

基于 MEMS 技术的无人机导航系统设计与实现

许端, 任剡, 孙学艳

XU Duan, REN Yan, SUN Xue-yan

北京航空工程技术研究中心, 北京 100076

Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China

E-mail: wangtongdong@hotmail.com

XU Duan, REN Yan, SUN Xue-yan. Design and realization of MEMS-based UAV navigation system. Computer Engineering and Applications, 2010(9S): 339-341.

Abstract: MEMS-based UAV navigation system using Kalman filter, integration of information from the inertial measurement unit, three-dimensional strapdown magnetic sensors, GPS and pressure sensors to gain a more accurate roll, pitch, heading, altitude, airspeed and location information. The vehicle and flight test prove that the navigation system to meet the requirements with high reliability, low power consumption, small size and light weight.

Key words: MEMS; navigation system; Kalman filter

摘要: 基于 MEMS 技术的无人机导航系统利用卡尔曼滤波最优算法, 把来自捷联惯性测量单元、三维捷联磁传感器、GPS 和气压高度速度传感器等各种信息进行融合, 从而获得准确的姿态、航向、气压高度、空速和位置等信息。经跑车和试飞验证, 参数精度满足了要求, 系统可靠性高、功耗低、体积小、重量轻。

关键词: 微机电系统; 导航系统; 卡尔曼滤波

文献标识码: A **中图分类号:** V241.62+5

惯性导航系统以其独特的优点, 在航空、航天和航海等领域得到了广泛的应用, 惯性技术的发展水平直接影响一个国家武器装备现代化的程度。在现代以及可预见未来的高科技战场上, 强技术对抗的复杂战场环境迫切需要微型飞行器等微小型侦察设备以及大量战术武器, 这种需求促使惯性导航系统向低成本、微型化、低功耗的方向发展。

MEMS 惯性传感器是采用 MEMS 技术研制的加速度计和陀螺。目前 MEMS 技术已经进入了全面发展的阶段, MEMS 惯性传感器体积小、成本低, 可靠性高, 对国防具有重大战略意义。基于 MEMS 惯性器件构建低成本、高性能的微型惯性导航系统(MEMS INS)是当前惯性技术领域的一个热点。

MEMS 加速度计在精度方面已能满足战略级导

航的应用要求, MEMS 陀螺性能也已接近或达到于战术级导航的水平。多传感器一体化集成是 MEMS 惯性器研究热点和发展方向。

基于 MEMS 技术的无人机导航系统结合先进的卡尔曼滤波最优算法, 把来自六自由度捷联惯性测量单元(IMU)、三维捷联磁传感器、GPS 和气压高度速度传感器等各种信息进行融合, 从而获得准确的姿态、航向、气压高度、空速和位置等信息。

1 无人机导航系统主要技术指标

(1) 对准时间

3 min

(2) 工作范围

俯仰: $\pm 90^\circ$, 横滚: $\pm 180^\circ$, 航向: $0^\circ \sim 360^\circ$

作者简介: 许端(1963-), 男, 硕士, 高级工程师, 研究方向为航空仪表、检测设备、惯性导航系统等; 任剡(1973-), 男, 硕士, 高级工程师, 研究方向为航空仪表、检测设备、航姿系统等; 孙学艳(1978-), 女, 硕士, 工程师, 研究方向为航空仪表、检测设备等。

高度: $-1\ 000 \sim 22\ 000\ \text{m}$

空速: $0 \sim 1\ 600\ \text{km/h}$

(3) 常温精度

姿态: $\leq 0.5^\circ (\pm 60^\circ, 1\sigma)$

航向: $\leq 0.8^\circ (1\sigma)$

高度: $\pm 20\ \text{m} (-1\ 000 \sim 2\ 000\ \text{m})$

$\pm 60\ \text{m} (2\ 000 \sim 10\ 000\ \text{m})$

$\pm 120\ \text{m} (10\ 000 \sim 18\ 000\ \text{m})$

$\pm 150\ \text{m} (18\ 000 \sim 22\ 000\ \text{m})$

空速: $\pm 15\ \text{km/h} (120\ \text{km/h 时})$

$\pm 5\ \text{km/h} (200\ \text{km/h 及以上时})$

位置: $2\ \text{m}$

(4) 高低温精度

姿态: $\leq 0.7^\circ (\pm 60^\circ, 1\sigma)$

航向: $\leq 1.2^\circ (1\sigma)$

高度及空速为常温精度的 1.5 倍。

2 系统组成及工作原理

导航系统实时地输出载机当前的航向角、俯仰角、横滚角及气压高度、指示空速、真空速、经纬度、GPS 高度、GPS 三轴速度等信息, 还能直接提供载机的三轴加速度、三轴角速率信息。

2.1 系统组成

导航系统由导航部件、捷联磁传感器和 GPS 天线组成。系统组成见图 1。

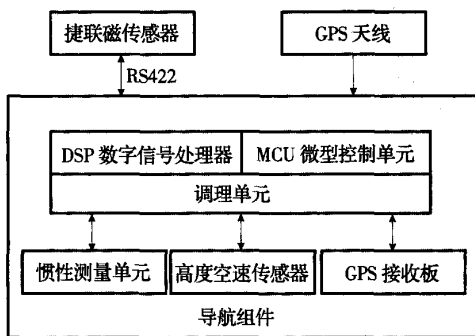


图1 系统组成图

2.2 系统基本工作原理

系统根据惯性测量单元输出的陀螺信号和加速度计信号, 按捷联解算的公式计算出飞机当前的航向及姿态信号; 根据捷联磁传感器输出的地磁分量, 对捷联解算的航向进行实时的磁修正, 得到正确的磁航向。

高度空速传感器组件通过二个硅压阻压力传感

器测量全压和静压, 内嵌闪存 MCU 的高性能多通道 24 位采集系统 ADUC845 对测量数据进行计算, 得出气压高度、指示空速和真空速。

利用 GPS 的地速和位置信号作为观测量, 通过 Kalman 滤波算法估计捷联系统的误差, 对捷联输出进行误差修正, 得到更为准确的航向及姿态输出。当 GPS 无效时, 使用高度空速传感器输出的真空速信号作为观测量, 通过 Kalman 滤波算法估计捷联系统的误差, 对捷联输出进行误差修正。将得到的航向、姿态及高度、指示空速和位置信号通过 RS422 接口输出。系统内部集成了 GPS 和高度速度传感器, 所以系统工作的时候完全不需要外部信号的输入, 而且速度信号也进行了双余度设计, 大大提高了系统的可靠性。系统的原理框图见图 2。

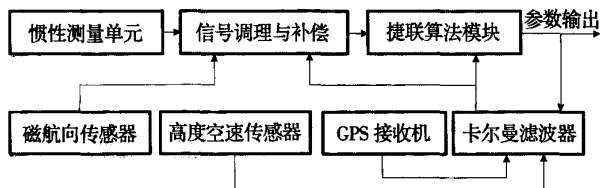


图2 系统原理框图

惯性测量单元是采用 MEMS 技术的高精度六自由度惯性传感器系统, 可靠性高、性能稳定、结构紧凑, 包含三个垂直固定的微机械加工的石英角速率陀螺仪、三个高性能的加速度计及 DSP 技术有机结合于一体。由于这种新型的小型固态六自由度惯性测量单元除含有三个陀螺外, 还含有三个加速度计, 因此, 系统除能提供姿态、航向、速度、高度等信息以外, 还能直接提供载体的加速度和角速率信息。

使用卡尔曼滤波技术进行最优组合是本系统的特色, 最优组合导航系统可以最大程度地发挥各种传感器的优点, 用卡尔曼滤波作为组合导航系统的核心算法, 组合的方式设计为速度最优组合。组合导航不仅对导航系统的姿态、速度信息有明显的改善作用, 还通过对陀螺和加速度计进行误差补偿, 保证在动态环境下的可靠性和测量精度, 因此整体综合系统的性能得到了提高。

采用 MEMS 技术的六自由度惯性测量元件受时间、温度等因素影响较大, 软件部分对各个惯性元件输出进行了温度补偿、非线性校正和交叉耦合补偿, 内部的 FIR 滤波技术降低了陀螺仪和加速度计的输出噪声。

2.3 惯性测量元件主要技术性能

表1 MEMS 陀螺主要指标

| 项目 | 指标 | 备注 |
|---------|-------------------------------|------|
| 角速度测量范围 | X 轴: $\pm 300^\circ/\text{s}$ | F.S. |
| | Y 轴: $\pm 100^\circ/\text{s}$ | |
| | Z 轴: $\pm 100^\circ/\text{s}$ | |
| 角速度精度 | 0.5% | |
| 零偏 | $\pm 0.2^\circ/\text{s}$ | |
| 偏值稳定性 | $< 0.02^\circ/\text{s}$ | |
| 偏值重复性 | $< 0.05^\circ/\text{s}$ | |
| 非线性度 | $\leq 0.1\%$ | F.S. |
| 交叉耦合 | $\leq 0.5\%$ | |

表2 MEMS 加速度计主要指标

| 项目 | 指标 | 备注 |
|-------|-------------------------------|------|
| 测量范围 | X 轴: $\pm 5\text{ g}$ | F.S. |
| | Y 轴: $\pm 5\text{ g}$ | |
| | Z 轴: $\pm 10\text{ g}$ | |
| 零偏 | $\pm 8\text{ mg}$ | |
| 偏值稳定性 | $\leq 500\text{ }\mu\text{g}$ | |
| 非线性度 | $\leq 0.5\%$ | |
| 交叉耦合 | $\leq 0.5\%$ | |

2.4 GPS 接收板主要技术性能

选用 OEMV-1g 接收板, 其指标如下:

定位精度: 2 m (单点定位)

工作温度: $-40^\circ\text{C} \sim +85^\circ\text{C}$

数据刷新率: 20 Hz

重量: 21.5 g

选用 ANT-35C1GA-TW-N 天线, 其指标如下:

LNA 增益: 33 dB

重量: 184 g

工作温度: $-55^\circ\text{C} \sim +85^\circ\text{C}$

体积: $\phi 89\text{ mm} \times 15\text{ mm}$

3 结构设计

惯性测量元件的底部安装基准与底板的平行度要求 $\leq 0.1^\circ$ 。为了方便系统的安装调试, 将惯性测量元件的安装基准延伸至壳体的外延。为了保证惯性测量元件安装重复一致性, 在底板安装惯性测量元件的另一安装基准处加工一个安装定位基准面。由于底板是安装、调试基准, 不能够喷涂漆层, 但又要

保证产品的环境适应性要求, 为此将表面处理改为瓷质阳极化。为了满足电磁兼容性及密封的要求, 在底板与壳体之间、壳体与上盖板之间加装导电橡胶屏蔽条, 导电橡胶屏蔽条与底板及上盖板的连接用硅脂导电胶粘接, 这样即保证底板、壳体、上盖板之间的密封, 又保证了形成一个连续的导体, 提高了电磁屏蔽效能。

捷联磁传感器应安装在载机磁场畸变最小的部位, 并使其飞行箭头指向机头, 航向安装误差应在 $\pm 1^\circ$ 。水平安装时, 安装面的水平安装误差应 $\pm 0.5^\circ$ 。紧固螺钉应采用非磁性材料制作。

导航组件安装部位应尽量选择机上振动量小的位置。安装时应顺航向安装, 使飞行箭头指向机头, 航向安装误差应在 $\pm 0.25^\circ$ 。水平安装时, 安装面的水平安装误差应 $\pm 0.25^\circ$ 。

4 结论

基于 MEMS 技术的无人机导航系统经跑车和试飞验证, 参数精度满足要求, 系统可靠性高、功耗低、体积小、重量轻。



图3 无人机导航系统实物图

在跑车和试飞中也暴露出导航系统存在滞后的问题, 其误差补偿算法还待进一步完善, 以满足更高的要求。

参考文献:

- [1] 顾启泰, 尚捷, 毛刚, 等. MIMS/GPS 组合导航系统设计与实验[J]. 航空学报, 2003, 24(3): 269-272.
- [2] 房建成, 张宵, 李建利. 一种 MEMS 陀螺标度因数误差补偿方法[J]. 航空学报, 2010, 31(2): 350-355.
- [3] 尚捷, 顾启泰. MIMS/GPS 组合导航系统中卡尔曼滤波器设计与实验研究[J]. 中国惯性技术学报, 2005, 13(2): 45-48.