

Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics

Estudo de órbitas de satélites artificiais ao redor de Vênus

Ana C. Oliveira¹

Rita C. Domingos²

Lucas M. Silva³

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

Diogo M. Sanchez⁴

Antônio F. B. A. Prado⁵

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

O estudo de órbitas é um tópico de grande interesse em missões espaciais, pois é uma etapa fundamental no planejamento de missões interplanetárias, contribuindo muito para seu sucesso [1] e [2]. Em particular, para missões para o planeta Vênus, estes estudos são fundamentais, pois Vênus está próximo do Sol, e este último possui um papel importante na perturbação da órbita de um veículo espacial em torno de Vênus. Dentro deste contexto, o presente trabalho apresenta um estudo sobre a perturbação do Sol e seu efeito sobre órbitas de veículos espaciais ao redor de Vênus. Neste problema, a perturbação do Sol é tratada como a perturbação de um terceiro corpo em órbita elíptica. Este tipo de problema foi estudado em [3]. Naquele estudo desenvolveu-se o modelo de dupla média com a função perturbadora expandida em Polinômios de Legendre até segunda ordem. O modelo de dupla média é tomado sobre os movimentos médio dos corpos perturbado e perturbador, visando eliminar as perturbações de curto período que aparecem na trajetória do veículo espacial. Assim, a função perturbadora é dada pela equação (1):

$$\langle\langle R_2 \rangle\rangle = K' \frac{\mu' n'^2 a^2}{16} [2(3 \cos^2 i - 1) + 3e^2(3 \cos^2 i - 1) + 15e^2 \sin^2 i \cos(2\omega)] \quad (1)$$

Depois disso, as equações das taxas de variação como uma função dos elementos orbitais (excentricidade e , inclinação i , argumento do pericentro ω e longitude do nodo ascendente Ω) do veículo espacial são obtidas das equações planetárias de Lagrange. Assim, as equações das taxas de variação são dadas pelas equações (2) a (5), como a seguir [3]:

$$\frac{de}{dt} = K \frac{15\mu' n'^2 e \sqrt{1-e^2}}{8n} \sin^2 i \sin 2\omega \quad (2)$$

$$\frac{di}{dt} = K \frac{-15\mu' n'^2 e^2}{16n\sqrt{1-e^2}} \sin 2i \sin \omega \quad (3)$$

¹anacecilia.oliveira016@gmail.com

²rita.domingos@unesp.br

³lucasmrimsilva@hotmail.com

⁴sanchezfsica@gmail.com

⁵prado@dem.inpe.br

$$\frac{d\omega}{dt} = K \frac{3\mu'n'^2}{8n\sqrt{1-e^2}} [(5 \cos^2 i - 1 + e^2) + 5(1 - e^2 - \cos^2 i) \cos 2\omega] \quad (4)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = K \frac{3\mu'n'^2 \cos i}{8n\sqrt{1-e^2}} [5e^2 \cos 2\omega - 3e^2 - 2] \quad (5)$$

Sendo $K = [1 + \frac{3}{2}e'^2 + \frac{15}{8}e'^4]$ e μ' , n' e e' são a razão de massa, o movimento médio e a excentricidade do corpo perturbador, respectivamente.

A integração numérica das equações (2) a (5), dada uma condição inicial para o veículo espacial em órbita ao redor de Vênus, fornece a variação ao longo do tempo de cada elemento orbital do veículo devida ao efeito secular da perturbação do Sol. Neste estudo, a estabilidade da órbita do veículo é analisada em termos da manutenção da excentricidade e da inclinação, dentro de certos limites pré-fixados. O objetivo é encontrar órbitas que sofrem o mínimo de desvio da órbita nominal.

Para inferir a magnitude da perturbação do Sol, nas órbitas que sofrem o mínimo de desvio da órbita nominal, nós utilizamos o modelo da integral da aceleração perturbadora no qual a integral das componentes da diferença entre aceleração total $\ddot{\mathbf{r}}$ do veículo espacial e a aceleração de uma órbita kepleriana $\ddot{\mathbf{r}}_k$, dada por $\mathbf{a} = \ddot{\mathbf{r}} - \ddot{\mathbf{r}}_k$, resulta na perturbação líquida sobre o sistema [4]. Nesta pesquisa as integrais são avaliadas numericamente.

Os resultados utilizando a integral da aceleração da perturbação mostraram o quanto as órbitas do veículo espacial sob a perturbação do Sol diferem de uma órbita kepleriana de referência. Quanto menor for o valor desta integral, menos perturbado é o sistema. Além disso, o valor da integral fornece informações sobre a magnitude do incremento de velocidade necessário para manter a órbita estudada o mais próximo possível da órbita kepleriana de referência.

Agradecimentos

Agradecemos ao CNPq (Processos: PQ 310317/2016-9, PIBIC 121694/2016-0 e PIBIC 111507/2018-9) e à UNESP - Campus São João da Boa Vista.

References

- [1] Mitchell, D. *Inventing The Interplanetary Probe. The Soviet Exploration of Venus*, (2003).
- [2] <http://www.planetary.org/explore/space-topics/space-missions/missions-to-venus-mercury.html>
- [3] R. C. Domingos, R. V. Moraes, A. F. B. A. Prado. Third-body perturbation in the case of elliptic orbits for the Disturbing Body. *Math Probl, Eng.* (2008).
- [4] Sanchez, D. M., Prado, A. F. B. A. On the use of mean motion resonances to explore the Haumea system. *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, AAS 17-762*, (2017)