

XXIV SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DA UEFS SEMANA NACIONAL DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA - 2020

Manobras Evasivas entre Veículos e Detritos Espaciais em Regiões Operacionais (LEO, MEO, GEO) com Forças Dissipativas

Gabriel Luiz Ferreira Santos¹; Antônio Delson Conceição de Jesus²

1. Bolsista PROBIC/UEFS, Graduando em Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail:
gabrielluiz83@gmail.com

2. Orientador, Departamento de Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail:
aldjl@uefs.br

PALAVRAS-CHAVE: Manobras Evasivas, Forças dissipativas, Regiões Operacionais.

INTRODUÇÃO

O estudo da dinâmica relativa entre os detritos espaciais (DE) e os satélites artificiais que atuam nas regiões das missões espaciais (LEO, *Low-altitude Earth Orbit*, MEO - *Medium-altitude Earth Orbit*, GEO, *Geostationary Earth Orbit*) é de grande importância no cenário científico e social, visto os serviços essenciais que tais missões oferecem ao desenvolvimento da sociedade moderna, à ciência e à tecnologia espacial. A presença de detritos espaciais nestas regiões possibilita a colisão com os veículos espaciais, os quais precisam evitá-las com manobras estratégicas e bem programadas. A estas manobras chamamos de manobras evasivas e elas podem ser implementadas pelo sistema de propulsão dos veículos espaciais. As colisões podem ser catastróficas a partir de detritos com tamanhos da ordem de centímetros, inviabilizando as missões espaciais. Mesmo os detritos milimétricos podem inviabilizar as missões se penetrarem nos sistemas eletrônicos que controlam o movimento do veículo. Os detritos orbitam o planeta Terra em diversas altitudes apresentando riscos às missões espaciais. Neste trabalho estudamos manobras evasivas para o veículo espacial, a partir da análise dos catálogos dos parâmetros tecnológicos (fator de massa, fator de potência, velocidade de exaustão dos gases) e físicos (condições iniciais relativas em posição e velocidade entre os objetos espaciais, ângulos de direção do jato de gases) que caracterizam a dinâmica relativa propulsada entre eles. Estudamos os seguintes veículos espaciais: a estação espacial internacional (ISS) em LEO, o satélite GPS da classe Block IIF em MEO e o satélite JSSAT-16 (satélite japonês de telecomunicações) em GEO. Os detritos considerados se aproximam destes corpos em órbitas elípticas e hiperbólicas. A nossa investigação considerou manobras evasivas realistas com efeitos dissipativos nas regiões operacionais, devido ao arrasto atmosférico (em LEO), considerou forças dissipativas nestas regiões, sendo o arrasto atmosférico em LEO, o achatamento da Terra (J2) (em MEO) e a pressão de radiação solar (em GEO). Estas interações são conhecidas como perturbações orbitais, as quais surgem a partir do contato do corpo com o meio ou com a radiação térmica provenientes do Sol, por exemplo. As manobras evasivas são efetuadas com o objetivo de evitar uma colisão iminente entre um veículo

operacional e um detrito espacial. No nosso modelo, a força de propulsão que produz o empuxo para a implementação das manobras evasivas, depende dos parâmetros tecnológicos e a massa do combustível decai exponencialmente no tempo. Além disso, cada manobra evasiva foi caracterizada pelos parâmetros tecnológicos, as condições iniciais e um par de ângulos de direção do empuxo.

MATERIAL E MÉTODOS OU METODOLOGIA

O ponto de partida para a implementação e estudo de manobras evasivas requereu um conjunto de condições iniciais de colisão (CIC), isto é, um grupo de doze coordenadas cartesianas de posição e velocidade, seis para o satélite e seis para o detrito espacial, as quais garantem o choque passado um tempo predeterminado conhecido como tempo de colisão (t_c). No entanto, toda a nossa pesquisa se baseou em métodos numéricos para resolver as equações do movimento relativo, o que significa que não tínhamos uma solução analítica para descrever a dinâmica relativa existente entre o satélite e o detrito espacial. Nesse sentido, não pudemos impor que a coordenada relativa de posição fosse nula em t_c . Assim, foi necessário recorrer à retro integração numérica (integração inversa no tempo), uma técnica que inicia as partículas na simulação a partir da colisão e evolui a dinâmica para trás no tempo, para determinar o conjunto de coordenadas cartesianas que assegurassem o choque em $t = t_c$. O resultado desta operação é um conjunto das condições iniciais relativas que produzem a colisão neste tempo. Para realizar as simulações deste projeto, utilizamos o integrador REBOUND (Rein, 2012; Rein e Tamayo, 2015; Rein e Spiegel, 2015), que simula dinâmica de N corpos. Com posse das CIC, portanto, fomos capazes de simular no REBOUND as manobras evasivas. Iniciamos estudando as manobras em ambiente sem as forças dissipativas e depois com as forças dissipativas em cada região. Além disso, realizamos simulações exaustivas para gerar os catálogos dos valores dos parâmetros tecnológicos e os pares de ângulos favoráveis às manobras evasivas. Ao conjunto de parâmetros que produziu o maior afastamento entre os objetos colisionais, chamamos de parâmetros tecnológicos ótimos.

RESULTADOS E/OU DISCUSSÃO

Inicialmente, elaboramos alguns catálogos para os parâmetros tecnológicos cujo principal objetivo foi apresentar uma relação da distância relativa final formada entre o satélite e o detrito espacial para cada um dos parâmetros tecnológicos. Por fim, a análise destes resultados nos permitiu determinar um conjunto de valores ótimos para os parâmetros tecnológicos, os quais definiram as manobras evasivas otimizadas para escapar de detritos espaciais em órbitas elípticas e hiperbólicas em rota de colisão com o veículo. A Figura 1 apresenta os catálogos de algumas manobras evasivas implementadas pela ISS. Observe que a linha vertical que corta as barras dos histogramas representa o valor a partir do qual consideramos que uma colisão entre a estação espacial internacional e o detrito espacial ocorreu. Cada diagrama mostra alguns valores para o parâmetro e quanto vale a distância relativa final após a implementação da manobra evasiva. O conjunto de valores fixos usado para os parâmetros tecnológicos foi: $X = 10$, $\gamma = 0.001$ Hz, $v_e = 2,5 \times 10^{-3}$ km/s $\alpha = 45^\circ$ e $\beta = 54,75^\circ$. A Tabela 1 mostra o tempo a partir do qual a propulsão começa a atuar, o tempo de colisão e o tempo de início da queima do propelente. A Figura 2 apresenta o catálogo com os valores ótimos dos parâmetros tecnológicos que definem manobras evasivas otimizadas para a estação

espacial internacional. Note que estudos análogos foram realizados para mais três órbitas do detrito espacial de modo que o diagrama da Figura 2 traz quatro configurações únicas para manobras evasivas exclusivas que garantem o máximo afastamento entre estação espacial internacional e o detrito espacial para quatro trajetórias distintas.

Tabela 1. Tempos de colisão, queima e de início da propulsão.

Tempo de Colisão [s]	Tempo de queima [s]	Início da propulsão [s]
6000	120	5880

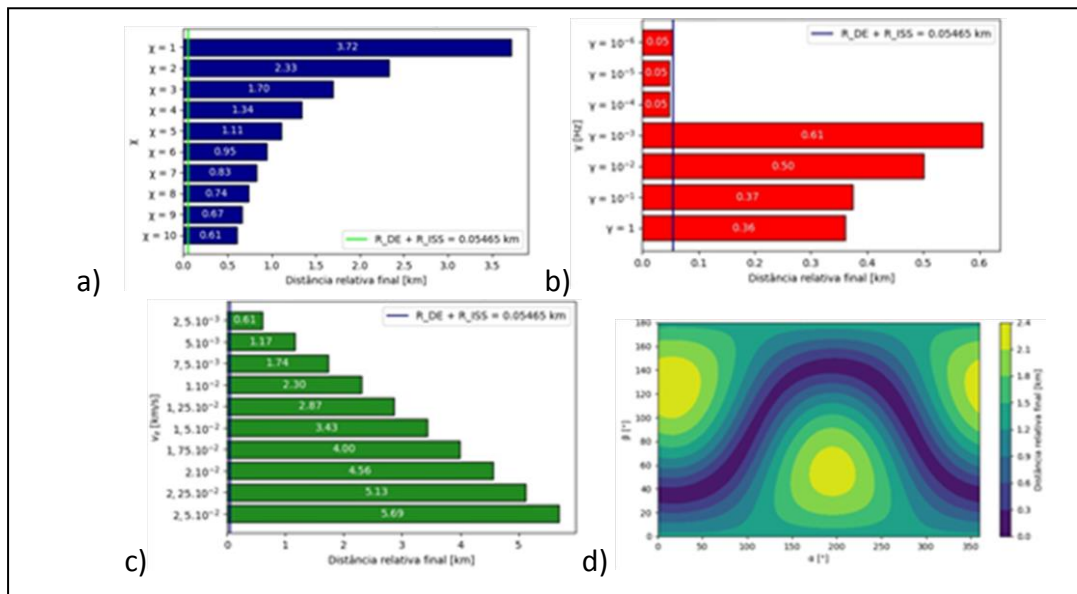


Figura 1: Catálogos dos parâmetros tecnológicos para manobras evasivas implementadas pela estação espacial internacional sob ação exclusiva da atração gravitacional terrestre com o objetivo de evitar o choque com um detrito espacial que se move ao longo de uma órbita elíptica em torno da Terra. A Figura apresenta os catálogos do fator de massa (a), fator de potência (b), velocidade de ejeção dos gases (c) e direção do vetor de empuxo (d).

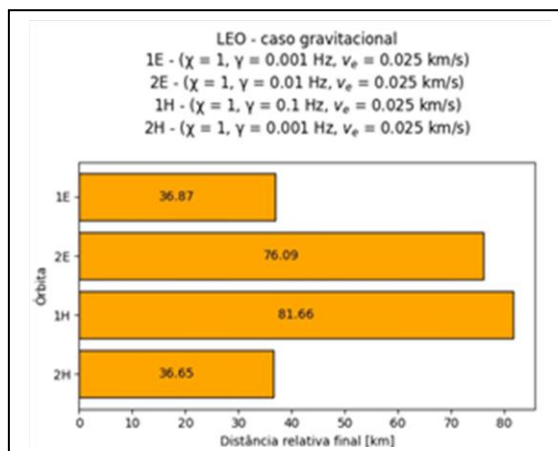


Figura 2: Catálogos dos parâmetros tecnológicos para manobras evasivas ótimas implementadas pela estação espacial internacional. A análise dos diagramas da Figura 1 permitiram a elaboração de um conjunto de valores ótimos para o fator de massa, fator de

potência e velocidade de ejeção do gases. Note que tais valores estão presentes no topo do histograma. As órbitas elípticas do detrito espacial estão representadas por 1E e 2E. Ao passo que as hiperbólicas por 1H e 2H.

CONSIDERAÇÕES FINAIS

As contribuições cruciais deste trabalho para o avanço do campo de estudo em dinâmica orbital foi a elaboração de catálogos que revelam o conjunto de valores para os parâmetros tecnológicos que resolvem o problema da colisão entre um detrito espacial e um objeto espacial operacional. Com isso, esperamos colaborar para manter a integridade da tecnologia espacial em ambiente de detritos espaciais enquanto medidas de mitigação são elaboradas e implementadas pelas principais agências espaciais do mundo.

REFERÊNCIAS

- ANSELMO, L., TRUMPY, S. Short-term predictions of Cosmos 1402 reentry. The Journal of the Astronautical Sciences 34, 271-285, 1986.
- ANSELMO, L., PARDINI, C. Computational methods for reentry trajectories and risk assessment - <http://adsabs.harvard.edu/abs/2005AdSpR..35.1343A>.
- Bruinsma, S., G. Thullier, and F. Barlier (2003), The DTM-2000 empirical thermosphere model with new data assimilation and constraints at lower boundary: Accuracy and properties, J. Atmos. Sol. Terr. Phys., 65, 1053–1070, doi:10.1016/S1364-6826(03)00137-8.
- Bowman, B. R., W. K. Tobiska, F. A. Marcos, C. Y. Huang, C. S. Lin, and W. J. Burke (2008), A new empirical thermospheric density model JB2008 using new solar and geomagnetic indices, paper presented at the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Am. Inst. of Aeron. and Astron., Honolulu, Hawaii, 18–21 Aug.
- Codrescu, M. V., C. Negrea, and M. Fedrizzi, T. J. FullerRowell, A. Dobin, N. Jakowsky, H. Khalsa, T. Matsuo, and N. Maruyama (2012), A real-time run of the coupled thermosphere ionosphere plasmasphere electrodynamics (CTIPE) model, Space Weather, 10, S02001, doi:10.1029/2011SW000736.
- Crowther, R. (2003), Orbital debris: A growing threat to space operations, Philos. Trans. R. Soc. London, Ser. A, 361, 157–168, doi:10.1098/rsta.2002.1118.
- Doornbos, E. (2007), Thermosphere density model calibration, in Space Weather: Research Towards Applications in Europe, Astrophys. Space Sci. Libr. Ser., vol. 344, edited by J. Lilensten, pp. 107–114, Springer, New York.
- David, A. V. and McClain, W. D. (2007). Fundamentals of astrodynamics and applications. Hawthorne, Calif.
- Delhaise, F. (1991). Analytical treatment of air drag and earth oblateness effects upon an artificial satellite. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 52(1):85103.