

文章编号: 1001- 2486(2007) 02- 0019- 05

北斗载波相位时间差分/SINS 紧组合技术与实验研究*

汤勇刚, 练军想, 吴文启, 胡小平

(国防科技大学 机电工程与自动化学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 说明北斗系统有源定位模式的不足, 提出一种基于载波相位时间差分的北斗/SINS 紧组合导航技术, 即以导航卫星载波相位信号的时间差分作为 Kalman 滤波器的观测量, 建立工作于无源方式的北斗/SINS 紧组合导航系统。介绍载波相位时间差分的基本原理和数学模型, 设计组合导航滤波器。通过动态和静态实验对算法的正确性和精度进行验证。实验结果表明, SINS 的位置和速度误差积累受到有效的抑制, 导航精度明显提高。

关键词: 载波相位时间差分; 北斗; SINS; 紧组合; 实验研究

中图分类号: V249.3 **文献标识码:** A

Tightly Coupled Integration Technology of RDSS Time Difference Carrier Phase/SINS and Its Experimental Research

TANG Yong-gang, LIAN Jun-xiang, WU Wen-qi, HU Xiao-ping

(College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The shortcomings of active positioning mode of Chinese Beidou navigation satellites system are introduced while a new technology is proposed on the basis of time difference carrier phase (TDCP) for RDSS/SINS tightly coupled integration. The TDCP measurements are used as the observation of Kalman filter to establish a tightly coupled integrated navigation system that works in passive mode. The principles and mathematic model of TDCP are described and a Kalman filter for integration is designed. Static and dynamic state tests were performed to validate the algorithm and evaluate the accuracy. The results show that the accumulation of velocity errors and position errors are attenuated remarkably.

Key words: time difference carrier phase; RDSS; SINS; tightly coupled; experimental research

卫星导航系统存在数据更新率低、易受干扰、不能直接提供加速度和姿态信息等问题。我国的“北斗一号”卫星导航系统(简称北斗)由于采用有源体制,还存在定位信息滞后、保密性差和用户数目有限的缺陷。捷联惯导系统(SINS)可提供连续的载体位置、速度及姿态信息,但误差随时间累积。根据二者的互补特性,北斗/SINS 组合是建立符合我国国情的高精度、低成本导航系统的重要技术途径。

关于北斗/INS 组合导航技术,国内的专家们提出了很多方案。林雪原^[1]、赖际舟^[2]、扈光锋^[3]等利用惯导输出的速度推算与定位时延对应的位置变化量,实现了北斗/INS 位置组合,但这种方法仍然依赖有源定位。林雪原^[4]、王永刚^[5]进一步提出用伪距作为观测量与 INS 组合,这种方法不存在时延,保密性好,用户的数目不受限制,抗干扰能力强,但由于伪距的测量噪声大,影响了系统精度。接收机提供的测距信号中,载波相位的精度远高于伪距,吴美平^[6]利用北斗载波相位实现了测姿和定向,但未将北斗载波相位用于定位。R. G. Brown^[7]曾经用频率计数(Frequency Count)实现 NNSS/INS 组合导航,频率计数即载波相位增量。J. Wende^[8]指出,载波相位时间差分是一种精确的速度观测量,基于这个原理,文章提出利用载波相位时间差分与 SINS 构成紧组合,以提高组合导航精度。根据理论分析和动、静态实验结果,该方法在卫星可视条件良好的情况下,能够有效地抑制 SINS 导航误差的积累,适于陆地和海上载体的导航。

* 收稿日期: 2006- 10- 15

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60234030); 国家部委基金资助项目(51409010203KG0152)

作者简介: 汤勇刚(1972—),男,讲师,博士生。

1 载波相位时间差分

北斗用户收到的卫星信号与 GPS 的类似,其载波相位基本测量方程为:

$$\lambda\phi^i = \rho + c \cdot \delta t - c \cdot \delta T^i + \delta_{cm} + \lambda N + \delta_{mp} + v \quad (1)$$

其中, λ 为载波波长; ρ 为天线到卫星 i 的距离; c 为光速; δt 为接收机钟差; δT^i 为卫星钟差; δ_{cm} 为共模误差,包括大气延迟和星历误差; N 为整周模糊度, δ_{mp} 为多路径效应误差, v 为接收机噪声。

前后历元用户天线和卫星的矢量关系如图 1 所示。 r_k^i 为第 k 个历元时的用户天线到卫星的相对位置矢量, s_k^i 和 u_k 分别为卫星和用户天线的位置变化矢量。 e_k^i 为用户天线到卫星的单位视线矢量。注意到在接收机连续跟踪卫星信号的情况下 N 是一个常数,对前后两个历元的观测量求差即可消去 N 。认为 δ_{cm} 在相邻历元间保持不变^[6],把 δ_{mp} 归入噪声, δT^i 可用二阶多项式加以补偿,根据(1)式,前后历元求差,得到载波相位时间差分的数学模型:

$$\Delta\phi_k^i = (\phi_k^i - \phi_{k-1}^i) \lambda = e_k^i \cdot r_k^i - e_{k-1}^i \cdot r_{k-1}^i + c(\delta t_k - \delta t_{k-1}) + v_k \quad (2)$$

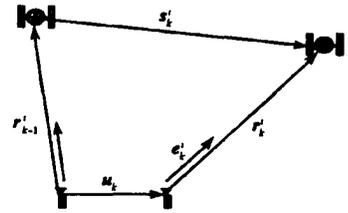


图1 前后历元卫星和用户天线的矢量关系
Fig.1 Vector relationship of satellites and user's antenna between successive epochs

2 组合导航滤波器

2.1 系统状态方程

为简化计算,选择地球地心坐标系 e 系作为参考坐标系,令载体坐标系为 b 系。状态 $X = [\delta v, \Psi, \varepsilon, \Delta]^T$,包括速度误差、姿态误差、陀螺漂移、加表零偏共 12 个状态。认为陀螺漂移和加表零偏为随机常数,在 e 系建立捷联惯导系统误差状态方程如下^[9]:

$$\dot{X}(t) = \begin{bmatrix} -2\Omega_{ie}^e & -F^e & 0 & C_b^e \\ 0 & -\Omega_{ie}^e & C_b^e & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta v \\ \Psi \\ \varepsilon \\ \Delta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_b^e w_v \\ C_b^e w_\Psi \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中, Ω_{ie}^e 为 e 系下地球自转角速度矢量的反对称阵; F^e 为 e 系下比力矢量的反对称阵; C_b^e 为 b 系到 e 系的坐标转换矩阵; w_v 、 w_Ψ 为互不相关的零均值白噪声向量。

2.2 滤波器观测方程

由于用户天线的位置变化远小于用户天线到卫星的距离,可以认为 $e_k^i \approx e_{k-1}^i$ 。时间差分抵消了接收机钟差 δt_k 中的常数部分,令 \mathcal{F} 为接收机时钟漂移率,得到方程如下:

$$\Delta\phi_k^i \approx e_k^i \cdot (s_k^i - u_k) + \int_{k-1}^k c \cdot \mathcal{F} dt + v_k \quad (4)$$

设杆臂在 b 系中表示为 L^b ; 惯组位置变化矢量为 p_k ; 令 $\delta L_k^e = (C_{b,k}^e - C_{b,k-1}^e) L^b$, 则

$$u_k = p_k + \delta L_k^e = p_k + \mathcal{L}_k^e + [\mathcal{L}_k^e \times] \Psi_k - [L_{k-1}^e \times] [\omega_{ie}^e \times] \Psi_k \cdot \Delta t - [L_{k-1}^e \times] \int_{k-1}^k C_b^e \varepsilon dt$$

其中, $[\cdot \times]$ 为向量的反对称阵,上标 \sim 表示测量值,由于 $[\omega_{ie}^e \times] \cdot \Delta t$ 是小量,忽略 $[L_{k-1}^e \times] [\omega_{ie}^e \times] \Psi_k \cdot \Delta t$,将上式代入(4)式并整理得:

$$\begin{aligned} & \Delta\phi_k^i + e_k^i \cdot p_k + e_k^i \cdot \mathcal{L}_k^e - e_k^i \cdot s_k^i \\ & = \int_{k-1}^k (e_k^i \cdot \delta v + c \cdot \mathcal{F}) dt - e_k^i \cdot [\mathcal{L}_k^e \times] \Psi_k + e_k^i \cdot [L_{k-1}^e \times] \left(\int_{k-1}^k C_b^e dt \right) \varepsilon_k + v_k \end{aligned} \quad (5)$$

为消去接收机时钟漂移,在卫星间再一次求差,构成时间/星间双差观测,得到双差观测方程如

下:

$$\begin{aligned} & \Delta \Delta \Phi_k^{\ddot{y}} + \mathbf{e}_k^{\ddot{y}} \cdot \mathbf{p}_k + \mathbf{e}_k^{\ddot{y}} \cdot \mathcal{L}_k^e - (\mathbf{e}_k^i \cdot \mathbf{s}_k^i - \mathbf{e}_k^j \cdot \mathbf{s}_k^j) \\ & = \int_{t_{k-1}}^k (\mathbf{e}_k^{\ddot{y}} \cdot \delta v) dt - \mathbf{e}_k^{\ddot{y}} \cdot [\mathcal{L}_k^e \times] \Psi_k + \mathbf{e}_k^{\ddot{y}} \cdot [\mathbf{L}_{k-1}^e \times] \left(\int_{t_{k-1}}^k C_b^e dt \right) \varepsilon_k + v_k \end{aligned} \quad (6)$$

其中, $\mathbf{e}_k^{\ddot{y}} = \mathbf{e}_k^i - \mathbf{e}_k^j$, $\Delta \Delta \Phi^{\ddot{y}} = \Delta \Phi^{\ddot{y}} - \Delta \Phi^{\dot{y}}$.

(6)式等号右边包含状态的时间积分,为使观测方程满足 Kalman 滤波器的要求,将(6)式写成以下形式^[81]:

$$z_k = H_k^* x_k + v_k \quad (7)$$

其中, $H_k^* = \int_{t_{k-1}}^k H_1 \Phi_{t, t_{k-1}} dt \cdot \Phi_{t_k^1, t_{k-1}}^1 + H_2$, $z_k = \Delta \Delta \Phi^{\ddot{y}} + \mathbf{e}_k^{\ddot{y}} \cdot \mathbf{p}_k + \mathbf{e}_k^{\ddot{y}} \cdot \mathcal{L}_k^e - (\mathbf{e}_k^i \cdot \mathbf{s}_k^i - \mathbf{e}_k^j \cdot \mathbf{s}_k^j)$, $\Phi_{t, t_{k-1}}$

为 t_{k-1} 时刻到 t 时刻的状态转移阵. $H_1 = [(\mathbf{e}_k^{\ddot{y}})^T \ 0 \ 0 \ 0]$, $H_2 = \begin{bmatrix} 0 & -(\mathbf{e}_k^{\ddot{y}})^T [\mathcal{L}_k^e \times] & (\mathbf{e}_k^{\ddot{y}})^T [\mathbf{L}_{k-1}^e \times] \int_{t_{k-1}}^k C_b^e dt & 0 \end{bmatrix}$.

3 实验及分析

为了验证算法的正确性,进行了静态和动态跑车实验。实验设备包括激光陀螺捷联惯导系统、北斗载波相位接收机和 GPS 接收机等。算法采取后处理的方式在 Matlab 下实现。陀螺漂移稳定性 $0.005^\circ/\text{h}$ (1σ), 加表零偏稳定性 $5 \times 10^{-5} \text{g}$ (1σ), 载波相位更新率 10Hz。

3.1 静态实验

静态实验在国防科技大学主楼前的广场上进行。以下为静态实验的结果:

图 2(a)、(b) 分别为组合导航的位置和速度误差,北向位置误差小于 3.5m, 均方差为 1m (1σ), 东向位置误差小于 0.5m, 均方差 0.2m (1σ); 北向速度误差小于 0.025m/s, 均方差 0.006m/s (1σ), 东向速度误差小于 0.005m/s, 均方差 0.001m/s (1σ)。而纯惯导到 2050s 时北向位置误差约为 70m, 东向位置误差约为 310m; 北向速度误差约为 0.05m/s, 东向速度误差约为 0.33m/s, 可见组合大大提高了导航的精度。

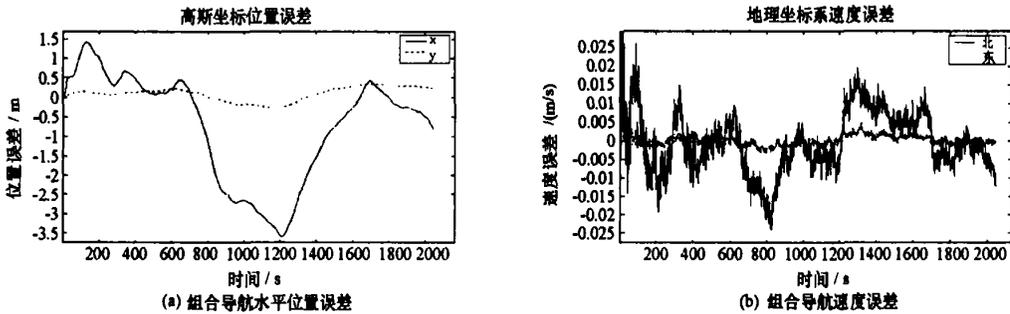


图 2 静态条件下组合导航误差

Fig. 2 Errors of integrated navigation in static tests

3.2 动态实验

动态实验分别在环绕国防科技大学主楼前广场的道路上和校外的高等级公路上进行。校内实验一共进行了 3 组, 车辆运行的轨迹为闭合曲线, 速度小于 25km/h, 每组实验车辆运行时间约为 2100s。SINS 和北斗的数据靠北斗接收机输出的 1pps 信号实现同步。

各组实验的结果基本一致, 图 3 为其中一组的实验结果。图 3(a) 为纯惯导轨迹, 图 3(b) 为组合导航的轨迹, 图中圆点为 GPS 的输出。纯惯导的终点水平位置误差为 1059.2m, 组合导航的终点水平位置误差为 20.0m。由两种轨迹的对比可见组合导航明显地抑制了位置误差的积累。图 3(c) 为终点速度误差, 终点北向和东向速度误差分别约为 -0.08m/s 和 -0.03m/s , 可见速度误差也得到了有效的抑制。

公路实验车辆运行的时间约为 1h, 速度小于 80km/h, 路面状况良好, 但是有比较大的起伏。以事后

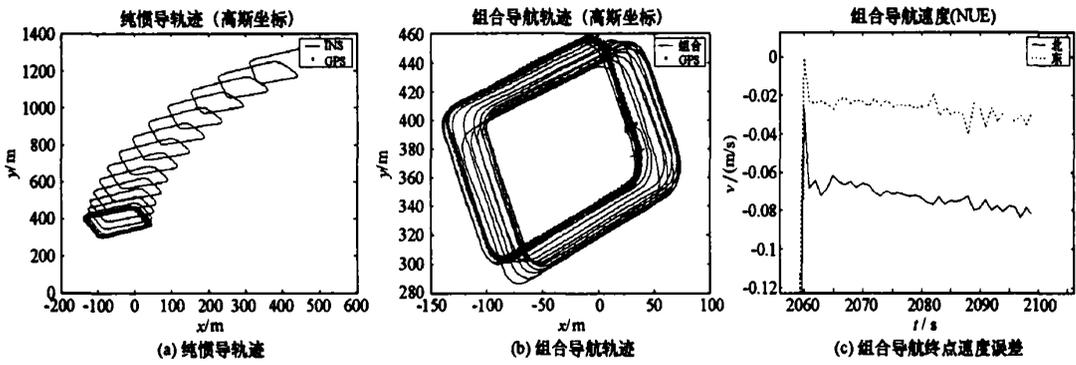


图3 环形道路实验的组合导航与纯惯导误差比较

Fig. 3 Error comparison between pure INS and integrated navigation in close-track tests

差分GPS输出的位置作为基准。实验的结果如图4所示。图4(a)、(c)分别为纯惯导的轨迹和水平位置误差, (b)、(d)为组合导航的轨迹和水平位置误差。图中的圆点为差分GPS输出的位置, 单实线为惯导及组合导航的位置。由图4(c)可见在3600s时纯惯导的位置误差为2265.3m, 而组合导航的位置误差为111.5m, 导航精度有很大的提高。

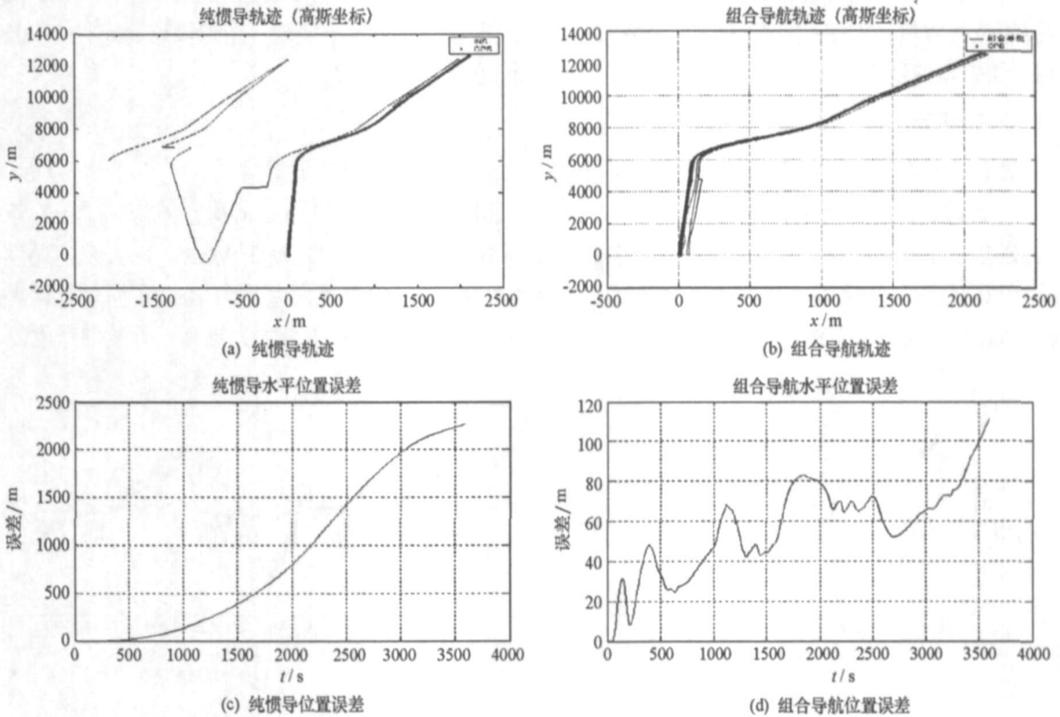


图4 公路实验的组合导航与纯惯导误差比较

Fig. 4 Error comparison between pure INS and integrated navigation in high-way tests

从实验结果看, 载波相位时间差分/SINS 组合对于误差积累的抑制作用十分明显, 组合导航滤波器的设计是正确的。对比各组实验, 可以发现精度随着载体动态的提高而下降。主要原因有以下几个方面:

(1) 通过载波相位时间差分观察到的速度实际上不是载体的瞬时速度, 而是在小时间段上的平均速度, 载体的速度变化越剧烈, 用平均速度代替瞬时速度带来的误差也越大。

(2) 由于实验中以高度不变作为一个约束条件, 载体运动过程中高度的变化会引起速度估计误差, 从图4(d)可以看到, 随着公路的起伏位置误差曲线也随之起伏。在陆地上和海面上载体高度起伏不大的条件下, 这种误差可以接受。

(3) 由于北斗的星历数据中不含卫星钟差的二项式拟合参数, 实验中采取用开车前一段静态数据进行多项式拟合的办法得到该参数。实验结果证明, 该参数的准确程度对系统精度有比较大的影响。

需要指出的是, 由于载波相位时间差分只能提供速度约束, 位置误差会随时间缓慢积累。在长航时的情况下, 可以利用三颗卫星的伪距信息加上高程辅助, 用单点定位的方法得到载体的绝对位置^[10], 或者在卡尔曼滤波器中加入伪距和高程观测量^[4], 从而在保持无源模式的前提下保证位置误差有界。

4 结论

本文提出了利用北斗载波相位时间差分建立无源北斗/SINS组合导航系统的基本方案, 设计了组合导航滤波器, 并对此进行了动态和静态实验验证。实验结果表明, 在卫星可视条件良好, 高度变化不大的条件下, 组合导航滤波器能够准确地估计 SINS 速度误差, 并使位置和速度误差的积累得到了很好的抑制。

该技术充分利用“北斗一号”系统卫星对地静止、载波波长短、轨道高度高的特点, 避免了有源定位保密性差、用户数目受限的缺点, 有利于建立我国自主的北斗/SINS组合导航系统, 进一步拓展北斗系统的应用领域。

由于北斗系统本身的限制, 组合导航系统的精度与基于 GPS 的类似系统还有比较大的差距。另外, 如果卫星信号被遮挡, 系统精度会下降。为使此项技术走向实用, 还有很多值得改进之处。根据对实验结果的分析, 导航精度还有较大提高的空间。下一步将研究结合伪距及其他传感器以提高系统可用性和精度, 进一步改进滤波算法, 并开展中、高动态方面应用的研究。

参考文献:

- [1] 林雪原, 刘建业, 汪叔华. 双星定位/SINS组合导航系统研究[J]. 中国空间科学技术, 2003(2): 34-38.
- [2] 赖际舟, 刘建业, 林雪原, 熊智. 基于北斗双星定位系统的组合导航滤波算法实现研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(1): 107-111.
- [3] 扈光锋, 马小艳, 王艳东, 范跃祖. 北斗双星SINS组合导航实时滤波方法[J]. 火箭与制导学报, 2005, 25(2): 39-44.
- [4] 林雪原, 刘建业, 范胜林. 三星定位/SINS伪距组合导航系统的研究[J]. 中国空间科学技术, 2002(6): 6-12.
- [5] 王永刚, 王顺宏. RDSS/INS紧组合及在无源RDSS导航系统中的应用[J]. 航天控制, 2004, 22(1): 42-45.
- [6] Remondi B W. Using the Global Positioning System (GPS) Phase Observable for Relative Geodesy Modeling, Processing, and Results[D]. Austin: Center of Space Research, 1984.
- [7] Brown R G, Hageman L L. An Optimum Inertial/Doppler-Satellite Navigation System[J]. Navigation: Journal of Institute of Navigation, 1969, 16(3): 260-270.
- [8] Wendel J, Trommer G F. Tightly Coupled GPS/INS Integration for Missile Applications[J]. Aerospace Science and Technology, 2004(8): 627-634.
- [9] Titterton D H, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology Second Edition[M]. Lexington, Massachusetts: MIT Lincoln Laboratory, 2004.
- [10] 薛鸿印, 李景森. 北斗无源定位技术[J]. 现代防御技术, 2005, 33(4): 39-53.