

作者简介:孙建(1984-),男,四川资阳人,硕士研究生,工程师,主要从事飞行器电气系统总体设计方向的研究。

分离开关外形图

分离开关安装示意图

图 2 压紧开关外形及安装示意图

集模块等关键部分采取了双冗余设计,其中处理单元选用 TI 公司的 SMJ320C6701 算法处理专用芯片,该芯片实时性能高,运算处理能力强,可以满足实时逻辑判决。采集系统的电气部分由处理单元及外围电路、通讯接口模块、采集模块等部分构成。

1.2.3 处理单元

DSP 处理器模块为检测系统核心, 外围模块包括时钟模块、上电复位模块、调试接口模块、电平转换模块及 AD 采集模块等, 外围模块用于配置 DSP 正常工作, 原理框图如图 3 所示。

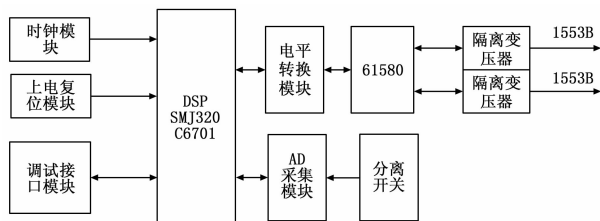


图 3 DSP 处理电路框图

时钟电路由独立的晶振构成, 根据任务需求和处理速度, 频率选择 20 MHz。晶振输出信号和 DSP 之间串联电阻, 防止振铃的产生。具体时钟电路见图 4。

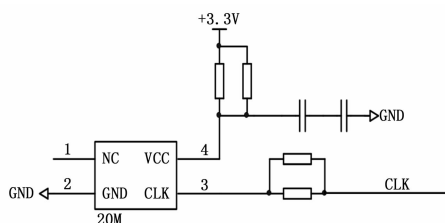


图 4 DSP 时钟电路原理图

DSP 上电复位电路由电阻和钽电容组成, 输出波形经过施密特触发器进行整形后输入给 DSP, 复位信号为高电平复位, 复位期间初始化所有变量值, 复位完成后 DSP 正常工作。电路如图 5 所示。

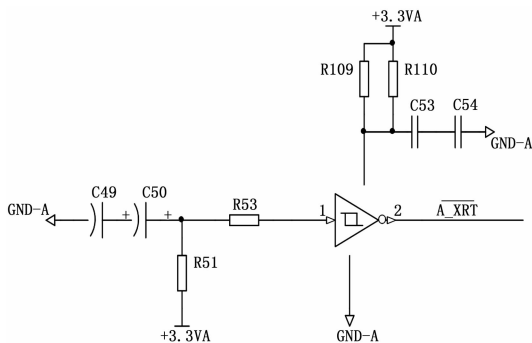


图 5 DSP 上电复位电路原理图

由于 DSP 的供电需要 3.3 V 和 1.8 V, 因此需要对内部的二次电源进行转换, 转换芯片采用 MSK5232-1.8TD 和 MSK5232-3.3TD, 具体电路图如图 6 所示。

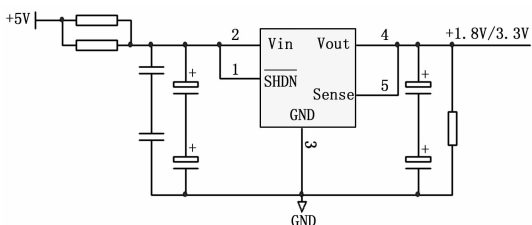


图 6 供电电路原理图

DSP 要求可以单板和整机都具备调试功能, 因此将 JTAG 调试信号通过接插件引出到设备外, 为保证信号的驱动能力, 通过 54HC244 增加信号驱动能力来实现, 具体见图 7。

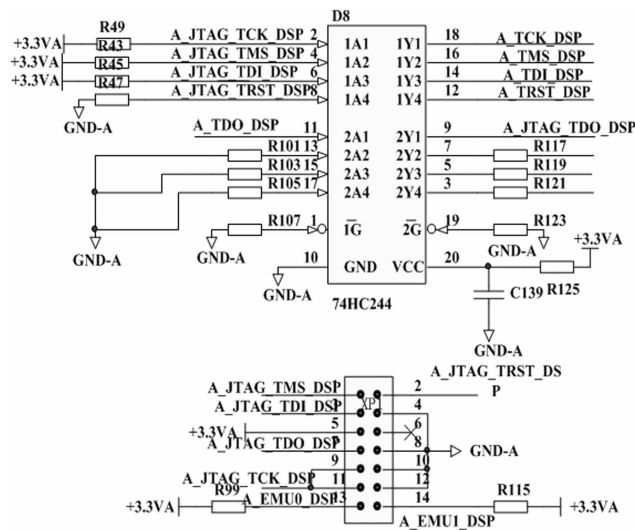


图 7 调试电路原理图

1.2.4 1553B 总线接口模块设计

由于挂载飞行器控制系统的通用数字接口均采用 1553B 接口, 因此采集系统内设计了总线模块, 实现与飞行器的控制系统进行通信, 1553B 总线为 A/B 双通道, 在 A 总线出现故障时会自动切换到 B 总线, 提升信号传输链路的可靠性。

1.2.5 采集模块

采集模块用于采集压紧开关及短跨线的分离信号,挂飞过程中采集模块实时采集分离状态,正常分离过程时,采集模块采集到四路压紧开关及两路短跨线信号,若只采集到其中某路

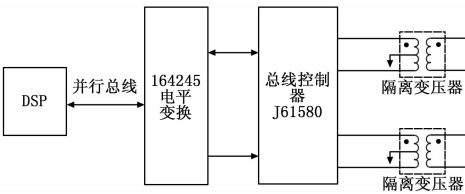


图 8 1553B 接口模块框图

信号，则通过 DSP 内部逻辑算法进行控制判别，接口设计如图 9 所示。

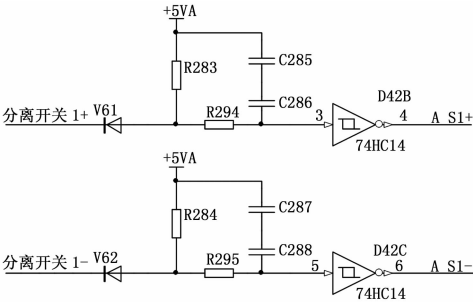


图 9 位置传感器接口示意图

1.3 逻辑设计

为了确保分离可以可靠采集，在信号通路上设计了多条通道，确保信号从产生、传输到判决传输链路均没有单点，信号传输流程如图 10 所示。

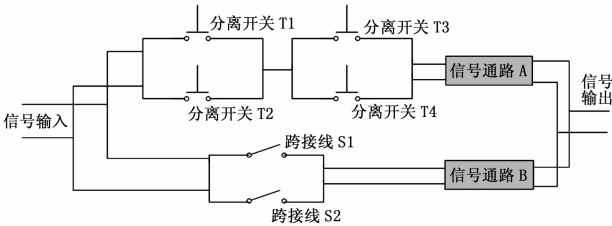


图 10 信息流图

A 路通道作为主份通道，采用 4 个压紧开关串并联相联，通路中任意一个开关出现故障时，不影响正常输出，只有当 T1/T2 或者 T3/T4 同时故障时才会出现链路故障，即一度故障及部分二度故障安全，只有特定二度故障会出现故障；B 路通道作为备份通道，采取两路跨接线为信号触发端，其中任意一路故障时不影响正常输出，可以吸收一度故障。

对整个检测系统而言，可以吸收多种故障模式^[6]，一度故障模式，即 T1/T2/T3/T4 或者 S1/S2 任意一点故障时，不影响系统正常工作；二度故障模式时，梳理结果如表 1。从表中可以看出任意二度故障时系统都可以正常工作。

表 1 二度故障模式下系统工作情况

故障点	结果
T1、T2 故障	系统正常工作,通过 S1/S2 采集信号
T1、T3 故障	系统正常工作,通过 T2/T4 采集信号
T1、T4 故障	系统正常工作,通过 T2/T3 采集信号
T2、T3 故障	系统正常工作,通过 T1/T4 采集信号
T2、T4 故障	系统正常工作,通过 T1/T3 采集信号
T3、T4 故障	系统正常工作,通过 S1/S2 采集信号
S1、S2 故障	系统工作正常,通过通道 A 采集信号
T1~T4、S1/S2 任意一点故障	系统工作正常

三度故障模式共有 20 种，在任意三度故障模式下检测系统仍然可以正常工作；四度故障模式共有 10 种，只有 T1、T2、S1、S2 同时故障与 T3、T4、S1、S2 同时故障两种模式下检测系统工作异常，其余四度故障模式均不影响检测系统的正常工作。考虑从工程实际应用角度来说，一般只考虑二度故障，对于本系统来说，已经实现了三度故障正常工作，四度故障部分情况仍然正常，因此整个系统具有良好的可靠性。

2 试验流程及结果分析

检测系统试验分为地面模拟试验及真实挂飞试验两部分。在地面模拟试验时，设计了压紧开关测试台，试验流程如下：

- 1) 将压紧开关压紧，并在分离接插件上连接短跨线；
- 2) 连接好测试电缆，测试设备上电；
- 3) 试验指挥发出“分离”指令，操作测试台上操作手柄释放压紧开关，并拉下钢索分离接插件；
- 4) 实时分析监测数据，试验结束断电。

在试验过程中，为了验证检测系统的故障容错能力，开展了故障模拟试验，模拟了可能出现的一度故障、二度故障及三度故障，试验结果与预期分析一致，试验结果统计见表 2。

表 2 地面模拟试验结果统计

试验名称	试验次数	试验结果
正常分离试验	61 次	检测结果正常
一度故障模拟试验	6 次	检测结果正常
二度故障模拟试验	15 次	检测结果正常
三度故障模拟试验	20 次	检测结果正常

真实挂飞试验为载机挂载飞行器进行的分离试验状态，对检测系统而言，工作流程与地面模拟试验流程一致，只是压紧开关的释放及短跨线为真实状态，真实挂飞试验共进行了 11 次，每次试验检测系统均可可靠采集到分离状态，未出现任何异常状态，证明了设计方案的可靠性。

3 结论

本文设计了一种简易可靠的检测系统，系统由分离开关等机械结构及双冗余检测设备等构成，通过分析表明该系统可以吸收三度故障以及部分四度故障，解决了挂飞试验对分离信号高可靠检测的问题，试验结果表明此设计方案具有良好的工程可应用性，对其他有挂飞需求的试验型号具有借鉴意义。

参考文献：

[1] Rondeau, Christopher M, Jorris, Timothy R. X-51A Scramjet demonstrator program: waverider ground and flight test [A]. Air Force Flight Test Center Edwards AFB CA Test Wing (412TH) Operations Group (412TH) /Flight Test Squadron (413TH) [C]. 2013.

[2] 何 晶. 投放试验的控制及数据获取软件研究 [J]. 测控技术, 2005 (24): 49-52.

[3] 刘志全. 载人飞船某连接分离机构的可靠性验证试验方法 [J]. 中国空间科学技术, 2011 (1): 59-61.

[4] 秦远田. 电分离连接器对小卫星星箭分离干扰分析 [J]. 航天器环境工程, 2012 (6): 292-297.

[5] 朱维亮, 张文峰. 一种新型导弹级间分离机构研究 [J]. 航天返回与遥感, 2005 (03): 53-57.

[6] 卢昆祥. 电子设备系统可靠性设计与试验技术指南 [M]. 天津: 天津大学出版社, 2011.