

基于同伦方法三体问题小推力推进转移轨道设计

潘迅, 泮斌峰

(西北工业大学 航天学院, 西安 710012)

摘要: 提出一种基于同伦方法限制性三体问题小推力推进转移轨道设计方法。首先根据最优控制原理分析了航天器在轨道转移中不同性能指标时的最优控制律, 然后引入同伦参数构造新的性能指标, 在基于遗传算法和打靶法得到能量最优的解基础上, 采用伪弧长法跟踪同伦轨迹, 进而得到燃料最优的转移轨道。最后对地月系下从GEO轨道到L1点Lyapunov轨道的转移轨道进行优化。仿真结果表明: 利用遗传算法能优化得到较为合适的流形拼接点和协态变量初始值, 利用打靶法能有效地优化得到小推力燃料最优转移轨道。

关键词: 同伦算法; 伪弧长法; 小推力; 轨道优化; 限制性三体问题

中图分类号: V41

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2017)03-0270-06

DOI:10.15982/j.issn.2095-7717.2017.03.011

引用格式: 潘迅, 泮斌峰. 基于同伦方法三体问题小推力推进转移轨道设计[J]. 深空探测学报, 2017, 4(3): 270-275.

Reference format: Pan X, Pan B F. Optimization of low-thrust transfers using homotopic method in the restricted three-body problem[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(3): 270-275.

0 引言

在深空探测中, 小推力发动机具有比冲大、控制精度高等优点, 采用小推力推进系统能减少燃料消耗, 增加航天器有效载荷和航天任务的科学回报。相比于脉冲推进的动力学模型, 小推力推进系统的动力学模型具有更强的非线性, 小推力发动机的推力很小, 所以改变航天器运动状态需要较长的时间, 从而增加了轨道设计和优化的难度。相比于传统的二体模型, 圆限制性三体问题的模型更精确, 但其动力学模型更复杂, 在三体模型下更难进行转移轨道优化。在航天器转移轨道设计过程中, 可将轨道优化看作是一类复杂的、非线性并受到严格约束限制的最优控制问题, 其求解的理论基础为最优控制理论。根据其动力学模型处理方式的不同主要分为直接法和间接法。目前对小推力转移轨道的研究较为丰富, 但其中大部分是基于二体模型的轨道优化^[1-5]。在限制性三体问题中, Howell等^[6]研究了小推力变比冲发动机推进的地球到平动点的转移; Daero等^[7]利用配点法结合小推力和脉冲推进进行平动点周期轨道的转移; Mingotti等基于直接配点法进行了小推力转移轨道研究, 并取得了较为丰富的成果^[8-10]。相比于直接法, 间接法虽然具有对初始条件十分敏感、收敛域小等缺点, 但其可通过对

连续系统分析得到精确的最优解。Jiang等^[11]结合粒子群算法和同伦算法进行了小推力转移研究。目前针对间接法求解三体模型下小推力转移轨道的研究较少, 有必要对其进行更深入的研究。

本文以地月系限制性三体问题模型为研究对象, 分析了不同性能指标下的最优推力控制律。针对燃料最优的bang-bang控制问题, 通过引入同伦参数构造新的性能指标, 并利用伪弧长法跟踪得到最优控制律, 最终得到燃料最优的转移轨道。最后以GEO轨道到L1点Lyapunov轨道的小推力转移为例验证了算法的有效性。

1 圆限制性三体问题

圆限制性三体问题 (Circular-Restricted Three Bodies Problem, CRTBP) 是指两个主天体绕着系统质心做匀速圆周运动, 而第三体 (一般指航天器) 质量很小, 远小于两个主天体的质量, 对主天体的运动的影响较小, 可以忽略不计。月球轨道偏心率0.054 9, 圆限制性三体问题的动力学模型能较好地满足实际情况, 因此本文在地月系圆限制性三体问题模型下进行转移轨道设计研究。

考虑地月圆限制性三体问题平面运动, 以旋转坐标系为参考坐标系, 原点与地月系质心重合, x 轴为地

月连线并指向月球， y 轴与其构成右手坐标系，建立其动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{M}\mathbf{v} - \frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}} + \frac{T_{\max}u}{m}\boldsymbol{\alpha} \\ \dot{m} = -\frac{T_{\max}u}{g_0 I_{\text{sp}}} \end{cases} \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} 0 & 2 \\ -2 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}} = \begin{bmatrix} -x + (1 - \mu)\frac{x + \mu}{r_1^3} + \mu\left(\frac{x - 1 + \mu}{r_2^3}\right) \\ -y + (1 - \mu)\frac{y}{r_1^3} + \mu\frac{y}{r_2^3} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\mu = 0.012 15$ 为地月系三体系统唯一参数，月球质量与地月质量之和的比值； $\mathbf{r} = [x, y]^T$ 为航天器在坐标系中的位置矢量， $\mathbf{v} = [v_x, v_y]^T$ 为速度矢量， $r_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2}$ ， $r_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2}$ ， I_{sp} 为发动机比冲， g_0 为地球海平面重力加速度， T_{\max} 为发动机最大推力， u 为发动机工作效率（ $u \in [0, 1]$ ）， $\boldsymbol{\alpha} = [\alpha_x, \alpha_y]^T$ 为单位推力在坐标轴上的分量（ $\alpha_x^2 + \alpha_y^2 = 1$ ）。

2 转移轨道优化问题描述

在转移轨道设计中，主要考虑的性能指标包括能量最优和燃料最优，其只与推力大小 u 有关，与推力方向 $\boldsymbol{\alpha}$ 无关，因此可将性能指标写为如下形式

$$J = \int_{t_0}^{t_f} g(u) dt \quad (4)$$

根据最优控制理论，通过引入协态变量

$$\boldsymbol{\lambda} = [\lambda_x, \lambda_y, \lambda_{v_x}, \lambda_{v_y}, \lambda_m] \quad (5)$$

构造哈密尔顿函数

$$H = \lambda_r^T \mathbf{v} + \lambda_v^T \left(\mathbf{M}\mathbf{v} - \frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}} + \frac{T_{\max}u}{m}\boldsymbol{\alpha} \right) - \lambda_m \frac{T_{\max}u}{I_{\text{sp}}g_0} + g(u) \quad (6)$$

其中： $\boldsymbol{\lambda}_r = [\lambda_x, \lambda_y]^T$ ， $\boldsymbol{\lambda}_v = [\lambda_{v_x}, \lambda_{v_y}]^T$ 。

将哈密尔顿函数对状态变量求一阶偏导，可得到欧拉方程为

$$\dot{\lambda}_r = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{r}} = \frac{\partial}{\partial \mathbf{r}} \left(\frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}} \right)^T \boldsymbol{\lambda}_v \quad (7)$$

$$\dot{\lambda}_v = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{v}} = -\lambda_r - \mathbf{M}^T \boldsymbol{\lambda}_v \quad (8)$$

$$\dot{\lambda}_m = -\frac{\partial H}{\partial m} = \frac{T_{\max}u}{m^2} \lambda_v^T \boldsymbol{\alpha} \quad (9)$$

对于控制量 $\boldsymbol{\alpha}$ ，为使 H 最小， $\boldsymbol{\alpha}$ 应与速度协态变量 $\boldsymbol{\lambda}_v$ 方向相反，即

$$\boldsymbol{\alpha} = -\frac{\boldsymbol{\lambda}_v}{\|\boldsymbol{\lambda}_v\|} \quad (10)$$

对于初始时刻和终端时刻航天器位置都给定的转移，其在 t_f 时刻满足状态约束

$$\boldsymbol{\varphi}(\mathbf{r}_f, \mathbf{v}_f) = 0 \quad (11)$$

对于终端时刻航天器质量和转移时间不固定的情况，其横截条件为

$$\lambda_{mf} = 0 \quad (12)$$

$$H_f = 0 \quad (13)$$

根据庞德里亚金极小值原理，对控制量 u ，需满足最优性一阶必要条件。下面考虑不同性能指标时候的 u 的控制律。

1) 性能指标为燃料最优

$$g(u) = T_{\max}u / (I_{\text{sp}}g_0) \quad (14)$$

根据哈密尔顿函数对 u 求偏导，有

$$\frac{\partial H}{\partial u} = \frac{T_{\max}}{I_{\text{sp}}g_0} \left(1 - \lambda_m - \frac{I_{\text{sp}}g_0 \|\boldsymbol{\lambda}_v\|}{m} \right) \quad (15)$$

定义开关函数 $S = 1 - \lambda_m - I_{\text{sp}}g_0 \|\boldsymbol{\lambda}_v\| / m$ ，则有

$$u = \begin{cases} 1, & S < 0 \\ 0, & S > 0 \\ [0, 1], & S = 0 \end{cases} \quad (16)$$

由式(16)可知，此时的转移轨道最优控制为bang-bang控制，且在 $S = 0$ 时奇异。由于 S 连续变化，一般不会出现 $S \equiv 0$ ，因此本文中不考虑奇异段。

2) 性能指标为能量最优

$$g(u) = T_{\max}u^2 / (I_{\text{sp}}g_0) \quad (17)$$

对哈密尔顿函数求偏导，可得

$$\frac{\partial H}{\partial u} = \frac{T_{\max}}{I_{\text{sp}}g_0} \left(2u - \lambda_m - \frac{I_{\text{sp}}g_0 \|\boldsymbol{\lambda}_v\|}{m} \right) \quad (18)$$

则最优控制律为

$$u = \begin{cases} 1, & S < -1 \\ 0, & S > 1 \\ (1 - S)/2, & \|S\| \leq 1 \end{cases} \quad (19)$$

由式(19)可知，此时的推力大小 u 为连续控制。

对于一般的航天任务，其任务的开展依赖于有效载荷，而节省燃料不仅对增加有效载荷有着重要作用，而且对航天器寿命起关键作用。对于燃料最优的轨道转移，其推力控制为bang-bang控制，利用间接法

进行优化时存在很大的难度。针对该问题, Bertrand等^[12]提出了一种平滑技术, 即所谓的同伦方法, 从而降低了求解难度。本文在其基础上, 利用同伦算法进行限制性三体问题下的最优燃料转移轨道设计。

3 同伦算法

引入同伦参数 p , 构造新的性能指标

$$J = \frac{T_{\max}}{I_{sp}g_0} \int_{t_0}^{t_f} ((1-p)u^2 + pu) dt \quad (20)$$

当 $p: 0 \rightarrow 1$ 过程中, 性能指标从能量最优转变为燃料最优。根据最优性一阶必要条件, 推力大小 u 的控制律为

$$u = \begin{cases} 1, & S < -\varepsilon \\ 0, & S > \varepsilon \\ 0.5(1 - S/\varepsilon), & -\varepsilon \leq S \leq \varepsilon \end{cases} \quad (21)$$

其中: $\varepsilon = 1 - p$, 当 $p \neq 1$ 时, u 为连续控制, 且 p 趋近于1时, 即可得到燃料最优的转移轨道。

在得到能量最优问题的解之后, 同伦参数 p 需按照一定步长进行迭代, 并将当前得到的解作为下一步迭代的初值进行计算。该方法看似简单, 但是仍存在一些困难: 第一, 同伦迭代过程中可能存在奇异点, 采用同伦参数递增方法在奇异点将导致计算失败; 第二, 当 p 趋近于1时, 虽然理论上推力 u 是连续的, 但其接近bang-bang控制, 在开关切换区域变化剧烈, p 按给定步长进行减小时, 很难保证其精度, 因此本文中利用伪弧长方法进行迭代求解。

弧长法最初由Riks和Wempne提出, 后经Ramm和Crisfield发展, 其基本思想是引入弧长参数, 通过加入该参数在解曲线上增加一个约束方程, 从而有效地解决了非线性分析中的稳定性与收敛性问题。将终端等式约束和横截条件表示成

$$\mathbf{\Gamma}(\mathbf{x}, p) = 0 \quad (22)$$

对求(22)一阶偏导, 有

$$\frac{\partial \mathbf{\Gamma}}{\partial \mathbf{x}} \frac{d\mathbf{x}}{ds} + \frac{\partial \mathbf{\Gamma}}{\partial p} \frac{dp}{ds} = \mathbf{0} \quad (23)$$

其中: ds 为伪弧长。当步长足够小时, 根据几何关系, 有

$$(d\mathbf{x})^2 + (dp)^2 = (ds)^2 \quad (24)$$

结合式(23)和(24), 可表示成

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{\Gamma}}{\partial \mathbf{x}} & \frac{\partial \mathbf{\Gamma}}{\partial p} \\ \left(\frac{d\mathbf{x}}{ds}\right)^T & \frac{dp}{ds} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{d\mathbf{x}}{ds} \\ \frac{dp}{ds} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (25)$$

由式(25)知, 在已知当前的 (\mathbf{x}_k, p_k) 时, 可求得其对伪弧长 ds 的偏导, 此时则可对 ds 进行调整, 进一步得到 $(\mathbf{x}_{k+1}, p_{k+1})$, 直至 $p = 1$, 从而得到燃料最优的转移轨道。相比于离散同伦, 由于伪弧长法在同伦过程中利用了梯度信息, 其同伦过程更为稳定, 能更为有效的得到燃料最优转移轨道。

4 转移轨道设计

为验证同伦算法在燃料最优转移轨道优化中的有效性, 本节进行从GEO轨道到L1点Lyapunov轨道的转移轨道设计, 相关参数如表1所示, 其中 R_E 为地球半径, h_{GEO} 为GEO轨道高度, g_0 为海平面重力加速度, A_x 为Lyapunov轨道幅值。

表1 转移轨道及发动机初始参数

Table 1 The parameters of transfers and engine

| 参数名称 | 数值 |
|------------------------------------|----------|
| R_E/km | 6 378 |
| h_{GEO}/km | 35 864 |
| $g_0/(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$ | 9.806 65 |
| A_x/km | 8 000 |
| T_{\max}/N | 1 |
| I_{sp}/s | 3 000 |
| m_0/kg | 1 000 |

航天器从GEO轨道到Lyapunov轨道的转移过程可以描述为: 航天器从GEO轨道出发, 通过小推力发动机使航天器运动状态发生改变, 并在拼接点进入Lyapunov轨道的稳定流形, 沿流形无动力滑行, 最终进入目标Lyapunov轨道。初始时刻航天器在GEO轨道上的初始位置可用与 x 轴之间的夹角 ω 表示, 有

$$\mathbf{x}_0 = \begin{bmatrix} r_m \cos \omega \\ r_m \sin \omega \\ -\sqrt{\mu/r_m} \sin \omega + r_m \sin \omega \\ \sqrt{\mu/r_m} \cos \omega - r_m \cos \omega - \mu \end{bmatrix} \quad (26)$$

轨道推进段转移时间记为 t_f , 拼接点位于Lyapunov轨道的稳定流形上, 可表示为 $\Upsilon(\tau, \theta)$, 其中 τ 表示流形初始点在Lyapunov轨道上的位置, θ 表示拼接点在该流形上的位置。根据时间在Lyapunov轨道上取360个点, 分别计算得到360条流形, 以与 x 轴负半轴相交为流形终点, 再将流形按积分时间均匀取2 000个点, 即 $\tau \in [1, 360]$, $\theta \in [1, 2 000]$, 且 $\tau, \theta \in \mathbf{N}$, 如图1所示, 图中DU为无量纲化长度, $1 \text{ DU} = 38.44 \text{ 万 km}$ 。因此, 初始时刻航天器位置和终端约束可用 $[\omega, \tau, \theta]$ 表示。确定转移段的初始点和终点后, 根据极小值原理, 转移轨道的优化可转化为对 $[\lambda_{r0}, \lambda_{v0}, \lambda_m, t_f]$ 进行求解。

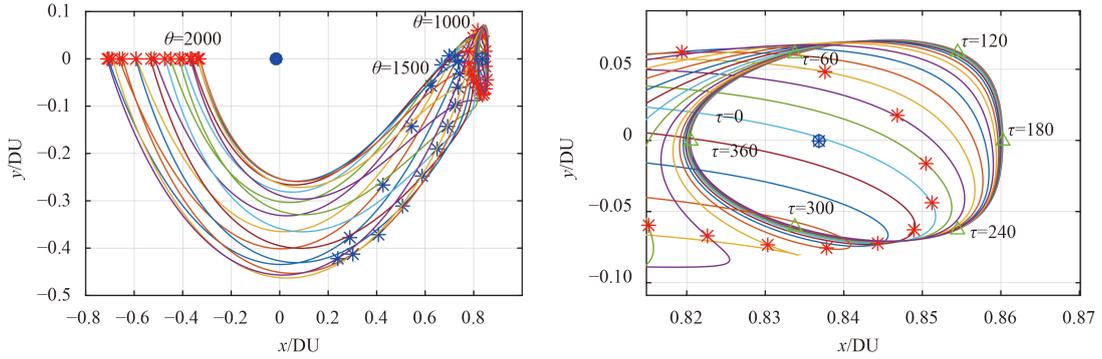


图1 拼接点在流形上的位置
Fig. 1 Position of insertion points in manifolds

对于转移轨道的设计优化，其过程为：

- 1) 针对能量最优的转移轨道，其控制律为式(19)，利用遗传算法对变量定遗传算法的指标为流形段拼接点与小推力转移段终点的位置速度误差值最小，得到较为合理的初值。
- 2) 以得到的流形拼接点为小推力转移段终点，并在保持转移段初始点不变的情况下，用打靶法对 $[\lambda_x, \lambda_y, \lambda_{vx}, \lambda_{vy}, \lambda_m, t_f]$ 进一步优化，得到能量最优的转移轨道。

3) 采用伪弧长法跟踪同伦轨迹，最终得到燃料最优的小推力转移轨道。先采用遗传算法是因为其具有较好的全局收敛性，但由于其不能满足严格的约束条件，因此需要多次计算，选取合适的值，并用打靶法进一步优化，然后才能作为初值进行同伦演化。根据

多次计算，选取遗传算法得到的起点和终点参数为 $\omega = 4.7124$ ， $\tau = 44$ ， $\theta = 1538$ ，进一步优化过程中的协变量的值如表2所示。同伦过程中，变量 $[\lambda_x, \lambda_y, \lambda_{vx}, \lambda_{vy}, \lambda_m, t_f]$ 随参数 p 变化的关系如图2所示。航天器剩余质量随着同伦参数 p 的增加而增加，燃料消耗质量比从0.056074减小到0.055226，减小了1.51%。

表2 能量最优和燃料最优的变量值

Table 2 The solutions of energy optimal transfer and fuel optimal transfer

| 参数 | 能量最优 | 燃料最优 |
|----------------|------------|------------|
| λ_x | -0.122 961 | -0.010 142 |
| λ_y | 4.621 643 | 1.185 776 |
| λ_{vx} | -0.162 499 | -0.041 657 |
| λ_{vy} | 0.005 319 | 0.000 429 |
| λ_m | 0.150 287 | 0.062 267 |
| t_f | 5.071 189 | 4.982 926 |

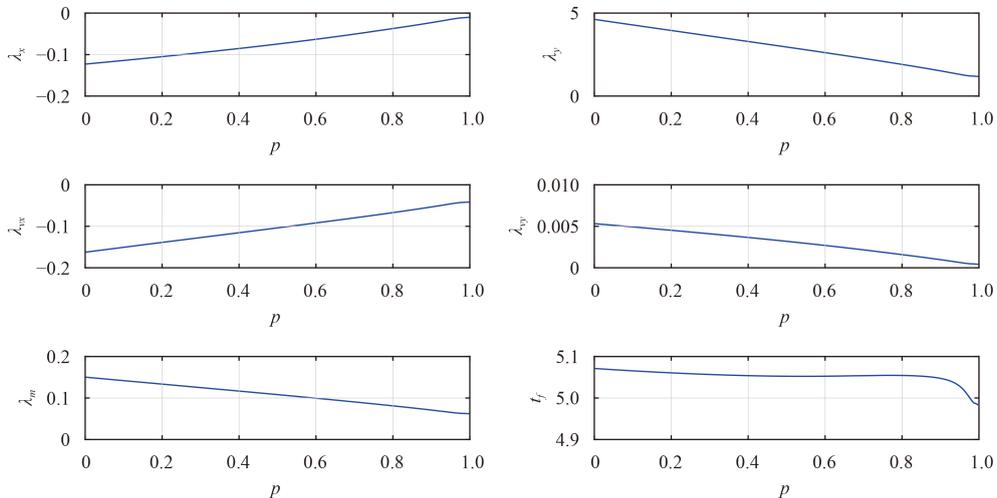


图2 优化变量随同伦参数p的变化关系
Fig. 2 The relationships between the optimization variable and the homotopy parameter p

旋转坐标系下从GEO轨道到L1点Lyapunov轨道的转移轨道如图3所示，由从GEO出发的优化段和流形段组成，其中优化段为虚线表示性能指标为能量最优的转移轨道，实线表示燃料最优的转移轨道。

燃料最优时的开关函数S及推力控制u如图4所示，其中1 TU = 37.576万秒，为无量纲时间单位。此时推力控制为典型的bang-bang控制，发动机开机3次，关机2次。

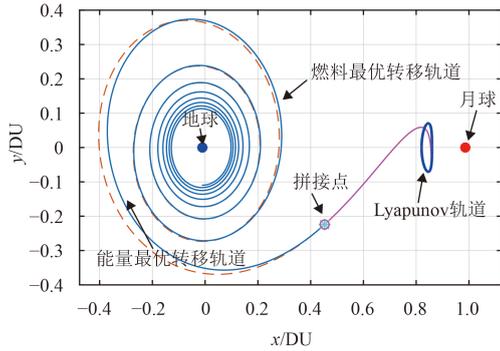


图3 旋转坐标系下GEO轨道到L1点Lyapunov轨道的转移轨道

Fig. 3 The transfers from GEO to L1 Lyapunov orbit in rotating frame

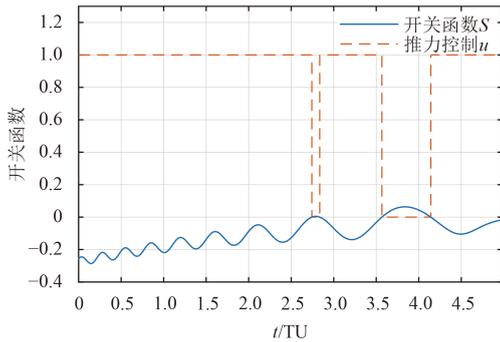


图4 燃料最优时的开关函数和推力控制曲线

Fig. 4 The switching curve and thrust magnitude about the fuel optimal transfer

5 结论

采用间接法设计小推力推进转移轨道优化问题时, 当性能指标为燃料最优时存在控制变量的bang-bang控制形式导致优化问题高度敏感和难以求解。本文采用同伦方法实现从能量最优轨道到燃料最优轨道的连续变换, 并采用拟弧长法实现同伦轨迹的跟踪。本文以地月平面圆形限制性三体问题模型为研究对象并进行仿真验证, 仿真结果表明: 本文提出的算法能够自动确定转移过程中发动机开关机次数和切换时间, 实现限制性三体问题下的小推力燃料最优转移轨道的优化设计。

参 考 文 献

[1] John T B. Practical methods for optimal control and estimation using nonlinear programming[M]. USA: The Society for Industrial and

Applied Mathematics, 2010.

- [2] 尚海滨, 崔平远, 徐瑞, 等. 基于高斯伪光谱的星际小推力转移轨道快速优化[J]. 宇航学报, 2010, 4(31): 1005-1011.
Shang H B, Cui P Y, Xu R, et al. Fast optimization of interplanetary low-thrust transfer trajectory based on Gauss pseudospectral algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2010, 4(31): 1005-1011.
- [3] 李俊峰, 蒋方华. 连续小推力航天器的深空探测轨道优化方法综述[J]. 力学与实践, 2011, 33(3): 1-6.
Li J F, Jiang F H. Survey of low-thrust trajectory optimization methods for deep space exploration[J]. Advances in Mechanics, 2011, 33(3): 1-6.
- [4] Leonardo M V. Finite thrust orbital transfers[J]. Acta Astronautica, 2014, 100(1): 107-128.
- [5] 郑博, 张泽旭, 周浩, 等. 一种小推力借力飞行转移轨道初始设计方法[J]. 深空探测学报, 2015, 2(3): 256-261.
Zheng B, Zhang Z X, Zhou H, et al. A novel initial design for low-thrust transfer trajectories using gravity-assist[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 2(3): 256-261.
- [6] Ozimek M T, Howell K C. Low-thrust transfers in the Earth-Moon system including applications to libration point orbits[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 33(2): 533-549.
- [7] Daero L, Eric A B, Amit K S. Optimal interior Earth-Moon Lagrange point transfer trajectories using mixed impulsive and continuous thrust[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 39: 281-292.
- [8] Mingotti G, Toppoto F, Bernelli-Zazzera F. Low-energy, low-thrust transfers to the Moon[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2009, 105(1-3): 61-74.
- [9] Mingotti G, Toppoto F, Bernelli-Zazzera F. Optimal low-thrust invariant manifold trajectories via attainable sets[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(6): 1644-1656.
- [10] Mingotti G, Toppoto F, Bernelli-Zazzera F. Efficient invariant-manifold, low-thrust planar trajectories to the Moon[J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2012, 17(2): 817-831.
- [11] Jiang F H, Baoyin H X, Li J F. Practical techniques for low-thrust trajectory optimization with homotopic approach[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(1): 245-258.
- [12] Bertrand R, Epenoy R. New smoothing techniques for solving bang-bang optimal control problems-numerical results and statistical interpretation[J]. Optimal Control Applications and Methods, 2002, 23(4): 171-197.

作者简介:

潘迅(1990-), 男, 博士, 主要研究方向: 空天飞行器动力学与控制。

通讯地址: 陕西省西安市碑林区友谊西路127号西北工业大学航天学院(710072)

E-mail: xpan2012@gmail.com

Optimization of Low-Thrust Transfers Using Homotopic Method in the Restricted Three-Body Problem

PAN Xun, PAN Binfeng

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A method for optimization of low-thrust transfers in the restricted three-body problem is proposed. First, the optimal control laws of different performance index in trajectory optimization are deduced based on the optimal control theory. Then, a new parameter is used to construct a modified performance index. The genetic algorithm and single shooting method are used to obtain the solution of energy optimal transfer, and arc-length method is adopted to track the homotopic path till the fuel optimal transfer is obtained. Finally, the numerical example about transfers from GEO to Lyapunov orbit of L1 point in the Earth-Moon system is studied. Simulation results show that the initial guess can be obtained by genetic algorithm, and single shooting method can be used to obtain the fuel-optimal transfer trajectory.

Key words: homotopy; arc-length method; low-thrust; trajectory optimization; restricted three-body problem

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 任树芳]



(上接第269页)

Design of Earth-Moon L2 Halo Orbit Transfer Trajectory for Relay Satellite Using Lunar Flybys

SUN Chao^{1,2}, TANG Yuhua¹, LI Xiangyu^{1,2}, QIAO Dong^{1,2}

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China; 2. Key Laboratory of Autonomous Navigation and Control for Deep Space Exploration, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The satellite on Earth-Moon L2 periodic orbit will provide communication relay for CE-4, China's first Lunar landing exploration mission on the moon's far side. The transfer orbit design plays an important role in the implementation of the relay mission. Considering the constraints on transfer time, flyby altitude and amplitude of the halo orbits, this paper systematically studies the Earth-Moon L2 transfer trajectory using Lunar flybys. First, based on the restricted three-body problem (RTBP), the visibility of the landing point with different families of halo orbits is analyzed. Then, the transfer orbit is divided into Earth-Moon direct transfer segment and quasi manifolds associated with halo orbits. The differential correction algorithm with state constraints is employed to match the two segments. Finally, aiming at southern family of halo orbits, the influence of orbit amplitude and Lunar flyby altitude on the cost of transfer as well as orbit insertion phase are discussed respectively. The simulation shows the feasibility and engineering advantages of lunar flyby transfer.

Key words: Earth-Moon L2 point; relay satellite; Lunar flyby; transfer orbit

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 任树芳]