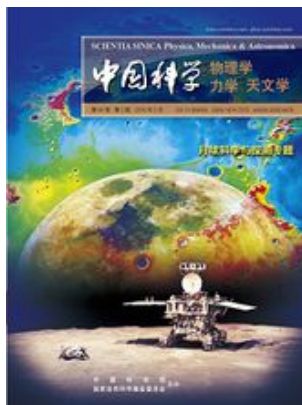




地月空间探测器星间测距自主定轨

Cislunar space probes orbit determination using Inter-Satellite Link data

期刊：	中国科学: 物理学 力学 天文学
稿件ID：	SSPMA-2022-0176.R3
稿件栏目：	论文
作者提交日期：	2022-06-24
参与作者列表：	黄勇, 杨鹏, 陈艳玲, 李培佳, 周善石, 唐成盼, 胡小工
关键词：	地月空间, 星间测距, 自主定轨, 地月平动点, 绕月远距离逆行轨道 (DRO)
英文关键词：	Earth-Moon space, Inter-Satellite Link, autonomous navigation, Libration points, DRO
学科领域：	天体测量学
注意：以下文件由作者提交以供同行评审, 但不能转换为PDF. 您必须在线查看这些文件.	
论文插图1_图3.ppt	
Figure-2-2.rar	
Figure-2-1.rar	

地月空间探测器星间测距自主定轨

黄勇^{1,2,3,4*}, 杨鹏^{1,2}, 陈艳玲^{1,2,3}, 李培佳^{1,3}, 周善石^{1,3}, 唐成盼^{1,3}, 胡小工^{1,3,4}

1 中国科学院上海天文台, 上海 200030

2 中国科学院大学天文与空间科学学院, 北京 100049

3 上海市空间导航与定位技术重点实验室, 上海, 200030

4 中国科学院行星科学重点实验室, 上海, 200030

* E-mail: yongh@shao.ac.cn

收稿日期: 2022-00-00; 接受日期: 2022-00-00

国家自然科学基金(批准号: U1931119)、中国科学院战略性先导科技专项(XDA30000000)、科工局民用航天技术预先研究项目(D010105)、国家重点研发计划资助(2020YFC2200903)、国家重点研究计划“协同精准定位项目”(2016YFB0501900)和上海市科学技术委员会(12DZ2273300)资助

摘要: 地月空间导航、定位和授时均离不开探测器的精密轨道信息, 目前在地月空间主流探测器精密定轨仍依赖于地基测量, 包括地基测距、测速和干涉测量等技术。星间测距技术已经在北斗等卫星导航系统中得到充分应用, 测量精度高且易于实现。由于引力对称性, 地球附近卫星仅利用星间测距不能实现自主定轨, 而地月空间存在众多引力非对称性区域, 可以实现基于星间测距技术的自主高精度定轨。本文推导了相对论框架下的地月空间探测器星间双向测距数据处理算法; 针对地月空间平动点和 DRO 等区域典型轨道探测器, 利用仿真数据分析了基于星间测距的地月空间探测器定轨精度。分析结果表明, 引力非对称性强弱和轨道动力学约束是影响地月空间探测器定轨精度的重要因素。仿真分析结果还表明, 1 m 精度的探测器星间测距可以实现优于 10 m 的地月平动点和 DRO 探测器定轨精度。引入地球 MEO 卫星后一方面可以提高定轨精度, 另一方面也有利于平动点探测器的快速轨道恢复。

PACS: 95.55.Pc, 95.55.Br, 95.10.Eg

关键词

地月空间;
星间测距;
自主定轨;
地月平动点;
绕月远距离逆行轨道 (DRO)

1 引言

地月空间是近地轨道空间的自然延伸, 包括空间对抗、在轨服务与维护、空间科学与应用、支持近地轨道以远载人探索等应用。在地月空间探索的各个阶段, 高精度的导航、定位和授时 (PNT) 具有重要应用意义。

我国探月工程从 2004 年正式实施以来, 已经快速发展了近 20 年, 圆满完成了月球探测“绕-落-回”三部曲工程目标。自 2007 年发射“嫦娥一号”(CE-1) 探测器, 至今成功发射了 CE-1, CE-2 (2010 年), CE-3 (2013 年), CE-5T1 (2014 年), CE-4 (2018 年) 和 CE-5 (2020 年) 月球探测器, 实现了对月球的环绕、着陆与采样返回探测^[1-6]。

2018 年 1 月, 国际空间探索协调组 (ISECG) 发布了第三版全球空间探索路线图 (Global Exploration Roadmap, GER), 呈现出“近地轨道-地月空间-火星”的深空探测发展态势。月球探测作为深空探测的前沿, 正成为主要深空探测国家的首要探测目标。美国、俄罗斯、欧空局、日本等国家和组织 2025 年前将实施多次月球探测任务, 并把在月面建立大型科研设施、开展长期月球探测作为远期目标^[7-9]。

月球探测任务中的精密定轨和定位是一项基础性研究工作, 精密定轨定位不仅保证空间探测器的正常运行, 也是分析有效载荷数据的必要前提。到目前为止, 无论是我国还是国外的月球探测器, 其测轨手段基本上还是依赖于地基测量技术, 包括地基无线电测距测速和干涉测量, 利用地基测定轨系统获取高精度轨道需长时间连续跟踪, 尤其是地月之间的转移轨道段, 地基连续跟踪时间要求更长, 而且探测器距离地球越远地基测量的几何构型越差, 由此也限制了基于地基测量技术的月球探测器定轨精度和适用范围。

在探月工程的推动下, 我国逐步建成了用于月球探测器轨道测量的地基综合测量系统, 主要由深空站和 VLBI 台站构成, 采用测距测速+干涉测量的联合测定轨方案。我国深空网有三个站: 佳木斯深空站(66m)、喀什深空站(35m)和南美萨帕拉深空站(35m), 在之前的嫦娥系列任务中, 喀什(12/18m)、青岛(12/18m)、三亚(15m)、圣地亚哥(12m)以及纳米比亚(12m)也参与过测轨任务。该系统实现的测距(X 频段)精度可优于 0.3m, 测速(X 频段, 积分时间为 1s)精度可优于 0.1mm/s。从 CE-1 到目前的 CE-5 和“天问一号”火星探测器任务, VLBI 测轨技术处于不断进步中。VLBI 测量的精度从 CE-1 的约 10ns 水平提高到 HX-1 的优于 0.2ns 水平^[1,10-11]。美国、欧洲深空探测器的 Δ DOR 测量精度最好可以优于 0.1ns^[12]。

未来的月球探索活动对月球探测器定轨精度、实时性和适用场景均提出了更高的要求。目前我国已批复探月工程四期任务, 探月工程四期包括嫦娥六号、嫦娥七号和嫦娥八号三个探测器, 这三个任务将在未来十年之内陆续实施, 重点进行月球南极探测和月球科研站建设, 为更好探索月球环境和资源打下坚实基础。未来我国还将实施载人登月^[9]。从全球航天的发展趋势看, 当前正在大规模地转向地月空间及更远的深空。未来相当长的一段时间内, 地月空间仍然是航天任务活动的主要目的地和前哨基地, 以此为基础可以探索更远的深空, 可以预见我国航天活动将进一步聚焦于地月空间, 主要集中在近地空间、月球引力空间和地月转移空间。

随着地月空间探测的开展, 测控手段将从目前以地基测量技术为主转向天基测量技术, 包括星间测距技术, 星载 GNSS 漏信号技术, 这些技术在目前的地球卫星导航系统中已经得到了充分应用, 扩展到地月空间是发展趋势。而且随着天基测量技术的成熟应用, 有利于实现自主实时导航。天基导航系统, 可以有效降低地基测定轨系统对布站几何、设备性能和工作弧段的要求, 同时可以和地基系统互为备份、融合数据处理, 从而进一步提升导航的可靠性和精度^[5]。

美国全球导航卫星系统(GPS)从 Block-IIR 卫星开始增加星间链路, 无地面主控站支持情况下可自主维持 180 天, 显著提高了 GPS 在战争及其他特殊环境中的可用性^[13]。我国北斗导航卫星系统 BDS 已在新一代试验卫星星座上成功实现了星间链路(ISL)相互伪距测量。北斗新一代导航卫星具有 Ka 波段星间双向测距技术, 集中式自主定轨试验表明星间双向测距数据有助于提高定轨精度^[14]。

随着地月空间探索的发展, 构建地月空间导航系统也逐步提上日程, 近地卫星在各类卫星导航系统(GNSS, 包括 GPS/GLONASS/GALILEO/BD 等)支持下保障导航性能, 但是由于现有导航卫星的局限性, 目前尚不能对月球等深空探测器提供高精度导航支持, 单独利用 GNSS 技术应用于月球距离探测器存在信号弱, 可见卫星数少, 精度因子(DOP)差等缺点。2007 年, K. Hill 等提出将导航星座布设到地月系共线平动点周期轨道上, 从而为地月空间探测器提供导航服务的设想^[15]。近年来, 许多方案延伸到绕月远距离逆行轨道(DRO)和地月系三角平动点轨道, 国内多个学者也开展了针对性的研究, 包括基于月球平动点轨道的星座自主定轨研究^[16], 平动点探测器与地球导航卫星联合自主定轨

技术研究^[17], 平动点与月球轨道探测器自主定轨研究^[18], 地月三角平动点的探测器自主定轨^[18], 王文彬等对基于 DRO-LEO 编队的地月探测器自主导航与授时系统进行了系统性的阐述^[20]。

本文重点分析星间测距技术在地月空间探测器自主定轨中的应用, 根据已有研究成果, 在地月空间中存在多个引力非对称性较强的区域, 比如平动点 L1, L2, DRO 轨道等, 理论上只要有一个探测器处于引力非对称性较强区域, 就可以实现基于星间测距的探测器自主定轨^[15,20]。通过星间测距建立地月空间通信导航系统时空基准, 并通过和北斗卫星的星间链路将地月时空基准溯源统一至北斗导航系统, 实现高精度时空基准建立、维持和传递。由于地月空间和近地空间的差异性, 在进行星间测距数据处理时, 需要有针对性地进行处理, 本文推导了相对论框架下地月空间星间双向测距的处理算法, 并分析了典型场景下基于星间测距的地月空间探测器自主定轨精度。

2 地月空间典型区域星间测距自主定轨可行性

圆形限制性三体问题存在五个特解, 称为平动解^[18]。在旋转坐标系下, 地月平动点与地球和月球的位置如图 1 所示, L4 和 L5 是三角平动点, 具有线性稳定性; L1、L2 和 L3 是共线平动点, 具有不稳定性, 地月系平动点距离估算值见下表 1:

表 1 地月系平动点距离估算值

Table 1 Estimated distance between the Earth-Moon libration points and Earth/Moon

距离	距离归一化公式	距离估算值
L1-Moon	$\left(\frac{\mu}{3}\right)^{\frac{1}{3}} + \frac{1}{3}\left(\frac{\mu}{3}\right)^{\frac{2}{3}} - \frac{11}{93}\left(\frac{\mu}{3}\right)^{\frac{3}{3}} + \dots$	6.37 万公里
L2-Moon	$\left(\frac{\mu}{3}\right)^{\frac{1}{3}} + \frac{1}{3}\left(\frac{\mu}{3}\right)^{\frac{2}{3}} - \frac{11}{93}\left(\frac{\mu}{3}\right)^{\frac{3}{3}} + \dots$	6.37 万公里
L3-Earth	$1 - \frac{7}{12}\mu - \frac{1127}{20736}\mu^3 + \dots$	37.73 万公里
L4-Earth/L4-Moon/Earth-Moon	1	38 万公里
L5-Earth/L5-Moon/Earth-Moon	1	38 万公里

地球引力常数: $GM_1 = 3.9860044150 \times 10^{14} m^3 s^{-2}$

月球引力常数: $GM_2 = 4.902801056 \times 10^{12} m^3 s^{-2}$

$$\mu = \frac{GM_1}{GM_1 + GM_2} = 1.2150521 \times 10^{-2}$$

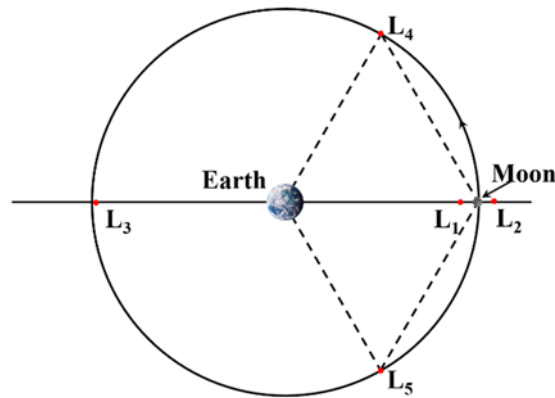


图 1 地月平动点位置示意图

Figure 1 Location of the Earth-Moon libration points

2010 年, 美国 ARTEMIS 计划中的探测器到达地月 L2 点, 是世界上首个到达地月 L2 点并进行探测任务的探测器, 其轨道位置速度精度分别为 100m 和 1mm/s^[21]。平动点轨道由于无较强的中心天体引力, 其轨道的动力学约束明显弱于绕地球/月球飞行轨道, 在探测器轨道计算时轨道参数存在较强的相关性, 为保证定轨精度需要采用较长时间的定轨弧段。利用实测地基测距测速和 VLBI 干涉测量数据, 对 CE-4 中继星 L2 点任务轨道进行定轨计算, 7 天弧段定轨, 位置精度最好可达 100 米, 速度精度约为 1mm/s^[22]。由于地月共线平动点为不稳定点, 且探测器在飞行过程中受到多种摄动和误差因素的影响, 因此需要定期进行轨道控制才能保证探测器在平动点附近的长期稳定运行, CE-5T1 和 CE-4 一般一个星期左右进行一次轨道机动。

对于近地探测器, 如果仅仅使用星间测距, 尽管在空间上星-星系统的几何结构可以在一定精度意义下保持不变, 但其相对于地球却会在一定程度上发生“漂移”, 即发生整体旋转。从观测方程来看, 轨道平面的升交点赤经 Ω 具有不确定性^[23]。究其原因, 是由于探测器的加速度在近地空间对称, 虽然地球引力场扇谐项和田谐项实际上也是非对称的, 但是高阶项对于轨道的影响太小, 只有高精度的测量手段或者增加定轨弧长才能分辨出这些高阶项对轨道的影响, 但是增加定轨弧长又会带来其他动力学模型误差的累积影响。

由于第三体摄动加速度具有非对称性, 因此 Hill 用探测器受到的第三体摄动加速度大小与所有加速度大小之和的比值, 来表征地月三体引力场非对称性的强弱, 即非对称度^[15,20],

$$\alpha(x, y, z) = \frac{|\ddot{\mathbf{r}}_{3rd}(x, y, z)|}{\sum_{i=1}^n |\ddot{\mathbf{r}}_i(x, y, z)|} \quad (1)$$

如果有 n 个外力影响探测器轨道, 那么 $\ddot{\mathbf{r}}_i(x, y, z)$ 就表示第 i 个力在位置 (x, y, z) 处引起的加速度, $\ddot{\mathbf{r}}_{3rd}(x, y, z)$ 为探测器受到的第三体摄动。非对称度越大, 就表示在位置 (x, y, z) 处用星间测距给探测器绝对定轨的可行性越高。地月系统中, 第三体摄动对非对称度的影响最大, 也最有可能成功用于自主导航。第三体的定义需根据探测器的位置来确定, 当探测器靠近地球且地球引力最强时, 月球就是第三体, 当探测器靠近月球而且月球引力超过地球引力时, 地球就是第三体。

地月空间不同位置的非对称度是不一样的, 实际定轨过程中会受多方面因素影响, 包括测量误差、轨道动力学模型精度、测量几何构型等, 只有运行在非对称性比较强的区域, 探测器轨道唯一性才能够被测量分辨出来, 从而具备自主定轨的可行性。

按上式计算地月空间(月球轨道面)的非对称度, 结果如图 2 所示, 右图是左图在月球附近的放大。表 2 给出了地月空间典型区域的非对称度数值, 可以看出地月拉格朗日点 L1 和 L2 周围的区域非对称度很高, 因此在此区域的探测器是可以进行自主定轨仿真的极佳方案。DRO 轨道族距离月球数万公里, 位于地月平面内, DRO 轨道具有长期稳定性(不需要用于轨道维持的燃料消耗)、远离地月不受遮挡等特点, 使其非常适合作为导航服务部署轨道为地月空间探测器提供定位和授时服务^[20]。DRO 也处于地月三体引力场非对称度较高的空间。和地基测量数据相比, 星间测距信息还具有观测几何变化快, 地球遮挡少等优点。

表 2 地月空间典型区域的非对称度

Table 2 Asymmetry of typical regions in the Earth-Moon system

区域	非对称度
MEO	0.0005%
L1	27.3%
L2	37.2%
L3	2.1%
L4	1.4%
L5	1.7%
DRO	23.5%

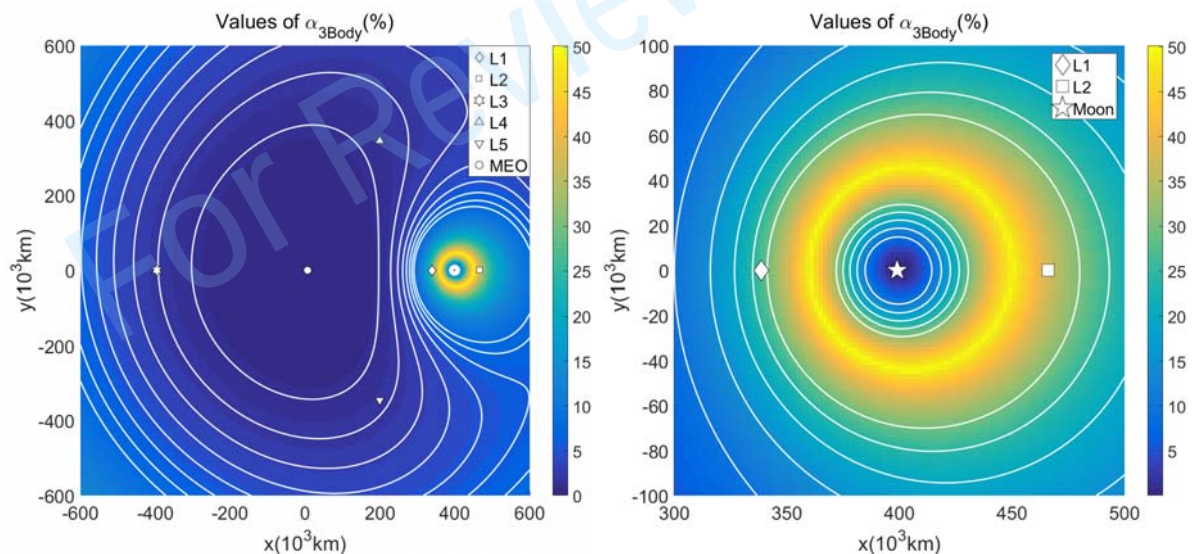


图 2 地月空间的非对称度

Figure 2 Asymmetry for acceleration due to third body in the Earth-Moon system

3 基于星间测距的地月空间探测器自主定轨算法

星间链路采用双单向测距体制, 得到两个正反向测距值。星间测距值中不仅包含了两个探测器之间的距离信息, 还包括钟差信息。通过对两个测距值求和作差的方式, 可以将距离和钟差信息解耦。两个相反方向的测距值相加即为探测器距离的2倍, 两个测距值相减即为相对钟差的2倍^[14]。

对地月空间两个探测器(比如一个位于地月平动点, 一个位于地球MEO), 由于两个探测器所处的引力势以及速度差异较大, 相对论影响因素较近地空间更为显著。

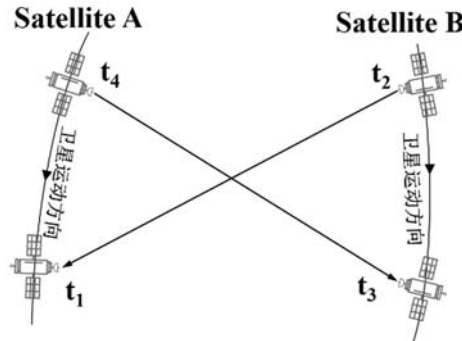


图 3 星间双单向测距示意图

Figure 3 Schematic of Inter-Satellite Link

如图 3 所示, t_1, t_2, t_3, t_4 分别表示探测器 A 接收、探测器 B 发射、探测器 B 接收和探测器 A 发射信号事件, 在实际测量中, 可以按照 $t_2 = t_4$, 或者 $t_1 = t_3$, 进行双单向测距, 即两个探测器接收时刻或者发射时刻相同。以下假设接收时刻相同 ($t_1 = t_3$), 后面将证明即使二者不严格相等也不会影响归算精度。

双单向测量的过程为: 首先, 由探测器 A 发出测距信号, 探测器 B 在其钟面时 t_1 接收到测距信号, 建立单向测距模型 ρ_{AB} , 另外由探测器 B 发出测距信号, 探测器 A 在其钟面时 t_1 接收到测距信号, 建立单向测距模型 ρ_{BA} , 则两个正反向测距模型值可以表示为:

$$\begin{aligned} \rho_{AB}(t_1) &= \left| \vec{R}_B(t_1) - \vec{R}_A(t_1 - \Delta t_1) \right| + c \cdot clk_B(t_1) - c \cdot clk_A(t_1 - \Delta t_1) + c \cdot \tau_A^{send} + c \cdot \tau_B^{rcv} + \Delta \rho_{cor}^{AB} + \xi \\ \rho_{BA}(t_1) &= \left| \vec{R}_A(t_1) - \vec{R}_B(t_1 - \Delta t_1') \right| + c \cdot clk_A(t_1) - c \cdot clk_B(t_1 - \Delta t_1') + c \cdot \tau_B^{send} + c \cdot \tau_A^{rcv} + \Delta \rho_{cor}^{BA} + \xi \end{aligned} \quad (2)$$

其中, $\vec{R}_A$ 和 $\vec{R}_B$ 分别为探测器的位置向量, clk_A 和 clk_B 分别为探测器的钟差, c 为光速, τ_A^{send} 和 τ_A^{rcv} 分别为探测器 A 的星间链路载荷发射和接收时延, τ_B^{send} 和 τ_B^{rcv} 分别为探测器 B 的星间链路载荷发射时延和接收时延, $\Delta \rho_{cor}^{AB}$ 和 $\Delta \rho_{cor}^{BA}$ 分别表示两个测距值的模型改正, 包括探测器天线相位中心改正、引力时延改正等, ξ 为观测噪声及其它未知的系统误差。

Δt_1 和 $\Delta t_1'$ 可以通过光行时方程解算出来, 对于地月之间的探测器, Δt_1 和 $\Delta t_1'$ 的量级约为 1s, 考虑到目前星载铷原子钟等星钟的钟速精度可以做到优于 $1E-13s/s$, 对于钟差的

影响可以忽略不计^[14], 即上式可以简化为:

$$\begin{aligned}\rho_{AB}(t_1) &= \left| \vec{R}_B(t_1) - \vec{R}_A(t_1 - \Delta t_1) \right| + c \cdot clk_B(t_1) - c \cdot clk_A(t_1) + c \cdot \tau_A^{send} + c \cdot \tau_B^{rcv} + \Delta \rho_{cor}^{AB} + \xi \\ \rho_{BA}(t_1) &= \left| \vec{R}_A(t_1) - \vec{R}_B(t_1 - \Delta t_1) \right| + c \cdot clk_A(t_1) - c \cdot clk_B(t_1) + c \cdot \tau_B^{send} + c \cdot \tau_A^{rcv} + \Delta \rho_{cor}^{BA} + \xi\end{aligned}\quad (3)$$

对地月空间探测器, 严格来说公式(3)等号右边第一项光行时方程需要在太阳系质心天球坐标系 (BCRS) 下计算, 若在地心天球坐标系 (GCRS) 下计算, 可以通过洛伦兹变换将探测器位置从 GCRS 转换到 BCRS, 洛伦兹转换公式如下所示^[24],

$$\vec{R}_{bc} = \left(1 - L_C - \frac{U_{ext}}{c^2} \right) \vec{R}_{gc} - \frac{1}{2c^2} (\vec{V}_E \cdot \vec{R}_{gc}) \vec{V}_E + \vec{R}_E \quad (4)$$

式中, $\vec{R}_{bc}$ 为在 BCRS 的位置矢量, $\vec{R}_{gc}$ 为在 GCRS 的位置矢量, $\vec{R}_E$ 和 $\vec{V}_E$ 分别代表地球在 BCRS 中的位置和速度, $L_C = 1.48082686741 \times 10^{-8}$, U_{ext} 表示在地心处求得的除地球以外的所有大天体的引力势。需要指出的是, 上式中的时间系统分别对应地球时 TT 和质心动力学时 TDB, 也是在 GCRS 和 BCRS 下建立探测器运动方程的时间变量。

星间测距原始观测量是通过探测器 A 和 B 的钟面时计算的, 需要将原始观测量归算到 BCRS/TDB 坐标和时间系统下。原始测量数据为探测器 A 和 B 的收发时刻:

$\tau_A(t_1), \tau_A(t_1 - \Delta t_1), \tau_B(t_1), \tau_B(t_1 - \Delta t_1)$, 如下式所示,

$$\begin{aligned}\tilde{\rho}_{AB}(t_1) &= (\tau_B(t_1) - \tau_A(t_1 - \Delta t_1)) \cdot c \\ \tilde{\rho}_{BA}(t_1) &= (\tau_A(t_1) - \tau_B(t_1 - \Delta t_1)) \cdot c\end{aligned}\quad (5)$$

上式中 τ 代表钟面时, 两式相加做平均得到,

$$\tilde{\rho} = \frac{\tilde{\rho}_{AB}(t_1) + \tilde{\rho}_{BA}(t_1)}{2} = \frac{(\tau_A(t_1) - \tau_A(t_1 - \Delta t_1)) + (\tau_B(t_1) - \tau_B(t_1 - \Delta t_1))}{2} \cdot c \quad (6)$$

原时与坐标时的转换可以表示成以下形式^[24],

$$\frac{d\tau}{dt} = 1 - \frac{GM}{c^2 r} - \frac{v^2}{2c^2} + O(c^{-4}) \quad (7)$$

对于近地探测器, 在 GCRS 中, 坐标时 TT 与原时的变化可以表示成以下形式,

$$\frac{d\tau}{dT} = 1 - \frac{1}{c^2} \left(\frac{GM_E}{r_g} + \frac{1}{2} v_g^2 \right) + L_G \quad (8)$$

其中 $\frac{GM_E}{r_g}$ 为地球对探测器的引力势, v_g 为探测器在 GCRS 下的速度,

$L_G = 6.969290134 \times 10^{-10}$ 。根据上式容易得到地球附近导航卫星钟比地面钟需要调慢几十微秒/天以修正相对论平均影响的结论^[25]。

对地月空间星间测距处理, 在 BCRS 中, 坐标时 TCB 与原时的变化可以表示成以下形式,

$$\begin{aligned} \frac{d\tau}{dT_{CB}} &= 1 - \frac{1}{c^2} \left(\frac{GM}{r} + \frac{1}{2} v^2 \right) = 1 - I \\ I &= \frac{1}{c^2} \left(\frac{GM}{r} + \frac{1}{2} v^2 \right) \end{aligned} \quad (9)$$

其中 $\frac{GM}{r}$ 为摄动天体的引力势之和, v 为探测器在 BCRS 下的速度。

根据 IERS 规范^[26], $L_B = 1 - \frac{dTDB}{dT_{CB}} = 1.550519768 \times 10^{-8}$ 。因此可以得到探测器处原时差和 TDB 差的转换关系,

$$\Delta TDB = \Delta \tau \cdot (1 + I) \cdot (1 - L_B) \quad (10)$$

利用上式转换关系和公式(6)可以得到 BCRS 下 TDB 时间系统的观测量 ρ_O , 其中 I_A 和 I_B 分别按照公式(9)计算探测器 A 和探测器 B 对应的值,

$$\rho_O = \frac{(\tau_A(t_1) - \tau_A(t_1 - \Delta t_1)) \cdot (1 + I_A) + (\tau_B(t_1) - \tau_B(t_1 - \Delta t_1')) \cdot (1 + I_B)}{2} \cdot (1 - L_B) \cdot c \quad (11)$$

上式观测量转换表明在两个探测器的收发时刻都必须记录在观测数据中, 以备后续数据处理。

公式(3)两式右边相加平均, 得到双向星间测距观测方程的计算值 (C),

$$\rho_C = \frac{|\vec{R}_B(t_1) - \vec{R}_A(t_1 - \Delta t_1)| + |\vec{R}_A(t_1) - \vec{R}_B(t_1 - \Delta t_1')| + c \cdot (\tau_A^{send} + \tau_A^{rcv} + \tau_B^{send} + \tau_B^{rcv}) + \Delta \rho_{cor}^{AB} + \Delta \rho_{cor}^{BA}}{2} + \xi \quad (12)$$

考虑到目前钟速精度, t_1 和 t_3 即使相差几十 s 也不会影响到上式探测器钟差的归算精度。

探测器 A 和探测器 B 的发射时延和接收时延统一归为硬件延迟 $\Delta_{delay} = c \cdot (\tau_A^{send} + \tau_A^{rcv} + \tau_B^{send} + \tau_B^{rcv})$, 硬件延迟在较长时间内可以保持稳定不变。则上式更改为,

$$\rho_C = \frac{|\vec{R}_B(t_1) - \vec{R}_A(t_1 - \Delta t_1)| + |\vec{R}_A(t_1) - \vec{R}_B(t_1 - \Delta t_1')| + \Delta_{delay} + \Delta \rho_{cor}^{AB} + \Delta \rho_{cor}^{BA}}{2} + \xi \quad (13)$$

$\rho_O = \rho_C$ 即可建立观测方程, 上述观测模型相比于目前北斗在用的星间双向测距处理模型^[14], 以 BCRS/TDB 作为基本坐标时间系统进行归算, 在观测方程中考虑了光行时, 不需要通过预报轨道修正轨道误差, 且考虑了归算中的相对论影响。 Δ_{delay} 可以在定轨过程中和其他参数一起解算, 也可以通过外部方式实现予以标校^[14]。

为了得到探测器之间的相对钟差计算公式, 需要将双单向测距相减, 得到,

$$\frac{\tilde{\rho}_{AB}(t_1) - \tilde{\rho}_{BA}(t_1)}{2} = \frac{(\tau_B(t_1) + \tau_B(t_1 - \Delta t_1')) - (\tau_A(t_1) + \tau_A(t_1 - \Delta t_1))}{2} \cdot c \quad (14)$$

将上述观测量转换到 BCRS/TDB 系统,

$$T_O = \frac{(\tau_B(t_1) + \tau_B(t_1 - \Delta t_1')) \cdot (1 + I_B) - (\tau_A(t_1) + \tau_A(t_1 - \Delta t_1)) \cdot (1 + I_A)}{2} \cdot (1 - L_B) \cdot c \quad (15)$$

将公式(3)中两式相减可以得到探测器相对钟差计算公式,

$$T_C = \frac{\rho_{AB}(t_1) - \rho_{BA}(t_1)}{2} = \frac{|\vec{R}_B(t_1) - \vec{R}_A(t_1 - \Delta t_1)| - |\vec{R}_A(t_1) - \vec{R}_B(t_1 - \Delta t_1')|}{2} + c \cdot [clk_B(t_1) - clk_A(t_1)] + \frac{\tau_A^{\text{send}} - \tau_A^{\text{rcv}}}{2} \cdot c - \frac{\tau_B^{\text{send}} - \tau_B^{\text{rcv}}}{2} \cdot c + \xi \quad (16)$$

$T_O = T_C$ 进一步得到包括硬件时延的探测器相对钟差,

$$\begin{aligned} \delta clk_{AB}(t_1) &= c \cdot [clk_B(t_1) - clk_A(t_1)] + \frac{\tau_A^{\text{send}} - \tau_A^{\text{rcv}}}{2} \cdot c - \frac{\tau_B^{\text{send}} - \tau_B^{\text{rcv}}}{2} \cdot c \\ &= T_O - \frac{|\vec{R}_B(t_1) - \vec{R}_A(t_1 - \Delta t_1)| - |\vec{R}_A(t_1) - \vec{R}_B(t_1 - \Delta t_1')|}{2} \end{aligned} \quad (17)$$

在计算探测器相对钟差的时候, 探测器的位置向量 $\vec{R}_A$ 和 $\vec{R}_B$ 可以使用定轨后的精密轨道产品以减少探测器轨道误差的影响。

以解耦之后的星间测距作为观测量, 利用动力学统计定轨算法, 同时对多个探测器的参数 (包括动力学参数和测量参数) 进行解算, 即可得到每个探测器的精密轨道。

假设在 t_k 时刻, 探测器 i 对 j 进行测距。 R 为探测器 i 与 j 之间的几何距离 (不考虑光行时, 仅作为示意)

$$R_{ij} = R_{ji} = R = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2} \quad (18)$$

x_i, y_i, z_i 与 x_j, y_j, z_j 分别为探测器 i 与 j 的三维位置坐标。对 t_k 时刻星间链路观测进行线性化, 得到如下观测方程,

$$y_k = H_k x_0 + \varepsilon_k \quad (19)$$

其中 ε_k 为测量量误差。观测方程中 y_k 为观测残差 ($m \times 1$); H_k 为系数矩阵 ($m \times n$),

m 为星间链路观测值的数量, n 为待解参数数量, x_0 为待解参数。对于 4 颗探测器, 待解轨道参数的数量为 $4 \times 6 = 24$ 。观测量对探测器位置的偏导数可分为两部分,

$$H_k = \left(\frac{\partial R_{ij}}{\partial (X_i, X_j)} \right)_{t_k} \frac{\partial (X_i, X_j)}{\partial (X^0_i, X^0_j)} = \left(\frac{\partial R_{ij}}{\partial (X_i, X_j)} \right)_{t_k}^* \Phi(t_k, t_0)$$

$$\dot{\Phi}(t, t_0) = A(t)\Phi(t, t_0), \Phi(t_0, t_0) = I$$

上式偏导数的第一部分可表示为下式, 第二部分通过积分得到。

$$\left(\frac{\partial R_{ij}}{\partial (X_i, X_j)} \right)_{t_k}^* = \left(\frac{x_i - x_j}{R}, \frac{y_i - y_j}{R}, \frac{z_i - z_j}{R}, 0, 0, 0, -\frac{x_i - x_j}{R}, -\frac{y_i - y_j}{R}, -\frac{z_i - z_j}{R}, 0, 0, 0 \right)$$

观测方程(19)的最小二乘解为下式, 其中 P 为观测量权阵,

$$x = (H^T P H) \cdot (H^T P y) \quad (20)$$

4 仿真分析

本文采用的仿真条件以及地月空间探测器的初轨信息分别如表 3 和表 4 所示, 初始历元为 2016 年 9 月 30 日 UTC0 时, 坐标系采用地心天球惯性坐标系。由于本文主要是分析星间测距在地月空间探测器自主定轨中的可用性, 为便于分离误差影响, 暂时只考虑测量随机误差, 光压误差按照约 5% 考虑 (探测器面值比约为 $1\text{m}^2/135\text{kg}$), 暂不考虑其它动力学模型误差因素, 测量系统误差可以和上一节的硬件延迟 Δ_{delay} 一并考虑。

表 3 星间测距自主定轨仿真条件

Table 3 Simulation conditions of autonomous orbit determination (AOD) using ISL data

测量数据	测量误差	动力学模型误差
星间测距	随机误差 1.0m 采样率 1min	光压误差按照约 5%

表 4 星间测距自主定轨仿真初轨信息

Table 4 Initial orbit information in the AOD simulation with ISL data

探测器	X (m)	Y (m)	Z (m)	Vx (m/s)	Vy (m/s)	Vz (m/s)
L1	-345304060.559	22415088.838	17941517.400	77.618	681.676	224.441
L2	-474559546.158	30334673.644	24471171.449	108.738	966.961	318.679
L4	-218080220.549	-307419283.390	-96195310.784	800.911	-544.389	-205.426
L5	-178497026.724	347506930.234	121065990.368	-903.778	-390.532	-103.375
DRO	-359819368.018	-49793814.114	-5314087.766	-204.672	-1097.189	-362.149
MEO	-26576368.680	4972026.061	7005549.529	-1162.496	-2058.671	-2944.370

由于 L3 位于地月连线的另一侧, 选择位于 L1、L2、L4 和 L5 的 4 颗地月平动点探测器构成星座, 分析在 4 颗平动点探测器星间测距条件下的自主定轨精度, 定轨弧长取 7 天, 定轨精度见表 5, 可以看出 L1 和 L2 点的探测器定轨精度要优于三角平动点 L4, L5, 主要是由于 L1 和 L2 处的引力非对称性更强。

表 5 地月 L1、L2、L4、L5 平动点探测器星间测距定轨精度

Table 5 AOD results using ISL data between Earth–Moon libration points, L1/L2/L4/L5

探测器	位置误差(m)				速度误差(cm/s)			
	R	T	N	三维	R	T	N	三维
L1	1.590	1.773	146.742	146.761	0.004	0.003	0.076	0.076
L2	1.449	2.023	256.100	256.112	0.004	0.003	0.088	0.088
L4	0.612	2.144	1691.229	1691.231	0.002	0.005	0.252	0.252
L5	1.094	1.444	1742.940	1742.941	0.004	0.003	0.363	0.363

在上述 4 颗平动点探测器构成的星座基础上, 再增加一颗月球 DRO 探测器, 自主定轨精度见表 6 所示, 可以看出由于 DRO 处的引力非对称性也比较强, 加入 DRO 探测器后有利于提升星座整体定轨精度, 平动点和 DRO 探测器的定轨精度均优于 100m。

表 6 地月 L1、L2、L4、L5 平动点和 DRO 探测器星间测距定轨精度

Table 6 AOD results using ISL data between Earth–Moon libration points and DRO probes

探测器	位置误差(m)				速度误差(cm/s)			
	R	T	N	三维	R	T	N	三维
L1	1.192	0.746	4.748	4.952	0.004	0.003	0.003	0.006
L2	1.212	0.699	19.888	19.937	0.004	0.003	0.008	0.010
L4	0.612	1.274	30.976	31.008	0.002	0.005	0.010	0.011
L5	1.138	0.908	43.047	43.072	0.004	0.003	0.024	0.024
DRO	1.162	0.790	19.926	19.975	0.004	0.003	0.010	0.011

基于目前北斗等 GNSS 导航系统中大部分导航卫星为 MEO 卫星, BDS3 有 24 颗 MEO 卫星, 均支持星间链路功能, 在表 5 场景的基础上增加一颗 MEO 卫星, 再次进行定轨仿真。4 颗地月平动点探测器和 1 颗 MEO 卫星构成的星座, 两两之间均有测距链路, 其自主定轨精度如下表 7。

表 7 地月平动点探测器和 MEO 卫星星间测距定轨精度

Table 7 AOD results using ISL data between Earth–Moon libration points probes and MEO satellite

探测器	位置误差(m)				速度误差(cm/s)			
	R	T	N	三维	R	T	N	三维
L1	1.138	0.762	33.514	33.542	0.004	0.003	0.018	0.019
L2	1.172	0.770	43.666	43.688	0.004	0.003	0.022	0.023
L4	0.492	1.330	69.809	69.824	0.002	0.005	0.013	0.014
L5	1.115	1.011	79.389	79.404	0.004	0.003	0.012	0.013
MEO	0.532	3.197	4.056	5.192	0.041	0.007	0.055	0.069

表 7 和表 5 比较可以看出, 增加 MEO 和平动点探测器建立星间链路后, 4 颗平动点探测器的定轨精度均有了大幅度提高, 位置精度优于 100m, MEO 卫星的定轨精度也优于 10m。分析结果表明, MEO 卫星的定轨精度最高, 主要原因在于 MEO 卫星绕地球运行, 和平动点轨道相比, 具有较强的轨道动力学约束。

综合 L1、L2、L4、L5 平动点、MEO 和 DRO 探测器构成混合星座, 自主定轨精度见表 8 所示, 可以看出加入 DRO 探测器和 MEO 卫星后, 此混合星座的探测器自主定轨精度能达到 100m 内。

表 8 地月 L1、L2、L4、L5 平动点和 DRO、MEO 探测器星间测距定轨精度
Table 8 AOD results using ISL data between Earth-Moon libration points, DRO probes and MEO satellite

探测器	位置误差(m)				速度误差(cm/s)			
	R	T	N	三维	R	T	N	三维
L1	1.136	0.706	32.334	32.362	0.004	0.003	0.018	0.018
L2	1.169	0.675	42.107	42.128	0.004	0.003	0.021	0.021
L4	0.495	1.284	65.596	65.611	0.002	0.005	0.013	0.014
L5	1.105	0.915	77.368	77.382	0.004	0.003	0.011	0.012
DRO	1.104	0.797	26.522	26.557	0.004	0.003	0.014	0.015
MEO	0.538	3.186	3.871	5.043	0.041	0.007	0.052	0.067

同时也分析了单链路双探测器自主定轨情况, 7 天定轨弧长, L1/L2/DRO-MEO 条件下 MEO 卫星定轨精度可达 10m, L1/L2/DRO 探测器定轨精度约 100m; L4/L5-MEO 条件下 MEO 卫星定轨精度 500m, L4/L5 探测器约 10km; 表明 L1/L2/DRO 等引力非对称性较强区域的探测器有助于提高星座整体定轨精度。平动点/DRO 探测器之间单独建链情况下由于平动点/DRO 探测器间相对运动缓慢, 相对位置变化不显著, 几何构型差导致定轨精度较低; 表明在单链路条件下, MEO 卫星的高动态性及强动力学约束有助于提高星座整体定轨精度。

目前 GNSS 导航卫星定轨精度较高, 以 BDS 为例, Uhlemann 等人分析 GFZ 提供的 BDS 卫星精密轨道产品精度在 30-80cm 水平^[27]。Guo 等人对各分析中心提供的 BDS 卫星精密轨道精度进行精度评估, 对于 GEO 卫星, T 方向可以达到几米, R 和 N 方向在 0.6m 和 0.2m 以内; 对于 IGSO 卫星, R 方向为 0.1m, T 和 N 为 0.2m; 对于 MEO 卫星, R 方向为 0.03-0.05m, T 和 N 方向分别为 0.08-0.12m, 0.05-0.10m^[28]。

考虑到 MEO 导航卫星可以达到较高的定轨精度, 以及未来地月导航系统和现有 GNSS 系统的关联性, 可以固定高精度 MEO 卫星的轨道 (位置误差按照 1m 考虑), 只解算 4 颗平动点探测器的轨道 (仍然保留 MEO 卫星和平动点/DRO 探测器间的星间测距信息), 定轨精度如下表 9 所示。

表 9 地月平动点、DRO 探测器和 MEO 卫星星间测距定轨精度 (固定 MEO 轨道)
Table 9 AOD results using ISL data between Earth-Moon libration points, DRO probes and

MEO satellite (MEO constrained)								
探测器	位置误差(m)				速度误差(cm/s)			
	R	T	N	三维	R	T	N	三维
L1	1.128	0.718	1.478	1.993	0.004	0.003	0.001	0.005
L2	1.145	0.686	2.494	2.828	0.004	0.003	0.001	0.005
L4	0.504	1.261	7.087	7.216	0.002	0.005	0.001	0.005
L5	1.091	0.855	6.107	6.262	0.004	0.003	0.001	0.005
DRO	1.094	0.818	1.761	2.229	0.004	0.003	0.001	0.005
MEO	固定, 位置精度 1m							

表 9 结果可以看出, 固定高精度 MEO 卫星轨道后, 可以将 4 个平动点探测器和 DRO 探测器的定轨精度提高到优于 10m。若此时只保留和 MEO 卫星相关的星间测距链路 (无平动点/DRO 探测器间星间测距), 则平动点/DRO 探测器定轨精度下降到约 20-40m。

固定 MEO 卫星轨道的另一个好处是可以提高平动点和 DRO 探测器短弧定轨精度, 在 2 小时定轨弧长条件下, 可以得到平动点/DRO 探测器轨道精度约 1km 内, 如表 10 所示, 这种情况尤其适合平动点探测器轨道机动后的快速恢复。

表 10 地月平动点、DRO 探测器和 MEO 卫星星间测距定轨精度 (固定 MEO 轨道, 2 小时弧长)

Table 10 AOD results using ISL data between Earth–Moon libration points, DRO probes and MEO satellite (MEO constrained, 2 h OD arc length)

探测器	位置误差(m)				速度误差(cm/s)			
	R	T	N	三维	R	T	N	三维
L1	2.456	274.217	522.628	590.204	0.167	0.435	0.072	0.472
L2	2.520	387.832	748.291	842.828	0.196	0.514	0.164	0.574
L4	26.850	327.052	728.889	799.352	0.341	0.247	3.935	3.958
L5	25.418	343.127	199.188	397.565	0.063	0.443	4.489	4.511
DRO	8.189	288.554	655.072	715.856	0.253	0.394	0.999	1.103
MEO	固定, 位置精度 1m							

利用星间测距对地月探测器自主定轨, 除了常规的动力学模型误差和测量误差外, 影响定轨精度的主要因素还包括: 引力非对称性影响 (非对称性越强越有利于定轨), 动力学约束 (中心天体引力强, 轨道周期短, 越有利于定轨)。这两类因素对定轨精度的影响主要体现在根据观测方程建立的法方程方阵 (即公式(20)中的 $(H^T P H)$) 的可解性上, 可以用条件数 (即方阵的最大特征值和最小特征值之比) 来表示, 条件数越大参数之间的相关性越强, 法方程方阵越接近病态不利于参数解算, 一般情况下条件数小于 10^{-16} , 表明可解性比较好^[20]。

从本节分析结果可以看出, 利用地月平动点区域的引力非对称性, 可以解决单独利用星间测距数据无法自主定轨的问题, 但是定轨精度较低, 需要较长的定轨弧段, 引入

DRO/MEO 卫星后可以大幅度提高平动点定轨精度 (优于 100m), 进一步利用目前的高精度 MEO 卫星轨道, 定轨时固定 MEO 卫星轨道, 则可以将平动点/DRO 探测器定轨精度提高到 10m。对于构建地月导航系统等应用, 10m 或者更高精度的导航卫星位置精度是需要的。固定 MEO 轨道还可以缩短平动点探测器定轨弧长, 2 小时定轨弧长平动点探测器轨道精度优于 1km, 尤其适合平动点探测器轨道机动后快速恢复。

5 小结

由于引力对称性, 地球附近卫星仅利用星间测距不能实现自主定轨, 而地月空间存在众多引力非对称性区域, 可以实现基于星间测距技术的自主高精度定轨。本文以平动点探测器、DRO 探测器和 MEO 卫星构成的混合星座作为典型场景分析了基于星间测距的地月空间探测器自主定轨精度。

利用地月空间探测器之间的双向对发星间测距数据, 通过数据理解耦测距和时间同步信息, 在目前数据处理精度下需要考虑相对论影响。利用星间测距数据可以实现地月探测器间的高精度自主定轨结果, 1m 测距误差条件下平动点定轨位置精度最好优于 10m, 优于地基测距数据定轨精度。

利用星间测距自主定轨, 影响定轨精度的主要因素有: 引力非对称性影响, 动力学约束, 动力学模型误差和测量精度等。引入 MEO 卫星后一方面可以提高定轨精度, 另一方面也有利于提高轨道快速恢复能力。

本文分析结果表明星间测距技术在地月空间导航系统构建中有着巨大的应用潜力, 既可以通过星间链路实现地月空间导航系统时空基准的高精度自主维持, 也可以通过导航卫星和用户之间的星间链路实现用户的高精度导航、定位和授时服务。

致谢: 本文作者感谢和北京航天飞行控制中心曹建峰博士的有益讨论; 感谢南京大学侯锡云教授提供了平动点和 DRO 探测器初值。感谢审稿人和编委提出的建设性意见。

参考文献:

- 1 Yan J G, Ping J S, Li F, et al. Chang'E-1 precision orbit determination and lunar gravity field solution. *Advances in Space Research*, 2010, 46: 50-57
- 2 Li P J, Hu X G, Huang Y, et al. Orbit determination for Chang'E-2 lunar probe and evaluation of lunar gravity models. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2012, 55: 514-522
- 3 Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and the rover. *Chin Sci Bull*, 2014, 59: 3858-3867 [黄勇, 吕胜骐, 李培佳, 等. “嫦娥三号”月球探测器的轨道确定和月面定位. *科学通报*, 2014, 59: 2268 - 2277]
- 4 Li P J, Huang Y, Chang S Q, et al. Positioning for the Chang'E-3 lander and rover using Earth-based observations (in Chinese). *Chin Sci Bull (Chin Ver)*, 2014, 59: 3162-3173 [李培佳, 黄勇, 吕胜骐, 等. 基于地基观测的嫦娥三号着陆器与巡视器高精度定位. *科学通报*, 2014, 59: 3162 - 3173]
- 5 Fan M, Hu X G, Dong G L, et al. Orbit improvement for Chang'E-5T lunar returning probe with GNSS technique. *Advance in Space Research*, 2015, 56(11): 2473-2482

- 6 Li P J, Huang Y, Fan M, et al. Orbit determination for Chang'E-5 prober in rendezvous and docking (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2021, 51: 119508 [李培佳, 黄勇, 樊敏, 等. 嫦娥五号探测器交会对接段定轨精度研究. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2021, 51: 119508]
- 7 Landgraf M. Pathways to Sustainability in Lunar Exploration Architectures. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2021, 58(6): 1681-1693
- 8 Kim S, Kim K J, Yi Y. Investigation on Lunar Landing Candidate Sites for a Future Lunar Exploration Mission. *Int. J. Aeronaut. Space Sci*, 2022, 23, 221-232
- 9 Pei Z Y, Liu J Z, Wang Q, et al. Overview of lunar exploration and International Lunar Research Station (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2020, 65: 2577-2586
- 10 Liu Q H, Huang Y, Shu F C, et al. VLBI technique for the orbit determination of Tianwen-1 (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2022, 52: 239507 [刘庆会, 黄勇, 舒逢春, 等. 天问一号VLBI测定轨技术. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2022, 52: 239507]
- 11 Yang P, Huang Y, Li P J, et al. Orbit determination of China's first mars probe Tianwen-1 during interplanetary cruise. *Advances in Space Research*, 2022, 69(2): 1060-1071
- 12 Martin-Mur T J, Kruizinga G L, Burkhart P D, et al. Mars Science Laboratory Interplanetary Navigation. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2014, 51(4): 1014-1028
- 13 Abusali P A M, Tapley B D, Schutz B E. Autonomous Navigation of Global Positioning System Satellites Using Cross-Link Measurements. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, 21(2): 321-327
- 14 Tang C P, Hu X G, Zhou S S, et al. Centralized autonomous orbit determination of Beidou navigation satellites with inter-satellite link measurements: preliminary results (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2017, 47: 029501 [唐成盼, 胡小工, 周善石, 等. 利用星间双向测距数据进行北斗卫星集中式自主定轨的初步结果分析. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2017, 47: 029501]
- 15 Hill K A. Autonomous Navigation in Libration Point Orbits. *Dissertation for Doctoral Degree*. University of Colorado, Boulder, 2007
- 16 王丹丹. 基于月球平动点轨道的星座自主定轨研究. *硕士学位论文*. 郑州: 解放军信息工程大学, 2010
- 17 熊欢欢. 平动点卫星与地球导航卫星联合自主定轨技术研究. *硕士学位论文*. 南京: 南京航空航天大学, 2015
- 18 Du L, Zhang Z, Yu L, et al. SST Orbit Determination of Halo-LMO Constellation in CRTBP. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2013, 42(2): 184-190 [杜兰, 张中凯, 于亮, 等. 圆型限制性三体问题下Halo-绕月轨道的星间测距定轨. *测绘学报*, 2013, 42 (2) : 184-190]
- 19 Liu B, Hou X Y, Tang J S, et al. Autonomous orbit determination of satellite around triangular libration points in the Earth-Moon system. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2017, 36(1): 56-66 [刘斌, 侯锡云, 汤靖师, 等. 基于地月三角平动点的卫星自主定轨, *飞行器测控学报*, 2017, 36(1): 56-66]
- 20 王文彬. 基于DRO-LEO编队的地月航天器自主导航和授时研究. *博士学位论文*. 北京: 中国科学院大学, 2020
- 21 Woodard M A, Cosgrove D, Morinelli P, et al. Orbit Determination of Spacecraft in Earth-

- Moon L1 and L2 Libration Point Orbits. AAS 11-514, AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Girdwood, Alaska, 2011, 1683-1696
- 22 Qin S H, Huang Y, Li P J, et al. Orbit and tracking data evaluation of Chang'E-4 relay satellite. *Advances in Space Research*, 2019, 64: 836-846
- 23 Liu L, Liu Y C. Deficient rank problem in autonomous orbit determination with Inter-satellite link measurements. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2000, 19(3): 13-16 [刘林, 刘迎春. 关于星-星相对测量自主定轨中的亏秩问题. *飞行器测控学报*, 2000, 19(3): 13-16]
- 24 Moyer T D. Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation[M]. John Wiley & Sons, Inc, 2003
- 25 刘基余. GPS卫星导航定位原理与方法. 北京: 科学出版社, 2003
- 26 IERS Conventions, 2010
- 27 Uhlemann M, Gendt G, Ramatschi M, et al. GFZ global multi-GNSS network and data processing results. Springer, Berlin Heidelberg, 2016, 143: 673-679
- 28 Guo F, Li X, Zhang X, et al. Assessment of precise orbit and clock products for Galileo, BeiDou, and QZSS from IGS Multi-GNSS Experiment (MGEX). *GPS Solutions*, 2017, 21: 279-290

Orbit determination of a cislunar space probe using Inter-Satellite

Link data

Huang Yong^{1,2,3,4*} Yang Peng^{1,2} Chen Yanling^{1,2,3} Li Peijia^{1,3} Zhou Shanshi^{1,3} Tang Chengpan^{1,3} Hu Xiaogong^{1,3,4}

- 1 Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China
- 2 School of Astronomy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China
- 3 Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Positioning Techniques, Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China
- 4 Key Laboratory of Planetary Sciences, Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

The navigation, positioning, and timing in the Earth–Moon space are inseparable from the precise orbit information of a spacecraft. At present, the precise orbit determination of a probe still mainly depends on ground-based measurement, including ground-based ranging, Doppler and interferometry. Inter-Satellite Link measurements have been fully applied in Beidou and other satellite navigation systems, with high accuracy measurements and easy implementation. Because of the gravitational symmetry, a spacecraft near the Earth cannot achieve autonomous navigation by only using Inter-Satellite Link data. However, several gravitational asymmetric regions are found in the Earth–Moon space, which can achieve autonomous navigation and high-precision orbit determination solutions based on Inter-Satellite Link data. The data processing algorithm is deduced. Considering typical orbits in the Earth–Moon space, different application scenarios are designed, and the orbit determination accuracy is analyzed using simulation data. The analysis results show that gravity asymmetry and orbit dynamics constraints are important factors affecting the orbit determination accuracy of probes orbiting the Earth–Moon libration points. The simulation results also indicated that the orbit determination accuracy can be better than 10 m with 1 m noise in the data.

Earth–Moon space, Inter-Satellite Link, Autonomous navigation, Libration points, DRO
PACS: 95.55.Pe, 95.55.Br, 95.10.Eg