



MINISTÉRIO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA  
**INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS**

## **INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO NANOSATC-BR**

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

**PROCESSO Nº: 103111/2009-3**

**Eduardo Escobar Bürger – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT  
Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas  
LAMEC/CRS/INPE – MCT  
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais  
CRS/INPE – MCT  
E-mail: eburger@lacesm.ufsm.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@dir.inpe.br**

**Santa Maria, junho de 2009**



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

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

**PROJETO**

**INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO  
NANOSATC-BR**

**PROCESSO N°: 103111/2009-3**

**Relatório elaborado por:**

**Eduardo Escobar Bürger** – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCT  
E-mail: eburger@lacesm.ufsm.com

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

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



## **DADOS DE IDENTIFICAÇÃO**

**Projeto:**

### **INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO NANOSATC-BR**

**Processo CNPq:** Nº 103111/2009-3.

**Bolsista:**

**Eduardo Escobar Bürger**

Curso de Engenharia Mecânica - Centro de Tecnologia

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

**Orientador:**

**Dr. Otávio Santos Cupertino Durão**

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

**Co-Orientador:**

**Dr. Nelson Jorge Schuch**

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS

**Colaboradores/ Acadêmicos:**

Lucas Lopes Costa – Curso de Engenharia Mecânica

Rafael Lopes Costa – Curso de Engenharia Mecânica

Rubens Zolar Gehlen Bohrer – Curso de Engenharia Mecânica

Luis Fernando Nicolini – Curso de Engenharia Mecânica

**Local de Trabalho/Execução do Projeto:**

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

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



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



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

### Identificação

#### Dados básicos

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

**Status do grupo:** **certificado pela instituição**

**Ano de formação:** 1996

**Data da última atualização:** 11/06/2009 11:14

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

Natanael Rodrigues Gomes - [natanael.gomes@lacesm.ufsm.br](mailto:natanael.gomes@lacesm.ufsm.br)

**Área predominante:** Ciências Exatas e da Terra; Geociências

**Instituição:** Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

**Órgão:** Coordenação de Gestão Científica - CIE

**Unidade:** Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS

#### Endereço

**Logradouro:** Caixa Postal 5021

**Bairro:** Camobi

**CEP:** 97110970

**Cidade:** Santa Maria

**UF:** RS

**Telefone:** 33012026

**Fax:** 33012030

**E-mail:** [njschuch@lacesm.ufsm.br](mailto:njschuch@lacesm.ufsm.br)

**Home page:** <http://>

#### Repercussões dos trabalhos do grupo

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

### Recursos humanos

#### Pesquisadores

**Total: 41**

[Ademar Michels](#)

[Jean Pierre Raulin](#)

[Alan Prestes](#)

[Joao Paulo Minussi](#)

[Alicia Luisa Clúa de Gonzalez](#)

[Jose Humberto Andrade Sobral](#)

[Alisson Dal Lago](#)

[Juliano Moro](#)

[Antonio Claret Palerosi](#)

[Mangalathayil Ali Abdu](#)

[Barclay Robert Clemesha](#)

[Marcelo Barcellos da Rosa](#)



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

<a href="#">Caitano Luiz da Silva</a>	<a href="#">Marcos Vinicius Dias Silveira</a>
<a href="#">Carlos Roberto Braga</a>	<a href="#">Nalin Babulal Trivedi</a>
<a href="#">Clezio Marcos De Nardin</a>	<a href="#">Natanael Rodrigues Gomes</a>
<a href="#">Cristiano Max Wrasse</a>	<a href="#">Nelson Jorge Schuch</a>
<a href="#">Delano Gobbi</a>	<a href="#">Nivaor Rodolfo Rigozo</a>
<a href="#">Eurico Rodrigues de Paula</a>	<a href="#">Odim Mendes Junior</a>
<a href="#">Ezequiel Echer</a>	<a href="#">Osmar Pinto Junior</a>
<a href="#">Fabiano Luis de Sousa</a>	<a href="#">Otavio Santos Cupertino Durão</a>
<a href="#">Fábio Augusto Vargas dos Santos</a>	<a href="#">Pawel Rozenfeld</a>
<a href="#">Fernanda de São Sabbas Tavares</a>	<a href="#">Petrônio Noronha de Souza</a>
<a href="#">Fernando Luís Guarnieri</a>	<a href="#">Polinaya Muralikrishna</a>
<a href="#">Gelson Lauro Dal' Forno</a>	<a href="#">Rajaram Purushottam Kane</a>
<a href="#">Hisao Takahashi</a>	<a href="#">Severino Luiz Guimaraes Dutra</a>
<a href="#">Ijar Milagre da Fonseca</a>	<a href="#">Walter Demetrio Gonzalez Alarcon</a>
<a href="#">Jean Carlo Santos</a>	

**Estudantes**

**Total: 30**

<a href="#">Aline Seeger Santos</a>	<a href="#">Josemar de Siqueira</a>
<a href="#">Bernardo Henz</a>	<a href="#">Lilian Piecha Moor</a>
<a href="#">Carlos Pinto da Silva Neto</a>	<a href="#">Lucas Antunes Tambara</a>
<a href="#">Cassio Espindola Antunes</a>	<a href="#">Lucas Lopes Costa</a>
<a href="#">Celito Muck Felipetto</a>	<a href="#">Lucas Ramos Vieira</a>
<a href="#">Claudio Machado Paulo</a>	<a href="#">Luis Fernando Nicolini</a>
<a href="#">Cristiano Sarzi Machado</a>	<a href="#">Nikolas Kemmerich</a>
<a href="#">Eduardo Escobar Bürger</a>	<a href="#">Rafael Lopes Costa</a>
<a href="#">Eduardo Weide Luiz</a>	<a href="#">Ricardo Cartier dos Santos</a>
<a href="#">Fernando de Souza Savian</a>	<a href="#">Rodrigo da Rosa Azambuja</a>
<a href="#">Guilherme Aluizio Steffens Lorenset</a>	<a href="#">Rubens Zolar Gehlen Bohrer</a>
<a href="#">Guilherme Grams</a>	<a href="#">Tardelli Ronan Coelho Stekel</a>
<a href="#">Guilherme Simon da Rosa</a>	<a href="#">Thalis José Girardi</a>
<a href="#">Igor Freitas Fagundes</a>	<a href="#">Tiago Jaskulski</a>
<a href="#">Jose Fernando Thuorst</a>	<a href="#">Willian Rigon Silva</a>

**Técnicos**

**Total: 2**

Eduardo Ceretta Dalla Favera - Ensino Profissional de nível técnico - Técnico em Computação  
Vinicius Ceregati Costa - Graduação - \Outra Função

**Linhas de pesquisa**

**Total: 4**

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

**Relações com o setor produtivo**

**Total: 0**

**Indicadores de recursos humanos do grupo**

**Integrantes do grupo**

**Total**



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

Pesquisador(es)	41
Estudante(s)	30
Técnico(s)	2

---



#### Linha de Pesquisa

Desenvolvimento de *Cubesats* - NANOSATC-BR

Linha de pesquisa

Desenvolvimento de *Cubesats* - NANOSATC-BR

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

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

#### Pesquisadores:

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

#### Estudantes:

[Bernardo Henz](#)  
[Cassio Espindola Antunes](#)  
[Celito Muck Felipetto](#)  
[Eduardo Escobar Bürger](#)  
[Fernando de Souza Savian](#)  
[Guilherme Grams](#)  
[Guilherme Simon da Rosa](#)  
[Igor Freitas Fagundes](#)  
[Jose Fernando Thuorst](#)  
[Josemar de Siqueira](#)  
[Lucas Antunes Tambara](#)  
[Lucas Lopes Costa](#)  
[Lucas Ramos Vieira](#)  
[Luis Fernando Nicolini](#)  
[Nikolas Kemmerich](#)  
[Rafael Lopes Costa](#)  
[Ricardo Cartier dos Santos](#)  
[Rubens Zolar Gehlen Bohrer](#)  
[Tardelli Ronan Coelho Stekel](#)  
[Tiago Jaskulski](#)  
[Willian Rigon Silva](#)

#### Árvore do conhecimento:

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

#### Setores de aplicação:

Aeronáutica e espaço

#### Objetivo:

Pesquisas: Geoespaço e em Engenharias/Tecnologias: eletrônica, comunicações, mecânica, lançamento de pequenos satélites científico universitário - iniciação científica: *Cubesat* (100g-1Kg, 10x10x10cm), Nanosatélite (1Kg-10Kg); Carga útil: magnetômetro e detector de partículas; Desenvolvimentos: estrutura mecânica, computador-bordo, programas, estação terrena, testes/integração, sub-sistemas: potencia, propulsão, telemetria, controle: atitude, térmico, Vice-Líder: Otávio Santos Cupertino Durão



## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço ao meu orientador Dr. Otavio Santos Cupertino Durão e a meu Co-Orientador e mentor Dr. Nelson Jorge Schuch pelo apoio prestado em todas as dificuldades encontradas no decorrer do trabalho desenvolvido, os quais sempre me motivaram nas horas difíceis e apoiaram minhas iniciativas.

Meus sinceros agradecimentos:

- Aos funcionários, servidores do CRS/INPE – MCT e do LACESM/CT – UFSM pelo apoio e pela infra-estrutura disponibilizada;
- Ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT pela aprovação do Projeto de Pesquisa, que me permitiu dar os primeiros passos na iniciação científica e tecnológica, propiciando grande crescimento profissional;
- Ao Coordenador Dr. José Carlos Becceneri e a Secretária do Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, Sra. Egidia Inácio da Rosa, pelo constante apoio, alertas e sua incansável preocupação com toda a burocracia e datas limites do Programa para com os bolsistas de I. C. & T do CRS/INPE - MCT.

Não poderia deixar de mencionar, e agradecer aos meus colegas e acadêmicos do curso de Engenharia Mecânica da UFSM: Lucas Lopes Costa, Rafael Lopes Costa, Rubens Zolar Gehlen Bohrer e Luis Fernando Nicolini.

Agradecimentos especiais ao Dr. Otavio Santos Cupertino Durão que muito está contribuindo para o andamento do Projeto do NanoSatC-BR, e que propiciou o treinamento e apoio no Laboratório de Integração e Testes – LIT, na sede do INPE/MCT, em São José dos Campos – SP.

Por fim, gostaria de agradecer aos amigos que construíram e que muito me auxiliaram no crescimento pessoal e profissional desde quando ingressei no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas, no início do semestre de 2009.





## SUMÁRIO

CAPÍTULO 1.....	12
1.1. INTRODUÇÃO .....	12
1.1.1 SATÉLITE ARTIFICIAL.....	12
1.1.2. CLASSIFICAÇÃO DOS SATÉLITES ARTIFICIAIS.....	16
1.2. PROJETOS DE CUBESATS INTERNACIONAIS.....	16
1.2.1 Libertad 1.....	16
1.2.2 Yamsat .....	17
1.2.3 Rincon 1.....	18
1.2.4 Swiss Cube.....	19
1.2.5 Robusta.....	21
1.2.6 Xatcobeo.....	23
1.2.7 NanoSatC-BR.....	24
1.3. LANÇADORES DE CUBESATS.....	24
1.4. LANÇAMENTO DE UM CUBESAT.....	31
1.5. INTERFACE MECÂNICA .....	33
1.6. INTERFACE ELETRÔNICA.....	34
CAPÍTULO 2 .....	36
2.1. INTRODUÇÃO .....	36
2.2. REQUISITOS PARA O LANÇAMENTO.....	36
2.3. FUNCIONAMENTO DO DISPOSITIVO DE EJEÇÃO.....	37
CAPÍTULO 3 .....	41
3.1. INTRODUÇÃO .....	41
3.2. POLAR SATELLITE LAUNCH VEHICLES (PSLV) .....	42
3.2.1 Variações do PSLV.....	44
3.2.2 Lançamentos futuros.....	45
3.3. VEGA LAUNCHER VEHICLE.....	46
3.4. LANÇAMENTOS DA SÉRIE PSLV-C COM NANO SATÉLITES.....	50
3.4.1 Lançamento PSLV-C9 .....	51
3.5. LANÇADOR VEGA COM CUBESATS.....	56
3.5.1 Requisitos para o lançamento inaugural .....	57
CAPÍTULO 4 .....	58
4.1. INTRODUÇÃO .....	58
4.2. P-POD .....	58
4.2.1. P-POD aspectos gerais.....	59
4.2.2. Interface elétrica .....	60
4.2.3. Interface mecânica.....	61
4.2.4. Regras de temporização.....	61
4.2.5. Requisitos de segurança.....	62
4.3. ANÁLISE DE MISSÃO.....	62
4.3.1. Descrição da missão.....	62
4.3.2. Cronograma da missão.....	63
4.3.2.1. Fases da missão .....	63
4.3.3. Logística de missão .....	64
4.4. TESTES E LOGÍSTICA .....	69
4.4.1. Testes de aceitação e qualificação.....	69
4.4.2. Logística.....	70



4.4.2.1. ISIS - Innovative solutions in space .....	71
CAPÍTULO 5 .....	73
5.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS .....	73
5.2. CONCLUSÃO.....	74
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	75
ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS.....	76



## RESUMO

O relatório apresenta as atividades de pesquisa vinculadas ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT realizadas pelo Bolsista Eduardo Escobar Bürger, durante o período de abril de 2009 a julho de 2009, no Projeto **“INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO DO NANOSATC-BR”** junto ao Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE-MCT. As atividades relativas ao Projeto NanoSatC-BR foram desenvolvidas pelo bolsista no Laboratório de Mecânica Fina, Antenas e Mecatrônica do CRS/INPE-MCT, no âmbito da Parceria: INPE/MCT – UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT – UFSM. Deve ser ressaltado que as atividades descritas no Relatório e relativas ao período de agosto 2008 a março de 2009 foram efetuadas pelo bolsista substituído Lorenzo Marzari Felix.

O trabalho tem como objetivo a investigação de possíveis lançadores para o satélite *Cubesat*, sendo desenvolvido para a Missão Nano-Satélite Científico Acadêmico Brasileiro - NanoSatC-BR, a seleção de um ou mais dentre os selecionados e a identificação e análise dos requisitos impostos pelo lançador sobre o desenvolvimento do projeto do satélite.



# **CAPÍTULO 1**

## **SATELITES MINIATURIZADOS**

### **1.1 INTRODUÇÃO**

Nos itens subseqüentes são relatados conceitos sobre satélites, tipos e missões envolvendo pequenos satélites, da classe dos *Cubesats*, que serão de suma importância para o desenvolvimento do relatório.

#### **1.1.1 SATÉLITE ARTIFICIAL**

Um satélite artificial é qualquer corpo feito pelo homem e colocado em órbita ao redor da Terra ou de qualquer outro planeta. Hoje em dia, ao contrário do que ocorria no início da história dos satélites artificiais, o termo satélite vem sendo usado praticamente como um sinônimo para "satélite artificial". O termo "satélite artificial" tem sido usado quando se quer distingui-los dos satélites naturais, como a Lua.

A extinta União Soviética (URSS) foi o primeiro país a colocar um satélite no espaço, o Sputnik (figura 01), em 4 de outubro de 1957. O lançamento do primeiro satélite ao espaço colocou a URSS em primeiro lugar na corrida ao espaço, que estava se desenrolando. Muitos satélites foram lançados após o Sputnik, num número estimado de aproximadamente 4.700, e cerca de 500 deles continuam em funcionamento.

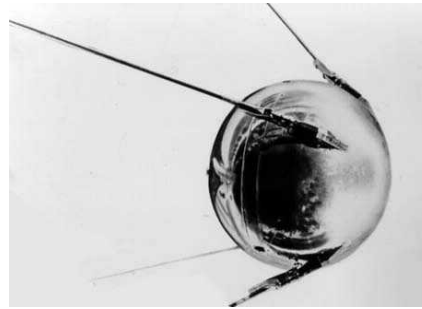


Figura 01: Sputnik 1  
Fonte: [www.aeb.gov.br](http://www.aeb.gov.br)

Os satélites cumprem uma trajetória em torno da superfície terrestre, e sofrem a ação da Força Gravitacional Terrestre durante a sua trajetória, existe também a força de arrasto contra a área frontal do satélite, causada pela colisão de partículas de radiação (Oxigênio, hidrogênio e outras), estas forças são fracas mas atuam efetivamente sobre a vida útil do satélite e de sua posição angular (Atitude)

Os tipos de satélites que orbitam a Terra podem ser caracterizados por suas funções:

- Satélites astronômicos;
- Satélites de comunicação;
- Satélites do Sistema Global de Navegação (GPS);
- Satélites de reconhecimento;
- Satélites de observação da Terra;
- Satélites Meteorológicos.

Os satélites artificiais ocupam diferentes órbitas, que possuem diferentes características. Normalmente essas rotas são definidas em relação à Terra (figura 02).

Órbitas possíveis:

- Órbita terrestre baixa;
- Órbita circular intermediária;
- Órbita polar;
- Órbita geossíncrona;
- Órbita supersíncrona;



- Órbita subsíncrona;
- Órbita elíptica;
- Órbita de transferência de Hohmann;
- Órbita heliossíncrona;
- Órbita de transferência lunar;
- Órbita geoestacionária;
- Órbita equatorial.

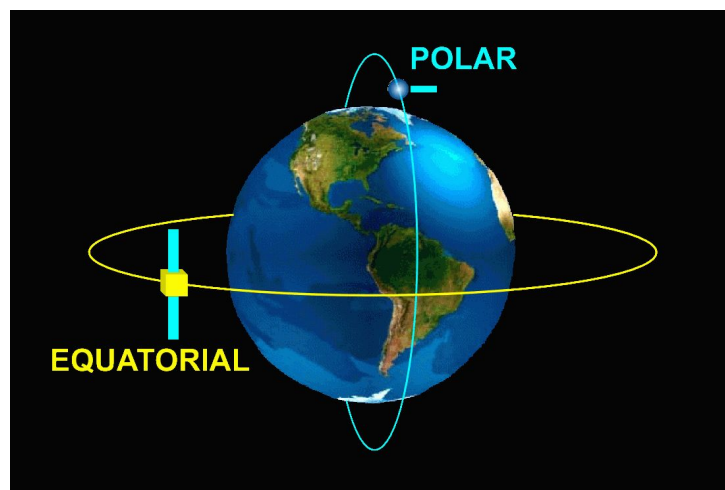


Figura 02: Tipos de órbitas  
Fonte: [www.aeb.gov.br](http://www.aeb.gov.br)

### 1.1.2 CLASSIFICAÇÃO DOS SATÉLITES ARTIFICIAIS

Os satélites artificiais são de grande importância para a geração de conhecimento, prestação de serviços em setores importantes para a sociedade, como as telecomunicações, meteorologia, posicionamento e localização terrestre.

Os satélites científicos permitem coletar dados referentes a fenômenos terrestres ou fenômenos do Universo, que são importantes para ampliar o conhecimento humano sobre os efeitos destes fenômenos na natureza.

Segundo a “AMSAT – The Radio Amateur Satellite Corporation”, os satélites podem ser classificados em relação ao tamanho quanto à medida de massa, que estabelece que:

- Satélites Grandes: possuem mais do que 1000 kg;
- Satélites Médios: entre 500 kg e 1000 kg;
- Satélites Pequenos: menos de 500 kg.

Os Satélites Pequenos, por sua vez, subdividem-se em:

- Minisatélites: entre 100 kg e 200 kg;
- Microsatélites: entre 10 kg e 100 kg;
- Nanosatélites: entre 1 kg e 10 kg;
- Picosatélites ou *Cubesats*: entre 100 g e 1 kg;
- Femtosatélites: menores do que 100g.

Em vários países desenvolvidos e em países em desenvolvimento são realizados projetos (principalmente em universidades e centros acadêmicos) envolvendo pequenos satélites, da classe dos *Cubestats* (figura 03), que são pequenos satélites em forma de cubo com 10 centímetros de aresta e massa em torno de 1 kg. Estes pequenos satélites são de baixo custo, se comparados com os satélites maiores, sendo um bom instrumento para o desenvolvimento educacional e prático de alunos.

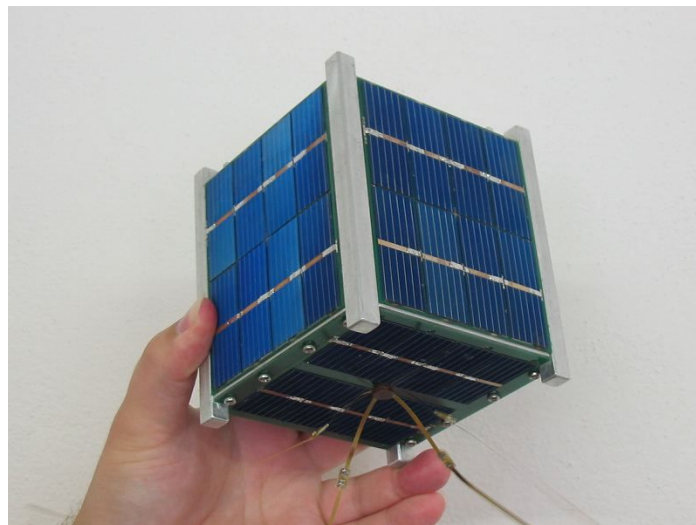


Figura 03: Imagem ilustrando o tamanho de um *Cubesat*.  
Fonte: [www.czcube.cz/](http://www.czcube.cz/)



## 1.2 PROJETOS DE *CUBESATS* INTERNACIONAIS

A seguir são apresentados alguns projetos desenvolvidos por universidades envolvendo os *Cubesats*. Os projetos apresentados primeiramente são projetos já concluídos, enquanto os subseqüentes são alguns *Cubesats* a serem lançados de “carona” com o foguete VEGA. Também é apresentado o projeto do primeiro satélite *Cubestat* brasileiro, o NANOSATC-BR.

### 1.2.1 LIBERTAD 1

Da necessidade de resolver muitos problemas que envolvem o uso e aplicação da temática espacial na predição de mudanças climáticas ou das telecomunicações, a universidade colombiana Sérgio Arboleda foi pioneira na América Latina em conduzir um programa envolvendo *Cubesats*. O projeto do primeiro satélite colombiano, o Libertad 1, tinha inicialmente a proposta de ser apenas educativo, mas os desafios científicos e tecnológicos se apresentaram aos participantes do projeto, desenvolvendo nestes o espírito de equipe e a necessidade de pesquisa.

O Libertad 1 foi lançado no dia 27 de março de 2007, de carona com o foguete Dnepr 2, do Cosmódromo de Baikonur no Cazaquistão. A carga útil do Libertad 1 consiste em:

- Dois sistemas de comunicações: uma para a transmissão e um para recebimento de dados;
- Um sistema de fornecimento de energia
- Uma antena;
- Um sistema de orientação rotacional Magneto-torqueadores;
- Placas multifuncionais que contêm uma variedade de sensores.

O Libertad 1 (figura 04) é totalmente operacional, e está em órbita a mais de 530 dias.



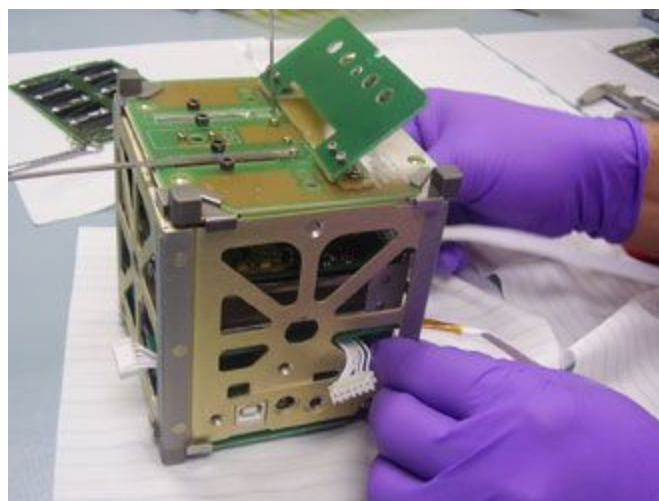


Figura 04: Fotografia do Libertad 1 em construção.

Fonte: [http://www.usergioarboleda.edu.co/proyecto\\_espacial/galeria.html](http://www.usergioarboleda.edu.co/proyecto_espacial/galeria.html)

### 1.2.2. YAMSAT

O YAMSAT foi o primeiro *Cubesat* desenvolvido pela organização National Space (NSPO), institutos de investigação, universidades e empresas do sector privado em Taiwan. Os componentes-chave e os dispositivos de comunicação utilizada em um satélite regular, também são encontrados no YAMSAT. As diferenças são que as funções dos componentes no YAMSAT são menos complicadas e seus tamanhos bem menores.

O satélite é um cubo de 10 cm de aresta que pesa apenas 857 gramas. O YAMSAT foi projetado para operar em uma órbita de altitude entre 600 e 650 km. A carga útil científica consiste em um micro-espectrômetro que mede a dispersão do espectro solar visível na atmosfera e utilizado para a análise dos elementos atmosféricos. Foram desenvolvidos dois *Cubesats* neste programa, o YAMSAT-1B e o YAMSAT-1A.

A concepção, análise, fabricação, montagem e testes do YAMSAT estão todas concluídas sob a orientação do NSPO. A fabricação do YAMSAT proporcionou oportunidades para a verificação em órbita de vários componentes internos, tais como células solares, baterias, bobinas magnéticas, micro-controlador de chips de memória, estruturas mecânicas e micro espectrômetro. Estas peças são fornecidas por fabricantes de Taiwan ou institutos de pesquisa. Depois de montado, o YAMSAT

foi submetido a rigorosos testes de vácuo dinâmico e testes térmicos na NSPO. Esses procedimentos de ensaio são concebidos de forma a garantir o desempenho dos subsistemas do satélite.

O projeto YAMSAT foi iniciado em abril de 2001 e a montagem final e ensaios concluídos em março de 2002. O YAMSAT (figura 05) foi agendado para ser lançado em conjunto com outros *Cubesats* desenvolvidos pela União Européia e pelo Japão através do lançamento de um foguete russo. No entanto, o plano foi abandonado após o lançamento enfrentar a oposição do governo russo. Neste momento não existe nenhum plano para lançar o YAMSAT.



Figura 05: Foto do YamSat-1B e YamSat-1.

Fonte : <http://www.nspo.org.tw/2005e/projects/projectothers/YamSat.htm>

### 1.2.3. RINCON 1

O projeto Rincon 1 foi desenvolvido pela Universidade do Arizona (USA), por alunos desde as etapas iniciais até os mais avançados nos cursos de Engenharia. O projeto levou vários anos, e só foi se concretizar com o lançamento do *Cubesat* em 2006.

A carga útil do Rincon 1 era um sistema sofisticado de telecomunicações a bordo utilizando apenas 10 mW de transmissão de potência, além de 6 placas solares para captura de energia, moldura em alumínio da estrutura do *Cubestat*, subsistema de potência de bordo (utilizado para manter as baterias, manter 5V e encargos 3.3V, medir tensões e correntes em vários locais, e converter a energia solar a partir de células de energia utilizável), microcontrolador de bordo, que é utilizado para reunir dados de bordo e transmitir-los por telemetria, e rádio de bordo,



que é usado para comunicação. A massa total do *Cubesat* era de aproximadamente 900 gramas.

O Rincon 1 (figura 06) foi lançado com o satélite da UA, SACRED, a bordo de um foguete Dnepr, em 26 de julho de 2006. O lançamento falhou pouco depois de decolar, e toda a carga do foguete foi danificada, inclusive o Rincon 1.

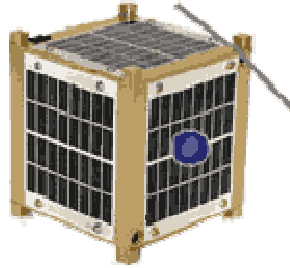


Figura 06: Fotografia do Rincon 1.

Fonte : <http://128.54.16.15/amsat-new/satellites/satInfo.php?satID=88>

#### **1.2.4. SWISSCUBE**

O SwissCube é o projeto de um *Cubesat* desenvolvido pela Escola Politécnica Federal de Lausanne, na Suíça, e foi desenvolvido integralmente por alunos desta entidade, orientados por professores. O SwissCube foi um dos nove projetos de *Cubesats* selecionados para serem lançados no espaço durante a estréia do novo foguete lançador VEGA, da European Space Agency (ESA), na Europa, com previsão de lançamento para o final 2008 ou no início de 2009.

O objetivo primordial do desenvolvimento do satélite é proporcionar um ambiente dinâmico e realista para a aprendizagem de graduação e pessoal, no desenvolvimento de pequenos satélites.

Além do ensino superior do projeto, o SwissCube tem como objetivo conceber, lançar e operar um *Cubesat* no espaço, o que implica o desenvolvimento de um sistema de solo e espaço. É importante notar que este objetivo é primordial para qualquer ciência ou de demonstração tecnológica.

A missão SwissCube deve centrar-se na observação dos fenômenos airglow. O airglow é uma fotoluminescência da atmosfera que ocorre a cerca de 100 km de altitude. Este fenômeno (figura 07) ocorre principalmente devido a fotodissociação, foto-excitação e excitação por elétrons rápidos ou recombinação de íons.



Figura 07: Representação do fenômeno Airglow.  
Fonte: <http://swisscube.epfl.ch/page16944.html>

A carga útil do SwissCube (figura 08) e seus vários subsistemas consistem em:

- Subsistema de geração de energia: baterias, painéis solares, unidade de comando e dispositivos de medições (temperatura das baterias, corrente, tensão);
- Subsistema de controle de atitude: diferentes tipos de sensores e atuadores e uma poderosa calculadora; o controle de atitude será feito por um giroscópio e três magnetotorques;
- Unidade principal de comunicação com a estação terrestre: composto por um receptor RF, um transmissor e um controlador para iniciar ou interromper as transmissões;
- Subsistema de tempo: armazena todos os dados que devem ser enviados para a Terra; composto por um controlador de memória e de um relógio;
- Subsistema térmico: sistema passivo que regula a temperatura durante a órbita do satélite.

Os integrantes da missão esperam o sucesso desta empreitada, pois o SwissCube é o primeiro satélite artificial construído por estudantes na Suíça.

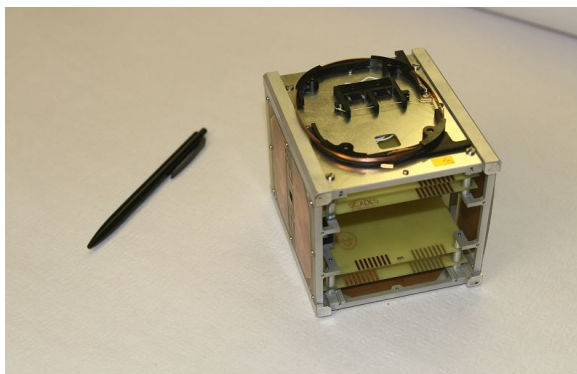


Figura 08: Fotografia do SwissCube.

Fonte: [http://www.hb9afo.ch/swisscube/20070629\\_swisscube/20070629\\_0059.jpg](http://www.hb9afo.ch/swisscube/20070629_swisscube/20070629_0059.jpg)

### **1.2.5. ROBUSTA**

A Universidade de Montpellier, na França, tem a responsabilidade global do projeto ROBUSTA, que visa conceber, construir e monitorar um satélite da classe dos *Cubesats*, bem como uma estação terrestre em Montpellier, e em seguida, a exploração dos dados enviados pelo *Cubesat*. O lançamento tem previsão para o final de 2008 ou o início de 2009 no lançador VEGA, e está assegurado pela ESA ou pelo Centro Nacional de Estudos Espaciais Francês (CNES). O projeto de gestão está sendo totalmente elaborado pelos alunos da instituição, orientados por professores responsáveis por cada equipe e pelo CNES. Outras duas universidades estão envolvidas no projeto, a Universidade do Arizona, nos Estados Unidos, e a Universidade de Wurtzburg, na Alemanha.

O objetivo da missão é obter medições da deterioração dos componentes eletrônicos bipolares, a fim de alcançar uma melhor definição para os testes desses componentes, e de melhorar a compreensão dos fenômenos a deterioração devido à radiação espacial, como o vento solar, erupções solares e galácticas ionizantes. O satélite será colocado em uma órbita terrestre baixa, e uma inclinação superior a 71° para voar regularmente ao longo das diferentes estações terrestres. O satélite é composto por uma estrutura rígida na qual são colocados quatro subsistemas. A placa de telecomunicações permitirá o intercâmbio de informações com o solo. Ao subsistema de energia e distribuição caberá dividir a bordo a energia elétrica a partir da energia solar (proveniente das placas de captura posicionadas nas 6 faces do satélite) e as pilhas para as diferentes placas, quando necessário. O "controlador" a



bordo do satélite irá armazenar as telemetrias entre a passagem através de uma estação terrestre. A carga útil do satélite contém os componentes que medirão a deterioração durante toda a missão, mas também os componentes necessários para a medida das condições ambientais (temperatura, radiação).

Três estações terrestres serão capazes de se comunicar com o satélite, e a principal estação será localizada em Montpellier no campus universitário Eugène Bataillon. Será constituída de elementos básicos de estações de rádio amador, com uma antena motorizada, um sistema de telecomunicação e da antena com software sincronizado com o acompanhamento por satélite. A estação protótipo está em desenvolvimento. Os estudos estão focados em selecionar o melhor sistema. Uma antena Yagi com polarização circular ou helicoidal foi selecionada recentemente. Será montada sobre um rotor para seguir a passagem do satélite.

Outra estação está localizada no Arizona, na Universidade do Arizona. Esta estação terrestre foi desenvolvida há alguns anos para se comunicar, em 435 MHz, com o satélite SACRA, que foi destruído durante o seu lançamento em julho de 2006. A ROBUSTA (figura 09) irá permitir a reabertura da estação e da parceria entre estas duas universidades.

A terceira estação estará localizada na Universidade de Wurtzburg, na Alemanha.

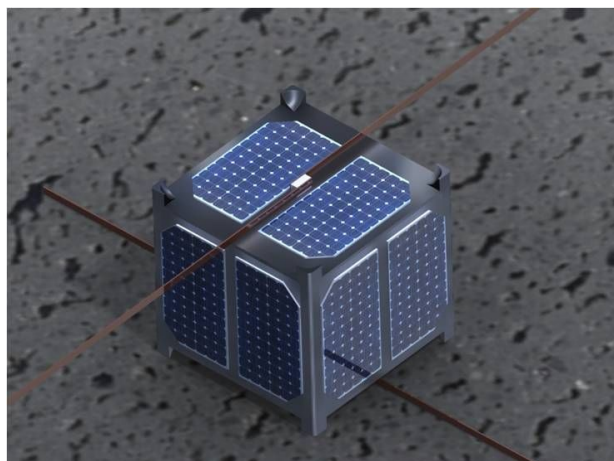


Figura 09: Fotografia do *Cubesat* ROBUSTA.  
Fonte: [http://smc.cnes.fr/ROBUSTA/GP\\_satellite.htm](http://smc.cnes.fr/ROBUSTA/GP_satellite.htm)



### **1.2.6. XATCOBEO**

O projeto Xatcobeo está sendo desenvolvido primordialmente pela Universidade de Vigo, na Espanha, e visa envolver os estudantes desta universidade em um projeto espacial e em uma metodologia de trabalho, desenvolvendo novas tecnologias. A concepção, o desenvolvimento, a integração e operação do satélite ficarão à cargo desta universidade.

O Xatcobeo foi um dos *Cubesats* escolhido para ser lançado no espaço no foguete VEGA.

O Xatcobeo (figura 10) fará medidas do campo magnético terrestre, bem como da radiação solar. Outra atividade que será desenvolvida pelo Xatcobeo será tirar fotografias da Terra através de uma câmera instalada a bordo do satélite.

O satélite tem seus seguintes subsistemas:

- Potência: 2 baterias de Polímero de Lítio. Painéis Solares: 2 células de cada lado;
- Software: Desenvolvido em código C;
- Comunicações: 4 antenas com diagrama de radiação unidirecional. Telecomando ascendente e descendente, com telemetria de banda de radioamadores;
- Térmico: controle térmico passivo. Tintas e isolamento, junto com condutores de calor serão usados;
- Estrutura: Estrutura *Cubesat* 1U ( 1U - Satélite com 10cmx10cmx10cm, e massa menor que 1 kg).

A incorporação de novas tecnologias proporcionará o desenvolvimento de um novo sistema de comunicações (SRAD) e um sensor de radiação (RDS) pelos alunos da instituição, que serão os responsáveis por operar o satélite enquanto ele estiver em órbita.

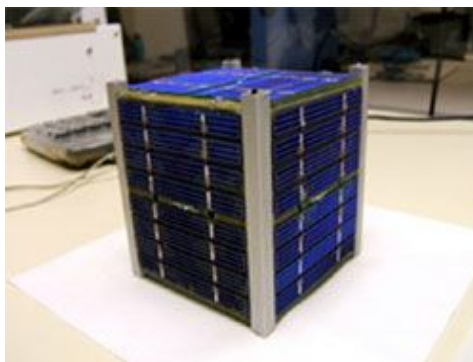


Figura 10: Xatcobeo

Fonte: <http://www.madrimasd.org/gestion2006/img/Noticias/INTA-XATCOBEO-02.jpg>

### **1.2.7. NANOSATC-BR**

O projeto do Nanosatélite Científico Brasileiro – NANOSATC-BR visa construir o primeiro satélite brasileiro da classe dos *Cubesats*. O NANOSATC-BR possuirá como carga útil um magnetômetro, com objetivo científico de monitorar em tempo real o geoespaço, os distúrbios observados na magnetosfera terrestre – campo geomagnético sobre o Território Brasileiro, com a determinação de seus efeitos nas grandes regiões da Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS e do Eletrojato da Ionosfera Equatorial.

Os instrumentos a bordo do NANOSATC-BR serão desenvolvidos e/ou adaptados no Brasil, contando com a colaboração de instituições estrangeiras.

Este trabalho está sendo realizado para que informações possam ser adquiridas para que o desenvolvimento do primeiro *Cubesat* brasileiro atinja as metas esperadas e que ele seja construído e opere com sucesso no âmbito internacional.

### **1.3 LANÇADORES DE CUBESATS**

Os primeiros lançamentos de *Cubesats* aconteceram em 30 de junho de 2003, quando seis destes pequenos satélites foram lançados de uma só vez, do lançador Russo Rockot, realizado no cosmódromo de Plesetsk, localizado no Oblast de Arkhangelsk, a 800 km ao norte de Moscou, obtendo êxito na missão.

Nesta missão foram lançados: um satélite construído pela República Tcheca (MIMOSA), um satélite Canadense (MOST), e os mini-satélites AAU *Cubesat*



(University of Aalborg), Quakesat (Stanford University), DTUsat (Technical University of Denmark), CUTE-I (Tokyo Institute of Technology), XI-IV (University of Tokyo) e CanX-1 (University of Toronto).

O lançador Russo Rocket (figura 11) é um lançador que pode lançar cargas de até 1950 kg até 200 km de altitude, e já foi utilizado para lançamentos de satélites e mísseis nucleares para testes. Um dos lançamentos feito pelo Rocket foi um par de satélites Iridium, em 20 de junho de 2002, tendo êxito na missão.

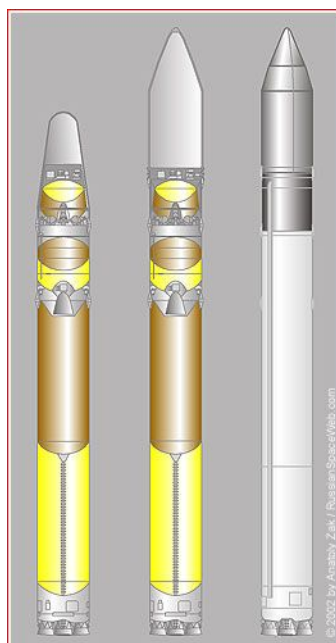


Figura 11: Esquema do lançador Rocket.  
Fonte: <http://www.russianspaceweb.com/rocket.html>

Em 27 de Outubro de 2005 foram lançados três *Cubests* na missão SSETI Express, a bordo do lançador Russo Cosmos-3M (figura 12), no cosmódromo de Plesetsk, às 10:52:36 pelo horário de Moscou. No entanto, algumas dificuldades ocorreram após o lançamento.

Neste lançamento, foram lançadas oito cargas de diferentes países. Após atingir a órbita, a separação da carga útil, na seqüência, foi programada para realizar-se entre as 11h27min: e 11h27min:.



Figura 12: Ereção do Cosmos-3M no lançamento de 27 de outubro de 2005.  
Fonte: <http://www.russianspaceweb.com/cosmos3.html>

No entanto, a nave Mozhaets-5 não se despreendeu do lançador, por erro no algoritmo de separação, conforme periciado posteriormente.

Enquanto isso, no mesmo dia, o centro de controle terrestre da Universidade de Aalborg (Dinamarca) recebeu os primeiros sinais do satélite SSETI Express.

Como foi planejado, 64 minutos após o lançamento, o Ncube, XI-V e V-UWE foram lançados com sucesso a partir da SSETI Express e, a partir de 28 de outubro de 2005, sinais do XI-V e do UWE-1 foram recebidos com sucesso em suas respectivas estações terrestres, porém os desenvolvedores do Ncube-2 não receberam mais sinais do satélite.

O Cosmos-3M (11K65M) (russo: Космос-3М) é um veículo de lançamento espacial russo, derivado de um míssil balístico R-14. É um foguete de dois estágios, o primeiro lançamento deste tipo de foguete aconteceu em 1967 e com mais de 410 lançamentos com sucesso ao seu nome. O Cosmos 3M utiliza tetróxido de Nitrogênio como combustível, e pode levar cerca de 1.400 kg de carga útil em órbita até uma altitude de 250 km. A coifa é apresentada na figura 13.

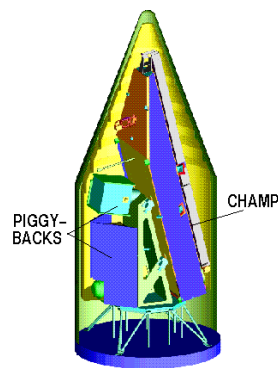


Figura 13: Coifa do Cosmos-3M.

Fonte: [http://op.gfz-potsdam.de/champ/media\\_CHAMP/champ\\_launcher.gif](http://op.gfz-potsdam.de/champ/media_CHAMP/champ_launcher.gif)

Ele difere do anterior (Cosmos 3) pelo seu melhor controle no segundo estágio, permitindo que os operadores sintonizem o mesmo impulso e possam canalizá-los através de bicos que ajudam a orientar o foguete para o lançamento de vários satélites de uma só vez. O PO Polyot tem fabricado estes seus veículos de lançamento na cidade russa de Omsk durante décadas, embora os últimos foguetes controlados digitalmente sejam agora oficialmente designados por "Cosmos 3MU" (figura 14).



Figura 14: Desenho do Cosmos-3M.

Fonte: [http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Kosmos-3M\\_1.svg](http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Kosmos-3M_1.svg)

Em 26 de julho de 2006, foram lançados a bordo de um foguete DNEPR da base de lançamentos de Baikonur, no Casaquistão, quatorze *Cubesats* de 10 universidades, e também uma missão de uma empresa privada.

A missão foi adiada várias vezes, devido ao atraso na entrega para o



lançamento da carga principal, o satélite egípcio EGYPTSAT 1, até ser realizada no dia 26 de junho de 2006. Na ocasião, o lançamento foi programado para 28 de junho de 2006, no entanto, na primeira metade de junho foi descoberto um problema no computador de bordo do veículo lançador Dnepr. Apesar das tentativas de substituir os elementos defeituosos, os problemas persistiram. Como resultado, os funcionários fizeram uma decisão de substituir o lançador para a missão.

O lançamento foi realizado sem o EGYPTSAT 1, que foi lançado apenas em 2007. Os *Cubesats* que foram lançados foram os seguintes: ION (Universidade de Illinois, USA), SACRA, RINCON 1 (Universidade do Arizona, USA), Ice Cube 1, Ice Cube 2 (Universidade Cornell, USA), KuteSat (Universidade do Kansas, USA), HAUSAT-1 (Universidade de Aviação de Hankuk, Coreia do Sul), Ncube-1 (Várias universidades na Noruega), SEMENTES (Universidade de Nihon, Japão), AeroCube-1 (Aerospace Corporation), CP-1, CP-2 (Universidade Politécnica do estado da Califórnia, USA), Merope (Universidade do Estado de Montana, USA), Voyager (Universidade do Hawai, USA).

A carga principal do lançamento do dia 26 de junho de 2006 foi um satélite desenvolvido pela Bielorrússia, chamado Belka, com massa de 750 kg e utilizado para sensoriamento-remoto.

A separação do Belka a partir da coifa do lançador foi agendada 901,5 segundos depois do lançamento, que ocorreu às 23h43min, no horário de Moscou. Segundo o chefe do Roskosmos, Yuri Nosenko, a falha ocorreu durante a queima do primeiro estágio do veículo lançador após 86 segundos de voo, ou cerca de dez segundos antes de um desligamento programado de seus motores. No nominal de voo, o primeiro estágio do foguete Dnepr iria queimar por cerca de 1 minuto 38 segundos. O Ministério de Emergências do Cazaquistão constatou que o fracasso do foguete Dnepr ocorreu a 73 segundos de voo e ele caiu 189,6 km a partir do local do lançamento, ou seis km a Nordeste de Tagai (figura 15), perto da fronteira com o Uzbequistão.

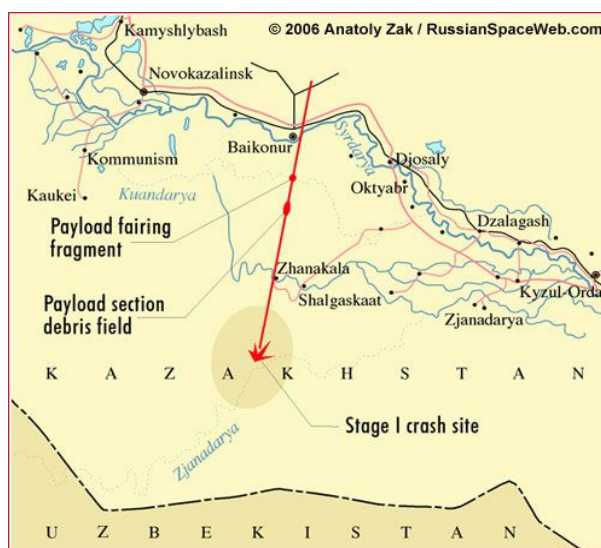


Figura 15: Uma estimativa de área, onde o lançador Dnepr caiu em julho de 2006.  
Fonte: <http://www.russianspaceweb.com/dnepr.html>

A comissão russa de investigação concluiu que o fracasso foi causado por uma avaria da bomba hidráulica na unidade da câmara de combustão número 4. O controle sobre o mau funcionamento causou distúrbios, o que levou a uma instabilidade, e a uma guinada excessiva e dispersões de arremesso e ângulos. Os propulsores causaram poluição tóxica no local da queda, obrigando a Rússia a pagar U\$ 1,1 milhões em compensação ao Cazaquistão. O foguete utilizado para este lançamento tinha mais de vinte anos. Procedimentos de lançamento foram alterados para evitar futuras avarias deste tipo.

O propulsor Dnepr (figura 16) é um lançador russo que é derivado de um míssil com ogiva nuclear, o R-36M, e está em atividade desde 1999, e já realizou 12 lançamentos, com apenas um fracasso.

Há um modelo básico do Dnepr, que tem como dimensões 34,3 metros (112,5 pés) de altura, 3 metros (9,8 pés) de diâmetro, e massa de 211.000 kg. A carga útil levada nestes propulsores pode variar de 550 kg a 4.500 kg. A altitude de lançamento pode variar de 514 a 850 km de altura, dependendo da carga útil levada e da quantidade de combustível utilizado para o lançamento. O combustível utilizado neste propulsor de origem ucraniana é o tetróxido de Nitrogênio (dinitrogen tetróxido de azoto ou peróxido), ou o Unsymmetrical dimethylhydrazine (UDMH).



Figura 16: Lançamento do Dnepr em Baikonur, em missão no dia 17 de Abril de 2007.  
Fonte: <http://www.russianspaceweb.com/dnepr.html>

O PSLV é um veículo lançador de satélites indiano desenvolvido para permitir que a Índia lance sua própria classe de satélites em órbitas solsíncronas, e também pode ser utilizado para o lançamento de satélites com órbita geoestacionária.

A configuração básica do PSLV (figura 17) tem 44,4 metros de altura e pesa 295 toneladas, quatro estágios, sólidas e líquidas, alternadamente. O primeiro estágio é um dos maiores aceleradores a propelente sólido em todo o mundo e transporta entre 129 a 138 toneladas de hidroxila Extintas Poly butadieno (HTPB). Cada segmento é de 2,8 m de diâmetro por 3,4 m de comprimento.

Em 28 de abril de 2008 foi realizado um lançamento deste veículo, que lançou de carona 10 *Cubesats*, utilizando uma forma um pouco modificada do foguete, a PSLV-CA.



Figura 17: Lançamento de um foguete PSLV-C6, da família de lançadores PSLV.  
Fonte: <http://www.bharat-rakshak.com/SPACE/space-launchers-pslv.html>

## 1.4 LANÇAMENTO DE UM *CUBESAT*

Os satélites miniaturizados são acoplados em um dispositivo que possa ejetá-los quando o foguete estiver na órbita de lançamento correta. Como o modelo de construção dos *Cubesats* 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. Existem vários tipos de interface entre os mini-satélites e o lançador, um deles é conhecido como P-POD (*Poly Picosatellite Orbit Deployer*) desenvolvido pela California Polytechnic State University (CalPoly).

Outro tipo de interface é oferecido pela ISIS (Innovative Solutions In Space), que é uma empresa holandesa privada, com o intuito de terceirizar a colocação de satélites em órbita.

O modelo da ISIS é conhecido como ISI-POD, e tem como características:

- Alta relação rigidez/massa;
- É totalmente compatível com as especificações de *Cubesats*;
- Baixa indução e alta tolerância a choques;
- Inclui uma porta com sistema de travamento;
- Facilidade e Flexibilidade de integração;
- Compatível com a maioria dos pyro-sinais de pulso de lançadores;



- Não são usados pirotécnicos;
- Painéis de acesso podem ser personalizados;
- Vem com uma unidade EGSE ( Electrical Ground Support Equipment) versátil, que pode simular pyro-sinais de pulso do veículo lançador.

A ISIS disponibiliza três tipos de ISI-POD (figura 18), que podem levar de um até três mini-satélites. Estes três tipos são representados abaixo:

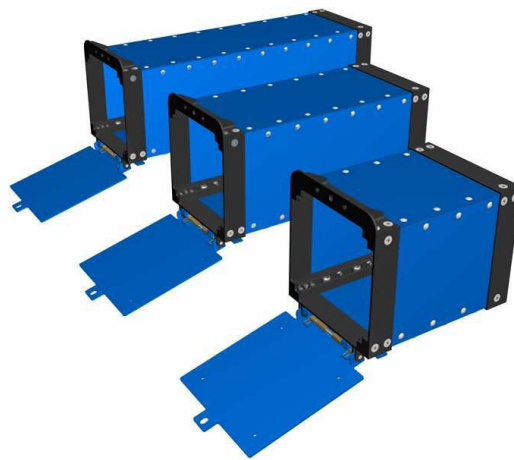


Figura 18: Os três tipos de interface *Cubesat*-Lançador oferecidos pela ISIS.  
Fonte: [http://www.isispace.nl/media/products/ISI-POD/Brochure\\_ISIS\\_Cubesat\\_Deployer.pdf](http://www.isispace.nl/media/products/ISI-POD/Brochure_ISIS_Cubesat_Deployer.pdf)

O P-POD padrão pode levar 3 *Cubesats* para lançamento e pode ser acoplado de diferentes maneiras no veículo lançador. Algumas destas maneiras são demonstradas na figura 19:



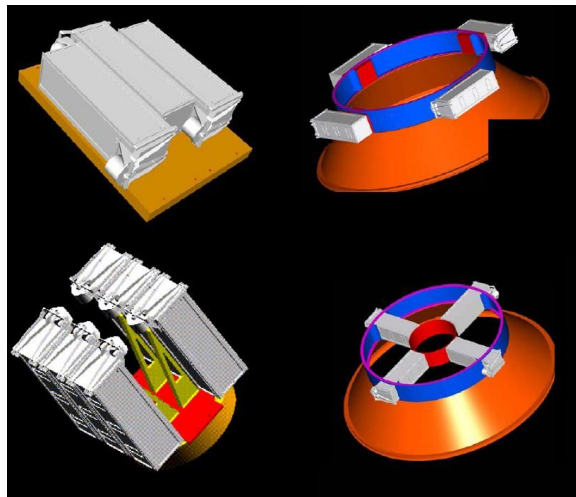


Figura 19: Disposição de P-PODs no veículo de lançamento.

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

A interface entre o P-POD e o lançador é feita através de uma ligação mecânica e uma interface elétrica.

## 1.5 INTERFACE MECÂNICA

Para realizar o acoplamento dos P-PODs pode-se usar um anel adaptador para conecta-los ao módulo estrutural do lançador. O design do adaptador pode ser modificado para acomodar um número diferente de P-PODs. A espessura da parede do adaptador irá ser determinada com base em critérios de deformação e devido à carga dinâmica. Os P-PODs podem ser conectados ao membro estrutural ou ao anel por seis parafusos que podem servir de união em qualquer uma das quatro faces do equipamento.

Uma forma de prender os P-PODs em um anel adaptador é demonstrado na figura 20.

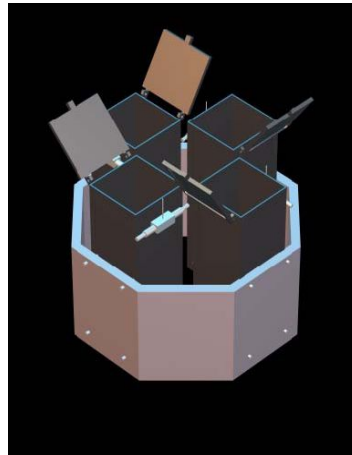


Figura 20: Exemplo de configuração possível dentro do anel adaptador com quatro P-PODS.  
Fonte: Cal Poly Coordination of Multiple *Cubesats* on the DNEPR Launch Vehicle –  
Simon Lee, Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari.

## 1.6 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:

- 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.

Na figura 21, pode-se ver uma vista lateral do P-POD, e os cabos que servem para a interface com o lançador.

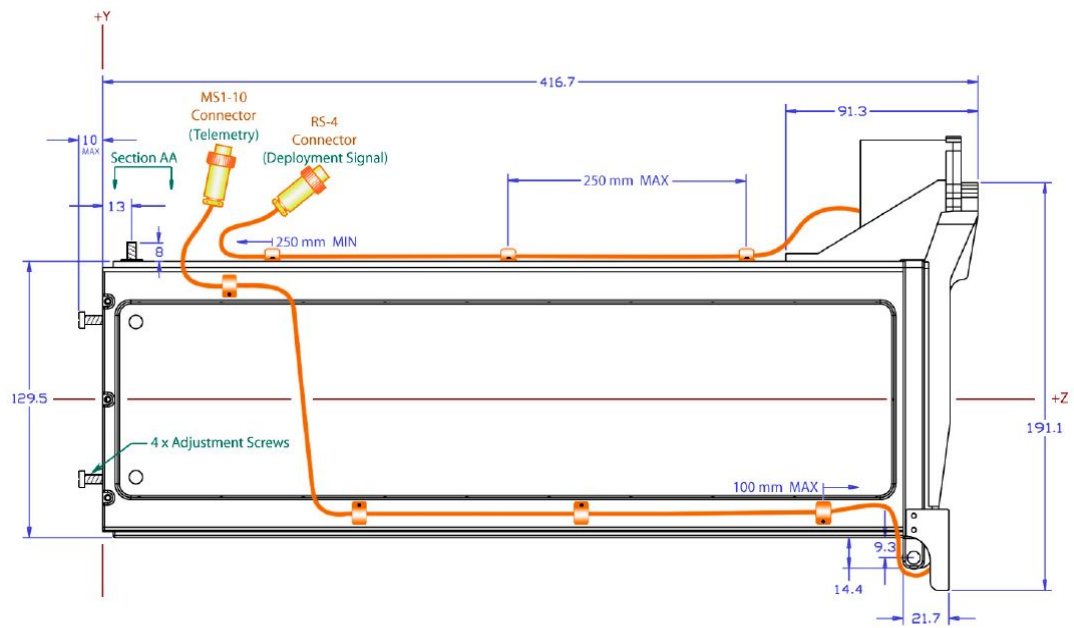


Figura 21: Vista lateral de um P-POD.

Fonte:

[http://Cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Launch%20Providers/ppod\\_mechanical\\_icd.pdf](http://Cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Launch%20Providers/ppod_mechanical_icd.pdf)



## **CAPÍTULO 2**

### **INTERFACE ENTRE A ESTRUTURA DO VEÍCULO LANÇADOR E O *CUBESAT***

#### **2.1 INTRODUÇÃO**

Devido ao pequeno tamanho dos satélites envolvidos em projetos de picosatélites, faz-se necessário a utilização de uma interface também de tamanho reduzido, em relação com o restante do lançador. Este dispositivo de ejeção, que foi descrito sucintamente no Capítulo 1, terá seus aspectos relacionados ao lançamento mais detalhados neste capítulo, bem como a disposição dos *Cubesats* no seu interior, e também o funcionamento programado para o dispositivo de ejeção.

#### **2.2 REQUISITOS PARA O LANÇAMENTO**

Os *Cubesats* devem ser compatíveis com a interface entre eles e o veículo lançador, seguindo os requisitos abaixo para assegurar o sucesso da missão:

- Os *Cubesats* não devem apresentar perigo para os *Cubesats* vizinhos na interface, 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 dispositivo de ejeção;
- Não utilizar nenhum tipo de pirotécnico;
- No mínimo 75% dos trilhos do *Cubesat* devem estar em contato com os trilhos do dispositivo.

O dispositivo que fará a ejeção dos *Cubesats* deverá seguir as seguintes recomendações:



- Deve proteger o veículo lançador e as outras cargas a partir de qualquer interferência mecânica, elétrica ou interferência eletromagnética proveniente dos *Cubesats*, além de uma possível falha no lançamento dos mesmos;
- Deve liberar os *Cubesats* com o mínimo de rotação e uma baixa probabilidade de colisão com o veículo lançador e entre os mesmos;
- Ter a capacidade de ser acoplada com uma variedade de veículos lançadores, com mínimas alterações em sua estrutura e sem alterações ao formato padrão dos *Cubesats*;
- Ter massa reduzida;
- Os *Cubesats* a serem inseridos devem ter manufatura fácil e não exigir materiais exóticos nem técnicas caras de construção.

Além dos requisitos listados acima, há também algumas regras para o início do funcionamento do *Cubesat* após ter sido ejetado.

Por exemplo, as antenas e outros componentes de abertura só podem ser ativados após quinze minutos de efetuada a ejeção, e componentes maiores, como painéis solares, somente após trinta minutos. Estas precauções são tomadas para garantir uma perfeita separação entre os satélites.

Transmissões secundárias e de baixa potência podem ser ativadas quinze minutos após o lançamento, enquanto transmissões de maior potência devem ser iniciadas (ativadas) somente trinta minutos após a ejeção

## **2.3 FUNCIONAMENTO DO DISPOSITIVO DE EJEÇÃO**

As maneiras de funcionamento do dispositivo de ejeção que serão descritas a seguir são baseadas no funcionamento do P-POD.

Os picosatélites são montados no interior do P-POD, sem entrarem em contato um com o outro, separados por duas molas (Spring Plunger) que são montadas no topo dos trilhos dos *Cubesats* vizinhos. Estas pequenas molas servem para dar um impulso inicial aos satélites quando estes estão sendo ejetados do P-POD, evitando que eles colidam após a saída para o espaço. Na figura 22 é feita a

representação das “Spring Plungers”, e o local da montagem destas é representado na figura 23:

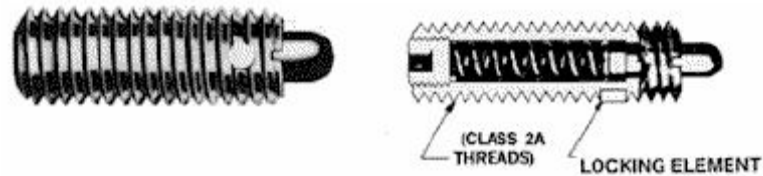


Figura 22: Representação das molas de separação dos *Cubesats*.  
Fonte: Cal Poly Coordination of Multiple *Cubesats* on the DNEPR Launch Vehicle – Simon Lee, Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari

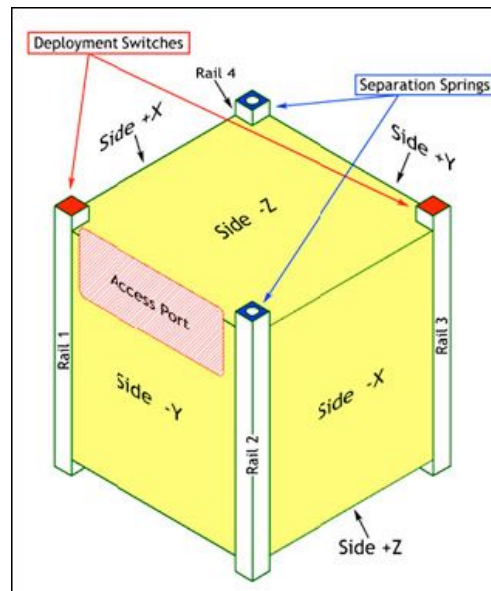


Figura 23: Mecanismos localizados nos quatro cantos do *Cubesat*.  
Fonte: Califórnia Polytechnic State University, “*Cubesat Design Specification, Revision 9*”.

Nas extremidades dos trilhos dos *Cubesats* são montados em lados opostos dois “switches”, os quais são sensores de ejeção, cuja finalidade é detectar a ejeção dos *Cubesats* (figura 23).

A porta do P-POD é aberta (figura 24) através de um mecanismo que a mantém fechada até o momento da abertura. Este mecanismo pode ser de vários tipos, como o Futaba S3305 Servo, que é representado na figura a seguir, e o Starsys Qwknut 3k (figura 25), que é bastante confiável, e libera o parafuso que mantém a porta do P-POD fechada em um tempo menor do que 35 milissegundos.

O Starsys Qwknut 3k pode ser visto na figura 25, sendo representado de forma simplificada, sendo este mecanismo representado na cor bege.

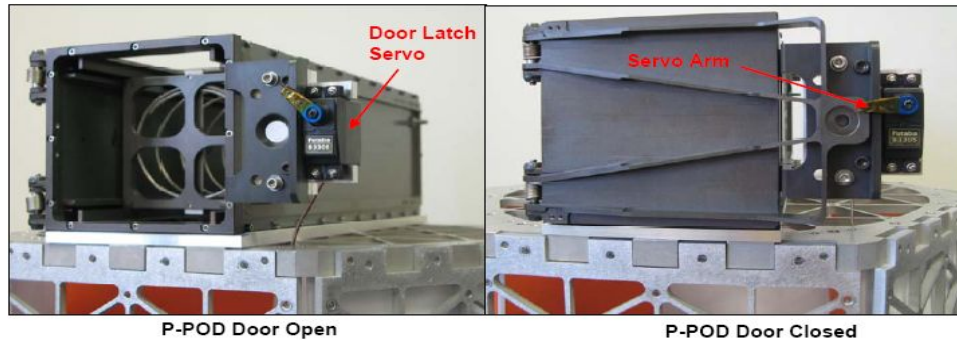


Figura 24: Estrutura do P-POD, com a porta aberta e fechada através do dispositivo Futaba S3305. Fonte: Nanosatellite Separation Experiment Using a P-POD Deployment Mechanism. University of Texas.

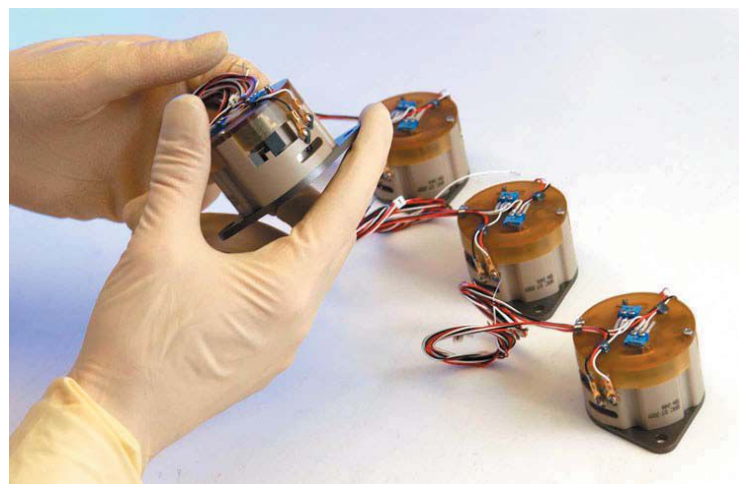


Figura 25: Fotografia de quatro dispositivos Starsys Qwknut 3k. Fonte: <http://Cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Launch%20Providers/qwknut3k.pdf>

A energia necessária para a ejeção dos *Cubesats* é dada por uma mola grande, que é montada no fundo do P-POD (figura 24) e mantém contato com o primeiro satélite através de uma placa que corre em trilhos dispostos internamente lançando os satélites quando a porta do P-POD é aberta. Com a abertura da tampa do P-POD, os *Cubesats* são ejetados pela mola, com uma velocidade linear de aproximadamente 0,3 m/s, o satélite que está posicionado no fundo corre mais nos trilhos que os outros e, portanto possui uma trajetória mais alinhada com o eixo do P-POD, facilitando assim sua orientação posterior no espaço. Os trilhos pelos quais

correm os *Cubesats* estão localizados internamente ao P-POD, sendo disposto um em cada canto, sendo cada canto do satélite associado a um trilho.

A figura 26 demonstra uma vista explodida do P-POD, e seus componentes necessários para o lançamento.

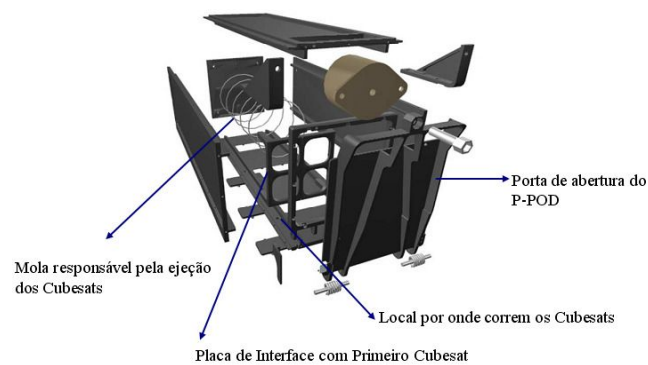


Figura 26: Vista explodida de um P-POD.

Fonte: Califórnia Polytechnic State University, "*Cubesat Design Specification, Revision 9*"

A figura 27 mostra um modelo de P-POD utilizado no lançamento de pequenos satélites montado em um veículo lançador.

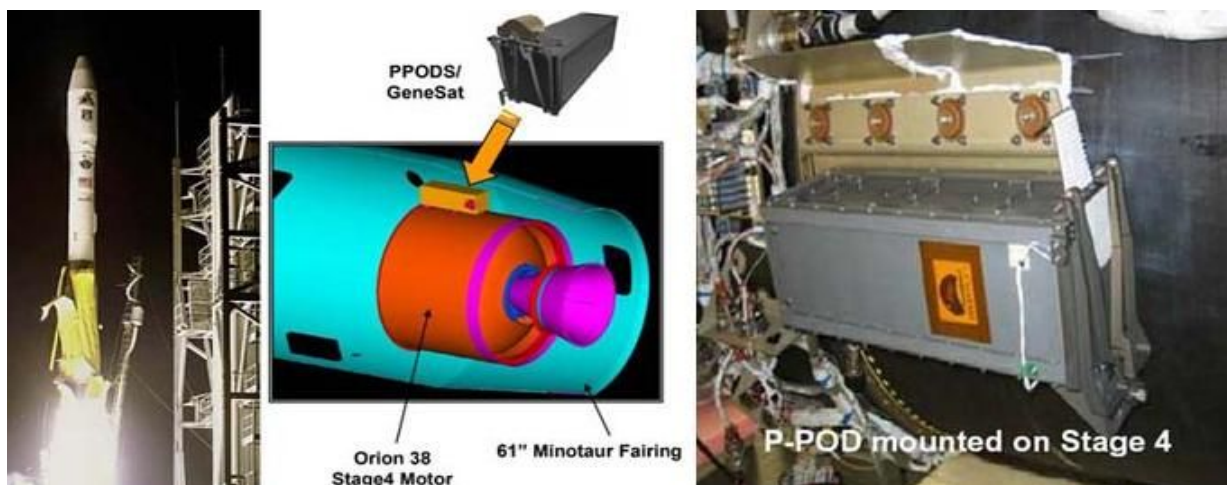


Figura 27: Montagem de um P-POD em um veículo lançador.

Fonte: [http://www39.websamba.com/hh001/content/combination\\_launch.html](http://www39.websamba.com/hh001/content/combination_launch.html)





## **CAPÍTULO 3**

### **LANÇADORES DE CUBESATS**

#### **3.1 INTRODUÇÃO**

O desenvolvimento do projeto de um *Cubesat* não acaba na sua construção. Uma das etapas mais desafiadoras que mantém centenas de projetos da ciência espacial limitados é a escassez de oportunidades de lançamento. A despesa que comprar uma passagem para um *Cubesat* ao espaço gera geralmente é muito mais do que uma pequena empresa ou instituição acadêmica dispõe, e usualmente mais do que o governo ou entidade militar arcaiam com a despesa. Esperar por uma oportunidade de lançamento em que haja oportunidade para cargas secundárias ou terciárias pode ser frustrante, senão um processo infundável.

Sabendo disto, deve-se ir à busca de um sistema lançador mais apropriado para o tipo de projeto. A seleção do lançador depende de, no mínimo, destes critérios: a capacidade do veículo lançador em carregar o peso necessário à órbita da missão. O lançamento requerido versus a disponibilidade do veículo, compatibilidade entre satélite e lançador, e é claro, o custo do serviço de lançamento.

Considerando os requisitos anteriores, pode-se definir dois principais lançadores que se adéqüem melhor ao projeto científico NanoSatC-Br: o indiano PSLV e o europeu VEGA. A confiabilidade e versatilidade do primeiro são provadas pelo fato de já ter lançado aproximadamente 30 satélites (14 indianos e 16 de outros países) em diferentes órbitas e por ter quebrado um recorde mundial lançando 10 satélites no mesmo lançamento, sendo 8 deles nano-satélites. O lançador VEGA, por ser da renomada empresa ESA (European Space Agency), garante a capacidade e segurança dos lançamentos. Além disso, este lançador foi projetado justamente para oferecer oportunidades a baixo custo para missões científicas.

### 3.2 POLAR SATELLITE LAUNCH VEHICLES (PSLV)

O PSLV é um notável veículo lançador desenvolvido pela *Indian Space Research Organization* (ISRO). Projetado com o intuito de lançar em órbita polar sol-síncrona satélites indianos de sensoriamento remoto (IRS) -antes de sua concepção o lançamento de satélites indianos era comercialmente viável apenas pela Rússia-. Este lançador é capaz de colocar um satélite de até 1.600 Kg em órbita sol-síncrona, satélites de até 1000 Kg em órbita geo-síncrona e satélites de até 2800 Kg em baixa órbita terrestre. Atualmente, devido ao grande desempenho como veículo lançador, o PSLV (figura 28) conta com 14 lançamentos de sucesso e um recorde de lançamento de 10 satélites de uma só vez.



Figura 28: Modelo de veículo lançador PSLV.

Fonte: [http://www.spaceandtech.com/spacedata/elvs/pslv\\_sum.shtml](http://www.spaceandtech.com/spacedata/elvs/pslv_sum.shtml)

A sua configuração atual é de 44,4 metros de altura e 295 toneladas, seis aceleradores e quatro estágios de propulsão (figura 29), alternadamente um sólido e outro líquido. Este último é feito com o chamado Vikas (figura 30), motor de propulsão líquida.

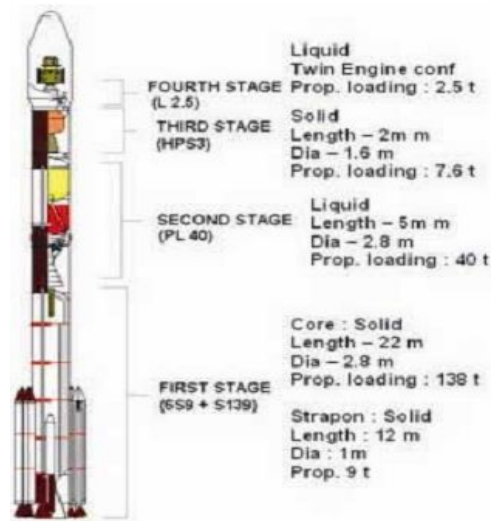


Figura 29: Estágios do lançador PSLV.  
 Fonte: Gupta *et al.*, 2007.



Figura 30: Vikas, motor de propulsão líquida.  
 Fonte: [http://www.geocities.com/hari\\_ghk/vikas.htm](http://www.geocities.com/hari_ghk/vikas.htm)

O PSLV é projetado e desenvolvido no Centro Espacial Vikram Sarabhai (VSSC), na cidade de Thiruvananthapuram, estado de Kerala, Índia. Os sistemas inerciais são desenvolvidos pela ISRO Inertial Systems Unit (IISU). As etapas para a propulsão líquida da segunda e quarta fases do PSLV, bem como a reação dos sistemas de controle são elaboradas pelo Liquid Propulsion Systems Centre (LPSC), também em Thiruvananthapuram. O centro de lançamento do PSLV é o Centro Espacial Satish Dhawan (SHAR, figura 31), localizado na costa leste da Índia, é a estação de lançamento para todos os veículos lançadores de satélites na Índia.



Sriharikota foi selecionado como o local de lançamento por aproveitar a rotação da Terra e de outros fatores que afetam o voo de um veículo lançador.



Figura 31: Satish Dhawan Space Centre (SHAR), Sriharikota, Tamil Nadu, Índia.

Fonte: <http://maps.google.com.br>

### 3.2.1 VARIAÇÕES DO PSLV

Operacionais:

- **PSLV:** A versão padrão do PSLV tem quatro estágios, sólidos e líquidos, usando sistemas de propulsão alternativa e seis aceleradores reforçadores. Atualmente, tem capacidade para lançar 1.600 kg a 622 km em órbita sol-síncrona.
- **PSLV-CA:** O PSLV-CA, CA com significado "Core Alone", utiliza estágios sem aceleradores reforçadores. Atualmente, tem capacidade para lançar 1.100 kg a 622 km em órbita sol-síncrona.
- **PSLV-XL:** É a versão atualizada do PSLV, na sua configuração padrão. Com massa de 320 toneladas, o veículo utiliza maiores motores propulsores (PSOM-XL) para alcançar uma maior capacidade de carga útil. PSOM-XL utiliza 12 toneladas de propulsores sólidos, em vez de 9 toneladas, utilizados na configuração anterior do PSLV. A primeira versão do PSLV-XL foi o lançamento do Chandrayaan-1 pelo PSLV-C11. A capacidade de carga para esta variante é 1800 kg, em comparação com 1600 kg para as outras variantes.

Em desenvolvimento:

- **PSLV-HP:** Como relatado no site “The New Indian Express newspaper (Abril 26, 2007), o diretor de projetos, Narayanamoorthy falou sobre uma outra versão de lançador sendo planejada chamada PSLV-HP (“HP” de high performance). Ela terá motores reposicionados e a capacidade de carga útil será aumentada para 2000kg. A versão “HP” será usada para o lançamento de satélites entre o ano de 2010 e 2012. Entre outros fatores, a eficiência do estágio 4 de propulsão será aumentada.
- **PSLV-3S:** A agência espacial Indiana também está considerando o desenvolvimento de um foguete de três estágios, ou seja, com o segundo estágio (do usual de quatro estágios) removido. Este será capaz de colocar 500kg em órbita baixa.

Na figura 32 as variações de lançadores PSLV descritas são mostradas:

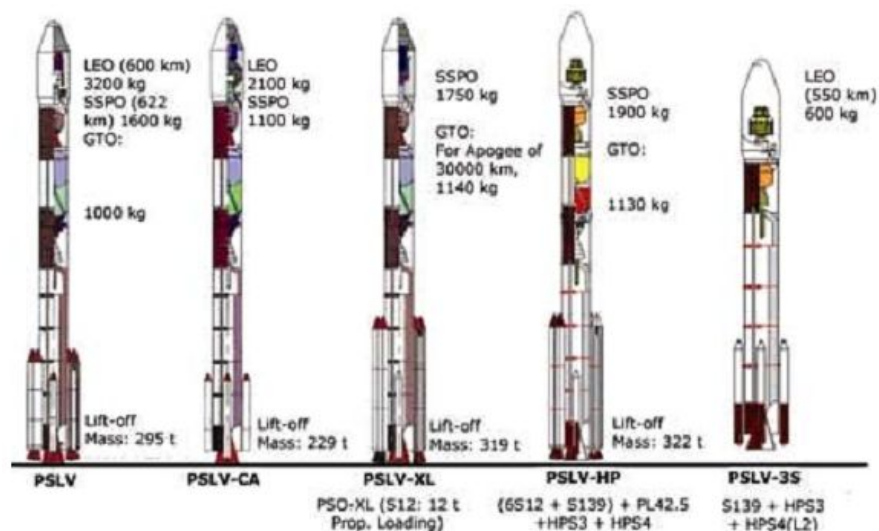


Figura 32: Variações de lançadores PSLV.  
Fonte: Gupta *et al.*, 2007.

### 3.2.2 LANÇAMENTOS FUTUROS

Estão planejados para o ano de 2009 três lançamentos com o veículo PSLV. O primeiro está previsto para junho, com o PSLV C-14, sendo sua carga principal o *OceanSat-2*, satélite indiano para estudo dos aspectos físicos e biológicos da oceanografia, junto a ele os satélites: *Swisscube* (*Cubesat* suíço), *BeeSat* e *UWE-2* (*Cubesats* alemães) e *ITUpSat1* (*Cubesat* turco).

Os próximos dois lançamentos não têm data prevista, e colocarão em órbita os satélites: *Megha Tropiques* (franco-indiano), *SER-2* (indiano) e *Xsat* (Cingapuriano). Em 2010, o único lançamento previsto até o momento terá como carga principal o satélite indiano *Astrosat*.

### 3.3 VEGA LAUNCHER VEHICLE

O veículo Vega (*Vettore Europeo di Generazione Avanzata*) é um novo lançador de satélites da *European Space Agency* (ESA), que está sendo desenvolvido no âmbito de um programa opcional, financiado pela Bélgica, França, Itália, Espanha, Suécia, Suíça e Países Baixos. Ele está destinado a lançar um vasto número de missões e configurações de carga a fim de oferecer diferentes oportunidades de mercado, fornecendo assim as flexibilidades necessárias exigidas por parte dos clientes. Este veículo lançador tem o seu vôo inaugural programado para novembro de 2009, após este primeiro lançamento de qualificação, é planejado um segundo para 2010 seguido por mais quatro vôos no programa VERTA (*Vega Research and Technology Accompaniment programme*). Na figura 33 é mostrado os tipos de lançadores da empresa ESA.



Figura 33: Lançadores da ESA.

Fonte: [http://lb.wikipedia.org/wiki/Fichier:ESA\\_Ariane\\_Familie.jpg](http://lb.wikipedia.org/wiki/Fichier:ESA_Ariane_Familie.jpg)

Em particular, este lançador (figura 34) carrega cargas variando de um único satélite até um satélite principal acrescido de seis microssatélites, sendo eles compatíveis com as cargas mínimas e máximas entre 300 a 2000 kg, e pode fornecer serviços de lançamento de uma variedade de órbitas, de equatorial a Sol-síncrona.



Figura 34: Lançador Vega.

Fonte: [http://www.esa.int/SPECIALS/Launchers\\_Access\\_to\\_Space](http://www.esa.int/SPECIALS/Launchers_Access_to_Space)

Ele possui 30 metros de altura e pesa 137 toneladas. O local designado à carga útil tem um volume cilíndrico de 2,3 metros de diâmetro e 3,5 metros de altura, mais um adicional de um volume cônico de 2,8 metros de altura.

Este lançador tem o projeto inaugural para depositar uma carga útil de 1500 kg em uma órbita polar de 700 km. O foguete Vega terá quatro estágios (figura 36) com os motores respectivamente: P80FW, Zefiro23, Zefiro09 e AVUM (*Attitude Vernier Upper Module*, figura 35)

O primeiro estágio, com 88 toneladas, P80FW atuará por 106s com 2100kN produzindo um impulso de vácuo específico de 280 segundos. O segundo com 24 toneladas, Zefiro 23 FW, opera por 105 segundos com 935kN. O motor *Zafiro9FW*, atua no terceiro estágio de propulsão por 110 segundos com 221kN, com 9 toneladas. O quarto e último estágio de inserção em órbita é impulsionado pelo motor AVUM, único de propulsão líquida.

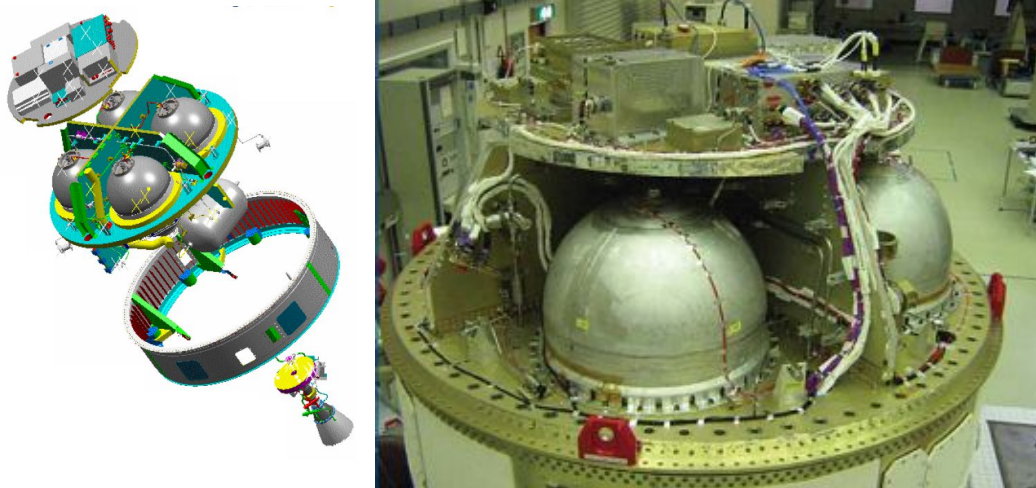


Figura 35: Representação do 4º estágio do foguete Vega (AVUM).  
 Fonte: [http://www.aviogroup.com/en/catalog/space/lanciatore\\_vega/avum](http://www.aviogroup.com/en/catalog/space/lanciatore_vega/avum)

Ele queima UDMH (*Unsymmetrical dimethylhydrazine*) com NTO (*nitrogen tetroxide*) para produzir aproximadamente 2,4 kN. O “AVUM” contém o componente principal do subsistema aviônico do veículo e o controle de atitude deste estágio é controlado por gás nitrogênio. As características de cada estágio são mostradas na tabela 01.

#### Main characteristics of the Vega propulsion

	1st stage P80FW	2nd stage Zefiro23	3rd stage Zefiro9	4th stage AVUM
Motor length (m)	11,7	7.5	3.5	1.7
Diameter (m)	3	1.9	1.9	1.9
Propellant mass (tons)	88	24	9	0.39
Motor dry mass (kg)	7,200	1,850	731	336
Motor case mass (kg)	3,350	860	321	-
Average thrust (kN)	2,100	935	221	2.2 to 25
Specific impulse (s)	280	289	294	317
Combustion time (s)	106	105	110	675
Design leader	Avio	Avio	Avio	ELV

Tabela 01: Características de cada estágio de propulsão do lançador Vega.  
 Fonte: [www.aviogroup.com/files/download/45/Elv.pdf](http://www.aviogroup.com/files/download/45/Elv.pdf)



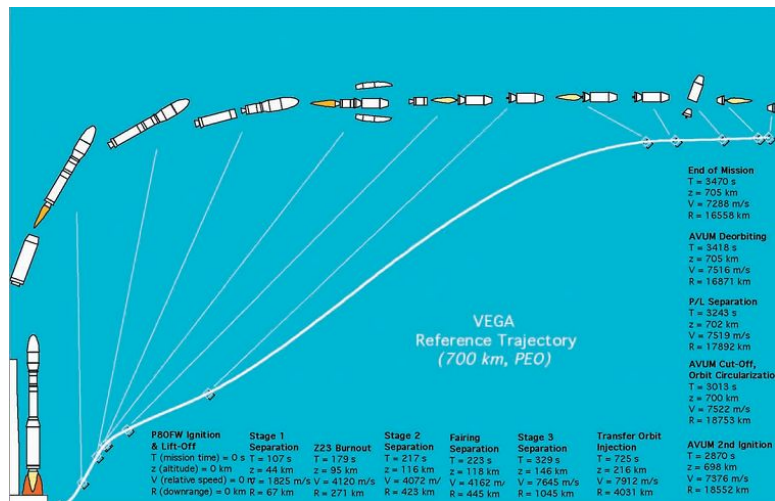


Figura 36: Representação gráfica dos quarto estágios do lançamento Vega.  
 Fonte: [www.aviogroup.com/files/download/45/Elv.pdf](http://www.aviogroup.com/files/download/45/Elv.pdf)

Assim como todos os outros lançadores ESA, o Vega será lançado do *Centre Spatial Guyanais* (Centro Espacial de *Kourou*, figura 37), que é o centro de lançamentos da Agência Espacial Européia (ESA), localizado na Guiana Francesa, na localidade de Kourou.



Figura 37: Plataforma para o lançamento do Vega, na Guiana Francesa.  
 Fonte: [www.aviogroup.com/files/download/45/Elv.pdf](http://www.aviogroup.com/files/download/45/Elv.pdf)



### **3.4 LANÇAMENTOS DA SÉRIE PSLV-C COM NANO-SATÉLITES**

O primeiro dos vôos operacionais da série PSLV-C (PSLV-C1), transportando um satélite indiano IRS-1D, foi lançado com sucesso de Sriharikota em 29 de setembro de 1997; o segundo, PSLV-C2, em 26 de maio de 1999. O PSLV-C2 lançou o satélite IRS-P4 (*Oceansat*), bem como dois satélites estrangeiros, KITSAT-3 da República da Coreia, e TUBSAT da Alemanha. Este lançamento anuncia a entrada da Índia no mercado comercial de lançadores.

O terceiro vôo, PSLV-C3, foi lançado com sucesso em 22 de outubro de 2001, com os satélites PROBA da Bélgica e BIRD da Alemanha. O quarto vôo, PSLV-C4, foi lançado com sucesso em 12 de setembro de 2002, lançando o Kalpana-1 (*METSAT-1*) em órbita geo-síncrona. O quinto da série, o PSLV-C5, foi lançado com sucesso em 17 de outubro de 2003 com o IRS-P6 (*Resourcesat-1*) em órbita polar sol-síncrona. O sexto, o PSLV-C6, foi lançado no dia 5 de maio de 2005 transportando o IRS-P5 (*Cartosat-1*), como a carga útil.

Em 10 de janeiro de 2007, PSLV-C7, colocou quatro satélites, o *Cartosat-2*, a *Space Capsule Recovery Experiment (SRE-I)*, *LAPAN-TUBSAT* e *PEHUENSAT-1* na pré-órbita com sucesso. Em 23 abril de 2007, o PSLV-C8 transportou seu primeiro satélite comercial, a *Agile*, para a Agência Espacial Italiana como principal carga com o Módulo Avançado Avionica como sua carga. Em 21 janeiro de 2008, o PSLV-C10 lançou o satélite israelense *TecSAR*, obtendo êxito na missão.

Em 28 abril de 2008, o PSLV-C9 lançou dez satélites, o maior número de satélites já implantado pela ISRO até então, sendo eles os indianos *Cartosat-2A* (que será usado pelo governo para o mapeamento e gerenciamento de recursos naturais), *IMS-1/TWSAT*, e oito nano-satélites oriundos de diferentes países como: Alemanha, Holanda, Dinamarca e Canadá. Em 22 outubro de 2008, o PSLV-C11 lançou um satélite de sensoriamento com 1380 Kg, como parte da missão *Chandrayaan-1* que visa a exploração lunar. O satélite foi colocado na órbita da Terra e em seguida transferido para a órbita lunar em 8 de novembro de 2008.

O lançamento mais recente ocorreu no dia 20 de abril de 2009, no qual o lançador PSLV-C12 colocou com sucesso os satélites indianos *ANUSAT* e *RISAT-2* em órbita.

### 3.4.1 LANÇAMENTO PSLV-C9

Dentre os vários lançamentos feitos pelo veículo PSLV, um deles torna-se interessante de ser analisado, pois além de carregar um número impressionante de 10 satélites (figura 38), 8 entre eles são nanosatélites (entre 1Kg e 10Kg), assim como o NanoSatC-Br. Neste décimo terceiro lançamento o lançador levou ao total 820kg, sendo 50kg a massa dos 8 nano-satélites, à órbita polar sol-síncrona e à 637km de altura. Dos 8 nano satélites, foram acoplados juntos 6 deles, formando o NLS-4 (*Nanosatellite Launch Service 4*); e separadamente, os satélites *NLS-5* e *RUBIN-8*.

Com isto, pretende-se de avaliar o desempenho do lançador indiano com *Cubesats*, analisando as dificuldades e facilidades impostas pelo mesmo.



Figura 38: Quarto estágio do lançador, com os respectivos satélites.  
Fonte: <http://www.isro.org/pslv-c9/photo/10.jpg>

Os nano-satélites e suas respectivas missões são descritos a seguir:

**Cute 1.7+APD-2:** O nano-satélite japonês Cute 1.7+APD-2 (Cubical Tokyo Tech Engineering satellite 1.7) é o sucessor do Cute-I desenvolvido e projetado pela segunda geração de estudantes do *Tokyo Institute of technology Matunaga Laboratory for Space System (LSS)*. Este satélite (figura 39) rádio-amador ainda em modo operacional é sucessor do Cute 1.7+APD, e foi desenvolvido com o intuito de finalizar as missões que a primeira versão não foi capaz de completar.

Basicamente, é uma modificação do Cute-I com mudanças não apenas para prevenir os perigos da radiação, mas para conduzir as missões eficientemente. Tem dimensões 20x15x10cm, pesa 3kg e tem como uma das missões a observação de partículas na LEO (*Low Earth Orbit*).



Figura 39: Nano-satélite *Cute 1.7+APD-2*.  
Fonte: [http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cute1.7/index\\_e.html](http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cute1.7/index_e.html)

**Seeds-2:** O *Seeds-2* (figura 40) é um satélite amador da classe *Cubesat*, construído e operado pela Universidade de Nihon, Japão. Foi desenvolvido para a substituição do antigo *SEEDS*, que foi perdido devido à falha de lançamento, pelo foguete *Dnepr*, em julho de 2006. A missão envolve monitoramento de dados do satélite, transmissão de dados de sensores (geomagnético, sensor *gyro*, entre outros) e a reprodução de sons gravados antes do lançamento pelo “*Digi-talker*” para testes de transmissão.

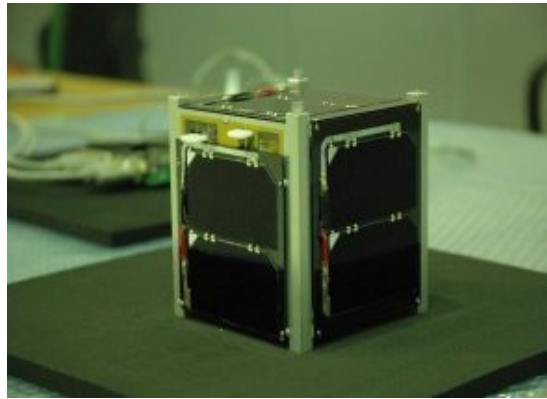


Figura 40: *Cubesat Seeds-2* em fase de testes.

Fonte: Report of the launch of SEEDS II from Nihon University, 28 de abril de 2008.

**CanX-2:** O satélite CanX-2 (Canadian Advanced Nanospace eXperiments) é o segundo desenvolvido pela *University of Toronto Institute for Aerospace Studies, Space Flight Laboratory (UTIAS/SFL)*. Este satélite foi desenvolvido para avaliar e testar as tecnologias requeridas pelo CanX-4 e 5. Dentre essas tecnologias estão um sistema de controle de atitude miniaturizado e sistemas de propulsão a gás frio. Além de servir como base de teste o CanX-2 (figura 41) realizou experimentos utilizando um espectrômetro para detectar gases do efeito estufa .

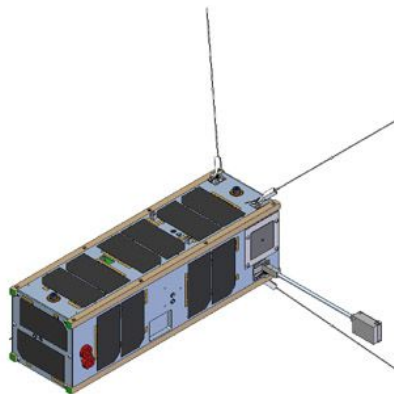


Figura 41: Modelo exterior do satélite

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

**CanX-6/NTS:** O canX-6/NTS (Nanosat tracking Ships) é um nano-satélite de 6,5kg que foi desenvolvido segundo a parceria entre UTIAS/SFL e a empresa *COM DEV International*. Ele tem o propósito de demonstrar elementos chave da COM DEV baseado na AIS(Automatic Identification System), que é um sistema de comunicação à rádio auto-organizado usado para a identificação e localização de navios, e para

avaliar qualquer mudanças a serem feitas em outras missões. A figura 42 mostra sua configuração.

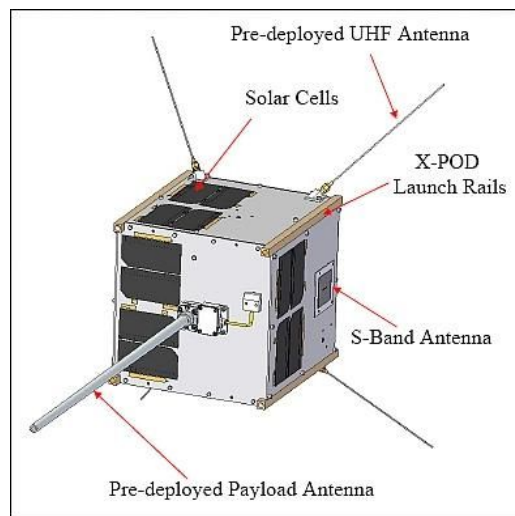


Figura 42: Ilustração do nano-satélite CanX-6\NTS.  
Fonte: <http://directory.eoportal.org/presentations/1001/10000802.html>

**Delfi-C3:** O Delfi-C3 (figura 43) é o primeiro projeto estudantil da *Technical University of Delft*, na Holanda de um nano-satélite. Com a massa de 3kg, tem a estrutura de três *Cubesats* e fará basicamente três experimentos: Experimento da célula solar fina (Thin Film Solar Cell Experiment), Experimento do sensor solar autônomo wireless (Autonomous Wireless Sun Sensor Experiment) e Experimento Transceiver (Advanced Transceiver Experiment).

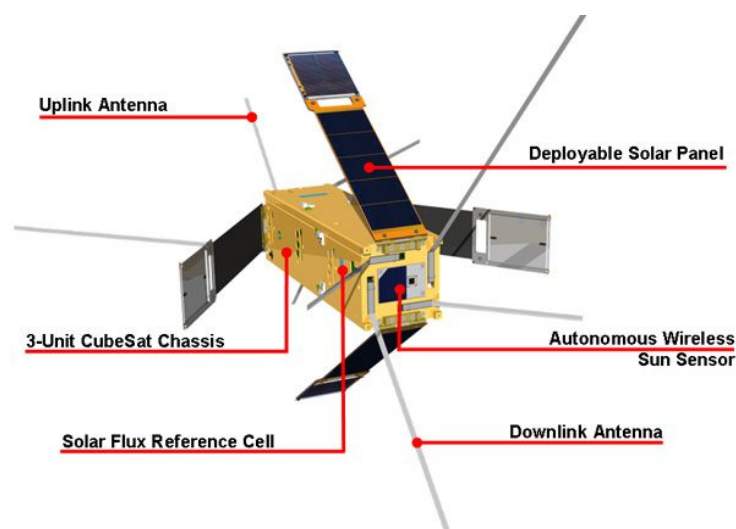


Figura 43: Ilustração do nano-satélite Delfi-C3  
Fonte: [http://www.delfic3.nl/index.php?option=com\\_content&task=view&id=67&Itemid=109](http://www.delfic3.nl/index.php?option=com_content&task=view&id=67&Itemid=109)

**AAUSAT-II:** Este é o segundo satélite estudantil desenvolvido pela Universidade de Aalborg, no Canadá. Ele se enquadra na classe dos *Cubesats* (figura 44), pesando aproximadamente 725 gramas e tem como carga útil um sensor de radiação cristal (*Cadmium Zinc Telluride*).

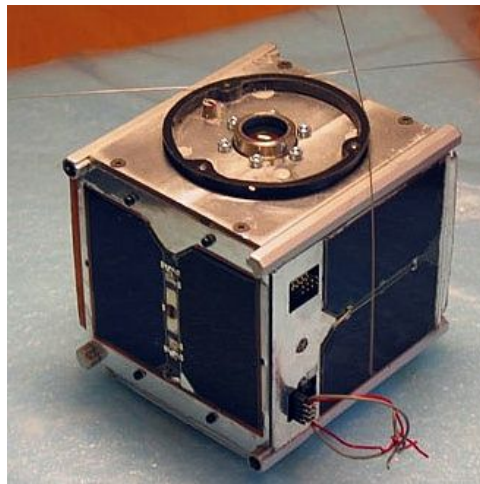


Figura 44: Foto do AAUSAT-II  
Fonte: [http://www.dk3wn.info/sat/afu/sat\\_aau.shtml](http://www.dk3wn.info/sat/afu/sat_aau.shtml)

**Compass 1:** Este é o primeiro satélite da classe *Cubesat* da Universidade alemã *Aachen University of Applied Sciences*. O propósito deste satélite é a captura de imagens da Terra de um único ponto de vista. Para isso o *Compass 1* (figura 45) possui um sistema de controle de atitude magnético que estabiliza o mesmo, gerando imagens de melhor qualidade. Além disso, como carga útil este *Cubesat* carrega um GPS *Phoenix* que faz verificações contínuas.

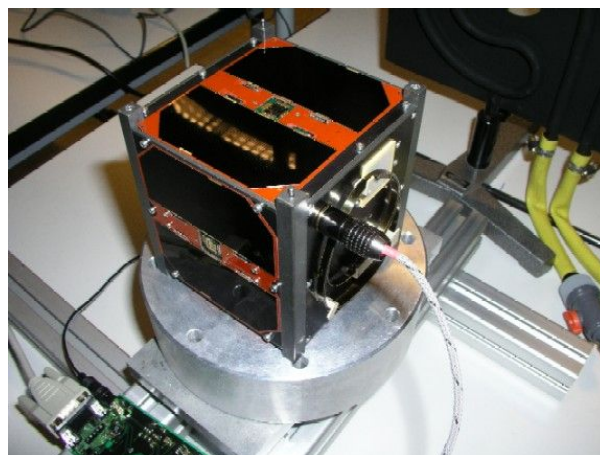


Figura 45: *Cubesat* alemão, Compass-1.  
Fonte: <http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/information.htm>



**RUBIN-8:** O Rubin 8-AIS (Automatic Identification System) é um satélite alemão que após o último estágio permanece aparafusado no lançador, na órbita baixa, onde é usado para experimentos com os dados de transmissão da AIS com assistência das empresas *Orbcomm* e *Iridium*.

O PSLV pode se mostrar muito útil para a realização do lançamento do NanoSatC-Br visto que todos os *Cubesats* da missão obtiveram total sucesso, de acordo com dados de telemetria todos satélites separaram-se devidamente e nenhuma dificuldade foi imposta pelo veículo.

Além de utilizar um foguete mais moderno que outros, este lançador indiano é o ofertado preferencialmente pela *CalPoly* para os projetos em que ela participa com supervisão e consultoria.

### **3.5 LANÇADOR VEGA COM CUBESATS**

O VEGA é um lançador europeu desenvolvido para colocar em órbita satélites de uma forma rápida, barata e fácil. Este pode ser uma boa alternativa para levar o NanoSatC-Br à órbita, pois se tudo ocorrer como planejado, em 2009 o lançamento depositará 9 *Cubesats* no espaço, atestando a sua eficiência com satélites desta classe.

A principal carga científica no vôo inaugural é o LAser RElativity Satellite (LARES), para testar a teoria da Relatividade Geral, de Albert Einstein. O LARES é basicamente uma esfera sólida feita de tungstênio com um diâmetro de 376mm e uma massa de 400kg.

Serão lançados também no vôo inaugural nove *Cubesats*, sendo os selecionados para o vôo:

- SwissCube (Escola Politécnica Federal de Lausanne, Suíça);
- Xatcobeo (colaboração da Universidade de Vigo e INTA, Espanha);
- UNICubesat (Universidade de Roma, Itália);
- Robusta (Universidade de Montpellier II, França);
- AtmoCube (Universidade de Trieste, Itália);
- ESt @ r (Escola Politécnica di Torino, Itália);
- OUFTI-1 (Universidade de Liège, Bélgica);





- Goliat (Universidade de Bucareste, Romênia);
- PW-Sat (Universidade de Tecnologia de Varsóvia, Polônia).

Dois Satélites *Cubesats* foram selecionadas para substituir qualquer um dos nove selecionados caso algum desses não satisfaça os requisitos ou apresente problemas antes do lançamento. São eles:

- UWE-3 (Universidade de Wuerzburg, na Alemanha);
- HiNCube (Universidade de College Narvik, Noruega).

### **3.5.1 REQUISITOS PARA O LANÇAMENTO INAUGURAL**

Os requisitos que serão apresentados a seguir foram exigidos aos *Cubesats* pelo Vega, através do *Educational Payload on the Vega Maiden Flight Call For Cubesat Proposals* [3g] ou o *Vega Launch Vehicle Programme General Specification: Qualification and Acceptance Test of Equipments (VG-SG-1-C-040-SYS), Issue 5, Rev. 1, 13 November 2006*.

Para a implantação dos *Cubesats* em órbita, foi exigido uma interface padrão entre o satélite e o veículo, como o P-POD, que serão fornecidos por um instituto de educação. Todos os satélites devem ter fontes próprias de alimentação para os componentes internos e também seus meios de comunicação próprios, sendo que não existe nenhuma interface elétrica entre o *Cubesat* e o POD ou a carga principal, não tendo oportunidade para recarregamento de baterias. Antes de ser encaminhado para o lançamento, há várias atividades a se fazer no veículo lançador, fato que pode acarretar em um atraso no lançamento. Para o vôo inaugural do Vega, a ESA exigiu que dois sensores de ejeção (Switches) sejam utilizados para a detecção da ejeção dos *Cubesats*.

Todos os satélites selecionados para o lançamento serão submetidos a um teste para verificar sua conformidade com os requisitos.



## CAPÍTULO 4

### INFLUÊNCIA DO LANÇADOR E P-POD

#### 4.1 INTRODUÇÃO

Dentre os foguetes lançadores que ofertam lançamento a *Cubesats*, foram avaliados os veículos VEGA e *Polar Satellite Launch Vehicle* (PSLV) devido ao renome, seriedade e experiência das respectivas empresas ESA e ISRO.

O veículo PSLV pode se mostrar muito útil para a realização do lançamento do *Cubesat* NanoSatC-Br por motivos como:

- 14 lançamentos bem sucedidos em 16 anos, demonstrando a experiência da empresa ISRO (Indian Space Research Organisation's).
- Lançamento recente de 8 nano-satélites.
- Uso de dispositivos como P-POD.

O foguete indiano é mais moderno que outros que disponibilizam o mesmo serviço de lançamento e é o lançador ofertado preferencialmente pela empresa *CalPoly* para projetos em que ela participa com supervisão e consultoria.

Desta forma, pelo sucesso no lançamento de nano-satélites, a utilização de dispositivos como P-POD e o uso recente deste lançador, o lançador PSLV torna-se o mais indicado para o projeto NanoSatC-Br, pois o motivo de já haver outras experiências com *Cubesats* é priorizado.

A partir desta sugestão de veículo lançador, serão desenvolvidos os requisitos que esta escolha impõe ao projeto NanoSatC-br e breve análise de missão.

#### 4.2 P-POD

Nesta seção será feita uma análise e conclusões sobre as interfaces mecânicas e elétricas do P-POD com o lançador e seqüência de sinais durante o

lançamento, ou seja, o que deverá ser feito para que o projeto NanoSatC-Br atenda o que já sabe-se sobre este mecanismo.

#### 4.2.1 P-POD ASPECTOS GERAIS

O P-POD (figura 46) trata-se de uma caixa retangular de alumínio com uma porta de saída e um mecanismo de mola para ejeção.

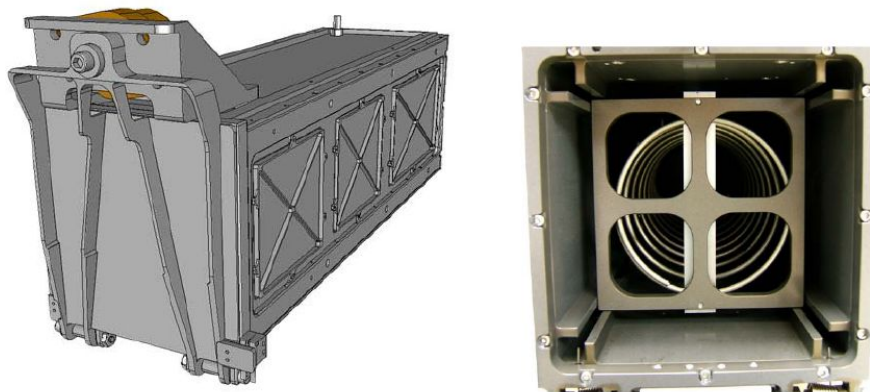


Figura 46: Modelo da estrutura do P-POD, à esquerda, e foto interna do P-POD, à direita.  
Fonte: *Cubesat* Design Specification, revisão 10 –  
Simon Lee, Amy Hutputanasin, Armen Toorian, Wenschel Lan

Durante a seqüência 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.

Para que esta interface atue plenamente o NanoSatC-Br deverá ser compatível com o P-POD para garantir o sucesso da missão com segurança, e para isso deverá seguir os requerimentos abaixo:

- Não deverá apresentar perigo para os *Cubesats* vizinhos no P-POD, para o veículo lançador, e para carga útil principal;
- Todas as partes do *Cubesat* deverão estar presas ao *Cubesat* durante o lançamento, ejeção e operação;



- Deve ser desenvolvido visando à minimização da interferência eletrônica no P-POD;
- Não produzir nenhum tipo de pirotecnia;
- No mínimo 75% dos trilhos do NanoSatC-Br deverá estar em contato com os trilhos do P-POD;
- O *Cubesats* deve ter manufatura fácil e não exigir materiais exóticos nem técnicas caras de construção.

#### **4.2.2 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:

- 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.

O lançamento dos *Cubesats* inicia-se por um sinal proveniente do veículo lançador que ativa o mecanismo de liberação, o qual abre a porta frontal e inicia a seqüência de ejeção. A fim de minimizar o choque entre os *Cubesats*, neste sistema de liberação não são utilizados nenhum tipo de pirotecnia, também não sendo necessário o uso de baterias ou controle eletrônico a bordo para a execução de tal função.

Um sensor de ejeção é instalado perto da porta para prover informações de telemetria para o veículo lançador. O sensor é uma chave fechada enquanto a porta está fechada, dessa forma, na abertura da porta do P-POD os envios de dados de

telemetria cessam. Isso garante que a porta continue fechada até que os *Cubesats* sejam ejetados. Para evitar falhas é utilizado um circuito redundante.

A figura 47 demonstra o esquema do mecanismo de liberação e os sensores de telemetria:

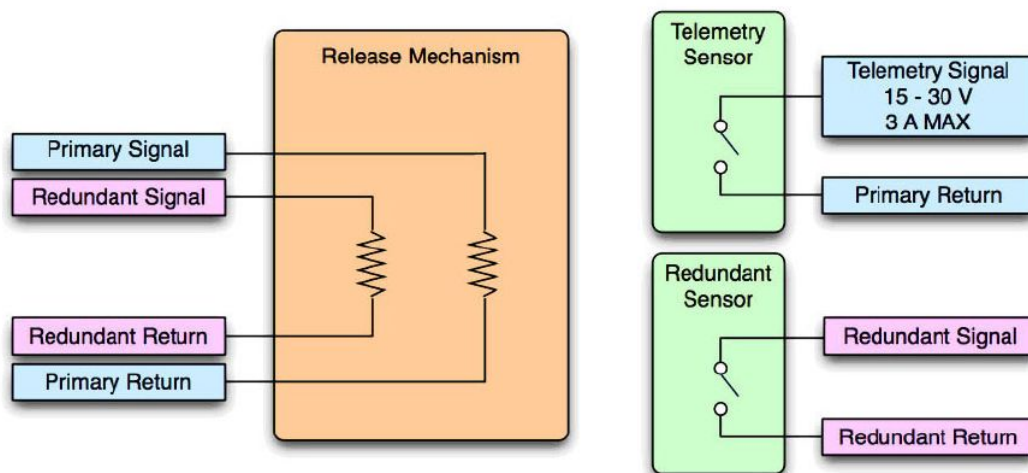


Figura 47: Mecanismo de liberação, à direita, e sensor de telemetria, à esquerda.

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

### 4.2.3 INTERFACE MECÂNICA

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

Para realizar o acoplamento dos P-PODs pode-se usar um anel adaptador para conectá-los ao módulo estrutural do lançador. O design do adaptador pode ser modificado para acomodar um número diferente de P-PODs. A espessura da parede do adaptador irá ser determinada com base em critérios de deformação e devido à carga dinâmica.

### 4.2.4 REGRAS DE TEMPORIZAÇÃO

Para permitir que os *Cubesats* separem-se adequadamente, as antenas devem ser ativadas após 15 minutos da ejeção, a qual é detectada através dos



sensores de ejeção.

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.

#### **4.2.5 REQUISITOS DE SEGURANÇA**

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 (*Remove Before Flight*) é necessário para manter os *Cubesat* inativos durante a integração.

### **4.3 ANÁLISE DE MISSÃO**

Nesta seção serão apresentados itens relativos à análise de missão, e relacionando as exigências sobre o satélite pelo fato de ser lançado pelo veículo indiano PSLV, sugerido anteriormente.

#### **4.3.1 DESCRIÇÃO DA MISSÃO**

A Missão NANOSATC-BR – CLIMA ESPACIAL consiste em um programa integrado de pesquisa espacial com desenvolvimento de engenharias e tecnologias espaciais na forma de um nano-satélite científico brasileiro. O NANOSATC-BR tem o objetivo científico de monitorar o geoespaço em tempo real no âmbito do clima



espacial e distúrbios observados na magnetosfera terrestre – campo geomagnético e a precipitação de partículas energéticas sobre o Território Brasileiro com a determinação de seus efeitos nas grandes regiões da Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS e do Eletrojato da Ionosfera Equatorial.

### 4.3.2 CRONOGRAMA DA MISSÃO

O cronograma de uma missão pode variar muito ao decorrer do projeto, sendo esta uma sugestão baseada em lançamentos de *Cubesats* estrangeiros que possuem objetivos semelhantes e obtiveram sucesso.

Os seguintes fatores externos influenciarão no cronograma da missão:

- Parâmetros Orbitais;
- Localização da estação terrena;
- Requisitos para *Cubesat* da CalPoly.

Os itens acima influenciarão os parâmetros de performance do sistema. A seguir, as fases da missão serão definidas.

#### 4.3.2.1 FASES DA MISSÃO

O parágrafo seguinte resume as diferentes fases após a aceitação final do satélite, até a sua injeção em órbita. Como "tempo orbital" deve ser entendido a contagem do tempo decorrido a partir do momento da separação do satélite pelo lançador.

- **Pré Lançamento:** Nesta fase, os testes finais no local de lançamento são realizados e o satélite é preparado para o lançamento. Atividades que incluem o carregamento das baterias e o "*check-out*" dos subsistemas do satélite. Estas ações serão executadas quando o satélite já estiver integrado no dispositivo de interface POD.



- **Lançamento e operações pós lançamento:** Esta fase começa logo após a separação do satélite do dispositivo POD. Esta etapa inclui os seguintes passos:
  - Ativação do subsistema de baterias;
  - “Switch on” e abertura de antena;
  - Envio de sinal inicial do satélite (Beacon);
  - Validação do funcionamento correto do subsistema de comunicação do satélite;
  - Validação do data link da estação terrena (Transceiver).
- **Fase nominal:** Durante a fase nominal o NanoSatC-BR estará completamente funcional e deve desempenhar o procedimento científico em questão.

### 4.3.3 LOGÍSTICA DE MISSÃO

Neste item será apresentado uma possível logística destinada à missão NanoSatC-BR considerando a cidade indiana Shiharikota o local de lançamento, e a análise das implicações no projeto pelo fato de o lançamento ocorrer neste local.

Todas as simulações foram realizadas com o software STK (Satellite Tool Kit), foi considerada uma órbita aproximadamente polar de inclinação de  $98^\circ$  e 650 km de altitude. A estação terrena localiza-se na cidade de Santa Maria – RS, esta possui o sistema terreno de captura de dados (sensor) de direcionamento automático, ou seja, à medida que o satélite entra no campo de visão da antena, esta acompanha o *Cubesat* na sua trajetória até aonde alcançar a sua visão. A área de cobertura da antena é dada por um cone de  $45^\circ$  e o satélite envia sinal para todos os lados.

- **Primeiro contato com o satélite**

Após a injeção do satélite, a configuração de sua órbita inicial terá aproximadamente este aspecto 2D (figura 48) no globo terrestre:



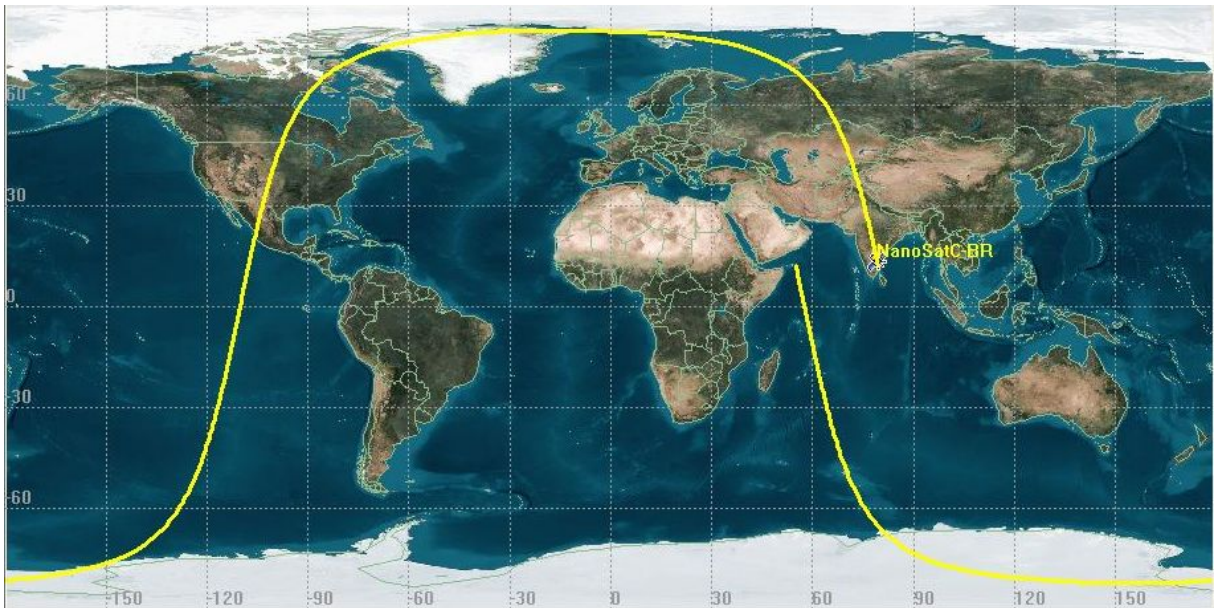


Figura 48: Órbita inicial do satélite NanoSatC-BR  
Fonte: Simulação pelo software Satellite Tool Kit – STK

A partir desta imagem, pode-se fazer a análise da melhor estratégia para fazer o primeiro contato com o satélite na órbita inicial para recebimento do sinal beacon. Este é um sinal constante e intermitente de rádiotransmissão, que no caso de *Cubesats* é usado para confirmação que o satélite está funcionando corretamente na órbita depositada.

Para o primeiro contato, a parceria com uma estação rádio amadora que está na trajetória da órbita inicial é uma possibilidade atualmente usada por *Cubesats* de outras instituições. O sinal de downlink (beacon) é recebido pela estação amadora e decodificado, logo após as informações recebidas são enviadas para a central, no caso, para Santa Maria. Como é possível que o NanoSatC-BR seja depositado na órbita junto com outros satélites, é necessário que estes se separem para que os sinais não se confundam, sendo preciso a espera de um tempo adicional para que isto ocorra. Por este motivo são sugeridas parcerias com estações terrenas próximas aos Estados Unidos, o que possibilitaria um período de separação de aproximadamente 45 minutos.

Outra possibilidade de primeiro contato com o satélite, sugerida por outros desenvolvedores de *Cubesats*, é a parceria com o NORAD (Comando de Defesa Aeroespacial da América do Norte). Esta organização é uma operação militar administrada conjuntamente pelos Estados Unidos e pelo Canadá. O NORAD é

capaz de controlar virtualmente cada centímetro do espaço aéreo da América do Norte e pode detectar lançamentos de mísseis praticamente de qualquer lugar do mundo, usando satélites para localizar assinaturas de calor e colunas de exaustão. Além disso, o NORAD controla todos os objetos criados pelo homem no espaço.

- **Tempo até estação terrena de Santa Maria – RS**

De acordo com o software STK, o tempo que o satélite leva desde a inserção do *Cubesat* à órbita inicial até o alcance pela antena da estação terrena de Santa Maria é de aproximadamente 9 horas e 35 minutos. Na simulação foi considerado que o satélite entrou em órbita às 15h03min. A órbita em que a antena alcança o sinal do satélite NanoSatC-BR é mostrada nas figuras 49 e 50:

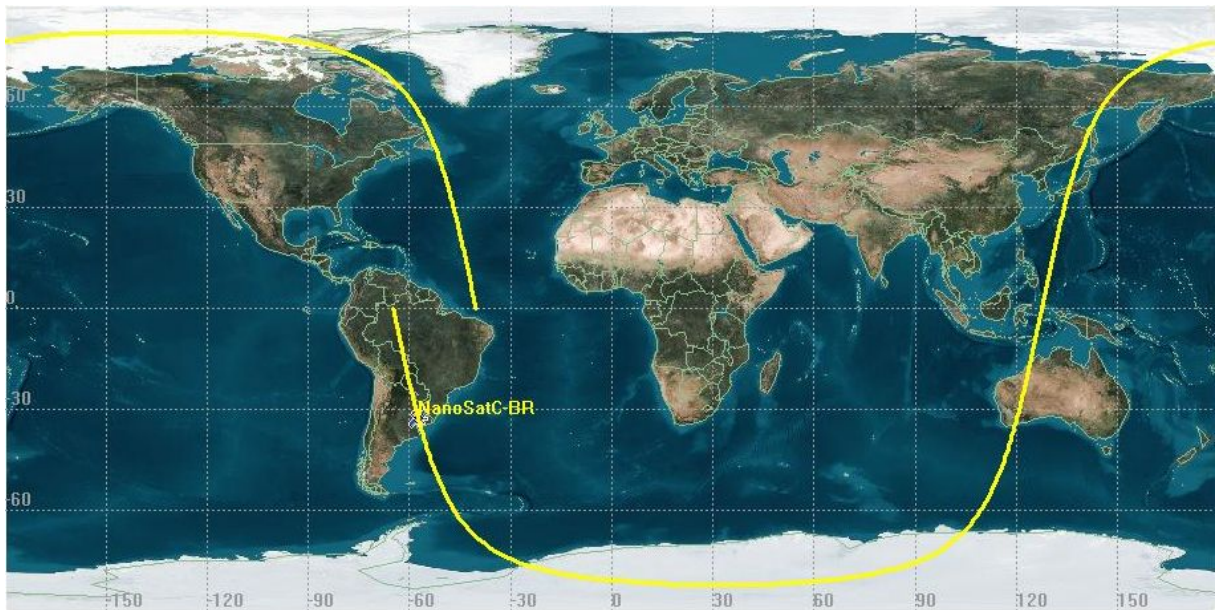


Figura 49: Órbita de recepção de sinal pela estação de Santa Maria  
Fonte: Simulação pelo software Satellite Tool Kit – STK

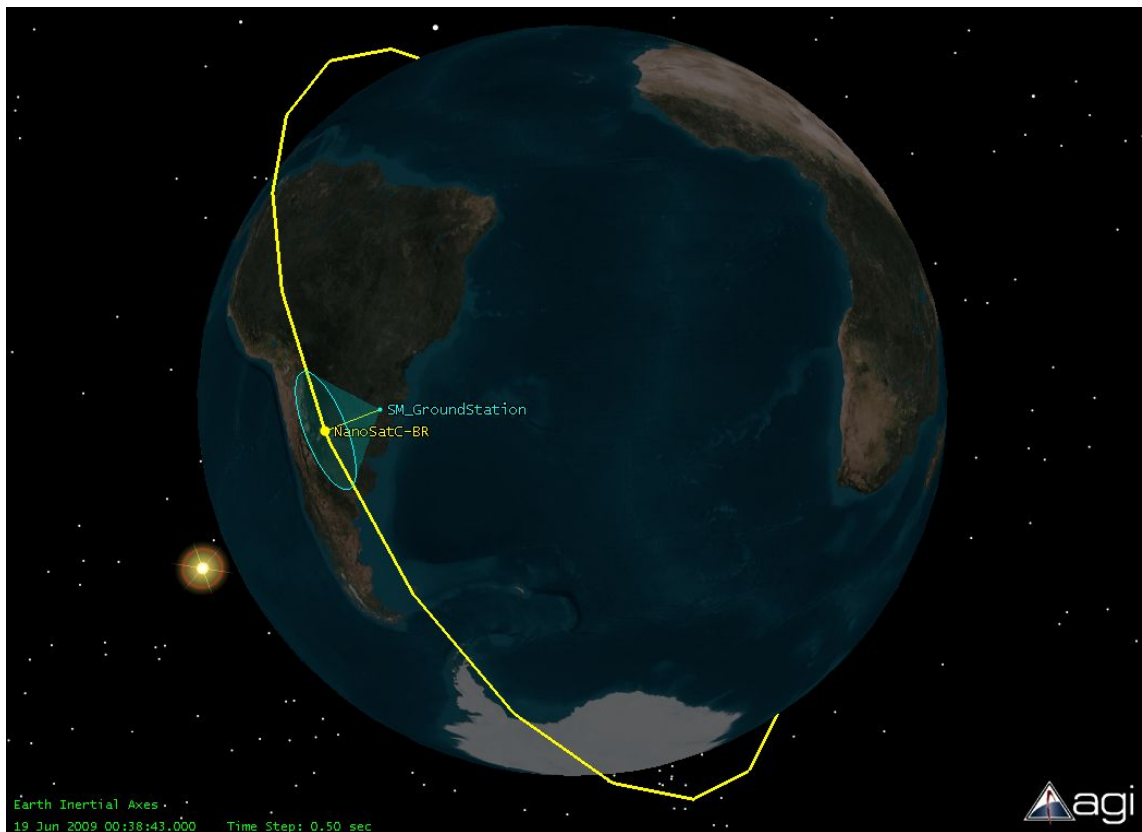


Figura 50: Órbita de recepção de sinal pela estação de Santa Maria (Imagem 3D)  
Fonte: Simulação pelo software Satellite Tool Kit – STK

- **Tempo de visada**

Para verificar o tempo de visada que a missão NanoSatC-BR disponibilizaria, foi feita uma simulação de um dia. Nessas 24 horas o satélite ficou 6 vezes visível à antena de estação terrena de Santa Maria (figura 51).

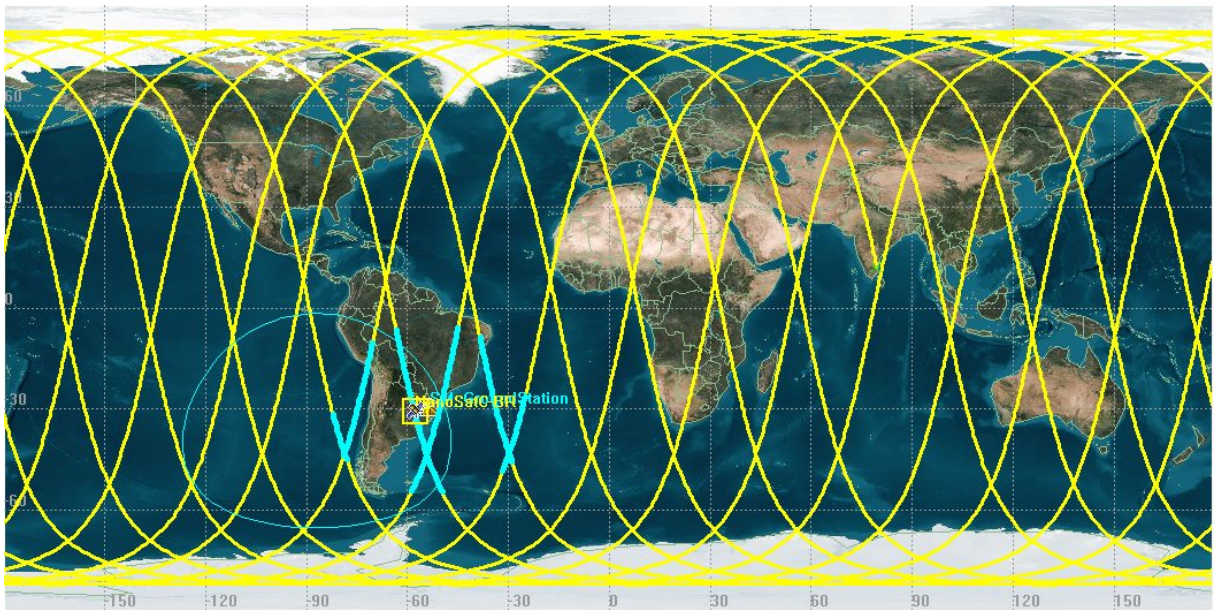


Figura 51: Imagem 2D da simulação feita para análise do tempo de visada  
Fonte: Simulação pelo software Satellite Tool Kit – STK

Na figura 51, as linhas azuis indicam a trajetória que o *Cubesat* percorreu enquanto visível à antena da estação terrena. O círculo azul indica a área projetada do cone de captura de sinal da antena, o mesmo encontra-se deslocado porque o satélite não está exatamente sobre a antena.

O relatório gerado pelo programa pode ser visto na figura 52, onde se podem ver seis contatos do satélite com o sensor em órbitas diferentes.

18 Jun 2009 19:47:40  
**Facility-SM\_GroundStation-Sensor-Sensor1-To-Satellite-NanoSatC-BR: Access Summary Report**

Sensor1-To-NanoSatC-BR

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	18 Jun 2009 22:56:41.348	18 Jun 2009 23:06:50.632	609.284
2	19 Jun 2009 00:32:07.003	19 Jun 2009 00:45:18.700	791.697
3	19 Jun 2009 02:12:34.251	19 Jun 2009 02:16:18.011	223.760
4	19 Jun 2009 09:52:31.122	19 Jun 2009 09:58:31.671	360.548
5	19 Jun 2009 11:24:42.214	19 Jun 2009 11:38:01.978	799.764
6	19 Jun 2009 13:03:49.447	19 Jun 2009 13:12:59.731	550.284
-----			
Min Duration	3 19 Jun 2009 02:12:34.251	19 Jun 2009 02:16:18.011	223.760
Max Duration	5 19 Jun 2009 11:24:42.214	19 Jun 2009 11:38:01.978	799.764
Mean Duration			555.889
Total Duration			3335.336

Figura 52: Relatório gerado pelo software STK indicando as visadas do satélite  
Fonte: Simulação pelo software Satellite Tool Kit – STK



Com isto pode-se concluir que das seis visadas, o melhor caso foi de 13 min e 30 seg e o pior caso foi de 3 min e 42 seg. O tempo médio de visada foi de aproximadamente 9 min e 15 seg e o tempo total em que o satélite ficou visível à estação terrena foi de aproximadamente 55 min e 35 seg em um dia.

## **4.4 TESTES E LOGÍSTICA**

Nesta seção serão apresentados os testes necessários de aceitação e qualificação, como também a logística de lançamento aplicada ao projeto NanoSatC-BR.

### **4.4.1 TESTES DE ACEITAÇÃO E QUALIFICAÇÃO**

Esta seção cita os testes de aceitação e qualificação ambiental, requeridos pelo lançador PSLV para satélites acoplados em sua coifa.

Os níveis dos testes de qualificação estabelecidos são destinados a assegurar que os satélites, mesmo com pequenas variações de massa e desenho, possam suportar a maioria das cargas dinâmicas no ambiente em que serão colocados. A empresa ou instituição solicitadora do serviço de lançamento deverá avaliar criticamente as suas próprias necessidades específicas e desenvolver os testes detalhados adaptados às especificações do satélite. Após a conclusão da qualificação dinâmica e testes de aceitação de vôo, testes funcionais devem ser realizados no satélite para garantir que todos os sistemas sobreviveram aos testes sem nenhum tipo de degradação.

Os testes requisitados são:

- Níveis de vibrações Sinusoidais;
- Ambiente Acústico;
- Vibração aleatória;
- Níveis de teste de choque.



Porém, pela análise de testes de outros satélites da mesma classe do NanoSatC-Br, percebe-se que vários outros testes são efetuados, como:

- Requisitos de frequência
- Estado estacionário de aceleração
- Fator de segurança
- Vibração acústica
- Pressão estática sobre Coifa
- Ambiente térmico
- Limpeza e contaminação
- Compatibilidade eletromagnética

#### **4.4.2 LOGÍSTICA**

Como a grande maioria de projetos semelhantes ao NanoSatC-Br, o objetivo principal é a formação e desenvolvimento das pessoas envolvidas no projeto. Tal objetivo é limitado e dificultado por diversas burocracias existentes no lançamento de um satélite em órbita. Para que os alunos e estudantes dos projetos possam se “concentrar” diretamente no desenvolvimento do satélite, empresas como a holandesa ISIS terceirizam a colocação de satélites em órbita, facilitando e agilizando os processos, documentos, testes e logística. Empresas deste tipo também acompanham o plano de testes ou arcam com todo o procedimento e execução dos mesmos. Após o *Cubesat* estar completamente testado e pronto para ser enviado para o local de lançamento, a empresa trabalha na parte de logística de envio do satélite e transporte, também guiará os desenvolvedores do satélite através das documentações e burocracias exigidas.

De acordo com o manual do usuário do lançador PSLV, para satélites que não fazem parte da carga principal há alguns requisitos de logística exigidos:

Gerais:

- As cargas auxiliares devem ser compatíveis com a carga principal, e devem ser transparentes para a ISRO.



- O cliente deve fornecer um modelo (com exata simulação de massa, centro de gravidade e interfaces de montagem) no início da campanha de lançamento. Este modelo será lançado em caso de indisponibilidade da carga auxiliar a tempo.

Fase de lançamento:

- O satélite de carga secundária (ou terciária) deve estar pronto para operações e montagem ao veículo lançador no mínimo 10 dias antes da data de lançamento. O transporte e operações de pré-lançamento estão a ser planejados.

O veículo PSLV é lançado de Shiharikota Range (SHAR), localizado na costa leste da Índia. As preparações finais do veículo e satélites, acoplamento, verificação e lançamento acontecem neste local. Instalações de apoio necessárias ao lançamento são providenciadas pela SHAR Range tanto para o veículo como para os satélites.

SHAR é conectada por via férrea e estrada para o aeroporto internacional mais próximo, Chennai, que fica aproximadamente 100 quilômetros ao sul de SHAR. O transporte de satélites deve ser feito por rodovias, em um recipiente adequado e transportado por reboque. O complexo de lançamento possui equipamentos de monitoramento, centro de controle de missão e alojamentos para o pessoal de operação e suporte. Uma casa de hospedagem bem mobiliada e um albergue com ar condicionado, telefone, fonte de água corrente para satisfazer necessidades tanto de visitantes quanto de clientes. Fácil acesso a telefônicas internacionais e serviços de telex/fax estão disponíveis aos clientes.

#### **4.4.2.1 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*. A empresa surgiu na incubadora da universidade e atualmente já possui lançamentos.



A companhia oferece serviços como:

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





## **CAPÍTULO 5**

### **5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS**

Para trabalhos futuros de pesquisa científica, seria de grande valia para o desenvolvimento do projeto NanoSatC-BR uma investigação, análise e documentação de testes exigidos junto com uma continuação da investigação da interface POD com o *Cubesat*.



## 5.2 CONCLUSÃO

No Relatório o Bolsista demonstra as atividades desenvolvidas no Projeto **“INTERFACE LANÇADOR/CUBESAT PARA O PROJETO NANOSATC-Br”**, que foi desenvolvido no período de Agosto de 2008 a Julho de 2009, no Laboratório de Mecânica Fina, Antenas e Mecatrônica do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – LAMEC/CRS/INPE – MCT, em Santa Maria, RS. Os resultados obtidos com este Projeto, conforme descrito no Relatório, revelam alguns resultados práticos referentes a uma alternativa para lançamento a ser utilizada na Missão NanosatC-Br, além de pré-definir o lançador a ser utilizado no *Cubesat* e as imposições que esta escolha afeta o Projeto.

As atividades revelaram grandes dificuldades para definição da influência gerada ao projeto na escolha do lançador devido à limitação de informação dada pelas empresas lançadoras. O maior desafio encontrado no trabalho foi o aprendizado necessário relativo ao *software* STK e definições sobre os diferentes tipos de lançadores.

Um aspecto muito positivo adquirido no desenvolvimento do trabalho, foi a habilidade desenvolvida em *softwares* de simulação e astrodinâmica, o que permitiu ampliar uma visão relacionada a análise de missão. O Bolsista desenvolveu habilidades de pesquisa, tanto em trabalhos de grupo como individuais. Os conhecimentos que foram adquiridos nas pesquisas bibliográficas foram de grande valia, uma vez que estas atividades não são ministradas nas ementas das disciplinas do Curso de Engenharia Mecânica do Centro de Tecnologia da UFSM.

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



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

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

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

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

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

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

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

*Vega User's Manual*. Iss. 3, Rev. 0, Arianespace, Março de 2006.

*CubeSat Design Specification*. Revisão 11, Cal Poly, 2008.

*Polar Satellite Launch Vehicle User's Manual*. Iss. 5, Rev. 0, ISRO, 2005.

PICO SATELLITE CONCEPT OF TU-BERLIN - Hakan Kayal, Klaus Briess.

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.



## **ATIVIDADES COMPLEMENTARES – PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO DE TRABALHOS**

1. COSTA, L. L.; SCHUCH, N. J. ; SOUZA, P. N.; DURÃO, O. S. C.; TRIVEDI, N. B.; MENDES JUNIOR, O. ; LOPES, R. V. F.; FONSECA, I. M.; SOUSA, F. L.; PALEROSI, A. C.; ROZENFELD, P.; GOMES, N.; MICHELS, A.; PINHEIRO, D. K. ; COSTA, R. L.; ZOLAR, R. B.; ANTUNES, C. E. ; SIQUEIRA, J. ; SAVIAN, F. S.; FAGUNDES, I. F.; JASKULSKI, T.; NICOLINI, L. F.; TAMBARA, L. A.; FELIPETTO, C. M.; SANTOS, R. C.; **BURGER, E. E. . NANOSATC-BR - SPACE WEATHER MISSION.** In: 11th International Congress of the Brazilian Geophysical Society, 2009, Salvador, BA. 11th International Congress of the Brazilian Geophysical Society, 2009.