

# 基于修正系数法的复合制导交班误差分析

朱莉<sup>1</sup>, 张国权<sup>2</sup>, 王光明<sup>1</sup>

(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:**在复合制导体制下,导引头预定精度是影响中末制导交班的重要因素,在分析了制导交班主要误差源的基础上,提出用修正系数法对雷达测量误差造成的中末制导交班导引头预装误差进行分析。结合真实目标运动轨迹,利用此方法仿真计算了在地面制导雷达测量误差条件下中末制导交班的导引头预定方位角和俯仰角参数及其误差。仿真结果表明,修正系数法能够准确地分析多个不同参数对中末制导交班的影响,是研究导引头预定精度问题的一种有效方法。

**关键词:**复合制导;交班;修正系数;误差分析

**中图分类号:** TJ765 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2008)02-0027-04

随着现代军事技术的日益发展,作战空域不断扩大,防空导弹武器系统通常采用中制导与末制导相结合的复合制导体制<sup>[1-4]</sup>。导弹发射前,地面制导雷达在远距离发现、跟踪目标并对导弹进行参数预装。在初制导段,导弹垂直发射,完成快速转弯和大角度的滚动。进入中制导段,由地面制导雷达向导弹发送目标参数信息,实施中段对导弹的飞行控制,导弹根据目标参数和弹上惯导系统解算的自身运动参数,按照预定的导引规律控制导弹飞向目标。当导弹与目标相对位置满足交班条件时,导引头开机,搜索并截获目标,从而完成中末制导交班<sup>[5-6]</sup>。在这种复合制导体制中,中制导必须保证导引头在中制导末段可靠截获目标,以及时转入末制导阶段,这就是中末制导交班。

影响交班的主要因素是地面雷达测量设备引起的误差和弹上惯性器件引起的惯性误差。对中末制导交班而言,雷达误差比惯性误差的影响大<sup>[7-8]</sup>。雷达测量误差是影响武器系统制导交班的主要误差源之一。本文仅对雷达测量误差这一主要误差源进行精度分析。

制导雷达的测量结果通常需要经过数据滤波、坐标转换、指令传输和弹体运动等过程。假设在坐标变换和指令传输等过程中不引入新的误差,讨论在绝对坐标系下的雷达测量误差,并在此基础上用修正系数法对制导交班误差进行分析。为了方便,本文假设雷达、目标和导弹都在射击平面。

## 1 修正系数原理

在武器系统工作过程中,地面雷达以及导弹均会对目标产生线偏差,为了使线偏差保持一致,我们引入修正系数  $K$  进行修正。从图1可以看出,在相同线偏差时,由于导弹( $M$ )离目标( $T$ )的距离比地面( $G$ )到目标的距离近,角  $A$  比角  $B$  大得多。在不考虑其他误差的情况下,它们之间有一定的比例关系,这个比例值就是修正系数。因此,可以由地面到目标的距离与弹目距离的比求出  $K$  值。

修正系数原理如图2所示,取雷达所在位置为直角坐标系原点。导弹发射前,地面制导雷达测得的距离信息为雷达到目标的距离;发射后,雷达测得的距离信息即为弹目距离。由雷达给出的目标信息得到目标运动参数,其中包括径向速度  $R_r$ 、目标速度  $V_x$ 、 $V_y$ 、 $V_z$ 。弹目交汇时间  $t_{MT} = R_{MO}/V_{CP}$ ,其中: $V_{CP}$ 是导弹的平

收稿日期:2007-06-26

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,主要从事雷达信号处理及天线技术研究,E-mail:zb-821@163.com

张国权(1938-),男,江苏无锡人,研究员,主要从事雷达总体技术研究;

王光明(1964-),男,安徽砀山人,教授,博士生导师,主要从事天线技术研究。

均速度;  $R_{M0}$  为弹目交汇时的目标距离。初始时目标位置为

$$R_{T0} = R_{M0} + t_{MT} R_t \tag{1}$$

因此, 导弹航线与发射时视线夹角  $\gamma$  为

$$\gamma = \arccos \frac{R_{T0}^2 + R_{M0}^2 - (V_i t_{MT})^2}{2R_{T0} R_{M0}} \tag{2}$$

同理目标航线与发射时视线夹角  $\alpha$  为

$$\alpha = \arccos \frac{R_{T0}^2 + (V_i t_{MT})^2 - R_{M0}^2}{2R_{T0} R_{M0} V_i t_{MT}} \tag{3}$$

发射后导弹飞行  $t$  秒, 此时目标由 1 点飞到 2 点, 则有

$$t = \frac{R_{T0} - R_{M0}}{V_{cpt} R_t} \tag{4}$$

式中,  $V_{cpt}$  是导弹平均速度在视线上的投影, 其值为

$$V_{cpt} = V_{cp} \cos \gamma \tag{5}$$

则交班过程中目标距离为

$$R_T = \sqrt{R_{T0}^2 + (V_i t)^2 - 2R_{T0} V_i t \cos \alpha} \tag{6}$$

可以得到误差修正系数为

$$K = R_T / R_{MT} \tag{7}$$

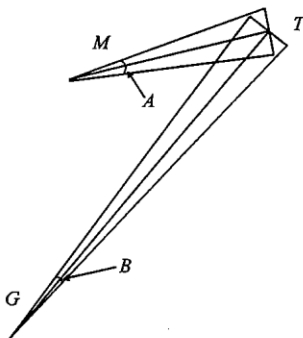


图1 地面雷达、导弹对目标产生的线偏差  
Fig. 1 Linear deviation of target relative to radar and missile

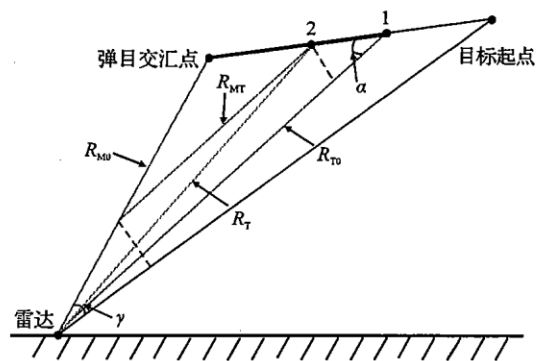


图2 雷达测量目标和导弹的示意图  
Fig. 2 Sketch map of radar measure target and missile

## 2 制导雷达的测量误差

对制导雷达测量误差的分析比较复杂<sup>[9-10]</sup>, 主要分为系统误差和随机误差两大类。雷达测量系统误差可以分为 3 类: 第一类包括雷达系统阵地地形连测误差、天线舱和底盘的定向误差、天线倾斜角测量误差、天线加工非理想性误差、天线标定误差等。在雷达架设完毕后, 这些误差将不再变, 并且在雷达测量信标和测量导弹、目标时都存在。第二类包括环境温度和阵风变化导致的天线孔径、天线扭转角等天线装置变形引起的误差。这类误差变化比较缓慢, 如果雷达测量信标的频率较高, 则能修正; 否则不能修正。第三类包括应答接收机延迟误差、雷达调频波形误差、雷达扫描角补偿剩余误差等。而导致雷达测量随机误差的主要误差源有: 热噪声、角闪烁噪声、量化误差、多路径误差、大气折射等。

本文考虑的雷达测量系统和随机误差均包含地面和弹上设备引起的方位角和高低角误差。  $\Delta A_g$ 、 $\Delta E_g$  分别为地面雷达测量方位角、高低角系统误差,  $\Delta A_m$ 、 $\Delta E_m$  分别为弹上方位角、高低角系统误差。  $\delta A_g$ 、 $\delta E_g$  分别为地面雷达测量随机方位角、高低角误差,  $\delta A_m$ 、 $\delta E_m$  分别为弹上随机方位角、高低角误差。用修正系数进行修正, 得到:

1) 系统误差。

地面测量引起的误差: 方位角误差  $\Delta A_{gs} = K \Delta A_g$ ; 高低角误差  $\Delta E_{gs} = K \Delta E_g$ 。

弹上设备引起的误差:方位角误差  $\Delta A_{ms} = \Delta A_m$ ; 高低角误差  $\Delta E_{ms} = \Delta E_m$ 。

则,得到高位角、高低角系统误差分别为

$$\Delta A = \sqrt{(\Delta A_{gs})^2 + (\Delta A_{ms})^2} \tag{8}$$

$$\Delta E = \sqrt{(\Delta E_{gs})^2 + (\Delta E_{ms})^2} \tag{9}$$

2) 随机误差。

地面测量引起的误差:方位角误差  $\delta A_{gr} = K\delta A_g$ ; 高低角误差  $\delta E_{gr} = K\delta E_g$ 。

弹上设备引起的误差:方位角误差  $\delta A_{mr} = \delta A_m$ ; 高低角误差  $\delta E_{mr} = \delta E_m$ 。

则,得到方位角、高低角随机误差合成分别为

$$\delta A = \sqrt{(\delta A_{gr})^2 + (\delta A_{mr})^2} \tag{10}$$

$$\delta E = \sqrt{(\delta E_{gr})^2 + (\delta E_{mr})^2} \tag{11}$$

### 3 仿真分析

雷达跟踪到目标,并将目标参数送到信息处理机,此时令得到的数据为弹目距离。而制导雷达以及目标相对于雷达的飞行则是仿真生成。根据修正系数式(7),由于交班过程中弹目距离  $R_{MT}$  是雷达跟踪真实目标所得,我们只需改变目标距离  $R_T$ ,就可得到一组  $K$  值,从而进行一系列加噪不同的实验。

本文的仿真计算中,假设测角误差为  $0.15^\circ$ 。在这种精度下,通过模型仿真给出了曲线图,如图3所示。

由图3可见,  $K$  值随弹目距离的减小而显著增加。这可以从公式中反映出来,  $K$  值与弹目相对距离成反比。

目标方位角和俯仰角测量误差分别对导引头方位指向角和俯仰指向角的定位精度有着很大的影响。图4和图5分别为方位角和俯仰角误差的仿真结果,其中横坐标均表示弹目距离,纵坐标分别表示方位角和俯仰角误差。由于制导交班时弹目距离小于25 km,所以图中只给出弹目距离小于25 km时的误差。从图中可以看到,方位角和俯仰角误差变化规律是一致的,即误差随着弹目距离的接近而迅速的增加。随机误差要比系统误差大得多。

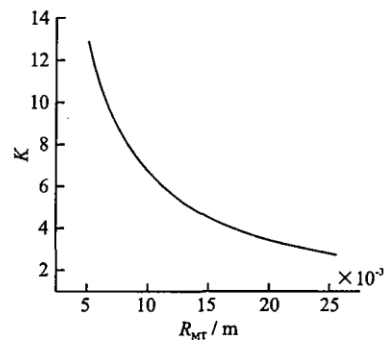


图3 修正系数曲线

Fig. 3 Curve of corrected coefficient

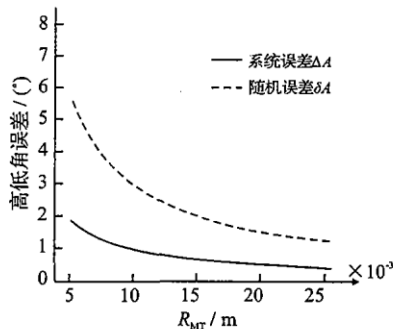


图4 方位角误差曲线

Fig. 4 Error curve of azimuth

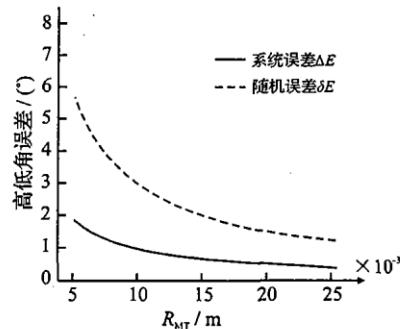


图5 高低角误差曲线

Fig. 5 Error curve of elevation

### 4 结束语

本文采用修正系数法对雷达测量误差造成的中末制导交班的导引头预定精度问题进行分析。仿真实验结果表明,  $K$  值随弹目距离的减小而显著增加;方位角和俯仰角误差也随弹目距离的减小而变大,导弹越接

近目标则误差越明显。因此在复合制导系统中,为了使中末制导能够成功交班应当综合考虑各方面的因素,在保证截获性能的前提下尽早完成好中末制导交班。

#### 参考文献:

- [ 1 ] 刘海军,王丽娜. 复合制导防空导弹中末制导交班问题研究[J]. 现代防御技术,2006,34(2):29-33.  
LIU Haijun, WANG Lina. Study on Handover Problem of Compound Guidance Missile Weapon[J]. Modern Defense Technology, 2006,34(2):29-33. (in Chinese)
- [ 2 ] 屈晓光,黄培康,朱可炎. 用时差-测向定位法抗自卫噪声干扰的中末制导交班精度分析[J]. 宇航学报,2000,21(2):29-34.  
QU Xiaoguang, HUANG Peikang, ZHU Keyan. The Accuracy Analysis of Handing Over Midcourse to Terminal Guidance By Time Difference and Direction-Finding Method in Self-Defense Jamming Environment[J]. Journal of Astronautics, 2000, 21(2):29-34. (in Chinese)
- [ 3 ] Nesline F William Jr, Nesline Mark L. An Analysis of Optimal Command Guidance vs. Optimal Semiactive Homing Missile Guidance[J]. In American Control Conference. Seattle,1986,21:1105-1107.
- [ 4 ] Carey D R, Evans W. The Patriot Radar in Tactical Air Defense[J]. IEEE EASCON,1981,31(5):64-70.
- [ 5 ] Maksimov M V. Electronic Homing System[M]. Washington:Artech House, 1988.
- [ 6 ] Bose S C. Radar Updated Strapdown Inertial Midcourse Guidance Performance Analysis for Missiles[J]. AIAA Journal,1979:218-229.
- [ 7 ] 丁赤飏,毛士艺. 主动寻的末制导的截获性能分析[J]. 航空学报,1997,18(4):473-476.  
DING Chibiao, MAO Shiyi. Acquisition Performance of Terminal Guidance of Active Radar Homing Missile[J]. ACAT Aeronautics ET Astronautics SINICA, 1997,18(4):473-476. (in Chinese)
- [ 8 ] 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,2000,26(3):274-277.  
QU Jianming, MAO Shiyi, Li Shaohong. Research on the Relation Between the Seeker's Handover and the Geometrical position of the Missile and the Target[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000,26(3):274-277. (in Chinese)
- [ 9 ] Barton D K. Modern Radar System Analysis[M]. Washington:Artech House, 1988.
- [ 10 ] Nesline F W, Zarchan P. Miss Distance Dynamics in Homing Missiles[J]. AIAA Journal,1984:84-98.

(编辑:田新华)

## The Error Analysis of Handover Compound Guidance Based on Corrected Coefficient Method

ZHU Li<sup>1</sup>, ZHANG Guo-quan<sup>2</sup>, WANG Guang-ming<sup>1</sup>

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

**Abstract:** The presetting accuracy of seeker is an important factor for guidance handover in midcourse guidance combined with terminal guidance. Thus, based on the analysis of main guidance handover errors, a correction coefficient method is proposed in analysing the seeker's presetting accuracy due to the radar measurement errors. Integrated with the real target movement locus, the presetting parameters and errors of azimuth and elevation due to the command guidance radar measurement errors are computed. The simulation results indicate that the correction coefficient method can be used to exactly analyse the effects of different parameters on handover and it is an efficient way to research the seeker's presetting accuracy problem.

**Key words:** compound guidance; handover; correction coefficient; error analysis