



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

SUBSISTEMAS DE CONTROLE DE ATITUDE PARA MINIATURIZAÇÃO DE SATÉLITES

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

Silvano Lucas Prochnow (UFSM, Bolsista PIBIC/INPE - CNPq/MCT)
E-mail: silvano@lacesm.ufsm.br

Dr. Otavio Santos Cupertino Durão (Orientador - CPA/INPE – MCT)
E-mail: durao@dem.inpe.br

Dr. Nelson Jorge Schuch (Co-Orientador - CRS/CIE/INPE – MCT)
E-mail: njschuch@lacesm.ufsm.br

Santa Maria, Julho de 2007.



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

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-Orientador:

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

Colaborador:

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

Processo CNPq Nº 105401/2005-6.

Colaboradores – Acadêmicos:

Jean Carlos Daroit - Curso de Engenharia Mecânica da UFSM vinculado ao LACESM/CT - UFSM.

Rodrigo Gerlach Silva - Curso de Engenharia Mecânica da UFSM vinculado ao LACESM/CT - UFSM.

Viviane Cassol Marques – Curso de Engenharia Mecânica da UFSM vinculada ao LACESM/CT - UFSM.

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
-



Agência Financiadora:

Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – CNPq/MCT junto
ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT.

	Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil	
Linha de Pesquisa Antenas e Mecatrônica		
Linha de pesquisa		
Antenas e Mecatrônica		
Nome do grupo: Astrofísica - Radioastronomia		
Palavras-chave: Antenas e Mecatrônica; Mecânica Fina; Sistemas de Automação; Sistemas de Controle; Sistemas de Robótica, Artefatos Espaciais; Sistemas de Servomecanismos;		
Pesquisadores: Ademar Michels Jean Pierre Raulin José Williams dos Santos Vilas Boas Natanael Rodrigues Gomes Nelson Jorge Schuch Norberto Ulisses de Vasconcelos Oliveira Otávio Santos Cupertino Durao		
Estudantes: Cleomar Pereira da Silva Jean Carlos Daroit Lucas Lopes Costa Rafael Lopes Costa Rodrigo Gerlach Silva Silvano Lucas Prochnow		
Árvore do conhecimento: Engenharias; Engenharia Mecânica; Projetos de Máquinas; Controle de Sistemas Mecânicos; Engenharias; Engenharia Elétrica; Medidas Elétricas, Magnéticas e Eletrônicas; Instrumentação; Instrumentação Eletromecânica; Engenharias; Engenharia Mecânica; Antenas, Interferometria;		
Setores de aplicação: Aeronáutica e espaço		
Objetivo: Coordena pesquisas de Engenharia Mecânica, Mecânica Fina e Mecatrônica desenvolvendo tecnologias, antenas e equipamentos para sistemas integrados de radiointerferometria e Sistema LOFAR para instalação no Observatório Espacial do Sul. Atuação em sistemas: de antenas receptoras e/ou transmissoras, de automação, de controle, de servomecanismos complexos, de robótica, confecção de peças e de equipamentos radioastronômicos. Vice-Líder: Ademar Michels.		

	Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil		
Grupo de Pesquisa Clima Espacial, Magnetosferas: Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br			
Identificação	Recursos Humanos	Linhas de Pesquisa	Indicadores do Grupo
Identificação			
Dados básicos			
Nome do grupo: Clima Espacial, Magnetosferas: Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br			
Status do grupo: certificado pela instituição			
Ano de formação: 1996			
Data da última atualização: 18/06/2007 11:07			
Líder(es) do grupo: Nelson Jorge Schuch - nelson.schuch@pq.cnpq.br Ademar Michels - michels@ct.ufsm.br			
Área predominante: Ciências Exatas e da Terra; Geociências			
Instituição: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE			
órgão: Coordenação de Gestão Científica - CIE		Unidade: Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS	
Endereço			
Logradouro: Caixa Postal 5021			
Bairro: Camobi		CEP: 97110970	
Cidade: Santa Maria		UF: RS	
Telefone: 33012025		Fax: 33012030	
E-mail: njschuch@lacesm.ufsm.br		Home page: http://	
Repercussões dos trabalhos do grupo			
O Grupo de Pesquisa - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS: INTERAÇÃO TERRA-SOL do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/CIE/INPE-MCT, em Santa Maria, e Observatório Espacial do Sul - OES/CRS/CIE/INPE - MCT, Lat. 29°26'24"S, Long. 53°48'38"W, Alt. 488m, em São Martinho da Serra, RS, criado por Nelson Jorge Schuch em 1996, colabora com pesquisadores da: UFSM (CT-LACESM), INPE (CEA, ETE, CPA), CRAAM-Universidade P. Mackenzie, IAG/USP, OVI/ON, DPDI/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 (Aikhtanyan Physics Institute) e Kuwait (Kuwait University). Linhas de Pesquisas: MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO, AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA, NANOSATC-BR. Áreas de interesse: Heliosfera, Física Solar, Meio Interplanetário, Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo, Aeronomia, Ionosferas, Aeroluminescência, Raios Cósmicos, Muons, Pequenos Satélites Científicos. Objetivos: Pesquisar o acoplamento energético na Heliosfera, os mecanismos de geração de energia no Sol, o Vento Solar, sua propagação no Meio Interplanetário, acoplamento com as magnetosferas planetárias, no Geoespaço com a Ionosfera e a Atmosfera Superior, previsão de ocorrência de tempestades magnéticas e das intensas correntes induzidas na superfície da Terra. Pesquisas teóricas e observacionais utilizando-se de larga base de dados de sondas no Espaço Interplanetário e dentro de magnetosferas planetárias, bem como de modelos computacionais físicos e estatísticos. Vice-Líderes: Alisson Dal Lago, Nalin Babulau Trivedi, Marcelo Barcellos da Rosa, Ademar Michels.			



Relatório Final de Atividades

Recursos humanos		
Pesquisadores		Total: 26
Ademar Michels - (lider)	Jean Carlo Santos	
Alan Prestes	Jean Pierre Raulin	
Alicia Luisa Clúa de Gonzalez	Joao Paulo Minussi	
Alisson Dal Lago	Manoelathavil Ali Abdu	
Barclay Robert Clemeshia	Marcelo Barcellos da Rosa	
Clezio Marcos De Nardin	Nalin Babulal Trivedi	
Cristiano Max Wrasse	Natanael Rodrigues Gomes	
Delano Gobbi	Nelson Jorge Schuch - (lider)	
Eurico Rodrigues de Paula	Osmar Pinto Junior	
Ezequiel Echer	Otavio Santos Cupertino Durão	
Fábio Augusto Vargas dos Santos	Polinava Muralikrishna	
Fernando Luis Guarnieri	Severino Luiz Guimaraes Dutra	
Hisao Takahashi	Walter Demetrio Gonzalez Alarcon	
Estudantes		Total: 25
Carlos Roberto Braga	Marcelo dos Santos Zastawny	
Cassio Espindola Antunes	Marcos Vinicius Dias Silveira	
Cézar Augusto Daroit	Mateus Sabadi Schuh	
Cleomar Pereira da Silva	Micael da Silva Bacellar	
Cristiano Sarzi Machado	Nikolas Kemmerich	
Eduardo Ceretta Dalla Favera	Pablo Fernando Carlesso	
Fagner Chagas Rother	Rafael Lopes Costa	
Jean Carlos Daroit	Rodrigo Gerlach Silva	
Jose Fernando Thuorst	Samuel Martins da Silva	
Josemar de Siqueira	Sandro Fettermann Bertagnolli	
Juliano Moro	Silvano Lucas Prochnow	
Lilian Piecha Moor	Tiago Jaskulski	
Lucas Lopes Costa		
Técnicos		Total: 4
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		
Linhas de pesquisa		Total: 4
<ul style="list-style-type: none">• AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA• MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO• MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL• NANOSATC-BR		
Empresas associadas ao grupo		Total: 0
Indicadores de recursos humanos do grupo		
	Integrantes do grupo	Total
Pesquisador(es)		26
Estudante(s)		25
Técnico(s)		4
<i>Nomes grafados em vermelho: integrantes sem Currículo Lattes ou com inconsistências nos dados de identificação entre os formulários de Currículo e de Grupo de Pesquisa.</i>		



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 Cúsa de Gonzalez Alarcon](#)
[Alisson Del Lago](#)
[Cassio Marcos De Nardin](#)
[Ezequiel Echer](#)
[Fernando Luis Guarnieri](#)
[Jean Pierre Raulin](#)
[Nalin Babulal Trivedi](#)
[Natanael Rodrigues Gomes](#)
[Nelson Jorge Schuch](#)
[Otavio Santos Cupertino Durao](#)
[Severino Luiz Guimaraes Dutra](#)
[Walter Demetrio Gonzalez-Alarcon](#)

Estudantes:

[Carlos Roberto Braga](#)
[Cassio Espindola Antunes](#)
[Cleomar Pereira da Silva](#)
[Jean Carlos Daroit](#)
[Josemar de Siqueira](#)
[Lucas Lopes Costa](#)
[Marcelo dos Santos Zastawny](#)
[Marcos Vinicius Dias Silveira](#)
[Micael da Silva Bacellar](#)
[Nikolas Kemmerich](#)
[Rafael Lopes Costa](#)
[Rodrigo Gerlach Silva](#)
[Samuel Martins da Silva](#)
[Sandro Fattermann Bertagnoli](#)
[Silvano Lucas Prochnow](#)
[Tiago Jaskulski](#)

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;

Sectores de aplicação:

Aeronáutica e espaço

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: potência, propulsão, telemetria, controle: atitude, térmico, Vice-Líder: Ademar Michels



“Não diga tudo o que sabes
Não faças tudo o que podes
Não acredite em tudo que ouves
Não gaste tudo o que tens

Porque:

Quem diz tudo o que sabe,
Quem faz tudo o que pode,
Quem acredita em tudo o que ouve,
Quem gasta tudo o que tem;

Muitas vezes diz o que não convém,
Faz o que não deve,
Julga o que não vê,
Gasta o que não pode.”

Provérbio Árabe



SUMÁRIO

DADOS DE IDENTIFICAÇÃO	2
RESUMO	12
CAPÍTULO 1.....	13
1.1 INTRODUÇÃO	13
1.2 OBJETIVO DO PROJETO.....	13
CAPÍTULO 2.....	15
DEFINIÇÕES	15
2.1 CUBESATS	15
2.2 NANOTECNOLOGIA.....	16
CAPÍTULO 3.....	19
CONTROLE DE ATITUDE	19
3.1 DEFINIÇÃO:	19
3.2 ESTABILIZAÇÃO GRAVITACIONAL:	20
3.3 ESTABILIZAÇÃO AERODINÂMICA:	22
3.4 ESTABILIZAÇÃO POR PRESSÃO SOLAR:.....	23
3.5 ESTABILIZAÇÃO MAGNÉTICA:	24
3.6 ESTABILIZAÇÃO POR ROTAÇÃO 10:	25
CAPÍTULO 4.....	28
MISSÕES INTERNACIONAIS DE PEQUENOS SATÉLITES.....	28
4.1 PROGRAMA SSETI:	28
4.1.1 Sseti Express:	29
4.2 SATÉLITE ESPECTROSCÓPIO SOLAR:.....	31
4.2.1 Subsistema de Controle de Atitude:.....	32
4.3 NANOSAT-1:	38
4.3.1 Sistema de Controle de Atitude:.....	39
4.3.2 Características dos Sensores Solares:.....	42
4.3.3 Características do Magnetômetro:.....	44
4.3.4 Características do Magnetotorquer:	45
4.3.5 Especificação de Projeto para o Controle de Atitude:.....	46
4.3.5 Software de Controle de Atitude:.....	48
4.3.6 O excitador do Sensor Solar:.....	48
4.3.7 Excitador do Magnetômetro:.....	49
4.3.8 Controle e comando de software:.....	49
4.3.9 Simulação dos Resultados:.....	50
4.4 MICROSATÉLITE DA PARCERIA INPE/MCT – UFSM COM O <i>SPACE RESEARCH INSTITUTE - RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES</i> , A SER DESENVOLVIDO NO CRSPE/INPE – MCT	52
CAPÍTULO 5.....	54
CONCLUSÃO	54



AGRADECIMENTOS.....	56
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	57
ATIVIDADES COMPLEMENTARES - PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO EM CONGRESSOS E EM SEMINÁRIOS.....	59

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Ilustração de um Cubesat à direita.....	16
Figura 2: Estrutura de um Cubesat, com suas diversas divisões.....	16
Figura 3: Vista Explodida de um Cubesat.....	18
Figura 4: Satélite EOLE.....	21
Figura 5: Satélite Geos -1.....	21
Figura 6: Satélite Cosmos 149.....	22
Figura 7: Diagrama de reflexão dos fótons provenientes do Sol.....	23
Figura 8: Esquematização da força criada pelos fótons.....	23
Figura 9: Satélite EXOS.....	24
Figura 10: Satélite Magion.....	25
Figura 11: Satélite AZUR.....	25
Figura 12: Satélite TACSAT (Estabilização por dupla rotação).....	26
Figura 13: Satélite ISEE-1.....	27
Figura 14: Trajetória do satélite ao longo das linhas de campo magnético terrestre.....	30
Figura 15: Estrutura e Configuração Cúbica.....	32
Figura 16: Primeira Simulação.....	35
Figura 17: Segunda Simulação.....	36
Figura 18: Perturbações nas velocidades angulares.....	37
Figura 19: Ilustração do Nanosat em vista lateral.....	39
Figura 20: Vista tridimensional do satélite.....	39
Figura 21: Vista Lateral.....	40
Figura 22: Vista Superior.....	40
Figura 23: Aspecto geral e configuração do nanosensor solar.....	43
Figura 24 Localização das células solares.....	44
Figura 25: Sensores do magnetômetro.....	45
Figura 26: Simulação da Atitude (graus x tempo).....	51
Figura 27: Simulação da velocidade angular (graus/segundo).....	51
Figura 28: Simulação das velocidades angulares estimadas a bordo.....	52



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 2006 à Julho de 2007**, no Projeto **“SUBSISTEMAS DE CONTROLE DE ATITUDE PARA MINIATURIZAÇÃO DE SATÉLITES”**, 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.

CAPÍTULO 1

1.1 INTRODUÇÃO

Este Relatório é composto por atividades de pesquisa relacionadas à Miniaturização de Satélites, especialmente aos *Subsistemas de Controle de Atitude*, com identificação de conceitos e componentes utilizados em micro-satélites universitários internacionais, e também possíveis conceitos de nanotecnologia aplicados em satélites, que podem ser aplicados em satélites nacionais em nosso atual estágio de desenvolvimento tecnológico.

O desenvolvimento do trabalho foi realizado com extensa revisão bibliográfica referente a miniaturização de satélites, dando ênfase aos subsistemas de controle de atitude, investigando seus respectivos componentes, como sensores e atuadores . Para tal estudo foi realizado um levantamento de informações sobre a famosa classe dos CubeSats - os quais são cubos com 10 cm de aresta e massa em torno de 1 Kg - e alguns satélites universitários internacionais, como o Sseti Express desenvolvido pela ESA (*European Space Agency*)

Também foram investigados conceitos de nanotecnologia que possam ser aplicados à Área Espacial no Brasil, de maneira realista e pragmática.

1.2 OBJETIVO DO PROJETO

O Projeto está sendo desenvolvido no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas – LAMEC do CRS/CIE/INPE - MCT no âmbito da Parceria entre o INPE/MCT - UFSM.

O objetivo específico deste Projeto de Pesquisa é examinar, para a atual tecnologia existente no Brasil, a capacidade de miniaturização de subsistemas de controle de atitude de satélites, principalmente em três eixos, que permita o desenvolvimento de satélites de menores dimensões do que os menores satélites desenvolvidos no país como os SCD's, SACI e FBM.

A Metodologia utilizada para atingir tais 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.

Nessa análise foram investigados seus subsistemas de controle de atitude e seus respectivos componentes, tais como sensores e atuadores. A capacidade de precisão desses subsistemas em pequenos satélites com subsistemas de maior porte, bem como as dificuldades nos processos de fabricação também foi investigada. Para obter a bibliografia necessária para levantar todas as informações sobre conceitos e componentes utilizados em satélites miniaturizados dentro do cronograma da pesquisa, foram utilizadas principalmente as ferramentas de “search engines” da internet, usando como palavras-chave *subsistemas de controle de atitude, miniaturização, cubesats*.

O termo nano - que significa “anão” em grego - é o prefixo usado em notação científica para expressar um bilionésimo (10^{-9}) de unidade de medida; é para esta escala que estão convergindo atualmente os processos de miniaturização. No caso da aplicação de nanotecnologia em nanosatélites, ela é utilizada em parte, uma vez que não é necessário que todos os componentes dos nanosatélites sejam confeccionados utilizando nanoestruturas, ou seja, o termo nano é usado mais pelo fato de serem satélites anões.

CAPÍTULO 2

DEFINIÇÕES

2.1 CUBESATS

A evolução das engenharias aeroespacial e eletrônica tem permitido potenciar e explorar tecnologias alternativas, que permitam entre outras, reduzir substancialmente o tamanho e aumentar a eficiência dos satélites. Estas condições permitem reduzir o tamanho dos satélites de tal forma que são hoje classificados da seguinte forma:

Satélites Grandes: possuem mais do que 1000Kg

Satélites Médios: entre 500Kg e 1000Kg

Satélites Pequenos: menos de 500Kg, estes por sua vez tem uma subdivisão:

Minisatélites: entre 100Kg e 200Kg

Microsatélites: entre 10Kg e 100Kg

Nanosatélites: entre 1Kg e 10Kg

Cubesats: entre 100g e 1Kg

Um CubeSat é um tipo de satélite científico com formato cúbico, possuindo 10 cm de aresta (volume de exatamente um litro) e pesando não mais do que um quilograma. Os Cubesats podem ser considerados como o início e a popularização dos nanosatélites. Seu pequeno formato contribui para um baixo custo no desenvolvimento do projeto e ainda um curto período de execução do mesmo. Um fator importante, é que são ótimas ferramentas educadoras, pois com o desenvolvimento desses satélites universitários, conforme será descrito ao longo deste relatório, os estudantes podem colocar em prática seus conhecimentos adquiridos em sala de aula no projeto.

Atualmente, um grande número de universidades e outras organizações estão desenvolvendo internacionalmente CubeSats, envolvendo alunos de iniciação científica, professores e pesquisadores. Com seu tamanho relativamente pequeno, os CubeSats podem ser desenvolvidos e lançados, dependendo da missão, com valores aproximados de U\$\$ 40.000,00. Este é um custo muito baixo, se comparado com a maioria das missões de satélites maiores. Dessa forma, tornou-se uma opção muito viável para escolas e universidades

realizarem projetos educacionais envolvendo CubeSats, onde cada pequeno satélite carrega um ou dois instrumentos científicos como carga útil preliminar da missão, mesmo que possuam ainda um sistema limitado de propulsão, controle de atitude, controle térmico e outros.



Figura 1: Ilustração de um Cubesat à direita
Fonte: <http://www.pro-physik.de/Phy/leadArticle.do>

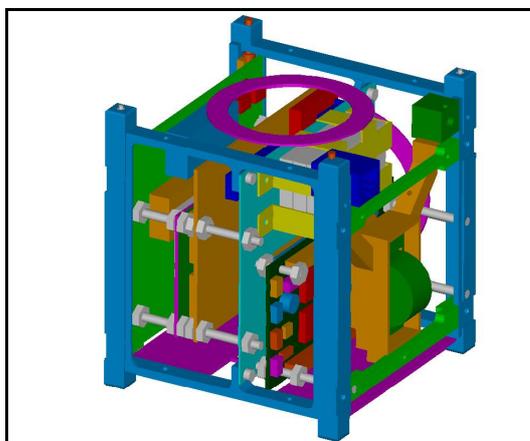


Figura 2: Estrutura de um Cubesat, com suas diversas divisões
Fonte: <http://lmts.epfl.ch/webdav/site/lmts/shared/images/smalles>

2.2 NANOTECNOLOGIA

Nano é o prefixo usado na notação científica para expressar um bilionésimo de metro (10^{-9}). Um nanômetro, por exemplo (nm), equivale a 10^{-9} m, ou seja, um bilionésimo de metro. É justamente para esta escala que estão convergindo atualmente os processos de

miniaturização, conferindo crescente funcionalidade, desempenho e funcionalidade, desempenho e portabilidade de novas tecnologias.

Com o crescimento da nanotecnologia, os nanosistemas e os dispositivos passarão a ser montados a partir de átomos e moléculas. A redução da escala de dimensão acaba refletindo diretamente no comportamento dos materiais, permitindo a alteração de suas propriedades e a criação de novos materiais. Portanto, no mundo nanométrico, fica mais desafiador trabalhar com as questões de dimensão, espaço e tempo, energia e matéria.

Sabemos que as nanopartículas podem ser trabalhadas quimicamente, através da modificação de suas superfícies com moléculas específicas ou polímeros. As nanopartículas ainda podem ser introduzidas em sólidos e líquidos, proporcionando a eles novas características físicas e químicas, ou seja, ampliam enormemente suas aplicações. Por exemplo, os nanotubos de carbono (NTCs) são estruturas tubulares de alguns nanômetros de diâmetros, os quais podem se comportar como condutores balísticos ou semicondutores, dependendo apenas de sua forma estrutural. Outro aspecto relevante dos NTCs é sua alta resistência e maleabilidade.

Em âmbito espacial, a pesquisa em nanotecnologia é estratégica, pois abre possibilidades para o domínio de tecnologia de ponta utilizada em satélites e foguetes. A aplicação de nanocompósitos em áreas sensíveis de suas fuselagens aumenta sua resistência às altas temperaturas e pressão mecânica no procedimento de reentrada na atmosfera. Nesse processo os nanotubos de carbono são adicionados a polímeros, usualmente aplicados nas estruturas de veículos de lançamento de foguetes, tornando assim suas propriedades superiores às das matrizes poliméricas puras.

A miniaturização de sensores de atitude é um desejo de todas as classes de satélites fabricados, sendo favorável principalmente para pequenos satélites, onde o objetivo é a disponibilidade de baixo peso, redução do volume, redução de potência consumida, redução do custo de projeto e fabricação dos sensores.

Outro objetivo que pode ser alcançado através da nanotecnologia é a versatilidade nas operações, onde os sensores de atitudes pequenos ou miniaturizados exigem o desenvolvimento avançado para executar suas operações.

Sabe-se que os subsistemas de controle de atitude, junto aos seus sensores e atuadores são sistemas muito complexos, havendo grande dificuldade para sua miniaturização, mas a tendência através das micro e nanotecnologias, é de ocorra uma maior facilidade nos seus

processos de miniaturização, possibilitando a construção de satélites menores, mais leves e com baixo custo.

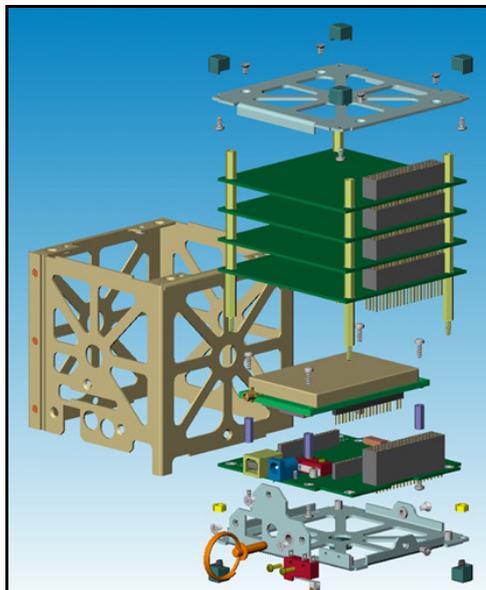


Figura 3: Vista Explodida de um Cubesat
Fonte: <http://ssp.arizona.edu/overview/index.shtml>

CAPÍTULO 3

CONTROLE DE ATITUDE

Para fins de familiarização com conceitos relacionados aos subsistemas de controle de atitude que permitam a miniaturização de satélites, apresentamos alguns conceitos importantes relacionados com o assunto relacionados a seguir.

3.1 DEFINIÇÃO:

Geralmente, um veículo no espaço é instável e está constantemente submetido a torques. Embora as forças associadas a esses torques não sejam normalmente suficientemente grandes para afetar a órbita de um veículo no espaço, podem afetar significativamente a atitude do veículo. Além do problema da estabilização, há um problema independente do sentido, geralmente um problema do controle ativo, em que o veículo ou uma parte do equipamento do veículo devem apontar para um sentido específico. Considera-se, para um exemplo, um satélite da exploração da terra com câmaras e sensores infravermelhos que devem sempre apontar à superfície da terra. Também nas missões para investigar o sol ou outros corpos celestes e missões de navegação, as antenas devem manter ou adquirir os sentidos exigidos.

Segundo a AMSAT (Radio Amateur Satellite Corporation), existem dois tipos de estabilização, a estabilização ativa e a estabilização passiva. A estabilização ativa permite um menor erro, é usada em satélites onde é necessário um grau de precisão muito elevado. A estabilização é levada a cabo por meio de motores, giroscópios e jatos, mas as vantagens da utilização ficam unicamente pelo aumento de precisão, porque as oscilações inerentes ao uso destes meios de estabilização diminuem o tempo de vida do satélite bem como aumenta consideravelmente o custo final do satélite, já em si elevado. A estabilização passiva usa princípios físicos para efetuar a estabilização. O uso da estabilização aerodinâmica, estabilização por rotação, estabilização gravitacional e estabilização magnética permitiu diminuir a complexidade de sistemas do satélite bem como o seu custo, o uso destes métodos de estabilização permite um grau de precisão que varia de 1° a 4°.

Os desafios a curto prazo para a indústria aeroespacial passam pela redução substancial do custo dos satélites. Este objetivo passa pela redução do custo de lançamento, o que é

possível com o advento de novas tecnologias que estão para breve e a redução de custo de todo o hardware inerente à construção do mesmo, nomeadamente do sistema de estabilização. O aumento do grau de precisão será outro desafio para os engenheiros, pois cada vez mais o uso de satélites é indispensável. Dentro de alguns anos as órbitas estarão a ficar congestionadas, serão necessários satélites menores e funcionais, e que não necessitem de serem reparados com demasiada frequência, como exemplo podemos citar os *Cubesats* e *Nanosatélites*. Com estas medidas o custo final do satélite será substancialmente reduzido, ficando assim a tecnologia acessível a todos. Só com a aplicação de todas estas premissas haverá um *Boom* na indústria espacial comercial, trazendo benefícios óbvios para todos nós.

A realização de muitos projetos científicos e técnicos em órbita impõe que se tomem certas medidas para controlar a atitude do satélite artificial. Para alcançar estes requisitos utilizam-se os métodos de estabilização passivo e ativo. É mais rentável o uso do método passivo em satélites pequenos, por este método não consumir energia nem combustível e não requerer nenhum hardware específico, nomeadamente sensores e atuadores. Outro aspecto vantajoso deste sistema, é que, a massa do sistema de estabilização é de apenas 3% a 5% do total do satélite.

3.2 ESTABILIZAÇÃO GRAVITACIONAL:

Este método é o mais usado de dentre todos os métodos de estabilização, este resulta na aplicação do campo gravitacional terrestre, provocando o torque desejado para a estabilização. Este método de estabilização baseia-se nas propriedades do campo gravitacional central, onde um satélite com diferentes momentos de inércia principais, numa órbita circular possui quatro direções de equilíbrio estáveis, quando o menor eixo de inércia está na vertical em relação ao plano da órbita, e o maior eixo de inércia está numa posição normal relativamente ao plano orbital. Facilmente podemos verificar que um satélite com um só eixo de simetria, possui apenas duas posições de equilíbrio estável, que é quando os seus eixos de simetria coincidem com o plano vertical da órbita.

A configuração típica do sistema para efetuar a estabilização consiste em um satélite com uma “barra” que pode variar entre os 4m e os 18m. A longa barra dará o torque gravitacional necessário para restaurar a sua posição. A barra por sua vez possui na sua extremidade um sistema com duas esferas. A menor no interior da maior possui um magneto

que está sempre alinhado com o campo magnético da terra. Entre as esferas existe um líquido de natureza viscosa, cuja finalidade deste é dar o amortecimento necessário à estabilização do satélite.

Existe outro sistema similar a este, acima referido, que usa o amortecimento com um sistema de *eddy-current* em lugar do líquido com características viscosas.

A seguir encontram-se algumas imagens de objetos que usam este método de estabilização.



Figura 4: Satélite EOLE

Fonte: http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php

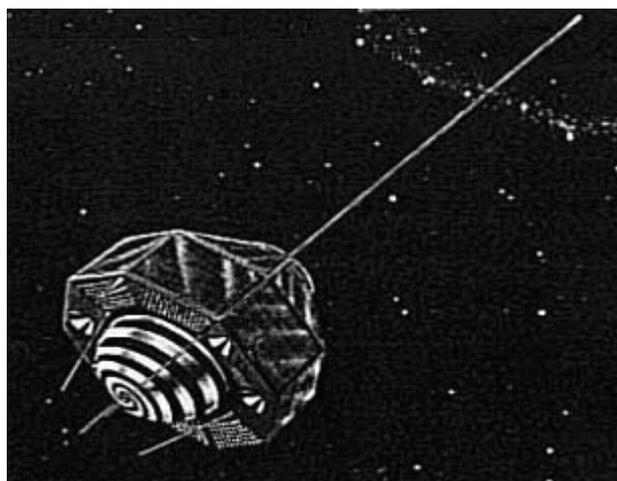


Figura 5: Satélite Geos -1

Fonte: http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php

3.3 ESTABILIZAÇÃO AERODINÂMICA:

Para satélites lançados em órbitas baixas (menos de 400 km), é conveniente usar este método de estabilização. A utilização deste método na estabilização de um satélite produz um efeito de orientação ao longo da tangente da órbita.

O torque produzido é devido a um estabilizador especial em forma de cone, produzindo um torque devido ao desvio do centro aerodinâmico e o centro de massa.

Para amortecer as oscilações características destas órbitas baixas, o satélite usa dois giroscópios com um grau de liberdade cada, ligados ao satélite através de uma mola. O que acontece é que o satélite perde energia devido ao arrasto subsequente, conduzindo a uma precessão do satélite. A finalidade dos giroscópios é fornecer um torque tridimensional, regressando assim o satélite à posição desejada.

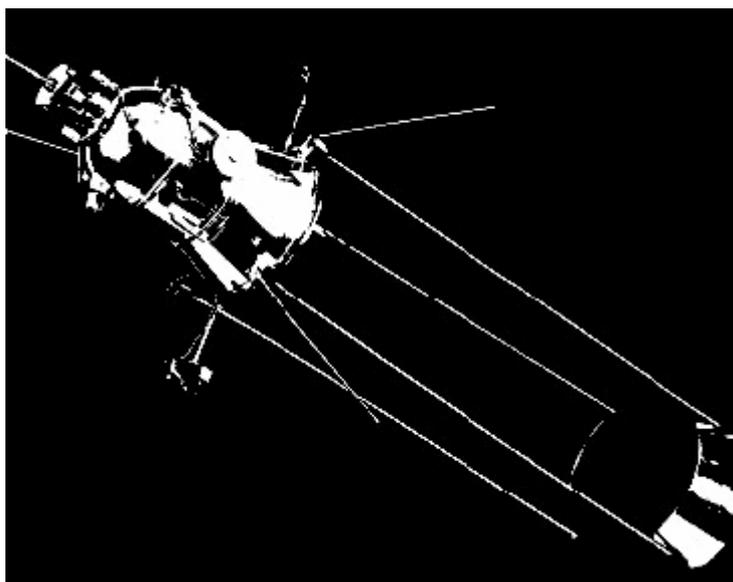


Figura 6: Satélite Cosmos 149

http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php

O uso deste método permite uma estabilização nos três eixos principais do satélite, os estabilizadores consistem em um estabilizador aerodinâmico especial e um amortecedor giratório. O estabilizador aerodinâmico é feito de modo a que a sua parte lateral seja da forma de um cone, esta forma permite restaurar o momento fazendo com que o satélite efetue manobras de injeção e guinadas restauradoras de estabilidade, estas manobras trazem de volta o satélite para uma orientação da direção do escoamento. O satélite também está equipado

com dois giroscópios de dois graus liberdade cada, estes restauram os momentos de giros causados por alguma perturbação, o grau de precisão deste método é de $\pm 5^\circ$. A utilização deste método em prol da estabilização ativa é devido à não necessidade de utilizar sensores de orientação, energia, sistemas de controlo ativo e não precisar de longos braços, e sobretudo do sistema ser praticamente autônomo.

3.4 ESTABILIZAÇÃO POR PRESSÃO SOLAR:

Para veículos de missões interplanetárias, como sondas espaciais ou futuras missões tripuladas, é possível usar a radiação solar como meio para a estabilização. Em órbitas geoestacionárias, o torque causado pela radiação solar é o principal fator de instabilidade. De todos os fótons provenientes do Sol, nem todos são absorvidos pelo satélite. São eles a fração de fótons refletidos, os fótons refletidos difusamente e os fótons absorvidos pelo satélite.

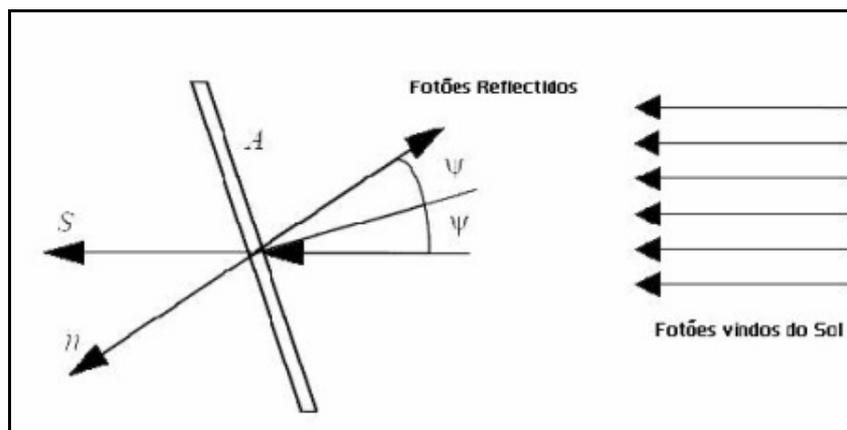


Figura 7: Diagrama de reflexão dos fótons provenientes do Sol
Fonte: http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php

A força criada pelos fótons absorvidos resulta num momento transferido desses fótons para o satélite.

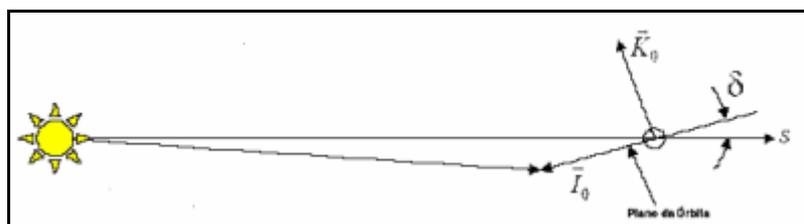


Figura 8: Esquemática da força criada pelos fótons
Fonte: http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php

Cada fóton que chega vindo do sol, vem com um momento igual à sua energia dividida pela velocidade da luz, quando estes fótons são absorvidos por um corpo negro, todo o seu momento é recebido também. A luz refletida também possui um momento. Assim, a luz que é absorvida deve ser devolvida com o mesmo comprimento de onda e a mesma direção para não haver nenhuma perturbação no objeto.

Uma maneira para conseguir estabilidade é colocar o centro de gravidade do satélite mais perto do sol do que os painéis solares.

3.5 ESTABILIZAÇÃO MAGNÉTICA:

Para algumas experiências científicas é necessário orientar o satélite para o campo geomagnético. Neste caso é colocado um magneto no satélite. A interação entre o magneto e o campo geomagnético produz um torque restaurador, que coloca o eixo do magneto (e do satélite) alinhados com a direção do campo magnético nesse local e instante. Esta manobra restaurará a posição de equilíbrio do satélite.

Este método de estabilização é interessante do ponto de vista científico, pois a sua aplicação permite não só manter estável o satélite, mas também estudar o campo magnético da Terra ou outro qualquer corpo. Podemos ver alguns exemplos de satélites onde se aplica este método de estabilização.

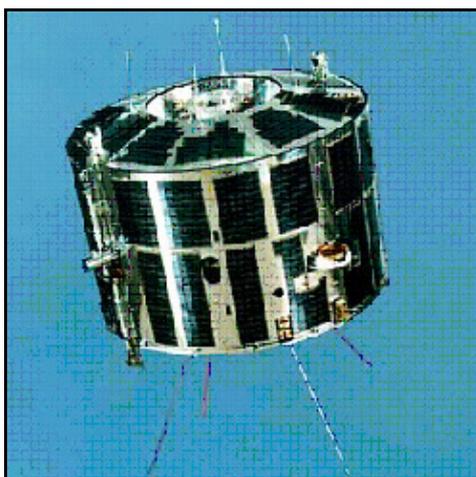


Figura 9: Satélite EXOS

Fonte: [http://www.amrad.pt/estabilizacao de satelites.php](http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php)

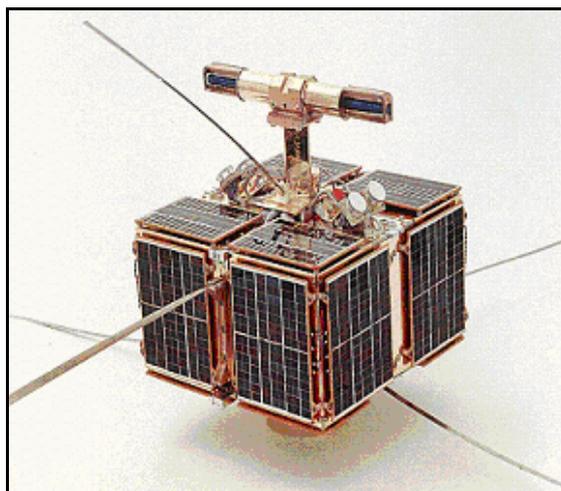


Figura 10: Satélite Magion

Fonte: http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php

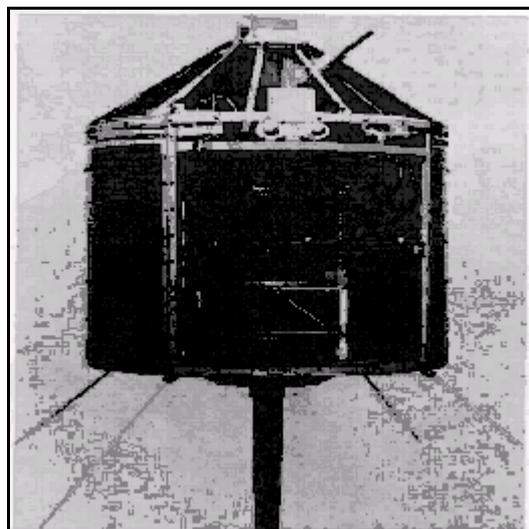


Figura 11: Satélite AZUR

Fonte: http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php

3.6 ESTABILIZAÇÃO POR ROTAÇÃO :

A estabilização por rotação é usada para orientar um determinado eixo do satélite no espaço inercial. Este princípio baseia-se na estabilidade que se adquire ao rodar sobre o eixo de maior momento de inércia. Em longos intervalos poderão existir alguns erros na rotação, erros esses devidos ao campo geomagnético, ao campo gravitacional, arrasto atmosférico, excentricidade de órbita e pressão da radiação solar. Estes erros originam uma evolução mais lenta na orientação do satélite para o seu eixo de rotação e a respectiva velocidade. Se houver

um laço de corrente instalado no satélite, este pode compensar a influência de torques que perturbem o controle da orientação e do eixo de rotação no espaço inercial.

O satélite é estabilizado assintoticamente ao longo do seu maior eixo de inércia, se nele for instalado um sistema de amortecimento apropriado.

Existem vários sistemas de amortecimento apropriados para este caso, por exemplo, amortecimento através de um pêndulo, uma bola em um tubo, anéis acidentados em cima de um líquido com características viscosas, etc.

Os parâmetros de amortecimento para este caso têm que ser escolhidos para maximizar a dissipação de torques adversos à estabilidade do satélite.

Outro aspecto importante, é se for possível, colocar no satélite uma roda cujo o seu eixo de rotação seja paralelo ao do satélite, isto para melhorar a rotação e conseqüentemente a estabilização do satélite.

É conveniente falar também no sistema de dupla rotação, embora não seja bem um sistema passivo, será mais um sistema híbrido visto que tem no seu interior um pequeno motor a rodar também, isto é, por vezes deseja-se uma orientação para o satélite que não está orientada com o seu eixo de maior inércia, então esse motor é colocado no interior. O torque produzido por esse motor é suficiente para colocar o satélite estável, rodando este sobre o eixo de menor inércia. Todo o satélite gira, exceto o seu interior, isto para manter a atitude desejada, ou seja, para manter por exemplo as antenas alinhadas com a Terra.

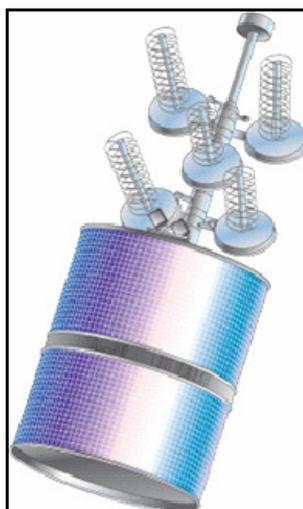


Figura 12: Satélite TACSAT (Estabilização por dupla rotação)

Fonte: [http://www.amrad.pt/estabilizacao de satelites.php](http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php)

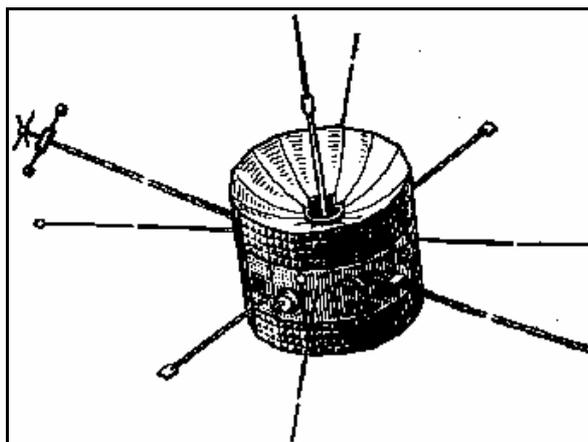


Figura 13: Satélite ISEE-1

Fonte: http://www.amrad.pt/estabilizacao_de_satelites.php

O SCD-1 e o SCD-2 também são exemplos de estabilização por rotação, os quais utilizam amortecedor de nutação (nutation damper).

CAPÍTULO 4

MISSÕES INTERNACIONAIS DE PEQUENOS SATÉLITES

Neste Capítulo são apresentadas algumas missões internacionais de alguns pequenos satélites, tais como o programa Sseti Express desenvolvido pela ESA (*European Space Agency*).

Dentro de cada item são abordados os subsistemas de controle de atitude, investigando os respectivos componentes, como sensores e atuadores.

4.1 PROGRAMA SSETI:

O Programa SSETI – *Student Space Exploration and Technology Initiative* – é uma iniciativa da Agência Espacial Européia (ESA), mais propriamente do Departamento de Educação. Este projeto iniciado em 2000, visa a criação de uma rede de alunos, faculdades e organizações via Internet para o desenvolvimento, construção e lançamento de satélites. O 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 principal objetivo do SSETI é despertar nas novas gerações um interesse pela ciência e tecnologia em geral e pelo espaço em particular. A ESA apresenta – se como entidade coordenadora do projeto, sendo responsável pelo cumprimento dos objetivos inicialmente propostos, por oferecer condições de montagem e por organizar o lançamento dos mesmos.

Uma vez que o projeto se encontra dividido por um conjunto diversificado de alunos distribuídos por toda a Europa, tornou-se necessário recorrer a uma metodologia de trabalho que passa por dividir o objetivo final em vários trabalhos de menor dimensão que possam ser realizados localmente pelos alunos em cada uma das universidades participantes no projeto. Assim sendo, cada grupo de alunos tem sob a sua responsabilidade o desenvolvimento de um subsistema referente ao satélite.

4.1.1 Sseti Express:

A SSETI Express é uma missão educacional que teve lançamento em 27 de outubro de 2005, esta lançou CubeSats desenvolvidos por universidades, a qual teve sucesso e sendo realizada a bordo de um foguete Kosmos a partir do Cosmódromo de Plesetsk, Rússia.

A missão tem os seguintes objetivos:

- Demonstrar o sucesso da iniciativa educacional pan-européia SSETI e encorajar os estudantes a investir na sua educação na área da investigação e exploração aeroespacial;

- Transportar e lançar no espaço 3 CubeSats, os quais têm massa de aproximadamente 1 Kg, tendo a forma de um cubo com 10 cm de aresta. A carga útil primária do SSETI Express é assim composta por três dispositivos de lançamento que, uma vez em órbita, irão ejetar os CubeSats, os quais seguirão após as suas missões autônomas;

- Validar e testar o hardware e a tecnologia que estão a ser desenvolvidos para o *European Student Earth Orbiter* (ESEO). A carga útil secundária do SSETI Express é o sistema de *controle de atitude por gás frio* do ESEO. Outro hardware a bordo relacionado com o ESEO consiste na Estrutura, no Sistema de Energia Elétrica e nas antenas de Comunicação em banda S;

- Tirar fotografias da Terra recorrendo a uma câmara de luz-visível, a qual é a carga útil terciária, especialmente concebida para órbitas terrestres baixas;

- Envolver a comunidade de rádio-amadores no downlink de telemetria e apoiar esta comunidade servindo de receptor-transmissor após serem atingidos os objetivos principais da missão. Os sistemas de comunicação UHF e banda S do SSETI Express podem ser combinados para dar forma a um receptor-transmissor que estará sempre disponível para a comunidade global de radioamadores, em paralelo com o downlink de telemetria.

O SSETI Express lançou 3 CubeSats: XI-V (lê-se SAI-5) da Universidade de Tóquio, o segundo satélite Norueguês N-Cube2 e UWE-1 da Universidade de Würzburg. Cada um desses CubeSats foi lançado antes da ativação do SSETI Express e cada um tem a sua missão específica e independente.

O SSETI Express tem como características principais:

- Projetado, construído e operado por estudantes;

- Telemetria disponível na Internet para download;
- Missão vocacionada para os radioamadores;
- Plataforma de lançamento para pico-satélites

Em relação ao subsistema de controle de atitude, o mesmo usava um sistema muito simples que permitia controlar a órbita do satélite segundo dois eixos e permitia determinar a sua posição relativamente a três eixos.

O sistema de controle de atitude caracteriza-se por um simples ímã passivo que provoca a estabilização do satélite ao longo das linhas do campo magnético terrestre. No entanto, ao passar pelos pólos magnéticos terrestres o satélite será forçado a realizar sobre si mesmo uma volta de 180° (Figura x).

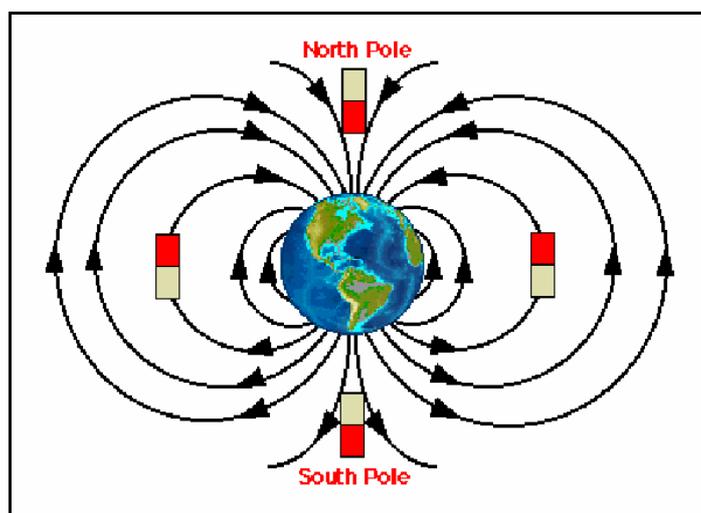


Figura 14: Trajetória do satélite ao longo das linhas de campo magnético terrestre
Fonte: <http://www.sseti.net/>

Para dissipar a energia cinética deste *flip*(movimento) são colocadas duas bobinas eletromagnéticas ao longo dos painéis laterais, que provocam um momento perpendicular ao provocado pelo ímã. Será quando o *flip* atua sobre o pólo norte magnético que a câmara apontará na direção da Terra e serão tiradas fotografias. A determinação da atitude é conseguida com a ajuda de dois sensores de Sol colocados em lados opostos do satélite e de um magnetômetro que medirá a intensidade do campo magnético terrestre ao longo da órbita.

4.2 SATÉLITE ESPECTROSCÓPIO SOLAR:

O projeto do Satélite Espectroscópio Solar (S³) foi um projeto competidor que foi submetido por estudantes do último ano da Engenharia Física da universidade de Embry-Riddle Aeronautic (ERAU) para as competições politécnicas do projeto de CubeSat do satélite da universidade de Florida (FUNSAT) e da universidade de Califórnia (Cal Poly) em dezembro 2005. Durante a sustentação financeira para a fabricação, testes, e o lançamento da nave espacial de uma destas organizações (Cal Poly ou FUNSAT), os estudantes de ERAU construíram então, para testar, e para executar e pré-lançar análises do sistema no satélite. Havia dois objetivos principais para esta missão. O primeiro objetivo é observar flutuações no espectro (UV) solar ultravioleta a fim de que estes dados possam ser correlacionados com as observações solares de base terrena para determinar uma conexão entre flutuações UV solares do espectro e a tempestade solar/atividade maciça coronal da ejeção (CME). O segundo objetivo da missão é projetar e testar uma fonte de poder do CubeSat que entregue o poder amplo à nave espacial quando na economia de massa e custo.

Os subsistemas do Cubesat incluem: subsistema de potencia elétrica (EPS), controle térmico, determinação da atitude e controle (ADCS), manipulação de dados do comando (C&DH), subsistema da carga útil científica, comunicações, e estrutura da nave espacial. A carga útil científica usará um espectro ultravioleta (UV) para medir a variação da radiação no tempo da região UV do espectro solar a fim de que possa ser correlacionado com os dados solares da base terrena. A carga útil experimental do subsistema de potência usará geradores micro-termoelétricos para entregar o poder ao ofício. O subsistema da manipulação de dados do comando utilizará um microprocessador de memória a bordo para controlar operações da nave espacial e para armazenar a missão. O subsistema térmico do controle utilizará elementos térmicos passivos tais como as tubulações de calor e os radiadores e possivelmente calefadores e refrigeradores termoelétricos pequenos para manter componentes da nave espacial operando em temperaturas apropriadas. O subsistema de comunicações usará uma antena helicoidal para comunicar dados da missão a uma estação da terra ou transmissão ao satélite. O subsistema da determinação e do controle da atitude usará um magnetômetro com três eixos, as rodas do momento, e um sistema do GPS para determinar a posição e a atitude da nave espacial e manter o controle de suas atitudes e sua orientação. O subsistema estrutural

usará uma carcaça de alumínio para fornecer a proteção e a estabilidade apropriadas para outros subsistemas da nave espacial.

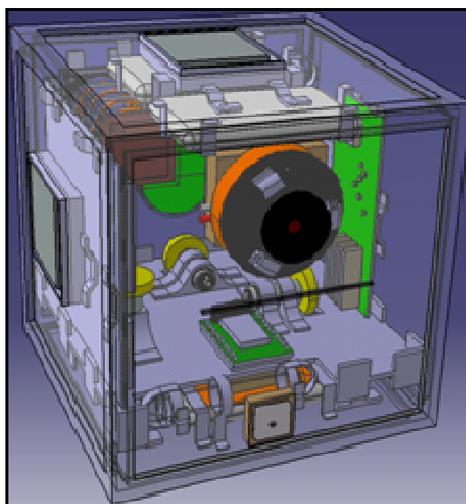


Figura 15: Estrutura e Configuração Cúbica
Fonte: Solar Spectroscopy Satellite

4.2.1 Subsistema de Controle de Atitude:

Para o controle da atitude, o S^3 usará três rodas de reação com uma que age porque uma roda do momento inicia a estabilização da rotação. Em cima da distribuição do lançador, o S^3 desdobrará sua antena; termo-pilhas, e folhas de metal que apontam para o Sol para evitar a radiação. Os motores durante este estágio agirão porque as rodas da reação são baseadas nos dados dos sensores e do GPS. As rodas orientarão o ofício para apontar a cara dianteira com a régua ótica e o sensor solar diretamente no sol. Uma vez que um vetor exato do sol é conseguido, a roda do eixo X então agirá como uma roda do momento e girará constantemente a nave até 2π rad/s, que é suficiente para manter a estabilidade da rotação. Quando a taxa correta da rotação é conseguida, a roda do momentum do eixo X do S^3 desligará, deixando a nave girar sobre esta linha central que aponta ao sol.

Para os algoritmos de controle, uma das partes de informações das mais essenciais é o momento de inércia do S^3 . O momento da inércia depende da distribuição de massa e da geometria da nave, e é necessária para todas as equações computadas da mudança da orientação e que asseguram a estabilidade da rotação. Também, é muito benéfico ter o centro de massa da nave tão próxima quanto possível ao centro geométrico do cubo. Os componentes foram arranjados dentro do satélite de modo que o centro da massa fosse menos

de 3 milímetros longe do centro geométrico do cubo nos três eixos principais, sendo este um processo delicado. Foi usada uma origem no canto de trás esquerdo do satélite para posicionar inicialmente os componentes. Depois que os componentes foram colocados e o centro da massa foi computado, o sistema coordenado foi mudado para originar-se no centro de massa.

Isto permitiu então que fosse encontrado o momento tensor da inércia sobre um sistema coordenado cartesiano com sua origem no centro de massa do satélite. Desta nova coordenada da origem, o momento da inércia permitiu que as exigências para a estabilização da rotação fossem bem descritas também. Para a estabilização do giroscópio de um objeto girando, a rotação deve ser sobre a linha central do princípio com o maior momento de inércia. Assim a colocação dos componentes dentro do cubo teve que fazer exame do centro total do parâmetro de massa e do momento da inércia na descrição.

Aproximadamente balançando a massa em todos os três sentidos dentro do satélite, o centro da massa permanece aproximadamente em torno do centro do cubo. Para garantir que a rotação sobre a face com a régua ótica seria estável, o momento da inércia para o eixo X teria que ser maior do que os momentos de Y e Z.

Para assegurar isto, os componentes foram orientados radialmente sobre o eixo X e da linha central para possibilitar a garantia que o mr^2 seja maior do que para outros dois eixos. Também, para manter o CubeSat balanceado sobre sua linha central de rotação, o eixo coordenado sobre o qual o satélite giraria teria que ser os seus eixos principais. Os eixos principais são aqueles sobre o qual o momento tensor da inércia é diagonal. Entretanto, devido às equações para o x-y, o x-z, e os momentos do y-z da inércia, não há nenhuma garantia de que os eixos x, y e z serão principais.

Um programa de MATLAB (Software Matemático) foi escrito para computar o centro de massa e o momento da inércia para o S^3 , dadas as coordenadas e os momentos de inércia de todos os componentes dentro da nave. Momentos aproximados de inércia foram computados para cada componente usando suas formas, massas, e distribuições de peso. Para os componentes retangulares, o momento de inércia de uma caixa retangular uniforme foi usado. Para componentes cilíndricos, o momento da inércia de um cilindro uniforme foi usado, e para aqueles componentes que envolvem combinações destas duas configurações, o teorema paralelo da linha central foi usado. Usando estes momentos de inércia, centros da massa, e o programa, foi computado que o momento da inércia para o S^3 seja:

$$\begin{pmatrix} 0.0017 & 0.00 & 0.00 \\ 0.00 & 0.0011 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 0.0011 \end{pmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2,$$

com um centro de massa (5.14, 4.98, 4.8)cm respectivamente no canto de trás esquerdo do cubo.

Note que o momento de inércia do S^3 tem seus três eixos principais como eixos determinados inicialmente. Isto é crítico para a estabilidade da rotação. Também, observar que o eixo X é a linha central principal do princípio que significa que seu momento do valor da inércia é o maior. Isto significa que se o S^3 for girado sobre esta linha central terá a estabilidade giroscópica e resistirá todos os torques do distúrbio que tentem interromper este sentido da rotação. Conseqüentemente, em cima da distribuição, o S^3 alinhará seu eixo X para o sol. Isto apontará a face dianteira com o sistema ótico e o sensor do Sol ao longo do vetor do sol.

No evento do balanço sobre a linha central da rotação, S^3 terá dois amortecedores para movimentos ligeiramente irregulares a bordo. Estes são tubos de vidro pequenos encheidos com um líquido denso, como há formas de distúrbio, o líquido será espalhado sob pressão. Este movimento examina a energia longe do balanço e faz com que a rotação vá para trás da sua linha central inicial. Combinando estes dois amortecedores com o eixo principal da linha central, garantir-se-á que S^3 terá rotação inteiramente estabilizada sobre seu vetor apontando ao Sol.

Há três torques ambientais que perturbam S^3 durante toda sua órbita. O torque aerodinâmico tem um resultado direto do satélite que move-se através da atmosfera superior. Entretanto, em 650 quilômetros de altitude, a densidade da atmosfera é aproximadamente $5 \times 10^{-5} \text{ kg/m}^3$. Isto, além da área de seção transversal pequena do S^3 , dá uma ordem de valor aproximada para este torque de 10^{-10} N/m . Um torque do gradiente da gravidade resultará da força da gravidade nos componentes distribuídos dentro da nave espacial. Este torque pode facilmente ser comparado aqui na terra usando qualquer dispositivo. Quando esse dispositivo é jogado no ar, orientar-se-á sempre de modo que o lado mais pesado seja apontado para a terra. Este mesmo efeito ocorre em todo o satélite.

O lado o mais pesado do ofício experimentará um torque que tente apontá-lo para o centro da terra. Este torque quando computado para o S^3 será na ordem de 10^{-7} N/m . O

terceiro torque principal experimentado por todo o satélite é o torque solar da radiação. Enquanto a física moderna dita, os fótons podem transferir o momento quando colidem com uma partícula com massa. Quando na luz solar, S³ experimentará um torque solar da radiação no valor de 10^{-8} N/m. Todos estes torques são de ordem minúscula, e podem ser gerados pelo torque restaurando a estabilização giroscópica da rotação.

Um programa de MATLAB foi escrito para simular a estabilidade do S³ usando amortecedores giroscópicos da estabilidade. O código usa as equações do movimento para uma nave girando com amortecedores do nutation e faz uso da habilidade do MATLAB de resolver sistemas complexos de equações diferenciais para produzir as velocidades angulares dos valores iniciais específicos do satélite. Os valores iniciais usados para esta simulação eram $\omega_x = 2\pi$ rad/s (velocidade inicial da estabilidade da rotação), $\delta\omega_x = 5 \times 10^{-6}$ rad/s, $\delta\omega_y = 5 \times 10^{-6}$ rad/s, $\delta\omega_z = 5 \times 10^{-6}$ rad/s (torques do distúrbio; a ordem de valor é em torno daquela dos torques previstos do distúrbio mencionados acima), e uma massa de 10g para o amortecedor do nutation. Anotar que o distúrbio à velocidade angular em torno de nosso vetor apontando, o eixo X em 2π rad/s sem balançar. As perturbações pequenas sobre os eixos de Y e de Z são na ordem de 10^{-5} rad/s e são também insignificantes.

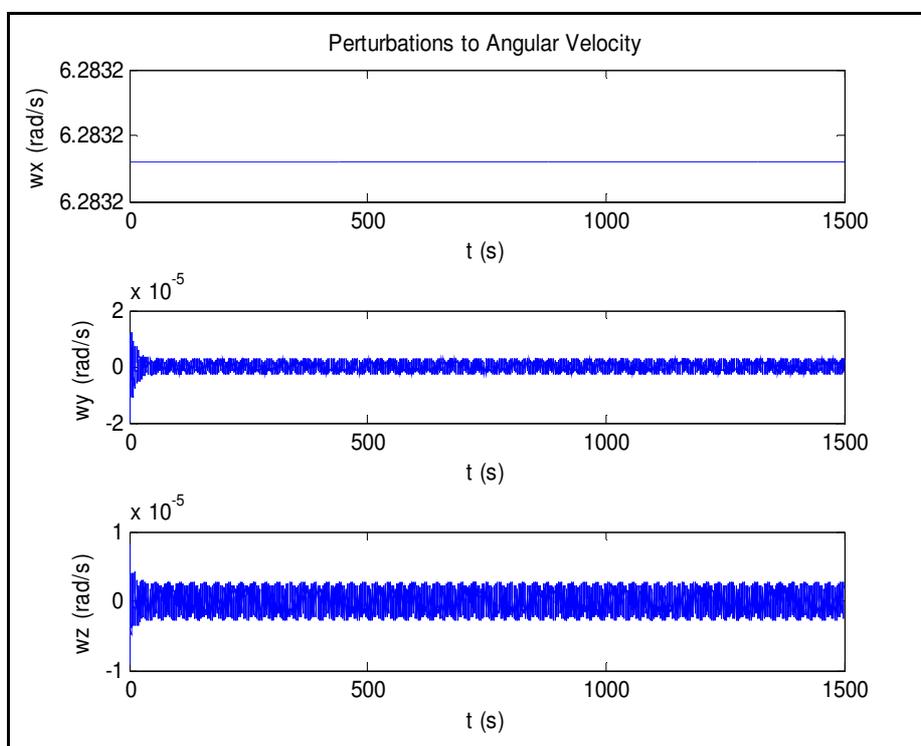


Figura 16: Primeira Simulação
Fonte: Solar Spectroscopy Satellite

O mesmo programa foi testado não usando nenhum amortecedor da nutação. Isto simularia como os torques do distúrbio afetariam o Cubesat girando se não houvesse nenhum amortecedor do para movimentos irregulares a bordo. Anotar que somente em alguns segundos sob os torques, o satélite começa balançar com velocidades angulares muito elevadas. Os picos do eixo X começam a retornar, mas este é devido ao torque restaurando da estabilidade giroscópica. As velocidades angulares do eixo Y e do eixo Z, continuam a aumentar no valor. Essencialmente, o S^3 entraria quase imediatamente em uma queda sem amortecedores da nutação absorverem a energia do distúrbio.

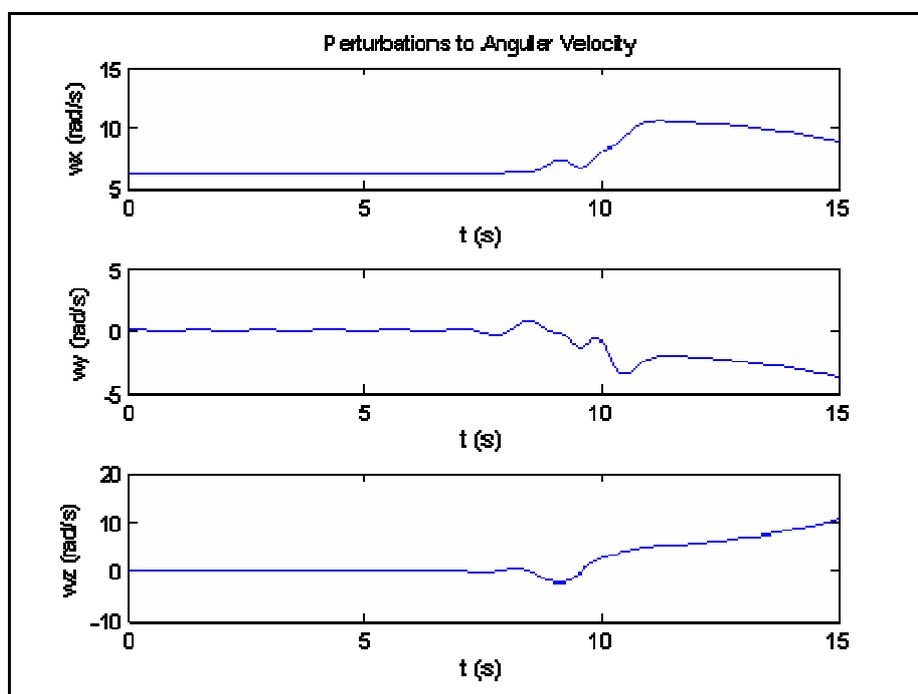


Figura 17: Segunda Simulação
Fonte: Solar Spectroscopy Satellite

Usando esta codificação, o torque máximo do distúrbio que o S^3 sustenta pode ser computado. A figura abaixo é para um torque do distúrbio de 0.1 nanômetros no valor em cada um dos três eixos. Note que as velocidades angulares de x e de z retornam aos níveis toleráveis após alguns minutos. O eixo Y, entretanto, flutua completamente significativamente e amortece para fora rapidamente. Estes torques de 0,1Nm são um limite aproximado para o sistema de controle do S^3 . Para os torques maiores do que este valor, as oscilações no eixo Y eram demasiadas extremamente distantes para considerar o CubeSat

apontado exatamente, e para torques menores do que este valor, as oscilações do eixo Y amortecem para baixo.

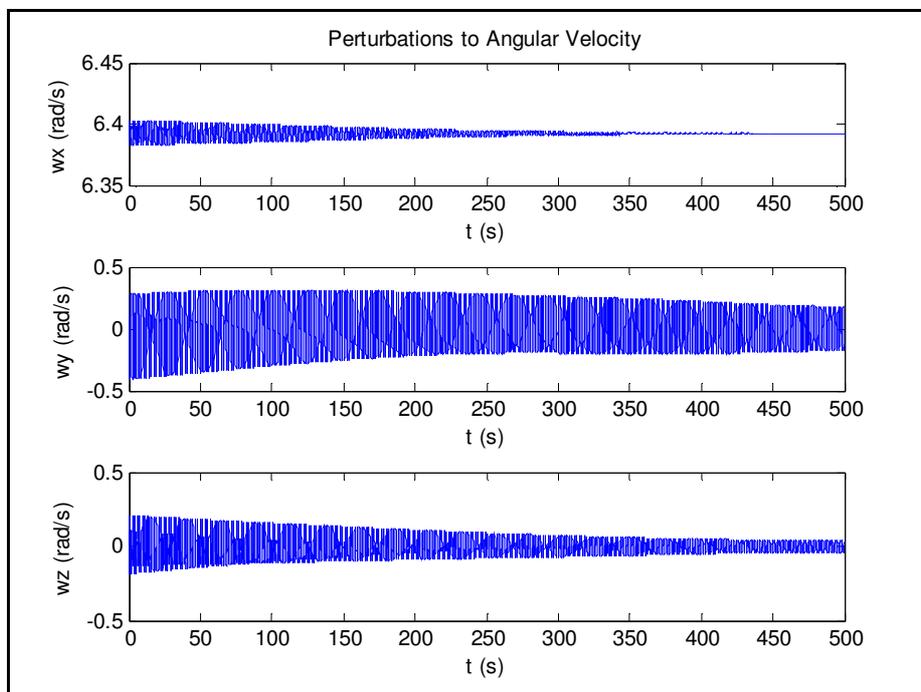


Figura 18: Perturbações nas velocidades angulares
Fonte: Solar Spectroscopy Satellite

No exemplo de uma ou mais rodas da reação que tornam-se giros saturados, nós temos a opção de instalar bobinas magnéticas do torque como uma alternativa passiva da estabilização. Estas bobinas, quando ativadas pelo torque, interagiriam com o campo magnético do planeta e alinhariam o Cubesat conformemente. Como ditado pelas leis da eletricidade e do magnetismo, um laço da corrente produz um campo magnético. Este campo magnético interage com o campo magnético da Terra, induzindo um torque no satélite assim que porque seu campo não é alinhado com a Terra. O magnetômetro seria afetado extremamente quando as bobinas do torque eram ativas, e não pode ser usado durante este tempo. Isto não ferirá a operação criticamente, entretanto, porque ativando estas bobinas, uma roda saturada gira, poderia ser desligada, e o S/C teria que apenas esperar as bobinas para estabilizá-la antes de ativar as rodas e o magnetômetro, outra vez para conseguir apontar ao Sol.

4.3 NANOSAT-1:

O NanoSat-1 é um nanosatélite de baixo custo do INTA (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial), a agência espanhola da demonstração de tecnologias espaciais. Os sócios do INTA no projeto são as universidades e os estudantes de: UPM (Universidade Politécnica de Madri) e CNM (Centro Nacional de Microeletrônica de Barcelona).

O objetivo geral do projeto é iniciar envolvendo-se e familiarizando-se com todos os aspectos no desenvolvimento de microtecnologias e de nanotecnologias:

- a) ao nível da nave espacial e dos instrumentos utilizados,
- b) demonstrar novos tipos de sensores magnéticos e solares,
- c) qualificar novos projetos e novos componentes,
- d) obter experiência com operações de pequenos satélites, realizando experimentos no ambiente espacial.

O satélite é estabilizado, sendo que a estrutura consiste em dois hemisférios (alto e baixo), cada lado tem forma sextavada, possuindo seis áreas trapezoidais cada lado. A estrutura geral tem formato hexagonal. O satélite tem os seguintes subsistemas: PDU (unidade de distribuição de potência), OBDH (manipulação de dados a bordo), comunicações e experimentos. A potência (média de 17W) é fornecida por pilhas solares montadas, sendo que as baterias de NiCd fornecem 4,8 ampéres/hora da energia para operações do eclipse. O OBDH fornece todas as funções de controle do satélite, para processar e realizar a conexão da nave.

Os dois hemisférios da estrutura do satélite podem ser abertos para permitir o acesso fácil a todos os subsistemas. A maioria do equipamento é unida à barra central do hexágono. As células solares são acopladas aos 14 painéis de alumínio que são também parte da estrutura. A precisão do satélite não é tão rigorosa (3° a 5° é suficiente). O ACS (subsistema do controle da atitude) emprega painéis solares e um conjunto do magnetômetro para detectar a atitude (descrição abaixo sob o complemento do sensor). A massa do satélite é de aproximadamente 13 Kg (sendo classificado como um microsátélite), e a vida projetada é de 5 anos.

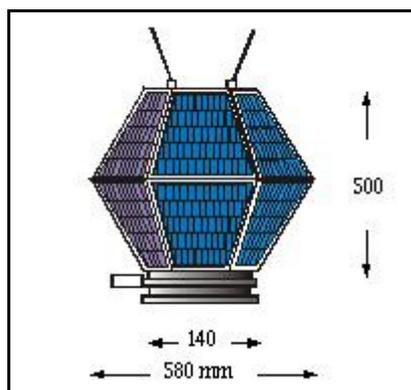


Figura 19: Ilustração do Nanosat em vista lateral
Fonte: http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

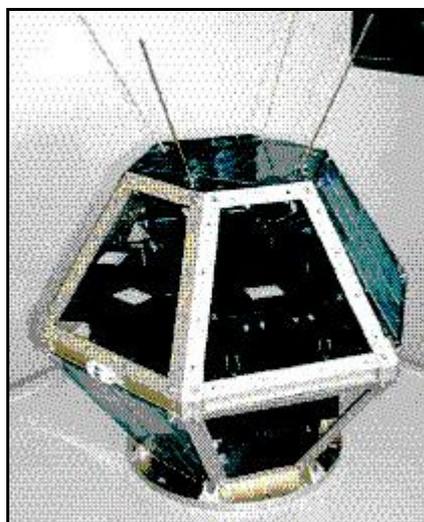
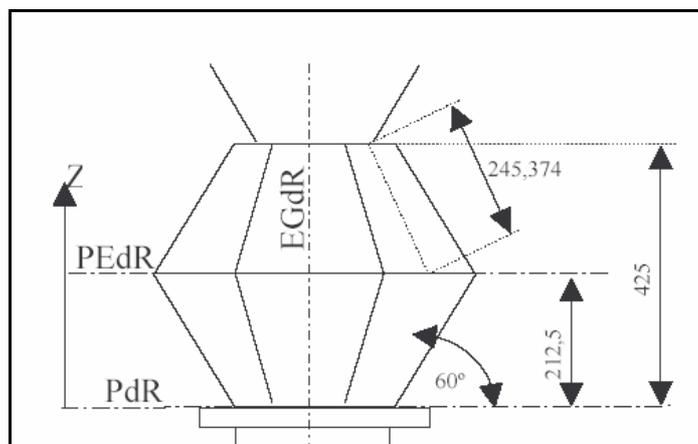
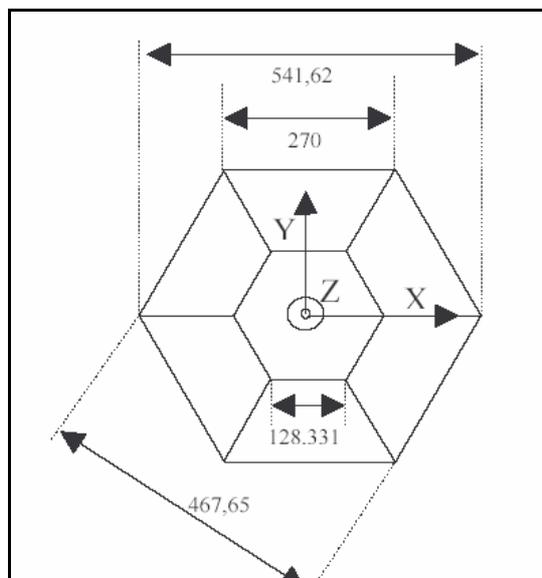


Figura 20: Vista tridimensional do satélite
Fonte: http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

4.3.1 Sistema de Controle de Atitude:

Do ponto de vista do controle de atitude, o controle é uma planta com rotação estabilizada com a linha central da rotação restringida apontando a potencialidade em um plano perpendicular ao plano orbital. O sistema do Nanosat-1 é concebido como sendo uma missão com dois objetivos principais:

- Desenvolver novas tecnologias de hardware baseadas em nanosensores, e diferentes componentes eletrônicos;
- Aplicar novas tecnologias a pequenos satélites para comunicações entre estações científicas e automáticas, com vida operacional de cinco anos.

**Figura 21: Vista Lateral****Fonte:** http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html**Figura 22: Vista Superior****Fonte:** http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

As características básicas da missão para o controle de atitude são assim resumidas: 650 km de órbita circular solar síncrona com 13 horas de ascensão, com o eixo de rotação perpendicular a órbita plana anti-horária positiva e 10 graus da exigência apontada.

As restrições especiais eram aplicadas das exigências da missão: o controle de atitude não deve atuar continuamente durante a vida operacional do satélite; sensores e atuadores serão desenvolvidos como itens experimentais, o software de controle de atitude deve ser

encaixado e operado pelo software geral a bordo (OBSW), e um número máximo de parâmetros e coeficientes serão mudados de edições de telecomandos.

Com estas restrições e exigências, a atitude e o hardware do subsistema de controle eram assim configurados: dois sensores solares experimentais AsGa com três nanocélulas cada, dois sensores formados com três células cada, um magnetômetro com um eixo experimental numa apresentação cúbica, e três magnetotorques.

Todos os sensores eram desenvolvidos como sensores passivos no sentido dos comandos existirem para o funcionamento interno, configuração e interfaces externas. Consequentemente, como os sensores e atuadores são novos desenvolvimentos é necessário executar excitadores específicos para coletar e controlar dados e gerar identificação adequada de falhas.

Dessa forma, o subsistema de controle e atitude tem três componentes principais:

- Hardware experimental para sensores e atuadores;
- Software de controle para sensores e atuadores;
- Software de controle de atitude.

O primeiro componente não é de responsabilidade do subsistema de controle de atitude, e interfaces especiais serão feitas entre eles com o software geral do NanoSat-1.

As características extraídas do sistema de análise da missão e atitude e a análise de controle da missão são:

- Massa: 13 kg.
- Momento de inércia: $278\ 285\ 382 \times 10^{-3} \text{ Kg/m}^2$
- Máxima perturbação do torque: $1,84 \times 10^{-7}$.
- Colatitude magnética: 90/110 °
- Latitude do Sol: 11/17°
- Momento dipolar do torque: 0,2/0,3 A x m²

A perturbação do torque inclui o gradiente de gravidade, peso aerodinâmico (com atividade geomagnética, fluxo solar, variações de densidades sazonais e diárias), radiação solar (com radiação direcional, e radiação particularizada para a órbita nominal), estresse estrutural, momento dipolo residual estimado, para uma máxima taxa de rotação de 10 rpm.

A co-latidade magnética representa o ângulo nominal entre o eixo de rotação (quando apontando nominalmente) e a direção do fluxo magnético da Terra com modelo WMM2000 e coeficientes IGRF para modelo dipolar, extrapolado o tempo médio da época da missão, acima do período de 24 horas.

A latitude solar representa o ângulo nominal entre a direção solar e a órbita plana nominal acima do período do ano sideral.

A taxa operacional de rotação está entre 2 e 10 rpm, devido às exigências da missão e sistema. Como citado no parágrafo abaixo, a escala nominal operacional para a taxa de rotação é de 3 a 6 rpm devido à performance ideal do controle e atitude.

4.3.2 Características dos Sensores Solares:

Dois grupos de sensores solares foram desenvolvidos para o Nanosat-1:

- Sensor Nano-solar (NSS) com células experimentais de AsGa (nomeadas como NSS-A e NSS-B);
- Sensor Solar (SS) com células normais de Si (nomeada SS-A e SS-B).

Cada dispositivo consta de três células solares, mas com configuração muito diferente. Os sensores SS são células localizadas diretamente acima das faces do satélite instalados de forma independente para o acondicionamento eletrônico. Os dispositivos dos sensores NSS são fabricados a máquina.

A posição de ambos os grupos é também muito diferente porque a missão é executada diferentemente para cada grupo: os sensores SS têm a missão principal quando nas condições de injeção, enquanto os sensores NSS atuam na operação nominal. A posição restrita para cada grupo é de acordo com a missão realizada (com desempenhos degradados).

Conseqüentemente, o campo de visão externo limite de cada grupo poderia ser sobreposto. O ângulo de inclinação para o dispositivo do sensor NSS é definido pelo subsistema de controle e atitude para esta missão específica.

Ambos os grupos de sensores não podem ser operados simultaneamente porque eles usam o mesmo canal de entrada e saída do computador.

As características especiais do sensor experimental exigem esforços adicionais no desenvolvimento do dispositivo, porque cada célula tem uma responsabilidade diferente na

temperatura e na corrente do curto circuito. Então cada célula de cada grupo do dispositivo do sensor NSS, será unicamente identificada dentro do dispositivo de software.

O campo de visão dos sensores NSS é de $\pm 80^\circ$ do plano equatorial plano do satélite e $\pm 70^\circ$ no plano equatorial; o campo de visão do sensor SS-A é limitado pelo software de 50 para 100 x ± 70 graus do plano equatorial do satélite (SS-B de -50° para -110°).

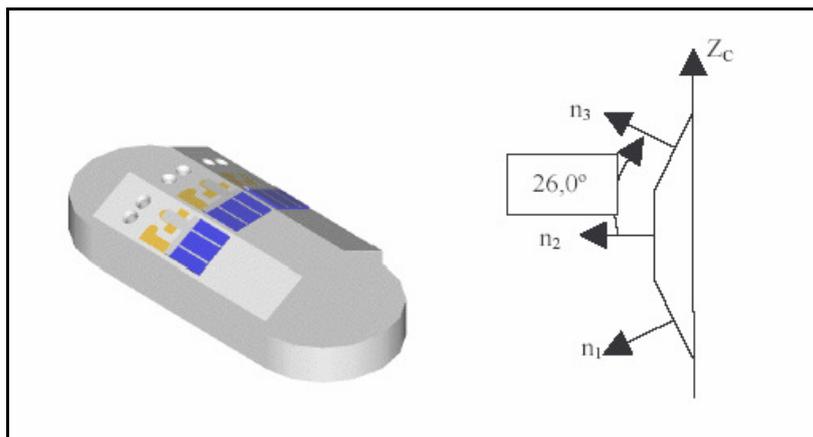


Figura 23: Aspecto geral e configuração do nanosensor solar
Fonte: http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

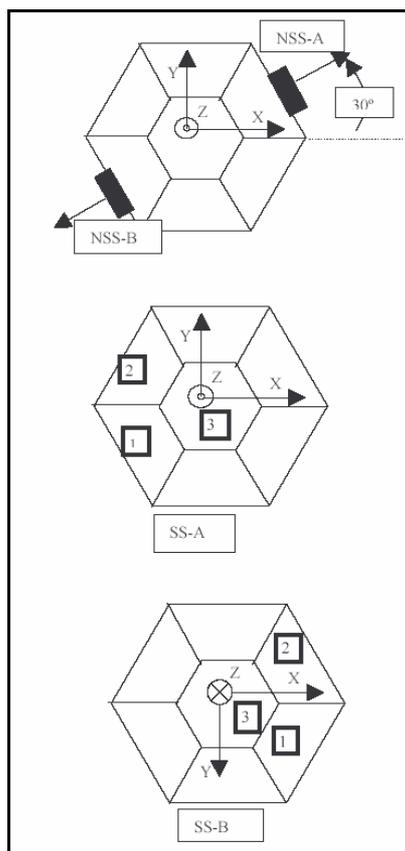


Figura 24 Localização das células solares

Fonte: http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

As condições eletrônicas apropriadas selecionadas ao grupo de sensores, e transformar os valores de saída de temperaturas e corrente para uma escala de 0/10 volts.

4.3.3 Características do Magnetômetro:

O sensor do Magnetômetro e a eletrônica associada são desenvolvidos com quatro sensores Honeywell HMC 1201 combinados numa configuração cúbica como pode ser vista na figura abaixo:

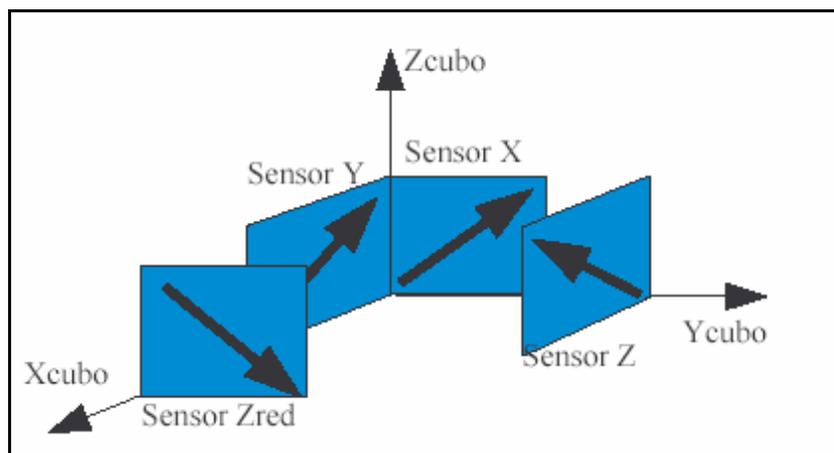


Figura 25: Sensores do magnetômetro
Fonte: http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

Esta configuração permite o conhecimento de três eixos do campo magnético da terra, uma simples detecção de falha e rejeição de dados e simples configuração no caso de funcionamento defeituoso.

As condições eletrônicas transformam valores da temperatura e voltagem para uma escala de 0/10 volts.

Para o tempo real a eliminação contínua de polarização positiva (Set) e negativa (Reset) é executada a fusão do software, ambos na leitura de dados.

O sensor geral será extensivamente testado para configurar e medir todos os coeficientes variáveis (direção de cada sensor, resposta da calibração e coeficientes de temperatura).

4.3.4 Características do Magnetotorquer:

O Nanosat-1 é comandado por três magnetotorques retangulares e ortogonais de núcleo de ar, desenvolvidos com os requisitos de controle de atitude para análise da missão.

Os magnetotorques são comandados com escala completa ou nula com três estados, +ON, OFF, -ON. As características gerais são:

- Voltas: 1482
- Área: 0,004814 m²
- Fonte de Potência: 38 mA, 20 Volts

- Coeficientes Eletrônicos: 520 Ohms, 125 Hr.
- Momento Dipolar: 0,234 A.m².
- Ajuste de horas: 125 ms.

4.3.5 Especificação de Projeto para o Controle de Atitude:

As especificações de projeto foram estabelecidas através das condições de projeto, funções de controle e atitude, modos operacionais, qualificações necessárias, atendendo dessa forma as exigências da missão. Todas as condições e parâmetros de projeto foram extensivamente simulados.

O subsistema de controle de atitude (ACS) é compreendido por dois elementos principais: o hardware de controle de atitude (ACS-HW), e o software de controle de atitude (ACS-SW).

No ACS-HW (sensores, atuadores e computador), o ACS tem somente responsabilidades secundárias, o qual interessa para a definição geral e supervisão de resultados. O projeto, desenvolvimento, testes e integração interessam diretamente a outros subsistemas.

O ACS-SW (excitadores para sensores, orientação e controle) é a responsabilidade primária do ACS. Mas ACS-SW é integrado dentro do Software a bordo (OBSW), sendo o OBSW o primeiro responsável por todas as interfaces do ACS.

A difusão limite entre as especificações de projeto dos subsistemas do ACS contém exigências obrigatórias do sistema para ACS, exigências obrigatórias do ACS ao sistema, e exigências obrigatórias especificadas diretamente do ACS para cinco subsistemas ou para especificar HW dentro de cada subsistema.

A complexidade dos resultados das especificações do projeto de controle e atitude é compensada pela separação física entre o hardware científico ou experimental e o subsistema de controle de atitude.

O projeto do subsistema é baseado em dois eventos principais:

1- Lançamento e injeção: depois da injeção (ou depois da restauração do sistema), o ACS deve ser ativado pela primeira vez como uma matéria imperativa. Alguma outra tarefa é especificamente proibida, exceto os serviços básicos necessários para o ACS monitorizar as

medidas. Então, o ACS é uma tarefa única e principal de todo o sistema do Nanosat. O evento é nomeado internamente como potência do ACS (ACS-PWR-ON).

2- *Nominal*: quando o satélite está apontando condições mínimas compatíveis com a missão geral, o ACS será ativado ou desativado, comandado do OBSW. O evento é nomeado internamente ACS-ON-OFF. Durante a ativação deste evento, o ACS deve manter as mínimas condições, ou executar as tarefas necessárias para alcançar as condições nominais do projeto. Quando neste evento, o ACS deve ser ativado (como um mínimo):

- Duas vezes a cada 24 horas, durante 5 minutos, em condições de sol, para a determinação da atitude;
- Uma vez cada semana, durante 15 minutos, em condições de sol, para o controle e determinação da atitude.

Para executar as funções de determinação de atitude somente no evento nominal, um sistema adicional comandado do OBSW será implementado, ativando ou desativando o controle funcional.

De outra forma, dentro de cada evento principal (o qual são exigências do ACS para o sistema), existem estados ACS (os quais funcionam apontando exigências derivadas da análise do sistema e subsistema da missão do projeto). Nenhuma transição automática entre os estados do ACS serão executadas diretamente dentro do ACS-SW. O módulo de controle lógico do ACS deve implementar as tarefas abaixo:

- 1 - Os aspectos de controle lógico do ACS para o objetivo determinado (do OBSW) e a compatibilidade com a situação atual.
- 2 - O controle lógico do ACS emitindo ao OBSW uma situação recomendada para a transição, e o OBSW emitindo um comando ao ACS para uma mudança de situação.

Finalmente, a orientação de leis implementadas são derivadas do controle ótimo combinado com um controle clássico no plano de tempo e com situações variadas de Engenharia. Somente duas regras são implementadas (para controle de velocidade e mudanças de controle); cada situação de ACS tem parâmetros proprietários, coeficientes e condições limites. A regra de controle (o comando para magnetotorques) é derivada do controle ótimo, tendo restrições do projeto de magnetotorques, e configuração solar e magnética.

4.3.5 Software de Controle de Atitude:

O software de controle de atitude (ACS-SW) é implementado no Matlab/Simulink, com a caixa de ferramentas e códigos automáticos básicos. Quando todas as funções e componentes, onde desenvolvido e testado no plano do ACS, muitos esforços duros eram executados para a codificação e testes para a integração do sistema.

Todos os coeficientes e parâmetros de software, regras de controle ganhos e limites, e tabela de situação lógica, pode ser mudada por telecomandos apropriados da central de controle.

Como indicado no parágrafo anterior, o ACS-SW tem três níveis de componentes: excitadores para sensores solares e magnetômetros, e software para controle e comandos. Todos os níveis de componentes são implementados e integrados separadamente no OBSW. A execução de frequência para excitadores é 0,1 s; e 2 s para comandos de controle.

4.3.6 O excitador do Sensor Solar:

O excitador do sensor solar tem dois componentes principais, os quais se correspondem com os dois grupos de sensores. Neste relatório estão descritos apenas as funcionabilidades do software dos nanosensores solares (NSS).

Para as finalidades de tempo real somente a execução máxima do módulo total é controlada, e então, os dois módulos principais são executados o tempo todo, selecionando a solução correta antes da execução do filtro.

Entradas para os componentes de software do NSS são parâmetros de seleção do grupo de sensores, da entrada de sinal de dados das seis células (em volts), a temperatura das células, e a corrente atual. A saída do módulo corresponde à latitude e longitude solar derivadas e falhas. Todas as entradas e saídas são conservadas pelo OBSW para finalidades de medida.

Os módulos dentro dos componentes principais do NSS são:

- 1 - Módulo de conversão, transformar de volts para corrente e compensar para a temperatura;
 - 2 - Cálculo da corrente de curto circuito;
-

- 3 - Normalização e rejeição, normalizar os sinais a rejeitar sinais ou limites de fronteira.
- 4 - Cálculos e lógica, para obter a solução de cada NSS e bandeira de falhas;
- 5 - Seleção de saída, selecionar a solução correta (do NSS-A ou NSS-B).

4.3.7 Excitador do Magnetômetro:

Entradas para o componente são o vetor sensor (composto pelo leitor do magnetômetro e dados de temperatura em volts), corrente atual, e vetor de ativação do magnetotorques para compensação.

Saídas são os eixos fluxo magnético em Gauss e derivativos, bandeiras de falhas, a bandeiras de saturação.

Todas as entradas e saídas são salvas pelo OBSW para finalidades de telemedidas.

Os blocos principais de componentes executam a conversão e as funções de compensação, falha lógica e seleção, função de geração do valor do corpo de eixo, e a função de derivação e filtragem.

4.3.8 Controle e comando de software:

As entradas ao módulo principal incluem os comandos de OBSW, dados e bandeiras dos módulos de excitadores de sensores, e coeficientes básicos seguros e parâmetros para ativar o controle no caso de computador restaurar ou ligar/desligar eventos.

As saídas são preferências atuais e futuras dos estados do ACS, comandos para ser implementados, velocidades angulares e bandeiras funcionais.

Todas entradas e saídas são salvas pelo OBSW para finalidades de telemedidas, exceto os coeficientes básicos seguros.

Os blocos desenvolvidos são:

ACSlogic: selecionar o estado instantâneo para execução do estado posterior e estado objetivo, e gerar a bandeira de falha do estado. No caso de erro o estado de saída está correspondendo ao ACS-PRW-ON.

VelAngLogic: reorganizar e selecionar dados do sensor para controle, e gerar o controle interno das falhas.

CsgnA: selecionar todos os coeficientes e objetivos para execução imediata de estado.

VelAng: estimar a velocidade angular (três eixos) dos dados do magnetômetro.

NutCtrlLogic: ativar ou desativar processos que são dependentes de coeficientes e parâmetros de estado particular.

SpinCtrl: calcular o momento dipolar exigido para o controle da velocidade angular, e aplicações internas.

NutCtrl: calcular o momento dipolar para a mudança de controle. Este bloco não pode ser aplicado sem o bloco SpinCtrl.

EORecom: lembrar a lógica para o próximo estado ACS, e gerar o atual estado de aquisição.

MPLogic: calcular o sinal para o ativamente dos magnetotorques, e o tempo de ativação das características estáticas e dinâmicas do magnetotorque.

4.3.9 Simulação dos Resultados:

A simulação em tempo real é executada com uma ferramenta de software geral desenvolvida no Matlab/Simulink para o Programa Nanosat que simula a órbita e a atitude, perturbações e geometria espacial, sensores estáticos e performances dinâmicas, entradas e saídas com ruído e balanço, e uma simulação simples para o OBSW para o comando lógico do ACS, encontrando as condições operacionais e de projeto apontadas num tempo mínimo.

Os resultados são apresentados com duas extrações representando três eixos angulares apontados e três velocidades angulares em graus e graus por segundo, durante 172800 segundos (2 dias). As condições iniciais são as condições nominais de injeção da órbita (tempo, posição da órbita, e três eixos de atitude e velocidades angulares).

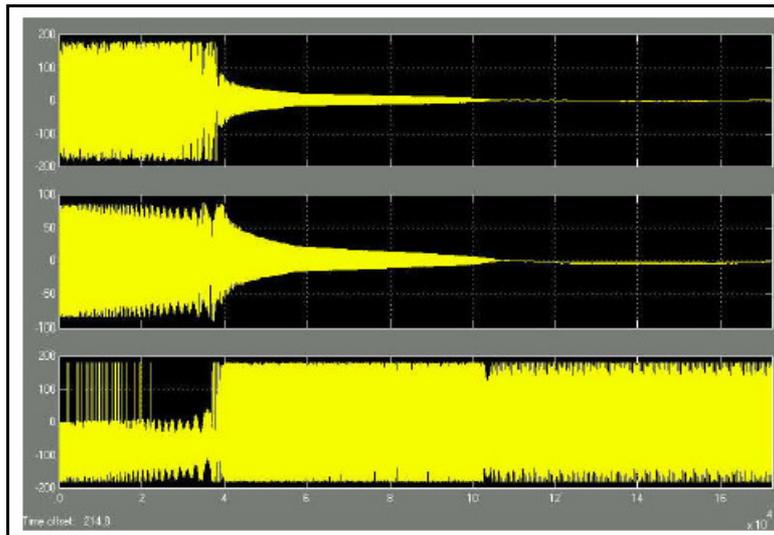


Figura 26: Simulação da Atitude (graus x tempo)
Fonte: http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

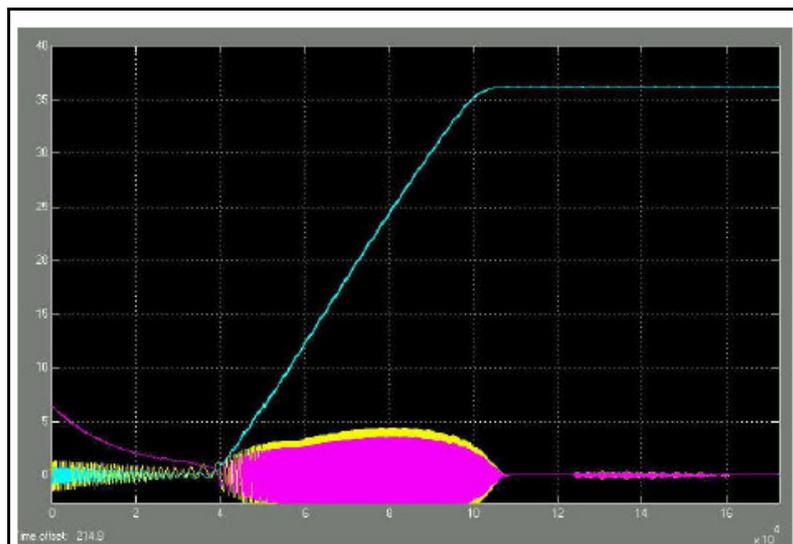


Figura 27: Simulação da velocidade angular (graus/segundo)
Fonte: http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

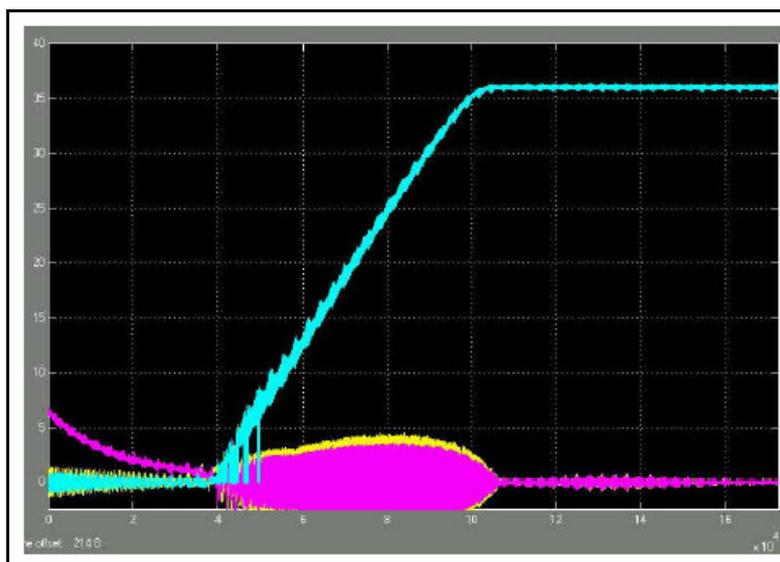


Figura 28: Simulação das velocidades angulares estimadas a bordo
Fonte: http://directory.eoportal.org/pres_NanoSat1.html

4.4 MICROSATÉLITE DA PARCERIA INPE/MCT – UFSM COM O *SPACE RESEARCH INSTITUTE - RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES*, A SER DESENVOLVIDO NO CRSPE/INPE – MCT

No período entre 2004 e 2005, foi realizada uma tentativa de consolidar uma cooperação internacional entre o Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRSPE/INPE - MCT, juntamente com o Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT/UFSM e o *Space Research Institute, Russian Academy of Sciences* – RAS, de Moscou, com o objetivo de construir um microsatélite estudantil.

O projeto desenvolvido pela Rússia é a construção de um microsatélite chamado “Chibis”, que seria lançado em 2006 e tinha por objetivo ser uma plataforma para monitoramento do espaço e prevenção de catástrofes naturais na superfície da Terra, na Atmosfera, na Ionosfera e na Magnetosfera.

As principais funções deste projeto eram:

A – Monitoramento da Atmosfera: Controle da distribuição de gases como o CO₂, e detecção de grandes ejeções de substâncias perigosas na Atmosfera.

B – Clima Espacial: Observação do estado da Ionosfera, cinturões de radiação e vento solar.

C – Monitoramento de incêndios em florestas, outros fenômenos perigosos e objetos na Terra.

D – Pesquisa de medidas astronômicas.

A Rússia possui experiência no desenvolvimento de microsatélites estudantis, pelo fato de ter construído, em parceria com a Austrália, um microsatélite educacional chamado “Kolibri – 2000” que foi colocado em órbita em 20 de Março de 2002, sendo este o primeiro satélite do Programa Científico-Educacional de Microsatélites, que reuniu escolas da Rússia e duas escolas da Austrália.

Para o Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRSPE/INPE – MCT, foi estudada a possibilidade de realização de uma parceria com a Rússia para o desenvolvimento do “Chibis”, semelhante com a realizada entre Rússia e Austrália para a construção do “Kolibri 2000”. Negociações foram iniciadas, mas por fatores de ordem política interna ao INPE, relativos do desenvolvimento e consolidação do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais, como um pólo científico tecnológico no sul, as mesmas não puderam ser concluídas, sendo suspensas por ordem do MCT, prejudicando o andamento do planejamento das atividades de construção de um microsatélite estudantil, em Parceria entre o INPE - UFSM, que somente agora em 2007 estão sendo reativadas mas não em parceria com os Russos.

Em maio de 2007 iniciarem-se as tratativas para o desenvolvimento do Projeto do NanoSatC-Br: Nano-Satélite Científico Acadêmico Brasileiro. O projeto integrará os laboratórios do CRS/CIE/INPE – MCT com o LACESM/CT - UFSM e de outras instituições do Brasil, onde serão criados diferentes grupos que se responsabilizarão pelo desenvolvimento de atividades específicas relacionadas ao Projeto de um “Satélite Estudantil”, o NanoSatC - Br.

CAPÍTULO 5 CONCLUSÃO

Com este Relatório o bolsista pode demonstrar as atividades desenvolvidas junto ao Projeto de Subsistemas de Controle de Atitude para Miniaturização de Satélites, no período de Agosto de 2006 a Julho de 2007. Os resultados obtidos com esta pesquisa, conforme descrito no Relatório revelam conceitos sobre os Subsistemas de Controle de Atitude e seus componentes como sensores e atuadores, os quais permitem o desenvolvimento de satélites de dimensões muito reduzidas, como Nanosatélites e CubeSats, os quais tem um custo muito reduzido se comparado aos satélites de grandes dimensões. Esses fatores contribuem com um grande ganho em massa na missão espacial, o que também representa uma enorme redução de custos no lançamento, desenvolvimento do projeto e conseqüentemente na sua fabricação.

Os sensores e atuadores do subsistema de controle de atitude têm vastas aplicações no campo de microtecnologia e nanotecnologia, sendo que o grau de miniaturização desses componentes são fortemente limitadas principalmente pelas pequenas dimensões.

Sendo assim, esses satélites são ferramentas ótimas para testar atividades de micro-componentes e novas tecnologias no espaço como, por exemplo, o desenvolvimento de novos materiais a partir da análise atômica contendo nanopartículas com o objetivo de construir satélites mais leves. Outro importante fator no desenvolvimento de tais satélites é o tempo de execução do projeto, o qual pode ser realizado num período de um a dois anos dependendo da situação, ou seja, é um cronograma muito curto se comparado a outros satélites maiores.

Pode-se concluir que os projetos de Nanosatélites e CubeSats são importantes ferramentas educadoras, demonstrando que satélites universitários 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. Os nanosatélites incorporam novos avanços tecnológicos que permitem a construção de sistemas espaciais confiáveis, de alto desempenho, e ao mesmo tempo mais econômicos.

Atualmente estão sendo estudada a possibilidade de projeto e construção do NanoSatC-BR: Nano-Satélite Científico Acadêmico Brasileiro, por iniciativa do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/CIE/INPE - MCT, em parceria com o LACESM/CT - UFSM e



outras instituições brasileiras, pelo fato desses satélites apresentarem um baixo custo de fabricação e lançamento, aliando um reduzido tempo de execução do projeto

Com as atividades realizadas durante o Projeto de Iniciação Científica, 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. Estes estudos foram importantes para o crescimento profissional e pessoal da bolsista, tanto no aprimoramento técnico como no seu desenvolvimento em áreas de formação pessoal, como liberdades pessoais, auto-estima, autoconfiança, principalmente aprimorando suas habilidades de autodidatismo, liderança, iniciativa e criatividade.



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.

Não poderia deixar de mencionar, e agradecer aos meus colegas e acadêmicos do curso de Engenharia Mecânica Jean Carlos Daroit e Rodrigo Gerlach Silva que auxiliaram no desenvolvimento do trabalho; e aos meus amigos Jean Paulo Guarnieri e Viviane Cassol Marques que muito me incentivaram nas horas difíceis, também ao Dr. Ademar Michels que está iniciando suas atividades junto ao Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – LAMEC/CRS/CIE/INPE – MCT.

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

Agradecimentos especiais a Sra. Egídia, Secretária do PIBIC/INPE - CNPq/MCT e a Sra. Angelita, Secretária do CRS/CIE/INPE - MCT, que muito se desempenham para a nossa formação e Pesquisa.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Stancato, F.; **Unosat: The First Brazilian University Nanosatellite**; Universidade do Norte do Paraná.
- [2] Stancato, F.; Prodsan, Y.; **14 Bissat, an International Student Experience**; Faculdade Metropolitana Londrinense; Phd Student at Dniepropetrovsk National University, Dniepropetrovsk, Ukraine.
- [3] Morgado, J. M. P.; **Express Structure**; Faculty of Engineering; Student of Mechanical Engineering; University of Porto.
- [4] Vaneta, P. V.; Culver, H.; Gagosian, J.; Johnson, M; Kellogg, J.; Mangus, D.; Michalek, T.; Sank, V.; Tompkins, S.; **NASA/GSFC Nano-Satellite Technology Development**; NASA-GSFC, Greenbelt, Maryland.
- [5] Melro, A. R.; **Programa SSeti**; Faculdade de Engenharia da Universidade de Porto.
- [6] Esper, J.; Neeck, S.; Slavin, J. A.; Leitner, J.; Wiscombe, W.; Bauer, F. H.; **Nano/Micro Satellite Constellations for Earth and Space Science**; NASA-GSFC, Greenbelt, Maryland 20771, USA.
- [7] Trivedi, N. B.; Schuch, N. J.; **Small Spatial Buoy - Nanosatellite - On International Space Station For Environment Investigation**; Lviv Centre of Institute of Space Research; 5-A Naukova str.; 290601 Lviv; Ukraine.
- [8] Kayal, H.; Briess, K.; **Pico Satellite Concept of Tu-Berlin**; Technical University of Berlin; Institute of Aeronautics and Astronautics; Department of Astronautics.
- [9] Puig-Suari, J.; Turner, C.; Twiggs, R. J.; **CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch**; California Polytechnic State University; Stanford University.
- [10] Azeem, Dr. Irfan; **Solar Spectroscopy Satellite**.
- [11] Wertz, James R.; **Spacecraft Attitude Determination and Control**.
- [12] Relatórios Anteriores.
- [13] Páginas na rede Internet:
1. <http://www.stec2005.space.aau.dk/?sessions>
 2. <http://www.space.unopar.br/>
 3. http://www.esa.int/SPECIALS/sseti_express/index.html
-



4. <http://paginas.fe.up.pt/ssetiexpress/>
 5. <http://www.amrad.pt/smallsats.php>
 6. <http://www-ee.eng.hawaii.edu/~cubesat/>
 7. <http://www.cubesat.auc.dk/>
 8. <http://www.sstl.co.uk/index.php?loc=27&id=179>
 9. <http://www.sstl.co.uk/index.php?loc=6>
-

ATIVIDADES COMPLEMENTARES - PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO EM CONGRESSOS E EM SEMINÁRIOS

No período relativo ao desenvolvimento do Projeto de Iniciação Científica, foi possível apresentar os seguintes trabalhos:

Título:

Projeto Mecânico do Sistema de Movimentação Sincrônica das Antenas de Captação do Radiointerferômetro Protótipo Instalado no Observatório Espacial do Sul - OES/CRSPE/INPE - MCT.

Bibliografia:

GUARNIERI, Jean Paulo; MARQUES, Viviane Cassol; **PROCHNOW, Silvano Lucas**; SCHUCH, Nelson Jorge. PROJETO MECÂNICO DO SISTEMA DE MOVIMENTAÇÃO SINCRÔNICA DAS ANTENAS DE CAPTAÇÃO DO RADIOINTERFERÔMETRO PROTÓTIPO INSTALADO NO OBSERVATÓRIO ESPACIAL DO SUL - OES/CRSPE/INPE - MCT. **ANAIS: 58ª Reunião Anual da SBPC**. Florianópolis, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Co-Autor.



58^a
Atestado
Reunião Anual da SBPC

16 a 21 de julho de 2006
UFSC - Florianópolis/SC

SBPC
SOCIEDADE BRASILEIRA PARA O
PROGRESSO DA CIÊNCIA


UNIVERSIDADE FEDERAL
DE SANTA CATARINA

Atestamos que o trabalho PROJETO MECÂNICO DO SISTEMA DE MOVIMENTAÇÃO SINCRÔNICA DAS ANTENAS DE CAPTAÇÃO DO RADIOINTERFERÔMETRO PROTÓTIPO INSTALADO NO OBSERVATÓRIO ESPACIAL DO SUL - OES/CRSPE/INPE - MCT, de autoria de *Jean Paulo Guarnieri, Silvano Lucas Prochnow, Viviane Cassol Marques e Nelson Jorge Schuch*, foi apresentado na 58^a Reunião Anual da SBPC, realizada de 16 a 21 de julho de 2006, na Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis - SC, Brasil.

Florianópolis, julho de 2006.

Enio Candotti
Prof. Ennio Candotti
Presidente da SBPC

Lisbeth Kaiserlian Cordani
Prof. Lisbeth Kaiserlian Cordani
Coordenadora da 58^a Reunião Anual



Título:

Uma Análise da Tecnologia Espacial Nacional para o Desenvolvimento de Pequenos Satélites.

Bibliografia:

PROCHNOW, Silvano Lucas; GUARNIERI, Jean Paulo; MARQUES, Viviane Cassol; DURÃO, Otavio Santos Cupertino; SCHUCH, Nelson Jorge. UMA ANÁLISE DA TECNOLOGIA ESPACIAL NACIONAL PARA O DESENVOLVIMENTO DE PEQUENOS SATÉLITES. **ANAIS: 58^a Reunião Anual da SBPC.** Florianópolis, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Autor.

58^a
Reunião Anual da SBPC

16 a 21 de julho de 2006
UFSC - Florianópolis/SC

SBPC
SOCIEDADE BRASILEIRA PARA O
PROGRESSO DA CIÊNCIA

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA

Atestado

Atestamos que o trabalho **UMA ANÁLISE DA TECNOLOGIA ESPACIAL NACIONAL PARA O DESENVOLVIMENTO DE PEQUENOS SATÉLITES**, de autoria de *Silvano Lucas Prochnow, Jean Paulo Guarnieri, Viviane Cassol Marques, Otavio Santos Cupertino Durão e Nelson Jorge Schuch*, foi apresentado na 58ª Reunião Anual da SBPC, realizada de 16 a 21 de julho de 2006, na Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis - SC, Brasil.

Florianópolis, julho de 2006.

E. Candotti
Prof. Ennio Candotti
Presidente da SBPC

L. K. Cordani
Profa. Lisbeth Kaiserlian Cordani
Coordenadora da 58ª Reunião Anual



Título:

Construção de Antenas Dipolo Similares as do LOFAR.

Bibliografia:

DAROIT, Jean Carlos; GUARNIERI, Jean Paulo; MARQUES, Viviane Cassol; **PROCHNOW, Silvano Lucas**; SCHUCH, Nelson Jorge. CONSTRUÇÃO DE ANTENAS DIPOLO SIMILARES AS DO LOFAR. ANAIS: XXI Congresso de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia - CRICTE 2006. Ijuí, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Co-Autor.

CERTIFICADO

Certificamos que, **JEAN CARLOS DAROIT** participou do XXI Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia e 6^a. Feira de Protótipos, na condição de **APRESENTADOR**, referente ao trabalho intitulado “CONSTRUÇÃO DE ANTENAS DIPOLO SIMILARES AS DO LOFAR” realizado pela UNIJUI, no período de 04, 05 e 06 de outubro de 2006.

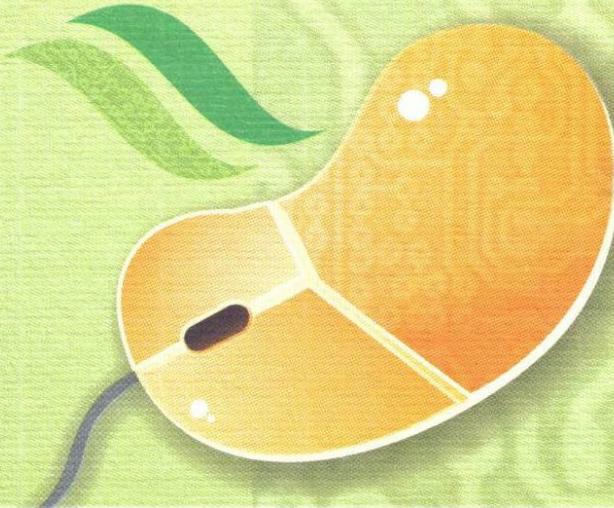
Ijuí (RS), 06 de outubro de 2006.

Maurício de Campos

Prof. Maurício de Campos
Coordenador do CRIC-TE 2006

Prof. Edson Luiz Padoin
Chefe do Departamento de Tecnologia

Prof. Dr. Telmo Rudi Frantz
Vice-Reitor de Pós-Graduação, Pesquisa e Extensão



XXI Congresso de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia e 6^a Feira de Protótipos
CRIC-TE 2006



UNIJUI
UNIVERSIDADE REGIONAL DO NOROESTE DO ESTADO DO RIO GRANDE DO SUL

De Tec - Departamento de Tecnologia



Título:

Estudo de Subsistemas de Controle de Atitude para Aplicação em Pequenos Satélites.

Bibliografia:

PROCHNOW, Silvano Lucas; DAROIT, Jean Carlos; GUARNIERI, Jean Paulo; MARQUES, Viviane Cassol; DURÃO, Otavio Santos Cupertino; SCHUCH, Nelson Jorge. ESTUDO DE SUBSISTEMAS DE CONTROLE DE ATITUDE PARA APLICAÇÃO EM PEQUENOS SATÉLITES ANAIS: XXI Congresso de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia - CRICTE 2006. Ijuí, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Autor.





Título:

Análise de Protótipos de Antenas Dipolo Desenvolvidas para o Projeto LOFAR.

Bibliografia:

DAROIT, Jean Carlos; GUARNIERI, Jean Paulo; MARQUES, Viviane Cassol; **PROCHNOW, Silvano Lucas**; SCHUCH, Nelson Jorge. ANÁLISE DE PROTÓTIPOS DE ANTENAS DIPOLO DESENVOLVIDAS PARA O PROJETO LOFAR. **ANAIS: Livro de Resumos do Simpósio Brasileiro de Geofísica Espacial e Aeronomia - SBGEA 2006**. São José dos Campos, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Co-Autor.

S B G E A 2006
CERTIFICADO

Certificamos que **JEAN CARLOS DAROIT** participou do **Simpósio Brasileiro de Geofísica Espacial e Aeronômica**, realizado em São José dos Campos de 23 a 26 de outubro de 2006, na qualidade de apresentador.

Hisao Takahashi
Presidente do Comitê Organizador

Inez Staciarini Batista
Vice-Presidente do Comitê Organizador Local

PROMOÇÃO **PATROCÍNIO** **APOIO**



Título:

Análise Comparativa Entre o Projeto Galileo e os Demais Sistemas GNSS.

Bibliografia:

MARQUES, Viviane Cassol; DAROIT, Jean Carlos; GUARNIERI, Jean Paulo; PROCHNOW, Silvano Lucas; DURÃO, Otavio Santos Cupertino; SCHUCH, Nelson Jorge. ANÁLISE COMPARATIVA ENTRE O PROJETO GALILEO E OS DEMAIS SISTEMAS GNSS. ANAIS: Livro de Resumos do Simpósio Brasileiro de Geofísica Espacial e Aeronomia - SBGEA 2006. São José dos Campos, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Co-Autor.



Título:

Desenvolvimento de Pequenos Satélites no Brasil.

Bibliografia:

PROCHNOW, Silvano Lucas; DAROIT, Jean Carlos; GUARNIERI, Jean Paulo; MARQUES, Viviane Cassol; DURÃO, Otavio Santos Cupertino; SCHUCH, Nelson Jorge. DESENVOLVIMENTO DE PEQUENOS SATÉLITES NO BRASIL. **ANAIS: Livro de Resumos do Simpósio Brasileiro de Geofísica Espacial e Aeronomia - SBGEA 2006**. São José dos Campos, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Autor.



Título:

As Tendências da Tecnologia Espacial para o Desenvolvimento de Satélites Miniaturizados.

Bibliografia:

PROCHNOW, Silvano Lucas; DAROIT, Jean Carlos; GUARNIERI, Jean Paulo; MARQUES, Viviane Cassol; DURÃO, Otavio Santos Cupertino; SCHUCH, Nelson Jorge. AS TENDÊNCIAS DA TECNOLOGIA ESPACIAL PARA O DESENVOLVIMENTO DE SATÉLITES MINIATURIZADOS. **ANAIS: 21^a Jornada Acadêmica Integrada - 21^a JAI.** Santa Maria, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Autor.

21ª Jornada

Acadêmica Integrada

CERTIFICADO

Certificamos que,

SILVANO LUCAS PROCHNOW

participou da 21ª Jornada Acadêmica Integrada
da Universidade Federal de Santa Maria, nos dias 28, 29 e 30 de novembro de 2006,
como APRESENTADOR (A) do trabalho

AS TENDÊNCIAS DA TECNOLOGIA ESPACIAL PARA O DESENVOLVIMENTO DE SATÉLITES MINIATURIZADOS



MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
PRÓ-REITORIA DE PÓS-GRADUAÇÃO E PESQUISA



Comissão Executiva
PRPGP/UFSM



Título:

Facilidades e Vantagens Oferecidas Pelo Novo Sistema de Posicionamento Global, Galileo.

Bibliografia:

MARQUES, Viviane Cassol; DAROIT, Jean Carlos; GUARNIERI, Jean Paulo; **PROCHNOW, Silvano Lucas**; DURÃO, Otavio Santos Cupertino; SCHUCH, Nelson Jorge. FACILIDADES E VANTAGENS OFERECIDAS PELO NOVO SISTEMA DE POSICIONAMENTO GLOBAL, GALILEO. ANAIS: 21^a Jornada Acadêmica Integrada - 21^a JAI. Santa Maria, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Co-Autor.

21ª Jornada

Acadêmica Integrada

CERTIFICADO

Certificamos que,

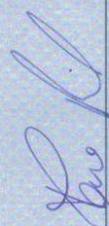
VIVIANE CASSOL MARQUES

participou da 21ª Jornada Acadêmica Integrada
da Universidade Federal de Santa Maria, nos dias 28, 29 e 30 de novembro de 2006,
como APRESENTADOR (A) do trabalho

FACILIDADES E VANTAGENS OFERECIDAS PELO NOVO SISTEMA DE POSICIONAMENTO GLOBAL, GALILEO



MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
PRÓ-REITORIA DE PÓS-GRADUAÇÃO E PESQUISA



Comissão Executiva
PRPGP / UFSM



Título:

Confeção de Protótipos de Antenas Dipolo do Radiotelescópio LOFAR.

Bibliografia:

DAROIT, Jean Carlos; GUARNIERI, Jean Paulo; MARQUES, Viviane Cassol; **PROCHNOW, Silvano Lucas**; SCHUCH, Nelson Jorge. CONFECÇÃO DE PROTÓTIPOS DE ANTENAS DIPOLO DO RADIOTELESCOPIO LOFAR. **ANAIS: 21ª Jornada Acadêmica Integrada - 21ª JAI**. Santa Maria, 2006 – Brasil.

Tipo de Participação:

Co-Autor.

21ª Jornada

Acadêmica Integrada

CERTIFICADO

Certificamos que,

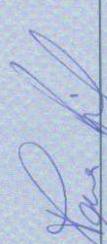
JEAN CARLOS DAROIT

participou da 21ª Jornada Acadêmica Integrada da Universidade Federal de Santa Maria, nos dias 28, 29 e 30 de novembro de 2006, como APRESENTADOR (A) do trabalho

CONFECÇÃO DE PROTÓTIPOS DE ANTENAS DIPOLO DO RADIOTELESCOPIO LOFAR



MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
PRÓ-REITORIA DE PÓS-GRADUAÇÃO E PESQUISA


Comissão Executiva
PRPGP/UFSM



Título:

Miniaturização de Satélites.

Bibliografia:

PROCHNOW, Silvano Lucas; DURÃO, Otavio Santos Cupertino;
SCHUCH, Nelson Jorge. MINIATURIZAÇÃO DE SATÉLITES. **ANAIS:
Seminário de Iniciação Científica do INPE - SICINPE.** São José dos
Campos, 2006 - Brasil.

Tipo de Participação:

Autor.

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: "MINIATURIZAÇÃO DE SATÉLITES", 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 2006.

São José dos Campos, 12 de julho de 2006.



JOSÉ CARLOS BECCENERI
Coordenador Institucional do PIBIC