

旋转调制捷联惯导激光陀螺仪误差自补偿新方法

刘洁瑜 蔚国强 杨建业 汪立新

(第二炮兵工程学院自动控制系, 陕西 西安 710025)

摘要 基于旋转调制的自补偿技术是进一步提高激光陀螺仪捷联惯导系统导航精度的有效方法。研究了旋转调制捷联惯导系统中的激光陀螺仪误差补偿方法。建立旋转式捷联惯导系统激光陀螺仪的误差传播方程, 分析激光陀螺仪旋转误差效应及误差传播特性, 在此基础上建立了调制策略编排目标函数; 研究了双轴交替旋转调制模式下的调制策略编排方案, 提出了一种改进的 16 次序双轴交替旋转调制方法, 建立了基于双轴转动角速度的动态误差方程, 实现了转动过程中激光陀螺仪的常值项误差、标度因数误差、安装误差的有效补偿, 进一步抑制速度误差积累所引起的位置误差。仿真结果验证了该方法的有效性, 提高了捷联惯导系统导航精度, 可为旋转调制光学捷联惯导系统设计提供理论参考。

关键词 激光技术; 激光陀螺仪; 捷联惯导系统; 旋转调制策略; 误差补偿

中图分类号 V241.5 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/AOS201232.0323002

A New Method of Error Autocompensation for Ring Laser Gyroscope in Rotation-Modulated Strapdown Inertial Navigation System

Liu Jieyu Yu Guoqiang Yang Jianye Wang Lixin

(Department of Automatic control, The Second Artillery Engineering College, Xi'an, Shaanxi 710025, China)

Abstract The error autocompensation technique based on rotation-modulation is an effective method to improve the navigation accuracy of ring laser strapdown inertial navigation system. The error compensation method of ring laser gyroscope (RLG) in rotation-modulated strapdown inertial navigation system (RMSINS) is studied. The error propagation equations of RLG in RMSINS are built, then the rotating error effect and the error propagation characteristics are analyzed through modeling. Based on this, the object function of modulation schemes is deduced and the modulation scheme under Indexing is arranged effectively. Then an improved sixteen-sequence two-axis indexing scheme is proposed to compensate the RLG's constant drift error, scale factor error, fixing error, and the position error produced by speed error accumulating based on the dynamic error function of two-axis rotating speed. The simulation results show the effectiveness which lays a sound foundation for actual application of RMSINS.

Key words laser technique; ring laser gyroscope; strapdown inertial navigation system; rotating and modulating scheme; error compensation

OCIS codes 230.2090; 230.4685; 350.4600

1 引 言

以激光陀螺仪作为敏感元件的惯性导航系统 (INS), 应用领域越来越广泛, 而对其精度的要求也逐步提高。目前除了使用新材料、新工艺和新技术等来提高光学陀螺仪自身精度外^[1~5], 另一种方法是在系统中采用自补偿技术^[6]。旋转调制作为一种误差自补偿技术, 其本质是通过外加旋转机构周期

性地改变姿态矩阵, 使得惯性器件确定性误差在转位周期内的均值为零, 从而减小系统误差的积累, 提高导航精度^[7~13]。但由于调制速率与激光陀螺仪标度因数误差及安装误差的耦合, 调制过程中引入了新的误差项。因此对旋转方法策略的研究成为旋转式光学惯导系统工程化实现的前提。文献[14]讨论的双轴交替旋转调制技术采用 8 位置双轴交替旋

收稿日期: 2011-08-24; 收到修改稿日期: 2011-10-08

基金项目: 中国博士后基金(20090461470)资助课题。

作者简介: 刘洁瑜(1970—), 女, 博士, 副教授, 主要从事光学惯性器件及应用技术等方面的研究。

E-mail: ostar@stu.xjtu.edu.cn

转调制策略,成功应用于 Sperry 公司与 Honeywell 公司联合研发的 Marlin 系统,但具体转位编排没有详细报道。文献[15]提出了一种改进的 8 次序编排,对激光陀螺仪的常值项误差可以完全消除,非对称性标度因数可以有效控制,而对称性标度因数误差无法消除。

本文在分析旋转调制所引起的激光陀螺仪有害误差效应基础上进一步研究最优调制策略,提出一种改进的 16 次序编排调制方法,充分考虑转动速度的影响,在动态转动过程中对激光陀螺仪的常值项误差、标度因数误差及安装误差有效补偿,提高了激光捷联惯导系统的导航精度,为旋转调制光学捷联惯导系统设计提供理论参考。

2 旋转调制激光陀螺仪误差有害效应分析

2.1 旋转式激光捷联惯导系统的误差传播方程

假定初始条件下激光捷联惯导系统(IMU)本体坐标系 s 与载体坐标系 b 重合,载体坐标系 b 初始状态与导航坐标系 n 重合。当旋转机构绕 oz_s 以角速率 $\dot{\alpha}$ 匀速旋转时,IMU 本体坐标系到载体坐标系的坐标变换矩阵 C_s^b 为

$$C_s^b(t) = \begin{bmatrix} \cos \alpha(t) & -\sin \alpha(t) & 0 \\ \sin \alpha(t) & \cos \alpha(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

C_s^b 调制作用下激光陀螺仪输出误差在载体坐标系

下的等效输出误差为

$$\delta\omega_{ib}^b = C_s^b(\delta K_g + \delta M_g)C_b^s\omega_{ib}^b + C_s^b(\delta K_g + \delta M_g)\omega_{ib}^s + C_s^b\varepsilon + C_s^b w_g, \quad (2)$$

式中 $\omega_{ib}^s = [0 \ 0 \ \dot{\alpha}]^T$, $\varepsilon = [\varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T$ 为激光

$$\text{陀螺仪常值漂移, } \delta K_g = \begin{bmatrix} \delta k_{gx} & 0 & 0 \\ 0 & \delta k_{gy} & 0 \\ 0 & 0 & \delta k_{gz} \end{bmatrix} \text{ 为激光}$$

陀螺仪标度因数误差矩阵,

$$\delta M_g = \begin{bmatrix} 0 & \eta_{xy} & \eta_{xz} \\ \eta_{yx} & 0 & \eta_{yz} \\ \eta_{zx} & \eta_{zy} & 0 \end{bmatrix} \text{ 为激光陀螺仪安装误差矩}$$

阵, w_g 为陀螺仪随机测量噪声。

2.2 旋转误差效应分析

由(2)式可知,调制速率 ω_{ib}^b 与陀螺仪标度因数误差及安装误差耦合产生了新的误差项 $C_s^b\delta K_g C_b^s\omega_{ib}^b$, $C_s^b\delta M_g C_b^s\omega_{ib}^b$, 将该误差项引起的误差效应称为激光陀螺旋转误差效应。为了分析该误差项的误差传播特性,现假定 IMU 绕 oz_s 轴以角速率 ω 在角位置 α_1 转至角位置 α_2 间往复旋转, $\omega \gg \omega_{ib}^b$, 载体初始姿态矩阵 C_b^s 为单位阵,忽略非对称性标度误差项中 ω_{ib}^b 与 ω 的交叉影响。

$$\text{当 } \alpha_1 \rightarrow \alpha_2 \text{ 时, } \omega_{ib}^b = [0 \ 0 \ \omega], T_1 = \frac{\alpha_2 - \alpha_1}{\omega},$$

由姿态误差方程可知旋转误差效应累积的等效姿态角误差为

$$\Delta\phi_1 = \int_0^{T_1} C_s^b(\delta K_g + \delta M_g)C_b^s\omega_{ib}^b dt = \begin{bmatrix} \eta_{xz}(\sin \alpha_2 - \sin \alpha_1) + \eta_{yz}(\cos \alpha_2 - \cos \alpha_1) \\ -\eta_{xz}(\cos \alpha_2 - \cos \alpha_1) + \eta_{yz}(\sin \alpha_2 - \sin \alpha_1) \\ \delta k_{gz}^+(\alpha_2 - \alpha_1) + \delta k_{gz}^-|\alpha_2 - \alpha_1| \end{bmatrix}. \quad (3)$$

当 $\alpha_2 \rightarrow \alpha_1$ 时, $\omega_{ib}^b = [0 \ 0 \ -\omega]$, $T_1 = \frac{\alpha_2 - \alpha_1}{\omega}$, 旋转误差效应累积的等效姿态角误差为

$$\Delta\phi_2 = \int_0^{T_1} C_s^b(\delta K_g + \delta M_g)C_b^s\omega_{ib}^b dt = \begin{bmatrix} -\eta_{xz}(\sin \alpha_2 - \sin \alpha_1) - \eta_{yz}(\cos \alpha_2 - \cos \alpha_1) \\ \eta_{xz}(\cos \alpha_2 - \cos \alpha_1) - \eta_{yz}(\sin \alpha_2 - \sin \alpha_1) \\ -\delta k_{gz}^+(\alpha_2 - \alpha_1) + \delta k_{gz}^-|\alpha_2 - \alpha_1| \end{bmatrix}. \quad (4)$$

因此,总的等效姿态角输出误差为

$$\Delta\phi_1 + \Delta\phi_2 = [0 \ 0 \ 2\delta k_{gz}^-|\alpha_2 - \alpha_1|]^T. \quad (5)$$

由(5)式可以看出,对于调制速率引起的旋转误差效应,与陀螺安装误差及对称性标度因数误差相关的误差项可以通过正反转交替进行予以消除。而非对称性标度因数误差相关的误差项则会一直累积,当非对称性标度因数误差较大时,会引起很大的

导航误差,对于该项误差需要通过研究其他调制策略加以抑制。

3 激光陀螺仪误差自补偿旋转调制策略

3.1 最优调制策略编排准则

调制策略的编排应满足一方面尽可能抑制激光陀螺仪误差,另一方面消除有害误差效应的要求。

对于精确标定的激光惯导系统, 逐次启动误差所引起的激光陀螺仪常值漂移误差是造成导航误差的最主要因素。因此转位编排的首要目的是在尽可能短的转动整周期 T 内使得

$$\boldsymbol{\varepsilon} \int_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) d\tau = 0. \quad (6)$$

对于激光陀螺仪相关误差项, 旋转调制作用下陀螺仪各误差项所引起的姿态角误差及导航速度误差分别如(7), (8)式所示, 此处同样假定 $\mathbf{C}_b^c = \mathbf{I}$, \mathbf{f}^b , $\boldsymbol{\omega}_b^b$ 均为常量, 其中 \mathbf{f}^b 为比力量。

$$\begin{aligned} \Delta \boldsymbol{\varphi} = & - \int_0^T \delta \boldsymbol{\omega}_b^b(\tau) d\tau = - \boldsymbol{\varepsilon} \int_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) d\tau - \int_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) (\delta \mathbf{K}_g + \delta \mathbf{M}_g) \mathbf{C}_b^c(\tau) d\tau \boldsymbol{\omega}_b^b - \\ & \int_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) (\delta \mathbf{K}_g + \delta \mathbf{M}_g) \boldsymbol{\omega}_{bs}^s(\tau) d\tau, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{V}_2(t) = & - \mathbf{f}^n \iint_0^T \delta \boldsymbol{\omega}_b^b(\tau) d\tau d\tau = - \mathbf{f}^n \iint_0^T \left[\int_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) d\tau \right] \boldsymbol{\varepsilon} d\tau - \mathbf{f}^n \iint_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) (\delta \mathbf{K}_g + \delta \mathbf{M}_g) \mathbf{C}_b^c(\tau) d\tau \boldsymbol{\omega}_b^b - \\ & \mathbf{f}^n \iint_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) (\delta \mathbf{K}_g + \delta \mathbf{M}_g) \boldsymbol{\omega}_{bs}^s(\tau) d\tau d\tau, \end{aligned} \quad (8)$$

因此, 激光陀螺仪误差抑制最优调制编排是建立 \mathbf{C}_s^c 使得(9)式成立:

$$J_{\min}(\mathbf{C}_s^c) = \mathbf{E}[\Delta \mathbf{V}_2(T) \Delta \mathbf{V}_2^T(T)], \quad (9)$$

式中

$$\Delta \mathbf{V}_2^T = \mathbf{f}^n \iint_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) (\delta \mathbf{K}_g + \delta \mathbf{M}_g) \boldsymbol{\omega}_{bs}^s(\tau) d\tau d\tau,$$

$$\mathbf{C}_s^c \in \mathbf{X} = \left\{ \mathbf{C}_s^c \mid \int_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) d\tau = 0 \& \int_0^T \mathbf{C}_s^c(\tau) (\delta \mathbf{K}_g + \delta \mathbf{M}_g) \boldsymbol{\omega}_{bs}^s(\tau) d\tau = 0 \right\}.$$

3.2 16 次序双轴交替旋转调制策略

图 1 为双轴旋转调制结构示意图, 为了表述方便, 在原有坐标系定义的基础上引入了内框架坐标系 (k 系), 其与内框架轴固联, $oz_k, \alpha x_k$ 分别沿内、外框架旋转轴方向, 同样假定初始时刻 $o-x_s y_s z_s, o-x_k y_k z_k, o-x_b y_b z_b$ 三者完全重合。内、外框架测角机构测得的转角分别为 α, β , 则

$$\begin{cases} \mathbf{C}_s^k = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C}_k^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & -\sin \beta \\ 0 & \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \\ \mathbf{C}_s^b = \mathbf{C}_k^b \mathbf{C}_s^k = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \end{cases}, \quad (10)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{bs}^s = \mathbf{C}_b^s \boldsymbol{\omega}_{bk}^b + \boldsymbol{\omega}_{bs}^s = \mathbf{C}_b^s [\dot{\beta} \ 0 \ 0]^T + [0 \ 0 \ \dot{\alpha}]^T = [\dot{\beta} \cos \alpha \ -\dot{\beta} \sin \alpha \ \dot{\alpha}]^T. \quad (11)$$

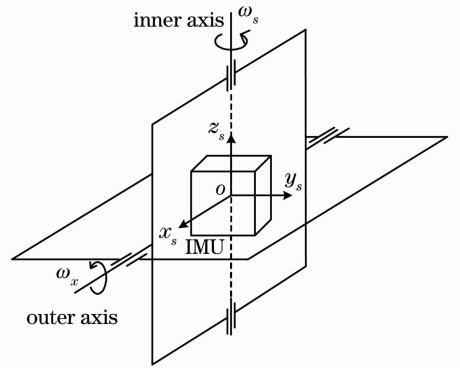


图 1 双轴旋转惯导系统结构示意图

Fig. 1 Configuration diagram of two-axis rotating INS

由于旋转调制技术关键是要消除常值性漂移对系统的影响, 同时要尽可能地抑制转动所引起的有害误差效应, 首先讨论双轴交替旋转时, 如何合理编排使得(6)式成立。

以陀螺仪常值漂移为例, 记常值项误差单位矢量为 \mathbf{n} , 图 2 给出了绕 oz_s 旋转一周时单位矢量 \mathbf{n} 上一点在空间运动轨迹。该运动轨迹在 $o-x_n y_n$ 水平

面内的投影为一闭合圆,对应 ox_n, oy_n 轴常值项误差得以消除。而在 oz_n 方向,运动轨迹存在一固定常值,对应 oz_n 方向常值项误差无法消除。因此,由矢量 \mathbf{n} 在导航坐标系中的运动轨迹图可以发现,运动轨迹沿着转轴中心的对称分布必然对应着转轴垂直方向常值项误差得到有效抑制。因此,要完全消除常值项误差,单位矢量 \mathbf{n} 上一点的空间运动轨迹在各个转轴方向的投影应该成对称性分布。

为分析简单,首先建立一种 8 次序编排策略^[15]。

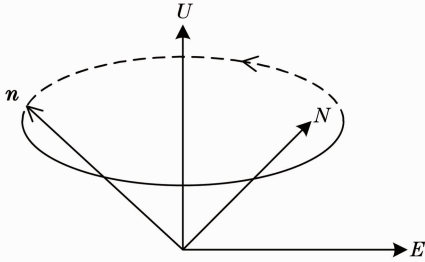


图 2 矢量表示常值漂移消除示意图
Fig. 2 Diagram of constant drift error compensation using vector

图 3 为 8 次序编排 IMU 转动内外框架角示意图。

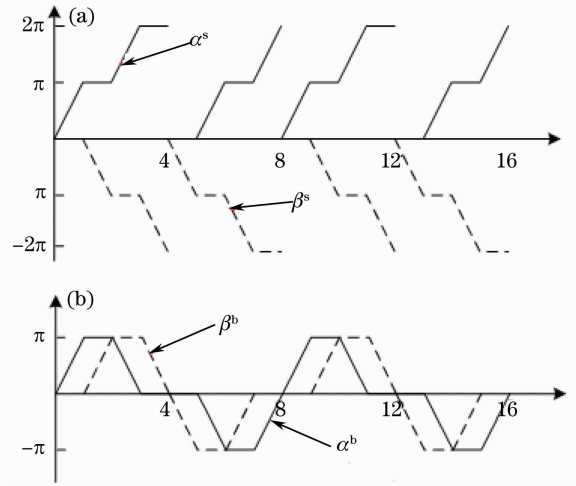


图 3 8 次序编排内外框架角示意图。(a) IMU 本体坐标系; (b) 载体坐标系下

Fig. 3 Schematic diagram of inner and outer frame angles in an eight-sequence indexing scheme. (a) In IMU coordinate system; (b) in carrier coordinate system

上述 8 次序转位编排对应的调制角速率分别为

$$(\omega_{bs}^s)_1 = [0 \ 0 \ \dot{\alpha}]^T, \quad (\omega_{bs}^s)_2 = [-\dot{\beta} \ 0 \ 0]^T, \quad (\omega_{bs}^s)_3 = [0 \ 0 \ \dot{\alpha}]^T, \quad (\omega_{bs}^s)_4 = [-\dot{\beta} \ 0 \ 0]^T, \\ (\omega_{bs}^s)_5 = [-\dot{\beta} \ 0 \ 0]^T, \quad (\omega_{bs}^s)_6 = [0 \ 0 \ \dot{\alpha}]^T, \quad (\omega_{bs}^s)_7 = [-\dot{\beta} \ 0 \ 0]^T, \quad (\omega_{bs}^s)_8 = [0 \ 0 \ \dot{\alpha}]^T.$$

各转动次序对应的姿态变换矩阵 $(C_s^i)_i$ (i 为转动次序) 分别为^[15]

$$(C_s^1) = \begin{bmatrix} \cos \dot{\alpha}t & -\sin \dot{\alpha}t & 0 \\ \sin \dot{\alpha}t & \cos \dot{\alpha}t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (C_s^2) = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -\cos \dot{\beta}t & -\sin \dot{\beta}t \\ 0 & -\sin \dot{\beta}t & \cos \dot{\beta}t \end{bmatrix}, \\ (C_s^3) = \begin{bmatrix} -\cos \dot{\alpha}t & \sin \dot{\alpha}t & 0 \\ \sin \dot{\alpha}t & \cos \dot{\alpha}t & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}, \quad (C_s^4) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\cos \dot{\beta}t & -\sin \dot{\beta}t \\ 0 & \sin \dot{\beta}t & -\cos \dot{\beta}t \end{bmatrix}, \\ (C_s^5) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \dot{\beta}t & \sin \dot{\beta}t \\ 0 & -\sin \dot{\beta}t & \cos \dot{\beta}t \end{bmatrix}, \quad (C_s^6) = \begin{bmatrix} \cos \dot{\alpha}t & -\sin \dot{\alpha}t & 0 \\ -\sin \dot{\alpha}t & -\cos \dot{\alpha}t & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}, \\ (C_s^7) = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \dot{\beta}t & \sin \dot{\beta}t \\ 0 & \sin \dot{\beta}t & -\cos \dot{\beta}t \end{bmatrix}, \quad (C_s^8) = \begin{bmatrix} -\cos \dot{\alpha}t & \sin \dot{\alpha}t & 0 \\ -\sin \dot{\alpha}t & -\cos \dot{\alpha}t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

不难看出

$$\sum_{i=1}^4 \int_0^t [C_s^i(\tau)]_i d\tau = 0, \quad \sum_{i=5}^8 \int_0^t [C_s^i(\tau)]_i d\tau = 0. \quad (12)$$

因此,每 4 个转动次序可使常值项误差积分输出为零,对于陀螺仪其姿态角误差每 4 个转动周期为零。由图 3 可以看出,(12)式表征为每 4 个转动次序下 IMU 运行轨迹在三维空间为一闭合曲线。

由于 8 次序转位编排是沿不同转轴的交替单轴调制,因此其误差抑制机理同单轴误差抑制完全相同。

由于调制速率与陀螺仪标度因数误差及安装误

差耦合产生了旋转误差效应项,因此转位编排必须考虑 $\mathbf{C}_s^c(\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{M}_g)\mathbf{C}_i^c\boldsymbol{\omega}_{bs}^s$ 项的影响。按照 8 次序转

位编排,旋转误差效应累积的等效姿态角误差为

$$\begin{aligned} \Delta\boldsymbol{\varphi}_{1\rightarrow 4} &= \sum_{i=1}^4 \int_0^{T_i} (\mathbf{C}_s^c)_i (\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{M}_g) (\boldsymbol{\omega}_{bs}^s)_i dt = \int_0^{T_1} 2 \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_{yz} \sin \dot{\alpha}t + \eta_{yx} \cos \dot{\alpha}t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\alpha} dt + \\ &\int_0^{T_2} 2 \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_{yx} \cos \dot{\beta}t + \eta_{xz} \sin \dot{\beta}t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\beta} dt = [0 \quad 4(\eta_{yz} + \eta_{xz}) \quad 0]^T, \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \Delta\boldsymbol{\varphi}_{5\rightarrow 8} &= \sum_{i=5}^8 \int_0^{T_i} (\mathbf{C}_s^c)_i (\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{M}_g) (\boldsymbol{\omega}_{bs}^s)_i dt = \int_0^{T_1} 2 \begin{bmatrix} 0 \\ -\eta_{xz} \sin \dot{\alpha}t - \eta_{yz} \cos \dot{\alpha}t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\alpha} dt + \\ &\int_0^{T_2} 2 \begin{bmatrix} 0 \\ -\eta_{yx} \cos \dot{\beta}t - \eta_{xz} \sin \dot{\beta}t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\beta} dt = [0 \quad -4(\eta_{yz} + \eta_{xz}) \quad 0]^T. \end{aligned} \quad (14)$$

因此,按照前述 8 次序转位编排,在一个转动周期内由旋转误差效应所引入的姿态误差角为

$$\Delta\boldsymbol{\varphi} = \Delta\boldsymbol{\varphi}_{1\rightarrow 4} + \Delta\boldsymbol{\varphi}_{5\rightarrow 8} = 0. \quad (15)$$

尽管在一个转动周期内的等效姿态误差累积为零,但其引起的等效速度误差分别为(假定载体姿态矩阵 \mathbf{C}_i^c 为单位阵, $\mathbf{f}^n = -\mathbf{g}^n$)

$$\begin{aligned} \Delta\mathbf{V}_{1\rightarrow 4}^n &= -\mathbf{f}^n \sum_{i=1}^4 \int_0^{T_i} \int_0^{T_i} (\mathbf{C}_s^c)_i (\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{M}_g) (\boldsymbol{\omega}_{bs}^s)_i dt dt = -2\mathbf{f}^n \int_0^{T_1} \int_0^{T_1} 2 \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_{yz} \sin \dot{\alpha}t + \eta_{yx} \cos \dot{\alpha}t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\alpha} dt dt - \\ &2\mathbf{f}^n \int_0^{T_2} \int_0^{T_2} 2 \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_{yx} \cos \dot{\beta}t + \eta_{xz} \sin \dot{\beta}t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\beta} dt dt = -\mathbf{f}^n [0 \quad 4(\eta_{yz} T_1 + \eta_{xz} T_2) \quad 0]^T = \\ &[-4g(\eta_{yz} T_1 + \eta_{xz} T_2) \quad 0 \quad 0]^T, \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \Delta\mathbf{V}_{5\rightarrow 8}^n &= -\mathbf{f}^n \sum_{i=5}^8 \int_0^{T_i} \int_0^{T_i} (\mathbf{C}_s^c)_i (\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{M}_g) (\boldsymbol{\omega}_{bs}^s)_i dt dt = \\ &-2\mathbf{f}^n \left[\int_0^{T_1} \int_0^{T_1} \begin{bmatrix} 0 \\ -\eta_{xz} \sin \dot{\alpha}t - \eta_{yz} \cos \dot{\alpha}t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\alpha} dt dt + 2 \int_0^{T_2} \int_0^{T_2} \begin{bmatrix} 0 \\ -\eta_{yx} \cos \dot{\beta}t - \eta_{xz} \sin \dot{\beta}t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\beta} dt dt \right] = \\ &-\mathbf{f}^n [0 \quad -4(\eta_{yz} T_1 + \eta_{xz} T_2) \quad 0]^T = [4g(\eta_{yz} T_1 + \eta_{xz} T_2) \quad 0 \quad 0]^T. \end{aligned} \quad (17)$$

由(16)和(17)式可看出,按照上述转位方案将导致速度误差呈单一方向的锯齿形变化,这无疑会引起位置误差的迭代增加。因此,在 8 次序编排的基础上,为了进一步抑制速度误差积累所引起的位置误差,提出了一种 16 次序编排方案。图 4 为 16 次序编排内外框架角示意图。

按照前面的分析,采用上述 16 次序编排方案时,每 4 个次序转位次序满足

$$\sum_{i=4k+1}^{4k+4} \int_0^{\tau} [\mathbf{C}_s^c(\tau)]_i d\tau = 0, \quad k = 0, 1, 2, 3 \quad (18)$$

也就是说每 4 个转位次序,可使常值项误差积分输出为零。

16 次序编排方案中,旋转误差效应所引起姿态角误差满足如下关系:

$$\Delta\boldsymbol{\varphi}_{1\rightarrow 8} = \sum_{i=1}^8 \int_0^{T_i} (\mathbf{C}_s^c)_i (\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{M}_g) (\boldsymbol{\omega}_{bs}^s)_i dt = 0, \quad (19)$$

$$\Delta\boldsymbol{\varphi}_{9\rightarrow 16} = \sum_{i=9}^{16} \int_0^{T_i} (\mathbf{C}_s^c)_i (\delta\mathbf{K}_g + \delta\mathbf{M}_g) (\boldsymbol{\omega}_{bs}^s)_i dt = 0, \quad (20)$$

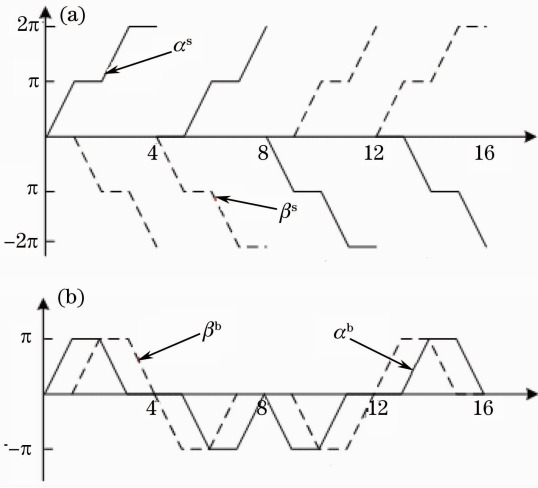


图 4 16 次序编排内外框架角示意图。(a) IMU 本体坐标系；(b) 载体坐标系

Fig. 4 Schematic diagram of inner and outer frame angle in a sixteen-sequence indexing scheme. (a) In IMU coordinate system; (b) in carrier coordinate system

而各次序所引起的等效速度误差分别为

$$\begin{cases} \Delta \mathbf{V}_{1 \rightarrow 4}^n = [-4g(\eta_{xz}T_1 + \eta_{zx}T_2) \quad 0 \quad 0]^T \\ \Delta \mathbf{V}_{5 \rightarrow 8}^n = [4g(\eta_{xz}T_1 + \eta_{zx}T_2) \quad 0 \quad 0]^T \\ \Delta \mathbf{V}_{9 \rightarrow 12}^n = [4g(\eta_{xz}T_1 + \eta_{zx}T_2) \quad 0 \quad 0]^T \\ \Delta \mathbf{V}_{13 \rightarrow 16}^n = [-4g(\eta_{xz}T_1 + \eta_{zx}T_2) \quad 0 \quad 0]^T \end{cases} \quad (21)$$

由(21)式不难看出,16 次序编排方案较之于 8 次序编排很好地抑制了速度误差积累所引起的位置误差。

4 仿真及结果分析

对上述 16 次序编排方案进行仿真验证,从捷联惯导系统的导航精度影响进行仿真分析。其中各常数设置如下^[15]:激光陀螺仪常值漂移为 $0.01 (^{\circ})/h$,陀螺仪对称性标度因数误差为 1×10^{-5} ,非对称性标度因数误差为 1×10^{-6} ,捷联惯导系统中加速度计的零偏为 $50 \mu g$,初始位置误差、初始速度误差、初始对准误差均为零,加速度计对称性标度因数误差为 2×10^{-5} ,非对称性标度因数误差为 1×10^{-6} ,加速度计二次项误差为 $20 \mu g/g^2$,内外框架调制角速率均为 $3 (^{\circ})/s$,陀螺仪及加速度计安装误差矩阵分别为

$$\begin{cases} \delta \mathbf{M}_g = \begin{bmatrix} 0 & -0.000020 & -0.000020 \\ 0.000025 & 0 & -0.000015 \\ 0.000015 & 0.000025 & 0 \end{bmatrix} \\ \delta \mathbf{M}_a = \begin{bmatrix} 0 & 0.000015 & -0.000020 \\ 0.000020 & 0 & -0.000020 \\ 0.000025 & -0.000015 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (22)$$

图 5 为 16 次序交替旋转调制方案与 8 次序交替方案、无旋转调制方案作用下,激光捷联惯导系统输出位置误差的对比结果,图 6 和图 7 分别为 16 次序交替旋转调制作用下的激光捷联惯导系统导航解算输出速度及姿态角误差。不难看出,16 次序转位编排有效地抑制了惯性器件各误差项的传播,旋转调制大幅提升了捷联惯导系统导航精度。

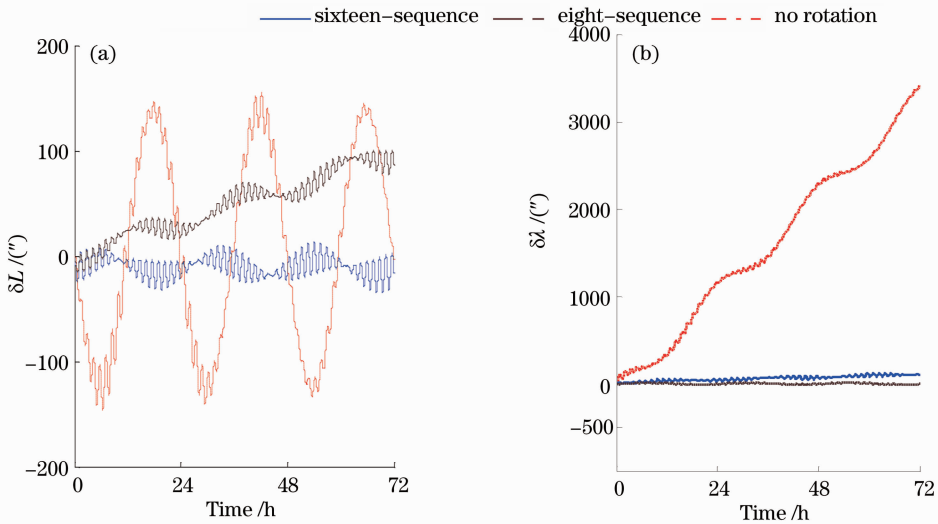


图 5 不同方法下的导航输出位置误差

Fig. 5 Longitudinal and lateral errors of navigation output position in different schemes

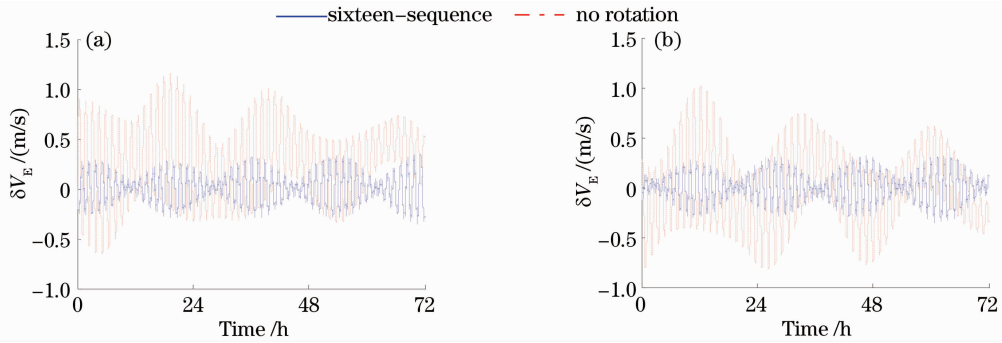


图 6 不同方法下的导航输出速度误差

Fig. 6 Navigation output speed errors in different schemes

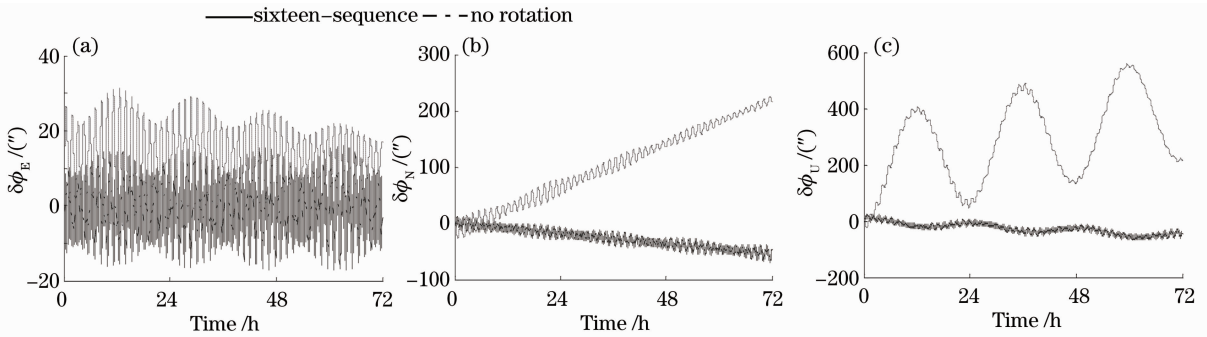


图 7 不同方法下的导航输出姿态角误差

Fig. 7 Navigation output attitude angle errors in different schemes

5 结 论

针对激光陀螺仪误差自补偿问题,从旋转式捷联惯导系统激光陀螺仪的误差传播方程入手,对激光陀螺仪旋转误差效应及误差传播特性进行了分析,研究了双轴交替旋转调制模式下的调制策略编排方案,建立了目标函数,提出了一种 16 次序双轴交替旋转调制策略,在惯导系统动态转动过程中有效地抑制了激光陀螺仪的常值项误差、标度因数误差、安装误差。仿真结果验证了调制策略的有效性,提高了捷联惯导系统导航精度,可以为旋转调制光学捷联惯导系统设计提供理论参考。

参 考 文 献

- 1 Wang Guochen, Yu Jie. Analysis of the circuit infection to laser gyro[J]. *Chinese J. Lasers*, 2009, **36**(11): 2873~2877
王国臣, 俞洁. 激光陀螺电路系统对其精度影响的实验分析[J]. *中国激光*, 2009, **36**(11): 2873~2877
- 2 Lin Huizu, Yao Qiong, Hu Yongming. Study on 90° docking error control in polarization maintaining fiber resonator of resonant fiber optic gyroscope[J]. *Acta Optica Sinica*, 2010, **30**(10): 2864~2868
林惠祖, 姚琼, 胡永明. 谐振式光纤陀螺保偏光纤谐振腔 90° 对接误差控制研究[J]. *光学学报*, 2010, **30**(10): 2864~2868
- 3 Li Jialei, Xu Hualong, He Jing. Research and improvement of denoising method of fiber optic gyroscope based on wavelet packet analysis[J]. *Acta Optica Sinica*, 2010, **30**(8): 2224~2228

- 李家全, 许化龙, 何婧. 光纤陀螺信号的小波包去噪及改进[J]. *光学学报*, 2010, **30**(8): 2224~2228
- 4 Wei Guo, Long Xingwu. Research on stochastic errors of dithered ring laser gyroscope based on dynamic Allan variance[J]. *Chinese J. Lasers*, 2010, **37**(12): 2975~2979
魏国, 龙兴武. 基于动态 Allan 方差的机抖激光陀螺随机误差研究[J]. *中国激光*, 2010, **37**(12): 2975~2979
- 5 Yang Jianqiang, Luo Yun, Liao dan. Study on the startup null drift characteristic of four-frequency differential laser Gyro[J]. *Acta Optica Sinica*, 2010, **30**(6): 1709~1714
杨建强, 罗云, 廖丹. 四频差动激光陀螺开机零漂特性研究[J]. *光学学报*, 2010, **30**(6): 1709~1714
- 6 The Academy of Chinese Inertial Technology. 2009~2010 Report on Advances in Inertial Technology[M]. Beijing: Science and Technology of China Press Technology Press, 2010
中国惯性技术学会. 2009~2010 惯性科学技术学科发展报告[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2010
- 7 Yang Yong, Miao Lingjuan, Shen Jun. Method of improving the navigation accuracy of SINS by continuous rotating[J]. *J. Beijing Institute of Technology*, 2005, **14**(1): 45~49
- 8 Yuan Baolun, Han Songlai, Yang Jianqiang et al.. Rotating scheme for single-axis indexing RLG INS[J]. *J. Chinese Inertial Technology*, 2011, **19**(2): 145~151
- 9 L. Zhang, J. Y. Liu, J. Z. Lai. Rotating fiber optic gyro strap-down inertial navigation system with three rotating axes[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2008, **25**(4): 289~294
- 10 Y. Yang, L. J. Miao, J. Shen. Method of improving the navigation accuracy of SINS by continuous rotation[J]. *J. Beijing Institute of Technology*, 2005, **14**(1): 45~49
- 11 F. Sun, T. Cao, B. Xu et al.. Initial alignment for strapdown inertial navigation system based on inertial frame[C]. 2009 IEEE

- International Conference on Mechatronics and Automation, 2009, 3751~3756
- 12 Y. Yang, L. J. Miao. Fiber-optic strapdown inertial system with sensing cluster continuous rotation [J]. *IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems*, 2004, **40**(4): 1173~1178
- 13 L. Zhao, X. Z. Wang, C. Huang *et al.*. The research on rotation self-compensation scheme of strapdown inertial system [C]. 2009 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2009, 4760~4764
- 14 IEEE Std 528 - 2001. IEEE standard for inertial sensor terminology[S]. New York: The Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2001
- 15 Yuan Baolun. Research on Rotating Inertial Navigation System with Four-Frequency Differential Laser Gyroscope [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007
袁保伦. 四频激光陀螺螺旋式惯导系统研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2007

栏目编辑:何卓铭