0254-6124/2022/42(5)-1012-08 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

JIANG Zhuole, WANG Yamin, ZHANG Yonghe. Trajectory Design of Solar Ring Mission Based on Libration Point Trajectory of Three-body System (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2022, **42**(5): 1012–1019. DOI:10.11728/cjss2022.05.210830094

基于三体系统平动点轨道的环日全景任务轨道设计

蒋卓乐 王亚敏 张永合

(中国科学院微小卫星创新研究院 微小卫星重点实验室 上海 201203)

摘 要 在空间开展太阳观测是研究太阳活动周、太阳爆发、极端天气等事件起源的重要手段。环日全景探测计划是为实现从黄道面360°全方位观察太阳行星际空间而提出的。本文针对环日全景探测计划，构建了基于三体系统平动点低能量轨道的环日全景轨道部署方法。该方法以日–地L1/L2点Halo轨道幅值及Halo轨道离轨点为变量，以转移轨道飞行时间、入轨机动大小为评价指标，基于三体系统不变流形构建环日全景的转移轨道，并开展轨道优化设计。采用等高线图对设计变量及任务成本进行全局分析。仿真计算表明，轨道部署无法同时满足飞行时间最短与入轨机动最小的要求。设计了轨道机动约束条件下的最优飞行时间解，并给出了基于长三甲运载火箭的一箭双星发射及入轨方案。

关键词 太阳全景探测，低能量轨道，不变流形，低成本部署

中图分类号 V412

Trajectory Design of Solar Ring Mission Based on Libration Point Trajectory of Three-body System

JIANG Zhuole WANG Yamin ZHANG Yonghe

(*Key Laboratory of Microsatellite, Innovation Academy for Microsatellites, Chinese Academy of Sciences, Shanghai* 201203)

Abstract Solar observations in space are the key means to understand the origin of solar cycles, solar eruptions, and extreme weather events. In order to observe the Sun from the ecliptic plane at 360 degrees, scientists have proposed a 3D solar exploration mission. Aiming at the "Solar Ring" mission, a deployment method of "Solar Ring" orbit based on the low-energy trajectories associated with the libration point of the three-body system is proposed. Using the amplitude and off-orbit points of Sun-Earth L1/L2 Halo orbits as design parameters, the transfer time and deep-space maneuver as the cost function, the mission trajectories are constructed and optimized with the invariant manifolds of three-body sys-

2021-08-27 收到原稿，2022-03-07 收到修定稿

E-mail：jiangzl@microsate.com

tem and contour maps. A global analysis of mission cost and the corresponding design variables is carried out. Simulation results show that the orbit deployment cannot satisfy the shortest transfer time and the smallest deep-space maneuver at the same time. The optimal transfer time solution under the orbit maneuver constraint is obtained, and a plan for launching and deploying orbits is designed based on the way of one rocket two spacecraft with the rocket of Long Match 3A.

Key words Solar ring mission, Low-energy orbit, Invariant manifolds, Low-cost deployment

0 引言

太阳观测是研究太阳爆发、太阳活动周以及极端天气等事件起源的重要手段。日–地 L1 点是开展太阳持续观测以及太阳风预警的理想空间位置[1,2]。NASA, ESA 等国际航天机构先后发射了 SOHO, RACE, WIND 和 ACE 等航天器进入日–地 L1 点轨道开展太阳观测[3]。2020 年由 ESA 主导的 Solar Orbiter 探测器借助金星和地球引力变轨, 进入环日高倾角轨道, 对太阳高纬度地区进行近距离的观测[4]。2018 年 NASA 发射的 Parker 探测器是首个飞入日冕的太阳抵近观测航天器[5]。中国预计 2022 年底发射 ASO-S, 以“一磁两爆”为科学目标, 将成为中国首颗综合型太阳探测卫星[6]。太阳立体观测可以实现多角度同时观测及太阳高纬度观测。2006 年 NASA 发射了 STEREO 姊妹航天器, 通过月球飞越, 与地球形成了超前、置后轨道, 在黄道面开展太阳立体观测[7]。2018 年, 中国提出了在太阳黄道面组建 6 星立体观测网——太阳全景探测, 实现太阳磁场及日球层 3D 观测[8]。Wang 等[9] 基于这一概念, 开展了科学轨道、深空转移轨道及任务的优化设计研究。

基于三体动力系统理论[10-13] 的不变流形轨道, 可以设计低燃耗的行星际转移, 不但能降低运载费用, 还能节省深空轨道机动的燃料需求, 降低航天器规模。2007 年日本月球探测器月球-A 提出了通过日–地–月低能量轨道, 捕获进入环月轨道的方案[14]。2001 年美国的 Genesis 探测器是第一个利用三体系统不变流形轨道进入日–地 L1 点的探测器[15]。中国的嫦娥二号探测器, 从月球出发利用三体轨道的低燃耗优势, 开展了日–地 L2 点飞行及 Toutatis 小行星飞越探测, 极大拓展了任务目标[16]。环日全景任务的立体观测网处于黄道面, 在地球轨道附近, 日–地三体系统的不变流形为低燃耗的任务设计提供了可能。

本文提出基于日–地三体系统不变流形轨道的低燃耗环日全景任务轨道设计方法。利用日–地共线平动点的动力学优势, 即 L1 和 L2 点附近 Halo 轨道不稳定流形, 来实现探测器从地球到太阳绕飞轨道的转移。在航天器到达观测位置时, 即航天器–太阳矢量与地球–太阳矢量夹角 105°/135°, 施加轨道机动, 通过航天器轨道周期与地球一致的措施来实现相位角保持。分析 Halo 轨道幅值、Halo 轨道上的离轨点与转移时间及相角保持机动之间的关系, 给出了燃料约束条件下的最优飞行时间方案, 并对航天器平台和运载火箭规模给出了建议。

1 动力学建模

1.1 三体动力学模型

采用的动力学模型为圆形限制性三体问题(CRTBP)。航天器在两大主天体的共同作用下运动, 在质心旋转坐标系中无量纲化的动力学方程为[17]

$$\begin{cases} \ddot{x} = 2\dot{y} + x - \dfrac{\partial \Omega}{\partial x}, \\ \ddot{y} = -2\dot{x} + y - \dfrac{\partial \Omega}{\partial y}, \\ \ddot{z} = \dfrac{\partial \Omega}{\partial z}. \end{cases} \tag{1}$$

其中, Ω 代表三体系统的势能函数,

$$\Omega = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2},$$

这里 r_1 和 r_2 为航天器分别到两大天体的距离, 有

$$\begin{cases} r_1 = \sqrt{(x+\mu)^2 + y^2 + z^2}, \\ r_2 = \sqrt{(x-1+\mu)^2 + y^2 + z^2}. \end{cases} \tag{2}$$

式中, μ=$m_2/(m_1+m_2)$, m_1 为大天体质量, m_2 为第二天体质量。$1-\mu$ 代表大天体无量纲化后的质量, μ则为第二天体无量纲化后的质量。

运动方程存在第一积分, 称为雅可比积分,

$C=2\Omega-(\dot{x}^2+\dot{y}^2+\dot{z}^2)$, C可表征轨道的能量大小，数值越大，能量越小。

1.2 Halo 轨道与不变流形

Halo 轨道及其不变流形是三体系统低能量轨道设计的基本要素。日–地三体系统共线平动点 L1/L2 点附近存在周期的 Halo 轨道，基于 Lindstedt-Poincaré方法可得到 halo 轨道的三阶近似解析解，通过微分修正方法，可获得高精度的数值解[18]。Halo 轨道存在稳定及不稳定流形与之相连。航天器沿着稳定流形飞行，则渐近进入 halo 轨道，沿不稳定流形飞行则从 halo 轨道逐渐远离，进入深空或返回地球。因此，不稳定流形可以应用到本文的深空低能量轨道设计。Halo 轨道的不变流形计算为[10]

$$\boldsymbol{X}_{\mathrm{u}}=\boldsymbol{X}_{\mathrm{qpo}}\pm d\cdot\boldsymbol{V}_{\mathrm{u}}. \tag{3}$$

其中，$\boldsymbol{X}_{\mathrm{qpo}}$为 Halo 轨道上的状态矢量，$\boldsymbol{V}_{\mathrm{u}}$为该点对应的不变流形特征矢量；$d$为扰动量，这里 d取值 200 km。日–地 L2 点 10^5 km 幅值 Halo 轨道及其不稳定的不变流形如图 1 所示。

1.3 坐标转换

研究航天器的运动，需要用到日心惯性坐标系与日–地质心旋转坐标系之间的转换。日心惯性坐标系原点位于太阳质心。在质心旋转坐标系中，原点位于日–地系统质心上，两个大天体始终位于x轴。坐标系的角速度即为两大天体的相对角速度。日心惯性坐标系与日地旋转坐标系的转换关系可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{R}_I=\boldsymbol{R}_Z(-\theta)\left[\boldsymbol{R}_R-(1-\mu,0,0)\right],\\ \boldsymbol{V}_I=\boldsymbol{R}_Z(-\theta)\left\{\boldsymbol{\omega}\times\left[\boldsymbol{R}_R-(1-\mu,0,0)\right]+\boldsymbol{V}_R\right\}.\end{cases} \tag{4}$$

其中，$\boldsymbol{R}_I$和$\boldsymbol{V}_I$分别为日心惯性系下的位置和速度矢量，$\boldsymbol{R}_R$和$\boldsymbol{V}_R$分别为旋转坐标系下的位置和速度矢量。旋转矩阵$\boldsymbol{R}_z$定义为

$$\boldsymbol{R}_z(\theta)=\begin{bmatrix}\cos\theta & \sin\theta & 0\\ -\sin\theta & \cos\theta & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}. \tag{5}$$

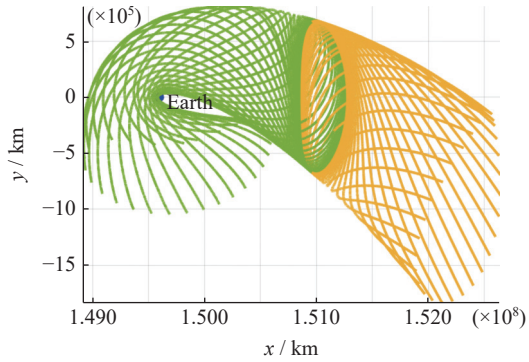


图 1 从 L2 点出发的不稳定不变流形

Fig. 1 Unstable invariant manifolds from L2

2 基于不变流形的太阳全景部署轨道设计

根据设想，环日全景探测任务需要在黄道面组建均匀分布及绕太阳飞行的观测网。观测网点两两间的相位角为 120°，实现对太阳全覆盖；每个观测网点由相距 30°的两颗航天器组成，用于观测太阳矢量磁场。若地面望远镜或地球附近轨道的太阳望远镜作为一个观测网点，则该任务还需要部署两个观测点及 4 颗航天器，环日全景四星观测构型如图 2 所示。

提出基于日–地三体系统不变流形轨道的低燃耗环日全景任务轨道设计方法，该方法借助于日–地 Halo 轨道不稳定流形渐近远离的特性，通过低燃耗方式实现航天器与地球约 120°相位角的分离，并实施轨道机动实现相位角的保持。由于不同的 Halo 轨道幅值，Halo 轨道上的不同离轨点会带来轨道飞行时间及相位保持机动等轨道代价的差异，因此该方法还需对轨道代价进行详细分析，并基于等高线图对轨道开展优化设计，技术流程如图 3 所示。鉴于 Halo 轨道及不变流形的求解较为成熟，本节将主要对轨道飞行时

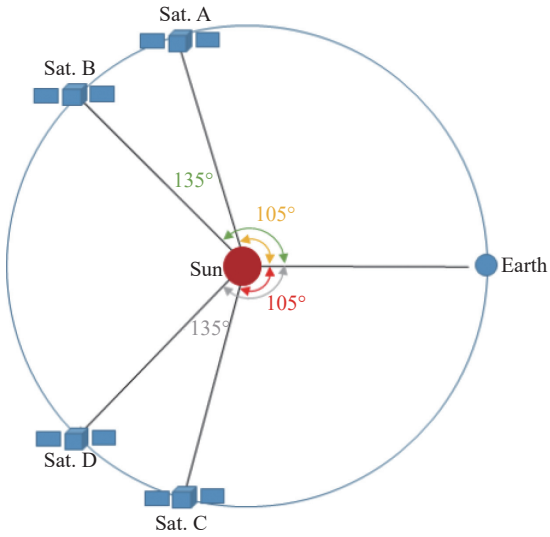


图 2 环日全景四星观测构型

Fig. 2 Observation configuration of Solar Ring mission

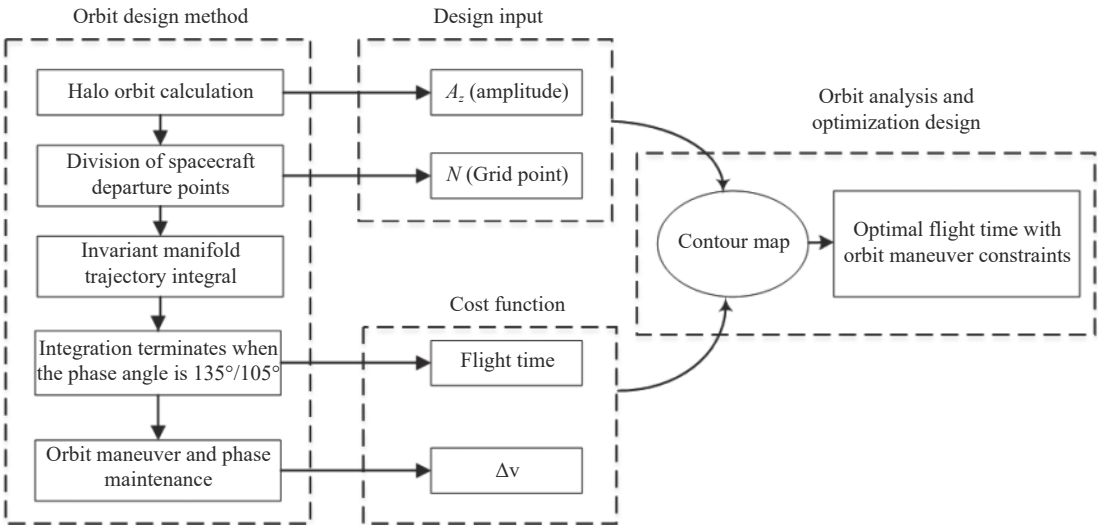


图 3 基于不变流形的环日全景部署轨道优化设计方法

Fig. 3 Flowchart of the design method for Solar Ring mission trajectory based on invariant manifolds

间和相位保持机动求解过程进行介绍。

2.1 基于不变流形的日心转移轨道

为全面分析 Halo 轨道上不同离轨点所对应的不稳定流形的轨道特征，将 Halo 轨道按时间 30 等分(见图 4)，获得 30 个节点，作为不稳定流形轨道的离轨点。

以 Halo 轨道上 30 个节点为初始位置，对不变流形初始状态表达式 (3) 开展轨道递推。这里采用 Matlab 的 ode45 积分器，并以太阳–地球–航天器矢量夹角等于 105°/135°为积分终止条件，即

$$\begin{aligned}&[x+(1-\mu),y,z]\,[1,0,0]\,/\\&\quad\{|[x+(1-\mu),y,z]|\,|[1,0,0]|\}=\\&\quad\cos105^\circ/\cos135^\circ.\end{aligned}$$

对所有 30 个离轨点的不变流形轨道进行计算，获取转移所需的飞行时间。

2.2 相位保持机动

为实现航天器在环日全景观测任务中与地球保持 105°/135°稳定相位，需要施加轨道机动，使得航天器的轨道周期与地球轨道周期一致。根据 Kepler 轨道运动方程，航天器的轨道周期仅与惯性系中的位置及飞行速度有关。航天器的能量公式为

$$\frac{\mu}{r_{\rm s}}-\frac{{v_{\rm s}}^2}{2}=\frac{\mu}{2a},\tag{6}$$

其中，μ为太阳引力常数，$r_{\rm s}$ 和 $v_{\rm s}$ 分别为航天器相对太阳的距离及速度。轨道周期与长半轴 a 的关系式如下：

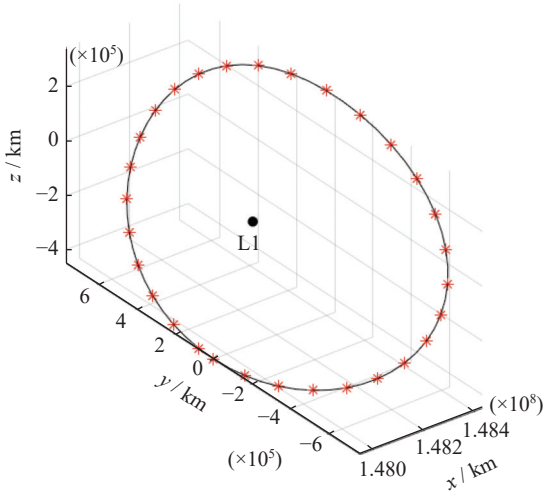


图 4 Halo 轨道周期 30 等分

Fig. 4 30 equal division of the Halo orbit

$$T_{\rm s}=2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}},\tag{7}$$

若要求航天器轨道周期$T_{\rm s}$=365 天，则在 105°/135°相位时刻，航天器应具有的速度为

$$v_{\rm sr}=\sqrt{2\left(\frac{\mu}{r_{\rm s}}-\frac{\mu}{2a}\right)}.\tag{8}$$

式中，$T_{\rm s}$ 和 $r_{\rm s}$ 均为已知量，$r_{\rm s}$由不稳定流形轨道积分后，再从三体坐标系转换到日心惯性系后得到。

由式(8)可知，为了使得航天器轨道周期与地球轨道周期一致，航天器的速度大小应该为$v_{\rm sr}$，速度可以为任意方向。为了达到速度机动最小，节省燃料消

耗，这里约定v_{sr}与v_s速度方向一致，则航天器进入相位保持轨道所需的轨道机动大小为$\Delta v = v_{sr} - v_s$。

3 仿真计算与分析

3.1 日心轨道均匀部署的不变流形轨道及飞行时间

以日–地 L1 和 L2 点 Halo 轨道为停泊轨道，以不稳定流形为深空转移轨道，与地球形成 105°/135°均匀分布。Halo 轨道的取值范围为 $A_z \in [100000, 500000]$ km，步长为 50000 km。从 L1 点 Halo 轨道出发，不稳定流形轨道分为左右两个集合，这里采用左侧不稳定流形轨道集合。以 105°相位部署为例，所有不变流形轨道如图 5 所示。从 L2 点 Halo 轨道出发，且与地球相角呈 105°的所有不稳定流形轨道如图 6 所示。

不同幅值的 Halo 轨道，不同 Halo 轨道上的离轨点，所对应的不变流形轨道及其飞行时间均不相同。

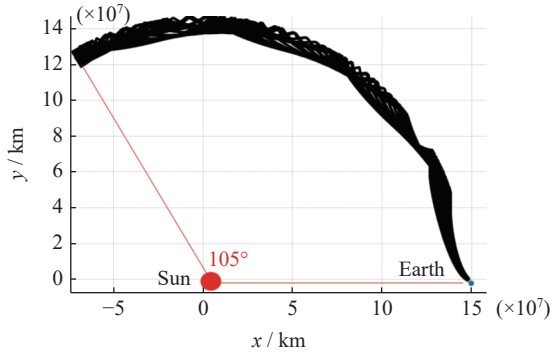


图 5 L1 不变流形 105°相位

Fig. 5 Invariant manifolds of L1 for 105° deployment

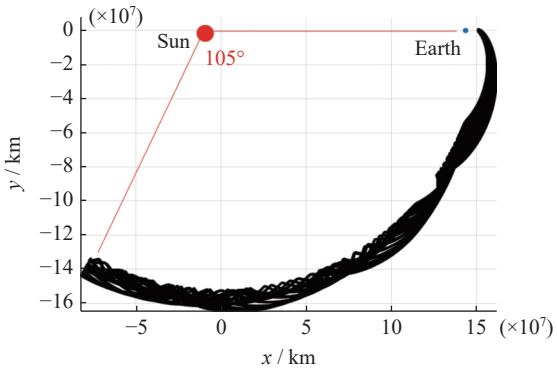


图 6 L2 不变流形 105°相位

Fig. 6 Invariant manifolds of L1 for 105° deployment

以上述 105°相位轨道数据为基础，通过积分中止条件获取飞行时间。L1 点和 L2 点 Halo 轨道不稳定流形的飞行时间等高线如图 7 和图 8 所示，x 轴表示 Halo 轨道上的离轨点编号，y 轴表示 Halo 轨道幅值 A_z。

从图 7 和图 8 可以看出，A_z 对飞行时间影响比较小，Halo 轨道离轨点编号对飞行时间影响比较大。整体上来看，幅值 A_z 增大，飞行时间变长。飞行时间与离轨点编号的关系略为复杂，对于 L1 点 Halo 轨道，离轨点编号较小时，飞行时间较短，最小飞行时间约为 1450 天，对应离轨点编号 4～13；飞行时间最长约为 2100 天，对应的离轨点编号为 20～25。对于 L2 点 Halo 轨道而言，情况与 L1 点相反，离轨点编号

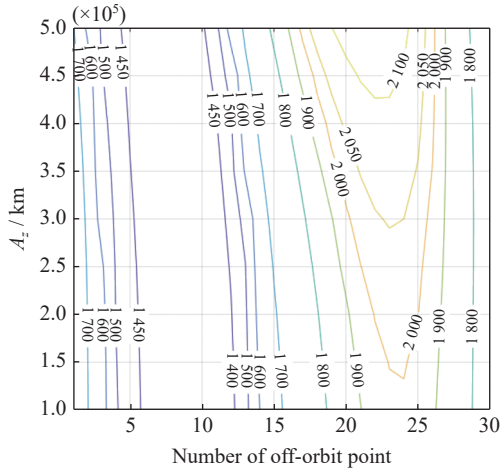


图 7 从 L1 点出发的转移时间等高线

Fig. 7 Contour map of transfer time for L1 departure

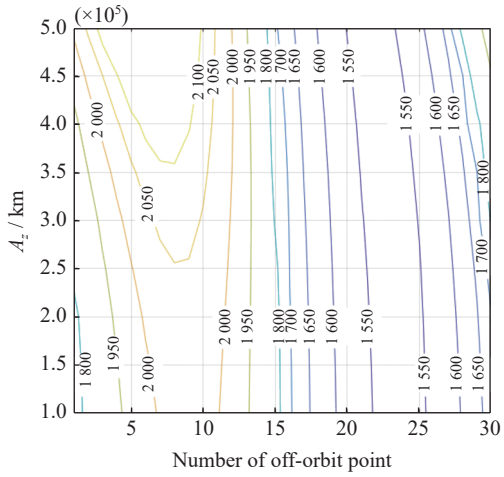


图 8 从 L2 点出发的转移时间等高线

Fig. 8 Contour map of transfer time for L2 departure

20～25 对应着最短飞行时间, 约为 1550 天; 最大飞行时间约为 2100 天, 离轨点编号 5～10。通过 L1 点和 L2 点 Halo 轨道不稳定流形部署航天器所需要的飞行时间相当, 这意味着两个航天器可以几乎同时到达目标位置, 开展科学探测。

3.2 均匀分布星座的燃料代价

通过 2.2 节的相位保持机动算法获取轨道机动大小。从 L1 点和 L2 点 Halo 轨道出发的不稳定流形轨道在 105°相角时轨道机动大小的等高线如图 9 和图 10 所示。横坐标表示 Halo 轨道离轨点编号, 纵坐标表示 Halo 轨道幅值。

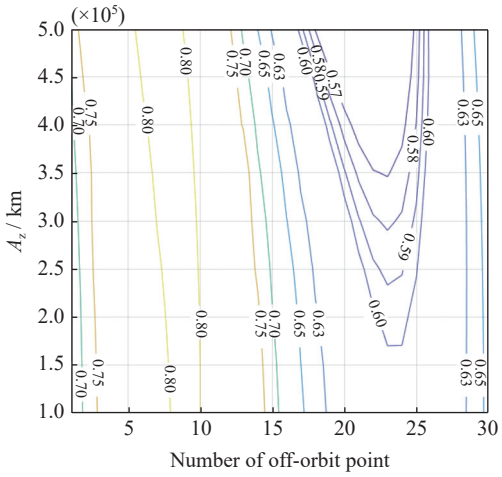


图 9 从 L1 点出发的速度增量等高线

Fig. 9 Contour map of phasing maneuver for L1 departure

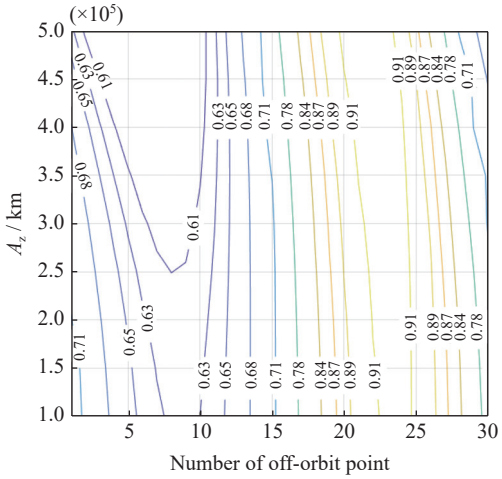


图 10 从 L2 点出发的速度增量等高线

Fig. 10 Contour map of phasing maneuver for L2 departure

从图 9 和图 10 可以看出, A_z 方向的等高线梯度较小, 无论从 L1 点还是 L2 点 Halo 轨道出发, 速度增量受幅值 A_z 变化影响较小, 受离轨点编号变化影响较大。幅值变大, 相应速度增量变小, 相位保持的燃料消耗降低。而机动大小与离轨点编号的关系, 图 9 和图 10 则略有差异。对于 L1 点而言, 最小的轨道机动位于第 20～25 离轨点, 轨道机动大小 0.57～0.6 km·s^{-1}; 最大的轨道机动位于第 5～10 离轨点附近, 轨道机动大小 0.8 km·s^{-1}。对于 L2 点而言, 最小的轨道机动约为 0.61 km·s^{-1}, 离轨点编号为 5～10; 最大的轨道机动约为 0.89 km·s^{-1}, 离轨点编号为 20～25。总体而言, 从 L1 出发比从 L2 出发所需要的速度增量小。

对比图 7～10 发现, 轨道机动小的区域, 对应飞行时间较长, 而轨道机动大的区域对应飞行时间较短。如图 10 所示, L2 点 Halo 轨道第 5～10 离轨点所对应的轨道机动最小, 约为 0.61 km·s^{-1}, 但是相应的飞行时间却最大(见图 8), 约为 2100 天。L1 点 Halo 轨道所对应的图 7 和图 9 也有类似的结论。因此在轨道选择时, 无法通过单一的指标, 例如轨道机动最小、飞行时间最短来进行优化设计, 需要综合考虑二者代价。

3.3 轨道机动约束条件下的最优飞行时间方案

鉴于航天器的轨道机动大小与燃料消耗及航天器质量密切相关, 需要讨论轨道机动约束条件下的最优飞行时间方案。航天器的干重为 460 kg[9], 考虑长三甲运载能力与一箭双星发射方式, 航天器总质量约 640 kg(余量 50 kg), 在双组元推进系统假设下, 130 kg 燃料可以提供 0.75 km·s^{-1} 速度增量。因此, 轨道机动的约束条件这里设定为 0.75 km·s^{-1}。

从图 7～10 的分析可见, 相位保持机动大小 Δv 与飞行时间长短成反比。依然采用等高线图方法, 在 Halo 轨道离轨点编号和 Halo 轨道的幅值 A_z 组成的 xy 平面上, 对 $\Delta v \leqslant 0.75$ km·s^{-1} 的区域绘制飞行时间等高线图, 以此判断在满足轨道机动约束条件下的最短飞行时间解。从 L1 点 Halo 轨道出发与地球相位角 105°的 A 星轨道解空间如图 11 所示。

从图 11 可见, 在 $\Delta v \leqslant 0.75$ km·s^{-1} 的区域, 飞行时间最小值约为 1700 天, 紧挨 0.75 km 等高线。通过数据搜索, 最短飞行时间为 1655 天, 对应离轨点编

号 15, A_z=25×10^4 km, 位于 0.75 km·s^{-1} 等高线上。采用同样的方法, 对 B, C, D 星的最优飞行时间方案进行搜索, 三星的最优飞行时间方案对应的轨道机动均为 0.75 km·s^{-1}。B 星 A_z=10×10^4 km, 离轨点编号 15, 飞行时间为 2010 天; C 星 A_z=45×10^4 km, 选择第 14 离轨点, 飞行时间为 1697 天; D 星 A_z=30×10^4 km, 飞行时间为 2095 天, 离轨点编号为 15。D 星入轨所需时间最长, 约 5.74 年。考虑航天器从地球发射到 Halo 轨道入轨需飞行约 120 天, 以及航天器从 Halo 轨道入轨到离轨还需一段时间停泊, 约 90 天(第 15 离轨点), 则环日全景任务部署完成需耗时约 6.38 年。飞行轨迹如图 12 所示。

Halo 轨道的发射能量 $C_3 \approx 0$ km^2·s^{-2}, 对应长三甲运载火箭的运载能力为 1450 kg。A, B, C, D 四星的质量、余量和部署时间列于表 1。

本文的轨道设计方法所获得轨道在部署时间上与文献 [9] 方案相当, 在航天器规模上相比文献 [9] 均具有一定的优势, 在航天器考虑 50 kg 余量前提下, 运载还有约 170 kg 余量。

4 结论

以环日全景探测任务为背景, 提出了基于日–地系统低能量轨道的低成本任务设计方案, 通过三体系统不变流形轨道实现了航天器与地球稳定的相位角分布, 借助等高线图获得了设计变量和设计约束的全局解空间, 并设计了轨道机动约束条件下的最优飞行时间轨道, 分析了航天器规模与发射方案, 结论如下。

(1)所设计的轨道及运载发射方案相比文献 [9], 在部署时间上节省相当。由于采用低能量转移, 火箭的发射质量提高, 体现在一箭双星发射后, 运载火箭还具有 170 kg 余量。

(2)基于三体系统不变流形的轨道设计方法可以在 0.75 km·s^{-1} 轨道机动约束条件下将航天器和地球的相位角维持在约 120°, 因此地球轨道上的 ASO-S 和 SDO 等航天器可以作为第三组观测网, 节省一组航天器的研制与部署成本。

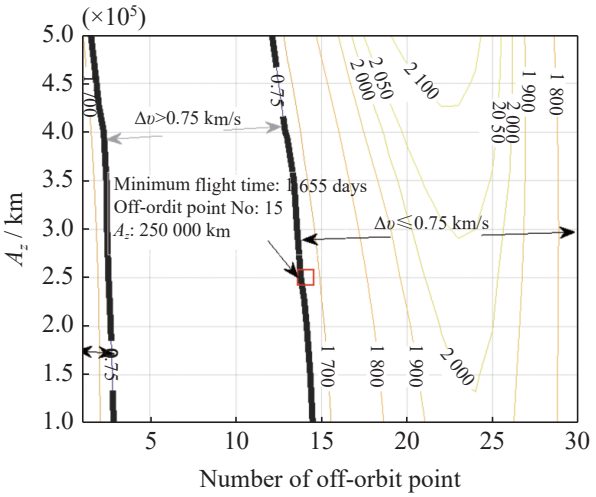


图 11 轨道机动≤0.75 km·s^{-1} 区域的飞行时间等高线

Fig. 11 Contour map of flight time corresponding to phasing maneuver less than 0.75 km·s^{-1}

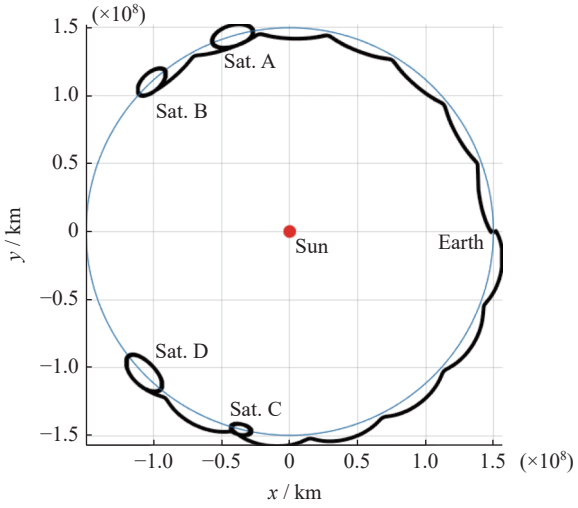


图 12 日地旋转坐标系中的最优飞行轨道

Fig. 12 Optimal transfer trajectories with constrained phasing maneuver in the Sun-Earth rotation system

表 1 本文方案与文献 [9] 方案对比

Table 1 Contrast between the scheme of this paper and the scheme of Ref. [9]

	文献[9]方案	本文方案
运载火箭	长三甲	长三甲
发射方式	一箭双星	一箭双星
发射质量/kg	1375	1450
运载余量/kg	0	170
四星质量/kg	A/C星500(余量40) B/D星875(余量43)	640(含50 kg余量) 640(含50 kg余量)
航天器干重/kg	460	460
部署完成时间/a	6.50	6.38

参考文献

[1] FARQUHAR R W. Lunar communications with libration-point satellites[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1967, **4**(10): 1383-1384

[2] FARQUHAR R W, MUHONEN D P, NEWMAN C R, *et al*. Trajectories and orbital maneuvers for the first libration-point satellite[J]. *Journal of Guidance and Control*, 1980, **3**(6): 549-554

[3] DUNHAM D W, FARQUHAR R W. Libration Point Missions, 1978–2002[M]. Singapore: World Scientific, 2003

[4] WEI H Y, FAN Q L, SHI P. Europe and the United States launch solar orbiters for the Sun observation[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2020, **40**(2): 147-150 (魏海燕, 范全林, 时蓬. 欧美发射太阳轨道探测器推动抵近太阳观测[J]. 空间科学学报, 2020, **40**(2): 147-150)

[5] CASE A W, KASPER J C, STEVENS M L, *et al*. The solar probe cup on the *Parker solar probe*[J]. *The Astrophysical Journal Supplement Series*, 2020, **246**(2): 43

[6] JI Haisheng, WANG Yuming, WANG Jingxiu. Stereoscopic observations of the Sun[J]. *Scientia Sinica-Physica, Mechanica & Astronomica*, 2019, **49**(5): 059605 (季海生, 汪毓明, 汪景琇. 太阳的立体观测[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, **49**(5): 059605)

[7] Zheng J H, SPORT Project Demonstration Group. Solar wind solar polar orbit imager task concept design[C]// Proceedings of the 7 th Annual Conference of the Chinese society of space research. Dalian: Chinese society of space research, 2009: 32-32 (郑建华, SPORT任务论证组. 太阳风太阳极轨成像仪任务概念设计[C]//中国空间科学学会第七次学术年会会议手册及文集. 大连: 中国空间科学学会, 2009: 32-32)

[8] WANG Y M, JI H S, WANG Y M, *et al*. Concept of the solar ring mission: an overview[J]. *Science China Technological Sciences*, 2020, **63**(9): 1699-1713

[9] WANG Y M, CHEN X, WANG P C, *et al*. Concept of the Solar Ring mission: preliminary design and mission profile[J]. *Science China Technological Sciences*, 2021, **64**(1): 131-138

[10] GÓMEZ G, JORBA A, MASDEMONT J, *et al*. Study of the transfer from the Earth to a halo orbit around the equilibrium point L_1[J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 1993, **56**(4): 541-562

[11] KULUMANI S, LEE T. Systematic design of optimal low-thrust transfers for the three-body problem[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2019, **66**(1): 1-31

[12] ZENG H, ZHANG J R. Design of impulsive Earth-Moon Halo transfers: lunar proximity and direct options[J]. *Astrophysics and Space Science*, 2016, **361**(10): 328

[13] LEI H L, XU B. Resonance transition periodic orbits in the circular restricted three-body problem[J]. *Astrophysics and Space Science*, 2018, **363**(4): 70

[14] KATO M, SASAKI S, TANAKA K, *et al*. The Japanese lunar mission SELENE: science goals and present status[J]. *Advances in Space Research*, 2008, **42**(2): 294-300

[15] LO M W, WILLIAMS B G, BOLLMAN W E, *et al*. Genesis mission design[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2001, **49**(1): 169-184

[16] Meng L Z, HUANG C J, YE J P, *et al*. Multi-objectives and multi-missions design and experience of Chang'E-2 satellite[J]. *Scientia Sinica: Technologica*, 2013, **43**(6): 585-595 (孟林智, 黄江川, 叶培建, 等. 嫦娥二号卫星多目标多任务设计与经验[J]. 中国科学: 技术科学, 2013, **43**(6): 585-595)

[17] SZEBEHELY V. Theory of Orbits: the Restricted Problem of Three Bodies[M]. New York: Academic Press, 1967

[18] RICHARDSON D L, CARY N D. A uniformly valid solution for motion about the interior libration point of the perturbed elliptic-restricted problem[C]//Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialists Conference. Nassau, Bahamas: AIAA/AAS, 1975: 75-021