

高精度惯导速度信息辅助的导引头量测误差抑制方法

刘 义, 赵 晶, 冯德军, 王雪松, 王国玉

(国防科技大学电子科学与工程学院, 湖南长沙 410073)

摘 要: 针对利用惯导信息抑制末制导导引头量测随机误差的问题, 提出了一种高精度惯导速度信息辅助的扩展卡尔曼滤波方法. 利用高精度惯导速度信息描述导弹自身运动, 采用一阶马尔科夫过程描述目标机动, 构建基于弹目信息状态变量系统的弹目相对运动模型, 通过扩展卡尔曼滤波方法实现对导引头测量随机误差的抑制. 新方法实现了惯导信息、导引头量测信息的融合, 克服了已有滤波方法运动模型建模时需考虑导弹制导控制因素的难点. 仿真实验结果验证了该方法在导弹末制导过程中的有效性.

关键词: 扩展卡尔曼滤波; 弹目信息; 高精度惯导系统; 惯导速度信息

中图分类号: V44 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2010) 12-2850-05

Seeker Measurement Error Suppressing Using Precision Speed Information of Inertial Navigation System

LIU Yi, ZHAO Jing, FENG De-jun, WANG Xue-song, WANG Guo-yu

(School of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, Hunan 410073, China)

Abstract: A novel extended Kalman filter (EKF) aided by precision inertial navigation system (PINS) velocity information is proposed for the application of terminal seeker random measurement error suppression. Missile motion was modeled by PINS velocity solution, while target maneuver by first-order Markov process. The dynamic model describing missile-to-target motion using the relative state vector was given, seeker random measurement error was then suppressed by using the novel EKF. The proposed filter could overcome the shortcoming of conventional filter in relative motion modeling, in which the factor of missile guidance and control might be involved. The validity of proposed filter in missile terminal guidance was then tested by simulation.

Key words: extended Kalman filters; missile-to-target information; precision inertial navigation system; speed information of inertial navigation system

1 引言

随着飞航导弹技术的发展, 飞航导弹的飞行速度、机动能力不断增加, 使得气动耦合参数变化更加剧烈, 在导弹制导阶段随机的不确定因素对导引精度的影响也更加剧烈^[1]. 采用滤波的方法抑制随机测量噪声、提高导弹的打击精度, 是目前此类问题的研究热点^[2~7]. 文献[3]提出了一种利用 IMM-EKF 方法, 通过弹目相对距离、相对速度、相对加速度构建运动方程, 并在滤波方程中考虑了导弹的控制加速度; 文献[4]提出两步预测 EKF 滤波方法, 分别在直角坐标系和弹体坐标系下对导弹运动进行滤波, 并综合两种滤波的结果. 上面提到的这些滤波方法, 构建运动方程时均需考虑导弹的制导因素, 致使运动模型复杂; 滤波时将制导率产生加速度作

为导弹实际加速度, 忽略由于自身姿态、控制带来的误差, 影响滤波精度.

如何充分利用信息资源(如捷联惯导信息等)对末制导信号进行校正, 对于提高导弹的打击精度和攻击效果具有重要的实际应用价值. 为了充分利用惯导信息抑制末制导导引头量测随机误差, 本文提出了一种高精度惯导速度信息辅助的扩展卡尔曼滤波方法(Inertial Navigation System Velocity Information Aided Extended Kalman Filter, IVIA-EKF), 利用高精度惯导速度信息描述导弹自身运动, 采用一阶马尔科夫过程描述目标机动, 构建基于弹目信息状态变量系统的弹目相对运动模型, 通过扩展卡尔曼滤波方法实现对导引头测量随机误差的抑制, 仿真实验表明了该方法的合理有效性.

2 基于 IVIA-EKF 导引头量测误差抑制方法

由于飞航导弹的大部分时间处于平飞状态(如:反舰导弹常采用掠海飞行弹道攻击海面舰船目标),其高度通道多采用无线电高度计控制从而近似保持不变,可将导弹与目标相互运动关系简化为水平面内的运动.如图 1 所示. x_i, y_i :参考坐标系指向,一般取地理系; v_m, v_t :导弹和目标的运动方向; θ_m, θ_t :导弹和目标的运动方向; $\lambda, \dot{\lambda}$:弹目视线角与弹目视线角速率; R :弹目视线距离; v_m^c, v_m^p :导弹速度矢量在视线径向与切向方向上的投影; v_t^c, v_t^p :目标机动速度在视线径向与切向上的投影.

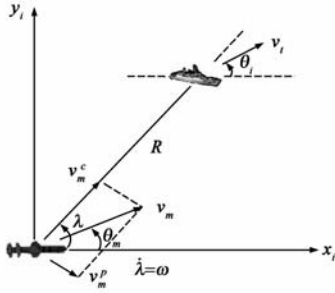


图1 水平面内弹目相对运动关系

2.1 状态方程

惯性导航系统自主工作,能获取载体完备的运动信息,广泛应用于精确制导武器中.相对于导弹自身的位置信息,通过惯导系统获取的导弹速度误差较小,能够通过多种形式进行校正^[8,9],可以认为通过惯导系统能够得到高精度速度信息.在本文的讨论中忽略惯导速度信息造成的误差.

弹目相对距离变化率 \dot{R} ,可以认为是弹目相对速度在弹目视线方向上的投影; $\dot{\lambda}$ 为弹目视线角变化率.

$$\dot{R} = v_m^c + v_t^c = -V_m \cos(\lambda - \theta) + v_t^c \quad (1)$$

式中, V_m, θ 分别为导弹速率、导弹速度方向,可通过惯导系统实时获取.弹目之间的视线角变化率 $\dot{\lambda}$,如下表示:

$$\dot{\lambda} = \omega = \frac{v_m^p + v_t^p}{R} = \frac{V_m \sin(\lambda - \theta) + v_t^p}{R} \quad (2)$$

由于目标机动未知,因此对目标机动的建模比较复杂.本文中采用一级马尔可夫过程来近似目标机动,首先讨论目标在弹目视线上的机动.

$$\begin{cases} \dot{v}_t^c = a_t^c \\ \dot{a}_t^c = -\beta_t^c a_t^c + \omega_t^c \end{cases} \quad (3)$$

式中 β_t^c 为目标在弹目视线方向上的机动时常数倒数, ω_t^c 为零均值的白噪声.如果目标弹目视线上加速度在 $(-a_{\max}^c, a_{\max}^c)$ 上服从均匀分布,则 ω_t^c 的方差为 $\delta_{\omega_t^c}^2 = \frac{2\beta_t^c (a_{\max}^c)^2}{3}$, a_{\max}^c 为目标在弹目视线径向方向上可能的最大机动加速度.同理目标在弹目视线切向上的机动由下式表示:

$$\begin{cases} \dot{v}_t^p = a_t^p \\ \dot{a}_t^p = -\beta_t^p a_t^p + \omega_t^p \end{cases} \quad (4)$$

式中 β_t^p 为目标在弹目视线切向上的机动时常数倒数, ω_t^p 为零均值的白噪声.将目标机动的速度、加速度也作为状态变量有:

$$\mathbf{X} = [R, \lambda, v_t^c, v_t^p, a_t^c, a_t^p]^T \quad (5)$$

综合式(1)~(5)可以得到系统状态方程:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}(t) &= f[\mathbf{X}(t), t] + \mathbf{W}_s \\ &= \begin{bmatrix} -V_m \cos(\lambda - \theta) + v_t^c \\ V_m \sin(\lambda - \theta) + v_t^p \\ R \\ v_t^c = a_t^c \\ v_t^p = a_t^p \\ \dot{a}_t^c = -\beta_t^c a_t^c \\ \dot{a}_t^p = -\beta_t^p a_t^p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_t^c \\ \omega_t^p \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (6)$$

2.2 状态方程离散化与线性化

利用 Euler 方法,式(6)可用离散形式表示为:

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{X}(k) + T_s \dot{\mathbf{X}}(k) + \mathbf{W}_s(k) \quad (7)$$

式中, T_s 为采样间隔.

$$\mathbf{X}(k) = [R(k), \lambda(k), v_t^c(k), v_t^p(k), a_t^c(k), a_t^p(k)]^T \quad (8)$$

$$\dot{\mathbf{X}}(k) = [\dot{R}(k), \dot{\lambda}(k), v_t^c(k), v_t^p(k), a_t^c(k), a_t^p(k)]^T \quad (9)$$

$$\mathbf{W}_s(k) = [0, 0, 0, 0, \omega_t^c(k), \omega_t^p(k)]^T \quad (10)$$

其中 $\dot{R}(k), \dot{\lambda}(k), v_t^c(k), v_t^p(k), a_t^c(k), a_t^p(k)$ 如下:

$$\begin{cases} \dot{R}(k) = -V_m^k \cos(\lambda(k) - \theta_k) + v_t^c(k) \\ \dot{\lambda}(k) = \frac{V_m^k \sin(\lambda(k) - \theta_k) + v_t^p(k)}{R(k)} \\ v_t^c(k) = a_t^c(k) \\ v_t^p(k) = a_t^p(k) \\ \dot{a}_t^c(k) = -\beta_t^c a_t^c(k) \\ \dot{a}_t^p(k) = -\beta_t^p a_t^p(k) \end{cases} \quad (11)$$

V_m^k, θ_k 为在时刻 t_k 导弹运动矢量信息.对其进行线性化.

$$\mathbf{X}(k+1) = \phi(k+1/k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{W}_s(k) \quad (12)$$

式中 $\phi(k+1/k)$ 为:

$$\phi(k+1/k) = I + T_s \begin{pmatrix} 0 & \frac{\partial \dot{R}(k)}{\partial \lambda(k)} & \frac{\partial \dot{R}(k)}{\partial v_t^c(k)} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\partial \dot{\lambda}(k)}{\partial R(k)} & \frac{\partial \dot{\lambda}(k)}{\partial \lambda(k)} & 0 & \frac{\partial \dot{\lambda}(k)}{\partial v_t^p(k)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial v_t^c(k)}{\partial a_t^c(k)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial v_t^p(k)}{\partial a_t^p(k)} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial \dot{a}_t^c(k)}{\partial a_t^c(k)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial \dot{a}_t^p(k)}{\partial a_t^p(k)} \end{pmatrix} \quad (13)$$

式中 I 为 6×6 的单位矩阵. 则式(13)中各偏导如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \hat{R}(k)}{\lambda(k)} = V_m^k \sin(\lambda(k) - \theta_k) \\ \frac{\partial \hat{R}(k)}{v_i^c(k)} = 1 \\ \frac{\partial \lambda(k)}{R(k)} = -\frac{V_m^k \sin(\lambda(k) - \theta_k) + v_i^p(k)}{R^2(k)} \\ \frac{\partial \lambda(k)}{\lambda(k)} = -\frac{V_m^k \cos(\lambda(k) - \theta_k)}{R(k)} \\ \frac{\partial \lambda(k)}{v_i^p(k)} = \frac{1}{R(k)} \\ \frac{\partial v_i^c(k)}{a_i^c(k)} = 1 \\ \frac{\partial v_i^p(k)}{a_i^p(k)} = 1 \\ \frac{\partial \dot{a}_i^c(k)}{a_i^c(k)} = -\beta_i^c \\ \frac{\partial \dot{a}_i^p(k)}{a_i^p(k)} = -\beta_i^p \end{array} \right. \quad (14)$$

2.3 量测方程

当导引头可以获取全部弹目信息: 距离信息、弹目角度信息以及弹目相对径向速度信息(如: 相参体制的主动雷达导引头). 量测方程如下:

$$\mathbf{Y}(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{w}(k) \quad (15)$$

式中, $\mathbf{Y}(k) = [\tilde{R}(k) \quad \tilde{\lambda}(k) \quad \tilde{v}_i^c(k)]^T$ 为观测值, $\mathbf{w}(k) = [\omega_r \quad \omega_\alpha \quad \omega_v]^T$ 为量测误差, 本文假设 ω_r 、 ω_α 、 ω_v 为零均值的不相关的白噪声.

$$\mathbf{H}(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

当导引头只能获取弹目距离、角度信息时(如: 非相参体制的主动雷达导引头), 量测方程式如下:

$$\hat{\mathbf{Y}}(k) = \hat{\mathbf{H}}(k)\mathbf{X}(k) + \hat{\mathbf{w}}(k) \quad (17)$$

式中, $\hat{\mathbf{Y}}(k) = [\tilde{R}(k) \quad \tilde{\lambda}(k)]^T$ 为观测值, $\hat{\mathbf{w}}(k) = [\hat{\omega}_r \quad \hat{\omega}_\alpha]^T$ 为量测误差. $\hat{\mathbf{H}}(k)$ 如下:

$$\hat{\mathbf{H}}(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

当导引头只能获取弹目角度信息时(如: 被动雷达导引头、红外雷达导引头等), 量测方程式如下:

$$\tilde{\mathbf{Y}}(k) = \tilde{\mathbf{H}}(k)\mathbf{X}(k) + \tilde{\mathbf{w}}(k) \quad (19)$$

式中的 $\tilde{\mathbf{Y}}(k) = [\tilde{\lambda}(k)]$, $\tilde{\mathbf{w}}(k) = [\tilde{\omega}_\alpha]$. $\tilde{\mathbf{H}}(k)$ 如下:

$$\tilde{\mathbf{H}}(k) = [0 \quad 1 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0] \quad (20)$$

3 仿真及性能分析

仿真实验 1 一反舰导弹对一舰船进行攻击, 导弹

与舰船的初始距离为 20km, 初始弹目视线角为 60° , 导弹的初始速度为 600m/s, 速度矢量的方向角为 45° , 假定导弹的速度矢量可以通过惯导系统实时获取, 导弹发射前装订的弹目信息为 $(20005, 58^\circ)$. 假设目标在海平面上进行逆时针匀速圆周运动的机动, 转弯半径为 1km, 运动速率为 15m/s.

(1) 假设导弹导引头为相参主动雷达导引头, 具有测角能力、测距能力以及测速能力. 导弹的测角误差均方根为 2° , 距离测量误差为 1m, 测速误差为 1m/s, 测量周期为 0.01s, 采用比例导引方法制导, 导引系数 $k=2$. 采用式(15)、(16)描述的量测方程.

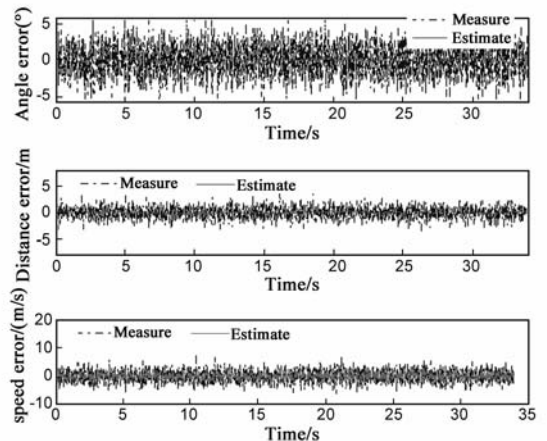


图2 相参主动雷达导引头的滤波结果

图2为相参主动雷达导引头的滤波结果, 可以看到随着时间推进距离、角度滤波误差迅速减小并保持稳定, 滤波误差远小于测量误差. 速度滤波后误差也迅速缩小, 并保持稳定.

(2) 假设导弹导引头为非相参主动雷达导引头, 具备测距、测角能力, 导弹的测角误差均方根为 2° , 距离测量误差为 1m, 测量周期为 0.01s, 采用比例导引方法制导, 导引系数 $k=2$. 采用式(17)、(18)描述的量测方程.

图3为非相参雷达导引头的滤波结果, 可以看到随

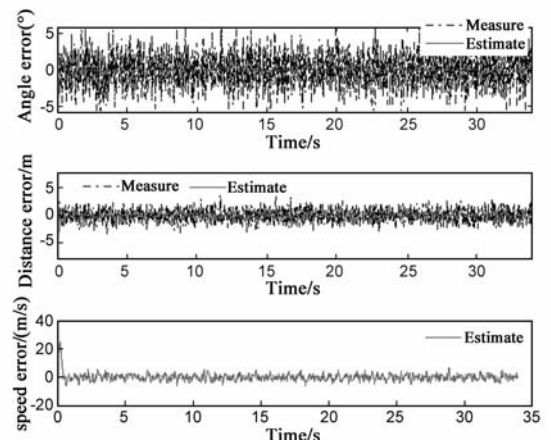


图3 非相参雷达导引头的滤波结果

着时间推进角度滤波误差、距离滤波误差迅速减小并保持稳定,滤波误差远小于测量误差.目标径向速度误差保持稳定,在 0 值附近波动.与图 2 的滤波结果相比,角度滤波误差基本没有变化,距离滤波误差变大.

(3)假设导弹导引头为被动雷达导引头,只具有测角能力,导弹的测角误差均方根为 2° ,测量周期为 0.01s ,采用比例导引方法制导,导引系数 $k = 2$.采用式 (19)、(20)描述的量测方程.

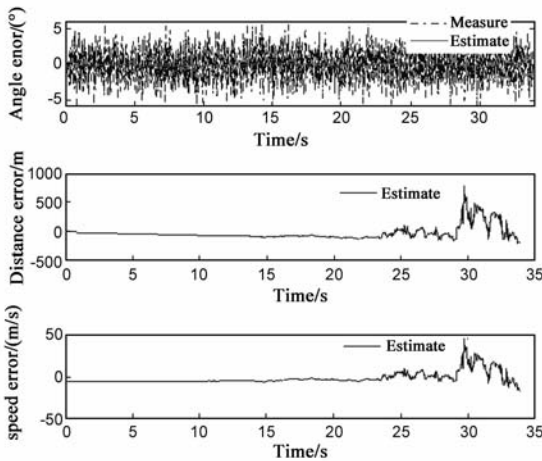


图4 被动雷达导引头的滤波结果

图 4 为被动雷达导引头的滤波结果,可以看到随着时间推进,角度滤波误差迅速减小并保持稳定,滤波误差远小于测量误差;到了仿真末端,由于目标机动的影响随弹目之间的距离变小而变大,角度滤波误差变大.被动雷达导引头不具备测距、测速能力,因此滤波结果中的距离、速度估计值只能通过角度测量值进行纠正.在弹目距离较远时,角度滤波误差波动不大,距离、速度滤波误差相对平稳;在弹目距离较近的时候,随着角度滤波误差波动的加大,距离、速度滤波误差波动加剧.

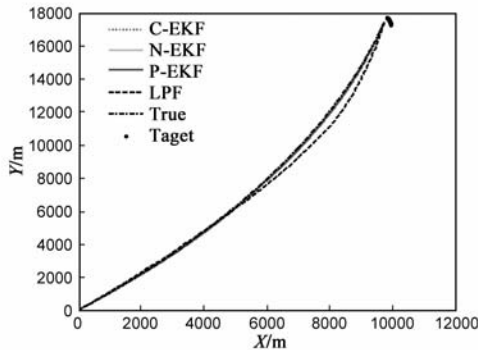


图5 飞航导弹攻击目标的仿真结果

图 5 为飞航导弹攻击目标的仿真结果.可以看出采用本文提出的滤波方法,无论是相参主动雷达导引头 (C-EKF)、非相参主动雷达导引头 (N-EKF) 以及被动雷达导引头 (P-EKF) 获得的仿真试验弹道都和理想弹道 (True) 十分接近,优于采用多级 AR 模型低通滤波方

法 (LPF) 产生的弹道.

图 6 为图 5 的局部放大图,可以看出主动雷达导引头 (C-EKF、N-EKF) 的滤波效果要优于被动雷达导引头 (P-EKF).

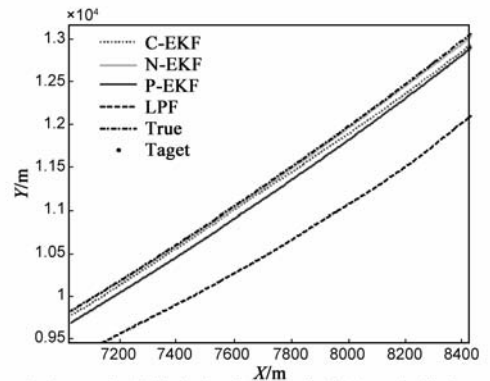
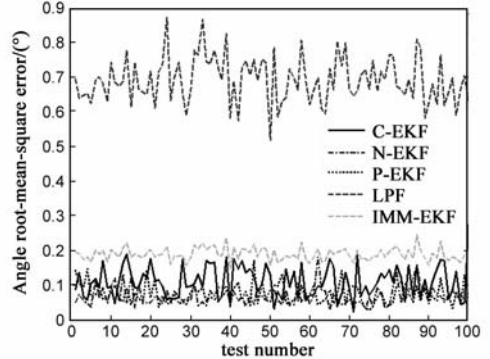
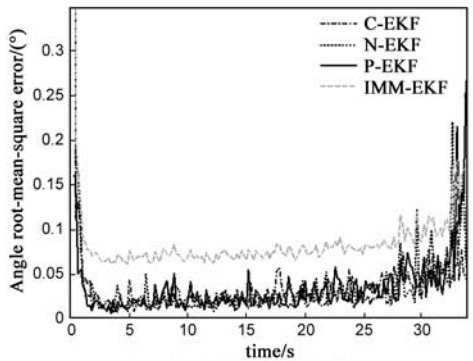


图6 飞航导弹攻击目标的仿真结果(局部放大)



(a) 稳定滤波后滤波误差均方根



(b) 攻击过程中的角度滤波误差均方根

图7 角度滤波Monte-Carlo实验

仿真实验 2 在实验 1 的基础上进行蒙特卡洛实验 100 次,统计对制导控制精度起主要作用的角度测量结果的滤波误差.

图 7 为 100 次 Monte-Carlo 试验结果.图 7(a) 为在滤波稳定后的各种滤波方法的角度滤波误差均方根 (其中 IMM-EKF 中,运动模型构建时用制导率计算获取的导弹加速度代替导弹自身真实加速度,由此带来一定的近似误差).可以看出,采用本文介绍的滤波方法,无论相参主动雷达导引头 (C-EKF)、非相参主动雷达导

引头(N-EKF)以及被动雷达导引头(P-EKF),获得数据处理结果均远小于传统低通滤波的误差均方根,也优于采用 IMM-EKF 方法的误差均方根.图 7(b)为攻击过程中的角度误差均方根.可以看出随着弹目距离的变小,各种滤波方法的角度滤波误差均方根都有不同程度的变大.其中相参主动雷达导引头由于获得弹目信息全面,误差起伏很小.而被动雷达导引头由于只能对弹目信息之间的角度信息进行测量,误差起伏较大.

4 结束语

为了充分利用捷联惯导信息对末制导信号进行校正,本文提出了高精度惯导速度信息辅助的 EKF 方法.通过该方法实现了惯导信息、导引头量测信息的融合,克服了已有滤波方法运动模型构建时需考虑导弹制导控制因素的难点.文中给出了详细的滤波算法,通过仿真实验分析了在不同体制导引头上应用该滤波方法的性能,实验结果表明了方法的合理有效性.

参考文献:

- [1] 吴森堂.某型反舰导弹与突防技术研究报告[R].北京:航空航天大学,2002.24-35.
Wu S T. Guidance & Penetration Technology for an Antiship Missile [R]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. 24-35. (in Chinese)
- [2] 吴森堂,姜智超,张淼.一类反舰导弹末制导信号的非线性校正方法[J].航空学报,2003,24(6):556-558.
Wu Sen-tang, Jiang Zhi-chao, Zhang Miao. Nonlinear correction of terminal guidance signal for an antiship missile [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(6): 556-558. (in Chinese)
- [3] Constantino Rago, Raman K. Mehra. Robust adaptive target state estimation for missile guidance using the interacting multiple model Kalman filter[A]. Position Location and Navigation Symposium[C]. San Diego, CA, USA: IEEE, 2000. 355-362.
- [4] PINI GURFIL, N. JEREMY KASDIN. Two-step optimal estimator for three dimensional target tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2005, 41(3): 780-793.

- [5] DAVID F BIZUP, DONALD E BROWN. Maneuver detection using the radar range rate measurement [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2004, 40(1): 330-336.
- [6] 荣思远,穆荣军,崔乃刚. EKF 容错滤波方法在磁测自主导航中的应用研究[J]. 电子学报, 2006, 34(12): 2268-2271.
Rong Si-yuan, Mu Rong-jun, Cui Nai-gan. Research on the fault tolerant filter applied on using magnetic magnetometer autonomous navigation [J]. Acta Electronica Sinica, 2006, 34(12): 2268-2271. (in Chinese)
- [7] 马海平,陈子栋.一种基于 H^∞ 滤波的模糊变结构交互多模型算法[J]. 电子学报, 2008, 36(2): 245-249.
Ma Hai-ping, Chen Zi-dong. Fuzzy variable structure interacting multiple model algorithm based on H^∞ filter [J]. Acta Electronica Sinica, 2008, 36(2): 245-249. (in Chinese)
- [8] Thomas Loffler, John Nielson. International HARM precision navigation upgrade A GPS/INS missile upgrade that improves effectiveness and minimizes friendly-fire accidents [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2003, 18(5): 26-31.
- [9] 赵晶,来庆福,戴幻尧,等.多普勒测速辅助平台惯导仿真分析[J].通信学报,2008,29(11A):108-113.
Zhao Jing, Lai Q F, Dai H R. Simulation and analysis on gimbaled inertial navigation system aiding using Doppler velocity measurements [J]. Journal of Communications, 2008, 29(11A): 108-113.

作者简介:



刘义男,工程师.分别于2000年、2002年于国防科技大学电子工程学院获工学学士、硕士学位.现为国防科技大学电子工程学院博士研究生.目前研究方向为电子信息系统建模仿真与评估、电子装备实验技术和武器装备性能评估.
E-mail: liuyi_63880@sina.com

赵晶男,湖北襄樊人,国防科技大学电子科学与工程学院博士生,主要研究方向为电子信息系统建模仿真与评估、通信对抗、空间信息感知技术.