

doi: 10.7690/bgzdh.2014.12.001

机载捷联惯导数字仿真器的设计

徐景硕¹, 王晓飞², 张胜², 罗恬颖¹

(1. 海军航空工程学院青岛校区, 山东 青岛 266041; 2. 南昌航空大学信息工程学院, 南昌 330063)

摘要: 针对捷联惯导系统实时动态数据获取难的问题, 设计一种机载捷联惯导数字仿真器。利用飞控仿真系统输出的参数作为惯性测量元件的真值数据, 用 Visual Studio 2005 完成捷联惯导系统的姿态解算、速度解算和位置解算, 实现捷联惯导系统的动态数字化仿真。仿真结果表明: 该仿真器不但能灵活改变惯性器件参数, 还具有良好的人机环境和输出参数的可视化效果。

关键词: 捷联惯导; VC++; 数字仿真; 模块化

中图分类号: TJ765 **文献标志码:** A

Design of Airborne SINS Digital Simulator

Xu Jingshuo¹, Wang Xiaofei², Zhang Sheng², Luo Tianying¹

(1. Qingdao Campus, Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao 266041, China;

2. Institute of Information Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: In consideration of the difficulty to acquire the SINS real-time dynamic data, design the airborne SINS digital simulator. Take the parameters outputted by flight control simulation system as the true value data of the inertial measurement device, and use Visual Studio 2005 to realize attitude calculation, velocity calculation and position calculation of SINS system, realize dynamic digital simulation of SINS. The system results show that the simulator can flexibly change parameter of inertial measurement and has good man-machine environment and output parameter visualization.

Keywords: SINS; VC++; digital simulation; modular

0 引言

目前, 对捷联式惯导系统的仿真研究主要集中在 2 个方面: 半物理导航仿真和纯数字导航仿真。半物理仿真动态参数获取难度大, 实现成本高, 而数字仿真具备成本低、实验难度小、数据可重复利用率高突出优点, 从而使得纯数字导航仿真成为主要研究方向^[1]。

捷联惯导数字仿真器的设计需要飞行轨迹真值参数, 为充分验证惯导实时解算的正确性, 笔者拟采用飞控仿真系统输出的参数作为飞机飞行轨迹。飞控仿真系统不但能实时模拟飞机的真实动态数据, 还可以根据用户需要, 通过控制操纵杆和油门手柄来改变飞行轨迹^[2]。笔者拟将飞控输出通过原始信号生成器和惯性器件仿真模块模拟惯性器件输出参数, 利用惯导解算方法实现姿态更新、速度更新和位置更新, 并结合惯性器件误差模型, 得到惯导实际输出数据。为提高惯导解算的实时性, 同时考虑到惯性器件参数设置的灵活性和惯导输出的可视化, 笔者拟采用面向对象编程语言 VC++设计实

现。仿真结果验证了该数字仿真器的可行性。仿真器能有效实现飞机在不同飞行状态、不同精度惯性器件条件下的可视化仿真, 为惯导系统理论的研究验证提供了参考。

1 方案设计

机载捷联惯导仿真器设计如图 1 所示。该仿真器的设置包括: 飞行轨迹仿真模块、原始信号生成模块、惯性器件仿真模块、捷联惯导解算模块、误差数据生成模块、仿真结果显示模块。

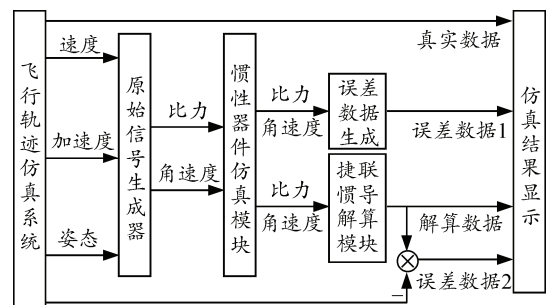


图 1 机载捷联惯导总体设计

将飞行仿真模块产生的数据作为真实的输出数

收稿日期: 2014-07-02; 修回日期: 2014-08-30

作者简介: 徐景硕(1965—), 男, 山东人, 博士, 教授, 从事惯性技术与组合导航技术研究。

据,通过原始信号生成器生成理想的比力和角速度,结合惯性器件仿真模块生成实际的比力和角速度^[3],通过捷联惯导解算模块和误差数据生成模块分别得到解算数据和误差数据 1,惯导解算数据与飞控输出数据之差作为误差数据 2,一并在仿真结果显示模块上显示。

2 仿真器的数学模型

2.1 原始信号生成器

原始信号生成器是基于惯导系统反向解算算法的惯导仿真软件,其目的是将飞控输出的数据通过坐标转换,结合惯导比力方程,模拟生成惯导系统陀螺和加速度计理想的原始数据。

2.2 惯性器件误差模型

惯性器件误差模型包括标度因数误差、随机误差和安装误差。笔者主要考虑前 2 种误差,且假定三轴误差模型相同。

2.2.1 陀螺误差模型

陀螺的随机漂移具有不确定性,通常包括 3 种分量:随机常值漂移、相关漂移和快变漂移,即:

$$\varepsilon_i(t) = \varepsilon_{bi}(t) + \varepsilon_{ri}(t) + \omega_{gi}(t) \quad (1)$$

其中:随机常值漂移用随机常数描述 $\varepsilon_{bi}(t)=0$;相关漂移分量通常可用一阶马尔可夫过程描述 $\dot{\varepsilon}_{ri}^b = -(1/\tau_G)\varepsilon_{ri}^b + w_{ri}^b$ (其中 τ_G 为相关时间);快变漂移用白噪声过程 w_{gi} 抽象 $E[w_{gi}(t)w_{gi}(\tau)] = q_{gi}\delta(t-\tau)$ (其中 $\delta(t-\tau)$ 为狄拉克 δ 函数 $i=x,y,z$)。

因此,陀螺仪模型实际输出为

$$\tilde{\omega}_{ib}^b = (I + \delta k_G)\omega_{ib}^b + \varepsilon_b^b + \varepsilon_r^b + w_g^b \quad (2)$$

式中: δk_G 为陀螺仪的标度因数误差; ω_{ib}^b 为陀螺仪的理想输出,利用原始信号生成器可直接求出。

2.2.2 加速度计误差模型

加速度计测量载体的加速度,输出绝对加速度。加速度计随机误差模型与陀螺漂移误差模型的分类相似,因此,考虑误差的加速度计模型输出 \tilde{f}^b 为:

$$\tilde{f}^b = (I + \delta k_A)f^b + \nabla_b^b + w_a^b \quad (3)$$

式中: δk_A 为加速度计的标度因数误差; f^b 为载体的理想比力。

2.3 惯导系统误差方程

因笔者以飞控系统得到的轨迹数据作为真实数据,故可利用惯导误差方程直接得到误差数据。采

用东北天地理坐标系为导航坐标系。

2.3.1 姿态误差方程

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_E = (\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N + h} \tan L)\varphi_N - (\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h})\varphi_U + \frac{v_N}{(R_M + h)^2} \delta h - \frac{\delta v_N}{R_M + h} + \varepsilon_E \\ \dot{\varphi}_N = -(\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N + h} \tan L)\varphi_E - \frac{v_N}{R_M + h} \varphi_U - \frac{v_E}{(R_N + h)^2} \delta h + \frac{\delta v_E}{R_N + h} - \omega_{ie} \sin L \delta L + \varepsilon_N \\ \dot{\varphi}_U = (\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h})\varphi_E + \frac{v_N}{R_M + h} \varphi_N + \frac{\delta v_E}{R_N + h} \tan L + \frac{v_E \tan L}{(R_M + h)^2} \delta h + (\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h} \sec^2 L)\delta L + \varepsilon_U \end{cases} \quad (4)$$

其中, ε_E 、 ε_N 、 ε_U 为从机体坐标系变换到地理坐标系的等效陀螺仪误差。

2.3.2 速度误差方程

$$\begin{cases} \delta \dot{v}_E = -f_U \varphi_N + f_N \varphi_U + (\frac{v_N}{R_M + h} \tan L - \frac{v_U}{R_M + h})\delta v_E + (2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N + h} \tan L)\delta v_N - (2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h})\delta v_U + \frac{v_E v_U - v_E v_N \tan L}{(R_N + h)^2} \delta L + (2\omega_{ie} \cos L v_N + \frac{v_E v_N}{R_N + h} \sec^2 L + 2\omega_{ie} \sin L v_U)\delta L + \nabla_E \\ \delta \dot{v}_N = f_U \varphi_E - f_E \varphi_U - 2(\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E}{R_N + h} \tan L)\delta v_E - \frac{v_U}{R_M + h} \delta v_N - \frac{v_N}{R_M + h} \delta v_U - (2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h} \sec^2 L)v_E \delta L + \frac{v_E^2 \tan L + v_N v_U}{(R_M + h)^2} \delta h + \nabla_N \\ \delta \dot{v}_U = -f_N \varphi_E + f_E \varphi_N + 2(\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h})\delta v_E + 2\frac{v_N}{R_M + h} \delta v_N - 2\omega_{ie} \sin L v_E \delta L - \frac{v_N^2 + v_E^2}{(R_M + h)^2} \delta h + \nabla_U \end{cases} \quad (5)$$

其中, ∇_E 、 ∇_N 、 ∇_U 为从机体坐标系变换到地理坐标系的等效加速度计误差。

2.3.3 位置误差方程

$$\begin{cases} \delta \dot{L} = \frac{\delta v_N}{R_M + h} - \frac{v_N \delta h}{(R_M + h)^2} \\ \delta \dot{\lambda} = \frac{\delta v_E \sec L}{R_N + h} + \frac{v_E \sec L \tan L \delta L}{R_N + h} - \frac{v_E \sec L \delta h}{(R_N + h)^2} \\ \delta \dot{h} = \delta v_U \end{cases} \quad (6)$$

采用计算精度较高的四阶龙格—库塔法求解。

2.4 捷联惯导解算模块

2.4.1 姿态更新算法

根据等效旋转矢量法^[4]则有:

$$Q(t_k) = P^*(h) \otimes Q(t_{k-1}) \otimes q(h) \quad (7)$$

因 $P(h) \approx 1+0$ ，则 $Q(t_k) = Q(t_{k-1}) \otimes q(h)$ ，

$$q_{b_n(m)}^n = q_{b_n(m-1)}^n q_{b_n(m)}^{b_n(m-1)} \quad (8)$$

其中， $q_{b_n(m)}^{b_n(m-1)}$ 是以 n 系为参考坐标系时， b 系从 t_{m-1} 时刻到 t_m 的变换四元数，它的计算和 $\omega_{nb}^b(t)$ 有关。

由 $\omega_{ib}^b = \omega_{in}^b + \omega_{nb}^b$ ，得 $\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - \omega_{in}^b$ ，其中 $\omega_{in}^b = C_b^n \omega_{in}^n$ ， ω_{ib}^b 是陀螺的输出角速度， C_b^n 是姿态矩阵，而又有 $\omega_{in}^b = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n$ ，

$$\omega_{ie}^n = [0 \quad \omega_{ie} \cos L \quad \omega_{ie} \sin L]^T \quad (9)$$

$$\omega_{en}^n = \begin{bmatrix} -\frac{v_N^n}{R_M} & \frac{v_E^n}{R_N} & \frac{v_E^n}{R_N} \tan L \end{bmatrix}^T \quad (10)$$

两边积分，则有：

$$\eta_m = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \omega_{nb}^b(t) dt = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \omega_{ib}^b(t) - (C_b^n(t))^T \omega_{in}^n(t) dt \quad (11)$$

$$\Phi_m = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \omega_{ib}^b(t) dt \quad (12)$$

Φ_m 可根据不同的子样数计算求得，笔者采用双子样计算，则有：

$$\Phi_m = \Delta\Theta_1 + \Delta\Theta_2 + \frac{2}{3} \Delta\Theta_1 \times \Delta\Theta_2 \quad (13)$$

其中 $\Delta\Theta_1$ 、 $\Delta\Theta_2$ 为姿态更新周期内陀螺 2 次等间隔采样的角增量。

$$\eta_m \approx \Phi_m - (C_b^n(t_{m-1}))^T \omega_{in}^n(t_{m-1}) T_m \quad (14)$$

将旋转矢量 η_m 转化成四元数，根据上式获得更新的四元数，即完成姿态更新得到 C_b^n 。

2.4.2 速度更新算法

惯导比力方程^[5]为：

$$\dot{v}^n = f_{sf}^n + g^n - (\omega_{en}^n + 2\omega_{ie}^n) \times v^n \quad (15)$$

其中 $f_{sf}^n = C_b^n f_{sf}^b$ ， $g^n = [0 \quad 0 \quad -g]^T$ 。

$$\text{则有：} v_m^n = v_{m-1}^n + \Delta v_{sfm}^n + \Delta v_{g/corm}^n \quad (16)$$

$$\Delta v_{sfm}^n = \frac{(I - (\zeta_m \times)) C_{b_i}^{n_i(m-1)} \int_{t_{m-1}}^{t_m} C_{b_i}^{b_i(m-1)} f_{sf}^b(t) dt}{2} \\ (I - (\zeta_m \times)) C_{b(m-1)}^n \Delta v_{sfm}^{b(m-1)} \quad (17)$$

$$\text{其中} \quad C_{b_i(m-1)}^{n_i(m-1)} = I - (\zeta_m \times) \quad (18)$$

$$\zeta_m = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \omega_{in}^n(t) dt \approx \frac{1}{2} T_m \omega_{in}^n(t_{m-1}) \quad (19)$$

$$\Delta v_{sfm}^{b(m-1)} = \int_{t_{m-1}}^{t_m} C_{b_i}^{b_i(m-1)} f_{sf}^b(t) dt \quad (20)$$

$$\Delta v_{g/corm}^n = g_{m-1}^n T_m - (\omega_{en}^n + 2\omega_{ie}^n) \times v_{m-1}^n T_m \quad (21)$$

2.4.3 位置更新算法

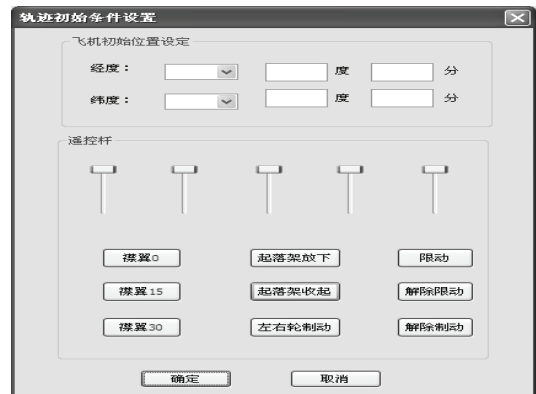
$$L_m = L_{m-1} + \frac{v_{Nm-1}^n}{R_{Mm-1} + h_{m-1}} \quad (22)$$

$$\lambda_m = \lambda_{m-1} + \frac{v_{Em-1}^n}{R_{Nm-1} + h_{m-1}} \sec L_{m-1} \quad (23)$$

$$h_m = h_{m-1} + v_{Um-1}^n \quad (24)$$

3 机载捷联惯导系统数字仿真器的设计

在 Visual Studio 2005 开发环境下，建立一个基于对话框的 MFC 应用程序，并将其命名为“SINS_Emluator”^[6]。根据需要添加控件，完成通用参数设置、轨迹仿真初始条件设置、惯导初始条件设置、陀螺参数装订模块、加速度计参数装订模块、仿真数据显示模块^[7]等如图 2 所示。并为各对话框添加类。然后编写后台程序，用 VC++ 编写，并以 DLL 动态链接库形式封装，完成软件设计。



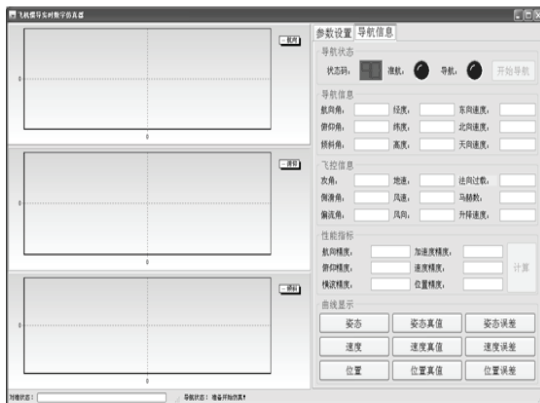
(a) 轨迹仿真初始条件设置



(b) 通用参数和惯性器件参数设置



(c) 惯导初始条件设置



(d) 仿真数据显示

图 2 机载捷联惯导系统数字仿真器结构

仿真过程为：设置仿真初始条件，点击仿真开始，同时调用 SINS.dll 捷联惯导算法动态链接库的相关程序完成仿真，仿真 48 h 后点击停止仿真结束。点击仿真结果显示选择需要观测的结果。

4 仿真结果

4.1 仿真结果显示

仿真 1：将惯性器件的参数设置为 0。以速度误差为例，其误差曲线如图 3 所示。

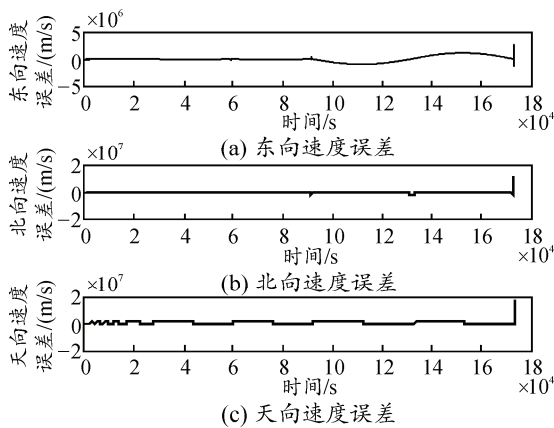


图 3 速度误差曲线

仿真 2：惯导仿真参数设置如下：陀螺常值漂移为 $0.01(^{\circ})/h$ 、加速度计零偏为 $10^{-5}g$ 、陀螺随机游走系数为 $0.005(^{\circ})/\sqrt{h}$ 、加速度计量测白噪声标准差为 $5 \times 10^{-6}g$ 。仿真时间为 48 h。以姿态误差、北向速度误差、纬度误差为例说明，仿真结果如下：

- 1) 误差数据生成模块误差曲线如图 4。
- 2) 解算模块误差曲线如图 5。

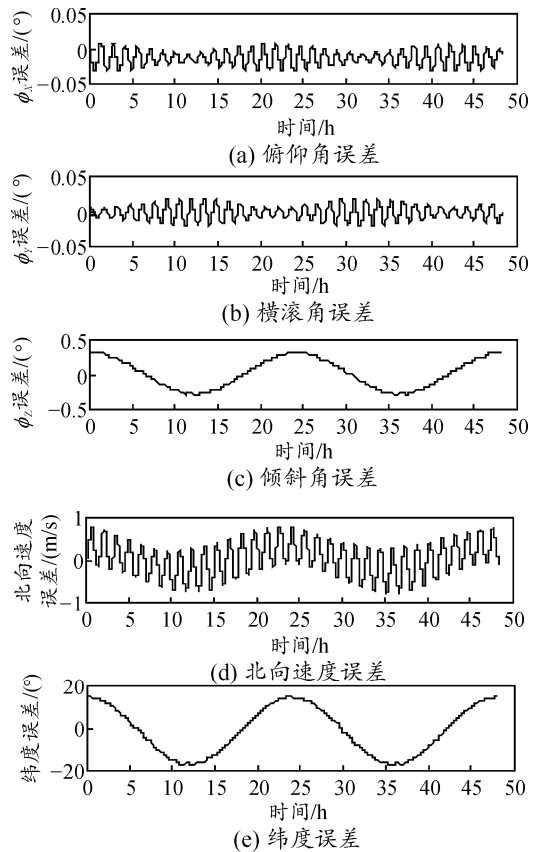
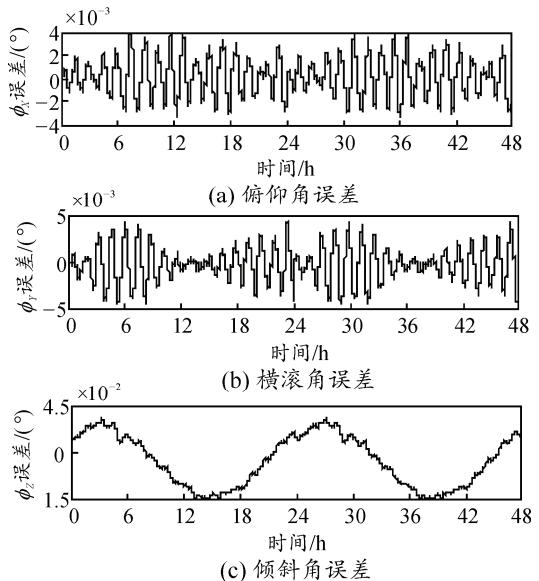


图 4 误差生成模块误差曲线



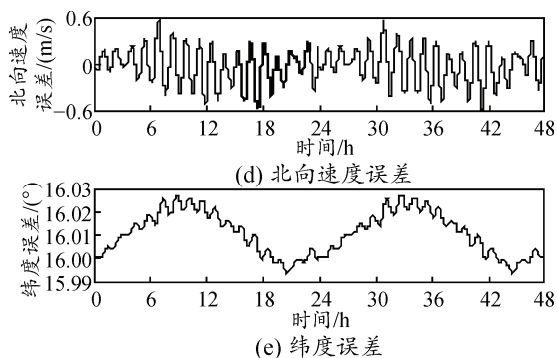


图5 解算模块误差曲线

4.2 仿真结果分析

1) 由仿真1可得,在不考虑惯性元件误差时的速度误差如图3所示。其误差精度小于0.05 m/s,在舍弃计算误差的情况下可近似认为在不考虑惯性元件误差时精度与由飞控仿真系统得到的数据一致。符合惯导解算特性,验证了该仿真器的可行性。

2) 由仿真2可得:引入惯性误差后,由捷联解算与飞控数据之差得到的误差数据2和由误差生成模块生成的误差数据1如图4、5所示。在水平姿态误差中俯仰角误差和横滚角误差以及北向速度误差中,傅科周期振荡调制了舒拉周期振荡。而在航向角误差中和纬度误差中,舒拉周期、傅科周期和地球周期的振荡均较明显。上述仿真结果与惯导系统的误差特征一致,且误差精度在国军标范围内,符合要求,从而验证了该仿真器所用惯导算法的正确性。由图又可得,误差生成模块的解算周期短、精

度低,而捷联惯导解算的精度高,因此捷联解算更符合真实的惯导解算过程。

5 结论

该仿真器能够灵活实现捷联式惯性导航系统在不同飞行状态、不同惯性器件参数下的可视化仿真,增强了仿真器的实用性和扩展性。通过设置不同的惯性器件参数并分析结果可得,在不考虑惯性元件误差时精度与由飞控仿真系统得到的数据一致,引入惯性元件误差时仿真器解算误差传播特性与真实惯导误差特性一致,为惯导系统理论的研究验证提供了便利,也实现了综合航电交联实验的验证。

参考文献:

- [1] 罗宇锋,刘勇.基于捷联惯性导航载体轨迹发生器的设计与仿真[J].科学技术与工程,2013(13):6276-6278.
- [2] 秦海霞,张京娟.VC环境下捷联惯导误差模型与仿真平台设计[J].宇航计测技术,2011(6):25-29.
- [3] 谢木生,王恒升,罗涛.捷联式惯性导航仿真研究[J].计算机仿真,2013(4):84-88.
- [4] 严恭敏.捷联惯导算法及车载组合导航系统研究[D].西北工业大学硕士论文,2004.
- [5] 秦永元.惯性导航[M].2版.北京:科学出版社,2014:290-298.
- [6] 郑阿奇.Visual C++.NET程序设计教程[M].北京:机械工业出版社,2013:315-412.
- [7] 孙鑫.VC++深入详解[M].北京:电子工业出版社,2008:219-360.