

3种典型地月轨道的天基定轨与时间同步

蒲京辉^{1,2}, 李霜琳^{1,2}, 刘江凯³, 郭鹏斌², 王文彬²

(1. 中国科学院大学 航空宇航学院, 北京 100049; 2. 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094;
3. 航天宏图信息技术股份有限公司, 北京 100195)

摘要: 基于地月轨道天基定轨与时间同步精度协同困难的问题, 提出一种地月空间航天器天基测定轨与时间同步的方法。低地球轨道 (Low Earth Orbit, LEO) 卫星作为“天基测控站”, 接收全球卫星导航系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 信号实现高精度实时定轨与授时, 同时与地月空间航天器建立测量链路, 支持地月航天器快速高精度轨道的确定。与地面站相比, LEO卫星运行速度快、绕地周期短, 地月空间航天器与其建立的测量链路具有不可见时间间隔短、测量几何较优、测量过程不受大气延迟影响的优点。因此使用LEO卫星可提高定轨的收敛速度和精度。分析了地月空间3种典型轨道的天基定轨与时间同步性能, 包括远距离逆行轨道 (Distant Retrograde Orbit, DRO)、大椭圆轨道 (Highly Elliptical Orbit, HEO) 和地月转移轨道。天基定轨仿真结果显示, LEO卫星位置精度较高时, 3种轨道定轨收敛时间小于3 h, 定轨位置精度为50 m左右, 时间同步精度为数十纳秒级。该方法有望解决中国地面站部署受限、地面测控负担重的问题。

关键词: 天基测定轨; GNSS导航; 星间链路; 双向单程测量; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)06-0641-11

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20230017

引用格式: 蒲京辉, 李霜琳, 刘江凯, 等. 3种典型地月轨道的天基定轨与时间同步[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(6): 641-651.

Reference format: PU J H, LI S L, LIU J K, et al. Space-based orbit determination and time synchronization method for three typical cislunar orbits[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(6): 641-651.

引言

对于距离地球较远的航天器, 地基测定轨方法较为成熟, 在工程中的应用已有超过80年历史, 成功支持了以月球、火星、太阳等天体为目标的探测活动^[1-12]。

近年来, 为探索和利用太空资源, 各国相继开展了大量月球探测任务^[2,13-17], 其主要依靠地基测控实现航天器定轨, 但地月航天器数量的迅速增加将对地基测控资源产生严重负担。此外, 地基测定轨本身也存在不足: 星地链路因地球遮挡导致中断时间长; 星地测量数据变化缓慢, 测量几何较差; 单个地面站测控难以实现航天器实时定轨与导航, 实际任务通常依赖全球分布的地面测控站, 代价较高; 地面站观测数据易受极端天气和电离层的干扰进而影响测量精度和定轨过程。空间探测任务数量增加导致航天器对实时、精确、低成本的自主导航解决方案需求大幅增加^[18-24]。

目前已有学者提出全球卫星导航系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 弱信号导航、X射线脉冲星导航等多种方案, 但这些方案具有硬件性能

要求高、定轨精度低、实施难度大等不足^[21,25-32], 大规模的工程应用仍有困难。

为解决地基测定轨存在的问题, 满足未来定轨方案对实时性、自主性的需求, 本文提出了将低地球轨道 (Low Earth Orbit, LEO) 卫星作为“天基测控站”的测定轨新概念。LEO卫星与地面站的运动特性相似, 在惯性空间都为周期性的近圆周运动。与地面站相比, LEO卫星运动速度更快、周期更短。当LEO卫星位置已知时, 可视为放置在天上的测控站, 此为“天基”概念的来源。

本文天基定轨方法使用“天基测控站”为位置已知的LEO卫星, 观测数据通过星间精密测量技术获得。天基测定轨具体场景如图1所示。首先部署一颗配有GNSS接收机的LEO卫星, 可实现在轨实时定轨与授时。同时该卫星与地月航天器均载有用于星间测量通信的高性能收发机, 二者可通过建立星间测量通信链路获得测量数据。将测量数据与轨道动力学相结合, 使用扩展卡尔曼滤波 (Extended Kalman Filter, EKF) 算法即可实现地月航天器的轨道确定。

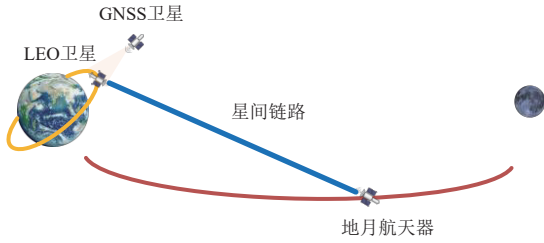


图1 基于LEO卫星的天基测定轨场景

Fig. 1 Space-based orbit determination scenario based on LEO satellite

以LEO卫星为天基测控站建立的星间链路具有轨道周期短、星间测量几何构型好、测量数据不受大气层影响等优点。星间星地链路对比如表1所示,链路距离变化对比情况如图2所示。对于星间链路,地球遮挡造成的不可视间隔的比星地链路短,几何距离变化复杂。基于星间链路天基测定轨方法可解决地面站存在的一些问题,实现地月航天器的快速定轨。

表1 星间星地链路对比

Table 1 Comparison between inter-satellite and satellite-ground link

对比项	星间链路	星地链路
距离变化	快	慢
链路被地球连续遮挡时间	短(最长40 min)	长(可达12 h)
天气影响	无	大

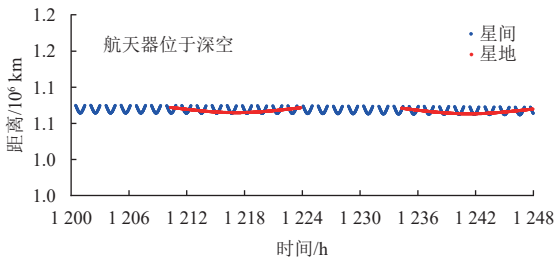
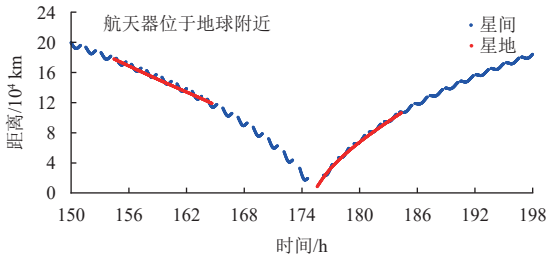


图2 星间星地链路距离变化对比

Fig. 2 Range variation comparison between inter-satellite and satellite-ground link

1 星间链路测量建模

在天基测定轨场景中,LEO卫星和地月航天器可建立双向单程(Dual One-Way Ranging, DOWR)测量链路,即LEO卫星和地月航天器在同一历元相互测量产生两个码伪距测量数据。码伪距记录了从发射端发送信号到接收端接收信号间的时间之差,包含几何

距离、星间相对钟差、设备时延、测量热噪声等影响因素。伪距的生成与星上时钟相关,因此需对星上时钟建模。本文伪距测量模型中暂未考虑相对论效应对于计时的影响。两个伪距测量数据不直接用于定轨,而是先通过相加和相减线性组合得到两个数据,组合后的数据作为实际观测数据参与定轨过程。

1.1 星上时钟模型

为实现时间同步,LEO卫星和地月航天器上都配备有高性能原子钟(钟漂和频漂分别可达 10^{-9} s/s和 10^{-15} s/s²量级)。时钟误差传播模型为二次多项式模型,由钟差、钟漂、频漂组成^[33-35]。

$$\begin{cases} \delta\tau(t) = A_0 + A_1(t-t_0) + 0.5A_2(t-t_0)^2 + \xi_1(t) \\ \dot{\delta\tau}(t) = A_1 + A_2(t-t_0) + \xi_2(t) \\ \ddot{\delta\tau}(t) = A_2 + \xi_3(t) \end{cases} \quad (1)$$

其中: $\delta\tau(t)$ 、 $\dot{\delta\tau}(t)$ 和 $\ddot{\delta\tau}(t)$ 分别为 t 历元的钟差、钟漂和频漂; $A_0 = \delta\tau(t_0)$ 、 $A_1 = \dot{\delta\tau}(t_0)$ 和 $A_2 = \ddot{\delta\tau}(t_0)$ 分别为参考历元 t_0 的初始钟差、初始钟漂和初始频漂; $\zeta(t) = [\zeta_1(t), \zeta_2(t), \zeta_3(t)]^T$ 为时钟随机过程的噪声激励,是一个0均值多维正态分布随机矢量,其协方差矩阵为

$$Q_{\text{clock}}(t) = E[\zeta(t)\zeta(t)^T] = \begin{bmatrix} q_1\Delta t + \frac{1}{3}q_2\Delta t^3 + \frac{1}{20}q_3\Delta t^5 & \frac{1}{2}q_2\Delta t^2 + \frac{1}{8}q_3\Delta t^4 & \frac{1}{6}q_3\Delta t^3 \\ \frac{1}{2}q_2\Delta t^2 + \frac{1}{8}q_3\Delta t^4 & q_2\Delta t^4 + \frac{1}{3}q_3\Delta t^3 & \frac{1}{2}q_3\Delta t^2 \\ \frac{1}{6}q_3\Delta t^3 & \frac{1}{2}q_3\Delta t^2 & q_3\Delta t^3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中: q_1 、 q_2 和 q_3 分别为频率白噪声、频率随机游走噪声和频率随机奔跑噪声^[35-36]; $\Delta t = t - t_0$ 为时钟误差传播时间间隔。

$$\begin{bmatrix} \delta\tau(t) \\ \dot{\delta\tau}(t) \\ \ddot{\delta\tau}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & t-t_0 & (t-t_0)^2/2 \\ 0 & 1 & t-t_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\tau(t_0) \\ \dot{\delta\tau}(t_0) \\ \ddot{\delta\tau}(t_0) \end{bmatrix} + \zeta(t) = \begin{bmatrix} 1 & t-t_0 & (t-t_0)^2/2 \\ 0 & 1 & t-t_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_0 \\ A_1 \\ A_2 \end{bmatrix} + \zeta(t) \quad (3)$$

LEO卫星时钟为参考时间系统,因此在本文中将其钟差设为0。

1.2 双向单程测量模型

由信号发射卫星S向信号接收卫星R的星间单向测量伪距建模为

$$P_{SR}(t_{\text{mea}}) = \|\mathbf{r}_R(t) - \mathbf{r}_S[t - \tau_{SR}(t)]\| + c(D_S^{\text{sd}} + D_R^{\text{re}}) + c\{\delta\tau_R(t) - \delta\tau_S[t - \tau_{SR}(t)]\} + \varepsilon_{SR}(t) \quad (4)$$

其中: \mathbf{r}_R 、 D_R^{rc} 和 $\delta\tau_R$ 分别为R星位置矢量、信号接收设备时延及R星钟差; \mathbf{r}_S 、 D_S^{sd} 和 $\delta\tau_S$ 分别为S星位置矢量、信号发射设备时延及S星钟差; τ_{SR} 和 ε_{SR} 分别为信号传播时间和测量热噪声; 测量时间 $t_{\text{mea}} = t + \delta\tau_R(t)$ 为由卫星R记录的信号接收时间, 包含R星的钟差; c 为光速。设备时延变化缓慢与温度有关, 本文设备时延设为常数。测量热噪声建模为高斯白噪声, 其标准差计算方法见文献[34, 37]。

LEO卫星与地月航天器在同一时刻通过互相收发测量数据的方式获得两个伪距测量值, 将其线性组合可形成新的观测数据, 这个过程为双向单程测量过程。LEO卫星用A表示, 地月航天器用B表示, 根据式(4), 链路中接收到的伪距测量数据可表示为

$$P_{AB}(t_{\text{mea}}) = \|\mathbf{r}_B(t_B) - \mathbf{r}_A[t_B - \tau_{AB}(t_B)]\| + c(D_A^{\text{sd}} + D_B^{\text{rc}}) + c\{\delta\tau_B(t_B) - \delta\tau_A[t_B - \tau_{AB}(t_B)]\} + \varepsilon_{AB}(t_B) \quad (5)$$

$$P_{BA}(t_{\text{mea}}) = \|\mathbf{r}_A(t_A) - \mathbf{r}_B[t_A - \tau_{BA}(t_A)]\| + c(D_B^{\text{sd}} + D_A^{\text{rc}}) + c\{\delta\tau_A(t_A) - \delta\tau_B[t_A - \tau_{BA}(t_A)]\} + \varepsilon_{BA}(t_A) \quad (6)$$

其中: 测量时间 $t_{\text{mea}} = t_A + \delta\tau_A(t_A) = t_B + \delta\tau_B(t_B)$ 由星上时钟记录, 包含A星或航天器B的钟差, 星上钟差一般通过调整被控制在较小的范围内。

双向单程测量过程如图3所示, $\rho(t_{\text{mea}})$ 为A星收到信号时的位置与航天器B收到信号时位置间的几何距离; $\rho_{AB}(t_B)$ 对应式(5)中的 $\|\mathbf{r}_B(t_B) - \mathbf{r}_A[t_B - \tau_{AB}(t_B)]\|$, $\rho_{BA}(t_A)$ 对应式(6)中的 $\|\mathbf{r}_A(t_A) - \mathbf{r}_B[t_A - \tau_{BA}(t_A)]\|$, 表示测量过程中信号发出位置与信号接收位置间的几何距离。测量信号传播时间很短, 为1 s左右, 此过程中A星和航天器B的钟差变化很小, 因此两个伪距包含的钟差大小相近, 但符号相反; 两个伪距的几何距离大小也比较接近, 符号相同。基于这些特征, 可使用相加与相减线性组合方式将位置相关的距离项与时钟项

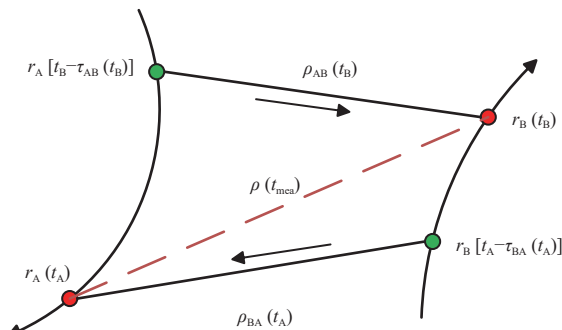


图3 双向单程测量过程

Fig. 3 Ranging process of DOWR

解耦, 从而实现位置和相对时钟的分别估计。

1.3 双向单程求和组合

求和线性组合为两个伪距之和的一半, 即

$$z_{\text{sum}}(t_{\text{mea}}) = \frac{1}{2}[P_{AB}(t_{\text{mea}}) + P_{BA}(t_{\text{mea}})] = \frac{1}{2}[\rho_{AB}(t_B) + \rho_{BA}(t_A) + c(D_A^{\text{sd}} + D_B^{\text{rc}} + D_B^{\text{sd}} + D_A^{\text{rc}}) + \varepsilon_{AB}(t_B) + \varepsilon_{BA}(t_A) + c\{\delta\tau_A(t_A) - \delta\tau_B[t_A - \tau_{BA}(t_A)]\} + c\{\delta\tau_B(t_B) - \delta\tau_A[t_B - \tau_{AB}(t_B)]\}] = \frac{1}{2}[\rho_{AB}(t_B) + \rho_{BA}(t_A) + cD_{\text{sum}} + c\Delta\delta\tau_A(t_{\text{mea}}) + c\Delta\delta\tau_B(t_{\text{mea}}) + \varepsilon_{AB}(t_B) + \varepsilon_{BA}(t_A)] \quad (7)$$

其中: D_{sum} 为求和线性组合设备时延, 包含整个测量过程中的全部设备时延; $\Delta\delta\tau_A(t_{\text{mea}})$ 和 $\Delta\delta\tau_B(t_{\text{mea}})$ 分别为测量过程中A星和航天器B的钟差变化量。A星钟差设为0, 所以 $\Delta\delta\tau_A(t_{\text{mea}})$ 的值同样为0。根据式(1), $\Delta\delta\tau_B(t_{\text{mea}})$ 可进一步表示为

$$\Delta\delta\tau_B(t_{\text{mea}}) = \dot{\delta\tau}_B[t_A - \tau_{BA}(t_A)] \times [\tau_{BA}(t_A) - \delta\tau_B(t_B)] + \frac{1}{2}\ddot{\delta\tau}_B[t_A - \tau_{BA}(t_A)] \times [\tau_{BA}(t_A) - \delta\tau_B(t_B)]^2 + \zeta_1(t_B) - \zeta_1[t_A - \tau_{BA}(t_A)] \quad (8)$$

求和线性组合数据中含有相对钟漂和频漂造成的偏差项, 这两项偏差与钟漂和信号传播时间都相关。在信号传播时间长、钟漂参数大的情况下, 该偏差项较大。本文采用的星载原子钟的钟漂和频漂都很小, 钟漂的值为 1×10^{-9} s/s级, 频漂的值为 1×10^{-17} s/s²级, 式(8)所示的测量过程钟差变化很小, 造成的伪距偏差小于1 m, 因此可将求和组合钟差项看作误差项。求和线性组合数据包含与卫星和航天器相关的几何距离项、设备时延项和误差项。

1.4 双向单程作差组合

作差线性组合的目的是消除几何距离, 但航天器在信号传播时, 位移导致两个伪距数据包含的几何距离不相同, 直接相减无法达到目的。在定轨过程中, 可以通过对已知轨道和估计轨道进行插值和数值积分的方式来确定测量过程中卫星的位置, 进而计算出几何距离修正项。作差线性组合可表示为

$$z_{\text{sub}}(t_{\text{mea}}) = \frac{1}{2}[P_{AB}(t_{\text{mea}}) - P_{BA}(t_{\text{mea}})] = \frac{1}{2}[\Delta\rho(t_{\text{mea}}) + c(D_A^{\text{sd}} + D_B^{\text{rc}} - D_B^{\text{sd}} - D_A^{\text{rc}}) + \varepsilon_{AB}(t_B) - \varepsilon_{BA}(t_A) + c\{\delta\tau_B(t_B) - \delta\tau_A[t_B - \tau_{AB}(t_B)]\} - c\{\delta\tau_A(t_A) - \delta\tau_B[t_A - \tau_{BA}(t_A)]\}] = \frac{1}{2}[\Delta\rho(t_{\text{mea}}) + cD_{\text{sub}} + \varepsilon_{AB}(t_B) - \varepsilon_{BA}(t_A) - c\{\delta\tau_A(t_A) + \delta\tau_A[t_B - \tau_{AB}(t_B)] + c\{\delta\tau_B(t_B) + \delta\tau_B[t_A - \tau_{BA}(t_A)]\}] \quad (9)$$

LEO卫星时间为参考时间系统, 所以 $\delta\tau_A(t_A)$ 和

$\delta\tau_A [t_B - \tau_{AB}(t_B)]$ 等于0。将式(1)带入式(9)后得到

$$\begin{aligned} z_{\text{sub}}(t_{\text{mea}}) = & \Delta\rho(t_{\text{mea}}) + cD_{\text{sub}} + \\ & 2cA_0^B + 2cA_1^B \left[\frac{t_A + t_B}{2} - t_0 - \frac{\tau_{BA}(t_A)}{2} \right] + \\ & \frac{c}{2} A_2^B \left\{ (t_B - t_0)^2 + [t_A - t_0 - \tau_{BA}(t_A)]^2 \right\} + \\ & \varepsilon_{AB}(t_B) - \varepsilon_{BA}(t_A) \end{aligned} \quad (10)$$

其中： A_0^B 、 A_1^B 和 A_2^B 为航天器B在参考时刻 t_0 的钟差、钟漂和频漂； $\Delta\rho(t_{\text{mea}})$ 、 cD_{sub} 和 $\varepsilon_{AB}(t_B) - \varepsilon_{BA}(t_A)$ 分别是几何距离修正项、设备时延项和测量噪声误差项。在定轨早期，估计的轨道误差较大，几何距离修正项计算误差较大，随着定轨过程的收敛，该修正项误差逐渐降低。由式(10)可知，设备总时延与钟差耦合，二者无法区分，因此需将两者作为一个待估量进行估计。

2 天基定轨算法

2.1 轨道动力学模型

轨道动力学描述航天器在空间中自由航行时的运动规律。轨道动力学一阶常微分方程为^[38]

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v} \\ \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{a}_e + \mathbf{a}_m + \mathbf{a}_s + \mathbf{a}_{\text{sp}} + \mathbf{u} \end{cases} \quad (11)$$

其中： \mathbf{r} 和 \mathbf{v} 分别为航天器的位置和速度矢量； \mathbf{a}_e 、 \mathbf{a}_m 和 \mathbf{a}_s 分别为地球、月球和太阳的引力加速度； \mathbf{a}_{sp} 为太阳气压加速度；力学模型误差可用高斯白噪声建模的加速度过程噪声 \mathbf{u} 进行补偿，其标准差可以通过试验确定，以获得最佳的定轨结果。状态矢量定义为 $\mathbf{Y} = (\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T)^T$ ，式(11)可简化为

$$\frac{d\mathbf{Y}(t)}{dt} = \mathbf{f}[\mathbf{Y}(t), \mathbf{u}(t), t] \quad (12)$$

从 t_0 到 t 的状态转移矩阵可以表示为^[38]

$$\Phi_{\mathbf{Y}}(t, t_0) = \frac{\partial \mathbf{Y}(t)}{\partial \mathbf{Y}(t_0)} \quad (13)$$

该过程为轨道预报，仿真过程使用高精度引力场模型通过数值积分的方式计算。

加速度过程噪声到状态的转移矩阵为 $\Gamma_{\mathbf{Y}}$ ，表示为

$$\Gamma_{\mathbf{Y}}(t, t_0) = \frac{\partial \mathbf{Y}(t)}{\partial \mathbf{u}(t_0)} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} \times \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \Delta t \times \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中： Δt 为积分步长。

2.2 扩展卡尔曼滤波定轨算法

扩展卡尔曼滤波器适用于实时定轨而且实现简

单，因此本文采用扩展卡尔曼滤波器实现天基测定轨^[34,36]。待估状态定义为

$$\mathbf{X} = (\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T, c\delta A_0, c\delta A_1, c\delta A_2, C_r, cD_{\text{sum}})^T \quad (15)$$

其中： \mathbf{r} 和 \mathbf{v} 为地月航天器的位置和速度； δA_0 、 δA_1 和 δA_2 为相对时钟参数； C_r 为太阳辐射压力系数； D_{sum} 为求和组合的设备延迟。扩展卡尔曼滤波有两个步骤：“时间更新”步骤根据上一历元的状态计算下一历元的预测状态；“测量更新”用当前测量数据修正“时间更新”阶段预测的状态。扩展卡尔曼滤波过程如图4所示。

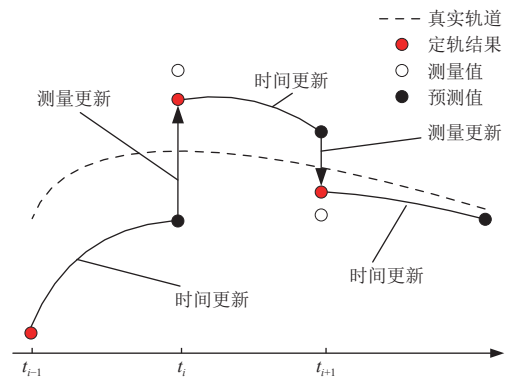


图4 扩展卡尔曼滤波过程
Fig. 4 Extended Kalman filtering process

给定 t_0 历元处的初始状态 \mathbf{X}_0 和相应的协方差矩阵 \mathbf{P}_0 ，“时间更新”过程表示为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_{i+1|i} = \mathbf{X}(t_{i+1}, \mathbf{X}(t_i) = \mathbf{X}_i) + \Gamma_{i+1|i}^u \mathbf{u}_i + \Gamma_{i+1|i}^{\text{clk}} \boldsymbol{\zeta} \\ \mathbf{P}_{i+1|i} = \Phi_{i+1|i} \mathbf{P}_i \Phi_{i+1|i}^T + \Gamma_{i+1|i}^u \mathbf{Q}_u (\Gamma_{i+1|i}^u)^T + \Gamma_{i+1|i}^{\text{clk}} \mathbf{Q}_i^{\text{clk}} (\Gamma_{i+1|i}^{\text{clk}})^T \end{cases} \quad (16)$$

其中，状态转移矩阵 $\Phi_{i+1|i}$ 为

$$\Phi_{i+1|i} = \begin{bmatrix} \Phi_{\mathbf{Y}}(t_{i+1}, t_i) & \mathbf{0}_{6 \times 3} & \frac{\partial \mathbf{Y}(t_{i+1})}{\partial C_r(t_i)} & \mathbf{0}_{6 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 6} & \Phi_{\text{clock}}(t_{i+1}, t_i) & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 6} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & 1 & 0 \\ \mathbf{0}_{1 \times 6} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

时钟状态转移矩阵 $\Phi_{\text{clock}}(t, t_0)$ 为

$$\Phi_{\text{clock}}(t_{i+1}, t_i) = \begin{bmatrix} 1 & t_{i+1} - t_i & (t_{i+1} - t_i)^2 / 2 \\ 0 & 1 & t_{i+1} - t_i \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\Gamma_{i+1|i}^u = \begin{bmatrix} \Gamma_{\mathbf{Y}}(t_{i+1}, t_i) \\ \mathbf{0}_{5 \times 3} \end{bmatrix} \quad (19)$$

其中： $\boldsymbol{\zeta}_i = \boldsymbol{\zeta}(t_i)$ 和 $\mathbf{Q}_i^{\text{clk}} = \mathbf{Q}_{\text{clock}}(t_i)$ 项分别为时钟随机过程噪声激励和相应的协方差矩阵； $\Gamma_{i+1|i}^{\text{clk}}$ 为从随机过程

噪声 ζ_i 到待估计状态的转移矩阵, 可表示为

$$\mathbf{I}_{i+1|i}^{\text{clk}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{6 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{2 \times 3} \end{bmatrix} \quad (20)$$

其中: \mathbf{Q}_u 为过程噪声 \mathbf{u}_i 的协方差矩阵, 其对角元素的值根据未建模力模型误差设定。过程噪声的使用可以防止因协方差矩阵收敛过快而导致的较差结果, 使后续的测量数据不断影响滤波估计过程。仿真时需通过多次试验选取过程噪声具体数值以得到最佳的定轨结果。 t_{i+1} 历元的双向测量数据可表示为

$$\mathbf{z}_{i+1} = \begin{bmatrix} z_{\text{sum}}(t_{i+1}) \\ z_{\text{sub}}(t_{i+1}) \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\mathbf{H}_{i+1} = \begin{bmatrix} \frac{\partial z_{\text{sum}}(t_{i+1})}{\partial \mathbf{X}_{i+1|i}} \\ \frac{\partial z_{\text{sub}}(t_{i+1})}{\partial \mathbf{X}_{i+1|i}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial z_{\text{sum}}(t_{i+1})}{\partial \mathbf{r}_{i+1|i}} & \frac{\partial z_{\text{sum}}(t_{i+1})}{\partial \mathbf{v}_{i+1|i}} & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial z_{\text{sum}}(t_{i+1})}{\partial cD_{\text{sum}}} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \frac{\partial z_{\text{sub}}(t_{i+1})}{\partial (\delta A_0)} & \frac{\partial z_{\text{sub}}(t_{i+1})}{\partial (\delta A_1)} & \frac{\partial z_{\text{sub}}(t_{i+1})}{\partial (\delta A_2)} & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

3 天基测定轨仿真

3.1 仿真设置

仿真过程使用的LEO卫星轨道是高度为500 km、周期为1.5 h的太阳同步轨道, 其半长轴为6 878.1 km, 轨道倾角为97.4°, 升交点赤经为10.4°, 偏心率为0, 近地点幅角和真近点角为0°。LEO卫星轨道位置误差分为4种情况, 分别为0、0.2、1、10 m。0 m误差无实际物理意义, 仅用作天基测定轨性能分析; 0.2 m误差对应基于载波相位数据的精密定轨结果; 1 m误差对应基于伪距的动力学平滑定轨结果; 10 m误差对应星上实时伪距单点几何定位结果。伪距计算过程仅使用LEO卫星位置, 因此无需考虑LEO速度误差。星载时钟的规格参数如表2所示。

表2 星载时钟规格参数

Table 2 Space-borne clock specifications

参数	取值
输出频率	10 MHz
频率准确度 (A1)	$\leq \pm 5 \times 10^{-9}$
频率漂移率 (A2)	$\leq 5 \times 10^{-13}/\text{d}$
1 s频率稳定度	$\leq 3 \times 10^{-11}$
10 s频率稳定度	$\leq 1 \times 10^{-11}$
100 s频率稳定度	$\leq 3 \times 10^{-12}$
1 000 s频率稳定度	$\leq 1 \times 10^{-12}$
1万s频率稳定度	$\leq 3 \times 10^{-13}$

假设LEO卫星和地月空间航天器搭载K频段(25 GHz)微波测量设备, 设置发射端有效全向辐射功率(Effective Isotropic Radiated Power, EIRP)为40 dBW(发射天线口径0.6 m, 发射功率13 dBW), 接收端G/T为24 dB/K(接收天线口径0.6 m), 考虑空

“测量更新”阶段使用 t_{i+1} 历元的测量数据 \mathbf{z}_{i+1} 计算状态 \mathbf{X}_{i+1} 和协方差矩阵 \mathbf{P}_{i+1} , 计算过程可表示为

$$\begin{cases} \mathbf{K}_{i+1} = \mathbf{P}_{i+1|i} \mathbf{H}_{i+1}^T (\mathbf{R}_{i+1} + \mathbf{H}_{i+1} \mathbf{P}_{i+1|i} \mathbf{H}_{i+1}^T)^{-1} \\ \mathbf{X}_{i+1} = \mathbf{X}_{i+1|i} + \mathbf{K}_{i+1} [\mathbf{z}_{i+1} - \mathbf{h}(\mathbf{X}_{i+1|i})] \\ \mathbf{P}_{i+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{i+1} \mathbf{H}_{i+1}) \mathbf{P}_{i+1|i} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{i+1} \mathbf{H}_{i+1})^T + \mathbf{K}_{i+1} \mathbf{R}_{i+1} \mathbf{K}_{i+1}^T \end{cases} \quad (22)$$

其中: \mathbf{K}_{i+1} 为卡尔曼增益; \mathbf{R}_{i+1} 为测量噪声; $\mathbf{h}(\mathbf{X}_{i+1|i})$ 为使用预测状态 $\mathbf{X}_{i+1|i}$ 计算的先验测量预测值; 协方差矩阵 \mathbf{P}_{i+1} 表示估计状态结果的精度, 也可用于分析定轨过程的收敛性。矩阵 \mathbf{H}_{i+1} 为测量数据对待估状态的设计矩阵, 可表示为

间距离损耗和收发损耗, 经链路预算分析, 星间距离为50万km时, 接收端信号载噪比可达53 dB-Hz, 链路预算可以满足星间测量需求。星间距离与设备接收测量噪声关系如图5所示, 50万、100万和150万km的星间距离对应的测量噪声分别为0.5 m (1σ)、1.5 m (1σ)和3 m (1σ)。

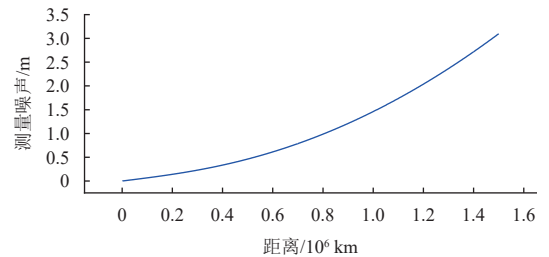


图5 星间链路伪距测量热噪声随距离变化情况

Fig. 5 Pseudorange measurement thermal noise variation of inter-satellite link

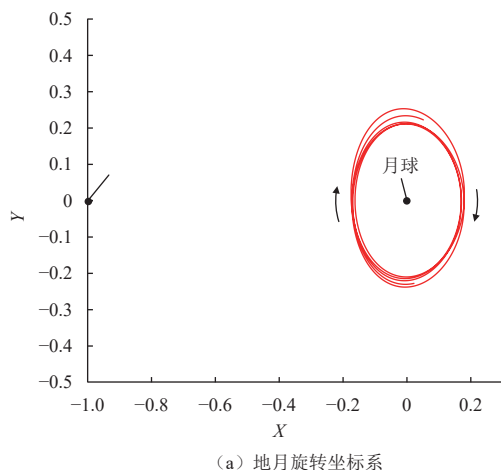
星间链路可视情况考虑了地月遮挡, 单次遮挡时长为40 min以下, 仿真结果如图2所示。采用持续测量方式, 除因地月遮挡导致的链路中断, 其余时间段内均有测量数据, 测量间隔为60 s, 1 d的测量数据量约800组。LEO卫星向地月航天器发送信号的链路设备时延设置为6 m, 反方向链路设置为4 m。

3.2 DRO仿真结果

航天器位于月球附近, 在地月旋转系统绕月运动方向与月球公转方向相反, 在地心惯性系统绕地旋转方向与月球公转方向相同, 且月球的公转周期与航天器绕月球的周期成整数比, 该比例为共振比。此时航天器所在的轨道为远距离逆行轨道(Distant Retrograde

Orbit, DRO), 典型的共振比为2:1、3:1和4:1^[39]。DRO具有长期稳定性, 位于该轨道上的航天器可长期驻留。该轨道位于高引力势区域, 抵达地月空间其它位置消耗能量少, 非常适合作为中转轨道。

仿真用到周期比2:1的DRO, 初始历元为2023年1月1日零时(UTC时间), J2000系的初始位置为(380 224, 140 817, 42 078) km, 初始速度为(-0.587, 0.678, 0.342) km/s, 该轨道在地月旋转系和地心惯性系下的表示如图6所示, DU为地月平均距离, 图6(a)为DRO(2:1)在地月旋转系的表示,



可以看出轨道距离月球相对较近, 距离地球相对较远, 形状近似椭圆。图6(b)为DRO(2:1)在地心惯性系中的表示。该轨道仿真时长为2个月, 生成参考轨道的力学模型和积分器如表3所示。导航过程使用的力学模型与实际物理环境的力学模型不一样, 具体差别大小与采用的力学模型和积分器相关。在仿真实验中, 参考轨道为模拟真实轨道, 需采用高精度高阶动力学模型和高精度积分器, 而导航设置对应的是与“真实物理环境”(高精度动力学模型)有差别的动力学模型, 以较低的引力场阶数和精度较低的积分器体现。

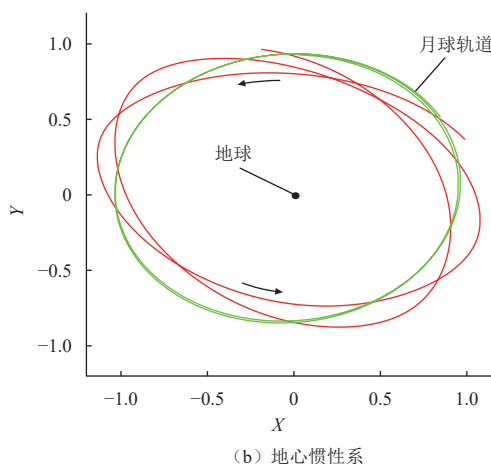


图6 DRO(2:1共振轨道)

Fig. 6 DRO(2:1 resonance ratio)

表3 DRO与HEO仿真的力学模型与积分器设置

Table 3 Force model and integrator settings of DRO and HEO

参数	参考轨道	定轨设置
地球引力场	70 × 70 GGM01C	20 × 20 GGM01C
月球引力场	20 × 20 GRAIL660	10 × 10 GRAIL660
太阳引力场	质点模型	质点模型
太阳光压系数	1.3	待估
面质比/(m ² ·kg ⁻¹)	0.002	0.002
积分器	RKF78	RK4
积分步长/s	60	60

DRO仿真过程的定轨参数设置如表4所示, DRO所有的定轨结果如表5所示。LEO卫星误差为1 m时, DRO的定轨结果如图7和图8所示, 残差指的是定轨结果与参考轨道(真值)间逐历元计算的差值, 表示定轨结果的误差水平。位置残差包含两组曲线, 其中一组描述整体变化, 另一组为局部放大。从图7可以看出收敛时间3 h, 收敛后滤波过程达到稳定状态。定轨滤波过程考虑了动力学过程的噪声, 使得测量数据持续保持对待估状态进行校正, 所以位置残差变化稳定在200 m范围内。

表4 DRO和HEO定轨参数设置

Table 4 Orbit determination settings of DRO and HEO

参数	取值
初始位置误差/km	1 (1-σ)
初始速度误差/(m·s ⁻¹)	0.1 (1-σ)
初始相对钟差、钟漂和频漂	10 ⁻⁷ s, 10 ⁻¹¹ s/s, 10 ⁻²¹ s/s ²
初始太阳光压系数误差	0.2
初始设备时延误差/m	3
时钟噪声激励(q ₁ , q ₂ , q ₃)	9 × 10 ⁻²⁴ s ² /s, 3 × 10 ⁻³² s ² /s ³ , 10 ⁻⁴⁸ s ² /s ⁵
测距误差标准差/m (LEO位置误差0 m)	0.5
测距误差标准差/m (LEO位置误差0.2 m)	1.0
测距误差标准差/m (LEO位置误差1 m)	3.0
测距误差标准差/m (LEO位置误差10 m)	25
过程噪声(径向/迹向/法向)	10 ⁻⁷ /10 ⁻⁷ /10 ⁻⁷ m/s ²

表5 DRO定轨结果

Table 5 Orbit determination result of DRO

LEO位置 误差/m	定轨位置残差均方根/m				定轨钟差残差均方根/ns (含3.33 ns设备时延)
	3D	R	T	N	
0	3.98	0.19	3.53	1.83	3.353
0.2	14.12	0.71	10.76	9.11	3.359
1.0	62.29	1.88	45.88	42.08	3.535
10.0	224.10	3.47	127.40	184.30	16.025

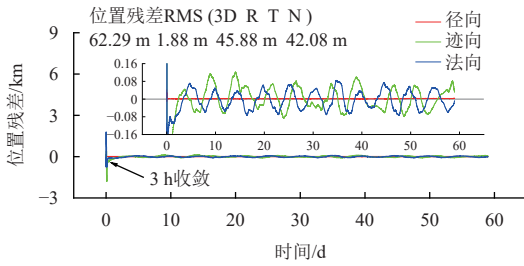


图7 LEO位置误差1 m时DRO定轨位置残差

Fig. 7 Position determination result of DRO with LEO position error of 1 m

3.3 HEO仿真结果

大椭圆轨道 (Highly Elliptical Orbit, HEO) 指偏心率很大、近地点较低、远地点很高的椭圆轨道^[39]。其轨道数量众多, 其中一类具有特殊性质, 即月球公转周期与其轨道周期成整数比, 这个性质使该类轨道受到关注。共振比为3:1大椭圆轨道如图9所示, 位

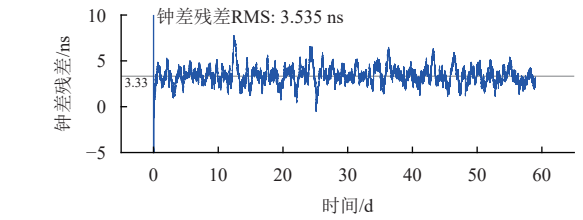
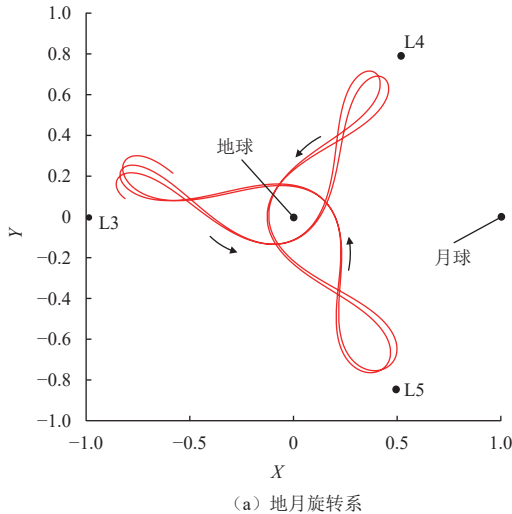


图8 LEO位置误差1 m时DRO定轨钟差残差

Fig. 8 Clock determination result of DRO with LEO position error of 1 m

于该轨道的航天器交替访问L3、L4和L5拉格朗日点, 具有较高的科学研究和应用价值。初始历元为2023年1月1日零时 (UTC时间), J2000系下的初始位置为 (275 279, 13 166, 48 291) km, 初始速度 (-0.006, -0.584, -0.300) km/s。图9中的DU为地月平均距离。该轨道的仿真时长为2个月, 生成参考轨道的力学模型和积分器如表3所示。

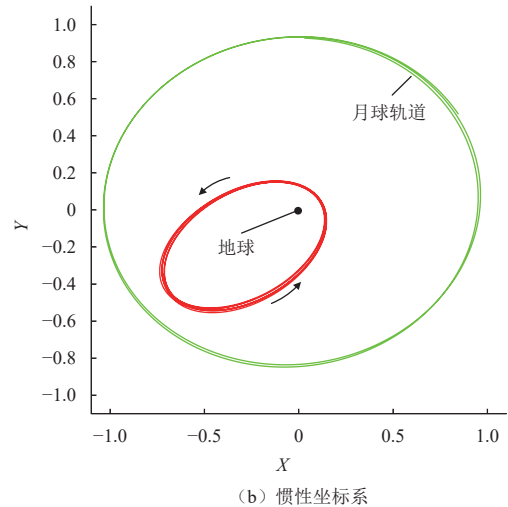


图9 HEO (3:1共振轨道)

Fig. 9 HEO (3:1 resonance ratio)

HEO仿真过程的定轨参数设置与DRO仿真相同, 见表4, 其定轨结果如表6所示。LEO卫星位置误差1 m时, HEO的定轨结果如图10和图11所示。从图10中可以看出收敛时间为0.6 h。HEO定轨位置残差变化趋势与DRO定轨结果类似, 收敛后在测量数据的持续影响下稳定在100 m范围内。

表6 HEO定轨结果

Table 6 Orbit determination result of HEO

LEO位置 误差/m	定轨位置残差均方根/m				定轨钟差残差均方根/ns (含3.33 ns设备时延)
	3D	R	T	N	
0	3.87	0.18	3.57	1.48	3.362
0.2	18.55	0.20	17.70	5.55	3.367
1.0	52.14	0.53	44.10	27.81	3.449
10.0	224.10	3.53	142.70	172.70	16.843

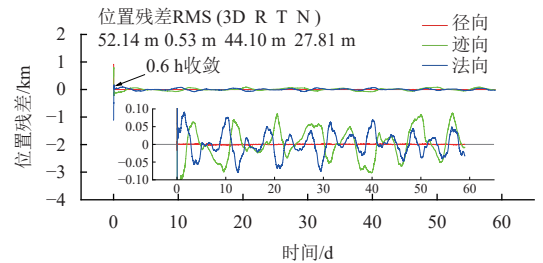


图10 LEO位置误差1 m时HEO定轨位置残差

Fig. 10 Position determination result of HEO when LEO position error is 1 m

3.4 直接转移轨道仿真结果

DRO入轨采用直接转移方式, 特点是入轨脉冲大, 燃料消耗多, 转移时间短, 如图12所示。初始历元为2022年8月24日9时58分32秒 (UTC时间),

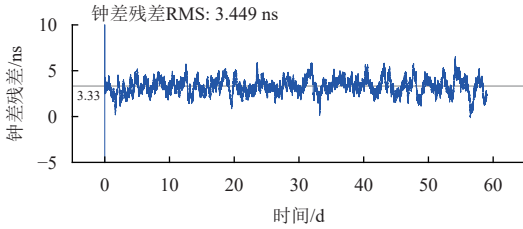


图 11 LEO位置误差1 m时HEO定轨钟差残差

Fig. 11 Clock determination result of HEO with LEO position error of 1 m

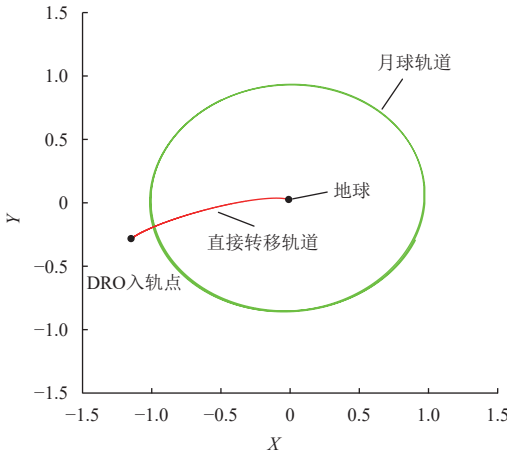


图 12 DRO入轨直接转移轨道

Fig. 12 Direct transfer orbit of DRO insertion

J2000系下的初始位置 (6478, 1 142, 0) km, 初始速度 (-2.218, 8.546, 6.450) km/s。

DRO入轨直接转移轨道的力学模型和积分器参数设置如表7所示, DRO入轨转移轨道定轨参数设置如表8所示, 定轨结果如表9所示。LEO卫星位置误差1 m时, DRO入轨转移轨道的定轨结果如图13和图14所示。收敛时间为0.6 h, 收敛后位置残差变化稳定在40 m范围内。

表 7 DRO入轨直接转移轨道力学模型和积分器

Table 7 Force model and integrator settings of DRO direct transfer orbit

参数	参考轨道	定轨设置
地球引力场	21 × 21EGM2008.grv	20 × 20 GGM01C
月球引力场	质点模型	10 × 10 GRAIL660
太阳引力场	质点模型	质点模型
太阳光压系数	1	待估
面质比/ (m ² ·kg ⁻¹)	0.02	0.02
积分器	RKF78	RK4
积分步长/s	60	60

3.5 仿真结果分析

定轨结果统计如表10所示。通过对3种典型轨道定轨结果分析, 表明:

1) LEO卫星定轨位置精度对地月空间航天器定

表 8 DRO直接转移轨道定轨参数设置

Table 8 Orbit determination settings of DRO direct transfer orbit

参数	取值
初始位置误差/km	10 (1-σ)
初始速度误差/ (m·s ⁻¹)	1 (1-σ)
初始相对钟差、钟漂和频漂	10 ⁻⁷ s, 10 ⁻¹¹ s/s/s, 10 ⁻²¹ s/s/s ²
初始太阳光压系数误差	0.2
初始设备时延误差	3m
时钟噪声激励(q_1, q_2, q_3)	9 × 10 ⁻²⁴ s ² /s, 3 × 10 ⁻³² s ² /s ² , 10 ⁻⁴⁸ s ² /s ⁵
测距误差标准差/m (LEO位置误差0 m)	0.5
测距误差标准差/m (LEO位置误差0.2 m)	1.0
测距误差标准差/m (LEO位置误差1 m)	3.0
测距误差标准差 (LEO位置误差10 m)	25m
过程噪声/ (m·s ⁻²) (径向/迹向/法向)	10 ⁻⁹ /10 ⁻¹⁶ /10 ⁻⁸

表 9 DRO直接转移轨道定轨结果

Table 9 Orbit determination result of DRO direct transfer orbit

LEO位置误差/m	定位位置残差均方根/m				定轨钟差残差均方根/m (含3.33 ns设备时延)
	3D	R	T	N	
0	4.03	0.73	2.89	2.70	3.356
0.2	7.01	0.85	4.79	5.03	3.217
1.0	30.79	0.81	19.81	23.56	3.202
10.0	291.70	4.75	154.60	247.30	3.496

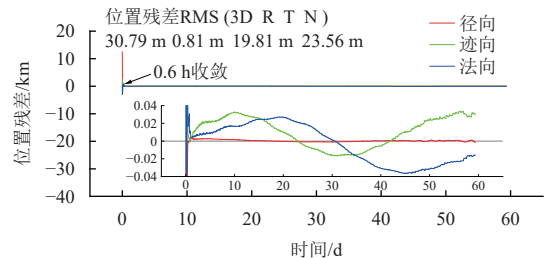


图 13 LEO位置误差1 m时DRO直接转移轨道定轨位置残差

Fig. 13 Position determination result of DRO direct transfer orbit with LEO position error of 1 m

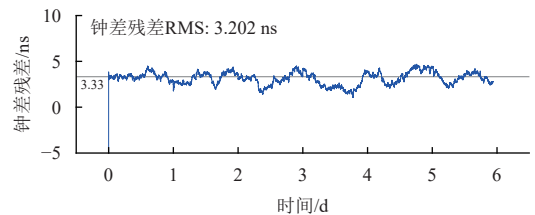


图 14 LEO位置误差1 m时DRO直接转移轨道定轨钟差残差

Fig. 14 Clock determination result of DRO direct transfer orbit with LEO position error of 1 m

轨精度有显著的影响。若LEO卫星达到精密定轨精度 (位置误差0.2 m) 时, 地月空间航天器定轨位置精度为20 m左右; 若LEO卫星达到GNSS动力学滤波定轨精度 (位置误差1 m) 时, 地月空间航天器定轨精度为

50 m左右。即获取LEO卫星的高精度定轨结果是地月航天器天基定轨的关键。传统地基测控方式在地月轨道各个阶段的定轨精度100~500 m^[12,40-43]。采用LEO卫星支持的地月航天器天基定轨结果优于传统地基定轨方案,LEO轨道快速周期变化和星间可见性好的特点发挥了关键作用。

表10 定轨结果统计

Table 10 Orbit determination results statistics

m			
LEO三维 位置误差	DRO三维 定轨精度	HEO三维 定轨精度	直接转移轨道 三维定轨精度
0	3.98	3.87	4.03
0.2	14.12	18.55	7.01
1.0	62.29	52.14	30.79
10.0	224.10	224.10	291.70

2) 对比地月航天器不同方向定轨的结果,轨道径向精度优于迹向和法向。航天器与地球的距离较远,测量链路的方向与轨道径向比较一致,测量数据对径向位置的约束较强,所以径向定轨精度较高。

3) 天基定轨收敛速度快。定轨结果显示,基于LEO卫星持续测量定轨时,不同轨道的航天器在初始位置和速度误差分别为1 km与1 m/s时,定轨收敛到100 m内需要的时间都在3h以内(包含因遮挡导致的测量中断),而地基测定轨收敛时间一般为天量级。

4) 当LEO卫星位置误差较小时,地月空间航天器的钟差估计精度较高,扣除设备时延影响,钟差估计精度为纳秒级别。最终时间同步结果包含设备时延和LEO卫星GNSS授时误差,精度为数十纳秒。

地月轨道的天基定轨与时间同步受以下几个方面因素影响。

1) LEO卫星的位置误差

定轨过程的几何距离计算需使用LEO卫星位置,此过程相当于增加了测量误差,最终导致航天器位置估计精度降低。位置估计精度又直接影响相减组合的距离校正项,最终影响时钟估计精度。

2) LEO卫星快速运动特性

LEO卫星运动快,星间距离变化剧烈,受遮挡时间短,测量几何好,因此定轨收敛速度快,仅需一条星间链路即可实现快速定轨。

3) 力学模型

扩展卡尔曼滤波算法的时间更新步骤中,状态预测值的计算依赖于力学模型,低精度力学模型导致较差的定轨结果。本文力学模型中含有加速度过程噪声,它用于补偿未建模的力学模型误差,不同的轨道、力学模型,可以通过调整加速度过程噪声来获得

较好的定轨结果。仿真结果表明,天基定轨方法能够在力学模型误差较大的情况下获得较好的定轨结果,因此天基定轨方法有较强的适应性。

4) 测量数据量

本文考虑了地月对星间链路的遮挡,除此之外的其余时间段都有测量数据,测量间隔为60 s,1 d数据量约为800组。实际星载设备可能无法满足上述测量条件,数据量不足会降低定轨精度。

4 结论

本文提出了基于LEO卫星的天基定轨方法。LEO卫星作为“天基测控站”,具有绕地运行周期快、接收GNSS信号定轨精度高、与地月航天器可见性好、测量信号不受大气延迟影响等优点。从3类典型地月空间轨道的天基定轨仿真结果看,该方法定轨收敛快、定位精度高、时间同步精度高。天基定轨方案有望成为一种解决中国地面站部署受限、地面测控负担重的有效手段。未来亦可以建立面向地月空间的由多颗LEO卫星组成的天基测控网络。

参 考 文 献

- [1] WOLLENHAUPT W. Apollo orbit determination and navigation[C]//Proceedings of 8th Aerospace Sciences Meeting. New York: NASA, 1970.
- [2] VIGHNESAM N V, SONNEY A, GOPINATH N S. India's first lunar mission Chandrayaan-1 initial phase orbit determination[J]. *Acta Astronautica*, 2010, 67(7-8): 784-792.
- [3] SCULL J R. Mariner Mars 1969 navigation, guidance and control[J]. *Automatica (Journal of IFAC)*, 1970, 6(6): 755-762.
- [4] HAN D, HIGHSMITH D, JAH M, et al. Mars express interplanetary navigation from launch to Mars orbit insertion: the JPL experience[C]//Proceedings of 18th International Symposium on Space Flight Dynamics. Munich: NASA, 2004.
- [5] CAO J F, HUANG Y, HU X G, et al. Mars Express tracking and orbit determination trials with Chinese VLBI network[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2010, 55(32): 3654-3660.
- [6] KIM Y, SONG Y. Observational arc-length effect on orbit determination for Korea Pathfinder Lunar Orbiter in the Earth-Moon transfer phase using a sequential estimation[J]. *Journal of Astronomy and Space Sciences*, 2019, 36(4): 293-306.
- [7] JONES D R, THOMPSON P, VALERINO P, et al. Orbit determination covariance analyses for the parker solar probe mission[C]//Proceedings of AAS/AIAA. Washington: AIAA, 2017.
- [8] YANG P, HUANG Y, LI P J, et al. Orbit determination of China's first mars probe Tianwen-1 during interplanetary cruise[J]. *Advances in Space Research*, 2022, 69(2): 1060-1071.
- [9] MAZARICO E, NEUMANN G A, BARKER M K, et al. Orbit determination of the Lunar Reconnaissance Orbiter: status after seven years[J]. *Planetary and Space Science*, 2018, 162: 2-19.

- [10] THOMPSON P F, GOODSON T, CHUNG M, et al. Parker solar probe navigation: one year from launch[R]. Pasadena, CA: Jet Propulsion Laboratory, 2017.
- [11] SCHRAMA E. Precision orbit determination performance for CryoSat-2[J]. *Advances in Space Research*, 2018, 61(1): 235-247.
- [12] LIU S H, YAN J G, CAO J F, et al. Review of the precise orbit determination for Chinese lunar exploration projects[J]. *Earth and Space Science*, 2021, 8(4): e1361E-e2020E.
- [13] GARDNER T, CHEETHAM B, FORSMAN A, et al. Capstone: a cubesat pathfinder for the lunar gateway ecosystem[C]//Proceedings of Small Satellite Conference. Logan: Utah State University, 2021.
- [14] BRIDENSTINE J. NASA's Lunar Exploration Program Overview[R]. NASA, 2020.
- [15] ZHOU C Y, JIA Y Z, LIU J Z, et al. Scientific objectives and payloads of the lunar sample return mission—Chang'e-5[J]. *Advances in Space Research*, 2022, 69(1): 823-836.
- [16] SUNDARARAJAN V. Overview and technical architecture of India's Chandrayaan-2 mission to the Moon[C]//Proceeding of 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee, Florida: AIAA, 2018.
- [17] CHOI S, WHITLEY R, CONDON G, et al. Trajectory design for the Korea Pathfinder Lunar Orbiter (KPLLO)[C]//Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. [S.l.]: AIAA, 2018.
- [18] MA X, FANG J C, NING X L, et al. Autonomous celestial navigation for a deep space probe approaching a target planet based on ephemeris correction[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G. Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229(G14): 2681-2699.
- [19] HILL K, BORN G H. Autonomous interplanetary orbit determination using satellite-to-satellite tracking[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(3): 679-686.
- [20] TURAN E, SPERETTA S, GILL E. Autonomous navigation for deep space small satellites: Scientific and technological advances[J]. *Acta Astronautica*, 2022, 193: 56-74.
- [21] LIU J K, WANG W B, ZHANG H, et al. Autonomous orbit determination and timekeeping in lunar distant retrograde orbits by observing X - ray pulsars[J]. *Navigation*, 2021, 68(4): 687-708.
- [22] WANG W B, SHU L Z, LIU J K, et al. Joint navigation performance of distant retrograde orbits and cislunar orbits via LiAISON considering dynamic and clock model errors[J]. *Navigation*, 2019, 66(4): 781-802.
- [23] HESAR S G, PARKER J S, LEONARD J M, et al. Lunar far side surface navigation using Linked Autonomous Interplanetary Satellite Orbit Navigation (LiAISON)[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 117: 116-129.
- [24] CAPPELLETTI C, BATTISTINI S, MALPHRUS B. CubeSat handbook: from mission design to operations[M]. New York : Elsevier, 2020.
- [25] VETTER J R. Fifty years of orbit determination[J]. *Johns Hopkins APL technical digest*, 2007, 27(3): 239.
- [26] WINTERNITZ L B, BAMFORD W A, PRICE S R, et al. Global positioning system navigation above 76,000 km for NASA's magnetospheric multiscale mission[J]. *NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation*, 2017, 64(2): 289-300.
- [27] WINTERNITZ L, BAMFORD B, LONG A, et al. GPS based autonomous navigation study for the Lunar gateway[C]//Proceedings of Annual American Astronautical Society (AAS) Guidance, Navigation, and Control Conference. Breckenridge, CO, US: NASA, 2019.
- [28] PARRISH N L, BOLLIGER M J, KAYSER E, et al. Near rectilinear Halo orbit determination with simulated DSN observations[C]//Proceedings of AIAA Scitech 2020 Forum. Orlando, FL: AIAA, 2020.
- [29] BECKETT D. Overview of the XNAV Program, X-ray Navigation using Celestial Sources[C]//Proceedings of Small Satellite Conference. Logan Utah: [s.n.], 2006.
- [30] GETCHIUS J, LONG A, FARAHMAND M, et al. Predicted Performance of an X-Ray Navigation System for Future Deep Space and Lunar Missions[C]//Proceedings of Annual AAS Guidance, Navigation and Control Conference. Breckenridge: NASA, 2019.
- [31] WITTERNIGG N, OBERTAXER G, SCHÖNHUBER M, et al. Weak GNSS signal navigation for Lunar exploration missions[C]//Proceedings of the 28th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2015). [S.l.]: IOP, 2015.
- [32] 蒲京辉, 王文彬. 地月空间两类长周期轨道自主定轨研究[C]//中国力学大会2021+1. 成都: 中国力学学会, 2022.
- PU J H, WANG W B. STUDY ON AUTONOMOUS ORBIT DETERMINATION OF TWO TYPES OF LONG PERIOD ORBITS IN THE CISLUNAR SPACE[C]//Chinese Congress of Theoretical and Applied Mechanics. Chengdu, China: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2022.
- [33] ZUCCA C, TAVELLA P. The clock model and its relationship with the Allan and related variances[J]. *IEEE transactions on ultrasonics, ferroelectrics, and frequency control*, 2005, 52(2): 289-296.
- [34] 王文彬. 基于 DRO-LEO 编队的地月航天器自主导航与授时研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.
- WANG W B. Autonomous Navigation and Timing in Cislunar Space enabled by DRO-LEO Formation[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020.
- [35] HUTSELL S T. Relating the Hadamard variance to MCS Kalman filter clock estimation[C]//Proceedings of the 27th Annual Precise Time and Time Interval Systems and Applications Meeting. USA: NSSA, 1995.
- [36] 刘江凯. 地月空间DRO航天器自主导航技术仿真研究 —基于脉冲星、GNSS、LEO星间链路[D]. 北京: 中国科学院大学, 2022.
- LIU J K. Simulation research on autonomous navigation technology for spacecraft in cislunar DROs-based on pulsar, GNSS, and LEO-linking[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2022.
- [37] KAPLAN E. Understanding GPS: principles & applications, 2nd Edition[M]. Norwood: Artech Publishing, 2006.
- [38] MONTENBRUCK O, GILL E. Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications[M]. Germany: Springer Science & Business Media, 2000.
- [39] 彭超, 温昶焯, 高扬. 地月空间DRO与HEO(3:1/2:1)共振轨道延拓求解及其稳定性分析[J]. *载人航天*, 2018, 24(6): 703-718.
- PENG C, WEN C X, GAO Y. DRO and HEO (3:1/2:1) resonant orbits in cislunar space calculated by continuation and their stability analysis[J]. *Manned Spaceflight*, 2018, 24(6): 703-718.
- [40] YAN J, PING J, FEI L, et al. Chang'E-1 precision orbit determination and lunar gravity field solution[J]. *Advances in Space Research*, 2010, 46(1): 50-57.
- [41] CAO J F, LIU Y, HU S J, et al. Navigation of Chang'E-2 asteroid exploration mission and the minimum distance estimation during its fly-by of Toutatis[J]. *Advances in Space Research*, 2015, 55(1): 491-500.
- [42] QIN S H, HUANG Y, LI P J, et al. Orbit and tracking data evaluation of Chang'E-4 relay satellite[J]. *Advances in Space Research*, 2019,

64(4): 836-846.

- [43] YANG P, HUANG Y, LI P J, et al. Trajectory determination of Chang'E-5 during landing and ascending[J]. *Remote Sensing*, 2021, 13(23): 4837.

作者简介:

蒲京辉(1999-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 地月航天器天基测定轨。

通信地址: 北京市海淀区邓庄南路9号(100094)

电话: 15760594201

E-mail: pujinghui20@mails.ucas.ac.cn

王文彬(1982-), 男, 研究员, 主要研究方向: 航天器精密定轨与自主导航。本文通信作者。

通信地址: 中国科学院空间应用工程与技术中心(100094)

电话: 13581652038

E-mail: wangwenbin@csu.ac.cn

Space-Based Orbit Determination and Time Synchronization Method for Three Typical Cislunar Orbits

PU Jinghui^{1,2}, LI Shuanglin^{1,2}, LIU Jiangkai³, GUO Pengbin², WANG Wenbin²

(1. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

2. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

3. PIESAT International Information Technology Limited, Beijing 100195, China)

Abstract: In this paper, a space-based orbit determination and time synchronization method for Earth-Moon spacecraft was presented. As a “space-based tracking station”, LEO satellite on the one hand receives GNSS navigation signals to achieve high-precision real-time orbit determination and timing; on the other hand, it establishes measurement links with Earth-moon space spacecraft to support the fast and high-precision orbit determination of Earth-moon spacecraft. Compared with ground stations, LEO satellites operate at a faster speed and orbit the Earth in a shorter period. The Earth-Moon spacecraft and its measurement link have the advantages of short invisible time interval, better measurement geometry, and no atmospheric delay in the measurement process. Therefore, using LEO satellite can improve the convergence speed and accuracy of orbit determination. This paper analyzed the space-based orbit determination and time synchronization performance of three typical orbits in Earth-Moon space, including the distant retrograde orbit (DRO), the highly elliptical orbit (HEO) and the Earth-moon transfer orbit. Space-based orbit determination simulation results show that when the LEO satellite position accuracy is high, the convergence time of the three orbits is less than 3 hours, the orbit position accuracy is about 50 m, and the time synchronization accuracy is tens of nanoseconds. Therefore, this method can hopefully solve the problems of limited deployment and heavy burden of ground stations.

Keywords: space-based orbit determination; GNSS navigation; satellite-to-satellite tracking link; dual one-way ranging; extended Kalman filter

Highlights:

- As a “space-based tracking station”, LEO satellite can realize high precision orbit determination and timing only by establishing one link with Earth-Moon space spacecraft.
- It takes less than 3 hours for the position errors of three types of Earth-Moon spacecraft to converge from 1 km to 100 m.
- The space-based orbit positioning and velocity accuracy of Earth-moon spacecraft orbit can reach 50 m and 0.1 mm/s respectively, and the time synchronization precision can reach tens of ns.
- The space-based orbit positioning and velocity accuracy of Earth-Moon spacecraft orbit can reach 50 m and 0.1 mm/s respectively, and the time synchronization precision can reach tens of ns.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]