MiniPilot2812 自动驾驶仪的设计研究*

丁红军[1,2],王西彬[1],刘志强[2],臧继嵩[2]

(1 北京理工大学机械与车辆工程学院,北京 100081;2 北华航天工业学院,河北廊坊 065000)

摘 要:以两片 TMS320F2812 分别为导航计算机和控制计算机,设计研制了 MiniPilot2812 自动驾驶仪。该自动驾驶仪采用 PID 控制方式稳定飞行器姿态和操作飞行器;采用 GPS/INS 组合导航保持飞行器自主飞行;并通过无线数据传输与地面站之间信息的交换实现实时控制和参数调节。经过大量调试试验和飞行测试表明:MiniPilot2812 自动驾驶仪可基本满足飞行的要求。

关键词:自动驾驶仪;TMS320F2812;硬件设计;软件设计;组合导航

中图分类号:V279;V241.48 **文献标志码**:A

Autopilot Design and Reseach of MiniPilot2812

DING Hongjun[1,2], WANG Xibin[1], LIU Zhiqiang[2], ZANG Jisong[2]

(1 School of Mechanical and Vehicular Engineering, Beijing Institute and Technology, Beijing 100081, China;
2 North China Institute of Aerospace Engineering, Hebei Langfang 065000, China)

Abstract: This paper presents an autopilot design and research of MiniPilot2812 base on two TMS320F2812 for controlling computer and navigation computer. The autopilot adopt control model of PID to stabilize and operate UAV, adopt the integrated navigation of GPS/INS and realize real-time control and adjustment by wireless data transmission and the information communication of ground station; MiniPilot2812 autopilot meet the base flight demand after many trial run and flight tests.

Keywords: autopilot; TMS320F2812; hardware design; software design; integrated navigation

0 引言

与有人驾驶飞机相比而言,无人飞行器以其造价低、用途广泛、适应性强和零伤亡的优势在世界各国得到了迅猛发展,其适用范围已从军用领域不断拓宽到工业和民用,乃至各行各业。而自动驾驶仪是无人飞行器的核心控制设备,要求设计的自动驾驶仪系统必须满足价格低、体积小、质量轻、稳定性好、扩展性强、功耗低和抗干扰性强等要求。

文中以两片 TMS320F2812 为核心,结合 INS/GPS 为组合导航方式,研制了 MiniPilot2812 自动驾驶仪。

1 MiniPilot2812 自动驾驶仪系统原理

根据传感器的信息进行处理,自动驾驶仪能够自动控制操舵机构运动,能够保持飞机飞行姿态和自主导航的自动控制设备;能够稳定飞机的俯仰角、倾斜角、航向角、飞行高度和飞行速度,操纵飞机的升降和转弯,能够自主导航,进行自动起飞,自动着陆。系统原理如图1所示。

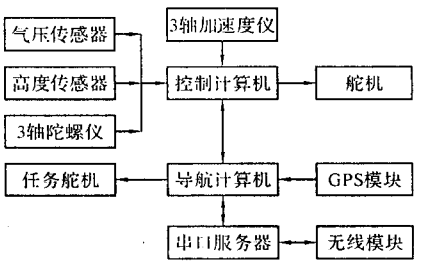

图1 MiniPilot2812 自动驾驶仪的系统原理图

导航计算机主要工作用于执行编译导航程序、控制任务舵机,并与地面站通讯,接受任务指令和发送状态信息,并将指令进行导航算法处理发送给控制计算机。控制计算机主要工作是根据导航计算机传来的操纵指令和自身采集的姿态信息,控制飞行器保持飞机的飞行姿态、空速、高度和精确航线。串口服务器通过串口能够把相关的信息打包变成网口信息发送。

2 硬件设计

MiniPilot 系统硬件主要包括电源部分、核心导航控制部分、INS/GPS 导航系统部分。

* 收稿日期:2008-12-29
作者简介:丁红军(1975-),男,湖南武冈人,博士研究生,研究方向:机械控制系统设计。

电源模块。电源模块为整个飞行控制系统提供电力，对姿态传感器、GPS 以及 DSP 系统功耗计算，采用冗余设计，并且对自动驾驶仪和舵机采用分离供电。采用两块 7.4V、2200mAh 锂聚合电池作为系统电源。一块锂聚合电池经过稳压器 LM 提供电压 5V、电流 1A，采用 TPS767D318PWP 稳压器输出 3.3V 和 1.8V 电压。另一块锂聚合电池经过稳压器输出电压 6V、电流 3A，给舵机供电。

导航和控制计算机。为了满足控制系统要求，所采用计算机必须具有低功耗、体积小、运算速度快，能够进行复杂计算等特点。为此，采用美国德州公司的 TMS320F2812 作为控制计算机和导航计算机。该芯片 D 是采用高性能的静态 CMOS 技术，工作频率 150MHz，运算速度快，能够实现复杂的控制策略，超低功耗设计，片上 128K 程序存储器和 128K 数据存储器，12 路 PWM，12 通道 12 位 A/D，两个串口可以与外界通信，56 个通用 I/O 接口，满足控制系统要求。

INS/GPS 组合导航模块。惯性导航系统（INS）是一种完全自主式的导航系统，它能提供精确的三维姿态、速度、位置及多种导航信息，但是 INS 的位置误差会随着时间而累加。GPS 系统是 20 世纪 90 年代最先进的导航定位系统，它具有高精度、全球性、实时性等优点。但是它几乎不能提供运载体的姿态信息，并且当运载体高动态运动时，会使 GPS 接收机不易捕获和跟踪卫星的载波信号，从而产生失锁而停止工作；另外对于飞行器的实时控制，GPS 接收机的数据更新率太低。GPS/INS 组合导航系统充分发挥了各自的优点，采用现代滤波技术，大大提高了惯性导航的导航精度。将不同的导航设备组成组合式导航系统，它能提高导航精度及可靠性。GPS/INS 组合导航是一种典型的最先进的导航系统，组合导航系统既具有惯性导航系统能承受高机动性的较好的相对精度，又具有 GPS 较高绝对精度的优点。工作原理如图 2 所示。

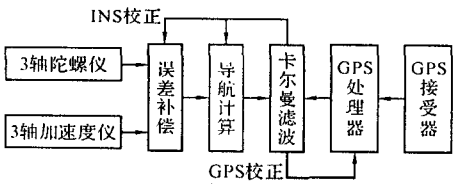

图 2　INS/GPS 组合导航原理图

加速度计采用 AD 公司双轴的加速度传感器 ADXL202。该加速度计低成本，低功耗，耐冲击性强，可以达到 1000g 冲击；灵敏度高，加速度的检测分辨率为 5mg；响应速度快，在 3dB 带宽情况下频响为 5kHz。该加速度计在两个方向上仅检测无人机在姿态上的变化，需要两片这样的加速度传感器。

单轴角速度传感器选用 ADXRS300。Analog Devices 推出的 SIMEMS ADXRS 陀螺仪结合有角速度传感器和单片硅上的信号处理电路。陀螺仪采用 7mm×7mm×3mm 的 BGA 封装，5V 电压的功耗为 5mA；该产品在机械振动从 0～2000g 的范围内都能进行稳定的输出。陀螺仪具有传感器工作时完全的机械和电子自诊断功能。选用了 3 片 ADXRS300。

GPS 模块采用 4Hz 带差分功能的 GPS 接收机 UBLOX，并且 UBLOX 的接收灵敏度比一般的接收机高很多，所以能明显提高导航精度。GPS 采用 UBLOX 接收特性：16 通道，L1，C/A 码；启动时间短：冷启动 41.5s、暖启动 33s、热启动 3.5s；精度＜3m；重新搜索时间＜1s；1PPS 刷新频率：1Hz；接口：陀螺仪、里程表脉冲；内含 LNA；RF 滤波；RFIC；串口 2 个；速度＜4G。

气压传感器采用 Motorola 的 MPXA4115A，最大压力范围 115kPa，满量程电压 4.0V，灵敏度 38mV/kPa，精度是±1.5%，破碎压力 400kPa，带温度补偿，带放大。

高度传感器采用 Motorola 的 MPXV10，最大压力 10kPa，精度是±1%，偏置电压 20mV，满量程电压 35mV，灵敏度 3.5mV/kPa，破碎压力 70kPa，不带温度补偿。

3　软件设计流程图

软件设计流程图如图 3 所示。系统开始后，对硬件初始化和自检监控。控制计算机负责采集各传感器信息和 GPS 模块，进行姿态解算和卡尔曼滤波后，同预先设定的航行信息进行比较，得到偏差，进而用偏差控制飞机，稳定或者改变其姿态。经过 PID 前向通道计算得到与舵偏角对应的 PWM 占空比，并通过操作，实现飞行的控制。

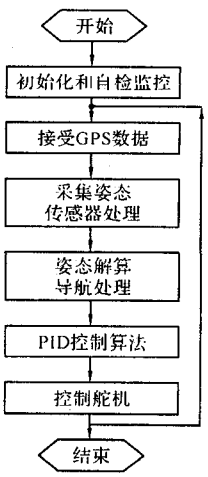

图 3　软件设计流程图

4　试验调试

试验无人飞机平台的参数见表 1。

表1 试验调试参数表

参数	参数值
全机总重/kg	10
翼展/mm	2500
机身长/mm	1800
最大平飞速度/(km/h)	100
最小飞行速度/(km/h)	60
巡航速度/(km/h)	70～140
飞行高度/m	300～1000
地面站控制半径/km	30

在控制回路中依次调试：

1)副翼调节滚转通道的PID参数，控制副翼以减小需要滚转角和实际滚转角的偏差。

2)升降舵调节俯仰通道的PID参数，控制升降舵以减小需要俯仰角和实际俯仰角的偏差。

3)方向舵调节Y加速度通道，控制方向舵以减小需要Y轴加速度和实际值的偏差。效果上这是调节转向的回路方向。

4)方向舵调节航向通道的PID参数，控制方向舵以减小需要航向角和实际航向角的偏差。这是在无人机起飞时保持其正确航向的回路。

5)油门调节速度通道的PI参数，控制油门以减小需要速度和实际速度的偏差。该回路用在接近目标点终了，并且当油门控制速度和升降舵控制高度被选择时。

6)油门调节高度通道的PI参数，控制油门以减小需要高度和实际高度的偏差。该回路用在油门控制高度和升降舵控制速度被选择时。

7)俯仰角调节高度通道，控制需要的俯仰角以减小需要高度和实际高度的偏差。

8)俯仰角调节空速通道，控制需要的俯仰角以减小需要空速和实际空速的偏差。该回路用在爬升和水平飞行并且油门控制高度被选时。滚转角控制航向通道，控制需要的滚转角以减小需要航向和实际航向的偏差。

9)滚转角控制航向通道，控制需要的滚转角以减小需要航向和实际航向的偏差。

5 结论

MiniPilot2812自动驾驶仪系统采用两片TMS320F2812分别作为控制计算机和导航计算机。经过大量试验证明：MiniPilot自动驾驶仪具有性能稳定、功能可以扩展和成本低廉的特点，能够自主起飞，自主降落。但是系统仍然在自主降落方面存在着问题，需要进一步解决。

参考文献：

[1] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京：航空工业出版社，1984.

[2] 薛尧舜. 无人机控制器软件与控制算法研究[D]. 西安：西北工业大学，2003.

[3] 鲁道夫. 布罗克豪斯. 飞行控制[M]. 北京：国防工业出版社，1999.

[4] 杨华保，何子华，田宏星. 一种小型自主飞行无人机系统集成设计研究[J]. 航空计算技术，2007，31(02)：11－13.

[5] 刘歌群. 无人机飞行控制器设计及检测与控制技术研究[D]. 西安：西北工业大学，2004.

[6] 王晓文，王浚. 飞机环境控制系统并行设计[J]. 北京航空航天大学学报，2003，5(22)：21－23.

(上接第61页)

4 结束语

实验结果表明，在平均灰度变化较大时，本算法依然能够实现精确定位；采用多子模板有着与大模板匹配相似的匹配性能，又减少了几何失真所导致的匹配性能下降。还给出了实现相关匹配算法的硬件结构，简化了系统复杂性，减少了硬件成本开销，解决了大运算量与实时性和大数据量与片内存储空间小的矛盾。采用了多片DSP实现了跟踪，在系统中采用了高集成度、高速高性能的芯片，加上灵活多变的可编程结构，易于实现模块化设计。

参考文献：

[1] 李军，周起勃，葛军，等. 动态模板匹配算法对运动目标进行自动锁定跟踪的研究[J]. 红外技术，2005，27(4)：328－332.

[2] 罗钟铉，刘成明. 灰度图像匹配的快速算法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报，2005，17(5)：966－970.

[3] 杨晖昀，张桂林. 一种新的相关跟踪算法的设计与实现[J]. 红外与毫米波学报，2000，19(5)：377－380.

[4] 张彪，王岳环. 模块化多DSP实时图像处理系统的设计与实现[J]. 微电子学与计算机，2007，24(11)：178－180.

[5] 于凤芹. TMS320C6000 DSP结构原理与硬件设计[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2008.

[6] 黄锐，唐继勇，张磊. 基于FPGA的多DSP系统接口电路设计[J]. 中国测试技术，2008，34(3)：71－73.