

一种可抑制航向运动影响的单轴转位方案

贺继超, 谢波

(西安航天精密机电研究所, 西安 710100)

摘要: 分析了单轴旋转惯导系统误差调制原理和转位方案, 针对传统转位方案会因为载体航向运动降低调制效果, 以及现有航向隔离方案会严重减小转位机构寿命的问题, 通过计算确定转位机构停止角度, 极大程度消除惯性器件常值零偏对惯导系统的影响, 且没有增加转位机构运行频率, 设计了能够有效抑制航向运动对调制效果影响的灵活单轴转位方案; 仿真结果表明, 灵活转位方案能够有效抑制载体航向运动对旋转调制效果的降低作用, 具有理论研究和工程应用价值。

关键词: 捷联惯性导航系统; 单轴旋转调制; 转位机构; 航向运动; 惯性测量单元

Design of Single-axis Rotation Modulation Scheme Restraining Influence of Yaw Motion

He Jichao, Xie Bo

(Xi'an Institute of Aerospace Precision Electromechanics, Xi'an 710100, China)

Abstract: The error modulation principle and rotation scheme of the single-axis rotary strapdown inertial navigation system are analyzed. Aiming at the problems that yaw motion of carrier can decrease rotary modulation effect and the methods isolating yaw motion at present can cut lifetime of rotary mechanism, determine the stop angle of indexing mechanism with calculation to eliminate the effect of bias of inertial measurement unit for the most part, a flexible rotation scheme is proposed which can restrain the influence of yaw motion to rotary modulation effectively without increasing rotary mechanism running frequency. Theoretical analysis and simulation experiment show that the proposed rotation scheme can restrain the reduction effect of yaw motion to rotary modulation effectively, which has reference value for theoretical research and engineering application.

Keywords: strapdown inertial navigation system; single-axis rotation modulation; rotary mechanism; yaw motion; inertial measurement unit

0 引言

旋转惯性导航系统^[1-3]是通过在惯性测量单元(IMU)外加上转位机构和测角装置, 控制IMU按照一定的次序旋转, 使陀螺漂移和加速度计零偏对导航产生的误差能够在—一个转动周期内抵消, 从而提高系统导航精度。旋转调制技术可以在现有惯性器件精度的基础上提高系统的导航精度和自主性, 是高精度导航系统常用的技术手段^[4-5]。单轴旋转调制惯导系统的转位机构转轴与载体天向轴重合, 在载体静止状态下可以消除垂直于旋转轴方向上的惯性器件误差, 但是当载体做航向运动时, 载体的航向运动与转位机构带动IMU的旋转会叠加, 使得IMU不能按照预期在整周期内抵消误差, 从而降低旋转调制的效果^[6]。目前常用的单轴调制方案有双位置和四位置, 文献[7]通过仿真和实验验证了双位置和四位置调制效果相近, 本文在双位置调制方案的基础上设计转位方案。

为了隔离载体航向运动对旋转调制效果的影响, 目前普遍利用解算得到的姿态数据驱动转位机构运行隔离航向

运动, 使IMU在转位停止的过程相对导航系航向角不变。文献[8]提出了一种基于载体姿态解算驱动IMU转台的抑制方法。以上方案都能够有效地抑制载体航向运动的影响, 但由于载体航向角往往频繁变化, 为了控制IMU航向角保持不变, 转位机构的电机就会不停地启动和制动, 使其寿命大大减小。本文在传统双位置旋转调制方案的基础上, 根据实时解算的IMU航向角, 控制IMU相对导航系的旋转角度在每个周期内进行调整, 从而有效抑制载体航向运动对IMU常值误差调制效果的影响。此方案相对传统双位置旋转调制方案并没有明显增加旋转次数, 每个周期内的停止时间相同, 避免了电机的频繁启动和制动, 在抑制航向运动影响旋转调制效果的同时没有减小机构寿命, 具有工程应用价值。

1 旋转调制技术基本原理

定义 s 系为IMU坐标系; b 系为载体坐标系, 坐标轴方向为右前上; n 系为导航坐标系, 坐标轴方向为东北天; i 系为地心惯性坐标系。

陀螺和加速度计的输出:

$$\begin{aligned}\tilde{\omega}_s^s &= (I + \delta K_G)(I + \delta G)\omega_s^s + \varepsilon^s \\ \tilde{f}^s &= (I + \delta K_A)(I + \delta A)f^s + \nabla^s\end{aligned}\quad (1)$$

其中: $\tilde{\omega}_s^s$ 和 \tilde{f}^s 为陀螺和加速度计的输出, δK_G 和 δK_A 为

收稿日期: 2019-08-06; 修回日期: 2019-09-05。

基金项目: 装备预研航天科技联合基金项目(6141B06220404)。

作者简介: 贺继超(1993-), 男, 陕西渭南人, 硕士, 主要从事惯性导航技术方向的研究。

陀螺和加速度计的标度因数误差, δG 和 δA 为陀螺和加速度计的安装误差, ϵ^s 和 ∇^s 为陀螺漂移和加速度计漂移。

则陀螺和加速度计的输出误差为 (略去二阶小量):

$$\begin{aligned} \delta\omega_{is}^s &= (\delta K_G + \delta G)\omega_{is}^s + \epsilon^s \\ \delta f^s &= (\delta K_A + \delta A)f^s + \nabla^s \end{aligned} \quad (2)$$

其中: $\epsilon^s = \epsilon_0^s + \omega_g$, $\nabla^s = \nabla_0^s + \omega_a$, ϵ_0^s 和 ∇_0^s 为陀螺和加速度计的随机常值漂移, ω_g 和 ω_a 为白噪声。经过标定, 陀螺和加速度计的标度因数误差和安装误差可以控制在很小的范围 (10×10^{-6} 和 10 角秒以内), 故其引起的导航定位误差相对较小, 而激光陀螺的随机常值漂移是引起惯导系统的导航误差的主要因素, 对于长航时导航系统的影响尤其明显。

下面以陀螺常值漂移为例说明旋转调制的基本原理。

假设初始时刻, s 系, b 系和 n 系重合, 如图 1 所示, 导航坐标系中等效陀螺漂移为:

$$\begin{cases} \epsilon_E = \epsilon_x \\ \epsilon_N = \epsilon_y \\ \epsilon_U = \epsilon_z \end{cases} \quad (3)$$

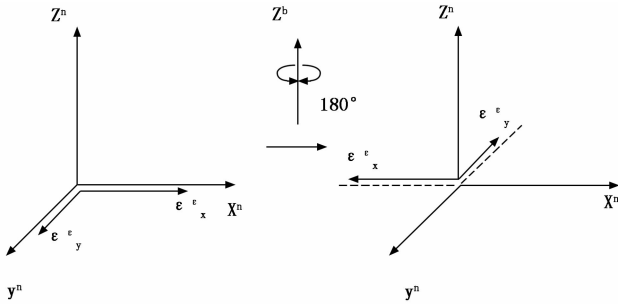


图 1 旋转调制原理

假设 b 系与 n 系始终重合, 将 s 系绕 z 轴旋转 180° 后, 导航坐标系中等效陀螺漂移为:

$$\begin{cases} \epsilon_E = -\epsilon_x \\ \epsilon_N = -\epsilon_y \\ \epsilon_U = \epsilon_z \end{cases} \quad (4)$$

由以上两式可知, s 系绕 z 轴旋转 180° 后, 等效东向和北向陀螺误差的符号由正变为负, 假设陀螺三个轴的漂移不随时间变化, 则在这两个位置上由 x, y 陀螺引起的导航误差在相同的时间内会相互抵消。而等效天向陀螺漂移的符号未发生变化, 因此由 z 陀螺引起的导航误差没有被消除。

在旋转过程中, 假设 s 系绕 z 轴以角速度 ω 匀速旋转, 则 s 系到 b 系的转换矩阵为:

$$C_s^b(t) = \begin{bmatrix} \cos(\omega t) & -\sin(\omega t) & 0 \\ \sin(\omega t) & \cos(\omega t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

在 n 系下的等效陀螺漂移为:

$$C_n^s \epsilon^s = C_n^b \epsilon^b = \begin{bmatrix} \epsilon_x \cos(\omega t) - \epsilon_y \sin(\omega t) \\ \epsilon_x \sin(\omega t) + \epsilon_y \cos(\omega t) \\ \epsilon_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

可见, 在旋转过程中等效东向和北向陀螺漂移被调制成周期变化的量, 若在一个调制周期内 s 系绕 z 轴旋转 360° , 则在导航系内由 x 和 y 陀螺引起的导航误差为 0。标度因数误差和安装误差经过旋转调制也可降低其对导航系统的影响, 但与陀螺漂移和加速度计零偏相比并不显著。

由此可知, 旋转调制技术主要是通过导航系中改变陀螺方向, 使在静止和旋转过程中等效陀螺漂移引起的导航误差在一个周期内抵消, 从而提高导航精度, 传统的单轴双位置转位方案的一个周期旋转步骤如下:

- 1) 停止 t_s 时间长度, 正向转动 180° ;
- 2) 停止 t_s 时间长度, 正向转动 180° ;
- 3) 停止 t_s 时间长度, 反向转动 180° ;
- 4) 停止 t_s 时间长度, 反向转动 180° 。

由于双位置转位方案中转位机构旋转范围在 $0 \sim 360^\circ$, 需要通过滑环进行旋转, 要求转位机构具备滑环。有学者提出了不需要滑环的单轴四位置转位方案, 该方案中转位机构的旋转范围为 $0 \sim 270^\circ$, 其调制效果与双位置转位方案相当。

2 抑制航向运动对调制效果降低作用的转位方案

在载体相对导航系静止的情况下, IMU 相对导航系按照既定的规律旋转可将陀螺漂移引起的导航误差抵消。但是在实际中, 载体的运动无法保证 b 系与 n 系始终重合, 在载体航向运动的影响下, IMU 若仍按照原规律旋转, 陀螺漂移和加速度计零偏引起的导航误差将无法在一个周期内抵消, 这会降低旋转调制的效果。

假设初始时刻 b 系与 n 系重合, 转位机构角度为 0, 转位机构停止 T_s 时间长度, 期间载体仅做航向运动。定义 θ, γ, ψ 分别为 IMU 的俯仰角、横滚角和航向角, 设在转位机构停止的时间内 IMU 的航向角为 $\psi(t)$, 则陀螺的等效漂移为:

$$\begin{bmatrix} \epsilon_E \\ \epsilon_N \\ \epsilon_U \end{bmatrix} = C_s^n(t) \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} = C_z^T(\psi(t)) \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中:

$$C_z(\psi(t)) = \begin{bmatrix} \cos(\psi(t)) & -\sin(\psi(t)) & 0 \\ \sin(\psi(t)) & \cos(\psi(t)) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

对式 (7) 在 $0 \sim T_s$ 内积分, 得到由陀螺漂移在 T_s 时间长度内引起的姿态角误差为:

$$\int_0^{T_s} \begin{bmatrix} \epsilon_E \\ \epsilon_N \\ \epsilon_U \end{bmatrix} dt = \int_0^{T_s} C_z^T(\psi(t)) dt \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \int_0^{T_s} \cos(\psi(t)) dt & \int_0^{T_s} \sin(\psi(t)) dt & 0 \\ -\int_0^{T_s} \sin(\psi(t)) dt & \int_0^{T_s} \cos(\psi(t)) dt & 0 \\ 0 & 0 & T_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

积分值 $\int_0^{T_s} \cos(\psi(t)) dt$ 在数值上与某一位置 ψ_0 ($\psi_0 \in [\psi(t)_{\min}, \psi(t)_{\max}], t \in [0, T_s]$) 的余弦在 $0 \sim T_s$ 内的积分相

等, 则 ψ_0 满足 $\cos(\psi_0) = \frac{1}{T_s} \int_0^{T_s} \cos(\psi(t)) dt$, 在 ψ_0 的对称位置 $\psi_0 + \pi$ 在 $t_1 \sim t_1 + T_s$ 内的等效陀螺漂移为 (期间载体静止):

$$\int_{t_1}^{t_1+T_s} C_z^T(\psi_0 + \pi) dt = \begin{bmatrix} -\int_0^{T_s} \cos(\psi(t)) dt & -T_s \sin(\psi_0) & 0 \\ T_s \sin(\psi_0) & -\int_0^{T_s} \cos(\psi(t)) dt & 0 \\ 0 & 0 & T_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

式 (9) 与式 (10) 相加得到 $0 \sim T_s$ 和 $t_1 \sim t_1 + T_s$ 两次转位机构停止过程中累计姿态角误差为:

$$\int_0^{T_s} C_z^T(\psi(t)) dt \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} + \int_{t_1}^{t_1+T_s} C_z^T(\psi_0 + \pi) dt \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & m_1 & 0 \\ -m_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2T_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix}$$

$$m_1 = \int_0^{T_s} \sin(\psi(t)) dt - T_s \sin(\psi_0) \quad (11)$$

为了消除上式中第一个停止过程中残余的水平姿态角误差, 下一个转位机构停止时的角度 $\psi_1 (\psi_1 \in [\psi(t)_{\min}, \psi(t)_{\max}], t \in [t_1, t_1 + T_s])$ 需满足 $\sin(\psi_1) = \frac{1}{T_s} [\int_0^{T_s} \sin(\psi(t)) dt - T_s \sin(\psi_0)]$, 其中中括号内是 $0 \sim T_s$ 和 $t_1 \sim t_1 + T_s$ 两个过程中 $\sin(\psi(t))$ 的积分值。则在 ψ_1 的对称位置 $\psi_1 + \pi$ 在 $t_2 \sim t_2 + T_s$ 上的陀螺漂移引起的姿态角误差为 (期间载体静止):

$$\int_{t_2}^{t_2+T_s} C_z^T(\psi_1 + \pi) dt \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -T_s \cos(\psi_1) & -m_1 & 0 \\ m_1 & -T_s \cos(\psi_1) & 0 \\ 0 & 0 & T_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix}$$

$$m_1 = \int_0^{T_s} \sin(\psi(t)) dt - T_s \sin(\psi_0) \quad (12)$$

式 (11) 与式 (12) 相加得 $0 \sim T_s, t_1 \sim t_1 + T_s, t_2 \sim t_2 + T_s$ 三个时间段内的陀螺漂移引起的姿态角误差为:

$$\left[\int_0^{T_s} C_z^T(\psi(t)) dt + \int_{t_1}^{t_1+T_s} C_z^T(\psi_0 + \pi) dt + \int_{t_2}^{t_2+T_s} C_z^T(\psi_1 + \pi) dt \right] \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} -T_s \cos(\psi_1) \epsilon_x \\ -T_s \cos(\psi_1) \epsilon_y \\ 3T_s \epsilon_z \end{bmatrix} \quad (13)$$

由上式可以看出, 经过后面两次停止过程, $0 \sim T_s$ 时间段内由载体航向运动引起的载体姿态角误差 $\int_0^{T_s} C_z^T(\psi(t)) dt \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix}^T$ 的水平分量已经被消除, 天向陀螺引起的姿态角误差与传统双位置相同。如果持续对 IMU 航向角的正弦和余弦进行积分, 并利用上述原理计算下一个停止过程 IMU 航

向角的值, 则可将转位机构停止过程中由陀螺漂移引起的水平姿态角误差减小甚至消除。设计停止时转位机构角度可变的灵活双位置转位方案, 本方案中转位机构旋转范围超过了 360° , 故需要转位机构具备滑环, 其一个周期的旋转步骤如下 ($\psi(t)$ 为惯导实时解算的 IMU 航向角):

- 1) 停止 t_s 时间长度, 正向转动, 当 $|\cos(\psi(t)) + i_c/t_s| < \sigma$ (σ 为一小量, 用于判断误差的消除程度, 在 100 Hz 的采样频率下可设置为 0.01) 且 $\sin(\psi(t))$ 与 i_s 异号时停止转位机构;
- 2) 停止 t_s 时间长度, 正向转动 180° ;
- 3) 停止 t_s 时间长度, 反向转动, 当 $|\sin(\psi(t)) + i_c/t_s| < \sigma$ 且 $\cos(\psi(t))$ 与 i_c 异号时停止转位机构;
- 4) 停止 t_s 时间长度, 反向转动 180° 。

其中, i_c 和 i_s 是 $\cos(\psi(t))$ 和 $\sin(\psi(t))$ 的累加值, 转位机构停止过程中 $i_c(n) = i_c(n-1) + \cos(\psi(t_n)), i_s(n) = i_s(n-1) + \sin(\psi(t_n))$; 而转位机构转动时 i_c 和 i_s 值不变。

3 仿真实验

在仅做航向运动的摇摆基座环境下仿真对比无旋转调制、传统双位置旋转调制方案和灵活双位置旋转调制方案的导航误差。

实验步骤:

- 1) 在摇摆基座下, IMU 只有姿态角发生变化, 导航系速度为零, 经纬度不发生变化。通过旋转方案得到 IMU 在不同时刻的姿态角, 由惯导解算算法的逆运算得到陀螺和加速度计的模拟数据;
- 2) 以陀螺和加速度计的输出模型为规律对模拟数据添加零偏、标度因数误差、安装误差和随机游走误差;
- 3) 对添加误差之后的数据进行解算, 绘制定位误差曲线并做比较。

假设载体初始状态和误差如表 1 所示, 其中 θ, γ 和 ψ 为 IMU 的俯仰角、横滚角和航向角, $v_i (i = E, N, U)$ 为载体在东向、北向、天向的初始速度, L, λ 和 h 为载体的纬度、经度和高度, $\Delta x (x = \theta, \gamma, \psi, v_E, v_N, v_U, L, \lambda, h)$ 为初始状态的测量误差。

表 1 初始状态和误差

初始状态	参数值
θ, γ, ψ	$1^\circ, -2^\circ, 15^\circ$
$v_E = v_N = v_U$	0m/s
L, λ, h	$34.246^\circ, 108.910^\circ, 380\text{m}$
$\Delta\theta, \Delta\gamma, \Delta\psi$	$-10'', 10'', 1'$
$\Delta v_E = \Delta v_N = \Delta v_U$	0.01m/s
$\Delta s_E = \Delta s_N = \Delta h$	10m

载体持续做摇摆运动, 两种旋转调制方案停止时间均为 300 s, 旋转角速度均为 $6^\circ/\text{s}$ 。

惯性器件误差参数如表 2 所示, 其中 3 个陀螺参数相

同, 3 个加速度计参数相同。

表 2 惯性器件误差参数

器件误差	参数值
陀螺漂移	0.003°/h
加速度计零偏	30μg
角速率随机游走	0.000 5°/√h
速率随机游走	5μg/√Hz
陀螺标度因数误差	10×10 ⁻⁶
加速度计标度因数误差	10×10 ⁻⁶
陀螺安装误差 ($K_{gyz} = K_{gry} = K_{gzy} = K_{gry} = K_{gzy}$)	10"
加速度计安装误差 ($K_{oxy} = K_{oyx} = K_{oxy}$)	10"

载体仅做航向摇摆运动, 在不同的摇摆频率下仿真运行 72 小时, 对比导航结果。

实验 1: t 时刻天向角速度为 $\omega(t) = 6\cos[(\pi/60)t]$ (°/s), 仿真结果如图 2。

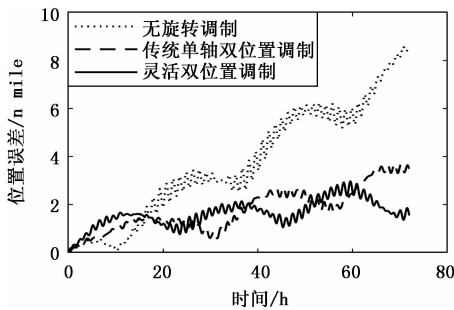


图 2 实验一不同调制方案定位误差对比

实验结果显示, 无旋转调制的捷联惯导定位误差为 8.57 n mile, 传统单轴双位置调制方案的定位误差为 3.70 n mile, 本文设计的灵活双位置调制方案定位误差为 2.97 n mile。

实验 2: t 时刻天向角速度为 $\omega(t) = 6\cos[(\pi/30)t]$ (°/s), 仿真结果如图 3。

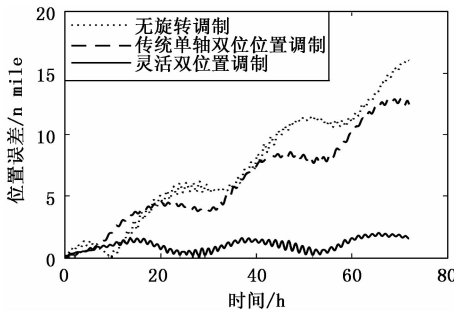


图 3 实验二不同调制方案定位误差对比

实验结果显示, 无旋转调制的捷联惯导定位误差为

(上接第 196 页)

[6] 林 健. 基于无线通信的机场智能驱鸟系统的研制 [D]. 济南: 山东师范大学, 2015.

[7] 张 洁. 2016 年度中国民航鸟击航空器信息分析报告 [R]. 北京: 中国民航科学技术研究院, 2017.

[8] 姜绍君, 王忠健. 基于 CC2530 的短距离无线通信系统的实现

16.13 n mile, 传统单轴双位置调制方案的定位误差为 12.90 n mile, 本文设计的灵活双位置调制方案定位误差为 1.98 n mile。

仿真结果显示在以上两种条件下, 灵活双位置方案误差调制效果均优于无航向运动隔离的传统双位置调制方案。对于实验 2, 摇摆周期与停止时间相同, 传统双位置调制基本失效, 但灵活双位置仍显示出较好的调制效果, 证明灵活双位置旋转调制方案可在一定程度上抑制航向运动对旋转调制效果的影响。

4 结论

本文分析了航向运动对单轴旋转捷联惯导系统等效陀螺漂移调制效果的影响, 设计了一种基于传统双位置转位方案的灵活双位置转位方案, 通过仿真实验, 说明所设计的转位方案能在不提高转位机构运行频率的条件下有效抑制航向运动对旋转惯导系统调制效果的影响, 保证调制效果, 提高系统导航定位精度。

参考文献:

[1] 姬晓琴, 陈文辉, 杨 业. 旋转惯导的发展及应用 [J]. 航天控制, 2019, 37 (1): 27-33.

[2] 常振军, 张志利, 周召发, 等. 单轴旋转 SINS 惯性系对准方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (6): 205-208.

[3] Levinson E. Accuracy Enhancement Techniques to The Marine Ring Laser Inertial Navigation [J]. Navigation, 1987, 34 (1): 64-87.

[4] Deng Zhihong. Error Modulation Scheme Analysis of Dual-axis Rotating Strap-down Inertial Navigation System Based on FOG [A]. 中国自动化学会控制理论专业委员会、中国系统工程学会. 第三十三届中国控制会议论文集 (A 卷) [C]. 中国自动化学会控制理论专业委员会、中国系统工程学会: 中国自动化学会控制理论专业委员会, 2014.

[5] Qin Chong. Design and Analysis of Dual-axis Rotating Scheme for Ring Laser Strapdown Inertial Navigation System [A]. 中国自动化学会控制理论专业委员会、中国系统工程学会. 第 35 届中国控制会议论文集 (D) [C]. 中国自动化学会控制理论专业委员会、中国系统工程学会: 中国自动化学会控制理论专业委员会, 2016.

[6] 张伦东, 练军想, 胡小平. 载体角运动对旋转式惯导系统旋转调制效果的影响 [J]. 国防科技大学学报, 2011, 33 (4): 152-156.

[7] 石潇竹, 胡 杰. 单轴旋转捷联惯导系统误差分析与转位方案 [J]. 导航与控制, 2018, 17 (4): 7-13.

[8] 张伦东, 练军想, 吴美平, 等. 单轴旋转惯导系统载体航向隔离方法研究 [J]. 仪器仪表学报, 2012, 33 (6): 1247-1253.

[9] 张习博. 基于 ZigBee 路由算法的研究及其在数据采集系统中的研究 [J]. 自动化与仪器仪表, 2018 (11): 7-10.

[10] 于 滢, 谢 涛, 矫鲁平, 等. 基于 NB-IoT 的智能网关设计 [J]. 计算机测量与控制, 2019 (1): 176-180.