Relatório o bolsista pode demonstrar as atividades desenvolvidas junto ao Projeto “**SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA PARA O NANOSATC-BR: GERAÇÃO E ARMAZENAMENTO DE ENERGIA**”, no período de julho de 2008 a julho de 2009. Os resultados obtidos com a pesquisa, conforme descrito no Relatório mostra os conceitos fundamentais dos chamados CubeSats, suas dimensões e limitações tendo como foco a geração e armazenamento de energia.

Depois de uma análise geral sobre o Subsistema de Suprimento de Energia, mostrando as soluções mais utilizadas nesses tipos de satélites e levando em consideração as particularidades do Projeto, o bolsista sugeriu uma solução de engenharia preliminar nesse subsistema para o NanoSatC-BR, levando em consideração os equipamentos que serão adquiridos para o Projeto e as limitações estabelecidas.

Com estas atividades o bolsista desenvolveu habilidades de pesquisa, tanto em trabalhos de grupo como individuais. Estes 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, iniciativa, criatividade e liderança, sendo designado como Responsável, em nível discente, pelo Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas do CRS/INPE - MCT.



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AZEEM, DR. IRFAN. Solar **Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S³**, pp. 50-63.

CORROSION DOCTORS. **Corrosion Science and Engineering Information Hub**. Disponível em: <<http://www.corrosion-doctors.org/Secondaries/li-ion.htm>>. Acesso em 12/06/2008

DAVID, L., 2004, **Cubesats: Tiny Spacecraft, Huge Payoffs**. Space.com. Disponível em: <<http://www.space.com/businesstechnology>>. Acesso em 12/07/2008.

DE SOUZA, Petrônio N. Curso **Introdutório de Tecnologia de Satélites – Subsistema de Controle de Atitude**. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE. São José dos Campos – SP, 2007.

NANOSATC-BR. **Projeto Básico – Missão: NANOSATC-BR – Clima Espacial**. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais. São Santa Maria – RS, 2008.

NASCIMENTO, Cassio Araujo. **Princípio de Funcionamento da Célula Fotovoltaica**, Lavras – MG, 2004.

ODENWALD, Sten. **Ask the Astronomer, Operated since 1995 by NASA**. Disponível em: <<http://www.astronomycafe.net/qadir/qanda.html>> Acesso em 18/05/2009

PRÄSS, Alberto Ricardo. **Efeito Fotoelétrico e seu Teorema**, 2005. Disponível em: <<http://www.algosobre.com.br/fisica/efeito-fotoeletrico-e-seu-teorema.html>> Acesso em 06/02/2009

SPECTROLAB. **A Boeing Company**. Disponível em: <<http://www.spectrolab.com>>. Acesso em 25/05/2008

SURREY SATELLITE TECHNOLOGY LIMITED. **Small Satellite Home Page**. Disponível em: <<http://centaur.sstl.co.uk>>. Acesso em 10/08/2007

WIKIPEDIA. **The Free Encyclopedia**. Disponível em: <<http://wikipedia.org>>. Acesso em 15/03/2007



ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS

- [1] COSTA, L. L. ; PROCHNOW, S. L. ; **COSTA, R. L.** ; FAVERA, E. C. D. ; ANTUNES, C. E. ; SCHUCH, N. J. ; DURÃO, O. S. C. ; SOUZA, P. N. ; FONSECA, I. M. . *NANOSATC-BR: The First Brazilian Cubesat*. In: 59th International Astronautical Congress - IAC 2008, 2008, Glasgow, Scotland. Books Abstract, 2008.
- [2] **COSTA, R. L.** ; SOUZA, P. N. ; SCHUCH, N. J. ; COSTA, L. L. ; FELIX, L. M. ; PROCHNOW, S. L. ; GOMES, N. R. ; DURÃO, O. S. C. ; MICHELS, A. . *NANOSATC-BR, o primeiro CubeSat Brasileiro*. In: II Simpósio Brasileiro de Geofísica Espacial e Aeronomia - SBGEA 2008, 2008, Campina Grande - PB. Anais II Simpósio Brasileiro de Geofísica Espacial e Aeronomia, 2008.
- [3] **COSTA, R. L.** ; SOUZA, P. N. ; SCHUCH, N. J. . *Estudos de Subsistemas de Energia e Potência para Pequenos Satélites para Aplicação ao NANOSATC-BR - SICINPE 2008*. In: 23ª Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal de Santa Maria - JAI 2008, 2008, Santa Maria - RS. Anais 23ª JAI, 2008.
- [4] **COSTA, R. L.** ; SOUZA, P. N. ; SCHUCH, N. J. . *Estudos de Subsistemas de Energia e Potência para Pequenos Satélites para Aplicação ao NANOSATC-BR*. In: Seminário de Iniciação Científica do INPE - SICINPE 2008, 2008, São José dos Campos - SP. Livro de Resumos, 2008.