

# “嫦娥4号”任务有效载荷系统设计与实现

薛长斌<sup>1</sup>, 周晴<sup>1,2</sup>, 王雷<sup>1</sup>, 耿浩<sup>1</sup>, 刘鹏<sup>1</sup>, 朱重阳<sup>1</sup>, 张文璋<sup>1</sup>, 徐欣锋<sup>1</sup>, 李俊<sup>1</sup>

(1. 中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190; 2. 北京理工大学, 北京 100081)

**摘要:** “嫦娥4号”任务将首次实现人类在月球背面软着陆。通过分析任务特点, 以多类型有效载荷配置为背景, 介绍了以科学目标和探测任务为核心的有效载荷系统设计思路和实现方法。同时针对首次在深空探测领域搭载国际合作有效载荷项目情况进行了说明。“嫦娥4号”任务最重要的科学目标是利用月球背面洁净的电磁环境进行天文低频射电观测, 因此分别在着陆器和中继星上新增配置了国内新研制的低频射电频谱仪及荷兰研制的低频探测仪。科学探测的太阳爆发产生的低频电场信号极其微弱, 如何消除着陆器和中继星上其他电子设备发射的近场噪声对远场探测信号的干扰就成了本次任务的最大难点。在相关研制单位的多方努力下, 通过优化接收天线设计和地面数据处理算法等多种手段, 实现了低频探测信号不低于30 dB的噪声抑制性能, 具备了实现科学目标的能力。

**关键词:** 月球与深空探测; 有效载荷; 月球背面; 低频探测; 国际合作

**中图分类号:** V447+.1      **文献标识码:** A      **文章编号:** 2095-7777(2017)06-0515-07

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2017.06.003

**引用格式:** 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, 2017, 4 (6) : 515-521.

**Reference format:** XUE C B, ZHOU Q, WANG L, et al. Design and implementation of payload system in Chang'e-4 mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4 (6) : 515-521.

## 0 引言

“嫦娥4号”由着陆器、巡视器和中继星组成。中继星、着巡组合体分别发射, 将实现人类航天器首次月球背面软着陆, 利用运行于地-月拉格朗日L2点的中继星完成着陆器与巡视器与地面的通信。

“嫦娥4号”任务在最大限度利用“嫦娥3号”探测器平台等现有产品的基础上, 对“嫦娥3号”的部分科学探测任务进行补充和拓展, 在实现人造航天器首次在月球背面软着陆的同时进行巡视勘测。

“嫦娥4号”探测器有效载荷科学目标为: ①月球区域性地质特征及内部圈层结构的探测与研究; ②月球背面低频天文射电观测。

人类首次在月球背面进行低频射电天文观测是本次探测任务的最大亮点。由于受到地球电离层的干扰, 在地球上难以开展频率低于10 MHz的射电天文观测, 在地球轨道甚至月球正面开展的空间射电天文观测也受到地球电离层反射和人工无线电的干扰。月球背面屏蔽了地球的无线电干扰、闪电和极光无线电发射, 月夜期间还屏蔽了强烈的太阳射电辐射, 月球背面被认为是开展低频射电天文观测的绝佳地点。利用月球背面独特的无线电环境, 可开展的观测与研究包

括太阳低频射电和月表射电环境探测。将填补100~1 000 kHz射电天文观测的空白, 有望在太阳风激波、日冕物质抛射和高能电子束的产生机理等方面取得原创性的成果。

“嫦娥4号”任务论证过程中, 中国国家航天局提出首次在深空探测领域开展国际合作, 并向其他国家航天局发出搭载征集函。接到各个国家提出的项目建议后, 任务总体单位探月与航天工程中心组织相关系统对国际载荷项目建议书进行了评估, 在经过多轮沟通和论证后, 确定了国际载荷配置。拟配置的国际载荷均由国外科研机构或大学在已有的科研基础上提出, 考虑到本次任务研制周期较短, 所以选择的载荷具有较高的技术成熟度, 在“嫦娥4号”任务着陆器、巡视器、中继星上均有搭载。其中, 着陆器搭载德国基尔大学研制的中子及辐射剂量探测仪(LND), 巡视器搭载瑞典空间物理研究所研制的中性原子探测仪(ASAN), 中继星搭载荷兰内梅亨大学研制的低频射电探测仪(NCLE)。

## 1 “嫦娥4号”有效载荷配置

“嫦娥4号”的科学探测任务包括利用月球背面的有

利条件开展低频射电天文观测、着陆区地质特征、粒子辐射环境探测、巡视区月表形貌与地质构造调查、

月表物质成分和资源勘察、月球次表层结构探测。着陆器和巡视器分别配置了4台有效载荷,如表1~2所示。

表1 “嫦娥4号”着陆器的有效载荷配置

Table 1 Payloads of the lander of Chang'e-4

有效载荷	功能简介	科学目标
地形地貌相机	获取着陆区的光学图像	月表形貌与地质构造调查
降落相机	在着陆器降落过程中,获取着陆区域的光学图像	
低频射电频谱仪	探测太阳低频射电特征和月表低频射电环境	低频射电天文观测
月球中子及辐射剂量探测仪*	探测月表粒子辐射及其剂量	着陆区粒子辐射环境探测
有效载荷电控箱	完成有效载荷分系统的集成设计,集中实现各载荷的供电、数据处理与传输、与探测器系统的接口	

表2 “嫦娥4号”巡视器的有效载荷配置

Table 2 Payloads of the rover of Chang'e-4

有效载荷	功能简介	科学目标
全景相机	获取着陆区和巡视区月表三维图像	
测月雷达	巡视路线上月球次表层结构探测	月表形貌与地质构造调查
红外成像光谱仪	巡视区月表红外光谱分析和成像探测	月表物质成分和可利用资源调查
中性原子探测仪*	观测巡视探测点的能量中性原子及正离子	巡视区粒子辐射环境探测
有效载荷电控箱	完成有效载荷分系统的集成设计,集中实现各载荷的供电、数据处理与传输、与探测器系统的接口	

\*其中月球中子及辐射剂量探测仪(LND)、中性原子探测仪(ASAN)是“嫦娥4号”的国际合作项目,分别由德国和瑞典负责研制。

“嫦娥4号”中继星还搭载了荷兰研制的低频射电探测仪(NCLE),其功能和科学目标如表3所示。

表3 “嫦娥4号”中继星有效载荷配置

Table 3 Payload of the relay satellite of Chang'e-4

有效载荷	功能简介	科学目标
低频射电探测仪	在(甚)低频频段内同时获得频率连续的射电巡天图像,对宇宙的大尺度结构以及射电辐射的频率相关性进行研究	低频射电天文观测

## 2 有效载荷系统设计

“嫦娥4号”着陆器和巡视器的载荷均为就位与巡视探测类有效载荷,中继星上的低频射电探测仪为环绕探测类载荷。低频射电探测仪单独与中继星平台接口。着陆器和巡视器载荷则均通过载荷电控箱与探测器平台接口。因此,本节仅针对着陆器和巡视器载荷分系统进行设计说明。

### 2.1 任务分析

相对“嫦娥3号”任务,“嫦娥4号”着陆器保留了降落相机和地形地貌相机用于月球区域性地质特征的探测与研究,取消了极紫外相机和月基光学望远镜,增加了新研制的低频射电频谱仪,利用月球背面的环境特点进行低频射电天文观测。另外还配置了德国基尔大学的月球中子及辐射剂量探测仪,用于探测月球表面复合辐射场剂量率的时间变化和LET(Linear Energy

Transfer)谱。巡视器载荷取消了粒子激发X射线谱仪,新增了瑞典的中性原子探测仪。

为了最大限度节省探测器资源占用,有效载荷分系统按照紧耦合高集成化的设计思路,仍然采用着陆器载荷电控箱和巡视器载荷电控箱统一分别对着陆器地形地貌相机、低频射电频谱仪、中子及辐射剂量仪和巡视器全景相机、测月雷达、红外光谱仪和中性原子探测仪进行供配电和测控管理,从而保持载荷分系统与探测器平台电气接口状态与“嫦娥3号”一致。

### 2.2 系统功能及指标分解

根据工程总体研制总要求确定的科学目标、探测任务及载荷配置,有效载荷分系统对各载荷单机进行了功能分解,并梳理了各子功能对应的性能指标。其中着陆器有效载荷分系统功能分解见表4,巡视器有效载荷分系统功能分解见表5。

### 2.3 系统组成及架构设计

#### 2.3.1 着陆器有效载荷分系统

“嫦娥4号”着陆器有效载荷器上设备由载荷电控箱、降落相机、地形地貌相机、月球中子及辐射剂量探测仪和低频射电频谱仪组成。除降落相机直接与着陆器数管分系统接口外,其他3台载荷单机均由有效载荷电控箱着陆器提供供配电、数据管理和过程控制服务,有效载荷分系统组成框图如图1所示。

表4 着陆器有效载荷分系统功能要求分解

Table 4 Functional decomposition of payloads system of the lander

载荷	功能要求	性能指标	
		指标	数值
降落相机	在着陆器动力下降段, 在2 km到4 m各个高度连续获取降落区域的月表图像	波段范围: 可见光	
		正常成像距离/m	4~ $\infty$
		有效像元数量	$\geq 1024 \times 1024$
		视场角/ (°)	45×45 (偏差不超过5%)
		帧频/fps	$\geq 10$
		量化值/bit	$\geq 8$
		系统静态传函MTF	$\geq 0.20$ (全视场)
		信噪比S/N/dB	$\geq 40$ (最大信噪比) $\geq 30$ (反照率0.09, 太阳高度角30°)
		能够曝光调节	自动曝光
		具备图像压缩能力	数据压缩比 $\geq 8:1$ 和 $64:1$ 两种模式
地形地貌相机	获取着陆区的月表图像、监视巡视器月表移动, 兼顾巡视转移过程观测	具有消减杂散光的措施	有
		具备彩色图像获取能力	波段范围: 可见光 颜色: 彩色 (R, G, B)
		静态拍照和动态摄像	成像模式: 静态拍照和动态摄像, 可切换
		正常工作距离范围/m	5~ $\infty$
		有效像元数量	$2352 \times 1728$
		视场角/ (°)	22.9×16.9 (偏差不超过5%)
		帧频 (动态摄像时) /fps	5~10
		量化值/bit	8
		信噪比	$\geq 40$ dB (最大信噪比) $\geq 30$ dB (反照率0.09, 太阳高度角30°)
		系统静态传函MTF	$\geq 0.2$ (全视场, 静态成像时测试)
低频射电频谱仪	探测太阳低频射电特征和月表低频射电环境	最大数据率	8 M (静态成像模式时) 800 k (动态摄像模式时)
		具备图像压缩能力	图像压缩 2:1 (静态拍照时) 动态摄像时不小于16:1的视频压缩 (输出像元不小于 $720 \times 576$ )
		工作频段/MHz	0.1~40
		接收机灵敏度/ (nV·Hz <sup>-0.5</sup> )	$\leq 10$
		动态范围/dB	75
		频率分辨率	
		① (0.2~2.0 MHz)	1~10
		② (2.0~40 MHz)	100~200
		最大数据率/M (bps)	5
		快中子能谱/MeV	1~20
月球中子及辐射剂量探测仪	测量月表表面的中性粒子 (中子和 $\gamma$ 射线) 和带电粒子辐射, 包括剂量率、能谱等	热中子能量/eV	0.002 5
		质子能谱/MeV	7~30
		电子能谱/keV	60~500
		$\alpha$ 粒子能谱/ (MeV·n <sup>-1</sup> )	7~20
		重离子能谱/ (MeV·n <sup>-1</sup> )	10~30
		LET谱范围/ (keV· $\mu\text{m}^{-1}$ )	0.1~430
		时间分辨率:	
		剂量率/min	1
		质子电子/min	5
		中子/min	5
		重离子/min	30

表5 巡视器有效载荷分系统功能要求分解

Table 5 Functional decomposition of payloads system of the rover

载荷	功能要求	性能指标	
		指标	数值
全景相机	获取着陆区和巡视区高分辨率月表三维图像能够彩色成像和全色成像 能够曝光调节 具有消减杂散光的措施	波段范围: 可见光	
		颜色: 彩色 (R、G、B)	
		成像模式: 彩色成像、全色成像 (可切换)	
		正常成像距离/m	3~ $\infty$
		有效像元:	
		彩色工作方式	$\geq 2352 \times 1728$
		全色成像	$\geq 1176 \times 864$
		视场角/ (°)	19.7×14.5 (偏差不超过5%)
		量化值/bit	$\geq 10$
		信噪比	$\geq 40$ (最大信噪比) $\geq 30$ (反照率0.09, 太阳高度角30°)
测月雷达	探测巡视路线上月壤厚度和结构及浅层月壳岩石结构	系统静态传函MTF	$\geq 0.20$ (全视场)
		自动曝光	
		有	
		脉冲电压幅度/V:	
		第一通道	1 000 (偏差不超过5%)
		第二通道	$\geq 400$ (偏差不超过5%)
		脉冲重复频率/kHz:	
		第一通道	0.5, 1, 2 (可切换)
		第二通道	5, 10, 20 (可切换)
		脉冲上升时间/ns:	
红外光谱仪	获取可见近红外谱段的反射光谱及图像, 短波红外谱段的反射光谱	第一通道	$\leq 5$
		第二通道	$\leq 1$
		工作频带/MHz:	
		第一通道	10~17.5
		第二通道	10~1 000
		输入动态范围/dB:	
		第一通道	优于90
		第二通道	优于90
		天线中心频率/MHz:	
		第一通道	60
红外光谱仪	获取可见近红外谱段的反射光谱及图像, 短波红外谱段的反射光谱	第二通道	500
		天线工作带宽/MHz:	
		第一通道	$\geq 40$
		第二通道	$\geq 450$
		天线驻波系数:	
		第一通道	$\leq 3$
		第二通道	$\leq 2.5$
		探测深度/m:	
		第一通道	$\geq 100$
		第二通道	$\geq 30$
红外光谱仪	获取可见近红外谱段的反射光谱及图像, 短波红外谱段的反射光谱	厚度分辨率:	
		第一通道	米级
		第二通道/cm	$\leq 30$
		光谱范围/nm:	
		可见光	450~950
		红外短波	900~2 400
		光谱分辨率/nm:	
		可见光	2~10
		红外短波	3~12
		视场/ (°) :	
红外光谱仪	获取可见近红外谱段的反射光谱及图像, 短波红外谱段的反射光谱	可见光	$\geq 6 \times 6$
		红外短波	$\geq 2 \times 2$
		有效像元数量:	
		可见光	$\geq 256 \times 256$
		红外短波	1

续下表

接表5

载荷	功能要求	性能指标	
		指标	数值
中性原子探测仪	观测巡视探测点的能量	量化值/bit:	
		可见光	≥ 10
		红外短波	≥ 10
		系统静态传函MTF:	
		可见光	>0.1
		红外短波	/
		信噪比S/N/dB:	
		可见光	≥ 40 (最大信噪比), ≥ 30 (反照率0.09, 太阳高度角45°)
		红外短波	≥ 40 (最大信噪比), ≥ 30 (反照率0.09, 太阳高度角15°)
		探测距离/m	0.7~1.3
		能量范围/eV	10~10 000
		能量分辨率:	
		能量中性	30%
		原子正离子	7%
		质量分辨率:	
		能量中性原子	氢原子, 其他原子
		正离子、荷质比	1、2、4、8、16、32
		时间分辨率/s	10

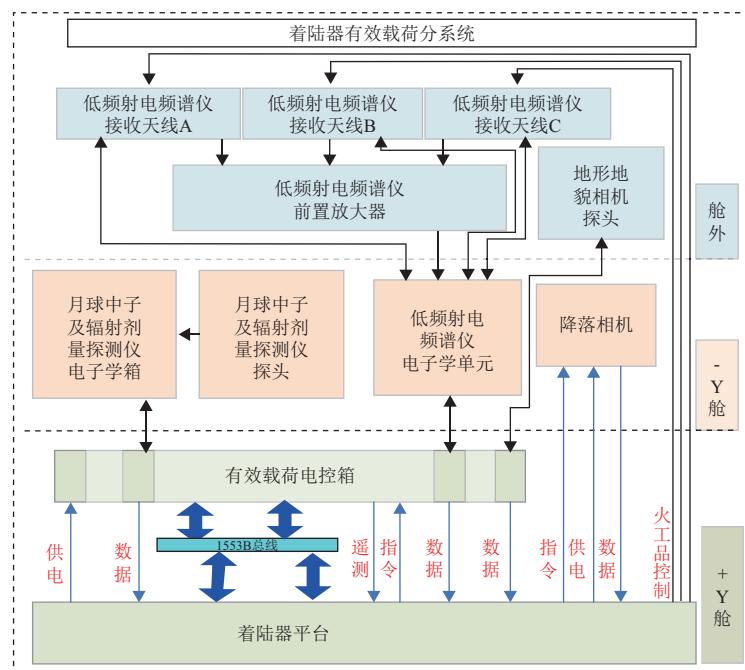


图1 着陆器有效载荷分系统原理框图  
Fig. 1 Framework of payloads system on lander

载荷分系统通过有效载荷电控箱实现地貌相机、低频射电频谱仪、月球中子及辐射剂量探测仪等3台有效载荷的集中供电、管理、数据处理、统一与着陆器平台接口。主要功能包括: ①从着陆器获取一次电源, 为载荷提供通用一、二次电源和加断电控制; ②按照数据注入, 控制有效载荷进行科学探测; ③采集和组织有效载荷工程参数; ④接收和处理月球中子剂量仪和低频射电频谱仪的科学数据; ⑤通过1553B数据总线接收数据注入、时间码等运行参数, 传输有

效载荷遥测数据和工程参数; ⑥通过LVDS传输有效载荷的科学数据; ⑦监视有效载荷工作状态, 进行系统健康管理, 在发生局部故障的情况下按照预定方案进行处置。

### 2.3.2 巡视器有效载荷分系统

“嫦娥4号”巡视器有效载荷分系统器上设备包括全景相机、测月雷达、红外成像光谱仪、中性原子探测仪和有效载荷电控箱, 有效载荷分系统组成原理框图如图2所示。

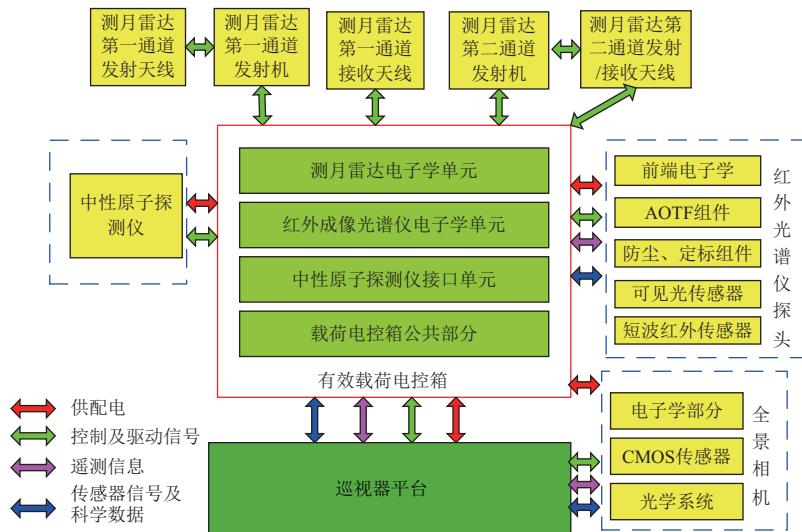


图2 巡视器有效载荷分系统原理框图

Fig. 2 Framework of payloads system on rover

与着陆器载荷分系统类似,巡视器载荷分系统通过有效载荷电控箱实现全景相机、测月雷达、红外光谱仪、中性原子探测仪等3台有效载荷的集中供电、集中管理、集中数据处理、统一与巡视器综合电子分系统接口。主要功能包括:①从巡视器获取一次电源,为载荷提供通用一、二次电源和加断电控制;②按照数据注入,控制有效载荷进行科学探测;③采集和组织有效载荷工程参数;④接收和处理测月雷达、红外光谱仪和中性原子探测仪的科学数据;⑤通过CAN数据总线接收数据注入、时间码等运行参数,传输有效载荷遥测数据和工程参数;⑥通过LVDS传输有效载荷的科学数据;⑦对有效载荷进行运行管理,包括有效载荷工作模式控制、设备状态监视等,在有效载荷系统发生局部故障的情况下进行故障隔离和系统重构。

#### 2.4 难度及复杂度分析

“嫦娥4号”有效载荷分系统研制的难度主要包括:

1) 接口设计难,由于采用紧耦合系统架构,接口设计是主要难点。既要考虑各单元之间分时工作,又要考虑多路载荷高速数据读写,最重要的是还要考虑故障隔离,防止某一单元出现故障影响其它单元的正常工作。通过采用有效载荷电控箱内部多种类型接口信号较高隔离度的电气隔离设计技术,同时实现了主控单元与载荷电子学单元的交叉备份和故障隔离,在不增加功耗的情况下显著提高了整机可靠度。

2) 低频射电频谱仪本底噪声抑制设计难,低频射电频谱仪安装在着陆器上,用于接收太阳爆发产生的低频极微弱电场信号,由于着陆器上安装的其他电子设备也不断向外辐射低频噪声电场,而且噪声电场强度远远高于探测信号,会对低频射电频谱仪的探测结

果造成很强的干扰。为了降低着陆器上其他电子设备的电场噪声对低频射电频谱仪的干扰影响,经多次论证和试验,确定采用增加一路短天线接收着陆器噪声信号,并利用短天线收到的噪声来消除长天线收到的噪声信号。经仿真、试验和探测器系统级EMC测试,仿真和测试结果表明噪声抑制性能达到20 dB以上,结合优化地面剔除噪声数据处理算法,还可以再提高10 dB以上,具备科学目标的可实现能力。后续还需在月球表面的实际执行任务过程中得到最终验证结果。

3) 国际合作载荷管理复杂,因国际合作载荷是按照ESA或类似ESA产品保证规范研制的相对成熟产品,而ESA的产品保证规范与“嫦娥4号”探测器总体的产品保证规范在具体内容上存在较大的差异,特别是在过程管理方面不具备全面的总体监控条件,相对国内载荷项目国际合作载荷质量和进度管控难度较大。因此,工程总体针对国际合作载荷制定了具有可操作性的管理办法,确定了合理且多方认可的考核准则,并为每个国际合作项目设置了中方研制团队,发挥了重要协调和沟通的作用。

### 3 设计验证情况

有效载荷分系统已完成了鉴定件环境试验、鉴定件桌面联试,大部分产品已完成正样件环境试验、正样件桌面联试。目前,已完成的试验和测试结果表明有效载荷分系统各产品功能和性能满足要求,符合预期。

### 4 结语

“嫦娥4号”有效载荷分系统特点是:各单机产品成熟度差异大、控制复杂、技术指标和可靠性要求高。因深空探测任务对设备严格的重量和功耗限制,有效

载荷分系统按照高集成度、紧密耦合的设计原则，克服了诸多难点，执行了顶层一体化设计路线，从根本上解决有效载荷系统面临的共性问题。

通过优化系统设计，采用多种国际先进技术，提出了一种高性能、高可靠、高功能密度比、多载荷电子学紧耦合一体化设计科学载荷管理系统方案，成功研制了着陆器和巡视器有效载荷电控箱，完成了对有效载荷高效自主控制和数据处理，集中供配电，载荷系统健康管理等功能，实现了灵活高效的系统工作模式管理，达到了提高有效载荷在轨管理的智能性，获取更多的信息和减小重量和功耗的目的。同时也总结了一套紧耦合载荷管理系统集成验证方法。

## 参 考 文 献

- [1] 代树武,贾瑛卓,张宝明,等. 嫦娥三号有效载荷在轨测试初步结果[J]. 中国科学:技术科学,2014,44(4):361-368.  
DAI S W, JIA Y Z, ZHANG B M, et al. Chang'E-3 scientific payloads and its checkout results[J]. Science China Technological Sciences, 2014, 44(4):361-368.

- [2] 贾瑛卓,代树武,吴季,等. 嫦娥三号着陆器有效载荷[J]. 空间科学学报,2014,34(2):219-225.  
JIA Y Z, DAI S W, WU J, et al. Chang'E-3 lander's scientific payloads[J]. Chinese Journal of Space Science, 2014, 34(2):219-225.
- [3] 代树武,吴季,孙辉先,等. 嫦娥三号巡视器有效载荷,空间科学学报[J]. 2014, 34(3):332-340.  
DAI S W, WU J, SUN H X, et al. Chang'E-3 lunar rover's scientific payloads[J]. Chinese Journal of Space Science, 2014, 34(3):332-340.

作者简介:

**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。

通信地址:北京8701信箱(100190)

电话:(010)62582950

E-mail: xuechangbin@nssc.ac.cn

**周晴**(1972-),女,研究员,主要研究方向:空间探测任务总体技术、软件工程。

通信地址:北京8701信箱(100190)

电话:(010)62576925

E-mail: zhouqing@nssc.ac.cn

**王雷**(1971-),男,副研究员,主要研究方向:空间探测任务总体技术。

通信地址:北京8701信箱(100190)

电话:(010)62582503

E-mail: rkwanglei@nssc.ac.cn

## Design and Implementation of Payload System in Chang'e-4 Mission

XUE Changbin<sup>1</sup>, ZHOU Qing<sup>1,2</sup>, WANG Lei<sup>1</sup>, GENG Hao<sup>1</sup>, LIU Peng<sup>1</sup>, ZHU Chongyang<sup>1</sup>,  
ZHANG Wenzhang<sup>1</sup>, XU Xinfeng<sup>1</sup>, LI Jun<sup>1</sup>

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

2. Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** Chinese Chang'e-4 probe will become the first man-made spacecraft to soft land on the far side of the Moon. The spacecraft is equipped with diverse scientific payloads. The Chang'e-4 mission is analyzed, the design and implementation methods to meet the scientific objectives and exploration mission is introduced. Meanwhile, the first international cooperated scientific payload program in Chinese deep space exploration is also introduced. One of the highlighted scientific objectives of Chang'e-4 mission is low frequency radio exploration in the clean electromagnetic environment on the far side of the Moon by a Chinese very low frequency radio spectrometer (VLFRS) and a Netherlands-China long-wavelength explorer (NCLE), configured on the lander and the relay satellite separately. Because Solar low frequency electric field signal is extremely weak, how to eliminate the near field noise emission from electronic equipment on the spacecraft is the main problem of this task. The noise rejection of not less than 30 dB is realized by optimizing the receiving antennas design and data processing algorithms on the ground, which can fulfill the scientific task.

**Key words:** lunar and deep space exploration; payload; far side of the Moon; low frequency radio exploration; international cooperation

### High lights:

- The Chang'e-4 probe will conduct low frequency radio exploration on the far side of the Moon.
- Tightly coupled system architecture design is used.
- High rate noise rejection technology is proposed.