



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



EFEITO DO ARRASTO ATMOSFÉRICO NA ÓRBITA DE DETRITOS ESPACIAIS

**RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
(PIBIC/INPE/CNPq)**

Letícia Camargo de Moraes (UNESP/ICT, bolsista PIBIC/CNPq)
E-mail: leticia-cmoraes@hotmail.com

Jorge Kennety Silva Formiga (UNESP/ICT, INPE/DMC, orientador)
E-mail: Jorge.formiga@unesp.br

COLABORADORES

Fabiana Alves Fiore Pinto (UNESP/ICT)
Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado (INPE/DMC)

Julho de 2019

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu orientador Dr. Jorge Kennety S. Formiga pela confiança no meu trabalho, por contribuir com o meu aprendizado, pela compreensão nesse momento da minha vida e pelo apoio necessário ao longo do estudo, disponibilizando seu tempo sempre quando necessário.

Agradeço a professora Dra. Fabiana Alves Fiore Pinto por todo o auxílio na área de resíduos, se mostrando sempre aberta na passagem de conhecimento, colaborando sempre que necessário.

Agradeço ao INPE por me permitir seguir na área de pesquisa, me fornecendo toda a base necessária para o estudo, e permitindo assim chegar em um resultado satisfatório no final da pesquisa.

Agradeço a minha família por apoiar na execução desse trabalho, sempre me ajudando no que fosse possível.

SUMÁRIO

| | |
|-------------------------------------------|----|
| 1 INTRODUÇÃO..... | 10 |
| 3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA | 12 |
| 3.1. Modelo matemático | 12 |
| 3.1.1. Problema de dois corpos..... | 12 |
| 3.1.2. Problema de três corpos..... | 12 |
| 3.1.3. Equação de Jacobi | 13 |
| 3.1.4. Força de Arrasto | 13 |
| 3.1.5. Harmônicos esféricos | 13 |
| 3.1.6 Coeficiente Ceterial C_{22} | 14 |
| 4 MATERIAIS E MÉTODOS..... | 15 |
| 5 RESULTADOS E DISCUSSÃO | 16 |
| 6 CONCLUSÃO..... | 25 |
| REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS | 26 |

Lista de figuras

| | |
|---------------------------------------------------------|----|
| Figura 1: Evolução do lixo espacial e seus efeitos..... | 10 |
| Figura 2: Aproximações do formato da Terra..... | 11 |
| Figura 3: Ilustração das condições iniciais..... | 16 |

Lista de tabelas

| | |
|-----------------------------------------------------------|----|
| Tabela 1: Valores de J_2 e J_3 | 13 |
| Tabela 2: Condições iniciais para Resultado 1 (R1). | 17 |
| Tabela 3: Condições iniciais para Resultado 2 (R2). | 18 |
| Tabela 4: Condições iniciais para Resultado 3 (R3). | 19 |
| Tabela 5: Condições iniciais para Resultado 4 (R4). | 19 |
| Tabela 6: Condições iniciais para Resultado 5 (R5). | 20 |
| Tabela 7: Condições iniciais para Resultado 6 (R6). | 21 |
| Tabela 8: Condições iniciais para Resultado 7 (R7). | 22 |
| Tabela 9: Condições iniciais para Resultado 8 (R8). | 23 |

Lista de Gráficos

| | |
|---------------------------------------------------------------|----|
| Gráfico 1: Distância da terra ao longo do tempo (R1). | 17 |
| Gráfico 2: Valor do semieixo ao longo do tempo (R1). | 17 |
| Gráfico 3: Trajetória do detrito (R1). | 17 |
| Gráfico 4: Variação de energia ao longo do tempo (R1). | 17 |
| Gráfico 5: Distância da terra ao longo do tempo (R2). | 18 |
| Gráfico 6: Valor do semieixo ao longo do tempo (R2). | 18 |
| Gráfico 7: Trajetória do detrito (R2). | 18 |
| Gráfico 8: Variação de energia ao longo do tempo (R2). | 18 |
| Gráfico 9: Distância da terra ao longo do tempo (R3). | 19 |
| Gráfico 10: Valor do semieixo ao longo do tempo (R3). | 19 |
| Gráfico 11: Trajetória do detrito (R3). | 19 |
| Gráfico 12: Variação de energia ao longo do tempo (R3). | 19 |
| Gráfico 13: Distância da terra ao longo do tempo (R4). | 20 |
| Gráfico 14: Valor do semieixo ao longo do tempo (R4). | 20 |
| Gráfico 15: Trajetória do detrito (R4). | 20 |
| Gráfico 16: Variação de energia ao longo do tempo (R4). | 20 |
| Gráfico 17: Distância da terra ao longo do tempo (R5). | 21 |
| Gráfico 18: Valor do semieixo ao longo do tempo (R5). | 21 |
| Gráfico 19: Trajetória do detrito (R5). | 21 |
| Gráfico 20: Variação de energia ao longo do tempo (R5). | 21 |
| Gráfico 21: Distância da terra ao longo do tempo (R6). | 22 |
| Gráfico 22: Valor do semieixo ao longo do tempo (R6). | 22 |
| Gráfico 23: Trajetória do detrito (R6). | 22 |
| Gráfico 24: Variação de energia ao longo do tempo (R6). | 22 |
| Gráfico 25: Distância da terra ao longo do tempo (R7). | 23 |
| Gráfico 26: Valor do semieixo ao longo do tempo (R7). | 23 |
| Gráfico 27: Trajetória do detrito (R7). | 23 |
| Gráfico 28: Variação de energia ao longo do tempo (R7). | 23 |
| Gráfico 29: Distância da terra ao longo do tempo (R8). | 24 |
| Gráfico 30: Valor do semieixo ao longo do tempo (R8). | 24 |
| Gráfico 31: Trajetória do detrito (R8). | 24 |
| Gráfico 32: Variação de energia ao longo do tempo (R8). | 24 |

RESUMO

A questão do resíduo espacial é um dos fatores mais preocupantes da atualidade, pois está ocorrendo uma saturação no espaço, devido à grande quantidade de equipamentos no mesmo. Este trabalho tem como objetivo o estudo da trajetória dos detritos considerando o problema de três corpos, os harmônicos atmosféricos e o arrasto. Primeiramente foi estudado quais seriam as variáveis que tornam a trajetória simulada mais próxima da trajetória real. Em seguida, foi construído um modelo computacional com o auxílio de um integrador baseado no método de Ruge-Kutta-Fehlberg. Este modelo permite, através do problema circular restrito dos três corpos, estudar o comportamento do detrito ao longo do tempo quando colocado em determinada órbita hipotética. Foi adicionado os efeitos do arrasto e J_2 e C_{22} . Então a partir dos resultados obtidos, foi possível verificar a alteração que a trajetória tem quando as variáveis são introduzidas.

Palavras-chave: problema de três corpos, arrasto, trajetória e harmônicos atmosféricos.

ABSTRACT

The issue of space precipitation is one of the most worrying factors today, as space saturation is occurring due to the large amount of equipment without it. This work aims to study the trajectory of problems considering the three-body problem, atmospheric harmonics and drag. Primer was studied as if they were the variables that make the path closer to the real one. Then, a computational model was built with the help of an integrator based on the Runge-Kutta-Fehlberg method. The model allows, through the circular problem to restrict the three bodies, to study the behavior of debris over time when placed in hypothetical orbit order. The effects of drag and J_2 e C_{22} have been added. Then from the results obtained, it was possible to verify a change that the trajectory has as the variables are introduced.

Keywords: three-body problem, drag, trajectory and atmospheric harmonics.

1 INTRODUÇÃO

A evolução do acúmulo de lixo espacial é altamente afetada por fragmentos de objetos massivos, como naves espaciais intactas e corpos de foguetes. Estes equipamentos ocupam muito espaço, quando em órbita, e podem prejudicar os objetos que estão ativos. Quando os objetos massivos sofrem algum dano, produzem uma nuvem de detritos densos, que ainda é prejudicial a trajetória de outros equipamentos, mas em menor proporção. Deste modo, o entendimento do comportamento de equipamentos massivos ao longo de sua trajetória em primeiro instante, garante um efeito benéfico maior para a atividade espacial (LETIZIA, 2016).

De acordo com LIOU, JOHNSON, 2006 as atividades espaciais criaram um ambiente de alto risco para as futuras missões, porque apesar de haver muitos objetos naturais do espaço que são atraídos pela Terra, há muitos objetos artificiais criados pelo homem que provocam o aumento da densidade de objetos no espaço. No trabalho há um gráfico (Figura 1), que mostra um aumento de colisões entre objetos espaciais à medida que os anos se passam, não considerando o aumento da explosão de fragmentos, deste modo as colisões aumentariam em larga escala.

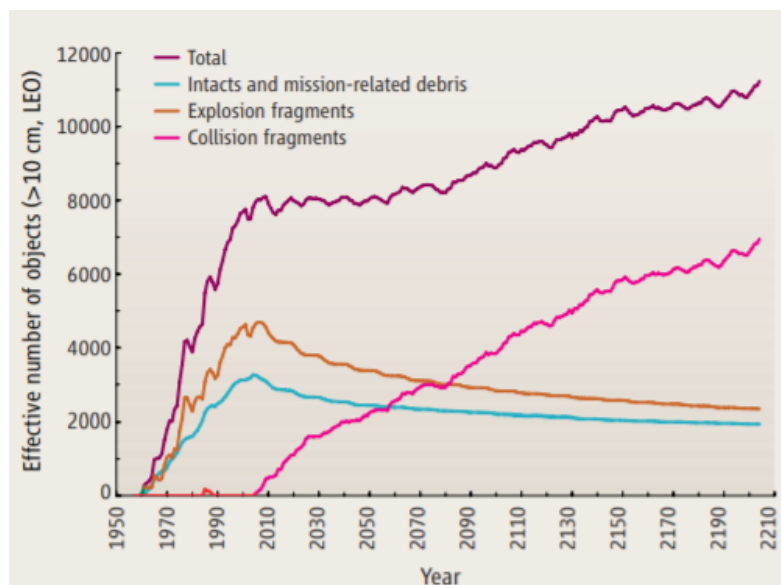


Figura 1: Evolução do lixo espacial e seus efeitos.

Fonte: LIOU, JOHNSON (2006)

O estudo da trajetória de objetos espaciais é de extrema importância para a redução dos futuros impactos do excesso do lixo espacial no espaço. O estudo pode ser realizado através da aplicação do problema de três corpos, teoria fundamentada por Leonhard Euler,

na qual considera dois corpos movendo sob uma gravitação mútua, neste caso, Terra e Lua, e inclui um terceiro corpo (neste caso, objeto espacial) para analisar seu comportamento. O problema é empregado para aproximar o estudo da realidade, dado que a Terra é somente um dos corpos celestes que afetam a trajetória dos equipamentos no espaço. A aplicação deste problema na trajetória requer a utilização de cálculo de integrais elípticas e métodos numéricos para resolução em função do tempo, como o de Runge-kutta (CURTIS, 2010).

A força de arrasto é uma componente desencadeada pela interação do corpo com o fluido em que está em contato. A variação da intensidade da força decorre das características do meio em que o objeto está (neste caso o vácuo), e da superfície de contato do objeto que está inserido no meio. Esta força atua em sentido oposto ao movimento, com potencial de provocar alterações no movimento do objeto, provocando a reentrada na Terra em alguns casos, e posterior queda na superfície terrestre.

De acordo com GUIMARÃES; BLITZKOW, 2014 a aproximação mais reconhecida do formato da Terra é o geóide (Figura 2). Como o problema de três corpos considera a Terra como elipsoidal, algumas aproximações são necessárias para tornar estudos mais realistas. Com a utilização de harmônicos esféricos a Terra é retratada de forma mais achatada, e seus efeitos sobre os objetos espaciais ganham precisão. Um estudo realizado no Brasil sobre perturbação orbital sobre uma vela solar utilizou dos harmônicos J_2 e J_3 , para obter resultados mais precisos (CARVALHO; TRESACO, 2016).

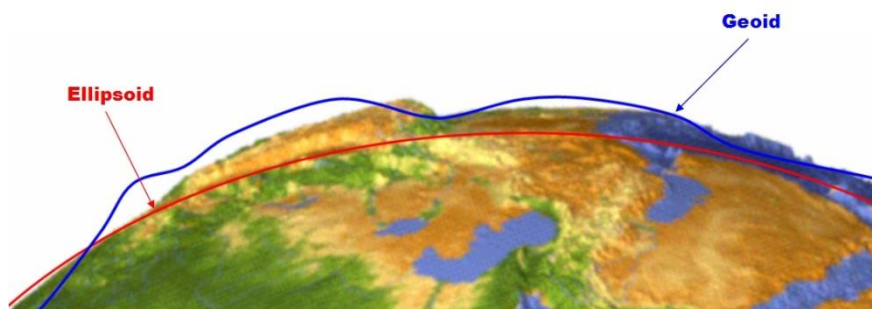


Figura 2: Aproximações do formato da Terra.
Fonte: EOS GNSS (2018).

Um outro efeito marcante da dinâmica de partículas perto de corpos distendidos em rotação uniforme são as grandes mudanças na energia orbital e momento angular que podem ocorrer ao longo uma passagem de pericentro. Essas alterações podem ser grandes o suficiente para ejetar a partícula do corpo para outra órbita, capturar uma órbita de passagem ou causar a partícula para impactar a superfície. Outros estudos, de acordo com SCHEERES (1999), estabeleceram que o C_{22} termo de gravidade do corpo, que

representa o achatamento no equador do planeta. O artigo investiga o efeito desse termo gravitacional, tomado isoladamente, em uma órbita não perturbada.

O objetivo deste trabalho consiste em testar determinadas características orbitais para mapear regiões de queda de detritos após sua reentrada na Terra considerando o efeito do arrasto atmosférica e visa minimizar as consequências econômicas e ambientais, devido aos danos causados pelo acúmulo de lixo espacial em órbita, e aumento da queda de detritos em solos terrestres.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1. Modelo matemático

3.1.1. Problema de dois corpos

O problema de dois corpos, segundo Kuga (2008), se dá através do movimento de duas partículas de massa M_1 e M_2 , em um sistema inercial. Tem-se por r_1 e r_2 , seus respectivos vetores de posição, e r a distância entre as duas partículas.

A equação do movimento é dada por:

$$\ddot{r} = -\mu \frac{r}{r^3}$$

Para o cálculo da velocidade orbital, tem-se dentro da Mecânica Celeste a equação da energia viva ou “vis-viva”:

$$v^2 = \mu \frac{2}{r} - \frac{1}{a}$$

Onde a é o semi-eixo maior.

Assumindo uma órbita circular, a velocidade resulta em:

$$v^2 = \frac{\mu}{a}$$

3.1.2. Problema de três corpos

O modelo do problema restrito de três corpos, segundo Curtis (2010), consiste em dois corpos principais (m_1 e m_2) que estão orbitando em centro comum de massa com uma órbita circular de Kepler e um terceiro corpo (m_3) é adicionado, no qual sua massa atende-se por desprezível, e está em órbita com as primárias. O terceiro corpo fica em um plano de movimento em relação à m_1 e m_2 .

Tem-se as equações de movimento que são dadas:

$$\ddot{x} - 2\dot{y} = x - \frac{\delta U}{\delta x} = -\frac{\delta \Omega}{\delta x} \ddot{y} - 2\dot{x} = y - \frac{\delta U}{\delta y} = -\frac{\delta \Omega}{\delta y}$$

$$\text{No qual, } \Omega = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2}$$

3.1.3. Equação de Jacobi

De acordo com Curtis (2010), a equação que define a energia de um corpo com massa relativamente pequena comparada a massa do Sol e da Lua é dada pela constante de Jacobi:

$$e = \frac{1}{2} * v^2 - \frac{1}{2} * \Omega^2 * (x^2 + y^2) - \frac{\mu_1}{r_1} - \frac{\mu_2}{r_2}$$

A equação pode ser decomposta em partes. Sendo que, $\frac{1}{2} * v^2$ é a energia cinética do corpo, $\frac{\mu_1}{r_1}$ e $\frac{\mu_2}{r_2}$ são as energias potenciais que interferem no corpo (referentes a Terra e a Lua, respectivamente), e por fim $-\frac{1}{2} * \Omega^2 * (x^2 + y^2)$ se refere à energia potencial, introduzida pelo sistema de rotação, devido a força centrífuga.

3.1.4. Força de Arrasto

De acordo com Curtis (2010), a equação da Força de Arrasto representa uma das forças que podem atuar em oposição ao movimento, resultando em uma aceleração negativa para o corpo.

$$\vec{D} = -\frac{1}{2} \rho C_D S v_R \vec{v}_R$$

Sendo, ρ massa específica do fluido, C_D coeficiente de arrasto, S área de superfície, v_R intensidade da velocidade do corpo em relação ao fluido, e \vec{v}_R vetor velocidade.

3.1.5. Harmônicos esféricos

Os valores de J_2 e J_3 estão demonstrados na Tabela 1:

| Tabela 1: Valores de J_2 e J_3 . | |
|--------------------------------------|-------------------------|
| Harmônico Esférico | Valor |
| J_2 | $1,0826 \times 10^{-3}$ |
| J_3 | $2,5324 \times 10^{-6}$ |

Fonte: Xavier, 2018.

De acordo com Xavier, 2018, a equação associada a aceleração causada pela influência dos harmônicos J_2 e J_3 nos eixos x e y são demonstradas nas seguintes equações:

$$\ddot{x} = -\frac{3\mu_1 R_e^2}{2r^5} x J_2$$
$$\ddot{y} = -\frac{3\mu_1 R_e^2}{2r^5} y J_2$$

O efeito dos harmônicos J_2 e J_3 , de acordo com Celletti (2016) sob o equipamento em órbita é uma das mais importantes, pois J_2 permite análises seculares nas trajetórias dos objetos e J_3 segundo Kuga (2011) possui efeito significativo na oscilação da distância do pericentro.

3.1.6 Coeficiente Setorial C_{22}

O coeficiente setorial C_{22} segue a seguinte fórmula, para os eixos x e y segundo Kuga (2011):

$$\ddot{x} = -(2 - 5(x^2 - y^2)) \frac{3\mu_1 R_e^2}{r^6} x C_{22}$$
$$\ddot{y} = -(2 + 5(x^2 - y^2)) \frac{3\mu_1 R_e^2}{r^6} y C_{22}$$

O coeficiente setorial C_{22} provoca as alterações do formato da Terra, provocando o achatamento que ocorre no equador, e deste modo, provoca resultados mais próximos da realidade.

4 MATERIAIS E MÉTODOS

De início, foi realizado uma pesquisa sobre as principais variáveis que permitem uma simulação da trajetória mais realista. Deste modo, foi estudado quais equações poderiam ser incluídas no trabalho, dentro do tempo previsto para a discussão, além da força de arrasto.

Com as variáveis escolhidas para o trabalho foi estruturado um programa no Matlab, utilizando as equações descritas na fundamentação teórica. Com o programa estruturado foram gerados gráficos relacionando variáveis para possibilitar a visualização dos fenômenos que ocorriam ao longo da trajetória. Após isso, foram realizadas simulações variando os ângulos de coordenada azimutal de 0° a 360° , para dois ângulos do início da trajetória (60° e 180°). Diante de alguns resultados foram realizadas novas simulações alterando o tempo da trajetória, para verificar a tendência das trajetórias.

Após a obtenção de todos os resultados, foi realizada a discussão objetivando explicar determinados acontecimentos que ocorriam ao longo da trajetória.

5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os resultados obtidos consideraram quatro trajetórias:

- 1) sem J_2 , C_{22} e arrasto;
- 2) com J_2 e C_{22} ;
- 3) com arrasto;
- 4) com J_2 e C_{22} e arrasto.

De início foram testados dois ângulos inicial de trajetória de voo 60° e 180° , e a coordenada azimutal foi testada de 0° a 360° , variando de 10° em 10° . A altitude inicial simulada foi de 200 km, velocidade inicial de 10,9148 km/s para todos os testes, e o tempo de trajetória foi variado para alguns casos para verificar as diferenças entre as trajetórias. A Figura 3 ilustra as coordenadas iniciais do objeto espacial.

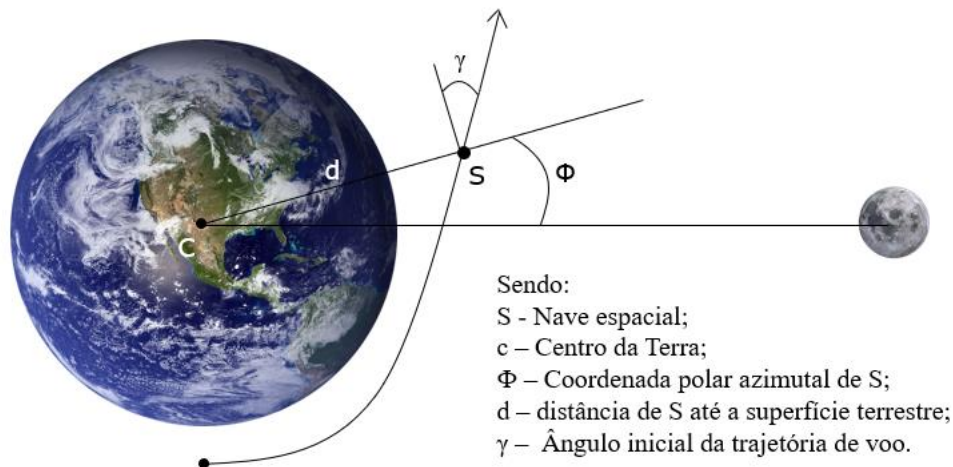


Figura 3: Ilustração das condições iniciais.

Os resultados simulados para 6 meses e 1 ano não apresentaram diferenciação na trajetória com e sem a presença do arrasto. Deste modo, foram escolhidos alguns casos para discutir sobre a diferenciação com a presença das componentes J_2 e C_{22} . Não foi encontrado nenhum caso de colisão com a Terra ou Lua considerando uma altura mínima de 50 km.

No primeiro resultado de destaque simulado, a trajetória considerando somente o problema de 3 corpos apresentou um maior poder de captura em relação a trajetória considerando J_2 e C_{22} , deste modo ao longo de um ano é perceptível que considerando somente o problema de 3 corpos e o arrasto, os corpos permanecem mais próximo da Terra e com uma energia bem maior de captura do que com os harmônicos atmosféricos, isso é explicado pela energia, que em aproximadamente 12 dias de trajetória o objeto com

a presença de J_2 e C_{22} sofre um ganho de energia, com a aproximação da Terra que diferencia as duas trajetórias ainda mais ao longo do tempo, isso pode ser observado no Gráfico 4. A partir deste mesmo instante é notável a diferenciação das distâncias da Terra nas trajetórias simuladas. Acredita-se que o arrasto não foi diferenciado nas trajetórias, pois o tempo simulado foi curto e o efeito do arrasto não se tornou significativo.

Tabela 2: Condições iniciais para Resultado 1 (R1).

Altitude inicial do detrito = 200 km

Coordenada polar azimuth = -40°

Ângulo inicial da trajetória de voo = 60°

Velocidade inicial = 10,9148 km/s

Tempo de voo = 360 dias

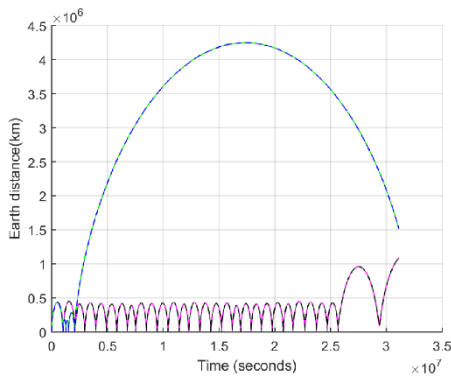


Gráfico 1: Distância da terra ao longo do tempo (R1).

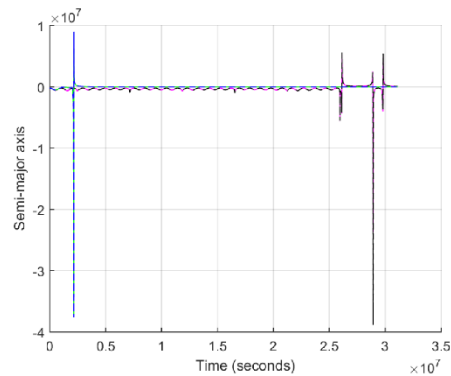


Gráfico 2: Valor do semieixo ao longo do tempo (R1).

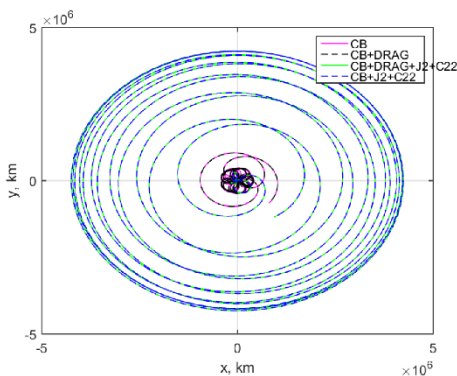


Gráfico 3: Trajetória do detrito (R1).

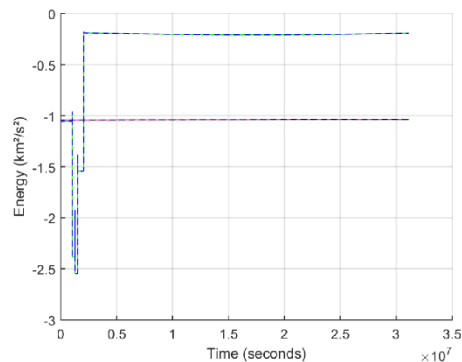


Gráfico 4: Variação de energia ao longo do tempo (R1).

No segundo resultado, foi simulado um tempo de dois anos para observar se houve muita diferença nos resultados, nota-se pelo Gráfico 7 que as trajetórias sem J_2 e C_{22} já não aparecem, por estarem bem mais próximos a Terra (Gráfico 5), a justificativa encontra-se no Gráfico 8, pois o objeto para as condições que consideram J_2 e C_{22} , sofre escape no tempo de aproximadamente 1 ano e 10 dias, o que proporcionou um ganho de energia para o objeto espacial e possível afastamento da Terra em longo prazo. Com o

aumento drástico da distância da Terra, as trajetórias CB+J2+C22+DRAG e CB+J22+C22, não apresentam distinção, pois o arrasto não apresenta mudança significativa já que a distância da Terra está muito elevada.

Tabela 3: Condições iniciais para Resultado 2 (R2).

Altitude inicial do detrito = 200 km

Coordenada polar azimuth = -40°

Ângulo inicial da trajetória de voo = 60°

Velocidade inicial = 10,9148 km/s

Tempo de voo = 720 dias

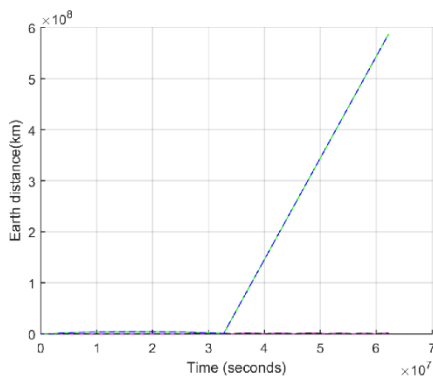


Gráfico 5: Distância da terra ao longo do tempo (R2).

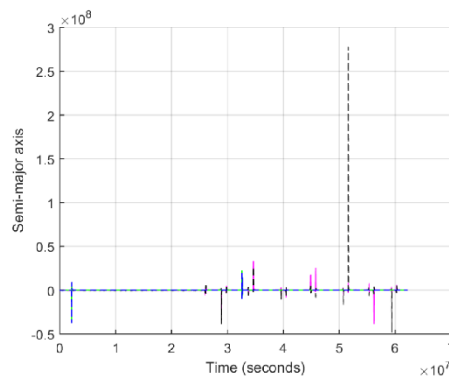


Gráfico 6: Valor do semieixo ao longo do tempo (R2).

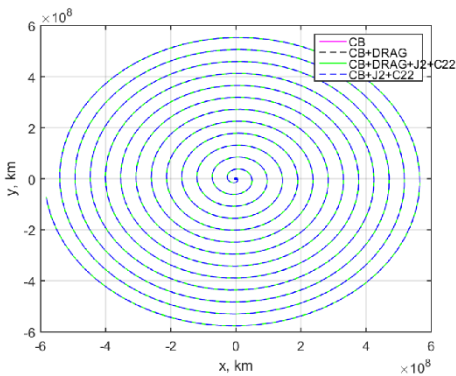


Gráfico 7: Trajetória do detrito (R2).

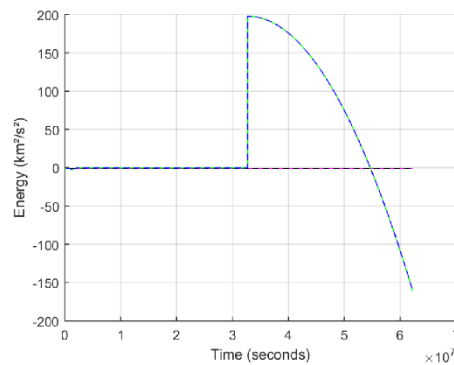


Gráfico 8: Variação de energia ao longo do tempo (R2).

Com o objetivo de notar a diferença entre os resultados com e sem o arrasto foi simulado as mesmas condições iniciais para um tempo de 3 anos somente para as trajetórias que não apresentavam J_2 e C_{22} , pois o arrasto poderia apresentar maior interferência sob o objeto, por estar em uma distância menor da Terra, deste modo sendo mais afetado pela Terra. Os resultados apresentaram uma pequena diferença após 1 ano 11 meses aproximadamente, a trajetória com o arrasto ficou mais próxima ao longo do tempo, o que é esperado, pois o arrasto possui um efeito contrário ao da trajetória

esperada. Mesmo apresentando diferença nas trajetórias, os dois ainda apresentam a condição de captura, devido as energias permanecerem negativas.

Tabela 4: Condições iniciais para Resultado 3 (R3).

Altitude inicial do detrito = 200 km

Coordenada polar azimuth = -40°

Ângulo inicial da trajetória de voo = 60°

Velocidade inicial = 10,9148 km/s

Tempo de voo = 1080 dias

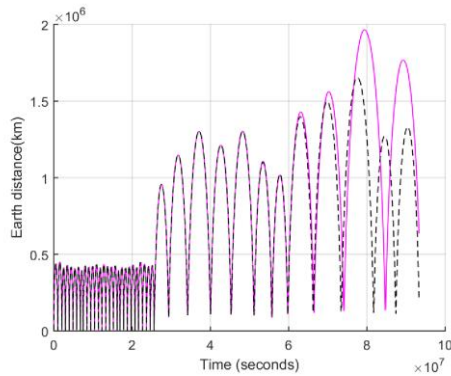


Gráfico 9: Distância da terra ao longo do tempo (R3).

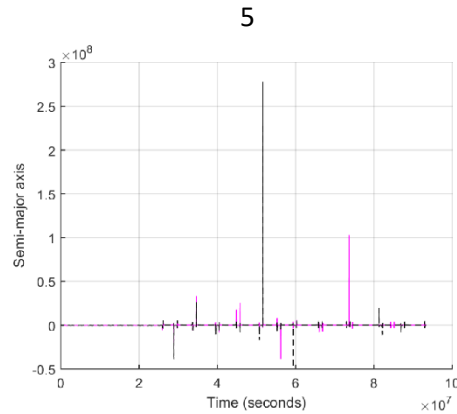


Gráfico 10: Valor do semieixo ao longo do tempo (R3).

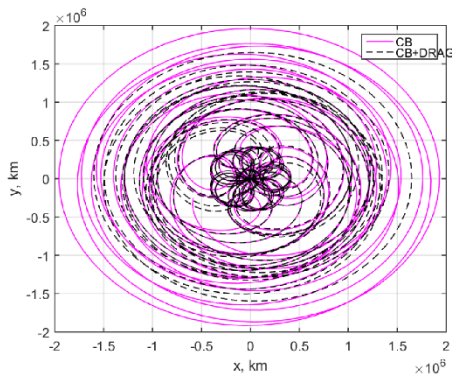


Gráfico 11: Trajetória do detrito (R3).

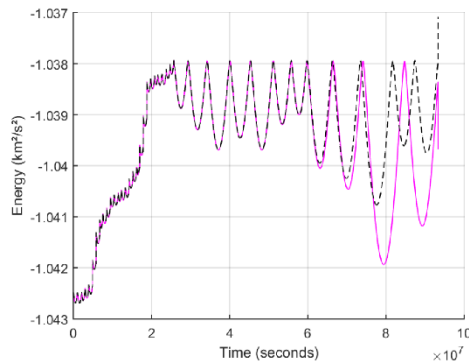


Gráfico 12: Variação de energia ao longo do tempo (R3).

Foram realizadas novas simulações, e os resultados 4, 5 e 6, são as mesmas condições iniciais para tempos de trajetória de 180, 360 e 720 dias, respectivamente. De início nota-se no Gráfico 15 que o objeto sem a consideração dos harmônicos J_2 e C_{22} , está afastando da Terra mais rapidamente do que com os harmônicos, mas os dois estão sob condição de captura, evidenciado pela energia negativa (Gráfico 16). Para R5 a condição de captura ainda permanece para os dois, e as trajetórias que consideram J_2 e C_{22} ainda se mostram mais próximas da Terra (Gráficos 17 e 19).

Tabela 5: Condições iniciais para Resultado 4 (R4).

Altitude inicial do detrito = 200 km

Coordenada polar azimute = -20°
 Ângulo inicial da trajetória de voo = 60°
 Velocidade inicial = 10,9148 km/s
 Tempo de voo = 180 dias

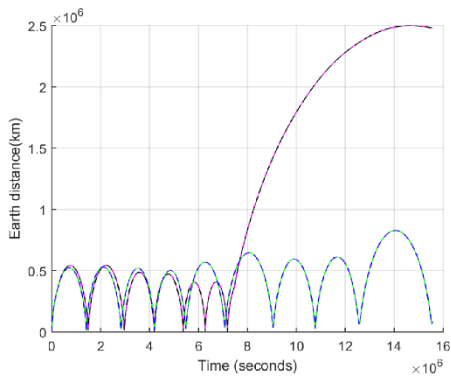


Gráfico 13: Distância da terra ao longo do tempo (R4).

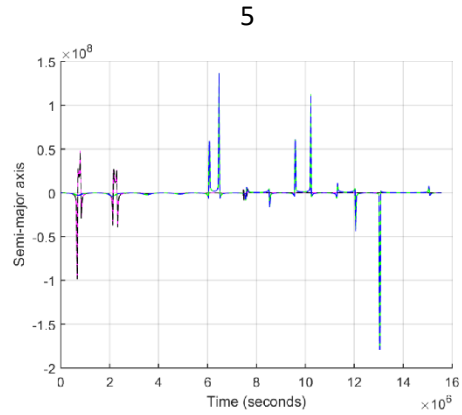


Gráfico 14: Valor do semieixo ao longo do tempo (R4).

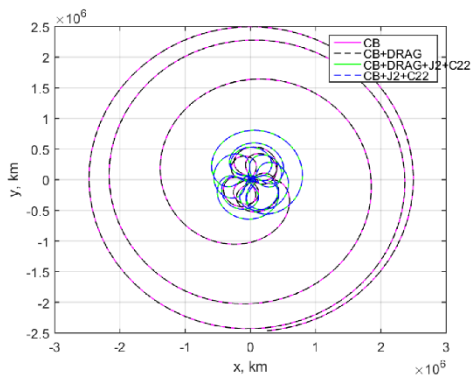


Gráfico 15: Trajetória do detrito (R4).

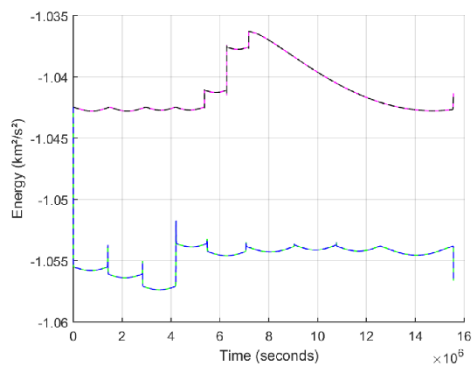


Gráfico 16: Variação de energia ao longo do tempo (R4).

Tabela 6: Condições iniciais para Resultado 5 (R5).

Altitude inicial do detrito = 200 km
 Coordenada polar azimute = -20°
 Ângulo inicial da trajetória de voo = 60°
 Velocidade inicial = 10,9148 km/s
 Tempo de voo = 360 dias

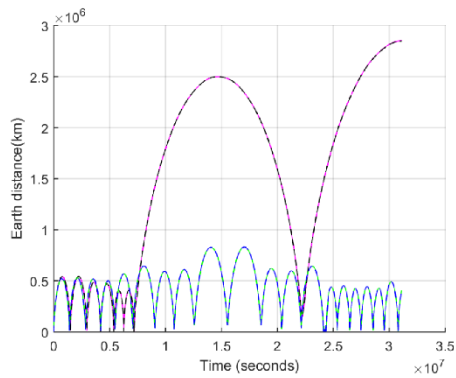


Gráfico 17: Distância da terra ao longo do tempo (R5).

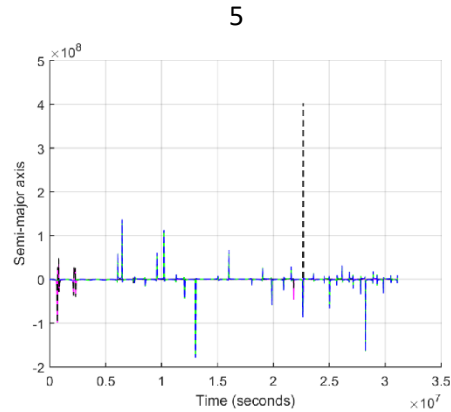


Gráfico 18: Valor do semieixo ao longo do tempo (R5).

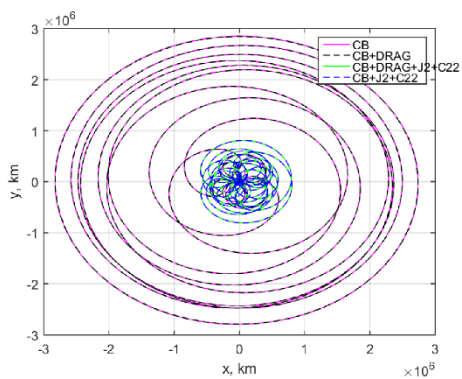


Gráfico 19: Trajetória do detrito (R5).

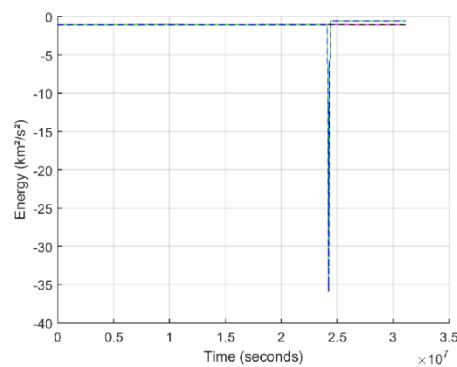


Gráfico 20: Variação de energia ao longo do tempo (R5).

No sexto resultado (R6), por sua vez, foi considerado um tempo de 2 anos, e apresentou grandes variações em relação aos anteriores, pois em aproximadamente 1 ano e 9 meses os objetos que consideraram J_2 e C_{22} sofreram escape (Gráficos 23 e 24) mudando totalmente o que se tinha em um período de um ano.

Tabela 7: Condições iniciais para Resultado 6 (R6).

Altitude inicial do detrito = 200 km

Coordenada polar azimuth = -20°

Ângulo inicial da trajetória de voo = 60°

Velocidade inicial = 10,9148 km/s

Tempo de voo = 720 dias

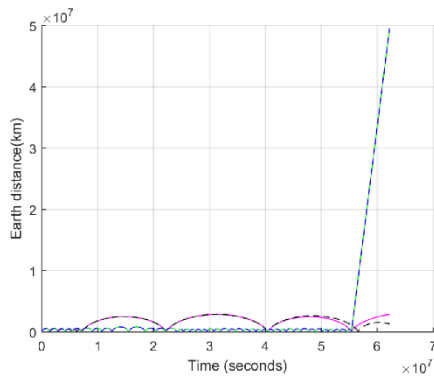


Gráfico 21: Distância da terra ao longo do tempo (R6).

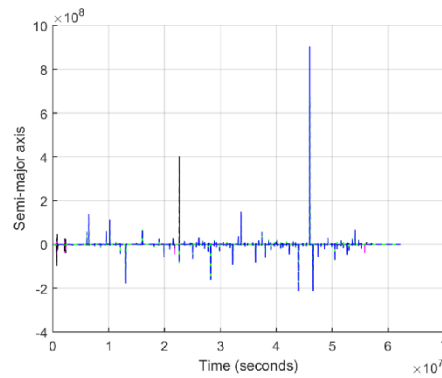


Gráfico 22: Valor do semieixo ao longo do tempo (R6).

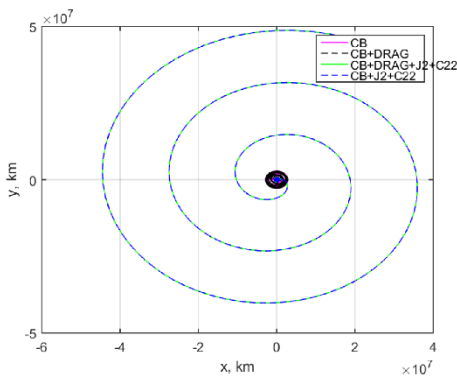


Gráfico 23: Trajetória do detrito (R6).

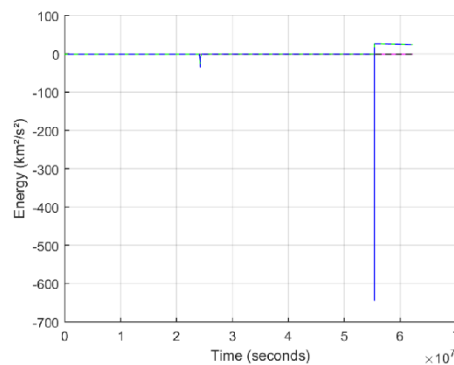


Gráfico 24: Variação de energia ao longo do tempo (R6).

As simulações com o ângulo inicial da trajetória de voo 180° , apresentaram em sua grande maioria semelhanças deste modo, escolheu-se um caso para fazer análises em 6 meses e 1 ano. Nota-se que o comportamento é homogêneo e que o objeto passa pelo mesmo local várias vezes, sendo uma rota mais estável e prevista ao longo dos anos, deste modo, essas condições iniciais permitem determinar possíveis regiões de passagem em que possa ser realizada a coleta dos equipamentos para redução do lixo espacial. Entretanto, como as simulações não englobam vários anos, devido ao tempo necessário para rodar o programa, pode ocorrer escape em algum momento.

Tabela 8: Condições iniciais para Resultado 7 (R7).

Altitude inicial do detrito = 200 km

Coordenada polar azimuth = -50°

Ângulo inicial da trajetória de voo = 180°

Velocidade inicial = 10,9148 km/s

Tempo de voo = 180 dias

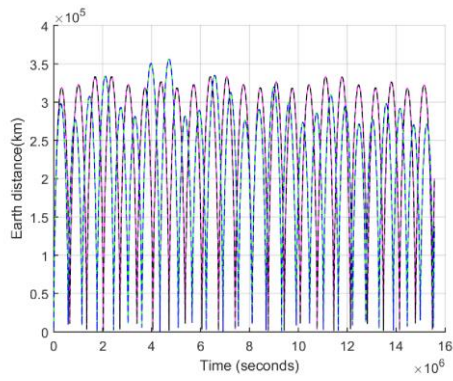


Gráfico 25: Distância da terra ao longo do tempo (R7).

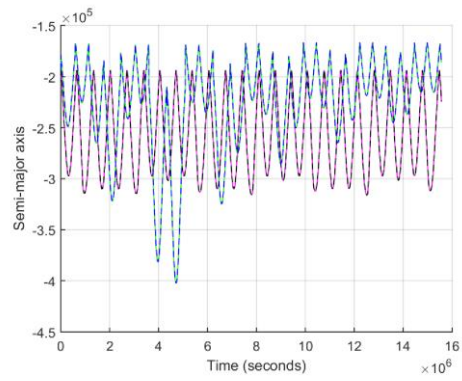


Gráfico 26: Valor do semieixo ao longo do tempo (R7).

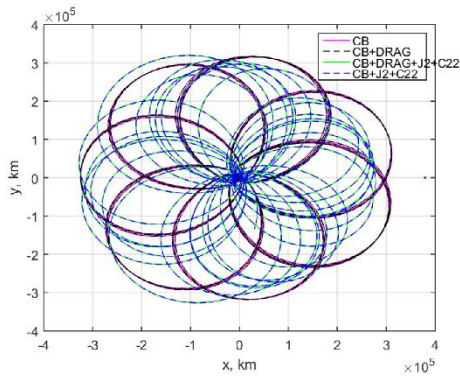


Gráfico 27: Trajetória do detrito (R7).

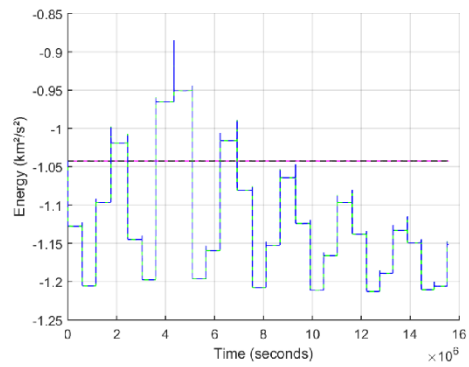


Gráfico 28: Variação de energia ao longo do tempo (R7).

Tabela 9: Condições iniciais para Resultado 8 (R8).

Altitude inicial do detrito = 200 km

Coordenada polar azimuth = -50°

Ângulo inicial da trajetória de voo = 180°

Velocidade inicial = 10,9148 km/s

Tempo de voo = 360 dias

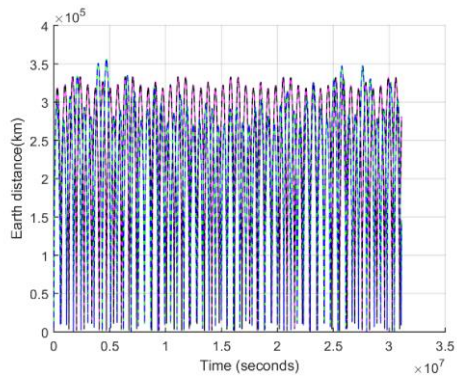


Gráfico 29: Distância da terra ao longo do tempo (R8).

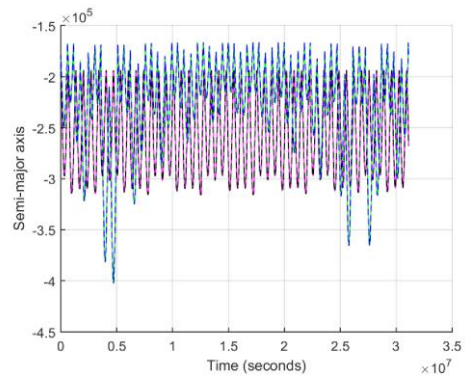


Gráfico 30: Valor do semieixo ao longo do tempo (R8).

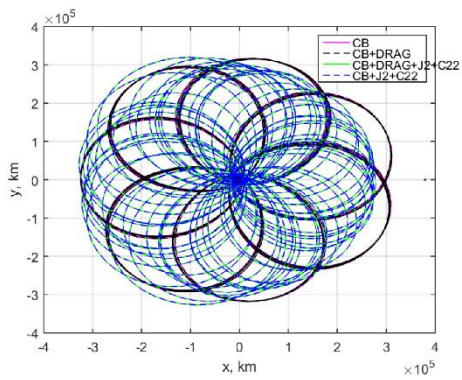


Gráfico 31: Trajetória do detrito (R8).

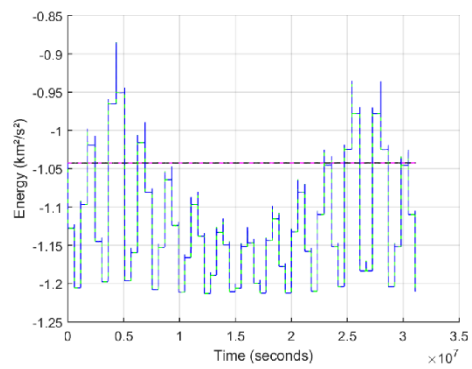


Gráfico 32: Variação de energia ao longo do tempo (R8).

A maior parte dos resultados com o ângulo inicial de voo de 180° , apresentaram condição de estabilidade e rotas mais fixas, não sofrendo escape nas simulações com tempo de até 2 anos.

6 CONCLUSÃO

Com a inclusão de novas variáveis que aproximam a trajetória simulada da real, nota-se que, somente o arrasto geralmente não altera a trajetória dos detritos, porém em baixas altitudes o arrasto possui maior interferência na trajetória e altera um pouco do que se tinha sem o efeito do arrasto, isso se deve a maior quantidade de substâncias no fluido que possibilitam mais força de arrasto. Já os harmônicos atmosféricos alteram muito a trajetória, porém não é possível afirmar que sempre ocorrerá algum evento específico, pois em alguns casos o objeto se aproxima com a adição de J_2 e C_{22} e em outros casos ocorre o escape do objeto com a adição de J_2 e C_{22} ou simplesmente o afastamento da Terra.

Além das variáveis inclusas no presente trabalho há outras que aproximam ainda mais a trajetória do objeto do real, deste modo, é bom destacar que apesar dos resultados apresentarem uma aproximação com a realidade ainda há outras variáveis que tornariam o trabalho mais próximo da realidade ainda. Uma das alternativas que o estudo pode ser aplicado é a coleta de lixo espacial, por exemplo, reduzindo assim, os problemas com excesso de lixo nas órbitas terrestres.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BLOCKLEY, Richard; SHYY, Wei. **ENCYCLOPEDIA OF AEROSPACE ENGINEERING**, Fluid dynamics and Aerothermodynamics. Nova Iorque, EUA. Wiley, 2010.

CARVALHO, Jean P. S.; TRESACO, Eva, 2016. **Perturbações orbitais sobre uma vela solar**. Disponível em: < http://mtc-m21b.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m21b/2016/09.06.19.29/doc/carvalho_perturbacoes.PDF> . Acesso em: 01 de fevereiro de 2019.

CELLETTI, A.; EFTHYNIPOULOS, C.; GACHET, F.; GALES, C.; PUCACCO, G. **Dynamical models and the onset of chaos in space debris**. arXiv:1612.08849v1, 2016.

CURTIS, H. **Orbital Mechanics for Engineering Students**. 2º ed. Flórida, EUA. ELSEVIER, 2010.

Geoid Format. **Eos January 2018 Issue: Is My GPS Receiver Elevation Wrong?**. Disponível em: <<https://eos-gnss.com/january-2018-eos-newsletter-gps-receiver-elevation-wrong/>>.

GUIMARÃES, Gabriel do Nascimento; BLITZKOW, Denizar, 2014. **The computation of the geoid model in the state of São Paulo using two methodologies and GOCE models**. Disponível em: <http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1982-21702014000100012&lng=en&tlng=en> . Acesso em: 01 de fevereiro de 2019.

KUGA, Hélio et al. **INTRODUÇÃO À MECÂNICA ORBITAL**. 2º ed. São José dos Campos: INPE, 2008.

KUGA, H. K; CARRARA, V; RAO, K. R. **Satélites artificiais: Movimento Orbital**. sid.inpe.br/mtcm19/2011/11.22.18.25-PUD, 2011.

LETIZIA, Francesca, 2016. **DEBRIS CLOUD ANALYTICAL PROPAGATION FOR A SPACE ENVIRONMENTAL INDEX**. Disponível em: <https://indico.esa.int/event/111/contributions/259/attachments/472/517/ICATTindex_paper.pdf> . Acesso em: 29 de janeiro de 2019.

LIU, J.; JOHNSON, N., 2006. **Risks in Space from Orbiting Debris**. Disponível em: <<https://vesta.astro.amu.edu.pl/Staff/Iwona/Science-2006-Liou-340-1.pdf>>.

MALEY'S, Paul. **SPACE DEBRIS PAGE**. Disponível em: <<http://eclipse.tours.com/paul-maley/space-debris/>>.

XAVIER, Jádilene Rodrigues, 2018. **ANÁLISE DO MAPA DE FREQUÊNCIAS APLICADA AO ESTUDO DE DETRITOS ESPACIAIS NA RESSONÂNCIA 14:1**. Disponível em: < https://repositorio.unesp.br/bitstream/handle/11449/153500/xavier_jr_me_guara.pdf?sequence=7> . Acesso em: 03 de fevereiro de 2019.

SATOBBS. Debris from re-entered 2016-050B recovered in Indonesia. Disponível em: <<http://satobs.org/seesat/Sep-2016/0203.html>>

SCHEERES, D. THE EFFECT OF C22 ON ORBIT ENERGY AND ANGULAR MOMENTUM. Disponível em: <https://www.cambridge.org/core/services/aop-cambridge-core/content/view/62C08ECB4C9F657EE6780FA1F93D6646/S0252921100072699a.pdf/effect_of_c_22_on_orbit_energy_and_angular_momentum.pdf>