



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INTERFACE MECÂNICA ENTRE O SATÉLITE E O LANÇADOR DE SATÉLITES MINIATURIZADOS

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

PROCESSO: 102221/2008-1

Eduardo Ceretta Dalla Favera - Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
Laboratório de Radiofrequência e Comunicações
LRC/CRS/CIE/INPE – MCT
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
CRS/CIE/INPE – MCT
E-mail: eduardo.ceretta@gmail.com

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

Santa Maria, Julho de 2008



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

PROJETO

INTERFACE MECÂNICA ENTRE O SATÉLITE E O LANÇADOR DE SATÉLITES MINIATURIZADOS

PROCESSO: 102221/2008-1

Relatório elaborado relativo aos respectivos períodos de execução das atividades por:

Eduardo Ceretta Dalla Favera - Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT
E-mail: eduardo.ceretta@gmail.com

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

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

DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Título: INTERFACE MECÂNICA ENTRE O SATÉLITE E O LANÇADOR DE SATÉLITES MINIATURIZADOS

Processo CNPq Nº: 102221/2008-1

Aluno Bolsista no período de Agosto/07 a Setembro/07:

Rodrigo Gerlach Silva

Curso de Engenharia Mecânica

Centro de Tecnologia – CT/UFSM

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Aluno Bolsista no período de Outubro/07 a Março/08:

Paulo Vitor Zurawski Saldanha

Curso de Engenharia Mecânica

Centro de Tecnologia – CT/UFSM

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Aluno Bolsista no período de Abril/08 a Julho/08:

Eduardo Ceretta Dalla Favera

Curso de Ciência da Computação

Centro de Tecnologia – CT/UFSM

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Orientador:

Dr. Otavio Santos Cupertino Durão

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

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE/MCT

Co-Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

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

Colaboradores:

Silvano Lucas Prochnow,

Tiago Jaskulski,

Igor Freitas Fagundes,

Guilherme Simon da Rosa.

Alunos da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM que desenvolvem programas de I.C. no CRS/CIE/INPE – MCT.



Local de Trabalho/Execução do projeto:

Laboratório de Radiofrequência e Comunicações – CRS/CIE/INPE – MCT

Trabalho desenvolvido no âmbito da parceria INPE/MCT – UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT/UFSM



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Grupo de Pesquisa

Clima Espacial, Magnetosferas: Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br



Identificação

Recursos Humanos

Linhas de Pesquisa

Indicadores do Grupo

Identificação

Dados básicos

Nome do grupo: Clima Espacial, Magnetosferas: Interações Terra - Sol, NanoSatC-Br

Status do grupo: **certificado pela instituição**

Ano de formação: 1996

Data da última atualização: 18/06/2008 15:04

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

Ademar Michels - michels@ct.ufsm.br

Área predominante: Ciências Exatas e da Terra; Geociências

Instituição: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Órgão: Coordenação de Gestão Científica - CIE

Unidade: Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS

Endereço

Logradouro: Caixa Postal 5021

Bairro: Camobi

CEP: 97110970

Cidade: Santa Maria

UF: RS

Telefone: 33012026

Fax: 33012030

E-mail: njschuch@lasesm.ufsm.br

Home page: <http://>

Repercussões dos trabalhos do grupo

O Grupo de Pesquisa - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS: INTERAÇÃO TERRA-SOL do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/CIE/INPE-MCT, em Santa Maria, e Observatório Espacial do Sul - OES/CRS/CIE/INPE - MCT, Lat. 29°26'24"S, Long. 53°48'38"W, Alt. 488m, em São Martinho da Serra, RS, criado por Nelson Jorge Schuch em 1996, colabora com pesquisadores da: UFSM (CT-LACESM), INPE (CEA, ETE, CPA), CRAAM-Universidade P. Mackenzie, IAG/USP, OV/ON, DPD/UNIVAP e SEFET/GO, no Brasil e internacionais do: Japão (Universidades: Shinshu, Nagoya, Kyushu, Takushoku e National Institute of Polar Research), EUA ((Bartol Research Institute/University of Delaware e NASA (Jet Propulsion Laboratory e Goddard Space Flight Center)), Alemanha (University of Greifswald e Max Planck Institute for Solar System Research), Australia (Australian Government Antarctic Division e University of Tasmania), Armênia (Alikhanyan Physics Institute) e Kuwait (Kuwait University). Linhas de Pesquisas: MEIO INTERPLANETÁRIO - CLIMA ESPACIAL, MAGNETOSFERAS x GEOMAGNETISMO, AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA, NANOSATC-BR. Áreas de interesse: Heliosfera, Física Solar, Meio Interplanetário, Clima Espacial, Magnetosferas, Geomagnetismo, Aeronomia, Ionosferas, Aeroluminescência, Raios Cósmicos, Muons, Pequenos Satélites Científicos. Objetivos: Pesquisar o acoplamento energético na Heliosfera, os mecanismos de geração de energia no Sol, o Vento Solar, sua propagação no Meio Interplanetário, acoplamento com as magnetosferas planetárias, no Geo espaço com a Ionosfera e a Atmosfera Superior, previsão de ocorrência de tempestades magnéticas e das intensas correntes induzidas na superfície da Terra. Pesquisas teóricas e observacionais utilizando-se de larga base de dados de sondas no Espaço Interplanetário e dentro de magnetosferas planetárias, bem como de modelos computacionais físicos e estatísticos. Vice-Líderes: Alisson Dal Lago, Nalin Babulau Trivedi, Marcelo Barcellos da Rosa, Ademar Michels.

Recursos humanos		
Pesquisadores		Total: 32
Ademar Michels	Jean Carlo Santos	
Alan Prestes	Jean Pierre Raulin	
Alicia Luisa Clúa de Gonzalez	Joao Paulo Minussi	
Alisson Dal Lago	Jose Humberto Andrade Sobral	
Antonio Claret Palerosi	Mangalathayil Ali Abdu	
Barclay Robert Clemesha	Marcelo Barcellos da Rosa	
Clezio Marcos De Nardin	Nalin Babulal Trivedi	
Cristiano Max Wrasse	Natanael Rodrigues Gomes	
Delano Gobbi	Nelson Jorge Schuch	
Eurico Rodrigues de Paula	Odim Mendes Junior	
Ezequiel Echer	Osmar Pinto Junior	
Fabiano Luis de Sousa	Otavio Santos Cupertino Durão	
Fábio Augusto Vargas dos Santos	Petrônio Noronha de Souza	
Fernando Luís Guarnieri	Polinaya Muralikrishna	
Hisao Takahashi	Severino Luiz Guimaraes Dutra	
Ijar Milagre da Fonseca	Walter Demetrio Gonzalez Alarcon	
Estudantes		Total: 28
Alan Carlos Klein	Juliano Moro	
Antonio Marcos Martins Silveira	Lilian Piecha Moor	
Bernardo Henz	Lorenzo Marzari Félix	
Carlos Roberto Braga	Lucas Lopes Costa	
Cassio Espindola Antunes	Marcos Vinicius Dias Silveira	
César Augusto Daroit	Mateus Sabadi Schuh	
Cristiano Sarzi Machado	Nikolas Kemmerich	
Eduardo Ceretta Dalla Favera	Rafael Lopes Costa	
Fabrício Deives Kummer	Samuel Martins da Silva	
Fernando de Souza Savian	Silvano Lucas Prochnow	
Igor Freitas Fagundes	Tardelli Ronan Coelho Stekel	
Jean Carlos Daroit	Tiago Domingos dos Santos	
Jose Fernando Thuorst	Tiago Jaskulski	
Josemar de Siqueira	Willian Rigon Silva	
Técnicos		Total: 5
Anderson Pereira Colvero - Ensino Profissional de nível técnico - Técnico em Eletrônica		
Eduardo Ceretta Dalla Favera - Ensino Profissional de nível técnico - Técnico em Computação		
Koiti Ozaki - Especialização - Analista de Sistemas		
Roben Castagna Lunardi - Graduação - Técnico em Computação		
Vinicius Ceregati Costa - Graduação - \Outra Função		

Linhas de pesquisa	Total: 4
AERONOMIA - IONOSFERAS x AEROLUMINESCÊNCIA	



Relatório Final de Atividades

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

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

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



Diretório dos Grupos de Pesquisa no Brasil



Linha de Pesquisa **NANOSATC-BR**

Linha de pesquisa

NANOSATC-BR

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

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

Pesquisadores:

[Ademar Michels](#)
[Alicia Luisa Clúa de Gonzalez](#)
[Alisson Dal Lago](#)
[Antonio Claret Palerosi](#)
[Clezio Marcos De Nardin](#)
[Ezequiel Echer](#)
[Fabiano Luis de Sousa](#)
[Fernando Luís Guarnieri](#)
[Ijar Milagre da Fonseca](#)
[Jean Pierre Raulin](#)
[Jose Humberto Andrade Sobral](#)
[Nalin Babulal Trivedi](#)
[Natanael Rodrigues Gomes](#)
[Nelson Jorge Schuch](#)
[Odim Mendes Junior](#)
[Otavio Santos Cupertino Durão](#)
[Petrônio Noronha de Souza](#)
[Severino Luiz Guimaraes Dutra](#)
[Walter Demetrio Gonzalez Alarcon](#)

Estudantes:

[Alan Carlos Klein](#)
[Bernardo Henz](#)
[Carlos Roberto Braga](#)
[Cassio Espindola Antunes](#)
[Fernando de Souza Savian](#)
[Igor Freitas Fagundes](#)
[Jean Carlos Daroit](#)
[Josemar de Siqueira](#)
[Lorenzo Marzari Félix](#)
[Lucas Lopes Costa](#)
[Marcos Vinicius Dias Silveira](#)
[Nikolas Kemmerich](#)
[Rafael Lopes Costa](#)
[Samuel Martins da Silva](#)
[Silvano Lucas Prochnow](#)
[Tardelli Ronan Coelho Stekel](#)
[Tiago Jaskulski](#)
[Willian Rigon Silva](#)

Árvore do conhecimento:

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



Relatório Final de Atividades

Setores 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; Desenvolvidos: estrutura mecânica, computador-bordo, programas, estação terrena, testes/integração, sub-sistemas: potencia, propulsão, telemetria, controle: atitude, térmico, Vice-Líder: Ademar Michels

SUMÁRIO

SUMÁRIO	10
RESUMO.....	12
1. CAPÍTULO 1.....	13
1.1. Introdução	13
1.1.1. SATÉLITES	13
1.1.2. CLASSIFICAÇÃO DE SATÉLITES.....	14
1.1.3. PEQUENOS SATÉLITES.....	15
1.1.4. CUBESATS	16
1.2. Cubesats Internacionais	17
1.2.1. WASHINGTON UNIVERSITY	17
1.2.2. ESCOLA POLITÉCNICA E UNIVERSIDADE NORTE DO PARANÁ & DNIETROPETROVSK NATIONAL UNIVERSITY.....	19
1.2.3. AALBORG UNIVERSITY	21
1.2.4. SEETI	23
1.2.5. TECHNISCHE UNIVERSITÄT BERLIN.....	25
1.2.6. UNIVERSITY OF TOKIO.....	27
1.2.7. EMBRY-RIDDLE AERONAUTICAL UNIVERSITY.....	28
1.2.8. UNIVERSITY OF TORONTO	29
1.2.9. UNIVERSIDAD SERGIO ARBOLEDA.....	31
1.2.10. LABORATOIRE DES MICROSYSTEMES POUR LES TECHNOLOGIES SPATIALES & ESCOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE	33
1.2.11. NORWEGIAN SPACE CENTRE.....	33
1.2.12. INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS.....	34
2. CAPÍTULO 2.....	35
2.1. Introdução	35
2.1.1. LANÇAMENTO DE SATÉLITES	35
2.1.2. SURGIMENTO DO P-POD.....	36
2.1.3. P-POD ASPECTOS GERAIS	38
2.1.4. P-POD ASPECTOS ESPECÍFICOS	40
1. ESTRUTURA.....	40
2. PORTAS.....	41
3. PROPRIEDADES VOLUMÉTRICAS	42
4. INTERFACE ELÉTRICA	43
5. SEPARAÇÃO.....	44
6. REGRAS DE TEMPORIZAÇÃO	45
3. CAPÍTULO 3.....	47
3.1. Introdução	47
3.2. Veículos Lançadores de Cubesats	47
3.2.1. DNPER	49
3.2.2. POLAR SATELLITE LAUNCH VEHICLE	51

3.2.3.	ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE	52
3.3.	Interface dos Veículos Lançadores com o P-POD	53
3.3.1.	INTERFACE MECÂNICA	53
3.3.2.	INTERFACE ELÉTRICA	55
3.4.	Especificações Necessárias para a Construção de Cubesats.....	56
3.4.1.	ESPECIFICAÇÕES RELACIONADAS AO P-POD	56
3.4.2.	ESPECIFICAÇÕES RELACIONADAS À SEGURANÇA	57
3.4.3.	DOCUMENTAÇÃO	57
7.	PROPÓSITO DO SATÉLITE E ESPECIFICAÇÕES BÁSICAS	58
8.	RESULTADOS DOS TESTES MECÂNICOS E AMBIENTAIS	58
9.	DOCUMENTO DE SEGURANÇA	58
10.	CARTA OFICIAL	58
11.	LISTA DE EQUIPAMENTOS TEMPORARIAMENTE IMPORTADOS PARA O LOCAL DE LANÇAMENTO.	59
12.	DOCUMENTO DE EMISSÃO ELETROMAGNÉTICA.....	59
3.4.4.	CUSTOS	59
4.	CAPÍTULO 4.....	60
	AGRADECIMENTOS	62
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	63

RESUMO

Este Relatório visa descrever as atividades vinculadas ao Programa PIBIC/INPE – CNPq – MCT, desenvolvidas pelo bolsista **Eduardo Ceretta Dalla Favera**, acadêmico do Curso de Ciência da Computação, da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, durante o período de **Maio de 2008 à Julho de 2008**, no Projeto “**Interface Mecânica entre o Satélite e o Lançador de Satélites Miniaturizados**”, junto ao Centro Regional Sul – CRS/INPE-MCT. As atividades foram realizadas no Laboratório de Radio Frequência e Comunicação.

1. CAPÍTULO 1

SATELITES MINIATURIZADOS

1.1. INTRODUÇÃO

A seguir é reportada uma breve introdução que visa definir os conceitos iniciais que serão necessários no desenrolar do relatório.

1.1.1. SATÉLITES

Satélites artificiais são artefatos desenvolvidos pelo homem que orbitam o planeta Terra ou algum outro planeta com velocidade constante e altitude declinante ate reentrar na atmosfera, quando são quase integralmente “queimados” pelo atrito com os gases da atmosfera. Somente os satélites *geoestacionários* permanecem a uma altitude constante de 36.000 km.

A União Soviética foi o primeiro país a colocar um satélite no espaço, o Sputnik, em 1957, desde então foram lançados milhares de satélites ao espaço. Não existe uma estatística oficial, mas estima-se que já foram lançados aproximadamente 4.600 satélites, e que apenas cerca de 500 deles continuam em funcionamento.

Sucintamente, os satélites atualmente em órbita têm as seguintes funcionalidades:

- comunicações;
- aplicações militares;
- observação da Terra e caráter científico;
- aplicações tecnológicas;
- navegação e localização (sistemas GPS, GLONAS e agora o Galileo, europeu);

Todas essas diferentes aplicações de satélites têm em comum o modo de comunicação que é realizada através da emissão de sinais de rádio na sua direção. Esses sinais são recebidos

pelo receptor do satélite que os amplifica, processa, interpreta, realiza a ação desejada, e envia uma resposta em direção a Terra. Essa resposta é destinada a todas as estações que operarem no mesmo espectro radioelétrico do satélite.



Figura 1: Representação artística de um satélite.

Fonte: techluver.com/category/satellite/

1.1.2. CLASSIFICAÇÃO DE SATÉLITES

A evolução da tecnologia aeroespacial permitiu o desenvolvimento de novos satélites que incorporam novos avanços tecnológicos, os quais levam a construção de sistemas espaciais confiáveis, de alto desempenho, e ao mesmo tempo mais econômicos. A partir disso gera-se uma redução no tamanho e um ganho na eficiência dos satélites.

Grande parte dessa redução de tamanho deve-se ao progresso da microeletrônica e das ferramentas das áreas de computação mecânica e materiais, juntamente com a redução dos seus custos. Esse progresso fica claramente visível quando comparamos a massa das memórias dos computadores, que como na eletrônica

em geral, cai a uma razão média de 1,52 ao ano, para a mesma capacidade, ou seja, caiu de um fator superior a um milhão desde o início da era espacial em 1957, até 1990.

Estas condições permitem reduzir o tamanho dos satélites de tal forma que são hoje classificados da seguinte forma:

Satélites Grandes: possuem mais do que 1000 kg

Satélites Médios: entre 500 kg e 1000 kg

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

Minisatélites: entre 100 kg e 200 kg

Microsatélites: entre 10 kg e 100 kg

Nanosatélites: entre 1 kg e 10 kg

Picosatélites: entre 100g e 1 kg

Fentosatélites: menores do que 100g

A era espacial teve seu início com o lançamento de pequenos satélites, entretanto isso era apenas o reflexo de uma necessidade, pois a capacidade dos lançadores era baixa. Com o aumento da capacidade de lançamento e o desenvolvimento de novas tecnologias o aumento no volume dos satélites pode ser obtido, convergindo para a construção de satélites que contêm uma carga útil maior e permanecem por um período maior no espaço. Entretanto, satélites pequenos sempre tiveram lugar no setor espacial como maneiras, relativamente, fáceis e baratas de atingir a órbita terrestre.

1.1.3. PEQUENOS SATÉLITES

Vários grupos ao redor do globo estão atualmente trabalhando no desenvolvimento de satélites miniaturizados. Muitos desses grupos são compostos por estudantes de universidades que visam a capacitação de recursos humanos para a realização de pesquisa e desenvolvimento com instrumentação espacial. Especialmente para esses grupos é de grande importância que o custo do projeto se mantenha baixo.

Como o custo do projeto está relacionado, entre outras coisas, à complexidade do sistema e o tamanho absoluto do satélite, satélites pequenos são a abordagem mais indicada para a participação desses grupos na ciência espacial.

A partir de 2003 um novo nível de miniaturização foi alcançado através do lançamento com sucesso de seis nanosatélites denominados Cubesats. O lançamento foi realizado pela *University of Toronto* em 30 de julho de 2003.

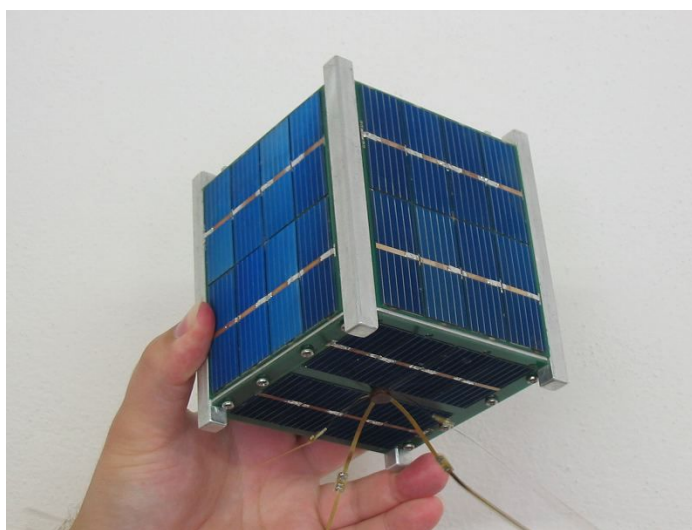


Figura 2: Imagem ilustrando o tamanho de um Cubesat

Fonte: www.czcube.cz/

1.1.4. CUBESATS

O conceito de Cubesat foi desenvolvido pelo *Stanford University's Space Systems Development Lab* e *California Polytechnic State University San Luis Obispo*. Essas duas instituições conceberam o projeto Cubesat, o qual já atinge a colaboração internacional de mais de 100 universidades, escolas, e empresas. O Projeto Cubesat determina o padrão Cubesat como um cubo de 10 cm com massa de até 1 kg. Na Figura 3 pode-se ver as especificações para a construção de um Cubesat que segue esse modelo.

Cubesats se tornaram populares devido ao seu custo moderado, padronização e cooperação entre os diversos grupos desenvolvedores.

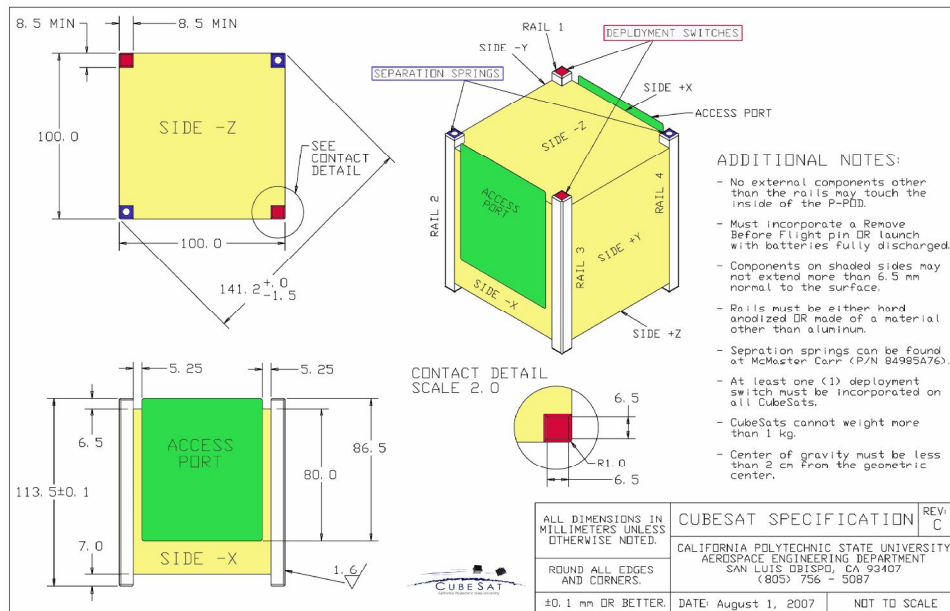


Figura 3: Especificação do CubeSat

Fonte: <http://cubesat.atl.calpoly.edu/>

1.2. CUBESATS INTERNACIONAIS

A seguir é apresentado um resumo sobre alguns dos satélites internacionais que já foram construídos ou estão em fase de construção que estão relacionados com o conceito de satélites miniaturizados.

1.2.1. WASHINGTON UNIVERSITY

No ano de 2001 a turma de *Space Design* da *University of Washington* projetou e desenvolveu uma plataforma CubeSat para realizar um estudo sobre modelagem ionosférica.

O motivo científico da missão era estudar as variações no plasma ionosferico, as quais produziam bolhas de plasma que interferiam na comunicação via rádio. Esse estudo é de grande interesse para os setores ligados a satélites devido a grande necessidade de uma boa comunicação via rádio com o satélite.

Foram construídas duas arquiteturas de Cubesats, ambas estruturadas nas normas estipuladas pelo programa Cubesat. O lançamento foi realizado a bordo de um veículo Russo, Dnper, a partir de Baïkour Cosmodrome a 300 km de altitude com inclinação de 60 graus através de um P-POD. A Figura 4 ilustra a configuração interna dos Cubesats.

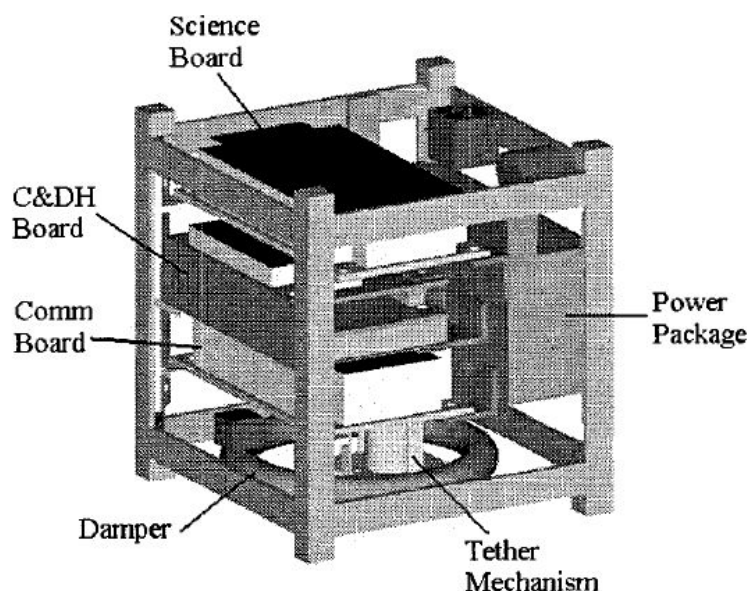


Figura 4: Configuração interna dos Cubesats.

Fonte: CubeSat Design for LEO-Based Earth Science Missions -

Stephen Waydo, Daniel Henry, Mark Cambell, University of Washington

O primeiro tipo de arquitetura carregava um *Plasma Impedance Probe (PIP)/DC*, e o segundo possuía um equipamento de medição da cintilação de GPS. Mesmo os satélites tendo instrumentos diferentes vários subsistemas puderam ser reaproveitados, tais como: as estruturas, o sistema de energia, o sistema de comunicação, e o hardware de comando e manipulação de dados (*Data Handling*) [1]. Uma tabela contendo a massa estipulada para os Cubesats é mostrada a seguir na Tabela 1.

Tabela 1: Tabela de Massa

Subsistemas	Projetado				Atual			
	Percentual do total		Massa Alocada (g)		Massa estimada (g)		Variação(g)	
	DC/PIP	GPS	DC/PIP	GPS	DC/PIP	GPS	DC/PIP	GPS
Estrutural	20%	20%	200	200	170	170	30	30
Térmico	2%	2%	20	20	13	13	7	7
Controle de Atitude	4%	11%	40	110	32	72	8	38
Controle	12%	12%	120	120	111	111	9	9
Comunicação	16%	16%	160	160	145	145	15	15
Energia	18%	18%	180	180	163	163	17	17
Ciência	23%	16%	230	160	208	102	22	58
Total Alocado	95%	95%	950	950	842	776	108	174
Folga	5%	5%	50	50	50	50		
Massa Total	100%	100%	1000	1000	892	826	108	174

Fonte: CubeSat Design for LEO-Based Earth Science Missions -
Stephen Waydo, Daniel Henry, Mark Cambell, University of Washington

Através do estudo realizado nessa missão, os estudantes concluíram que Cubesats são uma plataforma excelente para a realização de estudos espaciais a um baixo custo. Cada um dos satélites têm capacidade para a coleta de dados por um período de no mínimo 20 a 30 dias [1].

1.2.2. ESCOLA POLITÉCNICA E UNIVERSIDADE NORTE DO PARANÁ & DNEPROPETROVSK NATIONAL UNIVERSITY

Em agosto de 2003 um acidente com o lançador Brasileiro, VLS, destruiu o primeiro nanosatélite Brasileiro construído por estudantes universitários, o UNOSAT. Três meses depois a universidade Ucraniana *Dniepropetrovsk National University* fez um convite de cooperação para os estudantes da Escola Politécnica e Universidade Norte do Paraná para que eles utilizassem o hardware desenvolvido no UNOSAT na construção do novo satélite ucraniano UMS. Desse convite nasce o novo projeto

Brasileiro para construção de um satélite universitário, o qual estaria utilizando os conceitos desenvolvidos no UNOSAT. Esse novo projeto foi batizado de 14Bissat em comemoração aos 100 anos do voo do primeiro avião Brasileiro construído por Santos Dumont em Paris.

Após um período de discussão e troca de informações entre os estudantes ficou definido que seria usado a mesma configuração do UNOSAT com algumas pequenas modificações. Uma das modificações necessárias era a compactação da estrutura, pois o volume deveria ser quatro vezes menor.

Sua missão era a mesma do antigo satélite, ele iria receber uma mensagem de voz e um pacote de telemetria através de rádio amador.

As diferentes partes do projeto foram estruturadas em: estrutura, link de rádio, painéis solares, módulo controlador de energia, telemetria, instrumentação, testes de subsistemas, integração e testes finais.

O satélite pretendia ser lançado no ano de 2005, entretanto o lançamento não foi realizado devido ao cancelamento da missão do satélite principal e, conseqüentemente, do cancelamento do lançamento no qual o 14BISSAT tomaria carona. O lançamento planejava ser efetuado a 650 km de altitude a uma órbita com inclinação de 98 graus, tendo uma configuração com 350mm X 350mm X 350mm e pesando 20 kg sendo que 5 kg eram de carga útil. A carga útil principal era constituída de um receptor GLONASS/GPS [2].

A Figura 5 demonstra a posição do satélite em configuração de órbita.

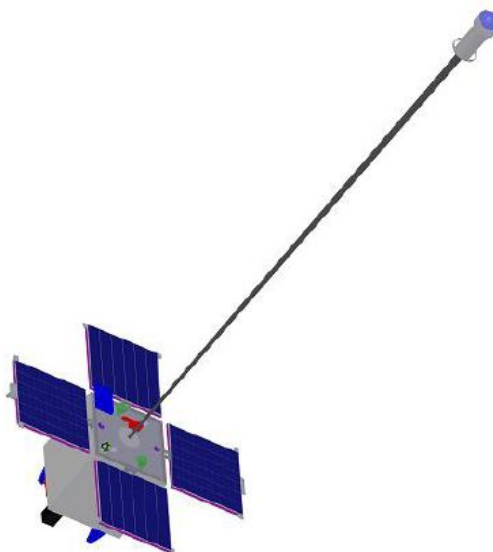


Figura 5: Ilustração da posição final do satélite em órbita.

Fonte: 14 Bissat, an International Student Experience -
Fernando Stancato, Faculdade Metropolitana Londrinense.

Com o desenrolar do projeto os estudantes incorporam algumas virtudes inerentes ao desenvolvimento do projeto: alta qualidade, trabalho em equipe, manutenção de tempo e pesquisa, experiência internacional e paciência [2].

1.2.3. AALBORG UNIVERSITY

A *Aalborg University* desenvolveu dois satélites que seguem o projeto Cubesat. Ambos já estão em órbita. O primeiro é chamado de AAU-CubeSat, e foi lançado dia 30 de junho de 2003 a bordo do veículo Russo em Plesetsk no topo do foguete lançador. Ele se manteve operando por um período de dois meses e meio. O segundo é o AAUSAT-II, o qual foi lançado dia 28 de Abril de 2008 e ainda esta operacional.

Os estudantes encarregados do desenvolvimento dos satélites relacionam as seguintes dificuldades na construção de satélites minaturizados: baixa energia, peso leve, tamanho reduzido, vácuo, vibração intensa, ampla variação de temperatura, estresse mecânico severo, ausência de gravidade, sem segunda chance.

O Cubesat AAU tinha como objetivo tirar fotografias da Terra usando a câmera a bordo. Entretanto, devido à baixa intensidade do sinal de rádio e falha nas baterias, o satélite não obteve sucesso no envio de imagens. Considerando o seu objetivo principal, criar oportunidades educacionais para jovens engenheiros, o projeto foi um sucesso, envolvendo 75 estudantes, sendo que alguns deles são considerados experts pela comunidade de satélites da Europa [3].

O AAUSAT-II teve seu início com o fim das operações do AAU-CubeSat e se valeu da experiência técnica e organizacional obtida no desenvolvimento do AAU-CubeSat. Ele carregou um detector de raios gama e X do *Danish Space Research Institute*. O aparelho está sendo utilizado na detecção de rajadas de raios gama provenientes do cosmos e raios-X do Sol. A Figura 6 demonstra alguns aspectos construtivos e a disposição dos instrumentos no Cubesat.

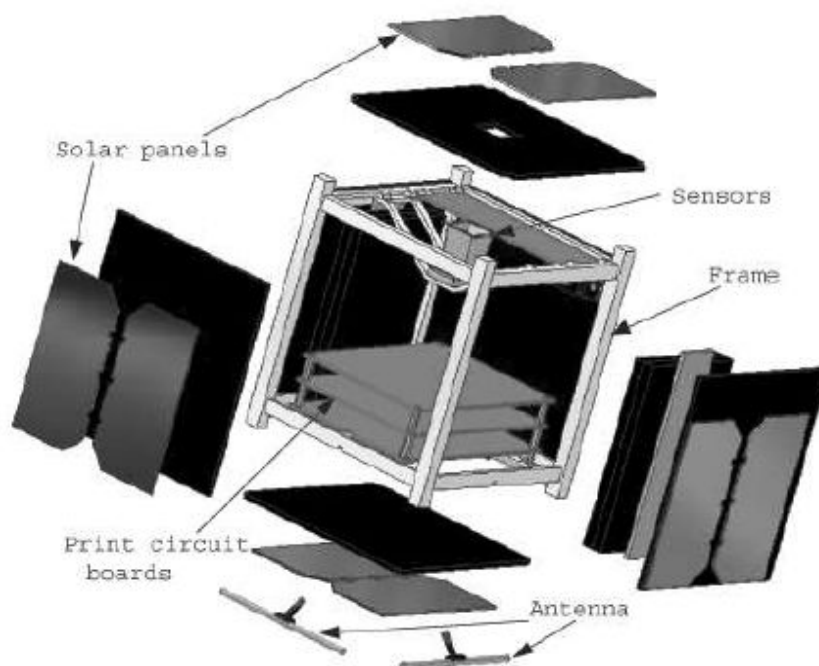


Figura 6: Demonstração dos elementos presentes na estrutura do Cubesat.

Fonte: IAC-04-P.5.B.06, Cubesat Concept Benefits – Isaac Pineda Amo, Aalborg University.

As conclusões inferidas com lançamento desses dois projetos demonstram que o desenvolvimento de pequenos satélites permite que entidades educacionais participem de projetos reais no espaço a um custo baixo e em um período curto. Esses projetos também envolvem estudantes em projetos que os motivaram em desenvolver suas características técnicas, organizacionais e habilidades colaborativas [3].

1.2.4. SEETI

No ano 2000 foi iniciado o programa SSETI - Student Space Exploration and Technology Initiative – o qual é uma iniciativa da Agência Espacial Européia (ESA), mais propriamente do Departamento de Educação. Este projeto visa à criação de uma rede de alunos, faculdades e organizações via Internet para o desenvolvimento, construção e lançamento de satélites. Foram planejadas três missões para o programa SSETI, o *European Student Earth Orbiter*, o *SSETI Express*, e o *European Student Moon Orbiter*.

Em dezembro de 2003 surgiu a possibilidade do lançamento do primeiro satélite, o SSETI Express. Ele tem como objetivo tirar fotografias da Terra recorrendo a uma câmera de luz-visível, transportar e lançar ao espaço três Cubesats. Após os lançamentos dos Cubesats, cada um terá a sua missão autônoma e independente do SSETI. Os Cubesats são: o XI-V da University of Tokio, o N-Cube2 da Noruega e UWE-1 da University of Würzburg. O SSETI Express foi lançado com sucesso em um foguete chamado Cosmos-3M a partir de Plesetsk, Rússia, na manhã de 27 de outubro de 2005 [4] [5].

O segundo microsatélite a ser desenvolvido foi o *European Student Earth Orbiter* (ESEO). Ele tem como objetivo orbitar a Terra tirando fotos, medindo níveis de radiação e testando tecnologias para missões futuras de satélites educacionais. O ESEO será equipado com 3 câmeras: uma câmera de visada estreita (“*narrow angle camera*”) que deve fotografar o continente europeu, uma micro-câmera para fotografar o satélite em órbita e um sensor de estrelas (“*star-tracker*”) do qual se utilizarão as imagens das

estrelas para fins de divulgação e educação. Além de uma sonda de Langmuir que tem a missão de medir a radiação instantânea e uma série de chips de memória que objetivam indicar os efeitos da radiação no equipamento eletrônico. O seu lançamento está planejado para o ano de 2008 [4] [5]. Na Figura 7 pode-se ver a estrutura do satélite.

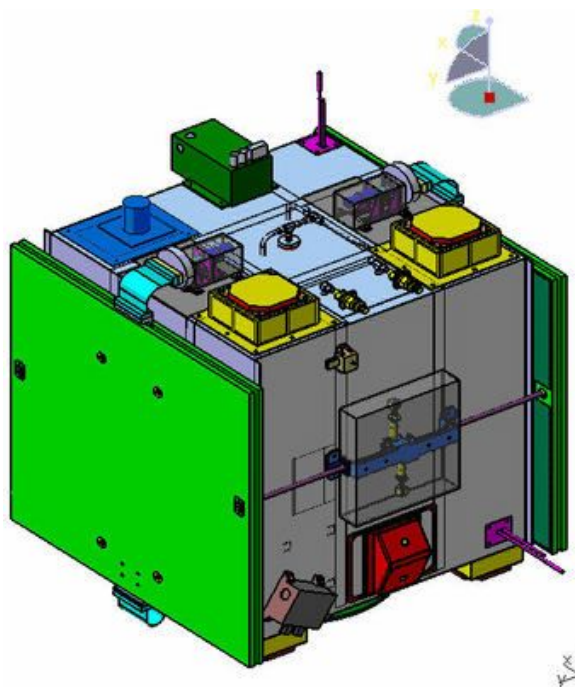


Figura 7: Modelo computacional que esquematiza a estrutura do satélite.

Fonte: http://www.esa.int/esaED/SEM4DLPR4CF_index_1.html

O terceiro projeto é o European Students Moon Orbiter (ESMO). E tem como objetivo adquirir imagens da Lua a partir de uma órbita lunar estável e transmitir informações a Terra para propostas educacionais. Ele será equipado com uma câmera de visada estreita (“*narrow angle camera*”) de 2.5 kg, a qual será usada para prover imagens de média resolução da superfície lunar [4] [5]. Seu lançamento está planejado para o período de 2011 ou 2012. Na Figura 8 pode-se ver uma representação artística do satélite.

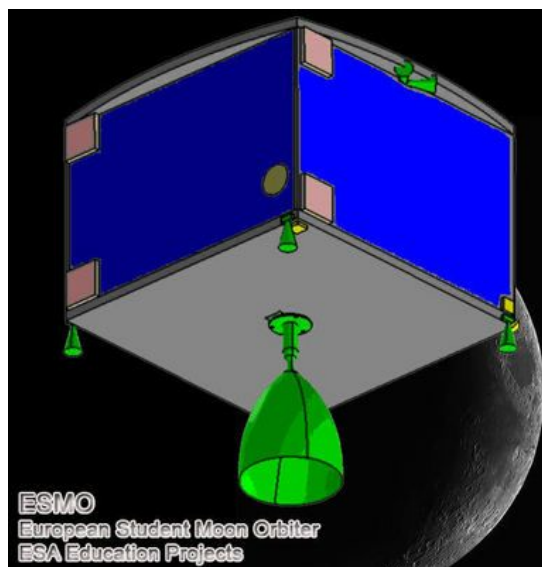


Figura 8: Representação artística do ESMO.

Fonte: http://www.esa.int/esaED/SEML0MPR4CF_index_1.html

1.2.5. TECHNISCHE UNIVERSITÄT BERLIN

Na *Technischen Universität Berlin* foram desenvolvidos e lançados seis picosatélites desde 1991 até 2007. O objetivo básico na construção desses satélites foi a produção de conteúdo científico e tecnológico a um baixo custo, pretendendo abranger áreas diversas como: observação da Terra, ciência espacial, astronomia e pesquisa de novas tecnologias.

Os objetivos específicos do projeto foram: desenvolvimento de novas tecnologias espaciais, análise de efeitos antropogênicos na Terra, observação de fenômenos terrestres do espaço [6].

Os satélites tiveram, necessariamente, os seguintes subsistemas: energia, manipulação de dados a bordo (computador de bordo), telemetria e telecomando, controle de atitude e de órbita, controle térmico, estrutura, mecanismos específicos e carga útil, a qual foi específica para cada missão. Pretendeu-se dotar os satélites com um grande nível de modularidade permitindo uma rápida mudança ao integrar diferentes cargas úteis [6].

O primeiro satélite lançado foi o TUBSAT-A no dia 17 de julho de 1999 a bordo do foguete Ariane 4. Ele perdeu contato com a Terra em 2007. Tinha forma de um cubo com 35 cm de aresta e pesava 35 kg.

O segundo satélite foi o TUBSAT-B, o qual foi lançado no dia 25 de janeiro de 1994 a bordo do foguete Tsyklon. Chegou à órbita com sucesso, mas falhou 39 dias depois. Ele pesava 45 kg e tinha as dimensões de 38x38x50 cm [6].

Após o TUBSAT-B foi lançado o TUBSAT-N/N1 em 7 de julho de 1998 no foguete SHTIL. O TUBSAT-N/N1 foi um projeto que lançou dois satélites, onde o TUBSAT-N tinha dimensões de 32x32x10.4 cm e pesava 8.5kg e o TUBSAT-N1 tinha a configuração de 32x32x3.4 cm com massa total de 3kg. O projeto teve a sua reentrada em 2000 [6].

O quarto satélite da serie TUBSAT foi o DLR-TUBSAT o qual foi lançado em 25 de maio de 1999 a bordo do PSLV-C2 e ainda esta operacional. Ele foi desenhado como um cubo com 32 cm de lado e com massa de 44.8 kg [6].

O satélite MAROC-TUBSAT foi uma cooperação entre *CRTS Morocco* e o *Institut für Luft- und Raumfahrttechnik* em *TU Berlin*. Os marroquinos desenvolveram a carga útil e mantiveram a campanha de lançamento, enquanto os alemães ficaram responsáveis pelo barramento do satélite. Ele foi lançado em 10 de dezembro de 2001 em um foguete Zenit a partir do cosmódromo de *Baikonur*, no Cazaquistão. Tinha dimensões de 32x34x36cm com massa total de 47 kg [6].

O último satélite a ser lançado pela TU-Berlin foi o LAPAN-TUBSAT, o qual teve a cooperação do *National Institute of Aeronautics and Space of Indonesia (Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional/LAPAN)*. Foi lançado no foguete indiano PSLV em 10 de Janeiro de 2007 e ainda esta operacional. O design segue a família TUBSAT e tem as dimensões de 45x45x27 cm e pesa aproximadamente 56 kg [6].

1.2.6. UNIVERSITY OF TOKIO

Em novembro de 1998 no *University Space Systems Symposium* realizado no Havaí foi proposto o projeto de construção de um satélite cúbico de 10 cm pesando menos de 1 kg. Este satélite foi concebido como um programa educacional internacional para desenvolver as habilidades de estudantes de engenharia espacial e produzir uma política de desenvolvimento de satélites rápida e barata.

O projeto concebia a construção de três modelos experimentais antes de partir para o modelo que iria ser colocado em órbita. A série foi chamada de XI (*X-factor Investigator*) e foi numerada serialmente sendo que os XI-I, XI-II, XI-III seriam os modelos experimentais e os XI-IV e XI-V seriam os modelos finais. Os Cubesats XI-IV e XI-V foram lançados com sucesso nos dias 30 de junho de 2003 e 27 de outubro de 2005, respectivamente.

O XI-IV foi lançado a partir de um foguete Russo em Plesetsk a uma altura de aproximadamente 835 km com inclinação de 98.7 graus a partir de um P-POD. O XI-V foi lançado do mesmo local, mas atingiu uma altura de 686 km e uma inclinação de 98 graus [7].

Ambos os satélites têm como objetivo básico adquirir tecnologia para desenvolvimento de sistemas de satélites miniaturizados. E têm como missão específica mandar uma mensagem para o espaço. Essa mensagem podia ser escrita por qualquer pessoa e enviada para o projeto para que eles a enviassem ao espaço.

A Figura 9 demonstra alguns dos aspectos construtivos dos satélites.

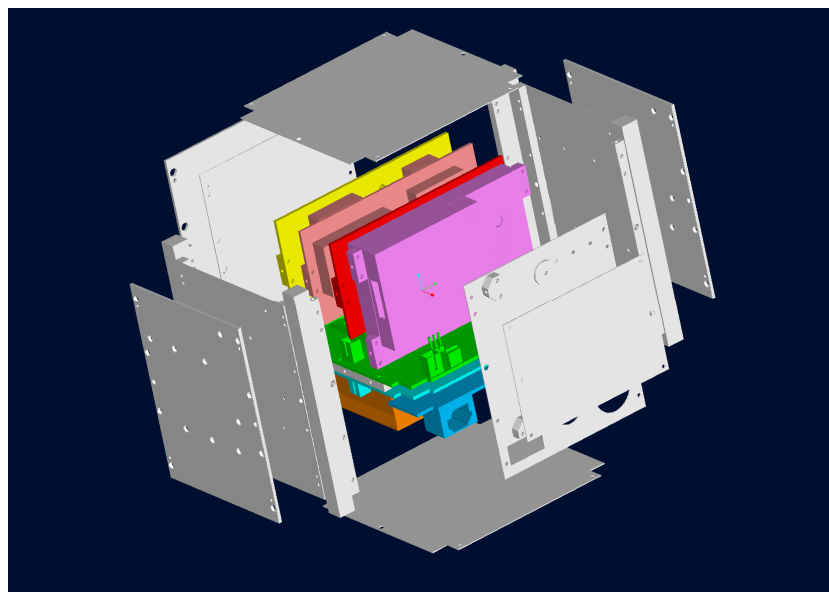


Figura 9: Figura demonstrando o modelo computacional e disposição das partes do satélite.

Fonte: CubeSat Project, Critical Design Review -
Intelligent Space Systems Laboratory, University of Tokyo.

1.2.7. EMBRY-RIDDLE AERONAUTICAL UNIVERSITY

Os estudantes da *Embry-Riddle Aeronautical University* desenvolveram um satélite que segue as especificações do projeto Cubesat para submetê-lo a competições de design de satélites. O design obteve a premiação na segunda competição anual *Florida University Satellite Design Competition* realizada em maio de 2006 no *Florida Space Port Authority campus* [8].

O satélite construído tem como objetivo primário realizar observações nas flutuações no espectro ultravioleta (UV) do sol, para que esses dados possam se correlacionar com os dados coletados em observatórios terrestres e determinar a conexão entre as flutuações UV e tempestades solares. O segundo objetivo é desenvolver e testar uma fonte de energia para picosatélites que possa gerar energia suficiente enquanto mantém um peso baixo.

Os subsistemas desenvolvidos incluem: sistema de energia, controle térmico, controle de atitude, comando e manipulação de dados, comunicação, estrutura e carga útil. A carga útil é um espectrômetro UV [8]. A Figura 10 é um modelo computadorizado da estrutura do Cubesat.

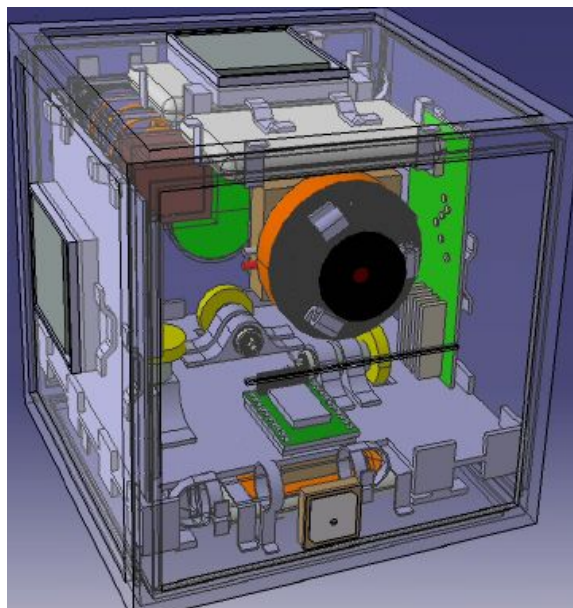


Figura 10: Figura demonstrando o modelo computacional e disposição das partes do satélite.

Fonte: Solar Spectroscopy Satellite, The Final Design Report - Philip Blong, Richard Carpenter, Carolina De Carvalho, Jason Lang, Romón Neely, Adam Richie-Halford, Steve Sedlack, Drew Turner.

1.2.8. UNIVERSITY OF TORONTO

O *Space Flight Laboratory* ao qual pertence a *University of Toronto Institute for Aerospace Studies* desenvolveu o programa CanX. Este programa é baseado no conceito de Cubesat e tem como meta primaria prover estudantes de uma oportunidade para desenvolver sistemas de satélites completos e realizar experiências no espaço usando satélites pequenos e de baixo custo.

O primeiro satélite desenvolvido por esse programa foi o CanX-1. Tal satélite teve como objetivo testar diversas tecnologias em órbita. Ele incorporou diversas cargas úteis e sistemas experimentais, como um imageador CMOS, um computador customizado para realizar a manutenção a bordo, um receptor GPS e um controle de atitude magnético. O CanX-1 foi lançado com sucesso em 30 de junho de 2003 pelo foguete Russo Eurockot a partir de Plesetsk[9][10]. A Figura 11 demonstra uma perspectiva interna e externa do satélite.

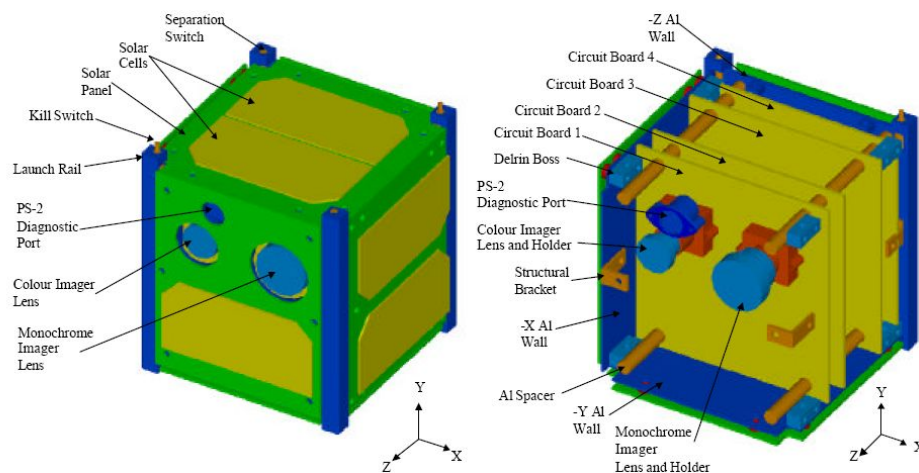


Figura 11: Figura demonstrando o modelo externo, a direita, e disposição das partes internas do satélite, a esquerda.

Fonte: Canada's Smallest Satellite: The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1) – G. James Wells Luke Stras Tiger Jeans, Space Flight Laboratory, University of Toronto Institute For Aerospace Studies.

O próximo satélite foi o CanX-2 que foi desenvolvido para demonstrar e testar as tecnologias requeridas pelo CanX-4 e 5. Dentre essas tecnologias estão um sistemas de propulsão a gás frio e um sistema de controle de atitude miniaturizado. Além de servir como base de teste o CanX-2 realizou experimentos utilizando um espectrômetro para detectar gases do efeito estufa. Este satélite foi lançado com sucesso em 28 de abril de 2008 juntamente com outros 5 cubesats [9][10]. Na Figura 12 pode-se perceber uma representação da forma do satélite.

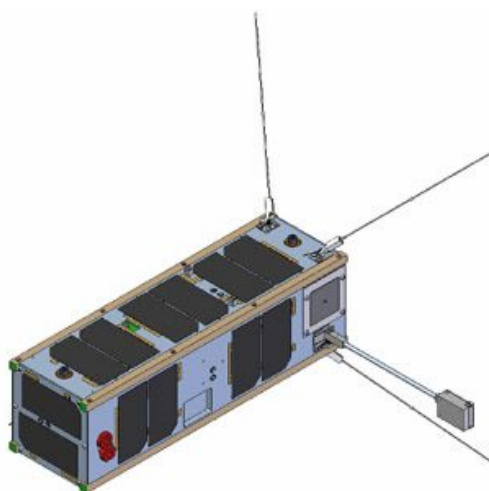


Figura 12: Modelo do exterior do satélite.

Fonte: <http://www.utias-sfl.net/nanosatellites/CanX2/>

O terceiro satélite da serie CanX foi o CanX-3 que possuía a missão de observar as maiores e mais brilhantes estrelas do céu. Ele utilizou a técnica chamada de fotometria diferencial para capturar variações de luz dos objetos utilizando um telescópio óptico de 7 cm [9][10]. É apresentada na Figura 13 a disposição dos instrumentos dentro do satélite.

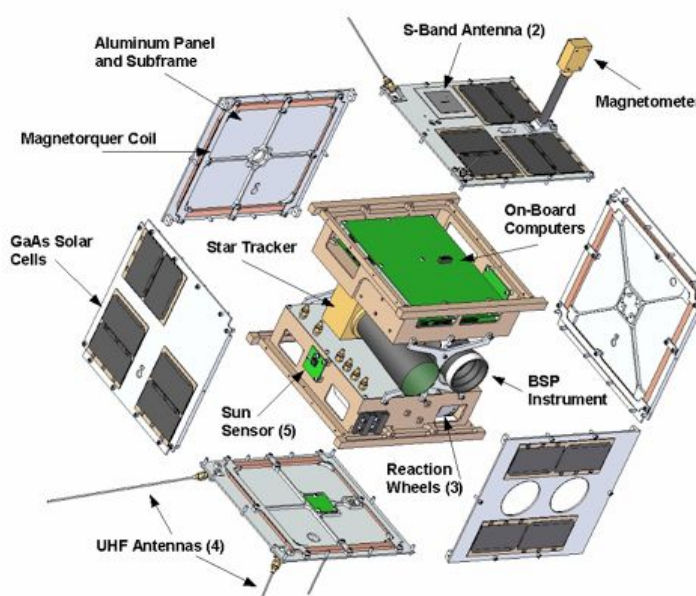


Figura 13: Esquema da disposição dos componentes do satélite.

Fonte: <http://www.utias-sfl.net/nanosatellites/CanX3/>

Os últimos satélites do projeto CanX são o CanX-4 e o CanX-5. Eles são um par de satélites idênticos que pretendem ser lançados em 2008 [10]. Sua missão primária está baseada no controle da suas respectivas posições e orientações relativas entre eles afim de atingir uma configuração orbital conjunta pré-definida.

1.2.9. UNIVERSIDAD SERGIO ARBOLEDA

Na *Universidad Sergio Arboleda* na Colômbia foi desenvolvido um satélite que segue o padrão Cubesat. Tal satélite recebeu o nome de *Liberdad I*.

O *Liberdad I* teve foi desenvolvido baseado na necessidade colombiana de resolver muitos problemas relacionados ao espaço tais como predição do tempo e telecomunicação. A *Universidad Sergio Arboleda* tomou a iniciativa e obteve sucesso no lançamento do primeiro Cubesat Colombiano no dia 27 de março de 2007 a partir do Cosmodrome de Baikonur no Cazaquistão. O satélite já permanece 408 dias em órbita e esta totalmente operacional [11].

O Cubesat esta representado na Figura 14, ele tem o tamanho de um cubo de 10 cm de aresta e pesa 995 g.



Figura 14: Foto do *Liberdad I*.

Fonte: http://www.usergioarboleda.edu.co/proyecto_espacial/index.htm

O projeto possibilitou aos estudantes, professores e pesquisadores a se envolverem nos assuntos mais recentes sobre satélites miniaturizados e Cubesats. Esse projeto evoluiu de uma natureza pedagógica para se tornar uma pesquisa formacional, que gerou desafios técnicos e científicos e motivou o trabalho em equipe de diferentes instituições e diferentes áreas do conhecimento [11].

1.2.10. LABORATOIRE DES MICROSYSTEMES POUR LES TECHNOLOGIES SPATIALES & ESCOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE

O *Laboratoire des Microsystemes pour les Technologies Spatiales* juntamente com o centro especial da *Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne* estão desenvolvendo um pequeno satélite chamado SwissCube, o qual pretende ser lançado no final do ano de 2008 [12]. Este satélite seguirá as normas do padrão Cubesat e proverá um acesso ao espaço rápido e a um baixo custo.

O Cubesat tem como objetivo primário desenvolver, lançar e operar um Cubesat, resultando em um desenvolvimento no setor espacial e de terra. Esse objetivo será considerado realizado quando ocorrer contato via rádio e a telemetria recebida em terra. Seu objetivo secundário é a realização de estudo do fenômeno conhecido como aeroluminescência, a partir de dados coletados pela carga útil.

A missão tem tempo mínimo estipulado para 3 meses com uma missão científica estendida para até 1 ano.

1.2.11. NORWEGIAN SPACE CENTRE

O satélite estudantil nCube foi um experimento desenvolvido por 4 universidades Norueguesas no período de 2001 a 2003. O projeto foi iniciado pela *Norwegian Space Centre* com suporte da *Andøya Rocket Range*.

A missão principal do satélite é demonstrar o sistema de vigilância de tráfego de navios usando o *Automatic Identification System (AIS)* recentemente desenvolvido pela *International Maritime Organization*. O satélite deve receber, armazenar e retransmitir no mínimo uma mensagem AIS de um navio equipado com um transponder para a estação terrena [13].

Foram construídos 2 cubesats o nCube-1 e o nCube-2. O nCube-2 foi lançado dia 27 de outubro de 2005 a partir de um foguete do programa SSETI-Express, o

nCube-2 foi lançado com sucesso mas não enviou nenhum sinal às estações terrenas. O nCube-1 foi lançado dia 26 de julho de 2006, entretanto não chegou a atingir o espaço pois o foguete Russo, Dnper, não completou a subida pela atmosfera resultando na perda do satélite nCube-1.

1.2.12. INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

O NANOSATC-BR será mais um pequeno satélite brasileiro após o UNOSAT e o 14BISSAT. Ele deverá ser lançado em órbita baixa com o objetivo de monitorar o campo geomagnético e a precipitação de partículas energéticas, de preferência com órbita de alta inclinação, a fim de observar a Região da Anomalia Magnética do Atlântico Sul e a Região Equatorial do eletrojato ionosférico, em altitudes da ordem de 400 km. Seu lançamento está planejado para o ano de 2009.

Os instrumentos a bordo desse satélite miniaturizado serão desenvolvidos e/ou adaptados no Brasil, contando com a colaboração de instituições estrangeiras. A carga útil do NANOSATC-BR tem dois subsistemas, que são três sensores, sendo dois sensores de magnetômetros, um para o controle de atitude do satélite e um para a coleta de dados científicos, ambos do tipo fluxgate. Um subsistema composto do sensor detector de partículas, do tipo dosímetro.

Este trabalho está sendo realizado para que informações possam ser adquiridas para que o desenvolvimento desse pequeno satélite atinja as metas esperadas e que ele seja construído e opere com sucesso no âmbito internacional.

2. CAPITULO 2

INTERFACE DE LANÇAMENTO DE CUBESATS

2.1. INTRODUÇÃO

Nesta seção apresenta-se uma relação de conceitos sobre a interface de lançamento de Cubesats de maior uso atualmente, o P-POD. Irão ser verificados o processo que levou ao desenvolvimento desta interface e alguns aspectos gerais e específicos sobre o seu funcionamento como interface lançadora de múltiplos Cubesats.

2.1.1. LANÇAMENTO DE SATÉLITES

O uso efetivo de pequenos satélites na pesquisa espacial e no desenvolvimento tecnológico de acesso, relativamente, fácil e barato tem uma grande dependência da disponibilidade e do custo do lançamento destes.

A seleção de um veículo lançador para uma determinada missão é de vital importância para manter o custo do projeto viável. Na escolha dos veículos leva-se em conta fatores como: órbita final, desempenho do veículo, número de satélites lançados, etc. Muitos lançamentos de pequenos satélites ao estilo dos Cubesats são lançados em um mesmo veículo de lançamento.

O lançamento múltiplo de pequenos satélites, geralmente é compartilhado com algum outro satélite maior, ou seja, os pequenos satélites permanecem como uma carga útil secundária da missão principal. O satélite principal é montado na coifa do foguete juntamente com a carga útil secundaria.

Os satélites minaturizados são acoplados em um dispositivo que possa ejeta-los quando o foguete estiver na órbita correta. Como o Cubesat é definido como um padrão torna-se necessário a utilização de uma interface entre os Cubesats com o veículo lançador que aceite os satélites que seguem esse padrão. Tal sistema existe, e tem seu uso muito freqüente e com alta taxa de sucesso. Ele é conhecido como P-POD (*Poly Picosatellite Orbit Deployer*).

Na Figura 15, pode-se ter uma idéia da configuração do sistema de lançamento de Cubesats.

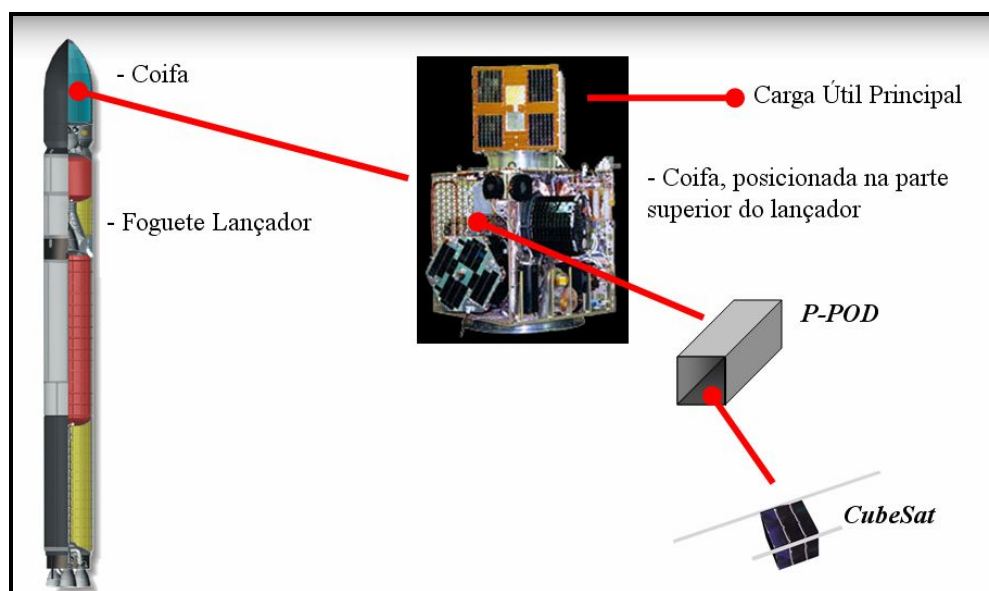


Figura 15: Esquema mostrando posicionamento do Cubesat no veículo lançador.

2.1.2. SURGIMENTO DO P-POD

Com o início do programa Cubesat pela *Stanford University* em 1999 uma estrutura de lançamento de vários Cubesat se fez necessária. Tendo em vista que os estudantes da *Stanford University* estavam ocupados construindo micro-satélites, foi realizado um acordo de colaboração com a *Califórnia Polytechnic State University (Cal Poly)* para que eles desenvolvessem o design para uma interface (lançador) e

construísse um protótipo [14]. O primeiro protótipo para esta interface com o lançador e um modelo de massa de Cubesat estão amostrados na Figura 16.

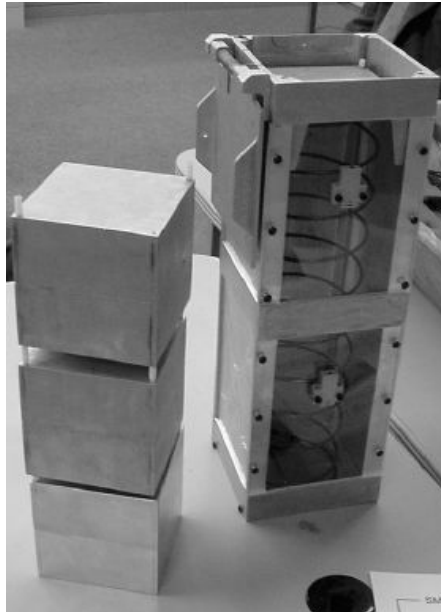


Figura 16: 3 Modelos de massa de Cubesat, à direita, e o primeiro protótipo do P-POD, à esquerda.

Fonte: CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for
Eighteen Different Satellite Customers on One Launch –
Prof. Jordi Puig-Suari¹, Prof. Clark Turner², Prof. Robert J. Twiggs³

A interface de lançamento ganhou o nome de *Poly Picosatellite Orbital Deployer*, P-POD, e tinha como objetivo manter 3 Cubesats seguros, ter fácil instalação em diversos veículos de lançamento, e abrir a porta para o lançamento dos Cubesats com apenas um sinal. Algumas modificações acabaram sendo feitas, como o P-POD duplo, o qual pode manter 6 Cubesats utilizando uma parede em comum para diminuir o peso. Um P-POD duplo é exemplificado na Figura 17.

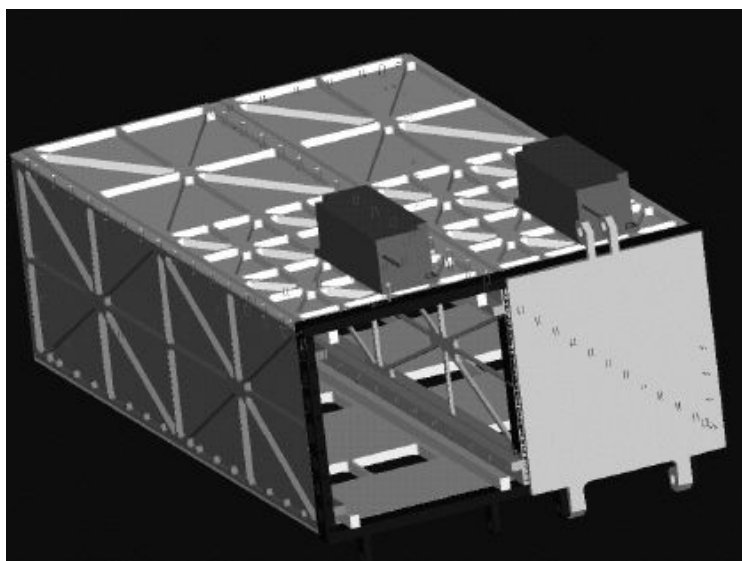


Figura 17: Modelo Computacional do P-POD duplo.

Fonte: CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch – Prof. Jordi Puig-Suari¹, Prof. Clark Turner², Prof. Robert J. Twiggs³

2.1.3. P-POD ASPECTOS GERAIS

Para atingir os objetivos especificados acima, o P-POD foi concebido como uma caixa retangular feita de alumínio com uma porta de saída e um mecanismo de mola para ejeção. A Figura 18 demonstra a forma do P-POD.

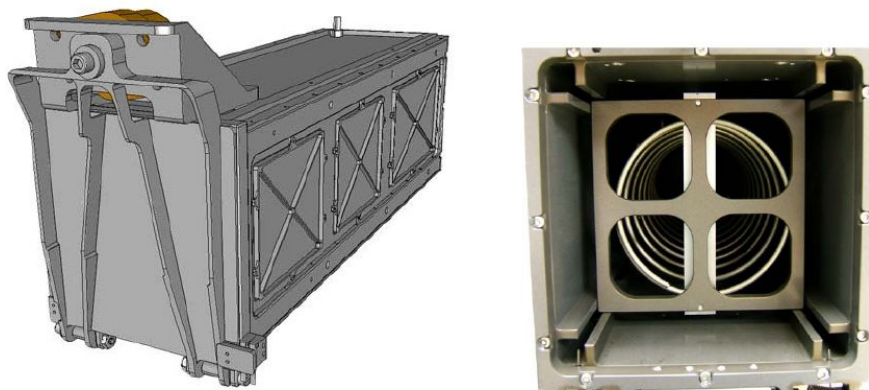


Figura 18: Modelo computacional da estrutura do P-POD, à esquerda, e foto interna do P-POD, à direita.

Fonte: CubeSat Design Specification, revisão 10 – Simon Lee, Amy Hutputanasin, Armen Toorian, Wenschel Lan

Durante a sequência de ejeção os Cubesats se movem sobre trilhos construídos nas bordas do P-POD e a mola vai prover a força para empurrar os satélites miniaturizados para fora do P-POD com uma velocidade linear de aproximadamente 0,3 m/s [15]. O lançamento é iniciado pela abertura da porta do P-POD, a qual utiliza um atuador de cabo da G & H Technologies.

Os Cubesats devem ser compatíveis com o P-POD para garantir o sucesso da missão com segurança, e para isso devem seguir os requerimentos abaixo:

- Os Cubesats não devem apresentar perigo para os Cubesats vizinhos no P-POD, para o veículo lançador, e para carga útil principal.
- Todas as partes do Cubesat devem estar presas ao Cubesat durante o lançamento, ejeção e operação.
- Os Cubesats devem ser desenvolvidos visando à minimização da interferência eletrônica no P-POD.
- Não produzir nenhum tipo de pirotecnia.
- No mínimo 75% dos trilhos do Cubesat devem estar em contato com os trilhos do P-POD.

Além da forma inicial e da massa dos Cubesats, outras padronizações se fazem necessárias para o desenvolvimento da interface entre o satélite e o P-POD.

O P-POD deve atender aos seguintes requisitos:

- Deve proteger o veículo de lançamento e a carga útil primária de qualquer interferência mecânica, elétrica ou eletromagnética proveniente dos Cubesats ou alguma eventual falha dos Cubesats.
 - Deve liberar os Cubesats com o mínimo de rotação e com baixa probabilidade de colisão com o veículo lançador ou outros Cubesats.
 - Deve ter uma interface que possa se adaptar uma grande variedade de veículos lançadores com o mínimo de modificações na estrutura e sem nenhuma modificação no padrão Cubesat.
 - Deve ter a menor massa possível
-

- Deve ser modularizável a ponto de permitir o lançamento de diferentes números de Cubesats para cada missão
- Os Cubesats a serem inseridos devem ter manufatura fácil e não exigir materiais exóticos nem técnicas caras de construção

O P-POD padrão carrega 3 Cubesats, mas o design pode ser estendido para carregar um número maior de Cubesats. Nota-se que o P-POD possui a versatilidade de poder ser instalado de diversas maneiras no veículo de lançamento, como mostra a Figura 19.

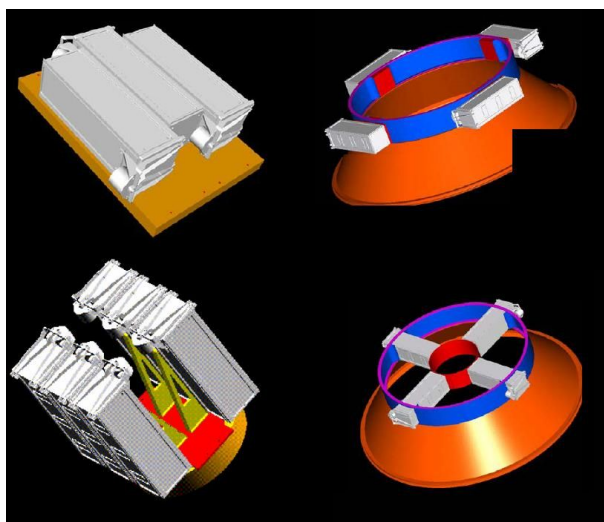


Figura 19: Disposição de P-PODs no veículo de lançamento.

Fonte: Modificado de A Low-Cost Picosatellite Standard for Education and Research -
Jordi Pui Puig-Suari

2.1.4. P-POD ASPECTOS ESPECÍFICOS

1. ESTRUTURA

O P-POD é construído em alumínio 7075-T6, o qual foi escolhido devido à sua alta resistência, fácil manufatura e custo baixo. O alumínio é anodizado e impregnado com Teflon para criar resistência contra o fenômeno de soldagem a frio, o qual pode ocorrer em ambientes de vácuo, e prover uma superfície suave de baixo atrito para o

deslizamento dos Cubesats. Com a utilização desse material ele atinge a massa de aproximadamente 1,5 kg e é forte o suficiente para agüentar a falha estrutural de um dos Cubesats enquanto se comporta como uma gaiola de Faraday para proteger a carga útil primária de interferência eletromagnética [16].

As dimensões do P-POD, em metros, são apresentadas na Figura 20.

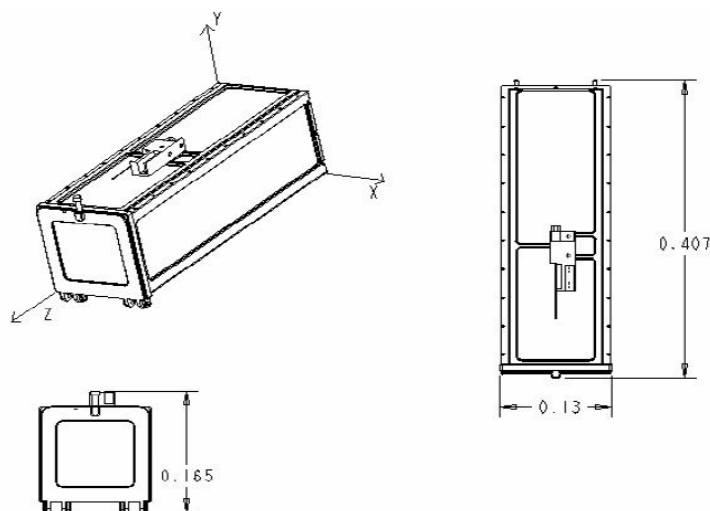


Figura 20: Dimensões em metros do P-POD.

Fonte: Modificado de CUBESAT P-Pod Deployer Requirements - Isaac Nason, Michelle Creedon, Nick Johansen

2. PORTAS

A estrutura possui portas de acesso nos painéis laterais para permitir acesso aos Cubesats após a integração. Essas portas são necessárias para a realização de testes e eventuais recargas de baterias. Elas são lacradas após a etapa de testes e não são mais abertas.

A porta frontal é responsável por permitir a saída dos Cubesats do P-POD. Ela é feita para abrir 260 graus, entretanto 90 graus já são suficientes para a ejeção dos satélites. A abertura pode ser restrita, para se adaptar a colocação do P-POD no veículo lançador [16] [17]. A Figura 21 demonstra o ângulo de abertura e dá uma idéia do movimento de abertura da porta.

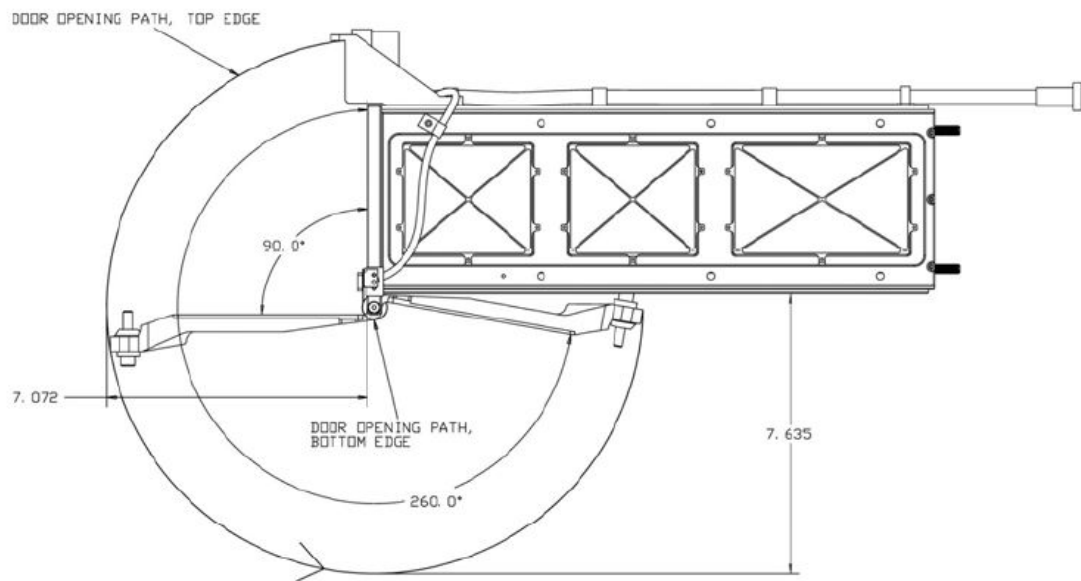


Figura 21: Abertura da porta frontal.

Fonte: Modificado de Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk III ICD – California Polytechnic State University

3. PROPRIEDADES VOLUMÉTRICAS

Informações sobre a massa, o momento de inércia e centro de gravidade do P-POD estão demonstradas na Tabela 2. Os valores possuem precisão de +/- 10% e assumem que [17]:

- Cada Cubesat possui o centro de gravidade no seu centro geométrico
- Cada Cubesat tem simetria axial sobre o eixo z do P-POD.
- O sistema de coordenadas é definido a partir do centro geométrico onde o eixo y positivo sai do topo do P-POD e o eixo z sai da porta da frente do P-POD. A Figura 20 apresenta esse eixo de coordenadas.

Tabela 2: Dados de massa do P-POD antes e depois do lançamento dos Cubesats.

Propriedade		Antes do Lançamento	Depois do Lançamento
Massa		5,25 kg	2,25 kg
Momento de Inércia	I_{xx}	0,3317 kg m ²	0,1882 kg m ²
	I_{yy}	0,3295 kg m ²	0,1849 kg m ²
	I_{zz}	0,01689 kg m ²	0,01294 kg m ²
Centro de Gravidade	X_g	0 mm	0 mm
	Y_g	6,560 mm	8,159 mm
	Z_g	216,63 mm	244,59 mm

Fonte: Modificado de Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk III ICD – California Polytechnic State University

4. INTERFACE ELÉTRICA

A interface elétrica do P-POD com o veículo lançador é composta pelo conector do mecanismo de ejeção, um sensor de ejeção e um módulo de aterramento.

O lançamento dos Cubesats é iniciado por um sinal proveniente do veículo lançador que ativa o mecanismo de liberação, o qual abre a porta frontal e inicia a sequência de ejeção. Para minimizar o choque entre os Cubesats, o sistema de liberação não utiliza nenhuma pirotecnia. O sistema não necessita de baterias ou de controle eletrônico a bordo para executar essa função.

Um sensor de ejeção está instalado perto da porta para prover informações de telemetria para o veículo lançador. O sensor é uma chave fechada enquanto a porta esta fechada, assim, quando a porta é aberta o envio dos dados de telemetria cessa. Isso garante que a porta continue fechada até que os Cubesats sejam ejetados. Para evitar falhas é utilizado um circuito redundante [17].

A Figura 22 demonstra o esquema do mecanismo de liberação e os sensores de telemetria.

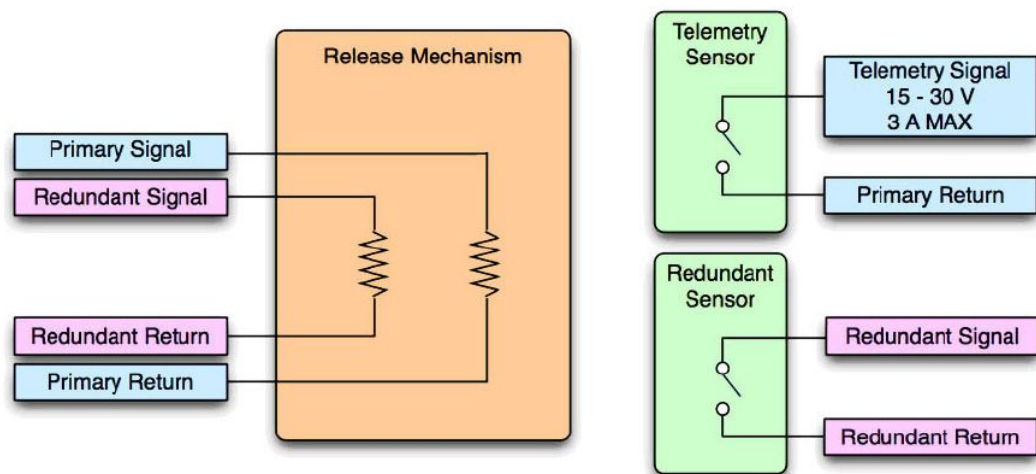


Figura 22: Mecanismo de liberação, à direita, e sensor de telemetria, à esquerda.

Fonte: Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk III ICD –
California Polytechnic State University

5. SEPARAÇÃO

Durante o processo de separação dos Cubesats a mola que fica na parte traseira do P-POD é acionada e provê a força necessária para imprimir um movimento nos Cubesats em direção ao espaço. Inicialmente os Cubesats estão enfileirados e para que ocorra a separação entre eles são necessárias pequenas molas (“Spring Plungers”) [18]. Tais artefatos são comprimidos entre os Cubesats durante o período de integração ao P-POD, conforme mostra a Figura 23, e provêm um impulso inicial para separar os Cubesat após a ejeção do P-POD. A Figura 24 exhibe o formato dos “Spring Plungers”.

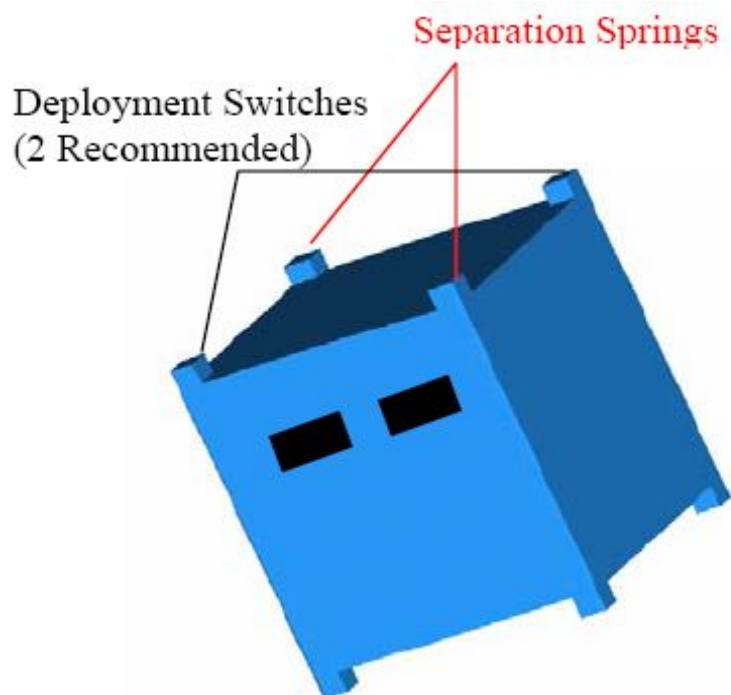


Figura 23: Ilustração da posição dos sensores de ejeção, em preto, e das *Spring Plungers*, em vermelho, nos Cubesats.

Fonte: Cal Poly Coordination of Multiple CubeSats on the DNEPR Launch Vehicle –
Simon Lee, Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari

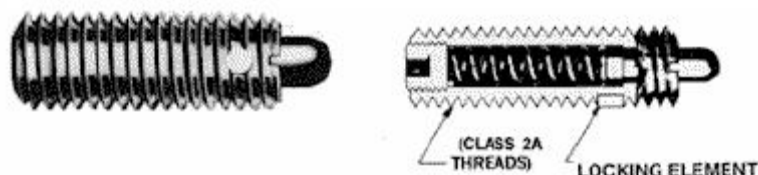


Figura 24: Ilustração do formato, à esquerda, e do corte lateral, à direita, dos *Spring Plunger*.

Fonte: Cal Poly Coordination of Multiple CubeSats on the DNEPR Launch Vehicle –
Simon Lee, Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari

6. REGRAS DE TEMPORIZAÇÃO

Para permitir a separação adequada dos Cubesats, as antenas e outros componentes de abertura devem ser ativados após 15 minutos da ejeção, a qual é

detectada através dos sensores de ejeção. Componentes ainda maiores, como painéis solares, devem ser abertos 30 minutos após a ejeção do P-POD.

Transmissões secundárias e de baixa potência podem ser ativadas 15 minutos após o lançamento, enquanto transmissões de maior potência devem ser iniciadas (ativadas) somente 30 minutos após a ejeção [18].

3. CAPÍTULO 3

APLICAÇÃO DE CONCEITOS AO NANOSATC-BR

3.1. INTRODUÇÃO

Nesta seção apresenta-se uma relação alguns veículos lançadores de Cubesats nos quais o NanoSatC-BR possa ser inserido para um futuro lançamento. Posteriormente serão verificados a interface do P-POD com o veículo e as condições que o NanoSatC-Br deve atender para seu correto funcionamento e instalação no P-POD.

3.2. VEÍCULOS LANÇADORES DE CUBESATS

O ano de 2003 tornou-se o marco inicial para o lançamento de Cubesats ao serem colocados em órbita cinco Cubesats universitários e um de uma companhia norte americana. O primeiro lançamento foi coordenado pela *University of Toronto* em 30 de junho de 2003 e o lançamento foi realizado em um foguete Russo, Eurockot. Nesse lançamento foram usados dois sistemas de ejeção de cubesats, o P-POD e um outro sistema desenvolvido pela *University of Tokyo*. Ambos obtiveram sucesso no lançamento[19].

A partir dessa data vários outros Cubesats foram colocados em órbita. Na Tabela 3 segue uma breve cronologia dos lançamentos de Cubesats onde estão presentes os Cubesats lançados, o veículo lançador e a interface entre eles.

Tabela 3: Cronologia dos lançamentos de Cubesats

Ano	Data	Veiculo	Interface Lançadora	Cubesats
2003	30/6	Eurockot	2 P-PODS	AAU CubeSat DTUsat CanX-1

			Tokyo-Tech Separation System	Quakefinder's Quakesat CubeSat XI-IV CUTE-I
2005	27/1 1	Kosmos- 3M	1 P-POD	CubeSat XI-V NCUBE-2 UWE-1
2006	21/2	M-V-8	Tokyo-Tech Separation System	CUTE-1.7 + APD
	26/7	Dnper	5 P-PODs	SACRED ION RINCON ICE Cube1 KUTESat nCube HAUSAT 1 SEEDS CP2 AeroCube-1 MEROPE Voyager Ice Cube 2 CP1
2007	17/4	Dnper	3 P-PODS	CSTB1 AeroCube2 CP4

				Libertad-1 CAPE1 CP3 MAST
2008	28/4	Polar Satellite Launch Vehicle	P-POD X-POD Tokyo-Tech Separation System	CanX-2 Delfi-C3 Compass-1 AAUSAT-II SEEDS 2 Cute-1.7+APDII

Dentre os foguetes lançadores foram avaliados o Dnper e o *Polar Satellite Launch Vehicle* (PSLV) devido ao seu sucesso no lançamento de Cubesats, utilização de P-PODS e uso recente. A seguir serão apresentadas algumas características desses lançadores e uma empresa que fornece serviços de lançamento de satélites miniaturizados.

3.2.1. DNPER

Com o fim da Guerra Fria a arma mais temida do arsenal Soviético, o míssil balístico R-36M da Rússia, se tornou um foguete lançador de propósito comercial.

O processo teve início quando o acordo de eliminação de armas de destruição foi decretado no final de 1980 e um total de 308 mísseis do tipo R-36M tiveram que ser desativados. As condições do tratado colocavam a data prevista para a total eliminação dos R-36M para o ano de 2007. Como alternativa a destruição física dos mísseis, foram estudadas diferentes possibilidades do uso civil para aquela arma.

Com a sua conversão para um foguete lançador, o R-36M, pode colocar 4.5 toneladas de carga útil em uma órbita circular polar a 200 km de altitude [20].

A Figura 25 apresenta uma foto do Dnper na etapa de lançamento.



Figura 25: Lançamento do Dnepr em 15 de Junho de 2007.

Fonte: http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Dnepr_rocket_lift-off_1.jpg

O Dnper é um forte candidato para o lançamento do NanoSatC-Br tendo em vista a sua prévia utilização como lançador de Cubesats e a sua abertura internacional para realização de lançamentos. Na Figura 26 pode-se ver a configuração da coifa do foguete com a configuração para o lançamento de satélites miniaturizados.

Entretanto, durante a redação deste trabalho obteve-se a informação de que a partir de 2008 o DNEPR não estará mais realizando lançamento de cubesats de carona com seus lançamentos principais.

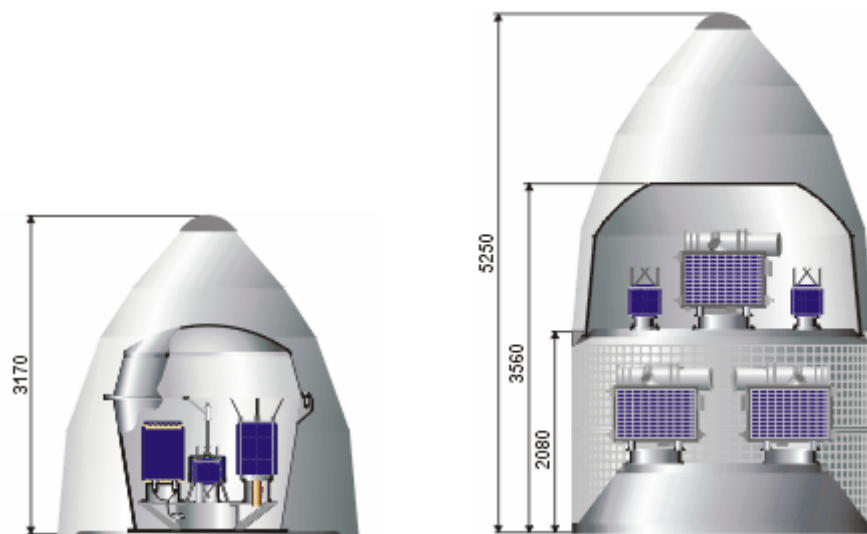


Figura 26: Apresentação da coifa com configuração para lançamento de satélites miniaturizados. A esquerda configuração simples, e a direita a configuração dupla.

Fonte: <http://www.kosmotras.ru/>

3.2.2. POLAR SATELLITE LAUNCH VEHICLE

O Polar Satellite Launch Vehicle, também conhecido como PSLV, é um veículo de lançamento comercial operado *pela Indian Space Research Organisation (ISRO)*. Ele foi desenvolvido para permitir o lançamento de satélites indianos de sensoriamento remoto em órbitas solares síncronas sem depender de outras organizações para realizar o lançamento. Antes do desenvolvimento do PSLV o lançamento de satélites indianos era realizado na Rússia.

Alem de satélites de sensoriamento remoto o PSLV também pode lançar pequenos satélites em órbitas de transferência geoestacionárias (GTO).

O lançamento de 10 Cubesats realizada em 28 de abril de 2008 utilizou uma forma um pouco modificada do foguete, a PSLV-CA.

O foguete tipo PSLV-CA, onde CA significa *Core Alone*, usa os quatro estágios normais sem a adição de *strap-on boosters*, os quais visam o aumento de empuxo produzido pelo sistema de propulsão. Nessa configuração ele pode colocar 1100 kg a 622 km de altitude em uma órbita solar síncrona [21].

A Figura 27 demonstra o PSLV-C8 na etapa de lançamento.



Figura 27: Lançamento do PSLV-C8 (CA).

Fonte: http://en.wikipedia.org/wiki/Polar_Satellite_Launch_Vehicle

O PSLV pode se mostrar muito útil para a realização do lançamento do NanoSatC-Br devido a ter realizado um lançamento recente de 10 Cubesats, utilizar um foguete mais moderno que o Dnper e, principalmente, ele é o lançador ofertado preferencialmente, no momento, pela CalPoly para os projetos em que ela participa com supervisão e consultoria.

3.2.3. ISIS - INNOVATIVE SOLUTIONS IN SPACE

ISIS é uma empresa privada criada em 2006 com o intuito de terceirizar a colocação de satélites em órbita. Os fundadores da companhia eram participantes do projeto Delfi-C3 nanosatellite, o qual foi concebido na Delft University of Technology

in the Netherlands [22]. A empresa surgiu na incubadora da universidade e atualmente já possui lançamentos agendados para o final de 2008.

A companhia oferece serviços como:

- Qualificação e testes
- Suporte
- Integração com o veículo lançador
- Lançamento

O lançamento que ocorrerá no final deste ano será realizado através do lançador indiano PSLV.

3.3. INTERFACE DOS VEÍCULOS LANÇADORES COM O P-POD

O P-POD deve ser montado em um membro estrutural do veículo lançador. Existem seis parafusos usados para a união por P-POD, o qual pode ser unido a estrutura por qualquer uma das suas quatro faces.

3.3.1. INTERFACE MECÂNICA

Para realizar o acoplamento pode-se usar um anel para conectar todos os P-PODs ao módulo estrutural de lançamento do foguete. Na Figura 28 pode-se ver destacado o anel que foi usado no Dnper, nota-se que a figura somente explicita o anel, a estrutura acima dela não é um Cubesat, e sim um satélite de maiores proporções, mas ainda sim uma carga secundária.



Figura 28: Estrutura de lançamento do Dnper. Destacado o anel de união.

Fonte: Cal Poly Coordination of Multiple CubeSats on the DNEPR Launch Vehicle – Simon Lee, Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari.

Um diverso número de P-PODS podem ser instalados no anel e assumir várias posições no anel [18]. A Figura 29 demonstra uma das configurações possíveis.

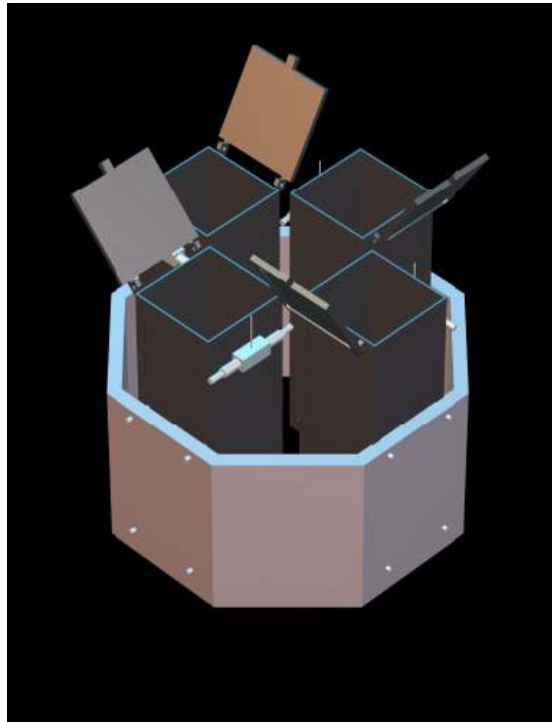


Figura 29: Exemplo de configuração possível dentro do anel adaptador com quatro P-PODS.

Fonte: Cal Poly Coordination of Multiple CubeSats on the DNEPR Launch Vehicle –
Simon Lee, Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari.

3.3.2. INTERFACE ELÉTRICA

São fornecidas conexões separadas para cada P-POD e cinco cabos são necessários para realizar a interface entre o P-POD e o veículo lançador, são eles [18]:

- Sinal de ejeção
- Sinal de ejeção redundante
- Neutro do sinal de ejeção
- Linha de telemetria
- Neutro da linha de telemetria

Cada P-POD recebe seu próprio sinal de ejeção do veículo lançador separadamente.

3.4. ESPECIFICAÇÕES NECESSÁRIAS PARA A CONSTRUÇÃO DE CUBESATS

O processo de projetar e construir um Cubesat demanda uma grande variedade de fatores a serem levados em conta, desde as variáveis físicas como: especificações mecânicas, elétricas, eletromagnéticas, temporais etc., como também as etapas de planejamento e construção.

A seguir serão apresentadas algumas desses fatores, os quais devem ser cumpridos para que um Cubesat esteja de acordo com o padrão Cubesat desenvolvido pela CalPoly [23].

3.4.1. ESPECIFICAÇÕES RELACIONADAS AO P-POD

A etapa de união do Cubesat com a interface lançadora envolve uma série de especificações que devem ser cumpridas. Elas levam em conta o formato e o tamanho do P-POD.

São elas:

- O Cubesat deve ter seu centro de massa no seu centro geométrico com uma tolerância de dois centímetros. Isso reduz a rotação (“*spin*”) com o qual o Cubesat será lançado.
 - A localização das portas de digitais para realização dos diagnósticos e dos pinos “Remova Antes do Vôo” (*RBF*) deve ser determinada baseada na localização das portas de acesso do P-POD.
 - Os trilhos do Cubesat devem ser suaves, planos, e anodizados. Isso previne a soldagem a frio e minimiza o atrito com os trilhos do lançador.
 - A expansão térmica do Cubesat deve ser similar à do alumínio 7075-T73, material o qual é construído o P-POD.
-

3.4.2. ESPECIFICAÇÕES RELACIONADAS À SEGURANÇA

Um dos benefícios do P-POD é que ele permite que os desenvolvedores de Cubesats assumam riscos sem colocar em perigo o veículo lançador e a carga útil principal. Para minimizar o risco para com os outros Cubesats as seguintes medidas de segurança devem ser garantidas:

- Utilização de molas (“*spring plungers*”) para assegurar a separação em tempo correto entre os Cubesats.
- No mínimo uma chave de ejeção deve desativar fisicamente os sistemas eletrônicos do Cubesat enquanto estiver acionada, ou seja, durante o período de estadia dentro do P-POD.
- Um período de vários minutos deve ser aguardado após a ejeção para que sejam ativadas a saída de antenas ou transmissores.
- Um pino RBF é necessário para manter os Cubesat inativos durante a integração.

3.4.3. DOCUMENTAÇÃO

Alguns centros de lançamentos exigem o envio de alguns documentos contendo a informação sobre o hardware e conceitos técnicos relacionados ao Cubesat. Essa documentação é necessária para acatar os regulamentos do *International Traffic in Arms Regulations (ITAR)*.

Os seguintes documentos necessários são exigidos pelo *ISC Kosmotras*, o qual realiza o lançamento de Cubesats através do Dnper:

7. PROPÓSITO DO SATÉLITE E ESPECIFICAÇÕES BÁSICAS

Esse documento provê uma visão geral do satélite e das suas funcionalidades básicas. Ele contém uma breve discussão do Cubesat e cada subsistema é brevemente descrito.

8. RESULTADOS DOS TESTES MECÂNICOS E AMBIENTAIS

Esse documento contém o resultado dos testes ambientais de adequação ao ambiente do P-POD realizados no Cubesat. Ele visa garantir que o satélite atenda o perfil do veículo lançador.

9. DOCUMENTO DE SEGURANÇA

Esse documento deve conter todos os materiais que possam gerar risco de explosão ou emissão térmica presentes no Cubesat (ex. baterias).

10. CARTA OFICIAL

Uma carta oficial deve ser redigida pela agência governamental associada ao país no qual o Cubesat está relacionado. Nessa carta deve estar declarado que o satélite não tem fins militares e que ele seja registrado no *United Nations Register of Space Objects Launched into Outer Space*.

11. LISTA DE EQUIPAMENTOS TEMPORARIAMENTE IMPORTADOS PARA O LOCAL DE LANÇAMENTO.

Esse documento contém uma lista detalhada de equipamentos de suporte que serão usados para diagnósticos e testes. Deve conter características dimensionais e de massa.

12. DOCUMENTO DE EMISSÃO ELETROMAGNÉTICA

Esse documento apresenta um breve detalhamento dos telecomandos e telemetrias , deve conter as frequências associadas a cada etapa e pode incluir a largura de banda do Cubesat.

3.4.4. CUSTOS

Os custos envolvidos no lançamento de um Cubesat são:

- Custo para lançar um quilograma ao espaço (Cubesat)
 - Custo para lançar um terço da massa do P-POD
 - Custo do desenvolvimento, manufatura e testes da interface entre o P-POD e o veículo lançador
 - Custos de administrativos e de licenciamento
-

4. CAPÍTULO 4

CONCLUSÃO

Com este relatório podemos demonstrar as atividades desenvolvidas junto ao Projeto Missão NanoSatC-Br. As atividades relatadas têm um caráter mais próximo da pesquisa e revisão bibliográfica do que de desenvolvimento, tendo em vista que o projeto e o desenvolvimento do cubesat ainda se encontram em fase de especificação, concepção e análise.

Neste período foi realizada uma revisão bibliográfica de assuntos relacionados a satélites miniaturizados e entidades internacionais que já produziram, ou estão desenvolvendo, algum satélite com essas características. Tal estudo possibilitou a montagem de uma cronologia de lançamento de satélites miniaturizados realizados pelo mundo. Pôde-se, também, definir o padrão mais usado, atualmente, no lançamento de satélites miniaturizados, o Cubesat.

Visando a construção do NanoSatC-Br baseado no padrão Cubesat, estudou-se os meios necessários para se inserir no grupo de entidades desenvolvedoras de Cubesats. Assim, são apresentados alguns conceitos relacionados à interface entre o satélite e o equipamento de ejeção, o P-POD, como também, dados sobre a interface entre o P-POD e o veículo de lançamento e os principais veículos que possam colocar o NanoSatC-Br em órbita.

Os relatos se encerram com a descrição das especificações necessárias para o desenvolvedor de Cubesats, dentre elas estão as características do Cubesat com relação ao lançador, características de segurança que devem ser asseguradas e alguma documentação que possa ser necessária.

O bolsista com estas atividades desenvolveu habilidades de pesquisa, tanto em trabalhos de grupo como individuais. O conhecimento adquirido nessas pesquisas bibliográficas, são de grande importância, tendo em vista a sua grande necessidade para o entendimento e continuação do Projeto Missão NanoSatC-Br. Estes estudos foram muito significantes para o crescimento profissional e pessoal do 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 e liderança em trabalhos em grupo.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer ao meu orientador, Dr. Otavio Santos Cupertino Durão e ao meu co-orientador Dr. Nelson Jorge Schuch pelo apoio prestado em todas as dificuldades encontradas no decorrer do trabalho. Principalmente pelo fato de eu ter assumido a bolsa do antigo bolsista, o que resultou em pouco tempo para o desenvolvimento das atividades e mesmo assim conseguir atingir os meus objetivos.

Não poderia deixar de mencionar, e agradecer a meu colega e acadêmico do curso de Engenharia Mecânica Silvano Lucas Prochnow, que me ajudou e me forneceu um grande apoio no começo da bolsa, me incentivando a progredir.

Meus sinceros agradecimentos ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT pela aprovação do Projeto de Pesquisa e concessão da bolsa, que oportunizou minha iniciação em pesquisa científica e tecnológica, proporcionando-me um grande crescimento pessoal.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] CubeSat Design for LEO-Based Earth Science Missions - Stephen Waydo, Daniel Henry, Mark Cambell, University of Washington;
- [2] 14 Bissat, an International Student Experience - Fernando Stancato, Faculdade Metropolitana Londrinense;
- [3] IAC-04-P.5.B.06, Cubesat Concept Benefits – Isaac Pineda Amo, Aalborg University;
- [4] PROGRAMA SSETI - Antonio R. Melro;
- [5] <http://www.esa.int>
- [6] PICO SATELLITE CONCEPT OF TU-BERLIN - Hakan Kayal, Klaus Briess;
- [7] CubeSat Project, Critical Design Review - Intelligent Space Systems Laboratory, University of Tokyo;
- [8] Solar Spectroscopy Satellite, The Final Design Report - Philip Blong, Richard Carpenter, Carolina De Carvalho, Jason Lang, Romón Neely, Adam Richie-Halford, Steve Sedlack, Drew Turner;
- [9] Canada's Smallest Satellite: The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1) – G. James Wells Luke Stras Tiger Jeans, Space Flight Laboratory, University of Toronto Institute For Aerospace Studies;
- [10] <http://www.utias-sfl.net/>
- [11] http://www.usergioarboleda.edu.co/proyecto_espacial/index.htm
- [12] <http://swisscube.epfl.ch/>
-

- [13] Ground Segment for the NCUBE student satellite project - A. G. Helland, Alexander Bugge, Torgeir Prytz, Åge R. Riise, Frank R. Vedal;
- [14] CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch – Prof. Jordi Puig-Suari, Prof. Clark Turner, Prof. Robert J. Twiggs;
- [15] CubeSat Design Specification, revisão 10 – Simon Lee, Amy Hutputanasin, Armen Toorian, Wenschel Lan;
- [16] CUBESAT P-Pod Deployer Requirements - Isaac Nason, Michelle Creedon, Nick Johansen;
- [17] Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk III ICD – California Polytechnic State University;
- [18] Cal Poly Coordination of Multiple CubeSats on the DNEPR Launch Vehicle – Simon Lee, Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari;
- [19] <http://cubesat.atl.calpoly.edu/pages/missions/eurokot-2003.php>
- [20] <http://www.russianspaceweb.com/dnepr.html>
- [21] <http://www.bharat-rakshak.com/SPACE/space-launchers-pslv.html>
- [22] www.isispace.nl/
- [23] CUBESATS AS RESPONSIVE SATELLITES - Armen Toorian, Emily Blundell, Dr. Jordi Puig Suari, Robert Twiggs;
-