

轨道根数时不变特性有源假目标识别

姚辉伟¹, 魏玺章¹, 秦玉亮¹, 刘 丹², 毛钧杰¹

(1. 国防科技大学电子科学与工程学院空间电子信息技术研究所, 湖南长沙 410073; 2. 南海舰队司令部第四处, 广东湛江 524001)

摘 要: 针对弹道导弹突防过程中的有源假目标欺骗干扰, 提出了基于轨道根数时不变特性的有源假目标识别方法, 并分析了雷达布站对有源假目标识别的影响. 基于二体运动的轨道可逆性原理, 提出了逆轨道滤波估计轨道根数的方法, 消除了滤波初始误差. 仿真结果验证了本文所提方法的有效性和可行性.

关键词: 弹道导弹; 有源假目标; 轨道根数; 时不变; 识别

中图分类号: TN95 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112 (2012) 08-1558-06

电子学报 URL: <http://www.ejournal.org.cn> **DOI:** 10.3969/j.issn.0372-2112.2012.08.010

Identification of Ballistic Active Decoys Based on Time Invariant of Orbital Elements

YAO Hui-wei¹, WEI Xi-zhang¹, QIN Yu-liang¹, LIU Dan², MAO Jun-jie¹

(1. School of Electronic Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, Hunan 410073, China;

2. 4th Department of South China Sea Fleet Command; Zhanjiang, Guangdong 524001, China)

Abstract: A new method to identify active decoys from ballistic targets in the course of ballistic missile penetration is proposed based on the time invariant of orbital elements, while the effects of radar placement upon the identification are analyzed as well. And a novel approach named Inverse Track Filter (ITF) based on the principle of kinetic track reciprocity of two bodies is put forward to decrease the initial error and shorten the convergence time. Simulations are presented to verify the effectiveness and feasibility of the proposed methods.

Key words: ballistic missile; active decoy; orbital elements; time invariant; identification

1 引言

近年来,随着微波技术、数字射频存储技术(DRFM)以及微电子技术的快速发展,有源干扰系统已具有同时从时域、频域^[1,2]甚至极化域对雷达进行干扰的能力.传统的抗干扰措施^[3,4]以及通过信号处理来识别假目标的方法^[3,5~7]可能会失效,无法鉴别的高逼真有源假目标信号进入雷达的数据处理环节形成点迹,甚至形成稳定的航迹,对现代雷达防御系统形成严重的威胁.

在弹道导弹攻防对抗中,有源假目标欺骗干扰是一种有效、可行的突防措施^[8,9].针对信号处理环节对有源假目标识别可能失效的问题,赵艳丽、饶彬等人在文献^[10~17]中做了大量的工作,通过分析有源假目标与弹道目标在中段动力学特性上的差异^[12,16],在数据处理阶段跟踪滤波^[13,14],依据弹道目标的轨道平面特性^[10]、机械能守恒、动量矩守恒^[11,12]等特征对有源假目

标与弹道目标进行识别,但识别依据都只属于弹道中段目标二体运动某一方面的特性,在特定情况下仍有失效的可能,如雷达位于有源假目标轨迹平面内时利用轨道平面特性的识别方法就会失效.除此之外,上述文献均采用滤波算法稳定收敛之后的数据进行处理,如文献^[10]中采用350s之后的数据进行处理,文献^[11,12]中采用200s~260s区间的数据,在之前的200s时间内,未识别的有源假目标将消耗大量雷达资源.

2 弹道目标与有源假目标轨道根数差异分析

2.1 弹道目标轨道根数的时不变特性

在研究弹道导弹中段的基本运动规律时,为简化分析,通常有如下假设:(1)弹头的飞行过程中仅受地球引力作用;(2)地球为均质圆球,且不考虑自转与公转;(3)地心坐标系(EC)与地心惯性坐标系(ECI)重合.在地心惯性坐标系下,弹道中段目标的状态矢量表示为 X_{Δ}

$(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}})^T = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$. 其中 $\mathbf{r} \triangleq (x, y, z)^T$ 为位置矢量, $\dot{\mathbf{r}} \triangleq (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$ 为速度矢量. 则弹道中段目标的动力学方程为

$$\ddot{\mathbf{r}} + \frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} = 0 \quad (1)$$

式中 μ 为地球引力系数, r 为目标的地心距. 式(1)的通解有六个积分常数, 选择一组意义明确且相互独立的积分常数作为轨道的特征量, 称为轨道根数, 椭圆轨道常用轨道根数为 $(a, e, i, \Omega, \omega, \tau)^T$. 其中: 半长轴 a 和偏心率 e 表示轨道的大小和形状, 轨道倾角 i 和升交点赤经 Ω 表示轨道面在空间的指向, ω 表示在轨道面内近拱点的指向, τ 表示过近拱点的时间. 如图 1 所示, \mathbf{h} 为单位质量的动量矩, \mathbf{e} 为近拱点矢量.

由矢量 $\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}$ 的方向相反, 用 \mathbf{r} 叉乘式(1)可得

$$\mathbf{r} \times \ddot{\mathbf{r}} + \frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} \times \mathbf{r} = \mathbf{r} \times \ddot{\mathbf{r}} = 0 \quad (2)$$

又 $\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$, 从而对任意时刻有

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{h}) = \frac{d}{dt}(\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}) = \dot{\mathbf{r}} \times \dot{\mathbf{r}} + \mathbf{r} \times \ddot{\mathbf{r}} = 0 \quad (3)$$

故 \mathbf{h} 为常矢量. 由近拱点矢量的定义知 \mathbf{e} 也为常矢量. 从而对任意时刻 t 的位置矢量 \mathbf{r} 和速度矢量 $\dot{\mathbf{r}}$, 计算轨道根数的步骤如下^[18]

(1) 计算 \mathbf{h}

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}} = \begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix}$$

(2) 计算 i 和 Ω

$$\begin{cases} \cos i = \frac{h_z}{h} \\ \tan \Omega = -\frac{h_x}{h_y} \end{cases}$$

式中, $h = |\mathbf{h}| = \sqrt{h_x^2 + h_y^2 + h_z^2}$

(3) 计算 \mathbf{e}

$$\mathbf{e} = \frac{1}{\mu} (\dot{\mathbf{r}} \times \mathbf{h}) - \frac{\mathbf{r}}{r} = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix}$$

式中, $e = |\mathbf{e}| = \sqrt{e_x^2 + e_y^2 + e_z^2}$

(4) 计算 ω

$$\tan \omega = \frac{e_z}{(e_y \sin \Omega + e_x \cos \Omega) \sin i}$$

$$(5) \text{ 计算 } a \quad a = \frac{h^2}{\mu(1-e^2)}$$

(6) 计算 f

$$\tan u = \frac{Z}{(Y \sin \Omega + X \cos \Omega) \sin i}$$

$$f = u - \omega$$

式中, f 为真近点角, u 为纬度幅角.

(7) 计算 τ

$$\tan \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan \frac{f}{2}$$

$$n(t - \tau) = E - e \sin E$$

式中, E 为偏近点角.

综上所述, 任意时刻单位质量的动量矩和近拱点矢量均为常矢量, 再由轨道根数的求解过程不难得出, 由任意时刻的状态矢量求出的轨道根数是相同的, 具有时不变特性.

2.2 有源假目标的轨道根数的时变特性

距离假目标可以形成稳定的轨迹, 是有源欺骗干扰最有效的手段之一. 但有源假目标不满足动量矩守恒、机械能守恒等特性, 同时不满足开普勒定律^[12]. 由轨道根数的求解过程知轨道根数的六个参数中至少有一个必然是时变的. 由于无法得到有源假目标轨道根数变化的解析表达式, 故设定三种典型的雷达布站, 采用数值求解给出各雷达布站情况下有源假目标轨道根数变化的直观结果.

假设有源假目标距离延迟为 5km, 初始时刻位置为东经 90 度, 北纬 40 度, 高度 100km, 射程为 1000km, 朝正北发射, 弹道为最小能量弹道, 则落点约为东经 90 度, 北纬 48.98 度; 雷达数据率为 4Hz, 高程为 0m; 雷达布站一为弹道落点附近, 设为东经 91 度, 北纬 48 度; 雷达布站二为弹道平面中段附近, 设为东经 91 度, 北纬 44 度; 雷达布站三为偏离弹道平面较远处, 设为东经 95 度, 北纬 44 度. 则三种布站情况下由雷达理想观测数据估计得到的轨道根数如图 2 所示.

从图 2 中可以看出, 无距离延迟的情况下轨道根数具有时不变特性, 而加入距离欺骗后, 由三种布站的有源假目标的理想测量数据计算得到的轨道根数的六个参数估计都随时间有不同程度的改变.

3 基于逆滤波的轨道根数精确估计与有源假目标识别

弹道目标中段轨迹可以用动力学模型精确描述, 利用卡尔曼滤波技术可以实时有效地估计弹道参数. 弹道中段目标受地球引力做变加速运动, 状态方程是状态矢量的非线性函数, 因而本文采用扩展卡尔曼滤波 (Extended Kalman Filter, EKF) 对状态矢量进行估计.

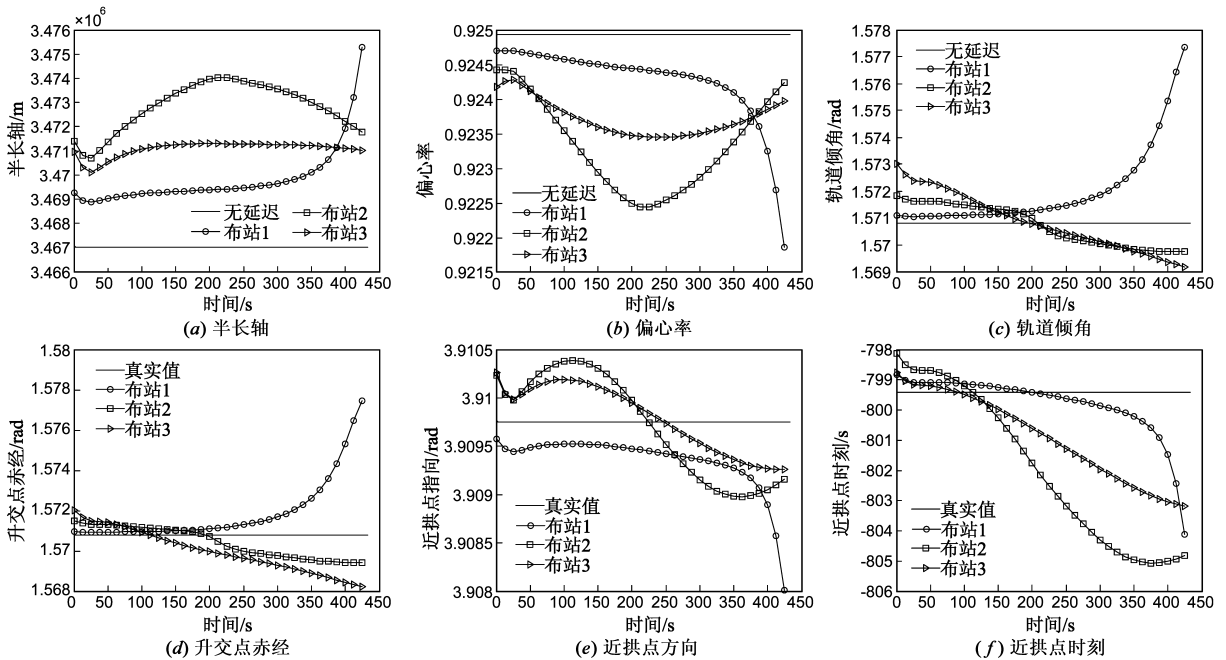


图2 有源假目标轨道根数的时变特性

在利用轨道根数时不变特性进行识别时,将某个时刻的轨道根数估计作为参考值,考察之后轨道根数的估计值随时间是否变化.实际应用中,为确保滤波算法已经稳定收敛,需要舍弃初始一段时间内的滤波数据,这种做法对初始的观测数据没有充分地利用,延缓了有源假目标的识别进程.

3.1 EKF 初始条件对识别算法的影响

EKF 滤波的流程本文不再赘述,在利用 EKF 对弹道目标的雷达观测进行滤波时,设观测值为 $Z_i = (R_i, E_i, A_i)^T, i = 1, 2, \dots, n$, 则通常使用状态矢量 X_0 的初始估计为:

$$X_0 = \begin{bmatrix} R_2 \cos E_2 \cos A_2 \\ R_2 \cos E_2 \sin A_2 \\ R_2 \sin E_2 \\ (R_2 \cos E_2 \cos A_2 - R_1 \cos E_1 \cos A_1) / \Delta t \\ (R_2 \cos E_2 \sin A_2 - R_1 \cos E_1 \sin A_1) / \Delta t \\ (R_2 \sin E_2 - R_1 \sin E_1) / \Delta t \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 $R_i, E_i, A_i, i = 1, 2$ 为雷达两个观测值, Δt 为采样间隔.

采用 2.2 节场景,设雷达测距误差为 10m,测角误差为 1mrad.由式(4)得到的初值进行 EKF 滤波,以偏心率的估计为例,结果如图 3 所示.

图 3 中右图为左图 50s 以后的局部放大,可以看出,EKF 算法收敛之前对偏心率的估计误差远远大于假目标距离延迟以及布站情况对估计误差的影响.其原因主要在于初始条件误差过大,且轨道根数敏感于速度矢量的方向.

3.2 轨道可逆性原理

如图 4 所示,设某弹道目标 1 在 t_A 时刻位于 A 点,状态矢量为 $(r_A, \dot{r}_{A1})^T$,由 2.2 节知,其轨道由 t_A 时刻的状态矢量确定,不妨设为轨道 1.当目标 1 沿轨道 1 运行至 B 点时,状态矢量为 $(r_B, \dot{r}_B)^T$,有

$$r_B \times \dot{r}_B = r_A \times \dot{r}_{A1} = h$$

设弹道目标 2 在 t_B 时刻状态矢量为 $(r_B, -\dot{r}_B)^T$,即 t_B 时刻位于 B 点,速度矢量与弹道目标 1 位于 B 点时大

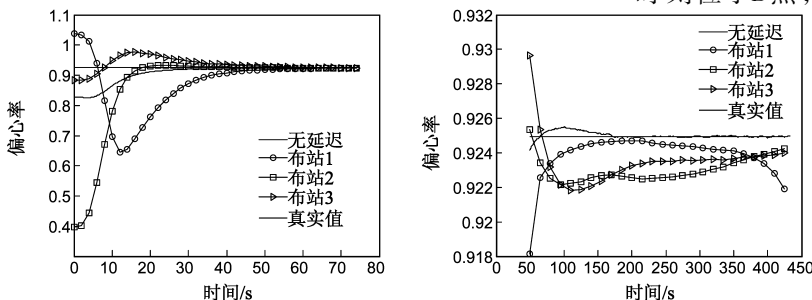


图3 以式(4)为初值进行滤波得到的偏心率估计

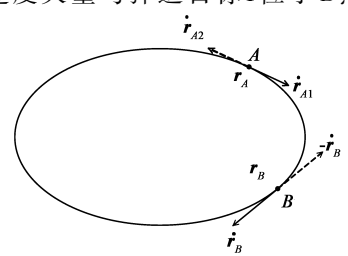


图4 互逆轨道示意图

小相等,方向相反.其轨道由 t_B 的状态矢量确定,不妨设为轨道 2.有

$$\mathbf{r}_B \times (-\dot{\mathbf{r}}_B) = -(\mathbf{r}_B \times \dot{\mathbf{r}}_B) = -\mathbf{h}$$

由上式及 2.2 节内容可知.轨道 1 与轨道 2 在空间上完全重合,仅运行方向相反.不妨定义轨道 1 与轨道 2 互为逆轨道,且对于两互逆轨道上的任意同一位置,均有

$$\dot{\mathbf{r}}_1 = -\dot{\mathbf{r}}_2 \quad (5)$$

特别地, $\dot{\mathbf{r}}_{A2} = -\dot{\mathbf{r}}_{A1}$.

3.3 逆轨道滤波轨道根数精确估计

为了有效充分利用初始阶段的观测数据以给出全弹道轨道根数的精确估计,本文根据弹道目标的轨道可逆性提出利用现有观测数据进行逆轨道滤波的方法.设跟踪雷达初始阶段的一段观测数据为 $Z_i = (R_i, E_i, A_i)^T, i = 1, 2, \dots, n$, 其对应的逆轨道观测数据为 $Z_j, j = 1, 2, \dots, n$, 则根据 3.2 节定义两者关系为

$$Z_j = Z_{n-j+1}, j = 1, 2, \dots, n \quad (6)$$

本文对互逆轨道的处理流程如图 5 所示:

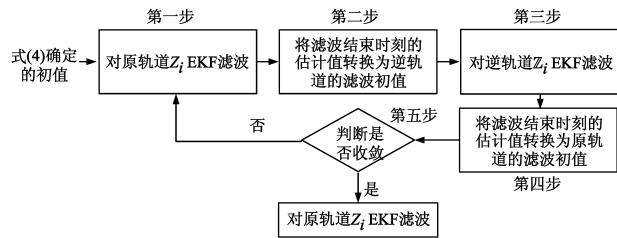


图5 逆轨道滤波流程图

第一步 由式(4)作为初值对原轨道该段观测数据进行 EKF 滤波.

设滤波结束时刻目标状态矢量的估计值为

$$\hat{\mathbf{X}}[n] = (\hat{x}[n], \hat{y}[n], \hat{z}[n], \hat{\dot{x}}[n], \hat{\dot{y}}[n], \hat{\dot{z}}[n])^T \quad (7)$$

设 $\mathbf{X}[n] = (x[n], y[n], z[n], \dot{x}[n], \dot{y}[n], \dot{z}[n])^T$ 为原轨道该时刻的状态矢量真值.则该时刻估计误差的协方差矩阵为

$$\mathbf{M}[n] = E((\hat{\mathbf{X}}[n] - \mathbf{X}[n])(\hat{\mathbf{X}}[n] - \mathbf{X}[n])^T)$$

$$= \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} & a_{16} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} & a_{26} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} & a_{36} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} & a_{46} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} & a_{56} \\ a_{61} & a_{62} & a_{63} & a_{64} & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, $a_{ij} = a_{ji}; i = 1, 2, \dots, 6; j = 1, 2, \dots, 6$.

第二步 将滤波结束时刻的估计值转化为逆轨道 Z_j 的滤波初值.

由式(5)和式(8)知逆轨道的状态矢量初始估计及初始估计误差协方差矩阵,为

$$\mathbf{Y}[1] = (\hat{x}[n], \hat{y}[n], \hat{z}[n], -\hat{\dot{x}}[n], -\hat{\dot{y}}[n], -\hat{\dot{z}}[n])^T \quad (9)$$

设 $\mathbf{Y} = (x[n], y[n], z[n], -\dot{x}[n], -\dot{y}[n], -\dot{z}[n])^T$ 为逆轨道该时刻的状态矢量真值,从而估计误差协方差矩阵为

$$\mathbf{N}[1] = E((\mathbf{Y}[1] - \mathbf{Y})(\mathbf{Y}[1] - \mathbf{Y})^T) = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & -a_{14} & -a_{15} & -a_{16} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & -a_{24} & -a_{25} & -a_{26} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & -a_{34} & -a_{35} & -a_{36} \\ -a_{41} & -a_{42} & -a_{43} & a_{44} & a_{45} & a_{46} \\ -a_{51} & -a_{52} & -a_{53} & a_{54} & a_{55} & a_{56} \\ -a_{61} & -a_{62} & -a_{63} & a_{64} & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中, $a_{ij} = a_{ji}; i = 1, 2, \dots, 6; j = 1, 2, \dots, 6$.

可以看出,进行逆轨道滤波时,只需将原轨道 Z_i 结束时刻状态矢量估计中的速度矢量按式(9)反向,即可得到逆轨道 Z_j 的滤波初值;而将原轨道结束时刻估计误差协方差矩阵元素位置保持不变,部分元素符号按式(10)取反,即可得到逆轨道 Z_j 的滤波初值及初始估计的误差协方差矩阵.

第三步 将式(9)和式(10)作为初值对逆轨道 Z_j 进行 EKF 滤波.

第四步 将滤波结束时刻的估计值转化为原轨道 Z_i 的滤波初值.

第五步 判断算法是否收敛.

此步根据经验判断算法是否已经收敛,若经过一次逆滤波之后的初值估计尚未完全收敛,则可经过多次正反滤波,直至滤波稳定收敛.经过逆轨道滤波得到的原轨道 Z_i 的滤波初值较由式(4)给出的初值更加精确,从而解决了由于初始条件过大引起的轨道根数估计误差远大于由距离欺骗等因素引起的轨道根数变化的问题.

仍以 2.2 节场景及雷达参数为例,则利用本文方法对前 50s 的观测数据进行逆轨道滤波,全弹道偏心率的估计结果如图 6 所示.与图 3 对比可以看出,本文对初始阶段的观测数据就有精确的估计,使得滤波收敛阶段“消失”,从而使得由假目标距离欺骗、雷达测量误差、算法精度等因素导致的轨道根数随时间变化的特征得以突显.

对于采用距离欺骗的有源假目标,可以利用弹道目标的轨道根数时不变特性来加以识别.然而在实际应用中时不变是在一定范围内的时不变,如图 6(无延迟)所示,该范围与雷达测量精度以及估计算法性能等因素有关.本文首先对初始观测数据进行弹道参数精确估计,并利用轨道参数进行外推,得到全弹道的仿真

数据并对其进行滤波,以滤波均方误差最大值的2倍作为“时不变”门限;其次对实际观测值进行滤波,以初始时刻的轨道根数为基准,若轨道根数中任意一个参数相对初始时刻的变化大于识别门限,即认为该目标是有源假目标。

4 仿真试验

采用2.2节场景及雷达参数,设雷达探测到4个目标,一个为弹道目标,另外三个分别为延迟距离为1km、3km、5km的有源假目标.利用本文识别方法,做如下仿真。

仿真一 门限的选择

针对弹道目标,采用本文逆轨道滤波方法对轨道观测数据滤波,并对轨道根数进行估计,做蒙特卡洛仿真500次,轨道根数各参数的均方根误差如图7所示.分别以1倍与2倍最大均方根误差为识别门限,对无距离延迟的弹道目标进行识别,得到的虚警概率如图8所示.可以看出,1倍最大均方误差门限仍有较大的虚警概率,故选择2倍最大均方误差作为本文仿真中采用的识别门限。

仿真二 识别效果

对三种距离延迟的有源假目标,采用本文方法进行识别做蒙特卡洛仿真500次,三种布站情况下对有源假目标的识别概率分别如图9、图10、图11所示。

可以看出,布站一情况下,对三种有源假目标的识别概率大于0.5均在100s以后,且有源假目标的距离延迟越大越容易被识别.其中,对距离延迟为1km的有

源假目标的识别在300s以后;布站二情况下,对三种有源假目标的识别概率大于0.5均在50s左右,且有源假目标的距离延迟越大越容易被识别.其中,对距离延迟为1km的有源假目标的识别在100s以内;布站三情况下,雷达对距离延迟为5km和3km的有源假目标的识别概率大于0.5在50s~100s之间,而对距离延迟为1km的有源假目标的识别概率大于0.5则在200s以后。

不难得出,对于同一布站条件下,有源假目标距离延迟越大越容易被识别;对于相同距离延迟,布站二情况下识别出有源假目标所有的时间最短,布站三次之,布站一所需时间最长。

5 结束语

本文依据轨道根数时不变是弹道目标的指纹特征这一特点,提出了利用轨道根数时不变特性进行有源假目标识别的方法,具有普遍适用性.在对轨道根数进行估计时,本文根据轨道可逆性原理,提出了逆轨道滤波的方法,并给出逆滤波的初值确定及初始估计误差协方差矩阵的重构方法,实现了全弹道参数的精确估计.仿真结果验证了本文方法的有效性和可行性,对弹道导弹的突防轨道设计以及防御方的雷达布站设计都提供了有价值的参考依据。

本文讨论均以有源假目标采用固定距离延迟为前提,下一步的工作重点将是设计灵巧的距离延迟方案,以降低雷达对有源假目标的识别概率,实现掩护弹道目标突防的需求。

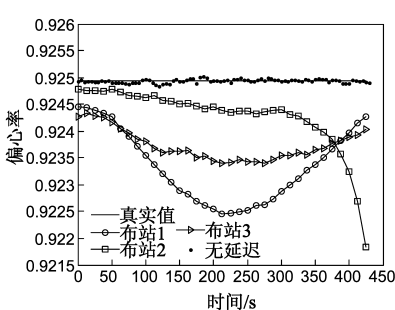


图6 逆轨道滤波全弹道偏心率估计

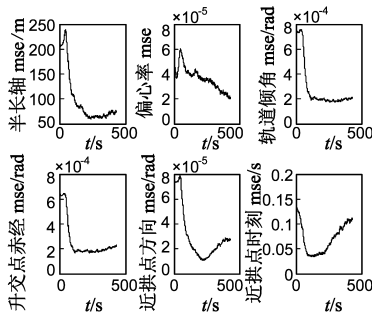


图7 轨道根数估计均方根误差

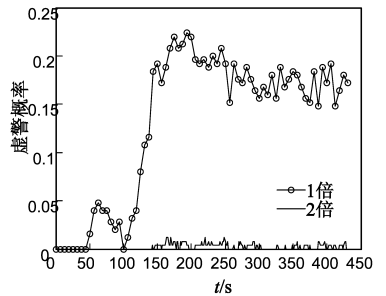


图8 无距离延迟时的识别虚警概率

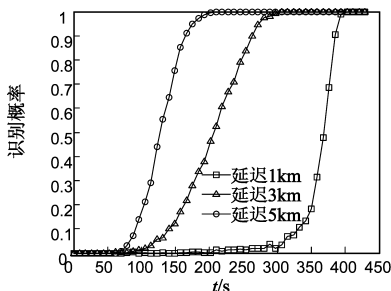


图9 布站一识别概率

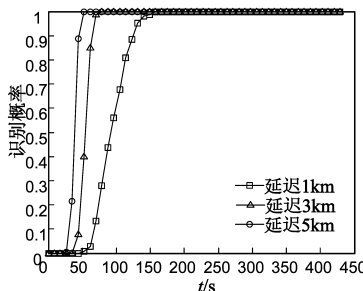


图10 布站二识别概率

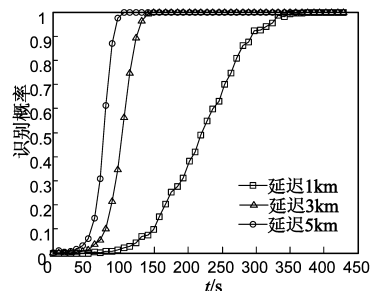
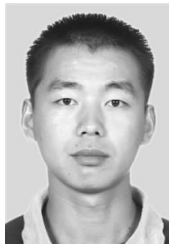


图11 布站三识别概率

参考文献

- [1] Ø Thingsrud. DRFM-Modulator for HRR-Jamming [A]. RTO SET Symposium on Target Identification and Recognition Using RF Systems [C]. Oslo, Norway; 2004.
- [2] S Kristoffersen, Ø Thingsrud. The EKKO II Synthetic Target Generator for Imaging Radar [A]. EUSAR. Ulm [C]. Germany; 2004. 871 – 874.
- [3] 顾尔顺. 有源欺骗干扰的对抗技术 [J]. 航天电子对抗, 1998, (3): 13 – 16.
- [4] 倪汉昌. 抗欺骗式干扰技术途径研究 [J]. 航天电子对抗, 1998, (3): 17 – 20.
- [5] 李建勋, 秦江敏, 等. 运用模式分类的雷达抗转发式距离欺骗干扰方法 [J]. 雷达与对抗, 2004, (1): 30 – 32.
LI Jian-xun, QIN Jiang-min, et al. A mode classifying method against radar's transmitting deceptive jamming in distance [J]. Radar & Ecm, 2004, (1): 30 – 32. (in Chinese)
- [6] 王涛, 王雪松, 肖顺平. 随机调制单极化有源假目标的极化鉴别研究 [J]. 自然科学进展, 2006, 16(5): 611 – 617.
- [7] 李永祯, 王雪松, 等. 基于 IPPV 的真假目标极化鉴别算法 [J]. 现代雷达, 2004, 26(9): 38 – 42.
LI Yong-zhen, WANG Xue-song, et al. A new polarization discrimination algorithm for active decoy and radar target based on IPPV [J]. Modern Radar, 2004, 26(9): 38 – 42. (in Chinese)
- [8] 舍曼弗兰克尔. 用有源假目标挫败战区导弹防御雷达(连载一) [J]. 863 先进防御技术(A类), 1997, (11): 25 – 35.
- [9] 舍曼弗兰克尔. 用有源假目标挫败战区导弹防御雷达(连载二) [J]. 863 先进防御技术(A类), 1997, (12): 30 – 39.
- [10] 赵艳丽, 王雪松, 等. 基于弹道平面性的有源假目标鉴别算法 [J]. 系统仿真学报, 2009, 21(3): 684 – 688.
ZHAO Yan-li, WANG Xue-song, et al. Discrimination algorithm of active decoy and radar target based on ballistic trajectory's planar [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(3): 684 – 688. (in Chinese)
- [11] 饶彬, 王雪松, 等. 基于动力学守恒定律的弹道有源假目标鉴别方法 [J]. 宇航学报, 2009, 30(3): 908 – 913.
RAO Bin, WANG Xue-song, et al. Discrimination method for ballistic active decoys based on dynamics conversation law [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3): 908 – 913. (in Chinese)
- [12] 饶彬, 肖顺平, 等. 外太空有源假目标的运动学特性 [J]. 电子与信息学报, 2009, 31(11): 2600 – 2605.
Rao Bin, Xiao Shun-ping, et al. Motional characteristics of exo-atmospheric active decoys [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2009, 31(11): 2600 – 2605. (in Chinese)
- [13] 饶彬, 王雪松, 等. 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, 37(9): 1944 – 1949.
RAO Bin, WANG Xue-song, et al. Ballistic missile tracking algorithm with anti-jamming capability in spherical coordinates [J]. Acta Electronica Sinica, 2009, 37(9): 1944 – 1949. (in Chinese)
- [14] 赵艳丽, 王雪松, 等. 利用雷达滤波进行空间有源假目标识别的原理和方法 [J]. 自然科学进展, 2008, 18(4): 456 – 465.
- [15] 赵艳丽. 弹道导弹雷达跟踪与识别研究 [D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2007.
ZHAO Yan-li. Study on Radar Tracking and Discrimination for Ballistic Missiles [D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2007. (in Chinese)
- [16] 赵艳丽, 周颖, 等. 基于动力学模型的有源假目标鉴别方法 [J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(5): 60 – 65.
ZHAO Yan-li, ZHOU Ying, et al. Algorithm of discriminating active decoys and radar target based on the dynamic model [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(5): 60 – 65. (in Chinese)
- [17] 赵艳丽, 王雪松, 等. 多假目标欺骗干扰下组网雷达跟踪技术 [J]. 电子学报, 2007, 35(3): 454 – 458.
ZHAO Yan-li, WANG Xue-song, et al. Tracking technique for radar network in the presence of multi-range-false-target deception jamming [J]. Acta Electronica Sinica, 2007, 35(3): 454 – 458. (in Chinese)
- [18] 郗晓宁. 近地航天器轨道基础 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003.
- [19] D C Schleher. Electronic Warfare in the Information Age [M]. London: Artech House, 1999.

作者简介



姚辉伟 男, 1983 年 5 月出生于河南辉县. 2005 年、2007 年在国防科技大学分别获得通信工程专业工学学士、信息与通信工程工学硕士学位. 2008 年至今为国防科技大学博士生, 从事雷达目标识别、目标特性等领域相关研究工作.
E-mail: pla0611@163.com



魏肇章 男, 1976 年 4 月出生于河北吴桥. 1997 年、2002 年在国防科技大学分别获得微波工程专业工学学士、通信与信息系统专业工学博士学位. 现为国防科技大学电子科学与工程学院空间电子信息技术研究所副教授, 硕士生导师, 从事雷达目标识别、目标特性等领域相关研究工作.