

某飞行器便携式简易发射控制装置设计与实现

张 驰¹, 梁 彦², 王天辉¹

- (1. 中国人民解放军 91851 部队, 辽宁 葫芦岛 125001;
2. 中国人民解放军 92941 部队, 辽宁 葫芦岛 125001)

摘要: 针对某飞行器传统发射控制装置结构复杂、操控繁琐、可靠性差的现实问题, 开展便携式简易发射控制装置总体技术方案设计, 基于虚拟仪器技术、构建 PXI 总线测控平台, 采用便携式加固机箱构架、实施功能结构整合; 围绕该飞行器射前性能检查和发射控制过程安全可靠要求, 开展系统软硬件技术研发, 完成硬件设备选型、功能结构设计、与电气适配, 实施射前检查软件功能规划与流程设计。实际使用表明: 该发射控制装置结构简明优化、操控安全可靠、保障便捷高效, 满足实战化发射要求。

关键词: 某飞行器; 发射控制; PXI 总线; 电气适配; 射前检查

Design and Realization of Portable and Simple Launch Control Device for a Certain Aircraft

ZHANG Chi¹, LIANG Yan², WANG Tianhui¹

(1. 91851th Unit of PLA, Huludao 125001, China; 2. 92941th Unit of PLA, Huludao 125001, China)

Abstract: Aimed at the problems of complex structure, complicated control, and low reliability of traditional aircraft launching control devices, a general technical design for portable and simple launching control devices is carried out. This paper constructs the measurement and control platform based on Virtual Instrument and PXI bus technology, adopts the portable strengthening chassis frame to integrate the functional structure, conducts the technical development of the system software and hardware according to the requirements of safety and reliability in the pre-launch inspection and launch control process, achieves the selection of hardware equipment, design of function structure, and adjustment of electrical adaptation, and implements the function planning and process design of the pre-launch inspection and launch control software. Practical applications show that the launch control device has advantages of the simple and optimized structure, safe and reliable operation, convenient and efficient support, and the device meets the requirements of practical launch.

Keywords: a certain aircraft; launch control; PXI bus; electrical adaptation; pre-launch inspection

0 引言

某飞行器主要用于逼真模拟敌方来袭的飞机或导弹类威胁目标, 考核鉴定武备的防空反导作战性能和人员的实操训练水平^[1]。发射控制装置是该飞行器装备系统的重要组成部分, 其战技性能和使用性能将直接影响该飞行器技术准备和发射飞行全过程^[2]。该飞行器传统的发射控制装置结构较为复杂, 设备组成“积木式”叠加, 精度低、可靠性差、成本高、操作繁琐, 无法满足“展开快速、操控便捷、保障高效”的实战化发射要求^[3]。为此, 以满足该飞行器射前性能检查和发射控制基本需求为出发点, 对传统发射控制装置进行功能结构简化和机动化设计, 运用虚拟仪器技术、基于 PXI 总线硬件平台和 LabWindows/CVI 软件开发平台^[4], 研发便携式简易发射控制装置, 实现高效便捷发射保障。

1 设计需求分析

该装置应具备对某飞行器实施射前性能检查、任务参数和发射诸元解算与装定、发射控制的功能^[5]。

1.1 发射诸元装定精度要求

时间参数装定误差: 不大于 0.5 s;

角度参数装定误差: 俯仰、倾斜不大于 0.085°; 航向不大于 0.144°。

1.2 主要测量/控制信号技术规格

1) 直流模拟量缓变信号 A/D 采集: 双端差分通道不少于 12 路; 其中, 0~±10 V 不少于 6 路, 0~±30 V 不少于 5 路, ±50~100 V 不少于 1 路; 分辨率不小于 14 位; 误差不大于 0.5%。

2) 直流模拟量信号 D/A 输出: 不少于 3 路; 幅度 0~±10 V; 分辨率不小于 14 位; 更新速率不小于 100 次/s;

收稿日期: 2023-12-20; 修回日期: 2024-04-23。

作者简介: 张 驰(1978-), 男, 硕士, 高级工程师。

通讯作者: 王天辉(1986-), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 张 驰, 梁 彦, 王天辉. 某飞行器便携式简易发射控制装置设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(9): 177-183.

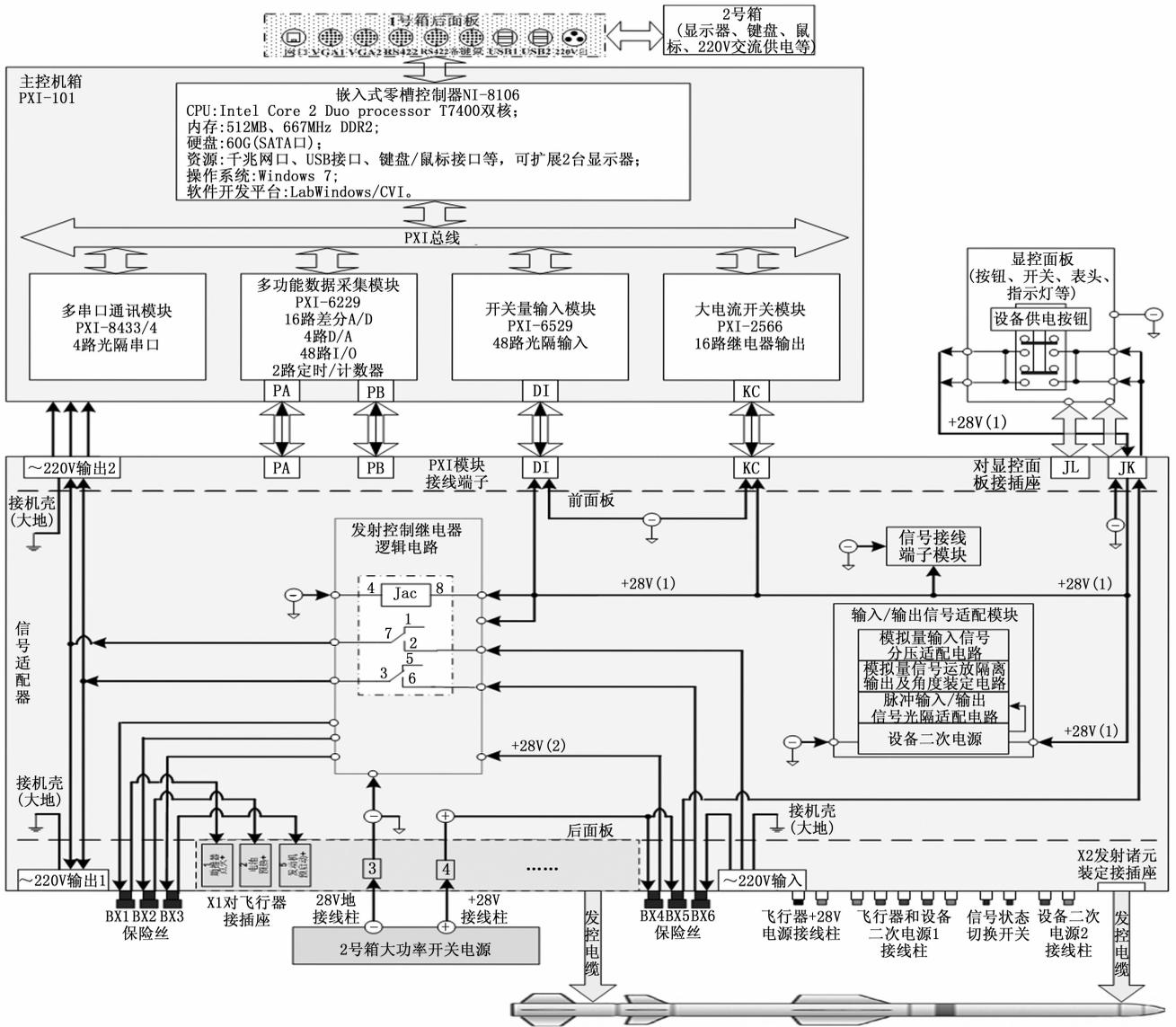


图 1 系统组成及原理图

输出误差不大于 30 mV。

3) 开关量信号光隔输入: 不少于 35 路; 其中, “+28 V/悬空/28 V 地” 信号 4 路 (每路信号判定需占用 2 个光隔输入通道); “28 V 地/悬空” 信号不少于 12 路; “+28 V/悬空” 信号不少于 15 路。

4) 开关量信号输出: 不少于 40 路; 输出电平 +28 V 或 28 V 地; 触点电流不小于 1 A。

5) RS422 串口数据通信: 不少于 2 路 (各端口间隔离); 全双工, FIFO 不小于 128 字节, 波特率可编程, 误码率小于 10^{-5} 。

6) 定量串行脉冲输出: 不少于 1 路; 11 V ± 1 V 正脉冲串; 占空比 50%; 频率不大于 25 kHz; 每串脉冲个数不大于 4 096 个。

7) 输入脉冲计数: 不少于 2 路; 11 V ± 1 V 正脉冲串; 占空比 50%; 频率不大于 25 kHz; 每串脉冲个数不大于

4 096 个; 计数误差 ± 2 个。

1.3 信号调理与电气隔离要求

1) 开关量输入信号须采取光电隔离, 对飞行器的开关量控制信号采取继电器输出隔离。

2) 脉冲数字量输入信号须采取光电隔离, 对飞行器装定的脉冲数字量信号亦须采取光电隔离^[6]。

3) 模拟量输入信号采用两端差动采集, 对飞行器装定信号采用由飞行器提供电源的差动运放输出。

1.4 操作界面与安全性保障要求

1) 射检发控软件应设置友好的人机对话界面, 具有醒目的状态和进程显示、人工配合操作提示等。

2) 各类按钮、开关、指示灯、监控表头等布局合理、醒目, 操作便捷、可靠; 对设备供电、保险控制、发射、解除发射等关键指令操控只设置避免误操作的人工操控按钮。

3) 电缆接线统一位于机箱后部, 所有配线端子和功能模块具有良好便捷的可拆装性。

2 系统硬件设计

2.1 总体设计及原理

发射控制装置是飞行器发射全系统测量及控制的核心, 能对飞行器及整个发射系统进行射前性能自动检查, 能按给定条件完成飞行任务参数和发射诸元解算与装定, 并以人机交互的形式实施飞行器发射。

该装置以基于 PXI 总线的虚拟仪器测控平台为依托, 采用便携式加固机箱构架、实施集成化设计, 集显示操控、信号调理、计算机自动流程控制与 PXI 模块管理等功能于一体, 旨在搭建一套性能先进、结构灵活、可充分扩展的试验平台^[7-8], 系统硬件配置、结构原理及供电控制关系如图 1 所示。

2.2 结构布局及外观操作设计

该装置采用以虚拟仪器为核心的统一测控策略, 由便携式加固机箱、发控主机、信号适配器、显控面板、高频开关电源、显示器、键盘/鼠标和射检发控软件等组成。

为满足操作与安全保障设计要求, 采用便携式加固机箱构架, 实施功能结构布局整合, 其中, 1 号箱装载发控主机、信号适配器和显控面板, 2 号箱装载高频开关电源、19 寸加固式液晶显示器和键盘/鼠标。便携式加固机箱按照 8U 标准高度 19" 上架结构设计, 净重不大于 25 kg, 玻璃钢材质, 具备减震措施, 用于对其内部安装的各类设备提供稳定可靠的工作贮存环境, 方便发射控制装置运输转场。

1 号箱的前面板为设有操控按钮/开关 (包括: 设备供电、射检、复位、发射箱控制、助推器保险控制、飞行高度装定、发射、解除发射、应急断开电池、应急断开主线供电等)、信号显示表头与选择开关和指示灯的显控面板, 是整个发射系统的人工控制中心, 用于在飞行器射检发控过程中, 进行信号状态监测、任务参数装定与人工操控等, 通过电缆与信号适配器连接; 1 号箱后面板包括上下两部分, 上部后面板用于将发控主机零槽控制器的网口、USB 口、RS422 串口和显示器、键盘/鼠标接口等资源引出; 下部后面板即为信号适配器的后面板, 布设有对飞行器连接航空接插座、交直流供电插座/接线柱等。

2 号箱后面板为高频开关电源的输入/输出供电转接插座和显示器、键盘/鼠标等的外引接口。

该飞行器发射控制装置设备前后操控面板与结构尺寸示意图如图 2 所示。

2.3 发控主机设计

发控主机是构成整个虚拟测控系统的核心部件, 由主控机箱 PXI-101、嵌入式零槽控制器 NI-8106 和功能模块等构成, 均采用 PXI 总线标准化产品。其中, 功能模块包括: 多功能数据采集模块 PXI-6229、开关量输入模块 PXI-6529、大电流继电器开关模块 PXI-2566 和多串口通讯模块 PXI-8433/4。发控主机以飞行器射前检查和发射控制软件为支

撑, 共有 5 项基本测量与控制功能, 分别是缓变信号采集、直流模拟量输出、脉冲串信号输入计数与定量输出、开关量信号电平判定与输出以及串口数据通信等^[9]。发控主机硬件设备选型如表 1 所示^[10]。

表 1 发控主机硬件资源配置^[10]

硬件名称	型号	主要技术特性	功能
主控机箱	PXI-101	4U 标准高度 14" 上架设计; 支持 8 槽 3U 高度 CPCI/PXI 扩展卡; 符合 PXI 总线的机械电气要求。机箱内带有自用电源及冷却系统。	为嵌入式零槽控制器和各功能模块提供良好的工作环境。
嵌入式零槽控制器	NI-8106	Intel Core 2 Duo processor T7400 双核处理器; 512 MB、667 MHz DDR2 内存; 60 G (SATA 口) 硬盘; 配有千兆网口、USB 接口和键盘/鼠标接口等资源, 可扩展 2 台显示器; 预装 Windows 7 操作系统、LabWindows/CVI 软件开发平台和各模块驱动程序。	用于为各类功能模块搭建紧凑可靠的计算机平台。
功能模块	多功能数据采集模块 PXI-6229	具有 32 路单端或 16 路双端差分 A/D 通道, 分辨率 16 Bits, 最高采样率 250 KS/s (可编程), 输入电压幅度 ± 10 V; 4 路 D/A 输出通道, 分辨率 16 Bits, 最大输出电压 ± 10 V; 48 路数字 I/O 通道, 2 个 32 位定时器/计数器。	缓变信号采集; 飞行器返回脉冲计数; 定量脉冲串对飞行器装定; 显控面板开关状态判读; 与信号适配器中的隔离放大器和装定放大器配合完成飞行器发射初始姿态装定。
	开关量输入模块 PXI-6529	48 路光电隔离输入通道, 最大输入电压直流 ± 60 V。	完成两态和三态开关量输入信号的有效判定。
	大电流继电器开关模块 PXI-2566	16 路独立的单刀双掷非锁存继电器, 最大直流切换电压 150 V, 最大交流切换电压 125 V, 最大切换电流 2 A, 最大运载电流 5 A, 切换时间不大于 10 ms, 软件可编程。	用于有较大容量负载要求的控制指令的发出。
	多串口通讯模块 PXI-8433/4	光耦隔离串口 4 路, 可配置成 RS485 或 RS422 模式, 全双工, FIFO 不小于 128 字节, 波特率可编程, 误码率小于 10^{-5} 。	对飞行器串口通讯, 飞行任务参数和发射诸元装定。

2.4 信号适配器设计

信号适配器是发控主机与飞行器及其它设备之间的电气接口, 是发射控制装置显控前面板的操控/显示接口, 实现了对各类输入/输出信号的分类配线、前端信号调理和全系统供电控制。信号适配器由箱体 (4U 标准高度 19" 上架设计)、前后面板和内部设备构成。

2.4.1 箱体及前面板

机箱前面板上设计与与发控主机各 PXI 功能模块的对位插插座（安装于前面板内侧的 PXI 模块资源背板上），与显控面板的操控、显示接口以及~220 V 转接输出接口。

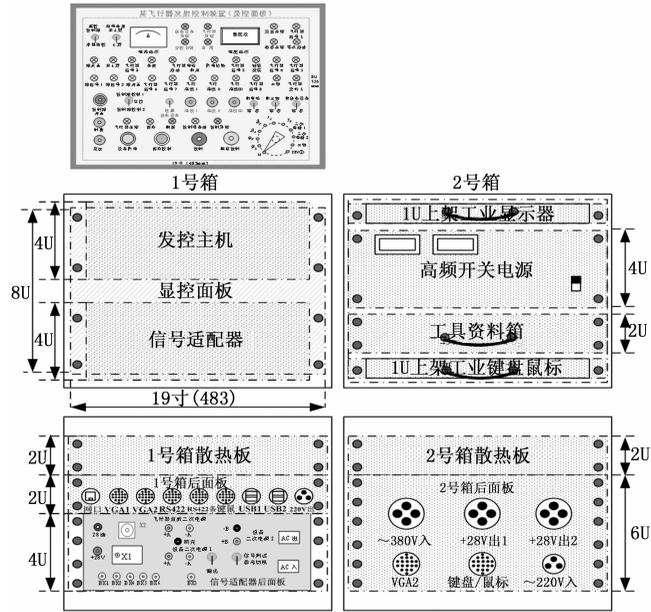


图 2 某飞行器发射控制装置结构布局示意图

后面板作为整个 1 号箱后面板的一部分，设计有对飞行器连接插座、~220 V 输入/输出插座、直流供电（飞行器+28 V、飞行器和设备二次电源 1、设备二次电源 2 等）接线柱、切换开关以及保险丝等。

2.4.2 内部设备

内部设备由总线底板、配线端子板、发射控制继电器逻辑模块和输入/输出信号适配模块等构成。

1) 配线端子板：

配线端子用于对传输走向较为复杂的电气信号提供连接中继，方便软硬件调试需要，满足系统功能可扩展性的使用要求。

2) 发控继电器逻辑模块：

该模块由若干个继电器电路组成，构建飞行器射前性能检查和发射放飞硬件控制逻辑，与射检发控软件流程协同运作，共同打造逻辑缜密、运行高效的软硬件控制系统，实现飞行器发射过程的可靠安全。

继电器控制逻辑按照飞行器发射工序，首先完成“向飞行器供电”和“接通飞行器上设备”，为飞行器射前性能检查做好准备，“飞行器性能正常”后进行“发射箱待发准备”，直至给出“发射准备好”信号，提供待命发射。

按下“发射”按钮后，继电器控制逻辑与射检发控软件、显控面板操控按钮/开关和其它发射装设备相互配合，根据飞行器和相关设备的回馈状态，依次自动执行“飞行器电池启动”→“飞行器电池和地面电源供电切换”→

“飞行器导航设备开机”→“发射诸元封装”→“飞行器发动机预启动”→“飞行器助推器点火”等控制过程，实施飞行器发射放飞。

发射控制继电器根据触点数量和负载选型，其中，2 组触点、直流 28 V/2 A 的 14 只，4 组触点、直流 28 V/5 A 的 4 只，2 组触点、交流 220 V/10 A 的 1 只；继电器线圈电压额定值均为+28 V；输出触点均采用双组并联的冗余结构设计。

3) 输入/输出信号适配模块：

输入/输出信号适配模块具备信号电平转换、阻抗匹配、电路隔离等电气调理功能，由模拟量输入信号分压适配、脉冲输入/输出信号光隔适配和模拟量信号运放隔离输出及角度装定三部分电路组成。

a) 模拟量输入信号分压适配电路

对于超出多功能数据采集模块（PXI-6229）测量范围（±10 V）的飞行器上直流模拟量输入信号，需先经分压适配，再进行双端差分采集，以有效降低共模干扰，提升测量精度^[11]。其中，2/7 分压不少于 5 路，1/11 分压电路不少于 1 路，均以飞行器上二次电源中点为参考点^[12]。模拟量输入信号分压适配电路如图 3 所示。

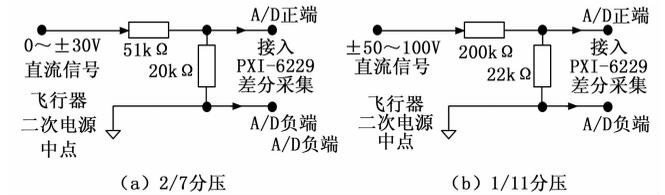


图 3 直流模拟量输入适配电路

b) 脉冲输入/输出信号光隔适配电路

发射诸元中时间参数的装定是以定量脉冲串信号的形式向飞行器上计时机构发送封装，并同时由其返回给发射控制装置与装定脉冲串数量相对应的回答信号，以检测验证时间参数装定过程的正确性。由于向飞行器装定和飞行器上返回的正脉冲串信号幅度均为 11 V±1 V，而由发控主机多功能模块（PXI-6229）定时/计数器发出和差分采集读计数的正脉冲串信号幅度均为 5 V±1 V，因此在进行脉冲串向飞行器上装定和输入计数前，需要对输出自和输入至发控主机的正脉冲串信号进行光隔适配。由 PXI-6229 定时器/计数器发出的+5 V 脉冲串信号经隔离适配，变换为+11 V 左右的对飞行器装定脉冲；由飞行器上返回发控主机的脉冲串输入信号经隔离适配，变换为+5 V 左右的脉冲信号，由 PXI-6229 电平判读和精确计数。脉冲量信号隔离适配电路如图 4 所示^[12-13]。

c) 模拟量信号运放隔离输出及角度装定电路

模拟量信号运放隔离输出和角度装定电路如图 5 所示，共 3 路，完成对飞行器偏航、俯仰、滚动通道的角度电压装定。该电路由前端放大和角度装定两部分组成，前端放大电路起到阻抗和功率匹配作用、提升驱动能力、有效应对负载随机波动，角度装定电路用于提高模拟量输出

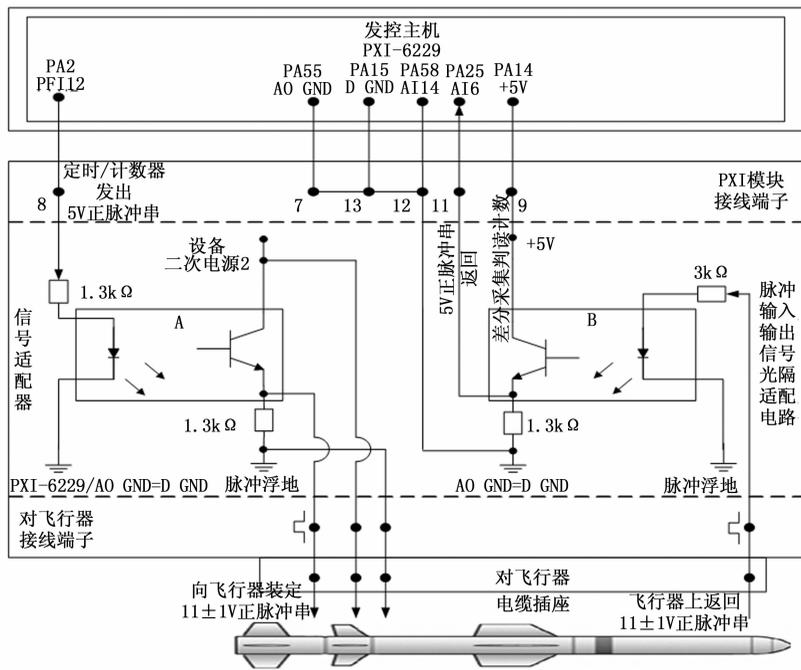


图 4 脉冲量信号输入/输出适配电路

信号的共模抑制比、实现飞行器和地面各设备地线的彻底隔离。两级差分运放供电均由飞行器上提供电源和参考地线^[12,14]。

2.5 高频开关电源设计

高频开关电源能够为飞行器及各地面设备提供稳定可靠的 +28 V 直流供电, 满足飞行器技术准备与发射控制过程中的供电需求。该电源输入特性为 380 VAC ± 10% (三相四线制)、50 Hz ± 3 Hz, 输出特性为直流 24 ~ 30 V 连续可调、最大电流 200 A、最大功率 5 600 W, 具有输入过/欠压、过温、输出过压、限流、短路等保护和报警功能, 并提供界面良好的状态监控面板。

3 系统软件设计

发控主机以 Windows 7 作为操作系统, 利用 Measurement Studio 作为测量控制应用软件的开发平台, 选用基于 C 语言的 LabWindows/CVI 作为软件开发环境^[15-16]。

软件设计分为前端设计和后台设计^[17]。前端设计主要负责与用户交互, 包括试验进程和测控结果显示、任务参数和发射诸元选择录入、人工操控提示和状态监测等。后台设计除完成信号属性配置、进程调度与管理以及数据处理、存储和传输等基本功能, 主要负责根据射检发控流程, 实时操控 PXI 功能模块, 完成开关量信号状态判读与控制指令发出、模拟量信号采集与装定、脉冲串信号计数与定量输出以及串口数据通信等工作。软件开发采用模块化结构, 移植性和可扩展性强, 便于后期维护和二次开发。

3.1 软件功能设计

该飞行器射检性能检查与发射控制软件功能包括: 射检发控、数据复现、设备自检/标校和系统维护管理等。

1) 射检发控功能:

根据飞行器的技术状态, 按照射检发控流程编制, 通过对各硬件模块的协同控制, 自动完成发射前飞行器及其辅助设备的功能协调性检查、任务参数和发射诸元解算与装定、发射状态监测与预警, 并以人机交互的形式完成飞行器发射。

2) 数据复现功能:

具备历史试验数据的存储和重放功能, 可进行调用、显示、打印等操作。

3) 设备自检/标校功能:

完成对发射控制装置各类输入/输出信号通道的自检、计量与检定。

4) 系统维护管理功能:

实现对发控主机的资源管理调用、参数配置、初始化复位等日常维护管理工作。

3.2 软件流程设计

该飞行器的发射过程涉及飞行器和地面发射装备全系统的联动配合, 各类输入/输出信号属性错综复杂, 但动作时序和逻辑关系要求却极为严苛, 需确保发射过程协同有序、安全可靠。

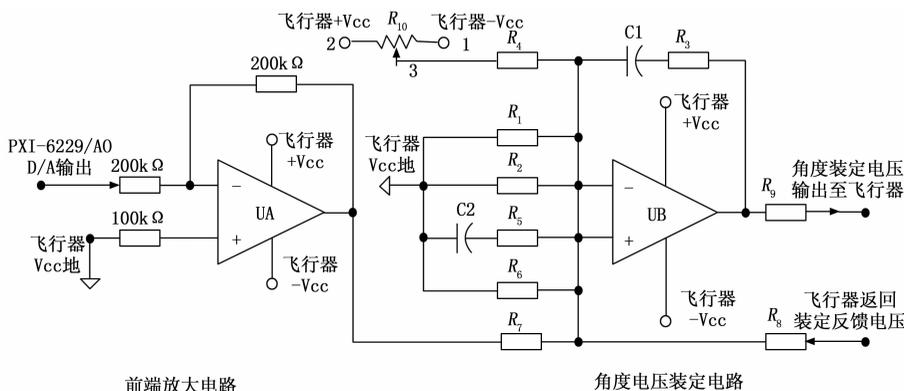


图 5 模拟量信号运放隔离输出及角度装定电路

软件流程的设计按照该飞行器既定的发射控制逻辑和安全工序要求开展任务规划,依据飞行器性能检查和发射控制两个阶段的各项检查项目和工作内容划分功能模块,着力解决多设备并行工作时的动作协同与软件同步问题,逐一进行各功能模块的编程实现。其中,射前性能检查阶段主要完成飞行器初始状态和供电过程的性能确认,并对其上末制导系统、控制系统、计时机构和舵机等实施性能检测;发射控制阶段依次执行发射箱待发备便、飞行控制任务参数设置、发射诸元解算与装定、发射程序启动等相关控制功能。该飞行器射检发控过程检查项目与内容要求如表 2 所示。

表 2 某飞行器射检发控过程检查项目与内容要求

序号	项目名称	内容要求
1	系统初态检查	发射控制装置各设备初始化;对飞行器通电前,首先实施发射箱和飞行器初态检查。
2	飞行器通电预热与初始检查	向飞行器供电,对飞行器初始状态进行检查。
3	飞行器控制系统性能状态检查	为飞行器控制系统装定角度电压,在给定激励信号条件下检查舵机偏转有效位置。
4	飞行器末制导与控制系统协同工作检查	在末制导系统检查指令和控制系统角度装定两路激励信号共同作用下,检查舵机偏转有效位置,并对末制导系统关键参数实施监测。
5	飞行器计时机构检查	分别对发射控制装置装定输出的定量脉冲串信号和飞行器的反馈信号进行计数检测,并测判装定时间。
6	飞行器初态恢复	射检结束,飞行器恢复初始状态,对飞行器初始状态进行检查。
7	飞控任务参数和发射诸元解算与装定	在给定射表条件下,检查系统实施飞控任务参数和发射诸元解算与装定的协调性和正确性。
8	飞行器发射控制	检查飞行器与地面发射系统发射控制过程的协调性和正确性。

严格按照飞行器发射过程安全性、可靠性、准确性要求,开展软件流程设计实现,如图 6 所示。软件运行中能够实时监测飞行器或地面设备的技术状态和试验进程,及时给出人工配合安全操作提示,并对误操作具有保护功能。

4 试验验证

该便携式简易发射控制装置与某飞行器对接进行射前检查与发射控制试验,用以实际验证装置功能和相关战术技术指标达成情况。

1) 功能性验证结果表明:该装置能够与飞行器、发射箱协同配合,完成射前性能检查,转入发射控制环节后,能够准确进行发射诸元解算、可靠完成任务参数装定与飞行器发射控制。

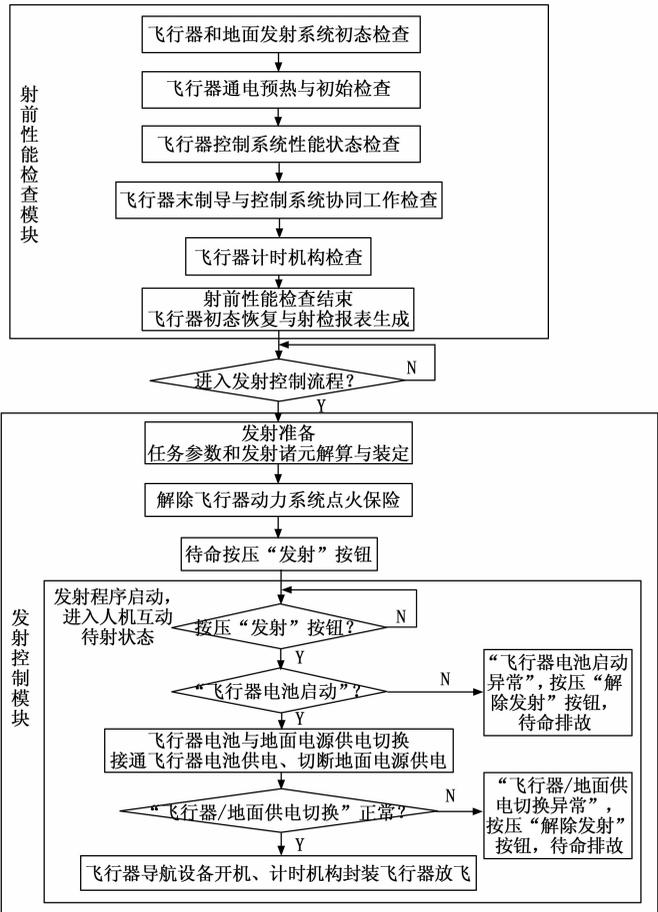


图 6 某飞行器射前检查与发射控制功能软件流程设计

2) 战术技术指标验证结果表明:该装置具有满足飞行器技术检测所需的信号采集、激励波形输出、I/O 控制、计数、定时、串口通信等通用试验检测功能,测量/控制信号的种类、数量、精度等符合要求,开关量、脉冲数字量、模拟量等输入/输出信号电气调理与隔离措施有效;发射控制逻辑关系协调,弹地电气接口适配,发射诸元装定精度满足要求。时间和角度参数诸元装定误差如表 3 和表 4 所示^[18]。

表 3 时间参数装定误差

发控装置装定值		飞行器反馈值		误差	
装定脉冲/个	对应时间/s	反馈脉冲/个	对应时间/s	脉冲个数/个	对应时间/s
584	146	584	146	0	0
1 028	257	1 028	257	0	0
1 508	377	1 508	377	0	0
1 912	478	1 912	478	0	0
2 284	571	2 284	571	0	0
2 576	644	2 575	643.75	-1	-0.25
3 068	767	3 068	767	0	0
3 556	889	3 557	889.25	+1	+0.25
3 784	946	3 784	946	0	0
4 056	1 014	4 058	1 014.5	+2	+0.5

表4 角度参数装定误差

姿态	发控装置装定值		飞行器反馈值		误差	
	装定电压/V	对应角度/(°)	反馈电压/V	对应角度/(°)	电压/V	角度/(°)
偏航	2.502 3	10.009 2	2.514 3	10.057 2	0.012	0.048
	1.247 7	4.990 8	1.262 3	5.049 2	0.014 6	0.058 4
	0.001 3	0.005 2	0.009 3	0.037 2	0.008	0.032
	-1.250 6	-5.002 4	-1.265 7	-5.062 8	-0.015 1	-0.060 4
	-2.497 6	-9.9904	-2.5202	-10.080 8	-0.022 6	-0.090 4
俯仰	3.498 7	9.996 3	3.515 8	10.045 1	0.017 1	0.048 9
	1.7513	5.0037	1.758 9	5.025 4	0.007 6	0.021 7
	-0.010 8	-0.030 9	-0.015 9	-0.045 4	-0.005 1	-0.014 6
	-1.748 8	-4.996 6	-1.760 2	-5.029 1	-0.011 4	-0.032 6
	-3.511 3	-10.032 3	-3.522 7	10.064 9	-0.011 4	-0.032 6
滚动	3.503 3	10.009 4	3.491 3	9.975 1	-0.012	-0.034 3
	1.747 7	4.993 4	1.739 8	4.970 9	-0.007 9	-0.022 6
	0.005 6	0.016	0.003 3	0.009 4	-0.002 3	-0.006 6
	-1.750 8	-5.002 3	-1.742 1	-4.977 4	0.008 7	0.024 9
	-3.478 6	-9.938 9	-3.462 5	-9.892 9	0.016 1	0.046

3) 操作使用与安全保障验证结果表明: 该装置射检发控流程简明优化、人机界面友好便捷, 操控合理可靠、安控完善有效; 信号分类配线规整、可维性好。

5 结束语

发射控制装置的战技性能和使用性能直接关系到飞行器发射过程的安全可靠和飞行控制的成败^[19-20]。为此, 本文以基于PXI总线的虚拟仪器测控平台为依托^[21-22], 采用便携式加固机箱构架, 对传统飞行器发射控制装置进行结构和功能整合, 打造便携式简易发射控制装置, 实现对飞行器发射过程的程序化控制, 指导整个发射过程安全有序运行。实际使用表明: 该发射控制装置结构紧凑便携、功能简化实用、操控安全可靠、保障便捷高效、性价比突出, 满足实战化发射要求。

参考文献:

- [1] 杜江, 王鑫, 王刚, 等. 一种靶弹多功能控制器设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(3): 176-180.
- [2] 杜江, 付京来, 郑建辉. 基于测发一体化技术的导弹发射控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(3): 605-607.
- [3] 张驰, 史震, 丁军辉. 飞航导弹动态性能检测技术的研究与实现[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(4): 699-702.
- [4] 梁彦, 张驰, 王峰. 基于虚拟仪器的导弹质心定位系统的设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(4): 106-108.
- [5] 王生捷, 李建冬, 李梅. 发射控制技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [6] 张驰, 梁彦, 梁明. 飞航导弹测试系统测控信号适配方法的研究与设计[J]. 战术导弹技术, 2012, 155(5): 108-113.
- [7] 张霞, 苏中, 薛瑞彬, 刘宁. 某型号导弹发射控制系统的虚拟测试平台设计[C]//中南大学出版社, 2011年中国智能

自动化学术会议, 2011: 1006-1009.

- [8] 王汉兵, 余红梅, 雷磊. 基于动态测试技术的战术导弹测控系统设计[J]. 中国测试技术, 2007, 154(5): 21-23.
- [9] 张驰, 梁明, 郑建辉. 基于PXI总线的飞航导弹高度通道动态测试系统的设计与实现[J]. 战术导弹技术, 2010, 140(2): 96-100.
- [10] 张驰, 梁彦, 李博. 基于PXI总线的无线电高度表过程测试方法的研究与实现[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(5): 1027-1029.
- [11] 赵冰, 邵继兴, 张驰. 导弹高度通道过程测试方法研究[J]. 计算机自动测量与控制, 2002(8): 533-534.
- [12] Ronald P. O'Riley. 电气工程接地技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2004.
- [13] 程勇, 等. 怎样看电子线路[M]. 福州: 福建科学技术出版社, 2007.
- [14] 童诗白. 模拟电子技术[M]. 北京: 高等教育出版社, 1996.
- [15] 张凤均. LabWindows/CVI开发入门和进阶[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.
- [16] 刘君华. 虚拟仪器语言LabWindows/CVI教程[M]. 北京: 电子工业出版社, 2001.
- [17] 符艳军, 孙开峰, 姚雨蒙. 基于LabWindows/CVI的便携式热车试验台测控系统设计与开发[J]. 计算机测量与控制, 2023, 31(9): 16-21.
- [18] 周秀银. 误差理论与实验数据处理[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986.
- [19] 翟磊. 空空导弹发射控制技术[J]. 制导与引信, 2015, 36(4): 6-8.
- [20] 贾红莉. 某型导弹地面发射控制系统设计[J]. 科学家, 2016, 4(5): 14-15.
- [21] 黄涛, 潘孟春, 祖先锋, 等. 基于PXI总线的战术导弹装备自动测试系统设计[J]. 航空兵器, 2005(4): 52-56.
- [22] 高军哲, 潘孟春, 祖先锋, 等. 在LabWindows/CVI7.0下基于PXI总线的导弹自动测试系统设计与实现[J]. 国外电子测量技术, 2005(3): 23-24.