

文章编号 1004-924X(2009)11-2779-07

捷联惯导系统的误差模型与仿真

储海荣^{1,2}, 段 镇¹, 贾宏光¹, 郭立红¹, 张 跃¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要:为研究捷联惯导系统短时间导航精度,建立了导航误差数学模型,分析了惯性器件误差对系统导航精度的影响。应用捷联惯性导航原理,针对系统短时间导航的特点,简化了载体在导航坐标系的导航方程;由惯性器件安装误差与陀螺仪等效零漂经过方向余弦矩阵变换建立载体姿态误差方程;结合导航方程、姿态误差方程与惯性器件误差推导出载体速度误差与位置误差数学模型。在此基础上,建立了误差状态空间方程与误差模型框图。在 Matlab/Simulink 环境下建立了误差数学模型计算模块,用捷联惯导算法与误差模型共同解算地面 150 s 导航试验数据。结果表明:导航系 X 轴的相对系统误差 < 20%, Y 轴、Z 轴的相对系统误差 < 4%, 验证了误差数学模型的正确性。此外,分析了加速度计精度的变化对短时间工作的捷联惯导系统导航误差产生的基本影响。

关键词:捷联惯导系统;误差模型;系统仿真

中图分类号:V249.322 **文献标识码:**A

Error model and simulation of strapdown inertial navigation system

CHU Hai-rong^{1,2}, DUAN Zhen¹, JIA Hong-guang¹, GUO Li-hong¹, ZHANG Yue¹

(*Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: In order to achieve the accuracy of short-time navigation of a Strapdown Inertial Navigation System (SINS), a navigation error mathematic model is established, and the effect of inertial device errors on the navigation accuracy of the system is analyzed. Aiming at the characteristic of short-time navigation, the navigation equation of carrier in a navigation coordinate is simplified with strapdown inertial navigation mechanism, then the attitude error equation of carrier is deduced by installation errors of inertial devices and the equivalent zero-shift of the gyroscope. Combing with the navigation equation, attitude error equation and the errors of inertial devices, the mathematic models of velocity errors and position errors are derived. Based on the error mathematic models, the state-space model and the block diagram of error models are established. Finally, a module of error models is built in Matlab/Simulink and is combined with the strapdown inertial navigation algorithm to calculate navigation data in ground within 150 s. The experimental results show that the relative system error of x -axis of navigation coordinate is less than 20%, and those of y -axis and z -axis are less than 4%, respectively. Fur-

收稿日期:2008-11-28;修订日期:2008-12-23.

基金项目:中国科学院三期创新工程资助项目

thermore, the influences of change of an accelerometer accuracy on SINS navigation errors are analyzed.

Key words: Strapdown Inertial Navigation System(SINS); error model; system simulation

1 引言

捷联惯导系统已被广泛应用各种飞行器、舰船及车辆。在实际导航系统中,惯性器件、器件安装以及系统的工程实现都不可避免地存在误差,从而使综合导航信息具有一定误差。因此,在确定捷联惯导系统作为导航系统之后,需要对可接受的对准误差与器件误差的大小进行分配和估算。现有关于捷联惯导系统误差方面的研究都是基于导航系统工作时间长的特点,如文献[1]对舰船用捷联惯导系统进行误差分析,得出陀螺引起的经纬度误差呈振荡性质;文献[2]建立了长时间导航用捷联惯导系统误差状态方程,并分析了单通道误差传播模型,推导出解析解;文献[3]对单通道误差模型解析解进行蒙特卡洛仿真,分析了各误差源对导航精度的影响;文献[4]分析了动基座下惯导系统误差方程,利用 Kalman 滤波方法估计惯导系统的误差与惯性传感器的误差。本文针对系统导航时间短的特点,简化捷联惯导系统的导航方程,推导出了惯性器件安装误差、陀螺仪等效零漂及加速度计等效零位误差等引起的导航系统姿态误差、速度误差及位置误差模型,分析了惯性器件误差对导航误差的影响。在短时间工作捷联惯导系统初期设计过程中,误差模型为导航系统精度分析、误差分配及器件选择提供了依据。

2 捷联惯导系统误差模型建立

2.1 坐标系定义

根据实际分析的需要,从载体坐标系,经导航坐标系、地球坐标系到惯性坐标系建立了 4 个坐标系,如图 1、图 2 所示,各坐标系(右手坐标系)定义如下^[5]。

2.1.1 $I(X_i, Y_i, Z_i)$ —惯性坐标系

原点 I 选在地球的重心, Z_i 轴与地球自转轴重合,向北为正; X_i 轴与 Y_i 轴在赤道面上,定义 X_i 轴指向春分点, Y_i 轴与以上两轴形成右手系。惯性坐标系与时间无关,是相对惯性空间无任何

运动的一个理想坐标系,该坐标系也称地球固定坐标系。

2.1.2 $E(X_e, Y_e, Z_e)$ —地球坐标系

原点 E 位于地球中心,坐标轴与地球固连,轴向定义为 X_e, Y_e 与 Z_e, Z_e 沿地球极轴方向; X_e 轴沿格林尼治子午面与地球赤道平面的交线; Y_e 垂直于 E_{xz} 平面,其方向按右手坐标系确定。地球坐标系相对于惯性坐标系 Z_e 轴以角速度 Ω 转动。

2.1.3 $B(X_b, Y_b, Z_b)$ —载体坐标系

原点 B 选在飞行器瞬时质心上; X_b 轴与飞行器纵轴重合,指向飞行器头部为正; Y_b 轴位于飞行器纵向对称面内且与 X_b 轴垂直,指向上为正; Z_b 轴垂直于 B_{xy} 平面,其方向按右手坐标系确定。

2.1.4 $N(X_n, Y_n, Z_n)$ —导航坐标系

原点 N 选在飞行器发射点; X_n 轴位于水平面内,指向正东为正; Y_n 轴位于水平面内,指向正北为正; Z_n 轴垂直于 N_{xy} 平面,其方向按右手坐标系定义。

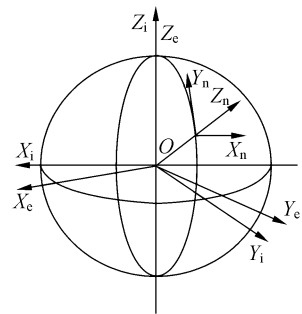


图 1 参考坐标系

Fig. 1 Reference frames

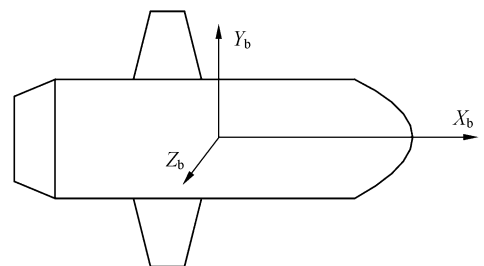


图 2 载体坐标系

Fig. 2 Body reference frame

2.2 捷联惯导系统导航方程

导航坐标系中,载体相对于地球的速度用 v_e^n 表示,其导航方程为^[6]:

$$\dot{v}_e^n = C_b^n f^b - [2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \times v_e^n + g^n, \quad (1)$$

式中:

C_b^n 是载体坐标系到导航坐标系的方向余弦矩阵;

f^b 是测量的载体比力矢量;

ω_{ie}^n 是导航坐标系中地球坐标系相对于惯性坐标系的旋转角速度矢量;

ω_{en}^n 是导航坐标系中导航坐标系相对于地球坐标系的旋转角速度矢量;

g^n 是当地重力矢量。

对于导航时间 < 10 min 的捷联惯导系统,地球自转及导航坐标系相对于地球坐标系的旋转对姿态计算过程的影响可以忽略;在速度方程中,不进行哥氏校正也能获得足够的导航精度。在这种情况下,姿态角可以根据陀螺测得的转动速率进行计算^[7]。载体在导航系中的导航方程可以简化为:

$$\dot{v}_e^n = C_b^n f^b + g^n, \quad (2)$$

2.3 姿态误差

惯性测量单元相对于导航坐标系的取向可以用方向余弦矩阵 C_b^n 表示。估算的姿态矩阵 \widetilde{C}_b^n 可以用真实的方向余弦矩阵 C_b^n 表示:

$$\widetilde{C}_b^n = B C_b^n, \quad (3)$$

式中: B 表示从真实参考坐标系到估算坐标系的变换矩阵,即存储在惯导计算机中的参考坐标系对准误差。

对于较小的失准角,矩阵 B 可以近似用如下所示的斜对称矩阵表示:

$$B = [I - \psi], \quad (4)$$

式中: I 是一个 3×3 的单位矩阵;

ψ 为姿态误差斜对称矩阵,可以用下式表示:

$$\psi = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\gamma & \delta\alpha \\ \delta\gamma & 0 & -\delta\beta \\ -\delta\alpha & \delta\beta & 0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

式中: $\delta\alpha$ 为绕 X_n 轴的姿态误差; $\delta\beta$ 为绕 Y_n 轴的姿态误差; $\delta\gamma$ 为绕 Z_n 轴的姿态误差;

估算的方向余弦矩阵为:

$$\widetilde{C}_b^n = [I - \psi] C_b^n, \quad (6)$$

整理后得:

$$\psi = I - \widetilde{C}_b^n C_b^{nT}, \quad (7)$$

对式(7)求导:

$$\dot{\psi} = -\dot{\widetilde{C}}_b^n C_b^{nT} - \widetilde{C}_b^n \dot{C}_b^{nT}, \quad (8)$$

方向余弦矩阵的传递方程可以表示为:

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{ib}^b, \quad (9)$$

其中: Ω_{ib}^b 为载体相对于惯性坐标系的角速度 ω_{ib}^b 构成的斜对称矩阵。

同理:

$$\dot{\widetilde{C}}_b^n = \widetilde{C}_b^n \widetilde{\Omega}_{ib}^b, \quad (10)$$

$$\Omega_{ib}^b = -\Omega_{ib}^{bT}, \quad (11)$$

将式(9)、(10)、(11)代入上式(8)得:

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= -\widetilde{C}_b^n \widetilde{\Omega}_{ib}^b C_b^{nT} - \widetilde{C}_b^n (C_b^n \Omega_{ib}^b)^T = \\ &= -\widetilde{C}_b^n \widetilde{\Omega}_{ib}^b C_b^{nT} + \widetilde{C}_b^n \Omega_{ib}^b C_b^{nT} = \\ &= -\widetilde{C}_b^n (\widetilde{\Omega}_{ib}^b - \Omega_{ib}^b) C_b^{nT} = \\ &= -[I - \psi] C_b^n (\widetilde{\Omega}_{ib}^b - \Omega_{ib}^b) C_b^{nT} = \\ &= -C_b^n (\widetilde{\Omega}_{ib}^b - \Omega_{ib}^b) C_b^{nT} + \psi C_b^n (\widetilde{\Omega}_{ib}^b - \Omega_{ib}^b) C_b^{nT}, \end{aligned} \quad (12)$$

设定 $\delta\Omega_{ib}^b = \widetilde{\Omega}_{ib}^b - \Omega_{ib}^b$, 并忽略误差乘积项,得:

$$\dot{\psi} \approx -C_b^n (\delta\Omega_{ib}^b) C_b^{nT}, \quad (13)$$

表示为矢量形式为:

$$\dot{\psi} \approx -C_b^n \delta\omega_{ib}^b, \quad (14)$$

式中: $\delta\omega_{ib}^b$ 为载体系陀螺等效零漂矢量。

2.4 速度误差与位置误差

速度误差方程可用导航方程表示:

$$\dot{v} = C_b^n f^b + g^n, \quad (15)$$

估算的速度可以假定按下式进行传播,其中估算值用 \sim 号表示:

$$\dot{\tilde{v}} = \widetilde{C}_b^n \widetilde{f}^b + \widetilde{g}^n, \quad (16)$$

对式(15)与式(16)进行差分计算,得:

$$\begin{aligned} \delta\dot{v} &= \dot{\tilde{v}} - \dot{v} = \\ &= (\widetilde{C}_b^n \widetilde{f}^b + \widetilde{g}^n) - (C_b^n f^b + g^n) = \\ &= (\widetilde{C}_b^n - C_b^n) \widetilde{f}^b + (\widetilde{g}^n - g^n), \end{aligned} \quad (17)$$

将式(6)代入式(17),得:

$$\begin{aligned} \delta\dot{v} &= ([I - \psi] C_b^n \widetilde{f}^b - C_b^n f^b) + (\widetilde{g}^n - g^n) = \\ &= C_b^n (\widetilde{f}^b - f^b) - \psi C_b^n \widetilde{f}^b + (\widetilde{g}^n - g^n), \end{aligned} \quad (18)$$

忽略重力矢量误差,记 $\delta f^b = \widetilde{f}^b - f^b$, 式(18)可简化为:

$$\delta\dot{v} = C_b^n \delta f^b - \psi C_b^n \widetilde{f}^b = C_b^n \delta f^b + F^n \psi, \quad (19)$$

式中: F^n 为加速度计测量载体的比力在导航坐标系的分量组成的斜对称矩阵;

ψ 为载体相对于导航坐标系的姿态误差

矢量。

位置误差 δp 为速度误差的积分：

$$\delta p = \delta v_n, \quad (20)$$

2.5 系统误差模型状态空间表达

对于短时间工作,惯导系统在东向、北向与垂直通道之间的误差耦合可以忽略。将式(14)、式(19)与式(20)表示成状态空间形式。

$$\dot{\delta x} = F\delta x + Gu, \quad (21)$$

式中：

$$\delta x_{9 \times 1} = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma \ \delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U \ \delta X_E \ \delta X_N \ \delta X_U]^T$$

$$u_{6 \times 1} = [\delta\omega_x \ \delta\omega_y \ \delta\omega_z \ \delta f_x \ \delta f_y \ \delta f_z]^T$$

$$G_{9 \times 6} = \begin{bmatrix} -c_{11} & -c_{12} & -c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ -c_{21} & -c_{22} & -c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ -c_{31} & -c_{32} & -c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ 0 & 0 & 0 & c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ 0 & 0 & 0 & c_{31} & c_{32} & c_{33} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{9 \times 9} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & f_U & -f_N & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -f_U & 0 & f_E & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ f_N & -f_E & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$\delta v_E, \delta v_N$ 与 δv_U 分别为载体沿 X_n 轴、 Y_n 轴与 Z_n 轴的速度误差；

$\delta X_E, \delta X_N$ 与 δX_U 分别为载体沿 X_n 轴、 Y_n 轴与 Z_n 轴的位置误差；

f_E, f_N 与 f_U 分别为载体比力测量值沿 X_n 轴、 Y_n 轴与 Z_n 轴的分量；

$\delta\omega_x, \delta\omega_y$ 与 $\delta\omega_z$ 分别为载体陀螺等效零漂；

$\delta f_x, \delta f_y$ 与 δf_z 分别为载体系加速度计等效零位误差；

$c_{ij} (i, j = 1, 2, 3)$ 为方向余弦矩阵元素。

捷联惯导系统误差模型如图 3 所示。

图中：

$\delta\alpha_0, \delta\beta_0$ 与 $\delta\gamma_0$ 分别为导航系初始姿态误差；

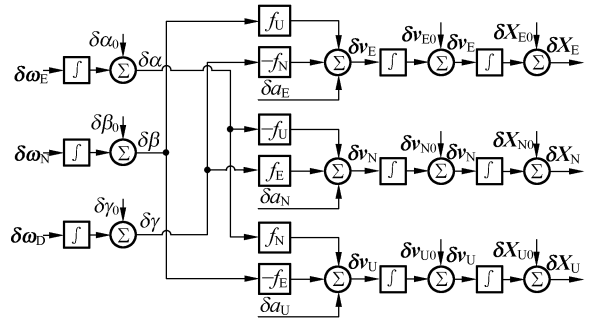


图 3 系统误差模型框图

Fig. 3 Block diagram of system error model

$\delta v_{E_0}, \delta v_{N_0}$ 与 δv_{U_0} 分别为导航系初始速度误差；

$\delta X_{E_0}, \delta X_{N_0}$ 与 δX_{U_0} 分别为导航系初始位置误差；

$\delta\omega_E, \delta\omega_N$ 与 $\delta\omega_U$ 分别为导航系陀螺等效零漂；

$\delta a_E, \delta a_N$ 与 δa_U 分别为导航系加速度计等效零位误差。

3 系统仿真与分析

对以上数学模型在 Matlab/Simulink 环境下建立了误差模型仿真模块。模块输入为载体相对于导航坐标系的角速度矢量、加速度矢量,捷联惯导系统初始姿态误差、速度误差与位置误差,惯性测量单元三轴陀螺等效零漂与加速度计等效零位误差;模块输出为载体相对于导航坐标系的姿态误差、速度误差及位置误差。

惯性测量单元中三轴陀螺等效零漂与加速度计等效零位误差见表 1,其在零级大理石平台上工作 150 s,捷联惯性导航算法解算速度、位置结果与速度误差方程、位置误差方程解算结果对比图分别如图 4、图 5 所示。系统相对误差计算公式如式(22),系统速度与位置相对误差如图 6 所示,导航系 X 轴的速度与位置相对误差不超过 20%;Y 轴、Z 轴的相对误差不超过 4%。结果表明了短时间导航用捷联惯导系统误差模型的正确性。

$$\text{相对误差} = \frac{\text{误差模型解算结果} - \text{捷联惯导解算结果}}{\text{捷联惯导解算结果}} \times 100\%, \quad (22)$$

表 1 惯性测量单元精度表

Tab.1 Precision of inertial measurement unit

陀螺等效零漂($^{\circ}$ /h)			加速度计等效零位误差(mg)		
X_b	Y_b	Z_b	X_b	Y_b	Z_b
2.5	9.0	6.6	-10.091 5	-4.946 9	0.785 94

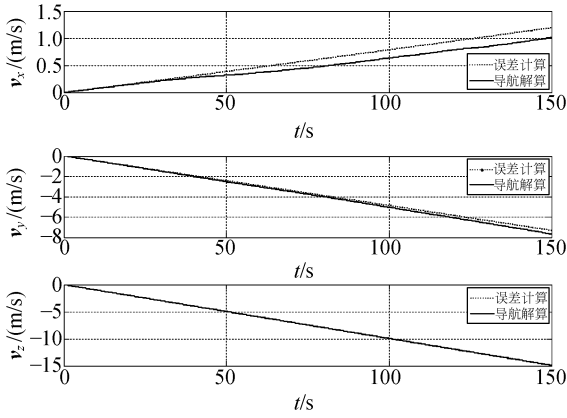


图 4 速度对比图

Fig. 4 Comparison of velocity

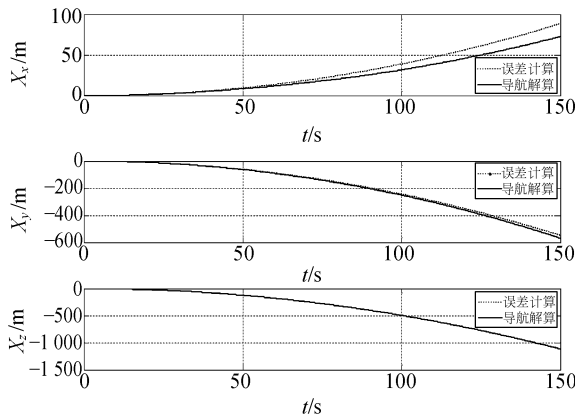


图 5 位置对比图

Fig. 5 Comparison of position

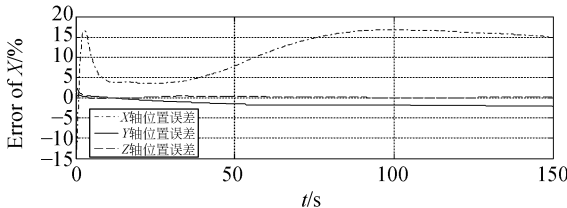
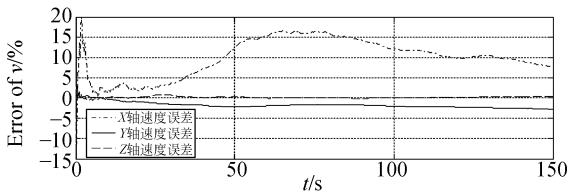


图 6 速度相对误差图

Fig. 6 Errors of velocity

假定载体做等高匀速滚转飞行, 飞行参数见表 2, 分别选用 3 种不同精度的陀螺、加速度计进行仿真, 仿真曲线如图 7、图 8 所示, 仿真结果见表 3。

表 2 载体飞行参数

Tab.2 Carrier flying parameters

角速度矢量($^{\circ}$ /s)			加速度矢量(g)		
X_b	Y_b	Z_b	X_b	Y_b	Z_b
180	0	0	0	$\cos(180t)$	$-\sin(180t)$

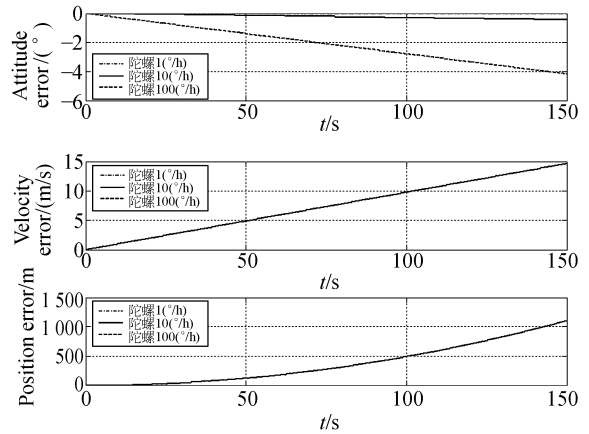


图 7 不同精度陀螺导航误差对比图

Fig. 7 Comparison of navigation errors of gyros with different precisions

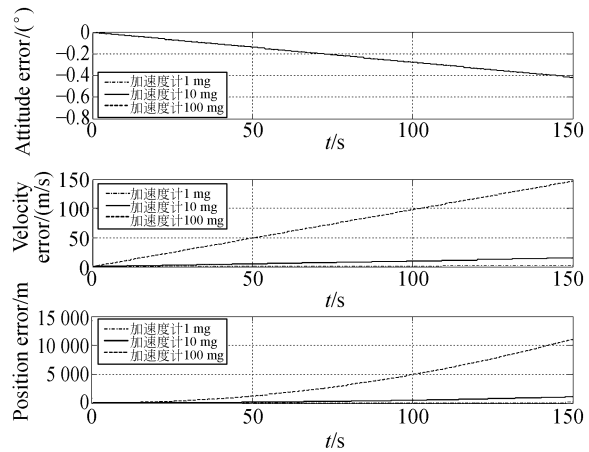


图 8 不同精度加速度计导航误差对比图

Fig. 8 Comparison of navigation errors of accelerometer with different precisions

表 3 仿真结果

Tab. 3 Simulation results

陀螺 ($^{\circ}$)/h)	加速度计 (mg)	姿态误差 ($^{\circ}$)	速度误差 (m/s)	位置误差 (m)
1	10	-0.041 667	14.709 975	1 103.248 125
10	10	-0.416 670	14.709 975	1 103.248 132
100	10	-4.166 700	14.709 976	1 103.248 198
10	1	-0.416 670	1.470 9976	110.324 819
10	10	-0.416 670	14.709 975 1	1 103.248 132
10	100	-0.416 670	147.099 750 11	1032.481 257

从图 7、图 8 与表 3 可以看出,陀螺仪等效零漂变化一个量级,载体姿态误差随之变化一个量级,但速度误差与位置误差变化不大;加速度计等效零位误差量级的变化引起速度误差与位置误差量级的变化,但姿态误差不变。因此,加速度计精度对短时间工作的捷联惯导系统误差影响较大。

参考文献:

- [1] 周雪梅,吴简彤,何昆鹏,等.捷联惯性导航系统的误差分析[J].声学及电子工程,2003,1:39-41
ZHOU X M, WU J T, HE K P, et al.. Error analysis of strapdown inertial navigation system[J]. *Acoustics and Electrical Engineering*, 2003, 1: 39-41. (in Chinese)
- [2] 张宾,刘藻珍.捷联式惯导系统误差解析研究[J].计算机仿真,2005,22(11):42-45.
ZHANG B, LIU Z ZH. Research on the error analytic solution of strapdown inertial navigation system [J]. *Computer Simulation*, 2005, 22 (11): 42-45. (in Chinese)
- [3] 陈静,王萧,杨拴虎.战术导弹捷联惯导系统误差分析[J].弹箭与制导学报,2006,26(4):14-21.
CHEN J, WANG X, YANG SH H. Error analysis of strapdown inertial navigation system in tactical missiles[J]. 2006,26(4):14-21. (in Chinese)
- [4] 吴俊伟,曾启明,聂莉娟.惯性导航系统的误差估计[J].中国惯性技术学报,2002,10(6):1-5.
WU J W, ZENG Q M, NIE L J. Estimation of the INS's errors[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2002, 10(6): 1-5. (in Chinese)
- [5] 邵玉梅.捷联惯导系统误差分析与算法设计[D].

4 结 论

本文应用捷联惯性导航原理,针对系统工作时间短的特点,建立了陀螺等效漂移、加速度计等效零位误差、初始姿态、速度及位置等误差对捷联惯导系统的姿态误差、速度误差及位置误差影响的数学模型。在 Matlab/Simulink 环境下建立了误差模型仿真模块,试验结果表明:导航系 X 轴的相对系统误差 $<20\%$,Y 轴、Z 轴的相对系统误差 $<4\%$,验证了误差数学模型的正确性。本文分析还表明,短时间捷联惯导系统中,加速度计等效零位误差对导航误差影响较大。

捷联惯导系统导航误差模型对捷联惯导设计初期导航误差的估计及惯性器件精度等级的选取有重要作用。

西安:西北工业大学,2007.

- SHAO Y M. *Strap-down Inertial Navigation Error Analysis and Arithmetic Design* [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [6] 秦永元.惯性导航[M].北京:科学出版社,2006.
QIN Y Y. *Inertial Navigation* [M]. Beijing: Science Press, 2006.
- [7] DAVID H, TITTERTON J L. *Weston. Strapdown Inertial Navigation Technology (2nd Edition)* [M]. The IEE, 2004.
- [8] 沈宏海,刘晶红,张葆,等.航空光电成像平台角位置陀螺和角速率陀螺的稳定效果分析[J].光学精密工程,2007,15(8):105-116.
SHEN H H, LIU J H, ZHANG B, et al.. Stabilization properties of airborne imaging platform based on position gyro and rate gyro[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8): 105-116. (in Chinese)
- [9] 秦荣华.系统误差模型的建立方法[J].上海航天,2000,17(5):5-9.
QIN R H. The building method of system error model[J]. *Aerospace Shanghai*, 2000, 17(5): 5-9. (in Chinese)
- [10] 王家骥,金光,颜昌翔.机载光电跟踪测量设备的目标定位误差分析[J].光学精密工程,2005,12(2):105-116.
WANG J Q, JIN G, YAN CH X. Orientation er-

ror analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005, 13(2):105-116. (in Chinese)

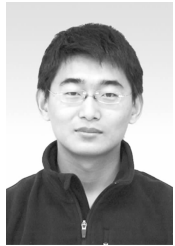
- [11] 陈哲. 捷联惯航系统原理[M]. 北京:宇航出版社, 1986.

CHEN ZH. *Principle of Strapdown Inertial Navigation System*[M]. Beijing: Astronautic Publishing. (in Chinese)

- [12] 李颖,陈兴林,宋申民. 小波神经网络用于光纤陀螺漂移误差辨识[J]. *光学精密工程*, 2007, 15(5):105-116.

LI Y, CHEN X L, SONG SH M. Application of wavelet neural network for identification of drifts errors in fiber optical gyroscope [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(5):105-116. (in Chinese)

作者简介:

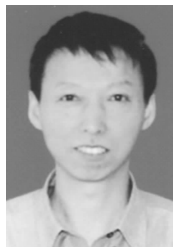


储海荣(1983—),男,博士研究生,主要从事捷联惯导系统与飞行器控制的研究。E-mail:chuhr@hotmail.com



段 镇(1982—),男,辽宁本溪人,硕士,2005年、2008年于西北工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事捷联惯导系统与飞行器控制的研究。E-mail:dj-100@163.com

通讯作者:



张 跃(1958—),男,河北承德人,研究员,1982年于北京工业学院获得学士学位,2007年于北京理工大学获得硕士学位,主要从事空间飞行技术的研究。E-mail:zhangyue@ciomp.ac.cn

导师简介:



贾宏光(1971—),男,黑龙江五常人,研究员,博士生导师,1994年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1997年于长春理工大学获得硕士学位,2000年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事飞行器总体技术研究。E-mail:jiahg@ciomp.ac.cn



郭立红(1964—),女,吉林舒兰人,研究员,博士生导师,1986年于长春理工大学获得学士学位,1998年、2003年于中科院长春光学精密机械与物理研究所分别获得硕士、博士学位,主要从事天文惯导,星体自动化标校等方面的研究。E-mail:guolh@ciomp.ac.cn