

中国月球与深空探测有效载荷技术的成就与展望

孙辉先, 李慧军, 张宝明, 周昌义, 薛长斌, 朱岩, 徐欣锋, 李俊, 杜庆国

(中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190)

摘要: 有效载荷是实现科学目标最直接的工具, 其技术手段和水平影响科学目标的可实现程度。简要回顾了中国月球与深空探测的科学目标与有效载荷配置。介绍了“嫦娥1号”和“嫦娥2号”月球环绕探测器中采用的CCD立体相机、干涉式成像光谱仪、激光高度计、微波探测仪、伽马射线谱仪、X射线谱仪、太阳风粒子探测仪、高能粒子探测仪等遥感探测类有效载荷的技术实现、探测结果和取得的成就。同时, 也介绍了“嫦娥3号”月球着陆器和巡视器中采用的地形地貌相机、月基光学望远镜、极紫外相机、红外成像光谱仪、粒子激发X射线谱仪、测月雷达等就位和巡视探测类有效载荷的技术实现、探测结果和取得的成就。分析了有效载荷技术的发展趋势, 展望了我国未来有效载荷技术的发展。

关键词: 月球与深空探测; 有效载荷; 遥感探测; 就位探测; 巡视探测

中图分类号: V447+.1

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2017)06-0495-15

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2017.06.001

引用格式: 孙辉先, 李慧军, 张宝明, 等. 中国月球与深空探测有效载荷技术的成就与展望[J]. 深空探测学报, 2017, 4 (6) : 495-509.

Reference format: SUN H X, LI H J, ZHANG B M, et al. Achievements and prospect of payloads technology in Chinese lunar and deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4 (6) : 495-509.

0 引言

中国于1994年进行了探月活动必要性和可行性研究, 经充分论证, 中国科学院于2000年完成了月球探测科学目标的最终确定, 相关研制单位据此开展了有效载荷的前期技术攻关工作。经过10年的酝酿、研究和论证, 中国探月工程于2004年正式立项, 命名为“嫦娥工程”, 开启了我国对地外天体的探测。2006年2月, 国务院颁布《国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006—2020)》, 明确将“载人航天与探月工程”列入国家16个重大科技专项。探月工程规划为“绕”“落”“回”三期。到目前为止, 我国已经成功实施了“嫦娥1号”“嫦娥2号”“嫦娥3号”月球探测任务及“嫦娥5号”飞行试验器任务, 圆满完成探月工程一期“绕”和二期“落”的任务, 后续将择机实施“嫦娥5号”任务, 完成探月工程三期“回”的任务。2018年, 将择机实施“嫦娥4号”任务, 完成月球背面软着陆、巡视以及地-月拉格朗日L2点中继通信任务。中国的火星探测计划开始于2011年发射的“萤火1号”, 是由中国国家航天局与俄罗斯联邦航天局合作共同探索火星的项目。2011年11月9日, 俄方宣布搭载有“萤火1号”的“福布斯-土壤号”火星探测器变轨失败。2016年1月, 中国正式批复中国首

次自主火星探测任务, 中国火星探测任务正式立项, 并将在2020年左右发射一颗火星探测器。

2004年, “嫦娥1号”任务进入工程研制至今, 针对各次任务的科学目标, 我国成功研制了多种类型的有效载荷, 包括适用于环绕探测的多种谱段的遥感类探测仪器、适用于就位探测和巡视探测的地形地貌、矿物成分、次表层结构的各类探测仪器, 圆满完成了各次探测任务, 实现了预期的科学目标。通过这些任务提高了我国有效载荷研制的技术水平, 造就和锻炼了一支思想过硬、技术精湛的有效载荷研制队伍, 为我国今后的月球与深空探测任务奠定了良好的基础。

1 中国月球与深空探测有效载荷研制概况

1.1 “嫦娥1号”

“嫦娥1号”作为我国探月工程的首次任务, 主要对月球开展全球性、整体性和综合性的探测, 其科学目标有4项:

- 1) 获取月球表面三维立体影像;
- 2) 分析月球表面元素含量和物质类型的分布特点;
- 3) 探测月壤特性, 通过对月壤的微波遥感探测获取月壤厚度信息, 进而对月球氦-3资源量和分布进行评估;

4) 探测地-月空间环境。

为了实现上述4项科学目标,“嫦娥1号”配置了8种

有效载荷及其集成管理设备,其主要功能和对应科学

目标^[1-2]如表1所示。

表1 “嫦娥1号”的有效载荷配置

Table 1 Payloads of Chang'e-1

有效载荷	功能简介	科学目标
CCD立体相机	获取月球表面立体图像	
激光高度计	获取卫星星下点月表地形高度数据	获取月球表面三维影像
干涉式成像光谱仪	获取月球表面多光谱图像,绘制月表地质学专题图	
伽马射线谱仪	测量月表物质的 γ 射线,探测K、Th、O、U、Si、Fe、Ti、Mg、Al、C、Mn、Na、Cr、REE (Gd) 等有用元素的含量和分布	分析月球表面有用元素及物质类型的含量和分布
X射线谱仪	测量月表物质的荧光X射线谱,探测Mg、Al、Si等有用元素的含量和分布	
微波探测仪	对不同深度月壤微波辐射亮温进行测量,反演月壤厚度的信息	评估月壤厚度与氦-3资源
高能粒子探测器	探测高能带电粒子的成分、能谱、通量和随时间的变化特征	
太阳风离子探测器	探测原始太阳风等离子的能谱,包括太阳风的体速度、离子温度以及数密度	探测地-月空间环境
有效载荷数据-管理系统	采集、存储、处理和传输有效载荷的科学探测数据,实现对有效载荷的供配电管理,和在轨运行管理	

1.2 “嫦娥2号”

“嫦娥2号”原本是“嫦娥1号”的备份星,“嫦娥1号”顺利完成探月工程一期绕月探测任务后,“嫦娥2号”成为探月工程二期的先导星。中国探月工程二期任务是要实现探测器在月表的软着陆和巡视探测。“嫦娥2号”的科学目标是获取月表高分辨率的立体图像,为后续着陆任务进行月表形貌的研究;进行月表有用元素丰度和分布的研究;探测月壤特征,评估月壤厚度和氦-3资源;探测月球空间环境。探测器利用“嫦娥1号”的备份星进行适应性改造以满足新的需求。“嫦娥2号”的有效载荷包括新研制的高分辨率立体相机,其它载荷如激光高度计、X射线谱仪、伽马射线谱仪、微波探测仪、高能粒子探测器、太阳风离子探测器与“嫦娥1号”

基本相同,仅作了少量的适应性改造。与“嫦娥1号”200 km × 200 km的圆轨道不同,“嫦娥2号”的轨道设计包括100 km × 100 km的圆轨道和100 km × 15 km的椭圆轨道,前者被用于进行全月覆盖探测,后者被用于着重对后续任务可能着陆区的详细探测^[3]。

1.3 “嫦娥3号”

“嫦娥3号”实现了我国月球探测“绕”“落”“回”规划的第二期任务,首次实现了我国航天器在地外天体的软着陆和巡视探测。开展了月表形貌与地质构造调查,月表物质成分和可利用资源调查、地球等离子层体探测和月基天文观测3类科学探测任务。在着陆器和巡视器上分别配置了4台有效载荷及其集成管理设备,其主要功能和科学目标^[4-6]见表2~3。

表2 “嫦娥3号”着陆器的有效载荷配置

Table 2 Payloads of the lander of Chang'e-3

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	
月基光学望远镜	在月昼期间对近紫外波段的各种天文变源的亮度变化行为进行长时间的连续监测,更彻底地揭示各种复杂的光变行为	月基天文观测
极紫外相机	在月昼期间对地球周围的等离子体层产生的30.4 nm辐射进行全方位、长期的观测研究,获取地球等离子体层三维图像	地球等离子层体探测
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3 “嫦娥3号”巡视器的有效载荷配置

Table 3 Payloads of the rover of Chang'e-3

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	月表形貌与地质构造调查
测月雷达	巡视路线上月球次表层结构探测	
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
粒子激发X射线谱仪	巡视区月表物质主量元素含量的现场分析	
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	

1.4 “嫦娥5号”

“嫦娥5号”将实现我国月球探测“绕”“落”“回”规划的第三期任务,首次实现我国航天器在地外天体的采样返回。其科学目标是:

1) 月球样品的分析研究,对采回的月球样品进行系统、长期的实验室研究,分析月壤的结构、物理特性、物质组成,深化月球成因和演化历史的研究。

表4 “嫦娥5号”的有效载荷配置

Table 4 Payloads of Chang'e-5

有效载荷	功能简介	科学目标
降落相机	在着陆器动力下降段, 获取着陆器降落过程中各个高度时降落区域的月貌特征图像	分析着陆区月表的地形地貌和区域地质情况
月壤结构探测仪	利用脉冲式雷达, 探测着陆点月壤厚度及其结构	构建采样区月球次表层结构
全景相机及全景相机转台	获取采样区高分辨率月表图像, 可进行静态拍照和动态摄像	构建采样区三维立体影像, 对采样过程动态摄像
月球矿物光谱分析仪	获取月表采样区可见和红外反射光谱, 获取指定谱段的光谱图像数据	分析月表采样区矿物成分
载荷数据处理器	实现有效载荷系统一体化设计, 完成全景相机与其转台、月球矿物光谱分析仪的供电、控制、数据处理与传输以及与探测器系统的接口	

除了上述有效载荷之外,“嫦娥5号”还配备了一套国旗展示系统,安装在着陆器上,着陆后适时展开,全景相机及其转台联动对国旗彩色成像。

1.5 “嫦娥4号”

“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

2) 采样区现场就位探测,为有选择地进行月壤取样提供依据,建立现场探测数据与实验室分析数据的联系,具体包括:①采样区月表形貌和地质构造调查;②采样区月球次表层结构探测;③采样区月表物质成分和资源勘察。

为实现采样区现场就位探测的科学目标,“嫦娥5号”配置了4台有效载荷及其集成管理设备,如表4所示。

表5 “嫦娥4号”着陆器的有效载荷配置

Table 5 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6 “嫦娥4号”巡视器的有效载荷配置

Table 6 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、中性原子探测仪是“嫦娥4号”的国际合作项目,由欧洲合作方负责建造。

1.6 火星探测

“萤火1号”是中国火星探测计划中的第一颗火星探

测器。主要科学探测目标是对火星的空间磁场、电离层和粒子分布变化规律以及火星大气离子逃逸率进行

探测。此外,还将探测火星地形地貌、沙尘暴以及火星赤道附近的重力场。探测器上配置了等离子体探测包、光学成像仪、磁通门磁强仪、掩星探测接收机等4类有效载荷。2011年11月8日,“萤火1号”搭乘在俄罗斯的“福布斯-土壤号”火星探测器上一起发射升空,11月9日,俄方宣布“福布斯-土壤号”火星探测器变轨失败,使“萤火1号”探测计划夭折。

2016年中国正式批复首次自主火星探测计划,中国火星探测任务正式立项,将在2020年左右发射一颗火星探测器,一步实现绕火的探测和着陆巡视。我国自主火星探测装置,将由一个火星环绕器和一个火星着陆巡视器构成,其中环绕探测科学任务着眼于对火星全球性和综合性的探测;着陆巡视器由进入舱和火星车组成,火星车巡视探测科学任务着眼于火星局部地区的高精度就位探测。环绕探测和巡视探测相结合,完成一系列联合探测任务。我国首次自主火星探测的科学目标是探测与研究:

- 1) 火星形貌与地质构造特征;
- 2) 火星表面土壤特征与水冰分布;
- 3) 火星表面物质组成;
- 4) 火星大气电离层及表面气候与环境特征;
- 5) 火星物理场与内部结构。

为了实现上述科学目标,火星环绕器配置的有效载荷包括:中分辨率相机、高分辨率相机、环绕器次表层探测雷达、火星矿物光谱分析仪、火星磁强计、火星离子与中性粒子分析仪、火星能量粒子分析仪等7类科学仪器,并配备一台环绕器载荷控制器对载荷进行控制和管理。火星车上配置的有效载荷包括:导航地形相机、多光谱相机、火星车次表层探测雷达、火星表面成分探测仪、火星表面磁场探测仪和火星气象测量仪。

各次任务均通过配置有效载荷数据管理设备进行了有效载荷集成一体化设计,有效载荷数据管理设备主要用于完成有效载荷科学探测数据的采集、存储、处理和传输,集中实现对有效载荷的供配电管理和在轨运行管理等共性任务。

2 中国月球与深空探测有效载荷的技术成就与探测成果

伴随我国月球与深空探测任务的开展,我国在有效载荷探测技术方面有了长足的进步。按照探测方式的不同可分为环绕探测类有效载荷和就位与巡视探测类有效载荷。

2.1 环绕探测类有效载荷

环绕探测类有效载荷是在探测器环绕地外天体运

行时,对该天体进行遥感探测和对探测器途经区域的空间环境探测。我国的绕月探测任务中采用了CCD立体相机、干涉式成像光谱仪、激光高度计、微波探测仪、伽马射线谱仪、X射线谱仪、太阳风粒子探测仪、高能粒子探测仪等有效载荷。

1) CCD立体相机

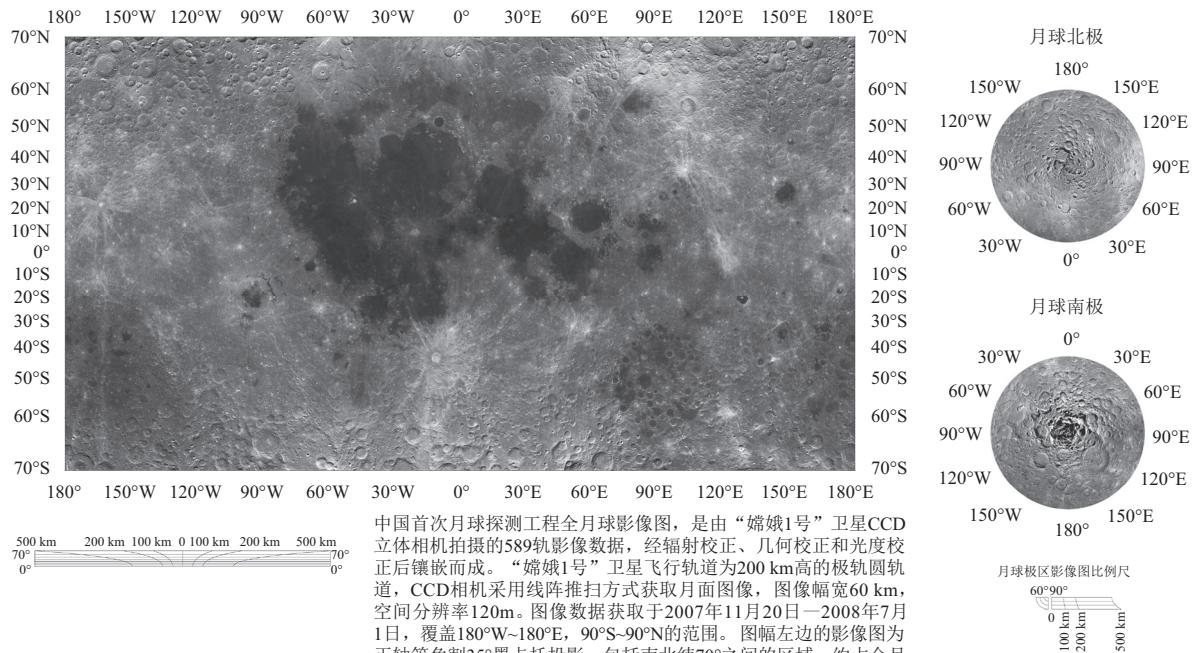
对于中国首次对地外天体的探测,获取全月表的三维立体图像是最重要的科学目标。CCD立体相机是关键的有效载荷设备。“嫦娥1号”的立体相机^[7]设计得很巧妙,它实际上是一台 1024×1024 大面阵CCD相机,分别取面阵沿垂直于飞行方向上具有一定间隔的3行作为前视、中视和后视对应的CCD线阵,卫星飞行过程中连续获取三线阵的数据,形成3幅不同拍摄角度的二维连续影像。这样的设计简化了结构,减小了仪器的体积和重量。CCD立体相机获取图像经辐射校正等修正后,利用精密定轨后所获得的摄站坐标位置和摄站对应时刻的卫星姿态,按照摄影测量的理论和方法,重构月表三维立体影像。当轨道高度为200 km时,仪器的主要技术指标如表7所示。

表7 CCD相机主要技术指标
Table 7 Main technical specifications of CCD camera

技术指标	范围值
月表成像宽度/km	60
月表地元分辨率/m	120(星下点)
光谱范围/ μm	0.5~0.75
光谱通道数	1
量化等级/bit	8
静态传函	≥ 0.2

“嫦娥1号”在轨运行期间利用这一台相机获取的数据绘制出地元分辨率120 m的全月图^[8],如图1所示。

“嫦娥2号”卫星上的CCD立体相机与“嫦娥1号”的相似,与“嫦娥1号”不同的是其轨道运行于100 km高度,要求获得分辨率更高的全月三维立体图像。因而这台相机有一个长焦距、广角准远心光学系统,在它的焦平面上垂直于卫星飞行方向平行配置两个 6144×1 元的TDI CCD,工作原理基本上与“嫦娥1号”卫星上的CCD立体相机一致。在轨道高度100 km的条件下,可获得月表地元分辨率7 m的图像,月表成像宽度43 km。“嫦娥2号”在轨运行期间利用这台相机完成全月表成像,利用这些数据重构了分辨率7 m的全月三维立体图像,这是目前世界上分辨率最高的全月图。同时降轨至15 km高度上获得了探月二期预定着陆区分辨率1 m左右的局部立体图像。



中国首次月球探测工程全月球影像图,是由“嫦娥1号”卫星CCD立体相机拍摄的589轨影像数据,经辐射校正、几何校正和光度校正后镶嵌而成。“嫦娥1号”卫星飞行轨道为200 km高的极轨圆轨道,CCD相机采用线阵推扫方式获取月面图像,图像幅宽60 km,空间分辨率120 m。图像数据获取于2007年11月20日—2008年7月1日,覆盖180°W~180°E,90°S~90°N的范围。图幅左边的影像图为正轴等角割35°墨卡托投影,包括南北纬70°之间的区域,约占全月球面积的94%,图幅右边为月球南北极区影像图,包括60°S~90°N区域,采用等角割70°方位投影。

日期: 2008年7月20日

图1 “嫦娥1号”获取的全月图

Fig. 1 The global lunar map acquired by Chang'e-1

2) 干涉式成像光谱仪

干涉式成像光谱仪^[9]采用Sagnac型横向剪切空间调制干涉成像方式,把照相机的功能与光谱仪的功能合二为一,它同时获取目标的影像信息与谱信息。相对于色散型成像光谱仪,该设备具有:高通量、多通道、宽谱段、可以计算任意波长谱线强度、无光谱混叠的特点,而且没有可动部件,具有很好的航天环境适应性。当轨道高度为200 km时,仪器的主要技术指标如表8所示。

表8 干涉式成像光谱仪主要技术指标

Table 8 Main technical specifications of interferometric imaging spectrometer

技术指标	范围值
月表成像宽度/km	25.6
月表地元分辨率/m	200
光谱范围/mm	0.48~0.96
光谱通道数	32*
量化等级/bit	12
像元数	256×256
静态传函	≥ 0.2

*换算为波长时,当 $\lambda = 0.48 \mu\text{m}$ 时分辨率为7.5 nm, $\lambda = 0.96 \mu\text{m}$ 时分辨率为30 nm。

干涉成像光谱仪主要获取月球表面的二维光谱序列图;根据岩石和矿物的光谱特性,结合 γ 射线谱仪、

X射线谱仪测得的月表元素的含量,分析月球表面矿物类型和分布;绘制月球表面岩石分布图。“嫦娥1号”的CCD立体相机和干涉成像光谱仪的外观如图2所示。



图2 “嫦娥1号”干涉式成像光谱仪(左),CCD立体相机(右),外观图

Fig. 2 Layout of spectrometer imager (left) and the stereo camera (right) of the Chang'e-1

3) 激光高度计

激光高度计采用激光测距原理,从卫星上发射一束大功率的窄脉冲激光到月球表面,并接收月球表面后向散射的激光信号,通过测量激光往返延迟时间来计算卫星到月表的距离。仪器由探头和电路箱两部分构成^[10],其探头部分由激光发射器和激光接收望远镜构成。为了保证激光经月面散射后进入望远镜的接收视场,必须确保激光发射器和接收望远镜光轴的平行度,所以这两部分装在一块基板上。“嫦娥1号”激光高度计主要技术指标如表9所示。

表9 激光高度计主要技术指标

Table 9 Main technical specifications of laser altimeter

技术指标	范围值
作用距离/km	200
月面激光足印大小/m	$<\phi 200$
激光波长/nm	1 064
激光能量/mJ	150
激光脉宽/ns	<7
激光重复频率/Hz	1

这是我国激光高度计首次空间应用, 主要元器件包括激光泵浦源, 检测激光的雪崩二极管等均为国内研制, 激光高度计外观如图3所示。

“嫦娥1号”任务中, 激光高度计在轨开机累计

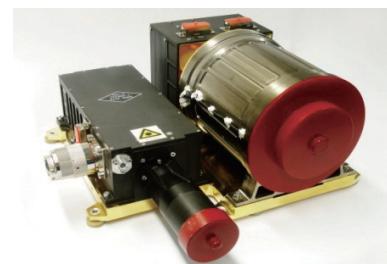


图3 激光高度计外形图

Fig. 3 Layout of the laser altimeter

3 309 h, 获得1 369轨探测数据, 有效测距点920万个, 利用这些数据结合卫星轨道、姿态、仪器几何参数及精密星历制作出全月面数字高程DEM图^[11], 如图4所示。

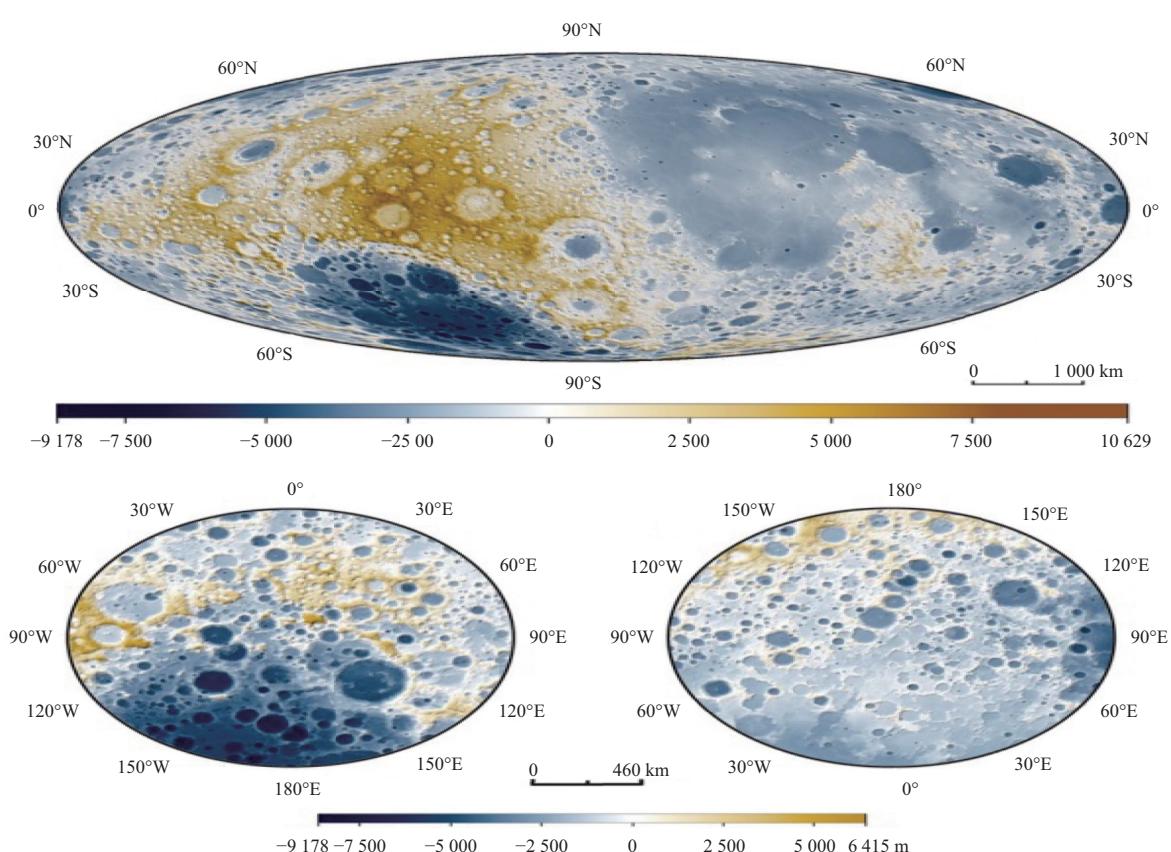


图4 全月DEM图

Fig. 4 Lunar global DEM diagram

4) 伽马射线谱仪

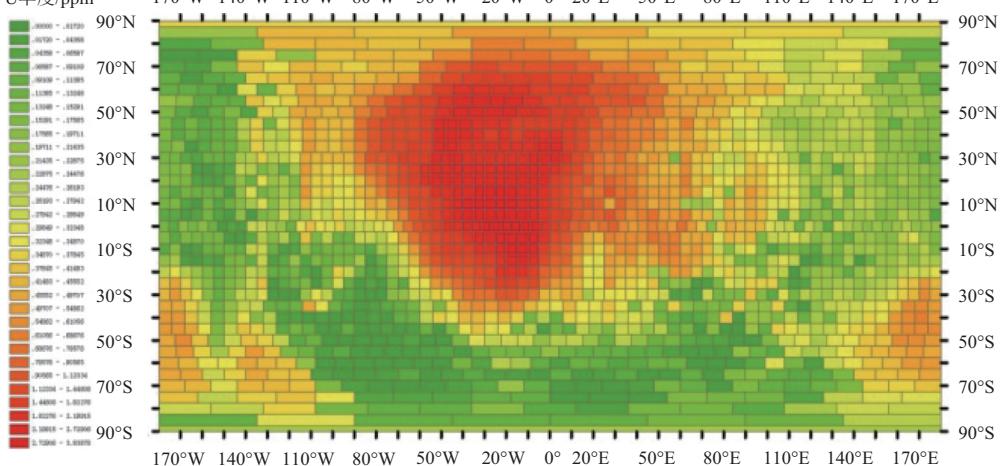
月球表面有的元素本身就有天然放射性, 会发出伽马射线, 如K、Th、La、U等。多数元素本身没有天然放射性, 但银河宇宙线会与其发生复杂的相互作用产生伽马射线。各种不同元素所产生的伽马射线具有各自不同的特征能谱, “嫦娥1号”所携带的伽马射线谱仪^[12]就是通过探测伽马射线的能量和通量来确定元素的种

类和含量的。探测器使用碘化铯闪烁晶体, 这种物质与伽马射线作用会产生荧光, 通过光电倍增管转换成电信号被检测和处理。伽马射线谱仪的外观如图5所示, 其主要技术指标如表10所示。

利用伽马射线谱仪获取的数据, 完成了对月表U、K、Th等元素的分布图, 图6是月表U元素丰度分布图^[13]。



图5 伽马射线谱仪外观

Fig. 5 Layout of gamma-ray spectrometer
U丰度/ppm 170°W 140°W 110°W 80°W 50°W 20°W 0° 20°E 50°E 80°E 110°E 140°E 170°E图6 U元素的丰度全月分布图
Fig. 6 Global map of uranium abundance

5) X射线谱仪

月表的某些元素在太阳X射线的激发下, 会产生具有特定能谱的X射线, 通过探测月球表面元素受激发产生的荧光X射线可以获得元素的丰度与分布的信息。X射线谱仪选用Si-PIN半导体探测器作为敏感元件。低能X射线探测器由4个相互独立的Si-PIN半导体探测器构成, 探测能区1~10 keV, 总有效面积为1 cm², 可探测Si、Al、Mg等元素。高能X射线探测器由16个相互独立的Si-PIN半导体探测器阵列构成, 每个探测

表10 伽马射线谱仪主要技术指标
Table 10 Main technical indexes of gamma ray spectrometer

技术指标	探测器有效面积		仪器能量分辨	探测能量范围/MeV	探测能道数
	主探测器 晶体/mm	反符合 晶体/mm			
数值	Φ118×78	底厚30 侧厚30	≤ 9%@662 keV	0.3~9	512

器有效面能积为1 cm², 总有效面积为16 cm², 探测能区为10~60 keV^[1,2]。由于荧光X射线与太阳X射线的辐射强度有关, 所以X射线谱仪配置了太阳监测器获取太阳X射线能谱、流强等信息, 为X射线谱仪数据处理提供参考依据。X射线谱仪的外观如图7所示, 仪器的主要技术指标如表11所示。

6) 微波探测仪

自然界中的物体, 只要温度在绝对温度零度(即



(a) X射线谱仪探头

(b) 太阳监视器

图7 X射线谱仪
Fig. 7 X-ray spectrometer

表 11 X射线谱仪主要技术指标

Table 11 Main technical indexes of X ray spectrometer

技术指标	范围值
探测器有效面积/cm ²	17
探测能区/keV	1~60
分辨率	≤ 10%@59.5 keV (硬X射线) ≤ 600 eV@5.95 keV (软X射线)
月面本征分辨率/km	170 × 170
太阳监测器 探测能区/keV	1~10
太阳监测器分辨率	≤ 600 eV@5.95 keV

-273.15 °C) 以上, 都以电磁波的形式向外传递热量, 这种传递能量的方式称为辐射。微波探测仪通过采用不同频率的微波辐射计分别接收来自月表同一区域不同深度的月壤微波辐射信号, 比较分析测得的各频段亮温信号之间的差异, 能够反演出月表以下的次表层信息和月壤的厚度信息, 确定月壤富集区^[14-15]。微波探测仪的外观如图 8 所示, 主要技术指标如表 12 所示。

“嫦娥 1 号”卫星在国际上首次实施了全月微波探测, 任务期间微波探测仪获取了大量的数据, 完成了

对全月表的多次覆盖。利用获取的数据构建了“微波月亮”, 展示了不同频率、不同时段的全月亮温分布图。利用这些数据反演出月壤的厚度分布, 并进一步评估月壤中氦-3 资源的含量与分布。利用月球黑夜亮温反演的月壤厚度分布如图 9 所示^[16]。

7) 太阳高能粒子探测仪

太阳高能粒子探测器主要用于监测轨道空间的

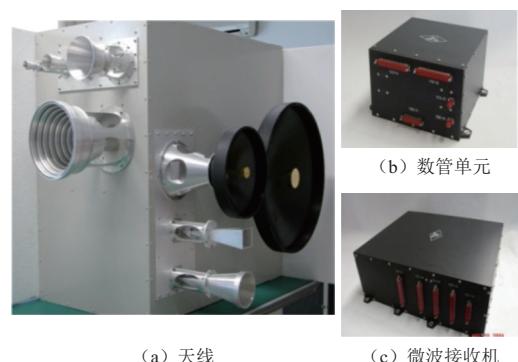


图 8 微波探测仪

Fig. 8 Microwave detector

表 12 微波探测仪的主要技术指标

Table 12 Main specifications of microwave detector

指标	数值			
频率/GHz	3.0 (± 1%)	7.8 (± 1%)	19.35 (± 1%)	37 (± 1%)
带宽/MHz	100 (± 15%)	200 (± 15%)	500 (± 15%)	500 (± 15%)
积分时间/ms	200 (± 15%)	200 (± 15%)	200 (± 15%)	200 (± 15%)
温度分辨率/K	≤ 0.5	≤ 0.5	≤ 0.5	≤ 0.5
线性度	≥ 0.99	≥ 0.99	≥ 0.99	≥ 0.99
3 dB 波束宽度	E: 15 ± 2° H: 12 ± 2°	E: 9 ± 2° H: 9 ± 2°	E: 9 ± 2° H: 10 ± 2°	E: 10 ± 2° H: 10 ± 2°

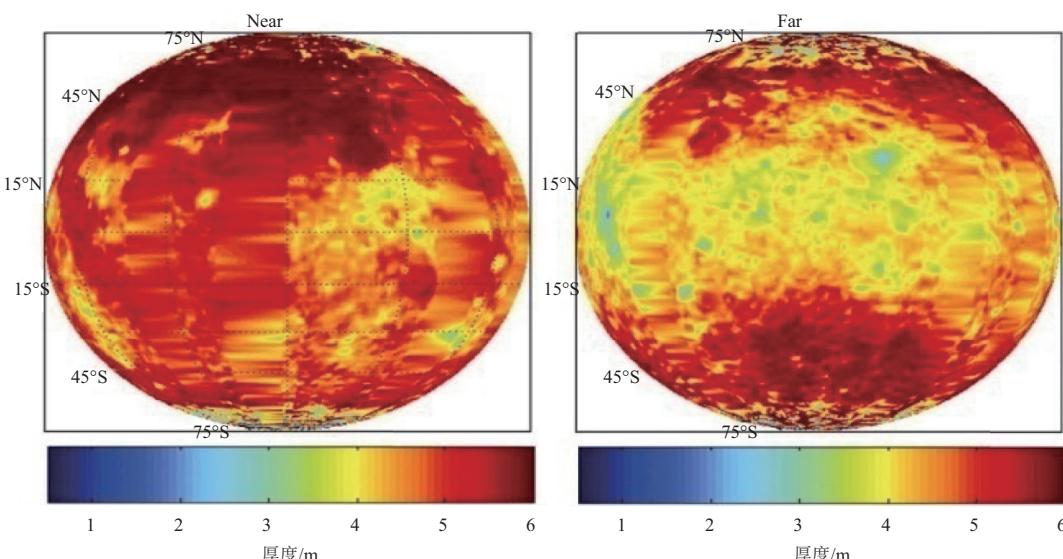


图 9 利用月球黑夜亮温反演的月壤厚度分布

Fig. 9 Global distribution of regolith layer thickness inverted by lunar brightness temperature at night

高能带电粒子(电子、质子和重离子)成分、能谱、通量和随时间的变化特征。通过探测带电粒子的通量,可以得到粒子的空间分布以及粒子在空间的运动规律等信息。仪器的传感器部分采用的是望远镜探测系统。望远镜探测系统由三块直径均为 $\phi 12$ mm半导体探测器组成,为了避免阳光照射导致探测器的噪声增加,在第一块探测器前放置了一块 $15 \mu\text{m}$ 铝挡光层^[1,2]。太阳高能粒子探测器的主要技术指标如表13所示,能道划分为11个能道,高能粒子探测器外观如图10所示。

8) 太阳风离子探测仪

太阳离子探测仪用于探测太阳风等离子体中离子

表 13 太阳高能粒子探测器的主要技术指标

Table 13 Main technical specifications of Solar energetic particle detector

技术指标		能道数值
电子	E1/keV	≥ 100
	E2/MeV	≥ 2.0
	P1/MeV	4~8
	P2/MeV	8~14
	P3/MeV	14~26
	P4/MeV	26~60
质子	P5/MeV	60~150
	P6/MeV	150~400
	He/MeV	13~105
	Li, Be, B/MeV	34~210
	$>\text{C}/\text{MeV}$	117~590
	探测器全向张角/ (°)	60
时间分辨率/s		1

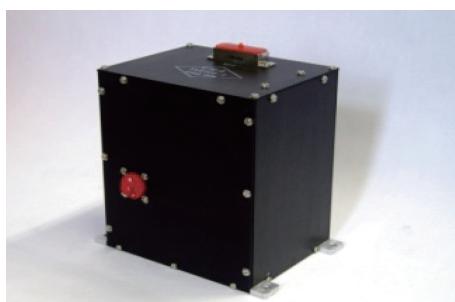


图 10 太阳高能粒子探测器外观图

Fig. 10 Layout of Solar high energy particle detector

和其它低能离子的能谱、速度分布函数,从中引出平静和高速太阳风等离子体的特征量,如太阳风的体速度、离子温度和数密度等主要参数。太阳风离子探测器^[1,2,17]采用带顶盖的半球形静电分析器方案,由准直器、半球形静电分析器和微通道板(Microchannel Plate,

MCP)组成,其中半球形的静电分析器由3个同心球面组成,分别为内极板、外极板和顶盖。入射的太阳风粒子和其它低能粒子被准直器准直进入静电分析器,只有满足一定能量(E/q)范围的离子才可以经过分析器的通道到达MCP入射端面,产生电子发射,并经过多次倍增放大输出电子流。太阳风离子探测仪的外观如图11所示,主要技术指标如表14所示。

这些有效载荷在“嫦娥1号”和“嫦娥2号”上的成功运行,使相关方面的科学家第一次利用我国探测器获

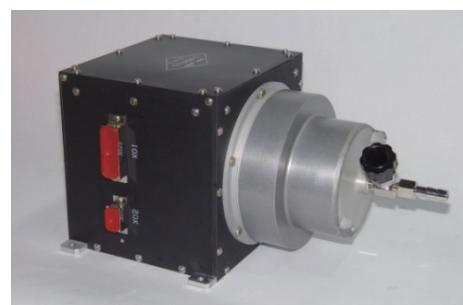


图 11 太阳风离子探测仪外形图

Fig. 11 Layout of Solar wind ions detector

表 14 太阳风离子探测仪的主要技术指标

Table 14 Main technical indexes of Solar wind ion detector

技术指标	范围值
探测粒子	太阳风离子
探测能量/keV	0.05~2
能道划分	48通道, 近对数划分
太阳风速度/(km·s ⁻¹)	150~2 000
瞬时视场/(°)	6.7 × 180
接收角/(°)	256 × 256

取的数据研究月球附近的空间环境。为研究月表附近高能粒子和等离子体的分布特征及相互作用积累了资料。图12为“嫦娥1号”2007年12月测得的向阳面太阳风离子强度分布^[18]。

2.2 就位与巡视探测类有效载荷

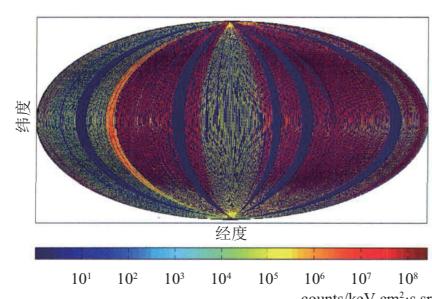


图 12 2007年11月太阳风离子探测仪测得的向阳面太阳风强度分布

Fig. 12 The distribution of Solar wind ion flux fished by SWID on the dayside of the Moon in Dec. 2007

就位与巡视探测类有效载荷是指装载于着陆器和巡视探测器上对着陆区附近或巡视路径区域的局部进行探测的有效载荷。我国“嫦娥3号”于2013年12月14日成功软着陆于月球雨海西北部，15日完成着陆器巡视器分离，并陆续开展了“观天”“看地”“测月”的科学探测^[4-6]。

1) 相机

为了获取着陆与巡视区月表的形貌特征，“嫦娥3号”在着陆器配置了降落相机、地形地貌相机，在巡视器上配置了全景相机。与环绕探测器使用的线阵推扫式相机不同，着陆与巡视探测使用面阵成像相机，其原理与日常使用的相机相同，但必须适应严酷的月面工作环境。以地形地貌相机为例其主要技术指标见表15。

三台相机任务期间工作良好，获取了着陆巡视区

表 15 地形地貌相机其主要技术指标

Table 15 The main technical indexes of topographic camera

技术指标	范围值
波段范围	可见光
颜色	彩色 (R、G、B)
成像模式	静态拍照和动态摄像
成像距离/m	5~ ∞
有效像元	2 352 × 1 728
视场角/ (°)	22.9 × 16.9
量化值/bit	8
静态传函	≥ 0.2

大量清晰图像，为研究该区域的形貌提供了丰富的资料。图13为地形地貌相机拍摄的“玉兔号”月球车和周围地貌照片。

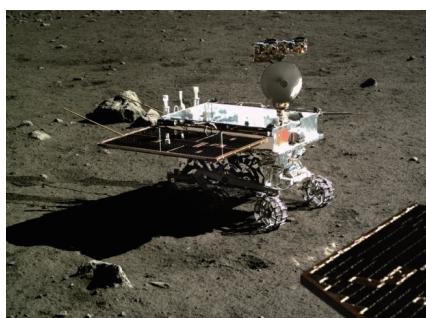
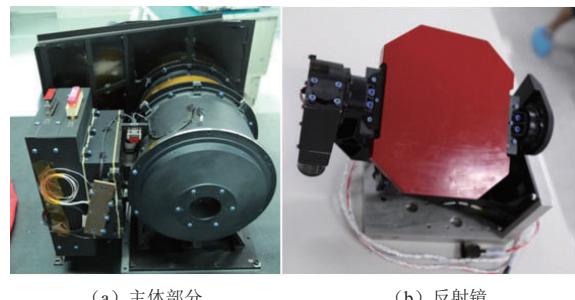


图 13 “嫦娥3号”地形地貌相机拍摄的照片

Fig. 13 Picture taken by landform camera of Chang'e-3

2) 月基光学望远镜

月基光学望远镜主要科学目标是在近紫外波段对各种天文变源的亮度变化进行长时间的连续监测。仪器由安装于着陆器的月基光学望远镜主体、反射镜转台二件设备组成。月基光学望远镜的外观如图14所示，其主要技术指标见表16。



(a) 主体部分

(b) 反射镜

图 14 月基光学望远镜

Fig. 14 Lunar based telescope

表 16 月基光学望远镜主要技术指标

Table 16 The main technical indexes of lunar based telescope

技术指标	范围值
光谱范围/nm	245~340
视场角/ (°)	1.36 × 1.36
探测极限 (个光子/s·m ⁻²)	<1.13 × 10 ⁵ (30 s, 5σ)
探测不确定度	0.2个星等 (5~13等星)
探测精度	0.2个星等 (10等星处)
有效像元数	≥ 1 024 × 1 024
像斑80%能量集中度	≤ 3 × 3像元

月基光学望远镜是人类在月球上安装的首台能长期工作的望远镜，“嫦娥3号”从发射直至2017年5月仍能正常工作，大大超过其一年的设计寿命。利用这台设备所获取的科学数据，已经获得了重要的科学成果。

3) 极紫外相机

极紫外相机通过对地球周围的等离子体层产生的30.4 nm辐射进行全方位、长期的观测研究，获取地球等离子体层三维图像。极紫外相机由薄膜吸收滤光片、EUV波段多层膜反射镜、光子计数成像探测器、EUV相机支撑结构和电子学控制系统组成，其主要技术指标如表17。

表 17 极紫外相机主要技术指标

Table 17 The main technical indexes of extreme ultraviolet camera

技术指标	范围值
中心频点/nm	30.4
带宽/nm	5
视场角/ (°)	Φ15
角分辨率/ (°)	优于0.1
单次测量时间/min	多级模式
探测器强度范围/R	0.1~10
探测灵敏度/ (counts/s.R)	0.1

这是一台研制难度极大的有效载荷，既要有足够的灵敏度以感知探测目标微弱的极紫外辐射亮度，又

要有极窄的带宽以滤除带外杂散光谱辐射。这台设备的外观如图15所示。

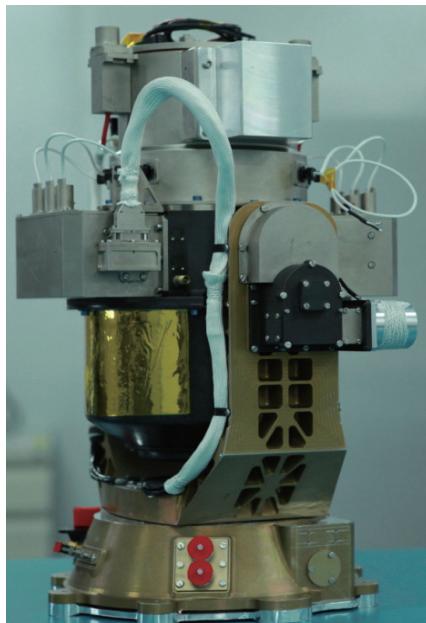


图15 极紫外相机外观

Fig. 15 Layout of extreme ultraviolet camera

执行任务期间这台设备获取了大量地球等离子体结构的图像, 为研究地球等离子体结构提供了丰富的资料。图16为这台设备2013年12月25日获取的一张地球等离子体图像。

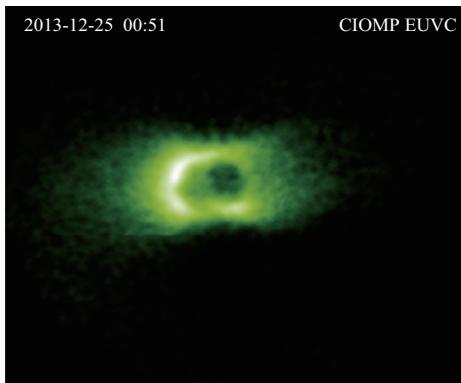


图16 极紫外相机获取的地球等离子体图像

Fig. 16 Earth plasma image taken by EUV camera

4) 红外成像光谱仪

红外成像光谱仪能够获取可见近红外到短波红外的高分辨率反射光谱及图像, 用于巡视区月表矿物组成和分布的综合研究。其仪器原理为: 来自月球外的辐射经月球表面的矿物和岩石反射后, 入射到成像光谱仪的视场内, 经成像光谱仪的声光调制滤波器(Acousto-Optic Tunable Filter, AOTF)后, 形成某一波长的准单色光, 通过会聚镜会聚到面阵探测器上, 得到月表观测目标的单波段图像, 通过改变AOTF的调制频率, 从而

改变透过AOTF的光波波长, 最终获得所需波长的高光谱图像。红外成像光谱仪外观如图17所示, 主要技术指标如表18所示。



图17 红外成像光谱仪

Fig. 17 Imager and infrared spectrometer

表18 红外成像光谱仪的主要技术指标

Table 18 Main technical indexes of infrared imaging spectrometer

技术指标	范围值
光谱范围/ μm	0.45~0.95 (可见近红外通道) 0.90~2.40 (近红外短波红外通道)
光谱分辨率/nm	2~10 (可见近红外通道) 3~12 (近红外短波红外通道)
视场/ ($^{\circ}$)	6 \times 6 (可见近红外通道) 2 \times 2 (近红外短波红外通道)
有效像元数	256 \times 256 (可见近红外通道) 1 (近红外短波红外通道)
量化值/bit	10

任务期间这台仪器获取了巡视区高分辨率光谱及图像, 用于对该区域的月表矿物组成进行分析。图18是2013年12月23日这台设备获取的可见光谱段图像及其中一个像素的光谱图。

5) 粒子激发X射线谱仪

粒子激发X射线谱仪探测月表受激发源激发产生X射线, 并对主量元素进行分析。可用于对月表岩石、月壤、矿物进行综合分析。粒子激发X射线谱仪的探头部分, 安装在巡视器机械臂前端。它主要由激发源、X射线探测器和前置放大电路组成, 仪器的外观如图19所示, 主要技术指标如表19所示。执行任务期间该仪器获取了巡视区测试点的元素含量。图20为仪器2013年12月25日获取的测点X射线谱图。

6) 测月雷达

测月雷达用于巡视路线上月壤厚度和浅层结构探测。其工作原理是: 测月雷达发射机产生超宽带无载频毫微秒脉冲, 经过发射天线向月面下辐射, 信号在月壤和月岩介质的传播过程中, 如果遇到不均匀层、不同介质交界面、熔岩管、漂石等目标, 将产生电磁波信号

的反射和散射。接收天线接收到该反射和散射信号获得相应的探测数据，通过对探测数据进行分析、处理

和成像，得到巡视器行走区域内月壤厚度及月壳次表层岩石地质结构信息。仪器的主要技术指标如表20所示。

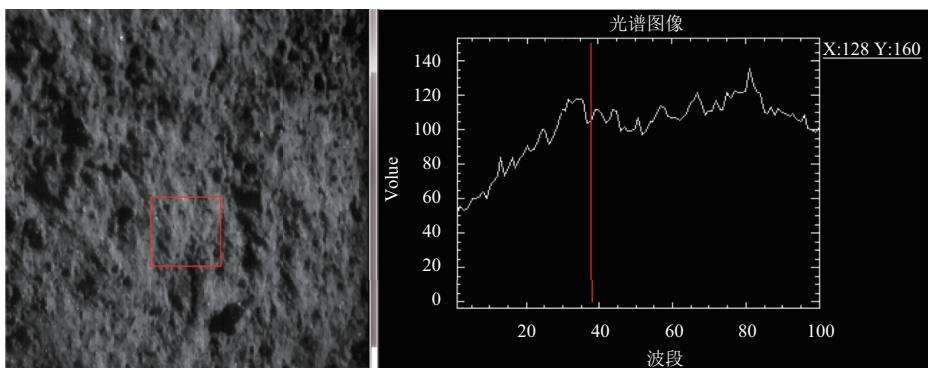


图18 红外成像光谱仪获取的可见光谱段图像（37波段 635 nm），及像素点（128, 160）的光谱
Fig. 18 Image (band 37, 635 nm) and spectrum of pixel (128, 160) taken by imager and infrared spectrometer



图19 粒子激发X射线谱仪

Fig. 19 Layout of alpha particle X-ray spectrometer (APXS)

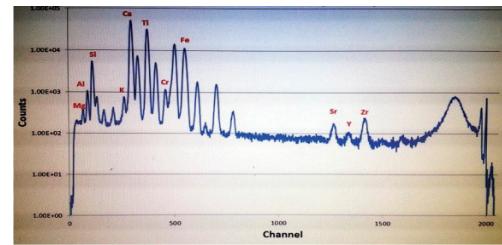


图20 “嫦娥3号”粒子激发X射线谱仪获取的X射线谱图
Fig. 20 X-ray spectrum taken by APXS of Chang'e-3

表19 粒子激发X射线谱仪主要技术指标

Table 19 Main technical indexes of particle excited X-ray spectrometer

技术指标	范围值
敏感器面积/mm ²	≥ 10
能量分辨率	80~150 eV@5.9 keV FWHM
主量元素分析精度	≤ 15%
激发源	X射线荧光激发源
主量元素探测灵敏度Ti	≤ 0.1%

表20 测月雷达主要技术指标

Table 20 Main technical indexes of lunar radar

指标	所选通道	数值
发射脉冲	第一通道	脉冲幅度 ≥ 1 000 V 重复频率 ≥ 500 Hz
	第二通道	脉冲幅度 ≥ 400 V 重复频率 ≥ 5 000 Hz
接收机动态范围		≥ 90 dB
发射和接收天线	第一通道	中心频率 60 MHz 带宽 ≥ 40 MHz
	第二通道	中心频率 500 MHz 带宽 ≥ 450 MHz

任务期间，测月雷达在巡视器行走过程中开机，获取了行走路径下的月表浅层结构。图21为测月雷达2013年12月22日获取的月面浅层结构图^[19]。

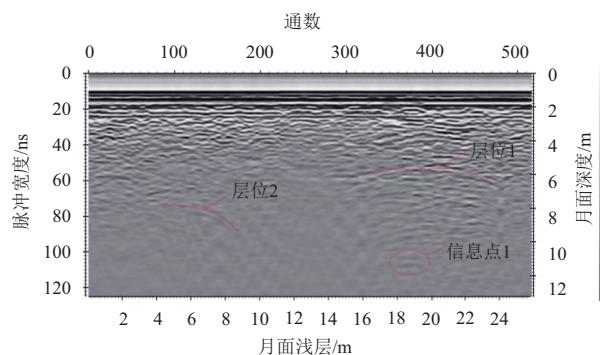


图21 测月雷达测得的月面浅层结构图
Fig. 21 Shallow structure of the Moon surface taken by lunar penetrating radar

随着我国月球与深空探测任务的实施，有效载荷的研制和开发技术有了长足的进步。在环绕探测有效载荷方面，遥感类探测有效载荷在电磁波谱上覆盖了微波、近红外、可见光、X射线、伽马射线谱段；在就位与巡视探测方面成功研制了粒子激发X射线谱仪、红外成像光谱仪等矿物与物质成分类探测仪器，测月雷达等浅层结构探测仪器。在月基对地观测和天文观测方面成功研制出工作于近紫外波段的月基光学望远镜和工作于极紫外波段的极紫外相机。这些有效

载荷的成功研制和在“嫦娥1号”“嫦娥2号”“嫦娥3号”任务中的正常运行保证了科学探测任务的完成并取得了丰硕的研究成果。在尚未实施的“嫦娥5号”“嫦娥4号”和火星探测任务中又有一批新型高效能有效载荷已经研制出来,如低频射电谱仪、环绕器次表层探测雷达、火星表面成分探测器等。随着任务的实施必定会获得更为丰富的科研成果,为人类对地外天体和宇宙的认识作出中国人的贡献。

3 月球与深空探测有效载荷技术发展展望

3.1 有效载荷的发展趋势

有效载荷是实现科学目标最重要的因素之一,有效载荷的功能和性能决定了科学目标的可实现程度。随着技术进步和人类对月球与深空探测的开展,有效载荷技术也在不断进步,其技术发展有以下趋势:

1) 探测目标立体化,探测对象和目标从点发展到面,从面发展到三维立体。

2) 探测结果精细化,遥感探测相机的分辨率由数百米到米、分米、甚至厘米级,光谱分辨率由十几纳米到几个纳米,粒子能量的分辨率也要求越来越高。

3) 操作模式智能化,深空探测距离远,单程指令传输需十几至几十分钟,甚至数小时,使面向过程的指令操作,实时遥测监测成为不可能。有效载荷智能化操作成为必需,广泛应用“自主控制”技术是必然发展趋势。

4) 环境适应鲁棒化,深空探测时间长、温度变化范围大、辐射环境恶劣,要求探测器包括有效载荷要有更鲁棒的环境适应能力和更长的设计寿命。

5) 仪器结构小型化,虽然对于所有的航天器的有效载荷都有小型化的要求,而深空探测对小型化要求更为迫切,重量、体积、能源的资源更为宝贵。

6) 电子系统综合化,深空探测有效载荷大多采用多种传感器共享电源与数据处理资源,采用公共电子学箱,通过功能集成、资源复用进一步提高资源利用率。

7) 回传数据信息化,深空探测距离远,数据传输速率受限,制约了对大量探测数据的获取。数据不等于信息,提高有效载荷的数据处理能力,增加在轨数据判断能力,尽可能传输经过处理后提取的“信息”而不是原始数据,可以大大地减少传输的数据量,这就要求有效载荷系统有更强的在轨数据处理能力。

8) 多种仪器协同化,深空探测往往需要数台仪器相互配合协同工作,通过数据融合得到更有价值的结果,起到1+1大于2的作用。

3.2 对于我国有效载荷发展的建议

虽然我国在有效载荷研制方面取得了很大成就,保证了科学目标的实现,但总体上来说我国有效载荷的研制水平与国际先进水平还有相当差距,也不能满足我国科学家对月球与深空后续探测计划的需求。通常有效载荷从设计到研制出成熟产品往往需要数年的时间,建议相关部门根据我国月球与深空探测的后续规划,有重点地支持急需和难度较大有效载荷的预先研究。

4 结语

通过“绕”“落”“回”探月工程和火星探测工程的开展,我国月球探测已经逐步进入世界前列,有效载荷的研制水平和技术也有了很大提高。但我们也清醒地认识到我们与世界航天强国相比还有很大差距。我们必须继续努力,在学习航天强国先进经验的同时,不断创新,敢于超越,使我国有效载荷研制由“学习和跟踪”逐步过渡到“带动和引领”,在月球与深空探测方面实现我们的强国梦,为人类探索未知宇宙奥秘作出更大、更多贡献。

参 考 文 献

- [1] SUN H X, WU J, DAI S W, et al. Introduction to payloads and the initial observation results of Chang'E-1[J]. *China Journal of Space Science*, 2008, 28(5): 374-384.
- [2] SUN H X, DAI S W, YANG J F, et al. Scientific objectives and payloads of Chang'E-1 lunar satellite[J]. *Journal of Earth System Science*, 2005, 114(6): 789-794.
- [3] 孙辉先,吴季,张晓辉,等. 嫦娥二号卫星科学目标和有效载荷简介[C]//第二十三届全国空间探测学术交流会. 中国福建厦门:中国空间科学学会,2010.
- [4] SUN H X, WU J, ZHANG X H, et al. Introduction to scientific objectives and payloads of Chang'E-2[C]//The 23th China Space Exploration Conference. Xiamen, China: China Society of Space Science, 2010.
- [5] 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.
- [6] DAI S W, JIA Y Z, ZHANG B M, et al. Chang'E-3 scientific payloads and its checkout results[J]. *Sci Sin Tech*, 2014, 44(4): 361-368.
- [7] 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.
- [8] JIA Y Z, DAI S W, WU J, et al. Chang'E-3 lander's scientific payloads[J]. *China Journal of Space Science*, 2014, 34(2): 219-225.
- [9] 代树武,吴季,孙辉先,等. 嫦娥三号巡视器有效载荷[J]. 空间科学学报,2014, 4(3): 332-340.
- [10] DAI S W, WU J, SUN H X, et al. Chang'E-3 lunar rover's scientific payloads[J]. *China Journal of Space Science*, 2014, 34(2): 332-340.
- [11] 赵葆常,杨建峰,汶德胜,等. 嫦娥一号卫星CCD立体相机的设计与在轨运行[J]. 航天器工程,2009, 18(1): 30-33.

- ZHAO B C, YANG J F, WEN D S, et al. Design and on-orbit measurement of Chang'E-1 satellite CCD stereo camera[J]. *Spacecraft Engineering*, 2009, 18(1): 30-33.
- [8] 欧阳自远, 李春来, 邹永廖, 等. 嫦娥一号的初步科学成果[J]. *自然杂志*, 2010, 32(5): 249-254, 266.
- OUYANG Z Y, LI C L, ZOU Y L, et al. The primary science results from the Chang'e-1 probe[J]. *Chinese Journal of Nature*, 2010, 32(5): 249-254, 266.
- [9] 赵葆常, 杨建峰, 常凌颖, 等. 嫦娥一号卫星成像光谱仪光学系统设计与在轨评估[J]. *光子学报*, 2009, 38(3): 479-483.
- [10] 王建宇, 舒嵘, 陈卫标, 等. 嫦娥一号卫星载激光高度计[J]. *中国科学: 物理学力学天文学*, 2010, 40(8): 1063-1070.
- WANG J Y, SHU R, CHEN W B, et al. Laser altimeters of Chang'E-1[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2010, 40(8): 1063-1070.
- [11] 李春来, 任鑫, 刘建军, 等. 嫦娥一号激光测距数据及全月球DEM模型[J]. *中国科学: 地球科学*, 2010, 40(3): 281-293.
- LI C L, REN X, LIU J J, et al. Laser altimetry data of Chang'E-1 and the global lunar DEM mode[J]. *Science China: Earth Sciences*, 2010, 40(3): 281-293.
- [12] CHANG J, MA T, CAI M S, et al. Gamma-ray detector on board lunar mission Chang'E-1[J]. *The Physical Society of Japan*, 2009, 78(S): 26-28.
- [13] 欧阳自远, 李春来, 邹永廖, 等. 绕月探测工程的初步科学成果[J]. *中国科学: 地球科学*, 2010, 40(3): 261-280.
- OUYANG Z Y, LI C L, ZOU Y L, et al. The primary science result from the Chang'E-1 probe[J]. *SCIENCE CHINA: Earth Sciences*, 2010, 40(3): 261-280.
- [14] 姜景山, 金亚秋. 中国微波探月研究姜景山[M]. 北京: 科学出版社, 2011, 3-32.
- [15] WU J, LI D H, ZHANG X H, et al. Microwave brightness temperature imaging and dielectric properties of lunar[J]. *Journal of Earth System Science*, 2005, 114(6): 627-632.
- [16] 王振占, 李芸, 姜景山, 等. 用“嫦娥一号”卫星微波探测仪亮温反演月壤厚度和~3He资源量评估的方法及初步结果分析[J]. *中国科学D辑: 地球科学*, 2009, 39(8): 1069-1084.
- WANG Z Z, LI Y, JIANG J S, et al. Lunar surface dielectric constant, regolith thickness and helium-3 abundance distributions retrieved from microwave brightness temperatures of CE-1 lunar microwave sounder[J]. *Sci China Ser D-Earth Sci*, 2009, 39(8): 1069-1084.
- [17] 王馨悦, 张爱兵, 孔令高, 等. 嫦娥一号卫星太阳风离子探测器离子流量反演太阳风参数与初步结果分析[J]. *空间科学学报*, 2013, 33(2): 143-150.
- WANG X Y, ZHANG A B, KONG L G, et al. In-flight experiment of Solar wind ion detectors on Chang'E-1 and the Solar wind near the Moon[J]. *China Journal of Space Science*, 2013, 33(2): 143-150.
- [18] 张田, 孙延奎, 唐泽圣. 嫦娥一号太阳风离子数据在月表分布的可视化[J]. *中国图象图形学报*, 2011, 16(3): 488-494.
- ZHANG T, SUN Y K, TANG Z S. Visualizations of the distribution the Solar wind ion flux data above the Moon surface based on Chang'E-1 exploration[J]. *Journal of Image and Graphics*, 2011, 16(3), 488-494.
- [19] 高云泽, 董泽华, 方广有, 等. 嫦娥三号测月雷达第一通道数据处理与分析[J]. *雷达学报*, 2015, 4(5): 518-526.
- GAO Y Z, DONG Z H, FANG G Y, et al. The processing and analysis of lunar penetrating radar channel-1 data from Chang'E-3[J]. *Journal of Radars*, 2015, 4(5): 518-526.
- [20] 叶培建, 黄江川, 孙泽洲, 等. 中国月球探测器发展历程和经验初探[J]. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44(6): 543-558.
- YE P J, HUANG J C, SUN Z Z, et al. The process and experience in the development of Chinese lunar probe[J]. *Sci China: Technologies*, 2014, 44(6): 543-558.
- [21] OUYANG Z Y, JIANG J S, LI C L, et al. Orbiter: based on payloads detection data in the first phase[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2008, 28(5): 361-369.
- [22] 何玲平, 陈波, 张宏吉, 等. 极紫外波段空间相机的辐射定标[J]. *光学精密工程*, 2016, 24(5): 1036-1041.
- HE L P, CHEN B, ZHANG H J, et al. Radiation calibration of EUV space camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(5): 1036-1041.
- [23] FA W Z, JIN Y Q. A primary analysis of microwave temperature of lunar surface from Chang'E-1 multi-channel radiometer observation and inversion of regolith layer thickness[J]. *Icarus*, 2010, 207(2): 605-615.

作者简介:

孙辉先(1946-), 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)62586441

E-mail: shxiann@nssc.ac.cn

李慧军(1967-), 男, 研究员, 主要研究方向: 空间探测任务总体技术、星载数据网络技术。

通信地址: 北京8701信箱(100190)

电话: 13601075796

E-mail: lihuijun@nssc.ac.cn

张宝明(1975-), 男, 高级工程师, 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)

Achievements and Prospect of Payloads Technology in Chinese Lunar and Deep Space Exploration

SUN Huixian, LI Huijun, ZHANG Baoming, ZHOU Changyi, XUE Changbin, ZHU Yan,
XU Xinfeng, LI Jun, DU Guoqing

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

Abstract: Payloads are the direct tools for achieving science objectives, and their technical approach and level impacts the implementation degree of science objectives. Science objectives and payloads configuration for Chinese lunar and deep space exploration are reviewed. Technical realization, operation results and achievements of some remote sensing payloads of the Chang'e-1 and Chang'e-2 lunar orbiting probes are introduced, including the stereo camera and interferometer spectrometer imager, laser altimeter, microwave radiometer, gamma and X-ray spectrometer, Solar high energy particle detector and Solar wind ions detector. The technical realization, operation results and achievements of some in-situ and rover exploration payloads of the Chang'e-3 lunar lander and rover are introduced, including the terrain camera, lunar based telescope, extreme ultraviolet camera, imager and infrared spectrometer, alpha particle X-ray spectrometer and lunar penetrating radar. The development trends of the payloads technology is analyzed, and the development of Chinese payloads technology is prospected.

Key words: lunar and deep space exploration; payload; remote sensing; in-situ exploration; rover exploration

High lights:

- Science objectives and payloads configuration for Chinese lunar and deep space exploration are reviewed.
- Technical realization, operation results and achievements for some of the remote sensing payloads of the Chang'e-1 and Chang'e-2 lunar orbiting spacecrafts are introduced.
- Technical realization, operation results and achievements for some of the in situ exploration and rover exploration payloads of the Chang'e-3 lunar lander and rover are introduced.
- The development tendency of payload technology is analyzed.
- The development of Chinese payload technologies is prospected.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 朱恬]