

无人机发动机检测系统设计

李 波^{1,2}

(1. 成都信息工程学院电子工程学院, 四川 成都 610225; 2. 成都飞机工业集团电子科技有限公司, 四川 成都 610091)

摘要: 介绍一种无人机小型发动机的检测系统。基于该系统进行了机械结构设计, 硬件设计采用 PCI 体系结构, 软件以 C++ Builder 作为开发平台。检测系统可以对发动机进行各种试验, 控制发动机的运行状态, 并实时采集和记录动态试验数据。该系统已成功应用于无人机发动机的地面检测, 具有成本低、性能优、维护方便和可靠性高等特点。通过发动机的试验, 得到了完整的试验数据, 保证无人机发动机始终处于良好的工作状态。

关键词: 信号与信息处理; 无人机发动机; 检测系统; 数据采集

中图分类号: TN911.7

文献标志码: A

0 引言

无人驾驶飞机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)在现代航空中起非常重要的作用, 而发动机作为动力源, 在整个飞行中必须处于可靠的工作状态^[1-3]。因此, 设计开发该检测设备, 检查、维护无人机发动机。

无人机发动机检测系统组成原理框图如图 1 所示。便携工控机采用 Apollo 军用加固型计算机(具有很强的抗震和野外防护性能), 数据采集卡选用凌华 PCI-9112。实际使用中利用 A/D 输入通道采集推力信号和液位信号, 利用 D/A 输出通道控制发动机风门和油门的开闭以达到控制发动机转速的目的。信号调理板用于放大、滤波和转换传感器信号, 并将 D/A 通道输出的电压控制信号转换成脉宽调制信号控制舵机运动^[4-5]。

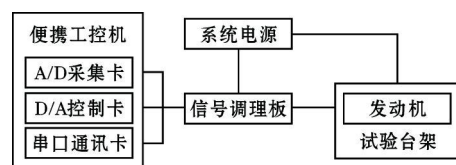


图 1 组成原理框图

1 机械结构设计

整个机械部分由独立的 3 部分组成: 发动机工作台、供油部分和温度传感器支架, 如图 2 所示。

1.1 发动机工作台

以槽钢焊接的工作台为平台, 上面用螺栓固定发动机固定支架、测力支架、保护罩固定支架。发动机固定支架与一根带法兰盘的轴、球面轴承、球面轴承固定座、测力支架用螺栓刚性连接, 发动机固定支架能绕轴转动。平台上有 4 个推轮, 方便外场测试, 另有 4 个支脚, 把支脚升高放在平地, 可以起到减震的作用。

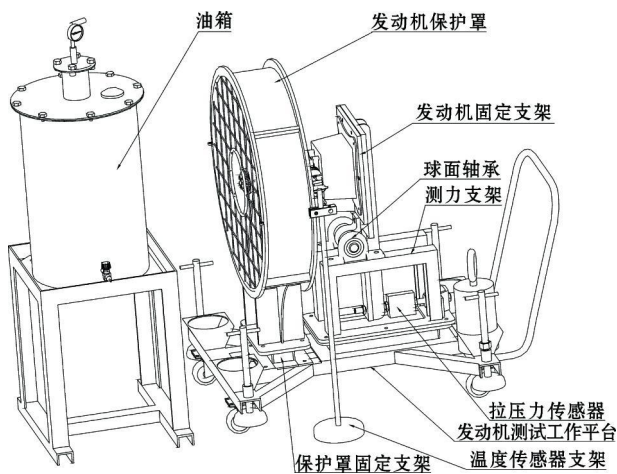


图 2 机械结构示意图

发动机保护罩起安全保护作用, 与保护罩固定支架用螺栓连接。保护罩固定支架用螺栓固定在工作平台上。安装发动机时, 不用取下保护罩, 打开保护网即可, 安装完毕关上保护网。保护罩采用钢筋焊接加强措施, 保证有足够刚性。

拉压力传感器的一端与带球面轴承的连杆连接, 另一端与螺栓连接, 螺栓连在发动机固定支架上, 拉压力传感器两端都有螺母锁紧。当力作用线有偏差时连杆球面轴承能自动调整。

1.2 供油部分

油箱支架保证燃油出口位置高于发动机吸油口, 并且固定好油箱。油箱上有浮球液位计, 浮球液位计上有表

可以读取耗油体积。燃油箱出油嘴通过不锈钢导管与开关连接, 开关出口用 5860 胶管与发动机吸油嘴连接。开关在发动机工作时间才打开, 试验结束后关闭防止燃油外流。

1.3 温度传感器支架

温度传感器支架可以放在靠近发动机缸体的地方, 不用时放到一边。

2 电气部分设计

电气部分主要包括计算机、系统电源、信号调理板和各种传感器组成, 如图 3 所示。

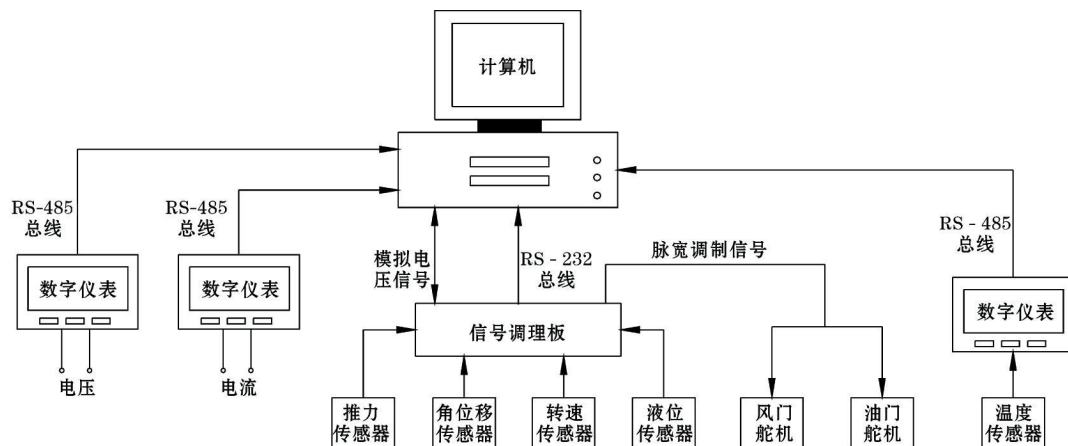


图 3 电气系统原理图

2.1 系统电源

AC220V 通过一体化电源整流输出 DC6V/1.5A 直流电到接线柱, 提供给发动机工作时点火使用。另外, AC220V 通过隔离变压器滤波处理后, 提供给测控计算机、数字电压表、数字电流表和数字式温度显示仪工作电源。

2.2 发动机推力测试

2.2.1 测试原理

采用杠杆结构, 螺旋桨中心线和传感器轴线与杠杆支点对称, 即力臂一样, 传感器读出的力即为推力, 结构简单。

2.2.2 选择传感器

针对测试要求, 经过比较选用了航天工业总公司 701 研究所生产的 BK-2 系列拉压力传感器, 精度 0.05%, 量程 0~100kg, 输出电压 0~5V。

2.2.3 传感器信号处理

因为传感器输出电压较低, 为增强测试结果的可靠性和提高抗干扰能力, 传感器输出的推力信号需经过一个 RC 滤波电路, 一个由 LM124 组成的放大器、电压跟随器之后才送入计算机 A/D 采集卡进行采集、计算和显示。

2.2.4 测力系统标定

将传感器在测试台架上安装好后, 请计量部门对测力系统进行标定, 在发动机轴线上施加标准力, 计算机力采集系统按标准力进行标定。

2.3 发动机缸体温度测试

发动机缸体温度是在发动机工作期间需要监控的一个重要参数, 如果温度过高就有可能烧毁发动机^[6-7]。传感器选用美国 EXERGEN 的产品, IRT300M 红外温度探头, 为红外线无触点式, 紧凑、坚固不锈钢结构, 无活动部件, 配合二次数字温度显示仪, 不但可以直接显示测试结果, 而且能通过 RS485 总线将测试结果传递给上位机实现自动监控和温度报警。

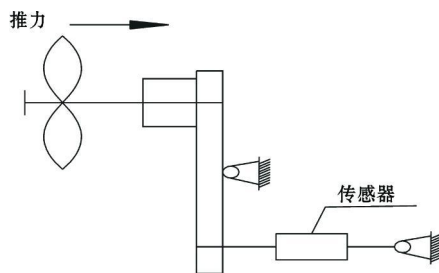


图 4 推力测试原理示意图

2.4 发动机液位测试

通过发动机工作一段指定时间后油箱内液位的变化量可以计算出该发动机在某一转速下的平均耗油量^[8]。液位计选用无锡兴州仪表公司浮球液位计, 型号为 UDM-24A3D, 量程 0~400mm。油箱内液位的升降变化由液位计转换为一个 4~20mA 的电流信号送给信号调理板。调理板上选用美国 BB 公司的 RCV420 电流环接收芯片将该电流信号转换成一个 0~5V 的差动电压信号, 此电压信号经过滤波后被送到计算机中的 PCI-9112 数据采集卡采集后显示在屏幕上。

2.5 发动机转速测试

转速测试使用霍尔元件, 信号通过一个由 D 型触发器和与门构成的转速信号周期提取电路, 将调理后的转速脉冲送入单片机进行计时和计算得出转速信号的周期, 然后可计算出具体的转速值^[9-10]。

2.6 油门开度测试

油门开度测量用角位移传感器与舵机、油门摇臂组成一套连杆机构来实现。角位移传感器采用宝鸡千山电子仪器厂生产的 CD-1 型高精度电位器式传感器, 该传感器用于机载飞行数据记录系统, 抗振性、耐高温性及抗干扰性好, 具有极高的可靠性。利用其输出与角位移成比例的电压信号, 如图 5 所示。

2.7 风门、油门舵机控制

被测对象采用 FUTABA S9206 型舵机, 4.8VDC 电压供电, 周期为 14.4ms, 最大转动范围为 60°。利用 A/D 采集卡的两路模拟量输出通道分别输出控制风门和油门舵机的直流电压信号, 该电压控制信号经滤波后输入调理板上的 SG3526 脉宽调制电路。分别调整 SG3526 芯片的 R、C 端电阻和电容值即可得到频率为 69.44Hz 的方波, 然后通过调节补偿端的电压, 即 A/D 卡输出的直流电压的大小, 就可以输出占空比可调的脉宽调制信号对油门和风门舵机进行控制。为保证试验过程中的安全性, 硬件与软件上均设置了开关实现发动机的紧急停车控制。对于带反馈信号的舵机, 在程序设计中自动控制程序即可使发动机试验只需极少的人工干预便可按流程自动运行。

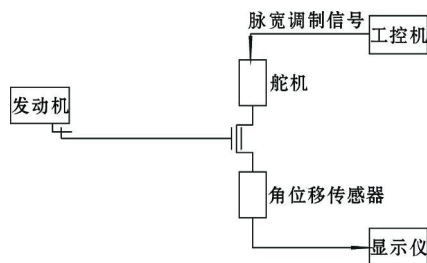


图5 油门开度测试原理示意图

3 软件设计

3.1 概述

软件在 Windows2000 环境下采用 Borland 公司的 C++Builder6.0 编写, 采用可视化控件提供友好的人机交互界面。通过串口通讯的方式对试验数据进行读取和发送; 可以控制油门、风门舵机的运动; 对试验过程进行监控, 实时采集、显示及存储发动机的推力、转速、缸体温度、发电机电压和电流等参数, 并根据存储的数据在试验完成后按要求绘制关键参数的对应曲线, 同时还可以对数据进行查询、打印^[11]。

3.2 实时数据采集

WIN32 API 函数库中为用户提供了一组用于高精度计时的底层函数, 计时精度为 1ms, 对于系统的实时控制系统完全可以满足要求^[1,12]。

3.3 数据处理

在实际使用中, 采用数字技术滤波技术结合硬件滤波的方法可以有效解决推力和转速采集过程中存在的突变和跳动现象^[13]。

测试软件中采用 Borland 公司的 BDE 数据库引擎建立专用格式的数据库对试验过程中的数据和一些系统初始化参数进行记录, 并在试验完成后对所记录数据中大量的重复、相近的数据进行合并和删除, 既可以提高查阅的效率, 也可避免每次长时间试验所生成的数据库过于臃肿、庞大^[14]。软件还可以用波形图的方式对试验过程进行动态回放、静态查询(如图 6 为静态查询曲线)和打印。

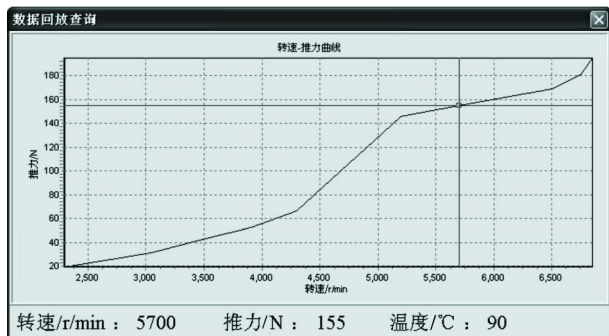


图6 某型号发动机磨合试验转速-推力曲线

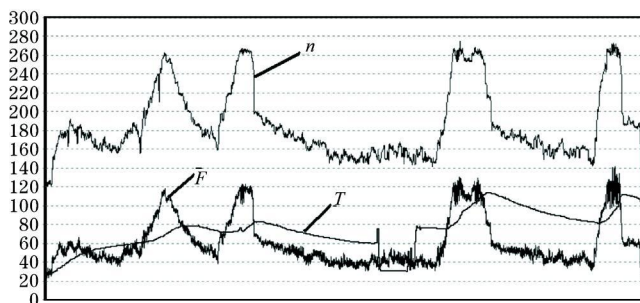


图7 某型号发动机试验曲线

4 结束语

系统设计完成后,进行了发动机磨合试验,记录了完整的测试数据。通过试验可以获取的发动机参数有推力、转速、缸头温度和耗油率等^[13]。图7为某无人机发动机的试验曲线,其中 n 为转速(20r/min), F 为推力(牛顿), T 为温度(℃)。无人机发动机检测系统稳定、可靠的工作,大大降低了机务人员的劳动强度,提高工作效率,使无人机更能可靠、有效的完成任务。

参考文献:

- [1] 秦博,王蕾. 无人机发展综述[J]. 飞航导弹, 2002, (8): 4—10.
- [2] 邹湘伏,何清华,贺继林. 无人机发展现状及相关技术[J]. 飞航导弹, 2006, (10): 9—14.
- [3] 尹泽勇,李上福,李概奇. 无人机动力装置的现状与发展[J]. 航空发动机, 2007, (1): 10—15.
- [4] 张天宏,黄向华. 航空小型动力装置试验台测试系统[J]. 航空动力学报, 2001, (2).
- [5] 卢青春,王军,聂圣芳. 新型发动机台架试验自动测量控制系统[J]. 车用发动机, 2000, (3).
- [6] 杨振祥,阮红霞. 小型无人直升机动力装置活塞发动机的动态效应[J]. 直升机技术, 2006, (2): 32—35.
- [7] 朱莎. 水空两用无人机动力系统设计与研究[D]. 南昌:南昌航空大学, 2012.
- [8] 杜建红,乔黎. 航空发动机试车台自动测试系统设计[J]. 航空发动机, 2007, (2).
- [9] 张奇,徐国强,杜发荣. 小型航空活塞发动机点火系统优化设计[J]. 航空动力学报, 2012, (2): 343—349.
- [10] 刘斌,贺剑,张琳. 小型无人机动力装置建模与仿真研究[J]. 飞行力学, 2010, (3): 93—96.
- [11] 力军,海生. 无人机发动机综合测试系统的设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2004, (5): 452—454.
- [12] 胡银彪,昂海松,李志宇. 无人机发动机参数测量系统的研制[J]. 传感器技术, 2004, (7): 34—36.
- [13] 赖根,肖明清,夏锐,等. 国外自动测试系统发展现状综述[J]. 探测与控制学报, 2005, (3): 26—30.
- [14] 程嗣怡,肖明清,郑鑫. 未来军用测试系统的发展前景[J]. 微计算机信息, 2006, (10): 170—173.
- [15] 张宝诚,陈本柱,盛元生. 航空发动机试验技术[M]. 北京:航空工业出版社, 1989.

Design of UAV Engine Test System

LI Bo^{1,2}

(1. School of Electronic Engineering, Chengdu University of Information Technology, Chengdu 610225, China; 2. Chengdu Aircraft Industrial(Group)electronics & technology Co. Ltd., Chengdu 610091, China)

Abstract: This article introduces the UAV small engine test system. Based on this system the mechanical architecture is designed. The design of hardware is based on PCI construction and the platform of software was C++ Builder. Test system can test all running status of engine and control engine running status. This system was successfully used in the testing of small UAV engine. It has the advantages of low cost, complete function, convenient maintenance and high reliability. Through the engine test, we get complete test data and ensure the engine of UAV is always in good working condition.

Key words: signal and information processing; UAV Engine; data acquisition; test system