

一种瞄准式战斗部瞄准控制方案

韩路杰^{1,2}, 崔少辉¹, 苗生兵³, 赵天峰⁴

(1. 军械工程学院, 石家庄 050003; 2. 中国人民解放军93968部队, 乌鲁木齐 830075;
3. 中国人民解放军66036部队, 河北邯郸 056000; 4. 中国人民解放军72465部队, 济南 250022)

摘要: 针对传统导弹的战斗部无法实现对目标在俯仰和方位上双定向的问题, 为具有瞄准式战斗部的导弹建立了破片与目标相对运动模型。根据该模型及战斗部破片在不同瞄准角下飞散距离不同的特点, 将战斗部中心破片最佳飞散距离作为瞄准攻击的依据, 实现了瞄准式战斗部破片飞散方向的双向控制, 推导出了引信起爆延迟时间的解析解。通过仿真证明了在现有的目标与导弹相对速度及脱靶量测量误差条件下, 基于最佳飞散距离的瞄准方案可以应用于瞄准式战斗部的方向控制。

关键词: 防空反导; 瞄准式战斗部; 破片最佳飞散距离; 弹目相对运动; 脱靶量

中图分类号: V271.4; TJ761.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2015)04-0019-04

A Control and Aiming Scheme for the Gimbaled Warhead

HAN Lu-jie^{1,2}, CUI Shao-hui¹, MIAO Sheng-bing³, ZHAO Tian-feng⁴

(1. Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China; 2. No. 93968 Unit of PLA, Urumqi 830075, China;
3. No. 66036 Unit of PLA, Handan 056000, China; 4. No. 72465 Unit of PLA, Ji'nan 250022, China)

Abstract: Considering that the traditional isotropic warhead of missile can not aim at the target in two directions of pitch and azimuth angle, we established a relative movement model of missile and target for the missile with gimbaled warhead. Based on the model and the fact that the fragments will spray for different distances at different aiming angles, we took the optimal spray distance the centre fragment as the basis for attacking, and realized the control to fragments in two directions. Then, the resolution of fuse booming delay time was calculated out. At last, the result of simulation proved that the with the current measuring error of relative velocity and miss distance, the aiming scheme based on the optimal flying distance can be applied in direction control of the warhead.

Key words: air and missile defense; gimbaled warhead; optimal flying distance of fragments; relative movement of missile and target; miss distance

0 引言

现代战争中, 防空反导是遏制敌方空袭, 保护己方目标的重要手段。为了实现对目标最有效的摧毁, 发展出多种多样的防空导弹战斗部, 在现代战争中发挥着不同的作用^[1]。定向战斗部具有炸药能量利用率高、攻击目标准确等特点, 是目前防空导弹技术研究的热点。传统的定向战斗部只是将炸药能量在战斗部周向的某一部分集中起来, 实现战斗部周向上的定向或

者定象限攻击^[2]; 而瞄准式战斗部是一种可以时刻瞄准目标位置的定向战斗部, 可以使战斗部实现在导弹周向和轴向两个方向的定向。

瞄准式战斗部的双定向能力对导弹系统的引战配合提出了更高的要求。传统战斗部弹目相对运动模型中破片的飞散方向有的默认为周向, 有的只是在周向的某一个象限进行起爆控制^[3]。由于战斗部飞散方向没有俯仰选择的能力, 所以起爆时刻集中在导弹来袭路径上的某一点或者某一小区间, 而瞄准式战斗部的起爆点可以在俯仰上进行选择, 这样就需要为瞄准战斗部的引战配合寻找新的起爆依据。文献[4]提出了求解最佳扩散半径的方法, 将破片飞散区域最佳扩散半径的求取转化为对目标最佳毁伤概率的求解, 但是没有给出瞄准式战斗部双向控制的方法, 没有给出引

收稿日期: 2013-09-27

修回日期: 2014-06-30

基金项目: 军内科研项目

作者简介: 韩路杰(1983—), 男, 河北沙河人, 博士生, 研究方向为弹载仪器、防空导弹引战配合。

信起爆延迟时间的解析解。传统导弹的引战配合主要分析导弹与目标的相对运动,建立弹目相对运动模型(交会模型),实现起爆控制,不能反映破片与目标的相对运动情况。针对这个问题,在分析破片与目标相对运动的基础上提出了适合瞄准式战斗部的基于破片最佳飞散距离的引战配合。

1 相对运动模型

目标与破片的相对运动模型是建立在弹体坐标系上的。弹体坐标系是以战斗部中心为原点,弹轴前向为 x 轴,取弹体纵向对称面内与弹体纵轴垂直的方向为 y 方向, z 轴与 x, y 轴构成右手法则,建立弹体坐标系。在弹目交会段,目标相对导弹的运动可以近似为匀速直线运动,则导弹与相对运动速度矢量构成了导弹的攻击平面。破片要实现对目标的瞄准式攻击,相对导弹的飞散方向也必须在这个攻击平面内。

对本文中用到的几个特殊时刻和位置说明如下:将导引头测量到目标信息的时刻称为当前时刻,在当前时刻测量得到的目标位置称为目标的当前位置;将战斗部起爆的时刻称为起爆时刻;将起爆时刻对应的目标位置称为起爆位置;将战斗部要攻击的目标位置称为目标的预估位置;将目标相对导弹的运动速度矢量与导弹构成的平面称作攻击平面。瞄准式战斗部要想攻击到目标,瞄准方向也需要在这个攻击平面内,图 1 为破片与目标的交会过程。

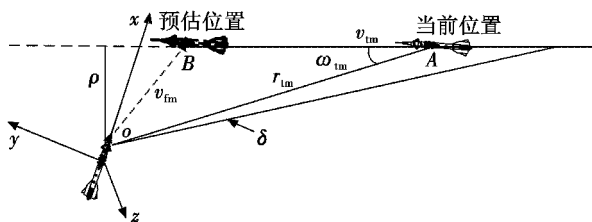


图 1 破片与目标的交会过程

Fig. 1 The encountering process of fragments and target

图中各个参数的意义如下: v_{fm} 为破片动态飞散速度,即破片速度与导弹速度的合成; v_{fm} 为目标相对导弹的速度矢量; r_m 为当前时刻目标到导弹的距离; ω_m 为目标相对导弹的速度与弹目距离的夹角; ρ 为脱靶量; δ 为视线角的变化量。定义 r_{B_0} 为预估位置到导弹的距离; r_{BA} 为目标预估位置到当前位置的距离。

判断瞄准式战斗部能够准确攻击目标的条件是,目标和战斗部破片能否同时飞到空间的某一位置,把这个位置定义为目标的预估位置,在图 1 中定义为 B 点。战斗部起爆时破片在空间中的飞散方向必须瞄准目标在空间中的预估位置,才能实现对目标的最佳攻击。由于在弹目交会的末段,相对速度较大而交会时

间较短,目标和导弹均不可能做大的机动,可以将目标和导弹的速度均认为是匀速直线运动。对于确定的战斗部类型及装药情况,破片相对导弹的速度矢量大小是确定的,飞散方向是瞄准式战斗部引战配合的控制量,由瞄准式战斗部的瞄准角决定,所以目标相对导弹的速度矢量和脱靶量可以唯一确定一个攻击平面。由于脱靶量是由目标相对导弹速度矢量决定的,即确定了弹目交会模型中的弹目相对速度的大小及方向,就可以对脱靶量进行求解,脱靶量的求解还可以通过导引头探测到的弹目距离及目标视线与弹目相对速度之间的夹角求解。确定了脱靶量、相对速度的大小及方向也就确定了一个固定的弹目交会情况,确定弹目交会情况需要对这 3 个量进行求解。确定了弹目交会情况后,再引入战斗部攻击目标达到最优效果的条件,就可以对破片的飞散方向及战斗部的起爆进行控制。

2 飞散方向控制

要确定破片的飞散方向,首先要确定战斗部攻击目标达到效果最优的条件,这里引入战斗部破片最佳飞散距离的概念。最佳飞散距离是指对于确定的目标类型及弹目交会情况,战斗部破片攻击到这个距离时,破片所形成的扩散区域可以对目标实现最优杀伤。最佳飞散距离是弹上瞄准控制系统根据目标类型、易损结构及交会情况,综合破片对目标的侵彻速度、破片密度及破片扩散区半径而得出的经验值,要根据制导信息先于瞄准控制系统动作前完成判断,是瞄准控制系统动作的条件。文献[4]给出了引信最佳起爆距离的解析解,为瞄准式战斗部破片最佳飞散距离的求解打下了良好的理论基础,同时也提供了研究的思路;文献[5]利用蒙特卡罗的方法计算毁伤概率,为最佳飞散距离的求解打开了新的思路。根据蒙特卡罗法对几种典型的目標类型及弹目交会方式进行仿真,建立对应的最佳飞散距离表,弹上瞄准控制系统根据攻击目标过程中判定出的目标类型、易损结构及交会情况,查表得出本次交会适合的弹目飞散距离并依据此距离对瞄准控制系统进行控制。求出战斗部最佳飞散距离之后,战斗部破片飞散方向的控制就有了依据,即对于瞄准式战斗部的引战配合,目的就是利用瞄准式战斗部双定向的能力,使破片的飞散距离达到判定的最佳飞散距离。

为了使破片在攻击到目标时的飞散距离达到最佳飞散距离,必须利用弹上探测系统探测到的弹目交会信息,对目标预估位置进行精确定位。假设目标在起爆时刻从当前位置历经时间 t 到达预估位置,战斗部破片在起爆时刻起爆后同样历经时间 t 到达预估位

置,则当前位置和预估位置的距离有如下关系

$$r_{BA}^2 + r_{tm}^2 - r_{Bo}^2 = 2 \times \cos(\omega_{tm}) \times r_{tm} \times r_{BA} \quad (1)$$

还可以表示为

$$r_{BA} = r_{tm} \times \cos(\omega_{tm}) - \sqrt{r_{opt}^2 - \rho^2} \quad (2)$$

式中, r_{opt} 为战斗部中心破片最佳飞散距离。通过式(2)可以看出,只要估计出了脱靶量和破片最佳飞散距离,利用导引头测量信息就可以对目标预估位置进行定位,这为瞄准式战斗部瞄准定位的实现赢得了充足的时间。

利用导引头信息估计脱靶量时,需要两次测量的角速度 ω_1, ω_2 及视线角的变化量 δ , 先求出视线与相对速度的夹角 ω_{tm} , 再求出脱靶量 ρ 。

$$\begin{cases} \omega_{tm} = \arctan\left(\frac{\sqrt{\omega_2^2 - \cos^2 \delta}}{\omega_1 \sin \delta}\right) + \delta \\ \rho = r_{tm} \times \sin \omega_{tm} \end{cases} \quad (3)$$

在基于最佳飞散距离的引战配合中,要攻击的目标预估位置的定位只受脱靶量和破片最佳飞散距离的约束,而破片最佳飞散距离是经验值已知量,所以,估计出脱靶量后, r_{BA} 就是可解的,通过相对运动速度的测量可以实现对目标的定位。

对相对速度矢量的测量,需要利用导引头测量的两次弹目距离及弹体坐标系下目标的俯仰及方位信息,将两次测量的数据通过坐标转换从球坐标系下的测量值转换到直角坐标系下,再将转换后的信息做差再除以时间差作为这两次测量中相对速度各坐标轴分量的估计值,即

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{tm0} \sin \theta_0 \sin \phi_0 \\ r_{tm0} \cos \theta_0 \\ r_{tm0} \sin \theta_0 \cos \phi_0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} x_{\Delta t} \\ y_{\Delta t} \\ z_{\Delta t} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{tm\Delta t} \sin \theta_{\Delta t} \sin \phi_{\Delta t} \\ r_{tm\Delta t} \cos \theta_{\Delta t} \\ r_{tm\Delta t} \sin \theta_{\Delta t} \cos \phi_{\Delta t} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: r_{tm0} 为弹体坐标系下导引头在某一时刻测量的弹目距离; θ_0 为该时刻导引头的俯仰角; ϕ_0 为该时刻导引头的方位角; Δt 为导引头两次测量的时间差。则

$$\begin{bmatrix} v_{tmx} \\ v_{tmy} \\ v_{tmz} \end{bmatrix} = \frac{1}{\Delta t} \left(\begin{bmatrix} r_{tm\Delta t} \sin \theta_{\Delta t} \sin \phi_{\Delta t} \\ r_{tm\Delta t} \cos \theta_{\Delta t} \\ r_{tm\Delta t} \sin \theta_{\Delta t} \cos \phi_{\Delta t} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} r_{tm0} \sin \theta_0 \sin \phi_0 \\ r_{tm0} \cos \theta_0 \\ r_{tm0} \sin \theta_0 \cos \phi_0 \end{bmatrix} \right) \quad (6)$$

由于在遭遇段,相对速度是恒定不变的。得到弹目相对速度矢量在3个坐标轴上的分量后,就可以求出相对速度的大小,进而求出目标从A点运动到B点的时间

$$t_{BA} = \frac{r_{BA}}{v_{tm}} \quad (7)$$

则B点坐标和A点坐标的关系为

$$\begin{cases} x_B = x_A + v_{tmx} * t_{BA} \\ y_B = y_A + v_{tmy} * t_{BA} \\ z_B = z_A + v_{tmz} * t_{BA} \end{cases} \quad (8)$$

通过B点坐标可以得到目标预估位置在弹体坐标系下的俯仰角和方位角,也就是瞄准式战斗部瞄准系统需要调整的俯仰角和方位角。

$$\beta = \arctan \frac{y_B}{\sqrt{x_B^2 + z_B^2}} \quad (9)$$

$$\varphi = \arcsin \frac{x_B}{\sqrt{x_B^2 + z_B^2}} \quad (10)$$

式中: β 为瞄准式战斗部要瞄准的俯仰角; φ 为瞄准式战斗部要瞄准的方位角。

这是在导弹弹体坐标系下确定的战斗部需要瞄准的俯仰角和方位角,在大地坐标系或相对速度坐标系下,需要考虑弹体的姿态信息,此时讨论战斗部瞄准需要将角传感器测量得到的弹体俯仰、方位和滚转信息加入到战斗部的瞄准过程中。

3 仿真验证

通过仿真的方法验证在现有的误差条件下,本文提出的基于最佳飞散距离的瞄准式战斗部控制方案是否可以满足瞄准式战斗部打击目标的精度要求。以引信起爆延迟时间误差作为瞄准式战斗部精度控制的衡量标准。仿真参数主要有目标相对导弹速度 v_{tm} 测量误差及脱靶量 ρ 的测量误差。首先验证在一般相对速度测量误差下,采用基于最佳飞散距离的瞄准式战斗部控制方法后引信起爆延迟时间是否能够满足瞄准式战斗部攻击目标的需要,假设引信探测到目标时的弹目距离为30 m,破片最佳飞散距离为20 m,相对速度的测量误差为(-20 m/s, 20 m/s)均匀分布,分别取相对速度为500 m/s, 1 000 m/s, 1 500 m/s,脱靶量从10 m变化到15 m。同时取脱靶量为5 m, 10 m, 15 m,相对速度从500 m/s变化到1 500 m/s,对比分析相对速度的变化和脱靶量对引信延迟时间误差的影响,结果如图2所示。

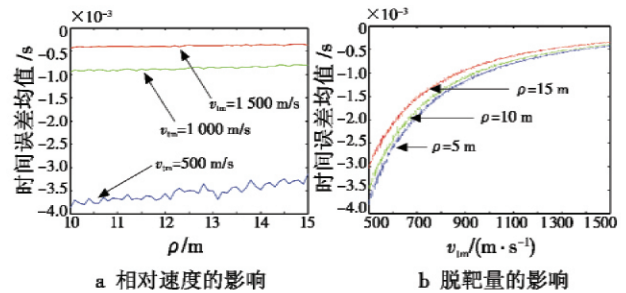


图2 引信起爆延迟时间误差的影响因素

Fig.2 The influence factors of fuse booming delay time error

从图中可以看出,延迟时间误差基本在毫秒级,由

引信延迟时间误差导致的战斗部破片攻击目标偏差在米级范围内,可以满足瞄准式战斗部精确攻击目标的要求。证明在一般的相对速度误差下,本文建立的破片与目标交会模型可以应用于瞄准式战斗部,本文提出的基于破片最佳飞散距离的瞄准式战斗部引战配合是合理的、可行的。

验证在现有脱靶量测量误差条件下产生的引信起爆延迟时间误差,假设脱靶量误差为 $(-1\text{ m}, 1\text{ m})$,取脱靶量 ρ 分别为 $5\text{ m}, 10\text{ m}, 15\text{ m}$,相对速度从 500 m/s 增大到 1500 m/s 进行仿真,仿真结果如图3所示。

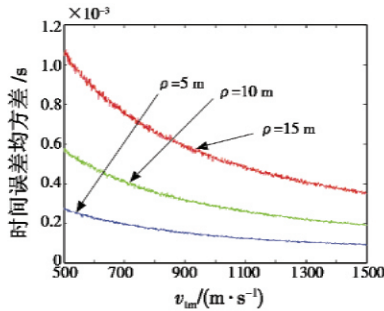


图3 脱靶量对延迟时间误差的影响

Fig. 3 The influence of miss distance to delaying time

从图中也可以看出,在现有的脱靶量测量误差条件下,引信起爆延迟时间误差可以保持在毫秒级范围内,能满足瞄准式战斗部精确攻击目标的需要。证明本文提出的基于最佳飞散距离的瞄准式战斗部控制方案是可行的。

4 结论

本文提出了基于最佳飞散距离的瞄准式战斗部控制策略。该策略根据瞄准式战斗部不同瞄准角对应不同破片飞散距离的特点,解决了瞄准角的控制问题,根据目标预估位置,实现了战斗部在导弹弹体内周向和轴向的双定位。仿真表明,在已知的误差条件下,利用

本文提到的战斗部控制策略可以满足瞄准式战斗部攻击目标的要求。

参考文献

- [1] 李炜,王正杰,樊宁军. 巡飞弹姿态约束条件下引战配合系统分析[J]. 宇航学报,2008,29(1):188-191. (LI W, WANG Z J, FAN N J. Analysis of coordination system of fuze and warhead under attitude restriction of loitering missile[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1):188-191.)
- [2] 陈超,王志军. 蒙特卡罗法在武器系统毁伤概率计算中的应用[J]. 火箭与制导学报,2002,22(1):48-50. (CHEN C, WANG Z J. The application of Monte Carlo method to the calculation of weapon system kill probability [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2002, 22(1):48-50.)
- [3] 都军民,汪太琨. 利用蒙特卡罗方法对导弹筒内弹道参数的分布进行分析[J]. 火箭与制导学报,2002,22(4):45-47. (DU J M, WANG T K. The analysis of missile ballistic parameter distribution with Monte Carlo way [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2002, 22(4):45-47.)
- [4] 庄志洪,王宏波,张清泰. 一种反弹道导弹用瞄准战斗部的引战能力分析[J]. 探测与控制学报,2002,24(3):1-4. (ZHUANG Z H, WANG H B, ZHANG Q T. Ability analysis of gimballed warhead in anti-tactical ballistic missile[J]. Journal of Detection & Control, 2002, 24(3):1-4.)
- [5] 范作娥,顾文锦,姜鹏,等. 基于蒙特卡罗法的反舰导弹末端机动突防效果研究[J]. 海军航空工程学院学报,2010,25(3):241-246. (FAN Z E, GU W J, JIANG P, et al. Research on penetration effect of terminal maneuver for anti-ship missile based on Monte Carlo method [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2010, 25(3):241-246.)
- [6] 李炜,王正杰,樊宁军. 巡飞弹姿态约束条件下引战配合系统分析[J]. 宇航学报,2008,29(1):188-191. (LI W, WANG Z J, FAN N J. Analysis of coordination system of fuze and warhead under attitude restriction of loitering missile[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1):188-191.)
- [7] 陈超,王志军. 蒙特卡罗法在武器系统毁伤概率计算中的应用[J]. 火箭与制导学报,2002,22(1):48-50. (CHEN C, WANG Z J. The application of Monte Carlo method to the calculation of weapon system kill probability [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2002, 22(1):48-50.)
- [8] 都军民,汪太琨. 利用蒙特卡罗方法对导弹筒内弹道参数的分布进行分析[J]. 火箭与制导学报,2002,22(4):45-47. (DU J M, WANG T K. The analysis of missile ballistic parameter distribution with Monte Carlo way [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2002, 22(4):45-47.)
- [9] 庄志洪,王宏波,张清泰. 一种反弹道导弹用瞄准战斗部的引战能力分析[J]. 探测与控制学报,2002,24(3):1-4. (ZHUANG Z H, WANG H B, ZHANG Q T. Ability analysis of gimballed warhead in anti-tactical ballistic missile[J]. Journal of Detection & Control, 2002, 24(3):1-4.)
- [10] YANG X L, MEJIAS L, MOLLOY T. Nonlinear H_∞ control of UAVs for collision avoidance in gusty environments[J]. Journal of Intelligent & Robotic systems, 2013, 69:207-225.
- [11] CHOU F Y, YANG C Y, YANG J S. Support vector machine based artificial potential field for autonomous guided vehicle[C]//Proceedings of the 4th International Symposium on Precision Mechanical Measurements, Bellingham, WA, 2008, 71304J:1-6.
- [12] DOROKHODV V N, KAMINER I I, JONES K D, et al. Vision-based tracking and motion estimation for moving targets using unmanned air vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4):907-910.
- [13] CHOI H J, KIM Y D. Reactive collision avoidance of unmanned aerial vehicles using a single vision sensor[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(4):1234-1240.
- [14] TIAN Y, LI Y, REN Z. Vision-based adaptive guidance law for intercepting a maneuvering target[J]. IET Control Theory & Applications, 2011, 5(3):421-428.
- [15] CHOWD G, JATEGAONKAR R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter[J]. Aerospace Science and Technology, 2010(14):106-117.

(上接第18页)

- [10] YANG X L, MEJIAS L, MOLLOY T. Nonlinear H_∞ control of UAVs for collision avoidance in gusty environments[J]. Journal of Intelligent & Robotic systems, 2013, 69:207-225.
- [11] CHOU F Y, YANG C Y, YANG J S. Support vector machine based artificial potential field for autonomous guided vehicle[C]//Proceedings of the 4th International Symposium on Precision Mechanical Measurements, Bellingham, WA, 2008, 71304J:1-6.
- [12] DOROKHODV V N, KAMINER I I, JONES K D, et al. Vision-based tracking and motion estimation for moving targets using unmanned air vehicles[J]. Journal of Gui-