

文章编号: 1001-0920(2011)03-0402-05

## 大方位失准角传递对准非线性模型研究

高青伟<sup>a</sup>, 赵国荣<sup>b</sup>, 吴芳<sup>c</sup>

(海军航空工程学院 a. 指挥系, b. 控制工程系, c. 电子信息工程系, 山东烟台 264001)

**摘要:** 针对惯导系统大方位失准角传递对准的非线性误差方程不准确问题, 同时考虑杆臂效应和挠曲变形两种主要误差因素来建立挠曲变形和杆臂效应加速度一体化误差模型, 从而完善惯导系统大方位失准角传递对准非线性模型. 针对非线性滤波的稳定性和快速性问题, 采用比例修正无味卡尔曼(UKF)滤波模型估计姿态失准角, 并采用速度匹配算法对模型的正确性和滤波的有效性进行仿真验证. 结果表明, 该模型在大方位失准角传递对准时可以满足对准精度和时间的要求.

**关键词:** 传递对准; 挠曲变形; 杆臂效应; 速度匹配; 惯性导航系统; 初始对准

中图分类号: U666.1

文献标识码: A

## Research on nonlinear error model of transfer alignment with large azimuth misalignment angle

GAO Qing-wei<sup>a</sup>, ZHAO Guo-rong<sup>b</sup>, WU Fang<sup>c</sup>

(a. Department of Command, b. Department of Control Engineering, c. Department of Electronic Engineering Information, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China. Correspondent: GAO Qing-wei, E-mail: gaoqingwei1015@yahoo.com.cn)

**Abstract:** In order to solve the inaccuracy of nonlinear error model of inertial navigation system(INS) transfer alignment with large azimuth misalignment, two major factors are taken into account, which are flexure and lever-arm effect. An incorporate acceleration error model of these factors is built, which make the nonlinear error model of transfer alignment accurate. In view of stability and rapidity of nonlinear filter, the scaled correctional unscented Kalman filter(UKF) is used to estimate attitude misalignment. The velocity matching is used to validate the inaccuracy of nonlinear error model and validity of nonlinear filter. The simulation results show that this model can meet the precision and time request in transfer alignment with large azimuth misalignment.

**Key words:** transfer alignment; flexure; lever-arm effect; velocity matching; inertial navigation system; initial alignment

### 1 引言

惯导系统在进入导航工作状态之前, 首先进行初始对准, 使惯导系统建立起准确的导航坐标系. 传递对准是利用载舰高精度惯导系统(主惯导)的信息对准弹载或机载低精度惯导系统(子惯导)的一种初始对准方法<sup>[1-2]</sup>. 对于惯性导航系统, 建立准确的误差方程是采用滤波技术进行对准和标定的基础, 若系统模型存在误差, 则会影响滤波精度, 甚至使滤波发散<sup>[3]</sup>.

载舰的挠曲变形和杆臂效应是影响舰载机惯导系统传递对准精度和时间的主要误差因素, 现有关于大方位失准角传递对准非线性模型的文献<sup>[4-6]</sup>, 大都

分别研究这两种误差因素的影响, 甚至忽略了这两种误差因素的影响. 然而, 实际过程中挠曲变形会使杆臂长度随挠曲变形角而变化. 为此, 本文针对大方位失准角下的传递对准问题, 综合考虑挠曲变形和杆臂效应, 建立了一体化加速度误差模型, 以完善大方位失准角传递对准非线性误差模型. 同时, 针对非线性模型的滤波问题, 利用比例修正 UKF 滤波算法对模型进行了仿真验证.

### 2 传递对准主要误差源模型

#### 2.1 挠曲变形误差源

载舰在水中航行时, 受海浪冲击、阵风扰动、发

收稿日期: 2009-12-10; 修回日期: 2010-02-18.

基金项目: 国家十一五预研项目(51309060401); 国家自然科学基金项目(60874112).

作者简介: 高青伟(1978-), 男, 讲师, 博士生, 从事惯性导航、初始对准的研究; 赵国荣(1964-), 男, 教授, 博士生导师, 从事导航、制导与控制等研究.

动机噪声以及温度场变化等因素的影响,势必会发生自身弹性形变.

甲板的挠曲变形角可看作由随机力函数激发的随机变量,即白噪声激励的马尔可夫过程.考虑二阶马尔可夫过程,模型如下<sup>[8-10]</sup>:

$$\ddot{\theta}_i + 2\beta_i \dot{\theta}_i + \beta_i^2 \theta_i = \eta_i, \quad i = x, y, z. \quad (1)$$

式中各参数的具体含义见文献[8-10].

### 2.2 杆臂效应误差源

传统意义上的杆臂效应是指:由于惯性安装位置与载体摇摆中心不重合,运动对象处于摇摆状态时产生的法向加速度和切向加速度所引起的加速度计的测量误差<sup>[11]</sup>.

杆臂效应原理如图1所示.

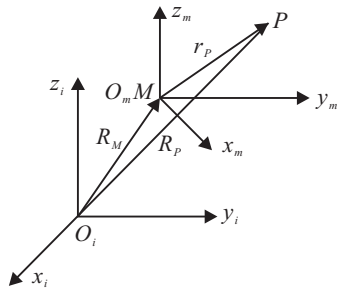


图1 杆臂效应原理图

图1中:  $O_m$  为载舰实际摇摆运动中心,假设主导安装位置  $M$  与  $O_m$  重合;通常,子惯导系统的安装位置  $P$  与  $M$  位置不重合,用  $r_P$  表示二者之间的相对位置;  $R_M$  表示主惯导系统在惯性参考坐标系中的位置,  $R_P$  表示子惯导系统在惯性参考坐标系中的位置.模型如下<sup>[4]</sup>:

$$\left. \frac{d^2 R_P}{dt^2} \right|_i = \frac{d^2 R_M}{dt^2} + \ddot{r}_P + 2\omega_{im} \times \dot{r}_P + \omega_{im} \times r_P + \omega_{im} \times (\omega_{im} \times r_P). \quad (2)$$

在传递对准过程中,当载舰处于系泊状态时,  $R_O$  是固定的,即

$$\frac{d^2 R_M}{dt^2} = 0.$$

此时受船体挠曲变形的影响,杆臂长度  $r_P$  不再固定不变,而是随着弹性变形角变化,即  $\ddot{r}_P \neq 0, \dot{r}_P \neq 0$ .

### 2.3 杆臂效应与挠曲变形一体化模型

下面推导挠曲变形和杆臂效应加速度一体化数学模型.假设初始杆臂长度在导航坐标系内的投影为  $r_0 = [x_0 \ y_0 \ z_0]^T$ ,挠曲变形引起的3个轴的转动角度为  $\theta = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T$ .

以绕  $Z$  轴的挠曲变形角  $\theta_z$  为例,研究挠曲变形对杆臂效应的加速度影响.如图2所示,弧长  $OA$  为挠曲变形  $\theta_z$  影响下的杆臂长度  $OD$ ,线段  $AC$  为  $\theta_z$  引起的杆臂坐标在  $Y$  轴的变化量,线段  $CD$  为  $\theta_z$  引起的杆

臂坐标在  $X$  轴的变化量.可得

$$\begin{cases} OO_1 = x_0/2\theta_z, \\ OB = x_0 \sin \theta_z / 2\theta_z, \\ OA = x_0 \sin \theta_z / \theta_z, \\ AC \approx x_0 \sin^2 \theta_z / \theta_z, \\ CD \approx x_0 \sin \theta_z \cos \theta_z / \theta_z. \end{cases} \quad (3)$$

所以,绕  $Z$  轴向的挠曲变形角  $\theta_z$  引起的  $Y$  轴向的杆臂坐标的变化量为  $x_0 \sin^2 \theta_z / \theta_z$ ,引起  $X$  轴向的杆臂坐标的变化量为  $x_0 \sin \theta_z \cos \theta_z / \theta_z - x_0$ .同理,可得挠曲变形角  $\theta_y, \theta_x$  所引起的杆臂坐标的变化量.考虑挠曲变形后的杆臂坐标为

$$r_P = \begin{bmatrix} z_0 \sin^2 \theta_y / \theta_y + x_0 \sin \theta_z \cos \theta_z / \theta_z \\ x_0 \sin^2 \theta_z / \theta_z + y_0 \sin \theta_x \cos \theta_x / \theta_x \\ y_0 \sin^2 \theta_x / \theta_x + z_0 \sin \theta_y \cos \theta_y / \theta_y \end{bmatrix}, \quad (4)$$

由三角函数关系可知

$$\begin{aligned} \sin^2 \theta &= (1 - \cos 2\theta) / 2, \\ \sin \theta_z \cos \theta_z &= \sin 2\theta_z / 2; \end{aligned} \quad (5)$$

$$r_P = \begin{bmatrix} z_0(1 - \cos 2\theta_y) / 2\theta_y + x_0 \sin 2\theta_z / 2\theta_z \\ x_0(1 - \cos 2\theta_z) / 2\theta_z + y_0 \sin 2\theta_x / 2\theta_x \\ y_0(1 - \cos 2\theta_x) / 2\theta_x + z_0 \sin 2\theta_y / 2\theta_y \end{bmatrix}. \quad (6)$$

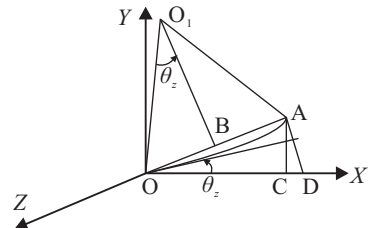


图2  $\theta_z$  引起的杆臂坐标的变化量

利用泰勒公式将  $\cos 2\theta_y$  和  $\sin 2\theta_y$  展开,忽略高级无穷小项,得

$$\begin{cases} \cos(2\theta_y) = 1 - 2\theta_y^2, \\ \sin(2\theta_y) = 2\theta_y - 4\theta_y^3/3. \end{cases} \quad (7)$$

所以

$$r_P = \begin{bmatrix} x_0 + z_0\theta_y - 2\theta_z^2/3 \\ y_0 + x_0\theta_z - 2\theta_x^2/3 \\ z_0 + y_0\theta_x - 2\theta_y^2/3 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

通常载舰的挠曲变形角为小角量,其在3个轴的挠曲变形角也为小角量,忽略其平方项,可得

$$r_P = [x_0, y_0, z_0]^T + [z_0\theta_y, x_0\theta_z, y_0\theta_x]^T. \quad (9)$$

所以,考虑挠曲变形后的杆臂长度的投影坐标,可得

$$\begin{cases} r_P = [x_0, y_0, z_0]^T + [z_0\theta_y, x_0\theta_z, y_0\theta_x]^T, \\ \dot{r}_P = [z_0\dot{\theta}_y, x_0\dot{\theta}_z, y_0\dot{\theta}_x]^T, \\ \ddot{r}_P = [z_0\ddot{\theta}_y, x_0\ddot{\theta}_z, y_0\ddot{\theta}_x]^T. \end{cases} \quad (10)$$

令

$$R_0 = \begin{bmatrix} 0 & z_0 & 0 \\ 0 & 0 & x_0 \\ y_0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$R_1 = \begin{bmatrix} 0 & 2z_0\beta_y & 0 \\ 0 & 0 & 2x_0\beta_z \\ 2y_0\beta_x & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$R_2 = \begin{bmatrix} 0 & z_0\beta_y^2 & 0 \\ 0 & 0 & x_0\beta_z^2 \\ y_0\beta_x^2 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

则有

$$\begin{cases} r_p = r_0 + R_0\theta, \\ \dot{r}_p = R_0\dot{\theta}, \\ \ddot{r}_p = -R_1\dot{\theta} - R_2\theta + R_0\eta. \end{cases}$$

将其代入式(2), 整理可得

$$\begin{aligned} \left. \frac{d^2 R_P}{dt^2} \right|_i &= \omega_{im}^n \times \omega_{im}^n \times r_0 + \dot{\omega}_{im}^n \times r_0 + \\ & (\omega_{im}^n \times \omega_{im}^n \times \dot{\omega}_{im}^n \times) R_0 - R_2) \theta + \\ & (2\omega_{im}^n \times R_0 - R_1) \dot{\theta} + R_0 \eta. \end{aligned} \quad (11)$$

式(11)右边前2项为载舰为刚体时的杆臂加速度, 其余项为挠曲变形引起的杆臂加速度.

### 3 大方位失准角传递对准误差模型

假设主惯性导航系统为平台惯性导航系统, 子惯性导航系统为捷联惯性导航系统, 主子惯性导航系统之间的航向角为大角度, 俯仰角和横滚角为小角度. 在装订子惯导系统初始导航参数时, 直接将主惯导的姿态参数装订给子惯导系统, 即子惯导在初始时刻的姿态失准角为主子惯导之间的姿态角.

#### 3.1 传递对准相对位置误差方程

选取主子惯导系统的相对纬度位置差为传递对准误差模型的状态变量. 根据位置微分方程可得  $\dot{L}_m = V_{mn}^n/R$ ,  $\dot{L}_s = \hat{V}_{sn}^n/R$ . 令  $\delta L = \hat{L}_s - L_m$ , 则有

$$\delta \dot{L} = \dot{\hat{L}}_s - \dot{L}_m = (\hat{V}_{sn}^n - V_{mn}^n)/R. \quad (12)$$

式中:  $R$  为地球等效半径,  $\hat{V}_{sn}^n$  为子惯导解算速度中的北向速度分量,  $V_{mn}^n$  为主惯导北向观测速度.

#### 3.2 传递对准相对速度误差方程

主惯导系统的速度解算方程如下

$$\dot{V}_m^n = C_s^n f_m^s - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V_m^n + g_m^n. \quad (13)$$

同理可得, 子惯导系统的速度解算方程

$$\dot{\hat{V}}_s^n = C_s^{\hat{n}} f_s^s - (2\hat{\omega}_{ie}^n + \hat{\omega}_{en}^n) \times \hat{V}_s^n + \hat{g}_s^n. \quad (14)$$

因为  $f_s^n = f_m^n + f_{lr}^n + \nabla_s^n$  或  $f_s^s = f_m^s + f_{lr}^s + \nabla_s^s$ , 故

$$\begin{aligned} C_s^{\hat{n}} f_s^s - C_s^n f_m^s &= \\ (I - C_{\hat{n}}^n) C_s^{\hat{n}} f_s^s + C_{\hat{n}}^n C_s^{\hat{n}} (f_{lr}^s + \nabla_s^s), \end{aligned} \quad (15)$$

$$(2\hat{\omega}_{ie}^n + \hat{\omega}_{en}^n) \times \hat{V}_s^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V_m^n =$$

$$(2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times \hat{V}_s^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times (\hat{V}_s^n - V_m^n). \quad (16)$$

又因为

$$\begin{cases} \hat{\omega}_{ie}^n = [0; |\omega_{ie}| \cos(\hat{L}_s); |\omega_{ie}| \sin(\hat{L}_s)], \\ \omega_{ie}^n = [0; |\omega_{ie}| \cos(L_m); |\omega_{ie}| \sin(L_m)], \\ \hat{\omega}_{en}^n = [-\hat{V}_{sn}^n/R; \hat{V}_{se}^n/R; \hat{V}_{se}^n \tan(\hat{L}_s)/R], \\ \omega_{en}^n = [-V_{mn}^n/R; V_{me}^n/R; V_{me}^n \tan(L_m)/R], \end{cases} \quad (17)$$

所以

$$\begin{aligned} \delta\omega_{ie}^n &= [0; |\omega_{ie}| \cdot (\cos(\hat{L}_s) - \cos(L_m)); \\ & |\omega_{ie}| \cdot (\sin(\hat{L}_s) - \sin(L_m))]. \end{aligned} \quad (18)$$

由式(12)可知,  $\delta L = \hat{L}_s - L_m$ , 且  $\delta L$  为小量, 则由三角函数的性质可得

$$\begin{cases} \cos(L_m) = \cos(\hat{L}_s) + \delta L \sin(\hat{L}_s), \\ \sin(L_m) = \sin(\hat{L}_s) - \delta L \cos(\hat{L}_s); \end{cases} \quad (19)$$

$$\delta\omega_{en}^n = [0; -|\omega_{ie}| \sin(\hat{L}_s); |\omega_{ie}| \cos(\hat{L}_s)] \delta L. \quad (20)$$

同理可得

$$\begin{aligned} \delta\omega_{en}^n &= \\ & [-(\hat{V}_{sn}^n - V_{mn}^n)/R; (\hat{V}_{se}^n - V_{me}^n)/R; \\ & (\hat{V}_{se}^n - V_{me}^n) \tan(\hat{L}_s)/R + \\ & 1/\cos^2(L_s) V_{me}^n \delta L/R], \end{aligned} \quad (21)$$

$$C_{\hat{n}}^n g_s^n - g_m^n \approx 0. \quad (22)$$

设  $\Delta V = \hat{V}_s^n - V_m^n$ , 则有

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V} &= \\ & (I - C_{\hat{n}}^n) C_s^{\hat{n}} f_s^s + C_{\hat{n}}^n C_s^{\hat{n}} (f_{lr}^s + \nabla_s^s) - \\ & (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times \hat{V}_s^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \Delta V. \end{aligned} \quad (23)$$

#### 3.3 传递对准姿态误差方程

子惯导系统用于姿态更新计算的微分方程为

$$\dot{C}_s^{\hat{n}} = C_s^{\hat{n}} [\hat{\omega}_{ns}^s \times] = C_s^{\hat{n}} [\hat{\omega}_{is}^s \times] - [\hat{\omega}_{in}^n \times] C_s^{\hat{n}}; \quad (24)$$

子惯导系统用于姿态更新的理论微分方程为

$$\dot{C}_s^n = C_s^n [\omega_{ns}^s \times] = C_s^n [\omega_{is}^s \times] - [\omega_{in}^n \times] C_s^n. \quad (25)$$

其中:  $\tilde{\omega}_{is}^s = \omega_{is}^s + \varepsilon^s + \omega_{fs}^s$ ,  $\hat{\omega}_{in}^n = \omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n$ .

取子惯导的计算导航坐标系与实际导航坐标系之间的姿态角为状态量, 则有

$$C_{\hat{n}}^n = C_s^{\hat{n}} C_n^s \Rightarrow \dot{C}_{\hat{n}}^n = \dot{C}_s^{\hat{n}} C_n^s + C_s^{\hat{n}} \dot{C}_n^s. \quad (26)$$

将式(24)和(25)代入(26), 则有

$$\begin{aligned} \dot{C}_{\hat{n}}^n &= C_s^{\hat{n}} [\varepsilon^s \times + \omega_{fs}^s \times] C_n^s C_{\hat{n}}^n - [\omega_{in}^n \times] C_{\hat{n}}^n - \\ & [\delta\omega_{in}^n \times] C_{\hat{n}}^n + C_{\hat{n}}^n [\omega_{in}^n \times]. \end{aligned} \quad (27)$$

因为  $\dot{C}_{\hat{n}}^n = -[\omega_{n\hat{n}}^n \times] C_{\hat{n}}^n$ , 代入式(27), 则有

$$\begin{aligned} -[\omega_{n\hat{n}}^n \times] C_{\hat{n}}^n &= \\ C_s^{\hat{n}} [\varepsilon^s \times + \omega_{fs}^s \times] C_n^s C_{\hat{n}}^n - \\ & [\omega_{in}^n \times] C_{\hat{n}}^n - [\delta\omega_{in}^n \times] C_{\hat{n}}^n + C_{\hat{n}}^n [\omega_{in}^n \times] \Rightarrow \\ & \omega_{n\hat{n}}^n = (I - C_{\hat{n}}^n) \omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n - \varepsilon^{\hat{n}} - \omega_{fs}^{\hat{n}}, \end{aligned} \quad (28)$$

$$\dot{\psi} = (I - C_n^{\hat{n}})\omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n - \varepsilon^{\hat{n}} - \omega_{fs}^{\hat{n}}. \quad (29)$$

### 3.4 传递对准误差状态方程

选取相对纬度误差、相对速度误差、相对姿态误差、挠曲变形角、子惯导系统的加速度常值偏置和陀螺仪常值漂移19个变量作为传递对准误差状态量, 即  $X = [\delta L \ \Delta V \ \psi \ \theta \ \dot{\theta} \ \nabla \ \varepsilon]^T$ , 则传递对准误差状态方程为

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} (\hat{V}_{sn}^n - V_{mn}^n)/R \\ (I - C_n^{\hat{n}})C_s^{\hat{n}}f_s^s + ([\omega_{im}^n \times \omega_{im}^n \times + \omega_{im}^n \times]R_0 - R_2)\theta + (2\omega_{im}^n \times R_0 - R_1)\dot{\theta} + R_0\eta - (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times \hat{V}_s^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \Delta V + C_n^{\hat{n}}C_s^{\hat{n}}\nabla_s^s \\ (I - C_n^{\hat{n}})\omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n - \varepsilon^{\hat{n}} - \omega_{fs}^{\hat{n}} \\ \dot{\theta} \\ -2\beta_i\dot{\theta} - \beta_i^2\theta_i^2 + \eta \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (30)$$

### 4 UKF 滤波算法

UKF 是采用采样策略逼近非线性分布的方法. 以 UT 变换为基础, 采用 Kalman 线性滤波框架, 具体采样形式为确定性采样, 而非 PF 的随机采样. UKF 采样的粒子点 (一般称 Sigma 点) 个数很少, 具体个数根据所选的采样策略而定. 最常用的是  $2n + 1$  个 Sigma 点对称采样. UKF 的计算量基本与 EKF 相当, 但性能优于 EKF, 而且由于采用的是确定性采样, 避免了 PF 的粒子点退化问题<sup>[12-14]</sup>.

在 UKF 算法中, 由于具有噪声项, 需对状态进行扩维处理. 针对下式定义的系统:

$$\begin{cases} x(k+1) = f[x(k), u(k), v(k)], \\ z(k) = h[x(k), u(k), \omega(k)], \end{cases} \quad (31)$$

令  $x^a = [x^T \ \omega^T \ v^T]^T$ . 具体算法流程如下:

状态的初始条件为

$$\begin{cases} \hat{x}_0 = E(x_0), \\ P_0 = E((x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T); \end{cases} \quad (32)$$

状态的初始条件扩维如下:

$$\begin{cases} \hat{x}_0^a = E(x_0^a) = [\hat{x}_0 \ 0 \ 0]^T, \\ P_0^a = E((x_0^a - \hat{x}_0^a)(x_0^a - \hat{x}_0^a)^T). \end{cases} \quad (33)$$

1) Sigma 点采样. 采用某种采样策略得到  $k$  时刻状态估计的 Sigma 点集  $\{\chi_i^a(k|k)\}, i = 1, 2, \dots, L$ . 其中  $L$  为所采用的采样策略的采样 Sigma 点个数. 需要注意的是, 此时的状态维数为  $n + q + m$ .  $\chi_i^x$  为粒子  $\chi_i^a$  的前  $n$  维组成的列向量,  $\chi_i^\omega$  为粒子  $\chi_i^a$  的  $n+1$  维到  $n+q$  维组成的列向量,  $\chi_i^v$  为粒子  $\chi_i^a$  的  $n+q+1$  维到  $n+q+m$  维组成的列向量.

### 2) 预测方程

$$\begin{cases} \chi_i^x(k+1|k) = f[\chi_i^x(k|k), u(k), \chi_i^\omega(k)], \\ \hat{x}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{L-1} W_i^m \chi_i^x(k+1|k), \\ P(k+1|k) = \sum_{i=0}^{L-1} W_i^c [\chi_i^x(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)] \cdot [\chi_i^x(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)]^T, \\ z_i(k+1|k) = h[\chi_i^x(k+1|k), u(k), \chi_i^v(k+1)], \\ \hat{z}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{L-1} W_i^m z_i(k+1|k), \\ P_{vv}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{L-1} W_i^c [z_i(k+1|k) - \hat{z}(k+1|k)] \cdot [z_i(k+1|k) - \hat{z}(k+1|k)]^T, \\ P_{xv}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{L-1} W_i^c [\chi_i^x(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)] \cdot [z_i(k+1|k) - \hat{z}(k+1|k)]^T. \end{cases} \quad (34)$$

### 3) 更新方程

$$\begin{cases} W(k+1) = P_{xv}(k+1|k)P_{vv}^{-1}(k+1|k), \\ \hat{x}(k+1|k+1) = \hat{x}(k+1|k) + W(k+1)[z(k+1) - \hat{z}(k+1|k)], \\ P(k+1|k+1) = P(k+1|k) - W(k+1)P_{vv}(k+1|k)W^T(k+1). \end{cases} \quad (35)$$

### 5 仿真实验及数据分析

仿真条件及参数如下: 导航坐标系为固定指北地理坐标系 (东北天坐标系). 载舰初始地理纬度为北纬  $30^\circ$ , 处于系泊状态. 摇摆参数为: 横摇角幅值为  $12.5^\circ$ , 周期为 12s; 纵摇角幅值为  $10^\circ$ , 周期为 6s, 偏航角幅值为  $5^\circ$ , 周期为 8s. 主子惯导之间的姿态角为  $1^\circ, 1^\circ, 30^\circ$ , 即子惯导在初始时刻的姿态失准角. 子惯导的加速度计零位偏置为  $3 \times 10^{-4} \text{g}$ , 随机偏置为  $5 \times 10^{-5} \text{g}$ , 陀螺仪的常值漂移为  $0.01^\circ/\text{h}$ , 随机漂移为  $0.001^\circ/\text{h}$ . 二阶马尔科夫过程相关时间取  $\tau_x = \tau_y = \tau_z = 600 \text{s}$ , 初始杆臂长度为 [10,10,5]. 状态初值均为 0, 离散化时间步长为 0.001s, 滤波周期为 0.5s.

在上述仿真条件下, 考虑和未考虑挠曲变形影响的姿态失准角的估计误差曲线如图 3 和图 4 所示, 姿态失准角实际值、估计值和估计误差值如表 1 所示. 从仿真曲线和仿真数据可以看出, 未考虑挠曲变形影响时, 姿态失准角估计误差明显大于考虑其影响时,

并且随着初始杆臂长度的增大,对估计精度的影响越来越大.考虑挠曲变形影响时,3个方向失准角估计误差在 $7'$ 以内,航向失准角误差最大为 $6.939\ 670'$ ,但仍满足系统精度要求.航向角的估计时间最长,为 $30\text{ s}$ 左右,两个水平失准角的估计时间相当,为 $10\text{ s}$ 左右.仿真结果表明了误差模型的正确性和滤波算法的有效性.

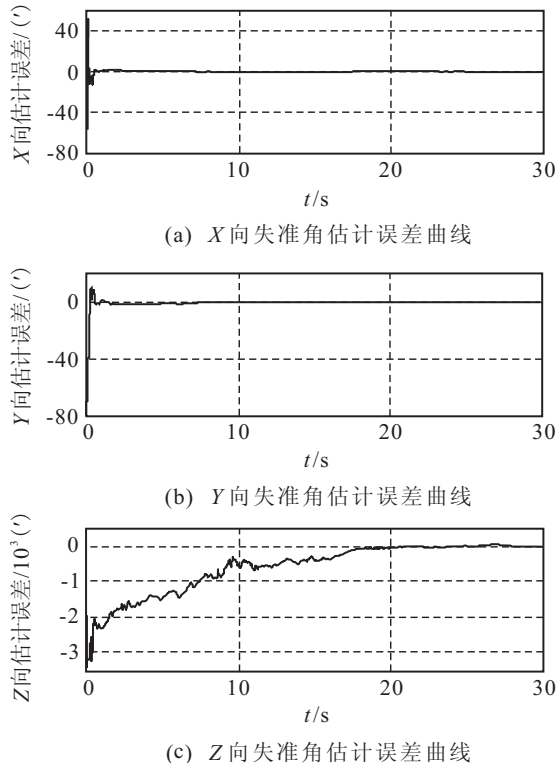


图3 考虑挠曲变形影响时失准角估计误差曲线

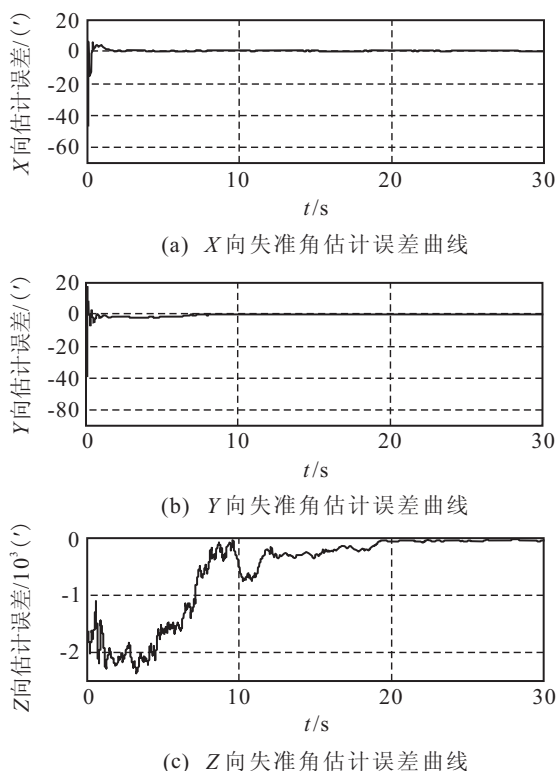


图4 未考虑挠曲变形影响时失准角估计误差曲线

表1 姿态失准角实际值、估计值和估计误差值

	实际失准角	考虑挠曲变形 影响估计误差	未考虑挠曲变形 影响估计误差
俯仰失准角	$1.055\ 706^\circ$	$0.334\ 044'$	$0.527\ 031'$
横滚失准角	$1.015\ 315^\circ$	$0.191\ 090'$	$0.312\ 456'$
航向失准角	$29.989\ 39^\circ$	$6.939\ 670'$	$38.945\ 43'$

## 6 结 论

影响传递对准精度和快速性的主要因素是误差模型的准确性和滤波算法的有效性.本文研究了大方位失准角非线性传递对准问题,建立和完善了非线性误差模型,并采用比例修正UKF滤波算法对模型进行了仿真验证.仿真结果验证了非线性传递对准误差模型的正确性和滤波算法的有效性.仿真曲线与数据对比分析表明,挠曲变形引起的杆臂加速度对滤波精度和时间有一定的影响,当初始杆臂长度较大时,此影响不能忽略.从本文的研究结果出发,进一步研究的重点应放在组合匹配算法对于提高估计精度、缩短估计时间等方面.

## 参考文献(References)

- [1] 杨丽娟.捷联惯性导航系统关键技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学自动化学院,2001.  
(Yang L J. Research on pivotal technology of strapdown inertial navigation system[D]. Harbin: Automatic Institute, Harbin Engineering University, 2005.)
- [2] 蔡同英.捷联惯导系统传递对准技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学自动化学院,2005.  
(Cai T Y. Study on transfer alignment of strapdown INS[D]. Harbin: Automatic Institute, Harbin Engineering University, 2005.)
- [3] 魏春岭,张洪钺,郝曙光.捷联惯导系统大方位失准角下的非线性对准[J].航天控制,2003,(4):25-35.  
(Wei C L, Zhang H Y, Hao S G. SINS nonlinear alignment with misalignment azimuth angles[J]. Spaceflight Control, 2003, (4): 25-35.)
- [4] Dmitriyev S P, Stepanov O A, Shepel S V. Nonlinear filtering methods applications in INS alignment[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33(1): 260-271.
- [5] Hong H S, Lee G, Park C G. In-flight alignment of SDINS under large initial heading error[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Canada: Montreal, 2001: 1-6.
- [6] 王丹力,张洪钺.惯导系统初始对准的非线性滤波算法[J].中国惯性技术学报,1999,7(3):17-21.  
(Wang D L, Zhang H Y. Nonlinear filtering algorithm of INS initial alignment[J]. J of Chinese Inertial Technology, 1999, 7(3): 17-21.)

(下转第412页)