
DETRITOS ESPACIAIS: REENTRADA E MÉTODO DE DIMINUIÇÃO

SPACE DEBRIS: REENTRY AND MITIGATION METHOD

Jarbas Cordeiro Sampaio
Doutorado em Física UNESP
Instituto Federal de Sergipe (IFS)
jarbas.sampaio@ifse.edu.br

Jean Paulo dos Santos Carvalho
Doutorado em Física UNESP
Universidade Federal do Recôncavo da Bahia (UFRB)
jeanfeg@gmail.com

David Andrade Ferreira Santos
Graduando em Engenharia Elétrica IFS
Instituto Federal de Sergipe (IFS)
david.ifal.100@gmail.com

Jackson dos Santos Lima
Graduando em Engenharia de Energias UFRB
Universidade Federal do Recôncavo da Bahia (UFRB)
jacksonmusico2@gmail.com

Resumo: O número crescente de objetos sem controle orbitando a Terra justifica o esforço para rastreá-los com o intuito de evitar colisões entre eles e com satélites artificiais operacionais. Estes estudos envolvem perturbações e ressonâncias no movimento orbital destes objetos. A maioria dos detritos espaciais catalogados é encontrada nas órbitas baixas da Terra, ou região LEO (sigla em inglês). O presente trabalho estuda detritos espaciais em processo de reentrada e um método que pode ser utilizado para a sua diminuição. Dados reais do grupo de elementos 2-linhas do NORAD (North American Defense) são utilizados como condições iniciais para as propagações de órbita ao longo do tempo. O geopotencial e o arrasto atmosférico são usados como perturbações no modelo SGP4. Resultados mostram o comportamento no tempo dos elementos orbitais dos detritos espaciais no processo de reentrada no Planeta, assim como, o estudo da ressonância de evecção como um método para a diminuição dos detritos espaciais.

Palavras-Chave: Dinâmica Orbital. Órbitas Baixas da Terra. Ressonância de Evecção.

Abstract: The increasing number of uncontrolled objects orbiting the Earth justifies efforts to track them in order to avoid collisions among them and operational artificial satellites. These studies involve different disturbances and resonances in the orbital motion of these objects. Most of the cataloged space debris are found in low earth orbits (LEO). The present work studies space debris in process of reentry and a method that can be used for its mitigation. Real data from the 2-line element set provided by NORAD (North American Defense) are used as initial conditions for orbit propagations over time. The geopotential and atmospheric drag are used as perturbations in the SGP4 model. Results show the time behavior of the orbital elements of the space debris in the process of reentry in the Planet, as well as, the

study of evection resonance as a mitigation method of space debris.

Keywords: Orbital Dynamics. Low Earth Orbits. Evection Resonance.

INTRODUÇÃO

Desde o lançamento do primeiro satélite, várias missões espaciais foram realizadas colocando objetos ao redor da Terra. Dessa forma, estudos são importantes para preservar a operabilidade e integrabilidade dos satélites artificiais, considerando o número crescente de objetos distintos no ambiente espacial oferecendo riscos de colisão e, conseqüentemente, possível perda de missão (SAMPAIO *et. al.* 2016; SAMPAIO e SANTOS, 2021).

A Estação Espacial Internacional (ou ISS, sigla em inglês) é uma grande oportunidade para usar uma plataforma de pesquisa no espaço. Uma parceria internacional de agências espaciais, entre elas, a dos Estados Unidos (NASA), Rússia (FKA), Japão (JAXA), Europa (ESA), Canada (CSA), entre outras, fornece a operação da ISS com astronautas, desde 2000 (ISS, 2018). A ISS está em órbita baixa da Terra, na mesma região da maior parte dos detritos espaciais orbitando o planeta. Por este caminho, vários estudos são importantes para preservar a operabilidade e integrabilidade da estação espacial e satélites artificiais operacionais, considerando o número crescente de objetos distintos no ambiente espacial oferecendo riscos de colisões e, conseqüentemente, possível perda de missão. (ALESSI *et. al.*, 2018).

O monitoramento da variação temporal dos elementos orbitais dos detritos espaciais na região LEO, como proposto neste trabalho utilizando o modelo SGP4, pode ser útil para planejar manobras evasivas, evitando assim colisões e reentradas prematuras de espaçonaves (incluindo a ISS). Um outro exemplo de situação a ser evitada é a colisão entre detritos espaciais e satélites que alcançaram o fim de sua vida útil e estão em uma reentrada forçada ou planejada para que estes não se tornem detritos espaciais também. Neste caso, colisões poderiam gerar mais detritos dentro da região LEO. Análises da variação temporal dos elementos orbitais dos detritos espaciais podem também evitar estes eventos inesperados.

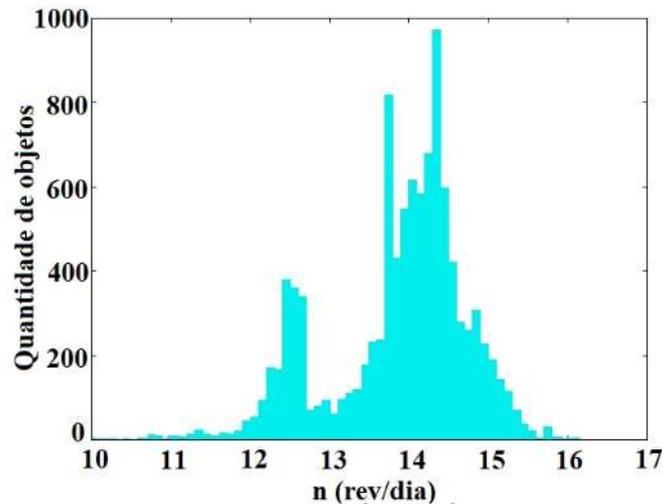
As dinâmicas orbitais dos objetos catalogados podem ser analisadas usando o grupo de elementos 2-linhas, ou pela sigla em inglês, TLE, do NORAD (*North American Defense*). Os dados TLE são compostos de sete parâmetros e época (HOOTS e ROEHRICH, 1980; SPACE TRACK, 2021).

A Figura 1 mostra que a maioria dos objetos estão na região $13 < n \text{ (rev/dia)} < 15$ pelo histograma do movimento médio de satélites artificiais e detritos espaciais na região LEO.

Satélites síncronos em órbitas circulares ou elípticas têm sido estudados extensivamente na literatura, por conta do estudo de órbitas ressonantes caracterizando as dinâmicas desses objetos (SAMPAIO *et. al.*, 2016).

No presente trabalho, um estudo é feito sobre objetos com movimentos orbitais ao redor da Terra, na região LEO. Estes detritos espaciais reentram no Planeta em algum momento. Os dados TLE dos objetos catalogados são usados como condições iniciais e as propagações de órbitas são feitas considerando os efeitos do Geopotencial e Arrasto Atmosférico. Resultados mostram o comportamento no tempo dos elementos orbitais dos detritos espaciais no processo de reentrada e um método para diminuição de detritos é estudada.

Figura 1 - Histograma do movimento médio dos objetos catalogados na região LEO.



Fonte: Elaboração própria, 2021. Produzido com dados do Space Track, 2021.

Na próxima seção, uma propagação da órbita é apresentada mostrando soluções para o comportamento temporal dos elementos orbitais.

PROPAGAÇÃO DA ÓRBITA

Nesta seção, um método usado para propagar a órbita é descrita. Os dados iniciais dos detritos espaciais são coletados dos movimentos orbitais reais mostrados nos elementos 2-linhas descritos anteriormente. Primeiro, os dados reais são corrigidos e então propagados no tempo usando o modelo SGP4. Mais detalhes sobre este método são mostrados em (HOOTS e ROEHRICH, 1980).

O método de propagação mostrado no presente trabalho considera efeitos do geopotencial e arrasto atmosférico, veja as Eqs. 07, enquanto que trabalhos anteriores, como Sampaio et al. 2016, consideram apenas correções no dados TLE e efeitos do geopotencial nas dinâmicas orbitais dos detritos espaciais mostrados pelas Eqs. 01 a 06.

As correções nos dados TLE apresentados pelas Eqs. 01 a 06 são necessárias porque a atmosfera da Terra causa diferenças nos dados produzidos pelos sensores. Considerando n_1 o movimento médio dos dados 2-linhas, o semi-eixo maior a_1 é calculado pela Eq. (01),

$$a_1 = (\sqrt{\mu}/n_1)^{2/3}, \quad (01)$$

onde μ é o parâmetro gravitacional da Terra, $\mu = 3.986009 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$. Usando a_1 , o parâmetro δ_1 é calculado pela Eq. (02),

$$\delta_1 = \frac{3}{4} J_2 \frac{a_e^2}{a_1^2} \frac{(3\cos^2(I)-1)}{(1-e^2)^{3/2}}, \quad (02)$$

onde a_e é o raio equatorial médio da Terra, $a_e = 6378.135 \text{ km}$, J_2 é o segundo harmônico zonal, $J_2 = 1,0826 \times 10^{-3}$, e é a excentricidade e I é a inclinação do plano da órbita com o equador.

Agora, o semi-eixo maior a_o é definido usando δ_1 da Eq. (02) (HOOTS; ROECHRICH, 1980),

$$a_o = a_1 \left[1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3 \right]. \quad (03)$$

E um novo movimento médio n'_o e semi-eixo maior a'_o são encontrados pelo parâmetro δ_o ,

$$\delta_o = \frac{3}{4} J_2 \frac{a_e^2}{a_o^2} \frac{(3\cos^2(I)-1)}{(1-e^2)^{3/2}}, \quad (04)$$

$$n'_o = \frac{n_1}{1 + \delta_o}, \quad (05)$$

$$a'_o = \frac{a_o}{1 - \delta_o}. \quad (06)$$

Os efeitos seculares da gravitação e arrasto atmosférico são incluídos nas próximas equações.

$$\begin{aligned} M' &= M \\ &+ \left[1 + \frac{3J_2 a_e^2 (-1 + 3\theta^2)}{4a_o'^2 \beta^3} \right. \\ &\left. + \frac{3J_2^2 a_e^4 (13 - 78\theta^2 + 137\theta^4)}{64a_o'^4 \beta^7} \right] n'_o (t - t_o) \end{aligned}$$

$$\omega' = \omega + \left[-\frac{3J_2 a_e^2 (1-5\theta^2)}{4a_o'^2 \beta^4} + \frac{3J_2^2 a_e^4 (7-114\theta^2+395\theta^4)}{64a_o'^4 \beta^8} - \frac{15J_4 a_e^4 (3-36\theta^2+49\theta^4)}{32a_o'^4 \beta^8} \right] n_o' (t-t_o)$$

$$\Omega' = \Omega + \left[-\frac{3J_2 a_e^2 \theta}{2a_o'^2 \beta^4} + \frac{3J_2^2 a_e^4 (4\theta-19\theta^3)}{8a_o'^4 \beta^8} - \frac{15J_4 a_e^4 \theta (3-7\theta^2)}{16a_o'^4 \beta^8} \right] n_o' (t-t_o)$$

$$\delta\omega' = B^* C_3 (\cos(\omega))(t-t_o)$$

$$\delta M' = -\frac{2}{3} (q_o - \epsilon)^4 B^* q^4 \frac{a_e}{e\eta} \left[(1 + \eta \cos(M'))^3 - (1 + \eta \cos(M))^3 \right]$$

$$M'' = M' + \delta\omega' + \delta M'$$

$$\omega'' = \omega' - \delta\omega' - \delta M'$$

$$\Omega'' = \Omega' - \frac{21 n_o' J_2 a_e^2 \theta}{4 a_o'^2 \beta^2} C_1 (t-t_o)^2$$

$$e'' = e - B^* C_4 (t-t_o) - B^* C_5 (\sin(M'') - \sin(M))$$

$$a'' = a_o' [1 - C_1 (t-t_o) - D_2 (t-t_o)^2 - D_3 (t-t_o)^3 - D_4 (t-t_o)^4]^2$$

$$\kappa'' = M'' + \omega'' + \Omega'' + n_o' \left[\frac{3}{2} C_1 (t-t_o)^2 + (D_2 + 2C_1^2)(t-t_o)^3 + \frac{1}{4} (3D_3 + 12C_1 D_2 + 10C_1^3)(t-t_o)^4 + \frac{1}{5} (3D_4 + 12C_1 D_3 + 6D_2^2 + 30C_1^2 D_2 + 15C_1^4)(t-t_o)^5 \right]$$

$$\beta'' = \sqrt{1 - e''^2},$$

$$n'' = \sqrt{\frac{\mu}{a''^3}},$$

(07)

onde ω é o argumento do pericentro, Ω é a longitude do nodo ascendente e M é a anomalia média. $(t-t_0)$ é a variação no tempo, B^* é o coeficiente de arrasto e J_4 é o quarto harmônico zonal gravitacional da Terra.

Observe que as Eqs. 07 mostram transformações, $(a, e, \omega, \Omega, M) \rightarrow (a'', e'', \omega'', \Omega'', M'')$, nos elementos orbitais clássicos e em outras variáveis, como movimento médio n . Estas transformações representam correções nos dados TLE e efeitos do geopotencial e arrasto atmosférico são incluídos nos movimentos orbitais dos detritos espaciais.

Algumas modificações são consideradas nas equações e usadas para objetos em processo de reentrada na Terra. Para valores do perigeu entre 98 km e 156 km, o valor da constante ϵ é 1.01222928. Assim, é possível reescrever,

$$\epsilon^* = a'_o(1 - e) - \epsilon + a_e \quad (08)$$

O valor de ϵ é alterado novamente, quando o perigeu está abaixo de 98 km,

$$\epsilon^* = \frac{20}{X} + a_e \quad (09)$$

onde $X = \text{raio da Terra} / \text{quilômetros} = 6378.135$.

Considerando as mudanças na constante ϵ , o termo $(q_0 - \epsilon)^4$ é substituído por $(q_0 - \epsilon^*)^4 = [[(q_0 - \epsilon)^4]^{1/4} + \epsilon - \epsilon^*]^4$ onde q_0 é um parâmetro para a função densidade do SGP4.

Os termos usados nas Eqs. 07, θ , α , β , η , C_2 , C_1 , C_3 , C_4 , C_5 , D_2 , D_3 e D_4 são descritas em Hoots e Roerich (1980), com os valores apropriados de ϵ e $(q_0 - \epsilon)^4$.

Na próxima seção, detritos espaciais em processo de reentrada são estudados.

REENTRADA NA TERRA

Nesta seção, os movimentos orbitais dos detritos espaciais são analisados. Os objetos, no processo de reentrada, são mais rápidos à medida que se aproximam da superfície da Terra.

As Figuras 2 e 3 mostram o comportamento no tempo do semi-eixo maior e da excentricidade, respectivamente, dos detritos espaciais Cosmos 1275 DEB, Cosmos 2251 DEB, Meteor 2-5 DEB e Dellinger (RBLE). Em alguns meses, o processo de reentrada é completado, quando o objeto alcança a superfície da Terra.

As Figuras 4 a 7 mostram o comportamento no tempo da inclinação dos objetos estudados, Cosmos 1275 DEB, Cosmos 2251 DEB, Meteor 2-5 DEB e Dellinger (RBLE).

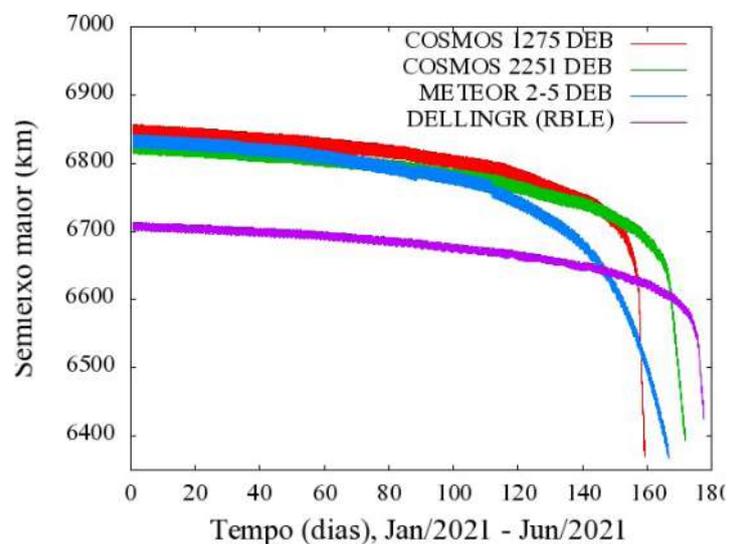
A Tabela 1 mostra alguns objetos com a previsão de reentrada. Os detritos espaciais podem ser fragmentos, ferramentas, foguetes das missões espaciais COSMOS, METEOR e DELLINGR. As previsões são para 2021 e elas podem representar um plano de segurança e evitar riscos para a população, que as colisões com a Terra podem gerar.

Tabela 1 - Detritos espaciais no processo de reentrada.

Nome	Número catalogado	Previsão de reentrada
Cosmos 1275 DEB	13455	08/06/2021
Cosmos 2251 DEB	34333	21/06/2021
Meteor 2-5 DEB	36898	15/06/2021
Dellinger (RBLE)	43021	27/06/2021

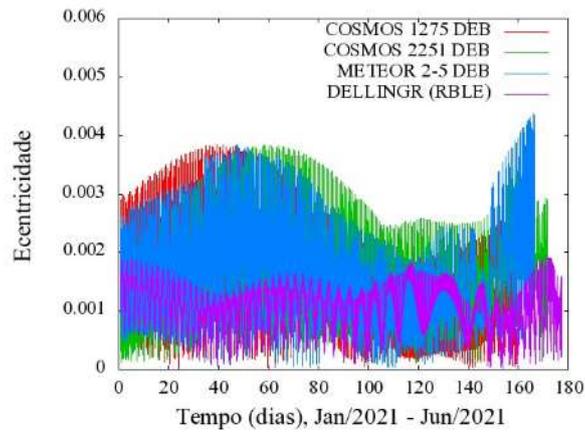
Fonte: Elaboração própria, 2021

Figura 2 - Comportamento no tempo do semi-eixo maior dos detritos espaciais Cosmos 1275 DEB, Cosmos 2251 DEB, Meteor 2-5 DEB e Dellinger (RBLE).



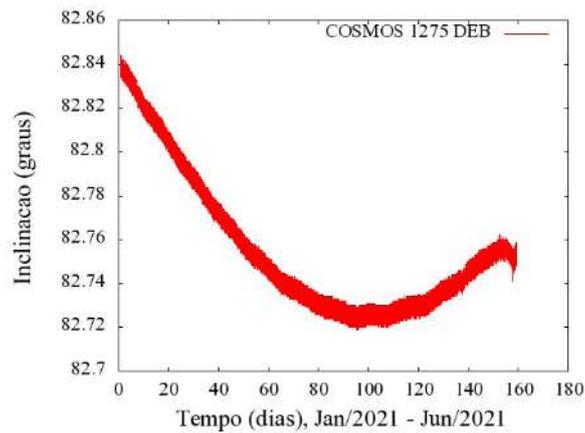
Fonte: Elaboração própria, 2021.

Figura 3 - Comportamento no tempo da excentricidade dos detritos espaciais Cosmos 1275 DEB, Cosmos 2251 DEB, Meteor 2-5 DEB e Dellinger (RBLE).



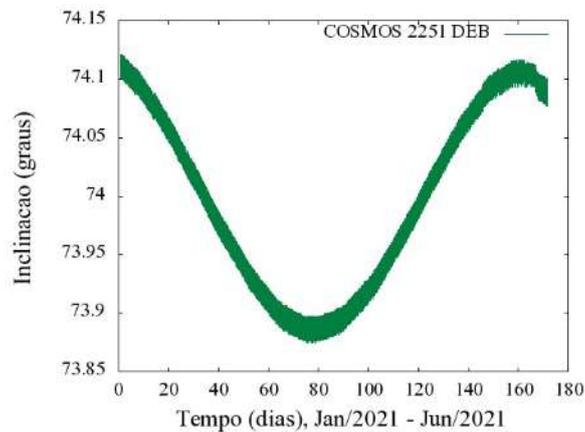
Fonte: Elaboração própria, 2021

Figura 4 - Comportamento no tempo da inclinação do detrito espacial Cosmos 1275 DEB.

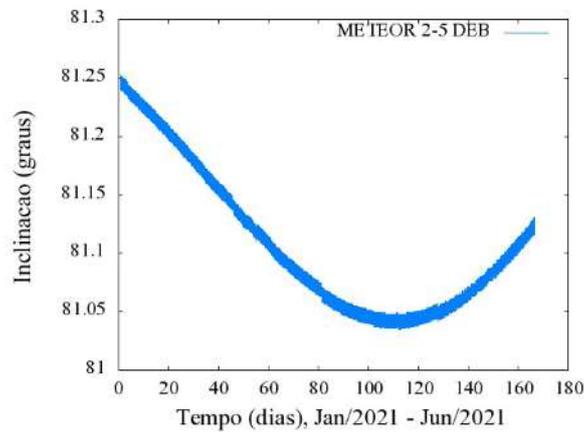


Fonte: Elaboração própria, 2021

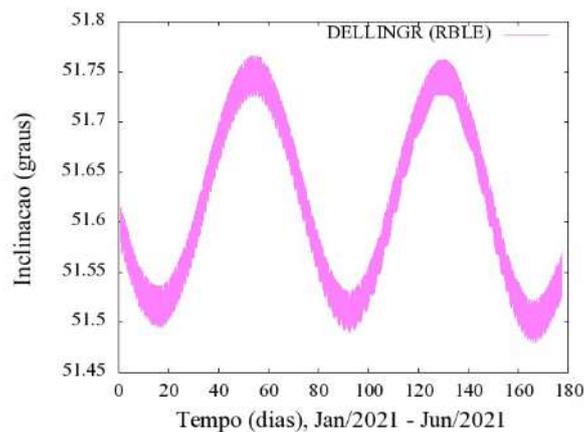
Figura 5 - Comportamento no tempo da inclinação do detrito espacial Cosmos 2251 DEB.



Fonte: Elaboração própria, 2021

Figura 6 - Comportamento no tempo da inclinação do detrito espacial Meteor 2-5 DEB.

Fonte: Elaboração própria, 2021

Figura 7 - Comportamento no tempo da inclinação do detrito espacial Dellinger (RBLE).

Fonte: Elaboração própria, 2021

Na próxima seção, a ressonância de eveção é estudada como uma possibilidade para a mitigação de detritos espaciais.

RESSONÂNCIA DE EVEÇÃO PARA REMOÇÃO DE DETRITOS ESPACIAIS

A ressonância de eveção é causada pela comensurabilidade 1:1 entre $\varpi = \Omega + \omega$ (sendo Ω a longitude do nodo ascendente e ω o argumento do pericentro do detrito espacial) e λ_{\odot} (longitude média do Sol) (YOKOYAMA *et al.* 2008), em que o índice representa que o elemento é do Sol.

Em Alessi *et. al.* (2018) e Schettino *et. al.* (2019), os autores analisam o efeito da ressonância de evecção, levando em conta a pressão de radiação solar (PRS), sobre a evolução de objetos em órbita baixa da Terra. Nesta seção, considera-se um modelo da PRS e do achatamento da Terra (J_2) para investigar o efeito da ressonância de evecção como apresentado em Alessi *et. al.* (2018).

Em Alessi *et. al.* (2018) seis tipos de ressonâncias são consideradas. Neste trabalho, o efeito de uma dessas ressonâncias é estudada, e é representada por $\dot{\psi}_1 = \dot{\Omega} + \dot{\omega} - \dot{\lambda}_\odot = 0$, em que o ponto representa a derivada em relação ao tempo. De acordo com Alessi *et. al.* (2018), se considerarmos valores baixos da razão área-massa, o efeito combinado do arrasto atmosférico e das ressonâncias devido a PRS podem reduzir significativamente a vida útil do objeto.

Considerando a pressão de radiação solar e o efeito do achatamento da Terra, o potencial perturbador é descrito na forma

$$R = \langle R_J \rangle + \langle R_{PRS} \rangle \quad (10)$$

Em que R_J é dado por

$$\langle R_J \rangle \geq -\frac{1}{4} \frac{J_2 R_M^2}{(1 - e^2)^{3/2}} n^2 (3 \sin^2(i) - 2) \quad (11)$$

Aqui R_M é o raio médio da Terra. O efeito da PRS é descrito pela equação R_{PRS} a seguir.

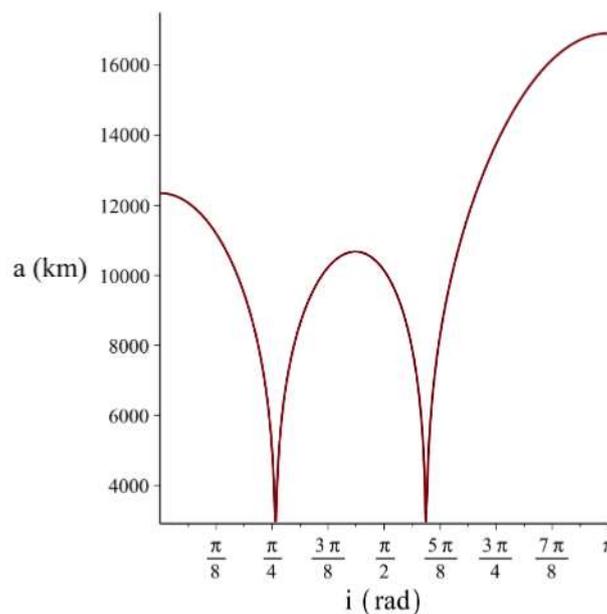
$$\begin{aligned} \langle R_{PRS} \rangle \geq & -\frac{3}{8} \left(-(\cos(\epsilon) - 1)(\cos(i) \right. \\ & - 1) \cos(-\lambda_\odot + \omega - \Omega) \\ & + (1 + \cos(\epsilon))(\cos(i) \\ & - 1) \cos(\omega - \Omega + \lambda_\odot) \\ & - (1 + \cos(\epsilon))(1 \\ & + \cos(i)) \cos(\omega + \Omega - \lambda_\odot) \\ & - 2 \sin(i) \sin(\epsilon) \cos(-\lambda_\odot + \omega) \\ & + (\cos(\epsilon) - 1)(1 \\ & + \cos(i)) \cos(\lambda_\odot + \omega + \Omega) \\ & \left. + 2 \sin(i) \sin(\epsilon) \cos(\lambda_\odot \right. \\ & \left. + \omega) \right) n_\odot^2 \epsilon \beta a_\odot a \end{aligned}$$

em que a_\odot é o semieixo maior da Terra em torno do Sol, ϵ é a obliquidade da Terra. Sendo L_\odot a luminosidade do Sol, c é a velocidade da luz, μ_\odot é o parâmetro gravitacional do Sol. Para o caso da Terra, $\sigma^* = 1,53 \text{ g/m}^2$. Em que σ é a massa (m) total da espaçonave (detrito) dividida pela área (A) do objeto, $\sigma = m/A$ expresso em g/m^2 , $\lambda_\odot = n_\odot t$ é a longitude média do Sol e t o tempo. Substituindo o potencial perturbador R nas equações planetárias de Lagrange obtém-se

$$\begin{aligned} \dot{\Omega}_{PRS} &= -(3/8)(1 + \cos(\epsilon))\cos(\Omega + \omega - \lambda_{\odot})\beta n_{\odot}^2 e a_{\odot} \\ &\quad / \left(\sqrt{\mu/a^3 \sqrt{-e^2 + 1} a} \right) \\ \dot{\omega}_{PRS} &= (3/8)\beta n_{\odot}^2 a_{\odot} (1 + \cos(\epsilon))(-e^2 + \cos(i) \\ &\quad + 1)\cos(\Omega + \omega - \lambda_{\odot}) \\ &\quad / \left(\sqrt{\mu/a^3 \sqrt{-e^2 + 1} a e} \right) \\ \dot{\omega}_{J_2} &= \frac{3 J_2 n R_M^2 ((\cos(i))^2 - 3/2(\sin(i))^2 + 1)}{2 (e^2 - 1)^2 a^2} \\ \dot{\Omega}_{J_2} &= -\frac{3 n J_2 R_M^2 \cos(i)}{2 (e^2 - 1)^2 a^2} \end{aligned} \tag{12}$$

Assim, obtém-se $\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{PRS} + \dot{\Omega}_{J_2}$ e $\dot{\omega} = \dot{\omega}_{PRS} + \dot{\omega}_{J_2}$, e depois a Figura 8, traçando o semi-eixo maior ressonante pela inclinação da órbita.

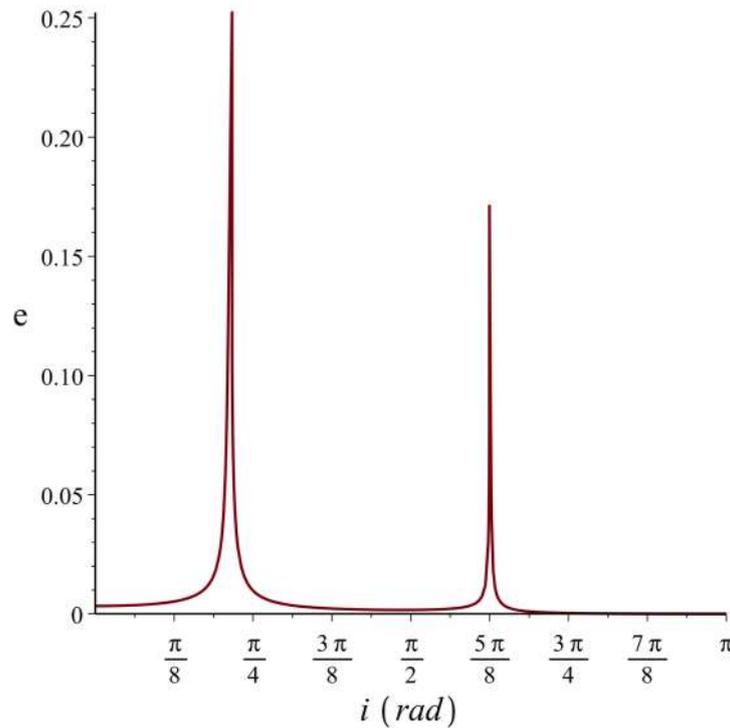
Figura 8 - Localização da ressonância $\psi_1 = \dot{\Omega} + \dot{\omega} - \dot{\lambda}_{\odot} = 0$ para a em função de i , com as condições iniciais, $\Omega=0$, $\omega=0$ e $e=0,01$.



Fonte: Elaboração própria, 2021

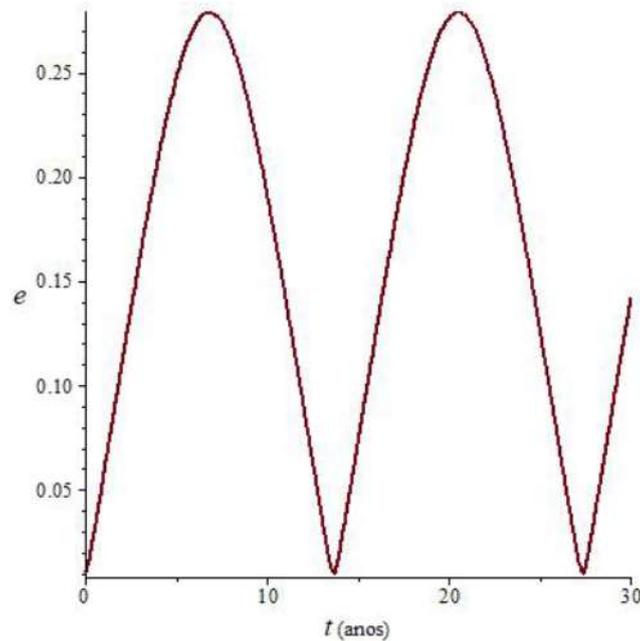
Na Figura 8 tem-se a localização da ressonância de eveccção, em que pode-se observar os valores de semieixo maior e inclinação onde ocorre a maior variação na excentricidade da órbita do detrito. A combinação desses parâmetros pode ser explorada para provocar a reentrada de um satélite ou detrito. Na Figura 9, tem-se um gráfico da excentricidade versus inclinação, em que é possível notar que para as inclinações $\pi/5$ rad e $5\pi/8$ rad, a excentricidade aumenta de forma muito rápida, devido a ressonância de eveccção. Por conta do crescimento da excentricidade, esse efeito provoca a redução do perigeu da órbita de satélites ou detritos localizados na órbita baixa da Terra. Utilizando o valor de inclinação que provoca a maior variação da excentricidade na Figura 9, foi obtida a Figura 10, em que tem-se a variação da excentricidade com relação ao tempo para um objeto na órbita baixa da Terra. Dessa forma, é possível observar uma variação significativa da excentricidade da órbita ao longo do tempo, chegando a máxima variação em cerca de 7 anos.

Figura 9 - Excentricidade versus inclinação da órbita para a ressonância $\psi_1 = \dot{\Omega} + \dot{\omega} - \dot{\lambda}_{\odot} = 0$, considerando as condições iniciais, $\Omega=0$, $\omega=0$ e $a=8378,245$ km. Para um coeficiente de área massa, $A/m=1$ m²/kg.



Fonte: Elaboração própria, 2021

Figura 10 - Excentricidade versus o tempo de um objeto na órbita baixa da Terra, para a ressonância $\psi_1 = \dot{\Omega} + \dot{\omega} - \dot{\lambda}_{\odot} = 0$, considerando as condições iniciais, $\Omega=0$, $\omega=0$ e $a=8378,245$ km. Para um coeficiente de área massa, $A/m=1$ m²/kg.

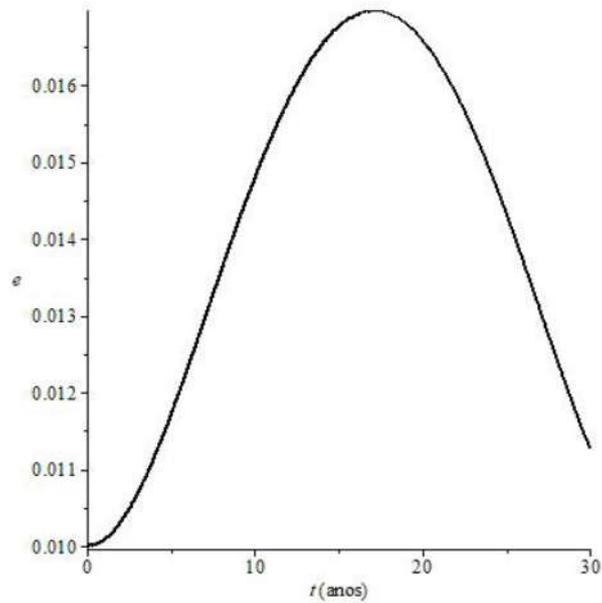


Fonte: Elaboração própria, 2021

Note que na Figura 11, o valor do parâmetro A/m foi alterado para o valor de um satélite típico, ou seja, sem o acréscimo adicional da área desse objeto (o aumento é feito com a inclusão de uma pequena vela solar). Comparando as Figuras 10 e 11, verifica-se que sem o uso da vela solar o detrito sofre um efeito bem menor, veja a variação da excentricidade no eixo vertical, em que na Figura 11 a excentricidade teve uma pequena variação quando comparado com a Figura 10.

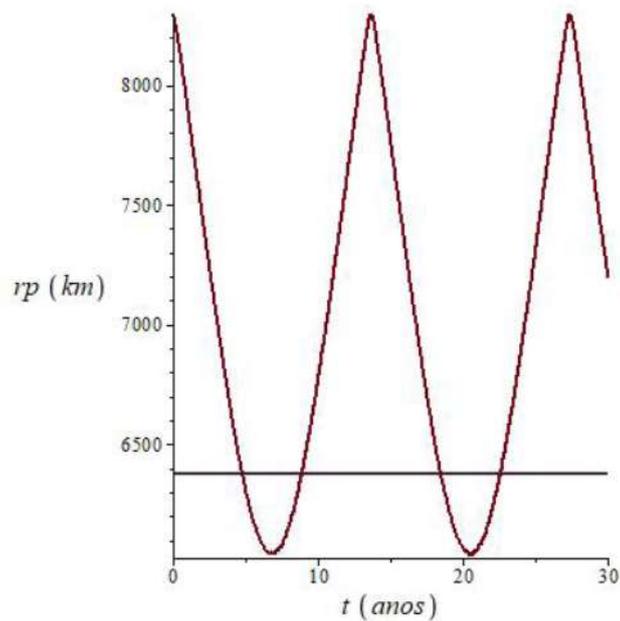
Na Figura 12, tem-se a altura do raio do perigeu versus o tempo (a linha horizontal na figura representa a superfície da Terra). É possível observar que para a inclinação de 36 graus, obtida da Figura 9, que é o valor da inclinação que contribui para amplificar o crescimento da excentricidade, em cerca de 5 anos esse satélite colide com a superfície da Terra. Agora, quando o parâmetro A/m é considerado com o valor de um satélite típico. Observa-se que o detrito não colide com a superfície da Terra, como mostra a Figura 13. Ou seja, a ressonância de eveção contribuiu para remover os detritos da órbita baixa da Terra, quando uma pequena vela solar é considerada acoplada ao detrito. Com isso, o detrito se aproxima da superfície da Terra entrando na região da atmosfera e como consequência o mesmo é incinerado na reentrada.

Figura 11 - Excentricidade versus o tempo de um objeto na órbita baixa da Terra, para a ressonância $\psi_1 = \dot{\Omega} + \dot{\omega} - \dot{\lambda}_{\odot} = 0$, considerando as condições iniciais, $\Omega=0$, $\omega=0$ e $a=8378,245$ km. Para um coeficiente de área massa, $A/m=0,012$ m²/kg.



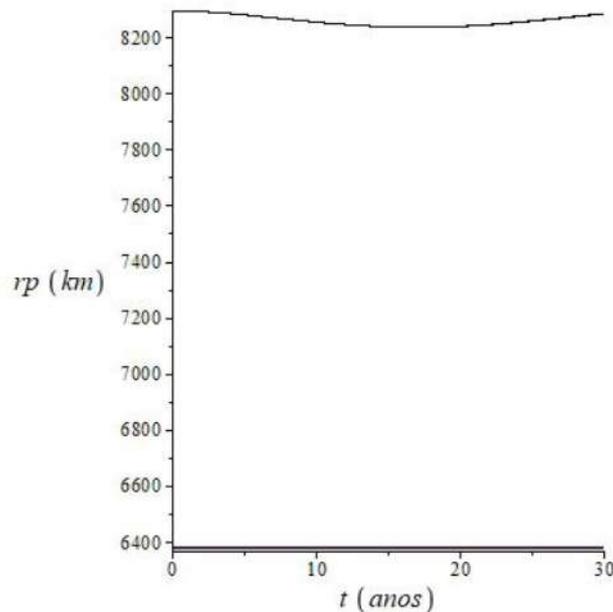
Fonte: Elaboração própria, 2021

Figura 12 - Raio do perigeu versus o tempo de um objeto na órbita baixa da Terra, para a ressonância $\psi_1 = \dot{\Omega} + \dot{\omega} - \dot{\lambda}_{\odot} = 0$, considerando as condições iniciais, $\Omega=0$, $\omega=0$ e $a=8378,245$ km. Para um coeficiente de área massa, $A/m=1$ m²/kg.



Fonte: Elaboração própria, 2021

Figura 13 - Raio do perigeu versus o tempo de um objeto na órbita baixa da Terra, para a ressonância $\psi_1 = \dot{\Omega} + \dot{\omega} - \dot{\lambda}_{\odot} = 0$, considerando as condições iniciais, $\Omega=0$, $\omega=0$ e $a=8378,245$ km. Para um coeficiente de área massa, $A/m=0,012$ m²/kg.



Fonte: Elaboração própria, 2021

CONCLUSÕES

Neste trabalho, as dinâmicas orbitais dos detritos espaciais são estudadas. Existem vários satélites artificiais operacionais nas órbitas baixas da Terra, na mesma região da maior parte dos detritos espaciais orbitando o planeta. Assim, vários estudos são importantes para preservar a operabilidade dos satélites artificiais, considerando o número crescente de objetos distintos no ambiente espacial oferecendo riscos de colisão e, conseqüentemente, possível perda de missão.

Os movimentos orbitais dos objetos são propagados, considerando perturbações do geopotencial e arrasto atmosférico. Dados reais dos elementos 2-linhas do NORAD são usados como condições iniciais da evolução temporal dos elementos orbitais.

Os processos de reentrada dos detritos espaciais Cosmos 1275 DEB, Cosmos 2251 DEB, Meteor 2-5 DEB e Dellinger (RBLE) são observados, quando os comportamentos no tempo dos semi-eixos maiores dos objetos são estudados.

Percebe-se que os riscos de colisão de detritos espaciais com satélites artificiais operacionais e/ou com a Terra estão crescendo, e existe a necessidade de se estudar métodos de diminuição desses objetos.

O método de mitigação de detritos considerado no presente trabalho foi o da ressonância de evecção. Sendo que a ressonância Ψ_1 estudada, é a responsável pela maior variação na

excentricidade de objetos na órbita baixa da Terra quando uma pequena vela solar acoplada ao detrito é considerada. Dessa forma, percebe-se que é possível utilizar o efeito da ressonância de eveção no intuito de mitigar os detritos espaciais.

Para trabalhos futuros, pretende-se estudar outras estratégias e métodos para a redução dos detritos espaciais na região LEO.

AGRADECIMENTOS

O presente trabalho tem o apoio da PROPEX / IFS e do PIBIC / UFRB.

REFERÊNCIAS

Alessi, E. M., Schettino, G., Rossi, A., and Valsecchi, G. B. **Solar radiation pressure resonances in low earth orbits**. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 473:2407 - 2414, 2018.

Hoots, F. R.; Roehrich, R. L. **Models for Propagation of NORAD Element Sets**, Spacetrack Report No. 3, 1980.

ISS - **International Space Station**. Disponível em: <www.nasa.gov/mission_pages/station>, acessado em Outubro, 2018.

Sampaio, J. C.; Vilhena de Moraes, R.; Fernandes, S. S. **Resonant Orbital Dynamics of CBERS Satellites**. Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics, v. 4, n. 1, 2016.

Sampaio, J. C.; Santos, D. A. F. **Space debris in LEO region and the reentry in Earth**. Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics, 2021.

Schettino, G., Alessi, E. M., Rossi, A., and Valsecchi, G. B. **Exploiting dynamical perturbations for the end-of-life disposal of spacecraft in LEO**. Astronomy and Computing, 27:1-10, 2019.

Space Track. **Archives of the 2-lines elements of NORAD**. Disponível em: www.space-track.org, acessado em 2021.

Yokoyama, T. Vieira Neto, E., Winter, O. C., Sanchez, D. M., Brasil, P. I. O. **On the Evection Resonance and Its Connection to the Stability of Outer Satellites**. Mathematical Problems in Engineering Volume 2008, Article ID 251978, 1-16, 2008. Doi 10.1155/2008/251978