

不完全信息下导弹参数与状态的联合估计

俞利新¹, 李飞¹, 赵云¹, 张涛¹, 李彬²

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 山东交通职业学院, 山东 潍坊 261206)

摘要: 基于UKF推导了非线性系统参数的递推最大似然估计算法,并结合UKF实现了对不完全信息下导弹的参数与状态的实时联合估计。首先通过引入导弹的导引律,建立导弹的状态滤波模型,进而给出参数辨识的一般递推似然法,并在UKF状态滤波算法的基础上推导出非线性递推最大似然参数估计方法,实现了参数估计与状态滤波的并行计算。仿真结果表明,该方法收敛速度快,具有很好的实时性和较高的估计精度。

关键词: 联合估计; 参数辨识; UKF; 递推最大似然估计

中图分类号: V271.4; TP391.41 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)01-0042-04

Joint Estimation of Parameters and States for Missile with Incomplete Information

YU Li-xin¹, LI Fei¹, ZHAO Yun¹, ZHANG Tao¹, LI Bin²

(1. Engineering College of Aeronautics and Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Shandong Transport Vocational College, Weifang 261206, China)

Abstract: The nonlinear system recursive maximum likelihood (RML) estimation method was derived based on Unscented Kalman Filter (UKF), and real-time joint estimation of parameters and states for missiles with incomplete information was realized. First, the guidance law was introduced into the missile state estimation model, and a state filtering model was established. Then, the classical RML method for parameter identification was presented, based on which the nonlinear RML was developed through UKF. Finally, the parallel calculation of parameter identification and state estimation was completed. The numerical simulation result shows that this method has fast convergence speed, good real-time performance and high estimation accuracy.

Key words: joint estimation; parameter identification; UKF; recursive maximum likelihood estimation

0 引言

在机动目标跟踪中,目标运动模型和滤波算法是决定滤波跟踪精度的两大重要因素。对于机动规律未知的目标,CV、CA、“当前”统计和交互多模等运动模型可以很好地描述目标的运动过程,并在实际应用中取得了较好的效果^[1-2]。而这些模型没有利用导弹这类机动目标的引导指令信息,从而影响了滤波跟踪精度。

文献[3]将导弹的比例导引律引入到导弹的运动模型中,实现了对来袭导弹运动过程的精确描述,提高了对此类目标的滤波跟踪精度。但是,在实际作战过程中,飞机对于来袭导弹的气动参数和导弹比等参数并非完全是已知的,因此造成了模型误差。而滤波算

法对于由参数未知而造成的模型误差并不能完全消除,这也是影响滤波精度的一个重要因素。

针对该问题,文献[4]对于采用比例导引的导弹,使用极大似然法对模型中的气动参数和导航比进行参数辨识,从而建立了较为精确的导弹运动模型。但由于其采用的是离线算法,计算量随着数据量的递增成指数增长,这在实时性要求较高的导弹逼近告警过程中是不可接受的。另外,滤波与参数辨识的并行计算才能满足实战环境的实时性要求。

文献[5]给出了系统存在未知参数时的状态与未知参数的适应性分割估计定理,并分别基于KF算法和EKF算法推导了线性系统和非线性系统的估计算法。但导弹的运动模型具有较强的非线性,EKF算法不能达到高精度滤波的要求。

基于此,本文将导弹的导引律引入到导弹的运动模型中,并基于UKF算法推导了非线性系统的递推最

大似然法,对导弹的导航比和气动参数进行在线估计,实现对导弹运动的准确建模,最后利用 UKF 滤波算法对导弹状态进行滤波,通过并行计算,保证参数辨识和状态滤波的精度和实时性。

1 系统模型

1.1 导弹运动模型

导弹的运动模型^[6]为

$$\begin{cases} \frac{dx_m}{dt} = V_m \cos \theta_m \cos \varphi_m \\ \frac{dy_m}{dt} = V_m \cos \theta_m \sin \varphi_m \\ \frac{dh_m}{dt} = V_m \sin \theta_m \end{cases} \quad (1)$$

$$\frac{dV_m}{dt} = \frac{1}{m_m} (T_m(t) - D_m) - g \sin \theta_m \quad (2)$$

$$\frac{d\theta_m}{dt} = \frac{g}{V_m} [n_p - \cos \theta_m] \quad (3)$$

$$\frac{d\varphi_m}{dt} = \frac{n_y \cdot g}{V_m \cos \theta_m} \quad (4)$$

式中:导弹的运动方程的定义类似于飞机,其中状态变量 $[x_m, y_m, h_m, V_m, \theta_m, \varphi_m]$ 分别为导弹的三维坐标、速度、航迹倾角、航迹偏航角; T_m 为导弹发动机推力; D_m 为导弹受到的空气阻力; n_p, n_y 分别为导弹俯仰和偏航加速度,均与导弹的运动速度方向正交,是导弹的控制量; g 为重力加速度。

考虑到机载导弹逼近告警系统内的脉冲多普勒雷达的探测范围和导弹发动机的工作时间,可认为,在对来袭导弹进行跟踪时,导弹的发动机已经停止工作,即

$$T_m(t) = 0 \quad (5)$$

则式(2)可简化为

$$\frac{dV_m}{dt} = \frac{-D_m}{m_m} - g \sin \theta_m \quad (6)$$

导弹的阻力系数 D_m 算式^[7]为

$$\begin{cases} D_m = C_{Dx} V_m^2 \\ C_{Dx} = C_{D0} + C_{Di} \\ C_{Di} = K_m C_L^2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: C_{D0} 为导弹零升阻力系数; C_{Di} 为诱导阻力系数; K_m 为升阻比; C_L 为升力系数。

各类导弹的控制指令是由引导系统按照一定的导引律,根据测量得到的目标的相对位置进行解算而得到的。目前,大多数的中、近距空对空导弹及远距空对空导弹的末制导都采用比例导引律,其指令解算公式^[8]为

$$d\theta_m/dt = K \cdot d\theta_r/dt \quad (8)$$

$$d\varphi_m/dt = K \cdot d\varphi_r/dt \quad (9)$$

式中, K 为导航比。

1.2 观测模型

有源导弹告警系统可以实现对来袭导弹的测向和测距^[9],观测量应为相对距离、相对俯仰角和相对方位角。设

$$\begin{cases} r(k) = \sqrt{\tilde{x}(k)^2 + \tilde{y}(k)^2 + \tilde{z}(k)^2} \\ \theta_r(k) = \arctan\left(\frac{\tilde{z}}{\sqrt{\tilde{x}(k)^2 + \tilde{y}(k)^2}}\right) \\ \varphi_r(k) = \arctan\left(\frac{\tilde{y}(k)}{\tilde{x}(k)}\right) \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\tilde{x}(k) = x_a(k) - x_m(k)$; $\tilde{y}(k) = y_a(k) - y_m(k)$; $\tilde{z}(k) = z_a(k) - z_m(k)$; θ_a, φ_a, V_a 分别为飞机的俯仰角,偏航角和速度; x_a, y_a, z_a 分别为飞机的空间位置参数,均可通过机载参数测量系统得到。则观测方程为

$$z = \begin{cases} z_r(k) = r(k) + w_r(k) \\ z_{\theta_r}(k) = \theta_r(k) + w_{\theta_r}(k) \\ z_{\varphi_r}(k) = \varphi_r(k) + w_{\varphi_r}(k) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $z_r, z_{\theta_r}, z_{\varphi_r}$ 表示相对量的实际测量值; $w_r, w_{\theta_r}, w_{\varphi_r}$ 分别表示相对距离,视线俯仰角和视线方位角的测量噪声,其概率分布为

$$\begin{cases} w_r(i) \sim N(0, \sigma_r^2) \\ w_{\theta_r}(i) \sim N(0, \sigma_{\theta_r}^2) \\ w_{\varphi_r}(i) \sim N(0, \sigma_{\varphi_r}^2) \end{cases} \quad (12)$$

综上所述,式(1)、(2)、(8)、(9)和式(11)构成了系统滤波模型。在该模型中,导弹零升阻力系数 C_{D0} 、升阻比 K_m 、升力系数 C_L 、导航比 K 均为未知参数,需要在滤波的过程中对其进行参数辨识。

2 非线性系统状态与参数的联合估计

图1简要表明了状态滤波与参数估计的关系。

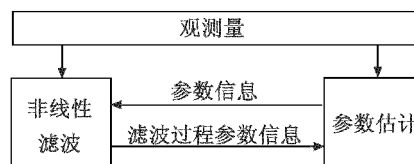


图1 状态与参数联合估计逻辑图

Fig.1 Joint estimation logic diagram of parameters and states

状态滤波与参数估计这两个过程既相互独立又存在参数交换。在每一次滤波过程中,需要利用参数估计的结果对系统模型进行修正,而在参数估计的过程中需要利用滤波过程中的中间参数信息计算新息灵敏度。本文利用 UKF 算法对系统状态进行滤波,为了推导非线性系统的参数递推极大似然估计,简要介绍 UKF 滤波基本步骤。

2.1 UKF 滤波基本步骤

UKF 滤波的基本步骤^[10]如下所述。

1) 构造 Sigma 点 $\chi_i(k)$ 。

$$\chi_i(k) = \begin{cases} \hat{\mathbf{x}}(k), & i=0 \\ \hat{\mathbf{x}}(k) + [\sqrt{(n+\mu_c)\mathbf{P}_r}]_i, & i=1, \dots, n \\ \hat{\mathbf{x}}(k) - [\sqrt{(n+\mu_c)\mathbf{P}_r}]_{i-n}, & i=n+1, \dots, 2n \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\mathbf{P}_r = \sqrt{\mathbf{P}_x(k)}$; n 为系统维数; μ_c 为一个比例参数, 其表达式为

$$\mu_c = \alpha_\mu^2(n + \kappa_\mu) - n \quad (14)$$

式中: κ_μ 为二阶比例参数, 通常取为 0; α 为调节系数。

2) 时间更新。

$$\begin{cases} \chi_i(k+1|k) = f(\chi_i(k), \boldsymbol{\theta}(k)) \\ \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) = \sum_{j=0}^{2n} W_j^{(m)} \chi_j(k+1|k) \\ \mathbf{P}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} (\chi_i(k+1|k) - \hat{\mathbf{x}}(k+1|k)) \cdot (\chi_i(k+1|k) - \hat{\mathbf{x}}(k+1|k))^T \end{cases} \quad (15)$$

式中, $W_i^{(m)}$ 和 $W_i^{(c)}$ 分别为状态和预测均方差矩阵加权系数, 求取算式为

$$\begin{cases} W_0^{(m)} = \mu_c / (n + \mu_c) \\ W_0^{(c)} = \mu_c / (n + \mu_c) + (1 - \alpha^2 + \beta) \\ W_i^{(m)} = W_i^{(c)} = 1 / [2(n + \mu_c)], i=1, 2, \dots, 2n \end{cases} \quad (16)$$

式中, β 为状态先验分布的表征量, 对于高斯分布 $\beta=2$ 。

3) 量测更新。

$$\begin{cases} \boldsymbol{\gamma}_i(k+1|k) = \mathbf{h}(\chi_i(k)) \\ \hat{\mathbf{z}}(k+1) = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} \boldsymbol{\gamma}_i(k+1|k) \\ \mathbf{P}_{zz}(k+1) = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} \boldsymbol{\gamma}_i \boldsymbol{\gamma}_i^T + \mathbf{R}(k+1) \\ \mathbf{P}_{xz}(k+1) = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} \chi_i \boldsymbol{\gamma}_i^T \end{cases} \quad (17)$$

式中:

$$\boldsymbol{p}_{zz} = \boldsymbol{\gamma}_i(k+1|k) - \hat{\mathbf{z}}(k+1); \quad (18)$$

$$\boldsymbol{p}_{xz} = \chi_i(k+1|k) - \hat{\mathbf{x}}(k+1|k)。 \quad (19)$$

4) 状态更新。

$$\begin{cases} \mathbf{K}(k+1) = \mathbf{P}_{xz}(k+1) (\mathbf{P}_{zz}(k+1))^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}(k+1) = \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) + \mathbf{K}(k+1) (\mathbf{z}(k+1) - \hat{\mathbf{z}}(k+1)) \\ \mathbf{P}(k+1) = \mathbf{P}(k+1|k) - \mathbf{K}(k+1) \cdot (\mathbf{P}_{zz}(k+1))^{-1} \mathbf{K}^T(k+1) \end{cases} \quad (20)$$

2.2 基于 UKF 的非线性系统的递推极大似然估计

递推极大似然法的基本公式^[11]为

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{\theta}}(k) = \hat{\boldsymbol{\theta}}(k-1) + \mathbf{K}_\theta(k) \mathbf{e}(k) \\ \mathbf{K}_\theta(k) = \mathbf{P}_\theta(k-1) \frac{\partial \mathbf{e}_k}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \left[\mathbf{B}_k + \frac{\partial \mathbf{e}_k^T}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \mathbf{P}_\theta(k-1) \frac{\partial \mathbf{e}_k}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \right]^{-1} \\ \mathbf{P}_\theta(k) = \left[\mathbf{I} - \mathbf{K}_\theta(k) \frac{\partial \mathbf{e}_k^T}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \right] \mathbf{P}_\theta(k-1) \end{cases} \quad (21)$$

式中,

$$\begin{cases} \mathbf{e}_k(k) = \mathbf{y}(k) - \mathbf{h}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\theta}_{k-1}) \\ \mathbf{B}(k) = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k \mathbf{e}(i) \mathbf{e}^T(i) \end{cases} \quad (22)$$

式(21)中, 新息灵敏度矩阵 $\partial \mathbf{e}_k / \partial \boldsymbol{\theta}_k$ 的求取是关键。下面基于 UKF 算法, 推导其递推算法。

由式(22)可得

$$\frac{\partial \mathbf{e}_k}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = -\mathbf{H} \frac{\partial \hat{\mathbf{x}}(k|k-1)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} - \frac{\partial \mathbf{h}[\mathbf{x}, \boldsymbol{\theta}_{k-1}]}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \quad (23)$$

式中, $\mathbf{H} = \frac{\partial \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}(k|k-1), \boldsymbol{\theta}_{k-1})}{\partial \mathbf{x}}$ 。

状态参数灵敏度预测矩阵为

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{x}}(k|k-1)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} \frac{\partial \chi_i(k|k-1)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \quad (24)$$

式中: $W_i^{(m)}$ 为 UKF 滤波算法中的状态权重; $\chi_i(k|k-1)$ 是由 Sigma 点集求得的状态一步预测点集。

$$\frac{\partial \chi_i(k|k-1)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} + \frac{\partial \mathbf{f} \partial \chi_i(k-1)}{\partial \mathbf{x} \partial \boldsymbol{\theta}_k} \Big|_{\mathbf{x}=\chi_i(k-1)} \quad (25)$$

由式(13)可得

$$\frac{\partial \chi_i(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \begin{cases} \frac{\partial \hat{\mathbf{x}}(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k}, & i=0 \\ \frac{\partial \hat{\mathbf{x}}(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} + \sqrt{(n+\mu_c)} \frac{\partial [\mathbf{P}_r]_i}{\partial \boldsymbol{\theta}_k}, & i=1, \dots, n \\ \frac{\partial \hat{\mathbf{x}}(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} - \sqrt{(n+\mu_c)} \frac{\partial [\mathbf{P}_r]_{i-n}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k}, & i=n+1, \dots, 2n \end{cases} \quad (26)$$

式中:

$$\frac{\partial [\mathbf{P}_r]_i}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \left[\frac{\partial \mathbf{P}_r}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \right] (i, i+n, \dots, i+mn); \quad (27)$$

m 为 $\boldsymbol{\theta}_k$ 的维数; $[\cdot](i, i+n, \dots, i+mn)$ 表示由矩阵 $[\cdot]$ 的第 $i, i+n, \dots, i+mn$ 行构成的新矩阵。

$$\frac{\partial \mathbf{P}_r}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \frac{1}{2} \frac{\partial \mathbf{P}_x(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \mathbf{P}_r^{-1} \quad (28)$$

由式(20)可得

$$\frac{\partial \mathbf{P}(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \frac{\partial \mathbf{P}_{zz}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} - 2 \frac{\partial \mathbf{K}(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \mathbf{K}^T(k) \mathbf{P}_{zz} - \frac{\partial \mathbf{P}_{zz}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \mathbf{K}(k) \mathbf{K}^T(k) \quad (29)$$

$$\frac{\partial \mathbf{K}(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \frac{\partial \mathbf{P}_{xz}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \mathbf{P}_{zz}^{-1} - \frac{\partial \mathbf{P}_{zz}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \mathbf{P}_{zz}^{-1} (\mathbf{P}_{zz}^{-1})^T (\mathbf{P}_{xz})^T \quad (30)$$

由式(17)可得

$$\frac{\partial \mathbf{P}_{xz}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} \left(\frac{\partial \boldsymbol{p}_{xz}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \boldsymbol{p}_{zz}^T + \frac{\partial \boldsymbol{p}_{zz}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \boldsymbol{p}_{xz}^T \right) \quad (31)$$

$$\frac{\partial \mathbf{P}_{xx}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = 2 \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i^{(o)} \frac{\partial \mathbf{p}_{xx}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \mathbf{p}_{xx}^T \quad (32)$$

$$\frac{\partial \mathbf{p}_{xx}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \frac{\partial \chi_i(k+1|k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} - \frac{\partial \hat{\mathbf{x}}(k+1|k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \quad (33)$$

$$\frac{\partial \mathbf{p}_{xx}}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \frac{\partial \gamma_i(k+1|k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} - \frac{\partial \hat{\mathbf{z}}(k+1|k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \quad (34)$$

式(33)可由式(24)和式(25)得到。

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{z}}(k+1)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i^{(m)} \frac{\partial \gamma_i(k+1|k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \quad (35)$$

$$\frac{\partial \gamma_i(k+1|k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} = -\mathbf{H} \frac{\partial \chi_i(k)}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} - \frac{\partial h[\chi_i(k), \boldsymbol{\theta}_k]}{\partial \boldsymbol{\theta}_k} \quad (36)$$

式(23)~式(36)即为新息灵敏度 $\partial \mathbf{e}_k / \partial \boldsymbol{\theta}_k$ 的递推算法。

由此得到了基于 UKF 算法的非线性系统的递推最大似然参数辨识的全套公式,其与 UKF 算法一起可以实现对不确定信息下的非线性系统的未知参数和状态的联合估计。

3 数值仿真

设飞机直线匀速飞行,其导弹逼近告警系统的数据率为 0.05,测距精度为 5 m,测角精度为 2 mrad。

导弹与飞机的初始状态参数如表 1 所示。

表 1 初始参数

Table 1 Initial parameters

战斗机参数		导弹参数	
x_a/m	6000	x_m/m	0
y_a/m	10000	y_m/m	0
z_a/m	5500	z_m/m	5300
$V_a/(m \cdot s^{-1})$	350	$V_m/(m \cdot s^{-1})$	1200
$\theta_a/(\circ)$	0	$\theta_m/(\circ)$	0
$\varphi_a/(\circ)$	60	$\varphi_m/(\circ)$	0

导弹的气动参数设^[12]为: $C_{D0} = 0.5, K_m = 0.05, C_L = 3$ 。导弹的导航比设为: $K = 5$ 。待辨识参数 $\boldsymbol{\theta} = [C_{D0}, K_m, C_L, K]^T$ 。设辨识参数的初值和估计均方差矩阵为 $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_0 = [0.4 \ 0.06 \ 7 \ 4.5]^T; \mathbf{P}_\theta(0) = \text{diag}([100 \ 100 \ 100 \ 100])$ 。

仿真结果如图 2~图 8 所示。图 2~图 5 为状态滤波的结果,图 6~图 8 为参数辨识的结果。

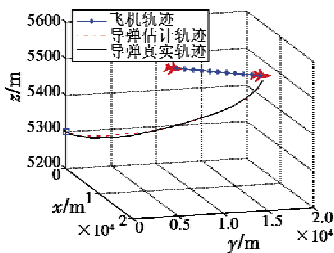


图 2 飞机与导弹的轨迹
Fig. 2 Trajectories of fighter and missile

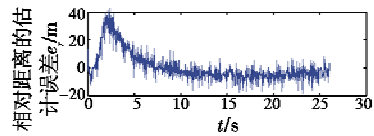


图 3 相对距离的估计误差

Fig. 3 The estimation error of relative distance

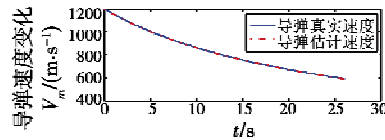


图 4 导弹速度的估计值与真实值

Fig. 4 Estimation and true value of missile velocity

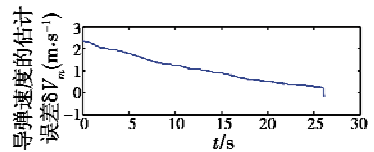


图 5 导弹速度的估计误差

Fig. 5 The estimation error of missile velocity

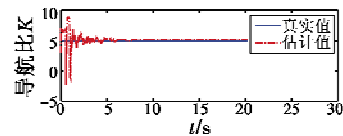


图 6 导航比的估计值与真实值

Fig. 6 Estimation and true value of navigation ratio

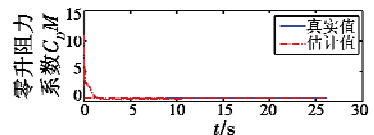


图 7 导弹零升阻力系数的估计值与真实值

Fig. 7 Estimation and true value of zero lift-drag coefficient

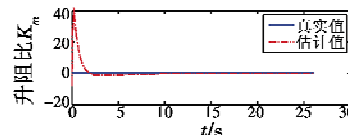


图 8 升阻比的估计值与真实值

Fig. 8 Estimation and true value of lift-drag ratio

由图 2~图 5 可以看出,在 0~2 s 内,导弹的位置滤波误差逐渐增大,但从第 3 s 开始,状态滤波误差逐渐减小,并在 6 s 左右趋于稳定,且相对距离估计误差在 10 m 以内。这是因为在初始阶段,对于参数的辨识误差较大,导致滤波的发散,之后,随着参数辨识的收敛,状态滤波也逐渐收敛。由图 6~图 8 可以看出,参数辨识在 3 s 内快速收敛到真值,使模型趋于准确,进而提高了滤波精度。

4 结论

1) 通过将导弹导引律引入到导弹的运动模型中,实现了对导弹运动过程的准确建模;

(下转第 54 页)

- LI D Y, ZENG Z P. The developing command automatization[M]. Beijing: Chinese People's Liberation Army Publish, 2004.
- [5] 张冬辰, 周吉, 吴巍, 等. 军事通信——信息化战争的神经系统[M]. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 2008.
ZHANG D C, ZHOU J, WU W, et al. Military affairs communications—the nerve system of information-based war[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.
- [6] ALBERTS D, GARSTKA J. 网络中心行动的基本原理及其度量[M]. 李耐和, 译. 北京: 国防工业出版社, 2007.
ALBERTS D, GARSTKA J. Translate by LI N H. The basal theory and measurement of the network central action[M]. Translated by LI N H. Beijing: National Defense Industry Press, 2007.
- [7] SMITH E A. 基于效果作战[M]. 郁军, 贲可荣, 译. 北京: 电子工业出版社, 2007.
SMITH E A. Effects based operations[M]. Translate by
- YU J, BEN K R. Beijing: Electronic Industry Press, 2007.
- [8] ALBERTS D S, HAYES R E. 信息时代军事变革与指挥控制[M]. 郁军, 朱建冲, 译. 北京: 电子工业出版社, 2005.
ALBERTS D S, HAYES R E. Military transformation, command and control in the information age[M]. Translated by YU J, ZHU J C. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005.
- [9] 任邵东. 空军机动式指挥自动化系统效能评估研究与实现[D]. 北京: 空军指挥学院, 1998.
REN S D. The efficiency evaluation and realization of air force self-propelled C⁴ISR[D]. Beijing: Air Force Command College, 1998.
- [10] 刘俊先. 指挥自动化系统效能评价的概念和方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2003.
LIU J X. Reasearch of the C⁴ISR system effectiveness evaluation's conception and method[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2003.

(上接第 45 页)

2) 基于 UKF 推导了非线性系统的参数辨识的递推最大似然法, 对导弹的气动参数和导航参数进行了辨识, 仿真结果表明, 该方法收敛速度快、辨识精度高;

3) 采用 UKF 算法对导弹的状态进行滤波, 通过参数辨识的并行计算, 保证了在不完全信息下, 导弹状态滤波的精度。

参 考 文 献

- [1] 周宏仁. 机动目标跟踪[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.
ZHOU H R. Maneuvering target tracking[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1991.
- [2] 嵇成新, 许江湖, 陈康. 跟踪机动目标的多模型算法进展[J]. 系统工程与电子技术, 2003, 25(7): 882-885.
JI C X, XU J H, CHEN K. Development of multiple-model algorithm for tracking maneuvering target[J]. System Engineering and Electronics, 2003, 25(7): 882-885.
- [3] 孙松斌, 宋建梅, 张婧. 超低空拦截导弹武器系统的 UKF-IMM 目标跟踪算法[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(10): 2367-2371.
SUN S B, SONG J M, ZHANG J. Target tracking algorithm of super-low altitude interceptors based on UKF-IMM[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(10): 2367-2371.
- [4] LIN L, KIRUBARAJAN T, BAR-SHALOM Y. Pursuer identification and time-to-go estimation using passive measurements from an evader[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2005, 41(1): 190-204.
- [5] 史忠科. 最优估计的计算方法[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
SHI Z K. Computational method for optimal estimation
- [M]. Beijing: Science Press, 2001.
- [6] 周获. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
ZHOU D. New guidance law for homing missile[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.
- [7] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚楠. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2000.
QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Missile flight aerodynamics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2000.
- [8] 雷虎民. 导弹制导与控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
LEI H M. Theory of guidance and control for missile[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006.
- [9] 何斌, 张剑锋. 有源导弹逼近告警初步技术研究[J]. 电子信息对抗技术, 2008, 23(5): 39-42.
HE B, ZHANG J F. Technical research of active missile approach warning equipment[J]. Electronic Information Warfare Technology, 2008, 23(5): 39-42.
- [10] 梁彦, 潘泉, 杨峰, 等. 复杂系统的现代估计理论及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2009.
LIANG Y, PAN Q, YANG F, et al. The modern estimation theory and application of complex system[M]. Beijing: Science Press, 2009.
- [11] 蔡金狮. 飞行器系统辨识[M]. 北京: 宇航出版社, 1995.
CAI J S. The system identification of flight vehicle[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1995.
- [12] SHINAR J, GUELMAN M, SILBERMAN G, et al. On optimal missile avoidance—a comparison between optimal control and differential game solutions[C]//ICCON-89, IEEE International Conference on Control and Applications, 1989: 453-459.