

Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics

Estudo das perturbações sobre veículos espaciais ao redor de Marte

Lucas M. Silva¹

Rita C. Domingos²

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

Diogo M. Sanchez³

Antônio F. B. A. Prado⁴

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

O presente trabalho apresenta um estudo sobre de órbitas de satélites artificiais ao redor de Marte levando em consideração a perturbação do Sol. No modelo abordado, também leva-se em conta o achatamento do planeta (J_2). Neste problema foi utilizado o modelo de dupla média no qual é tomada a média sobre a anomalia média dos corpos perturbado e perturbador, visando eliminar as perturbações de curto período que aparecem na trajetória do veículo espacial. A obliquidade do planeta é considerada no estudo. Assim, a função perturbadora devida à perturbação do Sol é dada por [1]:

$$\begin{aligned} \overline{\overline{R}} = & \frac{3\mu'a^2}{8} (1 - e'^2)^{-3/2} \{ (\cos^2 \theta + \sin^2 i \sin^2 i' + \cos^2 i' \sin^2 \theta + \cos^2 i \sin^2 \theta \\ & + \cos^2 i \cos^2 i' \cos^2 \theta + \sin i' \cos i' \sin i \cos i \cos \theta - 4/3) + e^2 [(5 \cos^2 \omega - 1) \cos^2 \theta \\ & + (5 \sin^2 \omega - 1) \sin^2 i \sin^2 i' + (5 \cos^2 \omega - 1) \cos^2 i' \sin^2 \theta + (5 \sin^2 \omega - 1) \cos^2 i \sin^2 \theta \\ & + (5 \sin^2 \omega - 1) \cos^2 i \cos^2 i' \cos^2 \theta - 5 \sin \omega \cos \omega \sin \theta \cos \theta \cos i \sin^2 i' \\ & + 5 \sin \omega \cos \omega \sin i' \cos i' \sin \theta \sin i + (5 \sin^2 \omega - 1) \sin i' \cos i' \sin i \cos i \cos \theta] \} \end{aligned} \quad (1)$$

onde $\theta = \Omega - \Omega'$, i' e Ω' são a obliquidade e a longitude do nodo ascendente de Marte.

Utilizando a equação (1) e as equações planetárias de Lagrange [2], pôde-se obter as equações das taxas de variação como uma função do tempo dos elementos orbitais (semi-eixo maior a , excentricidade e , inclinação i , argumento do pericentro ω e longitude do nodo ascendente Ω) do veículo espacial. As equações foram integradas numericamente para órbitas definidas por $a = 23.397$ km, $i = 65,435^\circ$, $e = 0,02$ à $0,1$ e $\omega = \Omega = 0$. O tempo total de integração foi 100 anos terrestres. Como exemplo, a Figura 1 apresenta a evolução orbital de um veículo espacial com e inicial de 0,1. Neste caso, a variação de e foi significativa e representa uma variação da distância pericentro do veículo espacial de 2.608 km (12,4%) com relação à órbita nominal.

¹lucasmarsilva@hotmail.com

²rcassia@sjbv.unesp.br

³sanchezfsica@gmail.com

⁴prado@dem.inpe.br

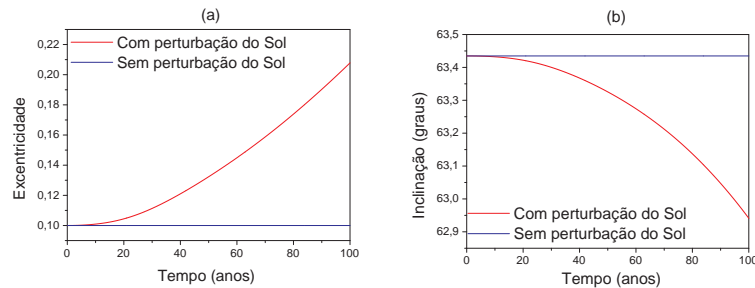


Figure 1: (a) variação da e e (b) variação da i em função do tempo.

Para analisar o desvio na órbita devida a perturbação do Sol, foi utilizado um modelo de integral no qual o desvio acumulado entre os modelos com e sem perturbação pode ser inferido para cada elemento orbital. Nesse modelo faz-se a integração no tempo do módulo da diferença dos elementos orbitais obtidos em cada instante. Os resultados para os desvios de e e i são apresentados na Figura 2. É possível analisar na Figura 2 que o desvio acumulado é maior para órbitas cada vez mais excêntricas.

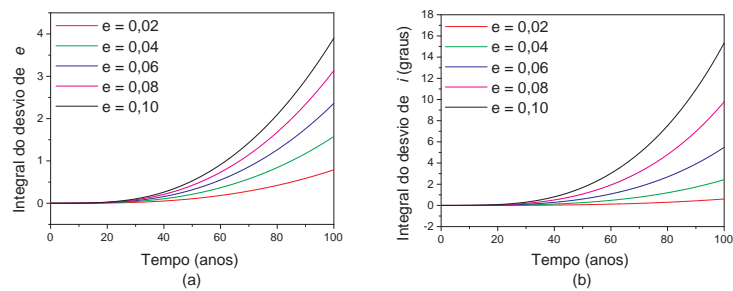


Figure 2: (a) Desvio de e e (b) Desvio de i em função do tempo.

Agradecimentos

Ao CNPq (Processos: PQ 310317/2016-9 e PIBIC 121694/2016-0), à FAPESP (Processo 2018/00767-3) e à UNESP - Campus São João da Boa Vista.

References

- [1] X. Liu, H. Baoyin, X. Ma. Long-term perturbations due to a disturbing body in elliptic inclined orbit. *Astrophysics and SpaceScience*, vol.339, no.2, pp.295-304, (2012).
- [2] Murray, C. C., Dermott, S. F. *Solar System Dynamics*. Cambridge University Press, 1999