

# 捷联惯导系统仿真器的设计与实现

陈 敏<sup>1</sup>, 安艳辉<sup>2</sup>, 李晓华<sup>2</sup>

(<sup>1</sup> 泗洪县建设局测绘队, 江苏 宿迁 223900, <sup>2</sup> 江苏省测绘工程院, 江苏 南京 210013)

**摘 要** 本文研究了捷联惯性导航系统的仿真原理, 然后以 Matlab 为平台, 在对捷联惯性导航系统仿真的基础上, 分析了在纯捷联惯导情况下导航系统的导航精度。实验结果表明捷联惯性导航系统的导航精度随时间的积累迅速降低, 证明了研究组合导航系统的必要性。

**关键词** 捷联式惯性导航系统 仿真器 Matlab

中图分类号: P228

文献标识码: A

文章编号: 1672-4097(2012)01-0010-02

## 1 引 言

随着惯性导航技术和计算机技术的发展, 捷联惯导系统已成为当前惯性导航系统发展的趋势, 并应用于各个领域。在导航系统设计过程中, 为了精确地测试捷联系统的初始对准、捷联姿态算法、组合导航系统的滤波器等功能的优劣, 需要多种环境下的各种传感器的仿真数据, 如果真实采集数据则需要消耗大量的人力物力和试验时间<sup>[1,2]</sup>。因而, 对惯导系统的仿真是非常有必要的。

## 2 捷联惯性导航系统仿真

### 2.1 系统仿真模型的设计

仿真模型由轨迹发生器、陀螺仪仿真器、加速度计仿真器、捷联惯导解算四个模块组成。由轨迹发生器模拟出一条飞行轨迹, 进行导航计算, 给出陀螺仪和加速度计无误差的数据<sup>[3]</sup>。再在陀螺仪和加速度计的理想数据上叠加随机误差数据, 模拟出陀螺仪和加速度计的实际输出。最后通过捷联惯导解算程序输出解算结果。仿真流程如图 1 所示。

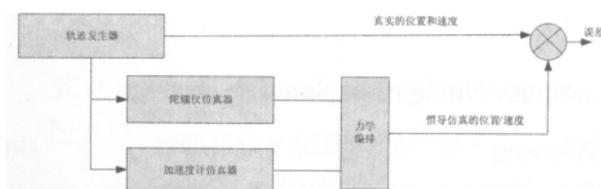


图 1 捷联惯导仿真原理图

### 2.2 轨迹发生器

由于条件限制, 无法得到实际飞行轨迹数据, 而捷联惯导仿真系统测试验证又必须要有飞行轨迹数据。为此, 我们采用一种纯数学方法产生捷联惯导仿真系统测试用飞行轨迹数据<sup>[4,5]</sup>。测试用飞

行轨迹数学模型的基础是相互独立的三个姿态角时间函数、三个位置时间函数, 可以方便的得到任意时刻的精确测试用飞行轨迹数据, 用来检验导航仿真系统的正确性和精度。

设定姿态角随时间变化的函数, 可进一步得到姿态角一阶导数随时间变化的函数, 再由姿态角和姿态角的一阶导数算出载体下相对于地理系的转动角速率在载体系中的投影。姿态角随时间变化的函数为:

$$\begin{aligned} \theta &= B_0 \cos \omega_0 t \\ \gamma &= B_1 \cos \omega_1 t \\ \phi &= B_2 \cos \omega_2 t \end{aligned} \quad (1)$$

设定位置随时间变化的函数, 并计算位置的一阶二阶导数, 可进一步求的在地球系中相对于地球加速度在地理系中的投影。位置随时间变化的函数为:

$$\begin{aligned} \varphi &= \varphi_0 + A_0 \cos 3t \\ \lambda &= \lambda_0 + A_1 \cos \omega_3 t \\ h &= h_0 + A_2 \cos \omega_3 t \end{aligned} \quad (2)$$

在对飞行轨迹数据仿真的算法公式中:  $\varphi, \lambda, h$  分别为纬度、经度、高度,  $\theta, \gamma, \phi$  分别为俯仰角、横滚角、航偏角。仿真过程中, 式(1)(2)所涉及的参数的缺省值为:  $\varphi_0 = 45^\circ, \lambda_0 = 100^\circ, h_0 = 3500 \text{ mm}, A_0 = 5^\circ, A_2 = 2000 \text{ m}, B_0 = B_1 = B_2 = 5^\circ, \omega_0 = \omega_1 = \omega_2 = 2\pi/7200(1/\text{秒})$ 。仿真时间设为 1800 秒。

### 2.3 惯性器件仿真

惯性器件由陀螺仪和加速度计两部分组成。陀螺仪是敏感载体角运动的元件, 由于陀螺仪本身存在误差, 因此陀螺仪的输出为:

$$\bar{\omega}_b^b = \bar{\omega}_b^b + \epsilon^b \quad (3)$$

式中,  $\bar{\omega}_b^b$  为载体相对惯性空间的角速率, 由轨

迹发生器提供; $\varepsilon^b$  为陀螺仪的误差,这里仅考虑随时间漂移误差。陀螺漂移的计算公式为:

$$\dot{\varepsilon}^b = \varepsilon_b = \varepsilon_r + \omega_g \quad (4)$$

式中, $\varepsilon_b$  为随机常数, $\varepsilon_r$  为一阶马尔科夫过程, $\omega_g$  为白噪声,其方差为  $\sigma_g^2$ 。

数学模型为:

$$\begin{aligned} \dot{\varepsilon}_b &= 0 \\ \dot{\varepsilon}_r &= -\frac{1}{T_r}\varepsilon_r + \omega_r \end{aligned} \quad (5)$$

式中, $T_r$  为相关时间, $\omega_r$  为驱动白噪声,其方差为  $\sigma_r^2$ 。

加速度计是敏感载体线运动的元件。由于加速度计本身存在误差,因此加速度计的输出为:

$$\tilde{f}^b = \bar{f}^b + \bar{\nabla}_a^b \quad (6)$$

式中, $\tilde{f}^b$  为加速度计实际测得的比力, $\bar{f}^b$  为从轨迹发生器中获得, $\bar{\nabla}_a^b$  为加速度计的误差。在仿真过程中,我们仅考虑加速度计的随机误差。假设加速度计在三个轴向的误差结构相同,考虑为一阶马尔科夫过程。加速度计误差计  $\bar{\nabla}_a^b$  算如下:

$$\dot{\bar{\nabla}}_a^b = \frac{1}{T_a}\bar{\nabla}_a^b + \omega_a \quad (7)$$

式中, $T_a$  为相关时间, $\omega_a$  为驱动白噪声。

#### 2.4 捷联惯导解算

捷联惯导部分主要包括四元数的即时修正,姿态矩阵的计算及位置矩阵的即时修正等的解算<sup>[6]</sup>。

### 3 仿真结果及分析

设加速度计一阶马尔科夫过程相关时间为 720 s,随机零偏均方跟值,陀螺仪的一阶马尔科夫漂移均方根为,相关时间为 720 s,陀螺白噪声漂移均方根为,陀螺常值漂移为。初始位置误差,初始速度误差及初始姿态误差均设为 0。采样周期设为 0.05 s。在 Matlab 环境中,通过捷联惯导解算出的

导航参数值与轨迹发生器的值进行比较得出仿真结果。

由仿真结果可以看出,仿真器工作正常,在纯捷联惯导的情况下位置、速度和姿态角的误差随时间的累加迅速发散,尤其是高度误差随时间的增加发散速度加速增加。长时间工作后惯导精度无法满足导航或制导的精度要求。因此必须采取有效地手段,对惯导系统进行修正,提高导航精度。

### 4 结 论

捷联惯性导航是目前导航技术发展的主要方向,研究对捷联惯导系统的仿真技术,对优化捷联惯导系统的设计,节省开发成本,加快研制进度都具有重要的作用。本文在 MATLAB 的环境下对捷联惯导系统进行仿真,通过仿真实验的分析,验证了捷联惯导系统的误差随时间的积累迅速发散,但在短时间内的导航精度非常高的特性。考虑到捷联惯导系统的这一特性,我们可以采用其他导航系统(如全球导航定位系统)辅助惯性导航,对捷联惯导进行校正,有利于提高系统的精度和可靠性。

#### 参考文献

- 1 陈哲. 捷联惯导系统原理[M]. 北京:宇航出版社,1986.
- 2 吴太旗. GPS/INS 组合导航系统的 Matlab/simulink 仿真[J]. 测绘学院学报,2004,21(3):172-174.
- 3 程慧俐,以光衢. 捷联惯导系统仿真器设计[J]. 系统仿真学报,1994,6(4):41-48.
- 4 赵玉霞. 捷联惯导系统仿真算法的研究及其实现[D]. 大连:大连理工大学,2005.
- 5 刘放,陈明. 捷联惯导系统软件测试中的仿真飞行轨迹设计及应用[J]. 测控技术,2003,5:24-29.
- 6 刘柱,陈勤. 捷联惯导系统仿真器的设计[J]. 应用科技,2004,31(7):40-42.

## Design and Implementation of Simulator for Strapdown Inertial Navigation System

CHEN Min, AN Yan-hui, LI Xiao-hua

<sup>1</sup> Bureau of Surveying and Mapping Team of Sihong, Suqian Jiangsu 223900, China;

<sup>2</sup> Jiangsu Province surveying & Mapping Engineering Institute, Nanjing Jiangsu 210013, China)

**Abstract** This paper studies the simulation theory of Strapdown Inertial Navigation System, then using the Matlab tool eosimulate the Strapdown Inertial Navigation System. The result of the simulation shows that the navigation precision of SINS reducing with time increases and it is necessary to study the integrated navigation system.

**Key words** strapdown inertial navigation system; simulator; matlab