

文章编号 1004-924X(2014)12-3384-07

## 多旋翼姿态解算中的改进自适应扩展 Kalman 算法

张欣<sup>1,2,3</sup>, 白越<sup>1\*</sup>, 赵常均<sup>1,2</sup>, 王日俊<sup>1,2</sup>, 官勋<sup>1</sup>, 续志军<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100039; 3. 长春工程学院 电气与信息工程学院, 吉林 长春 130012)

**摘要:**提出了一种改进的 Sage-Husa 自适应扩展 Kalman 滤波算法,用于保证多旋翼无人机在噪声统计特性未知且时变、振动为主要扰动源、姿态角高动态变化等飞行条件下飞行姿态角解算的精度与稳定性。该算法采用微机电系统陀螺仪实时动态解算的姿态角方差估计系统噪声方差;并采用自适应滤波算法在线估计量测噪声方差,从而保证滤波的精度与稳定性;同时引入滤波器收敛性判据,结合强跟踪 Kalman 滤波算法来抑制滤波发散。飞行实验与分析表明:改进算法解算的俯仰角与横滚角均方根误差分别为  $1.722^\circ$  和  $1.182^\circ$ ,明显优于常规的 Sage-Husa 自适应滤波算法。实验还显示:改进的算法自适应能力强、实时性好、精度高、运行可靠,能够满足多旋翼无人机自主飞行的需要,若对参数进行适当修改,还可应用于其它动态性能要求较高的导航信息测量系统中。

**关键词:**多旋翼无人机;姿态解算;自适应滤波;扩展 Kalman 滤波

**中图分类号:**V448.22;TP301.6 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20142212.3384

### Improved adaptive extended Kalman algorithm for attitude estimation of multi-rotor UAV

ZHANG Xin<sup>1,2,3</sup>, BAI Yue<sup>1\*</sup>, ZHAO Chang-jun<sup>1,2</sup>, WANG Ri-jun<sup>1,2</sup>, GONG Xun<sup>1</sup>, XU Zhi-jun<sup>1</sup>

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China;*

3. *School of Electrical and Information Technology, Changchun Institute of Technology, Changchun 130012, China*)

\* *Corresponding author, E-mail: baiy@ciomp.ac.cn*

**Abstract:** An improved Sage-Husa adaptive extended Kalman filter algorithm is proposed to ensure the precision and stability of calculating attitude angles of a multi-rotor Unmanned Aerial Vehicle(UAV) under the actual flight conditions, such as unknown and time-varied noise statistical properties, main disturbance source in vibration and attitude angles high dynamically changed. The algorithm uses attitude angle variance estimated by a gyroscope in real time to estimate system noise variance and only adopts an adaptive filter algorithm to estimate measurement noise variance on-line to ensure the precision and stability of filtering. Meanwhile, it introduces the criterion of filter convergence to restrain

收稿日期:2014-04-16;修订日期:2014-05-19.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 11372309, No. 61304017)

the divergence of Kalman filter through combining with a strong tracking Kalman filter algorithm. A flight experiment and corresponding analysis show that the root-mean-square errors of the pitch and roll angles estimated by the improved algorithm are  $1.722^\circ$  and  $1.182^\circ$ , obviously better than that of the conventional Sage-Husa adaptive Kalman filter algorithm. It concludes that the improved algorithm has strong adaptive ability, good real-time performance, high precision and reliable operation. It meets the need of multi-rotor UAV autonomous flight and can be applied to other navigation information measuring systems with high dynamic performance requirements if the parameters are modified appropriately.

**Key words:** multi-rotor Unmanned Aerial Vehicle(UAV); attitude estimation; adaptive filter; extended Kalman filter

## 1 引言

多旋翼无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)具有结构简单、重量轻、体积小、成本低、起降灵活、机动性强、受地形影响小等优点,已被广泛应用于军事与民用领域<sup>[1]</sup>。许多研究机构都已开始将多旋翼无人机的各项技术列为研究重点<sup>[2-3]</sup>。其中,获得高精度、高可靠性的飞行姿态是实现多旋翼无人机自主飞行的首要条件<sup>[4]</sup>。

微机电系统(Micro Electro Mechanical System, MEMS)陀螺仪解算的姿态角短时精度较高,但积分漂移严重,且对载体的振动敏感。随着时间的推移和积分运算,漂移误差会不断累加变大。MEMS 加速度计则具有较好的静态性能,解算姿态角时不存在积分过程,但动态响应速度慢,短时精度差。二者之一单独使用都会降低姿态角的估计精度<sup>[5]</sup>。Kalman 滤波是目前公认的最适合无人机多传感器动态导航信息融合的算法,但应用常规 Kalman 滤波算法时,要求系统噪声和量测噪声的统计特性已知<sup>[6-7]</sup>。然而在多旋翼无人机多传感器信息融合的实际应用中,系统噪声与量测噪声统计特性是未知且时变的,这使得常规 Kalman 滤波算法失去最优性,估计精度大大降低,甚至会引起滤波发散。

采用 Sage-Husa 自适应 Kalman 滤波(Sage-Husa Adaptive Kalman Filter, SHAKF)算法在理论上可实现在线自适应估计系统噪声和量测噪声的统计特性<sup>[6-10]</sup>,但将该算法应用于多旋翼无人机姿态解算时,该算法甚至无法在系统噪声和量测噪声统计特性均未知的情况下将二者准确分离,更别提高精度估计二者的方差值。其所估计

的系统噪声和量测噪声方差序列与真实噪声方差间均存在一个常值误差<sup>[11]</sup>,其中系统噪声统计特性均方误差偏离较大,致使自适应算法定量识别预测值与新息值时出现误判断:即估计姿态角时对加速度计信息的利用权重过高,造成姿态角状态估计短时精度极低,且易造成滤波发散,不能满足无人机自主飞行的需要。此外,多旋翼无人机姿态解算系统为非线性系统<sup>[12]</sup>,需要采用扩展 Kalman 滤波(Extended Kalman Filter, EKF)对系统进行线性化处理<sup>[13]</sup>。由此,本文设计了一种改进的 Sage-Husa 自适应扩展 Kalman 滤波(SHAEKF)算法,该算法使用 MEMS 陀螺仪实时动态解算姿态角方差估计系统噪声方差,并且只应用自适应算法在线估计量测噪声方差,这不仅大幅降低了系统噪声估计误差,也解决了滤波发散的问题。为进一步保证滤波器的可靠收敛,又在改进算法中结合了强跟踪 Kalman 滤波算法<sup>[13-14]</sup>,构成了既可抑制滤波发散又能保证滤波精度的改进 SHAEKF 算法。

## 2 非线性姿态解算系统建模

解算多旋翼无人机的姿态就是计算机体坐标系  $Ox_b y_b z_b$  与导航坐标系  $Ox_n y_n z_n$  之间的相对关系。选择机体坐标系的坐标原点  $O$  位于无人机重心处,  $x_b$  轴沿机体纵轴指向前,  $y_b$  轴沿机体横轴向左,  $z_b$  轴垂直于  $Ox_b y_b$  平面沿机体竖轴向上;而导航坐标系  $Ox_n y_n z_n$  选用地理坐标系,即东北天坐标系。

多旋翼无人机姿态解算系统为非线性系统,其离散时间状态空间模型(状态方程和量测方程)为:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = f(\mathbf{X}_{k-1}) + \mathbf{W}_{k-1}, \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases}, \quad (1)$$

其中:  $\mathbf{X}_k = [\gamma_k \quad \theta_k \quad \psi_k]^T$  为  $3 \times 1$  维状态向量;  $\mathbf{W}_k = [\omega_{\gamma k} \quad \omega_{\theta k} \quad \omega_{\psi k}]^T$  为  $3 \times 1$  维系统噪声向量;  $\mathbf{Z}_k = [z_{\gamma k} \quad z_{\theta k} \quad z_{\psi k}]^T$  为  $3 \times 1$  维量测向量;  $\mathbf{V}_k = [v_{\gamma k} \quad v_{\theta k} \quad v_{\psi k}]^T$  为  $3 \times 1$  维量测噪声向量。

俯仰角  $\theta$ 、横滚角  $\gamma$ 、航向角  $\psi$  为一组姿态角,  $\mathbf{W}_k$  和  $\mathbf{V}_k$  各分量的方差统计特性是未知且时变的。

针对多旋翼无人机姿态解算,基于 MEMS 陀螺仪短时动态性能好、加速度计长期静态性能好的测量特点,对二者进行信息融合,即以陀螺仪姿态解算信息作为 Kalman 滤波的状态预测信息,以加速度计的姿态解算信息作为 Kalman 滤波的量测信息。此外,多旋翼无人机俯仰角的动态范围一般不超过  $\pm 90^\circ$ ,故不存在俯仰角接近  $90^\circ$  而出现奇异点的问题,且欧拉角法不需要进行正交

$$\Phi_{k/k-1} = \frac{\partial f(\mathbf{X}_{k-1})}{\partial \mathbf{X}_{k-1}} = \begin{bmatrix} 1 + \frac{\cos \gamma_{k-1} \sin \theta_{k-1}}{\cos \theta_{k-1}} \omega_{\gamma k} T_s - \frac{\sin \gamma_{k-1} \sin \theta_{k-1}}{\cos \theta_{k-1}} \omega_{\psi k} T_s & \frac{\sin \gamma_{k-1}}{\cos^2 \theta_{k-1}} \omega_{\gamma k} T_s + \frac{\cos \gamma_{k-1}}{\cos^2 \theta_{k-1}} \omega_{\psi k} T_s & 0 \\ -\sin \gamma_{k-1} \omega_{\gamma k} T_s - \cos \gamma_{k-1} \omega_{\psi k} T_s & 1 & 0 \\ \frac{\cos \gamma_{k-1}}{\cos \theta_{k-1}} \omega_{\gamma k} T_s - \frac{\sin \gamma_{k-1}}{\cos \theta_{k-1}} \omega_{\psi k} T_s & \frac{\sin \gamma_{k-1} \sin \theta_{k-1}}{\cos^2 \theta_{k-1}} \omega_{\gamma k} T_s + \frac{\cos \gamma_{k-1} \sin \theta_{k-1}}{\cos^2 \theta_{k-1}} \omega_{\psi k} T_s & 1 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

则状态方程又可简记为:

$$\mathbf{X}_k = \Phi_{k/k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1}, \quad (4)$$

MEMS 加速度计可直接解算姿态角信息,并将其作为量测信息,因此式(1)中的量测方程的结构参数  $\mathbf{H}_k$  为  $3 \times 3$  维常系数量测矩阵。量测方程可写为:

$$\begin{bmatrix} z_{\gamma k} \\ z_{\theta k} \\ z_{\psi k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_k \\ \theta_k \\ \psi_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{\gamma k} \\ v_{\theta k} \\ v_{\psi k} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

其中:

$$z_{\theta k} = \arcsin\left(-\frac{a_{\gamma k}}{g}\right), z_{\gamma k} = \arctan\left(\frac{a_{\psi k}}{a_{\gamma k}}\right),$$

$g$  为重力加速度,  $\mathbf{a}_{\gamma k} = [a_{\gamma k} \quad a_{\psi k} \quad a_{\gamma k}]^T$  为机载 MEMS 加速度计实时输出的机体坐标系下的三轴加速度。加速度计的输出与航向角无关,因此本文不对航向角的估计予以讨论,只估计俯仰角

化处理。因此采用欧拉角法对陀螺仪输出数据解算姿态角作为 Kalman 滤波预测信息,则式(1)中的状态方程可写为:

$$\begin{cases} \gamma_k = \gamma_{k-1} + \omega_{\gamma k} T_s + \frac{\sin \gamma_{k-1} \sin \theta_{k-1}}{\cos \theta_{k-1}} \omega_{\psi k} T_s + \\ \frac{\cos \gamma_{k-1} \sin \theta_{k-1}}{\cos \theta_{k-1}} \omega_{\psi k} T_s + \omega_{\gamma k-1} \\ \theta_k = \theta_{k-1} + \cos \gamma_{k-1} \omega_{\gamma k} T_s - \sin \gamma_{k-1} \omega_{\psi k} T_s + \omega_{\theta k-1} \\ \psi_k = \psi_{k-1} + \frac{\sin \gamma_{k-1}}{\cos \theta_{k-1}} \omega_{\gamma k} T_s + \frac{\cos \gamma_{k-1}}{\cos \theta_{k-1}} \omega_{\psi k} T_s + \omega_{\psi k-1} \end{cases}, \quad (2)$$

$\omega_{\gamma k} = [\omega_{\gamma k} \quad \omega_{\psi k} \quad \omega_{\psi k}]^T$  为机载 MEMS 陀螺仪实时输出的机体坐标系下的三轴角速率。 $T_s$  为采样周期。式(1)中  $f(\cdot)$  为非线性函数,因此需要使用扩展 Kalman 滤波(EKF)来解决模型的线性化近似问题。将非线性状态方程进行线性化处理,求得  $3 \times 3$  维雅可比(Jacobian)矩阵,如式(3)所示:

与横滚角。

### 3 改进的 SHAETF 算法设计

改进的 SHAETF 算法在单个信息融合周期内的完整解算步骤为:

① 状态一步预测:

$$\hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = f(\hat{\mathbf{X}}_{k-1}), \quad (6)$$

② 新息序列更新:

$$\mathbf{v}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}, \quad (7)$$

③ 状态一步预测均方误差矩阵更新:

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \hat{\mathbf{Q}}_{k-1}, \quad (8)$$

④ 量测噪声估计:

$$\hat{\mathbf{R}}_k = (\mathbf{I} - \beta_k) \hat{\mathbf{R}}_{k-1} + \beta_k [(\mathbf{I} - \mathbf{H}_k \mathbf{K}_{k-1}) \mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T (\mathbf{I} - \mathbf{H}_k \mathbf{K}_{k-1})^T + \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{H}_k^T], \quad (9)$$

⑤ 滤波器收敛性判据:

$$\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T \leq \gamma \text{tr}(E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T]) = \gamma \text{tr}(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k), \quad (10)$$

如果式(10)成立,即滤波收敛,则保持第③步  $\mathbf{P}_{k/k-1}$  不变;否则采用强跟踪 Kalman 滤波算法更新  $\mathbf{P}_{k/k-1}$ :

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \lambda_k \Phi_{k/k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \hat{\mathbf{Q}}_{k-1}, \quad (11)$$

⑥滤波增益更新:

$$\mathbf{K}_k = \frac{\mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T}{\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \hat{\mathbf{R}}_k}, \quad (12)$$

⑦姿态角状态估计:

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k \mathbf{v}_k, \quad (13)$$

⑧状态估计均方误差矩阵更新:

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k/k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T, \quad (14)$$

⑨系统噪声估计:

$$\hat{\mathbf{Q}}_k = \text{陀螺仪实时动态解算的姿态角方差值}, \quad (15)$$

该算法只需给定初值  $\mathbf{X}_0$ 、 $\mathbf{P}_0$ 、 $\mathbf{Q}_0$ ,就可递推得到  $k$  时刻的姿态角状态估计  $\hat{\mathbf{X}}_k$  ( $k=1, 2, \dots$ )。对改进算法做如下几点说明:

(1) 系统噪声与量测噪声的估计

改进 SHAEKF 算法首先解决在系统噪声和量测噪声统计特性均未知的前提下将二者准确分离,并高精度估计二者方差的问题。对于多旋翼无人机姿态解算系统,系统噪声主要由 MEMS 陀螺仪内部机理决定,噪声参数相对比较稳定。因此,可通过陀螺仪实时动态解算的姿态角方差来高精度地估计系统噪声方差,如式(15)所示。这不仅解决了 SHAKF 算法系统噪声估计误差较大的问题,也解决了由于系统噪声方差估计可能失去半正定性所导致的滤波发散问题。同时如式(9)所示,只需在 SHAKF 算法中自适应在线估计量测噪声方差即可。改进的 SHAEKF 算法实现了系统噪声和量测噪声统计特性的高精度分离与估计。

(2) 指数渐消记忆法

在式(9)中:

$$\begin{aligned} \beta_k &= \frac{\beta_{k-1}}{\beta_{k-1} + \mathbf{b}}, \\ \beta_k &= \text{diag}([\beta_k^y \quad \beta_k^\theta \quad \beta_k^\psi]), \\ \beta_1 &= \mathbf{I}, \end{aligned} \quad (16)$$

其中:  $\mathbf{b} = \text{diag}([b_y \quad b_\theta \quad b_\psi])$  为渐消记忆因子,  $0 < b_i < 1$ ,  $i = \gamma, \theta, \psi$ ,  $b$  通常取  $0.9 \sim 0.999$ <sup>[15]</sup>。在无

人机姿态角测量系统处于飞行状态时,由于系统处于动态变化过程,实际噪声参数具有弱非平稳性,因此采用指数渐消记忆加权平均法强调新息值在状态估计中的利用率。

(3) 提高 EKF 次优滤波的预测精度

改进算法中直接采用式(6)非线性方程进行状态一步预测,而只利用式(3)雅克比矩阵  $\Phi_{k/k-1}$  作为状态一步转移矩阵来更新均方误差矩阵  $\mathbf{P}_{k/k-1}$ 。这可提高 EKF 次优滤波的预测精度。

(4) 抑制量测噪声失去正定性

常规 SHAKF 算法中,量测噪声估计的公式为:

$$\hat{\mathbf{R}}_k = (\mathbf{I} - \beta_k) \hat{\mathbf{R}}_{k-1} + \beta_k [\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T - \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T], \quad (17)$$

式(17)中存在减号,这可能会使  $\mathbf{R}_k$  的估计值逐渐失去正定性,从而出现滤波增益大于 1 的情况,导致滤波发散。为预防量测噪声估计失去正定性,将式(17)修正为式(9)。改进后,只要上一次的滤波增益估计值小于 1,就可以保证当前  $\mathbf{R}_k$  估计值正定,抑制了滤波发散的可能性。

(5) 引入滤波器收敛判据

为进一步保证滤波器可靠收敛,在改进 SHAEKF 算法中引入滤波器收敛性判据,并与强跟踪 Kalman 滤波算法结合使用。在式(10)中,  $\text{tr}$  表示矩阵的迹,  $\gamma \geq 1$  为可调系数。如判据成立,则说明滤波收敛,此时保持 SHAEKF 算法更新的  $\mathbf{P}_{k/k-1}$  参与滤波增益计算;如判据不成立,则说明滤波器的实际误差将超过理论预计值  $\gamma$  倍,此时采用强跟踪 Kalman 滤波算法更新  $\mathbf{P}_{k/k-1}$  值。其中加权系数  $\lambda_k$  的更新值计算公式可参考文献[13-14]。

## 4 实验与分析

### 4.1 实验条件

实验数据是在载有 ADIS16365 惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)的多旋翼无人机上采集的。该惯性测量单元内置一个三轴陀螺仪和一个三轴加速度计。陀螺仪的初始灵敏度为  $0.05^\circ/\text{sec}/\text{LSB}$ ,加速度计的初始灵敏度为  $3.33 \text{ mg}/\text{LSB}$ 。飞行实验采用以横滚运动为主的特殊飞行状态实时采集数据。采集频率  $f_{\text{IMU}} = 165 \text{ Hz}$ ,选用 20 000 组共 120 s 数据。

(1) 对多旋翼无人机机载 IMU, 每隔  $T_I = 0.006$  s 采样一次, 每隔  $T_K = 0.12$  s 采用改进 SHAKEF 算法进行一次信息融合解算姿态角;

(2) 当导航时间  $t$  为  $T_K$  的整数倍时, 将陀螺仪实时解算姿态角信息作为改进算法的状态一步预测信息输入; 加速度计解算姿态角信息通过平均滤波、中值滤波算法, 将采样周期处理为  $T_A = T_K = 0.12$  s 作为改进算法的量测信息输入。

(3) 当导航时间  $t$  为  $T_K$  整数倍时, 采用改进 SHAKEF 算法进行姿态角信息融合, 使用陀螺仪单独解算的姿态角值作为每个  $T_K$  周期之间的插入值, 使得姿态角更新周期达到  $T_I = 0.006$  s。

(4) 渐消记忆因子  $b_i, i = \gamma, \theta$  取值越小,  $\beta_k (i = \gamma, \theta)$  衰减越慢, 则表示量测噪声估计  $\hat{\mathbf{R}}_k$  在更新时更强调新息值的作用。因此渐消记忆因子在取值范围  $(0.9 \sim 0.999)$  内取最小值:  $b_\gamma = 0.9, b_\theta = 0.9$ 。

(5) 算法有效性评估方法: 选用一个标准参考系统, 以此评价改进 SHAKEF 算法有效性。荷兰 Xsens 公司的集成微型测姿系统 MTi 可直接输出高精度姿态角信息, 其中俯仰角与横滚角的测量精度为  $\pm 0.5^\circ$ 。在进行飞行实验时, 使用 MTi 系统作为标准参考系统, 采样频率  $f_{MTi} = 10$  Hz。算法效果评价的指标为各姿态角分量的均方根误差, 计算公式为:

$$X = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\hat{X}_{AKF,i} - X_{MTi,i})^2}, \quad (18)$$

其中:  $X_{MTi,i}$  为第  $i$  个 MTi 标准值比较点;  $\hat{X}_{AKF,i}$  为第  $i$  个 IMU 姿态角估计比较点;  $n$  为总比较点数;  $X$  为俯仰角或横滚角的均方根误差。

#### 4.2 实验结果与分析

根据实验条件及有效性验证方法, 以集成微型测姿系统 MTi 的姿态角输出作为标准参考信息, 输出曲线如图 1 所示。运用改进前、后的 SHAKEF 算法实时解算姿态角, 实验结果如图 2 所示。

由式(8)与式(12)可知, 系统增益矩阵  $\mathbf{K}_k$  的值由初始均方误差矩阵  $\mathbf{P}_0$ 、状态一步预测均方误差矩阵  $\mathbf{P}_{k/k-1}$  及量测噪声矩阵  $\mathbf{R}_k$  确定。若  $\mathbf{P}_{k/k-1}$  变大, 则增益矩阵  $\mathbf{K}_k$  变大, 以便利用新息值对预测值给予较大的修正。对于常规 SHAKEF 算法, 所估计的系统噪声和量测噪声统计特性均存在较大误差, 如图 3(a) 所示, 其中系统噪声均方误差  $\mathbf{P}_{k/k-1}$  估计异常变大, 致使滤波增益值迅速

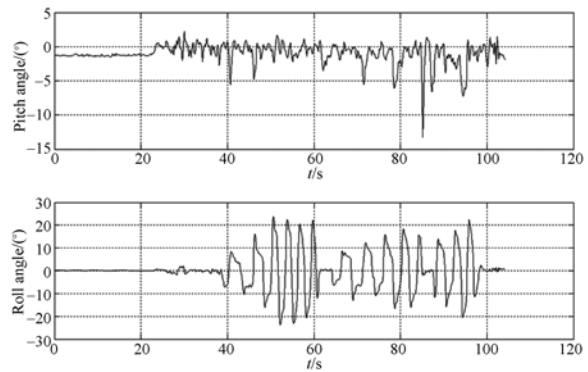
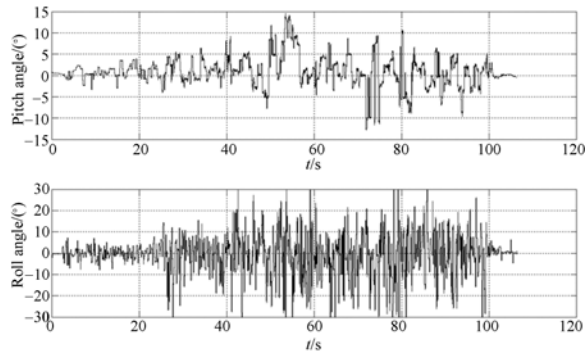


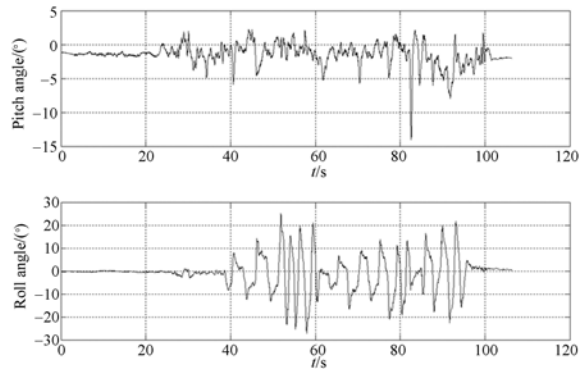
图 1 MTi 俯仰角与横滚角标准参考曲线

Fig. 1 Standard reference curves of pitch and roll angles for MTi



(a) SHAKEF 算法

(a) SHAKEF algorithm



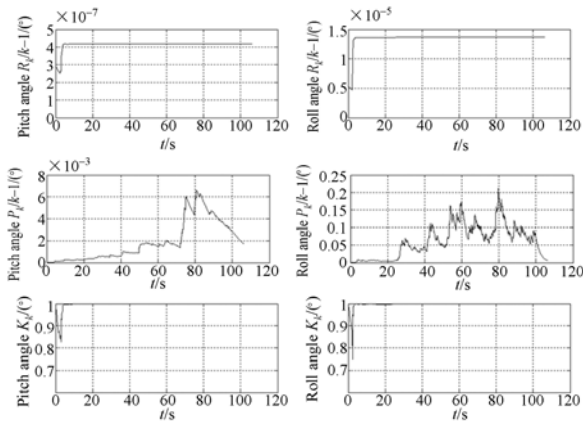
(b) 改进的 SHAKEF 算法

(b) Improved SHAKEF algorithm

图 2 改进前后 SHAKEF 算法解算俯仰角与横滚角对比曲线

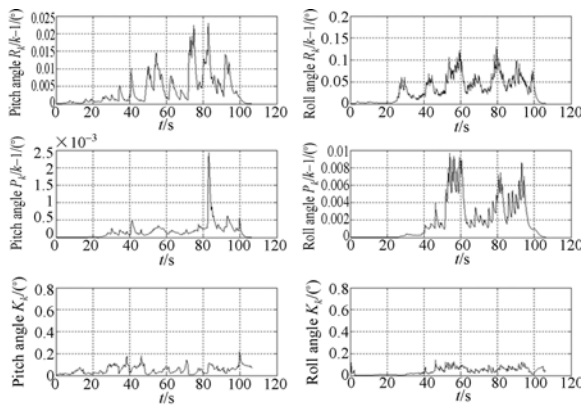
Fig. 2 Comparison of pitch and roll angles of SHAKEF algorithms before and after improvements

趋近于 1, 造成自适应算法误判陀螺仪预测精度较差, 加速度计量测精度较高。由此, 在估计姿态角时, 量测值即加速度计信息利用权重过高, 导致



(a) SHAKEF 算法

(a) SHAKEF algorithm



(b) 改进的 SHAKEF 算法

(b) Improved SHAKEF algorithm

图 3 改进前后 SHAKEF 算法主要参数对比

Fig. 3 Comparison of main parameters of SHAKEF algorithm before and after improvements

## 参考文献:

- [1] PAW Y CH, BALAS G J. Development and application of an integrated framework for small UAV flight control development [J]. *Mechatronics*, 2011, 21: 789-802.
- [2] 陈向坚, 李迪, 续志军, 等. 四旋翼微型飞行器的区间二型模糊神经网络自适应控制[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(6): 1334-1341.
- CHEN X J, LI D, XU ZH J, *et al.*. Adaptive control of quadrotor MAV using interval type-II fuzzy neural network [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(6): 1334-1341. (in Chinese)

姿态角短时解算精度极低,如图 2(a)所示。而改进 SHAKEF 算法很好地解决了这个问题,如图 2(b)与图 3(b)所示,计算的滤波增益值始终在 0.2 范围内变化。

## 5 结 论

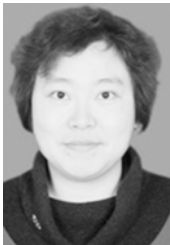
本文结合陀螺仪短时精度较高和加速度计长时静态性能较好的传感器特性提出了一种改进 SHAKEF 算法。该算法可以自适应地调节各惯性传感器的利用权重,保证估计值精度,适用于多旋翼无人机动态性能要求较高的情况。通过将改进 SHAKEF 算法解算的姿态角与 MTi 标准参考系统进行比较可知,俯仰角与横滚角的均方根误差分别为:  $X_{pitch\ angle} = 1.722^\circ$ ,  $X_{roll\ angle} = 1.182^\circ$ ,  $n=36$ ,上述结果满足多旋翼无人机姿态解算精度的要求。本文使用的改进 SHAKEF 算法使姿态角更新频率达到了  $f_{SHAKEF} = 165\text{ Hz}$ ,使得姿态角测量更符合多旋翼无人机高频动态变化的运动特点。

综上所述,采用改进 SHAKEF 算法对机载 MEMS 陀螺仪与加速度计进行信息融合,所解算的姿态角精度较高,实时性好,滤波稳定性强,可以满足多旋翼无人机自主飞行需要。此外,通过适当修改参数,该算法也可应用于其它动态性能要求较高的导航信息测量系统中。

- [3] 宫勋,白越,赵常均,等. Hex-Rotor 无人飞行器及其飞行控制系统设计[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(11): 2450-2458.
- GONG X, BAI Y, ZHAO CH J, *et al.*. Hex-Rotor aircraft and its autonomous flight control system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(11): 2450-2458. (in Chinese)
- [4] 李迪,陈向坚,续志军. 增益自适应滑模控制器在微型飞行器飞行姿态控制中的应用[J]. *光学精密工程*, 2013, 21(5): 1183-1191.
- LI D, CHEN X J, XU ZH J. Gain adaptive sliding mode controller for flight attitude control of MAV [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(5): 1183-1191. (in Chinese)

- [5] 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 ZH 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. (in Chinese)
- [6] GAO W, LI J C. Adaptive kalman filtering for the integrated SINS/DVL system[J]. *Journal of Computational Information Systems*, 2013, 9 (16): 6443-6450.
- [7] CHINGIZ H, HALIL E S. Robust adaptive kalman filter for estimation of UAV dynamics in the presence of sensor/actuator faults[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28:376-383.
- [8] SAGE A P, HUSA G W. Adaptive filtering with unknown prior statistics [C]. *Proceeding of the Joint Automatic Control Conference*, Tokyo, Japan, 1969:760-769.
- [9] KOWNACKI C. Optimization approach to adapt kalman filters for the real-time application of accelerometer and gyroscope signals' filtering[J]. *Digital Signal Processing*, 2011, 21:131-140.
- [10] 韩辅君,徐静,宋世忠. 基于低成本多传感器的自适应组合滤波[J]. 光学精密工程, 2011, 19(12): 3007-3014.  
HAN F J, XU J, SONG SH ZH. Adaptive attitude estimation filtering with low-cost multi-sensors for MAHRS [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(12):3007-3014. (in Chinese)
- [11] 张常云. 自适应滤波方法研究[J]. 航空学报, 1998, 19(7S):S96-S99.  
ZHANG CH Y. Approach to adaptive filtering algorithm [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1998, 19(7S):S96-S99. (in Chinese)
- [12] RIGATOS G G. Nonlinear kalman filters and particle filters for integrated navigation of unmanned aerial vehicles[J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2012, 60:978-995.
- [13] 付梦印,邓志红,闫莉萍. Kalman 滤波理论及其导航系统中的应用[M]. 2 版. 北京:科学出版社, 2010.  
FU M Y, DENG ZH H, YAN L P. *Kalman Filtering Theory and Applications in Navigation System* [M]. Second Edition, Beijing: Science Press, 2010. (in Chinese)
- [14] 段战胜,韩崇昭. 一种强跟踪自适应状态估计器及其仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(5): 1020-1023.  
DUAN ZH SH, HAN CH ZH. A strong tracking adaptive state estimator and simulation[J]. *Journal of System Simulation*, 2004, 16(5): 1020-1023. (in Chinese)
- [15] 严恭敏,李四海,秦永元. 惯性仪器测试与数据分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2012.  
YAN G M, LI S H, QIN Y Y. *Test and Data Analysis of Inertial Instrument* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012. (in Chinese)

## 作者简介:



张欣(1978—),女,辽宁锦州人,博士研究生,2006年于山东大学获得硕士学位,主要从事多传感器信息融合技术的研究。E-mail: liuguosong68@163.com

## 导师简介:



徐志军(1953—),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,主要从事电子技术、自动控制方面的研究。E-mail: xuzj538@ciomp.ac.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)