doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.05.011

游移方位激光捷联惯导系统传递对准方法

黄雪妮，赵忠，杨利兰
（西北工业大学 自动化学院，西安 710129）

摘要：为解决舰船行进过程中的动基座传递对准问题，介绍游移方位激光捷联惯导系统传递对准的 2 种方法。以舰载激光捷联惯导系统作为主惯导系统，飞机激光捷联惯导系统作为子惯导系统，并通过卡尔曼滤波器进行仿真，分析了这 2 种不同的方法。仿真结果表明，2 种方法均能满足传递对准精度的要求以及实际工程上的应用。结果表明该方法具有一定的工程应用价值。

关键词：捷联惯导；游移方位；传递对准；卡尔曼滤波
中图分类号：V249.32 **文献标志码**：A

Methods for Transfer Alignment of Wander Azimuth Laser SINS

Huang Xueni, Zhao Zhong, Yang Lilan
(College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: To solve the problem of transfer alignment on moving base when the ship moving, introduce 2 kinds of transfer alignment for wander azimuth laser inertial system (LSINS). Choose the ship carried LSINS as main INS, and plane carried LSINS as sub-INS. Simulated by kalman filter, also analyze the 2 different methods. The simulation result showed that both methods meet the requirements of transfer alignment accuracy and the practical application of engineering. The methods are useful to engineering application.

Keywords: SINS; wander azimuth; transfer alignment; Kalman filter

0 引言

采用激光陀螺测量捷联惯导的角速度时，不存在动态误差和静态误差，而且具有启动快、耐冲击、动态测量范围高、无需模数转换、工作可靠、寿命长、受温度影响小等特点。因此，激光捷联惯导系统已成为惯性技术的重要研究方向。

随着武器装备的进步，越来越多的舰载飞机加装了惯导系统。由于游移方位惯导系统能在南北极区工作，因此，目前国内外主流惯导系统大多采用游移方位编排，多采用主-子惯导传递对准技术。由于动基座传递对准的技术难度较大，已成为惯性技术领域的研究重点[1]。笔者以舰载激光捷联惯导系统作为主惯导系统，飞机激光捷联惯导系统作为子惯导系统，对动基座条件下游移方位捷联惯导系统传递对准的方法进行研究。

1 游移方位传递对准方法

惯导系统误差方程是按某种坐标系编写的，这种坐标系可称为该型惯导系统的误差方程坐标系（a 系），a 系可以与该型惯导的导航坐标系（n 系）相同，也可以与 n 系不同[2]，故游移方位系统的误差方程可有 2 种形式：一种是在游移方位坐标系内列写；另一种是在地理坐标系内列写。根据游移方位惯导系统误差方程的列写形式及导航解算过程中所采用的坐标系，游移方位传递对准可以有 3 种方法：1) 导航解算和误差方程坐标系均为游移坐标系；2) 导航解算采用游移坐标系，误差方程坐标系为地理坐标系；3) 对准过程中惯导系统向地理系对准，对准结束后进入导航状态时，导航坐标系选用游移方位坐标系。由于第 3 种方法和指北方位惯导系统的传递对准相同，故不再做详细分析，主要对前 2 种方法做重点研究。

2 传递对准误差模型及 Kalman 滤波器设计

不同的匹配方法对传递对准的效果影响不同。速度匹配受弹性变形的影响较小，对水平失准角的估计很快且精度很高，对方位失准角在较长时间内的估计也能达到一定精度。所有这些优点使得速度匹配方法成为传递对准中比较合适的匹配方法，被广泛采用[3]。舰载惯导系统需要的运行时间较长，需要对惯性器件的误差进行标定，并且必须尽量提高估计的精度，以便长时间导航后，不会引起大的

收稿日期：2010-12-23；修回日期：2011-02-24
作者简介：黄雪妮（1986—），女，陕西人，硕士，从事惯性导航系统初始对准方面的研究。

导航误差。故将惯性器件误差列入滤波器状态方程中，以便在滤波过程中对其误差进行估计并补偿。由于陀螺和加速度计的相关时间较长，而对准时间一般为十几分钟，相对来说时间比较短，故陀螺和加速度计的误差模型均取随机常值和白噪声 2 项。

2.1　方法 1 滤波器设计

2.1.1　Kalman 滤波器状态方程

游移方位系统在游移系内速度误差和姿态角误差方程分别为：

$$\delta\dot{v}^w = -\varphi^w \times f^w + \delta v^w \times (2w_{ie}^w + w_{ew}^w) + v^w \times (2\delta w_{ie}^w + \delta w_{ew}^w) + \nabla^w \tag{1}$$

$$\dot{\varphi}^w = \varphi \times (w_{ie}^w + w_{ew}^w) + \delta w_{ie}^w + \delta w_{ew}^w - \varepsilon^w \tag{2}$$

其中 f^w 为比力在游移系内的投影；∇^w 为加计随机常值偏置；w_{ie}^w 为地球自转角速度在游移系内的投影；w_{ew}^w 为游移坐标系相对于地球的转动角速度在游移系内的投影；ε^w 为陀螺漂移。

陀螺和加速度计的误差模型为：

$$\dot{\varepsilon} = 0 \quad \dot{\nabla} = 0 \tag{3}$$

状态变量取为：

$X = [\delta v_x^w, \delta v_y^w, \varphi_x^w, \varphi_y^w, \varphi_z^w \varepsilon_x^b, \varepsilon_y^b, \varepsilon_z^b, \nabla_x^b, \nabla_y^b, \delta\alpha]^{\mathrm{T}}$，则由式 (1)、式 (2)、式 (3) 得系统状态方程为：

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + G(t)W(t) \tag{4}$$

$W(t)$ 为独立的白噪声向量，方差阵为 $\boldsymbol{Q}$。

$$A(t) = \begin{bmatrix}
0 & 2w_{ie}\sin(L) & 0 & -f_z & f_y & 0 & 0 & 0 & T_{11} & T_{12} & 0 \\
-2w_{ie}\sin(L) & 0 & f_z & 0 & -f_x & 0 & 0 & 0 & T_{21} & T_{22} & 0 \\
0 & \dfrac{-1}{R} & 0 & w_{ie}\sin(L) & w_{ie}\cos(L)\cos(a) + \dfrac{v_x}{R} & -T_{11} & -T_{12} & -T_{13} & 0 & 0 & w_{ie}\cos(L)\cos(a) \\
\dfrac{1}{R} & 0 & -w_{ie}\sin(L) & 0 & w_{ie}\cos(L)\sin(a) - \dfrac{v_y}{R} & -T_{21} & -T_{22} & -T_{23} & 0 & 0 & -w_{ie}\cos(L)\sin(a) \\
0 & 0 & w_{ie}\cos(L)\cos(a) + \dfrac{v_x}{R} & -(w_{ie}\cos(L)\sin(a) - \dfrac{v_y}{R}) & 0 & -T_{31} & -T_{32} & -T_{33} & 0 & 0 & 0 \\
0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} \\
\dfrac{-\tan(L)\cos(a)}{R} & \dfrac{\tan(L)\sin(a)}{R} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dfrac{\tan(L)v_N}{R}
\end{bmatrix}$$

其中 T_{ij} 为姿态矩阵 $\boldsymbol{T}$ 的元素。

2.1.2　量测方程

设主子惯导在游移系内的速度分别为 v_m^w 和 v_s^w，不考虑臂杆效应，则 $\Delta V = v_s^w - v_m^w$。选取量测量为 $z(t) = [\delta v_x \quad \delta v_y]^{\mathrm{T}}$，则量测方程为：

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t) \tag{5}$$

其中：$H(t) = [I_{2\times2} \ 0_{2\times9}]$，$V(t)$ 为独立量测白噪声向量，方差阵为 $\boldsymbol{R}$。

2.2　方法 2 滤波器设计

2.2.1　Kalman 滤波器状态方程

游移方位系统在地理系内速度误差和姿态角误差方程分别为：

$$\begin{aligned}\delta\dot{v}^g = &-(2w_{ie}^g + w_{eg}^g) \times \delta v^g - (2\delta w_{ie}^g + \delta w_{eg}^g) \times v^g - \\ &\dot{\Phi}^g \times f^g + C_w^g \nabla^w + \delta g^g\end{aligned} \tag{6}$$

$$\dot{\Phi}^g = (\dot{\Phi}^g - \theta_g^g) \times w_{ig}^g + \dot{\theta}_g^g + C_w^g \varepsilon^w \tag{7}$$

其中 f^g 为比力在地理系内投影；∇^w 为加计随机常值偏置。$\theta_g^g = [\delta L \quad \delta\lambda\cos L \quad \delta\lambda\sin L]^{\mathrm{T}}$；$w_{ig}^g$ 为地理系相对于惯性坐标系的转动角速度在地理系的投影；ε^w 为陀螺漂移。状态变量：

$$\boldsymbol{X} = [\delta v_E^g, \delta v_N^g, \Phi_E^g, \Phi_N^g, \Phi_U^g, \varepsilon_x^b, \varepsilon_y^b, \varepsilon_z^b, \nabla_x^b, \nabla_y^b, \delta\alpha]^{\mathrm{T}}$$

由式 (3)、式 (6)、式 (7) 可得系统的状态方程为：

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + G(t)W(t) \tag{8}$$

$W(t)$ 为独立白噪声向量，方差阵为 $\boldsymbol{Q}$。

$$A(t) = \begin{bmatrix}
\dfrac{v_N\tan(L)}{R} & 2w_{ie}\sin(L) + \dfrac{v_E\tan(L)}{R} & 0 & -f_U & f_N & 0_{3\times1} & & & b_{11} & b_{12} & 0 \\
-2(w_{ie}\sin(L) + \dfrac{v_E\tan(L)}{R}) & 0 & f_U & 0 & -f_E & 0 & 0 & 0 & b_{21} & b_{22} & 0 \\
0 & \dfrac{-1}{R} & 0 & w_{ie}\sin(L) + \dfrac{v_E\tan(L)}{R} & -(w_{ie}\cos(L) + \dfrac{v_E}{R}) & -c_{11} & -c_{12} & -c_{13} & 0 & 0 & 0 \\
\dfrac{1}{R} & 0 & -(w_{ie}\sin(L) + \dfrac{v_E\tan(L)}{R}) & 0 & \dfrac{v_N}{R} & -c_{21} & -c_{22} & -c_{23} & 0 & 0 & 0 \\
\dfrac{\tan(L)}{R} & 0 & w_{ie}\cos(L) + \dfrac{v_E}{R} & \dfrac{v_N}{R} & 0 & -T_{31} & -T_{32} & -T_{33} & 0 & 0 & 0 \\
0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} & 0_{5\times1} \\
\dfrac{-\tan(L)}{R} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0
\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{b}=\begin{bmatrix} T_{11}\cos(a)-T_{12}\sin(a) & T_{12}\cos(a)-T_{22}\sin(a) \\ T_{11}\sin(a)+T_{12}\cos(a) & T_{12}\sin(a)+T_{22}\cos(a) \end{bmatrix},\quad \boldsymbol{c}=\begin{bmatrix} T_{11}\cos(a)-T_{12}\sin(a) & T_{12}\cos(a)-T_{22}\sin(a) & T_{13}\cos(a)-T_{23}\sin(a) \\ T_{11}\sin(a)+T_{12}\cos(a) & T_{12}\sin(a)+T_{22}\cos(a) & T_{13}\sin(a)+T_{23}\cos(a) \end{bmatrix}$$

其中 T_{ij} 为姿态矩阵 $\boldsymbol{T}$ 的元素，b_{ij}、c_{ij} 分别为矩阵 $\boldsymbol{b}$、$\boldsymbol{c}$ 的元素。

2.2.2　量测方程

设主子惯导在地理系内的速度分别为 v_m^g 和 v_s^g，不考虑臂杆效应，则：$\Delta V=v_s^g-v_m^g$。选取量测量 $z(t)=[\delta v_E\quad \delta v_N]^{\mathrm{T}}$，量测方程为：

$$Z(t)=H(t)X(t)+V(t) \tag{9}$$

其中：$H(t)=[I_{2\times2}\ 0_{2\times9}]$，$V(t)$ 为独立量测白噪声向量，方差阵为 $\boldsymbol{R}$。

由式 (2) 和式 (7) 知：

$$\begin{bmatrix}\Phi_E\\ \Phi_N\\ \Phi_U\end{bmatrix}^g=\begin{bmatrix}\varphi_x\\ \varphi_y\\ \varphi_z\end{bmatrix}^w-\begin{bmatrix}0\\ 0\\ \delta\alpha\end{bmatrix} \tag{10}$$

即 Φ_U 并不是平台真实的方位误差角 φ_U，而是 φ_U 与游移方位误差角 $\delta\alpha$ 的差值，Φ_U 是航向误差角。

3　数字仿真及结果分析

传递对准仿真环境的方框图如图 1。仿真中不考虑主子惯导之间的弹性变形及臂杆效应。选用速度匹配并将主惯导的速度误差当作白噪声。方法 1 量测量为主子惯导游移系内输出的速度之差，方法 2 量测量为主子惯导地理系内输出的速度之差。仿真中采用输出校正法。

仿真条件：仿真中舰载机以 19.44 节的速度向东匀速直线行驶。所在纬度、经度为：$L=60°,\lambda=108°$，高度为 0。子惯导系统惯性器件的取表 1 中的值。设安装误差角为{0.2°；0.2°；0.5°}。仿真初始条件如下：

X_0={0; 0; 0.2; 0.2; 0.5; 0; 0; 0; 0; 0}；

P_0=diag{(0.2 m/s)^2,(0.2 m/s)^2,(0.2°)^2,(0.2°)^2,(0.5°)^2, (0.01 (°)/h)^2,(0.01 (°)/h)^2, (0.01 (°)/h)^2, (5×10^{-5} g)^2, (5×10^{-5} g)^2 (0.1°)^2}；

R=diag{(0.01 m/s)^2,(0.01 m/s)^2}；

Q=diag{(0.833×10^{-6}g)^2,(0.833×10^{-6} g)^2,(0.833×10^{-6} g)^2, $(0.001\,(°)/\sqrt{\mathrm{h}})^2(0.001\,(°)/\sqrt{\mathrm{h}})^2,(0.001\,(°)/\sqrt{\mathrm{h}})^2$}。

对 2 种方法分别进行 9 次仿真并求取结束时刻速度误差和失准角的均方根值如表 2、表 3。某一次的蒙特卡洛仿真曲线如图 2、图 3。

由仿真曲线和表 2 和表 3 中数据可以看出：游移方位激光捷联惯导系统传递对准的 2 种方法对速度误差和水平失准角估计的快速性和精度都很高，对于方位失准角，在一定时间内也可达到一定的精度。由表 2、表 3 中的 RMS 数据可以看出 2 种方法对速度误差和水平失准角的估计值满足对准精度的要求，且 2 种方法对水平失准角的估计精度相当。方法 2 对方位误差角估计的精度比方法 1 大。从蒙特卡洛曲线可看出对游移角误差的估计值为负值，d 根据式 (10) 也可以的出理论上方法 2 比方法 1 对方位误差角的估计值大。

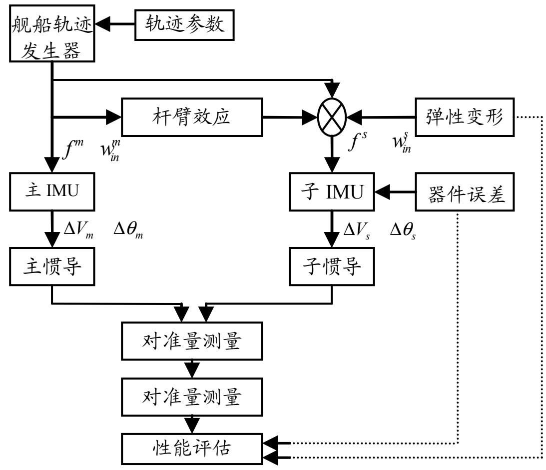

图 1　传递对准仿真环境的方框图

表 1　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	0.01 (°)/h	5×10^{-5}
随机漂移	$0.001\,(°)/\sqrt{\mathrm{h}}$	0.833×10^{-6}

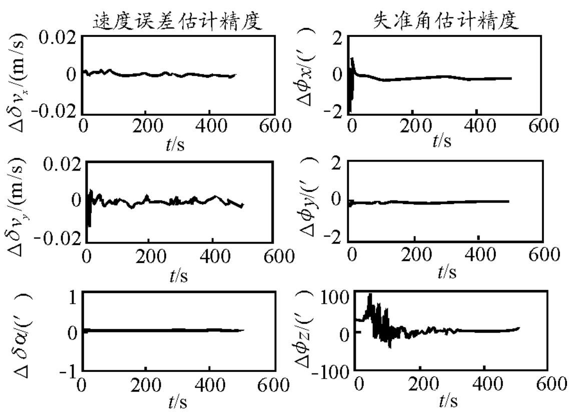

图 2　方法 1 速度、失准角仿真曲线

表 2　方法 1 仿真结束时刻状态的估计精度

状态量	$\Delta\delta v_x$/(m/s)	$\Delta\delta v_y$/(m/s)	$\Delta\delta\alpha$/(′)
RMS	0.165 5	0.291 1	0.045 0
状态量	$\Delta\Phi_x$/(′)	$\Delta\Phi_y$/(′)	$\Delta\Phi_z$/(′)
RMS	0.326 5	0.102 3	5.703 6

（下转第 55 页）