



卫星激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用研究

Application of satellite laser ranging to precise orbit determination of cislunar spacecraft

期刊：	中国科学: 物理学 力学 天文学
稿件ID：	SSPMA-2026-0280.R2
稿件栏目：	论文
作者提交日期：	2026-05-26
参与作者列表：	耿仁方, 马云龙, 张政浩, 李培佳, 程志恩, 黄勇, 李语强, 陈晓, 王文彬
关键词：	卫星激光测距, 地月空间, 精密定轨, 多源融合, 激光检核
英文关键词：	
学科领域：	天体测量学
专题：	
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.	
图件.zip	



论 文

卫星激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用研究

耿仁方^{1,2}, 马云龙^{1,4}, 张政浩^{1,4}, 李培佳¹, 程志恩¹, 黄勇^{1,2,3,4*}, 李语强⁵,
陈晓^{6,7}, 王文彬⁸

1 中国科学院 上海天文台, 上海 200030

2 上海市空间导航与定位技术重点实验室, 上海 200030

3 中国科学院行星科学重点实验室, 上海 200030

4 中国科学院大学 天文与空间科学学院, 北京 100049

5 中国科学院云南天文台 昆明 650216

6 深空探测实验室 总体技术研究院, 合肥 230031

7 上海卫星工程研究所, 上海 201100

8 中国科学院空间应用工程与技术中心, 北京 100094

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

中国科学院战略性先导科技专项(编号: XDA0350404, XDA30040500);上海市科学技术委员会(12DZ2273300);上海市空间导航与定位技术重点实验室基金(202508);深空探测实验室第二批前沿科研项目(GC06L09001ZC3ZT-2326);中国科学院上海天文台自主部署项目(2024000099)资助

摘要 地月空间飞行器高精度测定轨是保障各类探测任务顺利实施的重要基础. 2025年4月, 天都一号通导技术试验星(TD-1)和绕月远距离逆行轨道卫星(DRO-A)成功开展了地月空间大口径单角锥反射器激光测距试验, 本文对试验获得的激光测距数据进行了分析, 开展基于激光测距数据的地月空间飞行器精密定轨研究. 首先利用卫星激光测距数据对基于深空测控网无线电测距数据的定轨结果进行外部检核, DRO-A和TD-1无线电测距精密定轨的径向精度分别优于5 m和20 m;进一步分析了地月空间卫星激光测距对轨道预报精度的需求, 对于运行于地月2:1共振轨道的DRO-A和地月往返轨道的TD-1而言, 采用2天地基无线电测距数据可满足卫星激光测距对轨道预报的需求, 无线电测距辅助卫星激光测距建链的模式可降低对预报轨道精度的依赖;最后融合无线电测距与卫星激光测距数据开展联合定轨, TD-1重叠弧段三维位置精度由656 m提高至179 m, DRO-A三维位置精度由854 m提高至266 m.

关键词 卫星激光测距, 地月空间, 精密定轨, 多源融合, 激光检核

PACS: 42.62.Eh, 95.55.Pe, 95.55.Br, 95.10.Eg

引用格式: 耿仁方, 马云龙, 张政浩, 等. 卫星激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用研究. 中国科学: 技术科学, Geng R F, Ma Y L, Zhao Z H, et al. Application of satellite laser ranging for precise orbit determination of cislunar space probes (in Chinese). Sci Sin Tech, 2026,

1 引言

地月空间是近地轨道空间的自然延伸，正在逐渐成为人类太空探索活动的新疆域，世界大国均将地月空间探测作为重要战略发展方向^[1,2]。2017 年，美国 NASA 提出了“阿尔忒弥斯”重返月球计划，“阿尔忒弥斯二号”载人绕月已经于 2026 年 4 月 2 日成功发射；2021 年，欧洲空间局也提出了打造月球卫星星座的“MoonLight”计划，旨在提升月球附近的通信与导航能力^[3]；中国自 2004 年正式启动月球探测“嫦娥工程”，已圆满完成月球探测“绕-落-回”三部曲工程目标，预计将于 2030 年前实现载人登月^[4-7]。

地月空间定位、导航与授时（PNT）均依赖于飞行器高精度轨道信息，高精度的卫星轨道是保障各类探测任务顺利实施的重要基础。传统深空飞行器测定轨主要依赖深空测控网的无线电测距、测速以及甚长基线干涉测量等技术^[8]。依托深空测控网，我国月球探测器定轨精度持续提升，已由嫦娥一号任务的数百米量级提高到嫦娥五号任务的 10 m 量级^[7]。随着深空探测任务数量快速增加，以及未来任务对高精度轨道信息、实时导航能力和自主运行能力需求的不断提升，传统深空测控网在测站资源、覆盖能力和任务并行支撑方面面临越来越大的压力，已难以全面满足多任务、高实时性和高自主性的导航需求^[9]。近年来，无线电星间链路和 GNSS 旁瓣信号技术迅速发展，推动地月空间飞行器的测定轨技术逐步由单一依赖地基测控向多源观测信息融合方向演进^[9-13]。

在光学频段，激光因具有良好的空间相干性、脉冲宽度窄和峰值功率高等特点，已广泛应用于空间探测领域。目前，近地空间卫星激光测距技术已实现毫米级测量精度和数毫米量级测量准确度，月球激光测距也已达到厘米级测量精度，并正向毫米级精度迈进^[14-16]。通过在地月空间飞行器上搭载激光反射器，依托月球激光测距台站开展星地往返激光测距，可获得厘米级的距离测量数据。相较于深空测控网的无线电测距手段，激光测距在测量精度和测量准确度方面具有明显优势^[14,17,18]。例如，深空测控网无线电测距的系统偏差不确定度通常约为 2-5m，而激光测距可实现厘米级测量准确度。

2009 年，美国发射月球勘测轨道器（LRO），卫星上搭载了阵列式激光反射器。2018 年，法国 Grasse 站首次成功实现了地面至绕月飞行器的双程往返激

光测距，测距精度优于 3cm^[19]。2024 年，我国成功发射 DRO-A 和 TD-1 卫星，两星均搭载了新一代月球激光测距反射器，并于 2025 年 4 月成功开展了反射器往返激光测距试验，国际首次实现对环月轨道卫星的大口径单角锥反射器激光观测，以及白天对新一代地月空间激光角反射器的卫星激光测距。2025 年 3 月 2 日，蓝色幽灵一号任务成功将单口径大角锥反射器 NGLR-1 部署于月球表面；3 月 3 日，法国 Grasse 站首次成功探测到来自 NGLR-1 的返回脉冲。随着地月空间探测活动的持续推进，未来更多地月空间飞行器将继续搭载单口径大角锥反射器开展地月空间的卫星激光测距。

对于传统基于卫星反射器开展往返测距的测量模式，激光能量衰减与距离的四次方成反比，其测量范围通常受限于地月距离，且需要依托地面月球激光测距台站。若在卫星上搭载有源激光测量载荷开展异步应答激光测距，则激光能量衰减将与距离的平方成反比，大幅降低测距难度，可作用于行星际空间。2005 年，美国 Greenbelt 与 Maryland 激光测距站利用水星探测器 MESSENGER 上搭载的激光测高仪，开展了星地距离约 2400 万公里的双单程行星际激光测距实验，测距精度约为 20cm^[20]。2020 年，日本基于“隼鸟二号”（Hayabusa2）小行星探测器上搭载的激光测高仪，通过国际合作开展了约 600 万公里的双单程行星际激光测距试验^[21]。同时，在美国 LRO 任务中，依托国际激光测距站开展了多次单程激光测距试验。基于单程激光测量数据，成功实现了 30 米量级的 LRO 精密定轨，首次验证了利用单程激光测距数据进行深空飞行器测定轨的可行性^[22]。

受限于月球激光测距台站数量及天气等因素影响，地月空间反射器往返激光测距的观测可用性仍存在一定局限。因此，仅依靠该类观测数据尚难以独立支撑地月空间飞行器的轨道确定。由于激光测距相较于微波测量具有更高的测量精度和准确度，可作为现有无线电测量链路的有效补充，为提高未来地月空间飞行器精密定轨能力提供重要技术支撑。然而，目前利用卫星激光测距数据开展地月空间飞行器精密定轨的研究仍较为有限，尚缺乏系统性的分析与验证。

为此，本文开展了大口径单角锥反射器卫星激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用研究，

首次利用反射器双程往返激光测距数据实现了地月空间飞行器的精密定轨. 首先, 利用卫星激光测距数据对深空测控网无线电测距支持下的 TD-1 和 DRO-A 卫星精密定轨结果进行了独立检核; 进一步分析了地月空间卫星激光测距对轨道预报精度的需求; 随后, 融合双程往返激光测距数据与深空测控网无线电测距数据开展联合定轨, 评估了卫星激光测距数据在地月空间飞行器精密定轨中的应用潜力. 此外, 本文还对卫星激光测距在未来地月空间任务中的应用前景进行了展望.

2 卫星激光测距测量模式

卫星激光测距主要包括两种测量模式: 基于卫星反射器的往返激光测距 (图 1 (a)) 和基于星载激光测量载荷的异步应答行星际激光测距 (图 1 (b) 和图 1 (c)). 其中, 基于反射器的往返激光测距已广泛应用于近地及中高轨空间. 截至 2026 年 3 月, 国际上共有 46 个卫星激光测距台站参与国际联测, 单次测量精度可达毫米量级, 主要用于卫星的精密定轨及轨道检核、确定地球参考框架 ITRF 的原点及尺度、监测板块构造运动与地表面形变等^[14]. 对于地月空

间的飞行器而言, 该测量模式通常需依托月球激光测距台站实施观测. 目前, 国际上能够常规开展地月激光测距并上传观测数据的台站主要包括美国 APOLLO 站、法国 Grasse 站、意大利 Matera 站和德国 Wettzell 站. 在国内, 云南天文台和中山大学已分别于 2018 年和 2019 年成功实现月球激光测距^[23,24].

异步应答激光测距可分为单程异步应答和双单程异步应答两种模式. 对于单程模式, 地面与星载原子钟的系统误差和随机误差会随观测时间积累, 因而对星地时钟稳定性提出了较高要求. 美国 LRO 任务已成功基于单程激光测距数据实现绕月卫星 30 m 量级的精密定轨, 表明单程激光测量用于深空飞行器定轨具有可行性^[22].

相比之下, 双单程模式可通过对上行和下行测量链路进行加减组合, 实现距离与钟差参数的有效解耦, 因而预期可实现更优的综合测量性能. 然而, 该测量模式工程实现难度较大, 通常需要在卫星平台上额外配置激光器、望远镜和高精度跟踪瞄准系统, 并对平台姿态控制与指向稳定性提出较高要求. 在本研究中, DRO-A 和 TD-1 卫星的激光测距均采用反射器往返测量模式.

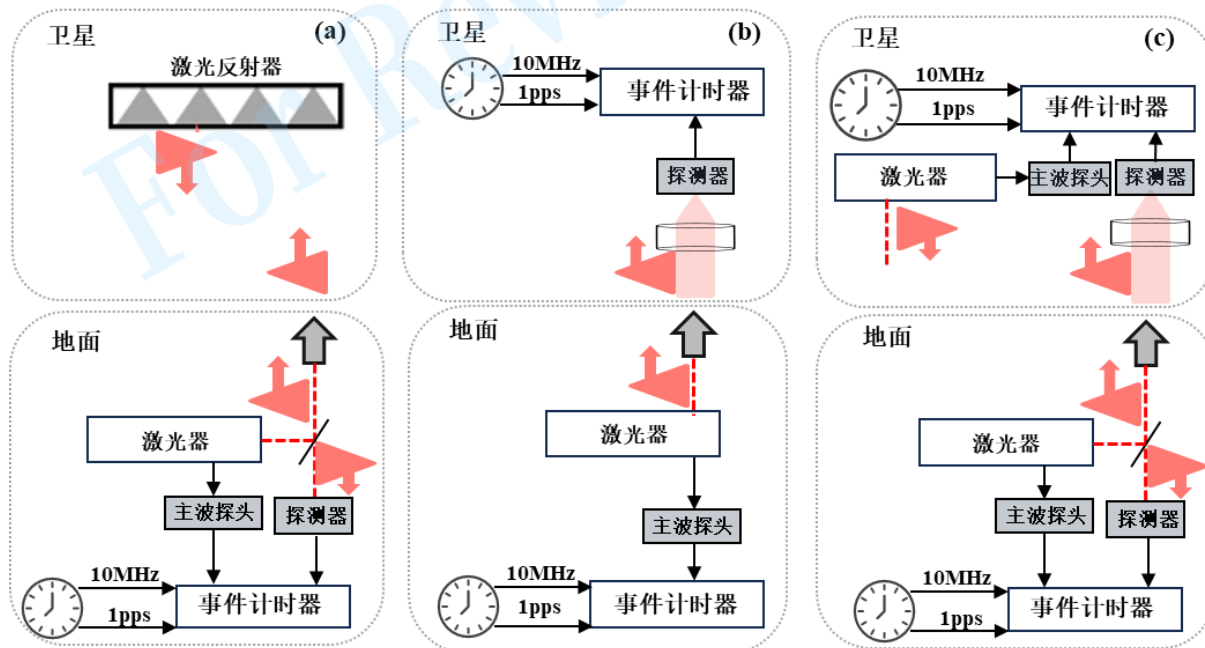


图 1 (网络版彩图) 卫星激光测距测量模式. (a) 基于卫星反射器的激光测距; (b) 单程异步应答行星际激光测距; (c) 双单程异步应答行星际激光测距

Figure 1 (Color online) Measurement modes of satellite laser ranging. (a) retroreflector-based satellite laser ranging; (b) asynchronous one-way interplanetary laser ranging; (c) asynchronous dual one-way interplanetary laser ranging.

耿仁方等: 卫星激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用研究

3 精密定轨方法

本文主要研究基于反射器的往返激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用, 原理公式如下所示^[25,26]:

$$\rho = \frac{1}{2} \cdot c\tau$$

$$= \frac{1}{2} \left(\rho_{\text{up}}(t) + \rho_{\text{down}}(t) + \Delta\rho_{\text{rel}} + \Delta\rho_{\text{trop}} + \Delta\rho_{\text{LRA}} + \Delta\rho_{\text{tide}} + \Delta\rho_{\text{sys}} + \varepsilon \right) \quad (1)$$

式中, τ 为地面发射的激光脉冲的往返飞行时间; t 为地面发射的激光脉冲被卫星反射器返回到达地面望远镜相位中心的时刻; ρ_{up} 和 ρ_{down} 分别为上行和下行链路卫星参考点和地面激光系统参考点之间的欧氏距离; $\Delta\rho_{\text{rel}}$ 为相对论时延校正; $\Delta\rho_{\text{trop}}$ 为大气折射校正; $\Delta\rho_{\text{LRA}}$ 为反射器质心校正; $\Delta\rho_{\text{tide}}$ 为固体潮和海潮等因素引起的测站位移校正; $\Delta\rho_{\text{sys}}$ 为激光测距站的系统时延; ε 为激光测距系统及自由空间链路随机测量误差。

在太阳系质心天球坐标系中, 上行和下行链路的欧氏距离 ρ_{up} 和 ρ_{down} 可表示为如下:

$$\rho_{\text{up}}(t) = \|\mathbf{r}(t - \tau_{\text{down}}) - \mathbf{R}(t - \tau_{\text{down}} - \tau_{\text{up}})\|$$

$$\rho_{\text{down}}(t) = \|\mathbf{r}(t - \tau_{\text{down}}) - \mathbf{R}(t)\| \quad (2)$$

式中, $\mathbf{r}$ 和 $\mathbf{R}$ 为地月空间飞行器和测站的位置矢量, 未知的上行和下行飞行时间 τ_{up} 和 τ_{down} 需要通过光行时迭代计算求解。

相对论时延 $\Delta\rho_{\text{rel}}$ 可表示为:

$$\Delta\rho_{\text{rel}} = \sum_{\oplus} \frac{2GM_{\oplus}}{c^2} \ln \left(\frac{\|\mathbf{r}\| + \|\mathbf{R}\| + \rho}{\|\mathbf{r}\| + \|\mathbf{R}\| - \rho} \right) \quad (3)$$

对于卫星激光测距中大气折射延迟模型以及映射函数有较多的版本, 本研究采用 2010 年 IERS 会议上推荐 Mendes 和 Pavlis 大气延迟模型, 并采用 Mendes 等人提出的 FCULa 映射函数^[27,28]. 大气折射时延 $\Delta\rho_{\text{trop}}$ 的公式可表示为:

$$\Delta\rho_{\text{trop}} = \Delta\rho_{\text{ZTD}} \cdot M_{\text{FCULa}} \quad (4)$$

式中, $\Delta\rho_{\text{ZTD}}$ 表示天顶方向的总对流层延迟, 其由静力学(干)延迟和非静力学(湿)延迟两部分相

加得到. 静力学分量主要取决于地面大气压和测站纬度, 而非静力学分量则由大气中水汽的分布决定. FCULa 是 SLR 数据处理中最常用的映射函数, 其表达式为:

$$M_{\text{FCULa}} = \frac{1 + \frac{a1}{1 + \frac{a2}{1 + a3}}}{\sin(e) + \frac{a1}{\sin(e) + \frac{a2}{\sin(e) + a3}}} \quad (5)$$

式中, e 为观测仰角, $a1$, $a2$, $a3$ 为映射函数的系数, 定义如下:

$$\begin{cases} a1 = 0.00121008 + 0.0000017295T + 0.00003191 \cos \phi - 0.000000018478H \\ a2 = 0.00304965 + 0.000002346T - 0.0001035 \cos \phi - 0.00000001856H \\ a3 = 0.068777 + 0.00001972T - 0.003458 \cos \phi + 0.000000106H \end{cases} \quad (6)$$

式中, T 表示地面站测得的温度; ϕ 测站的大地纬度, H 表示测站的大地高。

反射器质心改正 $\Delta\rho_{\text{LRA}}$ 需要依据卫星姿态信息和地面实验室精测获得的卫星结构几何参数进行计算. 对于 DRO-A, 反射器至卫星质心的几何距离在 1 m 以内; 对于 TD-1, 该几何距离小于 0.5 m. 受限于卫星姿态数据的缺失, 本研究未对该项时延进行建模和修正。

对于固体潮、海潮负荷、大气负荷等因素引起的地面测站位移 $\Delta\rho_{\text{tide}}$, 可按照国际地球自转与参考系统服务(IERS)2010 规范进行建模和改正^[29]. 同时, 国际激光测距服务(ILRS)提供了参与国际联测测站的参考历元坐标及其速度参数, 可用于实现测站坐标从参考历元到观测历元的外推。

激光测距站的系统时延 $\Delta\rho_{\text{sys}}$ 一般采用近地靶标测量进行标定, 并在观测数据处理中扣除相应的系统时延改正量^[30]. 地面卫星激光测距系统的测量噪声主要受激光器、探测器和计时器性能的限制; 自由空间传播链路引入的随机误差则主要由大气湍流引起, 对卫星激光测距单次测量精度的影响在毫米量级^[31].

深空测控网无线电测距的测量模型与卫星激光测距在形式上具有较强相似性, 二者均是通过观测信号往返传播时间来确定星地距离. 其主要区别在于, 卫星激光测距通过星载反射器实现激光脉冲的

无源返回, 而无线电测距则依赖星载转发器实现有源信号转发. 与激光测距相比, 无线电测距在误差改正中除需考虑中性大气折射时延外, 还需额外处理电离层延迟误差.

对于 DRO-A 和 TD-1 卫星, 无线电测量天线与激光反射器均安装在同一结构平面内, 二者之间的几何距离小于 40 cm, 且其 Z 轴方向相互平行. 在激光测距观测过程中, 卫星通过姿态控制使无线电测量天线和激光反射器同时指向地心, 二者在激光入射方向上的投影差异仅为厘米量级. 考虑到本研究的定轨精度为百米量级, 该项差异对定轨结果的影响可以忽略.

通过结合深空测控网的无线电测距数据和卫星激光测距数据建立观测方程, 并基于在摄动力影响下建立的运动方程积分得到状态转移矩阵, 进而实现卫星的精密定轨. 卫星运动方程可表示为:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -GM \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, q) \quad (7)$$

式中, $\mathbf{r}$ 、 $\dot{\mathbf{r}}$ 和 $\ddot{\mathbf{r}}$ 为卫星的位置、速度和加速度向量, t 为时间参数, q 为动力学参数, 对公式 (7) 积分可获得卫星任意时刻的状态. 假设 t_i 时刻得到一个观测值 Y_i , 观测方程可表示为:

$$Y_i = G_i(\mathbf{X}_i, t_i) + \varepsilon_i \quad (8)$$

式中, $\mathbf{X}_i$ 是飞行器在 t_i 时刻的状态向量, $G_i(\mathbf{X}_i, t_i)$ 为对应时刻观测量的真值, ε_i 为随机噪声. 将公式 (8) 在 $\mathbf{X}_i^*$ 处展开, 进行线性化, 且令

$$y_i = Y_i - G_i(\mathbf{X}_i^*, t_i) \quad (9)$$

$$\tilde{\mathbf{H}} = \left. \frac{\partial G}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_i^*} \quad (10)$$

状态转移矩阵 $\Phi(t_i, t_0)$ 可由力模型推导得到, 状态方程为:

$$\mathbf{x}_i = \Phi(t_i, t_0) \mathbf{x}_0 \quad (11)$$

式中, $\mathbf{x}_i = \mathbf{X}_i - \mathbf{X}_i^*$; $\mathbf{x}_0 = \mathbf{X}_0 - \mathbf{X}_0^*$.

线性化的方程组可表示为:

$$\mathbf{y} = \mathbf{H}\mathbf{x}_0 + \varepsilon \quad (12)$$

式中, $\mathbf{H} = \tilde{\mathbf{H}}\Phi(t_i, t_0)$.

将线性化后的观测方程与公式 (7) 联立构建法

方程, 通过最小二乘对待估参数进行最优估计, 从而得到卫星的精密轨道.

4 地月空间卫星双程往返激光测距试验

2024 年, 我国发射的 TD-1 和 DRO-A 卫星, 两星均搭载新一代月球激光测距反射器, 如图 2 所示. 该反射器重量小于 1.3kg, 采用大口径单角锥设计, 口径 100mm, 反射器引起的测距误差理论可达亚毫米级, 显著优于主流的阵列型反射器. 反射能力达到与目前在用的月面反射器阿波罗 11 号 (23.6kg, 100 个角锥) 相近的水平. 在地月空间激光测距观测过程中, 卫星通过姿态调整使反射器指向地心. 考虑到该反射器具有 $\pm 4^\circ$ 的有效视场角, 而卫星姿态控制精度通常远高于该指向要求. 因此, 卫星姿态与平台稳定性对地月空间卫星激光测距的影响可以忽略.

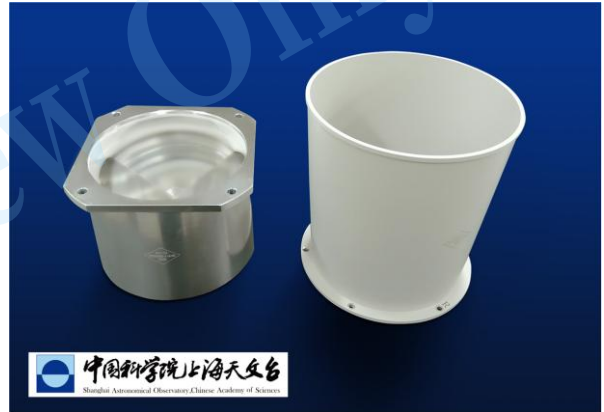


图 2 (网络版彩图) 大口径单角锥反射器

Figure 2 (Color online) Large single corner cube retroreflector

2025 年 4 月 22 日至 23 日, 依托云南天文台 1.2 m 月球激光测距系统, 成功开展了对 DRO-A 卫星的激光测距试验, 共获取两个观测弧段的数据, 弧长分别约为 60 min 和 10 min. 试验期间, DRO-A 位于地月 2:1 的共振轨道上, 距地球约 32 万至 35 万 km, 这是国际首次实现对环月轨道卫星的单角锥反射器激光观测. 在开展地月空间卫星双程往返激光测距时, 使用深空测控站的无线电测距数据对卫星进行轨道预报, 参与观测的深空测控站包括喀什 18 m 站、青岛 18m 站和纳米比亚站, 无线电测距数据和激光测距数据分布如图 3 和表 1 所示.

耿仁方等: 卫星激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用研究

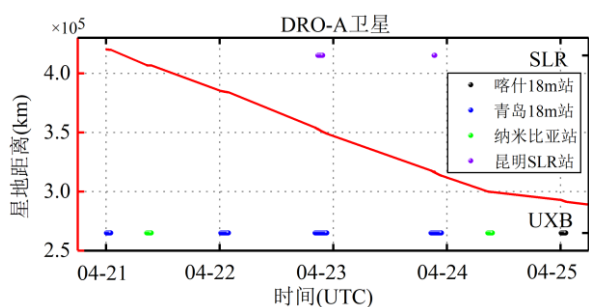


图 3 (网络版彩图) DRO-A 无线电测距与卫星激光测距数据分布

Figure 3 (Color online) Distribution of radiometric and satellite laser ranging observations for DRO-A.

表 1 试验期间 DRO-A 卫星无线电测距与卫星激光测距数据的时间分布

Table 1 Time distribution of radiometric and satellite laser ranging observations for DRO-A during the experiment.

测站	时间
喀什 18m 站	4 月 25 日 00:11 - 01:10
	4 月 25 日 09:30 - 10:31
青岛 18m 站	4 月 21 日 00:05 - 00:59
	4 月 22 日 00:14 - 01:55
	4 月 22 日 20:11 - 22:40
	4 月 23 日 20:40 - 22:53
纳米比亚站	4 月 21 日 08:36 - 09:36
	4 月 24 日 08:40 - 09:40
昆明 SLR	4 月 22 日 20:47 - 21:46
	4 月 23 日 21:19 - 21:28

2025 年 4 月 26 日至 27 日, 同样依托云南天文台 1.2 m 月球激光测距系统, 又成功开展了对 TD-1 卫星的双程往返激光测距试验, 获得两个观测弧段的数据, 弧长分别约为 103 min 和 51 min. 试验期间, TD-1 运行在距地球约 10 万 km 的地月往返轨道上, 并于 5 月 22 日顺利完成由地月往返轨道向地月空间 3:1 共振轨道的轨道转移. 本次试验是在白天条件下开展的新一代地月空间激光角反射器卫星激光测距试验^[32]. 观测的深空测控站包括喀什站、青岛 18m 站、纳米比亚站和佳木斯站, 无线电测距数据和激光测距数据分布如图 4 和表 2 所示.

试验期间, DRO-A 和 TD-1 卫星均处于长期管理阶段, 因此未开展甚长基线干涉测量观测.

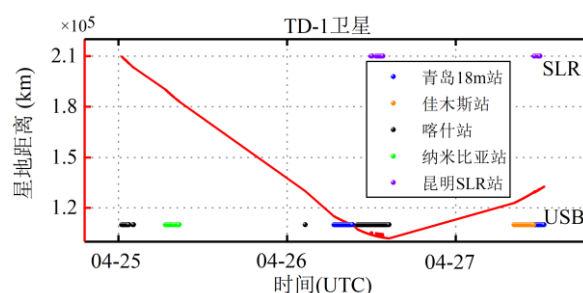


图 4 (网络版彩图) TD-1 无线电测距与卫星激光测距数据分布

Figure 4 (Color online) Distribution of radiometric and satellite laser ranging observations for TD-1.

表 2 试验期间 TD-1 卫星无线电测距与卫星激光测距数据的时间分布

Table 2 Time distribution of radiometric and satellite laser ranging observations for TD-1 during the experiment.

测站	具体时间
佳木斯站	4 月 27 日 08:15 - 11:06
	4 月 25 日 00:29 - 01:33
喀什站	4 月 25 日 02:02 - 02:10
	4 月 26 日 02:22 - 02:35
	4 月 26 日 10:00 - 14:31
	4 月 26 日 06:40 - 09:21
青岛 18m 站	4 月 27 日 11:06 - 12:35
	4 月 25 日 06:41 - 08:02
纳米比亚站	4 月 25 日 08:13 - 08:41
	4 月 26 日 11:55 - 13:38
昆明 SLR	4 月 27 日 11:07 - 11:58

5 定轨策略

相比无线电测距, 卫星激光测距具有更高的测量准确度, 可用于对基于无线电测距数据获得的地月空间飞行器精密定轨结果进行独立检核. 基于此, 本文首先分别利用无线电测距数据对 DRO-A 和 TD-1 卫星开展精密定轨, 并采用反射器往返激光测距数据对定轨结果进行检核. 在此基础上, 进一步融合深空测控网无线电测距数据与反射器往返激光测距数据, 对 DRO-A 和 TD-1 卫星进行联合精密定轨, 以评估激光测距数据在地月空间飞行器精密定轨中的应用潜力.

本文采用动力学方法定轨, 具体模型及解算参数见表 3 所示.

表 3 TD-1 和 DRO-A 卫星精密定轨策略

Table 3 Precision orbit determination strategy for the TD-1 and DRO-A satellites.

参数	参数设置
参考系	地心天球参考系
中心天体	地球
N 体摄动	JPL DE421
月球引力场	GRGM900c (10×10)
地球引力场	EIGEN-GL04 (10×10)
卫星面积和质量	固定面质比 DRO-A: 12.86m ² /1185kg TD-1: 1m ² /60kg
太阳辐射光压	Cannonball 模型
参数估计方法	最小二乘原理
积分器	KSG 二阶固定步长积分器
待估计的参数	卫星的位置和速度; 太阳光压系数 (每天解算一个); 测站系统差 (无线电测距每站每弧段一个, 激光测距站不解算系统差)
测量数据定权	无线电测距: 1m; 激光测距数据: 0.01m.
积分步长	30s

在基于无线电测距数据的定轨中, 考虑到定轨精度以及重叠弧段分配, TD-1 卫星的测量弧段约为 3 天, DRO-A 卫星的测量弧段约为 5 天, 数据分布如图 3 和图 4 所示. 通过定轨残差、重叠弧段和激光检核 3 种手段评估定轨精度. 重叠弧段评估定轨结果时, 测量数据分布如表 4 所示, 重叠弧段同时有无线电测距和激光测距数据, 可以直观地评估激光测距对于定轨精度的提升作用.

表 4 无线电测距和激光测距数据融合定轨数据分布

Table 4 Distribution of radiometric and laser ranging observations for combined orbit determination.

	DRO-A	TD-1
弧段 1	4 月 20 日 21: 30 -	4 月 25 日 00:00 -
	4 月 23 日 21: 30	4 月 26 日 18:00
弧段 2	4 月 22 日 20: 30 -	4 月 26 日 06:00 -
	4 月 25 日 20: 30	4 月 28 日 00:00
重叠弧段	4 月 22 日 20: 30 -	4 月 26 日 06:00 -
	4 月 23 日 21: 30	4 月 26 日 18:00

6 结果分析

6.1 无线电测距定轨及激光检核

基于无线电测距数据获得的 TD-1 和 DRO-A 卫星定轨后测距残差时间序列结果如图 5 所示. 结果表明, DRO-A 卫星的测距残差精度约为 0.27 m, TD-1 卫星约为 1.48 m, 且 TD-1 的测距残差明显大于 DRO-A. 这一差异主要源于两次试验所采用的观测频段不同: TD-1 卫星观测试验采用 S 波段, 而 DRO-A 试验采用 X 波段.

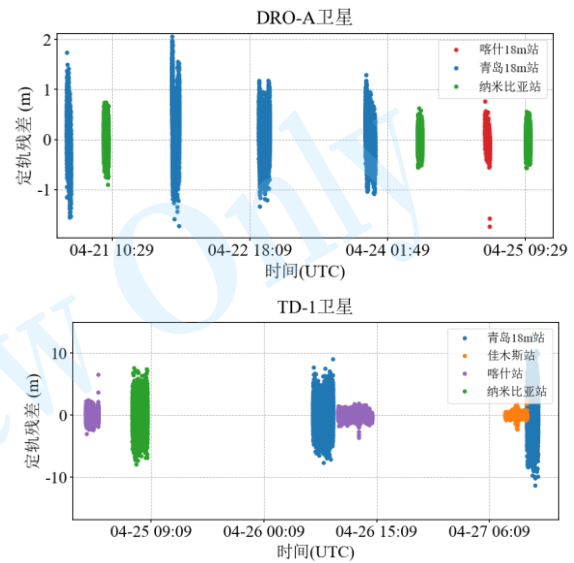


图 5 (网络版彩图) DRO-A 和 TD-1 卫星无线电测距数据定轨后残差

Figure 5 (Color online) Residual diagram of the radiometric ranging after orbit determination for DRO-A and TD-1 satellites

利用反射器往返激光测距数据对基于无线电测距数据的定轨结果进行检核, 结果如图 6 和图 7 所示. 残差 RMS 结果表明, DRO-A 卫星的定轨径向精度优于 5m, TD-1 卫星定轨的径向精度优于 20m.

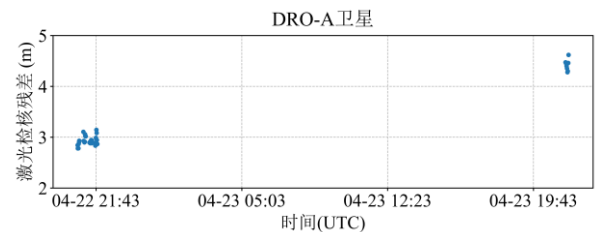


图 6 (网络版彩图) DRO-A 卫星无线电测距精密定轨的激光检核结果

Figure 6 (Color online) Laser ranging validation for precise orbit determination using radiometric ranging for the DRO-A satellite.

耿仁方等: 卫星激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用研究

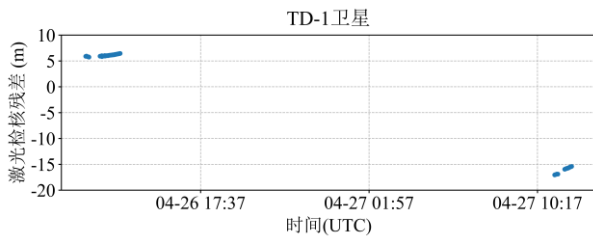


图 7 (网络版彩图) TD-1 卫星无线电测距精密定轨的激光检核结果

Figure 7 (Color online) Laser ranging validation for precise orbit determination using radiometric ranging for the TD-1 satellite.

为评估不同测量弧段对应的定轨及轨道预报精度, 基于无线电测距数据, 分别利用不同长度的测量弧段进行精密定轨, 并外推 1 天轨道, 将外推结果与长弧段定轨结果进行比较. 鉴于长弧段定轨结果已通过反射器往返激光测距数据进行了独立检核, 具有较高可信度, 因此可作为参考真值.

对于运行于地月 2:1 共振轨道的 DRO-A 卫星, 1 天测量弧段难以保证轨道解的稳定收敛. 采用 2 天观测弧段时, 定轨三维位置精度约为 1.2km 量级, 外推

1 天后的径向和切向预报精度分别优于 50m 和 500m; 采用 3 天观测弧段时, 定轨三维位置精度可进一步提升至约 630 m 量级, 且 1 天外推后的径向预报精度优于 20 m. 考虑到卫星激光测距条件下, 若地面激光发散角为 2 角秒, 则其在 35 万 km 距离处的光斑尺寸约为 3.3km, 可见 2 天弧段定轨结果已具备支撑卫星激光测距实施的能力. 表 5 展示了详细的 DRO-A 卫星不同测量弧段精密定轨与轨道外推 1 天的结果.

对于运行于地月往返轨道的 TD-1 卫星, 距离地球近, 但是飞行轨道类似于直线. 采用 1 天观测弧段时, 定轨三维位置精度约为 2.3km 量级, 外推 1 天后的径向预报精度仅为 1.6 km 量级; 当观测弧段延长至 2 天时, 定轨径向位置精度可提升至约 70 m 量级, 且外推 1 天后的径向预报精度优于 400 m, 具体如表 6 所示. 因此, 对于 TD-1 卫星而言, 尽管 1 天测量弧段已能够使轨道解收敛, 但若要满足地月空间卫星激光测距的应用需求, 仍需采用不少于 2 天的观测弧段.

表 5 DRO-A 卫星不同测量弧段精密定轨与轨道外推 1 天结果

Table 5 Precise orbit determination and 1-day orbit prediction of the DRO-A satellite for different observation arcs.

弧长	位置差异(m)				测站及弧段
	R	T	N	Total	
1 天定轨			不收敛		青岛 18m 站 (1 个观测弧段)
1 天预报					纳米比亚站 (1 个观测弧段)
2 天定轨	24.10	176.27	1169.12	1182.58	青岛 18m 站 (2 个观测弧段)
2 天预报	37.91	401.44	1831.36	1875.22	纳米比亚站 (1 个观测弧段)
3 天定轨	14.29	194.46	602.93	633.68	青岛 18m 站 (3 个观测弧段)
3 天预报	13.06	121.31	715.11	725.45	纳米比亚站 (1 个观测弧段)

表 6 TD-1 卫星不同测量弧段精密定轨与轨道外推 1 天结果

Table 6 Precise orbit determination and 1-day orbit prediction of the TD-1 satellite for different observation arcs.

弧长	位置差异(m)				测站及弧段
	R	T	N	Total	
1 天定轨	205.70	760.53	2188.13	2325.64	喀什站 (1 个观测弧段)
1 天预报	1616.45	1093.69	3453.09	3966.47	纳米比亚站 (1 个观测弧段)
2 天定轨	68.13	191.51	344.52	400.02	青岛 18m 站 (1 个观测弧段)
2 天预报	398.52	219.71	331.29	562.89	纳米比亚站 (1 个观测弧段)
					喀什站 (2 个观测弧段)

6.2 无线电与激光测距数据融合定轨

基于深空测控站无线电测距测距数据与激光测

距数据, 开展了 TD-1 和 DRO-A 卫星的融合定轨研究. 结果表明, DRO-A 和 TD-1 在融合定轨后的无线电测距残差与仅利用无线电测距进行定轨所得结果基本

一致, 分别为 0.27 m 和 1.48 m. 卫星激光测距数据的定轨后测距残差如图 8 所示, 其中 TD-1 卫星激光测距的定轨后测距残差约为 4 cm, DRO-A 卫星激光测距数据的定轨后测距残差约为 9 cm.

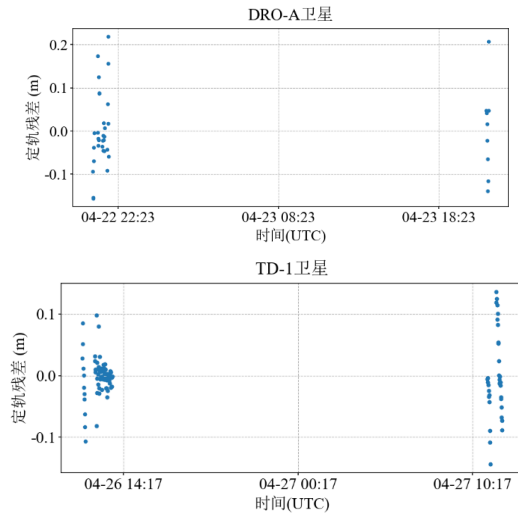


图 8 (网络版彩图) DRO-A 和 TD-1 卫星激光测距数据的定轨后残差

Figure 8 (Color online) Residual diagram of the laser ranging after orbit determination for DRO-A and TD-1 satellites

对于 DRO-A 卫星, 仅利用深空测控站无线电测距数据进行 3 天弧段定轨时, 重叠弧段的径向误差和三维位置误差分别为 16.75 m 和 854 m; 加入两个观测弧段的卫星激光测距数据后, 上述指标分别改善至 4.6 m 和 266 m, 定轨精度显著提升, DRO-A 卫星无线电测距与激光测距数据融合定轨的重叠弧段轨道误差如图 9 所示.

对于运行于地月往返轨道的 TD-1 卫星, 仅利用

深空测控站无线电测距数据进行 2 天弧段定轨时, 重叠弧段的三维位置误差约为 656 m; 加入两个圈次的卫星激光测距数据后, 该指标进一步降低至约 179 m. TD-1 卫星无线电测距与激光测距数据融合定轨的重叠轨道比较如图 9 所示. 由图 9 可见, 4 月 26 日 10 时 30 分附近的重叠弧段轨道精度较高, 而卫星激光测距数据恰好在该时间段附近有覆盖.

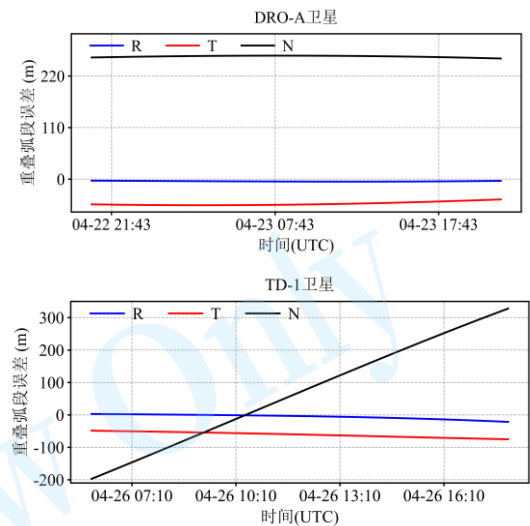


图 9 (网络版彩图) DRO-A 和 TD-1 卫星无线电测距与激光测距数据融合定轨的重叠弧段轨道误差

Figure 9 (Color online) Orbit overlap errors of DRO-A and TD-1 satellites from precise orbit determination based on the fusion of radiometric ranging and laser ranging data.

表 7 给出了 DRO-A 和 TD-1 卫星仅利用无线电测距数据定轨与融合激光测距数据定轨的误差详细对比结果. 结果表明, 在融合激光测距数据与无线电测距数据后, DRO-A 卫星和 TD-1 卫星的定轨速度重叠误差分别为 0.29 mm/s 和 12.19 mm/s.

表 7 DRO-A 和 TD-1 卫星定轨后重叠弧段轨道误差

Table 7 Overlap orbit errors of the DRO-A and TD-1 satellites after precise orbit determination.

测量配置	位置差异(m)				速度差异(mm/s)			
	R	T	N	Total	R	T	N	Total
DRO-A 仅 UXB 测距	16.75	215.64	826.27	854.11	0.64	0.51	4.39	4.46
DRO-A UXB+激光测距	4.60	52.48	261.67	266.92	0.19	0.18	0.13	0.29
TD-1 仅 UXB 测距	21.09	375.17	538.70	656.81	6.15	0.77	41.94	42.39
TD-1 UXB+激光测距	8.73	61.56	167.99	179.13	0.73	0.77	12.15	12.19

7 卫星激光测距在地月空间应用的展望

随着地月探测任务的快速发展，飞行器测定轨对精度、实时性和可靠性的要求不断提升，单一测量手段已难以满足未来多任务协同应用需求。地月空间飞行器测定轨技术正朝着多手段协同、多源数据融合的方向发展。作为一种高精度观测手段，卫星激光测距有望参与地月空间飞行器融合定轨，为提高定轨精度和增强结果可靠性提供新的技术支撑。与此同时，激光测距相较于无线电测量具有更强的抗电磁干扰能力，且链路发散角小、截获概率低，具备较好的保密性与安全性，因此在未来地月空间任务中具有广阔的应用前景。

基于反射器往返测距模式的地月空间激光测距需要依赖月球激光测距台站，受限于测站数量，仅利用反射器往返测距数据难以独立实现地月空间飞行器的精密定轨。但是，该数据可用于无线电精密定轨数据的检核，并参与多源数据融合定轨。对于卫星激光测距，望远镜跟踪瞄准通常以卫星轨道预报为基础，因此轨道预报精度是决定观测成功与否的关键因素之一。运行于地月 2:1 共振轨道的 DRO-A 和地月往返轨道的 TD-1 而言，都需要两天的深空测控站无线电测量数据才可满足地月空间卫星激光测距的需求。相比月面反射器，地月空间卫星的轨道预报较差，三维位置精度约为千米量级，这增加了卫星激光测距目标指向与捕获的难度。针对未来地月空间激光测距任务，可采用深空测控站无线电测距辅助激光测距建链的技术方案，借助无线电测距数据实时获取预报轨道的距离偏差和时间偏差，并将其用于激光测距过程中的轨道修正，以提高观测成功概率，同时减弱地月空间激光测距对高精度先验轨道预报的依赖。

目前，国际上部分月球激光测距台站已具备白天条件下的月面反射器激光测距能力，如 McDonald、Wettzell 和 Grasse 等台站。在国内，云南天文台已在白天观测条件下实现对约 10 万 km 距离 TD-1 卫星的激光测距。面向我国未来地月空间探测任务对高精度测轨、导航定位和时间同步的需求，亟需突破更远距离的白天地月空间激光测距技术，实现对 38 万 km 以上地月空间目标的稳定测量，增加激光测距的可观测弧段。

通过在卫星上搭载有源激光测量载荷，可开展异步应答激光测距，其作用距离可拓展至行星际空间。美国、日本等国家较早开展了相关试验研究。典型任务包括美国的水星探测器 MESSENGER、火星全球勘测者 MGS、月球勘测轨道器 LRO，以及日本的小行星探测器 Hayabusa2 等，这些任务均开展过行星际单程或双单程激光测距试验。在国内，基于星载激光测量载荷的激光测距技术已在中国空间站和中高轨北斗导航卫星上开展验证试验，目前正逐步向地月空间拓展^[33-35]。

对于单程异步应答激光测距而言，距离测量值与地面及星载原子钟误差存在耦合关系，但随着星载原子钟性能的持续提升，基于单程测量数据开展深空飞行器测定轨已成为可能。例如，Ely 论证表明，当飞行器搭载稳定度达到 3×10^{-15} 的深空原子钟时，利用单程无线电测量数据可实现与双单程模式相当的月球和火星飞行器定轨精度^[36]；Dirkx 则指出，当卫星搭载稳定度为 1×10^{-13} 的晶振时钟时，基于单程激光测量数据可实现绕月飞行器 10 m 量级的定轨精度^[37]。对于单程异步应答激光测距模式，常规卫星激光测距台站即可参与联合观测，因而能够更加充分地利用现有地面激光测距网络资源，为地月空间飞行器测量与定轨提供更加灵活、高效的观测支撑。

8 结论与讨论

地月空间卫星激光测距具备厘米级测量准确度，可为未来地月空间飞行器高精度测定轨提供新的技术手段。2025 年 4 月，我国成功实现了对 DRO-A 和 TD-1 卫星新一代角反射器的往返激光测距，国际上首次完成了对环月轨道卫星单角锥反射器的激光观测，以及对白天地月空间新一代激光角反射器的卫星激光测距。基于上述试验，本文首次开展了基于卫星激光测距的地月空间飞行器精密定轨应用研究。

利用卫星激光测距数据对深空测控站无线电测距数据支持下的精密定轨结果进行了检核。结果表明，基于 5 天测量数据，DRO-A 卫星定轨结果的径向精度优于 5 m；基于 3 天测量数据，TD-1 卫星定轨结果的径向精度优于 20 m。

针对激光测距试验对轨道预报精度的需求开展分析表明，采用 2 天观测弧段时，DRO-A 卫星 1 天轨道径向预报精度优于 30 m，TD-1 卫星 1 天轨道径向

预报精度优于 400 m. 因此, 2 天观测弧段能够满足 DRO-A 和 TD-1 卫星开展地月空间激光测距试验对轨道预报精度的需求. 同时也表明, 采用无线电测量辅助激光测距建链的模式, 可降低对高精度轨道预报的依赖.

合激光测距数据后, DRO-A 卫星定轨结果的径向和三维重叠弧段位置精度分别由 16.75 m 和 826 m 提升至 4.6 m 和 261 m; TD-1 卫星相应指标分别由 21.09 m 和 538 m 提升至 8.73 m 和 167 m, 表明激光测距数据能够有效提升地月空间飞行器的定轨精度.

相比仅利用无线电测距数据进行精密定轨, 融

参考文献

- 1 Yang M F, Peng J, Li J H, et al. Architecture and development conception of the cislunar space infrastructure system (in Chinese). *Chinese Space Science and Technology*, 2024, 44(3): 1-14 [杨孟飞, 彭兢, 李炯卉, 等. 地月空间基础设施体系架构与发展设想. *中国空间科学技术*, 2024, 44(3): 1-14]
- 2 Huang Y, Yang P, Chen Y L, et al. Autonomous orbit determination for cislunar spacecraft using inter-satellite ranging (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2023, 53(2): 132-144 [黄勇, 杨鹏, 陈艳玲, 等. 地月空间探测器星间测距自主定轨. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2023, 53(2): 132-144]
- 3 Han L. ESA launches the Moonlight lunar satellite constellation program (in Chinese). *Chin J Space Sci*, 2021, 41(6): 846 [韩琳. ESA 启动 Moonlight 月球卫星星座建设. *空间科学学报*, 2021, 41(6): 846]
- 4 Huang Y, Yang P, Li P J, et al. Lunar orbit VLBI modeling and application for orbit determination of deep space probes (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2025, 55: 269513 [黄勇, 杨鹏, 李培佳, 等. 月球轨道 VLBI 建模及深空探测器定轨应用. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2025, 55: 269513]
- 5 Li P J, Huang Y, Fan M, et al. Orbit determination for Chang'E-5 mission 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]
- 6 Pei Z Y, Liu J Z, Wang Q, et al. Progress in lunar exploration and the International Lunar Research Station (in Chinese). *Chin Sci Bull (Chinese Ver)*, 2020, 65(24): 2577-2586 [裴照宇, 刘继忠, 王倩, 等. 月球探测进展与国际月球科研站. *科学通报*, 2020, 65(24): 2577-2586]
- 7 Yuan J, Huang Y, Li P, et al. Orbit determination for Chang'e-6 mission during the lunar orbit phase. *Adv Space Res*, 2025, 27(8): 4417-4429
- 8 Wu W R, Li H T, Li Z, et al. Status and prospects of China's deep space TT&C network (in Chinese). *Sci Sin-Inform*, 2020, 50(1): 87-108 [吴伟仁, 李海涛, 李赞, 等. 中国深空测控网现状与展望. *中国科学: 信息科学*, 2020, 50(1): 87-108]
- 9 Li G, Xie F, Wu Y F, et al. Prospects for deep-space navigation technologies (in Chinese). *Acta Geod Cartogr Sin*, 2025, 54(3): 397-409 [李罡, 解放, 吴一凡, 等. 深空导航技术发展展望. *测绘学报*, 2025, 54(3): 397-409]
- 10 Zhang R Y, Wang W B, Li S L, et al. Relative orbit determination of close formation in cislunar DRO using inter-satellite measurements (in Chinese). *J Astronaut*, 2025, 46(10): 2146-2159 [张如悦, 王文彬, 李霜琳, 等. 地月空间 DRO 近距离编队星间测量相对定轨. *宇航学报*, 2025, 46(10): 2146-2159]
- 11 Pu J H, Li S L, Liu J K, et al. Space-based orbit determination and time synchronization for three typical cislunar orbits (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2023, 10(6): 641-651 [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. *深空探测学报(中英文)*, 2023, 10(6): 641-651]
- 12 Wang W, Shu L, Liu J, et al. Joint navigation performance of distant retrograde orbits and cislunar orbits via LiAISON considering dynamic and clock model errors. *Navigation*, 2019, 66(4): 781-802
- 13 Wang D, Xu T, Li M, et al. Navigation performance analysis of Earth-Moon spacecraft using GNSS, INS, and star tracker. *Satellite Navigation*, 2024, 5(1): 16
- 14 Wilkinson M, Schreiber U, Procházka I, et al. The next generation of satellite laser ranging systems. *J Geod*, 2019, 93(11): 2227-2247
- 15 Chabé J, Courde C, Torre J M, et al. Recent progress in lunar laser ranging at Grasse laser ranging station. *Earth Space Sci*, 2020, 7(3): e2019EA000785
- 16 Turyshev S G. Lunar laser ranging with high-power continuous-wave lasers. *Phys Rev Appl*, 2025, 23(6): 064066
- 17 Schreiber K U, Procházka I, Lauber P, et al. Ground-based demonstration of the European Laser Timing (ELT) experiment. *IEEE Trans Ultrason Ferroelectr Freq Control*, 2010, 57(3): 728-737
- 18 Park R S, Riedel J E, Rodriguez-Alvarez N, et al. Deep space network radio science and ground-based planetary radar in the next decade. *Radio Sci*, 2025, 60(7): 1-20
- 19 Mazarico E, Sun X, Torre J M, et al. First two-way laser ranging to a lunar orbiter: infrared observations from the Grasse station to LRO's retro-reflector array. *Earth Planets Space*, 2020, 72(1): 113
- 20 Smith D E, Zuber M T, Sun X, et al. Two-way laser link over interplanetary distance. *Science*, 2006, 311(5757): 53
- 21 Noda H, Senshu H, Otsubo T, et al. Demonstration of deep-space synchronous two-way laser ranging with a laser transponder aboard Hayabusa2. *Adv Space Res*, 2023, 71(10): 4196-4209
- 22 Löcher A, Kusche J. Assessment of the impact of one-way laser ranging on orbit determination of the Lunar Reconnaissance Orbiter. *J Geod*, 2019, 93(11): 2421-2428
- 23 Gao T Q, Zhang C S, Li M, et al. Lunar laser ranging research and experiments at Sun Yat-sen University (in Chinese). *J Sun Yat-sen Univ Nat Sci Ed*, 2021, 60(S1): 247-252 [高添泉, 张才士, 李明, 等. 中山大学月球激光测距研究与实验. *中山大学学报(自然科学版)*, 2021, 60(S1): 247-252]
- 24 Li Y Q, Fu H L, Li R W, et al. Lunar laser ranging research and experiments at Yunnan Observatories (in Chinese). *Chin J Lasers*, 2019, 46(1): 188-195 [李语强, 伏红林, 李荣旺, 等. 云南天文台月球激光测距研究与实验. *中国激光*, 2019, 46(1): 188-195]
- 25 Arnold D, Montenbruck O, Hackel S, et al. Satellite laser ranging to low Earth orbiters: orbit and network validation. *J Geod*, 2019, 93(11): 2315-2334

耿仁方等：卫星激光测距在地月空间飞行器精密定轨中的应用研究

- 26 Chen H, Cui Z, Zhang M, et al. Refinement of tropospheric delay modeling in satellite laser ranging via atmospheric ray tracing technique. *J Geophys Res Solid Earth*, 2026, 131(5): e2025JB032527
- 27 Mendes V B, Pavlis E C. High accuracy zenith delay prediction at optical wavelengths. *Geophys Res Lett*, 2004, 31(14)
- 28 Mendes V B, Prates G, Pavlis E C, et al. Improved mapping functions for atmospheric refraction correction in SLR. *Geophys Res Lett*, 2002, 29(10): 53-1-53-4
- 29 Petit G, Luzum B, eds. IERS Conventions (2010). IERS Technical Note No. 36. Frankfurt am Main: Verlag des Bundesamts für Kartographie und Geodäsie, 2010
- 30 Schreiber K U, Kodet J. The application of coherent local time for optical time transfer and the quantification of systematic errors in satellite laser ranging. *Space Sci Rev*, 2018, 214(1): 22
- 31 Kral L, Prochazka I, Hamal K. Optical signal path delay fluctuations caused by atmospheric turbulence. *Opt Lett*, 2005, 30(14): 1767-1769
- 32 Chen X, Fang Z, Zhai D S, et al. Implementation method of two-way laser ranging for the Tiandu-1 lunar orbiter (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2025, 12(6): 619-628 [陈晓, 方振, 翟东升, 等. “天都一号”环月卫星双向激光测距技术实现方法. *深空探测学报(中英文)*, 2025, 12(6): 619-628]
- 33 Geng R, Wu Z, Huang Y, et al. A complete analysis of the link uncertainty budget for pulsed laser time transfer on China space station. *Adv Space Res*, 2024, 73(5): 2548-2566
- 34 Wu Z B, Geng R F, Tang K, et al. Space-ground laser time-frequency transfer experiments on the China Space Station and recent progress (in Chinese). *Acta Opt Sin*, 2025, 45(6): 286-294 [吴志波, 耿仁方, 汤凯, 等. 中国空间站星地激光时频传递试验及进展. *光学学报*, 2025, 45(6): 286-294]
- 35 Zhang H F, Meng W D, Wu Z B, et al. One-way laser ranging and its measurement experiment (in Chinese). *Chin J Lasers*, 2013, 40(3): 202-208 [张海峰, 孟文东, 吴志波, 等. 单向激光测距及其测量试验. *中国激光*, 2013, 40(3): 202-208]
- 36 Ely T, Burt E, Cheung K, et al. The benefit of space clocks for the deep space network. *Radio Sci*, 2025, 60(8): 1-24
- 37 Dirkx D, Noomen R, Visser P, et al. Comparative analysis of one- and two-way planetary laser ranging concepts. *Planet Space Sci*, 2015, 117: 159-176

Application of satellite laser ranging to precise orbit determination of cislunar spacecraft

GENG RenFang^{1,2}, MA YunLong^{1,4}, ZHANG ZhengHao^{1,4}, LI PeiJia¹, CHENG ZhiEn¹, HUANG Yong^{1,2,3,4*}, LI YuQiang⁵, CHEN Xiao^{6,7} & WANG WenBin⁸

¹ Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

² Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Positioning Techniques, Shanghai 200030, China

³ Key Laboratory of Planetary Sciences, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

⁴ School of Astronomy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

⁵ Yunnan Observatories, Chinese Academy of Sciences, Kunming 650216, China

⁶ Institute of Overall Technology Research, Deep Space Exploration Laboratory, Hefei 230031, China

⁷ Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201100, China

⁸ Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China

Highly precise orbit determination is essential for future cislunar exploration missions. In April 2025, satellite laser ranging (SLR) experiments were successfully carried out for the Tiandu-1 navigation and communication technology demonstration satellite (TD-1) and the Distant Retrograde Orbit satellite (DRO-A). Based on the cislunar SLR data obtained in TD-1 and DRO-A missions, this paper presents the world's first experiment on orbit determination of cislunar spacecraft using the SLR data. First, the high-accuracy SLR data were used to externally validate the orbit determination results derived from radiometric ranging data of China's deep-space tracking network. The results show that the radial orbit determination accuracy is better than 5 m for DRO-A and better than 20 m for TD-1. Then, the orbit prediction accuracy required by cislunar SLR was analyzed. The results show that two-day arcs of ground-based radiometric tracking data are sufficient to satisfy the SLR orbit prediction requirements for both DRO-A in the Earth-Moon 2:1 resonant trajectory and TD-1 in the Earth-Moon free-return trajectory. In addition, laser-radio common-view observations can facilitate cislunar SLR tracking and reduce the reliance on highly accurate predicted orbits. Finally, joint orbit determination was performed by combining radiometric ranging data and SLR data. The three-dimensional overlap position accuracy is improved from 656 m to 179 m for TD-1, and from 854 m to 266 m for DRO-A. These results demonstrate the potential of SLR for orbit determination of cislunar spacecraft.

satellite laser ranging, cislunar space, precise orbit determination, multi-source data fusion, laser validation