

适用于挂飞投放试验的高可靠分离检测系统设计

孙建, 吕天慧, 朱红, 陈灿辉, 武杰

(中国运载火箭技术研究院 研发中心, 北京 100076)

摘要: 挂飞投放试验在新型型号的研制过程中作为考核性试验项目应用得逐步广泛, 分离检测作为挂飞试验的关键步骤, 直接关系到试验成败, 因此对于分离系统提出了高可靠的要求, 针对分离机构、拓扑逻辑设计及信号检测设备等方面开展了详细的设计, 采取了双冗余等多种设计措施提升全系统的可靠性, 设计结果可以吸收三度故障及部分四度故障, 通过多次试验考核, 表明该系统设计具有良好的可靠性。

关键词: 挂飞投放; 分离检测; 冗余

Applicable to Captive Flight Test Launch of Highly Reliable Separation and Detection System Design

Sun Jian, Lü Tianhui, Zhu Hong, Chen Canhui, Wu Jie

(R&D Center, China Academy of Launch Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: flight test launch of new models in the development process as a step by step evaluation of the pilot project is widely applied, separation and detection as a key step of flight test, directly related to the success of the test, so the separation system proposed high reliability requirements, paper focuses on separation institutional, topology logic design and signal detection equipment to carry out detailed design, has taken a variety of measures designed to enhance the reliability of the whole dual redundancy system, design results can absorb three times the fault and some four degrees fault, through multiple assessment test, indicating that the system is designed with good reliability.

Keywords: flight test; separation and detection; redundancy

0 引言

随着飞行器的发展, 各种气动布局的飞行器、新概念飞行器不断涌现, 为了验证飞行器的各项性能, 需要采取载机挂载飞行器的投放飞行试验, 国外各类飞行器比如 X-51A、X-37B 也开展过类似的飞行试验^[1]。挂飞试验中, 分离状态信号的检测十分关键, 并且持续时间非常短暂^[2], 当飞行器检测到分离信号后才开始自主控制, 如果飞行器与载机已经分离, 但未收到分离信号, 则飞行器不启动自主控制, 导致试验失败, 因此试验对分离检测系统的可靠性要求非常高。本文主要针对挂飞试验设计了一种简单、高可靠的分离检测系统。

1 系统组成

1.1 系统架构

挂飞试验是指由载机运输挂载飞行器到指定空域时, 载机控制系统发出分离指令实现与挂载飞行器分离, 分离开关平时处于压紧状态, 分离后开关由闭合转为断开, 另外载机控制系统与挂载飞行器的检测系统通过分离连接器通信, 在分离连接器内设置了跨接线, 分离时由于机械力的作用将跨接线拉断, 正常情况下飞行器的检测系统同时采集到分离开关与分离开关的跨接线分离信号。传统的分离机构一般由机构系统、液压系统或者火工品构成, 系统结构复杂, 可靠性较低^[3-5]。本分离检测系统由分离开关、分离连接器及检测设备构成, 系统组成如图 1。分离检测系统接收到分离信号后, 通过 1553B 通信接口传输给飞行器控制系统, 此后飞行器转入自主控制模式。

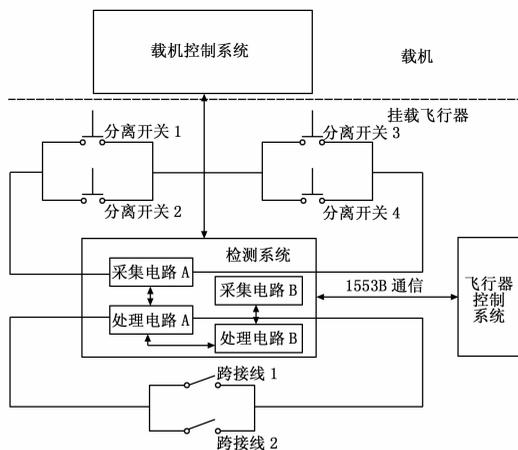


图 1 系统架构图

1.2 硬件设计

1.2.1 机械部分

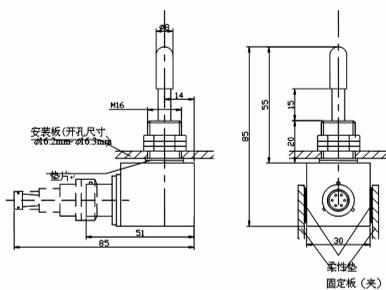
该检测系统的机械部分为压紧开关, 由于飞行器表面不是光滑的平面, 因此设计的压紧释放装置需要能够很好地适应飞行器曲面外形尺寸, 该开关平时受到外力作用处于压紧状态, 当外力消失时, 开关可以瞬间释放, 则检测系统可以检测到分离信号, 为了防止压紧开关在蒙皮上凸起过高, 因此在设计时需要预先考虑开关的行程, 并可可靠紧固安装, 压紧开关结构设计及在舱壁上的布局如图 2 所示。

1.2.2 电气部分

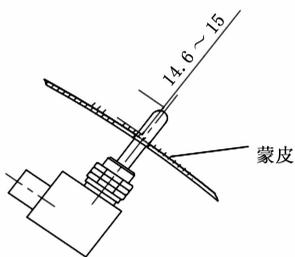
受到安装空间的限制, 要求检测系统质量、体积应尽可能小, 并且能够满足系统实时性、高可靠性的要求, 因此对电气部分设计采取了模块化、集成化设计思路, 并对通讯模块、采

收稿日期: 2015-12-01; 修回日期: 2016-01-06。

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。

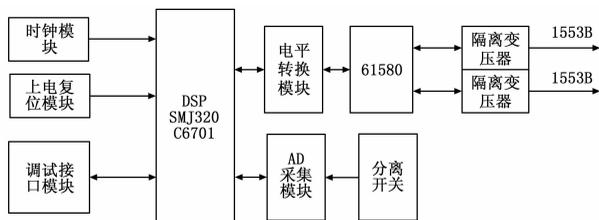


图 3 DSP 处理电路框图

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。

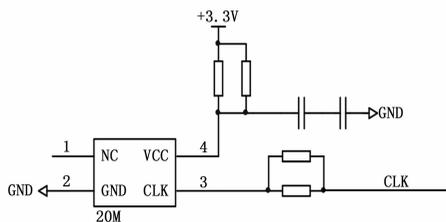


图 4 DSP 时钟电路原理图

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。

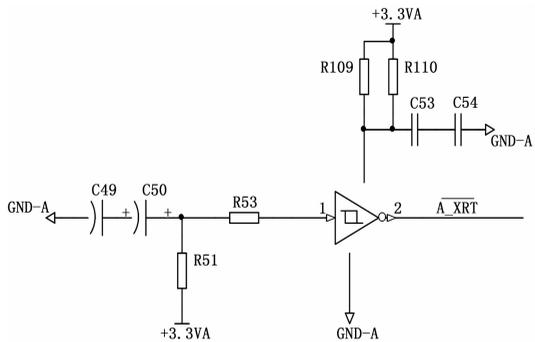


图 5 DSP 上电复位电路原理图

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。

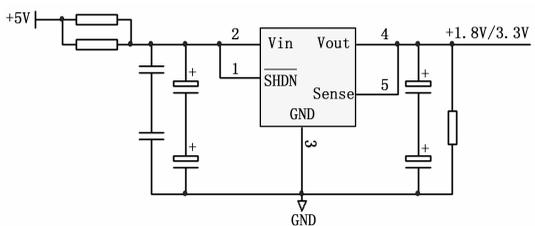


图 6 供电电路原理图

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。

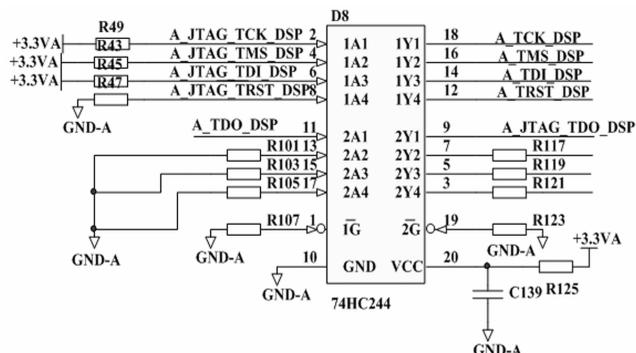


图 7 调试电路原理图

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 总线出现故障时可以自动切换到 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

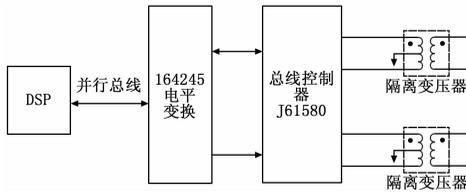


图 8 1553B 接口模块框图

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。

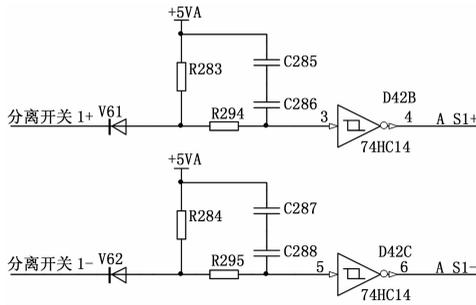


图 9 位置传感器接口示意图

1.3 逻辑设计

为了确保分离可以可靠采集，在信号通道上设计了多条通道，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。

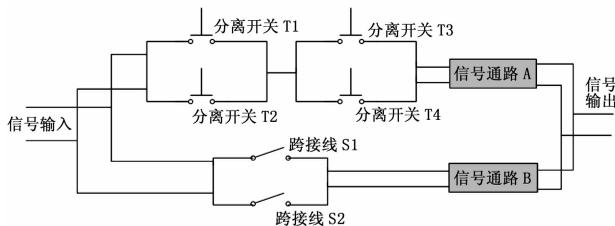


图 10 信息流程图

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火箭分离干扰分析 [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.