

文章编号:1001-1595(2011)04-0421-08

附加方位约束的 GPS/INS 组合系统选权自适应卡尔曼滤波

柴艳菊, 欧吉坤, 袁运斌, 阳仁贵, 钟世明, 王海涛

中国科学院 测量与地球物理研究所 动力大地测量学重点实验室, 湖北 武汉 430077

The Adaptive Kalman Filtering for Single Antenna GPS/INS Integrated System with Heading Angle Constraint by Selecting the Parameter Weights

CHAI Yanju, OU Jikun, YUAN Yunbin, YANG Rengui, ZHONG Shiming, WANG Haitao

Institute of Geodesy and Geophysics, Key Laboratory of Dynamical Geodesy, Chinese Academy of Sciences, Wuhan 430077, China

Abstract : The main problem of the classical filtering based on the single antenna GPS/INS integrated system is difficult to estimate the indirect observable parameters accurately because the observation information is insufficient and the state model can not fit a complex kinematic environment. Through analyzing the character of the parameter estimators using the classical GPS/INS coupled model and Kalman filtering, a new method is put forward for improving the filter results. ① On the motion condition, the heading angle from the single antenna GPS is added to the observation equations of the Kalman filtering, so the relationship between the observations and the indirect observable parameters is built; ② The adaptive Kalman filtering by selecting the parameter weights is extended to the GPS/INS integrated system. Through analyzing the gain matrix, position and velocity differences and attitude error estimators, the results of the new method are more accurate and reasonable.

Key words : GPS/INS integrated system; single antenna GPS; heading angle constraint; adaptive Kalman filtering by selecting the parameter weights; attitude estimator

摘 要: 单天线 GPS/INS 经典组合模型存在的明显不足是: 由于状态参数不仅包含 INS 的位置、速度误差, 而且还包含 INS 的姿态误差和元件误差, 存在观测信息不足, 间接可测参数难以准确估计。在深入分析常用 GPS/INS 组合模型及滤波算法中参数估值的特性基础上, 提出从两方面改善这类滤波结果: ① 在运动条件下的组合观测模型中附加 GPS 单天线测方位角约束, 建立观测值与间接可测参数之间的联系; ② 将选权自适应卡尔曼滤波方法拓展到 GPS/INS 滤波中, 以提高参数估计的精确性。通过对滤波结果的增益阵、位置差、速度差及姿态估计结果的分析可知, 该方法的滤波结果更趋准确、合理。

关键词: GPS/INS 组合系统; 单天线 GPS; 方位角约束; 选权自适应卡尔曼滤波; 姿态估计

中图分类号: P228 文献标识码: A

基金项目: 国家自然科学基金(40874018; 40874009); 国家杰出青年基金(40625013); 中国科学院动力大地测量重点实验室基金(L06-09)

1 引 言

GPS/INS 组合导航技术能为用户提供连续的高精度位置、速度和姿态等导航信息, 在军、民用领域具有广阔的应用前景^[1-3]。常用组合方式(松组合或紧组合)的不足是建立的滤波观测模型与姿态误差、INS 元件误差等参数无关, 这类参数必须依赖状态预报模型中与位置误差、速度误差等参数之间的关系来估计, 又称为间接可测参数。为提高这类参数估计的精确性, 以往多从改进滤波状态预报模型方面进行研究, 如对状态参数噪声利用波估计理论建模、利用状态参数误差变化区间构造状态预报精度的扩展区间 Kalman 滤

波、基于神经网络的自适应滤波、将抗差估计与 Kalman 滤波结合的一类抗差自适应滤波等^[4-8]。这些滤波技术的关键是将速度误差分解为姿态误差引起的部分、元件误差引起的部分和初始速度误差部分^[9], 即准确获取这些参数的先验精度。由于状态参数先验精度的确定由 INS 的噪声水平决定, 而 INS 噪声与制造、使用、环境因素等有关^[10], 因此这类参数的准确确定非常困难。

随着 GPS 多天线测姿技术的发展, 许多学者提出附加 GPS 测姿信息的组合方式, 如位置速度姿态全组合方式、附加基线约束的组合等^[3, 11-13]。这些组合方式需要多个 GPS 天线, 不仅增加系统的成本, 而且 GPS 多天线测姿精度与多条基线解

算的精度及基线的长度成正比。由于载体本身范围的限制,多天线测姿的基线一般比较短,虽然基线解算精度比较高,但是测姿精度不高^[12-15]。

近年来,一些学者提出 GPS 单天线测姿技术^[16],即载体运动情况下,由 GPS 观测得到的速度和加速度结果计算载体运动的姿态角。由于俯仰角和翻滚角受风速、加速度误差等影响,精度比较低。方位角的计算只与水平方向速度有关,相对比较准确,其精度与水平方向速度的大小及精度有关,一般可以达到 $0.1^\circ \sim 0.4^\circ$ ^[16-17]。文献^[18]提出利用这一信息直接校正 INS 的方位角;文献^[19]提出利用 GPS 得到的方位角和 INS 方位角之差来估计 INS 陀螺漂移误差。这些做法是将 GPS 的方位角作为参考值,而 GPS 得到的方位角精度不高,因此这些做法并不合适。

基于以上分析,对于单天线 GPS/INS 组合系统,提出如下处理方案:在静止时,采用经典组合 Kalman 滤波。在运动条件下,一方面,将 GPS 测得的方位信息作为虚拟观测值输入滤波器,形成附加方位约束的组合方式;另一方面,将选权自适应卡尔曼滤波方法拓展到组合系统中,以提高导航参数误差估计的精确性。

2 GPS 单天线测方位原理及精度估计^[16]

假设地理系中由 GPS 计算的速度矢量为 $V_g = [V_{gx} \ V_{gy} \ V_{gz}]^T$,载体运动的速度矢量为 $V_a = [V_{ax} \ V_{ay} \ V_{az}]^T$,则有关系 $V_g = V_a + V_f$,其中 $V_f = [0 \ 0 \ V_3]^T$ 风速矢量。

载体的方位角为

$$ya\omega = \arctan\left(\frac{V_{ax}}{V_{ay}}\right) \quad (1)$$

式中, V_a 的水平分量可以用 V_g 分量代替,将上式微分得

$$dya\omega = A \times [dV_{gx} \ dV_{gy} \ dV_{gz}]^T \quad (2)$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{V_{gx}}{((V_{gx})^2 + (V_{gy})^2)} & \frac{-V_{gy}}{((V_{gx})^2 + (V_{gy})^2)} & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

如果差分 Doppler 测速方差阵为 Σ_{V_g} ,则方位角中误差 $\hat{\sigma}_{yaw}$ 估计公式为

$$\hat{\sigma}_{yaw} = \sqrt{A \Sigma_{V_g} A^T} \quad (4)$$

从式(2)~(4)可知, $\hat{\sigma}_{yaw}$ 由水平方向的速度大小和精度决定,因此利用 GPS 测速计算载体方位角对速度是有要求的,一般要达到 0.1° 的方位角估计精度,水平方向速度要达到 10 m/s ^[17-19]。

3 常用 GPS INS 组合模型参数估值分析

地固系常用组合 Kalman 滤波模型可以表示为

$$\left. \begin{aligned} X_{k+1} &= \Phi_{k+1,k} X_k + \omega_k \\ L_{k+1} &= H_{k+1} X_{k+1} + v_{k+1} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中,状态参数 $X_k = [\delta r^T \ \delta v^T \ \varphi^T \ d^T \ b^T]^T$ 为 k 时刻 INS 的位置误差、速度误差、平台角误差、陀螺仪漂移和加速度计零偏^[3-4]。

由于松组合和紧组合观测方程的系数阵结构类似,可以采用统一的形式 $H_{k+1} = [H_1 \ O_{6 \times 9}]$ 。松组合时 $H_1 = I_6$ 为 6 阶单位阵,紧组合时 $H_1 = \begin{bmatrix} A_{k+1} & O_3 \\ O_3 & A_{k+1} \end{bmatrix}$, A_{k+1} 为相位观测方程位置参数对应的系数阵, O 为零矩阵。由 H_{k+1} 可知,在观测方程中仅有位置、速度误差参数为直接可测参数,其他状态参数为间接可测参数。下面对这些间接可测参数的估值特点进行分析。

以权阵形式表示的状态滤波估值 \hat{X}_{k+1} 和增益阵 K_{k+1}

$$\hat{X}_{k+1} = \hat{X}_{k+1,k} + K_{k+1} (L_{k+1} - H_{k+1} \hat{X}_{k+1,k}) \quad (6)$$

$$K_{k+1} = (P_X + H_{k+1}^T P_{k+1} H_{k+1})^{-1} H_{k+1}^T P_{k+1} \quad (7)$$

式中, $P_X = \Sigma_{k+1,k}^{-1}$ 为状态参数预报权阵; $P_{k+1} = R_{k+1}^{-1}$ 为观测值的权阵。 $\Sigma_{k+1,k}$ 和 R_{k+1} 分别为状态预报方差阵和观测值方差阵。因为采用反馈式校正,对 INS 校正后其状态参数 \hat{X}_k 应重置为零矢量,因此状态预报值 $\hat{X}_{k+1,k}$ 为零矢量,式(6)可以写成

$$\hat{X}_{k+1} = K_{k+1} L_{k+1} \quad (8)$$

$$\text{由于 } H_{k+1}^T P_{k+1} H_{k+1} = \begin{bmatrix} H_1^T P_{k+1} H_1 & O \\ O & O \end{bmatrix}, K_{k+1}$$

中与间接可测参数对应的部分主要由 P_X 决定。

将 P_X 分块,令 $P_X = \begin{bmatrix} P_1 & P_2 \\ P_2 & P_3 \end{bmatrix}$,其中 P_1 与 $H_1^T P_{k+1} H_1$

的维数相同,令 $\hat{X}_{k+1} = \begin{bmatrix} \hat{X}_1 \\ \hat{X}_2 \end{bmatrix}$, \hat{X}_1 为 INS 的位置误差参数和速度误差参数估值, \hat{X}_2 为姿态误差参数和惯性元件误差参数估值。则分块增益矩阵 K_{k+1} 可以表示成

$K_{k+1} = \begin{bmatrix} K_1 \\ K_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (P_1 + H_1^T P_{k+1} H_1 - P_2 P_3^{-1} P_2^T)^{-1} H_1^T P_{k+1} \\ -P_3^{-1} P_2^T (P_1 + H_1^T P_{k+1} H_1 - P_2 P_3^{-1} P_2^T)^{-1} H_1^T P_{k+1} \end{bmatrix}$

$$\quad (9)$$

组合的目的是利用 GPS 的观测信息来不断估计并校正 INS 的导航误差。当 GPS 观测可用时,相信 GPS 的观测信息,即 $H_1^T P_{k+1} H_1 \gg P_1$,同时要求 $H_1^T P_{k+1} H_1 \gg P_2 P_3^{-1} P_2^T$,即忽略间接可测参数预报值对直接可测参数估计的影响。增益矩阵可以近似写成

$$K_{k+1} = \begin{bmatrix} K_1 \\ K_2 \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} (H_1^T P_{k+1} H_1)^{-1} H_1^T P_{k+1} \\ -P_3^{-1} P_2 (H_1^T P_{k+1} H_1)^{-1} H_1^T P_{k+1} \end{bmatrix} \quad (10)$$

联合式(8)、(10),可得

$$\left. \begin{aligned} \hat{X}_1 &\approx K_1 L_{k+1} \\ \hat{X}_2 &\approx -P_3^{-1} P_2 \hat{X}_1 \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

从上式可知, \hat{X}_1 接近观测值 L_{k+1} 的最小二乘估值,间接可测参数的估计主要由 \hat{X}_1 和 P_X 中 P_3 、 P_2 块决定,而 \hat{X}_1 可由 GPS 观测信息准确估计,因此只要 P_3 和 P_2 合适,即对这些状态参数的先验精度精确已知, \hat{X}_2 估值得是精确的。由于目前在确定 P_3 和 P_2 时一般根据 INS 的标定精度及参数之间的函数关系,在运动动态性比较复杂的情况下,INS 元件的标定精度与实际精度偏离较大,而在滤波中仍采用 INS 元件的标定精度进行状态预报,这也正是常用组合模型中间接可测参数难以精确估计的主要原因。要提高这些参数滤波估值的精确性,只从如何精确确定 P_3 和 P_2 方面取得突破非常困难,增加外部观测信息已成为发展趋势。

4 附加方位约束的松组合

4.1 附加方位约束的松组合模型

在运动条件下,将 GPS 单天线测得的方位角信息纳入滤波观测方程,形成新的附加方位约束的松组合模式,模型仍用式(5)表示。其状态模型不变,观测方程表达式变为

$$\begin{bmatrix} r_1 - r_G \\ V_1 - V_G \\ \dots \\ ya\omega_1 - ya\omega_G \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} I_6 & O_{6 \times 3} & O_{6 \times 6} \\ \dots & R_e^L(3) & O_{1 \times 6} \end{bmatrix}_{k+1} \cdot X_{k+1} + v_{k+1} \quad (12)$$

式中,虚线以上为经典松组合观测方程,下面为附加的方位角约束方程; r_1 、 V_1 、 $ya\omega_1$ 及 r_G 、 V_G 、 $ya\omega_G$ 分别为 INS 和 GPS 计算的位置、速度和方位角; $R_e^L(3)$ 为矩阵 R_e^L 的第 3 行元素。

从式(12)可知,附加 GPS 测方位角约束后,相当于增加与姿态相关的外部观测信息,部分平台角误差在观测方程中成为直接可测参数。

4.2 确定附加方位约束观测的权

附加的约束观测对参数估计的作用由附加观测值的精度决定,对附加约束观测值进行合理定权(或方差)是该方法的关键。如果对约束观测值定权偏大,属于强制拟合,不仅达不到约束的目的,甚至歪曲估值结果。

附加方位约束的松组合观测值方差阵的确定取决于 GPS 定位、测速和测方位角的精度。 $k+1$ 时刻观测值方差阵 R_{k+1} 的表达式可写成

$$R_{k+1} = \text{diag}(\hat{\sigma}_r^2, \hat{\sigma}_v^2, \hat{\sigma}_{yaw}^2) \quad (13)$$

$\text{diag}(\cdot)$ 表示对角阵。对于短基线情况,模糊度准确固定后,位置观测中误差估值 $\hat{\sigma}_r$ 可取为厘米级;差分 doppler 测速中误差 $\hat{\sigma}_v$ 可取为 cm/s 级;方位约束观测值中误差 $\hat{\sigma}_{yaw}$ 可由式(4)实时估计。

5 GPS/INS 组合模型中选权自适应卡尔曼滤波方法的拓展

从式(12)可知,附加 GPS 方位约束后,观测信息仍不足以估计全部状态参数。为减弱状态预报值不准对滤波估值的影响,将近年来课题组提出的一种克服状态模型异常的选权自适应卡尔曼滤波法拓展到组合滤波中。其模型与抗差自适应滤波相同,区别在于状态参数等价权因子阵的确定充分考虑到状态个体的差异,而不是采用一个等价权因子对所有的状态参数进行自适应降权处理,有关抗差自适应滤波的详细介绍参见文献[7—8]。该方法在 GPS 快速精密点定位、网络 RTK 系统误差的分离等方面取得了比较好的效果,主要是充分利用了模糊度为时不变参数及网络 RTK 中参考站坐标比较精确的先验信息^[21]。针对 GPS/INS 组合系统的特殊情况,下面详细介绍构造等价权因子阵 w 的新思路。

选权自适应卡尔曼滤波用方差阵的表示形式为^[22]

$$\bar{\Sigma}_{k,k-1} = w^{-1} \Sigma_{k,k-1} w^{-1} \quad (14)$$

式中, w^{-1} 是对角阵。

载体静止时,采用经典滤波,因为 INS 误差状态方程是在平稳状态下建立的,滤波估值在状态预报值和观测值之间达到平衡是合理的,此时等价权因子阵取单位阵。

载体运动后,平稳状态下建立的 INS 误差模型难以准确表示复杂的运动状态,需要根据具体条件不断调整状态预报值的方差阵。由式(12)可

知,观测方程中只有位置参数、速度参数和部分平台角误差参数直接可测,其等价权因子利用状态参数不符值来构造;其他参数为间接可测参数,这类参数的等价权因子的构造依赖状态参数的先验信息。松组合观测模型中,由于位置、速度误差参数不符值等于相应的观测值。这类参数的等价权因子阵的形式可写为

$$w(i) = \begin{cases} \frac{m\hat{\sigma}_{\delta X_i}}{|L_k(i)|} & |L_k(i)| > m\hat{\sigma}_{\delta X_i} \\ 1 & |L_k(i)| \leq m\hat{\sigma}_{\delta X_i} \end{cases} \quad (i=1, \dots, 6) \quad (15)$$

式中,阈值 $m=2.5$; $\hat{\sigma}_{\delta X_i} = \sqrt{\Sigma_{k,k-1}(i,i)}$, $\Sigma_{k,k-1}(i,i)$ 为状态预报方差阵的第 i 个对角元; $L_k(i)$ 为第 k 历元滤波观测方程中第 i 个观测值。

平台角误差参数预报值权因子的确定相对比较复杂,首先利用坐标转换及协方差传播律得到姿态误差角参数 $\phi = [\delta roll \ \delta pitch \ \delta yaw]^T$ 及其预报误差方差阵 Σ_ϕ , 其关系为

$$\phi = R^L \varphi \quad (16)$$

$$\Sigma_\phi = R^L \Sigma_\varphi R^L \quad (17)$$

式中, Σ_ϕ 为状态预报误差方差阵 $\Sigma_{k,k-1}$ 中平台误差角对应的部分。一般车辆在平坦的地面上运动时,俯仰角和翻滚角变化比较小, $\delta pitch$ 和 $\delta roll$ 相对比较小,对应的等价权因子取 1。由于方位角变化比较快,其误差受运动动态性(转角大小和加速度变化等)影响比较复杂,尤其在急速转弯时,因此这里只对方位角误差参数进行自适应估计。其等价权因子构造为

$$w_\phi(3) = \begin{cases} \frac{m\hat{\sigma}_{\delta X_{yaw}}}{|L_k(7)|} & |L_k(7)| > m\hat{\sigma}_{\delta X_{yaw}} \\ 1 & |L_k(7)| \leq m\hat{\sigma}_{\delta X_{yaw}} \end{cases} \quad (18)$$

式中, $\hat{\sigma}_{\delta X_{yaw}} = \sqrt{\Sigma_\phi(3,3)}$; $L_k(7)$ 为附加方位约束方程的观测值。INS 姿态误差等价权因子阵的形式为

$$w_\phi = \text{diag}(1, 1, w_\phi(3)) \quad (19)$$

姿态误差角等价权因子阵 w_ϕ 确定后,将其转换成平台误差角的权因子阵 w_ψ , 转换公式

$$w_\psi = R^L w_\phi R^L \quad (20)$$

根据元件误差的特点,对于 1 s 的更新率,元件误差变化比较小,其权因子全部取 1。全部状态参数的等价权因子阵形式可写为

$$w = \begin{bmatrix} \text{diag}(w(i)) & & \\ & w_\psi & \\ & & \mathbf{I}_6 \end{bmatrix} \quad (i=1, \dots, 6) \quad (21)$$

w 阵确定后,利用式(14)可以确定全部状态参数等价预报方差阵,取代滤波公式中原状态预报方差阵(或转换成权阵),得到新的滤波解。

6 算例分析与讨论

试验数据采集于 2002-08-30 某经济开发区,由于此处道路平坦,高楼较少,INS 动态环境和 GPS 观测条件比较好。试验设备:一辆面包车、两台 Trimble 4700 Total Station GPS 接收机(一台基准站,一台流动站),基线平均长度为 1 km,一套 iMar INAV-FMS INS。GPS 和 INS 的技术指标为:GPS 观测值包括 C/A 码、双频载波相位和 Doppler 观测,采样率 1 Hz;INS 陀螺漂移 $1^\circ/h$,陀螺随机游走 $0.1^\circ/\sqrt{h}$,加速度计偏置 $1 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$,采样率 100 Hz。同步观测共 767 个历元。载体先静止约 4.5 min,然后以约 60 km/h 的速度运动,运行轨迹包括直线、转弯、复杂的“8”字等,轨迹如图 1。

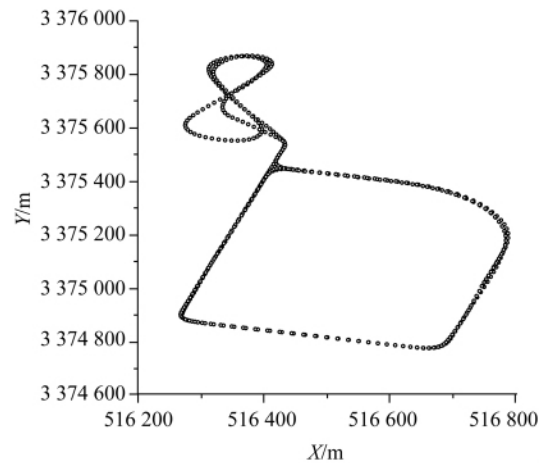


图 1 流动站运动轨迹图

Fig. 1 The trajectory of the rover station

为了说明新方案的效果,采用如下三种处理方案:经典松组合方案;附加方位约束的抗差自适应滤波(因为观测量少于参数个数,自适应因子采用预报残差构造^[7]);附加方位约束选权自适应卡尔曼滤波。

下面比较三种方案得到的位置差和速度差(INS 校正后的位置、速度与 GPS 定位、测速之差)如图 2、图 3。当模糊度准确固定后,一般差分 GPS 相位定位精度可达厘米级,差分 Doppler 测速精度为 cm/s 级,因此位置差和速度差反映 INS 经过误差校正后导航参数的精确性。位置差和速

度差统计结果见表 1。

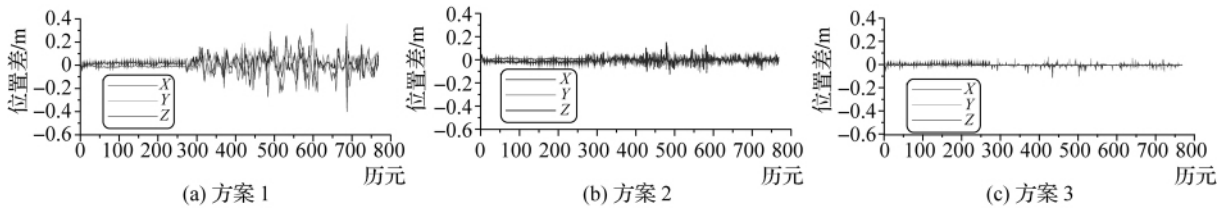


图 2 三种方案计算的位置差

Fig. 2 The position differences of the above three programs

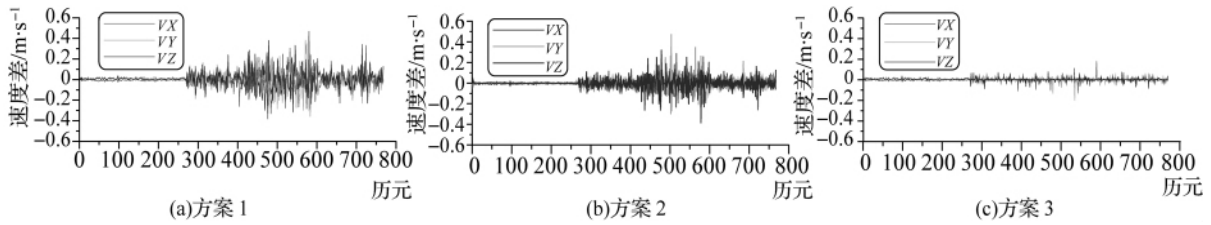


图 3 三种方案计算的速度差(采样间隔 1 s)

Fig. 3 The velocity differences of the above three programs(interval of 1 s)

表 1 三种方案位置差和速度差统计结果比较

Tab. 1 The statistic results of the position and velocity differences of the three programs

		X/m	Y/m	Z/m	$V_x/(m/s)$	$V_y/(m/s)$	$V_z/(m/s)$
方 案 1	最大值	0.316	0.356	0.250	0.334	0.385	0.470
	最小值	-0.274	-0.193	-0.402	-0.384	-0.360	-0.319
	均值	-0.006	0.024	0.013	-0.008	0.002	0.006
	标准差	0.076	0.051	0.053	0.071	0.071	0.079
方 案 2	最大值	0.122	0.100	0.153	0.289	0.475	0.323
	最小值	-0.127	-0.110	-0.100	-0.263	-0.301	-0.388
	均值	0.002	-0.010	-0.005	0.003	-0.003	-0.002
	标准差	0.017	0.021	0.021	0.047	0.051	0.054
比方案 1 精度提高百分比		77.6%	58.9%	60.4%	33.8%	28.2%	31.6%
方 案 3	最大值	0.028	0.074	0.050	0.179	0.062	0.080
	最小值	-0.097	-0.051	-0.109	-0.133	-0.202	-0.091
	均值	-0.001	0.005	0.002	-0.001	0.002	0.002
	标准差	0.006	0.012	0.011	0.014	0.016	0.014
比方案 1 精度提高百分比		92.1%	76.5%	79.2%	80.3%	77.5%	82.3%

注:其中,X、Y、Z 和 V_x 、 V_y 、 V_z 分别表示 X 轴、Y 轴、Z 轴的位置差和速度差分量。

比较图 2、图 3 及表 1 中三种方案的统计结果可知,方案 3 得到的位置差和速度差变化及其最大值、最小值、均值和标准差比方案 1 和方案 2 结果明显减小,这说明新方案输出的滤波结果与 GPS 结果更接近,精确性得到提高。方案 2 结果比方案 1 有改善,各方向的位置精度可以提高 50% 以上,速度精度提高 30% 左右,而方案 3 各方向的位置和速度精度比方案 1 提高均在 70% 以上,主要是抗差自适应滤波确定的状态预报值的等价权因子忽略了参数之间的差异,当只有个

别参数出现量级不大的异常时,平均后可能判别不出异常,而 GPS 测得的方位角精度比较低,限制了 GPS 信息的作用。

下面对三种方案结果进行详细分析:首先分析经典组合滤波结果存在的问题,然后通过比较三种方案的增益阵及载体系(三轴指向右前上) X 方向的速度,进一步阐述新方案结果的合理性。

以往许多文献指出 INS 姿态误差受载体的机动性(尤其是转角变化)影响比较大,首先比较方案 1 输出的方位角差(系统输出的方位角与由

GPS 测速计算的方位角之差)和 1 s 内转角变化来分析该方案姿态误差估计的不合理性,其结果见图 4。

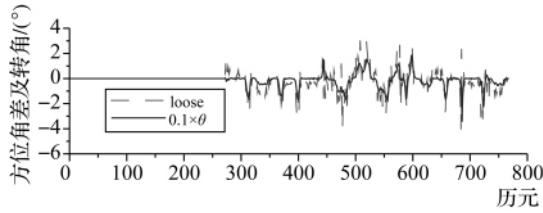


图 4 松组合方位角差与 1 s 内转角关系

Fig. 4 The relation between the yaw difference and the rotation angle within 1 second

图 4 表明方位角差变化曲线与 1 s 内 $\theta/10$ 的变化曲线相似,当 $|\theta|$ 大时(急转弯),方位角差也比较大,即与实际方位角偏离比较远,这主要是因为大转弯情况下姿态误差估计不准造成的。由于 INS 姿态误差参数的估计由滤波中的增益矩阵决定的,下面以开始转弯时刻 391 历元(1 s 内转过 0.19°)和急速转弯时刻 398 历元(1 s 内转过 14.6°)为例,分析计算姿态误差所对应的增益阵 K_ϕ (式(7)计算的增益阵 K_{k+1} 中第 6—9 行对应部分)的变化情况。

391 历元

$$K_\phi = \begin{bmatrix} 0.0006 & -0.0001 & 0.0006 & 0.0003 & 0.0001 & 0.0001 \\ -0.0010 & -0.0006 & 0.0003 & -0.0004 & -0.0007 & 0.0009 \\ -0.0015 & -0.0007 & 0.0001 & -0.0008 & -0.0008 & 0.0004 \end{bmatrix}$$

$$\text{姿态误差估值} \begin{bmatrix} \text{pitch} \\ \text{roll} \\ \text{yaw} \end{bmatrix} = R_c^L \times K_\phi \times L \times 180^\circ/\pi = \begin{bmatrix} -0.001 \\ 0.002 \\ 0.003 \end{bmatrix} \quad (22)$$

398 历元

$$K_\phi = \begin{bmatrix} -0.0002 & 0.0008 & -0.0018 & -0.0004 & 0.0002 & -0.0010 \\ 0.0012 & -0.0027 & 0.0062 & 0.0012 & -0.0011 & 0.0032 \\ -0.0001 & -0.0036 & 0.0030 & 0.0004 & -0.0017 & 0.0016 \end{bmatrix}$$

$$\text{姿态误差估值} \begin{bmatrix} \text{pitch} \\ \text{roll} \\ \text{yaw} \end{bmatrix} = R_c^L \times K_\phi \times L \times 180^\circ/\pi = \begin{bmatrix} -0.009 \\ 0.033 \\ 0.035 \end{bmatrix} \quad (23)$$

上述结果表明,虽然 391 历元和 398 历元 1 s 内转角差异比较大,但是增益矩阵的差别并不大,因此姿态误差估计 $K_\phi \times L$ 相差不大,这也正是运动后姿态误差估计表面上趋于稳定的原因,显然经典滤波估计出的姿态误差估值在大转角情况下偏小,使姿态误差校正滞后。

采用新方案的改进主要体现在滤波增益阵的变化,下面随机取运动后第 489 历元,比较 3 种方案增益阵的变化,进一步阐述新方案的合理性。根据 INS 各类误差的特点,只对前 9 个参数构造等价权因子阵,其他参数等价权因子为 1,因此下面只列出增益阵的前 9 行。

方案 1 前 9×6 阶增益矩阵为

$$\begin{bmatrix} 0.4983 & 0.0011 & 0.0041 & 0.1384 & 0.0007 & 0.0030 \\ 0.0016 & 0.4590 & -0.0130 & 0.0022 & 0.1183 & -0.0056 \\ 0.0077 & -0.0174 & 0.4630 & 0.0024 & -0.0094 & 0.1185 \\ 0.1384 & 0.0016 & 0.0013 & 0.0720 & 0.0010 & 0.0012 \\ 0.0009 & 0.1153 & -0.0069 & 0.0014 & 0.0557 & -0.0032 \\ 0.0055 & -0.0073 & 0.1159 & 0.0023 & -0.0043 & 0.0526 \\ 0.0004 & -0.0004 & 0.0015 & 0.0002 & -0.0002 & 0.0007 \\ -0.0006 & 0.0010 & -0.0026 & -0.0003 & 0.0004 & -0.0010 \\ -0.0012 & 0.0009 & -0.0012 & -0.0007 & 0.0003 & -0.0005 \end{bmatrix}$$

方案 2 前 9×7 阶增益矩阵

0.597 6	0.000 1	0.000 0	0.201 2	0.000 0	0.000 0	-0.000 2
0.000 1	0.595 2	-0.000 1	0.000 5	0.201 0	-0.000 8	0.000 0
0.000 1	-0.000 1	0.597 3	0.000 0	-0.000 2	0.201 4	-0.000 2
0.201 2	0.000 5	0.000 0	0.857 9	0.113 8	0.064 3	-0.004 9
0.000 0	0.201 0	-0.000 2	0.113 8	0.541 3	-0.193 9	-0.001 8
0.000 0	-0.000 8	0.201 4	0.064 3	-0.193 9	0.782 3	0.006 1
0.000 0	-0.000 2	0.000 1	-0.002 8	-0.046 0	0.080 5	-0.118 8
-0.000 2	0.000 0	-0.000 1	0.056 8	-0.003 7	-0.039 7	0.371 5
-0.000 1	-0.000 1	-0.000 1	-0.080 1	-0.029 7	0.006 4	0.205 4

方案 3 前 9×7 阶增益矩阵

0.998 6	0.000 0	0.000 0	0.001 4	0.000 0	0.000 0	0.000 2
0.000 0	0.989 7	0.000 0	0.000 0	0.010 3	0.000 0	-0.000 9
0.000 0	0.000 0	0.996 5	0.000 0	0.000 0	0.003 5	0.000 9
0.001 4	0.000 0	0.000 0	0.975 4	0.000 0	0.000 0	-0.008 3
0.000 0	0.010 1	0.000 0	0.000 0	0.988 8	0.000 0	-0.001 1
0.000 0	0.000 0	-0.003 4	0.000 0	0.000 0	0.995 0	-0.001 7
-0.000 2	0.000 6	-0.000 4	0.007 0	-0.000 7	0.000 8	-0.253 8
0.000 4	-0.001 2	0.000 9	-0.015 3	0.001 5	-0.001 7	0.565 9
0.000 3	-0.000 8	0.000 6	-0.010 3	0.001 0	-0.001 1	0.365 1

方案 3 的状态预报方差的等价权因子阵为:位置、速度参数对应的为 $w = \text{diag}(0.069 0, 0.018 90, 0.108 5, 0.563 5, 0.123 4, 0.146 4)$;姿态角对应的为 $w_\theta = \text{diag}(1, 1, 0.148 4)$;其他参数对应的全为 1。方案 2 确定的等价权因子为 1。

比较三种方案的增益阵可知,方案 3 与方案 1 和 2 的增益阵主要区别为:方案 3 的位置和速度误差参数对应的增益矩阵对角元接近 1,其他元素比较小,因此 INS 位置和速度误差滤波估值接近观测值的最小二乘估值,经过误差校正后 INS 位置和速度接近 GPS 定位和测速结果,为下一个历元提供比较准确的积分初值,这符合组合思想。由于 GPS 测方位的精度不高,其方差取 0.01^2 rad^2 ,而该历元方位角预报误差方差为 0.016^2 rad^2 ,平台角误差参数滤波估值接近预报值与观测值的平均值,这是合理的。

方案 2 的增益阵对角元介于方案 1 与方案 3 之间,因为方案 2 确定等价权因子依据的是状态参数不符值范数的平均值^[20],没有顾及参数之间的差异,虽然个别参数有异常,但是平均后表现为正常。因此要提高组合导航结果的合理性,不仅要在观测模型中增加观测信息,而且还要对观测信息、状态参数的先验预报信息配赋合理的精度。

由于 b 系中 X 方向的速度理论值为 0,INS 经过校正后的速度接近 GPS 测速精度,即 cm/s

级。如果姿态矩阵准确, V_x^b 的大小应该在 cm/s 量级。如果该量比较大,说明姿态矩阵不合理。3 种方案计算的 V_x^b 结果见图 5。

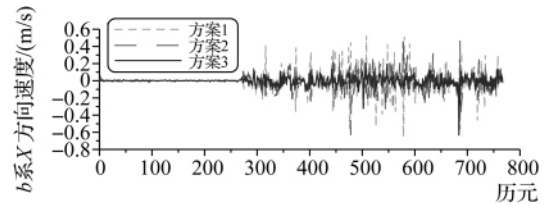


图 5 三种方案计算的 b 系 X 方向的速度估值比较(采样间隔为 1 s)

Fig. 5 The estimators of the velocity in X direction in body frame using the three methods(interval of 1 s)

从图 5 可知,当载体运动后,方案 2 比方案 1 结果变化的幅度有所减小,而比方案 3 结果明显要大,这也说明方案 3 输出的姿态矩阵更趋合理。

综合以上对 INS 位置差、速度差及姿态结果的分析可知,方案 3 结果是合理的。

6 结束语

根据滤波的关键矩阵增益阵的特点,得出 GPS/INS 组合模型及 Kalman 滤波算法存在的主要问题是观测信息严重不足及状态参数在复杂运动情况下难以准确预报。提出将运动条件下 GPS 单天线测方位信息纳入滤波观测模型,以增

加姿态误差的外部观测量;并将选权自适应卡尔曼滤波新方法拓展应用到组合数据处理中。新方案的关键是对新的观测值定权依据 GPS 定位、测速和测方位角的实时估计精度;对状态参数等价权因子的构造,直接可测参数依据状态参数不符合值,而间接可测参数依据这类参数的误差变化特性。其优势是在机动情况下,状态参数估计更合理。最后采用车载 GPS/INS 实测数据,验证了新思路的有效性。

参考文献:

- [1] SKALLOUD J. Optimizing Georeferencing of Airborne Survey Systems by INS/DGPS [D]. Calgary: University of Calgary, 1999.
- [2] UM J. Relative Navigation and Attitude Determination Using a GPS/INS Integrated System near the International Space Station [D]. Austin: University of Texas, 2001.
- [3] SUN Hongxing. DGPS/INS Integrated Position and Attitude Determination and Its Applications in MMS [D]. Wuhan: Wuhan University, 2004. (孙红星. 差分 GPS/INS 组合定位定姿及其在 MMS 中的应用[D]. 武汉:武汉大学,2004.)
- [4] ZHANG X H. Integration of GPS with a Medium Accuracy IMU for Metre-level Positioning [D]. Calgary: University of Calgary, 2003.
- [5] HE Xiufeng, YANG Guang. Extend Interval Kalman Filter and Its Applications in Nonlinear GPS/INS Integrated System [J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2004, 33(1):47-52. (何秀凤, 杨光. 扩展区间 Kalman 滤波器及其在 GPS/INS 组合导航中的应用[J]. 测绘学报, 2004, 33(1):47-52.)
- [6] CHIANG K W. INS/GPS Integration Using Neural Networks for Land Vehicular Navigation Application [D]. Calgary: University of Calgary, 2004.
- [7] YANG Y X, GAO W G. An Optimal Adaptive Kalman Filtering [J]. Journal of Geodesy, 2006, 80(4):177-183.
- [8] WU Fumei. Error Compensation and Extension of Adaptive Filtering Theory in GNSS/INS Integrated Navigation [D]. Zhengzhou: Information Engineering University, 2010. (吴富梅. GNSS/INS 组合导航误差补偿与自适应滤波理论的拓展[D]. 郑州:信息工程大学, 2010.)
- [9] ZHANG Y F, GAO Y. Performance Comparison between Point and Differential GPS/INS Systems [C]// ION GNSS 18th International Technical Meeting. Manassas: ION Inc, 2005; 2504-2510.
- [10] MOHAMED A H. Optimizing the Estimation Procedure in INS/GPS Integration for Kinematic Applications [D]. Calgary: University of Calgary, 1999.
- [11] WANG Huinan, HE Feng. Real-time Kinematic Attitude Determination of Aircraft Using GPS Carrier Phase [J]. Chinese Journal of Space Science, 1998, 18(1):69-74. (王惠南, 何峰. 利用 GPS 载波相位实时测定动态飞行器姿态[J]. 空间科学学报, 1998, 18(1):69-74.)
- [12] ZENG Yuanping. Research on the Attitude of GPS [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (曾元萍. GPS 测姿系统研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2003.)
- [13] LU G. Development of a GPS Multiple-antenna System for Attitude Determination [D]. Calgary: University of Calgary, 1995.
- [14] NAYAK R A. Reliable and Continuous Urban Navigation Using Multiple GPS Antennas and a Low Cost IMU [D]. Calgary: University of Calgary, 2000.
- [15] HARVEY R S. Development of a Precision Pointing System Using an Integrated Multi-sensor Approach [D]. Calgary: University of Calgary, 1998.
- [16] WANG Hui. Research on Using Single-antenna GPS to Determine the Attitude of Aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (王辉. GPS 单天线测姿系统研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2005.)
- [17] FORD T, NEUMANN J, FENTON P, et al. Inertial: a Tightly Integrated Decentralised Inertial/GPS Navigation System [C] // Proceedings of ION-GPS. Manassas: ION Inc, 2001; 3153-3163.
- [18] LIEVENS K P A, MULDERYAND J, CHUZ A P. Single GPS Antenna Attitude Determination of a Fixed Wing Aircraft Aided with Aircraft Aerodynamics [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Virginia: AIAA Inc, 2005; 1-14.
- [19] SALYTCHIEVA A O. Medium Accuracy INS/GPS Integration in Various GPS Environments [D]. Calgary: University of Calgary, 2004.
- [20] CHAI Yanju. Theory and Method for Improving the Navigation Accuracy of GPS/INS Integration by Digging the Hidden Information [D]. Wuhan: Institute of Geodesy and Geophysics, 2008. (柴艳菊. 挖掘信息提高 GPS/INS 导航精度的理论与方法研究[D]. 武汉:中国科学院测量与地球物理研究所, 2008.)
- [21] LUO Xiaowen. The Study and Implementation of Network RTK Rapid Positioning Algorithms [D]. Wuhan: Institute of Geodesy and Geophysics, 2007. (罗孝文. 网络 RTK 快速定位算法研究与实现[D]. 武汉:中国科学院测量与地球物理研究所, 2007.)
- [22] ZHU Yaozhong, SUN Heping. Progress in Geodesy and Geodynamics [M]. Wuhan: Hubei Science and Technology Press, 2004; 816-823. (朱耀仲, 孙和平. 大地测量与地球动力学进展论文集[M]. 武汉:湖北科学技术出版社, 2004; 816-823.) (责任编辑:宋启凡)

收稿日期: 2010-04-14

修回日期: 2010-11-29

第一作者简介: 柴艳菊(1970—), 女, 博士, 副研究员, 主要从事 GPS/INS 精密组合导航系统方面的理论和数据处理研究。

First author: CHAI Yanju(1970—), female, PhD, associate professor, majors in the theory and data processing of precise GPS/INS integrated system.

E-mail: cyjigg@sina.com