

6-14-2018

IMU Single-axis Rotation Method and Error Analysis of Modulation Inertial Navigation System

Sun Wei

School of Geomatics, Liaoning Technical University, Fuxin 123000, China;

Ruibao Li

School of Geomatics, Liaoning Technical University, Fuxin 123000, China;

Zhang Yuan

School of Geomatics, Liaoning Technical University, Fuxin 123000, China;

Yang Dan

School of Geomatics, Liaoning Technical University, Fuxin 123000, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Original Article is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

IMU Single-axis Rotation Method and Error Analysis of Modulation Inertial Navigation System

Abstract

Abstract: Aiming at the problem that inertial device bias has an influence on the improvement of system precision, a *single axis error modulation scheme whose sensitive axis is misalignment with rotation axis which can continuously rotate in clockwise and counterclockwise is proposed. Based on the same level precision of inertial components in IMU, the IMU is installed on rotation mechanism with non-coincidence. The symmetric part of inertial device deviation can be compensated by the positive and negative cancellation of the device deviation in the rotation axis direction and the rotation modulation in the vertical plane of the rotary axis. The scheme influence on system precision by improving inertial device scale factor and installation error is analyzed.* Simulation experiment environment is built and the feasibility and advantage of the scheme is verified by its simulation results.

Keywords

inertial navigation system, error modulation, single-axis rotation, non-coincidence

Recommended Citation

Sun Wei, Li Ruibao, Zhang Yuan, Yang Dan. IMU Single-axis Rotation Method and Error Analysis of Modulation Inertial Navigation System[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(6): 2414-2421.

调制型惯导中 IMU 单轴旋转方法及其误差特性分析

孙伟, 李瑞豹, 张远, 杨聘

(辽宁工程技术大学测绘与地理科学学院, 辽宁 阜新 123000)

摘要: 针对惯性器件偏差是影响系统精度进一步提高的问题, 提出一种惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)输入轴与转轴非重合安装的单轴连续正反转误差调制方案。将IMU相对旋转机构非重合安装, 根据IMU中惯性器件精度均处相同量级, 利用器件偏差在旋转轴方向上的正负相消及转轴垂直平面内的旋转调制实现其对称部分的器件偏差的有效抵消。分析该方案对于改善惯性器件标度因数和安装误差对系统精度的影响。建立模拟实验环境, 利用仿真与实验结果验证该方案的可行性与优势。

关键词: 惯导系统; 误差调制; 单轴旋转; 非重合

中图分类号: U666.1

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2018) 06-2414-08

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201806052

IMU Single-axis Rotation Method and Error Analysis of Modulation Inertial Navigation System

Sun Wei, Li Ruibao, Zhang Yuan, Yang Dan

(School of Geomatics, Liaoning Technical University, Fuxin 123000, China)

Abstract: Aiming at the problem that inertial device bias has an influence on the improvement of system precision, a single axis error modulation scheme whose sensitive axis is misalignment with rotation axis which can continuously rotate in clockwise and counterclockwise is proposed. Based on the same level precision of inertial components in IMU, the IMU is installed on rotation mechanism with non-coincidence. The symmetric part of inertial device deviation can be compensated by the positive and negative cancellation of the device deviation in the rotation axis direction and the rotation modulation in the vertical plane of the rotary axis. The scheme influence on system precision by improving inertial device scale factor and installation error is analyzed. Simulation experiment environment is built and the feasibility and advantage of the scheme is verified by its simulation results.

Keywords: inertial navigation system; error modulation; single-axis rotation; non-coincidence

引言

调制型惯导系统中所采用的惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)旋转调制方案影响

着惯导系统的导航精度、整体结构和成本^[1-3]。由于调制型惯导系统中存在着多种误差因素和误差效应, 不恰当的旋转方案还会引起某些误差增大。考虑各种转动方式对误差的抑制效果, 分析转动方式的评价标准对于设计合理的调制方案有着重要的作用。目前国内处于实验及原理样机测试阶段的调制型惯导系统无一例外均采用围绕IMU某一轴或多轴的转动调制方案^[4-8], 单轴连续正反旋转仅能补偿与旋转轴垂直方向上惯性器件的常值偏差,



收稿日期: 2016-08-03 修回日期: 2016-10-22;
基金项目: 辽宁省教育厅高等学校基本科研项目(LJ2017FAL005), 辽宁省“百千万人才工程”培养经费资助(辽百千万立项[2015]76号)、城市空间信息工程北京市重点实验室经费资助项目(2018206);
作者简介: 孙伟(1984-), 男, 黑龙江, 博士, 教授, 研究方向为惯性器件数据处理。

<http://www.china-simulation.com>

• 2414 •

而不能补偿旋转轴方向上的惯性器件偏差, 双轴或多轴转动方案无疑增加了系统成本及转动复杂性^[9-10], 为此论文试探性地提出输入轴与旋转轴非重合安装的单轴连续正反旋转补偿方法, 通过开展误差调制原理与误差特性分析并建立来模拟环境验证方案的可行性。

1 IMU 输入轴与旋转轴非重合正反旋转

设定初始时刻 IMU 坐标系($ox_s y_s z_s$)与载体坐标系($ox_b y_b z_b$)具有同一坐标原点 o , oy_s 轴与 oy_b 轴重合, ox_s 轴、 oz_s 轴、 ox_b 轴和 oz_b 轴位于同一平面内, 但 oz_s 轴与 oz_b 轴的夹角为 θ , oz_s 轴与 ox_b 轴的夹角为 $90^\circ - \theta$, 然后 IMU 以恒定的角速度 ω 绕载体坐标系的 oz_b 轴旋转。IMU 坐标系与载体坐标系的相对位置关系如图 1 所示。

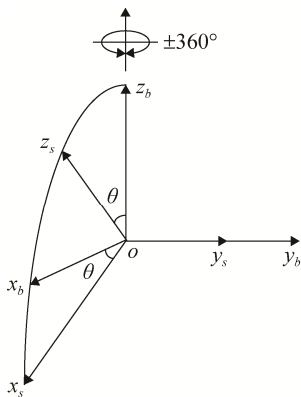


图 1 IMU 输入轴与转轴非重合的单轴连续正反旋转方案
Fig. 1 IMU sensitivity axis out of rotary axis rotation scheme with IMU back and forth

通过对图 1 分析可得, 采用 IMU 连续正向旋转过程中, 陀螺常值漂移在载体坐标系下的调制形式见式(1)。

$$\delta\omega_{is+}^b = \varepsilon^b = C_s^b \varepsilon^s = \begin{bmatrix} \cos\omega t & -\sin\omega t & 0 \\ \sin\omega t & \cos\omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^s \\ \varepsilon_y^s \\ \varepsilon_z^s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\varepsilon_x^s \cos\theta + \varepsilon_z^s \sin\theta)\cos\omega t - \varepsilon_y^s \sin\omega t \\ (\varepsilon_x^s \cos\theta + \varepsilon_z^s \sin\theta)\sin\omega t + \varepsilon_y^s \cos\omega t \\ -\varepsilon_x^s \sin\theta + \varepsilon_z^s \cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

同理可得 IMU 连续反向旋转状态下陀螺仪常值漂移在载体坐标系下的调制形式见式(2)。

$$\delta\omega_{is-}^b = \varepsilon^b = C_s^b \varepsilon^s = \begin{bmatrix} \cos\omega t & \sin\omega t & 0 \\ -\sin\omega t & \cos\omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^s \\ \varepsilon_y^s \\ \varepsilon_z^s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\varepsilon_x^s \cos\theta + \varepsilon_z^s \sin\theta)\cos\omega t + \varepsilon_y^s \sin\omega t \\ -(\varepsilon_x^s \cos\theta + \varepsilon_z^s \sin\theta)\sin\omega t + \varepsilon_y^s \cos\omega t \\ -\varepsilon_x^s \sin\theta + \varepsilon_z^s \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

IMU 连续正反转动过程中, 正向和反向旋转过的角度均为 360° , 为便于分析陀螺仪误差在导航坐标系下解算过程中的表现形式, 提出载体坐标系与导航坐标系一致的假设, 结合式(1)和式(2)得到陀螺仪常值漂移引起的姿态角误差在一个转动周期 T 内积累的误差见式(3)。

$$\int_0^T \delta\omega_{is}^n dt = \int_0^{T/2} C_b^n \delta\omega_{is+}^b dt + \int_{T/2}^T C_b^n \delta\omega_{is-}^b dt = \int_0^{T/2} \begin{bmatrix} (\varepsilon_x^s \cos\theta + \varepsilon_z^s \sin\theta)\cos\omega t - \varepsilon_y^s \sin\omega t \\ (\varepsilon_x^s \cos\theta + \varepsilon_z^s \sin\theta)\sin\omega t + \varepsilon_y^s \cos\omega t \\ -\varepsilon_x^s \sin\theta + \varepsilon_z^s \cos\theta \end{bmatrix} dt + \int_{T/2}^T \begin{bmatrix} (\varepsilon_x^s \cos\theta + \varepsilon_z^s \sin\theta)\cos\omega t + \varepsilon_y^s \sin\omega t \\ -(\varepsilon_x^s \cos\theta + \varepsilon_z^s \sin\theta)\sin\omega t + \varepsilon_y^s \cos\omega t \\ -\varepsilon_x^s \sin\theta + \varepsilon_z^s \cos\theta \end{bmatrix} dt = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 2T(-\varepsilon_x^s \sin\theta + \varepsilon_z^s \cos\theta) \end{bmatrix} \quad (3)$$

对式(3)分析可看出, 正反方向连续旋转可以将水平方向上陀螺仪常值漂移进行调制。但是陀螺仪常值漂移 ε_x^s 、 ε_z^s 在导航坐标系(n 系)的方位轴上产生了常值分量 $2T(-\varepsilon_x^s \sin\theta + \varepsilon_z^s \cos\theta)$, 分量的大小由角 θ 决定。通过结合陀螺仪常值漂移以及选择最优的倾角 θ , 可实现陀螺漂移在导航坐标系方位轴上的积分值为零, 达到对陀螺漂移的全部调制。

同理可以分别得到 IMU 正反转动过程中, 与旋转轴垂直平面内的加速度计零偏被调制成周期变化的量见式(4)~(5)。

$$\nabla_{+}^b = C_s^b \nabla^s = \begin{bmatrix} (\nabla_x^s \cos \theta + \nabla_z^s \sin \theta) \cos \omega t - \nabla_y^s \sin \omega t \\ (\nabla_x^s \cos \theta + \nabla_z^s \sin \theta) \sin \omega t + \nabla_y^s \cos \omega t \\ -\nabla_x^s \sin \theta + \nabla_z^s \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\nabla_{-}^b = C_s^b \nabla^s = \begin{bmatrix} (\nabla_x^s \cos \theta + \nabla_z^s \sin \theta) \cos \omega t + \nabla_y^s \sin \omega t \\ -(\nabla_x^s \cos \theta + \nabla_z^s \sin \theta) \sin \omega t + \nabla_y^s \cos \omega t \\ -\nabla_x^s \sin \theta + \nabla_z^s \cos \theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

同理, 结合式(4)和式(5)并经过惯导系统中的积分作用, 得到一个转动周期内积累的误差见式(6)。

$$\int_0^{T'} \nabla^n dt = \int_0^{T'/2} C_b^n \nabla_{+}^b dt + \int_{T'/2}^{T'} C_b^n \nabla_{-}^b dt = \int_0^{T'/2} \begin{bmatrix} (\nabla_x^s \cos \theta + \nabla_z^s \sin \theta) \cos \omega t - \nabla_y^s \sin \omega t \\ (\nabla_x^s \cos \theta + \nabla_z^s \sin \theta) \sin \omega t + \nabla_y^s \cos \omega t \\ -\nabla_x^s \sin \theta + \nabla_z^s \cos \theta \end{bmatrix} dt + \int_{T'/2}^{T'} \begin{bmatrix} (\nabla_x^s \cos \theta + \nabla_z^s \sin \theta) \cos \omega t + \nabla_y^s \sin \omega t \\ -(\nabla_x^s \cos \theta + \nabla_z^s \sin \theta) \sin \omega t + \nabla_y^s \cos \omega t \\ -\nabla_x^s \sin \theta + \nabla_z^s \cos \theta \end{bmatrix} dt = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 2T(-\nabla_x^s \sin \theta + \nabla_z^s \cos \theta) \end{bmatrix} \quad (6)$$

与旋转轴垂直平面内的加速度计零偏 ∇_y^s 被调制为周期变化的量, 经过积分环节后再水平面内作用的结果为零; 加速度计零偏 ∇_x^s 和 ∇_z^s 在旋转轴垂直平面内的投影经过积分环节后的作用为零, 但是两者在旋转轴方向上产生了误差项。通过结合加速度计零偏量以及选择最优的倾角 θ , 可实现加速度计零偏在导航坐标系方位轴上的积分值为零, 达到对加速度计零偏的全部调制。

2 系统误差特性分析

2.1 惯性器件标度因数误差

采用 IMU 输入轴与转轴非重合安装的误差调制方案中, IMU 正向旋转条件下, 陀螺仪标度因数误差导致陀螺仪输出误差在载体坐标系上的分量见式(7)。

$$\delta \omega_{is+}^b = C_s^b \delta \omega_{is+}^s = \begin{bmatrix} \cos \omega t & -\sin \omega t & 0 \\ \sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} K_{gx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{gy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{gz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \omega t & \sin \omega t & 0 \\ -\sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos L \\ \omega_{ie} \sin L + \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$m_1 = \omega_{ie} \cos L (K_{gx} \cos^2 \theta + K_{gz} \sin^2 \theta) \sin \omega t \cos \omega t - K_{gy} \omega_{ie} \cos L \sin \omega t \cos \omega t - (\omega_{ie} \sin L + \omega) \sin \theta \cos \theta (K_{gx} - K_{gz}) \cos \omega t$$

$$m_2 = \omega_{ie} \cos L (K_{gx} \cos^2 \theta + K_{gz} \sin^2 \theta) \sin^2 \omega t + K_{gy} \omega_{ie} \cos L \cos^2 \omega t - (\omega_{ie} \sin L + \omega) \sin \theta \cos \theta (K_{gx} - K_{gz}) \sin \omega t$$

$$m_3 = -\omega_{ie} \cos L \sin \theta \cos \theta (K_{gx} - K_{gz}) \sin \omega t + (\omega_{ie} \sin L + \omega) (K_{gx} \sin^2 \theta + K_{gz} \cos^2 \theta)$$

式中: $K_{gi}(i=x,y,z)$ 分别表示 x 、 y 、 z 陀螺仪标度因数; ω_{ie} 表示地球自转角速率; L 表示当地纬度。同理得到 IMU 连续单轴反向旋转过程中, 标度因数误差引起的陀螺仪输出误差在载体坐标系上的分量见式(8)。

$$\delta \omega_{is-}^b = C_s^b \delta \omega_{is-}^s = \begin{bmatrix} \cos \omega t & \sin \omega t & 0 \\ -\sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} K_{gx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{gy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{gz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \omega t & -\sin \omega t & 0 \\ \sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos L \\ \omega_{ie} \sin L - \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$m_1 = -\omega_{ie} \cos L (K_{gx} \cos^2 \theta + K_{gz} \sin^2 \theta) \sin \omega t \cos \omega t - K_{gy} \omega_{ie} \cos L \cos \omega t \sin \omega t - (\omega_{ie} \sin L - \omega) \sin \theta \cos \theta (K_{gx} - K_{gz}) \cos \omega t$$

$$\begin{aligned}
m_2 &= \omega_{ie} \cos L (K_{gx} \cos^2 \theta + K_{gz} \sin^2 \theta) \sin^2 \omega t - \\
&\quad K_{gy} \omega_{ie} \cos L \cos^2 \omega t + \\
&\quad (\omega_{ie} \sin L - \omega) \sin \theta \cos \theta (K_{gx} - K_{gz}) \sin \omega t \\
m_3 &= (K_{gx} - K_{gz}) \omega_{ie} \cos L \sin \theta \cos \theta \sin \omega t + \\
&\quad (K_{gx} \sin^2 \theta + K_{gz} \cos^2 \theta) (\omega_{ie} \sin L - \omega)
\end{aligned}$$

设定一个完整的正反转动周期为 T' , 其中正向旋转和反向转动消耗的时间均为 $T'/2$ 。通过结合式(7)和(8)描述的角速率结果, 得到陀螺仪标度因数误差引起的姿态角误差在一个转动周期内的积累结果:

$$\int_0^{T'} \delta \omega_{is}^{b,m} dt = \int_0^{T'/2} C_b^n \delta \omega_{is+}^{b,m} dt + \int_{T'/2}^{T'} C_b^n \delta \omega_{is-}^{b,m} dt = \begin{bmatrix} 0 \\ (K_{gx} \cos^2 \theta + K_{gz} \sin^2 \theta) \omega_{ie} \cos L T' \\ 2(K_{gx} \sin^2 \theta + K_{gz} \cos^2 \theta) \omega_{ie} \sin L T' \end{bmatrix} \quad (9)$$

2.2 惯性器件安装误差

对于惯性测量组件, 三个陀螺应按载体坐标轴(直角坐标系)安装。但实际工程中不能达到要求, 存在安装误差。陀螺的安装误差会对姿态计算带来影响。每个陀螺的安装误差角都可以用两个参数表示。IMU 连续正向旋转过程中, 采用输入轴与转轴非重合安装的 IMU 连续单轴正向旋转过程中, 由于陀螺仪安装误差的存在导致陀螺仪输出误差在载体坐标系上的分量表示为:

$$\begin{aligned}
\delta \omega_{is+}^{b,m} &= C_s^b \delta \omega_{is+}^{s,m} = \\
&\begin{bmatrix} \cos \omega t & -\sin \omega t & 0 \\ \sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \\
&\begin{bmatrix} 0 & K_{gxy} & K_{gxz} \\ K_{gyx} & 0 & K_{gyz} \\ K_{gzx} & K_{gzy} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \\
&\begin{bmatrix} \cos \omega t & \sin \omega t & 0 \\ -\sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos L \\ \omega_{ie} \sin L + \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \end{bmatrix} \quad (12)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
m_1 &= (K_{gxy} \cos \theta + K_{gzy} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L \cos^2 \omega t + \\
&\quad (K_{gyx} \cos \theta + K_{gyz} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L \sin^2 \omega t + \\
&\quad (K_{gxz} + K_{gzx}) \sin \theta \cos \theta \omega_{ie} \cos L \sin \omega t \cos \omega t + \\
&\quad K_{gzx} \cos^2 \theta (\omega_{ie} \sin L + \omega) \cos \omega t - \\
&\quad (K_{gyx} \sin \theta - K_{gyz} \cos \theta) (\omega_{ie} \sin L + \omega) \sin \omega t - \\
&\quad K_{gzy} \sin^2 \theta (\omega_{ie} \sin L + \omega) \cos \omega t \\
m_2 &= (K_{gxy} \cos \theta + K_{gzy} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L \sin \omega t \cos \omega t + \\
&\quad K_{gxz} \cos^2 \theta (\omega_{ie} \sin L + \omega) \sin \omega t + \\
&\quad (K_{gxz} + K_{gzx}) \omega_{ie} \cos L \sin \theta \cos \theta \sin^2 \omega t - \\
&\quad K_{gzx} \sin^2 \theta (\omega_{ie} \sin L + \omega) \sin \omega t - \\
&\quad (K_{gyx} \sin \theta - K_{gyz} \cos \theta) (\omega_{ie} \sin L + \omega) \cos \omega t + \\
&\quad (K_{gyx} \cos \theta + K_{gyz} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L \sin \omega t \cos \omega t \\
m_3 &= -(K_{gxy} \sin \theta - K_{gzy} \cos \theta) \omega_{ie} \cos L \cos \omega t - \\
&\quad K_{gxz} \sin^2 \theta \omega_{ie} \cos L \sin \omega t - \\
&\quad K_{gzx} \cos^2 \theta \omega_{ie} \cos L \sin \omega t - \\
&\quad (K_{gxz} + K_{gzx}) \sin \theta \cos \theta (\omega_{ie} \sin L + \omega)
\end{aligned}$$

式中: $K_{gij}(i,j=x,y,z;i \neq j)$ 表示陀螺仪安装误差。IMU 反向连续旋转过程中, 由于安装误差的存在导致陀螺仪输出误差在载体坐标系的投影为:

$$\begin{aligned}
\delta \omega_{is-}^{b,m} &= C_s^b \delta \omega_{is-}^{s,m} = \\
&\begin{bmatrix} \cos \omega t & \sin \omega t & 0 \\ -\sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \\
&\begin{bmatrix} 0 & K_{gxy} & K_{gxz} \\ K_{gyx} & 0 & K_{gyz} \\ K_{gzx} & K_{gzy} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \\
&\begin{bmatrix} \cos \omega t & -\sin \omega t & 0 \\ \sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos L \\ \omega_{ie} \sin L - \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \end{bmatrix} \quad (13)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
m_1 &= (K_{gxy} \cos \theta + K_{gzy} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L \cos^2 \omega t - \\
&\quad (K_{gyx} \cos \theta + K_{gyz} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L \sin^2 \omega t + \\
&\quad (K_{gxz} + K_{gzx}) \omega_{ie} \cos L \sin \theta \cos \theta \sin \omega t \cos \omega t + \\
&\quad K_{gzx} \cos^2 \theta (\omega_{ie} \sin L - \omega) \cos \omega t - \\
&\quad K_{gzx} \sin^2 \theta (\omega_{ie} \sin L - \omega) \cos \omega t - \\
&\quad (K_{gyx} \sin \theta - K_{gyz} \cos \theta) (\omega_{ie} \sin L - \omega) \sin \omega t
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 m_2 = & -(K_{g_{xy}} \cos \theta + K_{g_{zy}} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L \sin \omega t \cos \omega t - \\
 & K_{g_{xz}} \cos^2 \theta (\omega_{ie} \sin L - \omega) \sin \omega t + \\
 & (K_{g_{xz}} + K_{g_{zx}}) \omega_{ie} \cos L \sin \theta \cos \theta \sin^2 \omega t + \\
 & K_{g_{zx}} \sin^2 \theta (\omega_{ie} \sin L - \omega) \sin \omega t - \\
 & (K_{g_{yx}} \cos \theta + K_{g_{yz}} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L \sin \omega t \cos \omega t - \\
 & (K_{g_{yx}} \sin \theta - K_{g_{yz}} \cos \theta) (\omega_{ie} \sin L - \omega) \cos \omega t \\
 m_3 = & -(K_{g_{xy}} \sin \theta - K_{g_{zy}} \cos \theta) \omega_{ie} \cos L \cos \omega t + \\
 & K_{g_{xz}} \sin^2 \theta \omega_{ie} \cos L \sin \omega t - \\
 & K_{g_{zx}} \cos^2 \theta \omega_{ie} \cos L \sin \omega t - \\
 & (K_{g_{xz}} + K_{g_{zx}}) \sin \theta \cos \theta (\omega_{ie} \sin L - \omega)
 \end{aligned}$$

IMU 输入轴与旋转轴非重合安装的误差调制方案中，由于依然采用正、反方向各自旋转 360° 的方案，因此设定一个完整转动周期消耗时间为 $T_{\square}=2T$ ，其中 T 表示单向完整转动的周期。同理，结合式(12)和(13)所描述的姿态速率结合，得到陀螺安装误差引起的姿态角误差如下：

$$\int_0^{T'} \delta \omega_{is}^n dt = \int_0^{T'/2} C_b^n \delta \omega_{is+}^b dt + \int_{T'/2}^{T'} C_b^n \delta \omega_{is-}^b dt = \begin{bmatrix} (K_{g_{xy}} \cos \theta + K_{g_{zy}} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L T' - \\ (K_{g_{yx}} \cos \theta + K_{g_{yz}} \sin \theta) \omega_{ie} \cos L T' \\ (K_{g_{xz}} + K_{g_{zx}}) \omega_{ie} \cos L \sin \theta \cos \theta T' \\ -2(K_{g_{xz}} + K_{g_{zx}}) \omega_{ie} \sin L \sin \theta \cos \theta T' \end{bmatrix} \quad (14)$$

3 仿真验证

由于旋转调制技术引入的主要对象是实现陀螺漂移的有效抑制，因此仿真过程主要针对陀螺仪相关误差系数进行验证。采用 IMU 输入轴与旋转轴非重合安装的误差调制方案对陀螺仪常值偏差抑制的原理在于，利用陀螺仪偏差在旋转轴方向上的正负相消及转轴垂直平面内的旋转调制实现其对称性误差部分的有效补偿。仿真过程中陀螺误差参数设定值如表 1 所示。

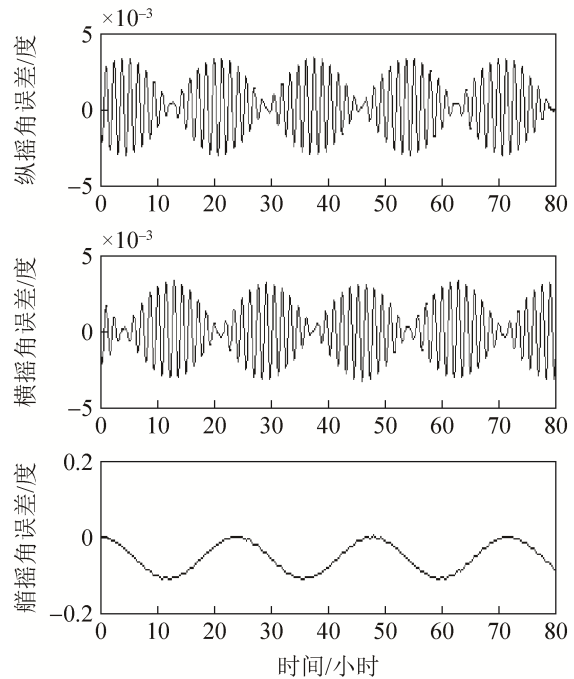
假设载体处于静止状态，且载体坐标系与东北天地理坐标系重合，载体所在地理位置为北纬 42.045 8°，东经 121.656 9°。这里主要分析 IMU 处于正反连续转动过程中，陀螺仪器件常值偏差、标度因数和安装误差对系统导航误差的影响。IMU

正反转角速度为 6°/s，仿真时间为 80 h。

表 1 陀螺仪性能指标
Tab. 1 Performance of gyroscope

器件偏差	参数值
$\epsilon_x^s = \epsilon_y^s = \epsilon_z^s$	0.05°/h
$K_{gx} = K_{gy} = K_{gz}$	10 ppm
$K_{g_{xy}}$	-0.000 01 rad
$K_{g_{xz}}$	-0.000 02 rad
$K_{g_{yx}}$	0.000 025 rad
$K_{g_{yz}}$	-0.000 015 rad
$K_{g_{zx}}$	0.000 015 rad
$K_{g_{zy}}$	0.000 025 rad

为更为显著清晰地反映陀螺仪各误差参数引起的误差效应及其对系统导航精度的影响，以及本文提出旋转方案对于改善误差调制效果的可行性，分别在相同仿真条件下，开展 IMU 静止、IMU 单轴连续正反转和 IMU 输入轴与旋转轴夹角设定为 45° 连续正反转下仿真验证。得到由于陀螺仪常值漂移引起的系统导航误差对比曲线分别如图 2 和图 3 所示。



(a) 静止

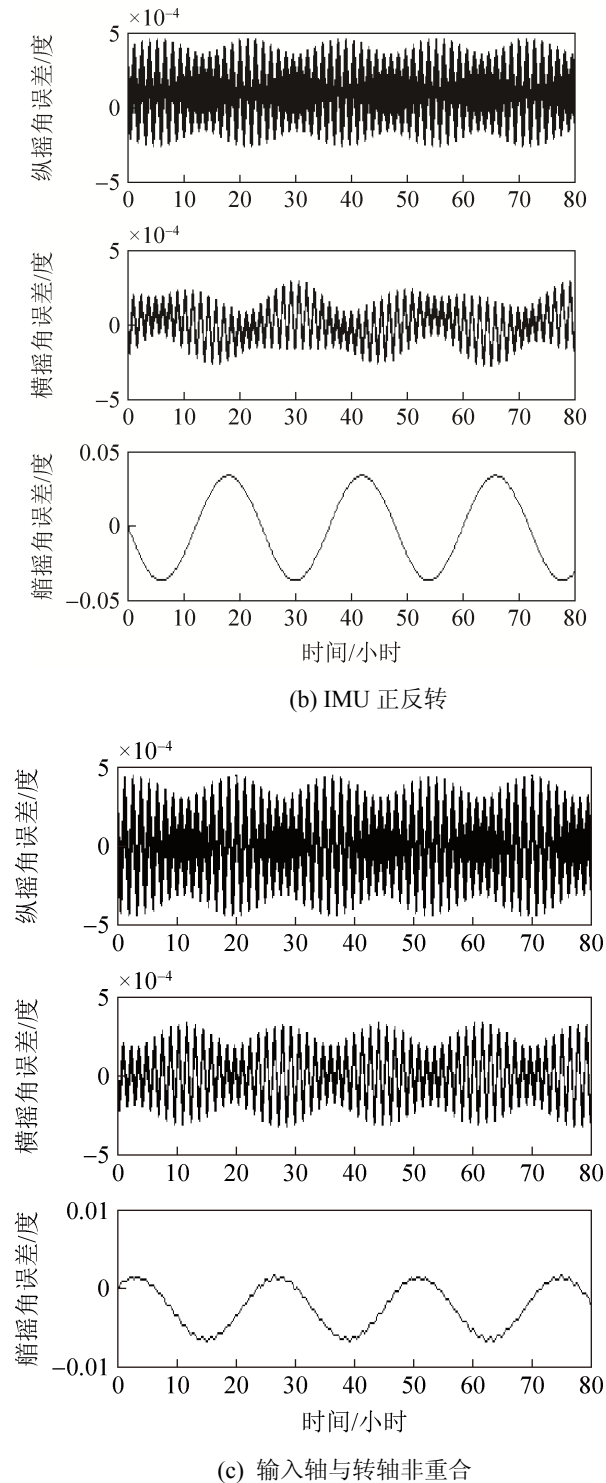


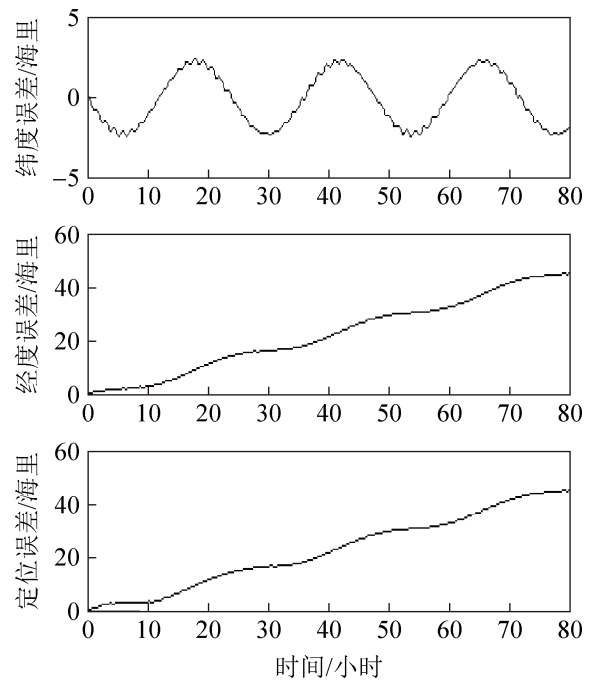
图2 陀螺常值漂移引起的姿态误差

Fig. 2 Attitude errors caused by gyro's constant bias

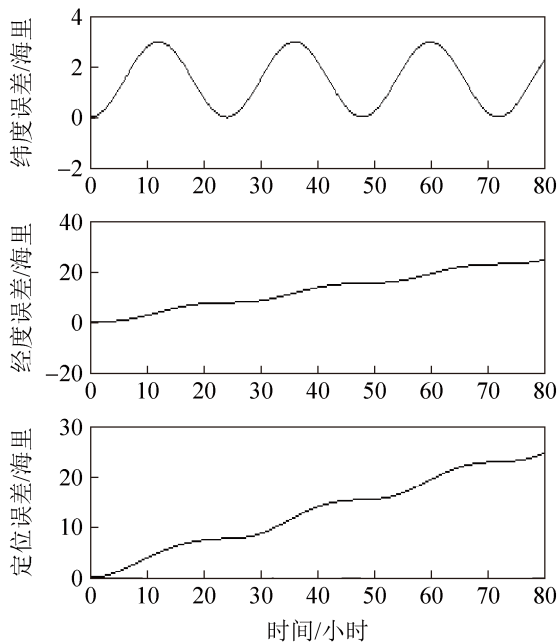
根据捷联惯导系统误差特性,可知陀螺漂移与载体经纬度误差、艏摇角误差的函数关系^[1]:

$$\begin{cases} \delta\lambda = \frac{\tan L}{\omega_{ie}} \varepsilon_E - \cos L \varepsilon_N t - \sin L \varepsilon_U t \\ \delta L = \frac{\sin L}{\omega_{ie}} \varepsilon_N - \frac{\cos L}{\omega_{ie}} \varepsilon_U \\ \delta\psi = \frac{1}{\omega_{ie} \cos L} \varepsilon_E \end{cases} \quad (15)$$

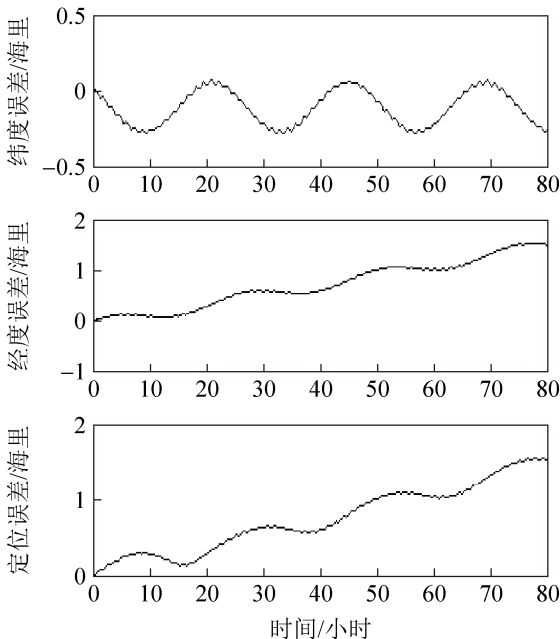
由于 IMU 绕载体方位轴的连续正反旋转可以将旋转轴垂直平面内陀螺常值漂移 ε_x^s 、 ε_y^s 进行调制,使其在导航坐标系的投影经积分后为零。结合式(15)的描述结果,可知这种变化导致惯导系统输出的导航参数中与水平陀螺常值漂移有关的经纬度误差、艏摇角误差得以减小。根据式(3)描述的陀螺漂移调制结果,考虑到输入轴与旋转轴非重合安装连续正反旋转调制方案分析过程中假定陀螺漂移的大小及方向一致,且设定初始时刻 IMU 坐标系相对载体坐标系夹角为 45 度,得出输入轴与旋转轴非重合安装正反旋转方案可实现所有陀螺常值漂移的调制的结论。同样根据式(17)描述的陀螺漂移与系统误差参数的函数关系,可知输入轴与旋转轴非重合安装连续正反旋转不会引起载体的经纬度和艏摇角的常值偏差。



(a) IMU 静止



(b) IMU 正反转



(c) 输入轴与转轴非重合

图3 陀螺常值漂移引起的定位误差

Fig. 3 Positioning errors caused by gyro's constant bias

与IMU未采用旋转调制以及IMU单轴正反转时陀螺漂移对导航参数的影响进行对比,图3描述的本文提出IMU输入轴与转轴非重合安装时陀螺漂移引起的惯导系统经纬度误差有较大幅度减小,由未采用旋转调制时的80 h43海里减小到1.6海里,该结果同样优于采用IMU单轴正反转时

引起的24海里定位误差;艏摇角误差的常值偏差为零。仿真结果证实了理论分析正确性。

4 转台可行性验证

利用三轴惯导测试转台提供IMU的倾斜安装(如图4)。先将零偏稳定性为 $0.05^\circ/h$ 的光纤陀螺IMU紧固于台面,进行台面调平和侧面调平,保证IMU坐标系与转台坐标系重合,实验开始前调整转台使其平行于当地水平面。然后控制转台绕其 oy 轴正向旋转 45° 后锁定转台的 ox 轴和 oy 轴。令三轴转台绕其外框架(oz 轴)做正反各两周为一转动周期的连续旋转,实现本文设定的旋转调制方案。

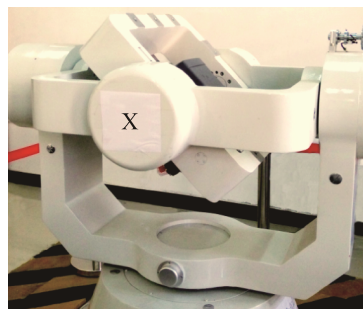


图4 旋转调制方案测试环境

Fig. 4 Experiment environment of rotary modulation

将本方案产生的系统定位精度与IMU正反转的定位精度进行对比,验证本方案的可行性,对比曲线如图5。

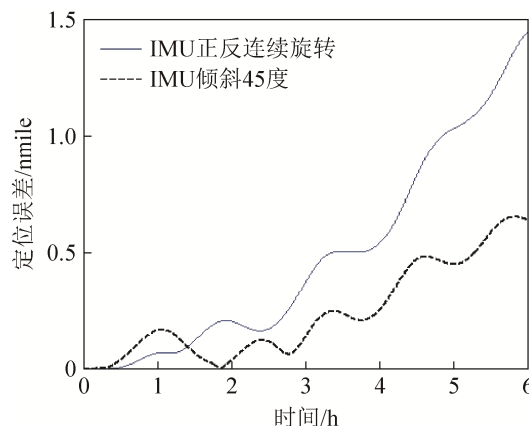


图5 IMU不同安装方式下的系统定位误差对比曲线
Fig. 5 Comparison curves of position error with IMU's different installation

为验证本论文提出的 IMU 输入轴与转轴非重合安装旋转调制方案的可行性, 对该方案进行 6 个小时原理性验证。其中惯导系统首先进行半小时的初始对准, 然后进入导航状态, 整个导航时间为 5.5 h。通过对图 5 的分析可以看出该方案的定位精度优于传统单轴连续正反转方案, 其中采用单轴正反转引起的系统最大定位误差为 1.44 海里; 采用 IMU 倾斜 45° 的单轴连续正反转动误差调制方法引起的惯导系统最大定位误差为 0.64 海里。该结果与仿真结果具有一致性, 可为该方案的工程化实现提供参考。

5 结论

误差旋转调制技术的引入可在现有器件精度基础上实现更高精度导航。论文深入地分析输入轴与转轴非重合安装的单轴持续正反转方案误差抑制原理及误差特性进行了对比性分析与仿真验证。结果表明, 采用单轴旋转调制技术后的捷联系统导航性能相对未采用旋转调制技术时有很大程度改善。该方案可为误差调制技术工程实现提供技术支持。

参考文献:

- [1] Levinson E, Willcocks M. The next generation marine inertial navigation is here now[C]// EEE Position Location and Navigation Symposium, 1994: 121-127.
- [2] Terry T, Emanuel L. The AN/WSN-7B marine gyrocompass/navigator[C]// ceedings of the 2000 National Technical Meeting of the Institute of Navigation, 2000: 348-357.
- [3] 刘洁瑜, 蔚国强, 杨建业. 双轴连续旋转激光捷联惯导误差高精度补偿方法[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(1): 148-154.
Liu Jieyu, Yu Guoqiang, Yang Jianye. High precision error compensation method for double-axis rotation modulated laser strapdown inertial navigation system[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(1): 148-154.
- [4] 王学运, 吕妍红, 王玮, 等. MEMS 器件捷联惯导系统旋转调制技术[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2014, 35(4): 494-498.
Wang Xueyun, Lü Yanhong, Wang Wei, et al. Rotation Modulation for Strap-Down Inertial Navigation System Based on MEMS Sensors[J]. Journal of Northeastern University(Natural Science), 2014, 35(4): 494-498.
- [5] Sun W, Wang D X, Xu L W, et al. MEMS-based Rotary Strapdown Inertial Navigation System[J]. Measurement (S0263-2241), 2013, 46(8): 2585-2596.
- [6] Sun W, Gao Y. Fiber-based Rotary Strapdown Inertial Navigation System[J]. Optical Engineering (S0091-3286), 2013, 52(7): 1-12.
- [7] 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 Design, 2010, 25(12): 1870-1874.
- [8] 覃方君, 李安, 许江宁. 载体角运动对旋转调制惯导系统误差影响分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2012, 37(7): 831-833.
Qin Fangjun, Li An, Xu jiangning. Analysis of Errors of Rotating Modulation INS Effected by Angular Motion of Vehicle[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2012, 37(7): 831-833.
- [9] 于旭东, 王宇, 张鹏飞, 等. 单轴旋转对惯导系统误差特性的影响[J]. 惯性技术学报, 2008, 16(6): 643-648.
Yu X D, Wang Y, Zhang P F, et al. Influence of single-axial rotation on INS error characteristics [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2008, 16(6): 643-648.
- [10] 孙枫, 王秋滢. 三轴旋转捷联惯导系统旋转方案设计[J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(1): 65-72.
Sun F, Wang Q Y. Rotation scheme design for modulated SINS with three rotating axes[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(1): 65-72.
- [11] Tirerton D H, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology[M]. Second Edition. Reston: Copublished by the American institute of Aeronautics and Astronautics and the Institution of Electrical Engineers, 2004: 453-456.