

# 基于激光陀螺平台的船载姿态定位系统

龙达峰<sup>1</sup> 张晓明<sup>1,2</sup> 孙俊丽<sup>3</sup> 刘俊<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>中北大学电子测试技术重点实验室, 山西 太原 030051  
<sup>2</sup>中北大学仪器科学与动态测试教育部重点实验室, 山西 太原 030051  
<sup>3</sup>晋西机器工业集团有限责任公司, 山西 太原 030027

**摘要** 为确保船载卫星接收机能够得到自身实时、准确的姿态信息, 考虑到低成本的要求, 采用微机电系统 (MEMS) 惯性器件设计接收机用姿态定位系统。利用船头部的高精度激光陀螺导航系统来组合尾部的 MEMS 惯导系统, 对 MEMS 捷联惯导系统的误差进行了分析并建立组合导航系统的动态模型, 利用 Sage-Husa 自适应滤波器对惯导系统的误差进行估计, 对 MEMS 惯导系统的姿态解算结果予以修正, 以解决 MEMS 惯导姿态精度低的问题, 试验验证方案可行。

**关键词** 测量; 组合导航; 激光陀螺; 姿态定位; 自适应滤波

**中图分类号** TP273.2 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201239.s108004

## Ship-Borne Attitude Positioning System Based on Laser Gyro Platform

Long Dafeng<sup>1</sup> Zhang Xiaoming<sup>1,2</sup> Sun Junli<sup>3</sup> Liu Jun<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Science and Technology on Electronic Test and Measurement Laboratory, North University of China, Taiyuan, Shanxi 030051, China  
<sup>2</sup>Key Laboratory of Instrumentation Science and Dynamic Measurement, Ministry of Education, North University of China, Taiyuan, Shanxi 030051, China  
<sup>3</sup>Jinxi Machinery Industries Group Corporation, Taiyuan, Shanxi 030027, China

**Abstract** To ensure that the shipboard satellite receiver get enough of their own real-time, accurate attitude information, considering the requirements low-cost, this paper introduced micro-electro-mechanical system (MEMS) inertial device to design attitude positioning system for satellite receiver. The high precision laser gyro navigation system in the bow is used to combine MEMS inertial navigation system (INS) in the stern. The errors of the MEMS strapdown inertial navigation system are analyzed and the dynamic model of the integrated navigation system was established. In order to solve the low accuracy problem of MEMS INS attitude Sage-Husa adaptive filter is utilized to estimate inertial navigation system error, and correct the attitude calculation results of the MEMS INS. The experimental verification is feasible.

**Key words** measurement; integrated navigation; laser gyro; attitude positioning system; adaptive filter

**OCIS codes** 140.3370; 060.2800; 120.4640; 230.4685

## 1 引言

现代船用导航定位系统按功能分主要有自主导航定位系统和船位位置监控系统两大类。当前, 民用领域的组合导航系统大多采用以全球定位系统 (GPS) 为基本定位技术的多传感器组合定位方式, 如 GPS/INS (Inertial Navigation System)、GPS/DR (Dead Reckoning)、GPS/MM (Map Matching)、GPS/

DR/MM 等组合方式<sup>[1~5]</sup>。捷联惯性导航系统 (SINS) 能够提供连续的载体位置、速度、姿态信息<sup>[6]</sup>, 系统主要由各种高精度陀螺 (如激光陀螺、光纤陀螺) 和高精度加速度计作为惯性敏感器件, 但高性能的 SINS 价格昂贵。随着微机电系统 (MEMS) 技术的发展, 基于 MEMS 惯性器件的微型捷联惯导系统具有体积小、重量轻、成本低及适合大批量生产

收稿日期: 2012-01-05; 收到修改稿日期: 2012-02-08

作者简介: 龙达峰 (1979—), 男, 博士, 讲师, 主要从事惯性感知与测控技术等方面的研究。

E-mail: longdafeng@nuc.edu.cn

等优点而得以发展,但 MEMS 惯性器件的精度决定了其导航定位精度较差<sup>[6~8]</sup>。

本文介绍的是利用激光陀螺平台导航系统组合 MEMS 惯导系统,所要解决的是利用安装在船头部的高精度激光陀螺导航系统来组合安装在船的尾部的低精度 MEMS 惯导系统,用来修正 MEMS 惯导系统输出的姿态信息,要求组合后 MEMS 惯导系统姿态角误差小于  $0.5^\circ$ ,以确保安装尾部的相同位置船载卫星接收机能够得到自身实时、准确的姿态信息。组合导航采用速度加姿态匹配模式,以高精度激光陀螺平台导航参数作为 MEMS 惯导的外部组合导航信息来源,用来修正 MEMS 惯导系统。

## 2 激光陀螺导航平台的船载姿态定位系统

### 2.1 系统硬件安装结构

图 1 为船载姿态定位系统的硬件安装结构示意图

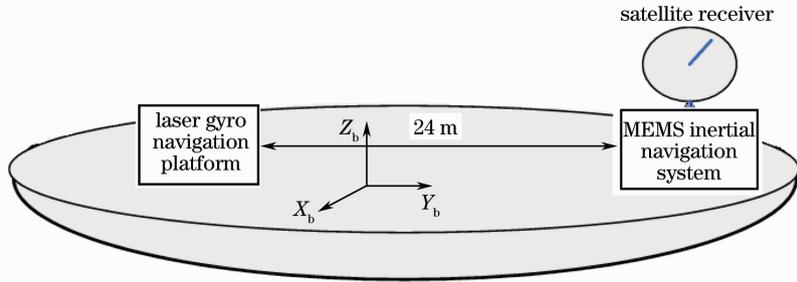


图 1 基于激光陀螺平台的船载组合安装结构

Fig. 1 Integrated navigation system installation structure based on laser gyro platform

### 2.2 船载组合导航方案

作为组合导航外部信息源的信息的激光陀螺导航平台能够提供船头头部高精度的速度、位置和姿态信息,所有这些信息均可作为 MEMS 惯导系统的组合匹配量,综合考虑到成本和组合导航数字信号处理器(DSP)的计算速度等因素,组合导航方式采用速度加姿态匹配法滤波方案,系统滤波算法采用

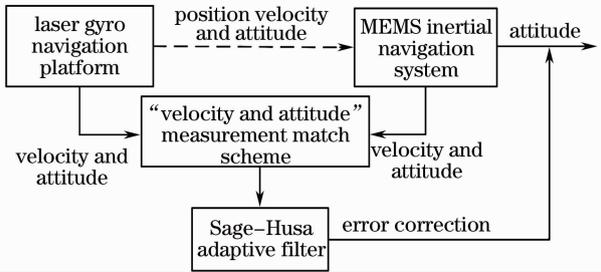


图 2 基于激光陀螺平台的姿态组合方案

Fig. 2 Attitude integrated navigation scheme based on laser gyro platform

图,船的头部装有高精度激光陀螺导航平台 A,而船的尾部装有一部卫星接收机,由于船运动时卫星接收机自身姿态的不确定性,存在接收不到卫星信号的问题。为实现卫星接收机也能够实时准确地了解到自身的姿态,并考虑到成本、体积等各种因素,在卫星接收机同一位置设计安装基于 MEMS 的惯导系统 B,为卫星接收机提供姿态信息用于其及时调整姿态便于接收卫星信号。高精度激光陀螺导航平台 A 与卫星接收机安装在同一基准面,实际要求安装水平间距 24 m。由于惯导系统 B 所采用的是 MEMS 惯性器件,器件的精度决定了其姿态定位精度较低,其所提供的姿态信息达不到卫星接收机所要求的精度,因此,采用组合导航的滤波方案,利用安装在船头部的激光陀螺导航平台 A 输出的导航参数信息作为 MEMS 惯导系统 B 的外部信息源对其进行组合,用来修正 MEMS 惯导系统输出的姿态信息。

Sage-Husa 自适应滤波,其姿态组合方案如图 2 所示。

## 3 组合导航系统的数学模型

### 3.1 系统误差模型

惯性导航系统的误差方程包括平台误差角和速度误差方程,导航坐标系取为东-北-天地理坐标系(ENU),载体坐标系取右前上。为了简化计算,捷联惯导系统姿态和速度误差方程经过推导并整理可得:

$$\begin{cases} \delta \dot{\mathbf{V}} = -\phi^n \times \mathbf{f}^n + \delta \mathbf{V}^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + \mathbf{C}_b^n \nabla^b \\ \dot{\phi} = \phi \times \omega_{in}^n - \mathbf{C}_b^n \epsilon^b \end{cases} \quad (1)$$

式中  $\delta \mathbf{V}$  为补偿杆臂后速度差,  $\omega_{ie}^n$  为地球自转速率,  $\omega_{en}^n$  为位置速率,  $\nabla^b$  为速度计的零偏,  $\mathbf{C}_b^n$  为姿态转换阵,  $\phi$  为平台失准角,  $\epsilon^b$  为陀螺的零漂,  $\mathbf{f}^n$  为导航系比力分量。

MEMS 惯性器件包括陀螺和加速度计误差模

型<sup>[9,10]</sup>,通过对所选用的 MEMS 陀螺静态分析,最终以 AR(1)作为陀螺漂移的模型,其模型为

$$x_k = \varphi_1 x_{k-1} + \alpha_k. \quad (2)$$

转化为连续的一阶马尔可夫过程,则陀螺漂移看作是马尔可夫过程模型,为

$$\dot{\epsilon} = -\frac{1}{\tau_g} \epsilon + \omega_g, \quad (3)$$

MEMS 加速度计误差方程表示为

$$\dot{\nabla} = -\frac{1}{\tau_a} \nabla + \omega_a, \quad (4)$$

式中  $\omega_g$  和  $\omega_a$  为马尔可夫过程的成型白噪声; $\tau_g$  为陀螺相关时间常数; $\tau_a$  为加速度计相关时间常数。

因为高精度激光陀螺导航系统与尾部的卫星接收机安装在不同的位置,当船运动时,由于导航系统 A 和 MEMS 惯导系统之间存在杆臂,即 MEMS 惯导相对头部的激光陀螺导航系统有位移,因此会敏感不同的比力和解算出不同的地速,这种现象称为杆臂效应。另外,由于载体的机动特征不太可能使得两杆臂发生较大变化,所以将两杆臂误差设为随机常数,其误差方程为

$$\dot{r} = 0, \quad (5)$$

根据文献[11]可得杆臂补偿速度为

$$V_{LA}^n = C_{b_m}^n (\omega_{ib_m}^b \times r), \quad (6)$$

式中  $\omega_{ib_m}^b$  为激光陀螺输出角速度, $r$  为标臂矢量, $V_{LA}^n$  为杆臂补偿速度。采用间接滤波方式,滤波器选取导航系统各状态的误差量作为滤波器的状态变量,则系统状态表示为  $X = [\delta V \quad \phi \quad \epsilon \quad \nabla \quad r]^T$ ,因此,系统的状态空间模型表示为

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 & 0_{3 \times 3} & C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & A_3 & -C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & A_4 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & A_5 & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} X + W, \quad (7)$$

式中  $A_1 = -(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times$  是以  $-(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)$  构成的反对称矩阵, $A_2 = (C_b^n f^b) \times$  是以  $(C_b^n f^b)$  构成的反对称矩阵, $A_3 = (-\omega_{in}^n) \times$  是以  $(-\omega_{in}^n)$  构成的反对称矩阵, $A_4 = \text{diag}\left(\left[-\frac{1}{\tau_g} \quad -\frac{1}{\tau_g} \quad -\frac{1}{\tau_g}\right]\right)$  是对角阵, $A_5 = \text{diag}\left(\left[-\frac{1}{\tau_a} \quad -\frac{1}{\tau_a} \quad -\frac{1}{\tau_a}\right]\right)$ , $W$  为高斯白噪声。

### 3.2 系统的量测方程

采用速度加姿态匹配法传递对准算法方案,以激光陀螺平台导航系统姿态和杆臂补偿后的速度与

MEMS 惯导解算的姿态和速度之差值作为滤波器的量测为

$$Z = [\delta V_E \quad \delta V_N \quad \delta V_U \quad \phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U]^T.$$

则系统量测方程为

$$Z = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} X + v. \quad (8)$$

### 3.3 自适应滤波算法

考虑到传统 Kalman 滤波的实施前提很难满足,而实际船运动环境又十分复杂,系统滤波算法采用 Sage-Husa 自适应滤波器,Sage-Husa 自适应滤波器是由经典的离散 Kalman 滤波器推导所得,滤波器利用量测数据实时地调节系统噪声和量测噪声,其基本表达式为<sup>[12,13]</sup>

$$\begin{cases} \hat{X}_{k+1} = \hat{X}_{k+1,k} + K_{k+1} \tilde{Z}_{k+1} \\ \hat{X}_{k+1,k} = \Phi_{k+1,k} \hat{X}_k + \hat{q}_k \\ \tilde{Z}_{k+1} = Z_{k+1} - H_{k+1} \hat{X}_{k+1,k} - \hat{r}_k \\ K_{k+1} = P_{k+1,k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1,k} H_{k+1}^T + \hat{R}_k]^{-1}, \\ P_{k+1,k} = \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + \hat{Q}_k \\ P_{k+1} = [I - K_{k+1} H_{k+1}] P_{k+1,k} [I - \\ K_{k+1} H_{k+1}]^T + K_{k+1} \hat{R}_k K_{k+1}^T \end{cases} \quad (9)$$

式中  $K_{k+1}$  为滤波增益阵, $\Phi_{k+1,k}$  为系统状态转移阵, $H_{k+1}$  为量测阵, $\hat{r}_k$  为量测噪声期望值, $\hat{R}_k$  为等效量测噪声阵, $\hat{q}_k$  为系统状态噪声期望值, $\hat{Q}_k$  为等效系统噪声阵, $P_k$  为前一时刻系统估计方差阵, $P_{k+1,k}$  为系统方差预测阵, $P_{k+1}$  为当前时刻系统方差阵。 $\hat{r}_k$ 、 $\hat{R}_k$ 、 $\hat{q}_k$  和  $\hat{Q}_k$  矩阵的表达式为<sup>[12,13]</sup>

$$\begin{cases} \hat{r}_{k+1} = (1 - d_k) \hat{r}_k + d_k (Z_{k+1} - H_{k+1} \hat{X}_{k+1,k}) \\ \hat{R}_{k+1} = (1 - d_k) \hat{R}_k + d_k \{ [I - H_{k+1} K_k] \times \\ \tilde{Z}_{k+1} \tilde{Z}_{k+1}^T [I - H_{k+1} K_k]^T - H_{k+1} P_k H_{k+1}^T \} \\ \hat{q}_{k+1} = (1 - d_k) \hat{q}_k + d_k (\hat{X}_{k+1} - \Phi_{k+1,k} \hat{X}_k) \\ \hat{Q}_{k+1} = (1 - d_k) \hat{Q}_k + d_k (K_{k+1} \tilde{Z}_{k+1} \tilde{Z}_{k+1}^T K_{k+1}^T + \\ P_{k+1} - \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T) \end{cases} \quad (10)$$

式中  $d_k = (1 - b)/(1 - b^{k+1})$ ,  $0 < b < 1$  表示衰减因子。

## 4 仿真跑车试验

前期为验证所设计的组合系统动态性能,采用地面车辆模拟轮船运动的跑车试验,激光陀螺导航系统安装在车辆的头部,在车辆的尾部固定加长铁杆,在铁杆上安装 MEMS 惯导系统,两惯组前后距离 20 m。试验跑车轨迹如图 3 和图 4 所示。在跑车过程中,利用采存电路对跑车数据进行采集存储,

利用上述组合方案对跑车数据进行事后处理,通过滤波算法估计得到惯组 B 的姿态误差,并对惯组 B 的姿态解算结果进行修正,数据处理后姿态及姿态误差结果如图 5~8 所示。

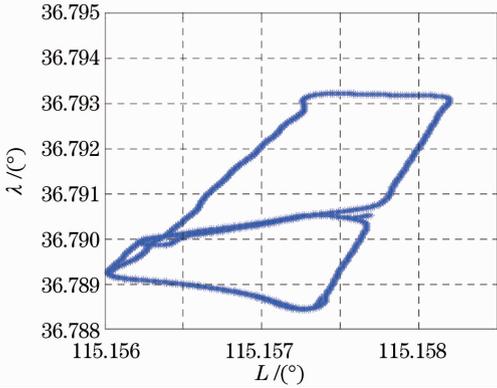


图 3 跑车轨迹 I

Fig. 3 Vehicle test trajectory I

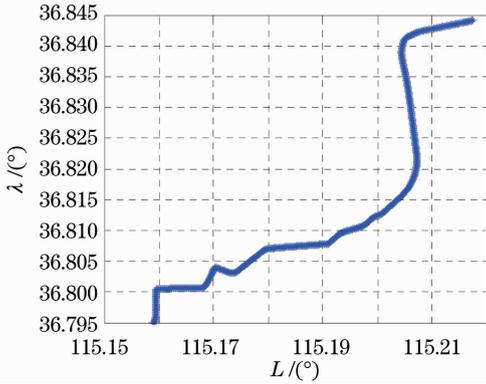


图 4 跑车轨迹 II

Fig. 4 Vehicle test trajectory II

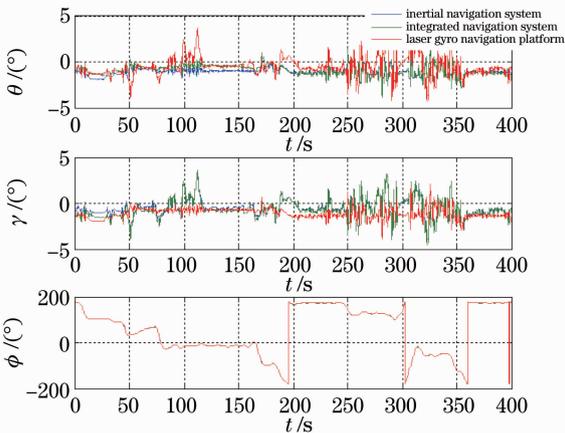


图 5 轨迹 I 滤波后姿态

Fig. 5 Filtering attitude of trajectory I

从图 5~8 组合后姿态和姿态误差曲线可以看出,组合后效果明显,提高了 MEMS 惯组姿态精度,姿态误差均小于  $0.5^\circ$ ,达到了设计要求。

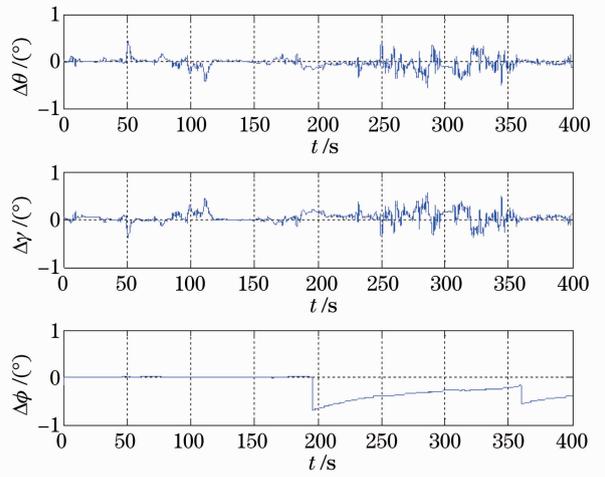


图 6 轨迹 I 姿态误差曲线

Fig. 6 Attitude error of trajectory I

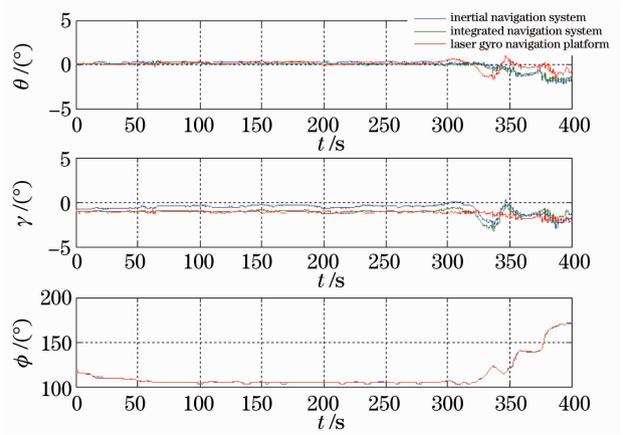


图 7 轨迹 II 滤波后姿态

Fig. 7 Filtering attitude of trajectory II

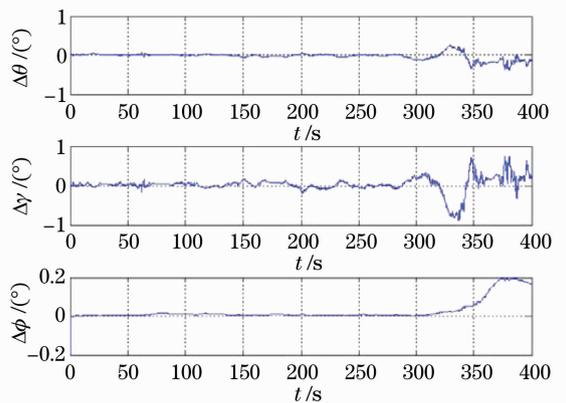


图 8 轨迹 II 姿态误差曲线

Fig. 8 Attitude error of trajectory II

## 5 结 论

为确保船载卫星接收机能够得到自身实时、准确的姿态信息,考虑到低成本的要求,提出了基于激光陀螺平台的 MEMS 姿态定位方案,利用船头部的

高精度激光陀螺平台实时输出的速度、姿态参数作为 MEMS 惯导的外部组合导航信息来源,采用速度加姿态匹配模式,用来修正 MEMS 惯导系统。采用 Sage-Husa 自适应滤波器对 MEMS 惯导系统的误差进行估计,以解决 MEMS 惯导姿态精度低的问题。通过多次跑车模拟试验,综合跑车数据进行事后处理的所得结果,所设计的 MEMS 惯导系统在组合后姿态基本能达到卫星接收机所要求的姿态定位精度,姿态误差均小于  $0.5^\circ$ ,能确保船载卫星接收机得到自身实时、准确的姿态信息,验证了本组合定位方案的切实可行性。

### 参 考 文 献

- Han Jianhui, Xu Zhenlin, Zhao Chengli *et al.*. Application of marine integrated navigation system[J]. *Journal of Tianjin University*, 2010, **43**(2): 121~125  
韩剑辉,许镇琳,赵承利等. 船舶综合导航系统应用技术[J]. 天津大学学报, 2010, **43**(2): 121~125
- Wolf Robert, Hein Guenter, W. Eissfeller. An integrated low cost GPS/INS attitude determination and position location system [C]. Proceedings of the 9th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 1996. 975~981
- X. Yun, E. R. Bachmann, R. B. McGhee. Testing and evaluation of an integrated GPS/INS system for small AUV navigation[J]. *Oceanic Engineering*, 1999, **24**(3): 396~404
- S. Sukkarieh, E. M. Nebot, Durrant-Whyte. Achieving integrity in an INS/GPS navigation loop for autonomous land vehicle applications[C]. Robotics and Automation Proceedings. 1998 IEEE International Conference on, 1998. 3437~3442
- Yang Runkui, Hu Yunan, Fan Yingbiao *et al.*. Prospect and research of marine integrated navigation technology[J]. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*, 2009, **24**(1): 47~50  
杨润奎,胡云安,范英彪等. 船舶组合导航技术探索与研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2009, **24**(1): 47~50
- Liang Bo, Tan Xinhong. Research on temperature control of MIMU[J]. *Aerospace Control*, 2010, **28**(3): 89~91  
梁波,谭新洪,冯振明. MEMS 惯性测量装置温度控制技术研究[J]. 航天控制, 2010, **28**(3): 89~91
- Li Rongbing, Liu Jianye, Zeng Qinghua. Evolution of MEMS based micro inertial navigation systems[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2004, **12**(6): 88~94  
李荣冰,刘建业,曾庆化. 基于 MEMS 技术的微型惯性导航系统的发展现状[J]. 中国惯性技术学报, 2004, **12**(6): 88~94
- Zhao Sihao, Lu Mingquan, Feng Zhenming. Allan variance analysis on error coefficients of MEMS inertial components[J]. *Science in China, Series G (Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2010, **40**(5): 672~675  
赵思浩,陆明泉,冯振明. MEMS 惯性器件误差系数的 Allan 方差分析方法[J]. 中国科学 G(物理学 力学 天文学), 2010, **40**(5): 672~675
- Yang Peipei, Li Qing. Kalman filtering of MEMS gyro based on time-series model *Electronic Measurement & Instruments*[C]. 2009 ICEMI '09. 9th International Conference on. Aug. 2009. 2367~2370
- Ji Xunsheng, Wang Shourong. Research on the MEMS gyroscope random drift error[J]. *Journal of Astronautics*, 2006, **27**(4): 640~642  
吉训生,王寿荣. MEMS 陀螺仪随机漂移误差研究[J]. 宇航学报, 2006, **27**(4): 640~642
- Li Zhimin, Zhao Yan, Wang Jinan. Rapid transfer alignment about lever arm and fix error angle[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2008, **16**(5): 553~556  
李志敏,赵 剡,王纪南. 考虑杆臂及安装误差角的快速传递对准[J]. 中国惯性技术学报, 2008, **16**(5): 553~556
- Lü Wei, Wan Yandong. Application of Sage-Husa adaptive Kalman filter in initial alignment of SINS[J]. *Control Technology of Tactical Missile*, 2005, **3**(50): 52~55  
吕 伟,王艳东. Sage-Husa 自适应 Kalman 滤波算法在 SINS 初始对准中的应用研究[J]. 战术导弹控制技术, 2005, **3**(50): 52~55
- Lu Ping, Zhao Long, Chen Zhe. Improved Sage-Husa adaptive filtering and its application[J]. *Journal of System Simulation*, 2007, **19**(15): 3503~3505  
鲁 平,赵 龙,陈 哲. 改进的 Sage-Husa 自适应滤波及其应用[J]. 系统仿真学报, 2007, **19**(15): 3503~3505

栏目编辑:胡 冰