

基于扰动补偿的无人机无抖振 离散变结构导引律

李兆强, 周德云

(西北工业大学电子信息学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 在复杂的电磁环境中, 后方预警机对目标坐标的测量存在误差, 加之目标的机动, 使得传统的模拟导引律算法效果变差。传统的模拟信号导引律已不能满足将数据链的数字接收信号直接应用的要求。变结构控制以其良好的抗干扰性可以解决坐标测量误差和目标机动的问题, 但传统的离散变结构算法在进入滑模后出现了抖振的现象, 这样对电机是有害的。鉴于以上因素, 为了进一步提高导引精度, 提出了一种基于最优估计补偿扰动的无抖振离散变结构导引律。仿真结果表明, 提出的离散导引律能满足无人机的战术指标要求。

关键词: 无人机; 数据链; 复杂电磁环境; 无抖振; 离散; 变结构控制; 导引律

中图分类号: TP 273

文献标志码: A

Buffetless discrete variable structure guidance law for UAV based on disturbance compensation

LI Zhao-qiang, ZHOU De-yun

(Coll. of Electronic Information, Northwestern Polytechnic Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: In a complex electromagnetic environment, the effectiveness of the traditional analog guidance law algorithm is not perfect because the target's coordinate measured by the rear early-warning aircraft contains errors and there exists the maneuvering of targets. Besides, the analog guidance law can not also apply digital signals come from the data link directly. Having the properties of anti-interference, variable structure control can be used to solve the measured error of the coordinate and the maneuvering of targets. But the traditional discrete variable structure algorithm has the defect of buffeting when getting into the sliding mode, which is harmful to the motor. In order to further improve the guided precision, a buffetless discrete variable structure guidance law based on disturbance compensation is proposed. Simulation results show that the proposed discrete signal guidance law can meet the tactical requirements for UAV.

Keywords: unmanned aerial vehicle; data link; complex electromagnetic environment; buffetless; discrete signal; variable structure control; guidance law

0 引言

导引律,是指根据我机和目标的运动信息,使我机按照一定的飞行轨迹去拦截目标。有关导引律的文章很多,目前比较成熟的算法有追踪法、平行接近法、前置量法、比例导引法及其改进形式。经过研究发现,追踪法、平行接近法、前置量法都可以转化为比例导引法或其改进形式。文献[1]提出了一种基于PID控制的无人机导引律算法,文献[2]和文献[3]提出了两种基于模拟信号的变结构导引律算法。在无人机追踪导引中,经典的比例导引法经分析存在

以下四点不足:(1) 常系数的比例导引无法得到最优的导引轨迹;(2) 无人机在接近目标点时视线绝对张角的角速度发生了极大的抖动,从而增加了过载,降低了制导精度;(3) 当目标进行大过载机动或增加干扰时,跟踪效果会变差;(4) 随着数据链系统的加入和机载计算机技术的发展,传统的模拟信号导引律已经无法满足输入信号为离散量的要求。

作者在考虑了抖振、鲁棒性等性能指标的基础上提出了一种基于最优估计补偿扰动的离散变结构导引律算法。变结构控制以其良好的瞬态性能和抗参数大范围变化能力等

收稿日期:2009-02-20; 修回日期:2009-08-03。

基金项目:教育部新世纪优秀人才支持计划(05XE0151)资助课题

作者简介:李兆强(1981-),男,博士后,主要研究方向为先进控制理论与应用。E-mail:sill_think@163.com

优点得到了普遍的重视,20 世纪 70 年代以来,国内外学者对这一方法进行了广泛的研究。近年来,随着计算机技术的飞速发展,离散控制得到了广泛的重视^[4-10]。文献[4-8]对不确定系统的设计方法进行了研究,文献[9-10]对趋近律进行了推导。传统的算法利用不确定性界来保证系统的鲁棒稳定性,导致变结构控制过于保守,抖动严重,且不确定性的界有时很难得到,这些不足限制了离散控制理论的应用。作者在考虑了抖振、鲁棒性等指标要求的基础上提出了基于最优估计补偿扰动的变结构控制算法,满足了输入信号为离散量的要求,进一步提高了系统的抗干扰能力,消除了系统的抖动。

1 模型的建立

1.1 追踪问题的数学模型^[1]

为了研究方便,假设无人机追踪运动可以分解为无人机与目标在同一水平面内和同一铅垂面内两个平面运动,文中以水平面追踪为例进行研究。

图 1 各符号表示为 ξ : 视线张角, θ : 我机方位角, q : 为我机速度向量的前置角, θ_T : 目标方位角, q_T : 水平面内目标速度的前置角。

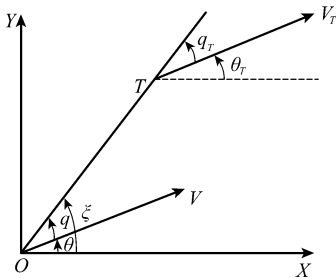


图 1 导弹与目标在拦截面内的几何关系

1.2 基本参数的计算方法

相对方位角的计算, At 函数

$$\theta = At(x, y) = \begin{cases} \arctan\left(\frac{y}{x}\right), & x > 0, y \geq 0 \\ \pi + \arctan\left(\frac{y}{x}\right), & x < 0 \\ 2\pi + \arctan\left(\frac{y}{x}\right), & x > 0, y \leq 0 \\ \frac{\pi}{2}, & x = 0, y > 0 \\ \frac{3}{2}\pi, & x = 0, y < 0 \\ 0, & x = 0, y = 0 \end{cases} \quad (1)$$

保证角度取其主周期值,范围为 $0 \sim 2\pi$ 的 Mc 函数

$$Mc(\theta) = \begin{cases} \theta - 2n\pi, & \theta \geq 2n\pi \\ \theta + 2n\pi, & \theta < 2n\pi \end{cases} \quad (2)$$

$$n = \left\lfloor \frac{\theta}{2\pi} \right\rfloor \quad (3)$$

式中, $\text{floor}(\alpha)$ 为取 α 的整数部分。

1.3 相对运动模型

$$D(k) = \sqrt{(X_T(k) - X(k))^2 + (Y_T(k) - Y(k))^2} \quad (4)$$

$$\xi(k) = At[x_i(k) - x(k), y_i(k) - y(k)] \quad (5)$$

$$\eta(k) = \theta(k) - \xi(k) \quad (6)$$

$$\eta_T(k) = \theta_T(k) - \xi(k) \quad (7)$$

$$\Delta D(k) = V_T(k) \cos \eta_T(k) - V(k) \cos \eta(k) \quad (8)$$

$$\omega(k) = \frac{1}{D(k)} [V(k) \sin \eta(k) - V_T(k) \sin \eta_T(k)] \quad (9)$$

由式(6)~式(9)可得

$$\omega(k+1) = \omega(k) - 2 \frac{\Delta D(k)}{D(k)} \omega(k) \Delta T -$$

$$\frac{a(k)}{D(k)} \cos \eta(k) \Delta T + \frac{a_T(k)}{D(k)} \cos \eta_T(k) \Delta T \quad (10)$$

式中, ω 为视线张角的角速度。 X, Y, θ, V 为无人机信息; X_T, Y_T, θ_T, V_T 为敌机信息。取状态变量 $x_1 = \xi, x_2 = \omega$, 控制指令 $u = a$, 则可得以下状态方程

$$\begin{bmatrix} x_1(k+1) \\ x_2(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T \\ 0 & 1 - \frac{2\Delta D(k)\Delta T}{D(k)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1(k) \\ x_2(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{\cos \eta(k)\Delta T}{D(k)} \end{bmatrix} u(k) + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\cos \eta_T(k)a_T(k)\Delta T}{D(k)} \end{bmatrix} \quad (11)$$

通过数据链,可以在无人机离敌机距离较远的情况下有效解决无人机雷达探测距离短、探测角度有限的问题,从而得到或计算出有关目标的位置与运动信息。但是,在复杂的电磁环境中,己方预警机对目标的位置存在较大的偏差,即运动方程中存在较大的干扰项,从而导致导引精度下降,导引速度降低。为了避免此现象,研究一种具有极强鲁棒性的导引律被提上日程。

2 滑模变结构控制系统

通过式(11)可以看出,相对运动方程为一个系数可变、存在外部干扰的状态方程。而变结构控制是一类非线性控制。其控制特点是当系统状态空间处于不同区域时,反馈控制器的结构按照一定的规律发生变化,使得控制系统对被控对象的内在参数变化和外在环境扰动等因素具有较强的适应能力,从而保证了系统能够达到期望的性能指标要求^[13]。我们先以线性时变控制系统为研究对象,系统模型描述为^[9]

$$\mathbf{x}(k+1) = (\mathbf{A} + \Delta\mathbf{A})\mathbf{x}(k) + (\mathbf{B} + \Delta\mathbf{B})\mathbf{u}(k) + \mathbf{D}\mathbf{v}(k) \quad (12)$$

式中, $\mathbf{x}(k) \in \mathbf{R}^{n \times 1}; \mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}; \mathbf{B} \in \mathbf{R}^{n \times 1}; \mathbf{u}$ 为输入; (\mathbf{A}, \mathbf{B}) 为可控对; $\Delta\mathbf{A}$ 和 $\Delta\mathbf{B}$ 为 \mathbf{A} 和 \mathbf{B} 的摄动阵; $\mathbf{v}(k)$ 为外界干扰。为简单起见,定义

$$d(k) = \Delta\mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \Delta\mathbf{B}\mathbf{u}(k) + \mathbf{D}\mathbf{v}(k) \quad (13)$$

则式(12)转化为

$$x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + d(k) \quad (14)$$

取离散全程滑动面为

$$S(k) = cx(k) \quad (15)$$

式中, c 为滑动参数。

采用最优估计的方式对 $d(k)$ 进行预测^[10], 则线性离散系统可以表示为

$$d(k+1) = \Phi(k+1, k)d(k) + \Gamma(k+1, k)W(k) \quad (16)$$

$$Z(k) = H(k)d(k) + V(k) \quad (17)$$

式中, $W(k)$ 和 $V(k)$ 都是零均值的白噪声序列, $W(k)$ 与 $V(k)$ 相互独立, 在采样间隔内, $W(k)$ 和 $V(k)$ 为常值, 其统计特性为

$$E\{W(k)\} = 0$$

$$Cov\{W(k), W(j)\} = Q_k \delta_{kj}$$

$$E\{V(k)\} = 0$$

$$Cov\{V(k), V(j)\} = R_k \delta_{kj}$$

$$Cov\{W(k), V(j)\} = 0$$

状态向量的初始值 $d(0)$ 的统计特性为

$$E\{d(0)\} = \mu_0$$

$$Var\{d(0)\} = E\{[d(0) - \mu_0][d(0) - \mu_0]^T\} = P_0$$

文献[11]给出了最优估计的公式, 估计误差方差阵递推方程为

$$\begin{aligned} P(k+1|k) &= \Phi(k+1, k)P(k|k-1) \cdot \\ &\Phi^T(k+1, k) - \Phi(k+1, k)P(k|k+1) \cdot \\ &H^T(k)[H(k)P(k|k-1)H^T(k) + R_k]^{-1} \cdot \\ &H(k)P(k|k-1)\Phi^T(k+1, k) + \\ &\Gamma(k+1, k)Q_k\Gamma^T(k+1, k) \end{aligned} \quad (18)$$

最优增益矩阵方程为

$$\begin{aligned} K(k) &= \Phi(k+1, k)P(k|k-1) \cdot \\ &H^T(k)[H(k)P(k|k-1)H^T(k) + R_k]^{-1} \end{aligned} \quad (19)$$

最优预测估计方程为

$$\begin{aligned} \hat{d}(k+1|k) &= \Phi(k+1, k)\hat{d}(k|k-1) + \\ &K(k)[Z(k) - H(k)\hat{d}(k|k-1)] \end{aligned} \quad (20)$$

而扰动通常为非线性系统, 故对 $\Phi(k+1, k)$ 进行修正, 令

$$\Phi(k+1, k) = d(k)/d(k-1) \quad (21)$$

在仿真步长较小的情况下, 可以利用式(21)进行假设。

3 趋近律研究

文献[12]提出的传统指数趋近律为

$$s(k+1) = (1-qT)s(k) - \epsilon T \text{sign}(s(k)) = \Psi_s(k) \quad (22)$$

式中, $1-qT > 0; \epsilon > 0; q > 0; T > 0; \Psi = 1-qT - \epsilon T/|s(k)|$ 。

对于离散变结构控制系统, 由任意的初始状态出发的运动, 一般不会恰好落到切换面上, 在趋近条件的约束下, 可确信存在 k , 当 $x(k)$ 到达 $s(x) = c^T x = 0 (s(x) > 0)$ 的一侧近旁时, $x(k+1)$ 将穿越 $s(x) = 0 (s(x) < 0)$ 的一侧近旁, 系

统总是不断穿越切换面成抖动的运动过程, 这样对控制器是有害的。为了尽可能减小或消除抖振, 学者们做了很多的努力。现假设系统有足够宽的频带和足够快的切换速度, 由到达条件 $|s(k+1)| < |s(k)|$ 知 $|\Psi| < 1$, 故

$$|s(k)| > \frac{\epsilon T}{2-qT} = \Omega \quad (23)$$

由分析可知, 当 $|s(k)| > \Omega$ 时, 系统趋近于稳定; 当 $|s(k)| \leq \Omega$ 时, 系统发散; 当 $|s(k)| = \Omega$ 时, 系统出现振荡。

本文给出了一个新的到达条件, 以克服文献[7]到达条件的限制

$$S(k+1) = \Phi(k)s(k) \quad (24)$$

$$\Phi(k) = (1-qT) - \epsilon T \cdot \arctan(S_f(k)) \cdot S_f^{-1}(k) \quad (25)$$

$$S_f = C|X| \quad (26)$$

式中, $1-qT > 0; \epsilon > 0; q > 0; T > 0; \tau > 0$ 。

由罗必达法则可以得出

$$\lim_{S_f \rightarrow \infty} \arctan(S_f) = \frac{\pi}{2} \quad (27)$$

$$\lim_{S_f \rightarrow 0} \frac{\arctan(S_f)}{S_f} = 1 \quad (28)$$

本文提出的趋近率可以表示为

$$S(k+1) \approx (1-qT)S(k) - \epsilon' TS(k) \quad (29)$$

这相当于指数趋近率(22)。

在 S 较大的时候, $\epsilon' \approx \epsilon S_f \pi/2$, 从而保证快速的到达准滑模带

$$S_{\epsilon' T} = \{x(k) : \|S(k)\| < \epsilon' T\} \quad (30)$$

当 S 在原点附近时, $\epsilon' \approx \epsilon S_f^2$, 准滑模带宽度不断减小, 从而保证系统运动最终到达原点, 减少抖振。

4 控制量的求解

对式(12)左乘 c , 得

$$s(k+1) = cAx(k) + cBu(k) + cd(k) = \Psi_s(k) \quad (31)$$

解得

$$u(k) = (cB)^{-1}[\Psi_s(k) - cAx(k) - cd(k)] \quad (32)$$

将 $d(k) = \hat{d}(k|k-1)$ 带入式(32)即得控制律为

$$u(k) = (cB)^{-1}[\Psi_s(k) - cAx(k) - c\hat{d}(k|k-1)] \quad (33)$$

通过分析可知, 在飞行器导引过程中, 为了保证足够的导引精度、减小无人机所需过载, 根据导引精度分析可知, 必须限制视线角速度, 并使其为最小。即令

$$S(k) = c\omega(k) \quad (34)$$

将式(11)和式(34)带入式(35)可得出无人机的法向过载为

$$\begin{aligned} u(k) = a(k) &= \frac{1}{\cos \eta(k)} \left[\frac{\omega(k)D(k)}{\Delta T} - 2\Delta D(k)\omega(k) + \right. \\ &\left. \hat{d}(k|k-1) - \frac{\Phi(k)\omega(k)D(k)}{\Delta T} \right] \end{aligned} \quad (35)$$

式中, $\hat{d}(k|k-1)$ 是对 $a \cos \eta$ 的估计。

分析式(25)可以看出, 参数 q, ϵ 的选取影响到了系统

的收敛速度,从而影响到了过载。在实际的导引过程中,希望开始和模态的时候过载不应该过大,中间时刻应该适当增加收敛速度,但法向过载也不应该超过无人机飞行的最大过载。故对 q 和 ϵ 进行修正,令

$$q = 0.25 \times \exp\left(-\frac{(D - 0.5D_0)^2}{2\sigma^2}\right) \quad (36)$$

$$\epsilon = \frac{q}{10} \quad (37)$$

式中, D_0 为起始时刻的距离, $\sigma = 0.2D_0$ 。

5 仿真实验

仿真初始条件:我机起始位置(0,0) km,速度 150 m/s,航向 0° ,允许的最大过载 10 g;敌机起始位置(8,8) km,速度 140 m/s,航向 0° ,过载 3 g;仿真步长为 0.01 s。在目标距离大于 10 km 时,在目标的坐标上叠加一个均值为 0,方差为 10 m 的测量误差;在目标距离小于 10 km 时,在目标的坐标上叠加一个均值为 0,方差为 2 m 的测量误差。用此误差模型来表示当无人机离目标较远的情况下采用数据链导航,当目标距离较近的情况下,无人机打开自身雷达探测目标。使用 VC++6.0 分别对传统模拟信号算法(analog signal algorithm, ASA)和本文提出的离散信号算法(discrete signal algorithm, DSA)进行仿真,仿真结果如图 2~6 所示。

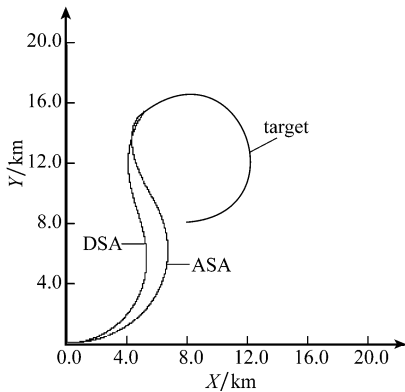


图 2 运动轨迹曲线图

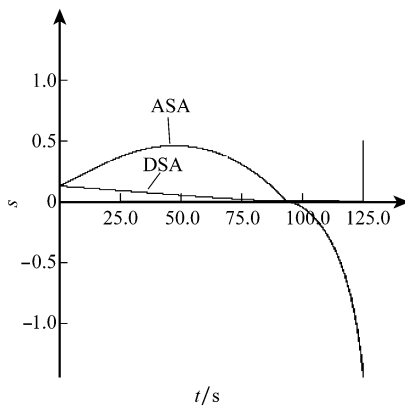


图 3 超平面轨迹曲线图

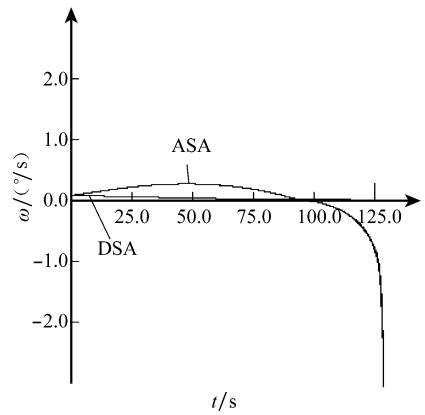


图 4 视线角速度曲线图

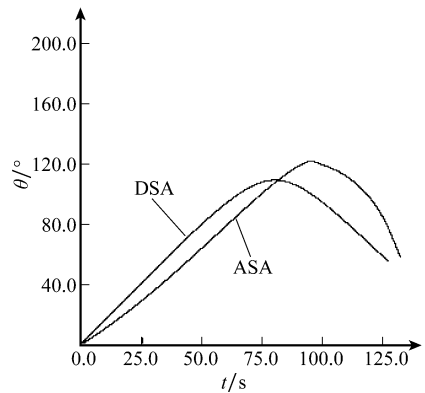


图 5 航向角曲线图

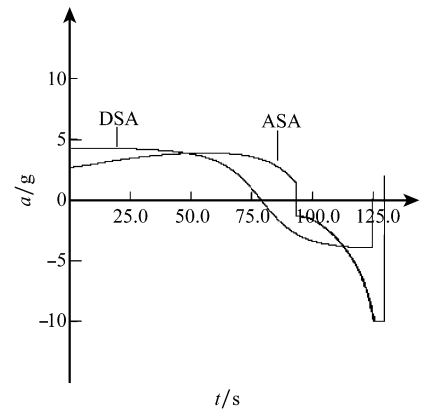


图 6 过载曲线图

在本次仿真中,ASA算法的距离误差为 13.702 m,DSA算法的距离误差为 0.570 m。从图 3、4 中可以看出,由于目标的机动,在 ASA 算法导引的过程中, ω 出现了增加的现象,导致了超平面 S 的增加,降低了系统的鲁棒性。但是本文提出的 DSA 算法确实没有出现 ω , S 增加的现象,保证了系统的鲁棒性。从图 5 中可以看出,DSA 算法整个导引过程航向角增加平缓,保证了导引精度。从图 6 可以看出,在导引的过程中,传统的模拟导引算法在开始和末端需要加大的法向过载,在需用法向过载小于可用法向过载的情况下会出现较大

的导引误差,而本文提出的算法避免了这种现象。

6 结论

离散变结构控制导引律可以解决机载计算机处理数字信号和无人机加载数据链的要求。在复杂的电磁环境中,即使是对目标坐标的测量存在误差或目标作大机动,变结构控制导引律以其良好的抗干扰性也能够满足导引精度的要求。本文提出的基于扰动补偿的离散变结构控制导引律,进一步提高了系统的鲁棒性和导引精度,满足了实际飞行过程中对过载的要求。仿真实验表明,该方法切实可行。

参考文献:

- [1] 杨俊鹏,祝小平,周洲. 电视制导无人机导引律研究[J]. 西北工业大学学报,2005,23(4):479-482.
- [2] 严卫生,任章,徐德民,等. 迎面拦截变结构导引律及其应用研究[J]. 西北工业大学学报,2000,18(4):616-620.
- [3] 吴文海,罗德林,沈春林,等. 基于滑模控制的非线性追踪导引律仿真研究[J]. 系统工程与电子技术,2004,26(10):1444-1448. (Wu Wenhai, Luo Delin, Shen Chunlin, et al. Simulation design of nonlinear pursuit-guidance law based on sliding-mode control [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2004, 26(10):1444-1448.)
- [4] Iskrenovic-Momcilovic O, Milosavljevic C, Shtessel Y B. Discrete-time variable structure control for casual nonminimum

phase systems using stable system center[C]//*Variable Structure Systems*, 2006:45-50.

- [5] Xiao Lingfei, Su Hongye, Zhang Xiaoyu, et al. A new discrete variable strure control algorithm based on sliding mode prediction[C]//*American Control Conference*, 2005:4643-4648.
- [6] Song Lizhong, Yao Qionghui, Yan Shengmao. Discrete variable structure control design and its application to a ship autopilot servo system[J]. *Electrical Machines and Systems*, 2005:1621-1624.
- [7] 宋立忠,李槐树,杨志红,等. 单值预估离散滑模控制及其应用[J]. 控制与决策,2006,21(7):829-832.
- [8] 宋立忠,陈少昌,姚琼荟. 滑模预测离散变结构控制[J]. 控制理论与应用,2004,21(5):826-829.
- [9] 瞿少成,王永骥. 离散变结构控制的一种扰动在线补偿趋近律[J]. 系统工程与电子技术,2004,26(4):505-506. (Qu Shaochen, Wang Yongji. Reaching law with disturbance compensator on-line on discrete variable structure control[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2004,26(4):505-506.)
- [10] 瞿少成,王永骥. 基于扰动动态补偿的离散滑模变结构[J]. 控制与决策,2004,19(3):311-314.
- [11] 王志贤. 最优状态估计与系统辨识[M]. 西安:西北工业大学出版社,2004:23-30.
- [12] 高为炳. 离散时间系统的变结构控制[J]. 自动化学报,1999,21(2):154-160.
- [13] 李言俊,张科. 自适应控制理论及应用[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:146-181.

(上接第633页)

系统中实现初始对准具有重大的实际意义,但是目前这方面的研究仍处于起步阶段,如何在实际的工程应用中实现这一对准方法是今后研究的方向。

参考文献:

- [1] Ishibashi S, Tsukioka S, Sawa T, et al. The rotation control system to improve the accuracy of an inertial navigation system installed in an autonomous underwater vehicle[C]//*Workshop on Scientific Use of Submarine Cables and Related Technologies*, 2007:495-498.
- [2] 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*, 2007:1-5.
- [3] 凌明祥,张树侠. 激光陀螺捷联惯导系统中激光陀螺误差自动补偿方法研究[C]//中国惯性技术学会光电技术专业委员会第三届学术交流会,1998:94-99.
- [4] Fang J C, Wang D J. A fast inertial alignment method for strapdown inertial navigation system on stationary base[J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 1996, 32(4):1501-1505.

- [5] Jang G L, Chan G P, Heung W P. Multiposition alignment of strapdown inertial system[J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 1993, 29(4):1323-1328.
- [6] 王新龙,申功勋. 一种快速精确的惯导系统多位置初始对准方法研究[J]. 宇航学报,2002,23(4):81-84.
- [7] 徐晓苏,孙学慧,扶文树. 弹载捷联惯导系统快速两位置自对准[J]. 中国惯性技术学报,2007,15(2):139-142.
- [8] 王运红,翟传润,战兴群. 一种新的捷联惯导系统动基座对准中的可观性分析法[J]. 上海交通大学学报,2008,42(5):846-850.
- [9] Ham F M, Brown R G. Observability, eigenvalues and Kalman filtering[J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 1983, 19(2):269-273.
- [10] Yeon F J, Yu P L. Error estimation of INS ground alignment through observability analysis[J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 1992, 28(1):92-97.
- [11] 钱伟行,刘建业,赵伟,等. 基于转动基座的 SINS 初始对准方法研究[J]. 宇航学报,2008,29(3):928-931.
- [12] 徐仲,张凯院,陆全,等. 矩阵论简明教程[M]. 北京:科学出版社,2001:37-56.