Estratégia de Mitigação contra Colisão de Objetos Espaciais com a Terra: Distribuição de Órbitas com Sistema de Propulsão Não-ideal

Lucas dos Santos Ferreira¹; Antônio Delson C. de Jesus²;

1. Bolsista PIBIC-CNPq, Graduando em Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, email: lsfferreira@live.com
2. Orientador, Departamento de Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, email: a1d1j1@gmail.com

PALAVRAS-CHAVE: Estratégia, Mitigação, Propulsão Não-Ideal

INTRODUÇÃO

Atualmente o olhar de boa parte da comunidade científica voltada ao estudo da dinâmica orbital tem investigado há existência de corpos celestes que podem apresentar um perigo a vida na Terra muito maior que os causados pelos DE próximos ao nosso planeta. Esses entes espaciais são o que conhecemos como Near-Earth Objects ou NEO. Em (ARAUJO,2011) vemos a apresentação de uma definição para esses corpos, seriam eles objetos que durante sua órbita apresentam uma aproximação periódica com a orbita da Terra. Sendo assim “[...] apresentam ameaça para a vida na Terra, já que existe a possibilidade de um evento catastrófico[...]” (Ibdem) caso houve-se contato NEO-Terra. O estudo da dinâmica dos NEO é um ponto que tem recebido um destaque em termos de investigação científica nos últimos tempos (MAINZER et al). Diante da possibilidade de dinâmicas colisionais envolvendo a Terra com esses corpos, muitos pesquisadores têm direcionado suas observações para o catalogo desses potenciais sistemas. Frente a esses fatores é imperativo um estudo que permita além de catalogar a existência, proximidade e a composição desses corpos criar um mecanismo de defesa para um possível alerta de uma dinâmica colisonal com a Terra.

O termo mitigação estende-se a todas as medidas realizadas para defender o planeta, e conseqüentemente seus habitantes, de um iminente impacto da Terra com um NEO. Conhecendo os riscos dessas interações, em diversas escalas de tempo, se faz necessário o estudo de medidas de prevenção, proteção ou mesmo atenuação de catástrofes pela ciência e tecnologias espaciais atuais. Nesse pensamento as agências espaciais vem buscando formas de proteção contra dinâmicas colisionais. Entre essas medidas destacam-se: A defesa civil, métodos "Empurrões-Lentos" ou "Puxões-Lentos" , o uso de impactores cinéticos e estratégias de explosões nucleares.

A estratégia dos Impactores cinéticos (Kinetic impact) tem como objetivo alterar a órbita do alvo pelo envio de veículos com grandes cargas úteis para impactar diretamente o objeto em alta velocidade. A eficácia dessas missões mantém dependência não apenas com as propriedades do NEO envolvido, mas também com o tipo de carga útil enviada nos impactores, assim como possíveis erros que podem ocorrer durante a realização da missão.

MATERIAL E MÉTODOS OU METODOLOGIA (ou equivalente)

A metodologia aplicada a este estudo tratou-se da dedução das equações da dinâmica relativa entre os corpos envolvidos (principalmente, NEO, veículo espacial impactor e Terra), considerando as forças gravitacional e a de propulsão. A propulsão, considerada não-ideal introduzirá desvios de apontamento do jato de combustível, que interferirá na órbita do veículo impactor. Assim, as equações foram adaptadas para considerar tais desvios e um estudo das distribuições de possibilidades de órbitas em função dos desvios nos ângulos no plano e fora do plano da órbita foi realizado. Os materiais necessários foram os computadores para simulação numérica de alto desempenho, livros didáticos e específicos da área de Dinâmica Orbital, Probabilidade e Estatística, softwares específicos para uso do tratamento dos dados obtidos

RESULTADOS E/OU DISCUSSÃO (ou Análise e discussão dos resultados)

Os gráficos da Figura 1 apresenta os resultados obtidos nas simulações incluindo erros sistemáticos apenas sobre o ângulo α ou β .

Figura 4 - Gráfico dos Desvios da Posição em Função dos erros sistemáticos contínuos associados aos ângulos de exaustão do propulsor.

Foi investigado, também, o comportamento dos erros sistemático considerando que esses estariam gradativamente atuando sobre o sistema de propulsão. O gráfico da Figura (2) expõe os resultados obtidos nesse estudo:

Figura (2) - Gráfico do Desvio em Função dos erros sistemáticos propagados em alfa.

As superfícies obtidas nos gráficos da figura (3) expõem os resultados alcançados nas simulações atribuindo erros sistemáticos em ambos os ângulos. É demonstrado que existem regiões de erros em α entre $0,01^\circ$ e $0,27^\circ$, para todo o intervalo de β , onde, os valores dos desvios obtidos encontram-se na faixa de $0 - 6,250 \cdot 10^4$ Km. E para serem obtidos desvios superiores, os erros associados ao ângulo α devem estar compreendidos entre $0,27^\circ$ e $0,90^\circ$. Pois, os resultados demonstram que nessa região os desvios variam entre faixas da ordem de 10^4 a 10^5 quilômetros.

Figura (3) – Superfície dos desvios correspondentes aos erros sistemáticos sobre os ângulos alfa e beta.

A superfície obtida no gráfico da Figura (4) apresenta os resultados obtidos nas simulações considerando erros estocásticos em ambos os ângulos. É demonstrado que existem regiões de erros em α , para todo o intervalo de β , onde, os valores dos desvios obtidos encontram-se na faixa de $0 - 1,250.10^5$ Km.

Figura (4) - Superfície gerada pelos desvios em função dos erros estocásticos em alfa e beta.

CONSIDERAÇÕES FINAIS (ou Conclusão)

Os resultados mostraram que é imperativo a identificação desses objetos para intervalos de tempo hábeis para a realização da manobra de mitigação. Em posse dessas condições as manobras de mitigação sujeitas ao sistema de propulsão não ideal foram simuladas considerando que os erros no tiro poderiam ser sistemáticos ou estocásticos. Os resultados mostraram que para erros sistemáticos fixos os erros no ângulo fora do plano, em β apresentaram um maior desvio para a posição do NEO no periélio. Para o caso em que os erros sistemáticos aumentam ao longo da manobra, foi observado que dentro do intervalo de erros admissíveis, que se encontram faixa de $0.1^\circ - 2.0^\circ$, o desvio encontrado apresenta um valor estável para o periélio do NEO. De modo geral concluiu-se que erros associados ao propulsor são determinantes para o sucesso na realização da missão.

REFERÊNCIAS

ARAÚJO, R. A. N. O sistema triplo de asteróides 2001 sn263: Dinâmica orbital e estabilidade. Tese de doutorado, INPE, São José dos Campos, 2011.

MAINZER, Amy et al. NEOWISE observations of near-Earth objects: Preliminary results. **The Astrophysical Journal**, v. 743, n. 2, p. 156, 2011.