

Perturbações Orbitais sobre um Satélite Artificial na Vizinhança de Deimos

GONÇALVES, L. D.¹, ROCCO, E. M.², DE MORAES, R. V.³

¹Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Aluna de Doutorado do curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais - CMC.

²Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil

³Universidade Federal de São Paulo, São José dos Campos, SP, Brasil

lianadgon@gmail.com.br

Resumo. *O presente trabalho apresenta um estudo das principais perturbações orbitais capazes de alterar a órbita de um satélite artificial na vizinhança de Deimos, a menor e mais distante lua de Marte. São consideradas a perturbação devido ao campo não central de Deimos, a intensa atração gravitacional de Marte, a atração gravitacional do Sol e a pressão de radiação solar. O potencial gravitacional de Deimos é modelado utilizando o método dos poliedros e o potencial gravitacional de Marte é modelado a partir da expansão em harmônicos esféricos. A partir desse estudo é possível determinar a trajetória que seria descrita por um satélite artificial ao redor de Deimos, mesmo quando levadas em consideração as intensas forças perturbativas capazes causar significativos desvios na órbita do veículo espacial.*

Palavras-chave: Deimos; Perturbações Orbitais; Satélites Artificiais; Dinâmica Orbital.

1. Introdução

Mesmo menor e mais distante de Marte quando comparada a Fobos, Deimos foi a primeira lua descoberta. Devido à proximidade entre Marte e Deimos e a diferença de massa entre os corpos, o planeta exerce significativa influência na trajetória de um satélite artificial na vizinhança de Deimos.

Sendo assim, o presente trabalho objetiva apresentar um estudo das principais perturbações capazes de alterar a órbita de um satélite artificial na vizinhança de Deimos, bem como uma análise do desvio causado nos elementos orbitais que caracterizam a órbita do veículo espacial, além de apresentar uma opção para manter um satélite artificial perto de Deimos por um longo período de tempo, mesmo quando a intensa atração gravitacional de Marte é considerada.

As perturbações consideradas são o campo gravitacional não central de Deimos, modelado utilizando o método dos poliedros (Werner, 1993 e Werner e Scheers, 1996), a atração gravitacional de Marte, modelada a partir do modelo apresentado por Lemoine et al. (2011), que nos permite expandir o potencial gravitacional do planeta até 80 grau e ordem, a atração gravitacional de Fobos e do Sol e a pressão de radiação solar.

Todas as simulações foram feitas a partir de um simulador de trajetória orbital, Spacecraft Trajectory Simulator – STRS (Rocco, 2008), que utiliza propulsão contínua e controle orbital em malha fechada.

2. Metodologia

Para o estudo do campo gravitacional não central de Deimos foi inserido no simulador de trajetória STRS um modelo, baseado no modelo de poliedros, que nos permite considerar a alta irregularidade com relação ao formato e distribuição de massa de Deimos. O potencial gravitacional de Marte foi considerado utilizando o modelo GMM-2B. Também foram consideradas as perturbações devido à atração gravitacional do Sol, além da pressão de radiação solar.

2.1. Potencial Gravitacional de Deimos

O potencial gravitacional de Deimos foi modelado baseado no método dos poliedros (Werner, 1993 e Werner e Scheers, 1996) e na metodologia utilizada por Venditti (2013). A partir da leitura de tabelas fornecidas pela NASA (Gaskell, 2011), contendo as coordenadas de cada poliedro que forma o corpo, foi desenvolvido um modelo que descreve o formato altamente irregular da lua. Então, é calculado o baricentro de cada tetraedro e nele é alocada uma concentração de massa proporcional ao volume de cada poliedro. Com as posições de cada concentração de massa é possível calcular o potencial gravitacional gerado por cada concentração, e o somatório do potencial gerado por cada concentração fornece o potencial gravitacional gerado por Deimos. Dessa forma é possível obter o potencial gravitacional quando considerada a alta irregularidade no formato e na distribuição de massa de Deimos.

2.2. Potencial Gravitacional de Marte

Para a atração gravitacional de Marte foi implementado no STRS o modelo GMM-2B, elaborado por Lemoine et al. (2011) que utiliza a Equação (1) (Kaula, 1966) expandida até grau e ordem 80.

$$U = \frac{GM}{r} \left\{ 1 + \sum_{l=2}^{\infty} \left(\frac{a_e}{r} \right)^l \sum_{m=0}^l [\bar{C}_{lm} \cos m\lambda + \bar{S}_{lm} \sin m\lambda] \bar{P}_{lm}(\sin \phi) \right\} \quad (1)$$

em que G é a constante gravitacional universal, M é a massa do planeta, a_e é o raio equatorial, \bar{P}_{lm} são os polinômios de Legendre associados normalizados de grau l e ordem m , r é a coordenada radial fixa no corpo, ϕ é a latitude e λ é a longitude, e \bar{C}_{lm} e \bar{S}_{lm} são os coeficientes normalizados da expansão dos harmônicos esféricos.

2.3. Atração gravitacional de Fobos e do Sol

De acordo com Szebehely (1967) o problema geral de três corpos fornece uma maneira simples de calcular as acelerações perturbadoras devido à atração gravitacional dos corpos, obtido a partir de lei da gravitação de Newton, dadas pelo conjunto de Equações (2).



$$\begin{aligned}\ddot{\vec{r}}_1 &= -Gm_2 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3} + Gm_3 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3} \\ \ddot{\vec{r}}_2 &= -Gm_3 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3} + Gm_1 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3} \\ \ddot{\vec{r}}_3 &= -Gm_1 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3} + Gm_2 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3}\end{aligned}\quad (2)$$

em que \vec{r}_1 , \vec{r}_2 e \vec{r}_3 são os vetores posição dos corpos, m_1 , m_2 e m_3 são as massas dos corpos e G é a constante gravitacional.

2.3. Pressão de Radiação Solar

O modelo da perturbação devido à pressão de radiação solar foi desenvolvido baseado no modelo do albedo (Rocco, 2010).

Tendo em vista que para o modelo do albedo é necessário que seja feita a modelagem do movimento do Sol, bem como a sua radiação emitida, do movimento da Lua e do movimento do satélite, tais rotinas foram igualmente utilizadas para o cálculo da pressão de radiação solar. Entretanto, deve-se considerar que a radiação solar incide diretamente na superfície do satélite, ao invés de considerar que a radiação solar foi refletida por algum corpo celeste antes de atingir o satélite, como no caso do albedo.

Modelos de pressão de radiação solar podem ser encontrados em Vilhena de Moraes (1978) e Zanardi (1993).

3. Resultados e Discussão

Como citado anteriormente, primeiramente é feito um estudo das principais forças perturbativas capazes de alterar a órbita de um satélite artificial na vizinhança de Deimos, quando o veículo espacial permanece próximo à superfície da lua.

Devido à intensa perturbação do potencial gravitacional de Marte, manobrar um satélite artificial para que se aproxime de Deimos, e mantê-lo ali, pode não ser uma tarefa simples. Sendo assim, é apresentada também uma opção para manter um satélite artificial próximo a Deimos por um longo período de tempo.

3.1. Perturbações orbitais

As Figuras 1 a 4 apresentam o incremento de velocidade perturbador devido ao potencial gravitacional de Deimos, atração gravitacional de Marte e do Sol e pressão de radiação Solar, para uma órbita na vizinhança de Deimos para um tempo de simulação de 5 dias.

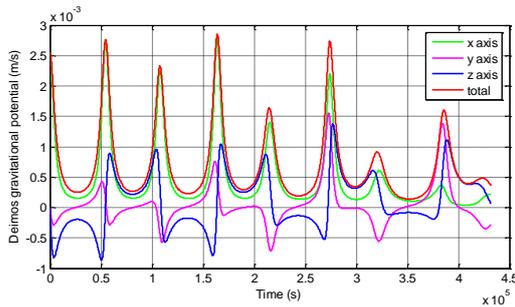


Figura 1. Perturbação devido a Deimos (5 dias).

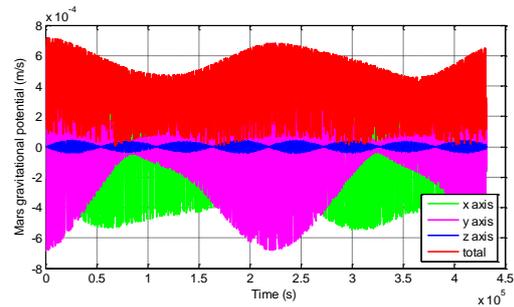


Figura 2. Perturbação devido à Marte (5 dias).

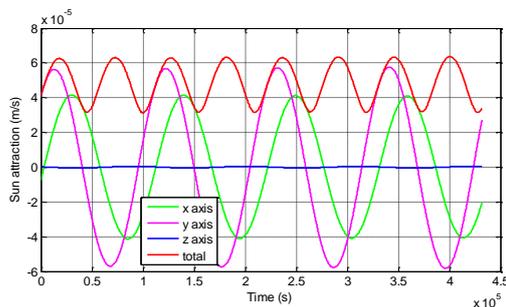


Figura 3. Perturbação devido ao Sol (5 dias).

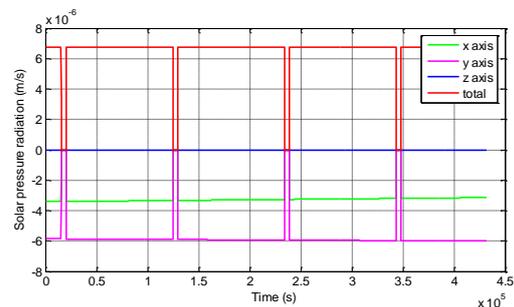


Figura 4. Perturbação devido à pressão de radiação (5 dias).

3.1. Estratégia para manter o satélite artificial na vizinhança de Deimos

Devido à significativa diferença de massa entre Deimos e Marte, e ao fato de Deimos realizar uma órbita perto de Marte, o campo gravitacional do planeta exerce influência significativa na órbita de um satélite artificial em torno de Deimos, o que pode dificultar manter um satélite em uma órbita estável por um longo período de tempo. Os parâmetros físicos e orbitais de Marte e Deimos são apresentados nas Tabelas 1 e 2.

Tabela 1. Parâmetros de Marte.

Massa	$6,4171 \times 10^{23}$ kg
Raio Equatorial	3396,2 km

Tabela 2. Parâmetros de Deimos.

Massa	$1,8 \times 10^{15}$ kg
Raio equatorial	$6,2 \pm 0,18$ km
Semi-eixo maior	23463,2 km
Excentricidade	0,00033
Inclinação (com respeito ao equador de Marte)	$0,93^\circ$
Período orbital	1,263 dias

A estratégia para manter o satélite artificial perto de Deimos adotado neste trabalho é manter o satélite na realidade em órbita de Marte, mas com o mesmo período orbital de Deimos e condições iniciais similares à órbita de Deimos em torno de Marte. Um estudo usando esta abordagem, para um satélite na proximidade de Fobos, pode ser encontrado em Gonçalves et. al, 2016 e Rocco et. al, 2017. Para esta abordagem foi utilizado um

sistema de referência semelhante ao adotado nas manobras de rendezvous. Os eixos coordenados H-bar, R-bar e V-bar, mostrados nas Figuras 6 e 7, representam, respectivamente, as coordenadas na direção oposta ao momento angular, na direção do centro do corpo central e na direção do vetor de velocidade (Fehse, 2003).

Na Figura 5, a órbita vermelha é a órbita do satélite artificial em torno de Marte e a órbita verde é a órbita de Deimos. Podemos ver claramente que o satélite orbita Marte, por isso é possível mantê-lo perto de Deimos. Este estudo foi realizado por um tempo de simulação de 30 dias e 100 dias.

Nas Figuras 6 e 7 podemos ver que o satélite permanece muito perto de Deimos, mas ao longo do tempo está se afastando. Isso ocorre porque Deimos e o satélite são perturbados por Marte, mas o satélite também é perturbado por Deimos. Devido à perturbação de Deimos, o satélite deixa de ter os elementos keplerianos similares aos da lua. Portanto, a perturbação devido ao potencial gravitacional de Marte, adicionada à perturbação devido ao potencial gravitacional de Deimos, fazem com que a distância entre o satélite e Deimos aumente ao longo do tempo.

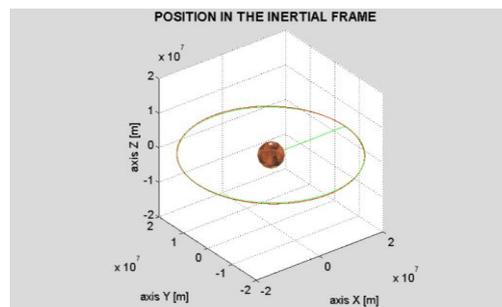


Figure 5. Deimos and satellite orbits around Mars.

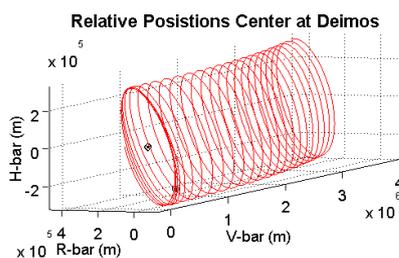


Figura 6. Trajetória na vizinhança de Deimos (30 dias).

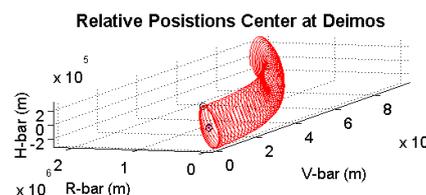


Figura 7. Trajetória na vizinhança de Deimos (100 dias).

As Figuras 8 a 19 mostram o incremento de velocidade perturbador devido à atração gravitacional de Deimos, de Marte, do Sol, à pressão de radiação solar, a perturbação total e a distância entre o veículo espacial e Deimos para o tempo de simulação de 30 e 100 dias.

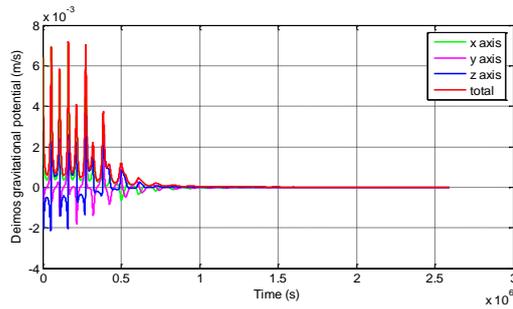


Figura 8. Perturbação devido a Deimos (30 dias).

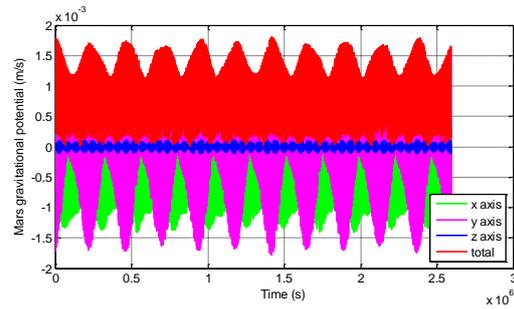


Figura 9. Perturbação devido à Marte (30 dias).

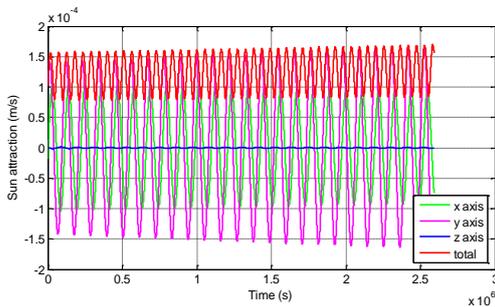


Figura 10. Perturbação devido ao Sol (30 dias).

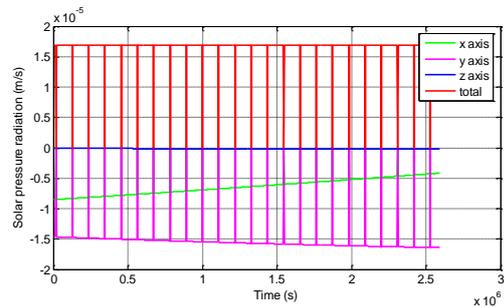


Figura 11. Perturbação devido à pressão de radiação (30 dias).

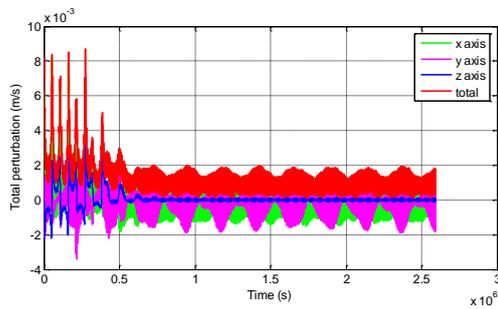


Figura 12. Perturbação total (30 dias).

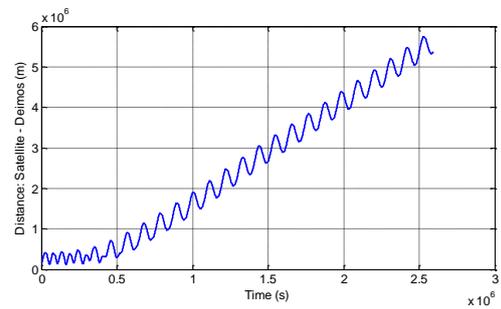


Figura 13. Distância satélite-Deimos (30 dias).

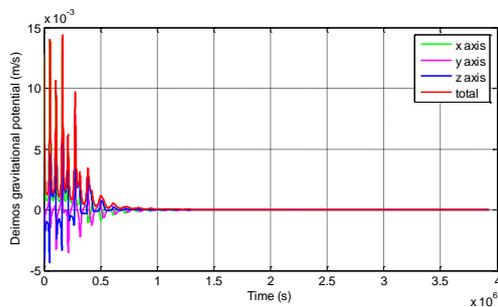


Figura 14. Perturbação devido a Deimos (100 dias).

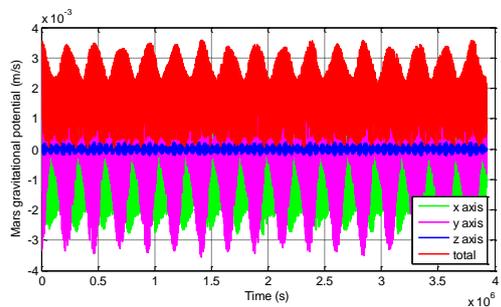


Figura 15. Perturbação devido à Marte (100 dias).

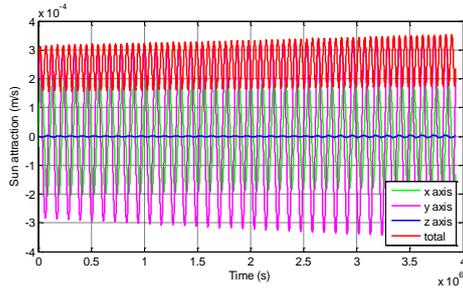


Figura 16. Perturbação devido ao Sol (100 dias).

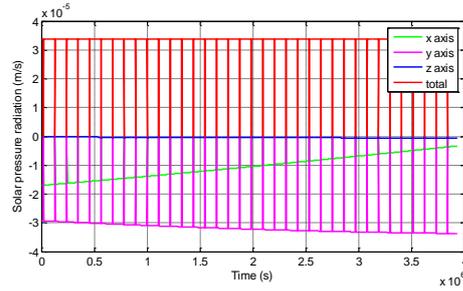


Figura 17. Perturbação devido à pressão de radiação (100 dias).

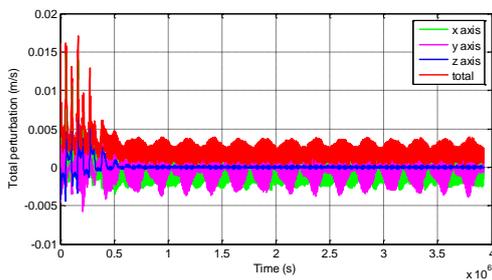


Figura 18. Perturbação total (100 dias).

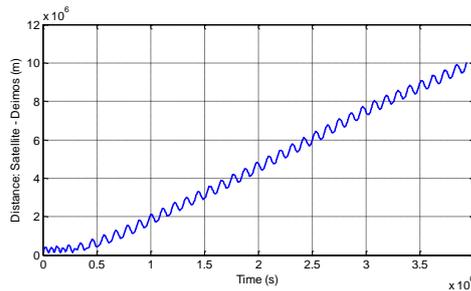


Figura 19. Distância satélite-Deimos (100 dias).

Podemos notar diferença na magnitude da perturbação devido ao potencial gravitacional dos corpos estudados. Mesmo com massa significativamente maior, no caso das condições iniciais estudadas, Marte exerce menor influência do que Deimos. No entanto, essa diferença não é suficiente para manter a nave espacial orbitando Deimos indefinidamente, e a soma das perturbações faz com que os elementos orbitais evoluam ao longo do tempo e o veículo espacial se distancie da lua, como pode ser visto nas Figuras 13 e 19. A inconstância do potencial gravitacional de Marte (Figuras 9 e 15) também é notável. Isso ocorre porque é considerado alto valor de grau e ordem na expansão dos harmônicos esféricos do planeta.

Quando as Figuras 8 e 14 são comparadas, é possível observar que existem picos de maior perturbação. Isso se deve ao fato de que há momentos de maior e menor aproximação entre a nave espacial e Deimos.

Nas Figuras 20 a 22, são apresentados os elementos keplerianos que caracterizam a órbita do satélite artificial, apenas para o caso de simulação de 100 dias.

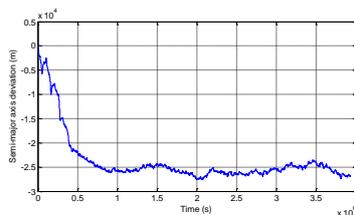


Figura 20. Desvio no semi-eixo maior (100 dias).

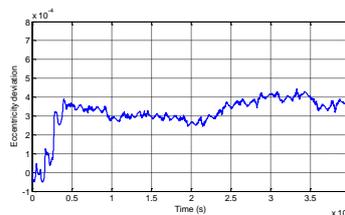


Figura 21. Desvio na excentricidade (100 dias).

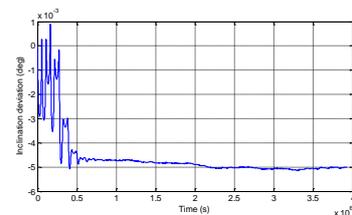


Figura 22. Desvio na inclinação (100 dias).

As Figuras 20 a 22 mostram que o desvio nos elementos orbitais foram mais pronunciados no início da simulação, quando o satélite estava mais próximo de Deimos.

Vale ressaltar que os desvios apresentados são para a órbita do satélite em torno de Marte, seguindo a abordagem proposta.

4. Conclusão

As perturbações estudadas têm magnitudes próximas, o que pode tornar difícil manter uma nave espacial orbitando Deimos. No entanto, com a abordagem adotada é possível realizar trajetórias próximas à superfície de Deimos, mesmo quando considerada a atração gravitacional de Marte. Verificou-se que a variação nos elementos orbitais, se deve essencialmente ao potencial gravitacional não-central de Deimos e à atração gravitacional de Marte. A abordagem apresentada, em que o veículo espacial permanece próximo a Deimos, pode ser de grande importância para a observação, realização de experimentos ou até mesmo pouso.

Referências

- Fehse W (2003), Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft
- Gaskell, R.W. (2011) "Gaskell Phobos Shape Model V1.0." VO1-SA-VISA/VISB-5-PHOBOSHAPE-V1.0. NASA Planetary Data System.
- Gonçalves, L. D., Rocco, E. M., de Moraes, R. V. (2016) "Trajetórias na vizinhança de Fobos visando sobrevoos a aproximação". In: Colóquio Brasileiro de Dinâmica Orbital, 2016, Águas de Lindoia. Resumos do XVIII CBDO.
- Kaula, W. M. (1966), Theory of Satellite Geodesy, Blaisdell, Waltham, Mass.
- Lemoine, F. G., Smith, D. E., Rowlands, D. D., Zuber, M. T., Neumann, G. A., Chinn, D. S., Pavlis, D. E. (2001) An improved solution of the gravity field of Mars (GMM-2B) from Mars Global Surveyor. Journal of Geophysical Research, Vol 106.
- Rocco, E. M. (2008) "Análise da Trajetória devido ao Albedo Terrestre Aplicada a algumas Missões Científicas". In: International Conference on Mathematical Problems in Engineering., Genova.
- Rocco, E. M. (2010) Evaluation of the terrestrial albedo applied to some scientific missions, Space Science Reviews, v. 151, n. 1-3, p. 135-147, 2010. doi: 10.1007/s11214-009-9622-6
- Rocco, E. M., Gonçalves, L. D., de Moraes, R. V. (2017) "Orbital Maneuvers in the Non-Central Gravitational Field of Phobos Perturbed by the Gravitational Attraction due to Mars, Sun and Deimos". In: 27th Space Flight Mechanics Meeting, San Antonio. Proceedings of the 27th Space Flight Mechanics Meeting
- Szebehely, V. (1967) Theory of orbits. Academic Press Inc. New York.
- Venditti, F. C. F. (2013) "Orbital maneuvers around irregular shaped bodies". Tese de Doutorado, INPE, São José dos Campos. <http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3F7Q5U2>.
- Vilhena de Moraes, R., (1978) "Ação da pressão de radiação solar e do arrasto atmosférico sobre órbitas de satélites artificiais", Tese de Doutorado, ITA, São José dos Campos.
- Zanardi, M.C.F.P.S., (1993) "Influência do torque de radiação solar na atitude de um satélite artificial", Tese de Doutorado, ITA, São José dos Campos, 1993.