

Avaliação das Perturbações das Luas de Júpiter na Trajetória de um Veículo

Natasha Camargo de Araujo¹

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, SP

Evandro Marconi Rocco²

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE, São José dos Campos, SP

Resumo. Este trabalho tem como principal objetivo analisar a perturbação que cada uma das luas galileanas Io, Europa, Ganimedes e Calisto, exerce na trajetória de um veículo espacial em órbita ao redor de Júpiter. Além disso, como Júpiter possui várias luas, este estudo considerou a perturbação de 62 luas do planeta, as quais são divididas em 6 grupos: luas galileanas, grupo Almateia, Himalaia, Ananke, Carme e Pasife. Todas estas luas foram consideradas para se ter uma ideia da influência destas perturbações na trajetória do veículo.

Palavras-chave. Júpiter, Luas Galileanas, Dinâmica Orbital, Perturbações

1 Introdução

As missões para Júpiter são cada vez mais frequentes, afinal Júpiter é dito como um mini sistema solar, recentemente a missão Juno da NASA chegou à Júpiter. Além disso a ESA planeja uma missão para estudar o sistema jupiteriano, principalmente 3 das luas galileanas, a missão JUICE (Jupiter Icy Moon Explorer), um panorama desta missão pode ser visto em [3]. Logo, com este cenário é de extrema importância estudar os mais diversos aspectos de uma missão para Júpiter, incluindo o estudo das perturbações das luas do planeta que é o principal objetivo deste trabalho, este assunto já foi abordado por [4], que estudou os efeitos da perturbação das luas galileanas.

O estudo é feito por meio do ambiente de simulação Spacecraft Trajectory Simulator (STRS) desenvolvido por [6]. O STRS é um simulador de trajetórias orbitais, no qual foram implementadas as perturbações de todas as 62 luas de Júpiter. No STRS propagam-se as posições relativas de cada uma das luas com relação ao veículo, de maneira a considerar o efeito das perturbações gravitacionais na trajetória do veículo espacial.

2 Simulador de Trajetórias Orbitais

Os resultados aqui apresentados foram obtidos através de simulações realizadas no Spacecraft Trajectory Simulator (STRS). No STRS o movimento orbital é obtido para cada

¹natashac.araujo@gmail.com

²evandro.rocco@inpe.br

passo da simulação. O simulador utiliza um sistema em malha fechada para o controle de trajetória, e a arquitetura deste pode ser vista na Figura 1.

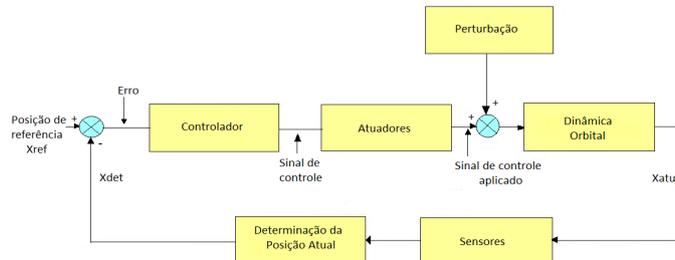


Figura 1: Arquitetura do STRS.

primeiramente é dado o estado inicial que é comparado ao estado de referência, deste modo é gerado um erro, que é enviado para um controlador proporcional-integral-derivativo (PID) e gera um sinal para que o erro seja reduzido. Este sinal por sua vez é enviado para o atuador que gera um sinal e juntamente com as perturbações é inserido na dinâmica orbital e depois disso o ciclo recomeça.

Este trabalho somente avalia a magnitude das perturbações, para que então sejam feitas as manobras de interesse e correções nas trajetórias, graças às alterações causadas por estas perturbações caso estas realmente sejam relevantes.

É importante salientar que o simulador é capaz de propagar as trajetórias das 62 luas de Júpiter que foram aqui consideradas.

3 Grupo de Luas de Júpiter

As 62 de Júpiter consideradas neste trabalho são divididas em 6 grupos, segundo [1], de acordo com suas características físicas, e também suas características orbitais (com exceção de Temisto e Carpo que possuem características únicas). Ao todo os grupos de lua somam seis, estes grupos contém as respectivas luas:

- **Grupo Almateia:** Almateia,Adrasteia, Tebe e Métis;
- **Luas Galileanas:** Io, Europa, Ganimedes e Calisto;
- **Grupo Himalaia:** Himalaia , Leda, Lisiteia e Elara;
- **Grupo Ananke:** Ananke, Euporia, Helique, Thelxinoe, Euante, Ortósia, Iocasta, Praxidique, Harpalique, Mneme, Hermipe, Tione, S/203 J3, S/2003 J15, S/2003 J18;
- **Grupo Carme:** Herse, Aitne, Cale, Taigete, Caldene, Erinome, Calicore, Calique, Euquelade, Arque, Isonoe, Pasite, S/2003 J5, S/2003 J9, S/2003 J15, S2003 J19 e S/2011 J2;

- **Grupo Pasife:** S/2003 J23, Aoede, Caliroe, Euridome, Coré, Cliene, S/2003 J4, Hegemone, Esponde, Autonoe, Megaclite e Sinope.

4 Perturbações Orbitais

As perturbações orbitais de todos os grupos de luas de Júpiter são tratadas como perturbações devido a um terceiro corpo. A função potencial gravitacional segundo [2] é dada pela Eq. 1.

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

As acelerações perturbadoras devido a presença do terceiro corpo são dadas pelas Eq. 2, Eq. 3 e Eq. 4 de acordo com [8] e [5]:

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

$$\ddot{\vec{r}}_2 = -Gm_3 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3} + Gm_1 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_2}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|^3} \quad (3)$$

$$\ddot{\vec{r}}_3 = -Gm_1 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_1|^3} + Gm_2 \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_3}{|\vec{r}_2 - \vec{r}_3|^3} \quad (4)$$

5 Resultados

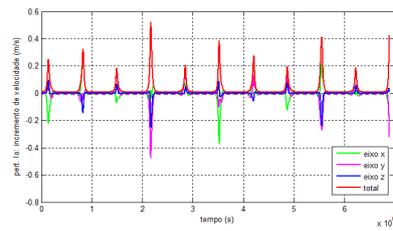
Para a simulação aqui apresentada o veículo possui um semi eixo maior de 500.000 km, que é um semi eixo maior entre o de Io (421.800 km) e Europa(671.100 km). Isto foi feito para que o veículo ficasse entre duas luas galileanas, o que em uma missão seria de grande interesse para coleta de dados científicos.

O tempo de simulação utilizado foi de 115 dias terrestres, o passo de 300 segundos e o número de órbitas realizadas foi 50. os outros parâmetros orbitais do veículo podem ser vistos na Tabela 1.

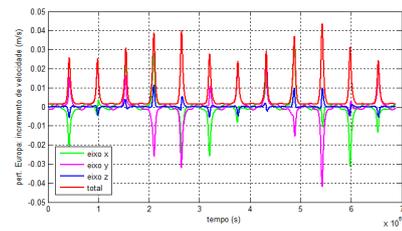
Tabela 1: Parâmetros orbitais do veículo.

Excentricidade	0,0451
Inclinação (graus)	5
Ascensão reta do nodo ascendente (graus)	45
Argumento do periapside (graus)	45
Anomalia média (graus)	0

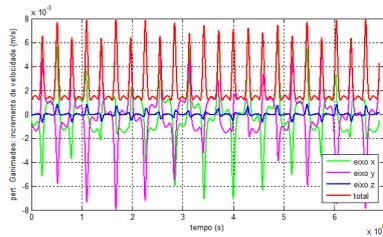
Nas Figuras 2 (a) à 2 (d) pode-se observar o incremento de velocidade devido às luas Galileanas. Já os gráficos da variação da distância entre cada lua galileana e o veículo podem ser observadas nas Figuras 3 (a) à 3 (d).



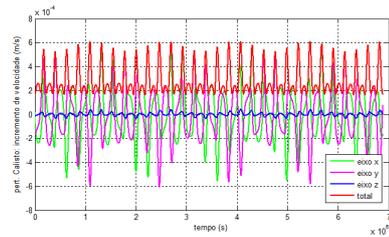
(a) Incremento de velocidade per-
turbacao de Io.



(b) Incremento de velocidade devido a per-
turbacao de Europa.

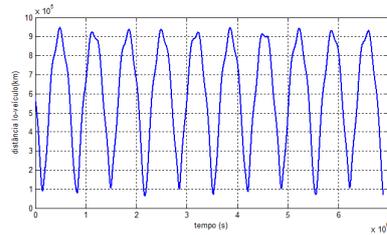


(c) Incremento de velocidade devido a per-
turbacao de Ganimesdes.

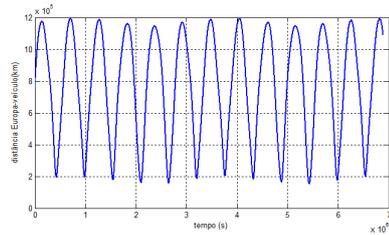


(d) Incremento de velocidade devido a per-
turbacao de Calisto.

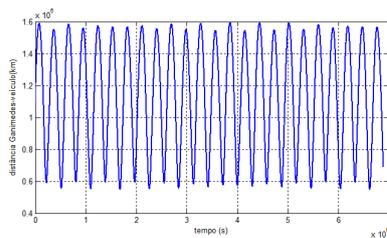
Figura 2: Incremento de velocidade devido a cada uma das luas galileanas.



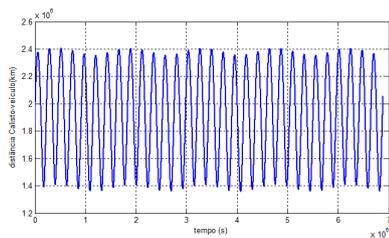
(a) Variaao da distância entre o veículo e
Io.



(b) Variaao da distância entre o veículo e
Europa.



(c) Variaao da distância entre o veículo e
Ganimesdes.



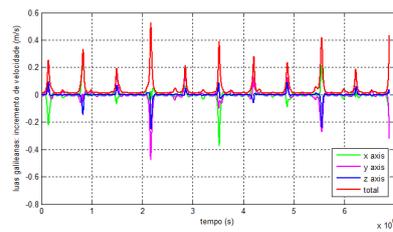
(d) Variaao da distância entre o veículo e
Calisto.

Figura 3: Variaao da distância entre o veículo e cada uma das luas galileanas.

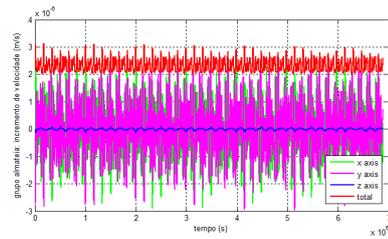
Nas Figuras 2 (a) à 2 (d) do incremento de velocidade, observa-se que a lua que mais perturba a trajetória do veículo é Io. Em todos estes gráficos de incremento de velocidade pode-se perceber a presença de picos, se compararmos essas figuras aos gráficos da variaao

de distância entre cada lua galileana e o veículo, da Figura 3 (a) até a Figura 3, nota-se que estes picos ocorrem em momentos de máxima aproximação entre as luas galileanas e o veículo, logo a lua que o veículo consegue se aproximar mais é Io, na Figura 2 (a) de Io nota-se que o nível de perturbação devido a esta lua é grande, as demais apresentam uma perturbação menor, porém que não devem ser desconsideradas, principalmente quando se analisa os momentos de pico.

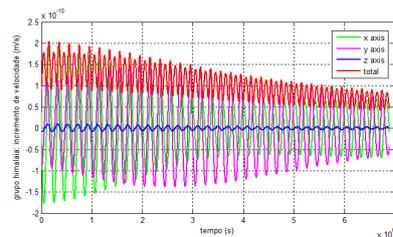
Nas Figuras 3 (a) à 3 (f) estão contidos os gráficos de incremento de velocidade devido a cada um dos 6 grupos de luas de Júpiter.



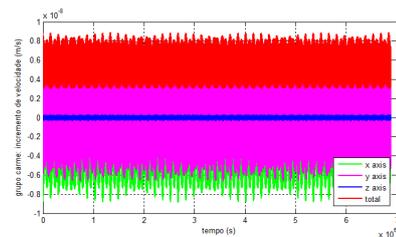
(a) Incremento de velocidade devido a perturbação do grupo das luas galileanas.



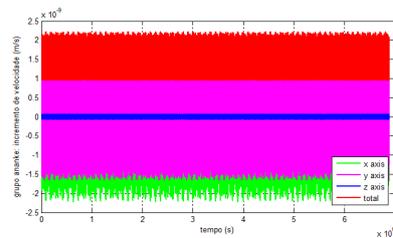
(b) Incremento de velocidade devido a perturbação do grupo Almateia.



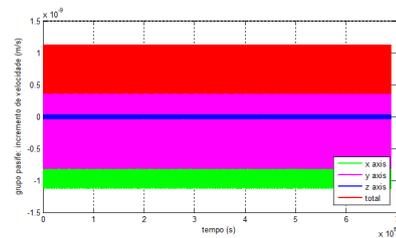
(c) Incremento de velocidade devido a perturbação do grupo Himalaia.



(d) Incremento de velocidade devido a perturbação do grupo Carne.



(e) Incremento de velocidade devido a perturbação do grupo Ananke.



(f) Incremento de velocidade devido a perturbação do grupo Pasife.

Figura 4: Incremento de velocidade devido a cada uma dos grupos de luas de Júpiter.

Observando da Figura 3 (a) à Figura 3 (f) vemos que o grupo que mais perturba o veículo é o das luas galileanas, algo que já era esperado, afinal estas luas possuem uma grande massa.

Quanto aos outros grupos a perturbação foi menor, pois além da massa destas ser bem menor, com relação às luas galileanas, estes grupos de luas já se encontram a uma distância bem maior do veículo o que resulta em perturbações menores.

6 Conclusão

Analisando todos os gráficos podemos ver que não seria possível planejar uma missão à Júpiter e não levar em conta a perturbação das luas galileanas, afinal estas apresentam uma perturbação muito grande na trajetória do veículo, logo o erro na trajetória seria muito grande caso estas perturbações fossem desconsideradas.

Quanto aos outros grupos de luas, da análise feita anteriormente percebe-se que a magnitude da perturbação destes é bem menor, porém como as missões em geral duram vários anos a perturbação destas luas ao longo do tempo poderia causar um desvio indesejável na trajetória, fazendo até mesmo que o veículo colidisse com alguma das luas.

7 Agradecimentos

Ao INPE pela oportunidade de desenvolver este trabalho, e à CAPES pelo auxílio financeiro.

Referências

- [1] G. F. Chaple. *Guide to the Universe: Outer Planets*. ABC-CLIO, Vol. 3, 2009.
- [2] V. A. Chobotov. *Orbital Mechanics*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [3] O. Grasset, M. K. Dougherty, A. Coustenis, E. J. Bunce, C. Erd, D. Titov, M. Blanc, et al. JUPiter ICy moons Explorer (JUICE): an ESA mission to orbit Ganymede and to characterise the Jupiter system, *Planetary and Space Science*, 78:1-21, 2013.
- [4] B. Kaufman. Effects of the Galilean moons on Jupiter flyby trajectories, *AIAA Journal*, 8:1208-1213, 1970.
- [5] A. F. B. A. Prado and H. K. Kuga. *Fundamentos de Tecnologia Espacial*. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2001.
- [6] E. M. Rocco. Perturbed orbital motion with a PID control system for the trajectory. In *XIV Colóquio Brasileiro de Dinâmica Orbital*, Águas de Lindóia, São Paulo, Brasil, 2008.
- [7] E. M. Rocco. Controle de trajetória com propulsão contínua para missões do tipo drag-free. In *Congresso Nacional de Engenharia Mecânica*, São Luís, Maranhão, Brasil, 2012.
- [8] V. Szebehely. 1967. *Theory of orbits*. Academic Press Inc, 1967.