

月球通信导航一体化架构设计与联合定轨方法

曹凯^{1,2}, 卫东华^{1,2}, 李海洋^{1,2}, 蔡晗³, 梁宗闯^{1,2}, 向开恒^{1,2}

(1. 深空探测实验室, 合肥 230088; 2. 深空探测全国重点实验室, 合肥, 230000; 3. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081)

摘要: 针对月球通信导航一体化系统 (Lunar Communication and Navigation System, LCNS) 星座设计与高精度轨道确定的关键技术挑战, 提出一种融合多类轨道星座与地-月-星多源测控资源的联合定轨架构。基于月球轨道动力学特性, 构建了包含月球圆轨道、大椭圆冻结轨道和近直线晕轨道的混合星座, 以实现全月及重点区域的增强覆盖, 并设计了地-月-星联合测控体系。建立了适用于该测控体系的状态方程与量测方程的统一数学模型。对比分析了纯地基、纯月基、地基-星间联合、月基-星间联合以及地-月-星间联合 5 种定轨模式, 定量评估了相应的定轨精度。仿真结果表明, 地-月-星间联合定轨模式显著优于传统模式, 定轨精度可由纯地基模式的 10 m 级提升至厘米级, 极大地提升了月球极区与背面任务的导航定位可靠性。可为未来 LCNS 的顶层设计、多模式定轨策略与测控资源优化提供了重要的理论依据和工程参考。

关键词: 月球通导系统; 星座设计; 地-月-星间联合定轨; 月面基站; 精度评估

中图分类号: V474.3

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)04-0356-11

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20250111

引用格式: 曹凯, 卫东华, 李海洋, 等. 月球通信导航一体化架构设计与联合定轨方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(4): 356-366.

Reference format: CAO K, WEI D H, LI H Y, et al. Research on integrated lunar communication and navigation architecture and joint orbit determination methodology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(4): 356-366.

引言

在“十四五”航天发展规划纲要指导下, 深空探测工程已实现从近地空间到星际空间的跨越式发展。作为距离地球最近的天然卫星, 月球因其独特的地理位置和资源储备, 成为星际探测的前哨战和桥头堡。近年来, 人类对于月球的探测日趋激增, 整体呈现多极化竞争格局: 美国“阿尔忒弥斯”(Artemis)计划、俄罗斯重启“月球-资源”(Luna-Resource)任务、印度“月船三号”(Chandrayaan-3)及中国月球科研站建设工程等^[1]。众多国家及机构的探月规划, 月球探测任务正从短期、单点式的科学探索发展为长期、区域化的持续运营。这一趋势对月球任务通讯、导航与遥感系统提出了更为严苛的技术要求。

传统航天任务地基测控网络承担了轨道跟踪、远程遥控与数据回传等核心任务。尽管当前包括中国“天链”系统、美国深空网(Deep Space Network, DSN)及欧洲航天局(European Space Agency, ESA)的跟踪站网络(ESTRACK)等地基测控体系在月球任务发挥了重要的作用, 但其技术瓶颈在深空环境日益凸显^[2]。

地基测控受地球自转、可见窗口和天线资源的限制, 难以与月球卫星保持连续通信, 导致轨道测量覆盖率低, 影响了定轨精度。在实施月球背面或极区任务时, 其对中继通信的依赖也增加了链路的复杂性和误差来源。传统测距、测速和测角技术在地-月小夹角或远距离测量时观测几何易退化, 导致定位精度下降。此外, 地基系统存在链路切换频繁、多任务支持能力不足及天线资源紧张等问题, 难以满足多探测器协同的需求。

为提升任务的安全性与自主性, 近年来许多机构和学者提出了构建“月球通信与导航综合系统”(Lunar Communication and Navigation System, LCNS)的设想, 旨在月球轨道和月面部署通信中继与导航基站, 构建如同全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)的月球专属空天信息基础设施^[3]。该系统将突破超远距离通信、异构网络融合、自主定轨授时等关键技术, 实现月面大范围科考设备调度快速响应、资源勘探设备高精度定位、多基地数据实时回传等核心能力, 不仅可为探测器提供实时定位与定轨, 也将极大地扩展月球资源开发与多任务协

同的可行性。其中,自主定轨授时能力的实现,尤其是高精度的月球轨道确定,是支撑上述定位、调度、协同等核心功能的关键基础。

在月球轨道确定方面,国内外学者从地基观测、月基观测及星间测距等开展了大量研究,并取得了一系列关键成果。在传统地基模式中,轨道确定主要依赖测距、测速与测角等手段。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)在月球勘测轨道飞行器(Lunar Reconnaissance Orbiter, LRO)任务利用DSN、NASA和通用空间网络(Universal Space Network, USN)等天线,仅使用S波段跟踪时,平均位置精度约35 m(标准偏差28 m),径向精度1.9 m(标准偏差1.5 m),84 h预测精度约127 m(标准偏差66 m)^[4]。中国在“嫦娥一号”~“嫦娥五号”任务逐步建立了深空网S/X/Ka波段和甚长基线干涉测量技术(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)干涉测量系统联合跟踪体系^[5]。“嫦娥五号”轨道器定轨精度,精密星历与11 h预报结果比较位置误差约35.8 m,速度误差1.6 cm/s^[6]。但研究表明,地基模式存在测量方位受限、观测密度不均、几何结构弱化等方面的劣势,成为高动态轨道与月面近地操作的制约因素^[7]。

为克服上述问题,月基测控系统近年来受到广泛的关注。将导航信号源或测距基站部署至月球表面或轨道,可实现全天候的近距离观测,从而弥补地基盲区并强化测量几何。李炯卉等^[8]提出了月面通信导航基础设施的总体架构,强调在月球极区和背面部署基站的重要性,以实现全月面覆盖和高精度导航服务。基于国际月球科研站建设及运行过程中的实时无缝通讯需求,王振河等^[9]从几何可见性提出了基于地面深空测控网、星星双中继的国际月球科研站全时无缝通信研究。此外,美国“月球网络”(LunaNet)概念提出以商用通信星+导航星+地面枢纽构建多层次空间网络,进一步强化了月基观测在未来探测系统的定位^[10]。

星间测距技术已成为提升轨道确定自主性与鲁棒性的关键支撑。通过激光或无线链路实现卫星间双向测距与测速,不依赖地面或月面设施,可实现完全自主导航。张晓磊等^[11]针对低成本全球定位系统(Global Positioning System, GPS)接收机定轨精度低的问题,采用星间测距信息结合扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)算法有效提升了微纳卫星编队的相对轨道状态估计精度,星间相对位置误差从20 m提升至1 m,相对速度误差从1 cm/s提升至1 mm/s。王海红等^[12]提出一种基于地面上注长期星历

参数的导航星座卫星分布式自主定轨算法,采用小计算量的状态转移矩阵星上计算方法,减少了对星上计算资源和星地数据传输资源的占用,在90 d期间内,星座卫星自主定轨结果误差小于30 m。

除基础测距精度与测量几何的改善,地基、月基与星间测距数据在时间分辨率、空间视角及误差谱分布具有显著互补特征,若能设计合理的数据融合框架,可显著提升系统的鲁棒性与定轨精度。曲伟菁等^[13]联合卫星激光测距与星间链路观测数据,实现了“北斗三号”(BDS-3)卫星的高精度轨道确定,验证了少量卫星激光测距与星间链路联合定轨的可行性,为BDS-3卫星精密轨道服务提供了重要的技术支撑。LRO任务通过S波段测距、多普勒测速、激光跟踪数据结合高度计数据来确定LRO的轨道信息,预计径向位置精度达50 cm,水平精度达25 m^[14-16]。

尽管上述研究已为月球卫星的高精度轨道确定和控制提供了理论基础与部分验证,但尚存在若干亟待深入解决的问题。一是现有工作多基于单一测控配置或简化误差模型,缺乏针对不同观测模式独立与耦合性能的系统性量化评估。二是针对星间测距与月基观测这一新型定轨模式,其在网络拓扑结构、月地联合观测及观测链路配置等方面对轨道确定精度的具体影响尚未完全阐明。这些问题将直接关系到中国后续月球导航星座系统的工程实施。

为此,本研究面向月球LCNS系统高精度导航需求,提出了融合多类轨道星座与地-月-星多源测控资源的联合定轨架构,设计了由多类月球轨道构成的混合星座及地-月-星联合测控体系;建立融合多源观测信息的系统状态方程与量测方程;并定量对比分析了5种定轨模式的性能。

1 系统整体架构设计

1.1 架构设计

本文提出一个由天基为主,天地协同、多源融合的新一代LCNS顶层架构。该架构通过集成在轨卫星星座、月面基站设施、星间与星地链路,构建一个地-月-星一体化的测控网络,旨在实现全月连续覆盖、自主运行与高精度定轨导航、资源优化配置和一体化服务,最终为各类月面与环月任务提供强大的空间信息支撑,系统整体架构如图1所示。

本文设计的LCNS系统由空间段(卫星星座系统)、月面段(月面测控系统)和地面段(地面测控系统)通过高速数据互联组成的层次化、网络化架构,其各个组成及作用见表1。

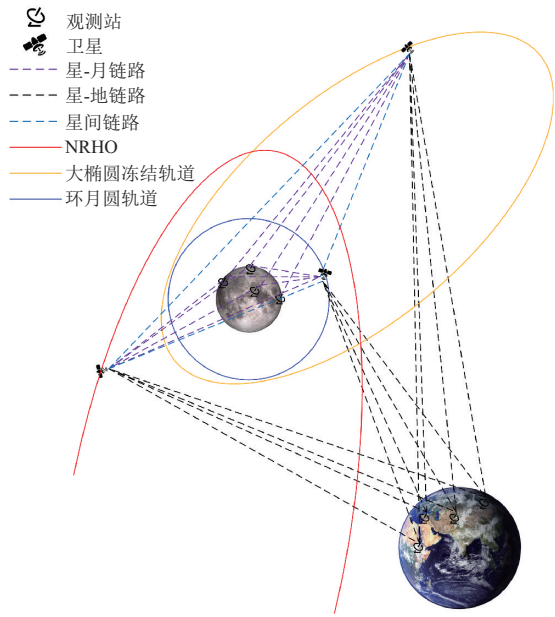


图1 系统整体架构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the systems' overall architecture

表1 LCNS系统组成及作用

Table 1 Composition and functions of the LCNS system

名称	组成	作用
空间段	不同构型的卫星星座	星间测距、通信及中继、导航
月面段	永久性月面基站及移动/固定测控设备	位置已知且长期稳定的高精度坐标参考点
地面段	深空测控站等地基观测站	测控基准和系统备份

空间段是整个系统的核心天基基础设施，主要由月球低轨圆轨道卫星、大椭圆冻结轨道卫星和地月L2点近直线晕轨道卫星，通过星间链路互联组成。其核心作用是构建一个覆盖月球全域的导航信号播发、数据中继与精密测距网络，为月面及环月用户提供实时连续的通信导航服务，并为高精度定轨提供丰富的天基观测数据。空间段的多层异构星座设计，通过不同轨道特性的互补融合，从根本上解决了单一轨道类型无法实现全月覆盖（特别是极区和背面）与高几何强度观测的难题，是实现系统自主运行与高性能服务的物理基础。

月面段主要包括永久性月面基站以及移动/固定测控设备，其布局采用“均匀分布+关键区域强化”的配置原则。月面基站作为高精度位置已知的参考点（可通过VLBI等地月联测事先精密标定），不仅能接收导航信号并进行差分增强，更核心的功能是对可见卫星进行主动双向测距和数据传输，成为天基测控网在月面的延伸锚点。月基观测的引入，极大地增强了星座的空间几何观测构型特别是在月球背面和极区，其作用是地球站无法替代的。

地面段是系统运行控制的基准和最终依托，主要由分布在全球多个经度的深空测控站（如中国的VLBI网、佳木斯/喀什深空站）以及位于地面的系统运控中心和数据处理中心组成。其核心作用是为整个地-月-星系统提供与地球固连的时空基准，负责对星座进行跟踪测控、任务上行注入、数据接收，并执行全网的联合定轨解算与状态管理。地面段的全球布局有效克服了地球自转带来的单站跟踪时间间隔问题，确保了对地月空间航天器的长弧段连续监测。作为系统精度溯源的最终基准，地面段的引入保障了月球坐标系与地球坐标系的统一，是维持整个系统长期稳定和高精度运行的中枢。

各段之间通过星间链路、星地链路和星月链路连接成一个有机整体。所有观测数据最终汇合至地面或月面处理中心，采用集中式数据融合与滤波算法（如序贯平差或卡尔曼滤波）进行联合处理，最终解算出全网卫星的精密轨道与钟差。

1.2 星座构型设计

本文设计的LCNS系统空间段由卫星星座系统构成，在保证星座对月面覆盖率的基础上，为分析地基、月基与星间测距3种观测方式对定轨精度的影响，利用低月球圆轨道、大椭圆冻结轨道和地月L2点近直线晕轨道3种不同轨位设计了3种不同的星座。

环月圆轨道构成的星座轨道分布均匀，轨道与全月面的距离都相差不大，卫星可稳定地运行在设定轨道，且圆轨道的定轨精度较高，适合作为近月空间星座的定轨基准星。由24颗半长轴相同的卫星平均分布于3个轨道面，每个轨道面8颗卫星，组成圆轨道星座如图2，能够保障月面的全区域覆盖，本文在每个轨道面选取一颗卫星进行分析。

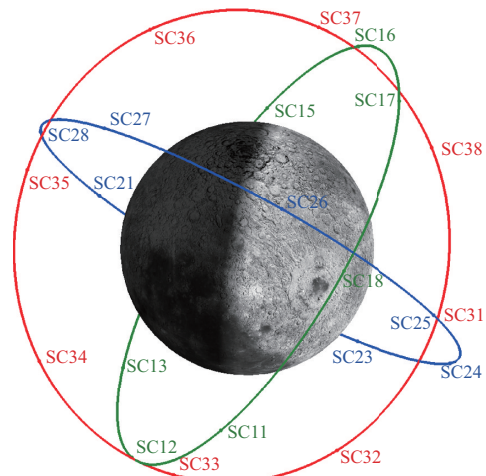


图2 环月圆轨道星座示意图

Fig. 2 Schematic diagram of circular lunar orbit constellation

环月大椭圆冻结轨道是受地球第三体引力摄动影响,可使远月点稳定保持在月球极区上空的大椭圆轨道。通常情况下,轨道受摄动影响,拱线会发生旋转,若开始时远月点位于月球南极上空,一段时间后远月点将会旋转到月球北极;而环月大椭圆冻结轨道的特点是拱线不会漂移,远月点能始终保持在月球极区上空,且距月面距离适中,可为月球极区探测提供较长时间的连续可见弧段;而环月大椭圆冻结轨道较为稳定,基本不需要轨道维持,是为月球极区提供服务的最佳轨道类型。

针对主要覆盖月球南部区域,在环月圆轨道基础上设计了大椭圆冻结轨道星座,由9颗圆轨道卫星平均分布于3个轨道面上,其中一个轨道面的倾角 0° ,主要覆盖月球赤道区域;另外增加了两个大椭圆冻结轨道卫星,可长时间覆盖月球南极区域,为月球南极诸多任务提供保障,星座示意图如图3所示。

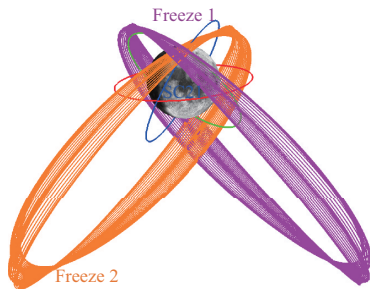


图3 大椭圆冻结轨道星座示意图
Fig. 3 Highly elliptical frozen orbit constellation diagram

近直线晕轨道(Near-Rectilinear Halo Orbit, NRHO)是一种位于地月之间的轨道类型,其运行轨道是一种高偏心率椭圆轨道(近乎是一条直线)。NRHO属于地月空间拉格朗日点延拓轨道族的一部分,可通过较小的推进力进行轨道维持。另外, NRHO由于对地球不存在遮挡,可作为信息中转的中继站。

为分析不同轨位对定轨精度的影响,以NRHO卫星替代大椭圆冻结轨道卫星,组成NRHO星座,同样在保障月面全域覆盖的情况下,主要对月球南极区域的用户提供服,星座示意图如图4所示。

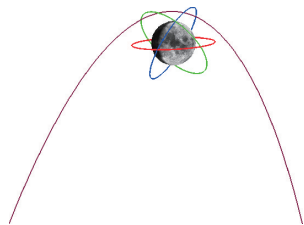


图4 NRHO轨道星座示意图
Fig. 4 Schematic diagram of NRHO constellation

为展示星间测距、轨道类型、星座构型等因素对定轨精度的影响,在环月圆轨道的基础上拓展了两种实用轨道以构建不同的星座,其中环月圆轨道星座分布均匀可实现月面全时全区域覆盖,大椭圆冻结轨道星座主要聚焦月球南部区域, NRHO轨道星座则可长时间停留在极区上空。对不同轨位星座进行定轨精度分析,为建立多源融合的测控体系提供参考。

本文从组成各星座的不同轨位选取部分进行分析,其中环月圆轨道卫星选取了3颗卫星(下文中用SC表示),环月大椭圆冻结轨道卫星选取了1颗(文中用Freeze表示),近直线晕轨道卫星为1颗(文中用NRHO表示),各卫星的轨道初始参数如表2所示,各个卫星在空间的位置见图5。

表2 选取的不同轨位轨道参数(月心惯性系)
Table 2 Selected orbital slot parameters (Moon-centered inertial frame)

卫星编号	半长轴/km	倾角/ $^\circ$	偏心率
SC1	3 237.4	55.0	0
SC2	3 237.4	0	0
SC3	3 237.4	60.0	0
Freeze 1	8 737.4	52.9	0.629 5
NRHO 1	47 607.8	108.1	0.960 7

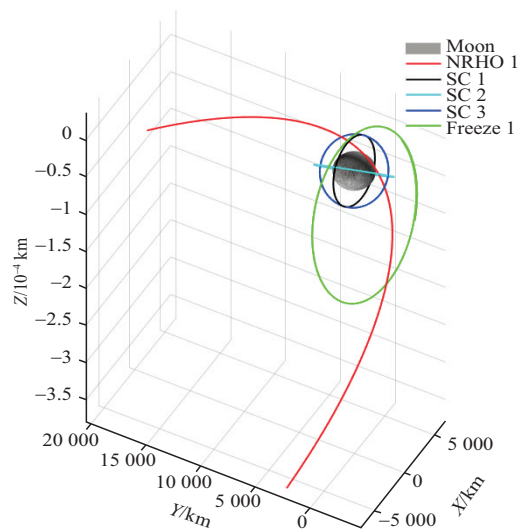


图5 月球卫星轨道分布示意图
Fig. 5 Schematic diagram of Lunar satellite orbit distribution

1.3 地-月-星间联合测控体系设计

本架构的核心创新构建了一个深度融合天基、月基与地基观测资源的联合测控体系。该体系通过建立多种类型的高速数据链路,将分散在各处

的观测数据汇集融合,形成了时空覆盖完备、几何构型极佳的观测网络。在此基础上,系统支持多种可灵活切换或联合解算的定轨模式,能适应不同任务阶段和精度需求,最终通过地-月-星联合定轨核心模式,为整个系统提供最基础、最精确的时空基准。

5种定轨模式构成一个从传统到先进、从依赖外部基准到高度自主的完整技术体系,结果对比如表3所示。纯地基模式虽技术成熟但性能有限,星间自主

模式虽实现了覆盖突破却存在长期漂移的问题。联合定轨模式显著提升了性能:月基-星间联合在局部区域可达厘米级精度,地基-星间联合改善了全球的平均精度。而地-月-星联合模式作为核心方案,通过融合所有的观测数据,形成最优的空间几何构型,代表了系统架构的最终方向。该多模式体系既满足了不同的任务阶段和精度的需求,又通过冗余备份增强了系统的可靠性,为后续仿真验证提供了明确的性能对标基准。

表3 LCNS系统主要定轨模式对比分析

Table 3 Comparative analysis of orbit determination modes for LCNS system

定轨模式	作用	优缺点
纯地基	作为性能基准和系统备份模式	技术成熟,依赖现有深空网设施。对月球背面及极区覆盖差,可视弧段短且间歇,几何构型弱,定轨精度低
纯月基	为月球背面及极区提供持续的区域性定位支持,降低对地球站的依赖	不依赖地球站,可为月球背面及极区提供更长弧段观测,覆盖能力优于纯地基。月面基站数量有限,几何构型较弱,定轨精度低于月-星联合模式
月-星联合	为月球背面及极区任务提供最高精度的定位保障	在月球局部区域(特别是基站可视范围内)几何构型极强,精度高。依赖月面基站建设与维护,全球精度不均匀
地-星联合	全面提升星座全球定轨精度的过渡模式	有效改善全球平均精度,减少对单站数据的依赖。对月球背面区域精度提升有限,仍受地球站可视弧段约束
地-月-星联合	核心方案,实现系统最优性能的终极模式	观测资源利用率最高,几何构型最强,可实现全球均匀且最高的定轨精度。系统最为复杂,对数据融合处理算法要求极高

2 状态方程和量测方程

仅考虑地面/月面观测站进行定轨时,本文选取的状态变量为卫星 j 的位置、速度信息,即 $\mathbf{X}_j = [\mathbf{r}_j, \dot{\mathbf{r}}_j]^T$,根据牛顿第二定律,考虑月球引力、地球引力、太阳引力和其它摄动力的情况下,卫星的动力学方程可表示为

$$\dot{\mathbf{X}}_j = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}_j \\ \ddot{\mathbf{r}}_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}_j \\ \frac{1}{m_j} (\mathbf{F}_{\text{Moon},j} + \mathbf{F}_{\text{Earth},j} + \mathbf{F}_{\text{Sun},j} + \mathbf{F}_{\text{p},j}) \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中: \mathbf{r}_j 为卫星 j 在月心惯性坐标系的位置; $\dot{\mathbf{r}}_j$ 为卫星 j 在月心惯性坐标系的速度; m_j 为卫星 j 的质量; $\mathbf{F}_{\text{Moon},j}$ 为卫星受到的月球引力; $\mathbf{F}_{\text{Earth},j}$ 为卫星受到的地球引力; $\mathbf{F}_{\text{Sun},j}$ 为卫星受到的太阳引力; $\mathbf{F}_{\text{p},j}$ 为受到的其它摄动力,主要包括太阳光压力、月球非球形摄动、潮汐效应等。

基于地基和月基观测时,基站 i 和卫星 j 的位置向量分别为 $\mathbf{r}_{\text{sta},i}$ 、 $\mathbf{r}_{\text{sat},j}$,两者间的距离 $\rho_{i,j}$ 可表示为

$$\rho_{i,j} = \left\| \mathbf{r}_{\text{sta},i} - \mathbf{r}_{\text{sat},j} \right\| = \sqrt{(x_{\text{sta},i} - x_{\text{sat},j})^2 + (y_{\text{sta},i} - y_{\text{sat},j})^2 + (z_{\text{sta},i} - z_{\text{sat},j})^2} \quad (2)$$

其中:测距误差主要考虑设备时延和传播介质延迟等。

基于观测站获得的卫星测速信息 $\dot{\rho}$ 可表示为

$$\dot{\rho}_{i,j} = \frac{1}{\rho_{i,j}} (\mathbf{r}_{\text{sat},j} - \mathbf{r}_{\text{sta},i}) (\mathbf{v}_{\text{sat},j} - \mathbf{v}_{\text{sta},i}) \quad (3)$$

卫星 j 和卫星 k 间引入星间测距信息后,两个卫星间的测距信息可表示为

$$\rho_{j,k} = \left\| \mathbf{r}_{\text{sat},j} - \mathbf{r}_{\text{sat},k} \right\| = \sqrt{(x_{\text{sat},j} - x_{\text{sat},k})^2 + (y_{\text{sat},j} - y_{\text{sat},k})^2 + (z_{\text{sat},j} - z_{\text{sat},k})^2} \quad (4)$$

在引入星间测距信息后,本文选取卫星 j 和卫星 k 的位置和速度作为系统状态变量,即 $\mathbf{X} = [\mathbf{X}_j, \mathbf{X}_k]^T$,动力学方程表示为

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{X}_j \\ \dot{X}_k \end{bmatrix} \quad (5)$$

测量方程为

$$G = \begin{bmatrix} \rho_{i,j} \\ \dot{\rho}_{i,j} \\ \rho_{j,k} \end{bmatrix} \quad (6)$$

基于状态方程和测量方程,在观测点采用泰勒展开进行局部线性化,并采用最小二乘批处理方法,即可实现对卫星的状态轨迹。

为获取标称轨道及测量数据,本文采用高精度动力学模型进行轨道递推以获取数值仿真所需轨道和测量数据,其中地球引力场采用JGM3模型,考虑32×32阶非球形摄动;月球引力场采用GL0660B模型,考虑100×100阶非球形摄动;轨道积分时各行星的星历采用DE430模型;积分器采用RKF7/8变步长积分。

为对比地基和月基观测对定轨精度的影响,本文采用4个地基观测站(阿根廷站、佳木斯站、喀什站和青岛站)。另外,本研究在月球表面遴选了4个基站(位置见表4)。月面站点以覆盖月球南极区域为主要目标进行布局,其地理分布旨在形成对观测目标的优良几何构型,从而确保测量数据的精度与可靠性。

表4 月球坐标系下月基观测站位置
Table 4 Lunar-based observation station

类型	名称	位置[纬度/(°), 经度/(°)]
月球基站	月面站-1 (Moon-1)	[-50, 40]
	月面站-2 (Moon-2)	[-80, 160]
	月面站-3 (Moon-3)	[-15, 40]
	月面站-4 (Moon-4)	[-40, 120]

3 卫星定轨数值仿真

3.1 地基、月基定轨

基于卫星的轨道及地面站构型配置,均衡各个观测站与卫星可见性,本节仿真选取的观测弧段:[5 Oct 2025 08:00:00.000, 5 Oct 2025 12:00:00.000]。为突出不同观测模式下观测几何对定轨精度的影响,仅考虑地基观测测距精度 1×10^{-3} km (σ),测速精度 1×10^{-4} km/s (σ);月基观测精度 1×10^{-3} km (σ),测速精度 1×10^{-4} km/s (σ)。在此观测窗口内,考虑每颗卫星和每个观测站间的可见性约束,观测数据采样时间设置为60 s,得到每个观测站对每个卫星的观测

数据,首先,单独采用地基观测站对表2卫星进行定轨。结果如表5所示。

表5 地基观测站定轨结果
Table 5 Orbit determination results from ground-based stations

卫星编号	观测站点及采样点个数	定轨精度	
		r/km	v/(km·s ⁻¹)
SC 1	阿根廷: 20		
	佳木斯: 136	0.002 0	4.907×10 ⁻⁷
	喀什: 22	0.010 5	2.664×10 ⁻⁶
	青岛: 157	-0.004 0	1.735×10 ⁻⁷
SC 2	阿根廷: 22		
	佳木斯: 177	-0.004 1	-9.776×10 ⁻⁷
	喀什: 23	-0.015 2	-1.383×10 ⁻⁷
	青岛: 202	-0.009 4	-7.323×10 ⁻⁶
SC 3	阿根廷: 21		
	佳木斯: 180	0.006 3	-7.354×10 ⁻⁷
	喀什: 20	0.021 3	3.955×10 ⁻⁶
	青岛: 204	0.014 6	-9.959×10 ⁻⁶
Freeze 1	阿根廷: 20		
	佳木斯: 176	-0.004 6	9.907×10 ⁻⁷
	喀什: 18	-0.020 8	4.285×10 ⁻⁶
	青岛: 203	0.002 4	-1.522×10 ⁻⁶
NRHO 1	阿根廷: 17		
	佳木斯: 178	-0.006 8	2.419×10 ⁻⁶
	喀什: 17	-0.025 0	1.858×10 ⁻⁵
	青岛: 206	-0.014 3	-1.388×10 ⁻⁵

接着,单独采用表4中设置的月基观测站对表1中5颗卫星进行定轨,结果如表6所示。从表5和表6展示的各个卫星的定轨结果可以看出,对于卫星SC1和NRHO1,基于月球站点观测数据的三轴定轨精度约为分米量级,而基于地基观测站点的三轴定轨精度约为最大可达10 m量级。从观测数据采样点数量来看,卫星SC1的月基观测数据量少于地基观测数据, NRHO1的观测数据略大于地基观测数据。上述结果表明,同为4站点联合观测定轨,虽然月基观测数据比地基观测数据更少,但是地基观测的定轨精度比月基观测数据提高约2~3个数量级。此结果的主要原因是地基观测站观测月球卫星时,一方面月球轨道与基站距离较远,另一方面中国深空观测站较为集中,导致观测几何条件较差,难以实现高精度月球卫星定轨。

表6 月基观测站定轨结果
Table 6 Orbit determination results from Lunar-based stations

卫星编号	观测站点及 采样点个数	定轨精度	
		r/km	$v/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$
SC 1	Moon-1: 33	7.153×10^{-5}	2.104×10^{-8}
	Moon-2: 43	0.000 260 2	-1.031×10^{-7}
	Moon-3: 22	0.000 115 6	-7.518×10^{-8}
	Moon-4: 59		
SC 2	Moon-1: 0	-0.005 5	1.470×10^{-5}
	Moon-2: 35	-0.011 2	2.391×10^{-6}
	Moon-3: 0	-0.015 3	1.519×10^{-5}
	Moon-4: 18		
SC 3	Moon-1: 58	0.004 2	-3.012×10^{-6}
	Moon-2: 0	0.003 5	9.825×10^{-7}
	Moon-3: 60	0.004 0	-1.499×10^{-6}
	Moon-4: 0		
Freeze 1	Moon-1: 134	0.000 215 7	-1.906×10^{-7}
	Moon-2: 3	0.000 292 3	6.699×10^{-7}
	Moon-3: 125	0.000 394 2	-1.613×10^{-8}
	Moon-4: 0		
NRHO 1	Moon-1: 196	2.568×10^{-4}	-3.654×10^{-8}
	Moon-2: 39	3.924×10^{-6}	-4.131×10^{-8}
	Moon-3: 226	-4.79×10^{-5}	2.92×10^{-8}
	Moon-4: 107		

从表5和表6及其它卫星的定轨结果可以看到, 卫星SC2、SC3的月基定轨结果和地基定轨结果相差不多, 甚至略低于地基定轨精度。这是由于月面站点构型和观测弧段选择不恰当, 导致仅存在两个站点的观测数据, 导致这些卫星无法实现4站点联合定轨, 降低了定轨精度。而对于卫星Freeze 1, 月基观测仅有3个站点的观测数据, 但定轨精度远优于地基观测定轨。上述结果说明, 与地基观测相比, 月基观测具有明显优势, 在少量数据和站点的情况下其定轨精度可大幅提升。

3.2 地基-星间、月基-星间联合定轨

按照星座构建为基础, 分析不同星座构型星间测距对定轨精度的影响。首先, 星座配置: 星座1: Cons 1=[SC1 SC2 SC3], 星座2: Cons 2=[SC1 SC2 NRHO1], 星座3: Cons 3=[SC1 SC2 Freeze1]。观测弧段同样选择为2025-10-05 08:00:00.000-2025-10-05 12:00:00.000。每个星座内的每两颗卫星间引入星间测距信息, 星间测距精度为 1×10^{-4} km, 采样间隔为60 s。值得注意的是, 本文仅为展示星间测距信息的引入对定轨精度的提高程度, 因此并未考虑卫星间的可见性。引入星间测距信息后每颗卫星的定轨结果如表7~9所示。

表7 星座1地基-星间测距定轨结果

Table 7 Integrated orbit determination using ground observations and inter-satellite measurements of Cons 1

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度			
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	
[SC1, SC2]	241	[0.000 937 4 0.004 676 -0.001 757],	[0.000 960 5 0.004 463 0.001 569],	[2.22 $\times 10^{-7}$ 1.027 $\times 10^{-6}$ 9.718 $\times 10^{-8}$]	[5.058 $\times 10^{-8}$ -2.734 $\times 10^{-7}$ 2.004 $\times 10^{-6}$]
[SC1, SC3]	241	[-0.000 880 1 -0.006 466 0.002 181],	[-0.001 269 -0.005 543 -0.003 774],	[-2.559 $\times 10^{-7}$ -1.477 $\times 10^{-6}$ -5.065 $\times 10^{-8}$]	[5.766 $\times 10^{-8}$ -1.011 $\times 10^{-6}$ 2.597 $\times 10^{-6}$]
[SC2, SC3]	241	[-0.001 447 -0.005 601 -0.002 933],	[-0.001 619 -0.005 893 -0.004 173],	[-3.074 $\times 10^{-7}$ 8.055 $\times 10^{-8}$ -2.689 $\times 10^{-6}$]	[1.875 $\times 10^{-7}$ -1.098 $\times 10^{-6}$ 2.839 $\times 10^{-6}$]

表8 星座2地基-星间测距定轨结果

Table 8 Integrated orbit determination using ground observations and inter-satellite measurements of Cons 2

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度			
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	
[SC 1, SC 2]	241	[-0.000 435 -0.003 336 0.001 292],	[0.000 623 6 -0.002 705 -0.001 448],	[-9.937 $\times 10^{-8}$ -7.6 $\times 10^{-7}$ -7.445 $\times 10^{-8}$]	[-1.387 $\times 10^{-7}$ 1.933 $\times 10^{-8}$ -1.317 $\times 10^{-6}$]
[SC 1, NRHO 1]	241	[-0.000 362 -0.002 69 0.001 014],	[0.000 211 1 -4.781 $\times 10^{-5}$ 0.003 488],	[-8.874 $\times 10^{-8}$ -6.106 $\times 10^{-7}$ -5.292 $\times 10^{-8}$]	[-1.817 $\times 10^{-7}$ -1.447 $\times 10^{-6}$ 8.26 $\times 10^{-7}$]
[SC 2, NRHO 1]	241	[3.606e-5 -0.000 469 9 0.000 309 7],	[-0.000 168 3 -0.000 539 9 -4.093 $\times 10^{-5}$],	[1.643 $\times 10^{-7}$ 1.668 $\times 10^{-7}$ -1.895 $\times 10^{-8}$]	[5.603 $\times 10^{-8}$ 3.322 $\times 10^{-7}$ -6.405 $\times 10^{-8}$]

表9 星座3地基-星间测距定轨结果

Table 9 Integrated orbit determination using ground observations and inter-satellite measurements of Cons 3

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度					
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$			$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		
[SC 1, SC 2]	241	[0.000 937 4	0.004 676	-0.001 757],	[0.000 960 5	0.004 463	0.001 569],
		[2.22×10 ⁻⁷	1.027×10 ⁻⁶	9.718×10 ⁻⁸]	[5.058×10 ⁻⁸	-2.734×10 ⁻⁷	2.004×10 ⁻⁶]
[SC 1, Freeze 1]	241	[-0.001 32	-0.007 287	0.002 979],	[-0.001 339	-0.007 145	0.002 706],
		[-3.535×10 ⁻⁷	-2.232×10 ⁻⁶	-1.432×10 ⁻⁷]	[-2.53×10 ⁻⁷	-1.947×10 ⁻⁶	4.337×10 ⁻⁷]
[SC 2, Freeze 1]	241	[0.001 192	0.004 289	0.002 352],	[0.001 062	0.006 627	-0.003 18],
		[1.938×10 ⁻⁷	-7.427×10 ⁻⁸	1.95×10 ⁻⁶]	[2.613×10 ⁻⁷	1.625×10 ⁻⁶	-3.201×10 ⁻⁷]

从上述仿真结果可以看出,引入星间测距信息后,相比仅依靠地基观测站测量数据的轨道确定,对于这3个星座内的卫星,其定轨精度提高了约1~2个数量级,三轴定轨精度均低于10 m量级。星座1中,对于不同卫星对间测距信息,3个圆轨道卫星的定轨精度接近,均为X轴向达分米级,Y轴和Z轴达米级;星座2中,对于SC1,当引入SC2星间测距信息联合定轨时,定轨精度要高于SC1和NRHO1的卫星组合,这是由于圆轨道卫星轨道半长轴较短,两星间观测几何要优于SC1和NRHO1。但是对于SC2,这个结果并不明显。原因是SC1与NRHO1轨道平面夹角更大,而SC2与NRHO1轨道面夹角较小,当测控弧段选择不当时,其观测几何劣化导致其定轨精度提高较小。类似的,对于星座3,两个圆轨道卫星对的定轨结果,比和大椭圆冻结轨道配对,其定轨结果明显改善。对于不同星座内的同一颗卫星,例如Cons1内

的SC1和Cons2内SC1,其定轨精度量级相同,但由于星间测距信息包含随机误差导致定轨结果出现差异。

月基-星间测距联合定轨的定轨精度如表10~12。可以看出,相比于采用月基观测数据单独定轨,引入星间测距信息后定轨精度得到提高,尤其是SC2和SC3的定轨结果中最为明显,定轨精度从最高米级提高到平均分米级。上一节这两颗卫星由于月面基站位设置和观测弧段选取,导致其定轨数据中仅存在两个观测站数据,观测几何严重恶化。当补充星间测距信息后,能极大补充测距数据,提升观测几何,使得定轨精度提升尤为显著,上升约2个数量级。但是并没有出现类似圆轨道对定轨结果更优的现象,可能原因在于月基观测几何本身已经相对完备,星间测距作为补充无法在短时间测控弧段内显示圆轨道、NRHO和大椭圆冻结轨道三者间差异。

表10 星座1月基-星间测距定轨结果

Table 10 Integrated orbit determination using lunar observations and inter-satellite measurements of Cons 1

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度					
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$			$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		
[SC1, SC2]	241	[0.000 132 1	0.000 484 9	5.493×10 ⁻⁶],	[0.000 359 7	-7.434×10 ⁻⁵	9.805×10 ⁻⁵],
		[5.868×10 ⁻⁸	-1.989×10 ⁻⁷	2.376×10 ⁻⁸]	[1.491×10 ⁻⁷	1.836×10 ⁻⁸	2.833×10 ⁻⁸]
[SC1, SC3]	241	[-0.000 128 8	-0.000 145 9	0.000 101 7],	[-0.000 573 8	-9.808×10 ⁻⁵	0.000 106 3],
		[-6.839×10 ⁻⁹	2.188×10 ⁻⁷	-6.024×10 ⁻⁸]	[1.89×10 ⁻⁷	-6.318×10 ⁻⁸	9.007×10 ⁻⁹]
[SC2, SC3]	241	[0.000 266 3	-0.000 231 3	0.000 516 6],	[0.000 132 1	-0.000 327 7	-0.000 498 6],
		[-7.818×10 ⁻⁸	1.018×10 ⁻⁷	-1.649×10 ⁻⁷]	[1.662×10 ⁻⁷	-5.33×10 ⁻⁸	-3.288×10 ⁻⁸]

表11 星座2月基-星间测距定轨结果

Table 11 Integrated orbit determination using lunar observations and inter-satellite measurements of Cons 2

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度					
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$			$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		
[SC1, SC2]	241	[-5.967×10 ⁻⁵	-0.000 424 3	0.000 116 2],	[-0.000 403 8	0.000 416 9	-3.881×10 ⁻⁵],
		[-1.818×10 ⁻⁸	2.592×10 ⁻⁷	-6.865×10 ⁻⁸]	[-2.73×10 ⁻⁷	-7.187×10 ⁻⁸	4.534×10 ⁻⁹]
[SC1, NRHO1]	241	[0.000 279	-0.000 444 8	-0.000 287 4],	[0.000 126 7	-0.000 100 6	0.000 309 9],
		[5.026×10 ⁻⁸	1.901×10 ⁻⁸	1.536×10 ⁻⁷]	[1.802×10 ⁻⁸	-5.973×10 ⁻⁸	2.741×10 ⁻⁸]
[SC2, NRHO1]	241	[0.000 163 3	0.000 188 4	0.000 133 9],	[0.000 241 5	4.768×10 ⁻⁵	-0.000 150 2],
		[-7.986×10 ⁻⁹	-1.876×10 ⁻⁸	-6.471×10 ⁻⁹]	[7.796×10 ⁻⁸	3.113×10 ⁻⁹	-5.031×10 ⁻⁸]

表12 星座3月基-星间测距定轨结果

Table 12 Integrated orbit determination using lunar observations and inter-satellite measurements of Cons 3

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度			
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	
[SC 1, SC 2]	241	[0.000 132 1 0.000 484 9 5.493 $\times 10^{-6}$],	[0.000 359 7 -7.434 $\times 10^{-5}$ 9.805 $\times 10^{-5}$],	[5.868 $\times 10^{-8}$ -1.989 $\times 10^{-7}$ 2.376 $\times 10^{-8}$]	[1.491 $\times 10^{-7}$ 1.836 $\times 10^{-8}$ 2.833 $\times 10^{-8}$]
[SC 1, Freeze 1]	241	[-0.000 106 7 0.000 335 5 1.699 $\times 10^{-5}$],	[-4.201 $\times 10^{-5}$ 0.000 826 4 0.000 145 5],	[-1.732 $\times 10^{-8}$ 2.388 $\times 10^{-8}$ -4.258 $\times 10^{-8}$]	[-3.044 $\times 10^{-8}$ 1.083 $\times 10^{-7}$ -1.04 $\times 10^{-8}$]
[SC 2, Freeze 2]	241	[8.476 $\times 10^{-5}$ 0.000 929 3 0.000 509 1],	[0.000 276 1 -0.000 541 1 -0.000 42],	[-1.713 $\times 10^{-7}$ -4.121 $\times 10^{-8}$ 2.923 $\times 10^{-7}$]	[1.089 $\times 10^{-7}$ 2.2 $\times 10^{-7}$ -9.765 $\times 10^{-8}$]

3.3 地基-月基-星间测距联合定轨

综合考虑地基-月基-星间测距信息,对星座卫星进行定轨仿真分析,观测弧段、地基/月基和星间测距误差与上文参数设置一致,综合考虑地基-月基-星间测距信息时星座1~3内卫星的定轨精度如表13~15。可以看出相比3.2节仅考虑月基-星间测距,其定轨精度略微提升,相对地基+星间

测距的结果定轨精度提升得更为明显。原因在于相比地基-星间测距或月基-星间测距,综合考虑三者进行定轨时,一是增加了观测数据来源和采样点数量;二是使观测几何得到优化,尤其对于地基+星间测距来讲,大大弥补了地基测量中由于卫星距离较远、地面站分布集中导致的观测几何恶化的问题。

表13 星座1地基-月基-星间测距定轨结果

Table 13 Integrated orbit determination using ground-lunar observations and inter-satellite measurements of Cons 1

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度			
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	
[SC1, SC2]	241	[7.561 $\times 10^{-6}$ 9.752 $\times 10^{-5}$ 0.000 107 9],	[-3.237 $\times 10^{-5}$ 0.000 275 3 7.008 $\times 10^{-5}$],	[1.932 $\times 10^{-8}$ 5.436 $\times 10^{-8}$ -5.128 $\times 10^{-8}$]	[-4.302 $\times 10^{-8}$ -2.586 $\times 10^{-8}$ 4.232 $\times 10^{-8}$]
[SC1, SC3]	241	[-2.687 $\times 10^{-5}$ 0.000 457 -0.000 129 4],	[-8.251 $\times 10^{-6}$ 0.000 416 7 0.000 219 3],	[1.633 $\times 10^{-8}$ 1.119 $\times 10^{-7}$ 5.501 $\times 10^{-9}$]	[1.449 $\times 10^{-8}$ 9.337 $\times 10^{-8}$ -1.565 $\times 10^{-7}$]
[SC2, SC3]	241	[-7.277 $\times 10^{-5}$ -3.665 $\times 10^{-5}$ -3.475 $\times 10^{-5}$],	[-5.513 $\times 10^{-5}$ -1.733 $\times 10^{-5}$ 5.412 $\times 10^{-5}$],	[1.68 $\times 10^{-8}$ 1.437 $\times 10^{-8}$ 1.74 $\times 10^{-8}$]	[-1.716 $\times 10^{-8}$ -1.671 $\times 10^{-9}$ 1.484 $\times 10^{-8}$]

表14 星座2地基-月基-星间测距定轨结果

Table 14 Integrated orbit determination using ground-lunar observations and inter-satellite measurements of Cons 2

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度			
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	
[SC 1, SC 2]	241	[2.696 $\times 10^{-5}$ -0.000 166 4 5.179 $\times 10^{-5}$],	[1.367 $\times 10^{-5}$ -0.000 124 7 6.381 $\times 10^{-5}$],	[2.344 $\times 10^{-8}$ -6.78 $\times 10^{-9}$ 1.364 $\times 10^{-8}$]	[-1.479 $\times 10^{-9}$ 2.804 $\times 10^{-8}$ -7.186 $\times 10^{-8}$]
[SC 1, NRHO 1]	241	[-0.000 239 6 9.375 $\times 10^{-5}$ 0.000 256 1],	[-0.000 126 6 -0.000 181 8 -9.51 $\times 10^{-5}$],	[-4.631 $\times 10^{-8}$ -2.097 $\times 10^{-8}$ -1.04 $\times 10^{-7}$]	[1.642 $\times 10^{-8}$ 9.054 $\times 10^{-8}$ 7.907 $\times 10^{-10}$]
[SC 2, NRHO 2]	241	[-8.372 $\times 10^{-5}$ 4.85 $\times 10^{-5}$ -6.143 $\times 10^{-5}$],	[-7.116 $\times 10^{-6}$ 2.434 $\times 10^{-5}$ 4.024 $\times 10^{-5}$],	[-8.093 $\times 10^{-8}$ -2.689 $\times 10^{-8}$ -1.39 $\times 10^{-8}$]	[-1.052 $\times 10^{-8}$ -7.063 $\times 10^{-8}$ 4.499 $\times 10^{-8}$]

表15 星座3地基-月基-星间测距定轨结果

Table 15 Integrated orbit determination using ground-lunar observations and inter-satellite measurements of Cons 3

卫星对	星间测距采样点个数	定轨精度			
		$r_1/\text{km}, v_1/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$		$r_2/\text{km}, v_2/(\text{km}\cdot\text{s}^{-1})$	
[SC 1, SC 2]	241	[7.561 $\times 10^{-6}$ 9.752 $\times 10^{-5}$ 0.0001079],	[-3.237 $\times 10^{-5}$ 0.0002753 7.008 $\times 10^{-5}$],	[1.932 $\times 10^{-8}$ 5.436 $\times 10^{-8}$ -5.128 $\times 10^{-8}$]	[-4.302 $\times 10^{-8}$ -2.586 $\times 10^{-8}$ 4.232 $\times 10^{-8}$]
[SC 1, Freeze 1]	241	[4.35 $\times 10^{-5}$ 0.000 711 2 -0.000 311 1],	[-0.000 114 9 -0.000 643 9 0.0001341],	[1.022 $\times 10^{-8}$ 7.905 $\times 10^{-8}$ 4.664 $\times 10^{-8}$]	[2.55 $\times 10^{-8}$ 1.902 $\times 10^{-7}$ -4.017 $\times 10^{-8}$]
[SC2, Freeze 2]	241	[-0.000 128 8 -0.000 608 3 -0.000 211 7],	[-0.000 107 7 -0.000 821 1 0.000 283 2],	[-6.458 $\times 10^{-9}$ 3.195 $\times 10^{-8}$ -3.058 $\times 10^{-7}$]	[-2.796 $\times 10^{-8}$ -1.998 $\times 10^{-7}$ 3.733 $\times 10^{-8}$]

4 结论

本文通过构建融合多类轨道星座与地-月-星多源测控资源的联合定轨架构,设计不同轨道月球卫星,在地基观测的基础上,构建月基观测站,并引入星间测距信息,从单独地基/月基观测、地基+星间测距/月基+星间测距和综合考虑地基+月基+星间测距对在不同观测模式下,不同观测几何条件轨道卫星的定轨精度进行了分析。仿真结果表明,仅考虑地基观测进行月球卫星轨道确定时,由于月球卫星位置远、地面基站分布集中等,导致定轨精度较差,难以实现高精度定轨;当引入星间测距信息后,可改善定轨精度,但仍然难以满足诸如月球科研站建设等厘米级定位的需求。当考虑月面基站观测时,除基站分布等导致难以同时3个以上基站观测同一颗卫星外,其定轨精度可达到分米量级;当引入星间测距信息后,可将定轨精度进一步提高。最后,当综合考虑三者观测数据时,定轨精度将提高到厘米级(SC2\SC3\NRHO)。后续研究将重点分析不同月面基站布设位置对服务于月球南极高优先级科学观测任务的卫星星座定轨精度的影响,以优化月基观测网络的几何构型。

参 考 文 献

- [1] 任筱强,吴伟仁,王洪雨,等.月球探测发展与关键技术展望[J].深空探测学报(中英文),2025,12(2):99-109.
REN X Q, WU W R, WANG H Y, et al. Prospects of the lunar exploration development and key technologies[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(2): 99-109.
- [2] 徐哲学,谷德峰,杜兰,等.地月空间导航技术综述[J].导航定位与授时,2025,12(1):1-13.
XU Z Y, GU D F, DU L, et al. A review of cislunar space navigation technology[J]. Navigation Positioning and Timing, 2025, 12(1): 1-13.
- [3] FLANEGAN M, GAL-EDD J, ANDERSON L, et al. NASA lunar communication and navigation architecture[C]//Proceedings of SpaceOps 2008 Conference. Heidelberg, Germany: AIAA, 2008.
- [4] NICHOLSON A, SLOJKOWSKI S, LONG A, et al. NASA GSFC Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO)Orbit estimation and prediction [C]//Proceedings of SpaceOps 2010 Conference. Huntsville, Alabama: AIAA, 2010.
- [5] 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): e2020EA001361.
- [6] 段建锋,张宇,孔静,等.嫦娥五号定轨定位策略设计与精度评估[J].中国科学:物理学 力学 天文学,2021,51(11):57-65.
DUAN J F, ZHANG Y, KONG J, et al. Orbit determination, positioning strategy design, and accuracy evaluation of Chang'e-5[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2021, 51(11): 57-65.
- [7] 邵莲莲,鲍耿忠,翟伟,等.地面监测站分布对导航卫星轨道及预报精度的影响分析[C]//第九届中国卫星导航学术年会.哈尔滨:中

国卫星导航学术年会组委会,2018.

- SHAO L L, BAO G Z, ZHAI W, et al. The study of the track and forecast accuracy effect of the navigation satellite by the distribution of ground monitoring station[C]//Proceedings of 2018 China Satellite Navigation Conference. Harbin: China Satellite Navigation Annual Conference Organizing Committee, 2018.
- [8] 李炯卉,王存杰,白帆,等.月面通信导航基础设施总体架构与关键技术研究[J].中国空间科学技术(中英文),2024,44(3):30-42.
LI J H, WANG Z J, BAI F, et al. System architectures and key technologies of lunar surface communication and navigation infrastructure[J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(3): 30-42.
 - [9] 王振磊,孙宝升,刘永桦,等.基于星星双中继的国际月球科研站的全时无缝通信[J].空间科学学报,2024,44(3):592-605.
WANG Z H, SUN B S, LIU Y H, et al. International lunar research station communication based on satellite double relay[J]. Chinese Journal of Space Science, 2024, 44(3): 592-605
 - [10] ISRAEL D J, MAULDIN K D, ROBERTS C J, et al. LunaNet: a flexible and extensible lunar exploration communications and navigation infrastructure[C]//Proceedings of 2020 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2020.
 - [11] 张晓磊,郑建华,高东,等.星间测距对小卫星编队相对轨道状态的修正[J].空间控制技术与应用,2015,41(3):42-47.
ZHANG X L, ZHENG J H, GAO D, et al. Correction of the relative orbit states based on inter-satellite ranging for micro-satellites formation[J]. Aerospace Control and Application, 2015, 41(3): 42-47.
 - [12] 王海红,陈忠贵,郑晋军,等.导航卫星星载自主定轨算法[C]//第二届中国卫星导航学术年会电子文集.上海:中国卫星导航学术年会组委会,2011.
WANG H H, CHEN Z G, ZHENG J J, et al. On-board algorithm for auto orbit determination of navigation satellites[C]//Proceedings of 2011 China Satellite Navigation Conference. Shanghai: China Satellite Navigation Annual Conference Organizing Committee, 2011.
 - [13] 曲伟善,黄勇,徐君毅,等.星地SLR和星间链路的BDS-3卫星精密定轨[J].测绘学报,2023,52(9):1437-1448.
QU W J, HUANG Y, XU J Y, et al. Precise orbit determination using satellite laser ranging and inter-satellite link observations for BDS-3 satellites[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2023, 52(9): 1437-1448.
 - [14] RIRIS H, CAVANAUGH J F, SUN X, et al. The Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) on NASA's lunar reconnaissance orbiter (LRO) mission[C]//Proceedings of Defense and Security Symposium. Orlando, Florida, USA: NASA, 2007.
 - [15] ZUBER M T, SMITH D E, ZELLAR R S, et al. The Lunar Reconnaissance Orbiter laser ranging investigation[J]. Space Science Reviews, 2010, 150(1-4): 63-80.
 - [16] 沈骁,郝卫峰,叶茂,等.月球南极地区LOLA数据分析与评价[J].测绘地理信息,2023,48(6):73-77.
SHEN X, HAO W F, YE M, et al. Analysis and evaluation of LOLA data in the lunar south polar region[J]. Journal of Geomatics, 2023, 48(6): 73-77.

作者简介:

曹凯(1994-),男,工程师,主要研究方向:航天器动力学与控制。

通信地址:安徽省合肥市深空探测实验室(天都实验室)(230088)

电话:15651862617

E-mail: kaicao0815@foxmail.com

李海洋 (1994-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 深空探测总体与轨道设计。本文通信作者。

通信地址: 安徽省合肥市深空探测实验室(天都实验室)(230088)

电话: 18810662876

E-mail: lihy1111@163.com

Research on Integrated Lunar Communication and Navigation Architecture and Joint Orbit Determination Methodology

CAO Kai^{1,2}, WEI Donghua^{1,2}, LI Haiyang^{1,2}, CAI Han³, LIANG Zongchuang^{1,2}, XIANG Kaiheng^{1,2}

(1. Deep Space Exploration Laboratory, Hefei 230088, China; 2. National Key Laboratory of Deep Space Exploration, Hefei 230000, China; 3. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: To address key technical challenges of constellation design and high-precision orbit determination for the Lunar Communication and Navigation System (LCNS) an integrated orbit determination architecture which leverages multi-type orbital constellations and multi-source tracking resources from Earth, the Moon, and space was proposed. A hybrid constellation, comprising low lunar circular orbits, frozen elliptical orbits, and near-rectilinear Halo orbits, was designed based on lunar orbital dynamics to enhance coverage across global lunar surface and critical regions. For orbit determination, five observation modes were systematically compared and analyzed: Earth-based only, Moon-based only, Earth-based with inter-satellite, Moon-based with inter-satellite, and Earth-Moon-space joint modes. Their respective orbit determination accuracies were quantitatively evaluated. Simulation results demonstrate that the Earth-Moon-space joint mode substantially outperformed conventional approaches, improving accuracy from the meter level (in Earth-based only mode) to the centimeter level, thereby greatly enhancing navigation and positioning reliability for polar and far-side lunar missions. These findings provide theoretical support and engineering guidance for top-level constellation design, multi-mode orbit determination strategies, and the optimization of allocation resources allocation in future LCNS development.

Keywords: Lunar Communication and Navigation System; constellation design; Earth-Lunar-Space joint orbit determination; lunar ground station; accuracy evaluation

Highlights:

- A hybrid constellation model incorporating three types of lunar orbits (circular/frozen/NRHO) was systematically developed, offering valuable reference for lunar navigation constellation design.
- A novel integrated orbit determination scheme was proposed, combining lunar surface base station observations with inter-satellite ranging technology, eliminating reliance on Earth-based deep space networks.
- Demonstrated centimeter-level accuracy via quantitative comparison of five observation modes, providing critical reference for future constellation configuration optimization, lunar surface base station deployment and tracking resource allocation.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]