



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

ESTUDO DA INTERFERÊNCIA DO TORQUE DE PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR NA ÓRBITA DO SATÉLITE CBERS

Geovani Augusto Xavier Ribeiro

Relatório Final de Projeto
de Iniciação Científica (PI-
BIC/CNPq/INPE), orientado
pela Dra. Roberta Veloso Garcia e
pelo Dr. Helio Koiti Kuga.

URL do documento original:

[<http://urlib.net//>](http://urlib.net//)

INPE
São José dos Campos
2021

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3945-6923/6921

Fax: (012) 3945-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):**Presidente:**

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Amauri Silva Montes - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr. Joaquim José Barroso de Castro - Centro de Tecnologias Espaciais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Duca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

ESTUDO DA INTERFERÊNCIA DO TORQUE DE PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR NA ÓRBITA DO SATÉLITE CBERS

Geovani Augusto Xavier Ribeiro

Relatório Final de Projeto
de Iniciação Científica (PI-
BIC/CNPq/INPE), orientado
pela Dra. Roberta Veloso Garcia e
pelo Dr. Helio Koiti Kuga.

URL do documento original:

[<http://urlib.net//>](http://urlib.net//)

INPE
São José dos Campos
2021



Esta obra foi licenciada sob uma Licença Creative Commons Atribuição-NãoComercial-SemDerivações 3.0 Não Adaptada.

This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial-NoDerivs 3.0 Unported License.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq).

"Physical laws should have mathematical beauty".

PAUL ADRIEN MAURICE DIRAC

AGRADECIMENTOS

Agradeço a meus pais, Elizabete e Elton, pelo apoio nos momentos difíceis e incentivo. Ao meu irmão, Felipe pela tranquilidade que transpassava em casa. Agradeço também a minha namorada e companheira Mel Capobianco por me acompanhar neste período de trabalho.

Gratidão para a minha orientadora, Dra. Roberta Veloso Garcia, que ensinou lições importantes desde o início da faculdade e que é um exemplo de competência e profissionalismo a ser seguido por todos os seus alunos. Gratidão também para meu orientador, Dr. Hélio Kuga Koiti, que ofereceu esta oportunidade incrível de trabalhar no INPE.

A todos os meus amigos que estavam ao meu lado para dar forças e dicas de como prosseguir com a faculdade em um período difícil. Principalmente para o Bruno Gomes Cordeiro pelo companheirismo durante a caminhada de iniciação científica na mesma área.

Agradeço muito aos meus amigos da república Faenquil, Leonardo Sminka, Guilherme Cavinato, Rafael Politi, Diego Garcia, Lucas Bissoli, João Pedro Noronha, Felipe Cruz, Vinícius Zanetti nós somos uma família e apoiamos um ao outro sempre e incondicionalmente.

À CNPq, pelo apoio financeiro concedido, através deste financiamento foi possível financiar participações de cursos e me aperfeiçoar academicamente e pessoalmente.

RESUMO

A grande diversidade de missões espaciais tem motivado estudos relacionados a atividades de controle, propagação e determinação de órbita e atitude de satélites artificiais. Tais atividades estão diretamente relacionadas à precisão da missão a que o satélite foi destinado, uma vez que o satélite deve ser supervisionado e controlado no pós-lançamento. Entretanto, a ação contínua de torques causados por forças oriundas do meio onde os satélites orbitam, influencia significativamente o movimento rotacional (atitude) e translacional (órbita) dos satélites. Portanto, é imprescindível, na análise de uma missão espacial, a avaliação das magnitudes destes torques ambientais (externos) em função da posição em que o veículo se encontra em sua órbita. Neste trabalho, o objetivo principal é compreender e calcular o Torque de Pressão de Radiação Solar (TPRS) atuante no satélite CBERS com o uso de dados reais obtidos através de dados da tabela *Two-Line Element Sets* (TLE) do *Celestrack*. Para a análise do TPRS, foi considerado o modelo utilizado na missão do satélite CBERS fornecido pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). Os resultados obtidos do algoritmo para o Torque de Pressão de Radiação Solar são de pequena magnitude, o que é esperado para um satélite de sensoriamento remoto e de baixa altitude. Estes resultados são úteis para a supervisão e controle do satélite no pós-lançamento, sendo vital para o controle de atitude e da órbita do satélite CBERS.

Palavras-chave: Torque de pressão de radiação solar. CBERS. Órbita.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
3.1 Representação dos elementos orbitais clássicos	5
3.2 Sistema Inercial Centrado na Terra	6
3.3 Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra	6
3.4 Sistema do satélite	7
3.5 Sistema Orbital	8
3.6 Sistema do satélite $Oxyz$ e sistema principal $Ox^*y^*z^*$	15
4.1 Tabela <i>Two-Line Elements</i>	20
5.1 Representação de raios solares na superfície do satélite	25
6.1 Simulação de uma órbita do CBERS-4A em torno da Terra	31
6.2 Simulação de uma órbita do CBERS-4A em torno da Terra planificada .	32
6.3 Simulação de dez e cem órbitas do CBERS-4A, respectivamente, em torno da Terra	32
6.4 Simulação de dez órbitas do CBERS-4A em torno da Terra planificada .	33
6.5 Simulação de cem órbitas do CBERS-4A em torno da Terra planificada .	33
6.6 Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo X	35
6.7 Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo Y	35
6.8 Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo Z	36
6.9 Configuração do CBERS-4A	37
6.10 Norma do vetor Torque de Pressão de Radiação Solar	37
6.11 Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo X em função da anomalia verdadeira	38
6.12 Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo Y em função da anomalia verdadeira	39
6.13 Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo Z em função da anomalia verdadeira	39

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
4.1 Parâmetros nominais do satélite CBERS-4A	20
6.1 Condições iniciais obtidas via TLE	30
6.2 Resultados obtidos através do algoritmo	30

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CBERS	–	Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres
CM	–	Centro de Massa
ECI	–	Sistema Inercial Centrado na Terra
INPE	–	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
TA	–	Torque Aerodinâmico
TLE	–	<i>Two-Line Elements</i>
TPRS	–	Torque de Pressão de Radiação Solar

LISTA DE SÍMBOLOS

a	– Semieixo maior
a_s	– Distância média do Sol à Terra
$A_{Orbital/Principal}$	– Matriz de rotação que representa o sistema orbital em termo do sistema principal
c	– Velocidade da luz
dA	– Unidade de área pequena
$d\vec{F}$	– Força elementar em uma superfície pequena
$d\vec{N}$	– Vetor torque de pressão de radiação solar em uma superfície pequena
dS	– Elemento de área da superfície do satélite
e	– Excentricidade
E_0	– Anomalia excêntrica inicial
E	– Anomalia excêntrica
$\vec{e}_X, \vec{e}_Y, \vec{e}_Z$	– Vetores unitários do Sistema Inercial Centrado na Terra
$\vec{e}_x, \vec{e}_y, \vec{e}_z$	– Vetores unitários do Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra
$\vec{e}_x, \vec{e}_y, \vec{e}_z$	– Vetores unitários do satélite
$\vec{e}_{xs}, \vec{e}_{ys}, \vec{e}_{zs}$	– Vetores unitários do sistema orbital
$\vec{e}_{x^*}, \vec{e}_{y^*}, \vec{e}_{z^*}$	– Vetores unitários do sistema principal
f_0	– Anomalia verdadeira inicial
f	– Anomalia verdadeira
\vec{F}	– Força de pressão de radiação solar
I	– Inclinação do plano da órbita
m	– Massa do satélite
M_0	– Anomalia média inicial
M	– Anomalia média
n	– Movimento médio
\hat{n}	– Vetor unitário da direção normal à superfície
\vec{N}	– Vetor torque de pressão de radiação solar
$N_{x,y,z}$	– Componentes do vetor torque de pressão de radiação solar
O	– Centro de massa do satélite
O'	– Centro de massa da Terra
$Ox^*y^*z^*$	– Sistema principal
$Oxyz$	– Sistema do satélite
$OXYZ$	– Sistema do Satélite com Eixos Paralelos à Terra
$O'x_s y_s z_s$	– Sistema orbital
$O'XYZ$	– Sistema Inercial Centrado na Terra
p	– <i>Semi-latus rectum</i>
P	– Pressão de radiação solar
$Q_{Paralelo/Principal}$	– Matriz de rotação que representa o sistema com eixos paralelos à Terra em termo do sistema principal
S_0	– Constante solar

\bar{S}	– Fluxo de radiação solar
t	– Tempo
$T_{Orbital/ECI}$	– Matriz de rotação que representa o sistema orbital em termo do sistema inercial centrado na Terra
$T_{Satélite/Principal}^*$	– Matriz de rotação que representa o sistema do satélite em termo do sistema principal
$T'_{Paralelo/Satélite}$	– Matriz de rotação que representa o sistema do satélite em termo do sistema com eixos paralelos à Terra
$T_{Satélite/Orbital}^*$	– Matriz de rotação que representa o sistema orbital em termo do sistema do satélite
u	– Latitude verdadeira
\hat{u}	– Vetor unitário na direção de incidência do fluxo de radiação solar
\vec{r}	– Vetor posição no sistema principal
\vec{r}'	– Vetor posição no Sistema Orbital
\vec{r}'_{ECI}	– Vetor posição no sistema inercial centrado na Terra
\vec{R}	– Distância do elemento de superfície do satélite até o Sol
\vec{R}_s	– Distância do Sol à Terra
\vec{R}'	– Distância da superfície atingida pelo fluxo ao Sol
\vec{v}'	– Vetor velocidade no Sistema Orbital
\vec{v}'_{ECI}	– Vetor velocidade no sistema inercial centrado na Terra
W	– Velocidade de rotação do satélite
α	– Ângulo de ascensão da reta
β	– Coeficiente de reflexão total
γ	– Coeficiente de reflexão total
δ	– Ângulo de deflexão
Δt	– Intervalo de tempo
θ	– Ângulo de rotação entre o sistema principal e o do satélite
θ_i	– Ângulo entre \hat{n} e \hat{u}
μ	– Constante gravitacional dada pela massa da Terra
ω	– Argumento do perigeu
Ω	– Longitude do nodo ascendente

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 Objetivos	2
1.2 Justificativa e Motivação	2
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	3
3 SISTEMAS DE COORDENADAS	5
3.1 Sistema Inercial Centrado na Terra	5
3.2 Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra	6
3.3 Sistema do Satélite	7
3.4 Sistema Principal	7
3.5 Sistema Orbital	8
3.6 Transformações de coordenadas	9
3.6.1 Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra para o sistema do satélite	9
3.6.2 Sistema orbital para o sistema inercial centrado na Terra	11
3.6.3 Sistema orbital para o sistema do satélite	12
3.6.4 Sistema do satélite para o principal	14
3.6.5 Sistema orbital para o sistema principal	15
3.6.6 Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra para Sistema Principal	17
4 ÓRBITA DO SATÉLITE CBERS	19
4.1 Método de Newton-Raphson	21
5 TORQUE DE PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR	23
5.1 Pressão de Radiação Solar	23
5.2 Força de Pressão de Radiação de Solar	24
5.3 Torque de Pressão de Radiação Solar	26
5.4 Modelo para o Torque de Pressão de Radiação Solar para o satélite CBERS	27
6 SIMULAÇÃO	29
6.1 Simulação da órbita do satélite CBERS-4A	29
6.1.1 Aplicação do algoritmo para o satélite CBERS-4A	30
6.2 Simulação do modelo para o Torque de Pressão de Radiação Solar para o satélite CBERS	32

7 CONSIDERAÇÕES FINAIS	41
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	42

1 INTRODUÇÃO

Os satélites artificiais modernos possuem sofisticados sistemas de controle que permitem fazer medições de perturbações em sua órbita e controlar de forma direta o movimento rotacional (atitude) e translacional (órbita). Nesse contexto, compreender os torques atuantes é importantíssimo para o diversas missões a que os satélites se destinam, pois possibilita prever soluções e hipóteses do movimento do satélite. Para a influência do Torque de Pressão de Radiação Solar (TPRS) não é diferente, visto que as diversas partículas oriundas do Sol chocam-se no satélite e provocam perturbações em seu sistema que, caso não controlados ou previstos, podem causar danos ao seu funcionamento e incapacitação do seu uso.

O programa de satélites CBERS (*China-Brazil Earth Resources Satellite* - Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres) é a construção de satélites de órbita baixa com parceria entre a China e o Brasil para sensoriamento remoto, sendo utilizado, principalmente, para áreas de agricultura, meio-ambiente, geologia, oceanografia, entre outras aplicações que podem ser aproveitadas por suas câmeras de alta qualidade. A sua órbita é heliossíncrona que assegura a regularidade com o cruzamento do equador. A hora local para esse cruzamento é 10:30h, o qual estabelece um padrão para o sensoriamento remoto permitindo que a incidência solar seja igual para gerar um banco de dados de fotografias e facilitar o controle, por exemplo, do desmatamento da Amazônia e queimadas no Pantanal (CBERS/INPE, 2020).

Atualmente, apenas os satélites CBERS-4 e CBERS-4A, o mais recente lançado em 20 de dezembro de 2019, estão em órbita. Os outros satélites da família CBERS já foram desativados e não fornecem mais informações para os governos chinês e brasileiro. Neste relatório, é utilizado dados do satélite CBERS-4A através de informações fornecidas pelo *CelesTrack* com o uso do seu *Two-Line Element Sets* (TLE), que são um conjunto de duas linhas com elementos necessários para prever o movimento orbital do satélite. Para fazer essa previsão é utilizado modelos numéricos para estipular a posição e a velocidade do satélite em qualquer período de tempo com uso de programação em MATLAB.

O enfoque deste trabalho está no torque de pressão de radiação solar direta não sendo considerado o período em que o satélite CBERS-4A está na sombra e no albedo da Terra, isto é, a reflexão causada, principalmente, pelos oceanos quando radiação solar incide sobre a Terra e as partículas da reflexão se chocam com o satélite. É válido ressaltar que a reflexão da radiação solar interfere consideravelmente na análise do torque de pressão de radiação solar e que os demais torques ambientais (Torque

aerodinâmico, Torque de Gradiente de Gravidade e Torque Magnético) não são aqui considerados.

O torque de pressão de radiação solar influencia na excentricidade e no semieixo maior do satélite. De acordo com [Markley e Crassidis \(2014\)](#), a influência do TPRS é baixa em satélites de baixas órbitas ($\leq 800\text{km}$) que funcionam, geralmente, como satélites de sensoriamento remoto e o torque aerodinâmico (TA) é predominante. Em satélites de órbitas altas, como os geoestacionários, o TPRS influencia diretamente na atitude do satélite e o TA diminui consideravelmente.

No presente trabalho, o modelo de propagação da órbita do satélite CBERS-4A é feita a partir da determinação da anomalia média que é definida pelo Método de Newton-Raphson. Nesse sentido, a escolha desse método numérico para estipular a posição e velocidade do satélite em qualquer instante é extremamente necessária para fazer a análise da influência do torque de pressão de radiação solar no satélite.

1.1 Objetivos

O presente trabalho visa analisar a influência do Torque de Pressão de Radiação Solar na órbita do satélite CBERS, quando o modelo customizado para o satélite é considerado. Para isso, foi realizada a propagação da órbita do satélite de forma a ter as informações necessárias para tal análise.

1.2 Justificativa e Motivação

A grande diversidade de missões espaciais com fins meteorológicos, de telecomunicação, de sensoriamento remoto, entre outros, tem motivado estudos relacionados a atividades de controle, propagação e determinação de órbita e atitude de satélites artificiais. Tais atividades estão diretamente relacionadas a precisão da missão a que o satélite foi destinado, uma vez que o satélite deve ser supervisionado e controlado no pós-lançamento. Entretanto, a ação contínua de torques causados por forças oriundas do meio onde os satélites orbitam, influencia significativamente o movimento rotacional (atitude) e translacional (órbita) dos satélites. Portanto, é imprescindível, na análise de uma missão espacial, a avaliação das magnitudes destes torques ambientais (externos) em função da posição em que o veículo se encontra em sua órbita.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Evans (1964) realiza um estudo sobre o torque aerodinâmico e sobre o torque de pressão de radiação solar. Neste trabalho, o torque aerodinâmico é considerado para satélites de órbitas baixas e, com o aumento da altitude, o torque de pressão de radiação solar influencia cada vez mais diretamente a atitude do satélite. Para tal é considerado um modelo matemático com base na energia eletromagnética fornecida pelo fluxo de partículas oriundas do Sol na superfície de um satélite considerando a sua reflexividade, transmissividade e absorção.

Em Zanardi (1993) é proposto um modelo para o torque de pressão de radiação solar direta com ênfase em efeitos que, ao longo do tempo, podem gerar erros no controle da atitude do satélite artificial. Este tipo de problema é analisado com as variáveis de Andoyer para aplicação em métodos de estabilidade para sistemas *Hamiltonianos*.

No trabalho de Moraes e Zanardi (1997) é descrito um modelo computacional numérico para análise da interferência do torque de pressão de radiação solar no período em que o satélite é coberto pela sombra provocada pela Terra. Nele é concluído que, quando o satélite está na sombra da Terra, a sua *força de pressão de radiação solar* é nula e, portanto, seu torque também é anulado.

Os autores Singh e Yim (2005) fornecem um modelo matemático não-linear para o controle de atitude com o uso da pressão de radiação solar de um satélite com duas superfícies altamente reflexivas. Além disso, é mostrado que quando o satélite entra na sombra da Terra o sistema torna-se ineficaz e fica incapacitado de realizar o controle de atitude com ausência da luz solar.

O trabalho de Motta et al. (2011) utiliza o modelo desenvolvido por Zanardi (1993) de TPRS e aplica numericamente nos Satélites Brasileiros de Coleta de Dados - SCD1 e SCD2. Nesse trabalho, são consideradas duas abordagens uma com a análise analítica das equações encontradas e outra considerando a variação da velocidade de rotação real.

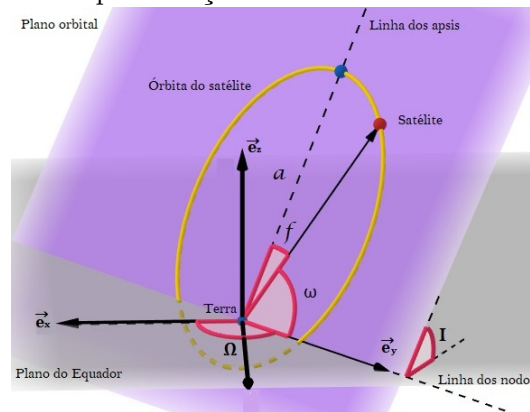
Santos et al. (2011) considera quatérnions para descrever a atitude do satélite através do critério de Routh Hurwitz - CRH. Os torques analisados no satélite de médio porte são o Torque de Gradiente de Gravidade e o Torque de Radiação Solar, mas inicialmente não se encontra um equilíbrio estável pelo CRH e, por isso, é feita uma análise com os autovalores das equações encontradas que assimilam pontos de estabilidade do satélite.

Carvalho et al. (2012) desenvolvem um trabalho muito semelhante com as mesmas abordagens feitas anteriormente por Motta et al. (2011) sobre os mesmos satélites SCD1 e SCD2.

3 SISTEMAS DE COORDENADAS

Os diferentes sistemas de coordenadas são essenciais para a representação de qualquer satélite artificial, uma vez que é necessário algumas matrizes de rotação para se ter um rigor matemático do controle do sistema de forma a facilitar o algebrismo presente. Nesse contexto, as rotações acontecem com o manuseio dos ângulos de Euler e dos demais *elementos orbitais clássicos* (ou *elementos Keplerianos*) que estão representados na Figura 3.1.

Figura 3.1 - Representação dos elementos orbitais clássicos



Fonte: Autor

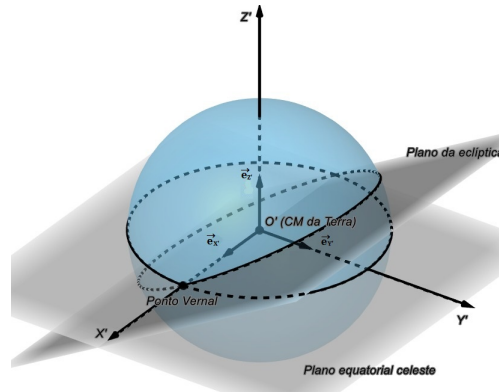
Na Figura 3.1, estão representados os elementos orbitais denominados: longitude do nodo ascendente (Ω), inclinação do plano orbital (I), argumento do perigeu (ω), semieixo maior (a), excentricidade (e) e anomalia verdadeira (f). Para determinar a propagação da órbita do satélite, é utilizado a anomalia verdadeira f , já que essa angulação está relacionada com a passagem de tempo e permite prever a posição e velocidade do tempo em qualquer instante de tempo. Ademais, as cinco constantes – a , e , I , Ω , ω – permitem prever a geometria da órbita em um dado instante t (FERNANDES; ZANARDI, 2018).

3.1 Sistema Inercial Centrado na Terra

O sistema inercial centrado na Terra (*Earth-centered inertial - ECI*) é um referencial fixo que tem sua origem no Centro de Massa (CM) da Terra (O') e não sofre alterações com o céu estelar, a sua representação é $O'XYZ$. O eixo $O'Z$ aponta para o norte geográfico e é paralelo ao eixo imaginário de rotação da Terra, o eixo $O'X$ aponta para o ponto vernal que é um ponto determinado pela posição do Sol quando esse cruza a linha do Equador que acontece próximo do dia 21 de março, dia

do equinócio de outono no Hemisfério Sul e, conseqüentemente, equinócio de primavera no Hemisfério Norte e, finalmente, o eixo $O'Y$ completa o sistema dextrógiro (ALMEIDA, 2003). Sua base ortonormal é representada como $(\vec{e}_X, \vec{e}_Y, \vec{e}_Z)$. O sistema ECI é apresentado na Figura 3.2.

Figura 3.2 - Sistema Inercial Centrado na Terra

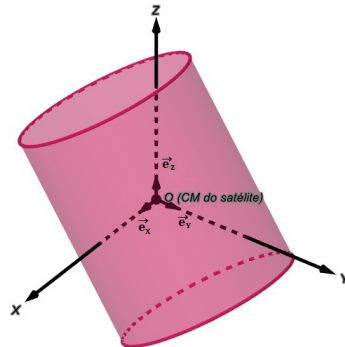


Fonte: Autor

3.2 Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra

O sistema do satélite com eixos paralelos à Terra, intuitivamente, é um referencial adotado no satélite com os eixos imaginários da Terra, ou seja, os eixos OX , OY , OZ apontam para a mesma direção do que o Sistema ECI só que sua origem é localizado no Centro de Massa do satélite (O). A representação do seu sistema é $OXYZ$ com vetores unitários idênticos ao ECI $(\vec{e}_X, \vec{e}_Y, \vec{e}_Z)$ e seu centro de massa é localizado no satélite. A representação do sistema do satélite com eixos paralelos à Terra é representado pela Figura 3.3.

Figura 3.3 - Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra



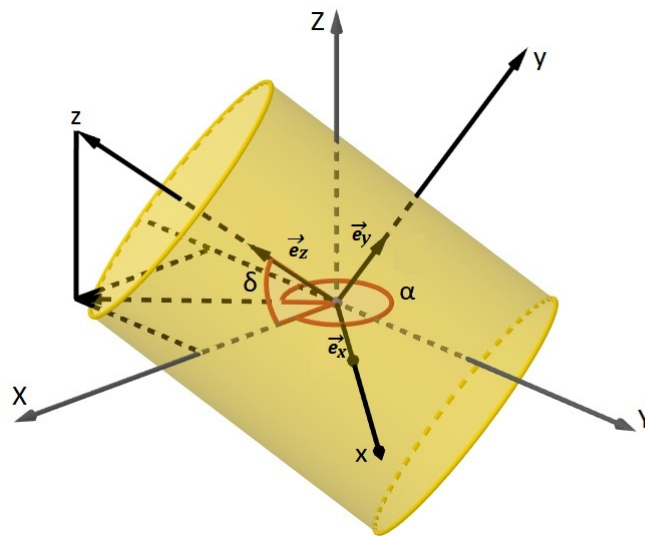
Fonte: Autor

3.3 Sistema do Satélite

O sistema do satélite tem origem no centro de massa do satélite. Para a sua representação é necessário utilizar os ângulos da ascensão da reta α e declinação δ . O seu sistema de coordenadas é representado como $Oxyz$ e possui vetores unitários representados por $(\vec{e}_x, \vec{e}_y, \vec{e}_z)$. O eixo Oz acompanha a rotação do satélite, ou seja, através da rotação em torno de um eixo imaginário do satélite é definido esse eixo, o eixo Ox é a intersecção com o plano XY estabelecido pelo Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra e, finalmente, o eixo Oy forma o sistema dextrógiro.

O ângulo da ascensão da reta - α - representa o ângulo da projeção do eixo de rotação sobre o plano estabelecido pelo Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra ($OXYZ$) e o ângulo declinação - δ - representa a deflexão em relação ao mesmo plano $OXYZ$, portanto esses sistemas estão intrinsecamente interligados. A sua representação no satélite e seus ângulos de translação estão definidos pela Figura 3.4.

Figura 3.4 - Sistema do satélite



Fonte: Autor

3.4 Sistema Principal

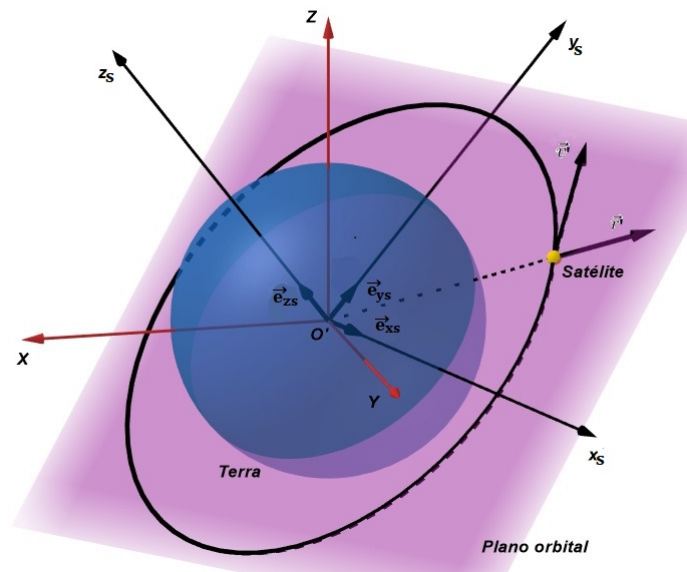
O sistema principal do satélite é um sistema de coordenadas fixo que tem a sua origem no centro de massa do satélite. A sua representação é dada por $Ox^*y^*z^*$ com as direções dos eixos principais de inércia do satélite. O eixo Oz^* está associado ao

maior momento de inércia do satélite o qual coincide com o eixo Oz do sistema do satélite (Seção 3.3). O eixo Oz^* coincide com o eixo Oz pela condição de estabilidade porque, na presença de torques externos, apresenta-se um eixo fixo o qual pode fazer análises de interferência. Os seus versores são representados como $(\vec{e}_{x^*}, \vec{e}_{y^*}, \vec{e}_{z^*})$ (PEREIRA, 2011).

3.5 Sistema Orbital

No sistema orbital, também denominado de sistema de coordenadas móveis, os vetores posição \vec{r} e velocidade \vec{v} acompanham a base ortonormal $(\vec{e}_{xs}, \vec{e}_{ys}, \vec{e}_{zs})$ do satélite de massa m com as suas perturbações. Esse referencial é importante, pois permite reconstruir os vetores posição e velocidade do satélite a partir de simples rotações no espaço e alguns algebrismos que serão enunciados na próxima seção. O seu sistema é representado como $O'x_s y_s z_s$, a sua representação é dada pela Figura 3.5.

Figura 3.5 - Sistema Orbital



Fonte: Autor

A partir dos *elementos orbitais clássicos* é possível encontrar os vetores posição e velocidade no sistema orbital em um determinado instante t (FERNANDES; ZANARDI, 2018). As Equações 3.1 e 3.2 representam, respectivamente, os vetores posição e velocidade ao longo de uma órbita no sistema orbital e são dadas por

$$\vec{r}' = \begin{pmatrix} \frac{p}{1+ecos(f)} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (3.1)$$

$$\vec{v}' = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \begin{pmatrix} esen(f) \\ (1 + ecos(f)) \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (3.2)$$

tal que μ é uma constante gravitacional dada pela massa da Terra, dado por:

$$\mu = 3,986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2 \quad (3.3)$$

3.6 Transformações de coordenadas

Nas subseções seguintes serão retratadas algumas mudanças de sistemas de coordenadas e suas respectivas rotações. Esta seção é vital para compreensão do sistema referencial adotado em satélites artificiais e suas possíveis perturbações causadas por forças internas e/ou externas.

3.6.1 Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra para o sistema do satélite

A transformação do sistema do satélite com eixos paralelos à Terra para o sistema da Terra é feita a partir de duas rotações com uso dos ângulos de declinação δ e de ascensão da reta α (CARVALHO et al., 2012).

As rotações necessárias são:

- Rotação de $\alpha - 270^\circ$ em torno do eixo OZ ;
- Rotação de $90^\circ - \delta$ em torno do eixo Ox .

$$T'_{Paralelo/Satélite} = \begin{pmatrix} -sen(\alpha) & cos(\alpha) & 0 \\ -cos(\alpha)sen(\delta) & -sen(\alpha)sen(\delta) & cos(\delta) \\ cos(\alpha)cos(\delta) & sen(\alpha)cos(\delta) & sen(\delta) \end{pmatrix}. \quad (3.4)$$

Assim, é possível determinar os versores no sistema do satélite como uma multiplicação matricial entre a Equação 3.4 os versores do sistema de coordenadas paralelos

ao da Terra ao sistema do satélite como

$$\begin{pmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \\ \vec{e}_z \end{pmatrix} = T'_{Paralelo/Satélite} \begin{pmatrix} \vec{e}_X \\ \vec{e}_Y \\ \vec{e}_Z \end{pmatrix}. \quad (3.5)$$

Dessa forma, é possível caracterizar os versores no sistema do satélite em função do sistema de eixos paralelos à Terra

$$\vec{e}_x = \text{sen}(\alpha)\vec{e}_X + \text{cos}(\alpha)\vec{e}_Y \quad (3.6a)$$

$$\vec{e}_y = -\text{sen}(\delta)\text{cos}(\alpha)\vec{e}_X - \text{sen}(\delta)\text{sen}(\alpha)\vec{e}_Y + \text{cos}(\delta)\vec{e}_Z \quad (3.6b)$$

$$\vec{e}_z = \text{cos}(\delta)\text{cos}(\alpha)\vec{e}_X + \text{cos}(\delta)\text{sen}(\alpha)\vec{e}_Y + \text{sen}(\delta)\vec{e}_Z \quad (3.6c)$$

É factível determinar os versores em relação ao sistema de coordenadas de eixos paralelos à Terra em função dos versores do satélite através da [Equação 3.4](#), ou seja

$$\begin{pmatrix} \vec{e}_X \\ \vec{e}_Y \\ \vec{e}_Z \end{pmatrix} = T'^T_{Paralelo/Satélite} \begin{pmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \\ \vec{e}_z \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

Portanto,

$$\vec{e}_X = -\text{sen}(\alpha)\vec{e}_x - \text{sen}(\delta)\text{sen}(\alpha)\vec{e}_y + \text{cos}(\delta)\text{cos}(\alpha)\vec{e}_z \quad (3.8a)$$

$$\vec{e}_Y = \text{cos}(\alpha)\vec{e}_x - \text{sen}(\delta)\text{sen}(\alpha)\vec{e}_y + \text{cos}(\delta)\text{sen}(\alpha)\vec{e}_z \quad (3.8b)$$

$$\vec{e}_Z = \text{cos}(\delta)\vec{e}_y + \text{sen}(\delta)\vec{e}_z \quad (3.8c)$$

3.6.2 Sistema orbital para o sistema inercial centrado na Terra

A transformação do sistema orbital para o sistema inercial centrado na Terra é feita a partir de três rotações com o uso de alguns *elementos orbitais clássicos* (longitude do nodo ascendente (Ω), inclinação do plano da órbita (I) e latitude verdadeira ($u = \omega + f$)) (FERNANDES; ZANARDI, 2018).

As rotações necessárias são:

- Rotação em torno do eixo Oz_s com ângulo Ω ;
- Rotação em torno do eixo intermediário Ox_1 com ângulo I ;
- Rotação em torno do segundo eixo intermediário Oz_2 com ângulo u .

$$T_{Orbital/ECI} = \begin{pmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{pmatrix}. \quad (3.9)$$

Os elementos da matriz da transformação estão aqui elucidados:

$$T_{11} = \cos(\Omega)\cos(u) - \text{sen}(\Omega)\text{sen}(u)\cos(I) \quad (3.10a)$$

$$T_{12} = \text{sen}(\Omega)\cos(u) + \cos(\Omega)\text{sen}(u)\cos(I) \quad (3.10b)$$

$$T_{13} = \text{sen}(u)\text{sen}(I) \quad (3.10c)$$

$$T_{21} = -\cos(\Omega)\text{sen}(u) - \text{sen}(\Omega)\cos(u)\cos(I) \quad (3.10d)$$

$$T_{22} = -\text{sen}(\Omega)\text{sen}(u) + \cos(\Omega)\cos(u)\cos(I) \quad (3.10e)$$

$$T_{23} = \cos(u)\text{sen}(I) \quad (3.10f)$$

$$T_{31} = \text{sen}(\Omega)\text{sen}(I) \quad (3.10g)$$

$$T_{32} = -\text{cos}(\Omega)\text{sen}(I) \quad (3.10h)$$

$$T_{33} = \text{cos}(I) \quad (3.10i)$$

A partir da transposta da matriz representada pela Equação 3.9 é possível definir os vetores posição e velocidade no Sistema Inercial Centrado na Terra:

$$\vec{r}_{ECI} = (T_{Orbital/ECI})^T \begin{pmatrix} \frac{p}{1+e\cos(f)} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (3.11)$$

$$\vec{v}_{ECI} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (T_{Orbital/ECI})^T \begin{pmatrix} e\text{sen}(f) \\ (1 + e\cos(f)) \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (3.12)$$

É válido ressaltar que a matriz representada pela Equação 3.9 é uma matriz ortogonal simétrica, ou seja

$$T_{Orbital/ECI} = (T_{Orbital/ECI})^T = (T_{Orbital/ECI})^{-1}. \quad (3.13)$$

Portanto, podemos multiplicar as Equações 3.11 e 3.12 pela matriz regular, transposta ou inversa que iremos chegar no mesmo resultado para os vetores posição e velocidade.

3.6.3 Sistema orbital para o sistema do satélite

Para esta transformação de coordenadas é necessário utilizar as Equações 3.9 e 3.4 de modo que é exequível encontrar os versores no sistema orbital (MOTTA et al., 2011).

$$\begin{pmatrix} \vec{e}_{x_s} \\ \vec{e}_{y_s} \\ \vec{e}_{z_s} \end{pmatrix} = T_{Orbital/ECI} T_{Paralelo/Satélite}^T \begin{pmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \\ \vec{e}_z \end{pmatrix} = T_{Satélite/Orbital}^* \begin{pmatrix} \vec{e}_x \\ \vec{e}_y \\ \vec{e}_z \end{pmatrix} \quad (3.14)$$

A matriz que representa a transformação é

$$T_{Satélite/Orbital}^* = \begin{pmatrix} T_{11}^* & T_{12}^* & T_{13}^* \\ T_{21}^* & T_{22}^* & T_{23}^* \\ T_{31}^* & T_{32}^* & T_{33}^* \end{pmatrix}. \quad (3.15)$$

Os elementos da matriz da transformação estão aqui elucidados:

$$\begin{aligned} T_{11}^* = & -\operatorname{sen}(\alpha)[\cos(\Omega)\cos(u) - \operatorname{sen}(\Omega)\operatorname{sen}(u)\cos(I)] \\ & + \cos(\alpha)[\operatorname{sen}(\Omega)\cos(u) + \cos(\Omega)\operatorname{sen}(u)\cos(I)] \end{aligned} \quad (3.16a)$$

$$\begin{aligned} T_{12}^* = & -\operatorname{sen}(\delta)\cos(\alpha)[\cos(\Omega)\cos(u) - \operatorname{sen}(\Omega)\operatorname{sen}(u)\cos(I)] \\ & - \operatorname{sen}(\delta)\operatorname{sen}(\alpha)[\operatorname{sen}(\Omega)\cos(u) + \cos(\Omega)\operatorname{sen}(u)\cos(I)] \\ & + \cos(\delta)\operatorname{sen}(u)\operatorname{sen}(I) \end{aligned} \quad (3.16b)$$

$$\begin{aligned} T_{13}^* = & \cos(\delta)\cos(\alpha)[\cos(\Omega)\cos(u) - \operatorname{sen}(\Omega)\operatorname{sen}(u)\cos(I)] \\ & + \operatorname{sen}(\delta)\operatorname{sen}(u)\operatorname{sen}(I) \\ & + \cos(\delta)\operatorname{sen}(\alpha)[\operatorname{sen}(\Omega)\cos(u) + \cos(\Omega)\operatorname{sen}(u)\cos(I)] \end{aligned} \quad (3.16c)$$

$$\begin{aligned} T_{21}^* = & \operatorname{sen}(\alpha)[\cos(\Omega)\operatorname{sen}(u) + \operatorname{sen}(\Omega)\cos(u)\cos(I)] \\ & + \cos(\alpha)[- \operatorname{sen}(\Omega)\operatorname{sen}(u) + \cos(\Omega)\cos(u)\cos(I)] \end{aligned} \quad (3.16d)$$

$$\begin{aligned}
T^*_{22} = & \text{sen}(\delta)\cos(\alpha)[\cos(\Omega)\text{sen}(u) + \text{sen}(\Omega)\cos(u)\cos(I)] \\
& - \text{sen}(\delta)\text{sen}(\alpha)[-\text{sen}(\Omega)\text{sen}(u) + \cos(\Omega)\cos(u)\cos(I)] \\
& + \cos(\delta)\cos(u)\text{sen}(I)
\end{aligned} \tag{3.16e}$$

$$\begin{aligned}
T^*_{23} = & \cos(\delta)\cos(\alpha)[-\cos(\Omega)\text{sen}(u) - \text{sen}(\Omega)\cos(u)\cos(I)] \\
& + \cos(\delta)\text{sen}(\alpha)[-\text{sen}(\Omega)\text{sen}(u) \\
& + \cos(\Omega)\cos(u)\cos(I)]\text{sen}(\delta)\cos(u)\text{sen}(I)
\end{aligned} \tag{3.16f}$$

$$\begin{aligned}
T^*_{31} = & -\text{sen}(\alpha)[\text{sen}(\Omega)\text{sen}(I)] \\
& + \cos(\alpha)[-\cos(\Omega)\text{sen}(I)]
\end{aligned} \tag{3.16g}$$

$$\begin{aligned}
T^*_{32} = & -\text{sen}(\delta)\cos(\alpha)[\text{sen}(\Omega)\text{sen}(I)] \\
& - \text{sen}(\delta)\text{sen}(\alpha)[-\cos(\Omega)\text{sen}(I)] \\
& + \cos(I)
\end{aligned} \tag{3.16h}$$

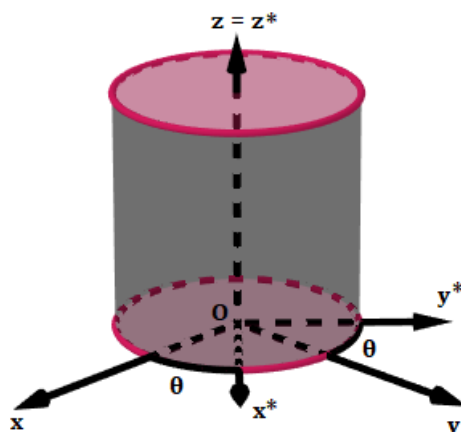
$$\begin{aligned}
T^*_{33} = & \cos(\delta)\cos(\alpha)[\text{sen}(\Omega)\text{sen}(I)] \\
& + \cos(\delta)\text{sen}(\alpha)[-\cos(\Omega)\text{sen}(I)]\cos(I)
\end{aligned} \tag{3.16i}$$

3.6.4 Sistema do satélite para o principal

Nestes dois sistemas de coordenadas, os eixos Oz e Oz^* são coincidentes, já que estão sendo analisados as perspectivas do sistema inercial do satélite e, por esse motivo, a transformação de coordenadas acontece com uma simples rotação com ângulo θ . A Figura 3.6 representa a simples rotação que acontece na origem do centro de massa do satélite.

- Rotação simples com ângulo θ

Figura 3.6 - Sistema do satélite $Oxyz$ e sistema principal $Ox^*y^*z^*$



Fonte: Autor

$$T_{Satélite/Principal} = \begin{pmatrix} \cos\theta & -\text{sen}\theta & 0 \\ \text{sen}\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (3.17)$$

Quando $t = 0$, considera-se que os dois sistemas são iguais e a partir deste ponto, o eixo x^* começa a mudar com uma velocidade W

$$\theta = Wt, \quad (3.18)$$

o qual W é a velocidade de rotação do satélite no instante inicial o qual os sistemas são coincidentes.

3.6.5 Sistema orbital para o sistema principal

Para fazer esta transformação de coordenadas é necessário usar as Equações 3.15 e 3.17. A representação dos versores do sistema orbital em função do sistema principal, de acordo com Pereira (2011), é dada por

$$\begin{pmatrix} \vec{e}_{x_s} \\ \vec{e}_{y_s} \\ \vec{e}_{z_s} \end{pmatrix} = T^*_{Satélite/Orbital} T_{Satélite/Principal} \begin{pmatrix} \vec{e}_{x^*} \\ \vec{e}_{y^*} \\ \vec{e}_{z^*} \end{pmatrix} = A_{Orbital/Principal} \begin{pmatrix} \vec{e}_{x^*} \\ \vec{e}_{y^*} \\ \vec{e}_{z^*} \end{pmatrix}. \quad (3.19)$$

A matriz $A_{Orbital/Principal}$ pode ser representada como

$$A_{Orbital/Principal} = \begin{pmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{pmatrix}. \quad (3.20)$$

Os elementos da matriz podem ser representados como

$$A_{11} = T^*_{11} \cos(\theta) + T^*_{12} \sen(\theta) \quad (3.21a)$$

$$A_{12} = -T^*_{11} \sen(\theta) + T^*_{12} \cos(\theta) \quad (3.21b)$$

$$A_{13} = T^*_{13} \quad (3.21c)$$

$$A_{21} = T^*_{21} \cos(\theta) + T^*_{22} \sen(\theta) \quad (3.21d)$$

$$A_{22} = -T^*_{21} \sen(\theta) + T^*_{22} \cos(\theta) \quad (3.21e)$$

$$A_{23} = T^*_{23} \quad (3.21f)$$

$$A_{31} = T^*_{31} \cos(\theta) + T^*_{32} \sen(\theta) \quad (3.21g)$$

$$A_{32} = T^*_{31} \sen(\theta) + T^*_{32} \cos(\theta) \quad (3.21h)$$

$$A_{33} = T^*_{33} \quad (3.21i)$$

3.6.6 Sistema do Satélite com eixos paralelos à Terra para Sistema Principal

A transformação de coordenadas dada pela Equação 3.7 representa a relação entre o sistema do satélite com eixos paralelos à Terra para o sistema do satélite. Através da matriz de rotação $T^{TT}_{Paralelo/Satélite}$ e a matriz $T_{Satélite/Principal}$ representada pela Equação 3.17. Através da multiplicação dessas duas matrizes é possível chegar em uma terceira matriz que apresenta a rotação necessária para a transformação do sistema do Satélite com eixos Paralelos à Terra para o sistema principal.

$$Q_{Paralelo/Principal} = T^{TT}_{Paralelo/Satélite} T_{Satélite/Principal} \quad (3.22)$$

com

$$Q_{Paralelo/Principal} = \begin{pmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} \end{pmatrix}. \quad (3.23)$$

Os elementos da matriz da transformação estão aqui elucidados:

$$Q_{11} = -\text{sen}(\alpha)\text{cos}(\theta) - \text{cos}(\alpha)\text{sen}(\delta)\text{sen}(\theta) \quad (3.24a)$$

$$Q_{12} = \text{sen}(\alpha)\text{sen}(\theta) - \text{cos}(\alpha)\text{sen}(\delta)\text{cos}(\theta) \quad (3.24b)$$

$$Q_{13} = \text{cos}(\alpha)\text{cos}(\delta) \quad (3.24c)$$

$$Q_{21} = \text{cos}(\alpha)\text{cos}(\theta) - \text{sen}(\alpha)\text{sen}(\delta)\text{sen}(\theta) \quad (3.24d)$$

$$Q_{22} = -\text{cos}(\alpha)\text{sen}(\theta) - \text{sen}(\alpha)\text{sen}(\delta)\text{cos}(\theta) \quad (3.24e)$$

$$Q_{23} = \text{sen}(\alpha)\cos(\delta) \quad (3.24f)$$

$$Q_{31} = \cos(\delta)\text{sen}(\theta) \quad (3.24g)$$

$$Q_{32} = \cos(\delta)\cos(\theta) \quad (3.24h)$$

$$Q_{33} = \text{sen}(\delta) \quad (3.24i)$$

4 ÓRBITA DO SATÉLITE CBERS

Neste capítulo será apresentado o método utilizado para determinar a órbita do satélite CBERS, de forma a obter os elementos necessários para o cálculo do torque de pressão de radiação solar.

O programa CBERS (Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres) é uma parceria realizada pelos países China e Brasil desde 1988 para fins de monitoramento remoto de média resolução. O CBERS-4A foi lançado do Centro de Lançamento de Taiyan na China no dia 20 de dezembro de 2019 e suas câmeras de são essenciais para o controle e monitoramento da vegetação, agricultura, água, cartografia e até mesmo para a educação fornecendo imagens para materiais didáticos (EPIPHANIO, 2009; CBERS/INPE, 2020).

O CBERS-4A faz uma órbita sol-síncrona, recorrente e congelada. Nesse contexto, a sol-sincronicidade do satélite assegura a iluminação uniforme para o funcionamento de suas câmeras e podendo fazer diversas comparações entre os dias para o sensoriamento remoto de diversas áreas, a quase circularidade da órbita (excentricidade baixa), garante a regularidade na escala da Terra e faz com que o cruzamento do satélite pela Linha do Equador seja fixada em um determinado horário, a saber 10:30h que garante um alto índice de irradiância solar. O ciclo do CBERS-4A é fixado em 31 dias, fazendo a cobertura de todo o globo, com exceção dos polos. A Tabela 4.1 demonstra alguns parâmetros nominais do CBERS-4A (CBERS/INPE, 2020).

O satélite CBERS-4A possui uma massa total de 1730 kg e gera uma potência de 2100 W. A vida útil do satélite foi construída para ser de 5 anos e a participação da construção do satélite brasileira foi de 50%. O primeiro satélite que foi 100% projetado e operado através da ciência brasileira é o Amazonia-1 que foi lançado em fevereiro de 2021.

Para a simulação, foi considerado dados reais de órbita fornecidos pela *CelesTrack*, que é uma das principais organizações que divulgam os elementos orbitais de satélites artificiais, por meio da tabela conhecida como *Two-Line Element Sets* (TLE), o qual fornece dados contidos em duas linhas e que são o suficiente para determinar a órbita através de métodos numéricos. Na Figura 4.1, que foi obtida no dia 31 de janeiro de 2021, está apresentada as informações que podem ser obtidas pela TLE. As informações que não estão referenciadas não serão utilizadas neste relatório.

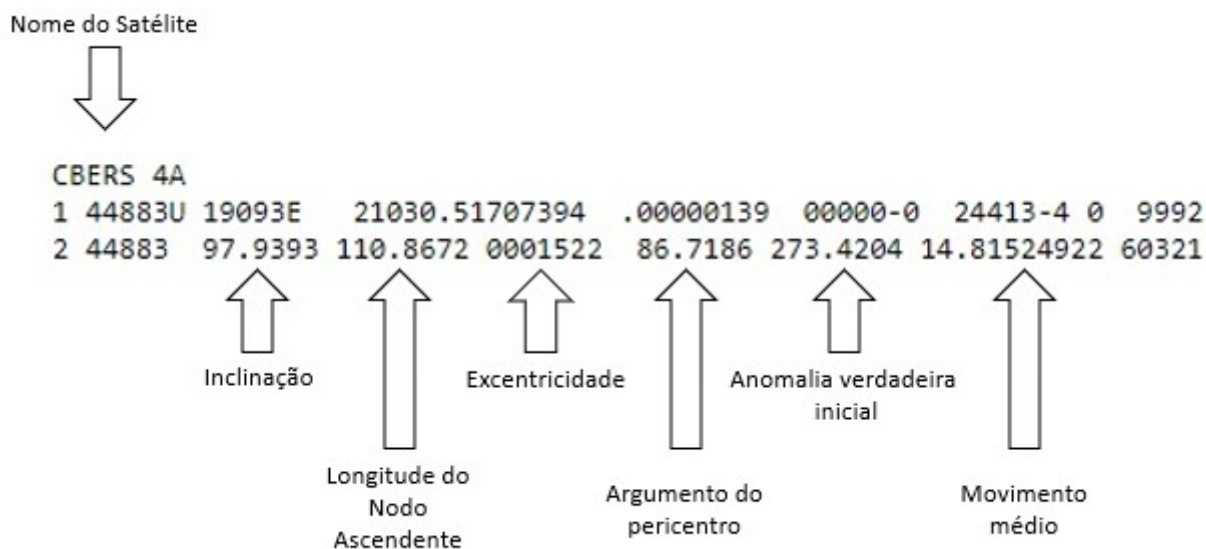
Na Seção 4.1, é apresentado um método numérico possível para a determinação

Tabela 4.1 - Parâmetros nominais do satélite CBERS-4A

<i>Parâmetro</i>	Valor
Altitude	628,6 km
Inclinação	97,89°
Hora local do nodo descendente	10:30 a.m.
Repetição do ciclo	31 dias
Revoluções/dia	14 +25/31
Período orbital	97,25 minutos
Estabilidade da hora local no nodo descendente	± 10 minutos
Intervalo entre faixas adjacentes	3 dias
Estabilidade do traço no Equador	± 5 km

Fonte: CBERS/INPE (2020)

Figura 4.1 - Tabela *Two-Line Elements*



Fonte: Autor

da anomalia excêntrica para prever a posição do satélite de acordo com os dados inseridos da Figura 4.1. Como previsto existem pequenas variações dos dados reais para os dados obtidos através do INPE, mas que na média ficam em torno da Tabela 4.1 (CBERS/INPE, 2020).

4.1 Método de Newton-Raphson

No Capítulo 3, foi mostrado os diferentes sistemas de coordenadas e como manusear os elementos orbitais e calcular a posição e a velocidade do satélite em um determinado instante (t) através das Equações 3.11 e 3.12, porém essas soluções limitam-se a apenas um tempo dado para um valor específico da anomalia verdadeira (f). Nesse sentido, torna-se necessário estipular uma relação entre a anomalia verdadeira e o tempo para que seja possível prever os vetores posição e velocidade sem que fosse necessário checar a tabela TLE todos os dias. Para isso, é imprescindível introduzir um método numérico para solução de equações transcendentais, no caso, é utilizado o Método de Newton-Raphson e dois novos parâmetros, a anomalia excêntrica (E) e a anomalia média (M) para relacionar a anomalia média com o tempo e com o uso das Equações de Kepler determinar a anomalia excêntrica e, enfim, relacionar a anomalia média e determinar os vetores \vec{r} e \vec{v} em qualquer instante na órbita do satélite (FERNANDES; ZANARDI, 2018; CHAPRA; CANALE, 2016).

Inicialmente, é preciso coletar os dados da excentricidade, anomalia verdadeira inicial e o semieixo maior na tabela TLE, adotando o valor da anomalia verdadeira como dado inicial por variar com o tempo, sendo denotada por f_0 . A partir do conhecimento desses elementos orbitais, segundo Fernandes e Zanardi (2018), é possível encontrar o valor da anomalia excêntrica inicial E_0 que é dado por

$$\tan \frac{E_0}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan \frac{f_0}{2}. \quad (4.1)$$

Encontrado o valor da anomalia excêntrica inicial E_0 , é possível achar o valor da anomalia média inicial M_0 a partir da Equação de Kepler que é expressa como

$$M_0 = E_0 - e \cdot \text{sen} E_0. \quad (4.2)$$

Já com o valor da anomalia média inicial M_0 , encontra-se a anomalia média no tempo t que é calculada como:

$$M = M_0 - n\Delta t, \quad (4.3)$$

onde M_0 é a anomalia média em um dado instante t_0 que pode ser encontrada através da Equação de Kepler, Δt é a variação do tempo dada por $t - t_0$ e n é o

movimento médio, dado pela Equação 4.4

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}. \quad (4.4)$$

Com o valor obtido da anomalia média M no tempo t , fazemos o caminho inverso, voltando para a Equação de Kepler 4.2 para achar o valor da anomalia excêntrica E , no mesmo instante t . Entretanto, pela Equação 4.2, torna-se impossível a separação do termo E para sua resolução, dessa maneira, é utilizado o Método de *Newton-Raphson* para encontrar o valor de E .

O Método de *Newton-Raphson* encontra as raízes de uma determinada equação por meio de aproximações. Nesse sentido, traça-se uma reta tangente à função e determina-se um erro para que, caso não atingido com esse grau de exatidão, é repetido inúmeras vezes até a reta tangente à curva se adequar aos parâmetros determinados. Para a solução da Equação de Kepler 4.2, usualmente, usa-se a anomalia média M como aproximação inicial da reta tangente e estipula-se um erro bem pequeno para maior exatidão da anomalia excêntrica E . O cálculo é feito através de um algoritmo criado em MATLAB.

Com o valor de E encontrado, partimos então para achar a anomalia verdadeira f no instante t , através da Equação 4.1. Por fim, com o valor de f encontrado, usamos as Equações 5.1 e 3.2 para encontrarmos os vetores \vec{r}' e \vec{v}' , em qualquer instante da trajetória.

Dessa forma, com a previsão dos vetores posição e velocidade em qualquer instante de tempo é possível propagar a órbita do satélite artificial e tratar com exatidão possíveis perturbações em sua órbita. Caso seja necessário, é factível a realização da mudança de coordenadas do sistema orbital para o sistema ECI através do uso das Equações 3.11 e 3.12, já que os outros elementos orbitais sofrem baixas variações em relação à passagem de tempo.

5 TORQUE DE PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR

Os torques externos são causados através de forças externas que atuam no satélite e podem ter diversas origens. Esses torques são responsáveis por induzir a rotação do corpo em torno de um eixo imaginário em relação à órbita. Nessa perspectiva, o Torque de Pressão de Radiação Solar (TPRS) também causa perturbações na órbita e na rotação do satélite através do fluxo de fótons oriundos do Sol.

Existem duas possíveis fontes importantes de radiação no satélite artificial, a Terra e o Sol. A Terra pode emitir radiação significativamente de duas maneiras, através da reflexão de fótons que se chocam com a Terra e esbarram no satélite após essa reflexão (albedo terrestre) e através da emissão de radiação do infra-vermelho que segue a Lei de Stefan-Boltzmann, ou seja, é proporcional à quarta potência da temperatura absoluta da superfície terrestre. No caso do Sol, a radiação incidente no satélite é direta, portanto, define-se o Torque de Pressão de Radiação Solar Direta que será o foco neste relatório (MOTTA et al., 2011; ZANARDI, 1993)

Em baixas altitudes, a influência do TPRS é menor em satélites artificiais que funcionam, geralmente, como satélites de sensoriamento remoto e o Torque Aerodinâmico (TA) é predominante. Em satélites de órbitas altas, como os geoestacionários, o TPRS influencia diretamente nas perturbações da órbita do satélite e o TA diminui consideravelmente. Dessa forma, conclui-se que quanto mais baixa a altitude do satélite, menor a influência do fluxo de fótons provindos do Sol e, conseqüentemente, menor o Torque de Pressão de Radiação Solar (MARKLEY; CRASSIDIS, 2014).

5.1 Pressão de Radiação Solar

A Pressão de Radiação Solar é dada através do fluxo de fótons oriundos do Sol que incidem diretamente em uma superfície qualquer. Os fótons incidentes possuem energia que é conhecida como energia radiante. É válido ressaltar que a energia radiante sofre alterações com o espalhamento da atmosfera, mas como o satélite fica em uma região acima da atmosfera terrestre, então essas variações não serão aqui consideradas.

A energia radiante sobre uma superfície e a sua taxa de variação sobre uma unidade de área é conhecida como fluxo de energia radiante que pode ser definida matematicamente, de acordo com Motta et al. (2011), como

$$\left(\frac{d(E)}{dA}\right) = \frac{P}{dA} = [W/m^2]. \quad (5.1)$$

Para determinar o fluxo de energia radiante é necessário ter a distância de uma unidade astronômica que equivale à $a_S = 1,49597870 \times 10^{11} \text{ m} = 1 \text{ UA}$. De acordo com Carrara (2013), a constante solar pode sofrer uma alteração percentual de 7% em relação ao ano devido ao movimento da Terra em torno do Sol, mas que é adotada frequentemente o valor de $1,353 \text{ kW/m}^2$.

Outras medidas também são adotadas, segundo Markley e Crassidis (2014), o valor para a constante solar é $1,361 \text{ kW/m}^2$ para o valor mínimo e $1,363 \text{ kW/m}^2$ para o valor máximo. Embora, a constante solar possa sofrer alterações com o movimento translacional da Terra.

Neste relatório, será utilizado o valor fixo para a distância até o Sol e para a constante solar, a constante solar S_0 será a adotada por Carrara (2013), ou seja

$$S_0 = 1,353 \text{ kW/m}^2. \quad (5.2)$$

Assim, é possível definir o fluxo de energia radiante em uma distância qualquer R' , já que é proporcional à razão ao quadrado da distância do Sol dividido pela distância qualquer R'

$$\bar{S} = S_0 \left(\frac{a_S}{R'}\right)^2. \quad (5.3)$$

A Pressão de Radiação Solar é determinada quando o fluxo de energia radiante é perpendicular à superfície do satélite e é dada por

$$P = \frac{\bar{S}}{c} = \frac{\bar{K}}{R'^2}, \quad (5.4)$$

onde c é a velocidade da luz no espaço que assume o valor de $c = 299.792.458 \text{ m/s}$ e \bar{K} , de acordo com Georgevic (1971), é $\bar{K} = 1,01 \times 10^{17} \text{ kg m/s}$

5.2 Força de Pressão de Radiação de Solar

Na superfície do satélite, o fluxo de energia radiante é parcialmente refletido com uma parcela γ que pode ser refletido difusamente (os raios são refletidos com vários

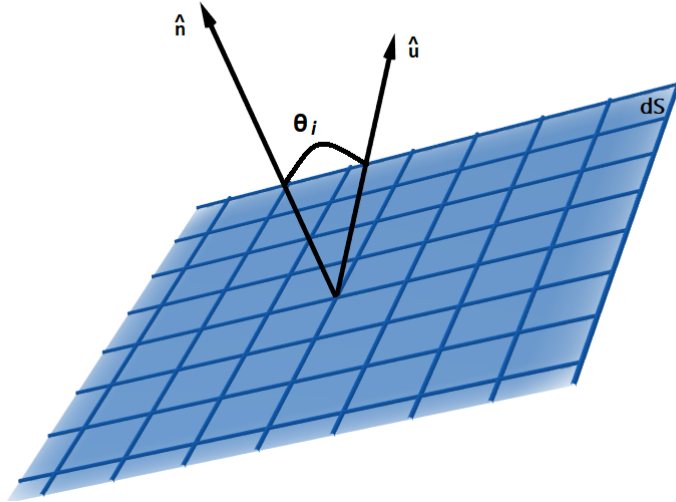
ângulos) ou especularmente (fótons refletidos apenas em uma direção) e uma outra parte $(1 - \gamma)$ é absorvida e irradiada novamente. A reflexão difusa obedece a *Lei de Lambert* e é proporcional o cosseno do ângulo de reflexão com a direção normal e a parcela total de reflexão dos fótons refletidos especularmente é $\beta\gamma$ (MOTTA et al., 2011; ZANARDI, 1993; MARKLEY; CRASSIDIS, 2014).

Segundo Motta et al. (2011), segue que a força elementar $d\vec{F}$ exercida em uma pequena superfície dS do satélite é dada por

$$d\vec{F} = -\frac{\bar{K}}{R^2} \left\{ \left[\frac{2\gamma}{3}(1 - \beta)\cos(\theta_i) + 4\beta\gamma\cos^2(\theta_i) \right] \hat{n} + [(1 - \beta\gamma)\cos(\theta_i)]\hat{u} \right\}, \quad (5.5)$$

sendo β o coeficiente de reflexão especular e γ o coeficiente de reflexão total e os versores \hat{n} e \hat{u} apontando para a direção normal e para a direção que os fótons refletidos com um ângulo de incidência θ_i , respectivamente. A Figura 5.1 representa a incidência do fluxo de energia radiante sobre a superfície do satélite.

Figura 5.1 - Representação de raios solares na superfície do satélite



Fonte: Autor

Dessa forma, a força de pressão de radiação solar é calculada pela integral de $d\vec{F}$ sobre toda a superfície do satélite a qual há incidência solar

$$\int_S d\vec{F} = \int_S \left\{ \left[-\frac{\bar{K}}{R^2} \left\{ \frac{2\gamma}{3}(1 - \beta)\cos(\theta_i) + 4\beta\gamma\cos^2(\theta_i) \right\} \hat{n} + [(1 - \beta\gamma)\cos(\theta_i)]\hat{u} \right] \right\} dS,$$

assim,

$$\vec{F} = \int_S \left\{ \left[-\frac{\bar{K}}{R^2} \left\{ \frac{2\gamma}{3}(1 - \beta)\cos(\theta_i) + 4\beta\gamma\cos^2(\theta_i) \right\} \hat{n} + [(1 - \beta\gamma)\cos(\theta_i)]\hat{u} \right] \right\} dS. \quad (5.6)$$

5.3 Torque de Pressão de Radiação Solar

O Torque de Pressão de Radiação Solar depende do centro de massa (CM) do satélite para provocar uma perturbação significativa. Neste relatório, será considerada apenas a força de pressão de radiação solar direta no satélite, ou seja, toda a análise será feita com o fluxo de fótons incidindo diretamente na superfície do satélite sem considerar a radiação causada pelo albedo terrestre e os períodos de descontinuidade quando o satélite está na sombra da Terra o qual é necessário incluir uma função denominada Função Sombra que analisa esse período de penumbra do satélite (ZANARDI et al., 2005).

A análise do TPRS pode ser feita através do produto vetorial do vetor posição no Sistema Principal com a Equação 5.5, ou seja

$$d\vec{N} = \vec{r} \times d\vec{F}. \quad (5.7)$$

A Equação 5.7 também pode ser escrita como um produto vetorial do vetor posição que é definido no Sistema de Coordenadas Principal e da Equação 5.6, assim

$$\vec{N} = \int_S \left\{ \left[-\frac{\bar{K}}{R^2} \left\{ \frac{2\gamma}{3}(1 - \beta)\cos(\theta_i) + 4\beta\gamma\cos^2(\theta_i) \right\} \vec{r} \times \hat{n} + [(1 - \beta\gamma)\cos(\theta_i)]\vec{r} \times \hat{u} \right] \right\} dS. \quad (5.8)$$

A determinação das componentes do TPRS depende de um sistema fixo no satélite que é denominado de Sistema Principal que pode ser compreendido na Seção 3.4. Além disso, é necessário estipular a direção de incidência (\hat{u}) e a direção normal (\hat{n}) à superfície e, conseqüentemente, é possível determinar o ângulo de incidência θ_i , o vetor posição é determinado da distância da superfície dS até o centro de massa (CM) do satélite no sistema principal, o vetor posição \vec{R} do Sol à Terra é considerado com uma distância fixa de uma unidade astronômica (ZANARDI, 1993). Apesar disso,

nesse relatório é utilizado a expressão dada pela Seção 5.4 que apresenta o modelo customizado para o satélite CBERS que foi desenvolvido por Fuming e Kuga (1999) e será abordado nas simulações no Capítulo 6 e, por esse motivo, não será desenvolvido as componentes do torque de pressão de radiação solar.

5.4 Modelo para o Torque de Pressão de Radiação Solar para o satélite CBERS

Para o satélite CBERS, é necessário otimizar os cálculos e adotar um sistema para cálculo do TPRS customizado. De acordo com Fuming e Kuga (1999), as funções do TPRS em seus respectivos eixos podem ser calculadas como

$$N_x = 4,64 \times 10^{-4} \cos(Wt) + 3,71 \times 10^{-7} - 3,84 \times 10^{-6} |\cos(Wt)| \cos(Wt), \quad (5.9)$$

$$N_y = 6,83 \times 10^{-6} \text{sen}(Wt) + 1,94 \times 10^{-6} |\text{sen}(Wt)| \text{sen}(Wt), \quad (5.10)$$

$$N_z = -4,64 \times 10^{-4} \text{sen}(Wt) + 4,13 \times 10^{-6} |\text{sen}(Wt)| \text{sen}(Wt), \quad (5.11)$$

tal que, W é velocidade de rotação do satélite e t é o tempo calculado a partir do nodo ascendente. O torque é calculado em [N · m].

De acordo com Fuming e Kuga (1999), a expressão das componentes do TPRS pode ser calculada em função da latitude verdadeira u no lugar de Wt . Dessa forma, as Equações 5.9, 5.10, 5.11 são iguais a:

$$N_x = 4,64 \times 10^{-4} \cos(u) + 3,71 \times 10^{-7} - 3,84 \times 10^{-6} |\cos(u)| \cos(u), \quad (5.12)$$

$$N_y = 6,83 \times 10^{-6} \text{sen}(u) + 1,94 \times 10^{-6} |\text{sen}(u)| \text{sen}(u) \quad (5.13)$$

$$N_z = -4,64 \times 10^{-4} \text{sen}(u) + 4,13 \times 10^{-6} |\text{sen}(u)| \text{sen}(u). \quad (5.14)$$

Ademais, em Fuming e Kuga (1999), são apresentados modelos de simulações para

os torques aerodinâmico e magnético, mas que não serão abordados neste trabalho.

6 SIMULAÇÃO

Neste capítulo, para o satélite CBERS-4A, apresentam-se aplicações das teorias desenvolvidas. O modelo para a propagação da órbita é desenvolvida com o cálculo da anomalia excêntrica e através do método de Newton-Raphson (Seção 4.1) é possível definir a órbita do satélite. O *software* MATLAB foi utilizado para implementação do código para propagação da órbita e cálculo do Torque de Pressão de Radiação Solar.

6.1 Simulação da órbita do satélite CBERS-4A

O algoritmo da simulação foi adaptado de Condoleo (2021). A adaptação do algoritmo foi necessária para adaptar aos dados que são fornecidos no *Two-Line Element Sets* (TLE). Inicialmente, foi necessário fornecer alguns dados do satélite para o cálculo da dinâmica orbital, tal qual o semi-eixo maior do satélite, porém esse dado não é fornecido pela TLE. A fim de contornar a situação, foi aplicado o cálculo do semi-eixo maior a partir do movimento médio n que é fornecido na tabela em *rev/dia*. A equação para a determinação do semi-eixo maior é fornecida a seguir:

$$a = \left(\frac{\mu}{n^2} \right)^{1/3} \quad (6.1)$$

Na primeira etapa, é fornecido alguns elementos orbitais do satélite para propagação da órbita de acordo com a Tabela 6.1. Após a inclusão da longitude do nodo ascendente (Ω), argumento do perigeu (ω), anomalia verdadeira inicial (f_0), inclinação (I), movimento médio (n) e excentricidade (e), o algoritmo calcula dados da órbita, como as posições e as velocidades do perigeu e apogeu, o semi-latus rectum, o período, o vetor momentum angular e o vetor nodo ascendente. Os valores obtidos através desta primeira etapa é fornecido nas Tabela 6.2.

Na segunda etapa, é necessário incluir alguns dados de variação de tempo para o cálculo das posições do satélite e também a quantidade de órbitas que será calculada pelo programa. Nesse contexto, a inclusão de uma variação de tempo pequena para o satélite faz com que a órbita seja calculada de maneira muito semelhante a real, embora que desconsiderada as perturbações do satélite e o controle de atitude.

Na terceira etapa, aplica-se o método de Newton-Raphson e é calculado a dinâmica orbital do satélite, através das anomalias excêntrica e média, é factível determinar a anomalia verdadeira (f), latitude verdadeira (u) e o vetor posição (r) em qualquer

Tabela 6.1 - Condições iniciais obtidas via TLE

Elemento orbital	Valor inserido no algoritmo
Argumento do perigeu (ω)	86,7186°
Anomalia verdadeira inicial (f_0)	273,4204°
Longitude do nodo ascendente (Ω)	110,8672°
Inclinação	97,9393°
Movimento médio (n)	14,81524922 rev/dia
Excentricidade	0,0001522

Fonte: Autor

Tabela 6.2 - Resultados obtidos através do algoritmo

Parâmetro	Valor obtido através do algoritmo
Raio do perigeu	7001,586 km
Raio do apogeu	7003,718 km
Altitude do perigeu	623,586 km
Altitude do apogeu	97,9393°
Velocidade no perigeu	7,5458 km/s
Velocidade no apogeu	7,5435 km/s
Período orbital	1h 37m 11s

Fonte: Autor

instante t . A partir desses dados, é possível propagar a órbita do satélite.

Na quarta etapa, calcula-se as coordenadas do vetor posição do satélite no Sistema Inercial Centrado na Terra (Seção 3.1) e no Sistema Orbital (Seção 3.5).

Na última etapa, é necessário incluir o ângulo de Greenwich e depois algumas opções para a análise gráfica em 3 dimensões e em 2 dimensões da órbita, tal qual o *zoom* aplicado na Terra em 3D e opções da Terra planificada em 2D com as latitudes e longitudes ou simplesmente sem as linhas imaginárias.

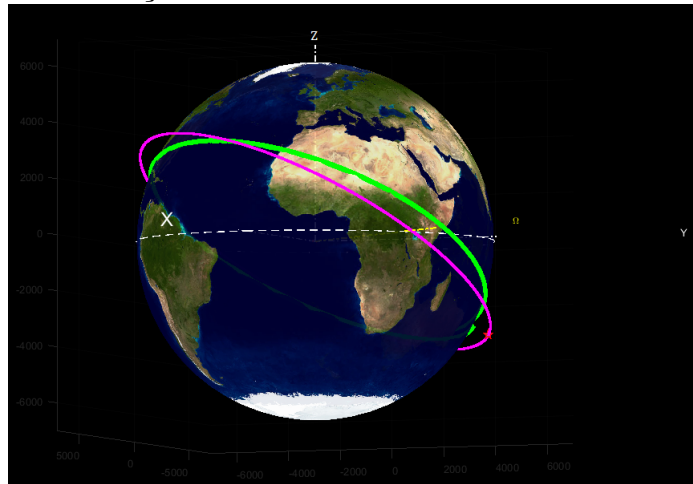
6.1.1 Aplicação do algoritmo para o satélite CBERS-4A

A partir do algoritmo de Condoleo (2021) e das informações da Tabela 6.1, é possível calcular uma ou diversas órbitas para o satélite CBERS-4A. Dessa forma, a

representação da trajetória do satélite em 2 ou 3 dimensões pode ser representada a seguir.

A Figura 6.1 representa uma única órbita propagada do CBERS-4A em torno da Terra em 3 dimensões. Os eixos $OXYZ$, com origem no centro da Terra, representam o Sistema Inercial Centrado na Terra (Seção 3.1), enquanto a linha verde é a projeção do satélite na órbita e a linha rosa é a posição simulada do CBERS-4A.

Figura 6.1 - Simulação de uma órbita do CBERS-4A em torno da Terra



Fonte: Autor (com o uso do algoritmo de [Condoleo \(2021\)](#))

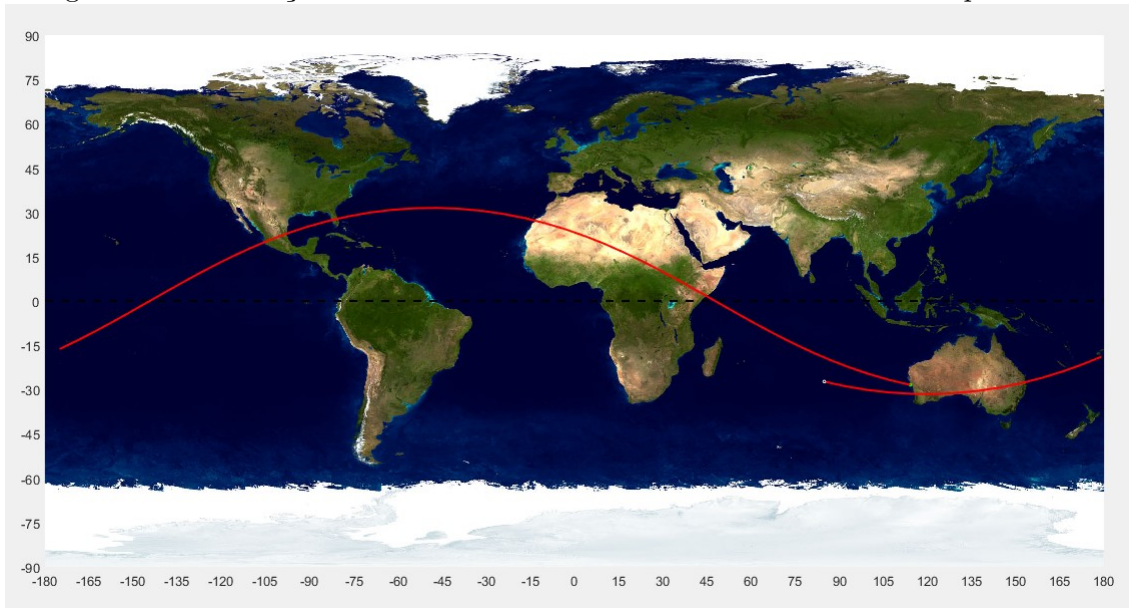
Ademais, há também o cálculo da órbita na Terra planejada, ou seja, com a Terra em 2 dimensões e a trajetória planejada do CBERS-4A do TLE da Figura 4.1. A Figura 6.2 representa a trajetória planejada.

A simulação para várias órbitas também é possível para o algoritmo de [Condoleo \(2021\)](#). Nesse contexto, aplicar para diversas órbitas é extremamente importante para visualizar como o satélite CBERS-4A faz a cobertura da Terra. A Figura 6.3 representa o satélite com 10 órbitas e 100 órbitas com 100 segundos de espaçamento de uma posição até outra, respectivamente, em três dimensões.

Além disso, as órbitas planejadas são imprescindíveis para a compreensão de como a projeção do satélite está varrendo a superfície terrestre. As Figuras 6.4 e 6.5 representam a aplicação do algoritmo para 10 e 100 órbitas planejadas, respectivamente.

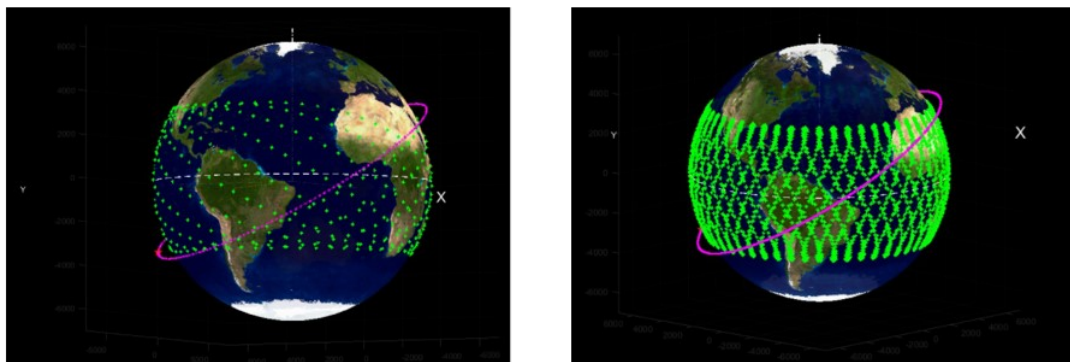
A partir das figuras inseridas e das explicações de cada uma delas, é factível concluir que elas são essenciais para a compreensão da varredura do satélite em 3 dimensões

Figura 6.2 - Simulação de uma órbita do CBERS-4A em torno da Terra planejada



Fonte: Autor (com o uso do algoritmo de Condoleo (2021))

Figura 6.3 - Simulação de dez e cem órbitas do CBERS-4A, respectivamente, em torno da Terra



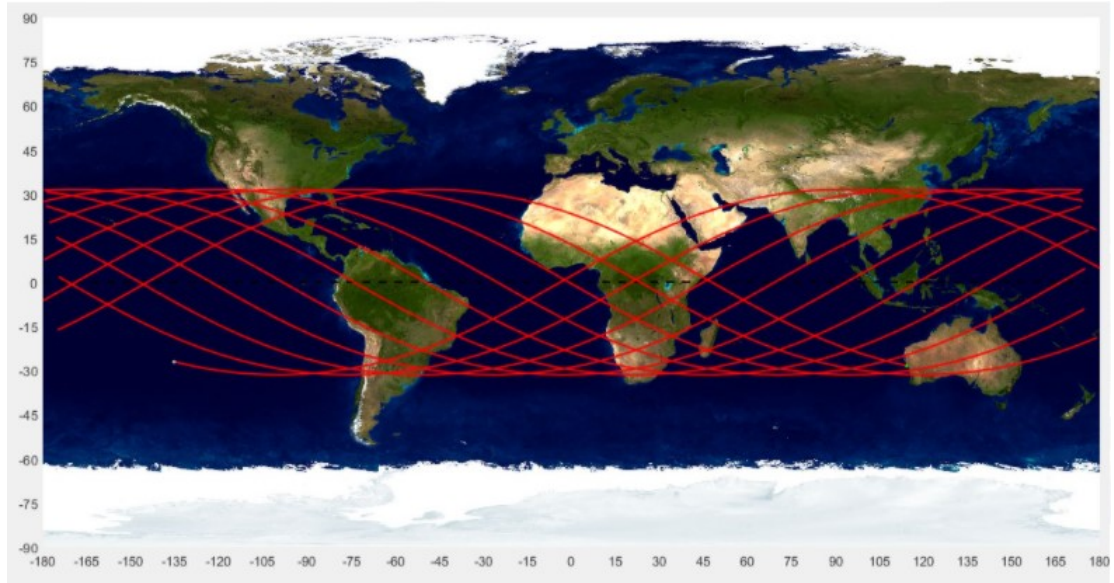
Fonte: Autor (com o uso do algoritmo de Condoleo (2021))

e 2 dimensões e qual é o comportamento da órbita do CBERS-4A.

6.2 Simulação do modelo para o Torque de Pressão de Radiação Solar para o satélite CBERS

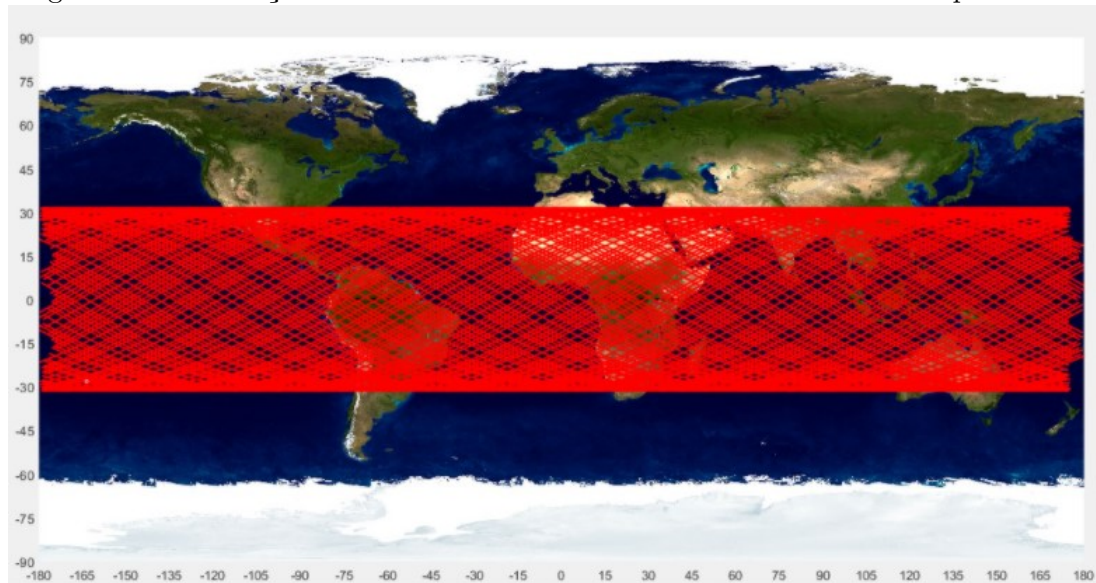
Segundo Fuming e Kuga (1999), os torques de pressão de radiação solar, aerodinâmico e magnético podem ser modelados por uma função que depende da velocidade angular W e o tempo t . De acordo com as Equações Equações 5.9, 5.10, 5.11, é

Figura 6.4 - Simulação de dez órbitas do CBERS-4A em torno da Terra planificada



Fonte: Autor (com o uso do algoritmo de Condoleo (2021))

Figura 6.5 - Simulação de cem órbitas do CBERS-4A em torno da Terra planificada



Fonte: Autor (com o uso do algoritmo de Condoleo (2021))

fornecido um modelo para a simulação das componentes do Torque de Pressão de Radiação Solar em suas determinadas componentes.

Dessa forma, a fim de elaborar a simulação do TPRS para o satélite CBERS-4A, foi usado o *software* MATLAB para a criação de um algoritmo que demonstre a variação

do TPRS no satélite durante a sua órbita. O algoritmo funciona com quatro etapas:

Na primeira etapa, é fornecido alguns elementos orbitais do satélite, que foram adquiridos da TLE (Tabela 6.1), para calcular alguns valores importantes da propagação da órbita. Após a inclusão da longitude do nodo ascendente (Ω), argumento do perigeu (ω), anomalia verdadeira inicial (f_0), inclinação (I), movimento médio (n) e excentricidade (e), o algoritmo calcula dados da órbita através destes dados, como as posições e as velocidades do perigeu e apogeu, o semi-latus rectum, o período, o vetor momentum angular e o vetor nodo ascendente.

Na segunda etapa, é necessário incluir alguns dados de variação de tempo para o cálculo das posições do satélite e também a quantidade de órbitas que será calculada pelo algoritmo. Nesse contexto, a inclusão de uma variação de tempo pequena para o satélite faz com que a órbita seja calculada de maneira semelhante a real.

Na terceira etapa, aplica-se o método de Newton-Raphson de forma a completar os elementos Keplerianos necessários para determinar a órbita e localização do satélite, através das anomalias excêntrica e média, é factível determinar a anomalia verdadeira (f), latitude verdadeira (u) e o vetor posição (r) em qualquer instante t . A partir desses dados, é possível substituir o valor da latitude verdadeira (u) por Wt (FUMING; KUGA, 1999).

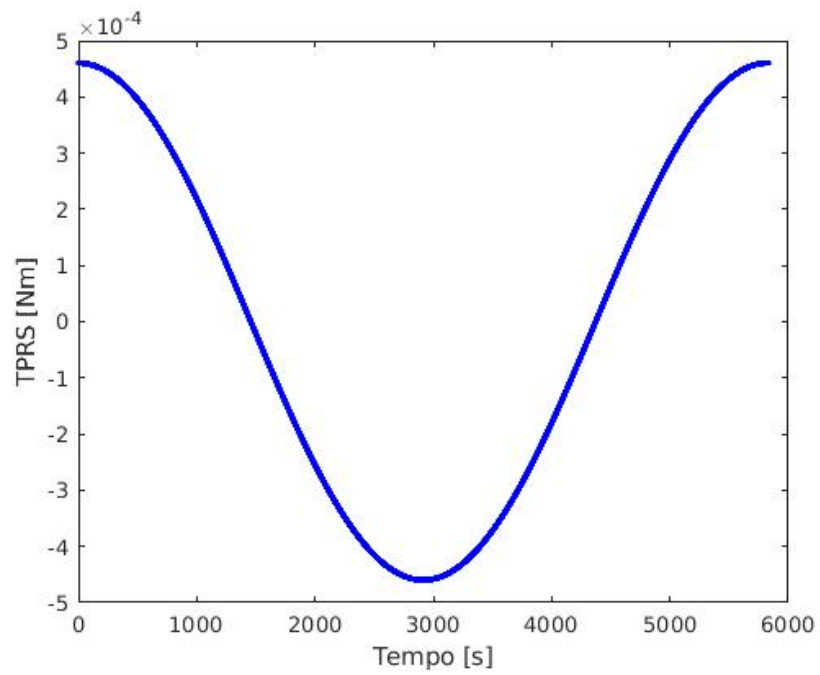
Na quarta etapa, calcula-se as equações que foram fornecidas através de Fuming e Kuga (1999) e constrói-se um gráfico das componentes do Torque de Pressão de Radiação Solar. O tempo é dado em segundos, pois representa a passagem de uma única órbita do satélite CBERS-4A, ou seja, o período orbital de 97,25 minutos.

As Figuras 6.6, 6.7, 6.8 representam as variações do TPRS através de uma órbita em relação aos seus respectivos eixos.

Como indicado nas Figuras 6.6, 6.7 e 6.8, as magnitudes para o Torque de Pressão de Radiação Solar Direta são de ordens de 10^{-4} para o eixo X, 10^{-5} para o eixo Y e 10^{-4} para o eixo Z. Uma das possíveis justificativas para que os torques não sejam correspondentes em todos os eixos, é a presença do painel girante no satélite CBERS-4A e do corpo do satélite.

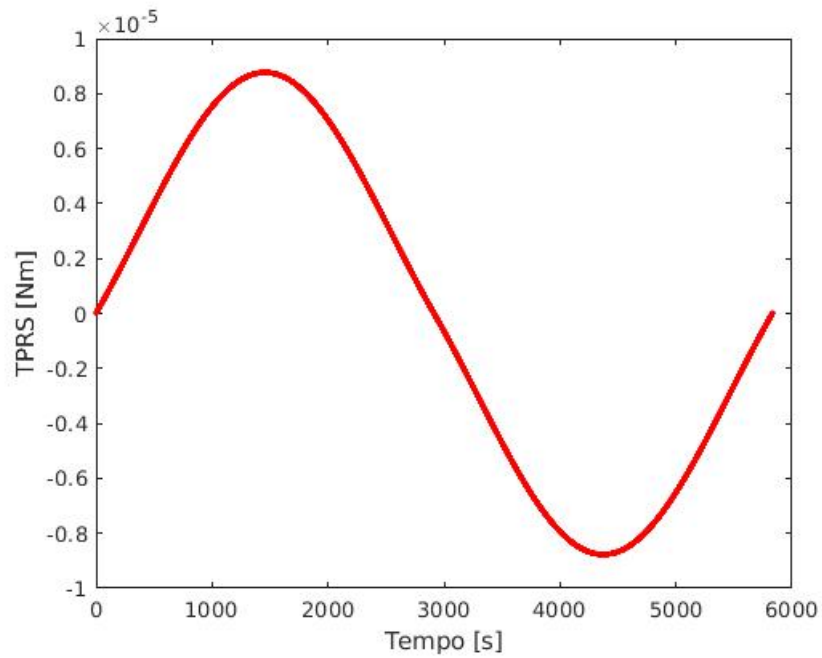
O painel girante do CBERS-4A é de muita importância para o funcionamento do satélite, já que ele rotaciona para ficar com um ótimo posicionamento em relação ao Sol de maneira que a energia radiante seja aproveitada ao máximo. A energia obtida através de um painel girante é sempre maior do que quando obtida por um painel

Figura 6.6 - Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo X



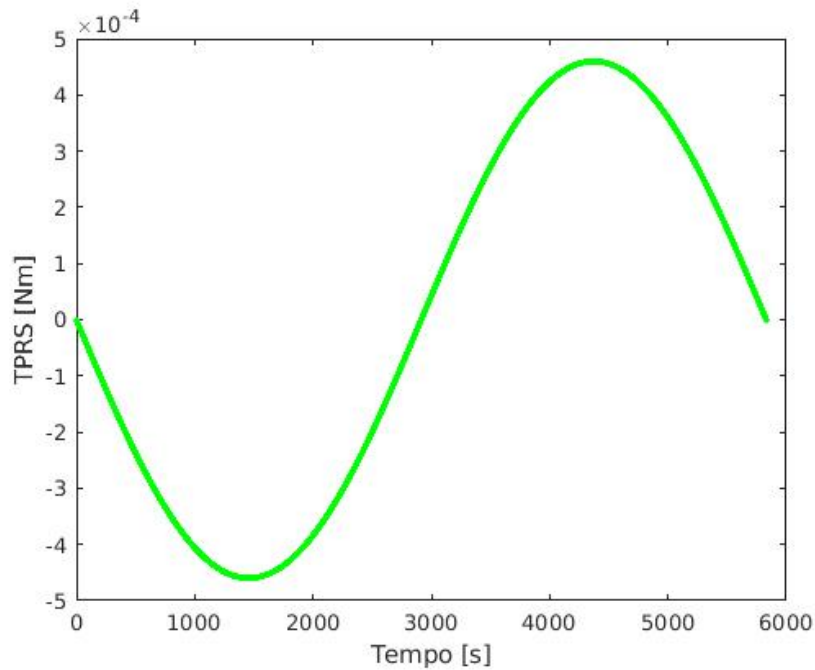
Fonte: Autor

Figura 6.7 - Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo Y



Fonte: Autor

Figura 6.8 - Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo Z



Fonte: Autor

fixo, mas certos critérios no projeto e análise devem ser calculados para melhor otimização do satélite (CARRARA, 1984).

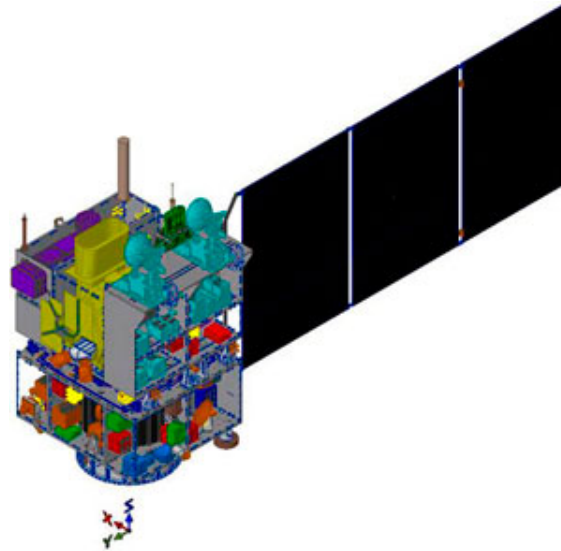
A variação da potência captada ao longo da órbita é um outro fator fundamental que é decisivo para a escolha de um painel girante ou fixo. Segundo Carrara (2013), a variação percentual do fluxo de energia incidente por unidade de área varia de acordo com o movimento translacional da Terra em torno do Sol. O valor que é frequentemente usado para a constante solar é $S_0 = 1,353 \text{ kW/m}^2$ (CARRARA, 1984).

A Figura 6.9 é uma representação interna dos equipamentos do CBERS-4A. As dimensões do painel solar em metros é de $6,3 \times 2,6$. A presença de um painel solar interfere, principalmente, no centro de pressão do satélite e no centro de massa do satélite e, conseqüentemente, na influência da perturbação do TPRS.

Ademais, é factível calcular a norma do TPRS através da Equação 6.2 em cada instante da órbita.

$$\|\vec{N}\| = \sqrt{N_x + N_y + N_z} \quad (6.2)$$

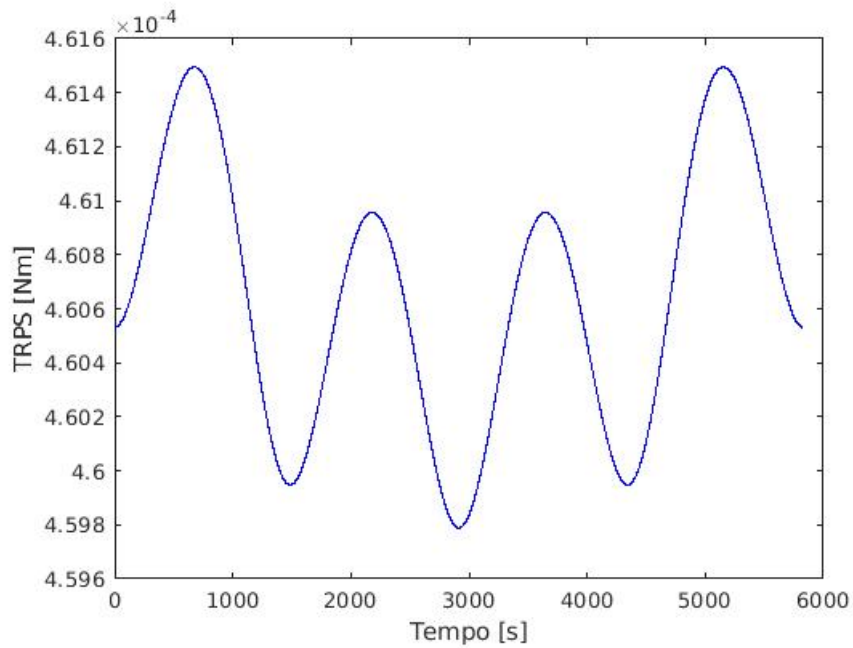
Figura 6.9 - Configuração do CBERS-4A



Fonte: (INPE, 2021)

Assim, é possível calcular o TPRS a cada instante. A Figura 6.10 representa a norma do vetor TPRS em torno de uma órbita com as condições iniciais colocadas através da Tabela 6.1.

Figura 6.10 - Norma do vetor Torque de Pressão de Radiação Solar



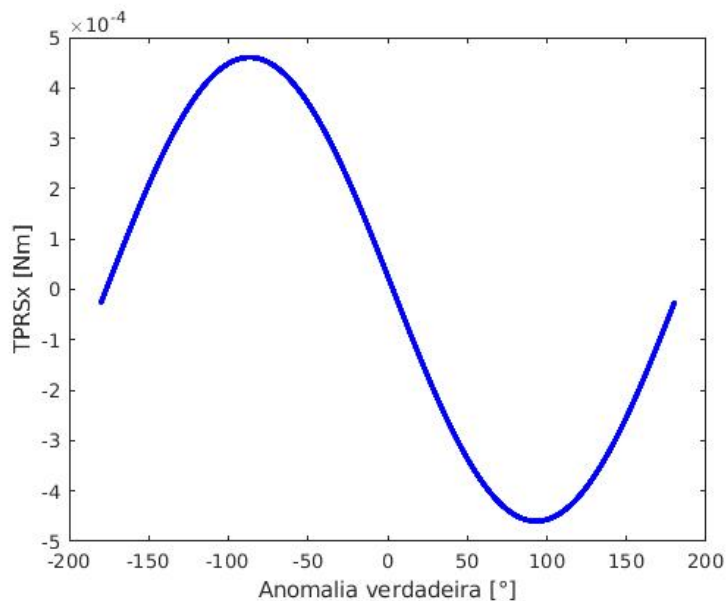
Fonte: Autor

Dessa forma, pode-se considerar que a variação do TPRS em torno dos seus três eixos são dependentes de outros fatores, como o movimento do painel girante do satélite CBERS-4A, mas que para uma análise de uma órbita do satélite em torno da Terra, a variação seria muito pequena. Para uma análise de todas as rotações do satélite em torno da Terra e a Terra girando em torno do Sol, haveria mudanças significativas na análise do TPRS, já que a incidência solar varia de acordo com a posição da Terra.

Além disso, a influência da posição da Terra em relação ao seu movimento translacional em volta da Terra influencia significativamente no ângulo de incidência (θ_i) que pode ser compreendido na Figura 5.1 e pode ser obtida através do produto interno entre a direção normal (\hat{n}) e o versor do Sol (\hat{u}). A norma do TPRS possui quatro ciclos, ou seja, possivelmente, esteja relacionado com os quatro ciclos da rotação do painel solar em busca do posicionamento ótimo do satélite em busca de minimizar o ângulo de incidência.

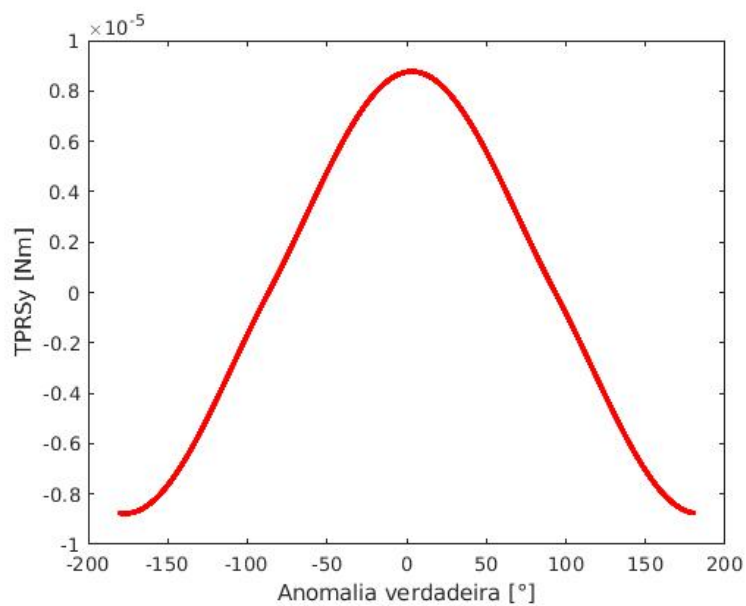
A partir das informações coletadas do TPRS em torno de um eixo ou através de sua norma, é possível calcular a variação do TPRS em função da anomalia verdadeira (f) em cada instante. Os gráficos de N_x , N_y e N_z em função da anomalia verdadeira estão representadas pelas Figuras 6.11, 6.12 e 6.13.

Figura 6.11 - Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo X em função da anomalia verdadeira



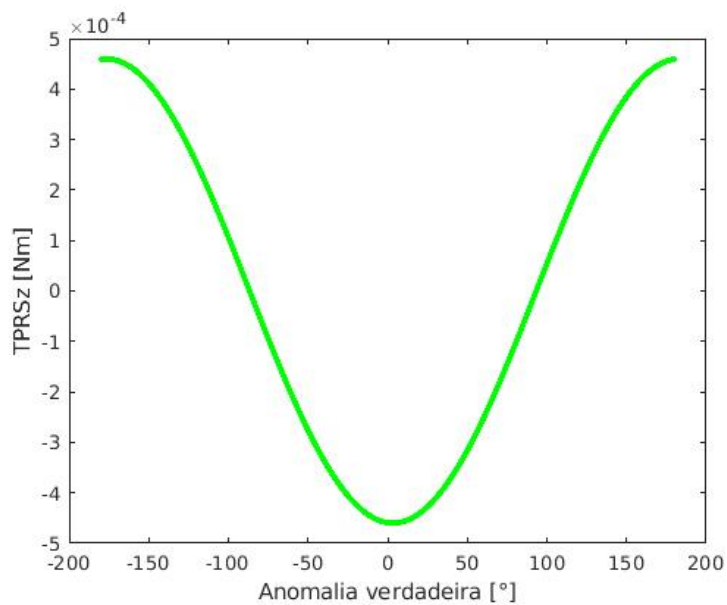
Fonte: Autor

Figura 6.12 - Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo Y em função da anomalia verdadeira



Fonte: Autor

Figura 6.13 - Torque de Pressão de Radiação Solar no eixo Z em função da anomalia verdadeira



Fonte: Autor

Assim, as Figuras 6.11, 6.12 e 6.13 mostram que o comportamento da anomalia verdadeira em relação a órbita interfere no TPRS, já que com passagem de tempo

tem-se maior incidência solar e, conseqüentemente, maior pressão de radiação solar.

7 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho foi proposto estudar os principais elementos que definem a órbita de um satélite artificial, assim como analisar a influência do torque de pressão de radiação solar em satélites sol síncronos, como é o caso do satélite CBERS. A importância deste estudo se deve ao fato que ao se projetar os sistemas de controle de atitude e órbita de um satélite deve-se considerar todos os torques e forças perturbadoras que poderão interferir no satélite durante a missão.

Para o estudo do torque de pressão de radiação solar considerou-se um modelo customizado para o CBERS, ou seja, equações simplificadas, mas que representam o torque nos 3 eixos do satélite. Estas equações foram fornecidas pelo INPE via relatório (FUMING; KUGA, 1999).

Observou-se que a ordem do TPRS nos eixos X e Z são de 10^{-4} Nm e no eixo Y de 10^{-5} Nm. Estes valores mostram que a interferência deste tipo de torque apesar de pequena, visto que o CBERS é um satélite de órbita baixa com 778 km de altitude, ela deve ser considerada. A variação dos valores pode ser justificada devido a alguns pontos importantes, como:

- O CBERS possui um painel solar (apêndice) de área relevante quando comparado com o corpo do satélite;
- O painel é girante e busca o posicionamento ótimo a fim de reduzir o máximo possível o ângulo de incidência, o que faz variar o torque durante a órbita do satélite (CARRARA, 1984);
- A magnitude diferenciada para o eixo Y pode ser justificada devido ao centro de pressões localizado sobre este eixo e próximo ao centro do painel do CBERS (CARRARA, 2013).

Os resultados obtidos são importantes, pois servirão de base para a implementação de um modelo que leve em consideração a variação do ângulo de incidência do fluxo de fótons oriundos do Sol no painel solar, de forma a ser determinado o torque de pressão de radiação solar atuante no mesmo. Estes resultados contribuirão para fortalecer a justificativa de que as variações percebidas nos resultados do torque calculados via modelo customizado do CBERS são devido a contribuição do painel solar.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALMEIDA, M. P. C. de. **Modelamento de Efeitos de Propagação em Enlaces Satélite de Órbita Baixa**. Tese (Doutorado) — PUC-Rio, 2003. 6
- CARRARA, V. **Posicionamento ótimo de painéis solares em satélites sósincronos**. [S.l.]: Instituto de Pesquisas Espaciais, 1984. 36, 41
- CARRARA, V. V. Environmental disturbance models for satellites, edm. 2013. 24, 36, 41
- CARVALHO, M. do V.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C. F.; MOTTA, G. B. Satélites estabilizados por rotação e torque radiação solar direta. 2012. 4, 9
- CBERS/INPE. **Sobre o CBERS**. 2020. Disponível em: <<http://www.cbears.inpe.br/sobre/index.php>>. Acesso em: 19 out 2020. 1, 19, 20
- CHAPRA, S. C.; CANALE, R. P. **Métodos Numéricos para Engenharia-7ª Edição**. [S.l.]: McGraw Hill Brasil, 2016. 21
- CONDOLEO, E. **Orbit3D**. 2021. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/45573-orbit3d>>. Acesso em: 31 jan 2021. 29, 30, 31, 32, 33
- EPIPHANIO, J. C. N. Cbers: estado atual e futuro. **XIV Simpósio Brasileiro de Sensoriamento Remoto**, INPE São José dos Campos, 2009. 19
- EVANS, W. J. Aerodynamic and radiation disturbance torques on satellites having complex geometry. In: **Applied Mathematics and Mechanics**. [S.l.]: Elsevier, 1964. v. 7, p. 83–98. 3
- FERNANDES, S.; ZANARDI, M. Fundamentos de astronáutica e suas aplicações. **Sao Bernardo do Campo-SP: Editora UFABC**, p. 499, 2018. 5, 8, 11, 21
- FUMING, H.; KUGA, H. Cbers simulator mathematical models. **CBTT Project, CBTT/2000/MM/001**, 1999. 27, 32, 34, 41
- GEORGEVIC, R. The solar radiation pressure force and torques model. 1971. 24
- INPE, C. **Sobre o CBERS**. 2021. Disponível em: <<http://www.cbears.inpe.br/sobre/cbers04a.php>>. Acesso em: 07 abr 2021. 37

- MARKLEY, F. L.; CRASSIDIS, J. L. **Fundamentals of spacecraft attitude determination and control**. [S.l.]: Springer, 2014. 2, 23, 24, 25
- MORAES, R. V. de; ZANARDI, M. Influence of earth's shadow on the rotational motion of an artificial satellite perturbed by solar radiation torque. **Advances in Space Research**, Elsevier, v. 19, n. 11, p. 1715–1718, 1997. 3
- MOTTA, G. B. Predição analítica do movimento rotacional de satélites estabilizados por rotação. Universidade Estadual Paulista (UNESP), 2014.
- MOTTA, G. B. et al. Satélites estabilizados por rotação e torque de radiação solar direta. Universidade Estadual Paulista (UNESP), 2011. 3, 4, 12, 23, 25
- PEREIRA, A. J. Satélites estabilizados por rotação: torques externos e ângulo de aspecto solar. Universidade Estadual Paulista (UNESP), 2011. 8, 15
- SANTOS, J. C. d. et al. Análise da estabilidade do movimento rotacional de satélites artificiais com quatérnions e sob a influência de torques externos. Universidade Estadual Paulista (UNESP), 2011. 3
- SINGH, S. N.; YIM, W. Nonlinear adaptive spacecraft attitude control using solar radiation pressure. **IEEE Transactions on aerospace and Electronic Systems**, IEEE, v. 41, n. 3, p. 770–779, 2005. 3
- ZANARDI, M.; MORAES, R. V. de; CABETTE, R.; GARCIA, R. Spacecraft's attitude prediction: solar radiation torque and the earth's shadow. **Advances in Space Research**, Elsevier, v. 36, n. 3, p. 466–471, 2005. 26
- ZANARDI, M. C. F. de P. S. **Influência do torque de radiação solar na atitude de um satélite artificial**. Tese (Doutorado) — Tese de doutorado, ITA, São José dos Campos, SP, Brasil, 1993. 3, 23, 25, 26