SINS在摇摆基座上的快速精确对准方法

王新龙 马 闪 王海涌

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 基座摇摆运动及产生的杆臂效应误差是影响舰载武器对准精度和快速性的关键因素. 基于摇摆基座上舰载武器捷联惯导系统SINS(Strapdown Inertial Naviagtion System)初始对准的特点,分析了杆臂效应的产生机理及杆臂效应干扰加速度的补偿方法. 在研究利用参数辨识法代替卡尔曼滤波进行摇摆基座SINS初始对准方法基础上,考虑工程应用实际情况,进而提出了利用一种参数辨识法进行摇摆基座初始对准的改进方案;最后,通过仿真验证表明采用改进参数辨识方法进行舰载武器SINS对准,不仅能提高对准的精度,而且可提高对准的快速性. 研究结果可为舰载武器初始对准方案的选择与设计提供理论参考.

关 键 词: 惯性导航系统; 对准; 最小二乘估计; 误差补偿

中图分类号: U 666.11

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)01-0091-05

Fast and precise initial alignment of strapdown inertial navigation system on rolling base

Wang Xinlong Ma Shan Wang Haiyong

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The rolling base and the lever arm error are major factors affecting the performance of carrier weapons. Based on the initial alignment characteristic of strapdown inertial navigation system (SINS) on carrier weapons, the mechanism and compensatory method of the lever arm were analyzed. The feasibility of replacing the Kalman filtering by parameter identification to align a strapdown inertial naviagtion system SINS on a rolling base was thoroughly investigated. Taking into account instances of the real engineering applications, an improved parameter identification method to align a SINS was proposed. Furthermore, the improved parameter identification method to align strapdown inertial navigation system on a rolling base was studied via simulations. The precision of initial alignment can be improved, as well as speediness. The investigative results would offer the principle foundation for design and choice of the alignment schemes of SINS for carrier weapons.

Key words: inertial navigation systems; alignment; least squares approximations; error compensation

由于舰船即使在系泊状态下,仍会因风浪影响而不停地晃动,因此在陀螺仪的输出中除了包含地球自转角速率分量外,还包含舰船摇摆等角速度信息;另外,惯性元件的安装位置偏离舰船摇摆中心,使得加速度计的输出中不但包含有姿态角的变化信息,还包含有由杆臂效应引起的干扰误差. 可见,由于舰载武器的对准是在晃动基座上进行的,其相对地面静基座和空中动基座对准要复杂得多[1-2].

卡尔曼滤波通常用于解决SINS(Strapdown Inertial Naviagtion System)的初始对准问题,它通过将数学平台偏离导航坐标系的失准角估计出

收稿日期: 2008-02-27

基金项目: 水下信息处理与控制国防科技重点实验室基金资助项目(51448020105HK0101)

作者简介: 王新龙(1969—),男,陕西渭南人,副教授,xlwon@163.com.

来,以校正姿态矩阵使数学平台与导航坐标系精确对准.然而,应用卡尔曼滤波时需要系统噪声统计模型及晃动模型的验前知识,而且要求系统噪声和量测噪声为已知量级的白噪声序列.而对于风浪、阵风或人员走动等干扰下运动的舰船,这些摇摆运动引起载体轴的不断变化,使SINS的姿态矩阵为时变矩阵,其系统噪声也为时变噪声.从而在摇摆基座上应用卡尔曼滤波进行初始对准时,事前建立的系统模型、量测模型以及噪声特点往往不能满足卡尔曼滤波器的使用要求,从而使这种对准方法的精度和工程实用性大打折扣.

基于此,本文分析研究了采用参数辨识法实现摇摆基座快速精确初始对准的方法.

1 摇摆基座数学模型及杆臂效应机理

1.1 三轴摇摆基座数学模型

取三轴摇摆运动为绕载体航向轴、纵摇轴和横摇轴以正弦规律的运动,其数学模型为

$$\left.\begin{aligned}\theta_{\mathrm{h}} &= \theta_{\mathrm{hm}}\sin(\omega_{\mathrm{h}}t+\phi_{\mathrm{h}})\\ \theta_{\mathrm{p}} &= \theta_{\mathrm{pm}}\sin(\omega_{\mathrm{p}}t+\phi_{\mathrm{v}})\\ \theta_{\mathrm{r}} &= \theta_{\mathrm{rm}}\sin(\omega_{\mathrm{r}}t+\phi_{\mathrm{r}})\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中,θ_{h},θ_{p},θ_{r} 分别表示载体绕航向轴、纵摇轴和横摇轴的摇摆角变量;θ_{hm},θ_{pm},θ_{rm} 分别表示绕三轴的摇摆角幅值;ω_{h},ω_{p},ω_{r} 分别为绕三轴摇摆的角频率;ϕ_{h},ϕ_{p},ϕ_{r} 分别表示相应的初始相位;而 $\omega_i=2\pi/T_i$,$i=\mathrm{h},\mathrm{p},\mathrm{r}$;$T_{\mathrm{h}}$,$T_{\mathrm{p}}$,$T_{\mathrm{r}}$ 分别表示绕三轴的摇摆周期.

1.2 杆臂效应的产生机理及补偿方法

杆臂效应是由于惯性测量组件安装位置与载体中心不重合而引起加速度计输出中的干扰加速度,它相当于加速度计的附加测量误差.设安装在载体上的惯性测量组件其加速度计偏离摇摆中心的距离(杆臂长度)为 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}$,则由杆臂效应产生的加速度计测量误差为

$$\Delta\boldsymbol{f}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}=\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{r}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}^{\mathrm{b}})=$$

$$\begin{bmatrix}-(\omega_y^2+\omega_z^2) & \omega_x\omega_y-\dot{\omega}_z & \omega_x\omega_z+\dot{\omega}_y\\ \omega_x\omega_y+\dot{\omega}_z & -(\omega_x^2+\omega_z^2) & \omega_y\omega_x-\dot{\omega}_x\\ \omega_x\omega_z-\dot{\omega}_y & \omega_y\omega_x-\dot{\omega}_x & -(\omega_x^2+\omega_y^2)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}r_{\mathrm{p}x}^{\mathrm{b}}\\ r_{\mathrm{p}y}^{\mathrm{b}}\\ r_{\mathrm{p}z}^{\mathrm{b}}\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中,$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$ 为载体系b相对于惯性系i的运动角加速度.

1.3 杆臂效应误差的补偿方法

舰船航行时,由风浪引起的摇摆运动是不可消除的,而保证舰载武器SINS的加速度计处于舰船摇摆中心是不可能的,因此加速度计的输出将不可避免地包含着由杆臂效应产生的干扰加速度.如果直接使用加速度计的输出或其积分作为量测量对SINS进行对准,势必会影响对准的精度.因此,在摇摆基座对准时,首先需要消除杆臂效应的影响.杆臂效应干扰加速度的消除方法,主要有两种:

1) 动力学补偿方法

从式(2)可以看出,当已知杆臂长度 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}^{\mathrm{b}}$、角速度 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$ 和角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$ 时,就可以计算出杆臂效应加速度,然后从加速度计的输出信号中将干扰加速度分量补偿掉,这就是动力学补偿法的基本思想[3].其中,角速度 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$ 和角加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$ 可由陀螺的输出得到;而确定杆臂长度 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}^{\mathrm{b}}$ 则比较困难,因载体的摇摆中心是由其外形和有效载荷决定的,它会随不同情况而发生变化.因此,这种补偿方法的关键是如何能精确地检测杆臂长度.

在确定杆臂长度时,当忽略地球自转的影响,重力加速度在当地的大小和方向是不变的,由数学平台确定的导航系n相对惯性空间保持方向不变,从而可认为重力加速度在数学平台的分量不变.于是,在两个不同的时刻 t_1 和 t_2 加速度计各测一组比力值,将其转换到导航系中,重力加速度分量 $\boldsymbol{g}_1^{\mathrm{n}}$ 和 $\boldsymbol{g}_2^{\mathrm{n}}$ 应当相同.但因基座的摇摆,在先后两次的测量中,载体相对导航系产生转动,则杆臂效应干扰加速度也会发生变化.则由这两次测量分别得到

$$\boldsymbol{f}_1^{\mathrm{n}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{b1}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{f}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b1}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{b1}}^{\mathrm{n}}(\boldsymbol{g}^{\mathrm{b1}}+\Delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b1}})=\boldsymbol{g}_1^{\mathrm{n}}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{b1}}^{\mathrm{n}}\Delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b1}}$$

$$\boldsymbol{f}_2^{\mathrm{n}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{b2}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{f}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b2}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{b2}}^{\mathrm{n}}(\boldsymbol{g}^{\mathrm{b2}}+\Delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b2}})=\boldsymbol{g}_2^{\mathrm{n}}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{b2}}^{\mathrm{n}}\Delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b2}}$$

因 $\boldsymbol{g}_1^{\mathrm{n}}=\boldsymbol{g}_2^{\mathrm{n}}$,将上述两式相减,

$$\boldsymbol{f}_2^{\mathrm{n}}-\boldsymbol{f}_1^{\mathrm{n}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{b2}}^{\mathrm{n}}\Delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b2}}-\boldsymbol{C}_{\mathrm{b1}}^{\mathrm{n}}\Delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b1}}$$

由式(2)可知

$$\Delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b1}}\overset{\Delta}{=}\boldsymbol{M}_1[r_{\mathrm{p}x}^{\mathrm{b}}\quad r_{\mathrm{p}y}^{\mathrm{b}}\quad r_{\mathrm{p}x}^{\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}}$$

$$\Delta\boldsymbol{f}^{\mathrm{b2}}\overset{\Delta}{=}\boldsymbol{M}_2[r_{\mathrm{p}x}^{\mathrm{b}}\quad r_{\mathrm{p}y}^{\mathrm{b}}\quad r_{\mathrm{p}x}^{\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}}$$

则

$$\begin{bmatrix}r_{\mathrm{p}x}^{\mathrm{b}}\\ r_{\mathrm{p}y}^{\mathrm{b}}\\ r_{\mathrm{p}x}^{\mathrm{b}}\end{bmatrix}=(\boldsymbol{C}_{\mathrm{b2}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{M}_2-\boldsymbol{C}_{\mathrm{b1}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{M}_1)^{-1}(\boldsymbol{f}_2^{\mathrm{n}}-\boldsymbol{f}_1^{\mathrm{n}}) \tag{3}$$

这样,由式(3)得到杆臂长度,然后按式(2)解算杆臂效应干扰加速度并进行补偿.

2) 低通滤波器法

根据杆臂效应的产生机理,由其产生的干扰加速度属于高频信号,而SINS的振荡是以舒拉周期和地球自转周期为主的低频振荡.因此可根据摇摆模型设计一个低通滤波器,将其放在加速度计的输出之后及导航解算之前,通过合理选择

截止频率,可以有效地抑制杆臂效应干扰加速度的影响.

2　参数辨识法自主对准方法

2.1　参数辨识法自主对准的原理

利用参数辨识法对准的基本原理[4]是:根据 SINS 数学平台失准角的变化规律,将 SINS 的对准问题转化为参数辨识问题;然后,利用建立的数学平台将加速度计的输出变换到导航系中,积分得到速度误差;再利用速度误差与平台失准角和陀螺漂移的关系,提取速度误差随时间变化的多项式系数,从而确定出 SINS 的数学平台失准角.

SINS 的数学平台失准角满足以下微分方程:

$$\begin{bmatrix}\dot{\phi}_E\\ \dot{\phi}_N\\ \dot{\phi}_U\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & \Omega_U & -\Omega_N\\ -\Omega_U & 0 & 0\\ \Omega_N & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\phi_E\\ \phi_N\\ \phi_U\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\varepsilon_E+W_E\\ \varepsilon_N+W_N\\ \varepsilon_U+W_U\end{bmatrix} \tag{4}$$

式中,ϕ_E,ϕ_N 和 ϕ_U 为数学平台 3 个方向的失准角;$\Omega_N=\omega_{ie}\cos L$;$\Omega_U=\omega_e\sin L$;$\varepsilon_E$,$\varepsilon_N$ 和 ε_U 为陀螺仪等效随机常值漂移;W_E,W_N 和 W_U 为陀螺仪等效随机漂移;ω_{ie}为地球自转角速率;L 为当地纬度.

由于陀螺等效随机漂移的交变性,由其引起的姿态角误差极其微小,可以忽略,因此姿态角误差与晃动环境无关,仅由其初值和陀螺常值等效漂移确定,这样就将 SINS 的对准问题转化为参数辨识问题.求解式(4),可得

$$\left.\begin{aligned}\phi_E(t)&=\phi_{E0}+u_E t+\\ &\quad 0.5t^2\omega_{ie}(u_N\sin L-u_U\cos L)\\ \phi_N(t)&=\phi_{N0}+u_N t-0.5t^2u_E\omega_{ie}\sin L\\ \phi_U(t)&=\phi_{U0}+u_U t+0.5t^2u_E\omega_{ie}\cos L\end{aligned}\right\} \tag{5}$$

式中,ϕ_{E0},ϕ_{N0},ϕ_{U0}分别为 ϕ_E,ϕ_N,ϕ_U 的初值.

$$\left.\begin{aligned}u_E&=\phi_{N0}\omega_{ie}\sin L-\phi_{U0}\omega_{ie}\cos L-\varepsilon_E\\ u_N&=-\phi_{E0}\omega_{ie}\sin L-\varepsilon_N\\ u_U&=\phi_{E0}\omega_{ie}\cos L-\varepsilon_U\end{aligned}\right\} \tag{6}$$

SINS 的水平通道速度误差可表示为

$$\begin{cases}\dot{V}_E(t)=-g\phi_N+f_{DE}+\nabla_E+W'_E\\ \dot{V}_N(t)=g\phi_E+f_{DN}+\nabla_N+W'_N\end{cases}$$

式中,f_{DE}和 f_{DN}为等效杆臂效应干扰加速度;∇_E 和 ∇_N 为等效加速度计常值偏置误差;W'_E 和 W'_N 为等效加速度计随机误差.

将式(5)代入上式,可得

$$\left.\begin{aligned}V_E(t)&=a_{1E}t+a_{2E}t^2+a_{3E}t^3+V_{DE}+V'_E\\ V_N(t)&=a_{1N}t+a_{2N}t^2+a_{3N}t^3+V_{DN}+V'_N\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

式中,V_{DE}和 V_{DN}由等效杆臂效应干扰加速度积分获得;V'_E 和 V'_N 由等效加速度计随机误差积分获得;参数 a_{1E},a_{2E},a_{3E},a_{1N},a_{2N},a_{3N}分别为

$$\left.\begin{aligned}a_{1E}&=\nabla_E-g\phi_{N0}\\ a_{2E}&=-0.5gu_N\\ a_{3E}&=g\omega_{ie}u_E\sin L/6\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

$$\left.\begin{aligned}a_{1N}&=\nabla_N+g\phi_{E0}\\ a_{2N}&=0.5gu_E\\ a_{3N}&=g\omega_{ie}(u_N\sin L-u_U\cos L)/6\end{aligned}\right\} \tag{9}$$

因这 6 个参数为常值,所以可采用最小二乘参数辨识法进行估计.

定义:

$$\boldsymbol{\Theta}_E=[a_{1E}\quad a_{2E}\quad a_{3E}]^T$$
$$\boldsymbol{\Theta}_N=[a_{1N}\quad a_{2N}\quad a_{3N}]^T$$

则由 $\boldsymbol{\Theta}_E$ 和 $\boldsymbol{\Theta}_N$ 构成的系统方程和量测方程分别为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Theta}_E(k+1)=\boldsymbol{\Theta}_E(k)\\ V_E(k)=\boldsymbol{H}(k)\boldsymbol{\Theta}_E(k)+V_{DE}(k)+V'_E(k)\end{cases}$$
$$\begin{cases}\boldsymbol{\Theta}_N(k+1)=\boldsymbol{\Theta}_N(k)\\ V_N(k)=\boldsymbol{H}(k)\boldsymbol{\Theta}_N(k)+V_{DN}(k)+V'_N(k)\end{cases}$$

式中,$\boldsymbol{H}(k)=[kT\quad (kT)^2\quad (kT)^3]$.

则 $\hat{\boldsymbol{\Theta}}$ 的递推关系式为

$$\left.\begin{aligned}\hat{\boldsymbol{\Theta}}(k+1)&=\hat{\boldsymbol{\Theta}}(k)+\boldsymbol{P}(k)\boldsymbol{H}^T(k+1)\cdot\\ &\quad\boldsymbol{\Gamma}(k+1)[\boldsymbol{V}(k+1)-\boldsymbol{H}(k+1)\hat{\boldsymbol{\Theta}}(k)]\\ \boldsymbol{P}(k+1)&=\boldsymbol{P}(k)-\boldsymbol{\Gamma}(k+1)\boldsymbol{P}(k)\cdot\\ &\quad\boldsymbol{H}^T(k+1)\boldsymbol{H}(k+1)\boldsymbol{P}(k)\\ \boldsymbol{\Gamma}(k+1)&=[\boldsymbol{I}+\boldsymbol{H}(k+1)\boldsymbol{P}(k)\boldsymbol{H}^T(k+1)]^{-1}\end{aligned}\right\} \tag{10}$$

由式(10)首先对参数 a_{1E},a_{2E},a_{3E},a_{1N},a_{2N},a_{3N}进行估计,然后根据式(8)和式(9)求得 ϕ_{E0},ϕ_{N0},u_E,u_N,u_U,再根据式(6)可得 ϕ_{U0}.将这些求得的量代入式(5),便可以求得 $\phi_E(t)$,$\phi_N(t)$,$\phi_U(t)$.

2.2　参数辨识法自主对准的进一步改进

上述利用参数辨识实现摇摆基座对准方法的前提是需要预先对杆臂效应干扰加速度进行补偿.在运用动力学方法时,首先要计算杆臂长度,上述计算方法中,计算精度受到加速度计误差、陀螺仪漂移和姿态精度的影响;其次,需要提供角加速度信号,由角速度微分计算角加速度容易引起计算误差,如果使用角加速度传感器来提供角加速度,则会增加 SINS 的复杂程度[5].而应用低通滤波进行处理,则会损害对准精度.

对于摇摆运动模型式(1),杆臂效应速度 V_{DE}

和 V_{DN} 是由作简谐波动的等效干扰加速度积分获得，没有随时间增长的趋势. 因此，可在进行参数估计的同时，直接对杆臂效应速度 V_{DE} 和 V_{DN} 进行估计，而不需要事先对杆臂效应干扰加速度进行补偿或预滤波处理，从而避免了计算杆臂长度的困难及低通滤波对精度的影响. 基于此，对上述的参数辨识法作如下改进：

应用式(7)～式(9)，为了在参数估计的同时，直接对 V_{DE} 和 V_{DN} 进行估计，可定义

$$\boldsymbol{\Theta}_E=[V_{DE}\quad a_{1E}\quad a_{2E}\quad a_{3E}]^T$$

$$\boldsymbol{\Theta}_N=[V_{DN}\quad a_{1N}\quad a_{2N}\quad a_{3N}]^T$$

则 $\boldsymbol{\Theta}_E$ 和 $\boldsymbol{\Theta}_N$ 构成的系统状态方程和量测方程为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Theta}_E(k+1)=\boldsymbol{\Theta}_E(k)\\ V_E(k)=\boldsymbol{H}(k)\boldsymbol{\Theta}_E(k)+V'_E(k)\end{cases}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Theta}_N(k+1)=\boldsymbol{\Theta}_N(k)\\ V_N(k)=\boldsymbol{H}(k)\boldsymbol{\Theta}_N(k)+V'_N(k)\end{cases}$$

式中，$\boldsymbol{H}(k)=[1\quad kT\quad (kT)^3]$.

作上述改进后，采用式(10)估计出参数 a_{1E}，a_{2E}，a_{3E}，a_{1N}，a_{2N}，a_{3N}，然后根据式(7)、式(8)可得 ϕ_{E0}，ϕ_{N0}，u_E，u_N，u_U，再根据式(6)可得 ϕ_{U0}，将上述数值代入式(5)，便可以求得 $\phi_E(t)$，$\phi_N(t)$，$\phi_U(t)$.

3 仿真结果及分析

仿真时，取杆臂长度 $\boldsymbol{r}_p^b=[4\quad 1\quad 2]^T$ m；初始失准角 ϕ_E，ϕ_N 和 ϕ_U 均取为 1°；陀螺仪常值漂移为 0.02 (°)/h，随机漂移标准差为 0.01 (°)/h；加速度计的常值偏置为 1×10^{-4} g，随机偏置标准差为 5×10^{-5} g·$\sqrt{\text{s}}$. 载体三轴摇摆角幅值 $\theta_{bm}=3°$，$\theta_{pm}=3°$，$\theta_{rm}=7°$；摇摆周期 $T_h=8$ s，$T_p=10$ s，$T_r=10$ s；当地纬度 $L=45°$.

根据以上条件，得到的仿真结果图 1 和图 2 为未考虑杆臂效应时，参数辨识法对 SINS 失准角的估计结果，图 3 和图 4 为改进参数辨识法对失准角的估计结果(因篇幅所限及东向与北向失准角情况相似，图示只给出了东向与方位失准角). 可以看出：

1) 图 1～图 4 中，东向失准角(或北向失准角)收敛速度较快，方位失准角收敛较慢. 这是由于水平失准角与速度误差随时间变化的一次方成正比，在量测量中最先体现出来，因此在辨识过程中能够很快提取出来.

2) 杆臂效应产生的加速度是一种有害加速度，它的存在，使得速度误差观测量中的信噪比减小，导致参数辨识时间延长和对准精度降低. 所以在图 1 和图 2 中，未对杆臂效应进行补偿时，对准速度较慢，尤其是方位失准角在对准结束时的误差较大，分别为：东向 3.99′、北向 3.86′、方位 215.3′. 因此，由杆臂效应引起的干扰加速度不能

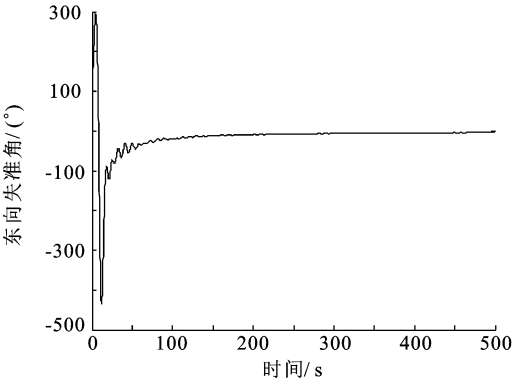

图 1 东向失准角的估计(参数辨识法)

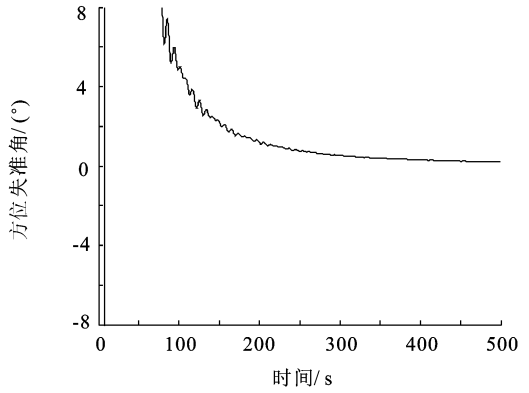

图 2 方位失准角的估计(参数辨识法)

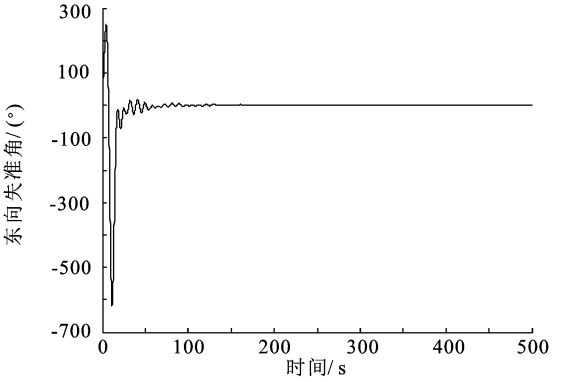

图 3 东向失准角的估计(改进参数辨识法)

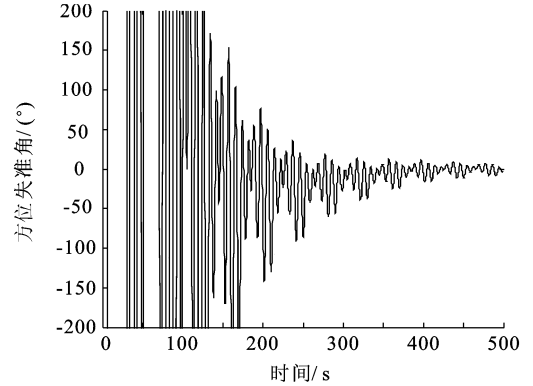

图 4 方位失准角的估计(改进参数辨识法)

忽视.

3) 因改进参数辨识法在对参数进行估计的同时,直接对杆臂效应速度 V_{DE} 和 V_{DN} 进行估计,从而有效地消除了杆臂效应误差的影响.从图 3 和图 4 可见,在同样的杆臂长度和摇摆幅度下,不仅改进参数辨识法较未考虑杆臂效应时的对准精度得到大幅提高,对准结束时 3 个失准角分别为:东向 0.0751′、北向 0.9471′、方位 3.5866′.而且,改进参数辨识法不需要事先对杆臂效应干扰加速度进行补偿或预滤波处理,没有计算杆臂长度的困难和低通滤波损害对准精度的问题,减小了计算量,也相应地提高了快速性.

从应用角度来看,在对杆臂效应补偿时,动力学补偿法在计算角加速度的微分时容易引起较大误差.低通滤波方法使用时存在两方面的问题:①数字滤波器的引入会对系统带来延迟误差;②无法选取一个合理的截止频率.但低通滤波器实现比较简单,在对准精度要求不高时可以应用.利用改进参数辨识法进行摇摆基座 SINS 的对准,在对参数进行估计的同时,直接对杆臂效应速度进行估计,从而有效地消除了杆臂效应误差的影响.实际工程应用时,可根据舰载武器 SINS 的对准条件及要求,合理选择对准方案.

4　结　论

本文研究了一种采用参数辨识法代替卡尔曼滤波实现 SINS 在摇摆基座上的快速精确对准方法.考虑到工程应用的可行性,利用杆臂效应速度是由简谐波动的等效干扰加速度积分获得的,没有随时间增长趋势的特点,从而可在对 3 个失准角参数进行估计的同时,直接对杆臂效应速度进行估计,而无需事先对杆臂效应干扰加速度进行补偿或预滤波处理,不仅提高了对准的精度,而且使对准的快速性也得到提高.研究结果可为进行舰载武器捷联惯导系统初始对准方案的设计提供参考依据.

参考文献(References)

[1] 周丽弦,崔中兴.系泊状态下舰载导弹自主式初始对准研究[J].北京航空航天大学学报,2002, 28(1): 86－89
Zhou Lixian, Cui Zhongxing. Independent initial alignment of marine strapdown inertial navigation system in moorage [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 86－89(in Chinese)

[2] 袁信,倪永锡.晃动基座上捷联式惯导系统的对准与标定[J].航空学报,1988,9(8):338－345
Yuan Xin, Ni Yongxi. Alignment and calibration of strapdown inertial navigation system in a swaying vehicle[J]. Journal of Astronautica,1988,9(8): 338－345(in Chinese)

[3] 任思聪,雷宝权.一种在摇摆基座上补偿平台干扰加速度的有效方案[J].西北工业大学学报,1990,8(4): 446－452
Ren Sicong, Lei Baoquan. Scheme of compensation for acceleration disturbance for platform on swing base[J]. Journal of Northwestern Ploytechnical University, 1990, 8(4): 446－452(in Chinese)

[4] 秦永元,张洪钺,汪叔华.卡尔曼滤波与组合导航系统原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,1998
Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Principle of Kalman filtering and integrated navigation[M]. Xi'an: Press of Northwestern Ploytechnical University, 1988(in Chinese)

[5] 秦永元. 捷联惯导系统初始对准的参数辨识法[J].中国惯性技术学报, 1990(0): 1－16
Qin Yongyuan. Parameters identification method of the alignment of a strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 1990(0): 1－16(in Chinese)

(责任编辑:张　嵘)