

月球探测任务测控系统总体设计技术研究

李 赞¹, 李海涛¹, 张 哲², 樊 敏¹, 徐得珍¹, 辛晓生¹

(1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094; 2. 探月与航天工程中心, 北京 100190)

摘 要: 我国的探月工程采用“绕、落、回”三步走发展战略, 测控系统作为工程五大系统之一, 通过探月工程建成了全球布站的深空测控网和 18 m 测控网, 并圆满完成了历次任务对探测器的测控, 在任务分析与设计、测定轨和链路设计等方面积累了大量实战经验。本文以嫦娥四号中继星和探测器两次发射任务为例, 系统梳理了我国深空测控网和 18 m 测控网现状; 根据任务需求, 从测控覆盖、链路性能、测定轨精度和日凌影响等方面对测控任务实施能力进行了详细分析。以此为基础, 对多目标测控、轨道测量和日凌期间的测控方案进行了系统设计。通过对任务期间获取的实测数据进行全面分析, 总结了测控实施情况, 并对后续工作提出了建议, 以期为我国后续月球和深空探测测控通信任务设计提供借鉴。

关键词: 探月工程; 测控系统; 设计与分析; 任务实现

中图分类号: V 476.4

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.02.010

Research on Overall Design Technology of TT&C for Lunar Exploration

LI Zan¹, LI Haitao¹, ZHANG Zhe², FAN Min¹, XU Dezhen¹, XIN Xiaosheng¹

(1. Beijing Institute of Tracking and Telecommunication Technology, Beijing 100094, China;

2. Lunar Exploration and Space Engineer Center, Beijing 100190, China)

Abstract: In China's lunar exploration project, a three-step development strategy, i.e., “circling”, “falling”, and “returning”, is adopted. As one of the five systems of the project, through the lunar exploration project, the telemetry track and command (TT&C) system has built the deep space TT&C network and 18 m TT&C network, successfully complete the TT&C of detectors in all previous missions, and a lot of practical experience in the analysis and design of missions, the determination of orbits, and the design of links has been accumulated. Based on two Chang'e-4 lunar launch missions, the deep space TT&C network and 18 m TT&C network in China are systematically reviewed. The implementation capability of TT&C missions is analyzed in detail from the aspects such as TT&C coverage, link performance, orbit measurement accuracy, and influence of solar eclipse. On this basis, the TT&C schemes of multi-target TT&C, orbit measurement, and solar eclipse period are designed. Through the comprehensive analysis of the measured data obtained during the missions, the implementation of TT&C is summarized, and suggestions for the follow-up work are put forward. It is expected to provide reference for the mission design of lunar and deep space exploration

Key words: lunar exploration project; telemetry track and command (TT&C) system; design and analysis; mission implementation

0 引言

自 2004 年 1 月国务院正式批准探月工程立项以来, 我国按照“绕、落、回”三步走的发展战略^[1], 稳步推进月球探测, 先后完成了嫦娥一号、二号的绕

月探测, 嫦娥三号、四号的落月探测(包括月球正面和背面), 以及嫦娥五号月球采样返回探测, 积累了丰富的工程实践经验, 取得了大量原创性科学成果, 为我国未来开展月球长期科考和更远深空探测

收稿日期: 2020-07-02; 修回日期: 2020-08-28

作者简介: 李 赞(1979—), 男, 硕士, 助理研究员, 主要研究方向为月球与深空探测测控通信系统总体设计。

奠定了坚实的工程和科学技术。探月工程由探测器系统、运载火箭系统、发射场系统、测控系统(嫦娥五号中为测控与回收系统)和地面应用系统组成。测控系统的主要工作是完成运载火箭测控,完成探测器、搭载微卫星各飞行段的测定轨、状态监视、飞行控制和应急处置,同时完成月面巡视探测器的遥操作控制。

月球探测器距离地球约 40×10^4 km,飞行过程复杂,探测器着陆后,要完成对月面移动巡视器的遥控操作控制,这些都对测控系统提出了巨大挑战。为此,我国在喀什、佳木斯和阿根廷建成了全球布站的深空测控网,在青岛、喀什和纳米比亚建成了全球布站的18 m测控网,同时在北京航天飞行控制中心建成了月球与深空探测任务指挥控制中心、干涉测量数据处理中心和遥控操作控制中心,各项技术指标达到国际先进水平。我国全面具备了对月球和深空探测器全任务过程进行测控、飞行控制和数据处理的能力,已成为为数不多的具备月球与深空探测测控能力的国家。

在历次探月任务中,嫦娥四号实现了国际首次月球背面软着陆和巡视探测,基本能够体现对探测器测控任务设计和实施的特点。嫦娥四号包括中继星和探测器两次发射任务^[2],深空测控网和18 m测控网首次以全网状态参加,在测控设计、分析、多

目标测控和数据处理等方面是很具有代表性的一次任务。本文首先对我国的深空测控网、18 m测控网和VLBI观测网进行了系统描述,以嫦娥四号任务为例,对测控覆盖、链路性能、测定轨精度和日凌影响等进行了系统分析和研究,并全面总结了任务实施效果,给出了结论,以期为后续月球和深空探测器测控设计提供借鉴。

1 我国深空测控设备现状

1.1 深空测控网

我国的深空测控网是随着探月工程的实施逐步建设和完善起来,由分布在中国国内东北部地区和西北部地区的2个深空站和位于南美洲阿根廷西部地区的1个深空站组成^[3]。为支持嫦娥三号落月任务,分别在佳木斯(东经 $130^{\circ}46'12''$,北纬 $46^{\circ}29'37''$)和喀什(东经 $76^{\circ}43'40.3''$,北纬 $38^{\circ}26'34.7''$)建成1套66 m和1套35 m口径深空测控设备;为实现对深空探测器的连续覆盖,在阿根廷西部内乌肯省萨帕拉(西经 $70^{\circ}8'58.20''$,南纬 $38^{\circ}11'28.90''$)新建了第3套35 m深空测控设备,使我国成为继美、欧之后第3个建成全球布站深空网的国家,具备独立支持月球和深空探测任务的能力,如图1所示^[4-6]。



图1 我国佳木斯、喀什和阿根廷深空测控设备

Fig.1 Deep space TT & C equipment in Jiamusi and Kashi of China and Argentina

我国的深空测控网采用S、X和Ka三频段,符合国际电联和CCSDS相关建议,具备S和X频段全功能测控和Ka频段下行接收能力^[3-4],各项功能和性能达到国际先进水平。

就地理布局而言,中国的深空测控网并不是最优的。国内两个深空站的经度差只有 54° ,喀什深空站和阿根廷深空站的经度差为 146° ,阿根廷和佳木斯深空

站的经度差则达到了 160° ,致使对月球和深空探测器跟踪时,阿根廷与佳木斯之间存在0.5~2.0 h的测控盲区,无法实现测控全覆盖(仰角 10°),覆盖率约90%。

1.2 18 m测控网

在嫦娥一号任务前,我国在喀什和青岛分别建设了1套18 m单收测控设备,与已有12 m测控设备

共同实现了地月约 40×10^4 km 的测控支持;为完成嫦娥二号任务,对 2 套 18 m 测控设备进行了适应性改造,增加了 S 频段上行和 X 上下行测控功能,使其具备 S/X 频段全功能测控能力,并在任务中得到验

证;为满足月球探测器返回测控需求,我国在纳米比亚新建了 1 套 18 m 全功能 S/X 频段测控设备,与已有的 2 套设备形成了全球布站的 18 m 测控网^[4]。18 m 测控设备如图 2 所示。

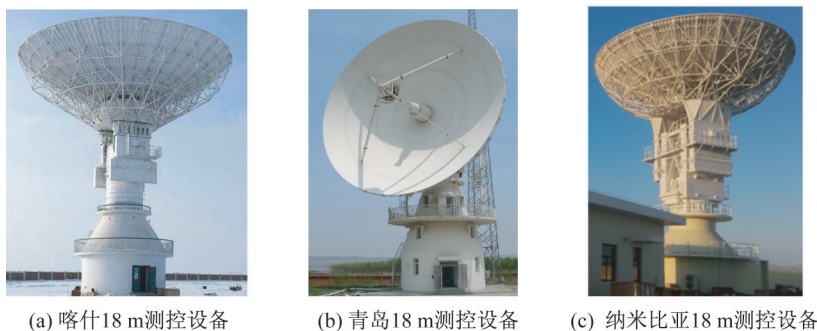


图 2 我国喀什、青岛和纳米比亚 18 m 测控设备

Fig.2 18 m TT&C equipment in Kashi and Qingdao of China and Namibia

同样受站点限制,18 m 测控网也无法实现在经度上等间隔分布。纳米比亚和青岛间相差约 240° ,致使对月球和深空探测器有最大约 8 h 的测控空白。

1.3 VLBI 观测网

为实现高精度测定轨,从我国月球探测之初就将甚长基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry,

VLBI)天文观测网作为测轨分系统引入测控系统^[7],包括上海 VLBI 中心和天马 65 m、北京 25 m、乌鲁木齐 25 m、昆明 40 m 等 4 个观测站^[8]。VLBI 观测站与佳木斯 66 m 和喀什 35 m 可组成“6 站 15 基线”干涉测量网,最长基线约 4 300 km(喀什—佳木斯),每天可观测时长超过 8 h,S 频段时延测量精度达 2 ns。VLBI 观测站如图 3 和图 4 所示。

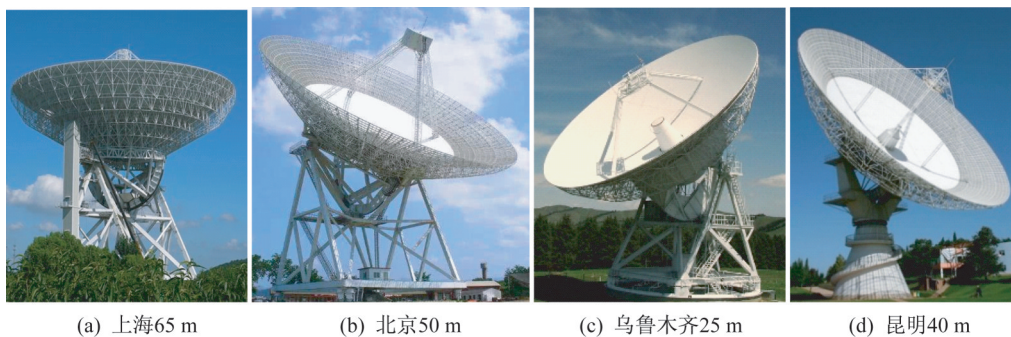


图 3 VLBI 测轨分系统观测站

Fig.3 VLBI orbital observation station

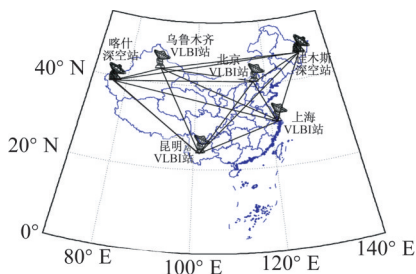


图 4 我国的干涉测量网布局图

Fig.4 Layout of interferometry network in China

2 任务概况

2018 年 5 月 21 日,中继星在西昌卫星发射中心利用 CZ-4C 运载火箭成功发射,经过地月转移、近月制动,并经月球借力进入月球至地月 L2 点转移轨道,5 月 27 日到达地月 L2 点附近,经过 3 次捕获控制和 3 次修正后,6 月 14 日进入环绕地月 L2 点、周期约为 14 d 的 Halo 使命轨道,每 7~10 d 进行一次轨道维持。中继星发射时搭载了 2 颗微卫星,在中

中继星箭分离后先后与火箭分离,各自自主奔向月球,目标是实现环月轨道编队飞行^[9-10],开展超长波观测。中继星飞行过程如图5所示^[9]。

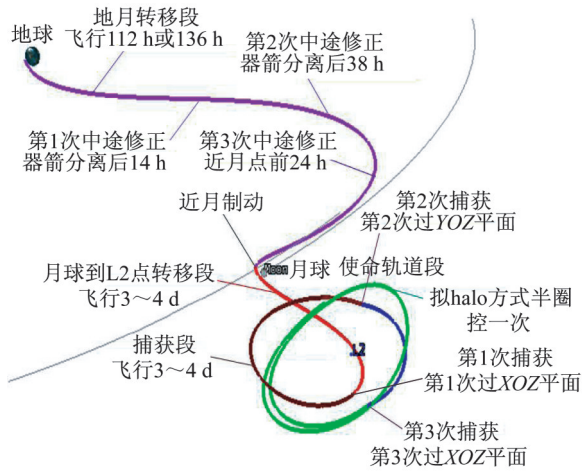


图5 嫦娥四号中继星理论飞行过程示意图

Fig.5 Theoretical flight process of Chang'e-4 relay satellite

2018年12月8日,嫦娥四号探测器在西昌卫星发射中心利用CZ-3B运载火箭成功发射,经地月转移、环月变轨和动力下降(环月飞行期间开展与中继星的中继链路测试),软着陆于月球背面冯·卡门撞击坑^[4-5]。从动力下降开始,地面测控站通过中继星与着陆器、巡视器之间的前/返向链路实现上下行通信。探测器飞行过程如图6所示^[9]。

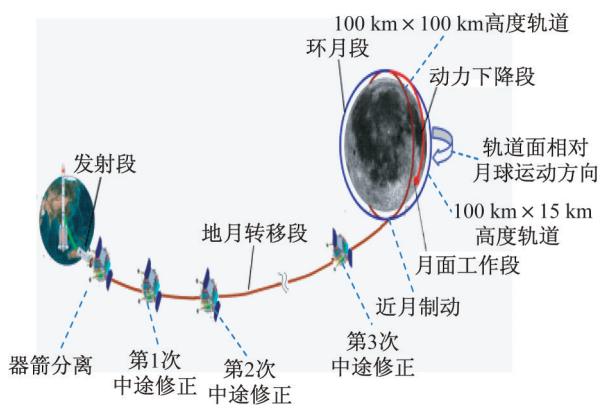


图6 嫦娥四号探测器理论飞行过程示意图

Fig.6 Theoretical flight process of Chang'e-4 detector

中继星对地测控采用S频段统一载波体制(USB),对地高速数传采用S频段抑制载波调制体制;与着陆器和巡视器的前、返向数据传输采用X频段,并可通过对月X频段前、返向信道完成与地

面的应急高速数传。着陆器对地测控采用X频段统一载波体制(USB),发射和地月转移初期采用S频段,地月转移至动力下降前采用X频段;从动力下降开始,着陆器、巡视器利用X频段通过中继星与地面完成前、返向数据交互。巡视器对地无测控接口。搭载微卫星对地测控采用S频段统一载波体制,对地高速数据传输采用X频段抑制载波调制体制^[12]。其中,着陆器X频段测距主音频率为500 kHz,中继星和微卫星S频段测距主音频率为100 kHz;同时着陆器测控信号调制两对差分测距单音信号(载波频率的1/2 200和1/440),中继星和微卫星测控信号均调制一对差分测距单音信号(载波频率的1/600),用于3站以上共视弧段内对各目标进行差分单向测距。中继星、探测器和微卫星测控链路如图7所示^[12]。

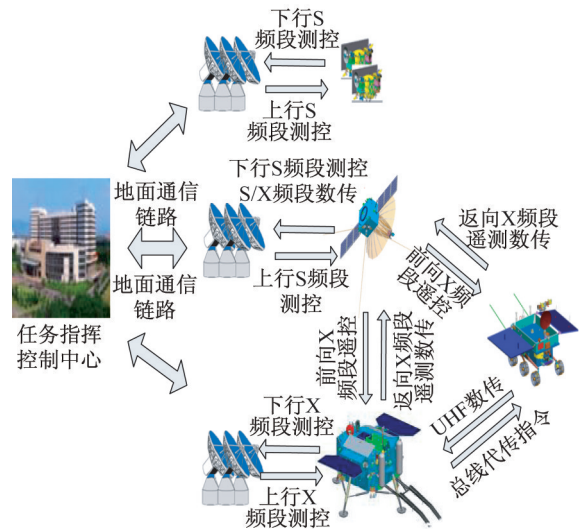


图7 嫦娥四号天地测控链路关系示意图

Fig.7 Diagram of Chang'e-4 TT&C links

嫦娥四号任务天地测控链路主要包括:中继星2个点频的S频段测控、1个点频的S频段数传(进入地月L2点后)、1个点频的X频段数传(应急);着陆器2个点频的X频段测控(动力下降前);微卫星2个点频的S频段测控(1颗1个点频)。

3 任务分析与设计

3.1 覆盖性分析

测控站与目标航天器相对位置关系如图8所示。

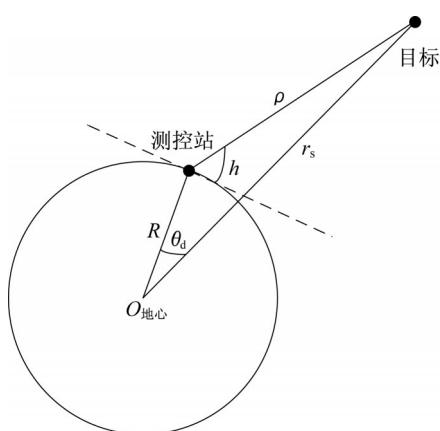


图 8 测控站跟踪目标几何关系示意图

Fig.8 Geometry diagram of tracking target of TT&C station

利用正弦定理导出如下关系^[13]:

$$\begin{aligned}\theta_d &= \arccos\left(\frac{R}{r_s} \cos h\right) - h \\ \tan h &= \frac{r_s \cos \theta_d - R}{r_s \sin \theta_d} \\ \rho^2 &= R^2 + r_s^2 - 2Rr_s \cos \theta_d\end{aligned}\quad (1)$$

式中: r_s 为目标的地心距; R 为测控站的地心距; θ_d 为目标和测站的地心张角; ρ 为目标相对测控站的斜距; h 为测控站跟踪仰角。通常要求深空站仰角 $h_0 \geq 10^\circ$, 18 m 测控设备 $h_0 \geq 7^\circ$, 要使测控站跟踪目标的地平高度不小于 h_0 , 则卫星与测站的地心张角 θ_d 必须满足下列条件:

$$\theta_d < \theta_{d0} = \arccos\left(\frac{R}{r_s} \cos h_0\right) - h_0 \quad (2)$$

嫦娥四号中继星各飞行段的位置通常在地心 J2000 平赤道坐标系中表示, 探测器地月转移段的位置通常在地心 J2000 平赤道坐标系中表示, 环月后在月心 J2000 平赤道坐标系中表示。通过 J2000 月心平赤道坐标系 $\rightarrow$ J2000 地心平赤道坐标系 $\rightarrow$ 瞬时平赤道坐标系 $\rightarrow$ 瞬时真赤道坐标系 $\rightarrow$ 准地固坐标系 $\rightarrow$ 地固坐标系的转换, 计算得到地心距 r_s , 利用式(1)得到地心目标的地心张角 θ_d , 从而确定测控站对目标的可见弧段。

对于嫦娥四号中继星, 测控网的跟踪时长受到星地间距离、星下点轨迹和测控站地理位置影响。从地月转移开始至环绕地月 L2 点运行各飞行阶段, 地面深空网的测控盲区如图 9 所示, 中继星进入地月 L2 点轨道正常运行后, 18 m 测控网对其测控的盲区如图 10 所示。总体来说, 深空网每天对中继星

的不可见弧段在 29~97 min 之间变化^[7], 测控覆盖率为 93%~98%; 18 m 测控网每天对中继星的不可见弧段在 138~455 min 之间变化^[14], 测控覆盖率为 68%~90%。根据地月位置关系变化周期, 深空网和 18 m 测控网对月球探测器的跟踪覆盖也呈现出约 1 个月的变化周期。

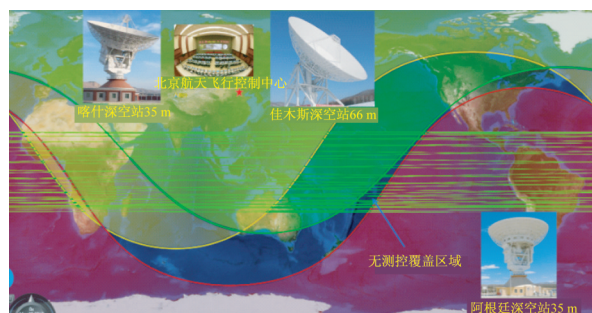


图 9 深空网跟踪中继星测控盲区示意图(10°仰角)

Fig.9 Diagram of TT&C blind area of tracking relay satellite in deep space network (10° elevation angle)

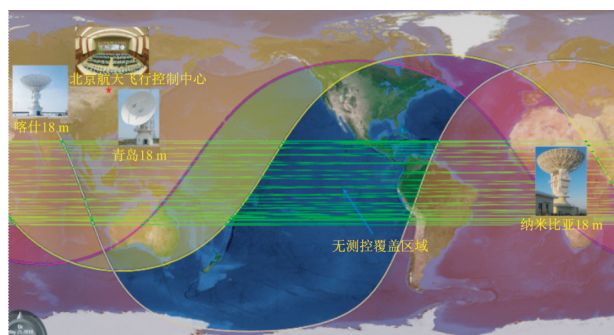


图 10 18 m 测控网跟踪中继星测控盲区示意图(7°仰角)

Fig.10 Diagram of TT&C blind area of tracking relay satellite in 18 m TT&C network (7° elevation angle)

对于嫦娥四号探测器, 深空网在地月转移段的测控覆盖与中继星基本一致; 进入环月轨道后, 除了由地面测控网布局引起的覆盖盲区外, 还受到月球遮挡的影响, 周期约为 27 d, 地面的可见弧段约 70%。

VLBI 天文观测网对月球探测目标进行干涉测量时, 每天的测量弧段约 8 h (3 站以上共视); 若其与佳木斯、喀什深空站联合观测时, 每天能够提供约 10 h 的测量弧段。

为了完成对中继星和探测器的高精度测定轨, 需要利用深空网(或 18 m 测控网)获取的测距、测速数据与 VLBI 天文观测网获取的干涉测量数据进行

联合定轨。为此需要根据各测控网覆盖情况和测定轨需求,合理分配获取各种测量数据的弧段。

3.2 链路性能

测控通信链路利用以下基本方程进行分析:

$$\frac{S}{N} = \frac{P_t L_t G_t L_s L_a G_r}{k T_s B} \quad (3)$$

式中: S/N 为接收信号功率与噪声功率之比; P_t 为发射功率; L_t 为发射端馈线等损耗; G_t 为发射天线增益; L_s 为自由空间损耗; L_a 为包含大气在内的其他损耗; G_r 为接收天线增益; k 为玻尔兹曼常数, $k=1.38 \times 10^{-23} \text{ W} \cdot \text{S} \cdot \text{K}^{-1}$; T_s 为接收系统噪声温度; B 为接收机工作带宽。

嫦娥四号各目标均采用副载波调制体制测控,多个正弦副载波对载波调相,调制信号表示为

$$S(t) = A \cos \left[\omega_c t + \sum_{i=1}^k m_i \cos(\omega_i t + \varphi_i) + \varphi_c \right] \quad (4)$$

式中: A 为信号幅度; k 为副载波个数; $\omega_c = 2\pi f_c$ 为载波角频率; f_c 为载波频率; $\omega_i = 2\pi f_i$ ($i=1, 2, \dots, k$)为第*i*个副载波的角频率; f_i 为第*i*个副载波频率; m_i ($i=1, 2, \dots, k$)为第*i*个副载波对载波的调制指数; φ_c 为载波初始相位; φ_i 为第*i*个副载波的初始相位。将式(4)利用贝塞尔函数展开,可得到残留载波功率以及各副载波功率相对载波总功率相对值,即调制损耗。残留载波调制损耗 L_c 和副载波调制损耗 L_i 分别为

$$L_c = \frac{P_c}{P_t} = J_0^2(m_1) J_0^2(m_2) \dots J_0^2(m_k)$$

$$L_i = \frac{P_i}{P_t} = 2J_1^2(m_i) \prod_{j=1}^k J_0^2(m_j) \quad (5)$$

式中: P_c 为残留载波功率; P_i 为副载波功率; J_0 和 J_1 分别为零阶和一阶贝塞尔函数。利用总接收信噪谱密度比与调制损耗可确定残留载波和各副载波的信噪谱密度比,进而根据门限确定链路性能。

根据器、地测控相关技术指标和上述计算方法,重点对遥测接收性能进行分析^[15-16]。中继星的计算输入条件为:35 m测控设备,S频段全功能测控(上行遥控+测距+遥测),星上天线波束角 $\pm 90^\circ$ 范围内,卫星EIRP值不小于0 dBW,遥测信道码速率2 048 bit/s;18 m测控设备,S频段全功能测控时,星上天线波束角 $\pm 30^\circ$ 范围内,卫星EIRP值不小于8.5 dBW,遥测信道码速率2 048 bit/s。着陆器为:

35 m和18 m测控设备,X频段全功能测控,天线波束角 $\pm 90^\circ$ 范围内,卫星EIRP值不小于0 dBW,遥测信道码速率2 048 bit/s。微卫星为:18 m测控设备,S频段全功能测控,星上天线波束角 $\pm 50^\circ$ 范围,EIRP值不小于0 dBW,遥测信道码速率256 bit/s;35 m深空测控设备,星上天线波束角 $\pm 90^\circ$ 范围,EIRP值不小于-10.5 dBW,遥测信道码速率256 bit/s。喀什35 m和18 m测控设备对中继星遥测接收性能如图11所示。

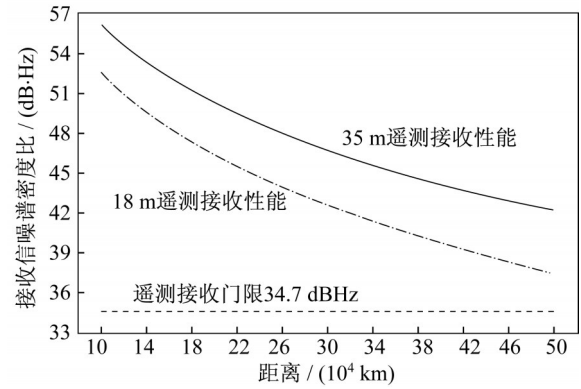


图11 嫦娥四号中继星遥测链路性能曲线

Fig.11 Telemetry link performance curve of Chang'e-4 relay satellite

1) 35 m深空站正常接收中继星下行遥测余量约为7 dB($\pm 90^\circ$ 波束范围内),18 m约为4 dB($\pm 30^\circ$ 波束范围内);

2) 35 m深空站正常接收着陆器($\pm 90^\circ$ 波束范围内)下行遥测余量约为6 dB,18 m能够正常接收遥测的天地距离不超过 14×10^4 km;

3) 35 m深空站正常接收微卫星下行遥测余量约为6 dB($\pm 90^\circ$ 波束范围内),18 m约为0.5 dB($\pm 50^\circ$ 波束范围内)。

3.3 测定轨精度

在探测器近月制动后动力下降前,由于地面要同时完成对中继星、探测器和微卫星的测控,所以无法对某一目标长时间连续跟踪测量,同时各跟踪目标飞行轨道各异(中继星位于地月弱引力约束下的地月L2点轨道,探测器先后位于环月100 km $\times$ 100 km圆轨道和100 km $\times$ 15 km椭圆轨道,微卫星在环月大椭圆轨道上编队飞行)、变轨过程复杂,且具有仅地基无线电测量手段可用、有效测量时长有

限、跟踪几何关系变化小等特点,对高精度、短弧、快速定轨和预报都提出更高要求。

嫦娥四号任务中地面对各目标采用 USB(中继星、着陆器采用 UXB)+VLBI 测量模式^[7],测量数据包括双向测距、双向测速、差分单向测距干涉测量数据。根据能够获取的测量数据类型和数量,结合任务飞行过程和应用需求,理论分析^[17]得到的中继星、探测器和微卫星的测定轨精度见表 1。

表 1 嫦娥四号各测控目标测定轨精度理论分析结果(3 σ)
Tab.1 Theoretical analysis results of orbit measurement accuracy of each target (3 σ) of Chang'e-4

目标	飞行轨道	测量数据及定轨预报时长	精度
中继星	转移轨道	提前 3 h 预报近月点	位置精度约为 8 km, 速度精度为 2.5 m/s
	环地月 L2 点轨道	1 d 测距测速+VLBI 数据定轨, 预报 1 d	位置精度约 7 km, 速度精度约 0.06 m/s
		6 d 测距测速+2 d VLBI 数据定轨, 预报 6 h	位置精度约 5 km, 速度精度约 0.03 m/s
		6 d 测距测速数据定轨, 预报 1 d	位置精度约 6 km, 速度精度约 0.03 m/s
探测器	地月转移轨道	提前 3 h 预报近月点	位置精度约为 8 km, 速度精度约 2 m/s
	环月 100 km $\times$ 100 km	提前 6 h 预报变轨点	位置精度约为 1.5 km, 速度精度约 1.5 m/s
	环月 100 km $\times$ 15 km	着陆前 1 d 所有测量数据, 预报下 2 圈近月点	位置精度为 2.3 km, 速度精度约 2.3 m/s
微卫星	地月转移轨道	利用 12 h 的测距测速数据, 预报 16 h	位置精度约 9 km, 速度精度约 3 m/s
	环月轨道段	利用 2~3 圈测距测速数据预报近月点	位置精度约 2.5 km, 速度精度约 3 m/s

3.4 日凌

嫦娥四号中继星围绕地月 L2 点常年运行,受地、月、日相对位置关系变化影响,每个月相周期(约 27 个地球日)内,地面必然会出现一次日凌(地球、中继星和太阳近似位于一条直线上)。此时太阳的强大电磁辐射噪声进入地面接收天线,造成接收信号质量恶化甚至中断,对执行任务能力和可靠性产生重大影响^[19]。因此,需提前确定日凌对地面

接收系统影响的边界条件,最大限度延长测控时长,支持飞控决策和实施。

定义 SEP(Sun-Earth-Probe)角为地面测控设备指向太阳矢量与指向目标矢量间的夹角,太阳噪声与工作频段、太阳活动周期、地面测控设备半功率波束宽度、SEP 角大小、地面接收系统内部噪声温度等因素密切相关。由太阳噪声引起的地面接收系统外部噪声温度增大可利用下述公式近似计算^[19-20]:

$$\frac{T_{\text{incr}}}{T_b} = \frac{\int_{\text{disk}} G_r(\theta, \phi) T_b d\Omega}{\int_{4\pi} G_r(\theta, \phi) T_b d\Omega} \quad (6)$$

式中: T_{incr} 为接收系统外部噪声温度增大量; T_b 为太阳本体噪声; $G_r(\theta, \phi)$ 为归一化接收天线方向图;等式右端分子表示对太阳的视圆盘进行积分;分母表示对整个空间进行积分。 $G_r(\theta, \phi)$ 可近似表示为

$$G_r(\theta_a, \phi) = \left[\frac{2J_1\left(\frac{\pi D_a}{\lambda} \sin(\theta_a)\right)}{\frac{\pi D_a}{\lambda} \sin(\theta_a)} \right]^2 \quad (7)$$

式中: J_1 为一阶贝塞尔函数; D_a 为地面接收天线口径; λ 为信号波长; θ_a 偏离天线波束中心的角度。

以阿根廷 35 m 口径深空测控设备为例,其半功率波束宽度为 0.29°(S 频段),太阳噪声取 80 000 K^[19],当 SEP 角为 1°时,太阳噪声引起的地面接收系统外部噪声温度增大约为 120 K($T_{\text{incr}}/T_b < 0.0015$),通过地面设备接收系统损耗和内部噪声温度计算得到太阳噪声引起的地面接收信号信噪比恶化约为 3.5 dB。

4 任务分析与设计

4.1 多目标测控

在嫦娥四号任务中,探测器动力下降前地面测控网要同时完成对着陆器、中继星和两颗微卫星等 4 个目标的测控,期间要进行多次变轨控制,同时在部分时段还要兼顾在轨月球探测器(嫦娥三号着陆器和嫦娥五号再入返回试验服务舱)的日常管理。其中,中继星发射后的目标包括中继星和两颗微卫星;中继星进入地月 L2 点中继轨道后,每 7~10 d 需进行一次轨道维持,微卫星进入环月轨道后需经常性开展编队控制;探测器发射后至落月前,地面要

同时完成对着陆器、中继星和微卫星的测控;探测器落月后,地面通过中继星完成对着陆器和巡视器的月面操作控制。

根据3.2节分析结果可知,深空测控网具备对所有目标的测控能力,且有足够的链路余量。18 m测控网在中继星天线波束角 $\pm 30^\circ$ 范围内具备对其可靠、全功能测控的能力;在微卫星天线波束角 $\pm 50^\circ$ 范围内具备测控能力,可靠性有所降低;对探测器仅具备上行遥控的能力。因此,在探测器发射前,可利用深空网对中继星测控,18 m测控网对微卫星测控;探测器发射后,利用深空网对探测器测控,18 m为主对中继星测控,并有必要合理安排中继星、微卫星和探测器关键测控事件,使深空网能够在中继星变轨期间为其提供可靠的测控支持,同时合理确定测量弧段,满足各目标测定轨精度需求。

综合考虑嫦娥四号两次发射任务的飞行过程、天地测控链路状态,对多目标跟踪进行如下规划:

1) 为降低任务中心飞控实施复杂度,需尽量将微卫星各飞行阶段的关键测控事件(如中途修正、变轨控制等)与中继星分开,同时在微卫星变轨和故障状态下,尽可能调配深空测控设备进行测控支持;

2) 中继星发射后至探测器发射前,利用深空测控网完成对中继星的测控,确保其顺利进入使命轨道,并稳定运行,利用18 m测控网对微卫星进行测控,其变轨期间和故障期间,在确保中继星可靠测控的前提下,可适当调配深空测控设备;

3) 从嫦娥四号探测器发射至动力下降前,利用深空网对探测器测控,以18 m测控设备为主对中继星测控,同时兼顾微卫星;

4) 从探测器动力下降开始,利用深空测控设备对中继星测控和对着陆器、巡视器的操作控制;

5) 嫦娥四号探测器发射前,VLBI观测站对中继星进行干涉测量,适当兼顾微卫星变轨前后的测量;嫦娥四号探测器发射后,根据测定轨精度需求,分时对中继星和着陆器进行测量,VLBI测轨分系统要具备同一跟踪弧段内分时跟踪两个目标的能力。

4.2 多目标测控

根据定轨预报需求和各测控目标飞行轨道,测量方案设计如下:

1) 中继星。星箭分离后,利用外测和运载火箭GPS等测量数据确定初始轨道,判断入轨状态;转

移和捕获段,全程利用深空测控设备测距、测速,在上海、北京、昆明和乌鲁木齐等4个VLBI观测站3站及以上共视弧段内干涉测量。其中,第2次和第3次中途修正之间至少进行1 d的干涉测量;中继星环绕地月L2点前利用18 m测控设备测距测速,在上海、北京、昆明和乌鲁木齐等4个VLBI观测站3站及以上共视弧段内每7 d(一个轨道维持周期)至少进行2 d干涉测量,其中1 d用于轨道维持点预报,1 d用于维持后的定轨;探测器动力下降前,对中继星至少安排1 d干涉测量,用于中继星准确指向探测器,完成中继通信测试。

2) 探测器。落月前全程利用深空测控设备进行测距、测速;转移段在上海、北京、昆明和乌鲁木齐等4个VLBI观测站3站及以上共视弧段内进行干涉测量,其中第2次中途修正和第3次中途修正之间至少进行1 d干涉测量;环月段原则上除对中继星干涉测量外,在上海、北京、昆明和乌鲁木齐等4个VLBI观测站3站及以上共视弧段内均对探测器进行干涉测量。

3) 微卫星。全程利用18 m测控设备进行测距、测速,应急情况下可利用深空测控设备,VLBI观测站视情进行干涉测量。

4) 探测器环月飞行期间,位于月球正面地面可见时,上海、北京、昆明和乌鲁木齐等4个VLBI对其进行干涉测量,其位于月球背面时对中继星进行干涉测量。

4.3 日凌

嫦娥四号中继星在地月L2点运行期间,每个月都会出现SEP角较小的情况,以探测器动力下降前后为例,阿根廷深空测控设备的SEP角最小达到 0.235° ,如图12所示。

在对日凌影响进行理论而分析的基础上,发射前分别就太阳噪声对66 m、35 m和18 m测控设备影响开展了专项试验。测试的基本方法为:地面测控设备天线波束中心逐渐接近太阳视圆盘中心,测试在不同偏移角条件下的地面接收噪声功率谱密度比,并于天线指向冷空时的噪声功率谱密度比相减,得到恶化值,以此为依据确定太阳噪声对地面测控设备接收系统的影响。阿根廷35 m天线不同偏移角与接收噪声功率谱密度比恶化之间的实测关系曲线如图13所示。

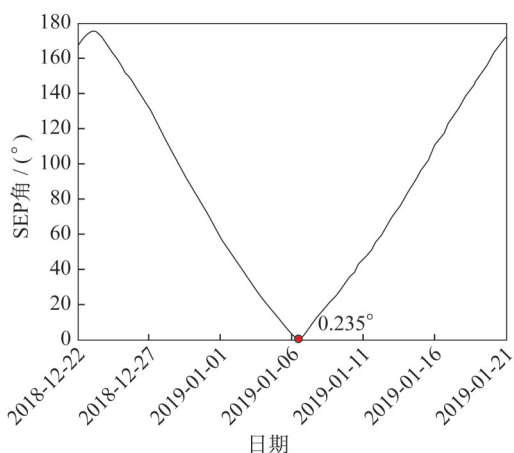


图 12 探测器动力下降前后阿根廷对中继星 SEP 角变化
Fig.12 SEP angle of the relay satellite in Argentina before and after the dynamic descent of detector

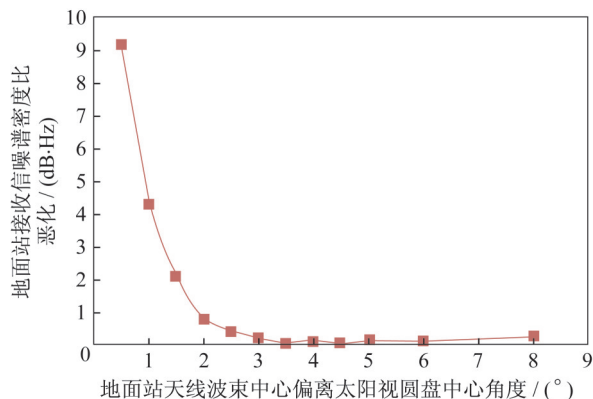


图 13 不同偏移角下阿根廷 35 m 接收噪声谱密度比恶化
Fig.13 Noise spectral density ratio of 35 m antenna in Argentina under different offset angles

试验结果表明:当地面天线波束中心偏离太阳视圆盘中心 1° 时,地面接收噪声功率谱密度恶化约 $4 \text{ dB}\cdot\text{Hz}$;偏离 3° 以上时,基本无影响。根据 3.2 节天地链路理论计算结果(阿根廷深空站对中继星全功能测控(天线波束中心 $\pm 30^\circ$ 内)时的遥测余量约为 6.5 dB),将 SEP 角不小于 1° 作为日凌对阿根廷深空测控设备影响的边界条件。

5 任务实施

5.1 中继星任务

嫦娥四号中继星于 2018 年 5 月 21 日 5 时 28 分准时发射,飞行 $1\,530 \text{ s}$ 后准确进入地月转移轨道。由于运载火箭入轨、轨道控制和测定轨等精度均高于设计值,致使中继星转移段仅进行了 4 次轨道控制和修正(包括第 1、5 次中途修正和第 2、3 次地月 L2

点捕获控制),取消了 7 次(包括第 2、3、4 次中途修正,第 1 次捕获控制、捕获控制后修正,第 2、3 次捕获控制后修正),期间阿根廷、佳木斯、喀什深空测控设备为其提供了近连续的测控支持,VLBI 测轨分系统在 3 站可见弧段内全程进行了干涉测量。中继星进入地月 L2 点使命轨道初期利用 3 套深空测控设备完成测控,同时开展了 18 m 天地链路性能测试,随后以 18 m 测控设备为主完成对中继星的测控;中继星在轨约 7 d(随着轨道维持策略的不断改进,逐渐延长至约 10 d)进行一次轨道维持,期间深空测控设备对其测控,并在轨道维持前后,VLBI 测轨分系统观测 2 d(轨道维持前、后各 1 d),每天约 5 h,确保测定轨精度。中继星进入长期管理后,地面测控设备每天的测控时间不小于 8 h,完成对其日常管理;探测器环月期间与中继星的中继链路测试,以及探测器动力下降等关键事件均安排在佳木斯和喀什深空站共视弧段内进行,其中,一个深空站对探测器测控,一个深空站对中继星测控,确保了两器测控的可靠性;为避免在探测器历次变轨控制(中途修正、近月制动、环月变轨等)和动力下降前后对中继星进行轨道维持(包括自主和被动动量轮卸载),探测器发射至动力下降前对中继星的 3 次轨道维持分别安排在探测器发射前 1 d、环月 $100 \text{ km}\times 100 \text{ km}$ 、环月 $100 \text{ km}\times 15 \text{ km}$ 阶段且 2 个国内深空站共视弧段内完成,期间调配 1 套深空测控设备和 VLBI 测轨分系统测控,确保了两器的测定轨精度和测控可靠性。

经事后分析,任务期间地面对中继星的定轨预报精度见表 2。

表 2 中继星测定轨精度事后分析结果(3σ)

Tab.2 Post-analysis results of orbit determination accuracy of relay satellite (3σ)

飞行轨道	测量数据及定轨、预报时长	精度
转移轨道	提前 3 h 预报近月点	位置精度约 6 km, 速度精度约 2 m/s
环地月 L2 点轨道	1 d 测距测速+VLBI 数据定轨, 预报 24 h	位置精度约 6 km, 速度精度约 0.06 m/s
	6 d 测距测速+2 d VLBI 数据定轨, 预报 24 h	位置精度约 4.5 km, 速度精度约 0.03 m/s
	6 d 测距测速数据定轨, 预报 24 h	位置精度约 7 km, 速度精度约 0.06 m/s

注:6 d 测距测速数据定轨预报 24 h 的精度与理论分析不符,主要原因为中继星在此期间主动进行了动量轮卸载,促使测量数据弧段减少,且中继星 4.2 m 口径天线引起的太阳光压模型在短时间内难以准确确定引起。

对测控站接收载噪谱密度比分析可知,18 m测控设备在中继星环地月L2点轨道飞行期间,天地链路余量(遥测通道)约8~12 dB。主要原因为:为确保可靠性,链路预算中的各参数均采用最差值进行分析,如测控站采用10°仰角时的 G/T 值、卫星在任意姿态下均采用满足98%以上覆盖的天线增益值、各类损耗和噪声温度等均采用理论值参与计算等。由此使理论计算结果过于保守,实际应用中浪费了测控资源。

任务实施前,针对日凌对地面接收系统影响开展了专项试验,同时结合理论分析结果,将阿根廷深空站的日凌影响边界设置为SEP角不小于1°,此时未安排地面测控设备跟踪;在实际任务中,当SEP角接近1°时,地面下行接收信噪比恶化约2 dB,上下行数据收发和测量精度未出现明显波动。

5.2 探测器任务

嫦娥四号探测器于2018年12月8日2时23分准时发射,飞行1 144 s后准确进入地月转移轨道。探测器在地月转移段仅进行了一次中途修正,进入环月轨道后,为节省燃料,先后进入100 km×420 km椭圆、100 km×260 km椭圆、100 km×100 km圆轨道和100 km×15 km椭圆轨道,在100 km×420 km、100 km×100 km和100 km×15 km轨道上开展了中继链路测试,并于2019年1月3日10时14分开始动力下降,期间位于月球背面,地面通过中继链路监视落月过程。探测器落月前,地面3套深空测控设备和VLBI测轨分系统近全弧段提供测控支持。其中,中继星轨道维持、中继链路测试等事件均安排在佳木斯和喀什深空站共视弧段内,利用其中一个深空测控设备完成中继星测控,另一个完成探测器测控;VLBI测轨分系统在中继星轨道维持前天和当天各进行了1 d的测量。

经事后分析,任务期间地面对中继星的定轨预报精度见表3。

经过对获取的外测数据中接收载噪谱密度比分析可知,35 m深空测控设备对着陆器环月段跟踪时的链路余量为10~15 dB,均优于理论计算值,主要原因同5.1节所述。

5.3 微卫星任务

中继星与运载火箭分离后30 s和60 s,微卫星

表3 探测器测定轨精度事后分析结果(3 σ)

Tab.3 Post-analysis results of orbit determination accuracy of detector(3 σ)

飞行轨道	测量数据及定轨、预报时长	精度
转移轨道	提前3 h预报近月点	位置精度约为4.5 km, 速度精度为1.5 m/s
环月100 km×100 km圆轨道	提前6 h预报变轨点	位置精度约为0.8 km, 速度精度为0.8 m/s
环月100 km×15 km轨道	着陆前1 d所有测量数据,预报下2圈近月点	位置精度约为0.6 km, 速度精度为0.6 m/s

A和B相继分离,直接进入对月转移轨道。由于第一次中途修正期间微卫星A推力器不受控开机,于2018年5月22日4时左右与地面失去联系,经多次搜索未果后,停止跟踪;微卫星B在实施第一次中途修正期间姿态失控,经应急抢救后状态恢复正常,并在地月转移段进行了第二次中途修正和近月制动,进入5 000 km×14 000 km的环月椭圆轨道,飞行至2019年7月31日后受控撞月。正常飞行期间,以18 m测控设备为主完成了微卫星B的各项测控工作;微卫星A和B故障期间,以及其变轨前后和变轨期间临时调用了佳木斯深空站对其进行抢救和应急处置,确保了测控的可靠性。

经事后分析,任务期间地面对中继星的定轨预报精度见表4。

表4 微卫星测定轨精度事后分析结果(3 σ)

Tab.4 Post-analysis results of orbit determination accuracy of microsatellite (3 σ)

飞行轨道	测量数据及定轨、预报时长	精度
地月转移轨道	利用12 h的测距测速数据,预报16 h	位置精度约为9 km, 速度精度为1 m/s
环月段	利用1 d测距测速数据,预报3 h近月点	位置精度约为6 km, 速度精度为0.3 m/s

经过对接收载噪谱密度比分析可知,18 m测控设备对微卫星环月段跟踪时的链路余量为3~8 dB,均优于理论计算值,主要原因同5.1节所述。

6 结束语

本文详细描述了我国全球布站的深空测控网、18 m测控网和VLBI观测网的技术状态,以嫦娥四号中继星和探测器两次发射任务为例,对测控系统在探月任务中执行任务的能力进行了系统分析,针对其多目标测控、链路性能、高精度测定轨和日凌

影响等进行了全面分析,设计了测控系统技术方案,并对实施效果进行了总结概括,以期为我国后续月球探测任务测控系统的任务设计提供借鉴。通过探月工程的带动,我国的深空测控系统取得了长足的进步和发展,具备了对月球和深空探测测控的能力。通过探月工程:

1) 全面验证了我国全球布站深空测控网和 18 m 测控网的系统功能和性能,我国已具备对月球和深空探测目标近全时测控能力。

2) 从历次探月任务实施效果可见,任务前天地链路预算中的各参数值基本使用的都是最恶劣值,设计相对保守,致使正常情况下的天地链路性能明显优于设计值。为充分利用天地测控资源,有必要对各链路参数的取值进行详细分析,采用更精确的计算方法(如统计链路分析方法),对参与计算的各链路参数测量和统计分析,得到具有统计意义的链路性能,提高链路预算准确度,有效利用测控资源。

3) 通过对测定轨性能深入分析,地月转移段发现测量弧段(包括时长和观测几何等)变化和跟踪目标的在轨飞行状态(如飞行姿态、大口径天线引起的太阳光压影响、动量轮卸载等)对精度产生较大影响,需要有针对性地开展分析工作,准确确定测定轨性能。

4) 针对嫦娥四号任务,我国形成了一套对太阳噪声影响理论分析、测试验证和影响边界确定的基本方法,可用于未来深空探测器太阳噪声影响分析。同时,由于太阳活动的周期性和随机性,更精确的预报有赖于太阳活动周期内大量实测测量获取,有必要开展长期、持续的测量。

参考文献

- [1] 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,2018,5(6):497-505.
- [2] 吴伟仁,王琼,唐玉华.“嫦娥4号”月球背面软着陆任务设计[J].深空探测学报,2017,4(2):111-117.
- [3] 吴伟仁,李海涛,李赞.中国深空测控网现状与展望[J].中国科学:信息科学,2020,50(1):87-108.
- [4] 董光亮,李海涛,郝万宏.中国深空测控系统建设与技术发展[J].深空探测学报,2018,5(2):99-114.
- [5] CHEUNG K M, DOUGLAS A. Next-generation ground network architecture for communications and tracking of interplanetary smallsats [R]. IPN Progress Report, 2015.
- [6] 董光亮,李国民,王永新.中国深空网:系统设计与关键技术(中)S/X/Ka三频段深空测控通信系统[M].北京:清华大学出版社,2016.
- [7] 朱新颖,李春来,张洪波.深空探测 VLBI 技术综述及我国的现状和发展[J].宇航学报,2010,31(8):1893-1899.
- [8] 吴伟仁,王广利,节德刚.基于 Δ DOR 信号的高精度 VLBI 技术[J].中国科学:信息科学,2013,43(2):185-196.
- [9] 彭德云,邹雪梅,李亮.月球背面探测任务多目标协同控制模式设计[J].深空探测学报,2018,5(6):544-553.
- [10] 高珊,周文艳,张磊等.嫦娥4号中继星任务轨道设计与实践[J].中国科学:技术科学,2019,49(2):156-165.
- [11] 叶培建,孙泽洲,张焯.嫦娥4号探测器系统任务设计[J].中国科学:技术科学,2019,49(2):124-137.
- [12] 孙泽洲,吴学英,刘适.地月中继链路系统设计与验证[J].中国科学:技术科学,2019,49(2):147-155.
- [13] 陈芳允.卫星测控手册[M].北京:科学出版社,1991.
- [14] 丁溯泉.STK使用技巧及载人航天工程应用[M].北京:国防工业出版社,2016.
- [15] 李海涛.深空测控通信系统设计原理与方法[M].北京:清华大学出版社,2014.
- [16] 吴伟仁,董光亮,李海涛.深空测控通信系统工程与技术[M].北京:科学出版社,2013.
- [17] 段建锋,刘勇,李颢,等.“嫦娥4号”中继星任务轨道确定问题初探[J].深空探测学报,2018,5(6):532-537.
- [18] 李赞,樊敏,李海涛.太阳噪声对地面站噪声温度影响分析[J].飞行器测控学报,2009(6):15-19.
- [19] CHRISTIAN H, STEPHEN S, ANIL K, et al. Solar brightness temperature and corresponding antenna noise temperature at microwave frequencies [R]. IPN Progress Report, 2018.
- [20] HO C, KANTAK A, SLOBIN S, et al. Link analysis of a telecommunication system on earth, in geostationary orbit, and at the moon: atmospheric attenuation and noise temperature effects [R]. IPN Progress Report, 2017.