

高精度惯导速度信息辅助的弹目相对运动模型构建方法

刘 义^{1,2}, 赵 晶¹, 冯德军¹, 王雪松¹, 王国玉¹

(1. 国防科技大学电子科学与工程学院, 湖南长沙 410073; 2. 六三八八零部队, 河南洛阳 471003)

摘 要: 针对当前运动变量描述方法构建弹目相对运动模型中弹道真实加速度建模困难的问题, 本文提出了一种高精度惯导速度信息辅助的弹目相对运动模型构建方法. 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, 根据角速度与线速度的物理关系, 通过速度矢量分解的方法构建基于弹目信息状态变量系统的弹目相对运动模型. 并在此基础上提出了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), 通过该方法可以充分利用惯导信息, 抑制导弹量测误差, 提高导弹打击精度, 仿真实验表明了该方法的合理有效性.

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 (2011) 09-2207-05

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

LIU Yi^{1,2}, ZHAO Jing¹, FENG De-jun¹, WANG Xue-song¹, WANG Guo-yu¹

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

2. Unit 63880, Luoyang, Henan 471003, China)

Abstract: A novel missile-to-target relative motion model for terminal guidance is placed here. Aided by precision velocity information of inertial navigation system (INS), it overcomes the difficulties of actual inertial acceleration modeling in conventional methods. Missile dynamic was provided by on-board INS, while target maneuver was modeled as a first-order Markov process. On the resolution of velocity vector, the motion model using relative state vector was lastly proposed, which was directly applied into the constructing of a INS velocity information aided extended Kalman filter (IVIA-EKF). This filter could make full use of INS information to help suppressing seeker measurement error and enhancing precision striking. The proposed filter in missile terminal guidance was then validated by simulation.

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

1 引言

利用滤波的方法提高导弹的打击精度是近年来国内外研究热点^[1~4], 而弹目相对运动模型是利用滤波方法对导弹量测数据进行数据处理的基础. 文献[2]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[3]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建立弹目相对运动模型, 对导弹运动进行滤波, 并综合两种滤波的结果. 目前的建模中均未将高精度惯导信息提供的弹体运动状态考虑进去, 而是直接地采用直角系或视线系下的相对运动进行建模. 主要是通过三个坐标轴上的位置、速度、加速度、进行描述. 其中导弹的真实加速度建模复

杂, 与弹目的相对运动状态、导引方式、控制方式相关, 很难对其进行准确建模.

如何充分利用高精度惯导信息抑制导引头量测误差对提高反辐射武器的攻击精度和攻击效果等具有重要的实际应用价值^[4,5]. 为充分利用惯导信息抑制末制导导引头量测随机误差, 本文提出一种高精度惯导速度信息辅助的弹目相对运动模型构建方法, 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, 根据角速度与线速度的物理关系, 通过速度矢量分解的方法构建基于弹目信息状态变量系统的弹目相对运动模型, 并在此基础上提出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), 仿真实验表明了该方法的合理有效性.

2 弹目相对运动模型建模原理

当前的弹目相对运动模型用惯性直角坐标系下的运动变量描述方法. 主要是通过三个坐标轴上的位置、速度、加速度、进行描述. 其中导弹的真实加速度 \mathbf{a}_m 建模较为复杂, 它与弹目相对运动状态、导引律等均相关. 假定弹体状态(包括位置、速度、姿态等状态)为 \mathbf{x}_M , 可用下式对加速度 \mathbf{a}_m 进行建模,

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_M(t) = \mathbf{F}_M(t)\mathbf{x}_M(t) + \mathbf{B}_M(t)\mathbf{a}_c(t) + \mathbf{G}_M(t)\mathbf{w}_M(t) \\ \mathbf{a}_m(t) = \mathbf{A}_M(t)\mathbf{x}_M(t) \end{cases} \quad (1)$$

其中, $\mathbf{F}_M(t)$ 代表弹体的动态特性, $\mathbf{B}_M(t)$ 为指令加速度输入矩阵, $\mathbf{a}_c(t)$ 为指令加速度, $\mathbf{w}_M(t)$ 为零均值建模噪声, 其协方差矩阵为 $\mathbf{Q}_M(t)$; $\mathbf{A}_M(t)$ 为弹体动态输出特性, 可理解为弹体加速度计的动态测量特性. 如果考虑最大过载限制时, $\bar{\mathbf{a}}_m(t) = \text{Sat}[\mathbf{a}_m(t)]$, 当超过最大过载时, 加速度计输出将饱和. 结合 $\dot{\mathbf{v}}_{mt} = \mathbf{a}_t - \mathbf{a}_m$, 惯性直角系下的弹目相对运动可描述为,

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t) \quad (2)$$

其中 $\mathbf{x}(t) = [\mathbf{R}^T(t), \mathbf{v}_m^T(t), \mathbf{x}_M^T(t), \mathbf{a}_t^T(t)]^T$, $\mathbf{u}(t) = \mathbf{a}_c(t)$, 这里 $\mathbf{a}_t^T(t)$ 为目标加速度, 结合式(1)、(2), 得到各矩阵具体表达式为,

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{O} & \mathbf{I} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & -\mathbf{A}_M & \mathbf{I} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_M & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{A}_T \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{B}(t) = [\mathbf{O}, \mathbf{O}, \mathbf{B}_M(t), \mathbf{O}]^T \quad (4)$$

$$\mathbf{w}(t) = [\mathbf{O}, \mathbf{O}, \mathbf{w}_M(t), \mathbf{w}_t(t)]^T \quad (5)$$

式中, \mathbf{O} 为零矩阵, \mathbf{I} 为单位矩阵, $\mathbf{w}_t(t)$ 为目标加速度建模时带来的噪声.

从上面所述的弹目相对运动状态可看出, 在惯性直角系下对弹目相对运动虽然为线性方程, 但其描述有许多不便, 最主要的因素是因为导弹加速度矢量 \mathbf{a}_m 与弹体状态、弹体的动态特性、导引律、加速度计特性等相关, 不易直接建模. 目前许多工作在进行较大简化的基础上, 对惯性直角系下弹目相对运动进行了讨论, 例如下面的简化模型,

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{a}_c(t) + \mathbf{C}\mathbf{w}_t(t)$$

$$= \begin{bmatrix} \mathbf{O} & \mathbf{I}_3 & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{A}_T \end{bmatrix} \mathbf{x}(t) + \begin{bmatrix} \mathbf{O} \\ -\mathbf{I}_3 \\ \mathbf{O} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{a}_{cx} \\ \mathbf{a}_{cy} \\ \mathbf{a}_{cz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{O} \\ \mathbf{O} \\ -\mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{w}_{tx} \\ \mathbf{w}_{ty} \\ \mathbf{w}_{tz} \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中, 状态变量 $\mathbf{x}(t) = [\mathbf{R}^T, \mathbf{v}_{mt}^T, \mathbf{a}_t^T]^T$, 它将导弹的指令加速度 \mathbf{a}_c 直接加入到相对运动中, 未考虑弹体动态特性的影响, 虽然便于描述相对状态方程, 但物理意义上存在混淆, 建模误差大.

3 高精度惯导速度信息辅助的弹目相对运动模型

惯性导航系统自主工作, 能获取载体完备的运动信息, 能够通过多种形式进行校正^[5~7], 可以认为通过惯导系统能够得到高精度速度信息. 通过惯导系统可以准确描述导弹自身运动, 导引头可以获取弹目相对位置信息, 对其进行融合可以得到精确的弹目相对运动模型. 弹目之间的相对位置信息, 能够通过弹目状态变量(弹目距离、弹目视线方位角、弹目视线俯仰角)进行描述. 进而, 弹目之间的相对运动可以通过弹目状态变量的变化率来描述. 基于这种思想, 建立基于弹目状态变量的弹目相对运动模型.

3.1 基本模型

基本模型 1 导弹与目标之间的空间位置关系可以通过弹目信息状态向量来描述. 弹目信息的状态向量模型如下式:

$$\mathbf{X} = [R, \lambda_\alpha, \lambda_\beta]^T \quad (7)$$

式中, R 为弹目相对距离, $\lambda_\alpha, \lambda_\beta$ 分别为弹目视线在惯性坐标系下的方位角和俯仰角. 在通过惯导系统确定导弹姿态后, 弹目信息通过导弹导引头对目标的量测获取(例如: 主动雷达导引头)或部分获取(例如: 被动雷达导引头, 红外导引头, 只能获取 $\lambda_\alpha, \lambda_\beta$).

基本模型 2 导弹的运动通过导弹的运动向量来描述. 导弹的运动向量模型如下:

$$\mathbf{V} = [V_m, \theta_\alpha, \theta_\beta]^T \quad (8)$$

式中, V_m 为导弹运动速率, $\theta_\alpha, \theta_\beta$ 分别为导弹速度矢量方向在大地惯性坐标系下的偏角和倾角. 导弹的运动向量可以通过弹载惯导系统获取.

基本模型 3 导弹与目标之间的相互运动关系, 可以通过弹目信息的状态向量的变化率来描述. 弹目信息的状态量变化率模型为:

$$\dot{\mathbf{X}} = [\dot{R}, \dot{\lambda}_\alpha, \dot{\lambda}_\beta]^T \quad (9)$$

式中, \dot{R} 为弹目相对距离变化率, 可认为是弹目相对速度在弹目视线方向上的投影; $\dot{\lambda}_\alpha, \dot{\lambda}_\beta$ 分别为弹目视线的方位角变化率和俯仰角变化率, 由弹目距离与垂直弹目视线的速度分量决定.

根据角速度与线速度的物理关系, 可以得到下式:

$$\begin{cases} \dot{R} = -V_m^c + v_t^c \\ \dot{\lambda}_\alpha = \frac{V_m^\alpha + v_t^\alpha}{R \cos \lambda_\beta} \\ \dot{\lambda}_\beta = \frac{V_m^\beta + v_t^\beta}{R} \end{cases} \quad (10)$$

式中, $V_m^c, V_m^\alpha, V_m^\beta$ 通过导弹运动矢量分解获得, $v_t^c, v_t^\alpha, v_t^\beta$ 可以通过目标的运动矢量分解获得.

3.2 通过速度矢量分解建立导弹运动模型

如图 1, 采用大地坐标系 $OX_gY_gZ_g$, 以导弹质心位置 O 为坐标原点, \vec{OT} 为弹目视线, λ_α 、 λ_β 分别为弹目视线的方位角和俯仰角, \vec{OV} 为导弹的速度矢量方向, θ_α 、 θ_β 分别为导弹速度矢量方向的偏角和倾角. γ_m 为导弹运动向量与弹目视线间夹角. 其中 OV_o 为 \vec{OV} 在水平面 OX_gY_g 上的投影, OT_o 为 \vec{OT} 在水平面 OX_gY_g 上的投影. 直线 OO_2 在面 OZ_gT 内, 且 $OO_2 \perp \vec{OT}$. 直线 T_oO_1 在面水平面 OX_gY_g 内, 且 $O_1T_o \perp OT_o$.

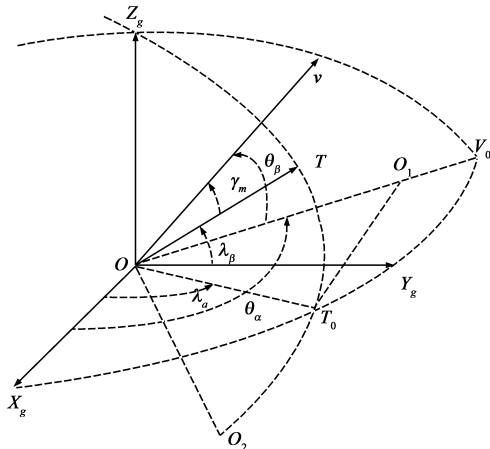


图1 弹目相对运动问题描述图

易证直线 OT 、直线 O_1T_o 、直线 OO_2 两两垂直, 则根据矢量分解定理, 运动速度矢量 \vec{OV} 可以完全分解成在直线 OT 、直线 O_1T_o 、直线 OO_2 三个方向的速度矢量分量 V_m^c 、 V_m^α 、 V_m^β . 进一步讨论, 导弹自身运动引起的弹目距离变化率 \dot{R} 只与导弹在直线 OT 方向上的速度矢量 V_m^c 有关; 导弹自身运动引起弹目视线矢量方位角变化率 $\dot{\lambda}_\alpha$ 只与导弹在直线 OO_2 方向上的速度矢量 V_m^α 有关; 导弹自身运动引起弹目视线矢量俯仰角变化率 $\dot{\lambda}_\beta$ 只与导弹在直线 O_1T_o 方向上的速度矢量 V_m^β 有关. 通过 3.1 节的讨论可知, 导弹速度矢量 $\mathbf{V} = [V_m, \theta_\alpha, \theta_\beta]^T$ 、弹目信息矢量 $\mathbf{X} = [R, \lambda_\alpha, \lambda_\beta]^T$ 分别可以通过导引头、弹载惯导系统获得, 下面分别求解 V_m^c 、 V_m^α 、 V_m^β .

(1) 在直线 OT 方向上的导弹速度矢量分量 V_m^c

$$V_m^c = V_m \cos \gamma_m \quad (11)$$

其中 γ_m 为导弹运动矢量 \vec{OV} 与弹目信息矢量 \vec{OT} 的夹角.

$$\cos(\gamma_m) = \frac{|\vec{OV} \cdot \vec{OT}|}{|\vec{OV}| |\vec{OT}|} \quad (12)$$

在惯性坐标系下, 导弹速度矢量方向为:

$$\vec{OV} = (\cos \theta_\beta \cos \theta_\alpha, \cos \theta_\beta \sin \theta_\alpha, \sin \theta_\beta) \quad (13)$$

弹目信息矢量方向为:

$$\vec{OT} = (\cos \lambda_\beta \cos \lambda_\alpha, \cos \lambda_\beta \sin \lambda_\alpha, \sin \lambda_\beta) \quad (14)$$

结合式(11)~(14)可以求得:

$$V_m^c = V_m (\sin \lambda_\beta \sin \theta_\beta + \cos \lambda_\beta \cos \theta_\beta \cos(\lambda_\alpha - \theta_\alpha)) \quad (15)$$

(2) 在直线 T_oO_1 方向上的导弹速度矢量分量 V_m^β

$$V_m^\beta = V_m \cos \gamma_\alpha \quad (16)$$

其中 γ_α 为导弹运动矢量 \vec{OV} 与线矢量 T_oO_1 夹角.

$$\cos(\gamma_\alpha) = \frac{|\vec{OV} \cdot \vec{T_oO_1}|}{|\vec{OV}| |\vec{T_oO_1}|} \quad (17)$$

其中线矢量 T_oO_1 方向上单位矢量 $I_{T_oO_1}$, 通过下式计算:

$$I_{T_oO_1} = \frac{I_{Z_g} \times \vec{OT_o}}{|\vec{OT_o}|} \quad (18)$$

式中, I_{Z_g} 为坐标轴 Z_g 上的单位矢量.

在惯性坐标系下, OT_o 方向为:

$$\vec{OT_o} = (\cos \theta_\alpha, \sin \theta_\alpha, 0) \quad (19)$$

结合式(16)~(19)可以求得:

$$V_m^\beta = V_m \cos \theta_\beta \sin(\lambda_\alpha - \theta_\alpha) \quad (20)$$

(3) 在直线 OO_2 方向上的导弹速度矢量分量 V_m^α

$$V_m^\alpha = V_m \cos \gamma_\beta \quad (21)$$

其中 γ_β 为导弹运动矢量 \vec{OV} 与线矢量 OO_2 夹角.

$$\cos(\gamma_\beta) = \frac{|\vec{OV} \cdot \vec{OO_2}|}{|\vec{OV}| |\vec{OO_2}|} \quad (22)$$

其中线矢量 OO_2 方向上单位矢量 I_{OO_2} , 通过下式计算:

$$I_{OO_2} = \frac{I_{T_oO_1} \times \vec{OT}}{|\vec{OT}|} \quad (23)$$

结合式(18)、(19)、(21)~(23)可以求得:

$$V_m^\beta = V_m [\cos \theta_\beta \sin \lambda_\beta \cos(\lambda_\alpha - \theta_\alpha) - \sin \theta_\beta \cos \lambda_\beta] \quad (24)$$

将式(15)、(20)、(24)带入式(10)有:

$$\begin{cases} \dot{R} = -V_m (\sin \lambda_\beta \sin \theta_\beta + \cos \lambda_\beta \cos \theta_\beta \cos(\lambda_\alpha - \theta_\alpha)) + V_t^c \\ \dot{\lambda}_\alpha = \frac{V_m \cos \theta_\beta \sin(\lambda_\alpha - \theta_\alpha) + V_t^\alpha}{R \cos \lambda_\beta} \\ \dot{\lambda}_\beta = \frac{V_m [\cos \theta_\beta \sin \lambda_\beta \cos(\lambda_\alpha - \theta_\alpha) - \sin \theta_\beta \cos \lambda_\beta] + V_t^\beta}{R} \end{cases} \quad (25)$$

3.3 一级马尔可夫过程近似目标机动

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, 首先讨论目标在直线 OT 方向上的机动.

$$\begin{cases} \dot{v}_t^c = a_t^c \\ \dot{a}_t^c = -\beta_t^c a_t^c + \omega_t^c \end{cases} \quad (26)$$

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 $\delta_c^2 = \frac{2\beta_t^c (a_{\max}^c)^2}{3}$, 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.

同上, 可利用一阶马尔科夫过程对 v_t^α 、 v_t^β 进行建模,

$$\begin{cases} \dot{v}_t^\alpha = a_t^\alpha \\ \dot{a}_t^\alpha = -\beta_t^\alpha a_t^\alpha + \omega_t^\alpha \end{cases} \quad (27)$$

式中 β_t^α 为目标在弹目视线方向上的机动时常数倒数, ω_t^α 为零均值的白噪声. 如果目标弹加速度在 $(-a_{\max}^\alpha, a_{\max}^\alpha)$ 上服从均匀分布, 则 ω_t^α 的方差为 $\delta_\alpha^2 = \frac{2\beta_t^\alpha (a_{\max}^\alpha)^2}{3}$, a_{\max}^α 为目标在弹目视线水平面投影的垂直方向上可能的最大机动加速度. 同理有:

$$\begin{cases} \dot{v}_t^\beta = a_t^\beta \\ \dot{a}_t^\beta = -\beta_t^\beta a_t^\beta + \omega_t^\beta \end{cases} \quad (28)$$

综合式(25)~(28)得到弹目相对运动模型为:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{f}[\mathbf{X}(t), t] + \mathbf{W}_s = \begin{bmatrix} -V_m(\sin\lambda_\beta\sin\theta_\beta + \cos\lambda_\beta\cos\theta_\beta\cos(\lambda_\alpha - \theta_\alpha)) + v_t^c \\ \frac{V_m\cos\theta_\beta\sin(\lambda_\alpha - \theta_\alpha) + v_t^\alpha}{R\cos\lambda_\beta} \\ \frac{V_m[\cos\theta_\beta\sin\lambda_\beta\cos(\lambda_\alpha - \theta_\alpha) - \sin\theta_\beta\cos\lambda_\beta] + v_t^\beta}{R} \\ a_t^c \\ a_t^\alpha \\ a_t^\beta \\ -\beta_t^c a_t^c \\ -\beta_t^\alpha a_t^\alpha \\ -\beta_t^\beta a_t^\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_m^R \\ \omega_m^\alpha \\ \omega_m^\beta \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_t^c \\ \omega_t^\alpha \\ \omega_t^\beta \end{bmatrix} \quad (29)$$

式中: $\mathbf{X}(t) = [R, \lambda_\alpha, \lambda_\beta, v_t^c, v_t^\alpha, v_t^\beta, a_t^c, a_t^\alpha, a_t^\beta]^T$ (30)

4 基于高精度惯导速度信息辅助的弹目相对运动模型的 IVIA-EKF 方法

4.1 运动状态方程离散化与线性化

利用 Euler 方法对式(29)进行离散化, 式(29)可用离散形式表示为:

$$\mathbf{X}(k+1) = \mathbf{X}(k) + T_s \dot{\mathbf{X}}(k) + \mathbf{W}_s(k) \quad (31)$$

式中, T_s 为采样间隔, $\mathbf{X}(k)$ 、 $\dot{\mathbf{X}}(k)$ 分别为 $\mathbf{X}(t)$ 、 $\dot{\mathbf{X}}(t)$ 的离散形式, $\mathbf{W}_s(k)$ 为噪声的离散形式.

对式(31)进行线性化有,

$$\mathbf{X}(k+1) = \phi(k+1/k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{W}_s(k) \quad (32)$$

式中, $\phi(k+1/k)$ 为转换矩阵,

$$\phi(k+1/k) = \mathbf{I} + T_s \cdot \frac{\partial \dot{\mathbf{X}}(k)}{\partial \mathbf{X}(k)} \quad (33)$$

式中 \mathbf{I} 为单位矩阵, $\frac{\partial \dot{\mathbf{X}}(k)}{\partial \mathbf{X}(k)}$ 为导数矩阵.

4.2 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). 认为量测方程为线性的如下:

$$\mathbf{Y}(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{w}(k) \quad (34)$$

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

$$\mathbf{H}(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (35)$$

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:

$$\hat{\mathbf{Y}}(k) = \hat{\mathbf{H}}(k)\mathbf{X}(k) + \hat{\mathbf{w}}(k) \quad (36)$$

式中, $\hat{\mathbf{Y}}(k) = [\tilde{R}(k) \quad \tilde{\lambda}_\alpha(k) \quad \tilde{\lambda}_\beta(k)]^T$ 为观测值, $\hat{\mathbf{w}}(k) = [\hat{\omega}_r, \hat{\omega}_\alpha, \hat{\omega}_\beta]^T$ 为量测误差. 本文假设 $\hat{\omega}_r$ 、 $\hat{\omega}_\alpha$ 、 $\hat{\omega}_\beta$ 为零均值的不相关的白噪声. $\hat{\mathbf{H}}(k)$ 如下:

$$\hat{\mathbf{H}}(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (37)$$

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:

$$\tilde{\mathbf{Y}}(k) = \tilde{\mathbf{H}}(k)\mathbf{X}(k) + \tilde{\mathbf{w}}(k) \quad (38)$$

式中的 $\tilde{\mathbf{Y}}(k) = [\tilde{\lambda}_\alpha(k) \quad \tilde{\lambda}_\beta(k)]^T$, $\tilde{\mathbf{w}}(k) = [\tilde{\omega}_\alpha \quad \tilde{\omega}_\beta]^T$. 本文假设 $\tilde{\omega}_\alpha$ 、 $\tilde{\omega}_\beta$ 为零均值的不相关的白噪声. $\tilde{\mathbf{H}}(k)$ 如下:

$$\tilde{\mathbf{H}}(k) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (39)$$

5 仿真及性能分析

仿真实验 一导弹对一水面移动目标进行攻击, 导弹与目标的初始距离为 20km, 初始弹目视线的方位角为 60°, 俯仰角为 30°, 导弹的初始速度为 600m/s, 速度矢量的方位角为 55°, 俯仰角为 35°. 导弹发射前装订的弹目信息为 (20005, 55°, 35°). 假定导弹的速度矢量可以通过惯导系统实时获取, 惯导信息经过校准具有较高的准确度(实验中假设惯导速度误差线性发散, 导弹惯导速率误差的发散速度为 0.0015m/s, 速度方向方位角惯导误差发散速率为 0.0013°/s, 速度方向俯仰角惯导误差发散速率为 0.0005°/s, 在开始滤波前惯导系统已经自主工作了 30s). 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. 导弹的测角误差均方根为 1°, 距离测量误差为 1m, 测速误差为 1m/s, 测量周期为 0.01s, 导弹采用空间比例导引方法, 水平面、垂直面内的导引系数均为 $k = 2$, 最大过载为 10g. 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 2 为 100 次 Monte-Carlo 试验结果. 图 2(a) 为攻

击过程中方位角滤波误差均方根,图 2(b)为攻击过程中俯仰角滤波误差均方根。可以看出,采用本文介绍的弹目运动模型,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,也优于采用传统运动模型进行数据处理的误差均方根。

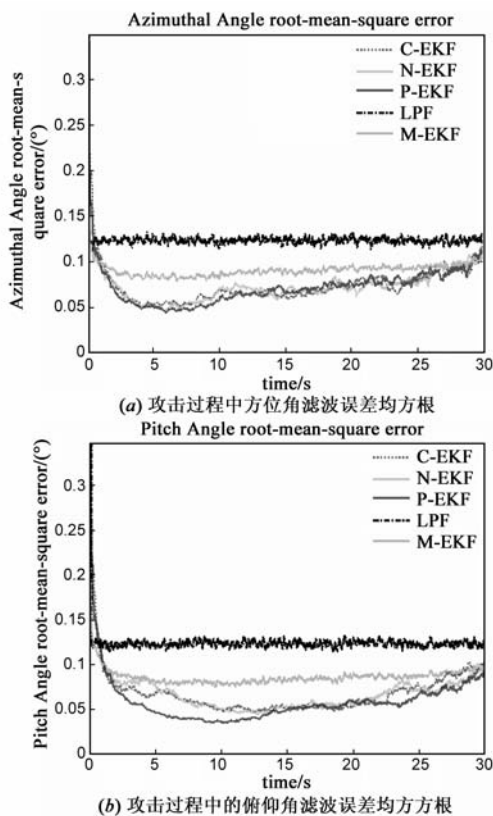


图2 角度滤波Monte-Carlo实验

6 结束语

为了充分利用捷联惯导信息构建准确的弹目相对运动模型,进而提高导弹的打击精度,本文提出了高精度惯导速度信息辅助的弹目相对运动模型构建方法。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导弹真实加速度建模困难的难点。文中给出了详细的模型构建方法和基于该模型的滤波算法,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,姜智超,张森.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)

- [2] 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]. USA: IEEE Press, 2000. 355-362.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] William H. Licata. INS/GPS for Strike Warfare Beyond the Year 2000[R]. Ft Belvoir: Defense Technical Information Center SEP, 2000.
- [6] 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.
- [7] 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. (in Chinese)

作者简介



刘 义 男,1977 年出生.工程师.分别于 2000 年、2002 年在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,1983 年出生,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.