

文章编号:1671-1637(2013)06-0113-06

基于容积卡尔曼滤波的飞机姿态估计方法

韩萍¹, 干浩亮², 何炜琨¹, ALAZARD Daniel³

(1. 中国民航大学 天津智能信号与图像处理重点实验室, 天津 300300; 2. 民航重庆空中交通管理分局, 重庆 401120; 3. 法国国立航空航天大学 数学与控制系, 上加龙 图卢兹 31555)

摘要: 为了提高非线性模型下飞机姿态估计的精度, 建立了基于四元数与低精度高噪声传感器的飞机姿态估计模型, 应用基于球面径向积分准则的容积卡尔曼滤波算法进行姿态估计, 通过实测数据进行模型与算法验证, 并与扩展卡尔曼滤波算法和中心差分卡尔曼滤波算法估计结果进行了比较。对比结果表明: 采用容积卡尔曼滤波算法能够有效提高飞机姿态估计的精度和稳定性, 估计误差最小, 估计时间最短, 而且, 在运算过程中无需求导与可调参数。

关键词: 姿态估计; 捷联惯性导航系统; 容积卡尔曼滤波; 扩展卡尔曼滤波; 中心差分卡尔曼滤波; 四元数

中图分类号: V249.32 文献标志码: A

Aircraft attitude estimation method based on CKF

HAN Ping¹, GAN Hao-liang², HE Wei-kun¹, ALAZARD Daniel³

(1. Tianjin Key Laboratory for Advanced Signal Processing, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China; 2. Chongqing Air Traffic Mangement Sub-Bureau of Civil Aviation Administration of China, Chongqing 401120, China; 3. Department of Mathematics and Control, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de L'Espace, Toulouse 31555, Haute-Garonne, France)

Abstract: In order to improve the estimation accuracy of aircraft attitude in nonlinear model, a nonlinear estimation model based on the quaternion and the sensors with less accuracy and higher noise was established, and the cubature Kalman filter(CKF) algorithm based on spherical-radial cubature rules was applied to estimate the attitude. The model and algorithm were verified by using the real flying data. The estimation results of cubature Kalman filter algorithm, extended Kalman filter(EKF) algorithm and central difference Kalman filter(CDKF) algorithm were compared. Comparison result indicates that the estimation precision and stability of CKF are higher, its estimation time and error are minimum, and the derivation and adjustable parameters are not required in the estimation. 1 tab, 7 figs, 15 refs.

Key words: attitude estimation; strap-down inertial navigation system; CKF; EKF; CDKF; quaternion

Author resume: HAN Ping(1966-), female, professor, PhD, +86-20-24092450, hanpingcau@163.com.

收稿日期: 2013-07-18

基金项目: 国家自然科学基金项目(60979002); 中央高校基本科研业务费专项资金项目(ZXH2012D001); 中国民航大学科研基金项目(2012KYE03)

作者简介: 韩萍(1966-), 女, 天津人, 中国民航大学教授, 工学博士, 从事数字信号处理与模式识别研究。

0 引 言

飞机姿态是飞机导航控制中的重要参数^[1],通常用一组欧拉角,即航向角、俯仰角和滚转角来表示,它一方面为飞行员提供导航所需的飞机姿态信息,另一方面也为自动驾驶仪、火力控制系统、雷达天线及航空照相机云台等机载设备提供三维姿态基准。精确测量飞机姿态信息,对于正确引导飞机飞行,保证飞行安全具有重要作用。

飞机姿态角通常用捷联惯性导航系统来测量,首先需建立描述飞机姿态角的数学模型,然后选用合适的滤波估计算法去除噪声,得到最优姿态角。由于描述飞机姿态角的数学模型存在严重的非线性,对于非线性滤波问题,扩展卡尔曼滤波(Extend Kalman Filter, EKF)算法应用最广泛^[2]。EKF算法通过对非线性模型的泰勒级数展开式进行一阶线性化截断,忽略高阶项,从而将非线性问题转换为线性问题,这种近似处理方法会引入较大的线性化误差,从而降低滤波精度,甚至导致发散。此外,EKF算法必须解算繁琐的雅克比矩阵,不适用于不连续或不可导系统。针对 EKF 算法的不足,Norgaard等提出了基于 Stirling 插值公式的中心差分卡尔曼滤波(Central Difference Kalman Filter, CDKF)算法^[3-4]。CDKF算法根据 Stirling 插值公式构造出一组带权采样点,将采样点通过非线性函数来估计状态的均值和协方差,具有比 EKF 算法更小的线性化误差和更高的滤波精度^[5-6],但是,CDKF 算法有一个可调参数,在实际应用中需要合理调节,因此操作不便,且需要 $2n+1$ 个采样点, n 为系统状态变量的维数。

加拿大学者 Arasaratnam 等提出了基于球面径向积分准则的容积卡尔曼滤波(Cubature Kalman Filter, CKF)算法^[7],构造了 $2n$ 个具有相同权重的容积点,通过非线性系统方程传播这些点进行状态估计,无需对非线性模型线性化,其精度能达二阶^[8-9]。CKF 算法比 EKF、CDKF 等传统非线性滤波算法具有更高的数值计算精度和滤波稳定性。Liu 等将 CKF 算法应用于列车组合定位,取得了较高的定位精度^[10];Pesonen 等运用 CKF 算法研究了导航定位问题,取得了良好的估计效果^[11];Li 等将 CKF 算法应用于移动台的定位问题,取得了良好的定位效果^[12];鹿传国等将 CKF 算法应用于纯方位目标跟踪领域,取得了良好的跟踪效果^[13]。目前,在飞机姿态估计领域,CKF 算法尚未见应用,因此,

本文将 CKF 算法应用于基于四元数飞机姿态模型的求解,利用从实际飞机模型上获取的飞行数据对本文方法进行试验,并将试验结果与 EKF 和 CDKF 算法进行了比较。

1 容积卡尔曼滤波算法

容积卡尔曼滤波算法为

$$\begin{cases} \mathbf{x}_k = f(\mathbf{x}_{k-1}) + \mathbf{v}_{k-1} \\ \mathbf{y}_k = h(\mathbf{x}_k) + \mathbf{n}_k \end{cases} \quad (1)$$

式中: $f(\mathbf{x}_{k-1})$ 、 $h(\mathbf{x}_k)$ 分别为 \mathbf{x}_{k-1} 、 \mathbf{x}_k 的非线性状态函数和非线性测量函数; \mathbf{x}_k 、 \mathbf{y}_k 分别为 k 时刻的状态变量和观测变量; \mathbf{v}_{k-1} 为 $k-1$ 时刻的过程噪声; \mathbf{n}_k 为 k 时刻的观测噪声。

容积卡尔曼滤波算法的计算流程包括时间更新和量测更新 2 部分^[7]。

1.1 时间更新

时间更新过程为

$$\mathbf{P}_{k-1} = \mathbf{S}_{k-1} \mathbf{S}_{k-1}^T \quad (2)$$

$$\mathbf{X}_{i,k-1} = \mathbf{S}_{k-1} \boldsymbol{\xi}_i + \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (3)$$

$$\mathbf{X}_{i,k/k-1}^* = f(\mathbf{X}_{i,k-1}) \quad (4)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \mathbf{X}_{i,k/k-1}^* \quad (5)$$

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \mathbf{X}_{i,k/k-1}^* (\mathbf{X}_{i,k/k-1}^*)^T - \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \quad (6)$$

$$m = 2n$$

式中: \mathbf{P}_{k-1} 为 $k-1$ 时刻的滤波的估计方差矩阵; \mathbf{S}_{k-1} 为 \mathbf{P}_{k-1} 的平方根矩阵; $\mathbf{X}_{i,k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的第 i 个 Cubature 点的更新状态向量; $\boldsymbol{\xi}_i$ 为第 i 个 Cubature 点向量; $\hat{\mathbf{x}}_{k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的状态变量后验估计; $\mathbf{X}_{i,k/k-1}^*$ 为 $\mathbf{X}_{i,k-1}$ 经过状态函数的更新向量; $\hat{\mathbf{x}}_{k/k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的单步状态预测向量; $\mathbf{P}_{k/k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的单步预测方差矩阵; \mathbf{Q}_{k-1} 为 \mathbf{v}_{k-1} 的协方差矩阵。

1.2 量测更新

量测更新过程为

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = \mathbf{S}_{k/k-1} \mathbf{S}_{k/k-1}^T \quad (7)$$

$$\mathbf{X}_{i,k/k-1} = \mathbf{S}_{k/k-1} \boldsymbol{\xi}_i + \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} \quad (8)$$

$$\mathbf{Y}_{i,k/k-1} = h(\mathbf{X}_{i,k/k-1}) \quad (9)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_{k/k-1} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \mathbf{Y}_{i,k/k-1} \quad (10)$$

$$\mathbf{P}_{y_k} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \mathbf{Y}_{i,k/k-1} \mathbf{Y}_{i,k/k-1}^T - \hat{\mathbf{y}}_{k/k-1} \hat{\mathbf{y}}_{k/k-1}^T + \mathbf{R}_k \quad (11)$$

$$\mathbf{P}_{x_k y_k} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \mathbf{X}_{i,k/k-1} \mathbf{Y}_{i,k/k-1}^T - \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} \hat{\mathbf{y}}_{k/k-1}^T \quad (12)$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{x_k y_k} \mathbf{P}_{y_k}^{-1} \quad (13)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_{k/k-1}) \quad (14)$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_{k/k-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{y_k} \mathbf{K}_k^T \quad (15)$$

式中: $\mathbf{S}_{k/k-1}$ 为 $\mathbf{P}_{k/k-1}$ 的平方根矩阵; $\mathbf{X}_{i,k/k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的第 i 个 Cubature 点的单步预测向量; $\mathbf{Y}_{i,k/k-1}$ 为 $\mathbf{X}_{i,k/k-1}$ 经测量函数变换后对测量值的单步预测向量; $\hat{\mathbf{y}}_{k/k-1}$ 为 $k-1$ 时刻量测的预测向量; \mathbf{P}_{y_k} 为 $k-1$ 时刻量测预测方差矩阵; \mathbf{R}_k 为 n_k 的协方差矩阵; $\mathbf{P}_{x_k y_k}$ 为 $k-1$ 时刻状态变量与量测变量的互协方差矩阵; \mathbf{K}_k 为 k 时刻的滤波增益。

2 飞机姿态估计系统建模

飞机模型上装有美国 CH Robotics 公司生产的 CHR-6dm AHRS 传感器和法国 SBG Systems 公司生产的 SBG AHRS 传感器, 见图 1, 均含有正交的三轴陀螺仪、三轴加速度计和三轴磁强计, 以捷联方式工作。三轴陀螺仪测量飞机 3 个轴向的转动角速率; 三轴加速度计测量重力加速度在机体坐标系下 3 个轴向的分量; 三轴磁强计测量磁场矢量在机体坐标系下 3 个轴向的分量。利用三轴加速度计和三轴磁强计对地球重力场和地磁场的测量值补偿陀螺仪的漂移, 可以提高系统的精度, 增强系统的稳定性。CHR-6dm AHRS 传感器和 SBG AHRS 传感器内部集成的 EKF 算法可以实时提供飞机的航向角、俯仰角、滚转角和未经处理的机体坐标系下的角



图 1 试验飞机模型

Fig. 1 Experimental aircraft model

速率、重力矢量和地磁场矢量。SBG AHRS 传感器的精度比 CHR-6dm AHRS 传感器的要高, 但价格也较高。

2.1 姿态估计方程

四元数法是飞机姿态描述的一种常用方法^[14], 它不仅全局非奇异, 而且运动学方程是双线性的。定义姿态四元数 a, b, c, d 的向量 \mathbf{u} 为

$$\mathbf{u} = (a, \boldsymbol{\rho}^T)^T$$

$$\boldsymbol{\rho} = (b, c, d)^T$$

且有 $\mathbf{u} \mathbf{u}^T = \|\mathbf{u}\|^2 = \boldsymbol{\rho}^T \boldsymbol{\rho} + a^2 = 1$

由刚体转动理论, 得姿态四元数运动模型^[1]为

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega} = (p, q, r)^T \\ \boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \\ \dot{\mathbf{u}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{u} \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}$ 为陀螺仪的角速度; $\boldsymbol{\Omega}$ 为 $\boldsymbol{\omega}$ 的反对称矩阵; p, q, r 分别为机体坐标系下绕 x, y, z 轴转动的真实角速率。

求解式(16)可得到四元数, 然后利用四元数与姿态角之间的转换关系即可求得航向角 φ 、俯仰角 θ 和滚转角 ψ 分别为

$$\begin{cases} \varphi = \arctan \left[\frac{2(ab + cd)}{1 - 2(b^2 + c^2)} \right] \\ \theta = \arcsin [2(ac - bd)] \\ \psi = \arctan \left[\frac{2(ad + bc)}{1 - 2(c^2 + d^2)} \right] \end{cases} \quad (17)$$

2.2 姿态估计系统状态方程

本文用四元数来描述姿态, 同时姿态信息需要角速度, 此外为了提高姿态估计的精度, 用陀螺仪的随机游走在线补偿陀螺仪的测量误差, 故状态变量包括四元数、角速度和陀螺仪的随机游走, 即系统状态变量为

$$\mathbf{x} = (\mathbf{u}^T, \boldsymbol{\omega}^T, \mathbf{e}^T)^T = (a, b, c, d, p, q, r, e_p, e_q, e_r)^T \quad (18)$$

式中: \mathbf{e} 为陀螺仪角速率的随机游走; e_p, e_q, e_r 分别为陀螺仪的角速率 p, q, r 的随机游走。

MEMS 陀螺仪广泛采用的模型为^[15]

$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega}_1 = (p_1, q_1, r_1)^T \\ \mathbf{e} = (e_p, e_q, e_r)^T \\ \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_1 - \mathbf{e} \end{cases} \quad (19)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_1$ 为陀螺仪的实际输出角速度; p_1, q_1, r_1 为

机体坐标系下陀螺仪实际输出的角速率。

最后可得到系统的非线性状态为

$$\begin{cases} p = p_1 - e_p \\ q = q_1 - e_q \\ r = r_1 - e_r \\ \dot{\mathbf{u}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{u} \end{cases} \quad (20)$$

2.3 姿态估计系统的观测方程

将三轴陀螺仪、三轴加速度计和三轴磁强计获得的飞机机体坐标系下的转动角速率、重力矢量和磁场矢量作为观测量,得到系统的观测变量为

$$\mathbf{y} = (A_x, A_y, A_z, B_x, B_y, B_z, p_1, q_1, r_1)^T \quad (21)$$

式中: A_x, A_y, A_z 为机体坐标系下的重力观测值; B_x, B_y, B_z 为机体坐标系下的磁场观测值。

根据捷联惯性导航的基本原理,可以通过姿态矩阵将导航坐标系的量转换成机体坐标系下的量,观测变量方程可以表示为

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \mathbf{W} & & \\ & \mathbf{W} & \\ & & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \cdot (G_x, G_y, G_z, M_x, M_y, M_z, p_1, q_1, r_1)^T + \boldsymbol{\eta} \quad (22)$$

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} a^2 + b^2 - c^2 - d^2 & 2bc + 2ad & 2bd - 2ac \\ 2bc - 2ad & a^2 - b^2 + c^2 - d^2 & 2cd + 2ab \\ 2bd + 2ac & 2cd - 2ab & a^2 - b^2 - c^2 + d^2 \end{bmatrix}$$

式中: G_x, G_y, G_z 分别为导航坐标系下 3 个轴向 X、Y、Z 上的重力,均为已知常量; M_x, M_y, M_z 为导航坐标系下的磁场值,均为已知常量; $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为 3 阶单位矩阵; $\boldsymbol{\eta}$ 为零均值的高斯白噪声。

3 试验结果分析

试验中采样频率为 100 Hz,状态变量的初值为 $(0, 0, 0, 1, 0, 0, 0, 0, 0)^T$,误差协方差矩阵的初值为 $10^4 \mathbf{I}_{10 \times 10}$, $\mathbf{I}_{10 \times 10}$ 为 10 阶单位矩阵,中心差分区间长度设为 $\sqrt{3}$ 。试验的初始阶段飞机是处于地面启动状态,利用此时段采集的数据来计算观测噪声协方差矩阵 \mathbf{R}_k 和过程噪声协方差矩阵 \mathbf{Q}_k 。此外,为了验证在高噪声、低精度数据源情况下,CKF 算法估计性能的有效性,以高精度 SBG AHRS 传感器输出的姿态估计结果作为标准,同时与 EKF 算法和 CDKF 算法估计的结果进行对比,试验结果见图 2~4。为了便于观察 CKF、CDKF 和 EKF 3 种算法的估计效果,将图 2~4 中的姿态角进行局部放大处理,见图 5~7。

图 2~7 中,CDKF-CHR、CKF-CHR、EKF-CHR

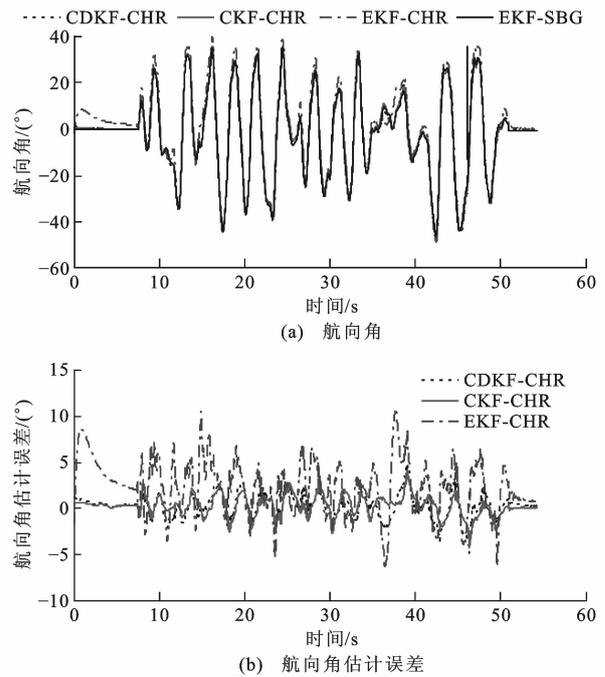


图 2 航向角和航向角估计误差
Fig. 2 Course angles and their estimation errors

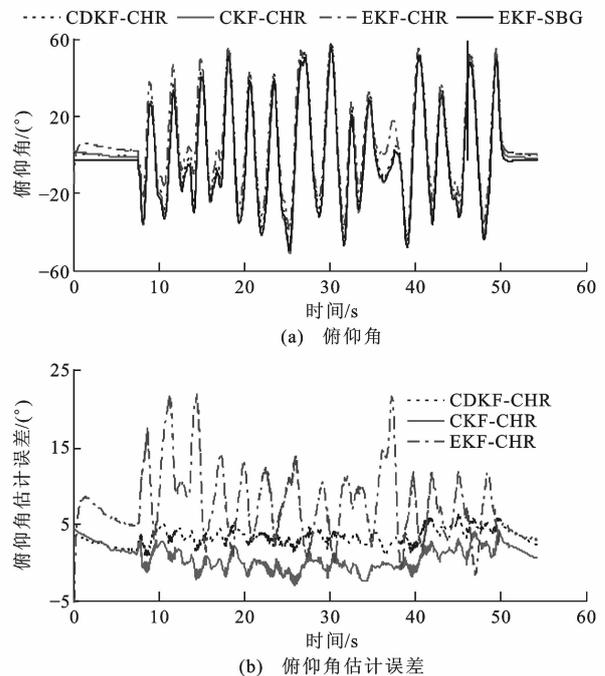
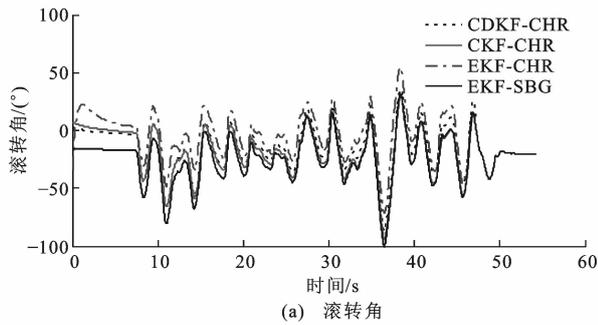
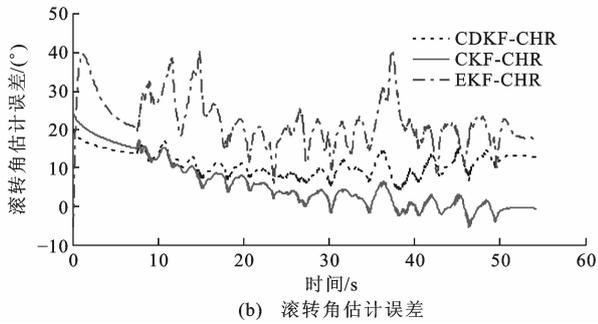


图 3 俯仰角和俯仰角估计误差
Fig. 3 Elevation angles and their estimation errors

分别表示用 CDKF、CKF、EKF 3 种算法处理 CHR-6dm AHRS 传感器采集的数据所得到的姿态角或姿态角误差,EKF-SBG 表示用 EKF 算法处理 SBG AHRS 传感器采集数据所得到的姿态角。可以看出,在数据精度较低与噪声较大情况下,EKF 算法的滤波性能最差,CDKF 算法滤波性能虽优于 EKF,但在对姿态估计精度要求较高的场合,仍然



(a) 滚转角



(b) 滚转角估计误差

图 4 滚转角和滚转角估计误差

Fig. 4 Roll angles and their estimation errors

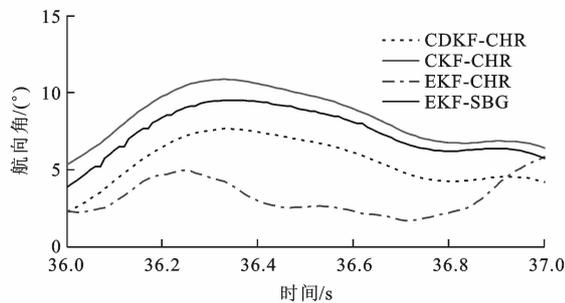


图 5 航向角局部放大曲线

Fig. 5 Partial enlargement curves of course angles

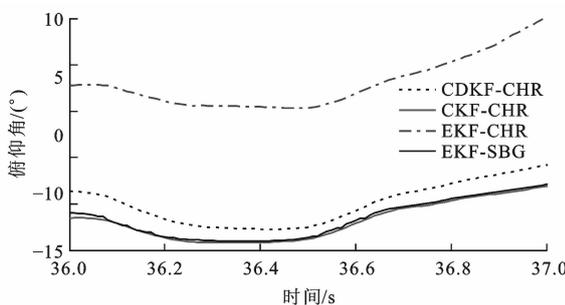


图 6 俯仰角局部放大曲线

Fig. 6 Partial enlargement curves of elevation angles

难以满足实际需要,而 CKF 算法能够有效提高姿态估计的精度。得到该结论的原因为 EKF 算法通过对非线性方程的泰勒级数展开式进行一阶截断,忽略了高阶项,在计算状态变量后验分布中引入了较大的线性化误差,因此,降低了滤波精度,而基于球面径向积分原理的 CKF 算法无需对模型线性化,对状态变量的均值估计能达到 2 阶精度,因此,其姿态

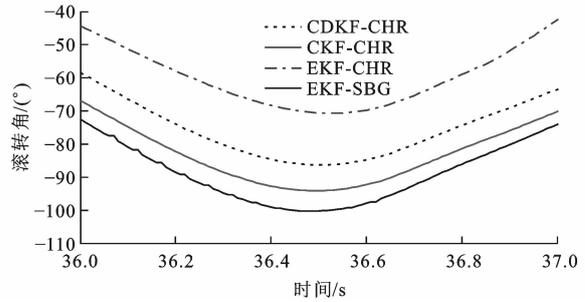


图 7 滚转角局部放大曲线

Fig. 7 Partial enlargement curves of roll angles

估计的精度高于 EKF 算法,CDKF 算法虽然对状态估计的精度也能达到 2 阶,但是它有一个可调参数,需要合理调节,才能获得较高的精度,而 CKF 无可调参数。

通过 MATLAB 平台对这 3 种算法的运算时间进行了比较,结果见表 1,可以看出,CKF 算法的运算时间比 CDKF 缩短 17%,其原因为 CDKF 使用 $2n+1$ 个采样点,而 CKF 只需 $2n$ 个采样点。

综上所述,从姿态估计精度和算法实现复杂度上讲,相对于 EKF 算法和 CDKF 算法,在飞机姿态估计中 CKF 算法是一种更好的滤波方法。

表 1 三种算法运算时间比较

Tab. 1 Computing time comparison of 3 algorithms

算法	运算时间/s
CDKF	43.20
CKF	35.85
EKF	17.94

4 结 语

本文将容积卡尔曼滤波算法应用于由低精度高噪声传感器组成的低成本飞机姿态估计系统中,并利用实测数据进行验证。试验结果表明,CKF 算法能有效提高飞机姿态估计的精度和稳定性,性能优于 EKF 和 CDKF 算法,同时在运算过程中无需求导,无可调参数,实现容易,运算量适中,为飞机姿态估计提供了一种新思路。如何对 CKF 算法进行改进以进一步提高其运算速度是下一步研究的重点。

参 考 文 献 :

References :

[1] CRASSIDIS J L, MARKLEY F L. Unscented filtering for spacecraft attitude estimation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(4): 536-542.
 [2] MARINS J L, YUN Xiao-ping, BACHMANN E R, et al. An extended Kalman filter for quaternion-based orientation

- estimation using MARG sensors[C]//IEEE. Proceedings of the 2001 IEEE/RSJ International Conference on Intelligence Robots and Systems. Maui: IEEE, 2001: 2003-2011.
- [3] NORGAARD M, POULSEN N K, RAVN O. New developments in state estimation for nonlinear systems[J]. Automatica, 2000, 36(11): 1627-1638.
- [4] NORGAARD M, POULSEN N K, RAVN O. Advances in derivative-free state estimation for nonlinear system [R]. Copenhagen: Technical University of Denmark, 2004.
- [5] MERWE R, WAN E. Sigma-point Kalman filters for probabilistic inference in dynamic state-space models[D]. Portland: Oregon Health and Science University, 2004.
- [6] WU Yuan-xin, HU De-wen, WU Mei-ping, et al. An numerical-integration perspective on Guassian filters[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2006, 54(8): 2910-2921.
- [7] ARASARATNAM I, HAYKIN S. Cubature Kalman filters[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(6): 1254-1269.
- [8] ARASARATNAM I. Cubature Kalman filtering: theory and applications[D]. Hamilton: McMaster University, 2009.
- [9] FEMANDEZ-PRADES C, VILA-VALLS J. Bayesian nonlinear filtering using quadrature and cubature rules applied to sensor data fusion for positioning[C]//IEEE. 2010 IEEE International Conference on Communications. Cape Town: IEEE, 2010: 1-5.
- [10] LIU Jiang, CAI Bai-gen, TANG Tao, et al. A CKF based GNSS/INS train integrated positioning method[C]//IEEE. 2010 International Conference on Mechatronics and Automation. Xi'an: IEEE, 2010: 1686-1689.
- [11] PESONEN H, PICHE R. Cubature-based Kalman filters for positioning[C]//IEEE. Proceedings of the 7th Workshop on Positioning, Navigation and Communication. Dresden: IEEE, 2010: 45-49.
- [12] LI Wen-ling, JIA Ying-ming. Location of mobile station with maneuvers using an IMM-based cubature Kalman filter[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(11): 4338-4348.
- [13] 鹿传国,冯新喜,张迪.基于改进容积卡尔曼滤波的纯方位目标跟踪[J].系统工程与电子技术,2012,34(1):28-33.
- LU Chuan-guo, FENG Xin-xi, ZHANG Di. Pure bearing tracking based on improved cubature Kalman filter[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(1): 28-33. (in Chinese)
- [14] SHUSTER M D. Survey of attitude representations[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1993, 41(4): 439-517.
- [15] KARLGAARD C, SCHAUB H. Adaptive huber-based filtering using projection statistics: application to spacecraft attitude estimation[C]//AIAA. 2008 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Honolulu: AIAA, 2008: 1-20.
- (in Chinese)
- [11] ZHAO Lin-hai, JIANG Ying. Modeling and simulation of balise up-link data transmission based on finite element method[J]. Journal of Theoretical and Applied Information Technology, 2012, 46(2): 867-874.
- [12] 胡爱群,苏杰.自适应FSK解调方法[J].应用科学学报,1996,14(2):167-172.
- HU Ai-qun, SU Jie. An adaptive demodulation method for FSK signals[J]. Journal of Applied Science, 1996, 14(2): 167-172. (in Chinese)
- [13] ZHAO Zhi-jin, FU Bai-cheng, XU Chun-yun. An adaptive demodulation method for MFSK signals under alpha-stable distribution pulse noise[C]//IEEE. 2008 International Congress on Image and Signal Processing. Sanya: IEEE, 2008: 65-69.
- [14] 李炎新.调制信号的自适应解调方法研究[D].南京:东南大学,2009.
- LI Yan-xin. Research on the method of adaptively demodulating the modulated signal[D]. Nanjing: Southeast University, 2009. (in Chinese)
- [15] 钱志文.基于自适应滤波的ASK解调方法及性能[J].工矿自动化,2003(3):14-16.
- QIAN Zhi-wen. A ASK demodulation method based on self-adaptive filtering and its performance[J]. Industry and Mine Automation, 2003(3): 14-16. (in Chinese)
- (上接第112页)
- Quality, 2009(5): 6-8. (in Chinese)
- [7] ZHAO Lin-hai, LI Zhan-kui, LIU Wei-ning, et al. An integrated uplink-signal detection method of railway balise system based on wavelet ridge[C]//IEEE. 2009 3rd IEEE International Symposium on Microwave, Antenna, Propagation and EMC Technologies for Wireless Communications. Beijing: IEEE, 2009: 78-83.
- [8] 徐宁,张季良,王财进,等.列车高速运行条件下应答器车载测试设备关键技术[J].中国铁道科学,2010,31(4):131-137.
- XU Ning, ZHANG Ji-liang, WANG Cai-jin, et al. The crucial techniques of balise onboard test equipment for high speed train[J]. China Railway Science, 2010, 31(4): 131-137. (in Chinese)
- [9] 曾洁毅,赵会兵.应答器传输模块测试系统的研究[J].北京交通大学学报,2008,32(2):80-83.
- ZENG Jie-yi, ZHAO Hui-bing. Research on balise transmission module test system[J]. Journal of Beijing Jiaotong University, 2008, 32(2): 80-83. (in Chinese)
- [10] 王瑞,赵会兵,王舒民.面向应答器传输模块测试的上行链路信号模拟器研究[J].铁道学报,2008,30(6):46-50.
- WANG Rui, ZHAO Hui-bing, WANG Shu-min. Research on uplink-signal simulator used for BTM test in balise system[J]. Journal of the China Railway Society, 2008, 30(6): 46-50.