

基于扩展卡尔曼滤波的无人直升机姿态解算

赵 佳¹, 沈 周², 周智恺¹, 冀 明¹, 丁树庆³, 张 军³

(1.南京模拟技术研究所,江苏 南京 210016)

(2.南京师范大学南瑞电气与自动化学院,江苏 南京 210023)

(3.南京特种设备安全监督检验研究院,江苏 南京 210019)

[摘要] 针对某型无人直升机飞行过程中振动较大,姿态难以精确获取的问题,采用扩展卡尔曼滤波技术进行解算.该方法以惯性测量单元的角速度和加速度的比力作为输入,并通过振动数据的融合,实时获取姿态信息,有效降低了无人直升机振动对姿态精度的影响.仿真和实际飞行验证了该方法的有效性.

[关键词] 扩展卡尔曼滤波,姿态解算,无人直升机

[中图分类号] V249 [文献标志码] A [文章编号] 1672-1292(2018)04-0009-04

Research on Attitude Algorithm of Unmanned Helicopter Based on Extended Kalman Filter

Zhao Jia¹, Shen Zhou², Zhou Zhikai¹, Ji Ming¹, Ding Shuqing³, Zhang Jun³

(1.Nanjing Research Institute On Simulation Technique, Nanjing 210016, China)

(2.School of NARI Electrical and Automation, Nanjing Normal University, Nanjing 210023, China)

(3.Nanjing Special Equipment Safety Supervision and Inspection Research Institute, Nanjing 210019, China)

Abstract: Based on extended Kalman filter (EKF) technology, an attitude algorithm is derived for the unmanned helicopter with high vibration and the difficulty of obtaining attitude precisely. The angular rates of gyroscopes and the accelerations of accelerometers are feed into EKF, which instantaneously compute the attitude information. With the modeling of EKF, the algorithm efficiently reduces the influences of vibration. The performance is evaluated by simulation and actual flight experiments.

Key words: extended Kalman filter(EKF), attitude algorithm, unmanned helicopter

无人直升机由于其突出的悬停、低空低速等良好的机动性能^[1-4],在战场监控、地理监测、森林防火、农业植保等领域有着广泛的应用,受到各方关注.无人直升机飞行环境复杂,飞行状态随环境变化快.无人直升机的姿态数据会直接作为无人直升机当前状态的反馈输入至飞行控制系统进行控制率解算.因此,精确的姿态解算对于无人直升机而言至关重要,它是保证无人直升机稳定飞行的前提条件之一.

通常情况下,无人直升机的姿态可以由惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)、航姿参考系统或组合导航系统来提供.与大型无人直升机相比,小型无人直升机成本控制严格,姿态解算系统一般采用低成本微机电系统(microelectro mechanical systems, MEMS) IMU 或 MEMS 组合导航系统.这也为小型无人直升机的姿态精确测量带来难度,尤其油动无人直升机,由于高振动以及电磁环境的复杂性,直接使用低成本惯性传感器的测量值递推解算,无法满足控制精度的需求,而通过系列线性和非线性的数据融合算法,则可以有效提高姿态解算的精度.卡尔曼滤波^[5-7](Kalman filter, KF)算法就是其中之一,它采用递推形式,能够实时在线计算,因此在目标跟踪、导航、信息融合等领域获得了广泛应用^[8-11],也为姿态解算提供了一条解决途径.然而, KF 无法建立非线性模型,无法解决非线性的问题,扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter, EKF)则不同,它采用线性化的方式有效解决了系统模型非线性的问题,并在提高姿态解算

收稿日期:2018-09-07.

基金项目:国家高科技研究发展计划(863 计划)课题(2014AA09A511).

通讯联系人:赵佳,工程师,博士,研究方向:无人直升机导航与控制. E-mail:zhaojia0824@163.com

方面取得了不错的成果^[12],但这些成果主要以理论研究和仿真为主,较少考虑实际应用的振动等问题.

鉴于此,本文以一款典型的低成本 MEMS IMU 为基础,利用 EKF 算法,结合某型无人直升机的振动情况,推导了在无人直升机的背景下,EKF 姿态解算过程,有效解决了高振动无人直升机姿态精确解算的实际问题,并通过仿真试验对比和飞行试验对比验证该方法的有效性.

1 EKF 姿态解算原理

EKF 的解算过程和迭代方式与 KF 相同^[5-7],但 KF 的系统状态方程和观测方程是一个线性系统,而 EKF 的系统状态方程和状态方程则描述非线性系统,一般为:

$$\mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k, \mathbf{w}_k), \mathbf{z}_k = h(\mathbf{x}_k, \mathbf{v}_k). \quad (1)$$

式中, \mathbf{x} 为状态量; f 为状态方程,表征状态量从 k 时刻到 $k+1$ 时刻的变化; \mathbf{w} 为系统噪声; \mathbf{z} 为观测量; h 为观测方程,表征 \mathbf{x} 与 \mathbf{z} 之间的关系; \mathbf{v} 为观测噪声.

由于非线性的 f 和 h 的存在,迭代运算时,需采用 f 和 h 的雅克比矩阵进行线性化计算,

$$\mathbf{A}_{\text{lin},k} = \left(\frac{\partial f(\mathbf{x}_k, \mathbf{w}_k)}{\partial \mathbf{x}_k} \right) \bigg|_{\hat{\mathbf{x}}_k}, \mathbf{W}_{\text{lin},k} = \left(\frac{\partial f(\mathbf{x}_k, \mathbf{w}_k)}{\partial \mathbf{w}_k} \right) \bigg|_{\hat{\mathbf{x}}_k}, \mathbf{H}_{\text{lin},k} = \left(\frac{\partial h(\mathbf{x}_k, \mathbf{w}_k)}{\partial \mathbf{x}_k} \right) \bigg|_{\hat{\mathbf{x}}_k}, \mathbf{V}_{\text{lin},k} = \left(\frac{\partial h(\mathbf{x}_k, \mathbf{w}_k)}{\partial \mathbf{v}_k} \right) \bigg|_{\hat{\mathbf{x}}_k}. \quad (2)$$

结合式(1)和(2), $f(\mathbf{x}_k)$ 在 $\hat{\mathbf{x}}_k$ 处和 $h(\mathbf{x}_k)$ 在 $\hat{\mathbf{x}}_k$ 处分别用一阶泰勒近似展开式可以表示为:

$$f(\mathbf{x}_k) \approx f(\hat{\mathbf{x}}_k) + \mathbf{A}_{\text{lin},k}(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k), h(\mathbf{x}_k) \approx h(\hat{\mathbf{x}}_k) + \mathbf{H}_{\text{lin},k}(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k). \quad (3)$$

式中, $\hat{\mathbf{x}}_k$ 为在 k 时刻,先验预测阶段所预测的状态量估计值; $\hat{\mathbf{x}}_k$ 为在 k 时刻,后验修正阶段经过修正后的状态量估计值.

2 无人直升机姿态解算过程

针对某型油动无人直升机在运动中,高振动且姿态解算存在非线性的过程,采用 EKF 进行建模计算,以实现不同传感器的数据融合,达到最优估计的效果.

2.1 状态量与观测量

选取滤波器状态量 $\mathbf{x} = [\boldsymbol{\omega}_{ib}^b, \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b, \mathbf{r}_g^b]^T$, 观测量 $\mathbf{z} = [\bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b, \bar{\mathbf{r}}_g^b]^T$. 其中,载体相对惯性系的三轴角速度在载体系下的投影 $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b = [\omega_{ibx}^b, \omega_{iby}^b, \omega_{ibz}^b]^T$; 载体相对惯性系的三轴角加速度在载体系下的投影 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b = [\dot{\omega}_{ibx}^b, \dot{\omega}_{iby}^b, \dot{\omega}_{ibz}^b]^T$; 重力向量在载体系下的投影 $\mathbf{r}_g^b = [r_{gx}^b, r_{gy}^b, r_{gz}^b]^T$; $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b, \bar{\mathbf{r}}_g^b$ 分别表示从陀螺仪和加速度计的三轴测量值.

2.2 先验预测模型

由于无人直升机运动加速度变化相对比较小,假定两次滤波时间间隔内运动加速度保持恒定,到系统方程如下:

$$\mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k, \mathbf{w}_k) = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\omega}_{ib,k}^b + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ib,k}^b \Delta t + \mathbf{w}_{\omega,k}^b \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ib,k}^b + \mathbf{w}_{\dot{\omega},k}^b \\ \mathbf{r}_{g,k}^b - \boldsymbol{\omega}_{ib,k}^{bk} \mathbf{r}_g^b \Delta t + \mathbf{w}_{r_{g,k}}^b \end{pmatrix}. \quad (4)$$

式中, $\boldsymbol{\omega}_{ib}^{bk}$ 为 $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 构造的反对称矩阵.

由式(4),结合反对称矩阵构和雅克比矩阵,可以得到预测状态量及其误差协方差矩阵分别表示为:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = f(\hat{\mathbf{x}}_k, 0), \mathbf{P}_{(k+1)}^- = \mathbf{A}_{(\text{lin},k)} \mathbf{P}_k \mathbf{A}_{(\text{lin},k)}^T + \mathbf{Q}_k. \quad (5)$$

式中, $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}$ 为预测状态量, $\mathbf{P}_{(k+1)}^-$ 为误差协方差矩阵, $\mathbf{A}_{(\text{lin},k)}$ 为雅克比矩阵.

2.3 后验修正模型

在本算法中,由于观测量 \mathbf{z} 是状态量 \mathbf{x} 的子集,属于线性关系,因此可使用 KF 中线性的矩阵模型计算,可得观测方程为

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H} \mathbf{x}_k + \mathbf{R}_k, \text{ 其中 } \mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

此时 $\mathbf{V}_{\text{lin},k}$ 也退化为了单位矩阵,因此,其增益为

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{(-1)}. \quad (7)$$

后验修正的状态量为

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k). \quad (8)$$

误差协方差矩阵为

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k. \quad (9)$$

2.4 姿态角提取

经过滤波器可以得到的当前状态量的最优解,即估计的最优角速度、角加速度和重力向量. 通过以下步骤进行俯仰角和滚转角的提取.

加速度计的实际输出是比力,它与载体运动加速度和重力加速度之间关系可以表示为 $f = a - g$, 由于直升机运动加速度较小,忽略运动加速度情况下,可知 $g = -f$, 将 g 单位化如式(10), 其中 e_{gx}, e_{gy}, e_{gz} 分别为单位 g 在坐标轴 x, y, z 上的分量.

$$\mathbf{e}_g = \frac{-f}{f} = \begin{bmatrix} e_{gx} \\ e_{gy} \\ e_{gz} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

此时提取的俯仰角 Pitch 和滚转角 Roll 为:

$$\text{Pitch} = -\arcsin(e_{gx}), \text{Roll} = \arctan(e_{gy}/e_{gz}).$$

3 试验验证

3.1 目标选择

选择 100 kg 级某型油动无人直升机,其设备安装在机体内所受到的典型振动频率和幅值如表 1 所示. 采用法国 SBG 的 IG-500N 输出的三轴角速度、加速度原始数据作为 EKF 姿态算法的输入进行姿态解算,输出俯仰角和滚转角.

根据实际情况,对滤波器的参数进行初始化. 无人直升机一般在地面启动,初始时属于静止状态,因此角速度和角加速度均为 0,重力向量取竖直向下. 计算可得

$$\hat{\mathbf{x}}_0 = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ -9.8].$$

误差协方差矩阵会随时间逐渐收敛,在实际中,取值会影响达到收敛状态的时间长短,取初始误差协方差矩阵取值 $\mathbf{P}_0 = 100\mathbf{I}$.

3.2 试验结果

为验证算法的有效性,并获取解算精度,通过仿真飞行数据对比和实际飞行数据对比验证. 图 1 为 IG-500N 在组合导航情况下输出的姿态角与原始数据通过 EKF 算法解算所获得姿态角仿真误差对比,其俯仰角和滚转角的均方根误差分别为 0.07° 和 0.03° . 由图 1 可知,两者的误差较小,表明基于 EKF 的姿态算法可以有效跟踪载体姿态的变化.

由于在仿真条件下,系统无振动,为进一步验证算法在振动条件下的有效性,开展实际飞行试验. 图 2 为在飞行情况下,IG-500N 组合导航情况下输出的姿态角与原始数据通过 EKF 算法解算所获得姿态角实际误差对比,其俯仰角和滚转角的均方根误差分别 0.12° 和 0.18° . 由图 2 可知,两者的误差同样较小,表明基于 EKF 的姿态算法在高振动情况下也可以有效跟踪无人直升机实际飞行姿态的变化,算法稳定性较好.

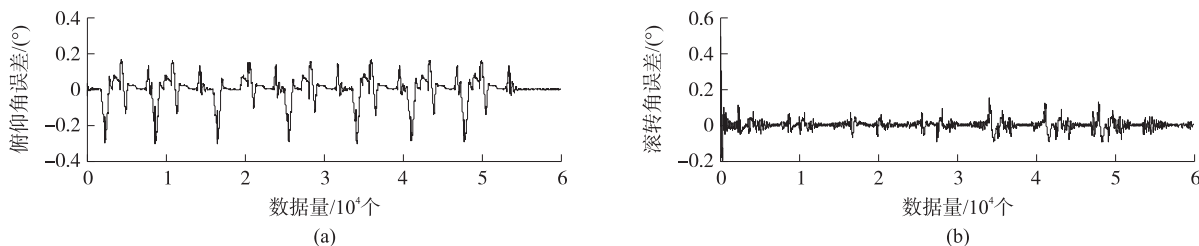


图 1 仿真对比误差

Fig. 1 Simulation errors

由此可见,EKF 姿态解算算法能够抵抗飞行过程中的强烈振动干扰,输出的姿态稳定可靠,精度较高,可以满足实际使用的需求。

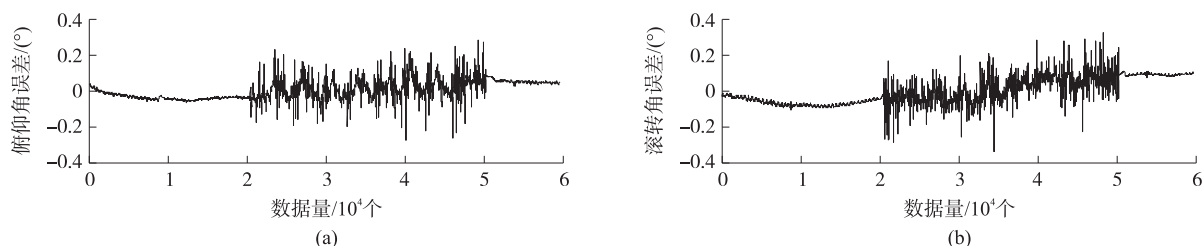


图2 实际飞行误差

Fig. 2 Actual flight errors

4 结语

本文推导了在油动无人直升机的背景下,采用 EKF 获取姿态的过程. 通过实际振动与 EKF 融合,有效地消除了飞行过程中,振动对姿态解算的影响,获得了无人直升机的精确姿态数据. 仿真飞行和实际飞行试验表明,该方法动态跟踪性能良好,精度高,实用性好,具有较高的推广应用价值. 下一步将开展多次试验,以验证解算结果的稳定性和一致性.

[参考文献] (References)

- [1] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.
WU X M. Current state, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing university of aeronautics & astronautics, 2015, 47(2): 173-179. (in Chinese)
- [2] AZZAM A, WANG X H. Quad rotor arial robot dynamic modeling and configuration stabilization[C]//The 2nd International Asia Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics. Wuhan, 2010.
- [3] LARA D, SANCHEZ A, LOZANO R. Real-time embeded control sysytem for VTOL aircraft; application to stabilize a quad-rotor helicopter[C]//The 45th IEEE Conference on Decision & Control. Munich, 2006.
- [4] 秦永元. 惯性导航[M]. 2版. 北京: 科学出版社, 2014.
QIN Y Y. Inertial Navigation[M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 2014. (in Chinese)
- [5] 刘建业, 曾庆化, 赵伟. 导航系统理论与应用[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010.
LIU J Y, ZENG Q H, ZHAO W. Theory and application of navigation system[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2010. (in Chinese)
- [6] 孙罡. 低成本微小型无人机惯性组合导航技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2014.
SUN G. Research on inertial integrated navigation technology for low-cost mini unmanned aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2014. (in Chinese)
- [7] 申星. 面向小型无人直升机的 SINS/GPS 组合导航系统研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2012.
SHEN X. Research on SINS/GPS navigation for small-sized unmanned helicopter[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2012. (in Chinese)
- [8] LI W, WANG J L. Effective adaptive Kalman filter for MEMS-IMU/magnetometers interated attitude and heading reference system[J]. The journal of navigation, 2012, 1(1): 1-15.
- [9] KUMAR N S, JANN T. Estimation of attitude from a low-cost miniaturized in ertial platform using Kalman filter-base sensor fusion algorithm[J]. Sadhana, 2004, 29(2): 217-235.
- [10] CORDOVA A J, RODRIGUEZ C H, VIVAS E V. Extended Kalman Filter tuning in attitude estimation from inertial and magnetic field measurements[C]//Proceedings of the 6th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control. Mexico, 2009.
- [11] HALL J K, KNOEBEL N B, MCLAIN T W. Quaternion attitude estimation for miniature air vehicles using a multiplicative Extended Kalman Filter[C]//Proceedings of the IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium. Monterey, 2008.
- [12] 付梦印, 邓志红, 闫莉萍. Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用[M]. 北京: 科学出版社, 2010.
FU M Y, DENG Z H, YAN L P. Kalman filtering theory and application in navigation system[M]. Beijing: Science Press, 2010. (in Chinese)

[责任编辑: 陈 庆]