

doi: 10.7690/bgzdh.2019.11.002

基于飞控仿真系统的 SINS/BDII 组合导航仿真

彭伟奇¹, 徐景硕¹, 马士国²

(1. 海军航空大学青岛校区, 山东 青岛 266041; 2. 中国人民解放军海军 91445 部队, 辽宁 大连 116000)

摘要: 为验证 SINS/BDII 组合导航系统的性能, 采用一种基于飞控仿真系统生成轨迹的方法。通过 Visual C++ 编程语言以及飞控原理设计出模拟飞行仿真软件, 运用双子样旋转矢量算法对转动的不可交换性误差进行有效补偿, 利用间接法滤波设计 SINS/BDII 组合导航系统卡尔曼滤波器。验证结果表明模拟飞行状态下 SINS 及组合导航系统算法是正确的。该轨迹生成方法具有工程应用价值。

关键词: 飞行控制仿真系统; Visual C++; 旋转矢量算法; 组合导航

中图分类号: TP311.521 **文献标志码:** A

SINS/BDII Integrated Navigation Simulation Based on Flight Control Simulation System

Peng Weiqi¹, Xu Jingshuo¹, Ma Shiguo²

(1. Qingdao Branch, Navy Aviation University, Qingdao 266041, China;

2. No. 91445 Unit of PLA, Dalian 116000, China)

Abstract: In order to verify the performance of SINS/BDII integrated navigation system, a method based on the flight control simulation system to generate the trajectory is adopted. The flight control simulation software is designed by Visual C++ programming language and flight control principle. The non-commutative error of rotation is effectively compensated by the double sub-sample rotation vector algorithm. The SINS/BDII integrated navigation system Kalman filter is designed by indirect filtering method. The verification results show that the SINS and integrated navigation system algorithms is correct under simulated flight conditions. The trajectory generation method has engineering application value.

Keywords: flight control simulation system; Visual C++; rotation vector algorithm; integrated navigation

0 引言

捷联式惯导系统(strapdown inertial navigation system, SINS)是建立在惯性原理基础上, 依靠惯性器件自身就能够自主地计算出运载体完整齐备的导航参数, 但定位误差会随时间不断积累。全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)很好地弥补了这一缺陷, 具有定位和测速精度高的优点, 但易受到外界因素干扰。SINS/GNSS 组合导航系统能够优势互补, 不仅降低了成本, 而且提高了导航系统的整体精度和性能^[1]。笔者对 SINS 与我国自主研发的北斗二号(BDII)卫星导航系统的组合方法进行了设计仿真。

进行导航解算必须要有飞行轨迹数据作为输入, 而在实验室中又难以采集到真实情况下的飞机飞行轨迹; 因此, 飞行轨迹的设计成为目前实验室进行惯导解算仿真的主要数据来源。这样生成的飞行轨迹飞行状态单一, 难以模拟出实际飞行情况的

数据, 要得到实际飞行数据所需要的成本又太大; 因此, 笔者采用一种基于飞控仿真系统生成轨迹的方法。通过 Visual C++编程语言以及飞控原理, 设计出模拟飞行仿真软件, 利用飞行手柄进行模拟飞行, 产生一条模拟实际飞行过程的飞行轨迹数据, 并将数据进行 SINS 解算和 SINS/BDII 组合导航解算, 验证组合导航算法的正确性。

1 捷联式惯性导航原理

1.1 SINS 导航解算

捷联惯导姿态解算算法是捷联惯导系统的核心, 其求解精度直接影响系统的可用性。目前, 航空航天领域常用的姿态算法主要有四元数捷联惯导算法和旋转矢量捷联姿态算法 2 类^[2]。尽管传统四元数法的计算量相对较小, 但无法对旋转的不可交换性误差做出补偿。笔者采用双子样等效旋转矢量捷联惯导算法进行捷联惯导解算, 对旋转的不可交换性误差做出有效补偿^[3-4]。SINS 解算流程见图 1。

收稿日期: 2019-07-07; 修回日期: 2019-08-18

作者简介: 彭伟奇(1995—), 男, 湖北人, 硕士, 从事惯性测试技术与仪器研究。E-mail: 421993789@qq.com。

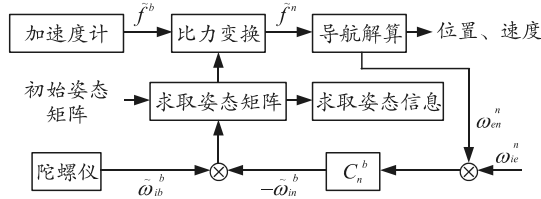


图 1 捷联惯导解算原理

1.2 捷联惯导系统的误差模型

1) 陀螺仪模型。

陀螺仪是敏感运载体角运动的惯性元件，由于陀螺仪本身存在误差，可以认为陀螺仪的输出为

$$\hat{\omega}_{ib}^b = \omega_{ib}^b + \varepsilon \quad (1)$$

其中：\$\omega_{ib}^b\$ 为载体相对于惯性空间的角速度；\$\varepsilon\$ 为陀螺仪的测量误差。

陀螺仪的测量误差主要体现在陀螺漂移和噪声方面，陀螺测量误差表达式为

$$\varepsilon = \varepsilon_b + \varepsilon_r + w_g \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{\varphi}_e &= (\omega_{ie} \sin L + \frac{v_e \tan L}{R_N + h}) \varphi_n - (\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N + h}) \varphi_u - \frac{1}{R_M + h} \delta v_e + \frac{v_n}{(R_M + h)^2} \delta h + \varepsilon_e \\ \dot{\varphi}_n &= -(\omega_{ie} \sin L + \frac{v_e \tan L}{R_N + h}) \varphi_e - \frac{v_n}{R_M + h} \varphi_u - \frac{1}{R_N + h} \delta v_e - \omega_{ie} \sin L \delta L - \frac{v_e}{(R_N + h)^2} \delta h + \varepsilon_n \\ \dot{\varphi}_u &= (\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N + h}) \varphi_e - \frac{v_n}{R_M + h} \varphi_n + \frac{\tan L}{R_N + h} \delta v_e + (\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N + h} \sec^2 L) \delta L - \frac{v_e \tan L}{(R_N + h)^2} \delta h + \varepsilon_u \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

速度误差方程：

$$\left. \begin{aligned} \delta \dot{v}_e &= -f_u \varphi_n + f_n \varphi_u + \left(\frac{v_n \tan L}{R_M + h} - \frac{v_u}{R_M + h} \right) \delta v_e + (2\omega_{ie} \sin L - \frac{v_e \tan L}{R_N + h}) \delta v_n - (2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N + h}) \delta v_u + \\ &\quad (2\omega_{ie} \cos L v_n + \frac{v_e v_n \sec^2 L}{R_N + h} + 2\omega_{ie} \sin L v_u) \delta L + \frac{v_e v_u + v_e v_n \tan L}{(R_N + h)^2} \delta h + \nabla_e \\ \delta \dot{v}_n &= f_u \varphi_e - f_e \varphi_u - 2(\omega_{ie} \sin L + \frac{v_e \tan L}{R_N + h}) \delta v_e - \frac{v_u}{R_M + h} \delta v_n - \frac{v_n}{R_M + h} \delta v_u - (2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_e \sec^2 L}{R_N + h}) \delta L + \\ &\quad \frac{v_e^2 \tan L + v_n v_u}{(R_N + h)^2} \delta h + \nabla_n \\ \delta \dot{v}_u &= -f_n \varphi_e + f_e \varphi_n + 2(\omega_{ie} \cos L + \frac{v_e}{R_N + h}) \delta v_e + \frac{2v_n}{R_M + h} \delta v_n - 2\omega_{ie} \sin L v_e \delta L - \frac{v_e^2 + v_n^2}{(R_N + h)^2} \delta h + \nabla_u \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

位置误差方程：

$$\left. \begin{aligned} \delta \dot{L} &= \frac{1}{R_M + h} \delta v_e + \frac{v_n}{(R_M + h)^2} \delta h \\ \delta \dot{\lambda} &= \frac{1}{(R_N + h) \cos L} \delta v_e + \frac{v_e \tan L}{(R_N + h) \cos L} \delta L - \\ &\quad \frac{v_e}{(R_N + h)^2 \cos L} \delta h \\ \delta \dot{h} &= \delta v_u \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

其中：\$\varepsilon_b\$ 为陀螺仪的常值漂移误差；\$\varepsilon_r\$ 为 1 阶马尔科夫过程；\$w_g\$ 为白噪声。

2) 加速度计模型。

加速度计是敏感运载体线运动的惯性元件，考虑到加速度计在测量过程中也存在测量误差，可以将加速度计的输出生表示为

$$\tilde{f}^b = f^b + \nabla \quad (3)$$

其中：\$f^b\$ 为轨迹发生器的比力输出；\$\nabla\$ 为加速度计的测量误差。

类似地，加速度计的测量误差表达式为

$$\nabla = \nabla_b + \nabla_r + w_g \quad (4)$$

其中：\$\nabla_b\$ 为加速度计的零偏误差；\$\nabla_r\$ 为 1 阶马尔科夫过程；\$w_g\$ 为白噪声。

3) 捷联惯导系统误差方程^[5]。

姿态误差方程：

2 基于飞控仿真系统的轨迹发生器

笔者利用 Visual C++ 语言以及飞行控制原理设计出模拟飞行软件。软件界面如图 2 所示。文献[6]详细阐述了该系统的基本构成和设计原理。通过该软件生成的角速度和比力送给惯性导航系统进行解算。其模拟飞行数据在以下假设下实现：1) 认为飞机是刚体，且质量不变；2) 以地面为惯性参考系，

忽略地球自转角速度；3) 忽略地球表面曲率，视地面为平面；4) 重力加速度不随高度而变化^[6]。



图 2 飞机实时仿真模拟软件界面

通过该飞控仿真系统连接飞行手柄，便可以生成模拟飞机实际运动的飞行轨迹数据。

3 SINS/BDII 组合导航系统

3.1 SINS/BDII 组合导航系统原理

由于捷联惯导系统与 BDII 导航系统性能互补，所以，由该 2 个子系统构造出组合导航系统是航空导航的最佳方案，基本思想是卡尔曼滤波。卡尔曼滤波在组合导航中的应用分为直接法滤波和间接法滤波。考虑到由于直接法滤波的系统方程一般都是非线性方程，故笔者采用间接法滤波方式如图 3 所示。

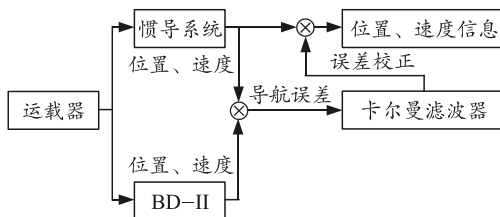


图 3 间接法卡尔曼滤波

3.2 SINS/BDII 组合导航滤波器设计

组合导航系统的卡尔曼滤波数学模型分为 2 个

部分：1) 系统状态方程，取 SINS 导航系统的误差量为状态量，包括导航系统的姿态误差、速度误差、位置误差、陀螺误差以及加速度计误差；2) 系统量测方程，取 BDII 导航系统相对于 SINS 的位置，速度差作为量测值。

组合导航系统的连续状态方程和量测方程如下：

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t); \quad (8)$$

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t). \quad (9)$$

式中： $X(t)$ 为系统的 n 阶状态向量， $X(t) = [\delta\phi_e, \delta\phi_n, \delta\phi_u, \delta v_e, \delta v_n, \delta v_u, \delta L, \delta\lambda, \delta h, \varepsilon_e, \varepsilon_n, \varepsilon_u, \nabla_e, \nabla_n, \nabla_u]^T$ ，其中， $\delta\phi_e, \delta\phi_n, \delta\phi_u$ 是东、北、天 3 个方向上的姿态误差角， $\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u$ 为东、北、天 3 个方向上的速度误差， $\delta L, \delta\lambda, \delta h$ 是位置误差， $\varepsilon_e, \varepsilon_n, \varepsilon_u$ 为陀螺漂移误差， $\nabla_e, \nabla_n, \nabla_u$ 为加速度计测量误差； $F(t)$ 为系统的状态转移矩阵，由捷联惯导系统的误差模型确定； $G(t)$ 为系统地噪声驱动矩阵； $W(t)$ 为系统噪声； $Z(t)$ 为量测值； $H(t)$ 为系统的量测矩阵； $V(t)$ 为量测噪声。

通过卡尔曼滤波算法对系统状态量进行估计，可以用 BDII 导航系统的导航数据去修正 SINS 的导航数据，得到更为精确的导航信息，提升导航精度。

卡尔曼滤波基本方程^[7]：

状态一步预测：

$$\hat{X}_{k/k-1} = F_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (10)$$

状态估计：

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}) \quad (11)$$

滤波增益：

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (12)$$

一步预测均方误差：

$$P_{k/k-1} = F_{k,k-1} P_{k-1} F_{k,k-1}^T + G_{k-1} Q_{k-1} G_{k-1}^T \quad (13)$$

估计均方误差：

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} \quad (14)$$

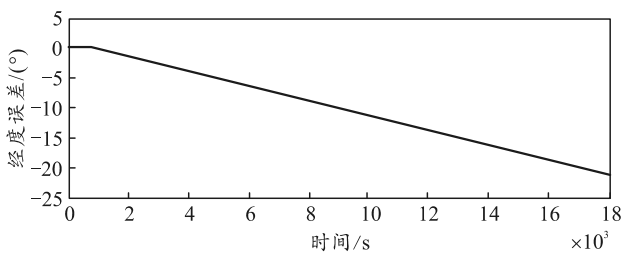
4 Matlab 仿真

4.1 Matlab 仿真条件

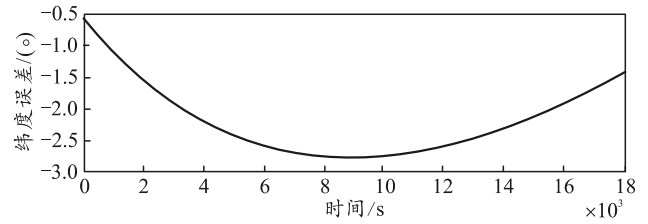
在仿真过程中，先利用基于飞行手柄的模拟仿真软件生成人为控制的飞机模拟飞行轨迹，得到飞机在飞行过程中的真值数据，飞机初始位置设为西经 95°，北纬 29°，初始航向为北偏西 39°，初始俯仰角和倾斜角都为 0°，陀螺漂移设为 0.01 (°)/h，陀螺 1 阶马尔科夫相关时间常数 $T_g=300$ ，陀螺白噪声为 0.01 (°)/h，加速度计漂移设为 $1 \times 10^{-5}g$ ，加速度计 1 阶马尔科夫过程相关时间常数 $T_a=1\ 000$ ，加速度计白噪声为 $1 \times 10^{-7}g$ 仿真时间为 18 000 s(=5 h)，BDII 导航系统位置测量误差设为 30 m，BDII 导航系统速度测量误差设为 10 m/s。对纯 SINS 惯导系统和 SINS/BDII 组合导航系统分别进行 Matlab 仿真，并将仿真结果进行对比分析。

4.2 Matlab 仿真结果及分析

由式(8)、式(9)确定的系统状态方程、量测方程，将初始条件代入卡尔曼滤波基本方程(10)–(14)，利用 Matlab 软件进行仿真运算，得到结果如图 4–7 所示。

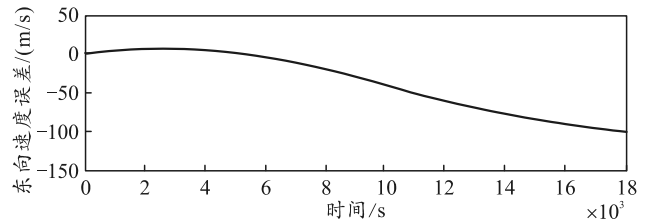


(a) 经度误差

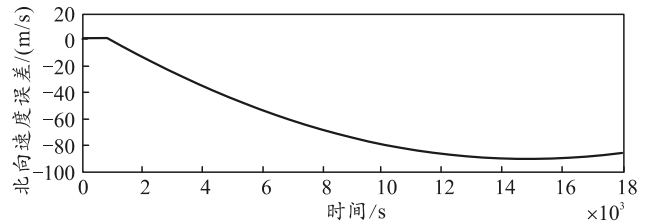


(b) 纬度误差

图 4 纯 SINS 导航位置误差

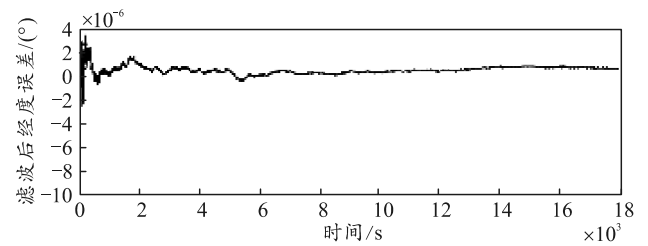


(a) 东向速度误差

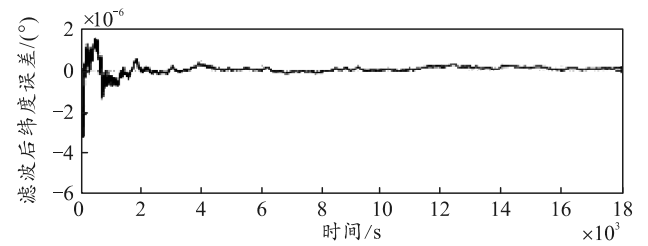


(b) 北向速度误差

图 5 纯 SINS 导航速度误差

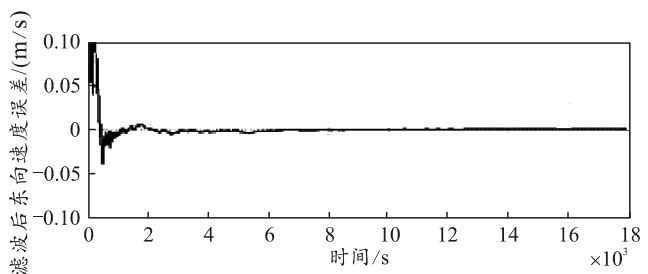


(a) 滤波后经度误差



(b) 滤波后纬度误差

图 6 SINS/BDII 组合导航位置误差



(a) 滤波后东向速度误差

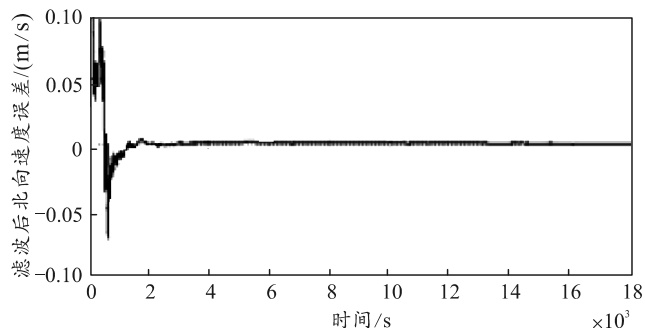
品开展的融合保障实践。融合保障是雷达装备精细化保障的有益探索，可解决用户维修保障的瓶颈问题，降低信息化装备对用户维修保障能力要求，将用户精力转向装备使用，更好地发挥装备效能。融合保障是个系统工程，很难一蹴而就，选择标志性产品循序渐进推进融合保障试点，助力融合保障这个大工程是不错的方法。

参考文献：

- [1] 舒正平. 军民一体化装备维修保障建设研究[M]. 北京：国防工业出版社, 2012: 44-58.
 [2] 谢峰, 孙江生, 代冬升, 等. 基于用例的装备保障数据

- 仓库功能设计[J]. 兵工自动化, 2015, 34(1): 89-92.
 [3] 王春颖, 潘璠, 孙文军. 航空军交运输融合保障机制建设研究[J]. 国防交通工程与技术, 2011, 9(5): 8-10.
 [4] 冯健, 吴志飞, 邢焕革. 美军和俄军装备维修保障工作对我军的启示[J]. 海军工程大学学报(综合版), 2016, 13(3): 69-71.
 [5] 黄傲林, 李庆民, 黎铁冰. 综合保障工程数据标准化与实现[J]. 四川兵工学报, 2014, 35(1): 54-56.
 [6] 刘志勇, 姚俊金, 赵美. 高新装备融合维修保障风险评估方法[J]. 兵工自动化, 2016, 35(6): 27-30.
 [7] 韩朝帅, 王坤, 潘恩超, 等. 融合下防化装备的保障模式探索[J]. 兵工自动化, 2017, 36(1): 17-21.

(上接第 8 页)



(b) 滤波后北向速度误差

图 7 SINS/BDII 组合导航速度误差

由仿真结果可以看出：基于飞行手柄生成的轨迹数据在经过 SINS 导航系统解算后，导航定位误差会随着时间的增加不断积累。而较之于纯 SINS 导航系统，轨迹数据经过 SINS/BDII 组合导航系统仿真后，导航速度、位置精度都不同程度地得以提高。

5 结论

笔者利用飞控仿真系统模拟出真实飞行轨迹数据，采用双子样旋转矢量 SINS 导航算法、SINS/BDII 组合导航算法对轨迹数据进行仿真。结果表明：通过飞控仿真系统模拟出的真实飞机运动

轨迹数据，在经过 SINS 导航仿真后，误差精度会随时间不断增加，逐渐发散；轨迹数据经过 SINS/BDII 组合导航仿真后很好地抑制了误差随时间发散的情况，验证了笔者设计的组合导航算法的正确性，也说明了基于飞控仿真系统生成的飞行轨迹真实有效，可以应用于 SINS、SINS/BDII 等导航算法的研究过程，具有实际的工程应用价值。

参考文献：

- [1] 张天一. BDII-SINS 组合导航在某型导弹中的应用研究[D]. 北京：北京理工大学, 2016: 3.
 [2] 林琳. SINS/GPS 组合导航方法研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学, 2007: 10.
 [3] 聂水茹. 高动态环境下捷联惯导的优化算法研究[D]. 西安：西北工业大学, 2003: 35-52.
 [4] 严恭敏. 捷联惯导算法及车载组合导航系统研究[D]. 西安：西北工业大学, 2004: 7-21.
 [5] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京：科学出版社, 2014: 311-316.
 [6] 徐景硕, 李路革, 陈震, 等. 一种新的导航系统仿真轨迹设计方法[J]. 测控技术, 2013, 32(5): 138-142.
 [7] 秦永元. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安：西北工业大学出版社, 2015: 33-35.