“鹊桥二号”中继星科学载荷总体设计

赵勋峰[1,2]，耿 浩[1]，薛长斌[1,3]，葛 菲[1]，沈卫华[1]，王 雷[1]，
郝 澄[1]，余先珂[1]，金鹏飞[1]，檀晓萌[1]

（1. 中国科学院 国家空间科学中心，北京 100190；2. 西安电子科技大学 通信工程学院，西安 710071；3. 中国科学院大学，北京 100049）

摘 要：针对“鹊桥二号”中继星科学载荷工作模式复杂、个性化要求高、轻量化设计难等问题，采用分系统集成优化的设计方法，配置科学载荷管理器实现紧耦合集成、统一供配电、数据处理与接口管理，并同步开展数字化仿真验证与在轨定标规划。通过仿真及地面验证试验，证明了该方法能有效提升系统集成度、可靠性与故障处置的能力，满足长达8年的在轨任务要求。结果表明，所形成的高集成、高可靠、可长期运行的有效载荷系统总体设计方案，可为中国后续月球及深空探测任务系统设计提供重要依据。

关键词：鹊桥二号；科学载荷；载荷系统集成

中图分类号：V447+.1 **文献标识码：**A **文章编号：**2096-9287(2026)02-0143-08

DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20250123

引用格式：赵勋峰，耿浩，薛长斌，等. “鹊桥二号”中继星科学载荷总体设计[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（2）：143-150.

Reference format: ZHAO X F，GENG H，XUE C B，et al. Overall design of scientific payload system for Queqiao-2 relay satellite[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（2）：143-150.

引 言

中国探月工程已进入第四阶段[1]，由“嫦娥四号”[2-3]“嫦娥六号”[4]“嫦娥七号”[5]和“嫦娥八号”4次任务组成，旨在实现月球南极科学探测与国际月球科研站（International Lunar Research Station，ILRS）基本型建设。“鹊桥二号”中继星主要目标是为中国探月四期各工程任务提供中继通信保障，同时配置了3项科学载荷开展科学探测[6]。“鹊桥二号”的主要科学目标是月基对地球磁尾和等离子体层的探测和研究。首次实现对地球磁尾高时空及能量分辨率的能量中性原子成像及对地球等离子体层成像，揭示太阳风和地球磁层、电离层的相互作用机制；月–地甚长基线干涉测量（Very Long Baseline Interferometry，VLBI）和观测研究，进行深空VLBI测量和无线电科学，以提高深空轨道测定轨的精度，并进行射电天文观测，实现X波段天球参考架、月球/行星历表等天体测量学方面技术的突破，并有望在致密天体、天体脉泽激发机理等天体物理研究领域获取原创性成果。

然而，“鹊桥二号”科学载荷分系统的设计面临显著挑战。首先，载荷工作模式复杂、个性化要求高。极紫外相机和阵列中性原子成像仪需对地球、月球进行长时间稳定观测，而VLBI试验子系统需与地面VLBI网协同观测，准备时间长、峰值数据量大。其次，轻量化设计难度大，中继星需兼顾中继通信与科学探测，载荷产品配套多、技术指标高、设计状态新，对重量级的资源极为敏感。对比国内外已有有效载荷系统设计，如中国首次火星探测工程有效载荷总体设计[7]和小行星探测工程有效载荷总体设计[8]，其载荷工作模式相对单一、观测目标明确、数据链路较固定，而“鹊桥二号”需同时支撑对地成像观测和月–地VLBI联合观测两种完全不同的科学任务，且寿命长达8年，对系统集成度、自主故障处置能力和资源共享提出了更高的要求。现有文献在解决多模式紧耦合、长寿命轻量化设计方面的系统性方案尚不充分，亟需开展针对性的总体设计研究。

针对上述难点，本文提出以科学载荷管理器为核心的分系统紧耦合集成设计方法，统一实现供配电、遥测遥控、数据处理与自主管理功能，并按照轻小型化、冗余设计、接口标准化、故障隔离等原则开展总体方案设计。系统阐述了“鹊桥二号”中继星科学载荷的总体设计过程，包括集成架构设计、供配电安全设计、科学数据信息流设计、软件/可编程阵列逻辑（Field Programmable Gate Array，FPGA）系统设计以及在轨工作模式设计，并通过数字化仿真验证和地面

收稿日期：2025-10-30 修回日期：2025-12-08
基金项目：国家科技重大专项资助项目

测试，证明了所提方法的有效性，为未来中国月球及深空探测任务复杂科学载荷的系统设计提供技术支撑。

1 “鹊桥二号”任务载荷配置分析

“鹊桥二号”中继星飞行过程包括发射段、地月转移段、月球捕获段、24 h周期中继使命段、中继轨道过渡段、12 h周期中继使命段。根据任务要求，中继星的在轨飞行过程如图1所示。

极紫外相机和阵列中性原子成像仪实现月基对地球磁尾和等离子体层的探测和研究；月球轨道VLBI试验子系统将开展月−地VLBI测量和观测研究。近期这3项载荷在技术体系成熟度均取得了重要突破。极紫外相机将在“嫦娥七号”任务开展极紫外波段空间成像研究，观测月球表面稀薄外逸层的结构组成，助力反演月面挥发物分布及其与太阳风的相互作用机制[9]；阵列中性原子成像仪已开展了“栅格式结构 + 微通道板”的粒子探测方式，对高能中性原子进行了方向、能谱与通量重建，形成空间环境的二维或三维成像。基于前期模拟与任务轨道设计，阵列中性原子成像仪能对地月空间的高能粒子环境进行成像诊断，对研究太阳风−月球表面相互作用、月球尾部等离子体结构演化以及中性原子的溅射过程，完善月球空间环境模型具有重要的意义[10]；月球轨道VLBI试验子系统通过构建地−月长基线干涉测量模式，将显著提升深空探测器的测距与测角精度[11]。

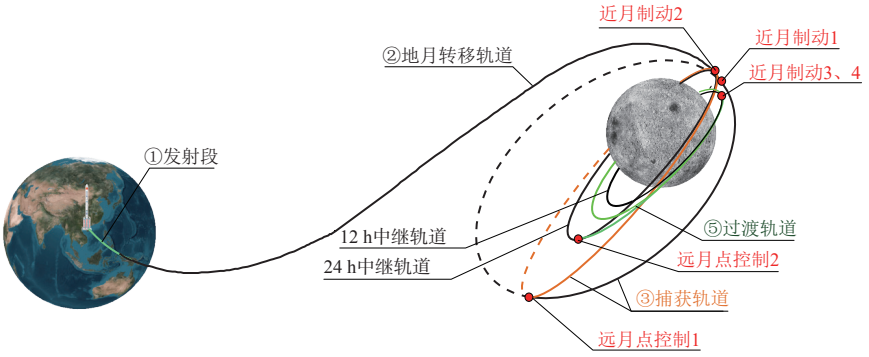


图 1 “鹊桥二号”中继星飞行过程示意图

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

各载荷与探测任务之间的对应关系如表1所示。“鹊桥二号”配置了月球轨道VLBI试验子系统、阵列中性原子成像仪子系统（简称阵列中性原子成像仪）、极紫外相机子系统（简称极紫外相机）3项科学载荷，并配置一台科学载荷管理器，共计12台（套）产品。“鹊桥二号”中继星科学载荷的系统组成复杂、工作模式多、探测数据量大；全部为新研产品，产品成熟度相对较低且周期异常紧张，对分系统测试验证带来了极大的难度与挑战。

表 1 科学载荷与探测任务对应关系

Table 1 Correspondence between scientific payloads and exploration tasks

序号	科学目标	探测任务分解	中继星科学数据来源分解
1	月基对地球磁尾和等离子体层的探测和研究	获取地球磁尾高时空及能量分辨率的能量中性原子成像探测数据	阵列中性原子成像仪
		获取地球等离子体层形态及近地空间氦、氧离子分布特性的探测数据	极紫外相机
2	月-地VLBI测量试验和观测研究	构建40万km基线的地-月VLBI测量与观测试验系统	月球轨道VLBI试验子系统

2 有效载荷分系统总体设计

根据科学载荷配置，进行单机技术指标的分解，依据各单机科学任务目标及分系统重量、功耗、可靠性等工程指标，确认各个产品的功能和性能指标。

开展载荷设计时必须考虑分系统工程的需求，涉及机、电、热、软、可靠性等方面，包含常规地面环境、羽流影响、载荷避光、平台指向精度与稳定度、下行数据量等共计13项内容。

2.1 有效载荷分系统设计

“鹊桥二号”中继星科学载荷分系统级设计难点主要体现在以下几个方面。

1）载荷工作模式复杂，个性化要求高

极紫外相机、阵列中性原子成像仪主要对地球、月球、部分恒星进行长时间稳定的观测；VLBI试验子系统则需要与地面VLBI网，天地协同联合观测，准备时间长、观测时间短、峰值数据量大。

针对上述问题，本文在分系统设计时，对载荷科学目标及观测需求进行详细分析，并设计了如下方案：制定分系统工作模式，明确不同模式下载荷的工作模式、时长、指向、能源、数据量等内容；研制过

程同步进行数字化仿真验证，开展不同模式下在轨数字化验证，高效识别光照、天体遮挡、卫星姿态等影响，确保工作模式设计的正确性；提前规划在轨定标设计，极紫外相机、阵列中性原子成像仪重点进行成像效果的定标，VLBI试验子系统针对性对指向精度、噪声温度等在轨定标。

2）轻量化设计难

“鹊桥二号”中继星的任务特点明确了中继通信与科学探测并重，科学载荷分系统重量必须满足总体要求，载荷产品配套多、技术指标要求高、设计状态新，对轻量化设计提出了挑战。

针对上述挑战，本文在保证载荷指标、系统可靠性满足任务要求的前提下，开展了分系统级集成优化设计，并配置载荷管理器，进一步优化分系统的重量。

2.2　有效载荷分系统设计原则

为提高“鹊桥二号”中继星科学载荷的可靠性，降低重量资源需求，分系统采用轻小型化、冗余、内部接口标准化、地面可测试性设计。

1）轻小型化设计

在载荷单机方案设计的基础上进一步完成系统梳理，结合卫星平台支撑能力，去除或减少非必须机构（转台、盖板、伸杆、调焦机构等）；合理设计载荷单机布局，减少分系统内部电缆长度；分系统内部通过时钟恢复技术将三线低电压差分信号（Low-Voltage Differential Signaling，LVDS）变为单线制LVDS、采用高速串行互联接口、采用半双工RS422等方式减少电缆重量；分系统配置科学载荷管理器（Payloads Manager Unit，PMU），加强分系统内部耦合设计，最大程度共用公共电路（电源、计算机、遥测遥控、数据处理等），以减轻分系统的整体重量。

2）冗余设计

通过加强裕度和冗余设计提高单机可靠性；科学载荷管理器作为分系统关键设备采用整机冷备份设计，进一步提高分系统的可靠性。

3） 内部接口标准化设计

载荷分系统各单机学科门类复杂，单机个性化强，载荷设计多样，分系统之间建立内部接口规范要求：对载荷内部硬件互联关系进行有限分类和形式标准化；单机间的通讯协议统一约定，形成分系统内部接口标准。

4）外部接口简化设计

在内部接口标准化和分系统紧耦合设计的基础上，尽量通过科学载荷管理器统一与卫星平台接口按照探测器系统设计与建造规范，最大程度简化分系统与卫星平台之间的硬件接口；按探测器通讯协议开展接口软件设计。

5）故障隔离设计

为加强载荷分系统和平台安全性设计，分系统重点考虑加强一次电源、指令电源以及科学载荷管理器与载荷单机之间的接口安全性设计。通过熔断器、继电器、平台间接指令的配合，在部分载荷出现故障时，能将其供电隔离，不影响分系统其它单机和整器的安全。

6）地面可测试性设计

为确认分系统和系统测试过程中载荷探头和传感器的技术状态，保证在轨科学探测数据的有效性，在研制过程中，除载荷单机必须对探测结果进行标定和性能测试之外，还需在分系统和系统级对科学探测能力进行可测试性设计。通过选择目标模拟源对探测过程和探测结果进行比对测试，确认探头和传感器功能和性能，对于无法直接测试的物理参数，需给出间接验证的方法。

2.3　有效载荷分系统集成架构设计

为简化科学载荷与中继星平台间的接口关系，实现资源高度优化和共享，降低系统耦合的复杂性，提高系统功能的集成度及可靠性，减少重量、功耗等资源的开销，有效载荷分系统配置了一台科学载荷管理器，负责统一实现各有效载荷的供配电、遥测遥控、数据采集、自主运行控制、健康管理、数据处理等功能[7-8]。在此基础上科学载荷管理器进一步集成了极紫外相机主控单元，集中实现极紫外相机供配电和数据处理。分系统内外连接关系如图2所示。

分系统内部通过RS422（Recommended Standard 422）进行指令与工程及科学数据传输。与平台接口包括：一次电源配电接口、OC（Open Collector）遥控接口、模拟量/温度量采集接口、CAN总线进行数据注入与遥测数据通信、2711和LVDS总线进行科学数据的传输。

2.4　有效载荷分系统供配电设计

中继星科学载荷分系统由科学载荷管理器实现分系统级供配电功能，包括接收中继星提供的一次母线电源，在科学载荷管理器进行汇流分线，汇流分线后分为6路，根据载荷不同需求提供一次电源或二次电源分别提供给载荷，同时具有过流保护功能。采用二次电源的载荷，由科学载荷管理器控制载荷二次电源的开关。中继星提供的一次母线电源供配电设计如图3所示。

使用一次电源的单机由PMU产生分系统内部指令和对应的开关机OC遥控指令对其发送开关机操作，当

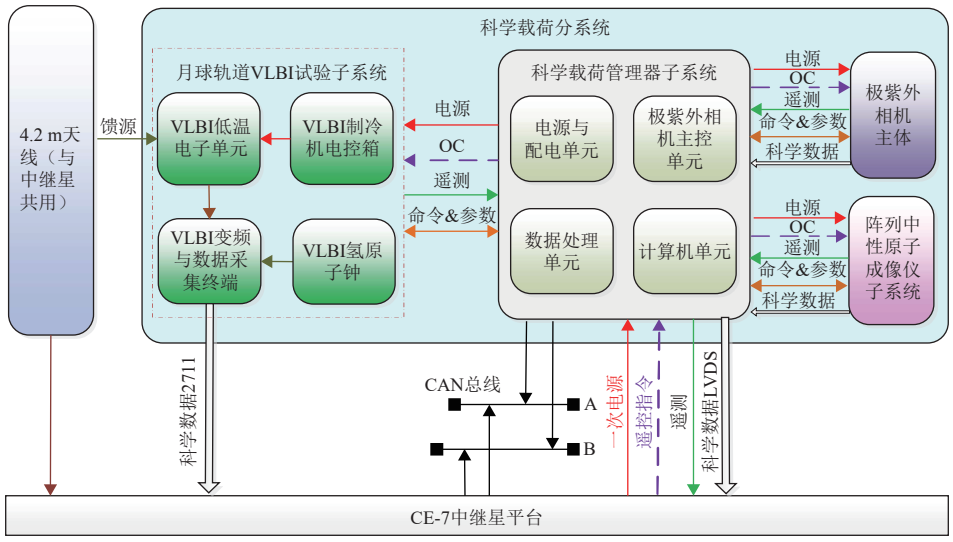


图 2 中继星科学载荷分系统组成框图

Fig. 2 Block diagram of composition of scientific payload subsystem of the relay satellite

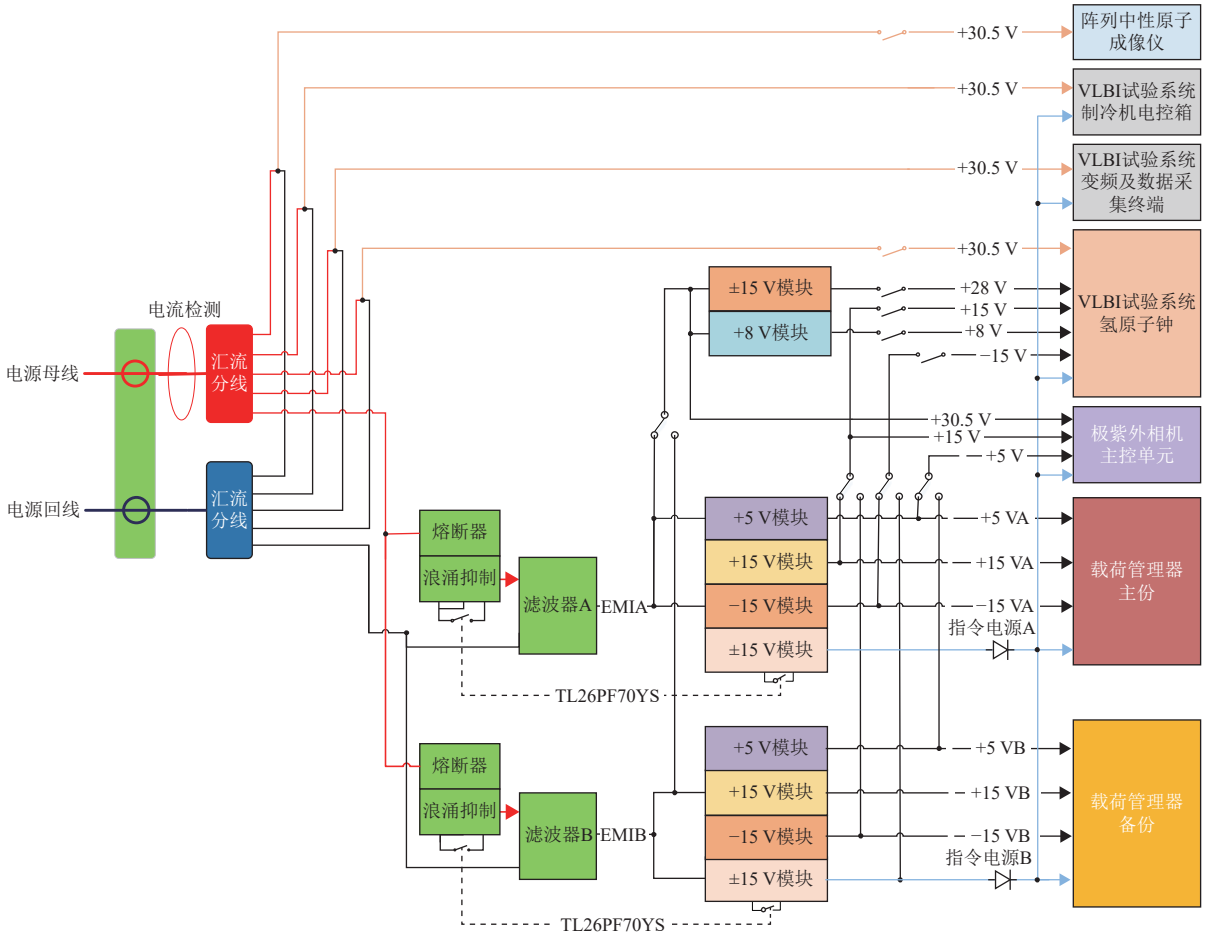


图 3 科学载荷分系统供配电关系图

Fig. 3 Power supply and distribution relationship diagram of the scientific load subsystem

载荷单机或电缆发生短路等严重故障时由熔断保护电路实现故障隔离。使用二次电源的单机由PMU内部继电器控制载荷的加断电，当载荷单机或电缆发生短路时由卫星数管发送关机和切机间接指令实现故障隔

离，当PMU发生供电失效故障时也可通过切机指令实现载荷供电切换。

2.5　有效载荷分系统科学数据处理

载荷分系统对载荷在轨探测所需的数据量或数据率进行统计，结果如表2所示。科学载荷分系统科学数据信息流如图4所示。科学载荷分系统所有数据先存入中继星大容量存储器中（存储容量 < 4 Tb），当处于对地数传姿态时，科学数据传输至地面数据接收站。月球轨道VLBI子系统的科学数据由于数据量大，采用2711接口直接传输给中继星通信分系统的大容量存储器；极紫外相机生成图像数据，通过LVDS接口传送至PMU的数据处理单元，同时，PMU数据处理单元可通过RS422接口接收阵列原子中性成像仪的科学数据源包。PMU数据处理现场FPGA将接收到的所有载荷科学数据源包按照信道访问数据单元（Channel Access Data Unit，CADU）帧格式统一组帧、合路，并在FPGA的控制下将科学数据通过三线制LVDS接口按规定的数传数据格式要求将数据流发送给中继星通信分系统大容量存储器。

表 2　科学载荷所需数据量或数据率统计

Table 2　Statistics on amount or rate of data required for scientific payloads

载荷名称	工作模式	数据率	平均数据量
月球轨道VLBI试验子系统	探测器测定轨模式	256 Mb/s	1.5 Tb/次
	射电源观测模式	4 096 Mb/s	1.0～1.5 Tb/次
阵列中性原子成像仪子系统	探测模式 定标模式	640 kb/s	4G bit/天
极紫外相机子系统	自检模式、单通道凝视模式、双通道凝视模式、拼接成像模式、在轨定标模式	500 kb/s	4.6 Gbit/天
	原始数据模式	100 kb/s （10 min曝光）	100 kb/s × 3 600 × 24 = 8.64 Gbit/天
载荷管理器	常规、自主模式	7 kb/s	7 kb/s × 3 600 × 24 = 0.6 Gbit/天

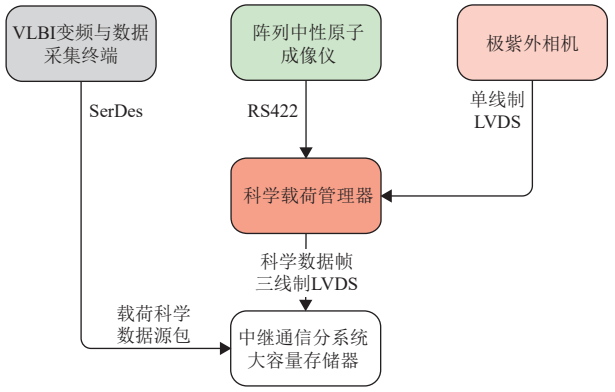


图 4　科学载荷分系统科学数据信息流图

Fig. 4　Flowchart of scientific payload subsystem scientific data information

2.6　有效载荷分系统软件/FPGA设计

中继星科学载荷分系统软件/FPGA需完成的工作主要包括：总线通讯、时间管理、科学探测、在线监控和系统维护5个功能。科学载荷分系统软件工作项目如表3所示。

表 3　科学载荷分系统软件工作项目

Table 3　Scientific payload subsystem software work project

序号	工作项目	对软件的需求	相关载荷	备注
1	总线通讯	上行指令控制	中继星科学载荷分系统所有载荷	科学载荷管理器接收平台的总线指令、数据注入指令和延时指令，并将各载荷的指令转发给各载荷
		遥测功能	中继星科学载荷分系统所有载荷	科学载荷将各单机遥测参数发送给科学载荷管理器，科学载荷管理器将科学载荷分系统的遥测源包发送给中继星平台
		内存读出	科学载荷管理器	将科学载荷的内存数据下行
		平台信息	中继星科学载荷分系统所有载荷	将中继星的平台信息（姿态、位置、轨道、速度、喷气预警等）发送给相关载荷
		重要数据备份	科学载荷管理器	将科学载荷重要数据进行备份和恢复
		内部总线通讯	中继星科学载荷分系统所有载荷	科学载荷管理器与分系统各载荷之间的信息交互
2	时间管理	系统校时	中继星科学载荷分系统所有载荷	通过平台的系统时间实现分系统内部时间管理功能，接收平台的时间信息，并进行内部校时
		守时	中继星科学载荷分系统所有载荷	在系统校时基础上守时
3	科学探测	载荷管理	中继星科学载荷分系统所有载荷	根据探测需求对各载荷进行加断电控制、对载荷参数进行设置
		流程控制	中继星科学载荷分系统所有载荷	根据探测流程完成科学载荷科学探测任务
		数据处理	中继星科学载荷分系统所有载荷	采集和接收科学载荷科学数据及工程数据并对数据处理、压缩、打包并下行
4	在线监控	状态采集	科学载荷管理器	对载荷状态进行采集
		异常处理	科学载荷管理器	异常情况下采取相关措施，在紧急情况下必须断电时需提前通知载荷
5	系统维护	初始化及复位	中继星科学载荷分系统所有载荷	软硬件初始化及复位状态恢复
		工程参数采集	中继星科学载荷分系统所有载荷	对载荷电压、电流以及温度模拟量信息进行采集，作为工程参数下行
		总线维护	中继星科学载荷分系统所有载荷	科学载荷与探测器平台的总线维护、分系统内部载荷之间的总线通讯
		在轨维护	中继星科学载荷分系统所有载荷	在轨更新及状态维护，重加载、EDAC等

科学载荷分系统共有2个CPU软件配置项，8个可编程逻辑，科学载荷分系统各软件配置项间的信息接口关系如图5所示。

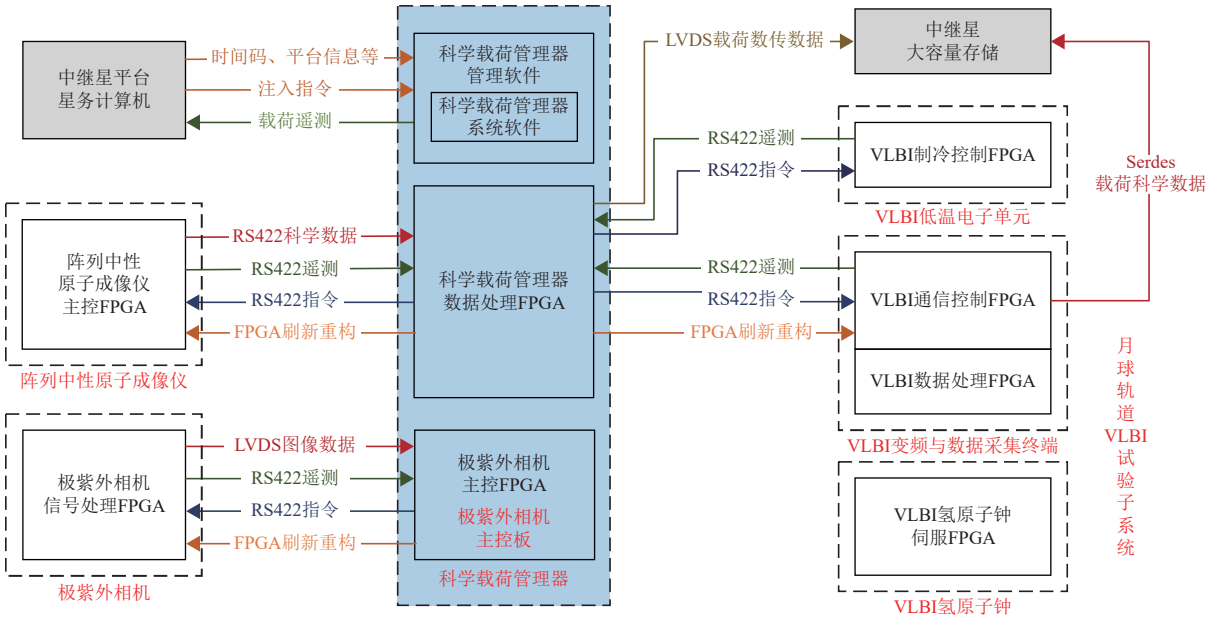


图 5 科学载荷分系统各软件配置项间的信息接口关系图

Fig. 5 Information interface relationship diagram among software configuration items of the scientific payload subsystem

2.7 有效载荷分系统在轨工作模式设计

“鹊桥二号”3台科学载荷在卫星姿态、指向控制方面具有不同的要求，科学载荷分系统在轨工作模式设计主要依据中继星平台轨道特性、整星的主要姿态控制模式为基础，结合各个载荷的探测任务及其目标特性，优化对中继星姿轨控和载荷探测需求与工作条件，进行设计与规划。

探测任务各阶段与科学载荷分系统工作模式对应关系如表4所示，其中，载荷分系统在轨模式分为两部分，对地成像观测模式和VLBI观测模式。

表 4 探测任务各阶段与科学载荷分系统工作模式对应关系

Table 4 Correspondence between each stage and scientific payload subsystem working mode

序号	任务剖面		科学载荷分系统工作模式	
	飞行阶段	阶段划分	工作模式/内容	开机设备
1	发射入轨段	从运载火箭发射至器箭分离	—	—
2	地月转移段	中继星与运载火箭分离后，沿地月转移轨道飞行，到达月球轨道	—	—
3	中继星环月段	中继星24 h环月轨道段（在轨自检）	极紫外相机火工品起爆	科学载荷管理器 极紫外相机
			单机功能自检	科学载荷管理器 月球轨道VLBI子系统 阵列中性原子成像仪 极紫外相机
		中继星24 h环月轨道段（长期观测）	VLBI观测模式	科学载荷管理器 月球轨道VLBI试验子系统
			对地成像观测模式	科学载荷管理器 阵列中性原子成像仪 极紫外相机

对地成像观测模式示意如图6所示。主要开展阵列中性原子成像仪和极紫外相机的月基对地联合观测，在此模式下中继星平台需稳定对地，中性原子成像仪、极紫外相机及科学载荷管理器开机工作。

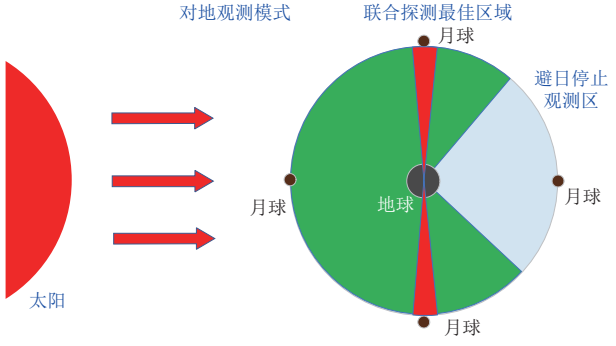


图 6 对地成像观测模式工作示意图

Fig. 6 Schematic diagram of working mode of Earth imaging observation

VLBI主要开展月–地VLBI试验子系统和地面VLBI台站组网联合观测太空射电源和深空探测器。在此模式下月球轨道VLBI试验子系统及科学载荷管理器开机工作。

3 在轨测试情况

2024年7月有效载荷分系统依据在轨测试大纲，及其依据轨测试大纲制定的在轨测试细则，开展各个载荷在轨测试与验证工作，涉及所有载荷设备测试项目共18项，截至2025年5月，完成所有在轨测试与验证项目，载荷单机在轨期间工作正常，结果如表5所示。

表 5　科学载荷分系统在轨测试项目表

Table 5　In-orbit test items of the scientific payload subsystem

序号	载荷单机	测试项目	测试目的	测试内容
1	极紫外相机	极紫外相机火工品起爆	飞行任务要求	极紫外相机烘烤加热 火工品起爆 镜头盖开关盖操作
2		极紫外相机自检	检查极紫外相机在轨状态确认	极紫外相机烘烤加热功能检查 极紫外相机供配电功能检查 镜头盖开关功能检查 镜头盖自检模式检查 高压功能检查 成像功能检查 与载荷管理器接口检查
3		暗场测试	功能、性能测试	镜头盖关闭对暗场进行测试
4		凝视测试	功能、性能测试	对地双通道凝视测试
5		定标星测试	功能、性能测试	对定标星进行观测
6		在轨参数调整	综合考虑信号幅值、信号饱和等情况对极紫外相机工作参数进行调整	极紫外相机工作参数调整 在轨成像测试
7	VLBI子系统	氢钟加电除气测试	保证氢钟内真空有效	氢钟加电除气
8		VLBI子系统自检测试	VLBI子系统在轨状态确认	氢原子钟功能测试 制冷剂电控箱加热器加热及制冷功能检查 低温电子单元状态检查 变频数采状态检查 与载荷管理器接口检查 与卫星平台接口检查
9		VLBI系统噪声温度标定测试	对系统噪声温度进行标定	系统噪声温度标定
10		VLBI天线指向标定测试	VLBI天线指向标定	VLBI天线指向标定（对地指向标定＋对金牛座指向标定）
11		VLBI对射电源的观测	获得射电源的条纹	对目标射电源进行观测
12		VLBI对探测器的观测	获得探测器的条纹	对目标探测器进行观测
13		阵列中性原子成像仪自检测试	阵列中性原子成像仪在轨状态确认	探头烘烤加热功能检查 高压自检功能检查 探测模式及待机模式功能检查 与载荷管理器接口检查 MRAM工作参数修改
14	阵列中性原子成像仪	工作模式切换测试	确认各工作模式下工作参数设置正确	工作模式切换检查
15		暗场定标测试	获取本底数据	暗场定标测试
16		基线测试＋凝视成像	对在轨工作参数进行调整获取在轨测试指标数据	基线测试＋凝视成像
17	极紫外相机＋阵列中性原子成像仪	联合观测	功能、性能测试	对磁层全景进行联合探测
18	载荷管理器	载荷管理器自检测试	载荷管理器在轨状态确认	与卫星平台接口检查 与载荷各单机接口检查 载荷管理器支持极紫外相机、阵列中性原子成像仪、VLBI子系统工作

在轨测试期间，极紫外相机、阵列中性原子成像仪多次开机对地球空间环境进行常规观测，并于2024年10月10日—12日捕捉太阳爆发，连续获取多幅地球空间环境变化图像及中性原子探测数据。VLBI试验子系统，通过4次指向测试，建立了VLBI馈源标定方法；开展多次射电源AO0235观测，获得了月地VLBI相关条纹；开展多次“嫦娥六号”探测器观测，均获得了月地VLBI相关条纹。科学载荷分系统所有设备功能、性能正常，科学数据符合预期，正在进行长期观测。

4　结　论

本文针对“鹊桥二号”中继星探测任务，通过制定分系统多级工作模式、开展研制同步数字化仿真验证、提前规划在轨定标方案，并遵循轻小型化、冗余设计、接口标准化、故障隔离及可测试性等原则，形成了高集成度、高可靠性、可长期运行的有效载荷系统方案。仿真与地面测试结果表明：该方案能有效简化载荷与卫星平台之间的接口，实现资源共享与故障隔离，显著提升在轨自主管理能力和故障处置能力，满足大于8年在轨运行的科学探测需求。

由于本任务研制周期异常紧张，全部载荷均为新研产品，产品成熟度相对较低，且分系统级测试验证面临较大难度，文中部分设计参数（如重量、功耗、数据量等）的优化空间及长期在轨可靠性仍需通过实际飞行任务进一步验证。此外，当前设计主要针对“鹊桥二号”特定轨道与科学目标，对于未来不同轨道、不同科学目标的月球及深空探测任务，载荷系统架构的通用性与可扩展性尚需进一步研究。未来可结合在轨实测数据，对载荷管理器与各单机的长期运行健康状态进行统计分析，优化自主故障诊断与重构策略；同时，可探索更加标准化的载荷即插即用接口，提高分系统对不同科学任务的自适应配置能力，为中国后续月球科研站及深空探测任务有效载荷系统设计提供更通用的技术支撑。

参考文献

[1] 裴照宇，王琼，田耀四. 嫦娥工程技术发展路线[J]. 深空探测学报(中英文)，2015，2(2)：99-110.
PEI Z Y，WANG Q，TIAN Y S. Technology roadmap for Chang’E program[J]. Journal of Deep Space Exploration，2015，2(2)：99-110.

[2] 薛长斌，周晴，王雷，等. “嫦娥4号”任务有效载荷系统设计与实现[J]. 深空探测学报(中英文)，2017，4(6)：515-521.
Design and implementation of payload system in Chang’E-4 mission[J]. Journal of Deep Space Exploration，2017，4(6)：515-521.

[3] 贾瑛卓，邹永廖，薛长斌，等. “嫦娥四号”任务科学目标和有效载荷配置[J]. 空间科学学报，2018，38(1)：118-130.

JIA Y Z，ZOU Y L，XUE C B，et al. Scientific objectives and payloads of Chang'E-4 mission[J]. Chinese Journal of Space Science，2018，38(1)：118-130.

[4] 胡浩，王琼，黄昊，等. “嫦娥六号”任务总体设计与实现[J]. 中国科学：技术科学，2025，55(7)：1194-1206.
HU H，WANG Q，HUANG H，et al. Overall design and implementation of Chang'e-6 mission[J]. Scientia Sinica Technologica，2025，55(7)：1194-1206.

[5] WANG C，JIA Y，XUE C B，et al. Scientific objectives and payload configuration of the chang'E-7 mission[J]. National Science Review，2024，11(2)：285-300.

[6] ZHANG L H，XIONG L ，SUN J，et al. System design and validation of queqiao-2 lunar relay communication satellite[J]. Chinese Space Science and Technolog，2024，44(5)：23-39.

[7] 朱岩，白云飞，王连国，等. 中国首次火星探测工程有效载荷总体设计[J]. 深空探测学报(中英文)，2017，4(6)：510-514,534.
ZHU Y，BAI Y F，WANG L G，et al. Integral technical scheme of payloads system for Chinese Mars-1 exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration，2017，4(6)：510-514,534.

[8] 徐海涛，薛长斌，刘鹏，等. 中国首次小行星探测工程有效载荷总体设计[J]. 中国科学：物理学 力学 天文学，2025，55(7)：16-24.
XU H T，XUE C B，LIU P，et al. Overall design of payload for China's first asteroid exploration mission[J]. Scientia Sinica Physica，Mechanica & Astronomica，2025，55(7)：16-24.

[9] HE L P，HE F，CHEN B，et al. Dual-wavelength extreme ultraviolet camera (EUC) for the chang'E-7 mission：Instrument development and calibration[J/OL]. Science China Technological Sciences，2025，68(12)：2220601. https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract?v=InoXwbPQWpoOD1Pee2rbAxQOJncsRezi9654N2T3Aa2s72-irAC35bpEyeO2AxZNs9-Nt8tZf5woemGBsqfE8KRLKajGYAGPiErPRT2YYsspJTthcJOwbxMK9uaHeCw2jZGIQMEdE9u8tmcud-bNVGcpfsIgxVbJoKhilzp4bQQ2vU4cRXcpUg==&uniplatform=NZKPT&language=CHS.

[10] LU L，YU Q L，SHAO J F，et al. Particle track imaging simulation and expected outcomes of the grid-based energetic neutral atom imager (GENA) for the queqiao-2 mission[J]. Earth，Planets and Space，2025，77(1)：1-13.

[11] HONG X Y，WU W R，LIU Q H，et al. Lunar orbital VLBI experiment：motivation, scientific purposes and status[J]. Science China Physics，Mechanics & Astronomy，2025，69(1)：1-18.

作者简介：
赵勋峰(1982−)，男，研究员，主要研究方向：有效载荷综合电子系统设计、星载智能管理软件架构研究
通信地址：北京8701信箱(100190)
电话：(010)62582995
E-mail：zhaoxf@nssc.ac.cn
薛长斌(1972−)，男，研究员，主要研究方向：空间飞行器综合电子技术。**本文通信作者**。
通信地址：北京市海淀区中关村南二条一号(100190)
E-mail：xuechangbin@nssc.ac.cn

Overall Design of Scientific Payload System for Queqiao-2 Relay Satellite

ZHAO Xunfeng[1,2]，GENG Hao[1]，XUE Changbin[1,3]，GE Fei[1]，SHEN Weihua[1]，WANG Lei[1]，HAO Cheng[1]，YU Xianke[1]，JIN Pengfei[1]，TAN Xiaomeng[1]

（1. National Space Science Center，The Chinese Academy of Science，Beijing 100190，China；
2. School of Telecommunications Engineering，Xidian University，Xi'an 710071，China；
3. University of Chinese Academy of Sciences，Beijing 100049，China）

Abstract：To address the issues of complex scientific payload operation modes，high individual requirements，and difficulties in lightweight design for Queqiao-2 relay satellite，a design method based on subsystem integration optimization was adopted. A scientific payload manager was configured to achieve tightly coupled integration，unified power supply and distribution，data processing，and interface management. Meanwhile，digital simulation verification and on-orbit calibration planning were carried out in parallel. Through simulations and ground verification tests，it has been demonstrated that this method effectively enhances system integration，reliability，and fault handling capabilities，meeting the mission requirements of up to eight years in orbit. The results show that the developed payload system solution，characterized by high integration，high reliability，and long-term operability，can provide an important reference for the design of payload systems for future Chinese lunar and deep space exploration missions.

Keywords：Queqiao-2 relay satellite；scientific payload；payload system integration

Highlights：

- The scientific objective of the Queqiao-2 relay satellite is to conduct detection and research on the Earth's magnetic tail and plasma layer from the Moon，as well as to carry out measurement experiments and observational research on the VLBI between the Moon and the Earth.
- The Queqiao-2 relay satellite has three scientific payloads，twelve sets of scientific payload equipment，and ten software/FPGA products.
- The overall design of scientific payloads includes：design of multi-load joint，Earth-Moon joint observation mode，autonomous safety management design of payloads，and lightweight design of payloads，etc.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：宋利辉]