

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.02.018

舰空导弹双模复合制导交班误差模型分析

彭绍雄, 李学园, 袁洪武, 邹强

(海军航空工程学院飞行器工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: 针对舰空导弹双模复合制导导引头的特点, 对复合制导的交班误差进行研究。分析舰空导弹交班过程, 建立各误差源及交班总误差模型, 并以实例进行仿真分析, 得出各误差源对交班的影响。该研究可为复合制导导引头设计提供参考。

关键词: 舰空导弹; 复合制导; 误差; 红外导引头

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A

Study on Hand-Over Error Model of Dual Combined Guidance Ship-to-Air Missile

Peng Shaoxiong, Li Xueyuan, Yuan Hongwu, Zou Qiang

(Dept. of Aircraft Engineering, Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: According to the characteristic of dual guidance seeker for ship-to-air missile, the article studies the hand-over error of combined guidance. The hand-over process was analyzed. It gives the source of error and hand-over error model, and the simulation analysis of the actual example was also given. Then the effect in the hand-over process is obtained. The study can afford reference for the design of combined guidance seeker.

Key words: ship-to-air missile; combined guidance; error; infrared seeker

0 引言

对于采用被动微波制导体制的舰空导弹, 可以扩大导弹的拦截距离, 以提高系统抗饱和攻击能力, 但也存在着脱靶量大, 直接拦截反舰导弹的杀伤概率较低的缺点; 红外制导体制下的舰空导弹反应速度快, 虚警率低, 制导精度高, 但是它的拦截距离较短, 如果将这 2 种制导方式复合用于舰空导弹便能做到扬长避短、优势互补^[1-2]。在这种复合制导体制下, 导引头红外子系统能否按照被动微波子系统指定的方位准确进行目标搜索与截获, 顺利完成导引头的交接班, 与复合导引头误差有着密切的关系, 因此, 笔者对复合制导的交班误差进行分析研究。

1 交班原理

在采用被动微波/红外双模复合制导的低速旋转舰空导弹发射前, 发射架按照目标方位随动指向目标, 俯仰方向保证一定前置角, 导弹出筒后弹体以一定速率旋转, 微波子系统开始正常工作并分选出目标微波信号, 经相位解模糊后输出弹轴相对视线轴的测角信号, 当微波子系统能稳定输出测角信号后, 陀螺随即指向目标, 光轴基本对准目标后即表示导引头微波闭环跟踪通道建立完成, 此时舵机控制信号与目标视线角速度成正比, 导弹转入微波比例导引飞行阶段。

在飞行过程中微波被动导引头不断识别红外视场内的所有脉冲, 当目标与背景信噪比满足一定条件后, 导引头可以准确的捕获目标红外信号, 交班过程结束^[3-4], 其整个工作流程如图 1 所示。

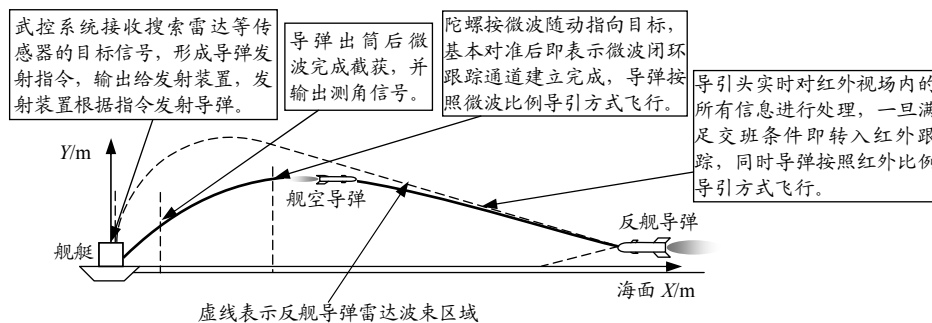


图 1 舰空导弹复合制导工作流程图

收稿日期: 2011-09-01; 修回日期: 2011-09-26

作者简介: 彭绍雄(1966—), 男, 湖北人, 硕士, 副教授, 从事导弹武器系统工程研究。

2 复合导引头交班误差模型

2.1 微波导引头测角误差模型

微波测角的几何关系如图 2 所示, 其中 $OXYZ$ 为弹体坐标系, OM 为视线, q 为弹体纵轴与视线的夹角, β 为视线在弹体纵向平面的投影与弹轴夹角, α 为视线在弹体侧向平面投影与弹轴夹角。 φ 表征了目标视线在弹体系中的初始相位, q 和 φ 可以唯一确定视线在弹体系的位置。

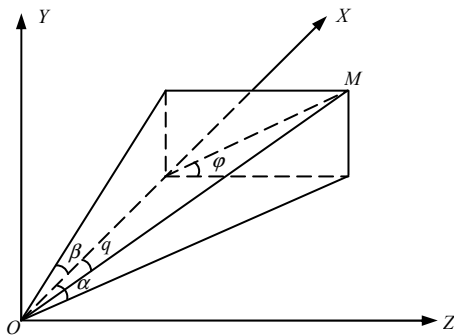


图 2 微波导引头测角示意图

根据图 2 的几何关系可以得出:

$$\begin{cases} \beta = \arctan \frac{R \sin q \sin \varphi}{R \cos q} \\ \alpha = \arctan \frac{R \sin q \cos \varphi}{R \cos q} \end{cases} \quad (1)$$

式中, $\varphi = \omega_D t + \varphi_0$, ω_D 为导弹自旋频率, 对式 (1) 进行微分取增量^[5-6]得

$$\begin{cases} \Delta\beta = \frac{\sin(\omega_D t + \varphi_0) \cdot \Delta q + \omega_D \sin q \cos q \cos(\omega_D t + \varphi_0) \Delta t}{\cos^2 q + [\sin q \sin(\omega_D t + \varphi_0)]^2} \\ \Delta\alpha = \frac{\cos(\omega_D t + \varphi_0) \cdot \Delta q - \omega_D \sin q \cos q \sin(\omega_D t + \varphi_0) \Delta t}{\cos^2 q + [\sin q \sin(\omega_D t + \varphi_0)]^2} \end{cases} \quad (2)$$

式 (2) 即为导弹飞行过程中微波测角误差, 由此可以看出, 在导引头测角系统误差一定的情况下, 微波测角精度与弹目视线角有一定联系。

由此可以得出在导弹飞行过程中, 导引头的微波测角误差为

$$\Delta q_c = \sqrt{\Delta\beta^2 + \Delta\alpha^2} \quad (3)$$

2.2 导引头的指令延迟误差

如果导引头雷达在 t_1 时刻, 测定目标位置为 M_1 , 延迟 Δt 时刻后才能对导弹控制系统送出目标

位置指令, 此时目标已处在 M_2 点(如图 3)。如果此时正处于制导交班过程, 就产生了由于目标位置修正指令延迟所增加的制导导引头误差。在图 3 中认为导弹与目标在同一平面上运动, M_y 是按交班时刻目标处于 M_1 点的瞬时预测遭遇点, M'_y 是按交班时刻目标实际位置 M_2 确定的瞬时预测遭遇点^[7]。

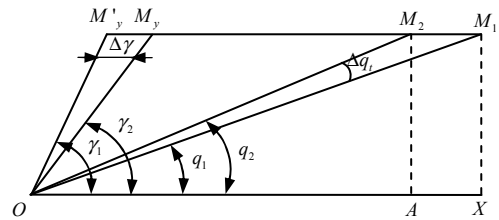


图 3 导引头的指令延迟误差示意图

假设导弹处于 O 点, 目标作直线飞行, 从图 3 中看出, 增加的导引头指向误差为 M_1 、 M_2 点与导弹 O 连线 OM_1 和 OM_2 之间的夹角 Δq_t , Δq_t 也就是导引头指令延迟所引起的交班误差。

$$\Delta q_t = q_2 - q_1 \quad (4)$$

式中: q_2 为 OM_2 与 OX 的夹角; OX 表示通过点作出的与目标飞行方向平行的直线; q_1 为 OM_1 与 OX 的夹角。

$$q_2 = \arcsin(P/R_d) \quad (5)$$

式中: P 为在 $t + \Delta t$ 时刻导弹所处位置 O 距目标航线 M_1M_2 的距离; R_d 为在 $t + \Delta t$ 时刻即指令送出时刻导弹与目标的实际距离, 这里取 R_d 为导引头的作用距离, 即 $t + \Delta t$ 正好处于制导交班时间。

$$q_1 = \arctan \frac{P}{OX} = \arctan \frac{P}{(R_d^2 - P^2)^{1/2} + v_m \Delta t} \quad (6)$$

式中 v_m 为目标的飞行速度, 因此, 导引头的指令延迟误差模型为

$$\Delta q_t = \arctan \frac{P}{(R_d^2 - P^2)^{1/2} + v_m \Delta t} - \arcsin \left(\frac{P}{R_d} \right) \quad (7)$$

2.3 导引头跟踪回路误差

导引头的跟踪回路误差与输入输出信号有关, 导弹在交班飞行过程中处于较稳定的状态, 在考虑陀螺的跟踪回路误差时就可以忽略动态误差的影响。根据文献[8]中的分析, 导引头陀螺角跟踪回路结构图如图 4 所示, 其中目标视线角 q 作为输入,

位标器陀螺轴的角 q 输出作为输出。

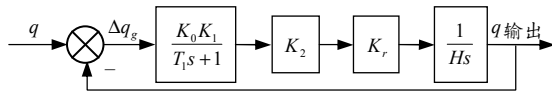


图 4 陀螺角跟踪回路结构图

回路误差的传递函数为

$$\frac{\Delta q_g(s)}{q(s)} = \frac{T_1 H s^2 + H s}{T_1 H s^2 + H s + K_0 K_1 K_2 K_r} = \frac{T^2 s^2 + 2\xi T s}{T^2 s^2 + 2\xi T s + 1} \quad (8)$$

其中 T 为跟踪回路的时间常数, $T = \sqrt{\frac{T_1 H}{K_0 K_1 K_2 K_r}}$;

ξ 为跟踪回路的阻尼系数, $\xi = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{H}{T_1 K_0 K_1 K_2 K_r}}$.

电子线路时间常数 T 较小, 在分析回路时可以忽略其影响, 因此回路传递函数可进一步简化为

$$\frac{\Delta q_g(s)}{q(s)} = \frac{2\xi T s}{2\xi T s + 1} = \frac{T' s}{T' s + 1} \quad (9)$$

式中 $T' = \frac{H}{K_0 K_1 K_2 K_r}$ 为简化后回路的时间常数, 则有

$$\Delta q_g(s) = \frac{T' s}{T' s + 1} q(s) = \frac{T' \dot{q}(s)}{T' s + 1} \quad (10)$$

可得 $T' \Delta \dot{q}_g(t) + \Delta q_g(t) = T' \dot{q}(t)$, $\Delta \dot{q}_g(t)$ 比较小, 可以忽略不计, 则导引头角跟踪回路误差为

$$\Delta q_g = T' \dot{q} \quad (11)$$

根据式 (9) 的分析, 当 $s \rightarrow 0$ 即系统趋于稳定时, 导引头跟踪回路输出信号与目标视线旋转角速度成正比, 而式 (10) 则说明其误差与目标视线旋转角速度及回路时间常数成正比, 一个系统的回路时间常数一般是一定的, 故导引头跟踪回路误差主要与目标视线旋转角速度有关。

2.4 跟踪点不一致引起的误差

假设舰空导弹拦截来袭的反舰导弹, 由于天线跟踪的是反舰导弹的前端, 而红外导引头跟踪的是目标的辐射中心, 位于目标的尾部即发动机部位, 如果交班时弹目距离较近, 则将导致比较大的视线角误差。

根据图 5 的几何关系可以得出此误差为

$$\Delta q_b = \arctan \frac{L_f \sin q}{R + L_f \cos q} \quad (12)$$

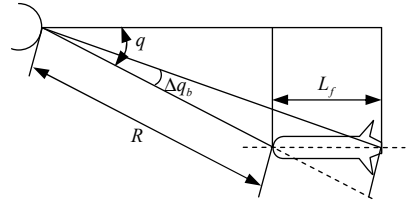


图 5 天线和红外跟踪目标点示意图

2.5 红外导引头误差

红外导引头误差包括导引头的安装误差、陀螺漂移误差以及红外导引头内各部件的不一致引起的误差等^[9], 这些误差相互独立, 将误差进行综合, 可以得出红外导引头的误差^[9]一般为 $\Delta q_h < 0.34^\circ$.

3 误差分析

根据第 2 节提出的双模复合制导交班过程的误差源及模型, 各误差相互独立, 则可以得出交班总误差^[10-11]为

$$\Delta q = \sqrt{\Delta q_c^2 + \Delta q_i^2 + \Delta q_g^2 + \Delta q_b^2 + \Delta q_h^2}$$

在舰空导弹搜索目标过程中, 假设交班时弹目距离为 1000 m, 目标相对于导弹的视线角在 $0 \sim 45^\circ$ 范围内线性变动, 则由视线角引起的微波导引头测角误差 Δq_c 和跟踪点不一致引起的误差 Δq_b 如图 6 及图 9(b) 所示。

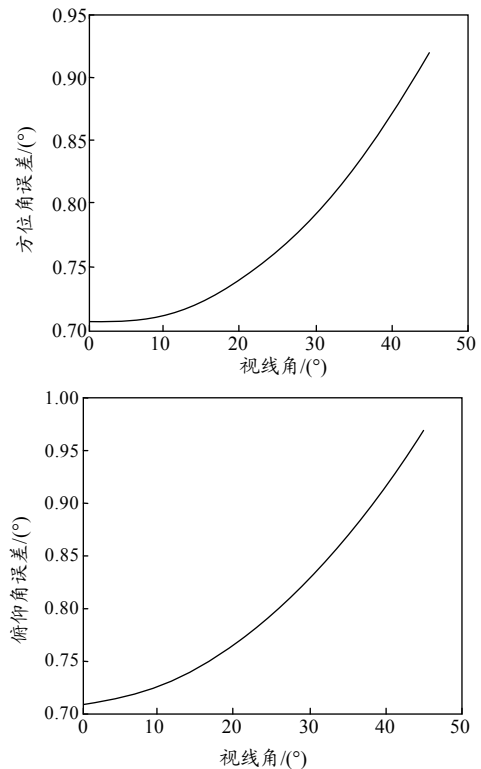


图 6 微波导引头测角误差

陀螺角跟踪回路误差模型中, 假设时间常数 $T'=0.06\text{ s}$, 实现角速度在 $0\sim 3\text{ (}^\circ\text{)/s}$ 之间变动, 则得出导引头跟踪回路误差 Δq_g 随视线角速度变化情况如图 7 所示。

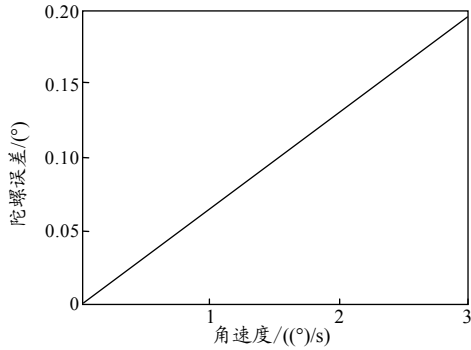


图 7 导引头跟踪回路误差

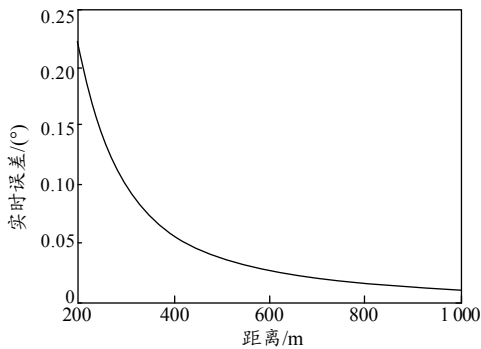
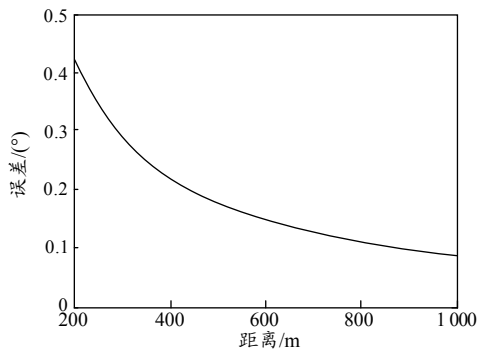
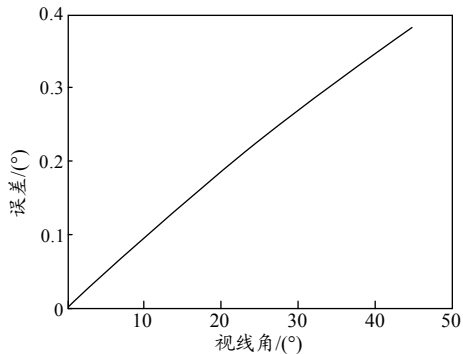


图 8 导引头的指令延迟误差



(a) 误差随交班距离的变化情况



(b) 误差随视线角的变化情况

图 9 跟踪点不一致引起的误差

假设目标相对舰空导弹的视线角为 45° , 交班距离从 $200\sim 1000\text{ m}$ 之间变动, 则导引头的指令延迟误差 Δq_t 和跟踪点不一致引起的误差 Δq_b 随交班距离变化情况如图 8 及图 9(a)所示。

上述假设是在导引头可以完成交班的情况下完成的, 由上述图可见: 微波导引头测角误差和跟踪点不一致引起的误差随视线角递增, 但跟踪点不一致引起的误差随交班距离递减, 导引头跟踪回路误差随视线角速度递增, 导引头的指令延迟误差随系统交班距离递减, 在可以完成交班的前提下, 各误差的范围可以从图中看出, 由此, 可得出交班总误差为 $\Delta q < \sqrt{0.95^2 + 1^2 + 0.25^2 + 0.2^2 + 0.45^2} = 1.49^\circ$ 。

4 总结

从以上仿真示意图可以看出, 目标视线角和角速度较大或交班距离过小都不利于制导系统的交班。仿真结果证明, 被动微波与复合红外导引头交班误差的分析方法可以为采用旋转弹体制的航空导弹复合导引头设计提供依据。

参考文献:

- [1] 邓永杰, 任子西, 胡仕友. 双模主动复合寻的制导技术研究[J]. 制导与引信, 2006, 27(1): 14-19.
- [2] 赵超, 杨号. 红外制导的发展趋势及其关键技术[J]. 电光与控制, 2008, 15(5): 48-53.
- [3] 王学伟, 胡利伟, 周晓东. 被动微波/红外成像复合导引头交班性能的改进方法[J]. 红外与激光工程, 2010, 39(1): 1-5.
- [4] 胡利伟, 周晓东, 奚晓梁. 被动微波/红外成像复合导引头交班仿真分析[J]. 红外与激光工程, 2009, 38(3): 382-386.
- [5] 朱莉, 张国权, 高向军. 导引头交班精度的雷达误差分析[J]. 火控雷达技术, 2008, 37(2): 14-17.
- [6] 屈建明, 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.
- [7] 石章松, 王航宇, 王成飞. 指令时延对舰空导弹中末制导交班误差影响分析[J]. 海军工程大学学报, 2009, 21(2): 28-30.
- [8] 孟秀云. 导弹制导与控制系统原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2007: 77-79.
- [9] 任健存, 胡利伟. 舰空导弹复合导引头误差分析研究[J]. 现代防御技术, 2009, 37(1): 59-65.
- [10] 费业泰. 误差理论与数据处理[M]. 合肥: 机械工业出版社, 2008: 63-66.
- [11] 彭绍雄, 邹强, 曾亮. 导弹系统总体与分析[M]. 烟台: 海军航空工程学院出版社, 2010: 197-203.