

# 中国下一代运载火箭电气系统技术发展研究

彭越, 牟宇, 宋敬群

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 运载火箭电气系统主要负责实现飞行过程及地面测试过程中的导航制导控制、参数测量、遥测遥控、供配电管理以及故障诊断功能, 是运载火箭的重要组成部分之一。总结梳理国外运载火箭电气技术发展趋势, 结合我国后续运载火箭的发展需求和技术特点, 提出了我国运载火箭电气系统的总体架构和技术发展方向, 从综合电子技术、轻质化技术、多电火箭技术、智能化技术、便捷化技术等方面提出了后续关键技术的发展方向和建议。

**关键词:** 运载火箭; 电气系统; 综合电子; 轻质化; 多电火箭; 智慧火箭

**中图分类号:** V442/V448.12 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2020) 02-0013-12

## Research on the Development of Avionics and Electrical System in Chinese Next Generation Launch Vehicle

PENG Yue, MOU Yu, SONG Jingqun

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Avionics and electrical system is one of the most important subsystems of the launch vehicle, which is responsible for guidance navigation and control, parameter measurement, telemetry and telecontrol, power supply and distribution and failure diagnosis. In this paper, the development trends of the state-of-the-art of avionics and electrical technology is introduced. According to the demands and features of the next generation launch vehicle, integrated modular avionics, light weight design, more electrical and intelligent application are proposed to build the novel architecture of avionics and electrical system, which would significantly enhance the competitiveness of Chinese launch vehicle.

**Key words:** Launch vehicle; Avionics and electrical system; Integrated modular avionics; Light weight design; More electrical launch vehicle; Intelligent launch vehicle

### 0 引言

运载火箭电气系统 (Avionics and Electrical Subsystem of Launch Vehicle) 主要负责实现飞行过程及地面测试过程中的导航制导控制、参数测量、遥测遥控、供配电管理以及故障诊断功能, 是运载火箭运行的大脑中枢和神经网络。GJB 7360-2011

《运载火箭电气系统匹配试验方法》中对运载火箭电气系统的定义为<sup>[1]</sup>: 由电气、电子设备和软件组成能完成某一功能的系统, 一般由控制、遥测、外测安全、推进剂利用、故障检测、测试发控、总体网等系统组成。国外一般对运载火箭电气系统称为 Avionics System 或 Avionics & Electrical System, 直译为航电系统或航电与电气系统。

**收稿日期:** 2019-11-26; **修订日期:** 2020-01-02

**基金项目:** 航天系统部专用技术项目 (305060512)

**作者简介:** 彭越 (1983-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭总体设计。

E-mail: smartpenpen@gmail.com

长征五号、长征七号等新一代运载火箭<sup>[2-5]</sup>代表了我国大中型运载火箭电气系统的最新应用成果,其中箭上飞行控制指令采用1553B总线通信,电子设备主要采用三模冗余和分布式设计架构,实现了基本的箭上重要单机自测试;地面测发控系统实现了自动化测试控制,故障诊断系统进行了初步应用。然而,随着以美国Space Launch System (SLS) 运载火箭<sup>[6]</sup>、欧洲Ariane 6 运载火箭<sup>[7]</sup>为代表的下一代运载火箭的研制,国外运载火箭电气技术水平<sup>[8]</sup>显著提升,在保持原有高可靠性、高可测性的基础上,电气系统向着更加轻质、智能的方向发展。未来我国重型运载火箭、新一代载人运载火箭等新型运载火箭的电气系统技术如何发展,还需要制定符合我国航天技术发展特点的发展路线和方向,满足未来运载火箭的整体发展需求,并牵引航天运输系统电气技术达到世界一流水准。

## 1 国外运载火箭电气系统发展现状

### 1.1 美国 SLS 运载火箭

美国 SLS 重型运载火箭电气系统全箭主通信链路采用多级、三冗余 MIL\_STD\_1553 总线方式,部分设备间通信仍采用点对点通信(如 RS422);全箭冗余方式以三冗余(飞控计算机)、双冗余(供配电系统)为主;箭上电气设备采用综合电子集成化设计和根据实际需求的分布式设计相结合;采用基于 ARINC 653 标准的 VxWorks 653 分时分区实时操作系统(Time and Space Partition Real-time Operation System)作为箭载飞控计算机操作系统,如图 1 所示。

### 1.2 欧洲 Ariane 6 运载火箭

Ariane 6 运载火箭电气系统与 Ariane 5 类似采用双冗余架构,采用 TTE 实时以太网总线作为全箭主干网络通信数据总线;每级均采用相同架构的模块化集成电子设备,采用通用背板+不同板卡组合的模式;采用激光火工品点火;全箭电池采用产品化设计,不同电池采用相同单体结构,仅总容量不同;采用分布式光纤传感测量温度、应力等参数,如图 2 所示。

### 1.3 日本 Epsilon 运载火箭

日本 Epsilon 运载火箭采用箭上自动检测系统,主要负责箭体数据监测、紧急中止和数据传

输中枢功能,并且具备火工品回路检测功能、测试过程中的模拟分离等地面辅助测试功能,在发射前箭上可自动完成检查代替传统的人工操作;在测试和发射准备期间,地面设备还对测量箭上数据进行自动在线评估,根据 FMEA/FTA 分析结果进行故障诊断处理;采用了远程发射支持系统,在发射场的后端测控系统可以通过远程高速网络得到靶场控制中心、遥测通信站以及工业设计部门技术人员的实时数据支持,如图 3 所示。

## 1.4 小结

通过对国外运载火箭最新电气系统技术发展分析,国外运载火箭已经由设备独立、接口专用、软硬件紧耦合的联邦式架构逐步升级为体系架构标准化、集成化程度高、软硬件分离、接口通用的分布式综合电子架构,核心电气设备均采用功能模块集成/复用的综合电子设备方式,通过配置软件调整,使用相同硬件完成不同功能,实现模块化架构,设备种类显著减少,核心产品具有较强的继承和复用性;采用了高速实时以太网总线进行互联,确保了数据通信的确定性和可靠性,显著减少了不同类型接口间的转换操作;计算处理采用了高效的分时分区实时操作系统进行调度管理,通过操作系统管理调度和中间件设计有效简化了软件设计难度,可以适应复杂多任务以及故障状态下任务迁移的需求;通过动力系统发电、新能源电池等技术提供箭上大功率负载的电气化驱动能力,为多电火箭应用提供可能。

与之相比,我国运载火箭电气箭上及地面测发控系统普遍按功能划分为控制、测量、利用、故检等系统,各系统相对独立,系统内也按功能进一步划分不同的单机,整个电气系统组成设备较多,造成系统互连复杂,系统间的信息交互效率较低;智能化水平还不够,箭上故障诊断与控制重构、地面测发控制前健康诊断尚处于起步阶段,无法实现系统级的交互诊断功能和完全无人值守,对数据的深入挖掘、知识推理等方面处于初步研究阶段,还未进入工程应用阶段。

综上所述,国外电气系统在保持原有高可靠性、高可测性的基础上,箭上产品更加轻质、智能,通过轻质化直接为运载能力做出贡献,通过智能化提高任务适应性,通过智能化自主测试、简化箭地接口、远程支持等技术,地面测发控系统操作更便捷、高效。

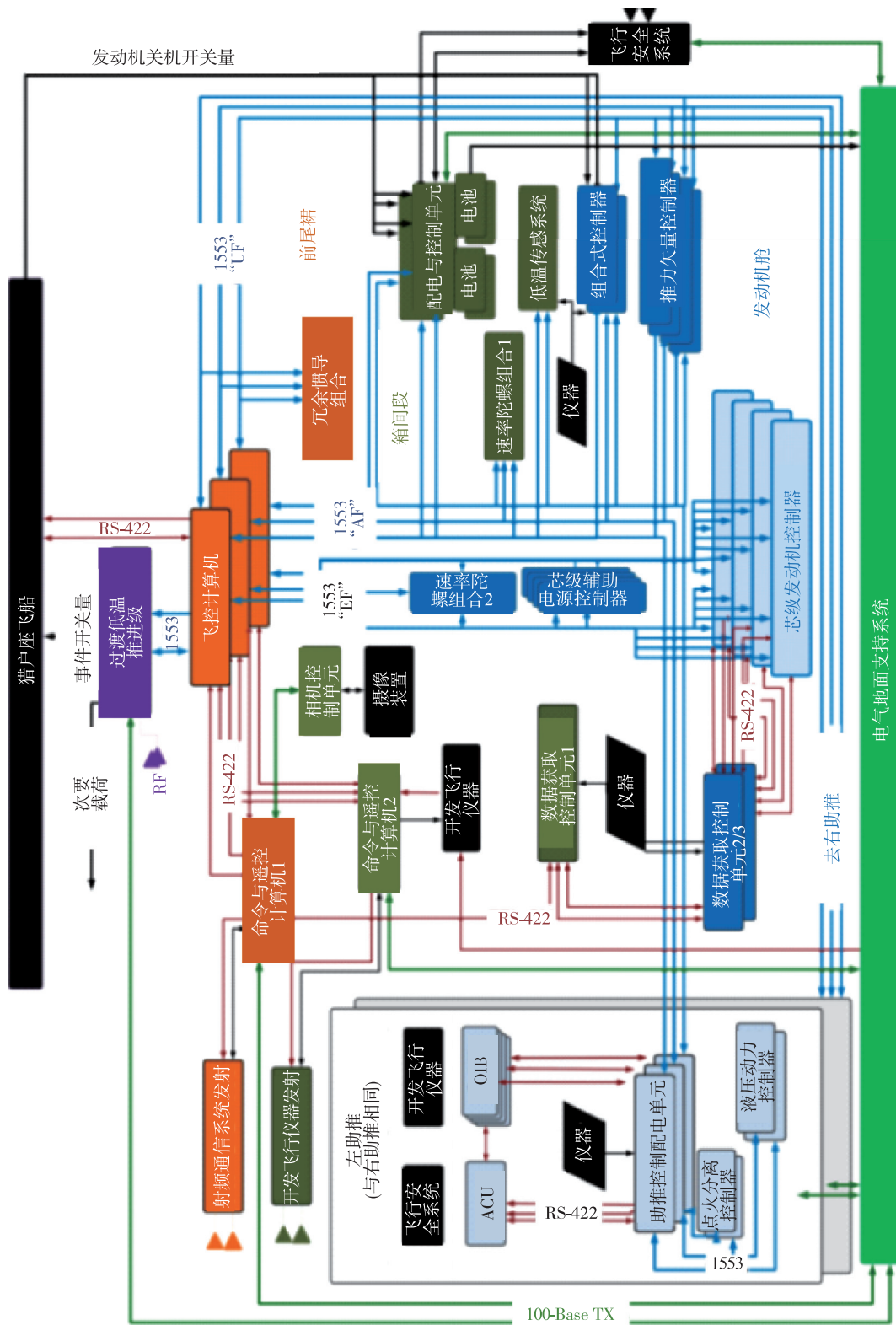


图1 SLS运载火箭电气系统原理图  
Fig. 1 The schematic of avionics and electrical system in SLS launch vehicle

## 2 我国未来运载火箭电气系统研制需求分析

### 2.1 大结构尺寸对轻量化需求

我国未来运载火箭结构尺寸较现役运载火箭将有大幅度增加，箭体直径将达到 10m 级，箭体高度达 100m 级。火箭结构尺寸的增大将导致箭上电气系统更加分散、设备间距离增大，线缆距离变长，将增加总装、测试中的进舱难度。供电电缆长度增加还将导致供电电压降变大。由于质量限制，线径无法加粗，将出现线路压降过大导致供电品质下降等现象，对末端负载的电压变化容忍能力要求更高。此外，电缆网过多还存在电连接器，尤其是分离连接器数量过多的问题，影响了信号传输的可靠性。

### 2.2 大功率负载对能源需求

一方面，与我国现役运载火箭型号相比，未来重型、大型运载火箭由于动力系统规模的提升将导致用电负载的功率显著提升，未来运载火箭发动机大功率调节阀电机、大功率机电伺服机构、箭上预冷循环泵、电动阀门等设备的应用，箭上设备负载的最大功率已经达到几十 kW 级，全箭总功率预估达到百 kW 级，仍采用原有 DC 28V 母线电压将导致供电线路电流过大，箭上电缆网的质量及压降将不可接受。另一方面，航空领域正在

向多电/全电飞机方向发展，新西兰电子火箭使用电机驱动的发动机涡轮泵，大幅降低了箭上动力系统设计复杂程度，也是运载火箭降低技术门槛的一个方向，同时对电气系统箭上大功率负载驱动能力又提出了更高的要求。

### 2.3 全天候无依托测控需求

现有模式下，由于飞行弹道特点，如需保障全程测量，每次任务均需要出动较多的测控船只进行保障，发射保障人员和成本较高。随着天基测量能力的不断提升，未来运载火箭将采用上升段高速全程天基测控方案，可以实现“全程天基测控为主、地基测控为辅”的测控模式，突破上升段高速全程天基测控技术，减少对测控船和地面测控设备的依赖性，降低测控成本。

### 2.4 高智能的飞行故障适应性需求

未来运载火箭如果仍采用传统的设计思路和设计方法，一旦在飞行过程中发生动力系统故障等重大问题，很可能造成任务完全失败。如果在飞行过程中能够实现在线识别故障模式，并根据预定策略进行自主系统重构，如在线轨道重规划、制导率重构、姿控重构；特殊情况下，关闭故障发动机、提前分离发生故障的子级等，重新规划任务，尽最大可能挽救火箭，即使不能完成预定任务，也可以最大化降低损失。

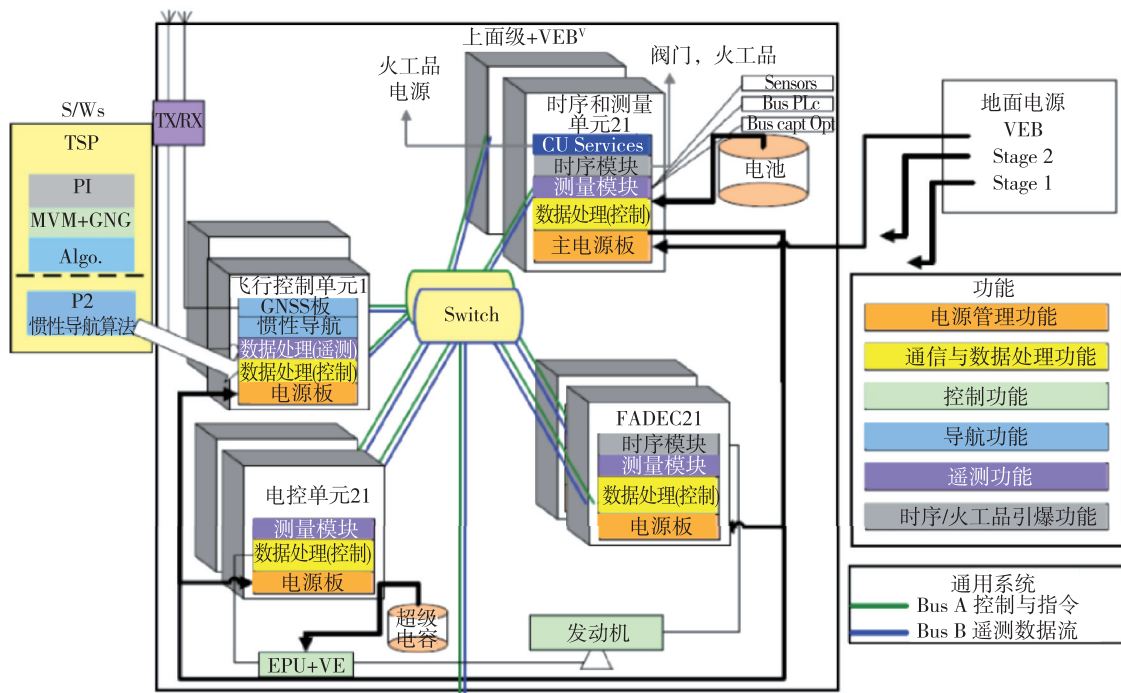


图 2 Ariane 6 运载火箭电气系统原理图

Fig. 2 The schematic of avionics and electrical system in Ariane 6 launch vehicle

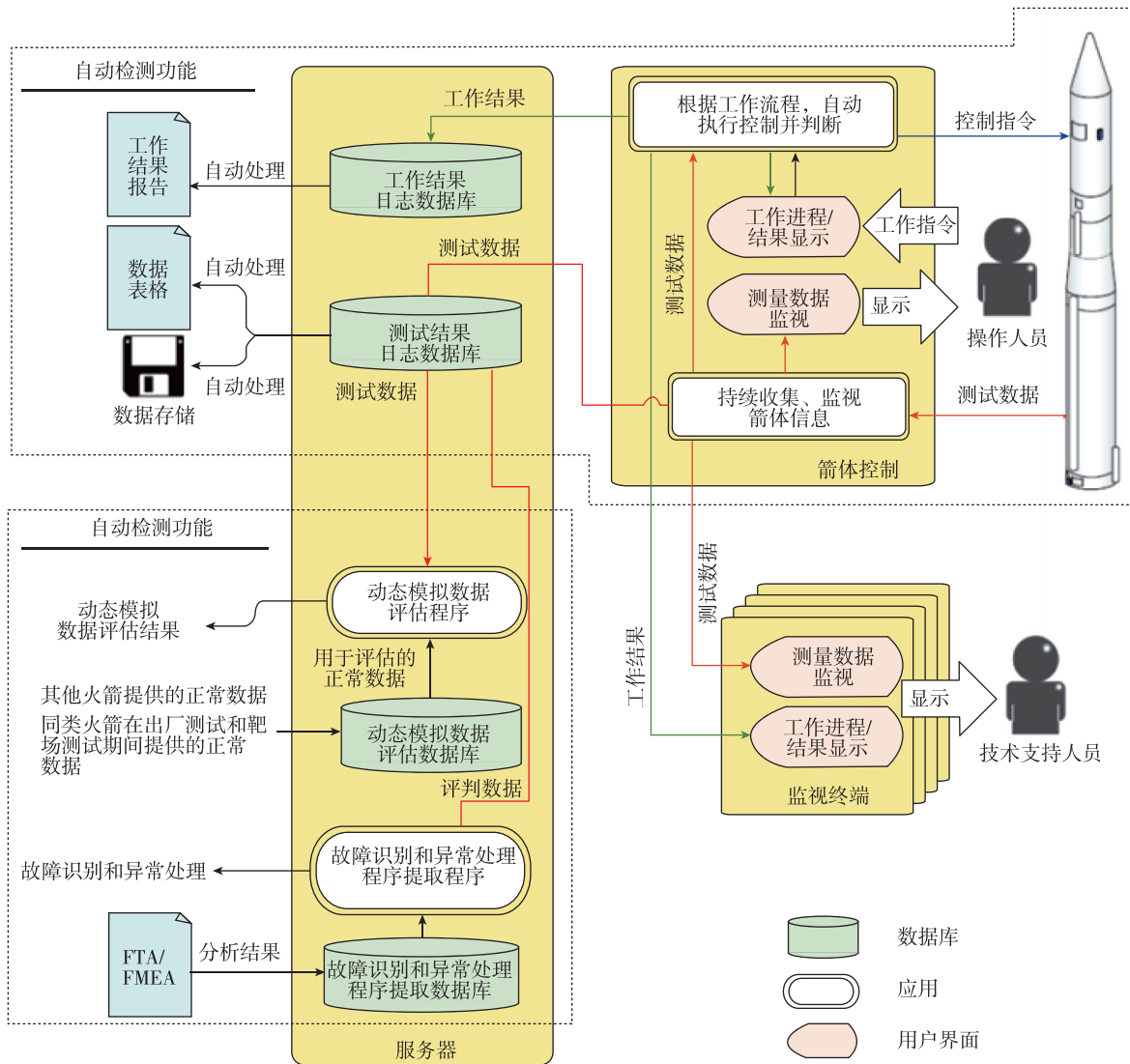
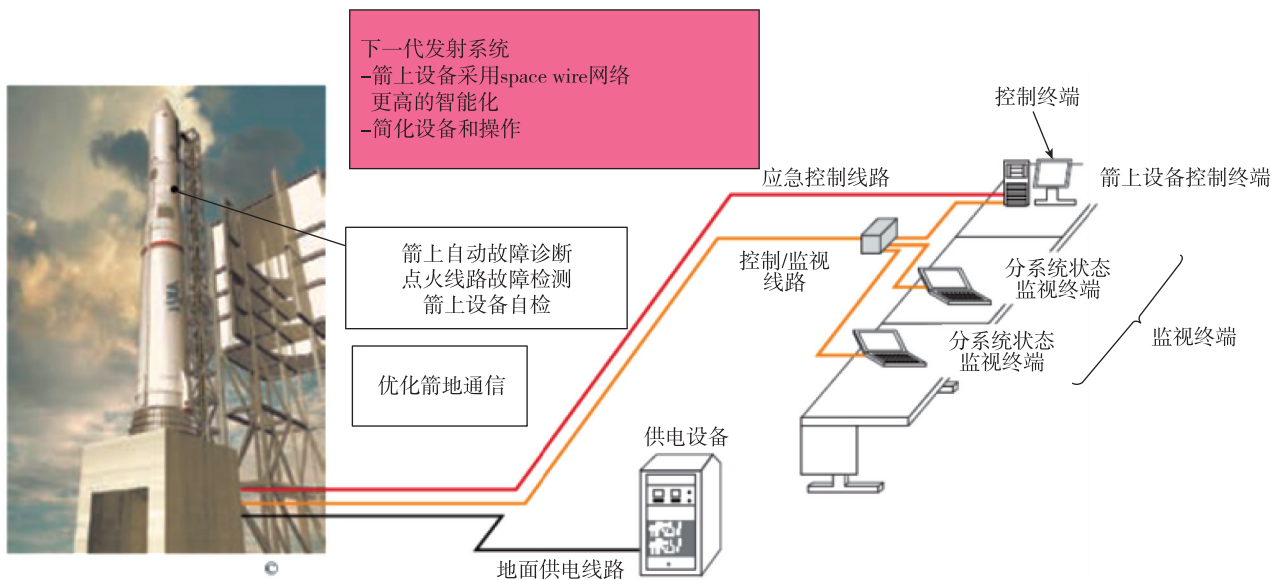


图 3 Epsilon 运载火箭地面测发控系统工作原理图

Fig. 3 The schematic of test and launch control system in Epsilon launch vehicle



### 2.5 子级独立应用/测试需求

未来运载火箭为适应不同任务需求，均具备基于子级模块化、组合化的构型型谱。为了适应各子级模块对不同构型的适应性和通用性，各子级电气系统应具备相对独立的功能，采用通用、简化的接口，降低不同子级之间的耦合性。Ariane 5 火箭为欧洲多国联合研制，将子级整体分包给一个分承包商，分承包商将产品交付给总承包商时，要进行整个子级的独立测试。采用子级独立测试可更好地适应生产总装能力布局。针对未来运载火箭生产能力布局的需求，可能采用不同子级在不同地区生产、总装模式，也对子级独立测试提出了需求。

## 3 我国未来运载火箭电气系统发展设想

### 3.1 未来运载火箭电气技术发展方向

综合国内外的技术发展差距和火箭发展需求，后续运载火箭电气系统发展主要瞄准集成化、轻质化、智能化、便捷化发展方向，设备集成度和性能大幅提升，箭上设备数量、质量、体积可大大缩减，接口极为简化，箭上电缆显著减少；通

过自适应控制、自主故障诊断和容错处理，飞行过程中自主化、智能化、故障适应性大幅提高，最终实现我国运载火箭电气系统更新换代跨越式发展、引领国际技术方向的目标。

### 3.2 未来运载火箭电气系统架构

根据需求分析提出我国未来运载火箭电气系统的基本架构，如图 4 所示。未来运载火箭全箭电气系统按照功能共划分为 5 个部分，分别为控制、测量、能源、总线通信和健康管理。其中控制分为飞行控制功能、推进剂利用功能、伺服功能，为传统运载火箭控制系统负责部分；测量负责参数测量功能、外测安全功能、无线通信功能，为传统运载火箭测量系统负责部分；能源是将传统控制系统供配电、测量系统供配电、动力系统供配电等全箭供配电资源后进行一体化整合；总线通信是将传统控制系统总线通信、测量系统基带通信等全箭主干网络总线通信资源进行一体化整合；健康管理负责地面测试与飞行过程中的全箭故障诊断、全箭数据综合处理与调度以及全箭箭上测试等功能。

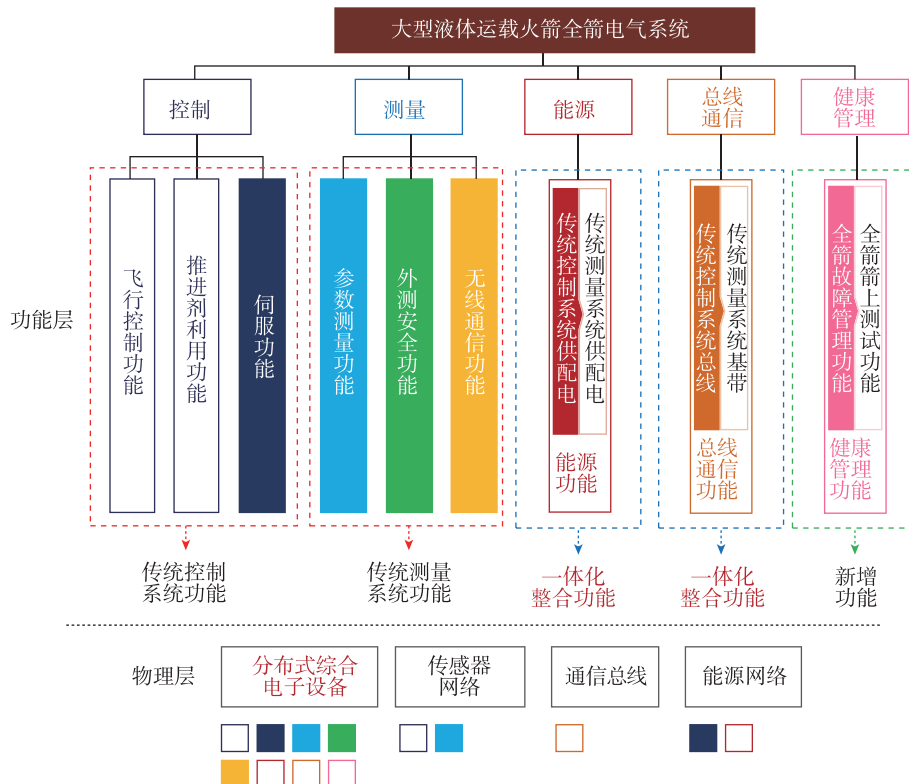


图 4 未来运载火箭全箭电气系统架构

Fig. 4 The architectur of avionics and electrical system in next generation launch vehicle

未来运载火箭全箭电气系统在上述功能划分的基础上，在物理实现层分为分布式综合电子设备、传感器网络、通信总线和能源网络等 4 类设备。其中，分布式综合电子设备负责实现控制单元中飞行控制、利用控制及伺服控制功能、测量单元中的数据综合功能、无线通信及外测安全功能、能源单元中的配电功能、总线通信中数据交换功能、健康管理功能；传感器网络负责实现控制部分中的利用及箱压测量功能、测量部分中的参数采集功能；通信总线实现全箭通信中的传输网络；能源网络实现设备及动力电源、伺服能源。

未来运载火箭电气系统一体化设计在功能层上体现为能源、总线通信的全箭一体化设计，在物理层上体现为各系统功能采用分布式综合电子架构进行硬件一体化整合，在信息层上体现为故障诊断、全箭测试由健康管理进行信息一体化管理，在软件层上体现为全箭各部分功能通过操作系统进行隔离分区实现一体化运行。运载火箭电气系统按照子级进行划分，各子级内部功能相对完整、独立，子级间接口简化。

### 3.3 未来运载火箭电气系统关键技术发展思路

针对我国未来运载火箭集成化、多电化、智能化、便捷化的发展需求，电气系统将针对下列关键技术方向开展研究：为了提高系统集成度，开展综合电子技术研究，主要包括模块化集成技术、高速实时总线技术、分时分区操作系统等关键技术；为了减小系统质量，开展轻质化技术研究，主要包括光纤互联、无线供电、无线传感及高压供电等关键技术；为了实现能源供给多电化，开展多电火箭技术研究，主要包括电静压伺服、流体动力电源等关键技术；为了提升火箭智能水平，开展智能化技术研究，主要包括智能测试技术、智能控制技术等关键技术；为了测试应用便捷可靠，开展便捷化技术研究，主要包括远程支持、子级独立测试、全程天基测控等关键技术。

#### 3.3.1 提高系统集成度：综合电子技术

按照分布式综合电子系统的概念，箭上电气系统设备主要由各子级综合电子设备、总线、分布式功能设备组成。其中，综合电子采用模块化、板卡化、背板式形式将传统电气系统的大部分功能集成在一个或几个大型单机设备内，其他部分功能由于位置、质量、体积的限制仍采用独立设

备实现，所有箭上设备通过总线进行通信，构成物理上集中式与分布式相结合、逻辑上信息管理一体的分布式综合电子系统架构。

#### (1) 模块化集成技术

各综合电子组合设备采用通用功能模块+定制背板机箱的组合式设计，各模块及背板均遵循 VITA 78 SpaceVPX 标准架构，通过不同功能模块的组合可以实现具有不同功能和性能的信息处理单元，从而实现对箭上电气系统各功能单元的组合设计。综合电子设备内部模块间通过背板高速总线互联，印制板取代互联电缆；传统单机升级为组合化的功能模块，内部功能更加紧凑，系统的耦合度更高，如图 5 所示。

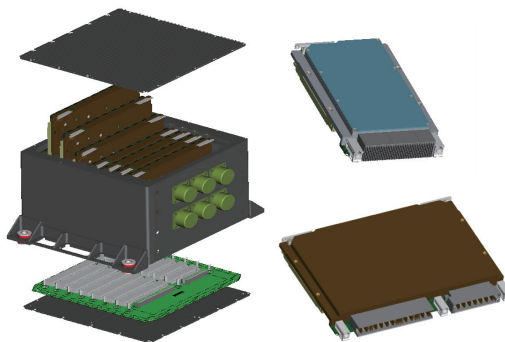


图 5 模块化综合电子设备结构

Fig. 5 Integrated modular electronic device for launch vehicle

#### (2) 高速实时总线技术

未来运载火箭各子级内部主要设备间、子级间以及综合电子设备内部模块间均采用统一的主干数据总线进行通信，全箭形成统一的数据总线网络，传统控制指令和测量数据均在统一数据总线架构内根据不同优先级进行传输。主干数据总线采用光纤传输，实现高速、轻质数据传输，如图 6 所示。

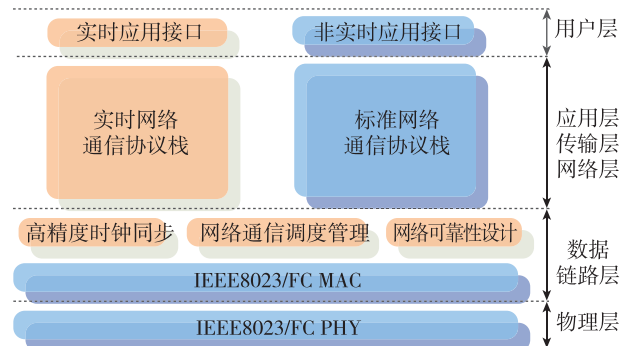


图 6 实时以太网体系架构

Fig. 6 Architecture of time-triggered ethernet

### (3) 分时分区操作系统

综合模块化的电子系统通过在一个计算资源中运行多个子系统任务来实现计算资源的高度共享,不同关键类型的任务间不能彼此干扰,特别是重要性级别高的任务不能受到级别低的任务的干扰。在 ARINC 653 标准中提出了分区概念<sup>[9]</sup>,

通过将不同关键级别的任务分配到不同的分区中,使得运行在同一计算资源上的任务不会相互影响。通过分区对系统进行功能划分,并对各应用进行空间与时间隔离,实现了系统高度的容错能力,增强了系统的健壮性,如图 7 所示。

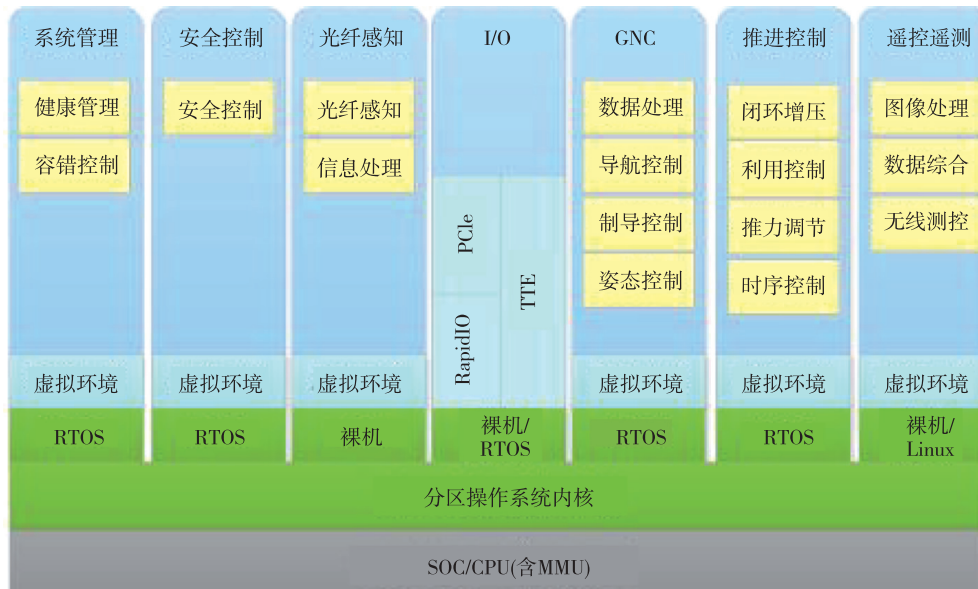


图 7 分区操作系统架构

Fig. 7 Framework of time and space partitioning operating system

### 3.3.2 减小系统质量：轻质化技术

面对未来我国新一代运载火箭技术水平提升的需求及电子信息技术发展的需求,瞄准电气系统智能化、无缆化、前端无人值守等发展目标,从技术发展趋势上来看,无线技术逐步取代有线技术将成为运载火箭电气系统发展的重要方向之一。随着应用规模的不同,箭载无缆化互联技术将使运载火箭电气系统减重 30%~50%。

#### (1) 光纤互联技术

光纤通信技术具有信息容量大、传输距离长、抗干扰性强、质量小等特点,是解决现有运载火箭信息传输所面临的各种问题,实现运载火箭电气系统综合化和智能化的关键支撑技术。箭上电气系统采用光纤作为箭上主干总线数据传输介质,可有效解决传统铜质电缆过重、电磁干扰问题。光纤互联主要包括光发射/接收、光纤连接器、光缆组件、光缆安装布局、光纤产品的使用维护等,如图 8 所示。

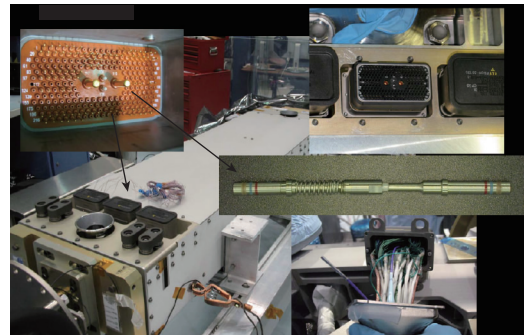


图 8 光纤互联示意图

Fig. 8 Scheme of optical fiber interconnections for space application

#### (2) 箭地无线供电

无线电能传输技术(Wireless Power Transfer, WPT)是指用电设备不需要借助于电导线,利用电磁感应原理或者其他相关的感应技术,在发送端和接收端用相应的设备来发送和接收产生感应的信号来进行无线电力输送。



目前,国内外无线供电技术能够在可应用的距离内实现大功率传输,并且适用于火箭应用场景的主要有基于磁谐振和激光的无线电能传输技术,两者对比如表 1 所示。未来运载火箭根据不同

应用场景使用不同无线供电技术,其中距离近( $<0.1\text{m}$ )、功率需求高的采用磁耦合式无线供电技术,距离较远、功率需求较低采用激光无线供电技术。

表 1 无线供电技术对比

Tab. 1 Comparison of different technologies of wireless power transmission

参数项	磁耦合式无线供电	激光无线供电
传输功率	$>10\text{kW}$ 级	$>\text{kW}$ 级
传输距离	$\leq 1\text{m}$	可远至 km 级别
发射/接收设备尺寸	$1\text{m}\sim 2\text{m}$	$0.04\text{m}\sim 0.1\text{m}$
电效率	$30\%\sim 60\%$	$12\%\sim 15\%$
电磁波/光-电效率	$\geq 80\%$	$50\%$
使用频段	$10\text{kHz}\sim 10\text{MHz}$	$808\text{nm}$ (约 $372\text{THz}$ )
接收端功质比	$20\text{W}/\text{kg}\sim 100\text{W}/\text{kg}$	$300\text{W}/\text{kg}\sim 400\text{W}/\text{kg}$
电磁兼容	差	好
是否需要瞄准	是(粗)	是(精)
研制成本	优	高,大功率激光器成本高

### (3) 无线传感技术

无线传感网络集合了传感器技术、嵌入式技术、通信网络技术等,使得传感器具有局域信号处理功能和中继信号传输功能,通过内置式天线和自带能源管理模块,以自组织构架实现对火箭环境的无线测量,可在不改变火箭电气系统总体框架的基础上实现测点的灵活删减,便于传感器的安装敷设。

### (4) 高压供电体制

未来运载火箭能源系统按照子级分为芯三级、芯二级、芯一级、助推等不同的独立供配电区域,子级之间没有交叉供电接口,实现子级内部的独立供配电,减少由于跨子级供电距离增加带来的箭上电缆网负担。

全箭电源分为仪器设备电池、动力电池和伺服电源,分别采用 DC 28V 和 DC 270V 高低压母线电压体制,一次电源均为浮地供电体制。其中,仪器设备电池采用 DC 28V 规格一次母线电压,为箭上电气系统仪器设备、传感网络供电,箭上火工品、动力系统电磁阀等负载采用动力电池 DC/DC 变换输出的 28V 二次母线供电;动力电池、伺服供电采用 DC 270V 规格一次高压母线,为推力

调节电机、利用调节电机、预冷循环泵等负载采用 270V 一次母线进行局部供电,以减小线缆压降、发热和电缆质量。

### 3.3.3 能源供给多电化:多电火箭技术

航空领域已经通过电传控制、机电作动机构、发动机起动/发电一体化设计等技术的全面应用实现了多电飞机,而后续随着大功率电动伺服机构、箭上循环泵、起动/调节电机以及机电阀门等大功率负载的逐步应用,运载火箭需要将传统气液能源系统统一在综合电力能源系统下,通过电静压伺服机构、流体动力电源、新能源电池等新技术的推动逐步向多电火箭方向发展。

#### (1) 电静压伺服机构

电静压伺服机构(EHA)采用“双向定量液压泵+液压作动器”作为减速器和执行部件,由伺服电机控制定量泵(即“电机泵”)输出流量。与机电伺服机构相比,由于没有采用滚珠或滚柱丝杠,更适用于大载荷情况,也更易实现冗余设计。与传统阀控电液伺服机构相比,取消了传统的易发生污染堵塞故障的伺服阀,本质可靠性显著提高,消除了传统的大体积液压油箱和外部液压导管,密封性能和使用维护性能显著提高。

电静压伺服机构工作时电机驱动液压泵旋转提供系统流量，工作介质通过工作模式切换模块进入伺服作动器，通过调节电机转速、方向来改变系统流量和方向，实现对作动器活塞杆伸缩和速度的控制。

采用电静压伺服机构后由于采用电机驱动，因此需要配合伺服电源管理和电机驱动控制设备，提升对伺服电源的利用效率。通过冗余设计和故障管理，电静压伺服系统可实现双余度、三余度及四余度等不同等级的冗余设计，提升系统可靠性。

### (2) 流体动力电源

流体动力电源指采用动力系统驱动发电机在

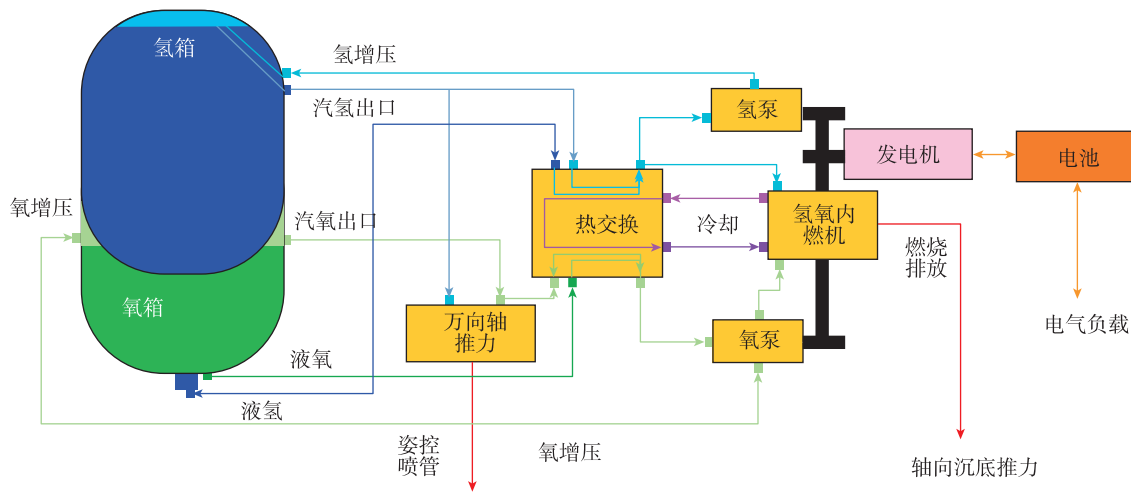


图9 氢氧蒸发量驱动内燃机发电示意图

Fig. 9 Scheme of integrated vehicle fluids for electric power generation

### 3.3.4 提升火箭智能水平：智能化技术

#### (1) 智能测试技术

引入测试性设计理念，开展运载火箭系统 BIT 设计流程研究，通过面向测试的 FMEA 方法，建立故障-测试数据库，通过箭上自测试实现对箭上产品的快速精准检测。通过智能仪器和总线将机内测试技术引入到电气设备中，机内测试技术可以依靠其内部专设的一些自检测电路和自检测软件来完成系统或设备自身器件工作参数的检测和故障诊断，实现运载火箭测试智能化。构建轻量化的统一地面测发控系统，同时利用智能算法构建智能判读平台，提升测试数据分析效率。

开展箭上及地面设备的智能操控技术研究，研究智能操控设备，完成各类连接器与箭上接口的自动连接和自动脱落，突破箭地连接器自动对接时所面临的柔性动基座自适应动态对接技术、动目标识

飞行阶段进行发电，向全箭提供能源。未来运载火箭流体动力电源包括氢气涡轮发电机方案、煤油液动机发电、发动机机械能电源以及推进剂蒸发发电等方案。

其中，氢氧动力系统可采用氢气涡轮发电，液氧煤油动力系统可采用高压煤油带动液动机发电。此外，还可以利用发动机直接通过轴输出机械能带动发电机提供电源。低温推进剂蒸发量可以通过氢氧内燃机进行燃烧，做功带动机械轴做功带动发电机进行发电，或者作为氢氧燃料电池直接通过化学反应发电，如图9所示。

别对准技术、可靠连接低温密封技术等关键技术。

#### (2) 智能控制技术

当火箭发生故障时，进行风险评估与决策。对于可能完成发射任务的状况，根据当前的飞行环境和飞行状态，在线生成新的优化弹道。对于已经不可能完成发射任务的状况，则在线生成规避人口密集区域的再入自毁轨迹，确保将风险降至最低。根据当前的风险评估结果和飞行环境，开展在线控制力动态分配和控制参数在线重构，进而确保火箭按新的飞行弹道稳定、可靠飞行。

箭上故障诊断系统预置动力、结构系统故障模式，根据飞行动力学模型、在线质量及动力特征参数模型、动力系统模型等实时判断火箭飞行状态。当判断发生某种预置故障模式时，根据故障的危害程度及严重程度进行风险评估，在线决

策是否继续任务、是否提前分离、是否关机等，并确定后续的工作模式，之后将决策结果发送至

飞行控制组合。由飞行控制组合根据预置的处理措施，执行任务重规划及系统重构。

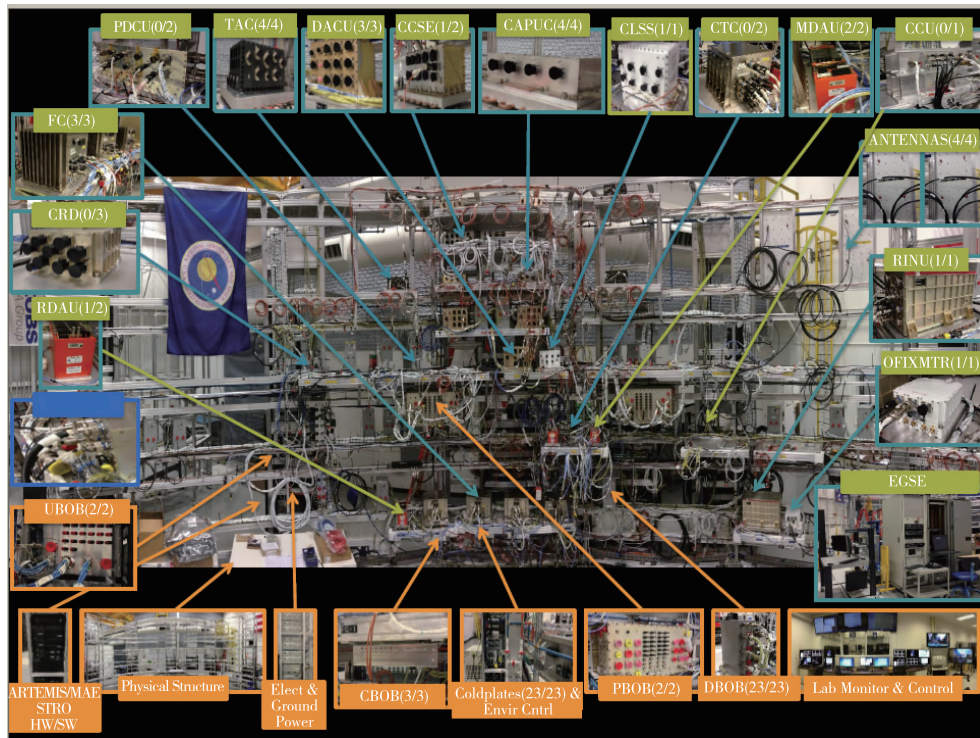


图 10 子级散态试验立体测试

Fig. 10 The integrated test of avionics and electrical system with 3D arrangement

3.3.5 测试应用便捷可靠：便捷化技术

(1) 远程异地实时交互

建设运载火箭发射远程支持系统，总装厂、发射场与各设计中心之间具备远程支持能力，形成多方数据共享、协同工作的信息化平台，进而可以形成从型号设计到发射场测试发射的信息闭环。中国航天科技集团有限公司内部各单位与各发射场之间打通从发射场到后方支持系统的数据链路，实现运载火箭测试、发射、飞行的进程、状态、数据实现互联互通，通过在前方信息采集和后方发射支持系统的建设，使后方设计人员同步掌握运载火箭在发射场的状态信息。

(2) 子级独立测试

子级独立测试需要考虑与全箭整体测试的统一化设计，一套地面测发控系统要能够适应部段测试、全箭测试以及动力系统试车等大型地面试验。子级总装厂配置一套部段地面测发控设备，具备完成子级独立出厂测试所需的测试能力。一套地面测试设备既能测试子级，又能测试全箭。基本思路是前端设备采用组合化设计，子级测试

时将前端设备拆分为子模块，全箭测试时再将前端设备组合；后端设备架构保持不变，能按照不同测试项目配置软件，按照测试岗位调整客户端数量。此外，一套地面测试设备还可以适应全箭各子级同时并行开展子级测试的需求。

(3) 高码率天基测控

目前，我国运载火箭已经成功应用了 S 频段天基中继传输。但 S 频段测控带宽窄，传输速率受到限制，结合大型运载火箭的型号任务需求，发展 Ka 频段高码率天基测控技术是运载火箭测控技术发展的需要。目前用于研制 Ka 频段天基测控设备的电子元器件已经趋于成熟，北斗二代卫星星间链路、四代机协同数据链等都采用了 Ka 频段相控阵天线和终端完成信息的无线传输。后续，将开展 Ka 频段高码率 10Mbps~50Mbps 天基反向传输技术的研制，并具有 Ka 天基前向链路可接收地面发送的安全自毁指令、上行指令和程序注入，同时配合全向 S 频段天基测控用于箭上关键参数下传，保证在任何姿态下能够完成遥测数据的可靠下传。

#### (4) 推进剂液位测量技术

在液体运载火箭飞行试验过程中, 贮箱内推进剂的状态直接影响着液位测量、推进剂管理、姿态控制和分离特性, 目前运载火箭低温推进剂的液位测量主要采用电容式、电阻式、压差式等原理, 在复杂飞行工况下仍然存在不准确或错判问题。针对贮箱大直径, 液面晃动幅度、推进剂蒸发影响液面测量精确性等情况, 需要开展推进剂液位高精度测量技术研究。利用光纤、激光、图像等新型测量手段对贮箱液位进行高精度测量, 用于推进剂加注或飞行过程中液位测量, 取代传统的电容式液位传感器, 开展激光器低温环境适应性技术、低温摄像技术、标识点设置技术、高清相机内外参数标定技术、双目识别算法等研究。

## 4 结论

本文从国外电气系统发展现状、我国与航天强国差距、未来运载火箭需求分析出发, 提出了我国未来运载火箭电气系统的顶层架构和系统总体方案, 从综合电子技术、轻质化技术、多电火箭技术、智能化技术、便捷化技术等方面提出了电气系统技术的后续研究方向, 为我国未来运载火箭电气系统发展提供参考。

## 参考文献

- [1] GJB7360-2011. 运载火箭电气系统匹配试验方法[S]. 2011.
- [2] 龙乐豪. 我国航天运输系统发展展望[J]. 航天制造技术, 2010(3):2-6.
- [3] 李洪. 智慧火箭发展路线思考[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(1):1-7.
- [4] 鲁宇, 秦旭东, 魏远明, 等. 中国运载火箭技术发展[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(3):1-8;
- [5] 宋征宇. 新一代运载火箭电气系统体系架构的研究[J]. 载人航天, 2016, 22(3):317-322.
- [6] Donahue B, Sigmon S. Space launch system: Block 1B configuration: development and mission opportunities [C]. AIAA Propulsion and Energy Forum, Atlanta, GA, 2017.
- [7] Ciucci A, Pilchen G, Resta P D. Ariane 6 new concept new governance status and prospectives [C]. 66<sup>th</sup> International Astronautical Congress, 2015.
- [8] Monchaux D, Gast P, Sangare J. Avionic-x: A demonstrator for the next generation launcher avionics [C]. ERTS 2012, 2012.
- [9] Avionics application software standard interface; ARINC specification [S]. ARINC, 2010.

引用格式: 彭越, 牟宇, 宋敬群. 中国下一代运载火箭电气系统技术发展研究[J]. 宇航总体技术, 2020, 4(2):13-24.

Citation: Peng Y, Mou Y, Song J Q. Research on the development of avionics and electrical system in Chinese next generation launch vehicle [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(2): 13-24.