

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2018.05.006

载波相位平滑伪距在 GPS/SINS 紧组合 导航系统中的应用

胡 杰^{1,2}, 石潇竹^{1,2}

- (1. 空中交通管理系统与技术国家重点实验室, 南京 210007;
2. 中国电子科技集团公司第二十八研究所, 南京 210007)

摘要:针对 GPS/SINS 紧组合导航系统中伪距噪声大从而引起组合导航系统精度低的问题,提出了将载波相位平滑伪距方法引入到组合导航系统中,利用具有较高精度的载波相位对低精度伪距进行平滑滤波,在建立观测方程的同时,为了减小 Kalman 滤波器计算量,选用最佳 4 颗卫星的伪距与伪距率作为观测值,并提出了一种四面体选星法,该方法不需要进行矩阵求逆运算,减小了运算量。利用光纤陀螺捷联惯导系统与 GPS 接收机搭建了实验验证系统,通过车载实验对所提出的方法进行了验证,实验结果表明,经过载波相位平滑后的伪距噪声得到了降低,从而能够进一步提高 GPS/SINS 组合导航系统的定位精度,其位置误差均方根值相比无载波相位平滑减小近 40%。

关键词:紧组合;载波相位;伪距;伪距率

中图分类号:V249.3

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2018)05-0032-07

Application of Carrier Phase Smoothing Pseudorange in GPS/SINS Tightly Integrated Navigation System

HU Jie^{1,2}, SHI Xiao-zhu^{1,2}

- (1. State Key Laboratory of Air Traffic Management System and Technology, Nanjing 210007, China;
2. The 28th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Nanjing 210007, China)

Abstract: As the large pseudorange noise in the GPS/SINS tightly integrated navigation system leads to the low precision of the system, the method of carrier phase smoothing pseudorange is introduced into the integrated navigation system, and the low precision pseudorange is smoothed by the carrier phase with higher accuracy. At the same time, in order to reduce the computational complexity of the Kalman filtering, the pseudorange and pseudorange rate of the best four satellites are selected as the observation measurements, and a tetrahedral star selection algorithm is proposed here, which does not require matrix inversion. A verification experiment system is built by using fiber optic gyro SINS and GPS receiver. The proposed method is verified by on-board experiments and the results show that the pseudorange noise is reduced after the carrier phase smoothing with the positioning accuracy of the GPS/SINS integrated navigation system being further improved, and its root mean square(RMS) value of the position error is reduced by nearly 40% compared with that without carrier phase smoothing.

Key words: Tightly integrated; Carrier phase; Pseudorange; Pseudorange rate

收稿日期:2018-06-23;修订日期:2018-08-10

基金项目:国家重点研发计划(2016YFB0502405);江苏省自然科学基金青年基金项目(BK20170157)

作者简介:胡杰(1987-),男,博士,工程师,主要从事 GPS/SINS 组合导航方面的研究。E-mail: hj_student@163.com

0 引言

捷联惯性导航系统(Strapdown Inertial Navigation System, SINS)的运行不依赖于任何外部信息,也不向外部辐射能量,具有良好的隐蔽性和鲁棒性。但是由于 SINS 是通过惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)进行积分而得到载体的运动参数,其定位误差随时间积累,如果不采取其他措施,则不能应用于需要进行长时间导航的载体,如舰船、飞机和军用车辆等。全球定位系统(Global Positioning System, GPS)具有定位精度高且误差不随时间积累等优点,因此利用 GPS 测量值对 SINS 误差进行校正正是目前常用的一种组合导航方法^[1-2],已经被广泛应用于航空航天、测绘等军用和民用领域,能够连续提供载体的速度、位置和姿态信息,具有精度高、抗差性强等优点。

GPS 与 SINS 的组合一般可以分为松组合、紧组合和深组合三种方式,其中深组合需要读写 GPS 接收机内部信号跟踪环路软件的相关量,计算过程较为复杂,而松组合与紧组合是目前常用的组合方式。与松组合相比,紧组合利用伪距、多普勒频移等测距信息进行误差校正,其参与组合的测量值之间的相关性较低,因此性能更优。文献[3]研究了惯性卫星紧组合导航系统,详细推导了紧组合导航系统的伪距、伪距率误差模型;文献[4]提出了一种惯性/GPS 伪距/伪距率组合导航算法的实现方法,并利用实测数据进行了离线仿真;文献[5]搭建了硬件系统,并进行了车载实验。但是由于一个 C/A 码的波长约 300m,而测量噪声误差一般为波长的 1%,即为 3m,同时多路径误差会影响伪距测量精度,所以这种组合方式定位精度相对较低。

载波相位测量虽然含有整周模糊度,但是其非常平滑且具有较高的测量精度,如果把高精度的载波相位测量应用到组合导航系统中,则导航精度将会得到进一步提高。载波相位平滑伪距是一种利用载波相位平滑特性对码伪距进行滤波的方法,该方法不需要解算整周模糊度、不需要参考站信息,能够有效降低码伪距噪声^[6-7]。Hatch 滤波^[8]是目前应用最为广泛的一种相位平滑伪距算法,文献[9]对 Hatch 滤波器进行了研究,并比较分析了有无滤波前后 GPS 单点定位精度,结果表明,经过 Hatch 滤波后,伪距单点定位精度得到提高。根据上述文献分析可知,在 GPS/SINS 紧组合导航系统

中,如果把伪距与载波相位的优势结合在一起,利用相位平滑后的伪距对 SINS 误差进行修正则可以进一步提高组合导航系统的精度。本文对 Hatch 滤波器平滑原理进行了分析,并推导给出了 GPS/SINS 紧组合滤波模型,包括系统状态方程和观测方程,同时为了减小 Kalman 滤波器观测向量维数,提出了一种基于最大四面体体积法的卫星几何精度因子(Geometric Dilution Precision, GDOP)计算方法,该方法不需要矩阵的求逆运算,可以减小运算量。最后通过车载实验对本文所提出方法的可行性进行了验证,结果表明载波相位平滑伪距后能够进一步提高 GPS/SINS 紧组合导航精度。

1 GPS/SINS 紧组合滤波模型

在 GPS/SINS 紧组合滤波模型中,系统的状态方程由 SINS 的误差状态和 GPS 的误差状态组成,观测方程由 SINS 导航结果推算得到的伪距、伪距率与 GPS 观测得到的伪距、伪距率相减得到。

1.1 紧组合状态方程

SINS 以东北天地理坐标系为导航坐标系, SINS 的主要误差由位置误差、速度误差、失准角、加速度计常值偏置以及陀螺常值漂移组成,系统状态方程可以写为

$$\dot{\mathbf{X}}_1(t) = \mathbf{F}_1(t)\mathbf{X}_1(t) + \mathbf{G}_1(t)\mathbf{W}_1(t) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{F}_1(t)$ 为系统的状态转移矩阵, $\mathbf{G}_1(t)$ 为系统的噪声矩阵, $\mathbf{W}_1(t)$ 为系统的过程噪声矢量, $\mathbf{X}_1(t)$ 为系统的误差状态矢量,具体表达式如式(2)所示

$$\mathbf{X}_1(t) = [\delta x \quad \delta y \quad \delta z \quad \delta \dot{x} \quad \delta \dot{y} \quad \delta \dot{z} \quad \phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \epsilon_x \quad \epsilon_y \quad \epsilon_z]^T \quad (2)$$

式中: δx 、 δy 、 δz 为地心地固直角坐标系 3 个方向的位置误差; $\delta \dot{x}$ 、 $\delta \dot{y}$ 、 $\delta \dot{z}$ 为地心地固直角坐标系 3 个方向的速度误差; ϕ_E 、 ϕ_N 、 ϕ_U 为 3 个失准角; ∇_x 、 ∇_y 、 ∇_z 为沿着载体坐标系 3 个方向上的加速度计常值偏置; ϵ_x 、 ϵ_y 、 ϵ_z 为沿着载体坐标系 3 个方向上的陀螺常值漂移。

GPS 状态参数通常取 2 个与时间相关的误差 δt_u 和 δf_u , 其中 δt_u 为接收机时钟偏差, δf_u 为接收机时钟频漂, 它们的状态方程分别为:

$$\begin{cases} \delta \dot{t}_u = \delta f_u + w_{t_u} \\ \delta \dot{f}_u = -\beta \delta f_u + w_{f_u} \end{cases} \quad (3)$$

式中: β 为误差相关时间, w_{t_u} 、 w_{f_u} 为相应的驱

动噪声。

将式(3)写成矩阵形式,即为

$$\dot{\mathbf{X}}_G(t) = \mathbf{F}_G(t)\mathbf{X}_G(t) + \mathbf{G}_G(t)\mathbf{W}_G(t) \quad (4)$$

合并式(1)和式(4)可以得到 GPS/SINS 紧组合状态方程

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{X}}_1(t) \\ \dot{\mathbf{X}}_G(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_1(t) & 0 \\ 0 & \mathbf{F}_G(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_1(t) \\ \mathbf{X}_G(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{G}_1(t) & 0 \\ 0 & \mathbf{G}_G(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{W}_1(t) \\ \mathbf{W}_G(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

根据文献[10],可得 $\mathbf{F}_1(t)$ 、 $\mathbf{F}_G(t)$ 、 $\mathbf{G}_1(t)$ 、 $\mathbf{G}_G(t)$ 的具体表达式,其中 $\mathbf{W}_1(t)$ 和 $\mathbf{W}_G(t)$ 为零均值高斯白噪声。

1.2 紧组合观测方程

1.2.1 伪距差观测方程

根据 SINS 力学编排方程可以得到载体的位置为 $(x_1 \ y_1 \ z_1)^T$,由卫星星历可以确定卫星的位置为 $(x_s \ y_s \ z_s)^T$,从而可以得到伪距 ρ_1^j 为

$$\rho_1^j = \sqrt{(x_1 - x_s^j)^2 + (y_1 - y_s^j)^2 + (z_1 - z_s^j)^2} \quad (6)$$

式中: j 表示计算得到的第 j 号卫星伪距。

将式(6)在相对于载体位置坐标真值 $(x \ y \ z)^T$ 处进行泰勒级数展开,取其一次项,则有

$$\rho_1^j = r^j + e_x^j \delta x + e_y^j \delta y + e_z^j \delta z \quad (7)$$

式中: $r^j = \sqrt{(x - x_s^j)^2 + (y - y_s^j)^2 + (z - z_s^j)^2}$ 为第 j 号卫星到接收机的真实距离; e_x^j 、 e_y^j 、 e_z^j 分别为卫星观测方向对 3 个坐标轴的方向余弦,具体表达式如式(8)所示:

$$\begin{cases} e_x^j = \frac{x - x_{sj}}{\sqrt{(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2}} \\ e_y^j = \frac{y - y_{sj}}{\sqrt{(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2}} \\ e_z^j = \frac{z - z_{sj}}{\sqrt{(x - x_{sj})^2 + (y - y_{sj})^2 + (z - z_{sj})^2}} \end{cases} \quad (8)$$

卫星接收机测量得到的与第 j 号卫星之间的伪距可以表示为

$$\rho_G^j = r^j + \delta t_u + v_\rho \quad (9)$$

式中: ρ_G^j 由接收机观测得到, v_ρ 是伪距测量误差,一般可以考虑为白噪声误差。

由式(7)和式(9)可以得到伪距差观测方程为

$$\delta \rho^j = \rho_1^j - \rho_G^j = e_x^j \delta x + e_y^j \delta y + e_z^j \delta z - \delta t_u - v_\rho \quad (10)$$

1.2.2 伪距率观测方程

载体相对于 GPS 卫星存在相对运动,对式(6)求导,则可以得到 SINS 给出的载体速度相对于该

卫星 j 之间的伪距变化率为

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_1^j = & e_x^j (\dot{x} - \dot{x}_s^j) + e_y^j (\dot{y} - \dot{y}_s^j) + e_z^j (\dot{z} - \dot{z}_s^j) + \\ & e_x^j \delta \dot{x} + e_y^j \delta \dot{y} + e_z^j \delta \dot{z} \end{aligned} \quad (11)$$

式中: $(\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z})^T$ 为载体运动真实速度值, $(\dot{x}_s^j \ \dot{y}_s^j \ \dot{z}_s^j)^T$ 为星历计算得到的卫星速度。

接收机测得的伪距率为

$$\dot{\rho}_G^j = e_x^j (\dot{x} - \dot{x}_s^j) + e_y^j (\dot{y} - \dot{y}_s^j) + e_z^j (\dot{z} - \dot{z}_s^j) + \delta f_u + v_\rho \quad (12)$$

式中: $\dot{\rho}_G^j = -\lambda f_d^j$, f_d^j 为接收机的多普勒频移测量值, λ 为载波波长, v_ρ 是伪距率测量误差,一般可以考虑为白噪声误差。

由式(11)和式(12)可以得到伪距率观测方程为

$$\delta \dot{\rho}^j = \dot{\rho}_1^j - \dot{\rho}_G^j = e_x^j \delta \dot{x} + e_y^j \delta \dot{y} + e_z^j \delta \dot{z} - \delta f_u - v_\rho \quad (13)$$

1.3 四面体选星法

选择最佳几何分布卫星星座通常需要遵循 2 个基本原则,首先观测卫星的仰角不能小于 10° ,其目的是减小大气折射等造成的误差,然后是确保所选择卫星星座的 GDOP 具有最小值^[11]。本文给出了一种四面体选星法,该方法选择组成的四面体体积最大的 4 颗可见星座参与导航计算。

假设仰角大于 10° 的所有可观测卫星个数为 n ,则总共有 C_n^4 种星座组合方案。假设任意一组组成四面体的 4 个卫星位置坐标分别为 $A(x_1, y_1, z_1)$ 、 $B(x_2, y_2, z_2)$ 、 $C(x_3, y_3, z_3)$ 、 $D(x_4, y_4, z_4)$,则其对应的四面体的体积为

$$V = \frac{1}{3} Sh \quad (14)$$

式中: S 为底面积, h 为通过另一个顶点在该面上的高。

为方便计算 S 和 h ,定义以下 3 个变量 h_{px} 、 h_{py} 、 h_{pz} 为:

$$h_{px} = (y_3 - y_2)(z_4 - z_2) - (z_3 - z_2)(y_4 - y_2)$$

$$h_{py} = (z_3 - z_2)(x_4 - x_2) - (x_3 - x_2)(z_4 - z_2)$$

$$h_{pz} = (x_3 - x_2)(y_4 - y_2) - (y_3 - y_2)(x_4 - x_2)$$

则有:

$$S = \frac{1}{2} \sqrt{(h_{px})^2 + (h_{py})^2 + (h_{pz})^2} \quad (15)$$

$$h = \frac{(x_1 - x_2)h_{px} + (y_1 - y_2)h_{py} + (z_1 - z_2)h_{pz}}{\sqrt{(h_{px})^2 + (h_{py})^2 + (h_{pz})^2}} \quad (16)$$

将式(15)和式(16)代入式(14),即可计算得到四面体的体积。计算所有不同组合情况下的四面体体积,从中选择体积最大的四面体,则对应的 4 颗

星即为最佳可见卫星。

虽然用四面体体积法计算 GDOP 减少了运算量,但是当可见卫星较多时,将所有的可见卫星进行全遍历,运算量依然很大。以 9 颗星为例,最大四面体体积法一个历元内需要计算 GDOP 的次数为 126。

对于高仰角的卫星,其电离层以及对流层对伪距的影响相对较小,因此可以首先选择一颗仰角最大的天顶星,在剩余的可见卫星中进行遍历,选择另外的 3 颗卫星,然后按式(14)、式(15)计算寻找最优的卫星组合,这样在一个历元内所需要计算 GDOP 的次数为 56,明显减小了运算量。

选择了一个历元内最佳的 4 颗卫星后,可以得到系统的观测方程

$$\begin{bmatrix} \mathbf{Z}_\rho \\ \mathbf{Z}_\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{\rho_1,4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{A}_{\rho_2,4 \times 2} \\ \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{A}_{\phi_1,4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{A}_{\phi_2,4 \times 2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_1(t) \\ \mathbf{X}_G(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_\rho \\ \mathbf{V}_\phi \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A}_{\rho_1,4 \times 3} = \mathbf{A}_{\phi_1,4 \times 3} = \begin{bmatrix} e_x^1 & e_y^1 & e_z^1 \\ e_x^2 & e_y^2 & e_z^2 \\ e_x^3 & e_y^3 & e_z^3 \\ e_x^4 & e_y^4 & e_z^4 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A}_{\rho_2,4 \times 2} = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ -1 & 0 \\ -1 & 0 \\ -1 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{A}_{\phi_2,4 \times 2} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & -1 \\ 0 & -1 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}, \mathbf{V}_\rho \text{ 和 } \mathbf{V}_\phi \text{ 为}$$

零均值高斯白噪声。

2 载波相位平滑伪距原理

利用精确、平滑的载波相位测量值对粗糙但无模糊度的伪距进行平滑是目前 GPS 接收机常采用的一种处理手段,在历元 k 时的伪距观测方程如式(18)和式(19)所示^[12]:

$$\rho_k = r_k + c(\delta t_{u,k} - \delta t_k^{(s)}) + I_k + T_k + \epsilon_{\rho,k} \quad (18)$$

$$\phi_k = \lambda^{-1}[r_k + c(\delta t_{u,k} - \delta t_k^{(s)}) - I_k + T_k] + N + \epsilon_{\phi,k} \quad (19)$$

式中: ρ_k 与 ϕ_k 分别为 k 时刻伪距值和载波相位的测量值; r_k 为卫星与接收机之间的几何距离; I_k 与 T_k 分别为 k 时刻电离层延时与对流层延时误差; $\delta t_{u,k}$ 与 $\delta t_k^{(s)}$ 分别为卫星钟差和接收机钟差; $\epsilon_{\rho,k}$ 与 $\epsilon_{\phi,k}$ 分别为伪距测量噪声与载波相位测量噪声; N 为伪距测量整周模糊度; λ 为载波波长。

假设接收机一直锁定载波,无载波失锁和失周,则载波相位测量值中的整周模糊度 N 在各个时刻保持不变,分别对其相邻 2 个历元的伪距和载波相位进行相减,结果如式(20)和式(21)所示:

$$\Delta \rho_k = \Delta r_k + c(\Delta \delta t_{u,k} - \Delta \delta t_k^{(s)}) + \Delta I_k + \Delta T_k + \Delta \epsilon_{\rho,k} \quad (20)$$

$$\lambda \Delta \phi_k = \Delta r_k + c(\Delta \delta t_{u,k} - \Delta \delta t_k^{(s)}) - \Delta I_k + \Delta T_k + \lambda \Delta \epsilon_{\phi,k} \quad (21)$$

式中:差分 $\Delta \rho_k$ 与 $\Delta \phi_k$ 的定义分别为:

$$\Delta \rho_k \equiv \rho_k - \rho_{k-1} \quad (22)$$

$$\Delta \phi_k \equiv \phi_k - \phi_{k-1} \quad (23)$$

由式(20)和式(21)可知,当电离层延时变化量 ΔI_k 很小时,那么伪距变化量 $\Delta \rho_k$ 与以距离为单位的载波相位变化量 $\lambda \Delta \phi_k$ 理论上应该是相等的,但是前者包含的误差 $\Delta \epsilon_{\rho,k}$ 较大,通常是后者误差量 $\lambda \epsilon_{\phi,k}$ 的上百倍。由于伪距变化量 $\Delta \rho_k$ 与积分距离差 $\lambda \Delta \phi_k$ 近似相等,所以组合这两种测量值可以得到一种既无模糊度又相对平滑的距离测量值,如式(24)所示:

$$\rho_{s,k} = \frac{1}{M} \rho_k + \frac{M-1}{M} [\rho_{s,k-1} + \lambda(\phi_k - \phi_{k-1})] \quad (24)$$

式中: $\rho_{s,k}$ 为 k 时刻平滑后的伪距值, $\rho_{s,k-1}$ 为 $k-1$ 时刻平滑后的伪距值, M 为平滑时间常数,一般取值在 20~100 个历元(s)之间。

由于 GPS 导航星座的变化、障碍物的遮挡、接收机的运动等原因,可见星的变化与周跳现象时有发生,在利用式(24)进行噪声平滑滤波时需要对这些特殊情况进行处理以保证最终的平滑效果。

根据式(20)与式(21)分析可知,伪距与载波相位测量之间有如下关系

$$\lambda(\phi_k - \phi_{k-1}) \approx \rho_k - \rho_{k-1} \quad (25)$$

所以可以采用如下的周跳处理方式,令

$$\text{temp} = |\lambda(\phi_k - \phi_{k-1}) - (\rho_k - \rho_{k-1})| \quad (26)$$

式(26)体现了相邻 2 个历元间的载波观测量的连续性,称为载波差量。将该量作为 k 时刻是否发生周跳的判决依据。

图 1 所示为 28# 卫星一段实测数据载波差量曲线,此过程未发生周跳,由图可知,载波差量变化范围在 $\pm 0.3\text{m}$ 以内,而当有周跳现象发生时,载波差量的值会发生突变,依据此规律,可以确定出周跳判断门限值,本实验选择的周跳门限值为 3m。

在该平滑算法中,当载波差量超出周跳门限值时,认为该时刻发生了周跳,此时对平滑器进行重

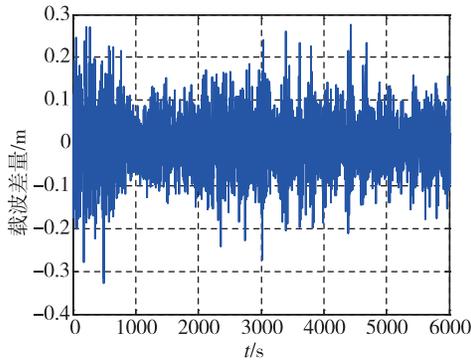


图1 28#卫星载波差量

Fig. 1 Carrier difference of 28# satellite

置,使用该时刻的伪距测量值 ρ_1 作为平滑初值,即

$$\rho_{s,1} = \rho_1 \quad (27)$$

图2所示为伪距平滑前后的一个实例。由于伪距值很大,为了显示平滑效果,图中的点画线表示由式(22)计算出的伪距差分量 $\Delta\rho_k$,图中的另一条曲线是相应的载波相位平滑伪距 $\rho_{s,k}$ 的差分量 $\Delta\rho_{s,k}$ 。

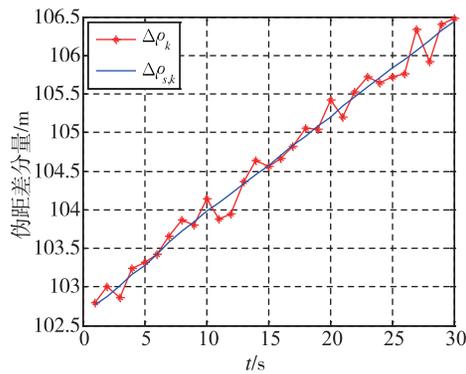


图2 载波相位平滑前后的伪距

Fig. 2 The pseudorange before and after carrier phase smoothing

3 验证实验与分析

惯性数据与GPS数据采集设备主要包括:光纤陀螺捷联惯导系统(Fiber Strapdown Inertial Navigation System, FSINS)、高性能商用级GPS接收机、实验车、便携式电脑以及其他相关设备等,车载实验车如图3所示。FSINS是自主研发的一款基于光纤陀螺的捷联惯性导航系统,其IMU由3个光纤陀螺和3个石英挠性加速度计组成,精度指标如表1所示,GPS接收机具有原始数据输出功能,其伪距、伪距率以及载波相位等性能指标如表2所示。



图3 实验用车

Fig. 3 Experimental vehicle

表1 FSINS主要技术参数

Tab. 1 The main technical parameters of FSINS

参数项	参数值
陀螺常值漂移/[$^{\circ}$]/h]	≤ 0.01
陀螺角度随机游走/[$^{\circ}$]/h ^{1/2}]	0.005
加速度计常值偏置/ μ g	≤ 100
加速度计随机白噪声标准差/ μ g	200
采样频率/Hz	200

表2 GPS接收机主要技术参数

Tab. 2 The main technical parameters of GPS receiver

参数项	参数值	
	均值	标准差
C/A 伪距/m	2	5
伪距率/(m/s)	0.1	0.5
L ₁ 载波相位/mm	1	1
输出频率/Hz	1	

车载实验地点为航天科工集团某研究院内的某一条规划路线,如图4所示,图中A点为实验起始点,G点为实验结束点,控制好车辆行驶速度,一次实验持续时间大致为20min,进行了多次验证实验,取其中2组典型数据分别采用离线验证方式对有无载波相位平滑情形下的紧组合导航精度进行分析,离线验证实验平台构建如图5所示。

方案1:GPS/SINS伪距紧组合导航;

方案2:GPS/SINS相位平滑伪距紧组合导航。

对2组数据的GPS信号质量进行分析,其中第一组实验数据GPS信号稳定,接收到的可见卫星数量稳定在9~11颗左右;而第二组实验数据GPS信号在实验第360~570s之间出现一次较为严重的遮



图 4 车载实验路线

Fig. 4 Vehicle experiment route

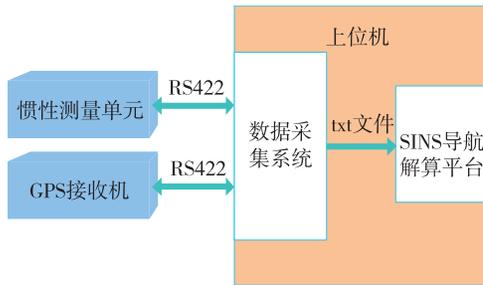


图 5 离线验证实验平台

Fig. 5 Offline verification experiment platform

挡,可见卫星的数量小于 4 颗。

图 6~图 8 所示为第一组实验数据 3 个方向上的位置误差对比曲线,其中蓝线为平滑滤波前的位置误差,红线为平滑滤波后的位置误差,表 3 所示为平滑前后 3 个方向的位置误差标准差。

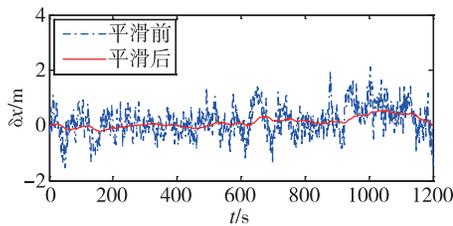


图 6 相位平滑伪距前后 X 轴向位置误差

Fig. 6 The X axial position error before and after phase smoothing

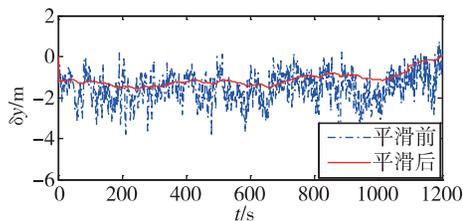


图 7 相位平滑伪距前后紧组合导航 Y 轴向位置误差

Fig. 7 The Y axial position error before and after phase smoothing

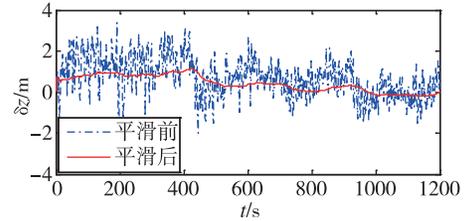


图 8 相位平滑伪距前后紧组合导航 Z 轴向位置误差

Fig. 8 The Z axial position error before and after phase smoothing

表 3 相位平滑前后 3 个方向位置误差标准差

Tab. 3 The STD of position errors in three directions

before and after phase smoothing

误差标准差/m	X	Y	Z
平滑前	0.55	0.76	0.93
平滑后	0.19	0.34	0.39

由图 6~图 8 可以看出,当利用载波相位对伪距进行平滑后,3 个方向上的位置误差更加平滑,位置误差振荡幅度明显减小,这说明平滑后的伪距提高了 GPS/SINS 紧组合导航精度,同时由表 3 给出的位置误差标准差进一步说明了该方法的正确性。

图 9~图 11 所示为第二组实验数据 3 个方向上的位置误差对比曲线,可以看出,当可见卫星个数小于 4 颗时, GPS/SINS 紧组合位置误差变大,但是载波相位平滑算法依然能够减小伪距噪声对定位精度的影响。

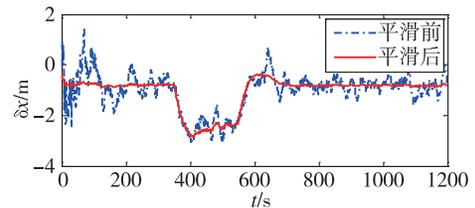


图 9 相位平滑伪距前后 X 轴向位置误差

Fig. 9 The X axial position error before and after phase smoothing

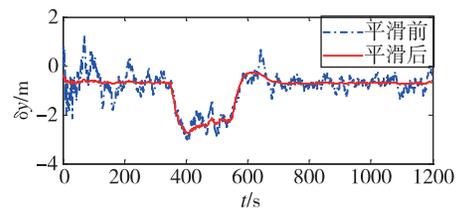


图 10 相位平滑伪距前后紧组合导航 Y 轴向位置误差

Fig. 10 The Y axial position error before and after phase smoothing

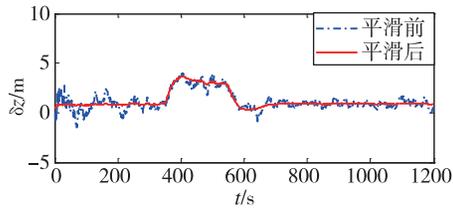


图 11 相位平滑伪距前后紧组合导航 Z 轴向位置误差

Fig. 11 The Z axial position error before and after phase smoothing

均方根值(Root Mean Square, RMS)是一组统计数据的平方和的平均值的平方根,能够形象地表征数据精度变化。图 12 所示为第一组实验数据的 X 轴向位置误差的 RMS 随时间变化曲线,表 4 所示为有无载波相位平滑前后 3 个方向紧组合导航定位误差的 RMS 值对比,由图 12 和表 4 可以看出,经过载波相位平滑伪距后,定位精度可以提高 40% 以上。

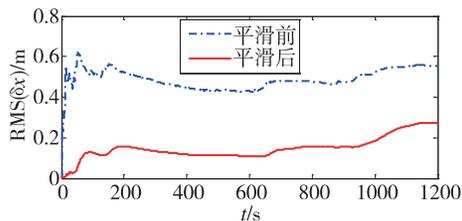


图 12 相位平滑前后 X 轴 RMS 值随时间变化曲线

Fig. 12 The curves of RMS value of X axis changing with time before and after phase smoothing

表 4 相位平滑前后紧组合导航定位 RMS 值

Tab. 4 The RMS value of positioning errors of tightly integrated navigation before and after phase smoothing

RMS/m	X	Y	Z
平滑前	0.56	1.71	1.17
平滑后	0.27	1.16	0.58

4 结论

本文对 GPS/SINS 紧组合导航技术进行了研究,首先给出了 GPS/SINS 紧组合状态方程和量测方程,在量测方程确定过程中提出了一种四面体选星法,该方法不需要对矩阵进行求逆,具有运算量低的优点。然后为了减小伪距噪声误差对组合导

航精度的影响,引入 Hatch 滤波器,利用高精度载波相位对伪距进行平滑,在伪距平滑过程中给出了一种工程中易于实现的周跳探测方法。最后利用车载实验数据对本文所提出的方法进行了验证,实验结果表明,载波相位平滑伪距后其位置误差的均方根值相比平滑前减小了 40%,提高了组合导航系统的定位精度。

参考文献

- [1] Xu T L. Adaptive Kalman filter for INS/GPS integrated navigation system[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 336: 332-335.
- [2] Knight D T. Achieving modularity with tightly-coupled GPS/INS[C]//Proceeding of the IEEE Position Location and Navigation Symposium, 1992: 426-432.
- [3] 王振凯,黄显林. 惯性卫星紧组合导航系统仿真分析[J]. 导航定位与授时, 2015, 2(1): 30-35.
- [4] 王黎斌,尚克军,王孝利,等. 一种惯性/GPS 伪距/伪距率组合导航算法[J]. 战术导弹控制技术, 2011, 28(1): 16-18, 43.
- [5] 郑辛,付梦印. SINS/GPS 紧耦合组合导航[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(1): 33-37.
- [6] Dickman J, Bartone C. Smoothing GPS carrier phase double differences using inertial measurements for high performance applications[J]. GPS Solutions, 2008, 12(2): 119-133.
- [7] 刘军,王晶晶,唐剑,等. GBAS 中相位平滑伪距差分修正改进算法[J]. 东北大学学报(自然科学报), 2016, 37(9): 1241-1244.
- [8] Hatch R. The synergism of GPS code and carrier measurements[C]// Proceedings of the 3rd International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning. New Mexico State University, 1982.
- [9] 彭秀英,郭际明,薛树强. GPS 单频伪距相位平滑及其单点定位的精度分析[J]. 测绘科学, 2011, 36(5): 39-41.
- [10] 臧中原. 基于伪距、伪距率的 SINS/GPS 紧组合导航系统研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
- [11] Sharp I, Yu K, Gao Y J. GDOP analysis for positioning system design [J]. IEEE Transaction on Vehicular Technology, 2009, 58(7): 3371-3382.
- [12] 谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2017: 92-94.