

一种低成本无控火箭点火时序控制器设计

梁嘉琪, 邛 强, 王稀宾, 陈蜀鹏
(陕西中天火箭技术股份有限公司, 西安 710025)

摘要: 基于无控火箭设计了一种低成本多路点火时序控制器, 系统以 STM8 为控制器, 采用震动开关完成火箭计时零点的采集, 按照既定流程, 完成火箭的时序控制; 由于整系统涉及火工品运输及发射, 因此设计了一套完整的电路与软件流程, 完成火工品安全保护、火箭时序装订, 火工品阻值检测、时序控制器自检及上报、过载检测, 火工品点火, 故障上报及处理等功能; 系统在地面的自检率为 85% 以上, 适用于小于 1A 50 ms 敏感火工品点火, 点火时间精度误差不大于 10 ms; 试验结果表明, 控制器可以在 -20~50 ℃ 工作, 可应用于增雨防雹火箭、探空火箭以及模拟训练火箭等领域, 用户可以根据不同的火箭发动机选择过载检测时间, 根据点火头引爆参数, 选择不同的容值的电路参数, 根据不同流程, 装订不同的时序, 完成精确的无控火箭时序控制。

关键词: 低成本; 过载检测; 时序装订; 火工品点火

A Design of Low-cost Uncontrolled Rocket Ignition Timing Controller

Liang Jiaqi, Mang Qiang, Wang Xibin, Chen Shupeng
(Shaanxi Zhongtian Rocket Technology Co., Ltd., Xi'an 710025, China)

Abstract: a low-cost multi-ignition timing controller is designed based on non-controlled rocket. This system uses STM8 as the main control board, adopts the vibration switch to complete the acquisition of the time zero of the rocket, and completes the timing control of the rocket according to the established process. The system is designed for the transportation and launch of pyrotechnics, so a complete set of circuit and software flow is designed to complete such functions as pyrotechnics safety protection, rocket timing binding, pyrotechnics resistance value detection, timing controller self-inspection and reporting, overload detection, pyrotechnics ignition, fault reporting and handling. Suitable for 1A 50 ms igniter, ignition time accuracy error no more than 10 ms. The test results show that the controller can work in -20~50 ℃, adding that one can be applied to prevent hail rockets, sounding rockets, as well as simulation training in areas such as rocket, the user can choose according to different rocket motor overload detection time, according to the ignition head detonation parameters, choose different capacitance value of capacitance, according to the different process, different temporal binding, complete accurate control rocket sequential control.

Keywords: low cost; overload detection; sequential binding; ignites

0 引言

传统无控火箭的延迟点火装置使用延期索^[1], 虽然成本低, 但其延迟精度低, 通常为秒级, 在精确时间控制系统中并不适合使用, 现有火箭点火时序控制器使用 FPGA 完成^[2-3], 时间控制精确, 但成本较高。为了实现低成本无控火箭分时点火, 本文设计了一种针对无控火箭的多路点火时序控制器, 作为火箭点火控制的重要组成部分, 本控制器设计时主要从勤务的安全性以及点火时序控制的可靠性入手, 其主要完成火箭在运输和发射时火工品安全保护、火箭时序装订, 火工品阻值检测、时序控制器自检及上报、过载检测, 火工品点火, 故障上报及处理等功能, 可应用于增雨防雹火箭、探空火箭以及模拟训练火箭等领域^[4]。

1 总体设计

本文设计的点火控制器主要用于无控火箭的低成本高精度时序控制点火, 具备火工品保护、检测、点火, 时序装订等功能。综上所述, 其应该满足如下功能:

- 1) 拥有与火箭发射匹配的电气接口;
- 2) 控制器自检功能;
- 3) 火工品保护功能;
- 4) 火工品点火功能;
- 5) 输出驱动信号功能;
- 6) 时序装订功能;
- 7) 与发射架通讯功能;
- 8) 过载检测功能;

收稿日期: 2020-07-05; 修回日期: 2020-07-28。

作者简介: 梁嘉琪(1992-), 女, 陕西西安人, 硕士, 工程师, 主要从事发射控制方向的研究。

引用格式: 梁嘉琪, 邛强, 王稀宾, 等. 一种低成本无控火箭点火时序控制器设计[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(2): 98-102.

9) 具备取消发射功能。

为了实现低成本设计,点火时序控制器采用意法半导体的 STM8F103F3P6 为作为处理器,完成整个时序点控制。其为 8 位操作系统,工作频率为 2~16 MHz,内部具有 5 个 10 位的 ADC,16 个 I/O 口,3 个定时器,供电电压为 2.95~5.5 V,工作范围为 -40~125 ℃,满足整系统要求。

控制器主要完成火箭火工品阻值检测、控制器自检、时序装订及检测、与发射装置通讯、火箭发射的计时零点采集以及按照时序点火等功能。内部设计有单片机最小系统、升压电路、充放电电路、开关电路、火工品阻值检测电路、火工品点火电路以及自检电路等。

如图 1 所示,STM8F103F3P6 作为 MCU,火工品通过信号调理电路输入 MCU 的内部 ADC,为了保证火工品的安全,设计了火工品检测的控制电路,限制发射前火工品检测时过电流的时间。

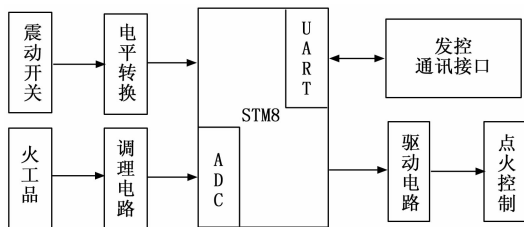


图 1 总体设计

为了保证点火控制器与发射控制器良好交互,设计了串口电路,完成点火控制时序装订,故障上报等功能,保证发射的可靠性。

根据火箭发动机产生的持续过载,设计了震动开关采集电路,完成火箭计时零点的采集,软件可根据不同火箭发动机的类型,进行过载持续监测时间设置,保证火箭在勤务时期的安全。

为了保证点火的安全性,根据火箭发动机点火头的类型设计了电容点火,火箭离轨后开始给电容充电,保证时序控制的安全性。

2 系统设计

2.1 电源设计

根据某型号任务要求,系统工作环境为 -20~50 ℃,根据用电分析,整系统供电电流为 100 mA 以内,选用 1 节 5 号电池供电,利用 DC-DC 开关电源升至 5 V,经电容滤波后,在指定时序下为点火电容充电,为火工品点火提供点火能量,后及利用 LDO 稳压至 3.3 V,为单片机提供可靠的纹波小的电源。

DC-DC 升压芯片选用常用升压芯片 PT1301,其使用 BUCK 升压拓扑电路,输出电压与反馈环路的电阻成线性关系,外围电路设计简单,电路输出纹波较小,可完成 300 mA 的小电流输出,工作效率为 90%。为了给单片机提供可靠纹波小的电源,在开关电源后端加入线性稳压源,

线性稳压源选用 LM1117-3.3,其纹波抑制比为 80 dB,典型线性调整率为 0.01%。两者工作温度都为为 -40~125 ℃,满足系统环境工作的设计要求。

升压电路设计如图 2 所示,其中 R_3 和 R_4 为反馈调节电压,更高的电阻取值可降低系统的静态电流,较低的电阻取值则可获得较好的抗噪声和抗干扰能力,降低对 PCB 布图寄生参数的敏感度,提高稳定性。由于系统只有在发射时供电,所以选择几十 kΩ 作为反馈电阻。为了提高系统的稳定性,在芯片 FB 端与 V_{out} 之间接入电容 C_4 ,取值为 104。电源经过 R_2 和 CP_3 组成阻容滤波后,经过 LM1117-3.3 稳压至 3.3 V,利用示波器可测电源纹波在 20 mV 以内,可为处理器安全可靠的供电电源。

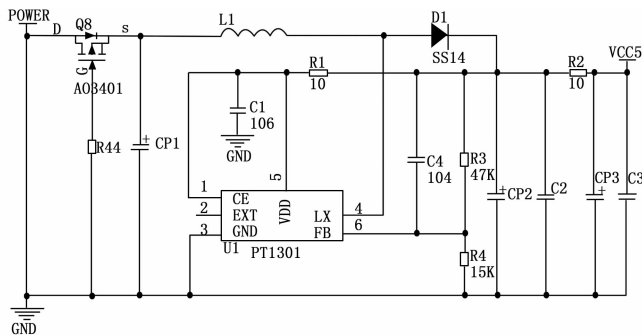


图 2 升压电路图

2.2 计时零点检测

控制器以火箭发动机工作产生的持续过载作为计时零点,当震动开关检测到火箭发射时,震动开关由开转化为闭,硬件软件滤波后,判断火箭发射,时序控制器启动计时程序,按照既定时序完成火箭后续任务。本文选用 SW-18020 震动开关为计时零点检测的传感器,根据本次任务需求,选择过载检测量值为 20 g。

如图 3 所示,震动传感器模块的核心元件是震动开关^[5],震动元件的一端是金属棒,另一端为金属弹簧,两极一般是分开的,并且它们分别靠引脚和外界连通。当有振动产生时,弹簧会弯曲,接触到金属棒,则元件两极导通,如果震动停止,弹簧恢复原状,开关断开,可以通过这种方式检测是否有振动产生。

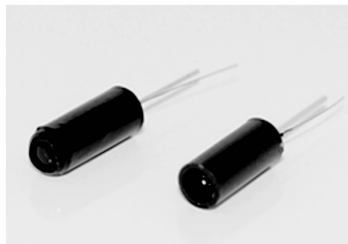


图 3 震动开关

由于震动开关在检测震动的时候,导通时间很短,如图 4 所示,设计了阻容延时电路,并在程序里设计防抖程序,当检测到持续过载时,控制器检测到计时零点,进入

计时功能, 根据本型号的发动机工作时间, 选择的持续过载时间为 100 ms。

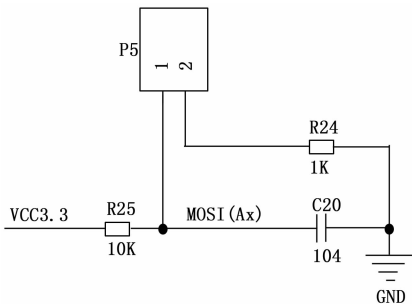


图 4 控制系统框图

2.3 火工品阻值检测

根据发动机点火头的型号, 本文针对阻值为 3~4 Ω 的点火头设计了阻值采样电路。

由于火工品必须严格控制其通电的电流和时间, 所以测阻时间需要程序进行严格控制。电路选用三极管 S9012 (工业级) 对测阻开关控制, 并选用合适的限流电阻保护火工品。时序控制器上电, 当整系统自检完成后, 系统开始进行火工品阻值检测, 程序里测阻指令发出时, 进行测阻, 若火工品阻值不正常, 则立即向地面发控器上报故障, 测阻电路如图 5 所示。

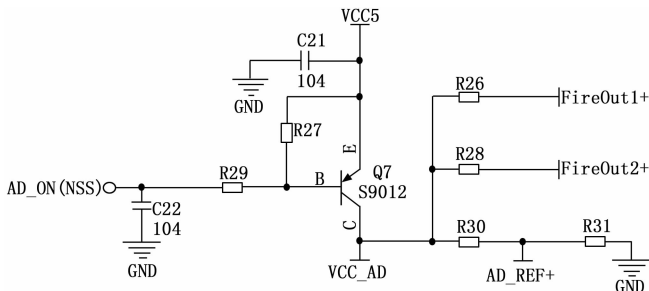


图 5 测阻电路

由于火工品的过电流非常小, 为 2.5mA, 所以设计了信号调理电路放大被测电压。多路点火头都是 2 个并联的点火头, 每个阻值为 3~4 Ω, 则并联后点火头的阻值为 1.5~2 Ω。放大 200 倍后, ADC 采集的电压为 0.75~1.25 V, ADC 的采集量程为 0~3.3 V, 满足 ADC 的采集量程。信号调理电路的放大器选择 OP07C, 工作电压为 3~22 V, 工作温度为 -40~85 ℃, 满足任务需要。

由于点火头阻值精度要求不高, 只需要区分开路, 短路和正常等情况, 所以设计了火工品自检电路的参考电路, R30 和 R31 为基准电阻, R31 为 4 Ω, 以采集到的基准电压为准, 大于 AD_REF+ 认为开路, 小于 0.5 V 认为火工品短路, 两者之间为正常。ADC 的采集基准电压为单片机供电电压 3.3 V, 利用 STM8 内部 10 位 ADC 采集, 则量化误差为: $3.3/1024=3.2\text{ mV}$, 远远小于实际使用值, 满足设计要求。

2.4 火工品点火

2.4.1 点火回路

本设计的点火头属于敏感点火头^[6], 可靠发火的点火电流为 300 mA, 50 ms。点火的供电电压为 5 V, 为了保证点火的安全性, 系统设计为电容点火^[7-9], 且火箭在地面时不给电容电压为 1 V (除系统自检那一刻)。

当系统完成发射前准备工作, 系统检测到火箭的持续过载信号, 控制器启动计时, 并发出充电指令, 对点火电容充电。系统设计了多通道的点火控制电路, 按照时序装订时间, 如图 6 所示, 利用 PMOS 和 BJT 的开关电路完成点火控制。

当 Firecmd1 为低时, 点火通道关闭, 当 Firecmd1 为高时, 点火通道打开, Q4 处于导通状态, Q3 导通, 点火电容的电完全流向点火头, 完成火工品点火。

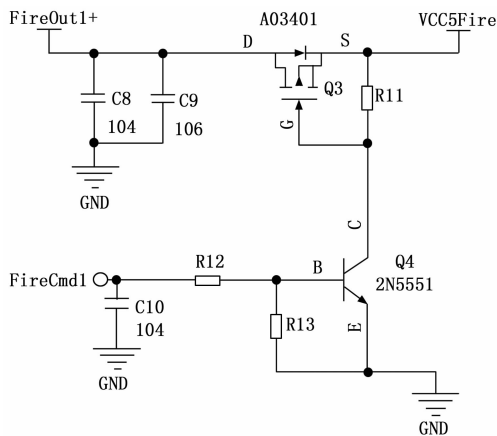


图 6 发动机点火控制电路图

2.4.2 点火电容充放电回路

点火电容的充电回路如图 7 所示, R_5 是充电电路的限流电阻, R_6 和 R_8 分压完成点火电容的充电电压检测。在控制器自检阶段, PWR_ON 打开, 点火电容充电, 并实时检测充电电压, 当电压大于 4.5 V 时, 系统上报点火电容充电成功, 并打开放电开关, 若放电正常, 上报自检完成, 整系统进入待发流程。

电容放电的电压公式为:

$$U = U_1 * e^{-t/\tau} \quad (1)$$

可计算出:

$$C = \frac{-t}{r * \ln \frac{I * R}{U_1}} \quad (2)$$

C 为电容容值, U_1 为电容初始电压 5 V, t 为火工品可靠点火时间 50 ms, 火工品可靠发火电流 I 为 300 mA, R 为 2 Ω。可以计算出电容的容值为 0.009 4 F, 根据降额标准, 本控制器选择耐压为 10 V, 容值为 15 mF 的电容作为点火电容。

3 软件设计

3.1 整系统软件流程

时序控制器的软件功能主要为无控火箭的时序装订,

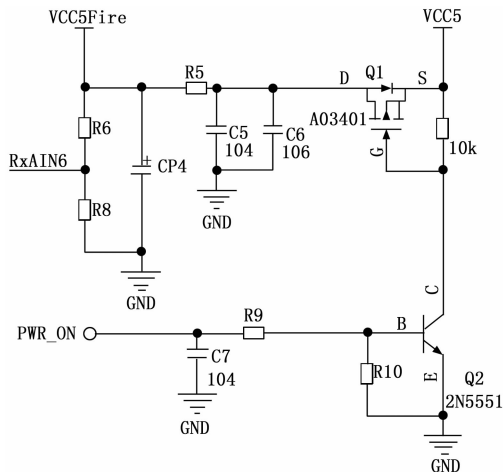


图 7 点火电容充电及检测电路

发射前火箭控制器整系统自检, 与发控装置通讯对接, 接收发射指令, 若有故障, 故障上报并处理等功能。故障处理包含终止程序流程, 立即复位单片机, 并打开电容放电回路等。

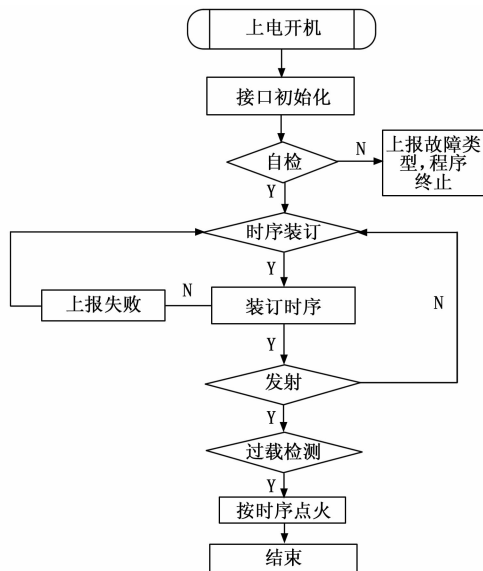


图 8 软件流程图

软件流程如图 8 所示, 时序控制器开机内部定时器, I/O 等自检完毕后, 对发动机阻值、系统流程自检, 并上报自检结果。若故障, 上报故障类型, 并终止程序流程; 若自检成功, 则进入时序装订流程。火箭发射时序在出厂前装订为默认值, 若时序发射前需要更改, 则发射装置可以发出装订时序任务, 时序控制器更改时序, 并记录当前时序, 上报时序装订结果。时序装订成功后, 火箭进入待发流程, 当控制器检测到持续过载信号时, 即火箭发射成功, 时序控制器按照既定流程点火。

时序控制为定时器计时, 控制精度为 1 ms, 系统可完成 3 000~4 294 967 296 ms 的时序装订。

3.2 自检流程

时序控制器的自检流程主要分为火工品阻值自检, 和点火充电回路自检。若火工品自检结果为开路或者短路, 控制器通过通讯总线上报故障结果, 并终止程序。若火工品自检结果正常, 进行点火模块测试, 使能点火充电回路, 实时检测点火电容两端的电压, 当电压大于 4.5 V 时, 上报自检正常。

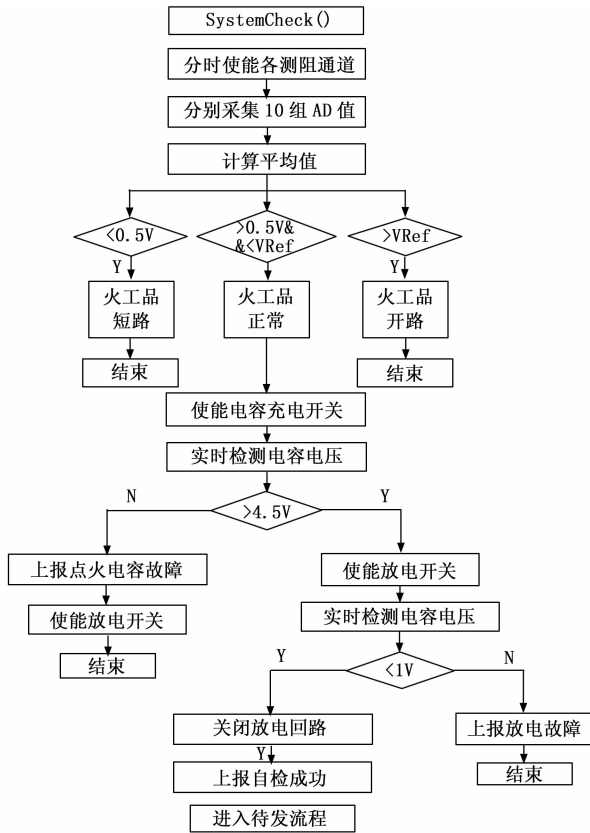


图 9 自检流程

如图 9 所示, 火工品阻值测试为 ADC 采集, 分别打开检测通道, 连续测试 10 组数据, 并取平均值, 打开下一通道时, 则关闭上一通道, 当所有火工品测试都满足要求时, 整系统进入点火电容测试。

为了保证火箭在任何时刻火工品的安全, 在程序设计中, 无论点火充电回路检测正常与否都要打开放电开关, 并检测放电电压小于 1 V 时, 则关闭放电回路, 保证后续流程的可靠执行, 此时整系统进入待发流程。

整系统在火箭完成总装后, 除了火工品点火流程外, 其余电路程序均进行了发射前的自检, 自检率大于 85%, 保证了发射后火箭时序点火控制的可靠性。

4 试验结果与分析

4.1 过载试验

根据任务要求, 此火箭发动机过载大于 15 g 的时间为 300 ms, 大于 20 g 的时间为 200 ms。系统设计震动开关为 20 g, 持续过载检测时间为 100 ms。

利用专用测试工装将时序控制器固定在离心模拟台上，接入发动机火工品，并模拟正式火箭飞行步骤，对时序控制器上电，当控制器自检正常，上报无误后，离心台模拟当前火箭发动机工作过载曲线如图 10 所示。

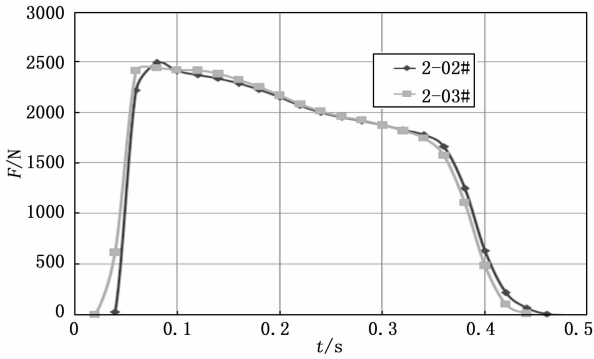


图 10 模拟发动机工作曲线

通过过载试验，时序控制器输出点火端点火头全部引爆，满足设计要求。

4.2 流程测试

时序控制器点火端接入模拟点火火工品电阻，系统开机，利用示波器测试自检流程波形见图 12，1 号为点火电容两端电压，2 号为充电控制端波形，3 号为放电控制端波形。点火充电电路自检时，打开充电控制端，2 号波形为高，当电压大于 4.5 V 时，系统判定充电完成，打开放电回路，待点火电容放电完毕，并关闭放电回路，整系统进入待发流程。

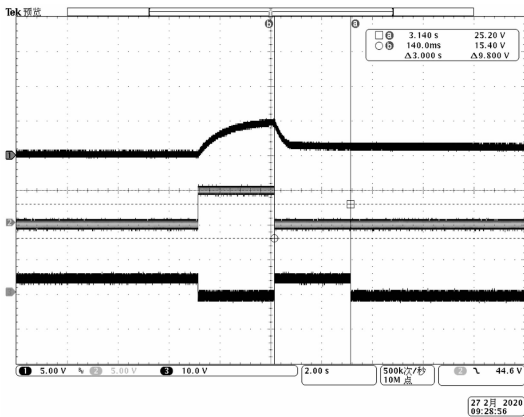


图 11 自检流程波形图

时序控制器点火端接入模拟点火电阻，模拟火箭飞行的持续过载，利用示波器测试火工品点火波形见图 12，1 号为点火电容两端波形，2 为火工品两端波形。系统装订点火时序为 5 s，示波器观测点火时序为 5 s，满足设计要求。

4.3 高低温试验

根据型号要求，时序控制器进行了高低温试验，低温 -20℃，高温 +50℃，各保温 2 个小时，系统上电，待自检完成后，模拟火箭发射，分别进行了时序点火试验，点火头全部引爆，满足设计要求。

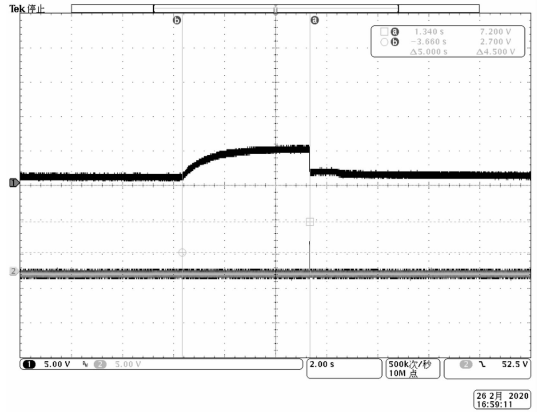


图 12 火工品点火波形图

4.4 飞行试验

对时序控制器进行了飞行试验，火箭进入指定位置，系统开机后，火箭控制器自检正常，火工品测试正常，地面工作上报正常，发射后过载启动正常，按照既定时序控制正常，完成飞行试验，满足任务设计要求。

5 结束语

本文设计了一种低成本高可靠性的多路无控火箭点火时序控制器，其设计了一套完整的电路和流程，可以根据不同的场合选择不同的时序控制，根据不同的火箭发动机，选择可靠的过载检测时间等。该时序控制器解决了火工品运输和发射时的安全保障问题，保障了勤务安全；解决了飞行产品的成本与高可靠性的矛盾等关键问题。系统提供了可靠的点火方案，过载检测方案、系统工作流程方案，可应用于增雨防雹火箭、探空火箭以及模拟训练火箭等领域。

参考文献:

- [1] 杨政委. 点火药对秒量精度的影响 [J]. 爆破器材, 2003 (3): 20-22.
- [2] 武杰, 陈灿辉, 朱红, 等. 高精度火工品控制电路测试方案的设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (10): 3427-3429.
- [3] 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.
- [4] 魏旭辉, 张清, 彭成海, 等. 增雨防雹火箭弹的构造原理 [J]. 沙漠与绿洲气象, 2009, 3 (s1): 241-242.
- [5] 黄俊才, 苟体平, 李贤富. 一种过载开关动作加速度检测方法研究 [J]. 机电元件, 2019, 39 (2): 48-50.
- [6] 李便花, 潘会平, 肖友霖, 等. 某型电点火具安全电流试验发火研究 [J]. 新技术新工艺, 2015 (4): 134-137.
- [7] 沈超, 付丽璋, 吴世通, 等. 电容放电式火工品点火电路参数设计与仿真 [J]. 航天返回与遥感, 2011, 32 (1): 67-73.
- [8] 邓康. 导弹点火系统安全性设计方法研究 [J]. 现代防御技术, 2017 (3): 22-27, 33.
- [9] 丁平, 马晓明. 安全可靠的火工品点火电路设计 [J]. 兵工自动化, 2015 (4): 28-29.