

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

TRAJETÓRIAS IMERSAS NO CAMPO GRAVITACIONAL NÃO CENTRAL DE FOBOS PERTURBADAS PELAS ATRAÇÕES GRAVITACIONAIS DE MARTE E DO SOL

Evandro Marconi Rocco¹, evandro.rocco@inpe.br
Liana Dias Gonçalves¹, lianadgon@gmail.com
Rodolpho Vilhena de Moraes², rodolpho.vilhena@gmail.com

¹Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, Av. dos Astronautas, 1758. São José dos Campos, Brasil.

²Unifesp, R. Talim, 330. São José dos Campos, Brasil

Resumo: Fobos é o satélite natural de Marte cuja órbita encontra-se aproximadamente a seis mil quilômetros de altitude. Uma missão que visa orbitar Fobos, seja para um rápido sobrevoo ou objetivando um pouso na superfície, está sujeita a uma intensa perturbação orbital devido à atração gravitacional de Marte. Neste cenário não é possível manter uma órbita estável em torno do satélite de Marte por um longo período. Além disso o campo gravitacional de Fobos não pode ser considerado central, já que Fobos não é esférico, assemelhando-se mais ao formato de um asteroide irregular. Dessa maneira, este trabalho tem como objetivo simular trajetórias de um veículo espacial ao redor de Fobos considerando um campo gravitacional não central gerado por Fobos, obtido por meio de um modelo poliedral para a distribuição de massa do satélite. O modelo poliedral, desenvolvido pela NASA (National Aeronautics and Space Administration), foi elaborado por meio das imagens de Fobos obtidas pelas missões Viking. Baseado no modelo poliedral utilizou-se neste trabalho concentrações de massas correspondentes a massa de cada poliedro, alocadas nos centroides dos poliedros, de maneira a modelar a distribuição de massa de Fobos. Consideram-se ainda nas simulações as atrações gravitacionais de Marte e do Sol com o intuito de mapear a intensidade das perturbações orbitais que afetariam a trajetória de veículos espaciais em missões de aproximação e/ou pouso na superfície de Fobos.

Palavras-chave: Campo gravitacional não central, movimento orbital, astrodinâmica

1. INTRODUÇÃO

No início do século XVII, o astrônomo alemão Johannes Kepler propôs que Marte poderia ter duas luas. Apesar de ter acertado o número de satélites naturais de Marte, Kepler baseou sua proposição na argumentação equivocada de que como Marte está localizado entre a Terra e Júpiter, e sabendo que a Terra tem um satélite natural e que Júpiter tem quatro (satélites galileanos conhecidos na época), por indução ele concluiu que Marte deveria ter duas luas.

Mesmo com a ausência de evidências de que Marte possuía luas, o astrônomo americano Asaph Hall realizou estudos do U.S. Naval Observatory, em Washington, observando as proximidades do planeta de maneira mais detalhada do que havia sido feito em pesquisas anteriores. Assim, na noite de 12 de agosto de 1877 ele descobriu a lua que mais tarde seria conhecida como Deimos e, seis dias depois, encontrou Fobos. As duas luas estavam tão perto de Marte que eram escondidas pelo brilho do planeta.

De todas as luas conhecidas no Sistema Solar, Fobos é a que orbita mais próxima de seu primário. Acredita-se que Fobos seja possivelmente um asteroide capturado por Marte, tornando-se um destino interessante para missões científicas (Sagitovet al, 1982).

Demorou quase um século para que se começasse a entender os pequenos satélites naturais de Marte. Em 1971, a NASA lançou a nave espacial Mariner 9, cujas imagens revelaram a forma não esférica de Fobos e Deimos. Dando continuidade às pesquisas sobre os satélites que circundam Marte, ainda nos anos 70 outras missões que foram lançadas para o espaço enviaram informações sobre Fobos e Deimos, ainda que o objetivo principal fosse estudar o planeta. Em 1977 a missão Viking 1 foi realizada com sucesso nos enviando informações sobre Marte e seus satélites. Alguns anos depois a pesquisa continuava e foram lançadas as sondas Mars Global Surveyor (1996), Mars Express (2003), Mars

Reconnaissance Orbiter (2005) e Spirit (2005), cujos programas também contribuíram para os estudos de Fobos e Deimos.

Algumas missões dedicadas à Fobos e Deimos também foram realizadas pela União Soviética. Em 1988 as duas sondas Phobos1 e 2 foram enviadas à Marte, porém sem sucesso. Em 2011 a Agência Espacial Russa planejou uma nova missão à Fobos, chamada Fobos-Grunt, cujo objetivo era trazer para a Terra amostras do solo do satélite natural. Porém, a missão falhou ainda em órbita terrestre.

O interesse científico nos satélites de Marte se concentra em entender sua enigmática composição e origem, o que iria fornecer informações sobre a origem do Sistema Solar. Os dados obtidos pelas missões espaciais já realizadas abriram portas para a modelagem da forma e do campo gravitacional, tornando o sistema de Marte e seus satélites objeto de extensa pesquisa (Turner, 1978; Chao e Rubincam 1989), que continua até hoje (Willner 2009; Zamaro and Biggs 2015).

A exploração das luas de Marte tem chamado atenção devido à possibilidade, em longo prazo, de realização de uma missão humana a Marte (Sommerer 2014; Hopkins e Pratt 2011; Lee 2012). Fobos, a lua maior e mais próxima do planeta, é considerada uma candidata ideal para o pouso de uma nave espacial com objetivo de explorar Marte (Brandenburg 2012; Troutman 2014; Price et al 2014).

A NASA está considerando chegar à superfície de Fobos na próxima década com a missão Phobos Surveyor (Pandika, 2012), e a ESA está programando uma missão para Fobos com recolhimento de amostras (Koschny 2012). O crescente interesse na realização de missões bem sucedidas para Marte e seus satélites naturais estimula a necessidade e curiosidade de investigação de órbitas ao redor de Fobos (Lidov e Ivashkov'yak 1993; Gil e Schwartz 2010; da Silva Pais Cabral 2011; Zamaro and Biggs, 2015), principal foco do estudo deste trabalho.

Dessa maneira, este trabalho tem como objetivo simular trajetórias de um veículo espacial nas proximidades de Fobos por meio da utilização do ambiente de simulação Spacecraft Trajectory Simulator (STRS), considerando o campo gravitacional não central gerado por Fobos, obtido por meio de um modelo poliedral para a distribuição de massa de Fobos. Consideram-se ainda nas simulações as atrações gravitacionais de Marte e do Sol com o intuito de mapear a intensidade das perturbações orbitais que afetariam a trajetória de veículos espaciais em missões de aproximação e/ou pouso na superfície de Fobos.

2. SIMULAÇÃO DA TRAJETÓRIA ORBITAL

O simulador orbital Spacecraft Trajectory Simulator (STRS) foi desenvolvido por Rocco (2008) e utilizado por Rocco et al. (2010), Oliveira et al. (2011), Santos et al. (2012), Rocco (2013), Venditti et al. (2013), Gonçalves et al. (2013), Rocco (2014), Santos et al. (2014), Rocco (2015) e Gonçalves et al. (2015a e 2015b). O STRS usa um sistema de controle em malha fechada para a trajetória. Na simulação, o movimento orbital pode ser obtido resolvendo a Equação. (1) para cada etapa da simulação, onde M é a média anomalia, u é a anomalia excêntrica e e é a excentricidade da órbita.

$$M = u - e \sin u \quad (1)$$

Dado um estado inicial e um intervalo de tempo, o estado pode ser convertido em elementos keplerianos ao se resolver o problema inverso de posicionamento de um satélite. Em seguida, utilizando a equação de Kepler, esses elementos são propagados considerando o intervalo de tempo determinado. O novo estado do satélite pode ser obtido a partir da solução do problema direto de posicionamento (Kuga et al., 2008;. Roy, 2005).

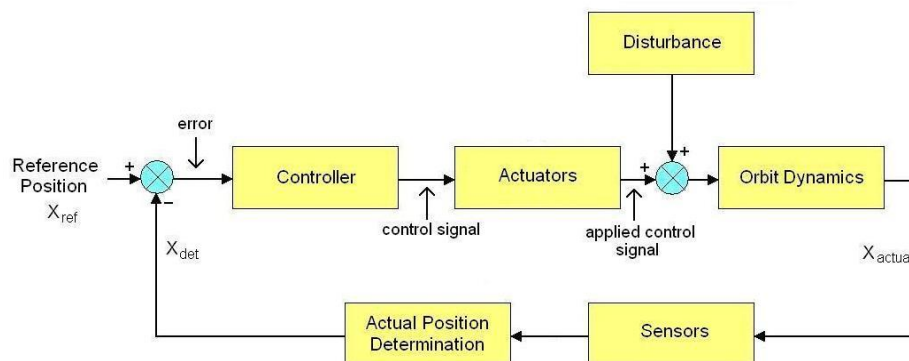


Figura 1. Arquitetura do sistema de controle em malha fechada da trajetória.

A arquitetura do STRS é apresentada na Fig. 1. A trajetória de referência pode ser obtida a partir de um subsistema de guiamento capaz de proporcionar o melhor caminho a ser seguido (solução do TPBVP). Esta referência é continuamente comparada com a posição atual do veículo espacial. Portanto, um sinal de erro é gerado pela diferença entre os estados atuais e de referência. Em seguida, o sinal de erro é enviado para um controlador proporcional-integral-

derivativo (PID), cuja lei de controle é definida pela Equação (2), onde K_p é o ganho proporcional, K_i é o ganho integral, K_d é o ganho derivado, e $er(t)$ é o sinal de erro.

$$c(t) = K_p er(t) + K_i \int er(t)dt + K_d \frac{d er(t)}{dt} \quad (2)$$

O controlador gera um sinal com o intuito de reduzir o erro, que é enviado para o sistema de propulsão. Neste momento, considerando-se o modelo do atuador, é gerado um sinal para ser aplicado no modelo dinâmico do movimento orbital. Em seguida, o estado atual do veículo espacial é determinado e um subsistema contendo o modelo do sensor é utilizado para estimar o estado atual, tendo em vista um sistema de coordenadas inercial centrado no centro de Fobos. Finalmente, a posição atual do satélite é comparada com a posição de referência, e o ciclo inicia-se novamente.

3. PERTURBAÇÕES ORBITAIS

A existência de forças perturbadoras tende a causar variações no estado do satélite, fazendo com que a análise dos desvios na trajetória seja algo relevante e que deva ser considerado na análise de missão de veículos espaciais. Sendo assim, as perturbações causadas pelo potencial gravitacional de Marte e pela atração gravitacional do Sol foram incluídas nas simulações. Os modelos matemáticos destas perturbações podem ser encontrados em Roy (2005), Chobotov (1991) e Kaula (1966). Uma breve discussão das perturbações orbitais consideradas neste trabalho é apresentada a seguir.

3.1. Potencial gravitacional de Marte

Considerando duas partículas de massa m e M , sendo $M \gg m$, separadas por uma distância r , a aceleração $\vec{a}_m$ da massa m em relação ao centro de massa das partículas, de acordo com a lei da gravitação universal de Newton, é dada pela Equação (3):

$$\vec{a}_m = -\frac{GM}{r^3}\vec{r} \quad (3)$$

Em que G é a constante gravitacional ($G = 6,6726 \pm 0,0005 \times 10^{-11} m^3/kg s^2$), $\vec{r}$ é o vetor que conecta as duas partículas e $\vec{a}_m$ é o vetor aceleração da gravidade na direção de $\vec{r}$. O vetor $\vec{a}_m$ pode ser obtido pelo gradiente do potencial gravitacional U , dado pelas Equações (4) a (6):

$$\vec{a}_m = \vec{\nabla}U \quad (4)$$

$$U = \frac{GM}{r} = \frac{\mu}{r} \quad (5)$$

$$F = \frac{\partial U}{\partial r} = -\frac{\mu}{r^2} \quad (6)$$

Derivando U duas vezes com respeito às coordenadas x , y e z , obtemos a equação de Laplace (7):

$$\begin{aligned} \nabla^2 U &= \frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \\ \nabla^2 U &= \mu \left[-\frac{3}{r^3} + \frac{3(x^2 + y^2 + z^2)}{r^5} \right] = 0 \end{aligned} \quad (7)$$

Usando coordenadas esféricas, a solução da equação de Laplace é dada pela Equação (8):

$$U = \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n P_{nm}(\sin \vartheta) [C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)] \quad (8)$$

Em que

$$P_{nm}(s) = (1 - s^2)^{m/2} \frac{d^m}{ds^m} P_n(s)$$

$$P_{nm}(s) = 0, \quad m > n$$

$$P_n(s) = \frac{1}{2^n} \sum_{j=0}^n \frac{(-1)^j (2n-2j)!}{j! (n-j)! (n-2j)!} s^{n-2j}$$

$$N = \frac{n}{2} \text{ para } n \text{ par}; N = \frac{n-1}{2} \text{ para } n \text{ ímpar} \quad n = 0, 1, 2, 3, \dots; s = \sin \phi$$

C_{nm} , S_{nm} são os coeficientes dos harmônicos esféricos, ϕ é a latitude do centro de Marte, λ é a longitude do centro de Marte, $P_{nm}(s)$ são os polinômios associados de Legendre, n é o grau e m a ordem e $P_n(s)$ são os polinômios de Legendre.

3.2. Atração gravitacional do Sol

A função do potencial gravitacional devido à presença do terceiro corpo é dada pela Equação (9) (Chobotov, 1991):

$$F' = \left(\frac{\mu'}{r'}\right) \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{r}{r'}\right)^n P_n \cos \psi \right] \quad (9)$$

Em que: μ' é o produto entre a constante gravitacional e a massa m' do terceiro corpo; r' é o módulo do vetor posição do terceiro corpo em relação ao centro de massa de Marte; ψ é o ângulo entre o vetor posição do satélite com relação a Marte ($\vec{r}$) e o vetor posição do satélite com relação ao terceiro corpo; r é o módulo do vetor posição do satélite com relação a Marte.

De acordo com Prado e Kuga (2001) e 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 (10).

$$\begin{aligned} \ddot{\vec{r}}_1 &= -Gm_2 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3} + Gm_3 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3} \\ \ddot{\vec{r}}_2 &= -Gm_3 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3} + Gm_1 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3} \\ \ddot{\vec{r}}_3 &= -Gm_1 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3} + Gm_2 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3} \end{aligned} \quad (10)$$

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.

3.3. Potencial gravitacional de Fobos

O campo gravitacional de Fobos não pode ser considerado central, já que Fobos não é esférico, assemelhando-se mais ao formato de um asteroide irregular. Assim, neste trabalho considera-se um campo gravitacional não central gerado por Fobos, obtido por meio de um modelo poliedral para a distribuição de massa do satélite. O modelo poliedral utilizado, desenvolvido pela NASA (National Aeronautics and Space Administration – Gaskell et al., 2011), foi elaborado por meio das imagens de Fobos obtidas pelas missões Viking (<http://sbn.psi.edu/pds/archive/shape.html>).

Baseado no modelo poliedral e na metodologia utilizada por Venditti et al. (2013), implementada no ambiente de simulação STRS, utilizou-se neste trabalho concentrações de massas correspondentes a massa de cada poliedro, alocadas nos centroides dos poliedros, de maneira a modelar a distribuição de massa de Fobos. Com as posições de cada concentração de massa foi possível calcular o potencial gravitacional gerado por cada concentração ao longo de toda trajetória do veículo espacial nas proximidades do satélite de Marte. O somatório do potencial gerado por todas as concentrações de massa fornece o potencial gravitacional gerado por Fobos no ponto que o veículo se encontra. A comparação do potencial gravitacional de campo central, considerando uma massa igual à massa de Fobos, e o potencial gravitacional não central, obtido por meio do modelo poliedral associado ao modelo de concentrações de massa, fornece a perturbação gravitacional que o veículo espacial está submetido devido a não esfericidade de Fobos.

4. SIMULAÇÕES E RESULTADOS

Trajetórias ao redor de Fobos representam um grande desafio já que por tratar-se de um corpo de pequenas dimensões (27 x 22 x 18 km), cujo raio médio é de pouco mais que 11,26 km e cuja massa é de $1,0659 \times 10^{16}$ kg, o campo gravitacional é muito tênue quando comparado com o campo gravitacional de Marte cuja massa é de $6,4171 \times 10^{23}$ kg. Além disso, a órbita de Fobos é muito próxima da superfície de Marte e apresenta os seguintes elementos orbitais: semi-eixo maior de 9376 km, que representa apenas 2,76 raios do planeta Marte; excentricidade 0,015; inclinação com relação ao equador de Marte de $1,093^\circ$; período orbital de 7 horas e 39,2 minutos. Essas características fazem com que a região de influencia de Fobos esteja muito próxima da superfície, e em alguns pontos até mesmo em seu interior. Assim, posicionar um veículo espacial de modo a descrever uma trajetória ao redor de Fobos é uma tarefa de grande complexidade, pois as trajetórias descritas pelo veículo acabam por chocar-se com a

superfície ou escapam da sua atração gravitacional assumindo órbitas hiperbólicas com relação à Fobos ($e > 1$). No entanto, durante um curto intervalo de tempo é possível que um veículo descreva uma trajetória nas proximidades de Fobos, antes que o escape da atração gravitacional do satélite ou o choque com sua superfície ocorram. Uma alternativa seria ao invés de tentar orbitar Fobos poder-se-ia alocar o veículo em uma órbita ao redor de Marte de maneira a se aproximar de Fobos, como ocorre em manobras de rendezvous (Santos et al., 2013), ou ainda, tratar o problema como uma variante do problema da formação de satélites. Entretanto, neste trabalho optou-se por não considerar essas alternativas já que o objetivo do trabalho é a avaliação da magnitude do campo gravitacional e das perturbações de origem gravitacional nas proximidades de Fobos, visando trajetórias de aproximação e pouso.

Dessa maneira foram realizadas em uma primeira fase simulações considerando várias órbitas iniciais circulares em planos orbitais diversos. Apesar disso, aqui serão apresentados apenas três casos que ilustram trajetórias nas proximidades de Fobos com diferentes valores iniciais para o semi-eixo maior a , inclinação orbital i e ascensão reta do nodo ascendente Ω . No primeiro caso considerou-se $a = 11$ km, $i = 45^\circ$ e $\Omega = 30^\circ$ (Fig. 2 e Fig. 5 a 8). No segundo caso $a = 12$ km, $i = 45^\circ$ e $\Omega = 50^\circ$ (Fig. 3 e Fig. 9 a 12). No terceiro caso considerou-se $a = 13$ km, $i = 70^\circ$ e $\Omega = 50^\circ$ (Fig. 4 e Fig. 13 a 16). Nesta fase do estudo fica evidente o efeito das perturbações e a impossibilidade de obter uma órbita estável ao redor de Fobos. Na segunda fase do estudo, as simulações visaram mapear o campo gravitacional da região ao redor de Fobos. Para isso foram verificadas as magnitude das perturbações de origem gravitacionais ao longo de trajetórias circulares hipotéticas ao redor de Fobos com raios e inclinações constantes, para cada simulação, de valores que variaram de 11 km a 19 km e 0 a 90 graus. Entretanto aqui serão apresentados os resultados de três simulações que ilustram o mapeamento total feito neste estudo considerando os planos orbitais iniciais dos casos 1 a 3 da fase anterior. Assim, na simulação 1 considerou-se raio de 11 km $i = 45^\circ$ e $\Omega = 30^\circ$ (Fig. 17 a 20). Na simulação 2 raio de 12 km $i = 45^\circ$ e $\Omega = 50^\circ$ (Fig. 21 a 24). Na simulação 3 considerou-se raio 13 km $i = 70^\circ$ e $\Omega = 50^\circ$ (Fig. 25 a 28).

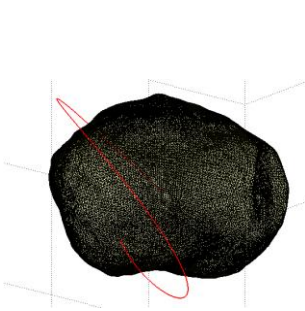


Figura 2. Caso 1

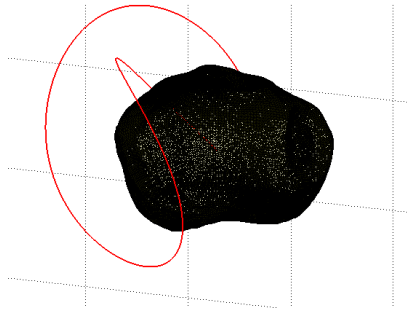


Figura 3. Caso 2

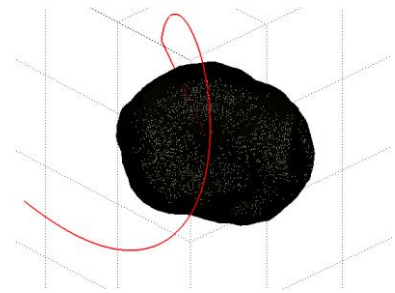


Figura 4. Caso 3

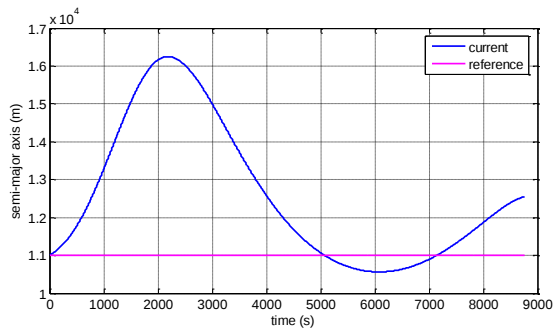


Figura 5. Caso 1: semi-eixo maior.

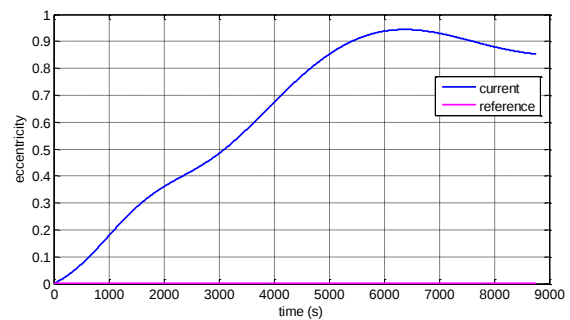


Figura 6. Caso 1: excentricidade.

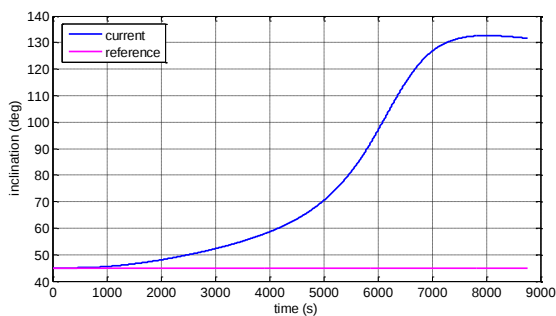


Figura 7. Caso 1: inclinação.

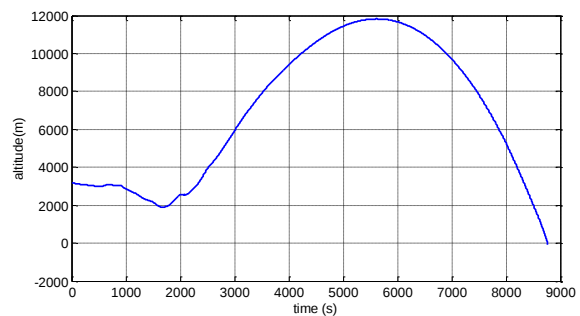


Figura 8. Caso 1: altitude.

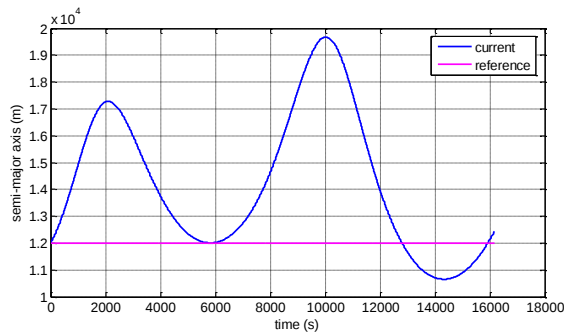


Figura 9. Caso 2: semi-eixo maior.

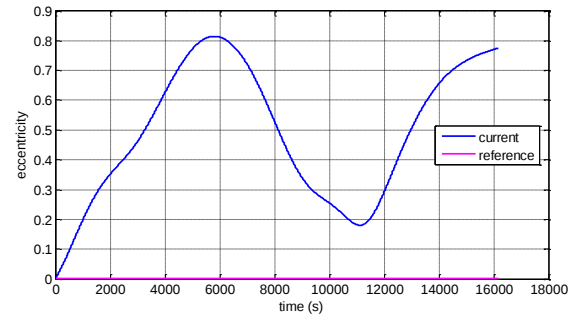


Figura 10. Caso 2: excentricidade.

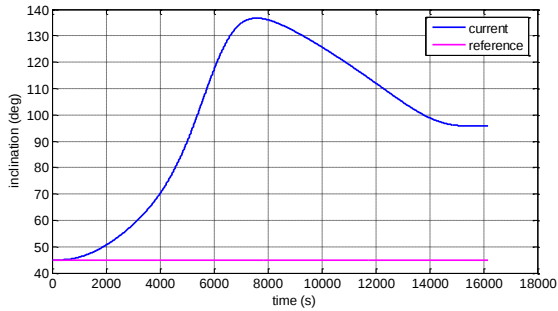


Figura 11. Caso 2: inclinação.

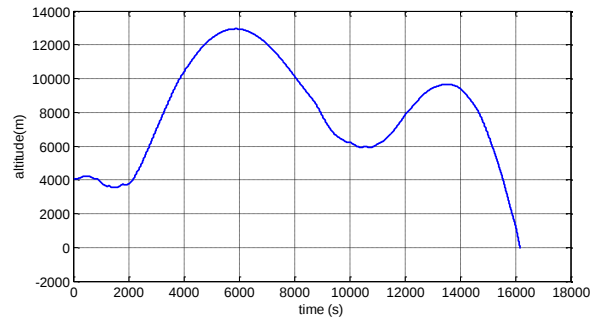


Figura 12. Caso 2: altitude.

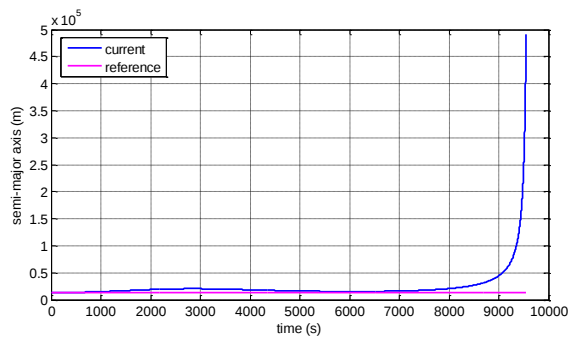


Figura 13. Caso 3: semi-eixo maior.

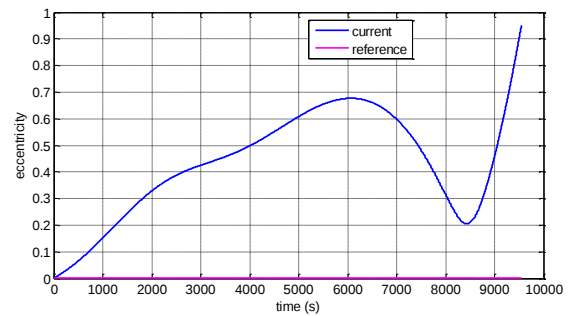


Figura 14. Caso 3: excentricidade.

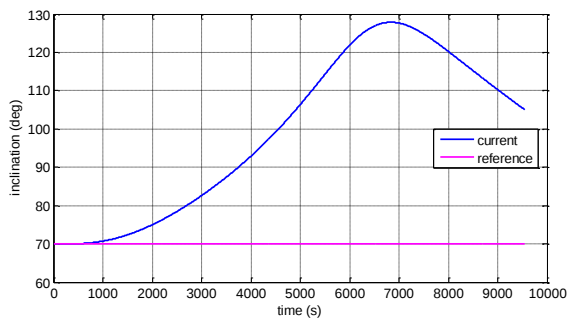


Figura 15. Caso 3: inclinação.

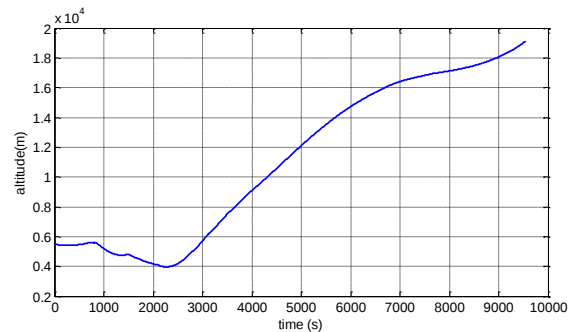


Figura 16. Caso 3: altitude.

A Fig. 5 apresenta a evolução do semi-eixo maior ao longo do tempo para o caso 1. Já as Fig. 6 e 7 mostram a evolução da excentricidade e da inclinação da órbita. Verifica-se que houve uma significativa variação devido à perturbação aplicada ao veículo. Embora neste caso tenha sido possível descrever uma trajetória ao redor de Fobos por um curto período de tempo, o veículo acabou por se chocar com a superfície, como ilustrado na Fig. 8 que apresenta a altitude do veículo com relação à superfície de Fobos.

Para o caso 2 se considera o semi-eixo maior inicial de 12 km, para a mesma inclinação orbital de 45° do caso 1, mas agora com ascensão reta do nodo de 50° ao invés de 30°. Percebe-se nitidamente um efeito ainda mais acentuado da perturbação, já que a trajetória sofreu uma significativa mudança do plano orbital, com a inclinação variando de maneira expressiva, o que evidencia o amplo efeito da atração gravitacional de Marte que age de maneira a tirar o veículo da diminuta atração gravitacional de Fobos, mas neste caso 2 o choque com a superfície do satélite ocorreu antes que o veículo pudesse passar a descrever uma trajetória de escape hiperbólica com relação a Fobos, embora a excentricidade tenha atingido valores significativos como ilustra a Fig. 10.

O caso 3 considera semi-eixo maior de 13 km. Como a posição inicial do veículo está mais afastada de Fobos do que nos casos anteriores, o efeito da perturbação gravitacional de Marte torna-se ainda mais relevante fazendo com que a trajetória torne-se cada vez mais excêntrica até escapar da atração gravitacional de Fobos, como ilustrado nas Fig. 14 e 16. Neste caso o efeito perturbador gerado por Marte é tão pronunciado que o veículo passaria a descrever uma trajetória hiperbólica com relação à Fobos, bem antes de completar ao menos uma volta ao redor do satélite, se a simulação continuasse por mais tempo (optou-se por encerrar a simulação quando a excentricidade atingisse 0,95).

Para ilustrar o efeito perturbador do campo não central gerado por Fobos, as figuras seguintes apresentam a força perturbadora para os casos 1 e 3, onde pode ser verificado na Fig. 17 o choque com a superfície (caso 1), e o escape da atração gravitacional de Fobos na Fig. 18 (caso 3). Pouco antes do choque a força perturbadora assume valores mais significativos devido à aproximação com a superfície de Fobos. O caso 2, no momento do impacto com a superfície, apresentou comportamento semelhante ao caso 1, por este motivo o gráfico com a força perturbadora devido ao campo gravitacional de Fobos foi omitido. Já no caso 3, em que ocorreu o escape, conforme a excentricidade da órbita aproxima-se de 1 e o veículo espacial afasta-se de Fobos a força perturbadora de Marte passa a ser ainda mais relevante enquanto a perturbação devido à Fobos torna-se menor a cada passo da simulação.

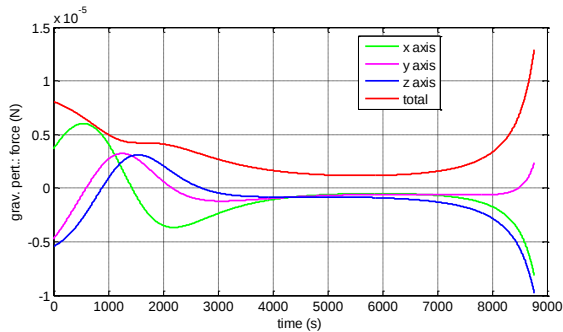


Figura 17. Perturbação de Fobos (caso 1).

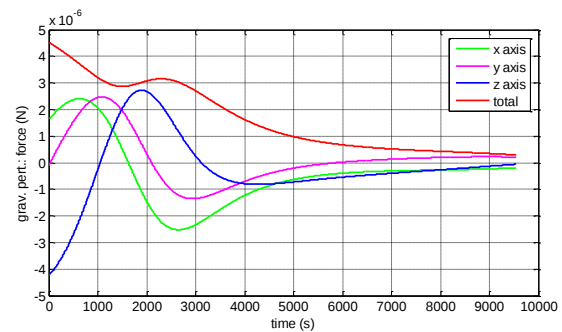


Figura 18. Perturbação de Fobos (caso 3).

A segunda fase do estudo, que visa mapear o campo gravitacional ao redor de Fobos, é ilustrada pelas Fig. 19 a 30. Nas Fig. 19, 23 e 27 o incremento de velocidade perturbador devido ao campo não central de Fobos é apresentado para as três simulações realizadas com valores diferentes do raio e da inclinação. As Fig. 20, 24 e 28 mostram o incremento de velocidade devido à perturbação gravitacional gerada por Marte. As Fig. 21, 25 e 29 exibem a contribuição do Sol na perturbação que um suposto veículo seria submetido nas proximidades de Fobos. Finalmente, as Fig. 22, 26 e 30 revelam o somatório do incremento de velocidade total considerando todas as três perturbações gravitacionais anteriormente descritas para uma hipotética trajetória circular completa ao redor de Fobos.

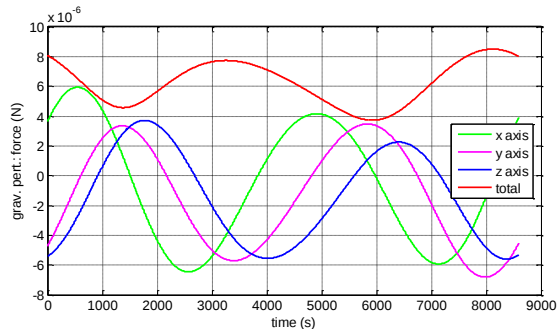


Figura 19. Simulação 1: perturbação de Fobos.

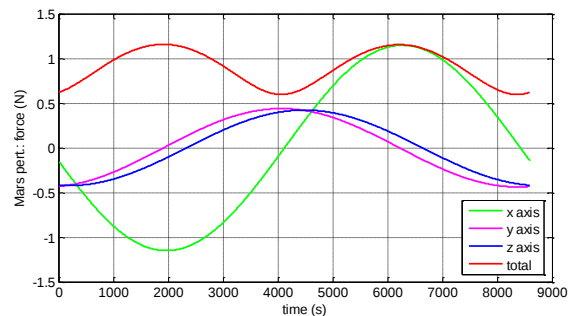


Figura 20. Simulação 1: perturbação de Marte.

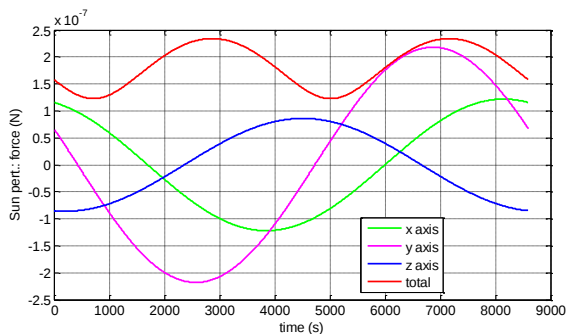


Figura 21. Simulação 1: perturbação do Sol.

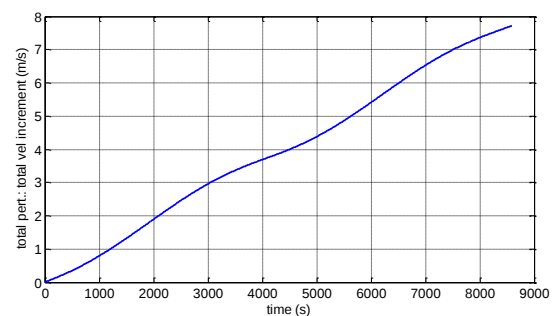


Figura 22. Simulação 1: somatório da perturbação.

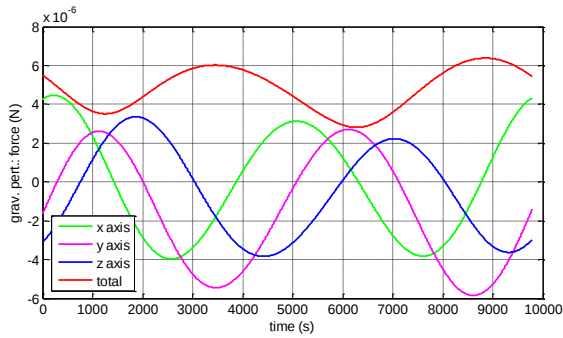


Figura 23. Simulação 2: perturbação de Fobos.

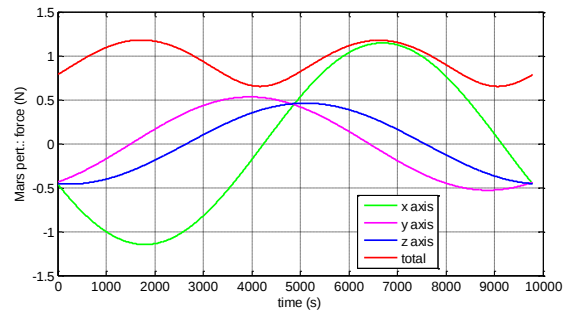


Figura 24. Simulação 2: perturbação de Marte.

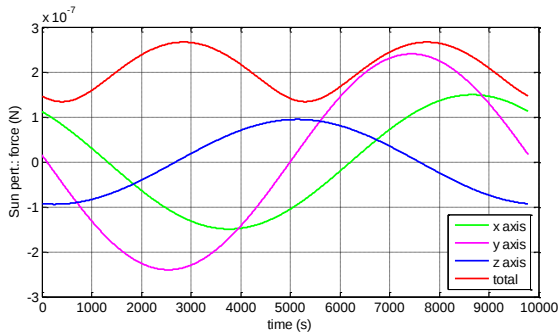


Figura 25. Simulação 2: perturbação do Sol.

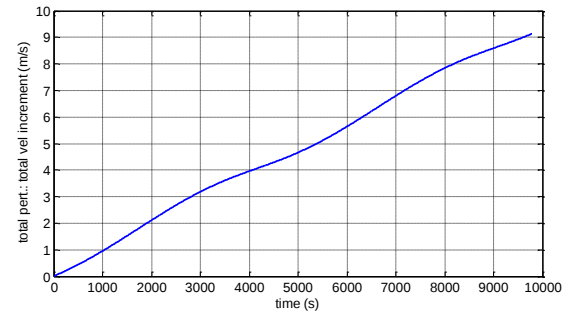


Figura 26. Simulação 2: somatório da perturbação.

Do exame dos resultados verifica-se que a principal perturbação a que um veículo estaria sujeito em trajetória de aproximação e/ou pouso em Fobos seria a perturbação devido ao campo gravitacional de Marte cuja ordem de grandeza da força perturbadora é de 1 N. Diante da perturbação de Marte a força perturbadora devido a não esfericidade de Fobos passa a ter papel secundário, já que a ordem de grandeza é de apenas 6×10^{-6} N. A contribuição na perturbação devido ao Sol é ainda mais irrelevante, pois a ordem de grandeza da perturbação é de 2×10^{-7} N. Porém é importante ressaltar que não se pode substituir o modelo de campo gravitacional não central de Fobos por um modelo de campo central, pois isso certamente incorreria em erros na trajetória e principalmente na definição da região de influência de Fobos, que seguramente não é esférica. Esses erros poderiam se tornar relevantes em uma missão que objetivasse o pouso na superfície. Por fim, as figuras que apresentam o somatório dos incrementos de velocidade devido às perturbações atestam a necessidade de mapear o campo gravitacional ao redor de Fobos visando encontrar trajetórias menos perturbadas, já que o somatório pode ser interpretado como uma característica da trajetória. A otimização dessas trajetórias com base no valor do somatório é de fundamental importância na análise de missões com destino a Fobos.

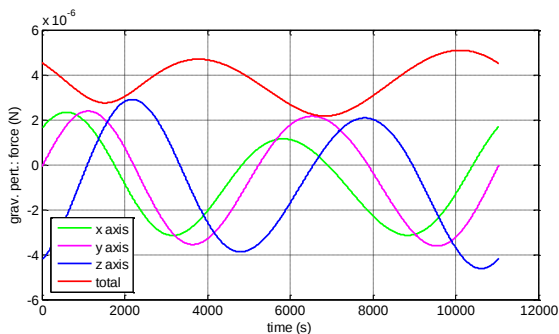


Figura 27. Simulação 3: perturbação de Fobos.

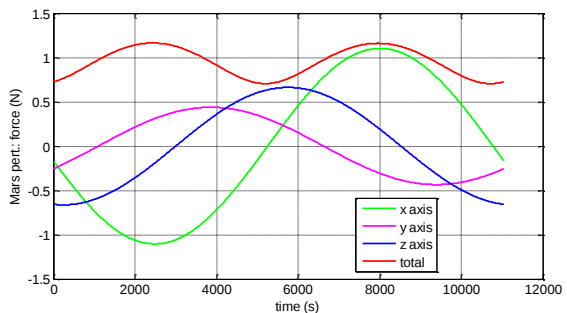


Figura 28. Simulação 3: perturbação de Marte.

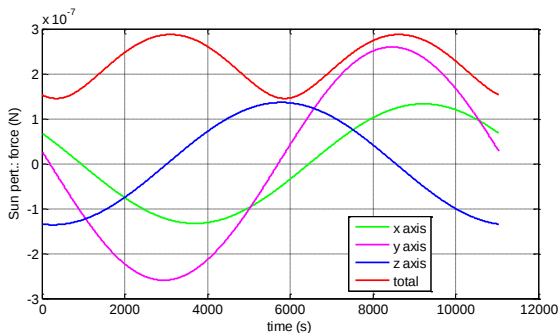


Figura 29. Simulação 3: perturbação do Sol.

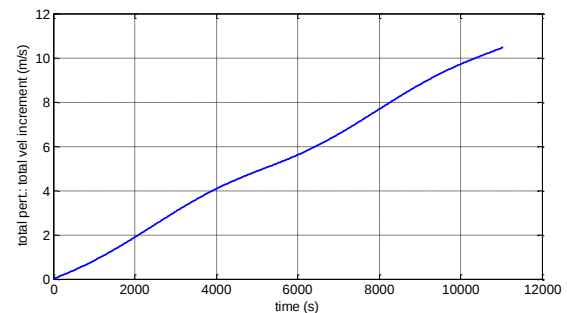


Figura 30. Simulação 3: somatório da perturbação.

5. CONCLUSÃO

Este trabalho contribuiu no esforço para modelar as perturbações de origem gravitacional presentes nos arredores de Fobos, com o intuito de colaborar na análise de missão e seleção de trajetórias minimamente perturbadas. Outras perturbações de origem não gravitacional, embora apresentem pequena magnitude diante da perturbação gravitacional de Marte, devem ser consideradas para uma análise mais precisa, tais como a pressão de radiação e albedo. Entretanto, o ambiente de simulação STRS também conta com os modelos dessas perturbações orbitais de origem não gravitacional, mas este trabalho objetivou avaliar e comparar apenas os incrementos de velocidade perturbadores de origem gravitacional já que a maior perturbação a ser considerada é a gerada pelo campo gravitacional de Marte. Essa avaliação e comparação foram realizadas com sucesso.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao CNPq: 203090/2015-2.

7. REFERÊNCIAS

- Bordalo, S.N., Ferziger, J.H. and Kline, S.J., 1989, "The Development of Zonal Models for Turbulence", Proceedings of the 10th Brazilian Congress of Mechanical Engineering, Vol. 1, Rio de Janeiro, Brazil, pp. 41-44.
- Brandenburg, J.E., 2012, "Mars-Phobos: a Mars mission architecture with Mars-Moon synergy", *J. Space Explor.* 1(1):26–33.
- Chao, B.F., Rubincam, D.P., 1989, "The gravitational field of Phobos", *Geophys. Res. Lett.* 16(8), 859–862.
- Clark, J.A., 1986, Private Communication, University of Michigan, Ann Harbor.
- Coimbra, A.L., 1978, "Lessons of Continuum Mechanics", Ed. Edgard Blücher, São Paulo, Brazil, 428 p.
- da Silva Pais Cabral, F., 2011, "On the Stability of Quasi-Satellite Orbits in the Elliptic Restricted Three-Body Problem", Master's thesis, Universidade Técnica de Lisboa.
- Gaskell, R.W., 2011, "Gaskell Phobos Shape Model V1.0", VO1-SA-VISA/VISB-5-PHOBOSSHAPE-V1.0. NASA Planetary Data System.
- Gil, P.J.S., Schwartz, J., 2010, "Simulations of quasi-satellite orbits around Phobos", *J. Guid. Control Dyn.* 33(3), 901–914.
- Gonçalves, L.D., Rocco, E.M., de Moraes, R.V., 2013, "Orbital Disturbance Analysis due to the Lunar Gravitational Potential and Deviation Minimization through the Trajectory Control in Closed Loop", *Journal of Physics. Conference Series*, v. 465, p.012008.
- Gonçalves, L.D., Rocco, E.M., De Moares, R.V., Kuga, H.K., 2015a, "Kalman filter application to mitigate the errors in the trajectory simulations due to the lunar gravitational model uncertainty", *Journal of Physics. Conference Series* (Print), v. 641, p. 012029.
- Gonçalves, L.D., Rocco, E.M., de Moares, R.V., 2015b, "Analysis of the influence of orbital disturbances applied to an artificial lunar satellite", *Journal of Physics. Conference Series* (Print), v. 641, p. 012028.
- Hopkins, J.B., Pratt, W.D., 2011, "Comparison of Deimos and Phobos as destinations for human exploration, and identification of preferred landing sites", In: AIAA Space 2011 Conference & Exposition, Long Beach.
- Koschny, D., 2012, "Phootprint: An ESA mission study", In: Mars Concepts and Approaches Workshop, Houston.
- Lee, Y.B., 2003, "Studies on the growth of the frost layer based on heat and mass transfer through porous media", Ph.D. thesis, Seoul National University, Seoul.
- Lee, P., 2012, "Phobos and Deimos update", In: 7th SBAG Meeting, Pasadena.
- Lidov, M.L., Vashkov'yak, M.A., 1993, "Theory of perturbations and analysis of the evolution of quasi-satellite orbits in the restricted three-body problem", *Cosm. Res.* 31, 75–99.
- Lidov, M.L., Vashkov'yak, M.A., 1993, "Theory of perturbations and analysis of the evolution of quasi-satellite orbits in the restricted three-body problem", *Cosm. Res.* 31, 75–99.
- Oliveira, T.C., Rocco, E.M., Kuga, H.K., 2011, "Análise de Manobras Orbitais de Baixo Empuxo Usando Filtro de Kalman", X Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações, Águas de Lindóia, Brasil.
- Pandika, M., 2012, "Stanford Researchers Develop Acrobatic Space Rovers to Explore Moons and Asteroids", <http://news.stanford.edu/news/2012/december/rover-mars-phobos-122812.html>.
- Price, H.W., Woolley, R.C., Strange, N.J., Baker, J.D., 2014, "Human missions to Mars orbit, Phobos, and Mars surface using 100-kWe-class solar electric propulsion", In: AIAA Space 2014 Conference, San Diego.
- Rocco, E.M., Marcelino, E.W., Prado, A.F.B.A., Kuga, H.K., 2010, "Closed Loop Control System Applied to Earth-Moon Transfer Maneuvers Using Continuous Thrust", 38th Scientific Assembly of the Committee on Space Research Bremen, Germany, July 18-25.
- Rocco, E.M., 2013, "Automatic correction of orbital elements using continuous thrust controlled in closed loop", *Journal of Physics: Conference Series* 465 doi:10.1088/1742-6596/465/1/012007
- Rocco, E.M., 2015 "Gravitational disturbances generated by the Sun, Phobos and Deimos in orbital maneuvers around Mars with automatic correction of the semi-major axis", *Journal of Physics. Conference Series* (Print), v. 641, p. 012027.

- Rocco, E.M., 2014, "Simulation of the effects due to the gravitational disturbances generated by the Sun, Phobos and Deimos in orbital maneuvers around Mars", XXXV Iberian Latin American Congress on Computational Methods in Engineering - CILAMCE 2014, Fortaleza - CE - Brazil. Proceedings of CILAMCE 2014.
- Sagitov, M. U., Tadzhidinov, K. G., Mikhajlov, B. O., 1981. "Model of the gravitational field of Phobos", *Astronomicheskii Vestnik*, Tom 15, No. 3, p. 142 – 152.
- Santos, W.G., Rocco, E.M., Carrara, V., 2014, "Trajectory Control During an Aeroassisted Maneuver Between Coplanar Circular Orbits", *Journal of Aerospace Technology and Management (Online)*, v. 6, p. 159-168.
- Santos, W.G., Kuga, H.K., Rocco, E.M., 2012, "Kalman Filter Application for State Estimation of Aeroassisted Maneuver", VII Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, São Luis do Maranhão, Brasil.
- Santos, W.G., Rocco, E.M., 2013, "Trajectory control with continuous thrust applied to a rendezvous maneuver", *Journal of Physics. Conference Series (Print)*, v. 465, p. 012021.
- Sommerer J., 2014, "Technical and programmatic prospects for human space exploration 2015-2030", In: 65th International Astronautical Congress, Toronto.
- Soviero, P.A.O., Lavagna, L.G.M., 1997, "A Numerical Model for Thin Airfoils in Unsteady Motion", *RBCM- J. of the Brazilian Soc. Mechanical Sciences*, Vol. 19, No. 3, pp. 332-340.
- Sparrow, E.M., 1980, "Forced Convection Heat Transfer in a Duct Having Spanwise-Periodic Rectangular Protuberances", *Numerical Heat Transfer*, Vol. 3, pp. 149-167.
- Troutman, P., 2014, "The evolvable Mars campaign: the moons of Mars as a destination", In: 11th NASA Small Body Assessment Group Meeting, Washington.
- Turner, R. J., 1978, "A Model of Phobos", *Icarus*, v. 33, p. 116-140.
- Venditti, F.C., Rocco, E.M., Prado, A.F.B.A., 2013, "Estudo de Perturbações em Órbitas ao Redor do Asteroide 216 Kleopatra Utilizando Modelo de Poliedros", *DINCON - Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações*, Fortaleza. *Anais do DINCON 2013 - Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações*. Fortaleza: SBMAC., v. 1. p. 1-6.
- Willner, K., 2009, "The Martian Moon Phobos. A Geodetic Analysis of Its Motion, Orientation, Shape, and Physical Parameters", PhD thesis, Technische Universität Berlin.
- Zamaro, M., Biggs, J., 2015, "Natural motion around the Martian moon Phobos: The dynamical substitutes of the libration point orbits in an elliptical three-body problem with gravity harmonics", *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, vol 122, no. 3, pp. 263-302.

8. RESPONSABILIDADE AUTORAL

“Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho”.

TRAJECTORIES IMMERSED IN THE NON-CENTRAL GRAVITATIONAL FIELD OF PHOBOS PERTURBED BY THE GRAVITATIONAL ATTRACTIONS OF MARS AND SUN

Evandro Marconi Rocco¹, evandro.rocco@inpe.br
Liana Dias Gonçalves¹, lianadgon@gmail.com
Rodolpho Vilhena de Moraes², rodolpho.vilhena@gmail.com

¹Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, Av. dos Astronautas, 1758. São José dos Campos, Brasil.

²Unifesp, R. Talim, 330. São José dos Campos, Brasil

Abstract. *Phobos is the natural satellite of Mars whose orbit is approximately 6000 km of altitude. A mission aimed to orbit Phobos, either for a quick overflight or for a landing on the surface, is subject to intense orbital perturbation due to the gravitational attraction of Mars. In this scenario is not possible to maintain a stable orbit around the Mars's satellite for a long period. Furthermore the Phobos gravitational field cannot be considered central since Phobos is not spherical, resembling more to an asteroid with irregular shape. Thus, this study aims to simulate trajectories of a spacecraft around Phobos, considering a non central gravitational field generated by Phobos, obtained through a polyhedral model for the mass distribution of the satellite. The polyhedral model developed by NASA (National Aeronautics and Space Administration), was prepared by the Phobos images taken by the Viking missions. Based on the polyhedral model was used in this work mass concentrations corresponding to the mass of each polyhedron, allocated to the polyhedron centroids, in order to model the mass distribution of Phobos. The gravitational attractions of Mars and the Sun, in order to map the intensity of orbital perturbations that could affect the trajectory of a spacecraft in missions of approaching and/or landing on the surface of Phobos, were considered in the simulations.*

Keywords: *non central gravitational field, orbital motion, astrodynamics*