

doi: 10.7690/bgzdh.2014.09.018

小型无人机飞行控制系统硬件设计

都基焱, 张振

(解放军陆军军官学院无人机系, 合肥 230031)

摘要: 针对传统单片机飞行控制系统的不足, 设计一种适用于小型无人机的飞行控制系统。制定了技术和功能指标, 以 TMS320F28335 芯片为核心, 集成了 GPS 和传感器, 并进行少量外部接口扩展, 保证了数据通信的实时性和可靠性, 实现了小型无人机的自主控制。实验结果表明: 该系统成本低、体积小、功率小, 可为小型无人机的设计与应用提供参考。

关键词: 无人机; 飞行控制系统; DSP

中图分类号: TJ85 **文献标志码:** A

Hardware Design of a Small UAV Flight Control System

Du Jiyan, Zhang Zhen

(Department of UAV, Army Officer Academy of PLA, Hefei 230031, China)

Abstract: For the disadvantage of traditional flight control computer system with single chip, design the flight control computer system of a small UAV. Technical index and functional is formulated, and TMS320F28335 chip is used as the core controller, which integrates GPS and sensor, and expands a few of communication interfaces. All of these designs ensure the real-time and reliability of data communication, and can achieve the independent autonomous navigation of small UAV. For the characteristics of low weight, small size and small power, the flight control system can provide a reference for the design and application of small UAV.

Keywords: UAV; flight control system; DSP

0 引言

飞行控制系统是无人机的核心^[1]。传统的小型无人机控制主要采用单片机完成, 其主要缺点是运算能力弱、存储空间小、实时性差, 通常只能完成一些简单的任务。基于 PC 机的无人机飞行控制系统是成熟的工控总线产品, 以 PC104 为代表, 配套资源丰富, 自主导航、运算、存储等功能强大, 但体积大、接口能力差、价格高, 不易实现小型化。数字信号处理器(digital signal processor, DSP)刚好综合了前两者的优点, 既有高速高精度的运算能力, 又有丰富的片内外设资源, 价格适中, 易于构成实时性强、可靠性高、小型化和成本低的飞行控制计算机。基于此, 笔者在总结前人科技成果的基础上, 自主研发了一套适用于小型无人机的飞行控制系统。

1 性能指标

1.1 技术指标

小型无人机由于具有体积小、载荷轻、控制灵活等特点, 对控制器的技术指标要求较高, 主要有以下几个方面:

1) 实时性。要求 CPU 对输入的数据以最快的速度处理, 用最短的延时输出控制信号, 并要求控制输出精度高、稳定性好;

2) 可靠性。抗干扰能力强, 要有较宽的工作温度范围和抗电磁干扰能力, 起飞前飞行参数设置简便, 控制器维护及参数调整方便, 持续稳定工作时间长;

3) 嵌入性。控制器的重量要小于飞机的允许载荷, 并且能够安装在机舱内狭小的空间中。

除了以上 3 项主要要求, 控制器还要满足存储空间大、能耗低等要求, 以存储复杂控制程序和试飞所需辨识数据, 且保证最大巡航时间内所耗电量不超过机载蓄电池容量。

1.2 功能指标

无人机飞行控制系统是无人机系统的核心, 负责无人机飞行过程中的自动控制 and 任务设备管理, 对控制器的功能要求较高, 主要有以下几个方面:

1) 接收地面指令并采集飞机姿态信息(俯仰角、倾斜角、磁航向角、飞行相对高度、空速、地理坐标、发动机转速、机载电源电压等), 进行处理和变换;

收稿日期: 2014-03-22; 修回日期: 2014-04-22

作者简介: 都基焱(1962—), 男, 辽宁人, 蒙古族, 教授, 博士生导师, 从事中远程情报侦察研究。

2) 将采集到的各种参数进行数据处理与控制律的解算, 并将生成的控制信号送到相应的控制对象, 完成相应的动作;

3) 对无人机控制系统工作模式、飞行控制系统中各传感器及伺服系统和飞行控制计算机的软硬件件进行管理;

4) 完成对机内其他任务载荷及电子部件的控制和数据交联。

2 总体设计

飞行控制系统由飞行控制计算机、传感器系统、驱动模块、GPS、地面控制站和电源组成。飞行控制计算机由 TMS320C2000 芯片组成, 通过 RS-232 接口与测控通信机、任务设备实现硬件连接; 传感器系统由惯性测量模块、气压高度表、磁航向传感器和空速计等组成; GPS 采用 U-BLOX GPS 接受机, 定位精度在 2 m 以内, 定位更新速度达到 5 Hz; 伺服系统由副翼舵机、升降舵机、方向舵机和油门舵机组成。系统结构图如图 1 所示。

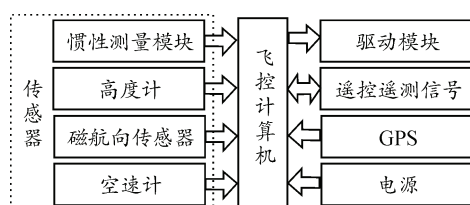


图 1 飞行控制系统结构

3 系统组成

3.1 飞行控制计算机

TMS320C2000 系列是美国 TI 公司推出的最佳测控应用的定点 DSP 芯片, TMS320F2812 和 TMS320F28335 是该系列在市场上应用比较广的 2 种芯片^[2-3]。其中 MS320F28335 采用的是浮点计算, 而 TMS320F2812 采用的是定点计算, 而且 MS320F28335 还比 TMS320F2812 多 1 个 MAC 单元。TMS320F28335 是 C2000 系列芯片中性价比比较高的一款器件, 是目前国际市场上最先进、功能最强大的 32 位定点 DSP 芯片。它既有数字信号处理能力, 又具有强大的事件管理能力和嵌入式控制能力, 所以笔者选用 TMS320F28335 芯片。

该器件的外设包括 256 KB 的 Flash 存储器、34 KB*16 的 SARAM、电机控制外设、串口通信外设、数学运算表、1 KB*16 的 OTP ROM 和 8K*16 的 Boot ROM, 提供了 2 个采样保持电路, 实现了双通道信号同步采样, 具有很高的运算精度和系统处理能力,

工作频率达到 150 MHz, 保证了信号处理的快速性和实时性^[4]。在飞行控制系统中, 高速的信号可以提供实时的位置信息, 满足飞行控制系统的性能要求。TMS320F28335 采用哈佛总线结构, 程序读总线有 22 根地址线和 32 根数据线, 数据读写线都是 32 位, 可以在 1 个周期内并行完成取指令、读数据和写数据的任务。同时它使用了指令流水线技术, 使得信号的处理速度明显提高。代码安全性模块采用 128 位密码保护, 用来保护 Flash/OTP 和部分 SARAM, 保证相关寄存器的数据安全。TMS320F28335 器件的系统 and 数字代码可完全应用 C/C++ 开发, 节约了大量的开发时间^[5]。

飞行控制计算机的硬件设计主要包括外围接口设计、存储器、电源、开关量、CPU、D/A 转换、A/D 转换等部分。基于 DSP 的飞行控制计算机设计, 关键在于系统整体方案设计, 硬件原理如图 2 所示, 只需根据飞行控制的功能要求对 TMS320F28335 芯片进行少量外部接口扩展, 即可满足飞行控制系统所有功能和未来扩展性的要求。

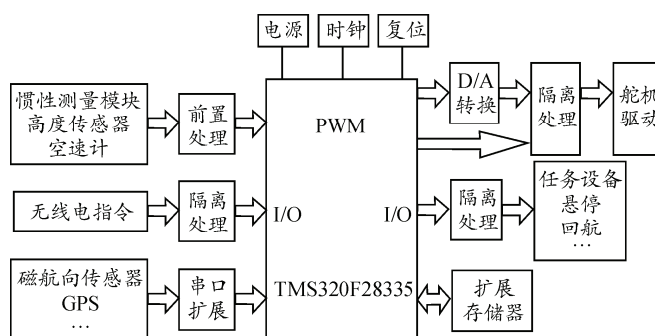


图 2 TMS320F28335 芯片硬件原理

3.2 传感器

1) 惯性测量模块。

惯性测量模块是最基本也是最重要的传感器单元, 其精确性直接影响控制性能。该模块作用是实时测量飞机的姿态角, 包括俯仰角、滚转角和航向角, 需要得到三轴的旋转角速度和角加速度即可求出 3 个姿态角, 通常采用三自由度的陀螺仪和双轴加速度计来测量。

考虑到小型无人机体积较小以及成本低等因素, 垂直陀螺仪采用 TAROT ZYX-S 版三自由度陀螺仪。该陀螺仪系统体积小、重量轻、调试过程简单, 提供 5 种不同的飞行模式选择, 用来测量无人机的俯仰角、倾斜角等姿态角, 其最大角速率为 800 (°)/s。输出为模拟电压信号, 通过 A/D 变换, 并通过 RS-232 接口送至主控计算机。

双轴加速度计选用 ADI 公司的 ADXL213AE 双轴加速度测量系统, 该传感器成本低、功耗低、功能完善, 是集双轴加速度传感器于一体的单块集成电路, 其测量范围为士 2G。输出为周期可调的脉宽调制信号, 可直接与主控计算机连接。

2) 磁航向传感器。

航向测量装置起着航向测量和领航驾驶的作用, 一般的航向测量装置有无线电航向仪、陀螺航向仪和磁航向传感器。其中, 磁航向传感器是通过地球的磁北的测量来完成航向角的测量的。由于其结构简单、成本低、质量轻, 是一种常用的航向测量方法。

本系统采用 GY-273 磁通传感器, 控制芯片由 HMC5883L 组成。通过它所提供的 3 个垂直安装的磁通传感器所感应磁通量的测量值, 可以精确计算出航向角, 测量范围为士 1.3-8 高斯。其电压信号通过 A/D 变换, 并通过 RS-232 接口送至主控计算机。

3) 高度传感器。

无人机的高度信号主要是从其高度测量系统中得到的。高度计是飞行器中重要的传感器, 对于飞行器的安全飞行与自主控制十分重要。用来测量飞行高度的方法很多, 使用不同的测量原理可以测量出不同定义下的飞行高度, 常用的有声纳高度计、雷达高度计、激光高度计和气压高度计等。

本方案采用气压高度计, 高度计采 GY-63-03 气压测量模块, 大气压强模块为 MS5611 组成, 该模块利用大气气压随高度变化的规律来实现对飞行高度的测量, 具有体积小、灵敏度高、数据输出稳定、精度高、响应速度快、可靠性高等特点。其电压信号通过 A/D 变换, 并通过 RS-232 接口送至主控计算机, 高度误差在 40 m 以内。

4) 空速计。

飞行速度是飞行中重要的飞行参数之一, 对于飞行器的安全飞行与自主控制具有十分重要的作用, 速度信号主要从空速计中得到。本系统采用 CJMCU-36 空速计, 压力传感器为飞思卡尔的 MPXV7002DP, 该型传感器是专门为微型控制器设计的, 其电压信号通过 A/D 变换, 并通过 RS-232 接口送至主控计算机, 误差为士 2 m/s, 测量范围为 9~30 m/s。空速管径为 3.5~70 mm, 具有体积小、重量轻、功耗低、可靠性高等特点。该空速计主要由微差压传感器、信号调理电路和 DSP 3 部分组成, 原理框图如图 3。

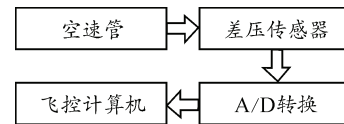


图 3 空速计原理框图

3.3 GPS 接收机

随着 GPS 特别是差分 GPS 技术的成熟, 其全球性、全天候、连续的高精度导航、定位能力, 以及体积小、重量轻的特点, 很快被应用于小型无人机导航系统, 提供无人机的位置信息, 同时 GPS 还可以提供飞行器的速度和高度信息。

GPS 选择了 CJMCU-6M 接收模块, 主芯片为 U-BLOX NEO-6M, 该传感器具有体积小、功率低、可靠性高、定位速度快、精度高、接口方便等特点。主要技术参数如表 1。

表 1 CJMCU-6M 技术参数

性能	参数
定位精度/m	≤ 2(有 WAAS 辅助)
授时精度/ μ s	1
参照坐标系	WGS-84
接收频段/MHz	L1(1 575.42)
跟踪灵敏度/dBm	-161
捕获灵敏度/dBm	-148
冷启动时间/s	38(平均)
温启动时间/s	35(平均)
热启动时间/s	1(平均)
再捕获时间/s	0.1(平均)
接口电性能/V	+3.5~+5.5

CJMCU-6M 接收模块信号格式为 NMEA0183 协议, 通过 RS-232 串口输出。飞行控制计算机根据 NMEA0183 协议, 解算出无人机的地理位置坐标(经/纬度)、飞行速度和时间^[6]。

3.4 驱动模块

舵机是一种伺服马达, 是飞行的执行机构, 无人机的各种运动都要通过舵机驱动舵面的偏转来实现。在飞控系统中, 舵机的控制单元往往作为 1 个独立单元进行设计, 称为舵机伺服系统^[7]。该系统主要是由 PWM 控制器、直流永磁伺服电机、小模数减速器、齿条和密封反馈电位器等 5 部分组成, 其结构如图 4 所示。

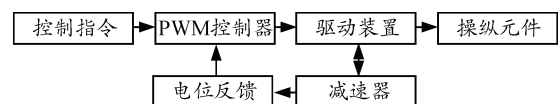


图 4 舵机伺服系统原理框图

驱动模块选择 Tower Pro SG90 舵机, 该舵机无负载操作速度为 0.12 s/60°(4.8 V), 扭矩为 1.6 kg·cm(4.8 V), 死区设定为 5 ms, 具有体积小、重

量轻、成本低、功耗小、精度高等特点,达到了小型无人机对舵机参数的要求。系统共有4个舵机,分别驱动升降舵面、副翼舵面、方向舵面和油门。控制需要的4路PWM(脉宽调制)信号,由1片TMS320F28335芯片提供。TMS320F28335芯片根据控制律,解算出舵面的控制量,然后通过I/O口送至舵机伺服系统。

4 结束语

经过调试,整个系统运行稳定,系统各模块均符合设计要求,具有成本低、体积小、质量轻、可靠性高、易操作、实用性强等特点。目前,该控制计算机的电路已经完成了初步的设计,下面的工作是通过C语言结合汇编语言进行操作系统的直接软件开发,并逐步完善飞行控制计算机的硬件设计及

(上接第47页)

3.3 最优的兵力配置选择

1) 当 $k=4$ 时, x_4 为第4个分配阶段所拥有的可配置分队数量,当全部分配给第4个搜救目标点,即 $x_4=\mu_4(x_5=0)$ 时取第4阶段的最优兵力配置 $x_4=0, 1, 2, 3, 4, 5$ 。有:

$$f_4(x_4) = \max_{\mu_4=x_4} \{v_3(\mu_3) + f_4(x_4)\} = v_4(x_4) = 3(1 - e^{-0.9x_4})$$

结果见表3的最后一列。

2) 当 $k=3$ 时($x_3=0, 1, 2, 3, 4, 5$),

$$f_3(x_3) = \max_{0 \leq \mu_3 \leq x_3} \{v_3(\mu_3) + f_4(x_3 - \mu_3)\}。$$

3) 当 $k=2$ 时($x_2=0, 1, 2, 3, 4, 5$),

$$f_2(x_2) = \max_{0 \leq \mu_2 \leq x_2} \{v_2(\mu_2) + f_3(x_2 - \mu_2)\}。$$

4) 当 $k=1$ 时, $x_1=5$,

$$f_1(x_1) = \max_{0 \leq \mu_1 \leq x_1} \{v_1(\mu_1) + f_2(x_1 - \mu_1)\} = \max_{0 \leq \mu_1 \leq 5} \{v_1(\mu_1) + f_2(5 - \mu_1)\}。$$

计算 $x_1=5$, $\mu_1=0, 1, 2, 3, 4, 5$ 时 $v_1(\mu_1)+f_2(x_2)$ 的不同值,其中当 $\mu_1=1$ 时取最大的搜救效果8.83,此时达到最优搜救成功率,从后往前推得最优策略。即

1) $x_1=5$, $\mu_1=1$ 时,取最大搜救效果, $v_1(\mu_1)+f_2(x_2)$ 为8.83;

2) $x_2=4$, $\mu_2=1$ 时,取阶段性最大搜救效果 $v_2(\mu_2)+f_3(x_3)$ 为7.38;

3) $x_3=3$, $\mu_3=2$ 时,取阶段性最大搜救效果 $v_3(\mu_3)+f_4(x_4)$ 为5.57。

综上所述 $\mu_1^*=1$, $\mu_2^*=1$, $\mu_3^*=2$, $\mu_4^*=1$ 。由地震现场搜索救援兵力配置的动态规划模型构建结果

其配套接口性能。

参考文献:

- [1] 陈延楠. 飞机飞行性能品质与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 1-10.
- [2] Texas Instruments. TMS320x2833x System Control and Interrupts Reference Guide[Z]. Literature Number: SPRUFB0, 2007.
- [3] 苏奎峰, 吕强, 邓志东, 等. TMS320x28xxx原理与开发[M]. 北京: 电子工业出版社, 2009: 15-18.
- [4] 张卫宁. TMS320C28x系列DSP的CPU与外设[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005: 120-200.
- [5] 李俊. C语言程序设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012: 12-23.
- [6] 童友斌, 胡延霖, 许智辉, 等. 某小型无人机导航系统的设计与实现[J]. 航空兵器, 2004(6): 32-35.
- [7] 王银泽, 李迅波, 等. 无人机电动舵机伺服系统仿真与分析[J]. 机械研究与应用, 2010(5): 36-38.

来看,当给第1、2、4目标点各分配1个搜索救援分队,第3目标分配2个搜索救援分队,则得到最大搜救效果8.83。分析表明:第1、2、4个目标点的搜救成功率明显高于第3个搜救目标点,因此配置兵力时第3个救援目标点须重点配置,以达到预期的救援效果。

4 结论

结果表明:动态规划模型结构简单,计算难度小,易于电脑操作,且优化配置的能力较强,可以有效解决兵力配置等非线性数学问题。在当前地质灾害发生频率高、受灾范围广、抢险任务重的现实背景下,该模型对于迅速展开搜救兵力配置具有一定的参考价值和现实意义。

参考文献:

- [1] 顾建华, 陈维锋, 郝清源. 地震灾害现场救援搜索策略与搜索方法有关问题的讨论[J]. 国际地震动态, 2003, 25(6): 6-11.
- [2] 周雪昂, 杨健宇, 康青春. 地震埋压现场人员的搜索和救援[J]. 消防技术与信息, 2009, 22(4): 63-65.
- [3] 杨文国, 郭田德, 赵彤. 基于动态规划下的无线传感器网络的路由算法[J]. 计算机研究与发展, 2007, 44(5): 890-897.
- [4] 李德, 钱颂迪. 运筹学[M]. 北京: 清华大学出版社, 1982: 198-232.
- [5] 郭耀煌. 运筹学与工程系统分析[M]. 北京: 中国建筑工业出版社, 1986: 214-215.
- [6] 赵凤治. 线性规划计算方法[M]. 北京: 科学出版社, 1981: 55-60.