

运载火箭箭上电气系统基础架构研究

张宏德, 彭越, 徐利杰, 何巍

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 运载火箭箭上电气系统主要用于完成飞行控制、参数测量以及故障检测等功能; 借鉴航空 IMA 平台和汽车平台的思路, 提出了运载火箭电气系统“1+4+N”的架构, 其中“1”代表一套通用电气系统平台, “4”代表“综合电子架构+能源管理架构+总线通信架构+软件应用架构”的电气系统基础架构, “N”表示满足基础架构规范要求的各类可扩展组件; 文章首先根据我国运载火箭的发展需求和技术特点, 分析了电气系统功能划分, 并给出了电气系统平台和基础架构的定义, 结合国外先进运载火箭的电气系统架构发展现状, 分析了运载火箭电气系统平台的各个发展阶段, 最后归纳总结了未来运载火箭电气系统总体特征。

关键词: 运载火箭; 电气系统; 基础架构

Research on Electrical System Infrastructure of Launch Vehicle

ZHANG Hongde, PEN Yue, XU Lijie, HE Wei

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

Abstract: The electrical system of launch vehicle is mainly used to complete flight control, parameter measurement and fault detection. Referring to the ideas of aviation IMA platform and automobile platform, the “1+4+N” concept of carrier rocket electrical system platform is proposed. The “1” stands for one usual electrical system platform, The “4” stands for comprehensive electrical infrastructure, energy management infrastructure bus communication infrastructure, software application, and infrastructure, The “N” stands for all kinds of extensive component which satisfied the basic standard infrastructure. In this paper, according to the development requirements and technical characteristics of launch vehicles in China, the functional division for electrical system is analyzed, and the definition of electrical system platform and infrastructure is made out. Combined with the development status of electrical system architecture for foreign advanced launch vehicles, each development stage of electrical system platform of launch vehicle is analyzed. Finally, the overall electrical system of launch vehicle is summarized in the feature.

Keywords: launch vehicle; electrical system; infrastructure

0 引言

运载火箭箭上电气系统主要完成飞行控制、参数测量以及故障检测等功能。《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(electrical subsystem of launch vehicle)的定义为: 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 或 Avionics, And Guidance, Navigation And Control, 直译为航电系统、航电与电气系统或航电和导航、制导与控制。

运载火箭电气系统涵盖箭上所有电子设备, 除传统控制、测量、故检、利用、附加等系统外, 还包括后续研制的新型阀门电控部分、电驱动涡轮泵、预冷循环泵电控部分、电驱伺服等。

长征五号、长征七号等新一代运载火箭^[1-4]代表了

收稿日期:2021-02-09; 修回日期:2021-06-04。

作者简介:张宏德(1988-),男,黑龙江人,高级工程师,主要从事液体运载火箭电气系统总体设计方向的研究。

引用格式:张宏德,彭越,徐利杰,等. 运载火箭箭上电气系统基础架构研究[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(1): 147-153.

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^[6]；然而，随着 SLS 运载火箭、Ariane 6 运载火箭的研制，国外运载火箭电气技术水平^[8]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^[6]。

本文对运载火箭电气系统的技术特点进行研究，结合国外运载火箭发展现状，针对国内运载火箭开展了技术演进路线分析，提出了第一代到第四代箭上电气系统的概念，归纳了未来运载火箭电气系统总体特征。

1 国内外运载火箭电气系统发展现状

1.1 美国 space launch system (SLS) 运载火箭

美国 SLS 重型运载火箭电气系统特点如图 1 所示，综合电子架构方面采用模块化综合电子；数据通信架构采用多级、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），可以通过自检测和总线侦听提高系统测试性^[12]；能

源管理采用分布式能源管理，化学电池供电，供配电双冗余；软件应用架构采用基于 ARINC 653 标准的 VxWorks653 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。

1.2 欧洲 Ariane6 运载火箭

Ariane 运载火箭是 1973 年 7 月由法国提议并联合西欧 11 个国家成立的欧洲空间局着手实施、研制的火箭计划。现已研制成功 5 种型号。分别是“Ariane-1”、“Ariane-2”、“Ariane-3”、“Ariane-4”和“Ariane-5”。Ariane6 运载火箭电气系统继承 Ariane5 运载火箭并进行了一定的升级^[11]，如图 2 所示。其电气系统的特点是综合电子架构采用模块化综合电子；数据通信架构采用 TTE 实时以太网^[10]总线作为全箭主干网络通信数据总线；能源管理架构采用分布式能源管理，化学电池供电，供配电双冗余；软件应用架构采用基于 ARINC 653 标准的 Vx-Works653 分时分区实时操作系统（time and space partition real-time operation system）作为箭载飞控

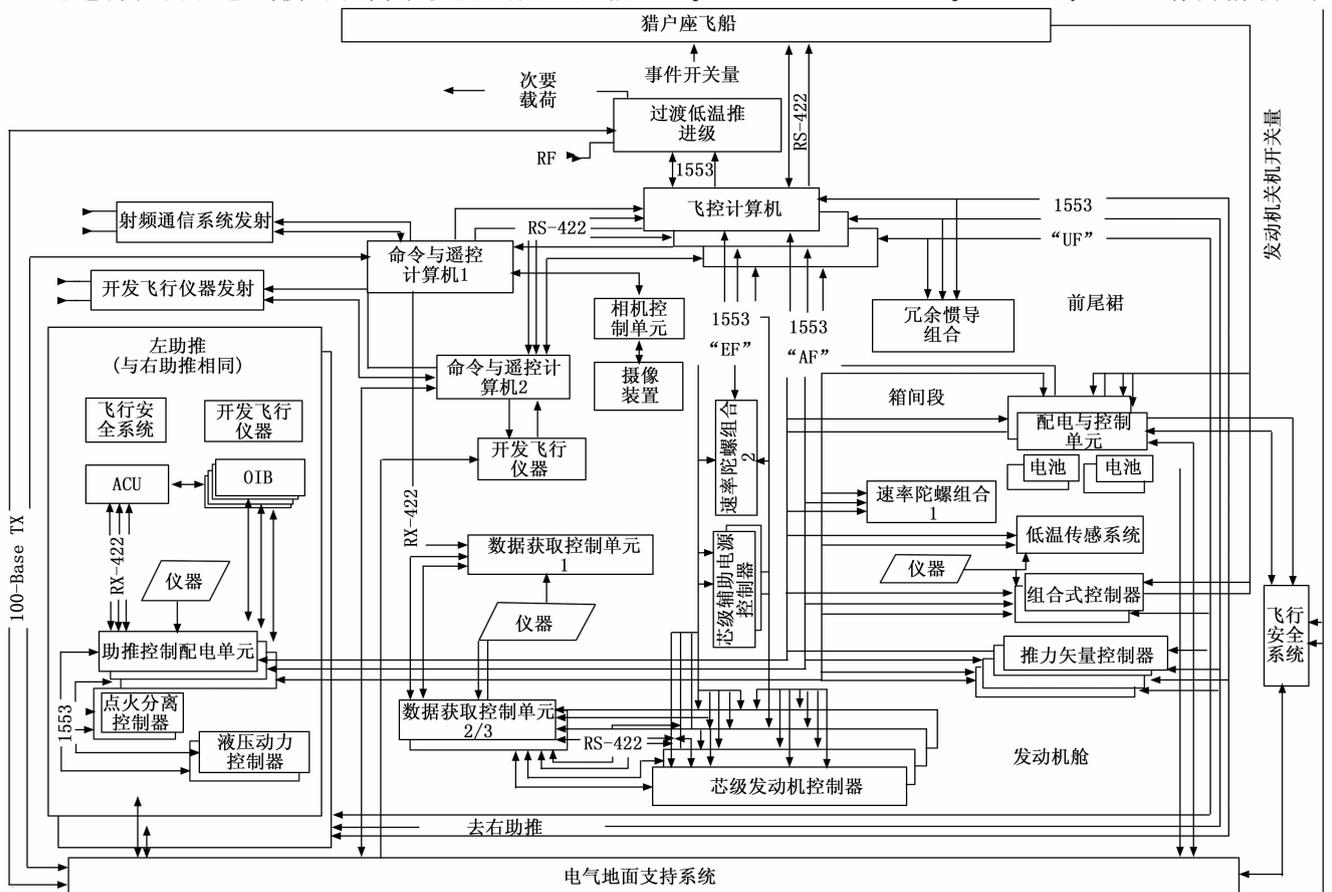


图 1 SLS 运载火箭电气系统原理图

计算机操作系统。

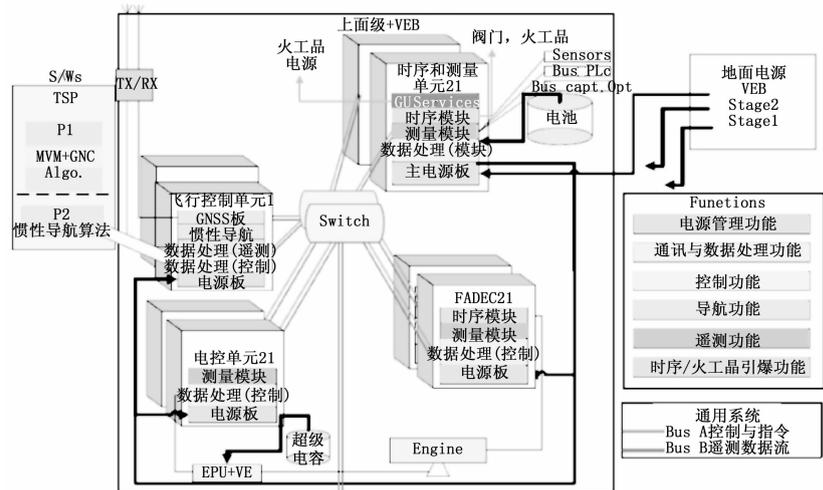


图 2 Ariane6 运载火箭电气系统原理图

1.3 我国新型运载火箭

CZ-5、CZ-7、CZ-8 等运载火箭为我国新型运载火箭电气系统代表, 其主要特点如下:

1) 采用模块化综合电子架构, 将传统多台单机设备进行小型化设计, 以模块板卡的形式组合, 用以完成飞行控制、利用调节、伺服控制、贮箱增压等功能;

2) 全箭采用集中式中等密度能源管理架构, 使用不能在线充电的银锌电池作为能源, 充电需将电池进行加液后再安装。各个子级间存在交叉供电, 全箭一般分为仪器设备电池、火工品电池。部分子集采用一块电池完成仪器设备和火工品、电磁阀的所有供电;

3) 采用基于三冗余的 1553B 总线和高速 422 总线制的分布式全数字控制系统, 实现信息资源的互通和共享, 但是由于 1553B 总线特点, 全箭站点数量和通信带宽资源较为紧张。通过总线切换解决分离时总线拓扑结构变化;

4) 软件部分还是以无操作系统为主, 比如关键的飞行控制软件未使用操作系统, 仅局部功能采用实时操作系统实现。

2 电气系统平台

运载火箭电气系统平台类似综合化航空电子处理平台 IMA (intergrated modular arionics, IMA) 或者汽车平台。IMA 平台是指飞机上的分布式的实时计算平台, 该平台的各部件均为标准化的计算处理硬件模块, 通过传输网络连接分布于飞机的各个部分,

每一个计算处理模块均能驻留多个不同功能的应用软件, 各种类型的数据均可在 IMA 中进行转换、计算与传输; 汽车平台是将汽车的基础零件如发动机、车身结构、底盘等设计得基本一致, 只在造型和轴距以及配置上加以区分, 从而满足不同需求。运载火箭电气系统平台与上述两种平台类似, 包括基础架构和可扩展组件两部分, 基础架构决定运载火箭整体性能, 可进行标准化设计, 通过配置不同扩展组件满足控制、测量、健康管理需求。

2.1 电气系统功能划分

电气系统自顶向下可分为功能层、基础架构层、物理层, 如图 3 所示。

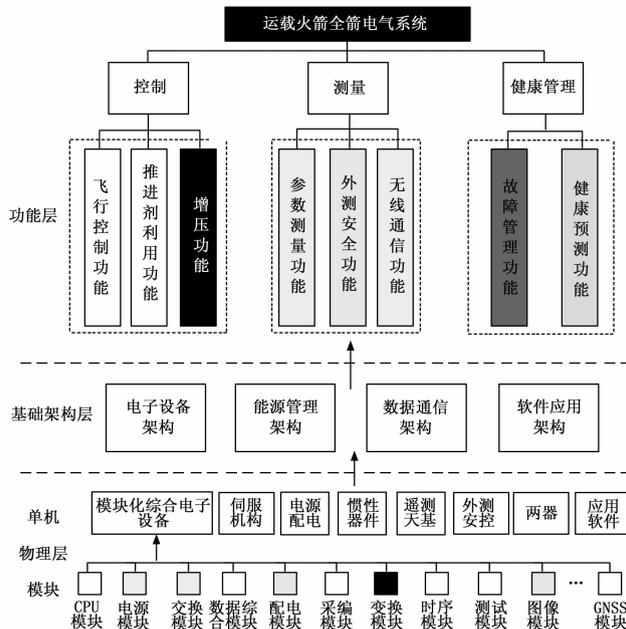


图 3 运载火箭全箭电气系统顶层功能划分

功能层包括控制、测量、健康管理三部分。控制功能负责飞行过程中的导航解算、制导控制、姿态控制、飞行时序控制、执行机构控制、飞行过程中的推进剂剩余混合比调节、贮箱压力闭环控制; 测量功能负责全箭传感器参数、总线参数等遥测数据的采编、编帧处理、飞行过程中的外弹道测量与安控指令接收、执行安全自毁、遥测数据下传, 遥控指令、卫星导航数据接收^[13]; 健康管理功能负责地面测试与飞行过程中的单机级、分系统级和全箭级故障诊断, 根据检测出的故障模式进行容错重构。

基础架构介于功能层和物理层之间的部分，是对物理层的抽象，其向下规定了单机设备的物理形式和功能划分，向上约束了电气系统功能的实现方式，决定了电气系统的物理形式，是电气系统发展的关键。因此基础架构层包括电子设备架构、能源管理架构、数据通信架构和软件应用架构四部分。

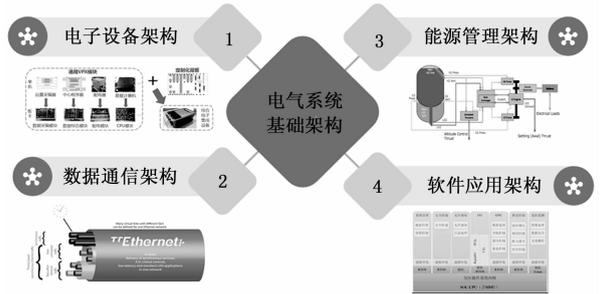


图 5 SLS 电气系统原理组成图

电气系统是由不同功能的电子设备的组合来实现飞行控制、传感测量、无线通信、供配电等各项功能。电子设备是运载火箭电气系统的基础支撑。

物理层是具体电缆、天线、单机、模块设备等产品，用于实现具体某项或多项功能。

2.2 电气系统平台

电气系统平台包括基础架构、可扩展组件两部分，组成如图 4 所示。平台是基于某一特定的架构结合所需的外围设备组成一套电气系统，外围设备根据需求可以更换，从而组成不同等级的产品。未来运载火箭可根据其自身特点选取所使用的电气系统平台。

2) 能源管理：能源管理是运载火箭电气系统电源产生、电能传输和配电管理的综合，是电气系统正常运行的能量来源。

3) 数据通信：数据通信是电气系统各电子设备间（功能模块间）进行数据交互的主要形式，是全箭信息高效处理和应用的基础。

4) 软件架构：箭上软件主要负责运载火箭地面测试发射和飞行过程中各种逻辑动作的实现，是电气系统的智能运算中心。软件系统主要应用部分和基础平台部分，应用部分主要负责实现功能业务，基础平台部分负责提供与硬件的接口驱动、资源调度管理等。

电气系统基础架构约束了电气系统功能的实现方式，规定了单机设备的物理形式和功能划分，是决定运载火箭电气系统性能的关键。

3.2 电气系统基础架构演进路线

电气系统基础架构演进路线如图 6 所示。

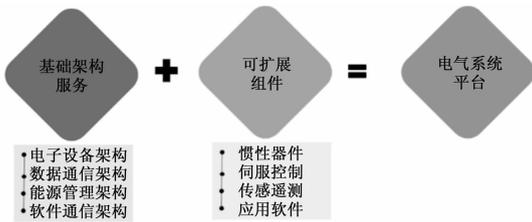


图 4 电气系统平台组成

电气系统平台中的基础架构决定了电气系统的物理形式，是电气系统形态的基础，包括综合电子设备架构、数据通信架构、能源管理架构、软件应用架构四部分，电气系统平台确定后基础架构就不再变化。

电气系统平台中的可扩展组件包括惯性器件、伺服控制、传感器、遥外测系统、应用软件等，可根据需求灵活配置。

电气系统平台应采用具有统一技术路线的基础架构，和可灵活选配的产品化组件，包括惯组、伺服、遥外测产品等，从而实现“统一技术路线+共享通用产品”的目标。

3 电气系统基础架构研究

3.1 电气系统基础架构

电气系统的基础架构包括综合电子架构、能源管理架构、数据通信架构、软件应用架构四部分，如图 5 所示。

1) 电子设备架构：电子设备是电气系统箭上硬件产品实现的外在表现形式，箭上

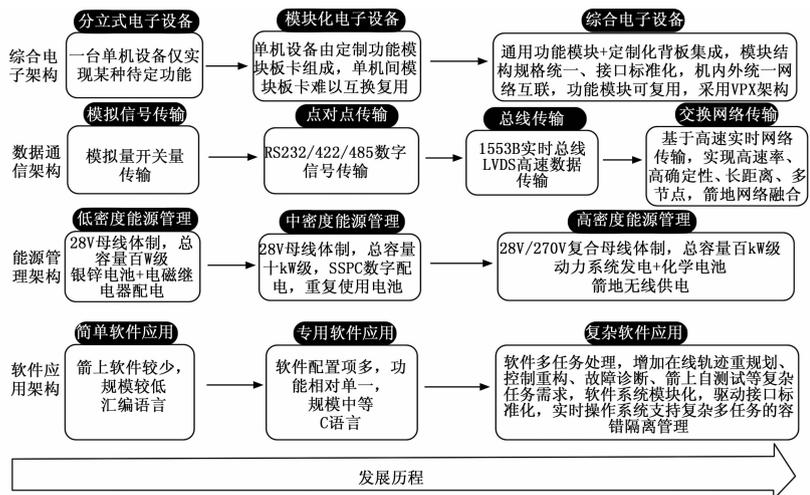


图 6 电气系统发展路线

根据箭上电气系统发展历程可以看出, 电气系统的升级换代本质上都是电气系统基础架构的升级换代, 基础架构中的电子设备架构、数据通信架构、能源管理架构以及软件应用架构, 每个方面的优化改进都会涉及电气系统中大量单机设备的技术状态变化和整体性能提升, 以数据通信架构为例, 由 1553B 总线升级到 TTE 总线, 系统内部通信带宽由 1 M/10 M 升级至 1 000 M, 原电气系统总线上每一台单机设备的总线接口都需要全新设计, 同时还会涉及部分软件更改。而可扩展组件, 比如惯组、伺服、无线传感等技术的优化改进, 每个方面的优化改进仅涉及单个产品的技术状态变化, 不会影响其他单机设备和电气系统整体性能。因此以基础架构的变化为标准, 可将其划分为以下几个阶段。

3.2.1 第一阶段箭上电气系统技术特点

1) 综合电子架构: 设备内部大量使用模拟分立器件, 一台单机设备仅实现某种特定功能。

2) 能源管理架构: 采用 28 V 母线体制, 化学电池供电, 箭上总容量百 W 级。

3) 数据通信架构: 设备和设备之间采用模拟信号传输, 数据速率低、抗干扰能力较差。

4) 软件应用架构: 箭上软件数量少, 规模小, 使用汇编语言。

第一阶段的设备种类和数量多, 规模庞大, 可靠性低, 自动化程度低, 使用维护复杂。

3.2.2 第二阶段箭上电气系统技术特点

1) 综合电子架构: 采用模块化电子设备, 但是模块化板卡只适用于某一固定单机设备, 单机之间模块化板卡无法互换。

2) 能源管理架构: 采用 28 V 母线体制, 化学电池供电, 箭上总容量百 W 级。

3) 数据通信架构: 设备和设备之间采用 RS422、RS485 进行信息传输, 数据传输速率、效率较低。

4) 软件应用架构: 软件配置项多, 每个软件配置项功能单一, 软件中等规模, 使用 C 语言。

第二阶段箭上电气系统由于传统分工, 各系统分开独立研制配套, 导致这一阶段系统的设备复杂, 部分功能系统间存在冗余, 规模庞大, 使用维护成本高, 设备定制化程度高。第二阶段箭上电气系统技术特征可以归纳为: “各系统独立、模块化设计、定制化开发、点对点数字传输”。

3.2.3 第三阶段箭上电气系统技术特点

1) 综合电子架构: 采用模块化电子设备, 但是模块化板卡只适用于某一固定单机设备, 单机之间模块化板卡无法互换。

2) 能源管理架构: 采用 28 V 母线体制, 化学电池集中式供电, 箭上总容量+kW 级。

3) 数据通信架构: 箭地之间采用 LVDS 高速传输, 设备和设备之间 1553B 数字总线进行信息传输。

4) 软件应用架构: 软件配置项中等, 每个软件配置项包含多项功能, 软件中等规模, 使用 C 语言, 部分功能采用操作系统进行管理。

第三阶段电气系统在电池容量和数据通信架构上有所升级。第三阶段电气系统技术特征可以归纳为: “各系统独立、模块化设计、定制化开发、总线互联”。第三阶段电气系统主要应用于新一代运载火箭。

3.2.4 第四阶段箭上电气系统技术特点

1) 综合电子架构: 采用通用模块+定制化背板的综合电子架构, 模块功能独立、结构规格统一、接口标准化、统一网络互联, 功能模块可在不同单机产品复用。

2) 能源管理架构: 采用 28 V/270 V 复合母线体制, 动力系统+化学电池分布式供电, 箭地采用无线供电, 总容量百 kW 级。

3) 数据通信架构: 采用基于实时以太网的新型网络传输, 实现高速率 (1 000 Mbps)、高确定性 (<100 ns)、长距离 (km 级)、多节点数据传输, 箭地网络融合。

4) 软件应用架构: 软件规模较大, 具备在线轨迹重规划、控制重构、故障诊断、箭上自测试等复杂任务, 采用实时操作系统对任务进行管理。

第四阶段电气系统将传统控制、测量系统进行一体化设计, 统一电子架构、统一供配电、统一数据总线, 系统高度集成, 性能大幅提升, 箭上设备数量、重量、体积大大缩减, 接口简化, 箭上电缆显著减少; 具备自适应控制、自主故障诊断和容错处理、子级独立测试、轨迹重规划等复杂功能。第四阶段电气系统技术特征可以归纳为: “统一规划、轻质高效、高速互联、智慧自主”。

根据电气系统基础架构演进路线, 以三级运载火箭为例, 图 7 所示给出了下一代运载火箭电气系统架

构简化的示意图，主要包括综合电子设备、能源、总线以及其他部组件组成。综合电子设备可根据运载火箭需求由不同功能模块灵活组合。图 7 中，飞行控制组合主要用于完成飞行控制、重构以及姿控喷管、分离控制；测控组合 1 主要用于完成增压、利用、发动机电磁阀控制；测控组合 2 主要用于完成电量变换、采编、图像压缩、数据综合等功能。能源包括设备电池、火工品电池以及动力电池，其中设备电池、火工品电池为 28 V，动力电池为 270 V。全箭采用 TTE 总线进行互联，部分设备可采用 RS485 或者直连线路。在研制过程中，还可参考国内外航空航天领域较广泛使用的基于 mbse 模型的建模方法，通过 sysML 语言对电气系统进行建模，模拟并完成各电气系统的性能参数分析和接口匹配验证^[14]。

4 关键技术

4.1 故障检测技术

目前我国运载火箭只有 CZ-2F 载人运载火箭具

备故障检测系统，根据国内外多次重大飞行失利教训，后续运载火箭都应设置专门的故障检测系统，对发动机、伺服机构、惯性器件等关键产品进行实时健康监测，通过关键产品的故障检测和全箭动力学参数联合分析检测故障模式，在线生成控制参数。充分利用箭上资源实现故障下的火箭入轨或者轨道降级，提高故障适应能力。

4.2 先进数据采集及传输技术

通过新型传感技术和多样化数据采集方式，提高数据获取能力。比如光纤传感技术可作为新型测量技术，能够准确快速的实现温度、应变等参数的测量。分布式先进传感及数据处理平台通过对由测量系统采集的传感器信号进行分析，来发现和识别金属材料或复合材料中由于裂纹、撞击、腐蚀或者任意情况组合所带来的结构异常。

现有的 1553B 总线在通信速率、总线节点数量、传输距离等方面在性能指标上已经不满足未来运载火

箭总线通信的要求，因此需开展新型箭上主干网研究，应具备高速率、实时性、确定性、高可靠性，具备较强的冗余和快速恢复能力，可用于综合电子机箱内部模块间、电气设备间、子级间、箭地信息交互。

4.3 能源供给与管理技术

针对未来运载火箭子级独立测试和电动伺服、电动阀门等需求，需开展 28 V+270 V 高低压复核母线体制研究，通过动力系统并网发电提高能源利用率，箭上电池可重复使用电池，箭地采用无线供电技术。

4.4 无线互联技术

我国现役运载火箭仍普遍采用脱插、脱拔等分离型电连接器作为

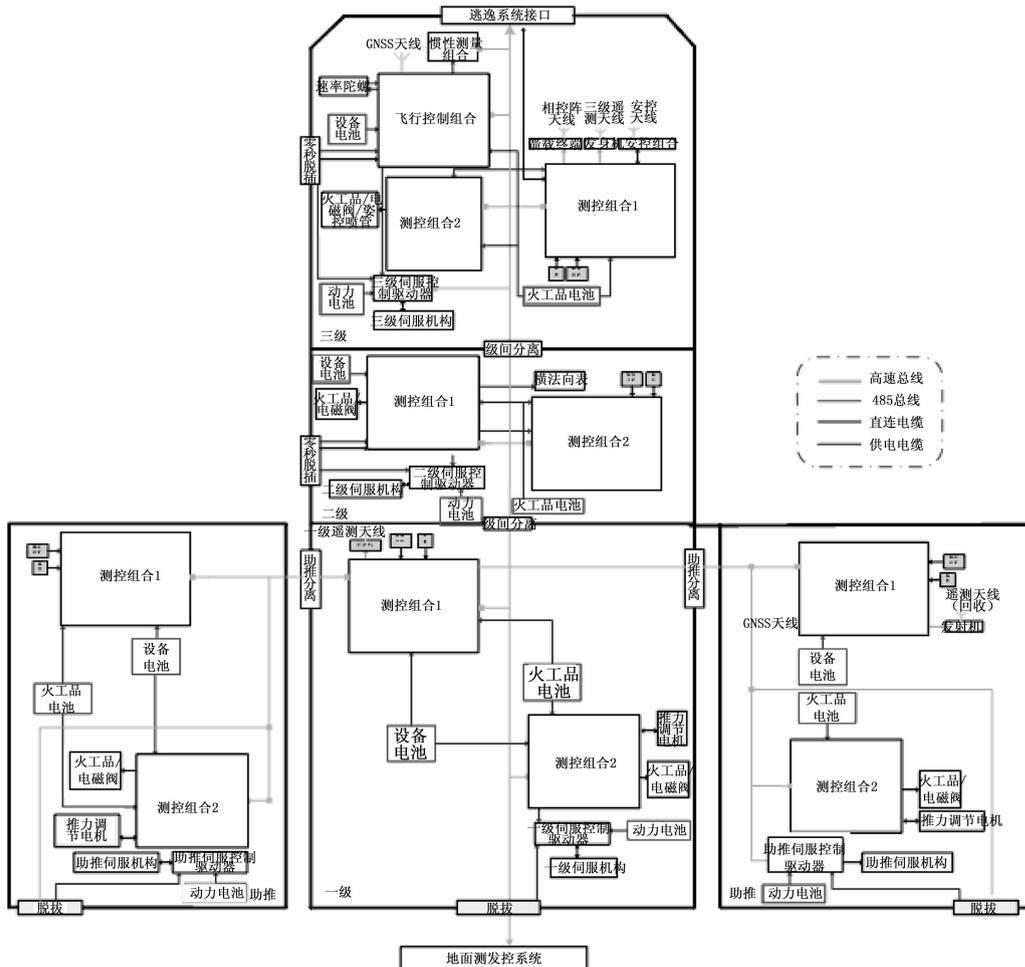


图 7 全箭电气系统原理框图

电气系统箭地接口,采用有线接口进行信息交互及供电通道,在发射场测试及发射准备过程中需要大量的人工操作,增加了发射场安装、检查等工作量,尤其是在低温推进剂加注后存在较大的安全性风险;当运载火箭发生紧急关机或其他异常情况导致电连接器断开时,无法实现箭地接口的自动对接,无法自动恢复地面对箭上的控制。为此采用箭地无线连接技术,消除了由于机械电连接器连接、分离等动作带来的隐患,是实现箭地无缆化和无人值守。

5 结束语

本文对运载火箭电气系统的技术特点进行研究,借鉴航空 IMA 平台和汽车平台的思路,提出了电气系统平台的概念,包括基础架构和可扩展组件,其中基础架构是电气系统平台的关键部分,包括电子设备架构、能源管理架构、数据通信架构和软件应用架构四部分,其余为可扩展组件。然后结合国外运载火箭发展现状,针对国内运载火箭开展了电气系统技术演进路线分析,分析了运载火箭电气系统平台各个阶段的技术特征,最后提出了未来运载火箭电气系统总体特征。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 李洪. 智慧火箭发展路线思考 [J]. 宇航总体技术, 2017, 1 (1): 1-7.
- [3] 鲁宇. 中国运载火箭技术发展 [J]. 宇航总体技术, 2017, 1 (3): 1-8.
- [4] 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.
- [5] 中国人民解放军总装备部. 运载火箭电气系统匹配试验方法: GJB 7360-2011 [S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2011: 1.
- [6] 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.
- [7] DONAHUE B, et al. Space Launch System: Block 1B Configuration: Development and Mission Opportunities [C] // AIAA Propulsion and Energy Forum, Atlanta, GA, 2017 (7): 10-12.
- [8] CIUCCI A, et al. Ariane 6 new concept, new governance status and perspectives [C] // 66th international Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 2015 (10):

12-16.

- [9] MONCHAUX D, et al. Avionic-X: A demonstrator for next generation launcher avionics [C] // ERTS, 2012.
- [10] CIUCCI A, PILCHEN G, RESTA P D, et al. Ariane 6 new concept, new governance status and perspectives [C] // 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 2015 (10): 12-16.
- [11] NEXT-generation avionics and flight software for Ariane5 launch vehicle to be provided by Astrium [DB/OL]. [2021-02-09]. <http://www.militaryaerospace.com/articles/2010/01/next-generation-avionics-and-flight-software-for-Ariane5-launch-vehicle-to-be-provided-by-Astrium.html>.
- [12] MAY T. Space launch system: SLS at critical design review [DB/OL]. [2021-02-09]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150019522/pdf>.
- [13] 王国辉, 张金刚, 耿胜男, 等. 运载火箭新一代测量系统发展设想与关键技术分析 [J]. 宇航总体技术, 2020, 1 (1): 1-8.
- [14] 李强, 胡元威, 董余红. 基于模块的运载火箭电气系统匹配验证仿真 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (2): 262-265.
- [15] 周恒保, 秦英明, 辛高波. 基于 Mentor/CHS 平台的运载火箭电气系统综合设计研究 [C] // 国家国防科技工业局信息中心, 国家国防科技工业局信息中心, 2014.
- [16] 徐洋, 宋敬群, 王海涛. 运载火箭一体化电气系统设计及关键技术 [J]. 兵器装备工程学报, 2019 (A01): 50-53.
- [17] 孙海峰, 刘俊阳, 程胜, 等. 面向下一代运载火箭的综合电子系统集成技术 [J]. 宇航学报, 2019, 40 (3): 334-344.
- [18] MAY T A, CREECH S D. NASA's Space Launch System (SLS) Program; Mars Program Utilization [J]. May Todd A, 2012: 4098.
- [19] LIN C, SHEN M H, CHOU M Y, et al. Concentric traveling ionospheric disturbances triggered by the launch of a SpaceX Falcon 9 rocket [J]. Geophysical Research Letters, 2017 (7): 7578-7586.
- [20] CARR G. Solid State Power Switching for NASA's Deep Space Missions [C] // International Energy Conversion Engineering Conference, 2013.
- [21] 马志滨, 何麟书. 国外重型运载火箭发展趋势述评 [J]. 固体火箭技术, 2012, 35 (1): 1-4.