

**ESTUDO DE ÓRBITA E MECÂNICA ESPACIAL APLICADO A
NANOSATÉLITES, 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
CRCRS/COCRE/INPE – MCTIC
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
INPE - MCTIC
E-mail: njschuch@gmail.com

Julho de 2019



DADOS DE IDENTIFICAÇÃO

Título:

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

Processo: 139277/2018-8

Aluno Bolsista no período de Agosto/16 a Julho/19

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 - CRCRS/COCRE/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

Alex Müller

Acadêmico do Curso de Engenharia Elétrica da UFSM

Rodrigo Passos Marques

Engenheiro Mecânico - UFSM



Locais de Trabalho/Execução do Projeto:

- Laboratório de Mecânica Fina, Mecatrônica e Antenas - LAMEC/CRCRS/COCRE/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 – CRCRS/COCRE/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 CRCRS/COCRE/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.

Relatório Final de Atividades

Dados Gerais

Nome em citações bibliográficas: MANTOVANI, L. Q.

Nível de Treinamento: Graduação

Áreas de atuação:

Bolsista CNPq: • IC

Última atualização do Currículo Lattes: 26/01/2019

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](#)

Imprimir Fechar



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 2019, referentes ao Projeto “ESTUDO DE ÓRBITA E MECÂNICA ESPACIAL APLICADO A NANOSSATÉLITES, PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS”.

O trabalho visava ampliar os conhecimentos bolsista referentes a mecânica orbital e das implicações para o segmento espacial. Com isso, pretendia-se estudar as órbitas que os nanosatélites do Programa estavam submetidos, suas consequências para a geração de potência e conseqüentemente suas cargas úteis. Com isso, os balanços de potência podem ser melhor estabelecidos para o satélite de forma a aumentar o rendimento da missão.

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
LISTA DE TABELAS	9
INTRODUÇÃO	10
CAPÍTULO 1.....	12
PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS	12
1.1– INTRODUÇÃO	12
1.2–NANOSSATÉLITE NANOSATC-BR1	12
1.3– PROJETO NANOSATC-BR2	13
CAPÍTULO 2.....	15
SUBSISTEMAS E CARGAS ÚTEIS DOS NANOSSATÉLITES NANOSATC-BR1 E NANOSATC- BR2.....	15
2.1 – INTRODUÇÃO	15
2.2 – CARGAS ÚTEIS DO NANOSATC-BR1	17
2.3 – CARGAS ÚTEIS DO NANOSATC-BR2	17
CAPÍTULO 3.....	19
MECÂNICA ORBITAL.....	19
3.1– INTRODUÇÃO A MECÂNICA DE NANOSSATÉLITES NO ESPAÇO	19
3.2–PARÂMETROS ORBITAIS	20
3.3– PARAMETRIZAÇÃO DE ATITUDE	22
3.4– SISTEMAS DE REFERÊNCIA	24
3.5– EQUAÇÕES DO MOVIMENTO NO SISTEMA INERCIAL	26
3.6– FORÇAS PERTURBATIVAS	29
3.7– ATUADORES PARA CONTROLE DE ATITUDE.....	30
3.8–SISTEMA DE CONTROLE	31
CAPÍTULO 4.....	34
DETERMINAÇÃO DE POSIÇÃO E ESTUDO DE ÓRBITAS	34
4.1– INTRODUÇÃO AO GMAT	34
4.2 –DETERMINAÇÃO DE POSIÇÃO A PARTIR DE DADOS DO MAGNETÔMETRO DO NANOSATC-BR1....	34
4.3 – UTILIZAÇÃO DO GMAT PARA ESTUDO DE ÓRBITAS DOS NANOSSATÉLITES NANOSATC-BR1 E NANOSATC-BR2	36
CAPÍTULO 5.....	38
SIMULAÇÃO DE GERAÇÃO DE ENERGIA E BALANÇO DE POTÊNCIA	38
CAPÍTULO 6.....	44
PRINCIPAIS ATIVIDADES DESENVOLVIDAS	44
CAPÍTULO 7.....	45
CONSIDERAÇÕES FINAIS	45
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	46



LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1: NCBR1	13
FIGURA 2: MODELO DE ENGENHARIA DO NANOSATC-BR2	14
FIGURA 3: PARÂMETROS ORBITAIS.....	21
FIGURA 4: PARAMETRIZAÇÃO DE ATITUDE POR ÂNGULOS DE EULER	23
FIGURA 5: REFERENCIAL FIXO NO PLANETA	25
FIGURA 6: SISTEMA LOCALMENTE VERTICAL LOCALMENTE HORIZONTAL.....	26
FIGURA 7: SISTEMA DE CONTROLE RASTREADOR LINEAR QUADRÁTICO.....	32
FIGURA 8: POSICIONAMENTO DO NCBR1 NO INSTANTE DA COLETA DE DADOS OBTIDO PELO SOFTWARE GMAT	35
FIGURA 9: ANÁLISE DE ÓRBITA DO NCBR1 PARA TEMPO DE INCIDÊNCIA SOLAR E PASSAGENS PELA ESTAÇÃO TERRENA.	36
FIGURA 10: INCIDÊNCIA SOLAR, UMBRA E PENUMBRA	38
FIGURA 11: GERAÇÃO DE ENERGIA POR FACE.....	40
FIGURA 12: GERAÇÃO TOTAL AO LONGO DO TEMPO.....	41



LISTA DE TABELAS

TABELA 1. ESTIMATIVAS DE GERAÇÃO DE ENERGIA.....	39
TABELA 2. BALANÇO DE POTÊNCIA INICIAL.....	41
TABELA 3. BALANÇO DE POTÊNCIA ATUALIZADO.....	42
TABELA 4. RADIAÇÃO INCIDENTE PARA CASO QUENTE.....	43



INTRODUÇÃO

As atividades realizadas pelo bolsista no projeto “**ESTUDO DE ÓRBITA E MECÂNICA ESPACIAL APLICADO A NANOSSATÉLITES, PROGRAMA NANOSATC-BR, DESENVOLVIMENTO DE CUBESATS**” (Processo nº139277/2018-8) com vigência de Agosto de 2018 até Julho de 2019 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 CRCRS/COCRE/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, com as plataformas adquiridos da empresa ISL/ISIS. O NANOSATC-BR1 está operacional no espaço a mais de cinco anos enquanto que o NANOSATC-BR2 tem lançamento planejado para o primeiro bimestre de 2020.

O objetivo do Programa de Pesquisa foi analisar a dinâmica e comportamento de satélites no espaço e assim estimar sua geração de potência, além de 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, considerando sua rotação, translação e incidência de radiação.

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



Relatório Final de Atividades

O Capítulo 5 apresenta as simulações de geração de energia para o modelo NANOSATC-BR2 e o novo balanço de energia determinado.

O Capítulo 6 relata as principais atividades desenvolvidas.

O Capítulo 7 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 atualmente dois nanossatélites: NANOSATC-BR1 e NANOSATC-BR2. Ambos sendo de padrão CubeSat (cada unidade mínima em forma de cubo possui arestas de 10 centímetros).

Os objetivos do Programa são:

- 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 NANOSATC-BR1 (NCBR1) é um nanossatélite de tamanho 1U (uma unidade) de padrão CubeSat. O modelo possui massa de 0.98 kg e é o primeiro Nanossatélite Científico Brasileiro, lançado em 2014. Atualmente já completou mais de 5 anos em operação em órbita coletando e transmitindo dados. Como missão científica, o NCBR1 tem o objetivo de coletar dados da Anomalia Magnética do Atlântico Sul – AMAS – e como missão tecnológica o teste e validação dos seguintes componentes: *FPGA* desenvolvido pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS) e *Drivers On/Off* desenvolvidos pela Santa Maria Design House (SMDH).

Como carga útil, possui um magnetômetro XEN1210 embarcado.

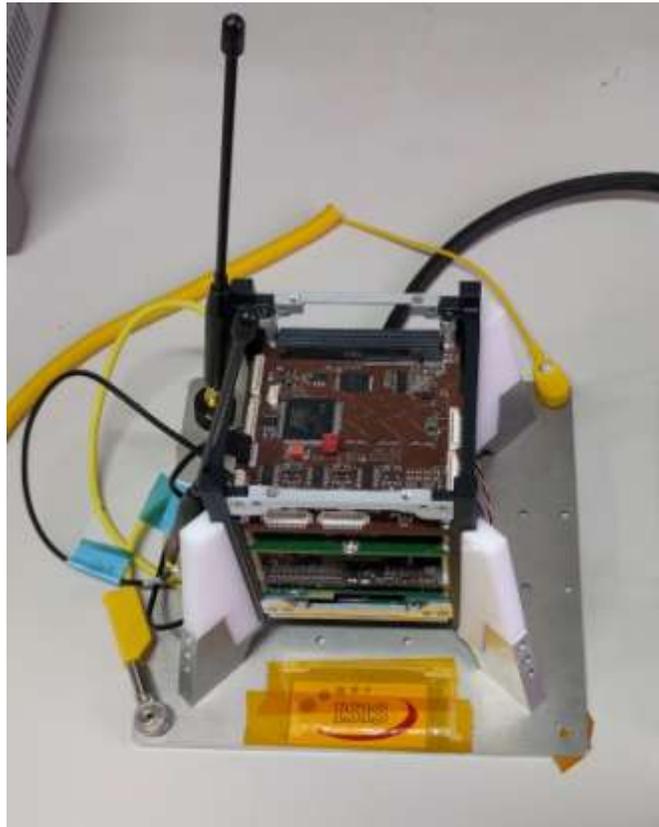


Figura 1: NCBR1

1.3 – Projeto NANOSATC-BR2

O NANOSATC-BR21 (NCBR2) é o segundo nanossatélite do programa e é composto por duas unidades CubeSats (2U), tendo massa de aproximadamente 2 kg. O modelo de engenharia do NCBR2 atualmente se encontra em fase de teste, estando seu lançamento previsto para o primeiro bimestre de 2020.

Da mesma forma que 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 (que conta com tripla redundância).



Figura 2: Modelo de Engenharia do NANOSATC-BR2

CAPÍTULO 2

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

2.1 – Introdução

Para o correto funcionamento de um satélite no ambiente espacial, diversos sistemas e subsistemas devem estar presentes suprindo suas necessidades. Mesmo sendo menores, nanossatélites apresentam grande complexidade sendo, portanto, dividindo em porções menores. Essas porções menores são os subsistemas os quais podem ser: Sistema de Elétrico de Potência (EPS), Sistema de Rastreamento, Telemetria e Comando (TT&C), Sistema de Controle e de Órbita e Atitude (AOCS), Sistema de Carga Útil, Sistema Térmico (TCS) e de Comando e Gerenciamento de Dados Embarcado (OBDH), conforme apresentado por [2].

O EPS 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. E, para isso, 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 e, para isso, tanto o NCBR1 como NCBR2 utilizam baterias de Níquel-Cadmio.

O TT&C, por sua vez, 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*.

Ademais, para os casos em que é necessário determinar ou mesmo controlar a atitude do corpo em órbita, é necessária a presença de sistemas de AOCS. No NCBR1 não existem sistemas de determinação de atitude, entretanto o nanossatélite possui uma bobina magnética (*Magnetorquer*) utilizada para *detumbling* (diminuir a velocidade angular), [1]. Já o NCBR2, além dos magnetorquers, 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 TCS 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), conforme apresentado em [1]. Enquanto o magnetômetro possui uma missão científica (coleta de dados sobre o campo magnético), tanto o FPGA como o CI possuem missão tecnológica (análise de viabilidade desses componentes para operação em 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 específico, 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. Especialmente 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 nanossatélites 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 por pressão de radiação solar, arrasto atmosférico, perturbação de terceiro corpo, e assim por diante.

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, conforme apresentado por [3],

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

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:

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

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. Como é possível ver em [3], 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 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, e os seguintes parâmetros são utilizados para descrever a órbita, conforme [2]:

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, tais como anomalia média, período orbital e inclinação.

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:

$$E - e * \sin(E) = Ma \quad (3)$$

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

$$\tan \frac{\theta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} * \tan \frac{E}{2} \quad (4)$$

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

3.3 – Parametrização de atitude

Um das formas de mudar de um sistema de referência para outro, quando rotacionados, é utilizando matrizes de rotação. E, uma das maneiras de obter essas matrizes é utilizando a parametrização de atitude por ângulos de Euler [3]. Para o setor aeroespacial, comumente emprega-se a sequência de rotação 3-2-1, ou seja, 3 rotações sucessivas em torno dos eixos Z , Y e X , nessa respectiva ordem. Comumente empregam-se os ângulos ϕ ,

θ e ψ para indicar as rotações em torno dos eixos X, Y e Z , respectivamente, como apresenta a Figura 4.

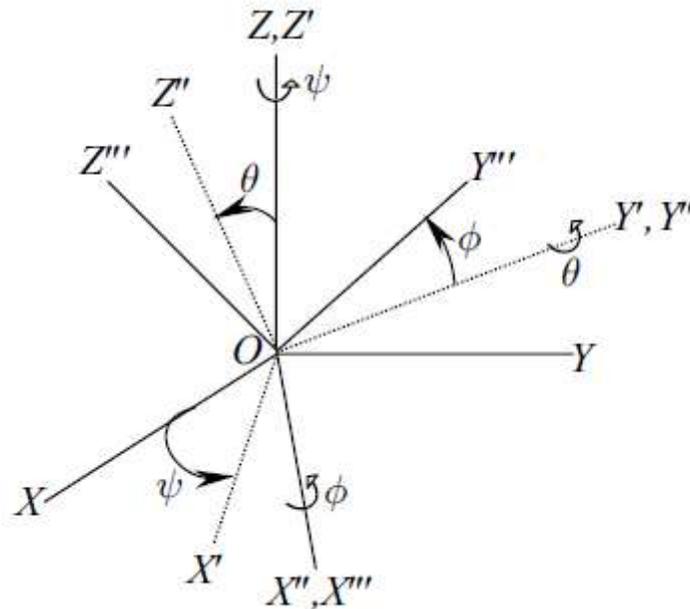


Figura 4: Parametrização de Atitude por ângulos de Euler

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

As matrizes que indicam as rotações em torno do eixo, são:

$$C_Z = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \text{sen}(\psi) & 0 \\ -\text{sen}(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$C_Y = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$C_X = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (7)$$

E, então, uma matriz de sequência 3-2-1 é obtida por:

$$C_{321} = C_X C_Y C_Z \quad (8)$$

Apesar da clareza física que os ângulos de Euler trazem, eles apresentam singularidades nas matrizes intermediárias (C_Y nesse caso) em múltiplos de 90 graus. Então, uma outra maneira de parametrizar a atitude é utilizando os quaternions, conforme [3]. Quaternions (q) são vetores de 4 dimensões e que possuem 3 componentes imaginárias. Ao

longo do trabalho, será assumido que as três primeiras componentes dos quaternions são imaginárias enquanto que a última é real. Os quaternions podem ser obtidos da matriz de rotação pelas equações

$$q_1 = \frac{c_{23} - c_{32}}{4q_4} \quad (9)$$

$$q_2 = \frac{c_{31} - c_{13}}{4q_4} \quad (10)$$

$$q_3 = \frac{q_{12} - q_{21}}{4q_4} \quad (11)$$

$$q_4 = \frac{1}{2} \sqrt{1 + \text{tr}(C)} \quad (12)$$

sendo c_{ij} o elemento c da linha i e coluna j de uma matriz de rotação. Além disso, os quaternions apresentam a relação:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (13)$$

Ademais, é possível obter a matriz de rotação a partir dos quaternions pela expressão

$$C = (q_4^2 - q^T q)I + 2qq^T - 2q_4 S(q) \quad (14)$$

onde $S(q)$ é:

$$S(q) = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

3.4 – 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, conforme a Figura 5 apresenta.

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. O sistema de referência fixo no planeta acompanha o movimento de rotação terrestre, permitindo assim a determinação da posição em relação aos paralelos, conforme apresentado por [3].

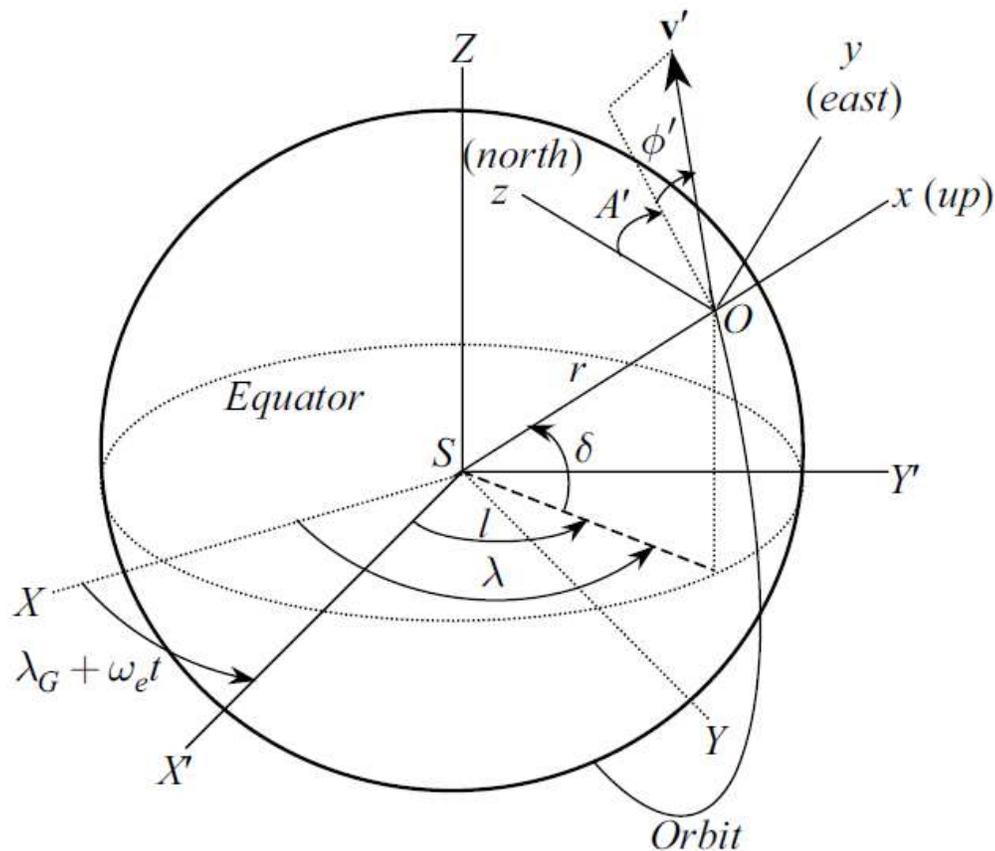


Figura 5: Referencial Fixo no Planeta

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

Outro sistema de referências útil para a obtenção das equações é o sistema inercial centrado na terra (ECI), o qual possui origem no centro de massa da Terra e orientação fixa em relação a estrelas distantes. O eixo X_{ECI} aponta para estrelas distantes no sentido do vetor equinócio, o eixo Z_{ECI} aponta no sentido do vetor velocidade angular da Terra e, por fim, o eixo Y_{ECI} completa o sistema.

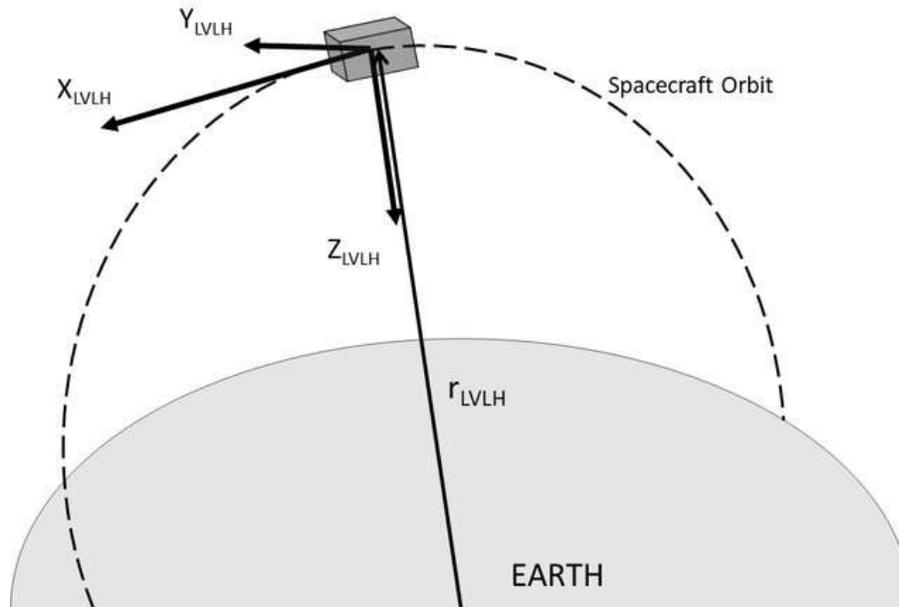


Figura 6: Sistema Localmente Vertical Localmente Horizontal

Fonte: Bloise, N. et al. Obstacle avoidance with potential field applied to a rendezvous maneuver. *Applied Sciences*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 7, n. 10, p. 1042, 2017.

Como sistema de referência auxiliar, também é possível definir o sistema Localmente Vertical Localmente Horizontal, conforme a Figura 6 apresenta. Neste caso, o eixo X_{LVLH} aponta no sentido do vetor velocidade do satélite, o eixo Z_{LVLH} aponta no sentido do vetor nadir (que aponta para o centro da Terra) enquanto o eixo Y_{LVLH} completa o sistema.

3.5 – Equações do movimento no sistema inercial

As equações apresentadas nas seções 3.1 e 3.2 podem ser utilizadas para propagar a órbita do satélite de forma precisa. Entretanto, também pode-se empregar equações gerais do movimento em função das acelerações do corpo, conforme pode ser visto em [3]. Isso pode ser útil para implementar um sistema de controle ativo devido ao formato das equações, por exemplo.

Para tanto, define-se um vetor de posição do sistema LVLH em relação ao centro da Terra (altitude da órbita mais o raio terrestre), dado conforme:

$$R = [0 \quad 0 \quad -\rho(t)]^T \quad (16)$$

Relatório Final de Atividades

Com isso, é possível obter a equação da velocidade do sistema LVLH derivando a equação acima em função do tempo e em relação ao sistema inercial. Quando isso ocorre, surge um termo de derivada do vetor R no sistema girante (LVLH), e o termo $\omega \times r$ que é devido a derivada ser em relação a um sistema inercial. Assim,

$$\left(\frac{dR}{dt}\right)_{In} = \left(\frac{dR}{dt}\right)_G + \omega_{LVLH} \times r \quad (17)$$

onde o subscrito In indica que a derivada é em relação ao sistema inercial e o subscrito G indica em relação ao sistema girante. O vetor ω é a velocidade angular do sistema girante em relação ao sistema inercial e escrita no sistema girante e expresso como:

$$\omega_{LVLH} = C_{ECI}^{LVLH} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{d\lambda}{dt} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{d\delta}{dt} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

Na equação (18), C_{ECI}^{LVLH} indica uma matriz de rotação que leva do ECI para o LVLH, enquanto que os ângulos λ e δ indicam a longitude e a latitude, respectivamente. Assim, portanto

$$C_{ECI}^{LVLH} = C_\lambda C_\delta \quad (19)$$

sendo as matrizes L_λ e L_δ as matrizes de rotação em torno dos eixos Z_{ECI} e Y_{ECI} e dadas por:

$$C_\lambda = \begin{bmatrix} \cos(\lambda) & \text{sen}(\lambda) & 0 \\ -\text{sen}(\lambda) & \cos(\lambda) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$C_\delta = \begin{bmatrix} -\frac{\pi}{2} & 0 & -\text{sen}(-\delta - \frac{\pi}{2}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(-\delta - \frac{\pi}{2}) & 0 & \cos(-\delta - \frac{\pi}{2}) \end{bmatrix} \quad (21)$$

Assim, é possível determinar um vetor de velocidades de translação em relação ao sistema inercial e escritas no sistema inercial, de forma que $V = [u \ v \ w]^T$. Com isso, é possível obter as expressões analíticas para as variáveis $\frac{d\rho}{dt}$, $\frac{d\lambda}{dt}$ e $\frac{d\delta}{dt}$ em função de u, v, w, ρ, δ e λ . Para isso utiliza-se a igualdade

$$V = \left(\frac{dr}{dt}\right)_I \quad (22)$$

de forma a obter as expressões:

$$\frac{d\rho}{dt} = -w \quad (23)$$

Relatório Final de Atividades

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{\sec(\delta)v - \omega\rho}{\rho} \quad (24)$$

$$\frac{d\delta}{dt} = \frac{u}{\rho} \quad (25)$$

Com as equações (23), (24) e (25), é possível propagar a órbita do satélite em relação ao sistema inercial, realizando a integração de $\frac{d\rho}{dt}$, $\frac{d\lambda}{dt}$ e $\frac{d\delta}{dt}$. Dessa maneira, resta determinar as equações de rotação para um corpo rígido, de forma a poder analisar tanto as velocidades angulares como o apontamento do satélite em relação ao sistema inercial (ou com relação ao sol, por exemplo).

Para isso, conforme apresentado por [6], inicialmente parte-se da equação da conservação da quantidade de movimento angular (H), dada por

$$H = I_{sat}\omega_{sat} \quad (26)$$

sendo I_{sat} a matriz de inércia do satélite e ω_{sat} o vetor de velocidades angulares do satélite em relação ao sistema inercial escrito no sistema do corpo do satélite. Derivando a equação (26) no tempo e em relação ao sistema inercial, obtém-se

$$\frac{dH}{dt} = \frac{d(I_{sat}\omega_{sat})}{dt} + \omega_{sat} \times H \quad (27)$$

e que pode ser simplificada para:

$$\frac{dH}{dt} = I_{sat} \frac{d\omega}{dt} + \omega_{sat} \times H \quad (28)$$

A derivada do momento angular é equivalente aos torques atuando no sistema e, portanto, $\frac{dH}{dt}$ pode ser igualado aos torques externos (T_{ext}) agindo sobre o sistema:

$$I_{sat} \frac{d\omega}{dt} + \omega_{sat} \times H = T_{ext} \quad (29)$$

Então, para obter a derivada das velocidades angulares do satélite, é possível manipular a equação (29) para obter-se:

$$\frac{d\omega_{sat}}{dt} = I_{sat}^{-1}(T_{ext} - \omega_{sat} \times H) \quad (30)$$

Por fim, é necessário definir a cinemática de rotação, ou seja, o comportamento dos parâmetros que definem a posição angular do satélite em função do tempo. Para esse caso, adotaram-se os quaternions para determinar a atitude, e, dessa maneira, a derivada dos quaternions pode ser expressa como

Relatório Final de Atividades

$$\frac{dq}{dt} = \frac{1}{2} Qq$$

sendo Q uma matriz dada em função da velocidade angular do satélite:

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & \omega_z & 0 \end{bmatrix}$$

3.6 – Forças Perturbativas

No voo espacial, o satélite acaba sofrendo influência de fatores externos das mais diversas origens que acabam perturbando sua órbita. Alguns desses fatores, conforme apresentados por [2], 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 conseqüentemente 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, sua distribuição da massa não é simétrica e, conseqüentemente, acaba ocasionando um campo gravitacional não uniforme.
- 3- Terceiro Corpo: As equações apresentadas representam somente a interação de dois corpos, e 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 então 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 [2], 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.

3.7 – Atuadores 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 (não requer consumo de potência do satélite).

Os mecanismos que atuam de forma passiva são:

- Estabilização por rotação: O momentum angular permanece aproximadamente constante no espaço, e 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. Rotações em torno do eixo de inercia intermediário é instável, enquanto do eixo de menor inércia pode ser instável caso ocorra dissipação de energia. Em determinadas situações, como a presença de propelente em tanques internos, o líquido é capaz de dissipar energia [4].

- Gradiente Gravitacional: Em satélites mais próximos da terra é possível utilizar o gradiente gravitacional para realizar o controle de apontamento. Esse método pode ser

empregado em satélites não simétricos onde o eixo de menor momento de inércia tende a permanecer perpendicular ao campo equipotencial, conforme apresentado por [6].

Alguns mecanismos que atuam de forma ativas são:

- Gás: Geralmente utilizados para controlar o apontamento durante transferências de órbitas (e consequentemente a direção e sentido da variação de velocidade), também podem ser utilizados somente com o intuito de 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: O funcionamento básico envolve a ‘troca’ de momentum angular entre as rodas e o satélite. Para isso, uma roda de reação é posicionada em cada eixo de interesse. O torque de controle é gerado quando a velocidade da roda de reação é variada.

- Bobinas magnéticas: Geram um campo magnético para que seja gerado um torque no momento de sua interação com o campo magnético terrestre. Em órbitas altas perde eficiência devido ao campo magnético da Terra estar muito fraco.

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, conforme apresenta [2].

3.8 Sistema de controle

Para que um satélite mantenha um apontamento desejado durante sua trajetória, mesmo na presença de torques perturbativos externos, ou mesmo varie sua posição angular até um valor desejado (r), pode-se empregar sistemas de controle. Esses sistemas são responsáveis por gerar as ações de controle, tais como torques ou forças, para que o satélite atinja a condição desejada. Com esse intuito, adotou-se um sistema Rastreador Linear Quadrático ao longo desse trabalho (Figura 7). Para isso, como [7] apresenta, é possível

considerar o caso de um compensador integral puro, e realimentação interna das velocidades angulares.

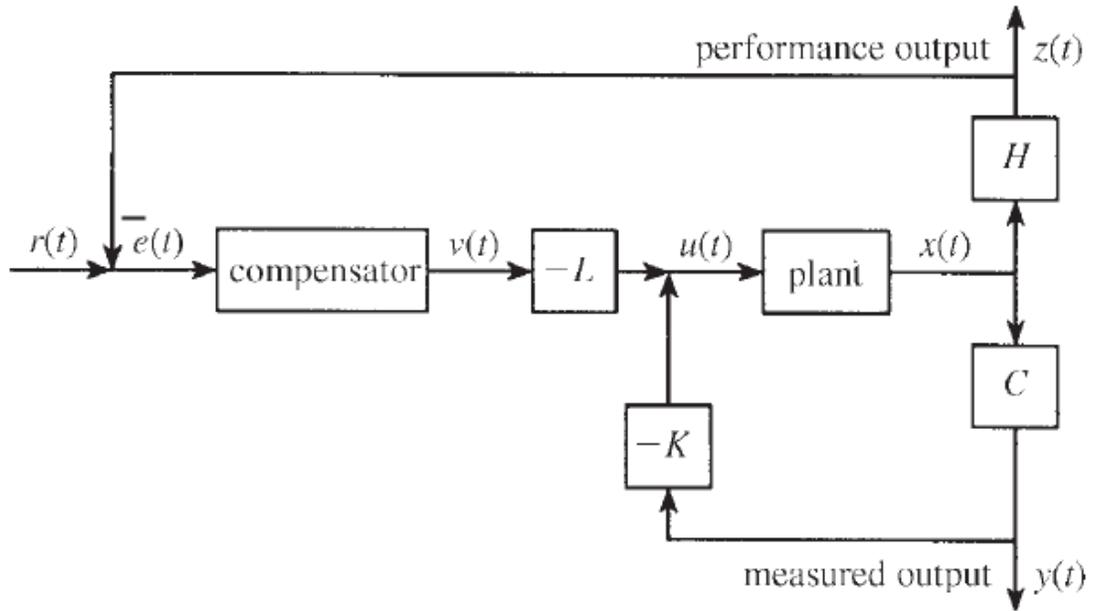


Figura 7: Sistema de controle Rastreador Linear Quadrático.

Fonte: Stevens, B. L.; Lewis, F. L.; Johnson, E. N. *Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems*. John Wiley & Sons, 2015.

Assim, é possível escrever a os estados da planta de forma:

$$\frac{dx}{dt} = Ax + Bu \quad (31)$$

sendo A a matriz da dinâmica linearizada em função dos estados e B a matriz da dinâmica linearizada em função dos controles. Além disso, é possível expressar a o vetor de variáveis rastreadas (z) em função dos estados da planta (x) e de uma matriz H , como

$$z = Hx \quad (32)$$

e o vetor de erro, então, é dado por

$$e = r - z \quad (33)$$

o que permite, então, que os estados aumentando sejam obtidos pela expressão matricial:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -GH & F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ G \end{bmatrix} r \quad (34)$$

$$\begin{bmatrix} y \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C & 0 \\ -JH & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ J \end{bmatrix} r \quad (35)$$

$$z = \begin{bmatrix} H & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix} \quad (36)$$

Relatório Final de Atividades

Algumas outras matrizes podem ser definidas de forma que $H_a = [H \ 0]$, $A_a = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -GH & F \end{bmatrix}$, $B_a = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix}$, $C_a = \begin{bmatrix} C & 0 \\ -JH & D \end{bmatrix}$, $A_c = A_a - B_a K_a C_a$ e $B_c = G_a - B_a K_a F_a$.

Assim, as ações de controle são dadas por

$$u = -[K \ L] \begin{bmatrix} y \\ v \end{bmatrix} \quad (37)$$

$$K_a = [K \ L] \quad (38)$$

sendo K e L matrizes de ganhos obtidas resolvendo a equação de Lyapunov para P , como apresenta a equação ().

$$0 = A_c^T P + P A_c + Q + C^T + C_a^T K_a^T R K_a C_a \quad (39)$$

Além disso, utilizando a equação (), é possível minimizar a função de custo $J = tr(PX)$ a fim de determinar os ganhos ótimos.

$$X = A_c^{-1} B_c r_0 r_0^T B_c^T A_c^T \quad (40)$$

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, como pode ser visto em [5].

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 mesmo não havia sido determinada. Para que isso fosse possível utilizou-se o *software* GMAT, além de diversas TLEs do período de aquisição dos dados.

Inicialmente foram implementadas rotinas simplificadas de programação para determinação de órbita utilizando as equações presentes no capítulo 3 no *software* MATLAB, mas foi decidido por utilizar o *software* GMAT para a propagação de órbita devido ao seu modelo mais completo e, portanto, mais confiável. Entretanto, como era necessário inserir alguns valores não disponíveis diretamente pela TLE, os dados foram pré-processados no MATLAB para então ser utilizado o GMAT. Os dados pré-processados foram a anomalia verdadeira e o instante do tempo -.

Através da sequência apresentada, foi possível determinar a posição dos dados obtidos pelo magnetômetro do NCBR1 (latitude, longitude, altitude, tempo) no período de 25/06/2014 até 22/09/2014. A Figura 8 apresenta o posicionamento do satélite em um desses instantes de coleta de dados. O posicionamento obtido foi disponibilizado para a equipe do Projeto através de uma planilha em formato compatível com Excel.

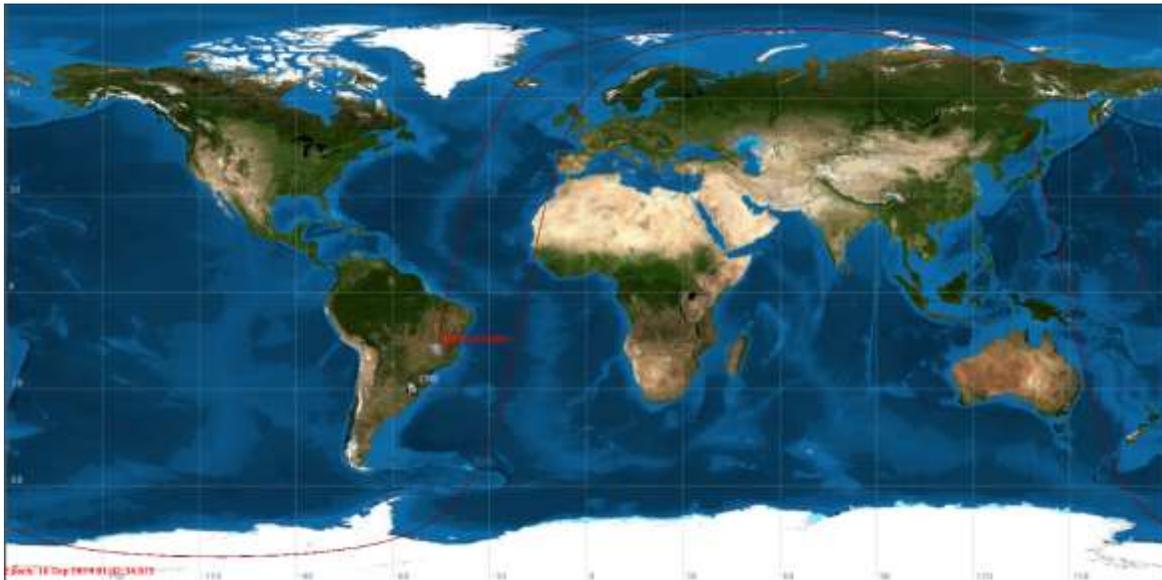


Figura 8: Posicionamento do NCBR1 no instante da coleta de dados obtido pelo *software* GMAT

Fonte: Autor

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. Os dados utilizados foram obtidos a partir de TLEs atualizadas para o período em que a análise foi realizada, e a mesma sequência de pré-processamento de dados apresentada na seção 4.2 foi empregada. Os dados utilizados foram Inclinação, Argumento de perigeu, Ascensão direita do Nodo de Ascensão, número de orbitas por dia, instante 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. A Figura 9 mostra o resultado da análise no *software* GMAT.

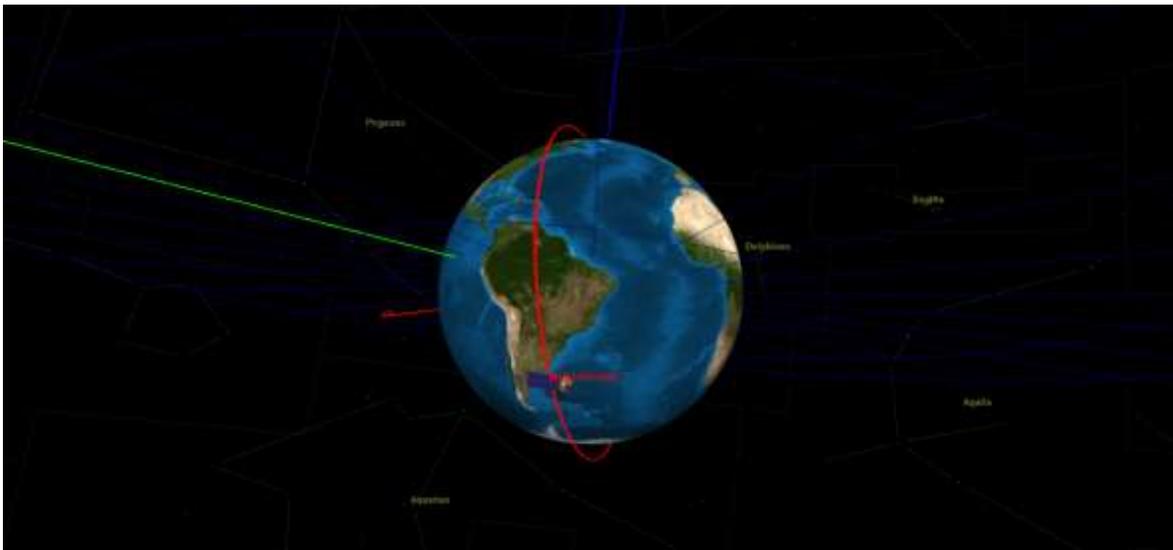


Figura 9: Análise de órbita do NCBR1 para tempo de incidência solar e passagens pela estação terrena.

Fonte: Autor



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

SIMULAÇÃO DE GERAÇÃO DE ENERGIA E BALANÇO DE POTÊNCIA

Para que a estimativa de energia gerada pelo NCBR2 fosse realizada, foi utilizada uma rotina em MATLAB para determinar tanto a translação quanto a rotação do satélite. A translação consiste do movimento do satélite em torno da terra, enquanto a rotação do movimento em torno do próprio eixo. As condições iniciais foram determinadas a partir de dados de TLEs do NCBR1, já que é esperada uma órbita similar para o NCBR2.

O movimento de translação é propagado utilizando pequenos incrementos de tempo onde a anomalia verdadeira é determinada a cada instante, assim como outros parâmetros orbitais. Forças perturbativas não foram consideradas no modelo.

Parte essencial do código consiste em determinar os períodos de eclipse, ou seja, onde não existe incidência solar direta. Para isso, foi utilizado um método baseado nos parâmetros orbitais e posição do sol, retornando o ângulo a partir do argumento de perigeu onde o eclipse inicia e termina, conforme proposto por [7]. Os casos de penumbra foram desconsiderados na simulação por apresentarem duração muito curta, da ordem de poucos segundos. A Figura 10 demonstra os casos de incidência solar, penumbra e umbra para um satélite em órbita.

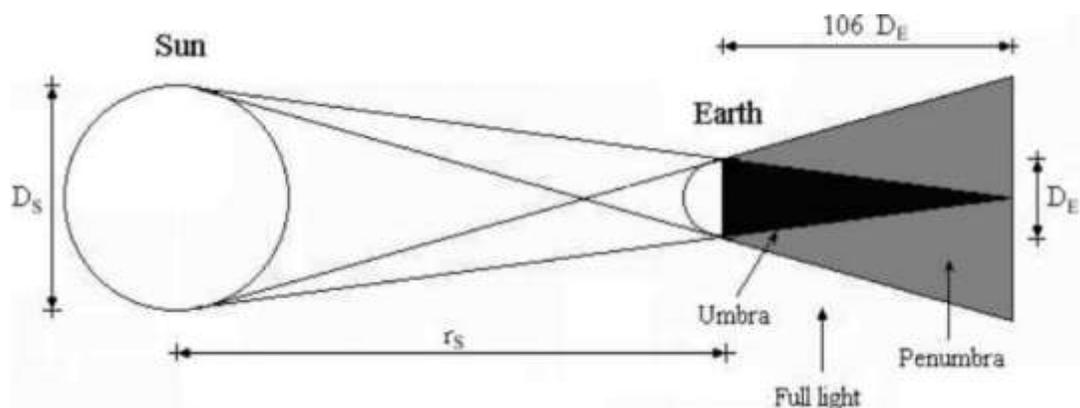


Figura 10: Incidência solar, umbra e penumbra

Fonte: A. I. Veris, “Shadow times of Earth satellites.” *Rivista italiana di compositi e nanotecnologie*. Vol. 9, 2014, pp. 7-20

Para poder estimar a incidência solar em cada uma das faces do satélite, é necessário conhecer a posição dos vetores dos raios solares em relação a cada uma dessas faces. E, para isso, utilizou-se o sistema de referência inercial terrestre como o referencial principal, ou seja, tanto as coordenadas dos vetores solares como das faces são expressas nesse sistema. Para isso, matrizes de rotação foram utilizadas. A posição das faces em relação ao sol varia devido a rotação angular do satélite, onde são função de suas velocidades angulares. Como essas velocidades não são conhecidas, as simulações foram feitas com situação hipotéticas de velocidades que o satélite pode apresentar.

Para a estimativa de geração, considerou-se a eficiência das células solares em 27.7% [1] (condição para início de operação) e eficiência dos conversores em 93%. A Tabela 1 mostra os resultados encontrados para algumas velocidades angulares.

Tabela 1. Estimativas de Geração de Energia

Fonte: Autor

Velocidade Angular Eixo X (rad/s)	Velocidade Angular Eixo Y (rad/s)	Velocidade Angular Eixo Z (rad/s)	Média da Energia Gerada (W)
0	0	0	2.750
0.087	0.087	0.087	2.296
0.1221	0.035	0.070	2.233
0.2618	0.2618	0.2618	2.294
1.047	1.047	1.047	2.294
1.57	1.57	1.57	2.294

Os valores são referentes a uma órbita inteira, e como é possível ver, o melhor caso ocorre com uma face permanentemente voltada para o sol. Entretanto isso é muito improvável de ocorrer. A Figura 11 apresenta a geração de energia em cada uma das faces do satélite considerando um caso de baixa velocidade angular.

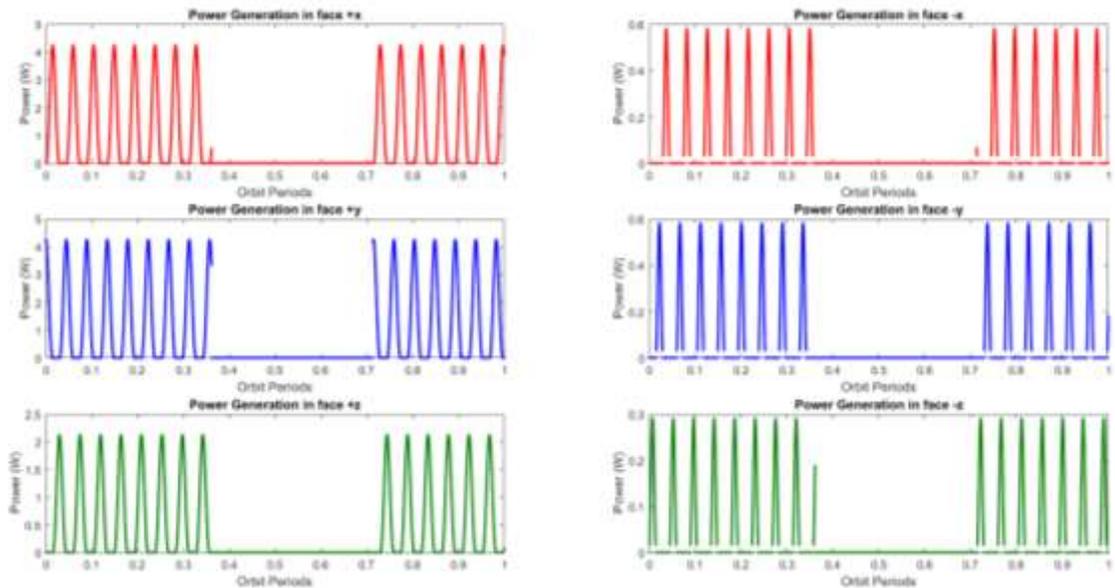


Figura 11: Geração de energia por face.

Fonte: Auto

Na Figura 8 é visível períodos sem geração nenhuma em todas as faces. Isso se dá devido ao período de eclipse. Além disso, quando existe geração nas faces positivas de um dos eixos do satélite, não ocorre na face negativa pois são opostas. A geração total ocorre com soma da geração individual das faces, onde a Figura 12 mostra a geração total ao longo do tempo.

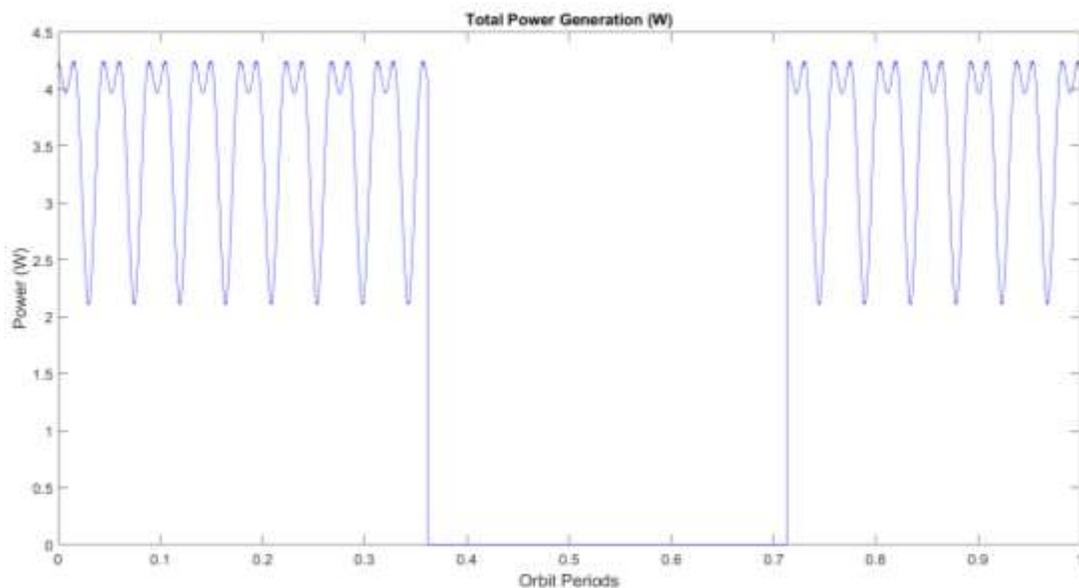


Figura 12: Geração total ao longo do tempo

Fonte: Autor

Com esses dados, o balanço de potência para o satélite pode ser determinado. Com todas as cargas úteis operando todo o tempo, os consumos são mostrados na Tabela 2.

Tabela 2. Balanço de Potência Inicial

Fonte: Autor

Componentes	Máximo Consumo	Período de Operação	Consumo total
Sistema Elétrico de Potência	0,249 W	100 %	0,249 W
Computador de Bordo	0,380 W	100 %	0,380 W
Receptor (<i>TRXUV RX</i>)	0,237 W	100 %	0,237 W
Transmissor (<i>TRXUV TX</i>)	0,787 W	4,2 %	0,033 W
Sistema de Antena	0,040 W	100 %	0,040 W
2 Magnetômetros (XEN 1210)	0,031 W	100 %	0,031 W
FPGA	0,049 W	100 %	0,049 W
2 SMDH ICs	0,030 W	100 %	0,030 W
Langmuir	0,930 W	100 %	0,930 W
Sistema de Determinação de Atitude SDATF	0,271 W	100 %	0,271 W
TOTAL			2,25 W

Onde o consumo apresentado supera a média para a órbita. Para que os valores se enquadrem com os obtidos pela simulação, um novo balanço foi gerado, como mostra a Tabela 3.

Tabela 3. Balanço de Potência Atualizado

Fonte: Autor

Componentes	Máximo Consumo	Período de Operação	Consumo total
Sistema Elétrico de Potência	0,249 W	100 %	0,249 W
Computador de Bordo	0,380 W	100 %	0,380 W
Receptor (<i>TRXUV RX</i>)	0,237 W	100 %	0,237 W
Transmissor (<i>TRXUV TX</i>)	0,787 W	4,2 %	0,033 W
Sistema de Antena	0,040 W	100 %	0,040 W
2 Magnetometros (XEN 1210)	0,031 W	100 %	0,031 W
FPGA	0,049 W	100 %	0,049 W
2 SMDH ICs	0,030 W	100 %	0,030 W
Langmuir	0,800 W	73,4 %	0,683 W
Sistema de Determinação de Atitude SDATF	0,271 W	100 %	0,271 W
TOTAL			2,003 W

O valor total consumido apresentado na Tabela 3 já leva em consideração uma margem de 12.5% de segurança em relação aos resultados obtidos pela simulação. Além das estimativas de geração de energia, o código desenvolvido também apresenta a radiação recebida em cada face do satélite, onde as fontes emissoras são o Sol e a Terra. O sol emite a radiação solar, enquanto a Terra é responsável pelo Albedo (energia refletida do sol) e infravermelho. Dois casos foram considerados para essas radiações, o caso quente e caso frio. O caso quente ocorre quando as emissões de radiação por parte dos corpos celestes estão no máximo, e o caso frio no mínimo.

As estimativas encontradas para o caso quente estão na Tabela 4.

Tabela 4. Radiação incidente para caso quente

Fonte: Autor

Angular velocity X axis (rad/s)	Angular velocity Y axis (rad/s)	Angular velocity Z axis (rad/s)	Mean Heat Flux Solar Incidence (W/m ²)	Mean Heat Flux Eclipse (W/m ²)
0	0	0	454.03	54.24
0.087	0.087	0.087	518.52	55.91
0.1221	0.035	0.070	523.3	55.91
0.2618	0.2618	0.2618	518.31	55.92
0.5235	0.5235	0.5235	518.36	55.92
1.047	1.047	1.047	518.35	55.91
1.57	1.57	1.57	518.33	55.92

Os dados obtidos não foram processados ainda para gerar análises térmicas, mas podem ser futuramente utilizados para tal.

CAPÍTULO 6

PRINCIPAIS ATIVIDADES DESENVOLVIDAS

No período de Agosto de 2018 a Julho de 2019 algumas tarefas foram realizadas, entre elas:

- Estudo mais aprofundado sobre mecânica de rotação e translação de satélites;
- Estudo de ambiente espacial e as fontes de radiação presentes;
- Estudo da geração de potência em ambiente espacial;
- Implementação em *softwares* de rotinas para estimar a geração de energia;
- Análise dos resultados e realização do balanço de potência para o NCBR2.
- Apresentação dos resultados obtidos pelas simulações na 4th IAA Conference on University Satellite Missions and CubeSat Workshop com o trabalho NANOSATC-BR2, 2 unit CubeSat, Power Analysis, Solar Flux Prediction, Design and 3D Printing of the Flight Model from the UFSM & INPE's NANOSATC-BR, CubeSats Development Program. O evento foi sediado em Roma, Itália.
- Implementação de nova rotina de simulação utilizando outras técnicas de modelagem do voo orbital, para com isso empregar uma técnica de controle ativo para rastrear o sol.
- As rotinas de programação foram disponibilizadas para os integrantes do Projeto para que sirva como uma ferramenta de aprendizado.

CAPÍTULO 7

CONSIDERAÇÕES FINAIS

O trabalho desenvolvido pelo bolsista no período de vigência da bolsa (Agosto de 2018 até Julho de 2019) contribui significativamente para ampliar a compreensão do comportamento de satélites no ambiente espacial, especialmente para os nanosatélites NANOSATC-BR1 e NANOSATC-BR2 do Programa NANOSATC-BR, Desenvolvimento de CubeSats.

O desenvolvimento de um algoritmo para estimativa da geração de potência dos CubeSats é de grande importância para poder determinar os períodos de operação das cargas úteis do satélite, além de contribuir para o entendimento do comportamento do satélite no espaço. Os resultados são coerentes com o esperado para satélites dessas dimensões e classe.

A radiação térmica recebida estimada pelo código poderá ser utilizada em futuros estudos térmicos, assim como base para códigos com modelos mais completos capazes de calcular a temperatura das faces ao longo do tempo.

Os códigos ainda apresentam grande potencial de aprimoramento considerando que o modelo de geração de potência empregado utiliza diversas simplificações, somente considerando a potência e não a corrente e tensão geradas. As rotinas de programação implementadas - com uso de um sistema de controle ativo - tem como objetivo principal servir como base para futuros membros do Programa, de forma a auxiliá-los durante o aprendizado, além de poderem ser editadas e melhoradas ao longo do tempo. Com isso, diversas simulações, cada vez mais precisas, poderão ser obtidas.



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 UserGuide**. Disponível em: <https://gmat.gsfc.nasa.gov/>. Acesso em: 21/06/2017;
- [6] Wie, B. **Space Vehicle Dynamics and Control**, AIAA, 2. Ed, Iowa, 2008;
- [7] A. I. Veris, “**Shadow times of Earth satellites.**” *Rivista italiana di compositi e nanotecnologie*. Vol. 9, 2014, pp. 7-20
- [8] Stevens, B. L.; Lewis, F. L.; Johnson, E. N. **Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems**. John Wiley & Sons, 2015.
- [9] Bloise, N. et at. Obstacle avoidance with potential field applied to a rendezvous maneuver. **Applied Sciences**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 7, n. 10, p. 1042, 2017.