

地球重力圏脱出前の新たな中継軌道に関する初期検討

広島工業大学・機械システム工学科 大島 健太

Kenta Oshima

Department of Mechanical Systems Engineering,

Hiroshima Institute of Technology

本稿では、宇宙探査機が地球重力圏を脱出して惑星間領域を目指す前に、中継軌道として利用できる可能性がある周期軌道に関して初期検討を行った結果を報告する。最近、多国間の協力の下で月軌道プラットフォームゲートウェイ¹⁾の建設計画が進行している。その候補軌道として、地球一月系のラグランジュ点 L_2 に付随する周期軌道の一つである Near Rectilinear Halo Orbit²⁾ (NRHO, 図 1) が検討されているため、NRHO への遷移、NRHO からの離脱、NRHO 上の軌道保持、NRHO 近傍の周期・準周期軌道など、多数の研究が行われており、NRHO を起点としたミッション機会も期待されている。また、打ち上げ機会が多い太陽-地球系の L_2 を起点とした様々なミッション検討もされており、ラグランジュ点の利用は世界中

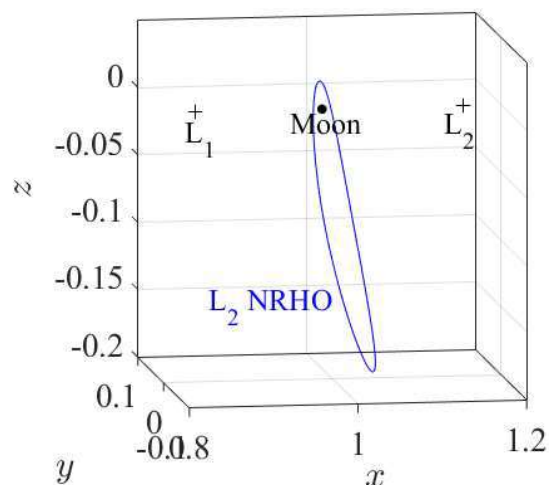


図 1. 地球一月間距離を 1 に無次元化した回転系における、NRHO の軌道例。

(および地球から約 150 万 km まで)で大流行している。その理由は当然有用であるからで、ラグランジュ点まわりの(準)周期軌道に関しては、少ない燃料消費で遷移や離脱、軌道保持が可能なことが知られている。

一方で、地球-月系もしくは太陽-地球系のラグランジュ点 L1, L2 まわりの軌道はエネルギーが低いため、燃料を節約して地球重力圏から十分遠くに脱出するためには、太陽重力の利用³⁾や月/地球スイングバイ⁴⁾などの工夫を要する。そのような軌道は複雑な経路を辿るため、軌道設計の難易度が高くなるとともに、数カ月程度の余分な遷移時間がかかる。通常の深宇宙探査において数カ月程度の遷移時間の増加は大きなデメリットとはならないが、Comet Interceptor⁵⁾のように遷移時間が課題となるものもある。たとえ大きなデメリットとならない場合でも、地球重力圏を脱出する軌道設計を単純化でき、かつ遷移時間を短縮できる方が良いであろう。

そこで本研究では、地球-月系の平面円制限三体問題⁶⁾を用いて求めた、高いエネルギーをもつ図 2 の周期軌道を、地球重力圏脱出前の中継軌道として利用できる可能性を調べる。この軌道は既にエネルギーが高いため、太陽重力を利用する必要がなく、また不安定性が弱いため軌道保持も容易であることが

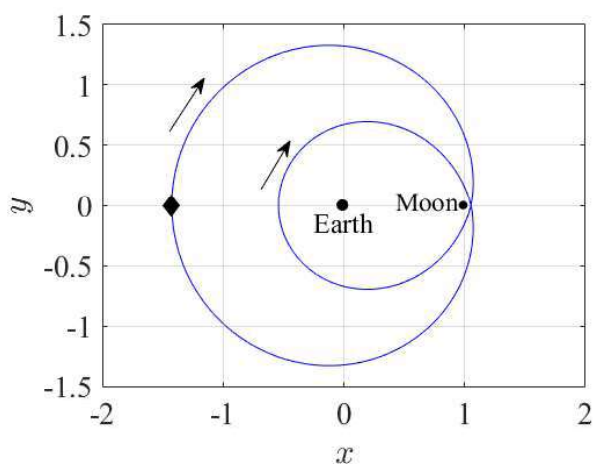


図 2. 本研究で提案する地球重力圏脱出前の中継軌道の候補。◆は最も遠い遠月点。

期待される。したがって、本初期検討の目的は、図2の周期軌道に少ない燃料消費量で地球近傍から投入可能であり、また図2の周期軌道を起点として短い遷移時間かつ十分な速度で地球重力圏から脱出可能であることを示すことにある。

投入および脱出軌道の探索は、地球一月系に太陽の重力の影響も含めた平面Bicircularモデル⁶⁾を用いて行った。ただし、周期軌道は地球一月系から遠く離れていないため、周期軌道上では平面円制限三体問題を仮定した。投入/脱出マヌーバは、図2に示す最も遠い遠月点でインパルス的に与えるとする。以上より、探索パラメータはマヌーバの大きさ、方向、マヌーバ時の太陽の位相角となる。

図3に、打ち上げエネルギー⁷⁾ (C_3)および投入マヌーバ(Δv)が小さい遷移軌道例を示す。小さい C_3 および Δv を補うため、太陽重力および複数回の月スイングバイを利用する、遷移時間の長い複雑な軌道となっている。この他にも、 C_3 は大きいが遷移時間は短い軌道も見つかっており、様々な選択肢が存在することがわかった。

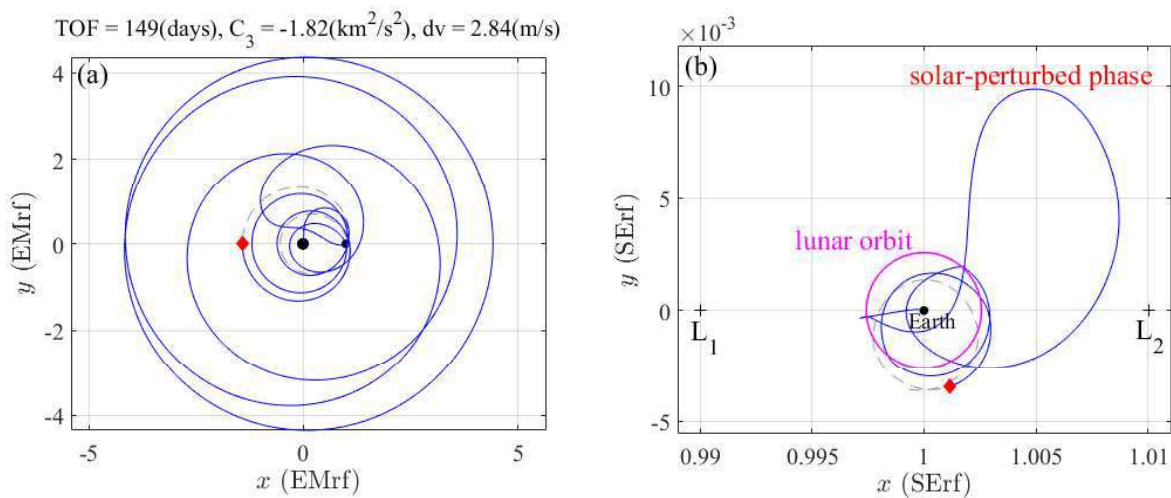


図3. 小さい打ち上げエネルギー(C_3)および投入マヌーバ(Δv)で、図2の周期軌道(破線)に地球近傍から遷移する軌道例。(a) 地球一月回転系(EMrf), (b) 太陽-地球回転系(SErf).

次に、図2の周期軌道を起点として、短時間かつ十分な無限遠速度⁷⁾(v_{∞})で、地球重力圏から脱出できる軌道例を図4に示す。図4の軌道は、周期軌道上の脱出マヌーバ(Δv)後から約1カ月積分した結果であり、短期間で太陽—地球系のL1以遠に到達できている。他に得られた効率的な脱出軌道はすべて図4の軌道と同様、月スイングバイを2回利用することで、地球に対する v_{∞} を増加させるものであった。太陽—地球系のL2近傍から月に会合する先行研究^{8),9)}の軌道と比較すると、約6カ月短い期間で、約300 m/s 大きな v_{∞} を獲得できることがわかった。

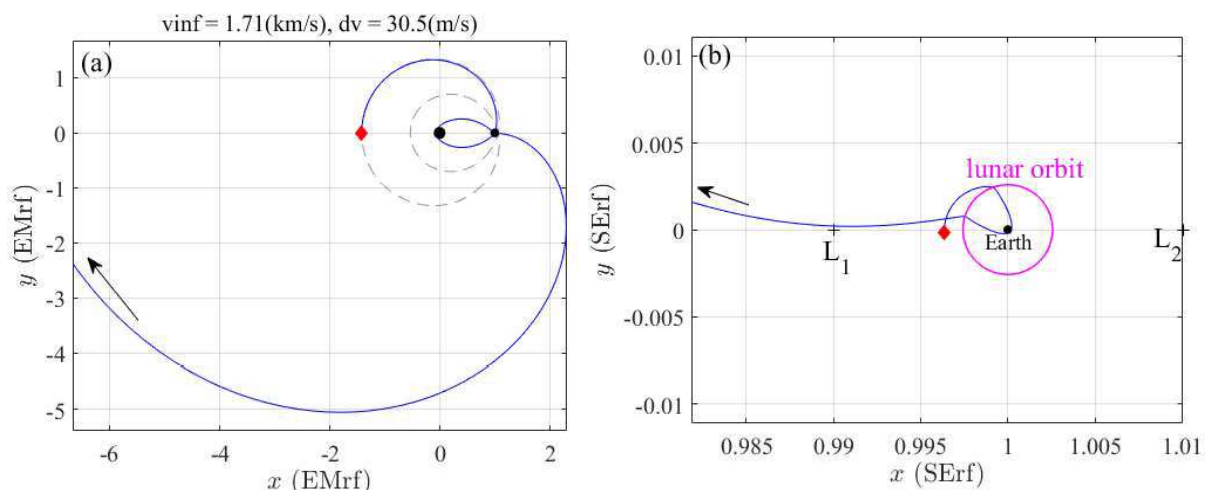


図4. 図2の周期軌道(破線)から短時間かつ十分な無限遠速度(v_{∞})で、地球重力圏から脱出できる軌道例. (a) 地球—月回転系(EMrf), (b) 太陽—地球回転系(SErf).

参考文献

- 1) <https://www.nasa.gov/gateway>
- 2) Howell, K. C., Breakwell, J. V.: Almost rectilinear halo orbits. *Celest. Mech.* 32, 29–52 (1984).
- 3) Belbruno, E., Miller, J.: Sun-perturbed Earth-to-Moon transfers with ballistic capture. *J. Guid. Control Dyn.* 16, 770–775 (1993).

- 4) Kawaguchi, J., Yamakawa, H., Uesugi, T., Matsuo, H.: On making use of lunar and solar gravity assists in Lunar-A, Planet-B missions. *Acta Astronaut.* 35, 633–642 (1995).
- 5) Snodgrass, C., Jones, G.H.: The European Space Agency’s Comet Interceptor lies in wait. *Nat Commun* 10, 5418 (2019).
- 6) Koon, W. S., Lo, M. W., Marsden, J. E., Ross, S. D.: *Dynamical Systems, the Three-Body Problem and Space Mission Design*. Marsden Books, Wellington (2011).
- 7) Vallado, D. A.: *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Microcosm Press, Hawthorne (2013).
- 8) Nakamiya, M., Kawakatsu, Y.: Transfer trajectories from the Moon to Sun–Earth halo orbits. *J. Guid. Control Dyn.* 37, 1000–1003 (2014).
- 9) Ranuschio, D.: *Comet Interceptor: Optimisation of quasi-ballistic departure opportunities by means of a lunar swing-by*. Master Thesis, Politecnico di Milano (2020).