

MEMS 惯性传感器融合的水平姿态解算方法

黎永键¹, 赵祚喜², 高俊文¹

(1. 广东农工商职业技术学院机电系, 广东 广州 510507)

(2. 华南农业大学工程学院, 广东 广州 510642)

[摘要] 为获取惯性导航系统的姿态信息, 针对 MEMS 惯性测量单元, 设计了基于多传感器信息融合的水平姿态解算方案. 在此基础上, 提出了一种基于卡尔曼滤波的解决方案: 利用陀螺仪测得的角速度更新前一步的姿态角, 利用加速度计对重力矢量的观测修正陀螺仪给出的姿态角信息. 设计了水平姿态解算试验平台以验证该算法, 采用姿态航向参考系统 AHRS500GA 提供精确姿态角对解算结果进行对照, 试验结果表明: 在静态、动态条件下该算法均能准确地得到实时水平姿态角, 其误差一般小于 1° .

[关键词] MEMS 惯性传感器, 信息融合, 卡尔曼滤波, 姿态角, 姿态航向参考系统

[中图分类号] TP212.9 **[文献标志码]** A **[文章编号]** 1672-1292(2015)02-0020-07

Design of Horizontal Attitude Estimation Using MEMS Inertial Sensor

Li Yongjian¹, Zhao Zuoxi², Gao Junwen¹

(1. Department of Electrical, Guangdong AIB Polytechnic College, Guangzhou 510507, China)

(2. College of Engineering, South China Agricultural University, Guangzhou 510642, China)

Abstract: In order to get effective attitude information for inertial navigation, this paper presents a scheme for horizontal attitude estimation based on MEMS inertial sensor fusion. On this basis, a horizontal attitude measurement system is designed among which their main features are: monitoring attitude information by fusing one tri-axial accelerometer and one gyroscope integrated in ADIS16300; calculating attitude angles by using ARM7v7 processor Cortex-M3. A practical algorithm based on Kalman filter is then designed whose system equation is derived from MEMS gyros outputs and measurement constructed by accelerometers outputs. Finally, experimental results show that the proposed fusion method gives quite accurate attitude information of the controlled object and the average error of attitude measurement is less than 1° .

Key words: MEMS inertial sensor, data fusion, kalman filter, attitude angle, AHRS

微电子机械系统(Microelectro-mechanical System, MEMS)是以集成电路工艺和微机械加工工艺为基础, 在单晶硅片上制造出来的微机电系统, 包括微机械加速度计、微机械陀螺仪和微惯性测量组合. 相对于其他惯性传感器, MEMS 惯性传感器的优势在于寿命长、制造成本低、可靠性高、体积小和重量轻等^[1]. 随着 MEMS 技术的发展, MEMS 惯性传感器已广泛应用于航天、航空、军事等领域^[2]. 当前, MEMS 惯性器件已发展成为惯性导航的主流器件之一, 我国也将其列为惯性技术领域重点发展的关键技术之一^[3].

目前, MEMS 惯性传感器性能已能达到中等精度, 但单个传感器使用中存在精度低、漂移大等缺点, 无法长时间提供稳定的信息^[4]. 大量研究工作表明, 采用多传感器信息融合技术对目标进行预测和估计已成为目标跟踪理论趋势^[5]. 其中, 基于卡尔曼滤波的信息处理技术是有效手段之一. 李仁等通过对陀螺误差建模分析, 利用卡尔曼滤波对数据进行处理, 使用不需要传感器与测试平台精确对准方法来标定加速度计参数, 使陀螺的系统方差有很大改善^[6]. 李雪莲等提出了指数平滑的 GM(1, 1)改进模型, 在 AR(3)基础上进行卡尔曼滤波处理, 试验证明该方法有效减少了零漂信号中的角度随机游走、零偏不稳定和量化噪

收稿日期: 2014-08-13.

基金项目: 精准农业智能关键装备技术引进与创新(2011-G32)、国家自然科学基金(61175081)、华南农业大学博士点基金(20114404110003).

通讯联系人: 黎永键, 讲师, 研究方向: 自动控制原理. E-mail: leeeyong@qq.com

声,提高了 MEMS 陀螺零漂输出的稳定性^[7]. 张谦等基于 MEMS 器件设计了微型六自由度的姿态航向参考系统,以 Kalman 滤波算法作传感器信息融合,试验表明该系统可提高导航系统的可靠性^[8].

本文提出了一种利用 MEMS 惯性传感器信息融合以测量水平姿态角的方案,利用加速度计对重力矢量测量值来修正陀螺仪误差值的算法,最终得到准确的稳定水平姿态信息.

1 水平姿态角解算方案

1.1 惯性导航坐标系与姿态角

对于常见的坐标系,本文采用如下表示方法: n 为导航坐标系, i 为惯性坐标系, b 为机体坐标系, θ 为横滚角, ϕ 为俯仰角, ψ 为航向角. 方向余弦矩阵体现了机体坐标系与导航坐标系之间的关联关系,假设 C_b^n 为载体坐标系 b 转换到导航坐标系 n 时相应的方向余弦矩阵,则有如下关系^[9]:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\cos\phi\sin\psi+\sin\phi\sin\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\psi+\cos\phi\sin\theta\cos\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\phi\cos\psi+\sin\phi\sin\theta\sin\psi & -\sin\phi\cos\psi+\cos\phi\sin\theta\sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}.$$

四元数 q 是四自由度的空间变量, i 、 j 、 k 分别表示机体坐标系的坐标轴 X 、 Y 、 Z 的单位矢量,记为 $q = q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3$. 四元数与方向余弦矩阵有如下关系^[10]:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_3q_2 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_3q_2 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}.$$

由此可得出四元数与运动物体姿态角存在如下关系:

$$\phi = \text{atan2}(2(q_2q_3 - q_0q_1), 1 - 2(q_1^2 + q_2^2)), \quad (1)$$

$$\theta = \text{asin}(-2(q_1q_3 - q_0q_2)), \quad (2)$$

$$\psi = \text{atan2}(2(q_1q_2 - q_0q_3), 1 - 2(q_2^2 + q_3^2)). \quad (3)$$

1.2 MEMS 惯性传感器测量姿态角原理

1.2.1 加速度计测量姿态角方法

MEMS 加速度计测量载体相对于 i 系的比力信息. 由运动微分方程,有下式成立^[11]:

$$f^b = \ddot{P}^b + (2\omega_{ie}^b + \omega_{en}^b) \times \dot{P}^b - g^b, \quad (4)$$

式中, f^b 为比力; P^b 为载体在 e 系中的位置在 b 系的投影; \dot{P}^b 、 \ddot{P}^b 分别表示一阶、二阶导数; ω_{ie}^b 表示 e 系相对于 i 系的角速度矢量在 b 系中的投影; g^b 为重力加速度在 i 系下的投影.

静止状态下 \ddot{P}^b 为零. 根据基本的比力方程可计算得到 $f^n = [0 \ 0 \ g^e]$, g^e 为重力加速度常量值. 于是由式(4)可以得出:

$$\hat{f}^b = -C_b^n(t) g^b + \hat{\nabla}^b + v^b(t), \quad (5)$$

式中, \hat{f}^b 为 f^b 的真实值; $\hat{\nabla}^b$ 为地球自转角速率、载体对地速度的函数; $v^b(t)$ 为加速度计的测量噪声. 由式(4)、(5)可得:

$$g^b = \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \times g^e. \quad (6)$$

对式(6)求反三角函数值,即可计算出俯仰角 ϕ 和横滚角 θ :

$$\phi = \text{atan}(g^b(2)/g^b(3)), \quad (7)$$

$$\theta = \text{atan}(-g^b(1)/\sqrt{g^b(2)^2 + g^b(3)^2}). \quad (8)$$

1.2.2 陀螺仪测量姿态角方法

当被测物体振动较大时, \ddot{P}^b 不能忽略,则式(7)、(8)不能准确计算出姿态角,故引入陀螺仪. MEMS 陀螺是一种振动式角速度传感器,可以测量倾角变化率,采用三轴陀螺仪测量各轴上的角速率对时间的积分也可求出旋转角. 陀螺仪的实际输出可描述为^[12]:

$$\hat{\omega}_{ib}^b(t) = \omega_{ib}^b(t) + \varepsilon^b + w^b(t) = C_n^b(t) \omega_{in}^n(t) + \omega_{nb}^b(t) + \varepsilon^b + w^b(t) = \omega_{nb}^b(t) + \tilde{\varepsilon}^b + w^b(t) \quad , \quad (9)$$

式中 ε^b 为陀螺仪漂移; $w^b(t)$ 为陀螺仪测量噪声; ω_{in}^n 为 i 系相对于 n 系的角速度. 整理可得:

$$\omega_{nb}^b(t) = \hat{\omega}_{ib}^b(t) - \tilde{\varepsilon}^b - w^b(t) \quad . \quad (10)$$

通过四元数法求姿态角方法可描述为:

定义等时间间隔 T 内机体坐标系的角速率为:

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x^b - \varepsilon_x \\ \omega_y^b - \varepsilon_y \\ \omega_z^b - \varepsilon_z \end{bmatrix} \quad ,$$

通过解矩阵方程(10),可推算出四元数有如下更新关系式:

$$q(t_k) = (\cos(\|\omega\|)I + \frac{\sin(\|\omega\|)}{\|\omega\|}W) \times q(t_{k-1}) \quad , \quad (11)$$

式中 W 为角速度在采样时间内积分值. 只要实时更新载体角速度信息,即可求出下一时刻的四元数值,从而实现四元数即时修正.再代入式(1)~(3)可求出姿态角.

1.3 传感器融合解算水平姿态角方案

本文设计了基于 MEMS 惯性传感器集成模块 ADIS16300 的水平姿态角测量系统,其基本功能是获取导航系统的水平倾角信息. ADIS16300 是四自由度惯性传感器集成模块,内置 MEMS 三轴加速度计、陀螺仪与温度传感器,其功能框图如图 1(a)所示. ADIS16300 的主要应用在于上电后提供三维加速度、角速率信息和温度等信息,其采样速率为 819.2 SPS^[13]. 设计相应的 ADIS16300 电路板,采用 SD 卡保存数据,本文所设计的水平姿态角测量系统如图 1(b)所示. Cortex-M3 处理器使用了 ARM v7-M 体系结构,具有较高的性能和较低的动态功耗^[14]. 从性能上看,Cortex-M3 处理器可以作为本文融合算法的硬件实现. Cortex-M3 处理器使用 SPI 接收来自 ADIS16300 的数据并保存在 SD 卡存储器. 采样得到的三轴加速度计和角速度数据通过传感器信息融合测量,从而得到水平姿态角.

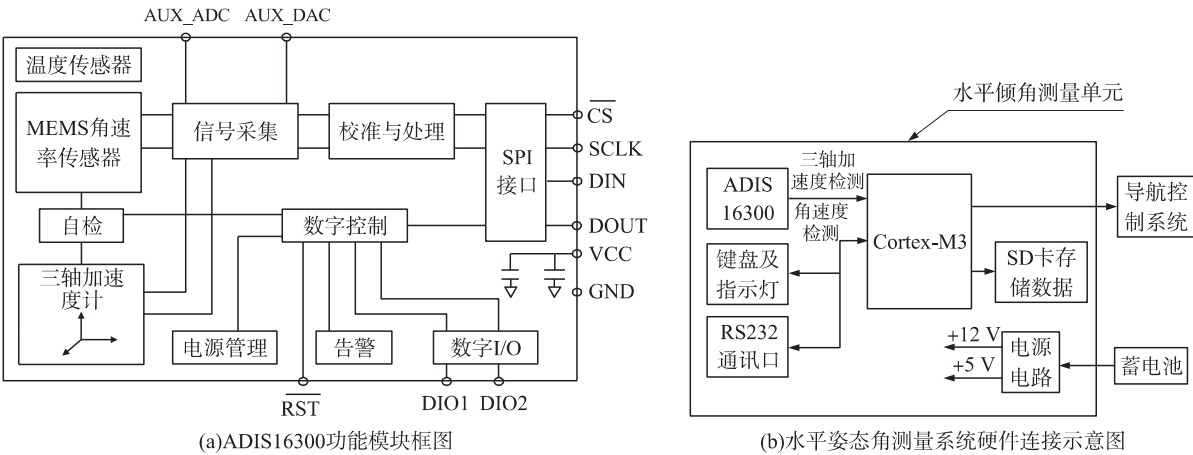


图 1 水平姿态角测量系统的整体结构
Fig. 1 Structural diagram of the horizontal attitude measuring system

以测量运动杆件倾角为例,水平姿态角测量系统的安装如图 2 所示:必须保证数字陀螺仪中心对准运动杆件中心 O ,杆件的长度方向为 X 轴, Y 轴垂直于杆件的宽平面, Z 轴为杆件中心旋转方向.

结合姿态航向参考系统(Attitude and Heading Reference System, AHRS)工作原理^[15],组合方案如图 1 所示:利用陀螺仪测量载体角速度来更新前一步的姿态角;利用加速度计对重力向量的观测值来修正陀螺仪漂移导致的误差.设计卡尔曼滤波算法对系

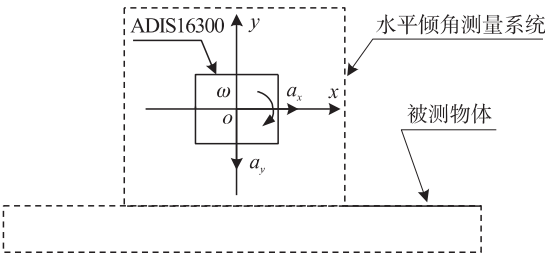


图 2 姿态测量系统安装示意图
Fig. 2 Layout of horizontal attitude measuring system

统状态进行估计,最终得出准确的稳定水平姿态信息. 传感器融合流程如图 3 所示.

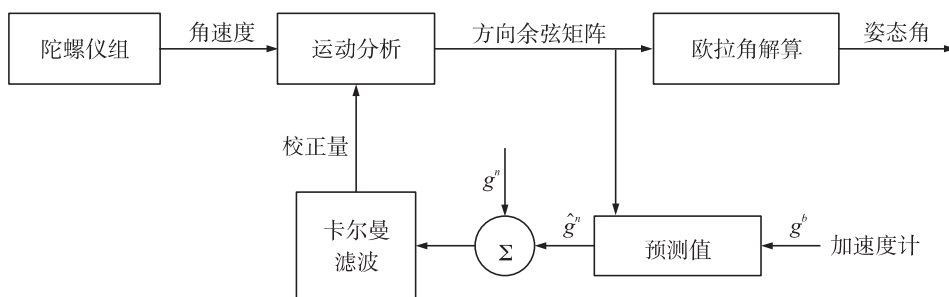


图 3 融合计算姿态角的传感器组合方案

Fig. 3 Fusion calculation of attitude sensor package

2 水平姿态解算的卡尔曼滤波器设计

选取姿态四元数和陀螺漂移为状态变量,以姿态误差传播方程为状态方程,以机体系的比力差值为观测量,估计姿态误差达到修正目的.

2.1 系统状态方程

设定 \bar{q} 为真实四元数 \hat{q} 为其估计值 \bar{q}_e 表示两者的偏差值,有以下关系成立:

$$\bar{q} = \hat{q} \otimes \bar{q}_e.$$

因 \bar{q}_e 约近为零,可表示为 $\bar{q}_e = [1 \quad q_e]$. 有以下微分方程成立:

$$\dot{\bar{q}}_e = -\hat{\omega}_b \bar{q}_e - \frac{1}{2}(\omega_b - \hat{\omega}_b),$$

式中 $\dot{\bar{q}}_e$ 表示一阶导数(本文以下部分均采用此种方法表示导数). 陀螺仪模型如下:

$$\hat{\omega}_b - \hat{b} = \omega_b - b + W_1.$$

由上式可得:

$$\begin{aligned} \omega_b - \hat{\omega}_b &= \Delta \hat{b} - W_1, \\ \dot{\Delta \hat{b}} &= W_2, \end{aligned}$$

W_1, W_2 是相互独立的高斯白噪声. 定义

$$X = \begin{bmatrix} q_e \\ \Delta b \end{bmatrix}, W = \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \end{bmatrix},$$

有以下状态方程:

$$\dot{X}(t) = F(t) X(t) + G(t) W(t).$$

$F(t), G(t)$ 给定如下:

$$\begin{aligned} F(t) &= \begin{bmatrix} -\hat{\omega}_b & \frac{1}{2} I_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \\ G(t) &= \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

2.2 系统观测方程

$$\begin{aligned} C_b^a \bar{q}_e &= \begin{bmatrix} 1 & 2q_{e3} & -2q_{e2} \\ -2q_{e2} & 1 & 2q_{e1} \\ 2q_{e2} & -2q_{e1} & 1 \end{bmatrix}, \\ a_b^0 &= (I - 2q_e) C_n^b \hat{q} a_n^0 + V_a. \end{aligned}$$

式中 V_a 为测量误差 $a_b^0 = [0 \ 0 \ 1]^T$.

$$\delta a_b = a_b - C_b^n \hat{q} a_n^0, \hat{a}_b = C_b^n \hat{q} a_n^0.$$

则测量方程可得:

$$\delta \hat{a}_{1 \times 1}^b = 2 \hat{a}_{b1 \times 3} q_e + V_a(t)_{1 \times 1}.$$

式中 $V_a(t)$ 是零偏高斯白噪声.

2.3 卡尔曼滤波器设计

本文设计卡尔曼滤波的姿态更新步骤如下:

- (1) 初始化 q_0, q_e, P .
- (2) 将式 (6) 改写为观测方程的形式可得观测矩阵:

$$H = 2g \begin{bmatrix} \hat{a}^b & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}.$$

- (3) 计算卡尔曼滤波增益:
 $K_K = [P_{K-1} \cdot H^T \cdot (H \cdot P_{K-1} \cdot H^T + R_0)^{-1}].$
- (4) 状态变量更新:

$$X_K = X_{K-1} + K_K \cdot (F_b - f),$$

式中 $F_b = [f_x^b \ f_y^b \ f_z^b]^T$.

- (5) 计算均方误差方阵:

$$P_K = (I - K_K H) \cdot P_{K-1}.$$

(6) 按照 (1) ~ (5) 的步骤进行 Kalman 滤波计算,即可以实时修正四元数,然后可根据式 (1) ~ (3) 计算修正后的姿态角,实现误差修正的目的. 算法实现流程如图 4 所示.

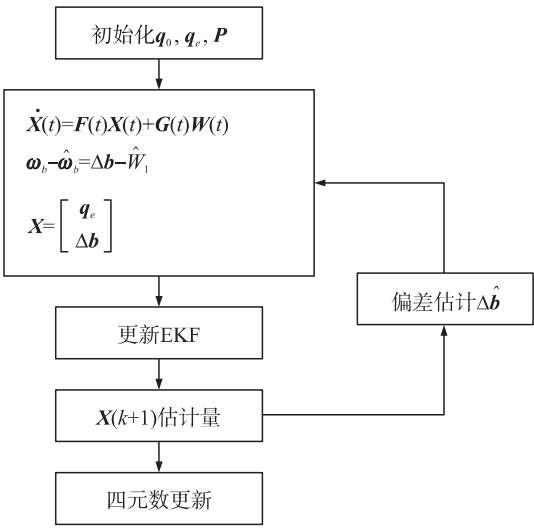


图 4 卡尔曼滤波算法流程图
Fig. 4 Flowchart of Kalman filter algorithm

3 试验与分析

3.1 试验方法

为了验证本文的水平姿态测解算法,进行姿态角融合试验:采用本文所设计的卡尔曼滤波融合算法计算水平倾角,试验结果用高精度姿态航向参考系统 AHRS500GA 的准确测量结果作为对照.文献[16]介绍了 AHRS500GA 的性能参数:采样频率为 100 Hz,测量精度为:航向角 0.2° RMS,俯仰角 0.03° RMS,横滚 0.03° RMS.

试验以一根刚性杆件作为运动载体,具体步骤为:在杆件上安装水平姿态角测量系统及 AHRS500GA;启动水平姿态角测量系统与 AHRS500GA 并同步工作,令被测刚性杆件处于运动状态,SD 卡记录保存相关数据;将上一步记录的数据在 PC 平台上运行,利用本文设计的卡尔曼滤波融合程序进行处理,解算杆件的各轴上加速度、Z 轴角速率以及水平倾角;将本算法解算的融合角度与 AHRS500GA 的测量值进行比较分析.

3.2 试验结果分析

图 5 为一次典型的试验结果记录,(a) 为水平倾角,(b) 为 (a) 的局部放大结果,采样周期为 100 ms.倾角记录曲线绘出了加速度计测得的水平姿态角、融合算法解算倾角及由 AHRS500GA 测得的参考倾角.图 5(c)、(d) 为加速度、角速率的对比.从图 5 可看出:

- (1) 振动较小时,利用加速度计计算倾角值较准确.当外界扰动导致振动加剧时,无法单纯用加速度计解算姿态角,表现为出现快速上下跳变,误差可达 5° 以上.
- (2) 本设计融合算法能准确测量运动物体动态倾角.由图 5(b) 可见,在动态环境下融合结果能与 AHRS500GA 提供的参考倾角结果呈现良好的一致性,其误差绝对值不超过 1°.
- (3) 通过传感器实时判断物体运动状态,利用加速度计对重力矢量观测值以修正陀螺漂移,可有效降低姿态角计算误差.因此,基于卡尔曼滤波的姿态修正算法是有效的.

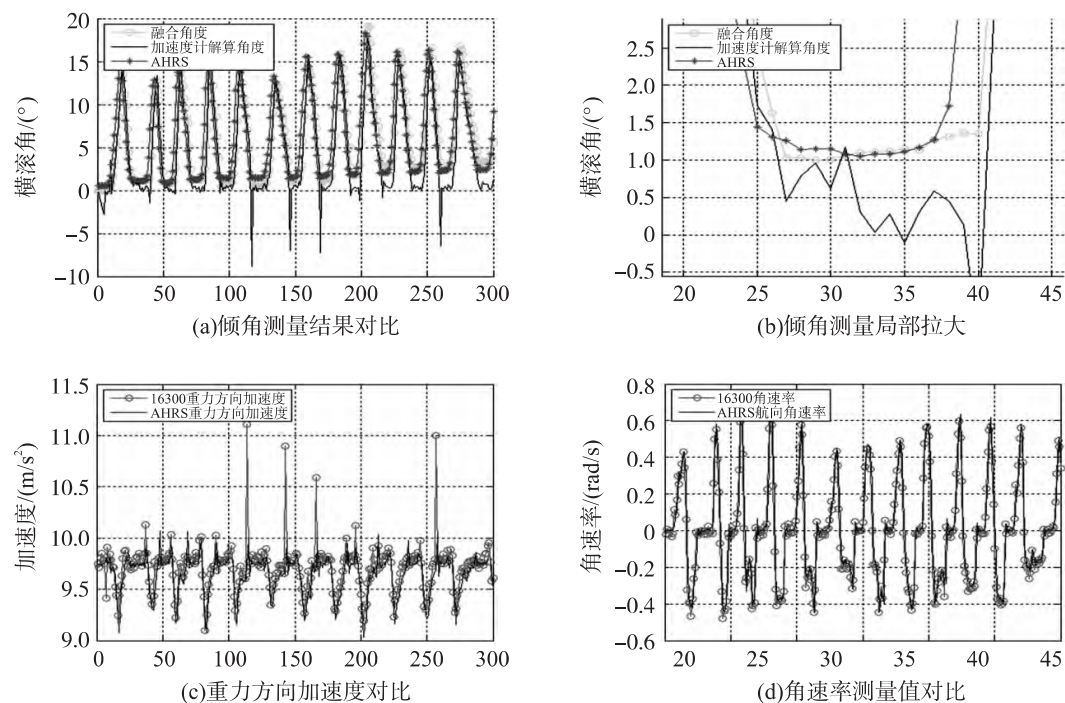


图 5 ADIS16300 测量运动杆件倾角实验结果

Fig. 5 Measurement of horizontal attitude angles using ADIS16300

4 结语

为了准确测量运动物体信息,本文设计了一种基于 MEMS 惯性传感器信息融合的水平姿态解算算法,提出了利用加速度计对重力向量的观测来修正陀螺给出的姿态角信息,设计了用于信息融合的卡尔曼滤波器,并进行了试验验证.结果表明,该算法可实现对载体水平姿态的检测,保证水平倾角误差值在 1° 范围以内,其测量精度可满足惯性导航对于姿态角测量的要求.

[参考文献] (References)

- [1] 高宗余,李德胜.多 MEMS 传感器姿态测量系统的研究[J].电光与控制,2010,17(3):68-70.
Gao Zongyu, Li Desheng. Attitude measurement system based on multiple MEMS sensors [J]. Electronics Optics and Control, 2010, 17(3): 68-70. (in Chinese)
- [2] Lu Junjie, Zhou Jun, Lu Xiaodong, et al. The measurement correction of MEMS gyroscope based interlaced Kalman filter [J]. Advanced Materials Research, 2011, 301/303: 1 083-1 088.
- [3] 朱荣,周兆英.基于 MEMS 的姿态测量系统[J].测控技术,2002,21(10):6-13.
Zhu Rong, Zhou Zhaoying. A MEMS-based attitude reference system [J]. Measurement and Control Technology, 2002, 21(10): 6-13. (in Chinese)
- [4] David H Titterton, John L Weston. Strapdown Inertial Navigation Technology [M]. London, United Kingdom: Peter Peregrinus Ltd on behalf of the Institute of Electrical Engineers, 2004: 280-360.
- [5] 赵喜喜,罗锡文,李庆,等.基于 MEMS 惯性传感器融合的水田激光平地机水平控制系统[J].农业工程学报,2008,24(6):119-124.
Zhao Zuoxi, Luo Xiwen, Li Qing, et al. Leveling control system of laser-controlled land leveler for paddy field based on MEMS inertial sensor fusion [J]. Transactions of the CSAE, 2008, 24(6): 119-124. (in Chinese)
- [6] 李仁,曾庆双,陈希军.一种低成本 MEMS 惯性传感器应用技术研究[J].传感技术学报,2009,22(11):1 670-1 673.
Li Ren, Zeng Qingshuang, Chen Xijun. Research on application technology of low cost MEMS INS sensor [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2009, 22(11): 1 670-1 673. (in Chinese)

- [7] 李雪莲, 孙尧, 莫宏伟. 微惯性传感器零点漂移融合滤波算法研究[J]. 传感器与微系统, 2009, 28(6): 50-53.
Li Xuelian, Sun Yao, Mo Hongwei. Research on null drift fusion algorithm of micro inertial sensors[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2009, 28(6): 50-53. (in Chinese)
- [8] 张谦, 裴海龙, 罗沛. 基于 MEMS 器件的姿态航向参考系统设计与应用[J]. 计算机工程与设计, 2007, 28(3): 631-634.
Zhang Qian, Pei Hailong, Luo Pei. Design and implementation of AHRS based on MEMS units[J]. Computer Engineering and Design, 2007, 28(3): 631-634. (in Chinese)
- [9] 陈永冰, 钟斌. 惯性导航原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 13-232.
Chen Yongbing, Zhong Bin. Principles of Inertial Navigation [M]. Beijing: National Defence of Industrial Press, 2007: 13-232. (in Chinese)
- [10] 孙冬梅, 田增山, 韩令军. 捷联惯导系统中四元素法求解姿态角仿真模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(1): 51-60.
Sun Dongmei, Tian Zengshan, Han Lingjun. Simulation on quaternion calculate attitude angle of the strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(1): 51-60. (in Chinese)
- [11] 朱启举, 秦永元, 梅春波, 等. 基于 MEMS 惯性器件的水平姿态解算方案设计[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(5): 35-40.
Zhu Qiji, Qin Yongyuan, Mei Chunbo, et al. Horizontal attitude estimation using MEMS-based inertial sensors[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2013, 33(5): 35-40. (in Chinese)
- [12] 屈重君, 雷宝权, 陈璞, 等. 无位置输入的民机姿态航向误差修正算法[J]. 传感技术学报, 2008, 21(11): 1862-1866.
Qu Zhongjun, Lei Baoquan, Chen Pu, et al. Error correction algorithm of attitude and heading for civil airplane without position inputs[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2008, 21(11): 1862-1866. (in Chinese)
- [13] Analog Devices, Inc. ADIS16300 Datasheet [DB/OL]. (2009-04) [2010-01-28]. <http://www.analog.com/static/imported-files/datasheets/ADIS16300.pdf>.
- [14] ARM Limited. CortexTM-M3 Technical reference manual [EB/OL]. (2008-06) [2014-04-28]. <http://www.arm.com>.
- [15] Jay A. Farrell. Aided Navigation: GPS with High Rate Sensors [M]. New York: Mc Graw Hill, 2006: 35-60.
- [16] Crossbow Technology, Inc. AHRS500GA-Series User's Manual: Revision B [M/OL]. [2014-07-30]. <http://www.moog-crossbow.com>.

[责任编辑: 严海琳]