

混合坐标系下跟踪自由段弹道导弹的优化研究

赵崇丞¹,王 君¹,白华珍²

(1. 空军工程大学防空反导学院,陕西 西安 710051;2. 中国人民解放军 93665 部队,北京 101500)

摘要:在对自由段飞行的弹道导弹进行跟踪拦截时,弹道导弹不仅受重力作用,而且受到机动控制力或大气扰动。因此为了准确地对自由段弹道导弹进行跟踪,建立自由段弹道导弹状态方程时,不仅需要考虑到弹道导弹受到的重力,而且需要对弹道导弹受到的机动控制力或大气扰动进行分析。目前,对自由段弹道导弹的跟踪主要考虑弹道导弹受到的重力,而针对弹道导弹的机动力分析没有比较合适的模型或算法,弹道导弹的机动是一个比较复杂的问题,因此对只考虑重力的作机动的自由段飞行的弹道导弹的跟踪不准确,容易丢失,在平方反比重力加速度模型的基础上结合 Singer 模型,对弹道导弹受到的机动控制力或大气扰动进行了分析。对自由段弹道导弹的状态方程和观测方程的描述是在混合坐标系下进行的,并采用 EKF 扩展卡尔曼滤波算法对弹道导弹的运动状态进行实时估计,仿真结果表明在混合坐标系下对考虑机动的弹道导弹跟踪误差较小。结合 Singer 模型之后,跟踪弹道导弹的精度得以提高。

关键词:弹道导弹跟踪;混合坐标系;辛格模型;扩展卡尔曼滤波算法

中图分类号:TN955 **文献标识码:**B

An Optimized Survey on the Tracking of Ballistic Missile at Free-Flight Phase in Mixed Coordinate System

ZHAO Chong-cheng¹, WANG Jun¹, BAI Hua-zhen²

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Unit Code Name 93655 of The People's Liberation Army of China, Beijing 101500, China)

ABSTRACT: When tracking and intercepting ballistic missile at free-flight phase, ballistic missile suffers not only gravity, but also maneuver control force or atmospheric disturbance. In order to track ballistic missile at free-flight phase accurately, both gravity and atmospheric disturbance should be considered and analyzed when establishing the state equation of ballistic missile at free-flight phase. Currently, we mainly considered the gravity when tracking ballistic missile at free-flight phase, while there was no proper model or algorithm upon the analysis of the maneuver force. Maneuvering of ballistic missile is a quite complex question, so it is not accurate to track ballistic missile at free-flight phase when it is maneuvering while only gravity is considered, and ballistic missile is easy to get lost. This paper conducts an analysis on maneuver control force or the atmospheric disturbance which ballistic missile suffers by Singer model based on inverse-square gravitational acceleration model. And this paper describes ballistic missile's state equation and observation equation in mixed coordinate system, and carries out real time estimation on ballistic missile's state of motion with EKF algorithm. The results of simulation show that the tracking error of ballistic missile in mixed coordinate system is small when considering its maneuvering. Combined with Singer model, tracking accuracy on ballistic missile gets improved.

KEYWORDS: Ballistic missile tracking; Mixed coordinate system; Singer model; EKF algorithm

1 引言

作为高速、精确制导武器,弹道导弹具有强大的毁伤力,是当前各国重点发展的高新技术。对弹道导弹的拦截已成为世界各国研究的热点问题,其中,在自由段飞行过程中,弹

道导弹一般只受到重力和机动控制力的作用而且飞行时间长,因此,自由飞行段是反导拦截的最佳时机^[1]。本文的工作即在混合坐标系下对自由段弹道导弹进行跟踪,混合坐标系是指在笛卡尔坐标系下建立系统状态方程,并对弹道导弹运动参数进行预测,然后将预测的状态和协方差矩阵转到量测坐标系进行传感器坐标系的状态更新,最后将传感器坐标的更新结果转移到笛卡尔坐标系^[2-4]。文献[5]在球坐标系

基金项目:2016 年国家自然科学基金青年基金项目(61503408)

收稿日期:2016-09-20 修回日期:2016-10-12

下对弹道进行跟踪,建立的状态方程相对复杂,本文在混合坐标系下对弹道导弹进行跟踪,可使建立的状态方程相对简洁。文献[6]在运动建模上加入了对模型参数的分析,但是没有考虑弹道导弹的机动。本文在弹道导弹自由段平方反比重力加速度模型的基础上结合 Singer 模型给出了滤波算法的系统动力学方程,考虑到了弹道导弹的机动,并使用 EKF 滤波算法对弹道导弹进行准确跟踪,仿真结果显示采用 EKF 算法对混合坐标系下自由段弹道导弹的跟踪精度较高。

2 弹道导弹自由段状态方程的建立

2.1 基于平方反比重力加速度模型的状态方程

本文在混合坐标系下对自由段弹道导弹进行跟踪,首先在雷达站东北天(ENU)坐标系下建立弹道导弹的状态方程。对于中段弹道导弹跟踪,建立状态方程关键在于推导出弹道导弹运动加速度表达式。建立状态方程之前需要进行坐标转换。记地心惯性坐标系下弹道导弹的位置矢量为 $r_e = [x_e \ y_e \ z_e]^T$,速度矢量为 $\dot{r}_e = [\dot{x}_e \ \dot{y}_e \ \dot{z}_e]^T$;雷达站 ENU 坐标系下弹道导弹的位置矢量为 $r_r = [x_r \ y_r \ z_r]^T$,速度矢量为 $\dot{r}_r = [\dot{x}_r \ \dot{y}_r \ \dot{z}_r]^T$ 。假设地球模型为标准圆球体,雷达站大地经度、大地纬度、大地高程分别为 L, B, H 。考虑地球自转,设 ω 为地球自转角速度($\omega = 0.0042^\circ/s$),则从地心惯性坐标系(ECI)到雷达站 ENU 坐标系的转换矩阵为^[11]

$$C_e^r(t) = \begin{bmatrix} -\sin(L + \omega t) & \cos(L + \omega t) & 0 \\ -\cos(L + \omega t)\sin(B) & -\sin(L + \omega t)\sin(B) & \cos(B) \\ \cos(L + \omega t)\cos(B) & \sin(L + \omega t)\cos(B) & \sin(B) \end{bmatrix} \quad (1)$$

相应的,从 ENU 坐标系到 ECI 坐标系的转换矩阵为

$$C_r^e(t) = (C_e^r(t))^T \quad (2)$$

则从 ECI 坐标系到 ENU 坐标系的位置矢量转换关系为

$$r_r = C_r^e(t) \cdot r_e - \rho \quad (3)$$

其中, ρ 是地心到雷达站的距离矢量, $\rho = [0 \ 0 \ R_{ch}]^T$, $R_{ch} = R_e + H$ (R_e 为地球半径)。

相应的,从 ENU 坐标系到 ECI 坐标系的位置矢量转换关系为

$$r_e = C_e^r(t)(r_r + \rho) \quad (4)$$

对上式求导得

$$\dot{r}_e = C_e^r(t) \cdot \dot{r}_r + \dot{C}_e^r(t) \cdot (r_r + \rho) \quad (5)$$

其中, $\dot{C}_e^r(t)$ 可由 $C_e^r(t)$ 求导得到。

对 $C_e^r(t)$ 分别求一阶和二阶导数得如下式子:

$$\dot{C}_e^r(t) = \omega \begin{bmatrix} -\cos(L + \omega t) & -\sin(L + \omega t) & 0 \\ \sin(L + \omega t)\sin(B) & -\cos(L + \omega t)\sin(B) & 0 \\ -\sin(L + \omega t)\cos(B) & \cos(L + \omega t)\cos(B) & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\ddot{C}_e^r(t) = \omega^2 \begin{bmatrix} \sin(L + \omega t) & -\cos(L + \omega t) & 0 \\ \cos(L + \omega t)\sin(B) & \sin(L + \omega t)\sin(B) & 0 \\ -\cos(L + \omega t)\cos(B) & \sin(L + \omega t)\cos(B) & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

对式(3)两边同时求导,得到从 ECI 坐标系到 ENU 坐标系的速度矢量转换关系为:

$$\dot{r}_r = \dot{C}_e^r(t) \cdot r_e + C_e^r(t) \cdot \dot{r}_e \quad (8)$$

对上式两边同时求导,得到从 ECI 坐标系到 ENU 坐标系的加速度矢量的转换关系为:

$$\ddot{r}_r = \ddot{C}_e^r(t) \cdot r_e + 2\dot{C}_e^r(t) \cdot \dot{r}_e + C_e^r(t) \cdot \ddot{r}_e \quad (9)$$

当假定地球是标准圆球体时,地球重力模型采用平方反比的重力模型,则 ECI 坐标系下弹道导弹受到的重力加速度为^[11]:

$$\ddot{r}_e = -\mu \frac{r_e(t)}{\|r_e(t)\|^3} \quad (10)$$

其中,地心引力常数 $\mu = 3.986 \times 10^{14} m^3/s^2$ 。

把式(1)、(5)、(6)、(7)、(10)代入式(9),得到 ENU 坐标系下弹道导弹受到的重力加速度为

$$\ddot{r}_r = [\ddot{C}_e^r(t) \cdot C_r^e(t) + 2\dot{C}_e^r(t) \cdot \dot{C}_r^e(t)] \cdot (r_r + \rho) + 2\dot{C}_e^r(t) \cdot C_r^e(t) \cdot \dot{r}_r - \mu C_e^r(t) \cdot C_r^e(t) \frac{(r_r + \rho)}{\|r_r\|^3} \quad (11)$$

其中

$$C_e^r(t) \cdot C_r^e(t) = I,$$

$$\dot{C}_e^r(t) \cdot C_r^e(t) = -\omega^2 \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin^2 B & -\sin B \cos B \\ 0 & -\sin B \cos B & \cos^2 B \end{bmatrix} = -\omega^2 \Phi_2$$

$$\dot{C}_e^r(t) \cdot \dot{C}_r^e(t) = \omega^2 \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin^2 B & -\sin B \cos B \\ 0 & -\sin B \cos B & \cos^2 B \end{bmatrix} = \omega^2 \Phi_2,$$

$$\dot{C}_e^r(t) \cdot C_r^e(t) = \omega \begin{bmatrix} 0 & \sin B & -\cos B \\ -\sin B & 0 & 0 \\ \cos B & 0 & 0 \end{bmatrix} = \omega \Phi_1$$

综合化简得基于平方反比重力加速度模型的自由段弹道导弹状态方程

$$\ddot{r}_r = -\mu \frac{(r_r + \rho)}{\|r_r + \rho\|^3} + \omega^2 \Phi_2(r_r + \rho) + 2\omega \Phi_1 \dot{r}_r \quad (12)$$

2.2 结合 Singer 模型的状态方程

在自由段飞行时弹道导弹可能产生机动,其机动主要体现在机动时间的长短和机动加速度的大小上,也即其机动加速度是随时间变化的。目前,自由段弹道导弹机动突防技术主要包括:中段无目的程序式机动突防、主动规避式机动突防、绕飞探测拦截区突防、通过对抗仿真规划纵横向机动弹道突防等。各种机动突防的实现在于自带的火箭燃料燃烧时产生的不确定的推力。鉴于弹道导弹会做机动,且机动加速度不固定,因此只考虑重力的基于平方反比重力加速度模型的状态方程对弹道导弹的运动描述不全面,会影响跟踪精度,严重情况下会导致跟踪丢失。

描述弹道导弹自由段机动飞行时,可以使用 Singer 模型来建立弹道导弹的状态方程。Singer 模型法把机动模型当作相关噪声模型,而不是一般的白噪声模型,把目标加速度

$a(t)$ 作为具有指数自相关的零均值随机过程来建模^[7],即:

$$E\{a(t)a(t+\tau)\} = \sigma_m^2 e^{-\alpha|\tau|} \quad (13)$$

式中, α 是由于弹道导弹机动或者气流不稳而引起的导弹加速度的相关时间 τ_m 的倒数,也称为机动频率。弹道导弹加速度相关时间 τ_m 的变化范围为:强机动时, τ_m 小于 10s,弱机动时, τ_m 大于 60s。

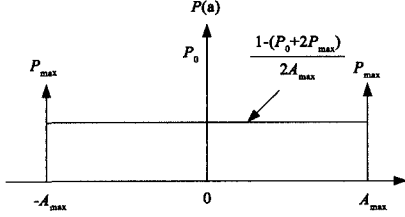


图 1 机动加速度概率密度函数

如图 1 所示,假定机动加速度的均值为零,且其概率密度函数近似服从均匀分布,其方差 σ_m^2 为

$$\sigma_m^2 = A_{\max}^2 (1 + 4P_{\max} - P_0) / 3 \quad (14)$$

式中, A_{\max} 为弹道导弹最大机动加速度, P_{\max} 为其发生概率, P_0 为零机动概率。

对时间相关函数应用 Wiener - Kolmogorov 白化后,机动加速度 $a(t)$ 可用输入为白噪声的一阶时间相关模型来表示,即

$$\dot{a}(t) = -\alpha a(t) + w(t) \quad (15)$$

式中, $w(t)$ 是均值为零、方差为 $2\alpha\sigma_m^2$ 的高斯白噪声。

将(12)式和(15)式组合,即得在平方反比重力加速度模型的基础上结合 Singer 模型的自由段弹道导弹状态方程如下

$$\begin{bmatrix} \dot{r}_r \\ \ddot{r}_r \\ \ddot{r}_r \\ \vdots \\ \ddot{r}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ \omega^2 \Phi_2 - \frac{\mu I_{3 \times 3}}{\|r_r + \rho\|^3} & 2\omega \Phi_1 & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & -\alpha_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_r \\ \dot{r}_r \\ \ddot{r}_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} O_{1 \times 3} \\ \omega^2 \Phi_2 \rho - \frac{\mu \rho}{\|r_r + \rho\|^3} \\ W_{1 \times 3} \end{bmatrix} \quad (16)$$

其中, $\alpha_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} \alpha_1 & & \\ & \alpha_2 & \\ & & \alpha_3 \end{bmatrix}$, 即机动频率阵。 $W_{1 \times 3} =$

$[w_x \ w_y \ w_z]^T$ 为对应的噪声矩阵。设 ENU 坐标系下弹道导弹的状态变量为

$$X = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z}]^T$$

即弹道导弹在 x, y, z 三个坐标方向的位置、速度、加速度,为了简化起见,已省略掉下标 r ,则弹道导弹在 ENU 坐标系下的

状态方程为

$$\frac{dX}{dt} = f(X) = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z} \ \ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z}]^T$$

将上式离散化得

$$X_{k+1/k} = X_{k/k} + f(X_{k/k}, t_k) \Delta t + 0.5 F(X_{k/k}) f(X_{k/k}, t_k) \Delta t^2$$

其中, Δt 为采样间隔,由雷达跟踪数据率确定, $F(X_{k/k})$ 是 $f(X_{k/k}, t_k)$ 相对于 $X_{k/k}$ 的雅克比矩阵。

$$F(X_{k/k}) = \begin{bmatrix} O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ \frac{\partial \ddot{r}}{\partial r} & 2\omega \Phi_1 & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & -\alpha_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{X_{k/k}} \quad (17)$$

$$\text{其中: } \frac{\partial \ddot{r}}{\partial r} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}$$

上式矩阵中各元素表示如下

$$a_{11} = -\frac{\mu}{r^3} + \frac{3\mu x^2}{r^5} + \omega^2; a_{12} = \frac{3\mu xy}{r^5};$$

$$a_{13} = \frac{3\mu x(z + R_{eh})}{r^5}; a_{21} = a_{12};$$

$$a_{22} = -\frac{\mu}{r^3} + \frac{3\mu y^2}{r^5} + \omega^2 \sin^2 B;$$

$$a_{23} = \frac{3\mu y(z + R_{eh})}{r^5} - \omega^2 \sin B \cdot \cos B;$$

$$a_{31} = a_{13}; a_{32} = a_{23};$$

$$a_{33} = -\frac{\mu}{r^3} + \frac{3\mu(z + R_{eh})^2}{r^5} + \omega^2 \cos^2 B;$$

$$\text{其中, } r = \sqrt{x^2 + y^2 + (z + R_{eh})^2}$$

3 弹道导弹自由段观测方程的建立

弹道导弹的观测方程是在雷达站球坐标系下建立的,观测值包括目标的距离 R 、方位角 A 、高低角 E 。由雷达站 ENU 坐标系到雷达站球坐标系的转换关系得弹道导弹自由段的观测方程为

$$Z_k = \begin{bmatrix} R_k \\ A_k \\ E_k \end{bmatrix} = h(X_k) + v_k = F + G \quad (18)$$

$$\text{其中, } F = \begin{bmatrix} \sqrt{x_k^2 + y_k^2 + z_k^2} \\ \arctan(\frac{x_k}{y_k}) \\ \arctan(\frac{z_k}{\sqrt{x_k^2 + y_k^2}}) \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} w_k^R \\ w_k^A \\ w_k^E \end{bmatrix} \quad (19)$$

(18) 式中, v_k 为观测误差,其协方差矩阵为

$$R = \begin{bmatrix} \sigma_r^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_b^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_e^2 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$h(X_k)$ 在 $X_{k+1|k}$ 处的雅克比矩阵为

$$H_k = \begin{bmatrix} \frac{x_k}{r_k} & \frac{y_k}{r_k} & \frac{r_k}{z_k} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{y_k}{x_k^2 + y_k^2} & -\frac{x_k}{x_k^2 + y_k^2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{x_k z_k}{r_k^2 \sqrt{x_k^2 + y_k^2}} & -\frac{y_k z_k}{r_k^2 \sqrt{x_k^2 + y_k^2}} & \frac{\sqrt{x_k^2 + y_k^2}}{r_k^2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

其中, $r_k = \sqrt{x_k^2 + y_k^2 + z_k^2}$

4 滤波算法

由于本文对弹道导弹的跟踪考虑到了它的机动,因此计算难度会增大。为了在滤波时适当减小计算量,本文采用扩展卡尔曼滤波(EKF)算法对自由段弹道导弹进行跟踪。

在实际系统中,许多情况下目标动态参数与观测数据间的关系是非线性的,本文的状态方程和观测方程就是非线性的。针对非线性滤波问题,至今尚未得到完善的解法。通常的解决办法是将非线性滤波问题通过线性化转化为一个近似的线性滤波问题^[14],套用线性滤波理论得到求解原非线性滤波问题的次优滤波算法,其中最常用的线性化方法是泰勒级数展开,所得到的滤波方法即扩展卡尔曼滤波(EKF),扩展卡尔曼滤波器最大的一个优点就是计算量小。将泰勒级数展开式保留到一阶项,得到一阶扩展卡尔曼滤波的公式系如下^[13]:

状态的一步预测为:

$$\hat{X}(k+1|k) = f[k, \hat{X}(k|k)]$$

协方差的一步预测为

$$P(k+1|k) = f_x(k)P(k|k)f_x'(k) + Q(k)$$

量测预测值为

$$\hat{Z}(k+1|k) = h[k+1, \hat{X}(k+1|k)]$$

与其相伴的协方差为:

$$S(k+1) = h_x(k+1)P(k+1|k)h_x'(k+1) + R(k+1)$$

增益为

$$K(k+1) = P(k+1|k)h_x'(k+1)S^{-1}(k+1)$$

状态更新方程为

$$\hat{X}(k+1|k+1) = \hat{X}(k+1|k) + K(k+1)\{Z(k+1) - h[k+1, \hat{X}(k+1|k)]\}$$

协方差更新方程为

$$P(k+1|k+1) = [I - K(k+1)h_x(k+1)]P(k+1|k)[I + K(k+1)h_x(k+1)]' - K(k+1)R(k+1)K'(k+1)$$

式中, I 为与协方差同维的单位矩阵。

5 仿真及结果分析

文中模拟一级近程弹道导弹,设目标的状态初值为 $(-78234\text{m}, 358826\text{m}, 149582\text{m}, -100\text{m/s}, 398\text{m/s}, -1650\text{m/s},$

$110\text{m/s}^2, 700\text{m/s}^2, 314\text{m/s}^2)$,雷达的点位为 $(0\text{m}, 0\text{m}, 0\text{m})$,雷达站经度、纬度、高度为 $(80.3^\circ, 30.5^\circ, 0\text{m})$,跟踪数据率为 1Hz ,雷达测距噪声标准差为 15m ,测量高低和方位角噪声的标准差都为 1° ,令 $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = 1$,即考虑弹道导弹在自由段受到大气扰动。采用 EKF 方法对弹道导弹进行跟踪,以均方根误差(RMSE)作为评估指标,蒙特卡洛仿真 200 次。图 2 为弹道导弹轨迹图,图 3、图 5、图 7 分别为结合 Singer 模型的距离均方根误差图,速度均方根误差图,加速度均方根误差图。图 4、图 6、图 8 分别为基于平方反比重力模型距离均方根误差图,速度均方根误差图,加速度均方根误差图。

由图 2 可见,跟踪轨迹最终表明,滤波估计状态较好地跟踪了目标,轨迹趋于一致。由图 3 和图 4 对比可见,结合 Singer 模型的距离均方根误差和基于平方反比重力模型的距离均方根误差均随时间逐渐减小,稳定时结合 Singer 模型的误差值约为 255m ,基于平方反比重力模型的误差值约为 320m 。故结合 Singer 模型后,距离均方根误差得以减小。

由图 5 和图 6 对比可见,结合 Singer 模型的速度均方根误差和基于平方反比重力模型的速度均方根误差在固定值附近波动,但幅度不大,证明了跟踪的稳定性,结合 Singer 模型的误差值约为 48m/s ,基于平方反比重力模型的误差值约为 68m/s 。结合 Singer 模型后,速度均方根误差也有所减小。

由图 7 和图 8 对比可见,结合 Singer 模型的加速度均方根误差约为 18m/s^2 ,基于平方反比重力模型的加速度均方根误差约为 21m/s^2 ,结合 Singer 模型的加速度均方根误差减少了 3m/s^2 。

综上,结合 Singer 模型后,无论是位置、速度还是加速度误差,最终都是收敛的,而且均方根误差值比基于平方反比重力模型的均方根误差值都有相应减小。同时也验证了 EKF 对自由段弹道导弹的跟踪效果。

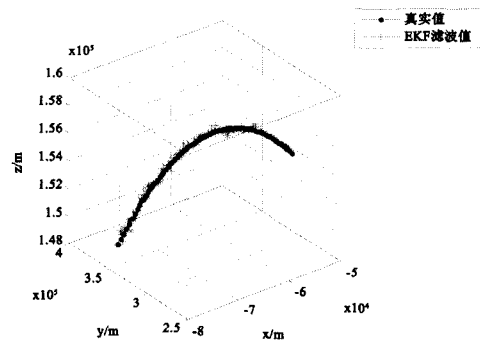


图 2 弹道导弹轨迹图

6 结束语

文中围绕弹道导弹自由段跟踪问题,进行坐标系转换,并结合 Singer 模型,建立了弹道导弹运动模型。跟踪滤波时采用了 EKF 算法,仿真结果表明在混合坐标系下利用 EKF 算法能够很好地跟踪带机动的弹道导弹,跟踪精度较高。

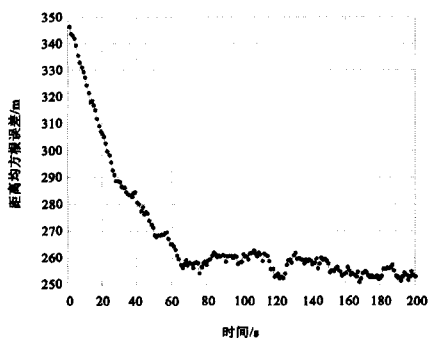


图3 结合 Singer 模型的距离估计 RMSE

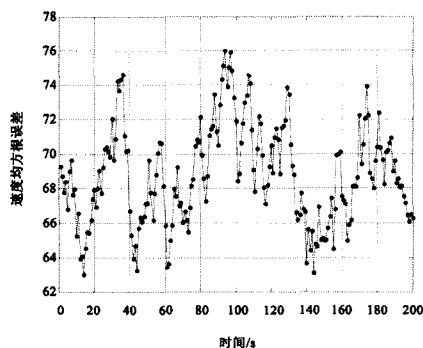


图6 基于平方反比重力模型的速度估计 RMSE

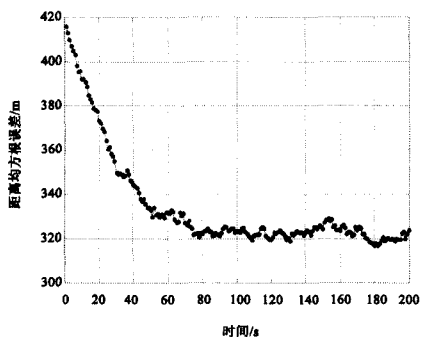


图4 基于平方反比重力模型的距离估计 RMSE

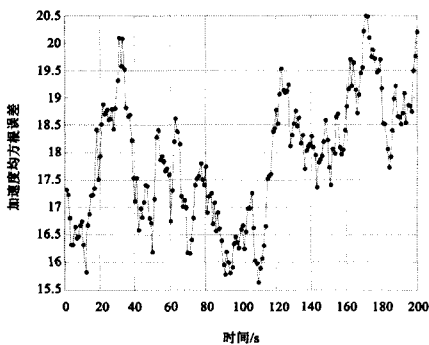


图7 结合 Singer 模型的加速度估计 RMSE

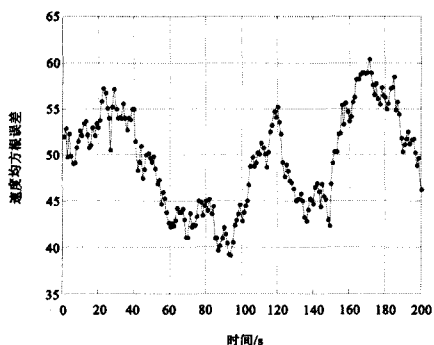


图5 结合 Singer 模型的速度估计 RMSE

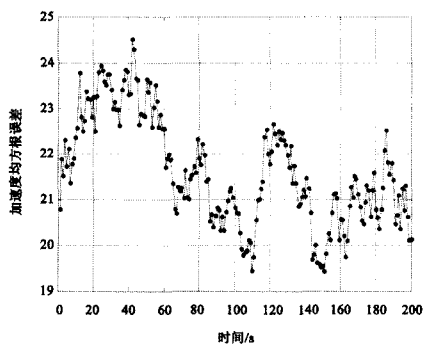


图8 基于平方反比重力模型的加速度估计 RMSE

参考文献:

- [1] 郭跃,刘新学,王才红. 混合坐标系下跟踪自由段弹道导弹的 IMM-UPF 算法研究[J]. 弹道学报, 2015,27(1):13-17.
- [2] 秦永元,张洪钺,王叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2004:69-138.
- [3] 汤军,孙伟. 弹道目标跟踪的自适应多维分配相关算法[J]. 弹道学报, 2011,23(2):72-75.
- [4] M S Grewal, A P Andrews. Kalman filtering, theory and practice using MATLAB[M]. New York: WileyInterscience, 2001:56-104.
- [5] 饶彬,王雪松,丹梅,赵艳丽,肖顺平. 球坐标系下具有抗干扰

- 能力的弹道导弹跟踪算法[J]. 电子学报, 2009-9:1944-1949.
- [6] 张峰,田康生,息木林. 弹道导弹运动建模与跟踪研究[J]. 弹箭与制导学报, 2012,32(3):53-58.
- [7] 愈建国,刘梅,武云丽,高寒松. 基于非对称交互多模型弹道导弹跟踪[J]. 系统工程与电子技术, 2010,12(32):2570-2575.
- [8] 钮俊清,等. 跟踪弹道导弹全阶段的可变多模型方法[J]. 雷达科学与技术, 2011,9(3):224-231.
- [9] 张峰,息木林,田康生. 基于交互式多模型的弹道导弹跟踪[J]. 导弹与航天运载技术, 2011-6:34-39.

(下转第 218 页)

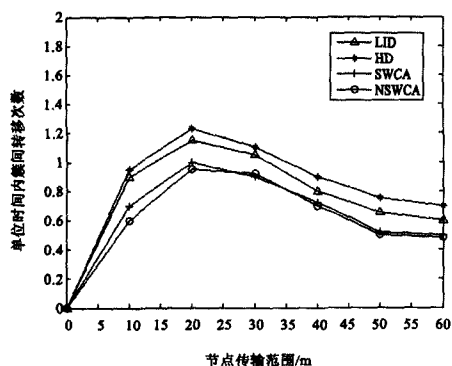


图2 节点传输范围变化时的簇间转移次数

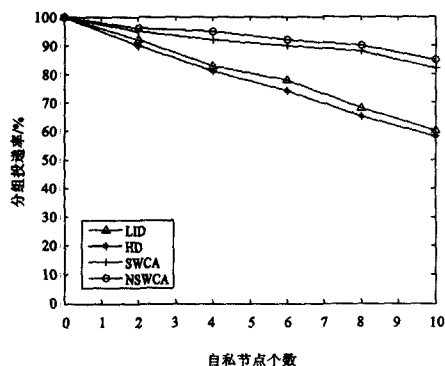


图3 自私节点变化时的分组投递率

参考文献:

- [1] 李芳菲,孙继涛. 切换布尔网络稳定性的牵制控制[J]. 系统与数学, 2016,(3): 390-398.
- [2] 常安成,夏秀云. 具有N个相同节点带外部扰动的复杂网络同步[J]. 吉首大学学报(自科版), 2016,37(4): 6-10.
- [3] 张睿哲,刘建粉. 网络入侵后最优节点通信组网选择技术的研究[J]. 现代电子技术, 2016,39(22): 51-55.
- [4] 唐翠微. 稳定且负载均衡的移动Ad Hoc网络加权分簇算法[J]. 计算机系统应用, 2016,25(5): 129-134.
- [5] 李锋. 无线传感网络节点隶属度模糊定位算法研究[J]. 计算

机测量与控制, 2016,24(3): 186-189.

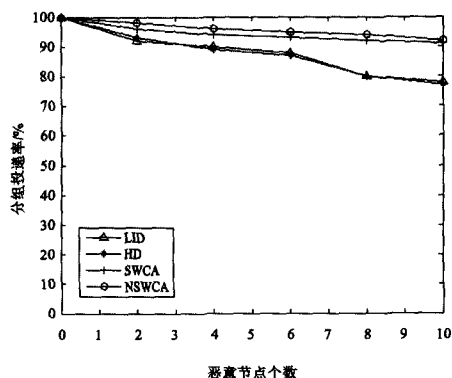


图4 恶意节点变化时的分组投递率

- [6] 刘宏志,高立群,欧阳海滨. 一类标准矩形网络节点间最短路径的求解方法[J]. 控制与决策, 2016,31(4): 623-628.
- [7] 高云,王艳. 基于细胞趋化机理的无线传感执行网络节点任务协同算法[J]. 小型微型计算机系统, 2016,37(7): 1393-1397.
- [8] 王栋,熊金波,张晓颖. 面向云数据安全自毁的分布式哈希表网络节点信任评估机制[J]. 计算机应用, 2016,36(10): 2715-2722.
- [9] 李磊. 云计算环境下网络节点流量检测算法[J]. 信息技术, 2016,(8): 197-199.
- [10] 卢来,邓文. 网络稳定多参数控制模型仿真[J]. 计算机仿真, 2016,33(1): 276-279.



[作者简介]

李道全(1967-),男(汉族),山东人,博士,教授,主要研究领域为计算机网络、电子商务等;

常来花(1991-),女(汉族),山东滨州人,硕士研究生,主要研究方向为计算机网络等;

薛炜华(1969-),女(汉族),山东青岛人,副教授,主要研究方向为创业教育、信息应用等;

李云(1990-),女(汉族),山东临沂人,硕士研究生,主要研究方向为计算机网络等。

(上接第98页)

- [10] 息木林,田康生,李浩. 一种新的弹道导弹仿真方法[J]. 空军雷达学院学报, 2012,26(1): 8-11.
- [11] 张毅,肖龙旭,王顺宏. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 2005: 81-85.
- [12] 何友,等. 雷达数据处理及应用[M]. 北京:电子工业出版社, 2013: 184-185.
- [13] 周宏仁,敬忠良,王培德. 机动目标跟踪[M]. 北京:国防工业出版社, 1994: 134-153.
- [14] 黄小平,王岩. 卡尔曼滤波原理及应用[M]. 北京:电子工业出版社, 2015: 77-78.



[作者简介]

赵崇丞(1993-),男(汉族),重庆武隆人,硕士研究生,主要研究领域为防空反导武器系统总体技术;

王君(1976-),男(汉族),吉林东丰人,副教授,硕士研究生导师,主要研究领域为防空反导武器系统总体技术;

白华珍(1968-),男(汉族),河南驻马店人,硕士,高级工程师,主要研究领域为防空反导武器系统总体技术。