

定向战斗部最佳起爆方位角研究

李宏刚, 简金蕾, 魏少莉
(空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800)

摘要:介绍了综合利用地空导弹武器制导系统及弹上所提供的信息,对完全处于运动状态的导弹及目标在弹目交会阶段的数学模型进行了定量分析和计算,求解出最佳起爆延时,以及在此基础上对定向战斗部的最佳起爆方位角进行了探讨,并给出了仿真结果分析。

关键词:定向战斗部;最佳起爆延时;最佳起爆方位角

中图分类号:E927;TJ43 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2003)04-0019-04

随着高新技术在军事领域的广泛应用,地空导弹与目标在空间的交会情况变得更加复杂,作战范围的不断扩大要求地空导弹本身具有良好的作战机动性,而导弹有效载荷战斗部的质量不可能随着作战功能的要求增加很多。因此,在导弹总体给定战斗部质量的约束下,战斗部实施定向起爆对来袭目标进行有效杀伤的关键是导弹在弹目交会的过程中最佳起爆方位角的确定。

1 弹目交会所 用参数的获得及各参数的意义

弹目交会阶段历时很短,一般在0.1~0.3s左右,在此阶段导弹与目标都来不及机动,因此,假设导弹和目标均作匀速直线运动^[1]。

如图1所示交会过程如下:在 t_0 时刻弹目进入交会阶段,此时,导弹引信处于 E_1 点位置,导弹战斗部处于 M 点,而此时来袭目标处于 A_5 点,其要害部位处于 T 点,经过一段时间 τ 后,导弹引信处于 D_1 点,其相应战斗部飞抵 B_5 点,来袭目标飞抵 C_4 点,此时导弹战斗部爆炸,弹片以一定的初速度 V (并以指数规律衰减)飞向目标,经时间 T_p 后在 B_4 点与目标交会,击毁来袭目标。

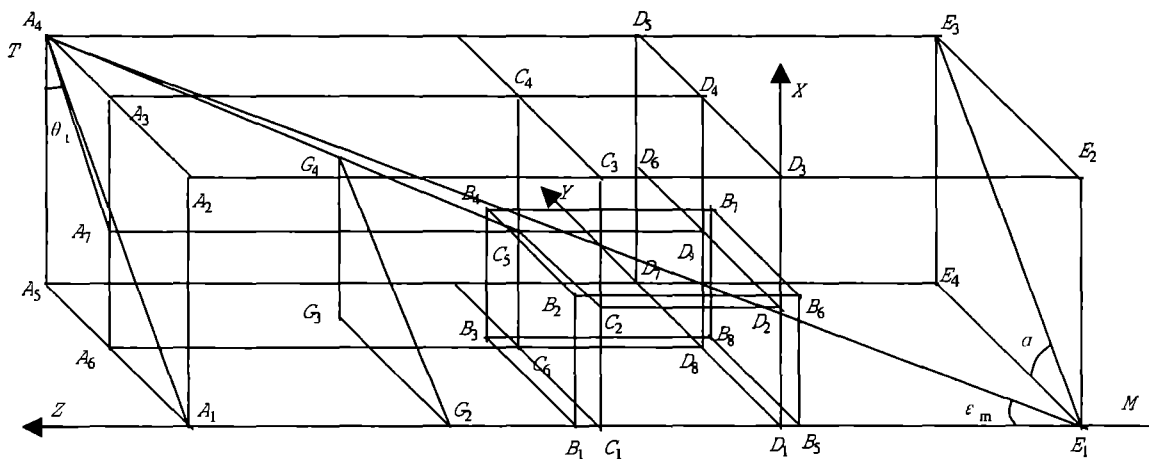


图1 弹目交会图

地空导弹制导系统可通过测到的已知参数计算出来袭目标在弹体坐标系下的视线角 ϵ_m 及入侵角 θ_1 以

收稿日期:2001-12-30

作者简介:李宏刚(1978-),男,陕西大荔人,博士生,主要从事导弹引信研究。

及来袭目标在弹体坐标系下的方位角 α , 来袭目标的速度 V_1 , 相对速度 V_R , 导弹的速度 V_m , 导弹本身利用弹上引信信息可测来袭目标的视线角^[2] ε_m 。及相对距离 R , 而且, 对于特定的导弹到引信战斗部的距离 L_m 为常值, 目标到其要害部位 L_t 也为常值, 导弹起爆弹片静态飞散角 β 及弹片飞出的初速度 V_c 也均为常量。

2 最佳起爆时机的确定

导弹战斗部弹片从 B_5 点飞出, 经 T_p 时间飞到 B_3 点, 则:

$$(VT_p)^2 = (B_4B_5)^2 = (B_4B_2)^2 + (B_1B_2)^2 + (B_1B_5)^2$$

$$A_5E_1 = R$$

$$B_4B_2 = A_4E_1 \cos(\alpha) \sin(\varepsilon_m) - [V_1(\tau + T_p) - L_t] \sin(\varepsilon_1) \sin(\theta_1)$$

$$B_1B_2 = B_3B_4 = R \sin(\varepsilon_m) \cos(\alpha) - [V_1(\tau + T_p) - L_t] \sin(\varepsilon_1) \cos(\theta_1)$$

$$B_1B_5 = R \cos(\varepsilon_m) - V_m t - [V_1(\tau + T_p) - L_t] \cos(\varepsilon_1) + L_m$$

$$\begin{aligned} \text{联立得: } (VT_p)^2 = & [R \sin(\varepsilon_m) \cos(\alpha) - (V_1(\tau + T_p) - L_t) \sin(\varepsilon_1) \sin(\theta_1)]^2 + \\ & [R \sin(\varepsilon_m) \cos(\alpha) - (V_1(\tau + T_p) - L_t) \sin(\varepsilon_1) \cos(\theta_1)]^2 + \\ & [R \cos(\varepsilon_m) - (V_m t - (V_1(\tau + T_p) - L_t) \cos(\varepsilon_1))]^2 \end{aligned} \quad (1)$$

导弹在 Z 轴上沿直线飞抵相遇区: 战斗部在 B_5 点起爆后, 其初速度为原来导弹速度与爆炸后破片速度的矢量和, 而在 Z 轴上即在 E_1A_1 轴上的初速度分量为

$$V_z = V_m + V_c \cos(\beta)$$

式中, β 为弹片主流方向与导弹纵轴的夹角, 而在空气中导弹弹片速度以指数规律率减^[3]。

$$V_c(t) = [V_m + V_c \cos(\beta)] \exp(-\alpha R(t)) \quad (2)$$

式中, $V_c(t)$ 为弹片瞬时速度; $R(t)$ 为弹片飞行距离; $R(0) = 0$ 。 α 是与破片尺寸、密度、几何形状和飞行高度等有关的常数。 V_c 为弹片的初速度。显然:

$$V_c(t) = dR(t) - dt \quad (3)$$

$$\text{联立式(1)、(2)、(3)得: } R(t) = (1/\alpha) \ln[1 + \alpha(V_m + V_c \cos(\beta))t]$$

导弹在 B_5 点起爆后在 B_4 点与来袭的导弹战斗部相遇, 其在 Z 轴上实际飞行距离的投影为 B_1B_5 , 即:

$$B_1B_5 = R(T_p) = (1/\alpha) \ln[1 + \alpha(V_m + V_c \cos(\beta))T_p]$$

由图 1 可得:

$$B_1A_1 = (V_1(T_p + \tau) - L_t) \cos(\varepsilon_1); \quad B_5E_1 = V_m \tau - L_m$$

$$A_1E_1 = A_1B_1 + B_1B_5 + B_5E_1 = E_1A_5 \cos(\varepsilon_m) = R \cos(\varepsilon_m) \quad (4)$$

$$\text{联立式(1)~(4)得: } R \cos(\varepsilon_m) = (V_1(T_p + \tau) - L_t) \cos(\varepsilon_1) + V_m \tau - L_m +$$

$$(1/\alpha) \ln[1 + \alpha(V_m + V_c \cos(\beta))T_p] \quad (5)$$

联立式(1)及式(5)即可求解出 τ 和 T_p 。

由于方程过于庞大, τ 和 T_p 的解析表达式很难表示出。但对于实际应用, 解至此处已经足够了^[4]。实际应用中, 不可能让弹上计算机芯片去解如此庞大而复杂的方程, 而是采用提前已经计算好了的数据, 并经归一化处理形成表格存储在计算机程序中, 实战中需要的时候, 引信信号处理器依据制导信息和弹上引信所得的信息查表求的最佳起爆延时(τ 和 T_p)。

3 最佳起爆方位角的确定

导弹在运动过程中最佳起爆方位角的确定, 首先要确定出其运动过程中最佳起爆方位角的变化规律以便能求得在任意时刻 t 的最佳起爆方位角, 然后再结合上小节中所求的最佳起爆延时(T_p 和 τ), 求出战斗部的最佳起爆方位角。

由于假设导弹及目标均做匀速直线运动^[3], 而在此仅研究其方位角变化, 旋转一下坐标如图 2 所示。当来袭导弹以相对运动速度从 (X_1, Y_1, Z_1) 运动到 (X_2, Y_2, Z_2) , 在弹体坐标系下, 导弹沿纵轴方向的运动及来袭目标沿纵轴反方向的运动即所有沿 Z 轴方向的运动对于来袭目标在弹体坐标系下的方位角变化并没有多大影响, 而影响导弹方位角变化的只有来袭目标在 X 轴及 Y 轴方向的速度分量及来袭目标在弹体坐标系

下的入侵角 θ_0 。参考图 1 将导弹飞行轨迹投影到 $E_1E_2E_3E_4$ 平面:即将来袭目标相对运动轨迹投影到 XOY 平面上,则来袭目标以 $V_t \cdot \sin(\varepsilon_m)$ 的速度沿与 X 轴夹角 θ_1 的方向匀速直线运动,如图 3 所示。

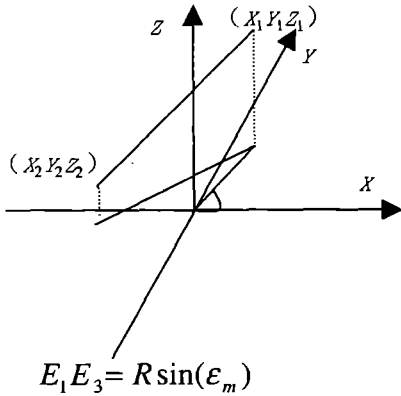


图 2 导弹运动轨迹图

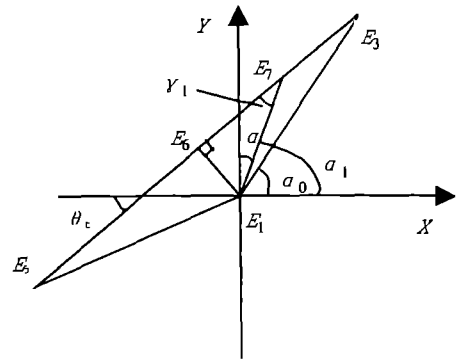


图 3 方位角平面分析图

由图 3 可知, $E_1E_3 = R \sin(\varepsilon_m)$ 。

设导弹刚进入弹目交会区即导弹引信刚飞到 E_1 点时的时刻为 t_0 ,而目标在 t_0 时刻在 $E_1E_2E_3E_4$ 平面上的投影为 E_3 点过 E_1 作 E_3E_5 的垂线,垂足为 E_6 ,则:

$$E_1E_6 = E_1E_3 \sin(\alpha_0 - \theta_1) = R \sin(\varepsilon_m) \sin(\alpha_0 - \theta_1)$$

设经过时间 t 来袭目标的投影飞到 E_7 ,则:

$$E_3E_7 = V_t \sin(\varepsilon_t) \cdot t$$

根据几何关系,在任意时刻 t 目标相对于导弹所处的方位角 α 可求如下:

$$\begin{aligned} \gamma_1 &= \arctg(E_1E_6/R_7E_6) = \arctg(E_1E_6/(E_3E_6 - E_3E_7)) = \\ &= \arctg\{ [R \sin(\varepsilon_m) \sin(\alpha_0 - \theta_1)] / [R \sin(\varepsilon_m) \cos(\alpha_0 - \theta_1) - t \times V_t \times \sin(\varepsilon_t)] \} \\ \alpha &= 90^\circ - \alpha_1 = 90^\circ - \gamma_1 - \theta_1 = \end{aligned}$$

$$90^\circ - \arctg\{ [R \sin(\varepsilon_m) \sin(\alpha_0 - \theta_1)] / [R \sin(\varepsilon_m) \cos(\alpha_0 - \theta_1) - t \times V_t \sin(\varepsilon_t)] \} - \theta_1$$

最佳起爆方位角 α 与时间 t 的仿真曲线如图 4 所示。

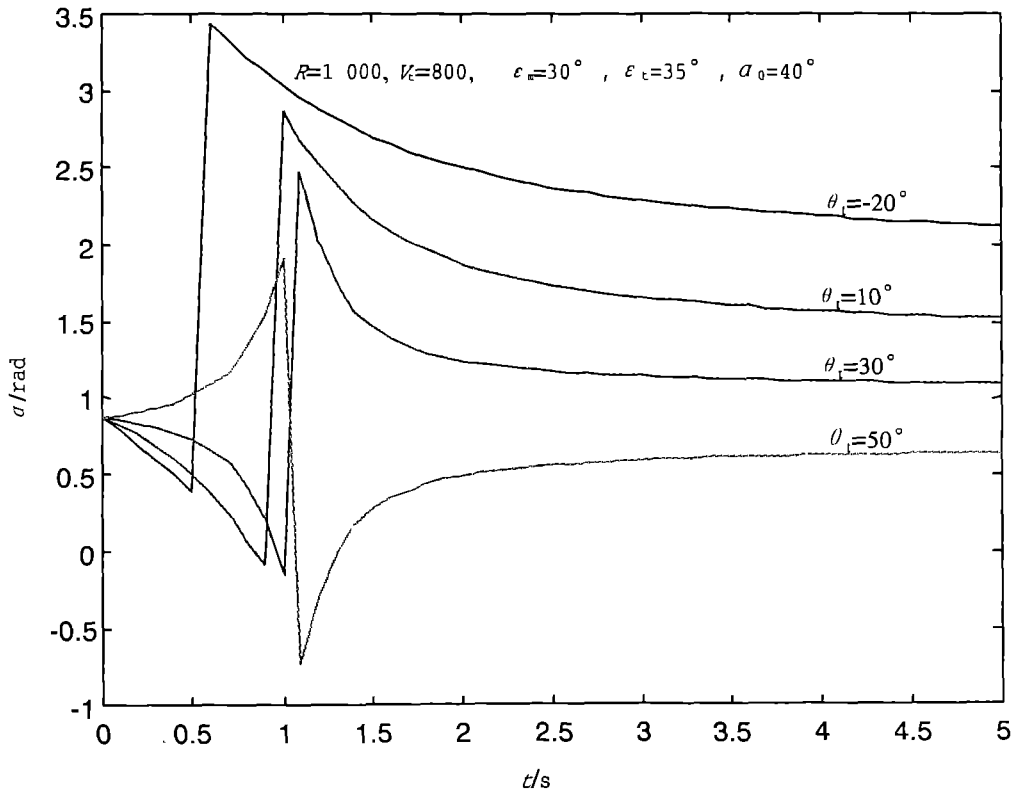


图 4 最佳起爆方位角求取过程框图

4 实际应用的一种方法

由上节可知,战斗部最佳起爆方位角是以正切规律变化的,因而,可依据在第2节中所求的最佳起爆延时(T_p 和 τ)计算出在导弹破片飞到目标时刻目标所处弹体坐标系下的方位角 α ,如图5所示。进而可提前预置定向战斗部的起爆方位角,以最大限度击毁来袭目标。

5 结束语

定向战斗部的爆炸有一定的发散角即允许最佳起爆延时及最佳起爆方位角有一定的误差,而误差的大小则直接决定命中概率的大小,对于任何武器都要求有一定的命中概率,如果要求命中概率太大,则要求查取最佳起爆延时的表格精度要高,数据量要大,在要求的时间范围内,势必增加引信部分电路的复杂度,对现在电路制造工艺水平要求较高;如果命中概率较低则不能满足实际需要。对于目前现状来说,寻求一种折中的办法,即适当降低命中概率,而使得对工艺水平的要求有所降低是一条有效的途径。当然,对于理论上起爆延时误差以及方位角所产生的误差对命中概率的具体影响有待于进一步的研究。

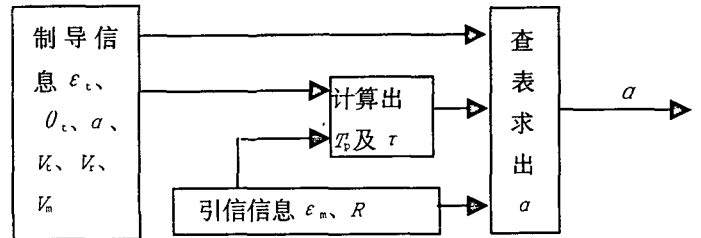


图5 最佳起爆方位角求取过程框图

参考文献:

- [1] 张志鸿,周申生. 防空导弹引信与战斗部配合效率和战斗部设计[M]. 北京:宇航出版社,1994.
- [2] 梁棠文. 防空导弹引信设计及仿真技术[M]. 北京:宇航出版社,1995.
- [3] 庄志洪,张清泰. 求解战斗部最佳起爆时机的一种方法[J]. 探测与控制学报(原现代引信),1997,19(1):17-21.
- [4] 朱景伟,胡昌振,谭惠民. 利用弹上信息确定引信最佳起爆时机研究[J]. 探测与控制学报(原现代引信),2000,22(3):24-27.
- [5] 任宏滨,简金蕾,崔智社. 防空导弹引战配合的数字仿真[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2000,1(1):18-21.
- [6] 何广军,王少松,高福利. 防空导弹战斗中飞散特性分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2000,1(4):17-20.

(编辑:田新华)

A Study of Optimum Detonating Azimuth of Directional Warhead

LI Hong-gang, JIAN Jin-lei, WEI Shao-li

(The Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan, Shaanxi 713800, China)

Abstract: This paper presents a quantitative analysis and a calculation of the mathematic models of the missile in complete movement and the target in its encounter moment by using the information of the control and guide system of ground-to-air missile and the information of the missile in itself, and simultaneously finds out the optimum detonating delay time. On the basis of this, the paper also discusses the problem how to obtain the optimum detonating azimuth of directional warhead and makes an analysis of the simulation result.

Key words: directional warhead; optimum detonating delay time; optimum detonating azimuth