

文章编号: 1001-0920(2012)12-1805-05

双轴旋转光纤捷联惯导八位置标定方法

孙 伟¹, 徐爱功¹, 孙 枫²

(1. 辽宁工程技术大学 测绘与地理科学学院, 辽宁 阜新 123000; 2. 哈尔滨工程大学 自动化学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 针对双轴旋转捷联惯导系统长期工作时光纤陀螺误差参数随时间变化问题, 提出一种姿态未知条件下的八位置标定方法. 该方法利用双轴旋转机构可提供惯性测量单元(IMU)相对载体固定角位置特性, 结合光纤陀螺简化误差模型, 设计出八位置标定路径并激励出光纤陀螺误差参数. 新的标定方法既避免了陀螺误差参数的耦合影响, 又可以解算出载体航向信息. 转台实验结果表明, 八位置标定方法可在载体姿态未知条件下完成对光纤陀螺误差参数的标定工作.

关键词: 光纤陀螺; 双轴转位; 捷联惯导系统; 标定; 八位置

中图分类号: U666.12

文献标志码: A

Calibration method of eight position for two-axis indexing fiber SINS

SUN Wei¹, XU Ai-gong¹, SUN Feng²

(1. School of Geomatics, Liaoning Technical University, Fuxin 123000, China; 2. Automation College, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China. Correspondent: SUN Wei, E-mail: sunwei-3775235@163.com)

Abstract: According to the error parameters of the fiber optic gyro(FOG) are not stable and vary with time slowly in two-axis indexing rotary strapdown inertial navigation system, a calibration method is proposed in this paper. The calibration method can be carried out based on the angle between the inertial measurement unit(IMU) and the body can be calculated. Combine with the error model of interference FOG(IFOG), the eight position calibration method is proposed and the parameters of FOG can be calculated. Coupling errors between the scale factor and the misalignment can be avoided by using this method. Turntable experiment results show that the calibration method can achieve the high accuracy with the attitude of vehicle uncertainty.

Key words: fiber optic gyro; two-axis indexing; strapdown inertial navigation system; calibration; eight position

1 引 言

光纤陀螺以其动态范围大、测量精度高、启动时间短等优点在惯性器件领域得到快速发展和应用^[1-5]. 光纤陀螺各项误差参数随系统使用或存放时间的推移而变化^[6-7], 通常需要对光纤捷联系统每隔半年或3个月进行一次标定, 而基于实验室精密转台的传统标定方法复杂且无法保证惯性测量单元保持水平, 这为使用单位增添了负担. 因此, 有必要提出一种适合在使用现场对光纤陀螺各项误差系数进行标定的方法, 以减少甚至取消定期的实验室标定.

文献[8-10]各自提出了捷联惯导现场的标定方法, 但是也仅能在现场标定出陀螺常值漂移, 无法标定出标度因数和安装误差等误差系数. 针对如上问题,

本文利用双轴转位机构可准确提供IMU相对载体角位置特点, 设计了八位置标定路径. 新的标定方法可在载体姿态信息未知条件下独立地解算出光纤陀螺各项误差参数, 同时又可计算出载体的航向信息.

2 光纤陀螺简化误差模型

光纤陀螺没有转动部件, 通过光的传输来敏感载体角速度变化, 理论上不受加速度影响^[11], 所以光纤陀螺没有与加速度 g 和 g^2 相关的误差项. 光纤陀螺简化误差模型^[12-13]可定义为

$$\begin{bmatrix} N_{gx} \\ N_{gy} \\ N_{gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{gx} & k_{gxz} & -k_{gxy} \\ -k_{gyz} & k_{gy} & k_{gyx} \\ k_{gzy} & -k_{gzx} & k_{gz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}. \quad (1)$$

收稿日期: 2011-07-28; 修回日期: 2011-10-15.

基金项目: 中国博士后科学基金面上项目(2012M510830); 辽宁省教育厅科学研究一般项目(L2011047); 辽宁省科技厅博士启动基金项目(20121084); 国家自然科学基金项目(60834005, 60775001); 测绘遥感信息工程国家重点实验室基金项目(12P01).

作者简介: 孙伟(1984—), 男, 副教授, 博士, 从事捷联惯性导航系统的研究; 徐爱功(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 从事大地测量与GPS应用等研究.

其中: $N_{gi}(i = x, y, z)$ 为光纤陀螺组件的输出, $K_{gi}(i = x, y, z)$ 为陀螺的标度因数, $K_{gij}(i, j = x, y, z$ 且 $i \neq j)$ 为陀螺的安装误差, $\omega_i(i = x, y, z)$ 分别为陀螺仪 3 个敏感轴的输入角速率, $D_i(i = x, y, z)$ 为光纤陀螺仪的零位. 标定要解决的问题, 是将式 (1) 中除了根据已知的输入 ω_i 和输出 $N_{gi}(i = x, y, z)$ 设计合理的标定路径以外, 激励出模型中的 12 个未知误差参数.

3 姿态信息未知条件下的八位置标定

传统的实验室标定总是利用转台能够准确提供地球自转角速度在北向和天向分量的特点, 将惯性测量组件严格按照当地地理坐标系的固定方位实现陀螺仪偏差的标定. 因此, 有必要利用双轴旋转捷联惯导中转位机构能够准确提供惯性测量单元相对载体固定角位置的特点, 在载体任意姿态条件下完成对光纤陀螺误差参数的标定工作.

3.1 水平姿态信息的提取

当载体相对导航坐标系存在固定姿态角时, 可建立载体坐标系与导航坐标系转换矩阵 C_b^n . 捷联矩阵中元素 $C_{ij}(i, j = 1, 2, 3)$ 可表示为

$$\begin{cases} C_{11} = \cos \gamma \cos \varphi - \sin \gamma \sin \theta \sin \varphi, \\ C_{12} = \cos \theta \sin \varphi, \\ C_{13} = \sin \gamma \cos \varphi + \cos \gamma \sin \theta \sin \varphi, \\ C_{21} = \cos \gamma \sin \varphi + \sin \gamma \sin \theta \cos \varphi, \\ C_{22} = \cos \theta \cos \varphi, \\ C_{23} = \sin \gamma \sin \varphi - \cos \gamma \sin \theta \cos \varphi, \\ C_{31} = -\sin \gamma \cos \theta, \\ C_{32} = \sin \theta, \\ C_{33} = \cos \gamma \cos \theta, \end{cases} \quad (2)$$

其中 θ, γ, φ 分别为载体的 3 个姿态角. 通过利用加速度计敏感的重力加速度分量可确定载体水平姿态角 θ, γ , 即

$$\begin{cases} \gamma = \sin^{-1}(g_x/g), \\ \theta = \sin^{-1}(g_y/g), \end{cases} \quad (3)$$

其中 g_x, g_y 分别为水平方向上 x, y 陀螺仪敏感的重力加速度分量. 结合式 (2) 描述的载体姿态角与重力加速度的函数关系可确定出转换矩阵中的元素 C_{31}, C_{32}, C_{33} .

3.2 八位置转位路径

利用外部辅助设备提供载体所在地理位置, 采用双轴旋转捷联惯导中的转位机构分别绕载体艏摇轴 z_b 进行 $\pm 90^\circ, \pm 180^\circ$ 转位; 绕横摇轴 y_b 进行 $\pm 180^\circ$ 转位 (如图 1 所示).

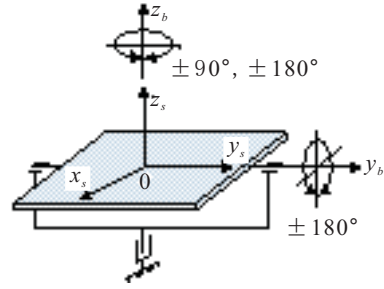


图 1 标定用双轴转位机构示意图

依据地球自转角速度在确定位置是定值的特征, 设计一组利用转位机构精确定位可得到确定输入的八位置现场标定方案. 传统的标定方法是在标度因数和安装误差足够可信的基础上求得零位, 而实际计算中由于各种误差的存在势必导致计算值和真实值存在差异, 标定精度越高, 零位耦合误差越不可忽略. 设计的八位置标定方法不但能激励出 12 个误差参数, 而且多数误差参数的计算过程互相独立, 避免了大部分耦合误差的干扰. 利用双轴旋转调制型捷联惯导系统中的转位机构设计合理的标定路径, 对实现载体姿态信息未知条件下多位置标定具有重要意义.

对于图 2 所示的八位置标定路径, 其转位过程如下: 初始时刻 IMU 坐标系与载体坐标系重合, 即 IMU

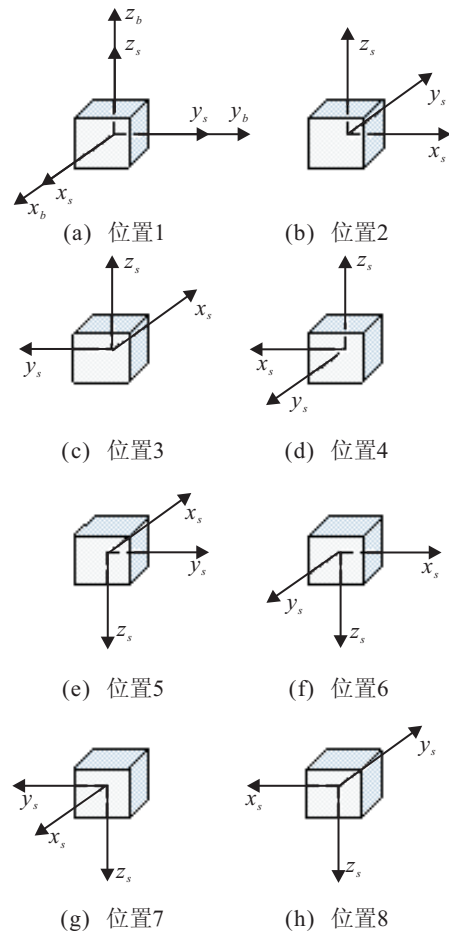


图 2 八位置标定路径

处于位置 1; 然后绕 z_b 轴分别正向转位 90° , 依次得到位置 2~位置 4; 将位置 1 绕 y_b 轴正向转位 180° , 得到位置 5; 在位置 5 的基础上绕 z_b 轴分别正向转位 90° , 依次得到位置 6~位置 8.

3.3 光纤陀螺误差参数计算

根据光纤陀螺误差模型及 IMU 相对载体固定的 8 个位置处陀螺仪的输入输出, 得到光纤陀螺仪在 8 个位置下的表达式

$$\begin{bmatrix} N_{gx1} \\ N_{gy1} \\ N_{gz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{gx} & K_{gxz} & -K_{gxy} \\ -K_{gyz} & K_{gy} & K_{gyx} \\ K_{gzy} & -K_{gzx} & K_{gz} \end{bmatrix} \omega + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} N_{gx2} \\ N_{gy2} \\ N_{gz2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_{gxz} & K_{gx} & -K_{gxy} \\ -K_{gy} & -K_{gyz} & K_{gyx} \\ K_{gzx} & K_{gzy} & K_{gz} \end{bmatrix} \omega + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} N_{gx3} \\ N_{gy3} \\ N_{gz3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_{gx} & -K_{gxz} & -K_{gxy} \\ K_{gyz} & -K_{gy} & K_{gyx} \\ -K_{gzy} & K_{gzx} & K_{gz} \end{bmatrix} \omega + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} N_{gx4} \\ N_{gy4} \\ N_{gz4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{gxz} & -K_{gx} & -K_{gxy} \\ K_{gy} & K_{gyz} & K_{gyx} \\ -K_{gzx} & -K_{gzy} & K_{gz} \end{bmatrix} \omega + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} N_{gx5} \\ N_{gy5} \\ N_{gz5} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_{gx} & K_{gxz} & K_{gxy} \\ K_{gyz} & K_{gy} & -K_{gyx} \\ -K_{gzy} & -K_{gzx} & -K_{gz} \end{bmatrix} \omega + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} N_{gx6} \\ N_{gy6} \\ N_{gz6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_{gxz} & -K_{gx} & K_{gxy} \\ -K_{gy} & K_{gyz} & -K_{gyx} \\ K_{gzx} & -K_{gzy} & -K_{gz} \end{bmatrix} \omega + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} N_{gx7} \\ N_{gy7} \\ N_{gz7} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{gx} & -K_{gxz} & K_{gxy} \\ -K_{gyz} & -K_{gy} & -K_{gyx} \\ K_{gzy} & K_{gzx} & -K_{gz} \end{bmatrix} \omega + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} N_{gx8} \\ N_{gy8} \\ N_{gz8} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{gxz} & K_{gx} & K_{gxy} \\ K_{gy} & -K_{gyz} & -K_{gyx} \\ -K_{gzx} & K_{gzy} & -K_{gz} \end{bmatrix} \omega + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix}, \quad (11)$$

其中 $(N_{gxi} \ N_{gyi} \ N_{gzi})^T (i = 1, 2, \dots, 8)$ 表示光纤陀螺仪输出. 地球自转角速度 ω_{ie} 北向分量 $\omega_N = \omega_{ie} \cos L$

和天向分量 $\omega_U = \omega_{ie} \sin L$ 为定值, L 为当地纬度.

$$\omega = \begin{bmatrix} C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U \\ C_{22}\omega_N + C_{23}\omega_U \\ C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U \end{bmatrix}. \quad (12)$$

将位置 1 的输出与位置 3 的输出相加, 得到部分陀螺误差表达式

$$\begin{cases} \Delta N_{gx13} = N_{gx1} - N_{gx3} = \\ \quad -2K_{gxy}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + 2D_x, \\ \Delta N_{gy13} = N_{gy1} - N_{gy3} = \\ \quad 2K_{gyx}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + 2D_y, \\ \Delta N_{gz13} = N_{gz1} - N_{gz3} = \\ \quad 2K_{gz}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + 2D_z. \end{cases} \quad (13)$$

同理将位置 5 的输出与位置 7 的输出相加, 得到部分陀螺误差表达式

$$\begin{cases} \Delta N_{gx57} = N_{gx5} - N_{gx7} = \\ \quad 2K_{gxy}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + 2D_x, \\ \Delta N_{gy57} = N_{gy5} - N_{gy7} = \\ \quad -2K_{gyx}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + 2D_y, \\ \Delta N_{gz57} = N_{gz5} - N_{gz7} = \\ \quad -2K_{gz}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + 2D_z. \end{cases} \quad (14)$$

将位置 2 的输出与位置 6 的输出相加, 得到部分陀螺误差表达式

$$\begin{cases} \Delta N_{gx15} = N_{gx1} - N_{gx5} = \\ \quad -2K_{gxz}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + 2D_x, \\ \Delta N_{gy15} = N_{gy1} - N_{gy5} = \\ \quad -2K_{gy}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + 2D_y, \\ \Delta N_{gz15} = N_{gz1} - N_{gz5} = \\ \quad 2K_{gzx}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + 2D_z. \end{cases} \quad (15)$$

将位置 4 的输出与位置 8 的输出相加, 得到部分陀螺误差表达式

$$\begin{cases} \Delta N_{gx16} = N_{gx1} - N_{gx6} = \\ \quad 2K_{gxz}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + 2D_x, \\ \Delta N_{gy16} = N_{gy1} - N_{gy6} = \\ \quad 2K_{gy}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + 2D_y, \\ \Delta N_{gz16} = N_{gz1} - N_{gz6} = \\ \quad -2K_{gzx}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + 2D_z. \end{cases} \quad (16)$$

将式 (13) 和 (14) 分别相减, 得

$$\begin{cases} \Delta N_{gx13} + \Delta N_{gx57} = 4D_x, \\ \Delta N_{gy13} + \Delta N_{gy57} = 4D_y, \\ \Delta N_{gz13} + \Delta N_{gz57} = 4D_z; \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \Delta N_{gx13} - \Delta N_{gx57} = -4K_{gxy}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U), \\ \Delta N_{gy13} - \Delta N_{gy57} = 4K_{gyx}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U), \\ \Delta N_{gz13} - \Delta N_{gz57} = 4K_{gz}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U). \end{cases} \quad (18)$$

由于 $C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U$ 为固定值, 通过解算上述方程可以确定出陀螺仪中的误差参数 $K_{gxy}, K_{gyx}, K_{gz}, D_x, D_y, D_z$. 同理分别将式 (15) 和 (16) 相减, 得

$$\begin{cases} \Delta N_{gx26} - \Delta N_{gx48} = -4K_{gxz}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U), \\ \Delta N_{gy26} - \Delta N_{gy48} = -4K_{gy}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U), \\ \Delta N_{gz26} - \Delta N_{gz48} = 4K_{gzx}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U). \end{cases} \quad (19)$$

将式 (19) 与位置 1 和位置 2 处水平陀螺仪的输出方程建立方程组

$$\begin{cases} \Delta N_{gx26} - \Delta N_{gx48} = -4K_{gxz}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U), \\ \Delta N_{gy26} - \Delta N_{gy48} = -4K_{gy}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U), \\ \Delta N_{gz26} - \Delta N_{gz48} = 4K_{gzx}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U), \\ N_{gx1} = K_{gx}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + K_{gyz}(C_{22}\omega_N + C_{23}\omega_U) - K_{gxy}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + D_x, \\ N_{gy1} = -K_{gyz}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + K_{gy}(C_{22}\omega_N + C_{23}\omega_U) + K_{gyx}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + D_x, \\ N_{gx2} = -K_{gyz}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) + K_{gx}(C_{22}\omega_N + C_{23}\omega_U) - K_{gxy}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + D_x, \\ N_{gy2} = -K_{gy}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) - K_{gyz}(C_{22}\omega_N + C_{23}\omega_U) + K_{gyx}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + D_x. \end{cases} \quad (20)$$

当载体相对导航坐标系存在固定角位置时, $C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U$ 为固定值. 但矩阵中含有未知航向角 φ , 因此在八位置标定过程中引入了新的未知参数 φ . 由于陀螺仪模型中的部分误差参数 $K_{gxy}, K_{gyx}, K_{gz}, D_x, D_y, D_z$ 已确定, 且陀螺仪输出为已知量, 载体姿态矩阵的元素 $C_{12}, C_{13}, C_{22}, C_{23}$ 中均包含未知量 φ . 构建的 7 个方程中含有 6 个未知量, 通过连立求解可确定陀螺仪模型中的误差参数 $K_{gx}, K_{gy}, K_{gxz}, K_{gzx}, K_{gyz}, \varphi$. 此时陀螺仪误差模型中的 12 个参数已经计算出 11 个. 确定载体的 3 个姿态角后, 可根据惯性测量单元所处第 1 位置时的方位陀螺仪输出方程求解误差量 K_{gzy} .

$$\begin{aligned} N_{gz1} &= K_{gzy}(C_{12}\omega_N + C_{13}\omega_U) - \\ &K_{gzx}(C_{22}\omega_N + C_{23}\omega_U) + \\ &K_{gz}(C_{32}\omega_N + C_{33}\omega_U) + D_z. \end{aligned} \quad (21)$$

至此, 利用惯性测量单元的双轴八位置转停方案可实现对陀螺误差模型中 12 个参数的标定工作.

4 实验分析

本实验的目的是利用双轴转位机构提供 8 个固定位置, 对实现载体姿态未知条件下光纤陀螺组件误差参数的标定进行验证 (见图 3), 因此采用实验室 SGT-3 型惯导测试转台作为转位机构, 其性能指标如表 1 所示. 将实验室自研光纤陀螺组件紧固于台面, 进行台面调平和侧面调平, 保证陀螺仪坐标系与转台坐标系重合, 实验开始前设置转台存在任意姿态角.

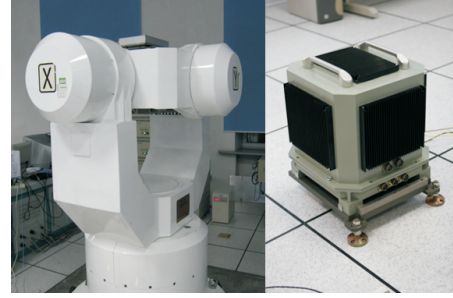


图 3 SGT-3 型惯导测试转台及光纤陀螺组件

表 1 SGT-3 型惯导测试转台主要技术指标

参数项	参数值
负载要求/kg	50
台体回转精度/(°)	±2
台体转角范围	0 ~ ∞
测角精度/(°)	±3
测角重复性/(°)	±2
定位精度/(°)	±3
速率范围/(°/s)	0.001 ~ 150
速率精度/(°/s)	0.000 01(360° 平均)

首先采用传统标定方法对光纤陀螺系统进行标定, 通过角速率试验标定出角速度通道的标度因数和安装误差角; 然后通过位置试验标定出陀螺零位误差; 最后, 设定转台平面相对水平面存在任意初始姿态角, 利用转动程序使转台只能围绕轴方向进行转位运动, 采用本文提出的双轴八位置高精度标定方法对光纤陀螺进行标定. 其中每个固定位置停顿时间为 15 min, 不同标定方法下的试验结果如表 2 所示.

表 2 不同标定方法的标定结果对比

参数项	传统标定方法	八位置标定
$K_{gx}/(\text{bits}/^\circ/\text{s})$	-103.388 422 626	-103.394 699 228
$K_{gy}/(\text{bits}/^\circ/\text{s})$	-104.900 852 757	-104.906 263 308
$K_{gz}/(\text{bits}/^\circ/\text{s})$	-104.833 244 003	-104.838 939 630
K_{gxy}/rad	-0.000 820 930	-0.000 924 327
K_{gxz}/rad	0.000 559 157	0.001 840 350
K_{gyx}/rad	0.000 368 912	0.000 604 352
K_{gyz}/rad	0.002 013 037	-0.000 578 212
K_{gzx}/rad	0.000 102 454	-0.000 037 696
K_{gzy}/rad	-0.000 005 908	0.000 212 001
$D_x/(^\circ/\text{s})$	-1.385 595 502	-1.499 695 941
$D_y/(^\circ/\text{s})$	0.072 588 176	0.098 942 547
$D_z/(^\circ/\text{s})$	0.691 934 028	0.374 485 170

通过对表2的对比可以看出,两种标定方法得到的结果相似.为进一步直观地反映标定结果的准确性与可行性,分别将不同标定方法得到的光纤陀螺仪误差系数代入姿态测量系统系泊1h和航行状态4.5h的导航实验数据进行分析,得到不同标定方法对应的姿态对比曲线(如图4和图5所示).

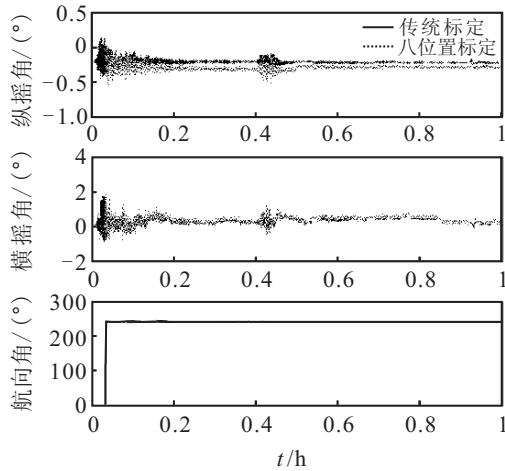


图4 系泊状态不同标定方法对应姿态曲线

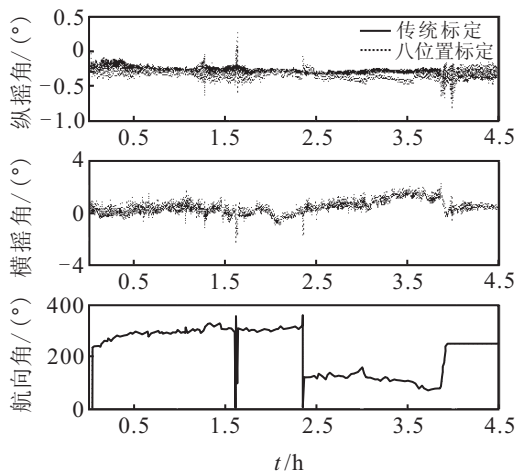


图5 航行状态不同标定方法对应姿态曲线

通过对图4和图5的分析可看出,无论载体处于系泊还是航行状态,采用本文提出的八位置标定方法得到的载体姿态信息与实验室传统标定方案得到的姿态信息基本一致,即使纵摇角误差相对较大,但也控制在 0.1° 范围之内.横摇角和航向角相差很小,基本处于重合状态.该半实物实验结果验证了本文提出的八位置方案可以在载体姿态信息未知条件下实现对光纤陀螺仪误差参数标定的可行性.

5 结论

本文提出了一种利用双轴转位机构实现载体姿态未知条件下的光纤陀螺仪现场标定方案,通过加速度计敏感重力加速度分量计算出载体的水平姿态角.建立简化的光纤陀螺模型后,利用八位置标定路径分

别激励出陀螺仪的标度因数、安装误差和零位.实验结果表明,该标定方法可以在载体姿态未知条件下实现对光纤陀螺误差参数的标定,且标定结果具有较高的可行性.本文方法具有较强的实际工程意义,因此本课题下一步的工作重点是研究如何将其应用于具有双轴转位机构的调制型捷联惯导系统.

参考文献(References)

- [1] Heckman D W, Baretela M. Interferometric fiber optic gyro technology[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2000, 15(2): 23-28.
- [2] Neil B, George S. Inertial sensor technology trends[J]. IEEE Sensors J, 2001, 1(4): 332-339.
- [3] 孙枫, 孙伟. 基于双轴转位机构的光纤陀螺标定方法研究[J]. 控制与决策, 2010, 25(12): 1870-1874. (Sun F, Sun W. Research on the calibration of IFOG based on the two-axis indexing[J]. Control and Decision, 2010, 25(12): 1870-1874.)
- [4] 刘百奇, 房建成. 光纤陀螺IMU的六位置旋转现场标定新方法[J]. 光电工程, 2008, 35(1): 60-65. (Liu B Q, Fang J C. Novel field calibration through rotation in six-position for FOG-IMU[J]. Opto-Electronic Engineering, 2008, 35(1): 60-65.)
- [5] Pei-hwa L, Donald S, Herbert T C. Low cost fiber optic rate sensor inertial measurement unit[C]. IEEE Position Location and Navigation Symposium. Palm Springs: IEEE, 1998: 256-263.
- [6] Curey R K, Ash M E, Thielman L O, et al. Proposed IEEE inertial systems terminology standard and other inertial sensor standards[C]. IEEE Position Location and Navigation Symposium. Monterey: IEEE, 2004: 83-90.
- [7] 范胜林, 孙永荣, 袁信. 捷联系统陀螺静态漂移参数标定[J]. 中国惯性技术学报, 2000, 8(1): 42-46. (Fan S L, Sun Y R, Yuan X. Calibration of gyro static drift parameters of strapdown system[J]. J of Chinese Inertial Technology, 2000, 8(1): 42-46.)
- [8] Morrow R B, Heckman D W. High precision IFOG insertion into the strategic submarine navigation system[C]. IEEE Position Location and Navigation Symposium. Monterey: IEEE, 1998: 332-338.
- [9] Liu Q, Liu L, Qi Z K. Error analysis and compensation of strapdown inertial navigation system[J]. J of Beijing Institute of Technology, 2002, 11(2): 117-120.
- [10] Yun C S, Gook P C. A calibration technique for a redundant IMU containing low-grade inertial sensors[J]. ETRI J, 2005, 27(9): 418-425.