

DOI:10.11918/202101065

考虑运动加速度干扰的无人机姿态估计算法

刘旭航,刘小雄,章卫国,杨 跃,郭一聪

(西北工业大学 自动化学院,西安 710072)

摘 要:为解决动态环境下无人机导航系统姿态估计易受传感器噪声和运动加速度干扰的难题,提出一种考虑运动加速度干扰的无人机姿态估计算法。首先,建立运动加速度估计模型,根据基于卡尔曼滤波的加速度误差模型和由外部传感器提供的速度信息实现对运动加速度的精确估计,利用运动加速度估计模型获得的运动加速度对加速度计的原始值进行修正,降低动态环境下运动加速度对姿态估计的干扰。随后,搭建基于互补滤波的姿态估计模型,利用磁力计信息和修正后加速度信息构建陀螺仪修正量,对陀螺仪原始值进行修正,设计互补滤波器滤除来自加速度计和磁力计的高频噪声和来自陀螺仪的低频噪声,避免传感器噪声信号对姿态估计的干扰。最后,利用无人机试飞过程中采集的传感器信息对该算法进行实验验证。实验结果表明,该算法可以精确估计无人机机动过程中所产生的运动加速度,有效减弱传感器噪声和运动加速度对姿态估计的干扰,该算法显著提高了无人机导航系统在动态环境下姿态估计的精度和抗干扰能力。

关键词: 惯性导航;运动加速度;互补滤波;卡尔曼滤波;无人机导航

中图分类号: TP212.2

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2022)06-0012-07

UAV attitude estimation algorithm considering motion acceleration disturbance

LIU Xuhang, LIU Xiaoxiong, ZHANG Weiguo, YANG Yue, GUO Yicong

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In view of the problem that the attitude estimation of UAV navigation system in dynamic environment is easily interfered by sensor noise and motion acceleration, a new attitude estimation algorithm of UAV considering motion acceleration interference was proposed. First, an acceleration estimation model was established. The acceleration error model based on Kalman filter and the velocity information provided by the external sensor were combined to accurately estimate the motion acceleration. The estimated motion acceleration was used to correct the original value of accelerometer, so as to reduce the interference of motion acceleration in the attitude estimation of navigation system in dynamic environment. Then, an attitude estimation model based on complementary filter was built. The gyroscope correction value was obtained by using magnetometer information and modified acceleration information, and the original gyroscope value was corrected. The complementary filter was designed to filter the high-frequency noise from accelerometer and magnetometer and the low-frequency noise from gyroscope, so as to avoid the interference of sensor noise signal in attitude estimation. Finally, the sensor information collected during flight test was used to simulate and verify the proposed algorithm. Experimental results show that the algorithm could accurately estimate the motion acceleration, reduce the interference of sensor noise and motion acceleration in attitude estimation, and effectively improve the accuracy and anti-interference ability of UAV navigation system in dynamic environment.

Keywords: inertial navigation; motion acceleration; complementary filter; Kalman filter; UAV navigation

低成本无人机导航系统主要由基于微机电系统(Micro-electromechanical system, MEMS)的传感器组成,局限于成本和功耗,噪声误差和偏移误差导致陀螺仪的精度下降^[1-2],仅利用陀螺仪不能实现准确的姿态估计,互补滤波被用来融合陀螺仪、加速度计

和磁力计信息,获得稳定的姿态。近年来随着传感器技术的飞速发展,基于互补滤波的姿态估计算法在无人系统中得到了广泛的应用^[3-5]。

传统的互补滤波模型采用加速度计和陀螺仪作为辅助传感器,利用陀螺仪和辅助传感器的噪声频段互补的特性,减小噪声信号对姿态估计的干扰,但是在动态环境下,载体具有较大的运动加速度,运动加速度对姿态估计的结果产生严重干扰,针对上述问题,国内外研究人员提出了不同的姿态估计算法。李瑞涵等^[6]提出一种加速梯度姿态融合方法,利用阈值切换的方法来抑制运动加速度的干扰,该算法

收稿日期: 2021-01-17

基金项目: 国家自然科学基金(62073266);

航空科学基金(201905053003)

作者简介: 刘旭航(1994—),男,博士研究生;

章卫国(1956—),男,教授,博士生导师

通信作者: 刘小雄,liuxiaoxiong@nwpu.edu.cn

抑制运动加速度干扰的能力优于传统的互补滤波算法,但并没有给出运动加速度准确值。Euston 等^[7]计算向心加速度作为运动加速度,排除运动加速度对姿态估计的干扰,但是该方法未考虑切向加速度,对运动加速度的估计仍不够精确。匡敏驰^[8]设计了一种新型的垂直/水平欧拉角姿态解算方法,利用惯性器件、磁力计、全球定位系统(Global positioning system, GPS)和空速计的不同特性,获得准确的姿态信息。但是该算法中运动加速度由更新频率较低的 GPS 和空速计求得,系统误差不能及时得到修正,姿态估计的精度不高。王鼎杰等^[9]采用惯性导航系统(Inertial navigation system, INS)和 GPS 构建组合导航系统,通过扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman filter, EKF)算法获得实时的姿态信息和位置信息。但是该算法需要高精度且稳定的量测信息,通常采用定位精度达到厘米级的差分 GPS,但差分 GPS 体积大,且价格昂贵,不适合在低成本无人机导航系统中使用,单点 GPS 成本低,但精度较低,更新频率较慢,在使用单点 GPS 的导航系统中,采用经典的 GPS/INS 组合导航算法获得的姿态角依然存在较大误差。Lee 等^[10]设计了一种将姿态角和运动加速度联合估计的姿态估计算法,运动加速度被建模成一阶低通白噪声过程,能够在短加速周期内精确估计运动加速度,但是涉及数值较大的外部加速度时,该算法不能实现对运动加速度的准确估计。

现有的无人机姿态估计算法存在精度低,无法精确估计运动加速度的缺点,为解决动态环境下低成本无人机姿态估计易受传感器噪声和运动加速度干扰的问题,本文设计了一种考虑运动加速度干扰的姿态估计算法。首先,建立运动加速度估计模型,该模型分别从加速度计和 GPS 速度中求取运动加速度,利用获得的运动加速度对加速度计原始值进行修正,从而排除运动加速度对姿态估计的干扰。然后,建立基于互补滤波的姿态估计模型,利用修正后的加速度信息和磁力计信息作为参考向量,构建误差量作为互补滤波器的输入,互补滤波器的输出为修正后的陀螺仪角速度,通过基于互补滤波的姿态估计模型抑制传感器噪声干扰,提升姿态估计的精度。最后,利用无人机试飞过程中采集的传感器数据,设计对比实验验证本文所设计算法的有效性。

1 运动加速度估计模型

1.1 模型框架

首先给出运动加速度估计模型的模型框架,如图 1 所示,导航系为“北-东-地”坐标系,记为 n

系,机体系为“前-右-下”坐标系^[11],记为 b 系, C_n^b 为 n 系到 b 系的坐标转换矩阵,滚转角、俯仰角和偏航角分别记为 ϕ 、 θ 和 ψ 。

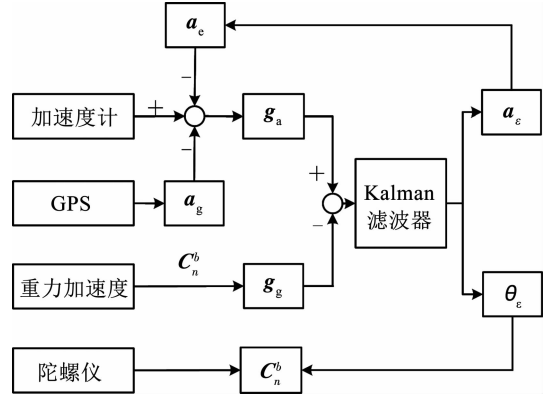


图 1 运动加速度估计模型框架

Fig. 1 Framework of motion acceleration estimation model

由图 1 可知,运动加速度估计模型的核心是卡尔曼滤波器,滤波器的状态量为运动加速度的误差量 a_e 和姿态角的误差量 θ_e ,滤波器的量测量为加速度 g_a 和加速度 g_g 的差值, g_a 由加速度计原始值排除运动加速度干扰后得到, g_g 为机体系中的重力加速度向量。滤波后得到的 a_e 和 θ_e 分别可以用来计算误差运动加速度 a_e 和修正旋转矩阵 C_n^b 。

由于卡尔曼滤波器只能在短时间精确估计运动加速度 a_e ,误差的累积导致 a_e 的精度逐渐下降。因此,引入外部运动加速度 a_g , a_g 由 GPS 速度信息差分获得, a_g 的数值较为稳定,但是由于外部传感器 GPS 的更新频率远低于导航系统姿态更新的频率,单独使用外部传感器估计运动加速度会导致姿态估计的精度下降。因此,在运动加速度估计模型中,同时利用 a_e 和 a_g 对加速度计原始值进行修正,提升姿态估计的精度和抗干扰能力。

1.2 误差运动加速度

首先利用卡尔曼滤波器求取误差运动加速度 a_e ,状态量为 $X = [\theta_{ex} \ \theta_{ey} \ \theta_{ez} \ a_{ex}^b \ a_{ey}^b \ a_{ez}^b]^T$,模型状态方程为

$$X_k = F_{k,k-1} X_{k-1} + w_k \quad (1)$$

式中: $F_{k,k-1}$ 为状态转移矩阵, w_k 为噪声分量。

加速度计原始值 f_k^b 减去运动加速度 $a_{e,k-1}^b$ 得到加速度 $g_{a,k}^b, g_{g,k}^b$ 为

$$g_{a,k}^b = -f_k^b + a_{e,k-1}^b \quad (2)$$

将导航系中重力加速度 g^n 转换到机体系中,则机体系重力加速度 $g_{g,k}^b$ 为

$$g_{g,k}^b = C_{n,k}^b g^n \quad (3)$$

式中, $C_{n,k}^b$ 为在 k 时刻由 n 系到 b 系的坐标转换矩阵。

量测信息由 $\mathbf{g}_{a,k}^b$ 减去 $\mathbf{g}_{g,k}^b$ 获得, 综合式(2)、(3), 量测量 $\mathbf{Z}_k$ 为^[12]

$$\begin{aligned}\mathbf{Z}_k &= \mathbf{g}_{a,k}^b - \mathbf{g}_{g,k}^b = \\ &\Delta \mathbf{R}(-\boldsymbol{\theta}_{e,k}) \mathbf{g}_{g,k}^b + \mathbf{a}_{e,k}^b - \mathbf{v}_{a,k} - \mathbf{g}_{g,k}^b = \\ &(\mathbf{g}_{g,k}^b \times) \boldsymbol{\theta}_{e,k} + \mathbf{a}_{e,k}^b - \mathbf{v}_{a,k}\end{aligned}\quad (4)$$

式中, $\Delta \mathbf{R}(\cdot)$ 为旋转角度为 $\boldsymbol{\theta}_{e,k}$ 旋转矩阵。

由式(4), 系统量测方程为

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \begin{pmatrix} \boldsymbol{\theta}_{e,k} \\ \mathbf{a}_{e,k}^b \end{pmatrix} + \mathbf{v}_k \quad (5)$$

式中, $\mathbf{v}_k$ 为方差为 $\mathbf{R}_k$ 的量测噪声, 量测矩阵 $\mathbf{H}_k = [\mathbf{g}_{g,k}^b \times \quad \mathbf{I}_{3 \times 3}]$ 。

由于滤波后得到运动加速度误差 $\mathbf{a}_e$ 和姿态角误差 $\boldsymbol{\theta}_e$ 分别对运动加速度和姿态角进行了修正, 修正后的误差量为零, 因此, 相邻时刻的状态变量不相关, 更新后的状态一步预测等于零, 状态一步预测方程简化为

$$\hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = 0 \quad (6)$$

状态估计方程简化为

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \mathbf{K}_k \mathbf{Z}_k \quad (7)$$

滤波增益为

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (8)$$

一步预测均方误差为

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_k = \mathbf{Q}_k \quad (9)$$

估计均方误差为

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k/k-1} \quad (10)$$

经过卡尔曼滤波更新后, 由上一时刻误差运动加速度 $\mathbf{a}_{e,k-1}^b$ 和滤波后得到的运动加速度误差 $\mathbf{a}_{e,k}^b$ 求出当前时刻的误差运动加速度 $\mathbf{a}_{e,k}^b$ 为

$$\mathbf{a}_{e,k}^b = \mathbf{a}_{e,k-1}^b - \mathbf{a}_{e,k}^b \quad (11)$$

1.3 外部运动加速度

在低成本无人机导航系统中, GPS 更新周期慢于加速度计更新周期, 设加速度计更新周期为 T_1 , GPS 更新周期为 T_2 , T_1 和 T_2 通常存在倍数关系, 即 $T_2 = nT_1$, 其中, n 为正整数。

导航系中外部运动加速度记为 $\mathbf{a}_{g,k}^n$, 则

$$\mathbf{a}_{g,k}^n = (\mathbf{v}_{g,k}^n - \mathbf{v}_{g,k-1}^n) / T_2 \quad (12)$$

式中, $\mathbf{v}_{g,k}^n$ 为导航系中 GPS 输出的速度信息。

对 T_2 时间段内加速度计输出值 $\mathbf{f}^b$ 进行预积分, 则时间间隔 T_2 内的加速度计输出值的平均值 $\mathbf{f}_{a,k}^b$ 为

$$\mathbf{f}_{a,k}^b = \frac{1}{nT_2} \int_{nT_2}^{(n+1)T_2} \mathbf{f}^b dt \quad (13)$$

式中, dt 为加速度更新周期 T_1 。

综合式(12)、(13), 外部运动加速度修正后得

到加速度 $\mathbf{g}_{o,k}^b$ 为

$$\mathbf{g}_{o,k}^b = \mathbf{f}_{a,k}^b - \mathbf{a}_{g,k}^b \quad (14)$$

式中, $\mathbf{a}_{g,k}^b$ 为机体系统中的外部运动加速度。

$$\mathbf{a}_{g,k}^b = \mathbf{C}_{n,k}^b \mathbf{a}_{g,k}^n \quad (15)$$

2 基于互补滤波的姿态估计

由于陀螺仪噪声主要存在于低频段, 加速度计和磁力计噪声主要在高频段, 因此, 设计互补滤波器滤除噪声的干扰。设陀螺仪输出值为 $\boldsymbol{\omega}_g$, 由修正加速度和磁力计得到的角速度修正值为 $\boldsymbol{\omega}_e$, 载体角速度真实值为 $\boldsymbol{\omega}$, 则有如下关系:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega}_g = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{n}_g \\ \boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{n}_e \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\mathbf{n}_g$ 为陀螺仪低频噪声, $\mathbf{n}_e$ 为加速度计和磁力计的高频噪声。在互补滤波器中, 对 $\boldsymbol{\omega}_g$ 应用高通滤波器 H , 对 $\boldsymbol{\omega}_e$ 应用低通滤波器 L , 即

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\omega} &= L \times \boldsymbol{\omega}_e + H \times \boldsymbol{\omega}_g = \\ &(L + H) \times \boldsymbol{\omega} + L \times \mathbf{n}_e + H \times \mathbf{n}_g\end{aligned} \quad (17)$$

由低通滤波器和高通滤波器性质, 有如下关系:

$$\begin{cases} L \times \mathbf{n}_e = 0 \\ H \times \mathbf{n}_g = 0 \end{cases} \quad (18)$$

滤波后的角速度为

$$\boldsymbol{\omega} = (L + H) \times \boldsymbol{\omega} \quad (19)$$

低通滤波和高通滤波的传递函数如下所示^[13]:

$$L(s) = \frac{K(s)}{K(s) + s} \quad (20)$$

$$H(s) = \frac{s}{K(s) + s} \quad (21)$$

$L(s)$ 与 $H(s)$ 的和为 1, 说明经过滤波后的角速度与真实角速度相同, 且不包含传感器噪声。

由于角速度修正值 $\boldsymbol{\omega}_e$ 来自修正加速度和磁力计, 含有高频噪声, 因此控制器一般不应含有微分项, 通常采用如下形式比例积分 (Proportional-integral, PI) 控制器:

$$K(s) = K_p + \frac{K_i}{s} \quad (22)$$

式中, K_p 、 K_i 分别为比例和微分系数, 其选值受传感器参数和载体运动状况的影响^[14]。

基于互补滤波的姿态估计算法采用来自修正加速度和磁力计的信息构建误差量, 并将该误差量作为 PI 控制器的输入, PI 控制器的输出为角速度修正值 $\boldsymbol{\omega}_e$, $\boldsymbol{\omega}_e$ 被用来消除由陀螺仪漂移和偏差带来的累积误差, 姿态角由修正后的角速度通过方向余弦法解算。基于互补滤波的姿态估计算法的框架如图 2 所示。

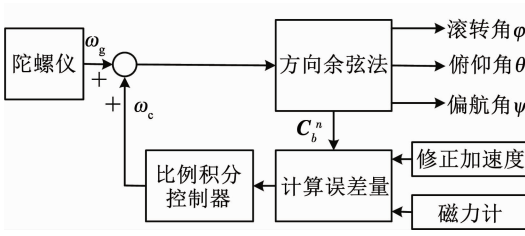


图2 姿态估计算法框架图

Fig. 2 Block diagram of attitude estimation algorithm

2.1 方向余弦法

机体系到导航系的旋转矩阵 C_b^n 称为方向余弦矩阵,利用方向余弦矩阵进行姿态更新的算法称为方向余弦法。

方向余弦矩阵的微分方程为

$$\dot{C}_b^n = C_b^n (\omega_{nb}^b \times) \quad (23)$$

其中

$$\omega_{nb}^b = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_{nbz}^b & \omega_{nby}^b \\ \omega_{nbz}^b & 0 & -\omega_{nbx}^b \\ -\omega_{nby}^b & \omega_{nbx}^b & 0 \end{pmatrix}$$

式中, $\omega_{nb}^b = [\omega_{nbx}^b \ \omega_{nby}^b \ \omega_{nbz}^b]^T$,即陀螺仪输出的角速度。

由式(23),当时间间隔 dt 趋向于无穷小时,方向余弦矩阵更新可以表达为如下形式:

$$C_b^n(t+dt) = C_b^n(t) \begin{pmatrix} 1 & -\omega_{nbz}^b dt & \omega_{nby}^b dt \\ \omega_{nbz}^b dt & 1 & -\omega_{nbx}^b dt \\ -\omega_{nby}^b dt & \omega_{nbx}^b dt & 1 \end{pmatrix} \quad (24)$$

式(24)利用陀螺信号实现了方向余弦矩阵的实时更新,利用方向余弦矩阵可以求出姿态角,姿态角与方向余弦矩阵的关系如下所示:

$$\begin{cases} \phi = \arctan\left(\frac{C_{b32}^n}{C_{b33}^n}\right) \\ \theta = \arcsin\left(-C_{b31}^n\right) \\ \psi = \arctan\left(\frac{C_{b21}^n}{C_{b11}^n}\right) \end{cases} \quad (25)$$

2.2 误差量的计算

采用参考向量和观测向量做外积的方式计算误差量,误差量由修正俯仰角和滚转角的误差量 e_1 和修正偏航角的误差量 e_2 组成。

首先计算误差量 e_1 ,将导航系中单位化的重力场向量 $[0,0,1]^T$ 转换到 b 系下中作为参考向量,由旋转矩阵 C_n^b ,参考向量 g_1 可以表示为

$$g_1 = \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (26)$$

单位化的修正加速度 g_2 为与参考向量 g_1 相同

大小和方向的另一向量,利用运动加速度估计模型计算修正加速度 g^b ,在GPS信号未更新的时刻, g^b 为由误差运动加速度修正得到,GPS信号更新的时刻, g^b 由外部运动加速度修正得到,即

$$g^b = \begin{bmatrix} g_x^b \\ g_y^b \\ g_z^b \end{bmatrix} = \begin{cases} g_a^b, t \neq nT_2, (n \in N^*) \\ g_o^b, t = nT_2, (n \in N^*) \end{cases} \quad (27)$$

对修正加速度单位化处理:

$$g_2 = \frac{g^b}{\sqrt{(g_x^b)^2 + (g_y^b)^2 + (g_z^b)^2}} \quad (28)$$

g_2 与参考向量 g_1 做叉乘,求出误差向量 e_1 。

$$e_1 = g_1 \times g_2 \quad (29)$$

误差向量 e_2 的参考向量为导航系下磁力计输出值,由于磁场由磁南极指向磁北极,在导航系下, y 轴没有磁场分量,即 n 系的磁力计理论值可以表示为 $[b_x \ 0 \ b_z]^T$ 。

实际测量时 b 系中磁力计输出值为 $m_2 = [m_x \ m_y \ m_z]^T$,将其转换到导航系中,即

$$\begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} \quad (30)$$

在 n 系的 XOZ 平面上和 Z 轴上,磁力计测量值应为同一组模值^[15],即

$$\begin{cases} b_x = \sqrt{h_x^2 + h_y^2} \\ b_z = h_z \end{cases} \quad (31)$$

由此求出磁力计理论值 $[b_x \ 0 \ b_z]^T$,将其再次转移到 b 系,得到参考向量 m_1 :

$$m_1 = C_n^b \begin{bmatrix} b_x \\ 0 \\ b_z \end{bmatrix} \quad (32)$$

误差量 e_2 由参考向量 m_1 和磁力计输出值 m_2 叉乘获得:

$$e_2 = m_1 \times m_2 \quad (33)$$

总的误差量为 e_1 与 e_2 的和:

$$e = e_1 + e_2 \quad (34)$$

2.3 PI 控制器

误差量 e 为PI控制器的输入,PI控制器的输出量存在 ω_p 和 ω_i 两个分量,分别为:

$$\omega_p = K_p e \quad (35)$$

$$\omega_i = \omega_i + K_i e \cdot dt \quad (36)$$

式中 dt 为方向余弦矩阵更新的周期。

综上所述,由修正加速度和磁力计得到的角速度修正值 ω_c 为

$$\omega_c = \omega_p + \omega_i \quad (37)$$

3 实 验

3.1 传感器数据采集

进行无人机飞行试验,利用搭载于固定翼无人机的 Ellipse2-N 系统采集所需要的传感器信息, Ellipse2-N 系统(如图 3 所示)包含了基于 MEMS 的惯性测量单元和 GPS 接收机,惯性测量单元中集成了陀螺仪、加速度计和磁力计。表 1 为 Ellipse2-N 系统的参数特性。



图 3 Ellipse2-N 惯性导航系统

Fig. 3 Ellipse2-N inertial navigation system

表 1 Ellipse2-N 参数特性

Tab. 1 Parameter characteristics of Ellipse2-N

参数特性	陀螺仪	加速度计	磁力计
	角速度/ $((^{\circ})\cdot\text{s}^{-1})$	重力加速度/mg	磁感应强度/ μT
量程	± 450	± 16	± 5000
零偏稳定性	0.200	0.005	0.100

利用 Ellipse2-N 系统采集陀螺仪、加速度计、磁力计和 GPS 速度信息。参考姿态为 Ellipse2-N 系统输出的姿态,其滚转角和俯仰角的误差均方根均小于 0.1° ,偏航角的误差均方根小于 0.5° 。GPS 接收机的速度更新频率为 10 Hz,精度为 0.1 m/s。采集时长为 80 s 的实验数据,初始滚转角为 -23.60° ,俯仰角为 0.8° ,偏航角为 -80.6° 。陀螺仪、加速度计和磁力计的采集频率均为 50 Hz,GPS 速度的采集频率为 10 Hz,无人机在该段时间内盘旋飞行。

3.2 运动加速度估计模型的验证

首先利用时长为 3 s 的传感器数据进行仿真实验,验证运动加速度估计模型的估计效果。 g_a 为加速度计输出值的模值, g_o 是仅使用外部运动加速度修正后得到的加速度的模值, g_e 为仅使用误差运动加速度修正后得到的加速度的模值, g_p 为使用运动加速度估计模型获得的加速度的模值。 g_1 为当地重力加速度的模值。图 4 为加速度模值的对比图,表 2 为由不同算法得到的加速度模值的统计特性。

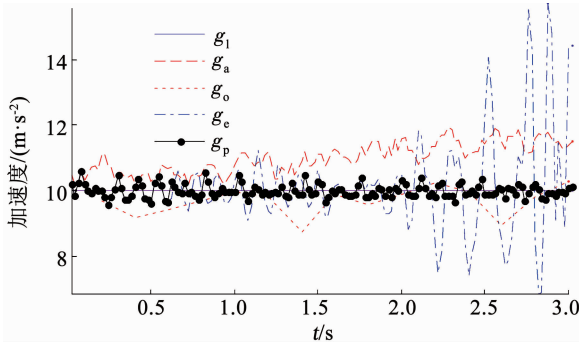


图 4 加速度模值对比图

Fig. 4 Comparison of acceleration modulus

表 2 加速度模值的统计特性对比

Tab. 2 Comparison of characteristics of acceleration modulus($\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$)

误差	g_a	g_o	g_e	g_p
MAE	1.106 4	0.337 5	0.819 2	0.166 9
RMSE	1.197 2	0.478 2	1.370 4	0.226 6

观察图 4,加速度计输出值的模值 g_a 变化区间为 $[10.2,11.9]$,大于当地重力加速度 g_1 ,说明载体在该段时间内具有运动加速度。由于 GPS 更新周期较长, g_o 数值跳变剧烈且更新频率较慢, g_e 在前 1 s 内数值接近 g_p ,随后 g_e 偏离 g_1 的程度迅速加大,这是由于误差运动加速度仅能在短时间内准确估计运动加速度, g_p 数值偏离 g_1 的程度最小。

采用平均绝对误差(Mean absolute error, MAE)和均方根误差(Root mean squared error, RMSE)来衡量观测值同真值之间的偏差,观察表 2, g_p 所对应的 MAE 值和 RMSE 值最小。

综上所述,利用运动加速度估计模型对加速度计原始值修正后得到的修正加速度最接近真实的重力加速度,运动加速度估计模型对载体运动加速度估计的精度最高,可以有效抑制动态环境下运动加速度对加速度计测量值的干扰。

3.3 考虑运动加速度的姿态估计算法验证

利用时长为 80 s 的传感器数据对所设计的考虑运动加速度干扰的姿态估计算法进行验证。参考姿态角来源于 Ellipse2-N 惯性导航系统,记为 RE,本文所设计算法得到的姿态角记为 PR。图 5 为加速度计输出模值,图 6 为姿态角对比图。

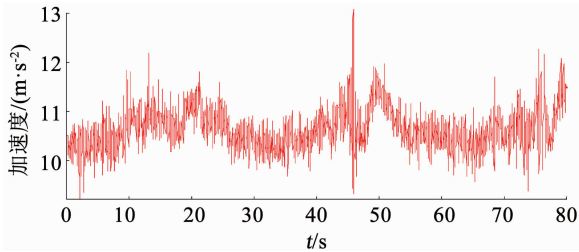


图 5 加速度计输出模值

Fig. 5 Output modulus of accelerometer

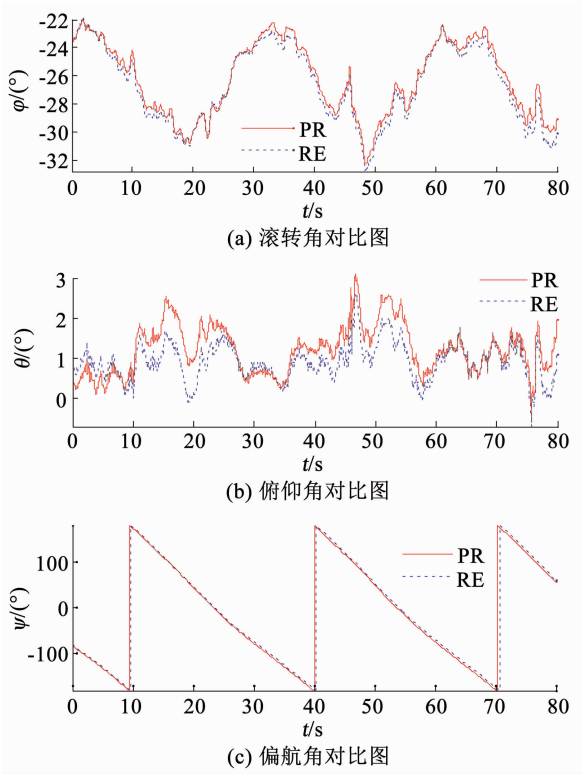


图 6 姿态角对比图

Fig. 6 Comparison of attitude angle

图 5 中加速度计输出模值变化区间在 $[9.3, 12.9]$,表明载体具有运动加速度。由图 6 可知,本文所设计的算法估计得到的滚转角和俯仰角与参考值之间的误差均小于 1° ,偏航角与参考值之间的误差小于 2° 。因此,在具有运动加速度干扰的高动态环境下,本文所设计的姿态估计算法能够给出稳定可靠的姿态。

3.4 不同姿态估计算法的性能比较

分别采用不考虑运动加速度的互补滤波姿态估计算法和基于 EKF 的 GPS/INS 组合导航算法,以及本文所设计的算法,同时处理时长为 50 s 的传感器数据,将不考虑运动加速度的互补滤波姿态估计算法的估计值记为 CF, GPS/INS 组合导航算法的估计值记为 EKF,考虑运动加速度的姿态估计算法的估计值记为 PR。图 7 为加速度计输出模值,图 8 为姿态角误差对比图所示,表 3 为 3 种算法的误差统计特性。

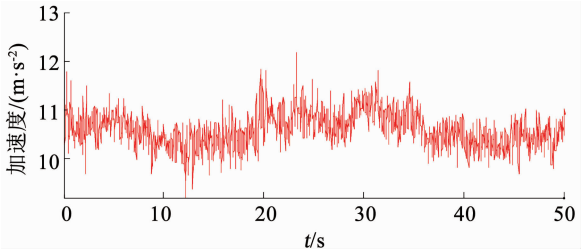


图 7 加速度计输出模值

Fig. 7 Output modulus of accelerometer

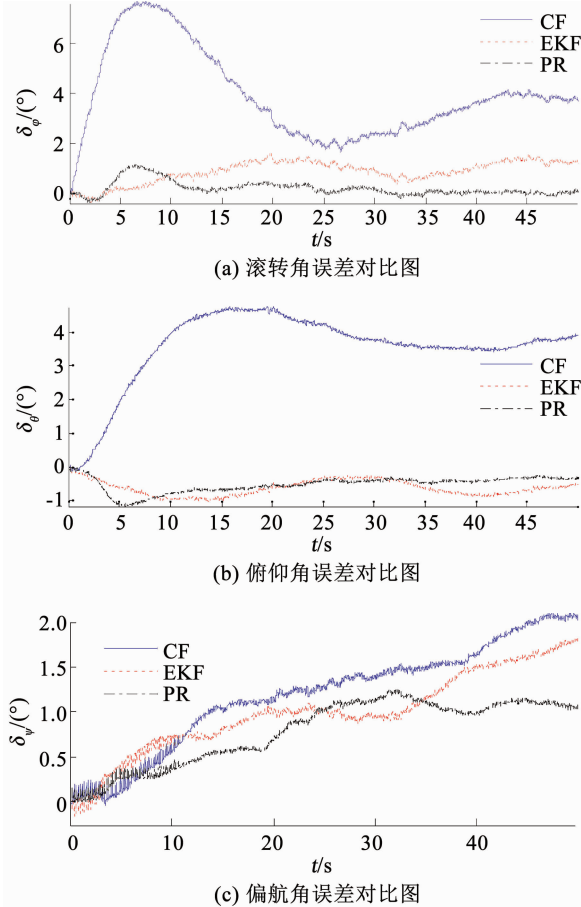


图 8 姿态角误差对比图

Fig. 8 Comparison of attitude angle error

图 7 中加速度计输出模值变化区间为 $[9.3, 12.2]$,即载体在该段时间内具有运动加速度。由图 8 可知,在存在运动加速度干扰的情况下,考虑运动加速度的姿态估计算法的俯仰角和滚转角的误差值均小于 1.2° ,偏航角误差值小于 1.3° 。原始的互补滤波算法由于运动加速度的干扰,俯仰角误差和滚转角误差分别达到 7.6° 和 4.8° 。偏航角误差达 2.1° ,且呈发散趋势。基于 EKF 的组合导航算法受限于单点 GPS 速度的较差的性能,其俯仰角误差值和滚转角误差值与本文所提出算法的对应的误差值类似,但偏航角误差值大于 1.6° ,远大于本文所提出算法的偏航角误差值。

进一步观察表 3 中不同算法的姿态角误差的统计特性,本文所设计算法姿态估计的平方绝对误差和均方根误差均小原始互补滤波算法和基于 EKF 组合导航算法所对应的平方绝对误差和均方根误差,即本文所设计算法姿态估计的性能优于原始互补滤波算法和基于 EKF 的组合导航算法,该算法能够有效提升无人机导航系统在动态环境下姿态估计的精度。

表 3 姿态角误差的统计特性对比

Tab.3 Comparison of characteristics of attitude angle error (°)

算法	姿态角	MAE	RMSE
CF	滚转角	3.948 3	4.324 1
	俯仰角	3.546 0	3.717 4
	偏航角	1.192 8	1.333 7
EKF	滚转角	0.893 8	0.983 3
	俯仰角	0.619 2	0.659 5
	偏航角	0.997 1	1.092 3
PR	滚转角	0.242 5	0.362 4
	俯仰角	0.515 3	0.564 3
	偏航角	0.781 2	0.865 1

4 结 论

1) 动态环境下,无人机机动所产生的运动加速度和低成本传感器固有的噪声对导航系统姿态估计存在严重的干扰,针对这一问题提出了一种考虑运动加速度干扰的姿态估计算法。

2) 该算法首先利用运动加速度估计模型精确估计运动加速度,避免运动加速度对姿态估计的干扰。然后构建基于互补滤波的姿态估计模型,进一步减小陀螺仪的噪声信号对姿态估计的干扰,实现准确的姿态输出。

3) 实验结果表明,所提出算法能够准确估计无人机运动加速度,减弱运动加速度和传感器噪声对姿态估计的干扰,该算法在提高低成本无人机导航系统姿态估计的精度和抗干扰能力方面具有较高的实用价值。

参考文献

[1] WANG Dingjie, LV Hanifeng, WU Jie. Augmented cubature kalman filter for nonlinear RTK/MIMU integrated navigation with non-additive noise[J]. Measurement, 2017, 97: 111. DOI: 10.1016/j.measurement.2016.10.056

[2] GEBRE-EGZIABHER D, ELKAIM G H. MAV attitude determination by vector matching[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44 (3): 1012. DOI: 10.1109/TAES.2008.4655360

[3] AHMAD I, EL HADRI A, BENZIANE L, et al. Globally asymptotic attitude estimation for accelerated aerial vehicles [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 84: 1175. DOI: 10.1016/j.ast.2018.06.008

[4] NARKHEDE P, JOSEPH RAJ A N, KUMAR V, et al. Least square estimation-based adaptive complimentary filter for attitude estimation [J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2019, 41(1): 235. DOI: 10.1177/0142331218755234

[5] MAHONY R, HAMEL T, PFLIMLIN J M. Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53 (5): 1203. DOI: 10.1109/TAC.

2008.923738

[6] 李瑞涵,王耀南,谭建豪. Nesterov 加速梯度无人机姿态融合算法[J]. 机器人, 2018, 40(6): 86
LI Ruihan, WANG Yaonan, TAN Jianhao. Attitude fusion algorithm of UAV based on nesterov accelerated gradient[J]. Robot, 2018, 40(6): 86 DOI: 10.13973/j.cnki.robot.170706

[7] EUSTON M, COOTE P, MAHONY R, et al. A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV[C]//Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Nice, France: IEEE, 2008. DOI: 10.1109/IROS.2008.4650766

[8] 匡敏驰. 尾座式推力矢量无人机飞行控制方法研究[D]. 北京: 清华大学, 2017
KUANG Minchi. Research on the flight control method of a thrust-vectorred tailsitter UAV [D]. Beijing: Tsinghua University, 2017. DOI: CNKI:CDMD:1.1018.875946

[9] 王鼎杰, 孟德利, 李朝阳, 等. 抗野值自适应卫星/微惯性组合导航方法[J]. 仪器仪表学报, 2017, 38(12): 2952
WANG Dingjie, MENG Deli, LI Zhaoyang, et al. Adaptively outlier-restrained GNSS/MEMS-INS integrated navigation method [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(12): 2952

[10] LEE J K, PARK E J, ROBINOVITCH S N. Estimation of attitude and external acceleration using inertial sensor measurement during various dynamic conditions [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2012, 61(8): 2262. DOI: 10.1109/TIM.2012.2187245

[11] 谭兴龙, 王坚, 李增科. 基于 SVD 的改进抗差 UKF 算法及在组合导航中的应用[J]. 控制与决策, 2014, 29(10): 1744
TAN Xinglong, WANG Jian, LI Zengke. SVD aided improved robust UKF algorithm and its application for integration navigation [J]. Control and Decision, 2014, 29 (10): 1744. DOI: 10.13195/j.kzyjc.2013.1151

[12] LI Xing, HANG Yijun, XIONG Zhi, et al. Accurate attitude estimation using ARS under conditions of vehicle movement based on disturbance acceleration adaptive estimation and correction [J]. Sensors, 2016, 16(10): 1716. DOI: 10.3390/s16101716

[13] 张勇刚, 张云浩, 李宁. 基于互补滤波器的 MEMS/GPS/地磁组合导航系统[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(11): 2272
ZHANG Yonggang, ZHANG Yunhao, LI Ning. MEMS/GPS/geomagnetic integrated navigation system based on complementary filter[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36 (11): 2272. DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2014.11.26

[14] 陈光武, 李少远, 李文元, 等. 基于递推最小二乘与互补滤波的姿态估计[J]. 控制理论与应用, 2019, 36(7): 1096
CHEN Guangwu, LI Shaoyuan, LI Wen yuan, et al. Attitude estimation based on recursive least square and complementary filtering[J]. Control Theory & Applications, 2019, 36(7): 1096. DOI: 10.7641/CTA.2018.80359

[15] 杜瑾, 赵华超, 郑哲, 等. 捷联惯导互补滤波姿态融合算法设计[J]. 传感技术学报, 2018, 31(10): 1547
DU Jin, ZHAO Huachao, ZHENG Zhe, et al. Design of attitude fusion algorithm based on complementary filter for low-cost strapdown inertial navigation [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2018, 31 (10): 1547. DOI: 10.3969/j.issn.1004-1699.2018.010.016