

无人飞行器飞控测试中动力故障自主检测系统设计

冯东华^{1,2}, 贾海龙^{1,3}

(1. 武汉理工大学 计算机科学与技术学院, 武汉 430070; 2. 南阳理工学院 计算机与信息工程学院, 河南 南阳 473004; 3. 新乡学院 现代教育技术中心, 河南 新乡 453000)

摘要: 针对无人飞行器动力推进装置容易发生故障而造成飞行器发生事故的问题, 提出基于 ARM 微控制器飞行控制平台构建无人飞行器动力故障自主检测系统, 介绍了系统设计的组成与总体结构, 研究实现了 ARM 微控制器 LPC2148 的硬件连接电路, PWM 信号发生电路, A/D 采样电路及前置放大电路等; 对系统硬件平台进行了启动代码等系统底层软件的设计, 对自主检测算法进行了研究, 建立了系统的启动环境; 并通过飞控测试对系统进行了调试, 测试中通过 PC 上的串口软件, 设置串口为 COM1, 波特率为 115 200, 校验位为 NONE, 数据位为 8, 停止位为 1, 发送和接收均为 16 进制显示, 实验结果表明系统对于无人飞行器动力故障自主检测的准确性与稳定性均有很大提高。

关键词: 飞行控制; 动力故障; 自主检测

UAV Flight Control Tests Designed to Detect a Power Failure Autonomous System

Feng Donghua^{1,2}, Jia Hailong^{1,3}

(1. School of computer science and technology, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China;
2. school of computer and Information Engineering, Nanyang Institute of technology, Nanyang 473004, China;
3. Modern Education Technology Center, XinXiang University, Xinxiang 453000, China)

Abstract: Problems caused by the accident aircraft propulsion device prone to failure for unmanned aircraft, proposed ARM-based microcontrollers to build unmanned aircraft flight control platform independent power failure detection systems, introduces the composition and overall structure of the system design, the study achieved LPC2148 ARM microcontroller hardware connection circuit, PWM signal generating circuit, A / D sampling circuit and preamplifier circuit, etc.; hardware platform for system startup code and other system-level software design for autonomous detection algorithm is studied, the establishment of a boot environment system. Flight control system for the tests and the debugging and testing through the serial port of PC software, set the serial port to COM1, 115200 baud rate, parity for NONE, bits of 8, stop bit is 1, send and receive are hexadecimal, the experimental results show that autouomous system for unmanned aircraft fault detection accuracy and stability are greatly improved.

Keywords: flight control; power failure; autonomous detection

0 引言

无人飞行器的发展趋势是使飞行器本身具有自主飞行、智能调整飞行策略、自主故障检测、自动变换飞行姿态等功能, 同时增强环境适应能力, 对探测目标进行自主反应, 从而完成包括军事、农业、地质、气象、通信、交通等领域的探测任务^[1-2]。而飞行控制系统、动力推进装置和操作人员训练 3 个方面占无人飞行器故障的 80%, 在这 3 个方面提高可靠性与稳定性, 则可大大降低无人飞行器的事故率。因此, 本文选择对无人飞行器的动力故障自主检测系统进行研究, 检测系统基于 ARM 微控制器飞行控制平台, 以电池组或太阳能电池为推进动力装置的无人飞行器进行设计实现, 并在飞控测试中对无人飞行器的发动机转速、双轴加速度计、角速度陀螺计等关键

动力装置进行自主故障监测, 通过无线通信网络与地面测控平台进行数据互联操作, 从而提前发现无人飞行器的动力故障问题, 采取应急措施, 降低无人飞行器的事故发生率。

1 无人机动动力故障自主检测系统结构设计

无人飞行器动力故障自主检测系统结构设计如图 1 所示, 系统以 ARM 微处理器芯片 LPC2148 为控制核心, 外围电路包括 A/D 采用电路、前置放大电路、PWM 信号发生电路、无线通信电路等主要模块。飞行控制系统的硬件部分是整个系统的基础, 决定了无人飞行器的整体稳定性和可靠性。飞控系统的硬件功能一方面是集采集机体的角速率、姿态、航向、空速、高度、位置等信息, 并反馈给飞控软件; 另一方面根据控制程序输出脉冲调制 PWM 指令信号, 驱动伺服舵机的飞行动作; 此外, 飞行动力装置的发动机转速、温度, 角速度陀螺仪, 双轴加速度计等动力装置运行参数持续发生给微处理器进行分析处理, 实时监测飞行动力是否有故障发生, 飞控系统的机载设备与地面控制站通过无线数据通讯链路接受地面控制站的指令信号, 并发送机体状态数据、发动机参数给地面测控

收稿日期:2014-04-15; 修回日期:2014-05-15。

基金项目:河南省教育厅自然科学计划研究项目(2010C520007)。

作者简介:冯东华(1982-),男,河南周口人,博士在读,讲师,主要从事多智能体方向的研究。

平台。

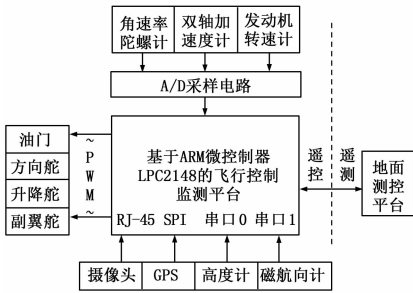


图 1 飞控动力故障检测设计框图

2 无人机动力故障检测系统主要硬件电路设计

本系统设计是基于嵌入式处理器 LPC2148 飞控平台实现的, 该处理器是基于一个支持实时仿真和嵌入式跟踪的 32 位 ARM7 TDMI-S CPU 的微控制器。其拥有的 3 个 UART 异步串口可用于与飞行高度计、磁航向计等装置的通信, SPI 接口用于 GPS 飞行定位电路控制, 此外, 通过对 4 路定时器编程可以很方便地产生 PWM 脉宽调制输出信号, 用于控制舵机及油门; 而利用 JTAG 调试接口进行软件下载, 便于在线调试和编程。其硬件连接与外围电路设计如图 2 所示。

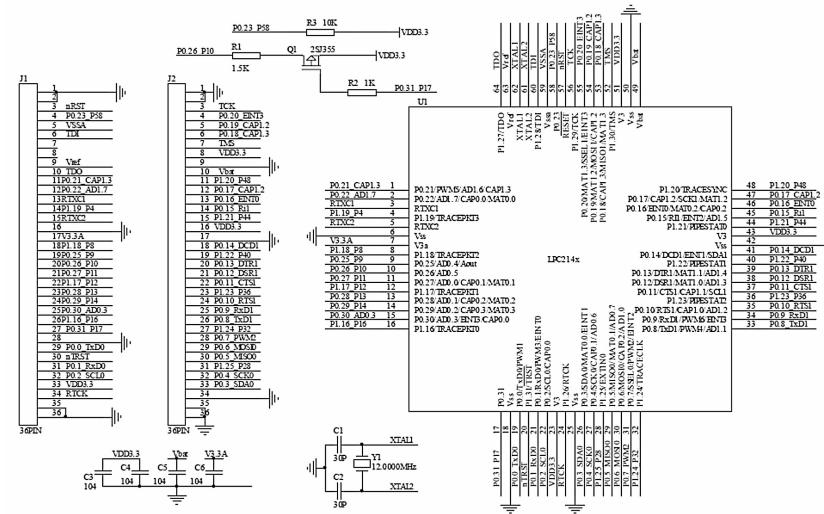


图 2 微控制器硬件连接电路设计图

由于无人飞行器的动力监测装置包括角速度陀螺仪、发动机转速计、加速度计等输出参数是模拟电压信号, 要将这些模拟信号转换为微处理器可识别的数字信号, 就要对这些模拟信号进行滤波、放大、模数等处理。要实现对这些模拟信号的滤波处理, 只需在其滤波引脚上外接滤波电容即可实现。

如图 3 所示是飞行动力参数模拟信号电压的前置放大电路, 采用高精度集成仪表差分放大器 LF353 作为电压跟随器来消除随机的干扰因素, 并改善电子线路中的输入和输出阻抗。LF353 的低功耗供电电源范围为 $\pm 2.3 \sim \pm 18$ V, 最大供电电流仅为 1.3 mA, 体积小, 增益 $G=1+100 \text{ k}\Omega / R_g$, 作为电压跟随器, 增益为 1, $R_g = \infty$, LF353 芯片的 3 脚接模拟电压信号的输出, 7 脚即为跟随器的输出。

对于 ADXL202 加速度传感器和 ADXRS150 角速度陀螺

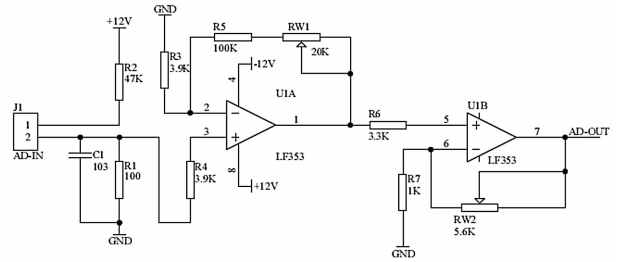


图 3 模拟信号电压前置放大电路

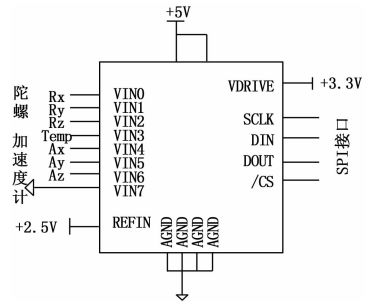


图 4 动力装置输出参数 A/D 采样电路

仪, 其内部已经集成了一部分信号处理电路, 输出电压范围是 0~5 V, 处于零位时电压输出 2.5 V; 所以 A/D 采样的输入范围要包含 0~5 V, 参考电压选择 2.5 V。输入模拟信号的动态范围和要求分辨的最小输入可计算所需要的 ADC 分辨率, 即:

$$\frac{U_i FSR}{U_{i \min}} = 2^N - 1 \quad (1)$$

$$N > \log_2 \left(1 + \frac{U_i FSR}{U_{i \min}} \right) \quad (2)$$

对于加速度计, 由于:

$$\frac{U_i FSR}{U_{i \min}} = \frac{A_i FSR}{A_{i \min}} = \frac{2g - (-2g)}{0.001g} = 4 \times 10^3$$

可得: $N \geq 12$ 。式中: $A_i FSR$ 为满量程加速度输入范围; $A_{i \min}$ 为要求分辨的最小加速度; N 为 ADC 芯片字长的位数。同样的方法, 可得到角速度陀螺仪的 ADC 的位数也应该是 12 位。分辨率是指模数转换器在转换中所能分辨的最小量, 分辨率表示了 A/D 转换器对输入模拟信号数字化后的精细程度。

3 无人机动力故障检测系统软件设计

3.1 软件工作流程设计

飞控系统动力故障自主检测软件流程如图 5 所示, 系统初始化后, 持续扫描飞行动力装置的运行参数, 经过 A/D 转换后, 输入到微处理器平台进行分析处理, 在与设定值进行对比后, 如果检测到异常故障现象, 则故障灯开始闪烁, 并向地面测控平台发送报警信息, 地面控制中心则会根据故障类型, 向无人飞行器飞控系统发送指令, 调制飞行姿态, 采取故障排除或者迫降等措施, 动力故障排除后, 报警指示灯停止闪烁, 系统恢复正常状态。

3.2 无人机飞控系统 PWM 输出信号控制

在无人飞行器遇到动力故障时, 飞控系统要根据故障类型调制飞行器飞行姿态, 控制发动机动力输出, LPC2148 有 4

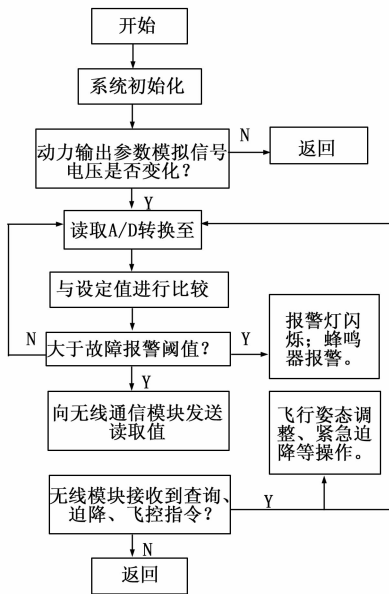


图 5 动力故障自主检测工作流程

路 PWM 输出功能，控制信号为 20 ms 周期的 PWM 信号，脉宽在 1.05~1.95 ms 之间，波形输出如图 6 所示。PWM 信号经过隔离、放大来控制舵机、发动机转速、风门。在程序设计中，首先对 PWM 和 I/O 口进行设置，同时创建 TaskPWM 任务，TaskPWM 用于接收飞控指令，并通过改变 PWM 的占空比来自动调整动力故障状态下的无人飞行器的飞行状态。关键程序编译如下：

```
PINSEL0=0x00080000;//设置 PWM6 连接到 P0.9 引脚
PWMPR=0x00;//不分频,计数频率为 Fpclk
PWMMCR=0x02;//设置 PWMMR0 匹配时复位 PWMTC
PWMMR0=CYCLE_DATA;//设置 PWM 周期
PWMMR6=DUTY_DATA;//设置 PWM 占空比
PWMPCR=0x4000;//允许 PWM6 输出,单边 PWM
PWMTCR=0x09;//启动定时器,PWM 使能
```

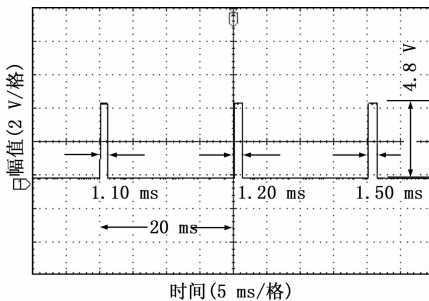


图 6 脉宽调制 PWM 信号输出波形

3.3 无人机飞行动力故障估计算法

研究飞行动力故障估计算法，就是为了如果无人飞行器在飞行过程中推进动力出了故障，也能保证飞行器安稳地停在地上，而不是直接坠落在地上，避免损毁^[3-4]。设定无人飞行器的飞行推进动力故障与正常工作时的数学模型如下：

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_i(k+1) &= \mathbf{A}_i(k)\mathbf{X}_i(k) + \mathbf{B}_i(k)\mathbf{U}(k) + \\ &\mathbf{E}_i(k)\mathbf{W}_i(k) \end{aligned} \quad (3)$$

其中： $\mathbf{A}_i(k)$ 、 $\mathbf{B}_i(k)$ 、 $\mathbf{E}_i(k)$ 为已知的动力输出参数

矩阵， $\mathbf{X}_i(k)$ 为飞行控制系统飞行姿态向量，飞行器处于不同的飞行姿态， i 则有不同的维数，对式 (1) 所确定的飞行动力故障估计数学模型进行卡尔曼滤波可得：

$$\hat{\mathbf{X}}_i(k|k-1) = \mathbf{A}_i(k-1)\hat{\mathbf{X}}_i(k-1) + \mathbf{B}_i(k-1)\mathbf{U}(k-1) \quad (4)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_i(k) = \hat{\mathbf{X}}_i(k|k-1) + \mathbf{K}_i(k)r_i(k) \quad (5)$$

式中， $\hat{\mathbf{X}}_i(k|k-1)$ 是飞控状态 \mathbf{X} 在 $k-1$ 时刻的估计预测； $\hat{\mathbf{X}}_i(k)$ 是飞控状态 \mathbf{X} 在 k 时刻的滤波估计； $\mathbf{K}_i(k)$ 为卡尔曼滤波器的增益矩阵； $r_i(k)$ 是该滤波器在 k 时刻的估计残差；再根据 Bayes 定理得出飞行动力故障估计数学模型的后验概率为：

$$G(i|k) = \frac{f(i|k) \cdot G(i|k-1)}{\sum_{j=1}^N f(j|k) \cdot G(j|k-1)} \quad (6)$$

其中： $i = 1, 2, \dots, f(i|k)$ 为出第 i 个模型为真时的条件概率密度函数，由式 (6) 计算出估计模型 N 取最大值时的后验概率 $G(i|k)$ ，从而可以判断出无人飞行器推进动力系统是否发生故障及故障的类型。

4 实验与调试

在小型无人飞机飞控平台上安装并测试动力工作自主检测系统，在空旷的场地进行飞行测试，并通过 PC 接收无线通信模块发送的飞机推进动力实时参数，根据数据分析，判断飞机的飞行状态，动力运作状态，并给予飞行调整指令。

无人飞机起飞后，系统工作正常，通过 PC 上的串口助手软件接收到无人飞行器发送的飞行动力输出参数数据，如图 7 所示，并可通过串口助手软件向飞机飞控系统发送自主查询指令，以及飞行姿态调整指令等。

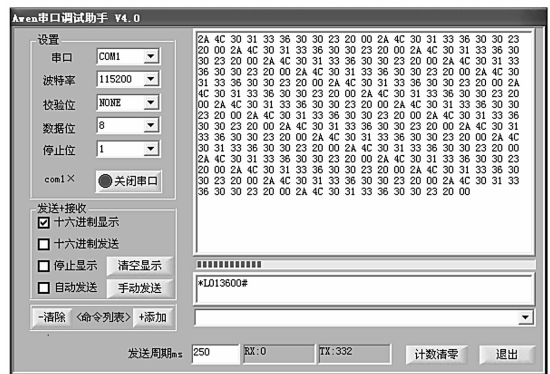


图 7 PC 接收到的飞机动力输出参数数据

在飞机飞行一段时间后，系统监测到飞机的飞行动力出现下降的趋势，如图 8 所示，实线为正常动力输出曲线，虚线为实时监测曲线，从实时动力监测可以看出，无人飞机的动力下降，应及时采取降落措施。

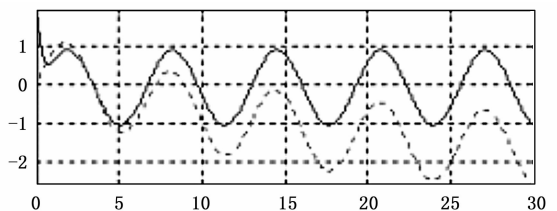


图 8 发动机动力输出参数监测

态设置；

2) 打开程控电源，关闭开关 K（建议采用磁保持继电器，也可采用手动模拟开关，禁止使用程控电源的 OUTPUT ON/OFF 开关）；

3) 观察示波器所存储的波形，读取浪涌电流的最大值及浪涌电流持续的时间值，并计算电流的上升斜率。

3.3 数据判读

3.3.1 指标要求

为避免供电母线电压的瞬时波动，所有一次母线直接供电的设备，应采取一定的措施，使其启动产生的浪涌电流限制在额定输入电流的 1.5 倍，或不大于 2 A（根据不同卫星平台的要求，此处电流值有所不同），且持续时间不大于 5 ms，上升斜率不大于 10^6 A/s。

3.3.2 参数解析

一般情况下，星载用电设备启动时输入浪涌电流示意图如图 6 所示。

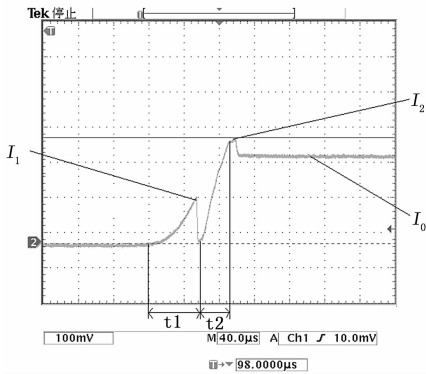


图 6 星载用电设备启动时输入浪涌电流示意

上图中各参数定义如下：

I_0 ：DC-DC 模块或星载用电设备额定输入电流；

I_1 ：DC-DC 模块或星载用电设备启动时产生的浪涌电流最大值；

I_2 ：DC-DC 模块或星载用电设备建立输出或正常工作时所需要的瞬态电流；

t_1 ：浪涌电流持续的时间；

t_2 ： I_0 与 I_2 的时间间隔；

浪涌电流的最大值 I_1 及浪涌电流持续的时间值 t_1 可由测试波形直接读取，上升斜率 k 采用公式 (1) 计算^[1]。

$$k = \frac{I_1}{t_1} \tag{1}$$

4 结论

实际工程应用中，未使用浪涌抑制的设备浪涌电流可达设备额定电流的 5 倍甚至更大，加入浪涌抑制电流后可将浪涌电流限制在额定输入电流的 1.5 倍或不大于 2 A（根据不同卫星平台的要求，此处电流值有所不同），且持续时间不大于 5 ms，上升斜率不大于 10^6 A/s。使用软启动电路抑制浪涌电流的方法可应用于不同的设备，该设计多次应用于星上设备，设备运行稳定可靠。

参考文献：

[1] 单机产品浪涌电流测试规范 [Z]. 北京：中国空间技术研究院五—三所标准。
 [2] John H. Kusmiss United States Patent [P]. US Jan. 1, 2002.
 [3] 刘艳莹. 高可靠性抑制浪涌电流的电路设计 [A]. 第九届全国信息获取与处理学术会议 [C]. 2011, 6.
 [4] 张 乾, 王卫国. 星载开关电源浪涌电流抑制电路 [J]. 研究电子技术应用, 2008, (12): 82-84.
 [5] 王文涛, 彭 健. 小卫星电子设备浪涌电流抑制电路设计研究 [A]. 小卫星技术交流会 [C]. 2011.

(上接第 2718 页)

通过对飞行器飞控系统的飞行姿态调整，飞机成功迫降，安全着陆，通过仿真软件，模拟出了飞行器的着陆运行轨迹，如图 9 所示。通过飞控现场测试，无人飞行器动力故障自主检测系统运行稳定，可以实时传输飞行器推进动力参数，并在出现异常状况时及时报警，为飞行器的安全着陆提供了可靠的保证。

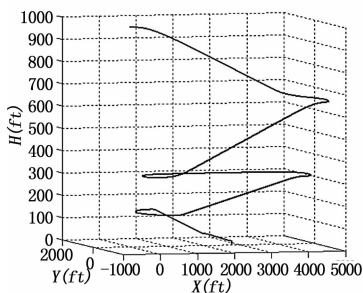


图 9 无人飞机着陆仿真曲线

5 结束语

根据小型无人飞行器的特点而设计实现的飞行动力故障自主检测系统，完成了系统的整体方案设计、自主检测系统的硬件设计、电路调试和系统底层软件的编写。并通过飞行测试对系统的可靠性与稳定性进行了调试，实验结果显示，应用本系统后，无人飞行器的事故发生风险大大降低，且表现出良好的环境适应性和自主飞行检测性能，具有较高的实用价值。

参考文献：

[1] 冀 明, 卢京潮. 基于 Cortex-M4 的四旋翼飞行控制系统设计 [J] 计算机测量与控制, 2013, (7): 1816-1818
 [2] 严晔隽, 高金源, 屠巴宁. 小型无人机水平导航研究 [J]. 飞行力学, 2000, 18 (4): 28-31.
 [3] 肖永力, 张 琛. 微型飞行器的研究现状与关键技术 [J]. 宇航学报, 2001, 22 (5): 32-33.
 [4] 古月徐, 杨 忠, 龚华军. 基于 DSP 的飞行控制器的设计 [J]. 自动化技术与应用, 2005, 24 (2): 57-58.