

中末制导交班半实物实验研究

朱 莉¹, 张国权², 王光明¹

(1. 空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800; 2. 上海航天科技集团第八设计部, 上海 200233)

摘要:为对米波雷达经过地面火控及导弹飞行初、中制导向毫米波导引头交班的性能进行验证,采用新型制导控制半实物实验系统,得出了实验结果,分析了雷达误差对制导交班的影响,实验验证了该系统的可行性。

关键词:米波雷达;制导;交班;雷达误差

中图分类号:TJ765.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2006)01-0041-03

在地空导弹武器系统中,采用雷达指令修正惯性中制导加寻的末制导复合制导体制,既可以保证较远的中制导距离,又有较高的末制导精度^[1]。由于采用分段制导,必须解决中制导和末制导的交班问题。影响交班的主要因素是雷达的测量误差和导弹惯性误差。对于中末制导交班而言,雷达误差比惯性误差影响更大,惯性误差几乎可以忽略不计^[2,3]。

本文利用制导控制半实物实验系统,对米波雷达经过地面火控及导弹飞行初、中制导向毫米波导引头交班的性能进行了仿真研究和实验验证,并分析了雷达误差对制导交班的影响。

1 实验系统概述

1.1 组成

制导系统交班半实物实验系统组成如图1所示,图中雷达目标由计算机模拟,当雷达在远距离发现并跟踪好目标后,将目标参数送到火控计算机,由火控计算机对数据进行处理,给出导弹预装参数,适时发射导弹。导弹采用垂直发射后在中制导段弹上惯性测量装置精确提供导弹位置和姿态。由地面提供目标信息,并发送到导弹上,弹上计算机计算控制指令,按修正比例导引导弹飞行,并给导引头提供天线指向信息进行角度装订。当弹目相对位置小于15 km时发出导引头移动信号,导引头对目标进行搜索并截获目标进入自动跟踪状态,实现中、末制导交班,系统转入末制导,控制系统按末制导规则引导导弹飞向目标。

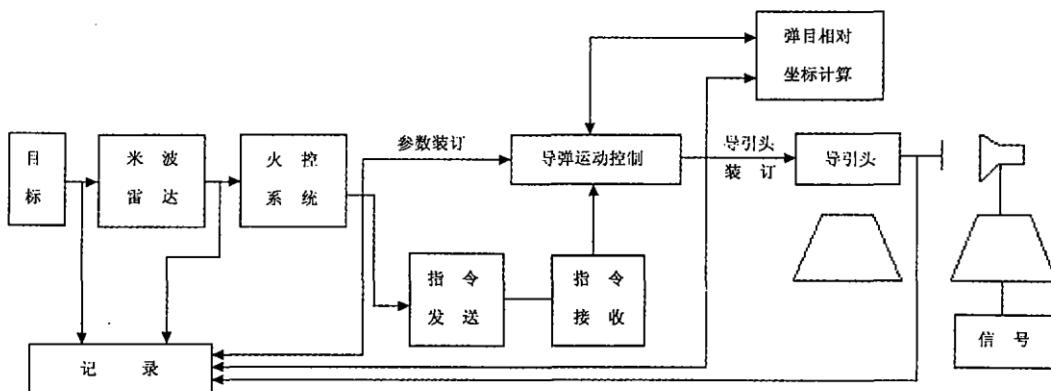


图1 制导系统交班半实物系统

收稿日期:2006-06-14

基金项目:国家“863”计划资助项目(2003AA005044)

作者简介:朱 莉(1980-),女,上海人,博士生,主要从事天线技术及雷达超分辨技术研究.

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

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

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) ($x'_{m_t}, y'_{m_t}, z'_{m_t}$)以及加速度(x''_t, y''_t, z''_t) ($x''_{m_t}, y''_{m_t}, z''_{m_t}$)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:

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

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统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: $\sigma_R^2 = [x_{mt}^2 \sigma_x^2 + z_{mt}^2 \sigma_z^2 - 2x_{mt} z_{mt} (E[\sigma x_t \sigma y_t] + E[\sigma x_m \sigma y_m])] + 2x_{mt} z_{mt} (E[\sigma x_t \sigma z_t] + E[\sigma x_m \sigma z_m]) + 2x_{mt} z_{mt} (E[\sigma y_t \sigma z_t] + E[\sigma y_m \sigma z_m])]/R_{mt}^2$; $\sigma_x^2 = \sigma_{x_m}^2 + \sigma_{z_m}^2$, $\sigma_y^2 = \sigma_{y_m}^2 + \sigma_{z_m}^2$, $\sigma_z^2 = \sigma_{z_m}^2 + \sigma_{x_m}^2$; $x_{mt}, y_{mt}, z_{mt}, R_{mt}$ 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 距离/km	14.992 59	14.988 02	14.986 47	14.983 68	14.976 32	未截获	未截获

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_{mt} 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 $\sigma_{A_{mt}}^2$ 和俯仰角误差 $\sigma_{E_{mt}}^2$ 越大;②中末制导交班时,误差系数 ρ 越大,方位角误差 $\sigma_{A_{mt}}^2$ 和俯仰角误差 $\sigma_{E_{mt}}^2$ 越大。

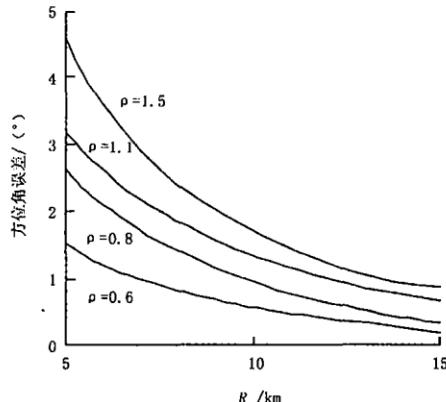


图2 方位角误差 $\sigma_{A_{mt}}^2$

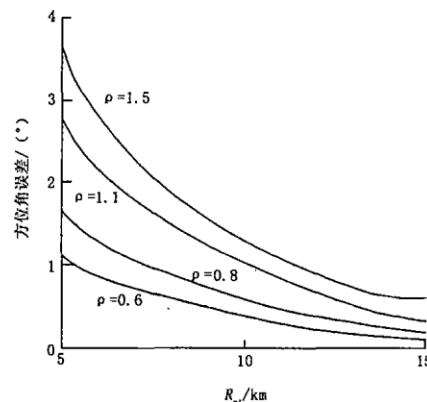


图3 俯仰角误差 $\sigma_{E_{mt}}^2$

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]. Amerian Control Conference[C]. Seattle, 1986: 1105 - 1107.
- [2] 丁赤飚. 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 Missle 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