MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/03.16.19.32-TDI

ESTUDO DA INFLUÊNCIA DA PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR NA REMOÇÃO DE SATÉLITES EM RESSONÂNCIA

José Batista da Silva Neto

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Diogo Merguizo Sanchez, e Jorge Kennety Silva Formiga, aprovada em 29 de março de 2016.

URL do documento original:
<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3LBQ8EE>

INPE
São José dos Campos
2016

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) 3208-6923/6921
Fax: (012) 3208-6919
E-mail: pubtc@inpe.br

COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):
Presidente:
Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Membros:
Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)
Dr. André de Castro Milone - Coordenação de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)
Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (CTE)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação de Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)
Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação de Observação da Terra (OBT)
Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)
Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SID)
BIBLIOTECA DIGITAL:
Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)
REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:
Simone Angélica Del Ducca 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 E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/03.16.19.32-TDI

ESTUDO DA INFLUÊNCIA DA PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR NA REMOÇÃO DE SATÉLITES EM RESSONÂNCIA

José Batista da Silva Neto

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Diogo Merguizo Sanchez, e Jorge Kennety Silva Formiga, aprovada em 29 de março de 2016.

URL do documento original:
<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3LBQ8EE>

INPE
São José dos Campos
2016

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Silva Neto, José Batista da.

Si38e Estudo da influência da pressão de radiação solar na remoção de satélites em ressonância / José Batista da Silva Neto. – São José dos Campos : INPE, 2016.

xxvi + 106 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/03.16.19.32-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2016.

Orientadores : Drs. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Diogo Merguizo Sanchez, e Jorge Kennety Silva Formiga.

1. Descarte de satélites. 2. Detritos espacial. 3. Ressonâncias. 4. De-orbit. I.Título.

CDU 629.78-048.583:551.521.1

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

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

Aluno (a): ***José Batista da Silva Neto***

Título: **" ESTUDO DA INFLUÊNCIA DA PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR NA REMOÇÃO DE SATÉLITES EM RESSONÂNCIA".**

Aprovado (a) pela Banca Examinadora em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de *Mestre* em

Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle

Dr. Rodolpho Vilhena de Moraes

Presidente / UNIFESP / São José dos Campos - SP

Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado

Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Diogo Merguizo Sanchez

Orientador(a) / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Jorge Kennety Silva Formiga

Orientador(a) / FATEC / São José dos Campos - SP

Dr. Tadashi Yokoyama

Convidado(a) / UNESP/RC / Rio Claro - SP

Dra. Vivian Martins Gomes

Convidado(a) / UNESP/GUARÁ / Guaratinguetá - SP

Este trabalho foi aprovado por:

( ) maioria simples

(X) unanimidade

São José dos Campos, 29 de Março de 2016

"Tentar clarear o mundo da penumbra, é perder sua eficiência. Na penumbra, os olhos começam a enxergar de uma forma que a claridade não permite. Quando se faz escuro, quem vive no claro fica cego. Aqueles que estão acostumados com a penumbra não têm problemas em discernir as formas que existem no escuro".

Nilton Bonder
em *"Fronteiras da inteligência"*, 2011

A meus pais ***João*** *e* ***Efigênia****, a minha irmã* ***Beatriz*** *e aos meus amigos*

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer primeiramente a toda a minha família. Em especial ao meu pai João, minha mãe Efigênia e minha irmã Beatriz. Por entenderem a importância deste momento, me dando o suporte necessário para que eu chegasse até o final desta etapa.

Agradeço também meus orientadores Drs. Antônio F. Bertachini de A. Prado, Diogo M. Sanchez e Jorge Kennety S. Formiga, não só pela orientação, mas também por acreditarem em minha capacidade e investirem seu tempo em mim.

Agradeço ao pesquisador visitante, Dr. Gueorgui Smirnov, pelo auxílio na escolha do tema deste estudo.

Agradeço ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq) pelo suporte financeiro.

Agradeço aos funcionários do INPE.

Agradeço também a todos os companheiros de INPE que me ajudaram durante esses anos, desde a iniciação científica até aqui.

RESUMO

O aumento das atividades espaciais nas últimas décadas vem gerando um grande número de detritos espaciais, que estão alocados nas mais diversas regiões de interesse de exploração, como as órbitas do sistema GNSS na região de órbitas médias. Para evitar a colisão destes detritos com satélites operacionais, estratégias de descarte vêm sendo adotadas. Um exemplo é o reposicionamento de satélites do GNSS 500 km acima ou abaixo da órbita nominal. Porém, já é de conhecimento que este tipo de estratégia pode não funcionar a longo prazo. Instabilidades nas regiões de descarte podem alterar os elementos orbitais, como o semi-eixo maior (ressonância 2:1 spin-órbita) e a excentricidade (ressonância $2\omega + \Omega$). Deste modo, o satélite não-operacional pode cruzar com as órbitas nominais. Para evitar este tipo de problema, uma alternativa é a retirada completa do satélite até a reentrada (*de-orbit*). Deste modo, o presente estudo traz o *de-orbit* com o auxílio da pressão de radiação solar, como alternativa para satélites em regiões sujeitas a ressonâncias. Para tanto, neste trabalho, foram encontradas condições iniciais de longitude do nodo ascendente e argumento do perigeu para *de-orbit* de satélites das constelações GPS e Galileo. Ao final do estudo foram encontrados conjuntos de condições iniciais com mínimo crescimento da excentricidade e regiões com máximo crescimento de excentricidade. Ambas as regiões são de interesse como condição inicial de *de-orbit*. Na primeira há o menor risco de colisão durante o *de-orbit* e a segunda é uma região onde o *de-orbit* acontece mais rapidamente, pois o raio do perigeu diminui mais rápido. Através das integrais das acelerações foi possível mensurar a contribuição total de cada perturbação durante o tempo de *de-orbit*. Ao final do trabalho através de estudos de casos dentro da região de órbitas baixas foi possível analisar o comportamento do dispositivo de variação da área-sobre-massa e/ou coeficiente de reflectividade em regiões próximas a Terra.

Palavras-chave: Descarte de satélites. Detritos espacial. Ressonâncias. *De-orbit*.

STUDY OF THE INFLUENCE OF SOLAR RADIATION PRESSURE IN THE DE-ORBIT OF SATELLITES IN RESONANCE.

ABSTRACT

The increase of space activities in recent decades has been generating a lot of space debris, which are dispersed in different regions of interest, such as the GNSS orbit in MEO region. To avoid the collision of these debris with operational satellites, disposal strategies have been adopted. An example is the repositioning of the satellites of the GNSS into orbits 500 km above or below the nominal orbit. However, it is already known that this type of strategy could not work in long term. Instabilities in the disposal regions can change the orbits elements, such as the semi-major axis (resonance 2:1 spin-orbit) and eccentricity (resonance $2\omega+\Omega$). Thus, the non-operational satellite can cross the nominal orbits. To avoid this problem, an alternative is the removal of the satellite to re-entry (de-orbit). So, the present study provides the de-orbit, with the help of solar radiation pressure, as an alternative for satellites in regions subject to resonances. This work is focused on finding the initial conditions longitude of the ascending node and argument of the perigee to de-orbit of the satellites of the GPS and Galileo constellations. At the end of the study, it was found sets of initial conditions with minimal growth of eccentricity and regions with maximum eccentricity growth. Both regions are of interest. The first one reduces the risk of collision during the de-orbit and the second one is a region where the de-orbit happens faster, because the perigee radius decreases fast. Through the integral of the accelerations, it was possible to measure the overall contribution of each disturbance during the time of de-orbit. At the end, through case studies within the LEO region, we analyzed the behavior of the device of area-to-mass variation and/or reflectivity coefficient variation orbits close to the Earth.

Keywords: Disposal of satellites. Debris. Ressonance. De-orbit.

LISTA DE FIGURAS

Pág.

2.1 Número de objetos em órbita. 6
2.2 Mecanismo de crescimento da excentricidade devido a pressão de radiação solar. 10

3.1 Comparativo de perturbações orbitais. 13
3.2 Evolução dos modelos de atmosfera de 1960 a 2010. 18
3.3 Geometria do modelo de sombra. 20
3.4 Representação gráfica do uso do controle. 23
3.5 Teste do controle para a inclinação 0° graus. 23
3.6 Teste do controle para a inclinação 180° graus. 24
3.7 Simulação sem controle. 24
3.8 Simulação com controle. 25

4.1 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* para diferentes valores iniciais de semi-eixo maior e inclinação, para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 27
4.2 Tempo total do *de-orbit* para diferentes valores iniciais de semi-eixo maior e inclinação, para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 28
4.3 Raio do perigeu final para o *de-orbit* para diferentes valores iniciais de semi-eixo maior e inclinação, para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 28
4.4 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* para diferentes valores iniciais de excentricidade e para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. A condição inicial para todos os outros elementos é zero. 29
4.5 Tempo total do *de-orbit* para diferentes valores iniciais de excentricidade, para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 30

5.1 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$. 32
5.2 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$. 33
5.3 Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$. 33
5.4 Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$. 34

5.5 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 34
5.6 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 35
5.7 Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 35
5.8 Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 36
5.9 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 3\ m^2/kg$. 36
5.10 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 3\ m^2/kg$. 37
5.11 Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 3\ m^2/kg$. 37
5.12 Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 3\ m^2/kg$. 38
5.13 Excentricidade máxima que o satélite alcançou dentro da zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 40
5.14 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada dentro da zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 40
5.15 Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 41
5.16 Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 42
5.17 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 43
5.18 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 43
5.19 Excentricidade do satélite no final do *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 44

5.20 Tempo total do *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 44
5.21 Raio do perigeu final do *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 45
5.22 Raio do apogeu final do *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 45
5.23 Resultados para a simulação 1. 48
5.24 Resultado para a simulação 2. 49
5.25 Resultados para a simulação 3. 50
5.26 Resultados para a simulação 4. 51
5.27 Resultados para a simulação 5. 52
5.28 Resultados para a simulação 6. 53
5.29 Resultados para a simulação 7. 54
5.30 Resultados para a simulação 8. 55
5.31 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$. 57
5.32 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$. 57
5.33 Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$. 58
5.34 Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$. 58
5.35 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 59
5.36 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 59
5.37 Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 60
5.38 Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. 60
5.39 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 3\ m^2/kg$. 61
5.40 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 3\ m^2/kg$. 61

5.41 Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 3\ m^2/kg$. 62
5.42 Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 3\ m^2/kg$. 62
5.43 Excentricidade máxima que o satélite alcançou dentro da zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 64
5.44 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada dentro da zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 65
5.45 Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 66
5.46 Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 66
5.47 Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 67
5.48 Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 67
5.49 Excentricidade do satélite no final do *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 68
5.50 Tempo total do *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 68
5.51 Raio do perigeu final do *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 69
5.52 Raio do apogeu final do *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$. 70
5.53 Resultados para a simulação 9. 71
5.54 Resultados para a simulação 10. 72
5.55 Resultados para a simulação 11. 73
5.56 Resultados para a simulação 12. 74
5.57 Resultados para a simulação 13. 76
5.58 Resultados para a simulação 14. 77
5.59 Resultados para a simulação 15. 79
5.60 Resultados para a simulação 16. 80

5.61 Variação da excentricidade para condições iniciais da Tabela 5.1, Ω igual a 308° e ω igual a 74°. 81
5.62 Variação da excentricidade para condições iniciais da Tabela 5.1, Ω igual a 308° e ω igual a 170°. 82
5.63 Variação da excentricidade para condições iniciais da Tabela 5.5, Ω igual a 216° e ω igual a 152°. 83
5.64 Variação da excentricidade para condições iniciais da Tabela 5.5, Ω igual a 108° e ω igual a 98°. 83

6.1 Variação dos raios do perigeu, do apogeu e do módulo do vetor posição para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4. 87
6.2 Variação da inclinação para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4. . 88
6.3 Variação da longitude do nodo ascendente para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4. 88
6.4 Variação da excentricidade para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4. 89
6.5 Variação do argumento do perigeu para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4. 90
6.6 Variação dos raios do perigeu, do apogeu e do módulo do vetor posição para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1. 91
6.7 Variação da inclinação para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1. . 91
6.8 Variação da longitude do nodo ascendente para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1. 92
6.9 Variação da excentricidade para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1. 93
6.10 Variação do argumento do perigeu para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1. 93

LISTA DE TABELAS

Pág.

4.1 Condições iniciais para a Terra (Sol) e a Lua. 27

5.1 Condições iniciais do satélite da constelação GPS. 31
5.2 Tabela com as excentricidades máximas alcançadas e o tempo em que ela ocorreu durante o *de-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg. . 38
5.3 Tabela com o tempo que o satélite levou para deixar a zona operacional do GNSS e a excentricidade neste momento para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg. 38
5.4 Condições iniciais de Ω e ω para os pontos preto e amarelo marcados nas Figuras 5.1, 5.5, 5.9 e 5.17. 47
5.5 Condições iniciais do satélite da constelação Galileo. 56
5.6 Tabela com as excentricidades máximas alcançadas e o tempo em que ela ocorreu durante o *de-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg. . 63
5.7 Tabela com o tempo que o satélite levou para deixar a zona operacional do GNSS e a excentricidade neste momento para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg. 63
5.8 Condições iniciais de Ω e ω para os pontos pretos e amarelos marcados nas Figuras 5.31, 5.35, 5.39 e 5.47. 70
5.9 Resultados da integrais dos módulos das acelerações para a constelação GPS. 84
5.10 Resultados da integrais dos módulos das acelerações para a constelação Galileo. 85

6.1 Resultados para diferentes arcos de CrA/m máximo. 94

LISTA DE SÍMBOLOS

ω	–	argumento do perigeu
Ω	–	longitude do nodo ascendente
M_T	–	massa da Terra
m	–	massa do satélite
$\mathbf{r}$	–	vetor Terra-satélite
G	–	constante universal gravitacional
$\mathbf{P}$	–	somatório de todas as perturbações orbitas
P_G	–	aceleração perturbadora devido ao geopotencial
P_S	–	aceleração perturbadora devido ao Sol
P_L	–	aceleração perturbadora devido à Lua
P_A	–	aceleração perturbadora devido ao arrasto atmosférico
P_{SRP}	–	aceleração perturbadora devido à pressão de radiação solas
V	–	geopotencial
$\overline{P}_{nm}$	–	funções associadas de Legendre completamente normalizadas
$\overline{C}_{nm}$,$\overline{S}_{nm}$	–	coeficientes dos harmônicos esféricos completamente normalizados
V^*	–	geopotencial com a exclusão do primeiro termo
R_T	–	raio da Terra
$M_\odot$	–	massa do Sol
$r_\odot$	–	vetor Sol-satélite
r_L	–	vetor Sol-Lua
C_D	–	coeficiente aerodinâmico
A	–	secção reta que corta o satélite perpendicularmente a direção do movimento
A/m	–	área-sobre-massa
ρ	–	densidade atmosférica
v_r	–	velocidade relativa entre o satélite e a atmosfera
ω_T	–	velocidade angular da Terra
$\mathbf{v}$	–	vetor velocidade do satélite
y	–	altitude do satélite
y_0	–	altitude de referência
ρ_0	–	densidade na altitude de referência
H	–	densidade de escala de altitude
h	–	altura de escala
R	–	constante dos gases
T	–	temperatura na altitude de referência
Mo	–	massa molecular na altitude de referência
g	–	aceleração da gravidade na altitude de referência
$P_\odot$	–	pressão solar na vizinhança da Terra
C_r	–	coeficiente de refletividade
AU	–	distância Terra-Sol
CrA/m	–	produto do coeficiente de refletividade com a área-sobre-massa

ν	–	função sombra
t	–	tempo
$\mathbf{P}_i$	–	aceleração perturbadora qualquer
DI	–	integral do módulo da aceleração perturbadora
XI	–	módulo da integral da aceleração perturbadora em suas componentes x, y e z
VI	–	integral da aceleração perturbadora na direção da velocidade
l	–	anomalia média
e	–	excentricidade
θ	–	anomalia verdadeira
$emax$	–	excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit*
$temax$	–	tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada
ef	–	excentricidade final
tf	–	tempo final de *de-orbit*
ezo	–	excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do GNSS
tzo	–	tempo em que o satélite deixou a zona operacional
r_a	–	raio do apogeu
r_p	–	raio do perigeu
r_sat	–	módulo do vetor posição do satélite

SUMÁRIO

Pág.

1 INTRODUÇÃO **1**
1.1 Objetivos 2
1.2 Metodologia 2
1.3 Divisão dos capítulos 3

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA **5**
2.1 Detritos espaciais 5
2.2 Ressonâncias na região MEO 5
2.3 *De-orbit* 7
2.4 Pressão de radiação solar 9

3 METODOLOGIA **13**
3.1 Perturbação pelo geopotencial 15
3.2 Perturbação pela presença de um terceiro corpo 16
3.3 Perturbação devido ao arrasto atmosférico 17
3.3.1 Modelo de atmosfera 17
3.4 Perturbação devido a pressão de radiação solar 19
3.4.1 Modelo de sombra 20
3.4.2 *De-orbit* e a variação de CrA/m 22
3.5 Uso da integral da aceleração 25
3.5.1 Integral do módulo do vetor perturbação 25
3.5.2 Módulo da integral do vetor perturbação 26
3.5.3 Integral na direção do movimento 26

4 ANÁLISE INICIAL DO *DE-ORBIT* **27**

5 RESULTADOS PARA CONSTELAÇÕES DO GNSS **31**
5.1 Resultados da constelação GPS 31
5.1.1 *De-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg 32
5.1.2 *De-orbit* para CrA/m igual a 15 m^2/kg 39
5.1.3 Casos dentro das regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade 46
5.2 Resultados da constelação Galileo 56

5.2.1 *De-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg 56
5.2.2 *De-orbit* para CrA/m igual a 15 m^2/kg 64
5.2.3 Casos dentro das regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade 70
5.3 Análise das regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade . 81
5.4 Análise pela integral do módulo da aceleração 84

6 DE-ORBIT NA REGIÃO DE ÓRBITAS BAIXAS 87
6.1 CBERS-4 87
6.2 FLOCK-1 90
6.3 Diferentes Arcos de CrA/m máximo 94

7 CONCLUSÕES 97
7.1 Trabalhos futuros 99

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS 101

1 INTRODUÇÃO

O primeiro satélite artificial, o Sputnik-1, foi lançado pela extinta União Soviética no ano de 1957. Desde então, a exploração do espaço continuou em ritmo crescente. Atualmente, satélites são vitais no dia a dia da população e foram fundamentais na criação dos modelos atmosféricos modernos, fornecendo dados ambientais de todo o planeta. Ademais, são responsáveis pelos dados de posicionamento global instantâneos, que levaram áreas como aviação, militar e logística a novos níveis, permitindo a localização em tempo real em qualquer ponto da Terra. Entretanto, a demanda pelos serviços de comunicação, posicionamento e sensoriamento remoto, além da demanda de setores ligados ao desenvolvimento científico, fez com que a população de satélites artificiais em torno da Terra crescesse de forma alarmante, e este grande número de objetos, sem mencionar os não controlados, como satélites não operacionais, últimos estágios de foguetes lançadores e pequenos detritos, ameaça a própria existência destes serviços. Como apontado pelo programa *Orbital Debris Program Office*, a população de objetos em órbita que, em 2003 ficava entre 10.000 e 11.000 objetos, em 2013 ficou entre 16.000 e 17.000 objetos, ocorrendo dois saltos no aumento, um em 2007 e outro em 2009. O aumento no número de objetos em órbita, principalmente os inativos e não controlados, eleva o risco de colisões.

Embora ainda não haja uma legislação internacional que regule o descarte dos satélites em final de vida útil, a comunidade científica internacional tem se esforçado para traçar estratégias com o objetivo de evitar que novos lançamentos aumentem ainda mais o problema. Neste sentido, tornou-se comum a apresentação de um plano de descarte de satélites antes mesmo do lançamento. Uma das estratégias é o reposicionamento orbital do satélite em regiões chamadas órbitas cemitério, ou *graveyard orbits*. Estas órbitas em geral estão posicionadas 500 km acima ou abaixo das órbitas nominais e, para o descarte de satélites na órbita geossíncrona (*Geosynchronous Earth Orbit* - GEO) ainda leva-se em consideração os efeitos da pressão de radiação solar para a determinação da distância da órbita cemitério da órbita nominal.

Ainda há estratégias de remoção direta do satélite, ou seja, o satélite é colocado em uma órbita na qual acaba por retornar à Terra, se desfazendo na atmosfera. Este conceito de remoção orbital, ou *de-orbit*, comumente usado para satélites em órbita baixa (*Low Earth Orbit* - LEO), começa a ser estudado para órbitas médias (*Medium Earth Orbit* - MEO), onde é aplicado o descarte através de órbitas cemitério. Em linhas gerais, as principais técnicas em estudo utilizam, para o *de-orbit*, o uso de propulsores de baixo empuxo, pressão de radiação solar e o chamado *space tether* (em

tradução livre, cabo espacial). Com exceção da primeira, as duas últimas técnicas não utilizam propulsores baseados em combustão. Uma descrição dos trabalhos já existentes, envolvendo descarte, será apresentada no Capítulo 2.

1.1 Objetivos

Conforme os problemas apresentados na secção anterior, relacionado ao aumento de detritos espaciais e o descarte de satélites em fim de vida, o presente estudo tem como objetivo apresentar uma estratégia de descarte que utiliza a pressão de radiação solar para o *de-orbit* de satélites. Serão procuradas condições iniciais de argumento do perigeu e longitude do nodo ascendente para o descarte de satélites das constelações GPS e Galileo, na região de órbitas médias (região MEO). Em que também serão analisados diferentes valores de área-sobre-masssa e/ou coeficiente de refletividade máxima. A partir dos resultados encontrados espera-se ao final do estudo ser possível apontar estratégias de *de-orbit* para satélites das constelações GPS e Galileo. Deseja-se também analisar o *de-orbit* dentro da região de órbitas baixas (região LEO), e o uso de diferentes arcos de área-sobre-masssa e/ou coeficiente de refletividade máximos.

1.2 Metodologia

Conforme os objetivos do estudo é idealizado um satélite capaz de alterar a área-sobre-massa e/ou o coeficiente de refletividade. Será dado foco para a dinâmica orbital do satélite, não sendo feita nenhuma análise dos movimentos de atitude necessários durante à manobra. Como mencionado anteriormente, existem milhares de objetos orbitando a Terra, nos mais variados tipos de órbita. Entretanto, do ponto de vista dinâmico, satélites em ressonância apresentam efeitos muito interessantes, que podem interferir no descarte destes satélites. Por este motivo, neste trabalho, foram escolhidos satélites em ressonâncias para o estudo do *de-orbit* utilizando a pressão de radiação solar. Mais especificamente, foram escolhidas as órbitas do sistema de navegação por satélite (*Global Navigation Satellite System* - GNSS), na região de órbitas médias (região MEO). Em que os satélites estão sujeitos a ressonância spin órbita 2:1 e a ressonância $2\omega+\Omega$, que tem origem nas perturbações de terceiro corpo.

As constelações do GNSS utilizadas no estudos são as dos sistemas GPS (EUA) e Galileo (Europa). São simulados casos para diferentes valores de área-sobre-massa e/ou coeficiente de refletividade. São feitos também estudos de casos para órbitas na região de órbitas baixas (LEO). Ademais, são feitos estudos de caso para o satélite sino-brasileiro CBERS-4, que está em órbita heliossíncrona, e para um CubeSat, que

por sua pouca massa é ideal para o tipo de *de-orbit* apresentado. Para este último, o CubSat Flock-1 foi escolhido como exemplo.

As equações de movimento dos satélites são escritas em coordenadas cartesianas, em um referencial fixo no centro da Terra. São considerados como perturbadores o geopotencial até ordem e grau oito, a Lua, o Sol, o arrasto atmosférico e a pressão de radiação solar. No Capítulo 3 será descrito em detalhes as acelerações devido a todos os perturbadores. As equações de movimento são integradas utilizando o integrador numérico RADAU, por ser um integrador rápido e preciso (EVERHART, 1985). Durante o *de-orbit* fizemos uma análise, em cada caso, da contribuição de cada perturbador. Para tanto, utilizamos o método da integral da aceleração (PRADO, 2014), que será descrito em detalhes no Capítulo 3. Os programas utilizados nas simulações foram escritos em linguagem FORTRAN, compilados e executados em ambiente Linux.

1.3 Divisão dos capítulos

O Capítulo 2 apresenta a revisão bibliográfica necessária para o estudo de *de-orbit* utilizando a pressão de radiação solar a partir de órbitas em ressonância. O Capítulo 3 apresenta o modelo dinâmico utilizado na simulação numérica. Os modelos de cálculo das acelerações devido as perturbações pela pressão de radiação solar, pelo geopotencial, pela presença de outros corpos (Sol e Lua) e pelo arrasto são apresentados individualmente. Também são apresentados o controle utilizado e os métodos de integrais, que serão utilizados em algumas análises. O Capítulo 4 faz uma introdução ao *de-orbit* como solução para o descarte de satélites em fim de vida para diferentes tipos de órbitas e altitudes. Também é apresentada uma primeira análise da ressonância $2\omega + \Omega$ analisando diferentes condições inicias de excentricidade. O Capítulo 5 apresenta os resultados das simulações feitas para constelações GPS e Galileo. O Capítulo 6 apresenta os resultados das simulações feitas para a região de órbitas baixas. O Capitulo 7 apresenta as conclusões finais do estudo e as perspectivas de trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo apresenta a bibliografia sobre os assuntos tratados neste trabalho. Inicialmente é apresentado o problema do aumento dos detritos espaciais, logo após são apresentadas as principais ressonâncias de interesse para o trabalho, depois são apresentados os métodos de *de-orbit* mais estudados atualmente e por último é apresentada a bibliografia sobre a pressão de radiação solar.

2.1 Detritos espaciais

Nas últimas décadas foram lançados milhares de satélites para monitoramento climático, telecomunicações, sensoriamento remoto, sistemas de posicionamento global, pesquisa científica e para diversas outras aplicações. Como pode ser visto na Figura 2.1 até o ano de 2013 haviam em torno de 17000 objetos em órbita, sendo que grande parte eram detritos espacias. Segundo o documento da *Inter-Agency Space Debris Coordination Committee*(IADC), IADC (2002), detritos espacias são todos os objetos artificiais não funcionais, incluindo fragmentos, na órbita da Terra ou reentrando na atmosfera. Sabendo dos problemas relacionados ao aumento dos detritos espacias as agências espaciais ESA (Europa), NASA (EUA), JAXA (Japão), CNES(França) e o IADC vem emitido documentação para regularização de práticas que limitem o aumento dos detritos espacias em algumas regiões de interesse, como as regiões de órbitas baixas, geossíncrona e do sistema GNSS (HULL, 2011). Deste modo IADC (2002) e U.S.Government (1997) definiram 25 anos como o tempo limite para a reentrada de um satélite na região de órbitas baixas. NASA (1995) definiu que satélites em fim de vida e estágios superiores de lançamento da constelação do GPS devem ser dispostos 500 km acima ou abaixo da órbita nominal. Contudo, esta estratégia de descarte não é totalmente satisfatória porque a presença da ressonância 2:1 entre argumento do perigeu e longitude do nodo ascendente leva a um possível crescimento de excentricidade em satélites com inclinação em torno de 56º, e este aumento independe do semi-eixo. Com isto, esta região se torna potencialmente instável (GICK, 2001; CHAO; GICK, 2004). Este potencial aumento da excentricidade pode fazer com que o satélite descartado cruze a órbita de outros satélites.

2.2 Ressonâncias na região MEO

Chao e Gick (2004) e Gick (2001) estudaram o aumento da excentricidade das órbitas do GNSS na região de órbitas médias (MEO), entre 19000 e 20000 km de altitude, causado pela presença de ressonâncias na região. Ressonâncias estas originadas na perturbação Luni-Solar e na perturbação secular do J_2. Formiga e Moraes (2007) e

Figura 2.1 - Número de objetos em órbita.

Fonte: NASA (2014)

Formiga e Moraes (2009) estudaram as variações no semi-eixo maior causadas pela ressonância 2:1 do tipo spin-órbita. Sanchez et al. (2009) deram maior atenção à ressonância $2\omega + \Omega$, que tem origem na perturbação de terceiro corpo causado pelo Sol e ocorre na inclinação de 56,06°, a mesma das constelações GPS, Beidou e Galileo na região MEO. Neste estudo foram encontradas condições iniciais de longitude do nodo ascendente (Ω) e argumento do perigeu (ω) em que o satélite permaneceria com a excentricidade baixa (0,01 ou 0,02) durante 250 anos. Também foi analisada a influência de alguns termos do geopotencial, tesserais e zonais, sobre o crescimento da excentricidade. O efeito destes termos sobre a excentricidade só apareceu a partir de 370 anos de simulação. Mais tarde, Sampaio et al. (2012a) e Sampaio et al. (2012b) estudaram a influência de alguns outros termos zonais e tesserais do geopotencial sobre a dinâmica de satélites síncronos, como os da constelação GPS, que estão sujeitos a ressonância 2:1 do tipo spin-órbita.

Jenkin e Gick (2001), Jenkin e Gick (2002), Jenkin e Gick (2005) e Jenkin e Gick (2006) sabendo do crescimento da excentricidade à qual os satélites do sistema GNSS estão sujeitos, devido as ressonâncias presentes na região, analisaram os riscos de colisões entre os satélites descartados e os operacionais. Estes estudos apontaram que há uma baixa probabilidade de que ocorra uma colisão. Porém, a probabilidade de colisão aumenta com o aumento da excentricidade, principalmente considerando que,

a longo prazo, a região ainda receberá muitos outros satélites e estágios superiores de lançamento, a probabilidade de colisão deverá aumentar consideravelmente (PARDINI; ANSELMO, 2012).

2.3 *De-orbit*

As técnicas de descarte que preveem a remoção do satélite em fim de vida para órbitas próximas às nominais não são uma solução final para o problema de descarte. Uma outra alternativa é o chamado de-orbit. Segundo IADC (2002) *de-orbit* é a mudança intencional da órbita de um satélite ou outro objeto espacial, como veículos lançadores, para uma órbita de reentrada na atmosfera da Terra, com a finalidade de eliminar o risco que este representa para outros satélites. Este processo geralmente é feito através do uso de sistemas de propulsão. Lucking et al. (2011) apresentam como estratégia de *de-orbit* o uso da pressão de radiação solar para aumentar a excentricidade e deixar o raio do perigeu abaixo da altitude da atmosfera. Para isso foi considerado o uso de um dispositivo do tipo balão inflável. A grande vantagem do dispositivo apresentado é que, por se tratar de uma esfera (balão) não necessita de manobras de correção de atitude durante o *de-orbit*, como ocorre no uso de propulsores propelentes, onde que a cada instante a atitude deve ser corrigida para manter o propulsor tangente à órbita. Lucking et al. (2012b) consideraram em seu estudo de *de-orbit* a pressão de radiação e o J_2, onde notou-se que, para que um *de-orbit* a partir de órbitas entre 20.000 e 35.000 km de altitude e baixa inclinação ocorra em menos 5 de anos, a área-sobre-massa requerida seria de 50 m^2/kg. Para órbitas do tipo Molniya a área-sobre-massa requerida seria de 1 m^2/kg. Em Lucking et al. (2012a) foi dado o foco no uso de dispositivos de aumento de área em órbitas heliossíncronas com alta altitude.

Guerman e Smirnov (2012), em seu estudo sobre manobras de impulso único, considerando satélites com controle de atitude por estabilização spin e estabilização passiva pelo campo magnético, analisaram o *de-orbit* com o uso de propulsores propelentes e com dispositivos de aumento de área. Utilizando o mesmo tipo de controle de atitude Trofimov e Ovchinnikov (2013) estudaram o *de-orbit* com o uso de propulsores de baixo empuxo.

Romagnoli e Theil (2012), tendo como foco a região de órbitas baixas, estudaram o uso de uma vela solar em um *de-orbit*. O estudo também considerou a atitude da vela. Estes autores simularam o *de-orbit* de um satélite heliossíncrono de 140 kg utilizando uma vela de 25 m^2. Para a altitude inicial igual a 450 km o *de-orbit* demorou menos que 20 dias e para altitude inicial entre 600 e 650 km o *de-orbit*

demorou entre 350 e 400 dias.

Alessi et al. (2014) iniciaram seu estudo sobre técnicas de descarte de satélite das constelações do GNSS com o levantamento dos satélites em operação ou desativados até o ano de 2013. Depois, são apresentados os métodos atuais descarte de satélite do GNSS, que em sua maioria consistem em deixar o satélite a ser descartado ou o estágio superior de lançamento em órbitas 500 km acima ou abaixo da órbita nominal (NASA, 1995). O estudo considerou um *de-orbit* completo quando a altitude do perigeu ficou abaixo de 200 km. O primeiro método apresentado foi com o uso de propulsores de baixo empuxo, onde dependendo do gasto de combustível o *de-orbit* poderia durar entre 2,5 anos e 25 anos. O segundo método apresentado em seu estudo é baseado nos métodos de *de-orbit* com o uso da pressão de radiação solar utilizando um dispositivos de aumento de área. Para que o *de-orbit* ocorra em 5 anos, dependendo da altitude e da inclinação dentro da região MEO, seria necessário uma área-sobre-massa máxima entre 11,4 e 12,1 m^2/kg. O uso conjunto do dispositivo de aumento de área e de propulsão de baixo empuxo diminui o gasto de combustível entre 40-50%.

Sanchez et al. (2015) consideraram em seu estudo de descarte de satélite a ressonância $2\omega + \Omega$ na escolha da condições iniciais da órbita de descarte. Como já mencionado, esta ressonância influencia a excentricidade da órbita e define regiões de máximo e mínimo crescimento de excentricidade, dependendo da excentricidade inicial e da condição inicial de Ω e ω. Este estudo define duas estratégias, i.e., encontrar regiões de mínimo crescimento da excentricidade ou condições iniciais em que o crescimento da excentricidade devido a ressonância deixa o raio do perigeu abaixo da altitude de 200 km, assim, causando o *de-orbit*. Os autores também utilizaram manobras de aumento de apogeu para potencializar o aumento da excentricidade devido à ressonância.

Forward et al. (2000) estudaram o *de-orbit* na região LEO com o uso de *electrodynamic tether*. Este tipo de space tether utiliza a interação de uma corrente que atravessa o cabo que liga os dois corpos com a magnetosfera. Essa interação gera uma força contrária ao movimento, chamada arrasto eletrodinâmico, que causa o decaimento do satélite. O dispositivo considerado neste estudo possui massa menor que 3% da massa do satélite. O estudo apontou entre 700 km e 2000 km de atitude como região ideal para o uso deste tipo de equipamento. Yamagiwa et al. (2001) estudaram *de-orbit* em órbitas elípticas com o uso de *electrodynamic tether*. Seu uso em alguns casos diminui os tempo de queda de 10 anos para alguns meses. Ahedo e

Sanmart-egrave (2002) analisaram a relação entre o comprimento do cabo utilizado e o tempo de *de-orbit*, onde notaram que, quanto maior o cabo, maior é o arrasto eletrodinâmico e menor é o tempo de *de-orbit*. Segundo Pardini et al. (2009), a maior vantagem de *electrodynamic tether* se dá por sua substituição ao uso de propulsores propelentes no descarte de satélites. Enquanto em um descarte via propulsor propelente são necessários de 10 a 20% da massa total de lançamento, dispositivos de *electrodynamic tether* pesam entre 30 a 50 kg e podem alcançar o *de-orbit* com 1 a 5% da massa de lançamento. Janhunen (2010) apresenta um outro método de *de-orbit* que, apesar de ser semelhante ao com o uso do *electrodynamic tether*, possui um princípio físico diferente. Ele se utiliza do arrasto eletrodinâmico gerado pela interação do plasma ionosférico com uma corda carregada negativamente. Ainda existem outros tipos de dispositivos que podem ser usados para causar o *de-orbit*. Viquerat et al. (2014) apresentaram um dispositivo parecido com uma vela inflável, que ao ser inflado, se torna rígido. O *de-orbit* ocorreria pelo arrasto atmosférico. Isso limita seu uso a orbitas baixas. Seu uso ideal seria para o *de-orbit* de CubeSats. Furumo (2013) apresenta como alternativa ao *de-orbit* o uso de propulsores de gás frio, que possuem uso ideal no *de-orbit* de CubeSats.

2.4 Pressão de radiação solar

O efeito da pressão de radiação solar no movimento de satélites artificiais vêm sendo estudado há muito tempo. Parkinson et al. (1960) em seu estudo sobre a pressão de radiação solar, notaram que o satélite tipo balão ECO-1 na altitude de 1600 km era deslocado em aproximadamente 6 km por dia e o satélite Beacon era deslocado em aproximadamente 1 km por dia. Em condições ressonantes, o efeito se acumularia e o satélite teria seu tempo de vida reduzido. A discrepância entre os dados de observação e o perigeu calculado do satélite Vanguard I levou Musen et al. (1960) a estudar os efeitos da pressão de radiação solar sobre o satélite. A inclusão da pressão de radiação solar em seu modelo tornou mais próximos os resultados observados e os calculados, com exceção aos efeitos de curto período. Musen (1960) fez um estudo analítico mais detalhado sobre os efeitos da pressão de radiação solar sobre o satélite Vanguard I. Wyatt (1961) estudou os efeitos da pressão de radiação solar sobre as acelerações seculares do satélite e comparou a pressão de radiação solar com o arrasto atmosférico. O autor notou que, em altas altitudes com baixa densidade atmosférica, a pressão de radiação se tornava muito importante. Bryant (1961) desenvolveu um modelo analítico para o cálculo dos elementos osculantes, mas em seu modelo ele negligenciou os efeitos da sombra causada pelo encobrimento do satélite pela Terra. Kozai (1963) desenvolveu um modelo analítico onde considerou os efeitos da sombra.

Adams e Hodge (1965) estudou os efeitos da pressão de radiação solar sobre satélites e detalhou o mecanismo físico que causa o aumento da excentricidade. A Figura 2.2 mostra este mecanismo. Quando o satélite se move na região do ponto P (a favor do sentido da pressão de radiação solar) é acelerado pela pressão de radiação e o ponto A vai para uma altitude mais alta. Quando se move na região do ponto A (sentido contrário a pressão de radiação) é desacelerado e o ponto P vai para uma altitude mais baixa. Assim, o ponto P vai se tornando o perigeu da órbita e o ponto A o apogeu. Em seu trabalho também foi dada uma atenção especial as ressonâncias relacionadas a pressão de radiação solar. Uma delas está associada ao mesmo efeito mostrado na Figura 2.2, quando há comensurabilidade entre os períodos em que a pressão de radiação solar está desacelerando e acelerando o satélite.

Figura 2.2 - Mecanismo de crescimento da excentricidade devido a pressão de radiação solar.

Fonte: Adams e Hodge (1965)

Lála e Sehnal (1969), e mais tarde Ferraz-Mello (1972) fizeram estudos mais detalhados a respeito do efeito da sombra da Terra sobre a pressão de radiação solar. Krivov e Getino (1997) analisaram o impacto da pressão de radiação solar na excentricidade da órbita de satélites de grande área-sobre-massa e em altas altitudes. Moraes (1981) desenvolveu um modelo semi analítico combinando os efeitos de pressão de radiação solar e arrasto atmosférico sobre um satélite artificial. Recentemente Valk e Lemaitre (2008), Hubaux e Lemaître (2013) e Hubaux et al. (2013) estudaram os efeitos da pressão de radiação solar sobre a estabilidade da órbita de detritos espaciais.

3 METODOLOGIA

Neste capítulo é apresentada a dinâmica do sistema e os modelos de cálculo das acelerações perturbadoras devido a não esfericidade da Terra, a presença do Sol e da Lua, o arrasto atmosférico e a pressão de radiação solar (SRP). A Figura 3.1, retirada de Capderou (2006), apresenta as principais perturbações orbitais. O fato do estudo não considerar outras perturbações, além das já mencionadas, se deve ao custo computacional de incluí-las.

Figura 3.1 - Comparativo de perturbações orbitais.

Fonte: Capderou (2006)

A partir da abordagem newtoniana da mecânica orbital, para o sistema Terra-satélite, é possível escrever as equações de movimento para a Terra e para o satélite, respectivamente, por:

$$M_T\ddot{\mathbf{R}}_{\mathbf{2}} = G\frac{M_T m}{|\mathbf{r}|^3}\mathbf{r} \tag{3.1}$$

$$m\ddot{\mathbf{R}}_{\mathbf{1}} = -G\frac{M_T m}{|\mathbf{r}|^3}\mathbf{r} \tag{3.2}$$

em que M_T é a massa da Terra, que é igual a $5,9722 \times 10^{24} kg$, G é a constante universal gravitacional que tem valor de $6,67428 \times 10^{-11} m^3/kg.s^2$, m é a massa do satélite, r é o vetor que vai da Terra ao satélite. Como a massa da Terra é muito maior que a do satélite e ela está centrada na origem do sistema, é possível escrever:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{G(M_T)}{|\mathbf{r}^3|}\mathbf{r} \tag{3.3}$$

A Equação 3.3 representa o movimento do satélite em torno da Terra, porém, como já mencionado existem perturbações agindo no movimento do satélite. Então é necessário rescrever a Equação 3.3 da seguinte forma:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM_T}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{P} \tag{3.4}$$

em que $\mathbf{P}$ representa o somatório de todas as acelerações devidas às perturbações agindo sobre o satélite (Figura 3.1). Considerando somente as perturbações já mencionadas tem-se:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM_T}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{P}_G + \mathbf{P}_S + \mathbf{P}_L + \mathbf{P}_A + \mathbf{P}_{PRS} \tag{3.5}$$

em que P_G e a aceleração devido a não esfericidade terrestre, P_S e P_L são as acelerações devidas as presenças do Sol e da Lua, respectivamente, P_A é a aceleração devida ao arrasto atmosférico e P_{SRP} é a aceleração devida a pressão de radiação solar. A Equação 3.5 será integrada numericamente, para fornecer a posição e a velocidade em cada instante. Para isso será utilizado o integrador numérico RADAU (EVERHART, 1985). Para melhor entendimento dos resultados são utilizados métodos de conversão de coordenadas cartesianas para elementos orbitais (KUGA et al., 2008). As seções seguintes apresentam em detalhes os métodos de cálculo das acelerações para cada uma das perturbações consideradas no estudo.

3.1 Perturbação pelo geopotencial

A Terra, diferente do idealizado não é uma esfera perfeita. Ela possui grandes deformações em sua forma, sendo a mais contundente de todas o seu achatamento nos pólos, que são representadas pelos harmônicos esféricos no cálculo do geopotencial. Como pode ser notado na Figura 3.1, o J_2 é a maior perturbação sobre um satélite e somente em análises de longo período é possível notar as perturbações decorrentes dos demais termos do geopotencial (SANCHEZ et al., 2014; SANCHEZ et al., 2009). Considerando o sistema de coordenadas polares esféricas, com a Terra no centro do sistema e fixada no plano de referência, é dado o potencial da Terra na forma (MONTENBRUCK; GILL, 2001; SANCHEZ et al., 2014):

$$\begin{aligned} V(r,\theta,\lambda) &= \frac{GM_T}{r} \\ &+ \frac{GM_T}{r}\sum_{n=2}^{M}\sum_{m=0}^{n}\left(\frac{R_T}{r}\right)^n\left(\overline{C}_{nm}cosm\lambda + \overline{S}_{nm}sinm\lambda\right)\overline{P}_{nm}(cos\theta) \end{aligned} \tag{3.6}$$

em que R_T é o raio equatorial terrestre, que é igual a 6378,1366 km, θ e λ são colatitude e longitude geocêntricas, respectivamente. $\overline{C}_{nm}$ e $\overline{S}_{nm}$ são os coeficientes dos harmônicos esféricos completamente normalizados. $\overline{P}_{nm}$ são as funções associadas de Legendre completamente normalizadas. M é máxima ordem (n) e o máximo grau (m) considerados na expansão dos harmônicos esféricos. O potencial pode ser reescrito na forma (HOLMES; FEATHERSTONE, 2002):

$$V(r,\theta,\lambda) = \frac{GM_T}{r} + V^*(r,\theta,\lambda) \tag{3.7}$$

em que

$$V^*(r,\theta,\lambda) = \frac{GM_T}{r}\sum_{m=0}^{M}\left(X_{mc}cosm\lambda + X_{ms}sinm\lambda\right) \tag{3.8}$$

e

$$X_{mc} = \sum_{n=k}^{M}\left(\frac{R_T}{r}\right)^n\overline{C}_{nm}\overline{P}_{nm}(\theta) \tag{3.9}$$

$$X_{ms} = \sum_{n=k}^{M}\left(\frac{R_T}{r}\right)^n\overline{S}_{nm}\overline{P}_{nm}(\theta) \tag{3.10}$$

sendo que k é um inteiro que varia com m. Assim, k é igual a 2 ou é igual a m,

dependendo de qual dos dois for maior. Portanto, a aceleração devido ao geopotencial é dada por (SANCHEZ et al., 2014):

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_G &= \nabla V^*(r,\theta,\lambda) \\ &= \frac{\partial V^*}{\partial r}\hat{e}_r + \frac{1}{r}\frac{\partial V^*}{\partial \theta}\hat{e}_\theta + \frac{1}{rsin(\theta)}\frac{\partial V^*}{\partial \lambda}\hat{e}_\lambda \end{aligned} \tag{3.11}$$

em que

$$\hat{e}_r = \frac{\partial \mathbf{r}/\partial r}{|\partial \mathbf{r}/\partial r|}, \qquad \hat{e}_\theta = \frac{\partial \mathbf{r}/\partial \theta}{|\partial \mathbf{r}/\partial \theta|}, \qquad \hat{e}_\lambda = \frac{\partial \mathbf{r}/\partial \lambda}{|\partial \mathbf{r}/\partial \lambda|}.$$

As simulações apresentadas neste trabalho levaram em consideração o estudo de Sanchez et al. (2014) sobre a ordem e o grau necessários para um determinado tempo de simulação. Seu estudo demonstrou que a contribuição de termos superiores do geopotencial não influenciam os resultados finais. Portanto, pensando no custo computacional, foram escolhidos ordem e grau igual a 8. Chao e Gick (2004), em seu estudo sobre evoluções de longo período, também utilizaram ordem e grau igual a 8.

3.2 Perturbação pela presença de um terceiro corpo

A perturbação pelo terceiro corpo se torna relevante no movimento do satélite somente para orbitas mais altas (Figura 3.1). Dentro do objetivo do estudo atual está a análise do *de-orbit* de órbitas em ressonância, em especial a ressonância $2\omega + \Omega = 0$. Esta ressonância têm origem na perturbação devido a presença do Sol e a presença da Lua também tem forte impacto nos resultados de longo período (SANCHEZ et al., 2015). O cálculo da aceleração devida a presença de um terceiro corpo vem do problema restrito de três corpos e considera o somatório de todas as perturbações de terceiro corpo. A aceleração individual devido ao Sol e a Lua, respectivamente, são dadas por (SCHAUB; JUNKINS, 2003):

$$\mathbf{P}_S = -GM_\odot \left(\frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_\odot}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_\odot|^3} - \frac{\mathbf{r}_\odot}{|\mathbf{r}_\odot|^3} \right) \tag{3.12}$$

$$\mathbf{P}_L = -GM_L \left(\frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_L}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_L|^3} - \frac{\mathbf{r}_L}{|\mathbf{r}_L|^3} \right) \tag{3.13}$$

em que $M_\odot$ é a massa do Sol, que é igual a 1,9884$\times 10^{30}$ e M_L é a massa da Lua, que é igual a 7.3600$\times 10^{22}$. $r_\odot$ e r_L são, respectivamente, os vetores Sol-satélite e Lua-satélite.

3.3 Perturbação devido ao arrasto atmosférico

O arrasto atmosférico é causado pelo choque da moléculas de ar com a superfície do satélite. Devido a rarefação do ar em altas altitudes é possível considerar o choque individual de cada molécula de ar com o satélite. Durante a colisão há troca de momento linear entre a partícula e o satélite. O arrasto atmosférico é uma perturbação do tipo dissipativa, que tira energia do movimento. Considerando que as colisões são todas na direção normal da secção reta do satélite, a aceleração devido ao arrasto atmosférico é dada por (BEUTLER, 2005; MONTENBRUCK; GILL, 2001):

$$\mathbf{P}_A = -\frac{1}{2} C_D \rho(\mathbf{r}) \frac{A}{m} |\mathbf{v}_r|^2 \frac{\mathbf{v}}{|\mathbf{v}|} \tag{3.14}$$

em que $\mathbf{v}$ é o vetor velocidade do satélite e C_D é o coeficiente aerodinâmico. Como o estudo exclui efeitos de atitude no *de-orbit* todos os casos utilizarão o valor para uma esfera perfeita com C_D igual a 2. A é a área da secção reta que corta o satélite na direção perpendicular ao movimento, m é a massa do satélite. Considerando a massa constante será empregado o termo área-sobre-massa (A/m). $\rho(\mathbf{r})$ é a densidade atmosférica na altitude em que se encontra o satélite. Seu método de cálculo será apresentado na secção seguinte. $\mathbf{v}_r$ é a velocidade relativa entre o satélite e a atmosfera, dada por:

$$\mathbf{v}_r = \mathbf{v} - \omega_T \times \mathbf{r} \tag{3.15}$$

Para o cálculo de $\mathbf{v}_r$ é considerada a co-rotação da atmosfera com a rotação da Terra, em que, ω_T é velocidade angular da Terra com valor de $0,7292 \times 10^{-4}$ rad/s.

3.3.1 Modelo de atmosfera

Nas últimas décadas foram desenvolvidos inúmeros modelos atmosféricos, como mostra a Figura 3.2, retirada de Vallado e Finkleman (2014), que apresenta sua evolução

entre 1960 e 2010. Desde os conhecidos modelos Jacchia 1970 (J70), Jacchia 1971 (J71) e Jacchia 1977 (J77) até os modelos mais modernos como o NRLMSIS-00 e o JB2008 (BOWMAN et al., 2008). Os modelos mais modernos utilizam informações como atividade geomagnética, fluxo solar da época (ciclo de máximos e mínimos solares), composição atmosférica e diversas outras variáveis para realizar o cálculo da densidade atmosférica, o que torna difícil seu uso em simulações de longo período, pois certas informações, como por exemplo o fluxo solar, possuem estimativas de baixa precisão a longo prazo. Portanto, foi utilizado um modelo mais simples para o cálculo da densidade atmosférica com crescimento exponencial com a altitude. Nesse modelo a densidade atmosférica é dada por (KING-HELE, 1987):

$$\rho = \rho_0 exp^{\left(-\frac{y-y_0}{H}\right)} \tag{3.16}$$

Figura 3.2 - Evolução dos modelos de atmosfera de 1960 a 2010.

Fonte: Vallado e Finkleman (2014)

em que y é a altitude do satélite, y_0 é a altitude de referência, ρ_0 é a densidade na altura de referência e H é a densidade de escala de altitude. Dado que a escala de altura (h) é dada por:

$$h = \frac{RT}{Mog} \tag{3.17}$$

em que R é a constante dos gases $(8,31\ JK^{-1}mol^{-1})$, T é a temperatura na altitude de referência e Mo é a massa molecular na altitude de referência. g é a aceleração da gravidade na altitude de referência, dada por:

$$g = \frac{GM_T}{r^2} \tag{3.18}$$

Por fim, a densidade de escala de altitude é dada por (KING-HELE, 1987):

$$\frac{1}{H} = \frac{1}{h} - \frac{2}{r} \tag{3.19}$$

As condições iniciais para cálculo da densidade atmosférica foram retiradas das tabelas presentes em (JACCHIA, 1977). O modelo de cálculo da densidade atmosférica apresentado, por sua simplicidade, como apontado por Montenbruck e Gill (2001) e King-Hele (1987), perde muita precisão para altitudes menores que 100 km. Portanto, foi escolhido como critério de parada das simulações o fato do satélite e seu perigeu estarem abaixo de 200 km em um mesmo instante (ALESSI et al., 2014). Assim, é evitado o problema de imprecisão do modelo de atmosfera utilizado e ocorre uma enorme economia de tempo nas simulações.

3.4 Perturbação devido a pressão de radiação solar

A melhor maneira de apresentar o método de cálculo da aceleração devido a pressão de radiação solar é fazendo um paralelo com o arrasto atmosférico, onde as partículas da atmosfera trocam momento linear como o satélite. No caso da pressão de radiação solar, são os fótons emitidos pelo Sol que trocam momento linear com o satélite. Portanto, a aceleração devida a pressão de radiação solar é dada por (MONTENBRUCK; GILL, 2001):

$$\mathbf{P}_{PRS} = -P_{\odot} C_r \nu \frac{A}{m} \frac{\mathbf{r}_{\odot}}{|\mathbf{r}_{\odot}|^3} AU^2 \tag{3.20}$$

em que $P_{\odot}$ é a pressão de radiação solar determinada pelo fluxo solar. Devido a distância entre a Terra e o Sol ser muito grande $P_{\odot}$ é considerado constante nas vizinhanças terrestres. Assim $P_{\odot} = 4,56 \times 10^{-6} Nm^{-2}$. Para tal valor é assumido que

o satélite absorve todos os fótons, os quais incidem perpendicularmente a superfície A do satélite. Vale ressaltar que a área-sobre-massa tem o mesmo valor que a utilizada no cálculo da aceleração devido ao arrasto atmosférico, pois o satélite foi considerado como uma esfera perfeita. C_r é o coeficiente de refletividade, AU é a distância Terra-Sol e ν é a função sombra apresentada na secção seguinte. A partir deste momento os fatores multiplicativos da Equação 3.20, coeficiente de refletividade e área-sobre-massa, será referido como CrA/m.

3.4.1 Modelo de sombra

Considerando a importância da perturbação devido a pressão de radiação solar no estudo, foi escolhido um modelo mais complexo de sombra, o qual engloba as regiões de completa exposição a radiação solar, umbra e penumbra. O fator de exposição está representado na Equação 3.20 por ν, chamada função sombra. Essa função assume valores entre 0 e 1 dependendo da região em que se encontra o satélite:

- $\nu = 0$, se o satélite estiver na umbra, ou seja, completamente encoberto pela Terra;
- $\nu = 1$, se o satélite estiver completamente exposto a radiação solar;
- $0 < \nu < 1$, se o satélite estiver na penumbra.

Figura 3.3 - Geometria do modelo de sombra.

Fonte: Montenbruck e Gill (2001)

O modelo para cálculo de ν apresentado a seguir é feito pelo grau de ocultação do Sol pela Terra. Inicialmente é calculado o valor do raio aparente do Sol (a, Figura 3.3) em relação ao satélite,

$$a = arcsin \frac{R_\odot}{|\mathbf{r}_\odot - \mathbf{r}|} \tag{3.21}$$

também em relação ao satélite, é calculado o raio aparente da Terra (b, Figura 3.3),

$$b = arcsin \frac{R_T}{|\mathbf{r}_{ST}|} \tag{3.22}$$

em que $\mathbf{r}_{ST}$ é a distância Terra-satélite, que é igual a $\mathbf{r} - \mathbf{r}_T$. A distância aparente do centro do Sol ao centro da Terra (c, Figura 3.3) é dada por:

$$c = arccos \frac{-\mathbf{r}_{ST}^T (\mathbf{r}_\odot - \mathbf{r})}{|\mathbf{r}_{ST}||\mathbf{r}_\odot - \mathbf{r}|} \tag{3.23}$$

Assim, a área ocultada (S) é dada por:

$$S = S_{CFC'} + S_{CDC'} \tag{3.24}$$

dado que,

$$|a - b| < c < a + b \tag{3.25}$$

A área ocultada pode ser dada por:

$$S = 2\left(S_{BCF} - S_{BCE}\right) + 2\left(S_{ACD} - S_{ACE}\right) \tag{3.26}$$

Usando a notação $\overline{AE} = x$, $\overline{EC} = y$ e $\angle CAE = \alpha$, as áreas individuais são dadas por:

$$S_{ACD} = \frac{1}{2}\alpha a^2 \tag{3.27}$$

$$S_{ACE} = \frac{1}{2}xy \tag{3.28}$$

Portanto, a área ocultada é dada por:

$$S = a^2 arccos\left(\frac{x}{a}\right) + b^2 arccos\left(\frac{(c-x)}{b}\right) - cy \tag{3.29}$$

em que,

$$x = \frac{c^2 + a^2 - b^2}{2c} \tag{3.30}$$

e

$$y = \sqrt{a^2 - x^2} \tag{3.31}$$

Após os cálculos dos valores anteriores é possível chegar a função sombra dada por (MONTENBRUCK; GILL, 2001):

$$\nu = 1 - \frac{A}{\pi a^2} \tag{3.32}$$

O valor de ν está relacionado a fração de luz solar não ocultada.

3.4.2 *De-orbit* e a variação de CrA/m

Conforme mencionado no Capítulo 2, os métodos de *de-orbit* mais estudados atualmente são os com auxilio de propulsores, com o uso do chamados *space tethers* e através do uso da pressão de radiação solar com dispositivos capazes de alterar a área-sobre-massa e/ou o coeficiente de refletividade. Este último é o foco do presente estudo. Assim, foi idealizado que os satélites dos estudos de caso são portadores de tal dispositivo. Outra alternativa seria considerar um dispositivo externo que se prende ao satélite. O efeito necessário para o *de-orbit* será dado pelo uso de um controle que varia o fator CrA/m de um valor mínimo para um valor máximo, quando a seguinte condição é satisfeita:

$$\langle \mathbf{P}_{SRP}, \mathbf{v} \rangle < 0 \tag{3.33}$$

em que $\mathbf{v}$ é o vetor velocidade do satélite. Portanto, quando a condição acima é

satisfeita, CrA/m possui seu valor máximo. Para os outros casos CrA/m possui seu valor mínimo.

Figura 3.4 - Representação gráfica do uso do controle.

A Figura 3.4, onde as setas pretas representam o vetor velocidade e a as amarelas a pressão de radiação solar, deixa claro como funciona o controle. Quando o satélite se movimentar no sentido contrário a pressão de radiação solar, CrA/m tem valor máximo e quando ele se movimenta no mesmo sentido da pressão de radiação, CrA/m tem valor mínimo.

Figura 3.5 - Teste do controle para a inclinação 0° graus.

Figura 3.6 - Teste do controle para a inclinação 180° graus.

As Figuras 3.5 e 3.6 apresentam os testes do controle. A Figura 3.5 foi feita para inclinação de 0° e a Figura 3.6 para inclinação de 180°. Analisando as duas figuras é possível ver o controle invertendo o quadrante para CrA/m máximo, o que já era esperado.

Figura 3.7 - Simulação sem controle.

Figura 3.8 - Simulação com controle.

As Figuras 3.7 e 3.8, que apresentam as variações dos raios do perigeu (r_p), do apogeu (r_a) e do raio vetor do satélite (r_{sat}), foram feitas para demonstrar que, sem o controle, o *de-orbit* não seria possível. As duas figuras foram feitas para as mesmas condições iniciais, porém a Figura 3.7 não possui um controle ativo e CrA/m tem sempre o valor máximo de 10 m^2/kg. Nela é possível notar que, apesar de variar bastante, não há a tendência de diminuição de r_p, r_a e r_{sat}. Já na Figura 3.8, onde há um controle ativo do tipo mencionado no início desta secção, com CrA/m máximo igual a 10 m^2/kg e mínimo igual a 0,02 m^2/kg, é possível ver as quedas de r_p, r_a e r_{sat} desde o começo da simulação.

3.5 Uso da integral da aceleração

Neste capítulo é brevemente apresentado o método de análise através das integrais das acelerações. Elas foram utilizadas na análise da contribuição de cada perturbação durante o *de-orbit* e de anomalias encontradas nos resultados. As integrações numéricas foram feitas através do método de Simpson 1/3 (CHAPRA; CANALE, 2009).

3.5.1 Integral do módulo do vetor perturbação

O primeiro método apresentado é o da integral do módulo da aceleração. Este método é apresentado em (PRADO, 2014) onde foi utilizado na análise da dinâmica de uma espaçonave dentro do sistema triplo $2001SN_{263}$. Este método é usado para se encontrar trajetórias menos perturbadas. Através dele é possível se ter a contribuição total de uma perturbação independente de sua direção. Sanchez et al. (2014)

utilizaram essa idéia para medir os efeitos de cada termo do geopotencial em uma trajetória. A integral do módulo da aceleração é dada por (PRADO, 2014):

$$DI = \int_0^t |\mathbf{P}_i| \mathrm{dt} \tag{3.34}$$

em que P_i representa o vetor aceleração de uma perturbação qualquer agindo sobre o satélite. A integral pode ser feita para um intervalo qualquer de tempo desejado, sendo t o tempo final.

3.5.2 Módulo da integral do vetor perturbação

O segundo método utilizado para analisar as contribuições das perturbações durante o *de-orbit* foi através do módulo da integral das perturbações em x, y e z. O módulo da integral do vetor aceleração devido a uma perturbação é dada por:

$$XI = \left| \int_0^t \mathbf{P}_i \mathrm{dt} \right| \tag{3.35}$$

Como se pode notar, o módulo é feito sobre a integral de cada componente do vetor, para o intervalo total desejado.

3.5.3 Integral na direção do movimento

O terceiro método de análise das contribuições de cada perturbação durante o *de-orbit* é através da integral na direção do movimento. A integral na direção do movimento é dada por:

$$VI = \int_0^t \mathbf{P}_i \cdot \frac{\mathbf{v}}{|\mathbf{v}|} \mathrm{dt} \tag{3.36}$$

em que $\mathbf{v}$ é o vetor velocidade do satélite. Novamente a integral é feita para o intervalo desejado.

4 ANÁLISE INICIAL DO *DE-ORBIT*

O estudo da técnica do *de-orbit* com o uso da pressão de radiação solar é iniciado com a análise de seu uso para diferentes altitudes e inclinações. Também foi feita a análise do *de-orbit* a partir de diferentes condições iniciais de excentricidade para a inclinação crítica de 56,06° da ressonância $2\omega + \Omega$. A Tabela 4.1 apresenta as condições iniciais para a Lua e para o Sol, retiradas do sistema HORIZONS/JPL. Estes dados foram utilizados nas simulações deste capítulo e também nas do Capítulo 5.

Tabela 4.1 - Condições iniciais para a Terra (Sol) e a Lua.

Corpo celeste	a	e	i [°]	Ω [°]	ω [°]	l [°]
Sol	1,000704399311207 UA	0,01677	23,437	359,999	105,434	100,879
Lua	384.583,27115 km	0,05215	21,777	347,220	222,26	136,823

Figura 4.1 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* para diferentes valores iniciais de semi-eixo maior e inclinação, para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 4.2 - Tempo total do *de-orbit* para diferentes valores iniciais de semi-eixo maior e inclinação, para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 4.3 - Raio do perigeu final para o *de-orbit* para diferentes valores iniciais de semi-eixo maior e inclinação, para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Os resultados apresentados pelas Figuras 4.1, 4.2 e 4.3 são para simulações de diferentes valores iniciais de semi-eixo maior e inclinação, para excentricidade inicial igual a 0°, longitude do nodo ascendente (Ω) igual a 0°, argumento do perigeu (ω) igual a 0° e anomalia média igual a 0°. Pensando no custo computacional para simular esta grade de condições iniciais, foram escolhidos tempos limite de *de-orbit* para algumas faixas de semi-eixo maior. Entre 7.000 km e 15.000 km o tempo limite foi de 55 anos; entre 16.000 km e 30.000 km o tempo limite foi de 75 anos e entre 31.000 km e 45.000 km o tempo limite foi de 90 anos. Analisando a Figura 4.1, que apresenta a excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit*, é possível notar que a excentricidade tem seus maiores valores acima de 10.000 km, entre 0° e 45°, e em diversos casos chegou a 0,16. Ao analisar a Figura 4.2, que apresenta o tempo total de *de-orbit*, é possível notar que a faixa entre 0° e 45°, que tem as maiores excentricidades, se não for levado em consideração o maior risco de colisões para excentricidades maiores, seria uma boa estratégia de *de-orbit* colocar o satélite dentro desta região, pois é onde o *de-orbit* ocorreu em menor tempo. Como foi mencionado anteriormente, foram escolhidos valores limite para o tempo de simulação. Como pode ser notado na Figura 4.3, em alguns casos, entre 45° e 135° e para semi-eixo maior entre 24.000 km e 45.000 km, o *de-orbit* não ocorreu até o tempo limite da simulação.

Figura 4.4 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* para diferentes valores iniciais de excentricidade e para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$. A condição inicial para todos os outros elementos é zero.

Figura 4.5 - Tempo total do *de-orbit* para diferentes valores iniciais de excentricidade, para $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

As Figuras 4.4 e 4.5 apresentam os resultados de *de-orbit* a partir de diferentes condições iniciais de excentricidade, para a inclinação crítica de 56,06° da ressonância $2\omega + \Omega$. Através delas foi feita uma primeira análise dessa ressonância. Para isso foram feitos dois casos, um para $2\omega + \Omega = 0$ e outro para $2\omega + \Omega = 90$. As condições iniciais escolhidas para o caso $2\omega + \Omega = 0$ são: semi-eixo maior igual a 10.000 km, longitude do nodo ascendente igual a 0°, argumento do perigeu igual a 0° e anomalia média igual a 0°. Já as condições iniciais para o caso $2\omega + \Omega = 90$ são: semi-eixo maior igual a 10.000 km, longitude do nodo ascendente igual a 30°, argumento do perigeu igual a 30° e anomalia média igual a 0°. Analisando as Figuras 4.4 e 4.5 é possível afirmar que o aumento intencional da excentricidade pode ser uma boa estratégia, pois quanto maior for a excentricidade inicial menor será o tempo para reentrada. A Figura 4.4 também mostra a pouca diferença da escolha de $2\omega + \Omega = 0$ ou $2\omega + \Omega = 90$, pois dentro do período de *de-orbit* não houve uma grande diferença entre as excentricidades máximas alcançadas.

5 RESULTADOS PARA CONSTELAÇÕES DO GNSS

Este capítulo apresenta os resultados dos estudos de caso envolvendo as constelações GPS e Galileo, dentro da região MEO. Os resultados apresentados são para simulações de *de-orbit* a partir de diferentes condições iniciais de argumento do perigeu e longitude do nodo ascendente. Conforme o método proposto para este estudo, que é causar o *de-orbit* de um satélite considerando este capaz de alterar seu coeficiente de refletividade (Cr) e/ou suas área-sobre-massa (A/m), foram feitas simulações para diferentes valores máximos de CrA/m. Como mencionado no Capítulo 3, o efeito que causa o *de-orbit* se dá pela variação de CrA/m. Quando o satélite vai no sentido oposto dos raios solares, CrA/m assume seu valor máximo e, quando vai no mesmo sentido, assume seu valor mínimo. O valor mínimo de CrA/m é igual a 0,03 m^2/kg, considerando um satélite em fim de vida com 10 m^2 de área, 500 kg de massa e coeficiente de reflectividade igual 1,5. Os valores de máximo escolhidos para as simulações foram de CrA/m iguais a 0,3 m^2/kg, 1,5 m^2/kg, 3 m^2/kg e 15 m^2/kg. Todas as simulações apresentadas seguiram o critério de parada apresentado no Capítulo 3, que se o satélite e o perigeu estiverem abaixo de 200 km de altitude em um mesmo momento a simulação para. Caso a condição de parada não fosse alcançada a simulação continuaria por 100 anos.

5.1 Resultados da constelação GPS

Esta seção apresenta os resultados das simulações de *de-orbit* para um satélite da constelação GPS. A Tabela 5.1 apresenta as condições iniciais para o semi-eixo maior, excentricidade, inclinação e anomalia média utilizadas para todas as simulações desta seção. Essas condições são referentes ao satélite com identificação NORAD 22108, para a data de 12 de abril de 2012, e foram retiradas de (SANCHEZ et al., 2015). As condições iniciais do Sol e da Lua utilizadas estão presentes na Tabela 4.1.

Tabela 5.1 - Condições iniciais do satélite da constelação GPS.

Semi-eixo maior (a) [km]	Excentricidade (e)	Inclinação (i) [°]	Anomalia média (l) [°]
26.561,1206	0,022	56,2641	0,0

5.1.1 *De-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg

Esta seção apresenta os resultados do *de-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg. Estas simulações foram feitas até o satélite deixar a zona operacional (ZO) do GNSS, que fica entre 19.000 e 24.000 km de altitude. As Figuras 5.1, 5.5 e 5.9 apresentam as excentricidades máximas alcançadas durante o *de-orbit* para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, respectivamente. As Figuras 5.2, 5.6 e 5.10 apresentam os tempos em que as excentricidades máximas foram alcançadas para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, respectivamente. As Figuras 5.3, 5.7 e 5.11 apresentam os tempos necessários para que o satélite deixe a zona operacional do GNSS para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, respectivamente. As Figuras 5.4, 5.8 e 5.12 apresentam as excentricidades no momento em que o satélite deixou a zona operacional para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, respectivamente.

Figura 5.1 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$.

Figura 5.2 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$.

Figura 5.3 - Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$.

Figura 5.4 - Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$.

Figura 5.5 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 5.6 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 5.7 - Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 5.8 - Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 5.9 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 3\ m^2/kg$.

Figura 5.10 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 3\ m^2/kg$.

Figura 5.11 - Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 3\ m^2/kg$.

Figura 5.12 - Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 3\ m^2/kg$.

A Tabela 5.2 apresenta os principais dados das Figuras 5.1, 5.2, 5.5, 5.6, 5.9 e 5.10. Já a Tabela 5.3 apresenta os principais dados das Figuras 5.3, 5.4, 5.7, 5.8, 5.11 e 5.12.

Tabela 5.2 - Tabela com as excentricidades máximas alcançadas e o tempo em que ela ocorreu durante o *de-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg.

	Região de Máximo		Região de Mínimo	
CrA/m $[m^2/kg]$	e_{max}	t_{emax} [anos]	e_{max}	t_{emax} [anos]
0,3	0,04–0,045	14–18	0,022–0,025	0–2
1,5	0,036–0,038	3,15–3,6	0,022–0,024	0–0,45
3	0,045–0,05	1,6–1,8	0,022–0,025	0–0,2

Tabela 5.3 - Tabela com o tempo que o satélite levou para deixar a zona operacional do GNSS e a excentricidade neste momento para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg.

	Região de Máximo Tempo		Região de Mínimo Tempo	
CrA/m $[m^2/kg]$	t_{ZO}	e_{ZO} [anos]	t_{ZO}	e_{ZO} [anos]
0,3	18–19	0,04–0,045	12–13	0,01–0,015
1,5	3,4–3,6	0,0345–0,038	2–2,3	0,01–0,0135
3	1,8–1,9	0,03–0,05	1–1,1	0,01–0,02

Ao analisar os dados das Figuras 5.1 até 5.12 e das Tabelas 5.2 e 5.3 é possível

chegar as seguintes conclusões:

- As regiões de máximo crescimento da excentricidade são aquelas em que a excentricidade máxima demorou mais para ser alcançada. Para CrA/m iguais a 1,5 e 3 ela foi alcançada próximo do tempo em que o satélite deixaria a zona operacional;
- As regiões de mínimo crescimento da excentricidade são aquelas em que a excentricidade máxima foi alcançada logo nos primeiros anos;
- Comparando os resultados para CrA/m iguais a 1,5 e 3 é possível notar que as excentricidades máximas alcançadas aumentaram junto com CrA/m. Essa diferença é melhor notada nas regiões de máximo;
- Comparando os resultados para CrA/m iguais a 0,3 e 1,5 é possível notar que as excentricidades alcançadas no primeiro caso são maiores. Isso está relacionado ao tempo que o satélite levou para deixar a zona operacional, que é muito maior para CrA/m igual a 0,3;
- A ressonância $2\omega + \Omega$ tem um importante papel em definir as regiões de máximo e mínimo. É possível atestar isso pois a excentricidade máxima demorou mais para ser alcançada nas regiões de máximo crescimento da excentricidade. O mecanismo responsável por isso será melhor explicado na Seção 5.3;
- O tempo que um satélite demora para deixar a zona operacional é maior quando em uma região de máximo crescimento da excentricidades. Isso ocorre pois o raio do apogeu do satélite demora mais para deixar a zona operacional;
- Não seria viável utilizar um CrA/m tão pequeno quanto 0,3, pois o tempo que o satélite demorou somente para deixar a zona operacional já foi muito grande.

5.1.2 *De-orbit* para CrA/m igual a $15\ m^2/kg$

Figura 5.13 - Excentricidade máxima que o satélite alcançou dentro da zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.14 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada dentro da zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

As Figuras 5.13, 5.14, 5.15, 5.16 5.17, 5.18, 5.19 e 5.20 apresentam os resultados para o *de-orbit* na região do GPS com o valor máximo de CrA/m igual a 15 m^2/kg. As simulações deste caso foram efetuadas até a reentrada, por ser um caso em que o *de-orbit* ocorre mais rapidamente. Analisando a Figura 5.13, que apresenta a excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* dentro da zona operacional, nota-se que o valor da excentricidade nas regiões de máximo chegou a 0,16 e nas regiões de mínimo ficou entre 0,022 e 0,06. A Figura 5.14 apresenta o tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada dentro da zona operacional. É possível notar que a excentricidade máxima foi atingida em algumas regiões logo nos primeiros anos e em outras ocorreu com 0,7 do ano, aproximadamente 255 dias.

Figura 5.15 - Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.16 - Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Analisando a Figura 5.15, que apresenta a excentricidade no momento em que o satélite deixa a zona operacional, é possível notar regiões em que a excentricidade diminuiu em relação a excentricidade inicial de 0,022 e regiões em que os valores são os mesmos que os da Figura 5.14, por volta de 0,16. Analisando a Figura 5.16, que apresenta o tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional, é possível notar que são nas regiões de mínima excentricidade onde o satélite deixa a zona operacional primeiro, demorando até 0,3 do ano, aproximadamente 109 dias. Nota-se também que são nas regiões de máxima excentricidade que o satélite demora mais para deixar a zona operacional, demorando até 0,8 do ano, aproximadamente 292 dias.

Figura 5.17 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.18 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.19 - Excentricidade do satélite no final do *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.20 - Tempo total do *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.21 - Raio do perigeu final do *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.22 - Raio do apogeu final do *de-orbit* de um satélite da constelação GPS e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Analisando a Figura 5.17, que apresenta a excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit*, é possível notar que o valor da excentricidade nas regiões de máximo chegou a 0,22, dez vezes maior que a excentricidade inicial de 0,022. Nas regiões de mínimo ficou entre 0,04 e 0,08. Analisando a Figura 5.18, que apresenta o tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit*, é possível notar que a excentricidade máxima foi atingida em algumas regiões logo nos primeiros anos e em outros demorou por volta de 8 anos. Analisando a Figura 5.19, que apresenta a excentricidade no final do *de-orbit*, nota-se que o valor da excentricidade nas regiões de máximo ficou em 0,22 e nas regiões de mínimo ficou entre 0 e 0,06. Analisando a Figura 5.20, que apresenta o tempo total do *de-orbit*, é possível notar que nas regiões em que a excentricidade mais cresceu são as mesmas em que o *de-orbit* ocorreu em menor tempo, pois são as regiões em que o raio do perigeu ficou abaixo de 200 km de altitude primeiro. As regiões da Figura 5.20, que correspondem as regiões de menor crescimento da excentricidade da Figura 5.17, são as regiões em que o *de-orbit* ocorreu em maior tempo. A vantagem desta região não está no tempo de *de-orbit*, mas no baixo crescimento da excentricidade, o que diminui o risco de colisão. A Figura 5.21, que apresenta os raios do perigeu finais, prova que as condições de reentrada foram atingidas e a Figura 5.22, que apresenta os raios do apogeu finais, mostra que nas regiões correspondentes às excentricidades máximas, na Figura 5.17, os raios do apogeu, em alguns pontos, estão inclusive acima da atmosfera.

5.1.3 Casos dentro das regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade

Nesta seção são apresentados os resultados para os pontos marcados dentro das regiões de máximo (pontos pretos) e mínimo (pontos amarelos) crescimento da excentricidade nas Figuras 5.1, 5.5, 5.9 e 5.17. A Tabela 5.4 apresenta as condições iniciais de Ω e ω. As condições iniciais dos outros elementos estão na Tabela 5.1. Todas as simulações estão limitadas a 100 anos.

Tabela 5.4 - Condições iniciais de Ω e ω para os pontos preto e amarelo marcados nas Figuras 5.1, 5.5, 5.9 e 5.17.

Simulação	CrA/m $[m^2/kg]$	ponto	Figura	Ω [°]	ω [°]
1	0,3	amarelo	5.1	308	74
2	0,3	preto	5.1	308	170
3	1,5	amarelo	5.5	308	74
4	1,5	preto	5.5	156	74
5	3	amarelo	5.9	308	74
6	3	preto	5.9	308	226
7	15	amarelo	5.17	234	74
8	15	preto	5.17	308	240

As Figuras 5.23(a), 5.24(a), 5.25(a), 5.26(a), 5.27(a), 5.28(a), 5.29(a) e 5.30(a) apresentam as variações dos raios do apogeu (r_a), perigeu (r_p) e do módulo do vetor posição (r_{sat}). As Figuras 5.23(b), 5.24(b), 5.25(b), 5.26(b), 5.27(b), 5.28(b), 5.29(b) e 5.30(b) apresentam as variações da excentricidade.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.23 - Resultados para a simulação 1.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.24 - Resultado para a simulação 2.

As Figuras 5.23(a) e 5.24(a) mostram que nas simulações 1 e 2, respectivamente, dentro do limite da simulação de 100 anos o raio do perigeu do satélite não chegou nem a 16.000 km. Analisando a Figura 5.23(b) nota-se que, na simulação 1, nos primeiros 20 anos há a tendência de circularização da órbita e a partir de 20 anos a excentricidade começa a crescer. Já a Figura 5.24(b) mostra que na simulação 2 a excentricidade atinge seu pico de 0,06 com 40 anos de simulação e depois para de crescer e passa a oscilar entre 0,045 e 0,06.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.25 - Resultados para a simulação 3.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.26 - Resultados para a simulação 4.

Analisando a Figura 5.25(a) é possível observar que, na simulação 3, o tempo total do *de-orbit* ficou próximo de 78 anos, e que o satélite entrou na atmosfera com aproximadamente 60 anos de simulação. Já na Figura 5.26(a), feita para a simulação 4, o *de-orbit* demorou em torno de 76 anos. Analisando a Figura 5.25(b) nota-se que na simulação 3, nos primeiros 20 anos, a excentricidade fica abaixo da excentricidade inicial de 0,022 e depois começa a crescer e com aproximadamente 70 anos de simulação ocorre um pico na excentricidade e ela supera o valor de 0,04. Agora, analisando a Figura 5.26(b), é possível notar que na simulação 4 a excentricidade permanece crescendo durante todo o *de-orbit*. Isso ocorre igualmente na simulação da Figura 5.25(b), onde há um pico na excentricidade com aproximadamente 70 anos de simulação e ela ultrapassa o valor de 0,07.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.27 - Resultados para a simulação 5.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.28 - Resultados para a simulação 6.

Analisando a Figura 5.27(a) nota-se que, na simulação 5, o tempo total do *de-orbit* ficou próximo de 38 anos, e que o satélite entrou na atmosfera com aproximadamente 30 anos de simulação. Agora, analisando a Figura 5.28(a), nota-se que na simulação 6 o tempo total do *de-orbit* é de aproximadamente 36 anos. A Figura 5.27(b) mostra que, na simulação 5, nos primeiros 34 anos a excentricidade fica abaixo da excentricidade inicial de 0,022 e depois começa a crescer e com 37 anos de simulação há um pico na excentricidade e ela supera o valor 0,035. Já a Figura 5.28(b) mostra que, na simulação 6, a excentricidade permanece crescendo durante todo o *de-orbit* e há um pico com aproximadamente 34 anos de simulação, e seu valor chega próximo de 0,08.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.29 - Resultados para a simulação 7.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.30 - Resultados para a simulação 8.

A Figura 5.29(a) mostra que, na simulação 7, o tempo total do *de-orbit* é de aproximadamente 8 anos e que o satélite entrou na atmosfera com 6 anos de simulação. Já a Figura 5.30(a) mostra que, na simulação 8, o tempo total do *de-orbit* é de aproximadamente 6,5 anos. A Figura 5.29(b) mostra que, na simulação 7, no primeiro ano a excentricidade chega a ficar abaixo de 0,01 e depois ultrapassa 0,06. Durante o resto do *de-orbit* ela oscila entre 0 e 0,06 e no final ela está oscilando próxima de 0,03. A Figura 5.30(b) mostra que, na simulação 8, a excentricidade permanece crescendo durante todo o *de-orbit* e que há um pico próximo 5,5 anos de simulação, onde seu valor chega à 0,22.

5.2 Resultados da constelação Galileo

Esta seção apresenta os resultados das simulações de *de-orbit* para um satélite da constelação Galileo. A Tabela 5.5 apresenta as condições iniciais de semi-eixo maior, excentricidade, inclinação e anomalia média utilizadas em todas as simulações desta seção. Essas condições são referentes ao satélite com identificação NORAD 28922, para a data de 12 de abril de 2012. As condições iniciais do utilizadas Sol e da Lua estão presentes na Tabela 4.1.

Tabela 5.5 - Condições iniciais do satélite da constelação Galileo.

Semi-eixo maior (a) [km]	Excentricidade (e)	Inclinação (i) [°]	Anomalia média (l) [°]
29.716,4618	0,00079	56,2213	0,0

5.2.1 *De-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg

Esta seção apresenta os resultados do *de-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg. Estas simulações foram feitas até o satélite deixar a zona operacional (ZO) do GNSS, que fica entre 19.000 e 24.000 km de altitude. As Figuras 5.31, 5.35 e 5.39 apresentam as excentricidades máximas alcançadas durante o *de-orbit* para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, respectivamente. As Figuras 5.32, 5.36 e 5.40 apresentam os tempos em que as excentricidades máximas foram alcançadas para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, respectivamente. As Figuras 5.34, 5.38 e 5.42 apresentam os tempos necessários para que o satélite deixe a zona operacional do GNSS para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, respectivamente. As Figuras 5.33, 5.37 e 5.41 apresentam as excentricidades no momento em que o satélite deixou a zona operacional para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, respectivamente.

Figura 5.31 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$.

Figura 5.32 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$.

Figura 5.33 - Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$.

Figura 5.34 - Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 0,3\ m^2/kg$.

Figura 5.35 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 5.36 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 5.37 - Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 5.38 - Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 1,5\ m^2/kg$.

Figura 5.39 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 3\ m^2/kg$.

Figura 5.40 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 3\ m^2/kg$.

Figura 5.41 - Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 3\ m^2/kg$.

Figura 5.42 - Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 3\ m^2/kg$.

A Tabela 5.6 apresenta os principais dados das Figuras 5.31, 5.32, 5.35, 5.36, 5.39 e 5.40. Já a Tabela 5.7 apresenta os principais dados das Figuras 5.34, 5.33, 5.38, 5.37, 5.42 e 5.41.

Tabela 5.6 - Tabela com as excentricidades máximas alcançadas e o tempo em que ela ocorreu durante o *de-orbit* para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg.

	Região de Máximo		Região de Mínimo	
CrA/m $[m^2/kg]$	e_{max}	t_{emax} [anos]	e_{max}	t_{emax} [anos]
0,3	0,0055–0,006	25–30	0,0015–0,002	0–5
1,5	0,015–0,016	0–7	0,007–0,008	0–1
3	0,028–0,03	0–4	0,012–0,014	0–0,5

Tabela 5.7 - Tabela com o tempo que o satélite levou para deixar a zona operacional do GNSS e a excentricidade neste momento para CrA/m igual a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg.

	Região de Máximo Tempo		Região de Mínimo Tempo	
CrA/m $[m^2/kg]$	t_{ZO} [anos]	e_{ZO}	t_{ZO} [anos]	e_{ZO}
0,3	32–33	0–0,006	30–30,5	0–0,001
1,5	6,4–7	0–0,016	4,8–5	0–0,002
3	3,6–3,8	0–0,03	2,6–2,8	0–0,02

Ao analisar os dados das Figuras 5.31 até 5.41 e das Tabelas 5.6 e 5.7 é possível chegar as seguintes conclusões:

- Devido a baixa excentricidade inicial, 0,00079, os efeitos de curto período são mais evidentes, como pode ser notado para CrA/m iguais a 1,5 e 3. Nestes casos as excentricidades, nas regiões de máximo aumento da excentricidade, estão sendo alcançadas em todo o período dentro da zona operacional. Diferente do que ocorreu nos resultados para a constelação GPS, em que as excentricidades máximas, nas regiões de máximo, foram alcançadas no limite do tempo do satélite deixar a zona operacional;

- O aumento da excentricidade é maior quanto maior for o valor de CrA/m;

- O semi-eixo maior para o caso da constelação Galileo é maior em relação ao caso da constelação do GPS. Logo, o tempo em que o satélite demorou para deixar a zona operacional também foi maior;

- Também em relação ao caso da constelação GPS, é possível dizer que a

variação da excentricidade foi maior, mas isso se deve a baixa excentricidade inicial, o que deixa mais evidente os efeitos de curto período sobre a excentricidade;

- Um resultado importante foi o conjunto de condições iniciais encontrado para um mínimo crescimento da excentricidade que depende somente de Ω. Esse resultado aparece como uma faixa vertical azul nas Figuras 5.56(b) e 5.58(b). Assim, considerando a precessão natural de Ω, seria necessário somente esperar o momento em que o valor desejado fosse alcançado para iniciar o *de-orbit*;

- É possível dizer que um *de-orbit* com CrA/m máximo de 0,3 m^2/kg não seria viável. O tempo total, somente para o satélite deixar a zona operacional, nos melhores casos, foi de aproximadamente 30 anos.

5.2.2 *De-orbit* para CrA/m igual a 15 m^2/kg

Figura 5.43 - Excentricidade máxima que o satélite alcançou dentro da zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.44 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada dentro da zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

As Figuras 5.43, 5.44, 5.45, 5.46 5.47, 5.48, 5.49 e 5.50 apresentam os resultados para o *de-orbit* na região do Galileo para o valor máximo de CrA/m igual 15 m^2/kg. As simulações deste caso foram até a reentrada, por ser um caso em que o *de-orbit* ocorre mais rapidamente. A Figura 5.43 apresenta a excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* dentro da zona operacional. O valor da excentricidade nas regiões de máximo a chegou a 0,14 e nas regiões de mínimo ficou entre 0,06 e 0,09. A Figura 5.44 apresenta o tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada dentro da zona operacional. É possível notar que a excentricidade máxima foi atingida em algumas regiões logo nos primeiros meses, e em outras demorou por volta de 0,75 ano, aproximadamente 274 dias.

Figura 5.45 - Excentricidade no momento em que o satélite deixou a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.46 - Tempo que o satélite demorou para deixar a zona operacional do sistema GNSS durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

A Figura 5.45 apresenta a excentricidade no momento em que o satélite deixa a zona operacional. É possível notar que, em toda a grade, ocorreu a diminuição da excentricidade. Analisando a Figura 5.46, não é possível notar o satélite deixando a zona operacional em menor tempo nas regiões de máximo crescimento da excentricidade da Figura 5.45. Isso mostra uma grande influências das perturbações de curto período sobre os resultados dentro da zona operacional.

Figura 5.47 - Excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.48 - Tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

A Figura 5.47 apresenta a excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit*. O valor da excentricidade nas regiões de máximo chegou a 0,22 e nas regiões de mínimo ficou entre 0,06 e 0,1. A Figura 5.48 apresenta o tempo em que a excentricidade máxima foi alcançada durante o *de-orbit*. É possível notar que a excentricidade máxima foi atingida em algumas regiões logo nos primeiros anos, e em outros demorou por volta de 8 anos.

Figura 5.49 - Excentricidade do satélite no final do *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.50 - Tempo total do *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

A Figura 5.49 apresenta a excentricidade no final do *de-orbit*. O valor da excentricidade nas regiões de máximo ficou em 0,22 e nas regiões de mínimo ficou entre 0 e 0,06. A Figura 5.50 apresenta o tempo total do *de-orbit*. É possível notar que as regiões em que a excentricidade mais cresceu são as mesmas em que o *de-orbit* ocorreu em menor tempo, pois são aquelas em que o raio do perigeu ficou abaixo de 200 km de altitude mais rapidamente (Figura 5.51). As regiões da Figura 5.50, que correspondem as regiões de menor crescimento da excentricidade da Figura 5.47, são as em que o *de-orbit* ocorreu em maior tempo. A vantagem desta região não está no tempo em que o *de-orbit* demorou, mas no baixo crescimento da excentricidade, o que diminui o risco de colisão durante o processo.

Figura 5.51 - Raio do perigeu final do *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

Figura 5.52 - Raio do apogeu final do *de-orbit* de um satélite da constelação Galileo e $CrA/m = 15\ m^2/kg$.

A Figura 5.51 apresenta os raios do perigeu finais, quando o *de-orbit* está completo. A Figura 5.52 apresenta os raios do apogeu finais. É possível notar que nas regiões correspondentes as excentricidades máximas na Figura 5.47 o raio do apogeu, em alguns pontos, está acima da atmosfera.

5.2.3 Casos dentro das regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade

Nesta seção são apresentados os resultados para os pontos marcados dentro das regiões de máximo (pontos pretos) e mínimo (pontos amarelos) crescimento da excentricidade das Figuras 5.31, 5.35, 5.39 e 5.47. A Tabela 5.8 apresenta as condições iniciais de Ω e ω. As condições iniciais dos outros elementos estão na Tabela 5.5. Todas as simulações estão limitadas a 100 anos.

Tabela 5.8 - Condições iniciais de Ω e ω para os pontos pretos e amarelos marcados nas Figuras 5.31, 5.35, 5.39 e 5.47.

Simulação	CrA/m $[m^2/kg]$	ponto	Figura	Ω [°]	ω [°]
9	0,3	amarelo	5.31	216	152
10	0,3	preto	5.31	108	98
11	1,5	amarelo	5.35	216	152
12	1,5	preto	5.35	108	98
13	3	amarelo	5.39	216	152
14	3	preto	5.39	108	98
15	15	amarelo	5.47	208	148
16	15	preto	5.47	136	112

As Figuras 5.53(a), 5.54(a), 5.55(a), 5.56(a), 5.57(a), 5.58(a), 5.59(a) e 5.60(a) apresentam as variações dos raios do apogeu (r_a), perigeu (r_p) e do módulo do vetor posição (r_{sat}). As Figuras 5.53(b), 5.54(b), 5.55(b), 5.56(b), 5.57(b), 5.58(b), 5.59(b) e 5.60(b) apresentam as variações da excentricidade.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.53 - Resultados para a simulação 9.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.54 - Resultados para a simulação 10.

As Figuras 5.53(a) e 5.54(a) mostram que nas simulações 9 e 10, respectivamente, dentro do limite da simulação de 100 anos, o raio do perigeu do satélite não chegou nem a 18.000 km. A Figura 5.53(b) mostra que a excentricidade oscila bastante entre 0,0005 e 0,003. Seu máximo é entre 40 e 60 anos. Analisando a Figura 5.54(b) é possível notar que a excentricidade atinge seu pico de 0,0055 com 70 anos.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.55 - Resultados para a simulação 11.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.56 - Resultados para a simulação 12.

A Figura 5.55(a) mostra que, na simulação 11, o tempo total do *de-orbit* ficou próximo de 85 anos e o satélite entrou na atmosfera com aproximadamente 60 anos de simulação. Já a Figura 5.56(a) mostra que, na simulação 12, o tempo total do *de-orbit* foi de aproximadamente 82 anos. A Figura 5.55(b) mostra que, na simulação 11, nos primeiros 70 anos a excentricidade oscila abaixo de 0,008 e, com 70 anos de simulação ocorre um pico na excentricidade e ela passa de 0,018, depois voltando a cair. Analisando a Figura 5.56(b) é possível notar que, na simulação 12, a excentricidade permanece crescendo durante todo o *de-orbit* e, como ocorre na simulação da Figura 5.55(b), há um pico na excentricidade com 70 anos de simulação, e ela ultrapassa o valor de 0,035.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.57 - Resultados para a simulação 13.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.58 - Resultados para a simulação 14.

A Figura 5.57(a) mostra que, na simulação 13, o tempo total do *de-orbit* ficou próximo de 43 anos e o satélite entrou na atmosfera com aproximadamente 33 anos de simulação. Já analisando a Figura 5.58(a), é possível notar que, na simulação 14, o tempo total do *de-orbit* ficou próximo de 42 anos. A Figura 5.57(b) mostra que, na simulação 13, nos primeiros 35 anos a excentricidade oscila entre 0 e 0,15. Com aproximadamente 37 anos ocorre um pico e ela supera 0,025. Analisando a Figura 5.58(b) é possível notar que, na simulação 14, a excentricidade permanece crescendo durante todo o *de-orbit* e há um pico na excentricidade em 33 anos de simulação, onde seu valor ultrapassa 0,03. Depois ela cai rapidamente e termina próxima de 0,0055.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.59 - Resultados para a simulação 15.

(a) Variação no tempo do raio do apogeu, raio do perigeu e da distância Terra satélite.

(b) Variação temporal da excentricidade.

Figura 5.60 - Resultados para a simulação 16.

A Figura 5.59(a) mostra que, na simulação 15, o tempo total do *de-orbit* ficou próximo de 8,4 anos e o satélite entrou na atmosfera com 6,5 anos de simulação. A Figura 5.60(a) mostra que, na simulação 16, o tempo total do *de-orbit* ficou próximo de 6,9 anos. A Figura 5.59(b) mostra que, na simulação 15, no primeiro ano, a excentricidade chega a seu valor máximo dentro do primeiro ano, superando 0,06. Depois a excentricidade passa a oscilar entre 0 e 0,06. Analisando a Figura 5.60(b) é possível notar que, na simulação 16, a excentricidade permanece crescendo durante todo o *de-orbit* e termina acima de 0,2.

5.3 Análise das regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade

Nesta seção é mostrado como a ressonância $2\omega + \Omega$ definiu as regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade, nas figuras de máxima excentricidade alcançada durante o *de-orbit* nas Secções 5.1 e 5.2. Todas as simulações foram feitas sem o controle e sem tempo limite. Assim é possível ver o crescimento da excentricidade causado pela ressonância $2\omega + \Omega$. O valor fixo utilizado para CrA/m foi de 0,03 m^2/kg.

Figura 5.61 - Variação da excentricidade para condições iniciais da Tabela 5.1, Ω igual a 308° e ω igual a 74°.

A Figura 5.61 representa as regiões de mínimo crescimento da excentricidade nas simulações das constelação GPS. Em sua análise é possível notar que a excentricidade cresceu ao ponto em que o raio do perigeu ficou abaixo de 200 km de altitude.

Também é possível observar que nos primeiros 25 anos a excentricidade diminuiu. E é exatamente isso que está ocorrendo nas regiões de mínimo aumento da excentricidade, nas figuras da Seção 5.1. Ela tende a cair. Isso fica evidente comparando as figuras de máxima excentricidade alcançada e excentricidade no momento em que ela deixou a zona operacional. Ela diminui nas regiões de mínimo.

Figura 5.62 - Variação da excentricidade para condições iniciais da Tabela 5.1, Ω igual a 308° e ω igual a 170°.

A Figura 5.62 representa as regiões de máximo crescimento da excentricidade nas simulações das constelação GPS. Em sua análise é possível ver que a excentricidade cresce desde o começo, chegando ao ponto em que o raio do perigeu ficar abaixo de 200 km. Esse aumento desde o início é o mesmo que ocorre nas regiões de máximo aumento da excentricidade, nas figuras da Seção 5.1.

Figura 5.63 - Variação da excentricidade para condições iniciais da Tabela 5.5, Ω igual a $216°$ e ω igual a $152°$.

Figura 5.64 - Variação da excentricidade para condições iniciais da Tabela 5.5, Ω igual a $108°$ e ω igual a $98°$.

No caso da constelação Galileo, apresentado nas Figuras 5.63 (região de mínimo aumento da excentricidade) e 5.64 (região de máximo crescimento da excentricidade), não foi possível chegar as mesmas conclusões do caso GPS. Devido a baixa excentricidade inicial, os efeitos da ressonância $2\omega + \Omega$ demoram a aparecer. Porém, é possível traçar um paralelo com os resultados desta seção para a constelação GPS, visto que as regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade nas simulações para o GPS e para o Galileo são praticamente as mesmas.

Por fim, a conclusão a que se pode chegar é que a ressonância $2\omega + \Omega$ é a verdadeira responsável por definir as regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade. As regiões seguem o esperado dos efeitos desta ressonância, porém como se trata de um *de-orbit*, o satélite reentra a atmosfera antes dos valores da excentricidade atingirem valores maiores. Isso reforça a importância do uso deste tipo de estratégia pois, se não houve-se o *de-orbit*, a excentricidade cresceria até atingir valores próximos dos encontrados nesta seção.

5.4 Análise pela integral do módulo da aceleração

Nesta seção é feita a análise da contribuição de cada perturbação durante o *de-orbit*. As Tabelas 5.9 e 5.10 condensam os dados das integrais do módulo da aceleração realizadas para as simulações das constelações GPS e Galileo, respectivamente.

Tabela 5.9 - Resultados da integrais dos módulos das acelerações para a constelação GPS.

CrA/m $[m^2/kg]$	Perturbação	Menor Valor $(\times 10^3)[m/s]$	Maior Valor $(\times 10^3)[m/s]$	Valor Médio $(\times 10^3)[m/s]$	%
0,3	SRP	0,2675784	0,4486260	0,3385732	1,032
	Geopotencial	24,940180	40,114622	30,440818	92,756
	Sol	0,5406130	0,7976588	0,6375077	1,943
	Lua	1,1728165	1,7581738	1,4012508	4,270
1,5	SRP	0,1943567	0,4109398	0,2876298	4,628
	Geopotencial	4,2027462	7,7686521	5,5555615	89,386
	Sol	0,0954488	0,1491738	0,1160827	1,868
	Lua	0,2051716	0,3321645	0,2559569	4,118
3	SRP	0,2109137	0,4002869	0,2980096	8,671
	Geopotencial	2,1193247	3,8888402	2,9449964	85,688
	Sol	0,0482747	0,0740637	0,0602962	1,754
	Lua	0,1042604	0,1669430	0,1335656	3,886
15	SRP	4,3829915	9,7040849	6,9074432	1,206
	Arrasto	0,0000697	0,4409375	0,1079284	0,019
	Geopotencial	328,41836	892,95432	565,19394	98,684
	Sol	0,1455663	0,1845193	0,1634057	0,029
	Lua	0,3128090	0,4080571	0,3585460	0,063

Tabela 5.10 - Resultados da integrais dos módulos das acelerações para a constelação Galileo.

CrA/m $[m^2/kg]$	Perturbação	Menor Valor $(\times 10^3)[m/s]$	Maior Valor $(\times 10^3)[m/s]$	Valor Médio $(\times 10^3)[m/s]$	%
0,3	SRP	0,6683090	0,8160294	0,7424739	1,295
	Geopotencial	48,610307	55,103994	51,830544	90,398
	Sol	1,4297999	1,5470995	1,4899103	2,599
	Lua	3,1351238	3,3976814	3,2730635	5,709
1,5	SRP	0,5024855	0,7943899	0,6618222	5,679
	Geopotencial	7,9358813	11,270097	10,082066	86,508
	Sol	0,2439505	0,3064871	0,2842592	2,439
	Lua	0,5298190	0,6842279	0,6264039	5,375
3	SRP	0,5505127	0,8440017	0,6853875	10,471
	Geopotencial	4,5521540	6,3692231	5,3870657	82,299
	Sol	0,1327624	0,1650822	0,1475312	2,254
	Lua	0,2869268	0,3680616	0,3257257	4,976
15	SRP	4,7008542	10,561960	7,2621737	1,334
	Arrasto	0,0000548	0,5010470	0,1013802	0,019
	Geopotencial	308,46136	912,05290	536,60702	98,541
	Sol	0,1592288	0,2085658	0,1816619	0,033
	Lua	0,3518354	0,4585722	0,3987571	0,073

Analisando os casos para CrA/m iguais a 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, feitas até o satélite deixar a zona operacional, é possível dizer que o geopotencial é o maior perturbador do sistema. Em segundo lugar está a pressão de radiação solar; em terceiro está a Lua e por último o Sol. A ordem é a mesma para CrA/m igual 15 m^2/kg, porém como neste caso a simulação foi feita até a reentrada é possível mensurar a contribuição do arrasto, o qual aparece em último lugar. O interessante ao se analisar a percentagem de contribuição do arrasto, é que seu valor é o mesmo tanto para o GPS quanto para o Galileo. Isso mostra que os tempos até a reentrada a partir do momento em que o satélite atinge a atmosfera são os mesmos. A presença dos dispositivo de variação de CrA/m é observada nas simulações até o satélite deixar a zona operacional, onde a ordem entre as percentagens de contribuição dobra de CrA/m igual a 1,5 para CrA/m igual a 3. Apesar da percentagem de contribuição do Sol e da Lua não serem tão grandes, comparadas as outras perturbações, elas são importantes em definir as regiões de máximo é mínimo causadas pelas ressonância $2\omega + \Omega$, como mostrado na Seção 5.3.

A escolha da análise pelas integrais dos módulos das acelerações foi feita após o teste de todos os métodos apresentados no Capítulo 3. Nenhum dos métodos se mostrou útil em apresentar informações para explicar certas anomalias encontradas nas grades de simulações. Isso ocorre pois os métodos de integrais apresentados são mais úteis quando as integrais são feitas todas para um mesmo período. Como no

caso do *de-orbit* o tempo é livre, existem diferenças grandes entre os tempos máximos e mínimos de *de-orbit*, e isso prejudicou a análise via integrais.

6 DE-ORBIT NA REGIÃO DE ÓRBITAS BAIXAS

Esta secção apresenta um estudo de caso para o de-orbit de um satélite na região de órbitas terrestres baixas (região LEO). Serão apresentados dois estudos de caso: um para o satélite CBERS-4 e o outro para o CubeSat FLOCK-1.

6.1 CBERS-4

O satélite CBERS-4, lançado no dia 7 de dezembro de 2014, é um satélite de sensoriamento remoto desenvolvido pelo Brasil em parceria com a China. Por isso é interessante analisar um possível de-orbit para ele. As condições inicias da simulação foram retiradas do catálogo Celestrack, e são referentes a data de 17 de abril de 2016. As condições inicias são: semi-eixo maior igual a 7.151,71149 km, excentricidade 0,00017, inclinação 98,502°, argumento do perigeu 79,074°, longitude do nodo ascendente 125,752° e anomalia média de 281,063°. Foi idealizado que um dispositivo externo seria o responsável pelo de-orbit, onde ele se prenderia ao satélite. Assim foi possível considerar $CrAm$ mínimo igual a 1 m^2/kg e CrA/m máximo igual a 2 m^2/kg. Como pode ser notado pela inclinação, se trata de uma órbita heliossíncrona.

Figura 6.1 - Variação dos raios do perigeu, do apogeu e do módulo do vetor posição para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4.

Figura 6.2 - Variação da inclinação para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4.

Figura 6.3 - Variação da longitude do nodo ascendente para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4.

A Figura 6.1, que apresenta a variação do raio do perigeu (r_p), do raio do apogeu (r_a) e do módulo do vetor posição do satélite (r_{sat}) para os casos com e sem o dispositivo, mostra que, somente com a presença de um dispositivo externo, seria possível haver o *de-orbit* dentro dos 25 anos sugeridos como tempo para um satélite da região LEO reentrar na atmosfera. É possível notar que, com o uso do dispositivo, o satélite reentrou em menos de 5 anos e sem o dispositivo caiu menos de 200 km em 25 anos. A Figura 6.2, que apresenta a variação da inclinação, mostra que as perturbações não são grandes o suficiente para tirar a inclinação de 98°. Comparando os resultados com e sem o dispositivo apresentados pela Figura 6.3, que apresenta a variação da longitude do nodo ascendente, mostra que, para o caso com o dispositivo, há uma pequena diminuição no tempo de uma precessão completa a medida que o semi-eixo maior diminui.

Figura 6.4 - Variação da excentricidade para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4.

Figura 6.5 - Variação do argumento do perigeu para o estudo de de-orbit do satélite CBERS-4.

A Figura 6.4, que apresenta a variação da excentricidade, mostra que com ou sem o dispositivo a excentricidade oscila entre 0 e 0,005. Porém é possível notar que as oscilações de curto período estão sendo amplificadas com o uso do dispositivo. Isso provavelmente ocorre devido ao aumento da influência da pressão de radiação solar ocasionado pelo aumento de CrA/m. Comparando os casos com e sem o dispositivo na Figura 6.5, que apresenta a variação do argumento do perigeu, é possível notar que, a medida que o semi-eixo maior diminui também diminui o tempo de precessão do argumento do perigeu. A análise conjunta das Figuras 6.4 e 6.5 mostra que os picos de máximo da excentricidade ocorrem sempre quando o argumento do perigeu está próximo de 0°, enquanto os picos de mínimo ocorrem sempre quando o argumento do perigeu está próximo de 360°.

6.2 FLOCK-1

CubeSats estão ganhando um espaço cada vez maior na exploração espacial. Por serem muito leves são ideais para o uso da técnica de *de-orbit* apresentada neste trabalho. Por essas razões, será interessante analisar uma manobra para um CubeSat. Então, para o segundo estudo de caso dentro da região LEO, foi escolhido o CubeSat FLOCK-1. As condições inicias são: semi-eixo maior 6.722,76287, excentricidade 0,00033, inclinação 51,636°, argumento do perigeu 150,545°, longitude do nodo ascendente 284,995° e anomalia média de 319,585°. Para este caso também foi considerado um dispositivo externo que se prende ao satélite. Assim, foi considerado CrA/m mínimo igual a 1 m^2/kg e CrA/m máximo igual a 2 m^2/kg.

Figura 6.6 - Variação dos raios do perigeu, do apogeu e do módulo do vetor posição para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1.

Figura 6.7 - Variação da inclinação para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1.

Figura 6.8 - Variação da longitude do nodo ascendente para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1.

A Figura 6.6, que apresenta a variação do raio do perigeu (r_p), do raio do apogeu (r_a) e do módulo do vetor posição do satélite (r_{sat}), para os casos com e sem o dispositivo, mostra que o tempo total do *de-orbit* com o uso do dispositivo é de menos de 2,5 anos, enquanto que sem o dispositivo o satélite decaiu menos de 150 km em 25 anos. A Figura 6.7, que apresenta a variação da inclinação mostra que as perturbações não são grandes o suficiente para tirar a inclinação de 51°. Comparando os casos com e sem o controle da Figura 6.8, que apresenta a variação da longitude do nodo ascendente, é possível notar que o tempo de uma precessão completa da longitude do nodo diminui com o decaimento do semi-eixo maior.

Figura 6.9 - Variação da excentricidade para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1.

Figura 6.10 - Variação do argumento do perigeu para o estudo de de-orbit do satélite FLOCK-1.

Comparando os casos com e sem o dispositivo da Figura 6.9, que apresenta a variação da excentricidade, é possível notar que a excentricidade oscila entre 0 e 0,005, em ambos os casos. Porém, a presença do dispositivo amplificou as perturbações de curto período e os picos de máximo. Agora, comparando os casos com e sem o controle da Figura 6.10, que apresenta a variação do argumento do perigeu, é possível notar que o tempo de precessão do argumento do perigeu quando é feito o uso do dispositivo, diminui com a queda do semi-eixo maior. Por fim, a análise conjunta das Figuras 6.9 e 6.10, mostra a relação entre a variação do argumento do perigeu e da excentricidade. A principal evidencia está nos tempos de 153,75 dias e 307,5 dias. O aumento de oscilações de curto período do argumento do perigeu nestas duas regiões coincide com regiões de mínimo da excentricidade.

6.3 Diferentes Arcos de CrA/m máximo

A partir das condições inicias das simulações feitas para o CubeSat FLOCK-1, foram feitos estudos para diferentes arcos de CrA/m máximo. A Tabela 6.1 apresenta as condições para cada caso estudado, em que θ é a anomalia verdadeira. Ela apresenta também a excentricidade máxima alcançada durante o *de-orbit* e o tempo total de *de-orbit*.

Tabela 6.1 - Resultados para diferentes arcos de CrA/m máximo.

Caso	Controle	Arco	Excentricidade máxima	Tempo total de *de-orbit* [anos]
1	$\langle \mathbf{P}_{SRP}, \mathbf{v} \rangle < 0$	$0 \leq \theta \leq 2\pi$	0,005	1,09
2	$\langle \mathbf{P}_{SRP}, \mathbf{v} \rangle \geq 0$	$0 \leq \theta \leq 2\pi$	0,005	1,74
3	$\langle \mathbf{P}_{SRP}, \mathbf{v} \rangle \geq 0$	$\pi/2 \leq \theta \leq 2\pi$	0,0058	1,44
4	$\pi/2 \geq \theta \geq 3\pi/2$	–	0,0049	1,33
5	$\pi/2 \leq \theta \leq 3\pi/2$	–	0,0059	1,33
6	CrA/m sempre máximo	–	0,0059	1,33
7	$\langle \mathbf{P}_{SRP}, \mathbf{v} \rangle < 0$	$0 \leq \theta \leq \pi/2$	0,0055	1,26

Os resultados encontrados só reafirmaram que a melhor estratégia é através do controle utilizado durante todo o estudo (caso 1). No caso 2, tentou-se o *de-orbit* aumentado a excentricidade e diminuindo o raio do perigeu. Nesta estratégia CrA/m tem seu valor máximo quando a velocidade e a pressão de radiação solar estão no mesmo sentido. Nestes pontos a velocidade é aumentada pela pressão de radiação solar, mas como o satélite está dentro da atmosfera, quanto maior a velocidade, maior a força de arrasto. Logo, este tipo de controle levou a um maior tempo de *de-orbit*. Nos pontos em que excentricidade deveria estar sendo aumentada pela

pressão de radiação solar, o arrasto impede este aumento. No caso 3, tentou-se a mesma coisa que no caso 2, mas neste caso conseguiu-se uma maior excentricidade como desejado, embora o tempo ainda seja superior ao caso 1.

Como já mencionado no Capítulo 2, o aumento da excentricidade devido a pressão de radiação solar ocorre com a criação de um novo perigeu e um novo apogeu, dependendo da orientação da órbita em relação ao fluxo solar. Os controles 4 e 5 tinham por objetivo aumentar a excentricidade utilizando o perigeu e o apogeu já existentes. Deste modo, os tempos foram menores que para os casos 2 e 3. E a excentricidade no caso 4 foi a menor encontrada. No caso 6 não foi utilizado nenhum controle e CrA/m teve sempre o valor máximo. O objetivo era aproveitar ao máximo o arrasto atmosférico, mas os resultados foram os mesmos que para o caso 6. No caso 7, como nos casos 4 e 5, também tentou-se não criar um novo perigeu e um novo apogeu. Utilizou-se o mesmo controle que no caso 1, mas limitado a um arco de orbita definido. Assim, o tempo foi mais curto que para os casos 2, 3, 4, 5 e 5, porém a excentricidade ficou maior que no caso 1.

7 CONCLUSÕES

O objetivo principal do estudo foi analisar o *de-orbit* com o auxilio da pressão de radiação solar de um satélite sujeito a ressonâncias orbitais. A ideia é encontrar condições iniciais ideais para o *de-orbit*. Após a análise dos resultados, foi possível encontrar regiões ideais para diferentes estratégias de *de-orbit*:

- *De-orbit* com menor risco de colisão – associando o menor risco de colisão com uma excentricidade menor durante o *de-orbit*, foram encontrados conjuntos de condições iniciais com mínimo crescimento de excentricidade. Para a constelação GPS e CrA/m igual a 15 m^2/kg, e para a constelação Galileo e CrA/m iguais a 1,5, 3 e 15 m^2/kg, foi encontrada uma faixa de condições iniciais que dependem somente da longitude do nodo. Assim, seria necessário somente esperar até o satélite, através da precessão natural da longitude do nodo, alcançar o valor dentro desta faixa para iniciar o *de-orbit*. Isso evitaria manobras adicionais de reposicionamento de argumento do perigeu e longitude do nodo.

- *De-orbit* rápido – como foi notado durante o estudo, o *de-orbit* ocorre mais rapidamente em regiões onde a excentricidade cresce mais, pois o raio do perigeu fica em uma altitude menor mais rapidamente. Assim, foram encontrados conjuntos de condições iniciais de longitude do nodo e argumento do perigeu ideais para essa estratégia. Através dos resultados é possível notar que existem mais regiões para este tipo de estratégia do que para a estratégia com possível menor risco de colisão.

Outro importante dado obtido no estudo foi a relação entre a ressonância $2\omega+\Omega$ e as regiões de máximo e mínimo crescimento da excentricidade durante o *de-orbit*, para as constelações GPS e Galileo. Estudos anteriores já haviam apontado essa relação, mas não para o caso de um *de-orbit*. Como foi demonstrado neste estudo, o tempo de *de-orbit* limita o crescimento da excentricidade devido a ressonância, porém ela ainda é a principal responsável por ele.

Analisando a estratégia de *de-orbit* com possível menor risco de colisão no estudo da constelação GPS para CrA/m 0,3, 1,5, 3 m^2/kg, a excentricidade da órbita dos satélite que inicialmente era de 0,022 até o satélite deixar a zona operacional alcançou no máximo os valores de 0,025, 0,024 e 0,025, respectivamente. Para CrA/m 15 m^2/kg, até o final do *de-orbit*, ou seja, até a reentrada, a excentricidade máxima

alcançada foi de 0,08. Analisando os casos individuais para esta estratégia os tempo totais de *de-orbit* para CrA/m 1,5, 3 e 15 m^2/kg foram de aproximadamente 78, 38 e 8 anos, respectivamente. No estudo da constelação Galileo para CrA/m 0,3, 1,5 e 3 m^2/kg, a excentricidade que inicialmente era de 0,00079 até o satélite deixar a zona operacional alcançou no máximo os valores de 0,002, 0,008 e 0,014, respectivamente. No caso de CrA/m 15 m^2/kg para o *de-orbit* até a reentrada, a excentricidade máxima alcançada foi de 0,1. Ao analisar os casos individuais é possível ver que os tempos totais de *de-orbit* para CrA/m 1,5, 3 e 15 m^2/kg foram de aproximadamente 85, 43 e 8,4 anos, respectivamente.

A análise dos resultados para a estratégia de *de-orbit* rápido, feita a partir dos casos individuais apresentados, dentro do estudo da constelação GPS os melhores tempos de *de-orbit* completo para CrA/m 1,5, 3 e 15 m^2/kg foram de aproximadamente 76, 36 e 6,5 anos, respectivamente. No estudo da constelação Galileo para CrA/m 1,5, 3 e 15 m^2/kg os tempos totais de *de-orbit* foram de aproximadamente 82, 42 e 6,9 anos, respectivamente.

A partir da análise dos casos individuais é possível descartar o uso de CrA/m 0,3 m^2/kg em um *de-orbit* completo (até a reentrada) para as constelações GPS e Galileo, visto que dentro das duas estratégias apresentadas, em 100 anos o satélite não chegou nem na altitude da atmosfera.

A análise de anomalias dos resultados para as constelações GPS e Galileo, via integrais das acelerações perturbadoras, pode mostrar o valor das forças relativas entre si. As simulações foram feitas com tempo livre, e cada condição inicial possui um tempo diferente de *de-orbit*. Isso dificultou o uso dessa ferramente para a explicação dos fenômenos. Para uma comparação mais precisa, o ideal seria se as integrais fossem feitas para um mesmo período de tempo. A única integral que foi usada foi a do módulo da aceleração. Através dela foi possível fazer um levantamento estatístico da contribuição média de cada força perturbadora durante o *de-orbit*. Assim, foi possível notar que a medida de se aumenta o valor de CrA/m a percentagem de contribuição da pressão de radiação solar aumenta em relação a perturbação oriundas do Sol e pela Lua.

O uso de dispositivos de variação de CrA/m se mostrou uma boa opção para o *de-orbit* na região LEO. Tanto no caso do satélite brasileiro CBERS-4 quanto no caso do CubSat FLOCK-1, foi possível mostrar que, se ambos permanecessem nas órbitas originais, não seria possível reentrarem dentro do tempo de 25 anos estipulado pelos documentos oficiais já citados. Então, o uso do dispositivo de variação de CrA/m

é uma boa escolha frente a uma manobra de reposicionamento que faça o satélite respeitar este prazo. No caso do CBERS-4 o tempo de *de-orbit* completo com o uso do dispositivo foi de menos de 5 anos, e no caso do CubSat FLOCK-1 o tempo tota foi menor que 2,5 anos. Durante estes estudos de caso foi possível encontrar uma relação entre os picos de excentricidade e a variação do argumento do perigeu, relacionadas ao modo de crescimento da excentricidade devido a pressão de radiação solar apresentado na Secção 2.

No final do estudo foram testadas algumas condições de controle de crescimento de CrA/m diferentes da utilizada no estudo. Foi provada que a condição utilizada era realmente a que permitiria o *de-orbit* mais rápido e com o menor crescimento excentricidade, pelo menos nos casos testados.

Com relação ao valores de CrA/m, ficou claro que quanto maior o seu valor mais rápido é o *de-orbit*. Porém, um CrA/m alto, para um satélite real, implica em um valor de área e coeficiente de refletividade muito grandes. E isso está limitado pela tecnologia atual. Desse modo, podem ser traçadas estratégias que permitam a retirada do satélite em módulos, evitando o uso de um CrA/m alto.

7.1 Trabalhos futuros

Ao final do estudo algumas linhas de pesquisa relacionadas ao tema ficaram em aberto, podendo ser feitas no futuro. A seguir são listadas algumas delas:

- Ainda são necessários estudos mais avançados de *de-orbit* considerando a geometria do satélite e do dispositivo. É interessante também incluir ao modelo a atitude do satélite;
- São necessários estudos envolvendo estratégias para levar um dispositivo do tipo proposto no presente estudo até os satélites desativados que ainda permanecem em órbita;
- Seria interessante também haver um estudo que levasse em consideração as ressonâncias devidas a pressão de radiação solar.
- São necessários estudos de conjuntos de condições iniciais ideais para o uso de aparelhos de variação de CrA/m na região LEO, por se tratar de uma região extremamente povoada por satélites e detritos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADAMS, W. M.; HODGE, W. F. **Influence of solar radiation pressure on orbital eccentricity of a gravity-gradient-oriented lenticular satellite**. [S.l.]: NASA, 1965. 10

AHEDO, E.; SANMART-EGRAVE, J. R. Analysis of bare-tether systems for deorbiting low-earth-orbit satellites. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 39, n. 2, p. 198–205, 2002. 9

ALESSI, E. M.; ROSSI, A.; VALSECCHI, G. B.; ANSELMO, L.; PARDINI, C.; COLOMBO, C.; LEWIS, H. G.; DAQUIN, J.; DELEFLIE, F.; VASILE, M. et al. Effectiveness of gnss disposal strategies. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 99, p. 292–302, 2014. 8, 19

BEUTLER, G. **Methods of celestial mechanics**: Application to planetary system, geodynamics and satellite geodesy. [S.l.]: Springer, 2005. 17

BOWMAN, B. R.; TOBISKA, W. K.; MARCOS, F. A.; HUANG, C. Y.; LIN, C. S.; BURKE, W. J. A new empirical thermospheric density model JB2008 using new solar and geomagnetic indices. In: AIAA/AAS ASTRODYNAMICS SPECIALIST CONFERENCE AND EXHIBIT, 2008, Honolulu, Hawaii. **Proceedings...** Honolulu: AIAA, 2008. v. 6438. ISBN 9781624100017. 18

BRYANT, R. W. **The effect of solar radiation pressure on the motion of an artificial satellite**. [S.l.]: NASA, 1961. 9

CAPDEROU, M. **Satellites**: orbits and missions. [S.l.]: Springer, 2006. 13

CHAO, C. C.; GICK, R. A. Long-term evolution of navigation satellite orbits: GPS/GLONASS/GALILEO. **Advances in Space Research**, Elsevier, v. 34, n. 5, p. 1221–1226, 2004. 5, 16

CHAPRA, S. C.; CANALE, R. P. **Métodos numéricos para engenharia**. [S.l.]: AMGH Editora, 2009. 25

EVERHART, E. An efficient integrator that uses Gauss-Radau spacings. **Dynamics of comets: their origin and evolution**, Springer, p. 185–202, 1985. 3, 14

FERRAZ-MELLO, S. Analytical study of the earth's shadowing effects on satellite orbits. **Celestial mechanics**, Springer, v. 5, n. 1, p. 80–101, 1972. 11

FORMIGA, J. K. S.; MORAES, R. V. Changes in the semi-major axis due geopotential pertubation and 2:1 ressonance effects. In: 19TH INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 2007, Brasília, Distrito Federal. **Proceedings...** Brasília, 2007. 5

_____. Dynamical systems: an integrable kernel for resonance effects. **Journal of Computational Interdisciplinary Sciences**, v. 1, n. 2, p. 89–94, 2009. 6

FORWARD, R. L.; HOYT, R. P.; UPHOFF, C. W. Terminator tether : A spacecraft deorbit device. **Journal of spacecraft and rockets**, v. 37, n. 2, p. 187–196, 2000. 8

FURUMO, J. G. Cold-gas propulsion for small satellite attitude control, station keeping, and deorbit. In: THE 2013 ASME FRANCIS RHODES MONTGOMERY DESIGN COMPETITION, 2013, Hawaii. **Fellowship Reports**. [S.l.], 2013. p. 67. 9

GICK, R. GPS disposal orbit stability and sensitivity study. In: 11TH ANNUAL AAS/AIAA SPACE FLIGHT MECHANICS MEETING, 2001, Santa Barbara, Califórnia. **Proceedings...** [S.l.], 2001. p. 2005–2017. 5

GUERMAN, A.; SMIRNOV, G. Orbital manoeuvres with single-input control. **Advances in the Astronautical Sciences**, v. 145, p. 171–181, 2012. 7

HOLMES, S. A.; FEATHERSTONE, W. E. A unified approach to the clenshaw summation and the recursive computation of very high degree and order normalised associated legendre functions. **Journal of Geodesy**, Springer, v. 76, n. 5, p. 279–299, 2002. 15

HUBAUX, C.; LEMAÎTRE, A. The impact of earthś shadow on the long-term evolution of space debris. **Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy**, Springer, v. 116, n. 1, p. 79–95, 2013. 11

HUBAUX, C.; LIBERT, A.; DELSATE, N.; CARLETTI, T. Influence of earthś shadowing effects on space debris stability. **Advances in Space Research**, Elsevier, v. 51, n. 1, p. 25–38, 2013. 11

HULL, S. M. End of mission considerations. In: WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. (Ed.). **Space Mission Analysis and Design**. [S.l.]: Microcosm, 2011. p. 976. 5

IADC. **IADC space debris mitigation guidelines**. [S.l.]: Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, 2002. 5, 7

JACCHIA, L. G. Thermospheric temperature, density, and composition: new models. **SAO special report**, v. 375, 1977. 19

JANHUNEN, P. Electrostatic plasma brake for deorbiting a satellite. **Journal of propulsion and power**, v. 26, n. 2, p. 370–372, 2010. 9

JENKIN, A. B.; GICK, R. A. Collision risk associated with instability of MEO disposal orbits. In: THIRD EUROPEAN CONFERENCE ON SPACE DEBRIS, 2001, Darmstadt, Alemanha. **Proceedings...** [S.l.]: ESA Publications Division, 2001. v. 473, p. 471–476. ISBN 929092733X. 6

_____. Collision risk posed to the global positioning system by disposal orbit instability. **Journal of spacecraft and rockets**, v. 39, n. 4, p. 532–539, 2002. 6

_____. Dilution of disposal orbit collision for the medium earth orbit constellations. In: 4TH EUROPEAN CONFERENCE ON SPACE DEBRIS, Darmstadt, Alemanha. **Proceedings...** [S.l.], 2005. v. 587, p. 309. 6

_____. Collision risk posed to the global positioning system by disposed upper stages. **Journal of spacecraft and rockets**, v. 43, n. 6, p. 1412–1418, 2006. 6

KING-HELE, D. G. **Satellite orbits in an atmosphere**: theory and application. [S.l.]: Springer, 1987. 18, 19

KOZAI, Y. Effects of solar radiation pressure on the motion of an artificial satellite. **Smithsonian Contributions to Astrophysics**, v. 6, p. 109, 1963. 9

KRIVOV, A. V.; GETINO, J. Orbital evolution of high-altitude balloon satellites. **Astronomy and Astrophysics**, v. 318, p. 308–314, 1997. 11

KUGA, H. K.; RAO, K. R.; CARRARA, V. **Introdução à dinâmica orbital**. [S.l.]: INPE, 2008. 14

LÁLA, P.; SEHNAL, L. The earth's shadowing effects in the short-periodic perturbations of satellite orbits. **Bulletin of the Astronomical Institutes of Czechoslovakia**, v. 20, p. 327, 1969. 11

LUCKING, C.; COLOMBO, C.; MCINNES, C. A passive high altitude deorbiting strategy. In: 25TH ANNUAL IAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 2011, Logan, Utah. **Proceedings...** Logan, 2011. 7

_____. Solar radiation pressure augmented deorbiting from high altitude sun-synchronous orbits. In: 4S SYMPOSIUM 2012, SMALL SATELLITES

SYSTEMS AND SERVICES, 2012, Portoroz, Eslovenia. **Proceedings...** Portoroz, 2012. 7

LUCKING, C.; COLOMBO, C.; MCINNES, C. R. A passive satellite deorbiting strategy for medium earth orbit using solar radiation pressure and the J2 effect. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 77, p. 197–206, 2012. 7

MONTENBRUCK, O.; GILL, E. **Satellite orbits**: models, methods and applications. [S.l.]: Springer, 2001. 15, 17, 19, 20, 22

MORAES, R. V. Combined solar radiation pressure and drag effects on the orbits of artificial satellites. **Celestial mechanics**, Springer, v. 25, n. 3, p. 281–292, 1981. 11

MUSEN, P. The influence of the solar radiation pressure on the motion of an artificial satellite. **Journal of Georhysical Research**, p. 1391 –1396, 1960. 9

MUSEN, P.; BRYANT, R.; BAILIE, A. Perturbations in perigee height of vanguard i. **Science**, American Association for the Advancement of Science, v. 131, n. 3404, p. 935–936, 1960. 9

NASA. Report, **Guidelines and assessment procedures for limiting orbital debris**. 1995. 14 p. 5, 8

_____. **The Orbital Debris Quartely News**. Janeiro 2014. 6

PARDINI, C.; ANSELMO, L. Post-disposal orbital evolution of satellites and upper stages used by the GPS and GLONASS navigation constellations: The long-term impact on the medium earth orbit environment. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 77, p. 109–117, 2012. 7

PARDINI, C.; HANADA, T.; KRISKO, P. H. Benefits and risks of using electrodynamic tethers to de-orbit spacecraft. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 64, n. 5, p. 571–588, 2009. 9

PARKINSON, R. W.; JONES, H. M.; SHAPIRO, I. I. Effects of solar radiation pressure on earth satellite orbits. **Science**, American Association for the Advancement of Science, v. 131, n. 3404, p. 920–921, 1960. 9

PRADO, A. F. B. A. Mapping orbits around the asteroid 2001sn 263. **Advances in Space Research**, Elsevier, v. 53, n. 5, p. 877–889, 2014. 3, 25, 26

ROMAGNOLI, D.; THEIL, S. De-orbiting satellites in LEO using solar sails. **Journal of Aerospace Engineering**, v. 4, n. 2, p. 49, 2012. 7

SAMPAIO, J. C.; MORAES, R. V.; FERNANDES, S. S. The orbital dynamics of synchronous satellites: irregular motions in the 2: 1 resonance. **Mathematical Problems in Engineering**, Hindawi Publishing Corporation, v. 2012, 2012. 6

SAMPAIO, J. C.; NETO, A. G. S.; FERNANDES, S. S.; MORAES, R. V.; TERRA, M. O. Artificial satellites orbits in 2: 1 resonance: GPS constellation. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 81, n. 2, p. 623–634, 2012. 6

SANCHEZ, D. M.; PRADO, A. F. B. A.; YOKOYAMA, T. On the effects of each term of the geopotential perturbation along the time I: Quasi-circular orbits. **Advances in Space Research**, Elsevier, v. 54, n. 6, p. 1008–1018, 2014. 15, 16, 25

SANCHEZ, D. M.; YOKOYAMA, T.; BRASIL, P. I. O.; CORDEIRO, R. R. Some initial conditions for disposed satellites of the systems GPS and Galileo constellations. **Mathematical Problems in Engineering**, Hindawi Publishing Corporation, v. 2009, 2009. 6, 15

SANCHEZ, D. M.; YOKOYAMA, T.; PRADO, A. F. B. A. Study of some strategies for disposal of the GNSS satellites. **Mathematical Problems in Engineering**, Hindawi Publishing Corporation, 2015. 8, 16, 31

SCHAUB, H.; JUNKINS, J. L. **Analytical mechanics of space systems**. [S.l.]: AIAA, 2003. 16

TROFIMOV, S.; OVCHINNIKOV, M. Optimal low-thrust deorbiting of passively stabilized LEO satellites. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 2013, Pequim, China. **Proceedings...** [S.l.], 2013. v. 7, p. 5224 –â 5229. 7

U.S.Government. Report, **Orbital Debris Mitigation Standard Practices**. 1997. 5

VALK, S.; LEMAITRE, A. Semi-analytical investigations of high area-to-mass ratio geosynchronous space debris including earthś shadowing effects. **Advances in Space Research**, Elsevier, v. 42, n. 8, p. 1429–1443, 2008. 11

VALLADO, D. A.; FINKLEMAN, D. A critical assessment of satellite drag and atmospheric density modeling. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 95, p. 141–165, 2014. 17, 18

VIQUERAT, A.; SCHENK, M.; SANDERS, B.; LAPPAS, V. J. Inflatable rigidisable mast for end-of-life deorbiting system. In: EUROPEAN CONFERENCE ON SPACECRAFT STRUCTURES, MATERIALS AND ENVIRONMENTAL TESTING (SSMET), 2014, Braunschweig, Alemanha. **Proceedings...** [S.l.]: ESA Publications Division, 2014. ISBN 9789292212919. 9

WYATT, S. P. The effect of radiation pressure on the secular acceleration of satellites. **SAO Special Report**, v. 60, 1961. 9

YAMAGIWA, Y.; TUYUKI, R.; TAKENAKA, S.; HIRAGI, E. Performance of electrodynamic tether de-orbit system on elliptical orbit. In: 27TH INTERNATIONAL ELECTRIC PROPULSION CONFERENCE, 2001, Pasadena, Califórnia. **Proceedings...** [S.l.]: Electric Rocket Propulsion Society, 2001. 8