

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2412772

基于 NCS-ESKF 算法的飞机姿态估计

何磊^{1,2}, 宣晓刚³, 罗小虎³, 贾斌^{1,2}, 杨毅彪^{1,2}

(1. 太原理工大学新型传感器与智能控制教育部重点实验室 太原 030024; 2. 太原理工大学电子信息与光学工程学院 太原 030024; 3. 太原航空仪表有限公司 太原 030032)

摘要:传统误差状态卡尔曼滤波算法在无航向参考情况下进行飞机姿态估计时,由于其线性化不精确会导致误差较大。针对以上问题,提出了基于导航坐标系的误差状态卡尔曼滤波算法(NCS-ESKF),并设计了飞机姿态估计系统,开展了室内静态转台实验和通航飞机 DA40 机载飞行实验。实验结果表明,与3种传统算法相比,所提出的 NCS-ESKF 算法误差更小,其横滚角和俯仰角的平均绝对误差(MAE)仅为 0.809° 和 0.934° ;在机载飞行实验的滑跑阶段和飞行阶段,利用分段阈值法设定不同水平机动加速度阈值,其横滚角和俯仰角的 MAE 分别为 0.954° 和 0.867° ,有效提高了飞机姿态估计的准确性。NCS-ESKF 算法能够有效减小估计误差,具有更高的飞机姿态估计性能,有助于提高通航飞机飞行控制的稳定性。

关键词:姿态估计;误差状态卡尔曼滤波;导航坐标系;飞行实验;机动加速度阈值

中图分类号: TH712 V249.32+2 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 590.30

Aircraft attitude estimation using an error state Kalman filter in the navigation coordinate system

He Lei^{1,2}, Xuan Xiaogang³, Luo Xiaohu³, Jia Bin^{1,2}, Yang Yibiao^{1,2}

(1. Key Laboratory of the Ministry of Education for New Sensor and Intelligent Control, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China; 2. College of Electronic Information And Optical Engineering, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China; 3. Taiyuan Aviation Instrument Co., Ltd 030032, China)

Abstract: When the traditional error-state Kalman filter algorithm is used for aircraft attitude estimation without heading reference, significant errors can occur due to inaccurate linearization. To address this issue, this paper proposes an error-state Kalman filter algorithm based on the navigation coordinate system (NCS-ESKF). An aircraft attitude estimation system is designed, and both indoor static turntable experiments and DA40 airborne flight experiments with a general aviation aircraft are conducted. Experimental results show that, compared to three traditional algorithms, the proposed NCS-ESKF algorithm produces smaller errors, with mean absolute errors (MAE) for roll and pitch angles of just 0.809° and 0.934° , respectively. During the taxiing and flight phases of the airborne experiments, a segmented threshold method was employed to set different horizontal maneuvering acceleration thresholds, resulting in MAEs of 0.954° for roll and 0.867° for pitch. This effectively improves the accuracy of aircraft attitude estimation. The NCS-ESKF algorithm significantly reduces estimation errors and enhances aircraft attitude estimation performance, contributing to improved stability in flight control for general aviation aircraft.

Keywords: attitude estimation; error state Kalman filter; navigation coordinate system; flight experiments; maneuver acceleration threshold

0 引言

飞机姿态作为表征飞行状态的主要参数,是飞控系统的重要输入量之一,也是导航的重要组成部分。传统的飞控回路通常以姿态控制为内环,速度和位置为外环^[1-4],因而对姿态的估计尤为重要。基于微机电系统(micro-electro-mechanical system, MEMS)的惯性传感器具有低成本、易安装等优势,已经逐渐成为固定翼、旋翼通航飞行器主流的姿态传感器^[5-6]。然而,仅通过陀螺仪积分得到的姿态角相较于光纤/卫星惯导会存在极大的漂移误差,因此需要采用合适的姿态算法融合加速度计,采用捷联惯性(strap down inertial)方法来估计实时姿态。

目前,针对MEMS传感器采用的姿态估计算法主要有Mahony互补滤波算法, Madgwick滤波算法以及各变种卡尔曼滤波融合算法。Mahony互补滤波算法^[7]是通过加速度计数据与重力数据的叉积误差补偿估计姿态,主要用于旋翼与固定翼无人机; Madgwick滤波算法^[8]则利用加速度计估计的姿态四元数进行梯度下降得到的误差补偿姿态,相比于Mahony算法计算量小,收敛速度较快。然而,这两种算法都未考虑噪声的影响且都存在着无法适应较大机动加速度等问题。相比之下,卡尔曼滤波算法通过寻求状态量的最小协方差来确定增益,进而可以实现对姿态的最优估计。在众多卡尔曼滤波算法中,扩展卡尔曼滤波算法(extend Kalman filter, EKF)^[9-12]在处理非线性模型时存在较大的非线性误差;无迹卡尔曼滤波算法^[13]虽然能消除非线性带来的误差,但该算法的复杂度较高,不适用于实际工程。而误差状态卡尔曼滤波算法(error state Kalman filter, ESKF)^[14-17]采用定义在载体坐标系下的姿态角误差进行滤波,不仅可以极大地减小非线性误差,消除四元数4个自由度带来的约束问题,而且算法复杂度也相对较低,一定程度上有利于工程生产和维护。

当载体的机动加速度较大时,加速度计便无法区分重力加速度与机动加速度,因此无法准确估计飞机姿态。Wang等^[18]采用了加速度当前统计模型进行卡尔曼滤波,得到了较为理想的结果,但在突变或大角度转动情况下的估计效果并不理想。杨松普等^[19]通过检测卡尔曼滤波中的量测残差来确定加速度计信息是否可取。宋振宇等^[20]利用位置预估建模机动加速度项来适应机动加速度参数,该方法对于模型的精度要求较高,实际会带来许多难以解决的非线性问题和耦合问题。所以工程上一般将加速度计数据与重力加速度进行比较,设置阈值隔离滤波。此外,还需要对机动加速度与水平面加速度进行比较,设置合适的阈值进行处理。

本文采用基于导航坐标系下的误差状态卡尔曼滤波算法(ESKF based on navigation coordinate system, NCS-ESKF)进行姿态估计。首先选取定义在导航坐标系下的三轴姿态角误差为状态参量;利用陀螺仪数据进行时间更新,加速度计数据进行量测更新;针对载体机动加速度选取合理阈值,实现姿态的最优估计。随后通过某竞标飞行数据进行验证,姿态估计与实际飞行情况基本吻合,且相比于其他几种算法具有更低的误差;设计了基于NCS-ESKF算法的姿态估计系统并进行了静态转台实验与太原尧城机场机载飞行实验,证实该算法具有良好性能的同时还得出,在设定水平机动加速度阈值时采用分段阈值法可以减小姿态估计误差。

1 NCS-ESKF 算法

传统的ESKF算法将姿态角误差定义在载体坐标系上,在无法引入航向参考矢量时会对航向角错误修正而导致其他姿态角产生误差。为解决这一问题,本文选择将姿态角误差定义在导航坐标系上进行ESKF滤波。

1.1 初始对准

在进行姿态解算前,首先需要通过加速度计对当前位置进行初始对准。考虑到只有重力这一个绝对方向的矢量,所以认为当前的航向角为0。俯仰角和横滚角计算方式如下:

$$\begin{cases} \theta = \arctan \frac{a_x}{a_y} \\ \varphi = \arcsin \frac{-a_z}{\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: θ 和 φ 分别为载体的俯仰角和横滚角的大小; a_x 、 a_y 和 a_z 分别为载体坐标系下的三轴加速度分量。

1.2 状态方程的建立

本文采用四元数的方式进行姿态解算,其微分方程如下:

$$\dot{\mathbf{q}}_n^b = \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_{nb}^n \odot \mathbf{q}_n^b \quad (2)$$

式中: $\mathbf{q}_n^b = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k}$ 为哈密顿规则下的从导航坐标系到机体坐标系的姿态四元数; $\boldsymbol{\omega}_{nb}^n$ 为角速度组成的四元数; \odot 为四元数乘法。

采用一阶毕卡算法离散并求解该微分方程可得:

$$\tilde{\mathbf{q}}_n^b(k) = \mathbf{A} \mathbf{q}_n^b(k-1) \quad (3)$$

式中: $\tilde{\mathbf{q}}_n^b(k)$ 表示预测 k 时刻的姿态四元数; $\mathbf{q}_n^b(k-1)$ 表示 $k-1$ 时刻的姿态四元数; \mathbf{A} 表示从 $k-1$ 时刻到 k 时刻的转换矩阵。

$$A = \begin{bmatrix} 1 & -0.5pdt & -0.5qdt & -0.5rdt \\ 0.5pdt & 1 & -0.5rdt & -0.5qdt \\ 0.5qdt & -0.5rdt & 1 & 0.5pdt \\ 0.5rdt & 0.5qdt & -0.5pdt & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: p, q, r 分别表示载体坐标系 x, y, z 3 个方向上的角速率; dt 表示采样时间。

传统的 EKF 算法直接对姿态角进行卡尔曼滤波, 如果使用四元数则会导致四阶矩阵参与滤波, 且存在较大的线性化误差。而在 ESKF 算法中, 姿态角作为名义状态量并不参与滤波过程, 通常考虑对姿态误差角进行卡尔曼滤波补偿实时姿态。这样不仅避免了四阶矩阵造成的计算量增加, 还可以有效地减小线性化误差。本文选用了定义在导航坐标系下的姿态角误差, 导航坐标系如图 1 所示, 时间预测方程如下:

$$\delta \bar{\theta}_k = \delta \theta_{k-1} + DCM_{k/k-1}^T \omega dt \quad (5)$$

式中: $\delta \bar{\theta}_k$ 和 $\delta \theta_{k-1}$ 分别表示 k 时刻的预测姿态角误差和 $k-1$ 时刻的姿态角误差; $DCM_{k/k-1}^T$ 为 $k-1$ 时刻对 k 时刻的预测方向余弦矩阵的转置矩阵; ω 为角速率随机噪声。

图 1 中, 姿态角误差定义在导航坐标系, 可直接进行叠加, 但随机噪声需要通过方向余弦矩阵转移到导航坐标系后进行处理。在预测阶段还需要考虑姿态角误差的协方差, 即:

$$\tilde{P}_k = P_{k-1} + DCM_{k/k-1}^T Q DCM_{k/k-1} \quad (6)$$

式中: \tilde{P}_k 表示对 k 时刻的预测协方差矩阵; P_{k-1} 为 $k-1$ 时刻的协方差矩阵; Q 是陀螺仪的噪声矩阵, 一般指陀螺仪的角度随机游走; $DCM_{k/k-1}$ 表示 $k-1$ 时刻对 k 时刻的预测方向余弦矩阵。

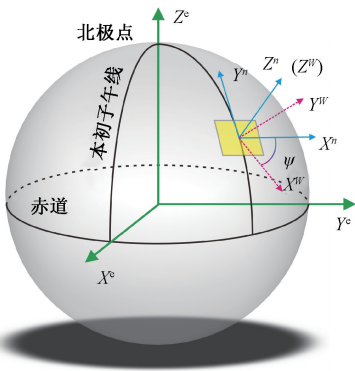


图 1 东北天导航坐标系

Fig. 1 East-north-up navigation coordinate system

$DCM =$

$$\begin{bmatrix} 1 - 2q_2^2 - 2q_3^2 & 2q_1q_2 - 2q_0q_3 & 2q_1q_3 + 2q_0q_2 \\ 2q_1q_2 + 2q_0q_3 & 1 - 2q_1^2 - 2q_3^2 & 2q_2q_3 - 2q_0q_1 \\ 2q_1q_3 - 2q_0q_2 & 2q_2q_3 + 2q_0q_1 & 1 - 2q_1^2 - 2q_2^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: q_0, q_1, q_2, q_3 分别表示四元数的 4 个分量。

1.3 量测过程及运动加速度的处理

由于 MEMS 传感器的工艺, 其漂移误差较大, 求解上述姿态微分方程存在困难。而加速度在静态或低动态下能提供绝对角度信息, 故量测过程一般考虑用加速度的数据来补偿, 加速度传感器的方程如下:

$$Z_k = DCM_{k/k-1}^T G + a_k \quad (8)$$

式中: Z_k 表示输出的加速度矢量; G 表示导航坐标系下的重力矢量; a_k 为载体的机动加速度矢量。

在 ESKF 计算过程中, 需推导加速度计对定义在导航坐标系的姿态角误差的方程, 所以式(8)可以写为:

$$Z_k = (\exp(\delta \bar{\theta}_k) DCM_{k/k-1}^T)^T G + a_k \quad (9)$$

式中: $\exp(\delta \bar{\theta}_k)$ 表示对 $\delta \bar{\theta}_k$ 的指数映射, $\delta \bar{\theta}_{kx}, \delta \bar{\theta}_{ky}, \delta \bar{\theta}_{kz}$ 分别为 $\delta \bar{\theta}_k$ 的 3 个分量。

$$\exp(\delta \bar{\theta}_k) = \begin{bmatrix} 1 & -0.5\delta \bar{\theta}_{kx} & -0.5\delta \bar{\theta}_{ky} & -0.5\delta \bar{\theta}_{kz} \\ 0.5\delta \bar{\theta}_{kx} & 1 & 0.5\delta \bar{\theta}_{kz} & 0.5\delta \bar{\theta}_{ky} \\ 0.5\delta \bar{\theta}_{ky} & -0.5\delta \bar{\theta}_{kz} & 1 & -0.5\delta \bar{\theta}_{kx} \\ 0.5\delta \bar{\theta}_{kz} & 0.5\delta \bar{\theta}_{ky} & -0.5\delta \bar{\theta}_{kx} & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

求解关于系统状态量的偏导数 $\partial Z_k / \partial \delta \bar{\theta}_k$ 则需要先对 $\exp(\delta \bar{\theta}_k)$ 进行线性化, 即:

$$\exp(\delta \bar{\theta}_k) = I + |\delta \bar{\theta}_k|_{\times} \quad (11)$$

式中: I 为单位矩阵; $|\delta \bar{\theta}_k|_{\times}$ 表示 $\delta \bar{\theta}_k$ 的叉乘矩阵, 关于叉乘矩阵的计算公式参考文献[21-22]。

将其代入式(9)并求解偏导数即可得到量测矩阵和关于姿态角误差的量测方程:

$$\begin{cases} H_k = \partial Z_k / \partial \delta \bar{\theta}_k = DCM_{k/k-1}^T |G|_{\times} \\ Z_k = DCM_{k/k-1}^T |G|_{\times} \delta \bar{\theta}_k + a_k \end{cases} \quad (12)$$

式中: H_k 表示 k 时刻的量测过程矩阵; $|G|_{\times}$ 表示重力矢量的叉乘矩阵。

如果载体的机动加速度 a_k 在载体系水平面过大, 则需要根据加速度阈值来隔离加速度。本文的补偿措施如下:

1) 根据三轴合加速度的大小确定阈值。如果超出阈值则进行隔离, 根据四元数微分方程求解姿态而不进行卡尔曼滤波;

2) 由于机动加速度一般处在载体系水平面内, 且较大的加速度相较于 Z 轴影响较小, 故需要对载体系水平面合加速度进行处理, 即选取一个合适的阈值进行隔离处理;

3) 对原始数据 (尤其是加速度) 进行简单的滤波处理, 进一步提高精度。

1.4 增益计算及更新结果

卡尔曼增益计算如下:

$$K_k = \frac{\tilde{P}_k H_k^T}{H_k \tilde{P}_k H_k^T + R} \quad (13)$$

式中： R 表示量测过程的噪声，一般指加速度的速率随机游走； K_k 表示计算的卡尔曼增益。

而此时需要先进行姿态角误差的更新：

$$\delta\theta_k = K_k (Z_k - DCM_{k/k-1}^T G) \quad (14)$$

随后将姿态角误差补偿到名义状态量上：

$$q_n^b(k) = \exp(\delta\theta_k) \tilde{q}_n^b(k) \quad (15)$$

为了方便下一步滤波，需要对协方差进行更新，公式如下：

$$P_k = (I - K_k H_k) \tilde{P}_k \quad (16)$$

最后，四元数仅方便计算和保存，计算检验精度还需要将其转换为欧拉角，同时对俯仰角为90°的情况进行分析处理。综上所述，算法流程如图2所示。

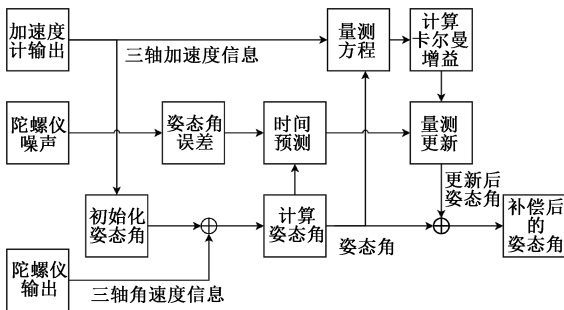


图2 NCS-ESKF 算法流程

Fig. 2 NCS-ESKF algorithm workflow

1.5 算法说明

在导航坐标系中，重力方向是保持不变的，所以围绕其旋转的航向角不可观测。在NCS-ESKF流程中，对姿态的修正为 $\delta\theta_k$ ，重力矢量为 G 。如果 G 和 $\delta\theta_k$ 相互垂直，那么 $\delta\theta_k$ 就不会对航向角修正，即满足如下条件：

$$G^T \delta\theta_k = 0 \quad (17)$$

初始姿态角误差的协方差 P 、噪声矩阵 Q 、 R 均为对角矩阵，并且假设 G 为已归一化的向量。代入式(13)和(14)得到：

$$G^T \delta\theta_k = \frac{G^T \tilde{P}_k H_k^T}{H_k \tilde{P}_k H_k^T + R} (Z_k - DCM_{k/k-1}^T G) \quad (18)$$

需要证明 $G^T \tilde{P}_k H_k^T = 0$ 即可满足条件。代入式(6)和(12)可以得到：

$$G^T \tilde{P}_k H_k^T = G^T \tilde{P}_k |G|_{\times}^T DCM_{k/k-1} \quad (19)$$

可以证明，在任意采样时刻，姿态角误差的协方差矩阵是一个实对称矩阵，具有如下的特征值分解：

$$\tilde{P}_k = U \Lambda U^T \quad (20)$$

式中： U 为标准正交矩阵； Λ 为特征值 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 的对角矩阵。代入式(19)可以得到：

$$G^T \tilde{P}_k H_k^T = G^T U \Lambda U^T |G|_{\times}^T DCM_{k/k-1} = (G \times U \Lambda U^T G)^T DCM_{k/k-1} = \lambda_3 (G \times G)^T DCM_{k/k-1} = 0 \quad (21)$$

表明NCS-ESKF算法确实可以消除错误修正航向角而带来的误差。

2 实测数据验证

为了分析NCS-ESKF算法对飞机姿态角的估计效果，本文选用一段通航飞机飞行数据进行姿态估计，将光纤/卫星惯导输出的基准值假定为真实值，采样时间为20ms。其计算结果与真实值的对比如图3所示。

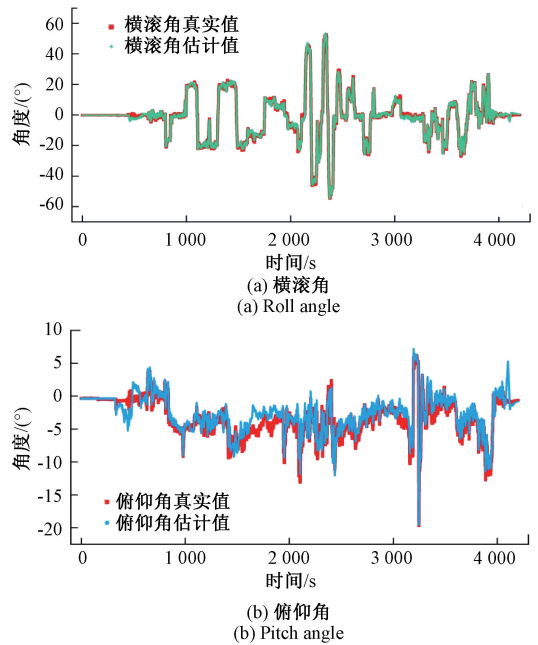


图3 基于NCS-ESKF算法的姿态角估计与真实值的对比
Fig. 3 Comparison of attitude estimation based on NCS-ESKF algorithm and the true value

从图3可以看到，整个飞行数据包括起飞阶段，飞机平飞阶段，小角度转弯阶段和降落阶段。从整体上看，NCS-ESKF算法的估计效果较为理想，估计值与高精度光纤/卫星惯导输出的真实值较为吻合，尤其表现在飞机平飞阶段和协调转弯时。然而对于起飞前的滑跑阶段，NCS-ESKF算法估计的姿态角却出现了较大的误差，所产生的俯仰角最大偏差达到了4°左右。从三轴加速度数据分析，主要原因是由于飞机滑跑过程存在着较大的颠簸导致原始数据产生误差，进而影响算法的精度。在飞机降落滑跑阶段，NCS-ESKF算法估计的俯仰角也出现了较大的跳动。其主要原因也是飞机在触地滑跑时发生颠簸引起的，而算法并未进行

处理。

随后对 NCS-ESKF 算法估计值与实际值误差进行分析,结果如图 4 所示。按误差绝对值范围分为 $<0.5^\circ$ 、 $0.5^\circ \sim 1^\circ$ 、 $1^\circ \sim 2^\circ$ 和 $>2^\circ$ 这 4 个部分。明显看到横滚角误差 $<1^\circ$ 的比例为 76.3%,俯仰角误差 $<1^\circ$ 的比例为 69.3%。进一步计算方差可以发现,在置信度为 1σ (68.26%) 的情况下,横滚角和俯仰角的动态误差分别为 0.92° 和 1.00° 。在置信度为 3σ (99.73%) 的情况下,横滚角和俯仰角的动态误差分别为 2.75° 和 3.01° 。这说明 NCS-ESKF 算法具有较好的动态精度,可满足通航类飞行器对姿态估计的一般需求。

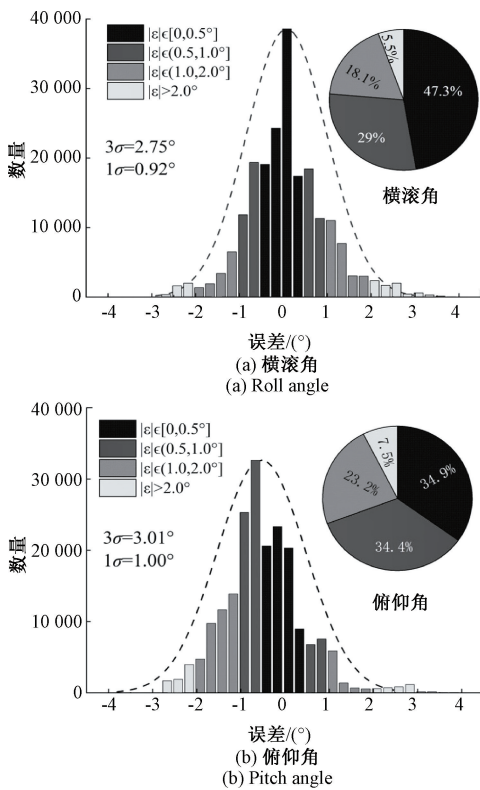


图 4 基于 NCS-ESKF 的姿态角估计误差分布。
Fig. 4 Attitude angle estimation error distribution based on NCS-ESKF algorithm

本文还对比分析了 NCS-ESKF 算法与其他算法相较于真实值的姿态估计效果如图 5 所示,并标出了它们的平均绝对误差(mean absolute error, MAE)。MAE 可以很好地避免误差抵消问题,准确反应实际预测误差的情况,公式如下:

$$MAE = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n |\theta_k - \tilde{\theta}_k| \quad (22)$$

式中: $\tilde{\theta}_k$ 为姿态角的估计值; θ_k 为姿态角的真实值。从图 5(a)、(c)、(e)、(g) 可以看出, NCS-ESKF 算法和

ESKF 算法都表现较好,横滚角估计的 MAE 分别为 0.809° 和 1.151° ; 而 EKF 算法相较于前两种算法的 MAE 较大; Mahony 算法估计效果更差, MAE 达到了 3.602° 。由图 5(b)、(d)、(f)、(h) 可以发现, NCS-ESKF 算法与真实值更加吻合,俯仰角的 MAE 仅为 0.934° ; 而 ESKF 算法和 EKF 算法则相对次之, MAE 分别为 1.403° 和 2.058° ; Mahony 算法在飞机平飞阶段和大机动转弯阶段误差更大, MAE 为 5.400° 。因此, NCS-ESKF 算法相较于这几种算法的姿态估计误差更小。

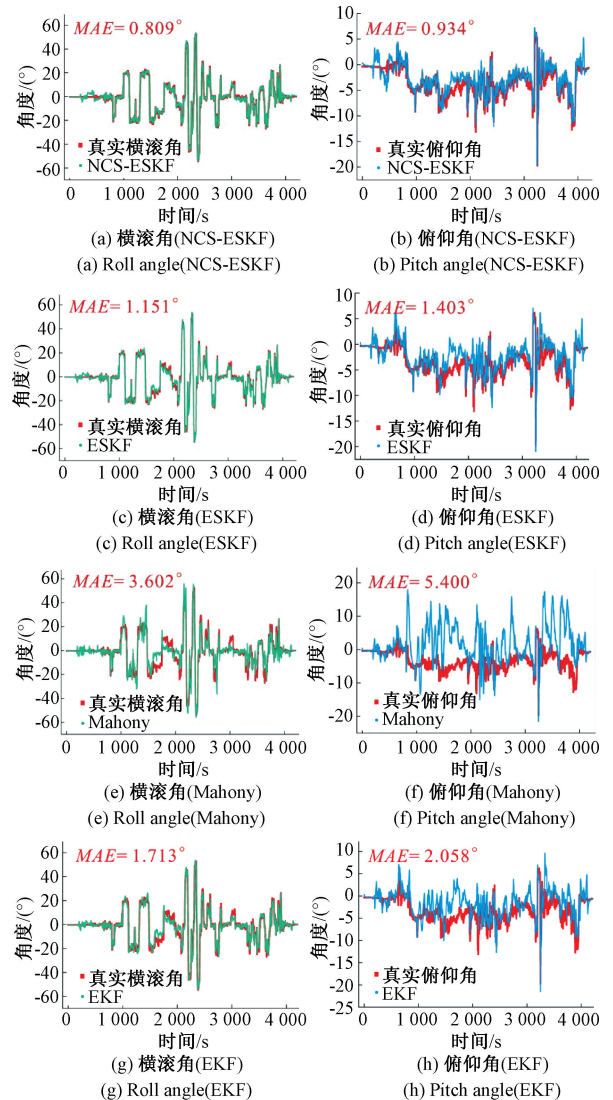


图 5 不同算法姿态角估计
Fig. 5 Attitude angle estimation by different algorithms

另外还计算了不同算法的其他指标,包括均方根误差(root mean square error, RMSE)、决定系数 R^2 、均方误差(mean square error, MSE),其中 R^2 越接近 1 说明估计值与真实值拟合程度越好。三者计算公式如下:

$$\left\{ \begin{aligned} RMSE &= \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (\theta_k - \tilde{\theta}_k)^2} \\ R^2 &= 1 - \frac{\sum_{k=1}^n (\tilde{\theta}_k - \theta_k)^2}{\sum_{k=1}^n (\bar{\theta}_k - \theta_k)^2} \\ MSE &= \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (\theta_k - \tilde{\theta}_k)^2 \end{aligned} \right. \quad (23)$$

式中: $\bar{\theta}_k$ 为估计值的平均值。

不同算法的姿态估计误差如表1所示,可以看出,NCS-ESKF算法的各项指标均表现较好,尤其是横滚角,其RMSE和MSE相比于ESKF算法分别少了0.478和1.287; R^2 也提高了0.06,对真实值的拟合程度更好。这说明NCS-ESKF算法的改进方式确实能提高ESKF算法的精度。俯仰角的指标虽也有所提高,但还存在拟合程度不高的问题,主要原因是机动加速度的影响导致俯仰角不能很好地拟合实际值。

表1 不同算法的姿态估计误差对比

Table 1 Comparison of attitude estimation errors of different algorithms

姿态角	算法	RMSE	MSE	MAE/(°)	R^2
横滚角	NCS-ESKF	1.109	1.231	0.809	0.994
	ESKF	1.587	2.518	1.151	0.988
	EKF	2.462	6.061	1.713	0.971
	Mahony	5.196	27.002	3.602	0.869
俯仰角	NCS-ESKF	1.196	1.431	0.934	0.867
	ESKF	1.818	3.306	1.403	0.729
	EKF	2.768	7.659	2.058	0.493
	Mahony	7.585	57.527	5.400	0.012

3 实验测试

为了分析NCS-ESKF算法的实际效果,本文设计了姿态估计系统如图6所示。利用ADIS16507传感器获取实时三轴角速率和三轴加速度数据,并将该数据通过SPI通信协议实时传输至GD32F407VGT6控制器进行数据滤波和NCS-ESKF算法估计姿态。为便于数据读取和分析,还建立了该系统与PC端的实时通信,直观显示姿态信息。

3.1 静态实验

为测试基于NCS-ESKF算法的姿态估计系统的静态特性,本文选择了两轴数字转台进行了测试实验,转台的精度在 0.0001° 左右。实验将该姿态估计系统按照转台

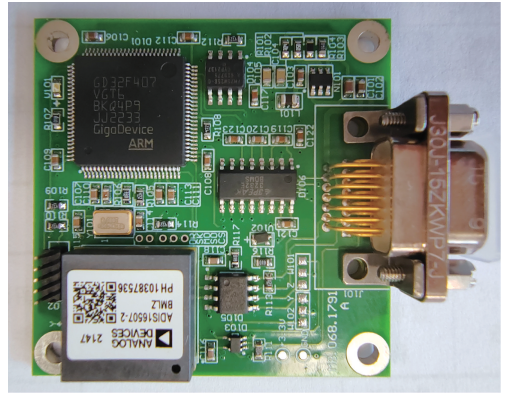


图6 基于NCS-ESKF算法的飞机姿态估计系统
Fig. 6 Aircraft attitude estimation system based on ESKF algorithm

指定的方位用螺丝固定在转台台面中心位置,转动转台,对比转台角度变化信息与系统估计的姿态信息并记录,得到的结果如图7所示。

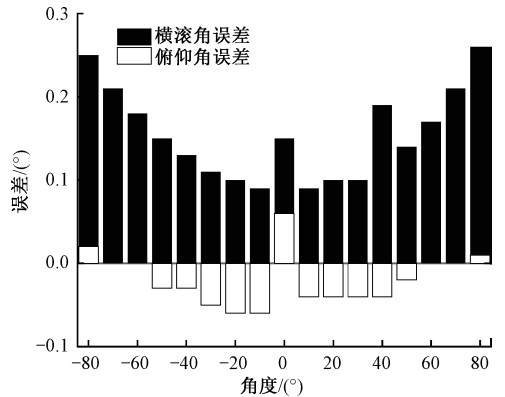


图7 静态转台实验的姿态估计误差

Fig. 7 Attitude estimation error of static turntable experiment

从图7可以看出,该系统估计的横滚角最大误差为 0.24° ,平均误差为 0.18° ;俯仰角的最大误差为 0.06° ,平均误差为 0.046° 。说明NCS-ESKF算法的静态误差相比市场主流产品的静态误差更小,满足通航类飞行器对姿态估计的需求。

3.2 飞行实验

为验证NCS-ESKF算法的动态特性以及对机动加速度阈值的适应情况,将本文系统安装于山西三晋通用航空公司的DA40飞机上,于2024年1月12日在太原市清徐县的尧城机场进行了飞行实验。此次实验飞行高度约1000 m,飞行时间约30 min。

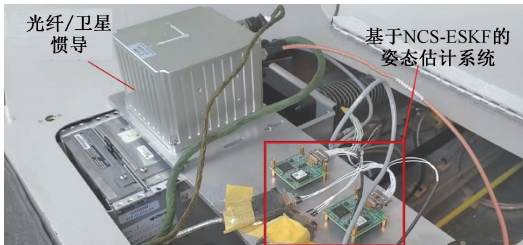
如图8(a)所示,DA40飞机是钻石飞机工业公司生产的一种单发四座螺旋桨式的轻型运动飞机。该飞机机身长8.56 m,主机翼长13.42 m,空中时速可达356 km/h,最远飞行距离可达1693 km,经常用于各种特种飞行任

务和科研活动。

首先将本文系统与作为基准的光纤/卫星惯导安装在机舱后座后的平台上,如图 8(b)所示。随后上电,进行 10 min 的地面对准,确保数据无误后利用 PC 端实时显示并记录本系统和光纤/卫星惯导的数据。



(a) DA40 飞机实物
(a) Physical diagram of the DA40 aircraft



(b) 系统布设图
(b) System layout diagram

图 8 姿态估计飞行实验

Fig. 8 Attitude estimation flight experiments

在整个飞行过程中,飞机先经过一段地面滑跑。随后逐渐提升速度起飞,通过调整俯仰角姿态进入预定高度,依次实现平飞、大坡度转弯和盘旋。最后以一定的俯仰角降落完成飞行。

首先根据飞行经验设定总体机动加速度阈值为 0.2 g。不同水平机动加速度阈值的姿态角估计如图 9 所示,可以知道,在 $t_0 \sim t_1$ 时刻飞机处于地面滑跑阶段。在设定载体系水平面机动加速度阈值为 0.01 g 的情况下,与作为基准的光纤/卫星惯导的横滚角和俯仰角相比均产生了较大的误差,其最大误差绝对值达到了 10° 左右。这是由于滑跑时颠簸较大导致基于 NCS-ESKF 算法的姿态估计系统计算的角度出现了较大的误差。此飞行阶段通过改变加速度的信任度,将载体系水平面机动加速度阈值增大,进而提高姿态估计的精度。可以发现将阈值设定在 0.1 g 后,俯仰角和横滚角的最大误差绝对值分别减小了 4° 和 3° 左右,持续时间也相对减少。

$t_1 \sim t_2$ 时刻是飞机空中飞行阶段,这个阶段主要包括起飞、平飞、大坡度转弯以及降落等 4 个阶段。起飞时,飞机加速滑行到离地速度时,拉杆离地达到最大角度 θ_2 ,调整俯仰角进入预定高度进入平飞阶段。平飞时,俯仰角和横滚角均保持在 0° 附近。随后飞机进入蛇形转弯阶段,左转最大横滚角为 ϕ_1 ,右转最大横滚角为 ϕ_2 ,最后调整俯仰角进行降落。从图 9 可以发现,将

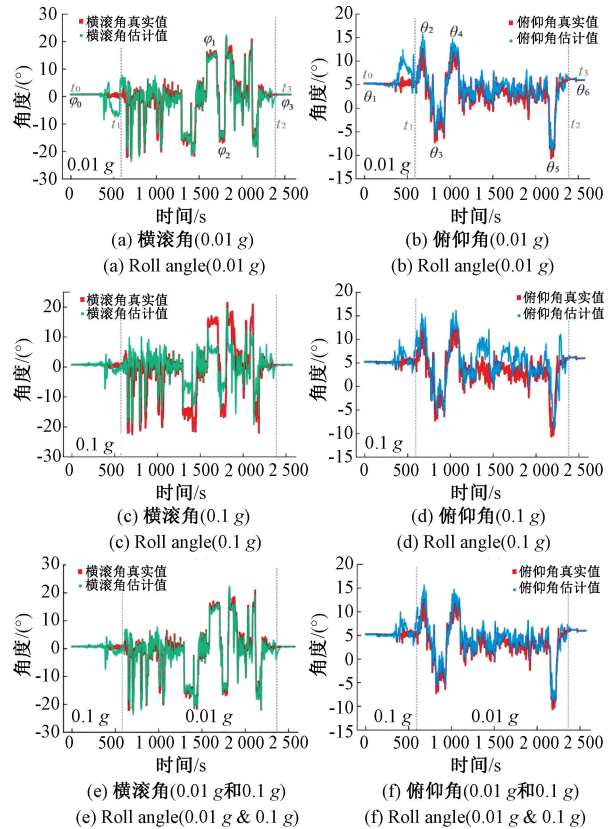


图 9 不同水平机动加速度阈值的姿态角估计

Fig. 9 Attitude estimation for different horizontal maneuver acceleration thresholds

载体系水平机动加速度阈值设定为 0.01 g 的效果比 0.1 g 更理想。这是因为在飞行过程中,飞机的颠簸不如地面剧烈,同时水平机动加速度对姿态估计的精度影响相对较为严重,因而需要减小水平机动加速度阈值来提高算法精度。

综上所述,地面的水平机动加速度阈值设定应与飞行阶段的阈值设定不同。如果全程采用 0.01 g 的阈值则会使得滑跑过程的估计精度较差,如图 9(a) 和 (b) 所示;反之如果全程采用 0.1 g 的阈值又会使得飞行阶段的估计精度变差,如图 9(c) 和 (d) 所示。所以在滑跑阶段和飞行阶段采用分段阈值法,如图 9(e) 和 (f) 所示。这样既可以满足空中飞行阶段的姿态估计精度需求,又可以实现滑跑过程的处理,具有较好的工程意义。

表 2 为 3 种水平机动加速度阈值设定的姿态估计误差指标。对比发现,以滑跑和飞行两个阶段来进行分段阈值设定的方法所估计的姿态误差更小。其横滚角和俯仰角的 MAE 分别为 0.954° 和 0.867° ,相比于只将阈值设定为 0.01 g 的情况分别减少了 0.277° 和 0.118° 。另外,该方法的 R^2 也比其他两种方法更接近于 1,具有更好的真值拟合程度。

表2 不同水平机动加速度阈值下的姿态估计误差对比
Table 2 Comparison of attitude estimation errors under different horizontal maneuvering acceleration thresholds

姿态角	水平加速度阈值	RMSE	MSE	MAE/(°)	R^2
横滚角	0.01 g	1.968	3.874	1.231	0.941
	0.1 g	4.395	19.318	2.866	0.751
	0.01 g 和 0.1 g	1.351	1.494	0.954	0.972
俯仰角	0.01 g	1.441	2.075	0.985	0.896
	0.1 g	2.475	6.123	1.665	0.681
	0.01 g 和 0.1 g	1.222	1.825	0.867	0.921

4 结 论

针对传统 ESKF 算法在对飞机姿态估计时存在误差较大问题,本文提出了 NCS-ESKF 算法。首先利用飞机记录数据进行姿态估计,该算法在置信度为 3σ 下的俯仰角和横滚角估计误差分别为 3.01° 和 2.75° 。利用 NCS-ESKF 进行姿态估计的俯仰角和横滚角的 MAE 分别为 0.934° 和 0.809° 。与 ESKF、EKF 和 Mahony 传统算法对比,所提出的 NCS-ESKF 算法提高了飞机姿态估计的准确性。

利用 ADIS16507 传感器获取三轴角速率和加速度,设计了基于 NCS-ESKF 的飞机姿态估计系统。通过转台实验中转台角度变化与系统估计的姿态对比,俯仰角和横滚角的 MAE 为 0.180° 和 0.046° ,验证了非机动情况下系统的姿态估计准确性。最终,在太原尧城机场开展了机载飞行实验,将基于 NCS-ESKF 算法的飞机姿态估计系统的结果与作为基准的光纤/卫星惯导进行对比。结果表明,根据不同飞行阶段采用分段阈值法设定水平机动加速度阈值可以有效减小姿态估计误差。

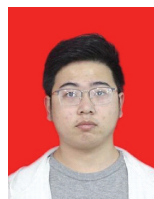
参考文献

- [1] 鄢化彪,徐炜宾,黄绿娥. 基于改进 ADRC 的四旋翼姿态控制器设计[J]. 北京航空航天大学学报,2023,49(12):3283-3292.
- YAN H B, XU W B, HUANG L E. Design of quadrotor attitude controller based on improved ADRC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023,49(12):3283-3292.
- [2] 刘连胜,张哲彦,王志亮,等. 四旋翼无人机姿态异常感知数据生成方法[J]. 仪器仪表学报,2020,41(4):58-67.

- LIU L SH, ZHANG ZH Y, WANG ZH L, et al. Anomalous attitude sensing data generation method for quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020,41(4):58-67.
- [3] 王少辉,杨忠,张秋雁,等. 树障清理空中机器人的姿态控制器设计[J]. 仪器仪表学报,2019,40(6):247-256.
- WANG SH H, YANG ZH, ZHANG Q Y, et al. Design of attitude controller for the aerial tree pruning robot[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019,40(6):247-256.
- [4] 何晨璐,张强,吴远航. 基于固定时间收敛的增量动态逆飞行姿态控制[J]. 飞行力学,2024,42(2):13-21.
- HE CH L, ZHANG Q, WU Y H. Flight attitude control based on fixed time convergence incremental nonlinear dynamic inversion[J]. Flight Dynamics, 2024,42(2):13-21.
- [5] 李晓阳,王伟魁,汪守利,等. MEMS 惯性传感器研究现状与发展趋势[J]. 遥测遥控,2019,40(6):1-13,21.
- LI X Y, WANG W K, WANG SH L, et al. Status and development trend of MEMS inertial sensors[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2019,40(6):1-13,21.
- [6] 石岗,李希胜,王哲,等. 磁传感器输出姿态信息修正方法研究[J]. 仪器仪表学报,2019,40(3):47-53.
- SHI G, LI X SH, WANG ZH, et al. Research on correcting output attitude information of magnetic sensor[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019,40(3):47-53.
- [7] MAHONY R, HAMEL T, PFLIMLIN J M. Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008,53(5):1203-1218.
- [8] AL-FAHOUM A S, ABADIR M S. Design of a modified madgwick filter for quaternion-based orientation estimation using AHRS [J]. International Journal of Computer and Electrical Engineering, 2018,10(3):174-186.
- [9] 吴叶丽,行鸿彦,侯天浩,等. 基于改进自适应扩展卡尔曼滤波的高精度姿态解算[J]. 探测与控制学报,2023,45(6):69-76.
- WU Y L, XING H Y, HOU T H, et al. An improved

- adaptive extended Kalman filter for high precision attitude solution [J]. *Journal of Detection & Control*, 2023, 45(6):69-76.
- [10] 班朝,任国营,王斌锐,等. 基于 IMU 的机器人姿态自适应 EKF 测量算法研究[J]. *仪器仪表学报*, 2020, 41(2):33-39.
BAN CH, REN G Y, WANG B R, et al. Research on self adaptive EKF algorithm for robot attitude measurement based on IMU [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2020, 41(2):33-39.
- [11] 陈龙,刘巧斌,陶磊. 基于 GS-EKF 滤波方法的车辆状态参数估计[J]. *东北大学学报(自然科学版)*, 2023, 44(8):1144-1151.
CHEN L, LIU Q B, TAO L. Vehicle state parameter estimation based on graded series extended Kalman filter method [J]. *Journal of Northeastern University (Natural Science)*, 2023, 44(8):1144-1151.
- [12] ZHANG T, ZHANG T J, HU R Y, et al. Online calibration of RIMU based on multi-stage EKF [J]. *IEEE Sensors Journal*, 2023, 23(14):15741-15752.
- [13] LIU J G, CHEN X Y, WANG J W. Strong tracking UKF based hybrid algorithm and its application to initial alignment of rotating SINS with large misalignment angles [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2023, 70(8):8334-8343.
- [14] 郭威,吴允平,王廷银. MEMS 四元数卡尔曼滤波算法的电梯姿态估计[J]. *计算机系统应用*, 2020, 29(3):246-252.
GUO W, WU Y P, WANG T Y. Elevator attitude estimation based on MEMS quaternion Kalman filter algorithm [J]. *Computer Systems & Applications*, 2020, 29(3):246-252.
- [15] 刘慧,施志翔,沈亚运,等. 基于改进 ESKF 的植保无人机时延位姿补偿算法[J]. *仪器仪表学报*, 2024, 45(2):315-324.
LIU H, SHI ZH X, SHEN Y Y, et al. Time delay and attitude compensation algorithm for plant protection UAV based on the improved ESKF [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2024, 45(2):315-324.
- [16] 仇海涛,陈晓东,张峰. 基于改进 ESKF 和自适应滤波的组合导航算法研究[J]. *电光与控制*, 2023, 30(5):1-5.
QIU H T, CHEN X D, ZHANG F. An integrated navigation algorithm based on improved ESKF and adaptive filter [J]. *Electronics Optics & Control*, 2023, 30(5):1-5.
- [17] REN Z B, LIU S L, DAI J, et al. Research on kinematic and static filtering of the ESKF based on INS/GNSS/UWB [J]. *Sensors*, 2023, 23(10):4735.
- [18] WANG M L, WANG H. An adaptive attitude algorithm based on a current statistical model for maneuvering acceleration [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(1):426-433.
- [19] 杨松普,严飞,朱海. 机动状态下航姿系统姿态估计算法研究[J]. *电光与控制*, 2021, 28(2):75-77, 82.
YANG S P, YAN F, ZHU H. An attitude estimation algorithm of AHRS under influence of maneuvering acceleration [J]. *Electronics Optics & Control*, 2021, 28(2):75-77, 82.
- [20] 宋振宇,张翔宇,张磊. 一种基于加速度预估的机动目标跟踪算法[J]. *海军航空工程学院学报*, 2015, 30(2):101-105, 110.
SONG ZH Y, ZHANG X Y, ZHANG L. Algorithm for maneuvering target tracking with acceleration pre-estimation [J]. *Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute*, 2015, 30(2):101-105, 110.
- [21] 秦永元,张洪钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [M]. 第 3 版. 西安:西北工业大学出版社, 2015.
QING Y Y, ZHANG H Y, WANG SH H. Principles of Kalman filter and integrated navigation [M]. 3rd Ed. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015.
- [22] 严恭敏,翁浚. 捷联惯导算法与组合导航原理 [M]. 第 2 版. 西安:西北工业大学出版社, 2023.
YAN G M, WENG J. Strapdown inertial navigation algorithm and principles of integrated navigation [M]. 2nd Ed. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2023.

作者简介



何磊, 2021 年于太原理工大学获得学士学位, 现为太原理工大学硕士研究生, 主要研究方向为通航飞机姿态算法。

E-mail: 1837308434@qq.com

He Lei received his B. Sc. degree from Taiyuan University of Technology in 2021. He is currently a M. Sc. candidate at Taiyuan University of Technology. His main

research interest is attitude algorithm for general aviation aircraft.



宣晓刚, 1991 年于西北工业大学获理学学士学位, 现为太原航空仪表有限公司总工程师、高级研究员。主要研究方向为航空控制技术。

E-mail: xuanxiaogang@163.com

Xuan Xiaogang received his B. Sc. degree from Northwestern Polytechnical University in 1991. He is currently a chief engineer and senior researcher at Taiyuan Aviation Instrument Co., Ltd. His main research interest is aviation control technology.



杨毅彪(通信作者), 1987 年于暨南大学获得学士学位, 2009 年于太原理工大学获得博士学位, 现为太原理工大学教授、博士生导师, 主要研究方向为微纳传感。

E-mail: yangyibiao_tyut@sohu.com

Yang Yibiao (Corresponding author) received his B. Sc. degree from Jinan University in 1987 and Ph. D. degree from Taiyuan University of Technology in 2009. He is currently a professor and a Ph. D. supervisor at Taiyuan University of Technology. His main research interest is micro-nano sensing.