

自适应 Kalman 滤波在光纤陀螺 SINS/GNSS 紧组合导航中的应用

王巍, 向政, 王国栋

(中国航天电子技术研究院, 北京 100094)

摘要: 为了提高光纤陀螺捷联惯性导航系统(SINS)和全球卫星导航系统(GNSS)的组合导航精度和系统稳定性,设计了基于伪距、伪距率的紧组合导航系统模型。针对光纤陀螺的白噪声特点,以及误差不稳定性导致无法精确建模,将残差引入误差方差阵的估计中,提出了一种改进的自适应卡尔曼滤波方法。采用改进的自适应卡尔曼滤波方法滤波得到导航参数的最优估计,然后对系统进行反馈补偿校正,抑制了滤波发散问题,提高了系统的稳定性。稳态测试试验结果表明:设计的光纤陀螺 SINS/GNSS 紧组合导航系统具有较好的鲁棒性;在三颗卫星的条件下,系统能够在短期内保持较高的导航精度,验证紧组合导航的优越性。

关键词: 光纤陀螺; 紧组合导航; 伪距/伪距率; 自适应卡尔曼滤波; 反馈补偿

中图分类号: TN21 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)03-0686-06

Fiber optic gyroscope SINS/GNSS tight integrated navigation based on adaptive Kalman filter

Wang Wei, Xiang Zheng, Wang Guodong

(China Academy of Aerospace Electronics Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to advance tight integrated navigation precision and stability of fiber optic gyroscope (FOG) strap-down inertial navigation system(SINS) and globe navigation satellite system(GNSS), a SINS/GNSS tight integrated navigation system was designed based on pseudo range and pseudo range rate. For the white Gaussian noise of FOG and instability of error statistics and model, the residual error was calculated in the evaluation of error variance matrix, an improved adaptive Kalman filtering method was proposed. Optimal estimation of navigation parameters were obtained with the improved adaptive Kalman filtering method, and system was corrected with feedback compensation. Then the divergence of Kalman filtering was well restrained and the stability of the system was enhanced. Through the static test, the results demonstrate that the designed fiber optic gyroscope SINS/GNSS system has good robustness. Under the condition of three navigation satellites, system could maintain nice navigation accuracy that

收稿日期: 2012-07-13; 修订日期: 2012-08-15

基金项目: 国家自然科学基金(40905011)

作者简介: 王巍(1966-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事光纤陀螺仪表技术、光纤陀螺惯性技术和应用方面的研究。

Email: wgdexpress@163.com

verifies the excellence of tight integrated navigation.

Key words: FOG; tight integrated navigation; pseudo range and pseudo range rate; adaptive Kalman filter; feedback compensation

0 引言

随着科学技术的发展,各类先进的导航设备应运而生,这就为组合导航系统提供条件,目前应用最为广泛的就是捷联惯性导航系统(SINS, strap-down inertial navigation system)与全球卫星导航系统(GNSS, global navigation satellite system)的组合^[1-3]。光纤陀螺捷联惯导采用光纤陀螺敏感姿态信息,是一种新型全固态惯性仪表,它在组成结构和设计原理上与传统机械式陀螺有很大区别。它是由光学和电子器件组成的闭环系统,通过检测两束光的相位差来确定自身角速度,因此在结构上是完全固态化的陀螺,没有任何运动部件。正是这种原理上的特点,使得光纤陀螺在许多应用领域具有明显的优势,尤其是在对产品可靠性和寿命要求很高的空间飞行器上,具有全固态、抗真空、抗冲击、抗振动、长寿命、高可靠以及体积小、质量轻、功耗低、带宽大等优点。陀螺是各类航天飞行器控制系统必须使用的关键设备。目前,我国绝大部分航天飞行器上的陀螺都是传统机械式的,由于高速运动部件的存在,导致其使用寿命较短,很难满足国内今后长寿命航天飞行器的使用要求。

SINS 是一种不依赖于外部信息,仅依靠惯性测量单元(IMU, inertial measurement unit)的自主式导航系统,具有隐蔽性好、抗干扰能力强等优点^[4],缺点是导航误差随时间累积,它的导航精度主要取决于陀螺和加速度计;GNSS 是能为陆地、海洋和空间的用户提供全天候、全时间、连续的三维位置、三维速度和时间信息,缺点是动态性能较差、易受电磁干扰、卫星信号易被遮挡等,并且是非自主式系统^[5-7]。将 SINS 和 GNSS 进行组合,可以充分利用 SINS 短期精度高、不受外界干扰和卫星导航长期精度高的优点,克服 SINS 长期精度低和卫星导航系统动态性能较差、易受干扰的缺点,进而在精度和可靠性方面可以获得比单独使用任何一种导航设备都优良的性能。

1 紧组合导航系统建模

1.1 系统工作原理

紧组合方式是根据光纤陀螺 SINS 解算输出的位置、速度信息和 GNSS 接收机提供的星历信息,先计算得到与光纤陀螺 SINS 对应的伪距、伪距率,再计算其与 GNSS 接收机测量得到的伪距、伪距率的差值,以此差值作为组合系统的观测量,通过 Kalman 滤波器对光纤陀螺 SINS 的速度、位置、姿态和接收机的时钟误差进行最优估计,然后对光纤陀螺 SINS 和 GNSS 进行校正。由于组合结构是在伪距、伪距率级别上的耦合,它的组合滤波器构型能够消除由 GNSS 接收机 Kalman 滤波器导致的未建模误差,从而达到本质上提高导航精度的目的。在紧组合模式中,由于利用的外部观测量是 GNSS 接收机各个通道上的伪距、伪距率等原始信息,所以对于短时 GNSS 卫星遮蔽、中断或卫星信号衰减导致的可见星数少于 4 颗时,组合系统仍然能够提供导航输出,避免了惯性导航单独工作使捷联解算的误差积累过快的情况,保证光纤陀螺 SINS/GNSS 紧组合系统的连续导航能力。与松组合相比,它的主要优点是:由于只采用一个组合滤波器,直接利用 GNSS 的原始观测量(伪距、伪距率)不存在测量相关问题;系统不需要完整的 GNSS 数据辅助光纤陀螺 SINS,当 GNSS 卫星数低于 4 时,系统仍能短期正常工作,但精度会比使用多颗卫星时有所下降。与深组合相比,系统的融合复杂度和工程实现难度低,对系统硬件的要求不高,因此具有更高的成本优势,易于工程化。

基于伪距、伪距率的紧组合导航模式的系统工作原理如图 1 所示。具体工作过程为:利用 GNSS 接收机输出的星历数据、光纤陀螺 SINS 输出的位置和速度得到基于 SINS 信息的伪距 ρ_i 和伪距率 $\dot{\rho}_{Gi}$,利用 GNSS 的星历数据以及估计的 GNSS 接收机的时钟误差计算得到卫星的伪距 ρ_G 和伪距率 $\dot{\rho}_G$ ^[8],基于光纤陀螺 SINS 的伪距 ρ_i 、伪距率 $\dot{\rho}_{Gi}$ 与卫星的伪距 ρ_G 、伪距率 $\dot{\rho}_G$ 的差值作为量测值。通过卡尔曼滤波

器,估计光纤陀螺 SINS 和 GNSS 接收机的参数误差,并对两者进行修正。

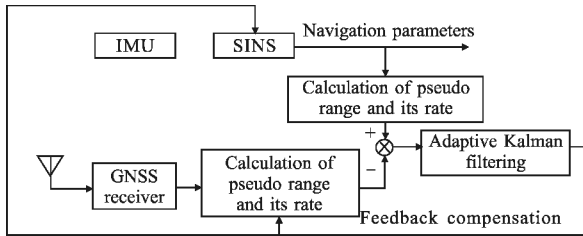


图 1 紧组合原理图

Fig.1 Schematic diagram of tight integrated navigation

1.2 系统的状态方程

基于伪距、伪距率的紧组合模式,可利用状态扩充法将 GNSS 接收机的时钟偏差 δt_u 和时钟漂移 $\delta \dot{t}_u$ 作为状态变量扩充到系统的状态量中,使其符合卡尔曼滤波的要求。以东北天地理系作为导航坐标系,系统的状态方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_I(t) \\ \dot{X}_G(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_I(t) & 0 \\ 0 & F_G(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_I(t) \\ X_G(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_I(t) & 0 \\ 0 & G_G(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_I(t) \\ W_G(t) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:下标 I 表示的是 SINS 的参数变量;下标 G 表示的是 GNSS 的参数变量。为了减小数据处理的时间,选取 11 个参数作为状态变量,分别为载体的东北天速度误差、姿态角误差、经纬高误差、接收机的时钟偏差 δt_u 和时钟漂移 $\delta \dot{t}_u$ 。

系统的状态方程可另写为:

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (2)$$

式中:状态量 $X(t) = [X_I(t) \ X_G(t)] = [\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u, \phi_e, \phi_n, \phi_u, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \delta t_u, \delta \dot{t}_u]^T$, 下标 e、n、u 分别表示东北天地理坐标系的三个方向, ϕ_e, ϕ_n, ϕ_u 为姿态误差角, $\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u$ 为速度误差, $\delta L, \delta \lambda, \delta h$ 为位置误差, δt_u 和 $\delta \dot{t}_u$ 分别为接收机的时钟偏差和漂移。

$F(t)$ 是 11×11 维的状态转移矩阵, $F(t) = \begin{bmatrix} F_I(t) & 0 \\ 0 & F_G(t) \end{bmatrix}$,

$G(t)$ 是系统噪声驱动矩阵, $W(t)$ 是噪声驱动向量,且

$$\text{有 } G(t) = \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0 & 0 \\ 0_{3 \times 3} & C_b^n & 0 & 0 \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, W(t) = [W_{gx}, W_{gy}, W_{gz}, W_{ax}, W_{ay}, W_{az}]$$

其中, C_b^n 为姿态转换矩阵, $W_{gx}, W_{gy}, W_{gz}, W_{ax}, W_{ay}, W_{az}$ 分别为陀螺和加速度计的白噪声。

1.3 系统的量测方程

系统中,载体的真实地理位置可用纬度 L 、经度 λ 、高度 h 表示,载体在地心地固坐标系中的真实位置用 (x, y, z) 表示,第 j 颗卫星在地心地固坐标系中的位置为 (x_s^j, y_s^j, z_s^j) , SINS 给出的载体位置用 (x_i, y_i, z_i) 表示,则系统的伪距量测方程为:

$$Z_p(t) = \rho_i - \rho_G = H_p(t)X(t) + V_p(t) \quad (3)$$

式中: $H_p(t)$ 、 $V_p(t)$ 分别为系统的量测矩阵和量测噪声

$$\text{阵, } H_p(t) = [0_{n \times 6} \ E D_a \ D_{tu} \ 0_{n \times 1}]_{n \times 11}, E = \begin{bmatrix} e_{1x} & e_{1y} & e_{1z} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ e_{nx} & e_{ny} & e_{nz} \end{bmatrix}, D_{tu} = \begin{bmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$V_p = \begin{bmatrix} V_{\rho^1} \\ \vdots \\ V_{\rho^n} \end{bmatrix}, e_{jx} = (x - x_s^j) / \rho^j, e_{jy} = (y - y_s^j) / \rho^j, e_{jz} = (z - z_s^j) / \rho^j,$$

$$\rho^j = \sqrt{(x - x_s^j)^2 + (y - y_s^j)^2 + (z - z_s^j)^2}$$

$$D_a = \begin{bmatrix} -(R_n + h) \sin L \cos \lambda & -(R_n + h) \cos L \sin \lambda & \cos L \cos \lambda \\ -(R_n + h) \sin L \sin \lambda & (R_n + h) \cos L \cos \lambda & \cos L \sin \lambda \\ [R_n(1 - e^2) + h] \cos L & 0 & \sin L \end{bmatrix}$$

R_n 为主曲率半径。

组合系统的伪距率量测方程为:

$$\delta \dot{\rho}^j = \dot{\rho}^j - \rho_G^j g_{jx} \delta \dot{x} + g_{jy} \delta \dot{y} + g_{jz} \delta \dot{z} + e_{jx} \delta \dot{x} + e_{jy} \delta \dot{y} + e_{jz} \delta \dot{z} + \delta \dot{t}_u + v_{\rho^j} \quad (4)$$

取几何位置最佳的 n 颗可见星时,伪距率的量测方程为:

$$\delta \dot{\rho} = M [\delta \dot{x} \ \delta \dot{y} \ \delta \dot{z}]^T + E [\delta \dot{x} \ \delta \dot{y} \ \delta \dot{z}]^T + D_{tu} \delta \dot{t}_u + V_{\rho} = D_v [\delta v_e \ \delta v_n \ \delta v_u]^T + D_{\rho} [\delta L_e \ \delta \lambda \ \delta h]^T + D_{tu} \delta \dot{t}_u + V_{\rho} \quad (5)$$

$$\text{式中: } \delta \dot{\rho} = \begin{bmatrix} \delta \dot{\rho}^1 \\ \vdots \\ \delta \dot{\rho}^n \end{bmatrix}, M = \begin{bmatrix} g_{1x} & g_{1y} & g_{1z} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ g_{nx} & g_{ny} & g_{nz} \end{bmatrix}, D_{tu} = \begin{bmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}, V_{\rho} = \begin{bmatrix} v_{\rho^1} \\ \vdots \\ v_{\rho^n} \end{bmatrix}$$

$$g_{jx} = \frac{1}{\rho^j} (x - x_s^j - \rho^j e_{jx}), g_{jy} = \frac{1}{\rho^j} (y - y_s^j - \rho^j e_{jy}), g_{jz} = \frac{1}{\rho^j} (z - z_s^j - \rho^j e_{jz}),$$

$$D_v = E \cdot C_b^e, D_{\rho} = ED_e + MD_a$$

综上所述,组合系统的伪距率量测方程为

$$Z_{\rho}(t) = H_{\rho}(t)X(t) + V_{\rho}(t) \quad (6)$$

联立上述推导的伪距、伪距率量测方程,可得系统的量测方程为:

$$\begin{bmatrix} Z_p(t) \\ Z_{\rho}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_p(t) \\ H_{\rho}(t) \end{bmatrix} X(t) + \begin{bmatrix} V_p(t) \\ V_{\rho}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0_{n \times 3} & 0_{n \times 3} & ED_a & D_{tu} & 0_{n \times 1} \\ D_v & 0_{n \times 3} & D_{\rho} & 0_{n \times 1} & D_{tu} \end{bmatrix}_{2n \times 17} X(t) + \begin{bmatrix} V_p(t) \\ V_{\rho}(t) \end{bmatrix}_{2n \times 1} \quad (7)$$

2 改进的自适应卡尔曼滤波

光纤陀螺与传统机电陀螺相比一个重要特征就是其输出量中存在较大噪声^[9],所以这两类陀螺的随机误差特性有所不同。光纤陀螺随机误差中白噪声所占比例较大,在工程上常借用白噪声的特性对其进行研究和处理。随机游走系数(RWC)是表征光纤陀螺中角速率白噪声大小的一项技术指标,它反映了光纤陀螺输出的角速度积分(角度)随时间积累的不确定性。因此,光纤陀螺 SINS/GNSS 的组合导航滤波可以采用传统的卡尔曼滤波进行。同时,闭环光纤陀螺在惯性系统应用中存在以下几类误差:陀螺零偏、标度因数误差、频响宽度与延迟时间、光纤陀螺敏感轴失调角误差等,这些误差对导航精度有一定影响。这些误差的不确定性和长期不稳定性造成传统的卡尔曼滤波方法,无法准确建模,存在滤波发散、系统不稳定问题^[10-11]。典型的改进方法有自适应卡尔曼滤波、衰减卡尔曼滤波等。这些改进的卡尔曼滤波算法的基本思想是通过牺牲一定的精度换取滤波稳定性,即将许多未建模的误差包含进去,增大系统噪声阵和观测噪声阵,从而减小模型和噪声统计特性不准确带来的影响,保证滤波稳定性和估计值的准确性。但是,渐消因子过于依赖当前值,当粗差过多时,无法获得准确的滤波结果;或者在求取渐消因子比例系数和遗忘因子的取值时,要么由先验知识确定,要么由人为确定,主观因素很大,这些值的确定直接影响误差方差阵估计值的大小和滤波结果的准确度。

为了克服传统的 Kalman 滤波的发散性,提出了一种改进的自适应 Kalman 滤波方法,即使构造误差方差阵随着残差的变化而变化,从而抑制滤波发散,保证滤波器的稳定性。组合导航参数估计采用改进的自适应卡尔曼滤波进行,将各子系统的观测数据输入到滤波器中进行集中滤波处理,得到状态量的最优估计。组合导航系统的状态方程和量测方程为:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \Phi_{k/k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \Gamma_{k-1} \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\Phi_{k/k-1}$ 为 t_{k-1} 时刻至 t 时刻一步转移矩阵; Γ_{k-1} 为系统噪声驱动阵; \mathbf{H}_k 为量测阵; \mathbf{W}_{k-1} 为系统噪声向量; \mathbf{V}_k 为量测噪声序列。系统的噪声阵满足: $\mathbf{E}[\mathbf{W}_{k-1}, \mathbf{W}_{k-1}] = \mathbf{Q}_k, \mathbf{E}[\mathbf{V}_{k-1}, \mathbf{V}_{k-1}] = \mathbf{R}_k$ 。构造误差方阵如公式(9)所示:

$$\Delta_k = \frac{\sqrt{2}}{2} \times \mathbf{Z}_k \mathbf{Z}_k^T \quad (9)$$

由公式(9)可知,构造误差方差阵始终随着残差的变化而变化,从而最大程度地获取新信息,使得误差的估计值对残差的变化更加敏感,所以提高了估计的准确度。

根据误差方差阵 Δ_k 的估计值求渐消因子 λ_k 的值,如公式(10)(11)所示:

$$\mathbf{C}_k = \frac{\|\text{Tr}(\Delta_k - \mathbf{H}_k \mathbf{Q}_{k-1} \mathbf{H}_k^T - \mathbf{R}_k)\|}{\|\text{Tr}(\mathbf{H}_k \Phi_k \mathbf{P}_{k-1} \Phi_k^T \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)\|} \quad (10)$$

$$\lambda_k = \begin{cases} \mathbf{C}_k & (\mathbf{C}_k > 1) \\ 1 & (\mathbf{C}_k \leq 1) \end{cases} \quad (11)$$

将渐消因子 λ_k 值代入公式(12)计算 \mathbf{P}_k ,完成状态估计误差协方差阵的加权,继而实现滤波估计。

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \lambda_k \Phi_k \mathbf{P}_{k-1} \Phi_k^T + \mathbf{Q}_{k-1} \quad (12)$$

通过以上改进,自适应卡尔曼滤波算法不但能够保证滤波器稳定可靠,防止滤波发散;同时,可以实时调整误差方差阵,保证渐消因子在线自适应调整,提高了残差估计的准确度,有助于提高组合导航的精度。

3 系统试验

3.1 稳态试验

采用光纤陀螺惯组和 GPS 接收机,建立了 SINS/GNSS 紧组合导航技术验证平台。其中,光纤陀螺的零位漂移为 0.3 ($^\circ$)/h,加表的零偏稳定性为 5×10^{-4} g。为了验证组合导航算法的鲁棒性和系统的定位精度,设计稳态测试试验。初始对准后,稳态测试约 1 h,导航解算周期为 10 ms(数据率为 100 Hz),姿态、速度、位置误差结果如图 2~图 4 所示。从测试曲线,

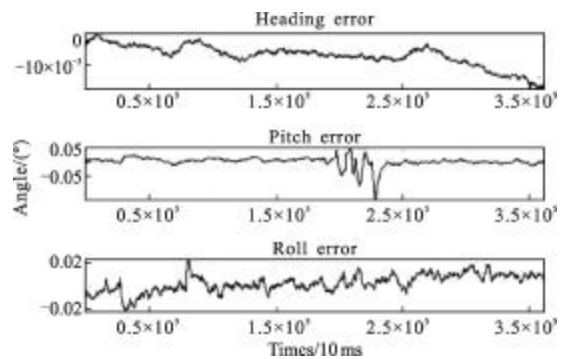


图 2 姿态误差

Fig.2 Attitude error

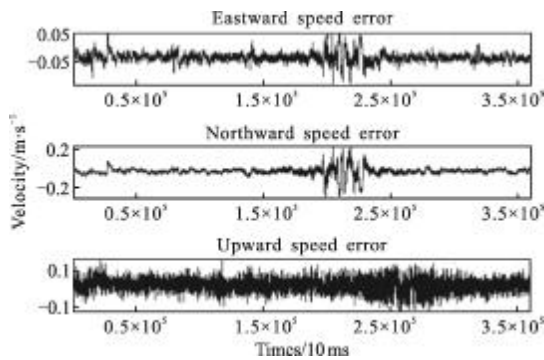


图 3 速度误差

Fig.3 Velocity error

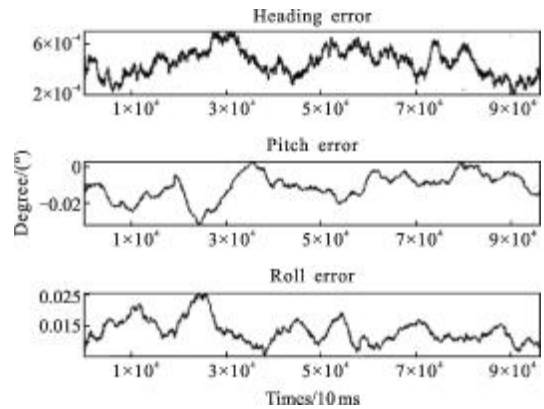


图 5 姿态误差

Fig.5 Attitude error

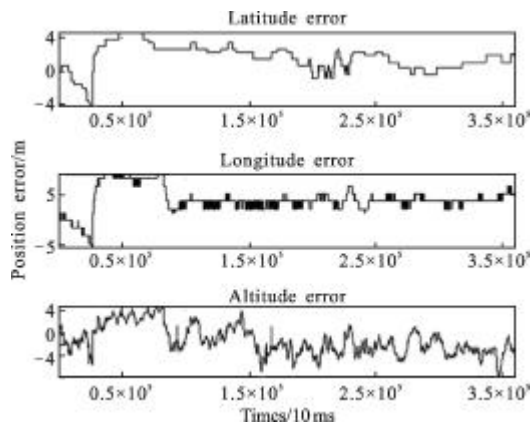


图 4 位置误差

Fig.4 Position error

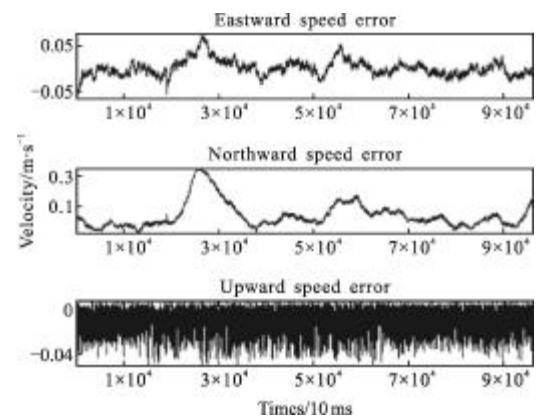


图 6 速度误差

Fig.6 Velocity error

可以看出,系统稳态姿态角误差小于 0.1° ,速度误差小于 0.2 m/s ,定位精度 $< 10 \text{ m}$,因此紧组合导航技术达到了预期的目标,具有较好的精度和稳定性。

3.2 3 颗卫星试验

为了验证紧组合导航的技术优势,设计了测试验证试验。试验过程中,先使系统收敛进入正常工作状态,在 $6 \text{ min}46 \text{ s}$ 转入利用 3 颗卫星数据的工作状态,测试结果如图 5~图 7 所示。图中所示结果为从第 $6 \text{ min}46 \text{ s}$ 开始的数据曲线,导航解算周期为 10 ms 。

由图 5 可知,3 颗卫星时,姿态角保持较好的精度,姿态误差小于 0.03° 。由图 6 可知,速度有一定的波动,瞬时误差最大值约为 0.3 m/s 。由图 7 可知,系统在约 8 min 内保持了较好的水平位置精度 ($< 20 \text{ m}$), 8 min 之后位置误差呈现出逐渐发散的趋势。试验所用的惯导产品在纯惯性导航模式下工作 8 min ,水平位置误差约为 125 m 。

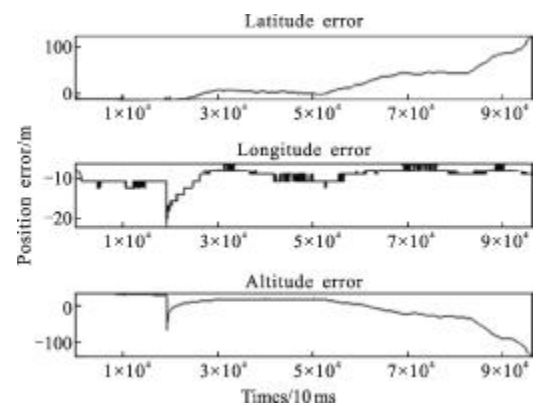


图 7 位置误差

Fig.7 Position error

4 结论

基于伪距和伪距率设计了光纤陀螺 SINS/GNSS 紧组合导航系统,采用闭环反馈校正系统误差。为了减小计算复杂度,选择 11 个参数作为组合系统的状

态量。针对光纤陀螺的白噪声特点,以及误差不稳定性导致无法精确建模,提出了改进的自适应卡尔曼滤波方法。通过将残差引入误差方差阵的估计中,有效地抑制了滤波发散问题,提高了系统的稳定度。稳态测试试验表明,设计的紧组合导航系统具有较好的鲁棒性、性能稳定。通过设计的 3 颗卫星试验表明,系统能够在 8 min 的时间内保持较高的导航精度,验证了紧组合导航的优势。

参考文献:

- [1] Han Cheng, Tong Shoufeng, Chen Zhandong, et al. Analysis of influence of GPS/INS system errors on pointing algorithm in space optical communication [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2009, 38(4): 650-654. (in Chinese)
韩成, 佟首峰, 陈展东, 等. GPS/INS 系统误差对空间激光通信对准算法的影响分析[J]. *红外与激光工程*, 2009, 38(4): 650-654.
- [2] Tang Yonggang, Lian Junxiang, Wu Wenqi, et al. Tightly coupled integration technology of RDSS time difference carrier phase/SINS and its experimental research [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2007, 29(2): 19-23. (in Chinese)
汤勇刚, 练军想, 吴文启, 等. 北斗载波相位时间差分/SINS 紧组合技术与实验研究[J]. *国防科学技术大学学报*, 2007, 29(2): 19-23.
- [3] Wang Shengbiao, Wang Junpu, Ni Jingjing, et al. Evaluating platform for GPS/INS integrated navigation algorithm [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2007, 15(2): 181-184. (in Chinese)
王胜标, 王俊璞, 倪静静, 等. GPS/INS 组合导航算法性能评估平台[J]. *中国惯性学报*, 2007, 15(2): 181-184.
- [4] Gu Mingwu, Chen Xiyuan. Application of RBF neural network aided kalman filtering to GPS/SINS integrated navigation[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(4): 270-273. (in Chinese)
顾明武, 陈熙源. RBFNN 辅助卡尔曼滤波在 GPS/SINS 组合导航中的应用 [J]. *红外与激光工程*, 2008, 37(4): 270-273.
- [5] Hewitson S, Wang J. GNSS receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) with a dynamic model [J]. *Journal of Navigation*, 2007, 60(2): 247-263.
- [6] Han S, Wang J. Monitoring the degree of observability in integrated GPS/INS systems[C]//International Symposium on GPS/GNSS, 2008, 2008: 414-421.
- [7] Liang Kun, Shi Huli. Analysis and simulation of high sensitivity GPS acquisition techniques [J]. *GNSS World of China*, 2007(6): 26-30. (in Chinese)
梁坤, 施浒立. 高灵敏度 GPS 捕获技术的分析与仿真[J]. *全球定位系统*, 2007(6): 26-30.
- [8] Jiao Ruixiang, Mao Xuchu. Batch processing-based acquisition of weak GPS signals [J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2008, 42(2): 285-289. (in Chinese)
焦瑞祥, 茅旭初. 基于批处理的微弱 GPS 信号捕获[J]. *上海交通大学学报*, 2008, 42(2): 285-289.
- [9] Song Ningfang, Chen Jing, Jin Jing. Wavelet variance analysis of random error properties for fiber optic gyroscope [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(5): 925-928. (in Chinese)
宋凝芳, 陈婧, 金靖. 光纤陀螺随机误差特性的小波方差分析[J]. *红外与激光工程*, 2010, 39(5): 925-928.
- [10] Yang Y, Xu T. An adaptive Kalman filter based on sage windowing weights and variance components[J]. *The Journal of Navigation*, 2003, 56(2): 231-240.
- [11] Yang Y, Gao W. An optimal adaptive Kalman filter [J]. *Journal of Geodesy*, 2006, 80: 177-183.