



“祝融号”火星车有效载荷系统设计与实现

王连国^{*}, 朱岩, 张宝明, 沈卫华, 上官芝, 张文璋, 王蔚, 李雪, 杜庆国

中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190

^{*} E-mail: wanglg@nssc.ac.cn

收稿日期: 2022-03-25; 接受日期: 2022-05-31; 网络版发表日期: 2023-02-17

国家航天局探月与航天工程中心首次火星探测项目资助

摘要 利用火星车上配置的有效载荷进行火星表面巡视探测, 可以对火星表面局部地区开展高精度科学探测. 火星车上配置的有效载荷包括: 导航地形相机(与GNC导航相机复用)、多光谱相机、火星车次表层探测雷达、火星表面成分探测器、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. 针对资源紧张条件下自主控制多载荷进行协同科学探测的需求, 采用集中式载荷控制方法, 建立新型的载荷电子学和载荷数管集成一体化硬件架构, 创新性设计基于工作模式表的高效自主载荷探测模式, 采取多项健康管理措施, 能够自主对故障载荷进行恢复和隔离. “祝融号”火星车已圆满完成了既定巡视探测任务, 各有效载荷设备工作正常, 探测数据有效. 本文介绍了火星车有效载荷系统的设计要点和实现情况.

关键词 火星车, 有效载荷, 系统设计, 自主探测

1 引言

“天问一号”火星探测器由环绕器和着陆巡视器组成, 着陆巡视器由进入舱和火星车组成. 2020年7月23日, “长征5号”运载火箭把“天问一号”火星探测器成功地送入到地火转移轨道. 2021年5月15日, 着陆巡视器成功着陆火星乌托邦平原南部预选着陆区(109.9°E, 25.1°N). 5月22日, “祝融号”火星车行驶到火星表面, 开展了环境感知、移动、科学探测等工作. 截至8月15日, “祝融号”火星车在火星表面运行90个火星日(约92个地球日), 累计行驶889 m, 所有科学载荷开机探测, 共获取约10 GB原始数据, “祝融号”火星车圆满完成既定巡视探测任务. 后续火星车将继续向

乌托邦平原南部的古海陆交界地带行驶, 实施拓展任务^[1].

国际上, 美国NASA已有“旅居者号”“机遇号”“勇气号”“好奇号”“毅力号”五辆火星车成功在火星表面开展巡视探测任务. NASA火星车的有效载荷系统未采用集成一体化控制方案, 每个有效载荷由位于各自载荷的电子学单元控制^[2].

我国过去开展了嫦娥三号、四号月球车巡视探测任务, 探索了一条有效载荷系统集成一体化的技术路线^[3,4]. 但相对于月球车有效载荷探测, 此次火星车载荷探测面临资源约束更苛刻, 通信速率低, 延迟大, 无实时测控的困难. 因此, 需要在嫦娥三号、四号月球车已有集成一体化载荷控制方案的基础上进行优化. 建

引用格式: 王连国, 朱岩, 张宝明, 等. “祝融号”火星车有效载荷系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2024, 54: 149–164

Wang L G, Zhu Y, Zhang B M, et al. Design and implementation of payload system of the Zhurong Mars rover (in Chinese). Sci Sin Tech, 2024, 54: 149–164, doi: 10.1360/SST-2022-0111

立新型的载荷电子学和载荷数管集成一体化硬件架构,使控制更集中、更高效,但接口松耦合.设计新型高效自主载荷探测模式,通过工作模式表自主控制多个有效载荷协同工作,完成不同科学探测任务;采用基于预设规则的监控措施和基于映像的故障恢复方法控制有效载荷在无人干预的情况下完成科学探测任务.

本文介绍了“祝融号”火星车有效载荷巡视探测任务要求、任务特点和技术难点,阐述了火星车有效载荷系统架构和关键技术,结合在轨实施情况对系统设计的正确性和有效性进行了说明.

2 任务特点与技术挑战

火星车巡视探测科学任务着眼于火星局部地区,开展高精度科学探测,包括火星巡视区形貌和地质构造探测,火星巡视区土壤结构(剖面)探测和水冰探查,火星巡视区表面元素、矿物和岩石类型探测,火星巡视区大气物理特征与表面环境探测^[5].

为了完成这些科学探测任务,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.导航地形相机获取沿途地形地貌数据,支持火星车路径规划和探测目标选择,并用于开展形貌特征与地质构造研究;火星车次表层探测雷达获取地表以下分层结构数据,用于浅表层结构分析,探寻可能存在的地下水冰;火星气象测量仪获取气温、气压、风速、风向等气象数据,用于开展大气物理特征的研究;火星表面磁场探测仪获取局部磁场数据;火星表面成分探测仪、多光谱相机获取特定岩石、土壤等典型目标的光谱数据,用于元素和矿物组成等分析研究^[6].需要说明的是,形貌特征与地质构造研究功能是由火星车GNC分系统的导航相机^[7]实现的,该相机兼具导航功能和地形地貌勘察功能,本文没有说明导航相机的设计与实现情况.

根据科学探测任务需求和火星环境,“祝融号”火星车有效载荷系统的任务特点总体有以下四个方面.

(1) 资源约束强

有效载荷系统的重量、能源和数据量约束非常苛刻.火星距离地球遥远,为了适应探测器发射、着陆、

火星车巡视等任务约束,各设备必须采取减重设计.受火星弱光照、沙尘等影响,火星车能源并不充足,要尽可能减小设备功率,压缩设备工作时长,这就要求载荷设备探测流程要紧凑和高效.火星车90个火星日寿命期内,通过环绕器中继通信,每天仅有2次器间通信窗口,能够下传有效载荷的数据量约为100 Mb.90个火星日后,环绕器变轨到遥感轨道,每天仅有1次通信窗口,或无通信窗口,下传数据量进一步减少^[8].所以,各设备要以尽可能少的数据支持科学探测任务,也要压缩上行指令和下行遥测参数.

(2) 环境恶劣

我国是首次探测火星,对火星的环境认识不充分,有未知的风险.火星车上载荷要经历发射、地火转移、环火、着陆、火面巡视等阶段,需要适应力学、热、辐照、低气压等特殊环境,在设计时要对环境适应性设计予以重视.尤其工作温度和存储温度要求比较苛刻,载荷各设备需解决白天在低温时的工作问题,以及夜间极端低温时的设备存储问题^[9].舱外设备需满足最低工作温度 -60°C ,最低存储温度 -130°C 的环境要求.

另外,有效载荷的传感器安装在火星车舱外,面临着火星沙尘的影响,需采取必要的防尘措施,并考虑被沙尘覆盖后的影响.

(3) 需进行定标和充分的地面验证试验

定标和地面验证试验是有效载荷设备的研制任务中有别于探测器其他设备,必不可少的工作.有些定标和地面验证试验方案非常复杂,无成熟试验设备和可借鉴的试验方案,试验周期也比较长,并且难以真实模拟火星环境^[10].

(4) 有效载荷自主运行需求高

火星探测任务不同于探月任务,火星探测器与地面站传输延时大,地火回路时延最大可达44 min,无法进行实时测控,并且测控弧段有限,火星车自主能力是火星车设计中必须重点考虑的问题^[11].对于有效载荷系统,需要具备按提前注入的探测任务规划进行自主运行的能力.这对能够适应多载荷任务的自主探测管理、在轨健康管理等方面提出了更高的需求^[12].

综上,根据任务要求和任务特点分析,有效载荷需解决轻小型化、低温环境适应性、自主探测等难题,需突破一系列关键技术,如表1所示.

表 1 有效载荷系统关键技术
Table 1 Key technology of payload system

载荷名称	关键技术
多光谱相机	自动调焦
	多光谱实现
	防尘技术
次表层探测雷达	高频通道调频源产生
	天线设计与安装
	调频中断连续波
火星表面成分探测仪	二维指向机构轻量化、低温工作
	光学头部环境适应性设计
	激光器的轻小型、宽温工作设计
	LIBS定量化反演
	防尘技术
火星表面磁场探测仪	高分辨率三轴同心磁通门传感器
	高集成数字磁通门电路
	自适应大动态测量
	复杂背景磁场环境下有效信号提取
火星气象测量仪	复杂环境下传感器可靠设计
	传感器MEMS制备工艺及低应力封装
	防尘技术
载荷控制器	载荷电子学集成一体化
	自主运行管理
	健康管理

3 系统设计

3.1 总体设计

3.1.1 系统架构

有效载荷系统由7台单机组成, 分别为导航地形相机(与GNC导航相机复用)、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、火星气象测量仪和载荷控制器。

为了优化有效载荷系统的设备配置, 在合理范围内减少各载荷较为分散的电子学控制部件, 以缓解火星车在重量、体积等方面资源紧张的情况。经优化设计, 采用载荷控制器, 最大限度地将各有效载荷电子学部件进行集成一体化设计^[13]。

载荷控制器将有效载荷系统连接成了一个有机整体, 提供与探测器平台电子系统的统一接口, 实现集中供配电、遥测、遥控、数据采集, 配合各载荷实现科学目标, 将各类数据进行处理, 有用信息下传至地面,

并实施有效载荷自主运行控制以及健康管理。有效载荷系统的组成及连接关系如图1所示。火星表面成分探测仪电子学单元、火星表面磁场探测仪电子学单元、火星气象测量仪电子学单元、火星车次表层探测雷达电子学单元集成在载荷控制器机箱内, 各载荷的探头部分及雷达天线安装在火星车舱外。多光谱相机的图像直接跟火星车系统管理单元(system management unit, SMU)连接, 电源及遥测遥控与载荷控制器连接。有效载荷各设备在火星车上的安装位置如图2所示。

有效载荷系统总质量为29.572 kg, 峰值功率为92 W。

3.1.2 新型有效载荷集中式控制方案

在月球巡视探测任务中, 嫦娥三号、四号有效载荷系统针对重量和功耗限制, 有效载荷工作模式多样, 控制复杂, 多种数据实时处理等需求, 采用高功能密度比、多载荷电子学紧耦合的一体化控制方案。

在火星巡视探测任务中, 先进的载荷、复杂的科学目标和复杂的科学探测流程, 以及更加苛刻的资源, 对载荷电子学及整个有效载荷系统的管理提出了更高要求。在“祝融号”火星车上采取了新型有效载荷集中式控制方案。

一是硬件平台采用新型的载荷电子学和载荷数管集成一体化架构。嫦娥三号、四号载荷数管单元与载荷电子学单元之间共享CPU的地址总线、数据总线、控制总线, 即各电子学单元直接挂接到载荷数管CPU的总线上。这种方式在各载荷单独调试和试验时, 需要数管CPU配合, 需要的地检资源多。同时所有有效载荷电子学单元共用CPU总线, 会产生相互影响和时序竞争。火星车有效载荷系统将集成在载荷控制器内的各电子学单元之间接口串行化, 目的是在各电子学单元功能集成的前提下, 接口解耦合。内部控制接口和数据接口都使用点对点RS422串口。接口改用标准串行总线后, 地检设备可以简化, 在载荷控制器集成前, 即可对各载荷进行充分的测试和试验验证, 减小集成后出现时序问题的风险, 并容易进行故障检测和隔离。

二是设计了适合深空探测应用的控制接口。该控制接口用于载荷数管单元向载荷电子学单元发送串行数据指令, 获取载荷的工作状态参数。采用RS422主从

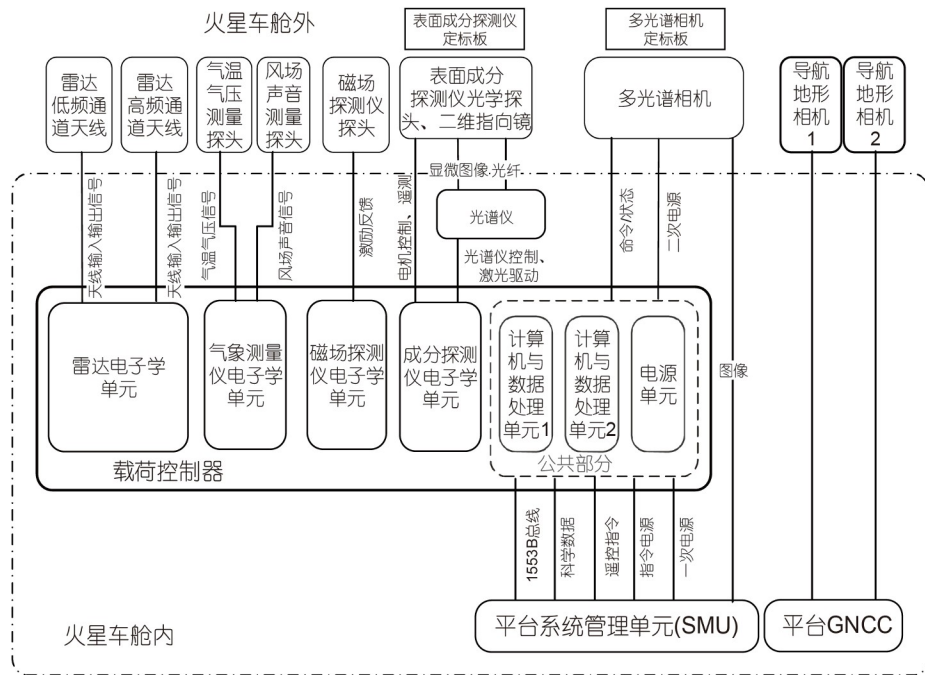


图 1 有效载荷系统组成及连接关系框图
Figure 1 Payload system composition and connection diagram.

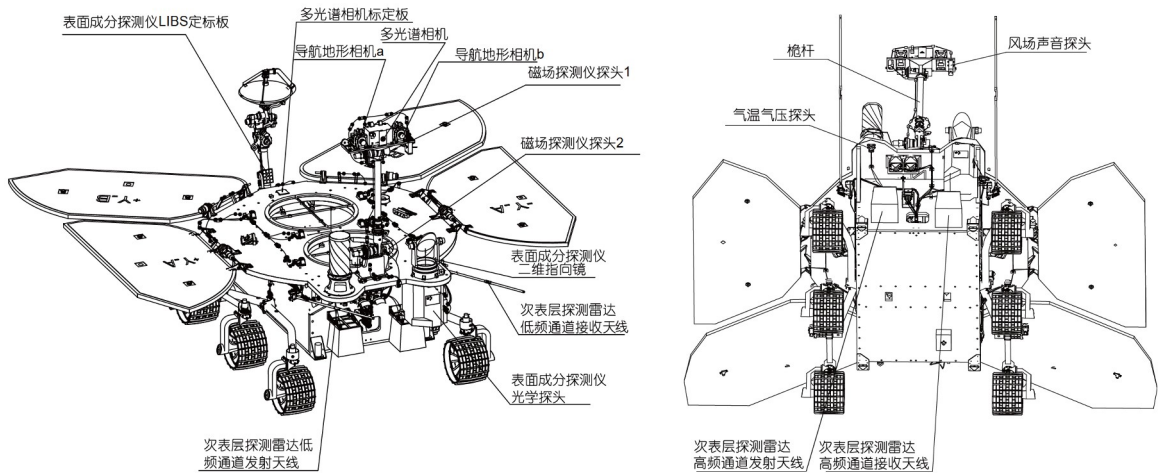


图 2 有效载荷设备在火星车上安装位置图
Figure 2 Location of payload on Mars rover.

式半双工接口方式,为减少接口信号数量,使用同一对差分线,分时进行发送和接收.采用主从式通信方式,载荷数管单元为主机,各载荷电子学单元为从机,采用主动应答式的握手协议.为保证通信可靠性,制定了完备的通信协议,包括响应时间、超时时间、字节间

距、重传机制、错误状态等.

三是针对深空探测对地通信能力弱和延迟大的特点,优化设计了数据指令,缩短指令长度,统一各载荷的指令格式,对指令应答码和应答遥测数据格式也进行了统一.地面注入时,载荷单条指令的有效部分仅

为4字节,即载荷编号、命令类型、命令参数高低字节。其优点,一是便于载荷控制器在轨自主按工作模式表执行指令,便于进行在轨健康管理;二是大大减少数据注入指令长度。另外,除了优化减少遥测参数外,将关键事件生成事件码。事件码仅由2字节组成,高字节为异常类型,低字节为具体的异常原因。火星车遥测下传时,事件码优先级高,通过事件码可以快速及时掌握设备的关键状态。

该集中式控制方案实现了有效载荷功能和资源复用,提高了系统功能密度,解决了系统重量、体积、功耗、数据量严重不足的问题,优化了各电子学单元间的接口。

3.1.3 高效自主运行与管理

传统的载荷探测控制方式基于实时指令、延时指令,以及指令序列、事件表等,这些控制方式需要较多的测控资源,不能适应火星探测通信速率低、延迟大、无实时测控等复杂工况。为解决该难题,在国内首次采用面向深空载荷探测的高效自主运行与管理技术,工作原理见图3。采用基于工作模式表的控制方式,自主控制多个有效载荷协同工作,完成不同科学探测任务。同时,采取基于预设规则的监控措施和基于映像的故障恢复方法对有效载荷进行自主状态管理,控制有效载荷在无人干预的情况下完成科学探测任务。

载荷控制器支持10个工作模式表(模式表0,模式表1…模式表9),每个模式表的容量为128个指令。每个模式表中可以包含多个载荷的指令,也可以只包含单个载荷的指令。为了对各载荷统一控制,精简指令内容,将各载荷的指令设置为统一格式,每个指令用4字

节表示,由1字节的动作标识和3字节的动作内容组成。动作标识分为两种,一种是载荷的动作指令,另一种是等待延时指令。对于载荷的工作指令,其动作内容又分为两部分:1字节的命令码和2字节的命令参数。对于等待延时指令,其动作内容为3字节的等待时间,以100 ms为单位。工作模式表中指令执行时刻是相对时间的,如果工作计划不变,可重复调用之前的工作模式表。

在发射前,将典型的工作模式表存储在载荷控制器的FLASH中。在轨时,通过指令触发模式表工作。如果需更新模式表,则地面上注新的模式表,载荷控制器按新的工作模式表运行;如果需将上注的模式表存储,则通过指令可将上注的模式表写入到载荷控制器的FLASH。

目前使用的模式表说明如下:模式表0暂未使用,后续有需求时,可以使用。模式表4和5分别用于地火转移自检和释放分离自检,后续在火面巡视探测阶段不使用,可以更改为其他用途。模式表的说明总结如表2所示。

采用基于预设规则的监控措施和基于映像的故障恢复方法进行自主状态管理。软件按照预设规则设置监测点来监控载荷设备状态,发现故障后,按照预设规则进行故障处理。监测点包括一次电流监控、载荷开机温度监控、载荷工作温度监控、载荷工作状态参数监控等。软件在内存中保存载荷工作参数的映像,故障发生后,根据这些映像恢复载荷的工作状态。同时,通过事件码将故障状态进行快速报告,以便下传地面。在线监控异常事件码定义如表3所示。

高效自主运行与管理技术的优势在于:

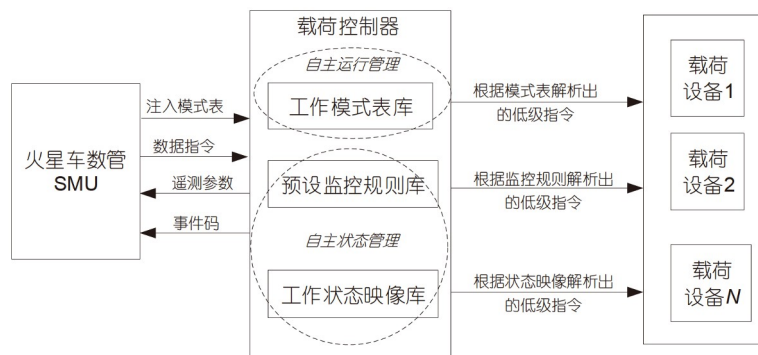


图3 高效自主运行与管理工作原理框图

Figure 3 Working principle diagram of efficient autonomous operation and management.

表 2 设计寿命期内使用的工作模式表

Table 2 Working mode program used during the design life

名称	说明	模式表执行时长	备注
模式表0	空表		暂未使用
模式表1	气象测量仪探测	5 min 15 s	移动模式
模式表2	气象测量仪和磁场探测仪探测	81 min	探测模式2
模式表3	雷达探测状态设置	22 s	移动模式
模式表4	地火转移自检	16 min 35 s	地火转移自检
模式表5	释放分离自检	17 min 29 s	释放分离自检
模式表6	多光谱相机定标	7 min 10 s	探测模式2
模式表7	表面成分探测仪定标	39 min 47 s	探测模式2
模式表8	多光谱相机探测	6 min	探测模式2
模式表9	表面成分探测仪探测	29 min 50 s	探测模式2

表 3 在线监控异常事件码定义

Table 3 Definition of abnormal event codes for online monitoring

事件码	监控异常事件码定义
3101H	雷达低频通道科学数据道计数异常
3102H	雷达高频通道科学数据道计数异常
3103H	雷达高频和低频通道科学数据道计数异常
3104H	雷达工作状态异常
3105H	表面成分探测仪调焦异常
3106H	表面成分探测仪俯仰指向异常
3107H	表面成分探测仪方位指向异常
3108H	表面成分探测仪3.3 V供电状态异常
3109H	表面磁场探测仪遥测参数异常导致断电
310AH	气象测量仪不满足声音配置条件,处于等待状态
310BH	气象测量仪的风场声音探头温度异常
310CH	载荷控制器一次电流异常导致所有载荷断电
310DH	气象测量仪温控5 min等待超时
3110H	多光谱相机温度异常导致不开机或断电
3111H	雷达温度异常导致断电
3112H	表面成分探测仪温度异常导致不开机或断电

(1) 地面控制人员仅需指定探测目标和探测模式,大量的控制指令由火星车载荷控制器调用工作模式表指令库完成,极大减小了火星车与地面的交互操作,提高了科学探测效率;

(2) 能够自主对载荷的工作状态进行监控和故障恢复,可以及时发现故障并恢复载荷的工作流程,增

加了载荷探测机会,增强了载荷系统可靠性和可用性.

3.2 多光谱相机

多光谱相机安装在火星车桅杆云台上,获取火星表面高分辨率多光谱图像数据,实现火星表面形貌及物质类型分布探测.多光谱相机由多光谱相机主体和标定板组成,实物如图4所示.多光谱相机详细设计与实现情况参见文献[14].

多光谱相机具有多谱段成像能力和调焦功能,能够适应火星沙尘环境,突破了以下三项关键技术.

(1) 自动调焦技术

多光谱相机正常成像距离为1.5 m到无穷远,为此设计一个调焦轮机构进行焦距调整,弥补由于成像目标距离改变以及环境温度改变所引起的焦面轴向移动,以实现在指标要求的成像距离范围内都能成像清晰,从而获取清晰、高分辨率图像.调焦机构是由步进电机驱动的齿轮啮合装置,主动轮安装在步进电机的转轴上.在自动调焦模式下,对同一场景的6个调焦位置分别成像,然后选取图像中心视场的256×256窗口计算图像清晰度,并选取图像清晰度最大的位置作为最佳成像位置,最后驱动调焦电机运行到最佳成像位置,自动调焦结束.另外,作为备用调焦手段,预留有手动调焦方式,在手动调焦模式下,调焦电机直接运行到指令注入的调焦位置即可.

(2) 多光谱实现技术

多光谱实现采用滤光轮带动滤光片转动的方案.设置8个光谱通道和1个可直视太阳全色谱段通道,这9个通道位置通过滤光轮机构转动实现.谱段范围及光谱通道设置为:480(20),525(20),650(12),700(15),800(25),900(30),950(50),1000(50)等共8个光谱通道,

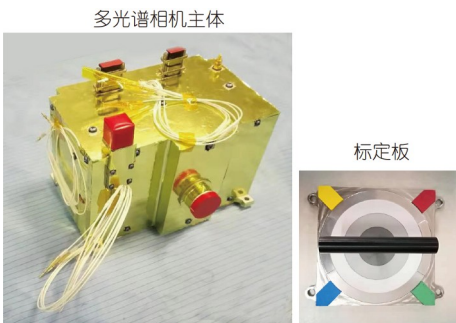


图 4 (网络版彩图)多光谱相机实物图

Figure 4 (Color online) Multispectral camera physical picture.

另外还设置了1个可直视太阳全光谱段通道.

(3) 防尘技术

为了避免火星尘埃进入运动机构内部造成卡滞, 将滤光片放在光学系统最后一块镜片和焦面之间, 整个运动机构安装在一个密闭的壳体内, 彻底避免尘埃进入运动机构. 同时, 采用自动曝光技术, 当镜头光学透光率下降时, 自动增加曝光时间, 保证曝光量. 对于标定板, 针对火星尘埃带电特性, 在标定板内设置磁环, 通过磁场的作用, 使标定板上不会有火星尘埃积聚.

多光谱相机的主要技术指标如表4所示.

3.3 火星车次表层探测雷达

在火星车行进过程中, 次表层探测雷达向火星地下发射电磁波信号, 可获得火星地下电磁参数不连续目标的深度和地质结构分层信息, 从而获得巡视路线下方地质分层、岩石、冰层等的剖面图像. 次表层探测雷达由雷达电子学单元、低频通道发射天线、低频通道接收天线、高频通道发射天线、高频通道接收天线组成. 雷达电子学单元机箱如图5所示, 与载荷控制器公用电子单元及其他载荷电子单元一起组成载荷控制器箱, 低频通道天线收拢状态的实物如图6所示, 高频通道天线的实物如图7所示. 次表层探测雷达详细设



图 5 (网络版彩图)火星车次表层探测雷达电子学单元机箱实物图

Figure 5 (Color online) Mars rover penetrating radar physical picture.

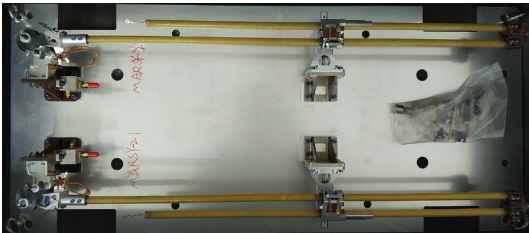


图 6 (网络版彩图)火星车次表层探测雷达低频通道天线实物图

Figure 6 (Color online) Mars rover penetrating radar low frequency antennas physical picture.

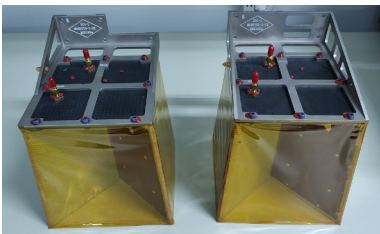


图 7 (网络版彩图)火星车次表层探测雷达高频通道天线实物图

Figure 7 (Color online) Mars rover penetrating radar high frequency antennas physical picture.

表 4 多光谱相机的主要技术指标

Table 4 Multispectral camera main technical parameters

项目	技术指标
颜色	多光谱
光谱通道 (nm)	多光谱, 共9个谱段, 分别为480(20), 525(20), 650(12), 700(15), 800(25), 900(30), 950(50), 1000(50)以及可直视太阳全光谱段. 注: 括号内为半高全宽
正常成像距离 (m)	1.5~∞
有效像元数量	不小于2000×2000
对角线视场角 (°)	24(偏差不超过5%)
空间分辨率 (mrad)	不低于0.15
量化值 (bit)	10
信噪比	≥40 dB(@525 nm, 反射率0.4, 太阳高度角>40°)
系统静态传函MTF	≥0.2(@525 nm)
视场畸变	优于1%(全视场)
质量 (kg)	≤1.65
功耗 (W)	≤8

计与实现情况参见文献[15].

火星车次表层探测雷达包含高频通道和低频通道两个通道, 均采用线性调频体制, 突破了以下三项关键技术.

(1) 高频通道调频源产生技术

高频通道的信号源采用直接频率合成方法(DDFS)产生, FPGA控制DAC产生线性调频脉冲信号, 产生的线性调频信号经过滤波放大后送往频率信号产生模块. 高频通道频率信号产生模块采用压控振荡器加锁相环方案, 实现超宽带雷达信号, 获得低噪声、低杂散、高频谱纯度和高捷变线性调频信号.

(2) 天线设计与安装技术

低频通道天线采用两折的方案, 包含长天线杆、

短天线杆、杆间铰链、展开锁紧装置以及压紧释放装置。天线杆起着辐射或接收电磁波的作用,采用玻璃纤维增强环氧树脂管和平面电路材料制成。高频通道天线辐射面采用Vivaldi天线结构,每套天线由安装支架、天线罩、天线辐射面、顶板及纸蜂窝支承板组成。为充分减重,天线罩采用聚酰亚胺薄膜,膜厚约为75 μm ,起到保护内部天线单元的目的。

(3) 调频中断连续波技术

为了提高雷达高频通道的探测深度,采用调频中断连续波(FMICW)方案解决收发之间的隔离问题。在雷达发射机和接收机中均配置了选通开关,在雷达发射的线性调频脉冲时间宽度内,使用发射选通序列对雷达发射信号进行幅度调制,同时对接收的回波信号也使用接收选通序列进行幅度调制。即雷达信号发射时,接收机不接收,雷达信号关断时,接收机进行接收。

火星车次表层探测雷达的主要技术指标如表5所示。

3.4 火星表面成分探测仪

火星表面成分探测仪集成了激光诱导击穿光谱

表5 火星车次表层探测雷达的主要技术指标

Table 5 Mars rover penetrating radar main technical parameters

项目	技术指标	
	低频通道	高频通道
工作频率 (MHz)	15~95	450~2150
中心频率 (MHz)	55	1300
发射机功率 (W)	≥ 0.5	≥ 0.5
接收机灵敏度 (dBm)	≤ -85	≤ -105
驻点采样频率	100 MHz	80 kHz
采样间隔 (cm)	50 (多档, 可调)	20 (多档, 可调)
时窗	5, 10和15 μs 可调	4 ms
天线形式	单极子天线	Vivaldi天线
天线增益	$\geq -10 \text{ dBi}@55 \text{ MHz}$	$\geq 2 \text{ dBi}@1300 \text{ MHz}$
系统增益 (dB)	≥ 90	≥ 125
通道极化	HH	HH, HV, VH, VV
厚度分辨率	米级	厘米级
探测深度 (m)	≥ 100 (冰, $\epsilon_r=3.0$), ≥ 10 (土壤, $\epsilon_r=3.0-4.0$)	≥ 10 (冰, $\epsilon_r=3.0$), ≥ 3 (土壤, $\epsilon_r=3.0-4.0$)
数据压缩	不压缩、2.5:1、4:1压缩可选	
质量 (kg)	≤ 6.15	
功耗 (W)	≤ 30	

(LIBS)、短波红外光谱和显微成像功能,对火星表面物质的元素成分、矿物、岩石等进行精确的原位探测。火星表面成分探测仪由二维指向镜、光学探头、光谱仪、控制电子学单元、LIBS定标板、短波定标板组成,各设备的实物如图8所示。火星表面成分探测仪详细设计与实现情况参见文献[16,17]。

火星表面成分探测仪需要在重量、体积、功耗和火星环境的约束下,实现非接触式高分辨率光谱探测和准确与高精度的光谱定量分析。同时为了定位目标,还需要具有对目标进行精确指向和显微成像功能。为满足约束条件,采用共光路、分时工作的模式。火星探测任务的难点在于火星上苛刻的温度条件和有限的温控资源,因此为满足任务要求,需要尽量采用无需温控或者能够在较宽的温度范围工作的器件和结构材料。火星表面成分探测仪突破了以下五项关键技术。

(1) 二维指向机构轻量化、低温工作技术

二维指向机构采用地平式U型结构,U型架底部安装方位轴系,顶端两侧各安装两段俯仰轴系。指向镜安装在两段俯仰轴系中间,通过螺钉与两段主轴相连接。为满足二维指向镜整机重量的严格限制、低温工作以及高的面型要求,主体结构材料采用统一的中体份(30%)铝基碳化硅复合材料,各个相互配合零件的热膨胀系数保持一致,采用热导率高的材料降低温度梯度,并对各相互关联的结构体采用热匹配性好的材料。统一的材料以降低低温下结构变形的不匹配,中体份铝基复合材料的膨胀系数可以实现与轴承钢材料较好热匹配,高比刚度可以在提供足够的支撑刚度的同时显著降低结构体的重量。

(2) 光学头部环境适应性技术

光学头部位于火星车舱外,主要由电子学组件、激光器和光机三大部分组成。光机主要包括后光路组

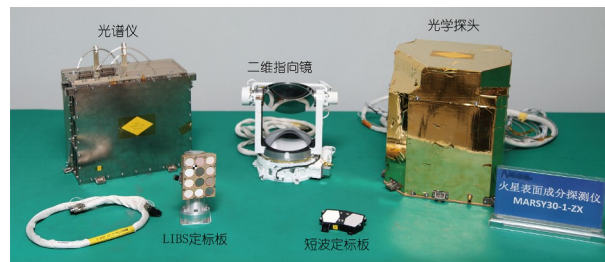


图8 (网络版彩图)火星表面成分探测仪设备实物图

Figure 8 (Color online) Mars surface composition detector physical picture.

件、主镜组件、次镜调焦机构、施密特组件、主框架、安装底板和保护罩。通过保护罩和热控设计单机内部组部件温度控制在 $-95^{\circ}\text{C}\sim+30^{\circ}\text{C}$ 。内部的主镜组件和光学探头主框架采用同种材料以适应如此宽的工作温度范围。经试验验证能够满足低温 -110°C ，高温 45°C 的要求。

(3) 激光器的轻小型、宽温工作技术

为满足轻小型和宽温工作要求，激光器分成光学头部和驱动电子学组件，驱动电子学组件放置在舱内，光学头部仅有光机零部件和LD组件，通过特殊定制LD组件通过了 -120°C 的存储验证。舱外激光光学头部重量小于600 g，工作温度范围 $10^{\circ}\text{C}\sim30^{\circ}\text{C}$ ，通过TEC控温到要求的工作温度范围。经试验验证，激光器能够在 $-75^{\circ}\text{C}\sim45^{\circ}\text{C}$ 工作温度范围内工作，存储低温达到 -110°C ，满足任务要求。

(4) LIBS量化反演技术

针对LIBS量化反演，在实验室建立火星光谱数据库，开展各种量化反演算法研究，提高量化反演的精度。同时，利用鉴定件产品和正样产品开展定标与地面科学验证演示，分析并验证量化反演的技术，为在轨的数据反演提供准确的验证。

(5) 防尘技术

二维指向镜、光学探头和定标板，都会受到火星沙尘的影响。二维指向镜机构运动部分采用迷宫设计，防止灰尘进入，指向镜在不工作时，镜面朝下避免灰尘影响，窗口采用倾斜 8° 的设计，减少火星沙尘的堆积。光学探头有外罩密封防护，避免灰尘进入内部。LIBS定标板是竖直安装在桅杆上，火星沙尘难以聚集在上面，并且LIBS技术可以清除灰尘的影响。短波定标板是聚四氟乙烯材料，对灰尘是敏感的，也采用倾斜设计，减少灰尘的堆积。

火星表面成分探测仪的主要技术指标如表6所示。

3.5 火星表面磁场探测仪

火星表面磁场探测仪对火星表面巡视区进行连续磁场矢量测量。包括两个传感器探头和电子学单元两个部分，传感器探头实物如图9所示。火星表面磁场探测仪详细设计与实现情况参见文献[18]。

火星表面磁场探测仪使用磁通门传感器，利用双探头消除背景磁场的影响，具备大动态、高精度磁场测量能力，突破了以下四项关键技术。

表 6 火星表面成分探测仪的主要技术指标

Table 6 Mars surface composition detector main technical parameters

项目	技术指标
物质元素探测	不少于10种元素(Si, Al, Fe, Mg, Ca, Na, O, C, H, Mn, Ti, S等)
量化误差	$\leq 10\%\sim 20\%$
检测限	Si, Al, Fe, Mg, Ca, Na, O等 $\leq 1\%$; C, S等 $\leq 5\%$; H, Ti等 $\leq 1\%\sim 2\%$; Mn等 $\leq 1000\text{ ppm}$
探测距离 (m)	2~5 (最佳探测距离)
测距精度 (cm)	优于1
光谱分辨率 (nm)	0.1@240~340 0.2@340~540 0.3@540~850
波长漂移误差 (nm)	≤ 5
光谱数据量化位数 (bits)	≥ 12
激光脉冲重复频率 (Hz)	1~3, 可调节
波长 (nm)	1064 $\pm$ 15
目标点处能量密度 (MW/mm ²)	≥ 10
LIBS信噪比 (dB)	≥ 40
显微相机光谱范围 (nm)	900~1000
显微图像大小	$\geq 64\times 64$
显微图像角分辨率	$\leq 100\text{ }\mu\text{rad}$ (0.20 mm@2 m, 0.50 mm@5 m)
显微图像量化位数 (bits)	≥ 8
系统静态传递函数MTF	>0.1
显微图像压缩倍数	2~4
光谱范围 (nm)	850~2400
光谱分辨率 (nm)	≤ 12
谱段数	不少于130波段
视场 (mrad)	≥ 1
最小采样间隔 (nm)	0.5 (中心波长可选)
量化位数 (bits)	≥ 12
信噪比 (dB)	≥ 40 (太阳入射角 30° , 目标反照率0.3)
探测范围 ($^{\circ}$)	≥ 75 (方位), ≥ 202 (俯仰)
指向精度 ($^{\circ}$)	≤ 0.3
指向稳定度 ($^{\circ}$)	≤ 0.15
质量 (kg)	≤ 16.5
功耗 (W)	≤ 65

(1) 高分辨率三轴同心磁通门传感器技术

采用每组线圈在保证结构强度的前提下，层层环绕、共点设计的方式，解决了三轴几何中心不是同一点问题，实现了磁场三方向同点测量，大大提高了磁

强计探测精度,扩展了梯度场测量应用范围,并为磁强计结构热稳定性提供了保障。

(2) 高集成数字磁通门电路设计技术

采用高集成数字电路设计技术,替代以前磁通门传感器通常使用的模拟电路方案,实现产品的小型化、低功耗。使用FPGA做主控和信号处理,通过相关算法减小数字处理系统的量化误差,利用过采样和数字滤波方式降低仪器的噪声。采用D/A数字补偿,消除探头非对称引起的零偏信号或假信号,实现磁场动态实时补偿,提高了测量精度。

(3) 自适应大动态磁场测量技术

通常数字磁通门磁强计在大范围磁场测量时,常采用分档切换、精度调节的技术,磁场测量数据会出现跳变。火星表面磁场探测仪通过FPGA控制反馈线圈及反馈电路产生反馈磁场抵消外界磁场,多次迭代后直至感应磁场为0,进而获得外界磁场值。FPGA运行搜索运算快,外界磁场有较大的变化也能迅速跟踪,从而实现 ± 65000 nT的全量程自适应测量,同时保证磁场分辨率0.01 nT。

(4) 复杂背景磁场环境下有效信号提取技术

所测磁场包括以下4个部分:来自空间的磁场源、来自火星壳岩石的剩磁源、来自地下的感应磁场和来自火星车上的干扰源。表面磁场探测仪使用两个分别位于桅杆顶部和底部的探头,利用两个探头消除背景磁场的影响,获取有效信号。同时,采用磁模拟车试验标定、真实火星车背景磁场测量、在轨标定等手段对火星车平台干扰磁场进行建模。利用磁干扰消除算法,可有效解算和分离火星车自身干扰,获得真实背景磁场。

火星表面磁场探测仪的主要技术指标如表7所示。

3.6 火星气象测量仪

火星气象测量仪测量火星表面大气温度和压力,测量火星表面风速、风向,拾取并记录火星表面声音。火星气象测量仪由气温气压探头、风场声音探头、电子学单元组成,实物如图10所示。火星气象测量仪详细设计与实现参见文献[19]。

火星气象测量仪为满足火星表面低气压及恶劣环境下高精度测量的要求,突破了以下三项关键技术。

(1) 复杂环境下传感器可靠设计技术

风场声音探头和气温气压探头安装在舱外,除了面临恶劣的温度环境以外,还要经受低压、辐照、沙

尘等特殊环境的考验,因此采用了多种措施增加环境适应性和可靠性。气压、风场和声音传感器均设计了地面温度补偿算法,确保设备在整个工作温度区间的测量精度。温度传感器敏感组件外部设计有保护罩,可极大地降低太阳辐射对温度测量的影响。声音传感器探头设计有均压孔,有力地消除了低压环境对声音



图9 (网络版彩图)磁场探测仪传感器探头实物图
Figure 9 (Color online) Mars rover magnetometer probe physical picture.

表7 火星表面磁场探测仪的主要技术指标

Table 7 Mars rover magnetometer main technical parameters

项目	技术指标
量程范围 (nT)	± 65000
测量范围 (nT)	± 2000
噪声水平 (nT/ $\sqrt{\text{Hz}}$)	≤ 0.01
分辨率 (nT)	≤ 0.01
精度 (nT)	优于0.1
磁强计稳定性 (nT/ $^{\circ}\text{C}$)	≤ 0.01
采样率 (Hz)	1, 16, 32, 128 (1 Hz为正常工作模式,其他模式可选)
数据压缩	具备无损压缩,以及抽样、差分等数据处理方式,压缩比不小于10:1
质量(含电缆) (kg)	≤ 1.05
功耗 (W)	≤ 5.8

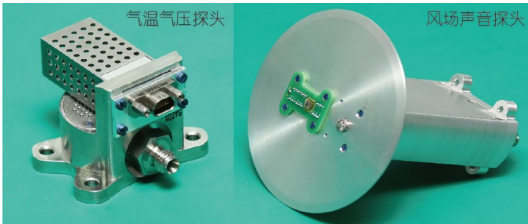


图10 (网络版彩图)火星气象测量仪实物图(左侧为气温气压探头,右侧为风场声音探头)

Figure 10 (Color online) Mars climate station physical picture (the left is air temperature and pressure sensor; the right is wind and sound sensor).

测量的影响. 气压传感器设计有3层防尘网, 防止沙尘影响气压测量.

(2) 敏感器件MEMS制备工艺及低应力封装技术

气压传感器具有小量程和高灵敏度要求, 其加工制备及封装形成真空参考腔是关键核心技术. 该传感器采用SOI(绝缘衬底上硅)片材料技术, 用硅玻璃阳极键合的方式将SOI片与玻璃键合, 实现真空封装, 然后去除SOI的衬底层和氧化层, 实现气压敏感薄膜的制备. 气压敏感芯片加工制备过程中, 真空参考腔封装采用热失配较小的材料和低应力封装的键合参数, 关键工艺结束后采取退火释放应力方式, 芯片成型后采取温度与负载老炼释放残余应力的途径.

(3) 防尘技术

气温气压传感器防尘设计采用由外到内依次孔径为74 μm (304不锈钢)、43 μm (316L不锈钢)、15 μm (316L不锈钢)的防尘网. 金属接机械地防止静电吸附堵孔, 防尘网完全被灰尘堵死的概率非常低, 只会部分堵塞, 仅会影响气压传感器响应时间. 引压管是从火星车舱外引入火星车舱内气压传感器接头, 引压管有多个弯曲, 可以防止灰尘积聚到气压传感器上. 气压传感器在入气端装有15 μm 孔径的不锈钢(316L)防尘网. 进入气压传感器的气体是准静态, 并非流态, 防尘网对气体的过滤压力较小, 失效或被堵孔的概率较小. 风场传感器表面涂覆纳米绝缘涂层, 用于避免敏感表面同灰尘的直接接触, 起到保护敏感面的作用. 同时, 敏感面朝下, 敏感面上不会发生灰尘堆积.

火星气象测量仪的主要技术指标如表8所示.

3.7 载荷控制器

载荷控制器将多光谱相机、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连成一个有机的整体, 提供与探测器平台电子系统的统一接口, 实现集中供配电、遥测、遥控、数据采集和处理, 配合各载荷实现科学目标, 并实施有效载荷在线自主运行控制以及健康管理. 载荷控制器分解图和实物图如图11所示.

载荷控制器突破了以下三项关键技术.

(1) 载荷电子学集成一体化技术

载荷控制器将载荷管理电子学单元、表面成分探测仪电子学单元、气象测量仪电子学单元、磁场探测仪电子学单元和次表层雷达电子学单元集成于一台单

表 8 火星气象测量仪的主要技术指标

Table 8 Mars climate station main technical parameters

项目	技术指标
气温测量范围 ($^{\circ}\text{C}$)	-120~50
气温分辨率 ($^{\circ}\text{C}$)	优于0.1
气温准确度 ($^{\circ}\text{C}$)	优于1
气温采样率	1次/s, 1次/min, 1次/10 min, 1次/30 min, 1次/h(可选)
气压测量范围 (Pa)	1~1500
气压分辨率 (Pa)	优于0.1
气压准确度	优于1%
气压采样率	1次/s, 1次/min, 1次/10 min, 1次/30 min, 1次/h(可选)
风速测量范围 (m/s)	0~70
风速分辨率 (m/s)	风速为 0~10时: 优于0.2 风速为10~20时: 优于0.3 风速为20~70时: 优于0.5
风速准确度 (m/s)	风速为 0~10时: 优于1 风速为10~20时: 优于1.5 风速为20~70时: 优于2.1
风速采样率	1次/s, 1次/min, 1次/10 min, 1次/30 min, 1次/h(可选)
风向测量范围 ($^{\circ}$)	0~360
风向分辨率 ($^{\circ}$)	优于5
风向准确度 ($^{\circ}$)	优于15
风向采样率	1次/s, 1次/min, 1次/10 min, 1次/30 min, 1次/h(可选)
声音频率范围	20 Hz~2.5 kHz 2.5~20 kHz
声音采样频率 (kHz)	5 40
声音灵敏度 (mV/Pa)	优于50
声音动态范围 (dB)	≥ 90
声音采样时间 (s)	10, 30, 60, 120, 300(可选)
声音量化位数 (bits)	16
声音放大倍数	1 $\times$, 4 $\times$, 16 $\times$, 64 $\times$ 可选
声音数据压缩	16:2, 16:4, 16:8可选
质量 (kg)	≤ 1.8
功耗 (W)	≤ 13

机. 各载荷电子学单元完成各载荷探测仪器的控制, 载荷管理电子学单元集中完成整个有效载荷系统的数据管理, 包括转发各载荷命令, 组织各载荷遥测参数, 采集各载荷科学数据, 对载荷数据进行压缩、组包、存储等.

(2) 有效载荷在轨自主运行控制技术

采用工作模式表的方式实现载荷在轨自主运行控制. 提供10个模式表用于载荷的自主运行控制, 模式表

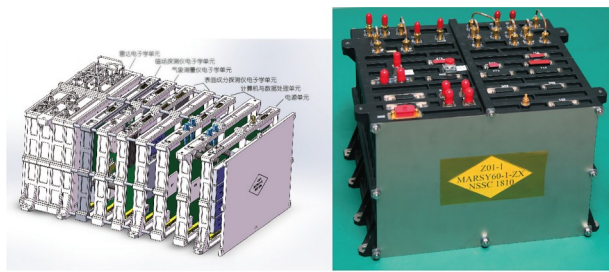


图 11 (网络版彩图)载荷控制器分解图、实物图
Figure 11 (Color online) Mars payload controller exploded view and physical picture.

可以单载荷也可以各载荷混合,模式表中的指令可以存储也可以实时注入.对于在轨固定的飞行程序可以通过事先存储的方式实现有效载荷的自主运行控制.模式表的管理方式大大减少了地面和数管SMU的干预.根据任务要求可以对模式表的内容进行修改、替换,使用灵活方便,能够满足深空的应用要求.

(3) 有效载荷健康管理技术

载荷控制器在工作过程中,具备在轨自主监测和故障维护等功能.在配合各载荷实现科学目标的前提下,对载荷的温度、电流、状态参数进行监控,能够在长时间无人干预的情况下,保证载荷设备安全,并隔离故障载荷或恢复故障载荷的工作流程.各项监控可通过注入指令使能、禁止,监控阈值采用参数装订方式,可通过注入指令修改.

载荷控制器的主要技术指标如表9所示.

4 在轨工作模式和验证

4.1 工作模式设计

火星车行驶到火星表面后,开展环境感知、移

动、科学探测等工作,有效载荷系统典型工作模式如表10所示.在释放分离阶段,第8个火星日,火星车沿着坡道机构从着陆平台上行驶到火星表面过程中,进行探测模式1,即气象测量仪使用机动测量模式采集火星车驶离时产生的声音.在释放分离阶段,第11和14个火星日,火星车移动时,按照移动探测模式工作,次表层探测雷达按照定距离触发进行探测,气象测量仪进行气温气压风速风向测量.火面科学探测阶段是有效载荷的主要工作阶段,火星车移动时,按照移动探测模式工作,次表层探测雷达按照定距离触发进行探测,气象测量仪进行气温气压风速风向测量,火星车移动停止后,表面磁场探测仪进行磁场探测.火星车静止时,主要按照探测模式2进行定点就位探测,多光谱相机进行定标板拍照和探测目标拍照,表面成分探测仪进行定标、LIBS光谱采集、被动光谱采集、显微成像,表面磁场探测仪进行磁场探测,气象测量仪进行气温气压风速风向测量和声音采集.另外还有一种工作模式,在火星车静止时,按照探测模式3进行磁场探测和气温气压风速风向声音测量.

由于地火数传能力限制,多光谱相机图像主要采用开窗和缩略图^[20]下传的方式,每个窗口和每个缩略图数据量都为1 Mb.探测模式2中,多光谱相机标定板8谱段拍照,每幅图开2个窗,对前方2个目标8谱段拍照,每幅图开6个窗,2个目标的谱段1使用缩略图下传,每次探测总的图像数量为:定标图像8×2开窗+目标1图像8×6开窗+目标2图像8×6开窗+目标1图像1×1缩略图+目标2图像1×1缩略图=114幅图(114 Mb).探测模式2中,除多光谱相机图像外,其他载荷数据约为71 Mb.

为提高探测效率,各载荷单机可以单独工作,也可以按照表10的典型工作模式多台载荷并行工作.各载

表 9 载荷控制器的主要技术指标
Table 9 Mars payload controller main technical parameters

项目	技术指标
1553B通信接口	与平台系统管理单元之间的1553B总线通信码速率为1 Mbps
科学数据输出接口	与平台系统管理单元之间的科学数据输出接口采用三线制LVDS形式,接口速率20 Mbps
模拟量采集	模拟量采集路数>20,输入范围0~5 V,分辨率8位,准确度±50 mV
OC指令输出	OC指令输出路数14路,负脉冲有效,脉冲宽度80±10 ms
命令状态接口	与各载荷间的命令/状态接口采用UART协议,半双工RS422总线,5路,波特率为115200 bps,误差小于2%
科学数据采集接口	与各载荷间的科学数据接口采用UART协议,单工RS422输入,4路,波特率为1 Mbps,误差小于2%
质量	载荷控制器总质量≤9.2 kg,载荷控制器公共部分质量≤2.70 kg
功耗	载荷控制器公用部分功耗≤8 W

表 10 有效载荷系统典型工作模式

Table 10 Payload system typical work mode

探测阶段	探测模式	多光谱相机	次表层探测雷达	表面成分探测仪	磁场探测仪	气象测量仪	时长	数据量
释放分离	第8个火星日, 探测模式1	×	×	×	×	机动测量模式(声音)	根据火星车移动时间	约12 Mb(移动10 m时)
	第11个火星日, 移动模式	×	定距离触发模式	×	×	常规测量模式1(气温气压风场)	根据火星车移动时间	约12 Mb(移动10 m时)
火面科学探测	火星车移动时, 移动模式探测	×	定距离触发模式	×	正常采样模式(火星车移动结束后)	机动测量模式(气温气压风场)	根据火星车移动时间	约28 Mb(移动20 m时)
	火星车静止时, 探测模式2探测	对标定板和前方2个目标进行8谱段拍照	×	3个LIBS标样在轨定标, 2个短波标样在轨定标; 对2个目标进行LIBS光谱采集模式、显微成像、被动短波红外光谱采集模式	正常采样模式	机动测量模式(气温气压风场声音)	1h31min	185 Mb(多光谱相机图像114 Mb, 其他载荷约71 Mb)
	火星车静止时, 探测模式3探测	×	×	×	正常采样模式	机动测量模式(气温气压风场声音)	1h22min	约5 Mb

荷单机的工作模式说明如下。

(1) 多光谱相机

拍照模式: 相机通过调整滤光轮位置切换光谱通道, 通过调焦寻找最佳焦面, 然后获取单张图像数据。

在轨定标模式: 相机通过放置于火星车上的标准定标板实现在轨定标。

(2) 火星车次表层探测雷达

雷达发射和接收信号, 处理并产生探测数据。雷达探测模式设计了两种工作方式, 分别为定时触发工作方式和定距离触发工作方式。

(3) 火星表面成分探测仪

LIBS光谱采集模式: 二维指向镜指向选定的目标点, 启动聚焦机构对目标进行聚焦, 然后发射高密度激光使得目标物质电离形成等离子体, 用紫外可见近红外光谱段对等离子体光谱进行采集, 光谱采集结束后, 启动显微相机对目标进行显微成像。

被动短波红外光谱采集模式: 二维指向镜指向选定的目标点, 用短波红外光谱段接收目标反射的太阳光辐射, 根据设定的光谱波段和波长范围进行光谱数据采集。显微相机也可以根据需要进行成像。

在轨定标模式: 通过采集携带的标准样品的光谱数据, 对仪器进行标定。

(4) 火星表面磁场探测仪

正常采样模式: 火星车静止时, 设备加电即进入正

常采样模式, 连续对磁场进行测量。

高采样率模式: 正常观测时候, 如遇到强太阳风暴爆发, 自动切换或通过指令切换到高采样率模式。

(5) 火星气象测量仪

常规测量模式: 分为气温气压风场常规测量模式和声音常规测量模式。气温气压风场常规测量模式下所有传感器测量1次/h, 每次测量5 min, 采样频率1 Hz。声音常规测量模式下, 声音测量1次/h, 每次测量10 s, 采样频率5 kHz, 放大倍数1×, 声音压缩率16:4。

机动测量模式: 由控制命令配置可以选择气温、气压、风速风向、声音等被测量, 也可配置被测量的采样频率、采样时间、放大倍数和数据压缩等参数。

4.2 在轨验证

2021年5月15日火星车成功着陆火星后, 在释放分离阶段的5月22日进行了探测1测试, 通过气象测量仪对火星车驶离时的声音进行了采集。在5月25日、28日火星车移动时, 进行了移动模式测试, 次表层探测雷达和气象测量仪开机工作。在火面科学探测阶段, 6月4日首次开展了探测2测试, 进行了多光谱相机拍照, 表面成分探测仪定标、LIBS光谱采集、被动光谱采集、显微成像, 表面磁场探测仪磁场探测, 气象测量仪气温气压风速风向测量和声音采集。

之后, 按照“七日一周期, 一日一规划, 每日有探

测”的高效探测模式,开展了火星车移动时的移动模式探测和火星车静止时的定点探测(探测2或探测3)。探测阶段前期,主要进行火星车移动探测,七日中约六日进行移动探测,一日进行定点就位探测。导航地形相机每日对沿途地貌进行感知成像,移动行进过程中次表层探测雷达、气象测量仪、表面磁场探测仪开机探测,在发现沙丘、石块、撞击坑、泥火山等较高价值的科学探测目标时,火星车抵近这些目标进行就位探测,即多光谱相机进行拍照,表面成分探测仪进行LIBS光谱采集、被动光谱采集、显微成像,获取目标的光谱数据,用于元素和矿物组成研究。同时,在就位探测时,气象测量仪、表面磁场探测仪也开机工作,获取该区域的磁场和气象参数。

为了实现地火通信受限情况下的高效探测,采用了火星车移动与探测综合规划方式,减少器地交互次数,提高探测效率。过程如下:根据第一日环境感知数据,地面规划第二日感知、移动和探测计划,然后一次上行第二日的指令控制序列。在第二日工作时,火星车按照上注指令计划设计的指令时间执行,期间没有任何地面监督和状态确认操作。第二日工作结束后,在通信窗口数据下传地面,对设备状态进行检查,对探测结果进行确认。然后根据第二日感知数据,规划第三日的感知、移动和探测计划。以此类推,实现一日一规划,每日有探测。

火星车自主按照上注指令计划开展工作时,火星车平台主要由数管SMU控制,有效载荷自主科学探测主要由载荷控制器使用工作模式表控制。使用工作模式表进行自主工作的流程如图12所示,图中方框中的操作由数管SMU延时指令控制,启动模式表后,模式表的运行由载荷控制器控制。载荷控制器从存储的模式表指令库中解析出指令,将指令发送给相应载荷^[21]。使用工作模式表的控制方式,原本需要约180条载荷工作指令的探测模式2,只需6条模式表启动指令即可完成,极大减少飞控工作量和器地交互数据量。

截至2021年8月15日,火星车在火星表面运行90个火星日(约92个地球日),圆满完成了设计寿命期内的既定巡视探测任务。所有有效载荷开机工作,共完成了67次载荷探测,其中移动模式探测54次,探测模式1探测1次,探测模式2探测12次,累计获取了约10 GB原始数据。获取的科学数据对区域性精细化科学探测技术进行了验证,各有效载荷的功能、性能指标普遍达

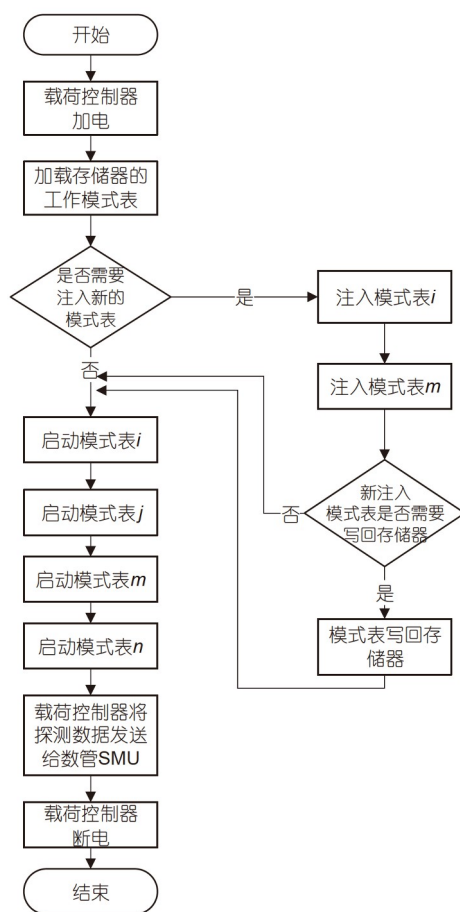


图12 使用工作模式表进行自主探测的流程

Figure 12 Process of autonomous explore using work mode program.

到、部分指标优于国际先进水平,获取了高精度、高指标的丰富科学数据,为取得原创性科学成果奠定了坚实的基础^[1]。

有效载荷获取的原始数据已由国家天文台完成相关处理和质量验证工作,并形成标准的数据产品,面向国内科学研究团队开放数据申请,后续科学研究团队将陆续公布科学研究成果。

5 结论

“祝融号”火星车有效载荷系统在轨工作正常,已圆满完成了既定寿命期内的探测任务,正在继续进行拓展探测任务。后续也会安排除典型工作模式外的其他探测模式,进一步丰富探测成果。

创新性设计的高效自主载荷探测模式,解决了火星恶劣环境、地火通信受限情况下多载荷协同探测难

题, 为实现多维度、多要素的火星科学探测, 获得高精度、高指标的第一手科学探测数据做出了重要贡献。

“祝融号”火星车有效载荷的系统设计为后续行星巡视探测任务提供了非常有价值的参考。

致谢 “祝融号”火星车有效载荷系统由中国科学院国家空间科学中心、中国科学院西安光学精密机械研究所、中国科学院空天信息创新研究院、中国科学院上海技术物理研究所、中国科学院地质与地球物理研究所、中国航天科技集团九院704所研制团队共同完成, 在此向所有有效载荷研制团队成员深表谢忱。

参考文献

- 1 Zhang R Q, Geng Y, Sun Z Z, et al. Technical innovation of the Tianwen-1 mission (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2022, 43: 326689 [张荣桥, 耿言, 孙泽洲, 等. 天问一号任务的技术创新. *航空学报*, 2022, 43: 326689]
- 2 Farley K A, Williford K H, Stack K M, et al. Mars 2020 mission overview. *Space Sci Rev*, 2020, 216: 142
- 3 Dai S W, Wu J, Sun H X, et al. Chang'E-3 lunar rover's scientific payloads (in Chinese). *Chin J Space Sci*, 2014, 34: 332–340 [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*, 2014, 34: 332–340]
- 4 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 Expl*, 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]
- 5 Zou Y L, Zhu Y, Bai Y F, et al. Scientific objectives and payloads of Tianwen-1, China's first Mars exploration mission. *Adv Space Res*, 2021, 67: 812–823
- 6 Li C L, Zhang R Q, Yu D Y, et al. China's Mars exploration mission and science investigation. *Space Sci Rev*, 2021, 217: 57
- 7 Liang X, Chen W L, Cao Z X, et al. The navigation and terrain cameras on the Tianwen-1 Mars rover. *Space Sci Rev*, 2021, 217: 37
- 8 Sun Z Z, Chen B C, Jia Y, et al. The Tianwen-1 roving exploration technology for the Martian surface (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2022, 52: 214–225 [孙泽洲, 陈百超, 贾阳, 等. 天问一号火星巡视探测技术. *中国科学: 技术科学*, 2022, 52: 214–225]
- 9 Xiang Y C, Zhang B Q, Xue S Y, et al. Design and verification of the thermal control system for the Zhurong rover (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2022, 52: 245–252 [向艳超, 张冰强, 薛淑艳, 等. 祝融号火星车热控系统设计与验证. *中国科学: 技术科学*, 2022, 52: 245–252]
- 10 Zhang B M, Zhu Y, Wang L G, et al. Calibration of Mars rover's payloads for China's first Mars exploration mission (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2020, 7: 481–488 [张宝明, 朱岩, 王连国, 等. 中国首次火星探测任务火星车有效载荷定标试验. *深空探测学报*, 2020, 7: 481–488]
- 11 Jia Y, Tian H, Zhang T Y. Design of autonomous function for Zhurong rover (in Chinese). *Aerosp China*, 2021, 6: 18–24 [贾阳, 田鹤, 张天翼. “祝融”火星车的自主功能设计. *中国航天*, 2021, 6: 18–24]
- 12 Zhang H, Lu H, Yu T Y, et al. Teleoperation technology of Zhurong Mars rover (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2021, 8: 582–591 [张辉, 卢皓, 于天一, 等. “祝融号”火星车遥操作技术. *深空探测学报*, 2021, 8: 582–591]
- 13 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 Expl*, 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]
- 14 Yang J F, Xue B, Zhao Y Y, et al. Design and on-orbit verification of Tianwen-1 multispectral camera (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2022, 52: 239504 [杨建峰, 薛彬, 赵意意, 等. 天问一号多光谱相机设计与在轨验证. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2022, 52: 239504]
- 15 Zhou B, Shen S X, Lu W, et al. The Mars rover subsurface penetrating radar onboard China's Mars 2020 mission. *Earth Planet Phys*, 2020, 4: 1–10
- 16 Shu R, Xu W M, Liu X F, et al. Ground calibration and validation of laser-induced breakdown spectroscopy for the Mars surface composition detector (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2022, 52: 239506 [舒嵘, 徐卫明, 刘向锋, 等. 火星表面成分探测仪中激光诱导击穿光谱的地面综合标定与验证. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2022, 52: 239506]
- 17 Xu W M, Liu X F, Yan Z X, et al. The MarSCoDe instrument suite on the Mars rover of China's Tianwen-1 mission. *Space Sci Rev*, 2021, 217: 64
- 18 Du A M, Zhang Y, Li H Y, et al. The Chinese Mars rover fluxgate magnetometers. *Space Sci Rev*, 2020, 216: 135
- 19 Peng Y Q, Zhang L B, Cai Z G, et al. Overview of the Mars climate station for Tianwen-1 mission. *Earth Planet Phys*, 2020, 4: 371–383
- 20 Xu Y, Jia Y, Guo J, et al. Design of image compression storage system and key algorithm for Mars rover (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2020,

- 7: 458–465 [徐勇, 贾阳, 郭坚, 等. 火星车图像压缩存储系统与关键算法设计. 深空探测学报, 2020, 7: 458–465]
- 21 Wang L G, Zhu Y, Ma M, et al. Centralized payload control method for planetary rover exploration (in Chinese). J Natl Univ Defense Tech, 2019, 41: 8–16 [王连国, 朱岩, 马苗, 等. 适用于行星巡视探测的集中式载荷控制方法. 国防科技大学学报, 2019, 41: 8–16]

Design and implementation of payload system of the Zhurong Mars rover

WANG LianGuo, ZHU Yan, ZHANG BaoMing, SHEN WeiHua, SHANGGUAN Zhi, ZHANG WenZhang, WANG Wei, LI Xue & DU QingGuo

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

Using the scientific payload configured on the Mars rover to explore the Mars surface can conduct high-resolution *in situ* surveys in a critical area of Mars. The scientific payloads configured on the rover include Navigation and Terrain Camera (NaTeCam), Multispectral Camera (MSCam), Mars Rover Penetrating Radar (RoPeR), Mars Surface Composition Detector (MarSCoDe), Mars Rover Magnetometer (RoMAG) and Mars Climate Station (MCS). The payloads are controlled and managed by the integrated payload controller. In view of the demand for autonomous control of multiple payloads for collaborative scientific exploration under the resource shortage condition, the centralized payloads control method was adopted, and a novel integrated hardware architecture of payloads electronics, and payloads data management was established. An efficient autonomous payloads explore mode based on the working mode program was innovatively designed, and several health management measures were taken to perform fault detection, isolation and recovery (FDIR). The Zhurong Mars rover has successfully completed the scheduled exploration mission. All payloads work normally, and the exploration data are valid. This paper introduces the design and implementation of the payload system of the Mars rover.

MARS rover, payload, system design, autonomous exploration

doi: [10.1360/SST-2022-0111](https://doi.org/10.1360/SST-2022-0111)