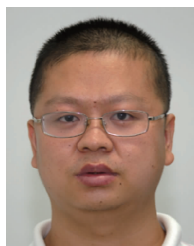


一种新型高可靠箭载综合电子平台设计与实现*

朱旭锋^{1,2}, 胡海峰^{1,2}, 包 亮^{1,2}, 魏 元^{1,2}, 孟瑛泽^{1,2}

1. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854

2. 宇航智能控制技术全国重点实验室, 北京 100854



摘 要 基于“总线+硬件冗余+结构+软件架构”平台定义, 提出一种新型高可靠箭载综合电子平台: 机外采用航天实时以太网 (Aerospace Time-Triggered Ethernet, ATTE) 总线, 机内采用 GLINK 总线, 基于 6U-VPX 模块结构建立了“主控三冗余+执行双冗余”的硬件平台, 嵌入基于“火箭云”的实时分区操作系统。对 GLINK 总线和执行控制电路进行了可靠性设计提升, 提出结构一体化高功率散热设计和大质量力学设计方法, 研制出新型高可靠综合电子平台样机, 性能分析和实测结果表明了新平台的优越性。

关键词 综合电子平台; GLINK 总线; 硬件冗余架构; 6U-VPX; 可靠性

中图分类号: TP391 **文献标识码:** A

文章编号: 1006-3242(2023)06-0069-07

Design and Implementation of a New Highly Reliable Rocket-Borne Integration Avionics Platform

Zhu Xufeng^{1,2}, Hu Haifeng^{1,2}, Bao Liang^{1,2}, Wei Yuan^{1,2}, Meng Yingze^{1,2}

1. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Intelligent Control, Beijing 100854, China

Abstract Based on the platform definition principles of “Communication Bus + Hardware Redundancy + Structural + Software Architecture”, a new highly reliable rocket-borne integration electronic platform is proposed. Firstly, the Aerospace Time-Triggered Ethernet (ATTE) bus is used outside among multiple rocket-borne electronic equipments and the GLINK bus is used inside for high-speed interconnection within devices. Secondly, a “master-control three-redundant and execution two-redundant” hardware platform based on 6U-VPX modular is built and a rocket cloud real-time partition operating system is also established. Thirdly, the reliability of the new platform is improved by bus communication and control circuit. Fourthly, the integrated high power thermal design and mass mechanical design are proposed and a product prototype based on the new platform is developed. In the end, the superiority of the new platform is proved through performance analysis and test results presentation.

* 国防基础科研课题 (JCKY2018203B022)

收稿日期: 2023-07-11

作者简介: 朱旭锋(1980-), 男, 高级工程师, 主要从事运载火箭控制系统箭载计算机平台研究; 胡海峰(1978-), 男, 研究员, 主要从事运载火箭导航、制导与控制技术研究, 本文通信作者; 包 亮(1981-), 男, 高级工程师, 主要从事运载火箭控制系统箭载计算机系统架构研究; 魏 元(1986-), 女, 高级工程师, 主要从事运载火箭控制系统箭载计算机结构设计研究; 孟瑛泽(1990-), 女, 工程师, 主要从事运载火箭控制系统箭载计算机热设计研究。

Key words Integration avionics platform; GLINK bus; Hardware redundant architecture; 6U-VPX; Reliability

0 引言

随着运载火箭箭载设备发展,国内外箭上设备逐渐采用综合电子架构^[1]。美国 SLS 火箭箭上设备采用综合电子集成化和根据实际需求的分布式设计相结合^[2]:飞控机三冗余,供配电双冗余,箭上总线采用三冗余 1553B 总线,箭地采用 100 Mbps 以太网总线,实时操作系统采用基于 ARINC653 标准 Vxworks 653 分时分区系统。美国猎鹰 9 火箭箭载设备采用三冗余箭机,总线为交换式冗余网络。欧洲 Ariane6 火箭箭载设备采用 TTE 实时以太网总线,每级均采用相同架构模块化双冗余集成电子设备,采用通用背板和不同板卡组合模式,基于 ARINC653 标准 Vxworks653 分区实时操作系统^[3]。国内传统箭载设备采用三冗余 1553B 总线,三冗余各类控制组合^[4-5],部分箭载设备已采用实时操作系统^[6-7]。中国下一代运载火箭正朝着分

布式模块化综合电子架构方向发展^[8-9]。

本文按照“总线 + 硬件冗余 + 结构 + 软件架构”的平台四要素定义,提出一种新型高可靠箭载综合电子平台,用于新型载人火箭高可靠箭载设备设计。

1 一种新型箭载综合电子平台

新平台根据平台四要素定义如下:机外采用航天实时以太网 (Aerospace Time-Triggered Ethernet, ATTE) 总线,代替总线数据负载率已接近上限的 1553B 总线 (1Mbps),传输速率可达 1Gbps;机内采用 GLINK 总线 (2.5Gbps) 高速互连;采用主控三冗余 + 执行双冗余的硬件冗余架构;采用基于 6U-VPX 模块化结构;嵌入基于“火箭云”实时分区操作系统;软硬件架构实现完全自主可控。

1.1 新平台硬件架构

新平台硬件架构如图 1 所示。

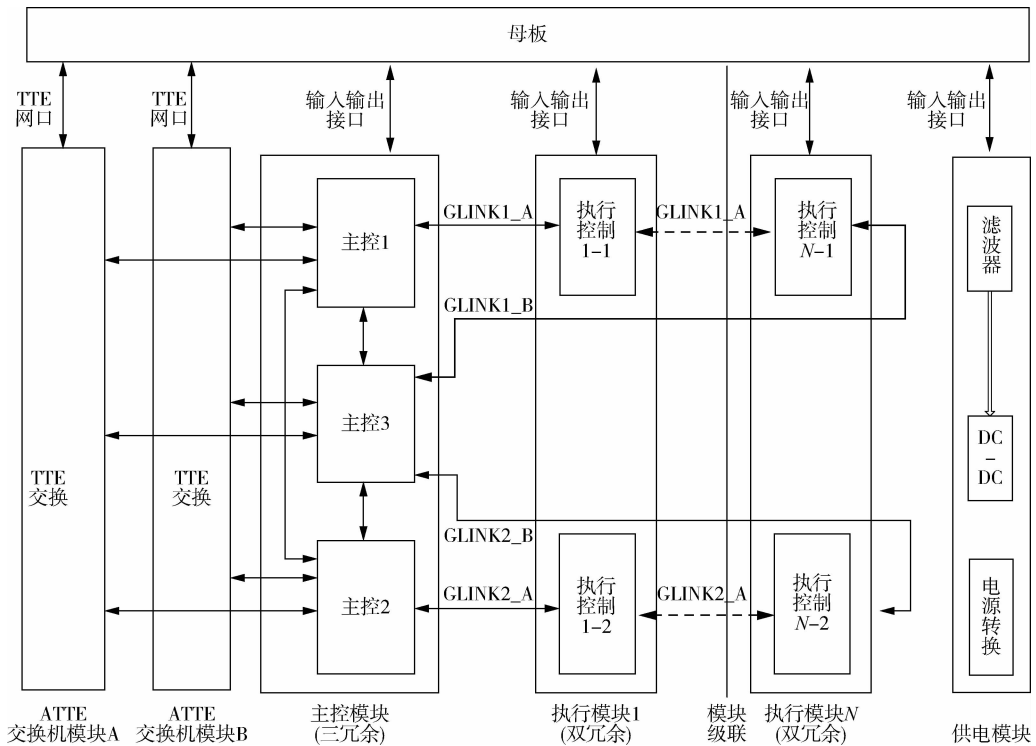


图 1 一种新型高可靠箭载综合电子平台

新平台特点如下:

a) 通过定制母板将 6U-VPX 通用功能模块进行

级联组合,形成高集成度箭载设备配置在火箭各级。

b) 箭载设备通过双冗余交换式 ATTE 网络 (交

换机模块 A、交换机模块 B) 进行设备间互联。

c) 主控模块三冗余 (主控 1、2 和 3), 对外通过 ATTE 交换机与机外设备互联。主控 CPU 遵循国产自主可控发展趋势^[10], 采用全自主 PSOC (Programmable System-on-Chip) 架构, 算力比传统箭机提升 20 倍以上。

d) 执行模块双冗余 (执行控制 1-1, 执行控制 1-2), 如时序、接口和配电等。平台可实现执行模块 1 到执行模块 N 的级联。

e) 主控模块通过 AB 两组 GLINK 总线与执行模块进行机内互联: 主控 1 和 2 的 A 总线通过环网进行级联, 主控 1 和 2 的 B 总线接到主控 3 上。通过主控 3 再回到主控 1 或 2, 当 A 总线断掉后, 仍可反方向通过 B 总线和各个模块通信, 保证了数据传输的可靠性。

f) 主控 1~3 三组信息通过 GLINK 总线发到执行控制端, 在执行控制端进行三取二表决后, 执行

各种控制功能。

g) 各箭载设备间时间同步由 ATTE 交换机保证。箭载设备内部时间同步由机内时间同步信号保证。时间同步误差在 100 ns 以内。

1.2 新平台软件架构

针对新平台的全自主 PSOC 架构, 提出了一种基于火箭云的软件架构, 该架构包括嵌入式实时操作系统、核心服务框架、系统功能 APP 式加载等关键技术, 具有分层隔离、快速部署、灵活扩展和动态冗余等优良特性。如图 2 所示。

采用火箭云软件架构, 可对通用计算、扩展计算、存储、通信、I/O 等硬件资源进行统一管理和调度, 并向上提供系统级的抽象; 可对主控 CPU 内的系统运行任务进行分区。将应用软件按实现功能不同, 解耦为若干相对独立的任务, 可实现任务迁移与恢复、系统降级运行可提升研制效率, 降低设计复杂度, 可实现动态容错设计, 提高系统可靠性。

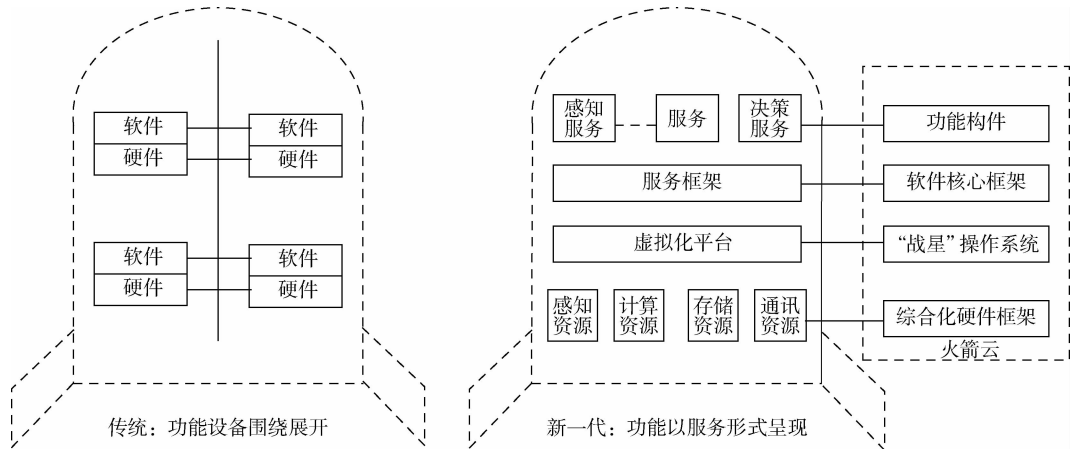


图 2 一种新的基于火箭云软件架构

2 新平台可靠性提升

由于未来大型火箭执行模块数量较传统火箭数量成倍增长, 如果继续采用主控三冗余 + 执行三冗余的硬件冗余架构, 会使箭载设备数量庞大而带来运力损失。

因此新平台采用高可靠的普遍主控三冗余 + 执行双冗余架构, 取代传统箭载设备大都采用的主控三冗余 + 执行三冗余硬件架构。主控通过三取二进行数据表决, 执行模块采用双冗余控制 + 四管串并联开关, 此方式可减少继电器开关数量约 30%, 因而减少了单机数量, 提升了火箭运力。

2.1 交叉式 GLINK 总线设计

如果采用传统主控三冗余 + 执行双冗余架构, 如图 3 所示。

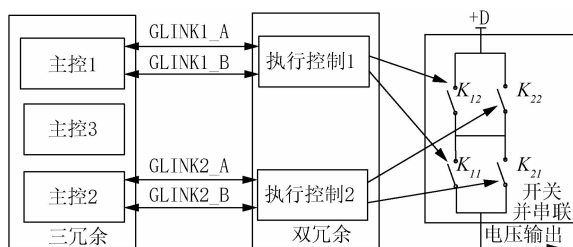


图 3 传统主控三冗余 + 执行双冗余架构的总线通信结构

当开关全部开通后, 如果总线 GLINK1 (AB 冗

余) 偶发故障(如主控 1 损坏), 将导致主控 1 与执行控制 1 中间 GLINK 通信链路失效, 使开关 K_{11} 和 K_{12} 无法关断, 导致电压输出无法可靠关断。

为提升 GLINK 通信可靠性, 避免单点故障, 进行交叉式总线设计, 将 GLINK1_B 和 GLINK2_B 通道接到主控 3 上, 如图 4 所示。

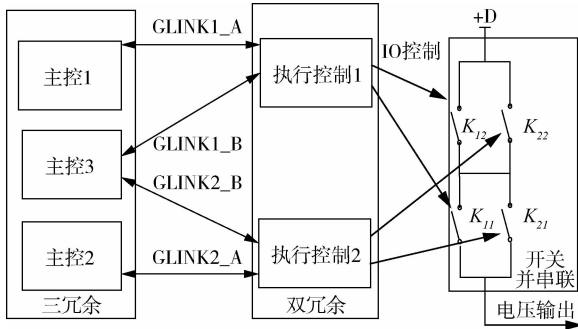


图 4 高可靠主控三冗余 + 执行双冗余架构

当主控 1 失效后, 执行控制 1 仍然能够通过 GLINK1_B 收到来自主控 3 的正确指令(主控 2 经过 3 发出), 控制执行控制 1 正常关断, 主控 2 失效同理。通过 GLINK 总线通路调整, 提升了执行控制的可靠性。

2.2 基于 PWM(Pulse Width Modulation) 的执行控制电路设计

传统火箭箭载设备采用主控三冗余 + 执行三冗余架构, 假设继电器开关的可靠度为 R_k , 执行控制通路可靠度都为 R_F , 执行模块(执行控制 + 开关)导通可靠度:

$$R_{on} = 2 R_F^2 R_k^2 + 2 R_F^2 R_k^3 - R_F^2 R_k^4 - R_F^3 R_k^3 - 2 R_F^3 R_k^4 + R_F^3 R_k^5 \quad (1)$$

执行模块关断可靠度:

$$R_{off} = R_{on} \quad (2)$$

若箭载设备采用主控三冗余 + 执行双冗余, 时序控制继电器开关采用四管串并联模式, 如图 4 所示。

假设继电器开关可靠度为 R_k , 执行控制通路的开通和关断可靠度为 R_F , 执行模块导通可靠度:

$$R_{on} = 2 R_F R_k^2 + 2 R_F^2 R_k^2 - 4 R_F^2 R_k^3 + R_F^2 R_k^4 \quad (3)$$

执行模块关断可靠度:

$$R_{off} = 2 R_F^2 R_k^2 - R_F^2 R_k^4 \quad (4)$$

可以看出, 四管串并联模式下, $R_{on} \gg R_{off}$ 。

为提升关断可靠性, 执行控制采用 PWM(脉宽调制) 驱动方式, 执行控制电路 PWM 失效模式为恒 0 或恒 1, 可保证继电器 NMOS 管无法开通。因此,

研制出新型 PWM 固体继电器, 如图 5 所示。

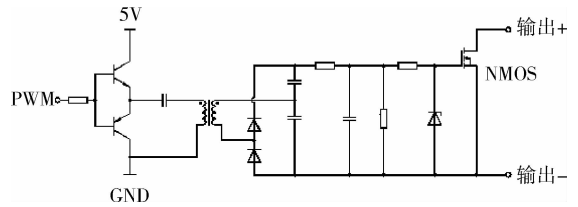


图 5 新型 PWM 固体继电器原理图

将图 4 中 IO 控制改为 PWM 控制。由于 PWM 型固体继电器失效率与传统固体继电器失效率相同。当执行控制通路损坏时, PWM 型固体继电器开关将处于关断状态。PWM 执行模块关断可靠度:

$$R_{off} = 2 R_k^2 - R_k^4 \quad (5)$$

可看出 PWM 执行模块关断可靠度明显高于 IO 执行模块关断可靠度。

设定 $R_F = R_k = 0.9$, 3 种控制方式下可靠度如表 1 所示。

表 1 3 种控制方式可靠度对比

序号	可靠度	传统主控三冗余 + 执行三冗余	基于 IO 控制的主控三冗余 + 执行双冗余	基于 PWM 控制的主控三冗余 + 执行双冗余
1	执行模块导通	0.9042	0.9397	0.9397
2	执行模块关断	0.9042	0.7814	0.9639

如表 1 所述, 执行模块采用基于 PWM 控制的主控三冗余 + 执行双冗余架构后, 开通和关断可靠度优于基于 IO 控制的主控三冗余 + 执行双冗余架构, 且略高于传统 IO 控制的主控三冗余 + 执行三冗余架构。

3 新平台结构优化

3.1 新平台结构组成

新平台组成的箭载设备, 由平台各模块、机箱、导热垫、热控盖板、母板和减振器等部件组成, 基于“6U-VPX 模块化、标准化”的设计思想, 将各功能电路结构上设计为安装接口一致的功能模块, 如图 6 所示。

相对于传统箭载设备, 由于采用主控三冗余 + 执行双冗余设计架构和高速总线选用, 新平台组成的各箭载设备集成度会提升 30% 以上, 但也带来高功率和高功率带来的大质量问题。在功率上, 新平台下的高集成度单机, 比传统箭载设备功率由 60 W

提升到 160 W,质量由 20 kg 提升到 35 kg。因此,热设计和大质量设计的优化是非常必要的。

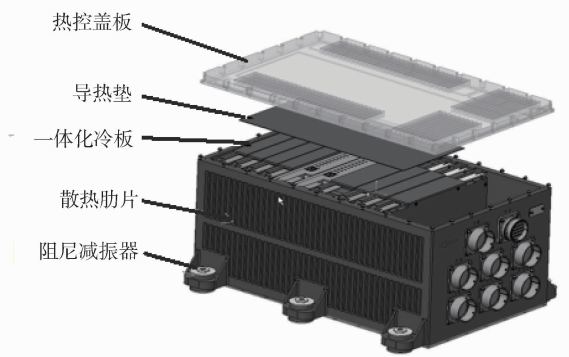


图6 新平台结构三维示意图

3.2 新平台高功率散热设计

高功率会带来严重的高温升问题,需要采用有利于传导和辐射的结构形式来进行热控优化设计,以提高整机散热效率。

1) 模块热控设计

各模块采用高导热系数铝合金散热器,通过仿真优化散热器尺寸、散热器基板厚度、散热器肋片高度与肋片间距、印制板发热元件排布位置,发热元件对应散热器位置设计导热凸台,通过高导热系数的导热绝缘垫将元件发热量传导至散热器,模块达到最佳热控温度设计要求。如图7所示。

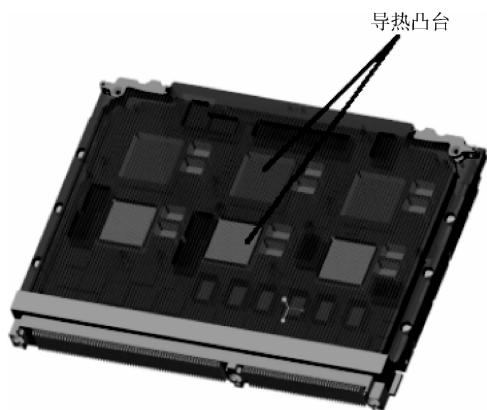


图7 模块热设计结构

2) 整机热控设计

以优化热传导途径为目的,各模块与整机设计为可形成有效热传导通路的结构形式,有效将热传导至盖板和机箱,如图6所示;各模块设计一体化前冷板导热结构,如图8所示。

通过高导热系数导热绝缘垫,将模块热量传导至整机盖板和机箱。机箱上盖板和机箱表面增加

凹槽,减重的同时表面积共增加约 70%,有效提升了对流换热及辐射换热能力,同时整机机箱内部调整各模块排布位置和模块间距,将模块热耦合效果降至最低。



图8 一体化前冷板导热结构

3) 热控涂层设计

为强化设备与内外部空间的辐射效能,提高散热效率,在设备内外壁喷涂专用的热控涂层,该涂层能提高设备对外的辐射效能;增加设备内壁与内部器件的辐射换热能力,以此提高整机的散热效能。相对于传统无辐射涂层,温度能够降低 3~5℃。

以新平台组成的控制组合(包含 11 个平台模块,尺寸:长×宽×高(450 mm×255 mm×242 mm)、质量 40 kg、散热功耗 166 W)为例,按照环境温度 30℃自然对流环境下,全功率长时间热待机,进行热仿真。如果不采用整机热控设计方案,平台部分芯片温度高达 115℃,无法满足芯片工作的温度要求;采用热控设计结构后,新平台最热元器件温度均低于 85℃,达到 1 级降额,有效保证了单机可靠工作。

3.3 新平台大质量力学结构设计

各平台模块与机箱是刚性连接,在机箱底部对称位置设计阻尼减振器,结构示意详见图6。为保证在大质量下的结构抗振性能,设计减振器。减振器采用统一结构尺寸,分布在机箱上的不同跨距位置,采用不同数量的减振形式适应不同重量、长度整机的力学环境;单组减振器承重≤4 kg,根据重量、尺寸可确定减振器数量。

为验证结构强度的可靠性,考核单机力学环境适应性,依据整机结构材料性能(屈服极限、抗拉强度等)建立整机结构模型,进行静力分析和动强度分析:

a) 静力分析:忽略减振器阻尼效应,根据设备安装方式,在底座下端减振器安装支耳处施加固定

约束,限位面设置法向约束。

b) 动强度分析:在减振器支耳连接处用衬套简化减振器模型,根据采用的减振器性能参数,设置衬套刚度及阻尼系数值,取 3σ 原则,计算整机在三向激励载荷下的最大应力与形变。

根据安全裕度公式:

$$A = \frac{\sigma}{k\delta} - 1 \quad (6)$$

式中: σ 为结构材料的屈服极限, δ 为结构所受应力, k 为安全系数。

当安全系数 k 取 1.5 时,整机结构设计应满足安全裕度 $A > 0$ 。

在静力和动力学仿真分析中,计算整机各组成结构在 3 个方向的安全裕度是否满足要求,同时需考虑组成结构形变 $< 0.5 \text{ mm}$ 时进行评估,判断设计结构强度是否满足可靠性设计要求。根据仿真结果优化各组成部分的结构形式以适应不同力学环境条件。按照上述力学设计和力学分析优化方法,可完成大质量下箭载设备的结构设计。

4 新平台性能分析和实测结果

对比新平台与传统某型箭载设备性能,结果如表 2 所示。

表 2 新平台和传统箭载设备性能对比

序号	名称	新箭载综合电子平台	传统某型箭载设备
1	CPU 架构	PSOC	DSP
2	操作系统	火箭云分区操作系统	无操作系统
3	主频	800 MHz	50 MHz
4	计算资源	4 核 ARM 可编程逻辑 350 K	单核 DSP 无可编程逻辑
5	计算性能	1520MIPS(单核) 2.56 GFLOPS(单核)	75MIPS 150MFLOPS
6	机外总线	ATTE,1Gbps	1553B,1Mbps
	机内总线	GLINK 总线, 2.5 Gbps	EMIF 总线,32 Mbps
7	数据吞吐量	1 Gbps	100 Mbps
8	通路时延 (机外设备至机内执行端,实测)	$< 230 \mu\text{s}$	$< 820 \mu\text{s}$
9	冗余方式	主控三取二 执行双冗余	主控三取二 执行三冗余
10	同等功能下 产品重量	33 kg	42 kg
11	同等功能下 产品功耗	166 W	150 W

表 2 表明,新平台组成的箭载设备,集成度和通信速率显著提高。同功能下,新平台重量优于传统箭载设备,但由于性能和总线速率提升,新平台组成的箭载设备,同功能下的功耗略大于传统某型箭载设备。

5 结论

本文提出一种新型高可靠箭载综合电子平台,基于模块化设计思想,显著提升了机内外总线速率;在机内冗余架构、执行控制电路进行的优化设计提高了平台可靠性;采用了火箭云软件架构;在结构上解决了高功率带来的高温升问题和高集成度带来的大质量结构设计问题。

参 考 文 献

- [1] Luettig B, Dallmann J, Annighoefer B. ADIMA: Automatic configuration by peripheral detection and adaptive distributed task execution for integrated modular avionics platforms[C]//IEEE/AIAA 41st Digital Avionics Systems Conference (DASC), Portsmouth, VA, USA, 2022.
- [2] 胡海峰,宋征宇,孙海峰. 新型中型运载火箭控制系统架构及发展[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(2): 49-53. (Hu Haifeng, Song Zhengyu, Sun Haifeng. Review of avionics architecture of new medium launch vehicle and development[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(2): 49-53.)
- [3] Gao Y, He F, Yu S X, et al. Publish/subscribe architecture for airborne time-triggered network in avionics System[C]//IEEE/AIAA 41st Digital Avionics Systems Conference (DASC), Portsmouth, VA, USA, 2022.
- [4] 宋征宇,潘豪,王聪. 长征运载火箭飞行控制技术的发展[J]. 宇航学报, 2020, 41(7): 868-879. (Song Zhenyu, Pan Hao, Wang Cong. Development of flight control technology of Long March launch vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(7): 868-879.)
- [5] 宋征宇,刘立东,陈晓飞. 新一代中型系列运载火箭长征八号的发展及其关键技术[J]. 宇航学报, 2023, 44(4): 476-484. (Song Zhengyu, Liu Lidong, Chen Xiaofei. Development and key technologies of Long March 8 family: China's next-generation medium-lift launchers[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(4): 476-484.)
- [6] 马卫华,禹春梅,李文婷. 箭上云——一种新型的运载火箭综合电子系统[J]. 航天控制, 2020, 38(5): 3-

9. (Ma Weihua, Yu Chunmei, Li Wenting. Cloud on-board towards to a new integrated electronic system of launch vehicle[J]. Aerospace Control, 2020, 38(5): 3-9.)
- [7] 孙雪娇,刘学士,束韶光. 基于实时操作系统的多核分布式飞行软件架构设计[J]. 航天控制,2023,41(1):47-52. (Sun Xuejiao, Liu Xueshi, Shu Shaoguang. Multi-core distributed software architecture based on the real time operating system[J]. Aerospace Control,2023, 41(1):47-52.)
- [8] 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. (PengYue, Mou Yu, Song Jingqun. 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.)
- [9] 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. (Sun Haifeng, Liu Junyang, Cheng sheng, et al. Integration technology of avionics for next generation launch vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(3): 334-344.)
- [10] 王晓东,张磊,江思荣. 基于自主可控 SoC 的航天控制系统集成应用研究[J]. 航天控制,2020,38(2):9-13. (Wang Xiaodong, Zhang Lei, Jiang Sirong. Research on integrated application of aerospace control system based on autonomous and controllable SoC [J]. Aerospace Control, 2020, 38(2):9-13.)