“鹊桥二号”中继星测控系统设计与验证

石 雷[1]，曹小平[2]，满海钧[3,4]，徐得珍[5]，孙 骥[1]

（1. 航天东方红卫星有限公司，北京 100094；2. 空间电子信息技术研究院，西安 710100；3. 北京航天飞行控制中心，北京 100094；4. 航天飞行动力学技术重点实验室，北京 100094；5. 北京跟踪与通信技术研究所，北京 100094）

摘 要：针对地面站无法对月球背面或极区等探测器直接测量的情况，以及在现有测控体制和地月距离下难以提升遥测速率和测量精度的情况下，“鹊桥二号”中继星测控系统设计了地−星−器−星−地四程测量链路实现地面站对月球不可见探测器的实时测量，以及进行高斯滤波最小频移键控（Gaussian Minimum Shift Keying，GMSK）+ 伪随机码（Pseudo-random Noise，PN）体制测控体制验证。“鹊桥二号”中继星发射以来测控系统长期稳定执行测控通信任务，四程测量仿真结果证明能实现对着陆器的米级定位精度，采用GMSK +PN测控体制在地月距离下经计算能够实现厘米级的测距精度。上述工作情况及仿真验证结果表明“鹊桥二号”中继星测控系统方案满足测控任务需求，可为后续深空探测和探月任务测控系统设计提供参考。

关键词：鹊桥二号；测控系统；统一载波体制；四程测量；GMSK + PN

中图分类号：TN914.3 **文献标识码：**A **文章编号：**2096-9287(2026)02-0099-08

DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20250136

引用格式：石雷，曹小平，满海钧，等. “鹊桥二号”中继星测控系统设计与验证[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（2）：99-106.

Reference format: SHI L，CAO X P，MAN H J，et al. Design and verification of TT&C system for Queqiao-2 relay satellite[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（2）：99-106.

引 言

“鹊桥二号”是世界上首颗运行在环月大椭圆冻结轨道（Elliptical Frozen Orbit，EFO）的中继卫星，于2024年3月在文昌航天发射场成功发射，承担着中国探月四期任务“总开关”的重要使命[1]，是针对探月四期月球任务研制的月球中继卫星[2]，其经历了地月转移、月球捕获、调相和使命轨道运行等飞行阶段[3]，其飞行过程如图1所示。

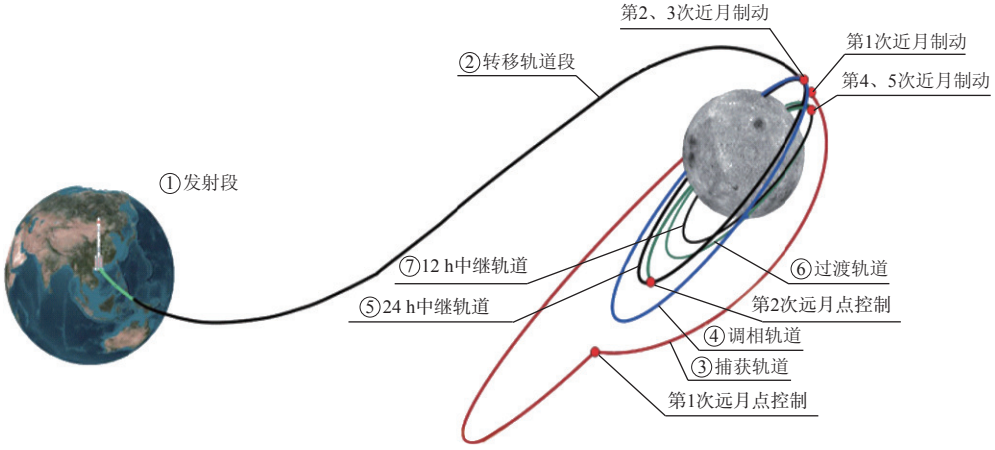


图 1 “鹊桥二号”中继星飞行过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of flight process of Queqiao-2 relay satellite

收稿日期：2025-11-19 修回日期：2026-01-06

基金项目：国家重大专项工程

“鹊桥二号”中继星测控系统需在地面测控系统配合下，完成中继星飞行全过程的测定轨及遥控遥测任务；同时中继星测控系统还承担着对月球探测器四程测量[4]及高斯滤波最小频移键控（Gaussian Minimum Shift Keying，GMSK）+伪随机码（Pseudo-random Noise，PN）测控新技术验证的任务。

自美国“阿波罗”（Apollo）登月计划实施以来，S频段首先被应用于统一载波测控系统，X频段统一载波测控是目前国际深空探测的主用测控体制[5]，Ka乃至更高频段测控系统是未来重要的发展方向[6]；另外，国外采用的一些深空航天器新技术也值得借鉴，如欧洲航天局（European Space Agency，EAS）水星探测任务——“贝皮可伦坡号”（BepiColombo）等采用再生伪码测距[7]，提高了测距精度等。

在探月工程与行星探测工程任务的推动下，中国月球与深空探测器测控通信技术取得了长足发展[8]。“鹊桥二号”中继星基于测控任务特点，吸取了国内外的先进技术创新地形成测控设计方案，本文对设计方案进行了介绍，通过地面仿真试验和工程在轨应用验证了该设计方案的正确性，可为后续深空探测和探月工程任务卫星平台测控系统设计提供参考。

1 测控系统方案设计

1.1 测控系统构成

中继星测控系统由S/X频段测控和Ka频段测控子系统两部分组成，结构框图如图2所示。S/X频段子系统采用S频段统一载波体制与地面测控系统共同完成测定轨及遥控遥测任务，并为地月中继通信提供星地上行链路；通过S/X频段四程测量应答机完成地面站对不可见月球探测器的实时测量任务。Ka频段测控子系统采用上、下行不同测控体制与地面测控系统共同完成测定轨及遥控遥测任务。

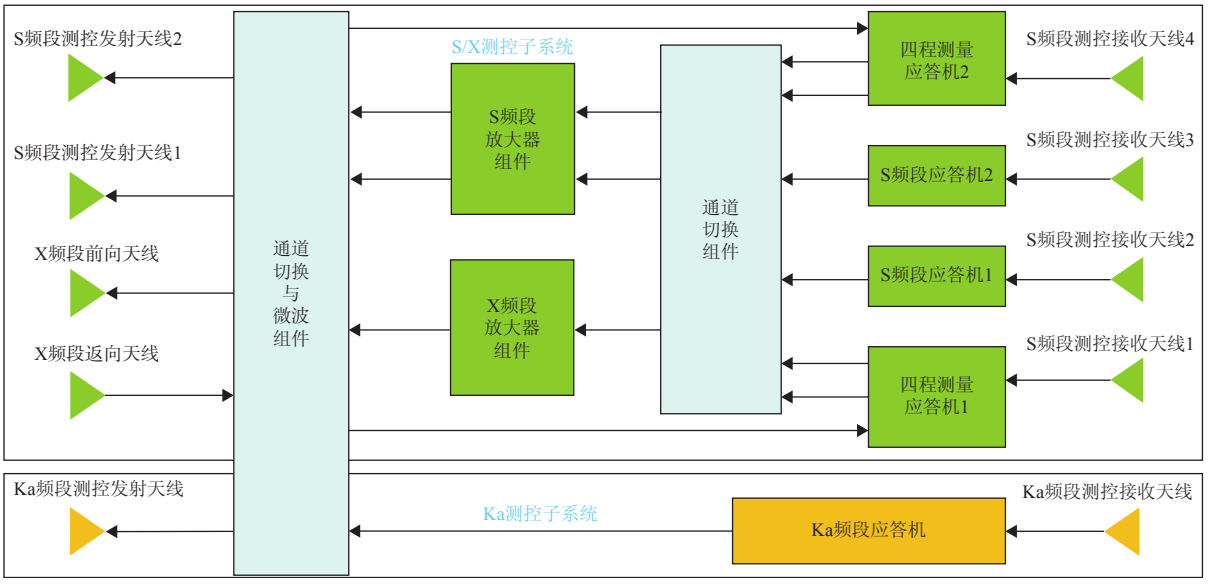


图 2 中继星测控系统组成框图

Fig. 2 Composition diagram of TT&C system on relay satellite

1） S/X频段测控子系统

S/X频段测控子系统由4台测控应答机，以及测控天线和微波组件组成。四程测量应答机由S频段和X频段两部分组成，其中S频段可实现常规测控任务，S和X频段共同完成四程测量任务。

S频段测控负责实现星地常规测控任务，测控接收天线收到地面测控系统的上行信号发送至应答机，应答机的发射信号经过放大器并滤波后由测控发射天线下行至地面测控系统。S频段测控采用异频半空间组阵方式实现全空间的测控信号覆盖[8]，避免天线组阵带来的方向图腰部干涉区问题，保证各阶段测控任务一次成功[9]。星体对天和对地均分布两副测控接收天线和一副测控发射天线，且对天和地均有不同频率的两台S频段应答机，根据中继星对天/地测控的有利条件，均能根据需求选择使用任一频率。

四程测量应答机不仅承担常规测控任务，还是地−星−器−星−地四程测量链路的关键节点。四程测量应答机接收地面测控系统上行的S频段测量信号，完成信号处理后，并通过X频段放大器进行放大，然后向目标探测器发送X频段测量信号；接收目标探测器返向

发送X频段测量信号，对信号进行处理后经S频段放大器及滤波，再向地面测控系统发送下行S频段测量信号。对天和对地均有1台四程测量应答机，根据中继星对天/对地测控有利条件，选择使用四程测量应答机，并通过通道切换组件完成四程测量应答机与X频段前、返向天线的连接关系选通。

2）Ka频段测控子系统

Ka频段测控子系统由1台Ka频段应答机，以及测控天线和微波组件组成，可作为S频段测控系统备份使用。Ka频段测控接收天线收到地面测控系统的上行信号发送给Ka频段应答机；Ka频段应答机的发射信号滤波后通过Ka频段测控发射天线下行至地面测控系统。Ka数字频段机上下行频率相干，上行链路采用统一载波体制，接收解调出遥控信号和PN码测距信号，下行链路采用GMSK + PN码测控体制，调制发送遥测信号和PN码测距信号。

1.2　工作模式

1）常规测控模式

通常情况下，S频段测控应答机（包含两台四程测量应答机的S测控部分）处于四收两发状态，即4个S频段应答机的接收机均处于开机状态，2个S频段应答机的发射机处于开机状态，以保证对天和对地各有2路接收信号和1路发射信号，实现全空间信号的覆盖；通过通道切换组件可实现测控放大器与应答机连接关系的选择。

为节省整星能源，在卫星处于较长时间地球阴影轨道段时，S频段测控处于两收一发状态，即对天和地各有一个S频段应答机的接收机处于开机状态，同时根据卫星姿态设置对地/地天测控有利的发射链路开机，另外一面的发射链路关机，即只有一路应答机发射机和放大器处于开机状态。

2）四程测量模式

与常规测控模式不同的是，S频段测控应答机处于两收两发状态，根据测控有利条件选择对地/地天发射两路下行信号，另外一面不发射S频段下行信号，以避免下行信号接收的同频干扰；X频段应答机（四程测量应答机中的X频段部分）处于一收一发状态，利用X频段前、返向天线与目标探测器进行测控信号的收发。工作模式示意图如图3所示，其中紫色部分举例表示测控有利条件下的工作组合设备。

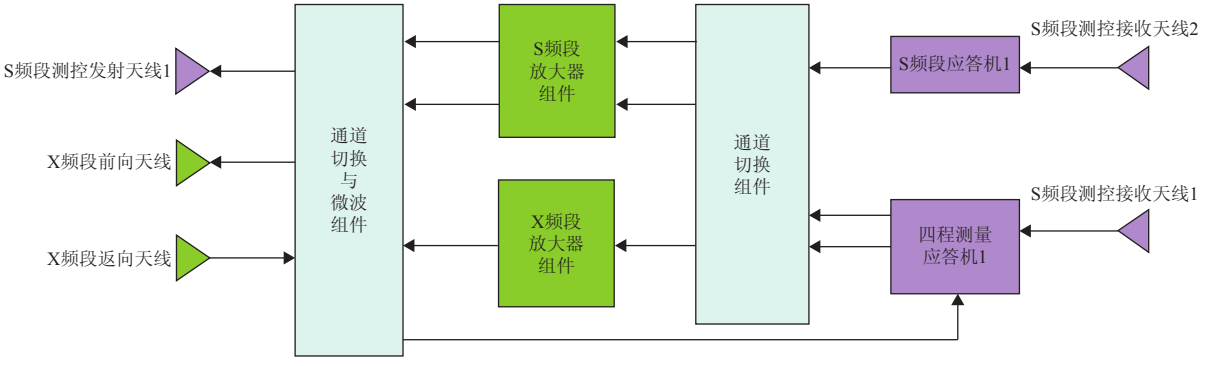


图 3　四程测量工作模式示意图

Fig. 3　Schematic of four-stage measurement working mode

3）新体制测控试验模式

在常规测控模式基础上，Ka频段应答机开机与地面测控系统通信，对GMSK + PN测控体制进行验证，中继星需根据轨道状态调整Ka频段的天线指向，保证测控链路在可视情况下满足星地接收电平的动态范围。

2　技术创新点

“鹊桥二号”中继星面临的技术挑战包括：在既定轨道克服恶劣的空间辐射影响，解决不可见月球探测器的测定轨任务，以及如何提升地月远距离下的遥测速率和测量精度。

2.1　应答机异构备份设计

由于月球无磁场的屏蔽作用，银河宇宙射线、太阳耀斑爆发产生的太阳宇宙射线会直接作用到环月飞行的卫星，可能会引发单粒子事件[10]，这种情况比地球卫星环境更恶劣。“鹊桥二号”中继星除在单机设计方面进行单粒子防护外，还采用应答机异构备份设计以应对恶劣的空间辐射环境。

其中两台S频段应答机通过模拟技术实现，另外两台四程测量应答机通过数字技术实现，4台应答机的S频段测控部分共同组成测控应答机异构备份方式。模拟技术应答机为纯模拟电路实现，在轨工作稳定性

高，不会发生单粒子事件；数字技术应答机是统一载波体制深空应答机的数字化应用，除具备模拟技术应答机的所有功能外，还实现了四程测量功能，以及捕获灵敏度等相关指标的优化提升。

应答机异构备份设计在保证测控系统可靠性、稳定性工作的基础上，实现了测控功能拓展和性能优化。

2.2 四程测量功能设计

因为月球的自转周期恰好等于其公转周期，所以月球背面总是对地球不可见[11]，对于月球两极区域，也并不是每天对地可见[12]。月球探测器可能着陆在月球背面，或者着陆在与地球可视条件较差的月球南北极区域，又可能由于目标航天器轨道的因素与地面站在某些时间段不可见，导致地球站无法对其进行直接测定轨，而通过四程测量系统可完成对上述月球探测器的测定轨任务。

月球四程测量系统采用统一载波体制，组成示意图如图4所示。“鹊桥二号”中继星承担四程测量的中继节点功能，参与设备分为四程测量部分和双程测量部分。其中四程测量部分为四程测量应答机及相应发射链路，双程测量部分为承担常规测量功能的S频段应答机及相应射频组件。

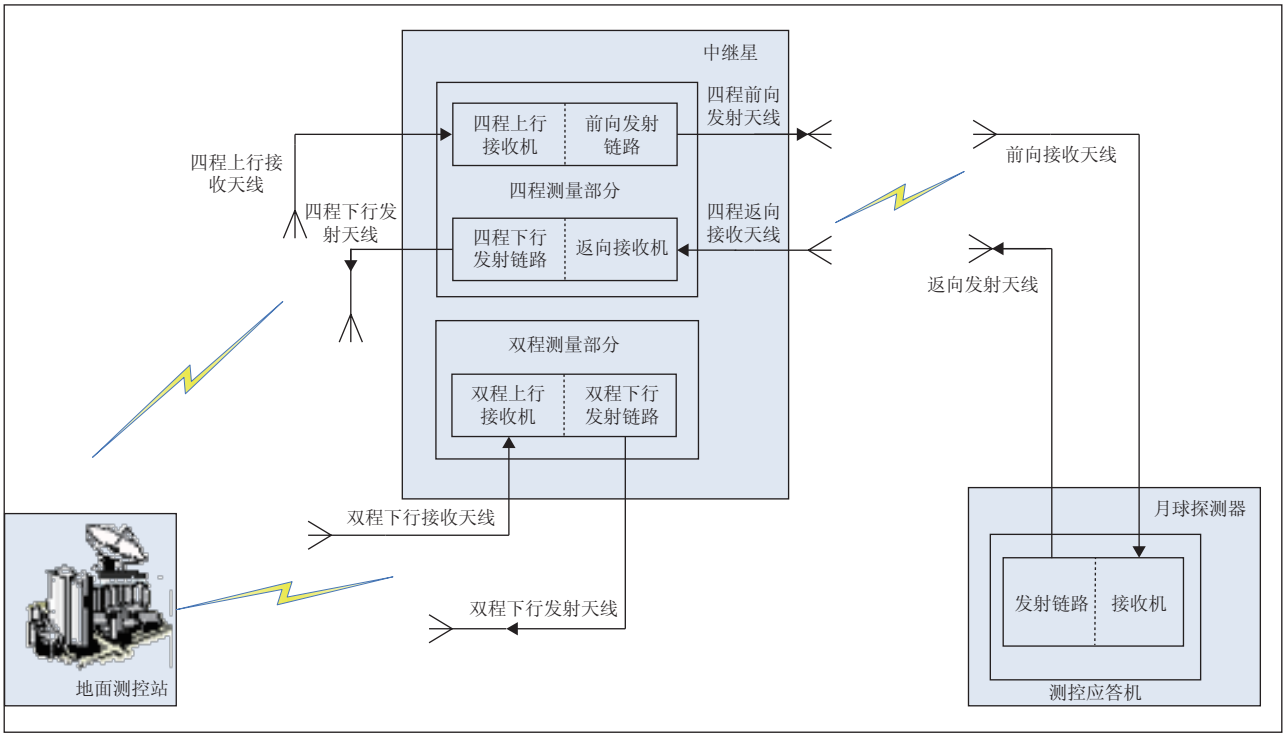


图 4 月球四程测量系统示意图

Fig. 4 Diagram of lunar four-way measurement system

中继星飞行过程中，选择与地面站和月球探测器均同时可见的轨道段，地面站分别通过不同频率的射频信号同时将上行测量信息发送给中继星四程测量设备和双程测量设备。中继星通过上行接收天线接收S频段上行测控信号（记为f1上行频率）后，四程测量应答机先对地面站上行链路信号进行相位调制（Phase Module，PM）解调后，采用载波相干方式，将测量信号PM调制到X频段，再通过前向发射天线发送给月球探测器；月球探测器接收到X频段前向测控信号，进行测量信号的相干转发；中继星通过返向接收天线接收到月球探测器相干转发的X频段返向链路信号后，四程测量应答机对返向信号进行PM解调，采用载波相干方式，将测量信号PM调制到S频段（记为f1下行频率），然后通过下行发射天线发送给地面站，地面站接收到下行测控信号后，结合四程上行测量信号进行测距、测速等相关测量解算；中继星通过上行接收天线接收到S频段上行测控信号（记为f2上行频率）后，对地面站上行链路信号进行PM解调后，S频段应答机采用载波相干方式，将调制后的测量信号（记为f2下行频率）通过下行发射天线发送给地面站，地面站接收到下行测控信号后，结合双程上行测控信号进行测距、测速等相关测量解算；地面站通过联合解算四程测量信息和双程测量信息得到目标探测器的定轨定位测量结果。四程测量系统工作流程示意图如图5所示。

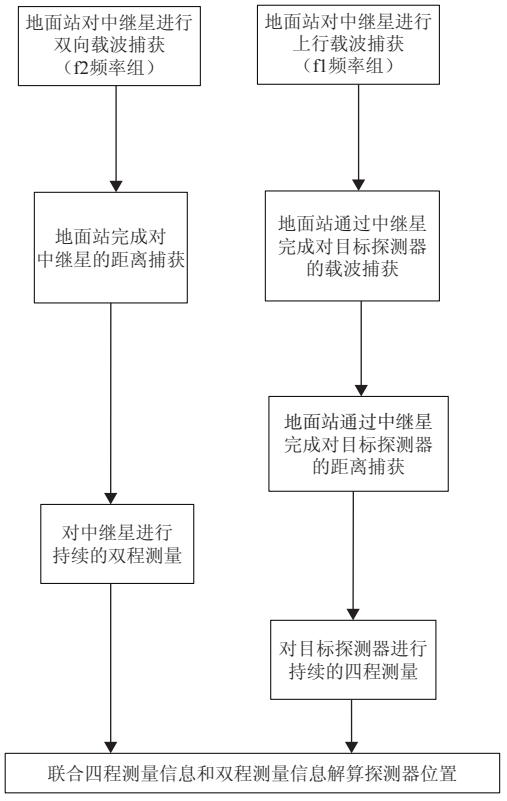


图 5　月球四程测量工作流程示意图
Fig. 5　Workflow diagram of lunar four-way measurement

2.3　新测控体制应用

航天测控系统采用统一载波调制体制只支持低码率遥测[13]，且系统带宽效率低，另外，由于地月通信距离遥远，较大的自由空间传输损耗进一步限制了遥测速率的提升。

GMSK + PN调制作为国际空间数据系统咨询委员会（Consultative Committee for Space Data Systems，CCSDS）拟推荐的下一代测控体制[14]，支持高码率载荷遥测数据和测距信号同时传输[15]，并且再生PN码测距有利于深空环境下测距精度的提高。“鹊桥二号”中继星配置了Ka频段数字应答机，对GMSK + PN测控体制在深空环境的应用进行验证。

Ka数字应答机下行调制原理框图[15]如图6所示，将GMSK相位和PN码相位按照相应调制指数相加后调制到同一载波上，实现高码率遥测数据和测距信号的融合传输。

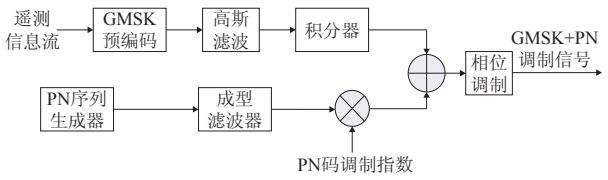


图 6　GMSK + PN调制原理框图
Fig. 6　GMSK + PN modulation block diagram

根据CCSDS标准[15-16]的建议，GMSK信号的时间带宽积设计为0.25，PN码采用Tausworthe码，码速率约2 Mchip/s，且T4B码和T2B码均已配置，可根据任务需求使用；再生伪码形式采用了半正弦脉冲，上行PN码的调制范围0.85～1.0 rad，下行伪码的调制范围0.4～0.5 rad，通过测控链路预算，中继星Ka频段测控系统能达到100 kbit/s的遥测传输速率，测距精度也显著优于同等链路条件下的统一载波测控系统。

3　技术在轨应用及地面验证

3.1　在轨飞行应用

自发射以来，截至2025年12月底，“鹊桥二号”中继星累计运行约630 d，在深空测控网和甚长基线干涉测量（Very Long Baseline Interferometry，VLBI）观测网[17]等地面测控系统的配合下，中继星测控系统采用S频段测控链路顺利完成了工程任务和日常运行星地测控，其中在支持“嫦娥六号”月球采样返回任务期间，正确接收转发超过1 800条指令[18]；在轨运行期间测控上行自动增益控制（Automatic Gain Control，AGC）遥测显示为中强信号，超过遥控链路余量20 dB以上，与理论计算分析结果一致；下行遥测持续正确接收。另外，在中继星4次地球阴影轨道段运行期间，测控系统均能根据卫星能源状态要求，正确切换工作模式。

另外，根据卫星飞行全过程与地球径向速度的变化轨迹，计算得到最大接收多普勒和多普勒变化率分别小于50 kHz和0.1 kHz/s，在测控应答机适应范围内。从在轨飞行遥测可知整个飞行过程中，接收机性能未受飞行速度的影响。

3.2　四程测量地面验证

使用文献[4]所提到的月球中继星与着陆探测器联合定轨定位方法，通过“鹊桥二号”中继星的四程测量功能对位于月球背面的“嫦娥四号”着陆器进行定位仿真。“嫦娥四号”探测器着陆在月面177.589°E、45.456°S 的位置[19]。

基于中继星轨道和着陆器位置参数，利用动力学模型外推得到基准轨道，在此基础上，仿真双程、四程测量数据，并基于模拟观测数据进行联合定位，利用基准轨道和理论坐标评估定位精度。仿真时间7 d，测站为佳木斯深空站，分析了测站对中继星、中继星对着陆器的观测覆盖情况，结果如图7所示。考虑到任务实施过程中的测控资源分配等因素，每天固定仿真4 h的双程和四程观测数据。对“嫦娥四号”着陆器的定位

定轨精度（1σ）如图8所示，随着观测数据的积累，着陆器的定位定轨精度显著提高，数据积累达到2 d后定轨定位精度逐渐趋于平稳。四程中继测量数据积累超过3 d，着陆器的定轨定位精度可达米级。

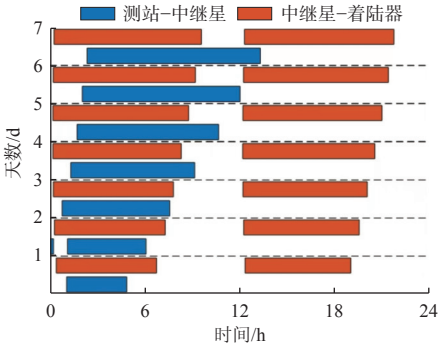


图 7 观测时间覆盖情况
Fig. 7 Temporal coverage of observations

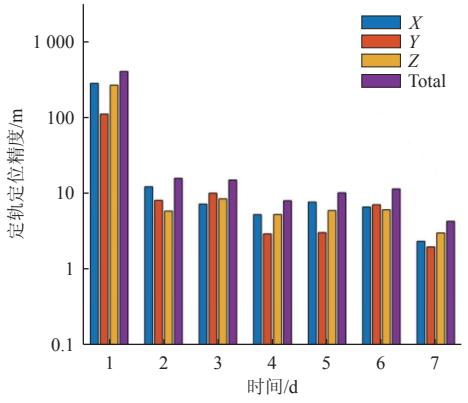


图 8 定轨定位精度仿真结果
Fig. 8 Orbit determination and positioning accuracy simulation results

3.3 GMSK + PN体制地面验证

根据Ka频段测控设计状态和星地测控接口进行测控性能分析，其中测距PN码选取的是T4B码型，GMSK对PN码的附加损耗按1 dB进行估算，计算得到测距抖动随星地距离的变化情况如图9所示，并给出了同等电平条件下，采用统一载波侧音测距情况下的测距抖动，可以得到：采用GMSK + PN体制月球轨道星地距离10万km处的测距随机误差优于0.02 m，距离40万km处的测距随机误差优于0.06 m，距离1 000万km处的测距随机误差优于2 m；其性能比传统侧音测距有明显的提升，至100万km处测距精度提升约1倍，在500万km处测距精度提升约5倍；距离更远处侧音测距精度对工程而言已难以接受，但GMSK + PN体制仍然保持较高的测距精度，且距离扩展引起的测距精度恶化相对侧音测距也更为平缓。

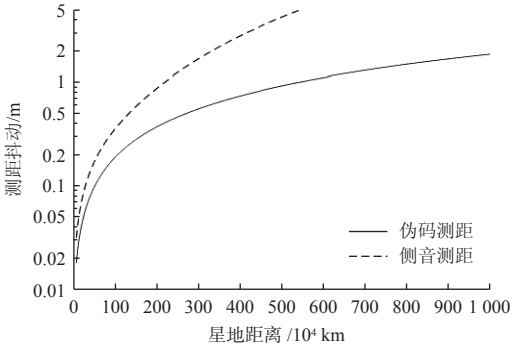


图 9 不同测距性能比对结果
Fig. 9 Performace comparative results of different ranging systems

4 结 论

作为首次运行在环月冻结轨道的卫星，“鹊桥二号”中继星测控系统针对任务特点进行设计，在保证常规测控功能的基础上，首次实现了对地面站不可见月球探测器的四程测量功能，以及GMSK + PN体制测控功能。自发射以来，“鹊桥二号”中继星测控系统在轨长期稳定运行，成功完成了各飞行阶段的测控任务；四程测量和GMSK + PN体制测控功能的地面验证结果表明这两项新技术在深空测控通信应用具有良好的应用前景，根据任务安排后续将择机对上述技术进行在轨应用验证，为未来深空探测和探月工程任务提供技术借鉴和数据支撑。

参考文献

[1] 胡蓝月. 鹊桥二号：为“探、登、驻”架起信息之桥[J]. 太空探索，2024(5)：16-19.
HU L Y. Queqiao-2: building an information bridge for exploration to inhabitation and landing[J]. Space Exploration, 2024(5): 16-19.

[2] 徐进，王秋平，李耀，等. 鹊桥二号中继通信载荷任务分析与设计[J]. 中国空间科学技术(中英文)，2025，45(3)：41-55.
XU J, WANG Q P, LI Y, et al. Mission analysis and design of Queqiao-2 communication relay payload[J]. Chinese Space Science and Technology, 2025, 45(3): 41-55.

[3] 周文艳，高博宇，董烜姗，等. 鹊桥二号轨道与嫦娥六号任务匹配性设计和飞行实践[J]. 中国空间科学技术(中英文)，2024，44(6)：16-22.
ZHOU W Y, GAO B Y, DONG T S, et al. Matching design of trajectory with Chang’e-6 mission and flight practice of Queqiao-2 satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(6): 16-22.

[4] 曹建峰，侯锡云，王鹏，等. 月球中继卫星与着陆探测器联合定轨定位方法[J/OL]. 武汉大学学报(信息科学版)，2025. https://ch.whu.edu.cn/article/doi/10.13203/j.whugis20250028.
CAO J F, HOU X Y, WANG P, et al. Joint orbit determination and positioning techniques for lunar relay satellites and lander probes[J/OL]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2025. https://ch.whu.edu.cn/article/doi/10.13203/j.whugis20250028.

[5] 黄晓峰，徐宝碧，吉欣，等. 嫦娥二号卫星X 频段星载测控系统设计

与验证[J]. 中国科学：技术科学，2013，43(5)：499-505.
HUANG X F，XU B B，JI X ，et al. Design and verification of the X-band TT&C for the Chang’e-2[J]. Scientia Sinica Technologica，2013，43(5)：499-505.

[6] 郝明波. 星载UXB深空测控系统研究与实现[D]. 南京：南京理工大学，2023.
HAO M B. Research and implementation of the onboard UXB deep space tracking and control system[D]. Nanjing：Nanjing University of Science and Technology，2023.

[7] 徐茂格，施为华. 深空微波测距测速现状及发展建议[J]. 深空探测学报(中英文)，2018，5(2)：140-146.
XU M G，SHI W H. Development of deep space radio ranging and velocity measurement technology[J]. Journal of Deep Space Exploration，2018，5(2)：140-146.

[8] 李炯卉，韩宇，吴学英，等. 中国深空探测器测控通信技术发展[J]. 航天器工程，2024，33(6)：116-122.
LI J H，HAN Y，WU X Y，et al. Development of TT&C and communication technology for China’s deep space probe[J]. Spacecraft Engineering，2024，33(6)：116-122.

[9] 石雷，熊亮，宁金枝，等. 应用于深空探测的小卫星测控系统方案研究[J]. 航天器工程，2016，25(6)：81-85.
SHI L，XIONG L，NING J Z，et al. Research on TT&C scheme of small satellite applied to deep space exploration[J]. Spacecraft Engineering，2016，25(6)：81-85.

[10] 叶培建，肖福根. 月球探测工程中的月球环境问题[J]. 航天器环境工程，2006，23(1)：1-11.
YE P J，XIAO F G. Lunar environment issues of lunar exploration project[J]. Spacecraft Environment Engineering，2006，23(1)：1-11.

[11] 吴伟仁，王琼，唐玉华. “嫦娥四号”月球背面软着陆任务设计[J]. 深空探测学报(中英文)，2017，4(2)：111-117.
WU W R，WANG Q，TANG Y H，et al. Design of Chang’e-4 lunar farside soft-landing mission[J]. Journal of Deep Space Exploration，2017，4(2)：111-117.

[12] 张立华，吴伟仁. 月球中继通信卫星系统发展综述与展望[J]. 深空探测学报(中英文)，2018，5(6)：497-505，568.
ZHANG L H，WU W R. The development overview and prospect of lunar relay communication satellite system[J]. Journal of Deep Space Exploration，2018，5(6)：497-505，568

[13] CCSDS. Radio frequencyand modulation systems part-1：Earth station and spacecraft：CCSDS 401.0-B-31[S]. Washington，DC ：CCSDS，2021.

[14] 滕飞，廖育荣，李云涛，等. 基于余弦方波成形的GMSK + PN调制方法研究[J]. 兵器装备工程学报，2020，41(9)：187-191.
TENG F，LIAO Y R，LI Y F，et al. GMSK + PN modulation method based on cosine square wave forming[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering，2020，41(9)：187-191.

[15] CCSDS. Simultaneous transmission of GMSK telemetry and PN ranging：CCSDS 413.1-G-2[S]. Washington，DC：CCSDS，2021.

[16] CCSDS. Pseudo-Noise(PN)ranging systems：CCSDS 414.1-B-2[S]. Washington，DC ：CCSDS，2014.

[17] 李赞，李海涛，张哲，等. 月球探测任务测控系统总体设计技术研究[J]. 上海航天，2021，38(2)：76-86.
LI Z，LI H T，ZHANG Z，et al. Research on overall design technology of TT&C for lunar exploration[J]. Aerospace Shanghai，2021，38(2)：76-86.

[18] 刘子杰，闫国瑞，高若辰，等. 鹊桥二号星务分系统信息传输多路径设计[J]. 先进小卫星技术，2024，1(4)：41-51.
LIU Z J，YAN G R，GAO R C，et al. Multi-path information transmission design of housekeeping subsystem for Queqiao-2 Satellite[J]. Advanced Small Satellite Technology，2024，1(4)：41-51.

[19] 赵洋，李飞，吴波，等. 嫦娥四号探测器着陆区精确选择与评价系统设计[J]. 航天器工程，2019，28(4)：22-30.
ZHAO Y，LI F，WU B，et al. Precise landing site selection and evaluation system design for Chang’e-4 probe[J]. Spacecraft Engineering，2019，28(4)：22-30.

作者简介：
石雷(1981－)，男，高级工程师，主要研究方向：卫星通信。**本文通信作者**。
通信地址：北京市海淀区友谊路104号(100094)
电话：(010)68746824
E-mail：xitek_jifeng@163.com

Design and Verification of TT&C System for Queqiao-2 Relay Satellite

SHI Lei[1]，CAO Xiaoping[2]，MAN Haijun[3,4]，XU Dezhen[5]，SUN Ji[1]

（1. DFH Satellite Co., Ltd.，Beijing 100094，China；2. Academy of Space Information Systems，Xi'an 710100，China；
3. Beijing Aerospace Control Center，Beijing 100094，China；4. Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory，
Beijing 100094，China；5. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology，Beijing 100094，China）

Abstract：Based on the situations where ground stations can't directly measure hunar far-side or polar regions， and where current tracking and control systems face limitations in improving telemetry rates and measurement accuracy dueto the Earth-Moon distance，the Queqiao-2 relay satellite's TT&C system is designed to achieve a four-way measurement chain-Earth-satellite-probe-satellite-Earth-enabling real-time tracking and measurement of lunar spacecraft that are not directly visible from Earth. Additionally this system serves to validate a GMSK+PN-based tracking and control communication scheme. Since the in-orbit launch of the Queqiao-2 relay satellite，the TT&C syatem has consistently and stably perfomed TT&C tasks. Simulation results of the four-way meaurement demonstrate that it can achieve meter-level positioning accuracy for the lander. Calculation of the new TT&C scheme indicates that it can achieve centineter-level ranging accuracy at the Earth-Moon distance. The actual operational perfomance and simulation verification results demonstrate that the Queqiao-2 relay satellite's TT&C system design meets the mission requirements and can provide reference for the design of TT&C systems for future deep space exploration and lunar exploration missions.

Keywords：Queqiao-2；TT&C system；unified carrier system；four-way measurement；GMSK + PN

Highlights：

- The Queqiao-2 relay satellite TT&C system has successfully completed over 630 d of on-orbit tracking and control tasks with the S-band tracking and control link.
- The lunar four-way measurement system has been validated through simulation to achieve a positioning and orbit determination accuracy of meter-level for lunar probes.
- The GMSK+PN telemetry and command system is adopted to achieve a transmission rate of 100 kb/s and a measurement accuracy of centimeter-level at the Earth-Moon distance.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：宋利辉]