



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

**DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO DIGITAL DE UM
SATÉLITE MINIATURIZADO PARA APLICAÇÃO AO
NANOSATC-BR**

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

PROCESSO Nº: 105401/2005-6

**Silvano Lucas Prochnow - 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: silvano@lacesm.ufsm.br**

**Dr. Otavio Santos Cupertino Durão – Orientador
Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação
CPA/DIR/INPE - MCT
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE - MCT
E-mail: durao@dem.inpe.br**

Santa Maria, Junho de 2008

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

PROJETO

**DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO DIGITAL DE UM SATÉLITE
MINIATURIZADO PARA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR**

PROCESSO Nº: 105401/2005-6

Relatório elaborado por:

Silvano Lucas Prochnow - Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
E-mail: silvano@lacesm.ufsm.br

Dr. Otavio Santos Cupertino Durão - Orientador
Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação - CPA/DIR/INPE - MCT
E-mail: durao@dem.inpe.br

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

Dr. Ademar Michels – Co-Orientador
Departamento de Engenharia Mecânica – DEM/CT - UFSM
Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria - LACESM/CT - UFSM
Universidade Federal de Santa Maria – UFSM
E-mail: michels@ct.ufsm.br



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

PROCESSO Nº: 105401/2005-6

Bolsista:

Silvano Lucas Prochnow
Curso de Engenharia Mecânica
Centro de Tecnologia – CT/UFSM
Universidade Federal de Santa Maria – UFSM
Santa Maria - RS

Orientador:

Dr. Otavio Santos Cupertino Durão
Coordenação de Planejamento Estratégico e Avaliação – CPA/INPE – MCT
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/MCT
São José dos Campos – SP

Co-Orientadores:

Dr. Nelson Jorge Schuch
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CIE/INPE – MCT
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/MCT
Santa Maria – RS

Dr. Ademar Michels
Departamento de Engenharia Mecânica
Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria
LACESM/CT - UFSM
Universidade Federal de Santa Maria – UFSM
Santa Maria - RS

Dr. Antônio Claret Palerosi
Divisão de Mecânica Espacial e Controle
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/MCT
São José dos Campos – SP

Colaboradores:

Acadêmicos/ Curso de Engenharia Mecânica da UFSM:

Jean Carlos Daroit
Lucas Lopes Costa
Lorenzo Marzari Félix
Rafael Lopes Costa



Local de Trabalho/Execução do Projeto:

- Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – 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



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



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

IdentificaçãoRecursos HumanosLinhas de PesquisaIndicadores 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

Cidade: Santa Maria

Telefone: 33012026

E-mail: njschuch@lacesm.ufsm.br

CEP: 97110970

UF: RS

Fax: 33012030

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 Cômicos, 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.

*Relatório Final de Atividades***Recursos humanos****Pesquisadores****Total: 32**Ademar MichelsJean Carlo SantosAlan PrestesJean Pierre RaulinAlicia Luisa Clúa de GonzalezJoao Paulo MinussiAlisson Dal LagoJose Humberto Andrade SobralAntonio Claret PalerosiMangalathayil Ali AbduBarclay Robert ClemeshaMarcelo Barcellos da RosaClezio Marcos De NardinNalin Babulal TrivediCristiano Max WrasseNatanael Rodrigues GomesDelano GobbiNelson Jorge SchuchEurico Rodrigues de PaulaOdim Mendes JuniorEzequiel EcherOsmar Pinto JuniorFabiano Luis de SousaOtávio Santos Cupertino DurãoFábio Augusto Vargas dos SantosPetrônio Noronha de SouzaFernando Luis GuarnieriPolinaya MuralikrishnaHisao TakahashiSeverino Luiz Guimaraes DutraIjar Milagre da FonsecaWalter Demetrio Gonzalez Alarcon**Estudantes****Total: 28**Alan Carlos KleinJuliano MoroAntonio Marcos Martins SilveiraLilian Piecha MoorBernardo HenzLorenzo Marzari FélixCarlos Roberto BragaLucas Lopes CostaCassio Espindola AntunesMarcos Vinicius Dias SilveiraCésar Augusto DaroitMateus Sabadi SchuhCristiano Sarzi MachadoNikolas KemmerichEduardo Ceretta Dalla FaveraRafael Lopes CostaFabrcio Deives KummerSamuel Martins da SilvaFernando de Souza SavianSilvano Lucas ProchnowIgor Freitas FagundesTardelli Ronan Coelho StekelJean Carlos DaroitTiago Domingos dos SantosJose Fernando ThuorstTiago JaskulskiJosemar de SiqueiraWillian 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



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



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 Guarnieri
Ijar Milagre da Fonseca
Jean Pierre Raulin
Jose Humberto Andrade Sobral
Nalin Babulal Trivedi
Natanael Rodrigues Gomes
Nelson Jorge Schuch
Odim Mendes Junior
Otávio 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 Faundes
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



Relatório Final de Atividades

Objetivo:

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. Otavio Santos Cupertino Durão e a meu Co-Orientador Dr. Nelson Jorge Schuch pelo apoio prestado em todas as dificuldades encontradas no decorrer do trabalho desenvolvido, desde 2005, quando iniciei minhas atividades de iniciação científica, os quais sempre me motivaram nas horas difíceis e apoiaram minhas iniciativas.

Meus sinceros agradecimentos ao Dr. José Carlos Becceneri, Coordenador do Programa PIBIC/INPE - CNPq/MCT, pela aprovação do projeto que me oportunizou a dar os primeiros passos na pesquisa científica e tecnológica e um grande crescimento pessoal.

Não poderia deixar de mencionar, e agradecer aos meus colegas e acadêmicos do curso de Engenharia Mecânica da UFSM: Lucas Lopes Costa, Rafael Lopes Costa, Jean Carlos Daroit e Lorenzo Marzari Félix, que auxiliaram no desenvolvimento do trabalho, e ao Dr. Ademar Michels que me deu incentivo nas atividades realizadas.

Gostaria de fazer um agradecimento especial ao Dr. Antônio Claret Palerosi, que vem me apoiando muito nas atividades realizadas de iniciação científica e no trabalho de conclusão de curso – TCC de Engenharia Mecânica da UFSM, iniciando quando em estágio técnico na sede do INPE/MCT, em São José dos Campos – SP.

Por fim, gostaria de agradecer a todos os amigos que construíram e que muito me auxiliaram no crescimento pessoal e profissional desde a época que ingressei no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas, em 2004.



RESUMO

Este Relatório visa descrever as atividades técnicas e científicas vinculadas ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, desenvolvidas pelo bolsista **Silvano Lucas Prochnow**, 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 “**DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO DIGITAL DE UM SATÉLITE MINIATURIZADO PARA APLICAÇÃO AO NANOSATC-BR**”, junto ao Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CIE/INPE-MCT. As atividades foram realizadas no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas – LAMEC do CRS/CIE/INPE - MCT no âmbito da Parceria: INPE/MCT - UFSM.



SUMÁRIO

AGRADECIMENTOS.....	10
RESUMO	11
1. APRESENTAÇÃO.....	17
1.1 Introdução.....	17
1.2 Objetivo do Projeto	17
1.3 A Missão NanosatC-Br	18
1.4 Metodologia do trabalho	19
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	20
2.1 Satélites Miniaturizados	20
2.2 Unosat.....	21
2.3 Solar Spectroscopy Satellite – S ³	22
2.4 Eseo	24
2.5. Satélites e seus subsistemas.....	27
3. DESENVOLVIMENTO ESTRUTURAL DE UM SATELITE.....	36
4. MODELAMENTO DO CUBESAT	38
4.1 Definição do Problema.....	38
4.2 Especificações do Produto	39
4.3 Geração da Alternativa de Configuração para o Cubesat.....	40
4.3.1 Subsistema de Estrutura e Mecanismos	41
4.3.2 Subsistema de Suprimento de Energia	44
4.3.3 Subsistema de Gestão de Bordo	46
4.3.4 Subsistema da Carga Útil	47
4.3.5 Subsistema de Telecomunicação de Serviço.....	48
4.3.6 Subsistema de Controle Térmico	48
4.4 Concepção gerada a partir dos estudos realizados	49
4.5 Distribuição de massa e volume para a carga útil	53
4.6 Sugestões para trabalhos futuros	55
4.7 Estágio extra-curricular	57
5 CONCLUSÃO	59



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	61
ATIVIDADES COMPLEMENTARES - PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO EM CONGRESSOS E EM SEMINÁRIOS.....	63
ANEXO A – ESPECIFICAÇÕES DAS BATERIAS.....	77
ANEXO B – ESPECIFICAÇÕES COMPUTADOR DE BORDO.....	80
ANEXO C – ESPECIFICAÇÕES MODEM	83
ANEXO D – ESPECIFICAÇÕES MAGNETÔMETRO	85
ANEXO E – ESPECIFICAÇÕES CÉLULAS SOLARES.....	88
ANEXO F - CUBESATFLYER.....	89

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Ilustração comparativa entre um Cubesat e um objeto de utilidade doméstica	21
Figura 2: Cubesat integrado, pronto para ser colocado em órbita.....	21
Figura 3: Estrutura na forma de caixa retangular	22
Figura 4: Configuração mecânica do S ³	23
Figura 5: Estrutura principal do S ³	23
Figura 6: Análise por elementos finitos	24
Figura 7: Compartimentos do satélite	25
Figura 8: Placas em alumínio	26
Figura 9: Diagrama de blocos dos subsistemas de um satélite.....	27
Figura 10: Esquema mostrando posicionamento do Cubesat no lançador.....	29
Figura 11: Abertura do P-POD para ejeção dos Cubesats.....	30
Figura 12: Vista explodida de um P-POD.....	30
Figura 13: Mecanismos localizados nos quatro cantos do Cubesat	31
Figura 14: Arquitetura mecânica de um cubesat, vista interna e externa respectivamente.....	32
Figura 15: Arquitetura Mecânica do Satélite Cbers – 2	33
Figura 16: Apoios localizados nos cantos do Cubesat	41
Figura 17: Estrutura Principal do Cubesat	42
Figura 18: Placa de sustentação superior	42
Figura 19: Placa de Sustentação Inferior.....	43
Figura 20: Placa de Sustentação para as Células Solares.....	44
Figura 21: Pino Espaçador	44
Figura 22: Célula Solar	45
Figura 23: Placa de Suprimento de Energia.....	46
Figura 24: Subsistema de gestão de bordo	47
Figura 25: Subsistema de carga útil, magnetômetro e detector de partículas	48
Figura 27: Configuração apresentada como sugestão para a Missão NanosatC-Br.....	49
Figura 28: Configuração apresentada como sugestão para a Missão NanosatC-Br.....	50
Figura 29: Vista em corte da configuração interna	51
Figura 30: Vista explodida da arquitetura mecânica.....	51
Figura 31: Vista explodida da arquitetura mecânica.....	52



Figura 32: Vista frontal representando a porta de acesso do Cubesat.....	52
Figura 33: Distâncias entre placas internas do satélite.....	55
Figura 34: Análise de tensões.....	56
Figura 35: Análise de deformações.....	57
Figura 36: Análise de Estruturas.....	58



LISTA DE TABELAS

Tabela 1 :Propriedades Mecânicas das Ligas de Alumínio.....	34
Tabela 2 :Massa dos componentes do satélite.....	53

1 APRESENTAÇÃO

1.1 Introdução

Este relatório final de atividades é composto por atividades de pesquisa relacionadas a satélites miniaturizados, com identificação de conceitos e componentes utilizados em satélites universitários internacionais, processos de fabricação envolvidos, configurações utilizadas nos projetos e materiais aplicados.

O desenvolvimento do trabalho foi realizado com extensa revisão bibliográfica referente a satélites miniaturizados, mais especificamente a classe dos Cubesats. Foram analisadas e verificadas missões internacionais desenvolvidas em universidades e institutos de pesquisa, as quais podem também ser aplicadas no Brasil, como é o caso da Missão NanosatC-Br, que também será apresentada no decorrer deste trabalho.

1.2 Objetivo do Projeto

O Projeto está sendo desenvolvido pelo CRS/CIE/INPE - MCT no âmbito da Parceria entre o INPE/MCT - UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT/UFSM no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas.

O objetivo específico deste Projeto de Pesquisa é desenvolver um modelo digital de um satélite miniaturizado, utilizando ferramentas de Softwares de Engenharias, visando a aplicação ao Nanosatélite Científico Brasileiro: NanosatC-Br. Desta forma, este trabalho terá uma significativa colaboração no projeto do NanosatC-Br, pois trará uma alternativa para o desenvolvimento da arquitetura mecânica a ser utilizada na missão, ou seja, uma primeira proposta de configuração que permitirá uma discussão a respeito da arquitetura mecânica que poderá vir ser utilizada no NanosatC-Br.



1.3 A Missão NanosatC-Br

A Missão do NANOSATC-BR – CLIMA ESPACIAL consistirá em um Programa Integrado de Pesquisa Espacial com desenvolvimento de Engenharias e Tecnologias Espaciais na forma de um Satélite Miniaturizado Brasileiro, o NANOSATC-BR, o qual será um satélite da classe dos Cubesats, os quais possuem formato cúbico com 10 cm de aresta e massa aproximada de 1 kg. Esse tipo de satélite vêm ganhando espaço como importante ferramenta educacional, demonstrando que esses satélites são ótimas oportunidades para os estudantes colocarem em prática seus conhecimentos adquiridos em aula, proporcionando assim experiências durante sua formação acadêmica, e ampliação do campo de pesquisa relacionado ao setor espacial. Também incorporam novos avanços tecnológicos que permitem a construção de sistemas espaciais confiáveis, de alto desempenho, e ao mesmo tempo mais econômicos, pois permitem uma grande redução de custos na missão.

O objetivo científico do NanoSatC-Br é 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 usando como carga útil um magnetômetro e um detector de partículas. O NANOSATC-BR deverá ser lançado em órbita baixa com alta inclinação, a fim de observar a Região da Anomalia Magnética do Atlântico Sul e a Região Equatorial do eletrojato ionosférico, em altitudes da ordem de 400 km aproveitando os lançamentos do lançador Russo DNEPR.

A integração e testes dos instrumentos e do satélite, bem como sua construção, deverão ser realizados no INPE, tanto no CRS/CIE, em Santa Maria como no Laboratório de Integração e Teste - LIT em de São José dos Campos, SP, aproveitando a infra-estrutura institucional existente. Tem-se como objetivo futuro que os projetos dos instrumentos desenvolvidos para o NANOSATC-BR poderão ser aproveitados em outros satélites brasileiros do gênero.



1.4 Metodologia do trabalho

A metodologia utilizada para atingir os objetivos foi uma pesquisa com análise de pequenos satélites desenvolvidos internacionalmente, especialmente a classe dos Cubesats, e inclusive alguns desenvolvidos a nível universitário, tais como o programa SSETI da ESA e algumas tentativas realizadas no Brasil como, por exemplo, o UNOSAT desenvolvido pela Universidade Norte do Paraná. Nessa análise foram investigados conceitos que possam ser aplicados ao setor espacial e conceitos de construção desses satélites, tais como mecanismos e componentes mecânicos, estruturas, antenas, sistemas de propulsão, transmissão e recepção de dados. Para obter a bibliografia necessária para levantar todas as informações sobre conceitos e componentes utilizados em satélites miniaturizados foram utilizadas principalmente as ferramentas de “search engines” da internet, usando como palavras-chave cubesats, nanosatélites, arquitetura mecânica de satélites.

Para obter o conhecimento necessário relativo a arquitetura mecânica, conforme a apresentada no decorrer deste trabalho, foram analisadas outros Cubesats já desenvolvidos internacionalmente, já que no Brasil ainda não temos um satélite dessa classe desenvolvido. Os resultados práticos relativos à arquitetura mecânica foram obtidos a partir do trabalho realizado em Softwares de Engenharia adequados. Para determinar a configuração apresentada no decorrer do trabalho, foi necessário interagir com cada grupo responsável por pelo respectivo subsistema no desenvolvimento do Projeto NanosatC-Br, permitindo a troca de idéias e experiências.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Satélites Miniaturizados

Atualmente os satélites são configurados de tal forma que um único conjunto agrega todas as funções, fazendo com que o satélite tenha grandes dimensões. Em algumas situações, um defeito em um de seus componentes compromete o funcionamento de todo conjunto, causando uma grande perda econômica e em relação às atividades exercidas. Existe uma tendência gradual para uma reconfiguração das missões de grandes satélites, passando a utilizarem-se constelações de satélites miniaturizados, como os Cubesats. As constelações permitem maior flexibilidade da missão, distribuindo as tarefas e reduzindo a possibilidade de falhas catastróficas de grandes satélites. Caso um dos pequenos satélites da missão falhe, os outros podem continuar operando, até que um satélite de reposição seja lançado para recompor a totalidade das operações.

Conforme já mencionado anteriormente, um Cubesat é um tipo de satélite espacial miniaturizado com formato cúbico e aresta de 100 mm, ou seja, um volume de exatamente um litro, com peso não superior a um quilograma e normalmente leva como carga útil instrumentos científicos. Foram desenvolvidos inicialmente pela California State Polytechnic University e Stanford University, as quais criaram este conceito de satélite científico, oportunizando às universidades, por meio de programas educacionais científicos a exploração espacial.

Uma das maiores dificuldades encontrada no projeto de Cubesats, é como alocar todos os componentes internos do satélite num espaço tão pequeno e com uma massa tão reduzida. Na ilustração da Figura 01, podemos observar a comparação do tamanho de um Cubesat com um objeto de uso diário, podendo verificar-se o tamanho reduzido, já na Figura 02, verifica-se um Cubesat já integrado, pronto para o lançamento.

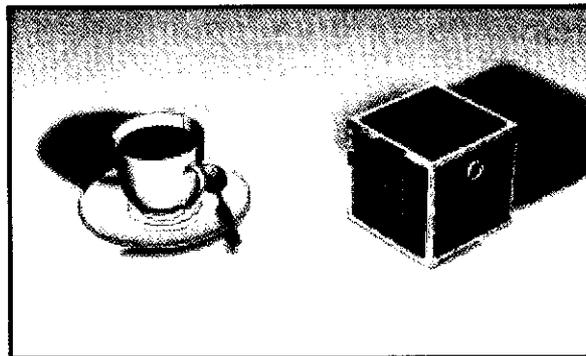


Figura 1: Ilustração comparativa entre um Cubesat e um objeto de utilidade doméstica

Fonte: <http://www.rhombos.de/cms/img/upload/CUBESat%20im%20Groessenvergleich12035.jpg>

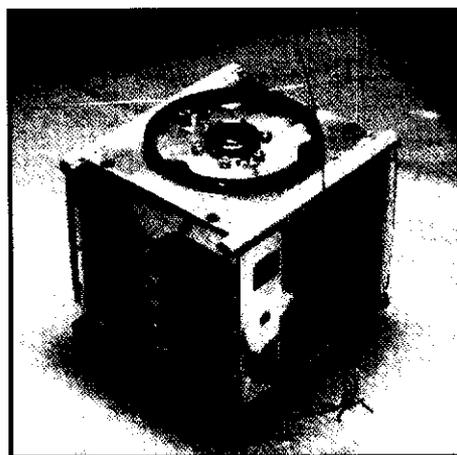


Figura 2: Cubesat integrado, pronto para ser colocado em órbita.

Fonte: www.ausatii.aau.dk

2.2 Unosat

No Brasil tivemos como menor satélite já desenvolvido o Unosat, desenvolvido pela UNOPAR, sendo projetado e construído por estudantes com apoio dos professores da instituição, o objetivo principal da missão era educacional. O projeto foi dividido em equipes e os alunos trabalharam nos cálculos, construção e testes dos painéis solares, Baterias, antenas, estrutura, transmissor, receptor e computador de bordo.

A estrutura do Unosat foi projetada para ser uma caixa retangular, tendo como dimensões externas: 400 mm de comprimento, 250 mm de largura e 85 mm de profundidade.

A estrutura teve uma massa aproximada de 4,370 kg, a qual foi construída de alumínio, que é um material muito leve e bom refletor, contribuindo para um baixo peso e evitando o superaquecimento. A estrutura tinha somente uma abertura na parte frontal, sendo fechada por uma chapa de alumínio com espessura de 3 mm e fixada por 16 parafusos de 3 mm cada. A massa total do satélite era de 8,83 kg.

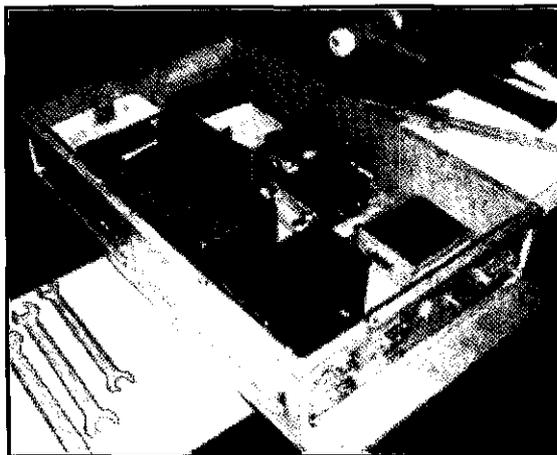


Figura 3: Estrutura na forma de caixa retangular

Fonte: <http://www.space.unopar.br/>

A missão tinha por objetivos transmitir dados como: mensagem de voz identificando o satélite, telemetria, temperatura dos painéis solares, temperaturas das baterias recarregáveis, temperatura do transmissor e do computador de bordo, tensão das baterias, aceleração centrípeta.

2.3 Solar Spectroscopy Satellite – S³

O S³ foi um satélite desenvolvido pela Aeronautical University (ERAU), sendo todas as etapas de desenvolvimento do projeto realizadas por estudantes universitários. A missão tinha dois objetivos principais: observar as flutuações no espectro solar ultravioleta (UV) e também testar um sistema de potência para suprir a energia consumida no satélite. Os subsistemas do satélite eram compostos por: Subsistema de Potência, Subsistema de Controle

Térmico, Subsistema de Determinação e Controle de Atitude, Subsistema de comando e manipulação dos dados, carga útil, comunicações e estrutural mecânica.

A estrutura principal do S³ tinha formato cúbico, já que é um Cubesat, sendo seus subsistemas de baixo peso e compactados. Duas ligas de alumínio foram utilizadas para a construção da estrutura principal deste satélite, sendo as principais vantagens oferecidas por esse material sua baixa densidade e também o baixo custo.

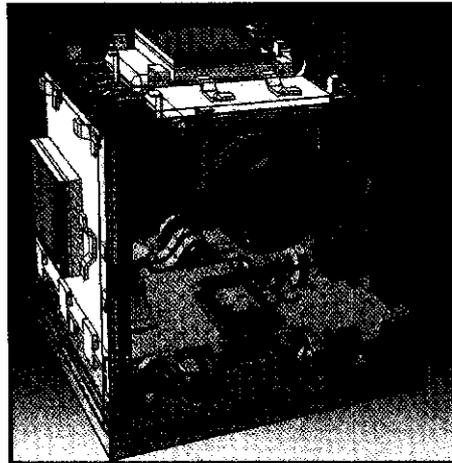


Figura 4: Configuração mecânica do S³

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

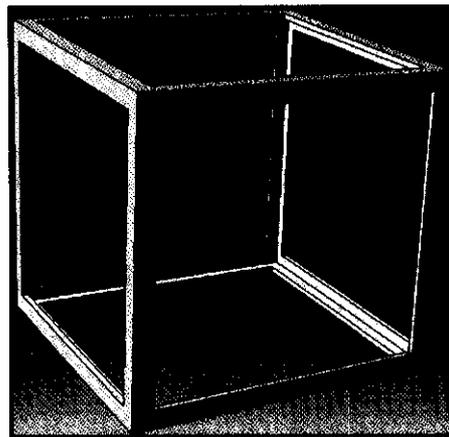


Figura 5: Estrutura principal do S³

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

Para o desenvolvimento do modelo estrutural, ou seja, da arquitetura mecânica, utilizou-se o software “CATIA V5.3”. A partir desse modelador, foram realizadas todas as análises de elementos finitos, por meio das tensões e fadiga aplicadas em cada componente e dispositivo do satélite, facilitando dessa forma a simulação real do lançamento e funcionamento do satélite.

A concentração máxima de fadiga no modelo ocorreu ao longo das baterias que estavam na parte interna superior do satélite.

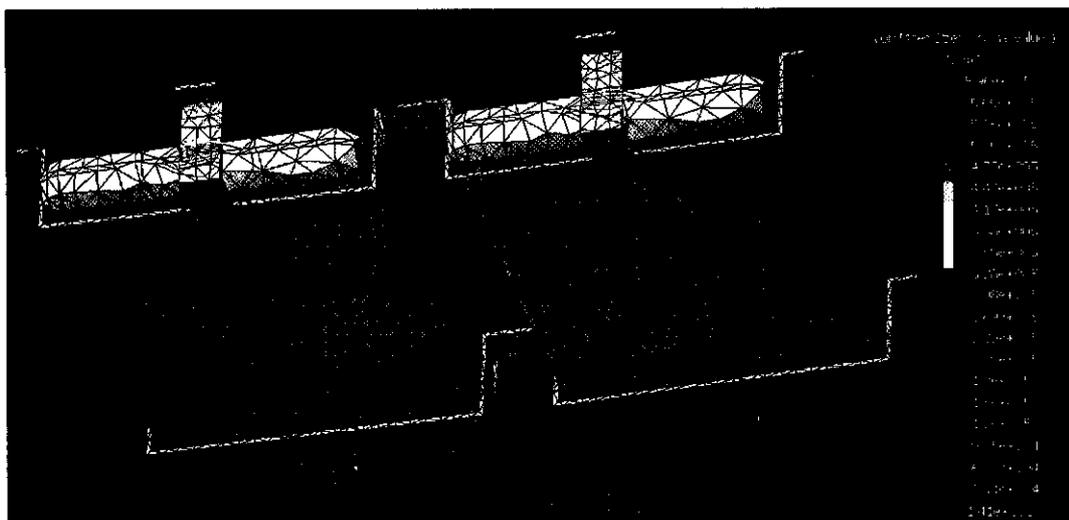


Figura 6: Análise por elementos finitos

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

2.4 Esco

O Programa SSETI – *Student Space Exploration and Technology Initiative* – é uma iniciativa da Agência Espacial Européia (ESA), mais propriamente do Departamento de Educação. Programa SSETI possui três satélites em desenvolvimento – o SSETI Express, o qual teve seu lançamento realizado com sucesso em setembro de 2005; o *European Student Earth Orbiter* (ESEO) numa fase avançada de dimensionamento; e o *European Student Moon Orbiter* ainda em estudo de viabilidade. Neste momento estão associados ao SSETI 35 grupos de estudantes em 23 Universidades de 13 países Europeus e Canadá.

O ESEO – *European Student Earth Orbiter*, tem seu lançamento previsto para 2008 a bordo de um foguete ARIANE 5, sendo colocado em órbita de transferência geo-estacionária (GTO).

O modelo proposto para esse satélite caracteriza-se por apresentar uma estrutura principal em #.

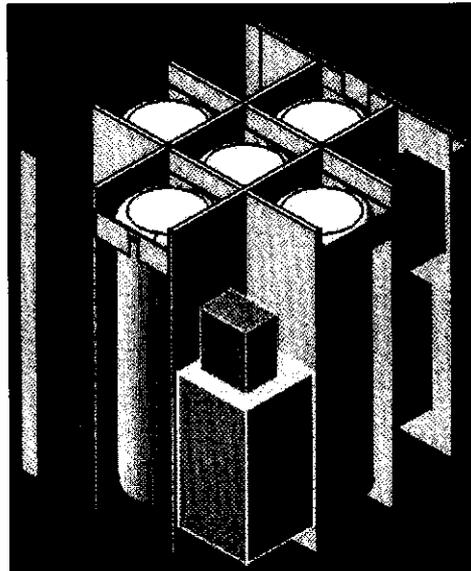


Figura 7: Compartimentos do satélite

Fonte: Melro, António Rui de Oliveira Santos Silva, “Análise Estrutural e Estudo de Configuração de um Microsatélite”

Em cada compartimento será introduzido um ou mais subsistemas, dependendo a sua distribuição de considerações de posição de centro de gravidade e matriz de inércia do satélite, da necessidade de proximidade entre alguns subsistemas e da necessidade de fácil acesso a alguns equipamentos durante a validação ou preparação para lançamento.

A estrutura principal do satélite ESEO apresenta-se constituída por placas *sandwich* em alumínio. As duas peles da *sandwich* são simples chapas de alumínio com 0,3 mm de espessura. O núcleo apresenta-se sob a forma de *honeycomb* ou *ninho de abelha*. A figura abaixo apresenta melhor este tipo de laminado.

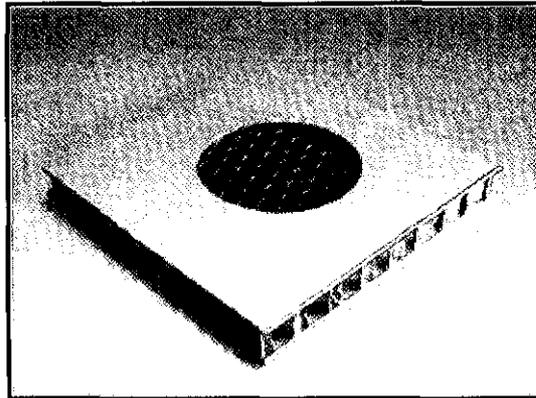


Figura 8: Placas em alumínio

Fonte: Melro, António Rui de Oliveira Santos Silva, “Análise Estrutural e Estudo de Configuração de um Microsatélite”

Esta estrutura em placas *sandwich* confere ao satélite uma elevada taxa de rigidez/massa cumprindo com um dos principais parâmetros na construção de satélites – elevada rigidez com baixa densidade (e massa, por consequência).

A base do satélite apresenta-se como o principal elemento em termos de capacidade de transmissão de cargas, uma vez que realiza a interface entre o anel de separação e o satélite. Por esse motivo, apresenta uma espessura de núcleo superior, tornando-a capaz de suportar a transmissão de cargas da estrutura em # para o anel de separação através de esforços de corte.

A placa no topo do satélite simboliza a face que estará permanentemente voltada para a Terra quando em órbita. Será nela que irá ser montado um conjunto de sensores e equipamento necessário ao cumprimento da missão (p. ex.: câmara), ao controle da atitude e navegação do satélite (sensor do horizonte da Terra) e comunicação (antenas de baixo e alto ganho).

Daqui se percebe a necessidade de ter estes equipamentos de medição e controlo sob uma plataforma estruturalmente estável e não sujeita a deformações que impossibilitem o bom funcionamento dos restantes equipamentos ou mesmo que ponha em causa o sucesso da missão. Logo, o uso de um painel em *honeycomb* é a solução mais plausível. Para proteger o interior do satélite do impacto de poeira cósmica no equipamento, da radiação cósmica e do impacto elétrico-magnético por ela causado e, sobretudo, para proteção térmica, foram colocados painéis laterais em torno do satélite. Estes painéis serão simples chapas de alumínio.

Para conferir facilidade de montagem a estes painéis e aumentar a estabilidade destes, foram colocados perfis em L nos cantos do satélite. Estes são os aspectos principais da estrutura do satélite e será com base neles que se irá conceber o modelo de elementos finitos com fim à validação numérica desta estrutura.

2.5. Satélites e seus subsistemas

A Plataforma dos satélites artificiais é dividida em subsistemas, os quais sistematizam o trabalho de engenharia requerido no projeto, montagem e testes, dividindo-o em áreas de competência, facilitando assim a realização do trabalho com as diferentes partes do satélite. Os subsistemas usualmente encontrados em um satélite podem ser verificados através de um diagrama de blocos, conforme a Fig. 9.

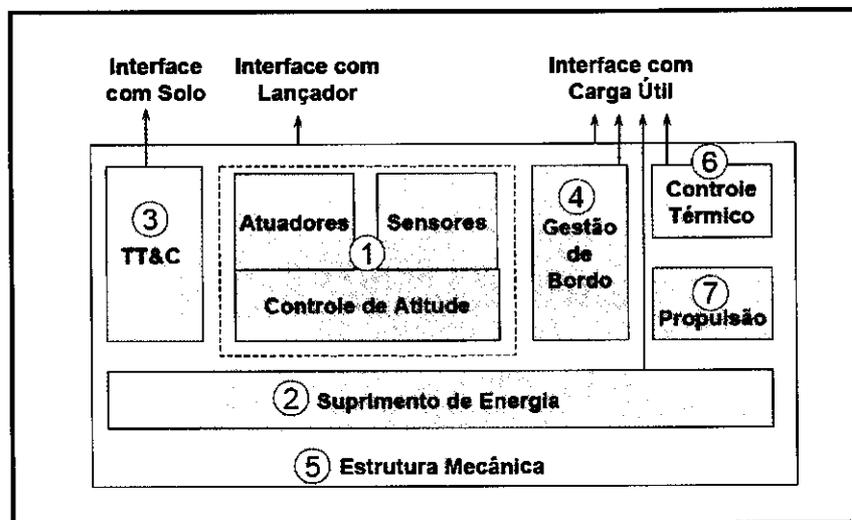


Figura 9: Diagrama de blocos dos subsistemas de um satélite

Fonte: De Souza, Dr. Petrônio N., "Curso Introdutório de Tecnologia de Satélites – Subsistema de Controle de Atitude", 2007.

- Controle de Atitude (1): tem por objetivo controlar o apontamento do satélite no espaço, podendo ser composto dos seguintes equipamentos: rodas de reação ou volantes de inércia; bobinas magnéticas; sensores de Sol, de Terra, de estrelas; magnetômetros e giroscópios;

Relatório Final de Atividades

- Subsistema de Suprimento de Energia (2): fornece a energia necessária aos diversos subsistemas, é composto por painéis solares e seus diversos acessórios, conversores e baterias;

- Subsistema de Telecomunicação de Serviço (3): tem por objetivo enviar e receber os dados que permitem o acompanhamento do funcionamento e o comando do satélite, sendo composto por transmissores, receptores e antenas;

- Subsistema de Gestão de Bordo (4): processa as informações recebidas da Terra ou a serem enviadas para a Terra e as informações internas ao satélite, sendo formado pelo computador de bordo e seu software.

- Subsistema de Estrutura e Mecanismos (5): fornece o suporte mecânico e de movimento para as partes do satélite, oferecendo proteção contra as vibrações de lançamento e contra a radiação em órbita. É composto por uma estrutura primária e estruturas secundárias, dependendo do tipo e do tamanho do satélite é composto por 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 (6): têm por objetivo manter os equipamentos dentro de suas faixas nominais de temperatura, sendo realizado por aquecedores, dissipadores, isoladores, pinturas e radiadores;

- Propulsão (7): subsistema utilizado geralmente em satélites de grande porte, sendo fundamental para fornecer o empuxo necessário para o controle da atitude e da órbita do satélite, sendo formado por bocais ou tubeiras, válvulas, reservatórios e tubulações.

2.6 Interface do Satélite com o Lançador

Os Cubesats geralmente são lançados de carona, ou seja, permanecem como uma carga útil secundária da missão principal. Assim temos no foguete o satélite grande, que é a

carga útil primária, e os Cubesats acoplados na coifa, os quais fazem parte da carga útil secundária. A Fig. 10 mostra um esquema do posicionamento de um Cubesat no foguete lançador.

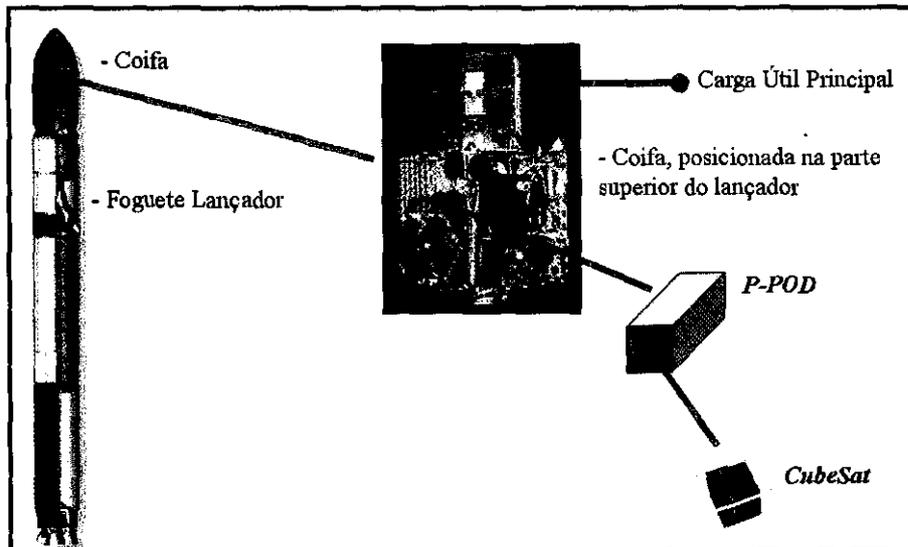


Figura 10: Esquema mostrando posicionamento do Cubesat no lançador
Fonte: University of Tokyo, CubeSat Project; "Critical Design Review"

A interface entre o Cubesat e o lançador é realizada por meio de um dispositivo denominado de "Poly Picosatellite Orbital Deployer" (P-POD) que pode ser visualizado na Fig. 11, o qual é fabricado de alumínio, sendo uma caixa retangular que acomoda o Cubesat internamente. A configuração dos P-POD's tem formato padrão para o acomodamento de três Cubesats.

A energia necessária para a ejeção é dada por uma mola grande, que é montada no fundo do P-POD e mantém contato com o primeiro Cubesat através de uma placa que corre em trilhos dispostos internamente lançando os satélites quando acionada. Com a abertura da tampa do P-POD, os Cubesats são ejetados pela mola, o satélite que está posicionado no fundo corre mais nos trilhos que os outros e, portanto possui uma trajetória mais alinhada com o eixo do P-POD, facilitando assim sua orientação posterior no espaço. Os trilhos pelos quais correm os Cubesats estão localizados internamente ao P-POD, sendo disposto um em cada canto, sendo cada canto do satélite associado a um trilho.



Figura 11: Abertura do P-POD para ejeção dos Cubesats

Fonte: Califórnia Polytechnic State University, “Cubesat Design Specification, Revision 9”

A Fig. 12 mostra a vista explodida de um P-POD, com os mecanismos associados ao lançamento.

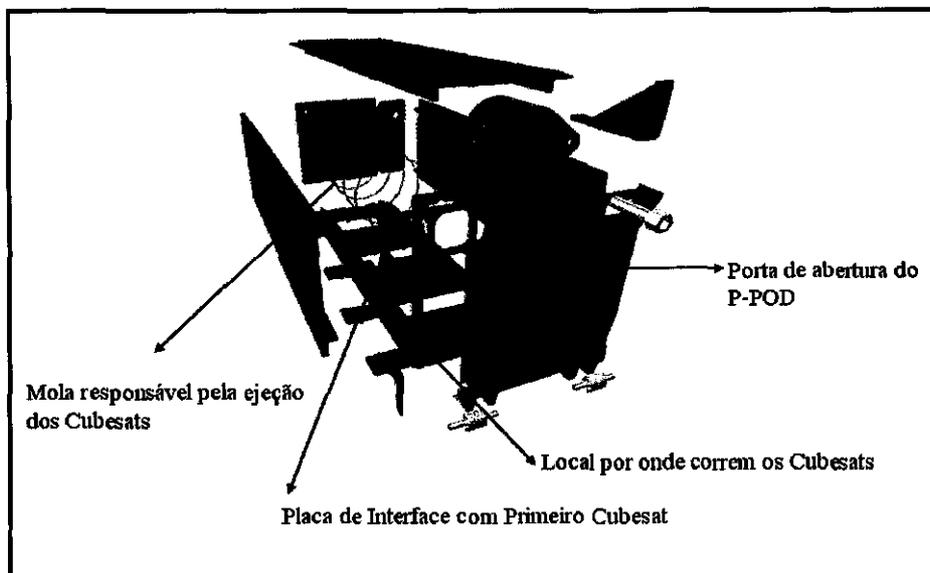


Figura 12: Vista explodida de um P-POD

Fonte: Califórnia Polytechnic State University, “Cubesat Design Specification, Revision 9”

Na extremidade de cada Cubesat, há dois “switches”, os quais são dispositivos detonadores programados para sua ação, estão localizados em lados opostos em relação a diagonal da face. Na mesma extremidade, opostos diagonalmente aos “switches”, temos os “separation switches”, que são esferas acionadas por molas, estas empurram o Cubesat em relação ao Cubesat montado abaixo, evitando assim que um satélite colida com outro no momento em que saem do P-POD. Na Fig. 13 podemos verificar o posicionamento destes dispositivos, os quais são de fundamental importância na colocação dos Cubesats em órbita, pois evitam colisões durante o lançamento impedindo choques inesperados que poderiam comprometer o funcionamento posterior do satélite.

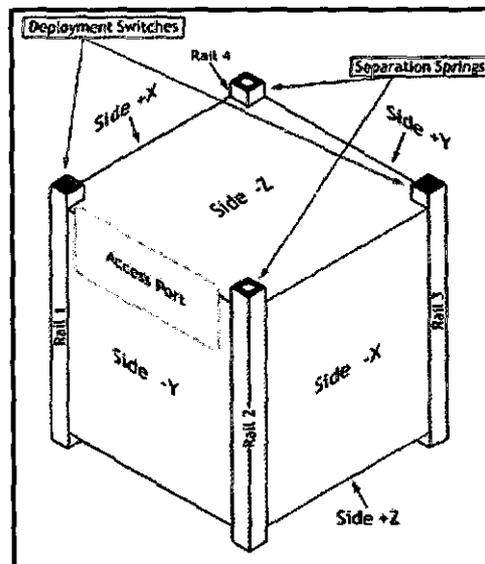


Figura 13: Mecanismos localizados nos quatro cantos do Cubesat
Fonte: Califórnia Polytechnic State University, “Cubesat Design Specification, Revision 9”

2.7 Arquitetura Mecânica dos Satélites

As atividades de concepção de um satélite envolvem contribuições que devem ser corretamente ordenadas na busca de uma solução que atenda aos requisitos da Missão. Dentre as múltiplas tarefas a serem cumpridas, há três que se destacam no desenvolvimento do conjunto: Análise de Missão; Arquitetura Mecânica e Arquitetura Elétrica e de Software.



O processo de definição da arquitetura mecânica de um satélite é uma das fases mais importantes do projeto, pois estabelece a concepção geral alocando os requisitos para cada parte que o constitui. Os requisitos devem ser coerentes com o resto do satélite, de forma que cada parte cumpra corretamente a sua função.

Com a arquitetura do satélite estabelecida, espera-se definir alguns dos principais requisitos do projeto, como as estimativas para a massa, volume e a configuração dos dispositivos. A Fig. 14 exemplifica uma arquitetura mecânica, mostrando respectivamente a distribuição dos equipamentos dentro de um Cubesat e a sua estrutura externa.

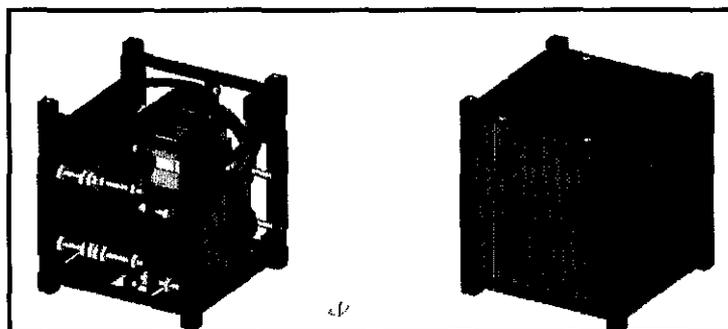


Figura 14: Arquitetura mecânica de um cubesat, vista interna e externa respectivamente.

Fonte: <http://www.mae.cornell.edu/cubesat/>

Cada Cubesat é desenvolvido com uma arquitetura de acordo com sua missão, atendendo sempre aos requisitos de massa e volume. Na Fig. 15 pode-se verificar a arquitetura mecânica de um satélite de grande porte, sendo muito complexa comparada a de um Cubesat, porém o espaço físico para a distribuição dos componentes não é tão limitado.



propriedade de maleabilidade, que facilita a construção das partes desejadas, o baixo coeficiente de expansão térmica e a alta condutividade térmica. A resistência à corrosão, que advém da formação de uma película de óxido na superfície do metal e a capacidade de reflexão de energia radiante, tais como a luz visível, calor radiante e as ondas eletromagnéticas, também favorecem a utilização do alumínio.

Entre as ligas de alumínio mais comuns utilizadas para estruturas aeroespaciais e especificamente nos Cubesats estão a Al 6061 – T6 e Al 7075 – T6. Na Tabela 1, podem ser verificadas as propriedades mecânicas destas ligas.

Tabela 1 :Propriedades Mecânicas das Ligas de Alumínio

Ligas de Alumínio	Al 6061-T6	Al 7075 – T6
Densidade (g/cm ³)	2,71	2,80
Elongação (%)	10	8
Limite de Elasticidade (MPa)	48	95
Resistência a Tração (Mpa)	115	220
Resistência a Fadiga (Mpa)	62	160
Coefficiente de Expansão Térmica (10 ⁻⁶ /°C)	22,9	22,1
Condutividade Térmica (W/m.°C)	180	130
Dureza Brinell	95	150
Composição Química (% Peso)	1,0 Mg; 0,6 Si; 0,27 Cu; 0,2 Cr	5,6 Zn; 2,5 Mg; 1,6 Cu; 0,23 Cr

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

Usualmente utiliza-se para a estrutura principal, a carcaça propriamente dita, o Al 7075 na condição T6, que conforme as propriedades mecânicas apresentadas anteriormente apresenta maior resistência as condições impostas ao satélite. Já o Al 6061 na condição T6 é muito utilizado principalmente para a fabricação da estrutura secundária, como as repartições internas e outros componentes menos expostos a esforços durante a missão, já que a primeira liga apresenta maior resistência mecânica.

A nomenclatura designada para as ligas de alumínio para trabalho mecânico apresentadas acima, como as chapas, por exemplo, são classificadas baseadas no elemento de liga com maior quantidade. Usa-se uma designação com quatro algarismos para identificar as ligas de alumínio para trabalho mecânico. O primeiro algarismo indica o grupo de ligas que contêm um elemento de liga específico, o segundo algarismo indica modificações da liga original ou limites de impurezas e os dois últimos algarismos identificam a liga de alumínio ou indicam o grau de pureza do alumínio.

A designação T indica que as ligas são tratadas termicamente, no caso as ligas T6, indicando a realização de uma solubilização seguida de têmpera e um envelhecimento artificial.

As ligas 6160 e 7075 quando submetidas a tratamento T6, apresentam devido ao processo de precipitação um aumento das propriedades mecânicas tais como dureza e resistência ao escoamento e uma pequena diminuição no valor da ductilidade, quando comparados aos valores das propriedades para estes materiais no estado recozido. As etapas do tratamento térmico de endurecimento por precipitação, para estas ligas são descritas na seqüência:

- Tratamento térmico de solubilização: a liga é aquecida a uma temperatura entre a as linhas solvus e sólidos do diagrama de equilíbrio (500°C) e permanece nesta temperatura durante um intervalo de tempo necessário para que ocorra a solubilização de todos os componentes da liga na matriz de alumínio;

- Têmpera: a liga solubilizada é arrefecida rapidamente em água à temperatura ambiente para manter a liga em solução sólida supersaturada a temperatura ambiente;

- Envelhecimento: a liga solubilizada e temperada é envelhecida artificialmente, em um forno, a uma determinada temperatura (130 °C ou 190 °C), para que ocorra a formação de precipitadas coerentes com a matriz de alumínio.



3 DESENVOLVIMENTO ESTRUTURAL DE UM SATELITE

Nesta Secção será realizada uma explanação rápida sobre o desenvolvimento estrutural de um satélite, o que será considerado na fase posterior do trabalho e tem grande importância para o desenvolvimento de um satélite, como o NanosatC-Br.

Para o desenvolvimento estrutural de um satélite devem ser levados em consideração alguns requisitos fundamentais, os quais são imprescindíveis para o sucesso de uma missão:

- Ser capaz de suportar a massa total da espaçonave com margens adequadas de resistência.
- Ter resistência para suportar as acelerações e cargas térmicas impostas pelas diversas fases da missão.
- Ter rigidez suficientemente alta para evitar acoplamentos dinâmicos com o veículo lançador.
- Ter “caminhos térmicos” para o escoamento de calor com o objetivo de garantir que a temperatura dos diversos equipamentos será controlada dentro das margens para eles especificadas.
- Ter estabilidade dimensional e alinhamentos que garantam o funcionamento adequado do subsistema de controle da atitude e das cargas úteis.
- Ter uma plataforma para a montagem, fixação e abertura de apêndices (antenas, painéis solares, mastros, etc.).

Para o desenvolvimento estrutural de um satélite miniaturizado, um Cubesat, conforme a Missão NanoSatC-Br, devemos observar alguns critérios importantes os quais exigem que a estrutura do satélite deve suportar seus componentes nos diversos ambientes naturais ou induzidos aos quais ele é submetido, os quais são:

- Manuseio;
- Transporte;
- Lançamento;
- Espacial.



A estrutura completa do satélite é normalmente dividida em duas partes: **a estrutura primária** é a parte que contém os “caminhos de carga” mais diretos entre as grandes massas do satélite e a interface com o veículo lançador; **a estrutura secundária** é constituída pelos suportes que sustentam componentes individuais e por outros elementos de ligação do satélite.

Em relação à configuração, a estrutura do satélite também deve seguir alguns critérios:

- Respeitar os limites geométricos da coifa do lançador (tanto estáticos quanto dinâmicos);
- Permitir acesso adequado para instalação, remoção e manutenção dos diversos componentes do satélite;
- Permitir a acomodação dos elementos de controle térmico (radiadores, isoladores, etc.);
- Permitir a acomodação dos diversos equipamentos, sensores, antenas e outros equipamentos, assim como os elementos da carga útil que exigem visadas específicas e ajustes de alinhamento;

Adicionalmente, a estrutura também deve ter a menor massa possível, simplificando os mecanismos necessários para os elementos móveis (painéis solares, antenas e masts com instrumentos) oferecendo assim soluções eficientes para o alinhamento de sensores, atuadores e elementos da carga útil.

Quanto aos materiais utilizados na fabricação de Cubesats, verifica-se que o Alumínio é o material mais usado, já que suas propriedades são favoráveis e seu custo atende as necessidades das missões. Como segunda opção, também é muito utilizado o Titânio, o qual tem limitações devido ao seu elevado custo.

Para a escolha dos materiais específicos a serem utilizados para cada subsistema, procura-se por materiais que apresentem propriedades específicas elevadas, considerando-se que o satélite deve ser resistente e ao mesmo tempo leve.



4 MODELAMENTO DO CUBESAT

Nesta fase do projeto será realizada uma limitação do tema, onde serão abordados de forma prática os principais problemas envolvidos no modelamento do Cubesat e suas especificações, levando em consideração os objetivos da Missão NanosatC-Br. Depois de realizada a modelagem genérica do Cubesat com a configuração adequada a Missão NanosatC-Br, será apresentado um estudo sobre rápido e prático sobre a massa do satélite, e também sobre o volume destinado para a carga útil, já que ainda não há uma definição exata para a alocação do detector de partículas.

4.1 Definição do Problema

De forma geral pode-se afirmar que o problema abordado refere-se ao modelamento de um Cubesat que possa ser utilizado no Projeto NanosatC-Br, envolvendo suas principais limitações, como a massa e o tamanho utilizado. Assim, podemos descrever os principais problemas envolvidos na definição da melhor concepção a ser utilizada no desenvolvimento do Cubesat:

- Definir uma arquitetura mecânica que possa ser utilizada no NanosatC-Br;
- Possuir uma massa que não ultrapasse o limite de 1 kg;
- Possuir como formato um cubo de aresta igual a 100 mm;
- Possuir uma rigidez que resista aos esforços submetidos durante o transporte do satélite, lançamento e operação;
- Distribuir componentes internos e mecanismos de forma a atingir os requisitos de massa e volume;
- Utilizar materiais que resistam as condições do ambiente espacial, bem como as cargas térmicas impostas ao satélite.



Conforme já citado anteriormente, a definição do problema de forma geral é gerar uma arquitetura mecânica que possa vir a ser utilizada no NanosatC-Br, através da verificação de algumas concepções que serão apresentadas no decorrer do trabalho. Como requisitos fundamentais para a obtenção da melhor concepção, deverão ser verificados a massa do satélite, que não deverá ultrapassar o limite de 1 kg, e também o volume de um cubo, que deve possuir arestas não superiores a 100 mm.

Durante a fase de lançamento o satélite é submetido a intensas acelerações e vibrações ocasionados pelo foguete lançador, as quais podem danificar e comprometer todos os componentes que fazem parte do satélite. Dessa forma, com a definição da arquitetura mecânica, deve-se obter uma rigidez suficiente que resista aos esforços impostos pela fase de lançamento da missão. Lembrando que em relação a rigidez e os esforços suportados, essa é a fase crítica da missão, já que quando o satélite está em órbita não é mais exposto a esse tipo de condição.

Sendo o Cubesat um cubo com volume de um litro, e massa de 1 kg, seus componentes internos devem ser arranjados de forma minuciosa, fazendo uso de componentes miniaturizados que garantam a confiabilidade durante a operação na missão. Com certeza a maior dificuldade no desenvolvimento desse tipo de satélite, é configurar todos seus componentes em um espaço físico tão reduzido.

Em relação aos materiais utilizados, devem ter propriedades mecânicas suficientes para resistir aos esforços e também às cargas térmicas a que será submetido durante sua operação. Em determinadas situações, o satélite poderá estar submetido a uma variação de temperatura muito grande nas suas diferentes faces, o que não poderá afetar o seu funcionamento nem sua composição física.

4.2 Especificações do Produto

Conforme já citado anteriormente, o satélite é dividido em subsistemas para facilitar e sistematizar o seu desenvolvimento, bem como o gerenciamento das partes envolvidas no projeto. Dessa forma, para facilitar o desenvolvimento das concepções a serem analisadas subdividimos o NanosatC-Br em subsistemas, conforme segue:



- Subsistema de Estrutura e Mecanismos: será formado pela estrutura geral, a carcaça propriamente dita do satélite, e os componentes necessários para dar suporte a esta estrutura bem como os mecanismos de ejeção.

- Subsistema de Suprimento de Energia: será formado pelos painéis solares associados às baterias do Cubesat. Para o posicionamento das baterias será necessário um estudo relacionado à sua configuração, já os painéis solares serão colocados nas faces do satélite.

- Subsistema de Telecomunicação de Serviço: será composto por uma antena de tamanho reduzido, que enviará e receberá os dados que permitirão o acompanhamento do funcionamento e o comando do satélite.

- Subsistema de Gestão de Bordo: composto pelo computador de bordo e seu software.

- Controle Térmico: não será abordado no desenvolvimento da concepção, apenas será indicada a forma que será realizado.

- Carga Útil: magnetômetro e detector de partículas.

4.3 Geração da Alternativa de Configuração para o Cubesat

Após definidas as especificações gerais do Cubesat no item anterior, que permitam a obtenção de uma configuração adequada, foi realizada por meio de softwares de Engenharia o modelamento genérico desta configuração, a qual será uma alternativa para utilização na Missão NanosatC-Br. Serão levados em consideração os requisitos apresentados no item 3, sendo a maior dificuldade encontrada para administrar essas restrições as limitações de massa e volume do satélite.

A seguir serão apresentadas as configurações de cada subsistema do Cubesat, onde foram levados em consideração os respectivos volumes ocupados e as respectivas massas de cada componente ou subsistema. Para realizar a configuração que será apresentada posteriormente foram modelados os componentes de forma simples, porém de forma ordenada as quais poderão servir de base para estudos futuros referentes à Missão NanosatC-Br e outros Cubesats a serem desenvolvidos no país. Para a modelagem realizada, foram analisados satélites já desenvolvidos, o que demonstra que esse tipo de configuração utilizada vem dando certo e contribuindo no desenvolvimento dos Cubesats.

4.3.1 *Subsistema de Estrutura e Mecanismos*

Formado pela estrutura geral, a carcaça propriamente dita do satélite, e os componentes necessários para dar suporte a esta estrutura bem como os mecanismos de ejeção. O material utilizado para estes componentes é o Al 6061-T6, apresentado na Tabela 1.

Fazem parte desse subsistema a estrutura principal e as placas de sustentação superior e inferior, os apoios do Cubesat (onde estão situados os mecanismos de ejeção), as placas onde são fixadas as células solares, os pinos espaçadores que tem função de separar uma placa interna da outra. Não foram levados em conta os elementos de fixação, como parafusos e porcas, para sua definição e detalhamento serão necessários estudos mais detalhado posteriormente.

Na Fig. 16 podemos verificar os elementos de apoio, sendo os mesmos elementos de contato entre um Cubesat e outro internamente ao P-POD. Associados a esses elementos temos os “switches” e os “separation switches”, já descritos anteriormente, porém não modelados neste trabalho.

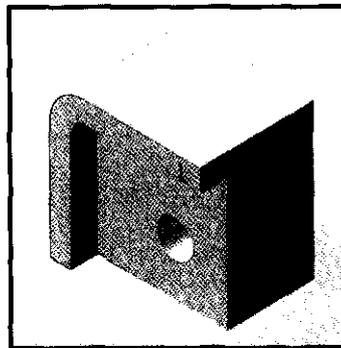


Figura 16: Apoios localizados nos cantos do Cubesat
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

Na Fig. 17 podemos verificar a estrutura geral do Cubesat, onde estão associadas as placas de sustentação superior e inferior. Seu formato vazado tem por objetivo diminuir a massa do satélite sem alterar a rigidez do mesmo.

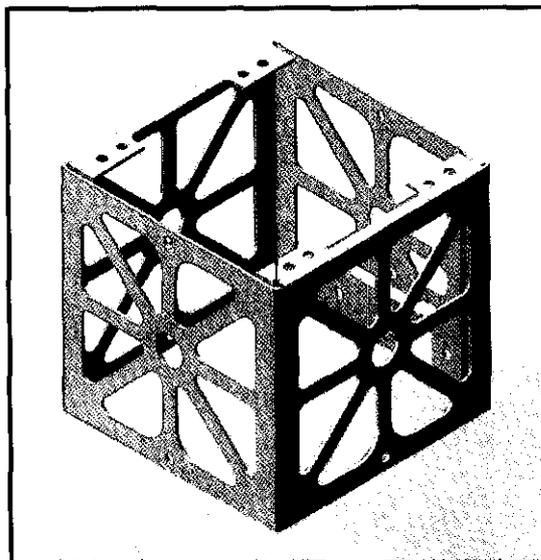


Figura 17: Estrutura Principal do Cubesat
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

Na Fig. 18 podemos observar a placa de sustentação superior, a qual está associada a parte superior da estrutura geral.

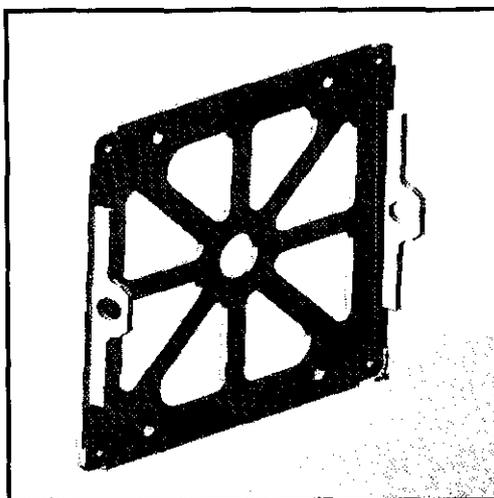


Figura 18: Placa de sustentação superior
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

Na Fig. 19 é apresentada a placa de sustentação inferior, a qual está associada a parte inferior da estrutura geral.

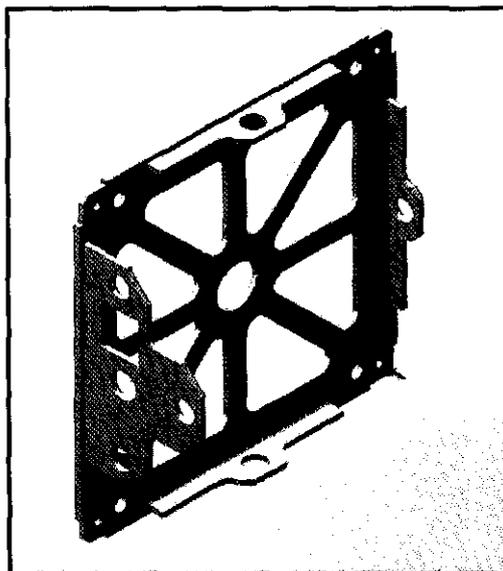


Figura 19: Placa de Sustentação Inferior
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

Os componentes acima apresentados são fixados por meio de parafusos e porcas, sendo formados por placas de Al 6061 – T6, as quais são produzidas através de processos de conformação, tais como corte e dobra.

Na Fig. 20 é apresentada a placa que serve de fixação para as células solares, ao todo são seis placas de espessura de 1 mm, fixadas em cada face do Cubesat, as mesmas podem ser fixadas por processos de soldagem.

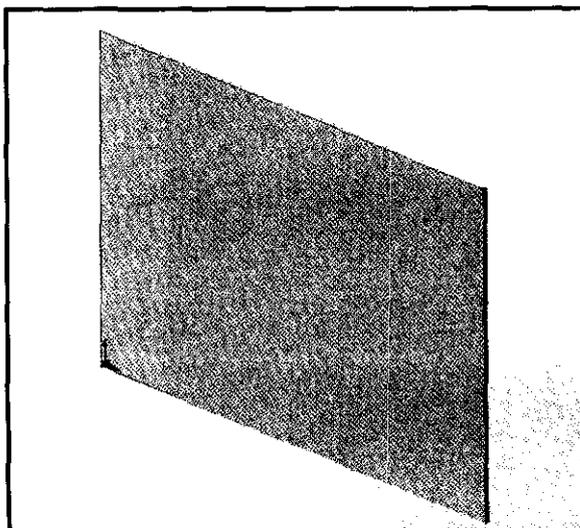


Figura 20: Placa de Sustentação para as Células Solares
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

Na Fig. 21 é apresentado um pino de fixação, o qual tem função de fixar as placas internas e seus componentes dando sustentação às mesmas, e servindo para realizar o espaçamento adequado entre elas. Ao todo são quatro pinos, os quais são distribuídos verticalmente de forma uniforme no interior do satélite.

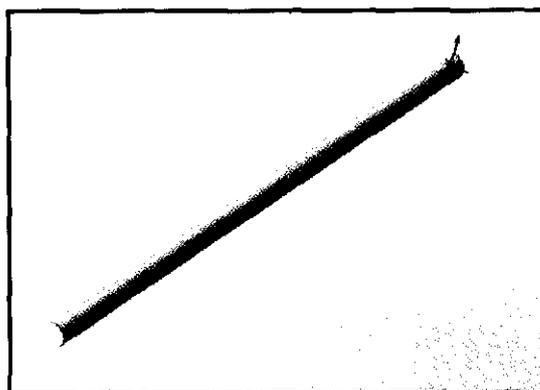


Figura 21: Pino Espaçador
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

4.3.2 Subsistema de Suprimento de Energia

Subsistema formado pelas células solares associadas à placa interna que contém as baterias, as quais são responsáveis pela armazenagem e distribuição de energia no interior do satélite.

Na Fig. 22 pode-se verificar uma representação da célula solar que poderá ser utilizada na Missão NanosatC-Br, o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE dispõe dessas células. Foram considerados portanto, as propriedades referentes às dimensões dessas células informadas pelo INPE. As mesmas possuem dimensões superficiais de 76 x 37 mm, permitindo assim a alocação de duas células por superfície no Cubesat, ao todo podem ser utilizadas então doze células.

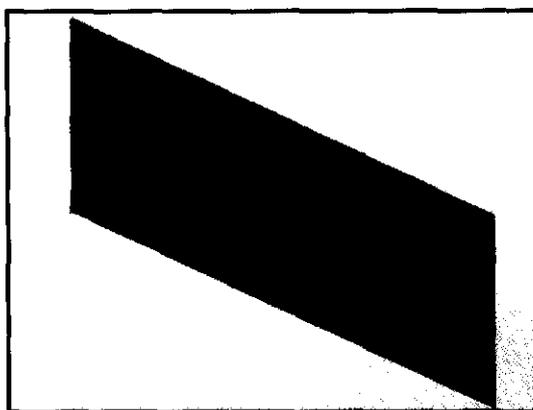


Figura 22: Célula Solar

Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

A Fig. 23 representa a placa interna do Cubesat referente às baterias utilizadas, sendo as mesmas fixadas através do pino de fixação vertical em seus quatro cantos. As placas internas são ligadas por meio de “slots”, posicionados à direita em cor cinza, os quais permitem a passagem de informações e energia. Os “slots” evitam a necessidade de utilização de cabos de ligação. As especificações das baterias podem ser verificadas no Anexo A.

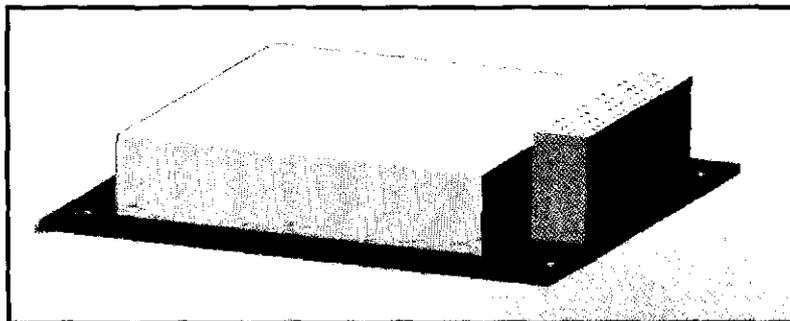


Figura 23: Placa de Suprimento de Energia
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

4.3.3 *Subsistema de Gestão de Bordo*

Composto pelo computador de bordo e seu software, também é composto pelo modem que está associado ao computador de bordo. Assim, realizam toda troca de informações com a estação terrena, bem como todo o gerenciamento das atividades do satélite, sendo assim fundamental para o funcionamento do mesmo.

Na Fig. 24, podemos verificar a placa referente ao computador de bordo e ao modem associado. Na parte frontal da placa, observa-se os dispositivos disponíveis para realizar a programação e inserção de dados relativos ao software operacional, os quais podem ser conectados a um computador externo permitindo assim a execução dessas funções.

Essa placa, assim como as outras, também é fixada através do pino de fixação nos seus quatro cantos. Na configuração do satélite é a placa que se encontra na base do mesmo, ou seja, a primeira de baixo para cima.

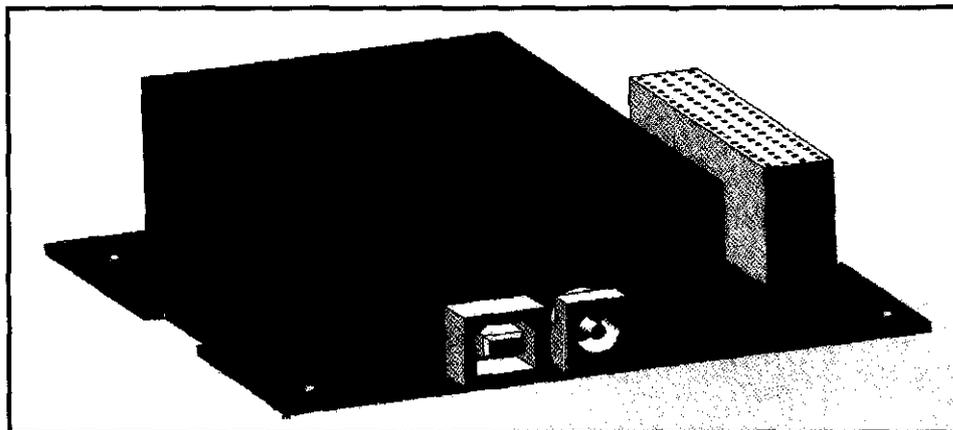


Figura 24: Subsistema de gestão de bordo
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

4.3.4 Subsistema da Carga Útil

Conforme descrito anteriormente no decorrer deste trabalho, o NanosatC-Br possuirá como carga útil um magnetômetro, e também um detector de partículas. De acordo com o espaço disponível internamente ao satélite, concluiu-se que seria mais viável alocar as cargas úteis em uma mesma placa, otimizando assim o espaço ocupado. Sendo o magnetômetro já definido para a utilização na Missão NanosatC-Br e estando disponível suas especificações, e sendo o detector de partículas um dispositivo ainda não determinado para a Missão, determinou-se para o espaço restante a ser ocupado no satélite para o detector de partículas. Dessa forma, com esse trabalho realizado, pode-se definir o espaço disponível para o detector de partículas, sendo sua fabricação e miniaturização a ser definida a partir desse volume disponível.

Na Fig. 25, pode-se verificar a placa associada à carga útil, sendo o dispositivo vermelho referente ao magnetômetro e o volume ocupado em azul o espaço disponível para a alocação do detector de partículas, o qual será produzido a partir dessas informações, sendo demonstrados posteriormente no item 4.5, e as principais dimensões são verificadas na Fig. 33.

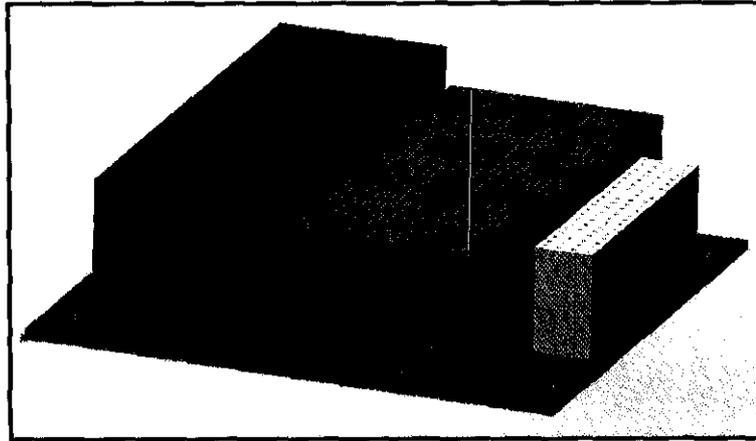


Figura 25: Subsistema de carga útil, magnetômetro e detector de partículas
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

4.3.5 Subsistema de Telecomunicação de Serviço

Será composto por uma antena de tamanho reduzido, que enviará e receberá os dados que permitirão o acompanhamento do funcionamento e o comando do satélite. Neste trabalho não foi modelada a antena que poderá ser utilizada no NanosatC-Br, em virtude das dificuldades encontradas para realizar sua determinação.

4.3.6 Subsistema de Controle Térmico

O subsistema de controle térmico não foi abordado neste trabalho, porém, deixa-se como sugestão aqui a utilização de tintas especiais em locais que deverão ser detalhados futuramente, buscando atender sempre de forma simplificada os requisitos de massa e dimensões do satélite.

4.4 Concepção do cubesat gerada a partir dos estudos realizados

De acordo com os subsistemas e as configurações apresentadas no item anterior, as quais tornam-se uma alternativa para utilização no Projeto NanosatC-Br, partiu-se para a fase de integração de todos os subsistemas, levando sempre em consideração os requisitos de massa e volume: 1 kg e 100 mm de aresta respectivamente.

Dessa forma, podemos apresentar na Fig. 27, uma concepção que se torna uma alternativa a ser estudada mais profundamente para uma posterior utilização no NanosatC-Br. Podemos observar uma vista externa do Cubesat, onde em cor vermelha são representadas as células solares junto as faces do satélite, e em cor cinza pode-se verificar os componentes estruturais, tais como as chapas onde são fixadas as células solares e os apoios que fazem o contato entre um Cubesat e outro durante a fase de lançamento.

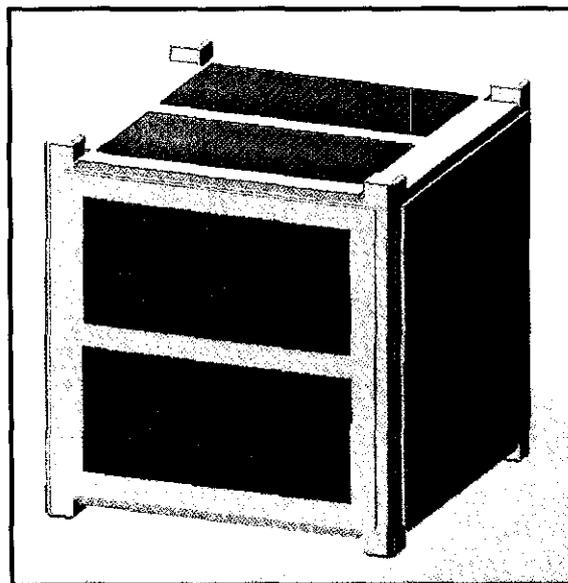


Figura 26: Configuração apresentada como sugestão para a Missão NanosatC-Br
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

Para facilitar o entendimento e a visualização, foi gerada uma nova vista da figura anterior, que é apresentada na Fig. 28.

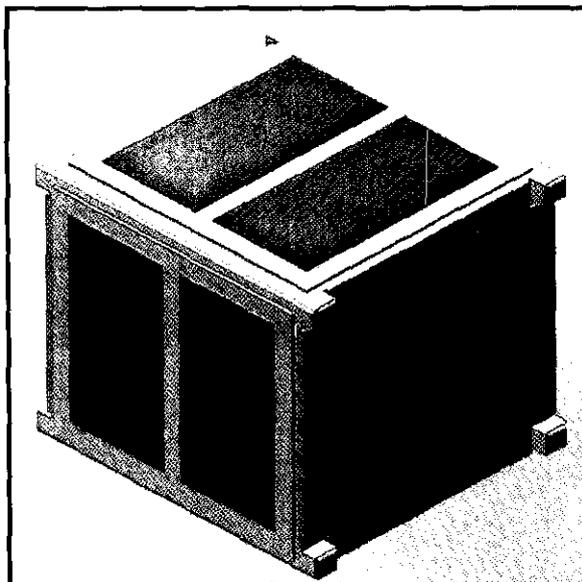


Figura 27: Configuração apresentada como sugestão para a Missão NanosatC-Br
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

A organização dos componentes internos ao satélite, tais como as placas e dispositivos associados (baterias, computador de bordo, cargas úteis, modem) foram alocadas com base em estudos realizados através de missões já realizadas. Dessa forma, verificando internamente o satélite, temos na vertical analisando da parte inferior para a parte superior, os seguintes componentes:

- Placa referente à gestão de bordo: relacionada ao computador de bordo e o modem associado, representada pela cor roxa;
- Placa de suprimento de energia: relacionada às baterias que fornecem energia para o funcionamento do satélite, representada pela cor amarela;
- Placa referente à carga útil: relacionada à carga útil da missão, magnetômetro e detector de partículas, representados pelas cores vermelha e azul respectivamente, as especificações encontram-se no Anexo D, referentes ao HM2300.

A Fig. 29 mostra ilustra através de um corte frontal a organização das placas apresentadas acima, facilitando assim o entendimento da configuração.

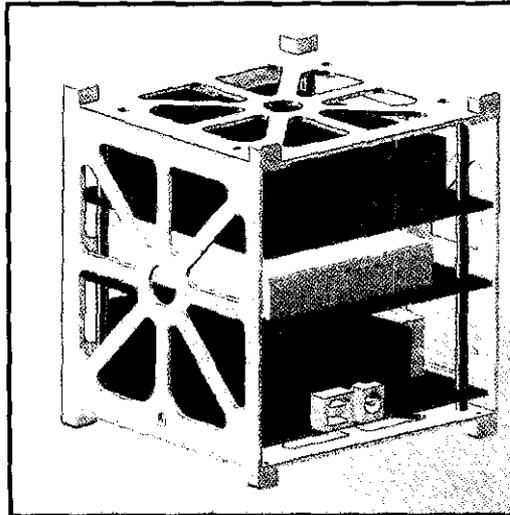


Figura 28: Vista em corte da configuração interna
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008.

Após a apresentação das figuras anteriores, as quais demonstram os resultados referentes à configuração apresentada, gerou-se uma vista explodida da arquitetura mecânica gerada, demonstrando assim a alocação de cada componente em cada local determinado. As ilustrações apresentadas nas Fig. 30 e Fig. 31 demonstram essa situação, onde cada componente encontra-se associado a seu respectivo subsistema.

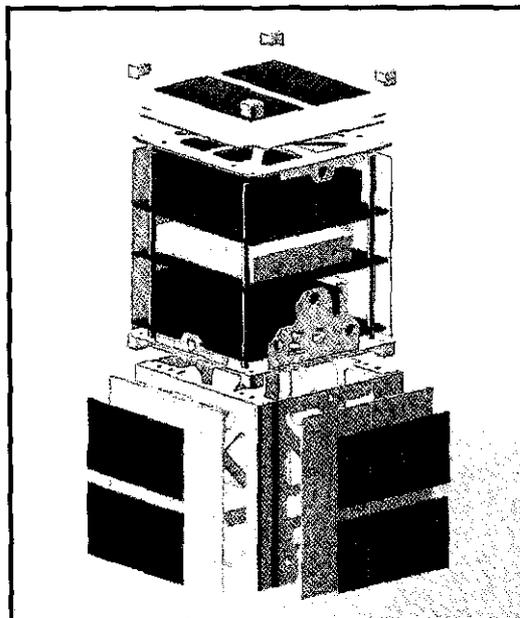


Figura 29: Vista explodida da arquitetura mecânica
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008.

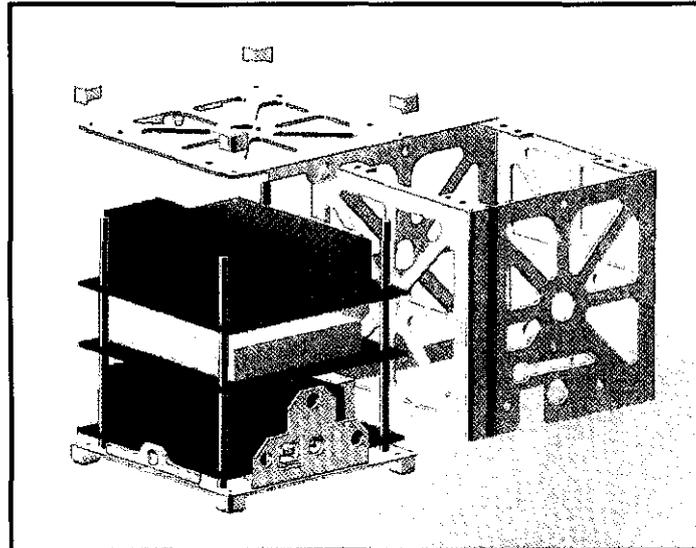


Figura 30: Vista explodida da arquitetura mecânica
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

Na parte frontal do Cubesat, encontram-se as conexões de acesso, os quais servem para possibilitar a ligação do satélite com um computador externo anteriormente ao lançamento, permitindo assim realizar as funções necessárias relacionadas aos subsistemas de informática. Dessa maneira, a parte frontal representada na Fig. 32, é denominada porta de acesso no desenvolvimento de Cubesats.

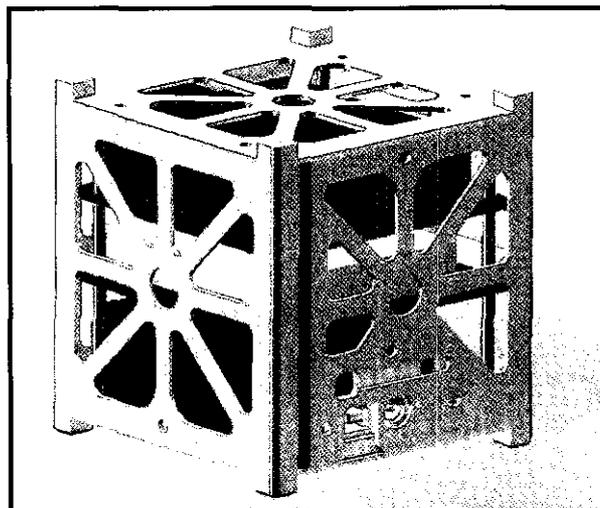


Figura 31: Vista frontal representando a porta de acesso do Cubesat para o NANOSATC-BR
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

4.5 Distribuição de massa e volume para a carga útil

Depois de realizada a definição de cada subsistema e componentes a serem utilizados na Missão NanosatC-Br, foi realizado um estudo referente às massas do satélite, de acordo com o que se estima a ser utilizado. Dessa forma, já que ainda não existe uma definição quanto ao detector de partículas a ser utilizado, esse simples cálculo permitirá uma definição preliminar estimada relativa à massa que o detector de partículas poderá ocupar. Também será apresentado nesse item o volume permitido a ser utilizado pela ocupação das cargas úteis no satélite.

Todas as distribuições de componentes e configurações determinadas foram realizadas com base em estudos com base em missões já realizadas envolvendo o desenvolvimento de Cubesats.

Na Tabela 2, podemos observar a massa encontrada no satélite. As especificações referentes aos itens 8,9,10,11 e 12 podem ser encontradas nos Anexos B, C, A, D, E respectivamente. A massa dos itens 1 a 6 foi calculada em softwares adequados, tais como o *Solid Works e Ansys*, a partir da definição dos respectivos materiais, que nesse caso é o Al 6061 – T6. Relativo ao item 7, estimou-se esse valor com base em estudos já realizados em outras missões de Cubesats.

Tabela 2 : Massa dos componentes do satélite

<i>Dispositivo</i>	<i>Massa Unitária(g)</i>	<i>Quantidade</i>	<i>Total(g)</i>
1 Apoios do Cubesat	1,2	8	9,6
2 Chapa Estrutural Inferior	34,25	1	34,25
3 Chapa Estrutural Superior	28,45	1	28,45
4 Chapa Fixação Células Solares	23	6	138
5 Estrutura Principal	83	1	83
6 Pinos Espaçadores Verticais	3,1	4	12,4
7 Dispositivos Fixação (estimado)	70	1	70
8 Computador de Bordo	90	1	90
9 Modem (Transmissor e Receptor)	75	1	75
10 Baterias	155	1	155
11 Magnetômetro	94	1	94
12 Células Solares	2,4	12	28,8
TOTAL			818,5

Fonte: Desenvolvido por Prochnow, S. L., 2008

Dessa forma, verifica-se que a massa total alocada no satélite até o momento é de 818,5 gramas. Sendo assim, para completar a massa de 1kg ainda restam 181,5 gramas. Dessa massa restante, estima-se trabalhar com 50 gramas de margem de segurança, permanecendo assim como reserva, caso algum subsistema necessite de mais massa esse valor será redistribuído.

Portanto ainda temos no satélite uma liberdade de 131,5 gramas, o que permite distribuir a antena e o detector de partículas de acordo com essa restrição.

Para facilitar então o entendimento necessário relativo à massa que será alocada no satélite, estimamos que o detector de partículas poderá ter até no máximo 100 gramas e a antena então 31,5 gramas.

Desde já, através desses cálculos simples, verifica-se a possibilidade de utilização de um detector de partículas na Missão NanosatC-Br. Assim, através desse simples estudo determina-se uma sugestão para a construção do detector de partículas, o que poderá auxiliar muito o desenvolvimento do projeto e a fabricação desse componente.

Em relação ao volume interno do satélite, procurou-se determinar um volume adequado para a alocação da carga útil. Dessa forma, alocou-se as placas internas do satélite, deixando a placa superior reservada para a carga útil.

A Fig. 29 representa de forma simplificada as distâncias internas relativas às placas, e suas espessuras. Através de cálculos práticos, levando em consideração a representação da figura abaixo, e considerando que o volume ocupado pela carga útil fique a uma distância de 3 mm da placa estrutural superior do satélite, obteve-se como limite para a carga útil do satélite um volume equivalente a $250\,000\text{ mm}^3$.

De acordo com o volume calculado para o magnetômetro, que é de $70\,179\text{ mm}^3$, calculado a partir das especificações encontradas no Anexo D, podemos estabelecer que resta arranjar os dois componentes da carga útil, magnetômetro e detector de partículas, num volume de $250\,000\text{ mm}^3$, conforme calculado anteriormente.

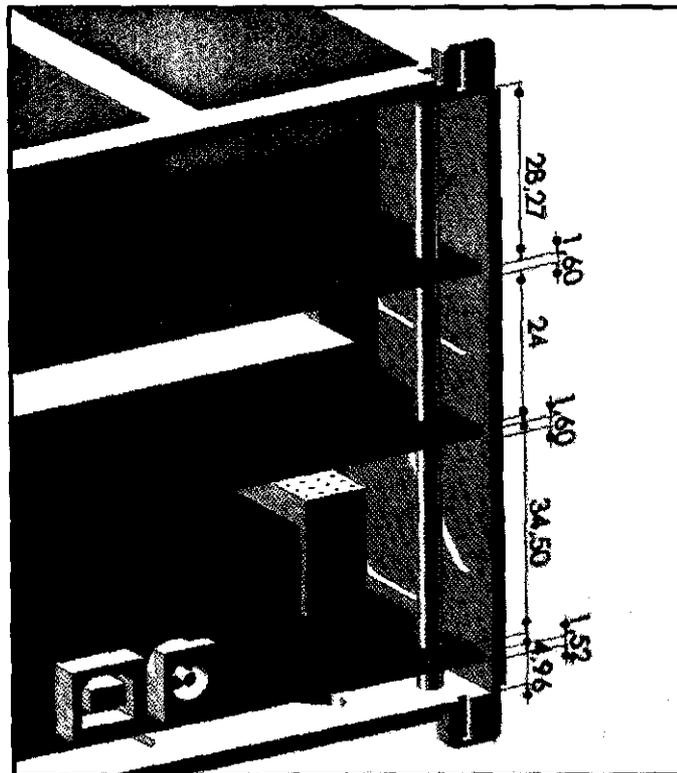


Figura 32: Distâncias entre placas internas do satélite
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

4.6 Sugestões para trabalhos futuros

Atingido o objetivo do trabalho, conforme já demonstrado no decorrer deste relatório, o qual era de apresentar um modelo digital de um Cubesat como alternativa para utilização no Projeto NanosatC-Br, empenhou-se para analisar quais os próximos passos necessários para uma definição mais complexa relacionada a uma arquitetura mecânica a ser utilizada na Missão NanosatC-Br.

Dessa forma, como continuação do trabalho que vem sendo desenvolvido, o qual foi apresentado neste relatório, sugere-se para uma próxima etapa realizar um estudo mais aprofundado sobre alguns itens relevantes a serem considerados, tais como, outras alternativas de estrutura a serem utilizadas no Cubesat, levar em consideração para a definição da arquitetura aspectos relativos a outros componentes aqui não detalhados (elementos de fixação, carga útil definida, antena).

Portanto, detalhados os tópicos não abordados neste relatório, citados acima, deixa-se como sugestão para uma continuidade deste trabalho, realizar-se uma simulação em Softwares de Engenharia do satélite levando em consideração as condições de lançamento e todos os componentes utilizados no projeto. Para fins ilustrativos e um entendimento prático, desenvolveu-se uma simulação simplificada, conforme as Fig. 34 e Fig. 35, levando em consideração um tipo de estrutura e suas placas internas com seus respectivos componentes. As Fig. 30 e 31 representam respectivamente uma análise de tensões e deformações, simulando situações em que o satélite se encontra durante a fase de lançamento, a definição relativa a esse item dependerá totalmente do lançador a ser utilizado, já que cada lançador tem impõe suas restrições ao satélite em virtude das dimensões, acelerações e frequências de vibrações.

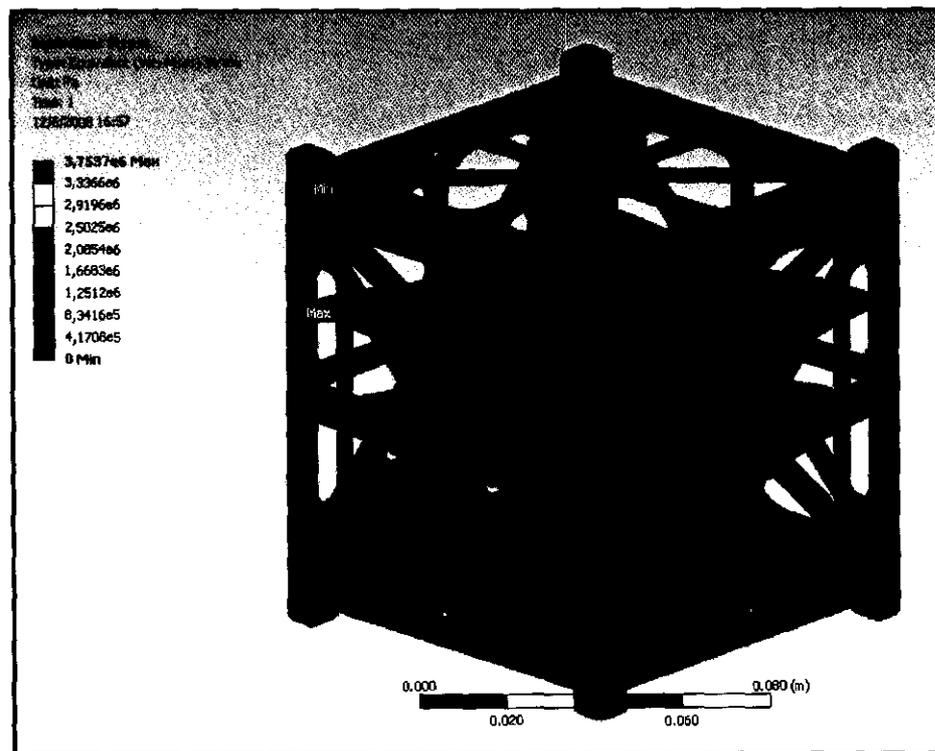


Figura 33: Análise de tensões
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

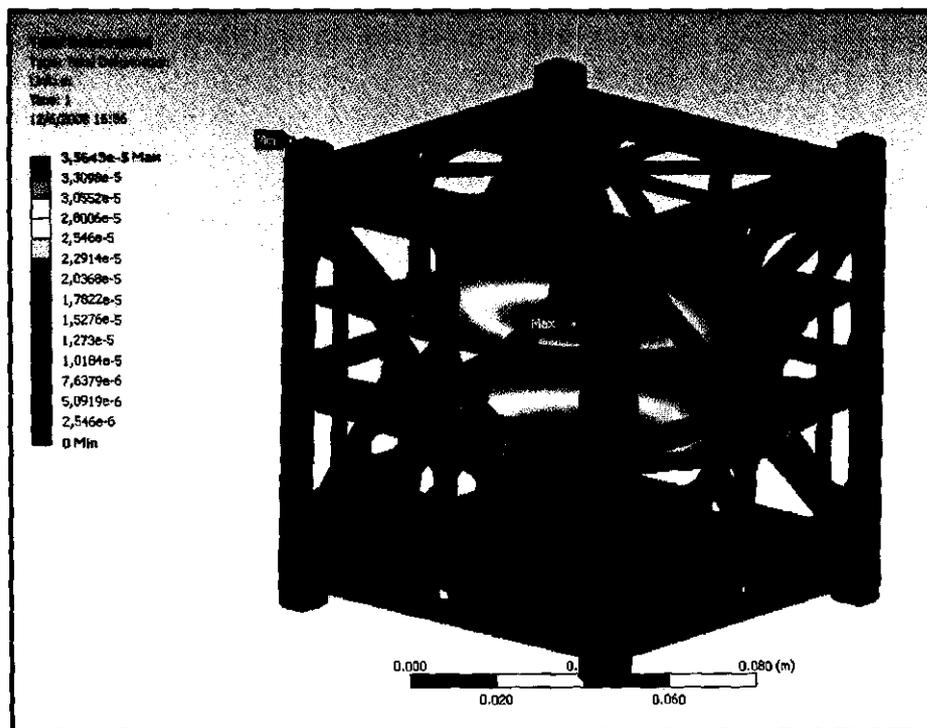


Figura 34: Análise de deformações
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008

4.7 Estágio Extra-curricular

Paralelamente as atividades de Iniciação Científica, entre os dias 18 de fevereiro a 07 de março de 2008, foi realizado um estágio extra-curricular no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE na cidade de São José dos Campos – SP, as quais totalizaram 120 horas, sendo realizadas 40 horas semanais. As atividades foram realizadas sob a supervisão do Dr. Otavio Santos Cupertino Durão e sob a orientação do Dr. Antonio Claret Palerosi, e tiveram como objetivo dar contribuição ao desenvolvimento do Projeto Nanosatélite Científico Brasileiro – NanosatC-Br. Também participaram dessa experiência os acadêmicos Lucas Lopes Costa e Rafael Lopes Costa, os quais realizaram atividades relacionadas aos seus Projetos de Iniciação Científica.

As atividades do estágio foram divididas em algumas etapas, nas quais o estagiário teve oportunidade de conhecer alguns subsistemas que englobam o desenvolvimento de um satélite, atividades práticas em Softwares de Engenharia e testes de análise que serão

aplicadas na Missão NanosatC-BR, e interações com diferentes pesquisadores e profissionais da área aeroespacial, bem como empresas que trabalham no setor.

As atividades foram realizadas em laboratórios e em outras unidades do INPE, como o Laboratório de Integração e Testes - LIT e o Centro de Controle de Satélites – CCS, também tiveram a participação e envolvimento de outros Pesquisadores do INPE, Dr. Petrônio Noronha de Souza, Dr. Pawel Rosenfeldt e Dr. Ijar Milagre da Fonseca e Dr. Fabiano de Souza, os quais muito se empenharam para a execução de todas as tarefas realizadas.

O estágio foi realizado abordando alguns tópicos relacionados ao projeto e construção de satélites e as condições envolvidas, as quais podem ser descritas abaixo:

- Tecnologias utilizadas em Satélites;
- Controle e Rastreamento de Satélites;
- Análise de Missão e Controle de Bordo;
- Modelagem, arquitetura mecânica e análise de estruturas.

Na Fig. 32 podemos verificar uma ilustração relacionada com as atividades práticas realizadas em relação a análise de estruturas.

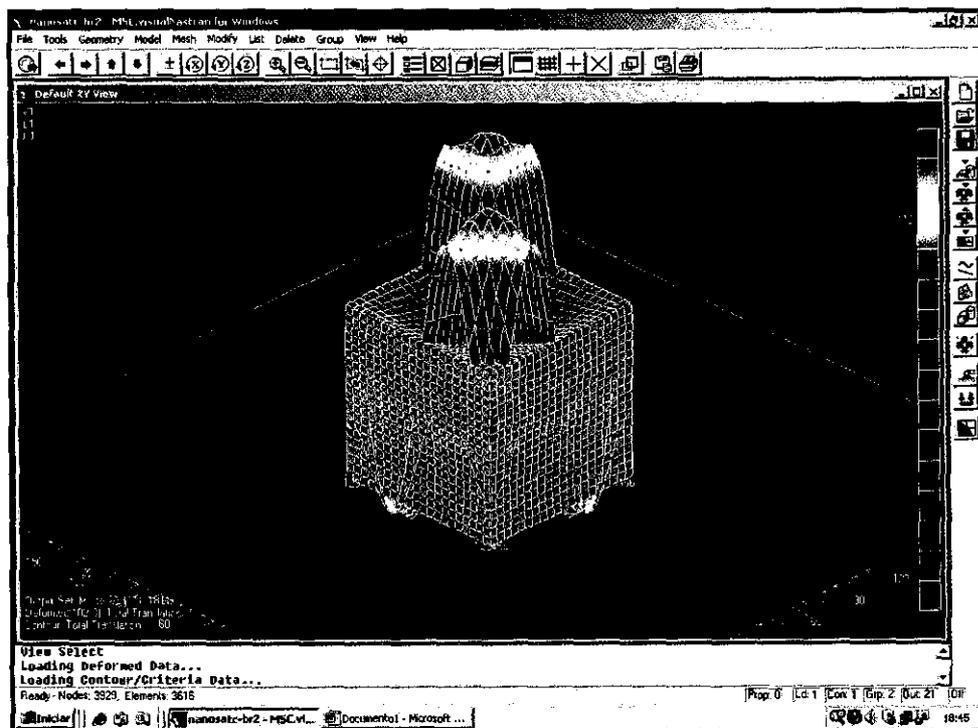


Figura 35: Análise de Estruturas
Fonte: Desenhado por Prochnow, S. L., 2008



5 CONCLUSÃO

Com este relatório o bolsista pode demonstrar as atividades desenvolvidas junto ao Projeto “**Desenvolvimento de um Modelo Digital de um Satélite Miniaturizado para Aplicação ao Nanosatc-Br**”, que foi desenvolvido no período de Agosto de 2007 a Julho de 2008, no **Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – LAMEC/CRS/CIE/INPE – MCT**, em Santa Maria, RS.. Os resultados obtidos com este Projeto, conforme descrito no Relatório revelam alguns resultados práticos referentes a uma alternativa para um arquitetura mecânica a ser utilizada na Missão NanosatC-Br, além de pré-definir o envelope a ser utilizado no Cubesat pelo detector de partículas, conforme descrito no item 4.5, visto que o mesmo encontra-se ainda em fase indefinida na missão.

As atividades revelaram a grande dificuldade encontrada para atingir os requisitos de massa e volume do satélite, devido a limitação bem reduzida quanto a esses fatores. O maior desafio encontrado no decorrer do trabalho foi o aprendizado necessário relativo a diferentes aspectos envolvidos na definição de uma arquitetura mecânica do Cubesat, principalmente na necessidade em definir cada componente ou dispositivo a ser utilizado em cada subsistema.

Um ótimo aspecto adquirido no desenvolvimento do trabalho, foi a habilidade desenvolvido em Softwares de Engenharia relacionados a projetos e desenhos, o que permitiu ampliar uma visão relacionada ao desenvolvimento de projetos. O bolsista desenvolveu habilidades de pesquisa, tanto em trabalhos de grupo como individuais. Os conhecimentos adquiridos nessas pesquisas bibliográficas foram de grande importância, uma vez que estas atividades não são ministradas nas ementas das disciplinas do Curso de Engenharia Mecânica da UFSM.

De forma geral, o trabalho permitiu um contato direto com todas as áreas relacionadas ao Projeto NanosatC-Br, com vários profissionais, pesquisadores e acadêmicos de outras áreas e instituições, permitindo sempre uma troca de idéias e um aprendizado diferente em cada situação, o que foi muito positivo pelas novas amizades construídas.

O trabalho teve uma grande importância no aspecto relacionado ao crescimento profissional e pessoal da bolsista, tanto no aprimoramento técnico como no seu desenvolvimento em áreas de formação pessoal, tais como liberdades pessoais, auto-estima,



Relatório Final de Atividades

autoconfiança, principalmente aprimorando suas habilidades de autodidatismo, liderança, iniciativa, criatividade, motivação e pensamento positivo.

Foram realizadas algumas publicações durante o desenvolvimento do trabalho, as quais se encontram detalhadamente anexadas neste relatório.



REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

WIKIPEDIA. Disponível em <<http://en.wikipedia.org/wiki/cubesat>>. Acesso em 07 de março de 2008.

The Radio Amateur Satellite Corporation. Disponível em <<http://www.amsat.org/amsat-new/information/faqs/portugues/>>. Acesso em 01 de abril de 2008.

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE. Disponível em <<http://www.inpe.br/>>. Acesso em 01 de abril de 2008.

Programa de Satélites Universitários – ITASAT. Disponível em <<http://www.itasat.ita.br/portuguese/index.htm>>. Acesso em 10 de março de 2008.

Cubesat Community Website. Disponível em <<http://cubesat.atl.calpoly.edu/>>. Acesso em 14 de março de 2008.

SARAFIN, T. P.; LARSON, W. J. **Spacecraft Structures and Mechanisms: From Concept to Launch**. California, 1995. 850p.

PROCHNOW, S. L. **Miniaturização de Satélites**. 2006. 84 f. Relatório Final de Projeto de Iniciação Científica PIBIC/INPE – CNPQ/MCT – Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/CIE/INPE – MCT, Santa Maria, 2006.

Cubesat Kit. Disponível em <<http://www.cubesatkit.com/index.html>>. Acesso em 17 de abril de 2008.

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

LARSON, W. J. AND WERTZ, J. R. **Space Mission Analysis and Design**. 2ª ed. Torrance, California: Space Technology Library, 1992. p. 865.



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

AZEEM, I. “Solar Spectroscopy Satellite Solar Spectroscopy Satellite – S3”, 2005.

MELRO, A. R. de O. S. S., “Análise Estrutural e Estudo de Configuração de um Microsatélite”. Universidade do Porto, Faculdade de Engenharia, 2004.

PUMPKIN. “CubeSat Kit User Manual”. San Francisco, 2005.

CubeSat Design Specification, Revision 9. California Polytechnic State University, 2004.



ATIVIDADES COMPLEMENTARES - PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO EM CONGRESSOS E EM SEMINÁRIOS

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

Anais da 22a. Jornada Acadêmica Integrada, JAI 2007. , 2007.

2. **SILVA, R. G., DURÃO, O. S. C., SCHUCH, N. J., MICHELS, A., PROCHNOW, S. L., COSTA, R. L.**

Análise de Compatibilidade de Receptores para Sistema Galileo – SICINPE – 2007 In: 22a. Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal de Santa Maria, JAI 2007, 2007, Santa Maria - RS.

Anais da 22a. Jornada Acadêmica Integrada, JAI 2007. , 2007.

3. **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: 22a. Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal de Santa Maria, JAI 2007, 2007, Santa Maria - RS.

Anais da 22a. Jornada Acadêmica Integrada, JAI 2007. , 2007.

4. **COSTA, L. L., SOUZA, P. N., SCHUCH, N. J., MICHELS, A., PROCHNOW, S. L.**

Análise do Desenvolvimento de Subsistemas de Controle Térmico para Nanosatélites In: 22a. Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal de Santa Maria, JAI 2007, 2007, Santa Maria - RS.

Anais da 22a. Jornada Acadêmica Integrada, JAI 2007. , 2007.

5. **DAROIT, J. C., SCHUCH, N. J., Gomes, N. R., MICHELS, A., SILVA, C. P., PROCHNOW, S. L.**

Desenvolvimento Mecânico de Antenas Dipolo Similares as do Sistema Lofar – SICINPE 2007 In: 22a. Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal de Santa Maria, JAI 2007, 2007, Santa Maria - RS.

Anais da 22a. Jornada Acadêmica Integrada, JAI 2007. , 2007.

6. **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.

7. COSTA, L. L., SOUZA, P. N., SCHUCH, N. J., DURÃO, Otavio 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.
8. 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.
9. DAROIT, J. C., SCHUCH, Nelson Jorge, 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.
10. 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.
11. **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.
12. 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.
13. **PROCHNOW, S. L.**, DURÃO, O. S. C., SCHUCH, N. J.
Subsistemas de Controle de Atitude para Miniaturização de Satélites In: Seminário de Iniciação Científica do Inpe - SICINPE, 2007, São José dos Campos - SP.
Livro de Resumos do SICINPE. , 2007.



SILVANO LUCAS PROCHNOW

ESTUDOS DE SUBSISTEMAS DE CONTROLE DE
ATTITUDE PARA APLICAÇÃO AO NANOSATÉLITE
CIENTÍFICO ACADÊMICO BRASILEIRO - SICINPE - 2007

GENES RAVAZA FERRAZ DE ALBUQUERQUE
CRS/CIE/INPE - ET - UNESP



RAFAEL LOPES COSTA

ANÁLISE DE SUBSISTEMAS DE SUPRIMENTO DE
ENERGIA DE SATÉLITES MINIATURIZADOS



GENES RAMALHO BARREIRA
CRS/CIE/INPE - CT - UFSM



LUCAS LOPES COSTA

ANÁLISE DO DESENVOLVIMENTO DE SUBSISTEMAS DE
CONTROLE TÉRMICO PARA NANOSATÉLITES



GENES RAVIEL F. ARRAGUIRRE
CRS/CIE/INPE - CT - UFPA

UNIVERSIDADE DE PASSO FUNDO
VICE-REITORIA DE EXTENSÃO E ASSUNTOS COMUNITÁRIOS
FACULDADE DE ENGENHARIA E ARQUITETURA

CERTIFICADO

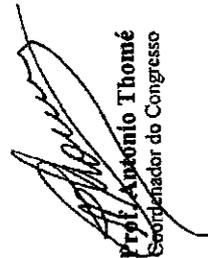
Certificamos que o trabalho "ANÁLISE DE SUBSISTEMAS DE CONTROLE DE ATITUDE PARA APLICAÇÃO AO NANOSACT-BR: NANOSATÉLITE CIENTÍFICO ACADÊMICO BRASILEIRO." de autoria de Silvano L. Prochnow, Nelson J. Schuch, Otávio S. C. Durão, Petróneo N. de Souza, Ademar Michels, Jean C. Daroit, Lucas L. Costa, Rafael L. Costa, Rodrigo G. Silva, registro nº 371, foi apresentado no XXII CONGRESSO REGIONAL DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E TECNOLÓGICA EM ENGENHARIA E VII FEIRA DE PROTÓTIPOS, promovido pela Faculdade de Engenharia e Arquitetura da Universidade de Passo Fundo, no dia 31 de outubro de 2007.

A programação foi aprovada pela Câmara de Extensão em 05 de junho de 2007, ata nº 204.

Passo Fundo, 30 de outubro de 2007.



Prof. Dermeval Rosa dos Santos
Diretor da Faculdade de Engenharia e Arquitetura



Prof. Antonio Thomé
Secretário do Congresso



Prof. Eduardo Appel
Coordenador da Divisão de Extensão

UNIVERSIDADE DE PASSO FUNDO
VICE-REITORIA DE EXTENSÃO E ASSUNTOS COMUNITÁRIOS
FACULDADE DE ENGENHARIA E ARQUITETURA

CERTIFICADO

Certificamos que o trabalho "ESTUDO DE SUBSISTEMAS DE CONTROLE TÉRMICO DE NANOSATÉLITES PARA POSTERIOR APLICAÇÃO NO PROJETO NANOSATC-BR" de autoria de *Silvano L. Prochnow, Nelson J. Schuch, Otávio S. C. Durão, Petrônio N. de Souza, Ademar Michels, Jean C. Daroit, Lucas L. Costa, Rafael L. Costa, Rodrigo G. Silva, Natanael R. Gomes*, registro nº 372, foi apresentado no **XXII CONGRESSO REGIONAL DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E TECNOLÓGICA EM ENGENHARIA E VII FEIRA DE PROTÓTIPOS**, promovido pela Faculdade de Engenharia e Arquitetura da Universidade de Passo Fundo, no dia 31 de outubro de 2007.

A programação foi aprovada pela Câmara de Extensão em 05 de junho de 2007, ata nº 204.

Passo Fundo, 30 de outubro de 2007.

Prof. Dermeval Rosa dos Santos
Diretor da Faculdade de Engenharia e Arquitetura

Prof. Antonio Thomé
Coordenador do Congresso

Prof. Eduardo Appel
Coordenador da Divisão de Extensão

UNIVERSIDADE DE PASSO FUNDO
VICE-REITORIA DE EXTENSÃO E ASSUNTOS COMUNITÁRIOS
FACULDADE DE ENGENHARIA E ARQUITETURA

CERTIFICADO

Certificamos que o trabalho "ESTUDO DO SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA DE UM CUBESAT PARA POSTERIOR APLICAÇÃO NO PROJETO NANOSATC-BR" de autoria de *Silvano L. Prochnow, Nelson J. Schuch, Otávio S. C. Durão, Pefrônio N. de Souza, Ademair Michels, Jean C. Daroit, Lucas L. Costa, Rafael L. Costa, Rodrigo G. Silva*, registro nº 373, foi apresentado no **XXII CONGRESSO REGIONAL DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E TECNOLÓGICA EM ENGENHARIA E VII FEIRA DE PROTÓTIPOS**, promovido pela Faculdade de Engenharia e Arquitetura da Universidade de Passo Fundo, no dia 31 de outubro de 2007.

A programação foi aprovada pela Câmara de Extensão em 05 de junho de 2007, ata nº 204.
Passo Fundo, 30 de outubro de 2007.

Prof. Dermeval Rosa dos Santos
Diretor da Faculdade de Engenharia e Arquitetura

Prof. Pefrônio Thomé
Coordenador do Congresso

Prof. Eduardo Appel
Coordenador da Divisão de Extensão

UNIVERSIDADE DE PASSO FUNDO
VICE-REITORIA DE EXTENSÃO E ASSUNTOS COMUNITÁRIOS
FACULDADE DE ENGENHARIA E ARQUITETURA

CERTIFICADO

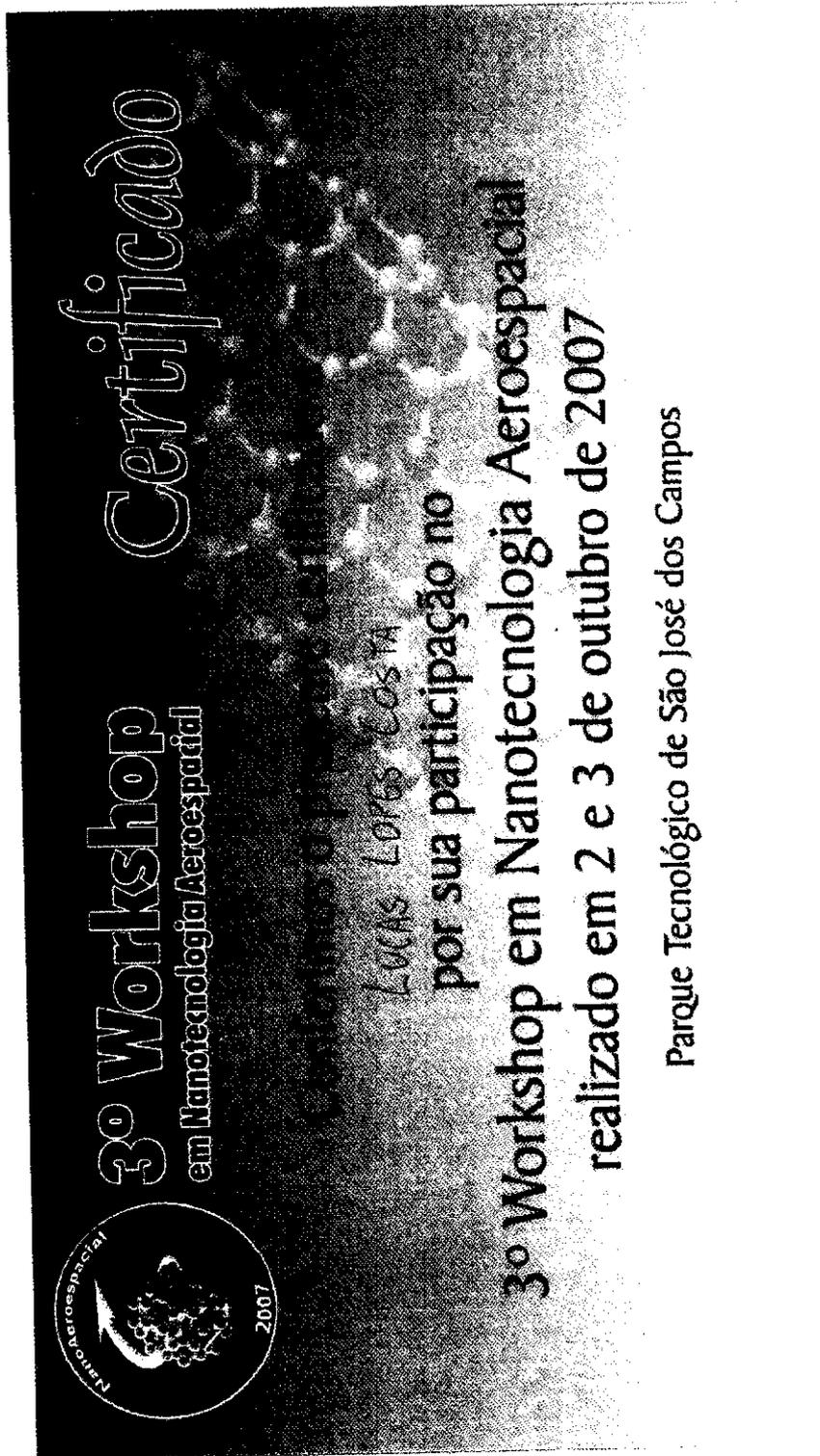
Certificamos que o trabalho "MODELAMENTO DIGITAL PARA ESTUDO ELETROMECÂNICO DE ANTENAS DIPOLO DESENVOLVIDAS PARA O SISTEMA LOFAR." de autoria de Jean C. Daroit; Dr. Nelson J. Schuch; Dr. Ademair Michels; Dr. Natanael R. Gomes; Cleomar P. da Silva; Silvano L. Prochnow; Rodrigo G. Silva; Lucas L. Costa; Rafael L. Costa., registro nº 216, foi apresentado no XXII CONGRESSO REGIONAL DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E TECNOLÓGICA EM ENGENHARIA E VII FEIRA DE PROTÓTIPOS, promovido pela Faculdade de Engenharia e Arquitetura da Universidade de Passo Fundo, no dia 30 de outubro de 2007.

A programação foi aprovada pela Câmara de Extensão em 05 de junho de 2007, ata nº 204.
Passo Fundo, 30 de outubro de 2007.

Prof. Dermeval Rosa dos Santos
Diretor da Faculdade de Engenharia e Arquitetura

Prof. Antonio Thomé
Geodetador do Congresso

Prof. Eduardo Appel
Coordenador da Divisão de Extensão



3º Workshop em Nanotecnologia Aeroespacial
Certificado

por sua participação no
3º Workshop em Nanotecnologia Aeroespacial
realizado em 2 e 3 de outubro de 2007

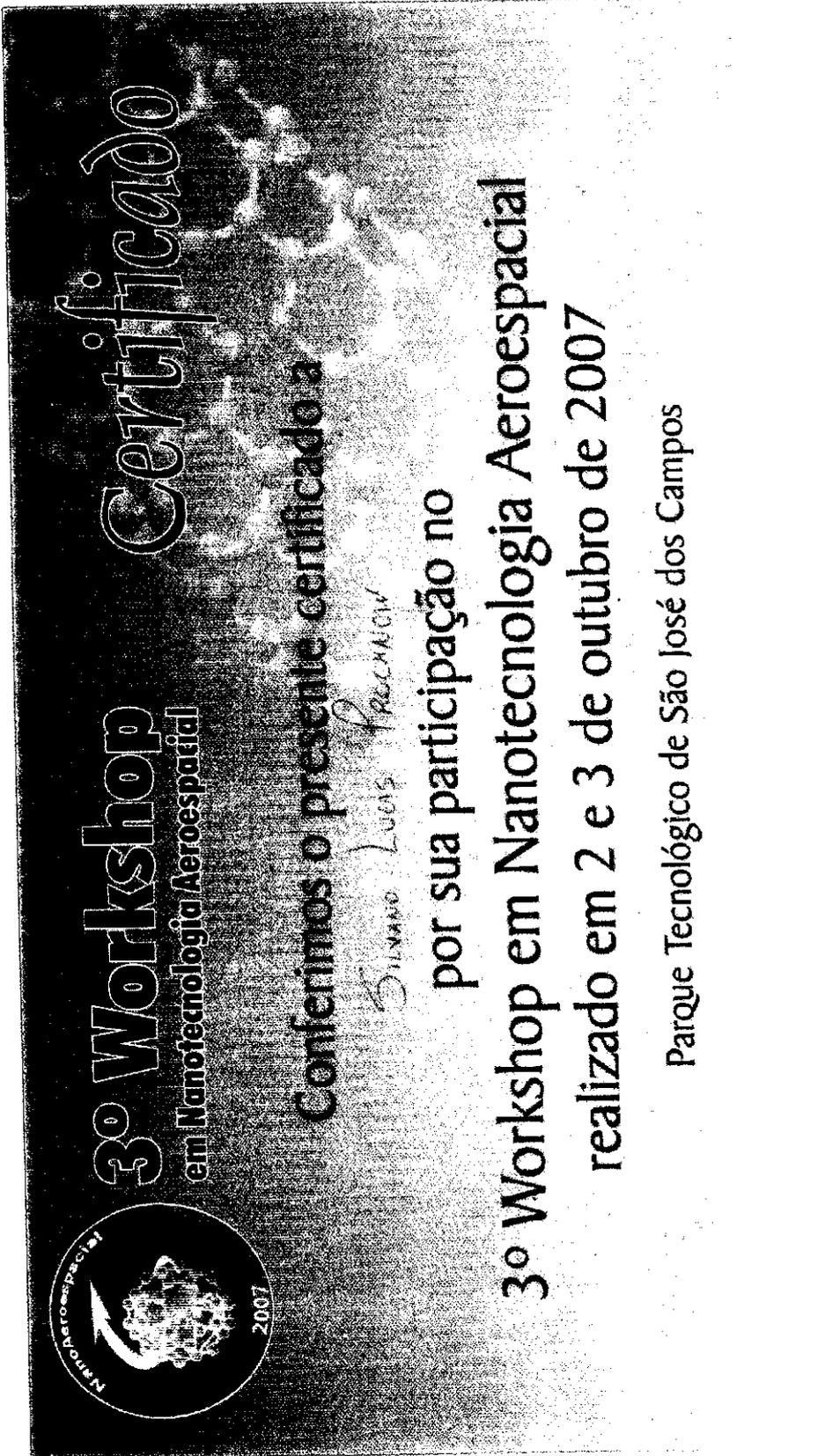
Parque Tecnológico de São José dos Campos

Realização:

Patrocínio:

Apoio:

Organização:

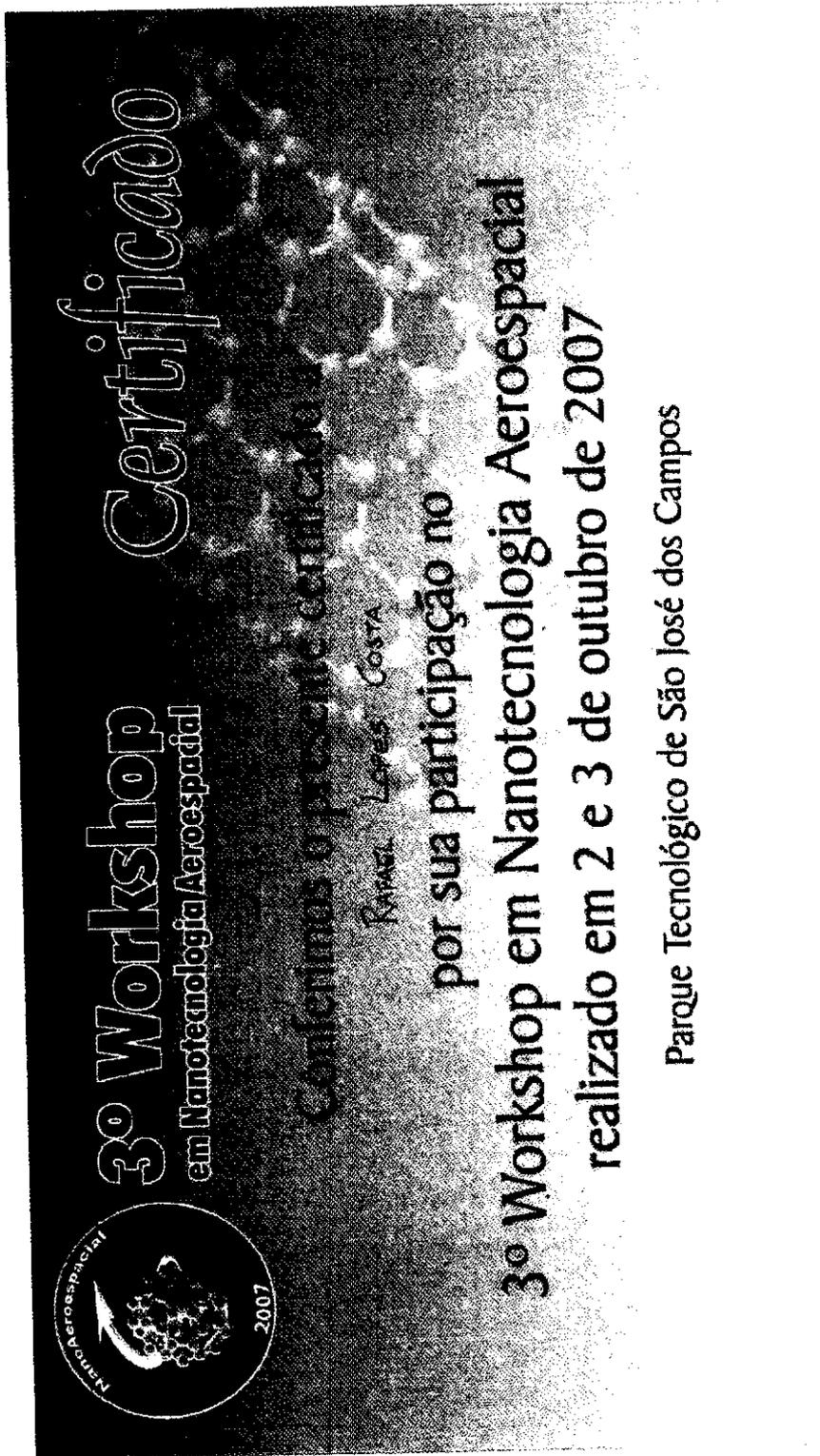


Realização:  Instituto de Estudos Avançados - IEAV/ITA

Organização:  **CECOMPI**
Centro para o Desenvolvimento e Inovação do Caso-Linha Paulista

Patrocínio:  Defesa  IASA
 EMBRAER  ABD

Apoio:  CAPES  INPE  AEB  ABAD  FAPESP  FINEP  CNPQ



Realização:

Patrocínio:

Apoio:

Organização:



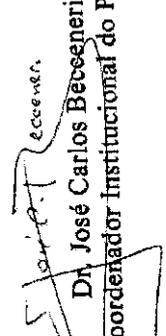
MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



**PROGRAMA INSTITUCIONAL DE BOLSAS DE INICIAÇÃO
CIENTÍFICA - PIBIC/INPE/CNPq**

Conferimos o presente Certificado a **SILVANO LUCAS PROCHNOW** por sua participação com o trabalho intitulado: "**SUBSISTEMAS DE CONTROLE DE ATITUDE PARA MINIATURIZAÇÃO DE SATELITES**", sob a orientação do(a) Prof(a). Otávio Santos Cupertino Durão, no Seminário de Iniciação Científica do INPE- SICINPE, realizado em São José dos Campos-SP, nos dias 11 e 12 de julho de 2007.

São José dos Campos, 12 de julho de 2007.


Dr. José Carlos Beseeneri
Coordenador Institucional do PIBIC



ANEXO A – ESPECIFICAÇÕES DAS BATERIAS



CubeSat Kit™

Linear EPS

Hardware Revision: D

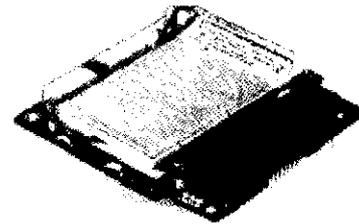
Rechargeable Electrical Power System for CubeSat Kit Bus

Applications

- CubeSat Kit demonstrations
- CubeSat Kit terrestrial testing
- CubeSat Kit balloon missions

Features

- +5V and +3.3V power for CubeSat Kit Bus
- Long runtimes via two user-replaceable 3.7V 1500mAh iPod® Li-Poly rechargeable batteries¹
- For use with all 104-pin CubeSat Kit Bus modules²
- No switching noise – uses automotive-grade LDO linear voltage regulators
- Very low quiescent current drain
- Provides EPS telemetry via I2C interface³
- Recharges in-situ via CubeSat Kit's USB connector
- LED bargraph indicates charging progress and battery status
- Auto-resetting overcurrent trip fuses on +5V and +3.3V outputs
- On-board reset supervisor for maximum reliability
- FM43D Remove-Before-Flight switch provides complete power disconnect via battery ground lift through CubeSat Kit Bus
- FM43D Launch switch provides +5V power disconnect through CubeSat Kit Bus
- Wiring-free module interconnect scheme
- Standard CubeSat Kit PCB footprint
- 2-layer blue-soldermask PCB



ORDERING INFORMATION

Pumpkin P/N 711-00338

Option Code	Configuration
/00 <i>(standard)</i>	normal capacity (2 batteries)
/01	high capacity (4 batteries)

Contact factory for availability of optional configurations.
Option code /00 shown.



CAUTION

Electrostatic
Sensitive
Devices

Handle with
Care



¹ An alternate configuration with 4 iPod® batteries is also available.

² The 104-pin CubeSat Kit Bus was introduced with the Rev C FM43D architecture. The 104-pin CubeSat Kit Bus is generally backwards-compatible with the earlier 96-pin CubeSat Kit Bus. Consult documentation for more information.

³ Future software enhancement.



CubeSat Kit Linear EPS Rev. D

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

Parameter	Symbol	Value	Units
Operating temperature ⁴	T_A	-40 to +85	°C
Maximum battery voltage ⁵	V_{BATT_MAX}	10	V
Maximum battery current ⁶	I_{BATT_MAX}	1.5	A

JUMPER SETTINGS

Name	Function	Default Setting
JP1	Connect Battery A's – terminal to 80 (RBF switch).	connected
JP2	Connect Battery B's + terminal to 84 (RBF switch).	connected
JP3	Connect batteries in series (to override RBF switch functioning as battery disconnect).	disconnected
JP4	Connect Battery A's + terminal to 81 (Launch switch).	connected
JP5	Connect regulator inputs to 85 (Launch switch).	connected
JP6	Connect battery output to regulator inputs (to override Launch switch functioning as load disconnect).	disconnected

WARNING: Exercise care when installing or replacing iPod batteries and setting jumpers JP1-JP6. Large currents may be present.

Please note the following. Refer to schematics for more detail.

- **Battery ground lift / connect:** Jumpers JP1, JP2 and JP3 control how the two iPod® batteries are connected in series. For a connection through the CubeSat Kit's Remove-Before-Flight switch, connect only JP1 and JP2, leaving JP3 disconnected. This is the default configuration and allows the user to disable the batteries via the Remove-Before-Flight Pin. For a direct connection to bypass the Remove-Before-Flight switch⁷, connect JP3 (and optionally disconnect JP1 and JP2).
- **Battery power connect / disconnect:** Jumpers JP4, JP5 and JP6 control how the series batteries are routed to the LDO regulators' inputs. For a connection through the CubeSat Kit's Launch switch, connect only JP4 and JP5, leaving JP6 disconnected. This is the default configuration and allows the user to turn the entire CubeSat Kit module stack on and off via the Launch switch when the batteries are connected via the removal of the Remove-Before-Flight pin. For a direct connection, connect JP6 (and optionally disconnect JP4 and JP5).

WARNING: Under no circumstances should the iPod® batteries used with the Linear EPS be altered in any way. In particular, the overcurrent, overvoltage and undervoltage protection circuits that are supplied with every iPod® battery *must not be removed under any circumstances*, for doing so would present a serious fire hazard. The design of the Linear EPS requires that these protection circuits be in place at all times.

⁴ For on-board electronics. Temperature limits for batteries chosen by user are likely to be much narrower.

⁵ Applied to CubeSat Kit bus V_{BATT} signal.

⁶ Limited by a thermal fuses in iPod® batteries.

⁷ E.g. in order to run the Linear EPS outside of a CubeSat Kit.

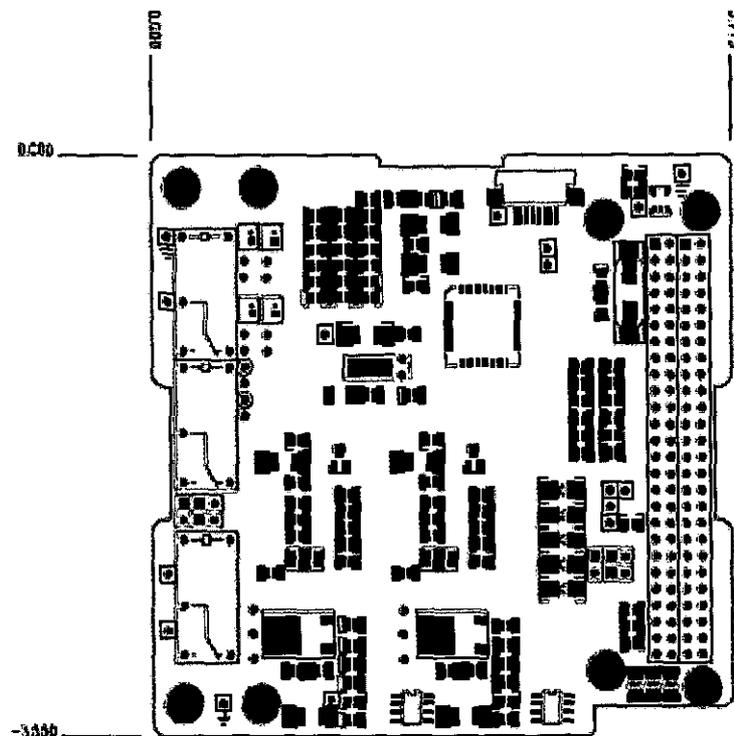


CubeSat Kit Linear EPS Rev. D

PHYSICAL CHARACTERISTICS

Parameter	Conditions / Notes	Symbol	Min	Typ	Max	Units
Mass	With option /00			155		g
	With option /01			210		
Height of components above PCB	With option /00				14	mm
	With option /01				14	
Height of components below PCB ²	With option /00				2	mm
	With option /01				12	
PCB width	Corner hole pattern matches PC/104			86		mm
PCB length				90		mm
PCB thickness				1.8		mm

SIMPLIFIED MECHANICAL LAYOUT³



¹ Does not include length of PC/104 stackthrough header pins (H1 & H2) of 10.4mm.

² Dimensions in inches. Batteries and battery tray not shown.



ANEXO B – ESPECIFICAÇÕES COMPUTADOR DE BORDO



CubeSat Kit™

FM430 Flight Module

Hardware Revision: C

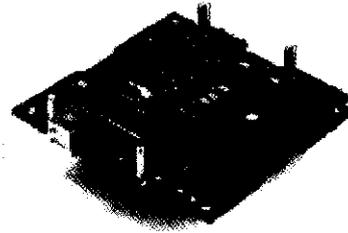
Single Board Computer for Harsh Environments

Applications

- CubeSat nanosatellite C&DH, COM, mass storage and battery / power switching
- General-purpose low-power computing in a PC/104-size form factor

Features

- +5V single supply, 3.3V I/O
- Flight MCU is TI's single-chip 16-bit MSP430 ultra-low-power RISC microcontroller with 50-60KB Flash, 2-10KB RAM, 48 I/O pins, 2 USART, 2 SPI, 1 I2C, 12-bit ADC, 12-bit DAC, 3 DMA, multiple timers, on-board temperature sensor & multiple clock sources
- Stackable 104-pin CubeSat Kit Bus connectors includes complete Flight MCU's I/O space, user-assignable signals and more
- On-board low-dropout regulator and reset supervisor for maximum reliability
- Support for a wide range of transceivers
- SD Card socket for mass storage (32MB – 2GB)
- USB 2.0 device interface for pre-launch communications, battery charging and power
- Extensible to multiprocessor architectures, with Flight MCU NMI pin on bus
- Direct wiring for 10A Remove-Before-Flight and Launch switches
- Comprehensive overcurrent, overvoltage & undervoltage (reset) protection
- Independent latchup (device overcurrent) protection on critical subsystems
- Bus override for critical power and data/control paths
- Power consumption can be monitored externally
- Wiring-free module interconnect scheme
- PC/104-size footprint, with +5V and GND on PC/104 J1/J2 connectors
- 6-layer gold-plated blue-soldermask PCB with dual ground planes for enhanced signal integrity
- Compatible with Pumpkin's Salvo™ RTOS and HCC-Embedded's EDFS-THIN SD Card file FAT file system for ease of programming
- Backwards compatible with CubeSat Kit Rev. A and Rev. B FM430 Flight Modules



ORDERING INFORMATION

Pumpkin P/N 710-08252

Option Code	MSP430 Flight MCU	Flash & RAM	CubeSat Kit Bus Connector ¹
#00 (standard)	F1612	50KB 5KB	non-stackthrough
#01	F1611	50KB 10KB	non-stackthrough
#02	F1609	60KB 2KB	non-stackthrough
#10	F1612	50KB 5KB	stackthrough
#11	F1611	50KB 10KB	stackthrough
#12	F1609	60KB 2KB	stackthrough

Contact factory for availability of optional configurations.
Option code #00 shown.



CAUTION

Electrostatic Sensitive Device
Handle with Care



¹ Stackthrough connectors are used in CubeSat Kit configurations where the FM430 is not in Slot 0.



CubeSat Kit FM430 Flight Module Rev. C

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

Parameter	Symbol	Value	Units
Operating temperature ²	T _a	-40 to +85	°C
Voltage on +5V bus		-0.3 to +6	V
Voltage on -FAULT open-collector output		-0.3 to +6	V
Voltage at external +5V power connector ³		-20 to +20	V
Voltage on any MSP430 I/O pin		-0.3 to +3.6	V
Diode current at any MSP430 terminal		-2 to +2	mA
DC current through any pin of CubeSat Kit Bus Connector	I _{BN MAX}	3	A
DC current through external +5V power connector ⁴	I _{EXT MAX}	4	A
DC current through Remove-Before-Flight or Launch Switches ⁵	I _{SW MAX}	10	A
MSP430 operating frequency	f _{OP MAX}	7.4	MHz

² Does not include any SD card fitted to the FM430. Typical SD card operating temperatures are -20°C to +65°C.

³ Voltages between 0V and +5.5V are passed through to +5V on the CubeSat Kit Bus.

⁴ Limited by a fast-blo 4A fuse.

⁵ Make only. Not rated for repetitive make and break cycles of dc current.



CubeSat Kit FM430 Flight Module Rev. C

PHYSICAL CHARACTERISTICS

Parameter	Conditions / Notes	Symbol	Min	Typ	Max	Units
Mass ⁶	Without MHX standoffs and 10mm CubeSat Kit Bus Connector extender (for use with 15mm standoffs)			74		g
	With MHX standoffs and 10mm CubeSat Kit Bus Connector extender (for use with 25mm standoffs)			90		
Height of components above PCB	Without MHX transceiver or 10mm CubeSat Kit Bus Connector extenders fitted				11.4	mm
	With MHX transceiver and 10mm CubeSat Kit Bus Connector extender fitted				24.5	
Height of components below PCB					3.5	mm
PCB width				96		mm
PCB length	Corner hole pattern matches PC/104			90		mm
PCB thickness				1.6		mm
Mating external power jack dimensions		Outer diameter				5.5
	Internal diameter		2.1			mm
CubeSat Kit Bus Connector terminal pitch	Horizontal or vertical distance to nearest terminal			2.54		mm
Switch terminal hole diameter	For C, NO & NC switch terminals ⁷			2.54		mm

⁶ With Remove-Before-Flight Switch and cover fitted. No SD Card in socket.⁷ Common, Normally Open and Normally Closed.

ANEXO C – ESPECIFICAÇÕES MODEM

MHX910A

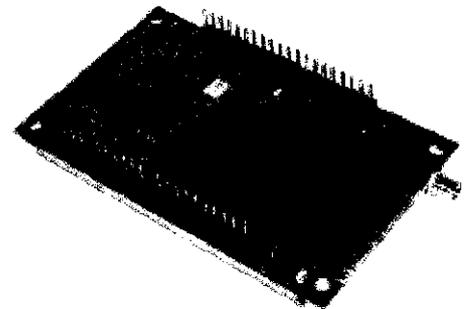


High Volume OEM Industrial Wireless Modem

The MXH910A frequency hopping 900 MHz spread spectrum communications module is the industry's most robust and cost effective means of providing embedded long-range data communications between industrial serial communication devices.

Applications

- SCADA
- Telemetry
- Vehicle Data/Tracking
- Utilities/Metering
- Display Signs
- Traffic Control
- Many More



Microhard Systems Inc.'s proprietary radio technology excels in the most demanding RF and physical environments.

The MXH910A is an upgraded version of the MXH910 with features including lower power consumption and 1200 baud. Designed for high volume integration and unprecedented RF performance the MXH910A is the next evolution of the MXH910.

Features of the MXH910A

- Extremely robust long range frequency-hopping data radio
- Compatible with MXH-910
- Low current consumption
- Industrial temperature specification
- Supports Point-to-Point, Point-to-Multipoint, Repeater, TDMA, Multimaster
- Maximum allowable transmit power (1W)
- Repeater units can also act as a slave with no restriction on the number of repeaters in the system
- Internal 32 bits of CRC and user-selectable FEC
- High Voltage (HV) option for RS232, RS485/RS422



MHX910A		Specifications	
Frequency	902 - 928 MHz	Antenna Connector	MCX
Spreading Method	Frequency Hopping	Environmental	-40°F - +167°F (-40°C - +75°C) 5-95% humidity, noncondensing
Output Power	Up to 1W user configurable	Weight	Approx. 2.6oz. (75 grams)
Sensitivity	-108 dBm	Dimensions	Approx. 3.5" x 2.1" x .7" (88mm x 53.4mm x 17.8mm)
Data Rate	1200 to 115.2kbps	Approvals	FCC Part 15.247 IC RSS210
Range	Up to 80 miles line of sight with gain antenna	Order Options	
Rejection	70dB out of band; 80dB in band; 50dB adjacent channel	-C1D2	Class 1 Div 2 (for use in hazardous environments)
Operating Modes	Point-to-Point, Point-to-multipoint, Repeater, TDMA, Multimaster	-HV	HV Option - High input voltage (12V to 30V) with RS232/485/422 Drivers
Hopping Patterns	64 user selectable		
Diagnostics	Remote control, remote statistics, remote diagnostics		
Error Detection	32 bits of CRC with optional FEC		
Data Interface	Asynchronous RS-232, 5V TTL levels		
RS-232 Signals	Gnd, TxD, RxD, CTS, RTS, DTR, DSR, DCD		
User Interface	AT Command Interface		
Status Signals	RX/Sync, TXMode, RSSI 1, 2, 3		
Operating Voltage	5V to 6.5VDC (9 to 30VDC, see -HV option)		
Current Consumption	550mA max at 1W Tx Power; 110mA typ. in Rx mode		
Contact Information		Copyright ©1998 Microhard Systems Inc. Specifications subject to change without notice.	
<p>Microhard Systems Inc. #17, 2135 - 32nd Avenue N.E. Calgary, AB, Canada T2B 6Z3</p> <p>Email: info@microhardcorp.com Tel: (403) 248-6023 Fax: (403) 248-2762</p>		 microhard SYSTEMS INC. www.microhardcorp.com	

Rev 2.0

CONFIDENTIAL

ANEXO D – ESPECIFICAÇÕES MAGNETÔMETRO

HMR2300

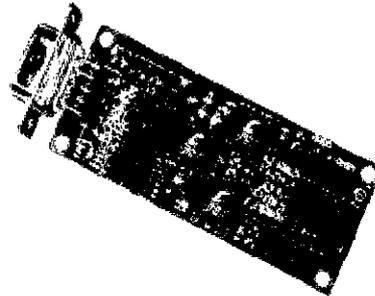
Honeywell

SENSOR PRODUCTS

SMART DIGITAL MAGNETOMETER

Features

- High Accuracy Over ± 1 gauss, $<0.5\%$ Full Scale
- Range of ± 2 gauss, <70 μ gauss Resolution
- Three Axis (X, Y, Z) Digital Outputs
- 10 to 154 Samples Per Second, Selectable
- RS-232 or RS-485 Serial Data Interfaces
- PCB or Aluminum Enclosure Options
- 8-15 volt DC Unregulated Power Supply Interface



General Description

The Honeywell HMR2300 is a three-axis smart digital magnetometer to detect the strength and direction of an incident magnetic field. The three of Honeywell's magneto-resistive sensors are oriented in orthogonal directions to measure the X, Y and Z vector components of a magnetic field. These sensor outputs are converted to 16-bit digital values using an internal delta-sigma A/D converter. An onboard EEPROM stores the magnetometer's configuration for consistent operation. The data output is serial full-duplex RS-232 or half-duplex RS-485 with 9600 or 19,200 data rates.

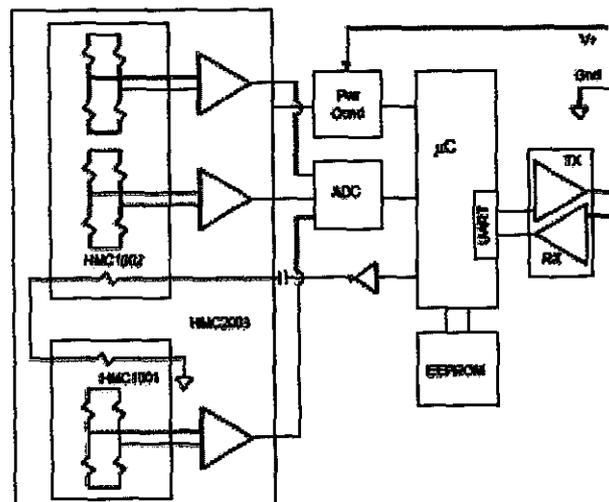


A RS-232 development kit version is available that includes a windows compatible demo program, interface cable, AC adapter, and carrying case.

APPLICATIONS

- Attitude Reference
- Compassing & Navigation
- Traffic and Vehicle Detection
- Anomaly Detection
- Laboratory Instrumentation
- Security Systems

Block Diagram



**HMR2300****Honeywell**

SENSOR PRODUCTS

SPECIFICATIONS

Characteristics	Conditions	Min	Typ	Max	Units
-----------------	------------	-----	-----	-----	-------

Power Supply

Supply Voltage	Pin 9 referenced to Pin 5 (Ground)	6.5		15	Volts
Supply Current	V _{supply} = 15V, with S/R = On		27	35	mA

Temperature

Operating	Ambient	-40		+85	°C
Storage	Ambient, Unbiased	-55		125	°C

Magnetic Field

Range	Full Scale (FS), Total Field Applied	-2		+2	gauss
Resolution	Applied Field to Change Output	67			micro-gauss
Accuracy	RSS of All Errors @+25°C ± 1 gauss ± 2 gauss		0.01 1	0.52 2	%FS %FS
Linearity Error	Best Fit Straight Line @+25°C ± 1 gauss ± 2 gauss		0.1 1	0.5 2	%FS %FS
Hysteresis Error	3 Sweeps Across ± 2 gauss @+25°C		0.01	0.02	%FS
Repeatability Error	3 Sweeps Across ± 2 gauss @+25°C		0.05	0.10	%FS
Gain Error	Applied Field for Zero Reading		0.05	0.10	%FS
Offset Error	Applied Field for Zero Reading		0.01	0.03	%FS
Temperature Effect	Coefficient of Gain		-800 ±114		ppm/°C
Power Supply Effect	From +6 to +15V with 1 gauss Applied Field		150		ppm/V

Mechanical

Weight	PCB Only		28		grams
	PCB and Non-Flanged Enclosure		94		
	PCB and Flanged Enclosure		98		
Vibration	Operating, 5 to 10Hz for 2 Hours 10Hz to 2kHz for 30 Minutes		10		mm
			20		g

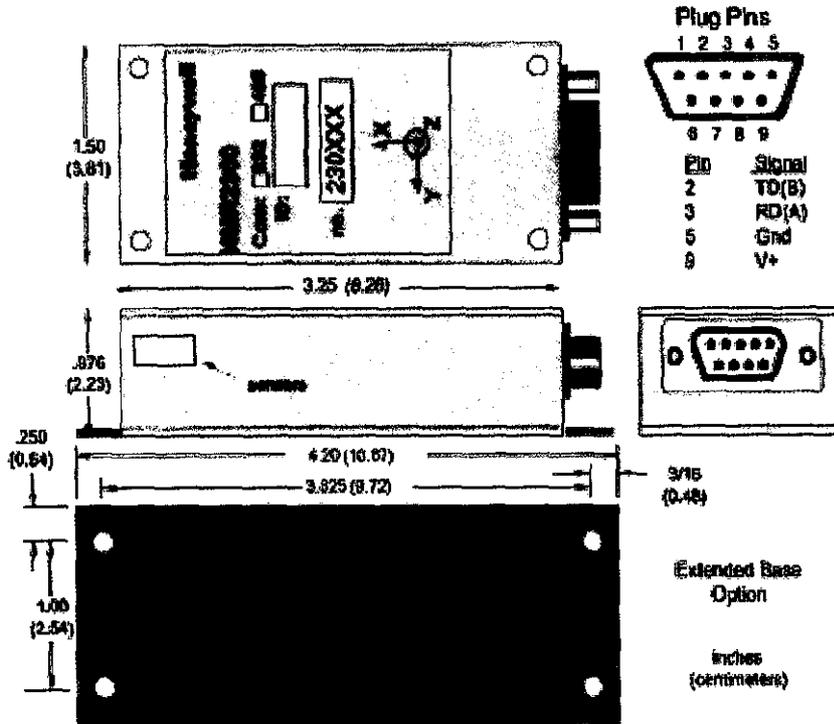


HMR2300

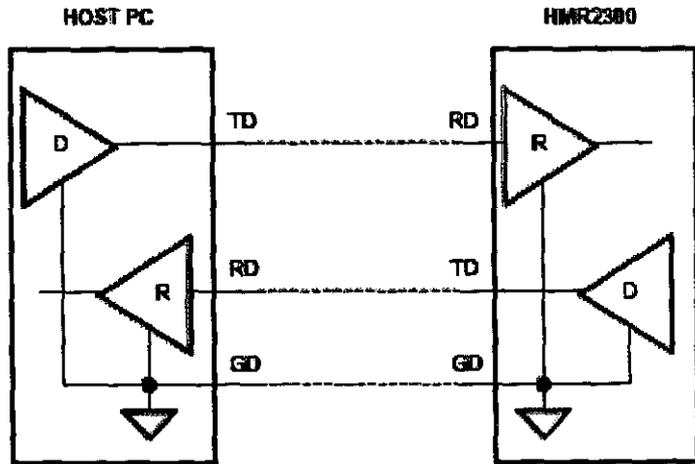


SENSOR PRODUCTS

CASE DIMENSIONS – Figure 5



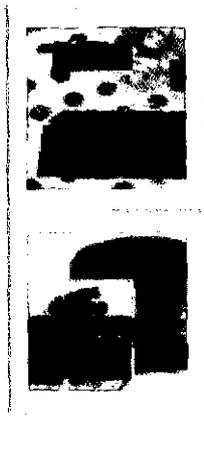
RS-232 UNBALANCED I/O INTERCONNECTS – Figure 6





ANEXO E – ESPECIFICAÇÕES CÉLULAS SOLARES

InGaP/GaAs/Ge Triple-Junction Solar Cells



Solar Cell Characteristics

- True Triple-Junction n on p polarity
- Epitaxial materials grown in EMCORE TurboDisc® MOCVD reactors with proven excellent uniformity and repeatability
- Cells can be welded or soldered
- Size: $78.10 \pm 0.05 \times 37.16 \pm 0.05 \text{ mm}^2$ with two cropped triangular corners of $8.5 \times 8.5 \text{ mm}^2$, or any custom sizes
- Area: 27.5 cm^2 standard or up to 30 cm^2
- Thickness: $155 \mu\text{m}$ (6 mil), uniform thickness
- Mass: 2.4 g (including one by-pass diode), 86 mg/cm^2

Features and Benefits

- Triple-junction 28.0% BCL efficiency
- Highest radiation resistance: $P/P_0 = 0.91$ @ 1-MeV, $5E14 \text{ e/cm}^2$
- Advanced product roadmap for higher efficiencies
- Mechanical strength enhanced 3X for reduced attrition in CIC and laydown
- Smooth rear surface for ease of laydown with reduced adhesive
- ISO 9001 certified

Basic Triple-Junction Structure

InGaP Junction
GaAs Junction
Ge Junction
Ge Substrate



Typical Performance Data

- BCL Efficiency at 28° C: 28.0%
- Remaining Power after $1E15 \text{ e/cm}^2$: 0.87
- Remaining Power after $5E14 \text{ e/cm}^2$: 0.91
- Temperature Coefficient: 0.060 abs. %/°C
- EOL Efficiency at $5E14 \text{ e/cm}^2$: 23.7%

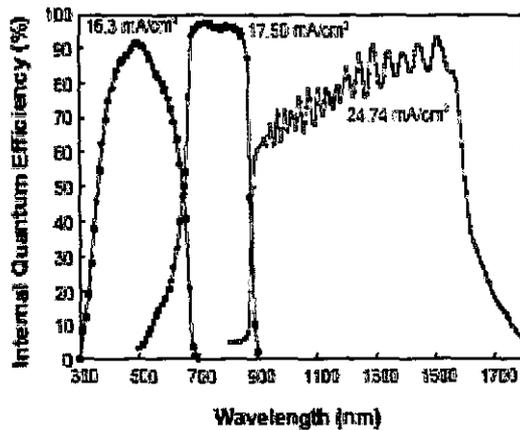




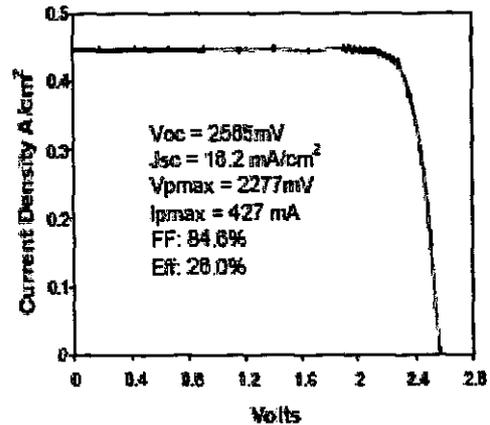
InGaP/GaAs/Ge Triple-Junction Solar Cells

Space Qualification Results

Test	Description	Results
Humidity	+45°C, 95% RH, 30 days	<0.16%
Thermal	2000 Cycles, -180 to +95°C	<0.2% Degradation
Radiation	1 MeV: 1E15 e/cm ² Electrons: 5E14 e/cm ²	$P_{mp}/P_{mp0} = 0.87$ $P_{mp}/P_{mp0} = 0.91$
Absorbance	CMG MgF ₂ coated	0.90



Beginning-of-Life current generation in the multi-junction stack designed for best End-of-Life performance



Flight cell Beginning-of-Life efficiency for any shipment to range from 24.5% to 28%



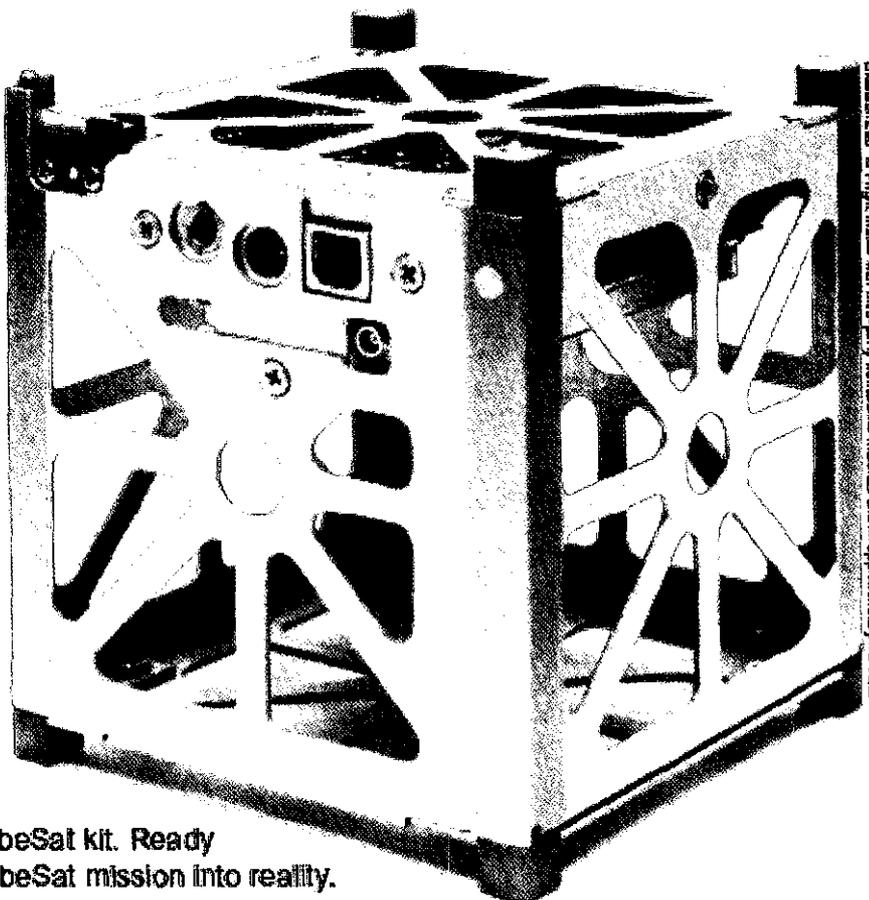
EMCORE Photovoltaics
10420 Research Rd. SE
Albuquerque, New Mexico 87123 USA
Tel: (505)332-5000
Fax: (505)332-5038

EMCORE Corporation
145 Belmont Drive
Somerset, NJ 08873 USA
Tel: (732)271-9690
Fax: (732)271-9696
Web: www.emcore.com
E-mail: info@emcore.com



ANEXO F - CUBESATFLYER

**CUBE
SAT
KIT**
www.cubesatkit.com

**Profile**

- The first off-the-shelf professionally engineered CubeSat kit. Ready to turn your CubeSat mission into reality.

Benefits

- 300g total mass¹ maximizes available user payload.
- Provides hardware solutions for structure, C&DH, COM, mass storage, RBF and development / debug systems in a single commercial off-the-shelf (COTS) package.
- FM430 Flight Module and its powerful 16-bit RISC microcontroller can operate continuously while in orbit due to ultra-low power requirements.
- Wiring-free interconnect scheme accepts user modules and/or PC/104 modules as payload on standardized stacking connectors, thereby increasing reliability.
- Compatibility with any conforming transceiver eases COM integration.
- Included Salvo™ Pro multitasking RTOS and Flight Module libraries speed software design and reduce system complexity – ideal for software design teams.
- +5Vdc primary supply for all on-board electronics simplifies power supply design.
- Available in multiple configurations (standard and custom) tailored to your mission.

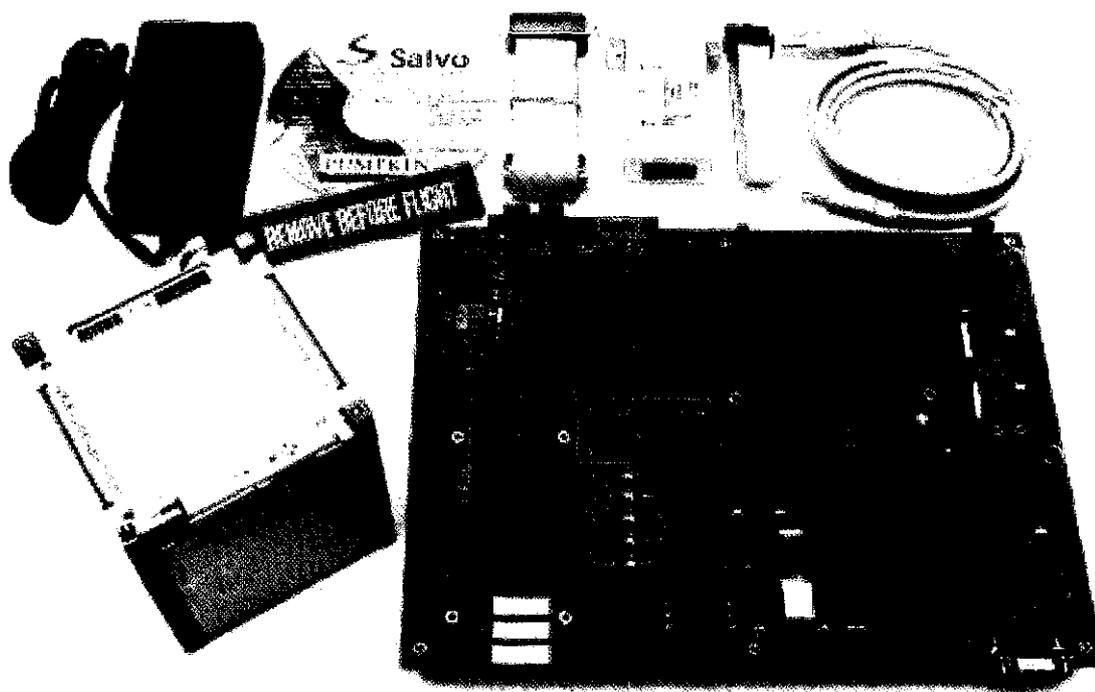
You

- Add power, antenna, AD&C, payload and software to complete your CubeSat.
- Transition seamlessly from development / debug / test environment to your launchable CubeSat with included Development Board and Flight Model.
- Meet your launch date on time and under budget.



Features

- Rigid and lightweight aluminum construction with only three major assemblies and all-stainless fasteners.
- Structure is fully alodined for electrical conductivity. Wear surfaces are hard-anodized.
- Available in standard 1U (10x10x10cm), ½U, 1½U, 2U, 3U and custom configurations.
- All flight components rated for -40 to +85 °C.
- Flight MCU is TI's 3.3V ultra-low-power MSP430F14x/16x/181x RISC microcontroller. 2-8mW typical, 10µW in standby / sleep. 2-10KB RAM, 60-48KB ROM, 48 I/O pins, 2 USARTs, 2 SPI, PC, 12-channel 12-bit ADC, 2-channel 12-bit DAC, 3-channel DMA, multiple timers, 32.768kHz / 7.3728MHz / DCO clock sources, single-cycle 16x16-bit multiply, JTAG interface and 4 low-power modes.
- 104-pin stackable CubeSat Kit Bus connects user modules without wires. Supports multiple stacking heights.
- Accepts up to 5 PC/104-sized user modules. COTS +5V PC/104 modules supported on separate bus.
- Configurable Remove-Before-Flight (RBF) and Launch switches rated at 10A each.²
- Kit can accommodate any +5V/+3.3V transceiver via adapters or as a user-designed module. Drop-in compatibility with Microhard Systems MHX series OEM transceivers.³
- Bus-powered USB interface for on-the-launcher monitoring, firmware upgrades, etc. On-board electronics can be powered directly from USB interface.⁴
- Requires only a single +5Vdc power supply -- also has external +5Vdc bus power connector.
- Development Board is electrically identical to FM430 Flight Module, with additional features for debugging.
- Kit contents⁵ are shown below. Requires only a Salvo-certified MSP430 compiler / toolset⁶ and a PC to begin development. Transceivers / modems / antennae / batteries / solar panels are not included.



Contact

**CUBE
SAT
KIT**

750 Naples Street
San Francisco, CA 94112 USA
tel: 415-584-8360
fax: 415-585-7948
web: www.cubesatkit.com
email: cubesatkit@pumpkininc.com

1. Figure 16 for complete state-of-the-art chest, FM430 Flight Module, Microhard MHX-2400 transceiver and fastening hardware.
2. Each switch has NC and NO contacts available.
3. +5Vdc is available to power transceiver. User radio's matching the MHX socket physically and electrical form factors can plug directly into the FM430 Flight Module. See <http://www.microhardcorp.com> for more information on the MHX series of spread-spectrum transceivers. User radios can also be implemented as PC/104-like modules that connect directly to the CubeSat Kit Bus.
4. 500mA max over USB. Multi-platform USB drivers included with kit.
5. CubeSat Kit shown with so-called chest; Flight Module with transceiver installed. The appearance and specifications of some components shown may differ from current production.
6. Priced for every budget -- see <http://www.pumpkininc.com> for a list of certified MSP430 tools.

Specifications subject to change without notice. Made in USA.

© 2003-2006 Pumpkin, Inc. All rights reserved. Pumpkin and the Pumpkin logo, Salvo and the Salvo logo, and the CubeSat Kit name and logo are trademarks of Pumpkin, Inc. All other trademarks are the property of their respective owners.

787-08273-E 04/2006