

# 交互式捷联惯导仿真系统的设计与实现

程传奇<sup>1</sup> 程祥<sup>2</sup> 郝向阳<sup>1</sup> 赵漫丹<sup>1</sup>

(1. 信息工程大学 导航与空天目标工程学院 郑州 450001; 2. 菏泽市刘庄引黄灌区管理处 菏泽 274000)

**摘要:** 捷联式惯导系统在军事领域应用广泛,为便于对捷联惯导算法及各种组合导航算法进行研究,设计了一套捷联惯导仿真系统。系统基于模块化思想设计,包括运动状态建模、轨迹仿真模块、惯性器件仿真模块和惯导解算模块4部分,具有良好的可移植性和拓展性;系统采用图形交互界面,实时操控载体的运动状态,能便捷、高效的生成各种运动轨迹;利用等效旋转矢量算法对仿真数据进行了解算分析,仿真实验结果表明:解算的姿态、速度和位置误差与理论值相符,验证了仿真模型的合理性以及仿真系统的可用性。

**关键词:** 捷联式惯导;交互式;模块化;轨迹仿真;惯导解算

**中图分类号:** TP391.9 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 420.1099

## Design and implementation of interactive strap-down inertial navigation simulation system

Cheng Chuanqi<sup>1</sup> Cheng Xiang<sup>2</sup> Hao Xiangyang<sup>1</sup> Zhao Mandan<sup>1</sup>

(1. School of Navigation and Aerospace Engineering, Information Engineering University, Zhengzhou 450001, China;

2. Management Office of Heze Yellow River Water Irrigation District, Heze 274000, China)

**Abstract:** Strap-down inertial navigation system (SINS) is widely used in military field, to facilitate the study of SINS algorithms and various coupled navigation algorithms, a simulation system of SINS is designed. Based on modular design, with good portability and expansibility, the system consists of four independent modules; analysis module of motion state, trajectory simulator, IMU simulation module and SINS calculation module. With graphical interface, the system can control every motion state of the trajectory, which is convenient to generate various trajectories efficiently. Using rotation vector attitude algorithm to process simulation data, experiment results show that the attitude, velocity and position error is consistent with the theoretical value, which verifies the rationality of the simulation model and the availability of the simulation system.

**Keywords:** strap-down inertial navigation system; interactive; modularity; trajectory simulation; SINS calculation

## 1 引言

捷联式惯导系统(strapdown inertial navigation system, SINS)因其具有自主性、隐蔽性和高速率获取完备导航参数的特点,在军事上应用广泛,一直是军事导航领域的研究热点<sup>[1-3]</sup>。有关组合导航滤波算法以及惯性导航技术的研究需要大量实验数据。然而由于受硬件和实验条件限制,不便于获取所需惯性器件的测量数据;另外,无法精确获取实测数据的真值,使用实测数据对导航算法的分析、评价较为不便;而通过仿真技术可以生成各种不同类型的轨迹,并可根据需要采用不同的误差模型(随机噪声或马尔科夫过程等)。因此在惯性导航技术领域的研究中,需要仿真的手段对各种算法进行测试分析<sup>[4-6]</sup>。对此,相关学者开

展了大量的研究工作。严恭敏<sup>[7]</sup>首先提出了一种模拟航迹的仿真算法,并用C++语言开发了仿真程序;陈坡等人<sup>[8]</sup>基于MATLAB/Simulink设计了捷联惯性导航仿真模型,提高了仿真效率;黄晓颖等人<sup>[9]</sup>利用Matcom提供的函数库,提出了Matcom和Visual C++混合编程实现ICCP算法的新方法;美国GPSoft公司开发了MATLAB平台的INS工具箱,能够对F16战斗机的飞行轨迹进行仿真;刘帅<sup>[10]</sup>基于轨迹仿真的基本原理,实现了组合导航仿真平台,并对组合导航算法进行了深入的研究;吉建娇<sup>[11]</sup>结合惯导系统的算法评估及性能研究需求,设计并实现了一套舰载惯导仿真系统;罗恬颖<sup>[12]</sup>以舰船的运动特性为依据,设计了一种新的船用捷联惯导系统数字仿真器。虽然开发

收稿日期:2016-01

\* 基金项目:国家自然科学基金(61173077)、信息工程大学研究生创新基金(510087)资助项目

的仿真系统可以开展惯性导航相关技术的研究,但大都不具有交互式的图形界面,不能灵活、直观地进行航迹规划,可移植性和拓展性不强。为此,论文基于.NET 平台采用模块化思想,设计了 1 套交互式捷联惯导仿真系统。

## 2 基本原理

捷联惯导系统仿真原理如图 1 所示,主要包括运动状

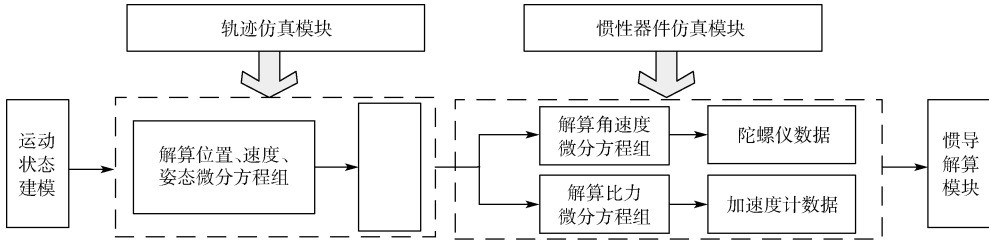


图 1 捷联式惯导系统仿真原理

## 3 仿真过程

### 3.1 运动状态建模

一般载体的运动是相对于地球而言的,载体姿态(用角速度  $\omega(t)$  表示)和载体加速度(用  $a(t)$  表示)的变化反映了载体运动状态的变化,因此不同的运动状态可建模为  $\omega(t)$  和  $a(t)$  的变化。

1) 匀速直线运动:此时载体姿态与速度都不发生变化。

$$\begin{cases} \omega(t) = 0 \\ a(t) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

2) 匀加速或匀减速运动:匀加速或匀减速时,载体具有常值加速度,但载体的姿态和航向角没有发生变化。

$$\begin{cases} \omega(t) = 0 \\ a(t) = [0 \quad a \quad 0]^T \end{cases} \quad (2)$$

3) 转弯运动:此时载体的运动需要分解为 3 个阶段,分析如下:

- ① 准备转弯阶段:改变载体横滚角,为转弯做准备;
- ② 转弯阶段:保持改变的横滚角以等角速率转弯;
- ③ 退出转弯阶段:改正横滚角至水平运动。

令转弯时载体速度为  $v$ ,转弯半径为  $r$ ,转弯角速度为  $\omega_1$ ,横滚角改变量为  $\gamma$ ,假设转弯时完全由重力分量提供向心力,那么:

$$g \tan \gamma = r \omega_1^2 = \omega_1 v \quad (3)$$

在准备转弯阶段时,假设横滚角以等角速度  $\omega_2$  改变,耗时  $t$ ,那么:

$$\omega_2 = \gamma / t \quad (4)$$

因此,准备转弯阶段:

$$\begin{cases} \omega(t) = [0 \quad \omega_2 \quad 0]^T \\ a(t) = 0 \end{cases} \quad (5)$$

转弯阶段:此时载体以恒定角速度  $\omega_1$  改变航向角,具有向心加速度。

建模、轨迹仿真、惯性器件仿真和数据解算 4 部分。其基本原理是:1)把载体运动分解为若干个运动状态;2)解算位置、速度、姿态微分方程组,生成运动轨迹;3)通过数学方法解算出加速度计和陀螺仪真值输出;4)根据惯性器件误差模型在真实解算数据中加入误差作为惯性器件实际输出。

$$\begin{cases} \omega(t) = [0 \quad 0 \quad \omega_1]^T \\ a(t) = [-g \tan \gamma \quad 0 \quad 0]^T \end{cases} \quad (6)$$

退出转弯横滚角改平阶段的分析和进入转弯阶段相同。

### 4) 爬升或俯冲运动

同转弯运动一样,该运动状态也包括 3 个过程,具体分析如下:

① 拉起爬升阶段,认为载体在铅垂面内通过匀速圆周运动改变俯仰角,假设匀速圆周运动的半径为  $r$ ,载体以等角速度  $\omega$  增加到需要爬升的角度  $\theta$ ,耗时为  $t$ ,于是:

$$\begin{cases} \omega = \theta / t \\ \omega(t) = [\omega \quad 0 \quad 0]^T \\ a(t) = [0 \quad 0 \quad \omega^2 r]^T \end{cases} \quad (7)$$

② 爬升阶段姿态与速度都不发生变化,等效为匀速直线运动;

③ 爬升结束改平的分析与拉起爬升相同。

### 3.2 运动轨迹仿真模块

运动轨迹的仿真就是根据运动状态模型解算出载体的运动参数,包括位置、速度和姿态。

1) 姿态微分方程:

$$[\dot{\theta} \quad \dot{\gamma} \quad \dot{\psi}]^T = \omega(t) \quad (8)$$

式中: $\theta$ 、 $\gamma$ 、 $\psi$  表示载体的 3 个姿态角(俯仰、横滚和航向)。

2) 速度微分方程:

$$\dot{v}^n = a^n = C_n^s a(t) \quad (9)$$

3) 位置微分方程:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \frac{v_N^n}{R_M + h} \\ \dot{\lambda} &= \frac{v_E^n}{(R_N + h) \cos \varphi} \\ \dot{h} &= v_u \end{aligned} \quad (10)$$

解算式(8)、(9)、(10)组成的微分方程组就可得到载

体的运动参数信息,即运动轨迹。

### 3.3 惯性器件仿真模块

惯性器件的仿真主要是根据载体的运动模型解算出角速度和比力信息。

1)角速度微分方程:

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= \omega_{ib}^b = C_n^b \omega_{in}^n = \\ C_n^b (\omega_{in}^n + \omega_{bn}^n) &= C_n^b \omega_{in}^n + \omega_{ib}^b \end{aligned} \quad (11)$$

$$\omega_{ib}^b = C_\gamma C_\theta \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\dot{\psi} \end{bmatrix} + C_\gamma \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\gamma} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & \sin\gamma \cos\theta \\ 0 & 1 & -\sin\theta \\ \sin\gamma & 0 & -\cos\gamma \cos\theta \end{bmatrix} \omega(t) \quad (12)$$

$$\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n \quad (13)$$

2)比力微分方程:

$$\dot{v}^n = f_{ib}^n = C_n^b f_{ib}^b \quad (14)$$

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

采用龙格-库塔方法解算上述微分方程组,就可获得无误差的理想惯性器件输出,根据式(16)、(17)在理想值上增加相应的误差即可实现惯性器件的仿真输出。

$$\tilde{f}_{ib}^b = f_{ib}^b + b_a + S_a f_{ib}^b + M_a f_{ib}^b + \epsilon_a \quad (16)$$

$$\tilde{\omega}_{ib}^b = \omega_{ib}^b + b_g + S_g \omega_{ib}^b + M_g \omega_{ib}^b + \epsilon_g \quad (17)$$

式中: $g_{ib}^b$ 和 $\omega_{ib}^b$ 为比力和角速度输出的理想值; $b_a$ 和 $b_g$ 为零偏; $S_a$ 和 $S_g$ 为标度因数误差系数阵; $M_a$ 和 $M_g$ 为交叉耦合误差系数阵; $\epsilon_a$ 和 $\epsilon_g$ 为随机噪声。

### 3.4 惯导解算模块

SINS导航参数的解算是利用实时测量值通过递推迭代运算实现的,主要包姿态更新、速度更新和位置更新3部分,具体导航流程见图2所示。

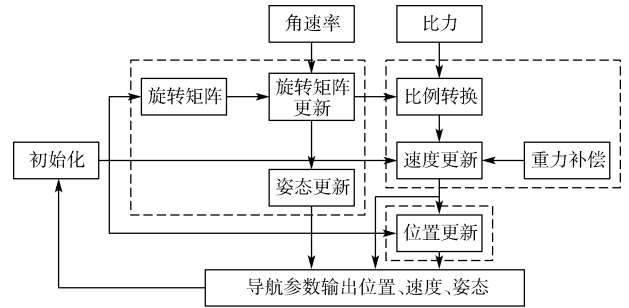


图2 SINS导航解算原理

## 4 实验与分析

数据仿真界面如图3、图4所示,设计的仿真系统可以方便地添加各种运动状态轨迹段,只需完成相对应的参数设置即可。

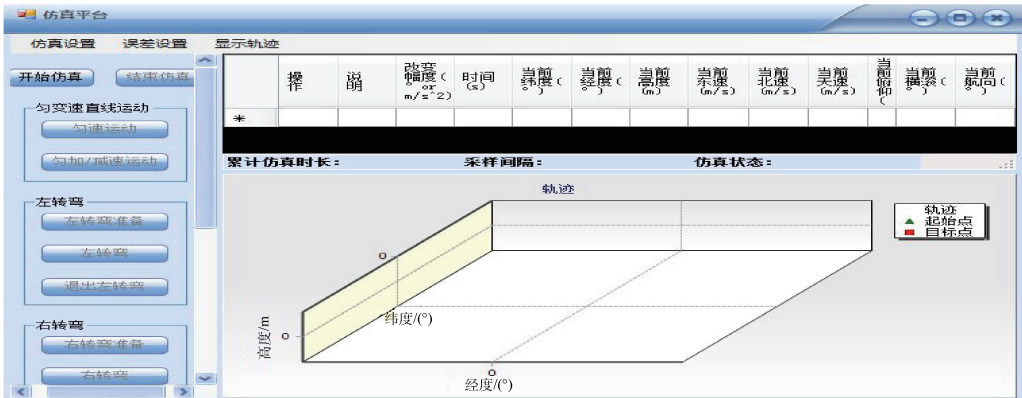


图3 轨迹仿真主界面

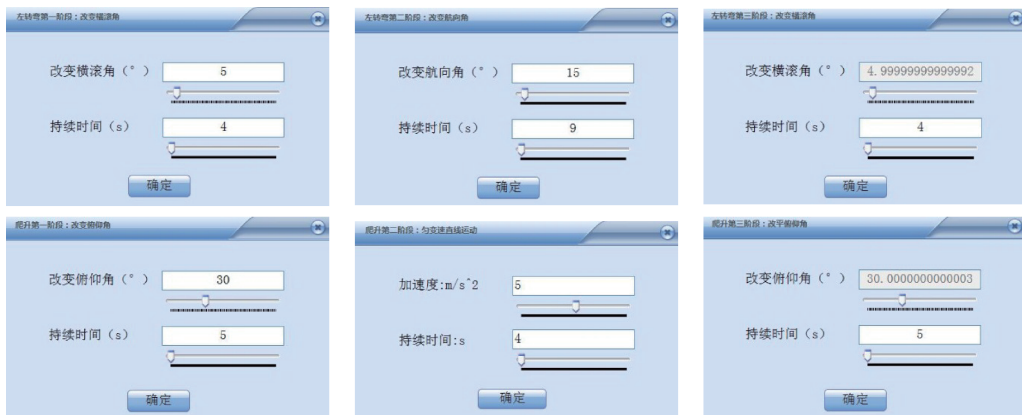
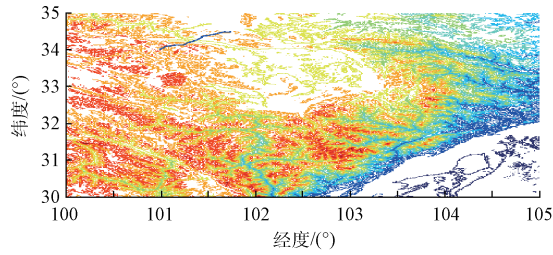


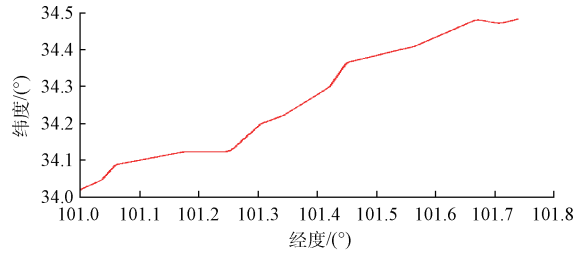
图4 各运动状态参数设置界面

设定初始位置(34°N,101°E,100 m),根据前文所述的仿真原理,仿真了一段 780 s 时长的轨迹,其间包含了 86 个子运动状态(加速、匀速、爬升、俯冲、转弯等)。误差

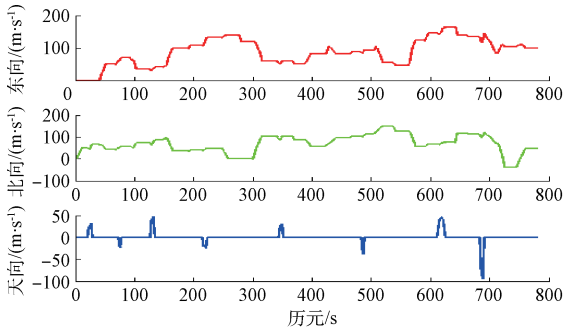
参数设置为战术级惯导精度指标,具体仿真参数如表 1 所示。仿真的载体轨迹以及惯性器件的输出如图 5 所示。



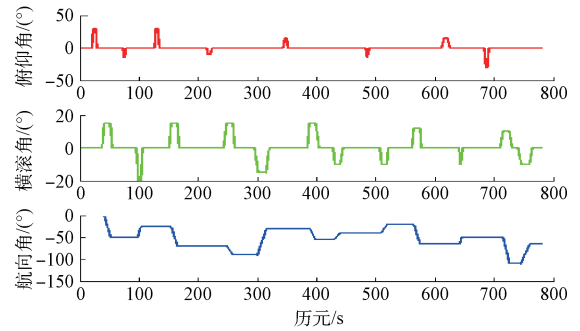
(a) 仿真轨迹在地形图上显示



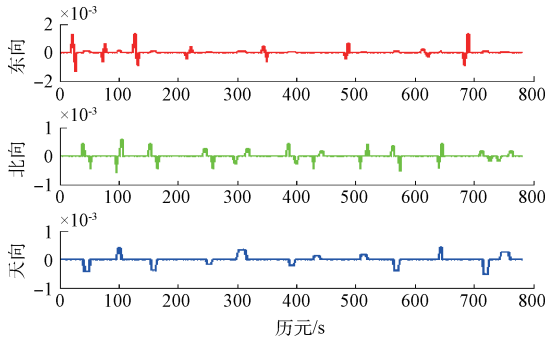
(b) 仿真轨迹平面显示



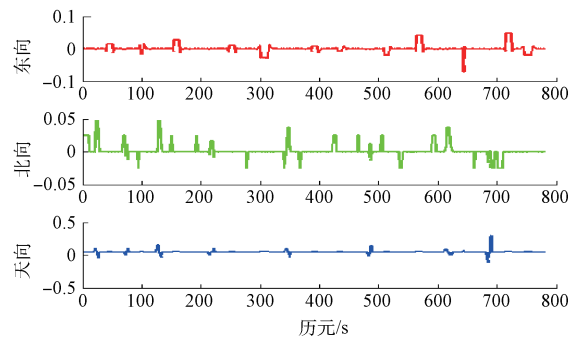
(c) 仿真轨迹速度



(d) 仿真轨迹姿态



(e) 加速度计输出



(f) 陀螺仪输出

图 5 仿真结果

表 1 仿真参数设置

惯性器件	零偏	随机游走误差
陀螺仪	东向 0.85°/h	0.1°/√h
	北向 -0.5°/h	0.1°/√h
	天向 0.75°/h	0.1°/√h
加速度计	东向 1 mg	0.1 mg/√Hz
	北向 0.8 mg	0.1 mg/√Hz
	天向 1.2 mg	0.1 mg/√Hz
输出频率	200 Hz	

利用等效旋转矢量算法对惯导原始数据(加速度计和陀螺仪输出)进行解算,将解算的结果与真实轨迹进行比较,得到的导航参数信息如图 6 所示。另外统计了不同航

时捷联惯导系统解算结果,如表 2 所示。

分析以上图表可以得出结论:

1) 仿真数据的解算结果与理论计算值一致性较好,取得了良好的仿真效果;

2) SINS 具有短时精度高的特点,单独解算 20 s,水平位置精度仍为米级;

3) 随着时间的推移,导航位置误差迅速累积,无法满足实际应用中长航时高精度导航的需求。因此,单纯惯性导航系统独立工作无法保证其导航精度,解决这一缺陷的最好办法是引入其他的导航方式对其误差进行校正。

4) 解算的姿态、速度和位置误差与战术级惯导(精度指标:加速度计零偏 1~10 mg,陀螺零偏 1~100°/h)理论值相符,验证了仿真模型的合理性以及仿真系统的可用性。

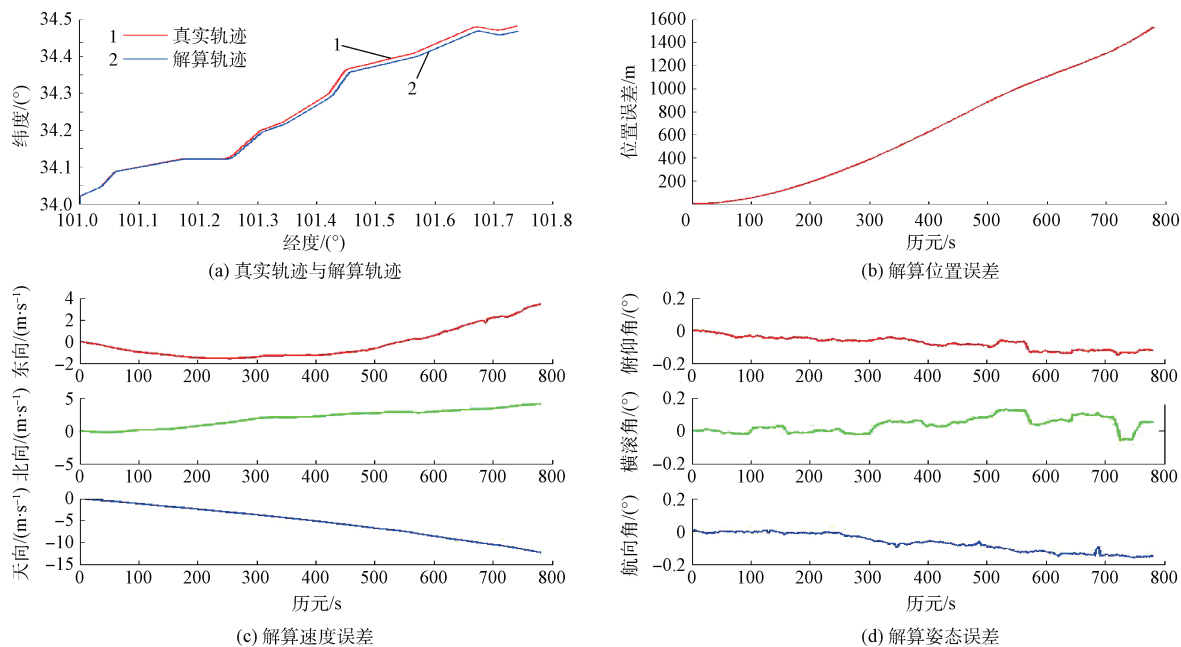


图6 解算结果显示

表2 不同航时惯导解算结果统计

时间	1 s	5 s	10 s	20 s	50 s	100 s	300 s	500 s	
水平位置误差/m	$4.05e-6$	0.101	0.524	2.270	14.105	52.583	405.051	883.645	
速度误差/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	东向	$-5.866e-5$	-0.042	-0.090	-0.180	-0.496	-0.978	-1.432	-0.641
	北向	$-2.181e-5$	-0.029	-0.068	-0.142	-0.263	0.125	1.891	2.716
	天向	$-4.6e-5$	-0.047	-0.104	-0.228	-0.566	-1.17	-3.71	-6.758
姿态误差/ (°)	俯仰	-0.000 2	0.000 7	$-5.2e-05$	0.000 67	-0.014	-0.035	-0.060 8	-0.093
	横滚	$6.46e-05$	0.001 1	-0.002 6	0.006 6	-0.011	-0.005	-0.0202	0.085
	航向	$-2.88e-05$	0.008	0.000 7	-0.005	0.001	-0.009	-0.048	-0.09

## 5 结 论

本文研究了捷联惯导仿真模型,利用等效旋转矢量算法对仿真数据进行了解算分析,实验结果表明:解算的姿态、速度、位置误差与理论值相符,仿真模型正确合理,仿真系统具有实用性。采用模块化方法设计了交互式捷联惯导仿真系统,使得惯导仿真更加灵活、直观、便于控制。数据仿真时研究人员可以边设计、边调整、边修改,利于开展惯性导航相关技术领域的研究工作,在我国军事导航领域具有广泛的应用价值。惯导数据仿真的可靠性与建立的误差模型关系密切,下一步将继续开展 SINS 误差模型的相关研究。

## 参考文献

[1] 于永军,徐锦法,张梁,等. 惯导/双目视觉位姿估计算法研究[J]. 仪器仪表学报, 2014, 35(10): 2170-2176.

[2] BEKIR E. Introduction to modern navigation systems[M]. Singapore: World Scientific, 2007.

[3] BRINING K R. Inertial navigation systems analysis[M]. New York: Wiley Interscience, 1971.

[4] 程传奇,郝向阳,刘松林. 基于改进型 MAD 算法的地形辅助惯性导航[J]. 电子测量技术, 2015, 38(4): 6-9.

[5] 刘庆元,郝立良,黄书捷,等. 神经网络辅助的 GPS/MEMS-INS 组合导航算法[J]. 测绘科学技术学报, 2014, 31(4): 336-341.

[6] 孙岚,吴晓平,刘雁春,等. UKF 在惯性/重力组合导航中的应用[J]. 测绘科学技术学报, 2007, 24(5): 371-373.

[7] 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.

[8] 陈坡,孙付平,李海峰. 捷联惯导 MATLAB/Simulink 仿真实现[J]. 测绘信息与工程, 2008, 33(6): 35-36.

(下转第 47 页)