



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103759882 A

(43) 申请公布日 2014. 04. 30

(21) 申请号 201310738252. X

G08C 17/02(2006. 01)

(22) 申请日 2013. 12. 29

(71) 申请人 中北大学

地址 030051 山西省太原市学院路 3 号

(72) 发明人 谭秋林 刘文怡 丁利琼 熊继军

李超 薛晨阳 张文栋 刘俊

石云波

(74) 专利代理机构 太原晋科知识产权代理事务

所(特殊普通合伙) 14110

代理人 任林芳

(51) Int. Cl.

G01L 9/12(2006. 01)

G01L 19/06(2006. 01)

G01L 19/04(2006. 01)

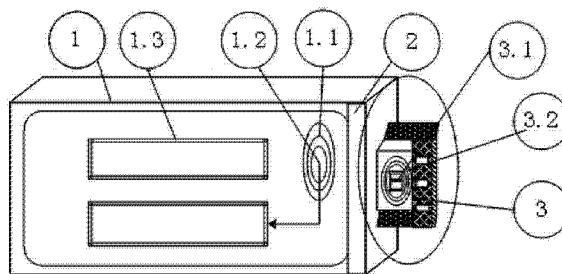
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

高速飞行器空间外压测试装置

(57) 摘要

本发明涉及超高速飞行器深空探测装置压力测试领域,具体是一种高温、高压恶劣环境下压力参数的测试装置。解决了目前由于在高温环境的冲击下,传感器材料弹性性能特性退化和引线传热导致的温度性能限制,降低数据采集传输系统可靠性和传感器的压力敏感性甚至使传感器失效,压力参数获取困难的问题;本发明所述高温环境下高速飞行器空间外压测试装置结构合理,通过一种 HTCC 高温压力传感器精准采集高温环境下的压力信号,通过发送天线透过无屏蔽信号传输层将压力信号给高温一体防护模体内部的接收天线,进而传输给采编器,实现数据的采集、编帧以及存储。另外本发明采用高温防护网以及高温防护膜,保证整个测试装置的准确性、可靠性、稳定性。



1. 一种高速飞行器空间外压测试装置,其特征在于包括高温一体防护模体(1)、无屏蔽信号传输层(2)以及信号采集单元;

高温一体防护模体为真空密封结构,其对应于信号采集单元的一侧设置无屏蔽信号传输层(2),其余部分外表面涂覆有高温防护膜,高温一体防护模体(1)内部设置有采编器(1.2)、数据预处理存储系统(1.3)以及接收天线(1.1);接收天线(1.1)、采编器(1.2)与数据预处理存储系统(1.3)依次连接;

所述信号采集单元包括基于非接触无源信号传输的 HTCC 高温压力传感器(3.1)、耐高温防护网(3)以及发送天线(3.2);HTCC 高温压力传感器(3.1)与发送天线(3.2)连接并设置于耐高温防护网(3)内,HTCC 高温压力传感器(3.1)前端放置于高温环境;

高温防护膜由碳/碳复合材料制备而成;

无屏蔽信号传输层(2)采用碳纤维/环氧面板蜂窝夹层结构制备。

2. 根据权利要求1所述的高速飞行器空间外压测试装置,其特征在于所述的采编器为板卡式,包括信号输入板和采集控制板,设置有信号输入电路、采集电路、中心逻辑控制电路、存储器接口电路及长线传输模块电路,信号输入板和采集控制板之间通过三通电连接器进行连接;数据预处理存储系统采用固态存储器,包括 FPGA 主控模块、FLASH 存储芯片、电压转换模块、与采编器接口电路和备用接口电路,FPGA 主控模块包括 FIFO 模块和 FLASH 控制模块,接收天线为可接受发送天线信号的耦合线圈。

3. 根据权利要求1或2所述的高速飞行器空间外压测试装置,其特征在于 HTCC 高温压力传感器(3.1)为氧化锆生瓷片制备的压敏 LC 结构,其内部包含一个压力相关的可变电容和电感线圈形成 LC 回路,发送天线(3.2)为耦合线圈。

## 高速飞行器空间外压测试装置

### 技术领域

[0001] 本发明属于超高速飞行器深空探测装置压力测试的技术领域,具体是一种高速飞行器空间外压测试装置。

### 背景技术

[0002] 快速、精确的打击敌方与避免被打击是现代战争的主题。发展飞行速度快、突防能力强、威力大、制导精度高的武器装备是其中的关键。然而宇宙飞船、远程超高速导弹、喷气发动机、火箭、导弹、卫星等载入大气层时,由于高速剧烈摩擦,飞行器体表温度可高达 $1000^{\circ}\text{C}$ (甚至 $2000^{\circ}\text{C}$ )以上,高速运动时气动力学环境与飞行器飞行姿态控制密切相关,实现飞行器表面高温环境下的压力参量动态实时监测对现有测试技术提出严峻考验;喷气式发动机喷口处的喷流压力同样是发动机控制的重要参数,由于环境温度过高,通常仅能在远距离温度相对较低的条件下进行流场压力监测,这无疑增加了系统的复杂性,大大降低了系统控制的响应时间。超音速飞行器表面根据飞行速度和安装位置的不同需要在 $200\sim 500^{\circ}\text{C}$ 环境中进行表面气动压力监测。先进的发动机内部进排气歧管压力监测需要在 $200\sim 300^{\circ}\text{C}$ 环境下进行监测。再如涡喷发动机是超音速飞机的核心,在不同的位置对涡喷发动机尾喷压力进行监测,需要在 $300\sim 1000^{\circ}\text{C}$ 环境下完成测试。这些环境下压力参数的实时准确获取,对精确控制系统性能和保证其运行安全都具有重要意义。

### 发明内容

[0003] 本发明为了解决由于在高温环境的冲击下,传感器材料弹性性能特性退化和引线传热导致的温度性能限制,降低数据采集传输系统可靠性和传感器的压力敏感性甚至使传感器失效,压力参数获取困难的问题,提供了一种高速飞行器空间外压测试装置。

[0004] 本发明是采用如下技术方案实现的:

一种高速飞行器空间外压测试装置,其特征在于包括高温一体防护模体、无屏蔽信号传输层以及信号采集单元;

高温一体防护模体为真空密封结构,其对应于信号采集单元的一侧设置无屏蔽信号传输层,其余部分外表面涂覆有高温防护膜,高温一体防护模体内部设置有采编器、数据预处理存储系统以及接收天线;接收天线、采编器与数据预处理存储系统依次连接;

所述信号采集单元包括基于非接触无源信号传输的HTCC高温压力传感器、耐高温防护网以及发送天线;HTCC高温压力传感器与发送天线连接并设置于耐高温防护网内,HTCC高温压力传感器前端放置于高温环境;

高温防护膜由碳/碳复合材料制备而成;

无屏蔽信号传输层采用碳纤维/环氧面板蜂窝夹层结构制备。

[0005] 所述的采编器为板卡式,包括信号输入板和采集控制板,设置有信号输入电路、采集电路、中心逻辑控制电路、存储器接口电路及长线传输模块电路,信号输入板和采集控制板之间通过三通电连接器进行连接;数据预处理存储系统采用固态存储器,包括FPGA主

控模块、FLASH 存储芯片、电压转换模块、与采编器接口电路和备用接口电路，FPGA 主控模块包括 FIFO 模块和 FLASH 控制模块，接收天线为可接受发送天线信号的耦合线圈。

[0006] HTCC 高温压力传感器为氧化锆生瓷片制备的压敏 LC 结构，其内部包含一个压力相关的可变电容和电感线圈形成 LC 回路，发送天线为耦合线圈。

[0007] 本发明所述高速飞行器空间外压测试装置，通过一种基于非接触无源信号传输的 HTCC 高温压力传感器精准采集高温环境下的压力信号，通过发送天线透过无屏蔽信号传输层将压力信号给高温一体防护模体内部的接收天线，实现数据的采集、编帧以及存储。

[0008] 本发明相对现有技术具有如下有益效果：

1、采用 HTCC 高温压力传感器(氧化锆生瓷片加工压敏结构非对温度极为敏感的 pn 结构，具有优越的耐高温性能)进行高温环境下压力信号的采集，解决了飞行器表面高温环境下的压力参量获取困难的问题。

[0009] 2、利用非接触式的无源探测技术，采用一个感应线圈供电使传感器产生电磁振荡，高灵敏的射频读出电路设计及实现，无线检测距离及检测灵敏度等性能优越，摒弃了传统压力传感器能量和信号传输所必需使用的金属导线，解决了引线传热带来的高温工作问题。

[0010] 3、采用高温一体防护模的耐高温环境的真空密封机构，使整个测试装置具备极高的高温可靠性、质量轻盈，并且能耐受飞行环境下振动冲击，免除超高温流体压力的影响，使采编器以及数据预处理存储系统确保在要求的温度环境和时间范围内可以正常工作。

## 附图说明

[0011] 图 1 为本发明的结构示意图，

图中：1- 高温一体防护模体，2- 无屏蔽信号传输层，3- 耐高温防护网，1. 1- 接收天线，1. 2- 采编器，1. 3- 数据预处理存储系统，3. 1-HTCC 高温压力传感器，3. 2- 发送天线。

## 具体实施方式

[0012] 结合附图对本发明的具体实施方式作进一步说明。

[0013] 高速飞行器空间外压测试装置，由高温一体防护模体，无屏蔽信号传输层，信号采集单元组成。

[0014] 所述高温一体防护模体主要由采编器、数据预处理存储系统、接收天线、高温防护膜组成。高温防护模体为真空密封结构，其对应于信号采集单元的一侧设置无屏蔽信号传输层，其余部分外表面涂覆有高温防护膜，高温防护模体内部设置有采编器、数据预处理存储系统以及接收天线；接收天线、采编器与数据预处理存储系统依次连接。

[0015] 高温一体防护模体部分主要完成对 HTCC 高温压力传感器的信号的采集与存储。采编器采用板卡式设计，按照功能分为信号输入板和采集控制板，主要包括信号输入电路、采集电路、中心逻辑控制电路、存储器接口电路及 300 米长线传输模块电路等。两板卡之间的连接选用了 J19-21C/J19-21D 三通电连接器进行连接。所述的采编器相关电路结构及其连接方式，本领域技术人员可从现有技术中获知。采编器对采集的数据进行实时编帧，将编好的数据帧输给数据预处理存储系统实时存储采编数据。数据预处理存储系统采用固态存储器，包括 FPGA 主控模块(FIFO 模块、FLASH 控制模块)，FLASH 存储芯片，电压转换

模块以及接口(与采编器接口和备用接口)电路。所述的数据预处理存储系统相关电路结构及其连接方式,本领域技术人员可从现有技术中获知。采编器接口模块负责将采编器传来的数据暂时存入内部 FIFO 中;FLASH 控制模块的功能主要是控制 FLASH 的读出、写入、擦除,将内部 FIFO 中的数据写入 FLASH,将 FLASH 中的数据读出并按要求送至数据总线。

[0016] 所述高温防护膜由碳/碳复合材料制备而成,它是一种以碳纤维及其制品(碳毡)作为增强材料的碳纤维复合材料,能承受极高的温度和极大的热加速率,有极强的抗热冲击。

[0017] 所述无屏蔽信号传输层采用高强度和高刚度的碳纤维/环氧面板蜂窝夹层结构制备,能承受主动段的静、动力载荷,以及良好的微波通透性。

[0018] 所述信号采集单元主要由基于非接触无源信号传输的 HTCC 高温压力传感器,耐高温防护网,发送天线组成,HTCC 高温压力传感器与发送天线连接并设置于耐高温防护网内。信号采集单元主要完成压力信号的采集与发送。HTCC 高温压力传感器内部包含一个压力相关的对温度相对不敏感的可变电容和电感线圈形成 LC 回路,其中电容对压力敏感。该前端可以放置于高温环境中,LC 回路接收天线(耦合线圈)通过耦合频率反推压力的大小,完成对压力信号的采集。利用非接触无源信号传输方式,即采用一个耦合线圈读出电路(发出天线)在传感器附近进行扫频测量将 HTCC 高温压力传感器采集的压力信号传输出去,而接收天线放置在远处(低温环境中)对其进行频率检测,通过耦合频率反推压力的大小

另外本发明采用耐高温防护网以及耐高温防护膜,保证整个测试装置的准确性、可靠性、稳定性。

[0019] 具体实施时,所述信号采集单元利用发送天线(一个耦合线圈读出电路)在传感器附近进行扫频测量,当测量信号频率与传感器固有频率耦合时发生共振导致输入阻抗发生明显变化,从而推算其传感器压力相关的固有频率。根据压敏结构的压力-位移-电容-固有频率传输函数计算出压力的大小发送出去。

[0020] 压力信号透过所述无屏蔽信号传输层,由所述接收天线提取压力信号,该压力信号由采编器的信号输入电路数据采集,由采集电路高频采样处理、实时编帧,将编好的数据帧输给所述数据预处理存储系统实时存储采编数据,进而完成高温环境下高速飞行器空间外压力测试。

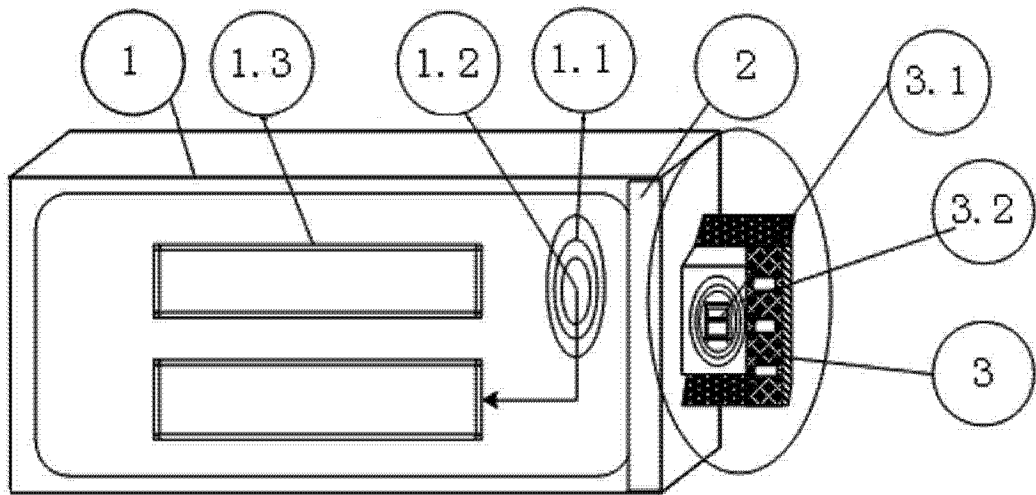


图 1