



UNIVERSIDADE ESTADUAL DE FEIRA DE SANTANA

Autorizada pelo Decreto Federal nº 77.496 de 27/04/76
Recredenciamento pelo Decreto nº 17.228 de 25/11/2016



PRÓ-REITORIA DE PESQUISA E PÓS-GRADUAÇÃO
COORDENAÇÃO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

XXVII SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DA UEFS SEMIC - 2023

Mitigação de Detritos Espaciais utilizando a Manobra de Rendezvous

Eduardo Vinicius Bispo Abade¹; Antônio Delson Conceição de Jesus²;

1. Bolsista PIBIC/CNPq, Graduando em Licenciatura em Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: eduardobispo.2513@gmail.com
2. Orientador, Departamento de Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: a1d1j1@uefs.br

PALAVRAS-CHAVE: Rendezvous; Detritos Espaciais; NEO.

INTRODUÇÃO

Desde a Era Espacial, o espaço tem sido povoado por detritos espaciais (DE) que são diversos objetos não-operacionais, subproduto de missões espaciais ou objetos do sistema solar capturados pelo campo gravitacional da Terra. Os DE geralmente se acumulam majoritariamente na menor região orbital do planeta, LEO (Low Earth Orbit), o que é um risco para missões espaciais, e para evitar a colisão dos satélites lançados com os DE. Afim de diminuir o número de DE, são realizadas as manobras de limpeza espacial, onde é lançada uma nave rebocadora na região orbital com o objetivo de coletar os DE e trazê-los para o arraste atmosférico, e com a resistência do ar os DE serão mitigados antes de cair na superfície terrestre. Esta pesquisa tem o objetivo de simular a manobra de limpeza entre uma nave e um DE, interagindo com um asteroide distante, um NEO (Near Earth Object). Para isso a nave deve evitar a colisão com o DE, utilizando a manobra de “Rendezvous”, que é o encontro entre os dois corpos com uma velocidade relativa nula. A integração das simulações é feita através do REBOUND, que é uma API (Application Programming Interface) que possibilita a simulação do problema de N-corpos. No código integrado é adicionado um corpo central, a Terra, em torno qual os outros corpos adicionados irão orbitar. O sistema de referência adotado foi de coordenadas esféricas, um sistema cartesiano, para tornar melhor a escrita do código integrado e a análise dos gráficos gerados. Além disso, foi adicionado uma força de propulsão a nave para tornar possível a manobra de “Rendezvous”.

MATERIAL E MÉTODOS OU METODOLOGIA

Foram realizadas simulações através da API chamada REBOUND, utilizando a linguagem Python, para isso, foram feitas rotinas com partes de códigos de programação que representam cada etapa do projeto. A primeira etapa foi realizar a simulação da colisão entre dois corpos que orbitam o planeta Terra, o DE e a nave rebocadora, onde a distância relativa entre os dois corpos é observada através dos dados gerados e o gráfico da distância relativa em relação ao tempo, que são retornados pela simulação. Na etapa seguinte foi realizado o Rendezvous entre a nave e o DE, o que só foi possível ao adicionar uma força de propulsão para nave. Para adicioná-la foi necessário adaptar as equações do modelo Jesus (2006) para o código, utilizando

funções do Python e recursos do REBOUND. Assim, o código já rodava duas simulações uma sem propulsão e outra com a propulsão, o que ajudou a comparar e interpretar melhor os gráficos e dados retornados pelas simulações. Na última etapa, um terceiro corpo foi adicionado na simulação para interagir com a nave rebocadora e DE, um asteroide catalogado pela Nasa com uma rota que passa próximo a Terra. No final da última rotina, o código escrito já conseguia gerar uma simulação que faz um “Quase-Rendezvous” da nave com o DE, mesmo interagindo com o detrito. As simulações geralmente eram realizadas nos computadores do laboratório de Física, mas também era possível trabalhar remotamente através de um computador que tivesse tanto o sistema operacional Linux, ou uma máquina virtual, quanto o REBOUND instalado. Essa possibilidade facilitou bastante a otimização do tempo de trabalho. Este aplicativo foi utilizado por Oliveira (2018) para manobras de colisão com asteroide triplo e Oliveira (2016) para manobras evasivas com arrasto atmosférico.

RESULTADOS E/OU DISCUSSÃO

A primeira etapa da pesquisa tinha como objetivo a simulação da colisão entre a nave rebocadora e o DE, isso só seria possível se a distância relativa entre os dois corpos fosse quase nula. Para determinar a distância relativa entre dois corpos, temos que calcular a distância de cada um em relação a Terra (corpo central no qual eles orbitam), dada pela expressão:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (1)$$

onde r é a distância e x, y, z as coordenadas em relação a origem, no caso a Terra. Logo após calcular a distância para a nave (r_n) e para o DE (r_d), a diferença entre as suas distâncias é a distância relativa entre eles, caso seja igualada a zero, considera-se uma colisão. Como o REBOUND não permite que dois corpos estejam na mesma posição, considerou-se os raios da nave, 2,5 metros, e do DE, 0,1 metros, e então, a distância relativa para colisão seria um valor próximo da soma desses raios. O gráfico a seguir mostra a distância relativa entre a nave e DE durante a simulação.

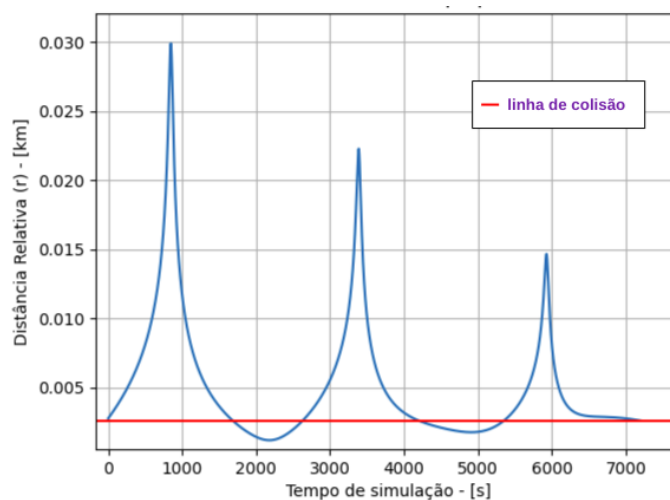


Figura 1: Gráfico da colisão entre a nave e o DE

Como o REBOUND não identifica o que é uma colisão, ele continua integrando a simulação até o tempo final estipulado, que foi 7.200 segundos (equivale duas horas). Assim, todas as vezes que a linha vermelha (no gráfico) é tocada acontece uma colisão.

Na próxima etapa, foi necessário adicionar uma força de propulsão na nave para realizar o “Rendezvous”, que seria o encontro da nave com DE com a velocidade relativa nula. Segundo Jesus et al (2012), a força de propulsão por unidade de massa é dada pela equação:

$$\vec{f} = -v_e \frac{d \ln(M(t))}{dt} \quad (2)$$

onde v_e é a velocidade exaustão dos gases, e $M(t)$ a massa total da nave. O funcionamento do sistema de propulsão se dá a partir da ejeção de gases pelos propulsores, modificando seu estado de movimento, impulsionando o veículo para posição desejada. Assim, as componentes da velocidade relativa variam conforme a nave se movimenta, e isso depende dos ângulos ϕ (varia de 0° a 360°) e Θ (varia de 0 a 180°), de acordo com as expressões:

$$v_{ex} = v_0 \sin(\varphi) \cos(\theta) \quad (3)$$

$$v_{ey} = v_0 \sin(\varphi) \sin(\theta) \quad (4)$$

$$v_{ez} = v_0 \cos(\varphi) \quad (5)$$

O modelo de Jesus et al (2012) admite a massa total do combustível variando exponencialmente no tempo. Assim, a redução da massa total do veículo em relação ao tempo é modelada pela função:

$$M(t) = m_0(\chi + e^{-\gamma t}) \quad (6)$$

Nesta equação foram definidas por Jesus et al (2012) as grandezas “fator de potência” χ , que é a frequência que o combustível é ejetado no tempo e “fator de massa” X , que é a razão entre a massa do veículo M_0 e a massa inicial do combustível m_0 . Dessa forma de acordo com a Equação 2, a força de propulsão é dada por:

$$\vec{f} = -v_e \frac{d[\ln(m_0) \ln(e^{-\gamma t})]}{dt} \quad (7)$$

$$\vec{f} = v_e \frac{e^{-\gamma t}}{\chi + e^{-\gamma t}} \quad (8)$$

Da mesma forma que há três componentes da velocidade, a força de propulsão teve as componentes x, y e z adaptadas para o código da simulação. Enfim, foi observado através gráficos e dos dados retornados pela simulação que tanto a velocidade relativa quanto a distância relativa entre a nave e o DE foram quase nulas.

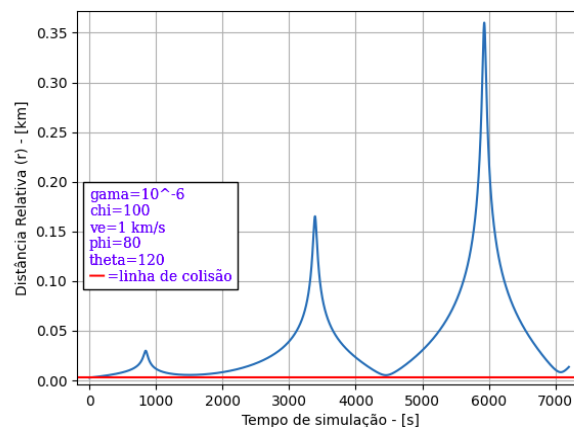


Figura 2: Gráfico da distância relativa entre nave e o DE usando propulsão

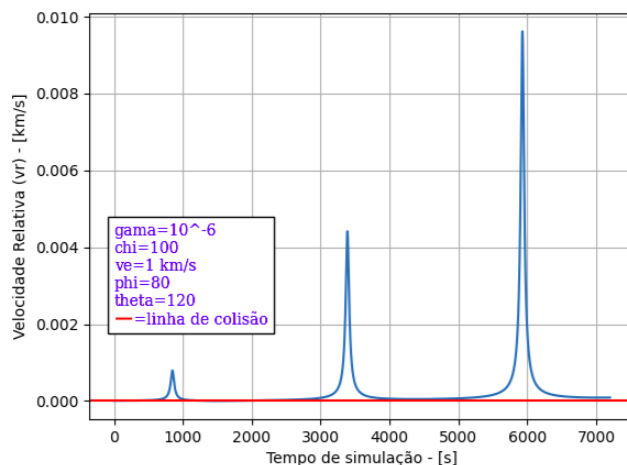


Figura 3: Gráfico da velocidade relativa entre nave e o DE usando propulsão

Na última etapa do projeto, foi estudado no catálogo de asteroides observados pela NASA um NEO cuja a rota perturbasse a interação entre a nave e o DE. O NEO escolhido foi o asteroide 2023 FM, que passou a quatro milhões de quilômetros da superfície terrestre no início de Abril de 2023. Como o corpo principal da simulação é a Terra, foi necessário adaptar as coordenadas do asteroide que orbitava em torno do Sol para uma semi-órbita em torno da Terra. Depois, foram realizadas as simulações com este terceiro corpo adicionado, os dados retornados que serão apresentados na Tabela 1.

Tabela 1. Comparativo das distâncias relativas entre a nave e o DE em duas simulações sem e com a perturbação do asteroide 2023 FM.

Tempo - [s]	Distância relativa entre nave e DE - [km]	
	sem o asteroide	com o asteroide
1	0.023221350268862805	0.02322135026884478
2	0.02301059250558107	0.023010592505652974
3	0.02280306274608959	0.022803062746144267
7198	0.022598794266068267	0.02259879426612367
7199	0.022397806100917763	0.022397806101163757
7200	0.02220010486008935	0.022200104860146116

CONSIDERAÇÕES FINAIS

De acordo com os gráficos e os dados apresentados na discussão, é possível concluir que seria possível obter a manobra de “Rendezvous” variando os parâmetros tecnológicos (ângulos, velocidades de exaustão, fator de potência e o fator de massa). Ainda observando os gráficos, foi possível concluir que quanto mais a nave e o DE se aproximam, menor é a velocidade relativa, mesmo com a interferência do asteroide.

REFERÊNCIAS

- OLIVEIRA, Fabrício. P. 2018, Estudo de Movimento Relativo Colisional entre Objetos Espaciais como Medida de Mitigação em Defesa da Terra. Universidade Estadual de Feira de Santana. Dissertação Mestrado.
- OLIVEIRA, Eduardo M. 2016. Manobras evasivas subótimas em LEO Sujeitas à Força de Arrasto Atmosférico e a Colisões com Detritos Espaciais. Dissertação Mestrado.
- JESUS, Antônio. D. C. 2006. Dinâmica de colisão em ambiente de detritos. Proposta de Pós-Doutorado. CNPq.
- JESUS, Antônio. D. C. 2012. Evasive maneuvers in space debris environment and technological parameters. *Mathematical Problems in Engineering*.