

零速修正技术在车载惯性导航中的应用研究

赵玉, 赵忠, 范毅

(西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710129)

摘要:针对车载惯性导航系统由于无外部信息长时间运动导致的误差积累的问题,提出一种运用动态零速修正技术来提高导航精度的方法。利用零速修正技术的约束条件,构造观测量;用基于普条件数可观理论对系统各状态进行了可观性分析,确定卡尔曼滤波器的滤波效果,并进行仿真实验对姿态角误差、速度误差进行了估计。实验表明,在惯性导航系统中,零速修正技术很大程度上提高了导航的位置、速度、姿态信息,有效地确保了车载导航的导航精度。

关键词:惯性导航;零速修正;可观性;卡尔曼滤波

中图分类号:TN96; U666.1

文献标识码:A

Study on Application of Zero Velocity Update Technology to Inertial Navigation System

ZHAO Yu, ZHAO Zhong, FAN Yi

(College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: According to the problem of prolonged navigation error accumulation without external information in vehicle inertial navigation system, a method of improving the navigation accuracy by using the dynamic zero velocity update technology was proposed. The observables were constructed by using the constraint conditions of the zero velocity update technology. First, the theory of spectral condition number was used to analyze the observability of error states and determine the effect of Kalman filter, then the attitude angle error, rate errors were estimated through the simulation experiment. Experiments showed that, in the inertial navigation system, zero velocity update technology improved the navigation position, velocity, attitude information greatly and effectively ensured the accuracy of vehicle navigation.

Key words: INS; zero velocity update; observability; Kalman filter

0 引言

目前,用于车载导航技术主要有惯性导航和GPS导航技术。GPS能迅速准确提供定位、导航信息,在车载导航系统中得到广泛应用,但其动态性、工作自主性、抗干扰等方面存在固有缺陷,在城市高楼区、林荫道、隧道内,GPS功能失效^[1]。惯性导航系统能实时自主地提供载体的姿态、速度和位置信息,其数据更新率快,量程较大,且具有短时间内较高的相对精度等优点。在航空航天、航海及陆地等很多领域,特别是军事领域得到了广泛应用,成为一种主要的导航手段。但惯性导航系统也存在着不足,主要是导航定位误差随时间积累,难以满足长时

间独立的工作,因而在应用上特别是民用领域受到了巨大的限制。

文献[1-3]提出了零速修正技术(ZUPT),它是解决车载惯导系统长时间精度的一种廉价而有效的方法。它利用载体停车时惯性导航系统的速度输出作为系统速度误差的观测量,进而对其他各项误差进行修正^[2]。它可有效地控制惯导系统长时间工作的误差积累,提高系统的精度。本文针对惯性导航技术提出了一种将动态零速修正技术应用在车载捷联惯导系统的方法,并采用卡尔曼滤波对惯导误差进行实时计算并补偿,即克服了频繁停车,增强了载体的机动性能,又提高了惯导的导航精度。

收稿日期:2011-10-20

作者简介:赵玉(1989-),女,河南南阳人,硕士生,主要从事惯性导航系统初始对准方面的研究,E-mail: baiyu89@126.com。赵忠(1960-),男,教授,主要从事检测技术与自动化装置,导航、制导与控制,精密仪器及机械等的研究。

1 卡尔曼滤波器的设计

1.1 ZUPT 算法修正的约束条件

根据车载系统在匀速、刹车、停车等各种不同的状态,假设车辆在地面运动时不发生侧滑和跳跃,在机体坐标系中,车体横向和垂直方向上的速度为 0,即

$$v_b^x = 0, v_b^z = 0 \quad (1)$$

1.2 基于 ZUPT 惯性导航系统误差模型

陀螺和加速度计的误差模型为

$$\dot{\varepsilon} = 0 \quad \dot{\nabla} = 0 \quad (2)$$

状态变量取 $X_k = [\delta L, \delta \lambda, \delta H, \delta v_E, \delta v_N, \delta v_U, \varphi_E, \varphi_N, \varphi_U, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T$ 是 15 维状态向量,包含了计算坐标系相对于东北天坐标系的地理纬度、经度、高度误差、速率误差、3 个姿态角误差、陀螺随机常值漂移和加速度计随机常值偏置, E、N、U 分别为地理坐标系东向、北向、天向。纯惯导系统的误差模型,写成离散形式,其状态方程为

$$H = \begin{bmatrix} 0_{1 \times 3} & T_{11} & T_{21} & T_{31} & (T_{21}T_{22} - T_{21}T_{32})v_y^b & (T_{11}T_{32} - T_{31}T_{12})v_y^b & (T_{21}T_{12} - T_{11}T_{22})v_y^b & 0_{1 \times 6} \\ 0_{1 \times 3} & T_{13} & T_{23} & T_{33} & (T_{33}T_{22} - T_{23}T_{32})v_y^b & (T_{13}T_{32} - T_{33}T_{12})v_y^b & (T_{23}T_{12} - T_{13}T_{22})v_y^b & 0_{1 \times 6} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: $T = C_b^n$; V_k 为观测噪声向量,其方差阵为 R 。

状态一步预测

$$\hat{X}_{K/(K-1)} = F_{K/(K-1)} \hat{X}_{K-1} \quad (8)$$

一步预测均方估计

$$P_{K/(K-1)} = F_{K/(K-1)} P_{K-1} F_{K/(K-1)}^T + Q_{K-1} \quad (9)$$

滤波增益

$$K_K = P_{K/(K-1)} H_K^T (H_K P_{K/(K-1)} H_K^T + R_K)^{-1} \quad (10)$$

状态最佳估计

$$\hat{X}_K = \hat{X}_{K/(K-1)} + K_K (Z_K - H_K \hat{X}_{K/(K-1)}) \quad (11)$$

估计误差的方差阵

$$P_K = (I - K_K H_K) P_{K/(K-1)} (I - K_K H_K)^{-1} + K_K R_K K_K^T \quad (12)$$

式中 Q 和 R 分别为系统噪声方差阵和量测噪声方差阵。只要给定初值,便可利用式(8)~(12)递推得到各状态的最优估计并进行实时的补偿。

2 可观测性分析

当我们用卡尔曼滤波算法进行状态量的估计时,系统的可观测性决定了状态估计的速度和精度。在设计卡尔曼滤波器前,通常先进行系统的可观测性分析,确定卡尔曼滤波器的滤波效果,以保证可用观测量进行估计。因为对可观测的状态变量,卡尔

$$X_k = F_{k/k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1} \quad (3)$$

式中: W_k 为独立的白噪声向量,方差阵为 Q ; F_k 为相应维数的状态转移矩阵。

导航坐标系下的速度 v^n 到载体坐标下的速度 v^b 的转换公式为

$$v^b = C_n^b v^n \quad (4)$$

式中: $v^b = [v_x^b, v_y^b, v_z^b]^T$; C_n^b 为从导航系 n 到载体系 b 的姿态转移矩阵。设实际建立的导航坐标系 n' 偏离理想导航系 n 的失准角为 $\varphi_E, \varphi_N, \varphi_U$, 由 $C_n^b = C_n^b C_{n'}^n = [I + (\varphi \times)] C_{n'}^b$ 得

$$v^b = C_n^b (\varphi \times) C_{n'}^b v^{n'} + C_n^b \delta v^n \quad (5)$$

由零速修正的约束条件式(1),选取量测为载体坐标系 x, z 方向上的速度,即 $Z_k = [v_x^b, v_z^b]^T$ 。则量测方程为

$$Z_k = H_k X_k + V_k \quad (6)$$

展开式(5)得到载体在机体坐标系下的速度与速度误差、姿态角误差的关系选取量测阵为

曼滤波会收敛,能将这些状态变量估计出来;而对不可观测的状态变量,卡尔曼滤波器无法将其估计出来^[5]。进行系统可观测性分析一般包括 2 个内容:

1) 确定系统是否完全可观测。

2) 对不完全可观测系统大致确定哪些状态变量可观测以及哪些状态变量(或状态变量的线性组合)不可观测。

基于谱条件数的可观测度分析方法是基于矩阵扰动分析理论提出的,分析过程不受观测方程误差特性影响,缩短了可观测度分析时间,适用于实际工程中的快速可观测度分析^[4-5]。本文在动基座对准中利用基于谱条件数的系统可观测度分析方法进行了研究。

对于离散事变系统所对应的齐次线性方程,将 k 次观测后的系统方程代入观测方程可得

$$\begin{cases} Z_1 = H_1 X_1 \\ Z_2 = H_2 F_{2/1} X_1 \\ \vdots \\ Z_k = H_k \prod_{i=1}^k F_{k/(i-1)} X_1 \end{cases} \quad (13)$$

定义观测系数矩阵:

$$\mathbf{O}_k = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 F_{2/1} \\ \vdots \\ H_k \prod_{i=1}^k F_{k/(k-1)} \end{bmatrix} \quad (14)$$

即有 $\mathbf{O}_k \mathbf{X}_1 = \mathbf{Z}$ 。定义 $\mathbf{M} = \mathbf{O}_k^T \mathbf{O}_k$, $\mathbf{B} = \mathbf{O}_k^T \mathbf{Z}$, 式(14)可被表示为 $\mathbf{M} \mathbf{X}_1 = \mathbf{B}$; 状态 \mathbf{X}_1 的可观测度

$$S = \text{abs}(U[\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n]^T) \quad (15)$$

式中 $\text{diag}[\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n]^T$ 是矩阵 \mathbf{M} 的特征值。

从线性系统理论分析得知, 如果特征值 λ_i 的绝对值很小, 观测量的噪声会被放大 $1/\lambda_i$ 倍, 引起状态估计的误差是观测噪声的 $1/\lambda_i$ 倍, 使得状态量估计的准确度很差。因此 λ_i 线性组合的绝对值反映了状态量 \mathbf{X} 的可观测度。

仿真条件为: 初始位置设置为纬度 $L = 34^\circ$, 经度 $\lambda = 108^\circ$, 高度 $H = 0$; 载体(IMU)初始俯仰角、横滚角、方位角分别为 $0^\circ, 0^\circ, 0^\circ$, 仿真时间共 1 800 s, 其中载体以 10 m/s 向北匀速运动 900 s 后以 $9^\circ/s$ 的角速度连续运动 10 s, 即右转 90° , 然后继续以 10 m/s 向东匀速运动 1 800 s。

利用分段线性定常系统的可观测性分析方法可知, 整个运动过程系统状态量不完全可观测。再直接利用上述方法进行系统状态量的可观测度分析, 选取载体在北向匀速、转弯、东向匀速 3 种运动状态下进行对比分析, 其中在载体同一个运动状态中随机选取两段时间 I 和 II 进行系统状态量的可观测度分析, 其结果如表 1 所示。

表 1 状态量可观测度分析结果

运动状态	北向匀速 1	北向匀速 2	转弯 1	转弯 2	东向匀速 1	东向匀速 2
$\delta L/(\circ)$	7.58	7.69	6.26	2.54	5.36	5.31
$\delta \lambda/(\circ)$	0	0	0	0	0	0
$\delta H/(\circ)$	6.01×10^{-3}	5.98×10^{-3}	9.03×10^{-3}	9.50×10^{-3}	7.82×10^{-3}	7.83×10^{-3}
$\delta v_E/(\text{m/s})$	9.10×10^2	9.09×10^2	6.33×10^2	3.67×10^1	2.02×10^{-1}	1.88×10^{-1}
$\delta v_N/(\text{m/s})$	7.77×10^{-1}	7.92×10^{-1}	3.49×10^2	8.58×10^2	9.75×10^2	8.88×10^1
$\delta v_U/(\text{m/s})$	4.89×10^2	4.86×10^2	6.73×10^2	7.05×10^2	5.73×10^2	6.35×10^2
$\delta \varphi_E/(\circ)$	5.72×10^3	5.65×10^3	2.51×10^4	3.93×10^4	4.05×10^4	3.96×10^4
$\delta \varphi_N/(\circ)$	3.72×10^4	3.71×10^4	2.34×10^4	8.89×10^4	8.68×10^3	9.69×10^3
$\delta \varphi_U/(\circ)$	1.07×10^4	1.06×10^4	1.02×10^4	1.20×10^4	1.48×10^4	1.36×10^4
ϵ_x	2.29×10^4	2.27×10^4	6.93×10^4	6.59×10^4	3.86×10^4	3.89×10^4
ϵ_y	6.51×10^4	6.50×10^4	3.81×10^4	5.29×10^4	7.02×10^4	7.26×10^4
ϵ_z	4.45×10^4	4.42×10^4	4.53×10^4	5.49×10^4	6.27×10^4	6.16×10^4
∇_x	3.79×10^3	3.79×10^3	2.87×10^3	3.54×10^3	4.13×10^3	4.03×10^3
∇_y	5.44×10^{-1}	5.43×10^{-1}	1.24×10^3	7.11×10^2	5.43×10^{-2}	8.96×10^{-2}
∇_z	1.96×10^3	1.94×10^3	2.93×10^3	3.09×10^3	2.54×10^3	2.54×10^3

按照基于谱条件数理论的系统可观测度分析, 可观测度绝对值较大的误差状态量具有较高的可观测性。由表 1 可知, 载体北向匀速直航时, 位置误差、北向速度误差、北向加速度计误差不可观测, 东向和天向速度误差可观测度较好; 载体转弯时, 位置误差仍不可观测, 但北向速度误差、北向加速度计误差的可观测度迅速增强, 其他误差可观测度基本保持不变; 载体东向匀速直航时, 东向速度误差可观测度变弱而北向速度误差可观测度增强, 天向速度误差可观测仍较好, 同时位置误差、北向加速度计误差仍不可观测。

由整个运动过程分析可得, 载体匀速直航时, 状态的可观测度基本保持不变, 发生转弯可改善姿态

的可观测性, 提高了卡尔曼滤波的精度。载体在运动过程中, 机体坐标系下载体纵向速度不可观测, 横向和垂直方向的速度一直保持较好的可观测性, 并且姿态误差、陀螺偏差可观测度也较好。

由上述结论可知, 在机体坐标系下, 载体横向和垂直方向速度可观测性较好, 作为卡尔曼滤波器的测量较准确。因此, 卡尔曼滤波器的设计较合理, 能满足高精度系统状态估计的速度和精度要求。

3 数字仿真及结果分析

设计仿真实验载体的运行轨迹: 初始纬度 $L = 34^\circ$, 经度 $\lambda = 108^\circ$, 高度 $H = 0$, 初始姿态角即俯仰角、横滚角、方位角分别为 $0^\circ, 0^\circ, 0^\circ$ 。具体仿真轨迹

如图1中回环,其中载体以10 m/s匀速运动,每隔900 s匀速转90°,先后向北、东、南、西、东匀速运动,仿真时间共为4 ks。

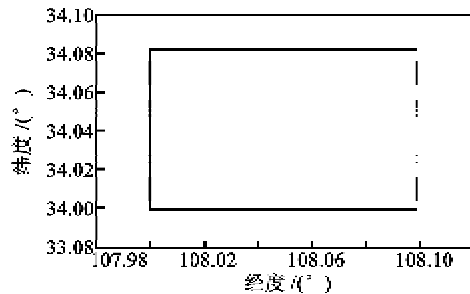


图1 仿真轨迹的航向图

在上述条件下,给定姿态初始实际误差分别为:2个水平失准角的初始值均取为0.1°,方位失准角的初始值取为0.5°,3个方向初始速度误差均为0.5 m/s。则得到4 ks的纯惯导仿真3个姿态和速度误差仿真结果如图2、3所示。

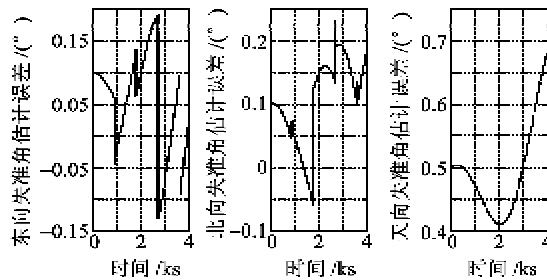


图2 3个失准角误差曲线

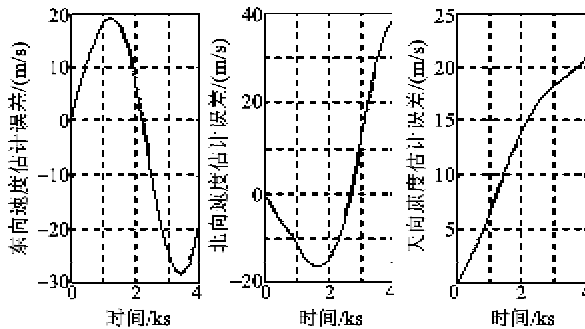


图3 3个速度误差曲线

相同条件下,采用零速修正时,设计卡尔曼滤波周期为0.1 s,惯导系统的初始纬度、经度和高度误差分别为 $(50.0/\text{Re})^\circ$ 、 $(1.40 \times 50.0/\text{Re})^\circ$ 、10 m,3个方向初始速度误差均为0.5 m/s,2个水平失准角的初始值均取为0.1°,方位失准角的初始值取为0.5°。其中Re为地球半径。惯导系统惯性器件的取值如表2所示。

$P_0 = \text{diag}\{(50.0/\text{Re})^2, (50.0/\text{Re} \times 1.40 \text{ rad})^2, (10 \text{ m})^2, (0.5 \text{ m/s})^2, (0.5 \text{ m/s})^2, (0.5$

$\text{m/s})^2, (0.1^\circ)^2, (0.1^\circ)^2, (0.5^\circ)^2, [0.1^\circ/\text{h}]^2, [0.1^\circ/\text{h}]^2, [0.1^\circ/\text{h}]^2, (5 \times 10^{-4} \text{ g})^2, (5 \times 10^{-4} \text{ g})^2, (5 \times 10^{-4} \text{ g})^2\}$ (16)

$Q_0 = \text{diag}\{0, 0, 0, (5 \times 10^{-5} \text{ g})^2, (5 \times 10^{-5} \text{ g})^2, (5 \times 10^{-5} \text{ g})^2, [0.001^\circ/\sqrt{\text{h}}]^2, [0.001^\circ/\sqrt{\text{h}}]^2, [0.001^\circ/\sqrt{\text{h}}]^2, 0, 0, 0, 0, 0, 0\} \times 0.1$ (17)

选取速度误差作量测时,

$R_0 = \text{diag}\{(0.5 \text{ m/s})^2, (0.1 \text{ m/s})^2\}$ (18)

表2 惯性器件取值

误差类型	惯性器件	
	陀螺	加速度计/g
常值漂移	0.1 (°)/h	5×10^{-4}
随机漂移	0.001 (°)/ $\sqrt{\text{h}}$	5×10^{-5}

在上述条件下,给定安装误差角分别为:两个水平失准角的初始值均取为0.1°,方位失准角的初始值取为0.5°,即

$X_0 = \{0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0.1^\circ, 0.1^\circ, 0.5^\circ, 0, 0, 0, 0, 0, 0\}$ (19)

则得到4 ks的3个姿态和速度误差仿真结果如图4、5所示。

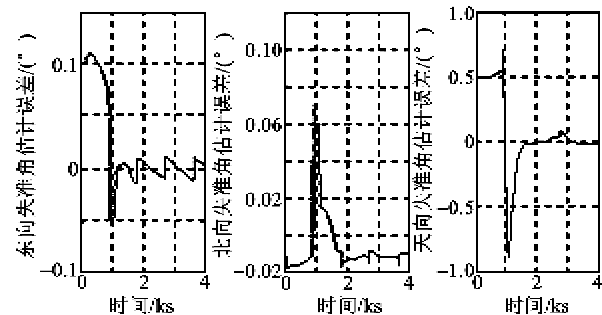


图4 应用ZUPT时失准角估计误差曲线

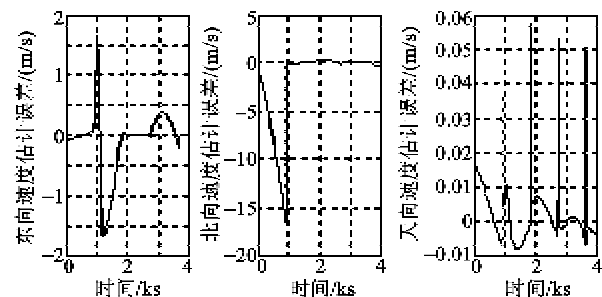


图5 应用ZUPT时速度估计误差曲线

由未用零速修正技术与运用了零速修正技术的两组仿真实验进行了对比,得到结束时刻各状态的估计精度如表3所示。由两组仿真曲线可看出,纯惯导会导致载体的姿态和速度误差随时间增大发

散,采用零速修正技术的惯性导航系统对姿态和速度误差估计精度很高,同时可快速收敛。

表3 4 ks 仿真结束时刻状态的估计精度

RMS	$\delta L/(^{\circ})$	$\delta \lambda/(^{\circ})$	$\delta v_x/(m/s)$	$\delta v_y/(m/s)$
INS	0.144	0.175	17.424	17.101
ZUPC	0.015	0.003	0.541	4.152
RMS	$\delta \alpha_x/(^{\circ})$	$\delta \alpha_y/(^{\circ})$	$\delta \alpha_z/(^{\circ})$	$\delta \alpha_w/(^{\circ})$
INS	13.942	0.093	0.124	0.497
ZUPT	0.007	0.048	0.017	0.302

由表3中的均方根(RMS)值数据可看出,基于ZUPT的卡尔曼滤波技术极大地提高了导航精度,位置误差和速度误差的估计精度提高了1~2个数量级,水平姿态误差估计精度也有很大提高,方位估计能满足导航要求。其中采用零速修正技术后15 s时东向位置误差为-1.209 7 m,均值为-0.592 2 m,北向位置误差为-1.772 5 m,均值为-0.646 3 m,比文献[6]的东向误差均值2.1 m和北向误差均值-1.4 m有了显著提高,此仿真实验结果验证了本文所采用的零速修正技术的正确性和有效性。

此外本文进行了采用零速修正沿不同方向运动的对比实验:当初始位置以10 m/s匀速向北运动900 s时,得到3个姿态和速度误差仿真结果如图6、7所示;当初始位置以10 m/s匀速向东运动900 s时,得到3个姿态和速度误差仿真结果如图8、9所示。

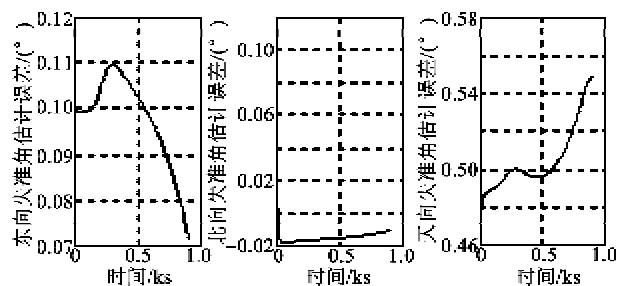


图6 姿态失准角估计误差曲线

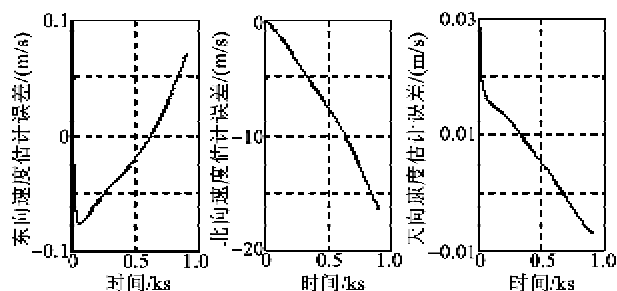


图7 速度估计误差曲线

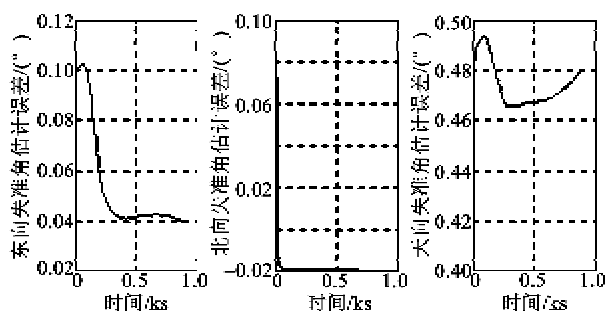


图8 姿态失准角估计误差曲线

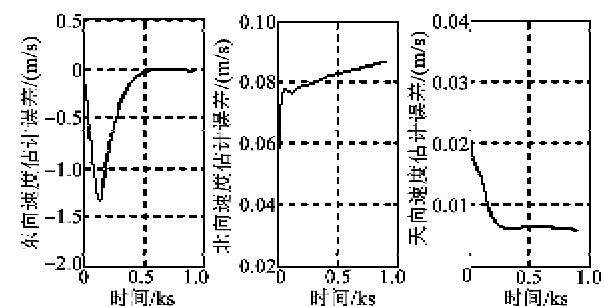


图9 速度估计误差曲线

由图6~9可得,载体北向运动时,北向速度发散,即载体的纵向速度不可估计,符合零速校正时载体速度的特性;载体东向运动时,东向速度收敛,即载体的纵向速度可估计,且载体的航向角误差也有明显改善。分析这一现象是由于载体向东运动时,航向陀螺误差引起航向误差,航向误差又引起横向速度误差,因为车载系统的横向速度观测可修正航向误差,进而使东向速度误差得以修正,因此,向东运动时速度误差和姿态误差的估计精度都有提高。

4 结束语

实验结果表明,卡尔曼滤波器的设计较合理,利用动态零速修正技术能有效抑制车载惯性导航的位置、速度和姿态误差增长。该算法可提高对速度误差和位置误差估计精度,水平失准角估计的精度和快速性均很高,方位失准角的估计也达到了一定精度。仿真结果验证了该技术的正确性,有效性,已成功应用于某车载导航系统中,具有一定的工程实用价值。

参考文献:

- [1] 高宗余,李德胜,王跃宗.基于ZUPC的车载MEMS惯性系统的混合滤波[J].电机与控制学报,2010,14(2):31-35.
- [2] 高钟毓,王进,董景新,等.惯性测量系统零速修正的几种估计方法[J].中国惯性技术学报,1995,3(2):24-29.

(下转第852页)