基于 EKF 的多 MEMS 传感器姿态测量系统

付 旭, 周兆英, 熊沈蜀, 王劲东

(清华大学精密仪器与机械学系,北京 100084)

摘 要: 姿态信息是飞行控制中最关键的参数之一,因此姿态测量成为飞行控制系统首要解决的问题。利用多 M E M S 传感器研制了一种微型姿态测量系统。利用三轴 M E M S 加速度计和三轴 M E M S 陀螺数据,由方向余弦矩阵的姿态表示形式推导了扩展 K a ln an 滤波方程,解算出飞行器的俯仰角和横滚角;设计专家系统判断飞行器的运动状态,并根据该状态调整滤波算法中的测量噪声矩阵,使系统可同时满足静态情况和动态情况的使用;利用空速和高度数据对俯仰角进行修正,利用 G P S 解算航向角。将实验结果与国外最新的商用自动驾驶仪的姿态结果进行了比较,二者在静态情况下非常吻合,在动态情况下基本吻合。

关键词: 姿态测量; 微机电系统 (M EM S); 扩展 K alm an 滤波(EKF); 专家系统

中图分类号: TP 212.9 文献标识码: A

文章编号: 1000-0054(2006)11-1857-03

MEMS multi-sensor attitude determination system based on the EKF

FU Xu, ZHOU Zhaoying, XIONG Shenshu, WANG Jindong

(Department of Precision Instruments and Mechanology, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The attitude information is one of the most important parameters in flight control systems. This paper describes an attitude measurement system based on a MEMS multi-sensor. The data from 3-axis MEMS accelerators and 3-axis MEMS gyros is used to determ ine the pitch angle and the rollangle of the air vehicle using an extended Kalman filter (EKF) equation deduced from the direction cosine matrix. An expert system was designed to estimate the vehicle motion to adjust the measurement noise matrix of the extended Kalman filter equation so that the system can be used in dynamic as well as static environments. The measured airspeed and altitude are also used to revise the pitch angle. The heading is determined from GPS information. Test results compare well with an imported commercial autopilot in a static test with less accurate results in a dynamic test.

Key words: attitude determ ination; m icro electro-m echanical system

(M EM S); extended Kalman filter (EKF); expert
system

应用于飞行器的姿态测量系统可归纳为以下 6种: 1)基于三轴陀螺信号,采用四元数的表示方法,积分求得 3个姿态角; 2)基于三轴加速度计和三轴磁强计,利用大地磁场和重力场在地理坐标系和机体坐标系之间的方向余弦转换进行绝对角度解算得到 3个姿态角^[1]; 3)基于三轴陀螺、三轴加速度计、三轴磁强计或 GPS 组合的 Kalm an 滤波方法^[2,3]; 4)利用 GPS 的载波相位信号来确定机体的姿态^[4]; 5)利用红外温度信号,通过固定在机体上的多对红外传感器测量天空和地面的温差来得到机体的姿态^[5,6]; 6)通过图像信号提取姿态信息^[7]。

本文以微型飞行器或小型无人机为应用背景开展了姿态测量研究。传统的应用于大型飞机的高精度姿态传感器(陀螺、加速度计等)的体积和质量都过于庞大,无法在微小飞行器上应用;而基于MEMS技术的微型传感器与之相比,在体积、质量、功耗上都具有很大优势,因而必然成为微型姿态测量系统的最佳选择。但MEMS传感器存在精度低、漂移大等缺点;此外,当飞行器运动时,加速度计信号将不能正确反映机体的姿态信息。解决上述问题的常用方法是采用Kalman滤波。

本文利用三轴 M EM S 陀螺、三轴 M EM S 加速度计、微型压力高度计、微型压力空速计和微型GPS等多个传感器研制了一种应用于微小型飞行器的姿态测量系统,系统结构如图 1 所示。

1 坐标系定义及方向余弦矩阵

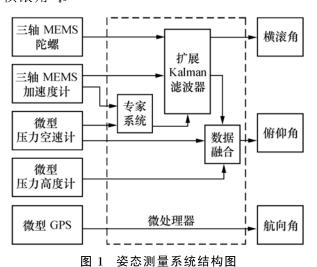
定义地理坐标系和机体坐标系如图 2 所示。在 地理坐标系中, N、W、T 3 个正交坐标轴分别指向 北、西、天; 在机体坐标系中, X 轴指向飞机纵轴前

收稿日期: 2005-12-05

基金项目: 教育部博士点基金资助项目 (20030003024) **作者简介**: 付旭(1980-), 男(汉), 山东, 博士研究生。

通讯联系人: 周兆英, 教授, E¬m ail: zhouzv@ tsinghua⋅edu⋅cn

向, Y轴指向飞机横轴左侧, Z轴与它们构成右手正交坐标系。O'XYZ相对 ONWT 的 3 个转角就分别表示飞机的 3 个姿态角, 即: 航向角 \mathfrak{u} 俯仰角 θ 和横滚角 γ_o



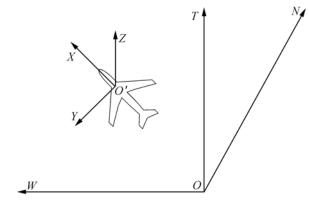


图 2 地理坐标系与机体坐标系

机体姿态信息除可以用 3 个 Euler 角表示外, 还可以表示为方向余弦矩阵,也称为姿态矩阵。按照 航向一俯仰一横滚的转动顺序,由地理坐标系到机 体坐标系的方向余弦矩阵可以表示为

2 扩展 Kalman 滤波器设计

对 R 微分可得到如下关系:

$$\dot{\mathbf{R}} = \Omega(\omega) \cdot \mathbf{R}. \tag{2}$$

$$0 \quad \omega_{0} - \omega_{0}$$
其中: $\Omega(\omega) = -\omega_{0} \quad 0 \quad \omega_{0}, \quad \omega_{0}, \quad \omega_{0}, \quad \omega_{0}, \quad \omega_{0}$

机体三轴角速度。

为了构建 K alm an 滤波方程,取 R矩阵的第 3 列元素作为状态变量,三轴加速度信号作为观测变量。此外,由于陀螺信号的漂移误差会给姿态解算的精度带来很大的影响,因此有必要对陀螺的漂移误差进行实时估计。即取:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{13} & \mathbf{r}_{23} & \mathbf{r}_{33} & \Delta \mathbf{\omega}_{x} & \Delta \mathbf{\omega}_{y} & \Delta \mathbf{\omega}_{z} \end{bmatrix}^{\mathsf{T}},$$

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \mathbf{a}_{x} & \mathbf{a}_{y} & \mathbf{a}_{z} \end{bmatrix}^{\mathsf{T}}.$$

其中: \mathbf{r}_{13} 、 \mathbf{r}_{23} 、 \mathbf{r}_{33} 为 **R**矩阵的第 3 列元素; $\Delta \omega_{4}$ 、 $\Delta \omega_{4}$ 、 $\Delta \omega_{4}$ 为三轴陀螺的漂移误差; \mathbf{a}_{4} 、 \mathbf{a}_{5} 、 \mathbf{a}_{2} 为三轴加速度,且以重力加速度 \mathbf{g} 为单位。

经过推导,扩展 Kalman 滤波方程的状态空间模型可表示为:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{v},
\mathbf{y} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{w}.$$
(3)

其中:

$$\mathbf{A} = \begin{array}{cc} \Omega(\omega) & \Omega(\mathbf{R}) \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} \end{array},$$

$$\Omega(\omega) = 0$$
 0
 $\omega_{1} - \Delta\omega_{2}$
 0
 $\omega_{2} - \Delta\omega_{3}$
 $\omega_{3} - \Delta\omega_{4}$
 $\omega_{4} - \Delta\omega_{5}$
 $\omega_{5} - (\omega_{1} - \Delta\omega_{2})$
 $\omega_{6} - \Delta\omega_{7}$
 $\omega_{7} - \Delta\omega_{7}$
 $\omega_{7} - \Delta\omega_{7}$
 $\omega_{7} - (\omega_{1} - \Delta\omega_{2})$
 $\omega_{7} - \Delta\omega_{7}$
 $\omega_{7} - (\omega_{1} - \Delta\omega_{2})$
 $\omega_{7} - \Delta\omega_{7}$
 $\omega_{7} - \omega_{7}$
 $\omega_{7} - \omega_{7}$

v为过程噪声向量, w为测量噪声向量。

并且,前3个状态变量满足

$$\mathbf{x}_1^2 + \mathbf{x}_2^2 + \mathbf{x}_3^2 = 1.$$
 (4)

将式 (3) 离散化, 利用 K alm an 滤波递推公式 ^[8] 估计出 \mathbf{r}_{13} 、 \mathbf{r}_{23} 、 \mathbf{r}_{33} 三个状态变量, 即可解算出俯仰角和横滚角。

3 运动状态判断专家系统

用加速度信号作为观测变量的一个主要问题是: 当机体处于运动状态时, 受运动加速度的影响, 加速度计信号不能正确反映机体的姿态信息。本文通过判断机体的运动状态, 调整 K alm an 滤波递推公式中测量噪声矩阵 w, 改变在不同机体运动状态下 K alm an 滤波算法对加速度计信号的依赖度。当机体处于静态情况时, 取 w为较小值 w, 此时算法通过加速度计信号和陀螺信号估计机体的姿态信息,同时估计陀螺漂移误差; 当机体处于运动状态

时,取 w为较大值 w, 此时算法主要依赖于陀螺信号估计机体的姿态信息,并利用在静态情况下估计的陀螺漂移误差数据对陀螺信号进行补偿,此时对陀螺漂移误差信号不进行估计,取 $\Delta\omega(\mathbf{k}+1) = \Delta\omega(\mathbf{k})$ 。

机体的运动状态根据空速 v 以及三轴加速度信号的平方和进行判断。本文设计如下专家系统规则。

- 1) 当 \mathbf{v} \mathbf{v} 时,表示机体为空中飞行状态,取 \mathbf{w} \mathbf{w} \mathbf{v} 表示判断机体运动状态的空速阈值,且 \mathbf{v} \mathbf{v} 0。
 - 2) 当 v≤v₁ 时,表示机体为地面状态。
- 3) 当机体为地面状态时,若三轴加速度的平方和大于 \mathbf{a}_{r} ,则机体处于运动状态,取 \mathbf{w}_{r} \mathbf{w}_{r} ; 否则机体处于静止状态,取 \mathbf{w}_{r} \mathbf{w}_{r} 。 \mathbf{a}_{r} 表示判断机体运动状态的加速度平方和阈值,且 \mathbf{a}_{r} > 1。

4 数据融合修正俯仰角

当飞行器处于空中飞行状态时,俯仰角与高度、 空速存在如下的近似关系:

$$\theta \approx \arctan \frac{\Delta H}{vh}$$
. (5)

其中 ΔH 表示在 h 时间内高度变化量。

把用 K alm an 滤波方法得到的俯仰角 € 和式 (5)得到的俯仰角 € 进行数据融合, 计算实际输出的俯仰角

$$\theta = \theta \sigma + \theta \sigma$$
. (6)

q、q 为加权系数,满足 $q \ge 0$, $q \ge 0$, q + q = 1。

5 实验及结果

为了验证算法的可行性,本文在翼展 1 m 的飞行器上分别进行了地面静态实验和空中飞行动态实验,并将两种实验条件下得到的俯仰角和横滚角结果与国外最新的商用自动驾驶仪(AUTOPILOT)的结果进行了比较。地面静态实验结果如图 3 所示,空中飞行动态实验结果如图 4 所示。

由图 3、4 可知:在静态情况下二者输出的俯仰 角和横滚角结果非常吻合;在动态情况下二者趋势 相同,基本吻合。从而验证了本文方法的可行性。

此外,在飞行实验中发现:在飞行器做空中小半径盘旋或急速转弯时,AUTOPILOT 输出的姿态结果与机体的实际姿态不相符,此时的结果对比如图 5 所示。

由图 5 可知:在正常飞行区间,AUTOPILOT结果与本文结果基本吻合;在有急速转弯和小半径盘旋动作区间,AUTOPILOT的输出结果发散,与实际情况不符,而本文结果与实际情况基本相符。

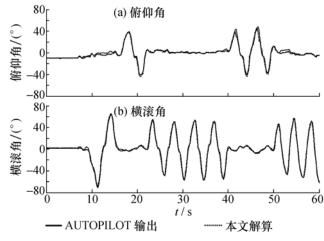


图 3 地面静态实验结果

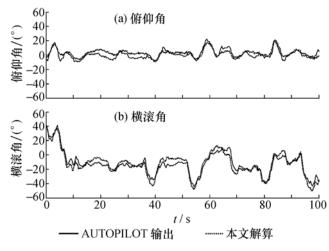


图 4 空中飞行动态实验结果

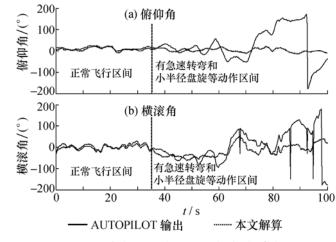


图 5 空中急速转弯和小半径盘旋时结果

6 结 论

本文提出一种基于三轴 M EM S 陀螺、三轴 M EM S 加速度计、微型压力高度计、微型压力空速计和微型 G P S 研制微型姿态测量系统的方法。通过地面静态实验和空中飞行动态实验,将本文结果与国外最新的商用自动驾驶仪输出的姿态结果进行了对比,验证了本文方法的可行性和优点。