

11-17-2021

## Midcourse Guidance Method Based on Fading Memory Filter for Intercepting Near-space Gliding Target

Yonghua Fan

1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;;

Yilun Huangfu

1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;;

Xiaowen Guo

1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;;2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710000, China;

Chenlu Li

1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;;

*See next page for additional authors*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

---

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

---

# Midcourse Guidance Method Based on Fading Memory Filter for Intercepting Near-space Gliding Target

## Abstract

**Abstract:** Aiming at the interception of hypersonic gliding target in near space, a *sliding mode guidance law based on fading memory filtering algorithm* is proposed. *The accurate motion parameters of the hypersonic target are obtained based on the current statistical model fading memory EKF(Extended Kalman Filter) algorithm. Based on the filtering information and sliding mode control theory, a sliding mode guidance law is designed to adjust the interception trajectory online according to the target maneuver law.* The simulation results show that the proposed fading memory filtering algorithm can effectively track the gliding target with high filtering accuracy. For a variety of maneuvering modes of the gliding target, the designed midcourse guidance law can achieve stable tracking of the target while avoiding always following the target maneuver to reduce overload requirements. Monte Carlo results show that the proposed method has good guidance performance and strong robustness.

## Keywords

fading memory filter, midcourse guidance, near space, hypersonic gliding target

## Authors

Yonghua Fan, Yilun Huangfu, Xiaowen Guo, Chenlu Li, and Guofei Li

## Recommended Citation

Fan Yonghua, Huangfu Yilun, Guo Xiaowen, Li Chenlu, Li Guofei. Midcourse Guidance Method Based on Fading Memory Filter for Intercepting Near-space Gliding Target[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(11): 2742-2752.

# 拦截临近空间滑翔目标的衰减记忆滤波中制导方法

凡永华<sup>1</sup>, 皇甫逸伦<sup>1\*</sup>, 郭晓雯<sup>1,2</sup>, 李辰璐<sup>1</sup>, 李国飞<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710000)

**摘要:** 针对临近空间高超声速滑翔目标的拦截问题, 提出了基于衰减记忆滤波算法的滑模中制导律。基于当前统计模型衰减记忆 EKF(Extended Kalman Filter) 算法获取精确的高超声速目标运动参量; 基于滤波信息和滑模控制理论, 设计了随目标机动规律在线调节拦截弹道的滑模中制导律。仿真结果表明, 该衰减记忆滤波算法可以对滑翔目标进行有效跟踪且滤波精度较高; 针对滑翔目标的多种机动模式, 所设计的中制导律可以在稳定跟踪目标的同时避免始终紧随目标机动, 降低过载需求。所提出方法具有良好的制导性能和较强的鲁棒性。

**关键词:** 衰减记忆滤波; 中制导; 临近空间; 高超声速滑翔目标

中图分类号: V448; TP391 文献标志码: A 文章编号: 1004-731X(2021)11-2742-11

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.21-FZ0739

## Midcourse Guidance Method Based on Fading Memory Filter for Intercepting Near-space Gliding Target

Fan Yonghua<sup>1</sup>, Huangfu Yilun<sup>1\*</sup>, Guo Xiaowen<sup>1,2</sup>, Li Chenlu<sup>1</sup>, Li Guofei<sup>1</sup>

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710000, China)

**Abstract:** Aiming at the interception of hypersonic gliding target in near space, a sliding mode guidance law based on fading memory filtering algorithm is proposed. The accurate motion parameters of the hypersonic target are obtained based on the current statistical model fading memory EKF(Extended Kalman Filter) algorithm. Based on the filtering information and sliding mode control theory, a sliding mode guidance law is designed to adjust the interception trajectory online according to the target maneuver law. The simulation results show that the proposed fading memory filtering algorithm can effectively track the gliding target with high filtering accuracy. For a variety of maneuvering modes of the gliding target, the designed midcourse guidance law can achieve stable tracking of the target while avoiding always following the target maneuver to reduce overload requirements. Monte Carlo results show that the proposed method has good guidance performance and strong robustness.

**Keywords:** fading memory filter; midcourse guidance; near space; hypersonic gliding target

## 引言

临近空间高超声速滑翔目标<sup>[1-4]</sup>具有高速、高机动以及飞行距离远等显著特征, 其飞行中的大范围跳跃机动弹道模式导致传统的机动目标跟踪方法和基于预测命中点拦截的制导律难以有效跟踪和拦截。众多学者针对此类目标开展了跟踪和制

导方法相关研究。

对临近空间滑翔目标的运动状态估计是拦截弹获取制导信息的基础。当滑翔目标进行持续大范围机动时, 其每次跳跃机动过程会严重影响对目标的稳定跟踪。文献[5]对高超声速目标几种典型非弹道式机动模式进行了概述, 并提出当目标机动模式未知时, 交互式多模型(Interacting Multiple Model,

收稿日期: 2021-06-13 修回日期: 2021-08-09

基金项目: 国家自然科学基金(62003021)

第一作者: 凡永华(1975-), 男, 博士, 教授, 研究方向为飞行器制导与控制。E-mail: fanyonghua@nwpu.edu.cn

通讯作者: 皇甫逸伦(1998-), 男, 硕士生, 研究方向为飞行器制导与控制。E-mail: hugh239@163.com

IMM)算法将具有更高的跟踪精度。文献[6]针对具有周期性跳跃机动特性的非弹道式高超声速飞行器,提出了基于 Singer 模型的扩展卡尔曼滤波算法对目标的运动轨迹进行滤波估计,对目标的位置和速度实现了较精确的估计,但加速度收敛时间较长。文献[7]针对高超声速目标对交互式多模型-无迹卡尔曼滤波(Interacting Multiple Model-Unscented Kalman Filter, IMM-UKF)算法进行了改进,模型集选取常值速度(Constant Velocity, CV)模型和常值加速度(Constant Acceleration, CA)模型,并引入自适应因子来调整状态预测值与观测值在滤波过程中所占权重。文献[8]针对滑翔目标提出了一种自适应非零均值阻尼振荡模型,并验证了该模型相比常规的正弦模型和 Singer 模型具有更好的跟踪精度。本文基于衰减记忆滤波算法对临近空间滑翔目标的运动参量进行估计。

在拦截临近空间滑翔飞行器的制导律设计方面,文献[9]对传统的轨迹直线预测做了改进,将临近空间目标的机动轨迹近似为圆弧,结合圆弧预测和显式制导原理,提出了基于圆弧预测的变系数显式拦截中制导方法。文献[10]针对拦截高超声速目标,提出一种基于邻域最优控制理论的最优中制导拦截弹道修正方法,并证明了此方法效率较高,具有可行性。文献[11]针对高超声速目标提出采用高抛弹道拦截的思路,初制导采用高抛弹道,中末制导采用比例导引律对目标的多种机动模式进行拦截,但是针对目标跳跃机动时脱靶量较大。文献[12]考虑最优制导律具有控制能量最优的优点,积分滑模制导律对目标机动具有较好的鲁棒性的优点,将二者结合,提出了积分滑模最优中制导律。文献[13]考虑满足零控拦截条件的弹目相对运动关系,并引入航迹角约束,将其作为终端约束设计了预测-校正制导律,但其未考虑目标轨迹预报的偏差。上述文献的研究都是以信息透明为前提<sup>[14]</sup>,即拦截弹准确已知高超声速目标的运动参数,然而对于非合作目标而言这些信息是未知的。针对此类问题,本文中拦截弹通过地基雷达测量和滤波,对临近空间滑

翔目标的运动状态进行估计。

考虑到以上问题及需求,本文首先在攻防双方信息不透明的情况下针对临近空间高超声速目标滑翔段的典型弹道进行跟踪滤波,基于当前统计模型和衰减记忆扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)算法对目标的运动参量进行滤波估计。然后基于滤波信息,设计滑模中制导方法,实现拦截弹在稳定跟踪目标的同时随目标机动规律实时调整拦截弹道。最后通过目标跟踪滤波及临近空间拦截仿真,验证了本文方法的有效性。

## 1 雷达站观测模型及制导模型

### 1.1 雷达站观测模型

本文以地基雷达作为传感测量装置,建立滑翔飞行器的雷达观测模型。以雷达站中心为原点建立  $RRC$  雷达站参考坐标系  $O-x_r y_r z_r$ ,其中  $O-x_r$  轴沿经度切线方向指向北为正; $O-y_r$  轴垂直于当地水平面向上为正; $O-z_r$  沿纬度切线方向指向东为正。雷达站的测量信息为径向距离、高低角和方位角。在  $RRC$  坐标系中描述雷达的观测信息,如图 1 所示。定义目标与雷达站连线在雷达站当地水平面内的投影与正北方向的夹角为方位角  $A_r \in (0, 2\pi)$ ,目标与雷达站连线与雷达站当地水平面之间的夹角为高低角  $E_r \in (-\pi/2, \pi/2)$ 。

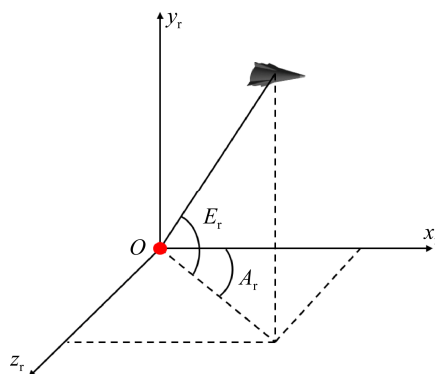


图 1 雷达站参考坐标系

Fig. 1 Radar station reference coordinate system

在上述定义下,雷达站对滑翔目标进行观测,可得观测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} R_r \\ A_r \\ E_r \end{bmatrix} = h(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \arctan(z/x) \\ \arctan(y/\sqrt{x^2 + z^2}) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中： $\mathbf{X}$  为滑翔目标的位置、速度、加速度等状态变量， $\mathbf{X} = [x, y, z, v_x, v_y, v_z, a_x, a_y, a_z]^T$ ，利用观测量对状态变量求偏导，得对应的雅可比矩阵为

$$\mathbf{H} = \frac{\partial h(\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}^T} = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} \\ h_{31} & h_{32} & h_{33} \end{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 6} \quad (2)$$

式中：雅可比矩阵  $\mathbf{H}$  的各分量表达式为

$$\begin{aligned} h_{11} &= x/\sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ h_{12} &= y/\sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ h_{13} &= z/\sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ h_{21} &= (-z)/(x^2 + z^2) \\ h_{22} &= 0 \\ h_{23} &= x/(x^2 + z^2) \\ h_{31} &= (-xy)/[(x^2 + y^2 + z^2)\sqrt{x^2 + z^2}] \\ h_{32} &= \sqrt{x^2 + z^2}/(x^2 + y^2 + z^2) \\ h_{33} &= (-yz)/[(x^2 + y^2 + z^2)\sqrt{x^2 + z^2}] \end{aligned}$$

### 1.2 三维空间相对运动模型

对拦截弹和滑翔目标的相对运动进行分析，建立三维空间相对运动模型如图 2 所示。图 2 中， $M$  为拦截弹位置； $T$  为滑翔目标位置， $Oxyz$  与参考惯性坐标系平行， $Ox_i y_i z_i$  为视线坐标系； $R$  为弹目相对距离； $q_\epsilon$  为视线倾角， $q_\beta$  为视线偏角。

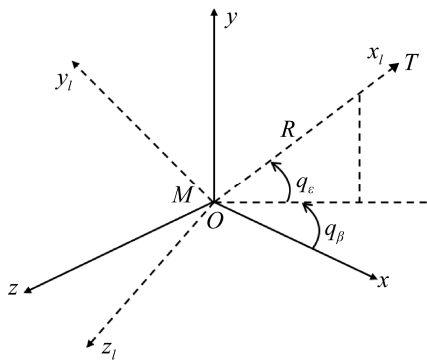


图 2 三维空间相对运动模型

Fig. 2 Relative motion model in three-dimensional space

拦截弹与目标的相对速度矢量  $\mathbf{v}$  在视线坐标系  $Ox_i y_i z_i$  下的投影为

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} v_{x_i} \\ v_{y_i} \\ v_{z_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{R} \\ R\dot{q}_\epsilon \\ R\cos q_\epsilon \dot{q}_\beta \end{bmatrix} \quad (3)$$

对式(3)求导，可得：

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \omega \times \mathbf{V} + \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} = \mathbf{a}_T - \mathbf{a}_M \quad (4)$$

式中： $\frac{d\mathbf{V}}{dt}$  为速度矢量  $\mathbf{v}$  的绝对导数； $\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t}$  为速度矢量  $\mathbf{v}$  的相对导数； $\omega$  为旋转角速度； $\mathbf{a}_T$  为滑翔目标加速度； $\mathbf{a}_M$  为拦截弹加速度。

联立式(3)，(4)，并代入旋转角速度  $\omega$  的具体表达式，可得三维空间下弹目相对运动方程<sup>[15]</sup>：

$$\begin{aligned} \ddot{R} - R\dot{q}_\epsilon^2 - R\dot{q}_\beta^2 \cos^2 q_\epsilon &= a_{TR} - a_{MR} \\ R\ddot{q}_\epsilon + 2\dot{R}\dot{q}_\epsilon + R\dot{q}_\beta^2 \sin q_\epsilon \cos q_\epsilon &= a_{T\epsilon} - a_{M\epsilon} \\ 2R\dot{q}_\epsilon \dot{q}_\beta \sin q_\epsilon - R\ddot{q}_\beta \cos q_\epsilon - 2\dot{R}\dot{q}_\beta \cos q_\epsilon &= \\ a_{T\beta} - a_{M\beta} \end{aligned} \quad (5)$$

式中： $a_{TR}, a_{T\epsilon}, a_{T\beta}$  及  $a_{MR}, a_{M\epsilon}, a_{M\beta}$  分别为目标和拦截弹的加速度在视线坐标系的投影。

以式(5)为基础，设计拦截弹的中制导律。

## 2 拦截临近空间滑翔目标的衰减记忆滤波中制导方法

### 2.1 针对滑翔目标的衰减记忆 EKF 算法

临近空间滑翔目标具有较强的弹道可变性，目标强机动是引起跟踪误差的主要原因。减小跟踪误差的方式主要包括 2 方面：①应提升目标跟踪模型的准确度以及对目标机动的自适应性；②应提高跟踪滤波算法的精度。

考虑到当前统计模型对目标的机动特性具有较好的自适应跟踪能力，滑翔目标跟踪模型采用当前统计模型。同时，结合滑翔目标的机动特点，由于其可通过控制倾侧角符号翻转来实现侧向的跳跃和迂回机动，而目标每次进行跳跃机动可看作是对过去稳定滤波预测过程的一次刷新。因此，为避免老数据在滤波中牵制作用过强<sup>[16]</sup>导致跟踪误差

增大, 引入衰减记忆 EKF 算法, 降低历史信息对跟踪滤波的影响, 相对增大新数据所占权重, 进而提高对滑翔目标的跟踪滤波精度。

针对滑翔飞行器纵向平衡滑翔、侧向跳跃机动的典型弹道进行跟踪滤波。在此以目标侧向即地心坐标系下的  $z$  方向为例, 基于当前统计模型, 进行滤波算法的推导。当前统计模型认为目标在机动时其下一时刻的加速度取值有限, 且只能在“当前”加速度的邻域内<sup>[17]</sup>。

假定目标加速度符合一阶相关时间过程, 且其均值不为 0, 则  $z$  方向的加速度模型为

$$a_z(t) = \bar{a}_z(t) + a(t) \quad (6)$$

$$\dot{a}(t) = -\alpha_z a(t) + \omega_z(t) \quad (7)$$

式中:  $\bar{a}_z(t)$  为目标  $z$  方向加速度的当前均值;  $\alpha_z$  为根据先验知识设定的目标  $z$  方向的机动频率。关于机动频率的设计原则, 本文在实际使用时, 主要基于对临近空间滑翔目标机动特性的分析及对其侧向迂回跳跃机动典型弹道的掌握, 并根据文献[17]进行取值。联立式(6)~(7)可得目标  $z$  方向的动力学方程为

$$\dot{a}_z(t) = -\alpha_z a_z(t) + \alpha_z \bar{a}_z(t) + \omega_z(t) \quad (8)$$

取  $\mathbf{X}_z(t) = [z(t), v_z(t), a_z(t)]^T$ , 由式(8)得滤波状态方程为:

$$\dot{\mathbf{X}}_z(t) = \mathbf{A}_z \mathbf{X}_z(t) + \mathbf{B}_z \bar{a}_z(t) + \mathbf{G}_z \omega_z(t) \quad (9)$$

式中:  $\mathbf{A}_z = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\alpha \end{bmatrix}$ ,  $\mathbf{B}_z = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \alpha_z \end{bmatrix}$ ,  $\mathbf{G}_z = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ 。

利用拉普拉斯变换方法对连续模型的状态方程进行离散化, 设采样时间为  $\Delta T$ , 得离散形式的动力学模型为:

$$\mathbf{X}_z(k+1) = \phi_z \mathbf{X}_z(k) + \mathbf{U}_z \bar{a}_z(k) + \omega(k) \quad (10)$$

其中, 状态转移矩阵为

$$\phi_z = L^{-1}(sI - \mathbf{A}_z)^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & (e^{-\alpha_z \Delta T} + \alpha_z \Delta T - 1)/\alpha_z^2 \\ 0 & 1 & (-e^{-\alpha_z \Delta T} + 1)/\alpha_z \\ 0 & 0 & e^{-\alpha_z \Delta T} \end{bmatrix} \quad (11)$$

输入项转移矩阵为

$$\mathbf{U} = \int_0^{\Delta T} e^{\mathbf{A}_z(\Delta T - \tau)} d\tau \mathbf{B}_z = \begin{bmatrix} (\alpha_z^2 \Delta T^2 - 2\alpha_z \Delta T - 2e^{-\alpha_z \Delta T} + 2)/2\alpha_z^2 \\ (\alpha_z \Delta T + e^{-\alpha_z \Delta T} - 1)/\alpha_z \\ -e^{-\alpha_z \Delta T} + 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

联立式(10)~(12), 将  $\bar{a}_z(k+1) = \hat{z}(k+1|k)$  代入卡尔曼滤波一步预测方程, 得

$$\hat{\mathbf{X}}_z(k+1|k) = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & (e^{-\alpha_z \Delta T} + \alpha_z \Delta T - 1)/\alpha_z^2 \\ 0 & 1 & (-e^{-\alpha_z \Delta T} + 1)/\alpha_z \\ 0 & 0 & e^{-\alpha_z \Delta T} \end{bmatrix} \cdot \hat{\mathbf{X}}_z(k|k) + \begin{bmatrix} (\alpha_z^2 \Delta T^2 - 2\alpha_z \Delta T - 2e^{-\alpha_z \Delta T} + 2)/2\alpha_z^2 \\ (\alpha_z \Delta T + e^{-\alpha_z \Delta T} - 1)/\alpha_z \\ -e^{-\alpha_z \Delta T} + 1 \end{bmatrix} \cdot \hat{z}(k+1|k) \quad (13)$$

利用修正 Rayleigh 分布的加速度的方差自适应算法<sup>[17]</sup>如下:

当目标当前加速度大于 0 时,

$$\sigma_{za}^2 = \frac{4 - \pi}{\pi} [a_{z \max} - \bar{a}_z]^2 \quad (14)$$

当目标当前加速度小于 0 时,

$$\sigma_{za}^2 = \frac{4 - \pi}{\pi} [\bar{a}_z - a_{-z \max}]^2 \quad (15)$$

式中:  $\sigma_{za}^2$  为目标  $z$  轴机动加速度方差;  $a_{z \max}$  为目标  $z$  轴正向最大机动加速度。

系统噪声的误差协方差矩阵为

$$\mathbf{Q}(k) = E[\mathbf{W}(k)\mathbf{W}^T(k)] = 2\alpha_z \alpha_{za}^2 \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中:  $q_{ij}$  的表达式不再详细阐述。

在跟踪滤波算法中, 引入衰减记忆因子, 逐渐减小老数据所占权重而相对增加新数据所占权重, 使滤波值能更好的跟踪真值变化。

系统预测误差协方差阵为

$$\begin{aligned} P_z^*(k+1|k) = & \\ \phi_z(k+1,k)P_z^*(k|k)\phi_z^T(k+1,k)\lambda + Q(k) & \quad (17) \\ \text{系统的滤波误差协方差阵为:} & \\ P_z^*(k+1|k+1) = & \\ P^*(k+1|k) - P^*(k+1|k)H^T(k+1) \cdot & \\ [H(k+1)P^*(k+1|k)H^T(k+1) + R(k+1)]^{-1} & \\ H(k+1)P^*(k+1|k) & \quad (18) \end{aligned}$$

式中： $\lambda$ 为衰减因子，且 $\lambda \geq 1$ 决定了衰减程度。

关于衰减因子的设计，理论上，当 $\lambda > 1$ 时，即可起到增大当前观测数据权值，弱化过去观测数据权值的作用。同时，由于滑翔目标在每段跳跃迂回过程中，其运动参量仍是稳定变化的，因此 $\lambda$ 的取值也不宜过大，否则因衰减作用过强，跟踪滤波过度依赖新观测值，同样会导致滤波误差的增大。

通过增大预测误差协方差阵，进而增大卡尔曼滤波增益阵，起到了增大新息对滤波值的修正作用； $P_z^*(k+1|k)$ 为修正后的系统预测误差协方差阵， $P_z^*(k+1|k+1)$ 为修正后的系统滤波误差协方差阵。

滑翔飞行器其余两轴方向的基于当前统计模型的衰减记忆滤波算法推导与上述类似，此时系统状态变量扩展为9维，随机机动加速度均值扩展为3维，具体推导过程不再具体阐述。

## 2.2 随“拦截窗口”变化的滑模中制导律设计

基于对临近空间滑翔飞行器的运动轨迹特性掌握，虽然其在飞行中段可做大范围机动和跳跃弹道飞行，不过其飞行弹道总存在易于拦截的“拦截窗口”。在此定义“拦截窗口”为滑翔目标向靠近拦截弹方向迂回时或滑翔目标跳跃或迂回的速度减小时的飞行窗口。因此，本文结合对目标的运动状态滤波估计信息，设计滑模中制导律，使拦截弹尽可能在易于拦截的“拦截窗口”进行拦截；同时，设计的制导律还应具有自适应性，以避免拦截弹始终紧密跟随滑翔目标机动而被目标摆脱。

以纵向平面为例推导，根据式(5)得视线倾角的二阶微分为

$$\ddot{q}_\varepsilon = \frac{-2\dot{R}}{R}\dot{q}_\varepsilon - \dot{q}_\beta^2 \sin q_\varepsilon \cos q_\varepsilon - \frac{a_{M\varepsilon}}{R} + \frac{a_{T\varepsilon}}{R} \quad (19)$$

选取状态变量：

$$\begin{cases} x_1 = q_\varepsilon \\ x_2 = \dot{q}_\varepsilon \end{cases} \quad (20)$$

建立状态空间模型：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{-2\dot{R}}{R}x_2 - \frac{u}{R} + d_q \end{cases} \quad (21)$$

式中： $u$ 为控制输入， $u = a_{M\varepsilon}$ ； $d_q$ 为干扰， $d_q = -\dot{q}_\beta^2 \sin q_\varepsilon \cos q_\varepsilon + a_{T\varepsilon}/R$ ，且 $|d_q| \leq \eta$ ， $\eta$ 为已知干扰上界。

即拦截弹与滑翔目标的相对运动可表示为

$$\dot{X} = AX + Bu + Cd_q \quad (22)$$

式中： $X = [q_\varepsilon \quad \dot{q}_\varepsilon]^T$ 为视线倾角及其角速率；

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & (-2\dot{R})/R \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ -1/R \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

采用滑模控制理论设计制导律，基于零化视线角速率的思想，选取滑模面形式为

$$S = \dot{q} = DX \quad (23)$$

式中： $D = [0, 1]$ 。

对滑模趋近律的选择，考虑结合目标的状态估计信息及拦截窗口的实时动态变化。具体来说，当滑翔目标进入拦截窗口，即目标向靠近拦截弹方向迂回时或目标跳跃迂回的速度减小时，应加快趋近速度，使拦截弹快速拦截目标；当目标向远离拦截弹方向跳跃时或跳跃迂回速度增大时，应减慢趋近速度，避免拦截弹紧随目标机动而过多消耗能量或形成尾追态势。

因此，选取滑模趋近律：

$$\dot{S} = \frac{-k|\dot{\tilde{R}}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{yT}|} S - \varepsilon \operatorname{sgn}(S) \quad (24)$$

式中： $k$ 为趋近系数； $\varepsilon$ 为增益系数，且满足 $k > 0$ ， $\varepsilon > \eta$ ； $\operatorname{sgn}(S)$ 为符号函数； $\tilde{R}$ 为对弹目距离的滤波估计值； $|\dot{\tilde{R}}|$ 为弹目距离变化率的绝对值，由对目标三维位置的滤波估计和拦截弹自身位置计算得到； $R_d$ 为中末制导交接班时刻弹目相对距离； $\tilde{v}_{yT}$ 为对目标在地面坐标系下 $y$ 轴飞行速度滤波估计值。

对式(23)求导, 并代入式(22), 可得

$$\dot{S} = D\dot{X} = D(AX + Bu + Cd_q) \quad (25)$$

联立式(24)~(25), 得控制输入为

$$u = (DB)^{-1}$$

$$\left( \frac{-k|\dot{R}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{yT}|} DX - \varepsilon \operatorname{sgn}(S) - DAX \right) \quad (26)$$

定义李亚普诺夫函数:

$$v = \frac{1}{2} S^2 \quad (27)$$

对式(27)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{v} = S\dot{S} &= S[D(AX + Bu + Cd_q)] = \\ S \left[ DAX + \left( \frac{-k|\dot{R}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{yT}|} S - \varepsilon \operatorname{sgn}(S) - DAX \right) + DCd_q \right] &= \\ S \left[ \frac{-k|\dot{R}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{yT}|} S - \varepsilon \operatorname{sgn}(S) + d_q \right] &\leq \\ \frac{-k|\dot{R}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{yT}|} S^2 - (\varepsilon - \eta)|S| &\leq 0 \end{aligned} \quad (28)$$

故  $\dot{v} \leq 0$ , 由李亚普诺夫稳定性理论知  $S$  渐近稳定。

拦截弹在侧向平面内的制导指令推导与纵向平面类似, 同理将滑翔目标机动加速度及耦合项视为扰动, 具体推导过程不再具体阐述。在此根据式(26), 给出拦截弹在视线坐标系下的制导指令加速度的具体形式:

$$\begin{cases} a_{M\varepsilon} = \frac{k_1|\dot{R}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{yT}|} S_y + \varepsilon_1 \operatorname{sgn}(S_y) \\ a_{M\beta} = \frac{k_2|\dot{R}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{zT}|} S_z + \varepsilon_2 \operatorname{sgn}(S_z) \end{cases} \quad (29)$$

式中:  $a_{M\varepsilon}, a_{M\beta}$  为拦截弹的制导指令加速度;  $S_y, S_z$  分别为针对纵侧向平面设计的滑模面;  $\tilde{v}_{yT}, \tilde{v}_{zT}$  分别为对目标在地面坐标系下  $y$  轴和  $z$  轴的飞行速度滤波估计值。

为削弱符号函数引起的抖振现象, 实际使用时

可采用高增益连续函数代替符号函数, 即:

$$\begin{cases} a_{M\varepsilon} = \frac{k_1|\dot{R}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{yT}|} S_y + \varepsilon_1 \frac{S_y}{|S_y| + \delta_1} \\ a_{M\beta} = \frac{k_2|\dot{R}|}{(\tilde{R} - R_d)|\tilde{v}_{zT}|} S_z + \varepsilon_2 \frac{S_z}{|S_z| + \delta_2} \end{cases} \quad (30)$$

式中:  $\delta_1, \delta_2 > 0$ , 为待设计参数, 一般取值较小。

### 3 仿真验证

本文以某临近空间滑翔飞行器作为拦截对象, 在地心系下初始位置为(6 411.5, 0, 0 km), 初始速度 3 700 m/s, 初始航迹倾角为 $-0.350^\circ$ , 初始航迹偏角为  $90.001^\circ$ 。临近空间滑翔目标具有多种机动模式, 可在纵向平面做滑翔或跳跃机动, 在侧向平面做不同幅值和频率的跳跃迂回机动, 并可实现纵向和侧向平面的多种机动模式组合。

#### 3.1 目标跟踪滤波仿真

针对滑翔目标纵向平衡滑翔, 侧向跳跃机动的某条典型弹道进行跟踪滤波。选取当前统计模型作为目标跟踪模型, 模型机动频率设置为 0.03; 衰减记忆滤波算法中, 衰减因子设置为 1.002。采用地基雷达作为传感测量装置, 观测量为径向距离、高低角和方位角, 雷达采样周期为 0.1 s, 地基雷达的测量精度如表 1 所示。

表 1 雷达测量精度

Tab. 1 Measurement accuracy of Radar	
测量误差标准差	大小
径向距离/m	100
高低角/方位角/ $^\circ$	0.1

采用基于当前统计模型的衰减记忆 EKF 算法对滑翔目标的一段轨迹进行跟踪滤波, 并同 EKF 算法得到的结果作对比, 三维轨迹跟踪结果如图 3(a)所示, 进行 30 次跟踪统计的三维位置均方根误差和速度均方根误差的结果如图 3(b)所示; 对滑翔目标侧向位置、速度、加速度及航迹偏角的跟踪结果如图 4 所示; 机动频率和衰减因子的参数选择对滑翔目标跟踪滤波精度的影响如图 5 所示。



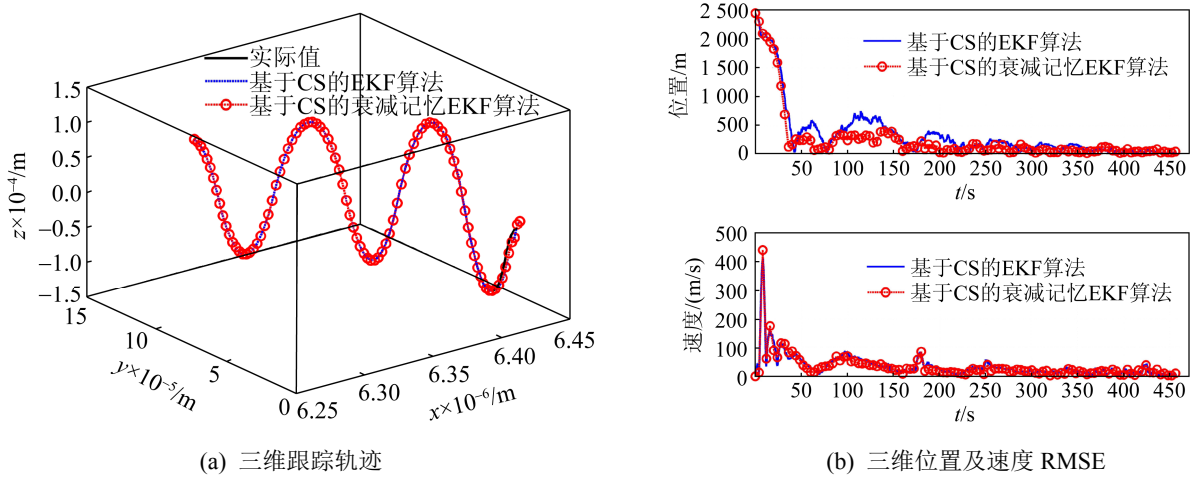


图3 滑翔目标三维跟踪滤波曲线

Fig. 3 Tracking filter curve for three-dimensional gliding target

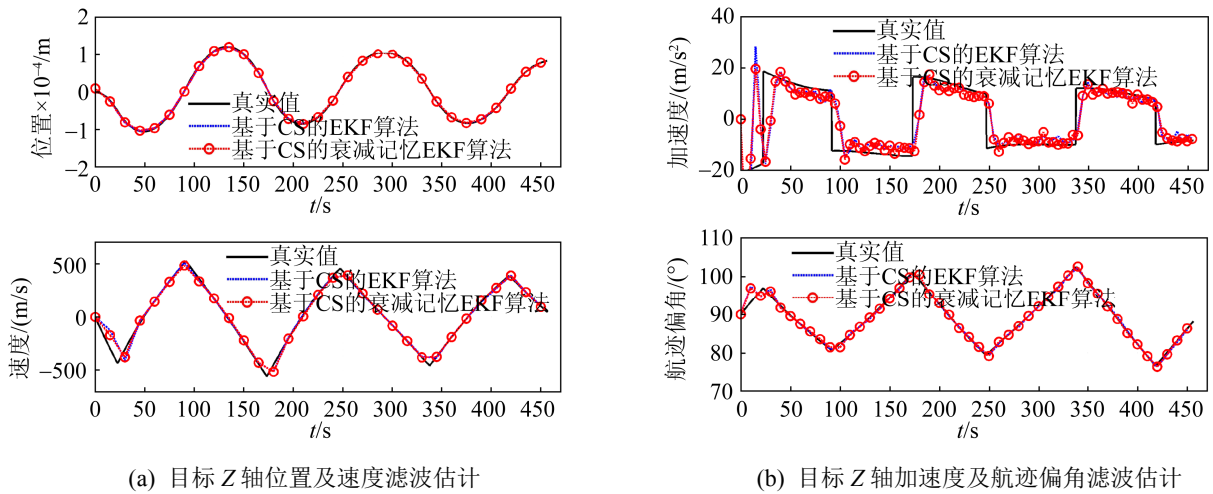


图4 滑翔目标侧向跟踪滤波曲线

Fig. 4 Lateral tracking filter curve for gliding target

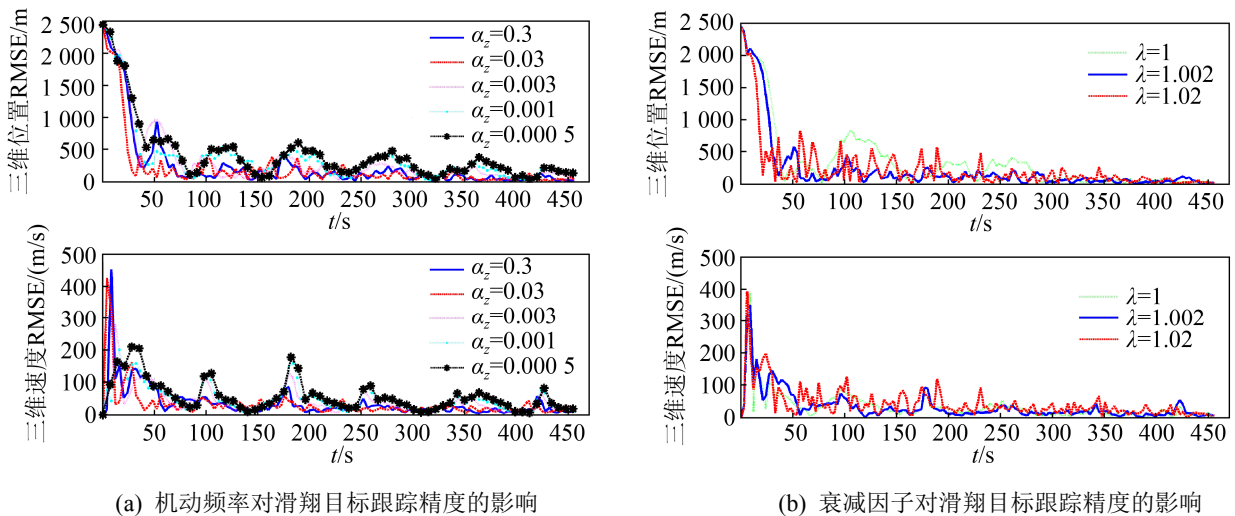


图5 机动频率和衰减因子对滑翔目标跟踪精度的影响

Fig. 5 Influence of maneuvering frequency and attenuation factor on gliding target tracking accuracy

由图 3~4 可知, 基于当前统计模型的衰减记忆 EKF 算法可以实现对滑翔飞行器的有效跟踪。针对滑翔目标侧向跳跃机动的典型弹道, 可以对其位置、速度、加速度及航迹偏角实现较为准确的滤波估计, 识别其机动形式。与基于当前统计模型的 EKF 算法相比, 三维位置跟踪误差显著降低, 提高了跟踪精度。由图 5(a)可知, 当机动频率取值为 0.03 时, 跟踪滤波精度最高。若目标机动频率取值过小, 如取值为 0.000 5 时, 此时跟踪模型近似为 CA 模型, 与其真实机动特性不相匹配, 目标的跟踪精度最差。当机动频率取值为 0.3 时, 此时误差跟踪精度虽不如取值为 0.03 时, 但跟踪精度与之相差不大。由图 5(b)可知, 当  $\lambda=1.002$  时, 滑翔目标的跟踪滤波误差最小, 三维位置跟踪误差的改善较显著。当  $\lambda=1$  时, 此时衰减记忆滤波退化为标准滤波, 滑翔目标的侧向机动导致滤波误差增大; 当  $\lambda=1.02$

时, 滤波误差相比未衰减时有所降低, 但相比  $\lambda=1.002$  时衰减作用增强导致误差较大。

### 3.2 中制导律仿真验证

针对滑翔目标纵向平衡滑翔, 侧向跳跃机动的典型弹道转换至地面坐标系下进行中制导律的仿真验证。制导参数设置为:  $k_1=10$ ,  $\varepsilon_1=1$ ,  $\delta_1=0.01$ ;  $k_2=10$ ,  $\varepsilon_2=1$ ,  $\delta_2=0.01$ 。设置滑翔目标的初始位置为 (1 800, 33.5, 10 km), 初始速度 3 700 m/s, 初始航迹倾角为  $-0.350^\circ$ , 初始航迹偏角为  $90.001^\circ$ 。拦截弹初始位置为 (0, 30, 0 km), 初始速度 2 000 m/s, 初始弹道倾角为  $10^\circ$ , 初始弹道偏角为  $0^\circ$ , 采用二级固体火箭发动机技术, 可在 16 s 左右加速至 3 300 m/s。设置中末制导的交接班条件为弹目距离小于 50 km。分别基于滑翔目标运动轨迹参数的真实值和滤波值进行中制导仿真如图 6 所示。

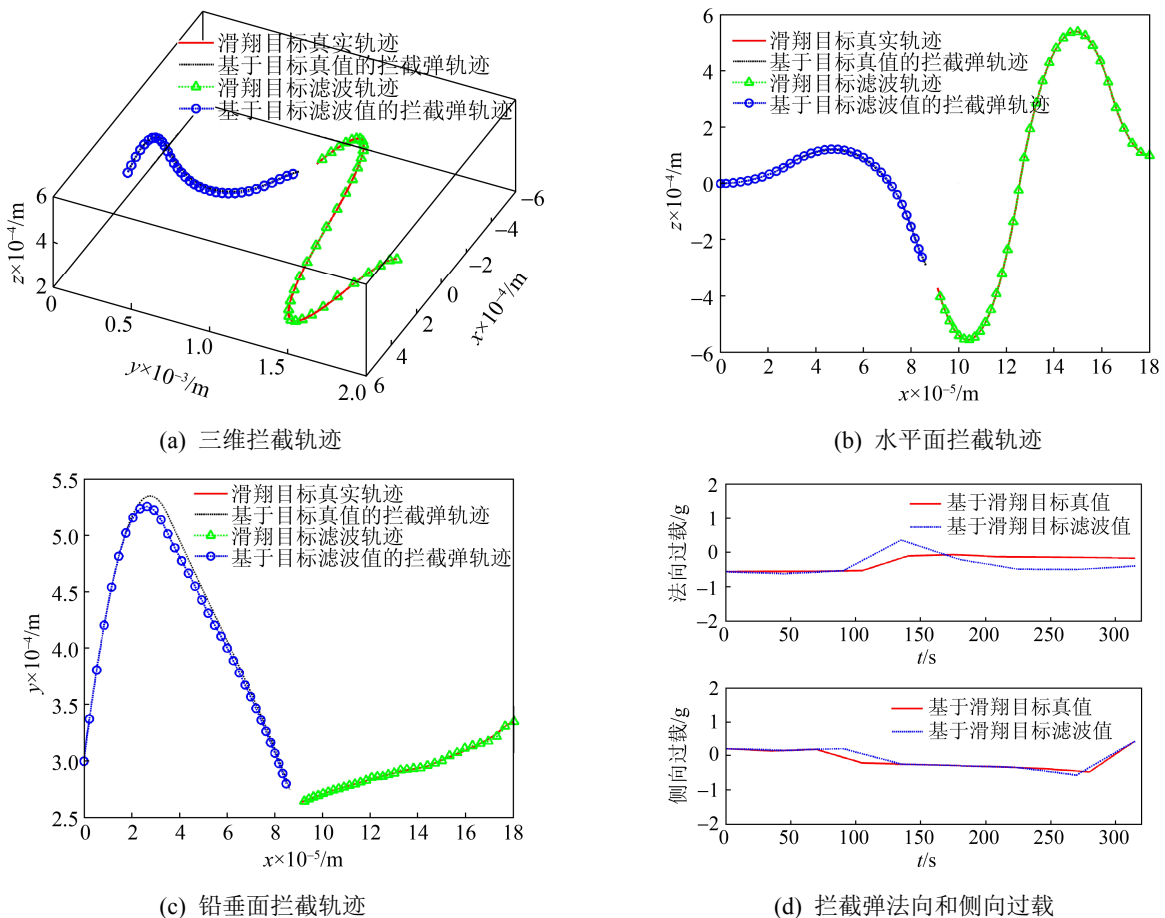


图 6 中制导段拦截仿真结果

Fig. 6 Simulation results of interception in midcourse guidance

<http://www.china-simulation.com>

• 2749 •

中制导结束时刻的弹目相对距离和弹目交会角如表 2 所示。

表 2 中制导结束时刻相关参数

Tab. 2 Relevant parameters at the end of midcourse guidance

参数	真值	滤波值
弹目距离/km	49.971 9	49.416 1
弹目交会角/(°)	7.769 6	9.940 5

由图 6 可知,采用随“拦截窗口”变化的在线中制导律可以实现拦截弹在稳定跟随目标机动的同时,随目标机动规律调整自身的弹道,控制弹道的波动幅值。由图 6(b)可以发现,相比滑翔目标侧向的大范围机动,拦截弹的机动幅值较小,减少了能耗,解决了传统导引律始终紧随目标机动的问题。由图 6 和表 2 可知,当目标运动参数采用基于衰减记忆 EKF 算法得到的滤波值时,所设计中制导律仍具有良好的制导性能,中制导结束时刻的弹目相对距离与弹目交会角误差较小,可以满足中末制导交接班要求。

### 3.3 拦截临近空间滑翔目标 Monte Carlo 仿真验证

为了进一步对所提算法进行鲁棒性验证,针对滑翔飞行器目标的多种机动模式,并考虑拦截弹参数和大气环境参数拉偏,进行中末制导的拦截临近空间滑翔目标 Monte Carlo 仿真。末制导采用基于反步法设计的滑模制导律,并引入直接力控制来弥补气动力过载的不足,关于末制导部分限于篇幅在此不再具体阐述。

在进行拦截临近空间滑翔目标中末制导 Monte Carlo 仿真时,滑翔目标任意切换一种机动模式,同时考虑拦截弹自身参数和大气环境拉偏。滑翔目标可能采取的机动模式如表 3 所示,拦截弹参数和大气环境参数 Monte Carlo 拉偏项如表 4 所示,仿真曲线如图 7 所示。

由图 7 可知,针对滑翔目标的多种机动模式,并考虑拦截弹参数和大气环境参数拉偏,所提出的拦截弹中制导方法可以为末制导提供有利条件,脱

靶量散布小于 1 m, 具有较好的制导精度,验证了所提算法的鲁棒性。

表 3 滑翔目标机动模式

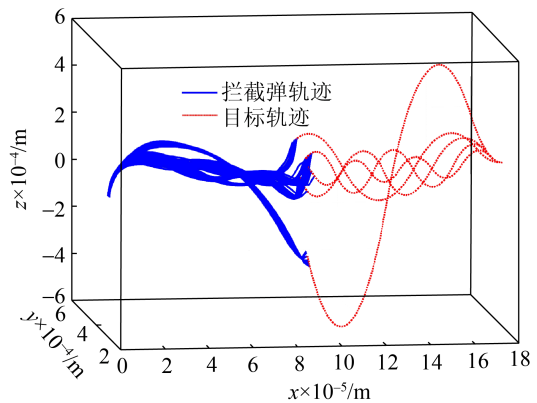
Tab. 3 Gliding target maneuver mode

机动模式	机动规律特点
1	纵向平衡滑翔,侧向中幅跳跃机动
2	纵向平衡滑翔,侧向小幅高频跳跃
3	纵向平衡滑翔,侧向大幅跳跃机动
4	纵向跳跃滑翔,侧向中幅跳跃机动
5	纵侧向均跳跃机动

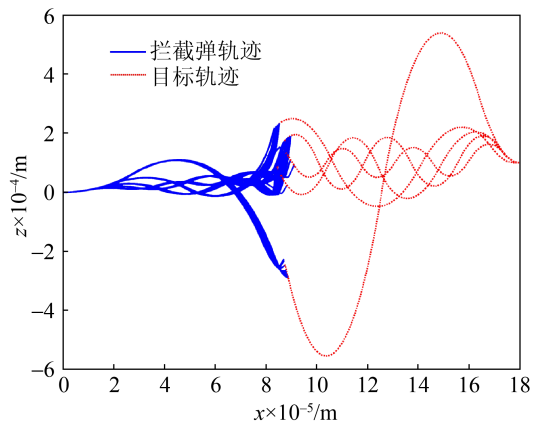
表 4 Monte Carlo 拉偏项

Tab. 4 Monte Carlo biased term

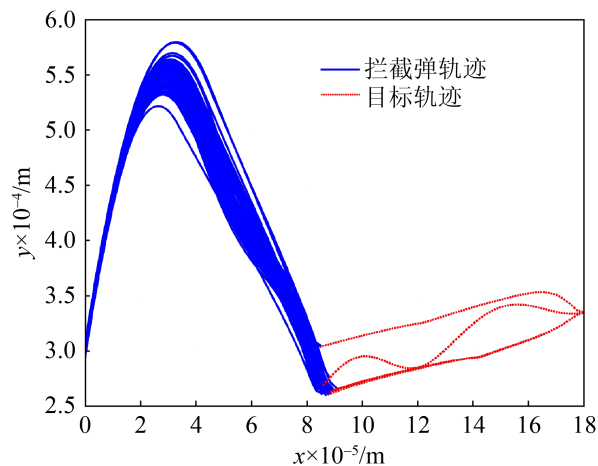
序号	拉偏项	参数值
1	初始速度拉偏/(m/s)	N(0,100/3)
2	初始高度拉偏/m	N(0,1000/3)
3	升力系数拉偏	N(0,0.1/3)
4	阻力系数拉偏	N(0,0.1/3)
5	推力系数拉偏	N(0,0.05/3)
6	大气密度拉偏/(kg/m <sup>3</sup> )	N(0,0.1/3)



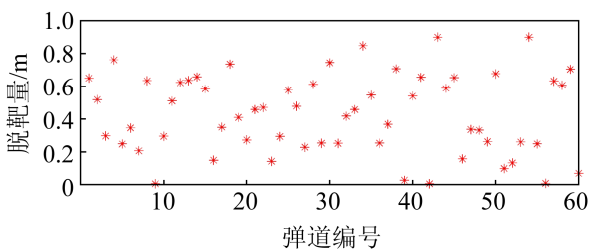
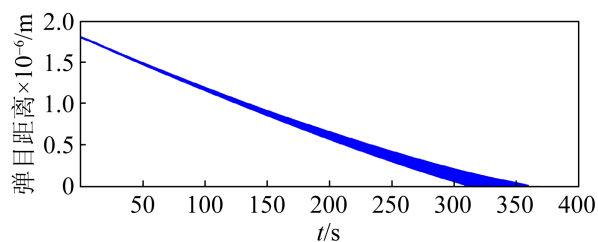
(a) Monte Carlo 三维拦截轨迹



(b) Monte Carlo 水平面拦截轨迹



(c) Monte Carlo 铅垂面拦截轨迹



(d) 弹目距离及脱靶量散布

图 7 Monte-Carlo 仿真曲线  
Fig. 7 Monte Carlo simulation curve

## 4 结论

本文提出了一种基于衰减记忆 EKF 算法的拦截临近空间滑翔目标的中制导方法。利用基于当前统计模型的衰减记忆 EKF 算法跟踪滑翔目标的运动轨迹, 提高了对滑翔目标的跟踪滤波精度; 给出了随“拦截窗口”变化的在线中制导律, 实现了拦截弹不始终紧随目标运动而机动。仿真结果校验了本文所提出的针对滑翔目标的衰减记忆滤波算法的跟踪滤波精度较高, 中制导拦截弹道相对平缓, 且具有较强的鲁棒性。如何结合滑翔目标动力学方程重构目标飞行剖面, 对该轨迹跟踪算法进一步优化是可以继续探索的方向。

## 参考文献:

- [1] 赵良玉, 雍恩米, 王波兰. 反临近空间高超声速飞行器若干研究进展[J]. 宇航学报, 2020, 41(10): 1239-1250.  
Zhao Liangyu, Yong Enmi, Wang Bolan. Some Achievements on Interception of Near Space Hypersonic Vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(10): 1239-1250.
- [2] Norris J D, Lafferty J F, Smith M S, et al. Design and Aerodynamic Calibration of the New AEDC Hypervelocity Wind Tunnel No.9 Mach 8 Nozzle [C]// 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005: AIAA-2005-4278.
- [3] 呼卫军, 周军. 临近空间飞行器拦截策略与拦截武器能力分析[J]. 现代防御技术, 2012, 40(1): 11-15.  
Hu Weijun, Zhou Jun. Analysis of the Interception Strategy of the Near Space Vehicle and Capability of the Interception Weapon[J]. Modern Defense Technology, 2012, 40(1): 11-15.
- [4] 张远龙, 谢愈. 滑翔飞行器弹道规划与制导方法综述[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 50-62.  
Zhang Yuanlong, Xie Yu. Review of Trajectory Planning and Guidance Methods for Gliding Vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 50-62.
- [5] 秦雷, 李君龙. 临近空间目标非弹道式机动模式跟踪滤波技术[J]. 系统仿真学报, 2017, 29(6): 1380-1385.  
Qin Lei, Li Junlong. Maneuver Models Tracking Filter of Nonballistic Near Space Targets[J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(6): 1380-1385.
- [6] 魏喜庆, 顾龙飞, 李瑞康, 等. 基于 Singer 模型的高超声速飞行器轨迹跟踪与预测[J]. 航天控制, 2017, 35(4): 62-66.  
Wei Xilong, Gu Longfei, Li Ruikang, et al. Trajectory Tracking and Prediction of Hypersonic Vehicle Based on Singer model[J]. Aerospace Control, 2017, 35(4): 62-66.
- [7] 肖楚晗, 李炯, 雷虎民, 等. 基于改进的 IMM-UKF 高超声速目标跟踪算法[J]. 探测与控制学报, 2018, 40(3): 108-113.  
Xiao Chuhan, Li Jiong, Lei Humin, et al. Near-space Target Tracking Based on Improved IMM-UKF Algorithm [J]. Journal of Detection & Control, 2018, 40(3): 108-113.
- [8] Cheng Y P, Yan X D, Tang S, et al. An Adaptive Non-zero Mean Damping Model for Trajectory Tracking of Hypersonic Glide Vehicles[J]. Aerospace Science and Technology (S1270-9638), 2021, 111(4): 106529.
- [9] 周聪, 闫晓东, 唐硕. 圆弧预测变系数显式拦截中制导[J]. 航空学报, 2019, 40(10): 226-242.

- Zhou Cong, Yan Xiaodong, Tang Shuo. Explicit Guidance Law with Varying Gain and Circular Prediction for Mid-course Interception [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(10): 226-242.
- [10] Zhou J, Lei H, Zhang D. Online Optimal Midcourse Trajectory Modification Algorithm for Hypersonic Vehicle Interceptions[J]. *Aerospace Science and Technology (S1270-9638)*, 2017, 63(4): 266-277.
- [11] 杨佳, 尉建利, 闫杰. 采用高抛弹道的反临拦截器制导律设计[J]. *计算机测量与控制*, 2018, 26(8): 114-118.  
Yang Jia, Wei Jianli, Yan Jie. Guidance Law for Near Space Target Interceptor Using Parabolic Trajectory[J]. *Computer Measurement and Control*, 2018, 26(8): 114-118.
- [12] 王禄, 王志刚. 高超声速飞行器拦截中制导律设计[J]. *飞行力学*, 2019, 37(6): 58-62.  
Wang Lu, Wang Zhigang. Design of Midcourse Guidance Law for Intercepting Hypersonic Vehicle[J]. *Flight Dynamics*, 2019, 37(6): 58-62.
- [13] 许志, 史伟, 唐硕. 一种带航迹角约束的临近空间目标拦截中制导算法[J]. *宇航学报*, 2020, 41(9): 1175-1183.  
Xu Zhi, Shi Wei, Tang Shuo. A Midcourse Guidance Algorithm with Track Angle Constraint for Near Space Target Interception[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(9): 1175-1183.
- [14] 祝海. 基于微分对策的航天器轨道追逃最优控制策略[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2017.  
Zhu Hai. Optimal Control of Spacecraft Orbital Pursuit-evasion Based on Differential Game[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017.
- [15] 周获. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.  
Zhou Di. New Guidance Laws for Homing Missile[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.
- [16] 李莉. 衰减记忆扩展卡尔曼滤波在目标跟踪中的应用[J]. *电子测量技术*, 2011, 34(2): 36-38.  
Li Li. Fading Memory Extended Kalman Filtering Algorithm for Maneuvering Target Tracking Application[J]. *Electronic Measurement Technology*, 2011, 34(2): 36-38.
- [17] 周宏仁, 敬忠良, 王培德, 等. 机动目标跟踪[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.  
Zhou Hongren, Jing Zhongliang, Wang Peide, et al. Tracking of Maneuvering Targets[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1991.