

# 基于 MEMS 传感器的微飞行器姿态理论与实验研究

魏志方,张卫平,刘武,崔峰,周岁,邹逸飞,沈国豪

(上海交通大学微纳电子学系微米/纳米加工技术重点实验室,薄膜与微细技术教育部重点实验室,  
上海市北斗导航与位置服务重点实验室,上海 200240)

**摘要:**为了得到基于微机电系统(MEMS)运动传感器的微飞行器的姿态角的输出,该文从理论和实验角度进行了全面分析。首先基于 MEMS 运动传感器的加速度计与磁力计理论计算了微飞行器的初始姿态及其最大误差范围,然后基于 MEMS 运动传感器的陀螺仪计利用时间序列自回归滑动平均模型(ARMA)分析方法对原始角速度进行误差建模,并利用卡尔曼滤波进行误差补偿,并通过积分法到更高精确度的姿态角度的算法,最后利用转台实验对其进行验证。通过该算法,对于任何 MEMS 九轴传感器,由实验确定相应的参数后,即可得到该传感器更高精确度的姿态角的输出。

**关键词:**MEMS 九轴传感器;初始姿态;时间序列分析;卡尔曼滤波;积分法;转台实验

**中图分类号:**V241.5 **文献标识码:**A **DOI:**10.11977/j.issn.1004-2474.2018.04.010

## Attitude Theory and Experimental Research of Micro-aircraft Based on MEMS Sensor

WEI Zhifang, ZHANG Weiping, LIU Wu, CUI Feng, ZHOU Sui, ZOU Yifei, SHEN Guohao

(National Key Laboratory of Science and Technology on Micro/Nano Fabrication, Key Laboratory for Thin Film and Micro Fabrication of the Ministry of Education, Department of Micro-Nano Electronics, School of Electronic Information and Electrical Engineering, Shanghai Jiaotong University; Key Laboratory of Shanghai Beidou Navigation and Location Service, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** In order to obtain the output of the attitude angle of the micro-aircraft based on MEMS motion sensor, the comprehensive analysis from the theoretical and experimental aspects are carried out in this paper. Firstly, the initial attitude and the maximum error range of the micro-aircraft are calculated theoretically based on the accelerator and magnetometer of MEMS motion. Then the error modeling of the original angular velocity is carried out by using the time series autoregressive moving average model (ARMA) analysis method based on the gyroscope of MEMS motion, and the Kalman filtering is adopted to compensate the error. The integral method is used to obtain the higher accuracy attitude angle. Finally, the rotated-table experiment is carried out to verify it. For any nine-axis MEMS sensor, through the experiment to determine the corresponding parameters, the attitude angle output of the sensor with higher accuracy can be obtained by using the proposed algorithm.

**Key words:** nine-axis MEMS sensor; initial attitude; time series analysis; Kalman filter; integral method; rotated-table experiments

### 0 引言

相较于仅搭载在微飞行器上的全球定位系统(GPS),同时搭载微机电系统(MEMS)运动传感器可以获得准确的微飞行器的姿态与位置。MEMS 九轴传感器的陀螺仪、加速度计、磁力计分别测量载

体的角速度、加速度和磁力值<sup>[1-2]</sup>。与传统导航传感器相比,微 MEMS 九轴传感器具有体积小,成本低和方便搭载等优点,在低成本导航领域获得了越来越多的应用<sup>[3]</sup>。但由于 MEMS 运动传感器中的陀螺仪确定性漂移及随机性漂移等累积误差的存在,

收稿日期:2017-07-08

基金项目:预研项目(LZY2016215、6141A02022607、1620010701);国家自然科学基金资助项目(61574093);航空基金资助项目(2016ZD57006、2013ZC57003);上海市平台基金资助项目(16DZ2290103)

作者简介:魏志方(1992-),男,安徽人,硕士生,主要从事微飞行器导航领域的研究。通信作者:刘武,助理研究员,主要从事微飞行器的研究。E-mail:liuwu@sju.edu.cn。张卫平,教授,博导,主要从事微飞行器微惯性技术的研究。E-mail:zwp37@163.com。

使得测量的姿态角误差越来越大,不适于直接搭载到微飞行器上<sup>[4]</sup>。近年来,随着MEMS器件的发展,MEMS运动传感器也得到了空前的发展,并取得了巨大的成果<sup>[5]</sup>。但由于MEMS技术是一门前沿交叉学科,很多技术还不太成熟,MEMS运动传感器的测量精度尚处于中低水平,其主要应用于一些精度要求不高的场合。因此,如何补偿传感器的误差以提高测量精度并适用于搭载<sup>[6]</sup>,成为MEMS运动传感器研究的重点内容,这也是当前各国研究的热点内容。目前,提高MEMS运动传感器精度的方法有两种:

1) 通过提高工艺水平减少累积误差,但由于陀螺仪累积误差的特性,再加上研究工艺的成本高,周期长,此法不太适合。

2) 根据陀螺仪静态误差与动态误差的特性,对其补偿更容易实现。采用时间序列分析建立误差模型,使用卡尔曼滤波法对误差进行补偿,从而得到可以使用的、精确的角速度输出<sup>[7]</sup>。使用转台实验对其进行了验证,得到通用的对任何MEMS九轴传感

器都适用的提高精度的算法。本文以MPU9250传感器为例,获得MPU9250九轴传感器的相关参数,从而通过该算法得到精确度更高的姿态输出。

微飞行器的初始姿态也是一个重要的过程,其精确度很大程度上影响着微飞行器飞行过程中的姿态。基于加速度计和磁力计未累积误差的问题,采用加速度计和磁力计进行初始姿态的解算很有必要<sup>[8]</sup>。微飞行器飞行过程的态度可以使用四元数法将滤波后的角速度转换成精确的姿态角的输出,并通过转台实验验证其准确性。纵观国内外的研究,在微飞行器领域对于导航的研究还不太成熟,因此,本文将从微飞行器的初始姿态,飞行过程中的角速度的滤波及其姿态角的转换,转台实验的验证等进行一些基础的研究。

## 1 初始姿态的理论计算及最大误差分析

重力下载体坐标系与地理坐标系的关系为

$$\mathbf{g}^b = \mathbf{C}_n^b \mathbf{g}^n \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} \cos r \cos \varphi - \sin r \sin \theta \sin \varphi & \cos r \sin \varphi + \sin r \sin \theta \cos \varphi & -\sin r \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \varphi & \cos \theta \sin \varphi & \sin \theta \\ \sin r \cos \varphi - \cos r \sin \theta \sin \varphi & \sin r \sin \varphi - \cos r \sin \theta \cos \varphi & \cos r \sin \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

地理坐标系下重力场分布  $\mathbf{g}^n = [0 \ 0 \ g]^T$ , 有

$$\mathbf{g}^b = [-g \sin \theta \ g \sin r \sin \theta \ g \cos r \cos \theta]^T \quad (3)$$

式中  $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ 。进而得到初始横滚角与俯仰角分别为

$$r = \arctan(g_y^b / g_z^b) \quad (4)$$

$$\theta = \arcsin(g_x^b / g) \quad (5)$$

同理,磁地理坐标系与载体坐标系的关系为

$$\mathbf{M}^b = \mathbf{C}_n^b \mathbf{M}^n \quad (6)$$

磁地理坐标系下磁传感器输出为

$$\mathbf{M}^n = [M_N \ 0 \ M_D]^T \quad (7)$$

故

$$\mathbf{M}^b = \begin{bmatrix} M_N \cos \theta \sin \varphi - \sin \theta M_D \\ (\sin r \sin \theta \cos \varphi - \cos r \sin \varphi) M_N + \sin r \cos \theta M_D \\ (\cos r \sin \theta \cos \varphi - \sin r \sin \varphi) M_N + \cos r \cos \theta M_D \end{bmatrix} \quad (8)$$

进而得到初始航向角

$$\varphi = \arctan\left(-\frac{M_y^b \cos r - M_z^b \sin r}{M_z^b \cos \theta - M_y^b \sin \theta \sin r + M_x^b \sin \theta \cos r}\right) \quad (9)$$

对初始姿态的误差分析很有必要。不同传感器

的误差情况不同,由于本文使用的九轴传感器是MPU9250传感器,故本文探讨的是基于MPU9250传感器的理论初始最大误差情况。根据数据手册(datasheet)上显示,载体坐标系下  $x$ 、 $y$  轴加速度的最大偏离误差均为  $0.06g$ ,  $z$  轴加速度的最大偏离误差为  $0.08g$ 。横滚角的误差为

$$\Delta r = r_{\text{测}} - r_{\text{实}} = \arctan \frac{g_{y_{\text{测}}}^b}{g_{z_{\text{测}}}^b} - \arctan \frac{g_{y_{\text{实}}}^b + \delta g_y^b}{g_{z_{\text{实}}}^b + \delta g_z^b} \quad (10)$$

经计算得到  $\Delta r \in (0^\circ, 3.14^\circ)$ 。

同理,俯仰角的最大偏离误差

$$\Delta \theta = \arcsin \frac{g_{x_{\text{测}}}^b}{g} - \arcsin \frac{g_{x_{\text{实}}}^b - \delta g_x^b}{g} \quad (11)$$

经计算得到  $\Delta \theta \in (0^\circ, 0.34^\circ)$ , 航向角误差  $\Delta \varphi \in (0^\circ, 3.14^\circ)$ 。

通过大量实验检验,实验结果均在理论模型及最大误差范围内,从而验证了初始姿态中使用加速度计和磁力计理论分析的正确性。

## 2 静止状态下的时间序列分析与卡尔曼滤波

通过静止状态得到系统的测量噪声,是运动状

态下卡尔曼滤波的前提。

将 MEMS 运动传感器水平静止放置,采集到九轴数据后,对角速度数据首先进行预处理,将趋势项和周期项去除,再对数据的平稳性进行检验,使其符合建模的要求<sup>[9]</sup>。建立自回归积分滑动平均模型 (ARMA) 并得到模型参数,通过误差模型建立状态方程与输出方程,进而进行卡尔曼滤波,从而得到较精确的角速度的输出。通过静止状态下得到的测量协方差也为动态的测量协方差提供了依据。

采集数据前,首先通过主机串口对传感器 MPU-9250 进行寄存器配置,然后将获得的传感器数据通过串口传给主机。获得传感器数据后,在 MATLAB 上对数据进行处理。本文以翻滚角为例,计算得到静止状态下,常值项为  $-0.0186 (^{\circ})/s$ 。流程图如图 1 所示<sup>[10]</sup>。

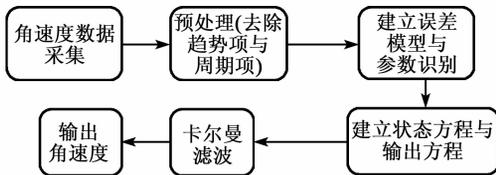


图 1 误差建模流程图

建立误差模型时,由于 AR(2) 的精确度比 AR(1) 高,所以采用 AR(2) 误差模型。其矩阵形式为

$$Y = X\phi + A \tag{12}$$

图 2 为陀螺仪静止时的原始数据图。

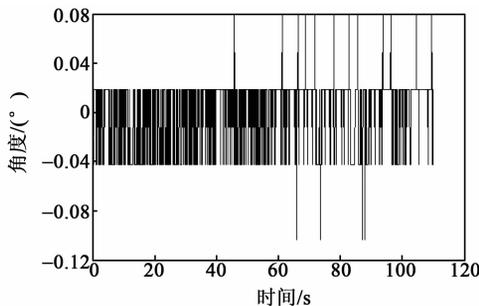


图 2 陀螺仪静止原始数据

其中

$$Y = \begin{pmatrix} x(3) \\ x(4) \\ \vdots \\ x(n) \end{pmatrix} \tag{13}$$

$$X = \begin{pmatrix} x(2) & x(1) \\ x(3) & x(2) \\ \vdots & \vdots \\ x(n-1) & x(n-2) \end{pmatrix} \tag{14}$$

$$A = (a(3) \ a(4) \ \dots)^T \tag{15}$$

用最小二乘法求解系数矩阵的推导如下:

由式(12)可得  $A = Y - X\phi$ 。

若使过程噪声误差平方和  $A$  最小,则有

$$Q(\phi) = A^T A = (Y - X\phi)^T (Y - X\phi) = \sum_{i=1}^N (y_i - \alpha_1 x_1 - \alpha_2 x_2)^2 \tag{16}$$

最小,令  $\frac{\partial Q}{\partial \phi} = 0$ ,通过最小二乘法得到估计自回归系数为

$$\phi = (X^T X)^{-1} X^T Y \tag{17}$$

将处理的数据代入式(16),得到

$$\phi = (0.185 \ 0 \ 0.079 \ 8)^T \tag{18}$$

进而得到 AR(2) 的静态误差模型为

$$x(k) = 0.185 \ 0x(k-1) + 0.079 \ 8x(k-2) + a_k \tag{19}$$

根据误差模型建立状态方程与测量方程如下:

状态方程:

$$X(k) = AX(k-1) + BV(k) \tag{20}$$

其中,系统状态向量为

$$X(k) = (\hat{x}(k) \ \hat{x}(k-1))^T \tag{21}$$

过程噪声为

$$V(k) = (a(k), 0)^T \tag{22}$$

则系数  $A, B$  分别为

$$A = \begin{pmatrix} 0.185 \ 0 & 0.079 \ 8 \\ 1 & 0 \end{pmatrix} \tag{23}$$

$$B = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \tag{24}$$

输出方程:

$$Y(k) = CX(k) + W(k) \tag{25}$$

测量噪声:

$$W(k) = -\hat{x}(k) \tag{26}$$

则系数  $C = [1 \ 0]$ 。

过程噪声协方差和测量噪声协方差满足如下统计特性:

$$E(V(k)V(j)^T) = Q\delta_{kj} \tag{27}$$

$$E(W(k)W(j)^T) = R\delta_{kj} \tag{28}$$

从而  $Q$  和  $R$  的值可分别取:

$$Q = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \tag{29}$$

$$R = 1 \tag{30}$$

将式(23),(24),(26),(29),(30)代入卡尔曼滤波递

推表达式得<sup>[11]</sup>

$$\begin{cases} X(k)^- = \mathbf{A}X(k-1) \\ P(k)^- = \mathbf{A}P(k-1)\mathbf{A}^T + \mathbf{B}Q(k-1)\mathbf{B}^T \\ K(k) = P(k)^- \mathbf{C}^T [\mathbf{C}P(k)^- \mathbf{C}^T + R]^{-1} \\ \mathbf{X}(k) = X(k)^- + K(k)[Y(k) - \mathbf{C}X(k)^-] \\ P(k) = (\mathbf{I} - K(k)\mathbf{C})P(k)^- \end{cases} \quad (31)$$

其中

$$P(1) = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}^T \quad (32)$$

图 3 为滤波前、后角速度的曲线图。图 4 为滤波前、后角度的曲线图。

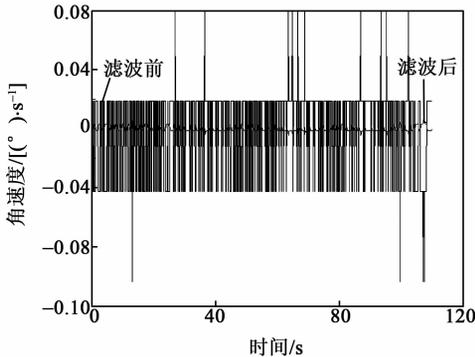


图 3 静止状态下卡尔曼滤波前、后角速度曲线

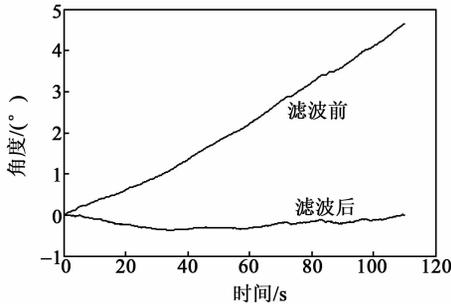


图 4 静止状态下卡尔曼滤波前、后角度曲线

### 3 运动状态下的滤波与转台实验

将微飞行器在转台上转动,可获得实时的动态数据。其角速度经误差建模与卡尔曼滤波分析后,得到的角速度的输出与角度的输出,再与转台实验的实时输出角度进行相互验证与对比。MPU9250 传感器,同样以翻滚角为例,其误差建模与卡尔曼滤波的参数设计如下: $\mathbf{B} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}, \mathbf{C} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix}, \mathbf{Q} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, R = 20$ 。 $\mathbf{X}$  的初值为  $(0, 0)^T$ ,  $\mathbf{P}$  的初值为  $\begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}$ 。

参数设计好后,即可对 MEMS 九轴传感器通过算法实现,从而达到更高的精确度。现取 3 组原始角速度为例,对其进行算法实现,并用转台实验进行

任意时刻的实时验证。由于传感器安装固定在转台上存在安装误差,且九轴传感器自身测量精度误差的存在,以及转台的角速度平稳性的影响,均会对传感器测量的角速度产生轻微的波动。现将 MEMS 九轴传感器放置在转台上,将转台旋转  $-100^\circ$ ,转速分别设为  $-10^\circ/\text{s}, -7^\circ/\text{s}, 7^\circ/\text{s}$ 。从静止开始旋转,进行转台试验。表 1 为不同转速下的误差情况。

表 1 不同转速下的误差情况

转台转速/ $[(^\circ) \cdot \text{s}^{-1}]$	-10	-7	7
转台转动角/ $^\circ$	-99.955	-100.023	100.050
滤波前角度/ $^\circ$	-103.388	-104.259	104.260
滤波后角度/ $^\circ$	-99.684	-99.581	99.582
滤波前角度误差率	0.034	0.042	0.042
滤波后角度误差率	0.027	0.044	0.047

图 5~7 分别为转速  $-10^\circ/\text{s}, -7^\circ/\text{s}, 7^\circ/\text{s}$  过滤前、后的角速度。

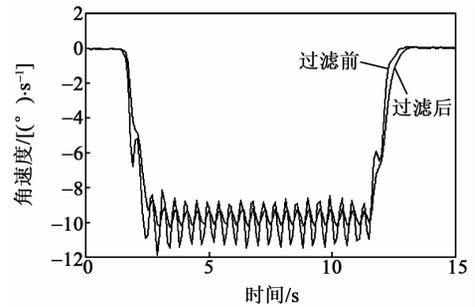


图 5 转速  $-10^\circ/\text{s}$  下算法处理前、后角速度曲线

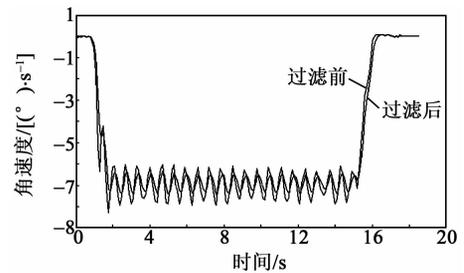


图 6 转速  $-7^\circ/\text{s}$  下算法处理前、后角速度曲线

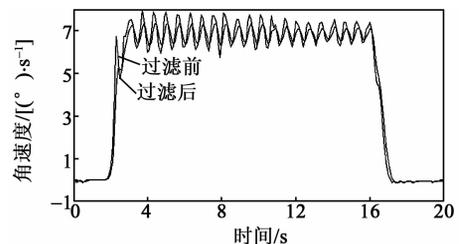


图 7 转速  $7^\circ/\text{s}$  下算法处理前、后角速度曲线

图 8~10 分别为转速  $-10^\circ/\text{s}, -7^\circ/\text{s}$  下

算法处理前、后角度曲线。由图8~10可知,滤波后的角速度更接近真实值。不仅如此,对于转台任意时刻实时的角度输出与滤波后的任意时刻的实时输出角度都非常接近,所以算法处理后的效果更好。该算法可以得到任意时刻的角速度与角度的更高精确度值。图8~10中,曲线1为滤波前的角度曲线,曲线2,3分别为滤波后的角度曲线和转台的角度曲线。由图8~10和表1可知,滤波后的角度误差比滤波前明显减小。

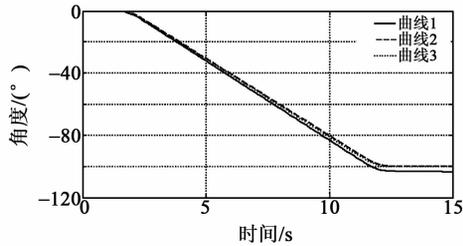


图8 转速 $-10(^{\circ})/s$ 下算法处理前、后角度曲线

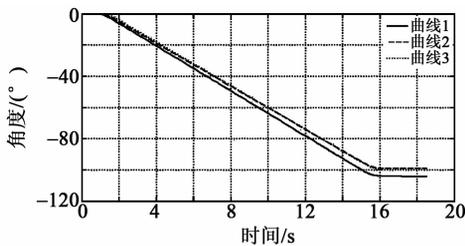


图9 转速 $-7(^{\circ})/s$ 下算法处理前、后角度曲线

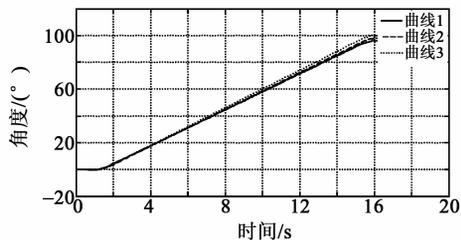


图10 转速 $7(^{\circ})/s$ 下算法处理前、后角度曲线

#### 4 结束语

基于微飞行器的初始姿态及飞行时的姿态是导航领域的重要内容。本文将MEMS九轴传感器使用到微型飞行器上,并进行数据建模与滤波研究。本文基于微MEMS传感器的加速度计与磁力计的低通滤波的特性,对基于微飞行器的初始姿态进行了研究。运动姿态模型是基于陀螺仪数据得到的。由于陀螺仪累计误差的存在,对陀螺仪的角速度数据进行时间序列误差建模与卡尔曼滤波后,可得到更高精度的角速度。然后,使用积分法进行实时的

姿态更新,可得到更高的姿态角的输出。该组合算法具有一般通用性,不同的九轴传感器通过实验确定过程噪声协方差、测量噪声协方差、观测矩阵、过程噪声矩阵以及状态转移矩阵等几个相关参数后,便可使用该组合算法对原始数据进行处理,从而得到更高精确度值。与转台实验测得实时的姿态进行比较,发现经算法处理后的角速度更接近真实值,从而验证了该算法的正确性。转台实验为实时的姿态验证提供了新的方法。

#### 参考文献:

- [1] 侯文生,戴加满. 基于加速度传感器的前臂姿态运动姿态检测[J]. 传感器与微系统,2009,28(1):106-108. HOU Wensheng, DAI Jiaman. Attitude detection of forearm attitude based on acceleration sensor[J]. Journal of Sensors and Micro System, 2009, 28(1): 106-108.
- [2] 张红梅,叶慧,郑罡,等. 多传感器飞机货舱火警探测系统研究[J]. 重庆理工大学学报(自然科学),2017(7):176-181.
- [3] 陈伟. 基于四元数与卡尔曼滤波的姿态角估计算法研究与应用[D]. 秦皇岛:燕山大学,2015.
- [4] 梁延德,程敏,何福本,等. 基于互补滤波的四旋翼飞行器姿态解算[J]. 传感器与微系统,2011,30(11):56-58. LIANG Yande, CHENG Min, HE Fuben, et al. Attitude calculation of four-rotorcraft based on complementary filter[J]. Journal of Sensors and Micro System, 2011, 30(11): 56-58.
- [5] 宋静. 基于磁强计、加速度计和陀螺原理的姿态测量算法研究[D]. 太原:中北大学,2011.
- [6] 杨庆辉. 制导火箭弹稳定平台中MEMS陀螺仪降噪技术研究[D]. 南京:南京理工大学,2015.
- [7] 王燕. 应用时间序列分析[M]. 北京:中国人民大学出版社,2005.
- [8] 郑彩萍. ARMA模型的两种参数估计法及残差模型的应用[D]. 秦皇岛:燕山大学,2008.
- [9] 崔锦泰,陈关荣. 卡尔曼滤波及其实时应用[M]. 4版. 北京:清华大学出版社,2013.
- [10] 臧荣春,崔平远. 陀螺随机漂移时间序列建模方法研究[J]. 系统仿学报,2005,18(4):1845-1847.
- [11] 李杰,张文栋,刘俊. 基于时间序列分析的Kalman滤波方法在MEMS陀螺仪随机漂移误差补偿中的应用研究[J]. 传感技术,2006,19(6):2214-2219.