

中国首次火星探测工程有效载荷总体设计

朱岩, 白云飞, 王连国, 沈卫华, 张宝明, 王蔚, 周盛雨, 杜庆国, 陈春红

(中国科学院 国家空间科学中心, 北京 100190)

摘 要: 简要介绍了中国首次火星探测工程的科学目标与有效载荷的配置, 有效载荷分系统的总体技术方案, 包括有效载荷供电、遥测遥控、科学数据处理、在轨自主运控, 以及有效载荷分系统在轨基本工作流程安排。针对火星环绕器有效载荷功能复杂、安装位置分散等特点, 配置了独立的载荷控制器设备, 通过总线网络将有效载荷分系统组成有机整体, 实现与环绕器平台的统一电接口。针对火星车有效载荷在重量、体积、能源等方面的严格限制, 通过最大限度地各有效载荷主控电子学控制单元集成于一台载荷控制器设备中, 实现了对有效载荷的集中控制和管理。

关键词: 火星探测; 有效载荷; 轨道器; 火星车

中图分类号: V447+.1

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2017)06-0510-05

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2017.06.002

引用格式: 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, 2017, 4(6): 510-514.

Reference format: 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.

0 引 言

作为我国深空探测计划的又一个里程碑事件, 中国政府于2016年1月对中国首次自主火星探测任务正式批复立项, 计划于2020年发射一颗火星探测器, 一次性实现“环绕”“着陆”“巡视”3个目标。

中国首次自主火星探测任务的探测器由一个火星环绕器和一个火星着陆巡视器构成。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^[1-5]。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包括5个方面的探测和研究:

- 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。

1 中国首次自主火星探测有效载荷配置情况

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。通过集成一体化设计的载荷控制器对载荷进行控制和管理^[6-8]。表1~2分别对火星环绕器和火星着陆车配置的有效载荷进行了归纳。

2 火星环绕器有效载荷分系统总体设计

2.1 火星环绕器有效载荷分系统组成架构

火星环绕器有效载荷分系统的总体设计思路是: 以一台独立的载荷控制器为核心设备, 通过内部总线网络将有效载荷分系统连接成一个有机整体, 同时, 载荷控制器为有效载荷分系统提供与卫星平台的综合电子分系统、GNC分系统以及总体电路分系统之间的统一电接口。火星环绕器有效载荷分系统组成与连接关系如图1所示。

有效载荷分系统与卫星平台相关分系统的接口主要包括卫星一次电源输入接口、OC指令接口、PPS对时秒脉冲接口、卫星姿轨参数RS422实时串行接口、卫星1553B总线接口以及有效载荷科学数据LVDS输出接口。

表 1 火星环绕器有效载荷配置

Table 1 Payloads of MARS-1 orbiter

有效载荷	功能简介	科学探测任务及目标
中分辨率相机	获取火星表面中分辨率彩色影像。	绘制火星全球遥感影像图，进行火星地形地貌及其变化探测，包括火星表面成像、火星地质构造和地形地貌研究。 获取火星表面重点区域精细观测图像，开展地形地貌和地质构造研究。 利用高频电磁波的穿透特性对行星表面和内部结构的岩性、电磁参数及主要组成成分进行探测研究；利用探测器星下点高度，开展火星表面地形研究；开展行星际甚低频射电频谱数据。 分析火星矿物组成与分布；研究火星整体化学成分与化学演化历史；分析火星资源及其分布区。 探测火星空间磁场环境，研究火星电离层及磁鞘与太阳风磁场相互作用机制。 对火星等离子体中的粒子特性进行研究，了解火星大气的逃逸；研究太阳风和火星大气相互作用、火星激波附近中性粒子加速机制。 研究近火星空间环境和地火转移轨道能量粒子的能谱、元素成分和通量的特征及其变化规律；绘制火星全球和地火转移轨道不同种类能量粒子辐射的空间分布图；与磁强计、离子和中性粒子分析仪等联合研究近火星空间能量粒子辐射与大气的关系、太阳风暴能量粒子事件对火星大气逃逸的影响与相互作用的规律以及火星粒子加速与输运过程。
高分辨率相机	获取火星表面高分辨率全色和彩色影像。	
环绕器次表层探测雷达	获取火星表层和次表层双频双极化雷达回波数据；利用回波数据，在轨测量探测器星下点高度；获取地火转移段行星际甚低频射电频谱数据。	
火星矿物光谱分析仪	获取火星表面可见和红外高分辨率反射光谱。	
火星磁强计	获取火星空间磁场环境数据，对磁场进行高精度矢量测量。	
火星离子与中性粒子分析仪	测量分辨火星空间环境中的离子通量、成分、密度、速度、温度等物理参数；测量中性能量粒子的通量，分辨H、He、O等主要中性粒子成分。	
火星能量粒子分析仪	获取能量电子、质子、 α 粒子、离子的能谱、通量和元素成分数据。	
环绕器载荷控制器	完成对各科学探测有效载荷的供电、运行控制、数据处理与传输以及与探测器系统的接口。	

表 2 火星车有效载荷配置

Table 2 Payloads of MARS-1 rover

有效载荷	功能简介	科学探测任务及目标
导航地形相机	获取巡视区火星表面立体图像。	研究火星表面形貌和地质构造特征。 研究火星表面形貌特征与物质类型分布。 研究巡视区火星表层、次表层地质分层结构与组成类型。 火星表面物质的化学元素组成分析；火星表面矿物分析和岩石识别。 探测研究着陆区火星磁场，确定火星磁场指数；与环绕探测配合，探测研究火星空间磁场，反演火星电离层发电机电流，研究火星电离层电导率等特性；尝试利用天然磁场跃变，探测火星内部局部构造。 研究火星表面气候特征；对火星表面声音进行监测。
多光谱相机	获取巡视区火星表面可见光、近红外波段高分辨率多光谱图像。	
火星车次表层探测雷达	获取火星地表和次表层超宽带全极化雷达回波数据。	
火星表面成分探测仪	对火星表面目标进行激光诱导解离光谱探测（LIBS），获取目标等离子体的紫外至近红外谱段的高分辨率光谱特征信息。	
火星表面磁场探测仪	对火星表面磁场进行矢量测量。	
火星气象测量仪	对火星表面环境温度和压力进行测量；测量火星表面风速、风向；拾取火星表面声音。	
火星车载荷控制器	实现有效载荷系统一体化设计，完成对各科学探测有效载荷供电、运行控制、数据处理与传输以及与探测器系统的接口。	

载荷控制器与有效载荷分系统其它载荷之间的接口类型主要包括一次电源配电接口（包括工作电源以及热控电源）、OC遥控接口、模拟量/温度量采集接口、RS422命令与低速数据通讯接口及专用接口、LVDS高速数据通讯接口、有效载荷分系统1553B总线接口等。

2.2 火星环绕器有效载荷分系统供配电与遥测遥控设计

环绕器平台为通过输出一 次电源母线至载荷控制器，为有效载荷提供工作电源和热控电源。载荷控制

器通过内部配电单元为各有效载荷提供一次电源作为工作和热控电源。载荷控制器的开关机由环绕器平台输出的OC指令控制，各有效载荷工作电源和热控电源的开关由载荷控制器根据经卫星1553B总线转发的数据注入指令或根据自主运行状态输出OC指令控制。

有效载荷的数据指令由载荷控制器通过有效载荷1553B总线或RS422接口发送，产生方式有两种：载荷控制器转发来自卫星平台1553B总线的数据注入，或由自主运行控制产生，这些指令用于启动有效载荷执行各种在轨探测模式以及设置工作参数。

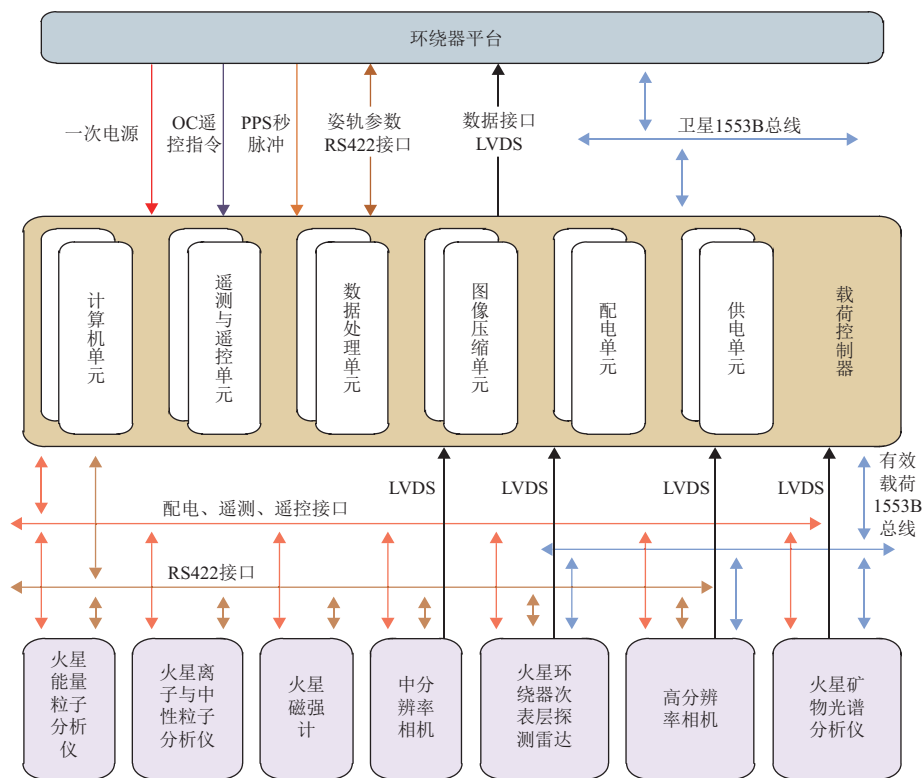


图1 火星环绕器有效载荷分系统连接框图

Fig. 1 Block diagram of payload system, Mars-1 orbiter

载荷控制器通过有效载荷1553B总线或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接口发送至卫星平台，同时还将提取关键数字量遥测，通过卫星1553B总线发送至卫星平台。

载荷控制器采集有效载荷的模拟量或温度量遥测，经AD变换，组织成工程参数通过LVDS接口发送至卫星平台；同时提取关键模拟量遥测，通过卫星1553B总线发送至卫星平台。

2.3 火星环绕器有效载荷分系统科学数据处理与传输

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载荷产生的较低速科学数据经由RS422接口，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等载荷产生的较高速科学数据经由LVDS接口，发送至载荷控制器。

中分辨率相机和高分辨率相机的图像数据将由载荷控制器的图像压缩单元进行多种可选择模式的压缩处理，并组织成一定的源包格式，连同其它载荷的科学数据，经多路动态复接处理，组织成传输帧格式，通过LVDS接口发送至卫星平台进行存储，并择机传输至地球数据接收站。

2.4 火星环绕器有效载荷分系统主要在轨工作模式及自主运行管理

火星环绕器有效载荷的工作时段主要分为地火转

移段以及环火段。地火转移段工作的有效载荷包括环绕器次表层探测雷达的甚低频射电频谱采集单元、火星能量粒子分析仪以及火星离子与中性粒子分析仪，对地火转移的行星际空间环境开展科学探测。环火段轨道为大椭圆轨道，有效载荷分系统的科学探测模式主要分为近火段模式以及远火段模式。空间环境类有效载荷在环火段通常保持连续工作，而中分辨率相机、高分辨率相机、火星环绕器次表层探测雷达、火星矿物光谱分析仪等载荷主要工作在近火段。

地火距离造成的无线信号通讯延时较大，信息传输速率较低，有效载荷的在轨工作流程控制不适应于传统的遥科学、遥现场强实时遥控操作方式，因此需要载荷控制器具备较强的在轨自主运行控制能力。载荷控制器通过预存多组载荷在轨工作模式执行序列列表，通过地面注入指令或事件表启动这些序列，同时结合GNC信息，尽量减少地面上注入指令的数据量，实现最大程度的有效载荷自主运行管理与控制。另外载荷控制器预存的执行序列列表也可以通过地面数据注入更改，以实现实际运行过程中根据用户需求变化，以及环绕器轨道、能源、有效载荷状态变化情况进行灵活调整。同时，载荷控制器还具备对有效载荷故障模式处理以及应急状态控制功能，表3给出了环绕器有效载荷科学探测基本工作流程。

表 3 环绕器有效载荷科学探测基本工作流程

Table 3 Major program of orbiter payloads workflow

轨道段有效载荷	地火转移段	环火段	
		近火段	远火段
中分辨率相机	关机，仅择机自检	连续覆盖成像	关机，仅择机标定
高分辨率相机	关机，仅择机自检	择机成像	关机
火星矿物光谱分析仪	关机，仅择机自检	择机探测	关机，仅择机标定
火星环绕器次表层探测雷达	甚低频射电频谱采集，连续工作	择机探测	关机
火星磁强计	关机，仅择机自检	连续工作	连续工作
火星离子与中性粒子分析仪	连续工作	连续工作	连续工作
火星能量粒子分析仪	连续工作	连续工作	连续工作

3 火星车有效载荷分系统总体设计

3.1 火星车有效载荷分系统组成架构

由于火星车平台重量、体积以及火星地表温度环境的约束，火星车有效载荷分系统采用了更高集成度的一体化总体技术方案。该方案最大限度地将各有效载荷电子学控制单元集成于舱内的载荷控制器中。

如图 2 所示，火星车有效载荷分系统配置在火星

舱内的设备包括载荷控制器和表面成分探测仪的光谱仪。载荷控制器是火星车有效载荷分系统核心设备，集成了公共部分的电源单元、计算机与数据处理单元，以及表面成分探测仪、表面磁场探测仪、气象测量仪以及次表层探测雷达的主控电子学单元。舱外设备包括两台导航地形相机、多光谱相机以及其它各载荷的探头和天线部件。

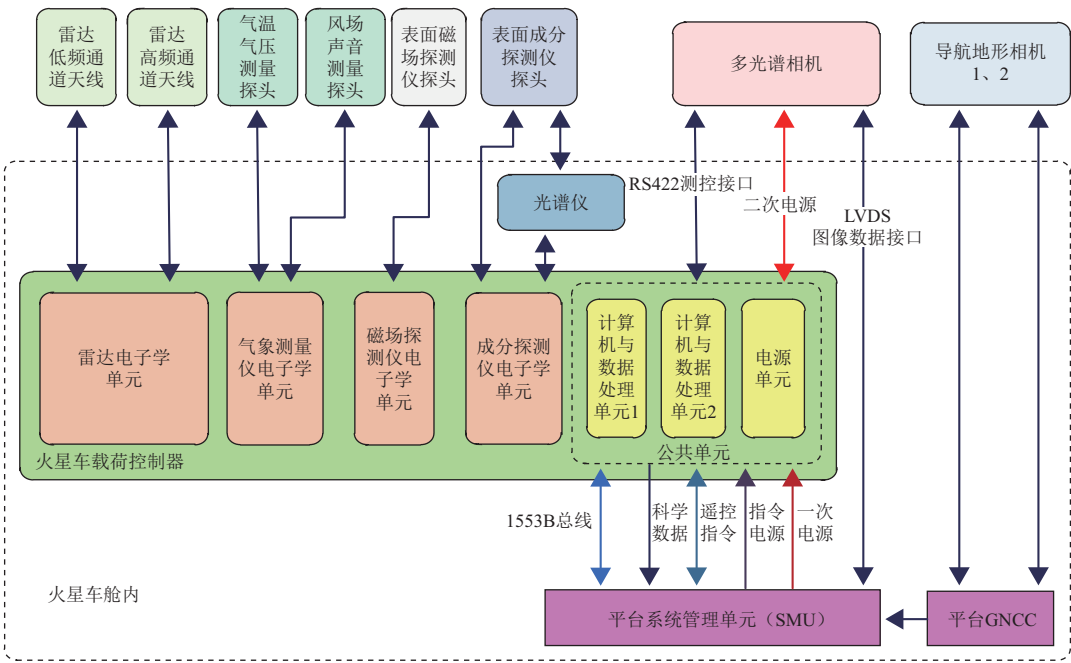


图 2 火星车有效载荷分系统连接框图

Fig. 2 Block diagram of payload system, Mars-1 rover

除因地形相机与平台导航相机复用，由GNC系统直接管理，多光谱相机的图像数据接口直接输出至平台系统管理单元之外，火星车载荷控制器统一提供了有效载荷分系统与火星车平台之间的其它各种电接口。

3.2 火星车有效载荷分系统供配电与遥测遥控设计

火星车平台通过一次电源母线至载荷控制器，为有效载荷分系统提供工作电源，载荷控制器的电源单

元经过DC/DC变换后，为各载荷提供二次供电电源。其中载荷控制器公共单元的开关机由火星车平台输出的OC指令控制，各载荷的二次供电由载荷控制器公共单元产生的OC指令控制。

载荷控制器内部各载荷电子学控制单元与公共单元间的数据指令通过内部RS422接口传输，产生方式有两种：①公共单元转发来自火星车平台1553B总线的

数据注入; ②由公共单元自主运行产生。这些指令用于启动有效载荷执行各种在轨探测模式以及设置工作参数。

载荷控制器公共单元通过RS422接口接收来自各有效载荷电子学控制单元的数字量遥测, 组织成工程参数并通过LVDS接口发送至卫星平台, 同时还将提取关键数字量遥测, 通过1553B总线发送至火星车平台。

载荷控制器公共单元采集有效载荷的模拟量或温度量遥测, 经AD变换后, 组织成工程参数通过LVDS接口发送至火星车平台; 同时提取关键模拟量遥测, 通过1553B总线发送至火星车平台。

3.3 火星车有效载荷分系统科学数据处理与传输

火星表面成分探测器、火星表面磁场探测器、火星气象测量仪以及火星车次表层探测雷达的科学数据, 经由载荷控制器内部RS422接口发送至公共单元, 经公共单元处理、组包、缓存后, 根据指令发送至火星车平台, 择机经火星环绕器中继传输至地球数据接收站。

导航地形相机、多光谱相机的图像数据经LVDS接口直接发送至火星车平台, 经压缩处理后, 择机经火星环绕器中继传输至地球数据接收站。

3.4 火星车有效载荷分系统主要在轨工作模式及自主运行管理

火星车各有效载荷在火星表面巡视期间根据光照、温度等气象条件以及火星车能源的具体情况择机工作。导航地形相机、多光谱相机以及火星表面成分探测器在火星车静止期间工作; 次表层探测雷达在火星车移动期间工作; 表面磁场探测器以及气象测量仪在火星车移动和静止期间均可以择机工作。

载荷控制器公共单元同样具有较强的在轨自主运行管理能力。公共单元通过预存多组载荷在轨工作模式执行序列列表, 通过地面注入指令或事件表启动这些序列, 尽量减少地面上行注入指令的数据量, 实现最大程度的有效载荷自主运行控制。另外载荷控制器公共单元预存的执行序列列表也可以通过地面数据注入更改, 以适应实际运行过程中根据用户需求变化, 以及火星车姿态、能源、有效载荷状态变化情况进行灵活调整。同时, 载荷控制器公共单元还具备对有效载荷故障模式处理以及应急状态控制功能。

4 结 语

自主火星探测工程的启动, 是对我国航天技术水平的又一次巨大挑战。火星探测有效载荷将面临更加严苛的测控、通讯、能源条件限制以及复杂运行环境的考验。因此, 有效载荷需加强在设计集成化、运行控制智能化、环境适应鲁棒化等方面的创新性研究,

为我国后续的深空探测任务开拓更广阔的思路。

参 考 文 献

- [1] 于登云, 孙泽洲, 孟林智, 等. 火星探测发展历程与未来展望[J]. 深空探测学报, 2016, 3(2): 108-113.
YU D Y, SUN Z Z, MENG L Z, et al. The development process and prospects for Mars exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 108-113.
 - [2] 李伟, 孙越强, 朱光武, 等. 俄罗斯福布斯探测器有效载荷介绍[J]. 上海航天, 2013, 30(4): 43-44, 163.
LI W, SUN Y Q, ZHU G W, et al. Payload introduce of Russian Phobos-grunt Mars probe[J]. Aerospace Shanghai, 2013, 30(4): 43-44, 163.
 - [3] 吴琦, 安军社, 吕良庆. 萤火一号火星探测器有效载荷数管软件控制技术[J]. 上海航天, 2013, 30(4): 200-210.
WU Q, AN J S, LYU L Q. Control scheme of payload data management software for YH-1 Mars probe[J]. Aerospace Shanghai, 2013, 30(4): 200-210.
 - [4] 赵佳, 李欢, 钟晓明. 火星大气探测载荷现状与展望[C]//中国空间科学学会空间探测专业委员会第二十六届全国空间探测学术研讨会. 海南琼海: 中国空间技术研究院, 2013.
 - [5] 许春, 王成良. 火星探测技术综述[J]. 红外, 2008, 29(7): 1-8.
XU C, WANG C L. Overview of Mars exploration technology[J]. Infrared, 2008, 29(7): 1-8.
 - [6] 袁子, 王慧, 王立, 等. 火星探测有效载荷概述[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第七届学术年会. 哈尔滨: 中国宇航学会, 2010, 643-649.
 - [7] 王维, 董吉洪, 孟庆宇. 火星探测可见光遥感相机的发展现状与趋势[J]. 中国光学, 2014, 7(2): 208-214.
WANG W, DONG J H, MENG Q Y. Current status and developing tendency of visible spectral remote sensing camera for Mars observation[J]. Chinese Optics, 2014, 7(2): 208-214.
 - [8] 于雯, 李雄耀, 王世杰. 低温低压条件下辉石粉末的热导率实验分析: 对月球及火星表面热环境研究的指示[J]. 岩石学报, 2016, 32(1): 99-106.
YU W, LI X Y, WANG S J. Laboratory the thermal conductivity measurement of pyroxene powder under low temperature and atmospheric pressure conditions: implication for the studies on lunar and Martian surface thermal environment[J]. Acta Petroplogical Sinica, 2016, 32(1): 99-106.
- 作者简介:
朱岩(1973-), 男, 研究员, 中国首次火星探测工程有效载荷分系统总师, 主要研究方向: 空间飞行器综合电子技术, 信息与信号处理技术。通信地址: 北京8701信箱(100190)
 电话: (010)62582950
 E-mail: zhuyan@nssc.ac.cn。
白云飞(1967-), 男, 研究员, 主要研究方向: 空间飞行器综合电子技术。
王连国(1979-), 男, 副研究员, 主要研究方向: 空间飞行器综合电子技术。
沈卫华(1977-), 女, 副研究员, 主要研究方向: 软件工程。
张宝明(1972-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 空间探测任务总体技术。
王蔚(1974-), 女, 副研究员, 主要研究方向: 空间飞行器综合电子技术。
周盛雨(1976-), 女, 副研究员, 主要研究方向: 空间飞行器综合电子技术。
杜庆国(1979-), 男, 工程师, 主要研究方向: 有效载荷系统管理。
陈春红(1971-), 女, 高级工程师, 主要研究方向: 有效载荷系统质量管理。

Application of Fluxgate Magnetometer in Deep Space Exploration

LI Lei, WANG Jindong, ZHOU Bin, CHENG Bingjun, ZHANG Yiteng,
FENG Yongyong, Chen Siwen

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

Abstract: Measurement of magnetic fields is one of the important tasks in deep space exploration missions. From magnetic fields, it is possible to explore the planetary interiors, to study the evolution of the planets, and to understand space environment of the Solar system. The fluxgate magnetometer based on the Faraday's law is used to measure the magnetic field. Due to its high adaptability, maturity and low cost, it is the most widely used magnetometry instrument in the deep space missions. The principles of the measurement, and the methods of the ground and in-orbit calibrations of the instrument are briefly reviewed. The applications of the instrument in deep space exploration missions are also introduced. At present, China has already been able to develop high precision fluxgate magnetometer for space applications. It is expected that the fluxgate magnetometer will play important roles in future deep space exploration missions.

Key words: planetary exploration; magnetic field; fluxgate magnetometer

High lights:

- Magnetometry is an important way to understand the planets in the Solar system.
- The fluxgate magnetometer is the most reliable instrument for space magnetometry.
- Ground and in-flight calibrations are necessary to ensure high quality data for scientific research.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 朱恬]

(上接第514页)

Integral Technical Scheme of Payloads System for Chinese Mars-1 Exploration

ZHU Yan, BAI Yunfei, WANG Lianguo, SHEN Weihua, ZHANG Baoming,
WANG Wei, ZHOU Shengyu, DU Qingguo, CHEN Chunhong

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

Abstract: Science objectives and payloads configuration for Chinese Mars-1 exploration project are introduced. Integral technical scheme of the payloads system are introduced, including the power supply, telecontrol and telemetry, science data processing, onboard autonomous, and the major program of workflow. According to the complex functions and decentralized placement of the Mars-1 orbiter payloads system, a dedicated payload-controller is designed to organically link the system through bus network, providing a unitive electrical interface with the orbiter platform. According to the restriction on the weight, volume and power supply of the Mars-1 rover payloads system, a public payload-controller is designed, integrating most of the main control units of the rover payloads, and realizing centralized control and management.

Key words: Mars exploration; payload; orbiter; Mars rover

High lights:

- A dedicated payload-controller is designed to organically link all the Mars-1 orbiter payloads.
- A public payload-controller is designed to integrate the main control units of the Mars-1 rover payloads.
- Payloads onboard autonomous is realized through the payload-controllers.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 朱恬]