

中国首次火星探测任务有效载荷地面综合测试系统设计

杨甲森^{1,2}, 刘明洁¹, 陈托¹, 智佳¹, 张华伟¹, 王伟¹, 陈志敏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)

摘要: 介绍了中国首次火星探测任务有效载荷分系统的试验矩阵, 以及地面综合测试系统的技术要求。面向2个探测器、5种场景的测试任务需求, 设计由接口适配、业务处理、数据管理组成的3层统一架构, 实现了不同场景下测试系统的功能和外部接口适配; 根据星上科学数据处理与传输机制, 设计地面科学数据处理流程, 满足了13类载荷科学数据判读需求; 针对单星1 900维工程遥测、400条数据注入指令的高维特性, 设计基于规则的数据判读软件, 实现了载荷遥测数据及数据注入指令的自动化判读。任务执行结果表明该系统满足不同试验模式下有效载荷测试任务的需求, 有效保障了载荷测试任务的顺利实施。

关键词: 火星探测; 有效载荷; 地面综合测试; 科学数据处理; 自动判读

中图分类号: V416

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2018)05-0442-08

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2018.05.006

引用格式: 杨甲森, 刘明洁, 陈托, 等. 中国首次火星探测任务有效载荷地面综合测试系统设计[J]. 深空探测学报, 2018, 5(5): 442-449.

Reference format: YANG J S, LIU M J, CHEN T, et al. Design of payload integrated testing system for first Mars exploration mission in China[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(5): 442-449.

引言

为了一次性实现“环绕”“着陆”“巡视”3个目标, 中国首次火星探测任务配置了环绕器、着陆巡视器(含进入舱、火星车)2个探测器。其中环绕器上配置了中分辨率相机、高分辨率相机、环绕器次表层探测雷达等7类科学仪器, 火星车上配置了多光谱相机、火星车次表层探测雷达、火星表面成分探测仪等6类载荷设备, 且环绕器和火星车均配置了一台载荷控制器对载荷进行控制和管理^[1]。

分系统级、整星级电性能综合测试是有效载荷研制的重要环节, 其目的是验证有效载荷分系统的总体设计, 同时为载荷总体改进设计提供数据支持, 检测载荷设备间电接口、数据接口的匹配性, 确认集成后有效载荷分系统电气性能、指标与各级规范的一致性、在轨工作模式的合理性, 考核星载计算机软件的工作能力^[2]。支持有效载荷完成上述测试任务的系统称为有效载荷地面综合测试系统(下简称测试系统)。在有效载荷试验过程中, 测试系统一方面负责数据注入文件生成、测试用例设计, 向有效载荷分系统发送遥控及数据注入指令, 驱动载荷完成各工作模式的试验; 另一方面测试系统对有效载荷分系统按照一定的格式、协议和频率上传的数传及遥测数据, 进行采

集、处理、分发和持久管理。

中国首次火星探测任务具有多探测器和多类型载荷配置、多测试场景需求、载荷间科学数据判读需求差异性大、遥测数据及注入指令高维特性等特点。这些特点对有效载荷地面测试系统提出了严格的设计要求: ①测试系统需要设计统一软硬件架构平台, 支持2个探测器13类有效载荷在分系统状态、整器状态下的同时、异地的多场景试验任务; ②与星上科学数据处理与传输机制相匹配, 测试系统需要逆向设计科学数据处理流程, 以满足13类载荷不同的科学数据判读需求; ③为了提高测试效率和判读的准确性, 测试系统需要设计综合数据判读软件, 满足高维遥测及数据注入指令的自动化判读需求。

1 测试任务分析

1.1 试验矩阵

测试系统用于支持有效载荷分系统状态下和整器状态下, 初样、正样、发射场等各阶段的综合测试和大型试验任务。中国首次火星探测工程有效载荷分系统试验矩阵如表1所示(☆表示环绕器、▽表示着陆巡视器、★表示两器联合), 包括了分系统桌面联试、探测器集成测试、两器联合测试、内场、外场等5种场

表 1 有效载荷分系统试验矩阵

Table 1 Test matrix of payload subsystem

试验名称	初样		正样	发射场
	电性件	鉴定件		
有效载荷分系统桌面联试	☆▽	☆▽	☆▽	
探测器集成测试	☆▽★		☆▽★	☆▽★
内场试验	▽		▽	
外场试验	▽		▽	

景的试验任务。

其中有效载荷分系统桌面联试的内容涵盖载荷单机功能检测、分系统测试、模飞、故障模式、软件专项试验等；探测器集成测试除包括系统级电性能综合测试外，一般还包括力学、EMC（Electro Magnetic Compatibility）、热试验（包括热平衡、热真空）等^[9]；因为火星任务具有两器联合探测的特殊使命，卫星地面验证工作相应也包括两器联合测试的试验；另外，针对巡视勘察任务的特殊性，着陆巡视器还要参加内场和外场的试验。上述5种场景中，分系统桌面联试为分系统状态下的测试，卫星集成、两器联合、内外场试验等均为整器状态下的测试。

1.2 技术要求

测试系统的研制需要同时满足有效载荷分系统状态、整器状态2种试验模式的技术要求。2种状态下测试系统在功能、外部接口等技术要求方面有着明显的差异，如表2所示。

由表2可知，分系统状态与整器状态下，对测试系统的技术要求最主要的区别在于：分系统状态由于没有真实探测器参与试验任务，测试系统需要提供探测器平台仿真来模拟星上设备完成有效载荷分系统的虚拟测试。该状态下测试系统与载荷设备直接连接，要求测试系统在提供I/O接口连接的同时，确保不会由于地面测试设备的故障造成载荷设备的损坏，要求星地信号之间采用隔离手段。分系统状态下，测试系统需要提供上下行两条链路的数据交互和处理。

在整器状态下，有效载荷地面综合测试系统，作为载荷专用测试设备（Special Check Out Equipment, SCOE）与卫星总控测试设备（Overall Check Out Equipment, OCOE）通过测试网连接，接收OCOE发送的卫星数传、遥测原始数据并进行分路、分包、解压缩等处理，以及图像、曲线、表格等形式的载荷数据快视。在此状态下，上行部分只保留数据注入文件生成的功能，下行部分增加由卫星数管或综合电子引入的数传、遥测数据处理功能，其他功能状态不变。

表 2 有效载荷地面综合测试系统技术要求

Table 2 Technical requirements of testing system

	技术要求		分系统		整器		
功能要求	探测器平台控制总线通信仿真		√	-			
	探测器平台供电接口仿真		√	-			
	测试用例设计		√	-			
	测试序列自动执行		√	-			
	数据注入文件生成		√	√			
	有效载荷科学数据处理与快视		√	√			
	探测器遥测数据处理		-	√			
	有效载荷数传数据处理		-	√			
	综合数据判读		√	√			
	工程参数和遥测参数监视		√	√			
	有效载荷测试数据管理		√	√			
	外部接口要求	环绕器	探测器控制总线接口	√	-		
			载荷数据接口	√	-		
姿轨参数			√	-			
秒脉冲			√	-			
遥控指令			√	-			
着陆巡视器		数传网络接口	-	√			
		遥测网络接口	-	√			
		数据注入文件	√	√			
		探测器控制总线接口	√	-			
		载荷数据接口	√	-			

2 系统设计

2.1 架构设计

中国首次火星探测任务有效载荷地面综合测试系统的总体设计思路是：两个探测器的测试系统软硬件架构统一设计，在数据格式、交互协议、处理与快视需求等方面的差异通过具体软件的实现来适应。下文以环绕器的架构设计为例进行说明。

环绕器有效载荷地面综合测试系统的架构如图1、图2所示。系统由接口适配、业务处理、数据管理等3层构成。其中接口适配层设备负责数据采集、存储，业务处理层设备负责科学数据处理、判读、数据注入文件生成、测试序列自动执行，数据管理层设备负责数据监视与持久管理。3层设备通过千兆交换机链接构成有效载荷测试网，相互协同实现分布式数据采集、处理以及集中式数据监视与管理。

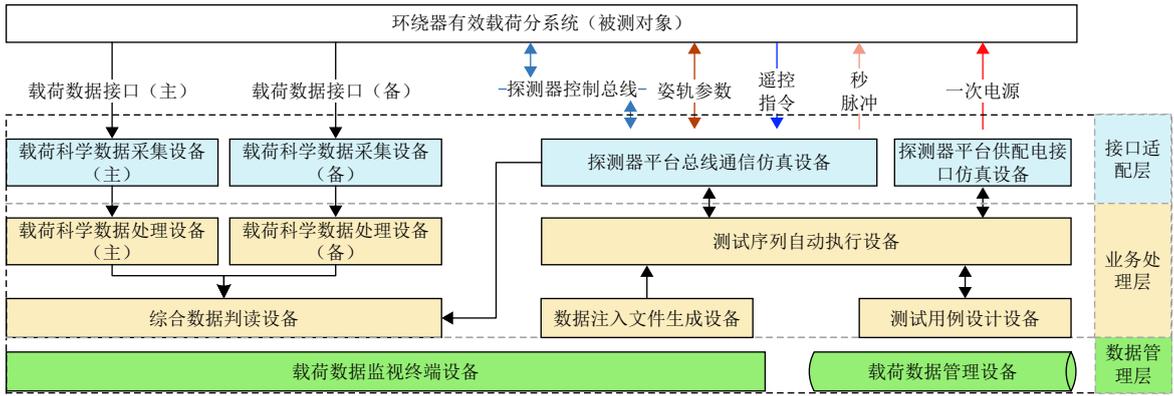


图1 环绕器有效载荷地面测试系统架构 (分系统状态)

Fig. 1 Architecture of payload testing system for orbiter (subsystem state)

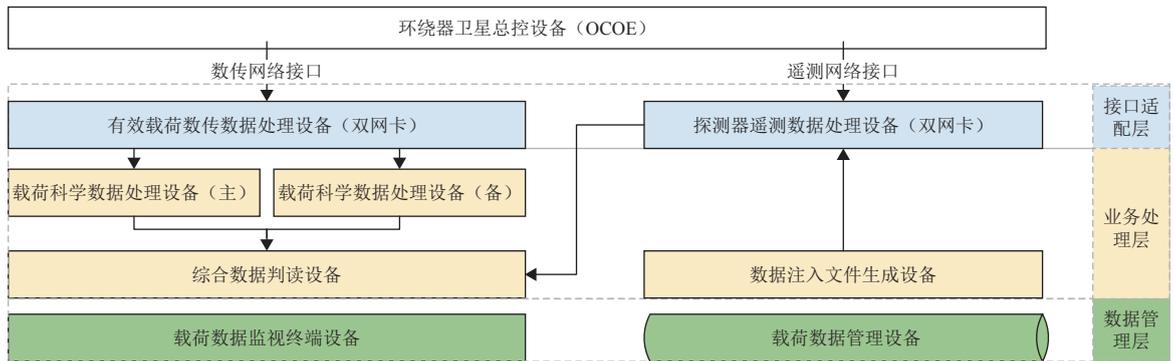


图2 环绕器有效载荷地面测试系统架构 (整器状态)

Fig. 2 Architecture of payload testing system for orbiter (satellite state)

接口适配设备与测试系统的外部接口对象（有效载荷分系统、卫星总控测试设备）直接进行交互。在组成上包括了载荷科学数据采集设备（主、备）、探测器平台控制总线仿真设备、供配电接口仿真设备。在分系统试验模式下，模拟探测器平台实现LVDS（Low Voltage Differential Signaling）接口科学数据采集、MIL-STD-1553B总线数据通信、RS422姿轨参数交互、秒脉冲（Pulses Per Second, PPS）及OC（Open Collector）遥控指令的发送，向载荷分系统提供一次电源；在整器试验模式下，实现数传、遥测数据网络TCP（Transmission Control Protocol）协议的数据采集与分路处理。接口适配设备将采集的数据本地存储后通过网络发送给业务处理设备。

业务处理设备是系统的中枢，是测试系统智能化、自动化的核心体现。在组成上包括了载荷科学数据处理设备（主、备）、数据判读设备、数据注入文件生成设备、测试用例设计设备、测试序列自动执行设备等。在分系统模式下，下行方面实现数据的分路、分包、物理量反演、科学数据用户帧提取、解压缩、综合数据判读等处理，上行方面实现数据注入文

件生成、测试用例设计、测试序列自动执行与测试覆盖性分析等功能；在整器状态下，只实现分系统状态的下行部分。业务处理设备将处理结果数据通过UDP（User Datagram Protocol）协议在测试局域网内组播，分发给数据管理设备。

数据管理设备通过UDP组播协议采集工程、遥测参数处理结果数据、科学数据处理结果、上注的数据注入指令、综合数据判读结果信息等。对处理结果数据提供图像、曲线、表格、场景等多种表现方式的快视，供载荷用户进行判读。此外，测试设备产生的所有原始数据、处理报告、处理结果文件等均集中在数据管理设备上进行管理。

架构设计的特点是：针对测试系统在分系统状态与整器状态下外部接口和功能上的差异性，特别配置了接口适配设备和相应的功能软件。该设计一方面使得不同试验模式下，核心的业务处理、数据监控与管理设备可以保持原有状态，另一方面将数据采集与处理分开，排除了复杂数据处理会破坏载荷原始数据的隐患，测试系统在不能确保实时采集、实时处理、实时判读的情况下，也能满足实时采集、事后数据处理

和分析的试验最低要求。

2.2 功能设计

根据载荷用户对测试系统的需求，以及测试任务的执行场景，对测试设备的功能分配如表3所示。

测试设备功能设计的特点包括：①优先级高、涉及星载荷设备安全的功能，与复杂的数据处理功能、需频繁交互的功能分离。包括将“LVDS数据实时采集与存储”功能与“载荷科学数据处理”功能分离，以防处理异常引起数据采集、存储的异常，将“供配电接口仿真”功能与“探测器平台控制总线仿真”功能分离，以防设备误操作危及载荷设备安全等。②接口适配层实现系统的高可靠、高可用，业务处理层实现系统的高自动化、智能化。接口适配设备完成基本交互功能，由业务处理设备对接口适配设备进行协同调度实现系统的自动化；③分布式处理、集中式快视。对载荷科学

数据、总线数据，以及上注的指令数据，采用不同设备进行分布式处理，但处理后工程、遥测参数、科学数据、指令数据、综合判读结果等信息集中在终端进行统一监视。

2.3 数据传输设计

测试系统内部数据传输方式包括4种：①点对点交互的TCP传输协议，用于传输测试关键数据，如上注给载荷设备的注入指令、控制载荷开关机的遥控指令，以及载荷供配电指令等；②点到多点交互的UDP组播协议，用于传输需要多点监视的数据，如物理量反演后工程、遥测参数等；③Oracle数据库访问方式，用于传输数传及遥测数据格式配置、参数处理方法配置、数据注入指令数据，确保全测试网数据处理状态的一致性；④测试网内文件共享方式。图3对分系统状态下TCP、UDP数据传输方式设计进行了说明。

表 3 测试设备功能设计

Table 3 Functional design of testing equipment

架构分层	设备名称	功能设计
接口适配层	载荷科学数据采集设备（主、备）	配置LVDS接口数据采集单元，实现载荷分系统主、备两个通道下行的载荷科学数据的实时采集、存储，LVDS接口数据速率32 Mbps。
	探测器平台总线通信仿真设备	配置探测器平台控制总线交互单元、遥控指令发送单元、秒脉冲发送单元、姿轨参数交互单元、模拟量采集单元。向载荷分系统发送遥控和数据注入指令，采集载荷工程参数、遥测参数，实现参数的物理量反演。遥控指令脉冲宽度为80±10 ms。
	探测器平台供配电接口仿真设备	配置供电电源单元，实现对载荷分系统的2路29 V供电。对电源进行远程输出控制、过流保护，实时采集、监视电源的输出电压及电流。
	有效载荷数传数据处理设备	实时采集探测器下行数传、遥测数据，进行AOS ^[4] （Advanced Orbing Systems）传输帧数据同步、失步检测、帧计数连续性检测，根据虚拟信道标识进行分路、应用过程标识进行分包，对工程、遥测参数源包进行物理量反演。
	探测器遥测数据处理设备	根据载荷科学数据格式，进行存储源包 ^[5] 分包、载荷用户帧提取、拼接、数据解压缩等处理；对工程参数帧进行物理量反演；对解压缩后载荷科学数据进行漫游快视，以及科学、工程、遥测数据的关联呈现。
业务处理层	测试序列自动执行设备	基于指令约束规则，对测试序列合法性进行检测；以流程式、图形化方式快视测试序列；自动或单步执行并生成测试执行报告；对测试用例的指令覆盖性、加电时长等信息进行统计。
	综合数据判读设备	基于参数、指令判读规则，实现参数阈值判读、多元参数关联判读、上注指令执行状态判读，自动生成综合数据判读报告。
	数据注入文件生成设备	编辑生成各载荷数据注入文件，包括注入指令中载荷工作参数设置、字段拼接、校验和生成、事件表打包等，同时提供指令数据反演功能。
数据管理层	测试用例设计设备	依据载荷设计模型，自动生成载荷功能、接口、性能测试用例，以及载荷故障模式、系统、模飞等测试用例，辅助分析测试用例对功能、接口、性能等载荷设计的覆盖性。
	载荷数据监视终端设备	以硬件拓扑、三维、表格、曲线等方式，实现载荷工程、遥测参数、科学数据的快视。对判读异常情况的声音等类型的报警。
	载荷数据管理设备	依测试数据类型、所属载荷、生成时间、产品级别等属性，对测试数据进行分层、持久化管理。

2.4 科学数据处理与快视设计

科学数据处理是有效载荷分系统区别于探测器其他分系统的最主要特征。中国首次火星任务有效载荷试验过程中，不同类型的载荷对测试系统提出了不同的科学数据处理需求，如中分辨率相机、高分辨率相机需要实时监测图像数据，分析压缩和解压缩能对图像色彩和质量的影响；火星能量粒子分析仪需要实时核验科学探测的事例个数、事例均值、均方差等统

计特征；火星磁强计需要实时查看内外测探头在X、Y、Z方向探测的磁场强度等等。

环绕器星上有效载荷科学数据传输设计如下^[1]：低速载荷科学数据通过RS422接口、高速科学数据通过LVDS发送给载荷控制器，载荷控制器对中分辨率相机、高分辨率相机进行图像压缩，组织成源包格式，连同其他载荷数据一起，经多路复接组成传输帧格式下行，通过LVDS接口发送给卫星平台。

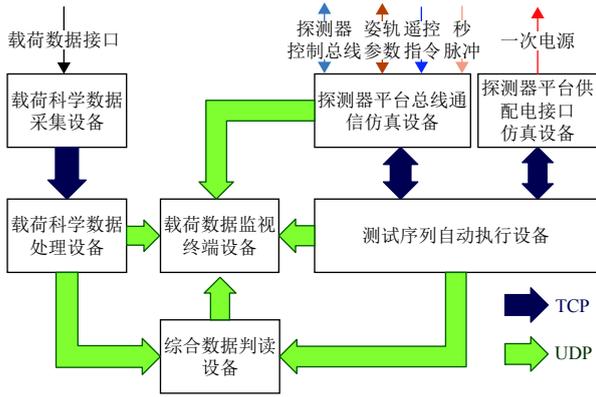


图3 数据传输方式设计

Fig. 3 Design of data transmission mode

与其他空间科学任务相同，火星探测工程地面科学数据处理过程，也是星上科学数据处理和传输过程的逆过程。环绕器科学数据处理流程的设计如图4所示。通过对AOS传输帧、存储源包、载荷用户帧等数据的失步、计数不连续信息的统计以及循环冗余校验（Cyclical Redundancy Check, CRC）等方法，检测载荷下行数据格式与接口规范的一致性，确认星上数据处理和传输功能的正确性。

科学数据的快视如图5~10所示（图5为科学数据快视的统一界面，其他为各载荷科学数据的显示效果）。测试系统采用时间同步数据管理方法，实现了

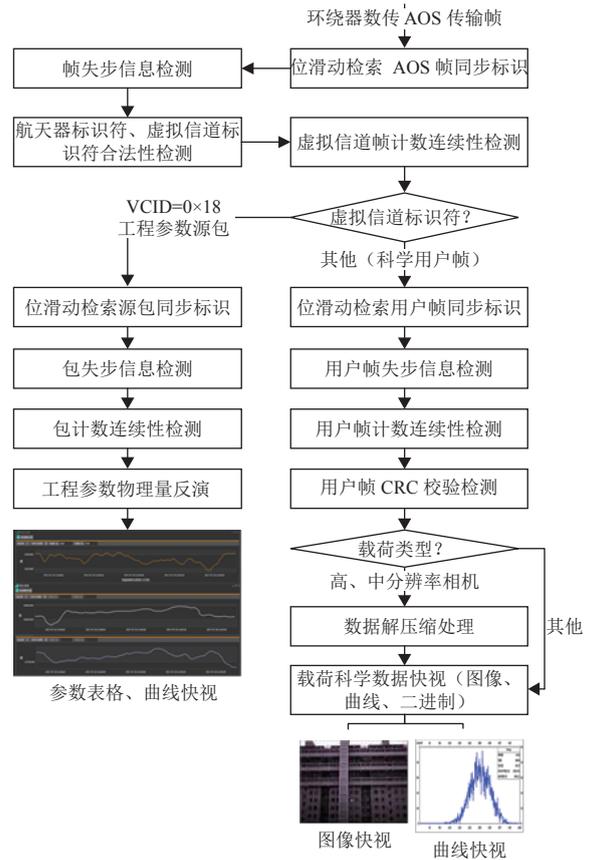


图4 环绕器科学数据处理流程

Fig. 4 Flow Chart of scientific data processing of orbiter

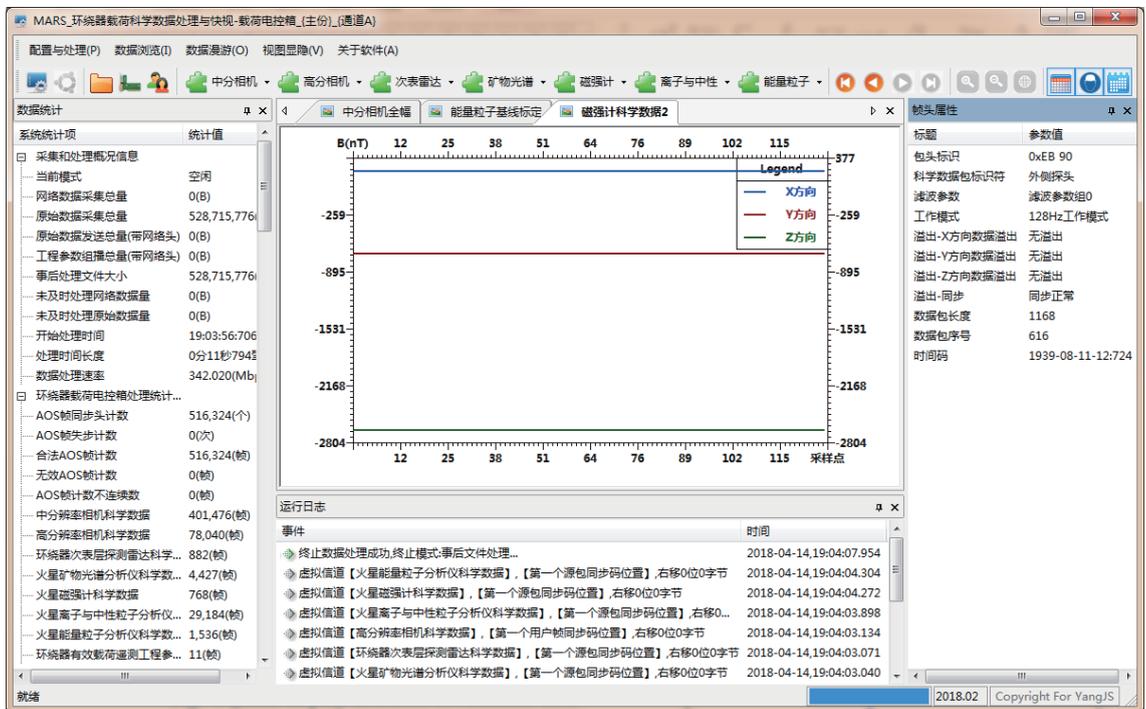


图5 科学数据快视界面

Fig. 5 Quick display interface of scientific data

科学数据与工程参数的关联呈现，在以图像、曲线等方式表达科学数据时，可同步显示科学数据采集时刻的工程遥测参数数据（如图5右侧），极大地提高了载荷用户数据判读的效率；采用虚拟内存数据管理方法，实现全测试过程载荷科学数据用户帧之间的任意漫游快视，在占用少量管理内存的前提下，可支持理论值为硬盘容量的测试数据的快视。

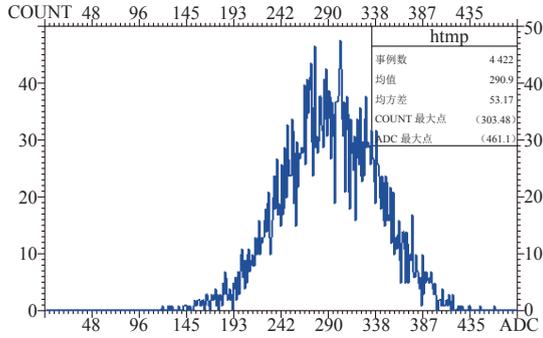


图 6 能量粒子分析仪科学数据快视（基线标定）

Fig. 6 Quick display of scientific data collected by energy ion analyzer (baseline calibration)

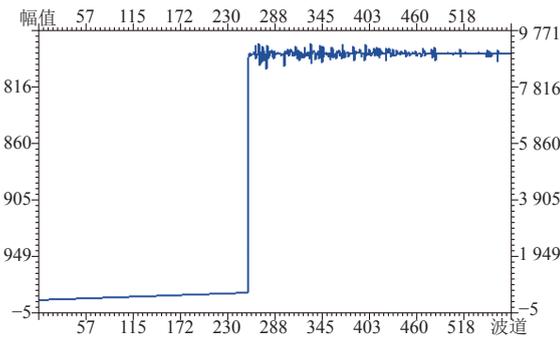


图 7 矿物光谱分析仪科学数据快视（暗电平）

Fig. 7 Quick display of scientific data collected by mineral spectrograph analyzer (dark level)

2.5 综合数据判读设计

测试数据判读是确认有效载荷分系统软硬件是否正常工作依据^[6]。首次火星探测任务中，初样电性件仅环绕器有效载荷分系统的遥测参数达到700维，工程参数1 200维，数据注入指令400余条。遥测数据及指令执行判据的检测规则相对复杂，以遥控指令“载荷控制器A开机”为例，该指令的执行判据包括了对5个遥测参数的判读：“火星车母线电流”增加约0.3 A、“载荷控制器总电流”变化至区间0.24~0.35 A、“载荷控制器 + 5 V”变化至区间 5 ± 0.2 V、“载荷控制器 + 3.3 V”变化至区间 3.3 ± 0.2 V；“载荷控制器 + 12 V”变化至区间 12 ± 1 V。若采用传统工程上人工判读、阈值判读以及专家经验的手段进行异常检测^[7]，势必造成测试人员高强度判读负荷、错判漏判事件频发的后果。

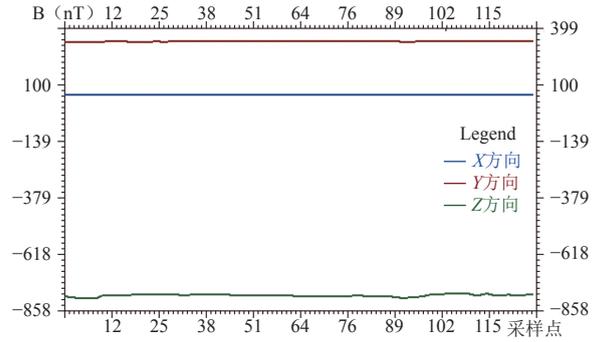


图 8 磁强计科学数据快视

Fig. 8 Quick display of scientific data collected by magnetometer



图 9 多光谱相机图像快视

Fig. 9 Quick display of image taken by multispectral camera



图 10 中分辨率相机图像快视

Fig. 10 Quick display of images taken by medium-resolution camera

为了提高系统测试的判读质量和判读速度，针对火星探测任务工程遥测参数、数据注入指令的高维特性，测试系统专门设计了基于规则的数据判读软件，主要针对的规则类型参见表4。

表 4 数据判读规则设计
Table 4 Regular of data discrimination

类型	判读规则	规则说明
单维度 参数判读	阈值规则	检测参数取值是否在阈值区间内
	枚举规则	检测状态量取值是否属于状态枚举集合
	增量枚举规则	检测前后两帧数据，参数取值的增量是否属于增量枚举集合
多维度 参数判读	数据统计特征判读	包括对均值、方差、超限次数等统计特征判读
	线性相关规则	检测线性相关关系的符合性
指令执行 判据判读	指令判据判读	指令发送后遥测参数变化与指令判据的一致性

3 结束语

用于支持中国首次火星探测任务的有效载荷地面综合测试系统,遵循两器软硬件架构统一设计、由具体的软件实现来适应两器需求差异的原则,完成了由接口适配、业务处理、数据管理组成的3层系统架构设计,与星上科学数据处理与传输机制逆向的科学数据处理流程设计,以及针对遥测及注入指令高维特性的综合数据判读软件设计。这些设计成功应用于任务实践,有效支撑了载荷各试验模式下的测试任务,也为未来深空探测器有效载荷地面综合测试系统的研制提供了有益的参考。

进一步的研究内容包括:扩展数据判读的规则类别,包括参数周期特性、趋势特性、非线性相关等;开展机器学习、大数据处理方法在有效载荷数据分析领域中的应用研究,进一步提升数据分析的智能化水平等。

参 考 文 献

- [1] 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.
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.
- [2] 谭维炽,胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2009.
TAN W Z, HU J G. Spacecraft system engineering[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2009.
- [3] 孙泽洲,张焯,贾阳,等. 嫦娥三号探测器地面验证技术[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 369-376.
SUN Z Z, ZHANG H, JIA Y, et al. Ground validation technologies for Chang'E-3 lunar spacecraft (in Chinese)[J]. Sci Sin Tech, 2014, 44: 369-376.
- [4] CCSDS 732.0-B-3, AOS space data link protocol[S]. Washington, D.C.: CCSDS, 2015.
- [5] CCSDS 133.0-B-1, Space packet protocol. recommendation for space data system[S]. Washington, D.C.: CCSDS, 2003.
- [6] 曹永梅,周剑敏,潘立鑫. 卫星控制系统测试数据自动判读系统的设计与实现[J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(5): 58-62.
CAO Y M, ZHOU J M, PAN L X. Design and implementation of automatic data discrimination system for satellite control system[J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(5): 58-62.
- [7] 彭喜元,庞景月,彭宇,刘大同. 航天器遥测数据异常检测综述[J]. 仪器仪表学报, 2016, 37(9): 1929-1945.
PENG X Y, PANG J Y, PENG Y, et al. Review on anomaly detection of spacecraft telemetry data[J]. Chinese Journal of Scientific Instruments, 2016, 37(9): 1929-1945.
- [8] 王晓明,戴居峰. 嫦娥一号卫星控制分系统地面测试系统设计[J]. 航天器工程, 2008, 17(2): 94-98.
WANG X M, DAI J F. Design for the ground test system of control subsystem of CE-1 Orbiter[J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(2): 94-98.
- [9] 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.
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.
- [10] 张海祥,何晓宇,李鹏,等. 航天器电测数据库表结构的设计与实现[J]. 航天器工程, 2012, 21(3): 113-116.
ZHANG H X, HE X Y, LI P, et al. Design and implementation of database structure in spacecraft electrical test[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(3): 113-116.

作者简介:

杨甲森(1979-),男,研究员,硕士生导师,主要研究方向:有效载荷自动测试,卫星数据处理。

通信地址:北京8701信箱(100190)

电话:(010)62586387

E-mail: jsy@nssc.ac.cn

Design of Payload Integrated Testing System for First Mars Exploration Mission in China

YANG Jiasen^{1,2}, LIU Mingjie¹, CHEN Tuo¹, ZHI Jia¹, ZHANG Huawei¹, WANG Wei¹, CHEN Zhimin¹

(1. National Space Science Center, CAS, Beijing 100190, China; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Test matrix of payload subsystem for first Mars exploration Mission in China and technical requirements of integrated testing system are introduced. In view of requirements of testing tasks for 2 spacecraft and 5 testing scenes, 3 layers of unified architecture composed of interface adaptation, business processing and data management are designed, which helps testing system achieve the adaption of external interface and functions for different testing scenes. According to payload scientific data processing and transmission mechanism on orbit, scientific data processing flow is designed for the testing system, which meets different requirements for 13 kinds of payloads. According to the high dimension characteristics of 1 900 dimension engineering telemetry parameters and 400 data injection instructions, the software based on rules for automatic data discrimination is designed, which makes all parameters and data injection instructions can be checked intelligently. The task execution results show that the system meets the needs of payload testing tasks under different modes, and effectively ensures the smooth implementation of payload test tasks.

Key words: Mars exploration; payload; integrated testing system; scientific data processing; automatic diagnosis

High lights:

- Unified payload testing system architecture is designed for both the Mars orbiter and the Mars rover.
- The scientific data processing flow is designed, which meets requirements of 13 kinds of payloads.
- The method based on rules for automatic data diagnosis is used.

[责任编辑：高莎，英文审校：朱恬]