

# 双曲线一号运载火箭综合电子系统的设计与实现

江良伟, 彭小波

(北京星际荣耀科技有限责任公司, 北京 100176)

**摘要:** 针对民营商业运载火箭“双曲线一号”高可靠、低成本、快响应的要求,设计了一种自定义高速串行总线架构的高集成度箭载综合电子系统. 描述了综合电子系统的任务需求、各功能模块原理组成、叠板结构设计、实时操作系统以及飞控软件等关键技术. 重点阐述了基于 Zynq 处理器的主控模块最小系统及通讯接口设计、自定义高速串行总线架构设计. 随着双曲线一号首飞试验的成功,作为控制中枢的综合电子系统工作正常,满足民营商业运载火箭强实时性、高可靠性以及高精度控制等要求.

**关键词:** 双曲线一号; 综合电子系统; 主控模块; Zynq; 高速串行总线

**中图分类号:** V443      **文献标识码:** A      **文章编号:** 0372-2112(2021)12-2307-08

**电子学报 URL:** <http://www.ejournal.org.cn>      **DOI:** 10.12263/DZXB.20200687

## Design and Implementation of Integrated Modular Avionics for Hyperbola-1 Launch Vehicle

JAING Liang-wei, PENG Xiao-bo

(Beijing Interstellar Glory Technology Co. Ltd., Beijing 100176, China)

**Abstract:** Aiming at the requirement of high reliability, low cost and fast response of the private commercial launch vehicle "Hyperbola-1", a high-integrated launch vehicle integrated modular avionics is designed. This paper describes the task requirements of integrated modular avionics, the principle composition of each function module, the structure design of laminated board, real-time operating system and flight control software. Emphasis is given to the design of minimum system and communication interface of the main control module based on Zynq, the design of custom high-speed serial bus architecture. With the success of the first flight test of Hyperbola-1, integrated modular avionics, as a control center, works normally and meets the requirements of high real-time, high reliability and high precision control of private commercial launch vehicles.

**Key words:** hyperbola-1; integrated modular avionics(IMA); main control module; Zynq; high-speed serial bus

### 1 引言

针对新一代运载火箭控制系统架构<sup>[1-3]</sup>及民营商业运载火箭高可靠、低成本、快响应的要求,对小型化、集成化、模块化航天器综合电子系统(Integrated Modular Avionics, IMA)的需求越来越紧迫.

综合电子系统的概念来自航空领域复杂的电子系统,后在航天领域逐渐被采用,首先在卫星上被成熟应用,使卫星的可靠性、集成性进一步提高. 综合电子系统本质上是一个高度开放的分布式实时计算系统,它以通用综合处理器为核心,通过高速数据总线实现传感器、子系统等信息互联,形成具备“系统结构综合化”和“使用功能综合化”特征的统一控制、调度能力. 目前

国内外最新卫星平台大多采用了星载综合电子系统<sup>[4]</sup>,在运载火箭领域也逐渐推广使用.

双曲线一号运载火箭作为民营商业运载火箭的代表,其电气系统面向下一代运载火箭中以综合电子系统为控制核心的架构<sup>[5]</sup>. 借鉴国内外最新综合电子设计思路,采用高集成度的 Zynq 处理器及高速串行总线技术,构建资源与信息共享的统一开放式运载火箭电气系统体系架构. 配合标准化、模块化的货架产品实现系统基本功能,便于电气系统升级改造和适应运载火箭多任务特性<sup>[6]</sup>.

综合电子系统是双曲线一号运载火箭电气系统的核心装置,能够实现运载火箭的制导、姿态控制、组合

导航、供配电控制、时序控制、安全控制等功能,还可以在在地面测发控系统的配合下,实现对箭测试和发射流程控制. 因此,研究运载火箭综合电子系统具有非常现实的意义.

## 2 系统架构设计

### 2.1 任务需求

双曲线一号运载火箭按照一体化设计思想,采用综合电子系统进行设计. 要求综合电子系统需要实现的功能主要有:

(1)对飞行控制、时序输出、供配电进行一体化集成设计,实现飞行控制解算、姿态控制、分离点火、配电、电源等功能一体化;

(2)接收光纤惯组的加速度、角度等信息,接收内部卫导接收机发送的导航定位信息,实现组合导航解算;

(3)采用统一供配电设计,接收配电指令,实现火箭电气系统配电控制功能、断电控制功能、紧急断电控制功能;

(4)负责实时制导、姿态控制运算,将姿控及时序指令输出至电磁阀、火工品、伺服系统等执行机构;

(5)在火箭飞行过程中出现姿态失控时,给出箭上安全自毁信息,实现自主安全控制. 配合外测安全控制系统接收地面指令,实现外部被动安全控制;

(6)具有较好的系统故障检测能力. 在火箭地面测试加电期间,对各设备的电源电压、火工品及电磁阀控制绕组的通路,高低压时序、伺服机构及各种状态信号进行检测;

(7)负责将自检信息、光纤惯组信息、卫星导航信息、飞控解算信息等遥测数据经过组帧、编码后发送给遥测外测安全系统;

(8)在火箭测试时,参与火箭的各项测试工作.

### 2.2 系统架构

文献[7]提出了一种基于VNX总线的综合控制系统,本文方案以低速总线 and 高速总线技术融合为基础,采用自定义高速串行总线的模块叠板结构. 综合电子系统主要组成模块有主控模块、电源模块、配电模块、时序模块、卫导模块等,系统架构见图1所示.

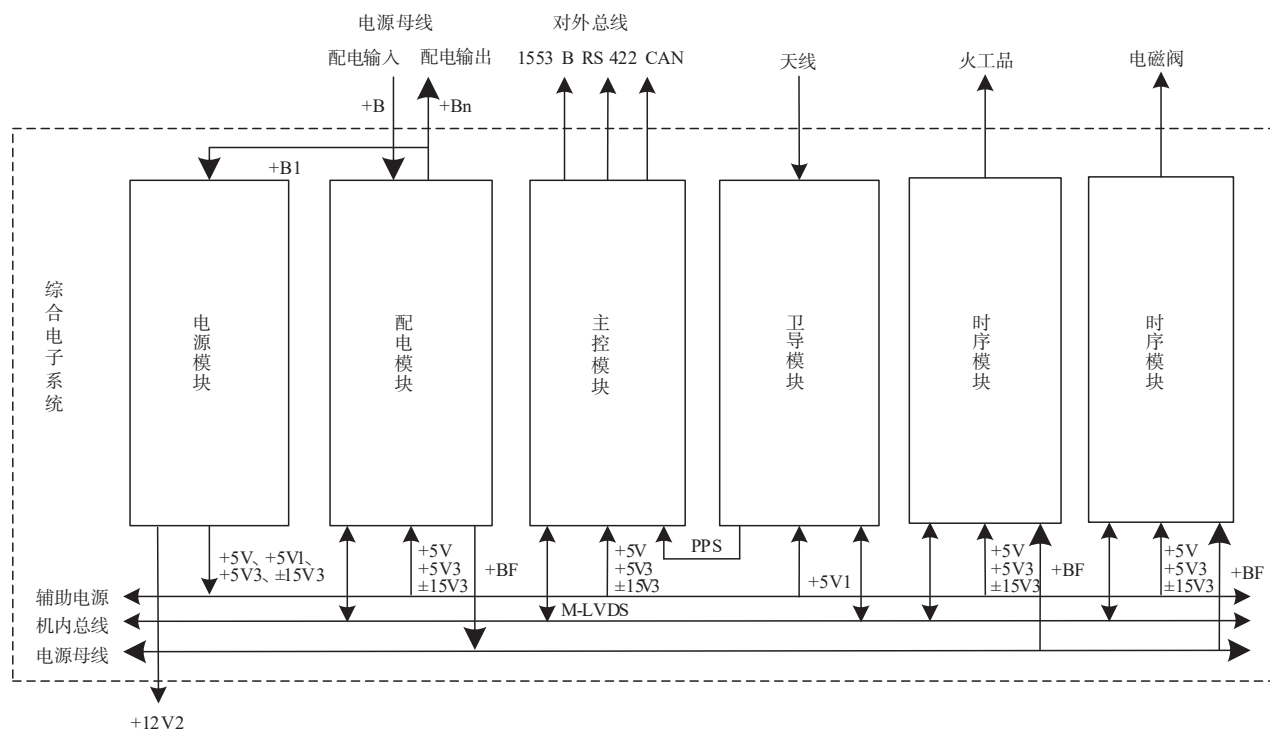


图1 综合电子系统架构

电源模块完成对一次电源的隔离变换,输出系统内其他模块运行以及测试所需的电源. 主控模块采用Zynq处理器,可以运行实时嵌入式操作系统,完成制导、姿态控制、组合导航等计算功能,具有丰富的对外总线接口. 主控模块通过机内自定义高速串行总线完成系统内各模块之间的信号传输. 配电模块实现上电

后对电源模块供电,并作为机内串行总线的接收站点接收主控模块的指令,完成对运载火箭上其他设备的统一供配电控制. 时序模块作为机内串行总线的接收站点接收主控模块的指令,完成对应时序输出的控制、驱动及信号采集. 卫导模块采用双天线分别接收GPS-L1和BDS-B1的导航卫星信号,完成导航卫星信号的捕

获、跟踪,输出载体的位置、速度、时间等信息,送至主控模块完成组合导航功能。

### 3 硬件系统设计

#### 3.1 主控模块

主控模块与传统箭载计算机功能类似,作为综合电子系统的控制核心。随着控制算法的日益复杂和制导精度的日益提高,要求箭载计算机具有较高的实时性和强大的运算能力。

#### 3.1.1 最小系统

主控模块硬件方案的控制核心处理器采用 Xilinx 公司的 Zynq 系列 SOC 实现,型号为 XC7Z045。Zynq 集成了 ARM 处理器的软件可编程性与 FPGA 的硬件可编程性,ARM 处理器主频为 800MHz。文献 [8]也提出了一种基于 Zynq 平台的弹载计算机,本文方案选用更加高端的 Zynq 型号,对外接口更加丰富,还部署了实时操作系统。模块组成及对外接口见图 2 所示。

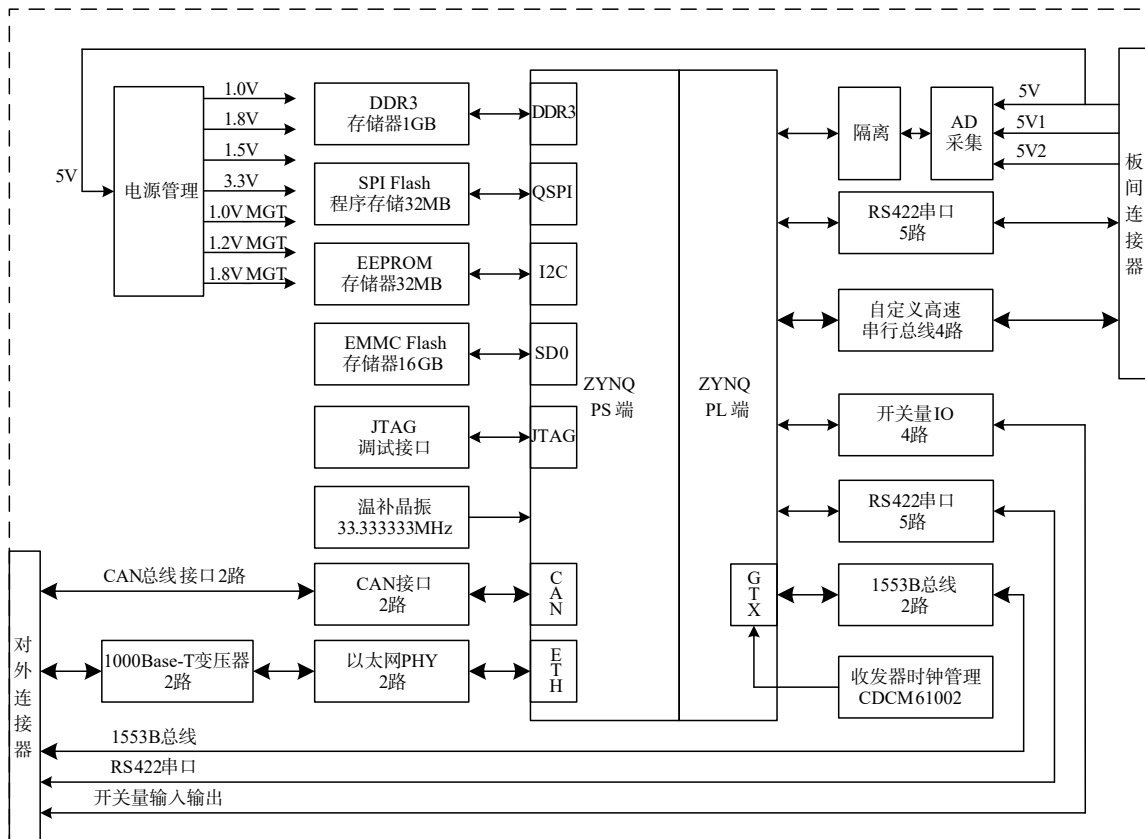


图2 主控模块组成及对外接口图

DDR3 存储器是 Zynq PS 端的主 RAM 存储器,容量和运行的稳定性对系统运行、数据处理及流程处理有重要影响。DDR3 存储器选用 Micron 公司的 MT41K256 M16HA 动态 DDR3 DRAM 芯片,2 片并联,总位宽 32bit,容量 1GB。大容量 EMMC FLASH 数据存储设计,通过 1 片 Micron 公司的 MTFC16GAKAENA 大容量 EMMC 闪存存储器实现,容量 16GB 能满足主控模块对存储容量的需求,用于存储火箭测试时箭上的实时测试数据。

主控模块上需要 1.0V、1.2V、1.5V、1.8V、3.3V、5V 等多个电源,其中 5V 作为输入,其他采用凌特的 LTM4627、LTM4644 电源 uModule 模块生成,电源上电顺序如下:1.0V→1.8V→1.5V→3.3V。通过 TPS51200 生成 DDR3 专用的电源。

#### 3.1.2 接口电路

对外接口包括 PS 端和 PL 端接口,PS 端接口由外部接口电路及 PS 中的控制器组成,包括高速双以太网口、双 CAN 总线接口;PL 端接口由外部接口电路及 PL 中的驱动组成,包括自定义高速串行总线接口、RS422 串口、1553B 接口、光电隔离 IO 接口。

自定义高速串行总线接口用于实现综合电子系统内部各个模块之间的通讯;高速双以太网口用于实现箭地通信以及无线通信;1553B 接口作为箭上的主干系统总线;CAN 总线及 RS422 串口用于箭上设备的通信;光电隔离 IO 接口有 5V 和 28V 两种类型,用于采集箭上或地面的开关量信号。

### 3.2 业务模块

综合电子系统的业务模块包括电源模块、配电模块、时序模块、卫导模块等。

#### 3.2.1 电源模块

电源模块将一次直流电压经过 DC/DC 变换,分成多路不同电压和功率的直流输出,并满足隔离要求。为保证电源模块的质量,在设计时充分考虑了产品的可靠性、安全性和电磁兼容性,使其在所要求的各种环境下均能稳定地工作。电源模块输出参数具体如表 1 所示。

表 1 电源模块输出要求

输出电压	作用	输出电流	纹波要求	备注
+5V	主控模块、配电模块、时序模块供电	5A	≤30mv	冗余
+5V1	卫导模块供电	3A	≤30mv	
+12V2	遥测设备供电	3A	≤50mv	
+5V3	测试供电	0.5A	≤50mv	
±15V3	测试供电	0.2A	≤50mv	

#### 3.2.2 配电模块

配电模块主要是实现箭上配电的功能,包括输入配电控制、多路输出配电控制。在此基础上,完成母线电压、母线电流及温度等检测。文献[9]提出了一种分级智能供配电,本文基于数字控制,采用大功率 MOS 管配合驱动电路实现大电流配电控制。

配电模块包括配电测控部分和配电执行部分。配电测控主要是基于 FPGA 的数字测控系统,配电模块通过机内总线接收主控模块的时序指令,根据指令输出配电控制信号。配电执行主要是基于 MOS 管的功率输出电路。配电执行的同时,在地面电源母线和电池电源母线加入了防电流反灌电路,防止母线开关在采用固态输出形式下引起的电流反灌问题。为了提高配电输出可靠性, MOS 管配电开关采用串并联冗余方式。

#### 3.2.3 时序模块

时序模块作为运载火箭上的驱动单元,在火箭发射前需要完成时序测试以及火工品阻值测试等工作,在火箭发射后发出时序控制信号控制火箭上各种执行机构完成相应时序的动作。文献[10]提出了一种高可靠性小型固体动力运载火箭时序控制器,本文采用了基于 MOS 管的数字时序控制方案。时序模块通过机内总线接收主控模块的时序指令,根据指令输出时序控制信号。

时序输出电路及回采电路包括 FPGA、驱动电路、MOS 管、光电耦合器等。通过 FPGA 进行译码、控制,输出有效的时序信号,然后由驱动电路输出到 MOS 管输入端,由 MOS 管输出有效电平。FPGA 选用 ACTEL

公司的 A3P1000-PQ208I,集成了高速串行总线的 IP 核等。时序输出经光耦 HCPL-0631 隔离进行时序回测,通过 FPGA 读取时序输出状态。火工品阻值测试是通过在时序输出电路中增加回路阻值测试电路,包括+5V1 低压电源和电压测量电路,来间接测出火工品回路的阻值。

#### 3.2.4 卫导模块

卫导模块是箭载综合电子系统的重要组成部分,其功能是用双天线分别接收 GPS-L1 和 BDS-B1 的导航卫星信号,完成信号的捕获、跟踪、解出原始观测量,然后完成 PVT 解算,输出载体的位置、速度、时间等信息,送至主控模块完成组合导航功能。

卫导模块主要由射频模块、信号处理模块、二次电源模块等组成。

射频模块包括射频放大器、功率分配器、射频滤波器、射频放大器、混频器、中频滤波器、中频放大器、增益控制器、低通滤波器,将收到的射频信号一次下变频转为中频信号。

信息处理模块包括模数转换电路、时钟驱动电路、信号处理电路和对外接口电路,主要实现卫星导航信号的解扩解调,导航电文的获取,伪距、多普勒等测量信息的测量,解算出载体的位置、速度和时间等信息,并将秒脉冲信号和各类数据帧发送给系统。

通过天线接收来自空间 GPS 卫星发播的无线电信号;GPS 射频信号则需经过解扩和解调,得到基带信号,再经译码得到导航电文,并用本机时钟测量卫星信号到达的时间;然后将卫星信息和观测信息传输至信息处理模块完成对当前观测时刻的位置信息、速度信息和守时信息的解算;并且,针对分集卫星导航,卫星导航同时选择接收 GPS-L1 和 BDS-B1 信号,交由信息处理模块,实现多星选优定位方案。

## 4 机内总线设计

机内总线即自定义高速串行总线,文献[11,12]介绍了一种新型 M-LVDS 多点互联高速冗余总线及三模混合冗余总线。本方案总线实现综合电子系统内部各个功能模块之间的通讯,由总线收发器和 FPGA 中的总线协议组成。

总线收发器选用 TI 公司的 DS91C176 接口芯片,总线的协议在 FPGA 中封装成 IP 的形式,IP 可实现与总线收发器 DS91C176 接口数字信号的直接连接。自定义高速串行总线采用 M-LVDS 多点低电压差分信号形式,总线可以支持高达 500Mbps 数据速率和较宽的共模电压范围。

物理层主要由 4+1 对双工工作方式总线差分信号组成,其中 4 对处于工作状态,另 1 对处于备份状态,低

电压是2V,总线拓扑如图3所示.主控模块FPGA实现串行总线主控制器功能,其负责传输任务的发起和故障管理任务.业务模块实现串行总线从控制器响应传输任务.每块业务模块分配唯一的长度为 $n$ 比特的身份标识(ID)信息.

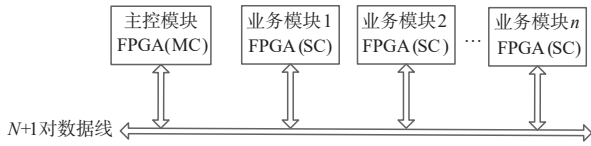


图3 自定义高速串行总线拓扑

表2 综合电子系统FPGA软件汇总表

FPGA 型号	模块名称	实现功能
XC7Z045-2FFG676I	主控模块	总线译码、1553B总线控制、中断控制、串行通信控制、温度测试、机内串行总线、滤波、中断控制等
A3P1000-PQ208I	配电模块	译码、温度测试、内部串行总线、电压测试、火工品低压测试等
A3P1000-PQ208I	时序模块	译码、中断控制、串行通信控制、温度测试、机内串行总线等
A3P250-VQ100I	导航模块	卫星导航信号的捕获、跟踪等

### 5.2 系统软件设计

文献[13,14]提出了一种基于有向图及面向软件定义的综合电子系统软件架构,本综合电子系统软件架构采用了嵌入式实时操作系统,提供丰富调用接口.操作系统软件由BSP软件、操作系统内核和飞行控制

## 5 软件设计

软件是综合电子系统的灵魂,箭载综合电子系统的软件包括底层驱动设计和基于嵌入式实时操作系统的软件设计,后者包括操作系统层、协议层及应用层软件.

### 5.1 底层驱动设计

底层驱动直接跟硬件打交道,主要由FPGA完成,对寄存器操作的软件包含在操作系统.综合电子系统FPGA程序运行在主控模块、业务模块上的FPGA芯片中,器件型号如表2所示.

应用程序组成.嵌入式实时操作系统运行在综合电子系统硬件平台上,直接对硬件系统资源进行管控,对各应用程序提供目标硬件操作接口及程序运行调度.飞行控制软件与箭控数据处理软件皆基于嵌入式实时操作系统开发,相应层次图如图4所示.

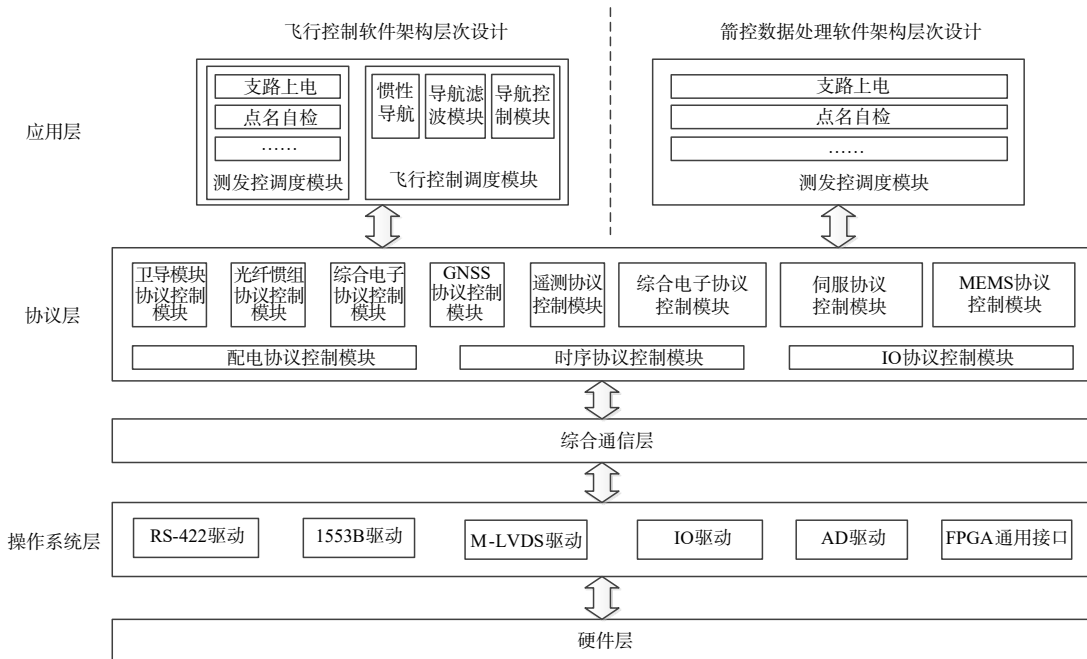


图4 飞行控制软件及数据处理软件架构

操作系统内核是操作系统内核算法的集合,包括SMP多核实时调度、内存管理、网络、掉电安全文件系统(TpsFS)、动态加载、GDB等功能.

飞行控制软件及箭控数据处理软件利用操作系统

优势,采用多线程设计方案,充分利用嵌入式实时操作系统特点,搭建多个优先级服务处理线程,达到性能与实时性指标,完成飞行任务.

采用基于嵌入式实时操作系统的软件设计提高

了系统设计的可靠性,飞行控制软件的功能和风险将由应用软件和操作系统共同承担,分散和降低了技术风险;使用操作系统后,飞行控制软件的计算任务会动态分配到所有的CPU核中,硬件的使用效能极大地得到提高,双曲线一号整个软件运行过程始终保持CPU使用率16%左右,使得CPU保持较低的工作负载状态,大大降低了CPU运行温度,提高了系统可靠性。

## 6 结构设计

结构上采用模块化标准结构,结构外壳内安装印制板,形成具有独立功能的模块,按照既定的功能模块顺序,且考虑每个模块使用过程中拆装更换的频率和要求。电源模块安装于基座上,其余模块均安装在结构形式同一的模块上,方便模块更换和增减。结构外形如图5所示。

## 7 试验验证

综合电子系统从研制到最后参加运载火箭飞行试验,试验要求严格按照试验大纲进行。主要试验包括单

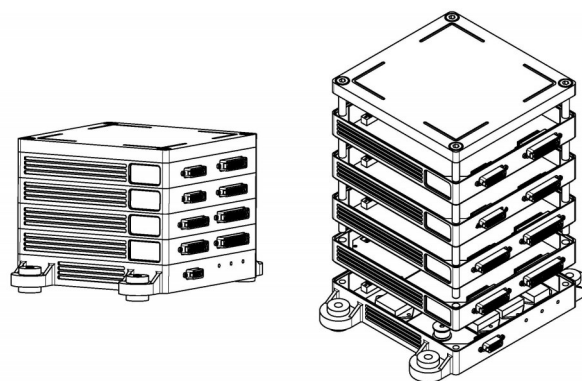


图5 综合电子系统机械结构图

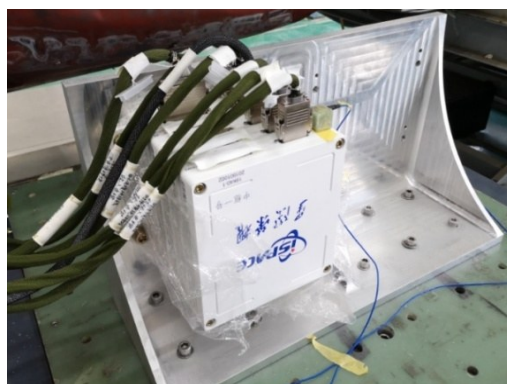
机环境试验、系统综合匹配试验以及运载火箭飞行试验。产品试验现场见图6。

### 7.1 单机环境试验

综合电子系统产品经过单机测试,完成了规定的高低温、温度循环、振动、老炼,鉴定级振动、冲击、加速度、真空等环境试验项目,参加了运载火箭电气系统综合匹配试验。经试验验证,产品功能性能指标满足运载火箭飞行大纲规定的试验要求。



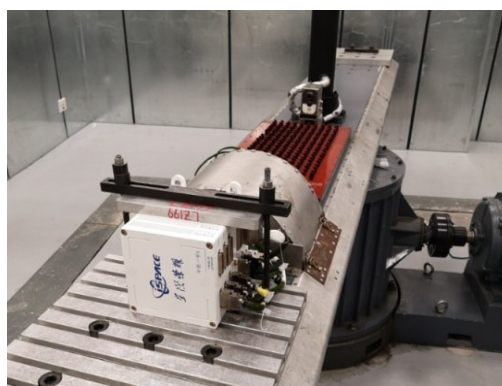
(a) 产品高低温、温度循环试验



(b) 产品振动试验



(c) 产品冲击试验



(d) 产品加速度试验

图6 产品试验现场

## 7.2 飞行试验

2019年7月25日,双曲线一号运载火箭在酒泉卫星发射中心组织首飞,飞行试验取得了圆满成功.综合电子系统作为双曲线一号运载火箭的控制中枢,圆满完成了运载火箭的飞行控制任务.通过遥测数据判读,双曲线一号运载火箭进入预定轨道,实现了极高精度入轨,入轨偏差见表3,综合电子系统在全程的飞行过程中均工作正常.

表3 双曲线一号入轨偏差表

项目	轨道倾角偏差	偏心率偏差	半长轴偏差
设计值	$\leq 0.1^\circ$	$\leq 0.0045$	$\leq 10.8\text{km}$
实际值	$0.001^\circ$	0.000284	0.72km

## 8 结论

双曲线一号运载火箭综合电子系统是我国首次在民营商业运载火箭中的成功应用,将传统箭载计算机、配电器、综合控制器、开关放大器、时序控制装置及卫星导航接收机等单机产品进行硬件的集成综合、软件设计的统一设计.综合电子系统完成了箭载电子设备一体化的系统设计,集中实现了运载火箭计算机控制、大容量存储、总线通讯、供配电、火工品控制、电磁阀控制、温度测量、导航卫星信号接收及处理等功能;完成了操作系统和飞行控制软件的统一设计和开发,设计了高效、层次清晰的软件体系结构,使软件能在一个高性能的SOC上运行,实现了运载火箭的精确入轨.

未来中大型运载火箭、可回收运载器、深空探测器、卫星平台等,不管是从节约成本与减轻发射重量的角度,还是从增强航天器自主能力的角度,使用集成化、模块化的综合电子系统是后续发展的趋势<sup>[15]</sup>.双曲线一号运载火箭首飞的圆满成功,验证了箭载综合电子技术的有效性,为未来航天器综合电子系统的发展提供了技术储备;其采用的全可编程SOC核心处理器及实时操作系统,为后续运载火箭采用人工智能控制算法提供了软硬件环境.

综合电子系统的后续发展将更加多元化,文献[16]提出了一种基于边缘计算的航天器电气系统设计,SpaceX的猎鹰9火箭和龙飞船采用了基于Intel双核处理器的三模冗余计算机系统.综合电子系统也将基于此对硬件体系结构与软件开发模式进行更进一步的优化,为未来适应智慧火箭功能要求的综合电子系统提供了研究方向.

### 参考文献

[1] 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.  
Song Z Y. Research on avionics system configuration of

next generation launch vehicle[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22(3): 317 - 322. (in Chinese)

[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 H F, Song Z Y, Sun H F. Review of avionics architecture of new medium launch vehicle and development[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019, (2): 49 - 53. (in Chinese)

[3] 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.  
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. (in Chinese)

[4] 李孝同, 施思寒, 李冠群. 微小卫星综合电子系统设计[J]. 航天器工程, 2008, 17(1): 30 - 35.  
Li X T, Shi S H, Li G Q. Integrated electronics system of micro-satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(1): 30 - 35. (in Chinese)

[5] 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 H F, Liu J Y, Cheng S, et al. Integration technology of avionics for next-generation launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(3): 334 - 344. (in Chinese)

[6] 周虎, 段然, 凌震, 等. 基于综合电子的某型运载器电气系统方案设计[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(3): 19 - 25.  
Zhou H, Duan R, Ling Z, et al. Research on electronic system of launch vehicle by integrated electronics[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(3): 19 - 25. (in Chinese)

[7] 苏晓东, 苏峰, 宋蔚阳, 等. 基于VNX总线的航天飞行器综合控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(3): 117 - 120.  
Su X D, Su F, Song W Y, et al. Design of spacecraft integrated electronic system based on VNX[J]. Computer Measurement & Control, 2019, 27(3): 117 - 120. (in Chinese)

[8] 苏晓东, 宋蔚阳, 鞠晓燕, 等. 基于Zynq平台的弹载计算机设计[J]. 航天控制, 2019, 37(6): 48 - 53.  
Su X D, Song W Y, Ju X Y, et al. Design of missile-borne computer based on zynq[J]. Aerospace Control, 2019, 37(6): 48 - 53. (in Chinese)

[9] 辛高波, 王猛, 丁秀峰, 等. 运载火箭冗余分级智能供配电技术研究[J]. 计算机测量与控制, 2018, 26(10): 137 - 140, 154.  
Xin G B, Wang M, Ding X F, et al. Study of a redundant intelligent power distribution system for launch vehicle[J].

- Computer Measurement & Control, 2018, 26(10): 137 - 140, 154. (in Chinese)
- [10] 张拓, 党小鹏, 韩连刚, 等. 高可靠性小型固体动力运载火箭时序控制器设计[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(2): 135 - 138.  
Zhang T, Dang X P, Han L G, et al. Design of time series controller for highly reliable small solid dynamic launch vehicle[J]. Computer Measurement & Control, 2019, 27(2): 135 - 138. (in Chinese)
- [11] 张宏波, 李长森, 李铁麟, 等. 一种新型多点互联高速冗余总线通信方法与实现[J]. 航天控制, 2018, 36(6): 53 - 59, 75.  
Zhang H B, Li C S, Li T L, et al. Method and implementation of a novel multi-point interconnect high-speed redundant bus communication[J]. Aerospace Control, 2018, 36(6): 53 - 59, 75. (in Chinese)
- [12] 黄波, 曹帮林, 张福鑫, 等. 一种三模混合冗余总线控制系统设计研究[J]. 航天控制, 2015, 33(6): 76 - 80.  
Huang B, Cao B L, Zhang F X, et al. Research on triple modular hybrid redundant bus control system[J]. Aerospace Control, 2015, 33(6): 76 - 80. (in Chinese)
- [13] 姚国伟, 张凤, 曹建文, 等. 基于有向图的运载火箭综合电子系统设计方法[J]. 北京理工大学学报, 2019, 39(6): 650 - 654.  
Yao G W, Zhang F, Cao J W, et al. Launch vehicle integrated electronic system design based on directed graph method[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2019, 39(6): 650 - 654. (in Chinese)
- [14] 王小辉, 张涛, 吕殿君, 等. 面向软件定义的飞行器综合电子系统软件架构技术[J]. 航天控制, 2019, 37(4): 66 - 71.  
Wang X H, Zhang T, Lv D J, et al. Software architecture technology of software-defined spacecraft integrated electronic system[J]. Aerospace Control, 2019, 37(4): 66 - 71. (in Chinese)
- [15] 陈建新, 张志, 王磊, 等. 嫦娥三号巡视器综合电子系统的设计与实现[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(5): 450 - 460.  
Chen J X, Zhang Z, Wang L, et al. Design and realization of the integrated electronic system for the Chang' E-3 lunar rover[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2014, 44(5): 450 - 460. (in Chinese)
- [16] 仇公望, 詹景坤, 吕殿君, 等. 基于边缘计算的航天器电气系统设计[J]. 电子测试, 2019(13): 12 - 15.  
Qiu G W, Zhan J K, Lv D J, et al. Design of spacecraft avionics system based on edge computing[J]. Electronic Test, 2019, 2019(13): 12 - 15. (in Chinese)

#### 作者简介



江良伟 男, 1982年11月出生, 浙江兰溪人. 硕士, 高级工程师. 主要从事运载火箭计算机技术、数字电源技术.  
E-mail:jianglw@live.com



彭小波(通讯作者) 男, 1972年12月出生, 陕西汉中. 博士, 研究员. 主要从事航天飞行器技术研发与项目管理.  
E-mail:pengxb@i-space.com.cn