

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ESTUDO DO CAMPO GRAVITACIONAL DE MARTE CONSIDERANDO A EXPANSÃO DOS HARMÔNICOS ESFÉRICOS ATÉ GRAU E ORDEM 80

Liana Dias Gonçalves¹, lianadgon@gmail.com
Evandro Marconi Rocco¹, evandro.rocco@inpe.br
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: No presente trabalho é realizado um detalhado estudo do potencial gravitacional de Marte. Para isso foi utilizado um modelo apresentado por Lemoine, que considera harmônicos esféricos com a máxima precisão de 80 para grau e ordem. A saída calculada pelo modelo fornece as componentes x , y e z para a aceleração da gravidade em cada instante de tempo ao longo da órbita de um satélite artificial. Por meio de uma comparação feita entre a aceleração da gravidade de um campo central e a aceleração da gravidade fornecida pelo modelo de Lemoine, é obtido o incremento da velocidade que o termo perturbador aplica ao veículo espacial. Tal modelo foi implementado em um simulador de trajetória orbital com o objetivo de compreender a dinâmica do movimento de um satélite artificial em órbita de Marte, quando se considera o efeito perturbativo do potencial gravitacional. Neste trabalho são apresentados dois estudos: o mapeamento do campo gravitacional de Marte, e a análise da contribuição de cada termo da expansão dos harmônicos esféricos, até grau e ordem 80. O mapeamento do campo gravitacional devido a não uniformidade da distribuição de massa do corpo, considerando a máxima precisão do modelo, é feito em função da variação de três parâmetros orbitais: altitude, inclinação e ascensão reta do nodo ascendente. A análise da contribuição individual de cada termo dos harmônicos esféricos foi feita de uma forma indireta, obtendo-se os valores dos incrementos de velocidade aplicados por N termos do potencial durante uma órbita do veículo espacial, e a seguir repete-se esse cálculo para $N + 1$ termos. Fazendo a diferença entre os incrementos de velocidade, obtém-se a contribuição da adição de mais termos no potencial. Tal estudo pode ser muito útil na análise da missão espacial e na seleção de órbitas menos afetadas pela perturbação, podendo contribuir com a eficiência de variáveis importantes, tais como tempo da missão e consumo de combustível

Palavras-chave: Potencial gravitacional, harmônicos esféricos, movimento orbital, astrodinâmica, satélite artificial

1. INTRODUÇÃO

Antes da chegada das missões Mariner 9 (1971) e Viking Orbiter (1975) à órbita de Marte, o conhecimento sobre o campo gravitacional de Marte era restrito e se limitava à estimativas da constante gravitacional e do achatamento do planeta. Os dados necessários para tais estimativas foram obtidos pelas missões Mariner 4 (1964) e Mariner 6 (1969). Alguns cálculos da constante gravitacional de Marte também foram obtidas por Ash et al. (1967), que mediu de forma indireta a perturbação de Marte na órbita de outros planetas.

A partir dos dados de rastreamento da missão Mariner 9, que mapeou Marte por 11 meses, a partir de novembro de 1971, com uma órbita excêntrica, cujo periapside da órbita localizava-se a uma altitude entre 1390 e 1650 km e inclinação de 64° , foram obtidas as primeiras ideias sobre as características do campo gravitacional de Marte. Lorell et al. (1973), Born (1974), Reasenberget al. (1975), e Sjogren et al. (1975) descobriram que o campo de gravidade de Marte era muito mais irregular do que a da Terra.

Viking Orbiter 1 foi inserida em órbita de Marte em julho de 1976, e logo em seguida, a Viking Orbiter 2 foi inserida em agosto de 1976. Gapczynski et al. (1977) usou uma quantidade limitada de dados da Mariner 9 e os dados da Viking Orbiter para determinar o grau e ordem da solução dos harmônicos esféricos até 6. Christensen e Williams (1979), e Christensen e Balmino (1979), combinaram conjuntos mais amplos de dados Mariner 9 e Viking para determinar as soluções dos harmônicos esféricos para grau e ordem 12. Balmino et al. (1982) combinou quase todos os dados de rastreamento disponíveis de Mariner 9 e Viking Orbiter de para determinar uma solução de grau e ordem 18 para os harmônicos esféricos.

Em preparação para a missão Mars Observer, Smith et al. (1993) reprocessaram os dados de rastreamento das missões Mariner 9 e Viking Orbiter com recursos computacionais mais elevados, com o objetivo de desenvolver uma solução para grau e ordem suficientemente elevados. Uma solução para grau e ordem 50 (Goddard Mars Modelo - 1, ou GMM-1) foi obtida usando a lei de potência restrita de Kaula para estabilizar a solução para os graus mais elevados devido à distribuição de dados irregulares. Konopliv e Sjogren (1995) desenvolveram Mars 50c, um modelo de grau e ordem 50 a partir unicamente dos dados de Mariner 9 e Viking Orbiter.

Lemoine et al. (2001) utilizou dados da missão Mars Global Surveyor (1996) para desenvolver um modelo que fornece uma solução de grau e ordem 80 para os harmônicos esféricos do potencial gravitacional de Marte.. MGS forneceu dados de rastreamento superiores aos dados anteriormente obtidos devido às características orbitais da sonda (altitude média de 4 km e órbita quase circular e polar), além de equipamentos e tecnologia mais desenvolvidos.

O presente trabalho utiliza o modelo apresentado por Lemoine para a realização de dois estudos visando analisar a influência do campo gravitacional de Marte na órbita de um satélite artificial: o primeiro estudo apresenta a magnitude da força perturbativa devido ao potencial gravitacional de Marte sobre um satélite artificial, a partir de simulações de órbitas do satélite ao redor da superfície do planeta, em que são variadas a altitude, a inclinação e a ascensão reta do nodo ascendente do satélite; e o segundo é um estudo sobre a contribuição de cada harmônico esférico, de 1 a 80, na solução do potencial gravitacional de Marte.

Outros trabalhos utilizando o simulador de trajetória STRS considerando o potencial gravitacional de Marte podem ser encontrados em Rocco (2014) e Rocco (2015), que analisou manobras orbitais de um veículo espacial em órbita de Marte, considerando os efeitos de perturbação devido à atração gravitacional do Sol, Phobos e Deimos, além das perturbações devido ao potencial gravitacional de Marte.

2. METODOLOGIA

Tendo em vista que o objetivo do trabalho é estudar a influência do campo gravitacional de Marte na órbita de um satélite artificial, o modelo GMM-2B foi inserido em um simulador de trajetória (STRS), possibilitando o estudo da perturbação devido ao potencial gravitacional e a análise do movimento orbital.

2.1. Spacecraft Trajectory Simulator - STRS

O STRS foi desenvolvido por Rocco (2008) e opera com algumas características específicas: em malha fechada, de forma discreta, visando diminuir ao máximo os erros de regime ou desvios de estado, ou seja, calculando o estado do veículo espacial (posição e velocidade) a cada passo de simulação, definido como um dos parâmetros de entrada para o simulador; e utilizando propulsão contínua, em que é assumido que o motor seja capaz de aplicar um empuxo finito durante um tempo diferente de zero.

O diagrama de blocos da Fig. 1 representa o sistema de controle da trajetória orbital em malha fechada utilizado pelo STRS.

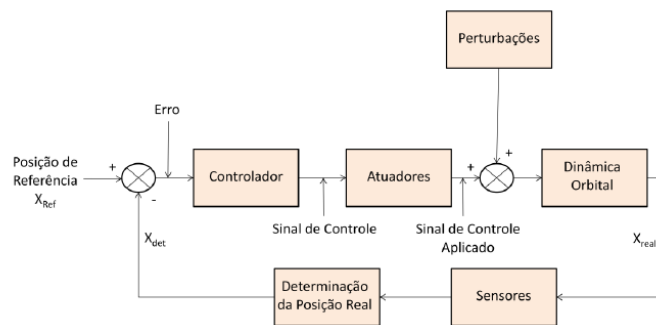


Figura 1. Controle em malha fechada da trajetória.

Primeiramente determina-se um estado de referência (X_{ref}), uma estimativa ótima da trajetória a ser seguida pelo satélite, a partir dos objetivos da missão. Esta referência é comparada com o estado real do satélite (X_{det}), que é obtido por meio de sensores. Essa comparação gera um sinal de erro, que será a entrada do controlador. O controlador utiliza as técnicas PID (proporcional, integral e derivativo) para gerar o sinal de controle que será enviado para os atuadores, definindo a magnitude e a direção das correções a serem aplicadas. A saída do atuador, somada às perturbações ou distúrbios externos, serão inseridas à dinâmica do movimento orbital, determinando a posição e a velocidade atuais do satélite. Por meio de sensores são coletados parâmetros referentes à posição real do satélite (X_{det}), que é novamente comparada com a posição de referência (X_{ref}), que gera um erro e o ciclo do sistema de controle recomeça.

2.2. Dinâmica Orbital

A dinâmica do movimento orbital pode ser determinada resolvendo a equação de Kepler a cada passo definido como parâmetro de entrada no simulador (STRS).

Dados um estado inicial e um intervalo de tempo, resolvendo o problema inverso de posicionamento de um satélite, é possível determinar os elementos keplerianos da órbita. Utilizando a equação de Kepler obtêm-se os elementos propagados para o intervalo de tempo considerado como entrada para a simulação. A partir dos novos elementos keplerianos, é possível obter o estado propagado resolvendo o problema direto de posicionamento de um satélite. (Fig. 2).

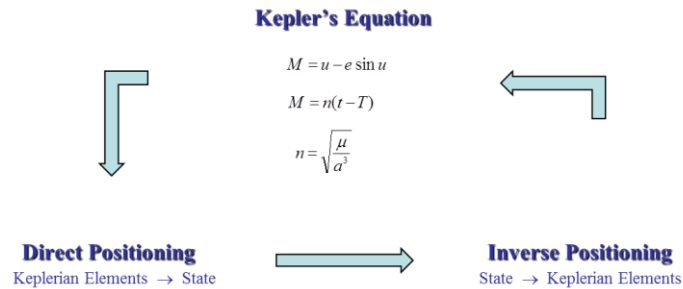


Figura 2. Dinâmica do movimento orbital.

2.3. Potencial Gravitacional de Marte

O potencial gravitacional de Marte U é modelado em harmônicos esféricos a partir da Eq. (1), Kaula (1966).

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

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.

2.4. O modelo GMM-2B

No período anterior ao lançamento das missões Mariner 9 e Viking Orbiter pouco se sabia sobre o campo gravitacional de Marte, sendo o conhecimento limitado a uma estimativa do valor da constante gravitacional universal e do achatamento do planeta. Tais missões contribuíram com o desenvolvimento de modelos com baixa precisão para a solução dos harmônicos esféricos do potencial gravitacional, mas serviram como impulso inicial para a investigação do assunto, além de importante ajuda para o desenvolvimento dos precisos modelos que temos atualmente.

A partir dos resultados obtidos pela missão Mars Global Surveyor, foi elaborado por Lemoine et al (2001) o modelo GMM-2B, que é uma representação dos harmônicos esféricos devido à gravidade planetária baseada no potencial gravitacional do corpo celeste, dado pela Eq. (1).

A saída calculada pelo modelo fornece as componentes x , y e z para a aceleração da gravidade a cada instante de tempo ao longo da órbita de um satélite artificial. Neste modelo é possível considerar os harmônicos esféricos até grau e ordem 80. Por uma comparação entre a aceleração da gravidade de um campo central e a aceleração gravitacional fornecida pelo modelo GMM-2B, obtêm-se o incremento de velocidade perturbador sobre o satélite, sendo possível, por meio do problema inverso, a obtenção dos elementos keplerianos que caracterizam a órbita de um do satélite artificial, a fim de que seja feita uma análise do movimento orbital.

3. SIMULAÇÕES E RESULTADOS

Como citado anteriormente, o presente trabalho objetiva estudar e analisar o campo gravitacional de Marte por meio de um modelo que utiliza a expansão dos harmônicos esféricos até o valor máximo de 80 para grau e ordem.

Para isso, o estudo foi dividido em duas partes: a primeira apresenta a força perturbadora sobre um satélite artificial orbitando ao redor da superfície de Marte considerando diferentes valores de altitude, inclinação e ascensão reta do nodo ascendente; a segunda analisa a contribuição de cada grau e ordem da solução expansão dos harmônicos esféricos para o potencial gravitacional do planeta.

Um descrição mais detalhada dos estudos realizados e os resultados obtidos, juntamente com as suas discussões, seguem nos itens deste tópico.

3.1. Força perturbadora sobre o satélite devido ao potencial gravitacional de Marte

A fim de analisar a magnitude da força perturbadora devido ao potencial gravitacional de Marte sobre a órbita de um satélite artificial, foram realizadas simulações com o período de uma órbita ao redor da superfície do planeta.

Para cada altitude simulada foram variados os valores de inclinação entre 0 e 90°, de 10 em 10 graus, e ascensão reta do nodo ascendente de 0 a 180°, também de 10 em 10 graus. Em Gonçalves et al. (2015) podemos ver, como já esperado, que para os outros valores de inclinação e ascensão reta do nodo ascendente os resultados se repetem.

Visando trabalhos futuros, é interessante que esta análise seja feita desde uma altitude próxima a superfície de Marte até depois da região em que Deimos, o satélite mais distante de Marte, orbita.

Não é necessário (e nem viável) realizarmos variações pequenas na altitude do satélite quando a órbita estiver próximo a Fobos e Deimos, já que a diferença entre os incrementos de velocidade perturbadores sobre o satélite diminui em função da altitude, sendo essa variação pequena em elevadas altitudes.

Para definir a taxa de variação da altitude do satélite nas simulações, apresentamos na Fig. 3 o somatório do incremento de velocidade perturbador sobre o satélite durante uma volta ao redor de Marte, com as mesmas condições iniciais da Mars Reconnaissance Orbiter Telecommunications, exceto para o semi-eixo maior, que foi variado: $e = 0.0091$; $i = 92.6^\circ$; $\Omega = -14.7^\circ$; $\omega = -78.8^\circ$.

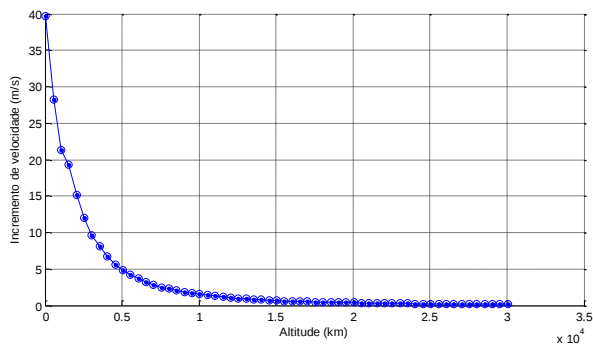


Figura 3. Incremento de velocidade em função da altitude.

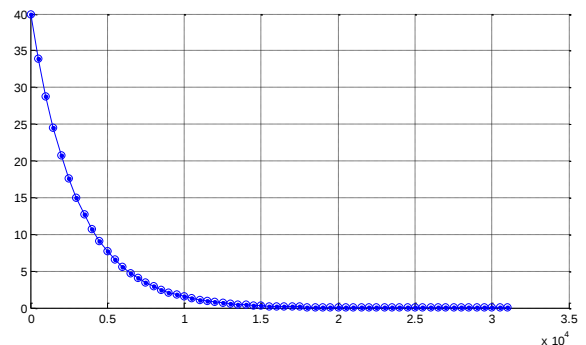


Figura 4. Curva da equação $y = 40 e^{-x/3050}$.

A Fig. 4 apresenta a curva obtida pela equação $y = 40 e^{-x/3050}$, que pode ser considerada como uma estimativa aproximada da equação do potencial gravitacional de Marte em função da altitude.

Tal conclusão foi obtida observando que a curva da Figura 1 se assemelha a curva da função exponencial decrescente, dada por $y = a e^{-bx}$, em que a é o valor de y para $x = 0$ e b a taxa de decaimento da função.

Assim, para uma variação na coordenada y de 5 em 5 unidades, encontramos as seguintes altitudes: 50 km, 407,21 km, 877,43 km, 1433,51 km, 2114,1 km, 2991,53 km, 4228,2 km, 6342,3 km e 30056,8 km, que foram utilizadas para a realização do estudo proposto.

O resultado do somatório da força perturbadora para cada altitude selecionada, em função da variação da inclinação e da ascensão reta do nodo ascendente, é apresentado nas Figs. 5 a 13.

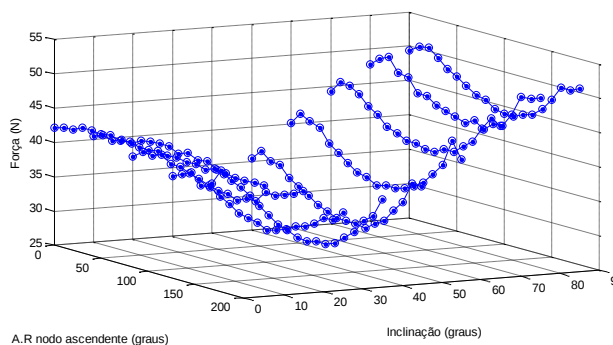


Figura 5. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 50 km de altitude

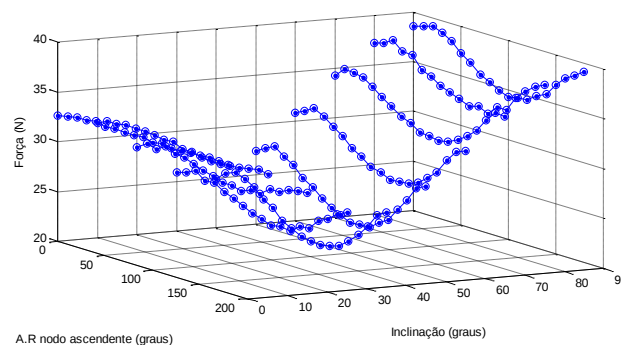


Figura 6. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 407,21 km de altitude

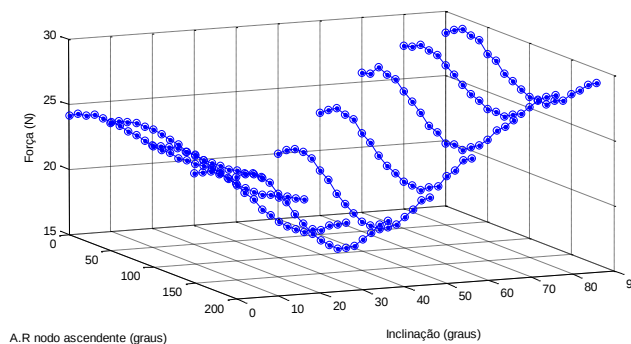


Figura 7. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 877,43 km de altitude

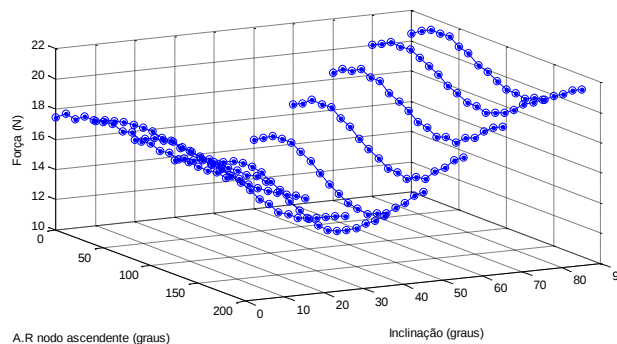


Figura 8. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 1433,51 km de altitude

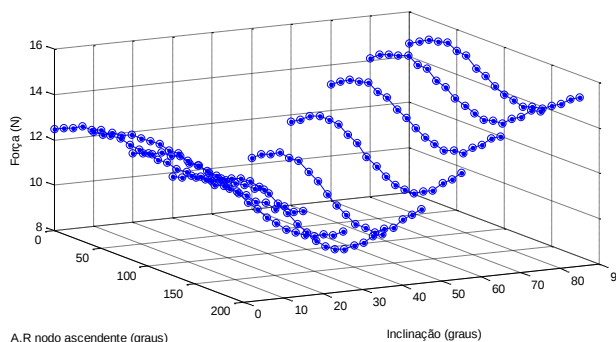


Figura 9. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 2114,1 km de altitude

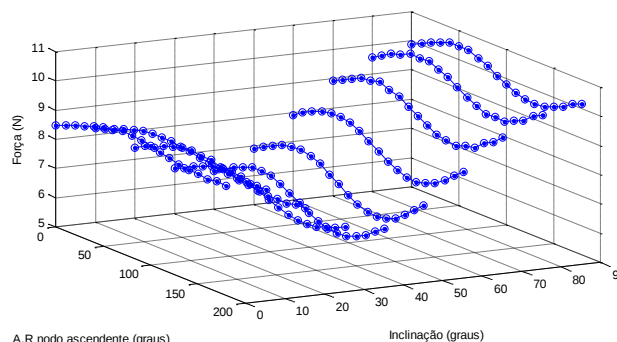


Figura 20. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 2991,53 km de altitude

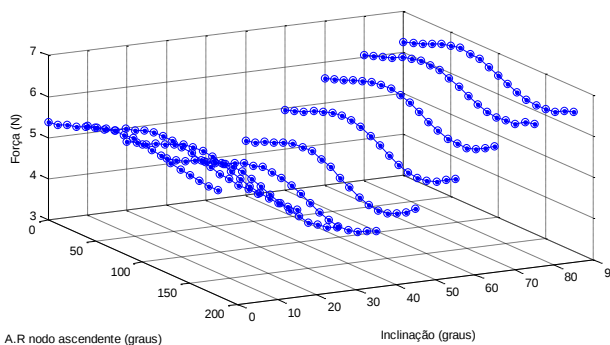


Figura 11. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 4228,2 km de altitude

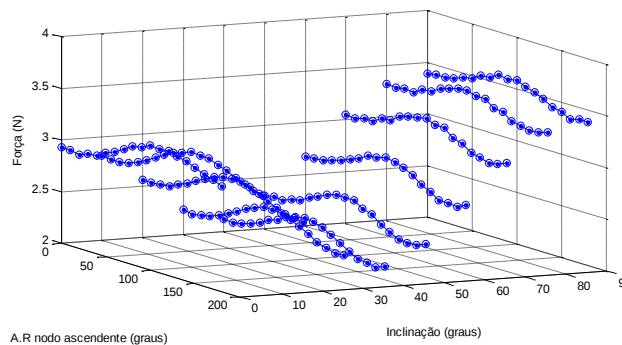


Figura 12. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 6342,3 km de altitude

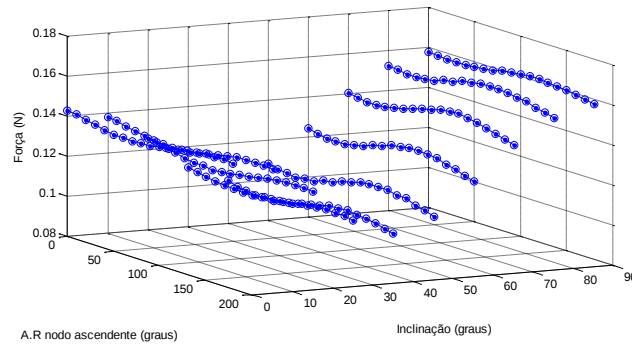


Figura 13. Incremento de velocidade perturbador para o satélite a 30056,8 km de altitude

Pelas Figs. 5 a 13 podemos ver que o incremento de velocidade perturbador sobre o satélite devido ao potencial gravitacional de Marte varia em função da variação da inclinação e da ascensão reta do nodo ascendente.

Podemos perceber que com o aumento da altitude do satélite, além da intensidade do potencial perturbador diminuir, a diferença entre a magnitude das perturbações máxima e mínima, e a variação da perturbação para um valor fixo de inclinação com ascensão reta do nodo ascendente também diminuem.

Para todas as altitudes estudadas as órbitas com inclinação 90° foram sempre as mais perturbadas, e as órbitas com inclinação 40° sempre as menos perturbadas pelo potencial gravitacional de Marte.

3.2. Análise da contribuição dos harmônicos esféricos

Para essa parte do estudo foi selecionado dentre todos os casos estudados no item 3.1, o caso mais perturbado, que é o caso de altitude 50 km, inclinação 90° e ascensão reta do nodo ascendente 20° . As simulações são feitas com o período de uma órbita ao redor da superfície de Marte, em que analisamos a contribuição de cada harmônico esférico individualmente.

Para obtermos a contribuição de cada harmônico, primeiramente comparamos o incremento de velocidade sobre o satélite referente ao somatório dos termos, com o incremento de velocidade referente ao termo 1 dos harmônicos esféricos, que seria o caso não perturbado, que representa o movimento kepleriano do satélite. Por exemplo, para o caso do décimo harmônico esférico, comparamos o incremento de velocidade sobre o satélite referente a todos os termos de 1 a 10 (ou seja, o somatório), com o incremento de velocidade referente ao primeiro termo dos harmônicos esféricos. Esse procedimento é feito para todos os harmônicos esféricos, de 2 a 80.

Finalmente, para obtermos a contribuição individual de cada termo, e não o somatório, fazemos a diferença entre os dois incrementos de velocidade perturbadores $(N + 1) - N$. Novamente exemplificando, para o décimo harmônico esférico, obtemos primeiramente a contribuição do somatório de todos os termos de 1 a 10 e para o nono harmônico esféricos, obtemos a contribuição do somatório de todos os termos de 1 a 9. Para obtermos a contribuição do décimo termo individualmente, fazemos a diferença entre todos os termos de 1 a 10 e todos os termos de 1 a 9. Esse procedimento também é repetido para todos os harmônicos esféricos, de 2 a 80, cujos resultados para as componentes x , y e z do vetor incremento de velocidade perturbador estão apresentados nas Figs. 14 a 16.

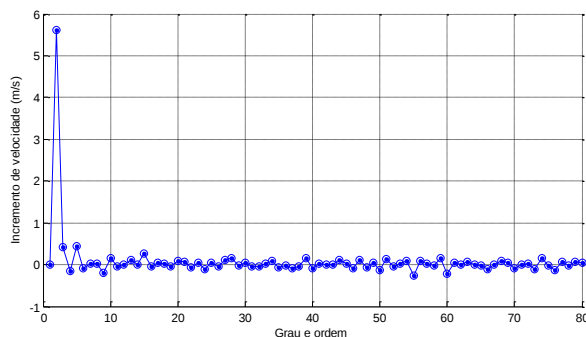


Figura 34. Incremento de velocidade perturbador para cada termo da expansão dos harmônicos esféricos (eixo x).

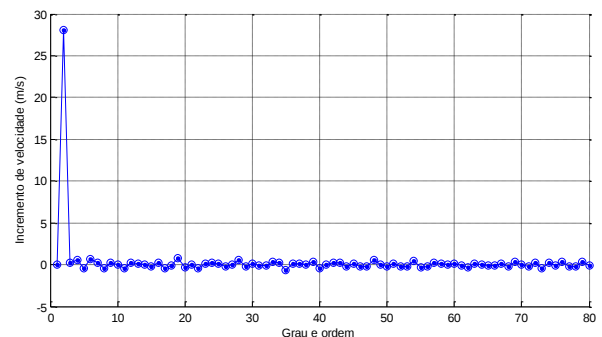


Figura 45. Incremento de velocidade perturbador para cada termo da expansão dos harmônicos esféricos (eixo y).

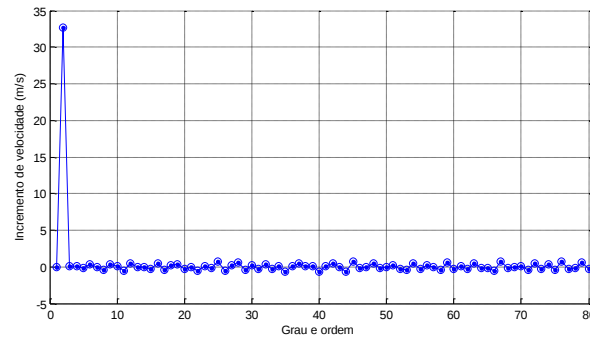


Figura 56. Incremento de velocidade perturbador para cada termo da expansão dos harmônicos esféricos (eixo z.)

Pelas Figs. 14 a 16 podemos perceber em todas as coordenadas a predominância dos harmônicos esféricos de grau e ordem 2, como observado para o estudo do caso lunar em Gonçalves et al. (2013), porém com uma relevância mais significativa quando comparado aos outros harmônicos esféricos. Tais resultados estão de acordo com os resultados apresentados por Lemoine et al. (2001).

Nas Figs. 14 a 16 podemos ver que os valores dos termos não decrescerem conforme o aumento do valor do grau e ordem, o que significa que um termo de ordem mais elevada pode fornecer uma contribuição maior para o incremento de velocidade do satélite que o anterior. Sendo assim, é necessário sempre utilizarmos a máxima precisão do modelo utilizado para o potencial gravitacional de Marte.

Termos negativos aparecem nas Figs. 14 a 16, o que significa que a adição deste termo no potencial gravitacional de Marte diminui a perturbação sofrida pelo veículo espacial, reduzindo assim a variação de velocidade requerida para manutenção da órbita kepleriana. Em outras palavras, este termo ajuda a controlar o satélite artificial, pois o seu efeito é contrário a resultante dos termos anteriores, logo a favor do sistema de controle.

Como pode ser visto nas Figs. 14 a 16, existe significativa diferença entre as magnitudes dos incrementos de velocidade perturbadores em cada componente do vetor. Essa diferença diminui com o aumento da altitude do satélite, e para ilustrar, as magnitudes das três componentes x , y , e z para o harmônico esférico de grau e ordem 2 são apresentadas na Tab. 1.

Tabela 1. Componentes x , y e z do incremento de velocidade perturbador para grau e ordem 2 dos harmônicos esféricos.

Altitude	Eixo x	Eixo y	Eixo z
50 km	5,61 m/s	28,06 m/s	32,64 m/s
407,21 km	4,97 m/s	21,80 m/s	25,46 m/s
877,43 km	4,27 m/s	15,97 m/s	18,97 m/s
1433,51 km	2,76 m/s	11,92 m/s	14,06 m/s
2114,10 km	2,29 m/s	8,53 m/s	10,13 m/s
2991,53 km	1,85 m/s	5,74 m/s	6,94 m/s
4228,20 km	1,47 m/s	3,56 m/s	4,52 m/s
6342,30 km	1,06 m/s	1,70 m/s	2,43 m/s
30056,80 km	0,06 m/s	0,06 m/s	0,11 m/s

Nas Figs. 17 a 20 apresentamos as componentes x , y e z e a resultante do incremento de velocidade perturbador resultante sobre o satélite, onde podemos ver seu comportamento significativamente inconstante, o que justifica a oscilação da contribuição de cada um dos termos da solução da expansão do potencial gravitacional de Marte em harmônicos esféricos.

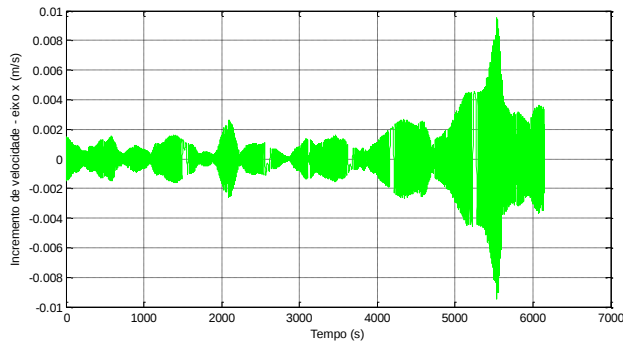


Figura 67. Incremento de velocidade perturbador sobre o satélite (eixo x).

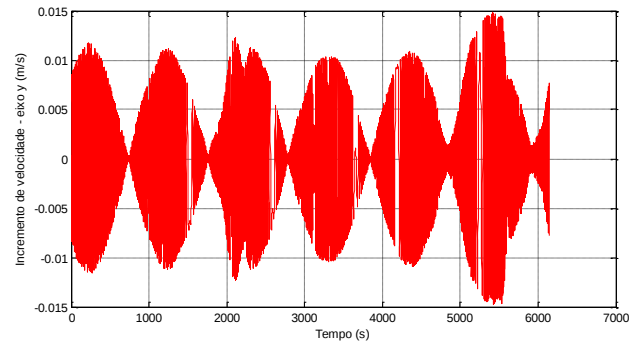


Figura 78. Incremento de velocidade perturbador sobre o satélite (eixo y).

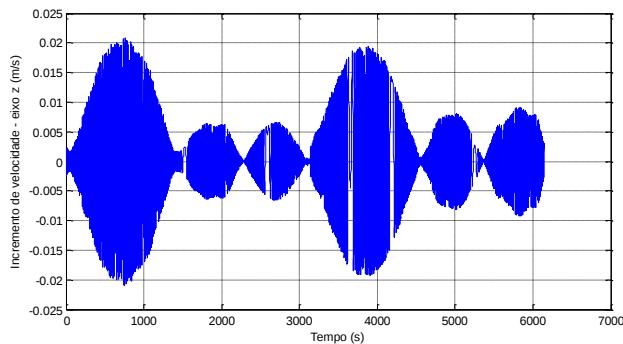


Figura 89. Incremento de velocidade perturbador sobre o satélite (eixo z).

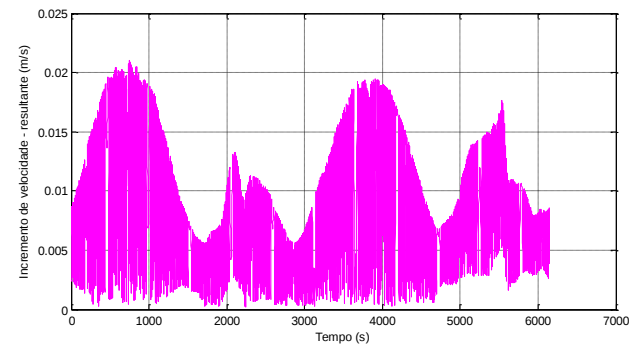


Figura 20. Incremento de velocidade perturbador sobre o satélite (resultante).

4. CONCLUSÕES

Os resultados apresentados neste trabalho mostram a existência de órbitas mais e menos perturbadas pelo potencial gravitacional de Marte, mostrando que este deve ser um ponto importante a ser analisado na projeção de uma missão espacial real.

Os valores de inclinação e ascensão reta do nodo ascendente estudados mostraram que a variação de tais parâmetros pode alterar significativamente a perturbação sofrida pelo satélite artificial. Dentre os casos estudados, em todas as altitudes foram encontradas as inclinações de 90° e 40° mais e menos perturbadas, respectivamente.

O estudo feito para analisar o efeito de cada termo do potencial gravitacional sobre a órbita de um satélite artificial em Marte mostrou que os harmônicos esféricos de grau e ordem 2 para a expansão da solução do potencial gravitacional de Marte dominam o movimento, além de não ser possível estabelecer uma sequência hierárquica entre os termos estudados, fazendo com que seja necessário utilizarmos sempre a máxima precisão dos modelos utilizados.

Encontramos valores negativos neste estudo, evidenciando que alguns termos atuam no sentido contrário à resultante anterior, ajudando assim a manter a órbita do satélite artificial próximo à órbita kepleriana.

Também pudemos verificar que a perturbação sobre um satélite artificial devido à distribuição não uniforme de massa de Marte é consideravelmente inconstante, o que, no caso de uma órbita pré determinada, exige atuação intensa do sistema de controle para o satélite em sua trajetória de referência.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao CNPq (203090/2015-2) pelo incentivo e apoio financeiro.

6. REFERÊNCIAS

- Ash, M.E, Shapiro, I.I, and Smith, W.B., 1967. "Astronomical constants and planetary ephemerides deduced from radar and optical observations", *Astron J.*, 72, 338-350.
- Balmino, G., Moynot, B., and Vales, N, 1982. "Gravity field of Mars in spherical harmonics up to degree and order eighteen", *J. Geophys. Res.*, 87, 9735-9746
- Born, G.H., 1974. "Mars physical parameters as determined from Mariner 9 observations of the natural satellites and doppler tracking", *J. Geophys. Res.*, 79(32), 4837-4844.
- Christensen, E.J., and Williams, B.G. 1979. "Mars gravity field derived from Viking-1 and Viking-2: The navigation result", *J. Guidance and Control* 2(3), 179-183.
- Gapcynski, P., Tolson R.H. and Michael Jr, W.H., 1977. "Mars gravity field: Combined Viking and Mariner 9 results", *J. Geophys. Res.*, 82(28), 4325-4327.
- Gonçalves, L.D., Rocco, E.M, do Moraes, R.V, 2015. "Analysis of the influence of orbital disturbances applied to an artificial lunar satellite", *Journal of Physics. Conference Series* (Print), v. 641.
- Gonçalves L.D., Rocco, E.M, do Moraes, R.V, and Prado, A.F.B.A, 2013. "Estudo dos efeitos do potencial lunar em trajetórias de veículos espaciais", In: XI Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações, Fortaleza, Brasil.
- Kaula, W.M., 1966. "Theory of Satellite Geodesy", Blaisdell, Waltham, Mass.
- Konopliv A.S. and Sjogren, W.L., 1995. "The JPL Mars gravity field, Mars50c, based up on Viking and Mariner 9 Doppler tracking data", *JPL Publ.* 95-5, Jet Propul. Lab., Pasadena, Calif.
- 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.
- Lorell, J., Born, G.H., Christensen, E.J., Esposito, P.B., Jordan, J.F., Laing, P.A., Sjogren, W.L., Wong, S.K., Reasenberg, R.D., Shapiro, I.I., Slater, G.L., 1973. "Gravity field of Mars from Mariner 9 tracking data", *Icarus*, 18, 304-316.
- Reasenberg, R.D., Shapiro, I.I. and White, R.D, 1975. "The gravity field of Mars", *Geophys. Res. Lett.*, 2 (3), 89-92.
- Rocco, E. M., 2008. "Analysis of the deviations of the trajectory due to the terrestrial albedo applied to some scientific missions", *Proceedings of the International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences*, Genova, Italy.
- 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", *Proceedings of the XXXV Iberian Latin American Congress on Computational Methods in Engineering - CILAMCE*, Fortaleza, Brasil.
- 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.
- Sjogren, W.L., Lorell, J., Wong, L. and Downs, W., 1975. "Mars gravity field based on a short-arc technique" *J. Geophys. Res.*, 80, 2899-2908.
- Smith, D.E., Lerch, F.J., Nerem, R.S., Zuber, M.T., Patel, G.B., Fricke, S.K. and Lemoine, F.G, 1993. "An improved gravity model for Mars: Goddard Mars Model 1", *J. Geophys. Res.*, 98(E11), 20871-20889

7. RESPONSABILIDADE AUTORAL

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

STUDY OF THE MARS GRAVITATIONAL FIELD CONSIDERING THE EXPANSION OF SPHERICAL HARMONIC UNTIL DEGREE AND ORDER

80

Liana Dias Gonçalves¹, lianadgon@gmail.com
 Evandro Marconi Rocco¹, evandro.rocco@inpe.br
 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. *In this work we performed a detailed study about the Mars's gravitational potential. For this we used a model presented by Lemoine, considering spherical harmonics with the maximum precision of 80 to degree and order. The output calculated by the model provides the components x, y and z to the acceleration of gravity at each time instant along the orbit of an artificial satellite. Through a comparison made between the gravity acceleration of a central field and the gravitational acceleration provided by the Lemoine model, the velocity increment that the disturbing term applies to the space vehicle is obtained. This model was implemented in an orbital trajectory simulator in order to understand the dynamics of the movement of an artificial satellite orbiting Mars, when is considered the perturbative effect of gravitational potential. This work presents two studies: the mapping of the gravitational field of Mars, and the analysis of the contribution of each term of the expansion of spherical harmonics up to degree and order 80. The mapping of the gravitational field due to nonuniformity of distribution of body mass, considering the maximum accuracy of the model, is made due to the variation of three orbital parameters: altitude, inclination and right ascension of the ascending node. The analysis of the individual contribution of each term of the spherical harmonics was made in an indirect way, obtaining the values of the velocity increments implemented by the N terms of the potential during one orbit of the spacecraft, and then repeats this calculation for $N + 1$ terms. Making the difference between the velocity increments, the contribution is obtained by adding more terms in the potential. This study could be very useful in analyzing the space mission and selection of orbits less affected by disturbance, which may contribute to the efficiency of important variables, such as mission time and fuel consumption*

Keywords: *Gravitational potential, spherical harmonics, orbital motion, astrodynamics, artificial satellite*