

某型歼击机操纵性能地面检测评估系统设计*

张芝贤¹, 王明贺¹, 张正吉², 刘筠筠¹, 邱委华¹

(1. 沈阳航空工业学院 电子信息工程, 辽宁 沈阳 100136;

2. 沈阳飞机工业(集团)有限公司, 辽宁 沈阳 100136)

摘要: 歼击机操纵系统是歼击机重要的组成部分, 它的性能直接影响着歼击机的可控性和安全性。歼击机操纵性能地面检测评估系统属于便携式设备, 用于对歼击机操纵系统进行初级评估。此系统的成功研制将极大方便对歼击机操纵系统的日常维护和性能检测, 同时还可应用于其他机种操纵系统的检测。

关键词: 歼击机 ; 操纵系统 ; 数据采集 ; 性能检测

中图分类号: TN06

文献标识码: B

Design of detection & evaluation ground system for fighter aircraft maneuverability

ZHANG Zhi Xian¹, WANG Ming He¹, ZHANG Zheng Ji², LIU Jun Jun¹, QIU Wei Hua¹

(1. Electronics and Information Engineering, Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, Shenyang 110136, China;

2. Shenyang Aircraft Corporation, Shenyang 110136, China)

Abstract: Fighter aircraft maneuverability is an important component of the fighters, and directly impact on the performance of fighter aircraft controllability and safety. Detection & evaluation ground system for fighter aircraft maneuverability belongs to portable devices, and is used for carrying out the initial assessment of fighter aircraft control system. The success of this system will greatly facilitate the development of the fighter maneuverability system day-to-day maintenance and performance testing, and can also applied to other types of maneuverability system testing.

Key words: fighter aircraft; maneuverability system; data acquisition; performance testing

歼击机操纵系统的好坏直接影响飞行员在飞行中能否准确如意地驾驶歼击机, 能否完成各项飞行任务或机动灵活地歼灭敌机。为此歼击机飞行操纵系统是评定歼击机性能好坏的一个重要因素。

操纵杆和方向舵属于歼击机主操作系统, 驾驶员可以直接通过对操纵杆和方向舵施力来感受歼击机的飞行姿态^[1]。这个系统和其附件的摩擦力应尽可能小并且均匀, 系统的弹性变形及活动间隙也应尽可能小。摩擦力大, 使驾驶员得不到真实的操纵感觉, 间隙或弹性变大, 会产生操纵迟滞现象。尤其在超低空飞行时, 操纵延迟过大会危及飞行安全。但是歼击机控制过于灵敏也会使驾驶员难于控制歼击机^[2]。为了获得良好的稳定性和跟随性, 必须使歼击机控制系统各个静态参数, 如摩擦力、间隙、质量、刚度和各附件的参数及其相互关系适当地匹配, 并使歼击机操纵

杆/舵操纵力-位移的关系在合理范围之内。

1 系统总体设计方案

歼击机操纵性能地面检测评估系统, 总体上分为数据采集及无线传输和检测评估仪两大部分, 如图 1 所示。

数据采集及无线传输部分通过拉压力传感器把施加到操纵杆/方向舵上力的大小转为模拟电信号, 通过位移传感器把连杆上产生的位移转变为模拟电信号。两片 A/D 转换器分别由两片单片机控制, 使传感器输出的模拟信号同步采集转化为数字信号。单片机控制无线模块把得到的数字信号传给检测评估仪。本设计系统中单片机使用的是 Silicon 的 C8051F350。

检测评估仪以单片机为核心, 单片机外接无线模块、显示器、按键、存储器和打印机。无线模块负责接收前端采集得到的数据; 存储器负责存储无线接收的原始数据和

* 基金项目: 辽宁省教育厅团队攻关项目(2006T107)。

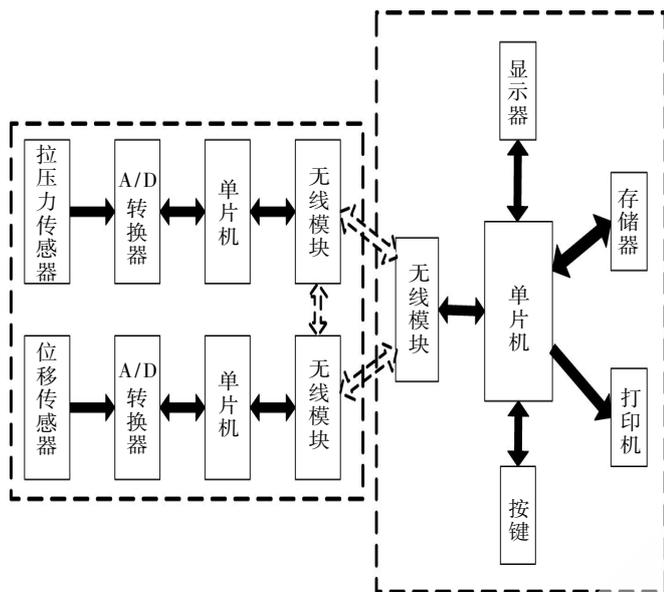


图1 总系统硬件结构示意图

经过处理后显示在显示屏上的数据；打印机可以方便地把检测结果打印存档；显示器和键盘作为人机交互界面，通过对键盘的操纵和显示器的显示完成数据显示、存档和打印等任务。

2 硬件设计

2.1 数据采集及其无线传输硬件设计

数据采集部分是此检测评估系统的主要部分，数据采集的正确与否直接关系到数据显示的有效性。图2给出了数据采集及无线传输硬件结构，施力大小和连杆位移大小的数据采集都采用此种硬件结构。传感器把物理信号转变成电信号后经过放大器进行初级放大，在放大有用信号的同时，各种噪声（传感器内部噪声、外界干扰噪声、测试过程抖动引起的噪声）也同时被放大，所以信号要经过滤波处理。信号经过滤波电路初级处理后通过C8051F350的数模转换接口把模拟的信号转换成数字信号。C8051F350内部有一个全差分24位Sigma-Delta模/数转换器（ADC），该ADC具有在片校准功能。两个独立的抽取滤波器可被编程到1kHz的采样率，可以使用内部的电压基准，也可以用差分外部基准进行比率测量。ADC包含一个可编程增益放大器，有8种增益设置，最大增益可达128倍^[3]。

在数据采集过程中加入GPS模块是为了保证力和位移数据同步采集。GPS由24颗卫星组成，可以保证地球上任意一点、任何时刻都能接收至少4颗以上的卫星信号。卫星的载波频率由装备在每颗卫星上的精度很高的两个铷原子钟和铯原子钟产生，采用CDMA区分各星的信号，GPS接收机能给出优于1的授时精度，性能优越的甚至能达到10的同步精度。GPS系统有全天候、精度高、价格低等优点，被广泛应用于时间同步^[4]。由于力信号采集系统和位移信号采集系统都配备了GPS模块，这样可以确保两个系统同时进行采集，保证数据良好的对应关系，把力和位移的特性准确地反映出来。GPS模块的输出信号要通

64

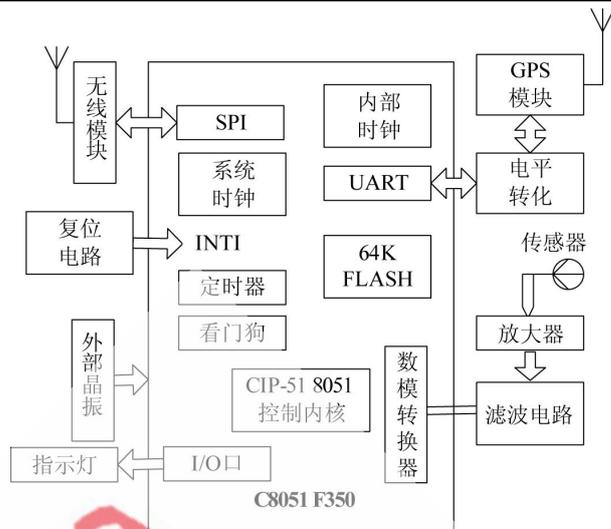


图2 数据采集及无线传输硬件结构示意图

过电平转化芯片，使得输出信号符合C8051F350的电平特性。

指示灯用来监视系统的工作情况：监视无线模块是否在传输数据，系统电量是否充足，系统是处于工作状态、休眠状态还是关机状态等。

2.2 检测评估仪硬件设计

检测评估仪硬件结构如图3所示。此部分MCU使用Silicon公司C8051F340，它具有8051的控制内核，开发周期短。C8051F340是属于军品级产品，稳定性好、抗干扰能力强、耐低温，指令运行采用流水线技术，计算速度快。LCD是SHARP公司生产的10.4寸640×480的液晶产品，产品型号为LQ104V1DG52，它抗干扰能力强，可以在复杂的电磁环境下工作，而且耐低温，可在寒冷的天气环境中工作。

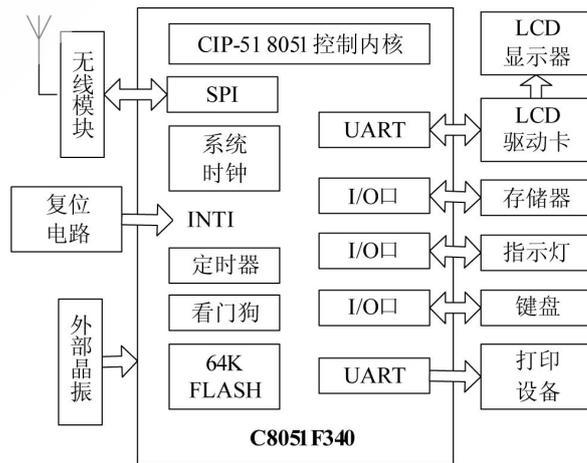


图3 检测评估仪硬件结构示意图

主芯片控制无线模块接收来自数据采集器的数据，通过SPI放到MCU的缓存器中，这部分数据经过初级处理存储到外部存储器中，方便日后的研究工作继续进行。缓冲器中的数据经过再次处理后，通过UART传输到LCD驱动卡的存储器中，最后在LCD上显示出测量曲线。

《微型机与应用》2009年第22期

技术与方法

Technique and Method

此部分设计中,最为重要的就是数据处理,既要保证处理数据方法的适当,又要保证处理后的数据可以准确反应歼击机操纵系统的情况。在这里数据处理初步采用均值滤波的方法,目的是滤掉信号中的高频分量和测量噪声。

设 $x(n)$ 为输入信号, $y(n)$ 为输出信号, $x(n)$ 和 $y(n)$ 为因果关系,对均值滤波有效性进行简单数学推导,由均值滤波

$$y(n) = \frac{1}{N} \sum_{m=0}^{N-1} x(n-m) \quad (1)$$

等式两边进行 Z 变换,得下列式子

$$NY(z) = X(z)(1+z^{-1}+z^{-2}+\dots+z^{-(N-1)}) = X(z) \sum_{m=0}^{N-1} z^{-m} \quad (2)$$

等式(2)两边同时乘 z^m ,整理得到:

$$z^{N-1}NY(z) = X(z) \sum_{m=0}^{N-1} z^m = X(z) \frac{1-z^{N-1}}{1-z} \quad (3)$$

$$\text{由 (3) 得到系统传递函数 } H(z) = \frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{1-z^{N-1}}{1-z} \cdot \frac{1}{N \cdot z^{N-1}} \quad (4)$$

零点为 $z = e^{j\frac{2\pi}{N}k}$, $k=0,1,2,\dots,N-1$;

极点为 $z=0$ $N-1$ 阶零点, $z=1$

设 $N=8$, $z=1$ 处的零极点相互抵消,这样零极点分布及其幅频特性如图 4 所示^[5]。

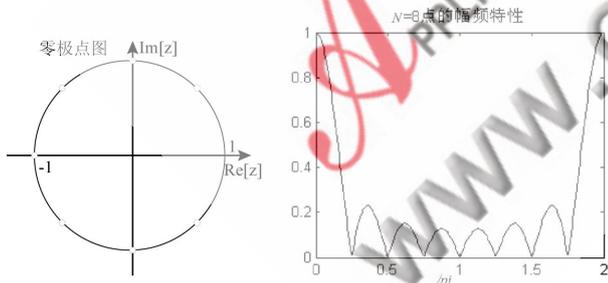


图 4 $N=8$ 的均值滤波零极点分布及幅频特性

通过对系统函数幅频特性的观察,可以看出当 $N=8$ 的时候就表现出比较好的低通特性,当把 N 的值增加到 100 或者更多的时候,它的低通特性会表现得更加明显。用这种算法具有运算速度快、算法简单等优点。在后期调试过程中如果需要减轻 CPU 的工作负担,此部分的算法可以采用硬件实现。从数字信号处理《电子技术应用》

以看做阶的差分方程。 N 阶的差分方程可以重写为:

$$y(n) = \sum_{i=0}^M b_i x(n-i) + \sum_{i=1}^M a_i y(n-i) \quad (5)$$

式 (5) 的流程图转化成为 IIR 直接型的网络结构如图 5 所示。

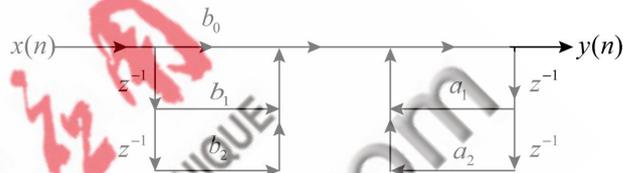


图 5 差分方程 5 的信号流程图

3 评估方法

将测量得到的曲线和标准的曲线进行对比,如果多次测量得到的结果不符合标准曲线,则可以认为此操作系统存在系统隐患。在以后的使用和实践过程中,可以通过进一步研究用数学手段和检测方法把此系统升级到专家系统。

歼击机操纵性能地面检测评估系统的应用,提高了产品质量检测精度,缩短了检测时间和劳动强度,并减少了人员参与量。通过对操纵杆/舵操纵力-位移的多次测量,得到了大量的有效数据,在后续工作中可以对歼击机操纵系统的操纵性和品质因数进行更加系统科学的核算。此外,这些有效的数据经过长时间的测量可以有效地估算出歼击机操纵系统磨损情况、使用寿命,也可以为新型歼击机的研制提供大量数据参考,也会对未来数字化生产提供技术储备和范例,同时更能促进该行业规范和标准的形成。

参考文献

- [1] 周建新. 歼击机操纵系统故障引起的飞行品质问题[J]. 飞行试验, 1993, 9(4).
- [2] 冯元生, 郑锦榕, 陶梅贞. 歼击机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.
- [3] SILICON L. C8051F35x development kit user's guide, 2005.
- [4] 王冠凌, 郎朗, 王漫海. 基于 ZigBee 和 GPS 广播电视时钟授时系统的研究[J]. 自动化与仪器仪表, 2008, 29(5).
- [5] 丁玉美, 高西全. 数字信号处理 [M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2001.

(收稿日期: 2009-04-28)