

文章编号: 1001-0920(2012)07-1032-05

基于 cubature Kalman filter 的 INS/GPS 组合导航滤波算法

孙 枫, 唐李军

(哈尔滨工程大学 自动化学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: INS/GPS 组合导航系统的本质是非线性的, 为改善非线性下 INS/GPS 组合导航精度, 提出将一种新的非线性滤波 cubature Kalman filter(CKF) 应用于 INS/GPS 组合导航中. 为此, 建立了基于平台失准角的非线性状态模型和以速度误差及位置误差描述的观测模型, 分析了 CKF 滤波原理, 设计了 INS/GPS 组合滤波器, 对组合导航非线性模型进行了仿真. 仿真结果显示, 相对于扩展卡尔曼滤波(EKF), CKF 降低了姿态、位置和速度估计误差, CKF 更适合于处理组合导航的状态估计问题.

关键词: INS/GPS 组合导航; 非线性模型; CKF; 组合滤波

中图分类号: U249

文献标识码: A

INS/GPS integrated navigation filter algorithm based on cubature Kalman filter

SUN Feng, TANG Li-jun

(College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China. Correspondent: TANG Li-jun, E-mail: strapdown@163.com)

Abstract: The essence of INS/GPS navigation is nonlinear. To deal with the accuracy of INS/GPS navigation under nonlinear, a new nonlinear filtering method, cubature Kalman filter(CKF), is applied to the INS/GPS navigation. Therefore, the nonlinear state model based on the platform misalignment angle and the observation model described by the velocity error and position error is established, the CKF filtering principle is analyzed and the INS/GPS integrated filter is designed to simulate nonlinear model. Simulation results show that CKF reduces the estimation errors of attitude, position and speed compared with extended Kalman filter(EKF), and CKF prefers to deal with the state estimation problem of integrated navigation.

Key words: INS/GPS integrated navigation; nonlinear model; CKF; integrated filter

1 引 言

INS 和 GPS 组合导航系统一般采用卡尔曼滤波对系统的状态进行估计^[1-4]. 常规估计方法中的系统方程是线性方程, 而 INS/GPS 组合导航的本质是非线性的. 采用非线性模型更能完整地传播系统误差特性, 而对于非线性系统下的滤波, 则可以采用对非线性系统进行线性化的(EKF). 但是, EKF 只对更新期间内近似线性的非线性系统有效^[5], 且引入了高阶项截断误差, 只能达到一阶精度. 最近提出的 cubature Kalman filter(CKF)^[6]则克服了 EKF 的上述缺点, CKF 根据 spherical-radial cubature 准则, 计算出一组具有相同权重的点并直接通过非线性系统方程传播这些点来进行状态估计, 无需对非线性模型线性化,

其精度达 3 阶^[7-8].

本文在阐述 CKF 滤波原理、算法步骤及特点的基础上, 提出将 CKF 应用于 INS/GPS 组合导航系统, 建立了组合系统非线性模型, 采用 CKF 对系统导航参数进行估计, 并通过仿真与 EKF 进行了比较.

2 INS/GPS 组合导航系统建模

2.1 INS 基本方程

INS 基本方程包含比力方程(或称为速度方程)、姿态方程和位置方程, 其表达式分别如下:

$$\dot{f}^b = \dot{v}_{et}^t + (2\omega_{ie}^t + \omega_{et}^t) \times v_{et}^t - g^t; \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{2}(\omega_{ib}^b \times)q; \quad (2)$$

$$\omega_{ib}^b = \omega_{ib}^b + C_t^b(\omega_{ie}^t + \omega_{et}^t); \quad (3)$$

收稿日期: 2010-12-13; 修回日期: 2011-06-18.

基金项目: 国家自然科学基金项目(60834005).

作者简介: 孙枫(1944—), 男, 教授, 博士生导师, 从事惯性导航、信息融合等研究; 唐李军(1984—), 男, 博士生, 从事惯性导航、非线性滤波的研究.

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = v_x / (R_n + h) \cos \lambda, \\ \dot{\lambda} = v_y / (R_m + h), \\ \dot{h} = -v_z. \end{cases} \quad (4)$$

其中: C_b^t 为姿态矩阵, $C_b^t = (C_t^b)^T$, C_b^t 可由载体俯仰角 θ , 横滚角 γ , 航向角 ψ 表示, 也可由姿态四元数 $q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$ 表示, 具体表达式可参见文献 [9]; $v_{et}^t = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ 为 INS 东向、北向和天向速度; f^b 为理想比力矢量; ω_{ie}^t 为地球角速度矢量; ω_{et}^t 为载体运动产生的角速度矢量; g^T 为重力矢量; $\omega_{ib}^b \times$ 为矢量 ω_{ib}^b 组成的反对称矩阵; φ, λ, h 分别为纬度、经度和高度; R_m 和 R_n 为沿子午圈和卯酉圈主曲率半径。

2.2 INS/GPS 非线性模型

INS/GPS 组合导航的平台误差角模型和速度误差模型呈现如下非线性形式^[10]:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = (I - C_t^{t'}) \dot{\omega}_{it}^t + \delta \omega_{it}^t - C_b^{t'} \delta \omega_{ib}^b, \\ \dot{\delta v} = \delta g + [I - (C_t^{t'})^t] C_b^{t'} \hat{f}^b + C_b^{t'} \delta f^b - \\ \quad (2\hat{\omega}_{ie}^t + \hat{\omega}_{et}^t) \times \delta v - (2\delta \omega_{ie}^t + \delta \omega_{et}^t) \times v. \end{cases} \quad (5)$$

其中: $C_t^{t'} = [a_{ij}]$, $i, j = 1, 2, 3$, 其每个元素如下:

$$\begin{cases} a_{11} = \cos \phi_y \cos \phi_z - \sin \phi_y \sin \phi_x \sin \phi_z, \\ a_{13} = -\sin \phi_y \cos \phi_x, \\ a_{23} = \sin \phi_x, \\ a_{22} = \cos \phi_z \cos \phi_x, \\ a_{21} = -\sin \phi_z \cos \phi_x, \\ a_{31} = \cos \phi_z \sin \phi_x + \cos \phi_y \sin \phi_x \sin \phi_z, \\ a_{32} = \sin \phi_y \sin \phi_z - \cos \phi_y \sin \phi_x \cos \phi_z, \\ a_{33} = \cos \phi_y \cos \phi_x. \end{cases} \quad (6)$$

ϕ_x, ϕ_y, ϕ_z 分别为东向、北向和方位失准角; δv 和 ϕ 分别为速度误差矢量和失准角矢量; $C_b^{t'}$ 为带有误差的姿态矩阵; \hat{f}^b 为加速度计测量的比力输出; δf^b 和 $\delta \omega_{ib}^b$ 为加速度计和陀螺测量误差, 分别由常值零偏 ∇^b 和零均值白噪声 w_a^b 以及常值漂移 ε^b 和零均值高斯白噪声 w_g^b 组成; $\hat{\omega}_{ie}^t$ 为 ω_{ie}^t 在计算地理系的取值, $\hat{\omega}_{et}^t$ 为 ω_{et}^t 在计算地理系的取值, $\hat{\omega}_{it}^t$ 为 ω_{ie}^t 与 ω_{et}^t 之和在计算地理系上的取值; $\delta \omega_{ie}^t, \delta \omega_{et}^t, \delta \omega_{it}^t$ 为 $\hat{\omega}_{ie}^t, \hat{\omega}_{et}^t, \hat{\omega}_{it}^t$ 的计算误差; δg 为重力计算误差。上述变量的表达式分别如下:

$$\begin{cases} \hat{\omega}_{it}^t = \omega_{it}^t + \delta \omega_{it}^t, \\ \omega_{it}^t = \omega_{ie}^t + \omega_{et}^t, \\ \delta \omega_{it}^t = \delta \omega_{ie}^t + \delta \omega_{et}^t \\ \omega_{ie}^t = [0 \ \omega_{ie} \cos \varphi \ \omega_{ie} \sin \varphi]^T, \\ \delta \omega_{ie}^t = [0 \ -\delta \varphi \omega_{ie} \sin \varphi \ \delta \varphi \omega_{ie} \cos \varphi]^T, \\ \omega_{et}^t = \begin{bmatrix} -\frac{v_y}{R_m + h} & \frac{v_x}{R_n + h} & \frac{v_x \tan \varphi}{R_n + h} \end{bmatrix}^T; \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} \delta \omega_{et}^t = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T, \\ \omega_1 = -\frac{\delta v_y}{R_m + h} + \delta h \frac{v_y}{(R_m + h)^2}, \\ \omega_2 = \frac{\delta v_x}{R_n + h} - \delta h \frac{v_x}{(R_n + h)^2}, \\ \omega_3 = \frac{\delta v_x \tan \varphi}{R_n + h} + \frac{\delta \varphi v_x \sec \varphi^2}{R_n + h} - \frac{\delta h v_x \tan \varphi}{(R_n + h)^2}. \end{cases} \quad (8)$$

纬度误差 $\delta \varphi$, 经度误差 $\delta \lambda$ 和高度误差 δh 模型如

下:

$$\begin{cases} \delta \dot{\varphi} = \frac{\delta v_y}{R_m + h} - \delta h \frac{v_y}{(R_m + h)^2}, \\ \delta \dot{\lambda} = \frac{\delta v_x \sec \varphi}{R_n + h} + \delta L \frac{v_x \tan \varphi \sec \varphi}{R_n + h} - \delta h \frac{v_x \sec \varphi}{(R_n + h)^2}, \\ \delta \dot{h} = \delta v_z. \end{cases} \quad (9)$$

方程 (5) 和 (9) 构成了组合导航非线性模型。

2.3 组合导航系统状态方程和量测方程

取状态变量为

$$X = [\phi_x \ \phi_y \ \phi_z \ \delta v_x \ \delta v_y \ \delta v_z \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \rightarrow \\ \leftarrow \varepsilon_x^b \ \varepsilon_y^b \ \varepsilon_z^b \ \nabla_x^b \ \nabla_y^b \ \nabla_z^b]. \quad (10)$$

惯性器件误差方程为

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_x^b = 0, \ \dot{\varepsilon}_y^b = 0, \ \dot{\varepsilon}_z^b = 0, \\ \dot{\nabla}_x^b = 0, \ \dot{\nabla}_y^b = 0, \ \dot{\nabla}_z^b = 0. \end{cases} \quad (11)$$

因此式 (5), (9) 和 (11) 组成了 INS/GPS 组合导航状态方程。取 INS 和 GPS 输出的速度差和位置差作为量测值, 量测方程表示如下:

$$Z = HX + V. \quad (12)$$

其中

$$Z = [\delta v_x \ \delta v_y \ \delta v_z \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h]^T,$$

$$H = [0_{6 \times 3} \ I_{6 \times 6} \ 0_{6 \times 6}],$$

V 为量测噪声。

3 Cubature 卡尔曼滤波

考虑如下形式的高斯权重积分:

$$I(F) = \int_{U^n} F(x) e^{-x^T x} dx. \quad (13)$$

其中: $F(x)$ 为任意函数, U^n 为积分区域。非线性滤波在处理状态估计任务时均要对由这些状态变量表示的均值和方差进行积分, 这些积分都可统一表示为上述高斯权重积分形式。对式 (13) 采用不同的积分方法从而衍生出不同的滤波器, 而 CKF 采用 spherical-radial cubature 准则积分。

取 $x = rt(t^T t = 1, r \in [0, \infty))$, 因此积分 (13) 可分离为 radial 积分和 spherical 积分^[6], 即

$$R = \int_0^\infty S(r) r^{n-1} e^{-r^2} dr, \quad (14)$$

$$S(r) = \int_{S_n} F(rt) d\rho(t), \quad (15)$$

其中 S_n 为 n 维单位球面, $\rho \in S_n$.

radial 积分可由拉格朗日积分转换为^[6]

$$R \approx \frac{1}{2} \Pi\left(\frac{n}{2}\right) S\left(\sqrt{\frac{n}{2}}\right), \quad (16)$$

其中 $\Pi(n) = \int_0^\infty x^{n-1} e^{-x} dx$.

spherical 积分可由基于 3 阶精度单项式 cubature 规则^[6]近似为

$$S(r) \approx \sum_{i=1}^{2n} u_s F(\langle 1 \rangle_i). \quad (17)$$

其中: $u_s = \frac{1}{2n} \frac{2\sqrt{\pi^n}}{\Pi(n/2)}$; $\langle 1 \rangle_i$ 表示集合 $\langle 1 \rangle$ 的第 i 列, 对于 $n=2$, 有 $\langle 1 \rangle = (\langle 1, 0 \rangle^T, \langle -1, 0 \rangle^T, \langle 0, -1 \rangle^T, \langle 0, 1 \rangle^T)$.

结合式 (16) 和 (17), 并整理得到 spherical-radial cubature 规则^[6]

$$I(F) \approx \frac{\sqrt{\pi^n}}{2n} \sum_{i=1}^{2n} F\left(\sqrt{\frac{n}{2}} \langle 1 \rangle_i\right). \quad (18)$$

对于标准高斯分布

$$I_N(F) = \int_{R^n} F(x) N(x; 0, I) dx = \frac{1}{\sqrt{\pi^n}} \int_{R^n} F(\sqrt{2}x) e^{-x^T x} dx, \quad (19)$$

结合式 (13) 和 (19) 有^[6]

$$I_N(F) \approx \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} F\left(\sqrt{\frac{2n}{2}} \langle 1 \rangle_i\right) = \sum_{i=1}^{2n} u_i F(\eta_i). \quad (20)$$

其中: n 为状态维数, η_i 和 u_i 取值如下:

$$\eta_i = \sqrt{\frac{2n}{2}} [1]_i, \quad u_i = \frac{1}{2n}, \quad i = 1, 2, \dots, 2n. \quad (21)$$

由此可见, CKF 选取 $2n$ 个同等权值的 cubature 点计算高斯权重积分, 计算出 cubature 点 (η_i, u_i) 后可以通过时间更新和量测更新得到 CKF 滤波算法. 其算法步骤如下:

$$X_{i,k-1|k-1} = \sqrt{P_{k-1|k-1}} \eta_i + \hat{x}_{k-1|k-1}, \quad (22)$$

$$X_{i,k|k-1}^* = F(X_{i,k-1|k-1}), \quad (23)$$

$$\hat{x}_{k|k-1} = \sum_{i=1}^{2n} u_i X_{i,k|k-1}^*, \quad (24)$$

$$P_{k|k-1} = \sum_{i=1}^{2n} u_i X_{i,k|k-1}^* X_{i,k|k-1}^{*T} - \hat{x}_{k|k-1} \hat{x}_{k|k-1}^T + Q_{k-1}, \quad (25)$$

$$X_{i,k|k-1} = \sqrt{P_{k|k-1}} \xi_i + \hat{x}_{k|k-1}, \quad (26)$$

$$Z_{i,k|k-1} = H(X_{i,k|k-1}), \quad (27)$$

$$\hat{z}_{k|k-1} = \sum_{i=1}^{2n} u_i Z_{i,k|k-1}, \quad (28)$$

$$P_{zz,k|k-1} = \sum_{i=1}^{2n} u_i Z_{i,k|k-1} Z_{i,k|k-1}^T - \hat{z}_{k|k-1} \hat{z}_{k|k-1}^T + R_k, \quad (29)$$

$$P_{xz,k|k-1} = \sum_{i=1}^{2n} u_i X_{i,k|k-1} Z_{i,k|k-1}^T - \hat{x}_{k|k-1} \hat{z}_{k|k-1}^T, \quad (30)$$

$$W_k = P_{xz,k|k-1} P_{zz,k|k-1}^{-1}, \quad (31)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + W_k (z_k - \hat{z}_{k|k-1}), \quad (32)$$

$$P_{k/k} = P_{k/k-1} - W_k P_{zz,k/k-1} W_k^T. \quad (33)$$

CKF 根据 spherical-radial cubature 准则, 无需对模型线性化, 直接通过非线性系统方程对 cubature 点进行传播即可, 算法独立, 适用于任何形式的非线性模型.

4 Cubature INS/GPS 滤波

下面结合 CKF 算法与 INS/GPS 组合模型, 给出 Cubature INS/GPS 组合滤波过程.

4.1 构造仿真轨迹

设定载体起始位置 $(\varphi_0, \lambda_0, h_0)$, 初始姿态 q_0 (即 $C_b^T(0)$), 起飞速度 v_0 , 飞行过程中的加速度 \dot{v}_k , 角加速度 $\dot{\omega}_{bbk}^b$. 将各个 k 时刻的加速度和角速度以及 $k-1$ 刻的值代入式 (1)~(4) 并进行积分, 可以得到载体任何时刻的位置、姿态和速度的理论值. 将上述理论值叠加 GPS 测量误差, 从而得到模拟的 GPS 值 φ_{Gk} , $\lambda_{Gk}, h_{Gk}, V_{Gk}$. 同理将角加速度 $\dot{\omega}_{bbk}^b$ 积分后得到的角加速度 ω_{bbk}^b 代入式 (3) 得到理想的角速度 ω_{bbk}^b , 在其基础上叠加陀螺误差得到陀螺仪测得的带有误差的角速度 $\hat{\omega}_{bbk}^b$, 将加速度 \dot{v}_k 代入式 (1) 得到理想的比力 f_k^b , 在其基础上叠加加速度计误差得到加速度计测量的带有误差的比力 \hat{f}_k^b , 再将 $\hat{\omega}_{bbk}^b$ 和 \hat{f}_k^b 代入式 (1)~(4), 从而得到 INS 解算的位置、姿态和速度参数 φ_{Ik} , $\lambda_{Ik}, h_{Ik}, q_{Ik}$ (即 C_{bk}^t), v_{Ik} .

4.2 组合滤波

设定滤波初始协方差矩阵 P_0 , 系统噪声阵 Q_0 , 量测噪声阵 R_0 , 初始状态值 \hat{x}_0 , 由于状态变量维数 $n=15$, 根据式 (21) 计算 cubature 点, 得 $\eta = \sqrt{15} [I_{15 \times 15} - I_{15 \times 15}]$, $u = 1/30$. 假设 $k=0$ 时刻表示初始时刻, 则 $k=1$ 时刻时, 根据式 (22) 有

$$X_{1/1} = \sqrt{P_0} \sqrt{15} [I_{15 \times 15} - I_{15 \times 15}] + \hat{x}_0. \quad (34)$$

将 $X_{1/1}$ 和 INS 在飞行轨迹过程中对应时刻解算得到的比力 \hat{f}_k^b , 角速度 $\hat{\omega}_{bbk}^b$, 姿态矩阵 C_{bk}^t 等参数代入式 (1)~(3), (5)~(8) 和 (10) 得到 $X_{1/0}^*$, 将 $X_{1/0}^*$ 的各元素的 $1/30$ 求和得到 $\hat{x}_{1/0}$, 从而

$$P_{1/0} = \frac{1}{30} X_{1/0}^* X_{1/0}^{*T} - \hat{x}_{1/0} \hat{x}_{1/0}^T + Q_0, \quad (35)$$

$$X_{1|0} = \sqrt{P_{1/0}} \sqrt{15} [I_{15 \times 15} - I_{15 \times 15}] + \hat{x}_{1/0}, \quad (36)$$

$$Z_{1|0} = X_{1|0}. \quad (37)$$

将 $Z_{1|0}$ 的各元素的 $1/30$ 求和得到 $\hat{z}_{1|0}$, 从而

$$P_{zz,1|0} = \frac{1}{30} Z_{1|0} Z_{1|0}^T - \hat{z}_{1|0} \hat{z}_{1|0}^T + R_0, \quad (38)$$

$$P_{xz,1|0} = \frac{1}{30} X_{1|0} Z_{1|0}^T - \hat{x}_{1|0} \hat{z}_{1|0}^T, \quad (39)$$

$$W_1 = P_{xz,1|0} P_{zz,1|0}^{-1}, \quad (40)$$

$$\hat{x}_{1|1} = \hat{x}_{1|0} + W_1(z_1 - \hat{z}_{1|0}), \quad (41)$$

$$P_{1/1} = P_{1/0} - W_1 P_{zz,1/0} W_1^T, \quad (42)$$

其中: $z_1 = [v_{Ik} - v_{Gk}; \varphi_{Ik} - \varphi_{Gk}; \lambda_{Ik} - \lambda_{Gk}; h_{Ik} - h_{Gk}]$.

得到 $k = 1$ 时刻的状态 $\hat{x}_{1/1}$ 和协方差 $P_{1/1}$ 后, $k = 2$ 以及后续时刻只需重复上述过程便可得到各个时刻的状态 $\hat{x}_{k/k}$, 从而完成 cubature INS/GPS 组合滤波. 为了得到载体的姿态误差, 将估计得到的状态变量 ϕ 代入 C_t^t , 利用已知的载体理想姿态矩阵 C_b^T 和 $C_b^t = C_t^t C_b^T$ 得到 C_b^t , 再从 C_b^T 和 C_b^t 中求解出理想的姿态 θ, γ, ψ 和带有误差的姿态 $\hat{\theta}, \hat{\gamma}, \hat{\psi}$, 从而得到姿态误差 $\Delta\theta = \hat{\theta} - \theta, \Delta\gamma = \hat{\gamma} - \gamma, \Delta\psi = \hat{\psi} - \psi$.

5 仿真分析

初始位置(纬度 34.2° , 经度 108.9° , 高度 380 m), 初始速度和姿态均为零. 飞行轨迹由加速、匀速、拐弯、爬升等机动飞行组成: 飞行器先静止 100 s , 接着以 0.2 m/s^2 的加速度向北加速飞行 10 s , 接着以 $0.5^\circ/\text{s}$ 的角速度右翻滚 100 s ; 然后以 $0.9^\circ/\text{s}$ 的角速度左拐弯 100 s , 接着以 $0.5^\circ/\text{s}$ 的角速度左翻滚 100 s ; 然后以 $0.9^\circ/\text{s}$ 的角速度右拐弯 100 s , 接着继续匀速飞行 100 s ; 然后以 $1^\circ/\text{s}$ 的角速度向上爬升 10 s , 接着继续飞行 100 s ; 然后以 $1^\circ/\text{s}$ 的角速度向下爬升 10 s , 接着继续飞行 100 s ; 然后以 0.2 m/s^2 的加速度减速飞行 10 s ; 最后静止 60 s . 初始失准角为 $(3^\circ, 3^\circ, 10^\circ)$, 陀螺常值漂移 $1^\circ/\text{h}$, 随机漂移 $0.1^\circ/\text{h}$; 加速度计零偏 $1000\ \mu\text{g}$, 随机误差为 $100\ \mu\text{g}$. GPS 水平位置误差为 10 m , 高度误差为 10 m , 速度误差为 0.1 m/s . 在相同条件下采用 EKF 和 CKF 进行仿真(并增加了 UKF 仿真结果), 仿真时间 900 s , 其飞行轨迹如图 1 所示. 仿真结果如图 2~图 6 及表 1 所示.

从图 2~图 6 及表 1 可以看出, INS/GPS 组合导航中, 采用 CKF 滤波后的各参数误差小于 EKF 的估计误差, 位置、速度及姿态角估计精度得到了改善. 由于组合导航模型已呈现非线性, 采用线性化处理的 EKF, 摒弃了高阶项, 仅保留了一阶项, 降低了其估计精度. 而无需对模型线性化的 CKF, 对状态变量的均值和方差的估计能够达到真实值泰勒展开式的 3 阶精度, 因此其估计精度比 EKF 高, 能够降低导航参数误差. 仿真过程中, UKF($\kappa=0$) 和 CKF 对各导航参数估计精度相同(图中 CKF 和 UKF 估计曲线是重合的), 其原因在于这两种滤波方法所捕获的均值和方差估计值的

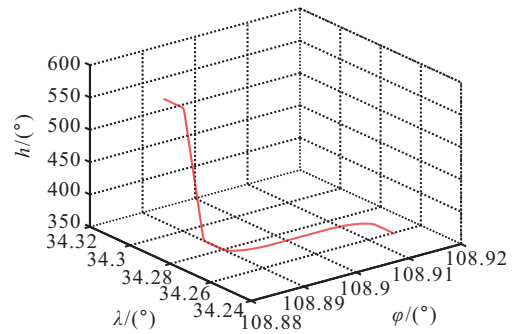


图 1 飞行轨迹

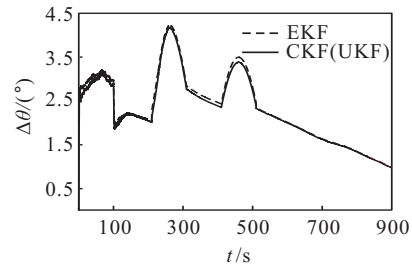


图 2 俯仰角 RMSE

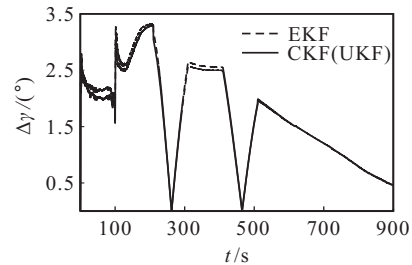


图 3 横滚角 RMSE

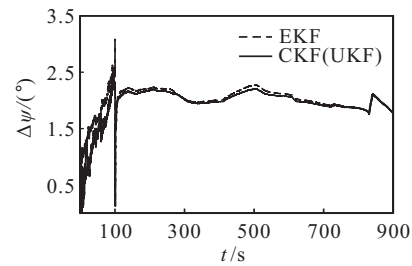
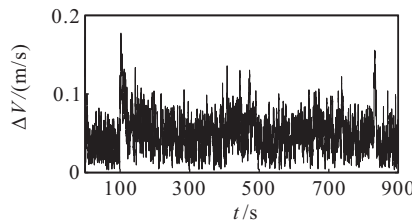
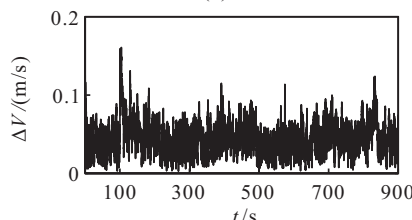


图 4 航向角 RMSE



(a) EKF



(b) CKF(UKF)

图 5 位置 RMSE

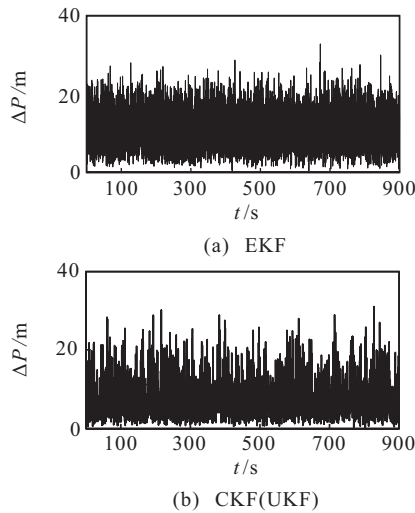


图6 速度RMSE

表1 姿态、位置和速度RMSE

平均RMSE	EKF	CKF(UKF)
俯仰角/(°)	2.376	2.312
横滚角/(°)	1.684	1.619
航向角/(°)	8.048	7.816
位置/m	10.75	10.22
速度/(m/s)	0.049 1	0.045 1

泰勒展开式是相同的. 不过CKF使用 $2n$ 个采样点, 而UKF需 $2n+1$ 个采样点, 因而CKF计算量要低一些. 此外, UKF需合理地调节各参数因子, 才能选择出有效的Sigma点, 而CKF只需通过式(21)便能得到Cubature点, 使得CKF算法设计更简单. 因此从精度和算法实现复杂度上讲, 相对于EKF和UKF, 在组合导航中CKF是一种更好的滤波方法.

6 结论

本文将一种新的非线性滤波方法CKF应用于处理INS/GPS组合导航系统中的非线性问题, 设置了相关轨迹, 并进行了仿真. 仿真结果显示, 在INS/GPS组合中, CKF能够降低各导航参数估计误差, 提高组合导航定位精度, 相对于EKF和UKF更适合于处理INS/GPS组合导航中的状态估计问题. 因此, CKF在INS/GPS中的应用为组合导航滤波提供了一种新的滤波途径. 尽管惯性元器件陀螺和加速度计精度很低, 但通过对INS/GPS进行组合CKF滤波后, 系统导航误差得到了降低, 因此可以用价格低廉的低精度惯性元器件构成的INS与GPS组合取代价格昂贵的高精度INS系统, 取得比较好的性价比.

参考文献(References)

- [1] 李荣冰, 刘建业, 赖际舟, 等. Sigma-point直接式卡尔曼滤波惯性组合导航算法[J]. 控制与决策, 2009, 24(7): 1018-1022.
(Li R B, Liu J Y, Lai J Z, et al. Sigma-point direct Kalman filtering algorithm for inertial integrated navigation system[J]. Control and Decision, 2009, 24(7): 1018-1022.)
- [2] Merwe R v d, Wan E A, Julier S. Sigma-point Kalman filters for nonlinear estimation and sensor-fusion: Applications to integrated navigation[C]. AIAA Guidance Navigation and Control Conf. Providence, RI, 2004: 1-30.
- [3] Grassidis J L. Sigma-point Kalman filtering for integrated GPS and inertial navigation[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2005, 42(2): 750-756.
- [4] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
(Qin Y Y, Zhang H Y, Wang S H. Theory of Kalman filter and integrated navigation[M]. Xi'an: Northwest Polytechnical University Press, 1998.)
- [5] Yunaxin Wu, Dewen Hu, Meiping Wu, et al. An numerical-integration perspective on Gaussian filters[J]. IEEE Trans on Signal Processing, 2006, 54(8): 2910-2921.
- [6] Arasaratnam I, Haykin S. Cubature Kalman filter[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2009, 54(6): 1254-1269.
- [7] Anup. Bayesian filtering for dynamic systems with applications to tracking[D]. Universitat Polit'ecnica de Catalunya, 2010.
- [8] Havlicek M, Jan J, Brazdil M, et al. Nonlinear estimation of BOLD signal based on cubature particle filter[C]. The 20th Int EURASIP Conf on BIOSIGNAL 2010. Brno, 2010: 328-332.
- [9] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
(Qin Y Y. Inertial navigation[M]. Beijing: Science Press, 2005.)
- [10] 严恭敏, 严卫生, 徐德民. 简化UKF滤波在SINS大失准角初始对准中的应用[J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16(3): 253-264.
(Yan G M, Yan W S, Xu D M. Application of simplified UKF in SINS initial alignment for large misalignment angles[J]. J of Chinese Inertial Technology, 2008, 16(3): 253-264.)