

宽带移动卫星通信低成本组合姿态确定算法

沈晓卫, 姚敏立, 李琳琳, 常瑞花

(第二炮兵工程学院 602 室, 710025, 西安)

摘要: 针对现有低成本微机械惯性器件无法满足宽带移动卫星通信系统在机动状态下天线指向精度的问题, 提出了微机械惯性测量单元与闭环跟踪信息相结合的姿态确定算法. 该算法在航向上引入闭环跟踪的指向偏差角, 经 PI 控制器反向校正航向陀螺的漂移误差, 并利用跟踪指向信息的低频分量和陀螺的高频分量估计航向角. 在横滚和俯仰上, 首先以改进欧拉角作为状态向量, 根据陀螺角速率信息和加速度计的重力场信息分别建立状态方程和测量方程; 然后依据航向角速率和俯仰角偏差对载体运动状态进行判别, 并在载体机动下调整方差矩阵以依赖陀螺进行姿态估计, 克服机动加速度的扰动. 实验结果表明, 该算法与自适应卡尔曼滤波器相比, 在载体机动状态下精度更高, 其航向估计精度在 $\pm 0.8^\circ$, 倾角在 $\pm 0.5^\circ$ 内, 满足动中通姿态稳定精度要求.

关键词: 卫星通信系统; 姿态确定; 传感器融合; 改进欧拉角

中图分类号: TN927 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2011)06-0064-05

A Hybrid Attitude Determination Method with Low Cost for Broadband Mobile Satellite Communication

SHEN Xiaowei, YAO Minli, LI Linlin, CHANG Ruihua

(Staff Room 602, Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

Abstract: A hybrid attitude determination method that combines MEMS inertial measurement unit and close-loop tracking information is proposed for broadband mobile satellite communication to solve the problem that the existing low cost MEMS inertial sensors are hard to meet the pointing requirements during the vehicle maneuver. A heading pointing error deduced by tracking is used to correct the drift of the heading gyro by a proportional-integral (PI) controller, and the heading angle is estimated as the sum of the high pass filtered gyro output and the low pass filtered tracking heading output. Modified Euler angles are used as state variables, and the state equation and measurement equation are respectively built from the angular output of gyros and the gravity output of accelerometers. The filter recognizes the situation of dynamic condition with heading angular rate and pitch error to make the filter more robust regarding acceleration disturbances, and modifies the measurement covariance matrix to estimate the tilt based on gyros under varying vehicle dynamics. Experimental results show that the proposed method has a higher precision than the conventional AKF method in dynamic mode, and the errors are less than 0.8 degree in heading and 0.5 degree in tilt, which is feasible for attitude stabilization of broadband mobile satellite communication.

Keywords: satellite communication system; attitude determination; sensor data fusion; modified Euler angles

收稿日期: 2010-11-28. 作者简介: 沈晓卫(1982—), 男, 博士生; 姚敏立(联系人), 男, 教授, 博士生导师. 基金项目: 国家高技术研究发展计划资助项目(2010AA7010213).

网络出版时间: 2011-03-15

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20110315.1155.001.html>

宽带移动卫星通信系统是基于固定卫星通信频段的移动通信系统,国内俗称“动中通”。动中通系统安装于汽车、飞机、轮船等载体上,在运动中实时传递语音、数据和视频等多媒体信息^[1]。动中通机动灵活、通信不受距离限制,因此在应急通信、作战指挥、车载卫星电视直播等军用和民用领域得到了广泛的应用^[2]。

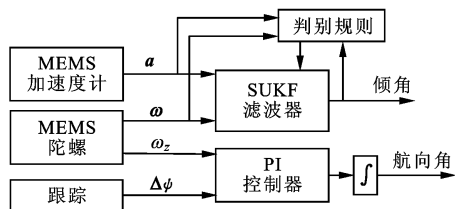
动中通需要隔离载体运动对天线的影响,使天线始终指向卫星。为保证指向的精度,一种可靠的测控方法是采用高精度的姿态航向参考系统给天线波束提供一个基准,通过捷联算法求解天线驱动量^[3]。这种方式精度高,但成本较高,不具备广泛应用性。为了降低动中通系统成本,基于低成本微机械惯性传感器的测控方法已成为投资、研究的热点。然而,单个微机械惯性传感器的精度低,需要姿态确定算法对各传感器进行融合^[4]。姿态确定算法能够发挥各个惯性传感器的优势,取长补短,在提高系统精度的同时放宽了各个惯性传感器的精度要求。典型的姿态确定算法大致分为两类:一类是基于观测器的姿态估计算法,如文献[5]中的互补滤波器,该算法从频率域上对船载动中通的惯性器件(微机械速率陀螺、倾角仪和磁强计)进行分辨和消除噪声;另一类是基于模型的状态估计算法,如文献[6]中的扩展卡尔曼滤波器(Extended Kalman Filter, EKF),以微机械加速度计的重力场和磁强计的地磁场作为辅助测量信息,由 EKF 实现与微机械陀螺信号的数据融合。上述算法采用的磁强计易受车上元件及外部物体的电磁干扰,同时加速度计和倾角仪也易受载体机动加速度的影响,难以满足动态下的精度要求。为克服机动加速度对姿态确定的影响,文献[7]提出了一个自适应卡尔曼滤波器(Adaptive Kalman Filter, AKF),但其采用加速度计输出向量模与重力加速度的差值作为判据,存在灵敏度低的问题。

鉴于此,本文提出一种基于微机械陀螺、加速度计和跟踪航向偏差信息的组合姿态确定算法。在航向上,利用跟踪得到的航向角偏差,设计了一个 PI(Proportional Integral)控制器反向校正航向陀螺;在俯仰和横滚上,以加速度计为辅助测量信息,提出了一种开关型 UKF(Unscented Kalman Filter)算法,通过设计新的载体机动状态判别规则,并对测量方差进行相应调整以避免载体机动对倾角的影响。最后采用实测数据对该算法进行验证。

1 组合姿态确定系统工作原理

定义导航坐标系和载体坐标系分别作为参考坐标系和移动坐标系。导航坐标系(n 系)是一种当地地理坐标系,坐标轴 x 、 y 和 z 分别指向北、东和地。载体坐标系(b 系)的 x 、 y 和 z 轴向分别对应载体的横滚轴、俯仰轴和航向轴。

微机械惯性测量单元(包括三轴陀螺和三轴加速度计)固连于载体上,用于敏感载体的姿态变化。由于微机械陀螺漂移误差较大,长时间工作不能保证要求的姿态精度,因此借助多传感器信息融合技术合并多个传感器的信息,以产生比单个传感器更可靠、更准确的信息^[8]。本文给出了基于微机械惯性测量单元、跟踪信息和姿态估计算法的组合姿态确定系统,其工作原理如图 1 所示。



α 为三轴加速度计输出; ω 为三轴陀螺输出; ω_z 为航向陀螺输出;

$\Delta\phi$ 为跟踪信息计算的航向偏差角

图 1 组合姿态确定系统框图

航向上,引入跟踪信息计算的航向角偏差作为 PI 控制器的输入,对航向陀螺进行校正;俯仰和横滚上,利用加速度计输出的重力场信息(包含载体相对于当地地理水平面的两个倾角信息,用加速度计测量)作为观测量,并采用 SUKF 滤波器修正陀螺漂移造成的姿态误差。为了避免载体运动时加速度计中的机动加速度对倾角的影响,SUKF 对载体运动状态进行判断:在无机动加速度的情况下,通过标准 UKF 滤波器融合陀螺和加速度计来估计倾角;在判别到机动加速度后,对观测噪声方差矩阵 R 进行调整,切换到陀螺进行姿态确定。

2 航向角估计

由于惯性器件漂移误差和伺服误差等的影响,长时间天线会偏离卫星方向,因此动中通需要闭环跟踪对天线指向进行调整。跟踪主要是根据接收到的卫星信号的强度,检测出天线波束指向与卫星方向间的误差角,并利用误差信号驱动电机使天线波束指向卫星^[9]。

由于磁强计校正航向时陀螺易受干扰且精度较

低,因此本文引入跟踪系统反馈得到的航向偏差角代替传统磁强计来修正航向陀螺的漂移.相比较于其他因素,微机械陀螺漂移对于指向偏差影响最大.因此,航向角指向偏差可近似看成是由陀螺漂移导致的,其观测模型可表示为

$$\Delta\psi = \hat{\psi} - \psi_t + \xi \quad (1)$$

式中: $\Delta\psi$ 为跟踪闭环反馈得到的航向偏差角; $\hat{\psi}$ 为陀螺估计的航向角; ψ_t 为天线实际的航向角; ξ 为噪声.

航向偏差角 $\Delta\psi$ 经过一个 PI 控制器后作为漂移误差去校正陀螺值,将校正后的陀螺值积分可得到姿态角估计值 $\hat{\psi}$,如图 2 所示.以 Laplace 形式表示为

$$\hat{\psi} = \frac{1}{s} \left[\omega_z - \left(k_p + \frac{k_i}{s} \right) \Delta\psi \right] \quad (2)$$

式中: ω_z 为航向陀螺角速率; k_p 和 k_i 为控制器的比例增益和积分增益.

结合式(1)、式(2)可得

$$\hat{\psi} = \frac{s^2}{s^2 + k_p s + k_i} \left(\frac{1}{s} \omega_z \right) + \frac{k_p s + k_i}{s^2 + k_p s + k_i} (\psi_t) = F_1(s) \left(\frac{1}{s} \omega_z \right) + F_2(s) (\psi_t) \quad (3)$$

式中: $F_1(s)$ 为高通滤波器,用于消除陀螺的低频漂移误差; $F_2(s)$ 为低通滤波器,用于去除跟踪接收机的高频噪声. $F_1(s)$ 、 $F_2(s)$ 结合为互补滤波器,因此航向角 $\hat{\psi}$ 可以看作是低频段跟踪信息获得的航向角 ψ_t 和高频段陀螺积分获得的航向角的融合.

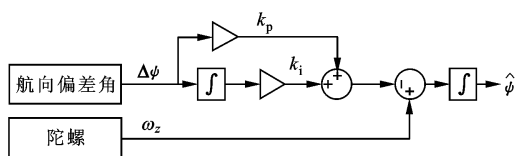


图2 航向估计框图

3 倾角估计

倾角采用 SUKF 滤波器进行估计,利用陀螺角速率输出和加速度计的重力场信息建立状态方程和量测方程,描述系统的动态变化过程.为了避免机动时引入机动加速度分量,SUKF 对运动状态判断,在载体机动下将观测噪声方差矩阵 $\mathbf{R}$ 切换到无穷大,再依据滤波增益矩阵的变化,从测量数据中定量识别和提取有用信息,修正状态参量.

3.1 状态方程

当 IMU 与载体固联时,陀螺敏感的是载体相

对于惯性坐标系的旋转角速率 ω_x 、 ω_y 和 ω_z ,则欧拉角速率与陀螺角速率的关系如下

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

式中: ψ 、 θ 、 φ 分别为航向角、俯仰角、横滚角; $\dot{\psi}$ 、 $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\varphi}$ 分别为 ψ 、 θ 、 φ 对应的欧拉角速率.

仅考虑横滚角和俯仰角时,采用改进欧拉角作为状态变量 $\mathbf{x} = [C_1, C_2, C_3]^T$,定义为^[10]

$$C_1 = -\sin\theta; C_2 = \cos\theta \sin\varphi; C_3 = \cos\theta \cos\varphi \quad (5)$$

对式(5)微分,建立状态方程为

$$\begin{cases} \dot{C}_1 = -\dot{\theta} \cos\theta = \omega_z C_2 - \omega_y C_2 \\ \dot{C}_2 = \dot{\varphi} \cos\theta \cos\varphi - \dot{\theta} \sin\theta \sin\varphi = -\omega_z C_2 + \omega_x C_3 \\ \dot{C}_3 = -\dot{\varphi} \cos\theta \sin\varphi - \dot{\theta} \sin\theta \cos\varphi = \omega_y C_1 - \omega_x C_2 \end{cases} \quad (6)$$

式(6)用矩阵形式表示为

$$\dot{\mathbf{x}}_k = \mathbf{f}_{k|k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{v} \quad (7)$$

$$\text{式中: } \mathbf{f}_{k|k-1} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{v} \text{ 为随机独立的 } 0 \text{ 均值高斯白噪声,且 } \mathbf{v} \sim \mathcal{N}(0, \mathbf{Q}).$$

3.2 测量方程

在载体静止或匀速下,加速度计测量的是重力加速度在载体坐标系中的分量,即

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g \sin\theta \\ -g \cos\theta \sin\varphi \\ -g \cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \\ C_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

其测量模型可以表示为

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}_k \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{h} = [-g, -g, -g]^T$; $\mathbf{w}$ 为随机独立的 0 均值高斯白噪声, $\mathbf{w} \sim \mathcal{N}(0, \mathbf{R})$.

3.3 SUKF 滤波器设计

SUKF 算法具体步骤如下.

(1)初始化

$$\hat{\mathbf{x}}_0 = E[\hat{\mathbf{x}}_0] \quad (10)$$

$$\mathbf{P}_0 = E[(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)^T] \quad (11)$$

(2)计算 Sigma 点

$$\mathbf{x}_{k-1} =$$

$$\begin{aligned} & [\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + ((n + \xi)\mathbf{P}_{k-1})^{1/2}, \\ & \hat{\mathbf{x}}_{k-1} - ((n + \xi)\mathbf{P}_{k-1})^{1/2}] \end{aligned} \quad (12)$$

式中: $(n+\xi)^{1/2}$ 是比例因子; n 为维数, ξ 为比例参数.

(3)状态估计. ① 时间更新

$$\mathbf{x}_{k|k-1} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}, k-1) \tag{13}$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i \mathbf{x}_{i,k|k-1} \tag{14}$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [\mathbf{x}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{x}}_k][\mathbf{x}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{x}}_k]^T + \mathbf{Q} \tag{15}$$

式中: W_i 为权值,当 $i=1, \dots, n$ 时,有

$$W_0 = \xi/(n+\xi); W_i = 1/[2(n+\xi)];$$

$$W_{i+n} = 1/[2(n+\xi)]$$

② 运动状态判断. 定义参数

$$|e_\theta| = |\hat{\theta}_{k-1} - \theta_{a,k}|$$

式中: $\hat{\theta}_{k-1}$ 为 $k-1$ 时刻俯仰角估计值; $\theta_{a,k}$ 为 k 时刻加速度计得到的俯仰角值.

判别规则如下:①如果 $|e_\theta| \geq \delta_1$ 或 $|\omega_z| \geq \delta_2$ (δ_1 和 δ_2 为门限值),则看作有机动加速度,此时加速度计不准确,调整噪声矩阵 $\mathbf{R}$ 到无穷大,将滤波器切换到陀螺积分进行姿态估计;②如遇其他情况,忽略机动加速度影响,利用加速度计校正陀螺.

量测更新

$$\mathbf{y}_{k|k-1} = \mathbf{h}_k \mathbf{x}_{k-1} \tag{16}$$

$$\hat{\mathbf{y}}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_i \mathbf{y}_{i,k|k-1} \tag{17}$$

$$\mathbf{P}_{yy} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [\mathbf{y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k][\mathbf{y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k]^T + \mathbf{R} \tag{18}$$

式中: $\mathbf{R} = \begin{cases} \mathbf{R}_0, & |e_\theta| \leq \delta_1 \text{ 且 } |\omega_z| \leq \delta_2 \\ \infty, & \text{其他} \end{cases}$

$$\mathbf{P}_{xy} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [\mathbf{x}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{x}}_k][\mathbf{y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k]^T \tag{19}$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}_{xy} \mathbf{P}_{yy}^{-1} \tag{20}$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}(\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k) \tag{21}$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K} \mathbf{P}_{yy} \mathbf{K}^T \tag{22}$$

(4)经过 SUKF 滤波方程的不断递推即可得到 $\hat{\mathbf{x}}_k$, 所对应的载体姿态角估计值为

$$\hat{\theta} = -\arcsin(C_1) \tag{23}$$

$$\hat{\varphi} = \arctan(C_2/C_3) \tag{24}$$

4 实验分析

为了验证算法的可行性,进行了跑车实验. 惯性测量单元采用姿态方位组合导航系统 ADU5600 中的微机械 IMU,陀螺零偏 $0.2(^{\circ})/\text{s}$,加速度精度为 0.05 m/s^2 ,IMU 采样频率为 100 Hz ,同时采集光纤

航姿系统 ADU7612(姿态精度 $\pm 0.1^{\circ}$)的姿态信息作为参考值,如图 3 所示,跟踪的更新频率为 2 Hz . 现选取其中一段无阴影环境下的跑车数据进行分析说明,实验参数为 $k_p = 0.5, k_i = 0.005, \mathbf{R}_0 = \text{diag}[0.03, 0.03, 0.03], \delta_1 = 0.5^{\circ}, \delta_2 = 5.7(^{\circ})/\text{s}, \mathbf{Q} = \text{diag}[6 \times 10^{-4}, 6 \times 10^{-4}, 6 \times 10^{-4}]$. 经跟踪信息 PI 控制器校正后的航向角估计结果如图 4 所示,将 SUKF 算法与文献[7]中的算法 AKF 进行了仿真对比,结果如图 5 和图 6 所示.

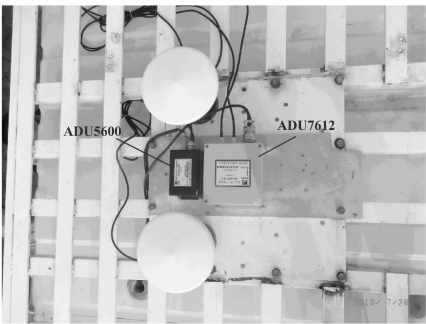


图 3 惯性测量器件

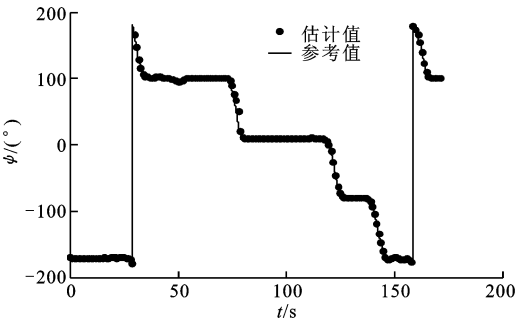


图 4 航向角估计

由图 4 可以看出,校正后的航向角与参考值一致,表明利用跟踪偏差角和 PI 控制器可以及时对航向陀螺进行修正.

由图 5 和图 6 可以看出,采用 AKF 算法估计的姿态在载体机动时存在较大误差,表明基于加速度计输出向量模进行状态判别的 AKF 算法不能有效抑制机动加速度对姿态估计的影响,而本文 SUKF 算法估计的横滚和俯仰角与参考值基本吻合,表明算法可以有效对载体机动加速度进行判断和抑制.

表 1 从均值(Mean)和标准差(Std)两方面给出了具体性能指标,其中航向偏差角标准差在 0.8° 内,倾角在 0.5° 内,而利用 AKF 滤波算法估计的倾角标准差大于 2° ,本文算法对姿态估计的误差和均方差误差明显比 AKF 滤波算法小.

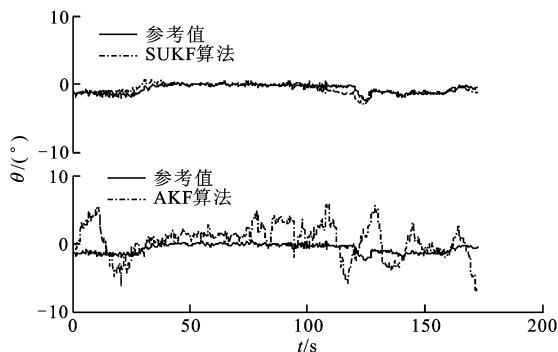


图 5 2 种算法的俯仰角估计

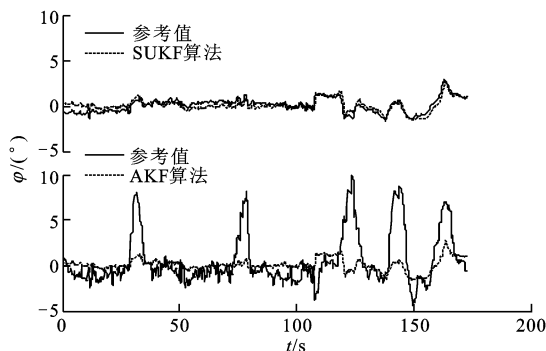


图 6 2 种算法的横滚角估计

表 1 姿态误差结果统计量

滤波器	$\varphi/(^{\circ})$		$\theta/(^{\circ})$		$\psi/(^{\circ})$	
	Mean	Std	Mean	Std	Mean	Std
本文算法	0.004 8	0.443 8	0.028 6	0.456 9	0.211 1	0.733 3
AKF 算法	0.537 8	2.485 9	1.216 5	2.239 4		

5 结 论

本文针对动中通姿态确定算法进行了研究,构建了基于微机械惯性测量单元和跟踪信息的组合姿态估计算法.本文算法利用航向偏差角信息和 PI 控制器可有效校正航向陀螺的漂移,利用加速度计的重力场作为辅助信息,通过 SUKF 算法来融合估计倾角,可有效克服机动加速度对姿态确定的影响.实验结果表明,本文算法利用中等精度的 MEMS 惯性器件即能有效估计载体姿态,满足动中通姿态稳定精度要求.

参考文献:

[1] CHINI P, GIAMBRENE G, KOTA S. A survey on mobile satellite systems[J]. International Journal of Satellite Communications, 2010, 28(1):29-57.

[2] JUNG Y B, EOM S Y, JEON S I. Novel antenna system design for satellite mobile multimedia service [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2010, 59(9):4237-4247.

[3] 滕云鹤. 移动卫星通信捷联式天线稳定系统[J]. 宇航学报, 2002, 23(5):72-75.

TENG Yunhe. A strapdown stabilized antenna system for mobile satellite communications [J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(5):72-75.

[4] MARUTHI R A, JAMES T H, GNANA R K. Rigid body attitude control with inclinometer and low-cost gyro measurements [J]. Systems & Control Letters, 2003, 49(2):151-159.

[5] WON M, KIM S S. Design and control of a marine satellite antenna[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2005, 19(1):473-480.

[6] 牛小骥,高钟毓,张嵘,等. 基于微机械惯性传感器的卫星电视天线稳定系统[J]. 中国惯性技术学报, 2002, 10(5):11-15.

NIU Xiaoji, GAO Zhongyu, ZHANG Rong, et al. Satellite TV antenna attitude stabilization system based on micromachined inertial sensors [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2002, 10(5):11-15.

[7] 王玫,王永泉,张炎华. 自适应滤波器在微型姿态确定系统中的应用[J]. 哈尔滨商业大学学报:自然科学版, 2006, 22(2):61-66.

WANG Me, WANG Yongquan, ZHANG Yanhua. Adaptive filter for miniature MEMS based attitude and heading reference system [J]. Journal of Harbin University of Commerce: Natural Sciences Edition, 2006, 22(2): 61-66.

[8] 李军,刘君华. 多传感器融合系统的可靠性模型研究[J]. 西安交通大学学报, 2004, 38(8):775-779.

LI Jun, LIU Junhua. Study of reliability model for the multi-sensor fusion system [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2004, 38(8):775-779.

[9] 任春华,潘英俊,刘进江,等. 提高载车定位与卫星跟踪精度的多信息融合系统研究[J]. 应用基础与工程科学学报, 2010, 18(2):359-365.

REN Chunhua, PAN Yingjun, LIU Jingjiang, et al. Study on multi-information fusion system to improve the vehicle's position and satellite tracking accuracy [J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2010, 18(2):359-365.

[10] KANG C W, PARK C G. Attitude estimation with accelerometers and gyros using fuzzy tuned Kalman filter [EB/OL]. (2009-08-26) [2010-10-28]. [http://s-space.snu.ac.kr/bitstream/10371/10122/1/Attitude %20 Estimation %20 with %20 Accelerometers %20 and %20 Gyros %20 Using %20 Fuzzy %20 Tuned %20 Kalman %20 Filter. pdf](http://s-space.snu.ac.kr/bitstream/10371/10122/1/Attitude%20Estimation%20with%20Accelerometers%20and%20Gyros%20Using%20Fuzzy%20Tuned%20Kalman%20Filter.pdf).

(编辑 刘杨)