

1.2 雷达滤波模型

由于常规米波雷达在天线尺寸有限下,测量精度一般不高,作为制导就必须解决精度问题。在雷达与目标距离较远时,测量误差一般被认为是符合高斯分布的白噪声。用卡尔曼滤波器来平滑噪声,以得到更精确的目标位置信息和速度信息。为了避免非线性滤波的困难,在观测误差较小的条件下,直角坐标系误差与雷达坐标系误差的关系是线性的^[4]。此时,直角坐标系中的观测误差均值为零,协方差为

$$\begin{aligned}\sigma_x^2 &= \sigma_{R_{mt}}^2 \cos^2 E_{mt} \cos^2 A_{mt} + R_{mt}^2 \cos^2 E_{mt} \sin^2 A_{mt} \sigma_{R_{mt}}^2 + R_{mt}^2 \sin^2 E_{mt} \cos^2 A_{mt} \sigma_{E_{mt}}^2 \\ \sigma_y^2 &= \sigma_{R_{mt}}^2 \cos^2 E_{mt} \sin^2 A_{mt} + R_{mt}^2 \cos^2 E_{mt} \cos^2 A_{mt} \sigma_{R_{mt}}^2 + R_{mt}^2 \sin^2 E_{mt} \sin^2 A_{mt} \sigma_{E_{mt}}^2 \\ \sigma_z^2 &= \sigma_{R_{mt}}^2 \sin^2 E_{mt} + A_{mt} + R_{mt}^2 \cos^2 E_{mt} \sigma_{R_{mt}}^2 \\ \sigma_{xy} &= 0.5 \sin 2A_{mt} (\cos^2 E_{mt} \sigma_{R_{mt}}^2 - R_{mt}^2 \cos^2 E_{mt} \sigma_{R_{mt}}^2 + R_{mt}^2 \sin^2 E_{mt} \sigma_{E_{mt}}^2) \\ \sigma_{yz} &= 0.5 \sin 2E_{mt} (\sigma_{R_{mt}}^2 - R_{mt}^2 \sigma_{E_{mt}}^2) \sin A_{mt}, \sigma_{xz} = 0.5 \sin 2E_{mt} (\sigma_{R_{mt}}^2 - R_{mt}^2 \sigma_{E_{mt}}^2) \cos A_{mt}\end{aligned}\quad (1)$$

上述这些协方差分量可以组成观测协方差矩阵,根据递推卡尔曼滤波器计算出噪声平滑后的估计误差协方差矩阵^[5]。

1.3 导引头的装订

导引头装订参数包括导引头天线指向的方位角、俯仰角以及多普勒频率。在中制导中,由地面米波雷达测量出雷达坐标系下的目标信息 (A_t, E_t, R_t) 和导弹信息 (A_m, E_m, R_m) ,并将其分别转换到地面坐标系中,得到目标和导弹的位置 (x_t, y_t, z_t) 、 (x_m, y_m, z_m) 、速度 (x'_t, y'_t, z'_t) 、 (x'_m, y'_m, z'_m) 以及加速度 (x''_t, y''_t, z''_t) 、 (x''_m, y''_m, z''_m) 后,通过计算得到导弹预装参数。再经过由地面坐标系导弹体坐标系的转换,得导弹体坐标系下的目标位置 (dx_t, dy_t, dz_t) 和径向速度 v_t ,由此预测截获时刻的导引头指向的方位角 A_{mt} 、俯仰角 E_{mt} 和多普勒频率 f_d ,使导引头能够准确捕获目标,完成中末制导交班。导引头装订参数的计算方程组如下:

$$\begin{aligned}V_{cp} &= 700n/sR_t = [x_t^2 + y_t^2 + z_t^2]^{1/2}; E_t = \arcsin[y_t/R_t]A_t \arcsin[-z_t/(R_t - y_t^2)^{1/2}] \\ E_f &= 300a \tan[(H_{mz} + 5t_{mz}^2)/(R_{mz}^2 - H_{mz}^2)^{1/2}]dR_t = (x_t x_t + y_t y_t + z_t z_t)/R_t \\ E &= E_f + 57.3[d_{mz} * R_t/R_{mz}/V_{cp}/(V_{cp} - dR_t)]A = A_t + 57.3(R_t dR_t \cos(E_t) 1.3/(V_{cp} \cos(E_f)))\end{aligned}\quad (2)$$

其中: V_{cp} 为导弹速度; R_{mz} 为命中点距斜、 H_{mz} 为高度、 t_{mz} 为命中时间; dR_t 为目标斜距变化率。

1.4 雷达误差

产生中末制导交班误差的原因有捷联惯导系统误差、初始对准误差、导引头本身误差和雷达测量误差。而雷达误差是影响交班精度的主要误差。本文仅对雷达误差引起的导引头坐标系中目标的方位角和俯仰角误差进行分析。导引头指向方位角和俯仰角误差分别为

$$\begin{aligned}\sigma_{A_{mt}}^2 &= \frac{\cos^4 A_{mt}}{x_{mt}^4} [x_{mt}^2 \sigma_x^2 + z_{mt}^2 \sigma_z^2 - 2x_{mt} z_{mt} (E[\sigma x_t \sigma z_t] + E[\sigma x_m \sigma z_m])] \\ \sigma_{E_{mt}}^2 &= \frac{1}{R_{mt}^2 \cos^2 E_{mt}} \sigma_y^2 (1 - \frac{2y_{mt}^2}{R_{mt}^2}) \frac{y_{mt}^2}{R_{mt}^2} \sigma_R^2\end{aligned}\quad (3)$$

式中: $\sigma_R^2 = [x_{mt}^2 \sigma_x^2 + z_{mt}^2 \sigma_z^2 - 2x_{mt} z_{mt} (E[\sigma x_t \sigma y_t] + E[\sigma x_m \sigma y_m])] + 2x_{mt} z_{mt} (E[\sigma x_t \sigma z_t] + E[\sigma x_m \sigma z_m]) + 2x_{mt} z_{mt} (E[\sigma y_t \sigma z_t] + E[\sigma y_m \sigma z_m])/R_{mt}^2$; $\sigma_x^2 = \sigma_{x_m}^2 + \sigma_{x_t}^2$, $\sigma_y^2 = \sigma_{y_m}^2 + \sigma_{y_t}^2$, $\sigma_z^2 = \sigma_{z_m}^2 + \sigma_{z_t}^2$; x_{mt} 、 y_{mt} 、 z_{mt} 、 R_{mt} 分别表示弹目距离在直角坐标系下的分量和距离值。

2 实验结果分析

基于上述构建的新型制导控制半实物实验系统,进行了仿真研究和半实物实验。实验系统模拟中雷达数据输出正常;导弹起飞时间、各参数显示也正常;导引头反馈数据与导弹送导引头数据均符合实验要求。根据实验系统所录存的数据进行处理,得到表1给出的实验结果。

表1 实验结果

误差系数 ρ	0.6	0.7	0.8	1.1	1.5	2.1	2.5
截获弹目	14.992 59	14.988 02	14.986 47	14.983 68	14.976 32	未截获	未截获
距离/km							

由实验结果可以看出,交班正常,它基本对应于弹目距离 $R_{mt} \leq 15$ km 的某一时刻。随着雷达误差系数

的增大,截获距离逐渐减小,在录取的7种实验状态中,其中两种状态没有出现截获,主要原因是误差引起偏角过大,超过了导引头的搜索范围。

图2和图3分别描绘了在不同误差系数下,方位角误差和俯仰角误差与弹目距离 R_{mi} 关系的变化曲线。从中可以得到以下结论:①在导引头作用距离内,复合制导的中末制导交班在弹目相对距离越近时交班,方位角误差 $\sigma_{A_{mi}}^2$ 和俯仰角误差 $\sigma_{E_{mi}}^2$ 越大;②中末制导交班时,误差系数 ρ 越大,方位角误差 $\sigma_{A_{mi}}^2$ 和俯仰角误差 $\sigma_{E_{mi}}^2$ 越大。

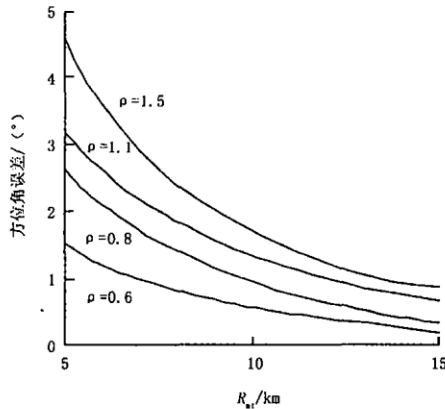


图2 方位角误差 $\sigma_{A_{mi}}^2$

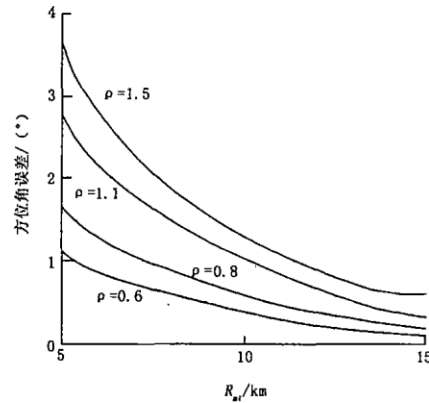


图3 俯仰角误差 $\sigma_{E_{mi}}^2$

3 结论

由于导引头的指向误差随弹目距离的减小而变大,特别是在导弹和目标临近时误差更明显,因此在复合制导系统中,为了使中末制导能够成功交班应尽早地进行截获,同时也有助于减小脱靶量。另外,若中末交班较晚,对导引头来说信噪比较低,对接收机及信号处理等的要求较高。所以应当综合考虑各方面的因素,在保证截获性能的前提下完成好中末制导交班。

参考文献:

- [1] Nesline F William J, Nesline Mark L. An Analysis of Optimal Command Guidance Optimal Semiactive Homing Missile Guidance [A]. American Control Conference[C]. Seattle, 1986: 1105 - 1107.
- [2] 丁赤飏. 主动雷达寻的制导的若干问题研究[D]. 北京:北京航空航天大学电子工程系, 1997.
- [3] 屈剑明,毛士艺,李少洪. 雷达导引头交班与弹目几何位置关系研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 6(3): 274 - 277.
- [4] Farina A. Radar Data Processing[M]. Boston: Research Studies Press LTD, 1985.
- [5] Barton D K. Modern Radar System Analysis[M]. Boston: Artech House, 1988.

(编辑:田新华)

Semi - object Experimental Research on Handing over Midcourse to Terminal Guidance

ZHU Li¹, ZHANG Guo - quan², WANG Guang - ming¹

(1. The Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, Shaanxi, China; 2. The 8th Institute of Shanghai Academy of Space - flight Technology, Shanghai 200233, China)

Abstract: In this paper, to test the performance of meter - band radar handing over to millimeter - wave target seeker through ground fire - control system and midcourse guidance, a new semi - object experiment system for control and guidance is constructed and used to analyze the influences of radar errors on guidance handover, and the results achieved demonstrate the feasibility of the system.

Key words: meter - band radar; guidance; handover; radar error