捷联惯导/里程计组合导航方法

张小跃 杨功流 张春熹

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对车载自主导航需求,基于卡尔曼滤波器,实现捷联惯导与里程计量测信息的组合导航. 推导了里程计误差模型,结合捷联惯组误差模型与捷联系统误差模型,建立了捷联惯导/里程计自主组合导航系统误差状态模型. 建立了捷联惯导/里程计组合导航量测模型,阐述了估计误差修正方法. 采用仿真计算对此方法进行了验证,仿真结果表明:组合导航过程中,初始姿态误差能得到有效估计,姿态误差和位置误差均能控制在一定精度范围内,应用此组合导航方法相对于传统的航位推算方法能得到更高的导航精度,能有效实现自主高精度定位定向.

关 键 词: 捷联惯导; 里程计; 卡尔曼滤波; 组合导航

中图分类号: V 249.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)07-0922-05

Integrated navigation method for SINS and odometer

Zhang Xiaoyue Yang Gongliu Zhang Chunxi

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to complete independent navigation for land vehicle, integration of strapdown inertial navigation system (SINS) and odometer was realized based on Kalman filter. Odometer error model was proposed, which was associated with inertial measurement unit(IMU) error model and INS error model, and error model of integration system was established. SINS/odometer integration navigation observation model was established, the compensation method of error estimation was described. The integrated navigation method was validated in a simulation, the simulation results indicate that: in the process of integrated navigation, initial error of attitude could be estimated, and attitude error and position error retained in a certain range, navigation precision was improved compared with the traditional dead-reckoning algorithm, and independent high accuracy position and attitude determination was obtained.

Key words: strapdown inertial navigation system; odometer; Kalman filter; integrated navigation

现代战争中,随着侦察技术的发展和各种精确打击武器的出现,为了提高陆基导弹武器系统的生存能力和快速反应能力,实现无依托阵地快速机动发射十分重要. 为了提高武器系统的机动性,隐藏发射点避免受敌攻击,提高生存力,发射车必须具有快速的自动定位定向能力,甚至在行进中定位定向的能力,以期实现“停车就打”,甚至“边走边打”[1],车载惯性导航系统是实现发射车定位定向的重要设施.

选取惯性导航系统/里程计组合来实现发射车行进过程中定位定向,发射车从一个已知坐标点出发,行进途中,惯导系统/里程计组合导航,达到任意发射点后即可立即得知自身位置、姿态和方位,这种全自主的高精度导航定位定向方式,途中不需要任何外部信息、不受外部干扰,在现代战争环境中具有非常明显的优势. 当前针对惯导与里程计组合的研究主要有航位推算方法、基于航位推算过程误差模型的组合导航以及考虑部分里

收稿日期: 2012-08-03; **网络出版时间**: 2013-07-02 10:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130702.1003.005.html

作者简介: 张小跃(1982-),男,湖南益阳人,讲师,zhangxiaoyue@buaa.edu.cn.

程计误差的惯导/里程计组合导航[1-4],实际应用最为广泛的为传统的航位推算方法.

本文提出了一种捷联惯导/里程计的组合导航方法,推导了完整的里程计误差模型,并基于此建立了组合导航误差状态模型、组合导航量测模型和估计误差修正方法,最后采用仿真计算验证了这种组合导航方法,并与传统的航位推算方法进行了比较.

1　组合状态误差模型

组合导航误差状态量主要包含了导航参数误差状态、惯性器件误差状态、里程计误差状态,下面就各部分误差状态模型进行介绍.

1.1　惯导系统误差模型[5-6]

针对惯性导航系统误差模型,文献[5-6]中已有详细阐述,这里不再详细推导,直接参考、引用如下.

惯导系统误差状态量用向量表示如下:速度误差为 $\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}$,姿态误差为 $\boldsymbol{\varphi}$,位置误差为 $\delta\boldsymbol{\theta}$,高度误差为 δh,定义如下:

$$\left.\begin{aligned}\tilde{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}} &= \boldsymbol{v}^{\mathrm{n}} + \delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}\\ \tilde{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}} &= [\boldsymbol{I} - (\boldsymbol{\varphi}\times)]\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\\ \tilde{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{n}} &= [\boldsymbol{I} - (\delta\boldsymbol{\theta}\times)]\boldsymbol{C}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{n}}\\ \tilde{h} &= h + \delta h\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中,$\tilde{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}}$ 为导航计算所得速度;$\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}$ 为不包含误差的真实速度;上标 n 表示定义在导航坐标系下;$\tilde{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}$ 为计算所得姿态捷联矩阵;$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}$ 为无误差的捷联矩阵真实值;$\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵;$\tilde{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{n}}$ 为计算所得从地球坐标系到导航坐标系的转换矩阵;$\boldsymbol{C}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{n}}$ 为从地球坐标系到导航坐标系的转换矩阵真实值;$\tilde{h}$ 为计算所得高度值;h 为高度真实值. 系统误差模型方程如下:

$$\left.\begin{aligned}\delta\dot{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}} &= -(\delta\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{n}} + 2\delta\boldsymbol{\Omega}^{\mathrm{n}})\times\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}} - (\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{n}} + 2\boldsymbol{\Omega}^{\mathrm{n}})\times\\ &\quad\ \delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{f}^{\mathrm{n}}\times\boldsymbol{\varphi} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b}} + \delta\boldsymbol{g}^{\mathrm{n}}\\ \dot{\boldsymbol{\varphi}} &= \delta\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{\Omega}^{\mathrm{n}}\times\delta\boldsymbol{\theta} + \boldsymbol{\varphi}\times(\boldsymbol{\Omega}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{\rho}^{\mathrm{n}}) - \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{b}}\\ \delta\dot{\boldsymbol{\theta}} &= \delta\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{n}} - \boldsymbol{\rho}^{\mathrm{n}}\times\delta\boldsymbol{\theta}\\ \delta\dot{h} &= \delta\boldsymbol{v}_z^{\mathrm{n}}\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,$\delta\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{n}}$ 为位置速率误差;$\delta\boldsymbol{\Omega}^{\mathrm{n}}$ 为地球转速误差;$\delta\boldsymbol{g}^{\mathrm{n}}$ 为重力误差;$\delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b}}$ 为加速度计输出比力误差;$\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{b}}$ 为陀螺输出角速率误差.

1.2　里程计误差模型

里程计输出与惯导系统输出进行组合,可以采用位置量组合的方式或者速率量组合的方式,这里采用速率量组合的方式[1-4]. 里程计误差与里程计横滚安装偏差角 α_γ 无关,即里程计在载体坐标系下输出速度[1]可以表示如下:

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix}\sin\alpha_\psi\cos\alpha_\theta\\ \cos\alpha_\psi\cos\alpha_\theta\\ \sin\alpha_\theta\end{bmatrix} v_{\mathrm{D}} = \begin{bmatrix}\sin\alpha_\psi\cos\alpha_\theta\\ \cos\alpha_\psi\cos\alpha_\theta\\ \sin\alpha_\theta\end{bmatrix} K_{\mathrm{D}}P_{\mathrm{D}} \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}}$ 为里程计所测速度在载体坐标系(车体坐标系)下的投影向量理想值;α_ψ 为里程计航向安装偏差角;α_θ 为里程计俯仰安装偏差角;v_{D} 为里程计输出速度量;K_{D} 为里程计标度;P_{D} 为里程计输出脉冲.

选取里程计标度误差 δK_{D}、偏航安装角误差 $\delta\alpha_\psi$ 和俯仰安装角误差 $\delta\alpha_\theta$,并假设里程计载体坐标系下输出误差向量为 $\delta\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}}$,则里程计实际输出在载体坐标系下向量表示为

$$\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} = \boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} + \delta\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix}\sin(\alpha_\psi+\delta\alpha_\psi)\cos(\alpha_\theta+\delta\alpha_\theta)\\ \cos(\alpha_\psi+\delta\alpha_\psi)\cos(\alpha_\theta+\delta\alpha_\theta)\\ \sin(\alpha_\theta+\delta\alpha_\theta)\end{bmatrix} K_{\mathrm{D}}(1+\delta K_{\mathrm{D}})P_{\mathrm{D}} \tag{4}$$

α_ψ 与 α_θ 一般是小角度或者经过事先标校后剩余残差为小角度,这里假设均为 0,由此造成的误差归结到 $\delta\alpha_\psi$ 与 $\delta\alpha_\theta$ 中,因此有

$$\begin{bmatrix}\sin\alpha_\psi\cos\alpha_\theta\\ \cos\alpha_\psi\cos\alpha_\theta\\ \sin\alpha_\theta\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0\\1\\0\end{bmatrix} \tag{5}$$

$$\begin{bmatrix}\sin(\alpha_\psi+\delta\alpha_\psi)\cos(\alpha_\theta+\delta\alpha_\theta)\\ \cos(\alpha_\psi+\delta\alpha_\psi)\cos(\alpha_\theta+\delta\alpha_\theta)\\ \sin(\alpha_\theta+\delta\alpha_\theta)\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\delta\alpha_\psi\\1\\\delta\alpha_\theta\end{bmatrix} \tag{6}$$

将式(5)代入式(3)可得

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix}0\\1\\0\end{bmatrix} K_{\mathrm{D}}P_{\mathrm{D}} \tag{7}$$

将式(6)代入式(4)可得

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} + \delta\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix}\delta\alpha_\psi\\1\\\delta\alpha_\theta\end{bmatrix} K_{\mathrm{D}}(1+\delta K_{\mathrm{D}})P_{\mathrm{D}} \tag{8}$$

将式(8)展开并忽略二阶小量,结合式(7),可得里程计输出误差如下:

$$\delta \boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}\delta\alpha_{\psi}\\ \delta K_{\mathrm{D}}\\ \delta\alpha_{\theta}\end{bmatrix}K_{\mathrm{D}}P_{\mathrm{D}}=\begin{bmatrix}\delta\alpha_{\psi}\\ \delta K_{\mathrm{D}}\\ \delta\alpha_{\theta}\end{bmatrix}v_{\mathrm{D}} \tag{9}$$

1.3 状态误差模型

车载应用条件下,载体动态相对较小,这里假设惯性器件(陀螺、加速度计)输出误差可以简化表示成零偏误差与白噪声之和,零偏误差为随机常值,分别表示为 $B_{gx},B_{gy},B_{gz},B_{ax},B_{ay},B_{az}$. 以 B_{gx} 为例满足:

$$\dot{B}_{gx}=0 \tag{10}$$

同时,假设里程计误差量一次上电后为常值误差,即满足:

$$\left.\begin{aligned}\delta\dot{\alpha}_{\psi}&=0\\ \delta\dot{K}_{\mathrm{D}}&=0\\ \delta\dot{\alpha}_{\theta}&=0\end{aligned}\right\} \tag{11}$$

这样,由式(2)、式(10)、式(11)构成了组合导航系统误差状态方程,建立组合系统状态误差模型[7]如下:

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t)=\boldsymbol{F}(t)\boldsymbol{X}(t)+\boldsymbol{W}(t) \tag{12}$$

式中,$\boldsymbol{X}(t)$为 19 维系统误差状态:

$$\boldsymbol{X}(t)=$$

$$[\delta\theta_x\ \ \delta\theta_y\ \ \delta h\ \ \delta v_x^{\mathrm{n}}\ \ \delta v_y^{\mathrm{n}}\ \ \delta v_z^{\mathrm{n}}\ \ \phi_x\ \ \phi_y\ \ \phi_z\ \ \delta\theta_z\ \ B_{ax}\ \ B_{ay}\ \ B_{az}\ \ B_{gx}\ \ B_{gy}\ \ B_{gz}\ \ \delta\alpha_{\psi}\ \ \delta K_{\mathrm{D}}\ \ \delta\alpha_{\theta}]^{\mathrm{T}}$$

$\boldsymbol{W}(t)$为系统白噪声向量:

$$\boldsymbol{W}(t)=[\boldsymbol{0}_{1\times3}\ \ w_{ax}\ \ w_{ay}\ \ w_{az}\ \ w_{gx}\ \ w_{gy}\ \ w_{gz}\ \ \boldsymbol{0}_{1\times10}]^{\mathrm{T}}$$

其中,w_{ax},w_{ay},w_{az}为加速度计白噪声;w_{gx},w_{gy},w_{gz}为陀螺白噪声.

$$\boldsymbol{H}(t)=\begin{bmatrix}&1&0&0&0&v_z^{\mathrm{n}}&-v_y^{\mathrm{n}}&&-C_{11}v_{\mathrm{D}}&-C_{12}v_{\mathrm{D}}&-C_{13}v_{\mathrm{D}}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3}&0&1&0&-v_z^{\mathrm{n}}&0&v_x^{\mathrm{n}}&\boldsymbol{0}_{3\times7}&-C_{21}v_{\mathrm{D}}&-C_{22}v_{\mathrm{D}}&-C_{23}v_{\mathrm{D}}\\ &0&0&1&v_y^{\mathrm{n}}&-v_x^{\mathrm{n}}&0&&-C_{31}v_{\mathrm{D}}&-C_{32}v_{\mathrm{D}}&-C_{33}v_{\mathrm{D}}\end{bmatrix} \tag{19}$$

$\boldsymbol{V}(t)$表示量测噪声矢量,为 $N(0,R)$的高斯白噪声过程.

3 估计误差修正

组合导航过程中估计所得误差量用来进行反馈校正,由式(1)中误差量的定义可得导航参数误差估计量的修正如下:

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}&=\tilde{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}}-\delta\hat{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}}\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}&=[\boldsymbol{I}+(\hat{\boldsymbol{\varphi}}\times)]\tilde{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{n}}&=[\boldsymbol{I}+(\delta\hat{\boldsymbol{\theta}}\times)]\tilde{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{n}}\\ h&=\tilde{h}-\delta\hat{h}\end{aligned}\right\} \tag{20}$$

2 组合量测模型

组合导航过程中,惯性导航系统引入里程计输出速度信息转换到导航坐标系下与惯性导航解算输出速度进行比较,完成组合导航过程,观测量如下所示:

$$\Delta\boldsymbol{v}=\tilde{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}}-\tilde{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} \tag{13}$$

式中

$$\tilde{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}}=[\boldsymbol{I}-(\boldsymbol{\varphi}\times)]\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}(\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}}+\delta\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}}) \tag{14}$$

将式(14)右边展开,略去二阶小量,并与式(1)中第 1 式代入式(13)可得

$$\Delta\boldsymbol{v}=\delta\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}+(\boldsymbol{\varphi}\times)\boldsymbol{v}^{\mathrm{n}}-\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\delta\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}} \tag{15}$$

假设:

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix}C_{11}&C_{12}&C_{13}\\ C_{21}&C_{22}&C_{23}\\ C_{31}&C_{32}&C_{33}\end{bmatrix} \tag{16}$$

将式(16)、式(9)代入式(15),并将各分量展开,得

$$\begin{bmatrix}\Delta v_x\\ \Delta v_y\\ \Delta v_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\delta v_x^{\mathrm{n}}\\ \delta v_y^{\mathrm{n}}\\ \delta v_z^{\mathrm{n}}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0&v_z^{\mathrm{n}}&-v_y^{\mathrm{n}}\\ -v_z^{\mathrm{n}}&0&v_x^{\mathrm{n}}\\ v_y^{\mathrm{n}}&-v_x^{\mathrm{n}}&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\phi_x\\ \phi_y\\ \phi_z\end{bmatrix}+$$

$$\begin{bmatrix}-C_{11}v_{\mathrm{D}}&-C_{12}v_{\mathrm{D}}&-C_{13}v_{\mathrm{D}}\\ -C_{21}v_{\mathrm{D}}&-C_{22}v_{\mathrm{D}}&-C_{23}v_{\mathrm{D}}\\ -C_{31}v_{\mathrm{D}}&-C_{32}v_{\mathrm{D}}&-C_{33}v_{\mathrm{D}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta\alpha_{\psi}\\ \delta K_{\mathrm{D}}\\ \delta\alpha_{\theta}\end{bmatrix} \tag{17}$$

假设量测方程:

$$\boldsymbol{Z}(t)=\boldsymbol{H}(t)\boldsymbol{X}(t)+\boldsymbol{V}(t) \tag{18}$$

其中,量测矩阵表达如式(19):

式中,$\delta\hat{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}},\hat{\boldsymbol{\varphi}},\delta\hat{\boldsymbol{\theta}},\delta\hat{h}$ 分别为速度误差估计量、姿态误差估计量、位置误差估计量和高度误差估计量. 里程计误差估计量的修正方式如下:

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}}=\tilde{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{b}}-\begin{bmatrix}\delta\hat{\alpha}_{\psi}\\ \delta\hat{K}_{\mathrm{D}}\\ \delta\hat{\alpha}_{\theta}\end{bmatrix}v_{\mathrm{D}} \tag{21}$$

式中,$\delta\hat{\alpha}_{\psi},\delta\hat{K}_{\mathrm{D}}$ 和 $\delta\hat{\alpha}_{\theta}$ 为里程计相应误差系数估计量. 惯性器件误差估计量修正如下:

$$W_{\mathrm{i/bx}}^{\mathrm{b}}=\tilde{W}_{\mathrm{i/bx}}^{\mathrm{b}}-\hat{B}_{gx}\qquad W_{\mathrm{i/by}}^{\mathrm{b}}=\tilde{W}_{\mathrm{i/by}}^{\mathrm{b}}-\hat{B}_{gy}$$

$$W_{\mathrm{i/bz}}^{\mathrm{b}}=\tilde{W}_{\mathrm{i/bz}}^{\mathrm{b}}-\hat{B}_{gz}\qquad f_x^{\mathrm{b}}=\tilde{f}_x^{\mathrm{b}}-\hat{B}_{ax}$$

$$f_y^{\mathrm{b}}=\tilde{f}_y^{\mathrm{b}}-\hat{B}_{ay}\qquad f_z^{\mathrm{b}}=\tilde{f}_z^{\mathrm{b}}-\hat{B}_{az}$$

式中,$\tilde{W}^{b}_{i/bx}$,$\tilde{W}^{b}_{i/by}$,$\tilde{W}^{b}_{i/bz}$与 $W^{b}_{i/bx}$,$W^{b}_{i/by}$,$W^{b}_{i/bz}$分别为误差修正前后陀螺角速率信息;$\tilde{f}^{b}_{x}$,$\tilde{f}^{b}_{y}$,$\tilde{f}^{b}_{z}$ 与 f^{b}_{x},f^{b}_{y},f^{b}_{z}分别为误差修正前后加速度计信息;$\hat{B}_{gx}$,$\hat{B}_{gy}$,$\hat{B}_{gz}$与 $\hat{B}_{ax}$,$\hat{B}_{ay}$,$\hat{B}_{az}$分别为 3 个轴向陀螺与 3 个轴向加速度计输出误差估计量.

4　仿真验证

为了验证本文提出的捷联惯导/里程计组合导航方法,完成了应用此方法的组合导航仿真计算,同时完成了采用传统航位推算方法的导航仿真计算,并对两种方法的仿真计算结果进行了分析比较.

根据车体的典型运动在仿真计算中设置车体运动过程如下:①静态初始对准 300 s(车头初始朝向为北偏东 45°);②0.5 m/s^2 加速度加速运动 40 s;③匀速运动 600 s;④1.5(°)/h 左转弯 90°(60 s);⑤匀速运动 1 200 s;⑥1.5(°)/h 左转弯 90°(60 s);⑦匀速运动 1 600 s;⑧−0.5 m/s^2 加速度减速运动 40 s.

仿真计算过程中惯组与里程计误差设置如下:①陀螺:零偏 0.02(°)/h;噪声:0.002°/$\sqrt{\text{h}}$;②加速度计:零偏 50 μg;噪声:10 μg/$\sqrt{\text{Hz}}$;③里程计:标度误差:0.001;航向安装误差:3.6′;俯仰安装误差:3.6′.

完成仿真计算后,将相关计算结果列出.图 1 ~ 图 3 中分别给出了组合导航计算情况下,3 600 s导航过程中的水平姿态误差变化、方位误差变化以及位置误差变化;图 4 ~ 图 6 中分别给出了采用航位推算方法情况下,3 600 s 导航过程中的水平姿态误差变化、方位误差变化以及位置误差变化.

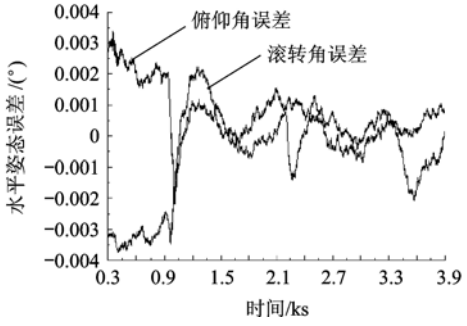


图 1　水平姿态误差(组合导航)

从仿真计算的结果可以看到:采用本文捷联惯导/里程计组合导航方法,惯导系统完成自对准后在组合导航过程中,对准误差(导航初始姿态误差)还能进一步得到有效的估计,整个组合导航过程中姿态精度与位置精度都能保持在一定的范围内,相对于航位推算方法的优势非常明显,有效地实现了自主高精度定位定向.

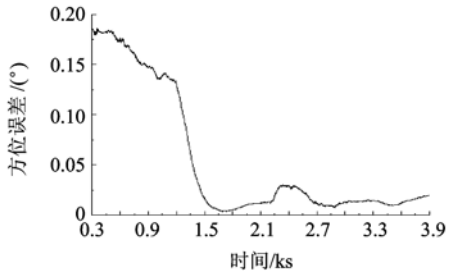


图 2　方位误差(组合导航)

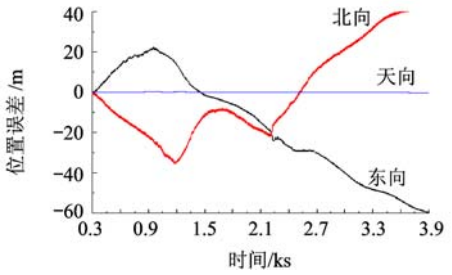


图 3　位置误差(组合导航)

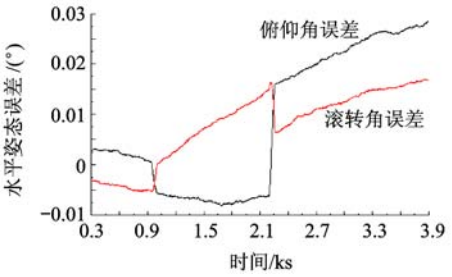


图 4　水平姿态误差(航位推算)

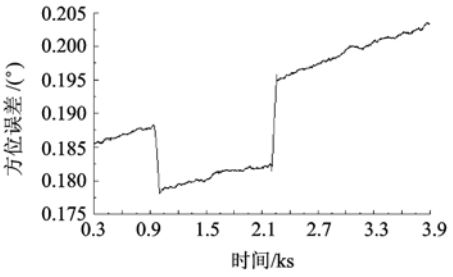


图 5　方位误差(航位推算)

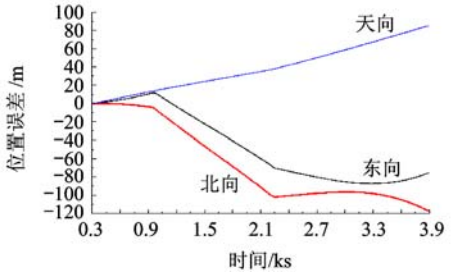


图 6　位置误差(航位推算)

5　结　论

本文采用卡尔曼滤波实现了捷联惯导/里程

计组合导航计算,组合导航误差模型建立过程中,惯导系统误差模型与里程计误差模型独立进行推导,通过量测矩阵建立惯导与里程计之间的组合关系;将里程计参数误差作为组合滤波器状态量,组合导航过程中可以进行误差在线估计,提高导航精度.

针对本文介绍的捷联惯导/里程计组合导航方法进行了仿真验证,并与传统航位推算方法进行了比对.从仿真结果可以看出:本文介绍的组合导航方法相对于航位推算方法得到了更高的导航精度,能有效实现自主高精度定位定向.

参考文献(References)

[1] 严恭敏. 车载自主定位定向系统研究[D]. 西安:西北工业大学自动化学院,2006
Yan Gongmin. Research of vehicle autonomous position and azimuth determining system[D]. Xi'an: Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, 2006 (in Chinese)

[2] 缪玲娟,李春明,郭振西,等. 陆用捷联惯导系统/里程计自主式组合导航技术[J]. 北京理工大学学报,2004,24(9):808-811
Miao Lingjuan, Li Chunming, Guo Zhenxi, et al. Independently integrated navigation system of SINS and distance-transfer-unit for land vehicles[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology,2004,24(9):808-811(in Chinese)

[3] 丁文娟,李岁劳,熊伟. 捷联惯导系统/里程计自主式车载组合导航系统研究[J]. 计测技术,2006,26(1):14-16
Ding Wenjuan, Li Suilao, Xiong Wei. Research on SINS/OD independently integrated navigation system for land vehicles[J]. Metrology & Measurement Technology,2006,26(1):14-16(in Chinese)

[4] 郭振西,缪玲娟,沈军. 里程计组合的捷联惯导系统运动基座对准研究[J]. 北京理工大学学报,2005,25(1):67-70
Guo Zhenxi, Miao Lingjuan, Shen Jun. Study on strapdown inetial navigation system moving base alignment with SINS/DTU integration [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2005,25(1):67-70(in Chinese)

[5] Rogers R M. Applied mathematics in integrated navigation systems[M]. Second Edition. 1801 Alexander Bell Drive, Reston, VA 20191: American Institude of Aeronautics and Astronautics, 2003:77-84

[6] Rogers R M. Velocity error representations in inertial navigation system error models[R]. AIAA-95-3193-CP,1995

[7] Hyun S H, Jang G L, Chan G P. In-flight alignment of SDINS under large initial heading error[R]. AIAA GNC Conf,2001:1-6

(编 辑:赵海容)

(上接第 921 页)

[6] Lien J P, York A, Fang T, et al. Modeling piezoelectric actuators with hysteretic recurrent neural networks [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2010, 163(2): 516-525

[7] Mao J Q, Ding H S. Intelligent modeling and control for rate-dependent hysteresis system [J]. Science in China (Series F: Information Sciences), 2009, 39(3): 289-304

[8] Zhang X L, Tan Y H, Su M Y, et al. Neural networks based identification and compensation of rate-dependent hysteresis in piezoelectric actuators [J]. Physica B: Condensed Matter, 2010, 405(12): 2687-2693

[9] Chen X K, Hisayama T, Su C Y. Pseudo-inverse-based adaptive control for uncertain discrete time systems preceded by hysteresis [J]. Automatica, 2009, 45(2): 469-476

[10] Feng Y, Rabbath C A, Hong H, et al. Robust control for shape memory alloy micro-actuators based flap positioning system [C]//Gero P. Proceedings of the American Control Conference, Baltimore: IEEE, 2010: 4181-4186

[11] Oates W S, Smith R C. Nonlinear optimal control techniques for vibration attenuation using magnetostrictive actuators [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2008, 19(2): 193-209

[12] Eskinat E, Johnson S H, Luyben W L. Use of Hammerstein models in identification of nonlinear systems [J]. AIChE Journal, 1991, 37(2): 255-268

[13] Rochdi Y, Giri F, Gning J B, et al. Identification of block-oriented systems in the presence of nonparametric input nonlinearities of switch and backlash types [J]. Automatica, 2010, 46(5): 864-877

[14] Suykens J A K, Gestel T V, Brabantor J D, et al. Least squares support vector machines [M]. New York: World Scientific, 2002: 196-201

[15] Shi Y H, Eberhart R C. Empirical study of particle swarm optimization [C]//Shi Y H. Proceedings of Congress on Evolutionary Computation. Washington: IEEE, 1999: 1945-1950

[16] Mao J Q, Ding H S, Ma Y H. Fuzzy dynamic model of a giant magnetostrictive actuator [J]. Materials Science Forum, 2007, 546-549: 2183-2188

[17] Zhang H B, Jiang C B, Wang Z B, et al. Effect of compressive stress on magnetostriction hysteresis of <110> oriented $Tb_{0.29}Dy_{0.48}Ho_{0.23}Fe_2$ crystal [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2009, 475(1/2): 35-37

[18] Hunt K J, Sbarbaro D. Neural networks for nonlinear internal model control [J]. IEE Proceedings-D of Control Theory and Applications, 1991, 138(5): 431-438

(编 辑:刘登敏)