

Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics

Transferências Orbitais para Asteroides Próximos à Terra

Saymon Henrique Santos Santana¹

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

Elbert Einstein Nehrer Macau²

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

Cristiano Fiorilo de Melo³

Universidade Federal de Minas Gerais, UFMG, Belo Horizonte, MG

Othon Cabo Winter⁴

Universidade Estadual Paulista, UNESP, Guaratinguetá, SP

Neste trabalho, apresentamos um estudo sobre transferências orbitais com o objetivo de promover um encontro entre uma sonda e um asteroide próximo da Terra (conhecidos pela sigla em inglês NEA - *Near Earth Asteroids*). A estratégia principal desta transferência, consiste em, partindo de uma órbita terrestre de baixa altitude, explorar a dinâmica de órbitas periódicas retrógradas ao redor do ponto Lagrangiano de equilíbrio L1. Estas trajetórias são desviadas, de maneira controlada, para realizar um *swing-by* com a Lua. Desta maneira, consegue-se aumentar a energia da órbita da partícula/sonda, transformando-a numa trajetória de escape do sistema Terra-Lua, com energia suficiente para alcançar NEAs.

Palavras-chave. Transferências Orbitais, Órbitas Periódicas, *Swing-by*, NEA.

1 Introdução

O uso das missões espaciais proporcionou avanços em diversos setores como comunicações, estudos climáticos, ciências atmosféricas, engenharia e tecnologia espaciais, observação e monitoramento terrestre, dentre outros. Nesta perspectiva, a concepção instrumentos eficientes bem como de técnicas de transferência orbitais otimizadas, principalmente em caráter de consumo de combustível, são fatores determinantes no que se refere à viabilidade de uma missão espacial.

O crescimento da taxa de descoberta de objetos próximos à Terra ampliou as perspectivas de melhor compreensão do Sistema Solar, em especial, o espaço vizinho da Terra (entre o Cinturão de Asteroides e Mercúrio). Ao mesmo tempo, tais descobertas despertaram o interesse no planejamento de missões espaciais rumo a objetos com órbitas próximas à da Terra. Asteroides e cometas constituem uma parte importante do nosso Sistema Solar, de modo que o estudo desses objetos fornece não somente informações a respeito da natureza

¹saymonhss@gmail.com

²elbert.macau@inpe.br

³cristiano.fiorilo@demec.ufmg.br

⁴ocwinter@gmail.com

do Sistema Solar primordial, como pode fornecer evidências importantes à respeito da origem e evolução da vida na Terra [1, 2].

1.1 Objetos Próximos à Terra

Um NEO, acrônimo em inglês de *Near Earth Object*, é um objeto cuja trajetória se aproxima periodicamente da órbita terrestre. De maneira mais específica classifica-se como NEO um corpo cuja órbita ao redor do Sol possui distância de periélio, $q \leq 1.3$ UA, e distância de afélio, $Q \geq 0.983$ UA, [3–5]. Estes corpos podem ser classificados em três grupos: *Near Earth Meteoroids*, *Near Earth Comets* e *Near Earth Asteroids* (NEA) que compreende os Asteroides Próximos à Terra. Os NEAs, por sua vez, sub-dividem-se em quatro grupos, representados na Figura 1, de acordo com os seus valores de semieixo maior, a , de periélio e de afélio, conforme mostra a Tabela 1.

Tabela 1: Classificação dos asteroides próximos da Terra

Classe	Semieixo maior (UA)	Distância de Periélio (UA)	Distância de Afélio (UA)	Primeiro Objeto Descoberto (Ano)	%
Atens	$a < 1.0$		$Q < 0.983$	2062 Aten (1976)	6%
Apollos	$a > 1.0$	$q < 1.017$		1862 Apollo (1932)	62%
Amors	$a > 1.0$	$1.017 < q < 1.3$		1221 Amor (1932)	32%
Atira	$a < 1.0$	$Q < 1.3$		1998 DK36 (1998)	< 20 objetos conhecidos

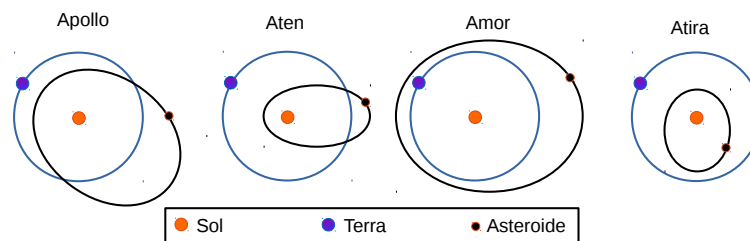


Figura 1: Representação orbital das classes de Asteroides Próximos à Terra

Dentre os NEAs catalogados, um grupo é considerado potencialmente perigoso. Os PHAs (*Potentially Hazardous Asteroids*) são os NEAs cuja distância mínima de interseção orbital com a Terra é menor que 0.05 UA, e que possuem magnitude absoluta $H \leq 22$. A proximidade periódica da Terra destes objetos revela a possibilidade de catástrofe em caso de uma colisão.

1.2 Trajetórias de Escape

Em astronáutica, uma manobra assistida por gravidade (também conhecida como manobra de *swing-by*) consiste no uso do campo gravitacional de um corpo celeste (planeta ou lua) para transferir energia para uma sonda, mudando sua velocidade e, consequentemente, sua trajetória. Os ganhos de energia promovidos pelo uso adequado desta técnica permitem uma economia de combustível considerável, o que torna viável a concepção de inúmeras missões de espaço profundo.

Um estudo numérico das órbitas periódicas no cenário do problema dos três corpos, feito por [6], prevê a existência de órbitas periódicas, conhecidas como Família G, que formam um caminho de ida e volta entre a Terra e a Lua. Na Figura 2, é mostrada uma típica órbita da dessa família.

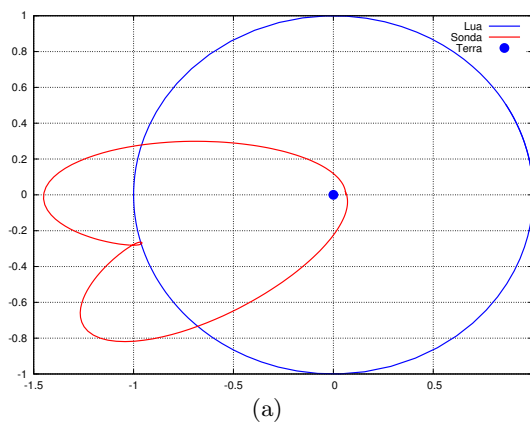


Figura 2: Típica órbita periódica da Família G.

Estas órbitas são instáveis e apresentam dependência sensível com variações nas condições iniciais. Desta forma, é possível desviar de maneira controlada, através de um incremento de velocidade ($\Delta \vec{V}_1$), de modo a promover uma passagem pela vizinhança da Lua que resulte em um ganho de velocidade da sonda. Este esquema é representado na Figura 3. Nesta perspectiva, consideramos um problema de N-corpos, cuja dinâmica foi analisada numericamente através do pacote de integração Gauss-Raddau (*RA15*).

O exemplo mostrado na Figura 4 corresponde a uma aplicação desta metodologia. Neste caso em particular, a sonda parte da vizinhança da Terra, e aproximadamente 14 dias depois, realiza uma passagem pela Lua, aumentando sua energia de dois corpos relativa à Terra o suficiente para que esta torne-se positiva, caracterizando, portanto, um escape do sistema Terra-Lua.

O valor de incremento de velocidade aplicado no momento da saída da órbita circular inicial determina o tipo de trajetória de escape obtido. As trajetórias de escape direto observadas podem ser classificadas em três grupos, essencialmente em função da energia de dois corpos heliocêntrica da órbita, E_{sonda} , em relação à energia heliocêntrica da Terra, E_{terra} .

- Escape Interno: Quando após o escape $E_{sonda} < E_{terra}$ e a trajetória estabiliza-se

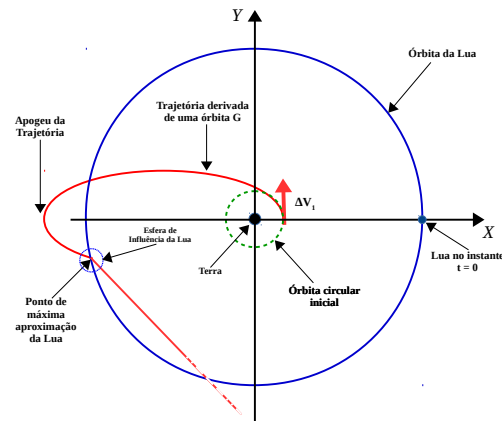


Figura 3: Trajetória de Escape derivada de uma órbita periódica instável.

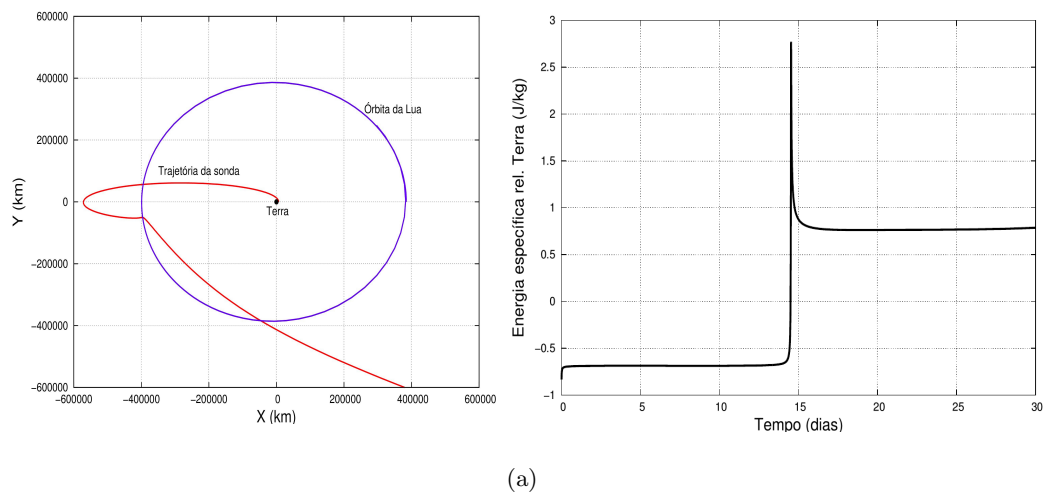


Figura 4: Trajetória de escape após um *swing-by* com a Lua, vista no referencial geocêntrico e variação temporal da energia de dois corpos da sonda em relação à Terra.

entre as órbitas de Terra e Vênus

- Escape Coorbital: Quando após o escape $E_{sonda} \approx E_{terra}$ e a trajetória estabiliza-se com um valor de semieixo maior próximo do seimeixo da Terra.
- Escape Externo: Quando após o escape $E_{sonda} > E_{terra}$ e a trajetória estabiliza-se entre as órbitas de Terra e Marte.

2 Transferências Entre a Terra e um NEA

Em uma primeira aplicação, o NEA Aten 2006 XP4 foi adotado como asteroide alvo. Este objeto possui parâmetros físicos, como massa e diâmetro equatorial médio, bem

determinados. Aliado a isto, existe um conjunto considerável de datas nos próximos anos, para os quais este NEA estará no seu ponto de máxima aproximação da Terra (CPA - *Closest point of approach*). Neste trabalho foram utilizadas condições iniciais reais, obtidas do banco de dados do *Jet Propulsion Laboratory* da NASA. O sistema analisado aqui é composto por Sol, Terra, Lua, Asteroide e uma Sonda de massa $10^3 kg$, com interação mútua entre todos os corpos.

A figura 5 mostra um exemplo de transferência obtida para um lançamento às 00:00 hs do dia 29 de setembro de 2017. Neste caso em particular, no dia 29 de fevereiro de 2020, passados 882,58 dias após a saída da vizinhança da Terra. A sonda realiza um encontro próximo com o NEA.

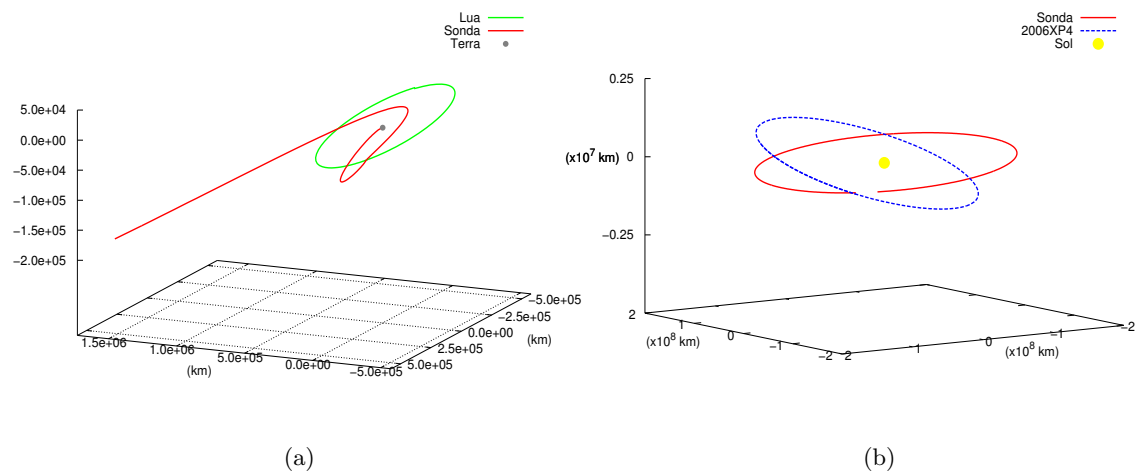


Figura 5: Em (a): Trajetória de escape após o *swing-by* com a Lua. Em (b): Encontro com o asteroide Aten 2006 XP4.

Outros alvos também foram estudados, alguns inclusive, dentro da classificação de Potencialmente Perigosos. As figura 6 mostra exemplos de transferências orbitais para os NEAs 2011 DV e 2008 EES, respectivamente.

3 Conclusões

A técnica de transferência orbital implementada aqui faz uso de uma trajetória derivada de uma órbita periódica da Família G e do ganho de energia promovido por um *swing-by* com a Lua, a fim de promover o ganho de energia necessário para que uma sonda escape do sistema Terra-Lua. O valor de incremento de velocidade ΔV_1 necessário para inserir a sonda na trajetória de escape, partindo de uma órbita circular baixa com $h_0 = 200$, km tem um valor médio de 3.146 km/s, o que corresponde a uma redução de aproximadamente 4% em relação ao método Patched-Conics implementado em [7].

Os resultados obtidos com a aplicação das trajetórias em condições iniciais reais confirmam a viabilidade do uso dessas manobras para se interceptar a órbita de diversos NEAs. A figura 7 mostra, o semieixo maior e a excentricidade das órbitas para o instante no

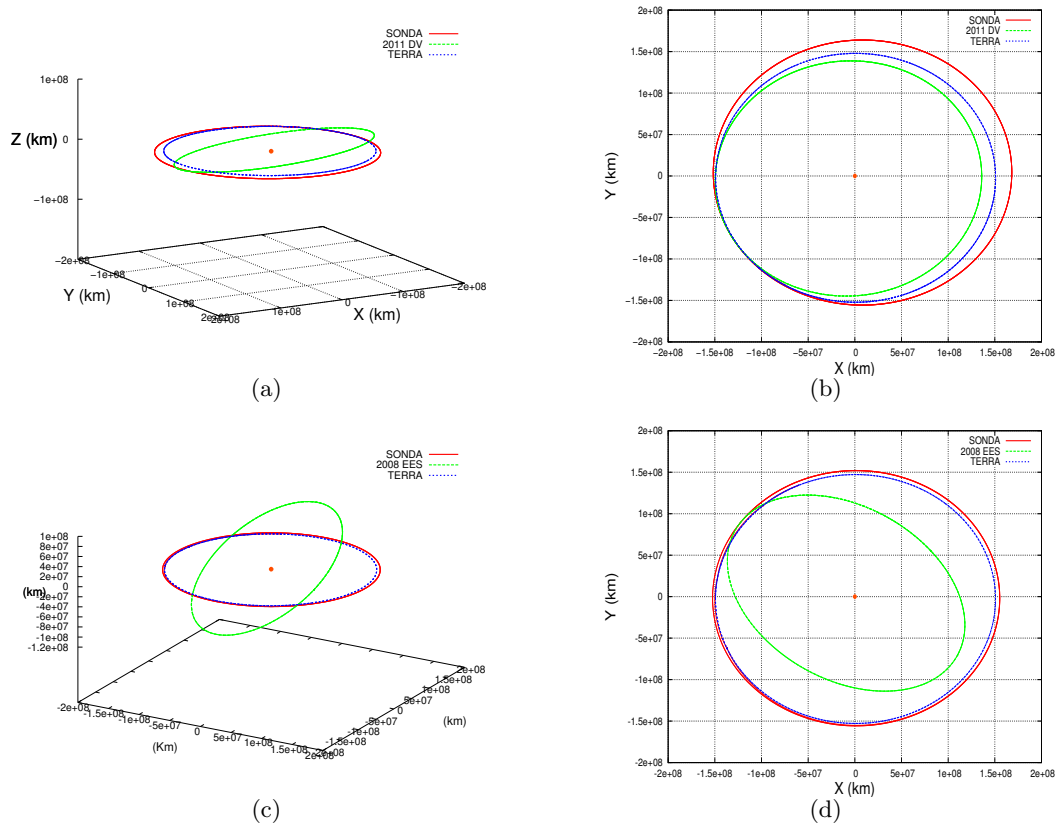


Figura 6: Em (a) são mostradas as órbitas da Terra, e do NEA 2011DV, e a Trajetória de transferência lançada em 08 de janeiro de 2015 com encontro em 02 de outubro de 2019. Em (b) é mostrada uma projeção planar das órbitas mostradas em (a). Em (c) são mostradas as órbitas da Terra, e do NEA 2008 EES e Trajetória de transferência lançada em 15 janeiro 2016 com encontro em 28 de março de 2019. Em (d) é mostrada uma projeção planar das órbitas mostradas em (c).

qual a sonda supera a esfera de influência da Terra e trajetória ao redor do Sol pode ser considerada estável. Nestes diagramas também são mostrados as configurações orbitais dos NEAs classificados nas classes Amors, Atens e Apollos.

Outros desdobramentos das trajetórias de escape podem ser aplicadas tanto em casos de acompanhamento orbital do asteroide, quanto no estudo do desvio do asteroide através do impacto direto da sonda.

Agradecimentos

Os autores agradecem ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) pela Infra-estrutura concedida e à CAPES pelo apoio financeiro.

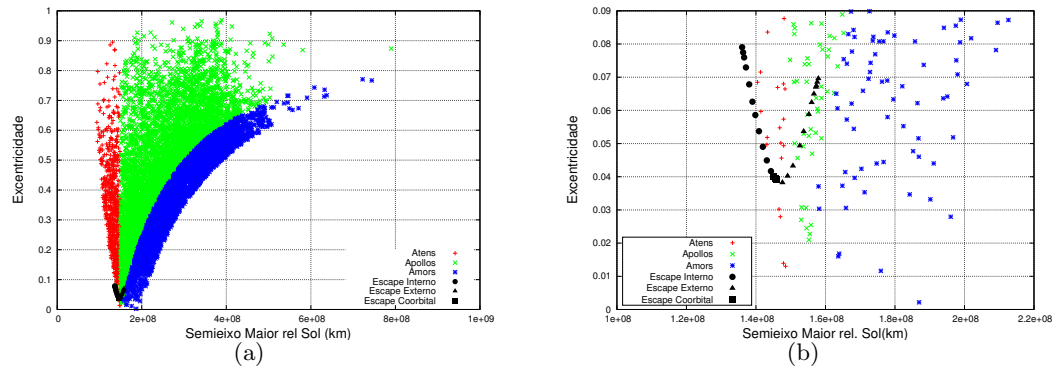


Figura 7: (a) Diagrama heliocêntrico de semieixo maior por excentricidade para as trajetórias de escape direto. Em (b) é mostrada uma ampliação da região correspondente.

Referências

- [1] D. W. G. Sears, D. D. Brownlee, C. Pieters, M. Lindstrom, D. Britt, B. C. Clark, L. Gefert, S. Gorevan, and J. C. Preble. A multiple near-earth asteroid sample return mission called hera. *Meteoritics and Planetary Science Supplement*, 35:145, 2000.
- [2] D. W. G. Sears, C. C. Allen, D. T. Britt, D. E. Brownlee, A. F. Cheng, C. R. Chapman, B. C. Clark, B. G. Drake, R. A. Fevig, I. A. Franchi, A. Fujiwara, S. P. Gorevan, H. Kochan, J. S. Lewis, M. M. Lindstrom, K. Nishizumi, M. S. Race, D. J. Scheeres, E. R. D. Scott, G. J. Taylor, and H. Yano. Near-earth asteroid sample return. In M. V SYKES, editor, *Proceedings*, volume 272, pages 111–139, San Francisco, 2002. The Future of Solar System Exploration (2003-2013) – Community Contributions to the NRC Solar System Exploration Decadal Survey. ASP Conference Proceedings.
- [3] S. Wolff. *Near Earth Objects*. PhD thesis, Department of Mathematics - Technical University of Denmark, 2006.
- [4] A. Morbidelli, W. F. Bottke Jr, and Michel P. Froeschlé, Ch. and. Origin and evolution of near earth asteroids. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 73:29–50, 1999.
- [5] Rosana Aparecida Nogueira de Araujo. *O sistema triplo de asteróides 2001 SN263: dinâmica orbital e estabilidade*. PhD thesis, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011-11-07 2011.
- [6] R. A. Broucke. Periodic orbits in the restricted three-body problem with earth-moon masses. Technical report, Pasadena, California, 1968.
- [7] R. E. S Cabette. Sistemas de asteroides múltiplos próximos à terra: planejamento de missões e estudos da dinâmica orbital, 2011.