

doi: 10.7690/bgzd.2013.06.020

基于低通滤波技术的 GPS/INS 组合导航

汪坤¹, 严发宝²

(1. 中电科航空电子有限公司通信导航监视事业部, 四川 成都 611731;

2. 中国兵器工业第五八研究所特种电子技术部, 四川 绵阳 621000)

摘要: 针对 GPS/INS 组合导航系统中的惯性导航系统 (inertial navigation system, INS) 存在的随机误差的问题, 研究了一种通过低通滤波器减弱或消除 GPS/INS 组合导航系统高频噪声的方法。分析了陀螺仪与加速度计在三轴方向上的误差源及其相关性, 给出无人机组导航系统中 GPS/INS 组合导航误差模型, 针对 INS 数据中所含的高频误差, 构造了低通滤波器以消除其对导航精度的影响; 并通过实测 Matlab/Simulink 仿真与实测 GPS/INS 导航数据验证该低通滤波器性能。试验结果表明: 采用低通滤波处理 INS 高频误差显著改善了位置精度, 三轴方向上精度分别提高了 25%、22% 和 21%。

关键词: INS 误差模型; 低通滤波器; 卡尔曼滤波; GPS/INS 组合导航

中图分类号: TJ86 **文献标志码:** A

Low-Pass Filter Technique Based GPS/INS Integrated Navigation

Wang Kun¹, Yan Fabao²

(1. Department of Communications Navigation & Surveillance, China Electronics Technology Group Avionics Corporation, Chengdu 611731, China; 2. Department of Special Electronics Technology, No. 58 Research Institute of China Ordnance Industries, Mianyang 621000, China)

Abstract: Aiming at the random error of inertial navigation system (INS) in GPS/INS integrated navigation system, research a method using a low-pass filter to attenuate or eliminate high-frequency noise in the GPS/INS integrated navigation system. Error sources and their correlations in all three axial directions of the gyroscope and the accelerometer are analyzed. An error model of the GPS/INS integrated navigation is presented for a UAV integrated navigation system. A low-pass filter is developed to eliminate the influence of the high-frequency noise in the INS data to the navigation accuracy. The performance of this low-pass filter is verified by MatLab/Simulink simulations and real GPS/INS navigation tests. The test result shows that adopt low-pass filter to deal with INS high frequency and improve position accuracy effectively. The 3 axis accuracy increase 25%, 22% and 21% separately.

Key words: INS error model; low-pass filter; Kalman filter; GPS/INS integrated navigation

0 引言

GPS/INS 组合导航系统是飞行器精确、可靠、稳定、安全飞行的关键载荷^[1]。GPS 具有长周期稳定性, 但信号易受遮挡、干扰, 而 INS 具有短期高精度, 但其惯性元件的误差累积影响了 INS 的长周期稳定性。GPS/INS 具有高可靠性、高稳定性、自主性、低成本、高精度等优点, 实现了 GPS 和 INS 的优势互补, 是目前最有效、应用范围最广的组合导航方式。作为 GPS/INS 组合导航系统中的重要组成部分, 当 GPS 信号失锁、被建筑物遮挡等不可用时, 惯性导航系统 (INS) 不仅可以保证导航的连续性, 还可辅助 GPS 捕获卫星, 提高接收机的抗干扰性和动态特性。此时, INS 元件误差决定了导航精度。因此减弱 INS 误差对于提高 GPS/INS 组合导航精度具有重要意义^[2-3]。INS 原始观测数据主要包含了惯性元件零偏误差、安装误差、刻度系数

误差、舍入误差、随机误差等。尤其对于随机误差, 主要表现为噪声的高频特性, 也决定了短周期惯性元件的精度。Weidong Ding 等对载体运动信息分析^[4], 提出了带有频率特性的消噪方法, 消除 INS 原始数据高频噪声; Nassar 运用不同的统计模型对 INS 误差建模^[5], 将 AR 模型引入 INS 偏心误差中, INS/GPS 松组合导航精度提高了 40%~60%; 钟晓春等为提高高速列车导航精度^[6], 提出了一种基于 SINS/GPS 的组合导航系统, 设计了 SINS/GPS 高速列车组合导航算法。基于以上分析, 笔者根据小型无人机组导航系统的特性, 将低通滤波引入到 GPS/INS 组合导航系统, 通过低通滤波器减弱或消除惯性组件导航输出的高频噪声。

1 INS 元件误差模型

1.1 陀螺仪误差模型

陀螺仪的设计方法决定了陀螺仪硬件特性, 进

收稿日期: 2012-12-13; 修回日期: 2013-01-07

作者简介: 汪坤(1984—), 男, 四川人, 硕士, 助理工程师, 从事民用航空通信导航系统设计、数据融合及组合导航研究。

而影响陀螺仪输出中所含误差的特性。典型陀螺误差模型为

$$\tilde{\omega}_z = (1+S_z)\omega_z + M_x\omega_x + M_y\omega_y + B_f + n_z \quad (1)$$

其中: $\tilde{\omega}_z$ 为角速率观测值; ω_z 为角速率真值; S_z 为刻度系数; M_x, M_y 为交叉耦合系数; B_f 为陀螺仪零偏; n_z 为随机噪声。

类似加速度计, 对于小型无人机惯性组件中的陀螺仪误差模型可简化如下:

$$\tilde{\omega}_z = \omega_z + S_z\omega_z + B_f + n_z \quad (2)$$

从上式可以看出, 刻度系数误差、陀螺仪零偏误差、随机噪声是误差源的主要部分。X 方向及 Y 方向的误差模型表达式和 Z 方向相似。

1.2 加速度计误差模型

加速度计的输出中包含多种误差信息, 误差信息会因不同类型的加速度计而存在一定差异, 在 X 方向上的加速度真值与三轴方向的加速度观测值都存在相关性, 公式^[8]如下:

$$\tilde{\alpha}_x = (1+S_x)\alpha_x + M_y\alpha_y + M_z\alpha_z + B_f + B_v\alpha_x\alpha_y + n_x \quad (3)$$

式中: $\tilde{\alpha}_x$ 为加速度观测值; S_x 为刻度系数; α_x 为加速度真值; M_y, M_z 为交叉耦合系数; B_f 为加速度计零偏; B_v 为垂悬震动系数; n_x 为随机噪声。

对于小型无人机惯性组件中的加速度计来说, 根据加速度计的无垂悬震动设计原理, 加速度计误差模型可以进行如下简化:

$$\tilde{\alpha}_x = \alpha_x + S_x\alpha_x + B_f + n_x \quad (4)$$

从式 (4) 可以看出, 刻度系数误差、加速度计零偏误差、随机噪声是误差源的主要部分。Y 方向及垂直 Z 方向的误差模型表达式和 X 方向相似。

2 低通滤波器

低通滤波器已广泛应用于工业控制、语音处理、数据采集等领域。同时, 低通滤波器也是信号处理过程中的重要环节, 主要用于过滤带外噪声以及干扰引入的混叠误差。理想的低通滤波器要求低于某个频率的信号以恒定的增益通过^[9-10], 而高于该频率的信号完全衰减。其传输函数的幅值可表示为:

$$H(\omega) = |H(j\omega)| = \begin{cases} 1, & 0 \leq \omega \leq \omega_0 \\ 0, & \omega_0 \leq \omega < \infty \end{cases} \quad (5)$$

式中, $[0, \omega_0)$ 表示通带, 相应地 $[\omega_0, \infty)$ 表示阻带。

由卷积定理,

$$G(u) = H(u)F(u) \quad (6)$$

式中: $G(u)$ 是平滑后信号的傅里叶变换; $H(u)$ 是低通滤波器传递函数; $F(u)$ 是含噪声信号的傅里叶变换。利用 $H(u)$ 使 $F(u)$ 的高频分量得到衰减, 得到 $G(u)$ 后再经过逆变换即可获得高频消噪后的 INS 观测信号 $f(x)$ 。

3 GPS/INS 组合导航模型

3.1 INS 误差状态模型

在 GP/INS 组合导航系统的状态建模时, 状态参数应与参照坐标系对应。笔者选取 18 维状态参数, 包括三轴位置误差、速度误差、姿态误差、三轴陀螺常值漂移、三轴加速计零偏误差。需要指出的是, 惯性元器件的误差模型均假设服从一阶马尔科夫过程^[9]。则 INS 误差状态方程为:

$$\begin{aligned} \dot{X}_i(t) &= F_i(t)X_i(t) + G_i(t)W_i(t) \\ X_i &= [\delta\psi_E, \delta\psi_N, \delta\psi_U, \delta v_N, \delta v_E, \delta v_U, \delta L, \delta \lambda, \delta H, \\ &\quad \varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T \\ W_i(t) &= [W_{gx}, W_{gy}, W_{gz}, W_{bx}, W_{by}, W_{bz}, W_{ax}, W_{ay}, W_{az}]^T \\ G_i(t) &= \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} & 0_{9 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{18 \times 9} \quad F_i(t) = \begin{bmatrix} F_N & F_S \\ 0_{9 \times 9} & F_M \end{bmatrix}_{18 \times 18} \end{aligned} \quad (7)$$

其中: $F_i(t)$ 为动态矩阵; $G_i(t)$ 为噪声驱动矩阵; $W_i(t)$ 为系统噪声。状态转移矩阵中 F_N 各元素展开如式 (8) 所示。

$$\begin{aligned} f_{1,2} &= \omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_n + h} \tan L; f_{1,5} = -\frac{1}{R_M + h}; \\ f_{1,3} &= -(\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_n + h}); f_{2,3} = -\frac{V_N}{R_M + h}; \\ f_{2,1} &= -(\omega_{ie} \sin L + \frac{V_E}{R_n + h} \tan L); f_{2,4} = \frac{1}{R_N + h}; \\ f_{2,7} &= -\omega_{ie} \sin L; f_{3,1} = -f_{1,3}; f_{3,4} = f_{2,4} \tan L; \\ f_{3,2} &= -f_{2,3}; f_{4,2} = -f_u; f_{4,5} = f_{1,2} + \omega_{ie} \sin L; \\ f_{3,7} &= \omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_n + h} \sec^2 L; f_{9,6} = 1; f_{4,3} = f_u; \\ f_{4,4} &= \frac{V_E}{R_n + h} \tan L - \frac{V_u}{R_M + h}; \\ f_{4,7} &= 2\omega_{ie} V_N \cos L + \frac{V_N V_E}{R_M + h} \sec^2 L + 2\omega_{ie} V_U \sin L; \\ f_{5,1} &= f_u; f_{4,6} = f_{1,3} - \omega_{ie} \cos L; f_{5,3} = -f_E; \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned}
 f_{5,4} &= f_{1,2} + \omega_{ie} \sin L; f_{5,5} = -\frac{V_U}{R_M + h}; f_{5,6} = f_{2,3}; \\
 f_{6,1} &= -f_N; f_{5,7} = -(2\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h} \sec^2 L)V_E; \\
 f_{6,2} &= f_E; f_{6,4} = 2\omega_{ie} \cos L + \frac{V_E}{R_N + h}; f_{6,5} = \frac{2V_N}{R_M + h}; \\
 f_{6,7} &= -2\omega_{ie}V_E \sin L; f_{7,5} = \frac{1}{R_M + h}; f_{8,4} = \frac{\sec L}{R_M + h}; \\
 f_{8,7} &= \frac{V_E}{R_N + h} \sec L \tan L; F_S = \begin{bmatrix} C_b^n & C_b^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & C_n^b \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{9 \times 9}; \\
 F_M &= \text{diag}[0, 0, 0, -1/T_{gx}, -1/T_{gy}, \\
 &\quad -1/T_{gz}, -1/T_{ax}, -1/T_{ay}, -1/T_{az}]
 \end{aligned}$$

式中，过程噪声 $W(t)$ 为零均值高斯白噪声。相应的离散化形式的误差状态模型可表示为式 (9)：

$$X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + w_k \quad (9)$$

其中状态转移矩阵为 $\Phi_{k,k-1} = I + \Delta t F_k$ 。

3.2 系统量测模型

以 GPS 与 INS 的位置信息、速度信息之差作为观测向量 z ，如式 (10)：

$$z(t) = \begin{bmatrix} r_{\text{GPS}}(t) - r_{\text{INS}}(t) \\ v_{\text{GPS}}(t) - v_{\text{INS}}(t) \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中，

$$v_{\text{INS}}(t) = v_{\text{INS}}(t_0) + \int_{t_0}^t \alpha(t)_{\text{INS}} dt \quad (11)$$

$$r_{\text{INS}}(t) = r_{\text{INS}}(t_0) + \int_{t_0}^t v_{\text{INS}}(t) dt + \int_{t_0}^t \int_{t_0}^t \alpha(t) dt \quad (12)$$

$r_{\text{GPS}}(t)$ 为 GPS 的位置观测值； $r_{\text{INS}}(t_0)$ 与 $v_{\text{INS}}(t_0)$ 分别为 INS 于 t_0 时刻的位置和速度； α 为 INS 加速度观测值。重新整理式 (10) 为矩阵形式，则历元 k 的量测模型为：

$$z_k = H_k X_k + \varepsilon_k \quad (13)$$

$$H_k = [I_{6 \times 6} \quad 0_{6 \times 12}] \quad (14)$$

式中 ε_k 为服从高斯分布的观测噪声； H 为观测设计矩阵。

3.3 GPS/INS 误差状态滤波

若假设 $w_k \sim (0, \Sigma_{w_k})$ ， $\varepsilon_k \sim (0, R_k)$ ，GPS/INS 误差状态的 Kalman 滤波递推公式为

$$\begin{aligned}
 \bar{X}_k &= \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \\
 \Sigma_{\bar{X}_k} &= \Phi_{k,k-1} \Sigma_{\hat{X}_{k-1}} \Phi_{k,k-1}^T + \Sigma_{w_k} \\
 \hat{X}_k &= \bar{X}_k + K_k (z_k - A \bar{X}_k)
 \end{aligned} \quad (15)$$

$$\Sigma_{\hat{X}_k} = (I - K_k H_k) \Sigma_{\bar{X}_k}$$

$$K_k = \Sigma_{\bar{X}_k} H_k^T (H_k \Sigma_{\bar{X}_k} H_k^T + R_k)^{-1}$$

4 基于低通滤波的 GPS/INS 组合导航架构

在 GPS/INS 组合导航系统中引入低通滤波器，系统工作原理如图 1 所示。首先采用低通滤波器对 INS 原始观测数据的高频噪声部分进行消噪处理，再将处理后的惯性数据进行力学编排，该结果可用于辅助 GPS 跟踪以及卫星捕获。最后将 INS 与 GPS 组合建立状态误差模型与量测模型，采用 Kalman 滤波方式递推计算从而实现精确、可靠的组合导航。

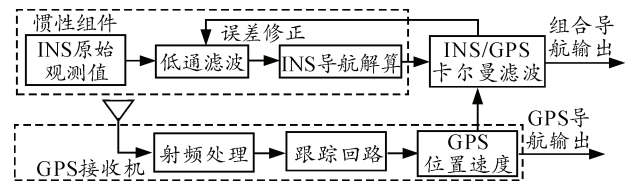


图 1 采用低通滤波技术的组合导航

5 实例分析

5.1 仿真算例

采用 Matlab/Simulink 工具箱进行 INS 数据仿真，模拟载体的运动轨迹，并产生相应的 INS 陀螺与加速度计数据。仿真时间 80 s，惯性传感器工作频率为 100 Hz，加速度零偏误差 8 mg，尺度因子稳定性为 1 000 ppm，随机游走噪声为 100 $\mu\text{g}/\text{root-Hz}$ ；陀螺漂移误差为 100 ($^\circ$)/hr，尺度因子稳定性为 1 000 ppm，随机游走噪声为 0.05 ($^\circ$)/root-Hz，参考轨迹如图 2 所示。

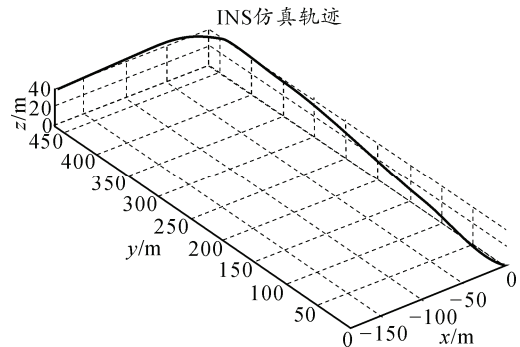


图 2 模拟载体运动轨迹

为验证笔者所提出的低通滤波在 INS 导航中的有效性，在惯性传感器的陀螺与加速度计各分量上均模拟高频噪声部分。图 3 为无低通滤波器时 INS 导航定位误差，图 4 为加入低通滤波器 (LP) 处理后的 INS 导航定位误差。表 1 为采用低通滤波器前后

的 INS 导航定位误差统计结果。由表 1 可知, 是否低通滤波器的 INS 导航误差统计结果差异不明显, 但比较图 2 与图 3 可知, 采用低通滤波器可显著限制较大的位置误差影响, 因此经低通滤波后的 INS 导航误差较无低通滤波导航误差小, 在一定程度上提高了导航的精度。

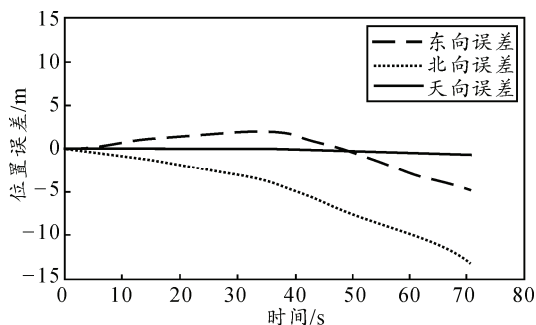


图 3 模拟高频噪声后 INS 导航定位误差 (无低通滤波器)

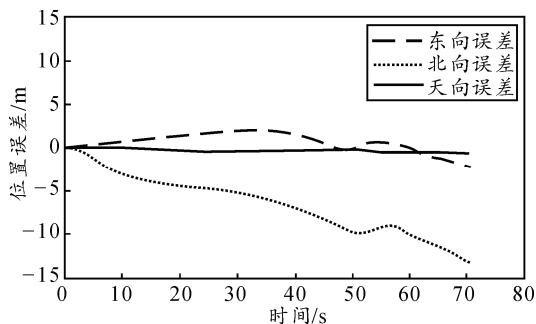


图 4 基于低通滤波的 INS 导航定位误差

表 1 采用低通滤波前后 INS 位置误差

方向	INS 位置误差 均方根/m	LP-INS 位置误差 均方根/m
X	1.952	1.196 7
Y	6.280	6.910 0
Z	0.285	0.359 0

5.2 实测数据分析

为验证笔者所提出模型在实际导航应用中的效果, 笔者于 2012 年采用 CIMIGITS-INS 与 GPS-NOVATEL 接收机采集进行车载试验, 行驶区域位于成都市高新西区城市道路。为便于验证模型精度, GPS 数据对 INS 修正周期为 3 s, GPS 输出数据方差为 2 m, INS 采样频率为 100 Hz, 加速度零偏误差 4 mg, 尺度因子稳定性为 400 ppm, 随机游走噪声为 80 $\mu\text{g}/\text{root-Hz}$; 陀螺漂移误差为 30 ($^\circ$)/hr, 尺度因子稳定性为 500 ppm, 随机游走噪声为 0.03 ($^\circ$)/root-Hz。表 2 是采用低通滤波器前后的 GPS/INS 组合导航精度统计结果, 比较两者的均方根误差可以看出, 采用低通滤波的 GPS/INS 组合导航精度要优于无低通滤波器的 GPS/INS 导航精

度, 在 X、Y、Z 3 个方向上导航精度分别提高了 25%、22%、21%。在残差最大值的比较上, 3 个方向上都有所减小, 说明对 INS 数据低通滤波处理后, 可以提高 GPS/INS 导航精度。图 5 为三轴导航残差 (参考值为 NOVATEL 双频载波相位解算结果)。由图 5 可知, 相比较于仿真算例中 INS 独立导航残差序列, 当采用 GPS 辅助 INS 导航时, 可修正 INS 的漂移误差, 显著抑制了三轴残差发散。

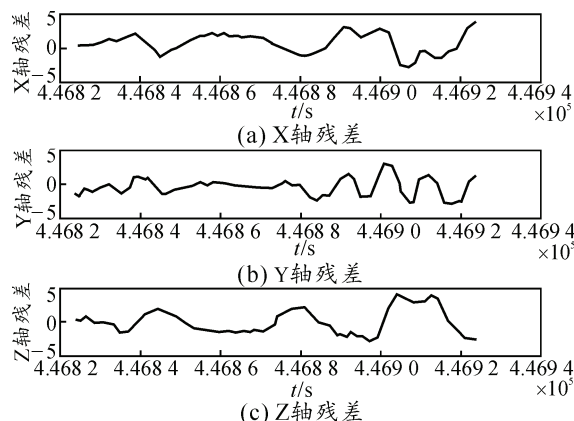


图 5 GPS/INS 组合导航残差

表 2 采用低通滤波前后的 GPS/INS 的位置误差

方向	GPS/INS 位置误差	GPS/LP-INS 位置误差
	均方根/m	均方根/m
X	2.037	1.526
Y	1.686	1.319
Z	2.356	1.854

6 结论

笔者在分析 INS 陀螺与加速度计观测数据的误差模型基础上, 通过低通滤波器的引入以实现 INS 观测数据所含高频噪声的降噪处理, 将处理后的 INS 数据与 GPS 观测数据组合建立相应的 GPS/INS 误差状态模型与量测模型, 最后通过 Matlab/Simulink 仿真与实测 GPS/INS 导航数据, 对笔者所提出的算法进行验证, 结果表明: INS 陀螺与加速度计观测数据含尺度因子、偏心、高斯白噪声等多种误差, 就频率角度而言可分为高频部分 (白噪声) 和低频部分 (尺度因子、零偏误差、漂移误差); 对于高频噪声, 建议先采用低通滤波器进行消噪处理。对于 GPS/INS 组合导航, 采用误差状态的松组合导航模式不仅可简单地实现 INS 误差修正还可显著提高导航精度; 通过仿真数据与实测车载数据的验证计算, 表明了低通滤波有效抑制了 INS 高频误差的影响, 且在 GPS 辅助 INS 条件下, 导航精度显著改善。