

基于光纤陀螺的旋转惯导数字稳定回路设计与实现

王蕾¹, 王玮¹, 王学运¹, 杨国梁²

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191;
2. 中航工业西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 为进一步提高基于光纤陀螺的旋转捷联惯导系统导航精度, 设计了一种数字式稳定控制回路. 分析了捷联惯导系统对稳定回路控制的要求, 建立了简单实用的稳定回路模型及其各参数的测试方法, 并研究了一种PII²的控制方法及相应控制系数的选取策略. 仿真对比结果表明, 在以光纤陀螺组成的稳定回路中, 相比于传统PID控制, PII²控制能有效减小角度静差. 实验测试结果表明, 该稳定回路达到了较高的动态精度, 满足设计要求.

关键词: 稳定回路; 光纤陀螺; 伺服控制; 角度静差

中图分类号: V241.6

文献标志码: A

Design and implementation of digital position stabilization loop for fiber optic gyroscope based rotational inertial navigation system

WANG Lei¹, WANG Wei¹, WANG Xue-yun¹, YANG Guo-liang²

(1. School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China. Correspondent: WANG Lei, E-mail: 351722wang@163.com)

Abstract: To further improve the precision of rotational strap-down inertial navigation system based on fiber optic gyro, an appropriate digital position stabilization loop is designed. The requirement of strap-down inertial navigation system to stabilization loop is analyzed. Simple and practical models are built and test methods of rotational inertia and friction torque in these models are given. The proportional integral double-integral(PII²) controller and strategy for its parameters are studied. The simulation results show that the PII² controller is more effective to decrease steady-state angle error than the PID controller in this stabilization loop based on the fiber optic gyro. The experimental results show that this stabilization loop's dynamic precision is high and meets the design requirements.

Key words: stabilization loop; fiber optic gyroscope; servo control; steady-state angle error

0 引言

平台惯导通常以挠性陀螺等机械陀螺来建立模拟式的稳定回路, 这类稳定回路不仅结构复杂, 而且可靠性不高. 如今广泛应用的捷联惯导虽然通过建立数学平台取代了模拟式的稳定回路, 简化了结构, 提高了可靠性, 但导航精度却有所降低. 旋转式的捷联惯导通过自身的旋转机构来抑制惯性器件的漂移, 可大幅提高导航精度, 系统结构也较平台惯导简单^[1-2], 但是载体运动会影响旋转调制的效果. 如果能利用旋转式捷联惯导已有的旋转机构来构建数字式的稳定回路隔离载体角运动, 则可进一步提高系统导航精度,

而且不会增加系统结构的复杂程度^[3-4].

与传统的机械陀螺相比, 光纤陀螺具有启动快、抗冲击、无活动部件、工作可靠、使用寿命长等诸多优点^[5-6]. 近年来, 随着光纤陀螺工程化技术的日趋成熟, 光纤陀螺开始被用于旋转惯导系统. 机械陀螺通常以角度形式输出, 光纤陀螺通常以角速度形式输出, 因此基于光纤陀螺的稳定回路有别于以往基于机械陀螺的稳定回路.

文献[7]研究了用于导弹的基于光纤陀螺的数字稳定回路, 但只进行了仿真. 文献[8]建立了双速度环控制方法并进行了实验测试, 但精度不高, 当存在幅

收稿日期: 2013-06-26; 修回日期: 2013-11-02.

基金项目: 航空科学基金项目(20110851007, 20080851020); 北京航空航天大学研究生创新实践基金项目(YCSJ-01-2013-03).

作者简介: 王蕾(1986—), 男, 博士生, 从事惯性导航系统技术的研究; 王玮(1977—), 女, 副教授, 从事惯性导航与组合导航等研究.

度为 0.087 rad (5°)、周期为 2 s 的扰动时, 稳定精度只有 $3.5 \times 10^{-4} \text{ rad}$ ($72''$)。本文针对一种机载旋转式光纤捷联惯导系统, 从工程应用出发, 分析了惯导系统对稳定回路的要求, 建立了数字稳定控制回路模型, 提出一种 PII^2 的控制方法。仿真结果表明, PII^2 控制能够有效减小角度静差, 较 PID 控制具有优势。最后对 PII^2 控制进行了实验测试, 取得了与仿真一致的结果。

1 设计要求

捷联式惯导系统的导航精度在很大程度上取决于飞机的运动。对常规的捷联惯导系统而言, 其惯性测量单元与载体固联, 当飞机有振动或机动时, 系统将会被激励出严重影响导航精度的误差; 对旋转式捷联惯导而言, 其惯性测量单元置于旋转机构上, 旋转机构的运动可视为常规捷联惯导的飞机运动。本文研究的稳定控制回路正是以旋转式惯导系统的旋转机构作为执行者, 因此要确定稳定回路的设计要求, 需首先分析载体运动对常规捷联惯导系统导航精度的影响机理。

根据参考文献 [9], 当捷联惯导系统沿飞机的某两个方向 (这里以 x 和 y 方向为例) 存在如下式所示的角振动时:

$$\theta_x(t) = \theta_{0x} \sin(\Omega_x t - \varphi_{\theta_x}), \quad (1)$$

$$\theta_y(t) = \theta_{0y} \sin(\Omega_y t - \varphi_{\theta_y}), \quad (2)$$

另一方向 (这里对应 z 方向) 会产生如下常值角速度误差, 即等效陀螺漂移:

$$\Delta\omega_z = \frac{1}{2} \Omega \theta_0^2 \sin(\varphi_{\theta_y} - \varphi_{\theta_x}). \quad (3)$$

其中: 角振动幅值 $\theta_{0x} = \theta_{0y} = \theta_0$, 角振动速度 $\Omega_x = \Omega_y = \Omega$, φ_{θ_x} 、 φ_{θ_y} 表示角振动的相移。

稳定回路的控制误差也可以近似表示成式 (1) 和 (2) 所示的形式, 并产生如式 (3) 所示的等效陀螺漂移。本文研究的旋转式光纤捷联惯导系统所采用的光纤陀螺精度为 $2.4 \times 10^{-7} \text{ rad/s}$ ($0.05^\circ/\text{h}$), 稳定回路控制误差带来的等效陀螺漂移必须远远小于 $2.4 \times 10^{-7} \text{ rad/s}$ ($0.05^\circ/\text{h}$)。

另外, 在旋转式惯导系统中引入稳定回路的目的是希望隔离角运动, 使惯性测量单元相对于导航坐标系旋转, 以充分调制陀螺的常值漂移^[10]。如果稳定回路存在角度静差, 则惯性测量单元的旋转将不再是相对于导航坐标系, 惯导系统的导航精度相对降低。

若要通过稳定回路来进一步提高旋转式惯导系统的导航精度, 则稳定回路必须满足以下设计要求:

1) 由控制误差造成的如式 (3) 的等效陀螺漂移必须小于系统所用光纤陀螺自身的漂移, 即 $2.4 \times 10^{-7} \text{ rad/s}$ ($0.05^\circ/\text{h}$);

2) 稳定回路控制不能存在角度静差。

2 稳定回路模型

2.1 稳定回路的组成及其原理框图

本文以隔离载体方位角运动为例。图 1 是本文所建立的稳定回路原理框图, 同时它也反映了该稳定回路的组成。图中各主要符号的含义如下:

- 1) ω_A 为飞机的运动角速度;
- 2) M_T 为轴摩擦力矩;
- 3) M_C 为电机控制力矩;
- 4) U_C 为计算出的控制电压;
- 5) ω_P 为惯性平台运动角速度;
- 6) θ_P 为稳定误差角。

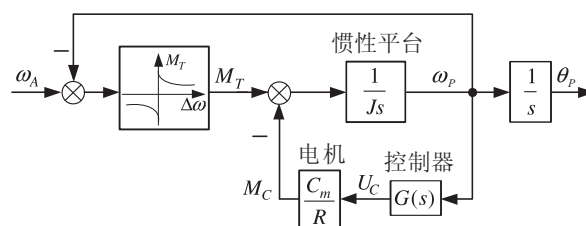


图 1 稳定回路原理框图

稳定回路的作用是让惯性平台运动角速度恒为零。当飞机出现角速度 ω_A 时, 它通过旋转轴摩擦力矩 M_T 带动惯性平台一起做角运动。惯性平台的运动角速度 ω_P 被光纤陀螺敏感, 控制器根据 ω_P 计算控制电压 U_C 。该控制电压施加于电机, 电机产生控制力矩 M_C , 从而与摩擦力矩 M_T 平衡, 实现惯性平台的稳定。

2.2 模型及其参数的选取

2.2.1 电机模型

本文采用工程上简化的电机模型, 即图 1 中的 C_m/R_a 。下文实验测试中所用电机的力矩系数 $C_m = 0.159 \text{ N}\cdot\text{m/A}$, 电阻 $R_a = 4.16 \Omega$ 。

2.2.2 摩擦力矩模型

1) 基本模型

$$M_T = \begin{cases} 0.027 \text{ N}\cdot\text{m}, & \Delta\omega > 0; \\ -0.027 \text{ N}\cdot\text{m}, & \Delta\omega < 0; \\ 0 \text{ N}\cdot\text{m}, & \Delta\omega = 0. \end{cases} \quad (4)$$

基本摩擦力矩模型如式 (4) 所示, 力矩大小为 $0.027 \text{ N}\cdot\text{m}$, 根据下述方法测得。从 0 V 开始, 逐渐增大电机的控制电压, 直到电机开始旋转, 记下此时的电压 $U_0 = 0.7 \text{ V}$ 。于是可得摩擦力矩

$$M_T = \frac{U_0 C_m}{R_a} = 0.027 \text{ N}\cdot\text{m}. \quad (5)$$

2) 改进模型。

在实际系统中, 一方面摩擦力矩存在静摩擦力矩和动摩擦力矩, 上文所测得的 $0.027 \text{ N}\cdot\text{m}$ 其实是最大静摩擦力矩; 另一方面, 当电机转到不同位置时, 动摩擦力矩也存在较大差异。因此, 对式 (4) 的摩擦力矩做

两点改进: 1) 对静摩擦和动摩擦进行区分, 电机起转后, 摩擦力矩逐渐减小; 2) 在摩擦力矩模型上叠加噪声, 以表示不同位置处的摩擦所存在的差别. 从而得到如下式所示的摩擦力矩模型:

$$M_T = \begin{cases} (0.01e^{-\Delta\omega} + 0.01 + \sigma) \text{ N} \cdot \text{m}, & \Delta\omega > 0; \\ -(0.01e^{-\Delta\omega} + 0.01 + \sigma) \text{ N} \cdot \text{m}, & \Delta\omega < 0; \\ 0 \text{ N} \cdot \text{m}, & \Delta\omega = 0. \end{cases} \quad (6)$$

其中 σ 表示方差为 $8 \times 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{m}$ 的白噪声.

2.2.3 惯性平台模型

图1中的 $1/Js$ 即为惯性平台模型, J 表示惯性平台的转动惯量. 惯性平台是由光纤陀螺等多种测量器件组成, 各个器件的重量不一, 在平台上的安装位置也不规则, 因此, 难以准确估算出惯性平台的转动惯量. 本文采用下述测试方法来获得.

首先将系统近似为带有延迟的一阶过程, 即

$$\frac{\omega(s)}{U(s)} = \frac{K_m}{T_m s + 1} e^{-Ls}, \quad (7)$$

其单位阶跃响应解析解为

$$\omega(t) = \begin{cases} K_m(1 - e^{-(t-L)/T_m}), & t > L; \\ 0, & t \leq L. \end{cases} \quad (8)$$

然后给电机施加一个略大于 $U_0 = 0.7 \text{ V}$ 的阶跃电压 $U = 1.5 \text{ V}$, 使电机开始连续旋转, 记录整个过程中惯性平台的转动角速度, 如图2所示.

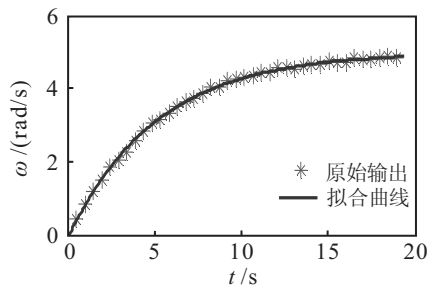


图2 电机角速度拟合

按式(8)拟合曲线有 $L = 0.0065$, 放大倍数 $K_m = -5.1$, 机电时间常数 $T_m = 5.2$. 再由下式即可计算出惯性平台的转动惯量:

$$J = \frac{T_m C_m (U - U_0)}{R_a \omega} = 0.032 \text{ kg} \cdot \text{m}^2. \quad (9)$$

2.2.4 控制器模型

传统的平台式惯导系统多采用直接输出平台误差角的机械式陀螺. 光纤陀螺是以角速度作为输出量, 如果还像平台惯导一样采用普通PID控制, 即

$$G(s) = \frac{U_C}{\omega_P} = K_P + \frac{K_I}{s} + K_D s, \quad (10)$$

则当飞机有角运动时, 控制系统会产生角度静差(详见后文). 因此, 本文采用如下控制率来克服角度静差:

$$G(s) = \frac{U_C}{\omega_P} = K_1 + \frac{K_2}{s} + \frac{K_3}{s^2}. \quad (11)$$

其中增加了一个积分环节, 称之为PII²控制. 下节将具体对这两种控制率的控制效果进行比较.

关于PID控制参数的整定方法在许多文献中都有介绍, 本文不再赘述. 对于PII²控制参数的选取, 本文设计了如下方法.

根据图1, 当 $G(s) = K_1 + \frac{K_2}{s} + \frac{K_3}{s^2}$ 时, 系统的闭环传递函数为

$$\Phi(s) = \frac{\omega_P(s)}{M_T(s)} = \frac{R_a s^2}{R_a J s^3 + K_1 C_m s^2 + K_2 C_m s + K_3 C_m}, \quad (12)$$

特征方程为

$$s^3 + \frac{K_1 C_m}{R_a J} s^2 + \frac{K_2 C_m}{R_a J} s + \frac{K_3 C_m}{R_a J} = 0. \quad (13)$$

然后按以下原则配置闭环极点:

1) 若使系统稳定, 则闭环极点 s_i 均位于 s 平面左半部.

2) 若使系统快速性好, 则闭环极点应远离虚轴; 若使系统平稳性好, 则复数极点最好设置在 s 平面中与负实轴成 $\pm 45^\circ$ 夹角线附近.

最终将系统的闭环极点配置为 $s_1 = -80.4$, $s_{2,3} = -35.3 \pm j25.2$. 由此可得系统的特征方程为

$$(s + 80.4)(s + 35.3 + j25.2)(s + 35.3 - j25.2) = 0, \quad (14)$$

$$s^3 + 151s^2 + 7558s + 151243 = 0. \quad (15)$$

令式(15)与(13)的对应项系数分别相等, 可以得到3个控制参数: $K_1 = 130$, $K_2 = 6330$, $K_3 = 126600$.

3 仿真研究

3.1 阶跃输入下的控制器比较

根据图1所示的稳定回路原理框图, 当飞机角速度为阶跃输入时, 分别对PID和PII²控制下的稳定效果进行仿真, 仿真控制周期为 0.0025 s . 下文中的飞机角速度对应于图1中的 ω_A , 平台角速度对应于图1中的 ω_P , 稳定误差角对应于图1中的 θ_P .

3.1.1 阶跃输入信号

$$\omega_A(t) = \begin{cases} 0, & t < 1 \text{ s}; \\ 50^\circ/\text{s} = 0.87 \text{ rad/s}, & t \geq 1 \text{ s}. \end{cases} \quad (16)$$

3.1.2 PID控制结果

从图3的PID控制仿真结果可见, 当飞机运动角速度出现阶跃时, 平台角速度能保持在0附近, 但稳定误差角会在此时产生较大跳变, 且该误差角在之后始终存在, 即上文所说的存在角度静差.

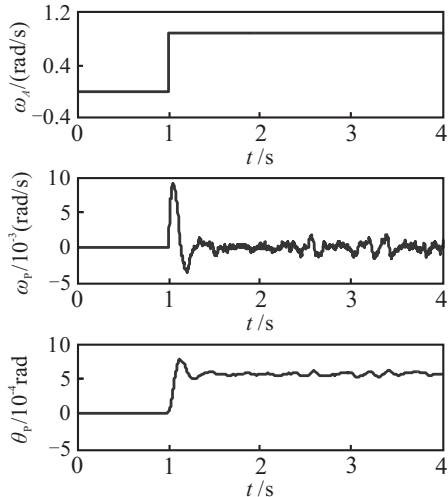


图 3 角速度在阶跃输入下的PID控制仿真曲线

3.1.3 PII² 控制结果

从图 4 的 PII² 控制仿真结果可见, 当飞机运动角速度出现阶跃时, 平台角速度和稳定误差角都能保持在 0 附近, 且无明显角度静差. 另外, 在控制系统进行调节的过程中, 平台的最大运动角速度约为 1.8×10^{-3} rad/s, 远小于采用 PID 控制时平台的最大运动角速度 9×10^{-3} rad/s.

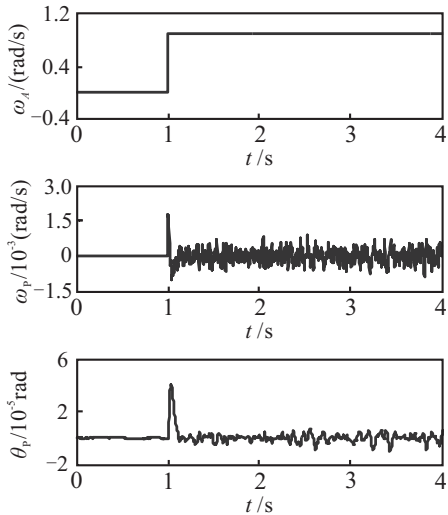


图 4 角速度在阶跃输入下的PII²控制仿真曲线

3.2 飞机做航向机动时的稳定效果

通过上述对两种控制方法的比较, 本文最终采用 PII² 控制. 为进一步验证该方法的有效性, 这里选取飞机常做的一种高动态的运动——航向机动. 该仿真同时是为了与下文的实验测试结果进行对比.

3.2.1 输入信号

$$\omega_A(t) = \begin{cases} 0, & t < 1s; \\ (\sin 2\pi t) \text{ rad/s} + \sigma, & t \geq 1s. \end{cases} \quad (17)$$

飞机在 $t = 1s$ 时开始进行幅值为 1 rad/s、周期为 1s 的正弦形式的航向机动. 因为飞机真实运动速度不可能做到标准的正弦形式, 所以同时叠加方差为

8×10^{-3} rad/s 的白噪声 (用 σ 表示) 以逼近飞机的真实运动. 飞机航向角 $\psi(t) = \int_0^t \omega_A(t) dt$.

3.2.2 仿真结果

图 5 为在如式 (17) 所示的输入信号下, 稳定回路采用 PII² 控制的仿真结果. 此时无明显的角度静差, 稳定误差角小于 1×10^{-4} rad (20'').

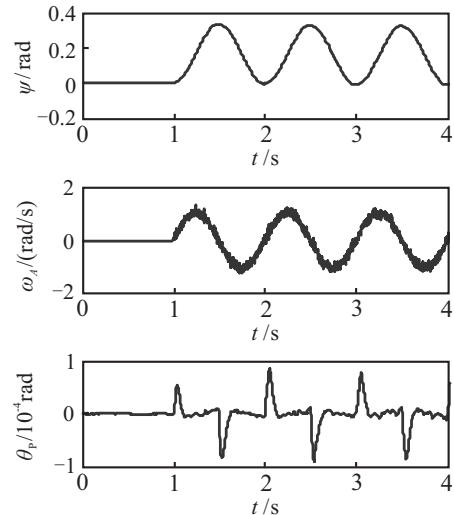


图 5 飞机做航向机动时的稳定控制仿真曲线

4 实验测试

将具有上述稳定回路的光纤陀螺旋转惯导系统先静止放置, 待系统启动并转入稳定状态后, 沿方位轴方向给惯导系统施加角速度扰动, 以模拟该系统搭载于飞机上时飞机的航向运动. 采集该过程中光纤陀螺和稳定平台框架轴上码盘的输出. 光纤陀螺输出的角速度经过积分后, 反映了稳定回路的稳定控制误差角. 码盘输出的角度反映了飞机的航向角; 经过微分后, 反映了扰动角速度的大小, 即飞机的运动角速度.

图 6 为实验测试结果. 由该图可见, 当飞机在 0.5 s 内达到 1.4 rad/s ($-80^\circ/s$) 的角速度, 即 0.5 s 内转过 -0.35 rad (-20°) 时, 稳定控制的最大误差角不超

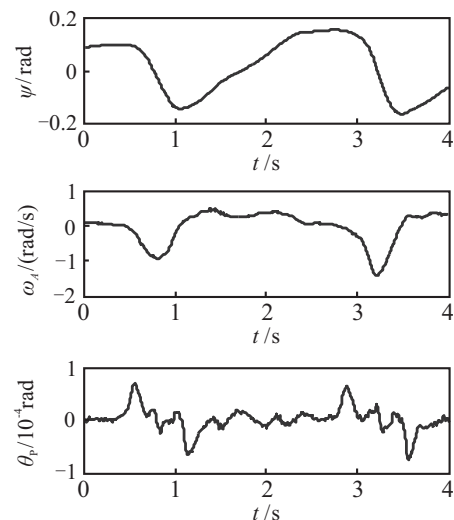


图 6 实验测试结果

过 $\pm 1 \times 10^{-4} \text{ rad} (\pm 20'')$. 最大稳定误差角出现在飞机角速度过0的地方, 这是因为角速度过0时, 旋转方向发生了变化, 摩擦力矩的方向也随之发生变化, 从而摩擦力矩产生较大的突变. 为应对摩擦力矩的突变, 稳定回路相应产生了一次较大的调节过程.

对比图5和图6不难发现, 稳定误差角都在 $\pm 1 \times 10^{-4} \text{ rad} (\pm 20'')$ 内, 最大稳定误差角都出现在飞机角速度过0的时候. 若将图6中的平台稳定误差角以式(1)或(2)近似表示, 则有 $\theta_0 \approx 7 \times 10^{-5} \text{ rad}$, $\Omega \approx 2\pi/T = 2\pi/0.3 \text{ s} = 21 \text{ rad/s}$, 它所造成的等效陀螺漂移的大小可表示为 $|\Delta\omega| = \left| \frac{1}{2} \Omega \theta_0^2 \sin(\phi_{\theta_y} - \phi_{\theta_x}) \right| \leq \frac{1}{2} \Omega \theta_0^2 = 4.8 \times 10^{-8} \text{ rad/s} (0.01^\circ/\text{h})$, 满足设计要求.

5 结 论

仿真结果和实验测试结果表明, 本文所建立的数字式稳定控制回路不仅简单易行, 而且具有较高的稳定精度, 满足设计要求. 这体现在:

1) 在以光纤陀螺作为敏感元件的稳定回路中, PII^2 控制能够有效克服角度静差;

2) 在飞机运动角速度达 $1.4 \text{ rad/s} (80^\circ/\text{s})$ 的高动态环境下, 稳定回路的控制误差角不超过 $\pm 1 \times 10^{-4} \text{ rad} (\pm 20'')$, 相应造成的等效陀螺漂移不超过 $4.8 \times 10^{-8} \text{ rad/s} (0.01^\circ/\text{h})$, 满足小于 $2.4 \times 10^{-7} \text{ rad/s} (0.05^\circ/\text{h})$ 的要求.

参考文献(References)

- [1] Ishibashi S, Tsukioka S, Yoshida H, et al. Accuracy improvement of an inertial navigation system brought about by the rotational motion[C]. OCEANS 2007-Europe. Aberdeen, Scotland: IEEE, 2007: 1-5.
- [2] 杨国梁, 王玮. 基于双轴旋转的惯导系统误差自补偿技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(4): 519-524. (Yang G L, Wang W. Error auto-compensation technology of inertial navigation system based on double-axis rotation[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4): 519-524.)
- [3] 孙伟, 徐爱功, 孙枫. 双轴旋转光纤捷联惯导八位置标定方法[J]. 控制与决策, 2012, 27(12): 1805-1809.

- (Sun W, Xu A G, Sun F. Calibration method of eight position for two-axis indexing fiber SINS[J]. Control and Decision, 2012, 27(12): 1805-1809.)
- [4] Silson P M G. Coarse alignment of a ship's strapdown inertial attitude reference system using velocity loci[J]. IEEE Trans on Instrumentation and Measurement, 2011, 60(6): 1930-1941.
- [5] 孙枫, 孙伟. 基于双轴转位机构的光纤陀螺标定方法[J]. 控制与决策, 2011, 26(3): 346-350. (Sun F, Sun W. Research on calibration of IFOG based on two-axis indexing[J]. Control and Decision, 2011, 26(3): 346-350.)
- [6] Lefevre H C. The fiber-optic gyroscope: Achievement and perspective[J]. Gyroscopy and Navigation, 2012, 3(4): 223-226.
- [7] 周琪, 秦永元, 赵长山. 旋转弹用横滚隔离捷联惯导稳定回路设计[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(4): 383-387. (Zhou Q, Qin Y Y, Zhao C S. Design on stabilization loop of roll-isolated SINS in spinning projectile[J]. J of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(4): 383-387.)
- [8] 王巾, 王凯. 高精度陀螺稳定平台稳定回路设计[J]. 光电技术应用, 2012, 27(3): 26-29. (Wang J, Wang K. Design of stabilized loop for high precision gyro-stabilized platform[J]. Electro-Optic Technology Application, 2012, 27(3): 26-29.)
- [9] 吴铁军, 马龙华, 李宗涛. 应用捷联惯导系统分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 207-208. (Wu T J, Ma L H, Li Z T. Analysis of applied strap-down inertial navigation system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 207-208.)
- [10] 王振桓, 陈希军, 曾庆双. 基于导航坐标系的捷联惯导系统旋转调制分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2011, 32(7): 921-926. (Wang Z H, Chen X J, Zeng Q S. Ship's inertial navigation system rotating modulation based on navigation coordinates[J]. J of Harbin Engineering University, 2011, 32(7): 921-926.)

(责任编辑: 李君玲)