



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

MINIATURIZAÇÃO DE SATÉLITES

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

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

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

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

Santa Maria, Julho de 2006



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Bolsista:

Silvano Lucas Prochnow

Acadêmico de Engenharia Mecânica

Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria - LACESM/CT - UFSM

Universidade Federal de Santa Maria - UFSM

Processo:

Processo CNPq Nº 105401/2005-6

Orientador:

Dr. Otavio Santos Cupertino Durão

Departamento de Mecânica Espacial e Controle – DMC/INPE – MCT

Co-Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRSPE/INPE – MCT

Colaboradores/ Acadêmicos:

Jean P. Guarnieri – Curso de Engenharia Mecânica - LACESM/CT - UFSM

Viviane C. Marques – Curso de Engenharia Mecânica - LACESM/CT - UFSM

Local de Trabalho/Execução do projeto:

- Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas – LAMEC/CRSPE/INPE –MCT
 - Projeto executado no âmbito da Parceria INPE/MCT - UFSM através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT/ UFSM
-



SUMÁRIO

DADOS DE IDENTIFICAÇÃO	2
RESUMO	6
CAPÍTULO 1	7
1.1. INTRODUÇÃO	7
1.2. OBJETIVOS DO PROJETO	7
CAPÍTULO 2 – DEFININDO CONCEITOS	9
2.1. AFINAL O QUE É UM SATÉLITE?	9
2.1.2 CLASSIFICAÇÃO DOS SATÉLITES	10
2.1.3 OS SATÉLITES E SUAS ÓRBITAS	11
2.1.4 OS PEQUENOS SATÉLITES	11
2.2 NANOTECNOLOGIA	13
2.3 CUBESATS	14
CAPÍTULO 3 – MISSÕES INTERNACIONAIS DE PEQUENOS SATÉLITES	16
3.1 PROGRAMA SSETI	16
3.1.1 ESEO	17
3.1.2 SSETI EXPRESS	18
3.2 NASA/GSFC - DESENVOLVIMENTO DE NANOSATÉLITES TECNOLÓGICOS	26
3.2.1 OBJETIVOS	26
3.2.2 TECNOLOGIAS	29
3.2.3 SISTEMA DE PROPULSÃO	30
3.2.4 ORIENTAÇÃO, NAVEGAÇÃO E CONTROLE	30
3.2.5 COMANDOS E MANIPULAÇÃO DE DADOS	31
3.2.6 SISTEMAS DE POTÊNCIA	31
3.2.7 SISTEMA TÉRMICO	32
3.2.8 SISTEMA DE COMUNICAÇÕES	33
3.2.9 ESTRUTURA MECÂNICA	34
3.2.10 SISTEMA DE INSTRUMENTAÇÃO	36



3.2.11 SISTEMAS TERRENOS _____	36
3.2.12 AUTONOMIA _____	37
3.2.13 TRANSFERÊNCIA DE TECNOLOGIA _____	38
3.2.14 CONCLUSÕES DESTE ESTUDO _____	39
CAPÍTULO 4 - UNOSAT: O PRIMEIRO NANOSATÉLITE BRASILEIRO _____	41
4.1 HISTÓRICO _____	42
4.2 A MISSÃO _____	43
4.3 ESTRUTURA _____	44
4.4 PAINÉIS SOLARES _____	45
4.5 SISTEMA DE COMUNICAÇÕES _____	46
4.6 MÓDULO DE TELEMETRIA _____	46
4.7 CONTROLE DE ENERGIA _____	46
4.8 REPRODUÇÃO E GRAVAÇÃO DIGITAL DE VOZ _____	48
4.9 A GESTÃO DO PROJETO _____	49
4.10 DISPOSIÇÃO DE TEMPO _____	50
4.11 AS DIFICULDADES ENCONTRADAS DURANTE O PROJETO _____	51
4.12 OS BENEFÍCIOS DO PROJETO _____	53
4.13 CONCLUSÕES A PARTIR DO PROJETO _____	54
CAPÍTULO 5 - 14 BISSAT, UMA EXPERIÊNCIA	
ESTUDANTIL INTERNACIONAL _____	56
5.1 A MISSÃO _____	57
5.2 ESTRUTURA _____	58
5.3 SISTEMA DE COMUNICAÇÕES _____	59
5.4 MÓDULO DE TELEMETRIA _____	59
5.5 CONTROLE DE ENERGIA _____	59
5.6 REPRODUÇÃO E GRAVAÇÃO DIGITAL DE VOZ _____	60
5.7 A ADMINISTRAÇÃO DO PROJETO _____	60
5.8 BENEFÍCIOS DO PROJETO _____	62
5.9 CONCLUSÕES A PARTIR DO PROJETO _____	64
CAPÍTULO 6 - OUTROS MENORES SATÉLITES DESENVOLVIDOS	
NO BRASIL _____	65
6.1 OS SATÉLITES DE COLETA DE DADOS (SCD's) _____	65



6.1.1 SATÉLITE SCD - 1 _____	65
6.1.2 SATÉLITE SCD-2 _____	69
6.2 SATÉLITE DE APLICAÇÕES CIENTÍFICAS (SACI) _____	71
6.3 MICROSATÉLITE DA PARCERIA INPE/MCT – UFSM COM O <i>SPACE RESEARCH INSTITUTE - RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES</i> , A SER DESENVOLVIDO NO CRSPE/INPE – CT _____	73
CAPÍTULO 7 - O BRASIL E AS POSSIBILIDADES DE DESENVOLVER PEQUENOS SATÉLITES _____	74
CAPÍTULO 8 _____	76
CONCLUSÃO _____	76
AGRADECIMENTOS _____	78
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS _____	79
ATIVIDADES COMPLEMENTARES - PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO EM CONGRESSOS E EM SEMINÁRIOS _____	81
ANEXO I _____	84



RESUMO

Este Relatório visa descrever as atividades técnicas e científicas vinculadas ao Programa PIBIC/INPE – CNPq/MCT, desenvolvidas pelo bolsista **Silvano Lucas Prochnow**, Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica, do Centro de Tecnologia da Universidade Federal de Santa Maria – UFSM, durante o período de **Agosto de 2005 à Julho de 2006**, no Projeto “**Miniaturização de Satélites**”, junto ao Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRSPE/INPE-MCT. As atividades foram realizadas no Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas – LAMEC do CRSPE/INPE - MCT no âmbito da Parceria: INPE/MCT - UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria - LACESM/CT - UFSM.

CAPÍTULO 1

1.1 INTRODUÇÃO

Este Relatório é composto por atividades de pesquisa relacionadas a Miniaturização de Satélites, com identificação de conceitos e componentes utilizados em micro-satélites universitários internacionais, e possíveis conceitos de nanotecnologia aplicados em satélites, que podem ser aplicados em satélites nacionais em nosso atual estágio de desenvolvimento tecnológico. O termo nano - que significa “anão” em grego - é o prefixo usado em notação científica para expressar um bilionésimo (10^{-9}) de unidade de medida; é para esta escala que estão convergindo atualmente os processos de miniaturização. No caso da aplicação de nanotecnologia em nanosatélites, ela é utilizada em parte, uma vez que não é necessário que todos os componentes dos nanosatélites sejam confeccionados utilizando nanoestruturas, ou seja, o termo nano é usado mais pelo fato de serem satélites anões.

O desenvolvimento do trabalho foi realizado com extensa revisão bibliográfica referente à Miniaturização de Satélites, dando maior ênfase a mecanismos e alguns componentes mecânicos, estruturas, motores, antenas, sistemas de propulsão, transmissão e recepção de dados. Para tal estudo foi realizado um levantamento de informações sobre a famosa classe dos CubeSats - os quais são cubos com 10 cm de aresta e massa em torno de 1 Kg - e alguns satélites universitários internacionais como algumas tentativas realizadas no Brasil, como por exemplo o Unosat, desenvolvido pela Unopar. Foram investigados conceitos de nanotecnologia que possam ser aplicados à Área Espacial no Brasil, de maneira realista e pragmática.

1.2 OBJETIVO DO PROJETO

O Projeto está sendo desenvolvido pelo CRSPE/INPE - MCT no âmbito da Parceria entre o INPE/MCT - UFSM, através do Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT/UFSM.



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

A Metodologia utilizada para atingir tais objetivos foi uma pesquisa com análise de pequenos satélites desenvolvidos internacionalmente, especialmente a classe dos *Cubesats*, e inclusive alguns desenvolvidos a nível universitário, tais como o programa SSETI da ESA e algumas tentativas realizadas no Brasil como, por exemplo, o UNOSAT desenvolvido pela Universidade Norte do Paraná, o qual foi destruído no acidente do Veículo Lançador de Satélites (VLS) em 2003. Nessa análise foram investigados conceitos de nanotecnologia que possam ser aplicados ao setor espacial e conceitos de construção desses satélites, tais como mecanismos e componentes mecânicos, estruturas, antenas, sistemas de propulsão, transmissão e recepção de dados. Para obter a bibliografia necessária para levantar todas as informações sobre conceitos e componentes utilizados em satélites miniaturizados foram utilizadas principalmente as ferramentas de “search engines” da internet, usando como palavras-chave nanotecnologia, nanosatélites e miniaturização.

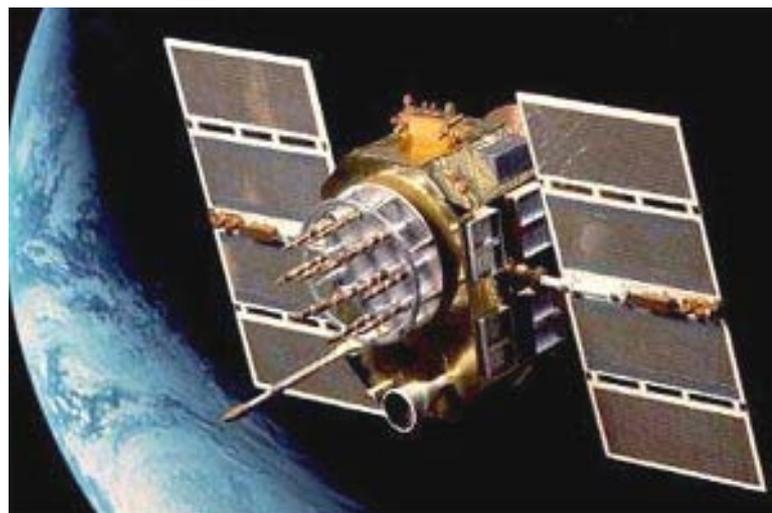
CAPÍTULO 2

DEFININDO CONCEITOS

2.1 AFINAL O QUE É UM SATÉLITE?

Um satélite artificial é um sistema que orbita em torno do nosso planeta, com altitude e velocidade constante. Geralmente os satélites estão equipados com meios radioelétricos e são dotados de energia, dispondo ou não um sistema de controle remoto.

Na mais corrente das aplicações, quando se emitem sinais na direção de um satélite, estes sinais são recebidos pelo receptor do satélite que os amplifica, converte espectralmente, podendo desmodular ou processar, quer pelo receptor do satélite que os amplifica, quer comandos, quer os sinais terrestres, que os reenvia através da cadeia emissora do satélite, como sinais destinados a todas as estações que operarem no mesmo espectro radioelétrico do satélite. Na mesma ocasião, em qualquer lugar do mundo que esteja situado no horizonte artificial do satélite, outro amator ou utilizador, pode receber os sinais de rádio e responder o chamador. É assim que se processa uma retransmissão aeroespacial, ou como em síntese, pode funcionar um satélite por mais elementar que ele seja.



Navstar GPS

Figura 1: Satélite em Órbita

Fonte: <http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/3/3e/Navstar-2.jpg/200px-Navstar-2.jpg>

2.1.1 CLASSIFICAÇÃO DOS SATÉLITES

O setor industrial da exploração comercial de satélites, está hoje mais dedicado à colocação de satélites no espaço em órbitas geo-estacionários, e com massas úteis que podem variar entre 1000 Kg e mais de 5 toneladas onde se podem incluir as estações orbitais tripuladas.

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

Satélites Grandes: possuem mais do que 1000Kg

Satélites Médios: entre 500Kg e 1000Kg

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

Minisatélites: entre 100Kg e 200Kg

Microsatélites: entre 10Kg e 100Kg

Nanosatélites: entre 1Kg e 10Kg

Picosatélites: entre 100g e 1Kg

Femtosatélites: menores do que 100g

A tecnologia empregue nos satélites pequenos, possibilita outras aplicações como a simulação de satélites através do vôo passivo de balões na alta atmosfera terrestre, ou em aeronaves elétricas controladas remotamente nos vôos atmosféricos acima dos 10.000 metros de altitude, num espaço onde os aviões convencionais já não podem voar. Tudo isto permite desenvolver aplicações novas e conhecimentos susceptíveis de levarem à moderna exploração do espaço, facilitando o desenvolvimento tecnológico do espaço, facilitando o desenvolvimento tecnológico terrestre, com maior rapidez e rotação na renovação dos sistemas e utilizações, que permitem novas soluções, melhorias e inovações constantes.

2.1.2 OS SATÉLITES E SUAS ÓRBITAS

Os satélites dispõem basicamente de dois tipos de órbitas terrestres: a circular e a elíptica.

A órbita circular é efetuada pelos satélites que orbitam a Terra de forma circular, ou seja, aqueles que mais ou menos conseguem manter a mesma distância em relação à Terra, entre os pólos e o equador, com movimento e altitude orbital constantes em relação à superfície terrestre. Esta é a mais comum e conhecida das órbitas.

Os satélites que efetuam órbitas elípticas têm uma característica peculiar porque permanecem a orbitar mais tempo sobre a mesma localização terrestre, focando o mesmo horizonte artificial durante várias horas ou dias, pelo fato das suas órbitas serem bastante mais extensas e longínquas da Terra, quer a partir dos pólos, quer do Equador. Existe um terceiro tipo de órbita, que é denominada por geo-estacionária, em virtude do satélite acompanhar o movimento de rotação e permanecer focado no mesmo horizonte terrestre.

2.1.3 OS PEQUENOS SATÉLITES

A estrutura modular dos pequenos satélites é muito reduzida, sendo em geral constituída por funções elementares, tais como:

a) Estrutura Mecânica do Satélite:

A mecânica estrutural do satélite é a base de suporte que mantém fixados na órbita, estabilizados e climatizados, todos os aspectos modulares do sistema do satélite. Incorpora a fixação exterior dos painéis solares, antenas e propulsão (nos casos em que ela existe), a fixação e climatização interior das baterias, sistemas energéticos, módulos radioelétricos e electrónica de controle. Da estrutura fazem ainda parte, as partes de proteção contra radiações.

b) Sistema de Energia:

A energia do satélite está baseada na transformação da energia solar em energia elétrica, através da sua captura, armazenamento da corrente contínua, gestão e proteção dos circuitos. A gestão e proteção incluem o controle da capacidade, a medida da corrente nominal de cada sistema e subsistema, a sua comutação e desligamento

quando se torna necessário. A proteção dos circuitos inclui a filtragem e distribuição de todas as componentes de corrente contínua, necessária para alimentar o satélite com todos os seus sistemas modulares, de baixo ruído, e de alta potência.

c) Telemetria e Telecomando TM/TC do Satélite:

O sistema de telecomando do satélite tem por função permitir o controle integrado do satélite em termos dos sistemas radioelétricos e da própria aeronave, de modo a tornar efetiva as medidas de segurança e controle de cada um dos sistemas de rádio e energia, como seletores de antenas ou interruptores de baterias, incluindo outras tarefas mais elaboradas, como novas versões de software para o computador de bordo destinadas a diversificadas funções de gestão.

d) Determinação e Controle de Atitude do Satélite:

O equipamento dedicado ao serviço de *Attitude Determination and Control System ADCS* é em geral um sistema complexo e caro do ponto de vista financeiro, contudo, pode trazer vantagens econômicas de exploração do satélite. O desenvolvimento dos sistemas de satélites pequenos dispensou de algum modo o ADCS, substituindo-o por sistemas passivos de estabilização magnética, por não necessitarem de energia e controle remoto permanente. O sistema magnético de estabilização passiva de uma aeronave orbital, é necessário para fixar e estabilizar a posição relativa do satélite, como das antenas em relação ao solo, e foi muito aplicado nos microsatélites da AMSAT durante os anos de 1990.

Quando os regimes de funcionamento térmico e energético do satélite estão fixados e estabilizados, a fixação num eixo, dos pontos de inércia do satélite, são facilmente controlados, através do gradiente de gravidade ou boom aerodinâmico para a estabilização passiva de um satélite fixado em regime orbital *LEO low earth orbit*. Nestas condições o efeito gradiente da gravidade terrestre tenderá a alinhar o satélite ou a aeronave pelo maior eixo do campo gravitacional. Os sistemas de controle ativo utilizam rodas de reação para gerarem um torque magnético, mas são sistemas que consomem uma energia considerável.

e) Determinação e Controle Orbital do Satélite:

O controle orbital é relativamente comum em satélites de massa superior a 500 kg, mas muito menos comum nos minisatélites de massa inferior a 200 kg. Geralmente

os satélites com controle orbital são equipados com sistemas de motorização remotamente controlados, denominados por *cold-gas propulsion*, que utilizam Nitro.

f) Sistemas de Rádio, Comando e Comunicações:

Todas as ligações interativas com o satélite em órbita são feitas a partir de uma estação terrena de controle e comando. Esta ligação é geralmente disposta com múltiplos acessos, que são conferidos a cada um dos seus utilizadores e está baseada num conjunto de ligações por rádio. Para isso estão disponíveis no satélite um ou mais links de rádio que são distribuídos de acordo com um conveniente plano de frequência, fixados numa ou mais bandas.

Nestas condições, qualquer satélite dispõem de pelo menos, um emissor e um receptor, através do qual se podem fazer serviços e simultaneamente dirigir e receber ações de controle seletivo do satélite.

Externamente o satélite está equipado com um conjunto de sistemas irradiantes.

As antenas do satélite podem ser uma ou diversas, sendo instaladas de acordo com o referido plano de frequências do satélite.

2.2 NANOTECNOLOGIA

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

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

Sabemos que as nanopartículas podem ser trabalhadas quimicamente, através da modificação de suas superfícies com moléculas específicas ou polímeros. As nanopartículas ainda podem ser introduzidas em sólidos e líquidos, proporcionando a

elas novas características físicas e químicas, ou seja, ampliam enormemente suas aplicações. Por exemplo, os nanotubos de carbono (NTCs) são estruturas tubulares de alguns nanômetros de diâmetros, os quais podem se comportar como condutores balísticos ou semicondutores, dependendo apenas de sua forma estrutural. Outro aspecto relevante dos NTCs é sua alta resistência e maleabilidade.

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

2.3 CUBESATS

Um CubeSat é um satélite com formato de cubo com 10 cm de aresta e uma massa de até 1 quilograma e pode ser considerado o início e a popularização dos nanosatélites.

Seu pequeno formato contribui para um baixo custo no desenvolvimento do projeto e ainda um curto período de execução do mesmo. Um fator importante, é que são ótimas ferramentas educadoras, pois com o desenvolvimento desses satélites universitários, conforme será descrito posteriormente no programa SSETI Express, os estudantes podem colocar em prática seus conhecimentos adquiridos em sala de aula no projeto.

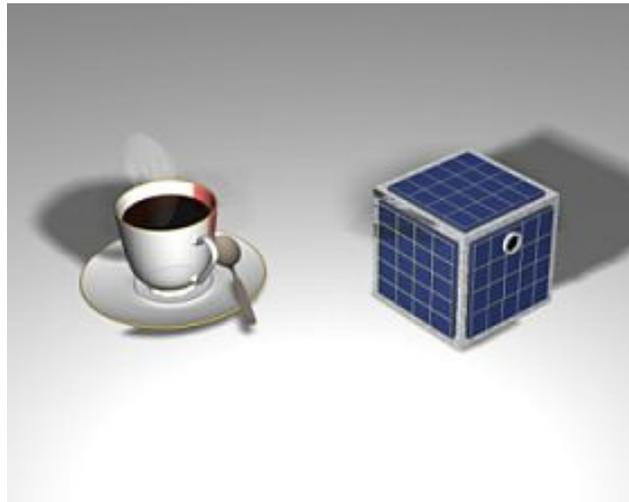


Figura 2: Ilustração de um Cubesat à direita

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

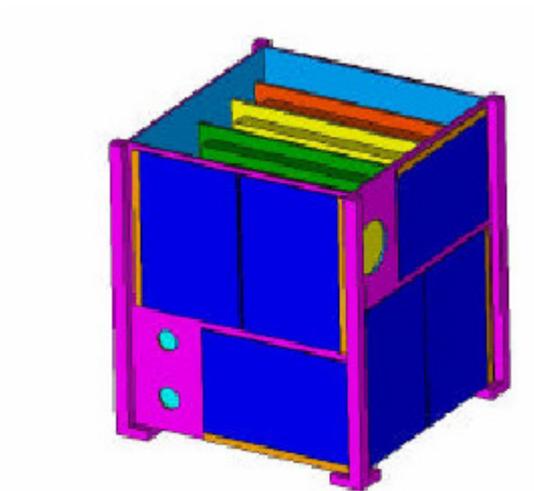


Figura 3: Estrutura de um Cubesat, com suas diversas divisões

Fonte: <http://lmts.epfl.ch/webdav/site/lmts/shared/images/smallest%20cube.jpg>

CAPÍTULO 3

MISSÕES INTERNACIONAIS DE PEQUENOS SATÉLITES

Neste Capítulo são apresentadas algumas missões internacionais de alguns pequenos satélites, tais como o programa Sseti Express e o programa da NASA/GSFC. Dentro de cada item são abordados alguns tópicos como estrutura mecânica, sistema de comunicações, antenas, potência, sistema de propulsão, controle de atitude, etc.

3.1 PROGRAMA SSETI

O Programa SSETI – *Student Space Exploration and Technology Initiative* – é uma iniciativa da Agência Espacial Européia (ESA), mais propriamente do Departamento de Educação. Este projeto iniciado em 2000, visa a criação de uma rede de alunos, faculdades e organizações via Internet para o desenvolvimento, construção e lançamento de satélites. O Programa SSETI possui três satélites em desenvolvimento – o SSETI Express, o qual teve seu lançamento realizado com sucesso em setembro de 2005; o *European Student Earth Orbiter* (ESEO) numa fase avançada de dimensionamento; e o *European Student Moon Orbiter* ainda em estudo de viabilidade. Neste momento estão associados ao SSETI 35 grupos de estudantes em 23 Universidades de 13 países Europeus e Canadá.

O principal objetivo do SSETI é despertar nas novas gerações um interesse pela ciência e tecnologia em geral e pelo espaço em particular. A ESA apresenta – se como entidade coordenadora do projeto, sendo responsável pelo cumprimento dos objetivos inicialmente propostos, por oferecer condições de montagem e por organizar o lançamento dos mesmos.

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

3.1.1 ESEO

O primeiro satélite a ser desenvolvido no âmbito deste projeto é o microsatélite ESEO – *European Student Earth Orbiter*. O seu lançamento encontra-se previsto para 2008 a bordo de um foguete ARIANE 5. O satélite será colocado em órbita de transferência geo-estacionária (GTO) a partir da qual deverá completar uma série de tarefas:

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

- Tirar fotografias da Terra e outros corpos celestes. A bordo do ESEO estarão 3 câmaras: uma Narrow Angle Câmara que irá fotografar o continente europeu; uma micro-câmara para fotografar o satélite em órbita e um star-tracker do qual se utilizarão as imagens das estrelas para fins de divulgação e educação;

- Realizar medições dos níveis de radiação e os seus efeitos em equipamento eletrônico devido a múltiplas passagens pelas cinturas de Van Allen. Uma série de sensores irá medir a dose total de radiação em diferentes pontos do satélite; uma sonda de Langmuir irá medir a radiação instantânea e uma série de chips de memória irá indicar os efeitos da radiação no equipamento eletrônico;

- Oferecer a possibilidade de testar e validar equipamento para futuras missões espaciais. A bordo seguirão uma antena de alto-ganho, um motor iônico de alta eficiência e duas experiências no sistema de controle de atitude: um sistema de comando do movimento do bocal de propulsão e o próprio material de que é feito o bocal.

Para projetar o satélite, realizou - se uma análise dos requisitos para esta classe de satélites e das condições em torno do seu lançamento. Posteriormente, foi necessário seleccionar os materiais a utilizar na estrutura tendo levando em conta que deverão ser materiais suficientemente rígidos para sobreviver às elevadas cargas impostas durante o lançamento mas, ao mesmo tempo, que não sejam pesados para não comprometer o limite de massa da classe de microsatélites (120 Kg).

Seguiu-se uma fase de validação numérica por elementos finitos. Trata-se de um método matemático de desenvolvimento de modelos que tenham a capacidade de simular o real comportamento do satélite, principalmente nos momentos mais críticos do lançamento, e que permitam verificar se a estrutura apresenta resistência e rigidez suficientes para suportar as acelerações próprias do lançamento e se verifica todos os requisitos impostos para lançamento num foguete ARIANE 5.

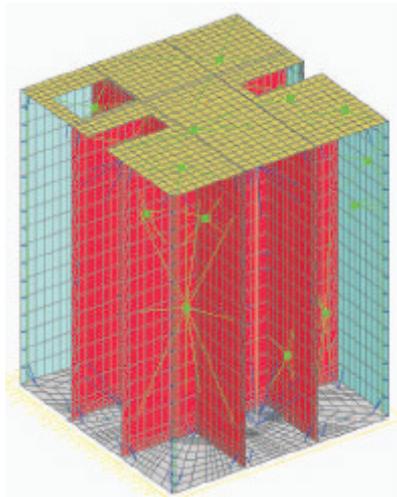


Figura 4: Modelo de Elementos Finitos do ESEO

Fonte: http://paginas.fe.up.pt/ssetiexpress/press_files/sseti_feup_issue06.pdf

3.1.2 SSETI EXPRESS

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

A missão tem os seguintes objetivos:

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

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

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

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

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

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

O SSETI Express tem como características principais:

- Projetado, construído e operado por estudantes;
 - Telemetria disponível na Internet para download;
 - Missão vocacionada para os radioamadores;
 - Plataforma de lançamento para pico-satélites.
-

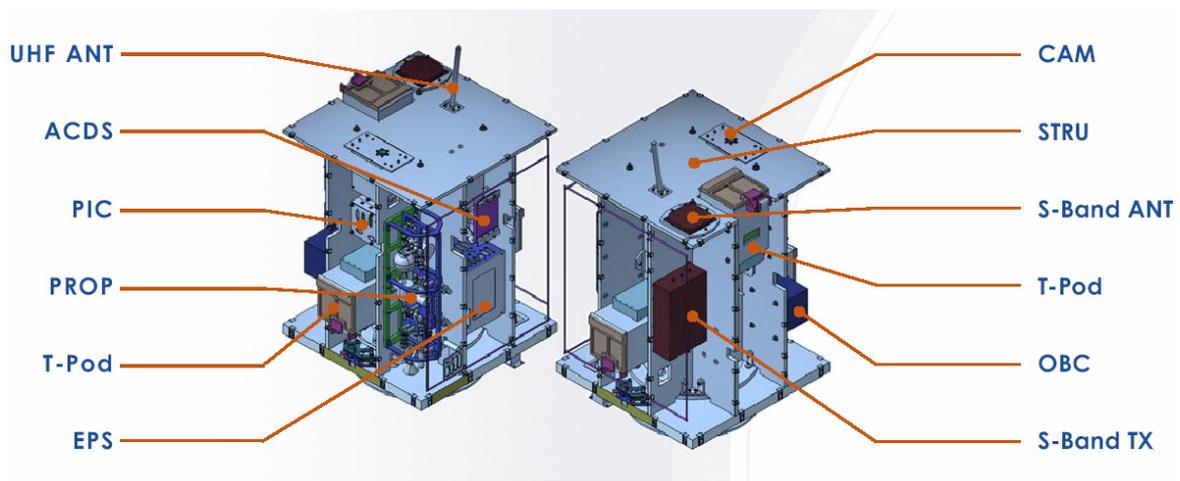


Figura 5: Subsistemas do SSETI Express

Fonte: http://paginas.fe.up.pt/ssetiexpress/press_files/express_PT.pdf

ADCS (Aalborg, Dinamarca)

O Sistema de Determinação e Controle de Atitude (ADCS) tem dois componentes, fazendo uso de uma estabilização magnética semi-ativa. Um par de geradores de campo magnético amortece todas vibrações, enquanto um ímã passivo assegura o alinhamento do eixo longitudinal do satélite com o campo magnético da Terra. A atitude do satélite é assim estabilizada em dois eixos, estando o terceiro apenas devidamente caracterizado (eixo longitudinal). O erro do ângulo de visão deverá ser inferior a cinco graus. O Sistema de Determinação de Atitude consiste num par de sensores solares e um magnetômetro triaxial, permitindo a determinação da atitude em relação ao Sol e às linhas de campo magnético da Terra.

CAM (Aalborg, Dinamarca)

A Câmara (CAM) é baseada num sensor CMOS de cores e numa unidade de controle de instrumentos e resulta de uma adaptação da câmara do picosatélite AAUSAT - 1. A câmara pode ser ajustada em órbita de acordo com a luminosidade do momento. A seção óptica da câmara consiste num sistema de lentes especificamente projetadas e construídas em vidro endurecido resistente à radiação. A resolução da câmara é aproximadamente 100 m por pixel, com um tamanho de imagem de 1280 por 1024 pixels.

EPS (Nápoles, Itália)

O Sistema de Energia Elétrica (EPS) é baseado no conceito da geração de energia por cadeias de células foto-voltaicas montadas na estrutura. A energia é armazenada numa bateria recarregável de íons de lítio para garantir energia durante as fases de eclipse ou períodos de luz solar baixa. Cada um dos outros subsistemas é abastecido por linhas de energia a partir de uma tensão de 28 V regulável. São utilizadas dez cadeias com quinze células fotovoltaicas de tripla junção de Gálio-Arsênio (Ga-As), cada uma com uma eficiência calculada em cerca de 22%. São montadas nos quatro painéis laterais do satélite, revestindo uma área, de aproximadamente 1000 cm² em cada painel.

PIC (Lausanne, Suíça)

O Instrumento de Controle da Propulsão (PIC) é carinhosamente conhecido por “caixa mágica”. Este subsistema processa os comandos relacionados com o sistema de propulsão, controla as válvulas de escape e faz a aquisição de dados dos vários termistores e transdutores de pressão. Fornecerá também um forte impulso elétrico que detonará a válvula pirotécnica.

OBC (Aalborg, Dinamarca)

O Computador de Bordo (OBC) controla o satélite durante as operações nominais e de carga útil. Reúne todos os dados de telemetria e da carga útil para posterior envio à Terra. Os comandos podem ser enviados para o plano de vôo do computador a partir da Terra através do sistema de comunicações UHF. No seu interior está um processador AMTEL ARM7. O restante do hardware e software foi totalmente desenhado por estudantes.

PROP (Estugarda, Alemanha)

A propulsão (PROP) é um sistema de controle de atitude por gás frio com quatro válvulas de escape de baixa pressão, alimentadas por um sistema de regulação de pressão. O tanque (derivado dos depósitos de ar dos bombeiros) contém seis litros de nitrogênio gasoso a uma pressão de 300 bar. A pressão é controlada por uma série de válvulas e reguladores e possui uma válvula pirotécnica que garante a estanquidade

durante o lançamento. Estes componentes estão ligados por uma tubagem de alta pressão em aço inoxidável.

S-Band ANT (Wroclaw, Polónia)

As antenas planares (S-Band ANT) foram adaptadas do microsatélite ESEO. É utilizado um agrupamento de três antenas planares emitindo um total de 3 Watts de radiação circular polarizada em 2401,84 MHz. A largura do feixe a meia potência é de, aproximadamente 70° . Os lóbulos principais estão dispostos segundo o eixo longitudinal do satélite, que apontará para a Terra durante a travessia da maior parte do Hemisfério Norte e nos dois sentidos do eixo dos xx.

S-Band TX (AMSAT-Uk)

Os radioamadores do Reino Unido desenvolveram o transmissor S-Band (S-Band TX). Este possui uma dupla funcionalidade: faz o downlink de alta velocidade dos dados da missão a 38400bps e também, em combinação com o sistema UHF, funciona como receptor-transmissor de áudio em canal único que estará sempre para a comunidade radioamadora global sempre que as outras cargas úteis não estejam a ser utilizadas.

STRU (Porto, Portugal)

A Estrutura primária do satélite (STRU) consiste em painéis sandwich honeycomb configurados de forma idêntica ao do famoso jogo do galo. A estrutura secundária consiste em painéis laterais exteriores de alumínio de 1 mm, servindo como superfícies de montagem para as células solares, sensores solares e outros equipamentos leves. Um anel de titânio no interior da estrutura assegura a correta distribuição de carga para o anel de separação. Insetos em alumínios colados nos painéis honeycomb fornecem os pontos de montagem. A equipe STRU é também encarregada de definir a configuração de todos os subsistemas no que diz respeito ao equilíbrio, distribuição de massa, cablagem e questões térmicas.

T-PODs (Toronto, Canadá)

O lançador orbital de picosatélites da Universidade de Tóquio (T-PODs) foi usado para transportar três CubeSats durante o lançamento, que mais tarde, colocou em órbita. Existe uma interface com o equipamento de apoio em terra para carregamento de baterias internas dos passageiros e ativação do mecanismo de ejeção.

UHF (Rádio-amador, Hohenbrunn, Alemanha)

A unidade de ultra frequência (UHF) contém um rádio e um Modem de Comunicações e é o sistema de comunicações principal do satélite. Fornece o uplink dos telecomandos da estação terrestre, uplink áudio dos radioamadores e o downlink dos dados da missão em 9600bps, tudo através de uma antena rígida unipolar no topo do satélite.

O SSETI Express irá colocar em órbita três CubeSats educacionais:

Ncube II:

A carga útil principal do Ncube II é um sistema automático de identificação, o AIS, que é um sistema usado pelos navios para receber sinais GPS e enviar por determinadas frequências AIS, informações tais como a posição atual do navio, rota e hora de chegada prevista. Estes sinais AIS do Ncube II serão detectadas, armazenadas e enviadas às estações Ncube em terra, permitindo seguir a trajetória do satélite. Para testar esta tecnologia, uma rena chamada Rudolf, será equipada com um colar que contém um transmissor AIS e os seus movimentos no parque nacional de Hardangervidda na Noruega serão seguidos durante a missão.

Este CubeSat foi desenvolvido e construído por:

- Narvik University College;
- Norwegian University of Science and Technology;
- Norwegian University of Life Sciences;
- University of Oslo.

O trabalho foi coordenado pelo Norwegian Space Centre e Andoya Rocket Range.

UWE-1 (University of Würzburg's Experimental satellite 1)

O objetivo principal do UWE-1 é realizar experiências de telecomunicações e otimizar infra-estruturas de internet para aplicação espacial. Vários protocolos de Internet serão testados, analisados e otimizados no espaço durante a missão. Em particular, características próprias do espaço tais como atrasos, ruídos, interrupções, baixo comprimento de onda e taxas de perda de dados serão tidas em consideração. O segundo objetivo é estabelecer e ligar eficientemente uma rede de estações de controle terrestres através da internet. Nesse contexto, foi construído em Würzburg uma estação de controle, bem como a infra-estrutura de software para permitir a coordenação de várias estações terrestres. Esta infra-estrutura será testada e otimizada durante a missão UWE-1.

Finalmente, o aspecto chave do UWE-1 é a aprendizagem de desenho dos sistemas em equipes interdisciplinares de estudantes, oferecendo-lhes o desafio e a tarefa altamente motivante de conceber um picosatélite. Aqui as técnicas modernas de miniaturização de componentes eletromecânicos fornecem contributos essenciais para a execução eficiente de satélites tão pequenos, com cerca de 1 Kg de massa no contexto do Programa Internacional dos CubeSat.

XI-V

É o segundo nanosatélite construído pelo University of Tokio's Intelligent Space Systems Laboratory (ISSL). A sua principal missão é a demonstração do comportamento no espaço das recentemente desenvolvidas células solares Cu(In,Ga)Se₂(CIGS). Para além das células CIGS, as GaAs serão também testadas pelo XI-V que serão usadas no próximo nanosatélite de detecção remota "PRISMA" do ISSL. Outros objetivos da missão incluem a aquisição de imagens da Terra por uma câmara digital standard e um serviço de transmissão de mensagens utilizando uma frequência de radioamadorismo.

O Segmento Terrestre da missão tem como participantes:

MCC (Aalborg, Dinamarca)

O computador de controle da missão (MCC) faz a interface entre a equipe de Operações e as duas estações terrestres. Controla o uplink dos planos de vôo para o

satélite e possui uma base de dados onde é registrada toda a telemetria. O MCC pode ser controlado remotamente.

OPER (Varsóvia, Polônia)

A Equipe de Operações (OPER) é responsável pela definição dos planos de vôo e comando do satélite via MCC e estações terrestres. Foram consideradas todas as eventualidades e encontradas as respectivas soluções para que a análise da telemetria em tempo real conduza sempre a procedimentos claros e concisos de forma a atingir os objetivos da missão.

Estação Terrestre Primária (Aalborg, Dinamarca)

A estação terrestre primária consiste em antenas de rastreamento, um rádio UHF, um conversor S-Band/VHF, um rádio VHF, um Modem de Comunicações e computador de controle. É a estação de comando primária para controlar o satélite e para o downlink de telemetria da missão em ambas as frequências dos canais de rádio.

Estação Terrestre Secundária (Svalbard, Noruega)

A estação terrestre secundária fornece um suporte redundante para o uplink em UHF de telecomandos e downlink de telemetria da missão. A sua latitude extrema garante catorze passagens do satélite por dia, permitindo assim uma elevada taxa de transferência de dados durante a missão. Esta estação é controlada remotamente a partir de Aalborg.

TIDB (Jouy En Josas, França)

A Telemetry Interface Database (TIDB) é uma aplicação para a Internet que facilita a distribuição de toda a telemetria da missão do MCC para as equipes do SSETI Express, radioamadores e público em geral. Os radioamadores podem submeter os dados por ele recebidos na TIDB. Dados técnicos do SSETI Express são apresentados na tabela 3.1.2.

Tabela 3.1.2 - Dados técnicos do SSETI Express

Dimensões	560 x 560 x 900 mm (dimensões máximas)
Massa	62 Kg
Massa da Carga Útil	24 Kg
Tempo Mínimo de Vida Previsto	2 meses, missão prolongada até final da vida útil
Sistema de Determinação de atitude	Sensores Solares e Magnetômetro
Sistema de Controle de Atitude	Estabilização magnética semi-passiva, mais uma carga útil de gás frio
Transferência de Dados a Bordo	CAN, RS232
Telemetria	
-UHF	437.250 MHz, 9.6 Kbit/s, AX.25
-S-Band	2401.84 MHz, 38.4 Kbit/s, AX.25
Potência	Painéis Solares
- Média	12 W
- Máxima	20 W
Baterias	Íons de Lítio, 90Wh
Propulsão	61,300 bar, Gás Frio (Nitrogênio)
Câmara	~ 100 m/pixel, 1280*1024 pixels, CMOS
Tensão	28 V Regulável
Controle Térmico	Passivo

Fonte: <http://paginas.fe.up.pt/ssetiexpress/missao.html>

3.2 NASA/GSFC - DESENVOLVIMENTO DE NANOSATÉLITES TECNOLÓGICOS

3.2.1 OBJETIVOS

O primeiro objetivo da NASA/GSFC é se esforçar para permitir o lançamento de dez a cem nanosatélites, os quais executam remotas e medidas coordenadas no espaço, revolucionando as investigações científicas de processos físicos chaves. Para

realizar tal processo é planejado desenvolver avançados componentes tecnológicos para fazer estas futuras naves e seus instrumentos a bordo compactos, com baixo peso, baixa potência, baixo custo e capacidade para sobreviver à radiação de dois anos de vida da missão. Estes componentes tecnológicos serão prontamente adaptados para algumas missões específicas.

A Missão da Constelação Magnetosférica, a qual tem seu lançamento previsto para 2008, usará cerca de cem nanosatélites autônomos em ordem realizando medidas da magnetosfera. A NASA atualmente tem realizado esta missão com um custo de cerca de 120 milhões de dólares para a fase de implementação e operação. Como resultado posterior, o manufaturamento e testes de cerca de cem nanosatélites é realizado com um custo total de cerca de 50 milhões de dólares.

Por definição da STP (Solar Terrestrial Probes), um nanosatélite pesa 10 Kg ou menos, incluindo a massa propelente, sendo uma nave cilíndrica com cerca de 30cm de diâmetro e um comprimento de 10 cm, conforme mostra a Figura 6.

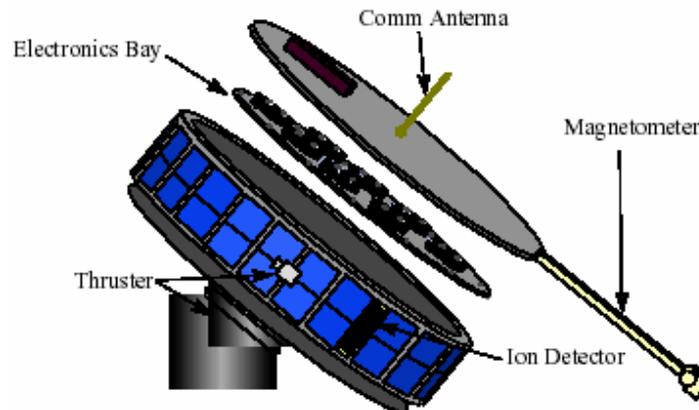


Figura 6 - Definição de Nanosatélite

Fonte: <http://plasma2.ssl.berkeley.edu/ConstellationClassMissions/panetta.pdf>

Esta configuração na forma de cilindro maximizará a luz solar exposta, conforme mostra a Figura 4, sendo que ao menos 5 Watts de potência serão gerados pela junção múltipla das células solares fazendo com que dessa forma as baterias

sustentem as operações da nave durante os períodos de eclipses. O nanosatélite terá um complemento de instrumentos miniaturizados, os quais medirão partículas e campos.

O conceito de lançador para a constelação de nanosatélites, sendo que múltiplos lançadores podem ser usados para grandes constelações, é apresentado na Figura 7.

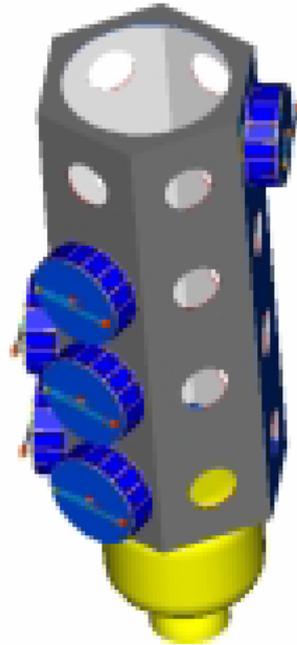


Figura 7 - Conceito de Lançador

Fonte: <http://plasma2.ssl.berkeley.edu/ConstellationClassMissions/panetta.pdf>

Uma “Baseline Mission” (Missão Padrão) era desenvolvida com os nanosatélites sendo colocados em diversas alturas nas órbitas elípticas. Cada órbita parte com os mesmos raios de perigeu de $3 R_e$, os apogeus variam de $12 R_e$ para $42 R_e$ em incrementos de $3 R_e$. Inicialmente os dois nanosatélites por órbita serão simultaneamente colocados em direções opostas, sendo que o lançador terá considerações de momento angular e inércia gerados como um resultado da distribuição. Uma constelação exige simultânea operação de múltiplas naves espaciais. Perturbações da Lua, Terra e Sol, e outros corpos celestes eventualmente podem tornar aleatória a distribuição dos nanosatélites no espaço.

O lançador ejetará os nanosatélites em $3 R_e$ com o mínimo de taxa de rotação de 20 rpm para assegurar uma estabilização suficiente. Cada nanosatélite impulsionará a si próprio para sua órbita elíptica particular, sendo que posteriormente os eixos de rotação

dos nanosatélites serão reorientados para um ótimo aproveitamento da luz solar e uma comunicação eficaz.

A baixa potência avaliada sobre a nave espacial para os subsistemas de comunicação tem criado a necessidade de enviar os dados para a terra somente durante a posição em cada órbita do nanosatélite perto do apogeu, conforme ilustra a Figura 8.

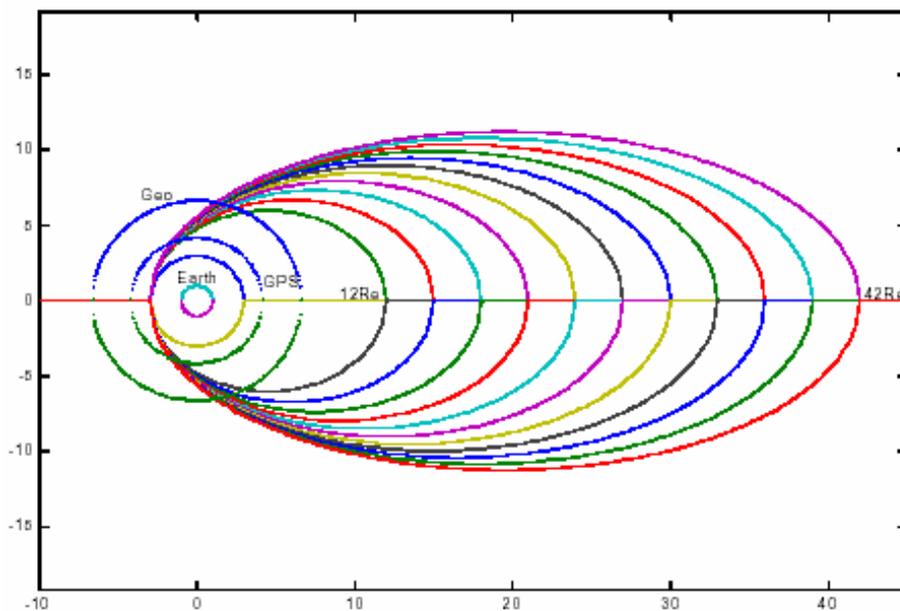


Figura 8: Conceito da “Baseline Mission”

Fonte: <http://plasma2.ssl.berkeley.edu/ConstellationClassMissions/panetta.pdf>

3.2.2 TECNOLOGIAS

A tecnologia para nanosatélites exige uma redução radical dos componentes de massa e potência sem que ocorra um comprometimento do desempenho da missão, sendo que deve ocorrer uma integração das funções similares para a miniaturização de componentes de todos os subsistemas. Soluções multifuncionais também oferecem significantes economias acima das aproximações tradicionais e investimentos tecnológicos são exigidos para desenvolver ou adaptar componentes para acomodar o ambiente esperado na nave.

Métodos simples e eficazes de controle térmico são essenciais para o nanosatélite ficar em operação durante uma extrema variação de temperatura. Em se tratando de constelações de dez a cem nanosatélites, eles precisam ser altamente autônomos para ter uma maior praticidade, sendo que o sistema de solo do nanosatélite deve ser barato, simples e relacionado com operações de outras missões.

3.2.3 SISTEMA DE PROPULSÃO:

Sobre os sistemas de propulsão o foco tem sido para propulsores químicos, sabendo que os propulsores elétricos são muito menos versáteis que os propulsores químicos.

Nessa missão de nanosatélites, o sistema de propulsão a bordo é usado para realizar duas diferentes funções: primeiro cada nanosatélite precisa levantar seu apogeu da órbita para um raio aproximado de 12 Re a 42 Re; depois o sistema de propulsão deve reorientar o eixo de rotação do nanosatélite na direção da velocidade dentro da órbita plana.

Um motor de propelente sólido é uma opção atrativa para fornecer a variação necessária para injeção na órbita final da missão. Devido ao apogeu inicial da missão de nanosatélites não ser fortemente confinado (uma boa distribuição é mais importante do que uma colocação exata), as pequenas variações típicas de erros de um motor sólido são aceitáveis. Entretanto, muitos desafios remanescem no desenvolvimento de um motor aceitável, o qual precisa ser capaz de acomodar uma variação de escala de exigências sem incorrer caras mudanças para a estrutura mecânica do nanosatélite e além disso necessita ser feito sob medida. Um bom projeto térmico também é necessário, pois deve limitar a entrada de calor de fora para dentro do motor do nanosatélite.

3.2.4 ORIENTAÇÃO, NAVEGAÇÃO E CONTROLE

Subsistemas de orientação, navegação e controle têm sido importantes para permitir a bem-sucedida determinação de atitude de rotação e os três eixos estabilizados

dos nanosatélites. Esses subsistemas incluem a miniaturização de sensores solares, sendo que os mesmos devem pesar menos do que 0,25 Kg, uma tração menor que 0,1 N, operando com uma tensão não maior do que 3,3 Volts e reunindo uma resolução exigida de 0,1⁰. A meta é desenvolver um conceito de navegação com 10 Km de resolução que exige baixa potência, peso e volume. O nível de desenvolvimento variará conforme cada conceito de vantagem e desvantagem é identificado.

3.2.5 COMANDOS E MANIPULAÇÃO DE DADOS

Os comandos e a manipulação de dados são subsistemas do nanosatélite que apresentam alguns desafios, pois têm como exigências baixa massa (0,25 Kg) e baixa potência (0,5 W). Avançadas soluções de microeletrônica precisam ser desenvolvidas para vencer esses desafios. Os microeletrônicos desenvolvidos precisam ser modulares e de baixa escala para reduzir custos e satisfazer as exigências de várias missões. As tecnologias para cobrir tais exigências deverão incluir baixo peso, eletrônicos de baixa potência, baixa potência das plataformas de processamento, alta capacidade e baixa potência dos sistemas de memória.

Dessa forma, desenvolver comandos e manipulação de dados com baixa massa, baixo peso e baixa potência exigem métodos de empacotamento eletrônicos. O método utilizado precisa ter pequeno volume permitindo modularidade e escalabilidade para flexibilidade no projeto para suprir as necessidades das múltiplas missões, assim teremos uma combinação na redução de massa, potência, tamanho e custo produzindo ótimos resultados.

As metas dessas tecnologias são reduzir a potência em 20:1 sobre os atuais 5 Volts, encontrando independência de produção de dados e tolerância de radiação. Cada três anos a tecnologia de memória avança e permite dobrar a capacidade de memória reduzindo à metade a área de silicóne.

3.2.6 SISTEMAS DE POTÊNCIA

A potência total da nave espacial é limitada pelo pequeno tamanho do satélite. A densidade de potência solar é de 1,35 KW/m². Assumindo 15% da eficiência de

conversão para 0,3m x 0,1m (seção cruzada de 0,03m²), com 67% de cobertura da área, estes resultam num total de potência elétrica de 4,0 Watts. Baixo peso e eficiência na distribuição dos painéis solares, os quais minimizam a efetiva distribuição na montagem de área são grandes necessidades. Dupla ou tripla junção das células solares, as quais têm elasticidade de 18% de eficiência de conversão no fim da vida, e assumindo um fator mais ótimo de área de 85%, resultando em somente 6,2 Watts no final da vida.

Pequenos satélites, os quais não têm painéis solares simplesmente estendidos, não interceptam grande densidade de potência solar e precisam ter uma potência disponível muito eficiente. Para uma pequena rotação do satélite, nele é esperado que três células solares sejam conectadas em série ao longo do eixo de rotação, e grupos de três sejam conectadas em paralelo em torno da circunferência do satélite. Cada seção gerará 3,3 Volts.

Órbitas altamente elípticas no plano elíptico onde a velocidade do apogeu é muito baixa, causarão diversas horas de eclipse durante parte do ano. As baterias da nave para compensar este período de eclipse apresentam um significativo impacto de massa. Entretanto, se ocorrer uma inclinação de 10⁰ da órbita plana relativa a órbita elíptica, haverá redução de no máximo uma hora de eclipse. A inclusão de baterias na nave é então justificada. O controle térmico passivo será usado para sustentar os eletrônicos da nave dentro de um ambiente de temperatura de 10⁰C, não exigindo potência elétrica para o sistema de aquecimento. Uma exigência da bateria sobre dois ampéres em 3,3 Volts reservará completamente a funcionalidade da nave durante um eclipse. Baterias AA com tamanho doze de LiIon reúnem essas exigências e pesam apenas 480g.

3.2.7 SISTEMA TÉRMICO

Três configurações térmicas eram consideradas:

- 1) O topo e o fundo da nave são isolados ocorrendo uma transferência interna de calor entre o equipamento interno e a distribuição solar;
 - 2) A nave inteira é isolada termicamente;
 - 3) O equipamento interno é termicamente isolado.
-

A vantagem principal da configuração 1 é sua confiabilidade, pois a temperatura da nave é controlada pelo alto balanço de energia dominado pela energia solar absorvida da temperatura operacional.

A configuração 2 tem um balanço total de energia muito menor, sendo muito mais sensível. Entretanto, o desempenho do eclipse melhora. Em oito horas de eclipse, a temperatura interna cai somente 20 °C.

A configuração 3 é aquela na qual o equipamento é acoplado para um radiador externo com somente duas fases de dispositivos de transporte de calor.

3.2.8 SISTEMA DE COMUNICAÇÕES

Os subsistemas de comunicações a bordo do nanosatélite necessitam ser pequenos, leves e de baixa potência. A Tabela 3.2.8 lista as especificações dos subsistemas.

Tabela 3.2.8 - Especificações dos subsistemas de comunicações a bordo do nanosatélite

<i>Item</i>	<i>Especificação</i>
Massa	0,5 Kg
Consumo de Potência	0,5 W
Taxa de transmissão de dados	Acima de 100 Kbits/s
Taxa de comando e recepção de dados	1 Kbit/s
Escala	3-5 Re
Tipo de canal	BPSK
EIRP	0,15 W
Portador de frequência	8470 MHz

Fonte: <http://plasma2.ssl.berkeley.edu/ConstellationClassMissions/panetta.pdf>

A seguir o sistema será acoplado com estes subsistemas de comunicação, para maximizar a eficiência em massa e potência.

Para realizar as comunicações, uma rotação do nanosatélite não pode simplesmente apontar para uma antena na terra. Consequentemente, um baixo ganho da antena é suposto e as comunicações precisam tomar lugar perto do perigeu, quanto a escala é de 3 a 5 raios da terra. Uma grande antena terrena e uma alta compreensão precisa ser usada para conseguir razoáveis taxas de dados com o mínimo de potência.

Embora a inclusão de um receptor de comandos a bordo é altamente desejado, ele põe uma tensão adicional sobre um já desafiante orçamento de massa e potência do nanosatélite. Por esta razão, o conceito de uma total autonomia do projeto do nanosatélite aparece mais atrativo. A maior desvantagem de um receptor ocorre pelo fato de exigir pessoas e um software que suportem habilidades para comandar a nave.

3.2.9 ESTRUTURA MECÂNICA

O sistema mecânico do nanosatélite será mantido mais simples possível. Seu projeto ideal consiste numa única parte da estrutura a partir da qual todos outros componentes são montados.

Estruturas multifuncionais podem fornecer controle térmico, protegendo e servindo como substrato para os circuitos impressos a bordo. Por exemplo, os painéis recheados de diamantes em forma de colméia podem servir como uma estrutura, condutor térmico e radiador, e ainda circuitos impressos a bordo. O recheio de diamantes fornece dez vezes mais condutividade térmica do que o alumínio e pode dissipar calor dos eletrônicos de alta densidade de potência com uma baixa massa se comparada aos componentes da fibra do carbono. Outro exemplo é a estrutura do sistema de baterias. Ele consiste de um painel em forma de um favo de mel, o qual tem o núcleo enchido com as células de bateria de níquel-hidrogênio.

Simultaneamente engenharia e técnicas de fabricação serão usadas párea criar um modelo de computador único para o projeto, análise (estrutura, sistema térmico e dinâmica), e fabricação do nanosatélite e seus componentes. Capacidade dinâmica de modelagem para simular a distribuição fornecerão mais rapidamente os projetos e uma quantidade distribuída de testes exigidos. Esta aproximação significará baixo custo de desenvolvimento pela redução da intensidade de esforços, possibilidades de erros, número de desenhos e tarefas exigidas.

As opções que são consideradas para a escolha do material da estrutura do nanosatélite são as seguintes: conjunto de alumínio, conjunto de liga alumínio-berílio, injeção de plástico moldado, fibra plástica reforçada e um estoque de componentes de construção. O material será selecionado baseado na massa, custo, manufacturabilidade, facilidade de conjunto e integração, e conveniência para o ambiente espacial.

Testes aerodinâmicos são necessários para aumentar o número de nanosatélites por missão. Executar um programa completo de testes sobre cada unidade seria altamente caro e consumiria muito tempo. A necessidade de redução de testes exigidos para assegurar a qualidade do produto reúne o programa de custos e a programação de metas. Planeja-se realizar o desenvolvimento testando um lote usando métodos de controle de qualidade para verificar a qualidade e desempenho da estrutura usando um pequeno subconjunto de um número total de nanosatélites.

O lançador carregará os nanosatélites e desdobrará eles em apropriadas transferências de órbitas. O lançador terá uma rotação convencional estabilizada ou três eixos estabilizados da nave. O sistema de liberação do lançador dará o mínimo de taxa de rotação de 20 rpm para os nanosatélites. A seqüência inovativa do projeto do lançador, o chamado empacotamento do nanosatélite e a distribuição das técnicas ajudam a realizar estas metas.

Um giro do lançador com simples distribuição: neste caso, o lançador é rotacionado em 20 rpm com o eixo de rotação do mesmo. Seu eixo de rotação é então orientado na direção desejada e o nanosatélite é liberado por um simples mecanismo que deixa o nanosatélite ir quando não há uma rotação adicional. Os nanosatélites são liberados em pares opostos para manter o balanço do lançador.

Um lançador estabilizado com uma distribuição em forma de disco: neste caso os nanosatélites são distribuídos com seus eixos de rotação perpendiculares com a direção de distribuição do disco. O mecanismo de distribuição dá rotação durante a distribuição.

Um lançador estabilizado com distribuição axial: os eixos de rotação dos nanosatélites são coincidentes com a direção de distribuição. Os nanosatélites são girados subindo a taxa de rotação desejada sobre uma plataforma de rotação e então distribuídos.

Atuadores que são pequenos, de confiança e espaço qualificado serão exigidos para a distribuição dos nanosatélites. Atualmente estão sendo avaliados os numerosos tipos, incluindo: dispositivos pirotécnicos miniaturizados, atuadores de parafina, dispositivos metálicos de memória e liberação de unidades térmicas.

3.2.10 SISTEMA DE INSTRUMENTAÇÃO

Instrumentos e medidas remotas precisam ser miniaturizados para ajustar o confinamento de massa e volume do nanosatélite. O consumo de potência também precisa ser de baixa escala e os instrumentos sensíveis não podem ser comprometidos no processo. Os instrumentos eletrônicos precisam ser combinados com os subsistemas eletrônicos da nave para conseguir um alto grau de integração, obtendo uma quantidade reduzida de massa e volume. Instrumentos de software devem ser projetados para avaliar os dados a bordo e ajustar as taxas de dados dos instrumentos para tornar mais eficiente a captura de dados de alta prioridade.

Tradicionalmente o processo de anúncio de oportunidades da NASA tem sido usado para selecionar as instituições e fornecer instrumentos para uma missão espacial. Para realizar o desenvolvimento do nanosatélite é necessário selecionar os instrumentos que farão parte dos subsistemas espaciais.

3.2.11 SISTEMAS TERRENOS

O grande número de naves na constelação é um desafio para a estação terrena em repassar os dados aos usuários. Há possibilidades de criar apenas duas estações terrenas que suportem a constelação, as quais estariam localizadas sobre lados opostos da terra. Os programas teriam como prioridade os contatos com a nave no alto período da órbita, sendo que a nave no baixo período da órbita tem mais oportunidades para transferir seus dados não arriscando dessa forma algumas perdas de dados.

Desde que os nanosatélites sejam autônomos, o conceito de operações para uma missão exige poucos operadores para determinar as órbitas das naves, programar as estações terrenas e investigar as anomalias sobre as naves. Sistemas autônomos monitorarão os dados da nave e eles apontarão os problemas para o setor de Engenharia

Espacial investigar. O grande número de naves reserva uma gerência de riscos diferente para tal missão do que para missões de naves únicas.

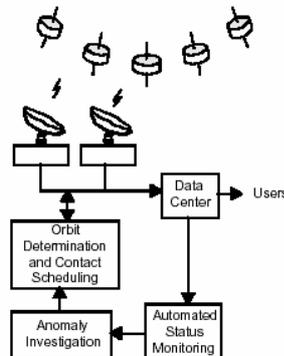


Figura 9: Sistema Terreno de Transferência de dados

Fonte: <http://plasma2.ssl.berkeley.edu/ConstellationClassMissions/panetta.pdf>

3.2.12 AUTONOMIA

Os custos de suporte de uma missão operacional de um único satélite são muito altos. A autonomia a bordo da nave e sobre a terra é conseqüentemente exigida para assegurar os objetivos da ciência e tornar-se além disso mais eficientes e baratos.

A autonomia dos nanosatélites fará uso de agentes remotos a bordo e na terra, com a meta de maximizar o retorno científico da cada satélite durante o tempo de vida da missão. Os agentes remotos conseguem esta meta pelo monitoramento e controle apropriado dos subsistemas da nave. Adicionalmente, os agentes monitores a bordo complementam os sensores da nave e os instrumentos heurísticos para separar eventos científicos de interesse de transmitir dados, desse modo cabe a ciência alocar os dados dentro da nave armazenando os recursos.

Nanosatélites com órbitas distantes ficam fora de escala de uma estação terrena durante quase uma semana. Subsistemas espaciais poderiam ser compromissados se falhas ocorrerem durante o período de escuridão onde os mesmos não estão prontamente dirigidos. Uma perda inaceitável de dados científicos poderia também ocorrer. Conseqüentemente, os agentes a bordo incorporariam a capacidade para detectar, diagnosticar e recuperar essas falhas.

Certos cenários de falhas poderiam ser corrigidos pelos agentes a bordo. Estas falhas seriam enviadas para os agentes terrestres para uma manipulação. Cada nave incluiria dados em seu sistema de telemetria sobre as condições e o estado de cada subsistema e um histórico dos comandos autônomos emitidos desde o último contato com a terra. O sistema terreno tentaria então diagnosticar problemas baseados nesses dados. Adicionalmente, o conhecimento coletivo de ações examinadas por todos os satélites na constelação residiria dentro de uma estação terrena por dentro dos dados trocados durante cada contato. Através desses dados, o agente poderia detectar tendências e condições sistemáticas não observadas a bordo da nave.

Estes sistemas altamente autônomos apresentam uma série de desafios não somente para os sistemas projetados, mas também para aqueles envolvidos no teste das naves. Cuidadas considerações necessitam ser dadas para o projeto do programa de testes os quais devem assegurar aquele estado de espaço dos agentes remotos que são validados e verificados.

3.2.13 TRANSFERÊNCIA DE TECNOLOGIA

Um dos fatores para permitir uma larga distribuição de missões espaciais científicas, é o uso da nanotecnologia, a qual terá muitas aplicações para uma variedade de indústrias. Esses tipos de transferências de tecnologia ou “spinoffs”, têm sido um importante canal de ligação entre a NASA e outras organizações.

Por exemplo, dois dos mais versáteis propulsores tecnológicos, os sistemas de ignição e controle de válvulas de ultra baixa potência, são miniaturizados. No primeiro caso, ocorrerá um aumento da eficiência de muitos geradores de gás ou dispositivos explosivos, de *air bags* para ferramentas pneumáticas manuais. No segundo caso, haverá uma permissão para incorporação de fluídos de controle e precisão em um aumento crescente do número de dispositivos médicos, sistemas automotivos, e sistemas aéreos (aviões).

Os subsistemas exigem rugosidade, tolerância de radiação, baixa potência, e baixo peso dos eletrônicos. Uma vez desenvolvido, esta tecnologia pode melhorar muitos tipos de dispositivos remotos e dispositivos móveis. Dispositivos médicos

portáteis, avançados sistemas de aviação e mobilidade nos equipamentos de comunicação podem beneficiar-se das características de C&DH (corrigir).

A segunda fase descrita na seção do sistema térmico do nanosatélite, a qual cita sobre a transferência de calor tem diversos potenciais terrestres e aplicações comerciais. Por exemplo, uma patente tem sido concedida para um “BIO-CPL”, o qual pode ser aplicado para utilizar o excesso de calor do corpo para partes mornas tais como mãos e pés, tendo aplicações médicas bem como para recriar equipamentos. Possibilidades comerciais existem em gerência de energia para uma variedade de processos e aplicações de equipamentos.

3.2.14 CONCLUSÕES DESTE ESTUDO

Toda essa iniciativa de aplicações de nanotecnologia em nanosatélites tecnológicos é realizada pela NASA em conjunto com a indústria privada e algumas instituições acadêmicas, permitindo uma classe de missões de constelações científicas.

Cada nanosatélite será autônomo, altamente miniaturizado, com um máximo de massa total de 10 Kg, e projetado para uma missão de dois anos de vida. Provisões para manobras orbitais, controle de atitude, determinação da órbita a bordo, comandos e manipulação de dados serão incluídos. Capacidade de potência e sistemas térmicos, comunicações, múltiplos sensores, instrumentos científicos serão integrados sobre uma estrutura eficiente. Os nanosatélites desenvolvidos para medidas terão rotação estabilizada, e aqueles desenvolvidos por medidas remotas terão três eixos de estabilidade. Autonomia a bordo dos nanosatélites e das estações terrenas minimizarão os custos operacionais para acompanhar e controlar uma constelação de tais satélites.

A tecnologia está sendo atualmente desenvolvida incluindo sistemas propulsores miniaturizados, sensores eletrônicos, sistemas de transporte de calor, técnicas para determinação da órbita, autonomia, baterias de baixo peso, alta eficiência na disposição das células solares e avançadas estruturas dos materiais. O lançador carregará e distribuirá uma constelação de cem nanosatélites, os quais serão entregues ao espaço por um veículo de lançamento. O lançamento da mesma está previsto para 2008.

Parcerias com outros centros da NASA, outras agências governamentais, indústria privada, universidades e instituições estrangeiras estão sendo estabelecidas nas



áreas de manufaturamento e testes, desenvolvimento de estruturas multifuncionais e integração de instrumentos sensores e eletrônicos com os subsistemas do nanosatélite.

CAPÍTULO 4

UNOSAT: O PRIMEIRO NANOSATÉLITE BRASILEIRO

No início do ano 2000 era criado um grupo chamado SPACE - Sistema de Pesquisa Aeroespacial Científica Educativa - com o objetivo de fazer com que os estudantes de graduação colocassem em prática seus conhecimentos no projeto, construção, testes e operação de projetos aeroespaciais, com a condição de experiências manuais.

O grupo era formado na Universidade Norte do Paraná - UNOPAR - com estudantes e professores de Telecomunicações e Engenharia da Computação.

Embora a Universidade iniciou suas atividades em 1996 e os cursos de Engenharia em 1998, o grupo tinha um enorme crescimento depois de sua formação. Programas educacionais de pequenos satélites não são novos. O primeiro pode ser citado em 1980. A Utah State University fez sua 15^o Conferência Anual de Pequenos Satélites naquele ano.

Uma revisão de programas de Microsatélites e Nanosatélites eram apresentados nessa conferência, a qual tinha ao menos dez nanosatélites que estavam em desenvolvimento por volta de 2001. Os mesmos, eram um consenso de programas de pequenos satélites universitários os quais dão inestimáveis benefícios educacionais, com a condição de que os estudantes têm uma excelente oportunidade para colocar em prática seus conhecimentos.

Com estes objetivos o SPACE iniciou um projeto de nanosatélite: UNOSAT - Undergraduate University Orbital Student Satellite. Ele é o primeiro satélite universitário brasileiro e representava um projeto extremamente desafiante sendo que a equipe de professores tinha pouca experiência em projetos espaciais, orçamento muito pequeno e período de dois anos para executar seu molde, desde o projeto até seu lançamento.

No projeto participaram alunos do 2^o ao 5^o ano de Engenharia Elétrica da UNOPAR - Universidade Norte do Paraná - e dois alunos dos cursos de Computação e Engenharia Elétrica da Universidade Estadual de Londrina. O projeto foi dividido em equipes e os alunos trabalharam nos cálculos, construção e testes: Painéis Solares, Baterias, Antenas, Estrutura, Componentes Qualificados, Transmissor, Receptor e

Computador de Bordo. Ao longo de todas as fases foram realizados seminários para integração entre os grupos e avaliação de todas as etapas de desenvolvimento do projeto.

Os resultados do programa provaram que usando algumas habilidades de “Projetos Diretores” a equipe completou todas as fases do projeto e os benefícios na educação eram talentosos.

4.1 HISTÓRICO

A idéia para construir um pequeno satélite universitário veio quando uma equipe de um professor e três estudantes chegaram no 51^o Congresso Internacional de Astronáutica no Rio de Janeiro em 2000.

Os estudantes colocaram-se em contato com projetos de pequenos satélites sido criados em algumas universidades. Um deles era o programa UNISAT desenvolvido na Universidade de Roma “La Sapienza”. Eles conseguiram trazer dois pesquisadores dessa universidade para realizar uma palestra na UNOPAR em Londrina.

Contatos foram realizados com o programa do lançador brasileiro VLS para analisar as oportunidades de lançamento. No início de 2001 veio a resposta positiva. Como o satélite do INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - denominado SATEC - Satélite Tecnológico, o qual já estava designado para participar do terceiro voo de qualificação do VLS, não havia mais espaço para colocar um separador de ambos satélites. Então iniciaram-se estudos para possibilitar o lançamento. Como havia algum espaço interno disponível dentro do Satec, veio então a solução para colocar o Unosat dentro do Satec. A equipe do Satec reservou uma área em um dos lados do Satec para colocar os painéis solares do Unosat. Depois de algumas discussões sobre os diferentes locais que as antenas pudessem ocupar, era encontrado a melhor opção possível, a qual era usar uma antena monopolar no alto do Satec. Neste caminho, o Unosat seria completamente independente do satélite do INPE.

4.2 A MISSÃO

Como a equipe teve pouco tempo e experiência para preparar o satélite, era escolhido um projeto simples. Como o principal objetivo do projeto era educacional e a equipe era para ser de estudantes de graduação, não cursando mais do que o terceiro ano de engenharia, um projeto correto teve que ser elaborado.

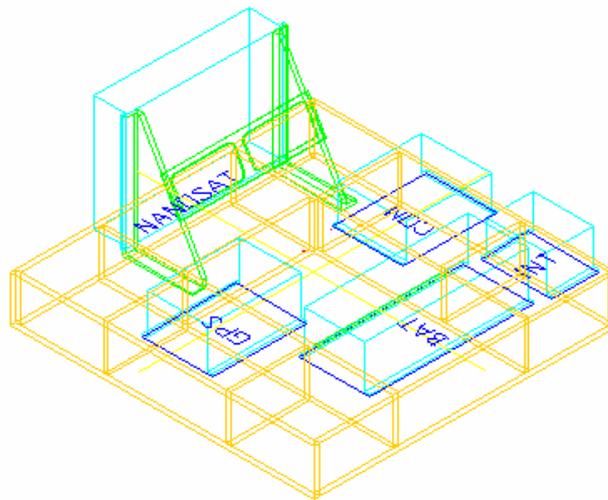


Figura 10: UNOSAT fixado no SATEC

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

Para a equipe de engenharia, a mais importante informação era como alguns parâmetros internos estavam mudando, sendo assim decidido que o nanosatélite tivesse algumas ferramentas de transmissão e telemetria. Como um exemplo, temos que muitos satélites amadores mandavam algumas mensagens de voz, os estudantes decidiram então que algo similar seria feito.

A informação orbital do Satec tornou-se importante quando a equipe obteve a notícia de que o Unosat teria um conjunto de vôo. O Satec e o Unosat teriam uma órbita circular com altitude de 700 Km e 15° de inclinação. Ele teria uma rotação de 170 rpm sobre seu eixo z e não teria controle de atitude. Nos primeiros dias os painéis solares do Unosat ficariam perpendiculares a radiação solar, mas três meses depois não receberia radiação. Como a equipe decidiu que a missão teria um ano de vida útil, um módulo diretor de energia teve que ser desenvolvido.

O satélite teria três modos operacionais de transmissão: alta, média e baixa taxa. Ele viria a desligar também os equipamentos e entrar no modo hibernação no período em que passaria pelos solstícios de inverno e verão.

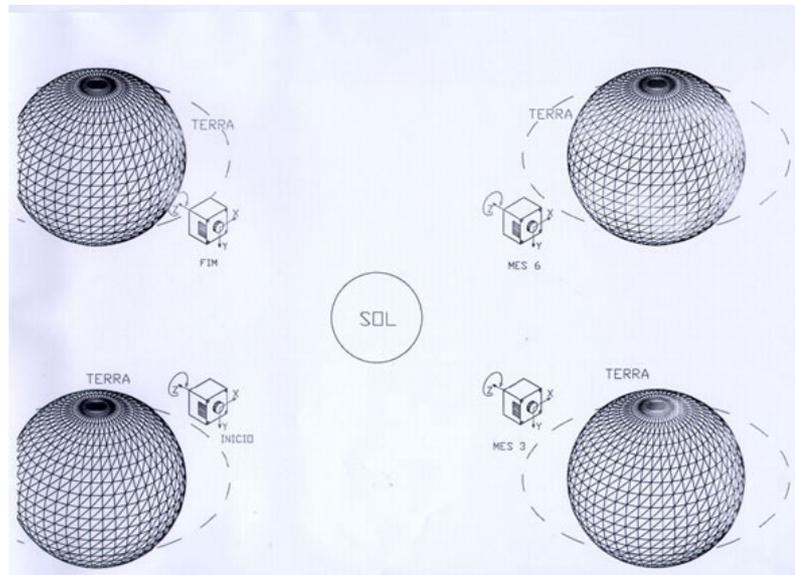


Fig. 11 - O Satec na sua órbita terrestre durante o ano

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

4.3 ESTRUTURA

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

A estrutura tem uma massa aproximada de 4,370 Kg. Desde o início o projeto preliminar era pensado para ter placas laterais justas para ajudar na fixação, já que não seria possível ter satelitização independente. A caixa era feita em molde de alumínio que mais tarde seria montada. O alumínio é muito utilizado no setor espacial, pois é um material muito leve e bom refletor, esses fatores contribuem para um baixo peso e diminuíam o superaquecimento. A estrutura tinha somente uma abertura na parte frontal, sendo fechada por uma chapa ou lâmina de alumínio de 3 mm e fixada por 16 parafusos de 3 mm cada.

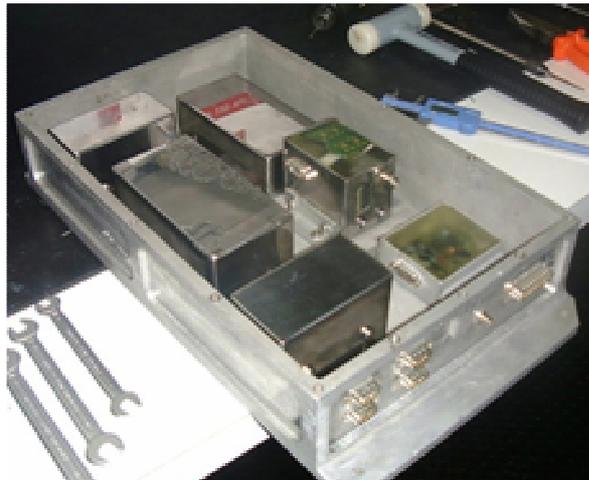


Figura 12: Estrutura na forma de caixa retangular

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

Analisando todo nanosatélite, sua massa total estava projetada como sendo de 8,83 Kg. Os dados que seriam transmitidos para terra eram os seguintes:

- * Uma mensagem de voz identificando o satélite;
- * Telemetria;
- * Temperatura dos painéis solares;
- * Temperaturas das baterias recarregáveis;
- * Temperatura do transmissor e do computador de bordo;
- * Tensão das baterias;
- * Aceleração centrípeta.

4.4 PAINÉIS SOLARES

No projeto preliminar os painéis solares eram fixados na frente do Unosat. Este era feito em ordem para facilitar a integração em qualquer configuração que teria. Na primeira configuração o Unosat estava em andamento para ser instalado em uma abertura feita em um painel lateral do Satec. Mais tarde ele seria colocado dentro do Satec, uma área para os painéis laterais era reservada na lateral inferior.

Ele teria quatro painéis com as seguintes características:

- * Power at bol → 8 Watts
- * Solar Cells → Si, 20 mm x 40 mm
- * Dimensions → 620 mm x 100 mm

4.5 SISTEMA DE COMUNICAÇÕES

O projeto tinha como finalidade usar um emissor de rádio manual de 5 W como transmissor em frequência de 148,135 MHz FM. Ele usaria uma antena monopolar com um ganho de 1,5 db.



Figura 13: Sistema de transmissão de dados do nanosatélite

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

4.6 MÓDULO DE TELEMETRIA

Um módulo comercial de telemetria microcontrolado era usado para informar os seguintes parâmetros principais: tensão nas baterias, transistor transmissor de temperatura. Essa informação seria transmitida através de um protocolo audível ESK Ax25.

4.7 CONTROLE DE ENERGIA

Um módulo microcontrolador teria como função controlar a carga e descarga das baterias, o início e a taxa de transmissão.

Três métodos redundantes eram usados para iniciar a transmissão: 10 minutos depois da decolagem (desconexão umbilical), 1 minuto depois da satelitização (abre-se um circuito) ou 12 horas depois.

Foi definido que seria usado três bancos redundantes de baterias: duas não qualificadas espacialmente Ni-Cads (B2,B3) e uma não recarregável Li-MnO₂ (B1). Cada banco Ni-Cads possui 1200 A.h.s e o Li-MnO₂ têm 11 A.h.s.



Figura 14: Baterias Nicad e Li-MnO₂

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

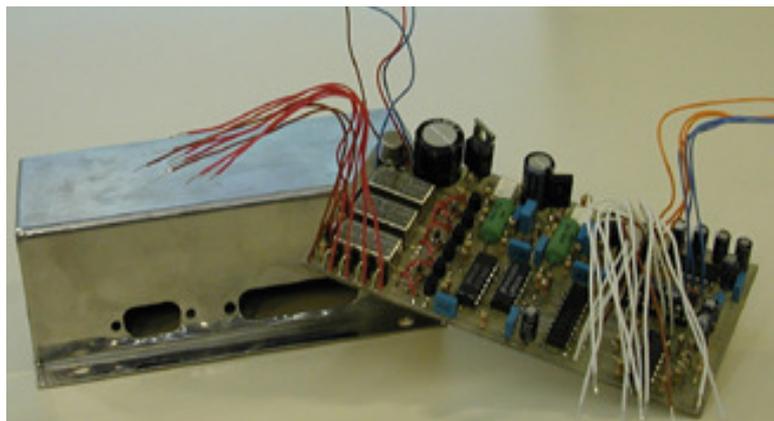


Figura 15: Computador a bordo e sua caixa

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

Cada transmissão seria formada por um pacote de telemetria de 0,3s mais uma mensagem de 10s. Estavam estabelecidas três taxas de transmissão:

- Alta taxa: uma transmissão em cada 37 segundos;
- Média taxa: uma transmissão em cada 94 segundos;
- Baixa taxa: uma transmissão em cada 1,5 minuto

O nível de carga das baterias grupará a seguinte taxa de transmissão:

100 % do melhor	40 % do pior	20 % do pior	10 do pior
Alta taxa		Média taxa	Baixa taxa

O microprocessador teria como função medir sempre o nível de carga e descarga das baterias. Para evitar sobrecargas quando o nível de uma das baterias atingisse carga completa, havia uma desconexão dos painéis solares das baterias. Ele realizaria a conexão novamente quando um deles chegar a 80% da carga. Quando uma das baterias chegasse a 10% da carga, o microprocessador entraria no modo hibernação: ele vira desligando todos os equipamentos, conectando-se ao banco de baterias secas e em cada 3hr ele despertaria medindo o nível das baterias. Quando um deles atingisse a carga completa, ele entraria no modo de transmissão novamente.

A alta taxa era calculada para obter informações na contribuição de energia nos painéis solares com os eletrônicos a bordo e o transmissor de potência em cada uma das órbitas do dia.

4.8 REPRODUÇÃO E GRAVAÇÃO DIGITAL DE VOZ

Neste subsistema do nanosatélite era usado um reproduutor e gravador digital de voz comercial que era usado em fones móveis os quais poderiam gravar e reproduzir uma mensagem de 20 segundos.

4.9 A GESTÃO DO PROJETO

Conforme descrito anteriormente, o principal objetivo era dar aos estudantes e professores uma aproximação manual sobre diferentes tópicos do curso de engenharia.

O projeto foi uma oportunidade para colocar em prática o procedimento da “Gestão do Projeto”. O projeto foi dividido em oito fases:

1) Definição

Nesta fase era definido o que fazer, sendo decidida a missão do projeto e suas partes. Para cada parte um professor era solicitado para ser diretor dele. Como não havia fundos financeiros, estava decidido que cada professor tentaria procurar fundos para o projeto e selecionar os devidos estudantes para trabalhar com ele.

2) Planejamento

Nesse período, foi realizado um estudo para preparar a moldagem do projeto a qual foi definida ser de aproximadamente 6 meses.

3) Projeto

No projeto do nanosatélite todas as partes foram dimensionadas e os principais parâmetros foram calculados.

4) Construção

5) Testes das Partes

6) Integração

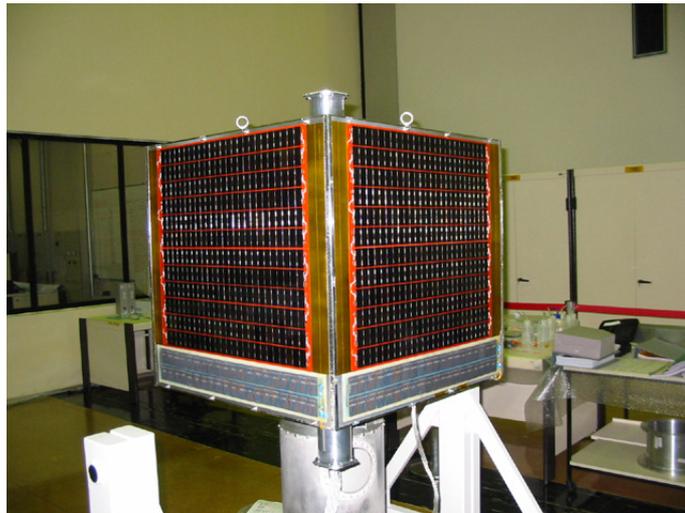


Figura 16: Satélites já integrados

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

7) Testes Finais



Figura 17: Estrutura de teste de termo vácuo

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

8) Operação

4.10 DISPOSIÇÃO DE TEMPO

As fases de definição e planejamento eram realizadas simultaneamente em 6 de fevereiro de 2001. Todos os professores encontraram-se e definiram o conceito

básico do nanosatélite o qual em 6 meses estava pronto. Estava decidido que 5 de setembro seria a data final para entregar o satélite ao INPE para realizar sua integração.

Foram gastos 6 meses estudando a forma da antena e discussões com a equipe do INPE para definir a posição e a forma da antena e as incertezas elétricas entre os painéis solares, antena e suas ligações.

4.11 AS DIFICULDADES ENCONTRADAS DURANTE O PROJETO

Durante a execução do projeto, muitos desafios foram encontrados e superados:

- Falta de Experiência:

Nem os professores ou estudantes tinham experiência em projetos na área espacial. A equipe teve uma aproximação completamente diferente de outros projetos comuns.

- Falta de Bibliografia:

Como os estudantes não eram do curso de Engenharia Aeroespacial, eles não encontraram material com bibliografia relacionada com a construção de satélites em universidades do estado.

- Falta de uma Equipe Docente:

O curso havia iniciado em 1999 e a equipe docente estava em formação. No início do projeto não havia professores para realizar o projeto da antena.

- Interfaces com outras instituições:

Como o Unosat não possuía a antena e os painéis solares fixados em si, mas em outro satélite, algumas tomadas de decisões eram dificultadas. Um acordo sobre a posição da antena veio somente onze meses após o início do projeto.

- Falta de Recursos:

Essa com certeza era uma das maiores dificuldades encontradas. Justamente depois de receber a notícia de que seria possível a viagem no lançamento do VLS um custo estimado foi realizado. Tomando a experiência de outros projetos estudantis, foi decidido não usar itens espaciais muito qualificados.

A diferença de custos utilizando-se itens espaciais qualificados e não-qualificados eram estimados com os seguintes valores:

	Itens qualificados (US\$)	Itens não qualificados (US\$)
Painéis Solares	18.000	430
Baterias	8.000	92

O problema relacionado com os custos do projeto iniciou quando foi apresentada a proposta de custos do Unosat na universidade sendo de US\$ 8000. A resposta veio em um caminho muito apropriado em que a universidade não poderia proporcionar gastos, sendo que o investimento seria somente sobre itens não recuperáveis.

No período de março de 2001 até maio de 2002 todas tentativas para procurar patrocinadores foram inúteis. Todas companhias Telecom que operavam no estado e operadores de satélite eram consultados na tentativa de conseguir patrocínio, e uma resposta negativa era obtida. Inclusive foi tentado um patrocínio no rádio, onde havia uma competição entre seus ouvintes para colocar sua “Voz no Espaço”. Os estudantes também foram ao comércio tentando patrocínio, sendo que os patrocinadores teriam sua “Voz no Espaço” e teriam seu nome colocado dentro do Unosat.

Finalmente em junho de 2002 a universidade reconheceu o incomensurável valor da oportunidade e fez o possível para comprar todos os componentes necessários para a execução do projeto.

- Falta de Tempo:

Durante o primeiro ano, enquanto alguns membros da equipe tentavam patrocínio, eram iniciadas diferentes partes do projeto. Algumas ferramentas de testes eram feitas como o uso do módulo de telemetria, transmissor e receptor de dados.

O período para construção e integração foi designado como sendo entre janeiro e setembro de 2002. Durante essa fase eram procuradas partes disponíveis e equipamentos necessários, já que haviam sido perdidos dois transmissores de rádio; um simplesmente quebrou e o outro tinha má dissipação de calor. Outra recomendação era ter mais do que um estudante em cada parte do projeto.

4.12 OS BENEFÍCIOS DO PROJETO

Assim como foram encontradas várias dificuldades, muitos benefícios também foram obtidos durante a execução do projeto.

- Acadêmicos:

Os estudantes relacionados ao projeto tiveram uma grande oportunidade para colocar em prática muitos conteúdos relacionados a universidade. Havia também o fator motivacional, que era um propósito imediato para seus estudos.

- Responsabilidade:

Atividades na universidade normalmente estão ligadas a um programa de tempo muito confortável. Como normalmente não há prazo para terminar os trabalhos e há também possibilidades para adiar datas, não há uma grande necessidade sobre a administração do tempo. Este não era o caso desse projeto, o qual desde que iniciou, tinha como prioridade da administração não entregar o satélite com atraso.

Aquilo causou um ambiente muito estressado para a equipe, a qual devia ter sempre um plano de emergência caso viesse ocorrer um lançamento iminente. Outro ponto importante era ter sempre ter um curto programa do que ter uma necessidade. Sempre era colocado para a equipe um prazo de algumas semanas anteriores da data real. Como os estudantes não tinham muita experiência de planejamento, aquela estratégia permitiu que eles tivessem uma melhor conclusão de planos. No final do

projeto os estudantes concluíram que foi muito grande seu aprendizado, sendo que já tinham conhecimentos de faculdade sobre o assunto.

- *Confiança:*

Os estudantes também aprenderam a pensar num simples projeto e trabalhar antes de apostar num grande projeto belo e complexo, o qual pode fracassar. Como o satélite é algo que precisa trabalhar pela primeira vez, este levou os estudantes a criar uma boa revisão de trabalho e não ser conservativo no projeto usando redundância em partes críticas.

- *Alta Qualidade:*

A revisão de avaliação com ambas equipes do lançador e a equipe do Satélite Satec era uma classe excelente necessária de alta qualidade para projetos espaciais. Embora criado por estudantes o satélite tinha bastante qualidade na aprovação dos testes.

- *Equipe de trabalho:*

Como sempre ocorrem divergências em equipes, especialmente no final das fases do projeto. Mas os estudantes superaram tudo isso com algumas conformidades pessoais e correções mútuas claras de amigos.

- *Experiência Internacional:*

Todos os estudantes tinham algumas experiências com contatos internacionais, ambos indiretamente e diretamente como em dois anos estudantes participaram em congressos apresentando trabalhos sobre o UNOSAT.

4.13 CONCLUSÕES A PARTIR DO PROJETO:

O desenvolvimento do projeto demonstrou que apesar de encontrar uma montanha de dificuldades, uma equipe motivada pode sujeitar os problemas com alguns critérios de direção e muito empenho e trabalho. Também comprovou-se que essa classe



de satélites tendo um tamanho substancialmente menor, contribui para a diminuição dos custos, possibilitando assim a realização de projetos educacionais e de treinamento.

Os estudantes participaram manualmente no projeto incorporando outros projetos espaciais virtuais inerentes obtendo confiança, alta qualidade, uma boa equipe de trabalho, administração de tempo e recursos e uma boa experiência internacional.

Infelizmente no dia 22 de agosto de 2003, o terceiro protótipo do Veículo Lançador de Satélites (VLS-1 V03), o qual lançaria o Unosat, foi destruído por um incêndio, durante os preparativos para o lançamento na base de Alcântara no Maranhão. O Unosat seria o primeiro nanosatélite de estudantes de graduação de universidades brasileiras.

CAPÍTULO 5

14 BISSAT, UMA EXPERIÊNCIA ESTUDANTIL INTERNACIONAL

Três meses depois da destruição do Veículo Lançador de Satélites brasileiro foi realizado um convite para a equipe do Unosat para colocar algumas das ferramentas do nanosatélite dentro de um Micro Satélite Universitário Ucrâniano (UMS). O acidente do VLS destruiu os dois satélites que estavam a bordo, o Satec e o Unosat. Embora esta tenha sido uma experiência terrível, os estudantes guardaram o entusiasmo para construir outros satélites desse porte.

O satélite UMS está sendo desenvolvido por um grupo de estudantes da Universidade Nacional de Dniepropetrovsk da Ucrânia, com o auxílio de jovens Engenheiros do serviço de projeto espacial de Yuzhnoye.

O satélite foi nomeado de 14 Bissat com objetivo de homenagear os cem anos de vôo do primeiro aeroplano através do brasileiro Santos Dumont em Paris, sendo a palavra as iniciais de Satélite Brasileiro Internacional Estudantil.

Logo foi formada uma nova equipe de estudantes da Escola Politécnica e Universidade Norte do Paraná, onde foi formado e discutido o projeto preliminar do 14 Bissat. Na seqüência então ocorreram trocas de informações básicas de ambos lados de Brasil e Ucrânia sobre o projeto. Foi decidido que a mesma configuração usada no Unosat poderia ser usada com pequenas modificações.

Os estudantes brasileiros tiveram que fazer um projeto muito mais compacto já que o volume do satélite devia ser quatro vezes menor, e o objetivo era transmitir uma mensagem de voz e um pacote de telemetria. Como a informação era para ser recebida por meio de rádio amadores uma colaboração era obtida pela Associação Brasileira de Rádio Amadores (ABRASAT).

As diferentes partes do projeto eram divididas entre os trinta estudantes: estrutura, link de rádio, painéis solares, módulo de controle de energia, telemetria e instrumentação. Eles eram responsáveis pelos testes do sistema e os resultados finais dos testes.

Após nove meses os estudantes realizaram o projeto, integração e testes do 14 Bissat. Além de colocar em prática as disciplinas de seus cursos, novas habilidades

eram obtidas, como por exemplo a troca de informações internacionais usando recursos de internet como e-mails e chats.

A equipe teve que se submeter a uma série de dificuldades como a falta de experiência, recursos, bibliografia e disponibilidade de tempo. Mas com algumas idéias locais, os estudantes e professores conseguiram concluir o nanosatélite.

A colaboração internacional foi um fator chave para o sucesso na fase do projeto preliminar e construção do satélite. O programa trouxe inúmeros benefícios para os estudantes: a capacidade para submeter obstáculos acadêmicos, responsabilidade, alta qualidade do projeto e manufatura confiável, trabalho em equipe e experiência internacional. Atualmente o projeto está em fase final com seu módulo de testes na Ucrânia e está sendo realizado o trabalho no módulo de voo.

5.1 A MISSÃO

O 14 Bissat tinha o mesmo objetivo do Unosat, o qual era baixar uma mensagem de voz e um pacote de telemetria. Todas as informações serão baixadas em frequência de rádio amadores. Os dois satélites terão 650 Km de altitude de órbita simultânea com uma inclinação de 98° .

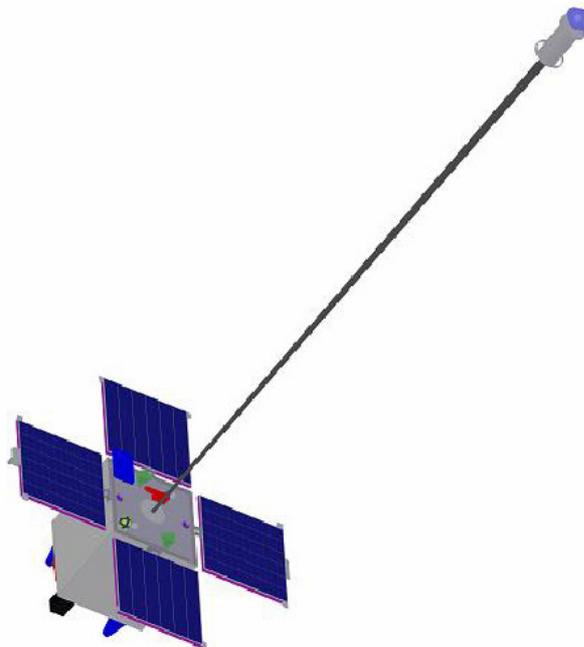


Figura 18: UMS na sua configuração de órbita

Fonte: <http://www.stec2005.space.aau.dk/getpdf.php?id=3>

O UMS tem uma configuração cúbica com 350 mm x 350 mm x 350 mm. Ele terá uma orientação passiva e a oscilação de umidade será feita por um ímã permanente. Ele tem quatro painéis solares (8W) os quais abrirão em órbita com as células solares. Seu peso total é de 20 Kg sendo que 5 Kg são de carga útil. Sua principal carga útil é um receptor GLONASS/GPS e a transmissão e recepção será na frequência S.

5.2 ESTRUTURA

Como o volume interno disponível dentro do UMS era totalmente pequeno, os estudantes tiveram que realizar um projeto muito mais compacto do que o Unosat. Foram propostas as seguintes dimensões: 200 mm x 160 mm x 80 mm, as quais foram aceitas. O nanosatélite estava projetado dentro de uma caixa feita de alumínio comum com 20 mm de espessura. Ela pesava 650 g, sete vezes menor do que no Unosat. Essa caixa contém apenas uma abertura frontal, sendo fechada por uma lâmina de alumínio de 2 mm e fixada por 8 parafusos de 3 mm.

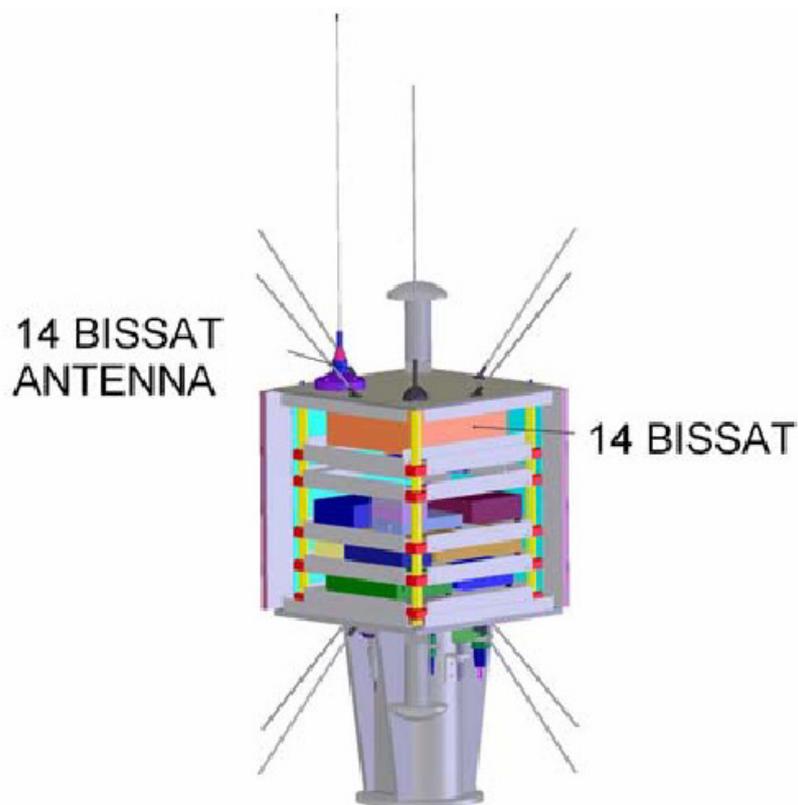


Fig. 19: Figura ilustrativa do 14 Bissat

Fonte: <http://www.stec2005.space.aau.dk/getpdf.php?id=3>

5.3 SISTEMA DE COMUNICAÇÕES

No projeto foi usado um emissor de rádio de 5 Watts como transmissor em 149,135 MHz de frequência FM. Ele usará uma antena monopolar de 460 mm com um ganho de 1,5 db.

5.4 MÓDULO DE TELEMETRIA

Um módulo microcontrolador de telemetria comercial era usado para informar cinco parâmetros: tensão no pacote de bateria 1, pacote de bateria 2, pacote de bateria 3 e transistor transmissor de temperatura. Ele permite esta informação sobre um protótipo audível FSK Ax25.

5.5 CONTROLE DE ENERGIA

Um módulo microcontrolador controlará as baterias carregando e descarregando as mesmas. Dois métodos redundantes eram usados para iniciar a transmissão: 12 horas após a decolagem (desconexão umbilical) e um minuto depois da injeção da órbita ele era interrompido para usar três bancos de baterias redundantes: duas não qualificadas Ni-Cads (B2,B3) e uma alcalina não recarregável (B1). Cada banco Ni-Cads tem 1200 A.h. e a alcalina possui 11 A.h.

Eram estabelecidas três taxas de transmissão:

- Alta Taxa: uma transmissão em cada 16 segundos;
- Média Taxa: uma voz e um pacote de transmissão em cada 100 segundos;
- Baixa Taxa: uma transmissão de telemetria a cada 4 minutos.

O microprocessador medirá sempre o nível de carga de ambas baterias. Para evitar sobrecargas quando o nível de uma das baterias alcança carga completa, ele inicia uma alta taxa de transmissão na qual as baterias descarregarão. Então quando uma das baterias atinge 20% de sua carga, ela inicia uma taxa média de transmissão, na qual as baterias carregarão. Quando uma das baterias chega a 10% da carga, o microprocessador entra no modo hibernação: ele gira desligando todo o equipamento,

links de si mesmo esgotam o banco de baterias e em cada 4 minutos ele sobe, envia um pacote de transmissão e mede o nível das baterias. Quando uma delas atinge a carga completa, ele entra no modo de alta transmissão novamente.

5.6 REPRODUÇÃO E GRAVAÇÃO DIGITAL DE VOZ

Era usado um gravador digital de voz, o qual tem fones móveis e pode gravar e reproduzir uma mensagem de 20 segundos.

5.7 A ADMINISTRAÇÃO DO PROJETO

Conforme citado anteriormente, o principal objetivo do projeto era dar aos estudantes um auxílio sobre diferentes tópicos de curso de Engenharia. O projeto era uma oportunidade também para colocar em prática a administração da gestão do projeto.

O projeto estava dividido em oito fases:

- Fase A e B: Era realizado a definição e planejamento do projeto de janeiro a fevereiro de 2003. Nesta fase era decidido a missão do projeto e suas partes. Todos os estudantes do grupo se encontraram e decidiram o conceito básico do nanosatélite e após seis meses o planejamento estava feito. Estava decidido que no final de junho seria a data final para remeter o satélite para a Ucrânia onde seria realizado sua integração.
 - Fase C: Era realizado o projeto no período de fevereiro a junho de 2004. Dois estudantes eram responsáveis pelo projeto, construção e testes do computador de bordo. Como os estudantes decidiram usar um microcontrolador diferente do que o usado no Unosat, eles somente usaram o mesmo conceito funcional do satélite previsto.
 - Fase D: Nessa fase foram realizadas as aquisições para o projeto no período de julho de 2004. Eram usadas todas as partes de peças do Unosat para construir o 14 Bissat. Somente cinco componentes eletrônicos tiveram que ser comprados. Durante a construção, os estudantes queimaram um rádio. Como não havia orçamento para a
-

aquisição de outro, foi realizado um contato com a Associação Brasileira de Rádio Amadores (ABRASAT), onde foram obtidos dois novos rádios por doação.

- Fase E: Nessa fase foi realizada a construção durante o período de julho a agosto de 2004. Essa era a fase mais intensa, já que os estudantes estavam de férias. O trabalho foi dividido em partes, onde um estudante dava atenção para os eletrônicos e o outro executava o microcontrolador de software. Outro grupo de dois estudantes fez a programação do microcontrolador de telemetria.

Durante essa fase, os estudantes trabalharam quase 8h diárias durante suas férias de julho. Naquela época a internet era o fator chave para a comunicação entre os estudantes e o coordenador do projeto, já que o mesmo se encontrava em outra cidade na época.

- Fase F: Foi realizada a integração e os testes funcionais em setembro de 2004. A integração e os testes finais ocuparam todo mês de setembro. A maioria dos problemas encontrados nessa fase estava relacionado com os detalhes da implementação do software sobre o microcontrolador. A maioria dos problemas era resolvido graças aos três meses de profundo estudo do uso do microcontrolador antes da implementação.

A integração final era realizada em dois dias. Primeiro a caixa retangular tinha sua parte interna coberta por um lâmina de fibra de vidro. Dentro delas todas ferramentas eram colocadas e a instalação elétrica ordenada, sendo logo após realizados testes funcionais.

Dentro da caixa era colocada uma resina epoxy, a qual tinha como função fixar e proteger de choques mecânico, vibração e desgaste. A adição da resina durou dois dias, já que havia necessidade de realizar um intervalo de três horas entre cada 120 ml de resina aplicada, obtendo-se assim um melhor acabamento. Somente o microprocessador principal estava fora da resina para o ajustamento final e os últimos testes funcionais.

Veja a Figura 20:



Fig. 20: Equipamentos internos fixados após a aplicação da resina
Fonte: <http://www.stec2005.space.aau.dk/getpdf.php?id=3>

- Fase G: Foi realizada a revisão técnica do modelo de Engenharia. Desde o início do projeto ambas equipes de Brasil e Ucrânia não se encontraram para fazer revisões técnicas do projeto. O 55^o Congresso Internacional de Astronáutica em Vancouver no Canadá foi uma boa oportunidade para um encontro não virtual. A partir de então, estava decidido qual teste de vibração seria feito no Brasil e qual modelo de vôo seria realizado.
- Fase H: Foram feitos os testes de qualificação de vôo no período de janeiro de 2005.

5.8 BENEFÍCIOS DO PROJETO

Assim como no projeto do Unosat, aqui foram muitos os benefícios adquiridos ao longo do projeto.

1 - Acadêmicos: Os estudantes tiveram uma ótima oportunidade para colocar em prática muitos assuntos que estudaram na universidade. Havia também o fator motivacional, já que tinham um objetivo imediato para seus estudos

2 - Responsabilidade: Atividades de pesquisa na universidade geralmente são ligadas a uma programação confortável de tempo. Como geralmente não há um prazo final para concluir o trabalho e também há a possibilidade de prolongar as datas, não há uma grande necessidade da administração de tempo. Esse não era o caso desse projeto, pois desde o início, havia uma prioridade principal da administração a qual era não atrasar a entrega do satélite.

Outro ponto importante era ter sempre uma curta programação dos objetivos, já que os estudantes não tinham muita experiência de planejamento.

3 - Confiabilidade: Os estudantes também aprenderam durante a execução do projeto, que é melhor ter um projeto simples do que ter um projeto muito complexo o qual pode falhar. No final os estudantes fizeram uma boa revisão do projeto usando redundância em partes críticas.

4 - Alta Qualidade: A avaliação da revisão com ambas equipes do Unosat e a equipe do satélite UMS era de excelente qualidade necessária para os projetos espaciais.

Como sempre acontece, algumas divergências ocorreram, especialmente no final das fases. Mas os estudantes se sujeitaram a acordos pessoais e deixaram claro as correções amigáveis.

5 - Experiência Internacional: Todos os estudantes tiveram alguma experiência indiretamente ou diretamente através dos contatos internacionais. Os encontros virtuais através da internet com alta velocidade de som e comunicação de vídeo eram os fatores-chaves para a conclusão do projeto.



5.9 CONCLUSÕES A PARTIR DO PROJETO:

O projeto foi muito interessante para o aprendizado dos estudantes e além de tudo, demonstrou que uma equipe motivada pode superar muitas dificuldades com alguns critérios de administração e muito trabalho. Dessa forma os estudantes adquiriram muita experiência obtendo confiabilidade, trabalho em equipe, administração de tempo e recursos. Atualmente o projeto está em fase final com seu módulo de testes na Ucrânia e está sendo realizado o trabalho no módulo de vôo.

CAPÍTULO 6

OUTROS PEQUENOS SATÉLITES DESENVOLVIDOS NO BRASIL

Além do Unosat e do 14 Bissat, outros pequenos satélites como os Satélites de Coletas de Dados (SCD'S) e o Satélite de Aplicações Científicas (SACI) foram desenvolvidos no Brasil. Embora esses satélites são de uma classe maior, conforme descritos abaixo, é importante realizar uma análise sobre os mesmos, obtendo assim informações para aplicação de conceitos de Miniaturização de Satélites.

6.1 OS SATÉLITES DE COLETA DE DADOS (SCD's)

Os satélites dessa série são equipados para captar e retransmitir dados meteorológicos, ambientais e da química atmosfera, coletados por plataformas (PCD) instaladas em terra ou por bóias oceanográficas. Os dados são retransmitidos a uma ou mais estações terrenas de recepção. O INPE/MCT é o responsável pela especificação, projeto, desenvolvimento, fabricação e operação desta série de 4 satélites, o SCD-1, SCD-2, SCD-2A e SCD-3. O SCD-1 foi colocado em órbita em fevereiro de 1993 e encontra-se operando até hoje, com uma vida útil além do período, inicialmente previsto, de um ano.

6.1.1 SATÉLITE SCD - 1

O satélite SCD-1 é um satélite de Coleta de Dados desenvolvido pelo INPE/MCT e possui as seguintes características:

- Forma: prisma de base octogonal;
 - Dimensões: 1m de diâmetro; 1,45m de altura;
 - Massa Total: 115Kg;
 - Potência Elétrica: 110W;
 - Estrutura: Painéis em colméia de alumínio;
 - Estabilização de Atitude: Rotação;
 - Controle Térmico Passivo;
 - Transponder de coleta de dados na faixa UHF/S;
 - TT&C na banda S;
-

- Experimento de células solares;
- Órbita circular de 750Km de altitude, 25⁰ de inclinação.

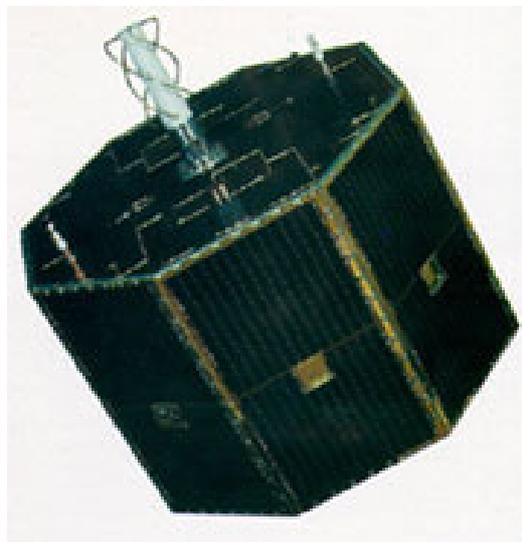


Fig.21: SCD-1

Fonte: http://www.inpe.br/scd1/site_scd/scd1/home_scd1.htm

O SCD-1 (Satélite de Coleta de Dados), totalmente construído no Brasil pelo INPE, foi lançado em 1993. Ele é o primeiro satélite da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB) que prevê o desenvolvimento e a construção de outros três, o SCD - 2 (já concluído) e dois satélites de sensoriamento remoto (SSR-1 e SSR-2) para observações de recursos terrestres. O SCD-1, recebe e retransmite informações das Plataformas de Coletas de Dados (PCDs), instaladas em regiões remotas do País. Com a capacidade de captar sinais de 500 PCDs simultaneamente, o SCD - 1 retransmite essas informações à Estação Terrena de Cuiabá (MT), para serem processadas no Centro de Missões do Instituto Nacional de Pesquisa Espacial - INPE, em Cachoeira Paulista, e distribuídas aos usuários. Sua órbita foi escolhida de forma a cobrir inteiramente o território brasileiro, se mantém com aproximadamente 760 Km de altitude e 20⁰ de inclinação em relação ao plano do Equador. Seu período orbital é de 98⁰ passando pelo Brasil cerca de 8 vezes ao dia.

O SCD - 1 entrou em órbita no dia 09 de fevereiro de 1993. A vida útil deste satélite superou em mais de 5 anos sua expectativa de vida (1 ano). Em outubro de 1998, entrou em operação o satélite SCD-2. O programa prevê ainda o lançamento de

uma outra plataforma espacial: o SCD - 3, e além de desempenhar as mesmas funções dos anteriores, apresentará nova configuração e desenho. Este novo satélite terá órbita circular com altitude de 1100 Km e fará testes de um sistema de voz móvel para transmissão de mensagens na Região Amazônica. Seus objetivos são o de coleta e comunicação de dados ambientais. Proporciona aos pesquisadores possibilidades de estudos mais precisos nos campos da meteorologia, oceanografia e química da atmosfera, em função da maior frequência e regularidade de obtenção das informações.

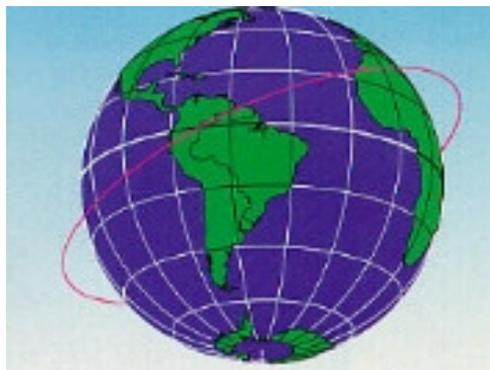


Fig.22: Órbita Circular do SCD - 1

Fonte: <http://inventabrasilnet.t5.com.br/satscd.htm>

No SCD -1 o controle de atitude é feito por rotação, imposta pelo veículo lançador (aproximadamente 120 rpm no início, sem controle de velocidade). Um amortecedor de natação corrige os eventuais desvios na separação. A correção da direção do eixo de rotação pode ser feita com a utilização de uma bobina magnética, telecomandada de terra. A determinação de atitude é feita a partir de sensores solares e de um magnetômetro.

A geração de potência é feita a partir de oito painéis laterais retangulares e um octogonal superior composto por células de silício. Uma PCU (Unidade de Condicionamento de Potência) condiciona e direciona a energia gerada para todo o satélite. Uma bateria de níquel-cádmio (com capacidade de 8 AH) acumula energia para operação do SCD1 durante eclipse. O excesso de geração é dissipado em dois dissipadores (Shunts) localizados no painel inferior. Um conversor DC/DC e uma unidade de distribuição de potência (PDU) terminam a composição do subsistema. O sistema de supervisão de bordo, com programação carregável a partir do solo, é

constituído por dois computadores, a UPC (unidade de processamento central) e a UPD/C (unidade de processamento distribuído). O sistema permite a utilização de comandos temporizados e o armazenamento de todas as telemetrias de bordo para transmissão durante a visibilidade das estações terrenas.

O subsistema de TT&C (telemetria, tracking e comando) compreende um decodificador de telecomandos (Decoder), dois Transponders redundantes operando em banda S e um codificador de telemetrias (Codir). Duas antenas quadrifilares de mesma polarização, localizadas nos painéis superior e inferior do satélite possibilitam o acesso ao mesmo a partir das estações de rastreo e vice-versa. A estrutura é composta por um cilindro central calandrado em alumínio, ao qual são presos três painéis octogonais porta equipamentos. A rigidez é garantida por quatro barras inclinadas que prendem as abas do painel central à junção do cilindro com o painel inferior. Oito painéis laterais de fechamento definem a forma da satélite. A ligação com o lançador é realizada através de uma flange de adaptação, usinada em alumínio. O controle térmico totalmente passivo foi viabilizado com a utilização de fitas térmicas e revestimentos (pintura) com propriedades termo-ópticas convenientes. Alguns equipamentos foram aterrados termicamente (muito dissipativos) e outros foram isolados do ambiente para minimizar sua faixa de temperatura de operação em órbita.

A carga útil do satélite consiste basicamente em um transponder de coleta de dados (Transponder PCD), o qual recebe os sinais emitidos pelas plataformas automáticas em terra através de antenas em UHF (monopolos no painel inferior e quadripolo no painel superior) e os retransmite em tempo real (sem armazenamento a bordo) em banda S (quadripolos nos painéis inferior e superior) para as estações de rastreo.

Como desenvolvimento, voa a bordo um experimento de células solares, o qual foi inteiramente desenvolvido no Brasil visando dominar a tecnologia de fabricação de células de silício no país. O satélite SCD1 foi lançado pelo Pegasus, em 9 de Fevereiro 1993 e continua em operação superando de longe sua vida útil operacional projetada para 1 ano.

6.1.2 SATÉLITE SCD-2

O satélite SCD-2 é bastante similar ao SCD-1. Apresenta as seguintes características:

- Forma: Prisma de base Octogonal;
- Dimensões: 1m de diâmetro e 70 cm de altura;
- Massa Total: 115 kg;
- Potência Elétrica: 120W;
- Estrutura: Painéis colméia de alumínio;
- Estabilização de atitude: rotação (34rpm);
- Controle Térmico Passivo;
- Transponder de coleta de dados na faixa UHF/S;
- TT&C na banda S;
- Experimento de células solares;
- Experimento de roda de reação;
- Órbita circular de 750km de altura, 25 graus de inclinação.



Fig.23: SCD-2 no LIT (Laboratório de Integração e Testes)

Fonte: <http://inventabrasilnet.t5.com.br/satscd.htm>

O satélite SCD-2, da mesma forma que o SCD-1, tem como carga útil principal um transponder de coleta de dados, cuja função é retransmitir os dados recebidos pelas PCDs. Dada a nova atitude em órbita, não são mais necessárias antenas de recepção no

painel inferior do satélite, havendo apenas quatro monopolos em UHF no painel superior. A transmissão dos dados para as estações é feita com maior eficiência, uma vez que são adotadas polarizações inversas para as antenas quadrifilares em banda S localizadas nos painéis superior e inferior.

No SCD-2 o controle de atitude também é feito por rotação. Dada a utilização de duas novas bobinas magnéticas, a velocidade pode ser controlada entre 32 e 36 rpm. Os demais equipamentos são similares ao SCD-1.

A geração de potência, utilizando painéis solares de silício fabricados já por empresa brasileira, é feita somente a partir dos painéis laterais, dada a atitude do satélite em órbita. A concepção geral deste subsistema é essencialmente a mesma do SCD1. A concepção da supervisão de bordo foi otimizada, realizando as mesmas funções com o utilização de apenas um computador, o OBC (computador de bordo).

O subsistema de TT&C é composto por um conjunto de equipamentos equivalentes aos do SCD-1, sendo que um transponder de banda S foi provido por empresa brasileira e o decodificador de telecomandos fabricado no INPE. Os subsistemas de estrutura e controle térmico são também muito semelhantes aos do SCD1. Há pequenas diferenças decorrentes apenas do diferente arranjo físico de equipamentos entre os dois satélites.

Como desenvolvimento, voam a bordo do SCD-2 um experimento de células solares mais sofisticado e um protótipo de uma roda de reação (ERR). O experimento ERR, desenvolvido pelo INPE, objetiva atingir a qualificação nacional em sistemas espaciais com partes móveis lubrificadas acopladas a um motor. Em termos de índice de nacionalização, para um valor de 73% para o SCD-1, chegou-se a 85% para o SCD-2. Adicionalmente, a participação de empresas brasileiras passou de 9% no SCD-1 para 20% no SCD-2, consagrando a diretriz do INPE de transferência de tecnologia para a indústria nacional.

Lançado no dia 22 de outubro de 1998 novamente utilizando um Pegasus, o SCD-2 desde o início de sua vida em órbita já vem desempenhando sua missão de coleta de dados, continuando e ampliando o serviço prestado pelo SCD-1. Apesar de se especificar uma vida útil de dois anos, acredita-se que este período também venha a ser em muito excedido, conforme vem ocorrendo com o SCD-1.

Também fez parte prevista do sistema de coleta de dados o satélite SCD2-A, equivalente em configuração ao SCD-2. O SCD2-A deveria ser lançado ao espaço a partir do Centro de Lançamento de Alcântara, no Maranhão, utilizando o VLS (Veículo lançador de Satélites), provido pelo IAE/Maer. Desta forma, estaria se cumprindo a premissa da MECB de lançar satélites brasileiros com veículos lançadores nacionais a partir de uma base em território do Brasil.

Ao final da campanha de lançamento, no dia 2 de novembro de 1997, entretanto, uma falha de ignição em um dos propulsores do primeiro estágio do VLS impediu a colocação do satélite em órbita.

6.2 SATÉLITE DE APLICAÇÕES CIENTÍFICAS (SACI)

O SACI-1 (Satélite Avançado de Comunicações Interdisciplinares), primeiro Satélite Brasileiro de Aplicações Científicas, foi lançado a partir do Centro Chinês de Lançamento de Taiyuan, no dia 14 de outubro de 1999, simultaneamente com o Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres (CBERS-1).

Por suas pequenas dimensões, massa reduzida e baixo custo o SACI-1 é classificado como microsatélite. Seu principal objetivo é a realização de experimentos científicos e tecnológicos ligados a física da atmosfera.

O microsatélite foi exaustivamente testado nas instalações do INPE, da mesma forma que os dois primeiros Satélites de Coleta de Dados (SCD-1 e SCD-2) que estão em operação atualmente. A falta de comunicação com o SACI-1, logo após o seu lançamento, surpreendeu os técnicos do Instituto. Não há informações disponíveis sobre a retomada do projeto. A tabela 6.2 cita as características do SACI.

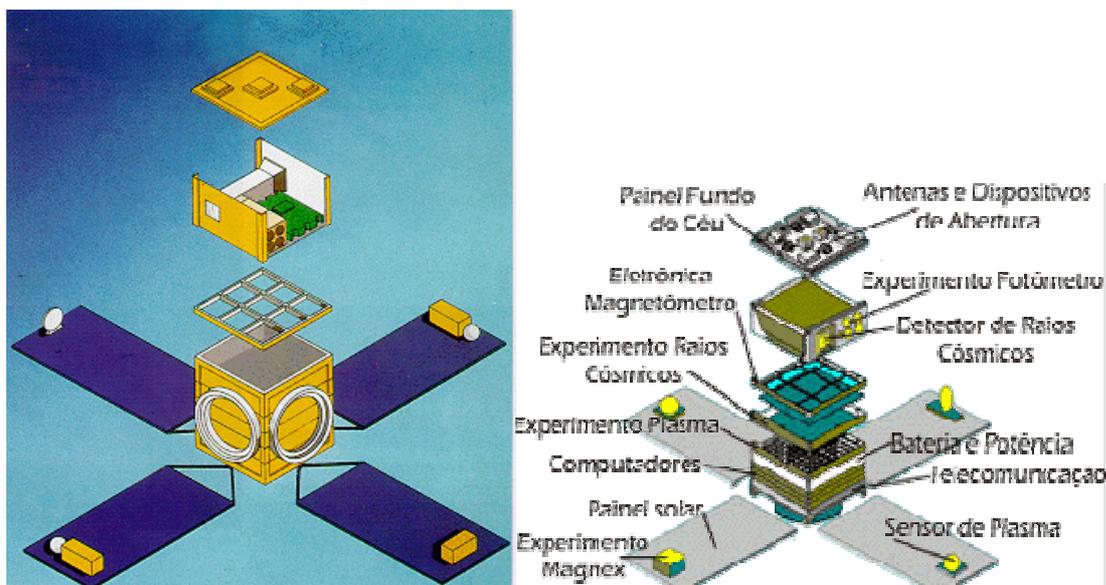
Tabela 6.2: Características do Satélite SACI

Missão	Satélite de Aplicações Científicas (SACI)
Instituição Responsável	INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) e CAST (Academia Chinesa de Tecnologia Espacial)
País/Região	Brasil e China
Satélite	SACI
Lançamento	14/10/99
Órbita	Polar e Heliossíncrona
Altitude	aprox. 733 km
Inclinação	98º
Tempo de Duração da Órbita	99,5 min
Horário de Passagem	s.d.
Período de Revisita	s.d.
Instrumentos Sensores	s.d.

s.d. = sem dados/informações

Fonte: <http://www.sat.cnpm.embrapa.br/satelite/saci.html>

O SACI foi projetado para uma massa de 60 Kg, vida útil de dois anos e carga útil preparada para realização de quatro experimentos científicos, dos quais, três estão sendo desenvolvidos pelo INPE em parceria com instituições nacionais e internacionais. Entre suas principais aplicações está a realização de estudos relacionados a parâmetros geomagnéticos e atmosféricos.

**Fig.24: Vista Explodida do SACI***Fonte: <http://inventabrasilnet.t5.com.br/saci.htm>*

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

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

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

As principais funções deste projeto são:

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

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

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

D – Pesquisa de medidas astronômicas.

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

Para o Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRSPE/INPE – MCT, foi estudada a possibilidade de realização de uma parceria com a Rússia para o desenvolvimento do “Chibis”, semelhante com a realizada entre Rússia e Austrália para a construção do “Kolibri 2000”. Negociações foram iniciadas, mas por fatores de ordem política, as mesmas não foram concluídas prejudicando o andamento da atividade de construção de um microsatélite estudantil.

CAPÍTULO 7

O BRASIL E AS POSSIBILIDADES DE DESENVOLVER PEQUENOS SATÉLITES

Atualmente, o interesse em desenvolvimento de satélites está voltado para equipamentos menores, mais sofisticados e com menos de 10kg, os nanosatélites. Os nanosatélites têm a vantagem de poderem ser utilizados em missões rápidas e baratas, como é o caso do monitoramento ambiental de algumas regiões do nosso planeta. Ainda por cima oferecem a qualquer país a chance de poder ter seu próprio satélite no espaço. Além disso, esse tipo de satélite abre para as pequenas companhias ou institutos de pesquisa uma chance de competir com os gigantes espaciais.

A nanotecnologia possui uma contribuição estratégica nesse setor, pois abre possibilidades para o domínio de tecnologia de ponta utilizada nesses pequenos satélites. Essa tecnologia tem grande importância, pois permite o desenvolvimento de materiais mais leves e mais resistentes a certas restrições, como altas temperaturas, radiação, etc. Dessa forma, através de pesquisas neste setor aeroespacial, aumentam as possibilidades de desenvolvimento desses pequenos satélites, os quais podem ser projetados com massa entre 1 e 10 Kg. Sendo assim, os mesmos incorporam novos avanços tecnológicos que permitem a construção de sistemas espaciais confiáveis, de alto desempenho e ao mesmo tempo mais econômicos, possibilitando também a realização de projetos educacionais e de treinamento.

Em nosso País, temos, através da pesquisa, grandes possibilidades de desenvolver nanosatélites, e até mesmo a classe dos CubeSats, os quais são cubos de aproximadamente 10 cm³ e massa aproximada de 1 Kg. Como exemplo de satélites desse porte desenvolvidos no Brasil conforme descritos anteriormente neste trabalho, temos o nanosatélite Unosat, que apesar de todas dificuldades, foi projetado e construído inteiramente em uma universidade através de estudantes com a orientação de professores, sendo um ótimo programa educacional e de treinamento. Outro exemplo que podemos mencionar é o 14 Bissat, o qual foi desenvolvido por estudantes no Estado do Paraná em parceria com uma universidade Ucraniana, estando atualmente em estado final de testes na Ucrânia, onde brevemente será realizado seu lançamento.



Relatório Final de Atividades

Com certeza, nosso País tem muita capacidade e estudantes interessados em realizar esse tipo de atividade, conforme foi demonstrado no desenvolvimento do Unosat e do 14 Bissat. A principal dificuldade encontrada para desenvolvê-las é a falta de recursos para pesquisa e desenvolvimento, já que há pouco investimento e apoio nestas atividades por parte da AEB e boicote de todos incentivos do CRSPE/INPE - MCT, em conjunto com o LACESM/CT - UFSM, por parte da Diretoria do INPE/MCT.



CAPÍTULO 8

CONCLUSÃO

Com este Relatório o bolsista pode demonstrar as atividades desenvolvidas junto ao Projeto de Miniaturização de Satélites, no período de Agosto de 2005 a Julho de 2006. Os resultados obtidos com esta pesquisa, conforme descrito no Relatório revelam conceitos sobre construção desses pequenos satélites em termos de estrutura mecânica, micro-dispositivos, sistemas térmicos, sistemas propulsores, antenas, transmissão e recepção de dados, demonstrando que as atividades a bordo dos nanosatélites são fortemente limitadas pela disponibilidade de espaço e potência elétrica, tudo isso pelo fato das suas dimensões serem muito reduzidas. Por possuir formato muito pequeno, há um grande ganho em massa na missão espacial, o que representa uma enorme redução de custos no lançamento, desenvolvimento do projeto e conseqüentemente na sua fabricação.

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

Pode-se concluir que os projetos de nanosatélites são importantes ferramentas educadoras, demonstrando que satélites universitários são ótimas oportunidades para os estudantes colocarem em prática seus conhecimentos adquiridos em aula, proporcionando assim experiências durante sua formação acadêmica, e ampliação do campo de pesquisa relacionado ao setor espacial. Os nanosatélites incorporam novos avanços tecnológicos que permitem a construção de sistemas espaciais confiáveis, de alto desempenho, e ao mesmo tempo mais econômicos.

Como proposta futura, será estudada a possibilidade de projeto e construção de um nanosatélite, em Parceria com o INPE/MCT - UFSM, entre o Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria - LACESM/CT/UFSM e o Centro Regional Sul de



Relatório Final de Atividades

Pesquisas Espaciais - CRSPE/INPE - MCT juntamente com o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE - MCT, pelo fato de apresentarem um baixo custo de fabricação e lançamento, aliando um reduzido tempo de execução do projeto, entretanto, fatores de ordem política estão prejudicando o início das atividades e a consolidação de cooperação internacional.

Com estas atividades o bolsista desenvolveu habilidades de pesquisa, tanto em trabalhos de grupo como individuais. Os conhecimentos adquiridos nessas pesquisas bibliográficas foram de grande importância, uma vez que estas atividades não são ministradas nas ementas das disciplinas do Curso de Engenharia Mecânica da UFSM. Estes estudos foram importantes para o crescimento profissional e pessoal da bolsista, tanto no aprimoramento técnico como no seu desenvolvimento em áreas de formação pessoal, como liberdades pessoais, auto-estima, autoconfiança, principalmente aprimorando suas habilidades de autodidatismo, liderança, iniciativa e criatividade.



AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer a meu orientador, Dr. Otavio Santos Cupertino Durão e a meu Co-Orientador Dr. Nelson Jorge Schuch pelo apoio prestado em todas as dificuldades encontradas no decorrer do trabalho desenvolvido.

Não poderia deixar de mencionar, e agradecer aos meus colegas e acadêmicos do curso de Engenharia Mecânica Viviane Cassol Marques e Jean Paulo Guarnieri que muito contribuíram no desenvolvimento das atividades.

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

Agradecimentos especiais a Sra. Egídia, Secretária do PIBIC/INPE - CNPq/MCT; a Sra. Angelita, Secretária do CRSPE/INPE - MCT; a Sra. Maria Célia, Analista em Ciência e Tecnologia e a Professora Damaris K. Pinheiro, Diretora do LACESM/CT - UFSM, que muito se desempenham para a nossa formação e Pesquisa.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[1] Stancato, F.; **Unosat: The First Brazilian University Nanosatellite**; Universidade do Norte do Paraná.

[2] Stancato, F.; Prodsan, Y.; **14 Bissat, an International Student Experience**; Faculdade Metropolitana Londrinense; Phd Student at Dniepropetrovsk National University, Dniepropetrovsk, Ukraine.

[3] Morgado, J. M. P.; **Express Structure**; Faculty of Engineering; Student of Mechanical Engineering; University of Porto.

[4] Vaneta, P. V.; Culver, H.; Gagosian, J.; Johnson, M; Kellogg, J.; Mangus, D.; Michalek, T.; Sank, V.; Tompkins, S.; **NASA/GSFC Nano-Satellite Technology Development**; NASA-GSFC, Greenbelt, Maryland.

[5] Melro, A. R.; **Programa SSeti**; Faculdade de Engenharia da Universidade de Porto.

[6] Esper, J.; Neeck, S.; Slavin, J. A.; Leitner, J.; Wiscombe, W.; Bauer, F. H.; **Nano/Micro Satellite Constellations for Earth and Space Science**; NASA-GSFC, Greenbelt, Maryland 20771, USA.

[7] Trivedi, N. B.; Schuch, N. J.; **Small Spatial Buoy - Nanosatellite - On International Space Station For Environment Investigation**; Lviv Centre of Institute of Space Research; 5-A Naukova str.; 290601 Lviv; Ukraine.

[8] kayal, H.; Briess, K.; **Pico Satellite Concept of Tu-Berlin**; Technical University of Berlin; Institute of Aeronautics and Astronautics; Department of Astronautics.

[9] Puig-Suari, J.; Turner, C.; Twiggs, R. J.; **CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch**; California Polytechnic State University; Stanford University.

[8] Páginas na rede internet:

1. <http://www.stec2005.space.aau.dk/?sessions>
 2. <http://www.space.unopar.br/>
 3. http://www.esa.int/SPECIALS/sseti_express/index.html
 4. <http://paginas.fe.up.pt/ssetiexpress/>
 5. <http://www.amrad.pt/smallsats.php>
 6. <http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/nano/index.html>
 7. http://www2.uol.com.br/ecologia/pesquisa-public/ecologia/ecologia_89_destaque.htm
-



Relatório Final de Atividades

8. <http://www.sat.cnpemembrapa.br/satelite/saci.html>
 9. <http://inventabrasilnet.t5.com.br/satscd.htm>
 10. <http://www.airpower.maxwell.af.mil/apjinternational/apj-p/2004/1tri04/cesar.html>
 11. <http://www.inpe.br/programas/mecb/Port/satelites/scd2/scd2.htm>
 12. http://www.cbers.inpe.br/pt/programas/p_satelites.htm
 13. http://www.inpe.br/pesquisa_e_desenvolvimento/ete.htm
-

ATIVIDADES COMPLEMENTARES - PARTICIPAÇÃO E APRESENTAÇÃO EM CONGRESSOS E EM SEMINÁRIOS

Neste período foi possível apresentar os seguintes trabalhos:

- **Título:**

PROJETO DO CAPACETE DE PROTEÇÃO DO SISTEMA DE MOVIMENTAÇÃO DAS ANTENAS COLETORAS DO PROJETO RADIOASTRONOMIA

Autores:

Silvano L. Prochnow; Jean P. Guarnieri; Viviane C. Marques; Nelson J. Schuch.

Evento:

XX Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia – CRICTE 2005

Local:

Universidade Estadual do Oeste do Paraná – UNIOESTE
Foz do Iguaçu/PR

Data:

05 a 07 de Novembro de 2005

Tipo de participação:

Autor

- **Título:**

MODELAMENTO DIGITAL E TESTE DE RESISTÊNCIA DOS COMPONENTES INTEGRANTES DO PROJETO RADIOASTRONOMIA

Autores:

Jean P. Guarnieri; **Silvano L. Prochnow**; Viviane C. Marques; Nelson J. Schuch.

Evento:



Relatório Final de Atividades

XX Congresso Regional de Iniciação Científica e Tecnológica em Engenharia – CRICTE 2005

Local:

Universidade Estadual do Oeste do Paraná – UNIOESTE
Foz do Iguaçu/PR

Data:

05 a 07 de Novembro de 2005

Tipo de participação:

Co-Autor

- **Título:**

ESTUDO DA NANOTECNOLOGIA APLICADA NA CONSTRUÇÃO DE SATÉLITES

Autores:

Silvano L. Prochnow; Jean P. Guarnieri; Viviane C. Marques; Otávio S. C. Durão; Nelson J. Schuch.

Evento:

XX Jornada Acadêmica Integrada – JAI 2006

Local:

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM – Santa Maria/RS

Data:

08 a 10 de março de 2006

Tipo de participação:

Autor

- **Título:**

TESTES DE RESISTÊNCIA DO SERVOMECANISMO COMPONENTE DAS ANTENAS DO PROJETO RADIOASTRONOMIA, UTILIZANDO SOFTWARE PARA MODELAMENTO DIGITAL.

Autores:



Relatório Final de Atividades

Jean P. Guarnieri; **Silvano L. Prochnow**; Viviane C. Marques; Nelson J. Schuch.

Evento:

XX Jornada Acadêmica Integrada – JAI 2006

Local:

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM – Santa Maria/RS

Data:

08 a 10 de março de 2006

Tipo de participação:

Co-Autor

• **Título:**

ESTUDO COMPARATIVO ENTRE OS SISTEMAS DE POSICIONAMENTO GLOBAL GPS, GLONASS E GALILEO

Autores:

Viviane C. Marques; Jean P. Guarnieri; **Silvano L. Prochnow**; Otávio S. C. Durão; Nelson J. Schuch.

Evento:

XX Jornada Acadêmica Integrada – JAI 2006

Local:

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM – Santa Maria/RS

Data:

08 a 10 de março de 2006

Tipo de participação:

Co-Autor



ANEXO I

Certificados obtidos na apresentação de trabalho em Congressos e Seminários de Iniciação Científica e Tecnológica.