

目标做加速运动时飞行器末制导中 非线性滤波问题研究

席庆彪¹, 袁冬莉², 闫建国²

(1. 西安爱生技术集团, 陕西 西安 710072; 2. 西安工业大学 自动控制系, 陕西 西安 710072)

摘要:研究在无人飞行器末制导中,当目标做加速运动时的非线性滤波问题。首先建立了滤波器模型;接着对滤波算法进行了推导;然后利用扩展 Kalman 滤波方法进行估计。Monte - Carlo 仿真表明,该方法可行。

关键词:非线性;末制导;扩展卡尔曼滤波;蒙特卡罗仿真

中图分类号:V249.122 **文献标识码:**A **文章编号:**1009 - 3516(2004)02 - 0023 - 04

无人飞行器完成击中目标的任务中,末制导是关键。当目标静止或作匀速运动时,制导精度很容易满足,而目标作加速运动时,测量误差增大,再加上无人飞行器在飞行中遇到一些干扰(如风扰等),以及模型不准确产生的误差,使得制导精度大大降低^[1-2]。由于系统状态方程是非线性的,为了解决制导精度问题,本文采用推广卡尔曼滤波的方法^[3-5],对其状态进行估计,得出最佳估计值。通过蒙特卡罗法进行仿真^[6],得出该制导率下的脱靶量。从仿真结果看,该方法可行。

1 滤波器模型的建立及模型线性化

1.1 滤波器模型的建立

假设无人飞行器与目标在某一时刻的相对位置如图1所示,设无人飞行器与目标在同一平面, X 、 Y 轴参考方向如图1所指,各参量定义如下:

V_m — 飞行器速度向量幅值	θ_m — 飞行器速度向量倾角
a_m — 飞行器加速度向量幅值(与速度向量垂直)	a_{mR} — 飞行器加速度向量在视线方向上的分量
a_{mq} — 飞行器加速度向量在视线垂直方向上的分量	X_m — 飞行器惯性坐标中的 X 轴坐标
Y_m — 飞行器惯性坐标中的 Y 轴坐标	V_T — 目标速度向量幅值
θ_T — 目标速度向量倾角	a_T — 目标加速度向量幅值(与速度向量垂直)
a_{TR} — 飞行器加速度向量在视线方向上的分量	a_{Tq} — 飞行器加速度向量在视线垂直方向上的分量
X_T — 目标惯性坐标中的 X 轴坐标	Y_T — 目标惯性坐标中的 Y 轴坐标
R — 斜距	q — 目标视线角
R_X — 相对运动坐标系 X 轴坐标	R_Y — 相对运动坐标系 Y 轴坐标

设非线性系统状态方程和观测方程为

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = f[X(t)] + W(t) \\ Z(t) = h[X(t)] + V(t) \end{cases} \quad (1)$$

将式(1)离散化,令 $X(t) = X(k)$, $X(t + \Delta t) = X(k + 1)$ 。且设, $\frac{\partial f}{\partial X} \Big|_{X=X(k)} = A[X(k)]$

收稿日期:2003 - 10 - 18

基金项目:国家“863 计划”基金资助项目(2002AA755022)

作者简介:席庆彪(1964 -),男,安徽合肥人,高级工程师,硕士,主要从事飞行控制、导航与制导控制、现代控制理论应用等研究。

$$\text{则有 } X(k+1) \approx X(k) + f[X(k)]\Delta t + A[X(k)]f[X(k)]\frac{(\Delta t)^2}{2} + W(k) \quad (2)$$

式中 $W(k)$ 表示离散化误差和无人飞行器所受的不确定干扰的总和。假设 $W(k)$ 是均值为零的白噪声,其统计特性为

$$E[W(k)W^T(j)] = Q_k \delta_{kj}$$

把观测方程离散化,得

$$Z(k) = h[X(k)] + V(k) \quad (3)$$

这里 $V(k)$ 是视线角速度的量测误差,假设其是均值为零的白噪声,统计特性为

$$E[V(k)V^T(j)] = R_k \delta_{kj}$$

式(2)和式(3)组成无人飞行器制导系统离散非线性模型。

1.2 模型线性化

利用推广卡尔曼滤波的方法,设采样间隔为 Δt ,把式(2)和式(3)围绕滤波值 $\hat{X}(k/k)$ 线性化^[3],再利用离散系统卡尔曼滤波基本公式,即可得滤波解。最优预测值为

$$\hat{X}(k+1/k) = \hat{X}(k/k) + f[X(k)]\Delta t + A[\hat{X}(k/k)]f[X(k)]\frac{(\Delta t)^2}{2} \quad (4)$$

2 滤波算法推导

当目标加速运动时滤波算法推导如下:

无人飞行器与目标的相对运动方程为^[1,2,5](假设目标做匀加速运动且 V_T 为已知常数)

$$\left. \begin{aligned} \ddot{q} &= (a_{Mq} - a_{Tq})/R - 2\dot{R}\dot{q}/R \\ a_{Tq} &= V_T \theta_T \cos(\theta_T + q) \\ \ddot{q} &= a_{MR} - a_{TR} + R \dot{q}^2 \\ A_{TR} &= V_T \theta_T \sin(\theta_T + q) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

设状态向量为

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q \\ \dot{R} \\ q \\ R \\ \theta_T \\ \dot{\theta}_T \end{bmatrix} \quad (6)$$

可得状态方程

$$\left. \begin{aligned} x_1 &= a_{Mq} - 2x_1 x_2 - V_T x_6 \cos(x_3 + x_5)/x_4 \\ x_2 &= a_{MR} + V_T x_6 \sin(x_3 + x_5) \\ x_3 &= x_1 \\ x_4 &= x_2 \\ x_5 &= x_6 \\ x_6 &= a_T/V_T = 0 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

令

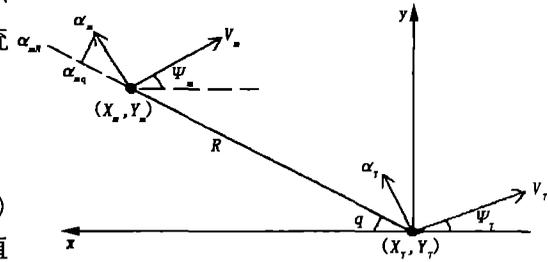


图1 飞行器与目标的几何坐标

$$f(X) = \dot{X} = \begin{bmatrix} a_{Mq} - -2x_1x_2 - V_Tx_6 \cos(x_3 + x_5)/x_4 \\ a_{MR} + V_Tx_6 \sin(x_3 + x_5) \\ x_1 \\ x_2 \\ x_6 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

利用上式可以计算

$$A(X) = \frac{\partial f}{\partial X} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_6} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_6} \\ \vdots & & & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \frac{\partial f_n}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{2x_2}{x_4} & \frac{2x_1}{x_4} & \frac{V_Tx_6 \sin(x_3 + x_5)}{x_4} & \frac{2x_1x_2 - a_{Mq} + V_Tx_6 \sin(x_3 + x_5)}{x_4^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

X 方向和 Y 方向的脱靶量的估计值为

$$\begin{aligned} \hat{X}_m &= \hat{R} \cos \hat{q} = \hat{x}_4 \cos \hat{x}_3 \\ \hat{Y}_m &= \hat{R} \sin \hat{q} = \hat{x}_4 \sin \hat{x}_3 \end{aligned} \quad (10)$$

观测方程为(设目标视线角速度 $q = Z$)

$$Z(K) = H(x)X(k) + V(k) \quad (11)$$

式中 $H(k) = [1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]$

量测最优估计值为

$$\hat{Z}(K) = H(x)\hat{X}(k) + V(k) \quad (12)$$

3 算例仿真

用蒙特卡罗法对脱靶量进行计算^[4-6]。每进行一次仿真,可求出一次脱靶量(称为一次蒙特卡罗计算),若进行 N 次蒙特卡罗试算,取得 N 次计算结果。利用以下公式,便可求得脱靶量数学期望和均方差的蒙特卡罗解:

$$\begin{aligned} \bar{\eta} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \eta_i \\ \bar{S} &= \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (\eta_i - \bar{\eta})^2} \end{aligned}$$

式中 $\eta_i (i=1, 2, \dots, N)$ 表示第 i 次蒙特卡罗计算所求得的脱靶量。当 $(\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_N)$ 来自正态总体时, $\bar{\eta}$ 和 \bar{S} 分别是总体数学期望 $E(\eta)$ 和均方差 σ 的一致无偏估计。

图 2 中, CEP1 和 CEP2 分别为当 $\Psi_m = 30^\circ, V_T = 100 \text{ km/h}$, $\Psi_m = 45^\circ, V_m = 250 \text{ km/h}$, $q = 30^\circ, R = 500 \text{ m}$ 时, 脱靶量估计值

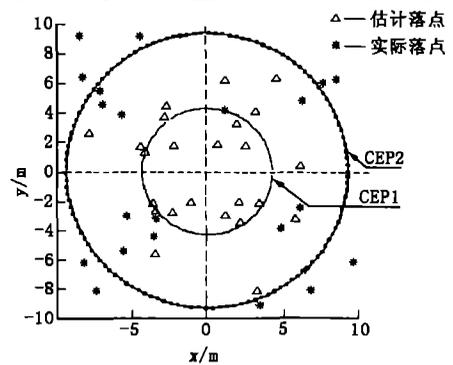


图 2 脱靶量仿真结果

和实际值的圆概率误差。从仿真结果看,估计值基本准确。

4 结论

当目标做加速运动时,测量误差的加大以及其它因素使得末制导精度降低。采用推广卡尔曼滤波的方法,对脱靶量进行估计。系统可根据滤波结果修正参数,从而确保末制导具有高精度。

参考文献:

- [1] Renjith R Kumar, Hans Seywald. Near - Optimal Three - Dimensional Air - to - Air Missile Guidance Against Maneuvering Target[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1995,18(3):457 - 464.
- [2] Jason L Speyer, Kevin D Kim. Passive Homing Missile Guidance Law Based on New Target Maneuver Models [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1990, 13(5):803 - 812.
- [3] 陈新海. 现代控制理论(第三册) 最佳估计理论[M]. 北京:北京航空学院出版社,1990.
- [4] Luigi Glielme, Roberto Setola, Francesco Vasca. An Interlaced Extended Kalman Filter [J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 1999,44(8):1546 - 1549.
- [5] 杨 军. 导弹控制系统原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995.
- [6] Stephan A R Hepner, Hans P. Geering Adaptive Two-Time-Scale Tracking Filter for Target Acceleration Estimation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1991,14(3):581 - 588.

(编辑:门向生)

The Problem on Nonlinear Filtering in the Homing Guidance of RPV While Target moving at the Rate of Acceleration

XI Qing - biao¹, YUAN Dong - li², YAN Jian - guo²

(1. Xi'an ASN Technology Group, Xi'an, Shaanxi 710072, China; 2. Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)

Abstract: This paper is concerned with the problem of nonlinear filtering in homing guidance when the target moves at the rate of an acceleration. First, a filtering model is built. Then the algorithm of filtering is derived. At last, an estimation is done by extending Kalman filtering method. The Monte - Carlo simulation shows that the method mentioned above is available for use.

Key words: nonlinear; homing guidance; extended Kalman filtering; Monte - Carlo simulation