

文章编号:1000-6893(2010)08-1608-06

基于 EKF 的天线罩误差斜率多模型估计方法

曹晓瑞¹, 董朝阳², 王青¹, 陈宇¹

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

(2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

Radome Slope Estimation Using Multiple Model Based on EKF

Cao Xiaorui¹, Dong Chaoyang², Wang Qing¹, Chen Yu¹

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

(2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要: 提出一种新的滤波器结构,利用基于扩展卡尔曼滤波(EKF)的多模型(MM)算法,对天线罩误差斜率进行估计,降低天线罩误差对雷达自寻的导弹的影响,提高系统性能。在三维坐标下,创建包含导弹运动方程、目标运动方程、弹目相对运动方程的滤波模型。采用 EKF 算法,对包含天线罩误差的非线性观测方程进行线性化处理;依照多模滤波的思想,对天线罩误差进行离散建模,构建伪观测方程,更新模型概率,得到天线罩误差斜率的估计值;将斜率估计结果代入 EKF,得到滤除天线罩误差影响的系统状态量估计结果并形成制导指令。仿真结果表明,所提方法可以有效地估计天线罩斜率,提高系统制导精度。

关键词: 三维制导模型; 雷达制导; 天线罩误差斜率; 扩展卡尔曼滤波; 多模型算法

中图分类号: V243.4; TJ765 **文献标识码:** A

Abstract: A new filter structure using the multiple model (MM) algorithm based on the extended Kalman filter (EKF) is proposed to estimate the radome slopes and improve the performance of active radar-guided homing missiles. The filter dynamics are built in the three dimensional engagement scenario and the states are composed of relative position, velocity, missile acceleration and target acceleration. The EKF algorithm is adopted to solve the nonlinear measurement function with radome slope interference. The proposed filter algorithm utilizes pseudo-measurements to update the mode probabilities in the MM algorithm based on a series of possible radome slope models. The estimated results of the slopes are introduced into the EKF to get state estimations without radome interference which generates the guidance law command. Simulation results indicate that the MM-EKF algorithm can estimate the radome slopes effectively and improve the accuracy of the guidance system.

Key words: three dimensional guidance model; radar-guidance; radome slope; extended Kalman filter; multiple model algorithm

采用雷达制导方式的自寻的导弹,由天线罩引起的雷达信号折射,会引起导引头测量视线角误差,进而影响系统的稳定性和制导精度^[1-3]。由于受到材料和工艺的限制,通过设计制造已无法满足系统对天线罩性能的要求,因此,利用制导控制系统对天线罩误差进行估计、补偿,成为当今研究的热点问题之一。

文献[4]通过分析导引头结构,利用地面测试数据,设计补偿器,对天线罩误差进行补偿;文献[5]在系统稳定性分析的基础上,利用训练好的神经网络对天线罩误差函数进行模拟,在线得到误差

斜率的估计值并用于补偿。这两种方法中使用的补偿数据主要依赖于地面测试结果,导弹飞行中,由于受到外部环境和天线罩本身灼蚀的影响,实际产生的天线罩误差与地面测试结果存在一定的偏差,进而影响此类方法的补偿效果。利用实时飞行数据,对天线罩误差进行在线估计、补偿,提高系统性能,是当前研究的重点。文献[6]和文献[7]通过在制导信息中加入抖动信号,分别利用低通滤波器和卡尔曼(Kalman)滤波器对天线罩误差斜率进行估计。此方法对抖动信号的幅值、频率要求较高,而且抖动信号本身也可能影响导弹的整体性能。

多模型(MM)滤波方法凭借其在机动目标跟踪领域的优良性能,得到了广泛的研究和应

用^[8-10]。利用多模型算法对天线罩斜率进行估计首先出现在文献[11]中,而后又有许多学者对其进行了研究。文献[12]在二维模型下,使用一组卡尔曼滤波器对天线罩误差斜率进行估计、补偿,并比较了导引头内补偿和导引头外补偿的效果。文献[13]通过地面信息对滤波器参数进行修正,设计了三维模型下的滤波器结构,给出了一种新的补偿思路,这种方法需要通过实时接受地面雷达信号得到精确的弹目相对位置信息,不完全适用于自寻的导弹。对天线罩误差和制导信息进行统一滤波估计的研究发表于文献[14]和文献[15]中,其重点在于研究非线性滤波方法,对天线罩斜率建模研究较少,而且只对常值天线罩误差进行了估计,估计效果有待进一步验证。

本文针对三维制导模型,提出一种新的滤波器结构,利用基于扩展卡尔曼滤波的多模型(MM-EKF)算法,对天线罩误差斜率进行估计,降低天线罩对制导信息的影响。

1 滤波模型

1.1 状态方程

在惯性坐标系 $Ox_g y_g z_g$ 中建立弹目相对运动方程为

$$\dot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{v}(t) \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{v}}(t) = \mathbf{a}_T(t) - \mathbf{a}_M(t) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{r}(t) = [x_R(t) \ y_R(t) \ z_R(t)]^T$ 为弹目相对位置向量; $\mathbf{v}(t) = [\dot{x}_R(t) \ \dot{y}_R(t) \ \dot{z}_R(t)]^T$ 为相对速度向量; $\mathbf{a}_M(t) = [a_{M_x}(t) \ a_{M_y}(t) \ a_{M_z}(t)]^T$ 和 $\mathbf{a}_T(t) = [a_{T_x}(t) \ a_{T_y}(t) \ a_{T_z}(t)]^T$ 分别为弹体、目标加速度沿 x_g 、 y_g 和 z_g 3 个方向的投影向量。

为简化起见,将导弹自动驾驶仪闭环回路等效为一阶延时环节,状态方程可以表示为

$$\dot{\mathbf{a}}_M(t) = \mathbf{A}_M \mathbf{a}_M(t) + \mathbf{B}_M \mathbf{a}_C(t) + \mathbf{w}_M(t) \quad (3)$$

式中: $\mathbf{a}_C(t) = [a_{C_x}(t) \ a_{C_y}(t) \ a_{C_z}(t)]^T$ 为加速度指令,由制导律产生; $\mathbf{w}_M(t) = [\omega_{M_x}(t) \ \omega_{M_y}(t) \ \omega_{M_z}(t)]^T$ 为零均值高斯白噪声,其方差阵为 $\mathbf{Q}_M(t)$; $\mathbf{A}_M = \text{diag}(-1/\tau_{M_x}, -1/\tau_{M_y}, -1/\tau_{M_z})$, τ_{M_x} 、 τ_{M_y} 和 τ_{M_z} 分别为沿 x_g 、 y_g 和 z_g 方向导弹闭环回路等效时间常数; $\mathbf{B}_M = -\mathbf{A}_M$ 。

采用 Singer 模型对目标机动进行建模,其状态方程可以表示为^[14]

$$\dot{\mathbf{a}}_T(t) = \mathbf{A}_T \mathbf{a}_T(t) + \mathbf{w}_T(t) \quad (4)$$

式中: $\mathbf{A}_T = \text{diag}(-1/\tau_{T_x}, -1/\tau_{T_y}, -1/\tau_{T_z})$, τ_{T_x} 、

τ_{T_y} 和 τ_{T_z} 分别为沿 x_g 、 y_g 和 z_g 方向目标机动时间常数; $\mathbf{w}_T(t) = [\omega_{T_x}(t) \ \omega_{T_y}(t) \ \omega_{T_z}(t)]^T$ 为零均值高斯白噪声,方差为 $\mathbf{Q}_T(t)$ 。

综上所述,得到动力学状态方程为

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \quad (5)$$

式中:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(t) = [\mathbf{r}^T(t) \ \mathbf{v}^T(t) \ \mathbf{a}_M^T(t) \ \mathbf{a}_T^T(t)]^T \\ \mathbf{u}(t) = \mathbf{a}_C(t) \\ \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{A}_M & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{A}_T \end{bmatrix} \\ \mathbf{B} = [\mathbf{0}_{3 \times 3} \ \mathbf{0}_{3 \times 3} \ \mathbf{B}_M \ \mathbf{0}_{3 \times 3}]^T \\ \boldsymbol{\omega}(t) = [\mathbf{0}_{1 \times 3} \ \mathbf{0}_{1 \times 3} \ \boldsymbol{\omega}_M^T(t) \ \boldsymbol{\omega}_T^T(t)]^T \\ \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{Q}_M & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{Q}_T \end{bmatrix} \end{cases}$$

1.2 考虑天线罩影响的观测方程

如图 1 所示,惯性坐标系 $Ox_g y_g z_g$ 下,不考虑天线罩干扰,真实视线角表示为

$$\begin{cases} q_\epsilon = \arctan(y_R / \sqrt{x_R^2 + z_R^2}) \\ q_\beta = \arctan(z_R / x_R) \end{cases} \quad (6)$$

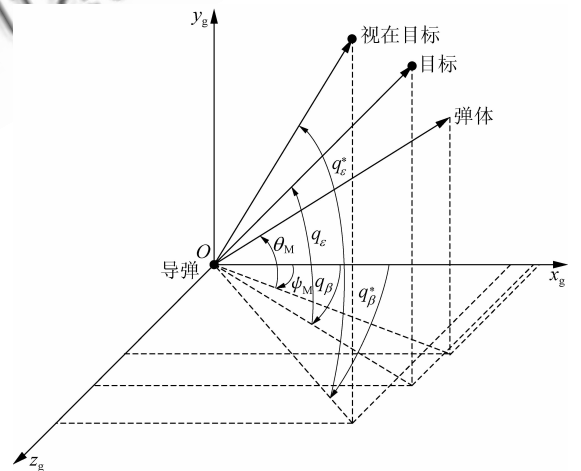


图 1 弹目相对位置

Fig. 1 Missile-target engagement

由于天线罩影响,导引头测得的视线角为

$$\begin{cases} q_\epsilon^* = q_\epsilon + \sigma_\epsilon + \eta_\epsilon \\ q_\beta^* = q_\beta + \sigma_\beta + \eta_\beta \end{cases} \quad (7)$$

式中: σ_ϵ 和 σ_β 为由天线罩折射引起的误差角; η_ϵ 、 η_β 为天线罩折射引起的误差角; η_ϵ 、 η_β 为天线罩折射引起的误差角。

和 η_β 分别为导引头观测噪声。

假设导弹有理想的倾斜稳定系统,则 σ_ϵ 和 σ_β 可以分别表示为导引头视角 θ_S 和 ψ_S 的函数

$$\left. \begin{aligned} \sigma_\epsilon &= f_\epsilon(\theta_S) \\ \sigma_\beta &= f_\beta(\psi_S) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中: $\theta_S = q_\epsilon - \theta_M$, $\psi_S = q_\beta - \psi_M$, 其中 θ_M 和 ψ_M 为导弹弹体姿态角。

考虑到天线罩斜率的定义,将式(7)进行一阶线性化可得

$$\left. \begin{aligned} q_\epsilon^* &= q_\epsilon + \rho_\epsilon \theta_S + \eta_\epsilon \\ q_\beta^* &= q_\beta + \rho_\beta \psi_S + \eta_\beta \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中: ρ_ϵ 和 ρ_β 分别为俯仰、偏航两平面内天线罩误差斜率, $\rho_\epsilon = \partial\sigma_\epsilon / \partial\theta_S$, $\rho_\beta = \partial\sigma_\beta / \partial\psi_S$ 。

综上所述,可以得到考虑天线罩误差的导引头非线性观测方程为

$$\mathbf{z} = [q_\epsilon^* \quad q_\beta^* \quad R^*]^T = \mathbf{h}(\mathbf{x}(t), \rho_\epsilon(t), \rho_\beta(t)) + \boldsymbol{\eta}(t) = \begin{bmatrix} (1 + \rho_\epsilon(t)) \arctan Y - \rho_\epsilon(t) \theta_M(t) \\ (1 + \rho_\beta(t)) \arctan \frac{z_{R}(t)}{x_{R}(t)} - \rho_\beta(t) \psi_M(t) \\ \sqrt{x_{R}^2(t) + y_{R}^2(t) + z_{R}^2(t)} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\eta}(t) \quad (10)$$

式中: $Y = y_R(t) / \sqrt{x_R^2(t) + z_R^2(t)}$; R^* 为导引头观测得到的弹目相对距离信息; $\boldsymbol{\eta}(t) = [\eta_\epsilon(t) \quad \eta_\beta(t) \quad \eta_R(t)]^T$ 为观测噪声,其为零均值高斯白噪声。记方差阵为 $\mathbf{R}_V(t)$ 。

2 EKF 方法

将系统状态方程和观测方程离散后,得

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{x}_{k+1} &= \boldsymbol{\Phi}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{G}_k \mathbf{u}_k + \boldsymbol{\Gamma}_k \mathbf{w}_k \\ \mathbf{z}_k &= \mathbf{h}(\mathbf{x}_k, \rho_{\epsilon k}, \rho_{\beta k}) + \boldsymbol{\eta}_k \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

EKF 滤波公式为

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1} + \mathbf{G}_{k-1} \mathbf{u}_{k-1} \quad (12)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k-1} \mathbf{P}_{k-1|k-1} \boldsymbol{\Phi}_{k-1}^T + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \boldsymbol{\Gamma}_{k-1}^T \quad (13)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k \boldsymbol{\gamma}_k \quad (14)$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{S}_k^{-1} \quad (15)$$

$$\mathbf{P}_{k|k} = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k] \mathbf{P}_{k|k-1} \quad (16)$$

$$\boldsymbol{\gamma}_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \rho_{\epsilon k}, \rho_{\beta k}) \quad (17)$$

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_{V_k} \quad (18)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$ 和 $\mathbf{P}_{k|k-1}$ 分别为状态预测值及其协方差阵; $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}$ 和 $\mathbf{P}_{k|k}$ 分别为状态估计值及其协方差阵; $\boldsymbol{\gamma}_k$ 和 \mathbf{S}_k 分别为观测新息及其协方差阵; \mathbf{K}_k 为卡尔曼滤波增益; \mathbf{H}_k 为非线性函数 $\mathbf{h}(\mathbf{x}_k, \rho_{\epsilon k}, \rho_{\beta k})$ 在 $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$ 处的线性化表达式,可以表示为

$$\mathbf{H}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \rho_{\epsilon k}, \rho_{\beta k}} \quad (19)$$

3 多模滤波估计方法

文献[13]中利用交互多模型方法(IMM)在三维模型下对天线罩斜率进行估计,提高导弹整体性能。其所提滤波器结构存在如下缺点:在天线估计过程中,需要利用地面雷达信息对在线估计进行修正,对于大部分自寻的导弹而言,这种信息是无法得到的;这种滤波器由 N 个大维数的卡尔曼滤波器构成,而且滤波信息还需要进行交互,总体计算量大,估计延时大,会影响系统的补偿效果。为了改进以上两点的不足,本文提出了一种新的滤波器结构,只利用导引头观测信息和天线罩斜率建模,通过构建 N 个伪观测量对模型概率进行更新,得到天线罩斜率的估计值;同时,针对天线罩补偿滤波模型中状态方程相同而观测方程不同的特点,将 IMM 算法中 N 个子滤波器同时滤波,改为只采用一个滤波器,而在观测方程中体现多模思想,减少了估计运算的计算量。

按照多模滤波思想,假定天线罩斜率在一组可能的取值中发生跳变,其跳变概率服从马尔可夫过程。依此对天线罩斜率进行离散建模^[11]为

$$\left. \begin{aligned} \rho_{M\epsilon} &= \{\rho_{\epsilon p} \mid p = 1, 2, \dots, n\} \\ \rho_{M\beta} &= \{\rho_{\beta q} \mid q = 1, 2, \dots, m\} \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

式中: $\rho_{\epsilon p}$ 和 $\rho_{\beta q}$ 为天线罩斜率的可能取值。由式(20)构成三维天线罩斜率组模型为

$$\boldsymbol{\rho} = \{\boldsymbol{\rho}^i = [\rho_{\epsilon p} \quad \rho_{\beta q}] \mid i = (p-1)n + q\} \quad (21)$$

式中: $\boldsymbol{\rho}^i$ 的总数为 $N = nm$ 。

利用 $\boldsymbol{\rho}^i$ 和状态预测值 $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$, 构建 N 个 K 时刻的伪观测量为

$$\mathbf{z}_k^i = \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \rho_{\epsilon p}, \rho_{\beta q}) \quad (22)$$

与之相对应的观测新息及其协方差阵表示为

$$\boldsymbol{\gamma}_k^i = \mathbf{z}_k - \mathbf{z}_k^i \quad (23)$$

$$\mathbf{S}_k^i = \mathbf{H}_k^i \mathbf{P}_{k|k-1} (\mathbf{H}_k^i)^T + \mathbf{R}_{V_k} \quad (24)$$

式中: $\mathbf{H}_k^i = \left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}, \rho_{\epsilon p}, \rho_{\beta q}}$ 。

根据式(23)和式(24)所得结果,更新 k 时刻的似然函数

$$P_r(\mathbf{z}_k \mid \boldsymbol{\rho}_k = \boldsymbol{\rho}^i, \mathbf{Z}_{k-1}) =$$

$$\frac{1}{\sqrt{2\pi} |\mathbf{S}_k^i|} \exp \left[-\frac{1}{2} (\boldsymbol{\gamma}_k^i(k))^T \mathbf{S}_k^{i-1}(k) \boldsymbol{\gamma}_k^i(k) \right] \quad (25)$$

式中: $\mathbf{Z}_{k-1} = \{\mathbf{z}_{k-1}, \mathbf{z}_{k-2}, \dots, \mathbf{z}_0\}$ 为观测量序列。

依照马尔可夫状态转移方法,可以计算出 k 时刻对应于斜率模型 $\boldsymbol{\rho}^i$ 的模型概率为

$$P_{r,k}^i \triangleq P_r(\boldsymbol{\rho}_k = \boldsymbol{\rho}^i | \mathbf{Z}_k) = \frac{1}{\Lambda} P_r(\mathbf{z}_k | \boldsymbol{\rho}_k = \boldsymbol{\rho}^i, \mathbf{Z}_{k-1}) \sum_{j=1}^n (P_{r,k-1}^j \theta_{ij}) \quad (26)$$

式中: $P_{r,k-1}^j$ 为 $k-1$ 时刻对应于斜率模型 $\boldsymbol{\rho}^j$ 的模型概率; $\theta_{ij} \triangleq P_r(\boldsymbol{\rho}_k = \boldsymbol{\rho}^i | \boldsymbol{\rho}_{k-1} = \boldsymbol{\rho}^j)$ 为状态转换概率,可以通过构造马尔可夫转移矩阵 \mathbf{M} 得到

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \theta_{11} & \theta_{12} & \cdots & \theta_{1N} \\ \theta_{21} & \theta_{22} & \cdots & \theta_{2N} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \theta_{N1} & \theta_{N2} & \cdots & \theta_{NN} \end{bmatrix} \quad (27)$$

Λ 为归一化因子,为

$$\Lambda = \sum_{i=1}^n \left[P_r(\mathbf{z}_k | \boldsymbol{\rho}_k = \boldsymbol{\rho}^i, \mathbf{Z}_{k-1}) \sum_{j=1}^n (P_{r,k-1}^j \theta_{ij}) \right] \quad (28)$$

得到模型概率后,天线罩斜率估计结果可以表示为

$$\left. \begin{aligned} \hat{\rho}_\epsilon &= \sum_{p=1}^m \rho_{\epsilon p} \sum_{i=(p-1)n+1}^{pn} P_{r,k}^i \\ \hat{\rho}_\beta &= \sum_{q=1}^n \rho_{\beta q} \sum_{i=1}^m P_{r,k}^{(i-1)n+q} \end{aligned} \right\} \quad (29)$$

综上所述,将 MM-EKF 步骤归纳为

- ① 计算一步预测量 $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$ 及其方差阵 $\mathbf{P}_{k|k-1}$ 。
- ② 根据天线罩离散建模 $\boldsymbol{\rho}^i$, 构建伪观测量 \mathbf{z}_k^i , 计算观测新息 $\boldsymbol{\gamma}_k^i$ 及其协方差阵 \mathbf{S}_k^i 。
- ③ 进行模型概率更新, 计算天线罩斜率估计结果 $\hat{\rho}_\epsilon$ 和 $\hat{\rho}_\beta$ 。
- ④ 将天线罩斜率估计结果代入到 EKF, 得到状态量的估计结果 $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$ 和 $\mathbf{P}(k|k)$ 。
- ⑤ 利用 $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$ 计算真实视线角速度, 形成制导指令, 控制导弹飞行。

4 仿真验证

通过数学仿真验证所提方法有效性, 仿真初始条件为: 惯性坐标系下, 导弹初始位置 $\mathbf{p}_M(t_0) = [0 \ 0 \ 0]^T$, 初始速度 $\mathbf{v}_M(t_0) = [400 \ 200 \ 0]^T$ m/s; 目标初始位置 $\mathbf{p}_T(t_0) = [15 \ 3 \ -1]^T$ km, 初始速度 $\mathbf{v}_T(t_0) = [-400 \ 0 \ 0]^T$ m/s。弹目相对位置和相对速度初始设置可以分别表示为 $\mathbf{r}(t_0) = \mathbf{p}_T(t_0) - \mathbf{p}_M(t_0)$ 和 $\mathbf{v}(t_0) = \mathbf{v}_T(t_0) - \mathbf{v}_M(t_0)$ 。导弹闭环制导时间常数 $\tau_{Mx} = \tau_{My} = \tau_{Mz} = 0.1$ s, 噪声方差阵 $\mathbf{Q}_M = \text{diag}(1, 1, 1) \text{ m}^2/\text{s}^4$ 。目标机动时间常数 $\tau_{Tx} = \tau_{Ty} = \tau_{Tz} = 0.5$ s, 目标噪声方差阵 $\mathbf{Q}_T = \text{diag}(1, 1, 1) \text{ m}^2/\text{s}^4$ 。导

引头测量噪声方差阵 $\mathbf{R}_V = \text{diag}(10^{-6} \text{ rad}^2, 10^{-6} \text{ rad}^2, 1 \text{ m}^2)$ 。加速度指令 $\mathbf{a}_c(t) = [a_{cx}(t) \ a_{cy}(t) \ a_{cz}(t)]^T$ 通过三维比例导引律产生, 具体计算公式为

$$\left. \begin{aligned} a_{cy} &= N_y | \dot{R} | \dot{q}_\epsilon \\ a_{cz} &= N_z | \dot{R} | \dot{q}_\beta \cos q_\epsilon \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

式中: N_y 和 N_z 为制导常数; \dot{R} 为弹目接近速度。为了简化起见, 定义 $a_{cx} = 0$ 。用正弦函数模拟仿真中加入的天线罩误差斜率, 其中

$$\left. \begin{aligned} \rho_\epsilon &= 0.05 \sin(0.6t) \\ \rho_\beta &= 0.05 \sin t \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

在以上初始条件下进行三维仿真, 图 2~图 4 为加入天线罩误差斜率, 不对其进行补偿的仿真结果。可以看出, 由于受天线罩斜率的影响, 系统在某一阶段处于失稳状态, 产生大的制导偏差, 脱靶量为 15.67 m, 无法命中目标。图 2 和图 3 中,

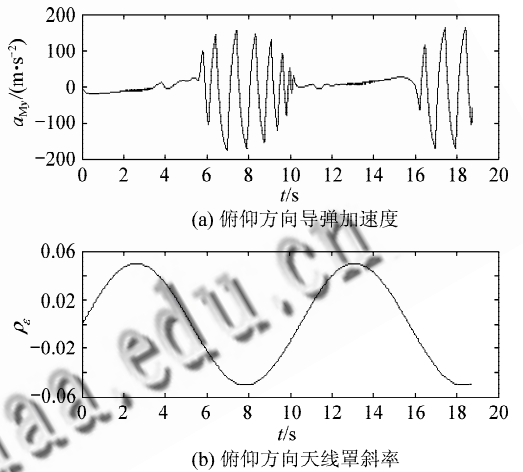


图 2 俯仰方向导弹加速度与天线罩斜率对比
Fig. 2 Command acceleration and radome slope in vertical plane without compensation

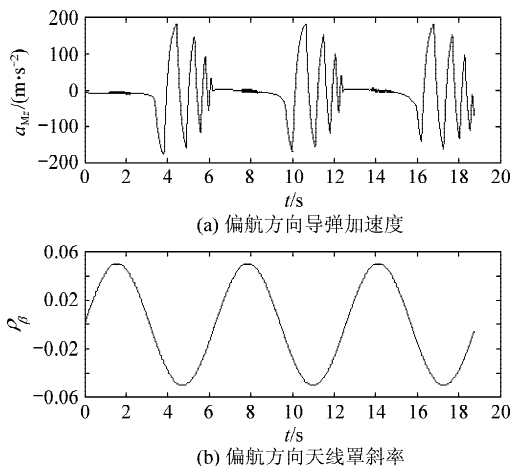


图 3 偏航方向导弹加速度与天线罩斜率对比
Fig. 3 Command acceleration and radome slope in horizontal plane without compensation

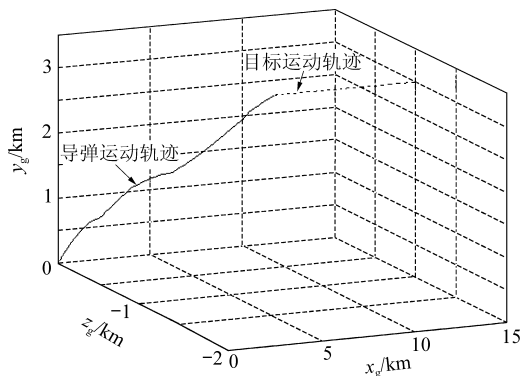


图 4 无补偿时弹目三维轨迹

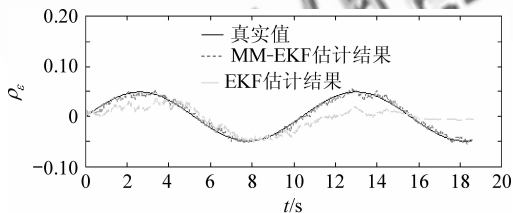
Fig. 4 Missile-target trajectory without compensation

对比导弹加速度曲线和天线罩误差曲线可知,斜率为负时,天线罩对系统稳定性的影响更大,这是因为,负的天线罩斜率在系统内引入正的姿态角速度反馈,使系统稳定裕度变小,更容易失稳。

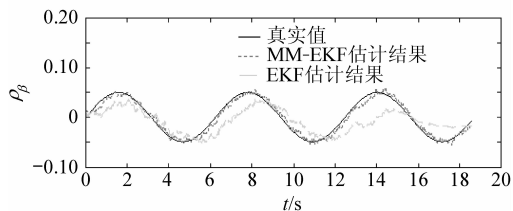
分别采用文献[15]的 EKF 补偿法和本文提出的 MM-EKF 方法对天线罩斜率进行估计,比较两种方法的估计效果。其中 EKF 补偿法按文献[15]进行初始化设置;MM-EKF 方法中天线罩斜率离散值设定为 $\rho_{Me} = \{-0.06, 0.06\}$, $\rho_{M\beta} = \{-0.06, 0.06\}$, 马尔科夫概率转移矩阵为

$$M = \begin{bmatrix} 0.80 & 0.10 & 0.07 & 0.03 \\ 0.08 & 0.80 & 0.08 & 0.04 \\ 0.04 & 0.08 & 0.80 & 0.08 \\ 0.03 & 0.07 & 0.10 & 0.80 \end{bmatrix}$$

图 5 给出了两种方法所得天线罩斜率估计值和真实值的对比曲线。由图 5 可以看出,MM-EKF



(a) 俯仰方向天线罩斜率



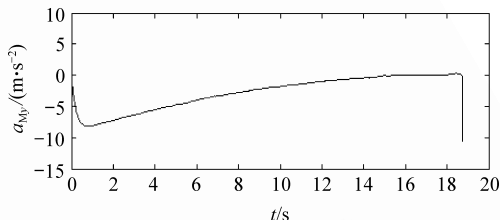
(b) 偏航方向天线罩斜率

图 5 天线罩斜率估计结果图

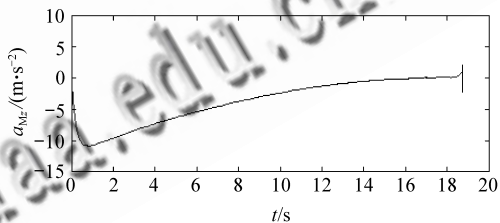
Fig. 5 Estimation of rodome slopes

方法的天线罩斜率估计精度要高于 EKF 方法,这是因为 EKF 方法中将天线罩斜率的变化等效为一阶白噪声,利用观测量对天线罩斜率估计结果进行修正,与 MM-EKF 方法相比,EKF 方法的天线罩斜率模型相对简单,容易受噪声和导引头视角 θ_s 、 ψ_s 的影响,因此 EKF 方法的斜率估计精度较低。

利用 MM-EKF 方法得到状态量估计结果 $\hat{x}(k|k)$ 并构成制导律,可以保证系统稳定性如图 6 和图 7 所示。通过脱靶量大小比较两种方法对制导精度的影响:利用 EKF 方法导弹最终脱靶量为 4.32 m,MM-EKF 方法为 0.96 m,都好于不补偿时的结果,其中 MM-EKF 方法对天线罩斜率的估计、补偿效果更好,对制导精度的提高也更明显。



(a) 俯仰方向导弹加速度



(b) 偏航方向导弹加速度

图 6 MM-EKF 方法补偿后导弹加速度

Fig. 6 Command accelerations with MM-EKF compensation

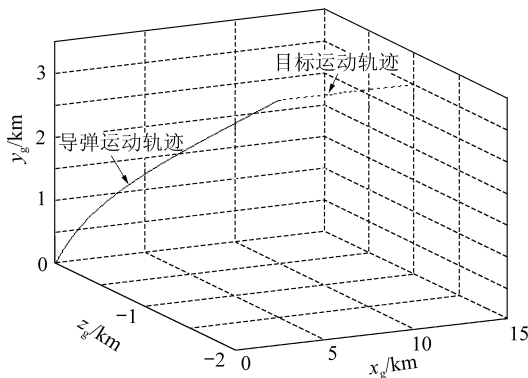


图 7 MM-EKF 方法补偿后弹目三维轨迹

Fig. 7 Missile-target trajectory with MM-EKF compensation

5 结 论

(1) 天线罩斜率影响制导控制系统稳定性和制导精度,需对其进行补偿,其中负斜率对稳定性的影响更为严重。

(2) 提出的滤波结构、方法可以对天线罩斜率进行有效估计,算法简单易实现。

(3) 利用MM-EKF方法构成滤波器,可以降低天线罩对导引头观测信息的干扰,提高雷达自寻的导弹制导精度。

参 考 文 献

- [1] Lin C F. Modern navigation, guidance, and control processing[M]. New Jersey: Prentice Hall, 1991: 520-527.
- [2] 齐宝华, 张霖. 天线罩影响下导弹制导系统的分析与鲁棒设计[J]. 控制理论与应用, 2000, 17(4): 1240-1244.
Qi Baohua, Zhang Lin. Analysis and design of missile guidance system with radome effects[J]. Control Theory and Applications, 2000, 17(4): 1240-1244. (in Chinese)
- [3] Bhattacharyya A, Bhattacharjee R N. Seeker based optimal guidance law, a few issues [R]. AIAA-2003-5794, 2003.
- [4] Bhattacharyya A. In flight radome error compensation through simulated test data[R]. AIAA-2005-6545, 2005.
- [5] Li X R. Stability Analysis of radome error and calibration using neural networks[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2001, 37(10): 1442-1450.
- [6] Zarchan P, Gratt H. Adaptive radome compensation using dither[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(1): 51-57.
- [7] Willman W. Radome compensation using adaptive dither [R]. AIAA-1998-4415, 1998.
- [8] Li X R, Jilkov V P. Overview of multiple-model methods for maneuvering target tracking[C]//Proceedings of International Society of Optical Engineering on Signal and Data Processing of Small Targets. 2003:200-210.
- [9] Li X R, Jilkov V P. Survey of maneuvering target tracking-part V: multiple-model methods[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2005, 41(4): 1255-1321.
- [10] Deng X L, Xie J Y, Ni H W. Interacting multiple model algorithm with the unscented particle filter[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(4): 366-371.
- [11] Yueh W R, Lin C F. Guidance performance analysis with in-flight radome error calibration[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1985, 8(9): 666-669.
- [12] Lin J M. Radome slope compensation using multiple-model Kalman filters[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 18(3): 637-640.
- [13] Taek L S, Sang J S. Active homing performance enhancement with multiple model radome slope estimation[R]. AIAA-2004-4899, 2004.
- [14] Pini G, Jeremy K. Improving missile guidance performance by in-flight two-step nonlinear estimation of radome aberration[J]. IEEE Transactions on Control System Technology, 2004, 12(4): 532-541.
- [15] 安相宇, 董朝阳, 王青. 一种基于EKF技术的天线罩误差补偿方法[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(8): 4099-4103.
An Xiangyu, Dong Chaoyang, Wang Qing. Compensation method based on EKF for solving radome error slope[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(8): 4099-4103. (in Chinese)

作者简介:

曹晓瑞(1981—) 男,博士研究生。主要研究方向:自适应滤波、飞行控制。

Tel: 010-82338161

E-mail: caoxr1981@gmail.com

董朝阳(1966—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行控制、智能控制、电气系统综合。

Tel: 010-82338161

E-mail: dongchaoyang@buaa.edu.cn

王青(1968—) 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行制导与控制、智能控制。

Tel: 010-82338161

E-mail: wangqing@buaa.edu.cn

陈宇(1980—) 男,博士。主要研究方向:飞行控制、自适应控制。

Tel: 010-82338161

E-mail: chenyu@buaa.edu.cn

(编辑:张利平,晓坤)