

面向中国月球通导遥综合星座的测控分析

李海涛, 樊敏, 焦国强, 辛晓生

(北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

摘要: 针对中国未来将构建服务于地月空间用户的月球通导遥综合星座的测控通信需求, 全面剖析了地基测定轨、全球卫星定位系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 漏信号定轨、“北斗”星间链路定轨、Li-AISON (Linked Autonomous Interplanetary Satellite Orbit Navigation) 自主定轨、地面辅助 GNSS 定轨及月球激光测距定轨等多种测定轨技术的精度及其对月球通导遥综合星座的适用性, 分析了直接对地 Ka 频段/激光通信、地球中继 Ka 频段/激光转发通信等通信手段用于支持月球通导遥综合星座自身测控的可行性。由此设计出用于支持中国月球通导遥综合星座自身测控通信的技术手段, 为中国月球通导遥综合星座的测控通信系统设计和实现提供技术支持。

关键词: 地基测量; GNSS 漏信号; 月球激光测距; Ka 频段通信; 地月激光通信

中图分类号: P185

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)04-0404-08

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20250086

引用格式: 李海涛, 樊敏, 焦国强, 等. 面向中国月球通导遥综合星座的测控分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(4): 404-411.

Reference format: LI H T, FAN M, JIAO G Q, et al. Analysis of tracking telemetry and command system for China's lunar communication navigation and remote sensing integrated constellation[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(4): 404-411.

引言

近年来, 月球探测迎来新的高潮, 美国“阿尔忒弥斯”(Artemis)计划进一步推动了国际载人月球探测活动的发展, 以月球载荷服务(Commercial Lunar Payload Services, CLPS)计划为代表的商业月球探测活动正如火如荼地开展相关试验研究, 中国也提出了载人月球探测和国际月球科研站规划。在此背景下, 服务于地月空间探索研究和开发利用的地月空间通信、导航基础设施受到中外学者的广泛关注, 构建月球通导遥综合星座正是此类基础设施的典型代表。杨孟飞等^[1]提出了部署于环月大椭圆冻结轨道(Elliptical Lunar Frozen Orbit, ELFO)、近直线晕轨道(Near Rectilinear Halo Orbit, NRHO)、远距逆行轨道(Distant Retrograde Orbit, DRO)以及 Halo 轨道等共 24 颗卫星组成的通信、导航、遥感综合星座。美、欧分别提出了“月光”(Moonlight)和“月网”(LunaNet)计划, Moonlight 计划旨在推动建立月球通信导航服务(Lunar Communication and Navigation Service, LCNS), 该系统由 4 颗 ELFO 轨道卫星构成,

目标是为月球南极区域提供每天至少 15 h 的导航服务^[2]。

月球通导遥综合星座能为地月空间用户提供服务的先决条件是星座自身的测控通信支持, 因此如何实现整个星座的高精度轨道测定与维持和高速率的数据传输是月球通导遥综合星座设计首要需解决的问题。为此, 本文结合月球通导遥综合星座的测控通信需求, 分析了多种可用的测定轨和通信支持手段及能力, 由此给出了适用于月球通导遥综合星座测控通信的支持手段, 为月球通导遥综合星座的测控通信系统设计实现和建设提供技术参考。

1 测控需求分析

目前, 对月球通导遥综合星座的构型设计主要包含环月轨道和月球平动点相关轨道等多种类型的组合, 可面向月球表面及环月轨道用户提供导航、通信服务, 并可兼顾地月空间其它航天器的导航通信需求^[3]。预期的导航精度基本设定为: 对月面目标和月球低轨用户定位精度约 20 m, 地月空间飞行器约 500 m; 地月通信中继需求速率达到 10 Gbit/s。由此,

可以梳理得到月球通导遥综合星座自身的测控通信需求, 具体如下:

1) 星座主要节点卫星可实现对地连续测控, 其它卫星节点与主节点通过星间链路进行遥控遥测信息传递;

2) 星座环月轨道节点卫星轨道确定和维持精度应达到 10 m 级, 平动点相关轨道节点卫星轨道确定和维持精度应达到百米级, 同时各节点卫星应保证亚纳秒级的时间同步精度;

3) 星座各节点卫星之间通过星间链路实现中继数据传输; 主节点卫星具备数据存储与发送能力, 对地数据传输速率不小于 10 Gbit/s。

2 测定轨支持手段

目前, 能够支持月球探测器测定轨的手段主要包括: 常规地基测量定轨、全球导航卫星系统 (Global

Navigation Satellites System, GNSS) 漏信号定轨、“北斗”卫星星间链路定轨、LiAISON (Linked Autonomous Interplanetary Satellite Orbit Navigation) 自主定轨、基于地面辅助的 GNSS 定轨、月球激光测距 (Lunar Laser Ranging, LLR) 定轨等。针对以上测定轨支持手段给出具体分析如下。

2.1 常规地基测量定轨

目前, 地基测定轨系统是深空探测任务的主用测量定轨手段。地基测量数据主要包括测距、多普勒和甚长基线干涉测量 (Very Long Baseline Interferometry, VLBI) 等^[4-5]。根据发射端和接收端的不同, 测距和多普勒测量可以分为单向、双向和三向模式, 在地球和月球探测器主要采用双向测量模式。VLBI 干涉测量采用星上发、地面收的单向模式。地基测量原理如图 1 所示。

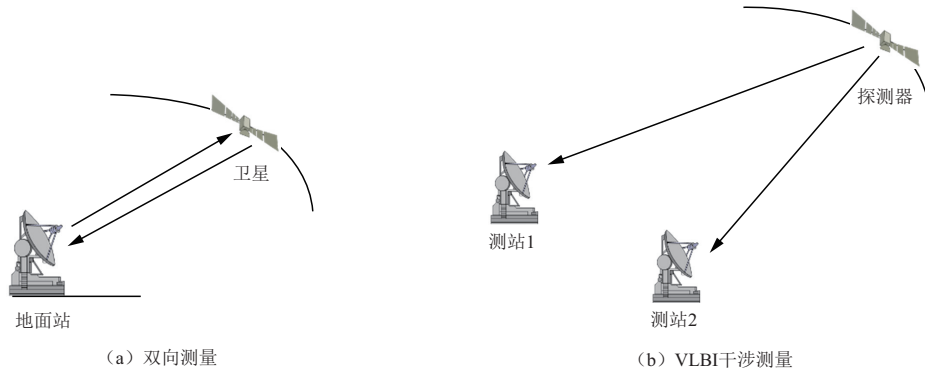


图 1 地基测量原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of foundation measurement principle

双向测距的测量模型为^[6]

$$\begin{aligned} \rho_{2w} &= \left| \mathbf{r}_{\text{sat}}(t_2) - \mathbf{R}_{\text{sta}}(t_3) \right| + \left| \mathbf{r}_{\text{sat}}(t_2) - \mathbf{R}_{\text{sta}}(t_1) \right| \\ &= (\text{UTC}_3 - \text{UTC}_1)c \\ &= \left[(\text{TDB}_3 - \text{TDB}_1) - (\text{TDB}_3 - \text{UTC}_3) + \right. \\ &\quad \left. (\text{TDB}_1 - \text{UTC}_1) \right] c \end{aligned} \quad (1)$$

其中: t_1 为测站发射信号的时刻; t_2 为航天器转发下行信号的时刻; t_3 为测站接收到信号的时刻; $\mathbf{R}_{\text{sta}}(t)$ 为 t 时刻测站位置; $\mathbf{r}_{\text{sat}}(t)$ 为 t 时刻航天器的位置; 角标 1 和 3 分别表示测站发信号和收信号的时刻; c 为光速。在计算过程中, UTC_3 为已知的测站接收信号时标, UTC_1 需根据探测器的轨道状态矢量迭代求解。

由频率和视向距离变化率之间的关系可建立双向多普勒数据的测量模型为^[7]

$$\begin{aligned} \dot{\rho} &= \left(1 - \frac{1}{M} \frac{f_R}{f_s} \right) c = \frac{c}{\Delta T} \left[(\text{UTC}_3 - \text{UTC}_1)_e - \right. \\ &\quad \left. (\text{UTC}_3 - \text{UTC}_1)_s \right] \\ &= \frac{c}{\Delta T} \left[(\text{TDB}_3 - \text{TDB}_1)_e - (\text{TDB}_3 - \text{TDB}_1)_s \right] + \\ &\quad \frac{c}{\Delta T} \left[(\text{TDB}_1 - \text{UTC}_1)_e - (\text{TDB}_1 - \text{UTC}_1)_s \right] - \\ &\quad \frac{c}{\Delta T} \left[(\text{TDB}_3 - \text{UTC}_3)_e - (\text{TDB}_3 - \text{UTC}_3)_s \right] \\ &= \frac{\rho_{2w,e} - \rho_{2w,s}}{\Delta T} \end{aligned} \quad (2)$$

其中: $\dot{\rho}$ 为视向距离的变化率; f_R 为接收频率; f_s 为发射频率; M 为探测器应答机的转发比; ΔT 为积分周期; 角标 s 和 e 分别表示积分开始和结束的时刻。式 (2) UTC_{3e} 为已知的测站接收信号的时标且为积分结束时刻, 由此 $\text{UTC}_{3s} = \text{UTC}_{3e} - \Delta T$ 为已知量, 需要根据探测器的轨道状态矢量迭代求解 UTC_{1e} 和 UTC_{1s} 。 $\rho_{2w,e}$ 和 $\rho_{2w,s}$ 分别为积分终点和起点时刻的双程测距。

VLBI时延测量模型^[8]为

$$\begin{aligned} \text{Delay}_{\text{VLBI}} &= [\rho_{23}^{\text{主}} - \rho_{23}^{\text{副}}] / c = (\text{UTC}_3^{\text{主}} - \tau_2) - (\text{UTC}_3^{\text{副}} - \tau_2) \\ &= \text{UTC}_3^{\text{主}} - \text{UTC}_3^{\text{副}} \end{aligned} \quad (3)$$

其中: 上角标“主”和“副”分别为副站和主站; 下角标2和3分别为探测器发信号和测站收信号时刻; τ 为探测器时钟的绝对时。在VLBI时延测量模型中, 副站 UTC_3 可通过光行时迭代求解。

上述测量数据在定轨时还需对电离层和对流层的传播延迟误差、VLBI测站钟误差、基线误差、观测仪器的延迟误差等进行修正和校准, 以提高测量精度^[9]。目前, 在探月工程的推动下中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。其中深空站包括喀什、佳木斯和阿根廷3站, 具备测距测速能力; VLBI台站包括上海、北京、昆明和乌鲁木齐4站及日喀则、长白山2个新建台站, 具备干涉测量能力。该系统可实现的测距(X频段)精度可达1 m, 测速(X频段, 积分时间1 s)精度可达1 mm/s, 干涉测量时延(X频段)精度可达1 ns^[10]; 对“嫦娥”系列月球探测器的转移轨道定轨精度达到百米量级, 环月轨道定轨精度达到20 m, 月面定位精度达到50 m^[11], 月面着陆器-巡视器相对定位精度优于1 m^[12], 与国外同类地基测量系统对类似探测器进行测定轨的精度相当。

地基测定轨以其测量精度高、跟踪稳定、可靠性高等特点, 可为月球通导遥综合星座提供测定轨支持。但受地基布站几何的约束, 要实现高精度定轨需保证每天6~8 h的跟踪测量, 对地基测控资源的占用过多。因此, 仅靠地基测定轨手段不能满足月球通导遥综合星座多星同时测定轨需求。

2.2 GNSS漏信号定轨

GNSS卫星导航系统主要服务区域为地面至3 000 km高度的近地空间, 也可以扩展至3.6万km的空间服务域, 为用户提供导航定位授时服务。目前, 进一步将GNSS技术应用到地月空间, 为月球探测器提供测定轨支持已逐渐成为国内外研究的热点。地月空间用户和GNSS导航卫星之间的几何关系如图2所示。通过利用GNSS伪距观测值和GNSS的广播星历或者精密星历可实现月球探测器的轨道确定。其基本观测方程为^[13]

$$\rho^k = \tilde{\rho}^k + c\delta t - c\delta t^k + \delta\rho_{\text{rel}} + \delta\rho_{\text{ant}} + \delta\rho_{\text{ant}}^k + \varepsilon_p \quad (4)$$

其中: ρ^k 为伪距测量值; $\tilde{\rho}^k$ 为第 k 颗GNSS卫星至接收机的几何距离; δt 为接收机的钟差; δt^k 为第 k 颗

GNSS卫星的钟差; $\delta\rho_{\text{rel}}$ 为相对论效应修正; $\delta\rho_{\text{ant}}$ 为接收机天线相位中心改正; $\delta\rho_{\text{ant}}^k$ 为发射机天线相位中心改正; ε_p 为伪距观测噪声。

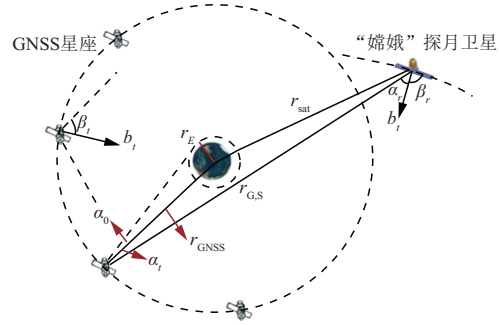


图2 GNSS漏信号导航原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of GNSS signal leakage navigation principle

以全球定位系统(Global Positioning System, GPS)卫星为例, 其L波段是一种固定波束, 中心指向地心, 主波束半角 21.3° , 地球遮挡GPS信号的半锥角 13.9° , 因此, 月球探测器实际可用的是发射天线在波束范围约为 7.4° 环形锥内的主瓣信号或旁瓣信号, 如图3所示。

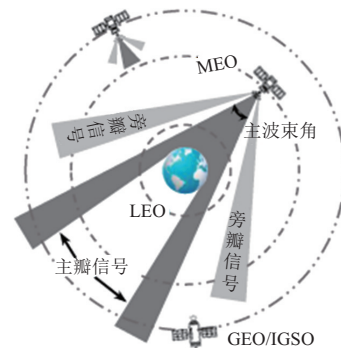


图3 GNSS卫星几何可见的示意图

Fig. 3 Schematic diagram of GNSS satellite geometry visibility

中国“嫦娥五号”探测器通过接收GPS和GLONASS(GLOBAL NAVIGATION Satellite System)导航卫星的漏信号, 在距离地球约6万km处实现了109 m的定轨预报精度^[14]。美国地球磁层多尺度任务(Magnetospheric Multiscale Mission, MMS)卫星通过接收GPS卫星的漏信号, 在距离地球约16万km处实现了约50 m的定位精度, 在7.6万km处达到约12 m的定位精度^[15]。2025年3月美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和意大利航天局(Italian Space Agency)的月球全球导航卫星系统接收器实验(Lunar Global Navigation satellite system Receiver Experiment, LuGRE)首次在月球表面成功获取并跟踪到GNSS导航信号。

基于GNSS漏信号的定轨可同时为多个月球探测器提供实时导航, 只需探测器搭载高灵敏度的GNSS接收机, 无需探测器发射信号, 跟踪测量模式相对简单且精度较高, 可与地基测量定轨互为备份, 提高月球通导遥综合星座自身测定轨的可靠性。

2.3 “北斗”星间链路定轨

“北斗三号”卫星导航(BeiDou navigation Satellite, BDS)系统创新性地引入了Ka星间链路, 大大提升了BDS的定轨和钟差解算精度, 实现了全球高精度导航定位。星间双单向测距如图4所示^[16]。

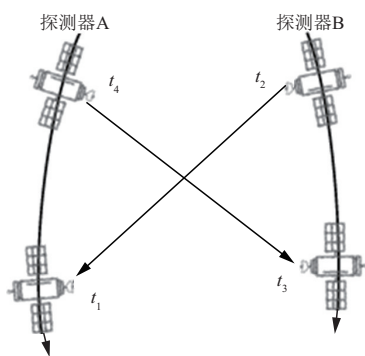


图4 星间双单向测距示意图

Fig. 4 Two-way and one-way distance measurement

探测器A和B之间建立星间链路, 探测器A在 t_4 时刻发射、 t_1 时刻接收信号, 探测器B在 t_2 时刻发射、 t_3 时刻接收信号。在实际测量过程中, 可将发射或者接收时刻归算到相同时刻如 $t_2=t_4$ 或 $t_1=t_3$ 。

以星间双向测量的一次收发过程为例, 探测器B在 t_1 时刻收到探测器A的测距信号, 可获得一个测距值 ρ_{AB} , 同时探测器A在 t_1 时刻也会收到探测器B的测距信号, 获得测距值 ρ_{BA} , 双向测距值 ρ_{AB} 和 ρ_{BA} 为

$$\left\{ \begin{array}{l} \rho_{AB}(t_1) = \left| \mathbf{R}_B(t_1) - \mathbf{R}_A(t_1 - \Delta t_1) \right| + \\ \quad c(d_B(t_1) - d_A(t_1 - \Delta t_1)) + \\ \quad c\tau_A^{\text{send}} + c\tau_B^{\text{rec}} + \Delta\rho_{\text{cor}}^{\text{AB}} + \zeta \\ \rho_{BA}(t_1) = \left| \mathbf{R}_A(t_1) - \mathbf{R}_B(t_1 - \Delta t_1) \right| + \\ \quad c(d_A(t_1) - d_B(t_1 - \Delta t_1)) + \\ \quad c\tau_B^{\text{send}} + c\tau_A^{\text{rec}} + \Delta\rho_{\text{cor}}^{\text{BA}} + \zeta \end{array} \right. \quad (5)$$

其中: \mathbf{R}_A 和 \mathbf{R}_B 分别为探测器的位置; d_A 和 d_B 分别为探测器的钟差; c 为光速; τ_A^{send} 和 τ_A^{rec} 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^{rec} 分别为探测器B的星间链路载荷发射和接收时延; $\Delta\rho_{\text{cor}}^{\text{AB}}$ 和 $\Delta\rho_{\text{cor}}^{\text{BA}}$ 分别表示模型改正, 包括探测器天线相位中心改正、引力时延改正等; ζ 为观测噪声及其它未知的系统误差。

由此, 通过星间链路可支持月球探测器的定轨, 同时通过与BDS导航卫星建链, 还可将BDS承载的时空基准信息传递到月球探测器。精确的时空基准信息可确保月球通导遥综合星座准确确定自身的位置和速度, 进而为用户提供精确的导航服务及通信和协同工作的保障, 使其能在相同的时空框架下进行信息交互和空间互操作。

通过在月球通导遥综合星座的卫星搭载“北斗”星间链路终端, 并与“北斗”卫星导航系统统筹规划星间建链资源, 可同时实现月球通导遥综合星座的定轨和时空基准信息传递。考虑到实际在轨应用时需根据“北斗”卫星导航系统星间链路资源情况确定可用弧段和频度, 因此“北斗”星间链路定轨手段不能独立支持月球通导遥综合星座测定轨, 但可作为地基测量定轨、GNSS漏信号定轨手段的补充, 提高月球通导遥综合星座测控系统的冗余性。

2.4 LiAISON自主定轨

LiAISON自主定轨方案是由Hill和Born^[17]最早于2007年提出的, 其本质是一种星间测距定轨方案, 但通过引入限制性三体问题的动力学非对称性, 解决了传统环绕中心天体星座仅依靠星间测距定轨存在的由于动力学对称性造成定轨法方程亏秩以致星座整体旋转、定轨失败的问题。依靠部署于月球平动点轨道的卫星(如Halo轨道、DRO轨道等)与环绕地球(或月球)卫星建立星间链路实现星间测距, 可同时对接动点轨道卫星和环绕中心天体卫星进行轨道确定(图5)。Liu等^[18]对真实力模型的平动点轨道卫星与环月轨道卫星间的LiAISON方案进行了仿真分析, 结果表明利用10 d以上星间测距数据可实现亚米级定轨精度。但考虑光压等其它动力学模型误差的实际在轨积累, 10 d以上的长弧定轨精度将会受到显著的影响。周会超等^[3]对多颗卫星星间测距定轨精度进行了仿真分析, 结果表明可达到20 m的定轨精度。

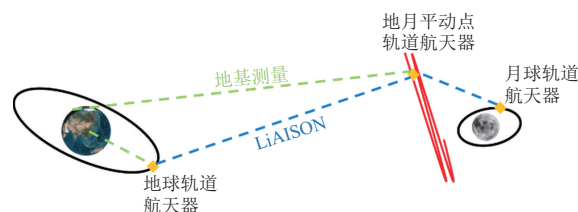


图5 地月会合坐标系下的LiAISON定轨方案示意图

Fig. 5 Schematic diagram of LiAISON orbit determination scheme in Earth-Moon rendezvous coordinate system

LiAISON是一种基于月球平动点轨道卫星的星座自主定轨方案, 但需累积数天长时间的定轨数据且定

轨收敛速度较慢, 不能满足月球通导遥综合星座的实时高精度定轨需求。此外, 为实现该方案, 月球探测器需配置星间测距专用设备, 其测距系统差将直接影响实际定轨精度, 需开展在轨误差标定, 故而该方案还需在轨开展相关试验验证。

2.5 地面辅助GNSS定轨

将GNSS直接拓展应用于月球探测器实时定轨的难点在于位置精度因子 (Position Dilution Of Precision, PDOP) 差、可用的GNSS信号强度极低。而地面测控站相比GNSS导航卫星, 具有更强的信号发射能力。如果基于GNSS并辅以地面站的信息, 将有利于实现月球探测器的测定轨。该方法如图6所示。

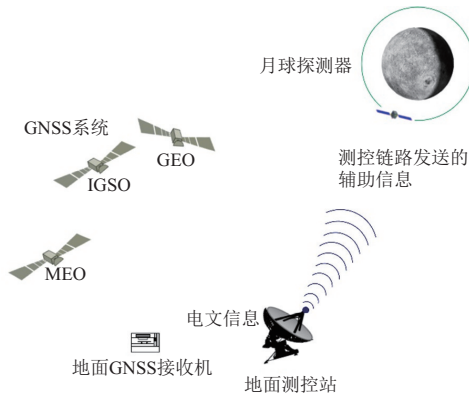


图6 地面辅助GNSS定轨示意图

Fig. 6 Ground assisted GNSS orbit determination schematic diagram

首先, 由地面测控站发送已调制伪码测距和站址及测距修正量等辅助信息的信号。月球探测器接收并处理地面测控站上行信息, 实现地面测控站对月球探测器的伪距测量并利用辅助信息进行误差修正。之后, 月球探测器综合获取到的地基伪距和GNSS导航卫星伪距测量信息, 利用自适应扩展卡尔曼滤波算法 (Adaptive Extended Kalman Filter, AEK), 可自主实时确定探测器轨道。

仿真分析结果表明, 利用喀什、佳木斯、阿根廷等深空站向环月200 km圆轨道探测器发送辅助信息, 3圈定轨精度可达20 m, 如表1所示。

表1 环月轨道不同弧段数据定轨精度比较

Table 1 Comparison of orbit determination using different arcs of data in lunar orbits

轨道类型	定轨弧段	与基准轨道的偏差	
		位置/m	速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)
200 km×200 km 环月圆轨道	1圈	186.8	0.11
	2圈	45.2	0.04
	3圈	19.8	0.02

地面辅助GNSS定轨技术可在正常测控条件下, 同时利用GNSS导航信息, 在不影响现有测控性能和GNSS导航性能的前提下, 实现地面测控站和GNSS卫星联合的测量与定轨, 优化了月球探测器测定轨模式, 可高效支持月球通导遥综合星座的测定轨。

2.6 月球激光测距定轨

1969年, 美国“阿波罗11号”(Apollo 11)成功将第一枚激光测月反射器放到月面预定位置, 开启了人类对地球到月球距离进行精确测量的历史^[19]。从1969年到至今获取的高精度激光测月数据已成功用于反演月球动力学和物理特性参数, 如月球质心位置、速度和月球天平动、月面反射器坐标与潮汐相关的勒夫数、地球定向参数 (Earth Orientation Parameter, EOP), 对研究月球轨道、天平动及内部结构方面起到了重要的作用^[20-21]。

由于月球激光测距测量精度高达厘米量级, 如果在月球探测器搭载激光角反射器也可实现精密定轨并对其它定轨手段起到精度校验的作用。中国“鹊桥二号”中继星发射时搭载的“天都一号”通导技术试验星配置了激光角反射器, 具备激光测距功能。2024年4月中国利用地基1.2 m望远镜发射激光、经环月轨道的“天都一号”卫星反射后捕获回波信号, 成功实现了白天强光干扰条件下的地月激光测距, 精度达到厘米级。

月球激光测距精度高, 可实现月球探测器的精密定轨。但激光测距易受天气、温度和背景光影响和干扰, 不能提供全天候的测定轨支持。因此, 可通过在月球通导遥综合星座的节点卫星搭载激光角反射器实现月球激光测距定轨, 作为月球通导遥综合星座测定轨精度的校验手段。

3 对地通信支持手段

3.1 直接对地Ka频段/激光通信

由于月球通导遥综合星座的卫星受重量和功耗的限制, 与地球轨道通信卫星和遥感卫星相比, 实现月球探测器的双向高速数据通信和数百Mbit/s乃至数Gbit/s的高速数据回传是极为困难的。因此, 需采用更高的频段和地基更大口径的天线。

目前, 中国深空测控网喀什、佳木斯和阿根廷深空站对月球和深空航天器的测控通信覆盖率接近90%, 具备支持各类月球和深空探测任务的多频段遥测、遥控、数据接收和跟踪测量等功能, 是目前世界上功能完备、全球布局的3大深空测控网之一。

伴随着探月工程四期的实施, 中国3个深空站均将具备近地Ka频段35 m天线的天地通信能力 (上行

22.55~23.55 GHz、下行25.5~27 GHz), 可用于支持月球探测器的测控通信任务。中国“鹊桥二号”卫星对地Ka频段通信速率最高可达500 Mbit/s, 上行速率可达1 Mbit/s。但受限于3个深空站的布局, 还无法实现对月球导航遥综合星座卫星24 h不间断的通信(中断时长≤2 h)。

为实现月球导航遥综合星座Gbit/s量级的对地通信能力, 需采用激光通信技术^[22]。但由于地月激光通信受云、雨、雾等气象条件的影响比较大, 因此直接对地激光通信是非常困难的, 不能全天候满足月球导航遥综合星座的通信需求。

3.2 地球中继Ka/激光转发通信

综合考虑对地激光通信易受云层覆盖、大气湍流、天空背景和强风等环境因素影响, 且海洋和地缘政治又限制了通信地面站的布设位置, 需在地球同步轨道(Geostationary Earth Orbit, GEO)部署天基中继系统, 提供GEO轨道到地月空间的激光通信链路, 并在轨转换对地Ka频段射频频链路, 由此更易于实现Gbit/s量级的地月空间通信能力^[23-24]。

NASA在21世纪初就曾提出过“综合”GEO轨道中继的概念, 可以支持从近地轨道到月球以及更远的深空任务。NASA下一代空间通信导航增强体系研究还提出了超同步静止轨道卫星(轨道高度约60 700 km, 周期48 h, 倾角45°)架构, 以最大限度地提高地月空间、火星及深空任务的通信导航性能。超同步静止轨道架构的每颗卫星配备了两个单址(Single Access, SA)天线, 能支持S和Ka两个频段, 并通过一个扩展范围的跟踪架实现了对月球的覆盖。同时每颗卫星还配有两个Risley棱镜激光望远镜, 用于支持月球范围内的激光通信和导航, 并搭载了一个带星载处理器的火星阵列式激光通信终端, 可支持再生式激光通信链路, 这个终端配置了一个可以360°转动的跟踪架, 能实现火星和其它深空任务激光通信的切换。NASA超同步静止轨道卫星设计概念如图7所示。

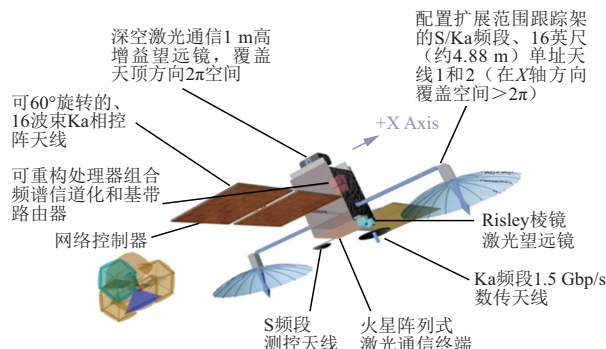


图7 NASA超地球同步静止轨道中继概念

Fig. 7 NASA tracking and data relay satellite system concept

地球中继Ka/激光转发通信手段能在轨实现地月距离Gbit/s量级的通信能力, 可与直接对地Ka频段/激光通信手段联合实现月球导航遥综合星座的可靠数据通信。

4 月球导航遥综合星座测控支持

针对月球导航遥综合星座的常态化测控通信支持, 综合考虑高可靠、高精度、高速率的测控支持需求和星座自身的高价值空间基础设施属性, 根据第2节和第3节的分析, 月球导航遥综合星座的测控支持应遵循地基保底、天基主用的原则。

首先, 在地基保底测控方面, 可依托已有喀什、青岛、纳米比亚、阿根廷等测控站点部署的18 m口径S/X频段测控设备, 并在太平洋中部地区新站点部署18 m测控设备, 形成可对月球轨道目标连续测控的能力。

其次, 在高精度测定轨方面, 在保底测控18 m站点的基础上补充扩展中美洲地区、西北非、东南亚和南太平洋等站点, 部署多套18 m测控设备, 形成全球布局的18 m测控子网, 具备对地月空间目标多站同时测量功能, 形成地基短弧段快速测定轨保底能力, 为月球导航遥综合星座稳定运行提供保障。18 m测控子网对月球导航遥综合星座的跟踪覆盖情况如图8所示。同时18 m测控子网设备均具备地面辅助信息上注功能, 可实现地面辅助GNSS定轨, 提高月球导航遥综合星座的测定轨能力。星座日常运行所需的精密定轨主要由GNSS漏信号、“北斗”星间链路及地面辅助GNSS定轨完成。同时在卫星重量和功耗条件允许时, 搭载激光角反射器, 通过月球激光测距定轨实现高精度测定轨精度校验。

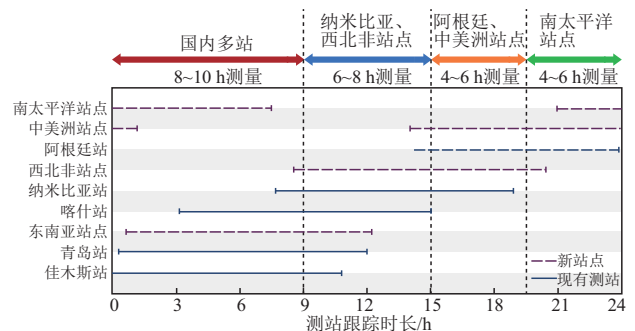


图8 全球布局18 m测控子网跟踪覆盖示意图

Fig. 8 Coverage diagram of global layout of 18 m TT&C network

最后, 在星地高速数据通信方面, 构建两组倾斜地球同步轨道(Inclined GeoSynchronous Orbit, IGSO)中继星座, 分别部署在太平洋(东节点)和非洲大陆(西节点)上空, 该星座的每个IGSO轨道上按照相

位间隔 180° 部署 2 颗中继星, 每个中继星具备对地 Ka 频段和激光通信功能, 配置与月球通导遥综合星座卫星通信 30 cm 以上孔径的光学系统并建立激光通信链路, 从而实现星座与地面的 Gbit/s 量级速率的连续不间断通信, 其对月球通导遥综合星座的覆盖如图 9 所示。在中国佳木斯和喀什深空站分别部署一套 35 m 口径 Ka 频段天线(也可在天线表面安装镜面, 实现等效口径 4~6 m 的性能)和 1 m 以上口径激光通信终端, 实现与两组 IGSO 轨道中继星的通信, 确保月球通导遥综合星座连续保持与中国国内深空站间的高速数据通信能力。如果在气象等环境条件允许的情况下, 可使用激光通信链路实现数据落地; 如果环境条件不允许, 则利用 Ka 频段链路进行数据下传。这在降低中国月球通导遥综合星座数据海外落地回传国内的链路带宽不确定性的同时, 也降低了海外通信链路的运行成本, 规避了信息安全等风险。

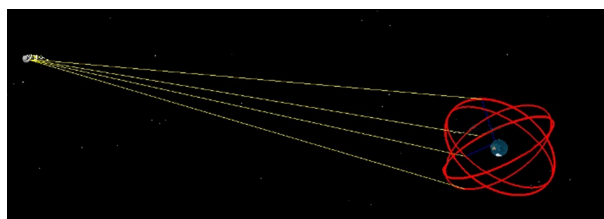


图 9 IGSO 中继星座的覆盖示意图

Fig. 9 Coverage diagram of IGSO relay constellation

5 结 论

针对未来中国将构建服务于地月空间用户的月球通导遥综合星座的测控通信需求, 本文详细剖析了月球探测器常用的地基测定轨手段以及可用的 GNSS 漏信号、“北斗”星间测量、LiAISON 自主定轨、地面辅助 GNSS 定轨、月球激光测距等测定轨手段, 分析并给出了各种测定轨技术能够实现的定轨精度及其对月球通导遥综合星座的适用性。同时, 给出了直接对地 Ka 频段/激光通信、地球中继 Ka 频段/激光转发通信等可以用于支持月球通导遥综合星座的通信手段。在此基础上, 分析给出了适用于中国月球通导遥综合星座的测控支持手段, 未来将进行相关技术的验证和不断的优化。

参 考 文 献

- [1] 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[J]. 中国空间科学技术(中英文), 2024, 44(3): 1-14.
YANG M F, PENG J, LI J H, et al. Architecture and development vision of cislunar space infrastructure[J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(3): 1-14.
- [2] 王帅. 国外地月空间通信与导航服务系统发展研究[J]. 航天器工程, 2024, 33(3): 88-94.
WANG S. Research on development of foreign cislunar space communications and navigation service system[J]. Spacecraft Engineering, 2024, 33(3): 88-94.
- [3] 周会超, 郑晋军, 王海红, 等. 地月空间天基时空基准的构建与传递[J]. 中国空间科学技术(中英文), 2024, 44(3): 51-59.
ZHOU H C, ZHENG J J, WANG H H, et al. Construction and transfer of space-based time-frequency reference for cislunar space[J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(3): 51-59.
- [4] 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[J]. 科学通报, 2014, 59(32): 3162-3173.
LI P J, HUANG Y, CHANG S Q, et al. High-precision positioning of the Chang'e-3 lander and rover based on ground-based observations[J]. Chinese Science Bulletin, 2014, 59(32): 3162-3173.
- [5] 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[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51(11): 119508.
LI P J, HUANG Y, FAN M, et al. Orbital determination accuracy analysis for Chang'e-5 spacecraft during rendezvous and docking phase[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2021, 51(11): 119508.
- [6] MOYER T. Formulation for observed and computed values of deep space network data types for navigation[M]. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2003.
- [7] 曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 深空探测中多普勒的建模与应用[J]. 宇航学报, 2011, 32(7): 1583-1589.
CAO J F, HUANG Y, HU X G, et al. Doppler modeling and application in deep space exploration[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(7): 1583-1589.
- [8] 郭丽, 黄逸丹, 李金岭, 等. 基于同波束 VLBI 测量对嫦娥五号卫星交汇对接的相对实时定位[J]. 测绘学报, 2023, 52(3): 375-382, 396.
GUO L, HUANG Y D, LI J L, et al. Real-time relative positioning of Chang'e-5 spacecraft during rendezvous and docking using same-beam VLBI observations[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2023, 52(3): 375-382, 396.
- [9] 樊敏, 董光亮, 黄勇, 等. 金星探测器测定轨系统设计与试验验证[J]. 飞行器测控学报, 2015, 34(1): 48-56.
FAN M, DONG G L, HUANG Y, et al. Design and experimental verification of orbit determination system for Venus probe[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2015, 34(1): 48-56.
- [10] HUANG Y, CHANG S, LI P, et al. Orbit determination of Chang'e-3 and positioning of the lander and the rover[J]. Chinese Science Bulletin, 2014, 59: 2268-2277.
- [11] 李培佳, 樊敏, 黄勇, 等. CE-5T1 探月飞行器地月转移段和环月段的实时定轨[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2017, 47(12): 111-120.
LI P J, FAN M, HUANG Y, et al. Real-time orbit determination of CE-5T1 lunar probe in Earth-Moon transfer and circumlunar phases[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2017, 47(12): 111-120.
- [12] 李海涛, 周欢, 张晓林. 深空导航相位参考干涉测量技术研究[J]. 宇航学报, 2018, 39(2): 147-157.
LI H T, ZHOU H, ZHANG X L. Research on phase-reference interferometry for deep space navigation[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(2): 147-157.
- [13] 樊敏, 李海涛, 黄勇. 深空测控 GNSS 应用技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2025.
- [14] FAN M, HU X G, DONG G L, et al. Orbit improvement for Chang'e-5T lunar returning probe with GNSS technique[J]. Advances in

- Space Research, 2015, 56:2473-2482.
- [15] LULICH T D, BAMFORD W A, WINTERNITZ L, et al. Results from navigator GPS flight testing for the magnetospheric multiscale mission[C]//Proceedings of the 25th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation. Nashville, Tennessee, USA: The Institute of Navigation, 2012.
- [16] YANG Y X, SONG X Y. Stepwise autonomous orbit determination of large LEO constellations by GNSS observations with partial inter-satellite ranging[J]. Satellite Navigation, 2025, 6(5): 1-13.
- [17] 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.
- [18] LIU P, HOU X Y, TANG J S, et al. Application of two special orbits in the orbit determination of lunar satellites[J]. Research in Astronomy and Astrophysics, 2014, 14(10): 1307-1328.
- [19] 张明月, 钟敏. 2010~2017年激光测月研究进展[J]. 大地测量与地球动力学, 2019, 39(4): 382-386.
- ZHANG M Y, ZHONG M. Research progress of lunar laser ranging from 2010 to 2017[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2019, 39(4): 382-386.
- [20] 高添泉, 张才士, 李明, 等. 中山大学月球激光测距研究与实验[J]. 中山大学学报(自然科学版), 2021, 60(1-2): 247-252.
- GAO T Q, ZHANG C S, LI M, et al. Research and experiments on lunar laser ranging at Sun Yat-sen University[J]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni, 2021, 60(1-2): 247-252.
- [21] 杨婉玲, 高梧桐, 粟文捷, 等. 面向高精度历表的月球轨道与天平动建模及 LLR 数据应用[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(3): 294-304.
- YANG W L, GAO W T, SU W J, et al. Lunar orbit and libration modeling for high-precision ephemerides with LLR data applications[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(3): 294-304.
- [22] 李海涛. 中国深空测控网光通信技术途径分析与展望(特约)[J]. 红外与激光工程, 2020, 49(5): 20201003.
- LI H T. Technical approach analysis and development prospects of optical communication technology in China Deep Space TT&C Network[J]. Infrared and Laser Engineering, 2020, 49(5): 20201003.
- [23] ERIC G. BUTTE E G, LIANG C, et al. An enhanced architecture for the next-generation NASA SCA study[C]//Proceedings of 34th AIAA International Communications Satellite Systems Conference. Cleveland, OH: AIAA, 2016.
- [24] EDWARDS B L, ISRAEL D J. A geosynchronous orbit optical communications relay architecture[C]//Proceedings of 2014 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2014.
- 作者简介:
李海涛(1973-), 男, 研究员, 探月工程四期“嫦娥七号”、“嫦娥八号”任务副总设计师, “嫦娥六号”“嫦娥七号”“嫦娥八号”“天问一号”“天问二号”任务测控系统总设计师, 主要研究方向: 航天系统工程、深空测控通信技术。
通信地址: 北京市海淀区北清路26号(100094)
电话: (010)66361118
E-mail: lihaitao@bittt.cn
樊敏(1980-), 女, 副研究员, “嫦娥六号”“天问二号”任务测控系统主任设计师, 主要研究方向: 月球与深空探测器精密定轨、航天测控系统总体设计。本文通信作者。
通信地址: 北京市海淀区北清路26号(100094)
电话: (010)66361123
E-mail: fanmin@bittt.cn

Analysis of Tracking Telemetry and Command System for China's Lunar Communication Navigation and Remote Sensing Integrated Constellation

LI Haitao, FAN Min, JIAO Guoqiang, XIN Xiaosheng

(Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In response to the TT&C (Tracking, Telemetry, and Command) and communication needs of China's future lunar communication, navigation, and remote sensing integrated constellation serving users in Earth-Moon space, accuracy and applicability of various orbit determination technologies were comprehensively analyzed, including ground-based orbit determination, GNSS signal leakage orbit determination, BeiDou inter-satellite link orbit determination, LIAISON autonomous orbit determination, ground-assisted GNSS orbit determination, and lunar laser ranging orbit determination. The feasibility of communication methods for supporting the constellation, such as direct Earth-based Ka-band/laser communication and Ka-band/laser relayed communication was analyzed. Based on this, technical solutions are proposed to support the TT&C and communication of China's integrated constellation, providing technical support for the design and implementation of its TT&C system.

Keywords: ground-based measurement; GNSS signal leakage; lunar laser ranging; Ka-band communication; Earth-Moon laser communication

Highlights:

- Various means of lunar orbit determination and orbit determination accuracy that can be achieved are analyzed.
- Communication means applicable to the support of the Lunar communication, navigation and remote sensing integrated constellation are analyzed.
- TT&C support methods suitable for the Lunar communication, navigation and remote sensing integrated constellation are designed.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]