

JACKSON DOS SANTOS LIMA

**USO DA TECNOLOGIA DA VELA SOLAR E
DAS PERTURBAÇÕES ORBITAIS NATURAIS
PARA REMOÇÃO DE DETRITOS ESPACIAIS**

Feira de Santana/BA

2019

JACKSON DOS SANTOS LIMA

**USO DA TECNOLOGIA DA VELA SOLAR E DAS
PERTURBAÇÕES ORBITAIS NATURAIS PARA
REMOÇÃO DE DETRITOS ESPACIAIS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado
à Banca Examinadora da Universidade Federal
do Recôncavo da Bahia como requisito parcial
para obtenção de título em bacharel em Energia
e Sustentabilidade.

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RECÔNCAVO DA BAHIA
CENTRO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA EM ENERGIA E SUSTENTABILIDADE
CURSO DE BACHARELADO INTERDISCIPLINAR EM ENERGIA E
SUSTENTABILIDADE

Orientador: Dr. Jean Paulo dos Santos Carvalho

Feira de Santana/BA

2019

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RECÔNCAVO DA BAHIA

CENTRO DE CIÊNCIAS E TECNOLOGIAS EM ENERGIA E

SUSTENTABILIDADE

BACHARELADO INTERDISCIPLINAR EM ENERGIA E SUSTENTABILIDADE

**USO DA TECNOLOGIA DA VELA SOLAR E DAS
PERTURBAÇÕES ORBITAIS NATURAIS PARA
REMOÇÃO DE DETRITOS ESPACIAIS**

Aprovada em: 18/12/2019

EXAMINADORES:

Prof. Dr. Jean Paulo dos Santos Carvalho – UFRB

ASS:

Jean Paulo dos S. Carvalho

Prof. Dr. Kilder Leite Ribeiro – UFRB ASS:

Kilder Leite Ribeiro

Prof. Dr. Jádriel dos Santos Pereira- UFRB

ASS:

Jádriel dos Santos Pereira

JACKSON DOS SANTOS LIMA

FEIRA DE SANTANA, 2019

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos Meus pais, Rosineide Carmo dos Santos Lima e Raimundo Ferreira Lima e a minha família, que sempre me incentivaram e apoiaram meus objetivos. A minha esposa Joanne Graziela Andrade Mendes que esteve sempre ao meu lado durante essa graduação, o seu apoio foi essencial para o êxito desse trabalho. A todos os meus companheiros durante esse período, em especial a Rafael Almeida, Dominique Grangos, Luiz Eduardo Amorim, Tiago Silva e Roney Mercês, que me acompanharam nos momentos mais difíceis durante esse curso. Aos professores que foram fundamentais para minha formação acadêmica, especialmente ao meu orientador, Dr. Jean Paulo dos Santos Carvalho, e aos professores Dr. Kilder Leite Ribeiro, Dr. Jadiel dos Santos Pereira e Dr. Anderson Dourado Sisnando, pela paciência e por todo o conhecimento transmitido. Agradeço a todos que cruzaram minha trajetória e transmitiram novos conhecimentos, os quais levarei por toda minha vida.

RESUMO

Em órbita da Terra estão localizados satélites artificiais essenciais para diversos serviços que são utilizados pela nossa sociedade como, por exemplo, telecomunicações, navegação, geolocalização, previsões climáticas além de pesquisas espaciais. No entanto, desde o início da exploração do espaço o ambiente espacial está povoado, em sua maioria, por objetos não funcionais de diversos tamanhos. Esses objetos são conhecidos como detritos espaciais ou simplesmente de lixo espacial. Os detritos causam uma poluição espacial e traz riscos para a exploração espacial e para satélites ativos em órbita, além disso, uma queda não controlada desses objetos pode causar grandes prejuízos a vidas humanas. A partir desse problema surgiu o interesse em buscar uma solução para mitigar o problema dos detritos espaciais. Neste trabalho, será analisado a evolução dos parâmetros orbitais de detritos na órbita geoestacionária (GEO). Será considerado na dinâmica as principais forças perturbadoras, tais como, a pressão de radiação solar direta, a perturbação do terceiro corpo e o achatamento da Terra. A pressão de radiação solar (PRS) é a perturbação mais relevante para objetos com grande razão área/massa. Sabendo disso, será analisado a possibilidade de utilizar a tecnologia da Vela Solar acoplada às perturbações ambientais naturais que atuam na órbita dos detritos para provocar uma variação na altitude dos detritos em órbita GEO, assim, proporcionando a reentrada na atmosfera da Terra e conseqüentemente a destruição desses detritos, ou ainda, expulsando-os para uma órbita cemitério. As equações são apresentadas na forma do potencial perturbador, em que esse potencial será substituído nas equações planetárias de Lagrange e integrado numericamente via software Maple. Assim, através das simulações numéricas realizadas são gerados gráficos dos parâmetros orbitais ao longo do tempo e diagramas, da excentricidade versus argumento do perigeu. Foi possível concluir que a pressão de radiação solar atua fortemente em detritos em órbita geoestacionária possibilitando um aumento na excentricidade, em que tal aumento é proporcional ao coeficiente área/massa do detrito. Esse crescimento da excentricidade possibilita que o detrito no perigeu da sua órbita se aproxime da superfície da Terra, em curto período de tempo, onde o efeito do arrasto atmosférico promove a destruição do detrito. Mostramos que é possível equipar o detrito com uma vela solar em órbita geoestacionária para provocar a reentrada dos detritos ou enviá-los para uma órbita cemitério usando as perturbações naturais. Sugerimos também que os novos satélites artificiais sejam projetados com uma Vela Solar acoplada para que no final da vida útil a abertura dessa vela possa garantir a reentrada dos detritos utilizando as perturbações naturais. A ideia de usar a Vela Solar é que o sistema de propulsão utilizado é o próprio Sol, uma fonte de energia limpa e abundante, em contraste com os propulsores químicos, por exemplo, dessa forma estamos contribuindo com a sustentabilidade no espaço.

Palavras-chave: Detrito espacial. Pressão de radiação solar. Vela Solar. Sustentabilidade. Perturbação orbital.

ABSTRACT

In orbit of the Earth are located artificial satellites essential for various services that are used by our society, such as telecommunications, navigation, geolocation, weather forecasts and space research. However, since the beginning of space exploration, the space environment has been mostly populated by non-functional objects of various sizes. These objects are known as space debris or simply space junk. Debris causes spatial pollution and risks to space exploration and active orbiting satellites, and an uncontrolled fall of these objects can cause great harm to human lives. From this problem arose the interest in seeking a solution to mitigate the problem of space debris. In this work, the evolution of the orbital parameters of debris in the geostationary orbit (GEO) will be analyzed. In the dynamics will be considered the main disturbing forces, such as the direct solar radiation pressure, the perturbation of the third body and the flattening of the Earth. Solar radiation pressure (PRS) is the most relevant perturbation for objects with large mass area ratio. Knowing this, it will be considered the possibility of using Solar Sail technology coupled with the natural environmental perturbations that act in the orbit of the debris to cause a variation in the altitude of the GEO orbiting debris, thus providing the portrayed in the Earth's atmosphere and consequently the destruction of that debris, or even expelling it into a graveyard orbit. The equations are presented as the disturbing potential, where this potential will be replaced in Lagrange's planetary equations and numerically integrated via Maple software. Thus, through the numerical simulations performed are generated graphs of orbital parameters over time and diagrams, eccentricity versus perigee argument. It was possible to conclude that the solar radiation pressure acts strongly on debris in geostationary orbit allowing an increase in eccentricity, where such increase is proportional to the area/mass coefficient of the debris. This growth of the eccentricity enables the debris, in the perigee of its orbit, to approach the Earth's surface in a short period of time, where the effect of atmospheric drag promotes the destruction of the debris. We show that it is possible to equip the debris with a solar sail in geostationary orbit to cause the debris to re-enter or send it to a graveyard orbit using natural perturbations. We also suggest that the new artificial satellites be designed with an attached Solar Sail so that at the end of its life the opening of that sail can ensure debris re-entry using natural perturbations. The idea of using the solar sail is that the propulsion system used is the sun itself, a clean and abundant energy source, in contrast to the chemical propellants, for example, so we are contributing to sustainability in space.

Keywords: Space debris. Solar radiation pressure. Solar sail. Sustainability. Orbital perturbation.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	– Buraco causado pelo chip de 0,2 mm no ônibus espacial Challenger.	21
Figura 2	– Crescimento no número de objetos no decorrer dos anos por tipo de objeto	23
Figura 3	– Crescimento do número de objetos no decorrer dos anos por órbita	24
Figura 4	– Módulo PAM-D que caiu no deserto da Arábia Saudita	26
Figura 5	– Influência dos harmônicos zonais no perfil aparente da Terra	34
Figura 6	– Evolução da posição do perigeu ao longo de 10 , ($i = 14, 35^\circ$, $a = 35521$ km , $e = 0, 027$). (a) Potencial perturbador: PRS . (b) Potencial pertur- bador: J_2+PTC	41
Figura 7	– Evolução da posição do perigeu (r_P) ao longo de 10 , ($i = 14, 35^\circ$, $a =$ $35521 km$, $e = 0, 027$). (a) Potencial perturbador: $PRS+J_2+PTC$. (b) Potencial perturbador: $PRS+PTC$	42
Figura 8	– Evolução da excentricidade ao longo de 10 , ($i = 14, 35^\circ$, $a = 35521 km$, $e = 0, 027$). (a) Potencial perturbador: PRS . (b)Potencial perturbador: J_2+PTC	43
Figura 9	– Evolução da inclinação da órbita ao longo de 100 anos, ($i = 14, 35^\circ$, $a =$ $35521 km$, $e = 0, 027$). (a) Potencial perturbador: PRS . (b) Potencial perturbador: J_2+PTC	43
Figura 10	– Evolução da excentricidade da órbita ao longo de 10 anos do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$	44
Figura 11	– Evolução da excentricidade da órbita ao longo de 10 anos, com o poten- cial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4, 96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14, 65^\circ$).	45
Figura 12	– Evolução da inclinação ao longo de 100 anos do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$	45
Figura 13	– Evolução da inclinação da órbita ao longo de 100 anos, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4, 96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14, 65^\circ$).	46
Figura 14	– Evolução do ângulo do argumento do perigeu ao longo de 10 anos, com o ângulo do argumento do perigeu de 1° , do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$	47
Figura 15	– Evolução do ângulo do argumento do perigeu ao longo de 10 anos, com o ângulo do argumento do perigeu de 1° , com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4, 96^\circ$). (b) LUCH G ($i =$ $14, 65^\circ$).	47

Figura 16 – Evolução do ângulo do argumento do perigeu varia ao longo de 10 anos do detrito espacial LUCH G, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) 0°. (b) 90°. (c) 180°. (d) 270°.	48
Figura 17 – Evolução da posição do perigeu ao longo de 10 anos do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$	49
Figura 18 – Evolução da posição do perigeu ao longo de 10 anos, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4, 96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14, 65^\circ$).	49
Figura 19 – Evolução da posição do perigeu no período de 10 anos do DETRITO S, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) Inclinação: 12°. (b) Inclinação: 13°. (c) Inclinação: 14°. (d) Inclinação: 15°.	50
Figura 20 – Evolução da posição do apogeu da órbita ao longo de 1 ano do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$	51
Figura 21 – Evolução da posição do apogeu ao longo de 1 ano, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG. (b) LUCH G.	51
Figura 22 – Gráfico da evolução da excentricidade versus argumento do perigeu do detrito TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), ao longo de 1 ano.	52
Figura 23 – Gráfico da evolução da excentricidade versus argumento do perigeu do detrito ao longo de 1 ano, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4, 96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14, 65^\circ$).	52
Figura 24 – Evolução da excentricidade versus o ângulo do argumento do perigeu do DETRITO S, variando os ângulos iniciais de entrada em 0°, 90°, 180° e 270°, no período de 1 ano, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) 0°. (b) 90°. (c) 180°. (d) 270°.	54

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Índice discricionário das principais órbitas terrestres.	24
Tabela 2 – Dados dos detritos monitorados utilizado nas simulações.	40

SUMÁRIO

	Lista de ilustrações	6
	Lista de tabelas	8
	Sumário	9
1	INTRODUÇÃO	14
2	REFERENCIAL TEÓRICO	17
2.1	Tipos de órbitas terrestre	17
2.1.1	Órbita heliossíncrona	17
2.1.2	Órbita polar	17
2.1.3	Órbita Geoestacionária (GEO)	17
2.1.4	Órbita terrestre baixa (LEO)	18
2.1.5	Órbita terrestre média (MEO)	18
2.1.6	Órbita cemitério	18
2.2	O problema dos detritos espaciais	19
2.3	Soluções em desenvolvimento para mitigação de detritos espaciais	25
2.4	A tecnologia da vela solar	27
2.4.1	Efeito do momento linear do fóton na vela solar	28
2.4.2	Conceitos e parâmetros do projeto de uma vela solar	30
2.5	Parâmetros orbitais	31
2.6	A equação da pressão de radiação solar	32
2.7	Potencial gravitacional da Terra (J_2)	33
2.8	Equações devido a perturbação de terceiro corpo	35
3	METODOLOGIA	38
3.1	Equações de movimento: Sistema de equações de Lagrange	38
3.2	Potencial perturbador	39
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	40
4.1	Estudo das perturbações	41
4.2	Estudo da interferência do fator área/massa nos parâmetros da órbita geoestacionária para três detritos reais	43
4.2.1	Evolução da excentricidade ao longo do tempo	44
4.2.2	Evolução da inclinação ao longo do tempo	44

4.2.3	Evolução do argumento do perigeu ao longo do tempo	46
4.2.4	Evolução da posição do perigeu ao longo do tempo	47
4.2.5	Evolução da posição do apogeu ao longo do tempo	49
4.2.6	Evolução da excentricidade versus argumento do perigeu	51
5	CONCLUSÃO	55
	REFERÊNCIAS	57

LISTA DE SÍMBOLOS

J_2	Achatamento nos polos da Terra
PRS	Pressão de radiação solar
PTC	Perturbações de Terceiro corpo
EEI	Estação Espacial Internacional
$NASA$	National Agency Space American
ΔE	Variação de Energia dada por fótons
GPS	Global Positioning System
UA	Unidade astronômica
Δt	Intervalo de Tempo
Δp	Momento linear
c	Velocidade da luz no vácuo
η	Eficiência da vela solar
σ	Carga total
a_0	Aceleração característica
m_a	Massa de repouso
m	Massa do corpo
G	$G = 6,67259 \times 10^{-11} \frac{m^3}{Kg s^2}$
$\mu = Gm$	Parâmetro gravitacional
G	Constante Gravitacional
$\vec{N} = \vec{k} \times \vec{h}$	Vetor nodal
$\lambda = \Omega + \omega + M$	Longitude média
$L = \Omega + \omega + f$	Longitude Verdadeira
e	Excentricidade da órbita

p	Parâmetro da órbita ou semi latus rectum
b	Semieixo menor
T	Período orbital
t	Tempo
ϖ	Longitude do perigeu
Δh_p	Altura do perigeu
v	Velocidade orbital
ω_a	Velocidade Angular
λ_{lm}	longitude de referência correspondente ao longo do Equador
R_M	raio média da Terra
P_r	é o coeficiente de refletividade de dimensão livre.
C_r	é a pressão de radiação para um objeto localizado a uma distância de 1 UA do Sol
$r_{\odot} = 1AU$	distância entre o Sol e a Terra
$\alpha = \frac{A}{m}$	Coefficiente área/massa
a	Semieixo maior
ω	Argumento do perigeu
λ	Longitude média
i	Inclinação
Ω	Longitude do nodo ascendente
M	Anomalia média
f	Anomalia verdadeira
ε	Obliquidade da Terra
ε_3	Obliquidade da Lua
A	Área
λ_{\odot}	Longitude média do Sol

n_{\odot}	Movimento médio em torno do Sol
$\lambda_{\odot 0}$	Longitude média inicial em relação ao Sol
N	é o movimento médio da Terra em torno do Sol

1 INTRODUÇÃO

Esse trabalho foi produzido utilizando os conhecimentos adquiridos durante a graduação em bacharel em energia e sustentabilidade. Os componentes de cálculo, geometria e física além daqueles que discutem os métodos de escrita acadêmica e a elaboração de projetos acadêmicos, foram determinantes para construção desse trabalho de conclusão de curso. Outro fator determinante para o desenvolvimento desse trabalho é a participação no projeto de iniciação científica, no grupo de pesquisa Matemática Aplicada à Engenharia e o estudo orientado em mecânica celeste, ambas atividades coordenadas pelo Doutor Jean Paulo dos Santos Carvalho. O objetivo básico desse trabalho é mitigar o problema do lixo espacial. Lixo espacial ou detritos espaciais são todos objetos artificiais, incluindo fragmentos e seus elementos, na órbita terrestre ou reentrando na atmosfera, que não são funcionais. Para realizar essa tarefa, consideramos a tecnologia da Vela Solar e as perturbações naturais para analisar a dinâmica dos detritos, incluindo a perturbação devido a pressão de radiação solar que atua fortemente, em especial, em detritos espaciais com grande coeficiente área/massa. Também são consideradas as perturbações devido ao terceiro corpo e o achatamento da Terra (J_2). São realizadas simulações numéricas para investigar o comportamento da excentricidade, inclinação, argumento do perigeu, raio do perigeu e o raio do apogeu das órbitas para diferentes valores de área/massa. Utilizando para isso dados iniciais de detritos reais localizados na órbita geostacionária da Terra (GEO), variando os diferentes valores de área/massa, buscando encontrar os parâmetros de área/massa que possam provocar a desorbitização desses detritos por consequência das perturbações naturais que atuam na órbita da Terra. As perturbações consideradas na dinâmica são o efeito do potencial perturbador do terceiro corpo (*PTC*) (Lua e Sol), o efeito do achatamento da Terra (J_2) devido a sua não esfericidade, e a pressão de radiação solar direta (*PRS*). Nesse trabalho é feito um estudo sobre a tecnologia da vela solar, incluindo o seu funcionamento e sua dinâmica diante das perturbações consideradas. Também é discutindo alguns parâmetros de um projeto de uma vela solar, incluindo algumas equações que modelam esse tipo de tecnologia. É também explicado como é considerada as perturbações na dinâmica utilizada para as simulações com os detritos orbitais, levando em consideração os diferentes parâmetros orbitais de interesse nesse trabalho, o que será mais detalhado na sequência. Os detritos utilizados nas simulações, têm pequena excentricidade, pois estão em órbitas quase circulares na região geostacionária. Que por sua vez, ficam orbitando por um longo período de tempo. Prejudicando os veículos espaciais em operação a sua volta. Para simplificação do modelo utilizado é considerado que a Terra orbita o Sol em uma trajetória circular. Na órbita geostacionária a quantidade de detritos fragmentados é menor quando comparamos aos outros tipos de órbitas, de altitudes mais baixas. Mesmo assim eles podem causar danos aos satélites ativos. A ideia central desse trabalho é acoplar uma vela solar para aumentar a razão área/massa do detrito para que ele possa sofrer os efeitos das perturbações

consideradas, principalmente da pressão de radiação solar. O efeito de propulsão da vela solar não é aplicável a altitudes abaixo de 750 km da superfície, pois nesta altitude o efeito dominante é devido a força do arrasto aerodinâmico (arrasto atmosférico), assim a pressão de radiação solar é analisada nesse trabalho para uma órbita de geostacionária (SHAN; GUO; GILL, 2016). Segundo ALESSI et al. (2017) uma das questões fundamentais para mitigar o problema dos detritos espaciais, consiste em verificar a existência de perturbações naturais que facilitem a reentrada desses detritos na Terra, para serem destruídos pelo efeito do arrasto atmosférico. Em altitudes onde arrasto atmosférico não é efetivo, a única maneira de diminuir a altitude do perigeu é obter um aumento da excentricidade da órbita. Sabe-se há muito tempo que os detritos espaciais em órbitas da Terra estão sujeitos as perturbações naturais. Essas forças fazem com que a órbita seja afetada e com isso perturbe os parâmetros orbitais do detrito, como por exemplo, a excentricidade, a inclinação, ascensão reta do nodo ascendente entre outros. Por exemplo, a não esfericidade da Terra causa uma precessão da órbita em um plano de referência sobre o polo de rotação da Terra. De fato, a interação combinada dessas perturbações em um objeto em uma órbita GEO faz com que a órbita esteja precessionando simultaneamente em torno de vários eixos. Para compreender o problema em questão é feito uma exposição sobre o problema dos detritos espaciais e seus impactos para a exploração espacial, partindo de uma retrospectiva histórica e utilizando dados atualizados sobre o que é conhecido sobre esse problema.

Neste trabalho é introduzido o conceito de vela solar e como ela interage com a radiação eletromagnética vinda do Sol para gerar movimento. Para isso é utilizado conhecimentos da mecânica quântica. A perturbação dominante na região geostacionária para objetos com grande coeficiente de área/massa é a pressão de radiação solar. Essa perturbação afeta significativamente a evolução orbital desses detritos, mesmo em pequenos intervalos de tempo (EAPEN; FRÜH, 2018).

Assim como afirmam TRESACO et al. (2018) velas solares são muito promissoras para a comunidade científica. Essa tecnologia abre possibilidades novas e desafiadoras para missões da ciência espacial, como exploração do espaço profundo, estratégias de remoção de detritos espaciais e missões de longo período no sistema solar.

A importância de considerar o fator área/massa no presente estudo é confirmado por FRÜH; JAH (2014) que afirma que a força da pressão de radiação depende da área efetiva real que é exposta ao Sol, das propriedades de reflexão e da orientação dessa área efetiva. Portanto, a pressão da radiação solar depende diretamente das dimensões do objeto. Isso concorda com TRESACO; ELIPE; CARVALHO (2016), que afirma que a perturbação devido à pressão da radiação solar depende fortemente do tamanho e da massa da nave espacial, além da altitude da órbita. Em TRESACO; ELIPE; CARVALHO (2016) foi encontrado órbitas congeladas para um satélite do tipo vela solar em órbita do planeta Mercúrio. Em CASANOVA; PETIT; LEMAÎTRE (2015) é desenvolvido um modelo analítico e numérico para propagar os detritos espaciais na órbita geostacionária terrestre. Os autores constataram que para grandes valores do

coeficiente área/massa, a pressão de radiação solar é a perturbação mais importante. Também foi constatado que o efeito J_2 devido ao achatamento da Terra, o efeito do Sol e da Lua como corpos perturbadores, são os próximos, em ordem de grandeza na dinâmica estudada. A aplicação do modelo empregado permite a propagação de detritos que podem ficar em órbita durante milhares de anos por causa da excentricidade da órbita geoestacionária, que tem ordem de grandeza de cerca de 10^{-2} , e não sofre influência do efeito do arrasto atmosférico causado pelos gases que formam a atmosfera terrestre. Em KELLY et al. (2016) é mostrado que é plausível explorar o efeito natural da pressão de radiação solar para manobrar detritos espaciais na órbita GEO. Provocando o deslocando desses objetos para a órbita cemitério próxima a região da GEO. Para isso haveria a necessidade de um sistema de controle para garantir que o detrito seja colocado nessa órbita cemitério.

Os detritos espaciais são um problema que tem impactos na exploração espacial, esses objetos podem causar danos em satélites ativos na órbita terrestre, e quando retornam para o planeta, podem causar prejuízos por consequência da queda de fragmentos em regiões habitacionais ou industriais.

No âmbito do direito espacial é crucial intensificar a cooperação internacional na exploração e uso do espaço. Para isso é necessário melhorar os processos de organização das atividades espaciais. Isso envolve o empenho das agencias espaciais.

Também no âmbito do direito espacial PAULA; CELESTINO (2019) mostram em seu trabalho que praticamente todas as nações com um alto nível de atividades espaciais adotaram medidas eficientes de mitigação de detritos espaciais nas missões lançadas a partir de 2008, no período após a adoção das diretrizes de mitigação. Assim os autores afirmam que essas medidas são promissoras, mas o problema ainda exige muita cautela, dado o número de objetos inoperantes que continuam a poluir as órbitas da Terra e que tendem a aumentar devido às colisões que podem ocorrer entre si a qualquer momento.

A sustentabilidade do ambiente espacial é essencial para assegurar a exploração da órbita terrestre com eficiência e responsabilidade. A busca pela sustentabilidade em todas as áreas da exploração de espaços ambientais é atualmente um tema essencial para o sucesso de qualquer empreendimento tecnológico que busca o desenvolvimento econômico e científico. A sustentabilidade detém um conceito amplo que deve ser aplicado ao ambiente de exploração espacial. A comissão de Brundtland definiu o Desenvolvimento Sustentável como “aquele que satisfaz as necessidades do presente sem comprometer a capacidade das futuras gerações de satisfazer suas próprias necessidades” (CASSEN, 1987). Assim, quando a exploração do espaço respeita o princípio do desenvolvimento sustentável, assegura a utilização eficaz e duradoura do ambiente espacial.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 TIPOS DE ÓRBITAS TERRESTRE

Nessa parte do trabalho é apresentado os principais tipos de órbitas terrestres que estão em uso para os mais variados propósitos. Uma órbita é um caminho regular e repetitivo que um objeto no espaço percorre em torno de outro. Um objeto em uma órbita é chamado de satélite. Os satélites podem ser naturais, como a Lua ou fabricados pelo homem, que são denominados satélites artificiais. A Estação Espacial Internacional (EEI) é uma estação criada pelo homem. Em geral as órbitas são elípticas ou quase circulares, dessa forma os veículos espaciais variam sua distância em relação ao corpo que estão orbitando. Assim segundo a NASA (2010) o ponto mais próximo que um satélite orbita a Terra é chamado de perigeu e o ponto mais distante chama-se apogeu.

2.1.1 Órbita heliosíncrona

A órbita heliosíncrona fica a uma altitude entre 300 a 1000 km da Terra e o seu plano de órbita é sempre fixo para um observador que esteja postado no Sol. Assim o satélite sempre passa aproximadamente sobre o mesmo ponto da superfície da Terra todos os dias na mesma hora. Suas principais aplicações são na meteorologia e para experimentos científicos. Geralmente a velocidade média dos satélites que se encontram nessa órbita fica em torno de 27800 km/h.

2.1.2 Órbita polar

A órbita polar fica a uma altitude de cerca de 800 km da Terra, com inclinação próxima de 90°. Suas principais aplicações são no mapeamento geográfico. Geralmente a velocidade média dos satélites que se encontram nessa órbita fica em torno de 26800 km/h (RIDER, 1985).

2.1.3 Órbita Geoestacionária (GEO)

A órbita geoestacionária ou geossíncrona fica a uma altitude média de cerca de 35786 km da Terra e seu período orbital é igual a um dia sideral que é 23 horas e 56 minutos. As velocidades orbitais dos satélites na GEO estão próximas a velocidade de rotação da Terra. Assim um objeto nesta órbita é estacionário em relação a um observador na Terra. Esses objetos têm menor velocidade que objetos em órbitas mais baixas. Isso ocorre devido ao efeito da força gravitacional da Terra, que é mais efetiva em objetos mais próximos do seu centro (EUMETSAT, 2019). As principais aplicações da órbita GEO são satélites de telecomunicações, geolocalização

e meteorológicos. Nessa órbita está localizado a maioria dos satélites de telecomunicações. A velocidade de um objeto orbitando na órbita geoestacionária varia entre 8 e 12 km/s (MEHRHOLZ et al., 2002). Os detritos com menos de 10 cm de diâmetro não podem ser monitorados da Terra, o que dificulta o acompanhamento do comportamento do objeto. Até o final de 2011, havia 406 satélites ativos e 900 objetos inativos catalogados na GEO, além de detritos não catalogados pela dificuldade de rastreamento (PEREK, 2012). Um satélite estacionário oferece a vantagem para o sensoriamento remoto pois visualiza a Terra da mesma perspectiva, podendo gravar a mesma imagem em breves intervalos de tempo. Esse arranjo é particularmente útil para observações de condições climáticas. Uma desvantagem das órbitas geoestacionárias é a grande distância da Terra, o que reduz a resolução espacial possível. A inclinação da GEO varia entre 0° e 16°. Em qualquer uma dessas inclinações a órbita geossíncrona sincroniza com a rotação da Terra (BRUNO; HOBBS; OTTAVIANELLI, 2006).

2.1.4 Órbita terrestre baixa (LEO)

Uma órbita terrestre baixa é uma órbita em que os satélites artificiais, se encontram abaixo de 2000 km de altitude. Esta região se situa geralmente entre 350 e os 1.400 km acima da superfície da Terra. Os satélites nessa órbita viajam a cerca de 27400 km/h.

2.1.5 Órbita terrestre média (MEO)

Existe também a órbita terrestre média onde a altitude mais comum é de 20200 km, com um período orbital de 12 horas, é utilizada, pelos satélites do sistema de posicionamento global e por satélites de comunicação e ciências geodésicas.

2.1.6 Órbita cemitério

O Comitê Interinstitucional de Coordenação de Detritos Espaciais (CICDE), um fórum governamental internacional com atualmente 13 membros, incluindo a maioria das agências espaciais, determinou que os objetos espaciais que terminaram sua vida útil devem ser manobradas suficientemente longe da GEO para não causar interferência nas naves espaciais ou estágio orbital ainda em órbita geoestacionária. Essa manobra deve colocar o objeto em uma órbita que permaneça acima da região protegida por GEO. O CICDE entendeu que o cumprimento das duas condições a seguir, no final da fase de descarte formaria uma órbita que permanece acima da região protegida pela GEO. A primeira condição é que o aumento mínimo na altitude Δh_p do perigeu deve ser (YAKOVLEV, 2005):

$$\Delta h_p = 235km + 1000C_R A/m$$

em que C_R é o coeficiente de pressão de radiação solar, A/m é razão área/massa e 235 km é a soma da altitude superior da região protegida na GEO (35786 km) e a variação máxima do

movimento de um objeto devido a perturbações luni-solares e geopotenciais. A segunda condição consiste em manter a excentricidade menor ou igual a 0,003. Assim um objeto desativado deve ser colocado a uma distância mínima de 300 km acima da região GEO. Para altitudes menores que essa a perturbação devido a pressão da radiação solar e em conjunto com as perturbações luni-solares acabariam empurrando o detrito de volta ao anel GEO (YAKOVLEV, 2005). Dessa forma a distância média de uma órbita cemitério a superfície da Terra fica em torno de 36049,31 km.

2.2 O PROBLEMA DOS DETRITOS ESPACIAIS

Os satélites em órbita da Terra tem aplicações diversas incluindo ciência espacial, observação da Terra, meteorologia, pesquisa climática, telecomunicações, navegação e exploração espacial humana (ESA, 2018). Esses equipamentos possibilitam a coleta de dados científicos, aplicações comerciais e a oferta de diversos serviços essenciais, como o sistema de localização global (GPS) e a internet, além disso ainda existe muitas possibilidades de exploração futura para aperfeiçoar os serviços existentes e oferecer novos. No entanto, nas últimas décadas, com o aumento das atividades espaciais, os detritos espaciais começaram a ganhar uma dimensão preocupante (GOMES; SOUZA, 2011). As operações espaciais desde o lançamento do primeiro satélite artificial da Terra, o Sputnik 1, em 4 de outubro de 1957, produziram inevitavelmente detritos espaciais, que foram deixados no espaço próximo à Terra. O primeiro objeto considerado detrito espacial artificial é o Vanguard 1, que foi segundo satélite lançado pelos Estados Unidos da América (EUA). Esse satélite foi colocado em órbita em março de 1958 e interrompeu as transmissões de rádio seis anos depois, assim esse objeto de 1,47 kg permanecerá em órbita da Terra por mais de 200 anos (HALL, 2014). Nesses 62 anos de atividades espaciais, mais de cinco mil duzentos e cinquenta (5250) lançamentos resultaram em cerca 42000 objetos rastreados em órbita. Durante cada lançamento, apenas uma fração muito pequena da massa total trazida para o espaço atual consiste na carga útil ativa. Dessa forma é fato que sempre houve mais detritos espaciais em órbita do que satélites operacionais (ESA, 2018). Existe outro fator gerador de detritos, que está relacionado aos eventos de fragmentação em órbita. Já foi contabilizado 150 eventos desse tipo até a data de publicação deste trabalho. Assim o problema dos detritos espaciais coloca em risco as missões no espaço orbital terrestre e os satélites ativos. Esse acúmulo de detritos pode criar cinturões que podem inutilizar diversas órbitas (MEHRHOLZ et al., 2002). A maior parte da massa de um foguete se transforma em detritos espaciais em poucos minutos. Na maioria dos lançamentos do início da exploração espacial, os estágios superiores, coberturas da carga útil e anéis adaptadores, eram descartados nas órbitas da Terra, não havia a preocupação em descartar esses objetos. Além disso, a carga útil final também acabava como detritos espaciais após o término da missão. Por consequência dessas ações, os 1957 satélites em operação atualmente, compreendem apenas cerca de 6% do número total de objetos conhecidos feitos pelo homem no espaço, maiores que 10 centímetros (ESA, 2018). O Comitê Interinstitucional

de Coordenação de Detritos Espaciais, formulou a definição de detritos espaciais dentro das Diretrizes de Mitigação de Detritos Espaciais de 2002 da seguinte forma: "Detritos espaciais são todos objetos artificiais, incluindo fragmentos e seus elementos, na órbita terrestre ou reentrando na atmosfera, que não são funcionais", essa é a definição única e internacionalmente acordada de "detritos espaciais"(ESA, 2018).

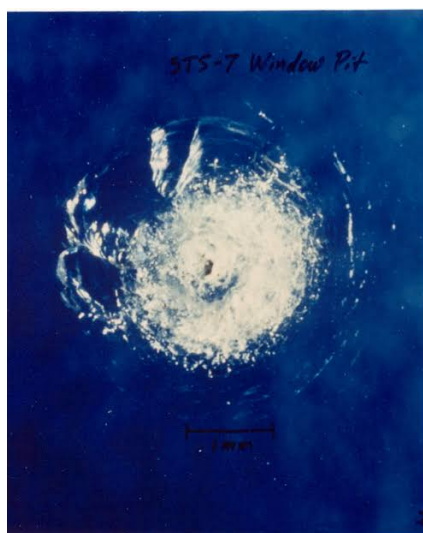
A primeira iniciativa de conscientização do problema dos detritos espaciais surgiu no início dos anos 1960, com base em atividades iniciais de pesquisa realizadas nos EUA, mas levou algum tempo para alcançar a comunidade internacional. Isso acabou acontecendo em meados da década de 1970 através de conferências organizadas pela Federação Internacional de Astronáutica.

O efeito pelo qual a geração de detritos espaciais através de colisões e explosões em órbita poderia levar a um aumento exponencial na quantidade de objetos artificiais no espaço, numa reação em cadeia que tornaria o voo espacial muito perigoso para a conduta, foi postulado por Donald Kessler em 1978. Para evidenciar essa afirmação existe um dado que afirma que desde o início da era espacial até o final de 2018, já foram confirmados 532 eventos de fragmentação em órbita (ESA, 2018). Esse cenário proposto por Kessler se mostra cada vez mais plausível, pois a população atual de detritos atingiu um nível de instabilidade que se não houver interferência, as colisões se tornarão a maior fonte de geração de fragmentos de detritos em um futuro próximo (LIOU; JOHNSON, 2006). A regiões do espaço onde os detritos são localizados pode ser dividido em três regiões principais: a Órbita Baixa Terrestre (LEO), a Órbita Média Terrestre (MEO) e a Órbita Geoestacionária Terrestre (GEO). Na órbita baixa terrestre são conhecidas as órbitas individuais de todos os objetos maiores que 10 centímetros. Para peças menores, há apenas informações estatísticas limitadas, como a estimativa do número total de imagens de um determinado intervalo de tamanho em regiões específicas da órbita. No anel geoestacionário, se localizam a maioria dos satélites de comunicação comercial, uma população substancial de detritos no tamanho de um intervalo de 0,1 a 1 m foram descobertos nos últimos anos. Em altitudes mais elevadas, as informações sobre os detritos menores se torna mais escassas (ESA, 2018). A maioria das partículas com diâmetros maiores que 10 centímetros são fragmentos gerados por desgaste natural e explosões em órbita. Até julho de 2015, foram registradas mais de 250 explosões em órbita, envolvendo estágios superiores de foguetes gastos, motores auxiliares e também satélites ativos. Essas explosões podem ser causadas por vários mecanismos: a falha de um componente interno que contém energia armazenada, a ignição do propulsor residual, a explosão de um vaso pressurizado são exemplos de falhas que podem ocasionar um evento de fragmentação. Por causa desses eventos apenas cerca de 6% dos objetos em órbita da Terra estão em operação, 21% são naves espaciais antigas não operacionais, 16% são estágios superiores de foguetes, 13% são detritos relacionados à missões espaciais e 43% são fragmentos gerados por explosões ou colisões. Isso implica que, cerca de 94% dos objetos catalogados são detritos espaciais (MEHRHOLZ et al., 2002). Ainda segundo GOMES; SOUZA (2011), a densidade desses detritos artificiais orbitando a Terra é maior do que a densidade dos detritos espaciais

naturais conhecidos como meteoroides.

Detritos espaciais antigos ou abandonados também podem produzir objetos de tamanho pequeno através de processos de envelhecimento. As superfícies dos objetos no espaço deterioram-se gradualmente devido à forte radiação ultravioleta e oxidação por moléculas e átomos de ar nas órbitas baixas. Uma consequência desses processos de envelhecimento, é que o casco dos objetos pode descolar, formando pequenos pedaços de tinta com tamanhos na faixa milimétrica e submilimétrica. Outros materiais, como cobertores de isolamento térmico e matrizes de células solares, são feitos de compósitos que expostos a um ambiente hostil, podem desintegrar na forma de minúsculos fragmentos (ESA, 2018). Um fato que ilustra o problema enfrentado na exploração do espaço por causa dos detritos espaciais é que durante as primeiras 88 missões de ônibus espaciais, entre 1981 e 1998, mais de 70 janelas de ônibus espaciais tiveram que ser substituídas por causa de impactos significativos de detritos. Por exemplo, durante a missão STS-7 de 1983, um chip de 0,2 mm atingiu uma janela do ônibus espacial Challenger e criou o buraco de 0,4 mm de diâmetro como mostrado na Figura 1 (HALL, 2014).

Figura 1 – **Buraco causado pelo chip de 0,2 mm no ônibus espacial Challenger.**



Fonte: Repositório digital da NASA

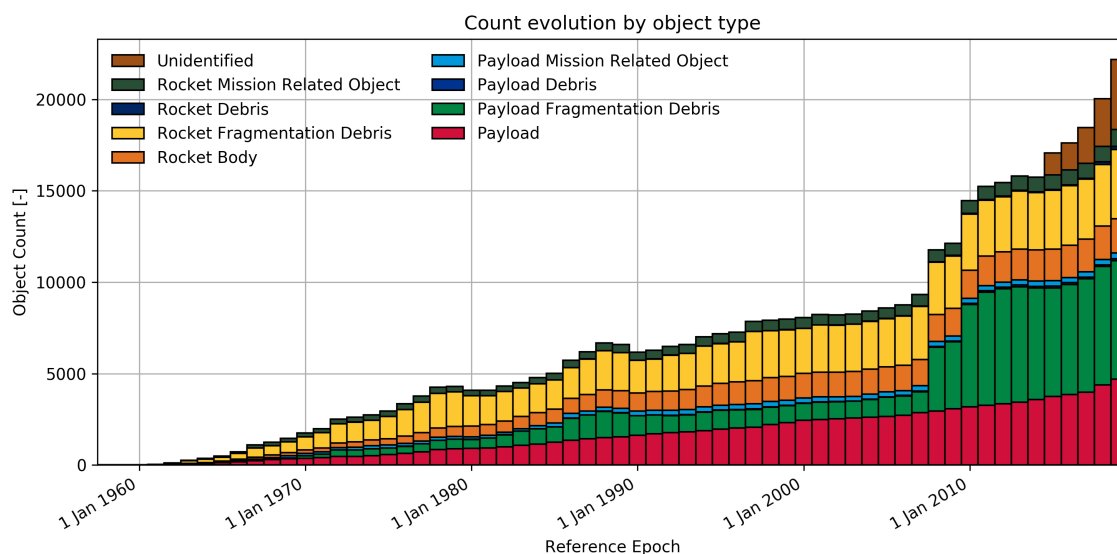
O problema dos detritos espaciais tornou-se um tema que atraiu a atenção do público recentemente, quando um satélite de comunicação Russo de 950 kg colidiu com o satélite Cosmos 2251 na Sibéria, produzindo mais de 1800 fragmentos e formando uma nuvem de detritos. Dois anos mais tarde em 11 janeiro de 2007 a espaçonave Chinesa Fengyun-1C foi atingida por um míssil balístico de teste pelo governo Chinês, formando 2500 novos fragmentos, outro evento que despertou a consciência do público sobre o problema. Como consequências desses dois eventos, o risco de colisões mais que dobrou para os satélites que orbitam em altitudes de 700 a 800 km. Em 2014, satélites controlados têm executado dezenas de manobras de prevenção de colisões para proteger seus satélites de observação e satélites científicos nessa região (HALL, 2014).

A destruição deliberada de satélites não é o único exemplo de criação intencional de detritos. O projeto West Ford conduzido pelo Laboratório Lincoln do Instituto de Tecnologia de Massachusetts para a Força Aérea dos EUA no início dos anos 60, foi um exemplo disso. O objetivo desse projeto era criar uma faixa de 8 km de largura e 40 km de espessura de minúsculos segmentos de fios de cobre em uma órbita quase polar ao redor da Terra, para servir como um refletor de rádio para comunicações militares. A primeira tentativa de implantação, em outubro de 1961 foi fracassada. No entanto a segunda tentativa de implantação de projeto da West Ford em maio de 1963, lançou uma carga de 480 milhões de agulhas de cobre, cada uma com 1,8 cm de comprimento e 0,00178 cm de diâmetro. Os executores do projeto esperavam que a pressão da radiação solar desorbitasse as agulhas em apenas alguns anos. No entanto, apenas de um quarto a metade das agulhas se dispersaram conforme o planejado. A maioria ainda permanece em órbita e não são rastreáveis por causa do pequeno tamanho (HALL, 2014). Nos últimos anos, a investigação científica do problema de detritos espaciais tornou-se um tópico de pesquisa independente dentro do campo da pesquisa espacial. Iniciaram-se programas de observação para investigar a população atual de detritos espaciais e, ao mesmo tempo, foram desenvolvidos modelos para entender as fontes e a evolução da população. Detritos espaciais, uma vez criados, não podem ser removidos facilmente do ambiente da Terra. Em março de 2015, foi conhecido as órbitas de cerca de 17000 objetos individuais. Os tamanhos mínimos são cerca de 10 cm na órbita baixa terrestre e 1 m na órbita geoestacionária. Apenas cerca de 1957 desses objetos são satélites ativos. Modelos estatísticos estimam que existem cerca de 750000 objetos maiores que 1 cm e mais de um trilhão de fragmentos maiores que 0,1 mm (ESA, 2018).

A Figura 2 apresenta a evolução do número de objetos nas órbitas da Terra desde o início da exploração espacial até o ano da publicação do relatório de Agência Espacial Europeia (AEE) em 2019. Esses objetos incluem detritos espaciais e satélites em funcionamento, os detritos formam um número relevante no total de objetos nas órbitas terrestre. Os tipos de objeto estão classificados em cores: na cor marrom, objetos indefinidos; em verde escuro, objetos relacionados a missão de foguete; em azul escuro detritos de foguete; em amarelo, detritos de fragmentos de foguete; em laranja, corpos de foguete; em azul claro, objetos relacionados à missão de carga útil; em azul, detritos relacionados á carga útil; em verde claro, fragmentos de carga útil e em vermelho, satélites operacionais.

É possível notar pelo gráfico da Figura 2 que o número de objetos que são classificados como detritos artificiais é muito superior ao número de objetos considerados como carga útil. A NASA (2019) afirma que a crescente população de detritos espaciais aumenta o perigo potencial para todos os satélites funcionais, no entanto a EEI, e espaçonaves tripuladas correm um maior risco com as colisões. Todos os objetos orbitam a velocidades que podem chegar até 28163,52 km / h, essa velocidade é suficiente para que um detrito com dimensões milimétricas possa causar danos a um satélite ativo ou uma espaçonave em missão. Os objetos no ambiente espacial são divididos em duas categorias amplas: aquelas que podem ser rastreadas até um evento de lançamento e para as quais a natureza pode ser identificada e aquelas para as quais isso não é

Figura 2 – Crescimento no número de objetos no decorrer dos anos por tipo de objeto



Fonte: Relatório da ESA sobre ambiente espacial (2019)

possível. Esses detritos maiores são formados por estágios de foguetes e satélites desativados (ESA, 2018). Como complementa SAMPAIO et al. (2014), os detritos espaciais no geral são compostos de alumínio de estruturas de espaçonaves, zinco e óxidos de titânio de revestimentos de controle térmico, e seus tamanhos variam de vários metros a uma fração de micrômetro de diâmetro.

A tabela 1 é um índice discricionário das principais órbitas terrestres e serve como base para analisar a Figura 3, a qual apresenta um gráfico da distribuição dos detritos nas órbitas da Terra. É possível notar que o número de objetos na Órbita Baixa da Terra, onde fica localizada a Estação Espacial Internacional, é muito superior à quantidade de objetos nas demais órbitas. No entanto por estarem mais próximos a superfície terrestre são mais fáceis de rastrear, assim no caso dos objetos maiores é possível manobrar o satélite operacional para evitar uma colisão. Assim como JESUS et al. (2012) explora a possibilidade de realizar uma manobra rápida para prevenir uma colisão de um satélite ativo com um detrito espacial.

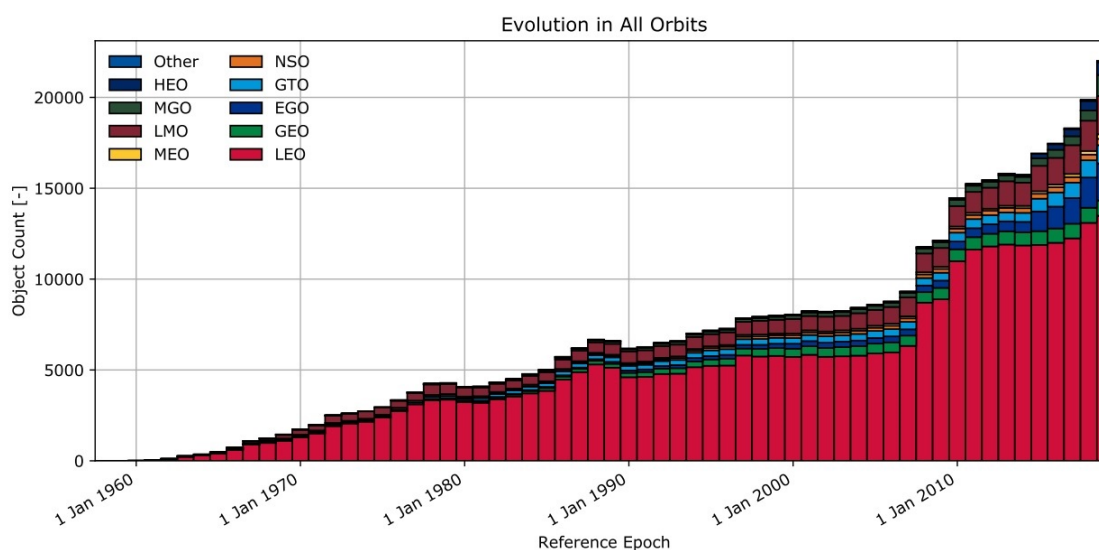
Em 2009 ocorreu um pico no crescimento do número de detritos em órbita, por conta da colisão entre o satélite ativo Iridium 33, que foi lançado em 14 de setembro de 1997, e o satélite Kosmos-2251 que estava fora de serviço desde de 1995. Essa colisão elevou o número de objetos em órbita de 14000 para 16000 por contas dos fragmentos gerados pela colisão. Em abril de 2019 a destruição pela Índia de um dos seus satélites na órbita baixa terrestre com um míssil originou 400 fragmentos de detritos espaciais, em que alguns dos seus destroços ficaram localizados entre 300 km a 410 km de altitude, o que pode trazer riscos a EEI, pois 24 dos 60 destroços com diâmetro maior que 10 cm que permaneceram em órbita atingiram uma altitude maior que a EEI sob o efeito de destruição pelo míssil antissatélite. A Índia é o quarto país a

Tabela 1 – Índice discricionário das principais órbitas terrestres.

Descrição de órbita	Definição
GEO	Órbita Geoestacionária
IGO	Órbita Geossíncrona Inclinada
EGO	Órbita Geoestacionária Estendida
NSO	Órbita dos satélites de navegação
GTO	Órbita de Transferência GEO
MEO	Órbita Terrestre Média
GMO	Órbitas de cruzamento MEO-GEO
LEO	Órbita baixa da Terra
HAO	Órbita Terrestre de Alta Altitude
MGO	Órbitas de cruzamento
HEO	Órbita Terrestre Excêntrica
LMO	Órbitas de cruzamento LEO-MEO
UFO	Órbita indefinida
ESO	Órbitas de Fuga

Fonte: Relatório da ESA sobre ambiente espacial (2019)

Figura 3 – Crescimento do número de objetos no decorrer dos anos por órbita



Fonte: Relatório da ESA sobre ambiente espacial (2019)

realizar um teste desse tipo em que um satélite é destruído por um míssil e os destroços são espalhados pelo espaço Terrestre (TERRA, 2019).

O monitoramento do movimento desses fragmentos de detritos espaciais é complexo porque eles têm proporções maiores de área/massa do que os satélites comuns; portanto, esses objetos são altamente afetados pelas forças perturbadoras cuja intensidade depende da área da seção transversal, como arrasto atmosférico e pressão da radiação solar (LETIZIA; COLOMBO; LEWIS, 2015).

2.3 SOLUÇÕES EM DESENVOLVIMENTO PARA MITIGAÇÃO DE DETRITOS ESPACIAIS

Nesta seção, é apresentado o cenário atual das pesquisas sobre novas tecnologias que estão em desenvolvimento com a finalidade de mitigar o problema dos detritos espaciais, assim é possível entender como esse problema está sendo discutido no meio científico. Algumas medidas e acordos internacionais contribuíram para a busca de soluções para os problemas dos detritos espaciais. Em 2002 foi criado o Comitê de Coordenação de Detritos Espaciais. Onde foram publicadas as Diretrizes de Mitigação de Detritos Espaciais, que serve de base para documentos oficiais (ESA, 2018). O Subcomitê Técnico e Científico do Comitê das Nações Unidas sobre os usos pacíficos do espaço sideral criou um conjunto de diretrizes acordadas internacionalmente para a sustentabilidade a longo prazo das atividades espaciais. Essas diretrizes contêm recomendações sobre as estruturas de políticas e regulamentações para atividades espaciais, a segurança das operações espaciais, regras de compromisso para cooperação internacional, capacitação e conscientização para pesquisa e desenvolvimento técnico e científico (ESA, 2018). Existem muitos estudos que visam no geral analisar o uso da tecnologia da vela solar para lidar com o problema do lixo espacial. A vela solar consiste em um objeto com uma grande área superficial e pequena massa, que permite realizar movimento utilizando a pressão de radiação solar como fonte de propulsão a partir da conservação de momento linear p das colisões dos fótons com a superfície da vela. Diferente de uma vela solar um foguete ou um satélite artificial comum necessita de uma quantidade finita de combustível. Outro ponto importante é que lasers também podem ser usados para impulsionar espaçonaves ou mudar a direção de satélites ou espaçonaves movidas à pressão de radiação solar.

A Surrey Satellite Technology Ltd. (SSTL) e o Centro Espacial Surrey na Universidade de Surrey no Reino Unido desenvolveram a nave espacial RemoveDebris que contém experimentos e demonstrações de tecnologia de remoção de detritos, fornecidos por várias empresas aeroespaciais europeias. Em 2 de abril de 2018 foi realizado o lançamento dessa espaçonave que foi implantada na EEI. O propósito dessa missão foi demonstrar a eficácia de novas soluções, como redes e arpões na captura e remoção de detritos espaciais em órbita. A missão foi composta por uma plataforma de satélites principal, que implantou dois cubos que simularam dois pedaços de lixo espacial como alvos para demonstrar algumas das tecnologias, tais como: captura líquida, captura de arpão, navegação baseada em visão, desorbitação por arrasto com vela solar. Um desses experimentos testou a capacidade de um arpão, que pode ser disparado a 20 metros por segundo, para capturar detritos espaciais em órbita. O mecanismo de captura de rede consiste em quatro pesos voadores em cada canto de uma rede. O peso voador é chamado de bala, que é disparada por um sistema de molas. Essas quatro balas ajudam a expandir a rede grande, envolvendo assim o detrito alvo. Essa opção é muito flexível pois mesmo que os detritos estejam girando ou tenham uma forma irregular será possível capturá-los com a rede, o que aumenta a eficácia dessa tecnologia (SHAN; GUO; GILL, 2016). A Raytheon Technologies (BBN) e a Universidade de Michigan estão estudando um sistema de Eliminação

de Detritos Espaciais (SpaDE) para remover detritos da órbita disparando pulsos concentrados de gases atmosféricos no caminho de detritos direcionados. O projeto SpaDE está investigando o uso de pulsos concentrados de gases atmosféricos para acelerar a taxa de reentrada de detritos localizados na órbita baixa da Terra criando um arrasto temporário que faz com que os detritos entrem novamente na atmosfera mais cedo do que ocorreria naturalmente (NASA, 2019). A EEI também recebeu recentemente uma ferramenta para detectar detritos espaciais. Essa tecnologia é conhecida como sensor de detritos espaciais, um sensor de impacto montado no exterior da EEI para monitorar impactos causados por detritos espaciais de pequeno tamanho. Os escudos de proteção atualmente são adotados apenas na EEI e não são eficazes para detritos maiores que 1 cm (LETIZIA; COLOMBO; LEWIS, 2015). A AEE está adequando, através do projeto CleanSat, o desenvolvimento de satélites, para que sejam construídos de forma que queimem completamente durante a reentrada na atmosfera da Terra. Assim garantindo que o satélite seja inteiramente destruído durante a reentrada no final da sua vida útil. Esse novo cenário evidencia a importância de buscar soluções que possibilitem a reentrada de detritos na atmosfera ou quando isso não for possível alterar a órbita do detrito para evitar colisões. Com isso é possível notar uma preocupação com a sustentabilidade na indústria de construção de satélites, pois a reentrada de objetos espaciais pode trazer riscos à população e contaminação de ambientes por materiais poluentes liberados com a queda desses objetos (ESA, 2018). Em 21 de janeiro de 2001, um terceiro estágio do Delta 2, conhecido como PAM-D, reentrou na atmosfera no Oriente Médio. A carcaça de motor de titânio do PAM-D, pesando cerca de 70 kg, caiu na Arábia Saudita a cerca de 240 km da capital de Riad. Esse foi um dos estágios que foi usado para lançar um satélite de GPS em 1993. Na Figura 4 temos uma fotografia do módulo PAM-D (ESA, 2013).

Figura 4 – Módulo PAM-D que caiu no deserto da Arábia Saudita



Fonte: Galeria oficial do programa de detritos orbitais da NASA

O descarte pós-missão amplamente defendido pelas principais agências espaciais do

mundo tem como impacto, no longo prazo, a diminuição do crescimento de futuras populações de detritos. No entanto, essa medida de mitigação será insuficiente para restringir a população de detritos da Terra. Somente a remediação do ambiente espacial da Terra, com a remoção de objetos grandes existentes em órbita, pode evitar problemas futuros para pesquisa e comercialização do espaço. Em curto prazo, nenhuma técnica de remediação demonstra ser tecnicamente e economicamente viável (LIOU; JOHNSON, 2006).

2.4 A TECNOLOGIA DA VELA SOLAR

Em 1619, Johannes Kepler propôs que caudas de cometas fossem empurradas para fora do Sol devido à pressão da luz solar. Nessa época, a teoria corpuscular da luz era a visão preferida da óptica e a pressão externa devido à luz solar era uma consequência natural dessa teoria. Em retrospectiva, é um tanto irônico que essa explicação cuidadosa seja qualitativamente a mesma que a visão atual da pressão da radiação solar, ou seja, o transporte de momento pelos fótons. Isaac Newton, um defensor da teoria corpuscular, aceitou a visão de Kepler em 1687, ele tentou explicar o fenômeno apenas dentro de sua teoria da gravitação universal. Ele avançou a hipótese de que havia um éter ambiente mais denso que o material das caudas de cometas; portanto, a repulsão observada era meramente devida às forças de flutuação e o Sol tinha apenas uma força gravitacional atraente. Algum tempo depois, em 1744, Euler voltou à visão original de Kepler. No entanto, Euler adotou a teoria das ondas longitudinais da luz devido a Huygens. Com essa teoria, Euler conseguiu mostrar que uma onda longitudinal exerceria uma força repulsiva em um corpo em seu caminho.

Em uma descrição quântica, usando a mecânica quântica, a pressão de radiação pode ser entendida como um efeito devido ao momento transportado pelos fótons, os pacotes quânticos de energia dos quais a luz é composta. O conceito de fótons tem suas origens na investigação da radiação térmica por Planck e outros no início do século XX. Enquanto tentava fornecer uma explicação teórica para a distribuição de energia em função do comprimento de onda em uma cavidade terminal do corpo negro, Planck foi levado à conclusão de que a energia da cavidade deve ser quantizada em níveis discretos. Em 1905, Albert Einstein, descontente com a visão de Planck, propôs que a própria energia radiativa fosse emitida em pacotes discretos, preservando sua identidade como fóton à medida que se propagava. Einstein propôs que não apenas os níveis de energia nas fontes de radiação térmica eram discretos, mas também que a energia era emitida e absorvida em pacotes discretos.

Em 1958 Richard Garwin pesquisador do laboratório IBM Watson da Universidade de Columbia escreveu o primeiro artigo sobre a vela solar em uma publicação técnica na revista *Jet Propulsion*, ele foi o primeiro a usar o termo vela solar para se referir a essa tecnologia. Garwin reconheceu que as velas solares não requerem propulsor e são aceleradas continuamente sob o efeito da luz solar. Estudos mais detalhados das órbitas das velas solares foram realizados

durante o final da década de 1950 e o início da década de 1960. Vários autores conseguiram mostrar que, para uma orientação fixa da vela, as órbitas da vela solar são da forma de espirais logarítmicas. Comparações simples de navegação solar com sistemas de propulsão química e de íons mostraram que as velas solares poderiam corresponder e, em muitos casos, superar esses sistemas para uma variedade de aplicações de missão (MCINNES, 2004).

2.4.1 Efeito do momento linear do fóton na vela solar

Nesta seção, o fenômeno físico da pressão da radiação solar será explorado, considerando o processo de transferência de momento linear. Primeiramente, usando a descrição quântica da radiação como pacotes de energia, os fótons podem ser visualizados como o vento solar viajando radialmente para fora do Sol e espalhando-se pela vela, dando impulso no sentido do movimento da vela. A luz solar é composta por um espectro de radiação eletromagnética, incluindo a luz visível. Todas as radiações eletromagnéticas são compostas por partículas-ondas chamadas de fótons, que são pacotes de energia que compõem a luz. Os fótons viajam à velocidade de praticamente 300000 km/s e cada faixa de radiação eletromagnética representa uma energia (E) associada com um fóton, as quais definem um comprimento e uma frequência de onda específica. Quanto maior a energia, maior a frequência e menor o comprimento de onda. Quando os fótons atingem a superfície da vela, essas partículas transmitem momento linear para elas por absorção ou reflexão na superfície metálica de cobertura. Isso gera uma pressão que empurra a espaçonave em uma determinada direção, a qual pode ser controlada pelo manuseio das velas. A força gerada pelos fótons emitidos pelo Sol irá depender da distância em relação a essa estrela, já que a quantidade dessas partículas emitidas atingindo um determinado corpo irá cair cada vez mais, quanto mais longe ele estiver. Outro fator que influenciará na pressão de radiação solar transmitida será a taxa de refletância. Em uma vela solar ideal, a taxa de refletância seria 100%, mas em uma vela real, a taxa fica em 90%, ou menor, com o restante, na sua grande parte, sendo de fótons absorvidos. A uma distância r_{\odot} de 1 UA (distância entre o Sol e a Terra), as forças seriam de: 4,54 micro Newton por metro quadrado para uma perfeita absorção, com a direção dessa força coincidindo com a direção da luz incidente (colisão inelástica); 9,08 micro Newton por metro quadrado para uma perfeita refletância (MCINNES, 2004).

Para a lei de Planck, um fóton de frequência ν transporta a energia E pela equação

$$E = h\nu \quad (2.1)$$

onde h é a constante de Planck. Embora essa equação seja agora denominada lei de Planck. Einstein derivou uma equação equivalente a partir da termodinâmica estatística. Somente mais tarde ele percebeu que sua constante de proporcionalidade entre energia e frequência era de fato a constante de Planck usada para descrever os níveis discretos de energia das fontes de radiação térmica. A relatividade de Lewis em 1925 permite que a energia total E de um corpo

em movimento seja escrita como

$$E^2 = m_a^2 c^4 + p^2 c^2 \quad (2.2)$$

onde m_a é a massa de repouso do corpo, p é seu momento linear e c é a velocidade da luz no vácuo. O primeiro termo da equação representa a energia de repouso do corpo, enquanto o segundo termo representa a energia devido ao seu movimento. Como um fóton possui massa de repouso nula, sua energia pode ser escrita como

$$E = pc \quad (2.3)$$

Portanto, usando a energia do fóton definida pelas equações $E = h\nu$ e $E = pc$, o momento transportado por um único fóton é obtido igualando essas duas equações de De Broglie.

$$pc = h\nu \Rightarrow p = \frac{h\nu}{c} \quad (2.4)$$

Para calcular a pressão exercida sobre um corpo, o momento transportado por um fluxo de fótons deve ser considerado. O fluxo de energia W , a uma distância r do Sol pode ser escrita em termos da luminosidade solar L_S e escalado pela distância R_E Terra-Sol como

$$W = W_E \left(\frac{R_E}{r} \right)^2 \quad (2.5)$$

$$W_E = \frac{L_S}{4\pi R_E^2} \quad (2.6)$$

em que W_E é o fluxo de energia medido na Terra.

A quantidade de energia ΔE na forma de fótons que passa através de uma determinada área A normal a incidência de radiação em um intervalo de tempo Δt é dada por

$$\Delta E = W A \Delta t \quad (2.7)$$

A energia transporta momento linear Δp que é dado por

$$\Delta p = \frac{\Delta E}{c} \quad (2.8)$$

A pressão P exercida na superfície é definida como o momento transportado por unidade de tempo, por unidade de área, assim

$$P = \frac{1}{A} \frac{\Delta p}{\Delta t} \quad (2.9)$$

Pela equação $\Delta p = \frac{\Delta E}{c}$ tem-se que

$$P = \frac{1}{A} \frac{\Delta E}{c \Delta t} \quad (2.10)$$

Substituindo a equação $\Delta E = W A \Delta t$, tem-se que a pressão exercida na superfície devido ao momento transportado pelos fótons é dada por

$$P = \frac{W}{c} \quad (2.11)$$

em que W é a potencia da radiação solar e c é a velocidade da luz no vácuo.

Para uma superfície de reflexão perfeita a pressão observada é o valor dado por essa última equação, devido ao momento transferido para a superfície pela incidência dos fótons e a reação fornecida pela reflexão dos fótons.

2.4.2 Conceitos e parâmetros do projeto de uma vela solar

Um parâmetro fundamental para o projeto de uma vela solar é a aceleração característica a_0 . Essa grandeza é definida como a aceleração da pressão de radiação solar experimentada por uma vela solar com orientação normal a linha do Sol a uma unidade astronômica de distância. A essa distância, a pressão de radiação solar P exercida sobre uma superfície perfeitamente absorvente é da ordem de $4,56 \times 10^{-6} Nm^{-2}$. No entanto, novamente permitindo uma eficiência finita da vela η , a aceleração característica é dada por

$$a_0 = \frac{2\eta P}{\sigma} \quad (2.12)$$

Sendo que σ é a razão área-massa da vela solar

$$\sigma = \frac{m}{A} \quad (2.13)$$

em que m é a massa total da vela solar e A é a área da vela. A eficiência da vela é uma função das propriedades ópticas do filme e do formato da vela, divididos em dois componentes, m_S devido ao filme e à estrutura da vela, e m_P é a massa de carga útil. Portanto, a aceleração característica da vela solar pode ser escrita como

$$a_0 = \frac{2\eta P}{\sigma_S + \frac{m_P}{A}} \quad (2.14)$$

sendo que a massa por unidade de área do conjunto da vela σ_S é

$$\sigma_S = \frac{m_S}{A} \quad (2.15)$$

Pode-se observar que, para grandes valores de σ_s , a aceleração característica da vela solar é relativamente insensível às variações na massa da carga útil devido ao filme da vela e à massa estrutural que domina a massa total da vela solar. Por outro lado, para uma grande massa de carga útil, a aceleração característica torna-se insensível às variações no carregamento do conjunto de velas. Para obter uma aceleração característica alta, o filme e a estrutura da vela devem ser leves, mas a massa da carga útil também deve ser pequena. Para aumentos significativos na massa da carga útil, todo o projeto pode ser redimensionado para aumentar a área de navegação. Invertendo a equação anterior a uma expressão para a massa de carga é obtido a seguinte equação

$$m_P = \left(\frac{2\eta P}{a_0} - \sigma_S \right) A \quad (2.16)$$

para aceleração característica fixa e carregamento de vela, qualquer aumento na massa da carga útil pode ser compensado com o aumento da massa total da vela solar. A função de sensibilidade pode trazer informações no gradiente desta superfície em um dado ponto do projeto. A variação na aceleração característica devido a variação no carregamento de montagem da vela pode ser obtido da seguinte relação

$$\Delta a_0 = \frac{\partial a_0}{\partial \sigma_S} \Delta \sigma_S \quad (2.17)$$

Usando a equação ($a_0 = \frac{2\eta P}{\sigma_S + \frac{m_P}{A}}$) para calcular o gradiente devido a variação no carregamento de montagem da vela temos

$$\frac{\partial a_0}{\partial \sigma_S} = -\frac{2\eta P}{\left(\sigma_S + \frac{m_P}{A}\right)^2} \quad (2.18)$$

Substituindo esse resultado na equação 2.17 tem-se

$$\Delta a_0 = -\frac{2\eta P}{\left(\sigma_S + \frac{m_P}{A}\right)} \frac{1}{\left(\sigma_S + \frac{m_P}{A}\right)} \Delta \sigma_S \quad (2.19)$$

Pela seguinte igualdade

$$a_0 = \frac{2\eta P}{\left(\sigma_S + \frac{m_P}{A}\right)} \quad (2.20)$$

é possível escrever

$$\Delta a_0 = -a_0 \frac{1}{\left(\sigma_S + \frac{m_P}{A}\right)} \Delta \sigma_S \quad (2.21)$$

multiplicando o termo σ_S e manipulando o lado direito da equação

$$\frac{\Delta a_0}{a_0} = \Lambda_1 \left(\frac{\Delta \sigma_S}{\sigma_S} \right) \quad (2.22)$$

$$\Lambda_1 = -\frac{1}{\left(1 + \frac{m_P}{A\sigma_S}\right)} = -\frac{1}{\left(1 + \frac{m_P}{m_S}\right)} \quad (2.23)$$

Essa relação fornece uma garantia da sensibilidade da aceleração característica da vela solar ao crescimento no carregamento de um conjunto de velas. O desempenho da vela solar é insensível ao projeto do conjunto da vela se a relação entre a massa da carga útil e a massa da vela for grande.

2.5 PARÂMETROS ORBITAIS

A excentricidade é uma propriedade da elipse que determina a proporção dos semieixo maior a diante do semieixo menor b .

A inclinação i de uma órbita é o ângulo entre o plano orbital do satélite e o plano equatorial da Terra. Inclinações próximas a 0° correspondem às órbitas equatoriais. Inclinações próximas a 90° correspondem às chamadas órbitas polares pois cobrem os dois polos. Órbitas com inclinação entre 0° e 90° rodam no mesmo sentido que a Terra e por isso são denominadas

de progradas. Órbitas com inclinação maior que 90° rodam no sentido contrário à Terra e por isso são chamadas de retrógradas. Inclinações maiores que 50° e menores que 130° correspondem a órbitas polares pois atingem latitudes altas. Inclinações menores que 40° correspondem a órbitas próximas ao Equador, não podendo imagear em latitudes altas (UFES, 2010). O argumento do perigeu ω define a orientação da órbita dentro do plano orbital. Esse ângulo é medido a partir do plano orbital, na direção do movimento, do nodo ascendente ao perigeu. É o ângulo entre o eixo maior da elipse e a linha dos nodos, medido no plano da órbita. Esse parâmetro varia entre 0° e 360° , sendo indefinido quando a inclinação for igual a 0° , quando o objeto em órbita está mais próximo ao corpo central, e 180° quando o satélite está mais longe da Terra, no apogeu, cruzando o Equador em movimento ascendente. Também determina a posição da elipse orbital no plano orbital, visto que a inclinação e a ascensão reta Ω determinam a posição do plano orbital no espaço (UFES, 2010). O raio do pericentro é o ponto mais próximo ao corpo central. No caso da Terra o pericentro é conhecido como perigeu.

2.6 A EQUAÇÃO DA PRESSÃO DE RADIAÇÃO SOLAR

Nessa seção, é apresentado a equação que modela o efeito do potencial perturbador devido a pressão de radiação solar. Para desenvolver o potencial perturbador usamos uma abordagem baseada em CASANOVA; PETIT; LEMAÎTRE 2015. Assim utilizando a equação 17 de CASANOVA; PETIT; LEMAÎTRE (2015), temos:

$$H = -\frac{3}{2}C_r P_r \frac{A}{m} ae\xi \quad (2.24)$$

em que C_R é um fator que depende da refletividade do satélite, denominado de coeficiente de pressão de radiação, P_r é a pressão de radiação na órbita terrestre que é aproximadamente $4,55 \times 10^{-6} N/m^2$, A é a seção transversal na direção de incidência dos raios solares, m é a massa do objeto, r_\odot é a distância entre o Sol e a Terra e e a excentricidade da órbita. Sendo que ξ é definido como

$$\xi = \xi_1 r_{\odot,1} + \xi_2 r_{\odot,2} + \xi_3 r_{\odot,3} \quad (2.25)$$

sendo seus componentes

$$\xi_1 = \cos\Omega \cos\omega - \sin\Omega \sin\omega \cos i \quad (2.26)$$

$$\xi_2 = \sin\Omega \cos\omega - \cos\Omega \sin\omega \cos i \quad (2.27)$$

$$\xi_3 = \sin\omega \sin i \quad (2.28)$$

$$r_{\odot,1} = \cos\lambda_\odot \quad (2.29)$$

$$r_{\odot,2} = \sin\lambda_\odot \cos\varepsilon \quad (2.30)$$

$$r_{\odot,3} = \text{sen}\lambda_{\odot}\text{sen}\varepsilon \quad (2.31)$$

em que ε é obliquidade da Terra e r_{\odot} é a distância entre o Sol e a Terra. Assim a longitude média em relação ao Sol λ_{\odot} é dada como

$$\lambda_{\odot} = n_{\odot}t + \lambda_{\odot 0} \quad (2.32)$$

sendo que

$$n_{\odot} = \frac{2\pi}{1\text{ano}} \quad (2.33)$$

é movimento médio da Terra em torno do Sol. Após algumas manipulações algébricas obtemos

$$\begin{aligned} R_{PRS} = & -\frac{3}{8}eCr(\cos(\varepsilon) - 1)(\cos(i) - 1)\cos(-\lambda - h + g) + \\ & (\cos(\varepsilon) + 1)(\cos(i) + 1)\cos(-\lambda + h + g)(-\cos(\varepsilon) + 1) \times \\ & (\cos(i) - 1)\cos(\lambda - h + g) + 2\text{sen}(i)\text{sen}(\varepsilon)\cos(g - \lambda)(-\cos(\varepsilon) - 1) \times \\ & (\cos(i) + 1)\cos(\lambda + h + g) - 2\text{sen}(i)\text{sen}(\varepsilon)\cos(g + \lambda)\alpha Pr \end{aligned} \quad (2.34)$$

Em que $\alpha = A/m$. Essa equação modela a pressão devido a incidência da radiação solar em um objeto.

2.7 POTENCIAL GRAVITACIONAL DA TERRA (J_2)

Um satélite ao redor da Terra fica sujeito a diversas forças, de origem gravitacional ou não gravitacional. Se a Terra fosse perfeitamente esférica e homogênea as órbitas dos objetos seriam uma elipse perfeita. No entanto, devido a não homogeneidade da distribuição de massa da Terra, a forma da órbita irá apresentar deformações com relação à elipse. Assim, existe a necessidade de descrever o potencial gravitacional da Terra como um corpo não esférico ou não homogêneo (KUGA et al., 2011). O efeito da distribuição não uniforme de massa devido ao achatamento dos polos é refletido no coeficiente zonal J_2 . É considerado o segundo harmônico como uma quantidade pequena de primeira ordem. Assim a expressão do potencial até o quinto harmônico é dada por (KUGA et al., 2011):

$$\begin{aligned} \bar{U} = \frac{\mu}{r} \left[1 + J_2 \left(\frac{R}{r} \right) \left(\frac{1}{2} - \frac{3}{2}\text{sen}^2\phi \right) \right. \\ \quad - J_3 \left(\frac{R}{r} \right)^3 \left(\frac{5}{2}\text{sen}^3\phi - \frac{3}{2}\text{sen}\phi \right) \\ \quad - J_4 \left(\frac{R}{r} \right)^4 \left(\frac{3}{8} - \frac{15}{4}\text{sen}^2\phi + \frac{35}{8}\text{sen}^4\phi \right) \\ \quad \left. - J_5 \left(\frac{R}{r} \right)^5 \left(\frac{15}{8}\text{sen}\phi - \frac{35}{4}\text{sen}^3\phi + \frac{63}{8}\text{sen}^5\phi \right) \right] \quad (2.35) \end{aligned}$$

sendo que

$$\text{sen}\phi = \text{sen}i\text{sen}(\omega + f) \quad (2.36)$$

$$\text{sen}^2\phi = \text{sen}^2i \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\cos(2\omega + 2f) \right) \quad (2.37)$$

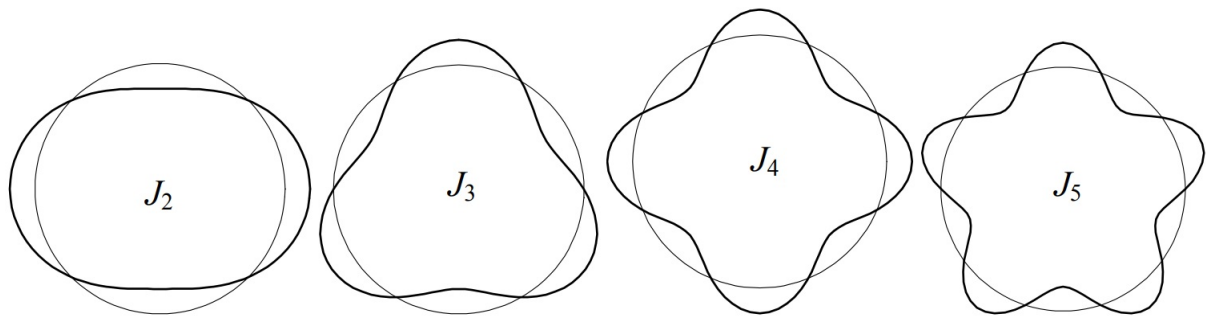
$$\text{sen}^3\phi = \text{sen}^3i \left(\frac{3}{2}\text{sen}(\omega + f) - \frac{1}{4}\text{sen}(3\omega + 3f) \right) \quad (2.38)$$

$$\text{sen}^4\phi = \text{sen}^4i \left(\frac{3}{8} - \frac{1}{2}\cos(2\omega + 2f) - \frac{1}{8}\cos(4\omega + 4f) \right) \quad (2.39)$$

$$\text{sen}^5\phi = \text{sen}^5i \left(\frac{5}{8}\text{sen}(\omega + f) - \frac{5}{16}\cos(3\omega + 3f) + \frac{1}{16}\cos(5\omega + 5f) \right) \quad (2.40)$$

As formas do segundo ao quinto harmônicos zonais são mostradas na Figura 5. Para

Figura 5 – **Influência dos harmônicos zonais no perfil aparente da Terra**



Fonte: (KUGA et al., 2011)

a dinâmica de perturbações utilizada neste trabalho, é considerado até o segundo coeficiente harmônico zonal (J_2) do potencial gravitacional da Terra. O plano orbital gira ao redor do eixo de rotação da Terra numa direção oposta ao movimento do satélite, tal que para $i < 90^\circ$, o ângulo Ω diminui gradativamente enquanto i fica constante. A variação em Ω é dada por:

$$\dot{\Omega} \cong -9,97 \left(\frac{a_e}{a} \right)^{7/2} (1 - e^2)^{-2} \cos i (\text{graus/dia}) \quad (2.41)$$

A segunda perturbação é no argumento do perigeu da órbita que gira no plano orbital tal que o argumento do perigeu ω aumenta por uma taxa dada por:

$$\dot{\omega} \cong 4,98 \left(\frac{a_e}{a} \right)^{7/2} (1 - e^2)^{-2} (5\cos^2 i - 1) (\text{graus/dia}) \quad (2.42)$$

Após um tratamento analítico obtêm-se a equação que modela o efeito perturbador considerando a não esfericidade da Terra devido ao achatamento nos polos que é dada por CARVALHO ((2011)).

$$P_2 = -\frac{1}{4} \frac{(-2J_2R_M^2n^2 + 3J_2R_M^2n^2\text{sen}^2(i))}{((1 - e^2))^{\frac{3}{2}}} \quad (2.43)$$

em que R_M é o raio médio da Terra.

2.8 EQUAÇÕES DEVIDO A PERTURBAÇÃO DE TERCEIRO CORPO

O potencial perturbador do terceiro corpo (Sol) em órbita circular e inclinada, e utilizando o método de média simples (*R2MS*) é dado por Carvalho e Vilhena de Moraes (2020):

$$\begin{aligned}
R2MS = & -45a_2^2(-1/12)e^2(\cos(\varepsilon) - 1)^2(\cos(i) - 1)^2\cos(2g - 2h - 2\lambda) - \\
& (1/12)e^2(1 + \cos(\varepsilon))^2(\cos(i) - 1)^2\cos(2g - 2h + 2\lambda) - \\
& (1/12)e^2(1 + \cos(i))^2(1 + \cos(\varepsilon))^2\cos(2g + 2h - 2\lambda) - \\
& (1/12)e^2(\cos(\varepsilon) - 1)^2(1 + \cos(i))^2\cos(2g + 2h + 2\lambda) - \\
& (1/3)e^2\sin(i)\sin(\varepsilon)(\cos(\varepsilon) - 1)(\cos(i) - 1)\cos(2g - h - 2\lambda) - \\
& (1/3)e^2\sin(i)\sin(\varepsilon)(1 + \cos(\varepsilon))(\cos(i) - 1)\cos(2g - h + 2\lambda) - \\
& (1/3)e^2(1 + \cos(i))(1 + \cos(\varepsilon))\sin(i)\sin(\varepsilon)\cos(2g + h - 2\lambda) - \\
& (1/3)e^2\sin(i)\sin(\varepsilon)(\cos(\varepsilon) - 1)(1 + \cos(i))\cos(2g + h + 2\lambda) + \\
& (1/10)(\cos(i) - 1)(e^2 + 2/3)(1 + \cos(i))(1 + \cos(\varepsilon))^2\cos(2h - 2\lambda) + \\
& (1/10)(\cos(i) - 1)(e^2 + 2/3)(1 + \cos(i))(\cos(\varepsilon) - 1)^2\cos(2h + 2\lambda) + \\
& (1/6)e^2(\cos(\varepsilon) - 1)(1 + \cos(\varepsilon))(\cos(i) - 1)^2\cos(2g - 2h) + \\
& (1/6)e^2(\cos(\varepsilon) - 1)(1 + \cos(\varepsilon))(1 + \cos(i))^2\cos(2g + 2h) - \\
& (1/2)e^2(\cos(\varepsilon) - 1)(1 + \cos(\varepsilon))(\cos(i) - 1)(1 + \cos(i))\cos(2g - 2\lambda) - \\
& (1/2)e^2(\cos(\varepsilon) - 1)(1 + \cos(\varepsilon))(\cos(i) - 1)(1 + \cos(i))\cos(2g + 2\lambda) + \\
& 2\cos(\varepsilon)\sin(i)\sin(\varepsilon)e^2(\cos(i) - 1)\cos(2g - h)(1/3) + \\
& (1/5)(2(e^2 + 2/3))\sin(i)\sin(\varepsilon)(1 + \cos(\varepsilon))\cos(i)\cos(h - 2\lambda) + \\
& (1/5)(2(e^2 + 2/3))\sin(i)\sin(\varepsilon)(\cos(\varepsilon) - 1)\cos(i)\cos(h + 2\lambda) + \\
& 2\cos(\varepsilon)\sin(i)\sin(\varepsilon)e^2(1 + \cos(i))\cos(2g + h)(1/3) + \\
& (1/5)(3(e^2 + 2/3))(\cos(i)^2 - 1/3)(1 + \cos(\varepsilon))(\cos(\varepsilon) - 1)\cos(2\lambda) - (1/5)(\cos(i) - 1) \\
& (e^2 + 2/3)(1 + \cos(i))(1 + \cos(\varepsilon))(\cos(\varepsilon) - 1)\cos(2h) + (\cos(\varepsilon)^2 - 1/3) \\
& (\cos(i) - 1)e^2(1 + \cos(i))\cos(2g) - (1/5)(3(e^2 + 2/3))((\cos(i)^2 - 1/3)\cos(\varepsilon)^2 + \\
& 4\sin(i)\sin(\varepsilon)\cos(h)\cos(i)\cos(\beta_3)(1/3) - (1/3)\cos(i)^2 + 1/9)\mu/(32a_3^3)
\end{aligned} \tag{2.44}$$

Em que μ_1 é o parâmetro gravitacional do Sol, a_2 é o semieixo maior da Terra em torno

do Sol, $N = (\mu/a_2^3)^{(1/2)}$ é o movimento médio da Terra em torno do Sol, sendo que $\lambda = Nt$ e $\varepsilon = 23,439^\circ$ é a obliquidade da Terra.

O potencial perturbador do terceiro corpo (Lua) em órbita circular e inclinada, e utilizando o método de média simples (*R2MS*) é dado por Carvalho (em desenvolvimento):

$$\begin{aligned}
R2MSL = & -45a^2(-1/12)e^2(\cos(\varepsilon_3) - 1)^2(\cos(i) - 1)^2\cos(2g - 2h - 2\lambda_3) - \\
& (1/12)e^2(1 + \cos(\varepsilon_3))^2(\cos(i) - 1)^2\cos(2g - 2h + 2\lambda_3) - \\
& (1/12)e^2(1 + \cos(i))^2(1 + \cos(\varepsilon_3))^2\cos(2g + 2h - 2\lambda_3) - \\
& (1/12)e^2(\cos(\varepsilon_3) - 1)^2(1 + \cos(i))^2\cos(2g + 2h + 2\lambda_3) - \\
& (1/3)e^2\sin(i)\sin(\varepsilon_3)(\cos(\varepsilon_3) - 1)(\cos(i) - 1)\cos(2g - h - 2\lambda_3) - \\
& (1/3)e^2\sin(i)\sin(\varepsilon_3)(1 + \cos(\varepsilon_3))(\cos(i) - 1)\cos(2g - h + 2\lambda_3) - \\
& (1/3)e^2(1 + \cos(i))(1 + \cos(\varepsilon_3))\sin(i)\sin(\varepsilon_3)\cos(2g + h - 2\lambda_3) - \\
& (1/3)e^2\sin(i)\sin(\varepsilon_3)(\cos(\varepsilon_3) - 1)(1 + \cos(i))\cos(2g + h + 2\lambda_3) + \\
& (1/10)(\cos(i) - 1)(e^2 + 2/3)(1 + \cos(i))(1 + \cos(\varepsilon_3))^2\cos(2h - 2\lambda_3) + \\
& (1/10)(\cos(i) - 1)(e^2 + 2/3)(1 + \cos(i))(\cos(\varepsilon_3) - 1)^2 \\
& \cos(2h + 2\lambda_3) + (1/6)e^2(\cos(\varepsilon_3) - 1)(1 + \cos(\varepsilon_3)) \\
& (\cos(i) - 1)^2\cos(2g - 2h) + (1/6)e^2(\cos(\varepsilon_3) - 1)(1 + \cos(\varepsilon_3)) \\
& (1 + \cos(i))^2\cos(2g + 2h) - (1/2)e^2(\cos(\varepsilon_3) - 1)(1 + \cos(\varepsilon_3)) \\
& (\cos(i) - 1)(1 + \cos(i))\cos(2g - 2\lambda_3) - (1/2)e^2(\cos(\varepsilon_3) - 1) \\
& (1 + \cos(\varepsilon_3))(\cos(i) - 1)(1 + \cos(i))\cos(2g + 2\lambda_3) + \\
& 2\cos(\varepsilon_3)\sin(i)\sin(\varepsilon_3)e^2(\cos(i) - 1)\cos(2g - h)(1/3) + (1/5) \\
& (2(e^2 + 2/3))\sin(i)\sin(\varepsilon_3)(1 + \cos(\varepsilon_3))\cos(i)\cos(h - 2\lambda_3) + \\
& (1/5)(2(e^2 + 2/3))\sin(i)\sin(\varepsilon_3)(\cos(\varepsilon_3) - 1)\cos(i)\cos(h + 2\lambda_3) + \\
& 2\cos(\varepsilon_3)\sin(i)\sin(\varepsilon_3)e^2(1 + \cos(i))\cos(2g + h)(1/3) + \\
& (1/5)(3(e^2 + 2/3))(\cos(i)^2 - 1/3)(1 + \cos(\varepsilon_3))(\cos(\varepsilon_3) - 1)\cos(2\lambda_3) - \\
& (1/5)(\cos(i) - 1)(e^2 + 2/3)(1 + \cos(i))(1 + \cos(\varepsilon_3))(\cos(\varepsilon_3) - 1)\cos(2h) + \\
& (\cos(\varepsilon_3)^2 - 1/3)(\cos(i) - 1)e^2(1 + \cos(i))\cos(2g) - (1/5)(3(e^2 + 2/3))((\cos(i)^2 - 1/3) \\
& \cos(\varepsilon_3)^2 + 4\sin(i)\sin(\varepsilon_3)\cos(h)\cos(i)\cos(\varepsilon_3)(1/3) - (1/3)\cos(i)^2 + 1/9))N_3^2/(32)
\end{aligned} \tag{2.45}$$

Em que $\mu_3 = 4902,801$ é o parâmetro gravitacional da Lua, $a_3 = 384400$ é o semieixo

maior da Lua em torno da Terra, $N_3 = (\mu_3/a_3^3)^{(1/2)}$ é o movimento médio da Lua em torno do Terra, sendo que $\lambda_3 = N_3 t$ e $\varepsilon_3 = 23,439^\circ$ é a obliquidade da Lua.

3 METODOLOGIA

Nesse trabalho é utilizado 22 artigos científicos e trabalhos de relevância no meio científico. É feita uma revisão da literatura buscando compreender como é discutido atualmente o problema dos detritos espaciais. As soluções que estão sendo estudadas para mitigação desse problema são apresentadas com o intuito de conhecer o que a pesquisa científica está desenvolvendo. A abordagem central desse trabalho é baseada em TRESACO et al. (2018), CASANOVA; PETIT; LEMAÎTRE (2015) e ALESSI et al. (2017). São modeladas as forças que agem sobre os detritos espaciais. As integrações numéricas das equações desenvolvidas são realizadas utilizando o software Maple. Para a realização dessa pesquisa são utilizados livros, pesquisa na internet, dissertações, teses, artigos e computadores para realizar os desenvolvimentos das simulações.

Neste trabalho é feito o estudo da evolução temporal de cinco parâmetros orbitais: argumento do perigeu, excentricidade, inclinação, posição do perigeu, e raio do apogeu, além da excentricidade versus argumento do perigeu. O objetivo é entender o comportamento desses parâmetros diante da dinâmica dos detritos espaciais. É conhecido que variação desses parâmetros estão relacionados as perturbações orbitais naturais que atuam sobre objetos no espaço.

Os dados dos 3 detritos orbitais que estão localizados na órbita geostacionária foram retirados do sítio "stuffin.space", essa plataforma é atualizada diariamente com dados de órbita do "Space-Track.org". Além disso esse endereço exibe em três dimensões todos os objetos monitorados atualmente pela Agência Espacial Americana.

3.1 EQUAÇÕES DE MOVIMENTO: SISTEMA DE EQUAÇÕES DE LAGRANGE

As equações variacionais que descrevem o movimento de satélites artificiais ao redor do centro da Terra são usualmente expressas em termos de elementos orbitais clássicos.

Equações planetárias de Lagrange para o movimento Kepleriano perturbado por forças conservativas é um sistema de equações diferenciais não lineares, usado para analisar as influências causadas pelas perturbações consideradas na dinâmica do detrito espacial. Esse sistema de equações diferenciais é dado por KUGA et al. (2011):

$$\frac{de}{dt} = \frac{-\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial g} + \frac{1-e^2}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial M} \quad (3.1)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{-1}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial h} + \frac{\cos i}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial g} \quad (3.2)$$

$$\frac{dg}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \frac{\partial R}{\partial e} - \frac{\cos i}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial i} \quad (3.3)$$

$$\frac{dh}{dt} = \frac{1}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial R}{\partial i} \quad (3.4)$$

3.2 POTENCIAL PERTURBADOR

O potencial perturbador R é dado pela soma das equações das perturbações orbitais consideradas no modelo proposto. Essas equações que modelam os potenciais perturbadores são: atração gravitacional da Lua R_{Lua} e do Sol R_{Sol} , potencial gravitacional considerando a não esfericidade da Terra R_{J2} e a pressão de radiação solar R_{PRS} .

O potencial perturbador é posto na forma

$$R = R_{Lua} + R_{Sol} + R_{J2} + R_{PRS} \quad (3.5)$$

Esse potencial é aplicado no sistema de equações planetárias de Lagrange. Esse sistema é integrado utilizando o método de integração numérica do programa Maple, “Fehlberg fourth-fifth order Runge-Kutta method with degree four”.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Nessa seção são apresentadas as simulações de detritos usando os dados de objetos obtidos do sítio stuffin.space. Essas simulações foram realizadas buscando analisar a dinâmica de detritos com grande coeficiente área/massa, submetidos as perturbações consideradas para o modelo apresentado. É analisado a variação dos parâmetros orbitais que foram apresentados, buscando compreender a proposta de solução para o problema apresentado dos detritos espaciais.

A equação 3.5 é substituída nas equação planetária de Lagrange e integrada numericamente. Os resultados das simulações são apresentados nesta e nas próximas seções.

Os valores utilizados para as constantes utilizadas nas simulações foram retirados da plataforma do sítio "Jet Propulsion Laboratory" da NASA. Essas constantes são: $\mu = 398600,00$, $R_M = 6378,245$, $J_2 = 1,082626 \times 10^{-3}$, $\mu_1 = 132712442099,00$, $b = 0,01671123$, $a_2 = 149598261,00$, $\varepsilon_3 = 23,439^\circ$, $\lambda = Nt$, $\mu_3 = 4902,801$, $A_3 = 384400,00$, $b_3 = 0,0554$, $\varepsilon_3 = 5,16^\circ$, $Cr = 1$, $Pr = 4,56 \times 10^{-6}$.

Para as simulações foram utilizados os dados iniciais de detritos em órbita GEO, conforme a Tabela 2.

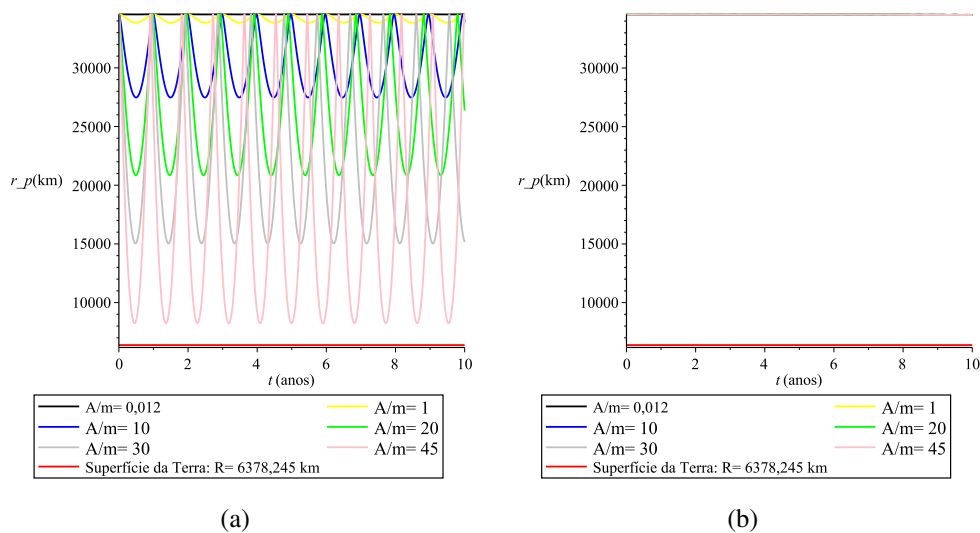
Tabela 2 – Dados dos detritos monitorados utilizado nas simulações.

Objeto	TITAN 3C 1968-081AE	TITAN 3C 1968-081AG	LUCH 1994-082G	DETRITO S
Apogeu	36139 km	34919 km	35745 km	35620 km
Perigeu	34384 km	36491 km	35614 km	35410 km
Inclinação	1,95°	4,96°	14,65°	14,37° km
Altitude	34723,64 km	35204,50 km	35728,68 km	34723,64 km
Excentricidade	0,02488	0,02201	0,00183	0,027
Semieixo maior	35261,50 km	35705 km	35679,50 km	35521 km
Velocidade	3,13 km/s	3,12 km/s	3,07 km/s	3,15 km/s
Período	1409,56 min	1431,56 min	1430,25 min	1400 min

4.1 ESTUDO DAS PERTURBAÇÕES

Nessa seção é realizado um estudo de como as perturbações consideradas no presente trabalho influenciam na dinâmica em uma órbita geostacionária. Os dados iniciais foram fornecidos com base nos parâmetros típicos de um objeto qualquer dessa região do espaço. Denominamos os dados desse objeto como DETRITO S. As Figuras 6(a) e 6(b) mostram a evolução da posição do perigeu ao longo de 10 anos. Na Figura 6(a) é considerado apenas a pressão de radiação solar no potencial perturbador, enquanto que na Figura 6(b) é considerando o termo J_2 e as perturbações do terceiro corpo devido a Lua e o Sol (J_2+PTC). Assim podemos observar que, como afirma CASANOVA; PETIT; LEMAÎTRE (2015), o efeito da pressão de radiação solar é a perturbação dominante nessa dinâmica, pois apenas com as perturbações devido ao efeito do termo J_2 e as perturbações do terceiro corpo não é possível observar variações consideráveis nas órbitas simuladas, mesmo para grandes valores de coeficiente área/massa. Assim, é possível observar que a pressão de radiação solar causa uma perturbação nessa órbita que reduz a posição do perigeu e conseqüentemente aproxima o objeto da região do arrasto atmosférico. É baseado neste mecanismo que este trabalho será desenvolvido para amplificar o crescimento da excentricidade.

Figura 6 – Evolução da posição do perigeu ao longo de 10 , ($i = 14, 35^\circ$, $a = 35521 \text{ km}$, $e = 0, 027$). (a) Potencial perturbador: PRS . (b) Potencial perturbador: J_2+PTC .

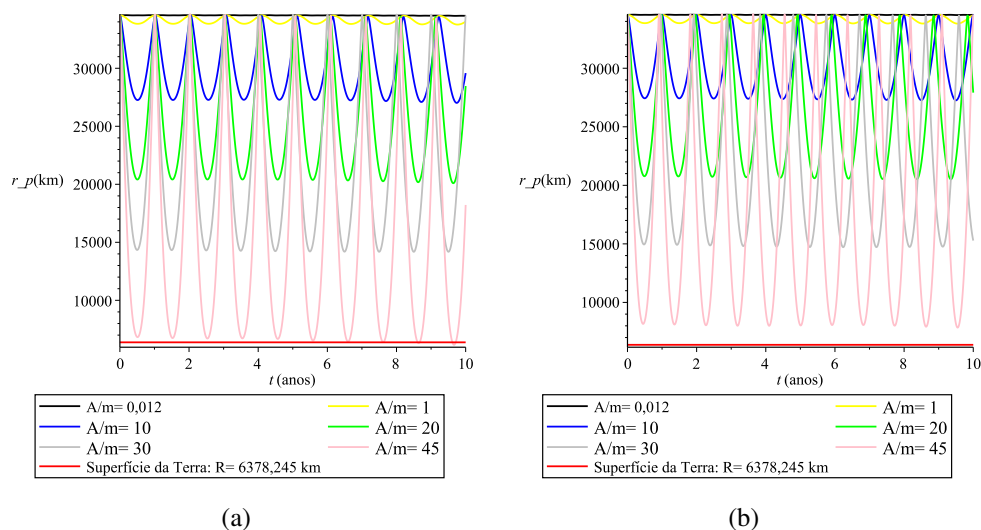


Fonte: do autor

Na Figura 7(a) é possível observar a evolução da posição do perigeu ao longo de 10 anos com as todas as perturbações consideradas, que inclui $PRS+J_2+PTC$, atuando sobre o objeto simulado. Na Figura 7(b) a mesma evolução, mas sem o efeito do termo J_2 , apenas com PRS e PTC . Assim, é possível observar na Figura 7(a) que o efeito do J_2 tem um papel importante na dinâmica do problema, pois o objeto simulado com o coeficiente área/massa igual a 45 atinge a superfície da Terra entre 5 e 6 anos. Neste caso, o termo J_2 contribuiu para

amplificar o crescimento da posição do perigeu. Note que na Figura 7(b) é possível observar que ocorre uma variação significativa no período de 10 anos, mas não ocorre a colisão com a superfície da Terra como mostrado na Figura 7(a). O efeito do J_2 acoplado com as demais perturbações ($PRS+PTC$) contribui para possibilitar a reentrada do detrito em um tempo menor, assim promovendo a destruição do detrito pelo efeito do arrasto atmosférico da Terra que atua numa altitude próxima da superfície do planeta. Como podemos observar na Figura 8(b), sem a perturbação devido a pressão de radiação solar a excentricidade do objeto, para todas as áreas e massas simuladas, não varia significativamente ao longo dos dez anos. Isso evidencia que a pressão de radiação solar é a principal responsável pela evolução da excentricidade para grandes valores de coeficiente área/massa. Na Figura 8(a) é possível observar que apenas com a perturbação devido à pressão de radiação solar o aumento da excentricidade é diretamente proporcional ao aumento do coeficiente área/massa para todos os dados iniciais de um objeto na órbita geostacionária. Esse comportamento é desejável, pois aumentando a excentricidade da órbita o seu perigeu se aproxima da região do arrasto atmosférico em um curto período de tempo, o que provoca a reentrada e a consequente destruição desse detrito. Essa análise mostra que a ideia de usar uma vela solar e as perturbações naturais é promissora, pois amplifica consideravelmente o crescimento da excentricidade.

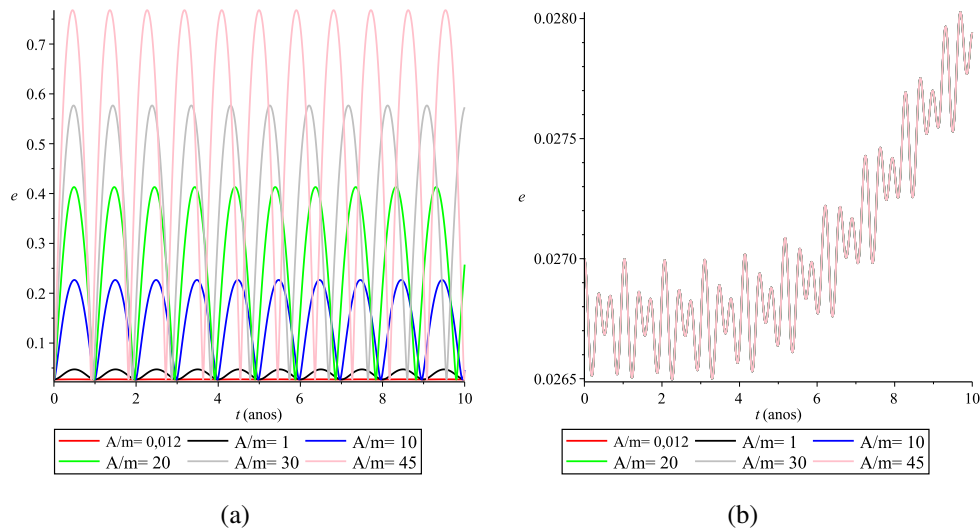
Figura 7 – **Evolução da posição do perigeu (r_p) ao longo de 10**, ($i = 14,35^\circ$, $a = 35521$ km, $e = 0,027$). **(a) Potencial perturbador: $PRS+J_2+PTC$.** **(b) Potencial perturbador: $PRS+PTC$.**



Fonte: do autor

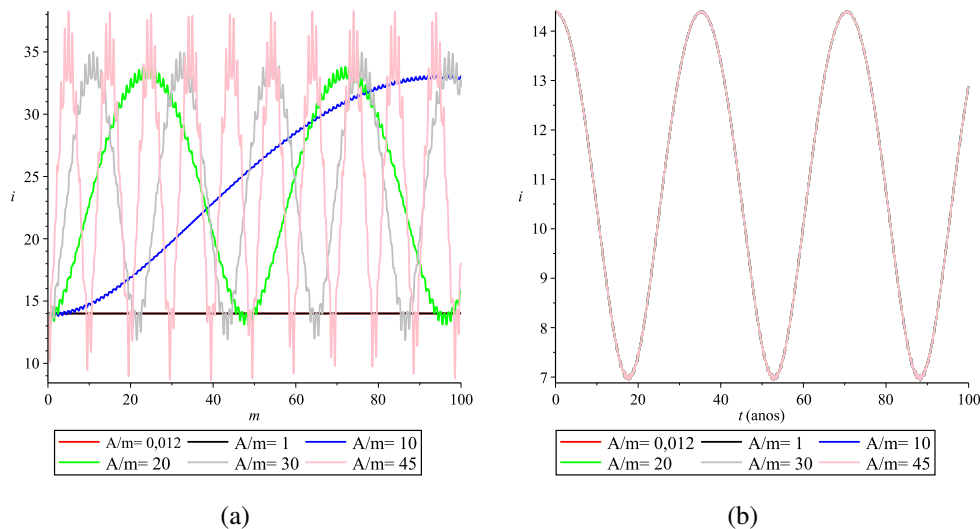
As Figuras 9(a) e 9(b) mostram o comportamento da inclinação do detrito ao longo do tempo, para um período de 100 anos. A Figura 9(a) mostra que a inclinação da órbita também é perturbada conforme valor do coeficiente área/massa cresce. Na Figura 9(b) o comportamento da inclinação da órbita, quando é desconsiderado o efeito devido a PRS , se mantém semelhante independente do fator área/massa do objeto. Note que considerando a vela solar é possível escolher os valores da área massa de forma a obter o comportamento da inclinação desejável.

Figura 8 – Evolução da excentricidade ao longo de 10 , ($i = 14,35^\circ$, $a = 35521$ km, $e = 0,027$). (a) Potencial perturbador: PRS . (b) Potencial perturbador: J_2+PTC .



Fonte: do autor

Figura 9 – Evolução da inclinação da órbita ao longo de 100 anos, ($i = 14,35^\circ$, $a = 35521$ km, $e = 0,027$). (a) Potencial perturbador: PRS . (b) Potencial perturbador: J_2+PTC .



Fonte: do autor

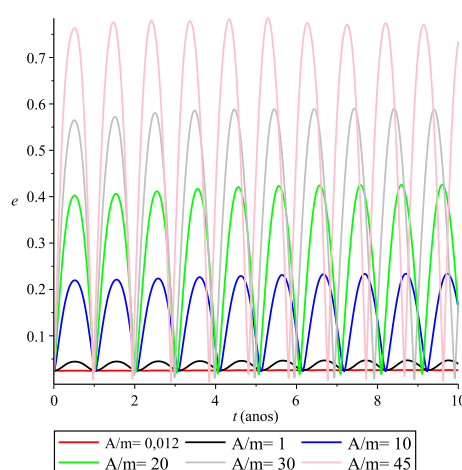
4.2 ESTUDO DA INTERFERÊNCIA DO FATOR ÁREA/MASSA NOS PARÂMETROS DA ÓRBITA GEOESTACIONÁRIA PARA TRÊS DETRITOS REAIS

Nesta seção, são apresentadas as análises dos gráficos da variação da excentricidade, inclinação, argumento do perigeu, posição do perigeu e posição do apogeu ao longo do tempo, além do diagrama da variação da excentricidade versus o argumento do perigeu em um período de 1 ano. São usados os dados orbitais de três detritos reais localizados na órbita geoestacionária

com diferentes inclinações. Também é utilizado dados de um detrito fictício que foi denominado como DETRITO S, com parâmetros orbitais típicos para um objeto na órbita GEO. Nessas simulações é fornecido como dados iniciais, os valores da excentricidade e , semieixo maior a em km, inclinação i , argumento do perigeu e nodo ascendente em graus. Para produzir os gráficos apresentados nessa seção, foram utilizadas as seguintes perturbações orbitais: o efeito perturbador do termo J_2 que modela a não esfericidade da Terra, a influência das perturbações de terceiro corpo do Sol e da Lua (PTC), e a pressão da radiação solar (PRS).

4.2.1 Evolução da excentricidade ao longo do tempo

Figura 10 – Evolução da excentricidade da órbita ao longo de 10 anos do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$.



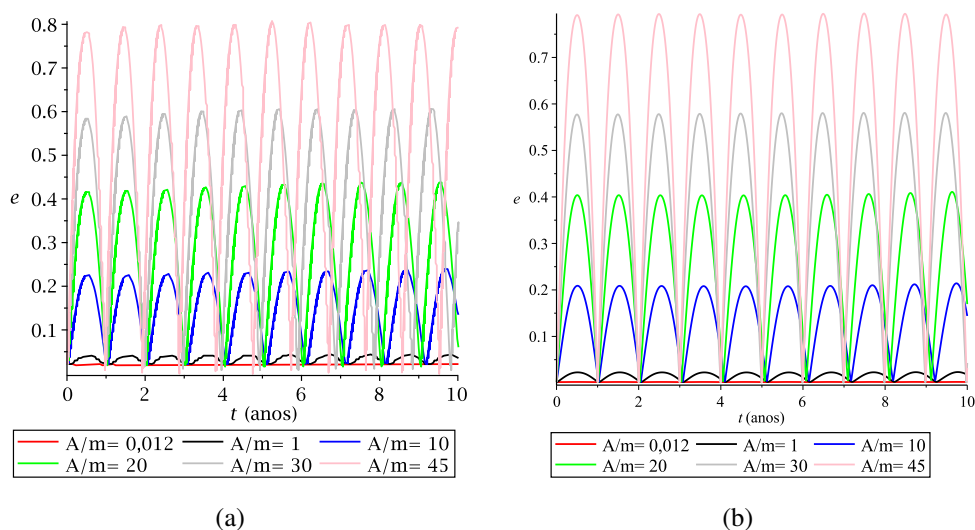
Fonte: do autor

Como é possível observar nas Figuras 10, 11(a) e 11(b) a excentricidade do detrito cresce proporcionalmente conforme o fator área/massa do detrito aumenta. A excentricidade assume uma amplitude variável que é dependente do efeito do termo J_2 , da influência das perturbações do Sol e da Lua, e a pressão da radiação solar. Para esses três objetos simulados é observado um comportamento semelhante na evolução da excentricidade da órbita ao longo do tempo. Assim, constata-se que se mantém o comportamento proporcional do crescimento da excentricidade com o aumento do fator área/massa independente da inclinação inicial.

4.2.2 Evolução da inclinação ao longo do tempo

Pelas Figuras 12, 13(a) e 13(b) é possível observar um comportamento proporcional entre o aumento da inclinação e o aumento do fator área/massa para pequenos valores iniciais da inclinação, isso ocorre para uma órbita com inclinação inicial menor que 5° . Mas para órbitas mais inclinadas o comportamento é alterado, e agora as inclinações apresentam menor variação e seu crescimento não é mais proporcional ao fator área/massa (ver Figura 13(b)). Para a Figura

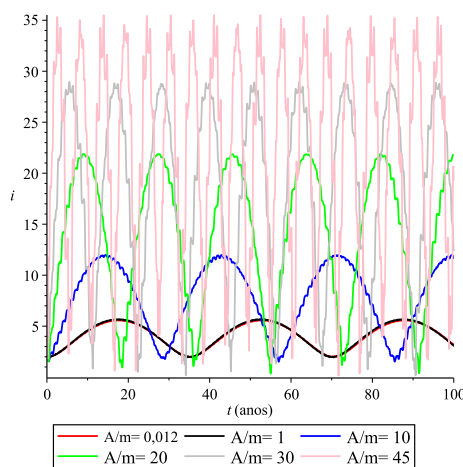
Figura 11 – Evolução da excentricidade da órbita ao longo de 10 anos, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4, 96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14, 65^\circ$).



Fonte: do autor

13(b) onde o detrito tem uma inclinação inicial de $14, 64^\circ$, a variação da inclinação ao longo do tempo não manteve o padrão de proporcionalidade com o aumento do fator área/massa. Nessa figura é possível notar que para o fator área/massa igual a 10 ocorreu uma variação na inclinação maior quando comparada aos coeficientes de área/massa de 30 e 45. Assim a pressão de radiação solar poderia contribuir para evolução da inclinação da órbita de detritos com um menor fator área/massa, por exemplo, pela Figura 13(b) poderia ser utilizado o fator 10.

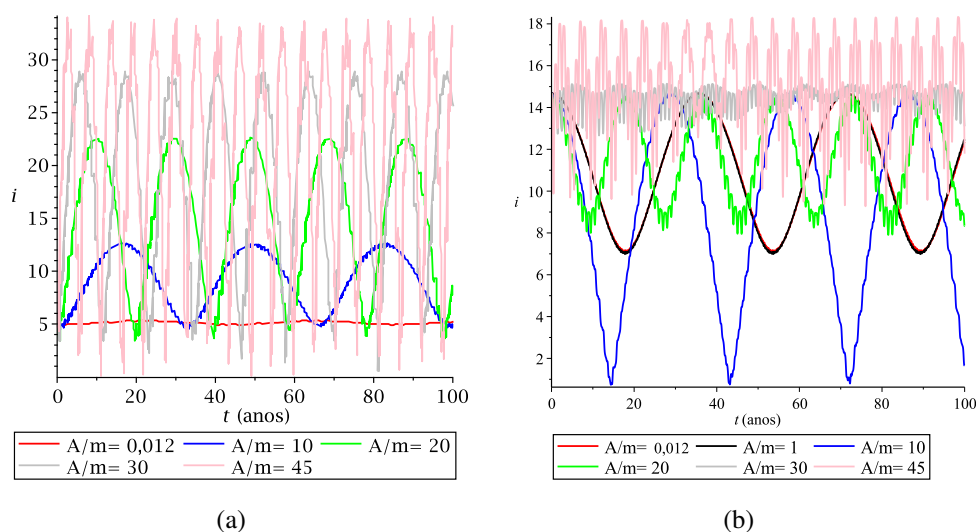
Figura 12 – Evolução da inclinação ao longo de 100 anos do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$



Fonte: do autor

A Figura 13(b) mostra que para uma inclinação de $14, 64^\circ$, um detrito com coeficientes área/massa 0,012 e 10 tem maior variação na inclinação que os demais com relação superior, esse

Figura 13 – Evolução da inclinação da órbita ao longo de 100 anos, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4,96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14,65^\circ$).



Fonte: do autor

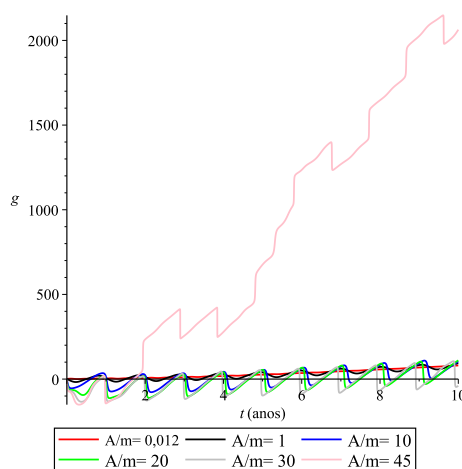
comportamento pode ser observado para maiores inclinações na órbita geostacionária. Dessa forma, poderia reduzir custos se o objetivo fosse alterar a inclinação orbital do detrito espacial. A partir da Figura 13(b) pode-se afirmar, preliminarmente, que a escolha da inclinação na região GEO pode auxiliar a manter a inclinação estável de objetos com grande relação área/massa por causa do efeito da pressão de radiação solar que mantém a inclinação variando menos para determinadas inclinações iniciais. Assim, pode ser viável explorar os efeitos dessas perturbações naturais nas diferentes inclinações da órbita GEO, para provocar um desvio da trajetória de um detrito que esteja em rota de colisão com um veículo espacial ativo ou outro detrito.

4.2.3 Evolução do argumento do perigeu ao longo do tempo

Nesta seção, mostramos a variação do ângulo do argumento do perigeu dos três detritos ao longo de dez anos. Observando o comportamento desses objetos diante da variação do fator área/massa. Como é possível observar nas Figuras 14, 15(a) e 15(b) para os três detritos com coeficiente área/massa igual a 45 ocorreu a precessão da órbita. Enquanto para as demais razões não houve variação significativa no período de tempo simulado. Na Figura 15(b) o detrito com área/massa 45 precessionou logo nos primeiros anos, já com área/massa 30 isso ocorreu após 7 anos.

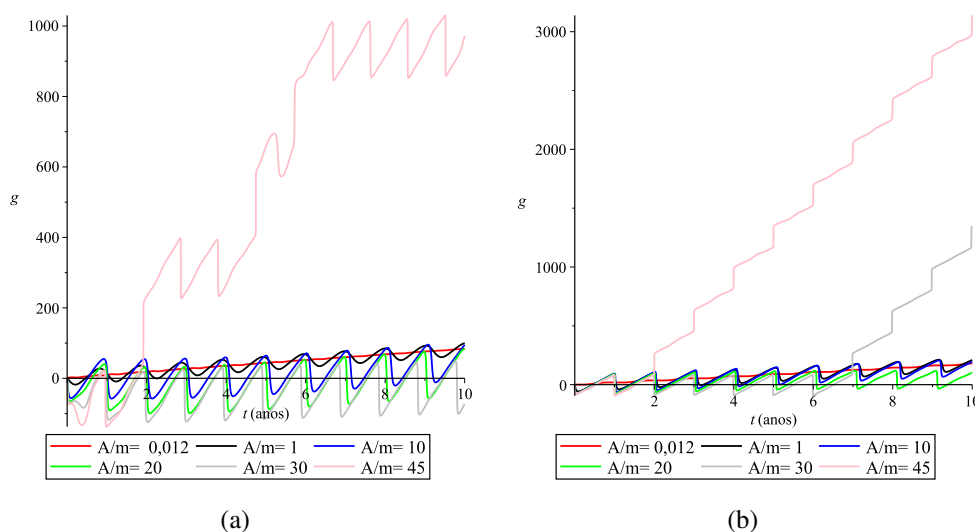
É possível observar na Figura 16(a) que para o ângulo do argumento do perigeu de 90° o detrito se mantém com ângulo estável para todos os fatores área/massa com exceção do fator 45. No entanto na Figura 16(c) o ângulo inicial de 180° causa as maiores perturbações ao longo do período de 10 anos. Para esse ângulo em todos os fatores área/massa simulados, com exceção do

Figura 14 – Evolução do ângulo do argumento do perigeu ao longo de 10 anos, com o ângulo do argumento do perigeu de 1° , do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$



Fonte: do autor

Figura 15 – Evolução do ângulo do argumento do perigeu ao longo de 10 anos, com o ângulo do argumento do perigeu de 1° , com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4, 96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14, 65^\circ$).



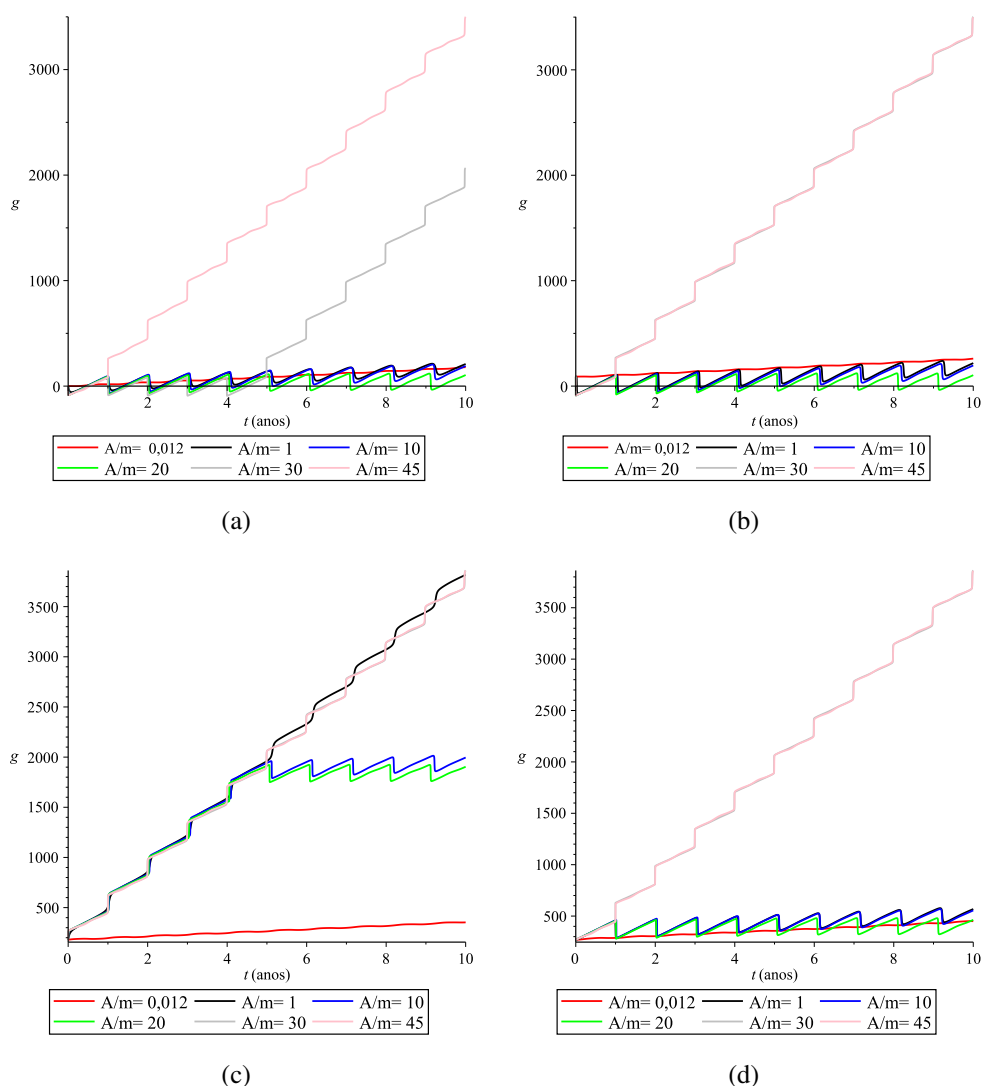
Fonte: do autor

fator de 0,012, é possível observar a precessão da órbita.

4.2.4 Evolução da posição do perigeu ao longo do tempo

Nas Figuras 17, 18(a) e 18(b) são apresentadas as simulações da variação da posição do perigeu para três detritos ao longo de dez anos, com o intuito de observar o comportamento desses objetos diante da variação do fator área/massa. Submetidos as perturbações do Sol e da

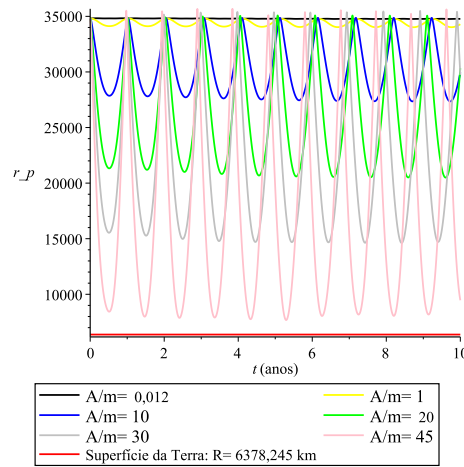
Figura 16 – Evolução do ângulo do argumento do perigeu varia ao longo de 10 anos do detrito espacial LUCH G, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) 0° . (b) 90° . (c) 180° . (d) 270° .



Fonte: do autor

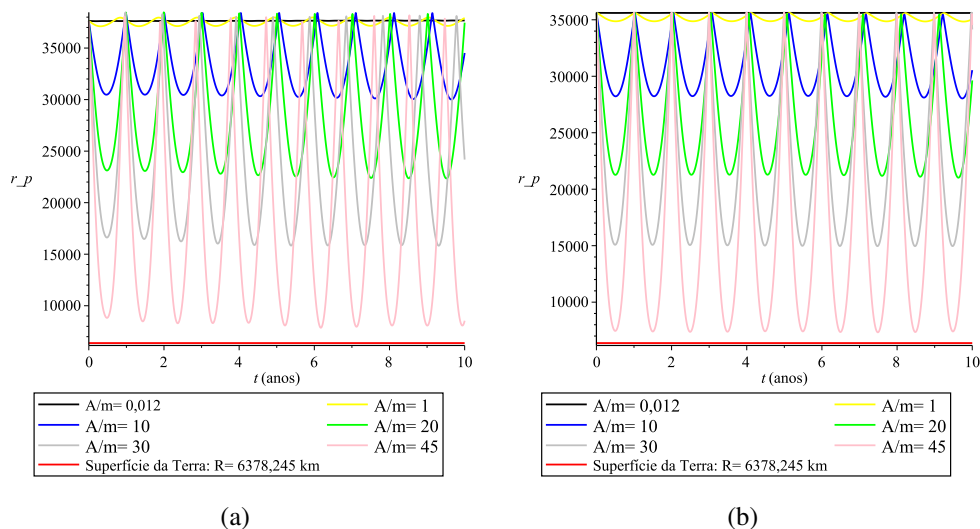
Lua, efeito J_2 e a PRS . A posição do perigeu apresenta crescimento proporcional ao aumento do fator área/massa. Para inclinações próximas a zero e excentricidades pequenas, o que caracteriza uma órbita geoestacionária equatorial, a posição do perigeu se aproxima da superfície a medida que aumenta a razão área/massa, mas não colide com a superfície do planeta como mostram as Figuras 17, 18(a) e 18(b). Agora, aumentando o valor da inclinação inicial do detrito as Figuras 19(a), 19(b), 19(c) e 19(d) mostram que as inclinações 12° , 13° , 14° e 15° contribuem para amplificar o crescimento da posição do perigeu, e que quanto maior a inclinação menor é o tempo para o detrito alcançar a superfície da Terra.

Figura 17 – Evolução da posição do perigeu ao longo de 10 anos do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1,95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$.



Fonte: do autor

Figura 18 – Evolução da posição do perigeu ao longo de 10 anos, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4,96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14,65^\circ$).

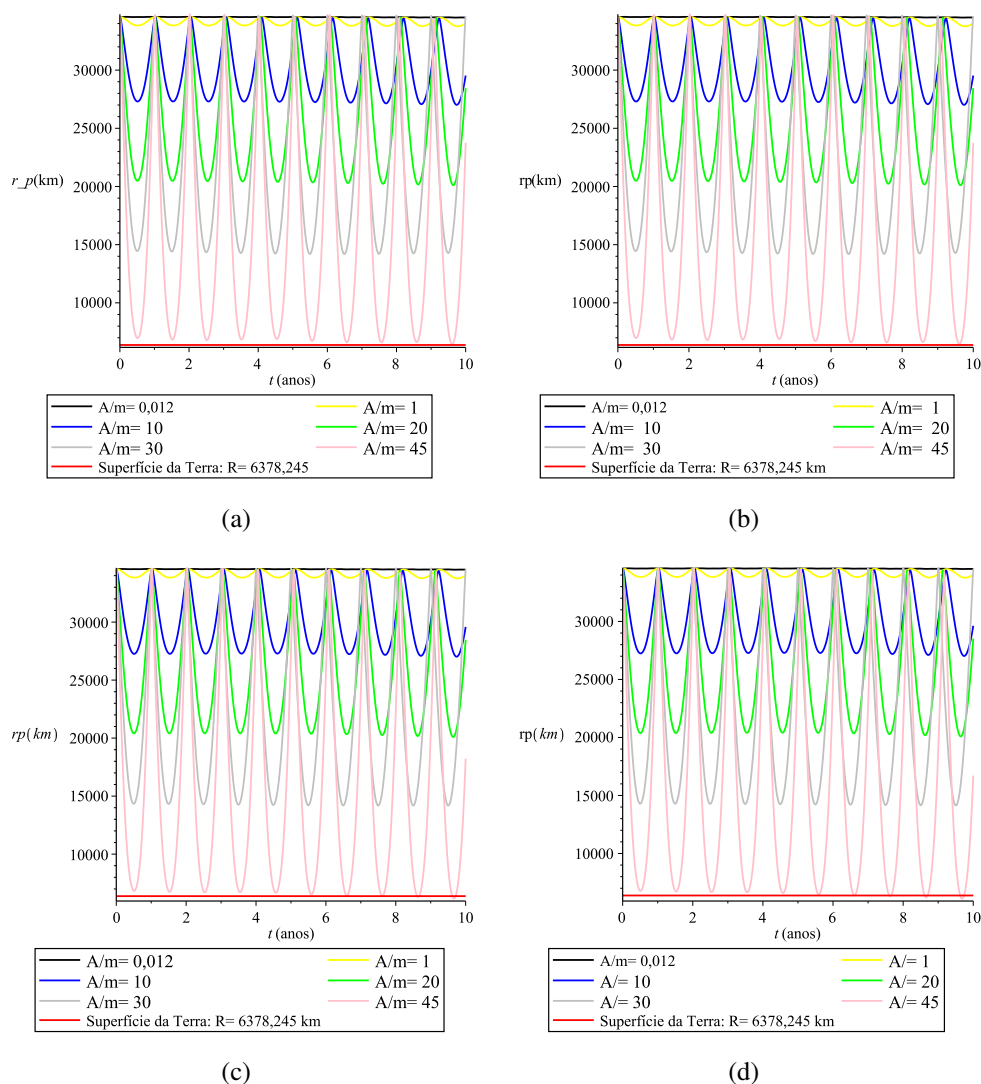


Fonte: do autor

4.2.5 Evolução da posição do apogeu ao longo do tempo

Nesta seção é apresentada uma abordagem para no lugar de trazer o detrito espacial para próximo da superfície da Terra, empurrarmos no sentido oposto, ou seja, colocar o detrito numa órbita denominada de cemitério. Para realizar essa tarefa mostramos gráficos da posição do apogeu, que é a parte mais distante de uma órbita elíptica. Nas Figuras 20, 21(a) e 21(b) são apresentadas 3 simulações para alguns valores do coeficiente área/massa dos detritos TITAN 3C AE, TITAN 3C AG e LUCH G. Tomando como referência a altitude do apogeu, em vermelho, em torno de 300 km acima da órbita geoestacionária, o que caracteriza uma órbita cemitério

Figura 19 – Evolução da posição do perigeu no período de 10 anos do DETRITO S, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) Inclinação: 12° . (b) Inclinação: 13° . (c) Inclinação: 14° . (d) Inclinação: 15° .



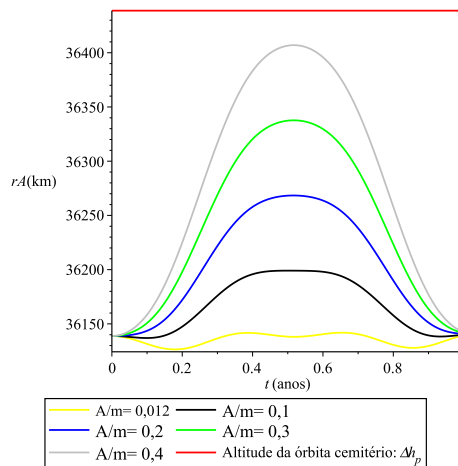
Fonte: do autor

(YAKOVLEV, 2005). Analisando as Figuras 20, 21(a) e 21(b) é possível observar que mesmo para pequenos valores de coeficiente área/massa, um detrito na região GEO alcança a órbita cemitério em menos de 1 ano. Para um objeto evoluir a ponto de alcançar uma órbita cemitério próxima a região geoestacionária necessita de um fator área/massa de aproximadamente 0,4 como mostra a Figura 20. A partir desses resultados é possível afirmar que as perturbações utilizadas nesse modelo podem ser exploradas para manobrar um detrito para uma órbita cemitério próxima a região GEO. Diferentemente da reentrada, com pequenos valores de área/massa é possível colocar o detrito numa órbita cemitério.

Note que os outros casos (Figuras 20 e 21(b)) também poderiam alcançar a órbita cemitério, bastando para isto, aumentar o valor do coeficiente área/massa. Assim, concordando com Colombo e Gkolias (2017) que afirmam que as manobras de descarte no final da vida útil

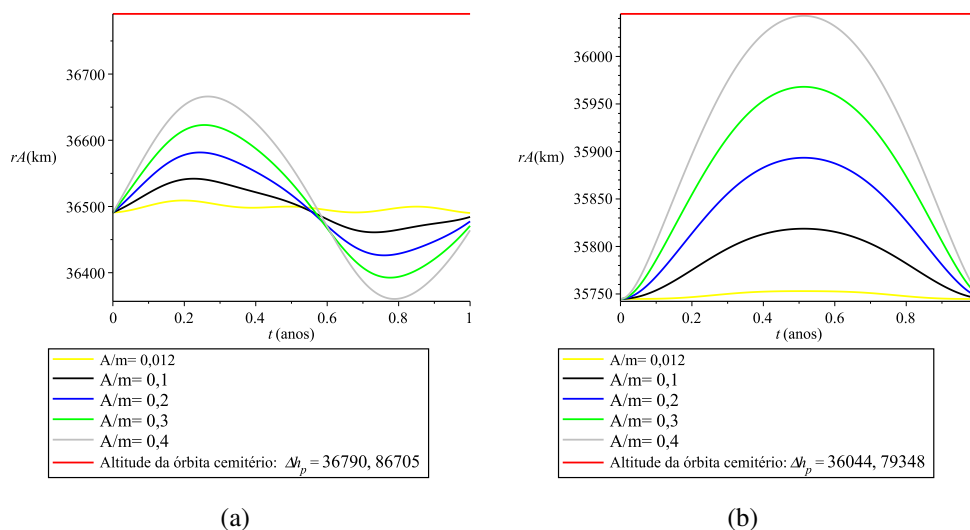
dos satélites GEO não apenas permitem que a órbita seja reutilizada no futuro, mas também controlam a população de detritos espaciais, especialmente na região protegida.

Figura 20 – Evolução da posição do apogeu da órbita ao longo de 1 ano do detrito espacial TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$



Fonte: do autor

Figura 21 – Evolução da posição do apogeu ao longo de 1 ano, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG. (b) LUCH G.



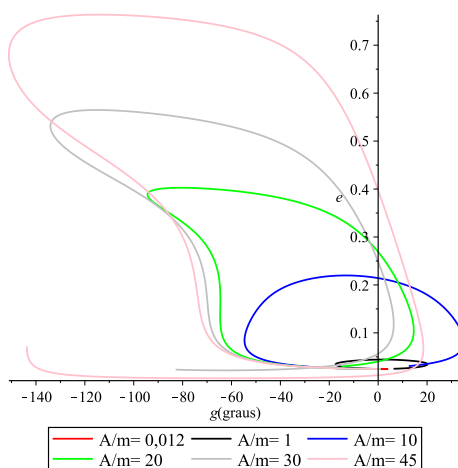
Fonte: do autor

4.2.6 Evolução da excentricidade versus argumento do perigeu

Nesta seção, é apresentada a simulação da excentricidade versus argumento do perigeu em um período de tempo de um ano. Para os três objetos é notado que o fator área/massa é determinante para aumentar a variação da órbita. Apenas para satélites com uma relação

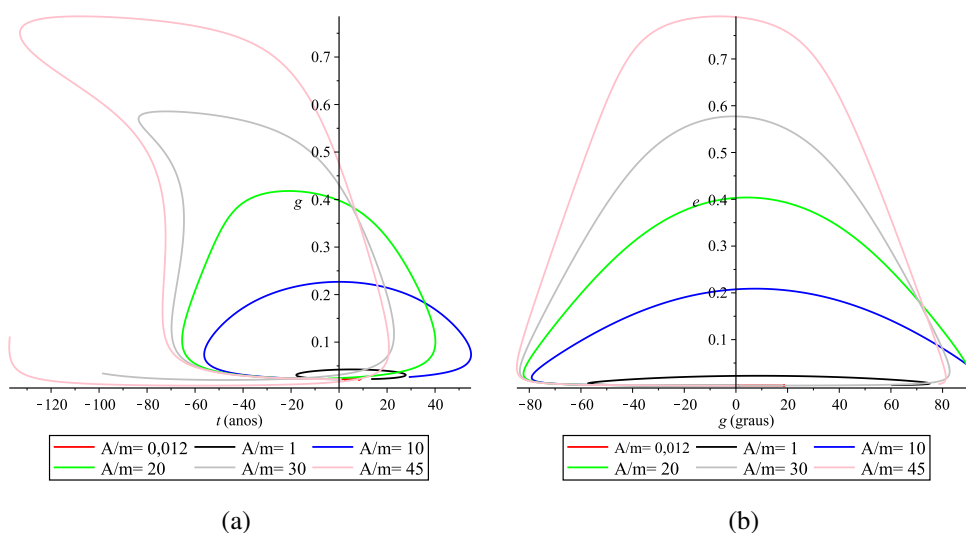
área/massa padrão é observado uma órbita bem-comportada, ou seja, librando em torno do ponto de equilíbrio com pequena amplitude, considerando o período de tempo simulado de um ano.

Figura 22 – Gráfico da evolução da excentricidade versus argumento do perigeu do detrito TITAN 3C AE ($i = 1, 95^\circ$), ao longo de 1 ano.



Fonte: do autor

Figura 23 – Gráfico da evolução da excentricidade versus argumento do perigeu do detrito ao longo de 1 ano, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) TITAN 3C AG ($i = 4, 96^\circ$). (b) LUCH G ($i = 14, 65^\circ$).

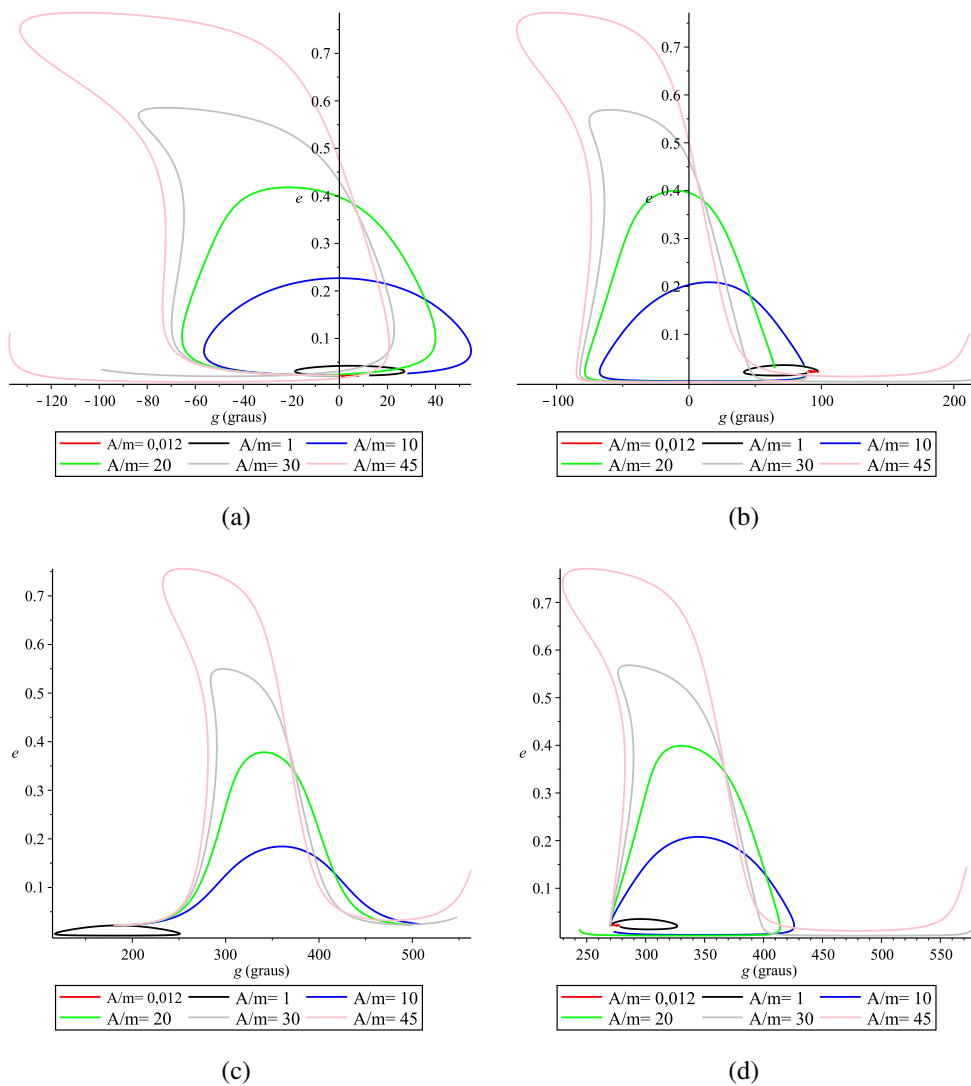


Fonte: do autor

Na figura 23(b) é notado um comportamento diferente quando comparado as figuras 22 e 23(a), isso se deve a maior inclinação inicial do objeto simulado na figura 23(b), que contribui para uma maior variação do ângulo do argumento do perigeu dessa órbita. Na figura 23(b) é possível observar que os objetos com razão área/massa 0,012, 1 e 10 estão librando em torno do ponto de equilíbrio com menor amplitude. Observamos também que o ângulo do argumento

do perigeu apresenta uma maior variação para uma inclinação de $14,65^\circ$, quando comparado a outras inclinações menores. O argumento do perigeu está aumentando com movimento retrógrado enquanto a excentricidade varia conforme o fator área/massa cresce. Nas Figuras 24(a), 24(b), 24(c) e 24(d) são apresentadas algumas simulações da excentricidade versus argumento do perigeu. Com o objetivo de entender o papel do ângulo g inicial na variação desses parâmetros ao longo de um período de tempo de 1 ano. Note que aumentando o valor inicial do argumento do perigeu as órbitas deixam de librar em torno do ponto de equilíbrio (ver figuras 24(a), 24(b), 24(c) e 24(d) e passam a variar numa direção prograda. Em todas essas figuras a excentricidade cresce conforme o fator área/massa aumenta. A órbita menos perturbada é encontrada apenas quando o objeto tem uma relação área/massa de um satélite típico. Assim, a excentricidade evolui independente do ângulo inicial do argumento do perigeu.

Figura 24 – Evolução da excentricidade versus o ângulo do argumento do perigeu do DE-TRITO S, variando os ângulos iniciais de entrada em 0° , 90° , 180° e 270° , no período de 1 ano, com o potencial perturbador: $J_2+PTC+PRS$. (a) 0° . (b) 90° . (c) 180° . (d) 270° .



Fonte: do autor

5 CONCLUSÃO

Nesse trabalho é proposto um método para contribuir nos esforços de mitigação do problema dos detritos espaciais (lixo espacial), propondo soluções para a limpeza do espaço em torno do planeta Terra. Consideramos na dinâmica dos detritos as perturbações devidas a não esfericidade da Terra, a perturbação do terceiro corpo (Sol e Lua) e a pressão de radiação solar. As equações de movimento foram integradas numericamente usando o software Maple para investigar o comportamento orbital dos detritos. A partir da análise da variação dos elementos orbitais submetidos às perturbações consideradas nesse trabalho, pode-se afirmar que a pressão de radiação solar é a perturbação mais relevante para objetos com grande razão área/massa localizados na órbita geostacionária. O efeito do achatamento (J_2) da Terra contribuiu na dinâmica amplificando a variação dos parâmetros orbitais. No entanto, sem a pressão de radiação solar os detritos com grande área superficial não teriam seus parâmetros perturbados de maneira considerável e poderiam se manter em órbita por muitos anos. A ideia central deste trabalho foi considerar o acoplamento de uma vela solar nos detritos espaciais para que as perturbações naturais possam fazer com que os seus elementos orbitais variem mais rapidamente para que os objetos façam a reentrada mais rápido que o decaimento natural. Feito as simulações, encontramos valores de área/massa que podem fazer com que os detritos espaciais possam reentrar mais rapidamente na atmosfera da Terra. O lixo espacial pode ficar em uma órbita geostacionária por milhares de anos se nada for feito, então o que a vela solar irá fazer é contribuir para remover os detritos com mais rapidez usando a pressão de radiação solar como mecanismos de propulsão. Destacando que a pressão de radiação solar é uma fonte de energia limpa, abundante e sustentável. Foi observado que o efeito do termo J_2 se torna mais relevante ao longo do tempo, pois como a excentricidade cresce dependendo da razão área/massa, a posição do perigeu diminui fazendo o objeto orbitar mais próximo do planeta o que contribui para o efeito devido ao achatamento da Terra se torne mais efetivo ao longo do tempo. Dessa forma pode-se afirmar que é possível o acoplamento de uma vela solar ao lixo espacial, previamente calculado os valores da área/massa da vela solar, para amplificar a excentricidade orbital e fazer com que o detrito se aproxime da superfície da Terra e que o perigeu da órbita entre na atmosfera para que o detrito seja incinerado. Uma escolha conveniente da área/massa pode ser obtida usando a combinação da excentricidade e da inclinação da órbita. Também analisamos a alocação de detritos em uma órbita cemitério, que pode proporcionar um menor custo para retirar detritos da órbita GEO. Em contraponto a isso, temos que a exploração da evolução dos parâmetros orbitais para proporcionar a reentrada do detrito se caracteriza como uma solução definitiva para o problema da poluição do ambiente espacial, e a órbita cemitério, neste caso, mantém o lixo no espaço. Mostramos também que é possível explorar os efeitos das perturbações sobre a inclinação orbital na região GEO, para provocar desvios de trajetória de detritos que

estejam em rota de colisão com outro objeto. A análise feita neste trabalho, deve contribuir com a escolha do coeficiente de área/massa para projetos de vela solar em aplicações de desorbitização. Novas investigações devem ser realizadas para melhorar o entendimento e a contribuição para a remoção dos detritos espaciais da órbita da Terra. Na continuidade deste trabalho, pretendemos construir mapas de cores para avaliar a contribuição do argumento do perigeu e a longitude do nodo ascendente na dinâmica da vela solar.

REFERÊNCIAS

ALESSI, E. M. et al. Solar radiation pressure resonances in low earth orbits. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, v. 473, n. 2, p. 2407–2414, 2017. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 38.

BRUNO, D.; HOBBS, S. E.; OTTAVIANELLI, G. Geosynchronous synthetic aperture radar: Concept design, properties and possible applications. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 59, n. 1-5, p. 149–156, 2006. Citado na página 18.

CARVALHO, J. P. dos S. Perturbação orbital devida a um terceiro corpo com distribuição não uniforme de massa e em órbita elíptica. *Faculdade de Engenharia de Guaratingueta*, (2011). Citado na página 34.

CASANOVA, D.; PETIT, A.; LEMAÎTRE, A. Long-term evolution of space debris under the j_2 effect, the solar radiation pressure and the solar and lunar perturbations. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, Springer, v. 123, n. 2, p. 223–238, 2015. Citado 4 vezes nas páginas 15, 32, 38 e 41.

CASSEN, R. *Our Common Future: Report of the World Commission on Environment and Development*. Oslo, Noruega: JSTOR, 1987. Citado na página 16.

COLOMBO, C.; GKOLIAS, I. Analysis of orbit stability in the geosynchronous region for end-of-life disposal. In: *Proceedings of the 7th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany*. [S.l.: s.n.], 2017. p. 18–21. Citado na página 50.

EAPEN, R. T.; FRÜH, C. Averaged solar radiation pressure modeling for high area-to-mass ratio objects in geosynchronous orbits. *Advances in Space Research*, Elsevier, v. 62, n. 1, p. 127–141, 2018. Citado na página 15.

ESA. *Debris fallen in Saudi Arabia*. 2013. Disponível em: <http://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2013/12/Debris_fallen_in_Saudi_Arabia>. Acesso em: 20 dez. 2013. Citado na página 26.

ESA. *ESA's Annual Space Environment Report*. Darmstadt, 2018. Citado 7 vezes nas páginas 19, 20, 21, 22, 23, 25 e 26.

EUMETSAT. *EUMETSAT satellites operate in two orbits — Meteosat in a geostationary orbit and Metop in a Lower Earth Orbit (LEO)*. 2019. Disponível em: <<https://www.eumetsat.int/website/home/index.html>>. Acesso em: 20 nov. 2019. Citado na página 17.

FRÜH, C.; JAH, M. K. Coupled orbit–attitude motion of high area-to-mass ratio (hamr) objects including efficient self-shadowing. *Acta Astronautica*, v. 95, p. 227–241, 2014. Citado na página 15.

GOMES, M. L. M.; SOUZA, M. L. d. O. *Modelagem e simulação de detritos espaciais*. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Chichester, UK: CNPQ, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 20.

HALL, L. The history of space debris. 2014. Citado 3 vezes nas páginas 19, 21 e 22.

- JESUS, A. D. et al. Evasive maneuvers in space debris environment and technological parameters. *Mathematical Problems in Engineering*, Hindawi, v. 2012, 2012. Citado na página 23.
- KELLY, P. et al. Solar radiation pressure applications on geostationary satellites. In: *Proceedings of the 2016 AAS GP & C Conference, American Astronautical Society*. [S.l.: s.n.], 2016. Citado na página 16.
- KUGA, H. K. et al. *Sateelites Artificiais e Movimento Orbital*. São José dos Campos: 1 edição, 2011. Citado 3 vezes nas páginas 33, 34 e 38.
- LETIZIA, F.; COLOMBO, C.; LEWIS, H. G. Analytical model for the propagation of small-debris-object clouds after fragmentations. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 38, n. 8, p. 1478–1491, 2015. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 26.
- LIU, J. C.; JOHNSON, N. L. Risks in space from orbiting debris. *PolicyForum*, American Association for the Advancement of Science, v. 1, n. 1, 2006. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 27.
- MCINNES, C. R. *Solar sailing: technology, dynamics and mission applications*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2004. Citado na página 28.
- MEHRHOLZ, D. et al. Detecting, tracking and imaging space debris. *ESA Bulletin(0376-4265)*, n. 109, p. 128–134, 2002. Citado 3 vezes nas páginas 18, 19 e 20.
- NASA. *What Is an Orbit?* 2010. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-orbit-58.html>>. Acesso em: 07 jul. 2010. Citado na página 17.
- NASA. *Space Debris and Human Spacecraft*. 2019. Disponível em: <https://www.nasa.gov/mission_pages/station/news/orbital_debris.html>. Acesso em: 16 out. 2019. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 26.
- PAULA, M. B. de; CELESTINO, C. C. The impact of space law and space debris mitigation measures on the debris scenario around the earth. In: IOP PUBLISHING. *Journal of Physics: Conference Series*. [S.l.], 2019. v. 1365, n. 1, p. 012022. Citado na página 16.
- PEREK, L. Actual situation in the geostationary orbit. *Proceedings of the Institute of International Space Law, Eleven International Publishing, The Hague*, 2012. Citado na página 18.
- RIDER, L. Optimized polar orbit constellations for redundant earth coverage. *Journal of the Astronautical Sciences*, v. 33, p. 147–161, 1985. Citado na página 17.
- SAMPAIO, J. et al. Resonant orbital dynamics in leo region: Space debris in focus. *Mathematical Problems in Engineering*, Hindawi, v. 2014, 2014. Citado na página 23.
- SHAN, M.; GUO, J.; GILL, E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*, Elsevier, v. 80, p. 18–32, 2016. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 25.
- TERRA. *Indias satellite destruction could endanger ISS*. 2019. Disponível em: <<https://www.bbc.com/news/world-asia-india-47783137>>. Acesso em: 20 out. 2019. Citado na página 24.

TRESACO, E. et al. Averaged model to study long-term dynamics of a probe about mercury. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, Springer, v. 130, n. 2, p. 9, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 38.

TRESACO, E.; ELIPE, A.; CARVALHO, J. P. S. Frozen orbits for a solar sail around mercury. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 39, n. 7, p. 1659–1666, 2016. Citado na página 15.

UFES. Sistemas sensores e orbitais. *Departamento de Geografia*, UFES, 2010. Citado na página 32.

YAKOVLEV, M. The iadc space debris mitigation guidelines and supporting documents. In: *4th European Conference on Space Debris*. [S.l.: s.n.], 2005. v. 587, p. 591. Citado 3 vezes nas páginas 18, 19 e 50.