

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2019.06.008

一种提高光纤旋转系统导航精度的扰动基座对准技术

袁书博¹, 张 辉², 扈光锋¹, 李邦清³, 唐江河¹

(1. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074; 2. 陆军装备部驻北京地区航空
军事代表室, 北京 100074; 3. 航天科工集团三院, 北京 100074)

摘要: 光纤旋转系统的安装误差、标度因数误差等误差参数会随着时间而改变, 而惯性器件误差是导航过程中误差的主要来源, 因此在系统自对准的同时对关键误差参数进行标定能够提高系统的导航性能。为了在不显著增加光纤旋转系统准备时间的条件下, 结合光纤旋转系统特点, 提高旋转系统的导航精度, 将对光纤旋转系统扰动基座下的自对准技术进行研究。提出了一种优化改进的旋转路径和自标定自对准流程, 并对旋转路径进行了可观度分析, 在该旋转路径下采用了Kalman滤波算法对陀螺的安装误差、陀螺标度因数误差、加表零偏进行估计并补偿。仿真与系统试验结果表明, 采用该方案后, 系统速度误差有明显降低。

关键词: 光纤旋转系统; 自对准; 惯性导航

中图分类号: V324.2+3 文献标志码: A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):
文章编号: 2095-8110(2019)06-0050-08



Self-alignment Technology for Improving the Navigation Accuracy of Optical Fiber Rotating System on Disturbing Base

YUAN Shu-bo¹, ZHANG Hui², HU Guang-feng¹, LI Bang-qing³, TANG Jiang-he¹

(1. Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China;
2. Aviation Military Representative Office of the Army Armaments Department in Beijing Area, Beijing 100074, China;
3. The 3rd Academy of China Aerospace Science & Industry Corp., Beijing 100074, China)

Abstract: The installation error and scale factor error of the optical fiber rotating system change with time and the parameter errors are the main error source in navigation process. Therefore, the oscillation amplitude of the system velocity error can be reduced by self-alignment and self-calibration of the key parameters of the system. In order to improve the navigation accuracy and alignment performance of the optical fiber rotating system without significantly increasing the preparation time of the fiber rotating system, an improved rotation strategy and calibration alignment process are proposed with the characteristics of optical fiber rotating system, and observability analysis is carried out. The Kalman filtering algorithm is used to estimate and compensate the gyro scale factor, gyro installation error and accelerometer bias. The results of simulation and the system experiment show that the magnitude of system velocity error is obviously reduced after self-calibration and self-alignment simultaneously.

Key words: Optical fiber rotating system; Self-alignment; Inertial navigation

收稿日期: 2019-07-09; 修订日期: 2019-08-27

基金项目: 总装预研基金项目(41417030103)

作者简介: 袁书博(1994-), 男, 硕士研究生, 主要从事惯性导航及旋转调制方面的研究。E-mail: 1481567304@qq.com

0 引言

光纤旋转系统通常在交付使用之前进行标定从而获得误差参数并在导航时进行补偿^[1],可以得到较高的导航精度。但是系统的误差参数并不是一成不变的,随着时间推移会发生改变^[2-5]。对于高精度光纤旋转系统,3年时间标度因数误差可以变化 3×10^{-4} 左右,安装误差变化 $60''$ 左右。误差发生变化后,在进行旋转对准与旋转调制导航时,转位机构可以对惯性仪表的常值误差进行周期性的调制,从而提高系统的导航性能,但无法调制掉陀螺标度因数误差由于敏感地球自转角速率而产生的误差;并且旋转机构的转动会激励起陀螺标度因数误差与安装误差产生导航误差,当陀螺标度因数误差和安装误差等惯性器件误差较大时,在一个旋转周期内引起的速度误差也会变大。

因此,光纤旋转系统在自对准的同时精确获得系统的陀螺安装误差和标度因数误差等误差参数,并对其进行相应的补偿,会减小速度误差,提高导航精度。本文研究了光纤旋转系统扰动基座条件下的自对准技术,提出了一种新的自标定自对准方案,即在自对准时使用少量时间对陀螺安装误差、陀螺标度因数误差、加表零偏进行标定,减小此误差引起的导航误差,从而提高旋转导航精度。

1 误差分析

1.1 旋转系统误差方程

旋转系统除了使用了常用的坐标系外,还采用了一个新的坐标系:旋转坐标系 r 系。旋转坐标系的定义为:该坐标系与惯性器件固连,原点 O 为惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)的质心,初始时刻该坐标系与载体坐标系重合,指向载体的前、上、右。

由于旋转系统采用捷联导航算法,其误差方程本质上与捷联系统误差方程相同,区别仅在于增加了旋转调制矩阵,具体如下

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \phi \times \omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n - C_r^n C_b^r ([\delta K_G] + [\delta G]) \omega_{ir}^r - C_r^n \epsilon^r \\ \delta \dot{V}^n = f^n \times \phi^n + C_r^n C_b^r ([\delta K_A] + [\delta A]) f^r + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + V^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) + C_r^n V^r \end{cases} \quad (1)$$

其中, ϕ 为姿态误差角; δK_G 为陀螺的刻度系数误差; δG 为陀螺的安装误差; ϵ^r 为陀螺漂移,单位 $(^\circ)/h$; δK_A 为加表的刻度系数误差; δA 为加表的安装误差; V^r 为加表零偏,单位 μg ; C_b^n 为姿态阵,是载体坐标系向导航坐标系的转换矩阵; C_r^b 为IMU旋转坐标系到载体坐标系的姿态矩阵。

令 $C_r^n = C_b^n C_r^b$, C_r^n 为旋转坐标系到地理坐标系的姿态矩阵,则旋转系统的误差方程为

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \phi \times \omega_{in}^n + \delta\omega_{in}^n - C_r^n ([\delta K_G] + [\delta G]) \omega_{ir}^r - C_r^n \epsilon^r \\ \delta \dot{V}^n = f^n \times \phi^n + C_r^n ([\delta K_A] + [\delta A]) f^r + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + V^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) + C_r^n V^r \end{cases} \quad (2)$$

1.2 锯齿形速度误差分析

在IMU转动过程中,由于存在惯性器件安装误差与标度因数误差,会使计算得到的速度出现锯齿形的速度误差。下面以绕北向轴转动为例,分析了IMU转动如何激励陀螺安装误差和标度因数误差使系统产生锯齿形速度误差。当仅考虑陀螺安装误差与标度因数误差时,则 $\dot{\phi} = C_r^n ([\delta K_G] + [\delta G]) \omega_{ir}^r$,假设IMU转动的角速率为 ω , t 时刻旋转坐标系到地理坐标系的姿态矩阵 C_r^n 为

$$C_r^n = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\omega t & -\sin\omega t \\ 0 & \sin\omega t & \cos\omega t \end{bmatrix} \quad (3)$$

相对于系统的转动,暂忽略地球自转角速度通过安装误差与标度因数误差引起的姿态误差,则 $\omega_{ir}^r = [\omega \ 0 \ 0]^T$,因此由旋转引起的系统姿态误差方程为

$$\begin{cases} \dot{\phi}_n = -\delta K_{gx} \cdot \omega \\ \dot{\phi}_u = -\cos\omega t \cdot \delta K_{gyx} \cdot \omega + \sin\omega t \cdot \delta K_{gzx} \cdot \omega \\ \dot{\phi}_e = -\sin\omega t \cdot \delta K_{gyx} \cdot \omega - \cos\omega t \cdot \delta K_{gzx} \cdot \omega \end{cases} \quad (4)$$

将式(4)积分可得在 t 时刻的数学平台失调角度,由于失调角的存在会产生重力加速度的投影误差,如式(5)所示

$$\begin{cases} \delta \dot{V}_e = g \int_0^t \dot{\phi}_n dt = -\delta K_{gx} \cdot \omega \cdot t \cdot g \\ \delta \dot{V}_n = -g \int_0^t \dot{\phi}_e dt = -(\cos\omega t - 1) \cdot \delta K_{gyx} + \sin\omega t \cdot \delta K_{gzx} \cdot g \end{cases} \quad (5)$$

将该加速度误差积分即可得到系统速度误差

$$\begin{aligned}\delta V_e &= \int_0^t (g \int_0^t \dot{\phi}_n dt) dt = -\delta K_{gx} \cdot \omega \cdot g \cdot t^2/2 \\ \delta V_n &= \int_0^t (-g \int_0^t \dot{\phi}_e dt) dt = ((\omega t - \sin \omega t) \cdot \delta K_{gyx} - \\ &\quad (1 - \cos \omega t) \cdot \delta K_{gzx}) \cdot g/\omega\end{aligned}\quad (6)$$

由速度误差公式可知,陀螺安装误差形成的速度误差为线性增长项与正弦变化项的组合,陀螺标度因数误差形成的速度误差项为二次项。

在旋转 360° 时速度误差为

$$\begin{aligned}\delta V_e &= \int_0^t (g \int_0^t \dot{\phi}_n dt) dt = -2\delta K_{gx} \cdot g \cdot \pi^2/\omega \\ \delta V_n &= \int_0^t (-g \int_0^t \dot{\phi}_e dt) dt = 2\pi \cdot \delta K_{gyx} \cdot g/\omega\end{aligned}\quad (7)$$

同理,当反向旋转 360° 时,陀螺安装误差与标度因数误差引起的速度误差为

$$\begin{aligned}\delta V_e &= \int_0^t (g \int_0^t \dot{\phi}_n dt) dt = 2\delta K_{gx} \cdot g \cdot \pi^2/\omega \\ \delta V_n &= \int_0^t (-g \int_0^t \dot{\phi}_e dt) dt = -2\pi \cdot \delta K_{gyx} \cdot g/\omega\end{aligned}\quad (8)$$

反转 1 周产生的速度误差正好与正向旋转时产生的速度误差抵消。因此,通过旋转调制,在正反各转 1 周时,IMU 转动会激励陀螺安装误差和标度因数误差使系统产生锯齿形的速度误差,误差最大值在正转 360° 时产生,可以通过减小或精确补偿陀螺安装误差与标度因数误差来减小锯齿形速度误差的振荡幅值。

1.3 旋转调制中陀螺标度因数误差效应研究

对于光纤陀螺来说,标度因数误差会随着时间而改变,长时间变化量可达上百 ppm。在以地理系为旋转调制导航坐标系的情况下,该误差无法被调制掉,会敏感地球自转角速率进而产生导航误差,分析如下:

假设导航坐标系为北天东地理系,3 个正交安装的陀螺敏感到的角速率分别为 ω_{ibx}^b 、 ω_{iby}^b 、 ω_{ibz}^b , 3 个标度因数误差分别为 δK_{gx} 、 δK_{gy} 、 δK_{gz} , 则标度因数误差矩阵可以表示为

$$\delta \mathbf{K}_g = \begin{bmatrix} \delta K_{gx} & 0 & 0 \\ 0 & \delta K_{gy} & 0 \\ 0 & 0 & \delta K_{gz} \end{bmatrix}\quad (9)$$

当 IMU 绕天向轴以角速率 ω 旋转时, t 时刻陀螺的输入角速率为

$$\begin{aligned}\omega_{irx}^r &= \omega_{ieN} \cdot \cos(\omega t) \\ \omega_{iry}^r &= \omega_{ieU} + \omega \\ \omega_{irz}^r &= \omega_{ieN} \cdot \sin(\omega t)\end{aligned}\quad (10)$$

由标度因数误差引起的数学平台角速率误差为

$$\begin{aligned}\delta \omega_{ir}^n &= \mathbf{C}_r^n \cdot \delta \mathbf{K}_g \cdot \omega_{ir}^r \\ &= \begin{bmatrix} \omega_{ieN} \cdot \cos(2\omega t) \cdot (\delta K_{gx} - \delta K_{gz})/2 + \\ \omega_{ieN} \cdot (\delta K_{gx} + \delta K_{gz})/2 \\ \delta K_{gy} \cdot (\omega + \omega_{ieU}) \\ \omega_{ieN} \cdot \sin(2\omega t) \cdot (\delta K_{gz} - \delta K_{gx})/2 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (11)$$

当旋转时间为 $T = 2\pi/|\omega|$ 时,对式(11)进行积分可以得到旋转 1 周引起的平台误差角为

$$\begin{aligned}\nabla \phi &= \int_0^T \delta \omega_{ir}^n \\ &= \begin{bmatrix} 0 \\ \delta K_{gy} \cdot (\omega + \omega_{ieU}) \cdot 2\pi/|\omega| \\ 0 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (12)$$

由式(12)可以看出,当 IMU 进行正反向旋转时,可以调制掉 IMU 旋转与标度因数误差产生的数学平台角度误差;而标度因数误差敏感到地球自转角速率产生的误差总是存在,无法将其调制掉。

因此,在系统使用前对陀螺标度因数误差进行标定,可以减小陀螺标度因数误差敏感地球自转角速率而产生的系统导航误差。

2 自标定自对准技术

目前光纤旋转系统普遍采用通电启动后,直接开始自对准流程,然而系统经过一段时间后,由于应力释放等原因,系统的安装误差和标度因数误差等都会发生变化。根据统计,3 年时间标度因数误差最大可以变化 3×10^{-4} 左右,安装误差最大变化 $60''$ 左右。根据第 1 节可知,当陀螺标度因数误差和陀螺安装误差等误差较大时会引起较大的速度误差,因此需要结合光纤旋转惯导的特点研究适合工程应用的、可以提高系统导航精度的自对准方案。

结合光纤旋转系统的特点,本文提出了一种基于连续旋转自对准与快速自标定相结合的自对准技术。此时系统处于静止状态,系统基座为扰动基座,在自对准的同时对关键误差参数进行标定,从而减小误差对导航的影响,提高导航精度。本文自标定自对准的实现方案如图 1 所示。

1) 读取 IMU 原始数据,采用抗扰动粗对准方法实现粗对准,确定惯导系统粗略初始姿态,记粗对准结束时刻为 t_s ;

2) 利用逆向导航算法^[9-11],从 t_s 到 0 时进行反向导航,对系统参数误差进行辨识,直到 0 时刻;

3) 以逆向导航结束时的速度、位置和姿态信息为初始条件,从 0 时刻开始进行正向导航,同时继续

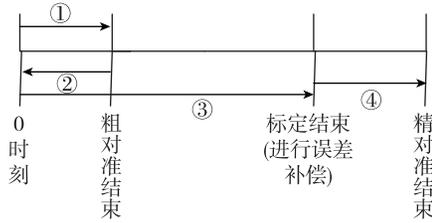


图 1 自标定自对准实现方案图
Fig. 1 Self-calibration and self-alignment implementation scheme

进行卡尔曼滤波运算, 辨识系统误差参数, 直到标定结束, 对系统关键的误差参数进行标定;

4) 以标定结束时的姿态为精对准的初始姿态, 并对误差参数进行补偿, 进行连续正反转精对准。

2.1 自标定参数选择

陀螺相关误差为惯导系统主要的误差源, 在系统使用前进行标定可以大幅提高导航精度。根据第 1 节分析可知, 陀螺标度因数误差和陀螺安装误差会导致系统产生锯齿形的速度误差, 并且陀螺标度因数误差敏感地球自转角速率而引起的姿态误差不能被调制, 另外加表的零偏对导航也会产生一定影响。因此, 本方案将选取陀螺标度因数误差、陀螺安装误差和加表零偏作为自标定参数。

2.2 自标定自对准路径及可观测度分析

根据选定的标定参数, 设计了一个自标定自对准转位路径, 通过控制旋转机构使 IMU 按设计路径进行转动^[12-13], 使系统在自对准时完成对选取参数的标定, 整个过程用时 615s。

对路径采用基于奇异值分解的可观测性分析方法对系统误差的可观测度进行分析, 结果见表 1。由表 1 可知, 在该路径的激励下, 除 δk_{gzx} 外, 其他的陀螺标度因数、陀螺安装误差和加速度计的零偏具有较高可观测度, 可以实现这些参数误差的标定。

表 1 标定参数可观测度统计

Tab. 1 Observability statistic of calibration parameters

序号	参数	可观测度	序号	参数	可观测度
1	δV_n	1	9	δK_{gz}	0.7294361001
2	δV_u	1	10	δk_{gxy}	0.5157892328
3	δV_e	1	11	δk_{gxz}	0.4895360233
4	∇_x	0.90249284	12	δk_{gyx}	0.4023117805
5	∇_y	0.84827535	13	δk_{gyz}	0.51578921
6	∇_z	0.65027117	14	δk_{gzx}	0.02920124
7	δK_{gx}	0.51578921	15	δk_{gzy}	0.47737916
8	δK_{gy}	0.66032898			

2.3 自对准滤波模型

根据该误差方程, 设计 Kalman 滤波器, 在自对准过程中选取不同的滤波器进行误差参数标定与系统对准, 其主要区别在于滤波器状态变量的选取。

对于标定滤波器, 根据惯性导航系统误差方程和器件误差模型, 选取速度误差、姿态误差以及待标定的器件误差参数作为滤波器的状态变量

$$\mathbf{X} = [\phi_n, \phi_u, \phi_e, \delta V_n, \delta V_u, \delta V_e, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z, \delta K_{gx}, \delta K_{gy}, \delta K_{gz}, \delta K_{gxy}, \delta K_{gxz}, \delta K_{gyx}, \delta K_{gyz}, \delta K_{gzx}, \delta K_{gzy}]^T$$

对于对准滤波器, 由于在对准过程中产生速度误差的主要误差源为加速度计零偏与陀螺漂移, 所以选取速度误差、位置误差、姿态误差、加速度计零偏、陀螺漂移为滤波器的状态变量

$$\mathbf{X} = [\phi_n, \phi_u, \phi_e, \delta V_n, \delta V_u, \delta V_e, \delta Lat, \delta h, \delta Lon, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z, \epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z]^T$$

2.4 自标定自对准工程实现

为了缩短系统的准备时间, 在进行粗对准时存储粗对准数据, 通过在线反向导航实现粗对准数据的重复利用。在自标定与自对准进行切换时, 使用标定结束时的姿态作为精对准的初始姿态, 并对标定得到的误差参数进行补偿。

与目前光纤旋转系统普遍采取的在系统使用之前只进行连续旋转自对准的方案相比, 该自标定自对准方案可以在对准之前用 350s 对陀螺标度因数误差、陀螺安装误差和加表零偏进行估计补偿, 从而提高了系统的对准与导航性能。

3 数学仿真与工程试验验证

3.1 自标定自对准数学仿真

3.1.1 仿真条件

利用 Matlab 搭建了自标定自对准数据发生器, 数据发生器参数设置如表 2 所示, 初始姿态设置如表 3 所示。

利用数据发生器生成自标定自对准方案陀螺与加速度计的采样值。

3.1.2 仿真结果及分析

首先对本文的自标定自对准流程进行仿真, 标定的仿真结果如图 2 所示。

仿真标定估计值与真值的对比如表 4 所示。

表 2 误差参数设定值

Tab. 2 Error parameters setting

误差项	设定值	误差项	设定值
$\nabla_x/\mu g$	80	$\delta K_{ax}/10^{-6}$	68
$\nabla_y/\mu g$	95	$\delta K_{ay}/10^{-6}$	-75
$\nabla_z/\mu g$	70	$\delta K_{az}/10^{-6}$	100
$\delta k_{ayx}/(″)$	2	$\epsilon_x/[(°)/h]$	0.02
$\delta k_{axx}/(″)$	10	$\epsilon_y/[(°)/h]$	0.01
$\delta k_{azy}/(″)$	-12	$\epsilon_z/[(°)/h]$	-0.015
$\delta K_{gx}/10^{-6}$	80	$\delta k_{gxy}/(″)$	-30
$\delta K_{gy}/10^{-6}$	-95	$\delta k_{gxz}/(″)$	20
$\delta K_{gz}/10^{-6}$	-120	$\delta k_{gyx}/(″)$	25
$\delta k_{gyz}/(″)$	15	$\delta k_{gxx}/(″)$	-15
$\delta k_{gzy}/(″)$	18		

表 3 初始姿态

Tab. 3 Initial attitude

姿态	设定值
航向角/(°)	1
俯仰角/(°)	0.5
滚动角/(°)	0.2

表 4 标定参数估计值

Tab. 4 Calibration parameter estimations

参数	真值	估计值	残差
$\nabla_x/\mu g$	80	79.919	0.081
$\nabla_y/\mu g$	95	94.251	0.749
$\nabla_z/\mu g$	70	70.634	-0.634
$\delta K_{gx}/10^{-6}$	80	79.882	0.118
$\delta K_{gy}/10^{-6}$	-95	-94.937	-0.063
$\delta K_{gz}/10^{-6}$	-120	-120.113	0.113
$\delta k_{gxy}/(″)$	15	14.866	0.134
$\delta k_{gxx}/(″)$	18	18.095	-0.095
$\delta k_{gyx}/(″)$	-30	-30.041	0.041
$\delta k_{gyz}/(″)$	20	20.041	-0.041
$\delta k_{gzx}/(″)$	25	24.787	0.213
$\delta k_{gzy}/(″)$	-15	-15.034	0.034

由表 4 可以看出,该自标定自对准方案在 615s 内实现了对陀螺的标度因数误差、陀螺安装误差和加速度计零偏的准确估计,其最大残差分别为 $0.749\mu g$ 、 0.118×10^{-6} 、 $0.213″$,同时完成了系统对准,对准结果与使用 10min 连续正反转自对准处理流程的对准结果对比如表 5 所示。

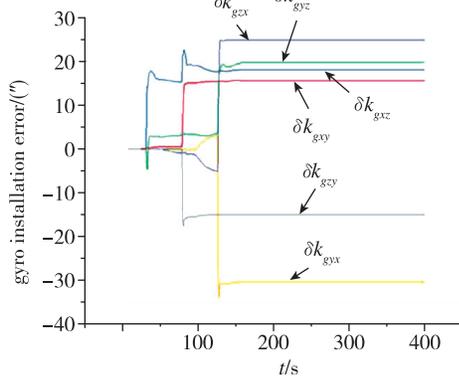
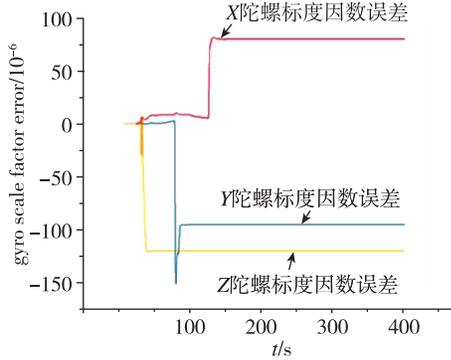
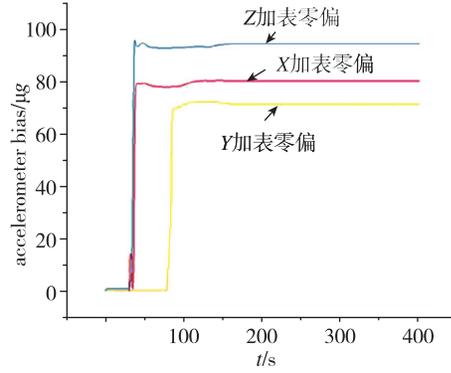


图 2 标定结果

Fig. 2 Calibration results

表 5 对准结果

Tab. 5 Alignment results

姿态	设定值	自标定自对准流程的对准结果	只使用自对准流程的对准结果
航向角/(°)	1	0.999866	1.001822
俯仰角/(°)	0.5	0.499818	0.500726389
滚动角/(°)	0.3	0.3000598	0.3004272397

表 5 表明,使用自标定自对准流程可以提高对准精度。

为了直观地显示该方案的效果,将本文的自标定自对准方案作为对准方案应用到静止的十六位置旋转调制^[16]导航中,与采用 10min 连续正反向旋转对准方案的十六位置旋转调制导航进行对比。

导航时间为 3.3h,速度误差分别如图 3 和图 4 所示,2 组导航试验结果如表 6 所示。

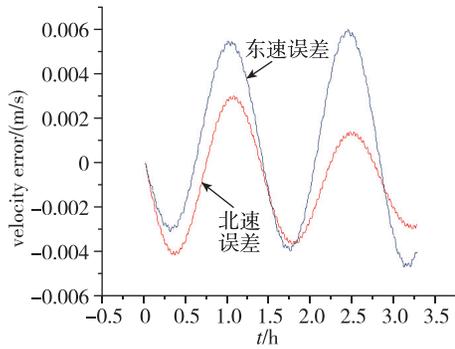


图 3 使用自标定自对准流程的导航误差

Fig. 3 Navigation errors by self-alignment and self-calibration

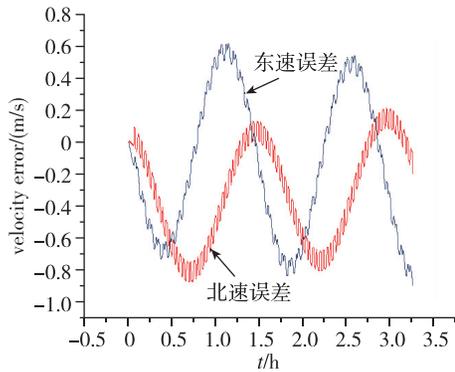


图 4 使用自对准流程的导航误差

Fig. 4 Navigation errors by self-alignment

表 6 导航结果

Tab. 6 Navigation results

状态	北向速度误差/(m/s)		东向速度误差/(m/s)	
	自对准	自标定自对准	自对准	自标定自对准
误差	-0.87	-0.004	-0.8	0.006

可见,系统处于旋转调制状态导航时,使用自标定自对准流程后,速度误差有所下降(北向速度最大误差值由-0.87m/s 降至-0.004m/s,东向速度最大误差值由-0.8m/s 降至 0.006m/s),且锯齿现象明显降低,导航性能明显提升。

3.2 试验验证

3.2.1 试验条件

采用某台长时间未进行标定的光纤旋转惯导系统进行工程试验验证,将其稳定放置于试验台上,经自标定自对准流程后转双轴十六位置旋转调制导航,导航 1.4h。

首先对自标定结果进行分析,为了验证该方案标定的精确度,将使用本文标定路径的结果以及使用十九位置标定的结果作比较,如表 7 所示。

表 7 标定参数估计值

Tab. 7 Calibration parameter estimations

参数	本方案估计值	19 位置标定估计值	残差
$\nabla_x / \mu g$	-63	-65	2
$\nabla_y / \mu g$	9	14	-5
$\nabla_z / \mu g$	75	63	8
$\delta K_{gx} / 10^{-6}$	-73	-72	-1
$\delta K_{gy} / 10^{-6}$	-46	-47	1
$\delta K_{gz} / 10^{-6}$	-119	-116	-3
$\delta k_{gxy} / (")$	-25	-23	-2
$\delta k_{gxz} / (")$	-40	-42	2
$\delta k_{gyx} / (")$	-50	-50	0
$\delta k_{gyz} / (")$	22	23	-1
$\delta k_{gzx} / (")$	7	4	3
$\delta k_{gzy} / (")$	10	15	-5

由表 7 可以看出,使用本文标定路径与使用十九位置标定的标定结果基本一致,其最大残差分别为 $8\mu g$ 、 3×10^{-6} 、 $5"$,能够反映出系统误差参数的变化。

利用十六位置旋转数据,对使用本文自标定自对准流程的导航误差与使用 10min 连续正反转自对准流程的导航误差进行对比,分别如图 5 和图 6 所示。

由图 5 和图 6 可见,在旋转调制状态,使用自标定自对准流程后的导航速度误差有所下降,导航精度得到提高。

将以上导航试验结果统计于表 8 中。

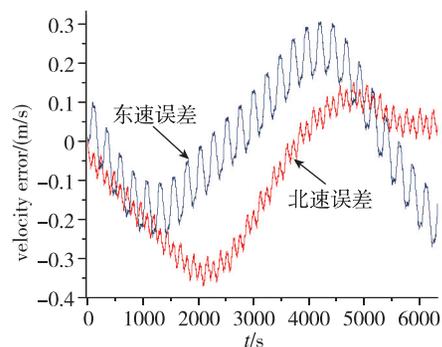


图 5 使用自标定自对准流程的导航误差

Fig. 5 Navigation errors by self-alignment and self-calibration

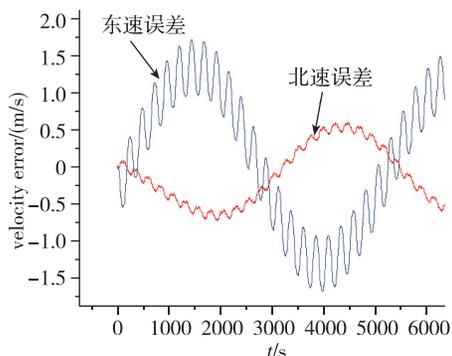


图6 使用自对准流程的导航误差

Fig. 6 Navigation errors by self-alignment

表8 导航精度

Tab. 8 Navigation accuracy

状态	北向速度误差/(m/s)		东向速度误差/(m/s)	
	自对准	自标定自对准	自对准	自标定自对准
误差	0.729	-0.358	1.7	0.305

由表8可见,使用本文自标定自对准流程后,北向速度最大误差值由0.729m/s下降至-0.358m/s,东向速度最大误差至由1.7m/s下降至0.305m/s,可见本文所提自标定自对准方法可以减小旋转调制的速度误差,提高旋转调制的导航精度。

4 结论

为了提高光纤旋转系统导航及对准精度,本文对光纤旋转系统扰动基座自对准技术进行了研究,提出了一种自标定自对准方案。首先结合光纤旋转系统特点分析了误差参数对旋转调制导航的影响。其次选择标定参数并根据标定参数设计了特定的系统转位路径,实现了对陀螺标度因数误差和陀螺安装误差、加表零偏的标定与系统自对准。最后通过数学仿真与工程试验验证表明,使用该自标定自对准流程与使用10min连续旋转自对准流程相比,系统北向速度误差减小50%以上,东向速度误差减小80%以上。

参考文献

- [1] 秦永元. 惯性导航(第二版)[M]. 北京: 科学出版社, 2014: 1-3.
Qin Yongyuan. Inertial navigation(2nd Edition)[M]. Beijing: Science Press, 2014: 1-3(in Chinese).
- [2] 高钟毓. 惯性导航技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 429-430.
Gao Zhongyu. Inertial navigation technology[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 429-430 (in Chinese).
- [3] Tterton D H, Weston J L. Strapdown inertial navigation technology (2nd Edition) [M]. Americans Institute of Aeronautics and Astronautics and the Institution of Electrical Engineers, 2004: 453-456.
- [4] 李仔冰. 双轴旋转式光纤捷联惯导系统的误差特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
Li Zaibing. Error research on dual-axis rotating inertial navigation with fiber gyroscope [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011(in Chinese).
- [5] 袁保伦, 饶谷音. 光学院螺旋旋转惯导系统原理探讨[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(6): 49-52.
Yuan Baolun, Rao Guyin. On the theory of optical gyro rotating inertial navigation system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006, 28(6): 49-52(in Chinese).
- [6] 黄凤荣, 侯斌, 孙伟强, 等. 双轴旋转式SINS自主标定技术[J]. 中国惯性技术学报, 2012, 20(2): 146-151.
Huang Fengrong, Hou Bin, Sun Weiqiang, et al. Self-calibration for dual-axis rotary SINS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2012, 20(2): 146-151(in Chinese).
- [7] 李国强. 旋转捷联惯导技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
Li Guoqiang. Research on rotating strapdown inertial navigation technology[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011(in Chinese).
- [8] 杨晓霞, 黄一. 激光捷联惯导系统的一种系统级标定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16(1): 1-7.
Yang Xiaoxia, Huang Yi. Systematic calibration method for laser gyro SINS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2008, 16(1): 1-7(in Chinese).
- [9] 邱宏波, 周东灵, 李文耀, 等. 基于闭环误差控制器的高精度POS后处理算法[J]. 中国惯性技术学报, 2010, 18(6): 691-695.
Qiu Hongbo, Zhou Dongling, Li Wenyao, et al. High precision POS post-processing algorithm based on closed-loop error controller[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2010, 18(6): 691-695 (in Chinese).
- [10] 严恭敏, 严卫生, 徐德民. 逆向导航算法及其在捷联罗经初始对准中的应用[C]//第27届中国控制会议. 昆明, 2008: 72.
Yan Gongmin, Yan Weisheng, Xu Demin. Reverse navigation algorithm and its application in initial alignment of strapdown[C]// Proceedings of the 27th

- China Control Conference. Kunming, 2008: 72 (in Chinese).
- [11] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998: 28-42.
Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Kalman filtering and integrated navigation principle[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1998: 28-42(in Chinese).
- [12] Goshen-Meskin D, Bar-Itzhack I Y. Observability analysis of piece-wise constant systems-Part I: theory [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1992, 28(4): 1056-1067.
- [13] Ham F M, Brown R C. Observability, eigenvalues, and Kalman filtering[J]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, 1983, 19(2): 269-273.
- [14] 赵桂玲, 杨启航, 李松. 光纤陀螺 SINS 十位置系统级标定方法[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(6): 8-12.
- Zhao Guiling, Yang Qihang, Li Song. Ten-position systematic calibration method for FOG strap-down inertial navigation system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(6): 8-12 (in Chinese).
- [15] 刘冲, 孙凯丽, 李海军, 等. 双轴旋转惯导系统轴系间安装偏差角的标校方法[J]. 导航定位与授时, 2015, 2(1): 1-5.
Liu Chong, Sun Kaili, Li Haijun, et al. A calibration method of fixing error angle between axes for dual-axis SINS[J]. Navigation Positioning and Timing, 2015, 2(1): 1-5(in Chinese).
- [16] 纪志农, 刘冲, 蔡善军, 等. 一种改进的双轴旋转惯导系统十六位置旋转调制方案[J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(1): 46-50.
Ji Zhihong, Liu Chong, Cai Shanjun, et al. Improved sixteen-sequence rotation scheme for dual-axis SINS [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21(1): 46-50(in Chinese).