

人工神经网络改进的 AHRS/GPS 紧耦合滤波算法*

夏琳琳, 王建国, 张利辉, 谷丽君

(东北电力大学自动化工程学院, 吉林吉林 132012)

摘要:以陆用 AHRS/GPS 紧耦合系统为研究对象,建立了基于伪距-伪距率-航向角的组合观测数学模型,采用 RBF 网络辅助的 EKF 导航滤波器,逼近组合系统的非线性特性,实现自适应的导航参数解算。仿真结果表明:方法可快速、准确地逼近系统非线性模型,估算的姿态角误差均方差较标准 EKF 减小了约 5.9%~22.8%。在传感器精度有限的情况下,所获得的导航精度和动态性能均有提高。

关键词:AHRS/GPS; 人工神经网络; 伪距-伪距率-航向角; 紧耦合; 径向基函数

中图分类号: V249.32 文献标志码: A

Artificial Neural Network Filter Algorithm Improvement for Tightly-coupled AHRS/GPS

XIA Linlin, WANG Jianguo, ZHANG Lihui, GU Lijun

(School of Automation Engineering, Northeast Dianli University, Jilin Jilin 132012, China)

Abstract: The parameter model for land vehicular tightly-coupled AHRS/GPS was built based on fusing pseudo range pseudo-pseudo range rate-heading angle. The radial basis function (RBF) NN aided EKF was designed to approach the nonlinearity of the integrated system, realizing the adaptive estimation for navigation parameters. The simulation indicates the nonlinear model can be approached with high accuracy and rapidity, the RMS of attitude error is decreased by 5.9%~22.8% compared with standard EKF. The accuracy and dynamic performance are all improved as expected under limited sensor accuracy.

Keywords: AHRS/GPS; ANN; pseudo range-pseudo-range rate-heading angle; tightly-coupled; radial basis function

0 引言

扩展 Kalman 滤波(EKF)已成功用于众多实际系统来处理非线性高斯滤波问题,至今仍是惯性领域处理组合定位信息融合最有效的手段^[1]。其本质是通过当前状态一阶 Taylor 展开来近似非线性,这种对非线性函数解析近似的过程,由于直接对均值和方差进行非线性变换,造成了一定的近似误差。为了更加精确地描述系统的非线性特性,大量的研究投入到 EKF 非线性滤波及其改进算法中。

文中提出人工神经网络的辅助滤波方案设计。以陆用低成本 AHRS/GPS 紧耦合系统为研究对象,考察利用 ANN 智能方法来辅助上述

EKF 滤波器,完成对导航滤波器状态方程的预报值修正,改进的滤波器对 MIMUs、地磁传感器、GPS 输出信息进行数据融合,以寻求最优的导航滤波效果。

1 AHRS/GPS 紧耦合

当单机 AHRS 与 GPS 组合起来,整机系统可以看作是一个 MEMS INS/GPS/磁传感器组合模型^[2]。系统中,载体的位置、速度信息由 GPS 来提供;加速度计的输出不再作为直接的姿态参考修正,而只用于速度向量的更新,对水平姿态的观测修正依靠组合滤波器的工作输出来实现;地磁传感器完成对载体航向角的修正。

图 1 给出了紧耦合系统的算法框图。

* 收稿日期:2009-01-22

基金项目:东北电力大学博士科研启动基金(BSJXM-200801)资助

作者简介:夏琳琳(1980-),女,吉林人,副教授,博士,研究方向:导航、制导与控制。

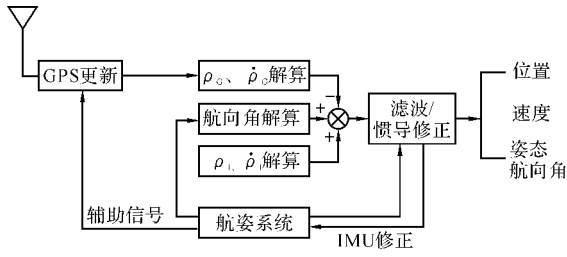


图 1 AHRS/GPS 紧耦合算法框图

1.1 状态模型

组合系统导航坐标系采用“北-东-地(N-E-D)”参考坐标系,滤波器的状态变量由两部分组成,第一部分是 AHRS 的误差状态,其状态模型为:

$$\dot{X}_A(t) = F_A(t)X_A(t) + G_A(t)W_A(t) \quad (1)$$

由于对陆用载体的高度和垂直速度通道不估计,取 $X_A(t) = [\delta L \ \delta \lambda \ \delta V_N \ \delta V_E \ \varphi_N \ \varphi_E \ \varphi_D \ \epsilon_x \ \epsilon_y \ \epsilon_z \ \nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T \in R^{13}$,包括位置误差 $\delta L, \delta \lambda$,速度误差 $\delta V_N, \delta V_E$,平台误差角 $\varphi_N, \varphi_E, \varphi_D$,MEMS 陀螺沿载体坐标系三轴方向上的等效漂移 $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$,MEMS 加速度计沿载体坐标系三轴的等效零偏 $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 。

滤波器第二部分状态变量为 GPS 误差状态,其状态模型为:

$$\dot{X}_G(t) = F_G(t)X_G(t) + G_G(t)W_G(t) \quad (2)$$

取 $X_G(t) \in R^2$,即:

$$X_G = [\delta t_r \ \delta t_f]^T \quad (3)$$

其微分方程满足:

$$\begin{cases} \dot{\delta t}_r = \delta t_f + W_{t_r} \\ \dot{\delta t}_f = -\alpha \delta t_f + W_{t_f} \end{cases} \quad (4)$$

其中: δt_r 为 GPS 时钟误差等效的距离; δt_f 为 GPS 时钟频率误差的等效距离率; α 为接收机时钟漂移的反相关时间常数; W_{t_r}, W_{t_f} 均可用系统白噪声表示.状态转移矩阵 $F(t)$ 表示为:

$$F(t) = \begin{bmatrix} F_A(t) & 0 \\ 0 & F_G(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

1.2 观测模型

在 AHRS/GPS 紧耦合导航定位中,选取伪距-伪距率-航向角作为系统观测量,既融入了 GPS 测量值,又保留了可以信赖的航向参考信息。

设由 AHRS 给出的载体在 ECEF 系中的位置和速度矢量分别为 $(x_1, y_1, z_1)^T$ 和 $(\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1)^T$,设载体的真实位置矢量为 $(x, y, z)^T$,由第 j 颗卫星数据获得的卫星位置矢量为 $(x_s^j, y_s^j, z_s^j)^T$ 。

设对应于 AHRS 给出的载体位置到第 j 颗

卫星的伪距为 ρ_1 (伪距率为 $\dot{\rho}_1$),GPS 接收机伪距为 ρ_G^j ,伪距率为 $\dot{\rho}_G^j$ 。

1.2.1 伪距量测方程

GPS 接收机伪距方程表示为:

$$\rho_G^j = \rho^j + \delta t_r + v_p^j \quad (j = 1, 2, \dots, n) \quad (6)$$

$$\rho^j = \sqrt{(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2}$$

表示载体真实位置至第 j 颗卫星之间的距离; n 为可见星数量; v_p^j 为伪距测量噪声,可以看作是系统白噪声。

类似地,由 AHRS 解算的第 j 颗可见星的伪距可以表示为:

$$\rho_1^j = \sqrt{(x_1 - x_s^j)^2 + (y_1 - y_s^j)^2 + (z_1 - z_s^j)^2} \quad (7)$$

设 AHRS 给出的载体在地球坐标系下的位置误差为 $(\delta x, \delta y, \delta z)^T$,则有:

$$x_1 = x + \delta x, y_1 = y + \delta y, z_1 = z + \delta z$$

将式(7)在 (x, y, z) 点处作三元函数的 Taylor 展开,忽略二阶以上的高次项,得到:

$$\rho_1^j = \rho^j + \frac{\partial \rho^j}{\partial x} \delta x + \frac{\partial \rho^j}{\partial y} \delta y + \frac{\partial \rho^j}{\partial z} \delta z \quad (8)$$

令 $(x - x_{sj})/\rho^j = e_{jx}, (y - y_{sj})/\rho^j = e_{jy}, (z - z_{sj})/\rho^j = e_{jz}$ 。

式(8)减式(6),伪距测量误差可以表示为:

$$\delta \rho^j = \rho_1^j - \rho_G^j = e_{jx} \delta x + e_{jy} \delta y + e_{jz} \delta z \quad (9)$$

由于对陆用载体的高度通道和垂直速度通道不估计,只需要 3 颗有用卫星数据即可,取 $j = 1, 2, 3$ 。

建立 ECEF(地心地固)坐标系与经纬度坐标系之间的关系式:

$$\delta r = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} = D_A \cdot \begin{bmatrix} \delta L \\ \delta \lambda \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中, $D_A = \begin{bmatrix} -R_N \sin L \cos \lambda & -R_N \cos L \sin \lambda \\ -R_N \sin L \sin \lambda & R_N \cos L \cos \lambda \\ R_N (1 - f^2) \cos L & 0 \end{bmatrix}$ 为两个坐标系之间的转移矩阵; R_N 为地球卯酉圈曲率半径; $f = 0.0034$ 为椭球扁率。

借助 Kalman 观测方程的一般形式:

$$Z_1(t) = H_1(t)X(t) + V_1(t) \quad (11)$$

其中: $Z_1(t) = [\delta \rho^1 \ \delta \rho^2 \ \delta \rho^3]^T, H_1(t) = [e \cdot D_A \ 0_{3 \times 11} \ K \ 0_{3 \times 1}], V_1(t) = [-v_p^1 \ -v_p^2$

$$\left. -v_p^3 \right]^T, e = \begin{bmatrix} e_{1x} & e_{1y} & e_{1z} \\ e_{2x} & e_{2y} & e_{2z} \\ e_{3x} & e_{3y} & e_{3z} \end{bmatrix}$$
 为已知矩阵, $K_{3 \times 1} =$

$$[-1 \quad -1 \quad -1]^T。$$

1.2.2 伪距率量测方程

设由第 j 颗卫星数据获得的卫星速度矢量为 $(\dot{x}_s^j, \dot{y}_s^j, \dot{z}_s^j)^T$ 。GPS 接收机输出的伪距率为:

$$\dot{\rho}_G^j = \dot{\rho}^j + \delta t_i + \nu_{\rho^j} \quad (j = 1, \dots, n) \quad (12)$$

其中: $\dot{\rho}^j = [(x - x_{sj})(\dot{x} - \dot{x}_{sj}) + (y - y_{sj})(\dot{y} - \dot{y}_{sj}) + (z - z_{sj})(\dot{z} - \dot{z}_{sj})] / \rho^j$ 表示伪距率真值; ν_{ρ^j} 为伪距率测量噪声, 可以看作是系统白噪声。

由 AHRS 计算的载体位置到第 j 颗卫星的伪距率表达式为:

$$\dot{\rho}_i^j = [(x_1 - x_{sj})(\dot{x}_1 - \dot{x}_{sj}) + (y_1 - y_{sj})(\dot{y}_1 - \dot{y}_{sj}) + (z_1 - z_{sj})(\dot{z}_1 - \dot{z}_{sj})] / \rho_i^j \quad (13)$$

设 $(\delta\dot{x}, \delta\dot{y}, \delta\dot{z})^T$ 为 AHRS 给出的载体在 ECEF 下的速度误差, 有:

$$\dot{x}_1 = \dot{x} + \delta\dot{x}, \dot{y}_1 = \dot{y} + \delta\dot{y}, \dot{z}_1 = \dot{z} + \delta\dot{z}$$

类似地, 将式 (13) 在点 $(x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$ 处 Taylor 展开, 取到二次项为止, 则:

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_i^j = & \dot{\rho}^j + \frac{\partial \dot{\rho}^j}{\partial x} \delta x + \frac{\partial \dot{\rho}^j}{\partial y} \delta y + \frac{\partial \dot{\rho}^j}{\partial z} \delta z + \frac{\partial \dot{\rho}^j}{\partial \dot{x}} \delta \dot{x} + \\ & \frac{\partial \dot{\rho}^j}{\partial \dot{y}} \delta \dot{y} + \frac{\partial \dot{\rho}^j}{\partial \dot{z}} \delta \dot{z} \end{aligned} \quad (14)$$

其中: $g_{jx} = \frac{\dot{x} - \dot{x}_{sj}}{\rho^j} - \frac{\dot{\rho}^j}{(\rho^j)^2} (x - x_{sj})$, $g_{jy} = \frac{\dot{y} - \dot{y}_{sj}}{\rho^j} - \frac{\dot{\rho}^j}{(\rho^j)^2} (y - y_{sj})$, $g_{jz} = \frac{\dot{z} - \dot{z}_{sj}}{\rho^j} - \frac{\dot{\rho}^j}{(\rho^j)^2} (z - z_{sj})$ 。

式 (14) 减式 (12), 伪距率测量误差可以表示为:

$$\begin{aligned} \delta \dot{\rho}^j = & \dot{\rho}_i^j - \dot{\rho}_G^j = e_{jx} \delta \dot{x} + e_{jy} \delta \dot{y} + e_{jz} \delta \dot{z} + \\ & g_{jx} \delta x + g_{jy} \delta y + g_{jz} \delta z \end{aligned} \quad (15)$$

建立载体在导航坐标系中的对地速度 \mathbf{V}^n 与在 ECEF 坐标系中的对地速度 \mathbf{V}^e 之间的转换关系^[3-4]:

$$\mathbf{V}^e = \mathbf{C}_n^e \cdot \mathbf{V}^n \quad (16)$$

所选 N-E-D 导航坐标系至 ECEF 坐标系的转换矩阵为^[6]:

$$\mathbf{C}_n^e(L, \lambda) = \begin{bmatrix} \sin \lambda & -\sin L \cos \lambda \\ \cos \lambda & -\sin L \sin \lambda \\ 0 & \cos L \end{bmatrix} \quad (17)$$

对式 (16) 取微分, 则:

$$\delta \mathbf{V}^e = \delta(\mathbf{C}_n^e) \cdot \mathbf{V}^n + \mathbf{C}_n^e \cdot \delta \mathbf{V}^n \quad (18)$$

经推导, 可得速度误差的转换关系为:

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{x} \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{D}_e \begin{bmatrix} \delta L \\ \delta \lambda \end{bmatrix} + \mathbf{C}_n^e \begin{bmatrix} \delta V_E \\ \delta V_N \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中:

$$\mathbf{D}_e =$$

$$\begin{bmatrix} -V_N \cos L \cos \lambda - V_E \cos \lambda + V_N \sin L \sin \lambda \\ -V_N \cos L \sin \lambda - V_E \sin \lambda - V_N \sin L \cos \lambda \\ -V_N \sin L & 0 \end{bmatrix}$$

伪距率观测目标表达式为:

$$\mathbf{Z}_2(t) = \mathbf{H}_2(t) \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_2(t) \quad (20)$$

其中: $\mathbf{Z}_2(t) = [\delta \dot{\rho}^1 \quad \delta \dot{\rho}^2 \quad \delta \dot{\rho}^3]^T$, $\mathbf{H}_2(t) = [(\mathbf{g} \cdot \mathbf{D}_A + \mathbf{e} \cdot \mathbf{D}_e) \quad \mathbf{e} \cdot \mathbf{C}_n^e \quad \mathbf{0}_{3 \times 10} \quad \mathbf{K}]$, $\mathbf{g} =$

$$\begin{bmatrix} g_{1x} & g_{1y} & g_{1z} \\ g_{2x} & g_{2y} & g_{2z} \\ g_{3x} & g_{3y} & g_{3z} \end{bmatrix} \text{ 为已知矩阵, } \mathbf{V}_2(t) = [-v_{\rho^1} \quad -v_{\rho^2} \quad -v_{\rho^3}]^T。$$

1.2.3 航向角量测方程

鉴于组合系统对磁场向量的信赖, 外部地磁传感器提供了载体磁北方的磁航向, 经过修正, 得到地理正北方的航向角, 而 AHRS 也解算出一个方位角 (可看作一个欧拉角), 利用二者之间的差值, 构造出航向角误差表达式^[5]:

$$\delta \psi = \psi_1 \pm D - \hat{\psi} = -\varphi_U \quad (21)$$

其中: ψ_1 代表解算得到的磁航向角, D 为当地磁北和正北方夹角, 定义为磁偏角, $\hat{\psi}$ 为 AHRS 解算的方位角, 则:

$$z_3(t) = \delta \psi = -\varphi_U \quad (22)$$

即: $\mathbf{Z}_3(t) = \mathbf{H}_3(t) \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_3(t)$, 其中 $\mathbf{H}_3(t) = [\mathbf{0}_{1 \times 6} \quad -1 \quad \mathbf{0}_{1 \times 8}]$ 。

联立式 (11)、式 (20)、式 (22), 系统总观测方程为:

$$\mathbf{Z}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_1(t) \\ \mathbf{Z}_2(t) \\ \mathbf{Z}_3(t) \end{bmatrix}_{7 \times 1} \quad (23)$$

2 RBF 网络辅助滤波设计

适用于本课题的网络应具备如下特点:

1) 由于对每个 EKF 滤波周期的状态预报作出修正, 网络训练样本数非常大, 远大于隐层节点数。

2) 网络输入、输出神经元数选取系统状态参数的个数, 即维数相同。

3) 不需要对状态进行反馈, 故只需前向网络结构即可。

结合网络上述特点, 选用广义径向基函数 (Generalized RBF, GRBF) 网络作为训练网络,

对组合导航参数进行在线修正。文中选取 Gauss 函数作为网络的径向基函数, RBF 网络输出函数表示为(对应第 k 个输出神经元):

$$F_k(x) = \sum_{i=1}^I \omega_{ik} g_i(x) \quad k = 1, 2, \dots, m \quad (24)$$

其中, $\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_m)^T \in \mathbf{R}^m$ 为输入变量, $\mathbf{W} = (\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_I)^T \in \mathbf{R}^I$ 为输出层权矢量, I 为径向基函数的个数。RBF 网络拓扑图如 2 所示。

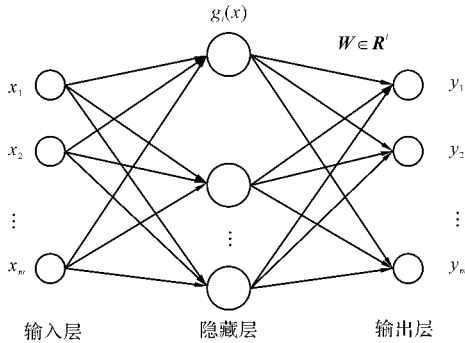


图 2 径向基函数网络拓扑图

ANN 完成对导航滤波器状态方程的预报值进行修正, 补偿各种噪声、随机漂移等不确定模型误差项。通过预先确定的网络结构和初始参数, 根据足够精度和规模的样本, 输出 EKF 的估计误差来补偿和修正滤波估值。整个过程分两步进行: 离线训练、在线修正。

2.1 离线训练

网络训练时, 网络的输入、输出神经元数选取 15 维的系统状态参数个数, 即 $m = 15$; 隐藏层神经元个数取 $I = 3$; 即网络的结构为 15-3-15。网络的输入值为系统状态方程的预报值, $\hat{x}_k \in \mathbf{R}^{15}$, 网络目标输出值为 AHRS/GPS 紧耦合系统 EKF 滤波导航解, $x_k \in \mathbf{R}^{15}$ 。根据输入输出样本对网络进行离线训练, 经过一系列训练后, 得到网络输出值 $\bar{x}_k \in \mathbf{R}^{15}$, 取:

$$\Delta E = \bar{x}_k - \hat{x}_k \quad (25)$$

其中, $\Delta E \in \mathbf{R}^{15}$ 为状态方程的当前预报值 \hat{x}_k 和经过复杂映射到当前时刻的网络预报值 \bar{x}_k 之差。将 ΔE 中的数据保存到参数误差模型库中, 在线修正时, 只需调取对应采样时刻的误差数据即可。

2.2 在线修正

网络离线训练完成后, 定义改进的状态方程的预报值为 \bar{x}_k , 则:

$$\bar{x}_k = \hat{x}_k + \Delta E = \bar{x}_k \quad (26)$$

根据训练好的网络对状态预报估值进行实时修正, 在线修正过程中, 利用 \bar{x}_k 代替组合系统 EKF 滤波器的状态变量 \hat{x}_k , 重写增益矩阵、状态估计和方差估计, 进行滤波解算。

图 3 给出了整个 RBFNN 辅助 EKF 滤波解算的方框图。

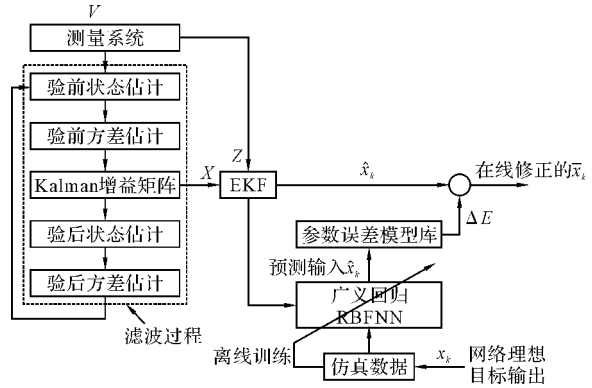


图 3 AHRS/GPS 组合导航系统滤波框图

3 仿真

3.1 仿真条件

由于训练样本数非常大, 经多次仿真计算, 最终选取隐含层具有 3 个节点的广义回归径向基网络 (Generalized Regression RBF NN) 作为训练网络, 径向基函数 $g_i(c_i, \sigma_i)$ 分别取 $g_1(x) = (0, 0.1)$, $g_2(x) = (1.5, 0.1)$, $g_3(x) = (-2, 0.1)$; 初始权值分别取 $\omega_1 = 1, \omega_2 = 1, \omega_3 = 0.5$ 。图 4 给出各径向基传递函数权值叠加之和。

设 AHRS 初始东向和北向速度均为 10 m/s。设定载体初始经纬度误差均为 0.001°, 初始速度误差均为 0.5 m/s, 初始姿态角误差分别为 0.5°, 0.5°, 3°; GPS 的等效距离误差为 30m (1σ), 等效距离率误差为 0.05 m/s (1σ); 初始姿态四元数为 $q(0) = (1, 0, 0, 0)^T$, 采用四阶 Runge-Kutta 法完成四元数的即时修正。近似取当地加速度矢量为 $a_0 = [0 \ 0 \ -9.78049]^T$ m/s², 近似取当地地磁场矢量为 $m_0 = 1.5 \times 10^{-6} \cdot [0 \ 1 \ -1]^T$ T (可根据经纬度和海拔高度由国际参考地磁场 IGRF^[6] 获得); 微惯性测量单元

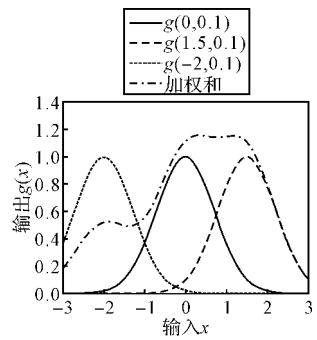


图 4 径向基函数权值之和

的初始估计值见表 1。

表 1 微惯测量单元初值估计

测量单元	随机常值	白噪声	相关时间/s
陀螺	100°/h	10°/h	3600
加速度计	1000 μ g	500 μ g	1800
磁传感器	1500nT	150nT	

3.2 仿真结果与分析

图 5 为采用 RBF 网络辅助滤波器所估计的导航参数误差曲线,水平姿态误差、航向角误差分别控制在 $\pm 0.1^\circ$ 和 $0 \sim -0.4^\circ$ 以内,表明基于该模型参数解算很好地满足了导航精度的要求,控制效果良好。

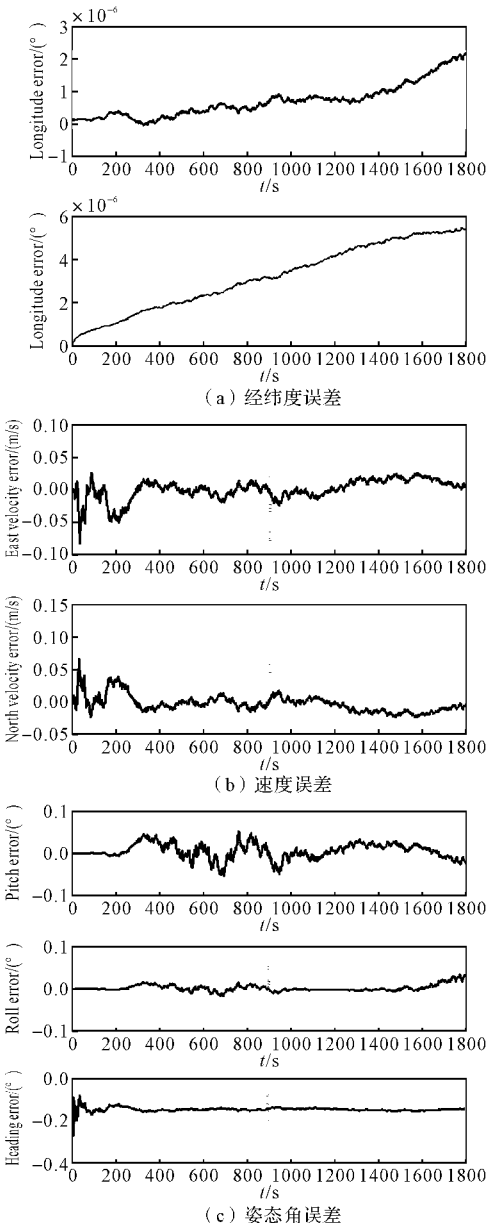


图 5 导航参数误差曲线

表 2 姿态误差均方差比较

方法	姿态误差/($''$)		
	俯仰角	横滚角	航向角
EKF	114.12	33.48	36.36
RBFNN 辅助滤波	100.08	32.04	34.92
控制效果/%	22.8	11.8	5.9

以姿态角误差数据为例,表 2 给出了分别采用标准 EKF 方法和 RBFNN 辅助 EKF 方法所得到的姿态角误差均方差(RMS),后者有效地补偿了组合导航系统中各种噪声误差、随机漂移误差的影响,较前者在精度和动态性能方面又有了进一步的提高。

4 结论

文中采用 ANN 辅助 EKF 的导航滤波方案,对陆用 MEMS AHRS/GPS 导航参数进行估计,建立了基于伪距-伪距率-航向角的组合观测模型,根据 EKF 导航滤波解,得到足够精度和规模的训练样本,建立系统仿真试验,给出了采用 RBFNN 辅助滤波器在线修正后的导航参数滤波解,所估算的姿态角误差均方差较标准 EKF 减小了约 5.9%~22.8%,表明该方法对状态的最优估计更为精确。

参考文献:

- [1] 武元新. 对偶四元数导航算法与非线性高斯滤波研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2005.
- [2] Jose A Rios, Elecia White. Fusion filter algorithm enhancements for a MEMS GPS/IMU[C]// ION NTM. USA; San Diego, California Jan 2002.
- [3] 杨静,张洪钺,朱士青. 基于伪距、伪距率的 GPS/SINS 容错组合导航系统[J]. 航天控制,2003,21(3):17-25.
- [4] 袁福祥,袁建平. 基于精确伪距率观测模型的 GPS/SINS 组合导航系统研究[J]. 航天控制,1999(3):58-64.
- [5] Mei Wang, Yunchun Yang, Ronald R Hatch, et al. Adaptive filter for a miniature MEMS based attitude and heading reference system[C]// Position Location and Navigation Symposium, USA; Monterey, CA, April 2004; 193-200.
- [6] National Geophysical Data Center [EB/OL]. [2007-04-25]. <http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html>.