



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103558838 B

(45) 授权公告日 2016.02.03

(21) 申请号 201310534881.0

CN 103090724 A, 2013.05.08, 全文.

(22) 申请日 2013.11.01

辛洁 等. 基于 VXI 的导弹地面测发控系统设计. 《测控技术》. 2012, 第 31 卷 94-98.

(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 马兵

(72) 发明人 宋佳 蔡国飙 李小川 王伦
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 祗志洁

(51) Int. Cl.
G05B 23/02(2006.01)

(56) 对比文件
US 5742609 A, 1998.04.21, 全文.
CN 102689698 A, 2012.09.26, 全文.
CN 102997761 A, 2013.03.27, 全文.

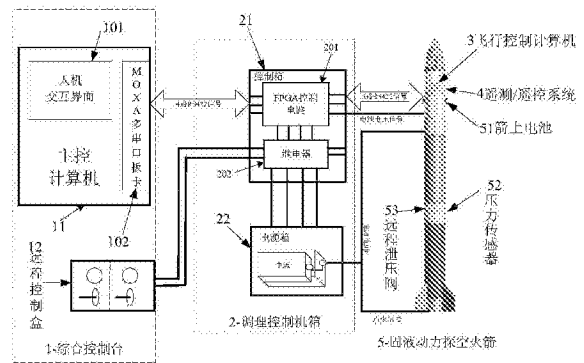
权利要求书2页 说明书9页 附图4页

(54) 发明名称

一种 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统

(57) 摘要

本发明是一种 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,包括地面综合控制台、调理控制机箱、飞行控制计算机和遥测/遥控系统。地面综合控制台的主控计算机利用人机交互界面,以 MOXA 的 CP-134U-I/DB9M 板卡作为 422 节点,接收和发送命令并显示状态消息。调理控制机箱进行地面和弹上的供电、信号转接、信号状态监控和测试。飞行控制计算机接收主控计算机发送的命令,实时反馈飞行器上的状态信息给地面。本发明能完成全系统的地面测试,弹上系统自检以及结果回传,飞行控制数据装订,重要参数实时检测及系统信息回读,实现了总线信息的全面监控,数据的实时存储显示,安全保护一体化设计。



1. 一种 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其特征在于,包括地面综合控制台、调理控制机箱、飞行控制计算机以及遥测 / 遥控系统 ;其中,调理控制机箱位于发射架下方,地面综合控制台位于安全距离以外,飞行控制计算机以及遥测 / 遥控系统设置在固液动力飞行器上 ;地面综合控制台包括主控计算机和远程控制盒 ;调理控制机箱包括控制箱和电源箱 ;

主控计算机包括人机交互界面和在 PCI 插槽上安装的 MOXA 的 CP-134U-I/DB9M 板卡 ;所述的 CP-134U-I/DB9M 板卡含有一个设置为 RS422 模式的 44 芯串口输出,44 芯串口输出通过 1 转 4 的串口转换器,转换为 4 个 9 芯输出 COM0、COM1、COM2 和 COM3,COM0 用于与飞行控制计算机的 RS422 口连接,COM1、COM2 分别用于与遥测 / 遥控系统的发射机和接收机的 RS422 口连接,COM3 与调理控制机箱的 FPGA 控制电路的 RS422 口连接 ;

远程控制盒包含两套紧急断电装置和远程泄压阀开关按钮 ;两套紧急断电装置中的一个作为另一个的备份,每套装置上都含有钥匙锁,当按下紧急断电装置的按钮时,将断掉飞行器上的全部供电 ;远程泄压阀开关按钮用于控制飞行器上远程泄压阀的开关 ;

控制箱包含 FPGA 控制电路和继电器 ;FPGA 控制电路采集固液动力飞行器上的电池电压信号,并反馈给主控计算机上进行显示,将从固液动力飞行器传输来的 3 路 RS422 信号进行转接和隔离输出,并接收主控计算机发送的命令触发继电器动作,反馈继电器的状态给主控计算机 ;继电器依据 FPGA 控制电路传送来的控制信号和远程控制盒发送来的控制信号,控制电源箱中的电源开关 ;主控计算机与 FPGA 控制电路之间通过 RS422 传输电缆连接,传输 4 路 RS422 信号 ;

电源箱内包含 6 块开关电源,其中 3 块电源用于为飞行器上的舵机供电,一块电源用作提供点火信号,一块电源提供飞行器上电池激活信号,一块电源给转电前飞行器上的控制设备供电 ;

飞行控制计算机的 RS422 口和遥测 / 遥控系统的发射机和接收机的 RS422 口都通过 RS422 电缆与飞行器的主脱插插座连接 ;飞行器的主脱插插座外接 RS422 电缆连接 FPGA 控制电路,传输 3 路 RS422 信号 ;飞行控制计算机通过 RS422 信号线路与地面综合控制台进行通讯,一方面,接收主控计算机发送的命令,另一方面,将飞行器上压力传感器采集的压力信息进行 AD 转换后通过 RS422 口发送给主控计算机,并实时反馈飞行器上的状态信息给主控计算机 ;遥测 / 遥控系统包含发射机和接收机,主控计算机通过两路 RS422 信号对发射机和接收机的工作频段进行设置。

2. 根据权利要求 1 所述的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其特征在于,所述的主控计算机与 FPGA 控制电路之间传输的 4 路 RS422 信号,一路是用作与 FPGA 控制电路板通信,两路用作与遥测 / 遥控系统通信,一路用作与飞行控制计算机通信 ;每路 RS422 信号线为含有 5 芯的数据线,主控计算机通过 20 芯的 RS422 传输电缆与调理控制机箱的 FPGA 控制电路连接,调理控制机箱端的连接器采用 26 芯的航插 28-12 ;所述的远程控制盒与调理控制机箱的继电器之间直接通过屏蔽电缆连接,远程控制盒和调理控制机箱端的连接器均采用 8 芯的航插 22-23。

3. 根据权利要求 1 所述的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其特征在于,所述的电源箱,完成四方面的功能 :功能一,为飞行器上的控制设备供电,采用 5 线制为控制设备供电,其中 4 路用作设备供电,另外 1 路用作飞行控制计算机的锁定地信号,电源箱

上的连接器采用 5 芯的航插 16S-8,并通过线缆连接到飞行器的主脱插;功能二,提供飞行器上电池激活信号,电源箱上的连接器采用 14 芯的航插 20-27,并通过线缆连接到飞行器的主脱插;功能三:为飞行器上的舵机供电,电源箱上的连接器采用 37 芯的航插 28-21,通过线缆连接到飞行器上的主脱插;功能四:提供点火供电,点火供电功能由 4 根供电线路完成,两正两负,电源箱上的连接器采用 4 芯的航插 14S-2,通过线缆连接到飞行器上的主脱插。

4. 根据权利要求 1 所述的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其特征在于,所述的飞行器的主脱插插座的型号为 YF28P-94ZK,插头型号为 YF28-94TJ,控制箱上通过一个 19 芯的航插 22-14 作为连接器连接飞行器外接的 RS422 电缆。

5. 根据权利要求 1 所述的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其特征在于,所述的控制箱,其与远程泄压阀连接的连接器为 6 芯的航插 14S-6,控制箱中的 FPGA 控制电路,根据主控计算机发送来命令控制远程泄压阀动作。

6. 根据权利要求 1 所述的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其特征在于,所述的电源箱内的 6 块开关电源,用于舵机供电的 3 块电源并联使用,均采用型号为 RSP-3000-48 的电源,输入交流 220V,输出直流 48V;提供点火信号的电源型号为 RSP-750-27,输入交流 220V,输出直流 27V;提供电池激活信号的电源型号为 RSP-750-12,输入交流 220V,输出直流 12V;为控制设备供电的电源型号为 HF900W-S-30,输入交流 220V,输出直流 30V。

7. 根据权利要求 1-6 任一所述的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其特征在于,所述的地面综合控制台和 FPGA 控制电路,在上电后,进行地面测试,地面测试包括时序测试;

时序测试要求测试信号幅值 28V,脉冲宽度 200ms,测试精度要求为:脉冲宽度不大于 $\pm 10\text{ms}$,时序节点不大于 50ms,测试电流不大于 20ms;测试顺序为:(1) 点火器点火信号,(2) 开启液路电磁阀 1 信号,(3) 开启液路电磁阀 2 信号,(4) 开启电爆阀信号,(5) 自毁信号;时序测试在实验室完成。

8. 根据权利要求 1-6 任一所述的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其特征在于,所述的测发控系统,采用的通讯帧格式中包含两个字节的帧头以及一个校验和;所述的校验和是通讯帧中的数据长度与数据的所有字节累加结果的低 8 位。

一种 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统

技术领域

[0001] 本发明属于地面测发控技术领域,具体涉及一种 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统。

背景技术

[0002] 固液动力飞行器是一种新型的、采用固液动力发动机作为动力装置的、具有推力可调、可多次启动等特点的飞行器。相较于固体动力发动机,固液动力发动机可实现推力调节、长时间工作、多次启动,并且燃烧产物不污染环境;相较于液体动力发动机,固液动力发动机结构简单、操作方便、成本低廉。因此,在新一代飞行器动力系统研制中,固液动力发动机具有较大的优势。

[0003] 然而飞行器的地面测试、点火发射、安全控制具有高成本、高风险等特点,这就要求地面的测发控装置具备较高的可靠性、安全性和容错性,以确保飞行器地面测试发射高效可靠和操作人员的人身安全。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》中介绍的测试发射控制系统结构复杂,体积大,不易移动,不能适应野外机动发射的条件。而在文献测控技术 2012 年第 31 卷增刊《基于 VXI 的导弹地面测发控系统》中介绍的 VXI 总线的导弹地面测发控系统,因不涉及到弹上飞行控制计算机、遥测/遥控系统等控制设备,地面测发控系统功能及构成相对简单,可测量的状态量也相对较少,只能实现一些简单的测发功能,不能全面的反映弹上以及地面的状态信息。同时,固液动力飞行器要求能够远程进行安全可靠地测试发射控制,并对点火器点火和阀门动作等控制时序要求较高的精度。

[0004] 固液动力飞行器集成了液体动力飞行器和固体动力飞行器的特点,但是目前关于固液动力飞行器地面测发控系统研究的相关文献很少,特别是对于含有弹上飞行控制系统,要求能够进行弹体姿态控制的固液动力飞行器的地面测试、发射、安全控制以及良好的人机交互等一体化设计更加稀缺。因此,对固液动力飞行器的地面测试发射控制系统的研究具有重要的意义。

发明内容

[0005] 本发明的目的是为了解决上述问题,提出了一种 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统。本发明考虑到固液动力飞行器的特点,提出了一种能够在飞行器发射准备阶段实现对弹上设备系统进行测试、远程安全可靠点火,并能够对点火前地面以及弹上的状态数据进行监控、采集和记录的地面测发控系统。

[0006] 本发明提供的一种 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,包括地面综合控制台、调理控制机箱、飞行控制计算机以及遥测/遥控系统。调理控制机箱位于发射架下方,地面综合控制台位于安全距离以外,飞行控制计算机和遥测/遥控系统设置在固液动力飞行器上。

[0007] 地面综合控制台包括主控计算机和远程控制盒。主控计算机包括人机交互界面和

在 PCI 插槽上安装的 MOXA 的 CP-134U-I/DB9M 板卡。所述的 CP-134U-I/DB9M 板卡含有一个设置为 RS422 模式的 44 芯串口输出,44 芯串口输出通过 1 转 4 的串口转换器,转换为 4 个 9 芯输出 COM0、COM1、COM2 和 COM3,COM0 用于与飞行控制计算机的 RS422 口连接,COM1、COM2 分别用于与遥测 / 遥控系统的发射机和接收机的 RS422 口连接,COM3 与调理控制机箱的 FPGA 控制电路的 RS422 口连接。所述的远程控制盒包含两套紧急断电装置和远程泄压阀开关按钮 ;两套紧急断电装置中的一个作为另一个的备份,每套装置上都含有钥匙锁,当按下紧急断电装置的按钮时,将断掉飞行器上的全部供电 ;远程泄压阀开关用于控制飞行器上远程泄压阀的开关。

[0008] 调理控制机箱包括控制箱和电源箱。控制箱包含 FPGA 控制电路和继电器。FPGA 控制电路采集固液动力飞行器上的电池电压信号,并反馈给主控计算机上进行显示,将从固液动力飞行器传输来的 3 路 RS422 信号进行转接和隔离输出,并接收主控计算机发送的命令触发继电器动作,反馈继电器的状态给主控计算机。主控计算机与 FPGA 控制电路之间通过 RS422 传输电缆连接,传输 4 路 RS422 信号。继电器依据 FPGA 控制电路传送来的控制信号和远程控制盒发送来的控制信号,控制电源箱中的电源开关。电源箱内包含 6 块开关电源,其中 3 块电源用于为飞行器上的舵机供电,一块电源用作提供点火信号,一块电源用作提供激活飞行器上电池的信号,一块电源给转电前飞行器上的控制设备供电。控制箱中的 FPGA 控制电路,还根据主控计算机发送来命令控制远程泄压阀动作。

[0009] 飞行控制计算机的 RS422 口和遥测 / 遥控系统的发射机和接收机的 RS422 口都通过 RS422 电缆与飞行器的主脱插插座连接。飞行器的主脱插插座通过外部 RS422 电缆连接 FPGA 控制电路,传输 3 路 RS422 信号。

[0010] 飞行控制计算机通过 RS422 信号线路与地面综合控制台进行通讯,一方面,接收主控计算机发送的命令,另一方面,将飞行器上压力传感器采集的压力信息进行 AD 转换后通过 RS422 口发送给主控计算机,并实时反馈飞行器上的状态信息给主控计算机。

[0011] 遥测 / 遥控系统包含发射机和接收机,主控计算机通过两路 RS422 信号对发射机和接收机的工作频段进行设置。

[0012] 本发明提供的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,其优点和积极效果在于:

[0013] (1) 本发明的测发控系统,实现了固液动力飞行器安全高效地地面测试发射控制。

[0014] (2) 本发明的测发控系统采用了 422 总线的控制方式,各设备系统通过全双工的双向智能 RS-422 串行总线进行通讯,实现了信号的远距离传输。

[0015] (3) 本发明的测发控系统在通信协议中加入两个字节的帧头以及校验和,可大大减少通信的误码率。一旦出现丢帧或者通讯错误,系统能智能地识别错误,同时上报通讯故障信息并重新发送命令消息。

[0016] (4) 本发明的测发控系统要求对固液动力飞行器能够远程进行安全可靠地测试发射控制,并对点火器点火和阀门动作等控制时序要求较高的精度,因此需要在发射前进行时序功能测试,以进一步验证其可靠性和安全性。

[0017] (5) 本发明的测发控系统的地面综合控制台上的主控计算机上利用 MFC 设计的人机交互界面,能够同时采集和发送 4 个 RS422 口的消息数据,并且设置有串口配置区,可方便用户进行串口配置选择,并且每个 RS422 口的波特率可单独设置。

[0018] (6) 本发明中采用 FPGA 控制电路板将飞行器上的 RS422 总线进行转接,并输出到地面的主控计算机,4 路 RS422 总线采用屏蔽电缆相互隔离设计,互不干扰。

[0019] (7) 本发明的测发控系统,结构简单,操作容易,便携性好,并且每套设备都配备了安全保障措施,防止非专业人员误操作造成严重的后果。一旦出现紧急情况能通过远程泄压阀对气瓶中的高压气体进行泄压,避免意外发生。

附图说明

[0020] 图 1 是本发明的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统的结构分布图;

[0021] 图 2 是本发明的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统的人机交互界面图;

[0022] 图 3 是本发明的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统的调理控制机箱中 RSP-3000 电源块的正面图;

[0023] 图 4 是本发明的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统利用外部电源对遥控开关电源进行控制的接线图;

[0024] 图 5 是本发明的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统的通信及供电的线缆连接图;

[0025] 图 6 是本发明的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统的操作流程图。

具体实施方式

[0026] 下面结合附图和实施例对本发明的技术方案作进一步的说明。

[0027] 本发明提出的一种 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,以 RS422 总线仪器为核心,采用前后端分布式布局,如图 1 所示,具体包括地面综合控制台 1、调理控制机箱 2、飞行控制计算机 3 以及遥测 / 遥控系统 4。其中调理控制机箱 2 位于发射架下方,地面综合控制台 1 位于安全距离以外。本发明实施例中的固液动力飞行器为一固液动力探空火箭 5。飞行控制计算机 3 和遥测 / 遥控系统 4 安装在固液动力探空火箭 5 上,如图 1 所示,位于火箭的头部。火箭 5 上的压力传感器 52 和远程泄压阀 53 的位置在火箭的中部,箭上电池 51 位于火箭的头部。

[0028] 地面综合控制台 1 主要包括主控计算机 11 和远程控制盒 12。其中主控计算机 11 包括人机交互界面 101 以及在计算机的 PCI (Peripheral Component Interconnect) 插槽上安装的 MOXA 的 CP-134U-I/DB9M 板卡 102。

[0029] MOXA 的 CP-134U-I/DB9M 板卡 102,如图 1 所示,简称 MOXA 多串口板卡 102,含有一个 44 芯的串口输出;有两种工作模式,即 RS422 模式和 RS485 模式,RS485 模式为半双工工作方式,RS422 模式为全双工工作方式,本发明中采取的是 RS422 工作模式,可提高通信的传输率,通过安装在主控计算机 11 上的驱动配置软件上更改其模式位,选择 RS422 模式。因此 MOXA 多串口板卡 102 的 44 芯输出即为 RS422 的输出口,44 芯的串口输出再通过一个 1 转 4 的串口转换器,转换之后的均为 9 芯输出(简称 DB9),4 个 DB9 口分别为 COM0、COM1、COM2 和 COM3,其中 COM0 与飞行控制计算机 3 的 RS422 口连接,COM1、COM2 分别与遥测 / 遥控系统 4 的发射机和接收机的 RS422 口连接,COM3 与调理控制机箱 2 的 FPGA 控制电路 201 的 RS422 口连接。9 芯输出中实际用于信号传输的只有 5 芯,分别为:接收信号正(RX+),接收信号负(RX-),地信号(GND),发送信号正(TX+)以及发送信号负(TX-)。

[0030] 远程控制盒 12 作为紧急断电和远程泄压阀两个重要功能的一个硬件备份,远程控制盒 12 包含两套紧急断电装置和远程泄压阀开关按钮。两套紧急断电装置,其中一个也作为另一个的备份,每套装置上都含有钥匙锁,防止误操作,一旦按下紧急断电装置的按钮,能断掉箭上的全部供电。远程泄压阀开关用于控制固液动力探空火箭 3 上的远程泄压阀 53,释放箭体上高压气瓶中的气体,在紧急情况发生时,防止高压气瓶中的气体进入液体贮箱造成爆炸。

[0031] 人机交互界面 101 采用 MFC 设计,利用 Visual C++6.0 编译完成,运行在 Windows XP 操作系统上,如图 2 所示。MFC 具有良好的人机交互,设计方便,操作简单,并且上手容易,具有高度模块化设计。人机交互界面 101 工作之前,需要用户登录才能进行下一步操作,增强了安全性和可靠性。并且测试区与监控区独立隔离,相互区分,便于操作人员对于不同数据的隔离观测与记录。

[0032] 调理控制机箱 2 包括控制箱 21 和电源箱 22,控制箱 21 主要用于对弹地信号隔离变换、信号转接,弹上火工品测量通道选通、信号状态监控和测试,并执行点火发射、解除发射等任务。控制箱 21 中包含一个以 FPGA (Field-Programmable Gate Array,现场可编程门阵列) 芯片为核心的控制电路 201 (简称 FPGA 控制电路 201) 和继电器 202。FPGA 控制电路 201 所采用的 FPGA 芯片型号为 XC3S250,主要用来对火箭 5 上的电池电压信号进行采集,并反馈到后端的主控计算机 11 上进行显示。电压信号是和火箭 5 上的 3 路 RS422 信号一同经过主脱落插头引出,外部通过电缆线再传输到调理控制机箱 2。另外, FPGA 控制电路 201 还用作箭上传来的 3 路 RS422 信号的信号转接和隔离输出,并接收主控计算机 11 发送的命令触发继电器 202 动作,同时反馈后端继电器 202 的动作状态。继电器 202 依据 FPGA 控制电路传送来的控制信号和远程控制盒 12 发送来的控制信号,控制电源箱 22 中的电源开关。图 1 调理控制机箱 2 中 FPGA 控制电路 201 与继电器 202 之间的 4 根信号线路分别代表:转电信号、紧急断电信号、电池激活信号以及点火信号。

[0033] 电源箱 22 除了为调理控制机箱 2 中控制箱 21 供电,转电前为箭上供电,同时还提供了激活箭上电池 51 的信号以及点火器的点火信号。此外,电源箱 22 的机箱侧面上含有电流表和电压表,用来显示电源箱 22 中开关电源输出的电压和电流,操作人员可以根据其显示数据来判断是否满足供电要求。

[0034] 电源箱 22 内部包含 6 块开关电源,其中 3 块电源用于为箭上的舵机供电,一块电源用作提供点火信号,一块电源用作提供激活箭上电池的信号,一块电源给转电前箭上的控制设备供电。箭上的控制设备包括飞行控制计算机 3、遥测 / 遥控系统 4、舵控系统以及组合导航系统等。3 块舵机电源型号为台湾明纬公司的 RSP-3000-48,输入交流 220V,输出直流 48V,由于考虑到弹上舵机上电瞬间会产生大的冲击电流,为了保护地面的开关电源,需要将 3 块 RSP-3000-48 电源并联使用,3 块电源并联输出功率能达到 9000W,满足系统所要求的输出功率;点火电源型号为台湾明纬公司的 RSP-750-27,输入交流 220V,输出直流 27V;激活电源型号为台湾明纬公司的 RSP-750-12,输入交流 220V,输出直流 12V;箭上控制设备供电电源型号为上海衡幅公司的 HF900W-S-30,输入交流 220V,输出直流 30V。另外,每块电池都有电压可调的功能,其可调范围为 $\pm 10\%$,且均带有短路保护、过负载保护、过电压保护、过温度保护,能够满足箭上设备所需的电压和功率要求。

[0035] 另外,RSP 型号的三种电源都能进行远程控制,即能通过外部接线端子来控制是否

允许外部输出。本发明中可通过主控计算机 11 发送的 RS422 指令来控制 FPGA 控制电路 201, 进而来控制继电器 202 动作, 以达到远程输出保护的的目的。如图 3 所示为 RSP 电源(本发明中包括 :RSP-3000-48, RSP-750-27, RSP-750-12) 的正面图, 其中, 控制端子脚位定义 (CN1、CN2、CN3) 分别如下面两个表所示。

[0036] 表 1 :控制端子脚位定义 (CN1、CN2)

[0037]

引脚编号	引脚功能	引脚编号	引脚功能	对应连接器	端子
1	RCG	5, 7	-S	HRS DF11-8DS 或 同等级品	HRS DF11-**SC 或同等级品
2	RC	6	CS(current share)		
3	PV	8	+S		
4	PS				

[0038] 其中, RCG 表示对地遥控开 / 关 ;RC 表示遥控开 / 关 ;PV 表示输出电压外部控制 ;PS 表示参考电压终端 ;-S 表示 - 遥感 ;+S 表示 + 遥感 ;CS 表示均流。

[0039] 表 2 :控制端子脚位定义 (CN3)

[0040]

引脚编号	引脚功能	引脚编号	引脚功能	对应连接器	端子
1	P OK GND	6	RC	HRS DF11-10DS 或同等级品	HRS DF11-**SC 或同等级品
2	P OK	7	AUXG		
3	POK GND2	8	AUX		
4	POK 2	9	OLP		
5	RCG	10	OL-SD		

[0041] 其中, P OK GND 表示电源对地正常 ;P OK 表示电源正常信号 (继电器触发) ;P OK2 表示电源正常信号 (TTL 信号) ;RCG 表示对地遥控开 / 关 ;RC 表示遥控开 / 关 ;AUXG 表示辅助电源对地 ;AUX 表示辅助输出 ;OLP 表示过负载保护模式选择 ;OL-SD 表示过负载保护模式选择。

[0042] 图 4 表示利用外部电源对遥控开关进行控制的接线图, AUX 和 AUXG 端分别连接第一个 12V 电源的正负极, RC 端口通过一个电阻连接发光二极管的正极, 发光二极管的负极连接 RCG 端口, RC 端口还连接第二个 12V 电源的正极, RCG 端口还通过开关 SW 连接第二个 12 电源的负极。图 4 中的 AUXG、AUX 对应于图 3 中 CN3 的 7、8 脚, RCG、RC 对应于 CN1 和 CN2 的 1、2 脚。根据图 4 的连接方式, 当开关 SW 打开的时候, 电源开启输出, 开关 SW 关闭的时候, 电源关闭输出。

[0043] 如图 5 所示, 主控计算机 11 与调理控制机箱 2 中的 FPGA 控制电路 201 通信是通过 RS422 传输电缆连接, 其中包含 4 路 RS422 信号线 :一路是用作与 FPGA 控制电路板通信, 两路用作与遥测 / 遥控系统 4 通信, 一路用作与飞行控制计算机 3 通信。每路 RS422 信号线含有 5 芯的数据线, 所以用来通信的 RS422 通讯电缆包含 20 芯的线路, 前后端距离为 350m, 电缆长选为 400m, 主控计算机 11 端连接器为 4 路 DB9 口输出, 调理控制机箱 2 端的连接器采用 26 芯的航插 28-12。另外, 远程控制盒 12 上的紧急断电开关和远程泄压阀开关与调理控制机箱 2 的继电器 202 之间直接通过线缆连接。远程泄压阀和紧急断电信号线均为 4 线制, 两路正信号, 两路负信号, 这两种信号单独采用线路进行连接, 因此远程控制盒 12 和调

理控制机箱 2 端的连接器均采用 8 芯的航插 22-23,连接器中间采用 400m 屏蔽电缆。

[0044] 如图 5 所示,调理控制机箱 2 的电源箱 22 完成四方面的功能。功能一:为箭上的控制设备供电,采用 5 线制为控制设备供电,其中 4 路用作设备供电,另外 1 路用作飞行控制计算机 3 的锁定地信号,电源箱 22 上的连接器采用 5 芯的航插 16S-8,通过 10m 左右的线缆连接到箭上的主脱落插头(简称主脱插)。功能二:提供箭上的电池激活信号,电源箱 22 上的连接器采用 14 芯的航插 20-27,通过 10m 左右的线缆连接到箭上的主脱插。功能三:提供箭上的舵机供电,舵机供电包含 32 根供电线路,电源箱 22 上的连接器采用 37 芯的航插 28-21,通过 10m 左右的线缆也连接到箭上的主脱插。功能四:提供点火供电,点火供电功能由 4 根供电线路完成,两正两负,增强可靠性,电源箱 22 上的连接器采用 4 芯的航插 14S-2,通过 10m 左右的线缆也连接到箭上的主脱插。

[0045] 飞行控制计算机 3 和遥测 / 遥控系统 4 均位于箭体的头部,如图 1 所示。箭上通过 RS422 电缆将飞行控制计算机 3 和遥测 / 遥控系统 4 的输出口与主脱插插座端连接,脱插插座型号为 YF28P-94ZK,外部经过主脱插插头将 3 路 RS422 引出,脱插插头型号为 YF28-94TJ,再通过 10m 左右的外部电缆线连接到调理控制机箱 2 上,3 路 RS422 信号线为 15 线制,机箱上通过一个 19 芯的航插 22-14 作为连接器连接箭上脱插口引导来的电缆线。

[0046] 飞行控制计算机 3 与地面通讯需要一路 RS422 即可满足要求,该 RS422 信号线路主要用作接收主控计算机 11 发送的命令,将箭上的压力传感器 52 采集的压力信息通过飞行控制计算机 3 自带的 AD 转换器转换后通过 RS422 口发送给地面综合控制台 1 的主控计算机 11,同时实时反馈箭上的状态信息供给地面的主控计算机 11,供工作人员分析,一旦出现错误或者紧急情况,便于地面工作人员采取有效的措施。遥测 / 遥控系统 4 包含发射机和接收机,地面要分别对其工作频段进行设置,因此需要 2 路 RS422 连接线,频段参数设置信息要在转电之前完成。

[0047] 远程泄压阀 53 位于箭体中部,气瓶的下方,一方面能通过前端的主控计算机 1 的控制面板发送命令,FPGA 控制电路 201 响应其命令后直接作用于远程泄压阀 53 动作;另一方面也能通过远程控制盒 12 上的开关按钮动作直接进行响应。远程泄压阀 53 一旦动作,能释放气瓶中存放的高压气体,防止弹体由于压力过大爆炸。调理控制机箱 2 上与远程泄压阀 53 连接的连接器为 6 芯的航插 14S-6。

[0048] 此外,本发明的测发控系统在通讯中的波特率均设置为 38.4kbps,字格式包括:1 位起始位、8 位数据位 D0 ~ D7、1 位停止位,无奇偶校验位。

[0049]

起始位	D0	D1	D2	D3	D4	D5	D6	D7	停止位
-----	----	----	----	----	----	----	----	----	-----

[0050] 通讯帧格式如下表所示,包含 N 个字节:

[0051] 表 3 通讯帧格式

[0052]

字节序号	名称	内容
1	帧头	55H

2	帧头	AAH
3	数据长度	N-4
4 ~ N - 1	数据	
N	校验和	

[0053] 其中,校验和(checksum)是上表通讯帧中的“数据长度”与“数据”所有字节累加结果的低 8 位。校验和表示为: $checksum = Mod 2^8 \sum_{i=3}^{N-1} byte(i)$ 。

[0054] 在通信协议中加入两个字节的帧头以及校验和,可大大减少通信的误码率。一旦出现丢帧或者通讯错误,系统能智能地识别错误,同时上报通讯故障信息并重新发送命令消息。

[0055] 使用本发明所提供的 422 总线的固液动力飞行器地面测发控系统,具体操作流程如图 6 所示。

[0056] 在地面上电之前,首先保证手动紧急断电处于闭合状态,以确保箭上没有供电。然后断开紧急断电开关,先进行地面供电。位于前端的综合控制台 1 和调理控制机箱 2 的 FPGA 控制电路 201 先上电,登录到人机交互界面,向 FPGA 控制电路 201 发送通信确认命令以确认是否能正常通讯。

[0057] 然后进行地面测试,地面测试包括电压 / 电流测试、箭上火工品阻值测试和时序测试。

[0058] 要求地面测发控系统能够完成各项电压 / 电流的测试功能,要测信号包括:(1)地面控制电源供电电压、电流检查,电压范围 $28 \pm 4.2V$; (2)地面舵机供电电压、电流检查,电压范围 $48 \pm 7.2V$; (3)箭上电池激活电源供电电压检查,电压范围 $12 \pm 1.8V$; (4)地面点火电源电压检查,电压范围 $27 \pm 4.05V$; (5)箭上控制电池电压检查,电压范围 $28 \pm 4.2V$; (6)箭上舵机电池电压检查,4 个舵机电池电压分别检查,供电电压 $48 \pm 7.2V$ 。地面电源电压、电流测试通过电源箱 22 上的表头检查,在电源上电之后,表头显示电源的电压,满足供电要求之后,主控计算机 11 发送使能信号,收到 FPGA 发送的反馈信号后,主控计算机 11 再发送供电开启信号。箭上的电池电压检查在箭上电池激活之后进行,箭上电池工作之后, FPGA 控制电路 201 将采集到的电池电压信号在程序内部进行解算,解算后打包成消息通过 RS422 信号线发送给主控计算机 11,主控计算机程序 11 内部进行反解算,然后将结果反馈到界面显示。通过这种机制,在电池电压出现异常时,可解除发射任务,进一步保护箭上的控制设备,保证整个飞行任务的顺利可靠。

[0059] 箭上火工品阻值测试:包括箭上时序火工品、电池激活火工品以及发动机点火火工品。箭上时序火工品包括点火器、电爆阀、液路电磁阀(2 个)和远程泄压阀 53,经过火工品测试插座引入地面测试设备,各火工品检测阻值含箭上电缆阻值,每路火工品引出两根测试线,要求测试的点火器阻值为 5Ω 左右,电爆阀阻值为 2Ω 左右(还需要加 1Ω 左右的限流电阻),液路电磁阀阻值为 $35 \pm 5.25 \Omega$,远程泄压阀 53 阻值为 $35 \pm 6 \Omega$; 3 路电池激活火工品信号,分别为控制电池、火工品电池、舵机电池激活通路。箭上火工品阻值测试在箭

体上电之前进行(即准备阶段),箭体头部预留有火工品阻值测试接口,此接口在箭体起竖之前裸露在外部。测试时利用电雷管测试仪的表笔两端接触待测的接点即可。

[0060] 时序测试要求时序测试信号幅值 28V,脉冲宽度 200ms,时序测试精度要求为脉冲宽度不大于 $\pm 10\text{ms}$,时序节点不大于 50ms,测试电流不大于 20ms,其测试顺序为:(1)点火器点火信号,(2)开启液路电磁阀 1 信号,(3)开启液路电磁阀 2 信号,(4)开启电爆阀信号,(5)自毁信号。时序测试要求在实验室完成,测试接口也位于箭体头部,靠近火工品阻值测试口。在箭体组装完成后,上电启动箭上的控制设备,将飞行控制计算机 3 输出的时序信号直接连接到示波器的接口上。待阻值测试完成后,将阻值测试口与时序测试口对接,然后固定密封到箭体内部,外面用蒙皮包裹,防止在飞行过程中影响到飞行器的气动力以及气动力矩。

[0061] 待地面测试完成后,开启地面的控制电源,给箭上的飞行控制计算机 3、遥测 / 遥控系统 4、组合导航系统等设备仪器供电,其中飞行控制计算机 3、遥测 / 遥控系统 4 和组合导航系统均为上电自动自检。飞行控制计算机 3 上电完成后,地面主控计算机 11 也会向飞行控制计算机 3 发送通信确认命令,收到通信正常的命令之后,飞行控制计算机 3 将自检结果自动发给地面。

[0062] 由于考虑箭上设备在供电之后就会自动地进行上电自检,会将自检结果发给飞行控制计算机 3,然后反馈到地面,而飞行控制计算机 1 也会进行上电自检,为了避免出现无效的信号,先让飞行控制计算机 3 上电自检,时间为 1s 以内,待飞行控制计算机 3 自检完毕并将结果回传之后,再给箭上组合导航系统、遥测 / 遥控系统供电,之间的时间间隔可为 5s 以内。其他系统的上电自检完毕会将自检结果通过飞行控制计算机 3 的 RS422 口回传到地面的综合控制台显示。(要求图 6 中的流程和说明书中对应,箭上上电完成的判断这个地方有些不清楚)

[0063] 地面主控计算机 11 收到飞行控制计算机 3 发送的自检结果命令,地面前端则开始发送开关电源使能信号,只有 FPGA 控制电路 201 收到该使能信号,远程遥控的开关电源才能允许输出,否则即便接收到电源开指令,也无法输出。这种采用软件的双层保护措施,能有效降低误操作率和事故率。FPGA 控制电路 201 接收到使能信号后要向主控计算机反馈状态信息。

[0064] 地面主控计算机 11 接收到 FPGA 控制电路 201 的反馈信号后,就可开始向 FPGA 控制电路 201 发送舵系统供电指令,即三块 RSP-3000-48 开关电源并联输出指令。FPGA 控制电路 201 接收到该指令后,即开启舵系统供电指令。

[0065] 待箭上全系统供电完成之后,发射架上的箭体开始起竖。由于考虑到箭体起竖会造成惯导误差,此时飞行控制计算机 3 会再次向组合导航系统发送查自检命令并反馈到地面,以确认误差在允许的范围内。地面接收到该命令后,会向飞行控制计算机 3 发送惯导初始参数装订数据,此数据信息包括当地的地理经纬度、海拔高度、航向角、滚动角、俯仰角。与此同时,进行遥测 / 遥控系统 4 的遥测机和发射机的频段参数设置,地面直接通过人机交互界面另外两路 RS422 信号线向箭上的遥测机和发射机发送设置命令。

[0066] 箭体起竖之后,地面即可发送箭上电池激活指令,FGPA 控制电路 201 接收该指令并反馈已收到该命令,RSP-750-12 开关电源输出。一旦箭上电池激活完成之后,箭上电池便开始工作,此时,FPGA 控制电路 201 通过电压传感器采集箭上的电池电压信号通过 RS422

口反馈到地面的人机交互界面显示,地面操作人员即可根据界面上显示的读数来判断电池是否供电正常。

[0067] 在点火发射之前,要保证箭上的供电由箭上电池来完成,因此还需要转电操作,地面主控计算机 11 向 FPGA 控制电路 201 发送转电信号,调理控制机箱 2 中的继电器 202 会延迟 5s 动作,转电完成后也会向地面反馈状态信息。

[0068] 转电成功完成之后,做最后的射前检查,确保所有的地面人员撤离到安全距离之外,所有的准备就绪即可进入发射倒计时,主控计算机 11 发出点火指令,FPGA 控制电路 201 收到后反馈已接收状态,然后开始 10s 倒计时,倒计时期间,发射架上的动作机构会将主脱插分离,以免影响到出架飞行。FPGA 控制电路 201 有一个时刻监控主脱插的分离信号,如果在倒计时期间动作机构不能将主脱插分离,那么 FPGA 控制电路 201 有权限终止本次发射,即不给点火信号。

[0069] 在地面主控计算机 11、FPGA 控制电路 201 和飞行控制计算机 3 通信过程中,都设置有通信保护措施,一旦出现误码或者等待超时,发送方都会重新发送该命令,最多发送 3 次,3 次之后会将错误报告给地面的主控计算机。

[0070] 本发明提出的一种 422 总线的固液动力飞行器的地面测发控系统,能够完成全系统的地面测试,箭上系统自检以及结果回传,飞行控制数据装订,重要参数实时检测及系统信息回读,和安全保障措施。实现了总线信息的全面监控,数据的实时存储显示,安全保护一体化设计。

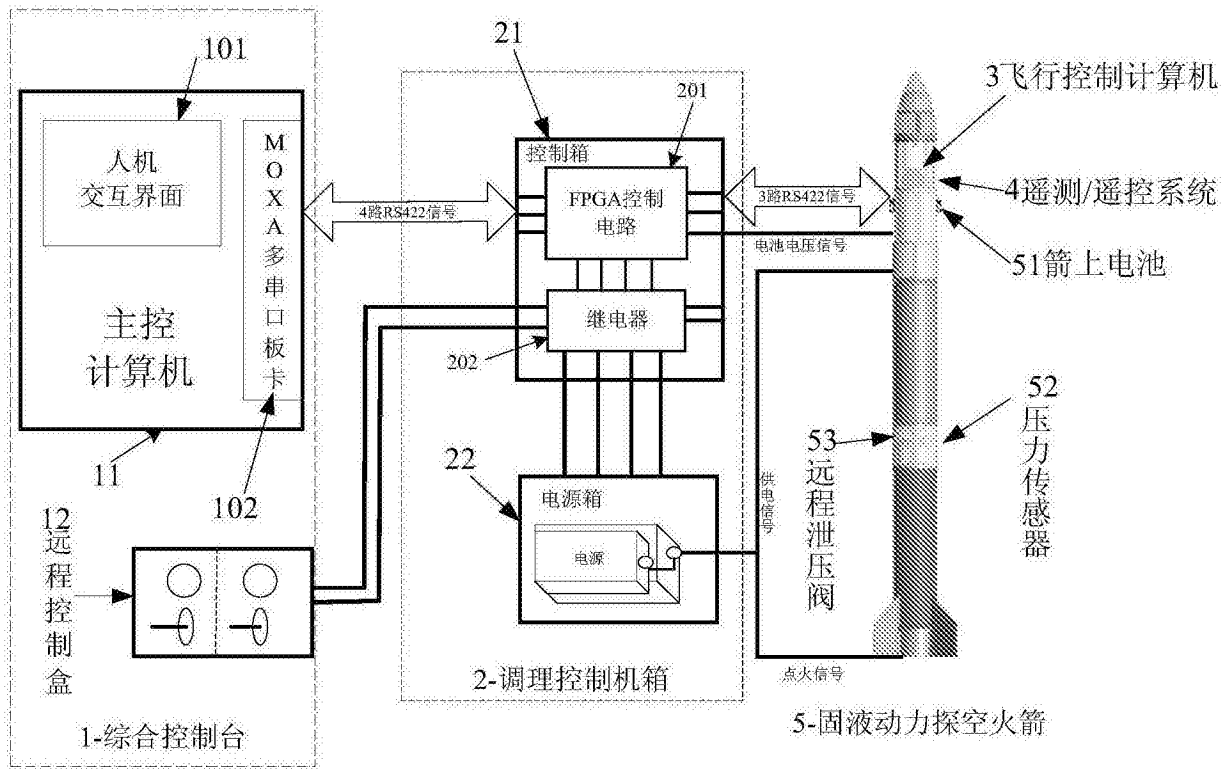


图 1

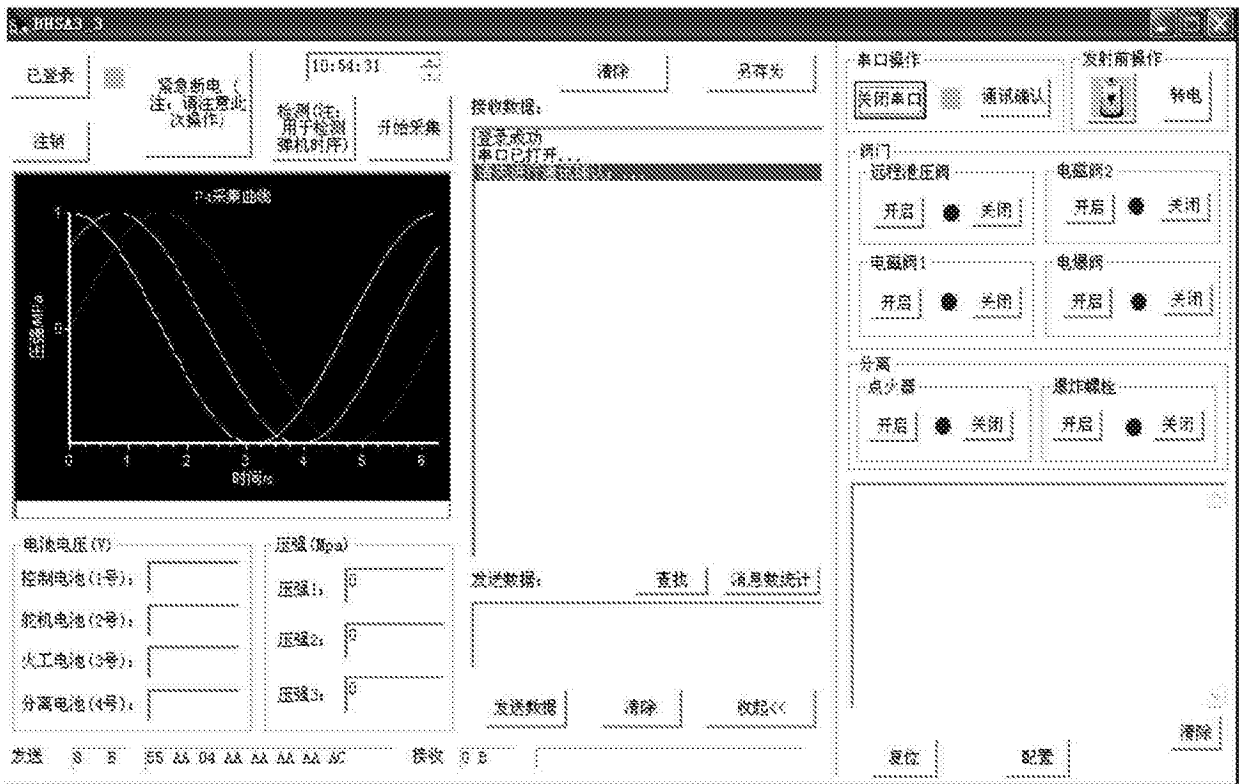


图 2

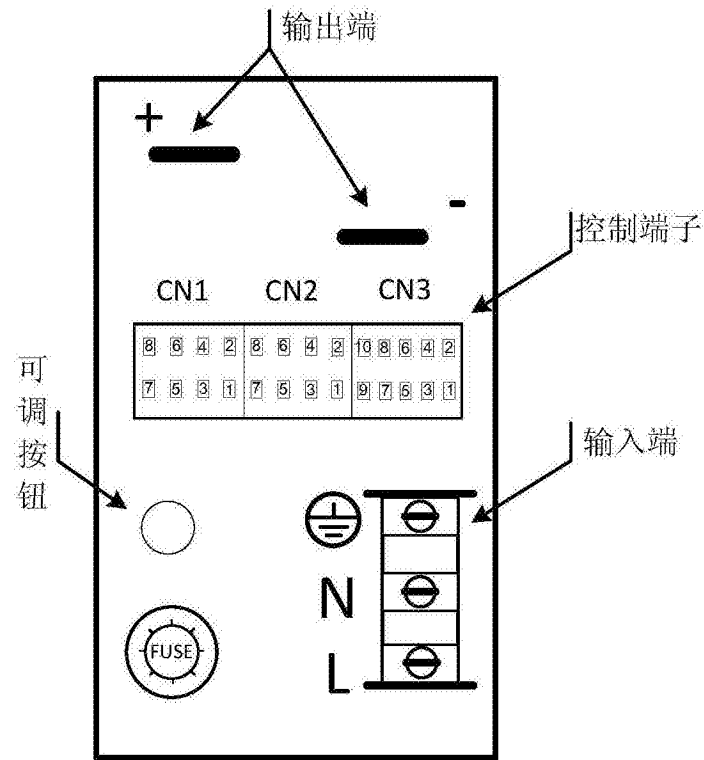


图 3

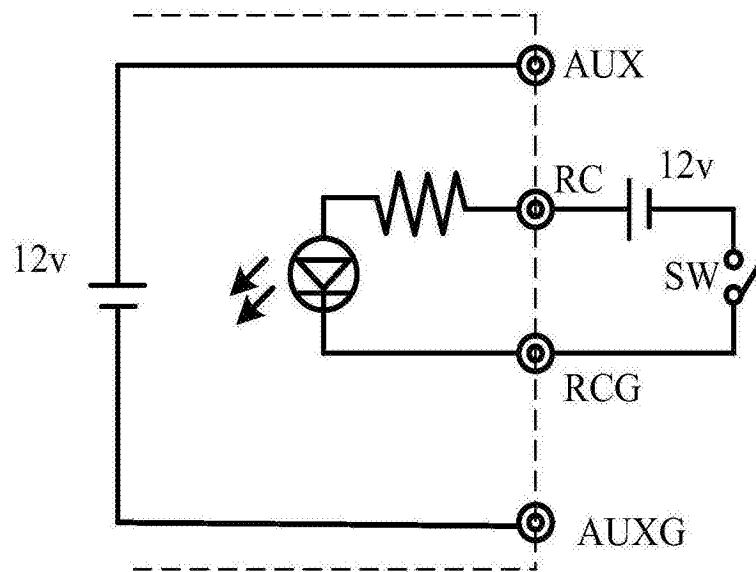


图 4

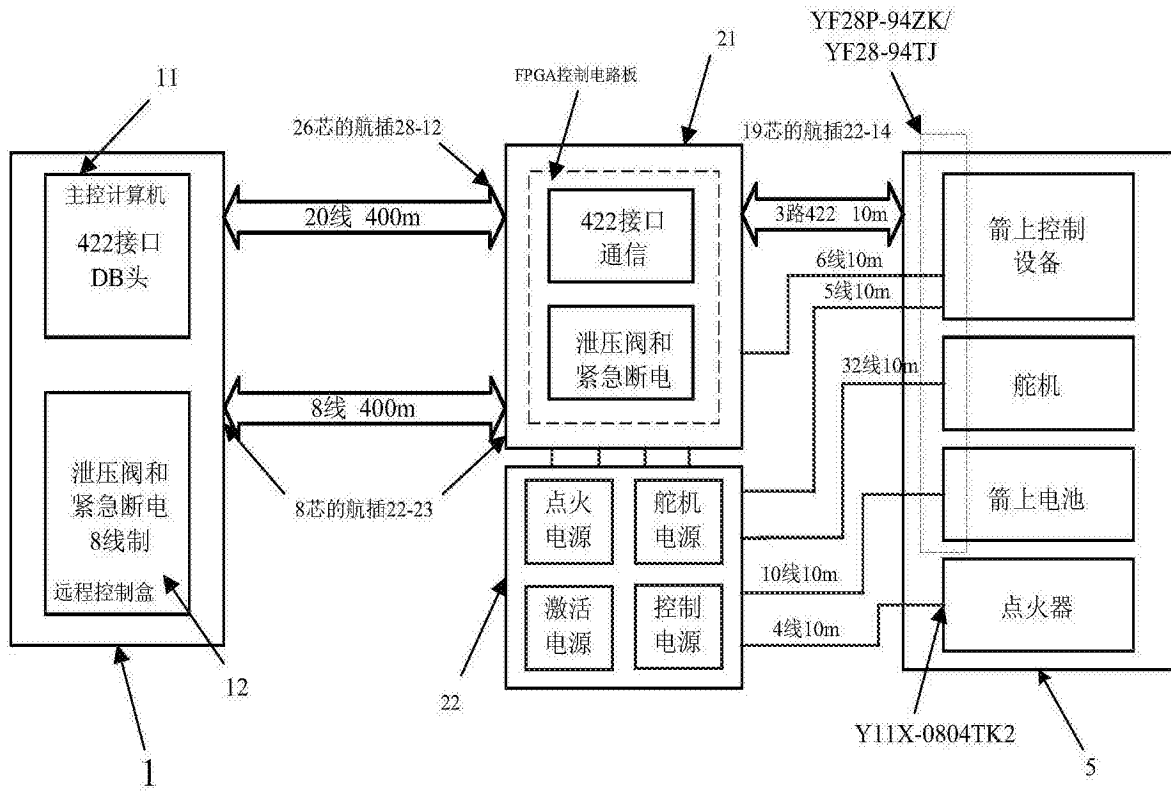


图 5

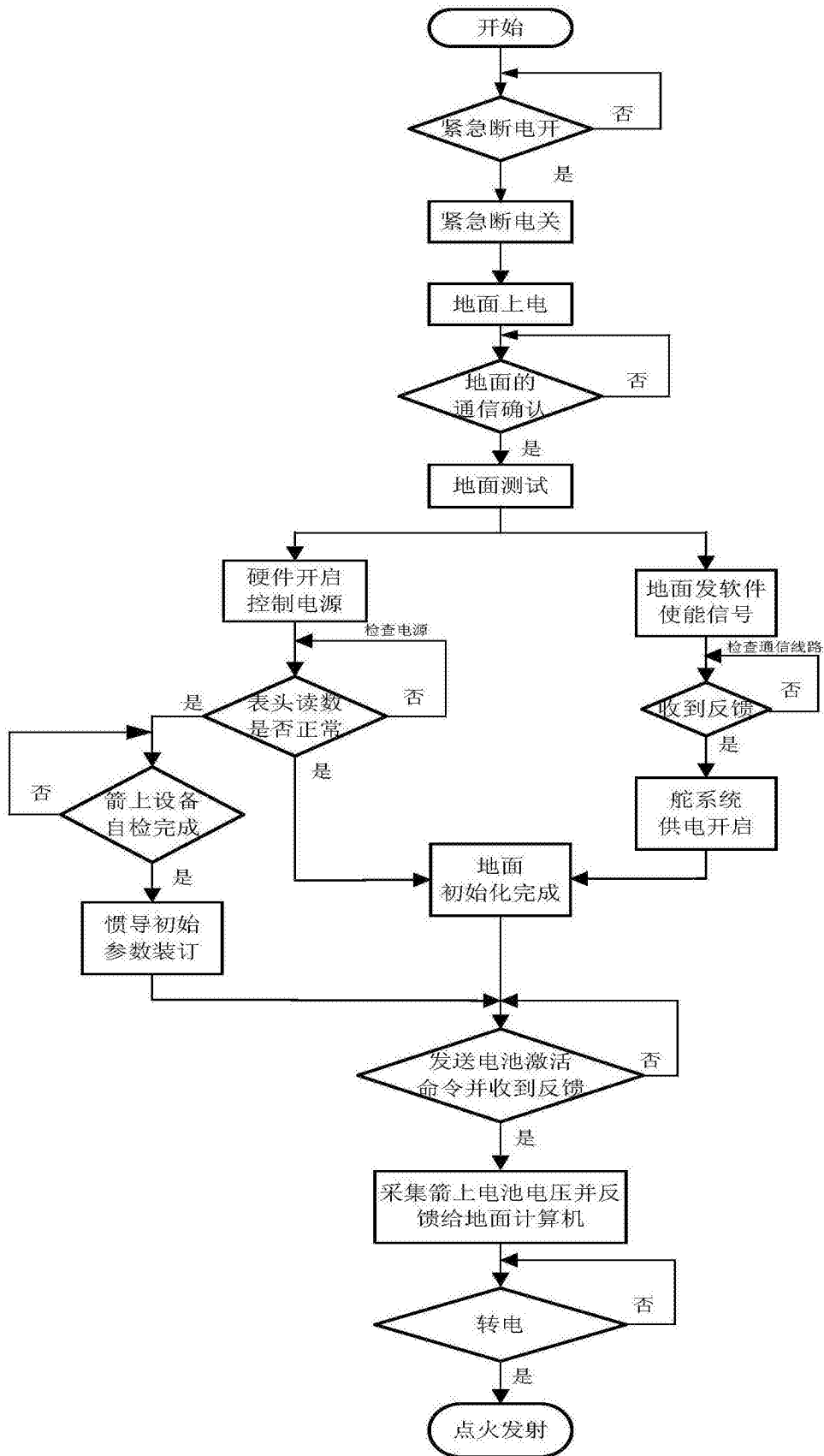


图 6