



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103090724 B

(45) 授权公告日 2015. 02. 04

(21) 申请号 201310022659. 2

US 5742609 A, 1998. 04. 21, 全文.

(22) 申请日 2013. 01. 21

庞海洋, 等. 发动机地面试验点火时序控制研究. 《固体火箭技术》. 2002, 第 25 卷 (第 4 期), 67-70.

(73) 专利权人 北京航空航天大学
地址 100191 北京市海淀区学院路 37 号

审查员 张宇

(72) 发明人 宋佳 蔡国飙 陈辰 李小川
施文杰

(74) 专利代理机构 北京永创新实专利事务所
11121

代理人 周长琪

(51) Int. Cl.

F41F 3/04 (2006. 01)

F02K 9/00 (2006. 01)

(56) 对比文件

CN 102767446 A, 2012. 11. 07, 全文.

CN 102072817 A, 2011. 05. 25, 全文.

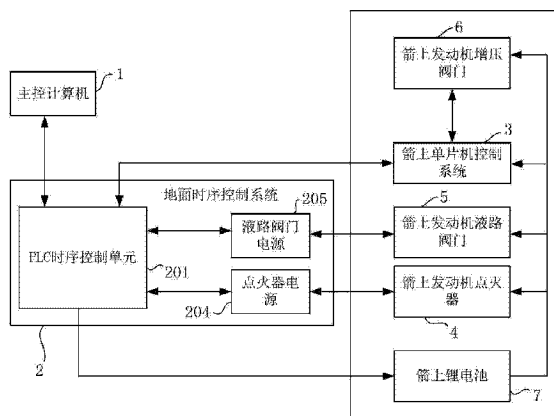
权利要求书2页 说明书6页 附图5页

(54) 发明名称

一种固液动力探空火箭地面发射时序控制系统

(57) 摘要

本发明公开一种固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统, 包括主控计算机、地面时序控制系统与箭上单片机控制系统。其中, 主控计算机向地面发送控制指令, 通过地面时序控制系统实现箭上发动机点火器的时序控制; 地面时序控制系统还用来对箭上发动机液路阀门以及箭上单片机控制系统进行时序控制, 同时获取箭上发动机点火器、液路阀门的开关状态信息, 发送给主控计算机。箭上单片机控制系统实现箭上发动机增压阀门的时序控制, 同时获取箭上发动机增压阀门的开关状态信息, 通过地面时序控制系统发送给主控计算机。本发明的优点为: 解决了固液动力探空火箭地面控制时序与箭上控制时序电路匹配的关键问题, 达到发射时序误差的毫秒级要求。



1. 一种固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统,其特征在于:包括主控计算机、地面时序控制系统与箭上单片机控制系统;

所述地面时序控制系统包括 PLC 时序控制单元、第一继电器、第二继电器以及由液路阀门电源、点火器电源与逻辑电源构成的供电单元;其中,PLC 时序控制单元包括 CPU 模块与扩展模块,通过逻辑电源独立供电;CPU 模块用来接收主控计算机发送控制信号;当 CPU 模块接收到控制信号后,可根据 CPU 模块内部预设的箭上单片机控制系统开启时刻,实现在开启时刻向箭上单片机控制系统中的单片机发送触发信号,控制单片机的开启;同时接收箭上单片机控制系统反馈的箭上发动机增压阀门开关状态信息;PLC 时序控制单元还用来向箭上锂电池发送供电信号,控制箭上锂电池为箭上控制电路供电;

所述扩展模块实现 PLC 时序控制单元的输入输出点数的增加;扩展模块与第一继电器、点火器电源和箭上发动机点火器间形成点火器控制回路;由此通过对第一继电器供电使得其常闭触点断开,常开触点吸合,完成点火器电源正极与点火器正极的接通;随后当 CPU 模块接收到控制信号后,控制扩展模块接通回路,完成点火器电源对箭上发动机点火器的供电,实现箭上发动机点火器的开启;并根据 CPU 模块内部预设的箭上发动机点火器开启时长,实现在到达开启时长后,控制扩展模块使回路断开,完成点火器电源对箭上发动机点火器的断电;扩展模块还与第二继电器、箭上发动机液路阀门电源、箭上发动机液路阀门间形成液路阀门控制回路;由此对第二继电器供电使得其常闭触点断开,常开触点吸合,完成点火器电源正极与点火器正极的接通;随后当 CPU 模块接收到开关信号后,可根据 CPU 模块内部预设的箭上发动机液路阀门的开启时刻与开启时长,实现在开启时刻控制扩展模块接通回路,完成液路阀门电源对箭上发动机液路阀门的供电,最终实现箭上发动机液路阀门的开启;并在到达开启时长后,控制扩展模块断开回路,完成液路阀门电源对箭上发动机液路阀门的断电;上述箭上发动机点火器与箭上发动机液路阀门的开关状态信息可通过扩展模块发送到 CPU 模块中,由 CPU 模块反馈给主控计算机;

所述的箭上单片机控制系统用来根据内部设定的箭上单片机控制系统开启延时与箭上发动机增压阀门开启时长,在箭上单片机控制系统接收到触发信号后,在到达箭上单片机控制系统开启延时后,控制箭上发动机增压阀门开启;并在到达箭上发动机增压阀门开启时长后控制箭上发动机增压阀门的关闭,由此实现箭上发动机增压阀门的精确控制;箭上单片机控制系统通过复位电路实现单片机的复位;箭上单片机控制系统的运行数据均可存储在铁电存储器中。

2. 如权利要求 1 所述一种固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统,其特征在于:所述 CPU 模块通过 PORT0 接口与主控计算机的接口连接;CPU 模块的输出端子 Q0.5 接箭上单片机控制系统中单片机的引脚 P2.7;CPU 模块输入端的 I0.4 端子和 I0.5 端子分别连接箭上单片机控制系统中单片机的 P0.4 引脚和 P0.5 引脚;

所述扩展模块输出端中 Q2L 端子接第一继电器的常闭触点以及点火器的负极;Q2 端子接点火器电源负极;第一继电器的常开触点与点火器电源输出正极相连;第一继电器的控制端与箭上发动机点火器的正极连接相连;同时,扩展模块输出端中 Q3L 端子接第二继电器的常闭触点以及点火器的负极;Q3 端子接液路阀门电源负极;第二继电器的常开触点与液路阀门电源输出正极相连;第二继电器的控制端与液路阀门的正极连接相连;

所述逻辑电源负极接 CPU 模块输入端的 IM 端子、I1M 端子、I2M 端子;逻辑电源输出负

极接 CPU 模块输出端的 QM 端子、Q1M 端子、Q2M 端子与扩展模块输出端子 Q3M；逻辑电源输出正极接 CPU 模块输出端的 QL+ 端子、Q1L+ 端子、Q2L+ 端子与扩展模块输出端子 Q3L+；由此可防止由于点火器电源或者液路阀门电源出现故障而影响整个主控计算机对 PLC 时序控制单元的控制；

所述箭上单片机控制系统中单片机的引脚 EA/VP 和引脚 Vcc 接箭上锂电池转压后的 5V 电压，单片机的引脚 GND 接地；晶振两端并联电容 C1 和电容 C2 后接地，单片机的引脚 P2.0、引脚 P2.1、引脚 P2.2 分别连接 3-8 译码器的引脚 A、引脚 B、引脚 C，单片机的引脚 P2.6 引脚连接 3-8 译码器的使能端引脚 E3；3-8 译码器的引脚 Vcc 接箭上锂电池转压后的 5V 电压，3-8 译码器的引脚 GND 接箭上锂电池的接地端 GND，3-8 译码器的引脚 Y2 通过反相器连接达林顿管的引脚 IN2，达林顿管的引脚 OUT2 连接第三继电器的一个控制端 CTR2，第三继电器的与箭上发动机增压阀门和箭上锂电池间形成回路；

所述复位电路中，复位芯片的引脚 GND 与接地端 GND 相连，复位芯片的引脚 RESET 串联一个 $4.7\text{K}\Omega$ 的电阻 R1 后连接单片机的复位引脚 RESET，复位芯片的引脚 GND 和引脚 RESET 之间并联一个 $4.7\text{K}\Omega$ 的电阻 R2，复位芯片的引脚 Vcc 与箭上锂电池接口 Vcc 相连接，并且箭上锂电池接口 Vcc 串联一个 $0.1\mu\text{F}$ 的电容 C3 后连接接地端 GND；

所述铁电存储器的引脚 /CS、引脚 SO、引脚 SI、引脚 SCK 分别连接单片机的引脚 P1.2、引脚 P1.3、引脚 P1.1、引脚 P1.0，铁电存储器的引脚 /VDD、引脚 HOLD、引脚 /WP 连接电源 Vcc，铁电存储器的引脚 VSS 连接接地端 GND。

3. 如权利要求 1 所述一种固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统，其特征在于：所述点火器电源输入 220V 交流电，向箭上发动机点火器提供 24V 电压，最大 42A 输出电流。

4. 如权利要求 1 所述一种固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统，其特征在于：所述液路阀门电源输入 220V 交流电，向箭上发动机液路阀门提供 28V 电压，最大输出 11A 电流。

5. 如权利要求 1 所述一种固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统，其特征在于：所述主控计算机设置于距箭体 200 ~ 1000m 处，通过 232 转 485 的通信协议，实现与地面时序控制系统的通讯端口连接。

一种固液动力探空火箭地面发射时序控制系统

技术领域

[0001] 本发明属于控制系统领域,具体来说,是一种用于固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统。

背景技术

[0002] 固液动力探空火箭是一种新型的、采用固液火箭发动机作为动力装置的、具有推力可调、可重复启动等特点的飞行器。其发动机工作原理是,触发点火器后打开液路阀门释放液体氧化剂,氧化剂在燃烧室中与固体燃料接触并燃烧,发动机开始工作,同时打开增压阀门调节氧化剂流量,改变推进剂的燃烧速率,实现发动机的变推力调节。其中点火器、液路阀门和增压阀门的精确时序控制是发动机工作的关键环节。而时序的精确控制便是完成固液探空火箭发射的关键技术,所以对固液动力探空火箭地面发射时序控制系统进行设计和研究具有重要意义。

[0003] 现有的飞行器或发动机的发射时序控制系统多是用于以液体或固体为动力的飞行器或发动机,专门用于以固液为动力的探空火箭的时序控制系统极为稀少。在文献导弹与航天运载技术-2004-1(34)《载人航天运载火箭地面测试发射控制系统》中虽然介绍了一种测试发射控制系统,但其结构复杂,程序繁琐,体积大,不易移动,不可远距离操控,不能适应野外机动发射的条件。在公开号为 CN102042122A 的发明专利《便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统》中介绍的便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统,主要用于实现火箭发动机地面试验过程中的压力、温度、流量、推力等试验参数的采集,但对发动机点火器的点火、电磁阀门的开启和关闭等时序精确控制功能并不完善;这种便携式火箭发动机地面试验测量与控制系统只适用于实验室条件下的地面试验,并不适用于发射场条件下的飞行器发射,更不适用于新型的固液动力火箭的发射控制工作。因此针对固液动力火箭地面发射控制设计精确的时序控制系统对固液探空火箭的进一步研究测试及发展有着重要作用。

发明内容

[0004] 为了解决上述问题,本发明充分考虑到固液动力探空火箭的特点,提出一种能够协调箭上和地面时序控制、远程安全可靠点火、稳定开启液路阀门、增压阀门、完成火箭地面高精度发射时序的控制系统,完全满足固液动力探空火箭发射的控制系统要求。

[0005] 一种固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统,其特征在于:包括主控计算机、地面时序控制系统与箭上单片机控制系统。

[0006] 所述地面时序控制系统包括 PLC 时序控制单元、第一继电器、第二继电器以及由液路阀门电源、点火器电源与逻辑电源构成的供电单元。其中,PLC 时序控制单元包括 CPU 模块与扩展模块,通过逻辑电源独立供电。CPU 模块用来接收主控计算机发送控制信号。当 CPU 模块接收到控制信号后,可根据 CPU 模块内部预设的箭上单片机控制系统开启时刻,实现在开启时刻向箭上单片机控制系统中的单片机发送触发信号,控制单片机的开启;同时

接收箭上单片机控制系统反馈的箭上发动机增压阀门开关状态信息。PLC 时序控制单元还用来向箭上锂电池发送供电信号,控制箭上锂电池为箭上控制电路供电。

[0007] 所述扩展模块实现 PLC 时序控制单元的输入输出点数的增加;扩展模块与第一继电器、点火器电源和箭上发动机点火器间形成点火器控制回路;由此通过对第一继电器供电使得其常闭触点断开,常开触点吸合,完成点火器电源正极与点火器正极的接通;随后当 CPU 模块接收到控制信号后,控制扩展模块接通回路,完成点火器电源对箭上发动机点火器的供电,实现箭上发动机点火器的开启;并根据 CPU 模块内部预设的箭上发动机点火器开启时长,实现在到达开启时长后,控制扩展模块使回路断开,完成点火器电源对箭上发动机点火器的断电。扩展模块还与第二继电器、箭上发动机液路阀门电源、箭上发动机液路阀门间形成液路阀门控制回路;由此对第二继电器供电使得其常闭触点断开,常开触点吸合,完成点火器电源正极与点火器正极的接通;随后当 CPU 模块接收到开关信号后,可根据 CPU 模块内部预设的箭上发动机液路阀门的开启时刻与开启时长,实现在开启时刻控制扩展模块接通回路,完成液路阀门电源对箭上发动机液路阀门的供电,最终实现箭上发动机液路阀门的开启;并在到达开启时长后,控制扩展模块断开回路,完成液路阀门电源对箭上发动机液路阀门的断电;上述箭上发动机点火器与箭上发动机液路阀门的开关状态信息可通过扩展模块发送到 CPU 模块中,由 CPU 模块反馈给主控计算机。

[0008] 所述的箭上单片机控制系统用来根据内部设定的箭上单片机控制系统开启延时与箭上发动机增压阀门开启时长,在箭上单片机控制系统接收到触发信号后,在到达箭上单片机控制系统开启延时时,控制箭上发动机增压阀门开启;并在到达箭上发动机增压阀门开启时长后控制箭上发动机增压阀门的关闭,由此实现箭上发动机增压阀门的精确控制。箭上单片机控制系统通过复位电路实现单片机的复位;箭上单片机控制系统的运行数据均可存储在铁电存储器中。

[0009] 本发明的优点在于:

[0010] 1、本发明提出一种固液动力探空火箭地面发射时序控制系统,通过地面时序控制系统和箭上单片机控制系统两种时序控制设备的融合设计,解决了固液动力探空火箭地面控制时序与箭上控制时序电路匹配的关键问题,达到固液探空火箭发射时序误差的毫秒级要求;

[0011] 2、本发明提出一种固液动力探空火箭地面发射时序控制系统,可实现探空火箭的二百米至一公里距离的远程安全可靠点火,避免工作人员近距离接触箭体及火工品产生的危险,保障人员安全的前提下完成火箭发射;

[0012] 3、本发明提出一种固液动力探空火箭地面发射时序控制系统,可完成火箭点火器打开后液路阀门的精确开启,确保燃烧室中液体氧化剂与固体燃料在点火器工作结束之前可靠接触并燃烧,使得发动机进入工作状态;

[0013] 4、本发明提出一种固液动力探空火箭地面发射时序控制系统,可完成箭上发动机液路阀门与箭上发动机增压阀门的同时开启,确保液体氧化剂的顺利输送,实现探空火箭飞行初始阶段的变推力调节;

[0014] 5、本发明提出一种固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统,可按火箭总体控制要求通过终端计算机对触发点火器、液路阀门、增压阀门的开启时刻与开启时长进行毫秒级修改,可适用于不同时序要求的探空火箭地面发射控制,对固液动力探空火箭的发射

给主控计算机 1。箭上单片机控制系统 3 用来控制箭上发动机增压阀门 6 的开关,同时获取箭上发动机增压阀门 6 的开关状态信息,通过地面时序控制系统 2 发送给主控计算机 1;由此通过主控计算机 1 可实现操作人员对火箭发射状态的实时监控。上述主控计算机 1 设置于箭体的安全距离(200~1000m)处,通过 232 转 485 的通信协议(可实现远距离信号传输),实现与地面时序控制系统 2 的通讯端口连接,避免工作人员近距离接触箭体及火工品产生的危险,保障人员安全的前提下完成火箭的发射。

[0035] 上述地面时序控制系统 2 包括 PLC 时序控制单元 201、第一继电器 202、第二继电器 203 以及由液路阀门电源 205、点火器电源 204 与逻辑电源 206 构成的供电单元。

[0036] 其中,PLC 时序控制单元 201 包括 CPU 模块 201a 与扩展模块 201b;CPU 模块 201a 为 PLC 时序单元的中央处理器,通过 PORT0 接口与主控计算机 1 的 232 接口连接,通过 PORT0 接口接收主控计算机 1 发送控制信号。CPU 模块 201a 的输出端子 Q0.5 接箭上单片机控制系统 3 中单片机的引脚 P2.7,当 CPU 模块 201a 接收到控制信号后,可根据 CPU 模块 201a 内部预设的箭上单片机控制系统 3 开启时刻,实现在开启时刻向单片机发送触发信号,控制单片机的开启,使单片机的引脚 P2.7 由低电平转为高电平;CPU 模块 201a 输入端的 I0.4 端子和 I0.5 端子分别连接箭上单片机控制系统 3 中单片机的 P 0.4 引脚和 P 0.5 引脚,实现接收箭上单片机控制系统 3 反馈的箭上发动机增压阀门 6 开关状态信息;PLC 时序控制单元 201 还用来向箭上锂电池 7 发送供电信号,控制箭上锂电池 7 为箭上控制电路供电(包括箭上单片机控制系统 3 与箭上发动机增压阀门 6 的供电)。

[0037] 所述扩展模块 201b 采用 EM222 扩展模块 201b,实现 PLC 时序控制单元 201 的输入输出点数的增加。扩展模块 201b 输出端中 Q2L 端子接第一继电器 202 的常闭触点以及点火器的负极;Q2 端子接点火器电源 204 负极;第一继电器 202 的常开触点与点火器电源 204 输出正极相连;第一继电器 202 的控制端与箭上发动机点火器 4 的正极连接相连;使扩展模块 201b 与第一继电器 202、点火器电源 204 和箭上发动机点火器 4 间形成点火器控制回路;由此通过对第一继电器 202 供电使得其常闭触点断开,常开触点吸合,完成点火器电源 204 正极与点火器正极的接通;随后当 CPU 模块 201a 接收到控制信号后,控制扩展模块 201b 输出端中 Q2L 端子与 Q2 端子接通,完成点火器电源 204 对箭上发动机点火器 4 的供电,实现箭上发动机点火器 4 的开启;并根据 CPU 模块 201a 内部预设的箭上发动机点火器 4 开启时长,实现在到达开启时长后,控制扩展模块 201b 输出端中 Q2L 端子与 Q2 端子断开,完成点火器电源 204 对箭上发动机点火器 4 的断电,实现箭上发动机点火器 4 完成点火控制任务。同时,扩展模块 201b 输出端中 Q3L 端子接第二继电器 203 的常闭触点以及点火器的负极;Q3 端子接液路阀门电源 205 负极;第二继电器 203 的常开触点与液路阀门电源 205 输出正极相连;第二继电器 203 的控制端与液路阀门的正极连接相连;使扩展模块 201b 还与第二继电器 203、箭上发动机液路阀门 5 电源和箭上发动机液路阀门 5 间形成液路阀门控制回路;由此对第二继电器 203 供电使得其常闭触点断开,常开触点吸合,完成点火器电源 204 正极与点火器正极的接通;随后当 CPU 模块 201a 接收到开关信号后,可根据 CPU 模块 201a 内部预设的箭上发动机液路阀门 5 的开启时刻与开启时长,实现在开启时刻控制扩展模块 201b 输出端中 Q2L 端子与 Q2 端子接通,完成液路阀门电源 205 对箭上发动机液路阀门 5 的供电,最终实现箭上发动机液路阀门 5 的开启;并在到达开启时长后,控制扩展模块 201b 输出端中 Q2L 端子与 Q2 端子断开,完成液路阀门电源 205 对箭上发动机液路阀门 5

的断电,最终实现箭上发动机液路阀门5的关闭;上述箭上发动机点火器4与箭上发动机液路阀门5的开关状态信息可通过扩展模块201b发送到CPU模块201a中,由CPU模块201a反馈给主控计算机1。

[0038] 所述逻辑电源206用来为PLC时序控制单元201独立供电,逻辑电源206负极接CPU模块201a输入端的I M端子、I 1 M端子、I 2 M端子;逻辑电源206输出负极接CPU模块201a输出端的QM端子、Q1M端子、Q2M端子与扩展模块201b输出端子Q3M;逻辑电源206输出正极接CPU模块201a输出端的QL+端子、Q1L+端子、Q2L+端子与扩展模块201b输出端子Q3L+;由此可防止由于点火器电源204或者液路阀门电源205出现故障而影响整个主控计算机1对PLC时序控制单元201的控制。

[0039] 上述点火器电源204输入220V交流电可向箭上发动机点火器4提供24V电压,最大42A输出电流,确保箭上发动机点火器4正常开启,并且为了防止远距离传输过程中在输电线路产生的损耗和压降,点火器电源204单独为箭上发动机点火器4供电。液路阀门电源205输入220V交流电为箭上发动机液路阀门5提供28V电压,最大输出11A电流,确保箭上发动机液路阀门5正常开启,并且为了防止远距离传输过程中在输电线路产生的损耗和压降,液路阀门电源205单独为箭上发动机液路阀门5供电。

[0040] 所述的箭上单片机控制系统3用来根据内部设定的箭上单片机控制系统3开启延时与箭上发动机增压阀门6开启时长,在箭上单片机控制系统3接收到触发信号后,在到达箭上单片机控制系统3开启延时后,控制箭上发动机增压阀门6开启;并在到达箭上发动机增压阀门6开启时长后控制箭上发动机增压阀门6的关闭,由此实现箭上发动机增压阀门6的精确控制。箭上单片机控制系统3采用89C51单片机,89C51单片机的引脚EA/VP和引脚Vcc接箭上锂电池7转压后的5V电压,89C51单片机的引脚GND接地;晶振305两端并联电容C1和电容C2后接地,89C51单片机的引脚P2.0、引脚P2.1、引脚P2.2分别连接3-8译码器302的引脚A、引脚B、引脚C,89C51单片机的引脚P2.6引脚连接3-8译码器302的使能端引脚E3;3-8译码器302的引脚Vcc接箭上锂电池7转压后的5V电压,3-8译码器302的引脚GND接箭上锂电池7的接地端GND,3-8译码器302的引脚Y2通过反相器303连接达林顿管304的引脚IN2,达林顿管304的引脚OUT2连接第三继电器301的一个控制端CTR2,第三继电器301的与箭上发动机增压阀门6和箭上锂电池7间形成回路。由此,在89C51单片机开启后,通过89C51单片机的P2.0、P2.1、P2.2输出三路控制信号经由3-8译码器302确定Y2输出信号,通过反相器303,再通过高耐压、大电流达林顿管304驱动控制第三继电器301常闭触点断开、常开触点吸合,随即接通箭上发动机增压阀门6回路,实现箭上发动机增压阀门6的开启。所述箭上发动机增压阀门6的供电电压经分压和隔离后分别反馈到89C51单片机,并通过PLC时序控制单元201发送给主控计算机1;若89C51单片机没有监测到此电压,则89C51单片机会重新发出触发信号,直至电压产生。在上述达林顿管304驱动第三继电器301动作之前,箭上发动机增压阀门6供电的两端均是短路的,可避免由于干扰造成箭上发动机增压阀门6误开启。

[0041] 上述箭上单片机控制系统3还具有复位电路与存储电路,如图4所示,复位电路中,复位芯片MAX810的引脚GND与接地端GND相连,复位芯片MAX810的引脚RESET串联一个4.7K Ω 的电阻R1后连接89C51单片机的复位引脚RESET,复位芯片MAX810的引脚GND和引脚RESET之间并联一个4.7K Ω 的电阻R2,复位芯片MAX810的引脚Vcc与箭上锂电池7

接口 Vcc 相连接,并且箭上锂电池 7 接口 Vcc 串联一个 0.1uF 的电容 C3 后连接接地端 GND;由此在电路上电、掉电或控制出现异常时产生一个复位信号,实现 89C51 单片机的复位。

[0042] 存储电路中,铁电存储器 FM25640 的引脚 /CS、引脚 S0、引脚 SI、引脚 SCK 分别连接 89C51 单片机的引脚 P1.2、引脚 P1.3、引脚 P1.1、引脚 P1.0,铁电存储器 FM25640 的引脚 /VDD、引脚 HOLD、引脚 /WP 连接电源 Vcc,铁电存储器 FM25640 的引脚 VSS 连接接地端 GND。由此 89C51 单片机的运行数据(包括总时间、当前时间和控制状态)均可存储在铁电存储器 FM25640 中,供 89C51 单片机读取和存储。

[0043] 下面通过举例对本发明固液动力探空火箭的地面发射时序控制系统进行时序控制进行说明:

[0044] 首先,在 PLC 时序控制单元 201 中设定箭上发动机点火器 4 PLC 时序控制单元 201 箭上发动机点火器 4 箭上发动机点火器 4 开启时长为 400 毫秒;单片机定时开启时刻为 200 毫秒,定时开启延时为 600 毫秒;箭上发动机液路阀门 5 开启时刻为 800 毫秒;定时开启时长为 5 秒;在单片机中设定增压阀门定时开启时长为 3 秒,至此初始设定完毕。

[0045] 具体发射步骤为:PLC 时序控制单元 201 控制箭上锂电池 7 供电;并通过主控计算机 1 向 PLC 时序控制单元 201 发送控制信号,控制箭上发动机点火器 4 开启;在箭上发动机点火器 4 开启 200 毫秒之后,PLC 时序控制单元 201 向箭上单片机控制系统 3 发送触发信号,使得 89C51 单片机 P2.7 引脚由低电平转为高电平,使 89C51 单片机启动并开始计时;89C51 单片机开始计时 600 毫秒后,89C51 单片机引脚 P2.0 置 0、引脚 P2.1 置 1、引脚 P2.2 置 0,由 3-8 译码器 Y2 端输出信号,经由反相器和达林顿管驱动第三继电器 301 闭合,使箭上发动机增压阀门 6 开启;同时 PLC 时序控制单元 201 在 800 毫秒后控制箭上发动机液路阀门 5 开启;由此实现箭上发动机液路阀门 5 与箭上发动机增压阀门 6 的同时开启。在 89C51 单片机计时 3 秒后(即箭上发动机增压阀门 6 开启 3 秒后),断开对箭上发动机增压阀门 6 的供电;而 PLC 时序控制单元 201 在箭上发动机液路阀门 5 开启 5 秒后控制箭上发动机液路阀门 5 关闭,至此完成固液动力探空火箭的地面发射的时序控制。

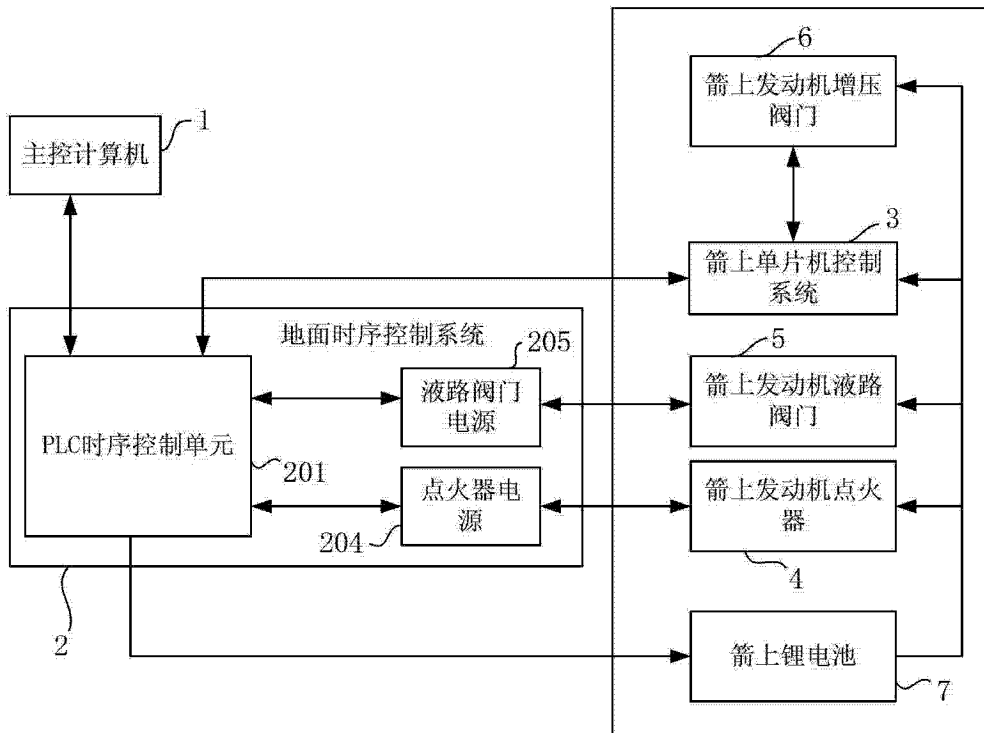


图 1

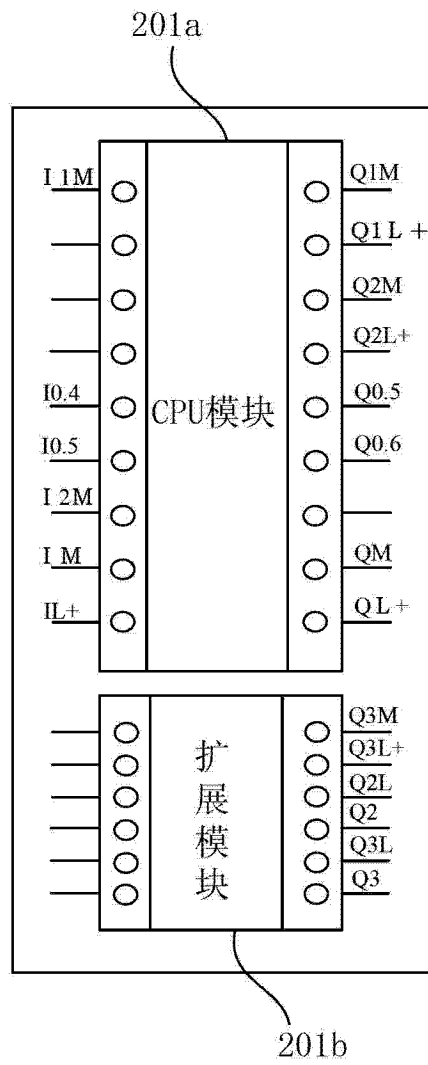


图 2

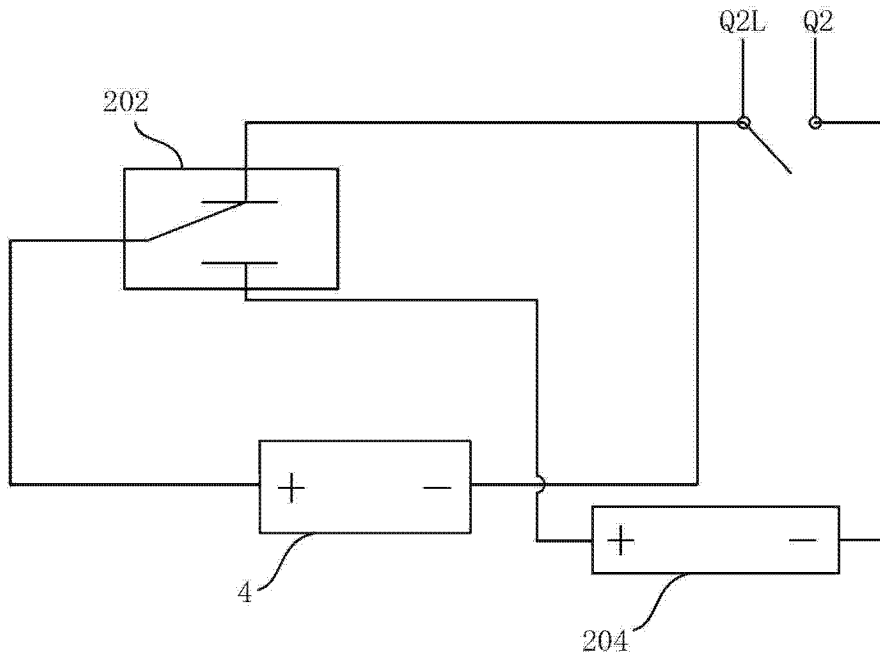


图 3

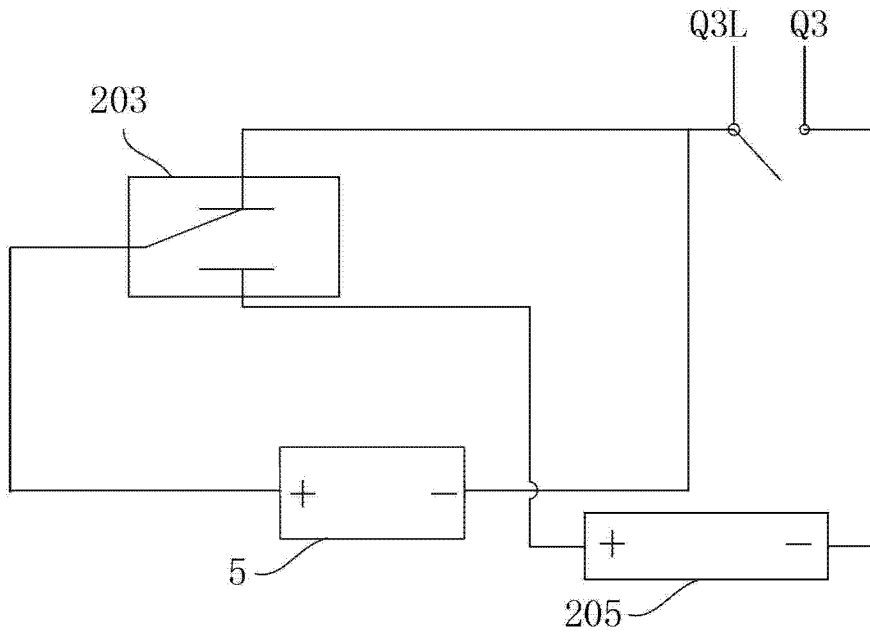


图 4

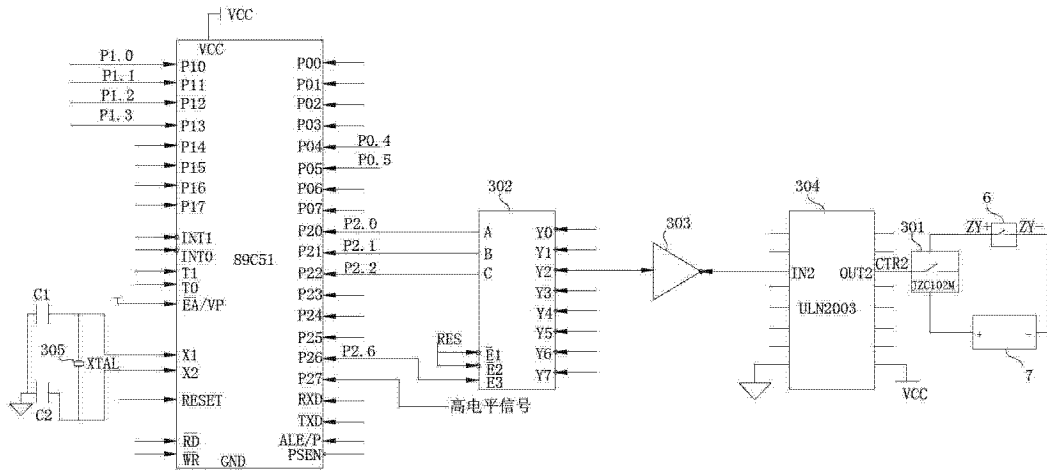


图 5

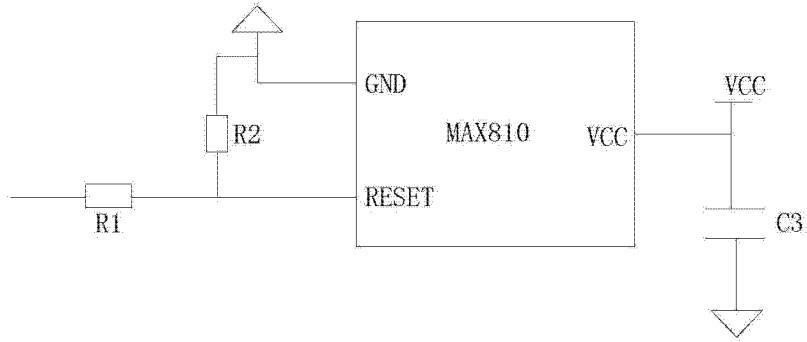


图 6

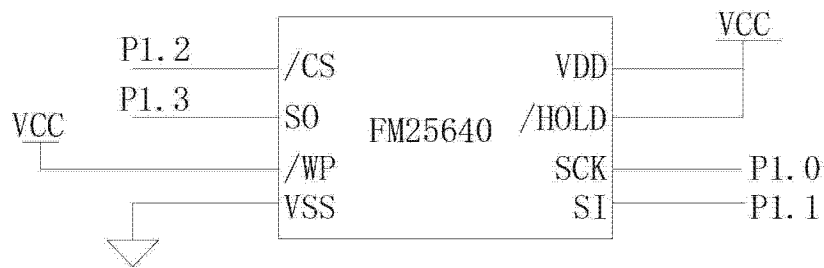


图 7

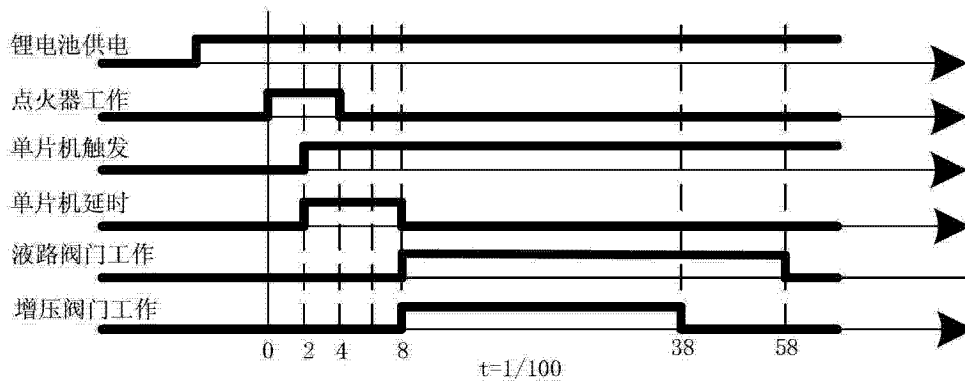


图 8