

四旋翼飞行器姿态估计方法

饶康麒, 刘小明, 陈万春
(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘要: 针对四旋翼飞行器姿态估计中传感器由于旋翼振动带来的测量误差,通过卡尔曼滤波方法融合加速度计和陀螺仪的测量数据来提高姿态估计精度,减少因载体振动带来的噪声并解决陀螺漂移问题。先分析了惯性器件误差类型,然后建立了三自由度的系统模型并用 Matlab 进行仿真分析,再利用带有螺旋桨的实验台验证方法的可行性。实验结果表明,姿态估计误差在 2° 以内且没有随时间的增长而增大,基本满足四旋翼飞行器姿态估计的实时性、廉价性、高精度等要求,该方法可以成功应用于四旋翼飞行器的姿态控制,抑制噪声干扰,为稳定的自主飞行创造条件。

关键词: 四旋翼飞行器; 姿态估计; 加速度计; 陀螺仪; 卡尔曼滤波

中图分类号: TN274.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2015)05-0025-04

Attitude Estimation for Quad-Rotor Aircraft

RAO Kang-qi, LIU Xiao-ming, CHEN Wan-chun
(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To the measurement error caused by sensor due to rotor vibration in attitude estimation for quad-rotor aircraft, the data measured by accelerometer and gyroscope are fused through a Kalman filter method, to improve the accuracy of attitude estimation, reduce the noise caused by carrier vibration and solve the gyro drift problem. First, the error types of inertial devices were analyzed, and then a three-DOF (degree of freedom) system model was established, simulation analysis was also made through Matlab. Finally, the feasibility of this method was verified by using an experimental bench with propellers. Experimental results showed that the attitude estimation error was within 2° and was not accumulated over time, basically meeting the requirements of attitude estimation for quad-rotor aircraft, such as real-time performance, low cost and high precision. This method could be successfully applied to the attitude control for quad-rotor aircraft, which can suppress the noise interference, and create a good condition for stable autonomous flight.

Key words: quad-rotor aircraft; attitude estimation; accelerometer; gyroscope; Kalman filter

0 引言

四旋翼无人飞行器是一种六自由度垂直起降飞行器,能够完成悬停、低速飞行、垂直起降和室内飞行等固定翼飞机无法完成的任务,与传统直升机相比,具有结构和控制简单、制造精度要求较低、稳定性好、陀螺效应较弱等优势^[1-3]。在四旋翼飞行器的飞行控制过程中,准确而实时地获得飞行器在空中的姿态角度,是决定控制精度和系统稳定性的关键。陀螺仪测量精

度较低,虽然动态性能良好,但存在累计漂移误差,加速度计和电子罗盘有着较好的静态特性,没有漂移问题,但容易受机体振动、外部磁场等因素的干扰,使其动态可信度降低^[4-6]。尽管单一传感器就可以单独进行姿态角度测量,但是其准确性主要取决于载体运动状态和惯性器件的精度。如果使用简单的均值滤波,很难满足精度和实时性上的要求^[7-8]。

卡尔曼滤波是一个最优化自回归数据处理算法,近年来广泛应用于计算机图像处理方面^[9]。采用卡尔曼滤波方法对加速度计和陀螺仪信号进行融合,大大降低噪声干扰且不会积累误差,提高了系统对环境变化的适应性。通过自主设计的模拟四旋翼飞行器单自由度姿态变化的实验台验证方法的可行性,为在空间实现稳定的四旋翼飞行器姿态控制创造了条件。

收稿日期:2014-06-06

修回日期:2014-07-04

基金项目:北航基本科研业务费项目(YWF-14-RSC-034)

作者简介:饶康麒(1992—),男,湖北咸宁人,硕士生,研究方向为飞行动力学与控制。

1 系统建模与仿真

1.1 惯性器件误差类型

加速度计和陀螺仪所测的结果除了包含真实的信息外,一般还有3种类型的误差模型:1)慢变漂移,在工作过程中,环境条件、电气参数都在随机改变,这种漂移以较慢的速率变化,变化过程中前后时刻的漂移有一定的关联性,两者的时间点靠得越近,这种依赖关系越明显,这种漂移分量可用一阶马尔可夫过程描述;2)随机常值误差,它取决于启动时刻的环境条件和电气参数等随机性因素,一旦启动这种误差便保持在一个固定值,这个固定值是一个随机变量;3)快变漂移误差,它是杂乱无章的高频跳变,不管两时间点靠得多近,该两点上的漂移值依赖关系仍十分微弱,这种误差分量可以抽象化为白噪声过程,白噪声是指功率谱密度在整个频域内均匀分布的噪声,所有频率具有相同能量的随机噪声均称为白噪声^[10-11]。

由于四旋翼飞行器在飞行时机动较小,主要受旋翼带来的振动影响,并且陀螺仪测量的角速率经积分后随着时间的增长受常值误差影响较大,故本文建模中只考虑常值误差和白噪声过程误差。

1.2 状态方程与观测方程

首先建立系统的状态方程和观测方程。根据1.1节的分析,为了方便研究,系统的状态向量可以用一个六维向量表示为

$$\mathbf{x} = [\theta \quad \varphi \quad \gamma \quad b_1 \quad b_2 \quad b_3] \quad (1)$$

式中: θ, φ, γ 分别为俯仰角、偏航角和滚转角; b_1, b_2, b_3 对应于测量3个轴角速度的陀螺仪的常值误差。根据飞行动力学有

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b(\varphi, \theta, \gamma) \begin{bmatrix} \dot{\theta} \sin \varphi \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\gamma} \cos \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为准确的三轴角速度; $\mathbf{C}_n^b(\varphi, \theta, \gamma)$ 为导航坐标系到载体坐标系的转换矩阵,即

$$\mathbf{C}_n^b(\varphi, \theta, \gamma) = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \gamma - \sin \varphi \sin \theta \sin \gamma & \cos \theta \sin \varphi + \sin \gamma \sin \theta \cos \varphi & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\sin \varphi \cos \theta & \cos \theta \cos \varphi & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \varphi + \sin \varphi \sin \theta \cos \gamma & \sin \gamma \sin \varphi - \cos \gamma \sin \theta \cos \varphi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

将式(3)代入式(2)展开得到

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \theta & 1 \\ \sin \gamma & \cos \theta \cos \gamma & 0 \\ \cos \gamma & -\cos \theta \sin \gamma & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} \quad (4)$$

陀螺仪测定的3个轴的角速度矩阵为

$$\begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \theta & 1 \\ \sin \gamma & \cos \theta \cos \gamma & 0 \\ \cos \gamma & -\cos \theta \sin \gamma & 0 \end{bmatrix} \cdot$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \nabla_1 \\ \nabla_2 \\ \nabla_3 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, $\nabla_1, \nabla_2, \nabla_3$ 为陀螺仪输出数据中的白噪声。对式(5)进行变换求解得真实的姿态角速度为

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \mathbf{D} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} - \mathbf{D} \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} - \mathbf{D} \begin{bmatrix} \nabla_1 \\ \nabla_2 \\ \nabla_3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中,

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 0 & \frac{\cos \gamma}{\cos \theta} & -\frac{\sin \gamma}{\cos \theta} \\ 1 & -\tan \theta \cos \gamma & \tan \theta \sin \gamma \end{bmatrix}, \quad (7)$$

为式(5)中 $[\dot{\theta} \quad \dot{\varphi} \quad \dot{\gamma}]^T$ 前的系数矩阵的逆矩阵。根据微分关系可以得到 k 时刻状态与 $k-1$ 时刻状态的关系为

$$\mathbf{x}_k = \dot{\mathbf{x}}_{k-1} \cdot dt + \mathbf{x}_{k-1} = \begin{bmatrix} 1 & -dt \cdot \mathbf{D} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{k-1} +$$

$$\begin{bmatrix} dt \cdot \mathbf{D} \\ 0 \end{bmatrix}_{k-1} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{k-1} - \begin{bmatrix} dt \cdot \mathbf{D} \\ 0 \end{bmatrix}_{k-1} \begin{bmatrix} \nabla_1 \\ \nabla_2 \\ \nabla_3 \end{bmatrix}_{k-1} \quad (8)$$

式中, dt 为采样周期。于是可以构造系统的状态方程为

$$\mathbf{x}(k) = \mathbf{A}(k-1)\mathbf{x}(k-1) + \mathbf{B}(k-1)\mathbf{U}(k-1) - \mathbf{B}(k-1)\mathbf{W}(k-1) \quad (9)$$

式中: $\mathbf{A}(k-1) = \begin{bmatrix} 1 & -dt \cdot \mathbf{D} \\ 0 & 1 \end{bmatrix}_{k-1}$; $\mathbf{B}(k-1) = \begin{bmatrix} dt \cdot \mathbf{D} \\ 0 \end{bmatrix}_{k-1}$; $\mathbf{U}(k-1)$ 为陀螺仪 $k-1$ 时刻输出的数据; $\mathbf{W}(k)$ 为陀螺仪的白噪声过程。

三轴加速度计的输可以表示为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{a}_x \\ \mathbf{a}_y \\ \mathbf{a}_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{g} \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{V}(k) = \mathbf{g} \begin{bmatrix} \sin \theta \\ \cos \theta \cos \gamma \\ -\cos \theta \sin \gamma \end{bmatrix} + \mathbf{V}(k) \quad (10)$$

式中, $\mathbf{V}(k)$ 为加速度计量测噪声。在小角度时 $\sin \theta \approx \theta, \cos \theta \approx 1, \sin \gamma \approx \gamma, \cos \gamma \approx 1$,于是可以线性化为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{a}_x \\ \mathbf{a}_y \\ \mathbf{a}_z \end{bmatrix}_k = \mathbf{g} \begin{bmatrix} \theta \\ 1 \\ -\gamma \end{bmatrix} + \mathbf{V}(k) \quad (11)$$

通过式(11)可知,加速度计对偏航角不敏感,去掉偏航角一项得

$$Z(k) = g \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \gamma \end{bmatrix}_k + V(k) \quad (12)$$

整理,得离散的系统观测方程为

$$Z(k) = H(k)X(k) + V(k) \quad (13)$$

式中: $H = \begin{bmatrix} g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$; $V(k)$ 为系统观测噪声。

1.3 数字仿真

设定理想的3个姿态角都按振幅为 $\pi/18$ 、频率为1 Hz的正弦规律变化,根据飞行动力学可以推导出理想的三轴角速度和三轴加速度分量。第一次设定协方差数量级一样小的白噪声附加到对应的角速度和加速度分量上,由此得到载体不受振动影响时的滤波效果。理想三轴加速度分量加上对应的白噪声作为实际加速度计的输出,理想三轴角速度加上对应的白噪声和常值误差作为实际陀螺仪的输出。利用欧拉角法分别解算两传感器的输出数据得到不同的姿态角信息,再利用卡尔曼滤波算法融合两者的数据得到滤波后的姿态角信息。由于每个姿态角之间的各个结果都类似,这里只列出其中一个角的单独传感器解算结果和滤波结果。

设仿真1采样时间为0.01 s,加速度计噪声协方差为 0.0005 m/s^2 ,陀螺仪噪声协方差为 0.0005 rad/s ,陀螺仪常值偏差为 $\pi/540 \text{ rad}$ 。 $X(0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$; 初始协方差矩阵 $P(0) = 0.0005I$ 。仿真结果见图1。

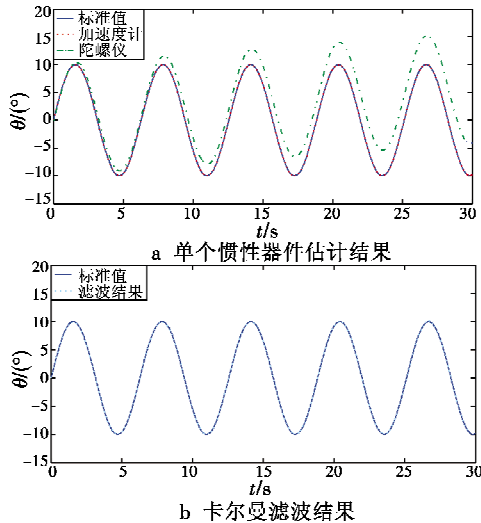


图1 不受振动仿真

Fig.1 No vibration simulation

由图1可知,单独用加速度计测得的姿态角精度已经较高,陀螺仪测得的结果有一定的漂移,滤波之后的结果与加速度计相似。

仿真2将仿真1中附加在三轴加速度分量上的白噪声协方差增大为 0.01 m/s^2 ,而附加在三轴角速度上的白噪声协方差不变,其他初始条件不变再进行仿真试

验,得到对应的其中一个姿态角的各个结果图,如图2所示。

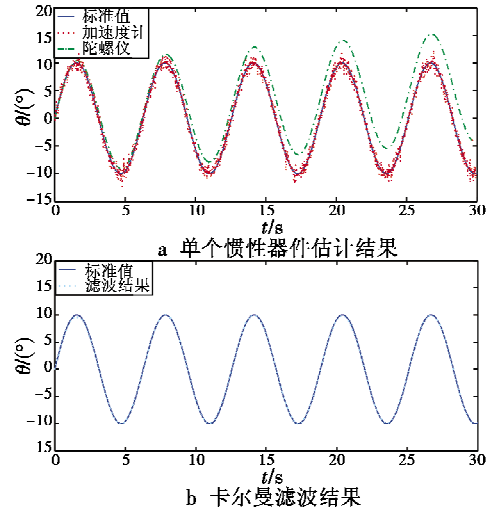


图2 振动状态仿真

Fig.2 Vibration simulation

由图2可知,增大加速度计噪声之后单独用加速度计测得的结果有较大的毛刺,陀螺仪没有改变,经过滤波之后没有漂移效应并且噪声也大大减少。

2 实验研究

实验系统组成如图3所示。

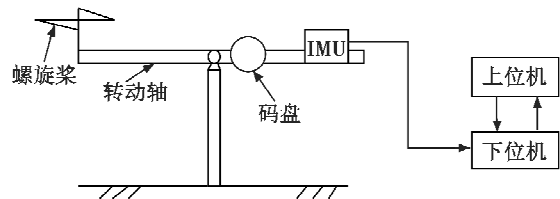


图3 实验系统原理图

Fig.3 Schematic diagram of experiment system

主要由转动轴、螺旋桨、惯性测量单元和实时仿真系统组成。转动轴铰接在实验台上,只能单自由度转动;螺旋桨安装在转动轴的一端,通过改变螺旋桨转速的变化来改变系统受到振动的变化;惯性测量单元(IMU)装在转动轴的另一侧,测量沿轴方向的加速度和轴转动的速率;实时仿真系统由上位机和下位机组成,采集惯性测量单元传输的数据并进行实时处理。

本实验使用的惯性测量单元是基于微机电系统(MEMS)的MTi微惯性航姿系统。通过串口RS-232将其中加速度计和陀螺仪测得的数据传输到实时仿真系统的下位机。实时仿真系统用到的是Matlab中的xPC Target——一种针对RTW(Real-Time Workshop)工具箱的实时仿真系统构建途径,支持多种类型的输入/输出(I/O)设备,可以方便构建硬件嵌入式实时系统,来实现控制系统的快速原型化及硬件在环仿真与测试^[12]。

对单自由度情况下系统是否受振动影响分别进行数据采集和仿真。采集实验数据时先将转动轴水平放置一段时间,再上下小角度转动,然后回到水平状态。如图4所示,第一次测量时螺旋桨不转,将加速度计和陀螺仪数据通过滤波算法进行融合并对比各传感器单独解算的结果。由图中可以看出,陀螺仪数据解算的结果有一定的漂移,而加速度计和滤波后的结果都很好,基本一致。

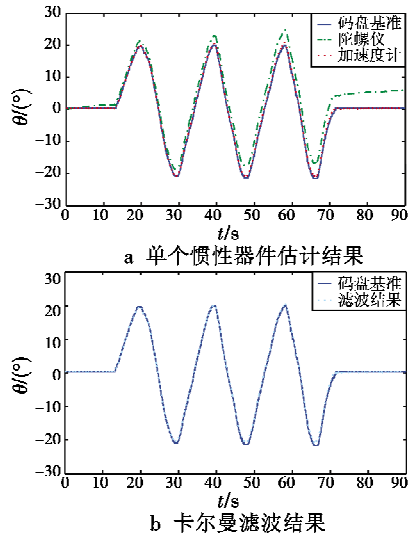


图4 不受振动实验

Fig.4 No vibration experiment

图5所示的第二次测量时,螺旋桨转动,用同样的方式进行实验,将采集到的数据通过滤波算法融合并对比。由图可以看出,加上振动之后加速度计输出数据的噪声明显变大,陀螺仪仍然漂移,不过滤波后的结果受噪声影响较小。

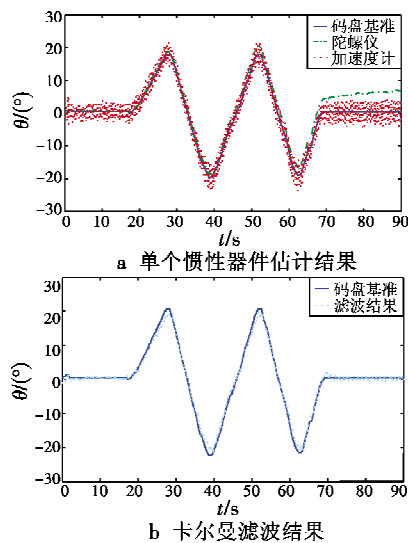


图5 振动实验

Fig.5 Vibration experiment

3 结束语

通过对比两个仿真实验可知,卡尔曼滤波算法可以减少加速度计测量时的噪声误差,并且不会产生陀螺仪漂移现象。对比两个硬件实验,载体的振动会加大加速度计的噪声误差,但是陀螺仪的结果受振动影响较小,利用卡尔曼滤波算法可以抑制噪声,得到较好的姿态角信息,估计误差在 2° 以内,噪声的抑制程度取决于陀螺仪的精度。由于本试验中惯性器件安装结构较稳固,加上螺旋桨转动后的振动并不是很大,并且实验用的陀螺仪成本、精度较低,因此,最后的滤波结果相对仿真实验没有那么明显。实际四旋翼飞行器飞行时加速度计受振动影响非常大,采用卡尔曼滤波算法可以提高一定的精度。在PC机上测试一个计算流程时间小于 10^{-4} s,满足准确实时确定飞行器姿态的要求,为飞行器的自主飞行控制提供了可靠的姿态反馈,也为四旋翼飞行器的空间姿态稳定创造了良好的条件。

参考文献

- [1] BAERVELDT A J, KLANG R. A low-cost and low-weight attitude estimation system for an autonomous helicopter [C]//International Conference on Intelligent Engineering Systems, 1997:391-395.
- [2] HOFFMANN F, GODDEMEIER N, BERTRAM T. Attitude estimation and control of a quadcopter[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), Taipei:IEEE, 2010:1072-1077.
- [3] 聂博文,马宏绪,王剑,等. 微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术[J]. 电光与控制,2007,14(6):113-117. (NIE B W, MA H X, WANG J, et al. Study on actualities and critical technologies of micro/mini quadrotor[J]. Electronics Optics & Control, 2007, 14(6):113-117.)
- [4] 张浩,任芊. 四旋翼飞行器航姿测量系统的数据融合方法[J]. 兵工自动化,2013,32(1):28-31. (ZHANG H, REN Q. Data fusion method of quad-rotor aircraft attitude measurement system[J]. Ordnance Industry Automation, 2013, 32(1):28-31.)
- [5] 陈福深,陈国寿. 伺服加速度计用于倾角测量的抗振动实验研究[J]. 中国惯性技术学报,2001,9(2):51-54. (CHEN F S, CHEN G S. Experimental research on anti vibration of servo accelerometer in inclination angle measurements[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2001, 9(2):51-54.)
- [6] 金光明,张国良,陈林鹏,等. MEMS陀螺仪静态漂移模

(下转第33页)

处理单元(GPU)并行计算平台开展研究。

参考文献

- [1] 蒋留兵,赵菁菁. 电子战综合试验模拟系统信号处理机的实现[J]. 现代雷达, 2006, 28(4): 59-61. (JIANG L B, ZHAO J J. Realization of PSP in electronic warfare comprehensive simulation system[J]. Modern Radar, 2006, 28(4): 59-61.)
- [2] 付志红,马静,谢品芳,等. 基于高速数字信号处理平台的实时仿真技术[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(16): 3680-3683. (FU Z H, MA J, XIE P F, et al. Real-time simulation based on high-speed signal processing system[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(16): 3680-3683.)
- [3] 杨剑,杜琳琳,辛玉林,等. 基于多级并行处理的 R-D 方法的 ISAR 实时成像[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1427-1432. (YANG J, DU L L, XIN Y L, et al. Real-time ISAR imaging of multilevel parallel processing based R-D method[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1427-1432.)
- [4] LIN C, SNYDER L. 并行程序设计原理[M]. 陆鑫达,林新华,译. 北京:机械工业出版社, 2009. (LIN C, SNYDER L. Principles of parallel programming[M]. Translated by LU X D, LIN X H. Beijing: China Machine Press, 2009.)
- [5] 汪连栋,杜静. 成像雷达并行仿真优化技术[M]. 北京:电子工业出版社, 2012. (WANG L D, DU J. Efficiency optimization technology for imaging radar parallel simulation[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012.)
- [6] 黄玉东,李洪平. 基于流水线的合成孔径雷达并行成像算法及实现[J]. 计算机应用, 2007, 27(3): 699-702. (HUANG Y D, LI H P. Parallel processing algorithm for synthetic aperture radar based on pipeline and its implementation[J]. Computer Applications, 2007, 27(3): 699-702.)
- [7] SULLIVAN R J. 成像与先进雷达技术基础[M]. 微波成像技术国家重点实验室,译. 北京:电子工业出版社, 2009. (SULLIVAN R J. Radar foundations for imaging and advanced concepts[M]. Translated by National Key Laboratory of Microwave Imaging Technology. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009.)
- [8] 聂焱,汪连栋,曾勇虎,等. 电子信息复杂电磁环境效应[M]. 北京:国防工业出版社, 2013. (NIE H, WANG L D, ZENG Y H, et al. Complex electromagnetic environment effects on electronics and information system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013.)
- [9] 徐雷,吴嗣亮,李海. 相控阵雷达仿真系统并行计算研究[J]. 北京理工大学学报, 2008, 28(6): 517-520. (XU L, WU S L, LI H. Parallel computing in phased array radar system simulation technology[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2008, 28(6): 517-520.)
- [10] 王磊. 雷达系统标准化建模与仿真关键技术研究[D]. 成都:电子科技大学, 2013. (WANG L. The research on radar system standardization modeling and simulation technology[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2013.)
- [11] FRIGO M, JOHNSON S G. The design and implementation of FFTW3[J]. Proceedings of the IEEE, 2005, 93(2): 216-231.
- (上接第28页)
- 型与滤波方法研究[J]. 传感器与微系统, 2007, 26(11): 48-50. (JIN G M, ZHANG G L, CHEN L P, et al. Research on filter method and model of MEMS gyrostatic drift[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2007, 26(11): 48-50.)
- [7] 冯智勇,曾瀚,张力,等. 基于陀螺仪及加速度计信号融合的姿态角度测量[J]. 西南师范大学学报:自然科学版, 2011, 36(4): 137-141. (FENG Z Y, ZENG H, ZHANG L, et al. Angle measurement based on gyroscope and accelerometer signal fusion[J]. Journal of Southwest China Normal University: Natural Science Edition, 2011, 36(4): 137-141.)
- [8] 王松,田波,战榆莉,等. 基于修正 EKF 的微小型飞行器姿态估计[J]. 高技术通讯, 2011, 21(6): 612-618. (WANG S, TIAN B, ZHAN Y L, et al. Flight attitude estimation for MAVs based on amended EKF[J]. Chinese High Technology Letters, 2011, 21(6): 612-618.)
- [9] 李艳芳,张佐理,郑可飙. 动态系统运动状态最优估计研究[J]. 计算机工程与设计, 2009, 30(2): 453-464. (LI Y F, ZHANG Z L, ZHENG K B. Best state estimation of dynamic systems[J]. Computer Engineering and Design, 2009, 30(2): 453-464.)
- [10] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社, 2006. (QIN Y Y. Inertia navigation[M]. Beijing: Science Press, 2006.)
- [11] 秦永元,张红钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1998. (QIN Y Y, ZHANG H Y, WANG S H. Principle of Kalman filtering and integrated navigation[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1998.)
- [12] 杨涤,李立涛,杨旭,等. 系统实时仿真开发环境与应用[M]. 北京:清华大学出版社, 2002. (YANG D, LI L T, YANG X, et al. Real-time simulation system development environment and application[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002.)