

# 卡尔曼滤波在飞行器姿态获取系统中的实现\*

曲春晓 陈伟

(武汉理工大学信息工程学院, 武汉, 430070)

**摘要** 介绍了基于 ARM 的小型无人飞行器姿态获取系统的硬件实现, 给出了系统整体方案的设计和具体的硬件选型, 重点阐述了飞行器姿态角信号采集单元功能的实现原理和方法, 并将低通滤波算法和卡尔曼滤波理论应用于抑制加速度传感器的测量误差。经实验证明, 该系统可以精确判定飞行器三个自由度的姿态角度, 有助于提升飞行器的飞行品质。

**关键词** 姿态获取 加速度传感器 卡尔曼滤波 ARM

中图分类号: TP273.22 文章标志码: A

## Realization of Kalman Filter in Aircraft Attitude Acquisition System

QU Chunxiao CHEN Wei

(School of Information Engineering, Wuhan University of Technology, Wuhan, 430070, China)

**Abstract:** The hardware design of aircraft attitude control system is introduced, an overall program design and specific hardware selection are given, the realization principles and methods of the attitude signal acquisition part is analyzed in detail. The low-pass filter and Kalman filter theory are applied to inhibit the measurement error of acceleration sensor. The experiment results show that the system can actually determine aircraft's attitude angles of three degrees of freedom, which help enhance the aircraft's flying qualities.

**key word:** Attitude control acceleration sensor Kalman filter ARM

### 1 引言

无人机(Unmanned Aerial Vehicle)是一种带动力驱动的、无线电遥控或自主飞行的、执行多种任务并能重复使用的无人驾驶飞行器。飞行器执行各项任务(如航拍摄影作业)时的性能优劣在很大程度上取决于其飞行姿态的稳定性。由于运动惯性的存在和飞行环境的影响, 飞行器在空中是个不稳定的平台, 一个很微小的角度倾斜都可以造成运动轨迹的大幅度偏差。为了对小型无人飞行器的惯性器件参数进行测试和补偿, 我们设计出一个基于 ARM 的飞行器姿态获取系统, 采用低通滤波器和卡尔曼滤波器对每个传感器通道采集到的数据进行滤波, 准确获得飞行器姿态角度及运动信息。

### 2 系统体系结构

姿态获取系统可以采集飞行器在空间三个自由度的姿态角度, 包括俯仰角、横滚角(roll angle)和偏航角。飞行器的轴运动系统模型如图 1 所示。

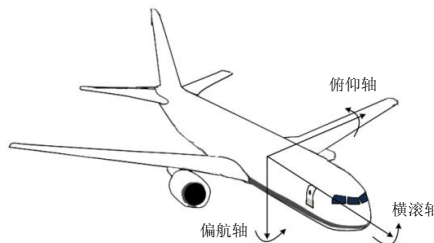


图 1 飞行器轴运动系统模型

嵌入式的飞行器姿态获取系统由姿态角传感器、传感器信号调理采集电路以及数字信号处理电路组成的, 系统硬件结构如图 2 所示。

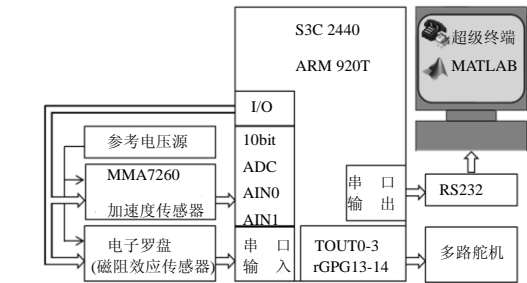


图 2 飞行器姿态获取系统硬件结构图

3 飞行器姿态获取

3.1 姿态角传感器

本项目选择使用美国飞思卡尔公司生产的低成本微型电容式三轴加速度传感器 MMA7260 采集飞行器的俯仰角和横滚角姿态信号。MMA7260 提供±1.5g, ±2g, ±4g, ±6g 四个可选量程, 可以进行加速度的动态和静态测量。最好的解决方案是将 MMA7260 的工作状态设置在低量程±1.5g, 传感器的灵敏度达到最高(常温 25℃下为 800mv/g), 从而得到最高的角度分辨率。对于传感器的两个输出通道 X-Axis、Y-Axis, 内部滤波器的频率响应带宽为 350HZ, 动态性能较好。

飞行器轴运动系统中, 俯仰角和横滚角的变化幅度为-90°—+90°, MMA7260 需要检测到重力加速度范围为-1g—+1g。将其平行安装于飞行器俯仰轴和横滚轴形成的二维平面上, 机体的俯仰转动或横滚转动会带动传感器内部的电容极板间距发生改变, 电容值经过电容--电压转换器、增益放大器、单极低通滤波器和温度补偿电路, 以电压的形式作为输出信号, 即 MMA7260 在低量程工作状态下可以对重力加速度 g 进行静态测量。电压信号为模拟量, 由 ADC 通道进行采样和调理, 然后经过非线性转化直接得到飞行器的倾斜角度。

MMA7260 输出电压值和倾斜角度关系公式如下所示:

$$\theta=\arcsin(\frac{V_{out}-V_{offset}}{\Delta V/\Delta g\times1.0g})$$

(1)

Voffset 为加速度计的 Zero-g 补偿电压 (25℃下为 1.65V), ΔV/Δg 为加速度计的灵敏度。

MMA7260 输出电压、重力加速度和倾斜角度的数值关系简表如表 1 所示, 电压和倾斜角关系图如图 3 所示:

表 1 加速度计 V/g/Tilt 10-bit 查找表

ADC Bits	Vout	g	arcsin
264	0.8500	-1.0	-90
.....			
511	1.6468	-0.004	-0.229
512	1.6500	0	0
513	1.6532	0.004	+0.229
.....			
760	2.4500	+1.0	+90

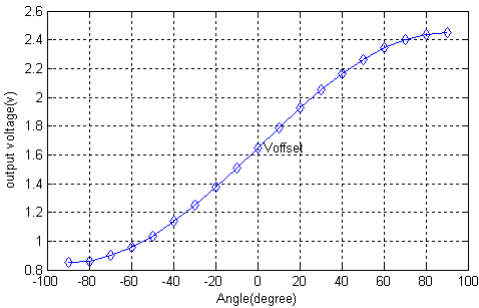


图 3 X-Axis 加速度计倾角和输出电压关系图

飞行器的偏航角信号传感器选用低成本的平面数字罗盘模块 ZCC212N-232, 其核心磁阻传感芯片可以感应地球磁场, 通过内部电路电流的变化计算出机体与地磁南北极之间连线的夹角, 再通过磁偏角的补偿得到相对于地理北极的航向。电子罗盘模块集成有 MAX232 芯片, 将 TTL 电平转换为 RS232 电平, 完成与 ARM 串行输入接口的上行和下行通信。

电子罗盘模块测量航行方向与地磁南北极连线之间的夹角, 范围为 0°—360°。依照相关通信协议, 进行如下配置: ①设置系统为询问输出模式, 按照程序中规定的采样频率进行数据采集; ②磁偏角设置为当地的准确磁偏角值; ③罗盘的指示方向和载体的安装方向之间夹角通过设置安装角进行补偿; ④如果项目有特殊要求, 可以进行零点设置, 即以某个当前角度为零度进行相对角度输出。

由于采样序列中存在干扰, 我们设计最优化的数字低通滤波器抑制高频噪声, 并使用卡尔曼滤波器消除姿态角观测和估计过程中的高斯白噪声。

3.2 FIR 数字低通滤波器设计

数字滤波技术中, IIR 数字滤波器设计简单, 但其相位的非线性要求采用全通网络进行相

位校正,且稳定性难以保障。FIR 数字滤波器具有很好的线性相位特性,可以在保证任意幅频特性的同时具有严格的线性相频特性,其单位抽样响应是有限长的,因而是稳定的系统。

本项目基于 MATLAB 自带的 Remezord 和 Remez 函数,直接采用雷米兹交换算法设计线性相位低通 FIR 滤波器,对电压值抽样序列进行消噪处理。Remez 和 Remezord 函数源文件中的算法语句可以方便的转化为 C 语言程序。设置采样频率  $f_s=1000\text{Hz}$ ,  $f=[200\ 250]$  (通带截止频率 200Hz, 阻带截止频率 250Hz), 通带最大衰减  $rp=0.1\text{dB}$ , 阻带最小衰减  $rs=30\text{dB}$ ,  $a=[1\ 0]$  (通带内元素值取 1, 阻带内元素值取 0), 得到滤波系数  $b$  的关键程序如下:

```
dev= [(10 ^ (rp/20)-1) / (10 ^ (rp /20) + 1) 10 ^  
(-rs/20)]; %向量长度和 a 相同, 其中的元素为各通带  
和阻带内允许的幅度最大误差
```

```
[n,f0,a0,w]=remezord(f,a,dev,fs);
```

```
b = remez(n,f0,a0,w);
```

```
y = filter(b,1,V); % V 为滤波前的电压值抽样序列, y 为滤  
波后的抽样序列
```

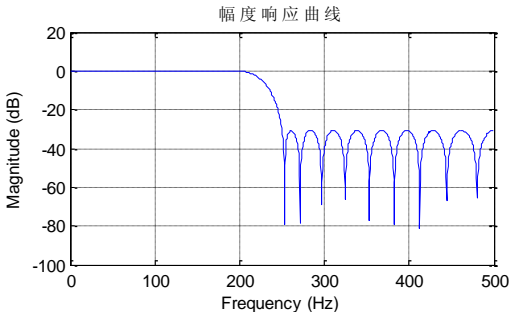


图 4 FIR 低通滤波器幅度响应曲线图

### 3.3 卡尔曼滤波器设计

电压值序列[V]经过数字低通滤波器消除高频噪声后,由公式(1)转化为角度值序列[A],设计线性离散卡尔曼滤波器对飞行器的倾角信号进行修正。卡尔曼滤波器实质为最优化自回归数据处理算法,由一系列递归数学公式描述,可以得到在最小均方误差意义下的系统状态的最优估计,算法高效且工程上易于实现。得益于数字计算技术的进步,卡尔曼滤波器已应用于诸多领域,包括自主或协助导航、姿态估计、多传感器动态数据融合以及雷达跟踪系统。近年来更被推广研究和应用于计算机图像处理领域,如头脸识别,图像分割,图像边缘检测等。

对于线形时不变离散系统,可以用线形随机

差分方程来描述:

$$X(k) = AX(k-1) + BU(K) + W(k) \quad (2)$$

$$Z(k) = HX(k) + V(K) \quad (3)$$

方程4.1中  $X(k)$ 是  $k$ 时刻的系统状态,  $U(k)$ 是对系统的控制量,  $A$ 和  $B$ 是系统参数。方程(3)中  $Z(k)$ 是观测值,  $H$ 为观测系统的参数。随机信号  $W(k)$ 和  $V(K)$ 分别表示过程激励噪声和观测噪声,两者相互独立且符合高斯分布,即  $P(W) \sim N(0, Q)$ ,  $P(V) \sim N(0, R)$ 。过程激励噪声协方差矩阵  $Q$ 和观测噪声协方差矩阵  $R$ 假设为常数。当控制函数  $U(k)$ 为零时,差分方程(2)中的  $n \times n$ 阶增益矩阵  $A$ 将上一时刻  $k-1$ 的状态线性映射到当前时刻  $k$ 的状态。本项目估计算法在预测过程中相信 200 个采样周期内的姿态角观测值恒定不变,  $A=1$ 。

实际工程系统中,卡尔曼滤波器分为两个部分:时间更新方程(式4、式5)和测量更新方程(式6、式7、式8)。时间更新方程负责及时向前推算当前状态变量和误差协方差估计的值,以便为下一个时间状态构造先验估计。测量更新方程负责反馈,将先验估计和新的测量值结合以构造改进的后验估计。下面结合卡尔曼滤波器的 5 个基本方程进行姿态角估计算法的设计。

$$X(k|k-1) = A(k-1|k-1) + BU(k) \quad (4)$$

式子中  $A=1$ ,  $U(k)=0$ ;  $X(k|k-1)$ 是利用上一状态预测的结果,  $X(k-1|k-1)$ 是上一状态最优的结果。

$$P(k|k-1) = AP(k-1|k-1)A' + Q \quad (5)$$

式子中  $A'$ 表示  $A$ 的转置矩阵,  $A=A'=1$ ;  $P(k|k-1)$ 是  $X(k|k-1)$ 对应的协方差,  $P(k-1|k-1)$ 是  $X(k-1|k-1)$ 对应的协方差。

$$Kg(k) = P(k|k-1)H' / (HP(k-1|k-1)H' + R) \quad (6)$$

式子中  $H=H'=1$ (单模型单测量系统);  $Kg(k)$ 为卡尔曼增益(Kalman Gain)。

$$X(k|k) = X(k|k-1) + Kg(k)(Z(k) - HX(k|k-1)) \quad (7)$$

式子中  $H=1$ ;  $X(k|k)$ 是结合预测值和观测值得到的现在状态的最优估计,观测变量  $Z(k)$ 在本项目中为 200 个采样周期内的实际观测值

$$P(k|k) = (1 - Kg(k)H)P(k|k-1) \quad (8)$$

式子中  $P(k|k)$ 为系统进入  $k$ 时刻以后  $k-1$ 时刻估算出的最优角度值的偏差。

## 4 卡尔曼滤波器仿真验证

设置采样率为 1000Hz,采集 200 个角度值样本。在姿态角估计算法中初始值  $X(0|0)=2^\circ$ , 零时刻最优角度值偏差为  $3^\circ$  ( $P(0|0)=3^2$ ); 两者任意设置,其值会随每次迭代计算而逐渐收敛,但

$P(0|0)$ 不能取  $0^\circ$ ，否则算法会完全相信  $X(0|0)$ 是系统最优的而不能收敛。滤波器算法的收敛速度和估计误差大小受  $Q$  和  $R$  的值影响，必须调整滤波器的系数来获得更好的性能。 $Q$  设置为常值  $1e-6$ ， $R$  分别取值 0.01,1,100，观察和分析滤波器的性能变化，确定  $R$  的取值，使滤波器算法的收敛速度和均方误差大小能够满足项目要求。

卡尔曼滤波器输出最优化结果如图 5 所示。

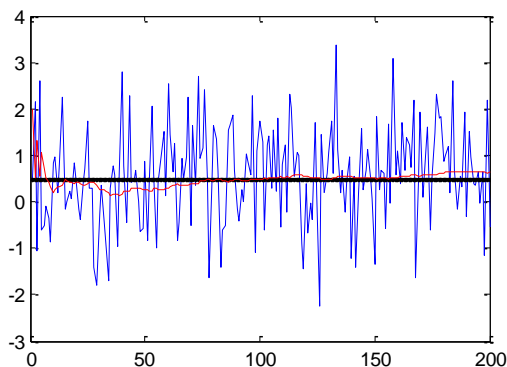


图 5(a) 卡尔曼滤波器输出最优化结果示意图( $R=0.01$ )

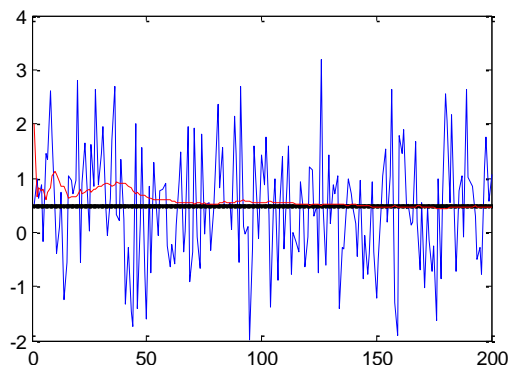


图 5(b) 卡尔曼滤波器输出最优化结果示意图( $R=1$ )

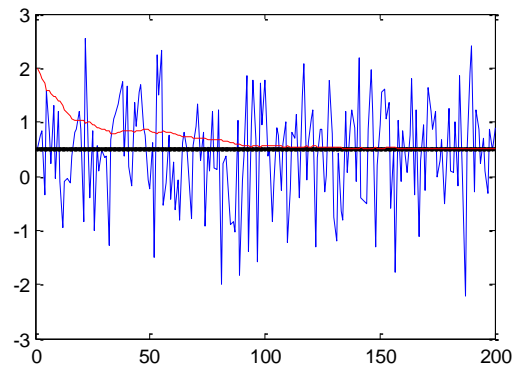


图 5(c) 卡尔曼滤波器输出最优化结果示意图( $R=100$ )

飞行器的真实姿态倾斜角度为  $0.5^\circ$  (在图中用黑色直线表示)，带高斯观测噪声的信号曲

线表示系统的实际观测值(蓝线)，逐渐收敛的信号曲线表示卡尔曼滤波器输出的姿态角最佳估计值(红线)。仿真图清晰的显示了卡尔曼滤波器的工作性能，协方差和卡尔曼增益快速收敛并保持为常量，估计值曲线要比含噪声的观测值平滑很多。

$R=0.01$  时，滤波器对观测值的反应速度较快，导致估计方差较大；随着  $R$  值的增大，滤波器的收敛速度变慢，均方误差大小相应降低。

## 5 总结

项目实现了姿态获取系统的模块化设计，提供与中心处理器的各种接口，整体系统体积小、功耗低、成本低，数字信号处理算法易于开发和升级。经实践操作证明，姿态获取系统可以精确判定飞行器的姿态角度，有助于增强飞行器自主飞行的平稳性。为了提高姿态采集系统的鲁棒性，可采用多种传感器相结合的设计方法，对多个传感器通道采集到的数据进行数据融合，当部分传感器失效的情况下不影响系统正常工作，涉及到扩展卡尔曼滤波算法有待进一步研究。

## 参 考 文 献

- 1 陈杰,陈超,周建军,莫钦华.基于 RTOS 的小型无人机飞行控制系统.电子技术应用, 2009 年第 4 期.
- 2 飞思科技产品研发中心编著.MATLAB 7 辅助信号处理技术与应用.北京:电子工业出版社, 2005.
- 3 Gao,Yan, Zhang,Lin-Lin.Simulation study of FIR filter based on MATLAB.2010 6th International Conference on Wireless Communications, Networking and Mobile Computing, WiCOM 2010.
- 4 Chen Wei-cao,Gao Guo-wei,Wang Juan,Liu Li-li,Li Xi-lin. The study of the MEMS gyro zero drift signal based on the adaptive Kalman filter.《Proceedings of 2010 International Conference on Remote Sensing (ICRS 2010) Volume 2.
- 5 杜云峰.卡尔曼滤波器在过程估计中的应用.机电产品开发与创新,2007 年 7 月,第 20 卷第 4 期.
- 6 晏登洋,任建新,牛尔卓.惯性/地磁组合导航系统自适应卡尔曼滤波算法研究.光电与控制,2007 年 12 月,第 14 卷第 6 期.
- 7 张悦.基于 ARM 处理器的无人机飞行控制计算机设计:[硕士论文].哈尔滨工程大学, 2007.参考文献内容:参考文献正文用方正书宋简
- 8 侯向锋,刘蓉,周兆丰.加速度传感器 MMA7260 在步态特征提取中的应用.传感技术学报,2007 年 3 月,第 20 卷第 3 期.
- 9 赵鹏,沈庭芝,单宝堂.基于 MEMS 的微型无人机姿态仪的设计.火力与指挥控制,2009 年 6 月,第 34 卷第 6 期.
- 10 毛奔,梁海波.基于 ARM7 微控制器的硅微陀螺数据采集系统的设计与实现.仪器仪表用户,2008 年第 15 卷第 4

期.

姓名	曲春晓	职称/学位	硕士在读
单位	武汉理工大学信息工程学院		
地址/邮编	武汉洪山区珞狮路 122 号 430070		
手机	15927130936	Email	116337080@qq.com
论文题目	基于卡尔曼滤波的飞行器姿态获取系统设计及 ARM 实现		
所属主题	传感器技术及应用；信息处理技术		
作者简介	通信与信息系统专业在读硕士；研究方向：通信系统理论与通信网络技术		

# 卡尔曼滤波在飞行器姿态获取系统中的实现

作者：曲春晓， 陈伟

作者单位：武汉理工大学信息工程学院, 武汉, 430070

本文链接：[http://d.g.wanfangdata.com.cn/Conference\\_7489657.aspx](http://d.g.wanfangdata.com.cn/Conference_7489657.aspx)