



中国首次小行星探测工程有效载荷总体设计

徐海涛^{1,2}, 薛长斌^{1,2*}, 刘鹏¹, 沈卫华¹, 谭羽茵¹, 张静¹, 张亚男¹, 曹印国¹, 黄云¹, 杜庆国¹, 刘政利¹, 赵立林¹

1. 中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190

2. 中国科学院大学, 北京 100049

*联系人, E-mail: xuechangbin@nssc.ac.cn

收稿日期: 2025-03-03; 接受日期: 2025-04-14; 网络出版日期: 2025-05-30

国家科技重大专项(编号: 173119000000210057)资助项目

摘要 本文简要介绍了中国首次小行星探测工程的主要科学目标与有效载荷配置。根据载荷技术方案特点和探测器平台资源条件, 开展了有效载荷总体技术方案设计, 包括轻量化集成结构设计、供配电安全设计、遥测遥控设计、科学数据处理和自主功能设计等。针对有效载荷数量多、接口需求复杂、探测目标认知少、目标自转周期短、光变范围大、在轨工作模式多、自主探测要求高、要求寿命长和轻量化等任务特点, 设计了载荷管理单元对分系统进行紧耦合集成, 简化了与探测器平台的接口关系, 并提升了载荷的探测参数自适应能力和分系统的自主探测水平。通过供配电安全和自主安全管理功能的设计, 提升了在轨运行的故障处置能力, 以适应长达10年的在轨任务要求。

关键词 2016 HO₃, 311P, 有效载荷, 天问二号

PACS: 07.05.-t, 07.87.+v, 07.05.Dz, 07.05.Hd, 96.30.-t

1 引言

作为我国深空探测计划的又一个里程碑, 中国政府于2023年3月正式批准立项首次小行星探测任务(天问二号任务), 于2025年5月发射深空探测器实现对一颗近地小行星和一颗主带彗星的近距离探测, 并实现小行星取样返回目标^[1,2]。

根据科学论证结果, 天问二号任务的主要科学目标可归纳如下。

(1) 开展小行星和主带彗星两个目标天体的轨道与动力参数探测, 包括通过光学测量结合探测器轨道姿态测定目标轨道参数、自转参数、形状大小等, 通过热辐射光谱仪测定目标的表面热辐射特性等, 通过上述参数的探测与反演, 可以支持对目标天体开展轨道与动力学演化规律研究。

(2) 开展小行星和主带彗星两个目标天体的表面物质成分与内部物理结构的测定, 主要包含使用中视场彩色相机、多光谱相机、可见红外成像光谱仪和热

引用格式: 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. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2025, 55: 279502

Xu H T, Xue C B, Liu P, et al. Overall design of payload for China's first asteroid exploration mission (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2025, 55: 279502, doi: 10.1360/SSPMA-2025-0085

辐射光谱仪探测目标的形貌、物质组分, 使用探测雷达探测其内部结构等, 在轨探测可以获取小行星采样的样品背景信息, 为样品返回地球做深度科学研究提供有力支撑.

(3) 针对主带彗星考虑其可能的水和有机物喷发活动, 专门配置了喷发物分析仪, 支持对尘埃颗粒的质量、速度、通量、累积质量和微观形貌进行探测, 对彗星挥发分化学组成和含量进行探测^[3-5].

(4) 在目标物理场探测方面, 配置了磁强计、带电粒子与中性离子分析仪, 对小行星和主带彗星磁场进行探测, 了解主带彗星本体的剩磁强度和分布; 对主带彗星和小行星等离子体环境进行测量, 结合空间磁场的测量, 研究太阳风与小行星的相互作用; 对主带彗星附近中性气体成分及其同位素、冷等离子体离子及其同位素进行测量, 结合尘埃颗粒环境的测量, 研究主带彗星大气层和电离层形成与演化、主带彗星的活动性驱动力起源和机制.

(5) 对采样返回到地面的样品开展实验室的全面深入分析研究.

2 天问二号任务有效载荷配置

探测器的飞行过程主要包括发射段、小行星转移段、小行星接近段、小行星交会段、小行星近距离探测段、小行星采样段、小行星返回等待段、返回转移段、再入回收段、主带彗星转移段、主带彗星接近段、主带彗星交会段、主带彗星近距离探测段^[6].

探测器配置8台(套)科学载荷对目标小行星进行

探测^[3]. 根据科学目标与载荷科学探测任务要求, 得到各载荷与探测任务之间的对应关系如表1所示.

3 有效载荷的在轨探测方式

3.1 目标基本观测特性

本次任务第一个初选目标天体为2016 HO₃, 该小行星于2016年4月26日被发现. 由于小行星距离远, 缺乏确切的观测数据, 目前推测2016 HO₃直径在46–58 m. 光度观测数据显示, 2016 HO₃是一种快速旋转体, 光变曲线分析给出的旋转周期为28.3(+1.8/–1.3) min, 目视星等变化范围为0.8±0.05星等^[7-9].

本次任务第二个初选目标天体为311P, 该彗星于2013年8月被发现, 运行在火星与木星轨道之间的小行星带中. 最新研究结果表明, 311P的半径为190±30 m. 由于观测数据较少, 311P的大小估计存在不确定性. 根据目前的观测结果, 311P的自转周期不会少于5.4 h, 但目前的观测数据还无法完整重建出311P的光变曲线^[10-12].

3.2 有效载荷在轨探测方式

本次任务拟通过近距离悬停探测方式对目标实现科学探测, 即在距离目标不同距离下建立稳定的悬停探测姿态, 有效载荷观测视场–Z方向指向目标并与目标质心保持相对静止, 凝视星下点, 利用目标自转实现全球覆盖, 如图1所示.

探测器在目标南北纬和不同地方时的多个观测位置至少停留1个自转周期. 有效载荷在载荷管理单元

表 1 科学载荷与探测任务对应关系

Table 1 Correspondence between scientific payload and detection tasks

序号	探测任务	中视场相机	热辐射光谱仪	可见红外成像光谱仪	多光谱相机	探测雷达	磁强计	带电粒子与中性粒子分析仪	喷发物析仪
1	目标天体的轨道与动力参数探测和热辐射特性	◎	◎	–	◎	–	–	–	–
2	目标天体的表面成分与内部物理结构的测定	◎	◎	◎	◎	◎	–	–	–
3	目标物理场探测	–	–	–	–	–	◎	◎	–
4	主带彗星水和有机物喷发活动	–	–	–	–	–	–	–	◎
5	小行星采样的样品背景信息	◎	◎	◎	◎	◎	–	–	–

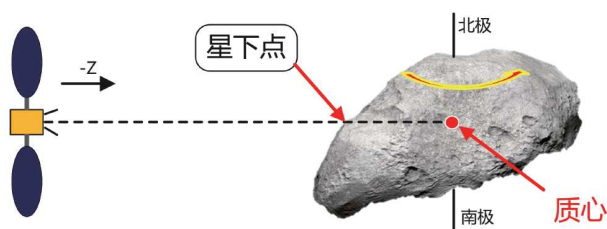


图 1 有效载荷在轨探测方式示意图

Figure 1 Schematic diagram of payload in orbit detection method.

(Payload Management Unit, PMU)的统一控制下,根据科学探测任务需求、观测角度、光照与视场条件、热控与能源等资源约束条件,在不同观测站规划启动不同载荷以合理的工作模式开展探测,以高度自主运行的方式完成整个协同探测过程^[6].

4 有效载荷分系统总体设计

4.1 有效载荷分系统的集成架构

为了简化科学载荷与探测器平台接口关系,降低系统间耦合复杂性,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载荷管理单元,负责统一实现各有效载荷的供电、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^[13].

通过PMU实现紧耦合的分系统集成设计后,有效载荷与探测器平台系统管理单元(System Management Unit, SMU)之间大幅度简化了接口关系,分系统内外连接关系如图2所示.在PMU内部采用接口路由由单元实现内部单元模块电路之间的信号交叉传输,避免了PMU与载荷间电缆的交叉连接,同时兼顾了PMU内部单元模块的标准化和可重用设计.载荷分系统与SMU间主要接口有平台一次供电接口、指令电源及间接指令接口、模拟量遥测接口、1553B总线接口和LVDS接口,载荷分系统内部PMU与载荷单机之间采用星形连接,按照载荷供电接口、指令电源接口、扩展指令接口、RS422通讯接口、模拟遥测接口和LVDS接口形成分系统内部统一的接口规范.

4.2 有效载荷分系统供配电安全设计

探测器平台通过SMU输出一级电源至PMU,PMU为五台使用一级电源的载荷提供电源分配和过流保护

功能.为提升系统的集成度,降低分系统重量,PMU内部集成了粒子收据处理单元和磁强计信号处理单元,通过内部电源变换电路为带电粒子与中性粒子分析仪四个前端单机、磁强计探头以及多光谱相机三台载荷提供二次电源.

使用一级电源的单机由PMU产生分系统内部指令电源和对应的开关机OC遥控指令对其发送开关机操作,当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SMU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以通过切机指令实现载荷供电切换,如图3所示.

4.3 有效载荷分系统遥测遥控设计

有效载荷的数据指令由PMU通过RS422接口发送,产生方式有两种:PMU转发来自探测器平台1553B总线的数据注入,或由PMU自主运行控制产生,这些指令用于控制有效载荷执行各种在轨探测模式以及设置工作参数^[14].

PMU通过分系统内部RS422接口接收来自有效载荷的数字量遥测,组织成工程参数,通过LVDS接口发送至SMU,同时还将提取其中的关键数字量遥测,通过探测器平台1553B总线发送至SMU.PMU采集有效载荷的模拟量或温度量遥测,经模数变换,同样组织成工程参数存入大容量存储器,并通过LVDS接口发送至SMU,同时也提取其中关键模拟量遥测,用于PMU对载荷在轨自主安全维护,并通过探测器平台1553B总线发送至SMU.

4.4 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了统计,如表2所示,由于观测目标缺乏先验知识,本次任务在轨将采取边飞、边探、边规划的探测策略,在轨实际产生的科学数据总量可依据表2计算.

为减少单机间电缆数量以降低分系统重量,对于热辐射光谱仪、带电粒子与中性粒子分析仪、磁强计和喷发物分析仪四台较低数据率需求的科学载荷,PMU通过复用RS422总线实现注入、数字遥测和科学数据的传输.多光谱相机和探测雷达两台中等数据率需求的科学载荷通过单线制LVDS结合时钟恢复技术

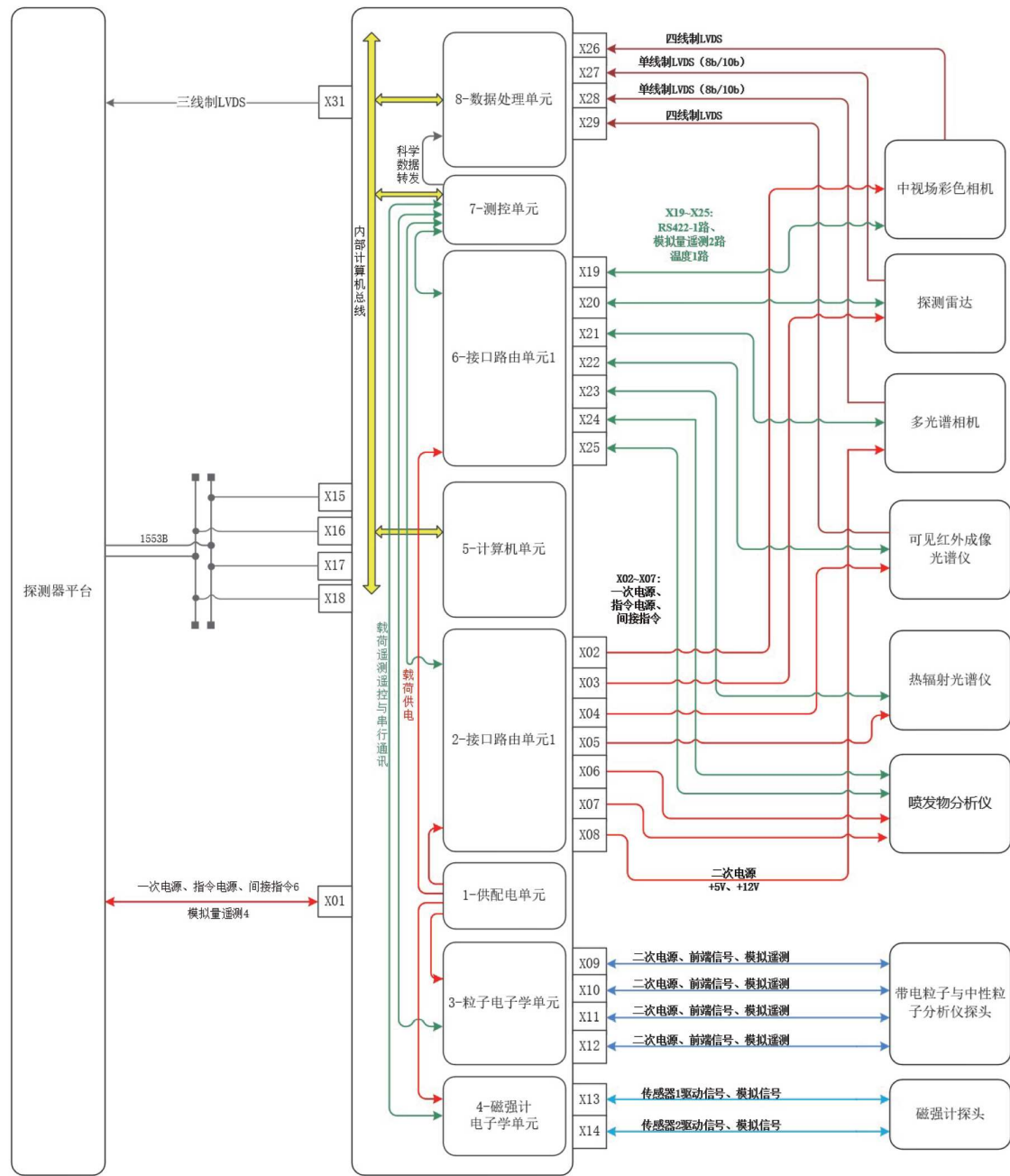


图 2 有效载荷分系统内外连接关系

Figure 2 Internal and external connection relationship of payload subsystem.

实现与PMU之间的数据与时钟的复用传输。可见红外成像光谱仪和中视场彩色相机由于峰值数据率较高, 采用四线制LVDS实现与PMU之间的时钟和数据传输。另外, 由于器地传输带宽限制, 部分大数据量载荷有数据压缩需求, PMU内部集成对中视场彩色相机和多光

谱相机的多种压缩比数据压缩和智能开窗能力。PMU将接收到的科学数据经多路合路处理和RS编码后, 写入内部大容量存储器, 在平台SMU允许数据转移时, 以多路复接传输帧的形式发送至SMU。当探测器由探测姿态转入对地数传姿态时, 由SMU将科学数据传输

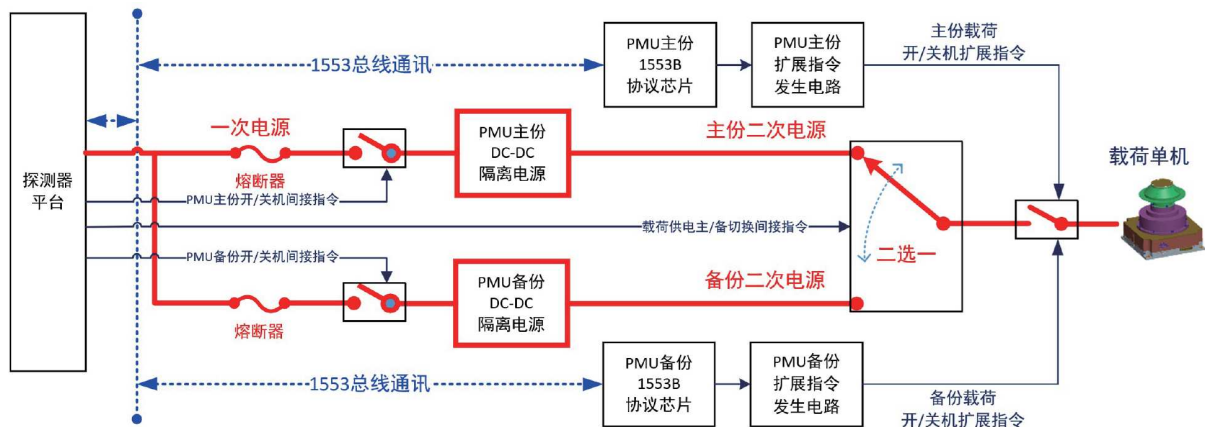


图 3 载荷短路故障隔离原理框图

Figure 3 Block diagram of payload short-circuit fault isolation principle.

表 2 有效载荷在轨观测数据量/率

Table 2 Payload in orbit observation data volume or data rate

有效载荷	小行星探测数据量/率	主带彗星探测数据量/率
可见红外成像光谱仪	(1) 帧频1 Hz: 4.7 Mbps (2) 帧频8 Hz: 37.1 Mbps	225 Mbps (采集1幅图像)
热辐射光谱仪	41 kbps	41 kbps
多光谱相机	(1) 2.67 Mbps (2 min拍摄一组8光谱通道数据) (2) 5.33 Mbps (1 min拍摄一组8光谱通道数据)	帧频1 Hz: 4.7 Mbps 帧频0.125 Hz: 0.58 Mbps
中视场彩色相机	(1) 拍照: 3.75 Mbps (暂设1 min采集一幅图像) (2) 影像: 37.5 Mbps (帧频1 Hz, 采用开窗模式或像元合并模式)	320 Mb (1组8光谱通道数据)
探测雷达	8.39 Mbps (根据1 km轨道计算)	(1) 低频通道: 0.8183 Mbps (2) 高频通道: 1.2891 Mbps
带电粒子与中性粒子分析仪	400 kbps (最大数据率, 短时工作)	(1) 400 kbps (最大数据率, 短时采用) (2) 35 kbps (时间分辨率4 s) (3) 4.4 kbps (时间分辨率32 s) (4) 0.6 kbps (时间分辨率256 s)
磁强计	19.2 kbps (128 Hz采样率)	(1) 19.2 kbps (128 Hz采样率) (2) 2 kbps (10 Hz采样率) (3) 0.2 kbps (1 Hz采样率)
喷发物分析仪	—	(1) 长期数据4 kbps (2) 另有图像数据42 MB/d (包括1张微型光谱成像40 MB, 其他科学数据为2 MB)

至地面数据接收站。

4.5 有效载荷分系统自主功能设计

天问二号探测器由于器地距离远以及探测器通信姿态的约束, 不具备在轨全周期实时测控条件, 对探测过程的全自主执行能力提出了很高的要求, 需要有效载荷分系统开展自主运行与管理专题设计工作。

载荷分系统的自主功能一部分体现在载荷单机内部工作模式、流程和探测参数的自主调节方面, 另一

部分载荷分系统级自主功能主要由PMU实现, 主要包括: 自主任务管理和自主安全管理两大方面。其中自主任务管理分为自主时间管理、自主指令序列管理、自主探测管理, 自主安全管理分为自主开机管理、自主温度管理、自主故障安全监控、自主安全保护等。各自主功能的概要情况如表3所示, 载荷分系统通过PMU高度自主运行的设计, 实现近距离动态未知目标高效、高可靠的在轨探测^[15]。

载荷管理单元需能够自主实现指令的转发及执行

表 3 有效载荷分系统自主功能设计

Table 3 Autonomous functional design of payload subsystem

自主功能项		主要功能描述
自主任务管理	自主时间管理	载荷探测数据时统
	自主指令序列管理	地面规划探测技术的自主执行
	中视场彩色相机自主开窗功能	用于剔除目标之外的深空背景数据 在自主联合探测中用于精确定位目标所在位置, 引导其他载荷精准指向探测
	中视场彩色相机自动曝光功能	在不同探测距离和光照条件下, 自主提升成像效果
	热辐射光谱仪自主规划打点功能	根据中视场开窗定位结果实现有效打点范围的自主规划
	自主探测管理	根据中视场开窗定位结果实现机构零位的自主定位和推扫角度控制
	可见红外成像光谱仪自主探测功能	在不同探测距离和光照条件下, 自主提升成像效果
	多光谱相机自动曝光与自动调焦功能	以中视场自主开窗对目标定位, 实现后随探测载荷的精准指向与角度标校, 减少无效探测数据, 提升探测效率
	联合探测管理	光轴配准后联合探测便于地面开展多种光学载荷间数据配准与融合
	自主开机管理	自主判断载荷温度、遥测量等开机条件, 对不具备开机条件的载荷实现开机保护
自主安全管理	自主温度管理	中视场彩色相机镜头温度自主控制 根据平台热控条件自主控制镜头不同位置的温度条件, 减少成像温差畸变, 提升成像质量
	热辐射光谱仪8路分布式主动控温	在有限热控能源输入条件下, 自主保障内部组件的工作温度分布
	相机CMOS芯片等关键器件电流与温度监控功能	关键CMOS器件、传感器等发生单粒子锁定后, 及时自主实现局部断电退出锁定并重新加电恢复工作
	自主故障安全监控	分系统自主故障安全监控 对每个载荷实现可定制的8个关键监控量的监控策略, 自主判断异常后自主采取安全防护措施
	热辐射光谱仪自主机构安全保护功能	当上电、预关机或突然掉电时, 自主实现复位保护
	可见红外成像光谱仪红外探测器自主保护功能	当红外探测器制冷异常或达不到安全阈值时开启自主保护
	自主安全保护	带电粒子与中性粒子分析仪自主降高压保护 当探测器轨道维持即将喷气时自主实现高压安全卸载, 防止发生高压击穿
	喷发物分析仪挥发分模块自主高压和灯丝电源保护	当探测器轨道维持即将喷气时自主关闭灯丝和倍增器电源, 防止灯丝烧毁或减寿

控制. 如图4所示, 在近距探测阶段, 载荷管理单元设计了任务索引表、探测任务表、探测待机表, 结合载荷的自主运行指令序列表来共同完成载荷分系统的近距离自主探测. 在转移阶段, 载荷管理单元通过“探测任务表执行控制-开始”数据注入, 以及探测任务表、探测待机表, 结合载荷的自主运行控制表来共同完成载荷分系统的长期自主任务执行. 各种自主表的关系如图4所示, 具体实现的功能如下.

(1) 任务索引表定义了“开始具备探测条件”总线指令接收计数和探测任务表序号之间的对应关系.

(2) 探测任务表定义了载荷分系统需一次执行的多载荷探测任务规划, 包含各载荷开机、载荷自主运行指令序列表执行的顺序和时刻. 此外, 多载荷耦合

紧密的相关指令, 例如载荷联合探测等, 也可放在载荷管理单元的探测任务表中.

(3) 探测待机表定义了不同任务之间所需的初始化工作. 如在目标天体自转一圈的探测任务结束后, 下一圈任务开始前需要执行的相关复位操作; 或者在目标天体自转一圈探测任务尚未结束时, 探测器无法维持探测姿态而开始轨道维持, 载荷分系统需要完成的自主执行的相关探测退出与初始化操作.

(4) 自主运行指令序列表属于载荷自主运行控制表中的一种, 其中载荷自主运行控制表共有自主故障安全监控表、自主开机状态监控表、自主运行指令序列表三类:

① 自主故障安全监控表定义了载荷开机后, 载荷

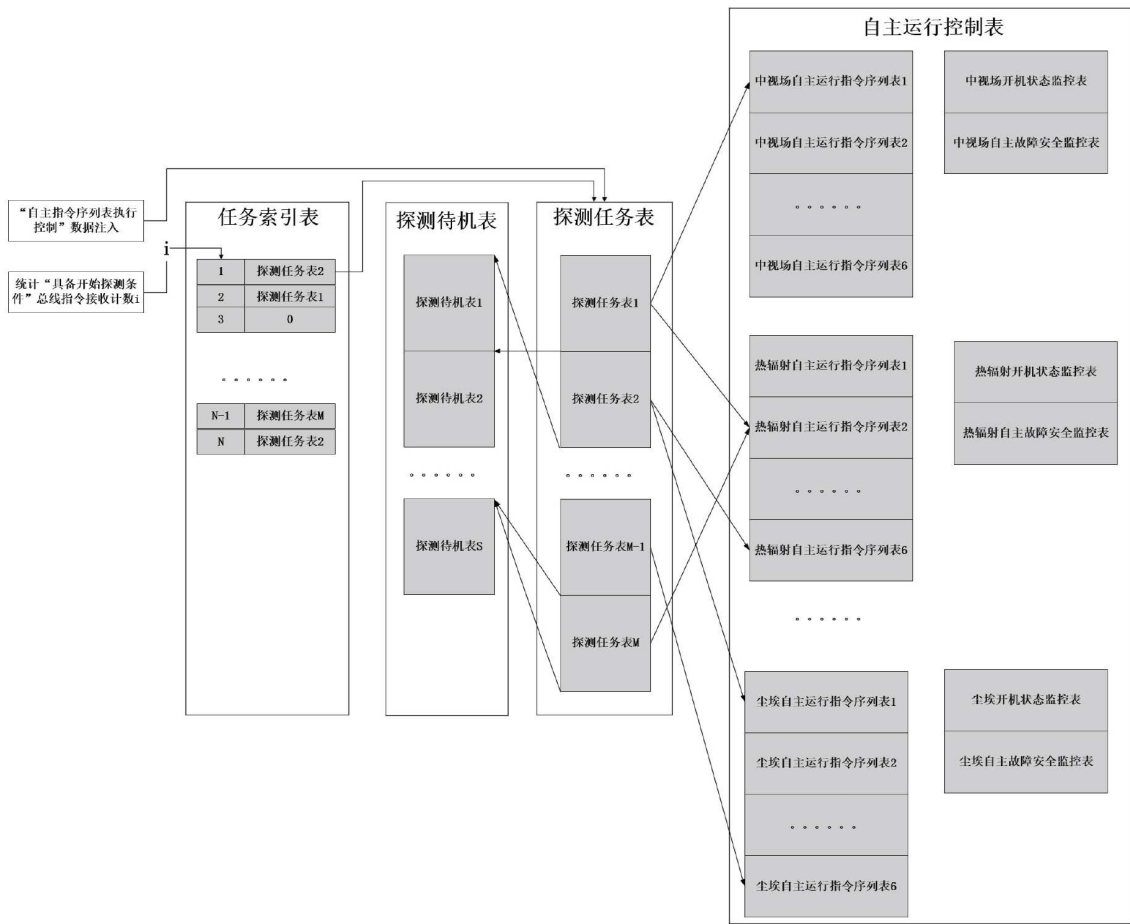


图 4 近距离探测阶段载荷自主探测执行方式

Figure 4 Execution mode of payload autonomous detection in the close detection stage.

管理单元自主对载荷是否处于异常状态的判断量, 并定义了如果为异常时载荷管理单元需自主执行的相关安全保护动作;

② 自主开机状态监控表定义了载荷管理单元执行载荷开机指令前, 对载荷开机安全的判断量;

③ 自主运行指令列表定义了载荷预置的各种工作场景下的指令序列集, 例如关机指令序列集、自检指令序列集、定标指令序列集、探测指令序列集等.

载荷分系统强大的自主功能表, 允许在地面测试和在轨运行期间, 通过上行注入改写, 而无需对软件进行重构即可实现探测流程和保护功能的优化. 为验证分系统的自主功能, 分系统总体还首次专门构建了包含探测器模拟平台、多种表面成分的动态目标、不同热特性目标、不同自转轴指向以及不同光照条件的

地面高拟实场景测试条件, 实现了对未知小天体探测目标的适应能力验证.

5 结语

中国首次小行星探测工程是我国迈向深远空间的又一个里程碑标志, 任务面临着探测距离远、探测目标小、动态高、先验知识缺乏、在轨寿命长等一系列新的挑战, 有效载荷总体设计也面临着诸多难点, 包括多种探测方式设计、高度自主能力的设计与验证、长期无人值守的安全设计、长寿命高可靠设计、轻量化设计、复杂热控设计等, 有效载荷分系统在总体设计方面进一步提升了集成化、自主化、智能化、高可靠、高安全性设计能力, 为我国后续深远空间探测任务有效载荷系统设计奠定了技术基础.

参考文献

- 1 Zhang R Q, Huang J C, He R W, et al. The development overview of asteroid exploration (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2019, 6: 417–423, 455 [张荣桥, 黄江川, 赫荣伟, 等. 小行星探测发展综述. 深空探测学报, 2019, 6: 417–423, 455]
- 2 Zhang T, Xu K, Ding X. China's ambitions and challenges for asteroid-comet exploration. *Nat Astron*, 2021, 5: 730–731
- 3 Wu W R, Wang C, Liu Y, et al. Frontier scientific questions in deep space exploration (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2023, 68: 606–627 [吴伟仁, 王赤, 刘洋, 等. 深空探测之前沿科学问题探析. 科学通报, 2023, 68: 606–627]
- 4 Li C L, Liu J J, Ren X, et al. Scientific objectives and payloads configuration of the Tianwen-2 mission (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2024, 11: 304–310 [李春来, 刘建军, 任鑫, 等. “天问二号”任务科学目标和有效载荷配置. 深空探测学报, 2024, 11: 304–310]
- 5 Li C L, Liu J J, Yan W, et al. Overview of scientific objectives for minor planets exploration (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2019, 6: 424–436 [李春来, 刘建军, 严韦, 等. 小行星探测科学目标进展与展望. 深空探测学报, 2019, 6: 424–436]
- 6 Zhang H, Li F, Meng L, et al. Characteristics and close-range exploration methods of near-Earth asteroid 2016 HO₃. *Astron Tech Instrum*, 2024, 1: 42–51
- 7 Sharkey B N L, Reddy V, Malhotra R, et al. Lunar-like silicate material forms the earth quasi-satellite (469219) 2016 HO₃ Kamo'oalewa. *Commun Earth Environ*, 2021, 2: 1–7
- 8 Warner B D, Harris A W, Pravec P. The asteroid lightcurve database. *Icarus*, 2009, 202: 134–146
- 9 de la Fuente Marcos C, de la Fuente Marcos R. Asteroid (469219) 2016 HO₃, the smallest and closest Earth quasi-satellite. *Mon Not R Astron Soc*, 2016, 462: 3441–3456
- 10 Jewitt D, Weaver H, Mutchler M, et al. The nucleus of active asteroid 311P/(2013 P5) PANSTARRS. *Astron J*, 2018, 155: 231–241
- 11 Li C H, Zhang X P, Zhao C X, et al. Scientific issues and detection schemes on the dust characteristics of main belt comets (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2024, 11: 613–620 [李存惠, 张小平, 赵呈选, 等. 主带彗星尘埃特性的科学问题与探测方案. 深空探测学报, 2024, 11: 613–620]
- 12 Jewitt D, Agarwal J, Weaver H, et al. Episodic ejection from active asteroid 311P/PANSTARRS. *Astrophys J*, 2015, 798: 109–120
- 13 Xue C B, Zhou Q, Wang L, et al. Design and implementation of payload system in Chang'e-4 mission (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2017, 4: 515–521 [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. 深空探测学报, 2017, 4: 515–521]
- 14 Zhu Y, Bai Y F, Wang L G, et al. Integral technical scheme of payloads system for Chinese Mars-1 exploration (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2017, 4: 510–514 [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. 深空探测学报, 2017, 4: 510–514]
- 15 Liang Y M, Ma M, Wang L G, et al. Designing and implementing of the payload self-exploration (in Chinese). *Chin J Space Sci*, 2016, 36: 209–214 [梁耀明, 马苗, 王连国, 等. 星载有效载荷自主探测管理方案设计与实现. 空间科学学报, 2016, 36: 209–214]

Overall design of payload for China's first asteroid exploration mission

XU HaiTao^{1,2}, XUE ChangBin^{1,2*}, LIU Peng¹, SHEN WeiHua¹, TAN YuYin¹,
ZHANG Jing¹, ZHANG YaNan¹, CAO YinGuo¹, HUANG Yun¹, DU QingGuo¹,
LIU ZhengLi¹ & ZHAO LiLin¹

¹ National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

² University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

*Corresponding author (email: xuechangbin@nssc.ac.cn)

The main scientific objectives and payload configuration of China's first asteroid exploration project are presented. According to the technical characteristics of the payload scheme and the resource constraints of the spacecraft platform, the overall technical design of the payload has been developed, including lightweight integrated structure design, secure power supply design, telemetry and command system design, scientific data processing, and autonomous function design. In view of the specific challenges characterized by multiple payload instruments, complex interface requirements, limited prior knowledge of the target, asteroid short rotation period and large luminosity variation, multiple on-orbit operational modes, stringent autonomous detection requirements, long-duration mission lifetime, and lightweight constraints, a dedicated payload management unit was designed to achieve tight coupling integration of subsystems while simplifying interfaces with the detector platform. This approach enhances the adaptive capability of payload detection parameters and advances the autonomous detection capabilities of subsystems. Through robust power supply design and autonomous safety management functions, the on-orbit fault-handling capability has been significantly improved, meeting the 10-year operational requirements for space missions.

2016 HO₃, 311P, scientific payload, Tianwen-2

PACS: 07.05.-t, 07.87.+v, 07.05.Dz, 07.05.Hd, 96.30.-t

doi: [10.1360/SSPMA-2025-0085](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2025-0085)