

文章编号: 2095-4980(2019)03-0402-06

多光束周视激光引信与定向战斗部的配合

孔德浩^a, 路明^b, 苏益德^a

(海军航空大学 a.研究生管理大队; b.岸防兵学院, 山东 烟台 264001)

摘要: 为满足定向战斗部对多光束周视激光引信的延时和方位要求, 针对引战配合问题, 依据激光探测原理建立了弹目交会过程中最佳起爆延时和最佳起爆方位角的数学模型。仿真结果表明: 所建立的最佳起爆延时与方位角模型正确, 且与弹目视线角、目标初始方位角、弹目间距、弹目相对速度、破片飞散速度、目标和弹体外型参数等信息有关。根据多光束周视激光引信系统提供的信息参数, 可计算出最佳起爆延时与最佳起爆方位角, 能够控制战斗部适时定向起爆, 实现对目标的有效打击。

关键词: 多光束周视激光引信; 引战配合; 最佳起爆延时; 最佳起爆方位角

中图分类号: TN209; TJ43.4

文献标志码: A

doi: 10.11805/TKYDA201903.0402

Multi-beam circum-directional laser fuse and aimed warhead

KONG Dehao^a, LU Ming^b, SU Yide^a

(a.Graduate Students' Brigade; b.Coast Defense Army Institute, Naval Aeronautical University, Yantai Shandong 264001, China)

Abstract: In order to meet the delay and azimuth requirements for the multi-beam circum-directional laser fuze, a mathematical model of the optimum detonating delay and the optimum detonating azimuth angle during the process of bombing is established according to the laser detection principle. The simulation is carried out by using Matlab. The results show that the model is related to the information such as the target line of sight, the distance between the projectile, the relative velocity of the missile, the flying speed of the fragment, the shape parameters of the target and the missile. Using the information provided by the multi-beam circum-directional laser fuze system, the optimum detonating delay and the optimum detonating azimuth angle can be determined, and the warhead can be controlled in a timely direction to achieve effective attack on the target.

Keywords: multi-beam circum-directional laser fuze; warfare cooperation; optimum detonating delay; optimum detonating azimuth

引战配合是所有导弹都必须考虑的问题, 尤其对于对空导弹, 引战配合问题更为突出。引信的输出控制战斗部在适当的时间、适当的空间起爆, 以对目标造成最佳毁伤效果, 即引战配合^[1]。激光引信因其高精度定角、定距, 具有较强的抗电磁干扰能力等, 使引战配合设计更为优化。近年来, 多光束周视激光引信与定向战斗部的配合是研究新方向^[2-5]。本文采用空间布局为 8 个脉冲光束探测器的激光引信, 以识别目标及导弹在空间中的相对位置, 距离测量更加精确并具备定向起爆的能力^[6]。分析多光束脉冲激光探测机理, 根据激光探测获得的信息研究导弹与目标在不同交会条件下, 破片式定向战斗部最佳起爆延时与最佳起爆方位角。

1 八光束脉冲激光引信探测系统

1.1 系统组成与布局

八光束脉冲激光引信探测系统包括 8 个激光发射器, 8 个激光接收器以及识别软件。激光发射器和接收器的布局采用多辐射和分组光束方案组合, 即激光接收器与发射器数量相等且视场匹配^[7], 激光发射器与激光接收器沿弹轴四周均匀分布, 同时具有一定的夹角。

图 1 为八对激光发射器与接收器沿弹体四周均匀分布情况, 将弹体沿轴向平均分为 8 个(I~VIII)象限, 在各

个象限的角平分线处分别安置 8 个激光器，其序号分别对应为 1~8，如图 1 所示。其对应相邻两象限夹角成 $\pi/4$ ，且 1,3,5,7 象限安置前向探测器，其可发出与弹轴方向夹角为 α 的脉冲激光束；2,4,6,8 象限安置后向探测器，夹角为 β ，并有 $\alpha < \beta$ 。引信开机后，其中一激光器收到目标反射回来的激光时，即可判定目标位于该激光器所对应的象限。该激光探测系统开启后可向四周辐射出多个激光束，激光束随弹体同步转动，进而具备可从空间中各个方向探测目标的能力，如图 2 所示。

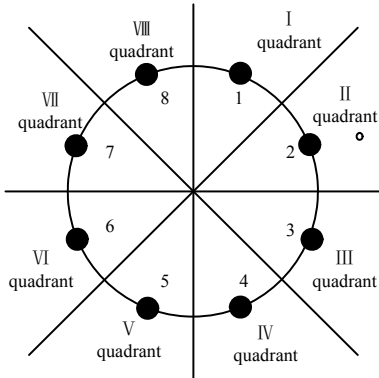


Fig.1 Circumferential distribution of detector
图 1 探测器周向分布

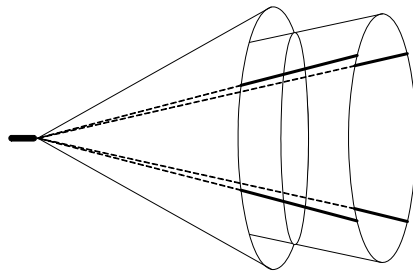


Fig.2 Rotation of laser beam with the projectile
图 2 激光束随弹体旋转

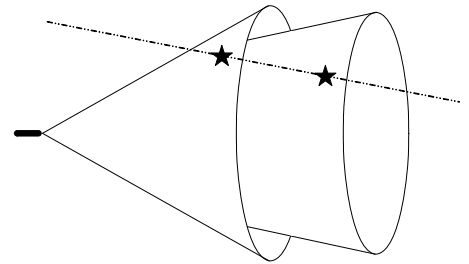


Fig.3 Diagram of probe target
图 3 探测目标示意图

1.2 系统工作原理

弹目交会中探测系统的工作过程如图 3 所示。在弹目交会阶段，目标被激光探测器所发射的脉冲激光束照射而后反射的激光，再被对应的激光接收器收到，从而获得弹目间距离；利用接收到反射激光的探测器所编序号，可以确定目标与弹体的相对方位(即目标所处象限)以及视线角(即弹轴与激光光束所成夹角)。在前、后探测面分别 2 次探测到目标后，则引信可获得 2 次导弹和目标之间的相对距离、相对方位以及目标视线角。探测到的信号送入弹上计算机后，经计算可得到目标相对弹体的脱靶方位，进而计算出战斗部的最佳起爆延迟时机与方向角。

上述探测过程的工作原理需要导弹具备相应的自转速度，如果转速太小，目标从同一个探测面两激光探测器之间穿过而没有探测到的情况就有可能发生^[8]，本文主要在前、后探测面均能探测到目标的情况下，研究引信控制战斗部的起爆最佳延迟时间与最佳方位角。

2 最佳起爆延时模型建立

在弹体坐标系下，建立弹目交会最佳起爆延时模型时，作如下假设^[9]：

- 1) 由于交会时间短，导弹与目标速度快，将二者均视为匀速直线运动，速度方向沿其轴向方向；
- 2) 将目标外形等效为圆柱体，忽略其易损性分析，将其物理几何中心视作要害部位；
- 3) 假设引爆战斗部后其产生破片的飞散方向垂直于弹轴方向，且认为破片做匀速直线运动(即不考虑破片在空气中的速度衰减)。

假设平面 $GHIK$ ，令目标按相对导弹的速度 v_r 在平面 $GHIK$ 内运动，取战斗部质心 O 为原点，以平行于 $GHIK$ 面的弹轴为 y_m 轴，与 y_m 轴垂直于 O 点且平行于 $GHIK$ 面为 z_m 轴，以右手定则取定 x_m 轴，进而建立如图 4 所示的坐标系。导弹与目标交会过程如图 4 所示，位于弹体上的前向激光器在 A 点先接收到来自目标反射回来的激光，飞行一段时间后，后向激光器在 B 点接收到目标反射回的激光，每次探测均可测得弹目间距和视线角。图中 O' 为探测装置中心点，所测参数输入弹上计算机，从而算出起爆延时，经过延时后起爆定向战斗部。

在平面 $Ox_m z_m$ 内，由前文假设可知战斗部起爆后其破片杀伤元密度最大的飞散方向沿弹轴的垂直方向。取战斗部起爆最佳方向为图 4 中 OC ，破片飞行一段时间 t 后于点 C 击中目标中心。

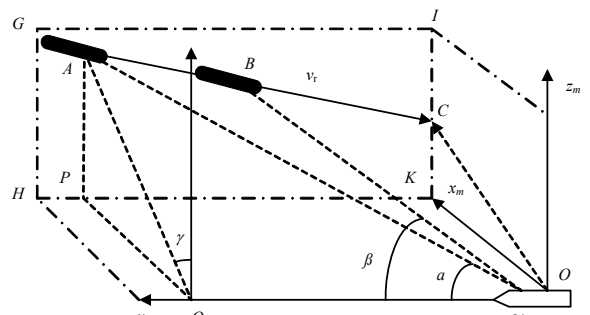


Fig.4 Projectile coordinate system and the projectile intersection
图 4 弹体坐标系及弹目交会示意图

已知第 1 次探测时弹目间距为 $AO' = R_1$ ，视线角为 α ，第 2 次的弹目间距为 $BO' = R_2$ ，视线角为 β ，2 次探测时间间隔为 Δt 。 γ 为目标初始方位角，即引信发现瞬时目标在 $Oz_m IK$ 平面投影的方位角。由图 4 可知，点 A 和点 B 的坐标为 $(R_1 \sin \alpha \sin \gamma, R_1 \cos \alpha + l_m, R_1 \sin \alpha \cos \gamma)$ 和 $(R_1 \sin \alpha \sin \gamma, R_2 \cos \beta + l_m, \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2})$ ，其中， l_m 表示引信激光探测系统中心 O' 到战斗部形心 O 的距离。

点 C 为目标轨迹路线与平面 $x_m Oz_m$ 的相交位置，可以得到点 C 坐标为 $(R_1 \sin \alpha \sin \gamma, 0, z_C)$ ，其中：

$$z_C = z_B - \frac{z_A - z_B}{R_1 \cos \alpha - R_2 \cos \beta} y_B = \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2} - \frac{R_1 \sin \alpha \cos \gamma - \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2}}{R_1 \cos \alpha - R_2 \cos \beta} (R_2 \cos \beta + l_m) \quad (1)$$

目标由点 B 运动到点 C 的时间为：

$$t_{BC} = \frac{R_2 \cos \beta + l_m + l_t}{v_{vy}} \quad (2)$$

式中： l_t 表示当目标运动到点 B 时，被激光引信探测到的部位到目标几何中心的距离； v_{vy} 为相对速度 v_r 在 y_m 轴的分量：

$$v_{vy} = \frac{R_1 \cos \alpha - R_2 \cos \beta}{\Delta t} \quad (3)$$

破片在空气中飞行的时间为：

$$t_{OC} = \frac{l_{OC}}{v_p} = \frac{\sqrt{(R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + z_C^2}}{v_p} \quad (4)$$

式中 v_p 表示战斗部破片的平均静态飞散速度。则最佳起爆延迟时间为：

$$\tau = t_{BC} - t_{OC} \quad (5)$$

将式(1)~(4)代入到式(5)，可求得延时 τ 关于 $\gamma, \alpha, \beta, R_1, R_2, \Delta t$ 的解析式：

$$\tau = \frac{R_2 \cos \beta + l_m + l_t}{R_1 \cos \alpha - R_2 \cos \beta} \Delta t - \frac{1}{v_p} \sqrt{\left[\frac{(R_1 \cos \alpha + l_m) \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2} - (R_2 \cos \beta + l_m) R_1 \sin \alpha \cos \gamma}{R_1 \cos \alpha - R_2 \cos \beta} \right]^2 + (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2} \quad (6)$$

3 最佳起爆方位角模型建立

由上节可知，根据弹目交会过程建立最佳起爆延时模型，同样，可根据其建立最佳起爆方位角模型^[10-11]，其弹目交会示意图如图 5 所示。

进而得到导弹与目标交会段沿着弹 5 轴方向进行观测如图 6 所示的示意图，则垂直于弹轴方向的目标速度为 v_{rx} 。图 6(a)表明前向激光器 1 在处于某时刻首先在点 A 处接收到目标反射回来的激光信号^[12]。图 6(b)表明后向激光器在导弹飞行一段时间 Δt 后，由 2 位置转到 2' 位置时，在 B 处收到目标反射回来的激光信号，同时激光器 1 转动至 1' 位置。在 Δt 时间段内，弹体与目标之间的相对角度变化为 $\angle IO2'$ ，此时弹体自身所转过的角度为 $\angle IO1'$ ，二者之间的关系如下：

$$\angle IO2' + \angle IO1' = \angle I'O2' = \pi / 4 \quad (7)$$

由图 5 和图 6 可知： $\angle IO2' = \angle A'OB'$ ，在 $\Delta A'OB'$ 中利用余弦定理可得：

$$\angle IO2' = \angle A'OB' = \arccos \frac{(R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + R_1 \sin \alpha \cos \gamma \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2}}{R_1 R_2 \sin \alpha \sin \beta} \quad (8)$$

弹体在 Δt 时间内自身旋转角度：

$$\angle IO1' = \omega \Delta t \quad (9)$$

式中 ω 表示弹体自身旋转角速度。

图 6(c)代表探测器在目标处于 E 处时，已经自第 2 次探测到目标并经历延迟时间 τ 后，且战斗部起爆后破片沿 C 点方向飞散。图 6(d)代表战斗部起爆后飞散在空中的破片经历时间 t_{OC} ，于点 C 处打击到目标^[13]。现假

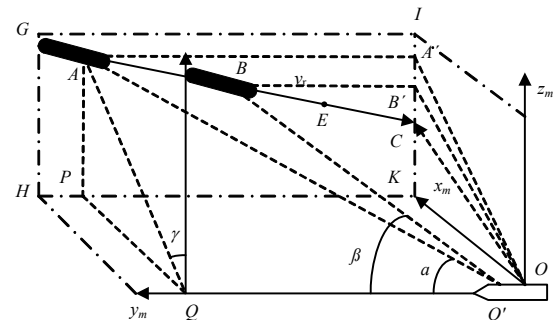


Fig.5 Schematic of projectile intersection
图 5 弹目交会示意图

定战斗部作用过程中激光探测器 2 跟随单体自转从 2' 位置运动至 2'' 的位置，则在时间段 $\tau + t_{OC}$ 内，目标与弹轴之间的相对角度变化量为 $\angle CO2'$ 。同时，在 τ 的时间段内弹体自身转动引起的角度变化量为 $\angle 2'O2''$ ，于是有：

$$\angle CO2' + \angle 2'O2'' = \angle CO2'' \tag{10}$$

在图 5 中 $\angle CO2' = \angle COB'$ ，在 $\Delta B'OC$ 中利用余弦定理可得

$$\angle CO2' = \angle COB' =$$

$$\arccos \frac{(R_2 \sin \beta)^2 + (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + z_c^2 - \left\{ \frac{R_1 \sin \alpha \cos \gamma - \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2}}{R_1 \cos \alpha - R_2 \cos \beta} (R_2 \cos \beta + l_m + l_t) \right\}^2}{2R_2 \sin \beta \sqrt{(R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + z_c^2}} \tag{11}$$

弹体在 τ 时间内自身旋转的角度为：

$$\angle 2'O2'' = \omega \tau \tag{12}$$

联立式(3)~式(8)，消去 ω ，得

$$\theta_1 = \angle CO2'' = \left\{ \frac{\pi}{4} - \arccos \frac{(R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + R_1 \sin \alpha \cos \gamma \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2}}{R_1 R_2 \sin \alpha \sin \beta} \right\} \frac{\tau}{\Delta t} + \arccos \frac{(R_2 \sin \beta)^2 + (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + z_c^2 - \left\{ \frac{R_1 \sin \alpha \cos \gamma - \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2}}{R_1 \cos \alpha - R_2 \cos \beta} (R_2 \cos \beta + l_m + l_t) \right\}^2}{2R_2 \sin \beta \sqrt{(R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + z_c^2}} \tag{13}$$

则 z_c 和 τ 的表示见式(1)、式(6)。于是，战斗部爆炸作用时取向后激光器 2 的位置为零基准线，沿着弹体自转方向相反的方向转动 θ_1 角即可确定战斗部的最佳起爆方向。弹体在确保其余交会情况不变的条件下，其自身转速方向的变化则会导致上述建立的模型结果发生改变^[14]，若发生图 7 所示的条件时，式(13)则变为：

$$\theta_2 = \left\{ \frac{\pi}{4} + \arccos \frac{(R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + R_1 \sin \alpha \cos \gamma \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2}}{R_1 R_2 \sin \alpha \sin \beta} \right\} \frac{\tau}{\Delta t} - \arccos \frac{(R_2 \sin \beta)^2 + (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + z_c^2 - \left\{ \frac{R_1 \sin \alpha \cos \gamma - \sqrt{(R_2 \sin \beta)^2 - (R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2}}{R_1 \cos \alpha - R_2 \cos \beta} (R_2 \cos \beta + l_m + l_t) \right\}^2}{2R_2 \sin \beta \sqrt{(R_1 \sin \alpha \sin \gamma)^2 + z_c^2}} \tag{14}$$

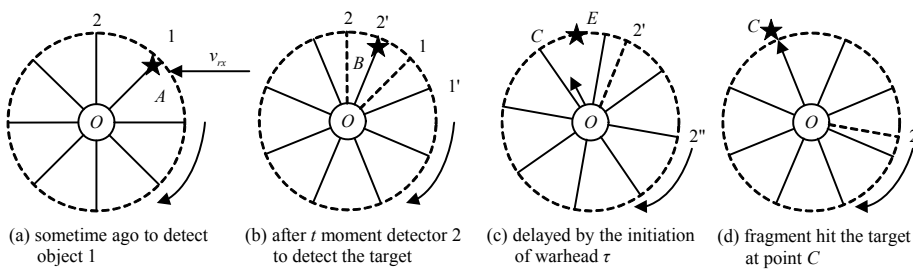


Fig.6 Schematic of objective detection along the direction of the elastic axis
图 6 目标沿弹轴方向探测示意图

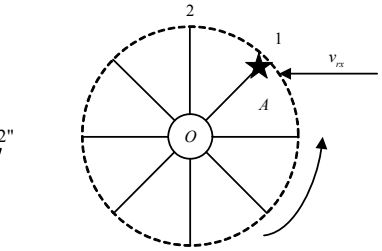


Fig.7 Another type of projectile intersection
图 7 另一种弹目交会过程

4 仿真分析

4.1 最佳起爆延时仿真分析

根据弹目交会情况所建立的上述最佳起爆延时模型可知，导弹攻击典型圆柱体目标时的最佳起爆延时与弹目交会视视角 α, β 、目标初始方位角 γ 、弹目间距 R_1, R_2 、目标外型参数 l_t 、弹目相对运动速度(即两次探测到目标的时间间隔 Δt)、破片飞散速度 v_p 、弹体结构参数 l_m 等因素有关^[15]。由弹上激光引信探测系统可以获得 $R_1, R_2, \Delta t, \gamma$ ，参数 α, β, l_m, l_t 为常数，则可计算得到最佳起爆延迟时间，从而适时引爆战斗部击毁目标。

假设 $\alpha = \pi/6$, $R_1 = 15 \text{ m}$, $R_2 = 10 \text{ m}$, $\Delta t = 0.004 \text{ s}$, $l_m = 0.3 \text{ m}$, $l_t = 1 \text{ m}$, $v_p = 2000 \text{ m/s}$, 分别在 $\beta = \pi/3, \pi/4, \pi/5$ 三种情况下, 根据式(6)可得到目标初始方位角与最佳起爆延时的关系, 如图 8 所示。可见, 当 $\beta = \pi/5$ 时, 最佳起爆延时随目标初始方位角的增大先缓慢减小再增加, 转折点为图中 A 点即 $\gamma(A) = 0.95 \text{ rad}$; 当 $\beta = \pi/4$ 时, 最佳起爆延时随目标初始方位角的增大先基本稳定再增加, 拐点为图中 B 点即 $\gamma(B) = 1.26 \text{ rad}$; 当 $\beta = \pi/3$ 时, 最佳起爆延时始终为负值, 此时激光引信的后向探测器在弹目交会示意图中的 B 点探测到目标时已过了最佳起爆的时刻, 应立即引爆战斗部。相同目标初始方位角下, 弹目交会视线角 β (即激光引信后向探测器与弹轴夹角) 越大, 对应的最佳起爆延时越小。

假设 $\gamma = \pi/3$, $R_1 = 15 \text{ m}$, $R_2 = 10 \text{ m}$, $\Delta t = 0.004 \text{ s}$, $l_m = 0.3 \text{ m}$, $l_t = 1 \text{ m}$, $v_p = 2000 \text{ m/s}$, 在 $\beta = \pi/3, \pi/4, \pi/5$ 下, 根据式(6)可得到弹目交会视线角 α (即激光引信前向探测器与弹轴夹角, 取 $0 \sim \pi/4$) 与最佳起爆延时的关系如图 9 所示。可见, 当 $\beta = \pi/5$ 时, 最佳起爆延时随 α 的增大先增大后减小再增大, 整体呈增大趋势, 存在拐点 A, B , $\alpha(A) = 0.44 \text{ rad}$, $\alpha(B) = 0.47 \text{ rad}$; 当 $\beta = \pi/4$ 时, 最佳起爆延时时随 α 的增大先增大后减小再增大, 整体呈增大趋势, 存在拐点 C, D , $\alpha(C) = 0.53 \text{ rad}$, $\alpha(D) = 0.6 \text{ rad}$; 当 $\beta = \pi/3$ 时, 最佳起爆延时始终为负值, 同样地, 此时激光引信的后向探测器探测到目标时已过了最佳起爆的时刻, 此时战斗部应当立即引爆。另一方面, 在同样的弹目交会视线角 α 下, 弹目交会视线角 β 的增大则对应着最佳起爆延时的减小。

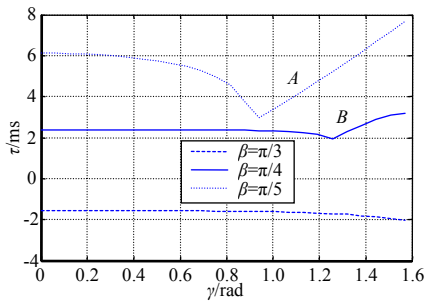


Fig.8 Optimal initiation azimuth and target initial azimuth

图 8 最佳起爆方位角与目标初始方位角

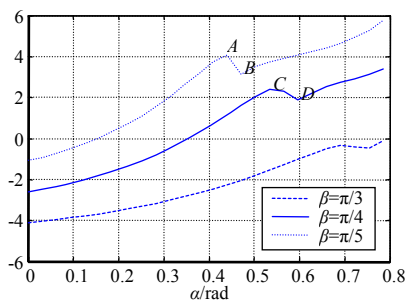


Fig.9 Best initiation delay and projectile line of sight α

图 9 最佳起爆延时与弹目视线角 α

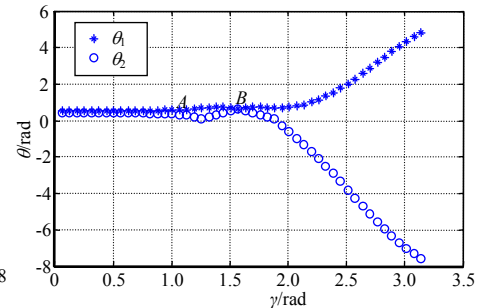


Fig.10 Optimal initiation azimuth and target initial azimuth

图 10 最佳起爆方位角与目标初始方位角

4.2 最佳起爆方位角仿真分析

根据上述弹目交会情况所建立的最佳起爆方位角模型与目标沿弹轴方向探测示意图可知, 导弹攻击典型圆柱体目标时的最佳起爆方位角同样与参数 $R_1, R_2, \Delta t, \gamma, \alpha, \beta, l_m, l_t, v_p$ 有关。

假设 $\alpha = \pi/6$, $\beta = \pi/4$, $R_1 = 15 \text{ m}$, $R_2 = 10 \text{ m}$, $\Delta t = 0.004 \text{ s}$, $l_m = 0.3 \text{ m}$, $l_t = 1 \text{ m}$, $v_p = 2000 \text{ m/s}$, 根据式(12)~(13)可得到最佳起爆方位角 θ_1, θ_2 与目标初始方位角 γ 的关系如图 10 所示。图 10 中点 A, B , $\gamma(A) = 1.05 \text{ rad}$, $\gamma(B) = 1.55 \text{ rad}$, 当 $\gamma < \gamma(A)$ 时, 最佳起爆方位角 θ_1 与 θ_2 基本相同并维持在 0.6 rad ; 当 $\gamma(A) \leq \gamma < \gamma(B)$ 时, 最佳起爆方位角 θ_1 随目标初始方位角 γ 的增大缓慢地增大, 最佳起爆方位角 θ_2 随目标初始方位角 γ 的增大缓慢地先减小再增大; 当 $\gamma(B) \leq \gamma$ 时, 弹目交会情况为图 6(a) 时, 随着目标初始方位角 γ 的增大, 最佳起爆方位角 θ_1 也增大; 在出现弹目交会条件如图 7 的情况时, 最佳起爆方位角 θ_2 随目标初始方位角 γ 的增大而减小。

5 结论

引战配合的重点是依据导弹与目标的交会情况建立模型, 并判断和计算出最佳起爆延迟时间和最佳起爆方位角。本文采取八光束脉冲激光探测系统, 根据战斗部的定向起爆要求, 针对典型圆柱体目标建立了最佳起爆延时和最佳起爆方位角的模型。仿真结果表明, 最佳起爆延时和最佳起爆方位角都与弹目间距、目标初始方位角、弹目视线角、破片飞散速度、目标与弹体结构外形参数等因素有关。

根据所建模型分别对弹目视线角(后向探测器与弹轴夹角)为 $\pi/3, \pi/4$ 和 $\pi/5$ 时, 目标初始方位角和弹目视线角(前向探测器与弹轴夹角)对最佳起爆延时的影响以及目标初始方位角对最佳起爆方位角的影响进行了仿真分析。结果还表明在弹目视线角(后向探测器与弹轴夹角)取 $\pi/3$ 时, 后向探测器探测到目标时已超出最佳起爆延时, 则在后续多光束周视激光引信的设计中要取后向探测器与弹轴夹角小于 $\pi/3$, 为多光束激光引信与定向战斗部引战配合提供了理论基础和借鉴意义。

参考文献：

- [1] 陈慧敏,贾晓东,蔡克荣. 激光引信技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2016:3,256-257. (CHEN Huimin,JIA Xiaodong, CAI Kerong. Laser fuze technology[M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2016:3,256-257.)
- [2] 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:中国宇航出版社, 1994:7-9,175-183. (ZHANG Zhihong,ZHOU Shensheng. Coordination efficiency of air defense missile fuse and warhead, and warhead design[M]. Beijing:China Astronautic Publishing House, 1994:7-9,175-183.)
- [3] 朱景伟,谭惠民,樊印海. 求解定向战斗部最佳起爆延迟时间和起爆方位的一种方法[J]. 宇航学报, 2003,24(2):198-209. (ZHU Jingwei,TAN Huimin,FAN Yin Hai. A method for solving the optimal initiation delay time and initiation direction of directional warhead[J]. Journal of Astronautics, 2003,24(2):198-209.)
- [4] 李宏刚,简金蕾,魏少莉. 定向战斗部最佳起爆方位角研究[J]. 空军工程大学学报, 2003,4(4):19-22. (LI Honggang, JIAN Jinlei,WEI Shaoli. Study on the best initiation azimuth of directional warhead[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2003,4(4):19-22.)
- [5] 杨喆,吴炎桓,范宁军. 弹目姿轨复合交会精准起爆控制[M]. 北京:国防工业出版社, 2016:3,110-115. (YANG Zhe, WU Yanheng,FAN Ningjun. Accurate projectile orbit compound intersection precise detonation control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016:3,110-115.)
- [6] 郭泽荣,李洛,李元. 六光束脉冲激光探测定向战斗部最佳起爆延时研究[J]. 北京理工大学学报, 2014,34(6):588-591. (GUO Zerong,LI Luo,LI Yuan. Study on optimal initiation delay of directional warhead by six-beam pulsed laser detection[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2014,34(6):588-591.)
- [7] BUZZARD G. Development in laser target detection device technology[R]. [S.l.]:Thales Missile Electronics, 2002:1-29.
- [8] 孟湘红,刘培志. 空间交会定向战斗部引信系统的时间匹配特性研究[J]. 探测与控制学报, 1997,19(1):17-21. (MENG Xianghong,LIU Peizhi. Study on time matching characteristics of fuze system in directional combat department of space rendezvous[J]. Journal of Detection & Control, 1997,19(1):17-21.)
- [9] 张祥金,冯颖. 定向起爆部脉冲激光方位探测引信系统时间空间匹配特性[J]. 强激光与粒子束, 2011,23(12):3197-3202. (ZHANG Xiangjin,FENG Ying. Directional initiation department pulsed laser azimuth detection fuze system time space matching characteristics[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2011,23(12):3197-3202.)
- [10] 郭泽荣,李洛,温玉全. 六光束脉冲激光探测定向战斗部最佳起爆方位角研究[J]. 北京理工大学学报, 2015,35(4):347-356. (GUO Zerong,LI Luo,WEN Yuquan. Study on optimal initiation azimuth of directional warhead by six-beam pulsed laser detection[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2015,35(4):347-356.)
- [11] 李元,李燕华,李洛,等. 一种扫描式六象限激光探测系统弹目交会算法研究[J]. 兵工学报, 2015,36(11):2073-2079. (LI Yuan,LI Yanhua,LI Luo,et al. Research on the algorithm of a mesh crossing by scanning six-quadrant laser detection system[J]. Acta Armamentarii, 2015,36(11):2073-2079.)
- [12] 冯清娟. 基于引信天线波束控制的引战配合模型[J]. 探测与控制学报, 2016,38(4):38-41. (FENG Qingjuan. Warfighting matching model based on beam antenna beam control[J]. Journal of Detection & Control, 2016,38(4):38-41.)
- [13] 杨志群. 防空导弹飞行试验引信启动特性考核分析[J]. 舰船电子工程, 2014,52(2):11-15. (YANG Zhiqun. Test and analysis on starting characteristics of air defense missile flight test fuze[J]. Ship Electronic Engineering, 2014,52(2):11-15.)
- [14] 路宇龙,曹俊. 相对速度测量误差对防空导弹引战配合性能影响[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2016,14(1):46-52. (LU Yulong,CAO Jun. Impact of relative velocity measurement error on guidance and warfighting performance of air defense missiles[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2016,14(1):46-52.)
- [15] 张斌. 有效应对多种类目标的引战配合技术途径分析[J]. 现代防御技术, 2015,43(1):39-44. (ZHANG Bin. Effectively deal with many kinds of targets with the war with the technical analysis of the way[J]. Modern Defense Technology, 2015,43(1):39-44.)

作者简介：



孔德浩(1994-), 男, 河南省洛阳市人, 在读硕士研究生, 主要研究方向为军用目标探测、识别与干扰.email:406304979@qq.com.

路明(1966-), 男, 济南市人, 硕士, 副教授, 主要研究方向为海军导弹引信技术.

苏益德(1992-), 男, 山东省淄博市人, 在读硕士研究生, 主要研究方向为军用目标探测、识别与干扰.