



**ESTUDO DE ÓRBITA E MECÂNICA ESPACIAL APLICADO A
NANOSSATÉLITES, PROGRAMA NANOSATC-BR,
DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS**

**RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
(PIBIC/INPE - CNPq/MCTIC)**

Lorenzo Quevedo Mantovani
(UFSM – Bolsista PIBIC/INPE – CNPq/MCTIC)
E-mail: lorenzo.mantovani@gmail.com

Dr. Nelson Jorge Schuch
Orientador
Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais
CRS/INPE – MCTIC
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE - MCTIC
E-mail: njschuch@gmail.com



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Título:

ESTUDO DE ÓRBITA E MECÂNICA ESPACIAL APLICADO A NANOSSATÉLITES, PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS

Processo:113704/2016-0

Aluno Bolsista no período de Agosto/15 a Julho/16

Lorenzo Quevedo Mantovani

Acadêmico do Curso de Engenharia Aeroespacial

Centro de Tecnologia – CT/UFSM

Universidade Federal de Santa Maria – UFSM

Orientador:

Dr. Nelson Jorge Schuch

Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais - CRS/INPE – MCTIC

Co-Orientador:

Dr. Eng. Otávio S. C. Durão

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE/MCTIC

Colaboradores:

Artur Gustavo Slongo

Acadêmico do Curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM

Leonardo Zavareze da Costa

Acadêmico do Curso de Engenharia Elétrica da UFSM

Marcos Laurindo Dal Piaz

Acadêmico do Curso de Engenharia de Produção da UFSM

Rodrigo Passos Marques

Acadêmico do Curso de Engenharia Mecânica da UFSM

Tiago Travi Farias

Acadêmico do Curso de Engenharia de Produção da UFSM



Locais de Trabalho/Execução do Projeto:

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

Trabalho desenvolvido no âmbito da Parceria e Convênio: INPE/MCTIC – UFSM, pelo Laboratório de Ciências Espaciais de Santa Maria – LACESM/CT – UFSM.

AGRADECIMENTOS

Agradeço especialmente ao meu Mentor e Orientador Dr. Nelson Jorge Schuch, Pesquisador Titular Sênior III do Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE-MCTIC, pela dedicação, ajuda e suporte me auxiliando no crescimento pessoal e profissional. Também agradeço a todos os membros e colaboradores do Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats pelo apoio e incentivo sempre presente.

A todos os servidos do CRS/INPE – MCTIC deixo meu agradecimento pela atenção e apoio, assim como disponibilização da infraestrutura.

Deixo um agradecimento especial ao Programa Institucional de Bolsas de Iniciação Científica – PIBIC/INPE – CNPq/MCTIC, assim como ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – CNPq/MCTIC pela oportunidade propiciada.

Aos meus familiares agradeço pelo apoio e motivação que sempre recebi para prosseguir nos estudos e atividades tanto pessoais como profissionais.

Lorenzo Quevedo Mantovani

Endereço para acessar este espelho: dgp.cnpq.br/dgp/espelhorfv/2692096542133251

Dados Gerais

Nome em citações bibliográficas: MANTOVANI, L. Q.

Nível de Treinamento: Graduação

Áreas de atuação:

Bolsista CNPq: • IC

Última atualização do Currículo Lattes: 04/07/2017

Contato:

Homepage:

Grupos de pesquisa em que atua

Nome do grupo	Instituição	Ações
Clima Espacial, Interações Sol -Terra, Magnetosferas, Geoespaço, Geomagnetismo: Nanosatélites	INPE	

Linhas de pesquisa em que atua

Linha de pesquisa	Nome do grupo	Ações
DESENVOLVIMENTO DE NANOSATÉLITES - CubeSats: NANOSATC-BR	Clima Espacial, Interações Sol -Terra, Magnetosferas, Geoespaço, Geomagnetismo: Nanosatélites	

Orientadores participantes de grupos de pesquisa

Orientador	Grupo de pesquisa	Ações
Nelson Jorge Schuch	Clima Espacial, Interações Sol -Terra, Magnetosferas, Geoespaço, Geomagnetismo: Nanosatélites	

Grupos de pesquisa de que é egresso

Nome do grupo	Instituição	Ações
Nenhum registro adicionado		

Indicadores de produção

Indicadores: [Visualizar](#)

RESUMO

O Relatório Final de Projeto de Iniciação Científica – PIBIC/INPE-CNPq/MCTIC, apresenta os estudos e atividades realizadas por **Lorenzo Quevedo Mantovani**, desenvolvidas pelo bolsista, no período de Agosto de 2016 até Julho de 2017, referentes ao Projeto “ESTUDO DE ÓRBITA E MECÂNICA ESPACIAL APLICADO A NANOSSATÉLITES, PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS”.

O trabalho contava com os objetivos de expandir os conhecimentos relativos a Mecânica Orbital e das implicações desse para o segmento espacial. Além disso pretendia-se analisar as órbitas a que os nanossatélites do Programa estão submetidos e o que isso representa para o desempenho da missão. O estudo realizado ajudará a compreender as implicações que as órbitas trarão para a missão, contribuindo como um todo para o desenvolvimento do Programa.

Para as etapas de estudo de Mecânica Orbital foi realizada um análise bibliográfica sobre dinâmica de corpos no espaço, os diversos fatores presentes e atuantes no ambiente espacial, sistemas utilizados para determinar atitude do satélite além de métodos passivos e ativos para controle de atitude.

Sumário

LISTA DE FIGURAS	8
INTRODUÇÃO	9
CAPÍTULO 1.....	10
PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS	10
1.1 - INTRODUÇÃO.....	10
1.2 –NANOSSATÉLITE NANOSATC-BR1	10
1.3 – PROJETO NANOSATC-BR2	11
CAPÍTULO 2.....	13
SUBSISTEMAS E CARGAS ÚTEIS DOS NANOSSATÉLITES NANOSATC-BR1 E NANOSATC-BR2.....	13
2.1 – INTRODUÇÃO	13
2.3 – CARGAS ÚTEIS DO NANOSATC-BR2	14
CAPÍTULO 3.....	16
MECÂNICA ORBITAL.....	16
3.1 – INTRODUÇÃO A MECÂNICA DE NANOSSATÉLITES NO ESPAÇO.....	16
3.2 - PARÂMETROS ORBITAIS	17
3.3 – SISTEMAS DE REFERÊNCIA	19
3.4 – FORÇAS PERTURBATIVAS.....	20
3.5 – SISTEMAS PARA CONTROLE DE ATITUDE.....	21
CAPÍTULO 4.....	23
DETERMINAÇÃO DE POSIÇÃO E ESTUDO DE ÓRBITAS.....	23
4.1 – INTRODUÇÃO AO GMAT	23
4.2 –DETERMINAÇÃO DE POSIÇÃO A PARTIR DE DADOS DO MAGNETÔMETRO DO NANOSATC-BR1 	23
4.3 – UTILIZAÇÃO DO GMAT PARA ESTUDO DE ÓRBITAS DOS NANOSSATÉLITES NANOSATC-BR1 E NANOSATC-BR2.....	24
CAPÍTULO 5.....	26
PRINCIPAIS ATIVIDADES DESENVOLVIDAS	26
CAPÍTULO 6.....	27
CONSIDERAÇÕES FINAIS	27
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	28



LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1: MODELO DE ENGENHARIA DO NANOSATC-BR1 EM TESTES DE BANCADA.....	11
FIGURA 2: MODELO DE ENGENHARIA DO NANOSATC-BR2 EM TESTES DE BANCADA.....	12
FIGURA 3: PARÂMETROS ORBITAIS.....	18
FIGURA 4: REFERENCIAL FIXO NO PLANETA	20
FIGURA 5: POSICIONAMENTO DO NCBR1 NO INSTANTE DA COLETA DE DADOS	24
FIGURA 6: ANÁLISE DE ÓRBITA DO NCBR1 PARA TEMPO DE INCIDÊNCIA SOLAR E PASSAGENS PELA ESTAÇÃO TERRENA	25

INTRODUÇÃO

As atividades realizadas pelo bolsista no Projeto “**ESTUDO DE ÓRBITA E MECÂNICA ESPACIAL APLICADO A NANOSSATÉLITES, PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS**” (Processo nº113704/2016-0) com vigência de Agosto de 2016 até Julho de 2017 estão descritas neste relatório. As atividades foram realizadas pelo bolsista **Lorenzo Quevedo Mantovani**, graduando do curso de Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), bolsista do programa PIBIC/INPE – CNPq/MCTIC no CRS/INPE-MCTIC.

O Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats possui dois projetos: NANOSATC-BR1 e NANOSATC-BR2. Ambos os projetos são constituídos por nanossatélites de padrão CubeSat, adquiridos da empresa ISL/ISIS. O NANOSATC-BR1 está operacional no espaço a mais de três anos. O NANOSATC-BR2 ainda não possui janela de lançamento definida.

O objetivo do Programa de Pesquisa foi analisar a dinâmica e comportamento de satélites no espaço, assim como estudar as interferências do meio espacial no comportamento do mesmo. Com o estudo da dinâmica de corpos no espaço objetivava-se estruturar códigos de programação para determinar e propagar a órbita do NANOSATC-BR1 nos períodos de interesse. Além disso planejava-se determinar *softwares* adequados para a análise de órbita.

O Relatório foi dividido em 6 Capítulos:

O Capítulo 1 discute sobre o Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats apresentando os objetivos, assim como a visão geral do mesmo.

O Capítulo 2 apresenta rapidamente os subsistemas presentes nos satélites assim como as particularidades presentes nos dois nanossatélites do Programa.

O Capítulo 3 apresenta o estudo realizado sobre Mecânica Orbital, considerando os sistemas de referência utilizados, assim como fatores perturbativos presentes nas orbitas.

O Capítulo 4 apresenta a determinação da posição para os dados obtidos a partir do magnetômetro presente no NANOSACT-BR1

O Capítulo 5 relata as principais atividades desenvolvidas.

O Capítulo 6 envolve as considerações finais do bolsista sobre o Projeto realizado e desenvolvido no período da vigência da bolsa.

CAPÍTULO 1

PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS

1.1 - Introdução

O Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats é uma parceria entre o INPE/MCTIC e a Universidade Federal de Santa Maria (UFSM). O Programa possui dois nanossatélites: NANOSATC-BR1 e NANOSATC-BR2. Ambos são nanossatélites de padrão CubeSat (cada unidade mínima em forma de cubo possui arestas de 10 centímetros).

O programa possui os seguintes objetivos:

- Capacitação tecnológica nas áreas de ciência, tecnologia e engenharia;
- Capacitação de Recursos Humanos, especialmente estudantes de graduação no âmbito de ciências espaciais no que abrange as etapas de uma missão espacial (planejamento, desenvolvimento, testes, lançamento, operação e monitoramento);
- Capacitação Tecnológica das Instituições parceiras do Programa, as quais podem ter um desenvolvimento das áreas de ciências, engenharias e tecnologia;
- Estudo e aquisição de dados da Anomalia Magnética do Atlântico Sul (AMAS) além de eletrojatos equatoriais.

1.2 –NANOSSATÉLITE NANOSATC-BR1

O primeiro nanossatélite do Programa, o NANOSATC-BR1 (NCBR1), Figura 1, é um nanossatélite de tamanho 1U (uma unidade CubeSat), de massa igual a 968,25 gramas. É o primeiro Nanossatélite Científico Brasileiro tendo sido lançado em 19 de Junho de 2014, estando até hoje em operação (mais de três anos em operação). O NCBR1 possui como missão científica a coleta de dados da AMAS utilizando um magnetômetro e missão tecnológica o teste e validação de componentes eletrônicos tais como: *FPGA* desenvolvido pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS) e *Drivers On/Off* desenvolvidos pela Santa Maria Design House (SMDH).



Figura 1: Modelo de Engenharia do NANOSATC-BR1 em testes de bancada.

1.3 – Projeto NANOSATC-BR2

O projeto NANOSATC-BR2 (NCBR2), Figura 2, consiste do segundo nanossatélite do Programa, possuindo dimensões de duas unidades CubeSat (2U) e massa de aproximadamente 2 quilos. O Modelo de Engenharia do NCBR2 atualmente se encontra em fase de teste para futuro lançamento (janela de lançamento ainda não determinada).

Assim como o NCBR1, o NCBR2 conta com missões científicas e tecnológicas. Como missão científica busca coletar dados da Ionosfera através de uma sonda de Langmuir além de dados da AMAS através de dois magnetômetros.

Como missão tecnológica, busca testar e validar os seguintes componentes: Dois FPGAs, um CI (Circuito Integrado) além de um sistema de determinação de atitude (possuindo tripla redundância).



Figura 2: Modelo de Engenharia do NANOSATC-BR2 em testes de bancada.

CAPÍTULO 2

SUBSISTEMAS E CARGAS ÚTEIS DOS NANOSSATÉLITES NANOSATC-BR1 E NANOSATC-BR2

2.1 – Introdução

A operação adequada de satélites em ambiente espacial requer que diversos subsistemas internos funcionem corretamente a fim de garantir e suprir as necessidades. Apesar de nanossatélites serem menores e mais simples, ainda apresentam alta complexidade sendo seu sistema dividido em pequenas partes responsáveis pelas mais diversas funções. Essas funções comumente são divididas em Subsistema de Energia e Potência, Subsistema de Comunicação, Subsistema de Determinação e Controle, Subsistema de Carga Útil e Subsistema Térmico.

O Subsistema de Potência é responsável por gerar, armazenar e distribuir a energia para os outros subsistemas. Os meios de geração de energia mais empregados no segmento espacial são os painéis solares, já que o Sol representa uma fonte segura de energia e praticamente ilimitada. O meio de geração de energia presente no NCBR1 e NCBR2 são as células solares que consistem em células fotovoltaicas presas ao corpo do nanossatélite. Apesar das células solares apresentarem menor massa e menor complexidade (não necessitam mecanismos de abertura), apresentam geração reduzida devido a geralmente possuírem menor área para incidência solar em comparação aos painéis solares.

Como não existe incidência solar constante, é necessária uma forma de armazenar a energia para utilização em momentos de ausência solar ou picos de consumo. Tanto no NCBR1 como NCBR2 são utilizadas baterias de Níquel-Cádmio.

O Subsistema de Comunicação possui o objetivo de realizar e gerenciar a comunicação dos segmentos espaciais e segmento de solo (Estação Terrena de Rastreamento). Como as missões do NCBR1 e NCBR2 não possuem comunicação entre eles – comunicação de *link* espacial utilizada em constelações de satélites-, os *links* presentes são somente entre segmento espacial e segmento de solo. As bandas de comunicação utilizadas no Programa são UHF para *uplink* e VHF para *downlink*.

Para que a atitude do corpo em órbita possa ser determinada e controlada é necessária a presença de sistemas de Determinação e Controle. No NCBR1 não existem sistemas de determinação, entretanto o nanossatélite possui uma bobina magnética (*Magnetorquer*) utilizada para *detumbling* (diminuir a velocidade angular). Já o NCBR2

apresenta um sistema experimental de Determinação de Atitude com tripla redundância em desenvolvimento pela Universidade Federal de Minas Gerais (UFMG).

O Subsistema de Carga Útil representa as cargas úteis presentes no satélite, ou seja, os componentes que cumprem os objetivos da missão. No caso os magnetômetros, CIs, FPGAs e Sonda de Langmuir correspondem as Cargas Úteis do NCBR2.

O Subsistema Térmico é responsável por controlar a temperatura e o gradiente térmico presente nos satélites. Em geral se apresentam de duas formas: controle ativo e controle passivo. O controle passivo é gerado pela escolha de materiais que melhor controlem a dissipação de energia, ou mesmo pintura na estrutura para diminuir/aumentar a absorvidade e emissividade do satélite. Já a parte de controle ativo envolve o consumo de energia por parte do satélite para ocorrer. No NCBR1 existe somente um elemento ativo, esse responsável por manter a temperatura das baterias dentro das temperaturas mínimas.

2.2 – Cargas Úteis do NANOSATC-BR1

O NCBR1 possui como cargas úteis um magnetômetro, um FPGA e um CI (circuito integrado). Enquanto o magnetômetro possui uma missão científica (coleta de dados do campo magnético na AMAS – Anomalia Magnética do Atlântico Sul), tanto o FPGA como o CI possuem missão tecnológica (análise de viabilidade desses componentes para operação no setor espacial).

O magnetômetro é responsável por ler o campo magnético terrestre em três eixos distintos e perpendiculares entre si. O modelo empregado no NANOSATC-BR1 é o XEN1210.

O FPGA (Field Programmable Gate Array) é um circuito com capacidade de ser programado e configurado para atuar como um determinado circuito, podendo depois ser remodelado para outra configuração de interesse. Os CIs são circuitos integrados com o objetivo de realizar operações e tarefas específicas dentro do nanossatélite.

A grande importância do teste e verificação desses componentes, além de todo o *Software* e *Hardware* presente é verificar a interferência gerada pela radiação, muito presente no segmento espacial e com alta capacidade de danificar componentes eletrônicos.

2.3 – Cargas Úteis do NANOSATC-BR2

No segundo nanossatélite do programa, existem três magnetômetros presentes, todos internos na estrutura do CubeSat. São dois na unidade de carga útil e mais um na

unidade de serviço, sendo que todos possuem o objetivo de adquirir dados sobre o campo magnético terrestre.

O especial interesse envolvido no campo magnético se deve a AMAS – Anomalia Magnética do Atlântico Sul, responsável por diversas interferências sofridas por sistemas espaciais. A AMAS localiza-se em grande parte sobre a Região Sul do Brasil e países próximos. Sobre a cidade de Santa Maria situa-se ponto de grande intensidade da anomalia, representando ponto estratégico para estudo e aquisição de dados.

Também está presente no NCBR2 a Sonda de Langmuir, responsável por medir características associadas às bolhas de plasma presentes na Atmosfera, tais como: temperatura e densidade. As bolhas de plasma são de grande importância pois derivam da interação da alta atmosfera com a atividade solar, possuindo ligação direta com os sistemas espaciais.

Também presentes no nanossatélite, existem dois FPGAs, além de circuitos integrados, ambos com objetivos similares aos apresentados para o NCBR1.

CAPÍTULO 3

MECÂNICA ORBITAL

3.1 – Introdução a Mecânica de nanosatélites no espaço

A mecânica dos corpos em órbita pode ser descrita em grande parte pelas leis da gravitação universal de Newton em conjunto com as leis de Kepler. Inicialmente para a obtenção de resultados aproximados é possível idealizar vários parâmetros presentes, tais como: geometria terrestre, arrasto solar, arrasto atmosférico, perturbação de terceiro corpo, etc.

Para as considerações iniciais é possível modelar a Terra como uma esfera perfeita, ou seja, o campo gravitacional gerado é uniforme. Para esses casos, considerando órbitas perfeitamente circulares, uma relação entre altitude e velocidade do satélite é facilmente obtida. A força de atração entre os corpos pode ser determinada pela equação da Lei da Gravitação Universal de Newton

$$F = -\frac{G*M*m}{r^3}\hat{r} \quad 3.1-1$$

onde F representa força atuante no sentido do vetor unitário \hat{r} (vetor do sentido radial, já que utiliza-se geometria esférica para o problema), G a constante universal da gravitação, M a massa da Terra, m a massa do satélite e r a distância que liga os centros de massa dos corpos. A velocidade do corpo em órbita em função da distância radial é obtida pela seguinte equação:

$$v = \sqrt{\frac{G(M+m)}{r}} \quad 3.1-2$$

Apesar de algumas simplificações serem utilizadas, raramente as órbitas podem ser aproximadas como circulares. O desvio que as órbitas apresentam da forma circular é medida pela excentricidade (e), que apresenta as seguintes características:

- $e = 0$: Órbita circular
- $1 > e > 0$: Órbita elíptica
- $e = 1$: Órbita parabólica
- $e > 1$: Órbita hiperbólica

As órbitas de interesse no caso do NCBR1 e NCBR2 são as órbitas elípticas dado que os satélites permanecem orbitando a Terra (consideram-se orbitas parabólicas e hiperbólicas para manobras de escape da atração gravitacional terrestre). Levando em conta a excentricidade das órbitas, as leis de Kepler tornam-se muito úteis para a análise e modelagem do corpo no espaço. As três leis de Kepler são:

- 1- Corpos interagindo gravitacionalmente no espaço apresentarão órbitas elípticas caso estejam permanentemente associados ou então elípticas caso não estejam;
- 2- Para corpos interagindo gravitacionalmente, a linha que liga os centros dos corpos ‘varre’ áreas iguais em intervalos de tempo iguais;
- 3- Para o caso dos corpos em órbita, a seguinte relação é verdadeira: $(m + M) * P^2 = \frac{4*\pi^2}{G} * a^3$, onde P representa o período da órbita e a o raio médio da órbita.

Como as órbitas são elípticas, a velocidade do satélite varia em função da posição na órbita e, portanto, é pertinente utilizar uma variável que seja constante durante toda a órbita, sendo essa o momentum angular (essa relação pode ser obtida partindo-se da segunda lei de Kepler). O momentum angular representa a energia associada a órbita em questão.

3.2 - Parâmetros Orbitais

A partir das equações 3.1-1 e 3.1-2 apresentadas já é possível modelar de forma geral a órbita de um satélite no espaço, no entanto essas informações não apresentam grande utilidade direta visto que é essencial conhecer a posição do satélite em função do tempo. Para que a posição seja descrita de forma satisfatória e simples, existem os parâmetros orbitais, responsáveis por caracterizar as órbitas existentes.

Inicialmente, considerando um sistema de coordenadas fixo na Terra, Figura 3, os seguintes parâmetros são utilizados para descrever a órbita:

- Nodo de Ascensão: Ponto no plano da linha do equador onde o satélite muda do hemisfério sul para o hemisfério norte terrestre;

-Equinócio Vernal (Y): Vetor paralelo a linha que liga o centro da Terra ao centro do Sol durante o equinócio de primavera (plano do equador paralelo ao plano da eclíptica);

- Ascensão direita do Nodo de Ascensão (Ω): Ângulo entre o Nodo de Ascensão e o Equinócio Vernal;

- Argumento de Perigeu (ω): Ângulo entre o Equinócio vernal e o vetor que liga o centro da Terra e o ponto de Perigeu da órbita;

- Inclinação (i): Ângulo entre o plano do equador e o plano da órbita medido do Nodo de Ascendência. Quando a inclinação é inferior à 90° a órbita é considerada direta, se for maior que 90° é considerada retrógrada. Caso seja igual à 90° é denominada polar.

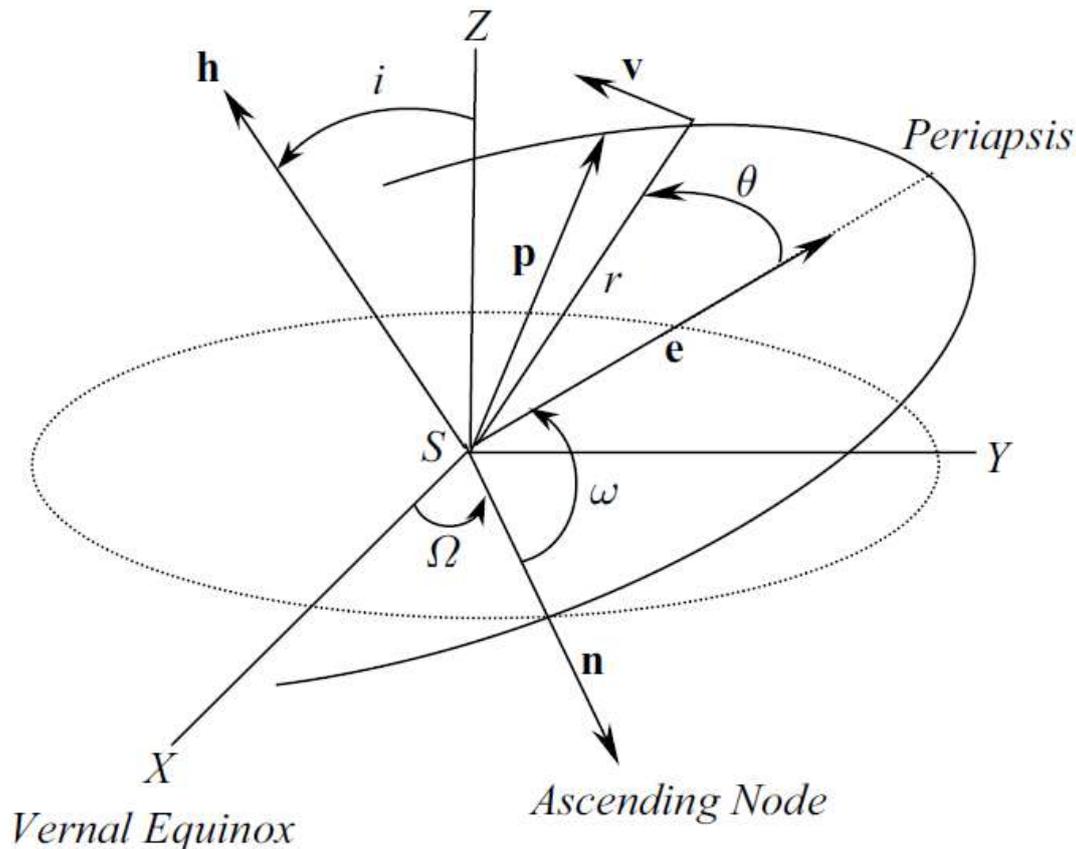


Figura 3: Parâmetros Orbitais

Fonte: Tewari, Ashish. **Atmospheric and Space Flight Dynamics**, Birkhauser, 2007, pag 118

Devido às diferenças de perturbação presentes nas órbitas, esses parâmetros precisam ser atualizados constantemente para que se possa determinar com melhor exatidão a posição do satélite no tempo. Esses elementos são obtidos através de TLEs (*Two Line Elements*), assim como o valor da anomalia média (Ma) do satélite, no instante de tempo em que os dados foram coletados. A TLE indica vários parâmetros orbitais do satélite para um dado instante de tempo.

A anomalia média é uma medida de ângulo que indica a posição do satélite em uma órbita circular, ou seja, idealizada. Para que essa informação seja útil é necessário obter a anomalia verdadeira, que representa a posição do satélite considerando uma

órbita elíptica. A relação entre ambas as anomalias (considerando a excentricidade) foi determinada por Kepler utilizando a seguinte equação – resolvida por métodos numéricos -

$$E - e * \sin(E) = Ma \quad 3.2-1$$

onde E representa a anomalia excêntrica, sendo relacionado com a anomalia verdadeira (θ) por

$$\tan \frac{\theta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} * \tan \frac{E}{2} \quad 3.2-2$$

Com a anomalia verdadeira é possível determinar a posição exata do satélite no instante de tempo analisado para a órbita elíptica.

3.3 – Sistemas de Referência

Utilizando os parâmetros orbitais obtidos pela TLE é possível determinar a posição do satélite no instante de tempo dos dados, assim como propagar e prever a posição em um tempo futuro (ou mesmo passado). A posição obtida está referente ao sistema de coordenadas conhecido como perifocal, contudo geralmente é utilizado o sistema de referência fixo no planeta para que possam ser determinados os valores de latitude e longitude.

Para alterar de um sistema de referências para outro, são utilizadas as matrizes de rotação (relacionadas aos ângulos de Euler e as rotações presentes). Para obter o sistema de referência fixo no planeta (que acompanha o movimento de rotação terrestre), utiliza-se um sistema intermediário, denominado por horizonte local. Após ser obtida a conversão para o sistema de horizonte local, é possível adquirir os vetores posição e velocidade em relação ao sistema de referência fixo no planeta, Figura 4. O sistema de referência fixo no planeta acompanha o movimento de rotação terrestre, permitindo assim a determinação da posição em relação aos paralelos.

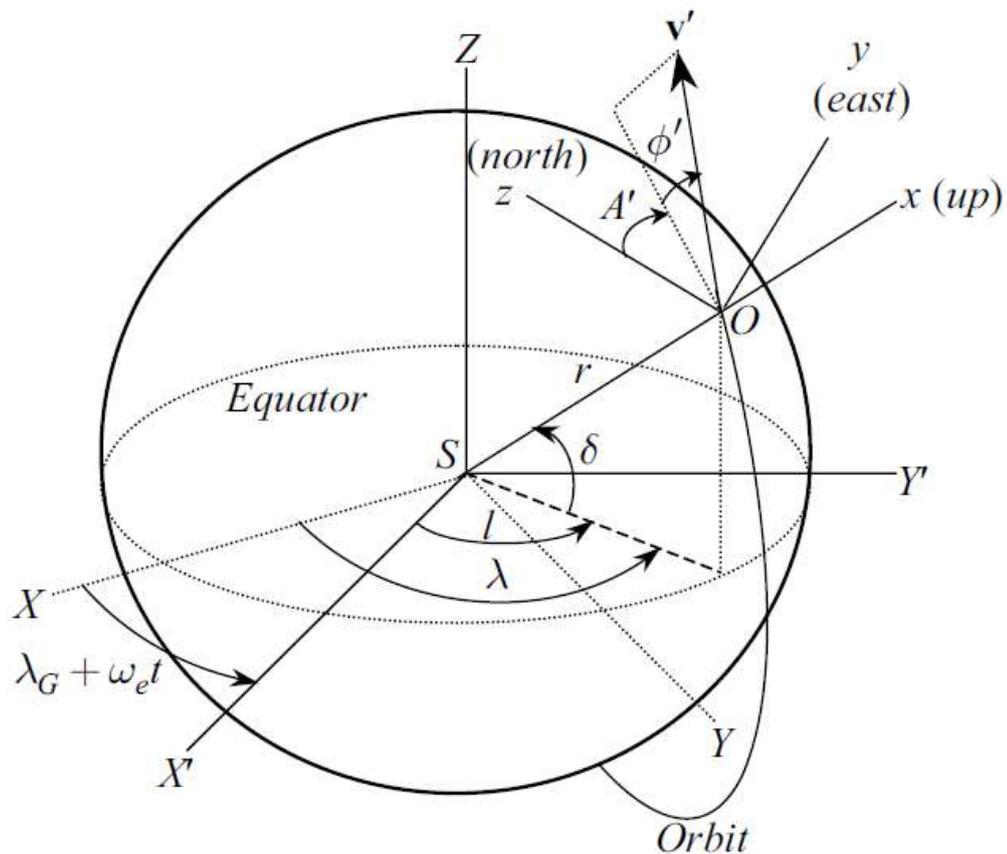


Figura 4: Referencial Fixo no Planeta

Fonte: Tewari, Ashish. **Atmospheric and Space Flight Dynamics**, Birkhauser, 2007, pag 127

3.4 – Forças Perturbativas

No voo espacial, o satélite acaba sofrendo influência de diversos fatores externos das mais diversas origens que acabam perturbando sua órbita. Alguns desses fatores são:

- 1- Arrasto gerado pela atmosfera terrestre: Fator muito relevante para órbitas baixas devido a atmosfera apresentar densidade considerável, gerando perda de energia da órbita e consequentemente reduzindo o raio da mesma. Pode variar de intensidade dependendo da atividade solar no período de interesse.
- 2- Formato de esferoide oblato da Terra: O planeta Terra não possui uma geometria perfeitamente simétrica, ou seja, a distribuição da massa não é simétrica. Isso acaba ocasionando um campo gravitacional não uniforme.
- 3- Terceiro Corpo: As equações apresentadas representam somente a interação de dois corpos. No momento que um terceiro corpo começa a interferir com

forças gravitacionais, ocorrem perturbações nas órbitas. Para órbitas altas é relevante considerar a interação da Lua como terceiro corpo.

- 4- Pressão de Radiação Solar: A radiação solar acaba por perturbar a órbita de forma considerável em satélites, sendo que a força resultante depende da atividade solar. Também pode ser considerada a radiação refletida e irradiada pela Terra.
- 5- Vento solar: Partículas ejetadas do sol que atingem o satélite a altas velocidades. Varia dependendo da atividade solar no período.
- 6- Campos magnético e elétricos: Interação entre os campos magnéticos próximos e os campos magnéticos/elétricos presentes no satélite.

Esses fatores podem alterar de forma considerável as características finais da órbita devendo ser levados em consideração. Uma outra forma de caracterizar as formas de atuação das forças perturbativas é de acordo com o tempo necessário para causar variações consideráveis, sendo elas:

- Seculares: Necessitam de grandes períodos de tempo para causar perturbações significativas;
- Longa: O tempo necessário de perturbação é maior que o período de uma órbita do satélite;
- Curtas: Gera perturbações consideráveis em um intervalo de tempo menor que o período de uma órbita.

Além da translação, as forças perturbativas podem alterar a atitude do satélite. Quando o torque resultando da força aplicada for paralelo ao sentido de rotação, a magnitude do momentum angular é alterada. No caso de ser aplicado de forma perpendicular ocasiona o movimento de precessão.

3.5 – Sistemas para Controle de Atitude

Em muitos momentos é necessário que o satélite possua um apontamento adequado para cumprir algum objetivo específico, como apontamento de uma câmera, proteção de componentes sensíveis a radiação ou mesmo otimização da geração de energia. Para tanto existem diversos recursos que podem ser empregados, podendo atuar de forma ativa ou mesmo passiva (possuem apontamento fixo, não podendo ser controlado).

Os mecanismos que atuam de forma passiva são:

- Estabilização por rotação: O momentum angular permanece aproximadamente constante no espaço, isso torna possível manter um eixo apontado para uma direção desejada. Normalmente o eixo escolhido é o de maior momento de inércia com o intuito de minimizar os efeitos de nutação.

- Gradiente Gravitacional: Em satélites mais próximos da Terra é possível utilizar o gradiente gravitacional. Esse método pode ser empregado em satélites não simétricos onde o eixo de menor momento de inércia tende a permanecer perpendicular ao campo equipotencial.

Alguns mecanismos que atuam de forma ativas são:

- Gás: Geralmente utilizados para controlar a translação durante transferências de órbitas, também podem ser utilizados para controlar a rotação e o apontamento. A desvantagem é a massa extra que necessita estar presente além de possuir número de utilizações limitada.

- Rodas de reação: Podem ser distribuídas em 3 eixos. O funcionamento básico envolve a ‘troca’ de momentum angular entre as rodas e o satélite. É necessário equipar uma em cada eixo de interesse.

Além dos atuadores presentes, para que exista um sistema de controle é necessário que a atitude seja conhecida, além de um sistema que determine como realizar o controle. Existem sistemas que necessitam intervenção humana para ações de controle enquanto outros operam de forma autônoma, sendo a escolha influenciada por diversos fatores da missão. É preciso levar em conta que sistemas de controle autônomos envolvem necessidade de maior poder de processamento *onboard*, elevando assim o custo da missão, consumo energético e massa total do satélite.

CAPÍTULO 4 DETERMINAÇÃO DE POSIÇÃO E ESTUDO DE ÓRBITAS

4.1 – Introdução ao GMAT

Para a propagação e previsão de órbita dos nanossatélites NCBR1 e NCBR2 foi utilizado o *software* GMAT (General Mission Analysis Tool). O motivo da escolha deve ao fato de apresentar alta confiabilidade dos resultados, possibilidade de alterar os parâmetros desejados da missão além ser *open source* disponibilizado sem custo.

Alguns aspectos do GMAT são:

- Modelo harmônico da gravidade;
- Forças de arrasto atmosférico e solar;
- Forças gravitacionais perturbativas;
- Correções relativísticas;
- Possibilidade de analisar constelações de satélites;
- Análise de manobras para transferência de órbitas;

4.2 – Determinação de posição a partir de dados do magnetômetro do NANOSATC-BR1

Os dados de magnetômetro coletados pelo NCBR1 foram armazenados, mas a posição de coleta dos mesmos não havia sido determinada. Para que isso fosse possível utilizou-se o *software* GMAT, além de diversas TLEs do período de aquisição dos dados.

Foram implementados alguns códigos para determinação da órbita e propagação de forma manual em *softwares* de programação, entretanto devido a maior confiabilidade e modelos mais precisos foi utilizado o GMAT para obtenção dos dados finais. No entanto, alguns dados requisitados pelo GMAT não estavam disponíveis nas TLEs, tal como a anomalia verdadeira e, portanto, programou-se um *software* para gerar os dados necessários a partir dos disponíveis. Os formatos de tempos presentes nas TLEs também necessitaram ser convertidos para utilização no GMAT, além do tempo de propagação necessário para atingir o momento de coleta do dado.

Através do método apresentado foi possível determinar a posição dos dados obtidos pelo magnetômetro do NCBR1 (latitude, longitude, altitude, tempo), Figura 5, no período de 25/06/2014 até 22/09/2014.

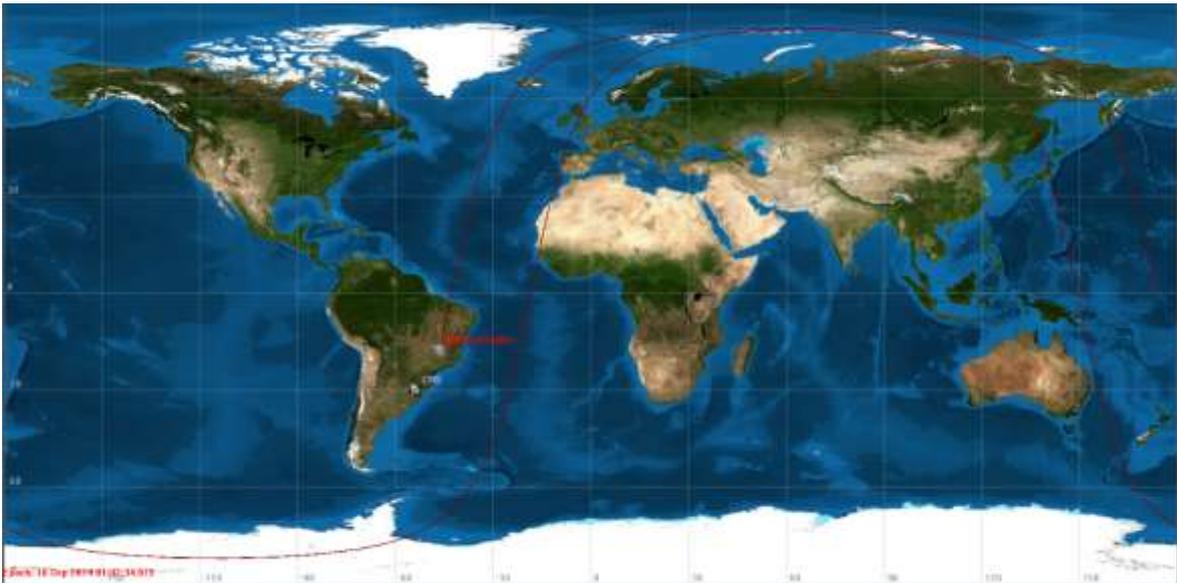


Figura 5: Posicionamento do NCBR1 no instante da coleta de dados

Fonte: Imagem gerada pelo bolsista através do *software* GMAT

4.3 – Utilização do GMAT para estudo de órbitas dos nanossatélites NANOSATC-BR1 e NANOSATC-BR2

Utilizando o *software* GMAT foi possível determinar e analisar os períodos de insolação e eclipse para o NANOSATC-BR1 assim como o momento de passagem pela estação terrena, Figura 6. Os dados utilizados foram obtidos a partir de TLEs atualizadas para o período em que a análise foi realizada. Os dados utilizados foram Inclinação, Argumento de perigeu, Ascensão direita do Nodo de Ascensão, número de orbitas por dia, tempo da medida e excentricidade.

Para o NCBR1 os dados corroboraram com os especificados pelos manuais da missão, apresentando os valores esperados em que aproximadamente 65% do período da órbita existe incidência solar no satélite. Os períodos de contato da estação Terrena do INPE CRS com o NCBR1 também foram analisados.

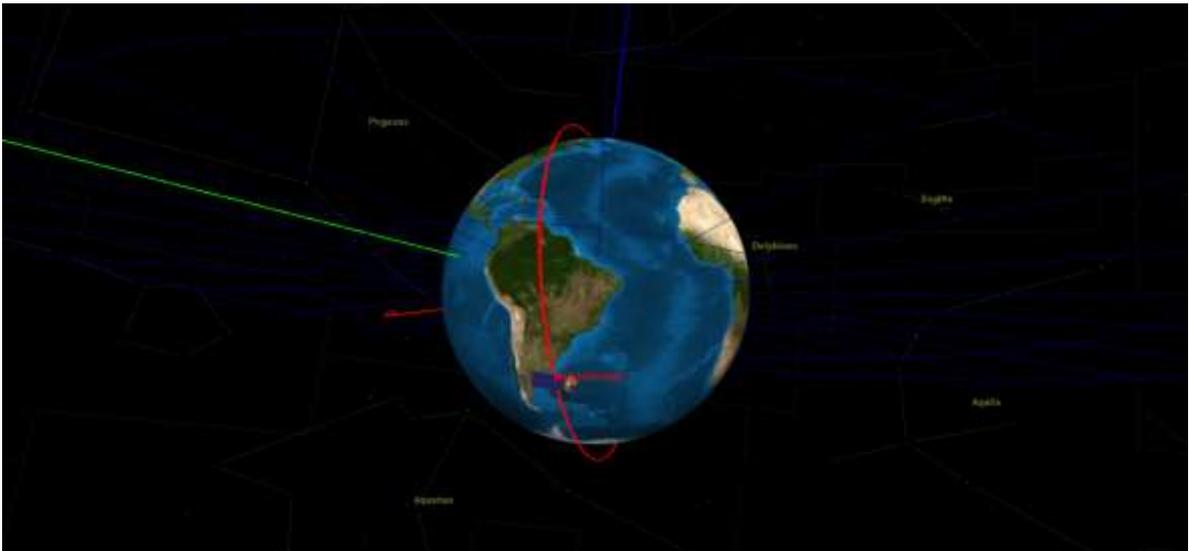


Figura 6: Análise de órbita do NCBR1 para tempo de incidência solar e passagens pela estação terrena

Fonte: Imagem gerada pelo bolsista através do *software* GMAT

Para o NCBR2, algumas análises foram realizadas em órbitas próximas à do NCBR1, entretanto devido a necessidade de confirmação do veículo lançador para que a órbita seja determinada estudos mais aprofundados não foram realizados.

Para pequenas variações de altitude na órbita do NCBR2, os tempos de passagem pela estação terrena sofreram poucas alterações. Os horários de passagem só poderão ser estimados no momento em que mais informações da orbita estiverem disponíveis.

Os tempos de insolação e período de órbita sofreram pequenas modificações mas também é necessário conhecer mais parâmetros orbitais para melhor análise.

CAPÍTULO 5

PRINCIPAIS ATIVIDADES DESENVOLVIDAS

No período de Agosto de 2016 a Julho de 2017 algumas tarefas foram realizadas, entre elas:

- Análise dos dados de magnetômetro adquiridos no período de 25/06/2014 até 22/09/2014 e determinação da posição de aquisição dos mesmos;
- Análise dos parâmetros orbitais da missão NANOSATC-BR1 e suas implicações;
- Estudos mais aprofundados na área espacial, com foco em mecânica e dinâmica de satélites no ambiente espacial;
- Estudo para utilização do *software* GMAT, assim como estudo e implementação da determinação de órbita através de programação.

CAPÍTULO 6

CONSIDERAÇÕES FINAIS

O trabalho desenvolvido pelo bolsista no período de vigência da bolsa (Agosto de 2016 até Julho de 2017) contribui significativamente para a compreensão do funcionamento de sistemas espaciais e suas formas de operação, especialmente para os nanosatélites NANOSATC-BR1 e NANOSATC-BR2 do Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats, Parceria e Convênio UFSM - INPE/MCTIC. Além disso, a determinação da posição de aquisição dos dados de magnetômetro coletados pelo NCBR1 é de grande relevância para o Programa, já que ainda não havia sido realizado. Os conhecimentos adquiridos foram repassados para os outros membros do grupo contribuindo para o desenvolvimento de todos.

O estudo mais aprofundado do segmento espacial e suas implicações em sistemas espaciais foi de grande valia pois foi capaz de ampliar o conhecimento em âmbito geral da missão, apresentando os restritos requisitos de operação a que os nanosatélites estão expostos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Durão, O. S. C., Schuch, N. J., et. Al. **Documento Preliminar de Revisão -Status de Engenharias e Tecnologias Espaciais do Projeto NanosatC-Br – Desenvolvimento de Cubesats**. Documento apresentado a AEB. Maio 2011;
- [2] WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. **Space mission analysis and design**. 3. ed. New York, 2005;
- [3] Tewari, Ashish. **Atmospheric and Space Flight Dynamics**, Birkhauser, 2007;
- [4] MEMBERS OF THE TECHNICAL STAFF ATTITUDE SYSTEMS OPERATIO
COMPUTER SCIENCES CORPORATION.
Spacecraft Attitude Determination and Control. D. Reidel Publishing Company, 1978;
- [5] NASA. **GMAT User Guide**. Disponível em: <https://gmat.gsfc.nasa.gov/>. Acesso em: 21/06/2017;