

# 高精度模型下 Halo 轨道设计研究

曹鹏飞<sup>1</sup>, 李维国<sup>2</sup>, 王俊彦<sup>1</sup>, 李海阳<sup>3</sup>

(1.北京航天飞行控制中心, 北京 100094; 2.中国卫星发射测控系统部, 北京 100120; 3.国防科学技术大学 空天科学学院, 长沙 410073)

**摘要:** 针对未来地月 L2 点 Halo 轨道空间站长期停泊任务, 研究了高精度模型下 Halo 轨道设计方法。首先, 详细推导了圆型限制性三体问题 (Circular Restricted Three Body Problem, CR3BP) 质心会合坐标系与高精度模型地心 J2000 坐标系之间的转换关系, 并在此基础上, 将 CR3BP 下的闭合 Halo 轨道转换到地心 J2000 坐标系得到了高精度模型下 Halo 轨道迭代初值。其次, 采用序列二次规划 (Sequence Quadratic Program, SQP) 构造多层迭代格式, 在精度模型下对初值进行逐层修正。最后, 通过仿真测试, 验证了该方法的可行性与有效性。该研究结果可为未来平动点任务标称轨道设计方案的制定提供参考。

**关键词:** 高精度模型; Halo 轨道; 序列二次规划; 轨道设计

中图分类号: V412.4

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2019)03-0277-07

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2019.03.012

**引用格式:** 曹鹏飞, 李维国, 王俊彦, 等. 高精度模型下 Halo 轨道设计研究[J]. 深空探测学报, 2019, 6 (3): 277-283.

**Reference format:** CAO P F, LI W G, WANG J Y, et al. Study on Halo orbit design under high precision model [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6 (3): 277-283.

## 引言

早在 20 世纪 Apollo 时代, 美国的 Farquhar 提出了利用地月 L2 点 (以下简称 LL2) 附近的 Halo 轨道实现月球背面与地球持续通信<sup>[1]</sup>。近年来, 随着平动点任务的不断提出与实施, 摄动模型下的 Halo 轨道设计问题一直是研究热点。Farquhar 等<sup>[2]</sup>较早研究了如何控制航天器使其运行在 Halo 轨道的近似轨道上。Gomez 等<sup>[3]</sup>基于 Floquet 理论和不变流形理论, 给出了一种摄动模型下的轨道设计方法。Howell 等<sup>[4-5]</sup>基于标称轨迹提出了 Halo 轨道靶点法控制策略, 该方法具有适用范围广、简单可靠等优点, 但由于其控制精度和代价函数中的权重矩阵与保持间隔密切相关, 有一定局限性。Qi 等<sup>[6]</sup>在 Howell 研究基础上, 进一步提出了 Halo 轨道正切靶点法轨道设计方法。Mehrdad 等<sup>[7]</sup>考虑了太阳引力摄动与月球轨道偏心率摄动, 采用线性二次调节器 (Linear Quadratic Regulator, LQR) 和多重打靶策略 (Multiple Shooting, MS) 设计了地月平动点 Halo 轨道, 但过程较为复杂, 且燃料成本偏高。徐明等<sup>[8]</sup>基于 Halo 轨道偏差动力学方

程, 提出了 Halo 轨道线性周期保持控制策略。彭海军等<sup>[9]</sup>基于圆型限制性三体问题 (Circular Restricted Three Body Problem, CR3BP), 采用 SDRE (State Dependent Riccati Equation, SDRE) 方法设计了用于平动点轨道维持控制的非线性次优跟踪控制器。车征等<sup>[10]</sup>在 CR3BP 的基础上引入了太阳引力摄动, 研究了 LL2 点 Halo 轨道设计问题。刘磊等<sup>[11]</sup>基于 CR3BP 下的平动点轨道运动特性和微分修正策略提出了连续环绕控制方法, 该方法中平动点轨道初值取自 CR3BP 一阶近似结果。

本文在文献[11]研究思路基础上, 提高了初值精度, 进一步提出了高精度多层序列二次规划 (Sequence Quadratic Program, SQP) 修正的求解方法。首先, 推导了 CR3BP 质心会合坐标系与地心 J2000 坐标系之间的转换关系, 并在此基础上, 将 CR3BP 下的闭合 Halo 轨道转换到地心 J2000 坐标系得到了高精度模型下 Halo 轨道迭代初值。其次, 采用 SQP 构造多层迭代格式, 在精度模型下对初值进行逐层修正。通过仿真测试, 文章所述方法的可行性与有效性得到了验证。

收稿日期: 2017-04-03 修回日期: 2017-06-27

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11773004, 11303001, 61573049, 61571032)

## 1 动力学模型

本文采用两种动力学模型,即CR3BP模型和高精度模型,模拟地月空间飞行器的运动规律。

### 1.1 圆型限制性三体问题

CR3BP,即假设大天体和小天体绕其公共质心做匀速圆周运动,研究第三体在两主天体共同引力下的运动问题。在CR3BP中,常用的坐标系为质心会合坐标系 $B$ -xyz,对于地月系统,其原点位于地月公共质心 $B$ , $x$ 轴由地球指向月球, $z$ 轴指向地月系统角动量方向, $y$ 轴与其他两轴构成右手坐标系。

为简化动力学方程,通常引入归一化单位,地月系统长度单位为地月质心平均距离 $DU = 384\,400\text{ km}$ ,质量单位 $MU$ 为地球质量 $M_1$ 和月球质量 $M_2$ 之和,时间单位可有上述两参数导出。引入质量比 $\mu$ ,即

$$\mu = \frac{M_2}{M_1 + M_2} \quad (1)$$

航天器在 $B$ -xyz坐标系下的无量纲动力学方程为

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\dot{y} = \frac{\partial U}{\partial x} \\ \ddot{y} + 2\dot{x} = \frac{\partial U}{\partial y} \\ \ddot{z} = \frac{\partial U}{\partial z} \end{cases} \quad (2)$$

其中: $U$ 为与位置相关的伪势能函数,即

$$U = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2} \quad (3)$$

式中

$$r_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2 + z^2} \quad (4)$$

$$r_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2 + z^2} \quad (5)$$

### 1.2 高精度模型

高精度模型考虑了地球中心引力、日月引力摄动、地月非球形引力摄动、太阳光压摄动以及金星、木星等三体摄动等。在地心J2000坐标系下,忽略地球潮汐和相对论效应等微小摄动量的影响。

航天器的动力学方程为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu_E \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{A}_N + \mathbf{A}_{NSE} + \mathbf{A}_{NSM} + \mathbf{A}_R + \mathbf{A}_P \quad (6)$$

其中: $\mathbf{r}$ 为地心位置矢量; $\mu_E$ 为地球引力常数; $\mathbf{A}_N$ 为 $N$ 体引力摄动加速度,星体间空间几何关系通过DE405/LE405星历求解; $\mathbf{A}_{NSE}$ 为地球非球形摄动,取WGS84引力场模型 $8 \times 8$ 阶计算; $\mathbf{A}_{NSM}$ 为月球非球形摄动,取LP165P引力场模型 $8 \times 8$ 阶计算; $\mathbf{A}_R$ 为太阳光压摄动; $\mathbf{A}_P$ 为推进加速度。

### 1.3 Halo轨道

Halo轨道是共线平动点附近的三维周期轨道,在平动点任务中被广泛应用。CR3BP会合坐标系下,Halo轨道关于 $xz$ 面对称,与 $xz$ 面交于两点,通常取其中距离 $x$ 轴较远的点与 $x$ 轴的距离作为表征Halo轨道大小的参数,称之为法向幅值 $A_z$ 。CR3BP下,Halo轨道的计算通常先采用Richardson三阶近似解析解<sup>[12]</sup>获取初值,然后再利用微分修正法对初值进行修正,详细推到过程可参考文献<sup>[13]</sup>。

## 2 高精度模型下Halo轨道设计

### 2.1 初值计算

CR3BP下的闭合Halo轨道可为高精度模型下Halo轨道设计提供良好初值,但由于动力学模型的差异,二者的转换过程并不直观。

本节以地月系统为例,详细推导了CR3BP质心会合坐标系 $B$ -xyz与地心J2000坐标系 $O_E$ - $X_J Y_J Z_J$ 之间的转换关系。如图1所示,给出了两坐标系的几何构型图。假设航天器在 $O_E$ - $X_J Y_J Z_J$ 中的位置矢量为 $\mathbf{R} = [x_J, y_J, z_J]^T$ ,单位为 $\text{km}$ ,速度矢量为 $\mathbf{V} = [\dot{x}_J, \dot{y}_J, \dot{z}_J]^T$ ,单位为 $\text{km/s}$ ;在 $B$ -xyz中的位置矢量为 $\mathbf{r} = [x, y, z]^T$ ,速度矢量为 $\mathbf{v} = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T$ ,单位采用归一化单位。引入自定义坐标系——高精度质心会合坐标系 $B$ -XYZ,其原点位于地月质心,坐标轴指向与坐标系 $B$ -xyz相同,区别在于该坐标系中的地月和平动点的位置并非固定,而是实时变化。

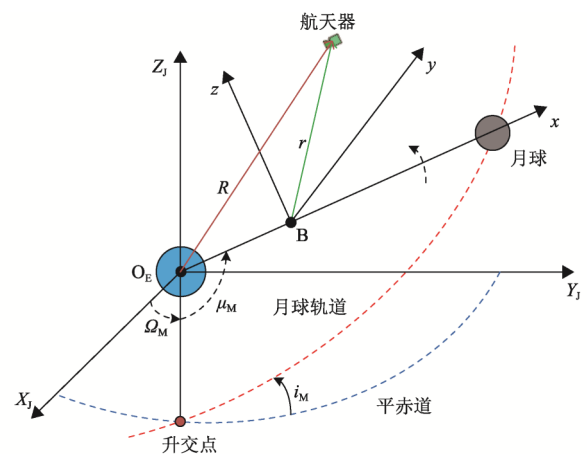


图1 坐标系几何构型图

Fig. 1 The geometries of the coordinate frames

首先,推导位置矢量转换关系。假设历元时刻为 $t_0$ ,月球轨道半长轴为 $a_M$ ,偏心率为 $e_M$ ,升交点赤经为 $\Omega_M$ ,白赤交角为 $i_M$ ,近地点幅角为 $\omega_M$ ,真近点角为 $f_M$ 。由二体问题可知,地月距离为

$$L = a_M [1 - e_M \cos(E_M)] \quad (7)$$

其中： $E_M$ 为偏近点角。

记归一化后的 $L$ 为 $\bar{L}$ ，即

$$\bar{L} = \frac{L}{DU} \quad (8)$$

由坐标系定义可知，在 $B$ - $XYZ$ 中，地球位置矢量为 $\mathbf{r}_{B1} = [-\bar{L}\mu, 0, 0]^T$ ，航天器位置矢量为 $\mathbf{r}_{B2} = [\bar{L}x, y, z]^T$ 。因此，航天器相对于地球的位置矢量为

$$\mathbf{r}_{B3} = \mathbf{r}_{B2} - \mathbf{r}_{B1} = [\bar{L}x + \bar{L}\mu, y, z]^T \quad (9)$$

下一步，将 $\mathbf{r}_{B3}$ 转换到地心J2000坐标系，该转换由 $\Omega_M$ 、 $i_M$ 和 $u_M$ 三个欧拉角决定。计算公式为

$$u_M = \omega_M + f_M \quad (10)$$

其中： $u_M$ 为纬度幅角。

由图1可知， $B$ - $XYZ$ 到地心J2000坐标系的转换矩阵为

$$\mathbf{M}_{B20} = \mathbf{M}_3[-\Omega_M] \cdot \mathbf{M}_1[-i_M] \cdot \mathbf{M}_3[-u_M] \quad (11)$$

矩阵 $\mathbf{M}_1[\lambda]$ 与 $\mathbf{M}_3[\lambda]$ 满足的条件为

$$\mathbf{M}_1[\lambda] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\lambda & \sin\lambda \\ 0 & -\sin\lambda & \cos\lambda \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{M}_3[\lambda] = \begin{bmatrix} \cos\lambda & \sin\lambda & 0 \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

在完成坐标旋转后，将归一化单位转换为国际单位制即可完成位置矢量的转换，具体公式如下

$$\begin{bmatrix} x_J \\ y_J \\ z_J \end{bmatrix} = DU \times \mathbf{M}_{B20} \begin{bmatrix} \bar{L}x + \bar{L}\mu \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (14)$$

速度转换思路与位置转换类似，区别在于前者需要考虑牵连加速度项。在高精度模型下，地月距离实时变化，其径向变化速率 $\dot{L}$ 为

$$\begin{cases} \dot{L} = a_M e_M \sin(E_M) \frac{dE_M}{dt} \\ \frac{dE_M}{dt} = \frac{n_M}{1 - e_M \cos(E_M)} \\ n_M = \sqrt{\frac{G(m_1 + m_2)}{a_M^3}} \end{cases} \quad (15)$$

其中： $n_M$ 为月球公转平均角速度。

记归一化后的 $\dot{L}$ 为 $\dot{\bar{L}}$ ，即

$$\dot{\bar{L}} = \frac{e_M \sin E_M}{1 - e_M \cos E_M} \sqrt{\frac{G(m_1 + m_2)}{a_M}} \frac{TU}{DU} \quad (16)$$

由式(9)可知，在 $B$ - $XYZ$ 中航天器相对地心的速度矢量为

$$\dot{\mathbf{r}}_{B3} = \frac{\delta \mathbf{r}_{B3}}{\delta t} = [\dot{\bar{L}}x + \bar{L}\dot{x} + \dot{\bar{L}}\mu, \dot{y}, \dot{z}]^T \quad (17)$$

引入地心白道惯性系 $O_E$ - $X_1Y_1Z_1$ ，其原点位于地心，坐标轴指向与某一瞬时的 $B$ - $XYZ$ 相同。 $B$ - $XYZ$ 相对于地心的角速度矢量在 $O_E$ - $X_1Y_1Z_1$ 中可以表示为 $\boldsymbol{\omega}_M = [0, 0, \omega]^T$ ，其中 $\omega$ 为瞬时旋转速率。记归一化后的 $\boldsymbol{\omega}$ 为 $\boldsymbol{\omega}_{norm}$ ，表达式为

$$\boldsymbol{\omega}_{norm} = \frac{\sqrt{a_M(1 - e_M^2)} \sqrt{G(m_1 + m_2)}}{a_M^2 [1 - \cos(E_M)]^2} TU \quad (18)$$

进一步可得， $B$ - $XYZ$ 相对于 $O_E$ - $X_1Y_1Z_1$ 的牵连速度，归一化后的表达式为

$$\mathbf{v}_e = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \boldsymbol{\omega}_{norm} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \bar{L}x + \bar{L}\mu \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (19)$$

综合式(17)和(19)，在完成坐标和单位转换后即可完成速度矢量的转换，具体公式如下

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_J \\ \dot{y}_J \\ \dot{z}_J \end{bmatrix} = \frac{DU}{TU} \mathbf{M}_{B20} (\mathbf{v}_e + \dot{\mathbf{r}}_{B3}) \quad (20)$$

### 2.2 多层序列二次规划修正

由于复杂摄动力的影响，高精度模型下的Halo轨道将不再闭合。为了便于分析，本节将参照CR3BP下的Halo轨道特性，给出高精度模型下Halo轨道圈数的定义。如图2所示，在坐标系 $B$ - $XYZ$ 中，Halo轨道由 $xz$ 面出发，第2次到达 $xz$ 面时轨道为1/2圈，第3次到达 $xz$ 面为1圈，第4次到达 $xz$ 面时为2圈，依次类推。

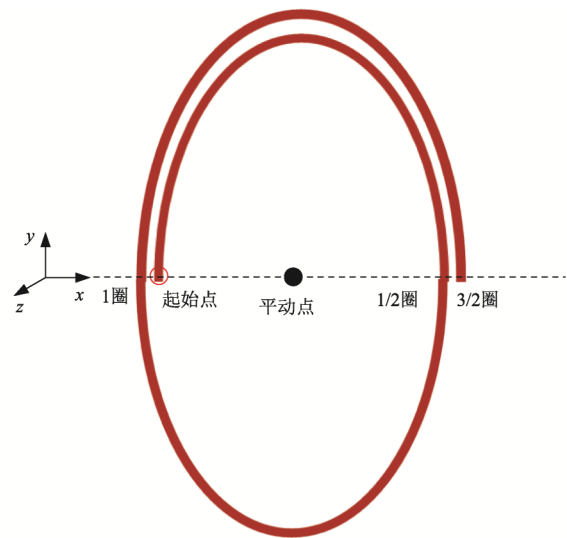


图2 高精度模型下Halo轨道的圈数定义  
Fig. 2 The definition of the number of Halo orbits in the high precision model

在 $B$ - $xyz$ 坐标系下，Halo轨道关于 $xz$ 面对称，即在 $xz$ 面处 $x$ 或 $z$ 方向的速度分量为零。基于Halo轨道

该特性, 本节将采用 SQP 构造多层迭代格式, 给出高精度模型 Halo 轨道设计方法, 具体流程为:

第 1 步: 参考文献[13], 计算 CR3BP 质心会合坐标系下 Halo 轨道在  $xz$  处的积分状态量  $\mathbf{x}_0$ ;

第 2 步: 采用 2.1 小节方法, 将  $\mathbf{x}_0$  转换到地心 J2000 坐标系, 转换结果记为  $\mathbf{X}_0$ , 将其作为高精度模型下 Halo 轨道修正初值;

第 3 步: 在高精度模型下采用 SQP 对  $\mathbf{X}_0$  的 3 个速度分量进行多层修正, 具体流程如图 3 所示。

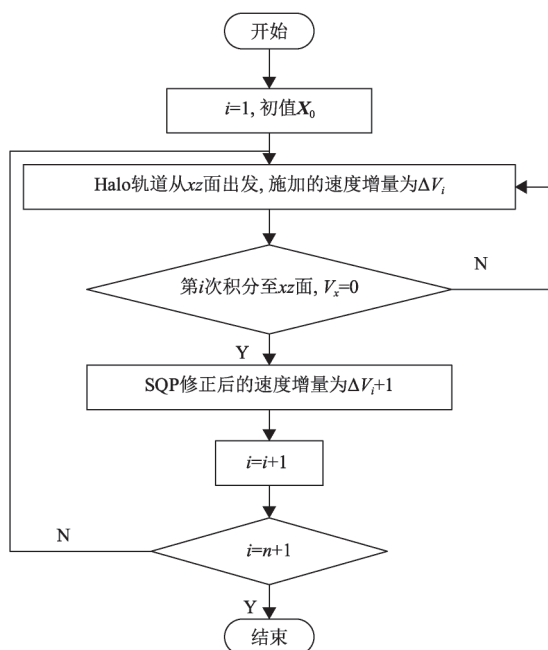


图3 初值修正流程图

Fig. 3 The flow chart of initial value correction

第 1 层: 优化变量为施加的速度增量  $\Delta V_1$ , 即

$$\Delta V_1 = [\Delta V_{1x}, \Delta V_{1y}, \Delta V_{1z}]^T \quad (21)$$

约束条件为轨道第 1 次到达  $xz$  面时  $V_x = 0$ , 优化结果记为  $\Delta V_2$ 。高精度模型下, 轨道在  $xz$  面处  $x$  或  $z$  方向的速度分量接近于零但不严格为零, 因此  $\Delta V_1$  并非最优解, 需要进一步修正。

第 2 层: 优化变量为  $\Delta V_2$ , 约束条件为轨道第 2 次到达  $xz$  面时  $V_x = 0$ , 优化结果记为  $\Delta V_3$ 。依次类推, 当修正层数  $n = 4$  时, 修正脉冲的量级已非常小。当  $n > 4$  时, 由于修正脉冲的量级接近摄动力量级, 程序将终止。因此对于地月系统, 修正层数  $n$  不宜大于 4 次, 该结论与文献[11]结果相吻合。

高精度模型下为了得到飞行多圈的光滑 Halo 轨道, 需要定期对轨道进行维持控制, 单次维持所消耗的速度增量的求解流程与图 3 类似, 这里不再赘述。且由前面的分析可知, 速度增量的施加位置为  $xz$  面处, 维持间隔应不宜大于 2 圈。

### 3 算例验证

给出高精度模型下 Halo 轨道设计实例, 参考文献[7]给出参数配置: Halo 轨道法向幅值  $A_z$  为 30 000 km, 周期为 14.25 天, 方向为南向, 位于 LL2 点附近; 历元时刻为 2025 年 1 月 1 日 00:00:0.000UTCG; 跳秒与 STK11 一致, 取 37 s; 选用 RKF7 (8) 变步长积分器, 相对误差和绝对误差设为  $10^{-13}$ 。

首先, 通过采用文献[13]提供的方法, 计算 CR3BP 质心会合坐标系下 Halo 轨道, 并利用式 (13) 和式 (20) 将其初始点参数转换到地心 J2000 坐标系。其次, 采用 2.2 节所述方法对初始点速度分量进行修正, 为加快计算收敛速度, 这里只修正  $Y$  方向的速度分量, 修正层数  $n$  设为 4。地心 J2000 坐标系下修正前后的初始点参数见表 1。

表 1 Halo 轨道初始点参数  
Table 1 The initial point parameters of Halo orbit

变量	修正前	修正后
$X/\text{km}$	168 485.982 949	168 485.982 949
$Y/\text{km}$	-350 936.002 375	-350 936.002 375
$Z/\text{km}$	-166 244.095 424	-166 244.095 424
$V_x/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	1.264 383	1.264 383
$V_y/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	0.525 528	0.527 331
$V_z/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	0.283 501	0.283 501

直接将修正前的初始点参数代入高精度模型积分一个周期, 并将轨道数据实时转换到高精度 LL2 点会合坐标系, 得到的轨道如图 4 所示。将修正后的初始点参数代入高精度模型, 积分 1 圈, 即终止条件为轨道第 2 次到达  $xz$  面时  $V_x = 0$ , 并将轨道数据实时转换到高精度 LL2 点会合坐标系, 得到的轨道如图 5 所示。

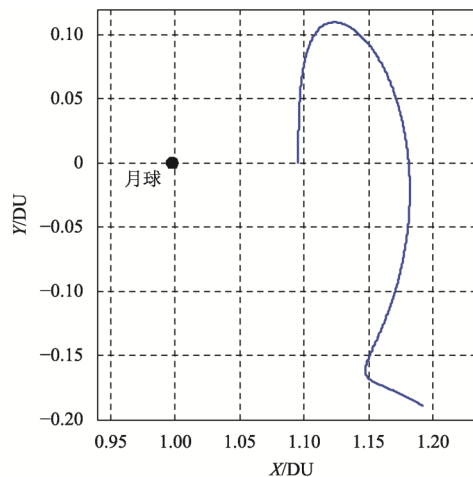


图 4 修正前初始点参数递推得到的轨迹

Fig. 4 The trajectory derived from the unrevised initial point parameters

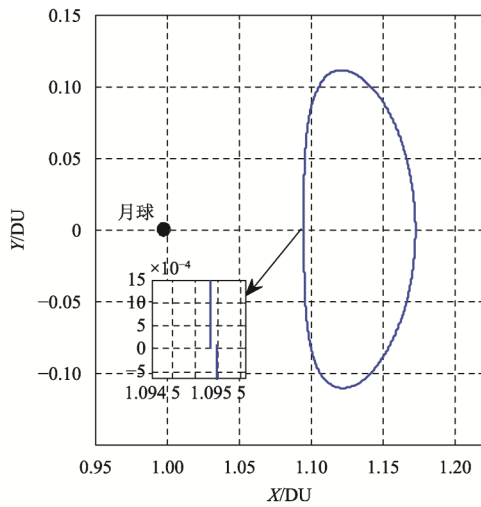


图5 修正后初始点参数递推得到的轨迹  
Fig. 5 The trajectory derived from the revised initial point parameters

对比图4和图5可知，CR3BP下的闭合Halo轨道在精度模型下飞行约半个周期后将急剧发散，而修

正后轨道在精度模型下周期性保持较好，但仍未闭合。因此，对于长期飞行于Halo轨道的航天器，需要定期进行轨道维持控制。

仍以上述算例为基础，给出高精度模型下Halo轨道维持实例。采用图3的计算流程，SQP修正层数 $n$ 设为4，维持间隔设为1圈，对图5中的轨道进行为期1年的维持，得到的飞行轨迹在精度LL2点会合坐标系下的投影如图6所示，维持总次数和消耗的总速度增量见表2。

表2 维持间隔与维持总速度增量的关系

Table 2 The relationship between the maintenance interval and the maintenance impulsive consumption

方案	维持间隔/圈	维持次数/次	总速度增量/( $m \cdot s^{-1}$ )
1	0.5	49	0.558
2	1	25	0.597
3	1.5	17	0.560
4	2	13	8.801

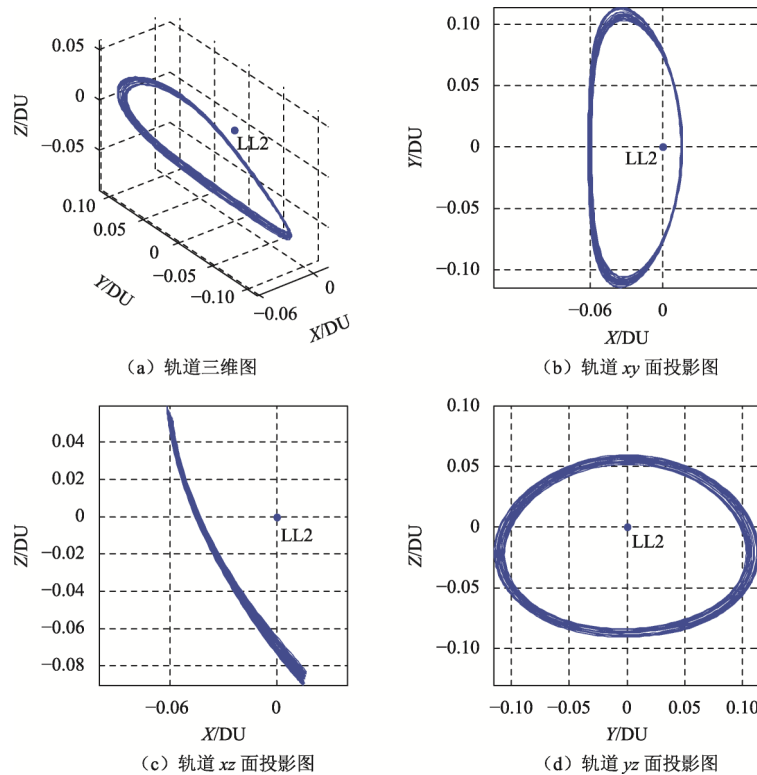


图6 高精度地LL2点会合坐标系下飞行一年的Halo轨道轨迹  
Fig. 6 The flying trajectories of the Halo orbit for one year in the high precision LL2 point synodic coordinate system

此外，表2还给出了不同维持间隔方案时的维持总次数和总的速度增量消耗信息。由表2可知：①当维持间隔为0.5圈、1圈和1.5圈时，所消耗的总速度增量差异并不大；②当维持间隔由1.5圈增加为2圈时，所消耗的速度增量急剧增加，这是由于维持间隔

过大造成累积偏差较大，从而导致速度增量消耗增多；③对于LL2点Halo轨道，综合考虑速度增量消耗与维持频率，最佳维持间隔应为1.5圈。对比文献[7]的计算结果，发现多层SQP修正方法在精度Halo轨道维持方面具有维持间隔长和燃料成本低等

优点。

## 4 结 论

本文研究了高精度模型下共线平动点附近 Halo 轨道的设计问题。推导了 CR3BP 质心会合坐标系与高精度模型地心 J2000 坐标系之间的转换关系,并在此基础上,将 CR3BP 下的闭合 Halo 轨道转换到地心 J2000 坐标系得到了高精度模型下 Halo 轨道迭代初值。通过采用 SQP 对初值进行多层修正,得到了在高精度模型下的 Halo 轨道。进一步研究发现,该方法还可用于摄动模型下 Halo 轨道的维持设计。最后,仿真算例验证了方法的可行性与正确性,研究结果可为未来平动点任务的标称轨道设计提供参考。

## 参 考 文 献

- [1] FARQUHAR R W. The control and use of libration point satellite, NASA-TR-R-346[R]. Washington, United States: NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, United States, 1970.
- [2] FARQUHAR R W. The flight of ISEE-3/ICE: origins, mission history, and a legacy[J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 2001, 49(1): 23-73.
- [3] GOMEZ G, HOWELL K C, MASDEMONT J, et al. Station keeping strategies for translunar libration point orbits[C]//25th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. California, USA: AIAA, 1998.
- [4] HOWELL K C, KEETER T M. Station-keeping strategies for libration point orbits: target point and Floquet mode approaches[C]//AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Conference. Albuquerque, New Mexico: AIAA, 1995.
- [5] HOWELL K C, PERNICKA H J. Station-keeping method for libration point trajectories[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1993, 16(1): 151-159.
- [6] QI R, XU S J, XU M. Impulsive control for formation flight about libration points[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2012, 35(2): 445-496.
- [7] MEHRDAD G, NIMA A. Optimal station-keeping near Earth-Moon collinear libration points using continuous and impulsive maneuvers [J]. Advances in Space Research, 2013, 52(1): 2067-2079.
- [8] 徐明,徐世杰. Halo 轨道保持的线性周期控制策略[J]. 航天控制, 2008, 26(3): 13-18.  
XU M, XU S J. Station-keeping strategy of halo orbit in linear periodic control[J]. Aerospace Control, 2008, 26(3): 13-18.
- [9] 彭海军,赵军,吴志刚. 共线平动点附近卫星轨道保持的 SDRE 非线性控制方法[C]//中国宇航学会深空探测技术专委会第六届学术年会. 北京: 6th CDSET-CSA, 2009.  
PENG H J, ZHAO G, WU Z G. SDRE nonlinear control method for the satellite orbit keeping near the collinear libration points[C]//The 6<sup>th</sup> Annual Academic Conference of Committee of Deep Space Exploration Technology Chinese Society of Astronautics. Beijing: Chinese society of Astronautics, 2009.
- [10] 车征,李俊峰,宝音贺西. 考虑太阳引力摄动的 Halo 轨道保持控制 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2009, 49(2): 285-288.  
CHE Z, LI J F, HAOYIN H X. Halo orbit station-keeping for in the presence of solar gravitational perturbations[J]. Journal of Tsinghua University(Science& Technology), 2009, 49(2): 285-288.
- [11] 刘磊,曹建峰,胡松杰,等. 地月平动点中继应用轨道保持[J]. 深空探测学报, 2015, 2(4): 318-324.  
LIU L, CAO J F, HU S J, et al. Maintenance of relay orbit about the Earth-Moon collinear libration points[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 2(4): 318-324.
- [12] RICHARDSON D L. Analytic construction of periodic of orbits about the collinear points[J]. Celestial Mechanic Dynamic Astronomy, 1980, 22(3): 241-253.
- [13] 樊伟. 基于三体模型的转移轨道设计研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.  
FAN W. Research on transfer trajectory design based on three- model [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.

作者简介:

**李海阳**(1972-),男,教授、博士生导师,主要研究方向:载人航天系统分析与仿真。本文通讯作者。

通信地址:湖南省长沙市开福区德雅路109号(410073)

E-mail: lihaiyang@nudt.edu.cn

**曹鹏飞**(1992-),男,助理工程师,主要研究方向:月球及深空探测技术。

通信地址:北京市海淀区北清路26号院(100094)

电话:18570609291

E-mail: caopengfei\_nudt@163.com

## Study on Halo Orbit Design Under High Precision Model

CAO Pengfei<sup>1</sup>, LI Weiguo<sup>2</sup>, WANG Junyan<sup>1</sup>, LI Haiyang<sup>3</sup>

(1. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

2. China Satellite Launch Measurement and Control System, Beijing 100120, China;

3. College of Aerospace Science, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** For the long-term operational mission of the Halo orbit space station at the Earth-Moon L2 point in the future, the Halo orbit design method under the high precision model is studied. Firstly, the transformation relationship between the circular restricted three body problem (CR3BP) barycentric centroid coordinate system and the high-precision model geocentric J2000 coordinate system is deduced in details, and the closed Halo orbit under CR3BP is converted to the geocentric J2000 coordinate system, the iteration initial value of the Halo orbit for the high-precision model is obtained. Secondly, the sequential quadratic program (SQP) is used to construct a multi-layer iterative scheme and the initial value is corrected layer by layer in a high-precision model. Finally, through the simulation test, the feasibility and effectiveness of the method described in the article are verified. The research results can provide reference for the design of the nominal orbit design scheme for the future libration points.

**Key words:** high precision model; Halo orbit; sequence quadratic program; orbit design

**High lights:**

- The transformation relationship between the CR3BP barycentric centroid coordinate system and the high-precision model geocentric J2000 coordinate system is deduced in details.
- To obtain the iteration initial value of the Halo orbit under the high-precision model, the closed Halo orbit under CR3BP is converted to the geocentric J2000 coordinate system.
- To correct the initial value under the high-precision model, the SQP is used to construct a multi-layer iterative scheme.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：朱恬]