

卫星信号失效条件下 SINS/GPS 不同组合方式的性能比较*

许刚¹, 黄国荣¹, 彭兴钊¹, 薛冬¹, 高圆²

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038; 2. 西安交通大学 材料科学与工程学院, 西安 710049)

摘要: 为了研究卫星信号失效对 SINS/GPS 松组合导航系统和紧组合导航系统导航性能的影响,在分析惯导系统误差方程的基础上,给出了基于卡尔曼滤波的松组合和紧组合数学模型,构建了两种组合方式的仿真平台。仿真结果显示,SINS/GPS 紧组合导航系统的精度要明显优于松组合导航系统,且在卫星信号失效导致可见星数目少于4颗甚至仅有1颗时,SINS/GPS 紧组合依然能够保持组合模式,并可提供高于单一惯性导航系统的导航精度,说明了 SINS/GPS 紧组合方式具有较高的精度和可靠性。

关键词: 卫星信号失效; SINS/GPS 松组合导航系统; SINS/GPS 紧组合导航系统; 卡尔曼滤波

中图分类号: TP228.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-3695(2012)10-3888-03

doi:10.3969/j.issn.1001-3695.2012.10.075

Comparison of different integrated patterns of SINS/GPS system under condition of GPS signal invalidation

XU Gang¹, HUANG Guo-rong¹, PENG Xing-zhao¹, XUE Dong¹, GAO Yuan²

(1. Institute of Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. School of Material Science & Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: In order to investigate the navigation capability of SINS/GPS loosely-couple integrated navigation system and the tightly-coupled system under the satellite signal invalidation, this paper established the math model of the loosely-coupled system and the tightly-coupled system based on the Kalman filtering and set up emulators of them on the basis of the analysis of error equation of SINS. The simulation results indicate that the precision of the SINS/GPS tightly-couple integrated navigation is obviously better than the loosely-couple, and the tightly-coupled system can be held and have a better precision than that of single SINS system at the same time even if the number of the visible satellites is less than four or just one caused by the satellite signal invalidation. This shows that tightly-coupled system have a good precision and reliability.

Key words: satellite signal invalidation; SINS/GPS loosely-coupled integrated navigation; SINS/GPS tightly-coupled integrated navigation; Kalman filter

SINS/GPS 是目前应用最成功、最广泛的组合导航系统。捷联惯性导航系统(strap-down inertial navigation system, SINS)不依赖于任何外部信息,自主性强、数据更新率高,但是惯性器件本身具有累积误差,加上重力模型不精确,导致算法发散,不适合长时间导航;全球卫星定位系统(global positioning system, GPS)无累积误差,长期工作精度高,但存在多径效应及易受电波干扰等缺点,导致导航的稳定性不高,不适宜作为单独系统使用。因此,在高精度导航领域,大多将 GPS 和 SINS 两种系统组合在一起,用 GPS 抑制 SINS 的累积误差,同时使系统具备 SINS 的稳定性、高数据输出率以及 GPS 系统的高精度,克服了各自的缺点,使得导航性能高于两个系统单独工作时的性能。

本文在分析 SINS 误差模型^[1]的基础上,给出了针对松组

合、紧组合两种方式的数学模型^[1,2],通过仿真实验分析了两者的定位误差、速度误差和姿态角误差,从理论和仿真的角度分析了可见星数对两者组合模式和导航精度的影响^[3-5]。

1 组合导航系统数学模型的建立

1.1 SINS 误差方程

SINS 是按照惯性原理工作的系统,利用陀螺仪和加速度计测量载体的角速度和线速度,经过导航计算机解算得到载体的位置、速度和姿态信息。SINS 的误差分析^[1,2]是组合导航的基础。定义 i 表示地心惯性坐标系, e 表示地球坐标系, n 表示导航坐标系, b 表示载体坐标系,则 SINS 系统误差方程为

$$\delta \dot{V}_{en}^n = f^n \times \varphi^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta V_{en}^n + V_{en}^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) + C_b^n \nabla^b \quad (1)$$

收稿日期: 2012-02-13; **修回日期:** 2012-03-21 **基金项目:** 航空科学基金资助项目(20100818017);陕西省电子信息系统综合集成重点实验室基金资助项目(201113y12)

作者简介: 许刚(1987-),男,安徽颍上人,硕士研究生,主要研究方向为惯性导航与组合导航、卫星信号捕获与跟踪技术(gaoxiaoyuan@stu.xjtu.edu.cn);黄国荣(1972-),男,陕西华县人,副教授,博士,主要研究方向为惯性导航与组合导航;彭兴钊(1987-),男,河南封丘人,硕士研究生,主要研究方向为惯性导航与组合导航;薛冬(1987-),男,山东青岛人,硕士研究生,主要研究方向为惯性导航与组合导航;高圆(1989-),女,安徽颍上人,硕士研究生,主要研究方向为高性能材料与惯性器件超精密加工。

$$\dot{\varphi}^n = -\omega_{in}^n \times \varphi^n + \delta\omega_{in}^n - C_b^n \varepsilon^b \quad (2)$$

$$\delta \dot{L} = \frac{\delta V_N}{R_N + h} - \frac{V_N}{R_N + h} \delta h \quad (3)$$

$$\delta \dot{\lambda} = \frac{\delta V_E}{(R_E + h) \cos L} - \frac{V_E \tan L}{(R_N + h) \cos L} \delta L + \frac{V_E}{(R_N + h)^2 \cos L} \delta h \quad (4)$$

$$\delta \dot{h} = -\delta V_D \quad (5)$$

其中: φ^n 为三维姿态误差向量; δV_{en}^n 为三维速度误差向量; δL 、 $\delta \lambda$ 、 δh 分别为纬度误差、经度误差、高度误差; $\delta \varepsilon^b$ 为三维陀螺常值漂移向量; C_b^n 是 b 系到 n 系的变换矩阵; ∇^b 为三维加速度计常值零偏向量。

1.2 SINS/GPS 松组合模型

SINS/GPS 松组合^[3,4]以 SINS 为主导航系统, GPS 提供位置、速度信息用来修正 SINS 的累积误差,抑制 SINS 误差的发散,提供相当于 GPS 系统精度的位置、速度信息,并对姿态偏差和惯性器件误差进行估计与修正。其结构如图 1 所示。

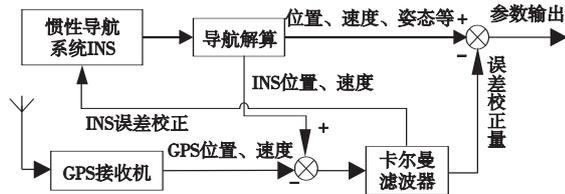


图1 SINS/GPS松组合模型

采用 SINS 位置、速度和 GPS 位置、速度的差值作为量测值,则观测向量为

$$Z = \begin{bmatrix} R_{INS}^n - R_{GPS}^n \\ V_{GPS}^n - V_{INS}^n \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中: $R = [L \ \lambda \ h]^T$ 是载体位置向量; $V = [V_E \ V_N \ V_D]^T$ 为载体速度向量。系统状态向量取为 $X = [\varphi^n \ \delta V^n \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \delta \varepsilon^n \ \nabla^n]^T$ 。

故松组合导航卡尔曼滤波模型为

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + GW \\ Z &= HX + U \end{aligned} \quad (7)$$

其中: A 为 15×15 阶状态矩阵; H 为 6×15 阶观测矩阵; G 为 6×15 阶系统噪声驱动矩阵; W 为 15 维系统噪声向量,由陀螺仪和加速度计噪声构成; U 为 6 维观测噪声向量,由 GPS 观测噪声构成。

1.3 SINS/GPS 紧组合模型

与 SINS/GPS 松组合结构相比,SINS/GPS 紧组合系统^[5-7]采用伪距、伪距率组合,系统的状态变量不仅包括 SINS 的状态,也包含卫星导航系统的伪距偏差、伪距偏差率等状态。紧组合系统不仅组合的深度要高于松组合^[7,8],同时可对卫星导航系统的量测进行修正。其结构如图 2 所示。

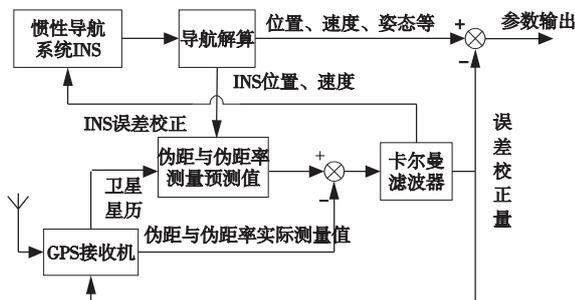


图2 SINS/GPS紧组合模型

将 GPS 接收机的等效时钟误差距离 δt_u 和等效时钟频率

误差距离率 δt_{ru} 扩展为系统的状态,则紧组合的状态向量为

$$X = [\varphi^n \ \delta V^n \ \delta L \ \delta \lambda \ \delta h \ \delta \varepsilon^n \ \nabla^n \ \delta t_u \ \delta t_{ru}]^T$$

其中, $\delta t_u = \delta t_{ru}$ 是基于 GPS 系统的误差模型。

采用 SINS 估计的伪距、伪距率与 GPS 输出的伪距、伪距率的差值作为观测量,即

$$Z = \begin{bmatrix} \rho_{INS}^n - \rho_{GPS}^n \\ \dot{\rho}_{GPS}^n - \dot{\rho}_{INS}^n \end{bmatrix} \quad (8)$$

设载体的真实位置 x, y, z ; x_i, y_i, z_i 为 SINS 输出的 $Ox_e y_e z_e$ 坐标系内的位置; x_{si}, y_{si}, z_{si} 为第 i 颗卫星的位置,则在地球坐标系 $Ox_e y_e z_e$ 内, SINS 给出的伪距为

$$\rho_{li} = \sqrt{(x_l - x_{si})^2 + (y_l - y_{si})^2 + (z_l - z_{si})^2} \quad (9)$$

载体到卫星的真实距离为

$$r_i = \sqrt{(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2} \quad (10)$$

在载体的真实位置 x, y, z 处把式(9)展开成泰勒级数,忽略高阶分母得

$$\begin{aligned} \rho_{li} &= \sqrt{(x - x_{si})^2 + (y - y_{si})^2 + (z - z_{si})^2} + \\ &\frac{x - x_{si}}{r_i} \Delta x + \frac{y - y_{si}}{r_i} \Delta y + \frac{z - z_{si}}{r_i} \Delta z \end{aligned} \quad (11)$$

在存在伪距量测噪声 $u_{\rho i}$ 的条件下, GPS 输出的伪距为

$$\rho_{Gi} = r_i - \delta t_u - v_{\rho i} \quad (12)$$

则 SINS/GPS 紧组合的伪距量测值为

$$\delta \rho_i = \rho_{li} - \rho_{Gi} = e_{i1} \delta x + e_{i2} \delta y + e_{i3} \delta z + \delta t_u + v_{\rho i} =$$

$$\begin{bmatrix} e_{i1} & e_{i2} & e_{i3} & e_{i4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta t_u \end{bmatrix} + u_{\rho i} \quad (13)$$

在地球坐标系 $Ox_e y_e z_e$ 内, SINS 给出的伪距率为

$$\dot{\rho}_{li} = e_{i1} (\dot{x}_l - \dot{x}_{si}) + e_{i2} (\dot{y}_l - \dot{y}_{si}) + e_{i3} (\dot{z}_l - \dot{z}_{si}) \quad (14)$$

其中: $\dot{x}_{si}, \dot{y}_{si}, \dot{z}_{si}$ 为第 i 颗卫星的位置变化率; $\dot{x}_l, \dot{y}_l, \dot{z}_l$ 为 SINS 输出的载体在 $Ox_e y_e z_e$ 坐标系内的位置变化率。进一步,式(13)可写成:

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_{li} &= e_{i1} (\dot{x}_l - \dot{x}_{si}) + e_{i2} (\dot{y}_l - \dot{y}_{si}) + \\ &e_{i3} (\dot{z}_l - \dot{z}_{si}) + e_{i1} \delta \dot{x} + e_{i2} \delta \dot{y} + e_{i3} \delta \dot{z} \end{aligned} \quad (15)$$

GPS 测得的伪距率为

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_{Gi} &= e_{i1} (\dot{x}_l - \dot{x}_{si}) + e_{i2} (\dot{y}_l - \dot{y}_{si}) + \\ &e_{i3} (\dot{z}_l - \dot{z}_{si}) - \delta t_{ru} - v_{\dot{\rho}i} \end{aligned} \quad (16)$$

则由式(15)和(16)得伪距率的量测为

$$\delta \dot{\rho}_i = \dot{\rho}_{li} - \dot{\rho}_{Gi} = e_{i1} \delta \dot{x} + e_{i2} \delta \dot{y} + e_{i3} \delta \dot{z} + \delta t_{ru} + v_{\dot{\rho}i} =$$

$$\begin{bmatrix} e_{i1} & e_{i2} & e_{i3} & e_{i4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \dot{x} \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{z} \\ \delta t_{ru} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_{\dot{\rho}1} \\ u_{\dot{\rho}2} \\ u_{\dot{\rho}3} \\ u_{\dot{\rho}4} \end{bmatrix} \quad (17)$$

式(13)和(17)中的笛卡尔坐标系转换为地球坐标系,则伪距和伪距率量测方程可表示为

$$\begin{aligned} Z_{\rho} &= [\delta \rho_1 \ \dots \ \delta \rho_i]^T = H_{\rho} X + U_{\rho} \\ Z_{\dot{\rho}} &= [\delta \dot{\rho}_1 \ \dots \ \delta \dot{\rho}_i]^T = H_{\dot{\rho}} X + U_{\dot{\rho}} \end{aligned} \quad (18)$$

综合伪距和伪距率量测方程,可得到 SINS/GPS 紧组合卡尔曼模型^[1,3,5]:

$$\dot{X} = AX + GW$$

$$Z = HX + U \quad (19)$$

其中： A 为 17×17 阶状态矩阵； G 为 6×17 阶系统噪声驱动矩阵，由陀螺仪和加速度计噪声的统计特性构成； W 为 15 维系统噪声向量； H 为观测矩阵，其维数由可观测卫星数决定； U 为观测噪声向量，由 GPS 观测噪声的统计特性构成。

2 实验分析

仿真参数设置如下：设 SINS 的陀螺随机常数 ε 为 $0.01^\circ/h$ ；加速度计白噪声均方差为 $10^{-4} g$ ；GPS 随机伪距误差为 10 m，随机伪距率测量误差为 0.05 m/s。

各个子系统和组合导航的解算周期为：飞行轨迹采样周期 $T=0.01 s$ ，捷联解算周期 $2T=0.02 s$ ，GPS 定位和测速周期 $100T=1 s$ ，组合导航周期取 $100T=1 s$ ，每 50 个 SINS 解算后进行一次数据融合，即与 GPS 定位和测速解算一致。

当卫星仰角大于 10° 时^[3] 认为卫星可见，从所有可见卫星中选取卫星星座良好的 4 颗星作为导航星，此时 SINS/GPS 松组合系统能正常工作。SINS/GPS 紧组合和松组合系统的均方误差曲线如图 3~5 所示。由图可以看出，紧组合系统的导航精度要高于松组合系统。

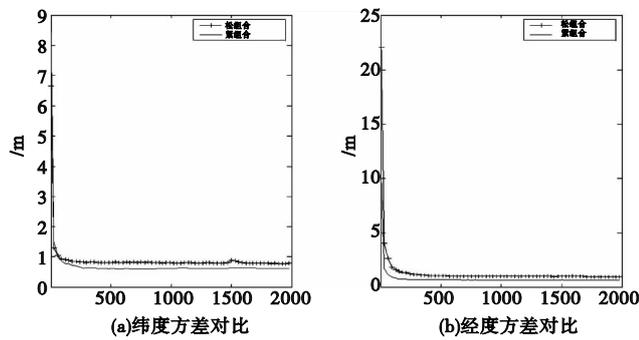


图3 位置均方误差曲线

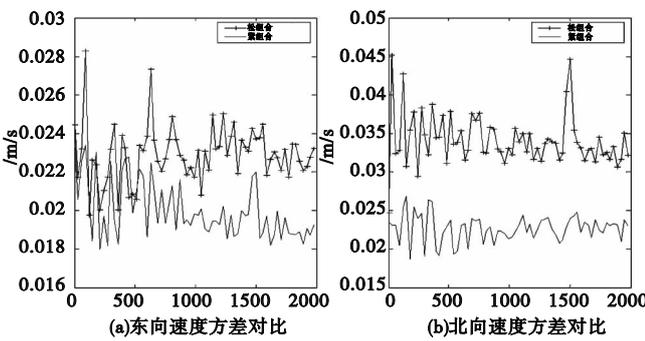


图4 速度均方误差曲线

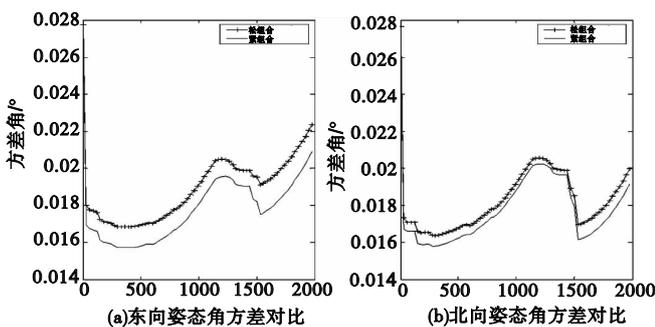


图5 姿态均方误差曲线

当接收机在干扰或高动态条件下，可导致部分卫星信号失效，从而使得可见卫星的数目低于 4 颗。基于位置和速度的 SINS/GPS 松组合系统在有效卫星个数低于 4 时，GPS 系统不

能正常提供载体的位置和速度信息，进而无法与 SINS 进行组合导航，因此系统不能继续在组合模式下工作，松组合退化为单一的 SINS 导航模式。而基于伪距、伪距率的紧组合系统在有效卫星数目低于 4 时，卫星接收机仍可提供部分卫星的伪距，使得紧组合模式得以保持。仿真分析了当可见卫星数为 4 或 3 颗时紧组合系统的性能，其结果如图 6、7 所示。可见在 1 颗卫星信号失效条件下，紧组合的导航精度没有发生太大的变化，其精度仍可满足航空领域对导航的要求。

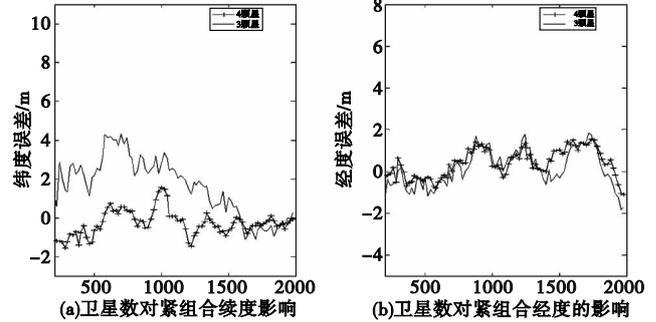


图6 不同卫星数时位置误差曲线

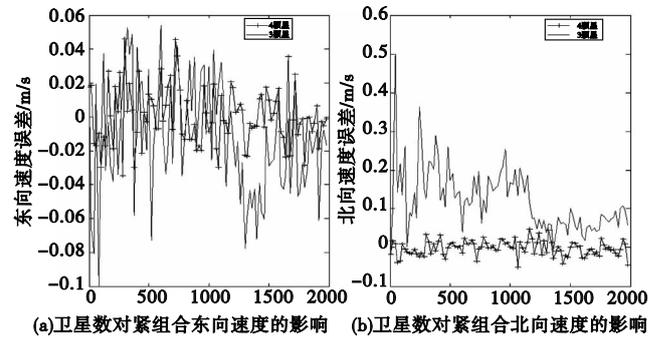


图7 不同卫星数时速度误差曲线

考虑极端情况，当仅有 1 颗星可见时，SINS/GPS 松组合系统退化为卓纯惯性导航系统，而 SINS/GPS 松组合系统仍可按照组合导航的模式运行。图 8、9 表示了只有 1 颗卫星信息可用的情况下，SINS/GPS 紧组合与单一惯性导航系统导航性能的比较。可见单一的 SINS 由于存在积累误差，使得 SINS 的各个导航数据存在不同程度的发散；而在紧组合模式下，系统采用 1 颗卫星的伪距对 SINS 的发散进行抑制，使得紧组合系统的导航精度可以保持在 SINS 初始时刻时的精度。

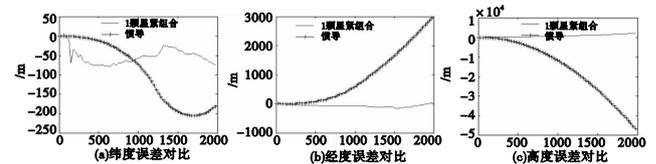


图8 纯惯导与1颗星时紧组合的位置误差曲线

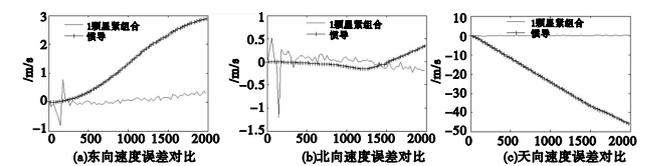


图9 纯惯导与1颗星时紧组合的速度误差曲线

3 结束语

本文从理论上分析并得到了 SINS/GPS 组合导航中最为常用的松组合和紧组合的数学模型。通过仿真，从实践的角度对 SINS/GPS 松组合与紧组合的导航性能进行（下转第 3896 页）

(上接第 3890 页)了全面的对比。从算法层面上看,SINS/GPS 紧组合系统具有优良的性能^[5,8],并且由于对卫星信息的使用更为全面,从而使得 SINS/GPS 紧组合在卫星信号失效而导致可见卫星数目少于 4 颗甚至仅有 1 颗时,依然能够保持组合模式,并可提供高于单一惯性导航系统的导航精度,从而使得该系统可以更加有效地应对复杂环境。

参考文献:

- [1] 秦永元,张洪钺,汪叔华.卡尔曼滤波与组合导航原理[M].西安:西北工业大学出版社,1998:272-282.
- [2] 刘建业,曾庆化,赵伟.导航系统理论与应用[M].西安:西北工业大学出版社,2010:335-354.
- [3] 黄汛,高启孝,李安,等.INS/GPS 超紧耦合技术研究现状及展望[J].飞航导弹,2009(4):42-47.
- [4] 周坤芳,吴唏,孔键.紧耦合 GPS/INS 组合特性及其关键技术[J].中国惯性技术学报,2009,17(1):42-45.
- [5] 于洁,王新龙.SINS/GPS 紧密组合导航系统仿真研究[J].航空兵器,2008(6):8-13.
- [6] 张平.RDSS/GPS/SINS 组合导航系统仿真与研究[D].西安:西北工业大学,2006:56-77.
- [7] FRITZ J,RUSS D H. Integrated global positioning system and inertial navigation system integrity monitor performance[D]. Ohio, Athens: Ohio University, 2003:36-65.
- [8] LEE Y C, O' LAUGHLIN D G. A performance analysis of a tightly coupled GPS/inertial system for two integrity monitoring methods[EB/OL]. [2011-09-26]. http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_00/lee_analysis/lee_analysis.pdf.
- [9] 文援兰.卫星导航系统分析与仿真技术[D].北京:中国宇航出版社,2009:34-46.
- [10] 杨波.GPS/GLONASS/INS 组合导航系统研究[D].西安:西北工业大学,2007:66-76.