

Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics

Perturbações das Luas de Marte sobre Órbitas de Satélites Artificiais

Rita C. Domingos¹

Universidade Estadual Paulista (UNESP), São João da Boa Vista, SP

Lucas M. Silva²

Universidade Estadual Paulista (UNESP), São João da Boa Vista, SP

Diogo M. Sanchez³

Depto. de Mecânica Espacial e Controle, INPE, São José dos Campos, SP

Antônio F. B. A. Prado⁴

Depto. de Mecânica Espacial e Controle, INPE, São José dos Campos, SP

1 Introdução

A literatura [1, 3] mostra que dependendo da altitude, satélites artificiais ao redor de Marte podem sofrer perturbações causadas pela não esfericidade do planeta, pelo Sol e pelas luas do planeta, Phobos e Deimos. Dependendo da magnitude dessas perturbações o satélite artificial pode sofrer mudanças significativas em sua órbita levando-o ao abortamento da sua missão ou até mesmo numa colisão com outros corpos. Dentro deste contexto, os objetivos deste trabalho são: (i) estudar as perturbações gravitacionais de Deimos e Phobos sobre órbitas de satélites ao redor de Marte, e (ii) inferir a importância das perturbações das luas, Phobos e Deimos, quando comparadas com as perturbações devidas ao Sol e da não esfericidade de Marte.

2 Desenvolvimento

Para este estudo foi escolhido um tipo específico de órbita conhecida como *Repeating Ground Track Orbits* (órbitas de repetição de caminho), que são caracterizadas através de um parâmetro de repetição Q [1], dado pela equação (1) :

$$Q = \frac{R}{N}, \quad (1)$$

onde R é o número de períodos necessários para que haja repetição da trajetória da órbita e N é a quantidade de dias entre as repetições, ambos inteiros. No cálculo das condições

¹rita.domingos@unesp.br

²lucasmarsilva@hotmail.com

³sanchezfsica@gmail.com

⁴prado@dem.inpe.br

iniciais das órbitas dos satélites, as relações matemáticas envolvem do parâmetro Q o qual está diretamente relacionado aos elementos orbitais da órbita do satélite [1]. Assim, dadas as condições iniciais, realizaram-se integrações numéricas considerando um sistema dinâmico com 4 corpos massivos (Sol, Marte, Phobos e Deimos) e com um satélite de massa negligenciável. O sistema é planetocêntrico, ou seja, todos os corpos estão em órbita ao redor de Marte. O satélite sofre as perturbações gravitacionais dos corpos massivos e da não esfericidade de Marte. A equação de movimento do satélite é dada por:

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{Gm_M}{|\vec{r}|^3} + \sum_{j=1}^{K-1} m_j \left(\frac{\vec{r}_j - \vec{r}}{|\vec{r}_j - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_j}{|\vec{r}_j|^3} \right) + \vec{P}_G, \quad (2)$$

onde G é a constante gravitacional, m_M é a massa de Marte, m_j é a massa do j -ésimo corpo perturbador (Sol, Phobos e Deimos), \vec{r}_j é a posição do j -ésimo corpo perturbador, \vec{r} é a posição do satélite e \vec{P}_G é a aceleração gerada devida à não esfericidade de Marte.

Para obter a variação nos elementos orbitais da órbita do satélite, a equação (2) foi integrada numericamente considerando um tempo de 250 anos. Visando obter a magnitude da perturbação gerada por cada uma das forças individualmente, utilizou-se o modelo da integral da aceleração de [2]. Neste modelo, o resultado da integral apresenta a variação total da velocidade do satélite causada por cada uma das forças perturbadoras em 250 anos. Assim, é possível analisar a influência de cada força perturbadora sobre a órbita do satélite comparando-a com o seu estado inicial, bem como comparando as órbitas entre si.

Um total de 6 órbitas inicialmente circulares foram estudadas. As altitudes iniciais consideradas foram 3569,95 a 3583,23 km. Para esses valores de altitudes, as inclinações iniciais das órbitas ficaram entre 10° e 70° . Para estes casos, os resultados mostraram que as perturbações do Sol e de Phobos são as mais significativas, entretando os efeitos gerados por Deimos e pela não esfericidade de Marte não podem ser desconsiderados, uma vez que geram variações nos elementos orbitais considerando longos intervalos de integração.

Agradecimentos

À Fapesp (Proc 2018/00767-3, 2016/24561-0 e 2014/22295-5), à CAPES, ao CNPq (Proc 310317/2016-9) e à UNESP - Campus de Guaratinguetá pelo suporte computacional.

Referências

- [1] X. Liu, H. Baoyin and X. Ma. Five special types of orbits around Mars, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 33:1294-1301, 2010.
- [2] D. M. Sanchez, A. F. B. A. Prado and T. Yokoyama. On the effects of each term of the geopotential perturbation along the time I: Quasi-circular orbits, *Advanced Space Research*, 54:1008-1018, 2014.
- [3] D. M. Sanchez, A. F. B. A. Prado and T. Yokoyama. Preliminary studies for a Mars navigation system, *Proceedings of the 8th International Workshop on Satellite Constellations and Formation Flying, IWSCFF*, 8:1-10 2015.