

自适应轻量化运载器电气系统设计

王苑瑾 杨 轶 田 琨 郑 伟 邓 钊

北京航天自动控制研究所, 北京 100854



摘 要 以电气系统最小化为设计原则,对运载器电气系统设计模型、系统架构及轻量化、产品布局与结构一体化、多运载器自识别、通信站点 RT 地址自配置、不同运载器飞行参数自匹配等关键技术开展研究,提出了一种自适应轻量化运载器电气系统方案并工程实现。通过 6 套运载器应用验证试验,本运载器系统减重效果明显,电气系统架构及关键技术、功能性能指标满足应用需求,提升了多运载器系统的可扩展性与使用灵活性,为后续智能运载器及运载器间协同控制等技术的深入研究奠定了基础。

关键词 运载器;电气系统;轻量化;结构一体化;自识别;自配置

中图分类号: V475.1 **文献标识码:** A

文章编号: 1006-3242(2022)06-0017-06

Design of Self-adaption and Lightweight Electrical System for Vehicle

Wang Yuanjin, Yang Yi, Tian Kun, Zheng Wei, Deng Zhao

Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China

Abstract Regarding design principle of minimized electrical system, lightweight electronic system, structural integration of electrical product, self-adaption of vehicle the key technologies of system design model and architecture, product and structural integration, self-identification, self-configuration and parameters automatic matching technology are researched, and an adaptive and lightweight electronic system for vehicle is proposed and implemented. Through the six-vehicle experiment, functional performance of key technologies and electronic architecture is verified for application requirements. The weight reduction effect of the system is obvious. Scalability and flexibility of the system are improved. At present, this architecture is applied to the multi-vehicle system, which provides technical support for the intelligent and collaborative control in the future.

Key words Vehicle; Electronic system; Lightweight; Structural integration; Self-identification; Self-configuration

收稿日期:2022-08-22

作者简介:王苑瑾(1985-),女,硕士,主要研究方向为控制系统综合设计、综合电子系统设计。E-mail:wangyj1203@qq.com;杨 轶(1982-),男,硕士,主要研究方向为系统电路设计、控制系统综合设计;田 琨(1974-),女,硕士,主要从事接收机设计、控制系统综合设计。郑 伟(1989-),男,硕士,主要研究方向为智能控制、系统综合设计。邓 钊(1981-),男,硕士,主要研究方向为系统综合设计。

0 引言

随着系统集成与控制技术的迅速发展,多个运载器应用场景中对电气系统轻质化、产品布局与结构一体化、运载器自适应等需求越发迫切,需对系统架构与资源优化、电气系统模型升级、系统轻质化方法、产品布局与结构一体化、多运载器自主智能配置等方面开展研究^[1]。相比于传统运载器定制化设计方案,自适应轻质化运载器电气系统具有标准化、接口简洁、结构一体化、多运载器自识别、自配置、自匹配等特点。

目前国内大多采用不同类型运载平台与运载器系统定制化设计方式,硬件架构通用性差、软件状态复杂多样,小型化及集成化程度低^[2]。国外新一代运载器的电气系统采用模块化、平台化设计思路,例如美国的新一代“航天发射系统”(Space Launch System, SLS)火箭采用了模块化、平台化的设计思想,通过模块的不同组合构成不同产品^[3],但是电气产品种类仍然很多,产品的集成程度不高。SpaceX 公司的 Falcon 火箭更注重成本,电气系统技术充分体现了高集成、模块化和接口简化的特点^[4]。欧洲的 Ariane 6 运载火箭电气系统,采用综合电子系统架构,功能设备可被由模块化信息处理单元组成^[5]。国外运载器高集成、平台化、模块化设计思路^[6],实现了接口简洁标准化设计,但在多运载器自识别、自配置、自匹配等方面尚未开展研究。

面向不同类型运载平台,本文对多运载器电气系统开展标准化、轻质化、结构一体化、自识别、自配置、自匹配等方面开展研究,提出了一种自适应轻质化运载器电气系统方案,可有效提升运载器的可扩展性与灵活性,以适应运载火箭搭载多运载器的应用需求。

1 运载器电气系统架构设计

1.1 运载器电气系统设计模型

运载器电气硬件架构设计时,采用模块化、标准化、轻质化的设计思路^[7],对运载器电气系统功能需求、性能指标进行归类分析,对电气系统中各功能项进行统计与分析,并转换为硬件与软件资源需求^[8],具体如表 1 所示。

表 1 功能项及需求

功能项	类型	硬件软件资源
惯性导航	感知测试	惯组、弹上计算机
惯性与卫星导航	感知测试	惯组与卫星导航接收机、控制组合
制导姿控计算	计算处理	控制组合
火工品控制	终端控制	控制组合及控制链路
高速数据通信	数据通信	高速总线及拓扑
遥测数据	感知测试	控制组合及遥测接口
系统健康监测	感知测试	处理器与 FPGA 资源
电磁阀控制	终端控制	弹上计算机及控制链路
供配电	配电	电池、供配电模块
故障隔离与重构	计算处理	硬件冗余单元及操作系统

对表 1 进行分析,按照运载器的各个功能项,可归纳为感知测试、计算处理、数据通信、终端控制、配电这 5 种类型功能,梳理后可对硬件与软件资源进行整合。针对运载器仪器舱结构紧凑的特点,对产品化硬件模块开展集成化、轻质化设计^[9];在现役运载火箭标准 1553B、485 总线体系框架下,结合不同设备数据传输特点,系统总线选用 1553B 总线体制,与载荷单机及单机内部总线选用 485 总线体制;每个运载器与运载火箭接口实现标准化、自适应接口,组成一个完整的电气系统^[10],设计模型如图 1。

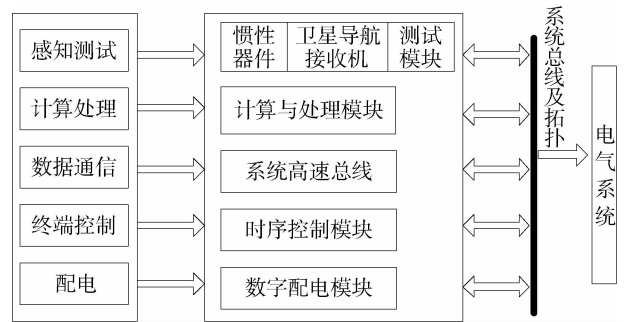


图 1 电气系统设计模型

1.2 运载器电气系统架构

根据 1.1 节,运载器设计模型,考虑多运载器同时飞行的应用场景,开展自适应轻质化运载器电气系统设计,主要包括以下 4 个方面:

- 1) 电缆网轻质化;
- 2) 电气产品布局结构一体化设计;
- 3) 单机轻质化;
- 4) 电气系统最小化、功能集成化设计。

1.2.1 电缆网轻质化设计

根据运载器结构紧凑狭小的特点,运载器电缆网设计时,需要从分支长度、电缆走向等方面,结合运载器结构开展一体化设计工作^[11]。在电缆网线型选择方面,在满足耐压值、绝缘特性、电流值、降额、设计裕度等电气参数及可靠性情况下,尽量选择小线径导线、单层绝缘的导线。本设计中计算电缆网电气参数,采用截面积为 0.2mm^2 导线代替部分截面积为 0.35mm^2 导线,重量减轻 $1.19\text{kg}/\text{km}$ 。采用截面积为 0.2mm^2 导线代替部分截面积为 0.5mm^2 导线,重量减轻 $3.43\text{kg}/\text{km}$ 。导线选用交联乙烯-四氟乙烯共聚物薄层绝缘,单层绝缘壁厚为 $0.15\text{mm}\sim 0.20\text{mm}$,使导线外径较同类产品减少,重量减轻约10%。

针对串口组网通信线,使用截面积为 0.2mm^2 屏蔽双绞线实现485总线型通信拓扑。总线型拓扑较常用的环形及星型拓扑,在站点扩展性上有优势,同时到达每个站点的导线长度较短,便于电缆网轻质化设计。

连接器选型方面,设计选用J30J、J29B、RD4Q、CZ81系列矩形连接器,相比J599型连接器,具有体积小、质量轻、接触件密度高的特点。采用上述优化措施后,电缆网减重约为10%左右。

1.2.2 电气产品布局结构一体化设计

根据运载器结构紧凑狭小的特点,电气产品采用功能模块组合形式,便于产品布局与结构相融合^[12]。本设计中单机采用模块化结构形式,从侧视图及俯视图可以看出,电气产品通过不同功能模块拼装组合的方式,借用舱体结构,与电气产品进行结构一体化设计,以适应运载器小型化的结构特点。

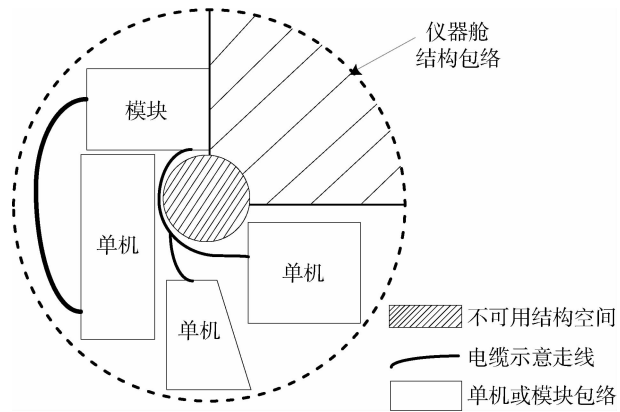


图2 运载器仪器舱俯视图示意图

1.2.3 单机轻质化

针对单机产品设计,主要从结构件材料选用、

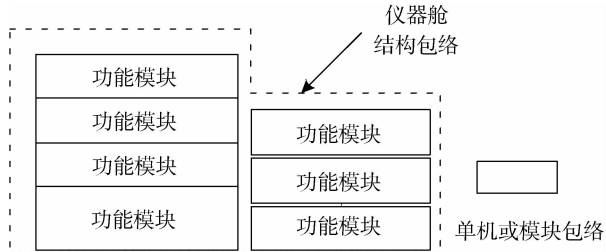


图3 运载器仪器舱侧视图示意图

产品电路集成化设计方面,达到单机减重的目的。本电气方案中,单机产品结构件用镁合金代替传统铝合金材料,减重约为30%。同时优化电路设计,并且选用恒流源、SOPC芯片、多路集成化继电器等新型元器件,实现单机的轻质化小型化目标。

1.2.4 电气系统最小化集成化设计

对电气系统开展最小化设计,即采用最少的电气产品以实现系统功能。根据表1中的功能项及需求项,本设计采用小型化光纤惯组、模块化集成式组合、电池以及通信总线,将配电器、电阻盒等设备功能集成至控制组合,达到系统轻质化目的。

其中集成化组合式组合将卫星导航接收机、智能配电控制、计算处理、时序控制等功能集成;本设计考虑总线负载率可靠性指标、通用接口等,系统总线采用1553B总线与485串口组网方式实现不同功能单机之间的通信,电气系统框图如图4所示。

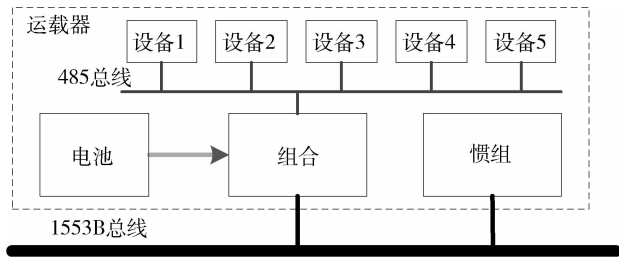


图4 运载器电气最小系统框图

2 运载器通信站点 RT 地址自配置

面向多个运载器的应用场景,运载器电气系统具备运载器号自动识别与RT站点自动配置,避免通过更改硬件电路或人工更改软件程序的定制化配置方式,提升系统可拓展性与配置灵活性^[13]。

如图5所示,系统扩展至 N 个运载器,则设计 $2^n \geq N$,其中 n 为运载器与运载火箭分离面的识别位数。 N 值可根据运载火箭运载能力及运载器载荷质量大小等评估。假设有6个运载器,则识别位数

为 3,与运载器对应关系如表 2 所示。

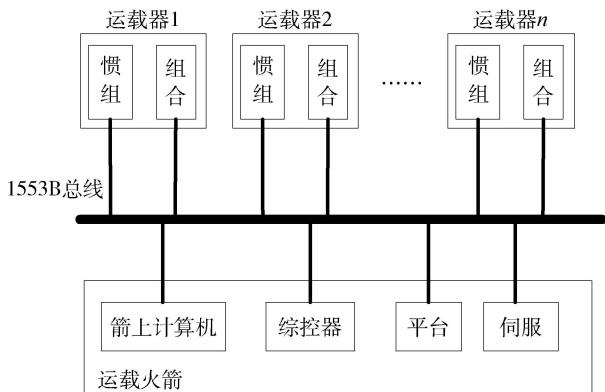


图 5 多运载器 1553B 总线拓扑示意图

表 2 运载器与识别位对应关系

运载器号	识别位 1	识别位 2	识别位 3
1	0	0	0
2	0	0	1
3	0	1	0
4	0	1	1
5	1	0	0
6	1	1	0

选取运载火箭与运载器分离面电缆网连接器中 3 个点,采用跨线方式配置识别位高低电平。6 个运载器的软件与硬件设计完全相同,每个运载器中的控制组合加电工作后,通过电平采集电路对识别位判别,软件通过表 2 对应关系配置运载器号,并配置各运载器中单机 1553B 总线 RT 地址,提升运载器系统可拓展性及使用灵活性。

3 运载器飞行控制参数自匹配

面向同一任务的多个运载器会涉及多套飞行参数、或不同任务运载器,需配置不同飞行参数。基于上述应用场景,设计运载器与参数自匹配方案,软件可自动匹配参数,并按照预设参数进行飞行控制。

匹配参数具体包括制导参数、姿控参数以及综合参数,分别描述了制导、姿控及综合时序等在运载器飞行过程中所使用的关键参数信息,设计时将上述参数从地面测发控系统远程固化至控制组合 FLASH 指定区域,运载器与匹配参数对应关系见表 3。

表 3 运载器与匹配参数对应关系

运载器号	匹配参数			FLASH 区域
1	制导参数 1	姿控参数 1	综合参数 1	区域 1
2	制导参数 2	姿控参数 2	综合参数 2	区域 2
3	制导参数 3	姿控参数 3	综合参数 3	区域 3
.....				
N	制导参数 n	姿控参数 n	综合参数 n	区域 n

运载器上电后,软件首先识别运载器号,判断运载器号是否为有效号码。运载器号有效正确后,软件会调用匹配制导、姿控及综合参数。运载器在飞行过程中将根据制导、姿控与综合的参数完成飞行控制,具体流程见图 6。

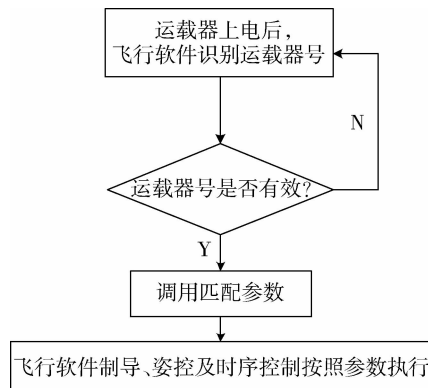


图 6 运载器参数自匹配流程图

4 设计验证与应用

本运载器设计以电气系统最小化为原则,从单机功能集成化、系统电缆网轻质化以及产品布局结构一体化等多个方面开展研究工作。对设计的电气系统进行评估,相比于同类型传统运载器,减重效果明显,电气系统总计减重 42.51kg,具体见表 4。

表 4 运载器电气系统优化设计结果

电气产品名称	优化方案	减重/kg
控制组合	将配电、限流电阻、测试、计算处理功能集成	6.3
配电器	取消,功能集成至控制组合	5.99
电阻盒	取消,功能集成至控制组合	4.89
电池	根据用电需求进行小型化设计	5
惯组	小型化三自光纤惯组,较之前产品提升性能指标	0
电缆网	从连接器、线型、拓扑等方面优化	20.33

搭建 6 个运载器电气系统的应用试验,对运载

器号自识别、1553B 通信站点 RT 地址自配置及飞行控制参数自匹配进行应用验证,每个运载器中硬件电气产品及软件设计完全相同。在分离面的电缆网中设计识别位跨线,实现识别位电平配置。

控制组合上电启动后,软件通过硬件采集结果判别识别位,配置运载器号及通信站点 1553B 的 RT 地址,即运载器 1 控制组合为 $RT10$,运载器 2 控制组合为 $RT11$,运载器 3 控制组合为 $RT12$,运载器 4

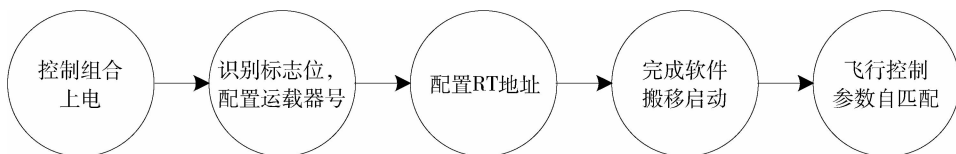


图7 运载器工作流程图

经应用验证,RT 地址自配置及飞行控制参数自匹配功能均正常,多运载器系统完成了飞行验证。

5 结论

研究运载器电气系统,设计了一种自适应轻量化运载器电气系统,基于该系统对电气系统轻量化、产品布局结构一体化^[14]、通信站点 RT 地址自配置、飞行控制参数自匹配等技术进行研究及技术验证,验证结果表明电气系统减重效果明显,各功能满足多运载器应用需求,提升了多运载器系统可扩展性与站点配置的灵活性。为后续多运载器智能控制的深入研究奠定了基础。

参 考 文 献

- [1] 史若冲,杨春雷,常新月,等.弹载设备结构电气一体化设计与验证[J]. 导弹与航天运载技术. 2018, 4(2): 20-23. (Shi Ruochong, Yang Chunlei, Chang Xinyue, et al. Structural/electrical integrated design and verification of missile-born equipment[J]. Missiles and Space Vehicles. 2018, 4(2):20-23.)
- [2] 夏文涛,邵云峰.弹上电气系统电缆网轻量化构型与设计[J]. 现代防御技术. 2006, 34(2): 20-23. (Xia Wentao, Shao Yunfeng. The light duty design of the compound cable net for the air defense missile electrical system[J]. Modern Defence Technology. 2006, 34(2):20-23.)
- [3] 周涛,徐洋,胡海峰,等.“长征八号”运载火箭电气系统一体化设计技术[J]. 深空探测学报. 2021, 8(1):17-26. (Zhou Tao, Xu Yang, Hu Haifeng, et al.

控制组合为 $RT13$,运载器 5 控制组合为 $RT14$,运载器 6 控制组合为 $RT15$ 。

RT 地址配置成功后,运载器 1~6 可接收 BC 发送指令,将飞行控制参数由 FLASH 搬移至 DSP 的内部 RAM,并完成 CRC 校验。根据运载器号调用对应的飞行控制参数,实现各运载器不同的飞行控制及多运载器协同工作,运载器工作流程如图 7 所示。

Integrated design technology of electrical system for the long march 8 launch vehicle[J]. Journal of Deep Space Exploration. 2021, 8(1):17-26.)

- [4] 柳嘉润,巩庆海,翟雯靖.智能自主系统及其航天控制应用[J]. 飞控与探测. 2018, 1(1):59-62. (Liu Jiarun, Gong Qinghai, Zhai Wenjing. Intelligent autonomous system and its aerospace control applications[J]. Flight Control and Detection. 2018, 1(1):59-62.)
- [5] 刘伟伟,程博文,汪路元,等.一种分布式航天器综合电子系统设计[J]. 航天器工程. 2016, 25(6):86-93. (Liu Weiwei, Cheng Bowen, Wang Luyuan, et al. Design of distributed spacecraft avionics system[J]. Spacecraft Engineering. 2016,25(6):86-93.)
- [6] 宋征宇.考虑成本效率的航天运输系统研制[J]. 航天控制. 2015, 33(6):3-11. (Song Zhengyu. The study on the development of cost-effective launch vehicle [J]. Aerospace Control. 2015, 33(6): 3-11.)
- [7] 林子杰,陆国平,吕旺,等.基于事件驱动的航天器姿态自适应跟踪控制[J]. 航天控制. 2021, 39(1):32-39. (Lin Zijie, Lu Guoping, Lv Wang, et al. Adaptive event-triggered control for spacecraft attitude tracking [J]. Aerospace Control. 2021, 39(1):32-39.)
- [8] 陈建岳,侯超,刘鲁江,等.月球轨道器模块化综合电子设计与实现[J]. 宇航学报. 2021, 42(8):1036-1042. (Chen Jianyue, Hou Chao, Liu Lujiang, et al. Design and implementation of modular integrated electronics for lunar orbiter[J]. Journal of Astronautics. 2021, 42(8):1036-1042.)
- [9] 熊青玉.上面级先进电气系统设计[D]. 杭州:浙江大学,2020. (Xiong Qingyu. Design of advanced electrical system of upper stage of launch vehicle[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2020.)

- [10] 杨华, 顾胜, 穆元良, 等. 运载火箭电气系统一体化设计方案[J]. 导弹与航天运载技术. 2004, 271(4): 10-14. (Yang Hua, Gu Sheng, Mu Yuanliang, et al. Integration design concept of launch vehicle electrical system[J]. Missiles and Space Vehicles. 2004, 271(4): 10-14.)
- [11] 姚德清, 魏毅寅, 杨志红, 等. 空天飞行器制导控制技术研究进展与展望[J]. 宇航学报. 2020, 41(7): 850-859. (Yao Deqing, Wei Yiyin, Yang Zhihong, et al. Progress and prospect of research on guidance and control technology of aerospace vehicle[J]. Journal of Astronautics. 2020, 41(7): 850-859.)
- [12] 马卫华. 导弹/火箭制导、导航与控制技术发展展望[J]. 宇航学报. 2020, 41(7): 860-867. (Ma Weihua. Review and prospect of missile /launch vehicle guidance, navigation and control technologie[J]. Journal of Astronautics. 2020, 41(7):860-867.)
- [13] 沈毅, 李利亮, 王振华. 航天器故障诊断与容错控制技术研究综述[J]. 宇航学报. 2020, 41(6): 647-656. (Shen Yi, Li Liliang, Wang Zhenhua. A review of fault diagnosis and fault-tolerant control techniques for spacecraft[J]. Journal of Astronautics. 2020, 41(6): 647-656.)
- [14] 宋征宇, 潘豪, 王聪, 等. 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 Zhengyu, Pan Hao, Wang Cong, et al. Development of flight control technology of long march launch vehicles[J]. Journal of Astronautics. 2020, 41(7): 868-879.)