

破片式战斗部对预警机毁伤评估研究

张睿文^{1,2}, 裴扬^{1,3}, 侯鹏¹, 葛玉雪¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西, 西安 710072; 2. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西, 西安 710100; 3. 航空工业光电所 光电控制技术重点实验室, 河南, 洛阳 471023)

摘 要: 建立了一种考虑任务系统易损性模型和近炸引信探测起爆过程的毁伤效果分析方法, 用于破片式战斗部对预警机的毁伤评估。根据预警机任务系统特点构建了毁伤树模型; 基于扫描线法计算引信探测位置, 在相对速度坐标系下, 考虑目标外形计算最佳起爆位置, 并采用蒙特卡洛方法计算毁伤概率, 分析了交会条件、起爆延迟、制导精度和瞄准中心对毁伤概率的影响。结果表明: 自适应延迟起爆能大幅提高毁伤概率, 并减小交会条件的影响, 且制导精度越高, 交会条件影响越小; 采用自适应延迟起爆时, 毁伤概率主要受暴露面积和瞄准中心影响, 以几何中心为瞄准中心的毁伤概率较高。

关键词: 毁伤评估; 预警机; 毁伤树; 起爆延迟

中图分类号: TJ761

文献标志码: A

文章编号: 1001-0645(2022)04-0347-12

DOI: 10.15918/j.tbti1001-0645.2021.165

Research on Damage Evaluation of Fragmentation Warheads Against Early-Warning Aircraft

ZHANG Ruiwen^{1,2}, PEI Yang^{1,3}, HOU Peng¹, GE Yuxue¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China; 2. National Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engines, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an, Shaanxi 710100, China; 3. Science and Technology on Electro-Optic Control Laboratory, AVIC Optronics, Luoyang, Henan 471023, China)

Abstract: In this paper, a method of damage effect analysis was established to evaluate the damage of fragmentation warheads on early-warning aircraft (EWA). The method considers the vulnerability model of mission systems as well as the detection and detonation processes of proximity fuzes. The mission-level model of the kill tree was established based on the characteristics of EWA mission systems. The detection position of fuzes was calculated by the scan line method, and the optimal detonation position was calculated with the target configuration in the coordinate system of the relative velocity considered. The damage probability was calculated by the Monte Carlo method. The effects of intercept conditions, detonation delays, guidance precision, and aiming centers on damage probabilities were analyzed. The results show that, self-adaptively-delayed detonation significantly increases kill probabilities, and reduces the influence of intercept conditions, which decreases with increasing guidance precision; for self-adaptively-delayed detonation, the damage probability is mainly influenced by the exposure area and the aiming center, and higher kill probabilities happen when the geometry center is targeted.

Key words: damage evaluation; early-warning aircraft; kill tree; detonation delay

预警机能够在复杂的战场环境下监视、跟踪和识别目标, 向各作战单元分发情报, 指挥引导飞机和

导弹执行攻击任务, 是现代空中战场的管理中心, 也是作战体系的核心和枢纽节点^[1-2]。预警机的重要性

收稿日期: 2021-06-20

基金项目: 航空科学基金资助项目(20185153032)

作者简介: 张睿文(1991—), 男, 博士, 博士后, E-mail: zhangrwcchina@163.com.

通信作者: 葛玉雪(1988—), 女, 博士, 博士后, E-mail: ge_yuxue@nwpu.edu.cn.

使其成为体系作战的首要攻击目标,导弹对预警机的毁伤效果也成为体系作战的重要问题。

用于攻击预警机的地空或空空导弹通常采用破片式战斗部。已有文献研究了破片式战斗部对攻击机^[3]、战斗机^[4]、武装直升机^[5]、运输机^[6]等多种类型飞机的毁伤评估问题,建立了这些飞机气动^[7]、结构^[8-9]、飞控^[5]、燃油^[10]、动力^[5]、液压^[5]等系统的易损性模型。除上述典型系统外,预警机还包含雷达、敌我识别、电子侦察、通信、导航和指挥控制等任务系统^[11],这些系统是执行任务的重要保障,也是易损性建模和毁伤评估的关键要素。熊森才等^[12]研究了相控阵雷达天线的毁伤机理和判据。郭森等^[13]研究了破片和冲击波对雷达天线罩的复合毁伤模型。李超等^[14]研究了破片式战斗部对地面雷达系统的毁伤评估问题,构建了雷达系统的毁伤树模型。陶灵姣等^[15]研究了地面机动指挥系统的毁伤模型。上述研究了雷达、指挥控制等关键系统的毁伤机理,但尚未研究包含这些系统的预警机整体的易损性模型。赵宏伟等^[16]在杀爆弹打击预警机的引战配合研究中建立了预警机的易损性模型,但其模型经过了较多的简化,缺少各系统的毁伤模型。

在飞机易损性模型基础上,结合战斗部威力场模型和弹目交会条件,可以分析战斗部对飞机的毁伤效果。梁斌等^[10]研究了不同脱靶量、交会参数和爆炸点距离下离散杆和EFP组合战斗部对飞机的毁伤效果。司凯等^[4]研究了破片式战斗部在飞机顶部、侧向等不同位置对飞机的毁伤效果。KONOKMAN等^[17]研究了典型攻击方向下破片式战斗部对飞机的毁伤效果。上述研究大多在给定的爆炸点计算毁伤概率。破片式战斗部通常采用近炸引信,爆炸点与引信探测起爆的动态过程密切相关。ZHAO等^[18]建立了激光近炸引信的探测起爆过程模型,分析了战斗部的最佳起爆时间。张合等^[19]研究了周视激光引信的探测起爆过程,分析了最佳起爆时间和起爆角的影响因素。吉阳等^[20]研究了相控阵引信的扫描探测过程和起爆控制优化问题。但上述文献未能考虑目标系统层面的毁伤特性,且忽略了目标实际外形对起爆计算的影响。

针对上述问题,本文对预警机的易损性建模以及考虑引信探测起爆过程的毁伤评估问题开展研究。构建了典型预警机的易损性模型,在以往飞机易损性模型的基础上,根据预警机任务系统的特点,进一步建立任务系统的毁伤树模型。然后,构建近炸引信

探测起爆模型,采用扫描线法计算引信探测到目标的位置,并给出相对速度坐标系下、考虑目标外形的起爆延迟计算方法。最后,采用蒙特卡洛方法计算毁伤概率,通过仿真算例分析交会条件、起爆延迟、制导精度和瞄准中心等因素对毁伤效果的影响。

1 预警机易损性模型

本文以采用涡桨发动机、起飞质量约25 t、载5名乘员的典型中型预警机为研究对象。飞机毁伤分为KK、K、A、B和C5个等级^[21],本文主要研究KK、B和C级毁伤。易损性模型包含致命性部件分析、几何模型、部件属性与毁伤准则、毁伤树模型等^[22]。

1.1 致命性部件分析

预警机由载机和任务系统两大部分组成,部件分为外形、结构和系统三类。预警机以运输机作为载机平台。常规运输机的外形部件主要有机身、机翼、平尾、发动机舱等。结构部件主要有机身的梁、框,机翼和尾翼的梁、肋,发动机悬挂支架等。载机系统主要包含飞行控制、电力、液压、燃油、动力、环控、起落架等子系统。

在常规运输机部件的基础上,预警机的外形部件还有雷达罩,且机身分为机头舱段、设备舱段、任务舱段和机尾舱段4个舱段。结构部件还包括雷达罩的横、纵梁和支架。载机系统中的环控系统还包括支持电子设备工作的蒸汽循环系统和散热器。除载机系统部件外,预警机还包含任务系统部件,进一步分为若干分系统。雷达、敌我识别、通信、电子侦察和导航系统均由天线和信息处理设备两部分组成。雷达天线和敌我识别天线均在雷达罩内;电子侦察天线位于机头、机尾和左右机翼;HF、UHF、VHF/UHF 3组频段的通信天线位于机身、机翼等处;全球定位系统(global positioning system, GPS)、雷达测高、战术空中导航系统(tactical air control and navigation, TACAN)和自动定向机(automatic direction finder, ADF)等不同功能的导航天线位于机身、雷达罩外等处。将雷达系统的信息处理设备简化为收发设备和信号处理设备两个部件,敌我识别、通信、电子侦察和导航系统的信息处理各自简化为一个部件。指挥控制系统由雷达指挥官、作战情报中心指挥官和空中管制指挥官3名任务员,3名任务员对应的工作站,以及两台任务计算机组成。此外,还有雷达旋转轴、电机、传动箱等雷达系统的支持部件。

预警机的气动布局和飞行控制系统通常有较高

的稳定性,翼面受到一定程度损伤后仍能飞行返航.机身桁梁、翼梁等主要结构部件也有较高的抗毁伤能力,少量破片的打击难以造成致命毁伤.目前文献对此类飞机毁伤的研究主要考虑系统部件的毁伤,将外形和结构部件作为非致命性部件,仅考虑它们对其他致命性部件的遮挡作用^[3-4,10].

1.2 几何模型

将机身、机翼、雷达罩等舱段的梁、肋模型简化为平板,供油管路和操纵系统的传动线路模型简化

为空心管,其他设备模型简化为壳体.任务系统中,雷达天线为八木天线,简化为空心管;其余系统天线简化为平板;计算机、操作台以及信息处理设备简化为壳体.预警机及其部件的三维模型如图 1 所示,其中图 1(b)进一步区分了任务系统中各子系统的模型.

将三维模型离散化,用四边形面元拼接成各部件,建立预警机外形、结构和系统的面元模型,用于引信探测和战斗部毁伤计算,如图 2 所示.

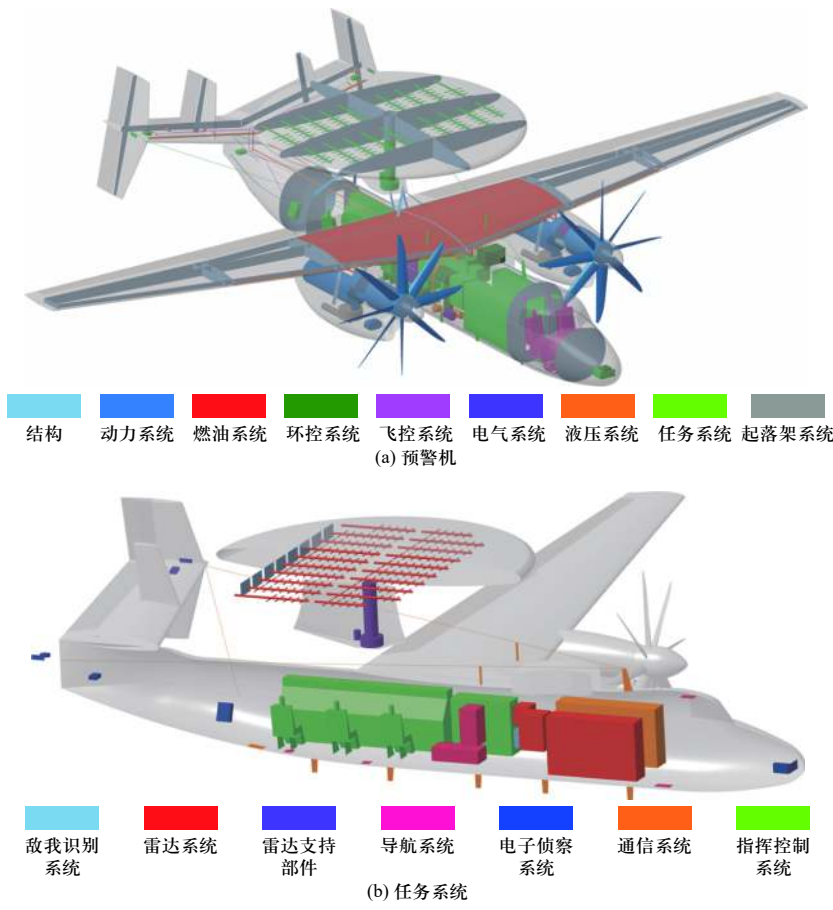


图 1 预警机三维模型

Fig. 1 3D model of early-warning aircraft

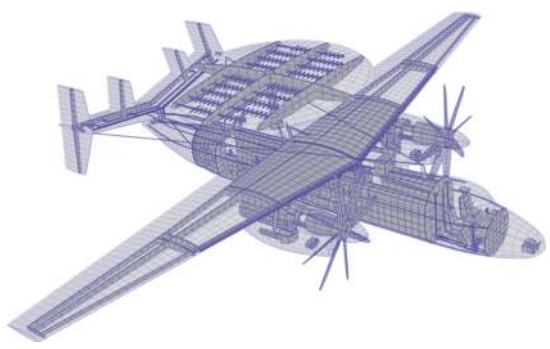


图 2 预警机面元模型

Fig. 2 Surface element model of early-warning aircraft

1.3 部件属性与毁伤准则

翼梁、机身桁梁等重要结构部件材料等效为钛合金,发动机部件、液压作动器、操纵系统线路、供油管路等部件材料等效为均质钢,其他部件材料等效为铝合金.参考典型运输机的部件参数,翼面、机身舱段等外形部件等效厚度为 2.0 ~ 3.5 mm;翼梁、机身桁梁等重要结构部件等效厚度为 4 ~ 7 mm,其他结构部件等效厚度为 3 mm;发动机部件等效厚度 5 ~ 10 mm;油箱等效厚度 10 mm;操纵线路等效直径 4 ~ 6 mm;载机系统和任务系统部件厚度 2 ~ 3 mm;

预警雷达天线等效直径 10~16 mm, 其他天线阵元等效厚度 2 mm^[11, 23]. 导弹战斗部对部件的毁伤包括冲击波毁伤和破片毁伤, 本文主要考虑破片毁伤.

$$p_i = \begin{cases} 0 & i_{\text{frg}} \leq 1.57 \\ (1 + 1.083e^{-0.43i_{\text{frg}}} - 1.936e^{-0.15i_{\text{frg}}})p_c \left[1 - \left(\frac{H}{16000} \right)^2 \right] & i_{\text{frg}} > 1.57 \end{cases} \quad (1)$$

式中: H 为高度; i_{frg} 为破片的比冲量, 单位 $\text{kg} \cdot \text{m}/(\text{s} \cdot \text{cm}^2)$; p_c 为破片穿透易燃部件的概率.

比冲量的计算方法为^[24]

$$i_{\text{frg}} = \frac{m_{\text{frg}} v_{\text{frg}}}{A_{\text{frg}}} \quad (2)$$

式中: m_{frg} 为破片质量; v_{frg} 为破片速度; A_{frg} 为破片迎风面积.

载机系统和任务系统部件的毁伤主要采用穿透准则判定, 穿透概率的计算方法为^[24]

$$p_c = \begin{cases} 0 & E_b \leq 4.5 \times 10^9 \\ 1 + 2.65e^{-0.34 \times 10^{-8} E_b} - 2.96e^{-0.14 \times 10^{-8} E_b} & E_b > 4.5 \times 10^9 \end{cases} \quad (3)$$

式中 E_b 为单位部件面元厚度上所接受的比动能 ($\text{J} \cdot \text{m}^{-3}$), 即

$$E_b = \frac{m_{\text{frg}} v_{\text{frg}}^2}{2S_a h} = \frac{m_{\text{frg}}^{1/3} v_{\text{frg}}^2}{2k_a h} = \frac{m_{\text{frg}}^{1/3} v_{\text{frg}}^2}{2k_a \delta} \cos \theta_{\text{frg}} \quad (4)$$

式中: S_a 为威胁与靶板的期望接触面积; k_a 为威胁形状系数; h 为面元击穿情况下的侵彻厚度; θ_{frg} 为破片

油箱毁伤采用引燃准则判定, 破片对易燃类部件的引燃概率 p_i 为^[24]

的打击方向与面元法线的夹角; δ 为面元实际厚度.

任务系统中, 雷达和敌我识别天线的面积较大, 其毁伤采用面积消去准则判定. 文献研究表明, 对于平面阵列天线, 当超过 50% 的阵元失效时, 天线将失效^[12, 25]. 目前缺少八木天线的毁伤准则研究, 采用面积消去准则近似, 即天线受损面积超过 50% 则失效. 其他系统的天线面积较小, 其毁伤采用穿透准则判定.

1.4 毁伤树模型

根据预警机的功能建立毁伤树模型. 以任务级毁伤为例, 毁伤树如图 3 所示. 在任务级毁伤下, 根据不同功能的毁伤, 进一步分为升力毁伤、动力毁伤、结构完整性毁伤、稳定性/操纵性毁伤和任务功能毁伤等分支. 与部件毁伤准则中的考量类似, 忽略升力和结构完整性毁伤, 仅考虑动力、稳定性/操纵性和任务功能毁伤. 各功能毁伤再细分出相关部件的毁伤. 各功能毁伤之间、每个功能毁伤下的部件毁伤之间为或门逻辑; 任一功能毁伤, 即无法执行任务; 任一部件毁伤, 即导致相关功能毁伤.

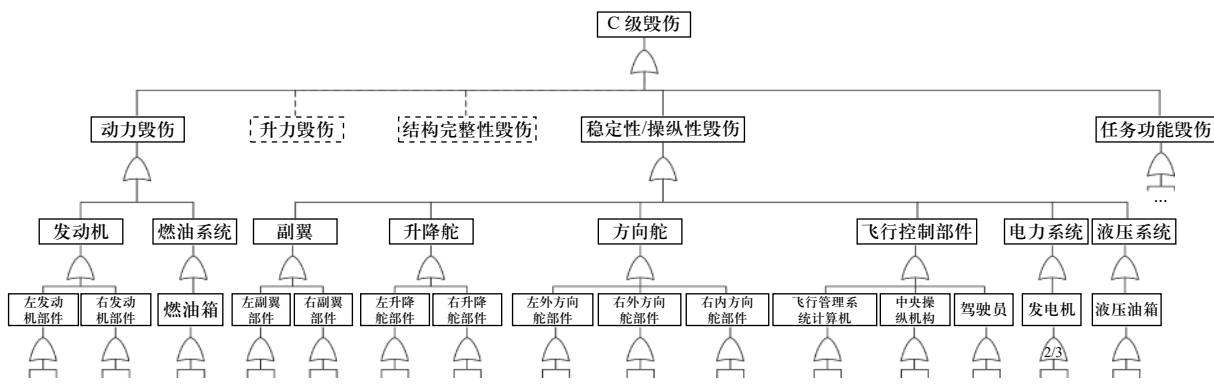


图 3 任务级毁伤树

Fig. 3 Mission level kill tree

对于任务功能毁伤, 根据预警机任务系统的组成, 进一步细分出各任务系统的毁伤, 如图 4 所示. 其中, 天线或信息处理设备二者之一的毁伤, 都导致该系统的毁伤. 对于有多组天线的系统, 多数天线毁伤即导致天线分系统的毁伤. 电子侦察系统至少需

要 3 副天线工作, 以测定信号源的方位. 预警机执行任务需要 3 个任务乘员及其设备的协作, 其中之一毁伤则导致指挥控制系统毁伤. 两台任务计算机互为备份, 同时毁伤则指挥控制系统无法正常运行.

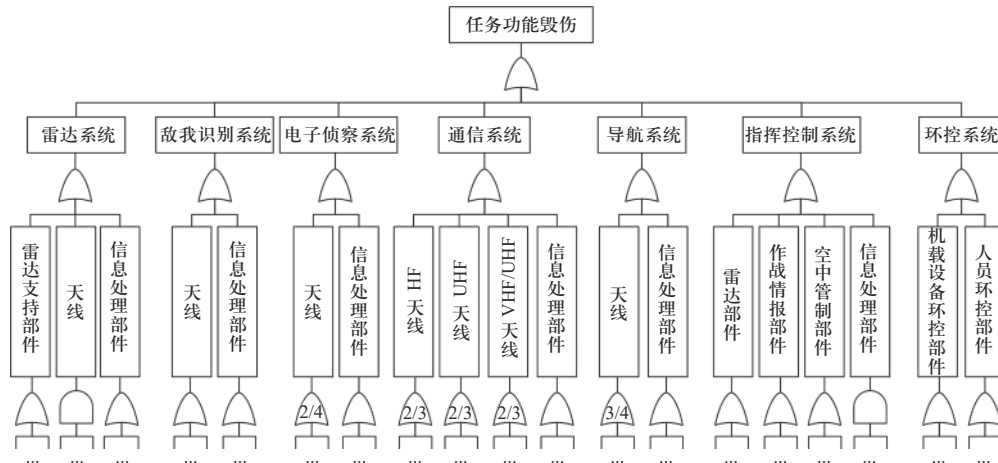


图4 任务功能毁伤树

Fig. 4 Mission function kill tree

B级和KK级毁伤树的构建方法与此类似。B级毁伤树进一步分为安全性毁伤、动力毁伤和稳定性/操纵性毁伤,其中安全性毁伤采用引燃准则判定机翼油箱毁伤。KK级毁伤树进一步分为安全性毁伤和动力毁伤。

2 战斗部威力场模型

与预警机的尺寸相比,战斗部的尺寸相对较小,假设战斗部沿中心轴对称,采用预制破片,所有破片均由一点飞散。设破片数为 n_{fig} ,单枚破片质量为 m_{fig} ,破片初速为 $v_{\text{fig}0}$,破片静态飞散角为 Ω ,破片静态飞散方位角为 Φ 。如图5所示,假设破片沿周向均匀分布,沿轴向在静态飞散区 $[\Phi-\Omega/2, \Phi+\Omega/2]$ 内近似服从正态分布,均值为 Φ ,标准差按飞散区内包含90%以上破片估算,约为 $\sigma_{\Phi}=\Omega/6$ 。破片在空中运动时的速度衰减公式见文献[24]。

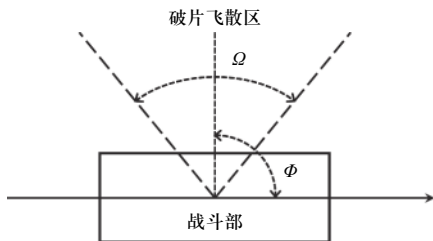


图5 战斗部威力场示意图

Fig. 5 Diagram of warhead power field

3 引信探测起爆模型

当导弹与目标进入交会终端时,引信开机探测目标。探测到目标并积累足够强度的信号后,为提高

毁伤概率,延迟一定时间,在最佳位置起爆。引信探测起爆模型即在给定的交会条件和制导误差下,计算实际起爆的位置。

3.1 弹目交会与制导误差参数定义

设交会终端飞机和导弹分别以速度 V_A 和 V_M 匀速直线运动。忽略导弹滚转角的影响,则弹目交会条件可用交会角 Γ 和交会方位角 A 2个参数描述。如图6所示,交会角 Γ 定义为导弹速度反向矢量 $-V_M$ 与 V_A 的夹角;交会方位角 A 定义为目标速度坐标系 $Ox_{av}y_{av}z_{av}$ 中 $-V_M$ 在 $Oy_{av}z_{av}$ 面的投影与 Oy_{av} 轴的夹角,以绕 Ox_{av} 轴右手定则旋转方向为正。

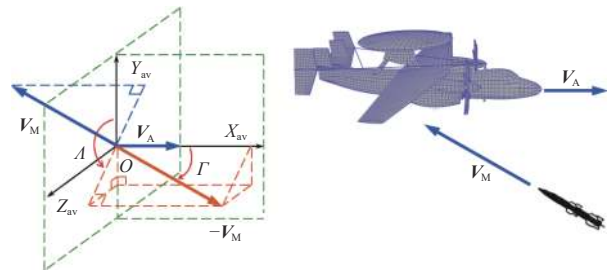


图6 弹目交会参数定义

Fig. 6 Definition of missile-target intercept parameters

导弹相对于飞机的速度为 $V_R=V_M-V_A$,定义以目标瞄准中心为原心的相对速度坐标系 $Ox_r y_r z_r$, Ox_r 轴与 V_R 同向, Oy_r 轴位于目标对称面内、垂直于 Ox_r 向上, Oz_r 轴垂直于 $Ox_r y_r$ 平面向右,如图7所示。 $Oy_r z_r$ 平面为脱靶平面,战斗部在 Ox_r 轴的坐标为径向距离。设 V_R 所在直线 L_r 与脱靶平面的交点为 $M_H=(y_{Mr}, z_{Mr})$,脱靶距离 ρ 为 O 点与 M_H 点的距离,脱靶方位 φ 定义为 OM_H 与 Oy_r 轴的夹角,以绕 Ox_r 轴按右手定则旋转方向为正。

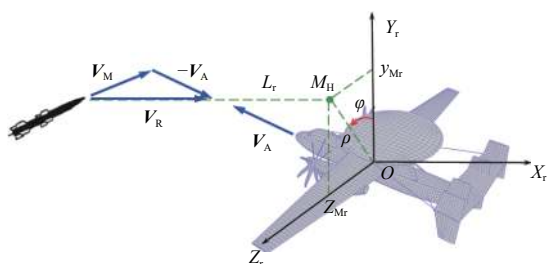


图 7 制导误差参数定义

Fig. 7 Definition of guidance error parameters

3.2 基于扫描线的引信探测计算方法

假设引信波束为锥体, 波束宽度 λ 和引信作用距离 R_E 均为定值. 如图 8 所示, 定义引信探测坐标系 $OX_rY_rZ_r$, 坐标轴平行于导弹机体坐标系的对应坐标轴, 原点为引信中心. 定义波束中心 OF 与 OX_r 轴的夹角为波束倾角 η , 最大波束倾角为 η_{max} . 从而引信的最大探测范围简化为半顶角等于 $\eta_{max} + \lambda/2$ 的锥体包络.

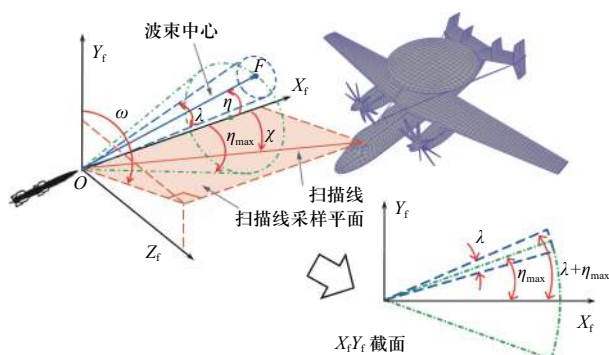


图 8 引信探测示意图

Fig. 8 Diagram of fuse detection

扫描线是为以引信中心为起点的射线. 定义扫描线与 OX_r 轴的夹角为扫描线倾角 χ , 扫描线在 OY_rZ_r 平面的投影与 OY_r 轴的夹角为扫描线旋转角 ω . 给定目标与引信位置, 在半顶角为 $\eta_{max} + \lambda/2$ 的探测包络锥内, 首先按照间隔 $\Delta\omega$ 生成 $2\pi/\Delta\omega$ 个经过 OX_r 轴、垂直于 OY_rZ_r 平面的采样截面. 然后, 在每个采样截面内, 按照间隔 $\Delta\chi$ 再生成 $(\eta_{max} + \lambda/2)/\Delta\chi$ 个扫描线. 外加沿 OX_r 轴的探测线, 扫描线的总数 n_{sl} 为

$$n_{sl} = \frac{2\pi}{\Delta\omega} \frac{\eta_{max} + \frac{\lambda}{2}}{\Delta\chi} + 1 \quad (5)$$

假设面元能够完整反射探测信号. 对每一条扫描线, 遍历计算目标各个外形面元是否被探测线穿过; 若任一面元被穿过, 且交点距引信中心的距离小于引信作用距离 R_E , 则认为在该位置下引信能够探测到目标.

判断扫描线是否穿过面元并计算其交点方法如下. 一个面元 E 包括 3 或 4 个节点 N_i ($i=1, 2, 3$ 或 $i=1, 2, 3, 4$), 通过坐标变换计算节点 N_i 在引信探测坐标系中的坐标 $(x_N^{(i)}, y_N^{(i)}, z_N^{(i)})$. 面元 E 的方向向量为:

$$\mathbf{u}_E = [u_{E_x} \ u_{E_y} \ u_{E_z}] = \frac{\overrightarrow{N_1N_2} \times \overrightarrow{N_1N_3}}{|\overrightarrow{N_1N_2} \times \overrightarrow{N_1N_3}|} \quad (6)$$

扫描线 L 的方向向量为:

$$\mathbf{u}_L = [u_{L_x} \ u_{L_y} \ u_{L_z}] = [\cos\chi \ \sin\chi \cdot \cos\omega \ \sin\chi \cdot \sin\omega] \quad (7)$$

根据面元的方向向量和其中一个节点的坐标, 构建面元所在平面的点法式方程; 根据扫描线的方向向量, 构建扫描线的参数方程; 联立这两个方程, 解出扫描线与面元所在平面交点 C 的坐标. 根据余弦定理计算 C 点与面元各节点的夹角, 若夹角之和等于 2π , 则 C 点在面元内, 即扫描线与面元相交, C 点为二者交点.

弹目交会时, 在相对速度坐标系下, 导弹沿直线 L_r 、自 OX_r 负向朝正向运动. 给定弹目交会和制导误差参数, 即可构建相对速度坐标系和战斗部运动线 L_r . 采用固定步长采样的方法计算引信探测到目标的位置 (简称探测位置). 设定一个径向距离的计算区间 $[x_{Mrd_min}, x_{Mrd_max}]$, 径向距离 x_{Mr} 从 x_{Mrd_min} 开始, 逐次增加 ε , 判断引信是否探测到目标: 若是, 则此径向距离为引信探测位置的径向距离 x_{Mrd} , 通过坐标变换得到此时导弹和目标在地面坐标系位置; 否则再增加 ε , 继续判断; 若增加到 x_{Mrd_max} 仍未探测到目标, 则在此交会条件和制导误差下无法起爆.

3.3 自适应延迟起爆计算方法

最佳起爆点的准则是, 当战斗部在该位置起爆时, 目标瞄准中心落在破片飞散区的中心. 图 9 为导弹和目标在相对坐标系中由 OX_r 轴和 M_H 点形成的平面上的运动分析. 在相对坐标系下, 目标静止, 导弹沿直线 L_r 向 OX_r 轴正向运动. 静态飞散区域中心的破片速度矢量为 V_{fig_s} , 其大小等于 v_{fig} , 与 OX_r 轴正向的夹角为 ϕ . 相对速度坐标系下动态飞散区域中

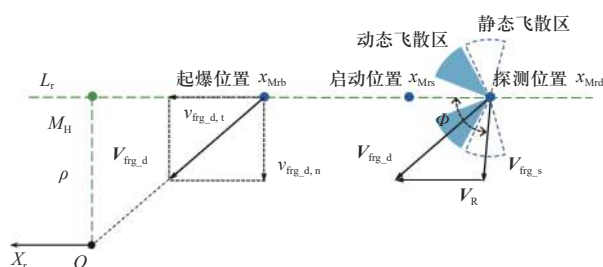


图 9 自适应起爆延迟示意图

Fig. 9 Diagram of self-adaptive detonation delays

心的破片速度矢量是 V_{frg_d} 与相对速度矢量之和, 即:

$$V_{\text{frg}_d} = V_R + V_{\text{frg}_s} \quad (8)$$

V_{frg_d} 在 OX_r 轴方向(径向)和垂直于 OX_r 轴方向(切向)的分量分别为

$$v_{\text{frg}_d, t} = v_R + v_{\text{frg}} \cos \Phi \quad (9)$$

$$v_{\text{frg}_d, n} = v_{\text{frg}} \sin \Phi \quad (10)$$

式中, $v_R = |V_R|$. 最佳起爆点需满足如下条件: 在该点起爆时, 沿飞散区域中心线飞出的破片恰好穿过目标瞄准中心. 忽略破片速度的衰减, 则最佳起爆点的径向距离 x_{Mrb} 满足如下关系:

$$\frac{-x_{\text{Mrb}}}{\rho} = \frac{v_{\text{frg}_d, t}}{v_{\text{frg}_d, n}} \quad (11)$$

以往引战配合计算将目标简化为一个质点, 但近炸引信通常在战斗部碰撞目标之前起爆, 通过上述方法计算得到的起爆位置可能在战斗部触碰目标之后, 需考虑目标的外形予以修正. 类似地, 采用扫描线法计算战斗部触碰目标时的位置. 在计算得到引信探测位置的径向距离 x_{Mrd} 后, 生成一个沿 OX_r 轴, 即倾角 $\chi=0^\circ$ 、旋转角 $\omega=0^\circ$ 的扫描线, 然后计算与目标外形交点的距离 d_{cld} , 则碰撞位置的径向距离 $x_{\text{Mrc}} = x_{\text{Mrd}} + d_{\text{cld}}$. 引信探测位置的径向距离为 x_{Mrd} , 设经过信号积累延迟 t_{dr} 后径向距离为 x_{Mrs} . 引信起爆位置的径向距离应在 $[x_{\text{Mrs}}, x_{\text{Mrc}}]$ 区间内. 若计算得到的 x_{Mrb} 在区间外, 则予以修正. 引信最佳起爆延迟为:

$$t_{\text{db_opt}} = \frac{x_{\text{Mrb}} - x_{\text{Mrs}}}{v_R} \quad (12)$$

4 毁伤概率计算方法

采用蒙特卡洛方法计算给定交会条件和制导精度下的平均毁伤概率. 导弹的制导精度用圆概率误差(circular error probable, CEP)描述, 定义为脱靶平面上, 以目标瞄准中心为圆心, M_H 点落入圆内的概率为 50% 的圆半径. 毁伤概率计算的流程如图 10 所示. 计算的初始条件是预警机在地面坐标系下的位置分量 $(x_{\text{Ag}}, y_{\text{Ag}}, z_{\text{Ag}})$ 、速度 v_A 、偏航角 ψ_A 、俯仰角 φ_A 、滚转角 φ_a 、迎角 α_A 和侧滑角 β_A , 导弹的速度 v_M 、迎角 α_M 、侧滑角 β_M , 弹目交会角 Γ 、交会方位角 A , 导弹制导精度 CEP, 以及预警机的易损性模型.

首先计算导弹相对于预警机的速度, 然后将预警机易损性模型的节点坐标变换至相对速度坐标系. 根据预警机的尺寸, 设置引信探测起爆计算中径向距离的计算区间 $[x_{\text{Mrd_min}}, x_{\text{Mrd_max}}]$; 根据计算的精度需求, 设置蒙特卡洛模拟的爆炸点样本数 N_{bp} 和引信探

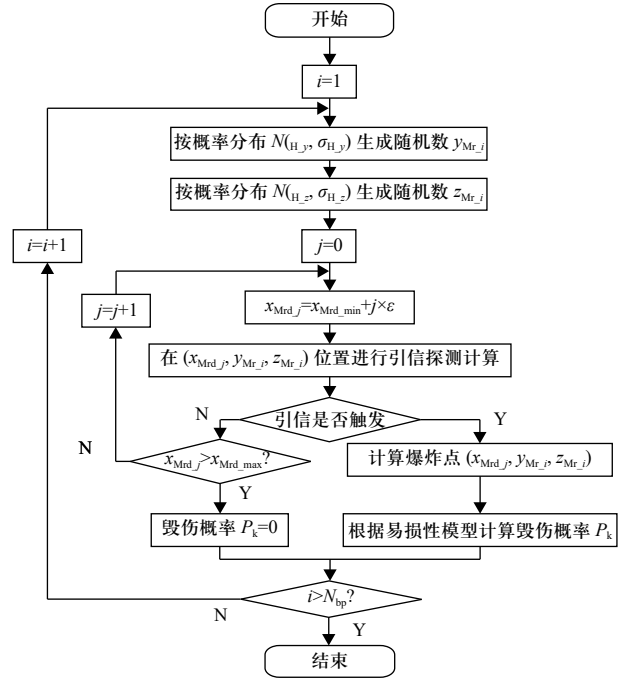


图 10 平均毁伤概率计算流程

Fig. 10 Calculation process of average kill probability

测起爆计算的步长 ϵ . 假设 M_H 点在脱靶平面 y, z 方向分别服从正态分布 $y_{\text{Mr}} \sim N(\mu_{H_y}, \sigma_{H_y})$, $z_{\text{Mr}} \sim N(\mu_{H_z}, \sigma_{H_z})$, 且 $\mu_{H_y} = \mu_{H_z} = 0$, $\sigma_{H_y} = \sigma_{H_z} = \sigma_H$, 则 M_H 点与目标瞄准中心的距离服从瑞利分布, $\text{CEP} \approx 1.774\sigma_H$ ^[26]. 按概率分布生成 M_H 的第 i 个样本点 $(y_{\text{Mr}_i}, z_{\text{Mr}_i})$, $i = 1, 2, \dots, N_{\text{bp}}$. 径向距离的样本点从 $x_{\text{Mrd_min}}$ 开始, 则第 j 个样本点为 $x_{\text{Mrd}_j} = x_{\text{Mrd_min}} + j\epsilon$. 在 $(x_{\text{Mrd}_j}, y_{\text{Mr}_j}, z_{\text{Mr}_j})$ 处进行引信探测计算, 判断是否探测到目标. 若探测到目标, 则进一步计算起爆延迟和爆炸点的径向距离 x_{Mrb_j} , 转换至地面坐标系后, 根据易损性模型和战斗部威力场计算毁伤概率. 若未探测到目标, 则径向距离增加一个步长 ϵ , 在下一个样本点上继续进行引信探测计算. 若径向距离增大至 $x_{\text{Mrd_max}}$ 仍未探测到目标, 则该 M_H 样本点的毁伤概率 $P_k = 0$. 完成第 i 个 M_H 样本点的毁伤概率计算后, 继续下一个样本点, 直至计算完所有 N_{bp} 个样本点的毁伤概率, 然后将这 N_{bp} 个样本点毁伤概率的均值作为给定交会角 Γ 、交会方位角 A 和制导精度 CEP 下的平均毁伤概率 P_k .

单个爆炸点的毁伤概率计算方法如下. 单枚破片打击下的毁伤概率采用射击线法计算^[27]. 根据破片威力场, 按照单枚破片的飞散方位生成射击线. 根据射击线和飞机面元模型, 计算射击线穿过的部件. 按照无余度无重叠、无余度有重叠、有余度无重叠和有余度有重叠 4 种模型计算射击线的毁伤概率,

部件之间的余度根据毁伤树模型判断, 单个部件的毁伤概率按照部件的毁伤准则计算. 计算中考虑破片的入射速度、入射方向、质量等参数, 以及致命性部件和非致命性部件之间的遮挡效应. 破片侵彻过程中的速度和质量衰减采用 THOR 方程计算, 以弹道极限 v_{50} 作为单条射击线的停机准则.

多枚破片打击下的毁伤概率采用马尔科夫链法^[27]. 马尔科夫链法根据打击的先后次序逐步求出飞机累积毁伤概率. 当余度部件较多时, 为避免马尔科夫转换矩阵维数增长造成的组合爆炸现象, 采用蒙特卡罗方法, 通过随机均匀抽样计算多击毁伤概率. 最终, 单个爆炸点的毁伤概率是所有破片对应扫描线的累积毁伤概率.

5 仿真算例与分析

本文选择 4 组典型交会条件进行毁伤效果分析, 如表 1 所示. 弹道 1、2 从上方攻击, 导弹速度较高, 其中弹道 1 从预警机的左后方攻击, 弹道 2 从前方攻击. 弹道 3、4 从下方攻击, 导弹速度较低, 其中弹道 3 从右下方攻击, 弹道 4 从后攻击.

表 1 导弹交会参数

Tab. 1 Intercept parameters of the missile

参数	弹道1	弹道2	弹道3	弹道4
预警机飞行速度 $v_A/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	135	135	135	135
预警机迎角 $\alpha_A/(^{\circ})$	2	2	2	2
预警机侧滑角 $\beta_A/(^{\circ})$	0	0	0	0
预警机俯仰角 $\theta_A/(^{\circ})$	2	2	2	2
预警机偏航角 $\psi_A/(^{\circ})$	0	0	0	0
预警机滚转角 $\varphi_A/(^{\circ})$	0	0	0	0
预警机飞行高度 $h_A/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	9 000	9 000	9 000	9 000
导弹飞行速度 $v_M/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	1 200	1 200	900	900
导弹迎角 $\alpha_M/(^{\circ})$	3	3	3	3
导弹侧滑角 $\beta_M/(^{\circ})$	0	0	0	0
交会角 $I/(^{\circ})$	120	30	85	135
交会方位角 $A/(^{\circ})$	300	0	110	165

在给定的交会弹道条件下, 毁伤概率还受到制导误差和瞄准中心位置等因素的影响; 若采用预设的固定起爆延迟, 还受到预设起爆延迟的影响. 以下对上述因素的影响进行分析. 其余的引信与战斗部参数如表 2 所示. 引信探测起爆计算中, 径向距离计算步长为 0.1 m, 计算范围为 -20 ~ 20 m; 扫描线倾角

和旋转角的采样间隔分别为 7°、30°. 每组交会条件随机生成 500 个爆炸点.

表 2 引信与战斗部参数

Tab. 2 Fuze and warhead parameters

参数	数值
战斗部破片数 n_{frag}	2 000
战斗部破片飞散角 $\Omega/(^{\circ})$	30
战斗部破片飞散方位角 $\Phi/(^{\circ})$	75
战斗部破片质量 m_{frag}/g	6
战斗部破片初速 $v_{\text{frag}}/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	1 700
引信波束宽度 $\lambda/(^{\circ})$	5
引信波束最大偏角 $\eta_{\text{max}}/(^{\circ})$	30
引信作用距离 R_{te}/m	10
引信信号积累延迟 t_{df}/ms	2

5.1 起爆延迟的影响分析

两条弹道下, CEP 为 10 m, 瞄准中心为几何中心, 分别采用 0, 5, 10, 15, 20 ms 固定延迟起爆和采用自适应延迟起爆的毁伤概率如图 11 所示. 自适应延迟起爆的毁伤概率高于固定延迟起爆, 证明了自适应延迟起爆的优越性. 采用固定延迟时, 毁伤概率随延迟先增大后减小, 存在一个最佳值. 3 个毁伤等级的变化规律相近, 整体上 C 级高于 B 级高于 KK 级. 4 条弹道的毁伤概率差异较大, 弹道 2 的最佳延迟在 5 ms 左右, 其余在 10 ms 左右. 采用自适应延迟时, 弹道 1、2、3 的毁伤概率相近, 弹道 4 的毁伤概率更高.

图 12 是弹道 1 采用自适应延迟起爆和 5 ms 固定延迟起爆的爆炸点云图对比. 自适应起延迟爆的爆炸点呈漏斗状分布: 离瞄准中心远的爆炸点脱靶距离大, 起爆延迟小, 起爆位置靠后; 离瞄准中心近的爆炸点则起爆位置靠前. 由于目标瞄准中心处在破片飞散区中, 这些爆炸点都有较高的毁伤概率, 大多在 80 % 以上. 此时, 平均毁伤概率主要取决于起爆概率, 即成功探测并起爆的样本点比例. 图 11 中弹道 1 和弹道 2 自适应延迟的起爆率分别为 82.8 % 和 83.0 %, 较为接近, 从而毁伤概率也较为接近, 分别为 82.1 % 和 81.6 %. 固定延迟的爆炸点形成了一个围绕目标的包络, 探测位置离瞄准中心较远的爆炸点, 其命中目标的破片数少, 毁伤概率也就较小. 不同交会条件下形成的包络不同, 起爆概率不再是决定毁伤概率的唯一因素, 因此图 11 中两条弹道的毁伤概率曲线也有所差异.

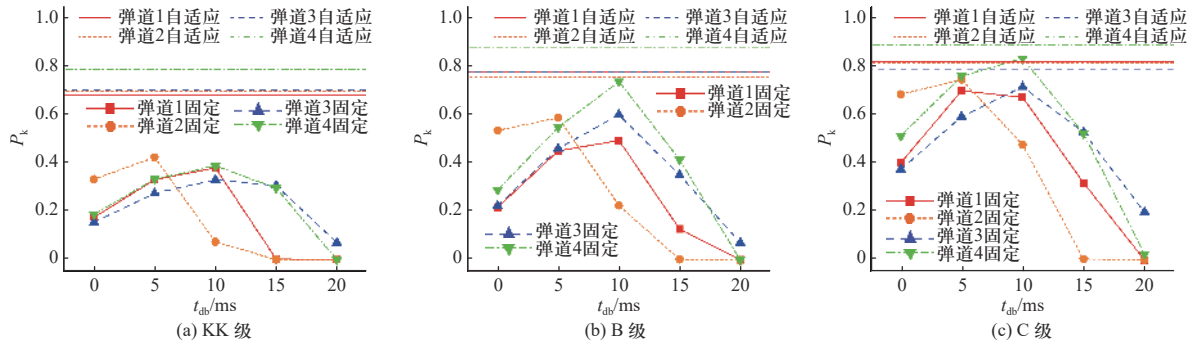


图 11 不同起爆延迟的毁伤概率

Fig. 11 Kill probabilities for different detonation delays

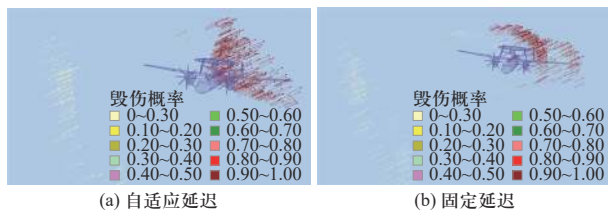


图 12 固定延迟与自适应延迟的炸点云图对比

Fig. 12 Comparison of detonation point nephogram between fixed delays and self-adaptive delays

5.2 制导误差的影响分析

4条弹道下,采用5 ms固定延迟起爆,瞄准中心为几何中心,CEP分别为5, 10, 15, 20 m时的毁伤概

率 P_k 如图13所示.整体上,毁伤概率随CEP的升高而降低.但弹道3、4在CEP为5 m时的毁伤概率反而低于CEP为10 m的概率,这是由于其特定的交会方位使得当CEP增大时,制导误差较大、处于外围爆炸点的破片威力场反而覆盖了更多的致命性部件.4条弹道的毁伤概率差异较大,且CEP越小,差异越大.

4条弹道下,采用自适应延迟起爆,其余条件同上,毁伤概率 P_k 和起爆概率 P_{det} 如图14、图15所示.起爆概率与C级毁伤概率基本一致,说明引信成功探测和起爆的样本点,其毁伤概率接近1,起爆概率是决定毁伤概率的主要因素.与固定延迟起爆相比,

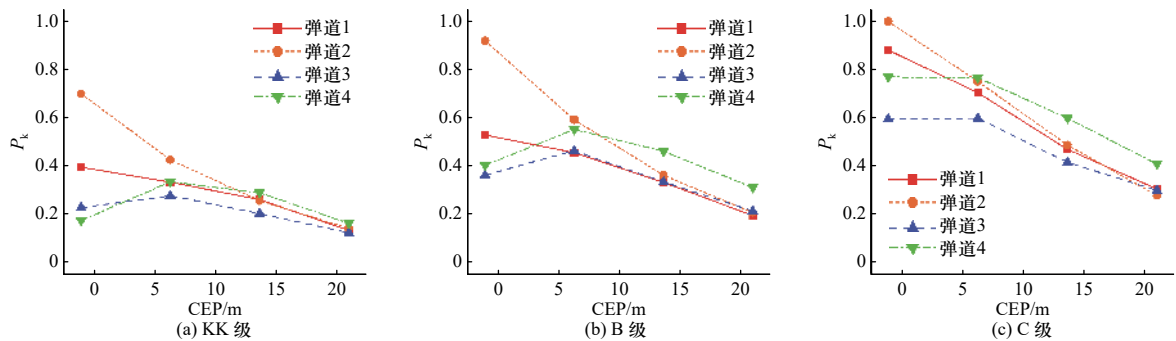


图 13 固定延迟不同制导误差的毁伤概率

Fig. 13 Kill probabilities for different CEPs with fixed-delay detonation

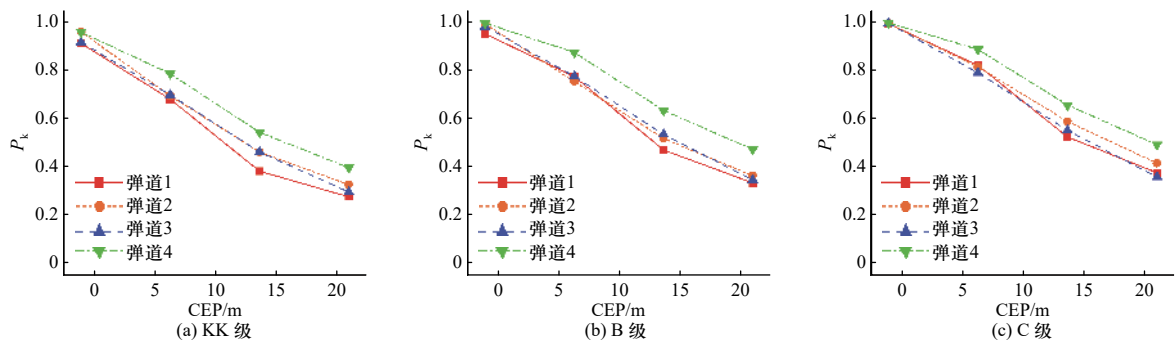


图 14 自适应延迟不同制导误差的毁伤概率

Fig. 14 Kill probabilities for different CEPs with self-adaptively-delayed detonation

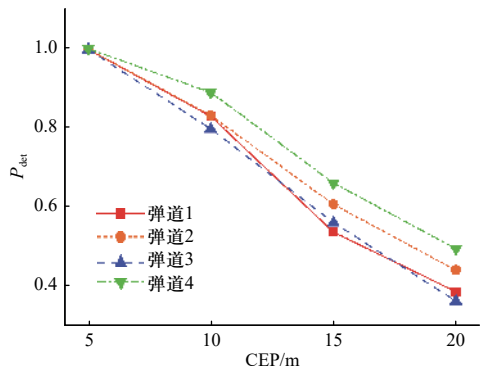


图 15 自适应延迟不同制导误差的起爆概率

Fig. 15 Detonation probabilities for different CEPs with self-adaptively-delayed detonation

4 条弹道之间的差异显著缩小; CEP 越小, 差异越小.

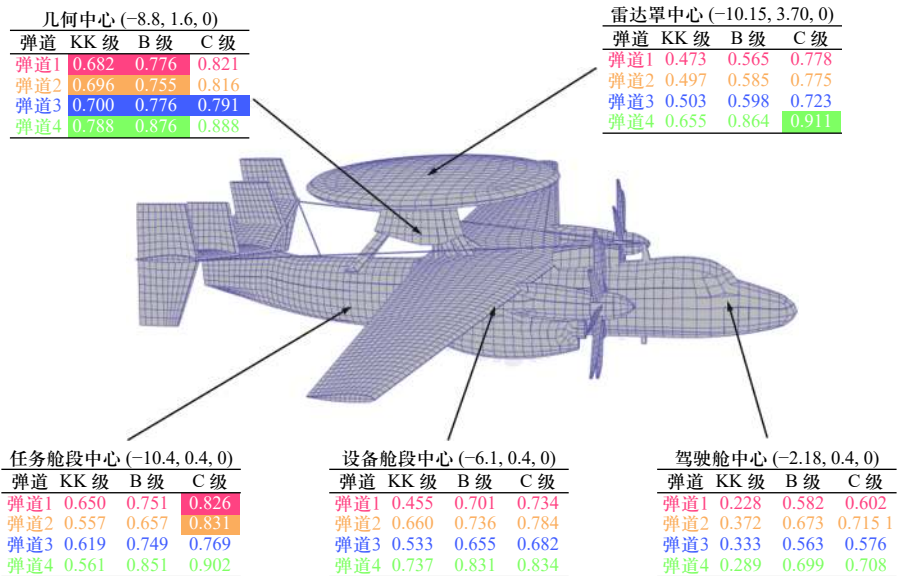


图 16 不同瞄准中心的毁伤概率

Fig. 16 Kill probabilities for different CEPs

对于 KK 级和 B 级, 瞄准中心为几何中心时的毁伤概率均为最高. 对于 C 级, 4 条弹道毁伤概率最高的瞄准中心分别为任务舱段中心、几何中心、雷达罩中心. 弹道 1、2、3 瞄准中心为几何中心时, 毁伤概率与最高毁伤概率的差距不超过 3%, 因此几何中心仍是毁伤概率最高的瞄准中心之一.

对同一条弹道而言, 弹道方向上的暴露面积相同, 但不同瞄准中心的起爆概率和毁伤概率不同, 瞄准中心靠近机头时毁伤概率较低. 这是因为, 瞄准中心靠近中部时, 脱靶距离较大的样本点仍有可能探测到目标; 而靠近头部时, 脱靶距离较大的样本点会掠过目标, 无法起爆. 以弹道 2 为例, 图 17 是 $OX_r Y_r$

相同 CEP 下, 各等级、各弹道的毁伤概率也显著高于相应固定延迟起爆的毁伤概率. 与图 11 的结果一致, 弹道 4 的毁伤概率高于其他弹道. 4 条弹道的暴露面积分别为 72.68, 73.35, 69.12, 98.05 m^2 , 由此可见暴露面积对起爆和毁伤概率起到了重要影响. 弹道 4 的暴露面积更大, 从而有更多的样本点可以探测到目标并起爆, 毁伤概率也就更大.

5.3 瞄准中心的影响分析

导弹通常以目标的几何中心或重要部位作为瞄准中心. 对预警机任务级毁伤而言, 重要的部位有驾驶舱、设备舱段、任务舱段和雷达天线. 两条弹道下, 采用自适应延迟起爆, CEP 为 10 m, 瞄准中心分别为驾驶舱中心、设备舱段中心、任务舱段中心、雷达罩中心以及飞机几何中心时的毁伤概率如图 16 所示.

平面的二维示意图, 当瞄准中心在几何中心时, 以脱靶距离 ρ_0 限定的阴影区域内的样本点均能探测到目标. 当瞄准中心在驾驶舱中心时, 绿色阴影内的样本点无法探测到目标, 从而起爆概率较低, 毁伤概率也

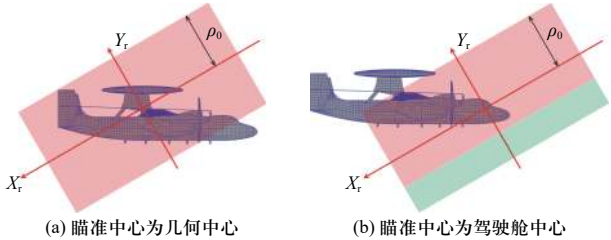


图 17 瞄准中心对起爆概率的影响

Fig. 17 Effects of aiming centers on detonation probability

较低.因此,起爆概率不仅取决于暴露面积,还受到瞄准中心的影响.

6 结 论

本文研究了近炸引信和破片式战斗部导弹对典型预警机的毁伤效果及其影响因素.建立了预警机的KK、B和C级易损性模型以及引信探测和自适应延迟起爆模型,以此计算单个爆炸点的毁伤概率,并采用蒙特卡洛方法计算给定交会条件和制导精度下的平均毁伤概率.通过仿真分析了交会条件、起爆延迟、制导误差和瞄准中心等因素对毁伤概率的影响.得到的主要结论如下.

① 除运输机典型的致命性部件外,预警机任务级致命性部件还包括雷达、敌我识别、电子侦察、通信、导航、指挥控制等任务系统的天线、信息处理设备和任务人员.致命性部件在中、前机身较为集中.

② 自适应延迟起爆的毁伤概率高于固定延迟起爆,且减小了交会条件对毁伤概率的影响.

③ 采用自适应延迟起爆时:毁伤概率主要取决于起爆概率,起爆概率主要受暴露面积和瞄准中心的影响;制导精度的提高可以减小交会条件的影响;以几何中心为瞄准中心的毁伤概率较高.

本文主要研究了破片对系统部件的毁伤,并在引信探测模型中假设面元能够完整反射信号.今后研究需要进一步分析冲击波毁伤,以及战斗部对气动外形和结构传力的破坏造成的毁伤,并在引信探测模型中进一步考虑面元的散射效应,从而更准确地评估战斗部对预警机的毁伤效果.

参考文献:

- [1] 焦广伦.未来预警机面临的主要威胁及其对抗手段[J].*电讯技术*, 2017, 57(7): 762 – 767.
JIAO Guanglun. Major threats to and corresponding countermeasures for airborne warning and control systems in the future[J]. *Telecommunication Engineering*, 2017, 57(7): 762 – 767. (in Chinese)
- [2] 曹晨.第四代预警机发展研究[J].*中国电子科学研究院学报*, 2020, 15(9): 809 – 814.
CAO Chen. Study on the development of the fourth generation airborne early warning system[J]. *Journal of CAEIT*, 2020, 15(9): 809 – 814. (in Chinese)
- [3] 高睿源,范瀚阳,范洪明.飞机类目标毁伤效果评估方法研究[J].*火力与指挥控制*, 2019, 44(8): 136 – 140.
GAO Ruiyuan, FAN Hanyang, FAN Hongming. Research on damage effect assessment method of aircraft targets[J]. *Fire Control and Command Control*, 2019, 44(8): 136 – 140. (in Chinese)
- [4] 司凯,李向东,郭超,等.破片式战斗部对飞机类目标毁伤评估方法研究[J].*弹道学报*, 2017, 29(4): 52 – 57.
SI Kai, LI Xiangdong, GUO Chao, et al. Research on damage assessment method of fragmentation warhead against airplane targets[J]. *Journal of Ballistics*, 2017, 29(4): 52 – 57. (in Chinese)
- [5] 胡净哲,李向东,周兰伟,等.武装直升机在杀爆弹打击下的易损性及防护策略[J].*北京航空航天大学学报*, 2020, 46(6): 1214 – 1220.
HU Zhengzhe, LI Xiangdong, ZHOU Lanwei, et al. Vulnerability and defense strategy for gunship against HE munition[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(6): 1214 – 1220. (in Chinese)
- [6] WILLERS C, WILLERS M S, De WAAL A. Aircraft vulnerability analysis by modeling and simulation[C]//*Proceedings of Technologies for Optical Countermeasures XI; and High-Power Lasers 2014: Technology and Systems*. Bellingham, USA: SPIE, 2014.
- [7] PEI Yang, CHEN Zhiwei, WEI Yuhao, et al. Method for assessing combat survivability for aircraft with wing damage[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2016, 231(5): 877 – 886.
- [8] ZU Guangran, PEI Yang, YANG Xiaowu. Ballistic resistant analysis for aircraft wing structure[C]//*Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. Bonn, Germany: International Council of the Aeronautical Sciences, 2018.
- [9] 程帅,刘文祥,童念雪,等.爆炸载荷下飞机典型加筋结构毁伤特性[J].*爆炸与冲击*, 2021, 41(1): 13301 – 13302.
CHENG Shuai, LIU Wenxiang, TONG Nianxue, et al. Damage mechanism of typical stiffened aircraft structures under explosive loading[J]. *Explosion and Shock Waves*, 2021, 41(1): 13301 – 13302. (in Chinese)
- [10] 梁斌,冯高鹏,周婕群,等.离散杆和EFP组合战斗部对飞机毁伤效应研究[J].*弹箭与制导学报*, 2017, 37(1): 39 – 45.
LIANG Bin, FENG Gaopeng, ZHOU Jiequn, et al. Research on the damage effect of EFP combined warhead and discrete rod to battleplane[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2017, 37(1): 39 – 45. (in Chinese)
- [11] NATOPS. Flight manual navy model E-2C aircraft[R]. Washington, D. C.: US Navy, 1997.
- [12] 熊森才,吕鑫,段婧婧,等.二维相控阵雷达天线毁伤分析[J].*导弹与航天运载技术*, 2020(5): 92 – 98.
XIONG Sencai, LÜ Xin, DUAN Jingjing, et al. Damage analysis of shipborne phased array radar antenna[J]. *Missile and Space Vehicles*, 2020(5): 92 – 98. (in Chinese)
- [13] 郭森,袁俊明,刘玉存,等.破片和冲击波对相控阵雷达天线

- 罩的复合毁伤研究[J]. *爆破*, 2014, 31(1): 114 – 117.
- GUO Miao, YUAN Junming, LIU Yucun, et al. Simulation of composite damage for phased array radome by fragments and shock wave[J]. *Blasting*, 2014, 31(1): 114 – 117. (in Chinese)
- [14] 李超, 李向东, 葛贤坤, 等. 破片式战斗部对典型相控阵雷达毁伤评估[J]. *弹道学报*, 2015, 27(1): 80 – 84.
- LI Chao, LI Xiangdong, GE Xiankun, et al. Assessment of fragmentation warhead damaging typical phased array radar[J]. *Journal of Blasting*, 2015, 27(1): 80 – 84. (in Chinese)
- [15] 陶灵姣, 吕承立, 柴炎杰, 等. 地基C4I系统的高空核爆电磁脉冲易损性分析[J]. *火力与指挥控制*, 2010, 35(8): 80 – 82.
- TAO Lingjiao, LÜ Chengli, CHAI Yanjie, et al. Vulnerability modeling and assessment of the maneuverable C4I system under the high power electromagnetic circumstance condition[J]. *Fire Control and Command Control*, 2010, 35(8): 80 – 82. (in Chinese)
- [16] 赵宏伟, 陈云俊. 杀爆战斗部打击预警机引战配合效果分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2019, 39(4): 131 – 134.
- ZHAO Hongwei, CHEN Yunjun. Analysis of fragment warhead coordinate efficiency of early warning airplane[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2019, 39(4): 131 – 134. (in Chinese)
- [17] KONOKMAN H E, KAYRAN A, KAYA M. Aircraft vulnerability assessment against fragmentation warhead[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 67: 215 – 227.
- [18] ZHAO J M, HU G H, LI X G, et al. Study on fuze-guidance integration technology for improving air target striking capability of fortification storming/heat missiles[C]// *Proceedings of Journal of Physics: Conference Series, The 2020 Spring International Conference on Defence Technology*. Bristol, UK: IOP Publishing, 2020.
- [19] 张合, 李红霞, 丁立波, 等. 同步扫描周视脉冲激光引信多探测点最佳起爆建模及仿真[J]. *红外与激光工程*, 2020, 49(4): C1 – 2, 1 – 7.
- ZHANG He, LI Hongxia, DING Libo, et al. Modeling and simulation of multi-detection point optimal initiation of synchronous scanning panoramic pulse laser fuze[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(4): C1 – 2, 1 – 7. (in Chinese)
- [20] 吉阳, 任宏滨, 简金蕾, 等. 基于相控阵引信的自适应起爆控制算法[J]. *电光与控制*, 2017, 24(5): 65 – 67, 92.
- JI Yang, REN Hongbin, JIAN Jinlei, et al. An adaptive initiating control algorithm based on phased array fuze[J]. *Electronics Optics and Control*, 2017, 24(5): 65 – 67, 92. (in Chinese)
- [21] BALL R E. The fundamentals of aircraft combat survivability analysis and design[M]. 2nd ed. Reston, USA: AIAA, 2003.
- [22] 裴扬, 宋笔锋, 石帅. 飞机作战生存力分析方法研究进展与挑战[J]. *航空学报*, 2016, 37(1): 216 – 234.
- PEI Yang, SONG Bifeng, SHI Shuai. Analysis method of aircraft combat survivability: progress and challenge[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(1): 216 – 234. (in Chinese)
- [23] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册. 第10册: 结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- Editorial Board of Aircraft Design Handbook. Aircraft design handbook. Volume 10: structure design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [24] 王树山. 终点效应学[M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- WANG Shushan. Terminal effects[M]. Beijing: Science Press, 2019. (in Chinese)
- [25] 罗宇, 黄风雷, 刘彦. 反辐射导弹对某型雷达目标毁伤能力的评估[J]. *弹箭与制导学报*, 2005, 25(1): 139 – 141.
- LUO Yu, HUANG Fenglei, LIU Yan. Damaging evaluation of anti-radiation missile against typical radar target[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles, and Guidance*, 2005, 25(1): 139 – 141. (in Chinese)
- [26] 方洋旺, 伍友利, 方斌. 机载导弹武器系统作战效能评估[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- FANG Yangwang, WU Youli, FANG Bin. Airborne missile system combat effectiveness evaluation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [27] LI Jun, YANG Wei, ZHANG Yugang, et al. Aircraft vulnerability modeling and computation methods based on product structure and CATIA[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(2): 334 – 342.

(责任编辑: 匡梅)