

文章编号: 1001 - 2486(2011)04 - 0086 - 06

## 利用惯导信息的反舰末制导雷达抗干扰方法\*

来庆福, 刘 义, 赵 晶, 冯德军, 王雪松  
(国防科技大学 电子科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 惯导信息短期精度高、稳定性好,且自主工作,不受外界电磁干扰。基于惯导的这些特点,提出了一种利用惯导位置、速度信息辅助抗舷外干扰的信息处理方法:在反舰导弹末制导跟踪阶段,建立弹目相对运动模型,通过扩展卡尔曼滤波降低雷达导引头随机测量误差,获取目标位置和速度信息,当检测到干扰,通过对目标位置的预测和惯导对导弹位置的确定,实现对导弹的制导,以达到抗干扰的目的。在考虑舰船目标机动情况下进行了仿真实验,仿真结果表明了该抗干扰方法是有效和可行的。

**关键词:** 抗干扰;惯导信息;反舰导弹;末制导;雷达导引头

**中图分类号:** TN97 **文献标识码:** A

## The Anti-jamming Approach of the Anti-ship Terminal Radar Aided by INS Information

LAI Qing-fu, LIU Yi, ZHAO Jing, FENG De-jun, WANG Xue-song

(College of Electronic Science and Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Featured characteristic of inertial navigation system (INS) information, as short-term accuracy, ultra stability and self-determination, cannot be disturbed by electromagnetic interference. In light of these traits, a novel information processing approach aided by INS position and velocity information for anti-jamming application was proposed. Based on missile-to-target relative motion model, during the terminal guidance tracking phase of anti-ship missile (ASM), target position and velocity information could be obtained by extended Kalman filtering to suppress seeker random measurement errors. When the jamming was detected, one can combine target position forecast with INS navigation solution to accomplish the homing guidance of ASM, which could help achieve one's purpose of anti-jamming. Simulation was carried out in the presence of a maneuvering ship target, and it shows that this method is effective and feasible because of its preferable anti-jamming performance.

**Key words:** anti-jamming; INS information; anti-ship missile; terminal guidance; radar seeker

以主动雷达作为主要传感器的末制导装置易受到各种有源、无源的干扰。导弹的抗干扰性能决定了导弹突防能力,反舰导弹的雷达导引头从工作体制到技术实现,在天线、发射机、接收机、信号与信息处理等各个层面提高其抗干扰能力<sup>[1-7]</sup>。国内外雷达导引头常用抗干扰技术包括单脉冲测角、频率捷变<sup>[8]</sup>、毫米波成像<sup>[9]</sup>、极化<sup>[10]</sup>、多传感器信息融合<sup>[11]</sup>等技术。即使采用这些抗干扰技术和措施,反舰导弹雷达导引头仍然会受到干扰。

惯导系统为非无线电自主式系统,不受外界电磁干扰,可弥补雷达导引头易受电磁干扰的缺点。虽惯导的定位误差随时间增加,但对于末制导飞行时间仅为几十秒的反舰导弹,在其末制导中仍可利用惯导输出的导弹飞行速度和方位,去

辅助雷达导引头,以提高反舰导弹的抗干扰能力。

### 1 影响反舰导弹末制导射击精度的因素分析

影响反舰导弹末制导精度的因素很多,如导引头受到干扰、海况、气象条件、传感器测量误差、目标机动等,本文主要考虑导引头受到的干扰、目标机动以及测量误差等因素,本节主要分析干扰和目标机动。

#### 1.1 反舰导弹末制导跟踪阶段面临的干扰

反舰导弹掠海飞行,飞行高度低,且 RCS 值很小,导引头未开机之前不易被探测到。当导引头开机之后,舰载探测系统也需要一定的反应时间才会探测到反舰导弹。雷达导引头开机后,完

\* 收稿日期:2010-11-07

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61072119)

作者简介:来庆福(1979—),男,博士生。

成对目标的捕获进入跟踪状态,获得目标的位置、速度等信息,利用构建的弹目相对运动模型,通过扩展卡尔曼滤波(EKF)方法对导引头测量随机误差进行抑制,提高对目标运动信息的测量精度,得到目标的较为准确的位置和速度信息。当滤波收敛达到最优状态,此时估计误差最小,而后持续这个状态对目标进行准确地跟踪,直至导引头检测到舰船施放的干扰。

### 1.2 舰船目标机动

当舰载探测系统发现来袭导弹,一般会在施放干扰的同时,舰船目标做出规避机动,以使干扰效果最好,达到保护舰船的目的。舰船的规避机动方式,一般可能存在以下几种情况:

(1)直线加速机动。舰船以巡航速度前进,当舰载探测系统发现来袭导弹,施放干扰后,即以最大加速度加速前进,达到最大速度后,继续保持直线运动。

(2)以最大速度转弯机动。处于战场条件下,舰船正以最大速度前进,当舰载探测系统发现来袭导弹,施放干扰后,即以最小转弯半径,进行转弯机动(可能左转或右转,根据导弹来袭方向确定转弯方向)规避来袭导弹。

(3)直线加速后转弯机动。舰船发现来袭导弹,施放干扰后,即以最大加速度加速前进的同时,进行转弯规避,或者以最大加速度直线运动达到最大速度后,进行转弯规避。

由于舰船一般是巡航速度航行的,所以从战场实际来看,情况(2)出现的机率较小,情况(1)、(3)出现的机率较大。另外,从战术上来讲,舰船要综合考虑导弹来袭方向、气象条件(如风向、风速)等来确定规避策略。以反舰导弹受到箔条质干干扰为例,由于箔条运动受风速的影响,舰船一般采取“顺风打弹,迎风规避”的策略。

下面介绍下舰船目标规避机动的描述方法。设舰船目标施放干扰时刻为基准零时刻,目标在  $M_0$  处,方位为  $B$ ,如图1所示。施放干扰后,舰船直线加速行进(加速度为  $a$ ),用时  $t_{yc}$  由  $M_0$  处到达  $M_1$  处,目标航速由  $V_{m0}$  达到最大速度  $V_{m1}$ ,开始向右(或向左)规避机动,航向由  $H_{m0}$  转到  $H_{m1}$ ,转向旋回过程的航迹可近似为一段圆弧,旋回半径为  $r$ ,旋回角速度为  $\omega$ ,转向到  $M_2$  处后继续直线航行。机动过程中各点的坐标解算如下<sup>[12]</sup>:

(1)目标开始转弯规避机动点  $M_1$  的坐标:

$$\begin{cases} X_{m1} = X_{m0} + (V_{m0} t_{yc} + at_{yc}^2/2) \cos(H_{m0} - B) \\ Y_{m1} = Y_{m0} + (V_{m0} t_{yc} + at_{yc}^2/2) \sin(H_{m0} - B) \end{cases} \quad (1)$$

(2)转向参考点  $C_z$  和  $C_y$  的坐标:

$$\begin{cases} X_C = X_{m1} + r \cos(H_{m0} - B \pm 90^\circ) \\ Y_C = Y_{m1} + r \sin(H_{m0} - B \pm 90^\circ) \end{cases} \quad (2)$$

式中,左转向取“+”号,右转向取“-”号。

(3)转向过程中  $t_{mz}$  时刻的目标坐标:

$$\begin{cases} X_{mz} = X_C + r \cos[H_{m0} - B \pm (90^\circ - \omega \Delta t)] \\ Y_{mz} = Y_C + r \sin[H_{m0} - B \pm (90^\circ - \omega \Delta t)] \end{cases} \quad (3)$$

式中,左转向取“-”号,右转向取“+”号,  $\Delta t = t_{mz} - t_{yc}$  为目标转向旋回时间。

(4)目标在点  $M_2$  转向结束,保持速度不变直线航向,在  $t_{zx}$  时刻的目标坐标为

$$\begin{cases} X_{m3} = X_{m2} + V_{m1} (t_{zx} - t_{yc} - \frac{\Delta H}{\omega}) \cos(H_{m1} - B) \\ Y_{m3} = Y_{m2} + V_{m1} (t_{zx} - t_{yc} - \frac{\Delta H}{\omega}) \sin(H_{m1} - B) \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $\Delta H$  为目标转向旋回的目标航向变化量。

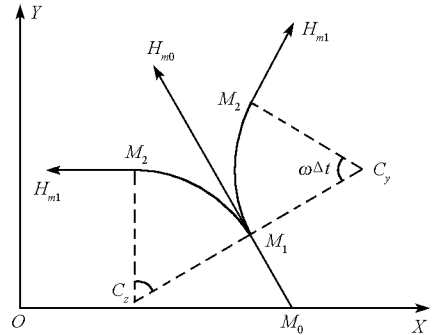


图1 目标转向规避机动示意图

Fig.1 Evasion maneuver of the ship turning

通过以上分析可知:弹目距离越大,目标规避机动时间越长,其机动的范围也就越大,对导弹的最终射击精度影响也就越大。

## 2 利用惯导信息的抗干扰方法

前面已经提到,惯导系统具有短期精度高和稳定性好的特点,但是目前惯导系统主要应用于导弹中制导阶段,在末制导阶段惯导系统的位置、速度信息不再使用,造成一定的信息浪费。基于此,本文提出一种在末制导阶段利用惯导信息辅助攻击慢速移动舰船目标的抗舷外干扰方法,该方法的原理框图如图2所示。

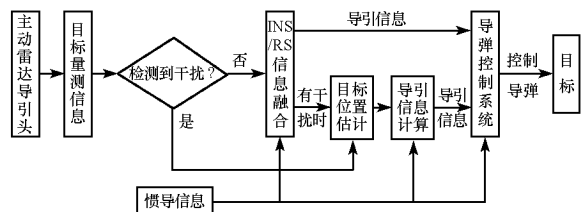


图2 惯导辅助的雷达导引头抗干扰原理框图

Fig.2 Anti-jamming principle block diagram of radar seeker aided by INS

导弹到达自控终点,雷达导引头开机,在开机后几秒钟的时间内完成对目标的正确捕获,随即进入跟踪状态,获得目标的位置、速度信息,利用高精度惯导速度信息描述导弹自身运动,构建基于弹目信息状态变量系统的弹目相对运动模型,通过扩展卡尔曼滤波方法实现对导引头测量随机误差的抑制,实现对目标的精确测量,得到目标较为精确的位置、速度信息,并向控制系统输出有效导引信息。若是敌方没有施放干扰,那么通过构建的弹目相对运动模型,抑制导引头测量随机误差,不断测量目标信息,最终指引导弹准确击中目标舰。但是从战场实际情况考虑,如果舰载探测系统发现来袭的导弹,必会采取一定的措施,对雷达导引头施放干扰(这里主要考虑舷外干扰),受到干扰后的导引头测量信息将不再准确,甚至获得的是严重的错误信息。雷达导引头检测到干扰后,利用惯导系统对导弹自身的速度和位置进行解算,利用此前测量得到的目标位置、速度信息,依据惯导系统的数据更新率不断计算预测目标的位置信息,由此计算得到导引信息,指引导弹飞向预测的目标位置。此时雷达导引头系统不再输出导引信息,只作为干扰检测的装置。如果检测到干扰消失,雷达导引头重新开始工作,快速捕获目标,根据测量的目标位置、速度信息修正导弹飞行轨迹;如果干扰一直存在,则利用惯导系统输出位置和速度信息辅助计算导引信息指引导弹飞行,直至攻击结束。

利用惯导位置和速度信息辅助抗干扰的整个过程中,雷达导引头对目标信息的准确测量是该抗干扰方法实现的前提,需要对导引头测量误差进行抑制;干扰的有效检测是启动该抗干扰方法的条件,但是由于干扰样式多种多样,检测也很复杂,限于篇幅,本文不予以讨论,文中假定可以对干扰进行有效检测;使用该抗干扰方法后,若是不能在导引头有效作用距离内检测到干扰消失,重新跟踪目标修正弹道,那么惯导系统的精度和舰船目标机动都会对导弹的射击精度产生重要影响。

### 2.1 目标运动信息的获取

由于反舰导弹的大部分时间处于掠海平飞状态,其高度近似保持不变,可将导弹与目标相互运动关系简化为水平面内的运动。如图3所示, $x, y$ 为参考坐标系的指向,取为地理坐标系; $v_m$ 和 $v_t$ 分别为导弹和目标的速度矢量; $\theta_m$ 和 $\theta_t$ 分别为导弹和目标的运动方向; $\lambda$ 和 $\dot{\lambda}$ 分别弹目视线角和弹目视线角速率; $R$ 为弹目视线相对距离; $v_m^c$ 和 $v_m^p$ 分别为导弹速度矢量在视线径向与切向上

的投影; $v_t^c$ 和 $v_t^p$ 分别为目标机动速度在视线径向与切向上的投影。定义目标状态变量

$$X = [R, \lambda, v_t^c, v_t^p, a_t^c, a_t^p]^T \quad (5)$$

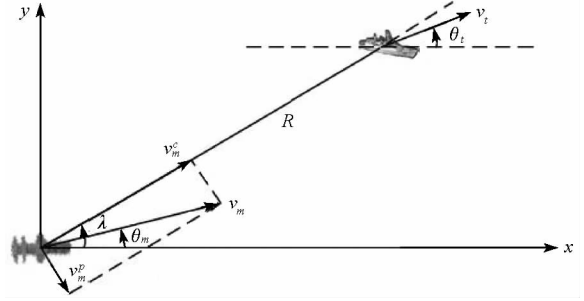


图3 水平面内弹目相对运动关系  
Fig.3 Relative motion of the missile and target in horizontal plane

其中, $a_t^c$ 和 $a_t^p$ 分别为目标加速度在视线径向与切向上的投影。则系统的状态方程为:

$$\dot{X}(t) = f[X(t), t] + W_s$$

$$= \begin{bmatrix} -V_m \cos(\lambda - \theta_m) + v_t^c \\ -V_m \sin(\lambda - \theta_m) + v_t^p \\ R \\ a_t^c \\ a_t^p \\ -\beta_t^c a_t^c \\ -\beta_t^p a_t^p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_m^R \\ \omega_m^\alpha \\ 0 \\ 0 \\ \omega_t^c \\ \omega_t^p \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中, $\omega_m^R, \omega_m^\alpha$ 为状态模型误差,主要由于获取导弹自身运动信息时,由惯导系统误差等带来的偏差。

若采用相参主动雷达导引头,则可以获取全部弹目信息:距离信息、弹目角度信息以及弹目相对径向速度信息,量测方程可建立为<sup>[13]</sup>:

$$Y(k) = H(k)X(k) + w(k) \quad (7)$$

式中, $Y(k) = [\tilde{R}(k) \quad \tilde{\lambda}(k) \quad \tilde{v}_t(k)]^T$ 为观测值, $\tilde{v}_t(k) = v_t^c(k) - v_m^c(k)$ , $w(k) = [\omega_r \quad \omega_\alpha \quad \omega_v]^T$ 为测量误差, $\omega_r, \omega_\alpha, \omega_v$ 假设为零均值的不相关白噪声,其中量测矩阵为

$$H(k) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (8)$$

举例说明该方法抑制随机测量误差的效果:假设反舰导弹与舰船的初始距离为10km,初始弹目视线角为45°,导弹的速度为300m/s,速度矢量的方向角为30°,导弹的速度矢量可以通过惯导系统实时获取。导弹采用具有测角、测距和测速能力的相参主动雷达导引头。导引头的测角误差为2°,测距误差为4m,测速误差为1m/s,测量周期为0.01s,采用比例导引方法制导,导引系数 $N = 2$ 。

目标在海平面上进行逆时针匀速圆周运动的机动,转弯半径为 750m,运动速率为 15m/s,状态方

程为式(6)经离散化和线性化的差分形式,量测方程采用式(7)描述的方程,滤波结果如图 4 所示。

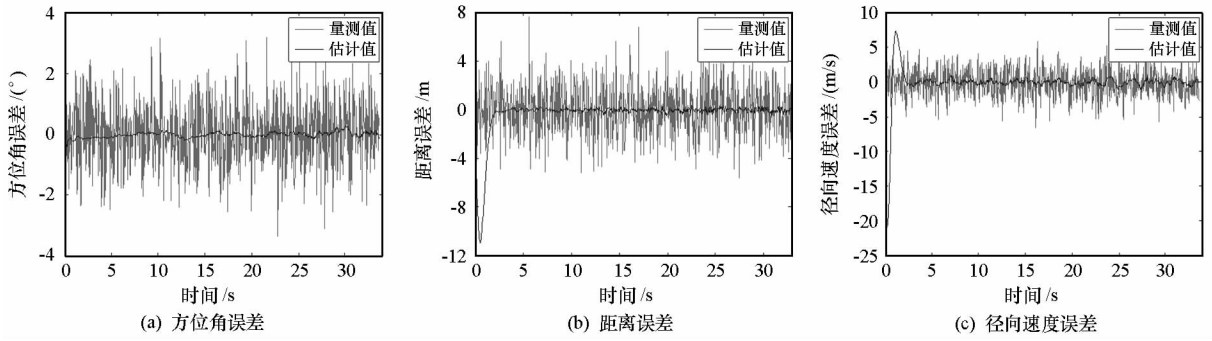


图4 导引头滤波结果

Fig.4 Filtering results of the radar seeker

从图 4 中可看到,随时间推进,距离、角度和速度滤波误差迅速减小并保持稳定,滤波后测量误差远小于原始数据测量误差。在前述条件下进

行 100 次 Monte-Carlo 仿真实验,统计对制导控制精度起主要作用的弹目视线方位角估计的误差均方根,实验结果如图 5 所示。

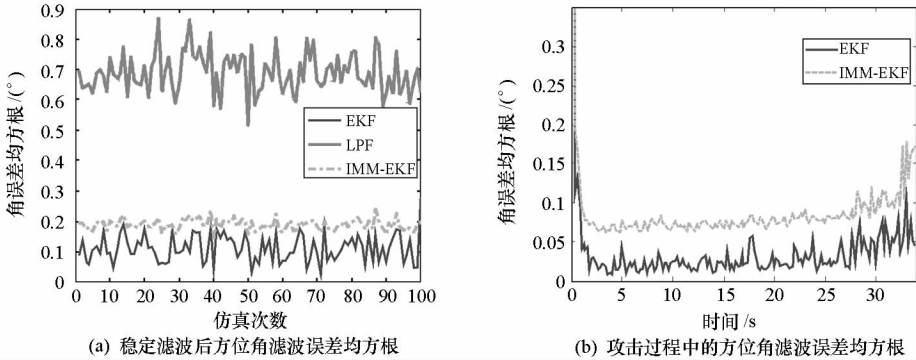


图5 方位角滤波误差均方根

Fig.5 Root-mean-square error of the azimuth angle filtering

图 5(a)为在滤波稳定后的各种滤波方法的角度滤波误差均方根(其中,在 IMM-EKF 中运动模型构建时用制导率计算获取的导弹加速度代替导弹自身真实加速度,由此带来一定的近似误差)。可以看出,采用 EKF 滤波方法,获得数据处理结果的误差均方根远小于传统低通滤波,也优于 IMM-EKF 方法。图 5(b)为攻击过程中的角度误差均方根。随着弹目距离变小,角度滤波误差均方根不同程度地变大,EKF 滤波方法的误差起伏较 IMM-EKF 要小。

螺仪漂移为 0.01°/h,加速度计零偏为 0.1mg;低精度惯导系统的陀螺仪漂移为 0.1°/h,加速度计零偏为 1mg。根据图 6 曲线,假设弹目相对距离为 10km,导弹飞行速度为 300m/s,飞行时间大概为 33.33s,经过换算,高精度惯导系统产生的位置误差约为 0.78m,速度误差约为 0.05m/s;低精度惯导系统产生的位置误差约为 7.81m,速度误差约为 0.45m/s。若弹目相对距离为 6km,飞行时间大约为 20s 时,高精度惯导系统产生的位置误差约为 0.27m,速度误差约为 0.03m/s;低精度惯导系统产生的位置误差约为 2.71m,速度误差约为 0.26m/s。由此可见,即使飞行几十秒,惯导系统输出的位置误差和速度误差都很小,短期精度很高。惯导的短期高精度和高稳定性为其在末制导中抗干扰应用提供了条件。

通过前述分析可见,经过滤波后,导引头测量精度可以大幅度提高,能够获得更加精确和稳定的目标位置和速度信息,为抗干扰算法的实现提供了前提条件。

### 2.2 惯导系统的短期高精度

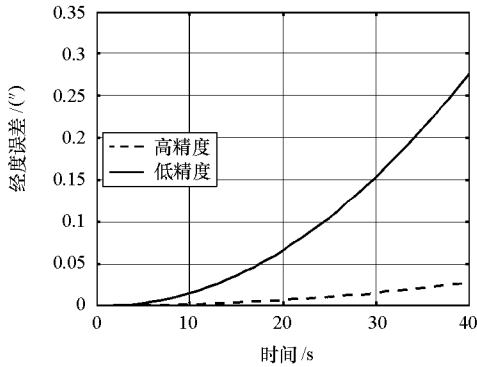
本文的抗干扰方法通过利用惯导系统的短期精度高和稳定性好的特点来达到抗干扰的目的。图 6 给出了高低两种精度的惯导系统输出经纬度误差和速度误差曲线。其中高精度惯导系统的陀

### 3 仿真实验分析

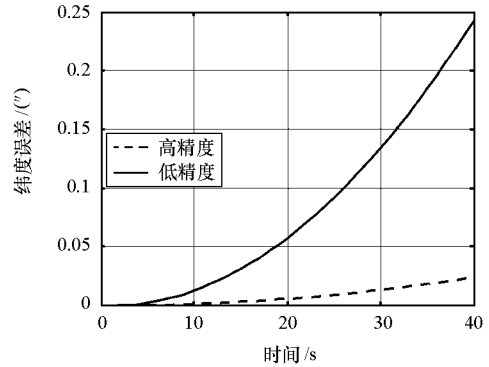
前面已经对利用惯导位置、速度信息辅助抗干扰的信息处理流程以及影响因素进行了详细的

分析,下面通过计算机仿真检验提出的抗干扰方法的有效性。仿真直接从利用惯导辅助抗干扰开始,不考虑之前的导弹信息处理过程。仿真中假

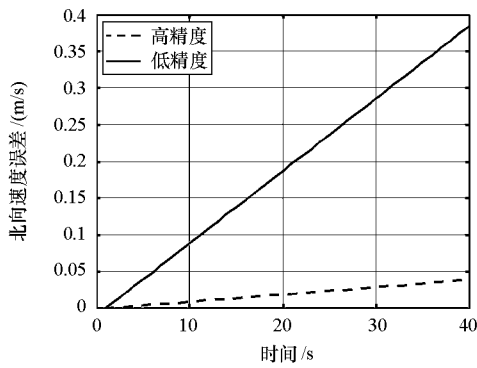
设目标舰的长度为 150m,反舰导弹的杀伤半径为 50m,脱靶量小于杀伤半径为有效杀伤。T-M 代



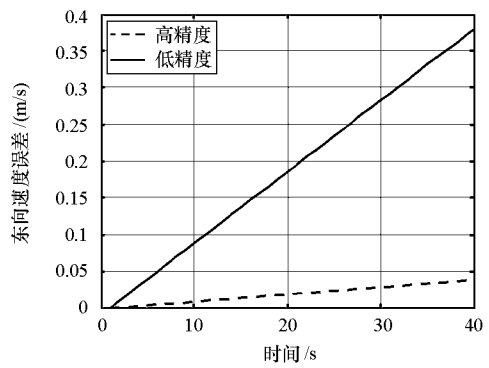
(a) 纬度误差曲线



(b) 经度误差曲线



(c) 北向速度误差曲线



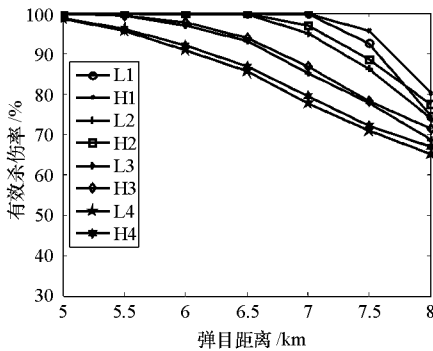
(d) 东向速度误差曲线

图 6 惯导信息输出误差曲线

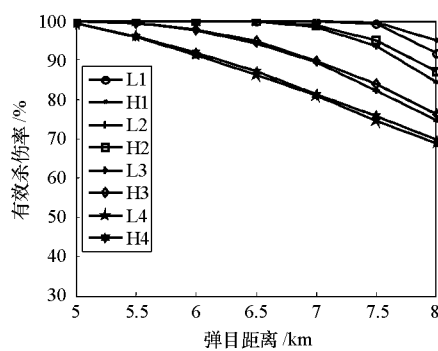
Fig. 6 Error curve of the INS information

表目标直线加速到最大速度即刻转弯机动, L-M 代表目标直线加速到最大速度后即以最大速度直线航行。下面根据不同的条件分别给出在不同弹

目距离(这里指开始利用惯导信息辅助抗干扰时的弹目距离,下同)下的仿真结果。



(a) T-M 机动方式



(b) L-M 机动方式

图 7 不同导引头测量误差下,不同惯导精度下有效杀伤率

Fig. 7 Valid kill probability on the differently seeker and INS precision condition

假设目标初始速度为  $v_{i0} = 10\text{m/s}$ ,加速度为  $a = 1\text{m/s}^2$ ,最大速度为  $v_{\text{max}} = 15\text{m/s}$ ,最小转弯半径为 750m,导弹飞行速度为  $v_m = 300\text{m/s}$ 。导弹末制导采用比例导引制导,导引系数为  $N = 2$ 。高低精度惯导系统的参数如 2.2 节参数设置相同。定义脱靶量小于反舰导弹杀伤半径的次数占总的仿真

次数的百分比为有效杀伤率,不同参数情况下通过 1000 次 Monte Carlo 仿真获得采用本文抗干扰方法的反舰导弹杀伤率如图 7 所示。图 7(a)为目标以 T-M 方式机动,在不同导引头测量误差,不同惯导精度条件下的仿真结果;图 7(b)为目标以 L-M 方式机动,在不同导引头测量误差,不同惯

导精度条件下的仿真结果。图中L表示低精度惯导系统,H表示高精度惯导系统,L(或H)后面的数字1、2、3、4对应的导引头角度测量误差分别为 $0.05^\circ$ 、 $0.1^\circ$ 、 $0.2^\circ$ 、 $0.3^\circ$ ,距离测量误差分别为0.3m、0.5m、1m、1.5m,径向速度测量误差分别为 $0.1\text{m/s}$ 、 $0.2\text{m/s}$ 、 $0.4\text{m/s}$ 、 $0.6\text{m/s}$ 。由于各测量误差相互对应,下面讨论中仅以角度测量误差代替。

从图7中可以看到,随着弹目距离的增大,采用该抗干扰方式对目标的有效杀伤率是逐渐变小的。由于目标运动速度较导弹来说很慢,弹目距离越近,导弹的飞行时间越短,目标的机动范围越小,对目标造成有效杀伤的可能性越大。T-M机动方式下的有效杀伤率要小于L-M机动方式下的有效杀伤率,也就是说对于舰船防御来说,T-M机动方式要比L-M机动方式躲避导弹射击的生存概率大。惯导精度对有效杀伤率影响不大,这是由惯导的短期高精度决定的,虽然高低精度的惯导系统精度相差一个数量级,但是在短时间内造成的位置误差却很小,特别是飞行时间越短,二者相差得越小。

从图7中也可以看到,导引头测量误差对射击精度产生重要的影响。不管目标采取哪种机动方式,随着导引头测量误差的增大,其有效杀伤率都会显著变小。目标不管采取哪种机动方式,在导引头测角误差小于 $0.2^\circ$ ,弹目距离小于6.5km时,对目标的有效杀伤率可以达到90%以上,弹目距离小于6km时,有效杀伤率可达95%以上;导引头测角误差小于 $0.1^\circ$ 时,即使弹目距离达到7km,对目标的有效杀伤率仍可以达95%以上。当导引头测角误差小于 $0.05^\circ$ 时,T-M机动方式下,弹目距离达到7km,对目标的有效杀伤率为100%,弹目距离7.5km时,采用高精度惯导对应的杀伤率仍在95%以上;L-M机动方式下,弹目距离达到7.5km,对目标的有效杀伤率为100%,弹目距离8km时,采用高精度惯导对应的杀伤率仍在95%以上。由此可以认为,当弹目距离小于7km,导引头测量误差小于 $0.1^\circ$ 时,该抗干扰方法是可行的。另外,本文的研究没有考虑当检测到干扰消失,导引头重新捕获跟踪目标的情况。若是导引头能够重新跟踪目标,则会重新修正导弹飞行,提高末制导精度。

随着惯性器件的精度不断提高和中制导阶段通过信息融合对惯导系统的修正,导弹自控终点散布误差变小,可以使雷达导引头开机延后,开机时弹目距离变小;导引头捕获目标,进入跟踪状

态,并检测到舰船施放的舷外干扰,这个过程需要一定的时间,导弹也会飞过一定的距离,因此导引头实际开机时的弹目距离都要比仿真中的大,这些都为该方法的有效实现提供了有利条件。

## 4 结束语

在抑制雷达导引头测量误差,获取目标位置和速度信息后,导引头检测到干扰,转为利用惯导信息确定导弹的位置和速度,利用干扰前获取的目标位置、速度信息估计目标位置,由此获得导引信息指引导弹飞行,以达到抗干扰的目的。考虑目标机动的仿真实验说明了利用惯导信息在反舰导弹末制导阶段的抗干扰方法是有效可行的。该抗干扰方法不仅可应用于海战时导弹打击慢速移动舰船目标的情形,也可以应用于导弹对地面慢速或固定目标的攻击情形。本文只对利用惯导信息抗干扰方法的信息处理流程,以及雷达导引头对目标信息准确获取的抗干扰方法使用条件和目标机动对制导精度的影响等进行了分析,而该抗干扰方法的具体实现还要涉及许多内容,如干扰检测方法、不同获取导引信息方法的转换策略等,这些都是下一步的主要工作。

## 参考文献:

- [1] 陈玉文. 反舰导弹导引头智能抗干扰研究[J]. 飞航导弹, 1998(2): 43-47.
- [2] 李曼, 刘芸江. 防空武器系统与机载电子对抗技术的竞争[J]. 电子对抗技术, 2002, 17(5): 14-21.
- [3] 马俊声. 电子抗干扰技术概述[J]. 航天电子对抗, 2001(1): 35-39.
- [4] Li N J, Zhang Y T. A Survey of Radar ECM and ECCM [J]. IEEE Trans. on AES, 1995, 31(3): 1110-1118.
- [5] 张光义. 提高雷达系统抗干扰能力的一些措施[J]. 现代雷达, 2001, 23(1): 1-7.
- [6] Spezio A E. Electronic Warfare Systems[J]. IEEE Trans. on MIT, 2002, 50(3): 633-644.
- [7] Mosinski J D. Electronic Countermeasure[C]//IEEE Tactical Communications Conference, 1992.
- [8] 张洪涛. “捕鲸叉”雷达导引头抗干扰性能分析[J]. 舰船电子工程, 2006, 26(6): 167-169.
- [9] 贺志毅. 合成宽带毫米波雷达导引头的理论及实现[D]. 北京: 航天第二研究院, 2002.
- [10] 宋立众, 乔晓林, 孟宪德. 脉冲多普勒雷达导引头角欺骗干扰的极化抑制[J]. 电波科学学报, 2005, 20(3): 353-357.
- [11] 何益民, 周军. 红外/毫米波双模制导数据融合方法[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(1): 75-78.
- [12] 龙飞, 张林, 刘鼎臣. 目标规避条件下反舰导弹捕捉概率的计算方法[J]. 战术导弹技术, 2005, (6): 19-21.
- [13] 刘义. 对抗条件下被动雷达制导技术及效能评估方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.