基于回归轨道的月球通导一体星座设计方法

崔永生[1,2,3]，詹亚锋[2]，谢浩然[1,2,3]

（1. 清华大学 电子工程系，北京 100084；2. 北京信息科学与技术国家研究中心，北京 100084；
3. 天基网络与通信全国重点实验室，北京 100084）

摘　要：针对现有月球星座设计将通信和导航功能分开考虑，未能有效利用通导一体技术降低星座整体成本的问题。综合考虑星座覆盖重数、通信性能和导航精度等约束，使用非支配排序遗传算法对轨道参数进行优化设计，提出一种基于回归轨道的月球通导一体星座设计方法。优化结果显示，通过12颗月球回归轨道卫星，即可实现全月面位置精度平均因子小于7及中高纬度区域全时段三重覆盖。所提方案可为未来月球探测活动提供兼具成本效益和技术优势的高速通信和高精度定位导航服务，同时展现了通导一体技术在降低系统成本方面的潜力。

关键词：星座设计；回归轨道；通导一体；非支配排序遗传算法

中图分类号：TN927.2　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**2096-9287(2026)02-0162-13

DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20250120

引用格式：崔永生，詹亚锋，谢浩然. 基于回归轨道的月球通导一体星座设计方法[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（2）：162-174.

Reference format: CUI Y S，ZHAN Y F，XIE H R. Design method of lunar integrated communication and navigation constellation based on recurrent orbit[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（2）：162-174.

引　言

月球作为深空探测的首要目标，其南极区域可能存在水冰资源及其对背面区域的初步探索已受到了广泛关注。随着探测活动持续深入，国际月球科研站（International Lunar Research Station，ILRS）建设已成为重要的发展方向，应用范围涵盖环境探测、资源开发利用、空间环境监测与多学科科学实验等多个领域[1]。在月球科研站运行与维护过程中，无论是常规作业、物资运输调度，还是科学实验实施，均高度依赖通信系统提供高速率的数据传输、导航系统提供高精度定位与授时服务。然而，随着探测任务复杂度不断提升，传统通信与导航技术已明显不足。近月空间通信与导航星座可为月面操作提供实时宽带通信与高精度导航定位服务，是支持载人或无人月球长期探测活动的关键基础设施。因此，多个航天国家正积极推进月球通信导航星座系统的规划与建设，以应对未来探测任务对高性能通信和导航服务的迫切需求。

月球网（LunaNet）是美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration，NASA）提出的一种新型月球通信与导航网络架构[2-3]。该系统由2～3颗运行于环月椭圆冻结轨道（Elliptical Lunar Frozen Orbit，ELFO）的中继卫星及位于近直线晕轨道（Near-Rectilinear Halo Orbit，NRHO）的“月球门户”（Lunar Gateway）空间站共同构成，旨在为月球探测任务提供高效数据传输、全球定位与应急通信服务。2018年，中国成功发射“鹊桥一号”中继星[4]，成为世界上首颗部署于地月拉格朗日L2点并投入运行的通信卫星，主要为“嫦娥四号”月球背面探测任务提供中继通信支持。2024年，中国进一步发射的“鹊桥二号”中继星[5]，部署于椭圆冻结轨道，以扩展对多类型月球探测任务的通信覆盖能力。欧洲航天局（European Space Agency，ESA）于2021年发布“月光”（Moonlight）计划[6-7]，拟于2027年前构建一个具备可持续提高服务能力的月球通信与导航星座。该星座由一颗通信卫星和4颗导航卫星组成，将优先实现对月球南极区域的全覆盖通信与高精度导航服务。

为满足月面探测任务需求并尽可能地降低系统建设与运维成本，学术界已针对月球通信与导航星座开展了广泛研究。Thompson等[8]以覆盖冗余度作为关键评估指标，对多种月球轨道构型进行分析，最终选定冻结轨道与晕轨道两种类型。Zanotti等[9]则重点关注运行于月球低轨道（Low Lunar Orbit，LLO）的极地轨道器，提出通过融合月球全球导航卫星系统（Global Navigation Satellite System，GNSS）与惯性导航系统

收稿日期：2025-08-23　修回日期：2025-12-30
基金项目：国家自然科学基金（62131012）

（Inertial Navigation System，INS），为该类轨道器及月球南极区域提供高精度导航服务。Gil等[10]采用多目标优化方法，通过数值仿真对轨道参数进行优化，最终得到了10组最优导航星座设计方案。Wang等[11]分析了晕轨道与远距离逆行轨道（Distant Retrograde Orbit，DRO）的覆盖性能，并综合两者优势，提出一种基于DRO与Halo轨道优化组合的多轨道GNSS架构。王晓伟等[12]则系统研究了不同卫星数量与轨道高度下的环月星座构型，并对其覆盖性能与定位精度进行了对比分析。

在通信与导航一体化星座联合设计方面也有相关研究，Bhamidipati等[13]系统考虑导航精度、通信速率及卫星成本与功率等约束条件，设计了一种由通信卫星与导航卫星构成的混合星座架构，其通信载荷与导航载荷采用了分置部署的方式。Chen等[14]借鉴月球冻结轨道的特性，提出一种混合倾角Walker星座构型，并通过理论分析与数值仿真验证了比传统Walker星座具有更好的性能。陈诗雨等[15]引入多样化的轨道类型与多维性能指标，提出一种分阶段实施的近月空间星座建设方案，最终形成了由12颗ELFO、4颗NRHO、2颗Halo以及3颗DRO卫星组成的21星综合构型，实现了全月面的100%四重覆盖与长时间的高精度导航。

然而，传统通信与导航系统所采用的分立架构，在成本、系统复杂性与协同能力方面存在结构性的矛盾。“非一体化”设计模式导致从卫星平台、有效载荷到发射与运维的全流程重复建设，显著提高了系统全生命周期的成本。此类重复性进一步衍生出系统的高复杂度：空间段需部署两套独立星座，地面段需构建并行测控网络，用户终端亦需同时集成通信与导航功能，这不仅大幅增加了系统的运维负担，也导致终端在体积、重量和功耗方面的压力显著增大。更为重要的是，分立架构在通信与导航系统之间会造成信息隔离，两者之间的信号体制与数据格式互不兼容，严重阻碍了系统资源的统一调度与信号的深度融合，从而制约了整体的服务性能与任务灵活性。面对上述制约，发展通导一体化技术，通过单星平台实现资源共享与功能协同，已成为提升效能、降低系统总成本的必然路径。

清华大学“智慧天网”星座系统利用回归轨道星下点轨迹的周期性规律，通过参数设计与优化，可实现重点区域按需高仰角覆盖和对地稳定服务[16]。本文借鉴回归轨道在规律性覆盖方面的设计理念，聚焦于月球表面探测任务对连续可靠通信与高精度导航的迫切需求，创新性地提出一种面向月球环境的通导一体化联合优化模型，将通信容量、导航精度因子及多重覆盖性能作为耦合目标进行协同优化。同时为了在有限卫星的数量下满足系统性能要求，本文选用较高轨道高度以提高单星的覆盖范围，并利用高轨道对月球非球形引力摄动的抑制作用，提升轨道长期稳定性。

1　月球通导一体星座系统架构

1.1　系统架构方案

本文提出的通导一体化星座系统架构，由地球深空站、一颗部署于地月拉格朗日L1点的卫星、一颗部署于地月拉格朗日L2点的卫星以及一个运行于月球回归轨道的卫星星座共同构成，如图1所示。地球深空站作为地面段核心设施，承担任务指挥、状态监控与数据处理职能；在探测器发射与地月转移阶段，通过地−探测器直接链路维持连续通信联络。地月L1与L2点卫星主要用于支持探测器入轨阶段的轨道监视与测控通信。环月回归轨道卫星星座借助星间链路互联，构成高精度通导一体化空间信息网络，为月面及近月空间用户提供连续可靠的通信与导航服务。

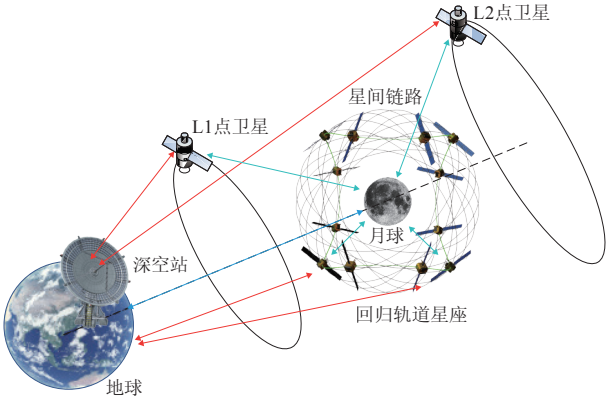


图 1　月球通导一体星座系统架构

Fig. 1　Lunar communication-navigation integrated constellation system

在探测器发射阶段，地球深空站负责对其开展遥测、跟踪与指令上行，确保探测器准确进入预定地球停泊轨道。进入地月转移阶段后，深空站继续通过直接链路对探测器进行状态监视与轨道测定，并在中途注入修正指令。探测器进入环月轨道后，通信中继任务逐步移交至地月L1和L2点卫星：L1点卫星负责转发地球站与月球正面探测器之间的信号，L2点卫星则负责中继月球背面探测器与地球的数据及指令传输。探测器着陆后，由运行于回归轨道的卫星星座通过星−月链路，为月面探测器提供连续通信与高精度导航定位服务。若探测器着陆于月球正面，回归轨道星座还可与地球深空站协同工作，通过星−地联合观测与数据融合，进一步提升导航定位的性能与鲁棒性。

1.2 测距及授时方案

本文所提的月球通导一体化星座采用文献[17]提出的双向测距授时方案，该方案依托卫星通信信号的双向传输机制，在完成高速率数据传输功能的同时，兼具高精度测距与时间同步能力。其基本工作原理如图2所示。

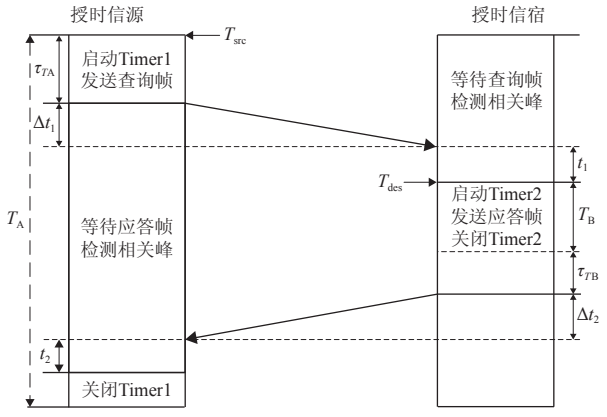


图 2 通导一体系统帧结构

Fig. 2 Frame structure of the communication-navigation integrated system

双向测距授时方案采用“查询−应答”式测量机制。授时信源（用户终端或卫星）主动发起测距过程，发射包含时间标记的查询信号帧，并启动本地计时器Timer1；授时信宿（卫星或用户终端）在接收到查询帧后，启动其计时器Timer2，并立即发出应答帧，在应答帧发送起始时刻关闭Timer2；授时信源在完整接收应答帧后终止计时过程。图2中的τ_{TA}、τ_{TB}分别为授时信源和授时信宿的发信道时延，Δt_1、Δt_2为传输时延，t_1、t_2为收信道及解调时延，T_A、T_B为计时器内部的计时结果。

上述双向测距模型建立在信号于真空中以光速直线传播且双向路径对称的理想假设基础之上。然而，月球独特的环境因素会引入一定的时延误差并破坏路径的严格对称性，对高精度授时模型是挑战。主要误差源包括：①等离子体时延，月球周边的稀薄太阳风等离子体的影响虽弱于地球电离层，但在纳秒级授时精度的要求下，其引起的信号传播时延不可忽略[18]；②相对论效应，月球引力势场的不均匀性以及星间、星地相对运动速度的差异，会分别导致引力红移与时间的膨胀效应，产生必须校准的相对论时频偏移；③月表多径效应，当用户终端位于月表时，信号经月壤、岩石等地形反射会产生多径干扰，将导致直达波传输时延的测量值发生畸变，这也是破坏路径对称性的首要因素。

为建立适用于月球探测的高精度授时模型，本文在经典理论框架的基础上，逐项引入针对上述效应的修正项，总时延的表达式为

$$T_{\mathrm{A}} = \tau_{TA} + (\Delta t_1 + \delta t_{\mathrm{env1}}) + (\Delta t_2 + \delta t_{\mathrm{env2}}) + t_2 + \tau_{TB} + t_1 + T_{\mathrm{B}} + \delta t_{\mathrm{rel}} \tag{1}$$

其中：τ_{TA}、τ_{TB}、t_1、t_2为设备固有时延，可预先标定；δ_{env1}和δ_{env2}分别为上下行路径因等离子体环境而引入的附加时延；δt_{rel}为整个传输周期内相对论效应累积的时延修正。

进一步，定义路径的不对称性，即

$$\delta t_{\mathrm{asym}} = (\Delta t_1 + \delta t_{\mathrm{env1}}) - (\Delta t_2 + \delta t_{\mathrm{env2}}) \tag{2}$$

其主要由相对几何的运动和多径效应引起。令$T_{\mathrm{total}} = T_{\mathrm{A}} - T_{\mathrm{B}}$为测量时延差，$\tau_{\mathrm{sum}} = (\tau_{TA} + t_1) + (\tau_{TB} + t_2)$为设备固有总时延，$\delta t_{\mathrm{env,sum}} = \delta t_{\mathrm{env1}} + \delta t_{\mathrm{env2}} + \delta t_{\mathrm{rel}}$为环境与相对论总时延。在传输时延近似相等的条件下$\Delta t_1 \approx \Delta t_2 \approx \Delta t$，平均传输时延的计算表达式为

$$\Delta t = \frac{T_{\mathrm{total}} - \tau_{\mathrm{sum}} - \delta t_{\mathrm{env,sum}} - \delta t_{\mathrm{asym}}}{2} \tag{3}$$

在系统设计良好且采用模型补偿后，δt_{env}、δt_{rel}和δt_{asym}的影响可被抑制到较低水平，此时式（3）可简化为理想的对称模型。

$$\Delta t = \frac{T_{\mathrm{total}} - \tau_{\mathrm{sum}}}{2} \tag{4}$$

信源与信宿之间的钟差可通过帧结构携带的绝对时间信息及所求得的传输时延Δt计算得到。绝对时间信息嵌入于查询帧与应答帧中，记为T_{src}和T_{des}。

$$\Delta_{\mathrm{1pps}} = T_{\mathrm{des}} - T_{\mathrm{src}} - \Delta t - (\tau_{TA} + t_1) \tag{5}$$

假设授时信源和信宿工作频率均为f MHz，则计时误差ΔT_{src}、ΔT_{des}、ΔT_{A}、ΔT_{B}均不超过$1\,000/f$ ns，当f = 200 MHz时，各项误差不超过5 ns。月球环境引入的时延不确定性（特别是多径效应导致的δt_{asym}）可能成为限制其最终精度的主要因素。在实际应用中，需结合双频测量、精密轨道确定、抗多径天线及滤波算法等技术对多径环境影响进行抑制。

该双向测距与授时技术使月球用户终端在完成通信的同时，获取与卫星之间的高精度伪距与钟差信息，从而仅需3颗卫星即可实现精确定位和授时。这一机制显著减少了对星座规模的需求，有效降低了系统的建设与运维成本。

2 月球通导一体化星座性能评价

本节将系统分析月球通导一体化星座的评估指

标，重点分析其在月面通信覆盖率、通信容量及导航定位精度等方面的性能[8]。

2.1　月面观测点建模

为全面评估通导一体化星座在月面的综合性能，本文采用基于斐波那契网格[19]（Fibonacci Lattice，FL）的均匀采样方法，在月面布设代表性的观测点集。该方法利用斐波那契数列与黄金分割比的数学规律，实现了在月球表面高效生成分布均匀的采样点，有效避免了因采样疏密不均所造成的性能评价偏差。在FL模型中，观测点n的纬度坐标ϕ_n与经度坐标λ_n可分别为

$$\phi_n = \frac{180}{\pi}\arcsin\left(\frac{2n-1}{N}-1\right) \tag{6}$$

$$\lambda_n = \frac{180}{\pi}\left[(2\pi n\theta \bmod 2\pi)-\pi\right] \tag{7}$$

其中：n为观测点索引（$n=1,2,\cdots,N$），N为总观测点数；θ为黄金比常数$(\sqrt{5}-1)/2$。

基于FL方法生成的月面观测点分布如图3所示。该采样策略在纬度方向采用反正弦函数对观测点进行参数化生成，以确保不同纬度区间内的点分布具备均匀性与对称性；在经度方向，则引入黄金角划分机制，使得每一纬度环带内的采样点在经度方向亦呈现均匀分布的特性。从图3可看出，观测点从北极至南极依次均匀排列，各经度环带内点的密度保持一致。

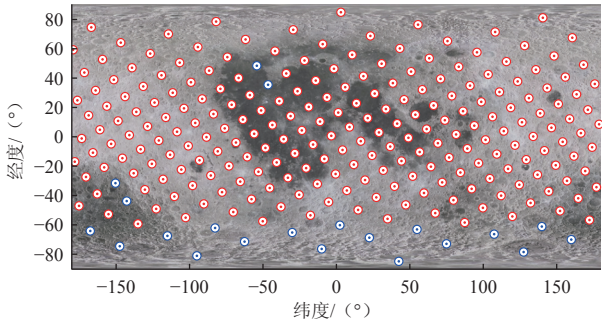


图 3　斐波那契网格采样点

Fig. 3　Fibonacci grid sampling points

在生成观测点后，根据不同区域的任务重要性为其分配相应权重。重点区域（如月球南极地区以及“嫦娥五号”“嫦娥六号”着陆点周边）被赋予较高的权重，并以蓝色高亮标示，以凸显其在通信覆盖与导航服务需求的优先级；其余区域则依据科学探测价值与任务相关性的不同，施行差异化加权策略，以红色标识。该权重分配机制有助于更精确地评估星座在关键区域的服务性能。

2.2　覆盖率

在星座性能评估中，覆盖率是衡量系统对月面服务能力的一项关键指标，其不仅反映了星座在目标区域提供通信与导航服务的综合能力，也体现出系统的服务连续性与冗余水平[20]。

单重覆盖率用于评估在观测周期内，某一观测点至少被一颗卫星覆盖的时间比例为

$$\text{单重覆盖率}=\frac{t_n^1}{T_{\text{obs}}} \tag{8}$$

覆盖判据为星地连线与当地水平面的仰角大于设定阈值$\theta_{\min}$，其中t_n^1为第n个观测点在观测周期T_{obs}内至少被一颗卫星覆盖的时间。

为进一步分析星座系统的服务冗余性与稳健性，引入多重覆盖率的概念，其定义为在观测周期内，某一观测点至少被k颗卫星同时覆盖的时间占比，即

$$k\text{重覆盖率}=\frac{t_n^k}{T_{\text{obs}}} \tag{9}$$

其中：t_n^k为第n个观测点在观测周期T_{obs}内至少被k颗卫星覆盖的时间。

为获得星座系统的整体覆盖性能，需将上述覆盖率评估方法扩展至全月面尺度。本文系统评估每个观测点的覆盖状态，并依据其预设权重，通过加权平均方式聚合各点的覆盖率，从而得到全月面综合覆盖率指标为

$$\eta_k = \frac{\sum_{n=1}^{N} W_n^{\eta}\dfrac{t_n^k}{T_{\text{obs}}}}{\sum_{n=1}^{N} W_n^{\eta}} \tag{10}$$

其中：W_n^{η}为第n个观测点的覆盖权重系数。

2.3　导航精度

系统采用通导一体化设计，通过双向测距与时间同步机制，时钟偏差在导航解算过程中得以有效补偿或消除。因此，时间误差对最终定位精度的影响可忽略不计。鉴于此，本文选取位置精度因子（Position Dilution Of Precision，PDOP）作为评估导航性能的核心指标，以量化并分析星座系统的定位精度。

PDOP值表征了导航系统中测距误差对定位结果的放大效应，是导航坐标在变化最显著方向的误差放大率，反映了用户接收机与可见卫星的空间几何分布对定位精度的影响。因为参与定位卫星所构成几何体的体积与PDOP值成反比，所以卫星在空间中的分布越均匀，几何条件越优越，定位精度越高。

假设伪距测量误差r_i为0均值、方差为σ^2的高斯随机误差，且各卫星的测量误差彼此独立，在此假设条件下可得到

$$\mathrm{cov}(\delta \boldsymbol{r}) = \boldsymbol{I} \times \sigma^2 \tag{11}$$

其中：$\boldsymbol{I}$为n维的单位矩阵。

根据协因数传播律有

$$\mathrm{cov}(\delta \boldsymbol{x}) = \left(\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}\right)^{-1} \times \sigma^2 \tag{12}$$

其中：$\boldsymbol{H}$为定位解算方程中的系数矩阵。

则PDOP值为

$$\mathrm{PDOP} = \frac{\sqrt{\mathrm{tr}\left[\mathrm{cov}(\delta \boldsymbol{x})\right]}}{\sigma} = \sqrt{\mathrm{tr}\left[(\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H})^{-1}\right]} \tag{13}$$

为系统评估星座在全球范围内的综合导航精度，需对全部观测点在完整观测周期内的PDOP值进行统计分析。该评估综合时间与空间两个维度，通过加权平均方法予以集成，以同时体现观测时段内的平均性能水平及各区域不同的任务重要性。

对于每个观测点n，其在观测时间T_{obs}内的平均PDOP值定义为

$$P_n = \frac{1}{T_{\mathrm{obs}}} \int_0^{T_{\mathrm{obs}}} P_n(t)\mathrm{d}t \tag{14}$$

其中：$P_n(t)$为观测点n在时刻t的瞬时PDOP值。

为评估星座系统在全月面尺度的整体导航精度性能，对各观测点的平均PDOP值依据其预设的区域导航重要性权重进行加权整合，从而得到综合PDOP指标。

$$\bar{P} = \frac{\sum_{n=1}^{N} W_n^{\mathrm{p}} P_n}{\sum_{n=1}^{N} W_n^{\mathrm{p}}} \tag{15}$$

其中：W_n^{p}为第n个观测点的导航权重系数。

2.4 通信容量

通信容量是衡量星座通信性能的核心指标，表征在特定信道条件下通信链路所能达到的最大理论传输速率，其直接决定了系统支持高速的数据传输能力。该指标基于香农定理进行定义，体现了带宽与信噪比对传输能力的综合约束。

假设星座中各卫星配置相同的通信载荷，其发射功率、天线增益及频带资源一致，即所有卫星具备同等的通信能力。对于地面观测点，链路建立遵循最大信噪比准则：在每一时刻，用户终端选择可见卫星集合中信噪比最高的卫星建立连接，并基于该链路进行数据传输。因此，在时刻t对于观测点n，假设其可见卫星集合为$\mathcal{S}_n(t) = \{1,2,\cdots,k\}$，其瞬时通信容量可表示为

$$C_n(t) = B \times \log_2\left(1 + \max_{s \in \mathcal{S}_n(t)} SNR_{n,s}(t)\right) \tag{16}$$

其中：$SNR_{n,s}(t)$为观测点n与卫星s在时刻t的信噪比。

$$SNR_{n,s}(t) = \frac{P_t \times G_t \times G_{\mathrm{r}} \times \lambda^2}{\left[4\pi R_{n,s}(t)\right]^2 \times L \times N_0 \times B} \tag{17}$$

其中：P_t为发射功率；G_t为发射天线增益；G_{r}为接收天线增益；λ为信号中心频率对应的波长；$R_{n,s}(t)$为观测点n与卫星s在时刻t的链路距离；L为附加损耗；N_0为接收机噪声功率谱密度；B为信道带宽。

为更准确评估观测点的通信服务能力，对通信容量进行时间平均处理，以抑制由卫星运动与链路时变特性引入的瞬时波动，从而获取更能反映长期服务能力的稳态通信性能指标。

$$C_n = \frac{1}{T_{\mathrm{obs}}} \int_0^{T_{\mathrm{obs}}} C_n(t)\mathrm{d}t \tag{18}$$

进一步聚合所有观测点的平均通信容量，并纳入区域权重系数以体现不同区域的通信任务优先级。星座的加权平均通信容量可表述为

$$\bar{C} = \frac{\sum_{n=1}^{N} W_n^{\mathrm{c}} C_n}{\sum_{n=1}^{N} W_n^{\mathrm{c}}} \tag{19}$$

其中：W_n^{c}为第n个观测点的通信权重系数。

3 月球通导一体星座设计

3.1 月球通导一体星座设计原则

回归轨道是构建具备周期性覆盖特性的月球卫星星座核心设计策略，通过精确设计轨道周期与月球自转周期之间的整数比关系，实现星下点轨迹在月面的周期性重复。该设计不仅能实现对特定区域的长期、稳定覆盖，还可有效降低通信链路的切换频率与动态管理复杂度，从而减轻月面终端设备的复杂度。

在回归轨道星座构型设计中，各轨道面升交点经度之差与相邻轨道面内卫星的相位差存在特定几何约束关系[21-22]，其为实现周期性全覆盖的基础，如图4所示。其中Ω_i和Ω_j分别为卫星i和j所在轨道面的升交点经度，两轨道面升交点经度差为$\Delta\Omega$；$\Delta\omega$为相邻轨道面卫星的相位差。为实现相邻轨道面的卫星沿相同的月面轨迹运行，升交点经度差$\Delta\Omega$和相位差$\Delta\omega$需满足的几何约束条件为

$$\Delta\omega = \frac{\Delta\Omega \times \omega_s}{\omega_e} \tag{20}$$

其中：ω_s为卫星在轨的角速度；ω_e为月球的自转角速度。

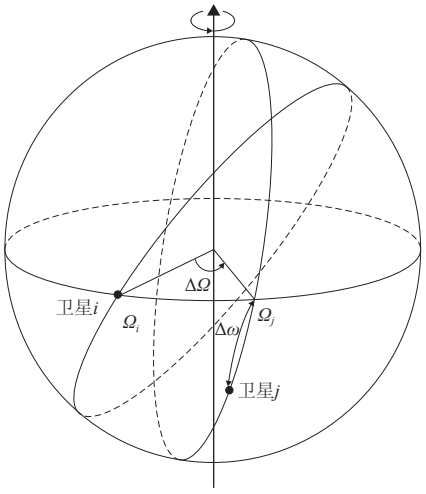


图 4　回归轨道空间几何关系

Fig. 4　Regression orbit spatial geometry relationship

为实现卫星星下点轨迹的周期性重复，即回归轨道特性，卫星的轨道周期T_s与月球自转周期T_m必须满足整数比例关系，即

$$\frac{T_m}{T_s} = \frac{z_1}{z_2},\ z_j \in \mathbb{Z}^+, j = 1,2 \tag{21}$$

其中：z_1、z_2为正整数，表征了月球自转周期与卫星轨道周期之间的共振比。通过选择不同的z_1、z_2，可精确调控卫星星下点轨迹的回归周期。

在确定轨道共振比后，遵循开普勒第三定律，对应的轨道高度h_s为

$$h_s = \sqrt[3]{\frac{GM_m}{4\pi^2} \times T_m^2 \times \left(\frac{z_2}{z_1}\right)^2} - R_m \tag{22}$$

其中：G、M_m、R_m、T_m分别为引力常数、月球质量、月球半径和月球自转周期。

本文进一步提出一种基于Walker星座构型参数的回归轨道星座生成方法。Walker星座作为经典的卫星轨道设计范式，通过将卫星以高度对称且参数化的形式分布于若干轨道面内，采用卫星总数T、轨道面数P及相位因子F这3个参数完整描述星座构型，以实现均匀的全球覆盖并简化轨道设计流程。

在回归轨道星座中，每个轨道面仅部署一颗卫星，因此卫星总数$T = P$。各轨道面升交点经度差$\Delta\Omega$为

$$\Delta\Omega = \frac{2\pi}{T} \tag{23}$$

通过将各轨道面的升交点赤经按等间隔分布，确保了整个星座在空间中的几何对称性与均匀性。在区域覆盖增强或特定服务需求的场景下，升交点赤经差亦可人为设定，以支持非均匀构型的星座设计，从而更好地适配任务指向性的覆盖需求。

在选定周期共振比后，通过式（18）和（19）联立可得相位差$\Delta\omega$为

$$\Delta\omega = \mathrm{mod}\left(-\Delta\Omega\frac{z_1}{z_2}, 2\pi\right) \tag{24}$$

进一步推导得到回归轨道星座的相位因子F为

$$F = \frac{\Delta\omega \times T}{2\pi} \tag{25}$$

在给定卫星总数T、轨道共振比z_1/z_2以及种子卫星轨道6根数后，即可生成基于Walker星座构型参数的回归轨道星座，该生成方法通过严格的参数化设计，实现了对星座空间几何特性与回归轨道所需周期的重复性。

3.2　月球通导一体星座设计方法

为满足未来月球探测任务对通信与导航一体化服务的迫切需求，本节基于回归轨道的周期覆盖特性，系统性地权衡覆盖性能、导航精度、通信容量与系统建设成本等多重约束，采用多目标优化算法对星座构型参数进行协同优化。该设计旨在实现对月球全域，尤其是南极关键区域的长期稳定覆盖与高精度导航保障。

在回归轨道星座的设计中，参数对星座的总体性能具有显著的影响，是优化过程中需重点处理的决策变量，轨道高度h_s影响卫星的地面覆盖范围、通信链路性能及轨道周期。为实现回归轨道特性，轨道高度需满足式（22）所定义的约束条件；轨道倾角i_s影响星座覆盖范围，高倾角配置有助于实现极地覆盖，而低倾角轨道则更适用于赤道及中低纬度地区的服务；升交点经度Ω_s影响轨道平面在空间中的方位，通过优化各轨道面升交点赤经的分布，可实现对特定重点区域的增强覆盖；卫星数量N_s是影响覆盖性能与系统成本的核心因素，合理优化卫星数量可在满足服务要求的条件下最小化系统建设和维护成本。

优化设计过程需综合考虑多目标约束，以实现系统性能与建设成本之间的最优权衡。具体而言，核心优化目标主要包括以下方面。

覆盖率：优化设计需确保在任意时刻，月球南极

区域的三重覆盖率达到最大化，同时兼顾全月面覆盖的均匀性。覆盖性能目标可表述为

$$\begin{cases}\max f_1=\eta_k,\ k=3\\ \text{s.t. }\eta_k=1,\ \forall k\in\{1,2\}.\end{cases}\tag{26}$$

导航精度：优化设计需最小化全月面观测点的平均PDOP值，在南极地区需确保定位服务的PDOP值小于8[14]，以满足高精度定位需求为

$$\min f_2=\bar{P}\tag{27}$$

通信性能：优化设计需确保星座在给定的链路条件下实现最大通信容量，从而满足科学探测任务的高速率需求。该目标可以表达为

$$\max f_3=\bar{C}\tag{28}$$

卫星数量：优化设计需尽可能减少卫星数量，以降低系统建设和维护费用，目标可表示为

$$\min f_4=N_\mathrm{s}\tag{29}$$

综合上述优化目标与约束条件，可将其表述为一个多目标优化问题。

$$\begin{cases}\min\limits_{N_\mathrm{s},h_\mathrm{s},i_\mathrm{s},\Omega_\mathrm{s}}(-f_1,f_2,-f_3,f_4)\\ 2\leqslant\dfrac{z_1}{z_2}\leqslant 50,\ z_1,z_2\in\mathbb{Z}^+,\\ N_\mathrm{s}\in\{8,\cdots,16\},\\ \text{s.t. }0^\circ\leqslant i_\mathrm{s}\leqslant 90^\circ,\\ \quad 0^\circ\leqslant\Omega_\mathrm{s}\leqslant 360^\circ,\\ \quad \eta_k=1,\ \forall k\in\{1,2\}.\end{cases}\tag{30}$$

其中：目标函数f_1和f_3等价为最小化的目标，并对优化参数范围进行限制，同时要求构建星座需满足全时段两重覆盖。

为解决上述多目标优化问题，本文采用非支配排序遗传算法[23]（NSGA-II）进行求解，旨在获取覆盖性能、导航精度、通信能力与系统成本之间的Pareto非劣解集，为星座构型设计提供科学的决策依据。

非支配排序是NSGA-Ⅱ算法的核心机制，其作用是将种群个体依据支配关系划分为具有不同优先级的Pareto前沿等级。本文每个个体对应一个种子卫星设计方案，由卫星数量、轨道高度、轨道倾角及升交点经度等参数构成，通过系统评估各方案在多个优化目标（包括覆盖性能、导航精度、通信容量与系统成本）的表现，从而识别出所有非支配解，构成近似最优的Pareto前沿。

由个体生成仿真所用星座参数的具体过程如下：对当前星座设计集合$\mathcal{P}_t$中的某个个体Φ_i，首先根据其参数$[N_\mathrm{s},h_\mathrm{s},i_\mathrm{s},\Omega_\mathrm{s}]$生成种子卫星轨道6根数，其中半长轴为$h_\mathrm{s}+R_\mathrm{m}$，轨道倾角为$i_\mathrm{s}$，升交点经度为$\Omega_\mathrm{s}$，其余轨道参数设置为0。然后基于种子卫星轨道6根数、相位因子F和卫星数量N_s计算出回归轨道星座卫星轨道6根数。

在设定的种子卫星参数范围内随机生成初始种子卫星，同时初始化两个关键指标：方案被支配次数n_{Φ_i}和方案支配解集合S_{Φ_i}。其中n_{Φ_i}用于记录Φ_i被其它方案支配的次数；方案支配解集合S_{Φ_i}，用于记录方案Φ_i支配的方案集合。对方案集合中的任意方案Φ_i和Φ_j，生成星座参数进行仿真，比较它们在所有优化目标的表现。如果Φ_i在所有目标函数都优于或等于Φ_j，且至少在一个目标严格优于Φ_j，则Φ_i支配Φ_j，即在星座设计方案Φ_i优于Φ_j，将Φ_j加入S_{Φ_i}，反之，则更新$n_{\Phi_i}=n_{\Phi_i}+1$。

将被支配次数$n_\Phi=0$的方案分配到第一层Pareto前沿F_1。这些方案是非劣解，即在方案集合中没有其它方案能够支配它们。对F_1方案，从集合中移除，并更新被它们支配的参数n_{Φ_i}。重复上述过程，依次构建第2层F_2、第3层F_3等，直至所有方案被分配到对应的前沿层。非支配排序完成后，集合中的方案按照Pareto前沿层级划分，第一层Pareto前沿F_1中的方案最优，作为当前的非劣解集。

在月球卫星星座的多目标优化设计中，遗传操作通过模拟自然选择与进化机制，实现对星座设计方案的持续改进。该过程首先采用锦标赛选择策略，结合拥挤度比较，从当前集合中筛选父代参数：优先选取Pareto前沿层级较低（即性能更优）的方案；若两方案处于同一前沿层级，则选择拥挤度较大的方案，以维持解集在目标空间的多样性。拥挤度用于衡量方案在目标空间的分布密度，即卫星轨道参数在各优化目标的表现，其值通过计算相邻方案在各目标方向的距离之和得到；拥挤度较大的个体位于相对稀疏的区域，保留此类个体有助于增强Pareto解集的均匀性与多样性。随后，通过交叉与变异操作模拟自然界中的基因重组与随机突变，探索新的星座构型，将两个父代方案的设计参数进行组合或扰动，从而生成具有多样性的子代方案，推动方案集合向更优性能方向进化$\mathcal{P}_t^\mathrm{C}$。

将当前父代方案集合$\mathcal{P}_t$和子代方案集合$\mathcal{P}_t^\mathrm{C}$合并，形成新的联合参数集合$\mathcal{P}_{t+1}$，对联合参数集合执行非支配排序，重新构建Pareto前沿层，保留前M个方案，作为下一代的父代方案集合。通过这一过程，算法保留了精英方案，即表现优异的星座设计方法，同时持续优化解集，详细算法流程如表1所示。

表 1　基于NSGA-Ⅱ的月球通导一体星座优化算法

Table 1　NSGA-II-based optimization algorithm for lunar integrated communication and navigation constellation

算法1基于NSGA-Ⅱ的月球通导一体星座优化算法

输入：初始设计方案集合$\mathcal{P}=\{\Phi_i\}$，其中$\Phi=[N_s,h_s,i_s,\Omega_s]$为优化变量，目标函数$\mathcal{F}=\{-f_1,f_2,-f_3,f_4\}$（覆盖率、导航精度、通信性能、卫星数量）

输出：非劣前沿解集$\mathcal{P}^*$

初始化：随机生成初始集合$\mathcal{P}_0$，设置迭代代数$t=0$
目标计算：计算每个方案的目标函数值$\mathcal{F}(\Phi)$
快速非支配排序：
for 集合中的每个方案$\Phi\in\mathcal{P}_t$ **do**
　初始化$S_\Phi=\{\}$（支配解集合）和$n_\Phi=0$（被支配计数）
　for 其他方案$\Theta\in\mathcal{P}_t$ **do**
　　if $\Phi\prec\Theta$（支配Θ）**then**
　　将Θ加入S_Φ，即$S_\Phi=S_\Phi\cup\{\Theta\}$
　　else if $\Theta\prec\Phi$（被Θ支配）**then**
　　$n_\Phi=n_\Phi+1$
　　end if
　end for
　if $n_\Phi=0$ **then**
　　将Φ分配到第一层Pareto前沿F_1
　end if
end for
依次构建$F_2,F_3,\cdots$，直到分配所有方案
while未满足终止条件 **do**
　选择：根据拥挤度计算与锦标赛选择，选择父代集合。
　交叉：使用多点交叉和模拟二进制交叉（SBX）生成子代集合$\mathcal{P}_t^{\mathrm{C}}$。
　变异：对子代集合$\mathcal{P}_t^{\mathrm{C}}$应用随机变异和多项式变异操作。
　目标计算：对子代集合中的每个方案计算$\mathcal{F}(\Phi)$
　合并：合并父代和子代$\mathcal{P}_{t+1}=\mathcal{P}_t\cup\mathcal{P}_t^{\mathrm{C}}$
　非支配排序：对合并后的集合进行非支配排序，并保留前M个方案
　迭代代数$t=t+1$
end while
输出：第一层Pareto前沿$\boldsymbol{F}_1$中的非劣解集$\mathcal{P}^*$

获得非劣解集$\mathcal{P}^*$后，本文利用基于熵权法的TOPSIS[24]（Technique for Order Preference by Similarity to an Ideal Solution）模型对Pareto前沿解进行综合评价。该方法首先通过熵权法客观确定各性能指标的权重，克服主观赋值偏差，其具体步骤包括：构建评价矩阵、计算各指标的信息熵，进而根据熵值确定其权重。随后，计算各方案与正理想解（最优解）及负理想解（最劣解）的欧氏距离，最终依据相对贴近度对各方案进行排序，以量化其综合性能的优劣，详细流程如表2所示。

表 2　基于熵权法的TOPSIS星座方案综合评价流程

Table 2　Comprehensive evaluation process of constellation schemes based on entropy-weighted TOPSIS

算法2基于熵权法的TOPSIS星座方案综合评价流程

输入：Pareto前沿解集$\mathcal{P}^*$。
评价指标：通信覆盖率f_1、导航精度f_2、通信性能f_3、卫星数量f_4
输出：各方案综合评价得分C_i及排名。

续表 2

构建决策矩阵：构建初始决策矩阵$X=(x_{ij})_{m\times4}$，其中x_{ij}表示第i个方案在第j个指标上的值
数据标准化处理：对效益型指标（覆盖率、通信容量）采用正向标准化，对成本型指标（导航精度、卫星数量）采用负向标准化
熵权法计算权重：
for $j=1$ **to** 4 **do**
　计算第j项指标的熵值e_j
　计算差异系数g_j
　计算权重w_j
end for
构建加权规范化矩阵：计算加权矩阵$V=(v_{ij})_{m\times4}$
确定正理想解与负理想解：
正理想解：$V^+=\{\max(v_{i1}),\min(v_{i2}),\max(v_{i3}),\min(v_{i4})\}$
负理想解：$V^-=\{\min(v_{i1}),\max(v_{i2}),\min(v_{i3}),\max(v_{i4})\}$
计算距离测度：计算与正理想解和负理想解距离D_i^+、D_i^-
计算相对贴近度：计算相对贴近度C_i
输出评价结果：根据C_i值对方案进行降序排序，输出最优星座配置方案

4　性能仿真分析

本节对通导一体化星座优化结果的性能指标开展系统仿真与综合分析。基于回归轨道的特性与月球探测任务的实际需求，本文设置了如表1所示的仿真参数。考虑到月球探测任务卫星发射与运维成本显著高于地球卫星系统，采用尽可能少的卫星数量实现全月面覆盖，本研究采用较高轨道高度作为星座设计的首要策略，具体如表3所示。

表 3　实验仿真参数

Table 3　Experimental simulation parameters

参数名称	取值
卫星数N_s	8～16
轨道高度h_s/km	4 500 ～ 54 000
观测点数量N	250
时间步长/min	10
仿真时长/d	273
重点区域、其他区域权重	2、1
最小仰角$\theta_{\min}$/（°）	10
种群大小、迭代次数	100、100

4.1　星座参数优化结果分析

本文针对优化问题（28），采用NSGA-Ⅱ多目标优化算法求解，得到Pareto前沿结果，如图5所示。该前沿解均为非支配解，代表在多个竞争目标之间无法进一步同时改进的优化设计方案，为不同应用场景下权衡决策提供了多样化的备选方案。

不同轨道共振比、卫星数量及轨道倾角对月球通导一体化星座系统性能的影响不同。通过对比最大覆盖率、通信容量及导航精度3项关键指标可知：最优覆盖性能和PDOP均位于低轨道共振比条件下，这主要是因为低共振比意味着卫星轨道周期较长，其相对月球

表面的运动更为缓慢。这种缓慢的运动特性使得卫星能够对特定区域，尤其是备受关注的极区，形成持续时间更长的稳定覆盖。同时，卫星构形的相对稳定变化也更易于在全球范围内形成一个几何分布持续优良的星座，从而直接转化为更高的导航定位精度。

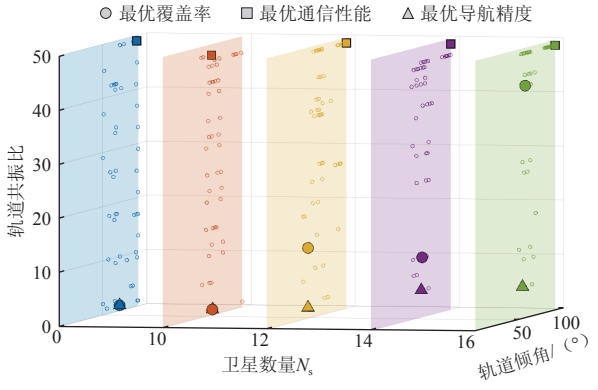


图 5 星座参数Pareto最优解分布

Fig. 5 Pareto-optimal solutions for distribution of constellation parameters

系统的通信容量呈现出相反的趋势，其最优值出现在高轨道共振比条件下，高共振比使得卫星快速绕月飞行，虽然牺牲了单次过顶的持续时间，却显著提升了卫星对月面用户的重访频率。值得注意的是，上述最优解均交会于中高轨道倾角区域。这一现象的根本原因在于中高倾角是确保星座覆盖完备性的前提，它使卫星能够飞越包括关键极区在内的整个月球表面。

不同卫星数量$N_s = 8$、10、12、14、16月球通导一体星座的覆盖率与导航精度之间的关系如图6所示。仿真结果表明，随着卫星数量的增加，系统覆盖率呈现显著提升的趋势，同时PDOP值逐渐降低，反映出导航定位精度在不断提高。当覆盖率接近1时，特别是卫星数量达到12颗及以上时，系统导航精度同时达到较高水平。综合分析表明，$N_s = 12$在覆盖性能和导航精度之间取得了较好的平衡，而$N_s = 16$则实现了最优性能，适用于高精度任务场景。

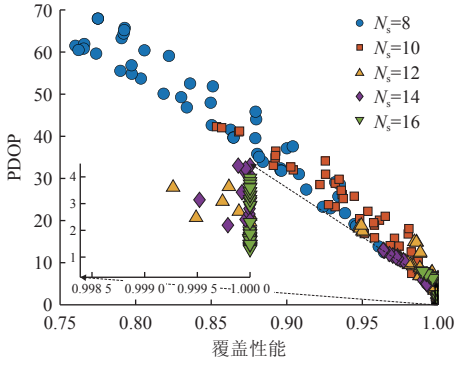


图 6 覆盖率与导航精度分析

Fig. 6 Coverage rate vs. navigation accuracy analysis

不同卫星规模下，月球通导一体星座的系统通信容量与导航精度之间存在的权衡关系如图7所示。仿真结果表明，在卫星数目固定的前提下，提升通信性能往往会导致导航精度下降（PDOP升高），反之亦然。这是因为通信性能得益于较低的轨道高度，而导航精度则需要较高的轨道高度来保证。随着卫星数目N_s的增加，数据点的分布整体向右下方移动。这表明扩大星座规模能够突破单一规模下的性能权衡限制，实现通信容量与导航精度的同步提升，从而拓展了整个系统的性能边界。同时注意到，从$N_s = 12$提升到$N_s = 14$性能提升曲线开始变得相对平缓，这意味着，继续增加卫星带来的边际效益在$N_s = 12$之后开始下降。

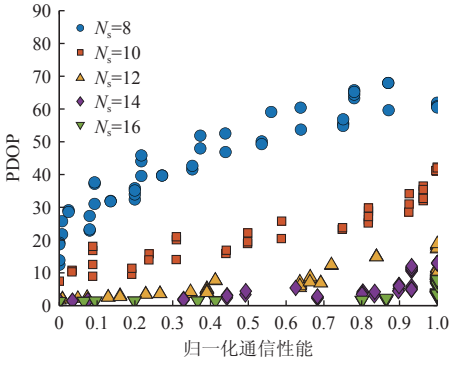


图 7 归一化通信性能与导航精度分析

Fig. 7 Normalized communication performance vs. navigation accuracy analysis

利用基于熵权法的TOPSIS模型排序量化各方案的优劣，针对不同卫星数目，推荐的轨道参数方案如表4所示。

表 4 轨道参数

Table 4 Orbital parameters

参数（轨道面1）	取值1	取值2	取值3
卫星数	12	14	16
偏心率	0	0	0
平近点角/（°）	0	0	0
升交点赤经/（°）	94.39	79.22	79.91
近地点幅角/（°）	0	0	0
轨道高度/km	5 825.2	5 825.2	4 779.8
轨道倾角/（°）	68.90	65.91	47.84

4.2 推荐星座参数性能仿真

为验证本文所提出的通导一体化星座设计方法的有效性，本节围绕覆盖性能、导航定位精度及重点区域服务保障等核心指标展开系统性仿真分析。当卫星数量达到12颗后，继续增加卫星数量所带来的性能增

益变得非常有限。为最小化系统成本，基于参数取值为1的星座构型进行后续分析，其星下点轨迹如图8所示。

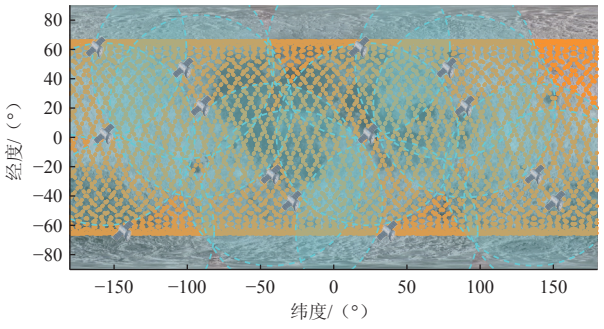


图 8　月球通导一体星座星下点轨迹

Fig. 8　The sub-satellite point trajectory of lunar communication-navigation integrated constellation

月球通导一体系统对月球的覆盖性能如图9和图10所示。在三重覆盖方面，中、高纬度区域可实现连续的三重覆盖；在四重覆盖方面，高纬度区域可达到持续的四重覆盖。

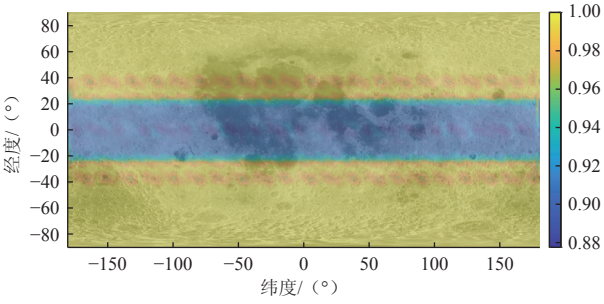


图 9　全月三重覆盖率

Fig. 9　Triple coverage rate of the full lunar surface

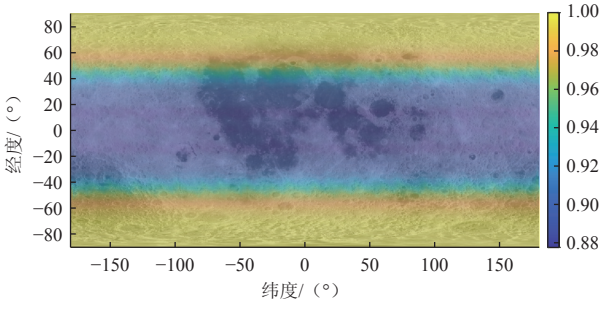


图 10　全月四重覆盖率

Fig. 10　Quadruple coverage rate of the full lunar surface

本文采用的通导一体化设计，仅需三重覆盖即可支持全月面的导航与定位需求，导航精度如图11所示，全月面位置精度均小于7，表明系统具备较高的导航定位精度。尤其在嫦娥系列任务着陆区及月球南极等重点区域，导航性能表现更为优异。

针对月球南极区域，对通导一体化星座与月面终端之间的平均仰角进行了仿真分析，结果如图12所示。仿真结果表明，该区域平均仰角始终不低于42°，表明所设计的星座在相应轨道位置能为月球南极地区提供稳定且有效的覆盖，并具备优良的信号接收条件。

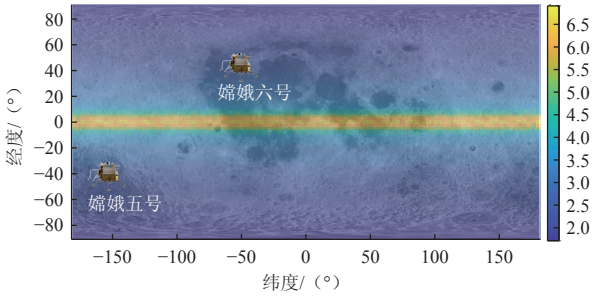


图 11　全月面导航精度

Fig. 11　Navigation accuracy of the full lunar surface

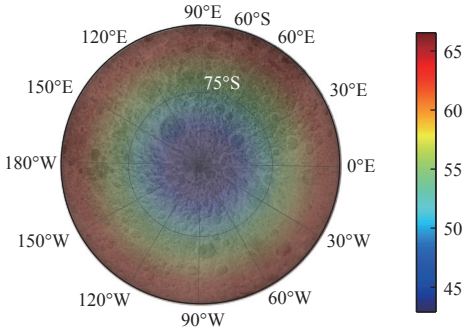


图 12　月球南极地区平均仰角

Fig. 12　Average elevation angle of the lunar south pole

针对“嫦娥六号”着陆点，对通导一体化星座的仰角时变特性及其连续可见性进行仿真分析，结果如图13和图14所示。仿真结果表明，在95%的仿真时段内，着陆点与星座间的仰角均大于50°，通信质量良好，并实现了全时段三重覆盖，有效保障了着陆点附近导航服务的可靠性。

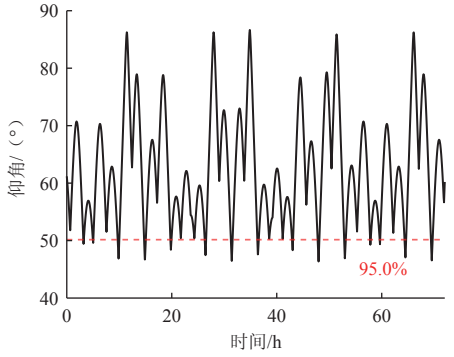


图 13　“嫦娥六号”着陆点对星座绕月周期仰角

Fig. 13　Elevation angle of the Chang'e-6 landing site to the constellation

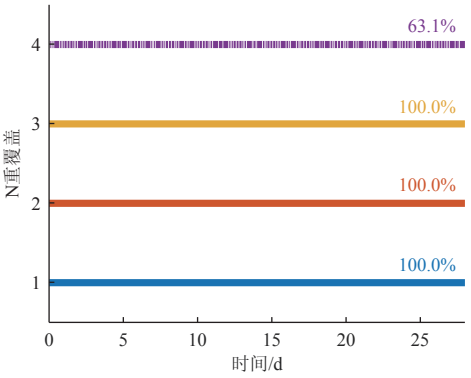


图 14 “嫦娥六号”着陆点对星座绕月周期可见性

Fig. 14 Visibility of the Chang'e-6 landing site to the constellation over one orbital period

“嫦娥六号”着陆点对单星的仰角变化如图15所示。受回归轨道构型特性驱动，该仰角变化呈现以恒星月为规律性的周期变化。此种周期性覆盖特性有利于简化月面终端的设计，降低通信链路构建与维持的复杂度，从而进一步提升整个系统的稳定性与可靠性。

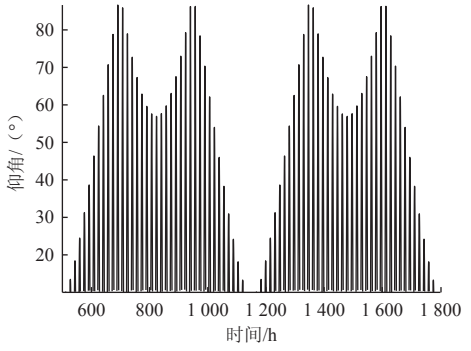


图 15 “嫦娥六号”着陆点对单星仰角

Fig. 15 Elevation angle of the Chang'e-6 landing site to single star

5 结 论

本文提出了一种基于回归轨道的月球通信与导航一体化星座系统设计方法，旨在满足未来月球探测任务对高速通信与高精度导航定位的需求。通过优化轨道参数，所设计的星座系统仅需12颗卫星即可实现全月面覆盖并提供高精度导航定位服务，尤其能够重点保障月球南极地区、嫦娥系列着陆点等关键区域的服务性能。仿真结果表明，该星座系统在覆盖性能、导航定位精度与通信能力方面均表现出优越性能，可支撑未来大规模月球科学探测与技术试验任务。本研究为中国后续月球探测任务中的通信导航需求提供了一种高效且经济的技术解决方案。

参考文献

[1] 裴照宇，刘继忠，王倩，等. 月球探测进展与国际月球科研站[J]. 科学通报，2020，65(24)：2577-2586.
PEI Z Y，LIU J Z，WANG Q，et al. Overview of lunar exploration and International Lunar Research Station[J]. Chinese Science Bulletin，2020，65(24)：2577-2586.

[2] 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：IEEE，2020.

[3] GIORDANO P，SWINDEN R，GRAMLING C，et al. Lunanet position，navigation，and timing services and signals，enabling the future of lunar exploration[C]//Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023). Denver：ION，2023.

[4] 国家航天局. 嫦娥四号任务中继星成功发射将搭建地月“鹊桥”[EB/OL]. (2018-05-21)[2025-01-11]. https://www.cnsa.gov.cn/n6758823/n6758838/c6801551/content.html.
CNSA. Successful launch of relay star for Chang'e-4 mission to build Earth-Moon‘magpie bridge’[EB/OL]. (2018-05-21)[2025-01-11]. https://www.cnsa.gov.cn/n6758823/n6758838/c6801551/content.html.

[5] 国家航天局. 鹊桥二号中继星成功发射探月四期大幕再启将建地月新“鹊桥”[EB/OL]. (2024-03-20)[2025-01-11]. https://www.cnsa.gov.cn/n6758823/n6758838/c10488507/content.html.
CNSA. Successful launch of Magpie Bridge II relay star，a new “magpie bridge” between Earth and Moon to be built in Lunar exploration phase 4[EB/OL]. (2024-03-20)[2025-01-11]. https://www.cnsa.gov.cn/n6758823/n6758838/c10488507/content.html.

[6] GIORDANO P，GRENIER A，ZOCCARATO P，et al. Moonlight navigation service-how to land on peaks of eternal light[C]//Proceedings of the 72nd International Astronautical Congress(IAC). Dubai，United Arab Emirates. 2021.

[7] GIORDANO P，MALMAN F，SWINDEN R，et al. The Lunar Pathfinder PNT experiment and Moonlight navigation service：the future of lunar position，navigation and timing[C]//Proceedings of the 2022 International Technical Meeting of The Institute of Navigation. Long Beach，California：ION. 2022.

[8] THOMPSON J，HAYGOOD H，KEZIRIAN M. Design and analysis of lunar communication and navigation satellite constellation architectures[C]//Proceedings of AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition. Anaheim，California：AIAA. 2010.

[9] ZANOTTI G，CERESOLI M，PASQUALE A，et al. High performance lunar constellation for navigation services to Moon orbiting users[J]. Advances in Space Research，2024，73(11)：5665-5679.

[10] GIL A D A，RENWICK D，CAPPELLETTI C，et al. Methodology for optimizing a constellation of a lunar global navigation system with a multi-objective optimization algorithm[J]. Acta Astronautica，2023，204：348-357.

[11] WANG K，LI Z K，LV S K，et al. Multi-orbit lunar GNSS constellation design with distant retrograde orbit and Halo orbit combination[J/OL]. Scientific Reports，2023，13(1)：10158. https://www.nature.com/articles/s41598-023-37348-x.

[12] 王晓伟，詹亚锋，谢浩然，等. 通导一体化环月星座设计初探[J]. 系统工程与电子技术，2023，45(1)：241-249.
WANG X W，ZHAN Y F，XIE H R，et al. A preliminary study on the design of constellation orbiting the moon with the communication and navigation integration[J]. Systems Engineering and Electronics，2023，

45(1)：241-249.

[13] BHAMIDIPATI S，MINA T，SANCHEZ A，et al. Satellite constellation design for a lunar navigation and communication system[J]. NAVIGATION：Journal of the Institute of Navigation，2023，70(4)：613. https://navi.ion.org/content/navi/70/4/navi.613.full.pdf.

[14] CHEN G Q，WU S H，YOU J H，et al. Communication-navigation integrated satellite constellation for lunar exploration：frozen-orbit based hyinc walker[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications，2024，42(5)：1436-1452.

[15] 陈诗雨，倪彦硕，彭兢. 近月空间星座轨道设计方法[J]. 中国空间科学技术(中英文)，2024，44(3)：15-29.
CHEN S Y，NI Y S，PENG J. Orbit design method of near-lunar space constellation[J]. Chinese Space Science and Technology，2024，44(3)：15-29.

[16] 靳瑾，晏坚，匡麟玲. 一种利用回归轨道实施通信的卫星星座实现方法：中国，CN201780001218.0 [P]. 2019-01-04.

[17] 谢浩然，詹亚锋，王晓伟，等. 卫星通导一体化技术及其在探月中的应用[J]. 深空探测学报(中英文)，2021，8(2)：154-162.
XIE H R，ZHAN Y F，WANG X W，et al. Communication-navigation integrated technology and its application in lunar exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration，2021，8(2)：154-162.

[18] WITHERS P，STUBBS T J，MAZARICO E. A theoretical assessment of the feasibility of potential Lunar Reconnaissance Orbiter radio occultation observations of the lunar ionosphere[J]. Advances in Space Research，2021，67(12)：4099-4109.

[19] GONZÁLEZ，Á. Measurement of areas on a sphere using fibonacci and latitude–longitude lattices[J]. Mathematical Geosciences，2010，42：49-64.

[20] 陈旗鸣，李珍妮，陈立基，等. 绕月卫星与月面探测器的GNSS信号可见性分析[J]. 深空探测学报(中英文)，2025，12(1)：64-76.
CHEN Q M，LI Z H，CHEN L J，et al. Visibility analysis of GNSS satellite signals by lunar orbit satellites and probes[J]. Journal of Deep Space Exploration，2025，12(1)：64-76.

[21] 吴廷勇，吴诗其. 区域覆盖共地面轨迹星座的优化设计[J]. 电子与信息学报，2006，28(8)：1360-1363.
WU T Y，WU S Q. The design of optimized common-track constellation for regional coverage[J]. Journal of Electronics & Information Technology，2006，28(8)：1360-1363.

[22] 匡麟玲，晏坚，陆建华，等. 6G时代的按需服务卫星通信网络[M]. 北京：人民邮电出版社，2022：77-80.

[23] DEB K，PRATAP A，AGARWAL S，et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm：NSGA-II[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation，2002，6(2)：182-197.

[24] GARG H，AGARWAL N，TRIPATHI A. Entropy based multi-criteria decision making method under fuzzy environment and unknown attribute weights[J]. Global Journal of Technology and Optimization，2015，6(3)：13-20.

作者简介：

崔永生(2001－)，男，博士研究生，主要研究方向：卫星通信、卫星测控、通信信号处理。

通信地址：清华大学电子工程系(100084)

电话：15903818131

E-mail：cuiys23@mails.tsinghua.edu.cn

詹亚锋(1976－)，男，研究员，博士生导师，主要研究方向：卫星通信、卫星测控、深空通信。**本文通信作者**。

通信地址：北京信息科学与技术国家研究中心(100084)

电话：(010)62773218

E-mail：zhanyf@mail.tsinghua.edu.cn

Design Method of Lunar Integrated Communication and Navigation Constellation Based on Recurrent Orbit

CUI Yongsheng[1, 2, 3]，ZHAN Yafeng[2]，XIE Haoran[1, 2, 3]

（1. Department of Electronic Engineering，Tsinghua University，Beijing 100084，China；
2. Beijing National Research Center for Information Science and Technology，Beijing 100084，China；
3. State Key Laboratory of Space Network and Communications，Beijing 100084，China）

Abstract：Existing lunar constellation designs consider communication and navigation functions separately，failing to effectively utilize integrated communication-navigation technologies to reduce the overall cost of constellation design. A novel method for designing lunar constellations based on recurrent orbit was proposed，utilizing a multi-objective optimization framework that concurrently evaluates coverage multiplicity，communication performance，and navigation accuracy constraints through a non-dominated sorting genetic algorithm. The optimization results show that，with 12 lunar recurrent satellites，an average Positioning Dilution of Precision (PDOP) of less than 7 across the entire lunar surface and full-time triple coverage in mid-to-high latitudes can be achieved. The proposed scheme can provide high-speed communication and high-precision positioning and navigation services that are both cost-effective and technologically advantageous for future lunar exploration activities，while demonstrating the potential of integrated communication-navigation technologies in reducing system costs.

Keywords：constellation design；recurrent orbit；communication-navigation integration；non-dominated sorting genetic algorithm

Highlights：

- Combined with the multi-layer architecture design of Earth deep space station，Lagrange point satellite and recurrent orbit constellation satellites，improve the service quality.
- The communication-navigation integrated constellation design based on recurrent orbits achieves a PDOP of less than 7 across the entire lunar surface and triple coverage at all times in mid-to-high latitudes.
- The communication-navigation integrated constellation design effectively combines communication and navigation functions，reducing system costs.
- Utilize a non-dominated sorting genetic algorithm to optimize orbital parameters，achieving a balance among coverage performance，navigation accuracy，and cost.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：宋利辉]