

一种直升机旋翼试飞测试系统设计与实现

刘明, 魏国波, 李国星

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要: 为获取旋翼载荷试飞数据, 给出直升机旋翼部件的安全使用寿命, 并通过直升机设计定型试飞考核其是否能达到设计指标, 需要设计一套试飞测试数据采集系统; 针对旋转部件与静止部件之间的供电和数据传输问题, 提出了利用感应供电与短距遥测传输技术的设计思路, 介绍了测试系统方案; 通过地面试验和飞行试验验证表明测试系统可靠、有效, 解决了直升机旋转部件试飞测试的难题。

关键词: 试飞测试系统; 直升机旋翼; 遥测

Design and Implementation of Flight—test Measurement System for Helicopter Rotor

Liu Ming, Wei Guobo, Li Guoxing

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to obtain the flight—test data of the rotor, the safety service life of the helicopter rotor is given, and the flight—test of the helicopter is prepared to test whether it can meet the design targets or not, it is necessary to design the data acquisition system of flight—test. Aiming at the problems of power supply and data transmission between rotating and stationary components, it is proposed that the way of inductive power supply and telemetry transmission technology in the short range, and introduced that the design scheme of the testing system. Through the ground test and the flight test, it is proved that the test system is reliable and effective.

Keywords: flight—test measurement system; helicopter rotor; telemetry

0 引言

旋翼是直升机飞行过程中产生动力的最重要的组成部分。直升机旋翼受损往往导致直升机损毁, 产生等级事故, 直升机设计定型试飞的一个重要目的就是通过测取旋翼主轴、桨叶等旋转部件在不同飞行状态下的载荷数据, 并通过数据分析给出鉴定结论, 确定其疲劳寿命, 并为将来定型后的生产和使用给出性能和维护指标^[1]。测取这些数据需要对载荷数据进行采集和记录, 通常采用以下两种方式:

1) 直接采集记录方式: 在传动系统动部件上安装测试设备, 对载荷产生的应变数据进行采集和记录;

2) 间接方式: 通过直升机上的集流环为旋翼上的传感器进行供电, 同时数据也通过集流环传输直升机舱内部进行采集和记录。

以上两种方式的缺点是测试方案简单, 容易实现, 但在新的任务需求下, 其缺陷导致的问题也日益突出, 主要问题有:

1) 自成系统, 与其它系统数据同步融合处理困难; 2) 测试参数量少; 3) 无法实时处理和监控。

本文提出了一种新的直升机旋翼载荷应变测试的解决方案。设计的测试系统输出的数据流以异步方式与直升机其它试飞数据进行融合, 然后将数据实时发送至地面监控大厅完成实时处理, 测量应变通道数可达 80 路。

1 总体设计方案

1.1 系统组成

整个旋翼载荷应变测试系统主要由两大部分组成: 安装于传动系统的动部件和安装与轮毂根部(接收天线和感应供电静线圈)和机身内(接收机等)的静部件组成。系统组成框图见图 1。

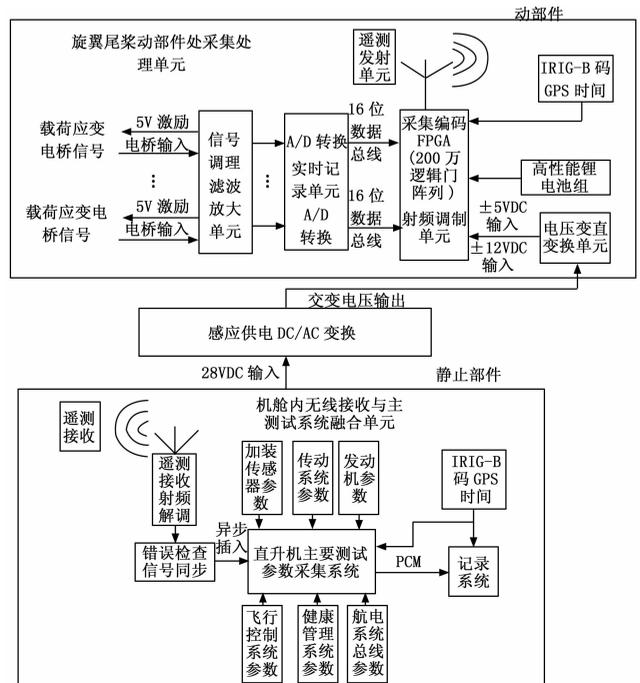


图 1 旋翼载荷应变测试系统框图

收稿日期:2015-10-26; 修回日期:2015-11-17。

作者简介:刘明(1971-),男,硕士,高级工程师,主要从事飞行试验、测试系统方向的研究。

1.2 系统主要功能

旋翼载荷应变测试系统主要功能如下：

- 1) 通过遥测发射、接收方式传输数据；
- 2) 测量通道采样率可达 8 kHz；
- 3) 应变通道测量精度优于 1%（全量程）；
- 4) 与其它系统时钟同步，同步精度：1 ms；
- 5) 能够实现同步采样；
- 6) 能够将多通道数据进行脉冲编码调制输出；
- 7) 供电方式：感应供电与电池供电相备份；
- 8) 可通过 USB 接口配置通道数、采样率、增益、偏置等；
- 9) 系统能够提供标准信号，以实现每个测量通道的自检测^[2]；
- 10) 通过指示灯显示系统电源、遥测发射/接收状态、记录状态等信息。

2 机械设计与安装

相比于直接采集/记录和集流环供电方式，旋翼载荷应变测试系统增加了遥测传输设备、天线与电池。由于安装位置的特殊性，在系统正常工作的同时确保直升机操纵安全，因此，测试不能采用通常的结构设计方式，在机械设计和安装方面必须满足以下要求：

- 1) 尽可能减少测试设备的体积和重量；
- 2) 定制设计，设计外形满足安装空间要求；
- 3) 计算安装的设备动部件的平衡、转动惯量及强度和疲劳性的影响。

为满足以上要求，机械方面遵循了小型化、特殊材料的设计原则，同时在设备外形上也根据实际的安装要求进行了特殊的设计处理。

系统安装设计方面，遥测发射设备安装在直升机旋转体上，信号调节和信号发射集成在一个小圆柱体内，为适应恶劣环境，在结构上采用玻璃光纤封装，单个小圆柱模块可采集放大、调制发射 8 个参数，可根据测试参数的多少在旋转体上安装若干个该模块。图 2 为部分测试设备安装的示意图。

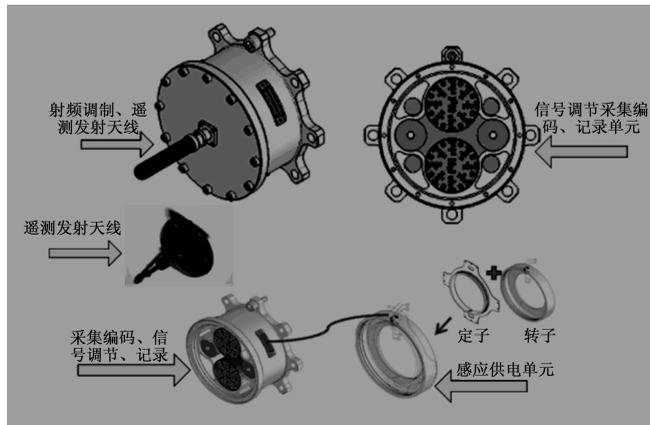


图 2 部分设备安装示意图

整个机械设计是与直升机设计所共同完成的，转动惯量经过理论计算满足设计要求，在设备研制后完成了动平衡实验。

3 硬件设计

3.1 背板总线

所有设备背板总线采用自定义的模块互联总线（MCB），是一个小尺寸，与处理器无关的标准总线，具有高速率，高效率，高度容错和精密同步触发的特点。MCB 总线为开放式松耦合结构，无论是主设备或者是从设备（目标设备）的开发都不需要关心总线时序，利用桥隔离了总线操作的复杂性，将功能模块操作空间映射到 CPU 存储空间。

MCB 总线采用半同步时序，支持猝发传输。由 16 位地址/数据线（AD [15: 0]）、3 位传输控制线、3 位时钟线以及中断线组成。MCB 总线的地址总线与数据总线是分时分用的。这样做的好处是，一方面可以节省接插件的管脚数，另一方面便于实现突发数据传输。MCB 主要特性如下：

- 1) 20/40 MHz 总线时钟，最高带宽为 80 MB/s；
- 2) 配置空间、I/O 空间、存储器空间；
- 3) 支持突发传输；
- 4) 具有同步触发功能；
- 5) 具有中断功能；
- 6) 具有错误检测功能；
- 7) 满足 PCI3.3 特性；
- 8) 主要的总线操作：包括读事务、写事务、特殊周期、错误处理、事务终止。

3.2 采集编码单元主控制器设计

主控制器主要由微处理器、MCB 总线桥、脉冲编码调制和时钟晶振组成。其中微处理器主要负责整个系统的调度工作。操作系统、文件系统、应用软件和配置文件固化在 Flash 存储器中。程序/数据存储单元作为内存使用；PGA 完成 MCB 总线桥、PCM 编码、时钟产生功能^[3]。主控制器组成框图如图 3 所示。

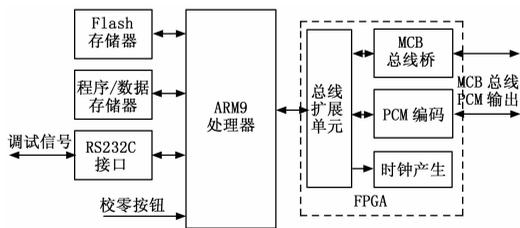


图 3 主控制器组成框图

微控制器是本插件的核心部件，CPU 模块硬件平台采用高性能 ARM 处理器，操作系统采用 Vxworks 实时操作系统。微处理器电路主要由 AT91RM9200、DataFlash 和 SDRAM 组成；网络接口电路主要由物理层器件和隔离变压器组成。FPGA 选用 ALTERA 公司的 EP3C80 系列器件，实现 MCB 总线主桥、PCM 分发和输出功能。CPU 模块提供两路 PCM 输出接口，兼容 GJB-21 遥测标准。

3.3 信号调理单元设计

信号调理单元主要完成应变信号的放大、偏置等调理并完成 A/D 转换和数字滤波。其可测取的信号类型为全桥和半桥两种，飞行试验中四分之一桥不常见，所以未进行相关设计。

全桥/半桥信号测试原理基本一致，信号调理单元工作原

理如图 4 所示。采用两级放大, 第一级为固定增益, 第二级采用 MAX1452 信号调理器, 其具有 16 级可编程增益, 增益范围为 39~234。

桥压输出可编程, 通过 16 位 FSODAC 输出。可编程偏置电压由 16 位 OffsetDAC 产生, 其分辨率为 $76 \mu\text{V}/\text{bit}$ 。

抗混叠低通滤波器 LPF 采用 5 阶巴特沃兹开关电容滤波器 MAX7420, 截止频率为 $0.001 \text{ Hz} \sim 30 \text{ kHz}$ 。

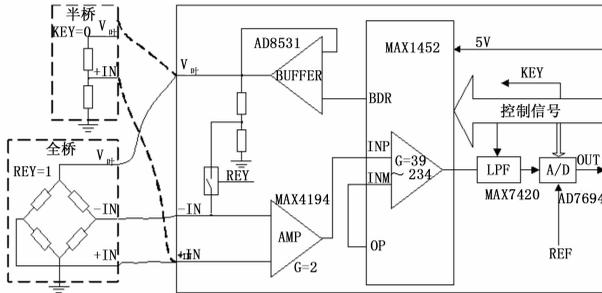


图 4 全桥/半桥应变采集板工作原理图

模数转换器 ADC 的分辨率为 16 位, 最高采样率达 250 kHz, ADC 按照配置的采样率周而复始的工作。电压基准 REF 产生高精度基准电压。

3.4 遥测发射单元的设计

该单元完成多路应变信号的采集、编码和遥测输出。FSK 制式遥测发射机将应变信号在经过采集编码单元进行 PCM 编码后, 采用 FSK 频移键控调制体制实时遥测发送至机舱内机载测试主系统。发射机支持多项遥控功能: 遥控自检、遥控零位调节、遥控增益设置、遥控激励设置、发射机发射点频遥控^[4-5]。具体见图 5。

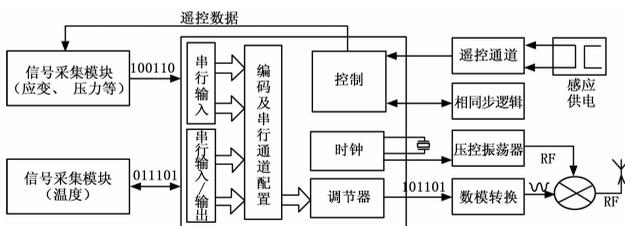


图 5 遥测发射单元的原理图

4 软件设计

系统软件包括系统管理软件、机载软件和数据处理软件。系统管理软件组成见图 6。

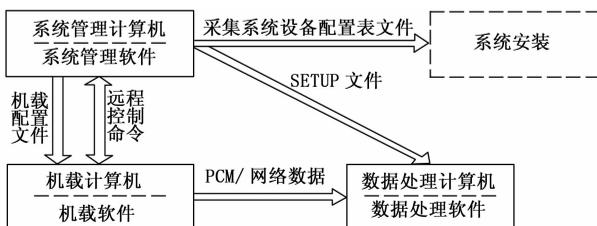


图 6 系统管理软件组成

系统管理软件完成系统配置、上传/下载、系统状态管理、远程控制等功能。

机载软件完成测试通道设置、定义通道采样率、PCM 数

据帧的结构并输出标准的配置文件。数据处理软件完成机载记录 and 实时遥测传输数据的处理, 其事先需要导入机载软件生成的配置文件。

5 应用实例及飞行试验结果

系统在正式装机前, 在实验室对整个系统进行了联试, 对系统功能和技术指标进行了验证。

装机后, 首先完成了直升机地面载荷标定试验, 并记录了试验数据, 桨叶测量点分布示意图见图 7, 图 8 为部分试验数据。

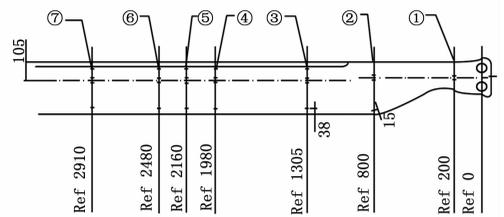
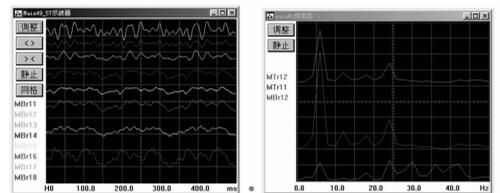


图 7 桨叶测量点分布示意图



(a) 各测量点时域图

(b) 各测量点时域图

图 8 地面载荷标定试验数据

第二步, 完成了直升机地面开车试验和首次飞行试验一系统检飞, 对装机后的系统工作状态进行了检验, 对系统管理软件和数据处理软件的有效性进行了判定。

6 结论

旋翼载荷应变测试系统正确有效地获取了直升机在飞行试验中的旋翼系统载荷数据; 系统设计和安装都采取了独特的方式, 适合于直升机动部件的测试改装特点; 数据传输采用了无线高速传输, 能够完成实时监控。经历了多个架次的飞行和数据处理结果表明: 系统工作稳定, 可靠, 数据准确, 同时该系统在直升机旋翼载荷测试方面具有通用性, 在设备外形做适当更改后可以用于其它型号任务。

参考文献:

[1] 张晓谷. 直升机动力学设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
 [2] 杨 永. 基于 PD 控制的航天飞行器控制系统的设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2014, 22 (6): 1738-1740.
 [3] 赵雅兴. FPGA 原理、设计与应用 [M]. 第一版. 天津: 天津大学出版社, 1999.
 [4] Blostein S D, Leib H. Multiple antenna systems: Their role and impact in future wireless access [J]. IEEE Commune, 2003, 40 (7): 94-101.
 [5] Paulraj A J, Gore D A, Nabar R U, et al. An overview of MIMO communications— A key to gigabit wireless [J]. Proceedings of the IEEE, 2004, 92 (2): 198-218.