

飞机在模拟混合破片威力场打击下的易损性计算

韩璐, 韩庆

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 混合破片战斗部杀伤元运动机理复杂, 计算飞机在其打击下的易损性较为困难。利用 ANSYS/LS-DYNA 建立混合破片战斗部威力场模型, 通过后处理软件 LSPREPOST 筛选出威力场稳定时刻破片的速度及飞散角大小等信息, 得到模拟的混合破片战斗部飞散特性数据。建立某型飞机易损性计算模型, 在四种不同破片战斗部威力场下, 同时考虑冲击波超压毁伤、穿透毁伤、引燃毁伤和引爆毁伤四种杀伤模式, 通过编写程序计算飞机的杀伤概率。计算结果表明: 在战斗部尺寸相同时, 混合破片双层战斗部对飞机的杀伤概率最高, 为导弹战斗部设计提供一定的理论支持。

关键词: 易损性; 混合破片; 战斗部; ANSYS/LS-DYNA; 杀伤概率

中图分类号: V221

文献标识码: A

Calculation on the Vulnerability of Aircraft from a Simulation Mixed Fragment Warhead

Han Lu, Han Qing

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Due to the complexity of motor pattern of mixed-fragments warhead field, it is difficult to calculate the vulnerability of aircraft under this kind of threat. The software ANSYS/LS-DYNA is used to establish a mixed-fragments warhead power field model, and the post-processing software LSPREPOST is used to prepare the speed, scattering angles and other information of the fragment by screening, getting the characteristic data of mixed fragment warhead. A computer program is coded to calculate the vulnerability of a particular model of aircraft, taking into account four kinds of damage, such as overpressure, penetration, ignition and detonation, as well as four kinds of warhead. Result shows that in the same size of warhead, the double-layer-mixed-fragments warhead obtained the highest kill probability, which can provide a theoretical support for the missile warhead design.

Key words: vulnerability; mixed fragment; warhead; ANSYS/LS-DYNA; kill probability

0 引言

飞机易损性是指飞机不能承受损伤机理一次或多次打击的程度, 是指它在被敌方火力击中时倾向于严重损伤或毁坏的程度, 飞机易损性越高, 则受到打击时越容易被杀伤^[1]。飞机杀伤概率计算中最重要的的是飞机易损性模型及导弹威力场模型

的建立, 其中导弹威力场模型的精确程度直接影响杀伤概率计算的准确性。

近年来, 混合破片战斗部越来越受到重视。相关实验表明, 在同样装药尺寸的前提下, 多层破片战斗部相比于传统单层单种破片战斗部具有更大的杀伤元密度, 对目标的杀伤概率更高。但是由于爆轰后破片层之间的相互作用十分复杂, 理论计算较为困难, 目前主要通过数值仿真来研究。国外, 美国的一份实验报告指出, 双层破片战斗部外层破片的初速一般大于内层破片的初速, 整体破片的初速形成梯度较大的速度场^[2]。国内, 印立魁等^[3]基

于 Gurney 假设和冲量原理,结合数值模拟结果,建立了多层破片战斗部初速场的计算模型,所计算出的威力场适用于简化为远端质点的战斗部,无法细化到单个破片量级;时党勇等^[4]利用 ANSYS/LS-DYNA 软件对多种起爆方式下爆轰波传播特性、多层预制破片飞散形态、破片初速和飞散角进行计算和比较,结果表明对称两点起爆和三点起爆可有效提高预制破片的最大初速和平均初速,但是研究中缺乏对混合破片战斗部的考查,且所计算出的威力场也无法细化到每个破片。

为了解决上述问题,本文建立多层混合破片战斗部的威力场模型,处理结果数据得到每个破片的飞散特性信息;在已知飞机及部件外形尺寸的情况下,区分致命性部件与非致命性部件建立目标易损性模型,并将其分为几何舱段、结构舱段及要害舱段三部分,利用四边形面元及三角形面元进行逼近;计算其冲击波超压、破片穿透及引燃、引爆四种毁伤模式下的杀伤情况,并以“杀伤树”来描述部件杀伤与飞机杀伤之间的关系,估算飞机的杀伤概率,得出杀伤概率值的对比结果,对战斗部设计有一定的参考意义。

1 混合破片威力场建立

1.1 威力场数据文件接口描述

用于飞机等目标杀伤概率计算的威力场数据文件除了包含破片的尺寸、质量、体积模量、弹性模量、材料强度、装药类型、装药质量、装填比、破片个数等固有信息外,最重要的是要包含每个破片经爆轰波作用后的初速大小及飞散角大小信息。破片及战斗部的固有信息较易得到,速度及飞散角信息可在破片场飞散稳定的时刻,利用 ANSYS/LS-DYNA 的后处理软件 LSPREPOST 跟踪获得。下文以圆柱型战斗部为例实现不同破片的威力场建模。

1.2 战斗部有限元模型建模方法

战斗部有限元模型包含炸药、内衬壳体、破片、上下端盖四部分。炸药和空气共节点,空气模型半径是炸药模型的 1.5 倍,为了较好地模拟装药爆炸后冲击波传播及空气介质运动,炸药单元采用多物质 ALE(Arbitrary Lagrange-Euler)算法,炸药与空气之间采用流固耦合算法^[5];空气介质外边界施加透射条件以模拟无限空气域;内外层破片之间采

用单面侵蚀算法,每层破片本身采用面面滑移接触算法,不同战斗部杀伤元参数按种类分别介绍。

炸药采用梯铝炸药(ROTL-1),战斗部装药采用 HIGH-EXPLOSIVE 材料模型,计算炸药爆轰产物压力使用 JWL 状态方程。

$$P = A(1 - \omega/R_1 V)e^{-R_1 V} + B(1 - \omega/R_2 V)e^{-R_2 V} + \omega E/V \quad (1)$$

式中: A 、 B 、 R_1 、 R_2 、 ω 为输入的状态方程参数, E 为初始比内能。

炸药的爆炸性能及状态参数如表 1 所示。

表 1 炸药的爆炸性能及状态方程参数

Table 1 Parameters of explosion properties and state equation

参数	数值	参数	数值
$\rho/(g \cdot cm^{-3})$	1.720	R_1	4.15
$D/(cm \cdot \mu s^{-1})$	0.693	R_2	0.95
p_{cj}/GPa	27.0	ω	0.30
A/GPa	374.0	E_0/GPa	7.0
B/GPa	3.23	V_0	1.0

上、下端盖及内衬壳体采用硬铝合金材料 LY-12cz^[6]。计算模型为 Johnson-Cook 模型,状态方程为 Gruneisen 方程。硬铝合金端盖及内衬 LY-12cz 的材料性能参数如表 2 所示。

表 2 铝合金 LY-12cz 的性能参数

Table 2 Parameters of LY-12cz properties

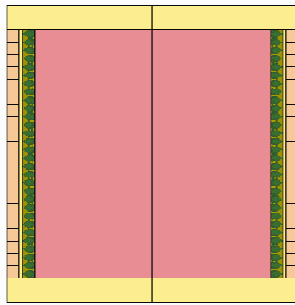
参数	数值	参数	数值
E/GPa	72	E_1/MPa	690
$\rho/(g \cdot cm^{-3})$	2.78	h	0.2
μ	0.3	ϵ_f	0.3
σ_s/MPa	345		

本文将建立混合破片单层战斗部和混合破片双层战斗部两种不同类型战斗部,计算其对某型号飞机的杀伤概率,分别与同种破片双层战斗部及同种破片单层战斗部比较。

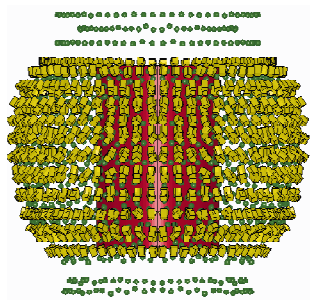
破片分为两种,一种为直径 1.0 cm 的钢球,另一种为 1.5 cm×1.1 cm×1.0 cm 的方形钢破片。球形破片只能划分自由网格,计算精度较小,在计算过程中网格极易发生畸变出现负体积,导致计算无法进行,故球形破片采用钢性材料模型 * MAT_RIGID,钢球破片密度为 7.85 g/cm³,弹性模量为 210 GPa,泊松比为 0.3。方形破片则采用 * MAT_001 塑性模型,其材料与球形相同。

1.3 战斗部有限元模型建立

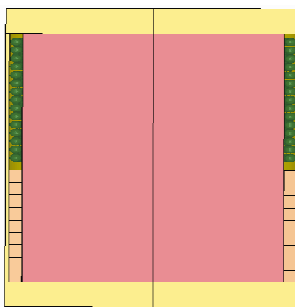
根据上述建模方法,建立四种不同类型混合破片战斗部模型如图 1~图 2 所示。其中,图 1(b)、图1(d)、图 2(b)、图 2(d)分别为其战斗部引爆后 200 μ s时刻的威力场。



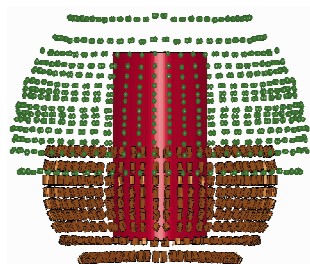
(a) 混合破片双层战斗部有限元模型



(b) 混合破片双层战斗部威力场

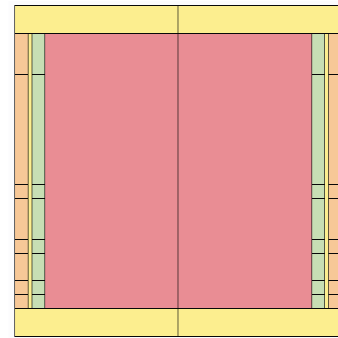


(c) 混合破片单层战斗部有限元模型

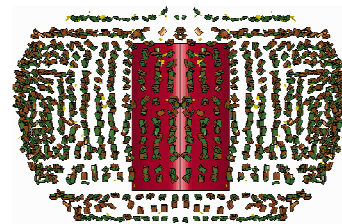


(d) 混合破片单层战斗部威力场

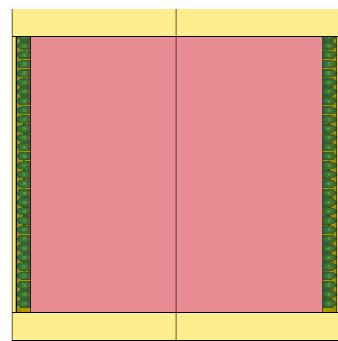
图 1 混合破片战斗部
Fig. 1 Mixed fragment warhead



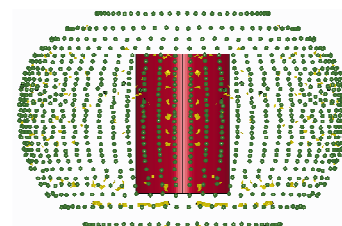
(a) 单种破片双层战斗部有限元模型



(b) 单种破片双层战斗部威力场



(c) 单种破片单层战斗部有限元模型



(d) 单种破片单层战斗部威力场

图 2 单种破片战斗部
Fig. 2 Single fragment warhead

上述四种战斗部模型的分析如下:

(1) 混合破片单层战斗部

模型分上下两段,装药半径为 10 cm,端盖厚度为 3 cm,装药高度为 30 cm。第一段采用球形破片,第二段采用方形破片。第一段轴向分布 10 个球形破片,第二段轴向分布 20 个方形破片,两段周

向均分布 64 个破片。采用底端中心起爆方式。

(2) 混合破片双层战斗部

模型装药半径为 10 cm,端盖厚度为 3 cm,装药高度为 30 cm。破片分内外两层,内层轴向分布 30 个球形破片,外层轴向分布 20 个方形破片,内外两层周向均分布 64 个破片,两层破片间是厚度为 0.3 cm 的内衬壳体,破片浇铸在内衬壳体上。采用底端中心起爆方式。

(3) 单种破片战斗部

同理,可建立单种单层破片及单种双层破片有限元模型,炸药及破片材料参数与混合破片战斗部对应参数完全相同。

1.4 威力场数据获得

根据前处理时的破片单元网格编号,选择一个威力场稳定时刻(此处选择 180 μs)跟踪经爆轰波作用后的破片,得到其坐标信息并计算其方向向量及速度大小。考虑破片形状系数对飞机杀伤概率的影响,对于混合破片威力场战斗部,需区分球形破片与方形破片,分别列出其信息并计算杀伤概率。

跟踪 180 μs 时的破片单元信息得到的威力场数据文件(以混合双层破片战斗部为例),如图 3 所示。

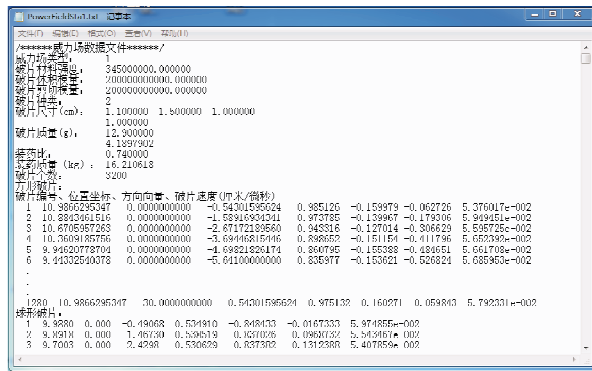


图 3 威力场接口数据文件

Fig. 3 Interface data files of power field

2 飞机易损性计算

2.1 飞机易损性模型

飞机易损性模型由 MSC. Patran 建立,首先画出其几何、结构及要害舱段模型^[7],利用划分的网

格面元逼近真实模型,保存网格面元数据并对其进行编号。利用射击线来描述破片的运动历程,记录射击线上击中的部件面元编号、打击时间、击中坐标及入射角大小^[8]。区分致命性部件与非致命性部件,考虑 K 级、KK 级和 A 级杀伤,计算几何、结构及要害舱段模型在穿透、引燃和引爆情况下的杀伤概率。

2.2 射击线描述

采用 JTCG/ME 方程来计算碎片撞击各种材料靶板后的实际弹道及运动状态变化。

弹道极限:

v50 = Cbf * (rho_f * T * A_pf / W)^b_f * sec(theta)^h * (rho_f * T * A_pf / W_0)^f

剩余速度:

v_r = sqrt(v^2 - v50^2 / (1 + (rho_f * A_pf * T) / (W * cos(theta))))

剩余质量:

W_r = W * [1 - 0.165 * 6 * ((v - v_d) / v_d)^1.42]

v_d = eta * {1 + [cos(theta) / (0.6 * T / L + 0.15)]}

式中: C_bf、b_f、h、f 为弹道极限常数,与目标材料相关; rho_f 为碎片的密度; A_pf 为碎片的平均暴露面积; T 为垂直于目标平面方向上的厚度(面元厚度); L 为碎片长度; eta 为材料临界速度; theta 为射击线与目标面元法线夹角; W 为碎片的入射质量; W_0 为参考质量(取值 6.48 g)。

若碎片的速度大于蒙皮靶板的弹道极限速度(v50),则破片穿透蒙皮,并以剩余速度(v_r)向下一部件运动;若剩余速度大于部件靶板的弹道极限速度,则破片穿透该靶板部件,速度及质量再次衰减。此外,若破片以较大入射角(theta)打向靶板,则发生跳弹现象,此时应考虑跳弹速度:

v_n = v * sin(theta) * sin(theta_n)

theta_n = arctan((J * v * sin(theta) * sqrt(rho_f * E_0 / g)) / sigma_f * exp[-m * (a - b)])

a = [(W / d^3) * v^2 * cos^2(theta) / g * sigma]^1/3 + K_2 * [(W / d^3) * v^2 * cos^2(theta) / g * sigma]^1/2

式中: J、m、b、K_2 均为无量纲参数,取值与材料有关; E_0 为破片弹性模量; sigma_f 为破片材料强度极限;

d 为破片横向尺寸; σ 为目标材料的强度极限(拉伸强度)。此外,若 $a < b$, 则式(7)的指数项为 1.0。

最终,破片离开目标,或者在飞机内部停止运动,或者埋入部件内部。通过记录射击线击中的部件名称、速度及质量等信息,同时考虑穿透、引燃、引爆或组合杀伤模式,分别计算目标几何、结构和要害舱段的杀伤概率。

2.3 威力场对目标毁伤概率计算

(1) 威力场对目标几何舱段的毁伤

威力场对目标几何舱段的杀伤作用主要分为冲击波杀伤和穿透杀伤。

①冲击波杀伤

战斗部在空中爆炸时产生高温高压的爆轰产物并急剧膨胀,把周围的空气从原来的位置迅速排挤出去,形成压缩空气层,即空气冲击波。常见的爆炸冲击波杀伤准则有三种:超压准则、冲量准则、超压-冲量准则。本文选择冲击波超压准则来计算爆炸冲击波对飞机的杀伤概率。由于破片的层数增加,破片的飞散耗能相应增大,导致爆轰后冲击波的压力变小为原来的一半左右^[9]。

冲击波超压

$$\Delta p = \begin{cases} \frac{1}{2} \left(0.67 \frac{w}{R^3} + 0.1 \right) (\Delta p > 1 \text{ MPa}) \\ \frac{1}{2} \left(0.0975 \frac{\sqrt[3]{w}}{R} + 0.1455 \frac{\sqrt[3]{w^2}}{R} + 0.585 \frac{w}{R} - 0.002 \right) (\Delta p \leq 1 \text{ MPa}) \end{cases} \quad (9)$$

杀伤概率

$$p = \begin{cases} 1 & \Delta p > \Delta p_f \\ \frac{\Delta p - \Delta p_\sigma}{\Delta p_f - \Delta p_\sigma} & \Delta p_\sigma < \Delta p \leq \Delta p_f \\ 0 & \Delta p < \Delta p_\sigma \end{cases} \quad (10)$$

式中: w 为主装药 TNT 当量值; R 为目标距爆心的距离; Δp_σ 、 Δp_f 为冲击波场杀伤飞机类目标的超压有效范围,一般取 $\Delta p_\sigma = 0.05 \text{ MPa}$ 、 $\Delta p_f = 0.20 \text{ MPa}$ 。

若目标被冲击波毁伤,则目标杀伤概率为 1, 计算结束。若未毁伤,则进行破片威力场与目标的交会计算(含目标运动状态变化),计算其他杀伤模式下的杀伤概率。

②穿透杀伤

穿透杀伤概率采用工程实验所得的拟合公式进行计算:

$$p_{k/h} = \begin{cases} 0 & E_b \leq 4.5 \\ 1 + 2.6e^{-0.34E_b} - 2.96e^{-0.14E_b} & E_b > 4.5 \end{cases} \quad (11)$$

$$E_b = \frac{m_0 v_i^2}{2Sh} = \frac{m_0^{1/3} v_i^2}{2\phi h} = \frac{m_0^{1/3} v_i^2}{2\phi\delta} \cos\theta \quad (12)$$

式中: E_b 为单位部件面元厚度上所能接受的比动能; S 为破片与靶板的期望接触面积; ϕ 为破片形状系数; h 为面元击穿情况下的侵彻厚度; δ 为面元实际厚度; θ 为破片的打击方向与面元法线的夹角。

(2) 威力场对目标结构舱段的毁伤

针对结构部件的过载及杀伤等级,破片类威力场主要采用破片流能量密度毁伤准则。通过对射击线的跟踪,获得入射角、入射速度,计算沉积在结构各个舱段上有效破片的个数、质量、总能量,并计算每个舱段破片流的平均能量密度,与目标易损性模型中的破片流能量密度临界值进行对比。假设结构的第 j 舱段表面积为 S_j , 该舱段上共被 n_j 个破片击中,破片质量为 m , 打击速度为 v_i , 入射角为 α_i , 则结构舱段 j 的杀伤概率为

$$p_{k/h_j} = \begin{cases} 1 & \left(\sum_{i=1}^{n_j} 0.5 \times m v_i^2 \times \cos\alpha_i \right) \geq e_j \\ 0 & \left(\sum_{i=1}^{n_j} 0.5 \times m v_i^2 \times \cos\alpha_i \right) < e_j \end{cases} \quad (13)$$

式中: e_j 为第 j 个结构舱段的破片能量密度临界值。

(3) 威力场对目标要害舱段的毁伤

①穿透杀伤

碎片对目标要害舱段的穿透杀伤的计算方法与几何舱段相同,均采用比动能准则进行计算。

②引燃杀伤

碎片对目标要害舱段的引燃杀伤作用取决于破片的比冲量(i)、炸点海拔高度(H)和油箱结构,碎片对目标的引燃杀伤概率为

$$i = m_0 v_f / A_s \quad (14)$$

根据实验总结的单个破片地面引燃油箱燃烧

概率的经验公式为

$$p_{k/h} = \begin{cases} 0 & i \leq 1.57 \\ 1 + 1.083e^{-0.34i} - 1.96e^{-0.15i} & i > 1.57 \end{cases} \quad (15)$$

$$p_{k/h} = \begin{cases} 0 & 10^{-6} A_1 \leq 6.5 + 100a_1 \\ 1 - 3.03e^{-5.6 \frac{10^{-8} A_1 - a_1 - 0.065}{1 + 3a_1^{2.31}}} \times \sin\left(0.34 + 1.84 \frac{10^{-8} A_1 - a_1 - 0.065}{1 + 3a_1^{2.31}}\right) & 10^{-6} A_1 > 6.5 + 100a_1 \end{cases} \quad (16)$$

$$A_1 = 5 \times 10^{-3} \rho_c m_0^{2/3} v_f^3 \quad (17)$$

$$a_1 = 5 \times 10^{-2} \rho_f b_1 / m_0^{1/3} \quad (18)$$

式中： ρ_c 为炸药密度； ρ_f 为破片密度； b_1 为破片厚度。

④部件杀伤概率

上述穿透、引燃和引爆杀伤概率计算主要来自美国易损性实验所得到的拟合经验公式，在确定每个部件的穿透、引燃和引爆概率后，通过“赌轮盘”方法来确定部件是否被杀伤，即

$$\text{部件} \begin{cases} \text{杀伤} & \text{rand}(0,1) \geq p_{k/h} \\ \text{不杀伤} & \text{rand}(0,1) < p_{k/h} \end{cases}$$

(4) 速度衰减计算

破片在与目标交汇前将会在空中飞行一段时间，需进行其速度衰减计算。不考虑风速及自身重力影响时，破片在空气中运动的速度衰减计算公式为

$$v = v_0 \exp\left(-\frac{C_D \rho A_{pf} S}{2m_0}\right) \quad (19)$$

式中： v_0 为破片初始速度； C_D 为空气阻力系数； A_{pf} 为碎片迎风面积； ρ 为飞行高度的空气密度； S 为碎片飞行距离。

(5) 整机杀伤

在分别计算了目标几何、结构和要害舱段在不同杀伤模式下的杀伤概率后，利用毁伤树^[10]最小割集来计算破片场对整机的毁伤概率。

2.4 目标易损性计算程序设计

利用 Visual Studio C++ 来实现上述飞机杀伤概率建模过程，为了确保计算结果精确，程序采用正态分布的方式产生 1 000 个随机炸点，计算杀

③引爆杀伤

引爆作用的实质是破片击中飞机弹药舱内的炸弹、炮弹、导弹并使其引爆。通过实验总结的破片对目标引爆杀伤概率的经验公式为

伤概率平均值，程序流程如图 4 所示。其中， k 为随机威力场计数器， T_k 为目标杀伤次数计数器。

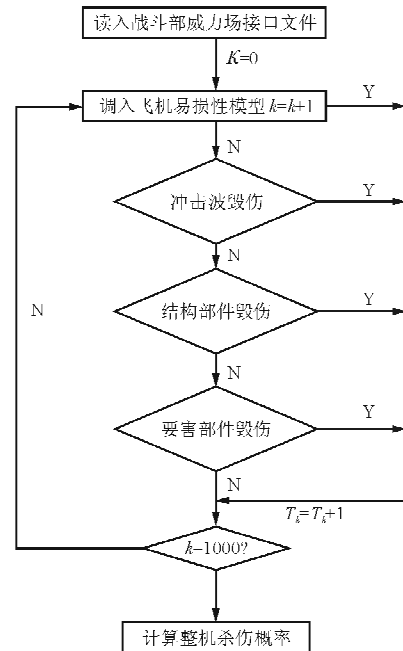


图 4 易损性计算流程图

Fig. 4 Calculation flow chart of vulnerability

3 算例

以某型号飞机为例，建立其易损性模型，假设其飞行速度为 300 m/s，读入本文建立的破片威力场接口文件，假设导弹运动速度为 500 m/s，弹目交汇角(战斗部入射角)为 0°，VT 平面夹角为 0°。计算坐标原点为目标飞机头顶点， x 轴方向沿机体纵轴向后， y 轴方向为目标平飞时的升力方向， z 轴方向根据右手定则确定。战斗部起爆方式为中心起爆，炸点坐标为(5, 3, 3)。计算该型号飞机几何、结构和要害舱段的杀伤概率如表 3 所示。

表 3 四种导弹战斗部威胁下的杀伤概率对比
Table 3 Comparison of kill probability among of four kinds of threats

导弹战斗部类型	几何舱段杀伤概率	要害舱段杀伤概率	结构舱段杀伤概率	整机杀伤概率
混合单层	0.196 294	0.421 247	0.077 246	0.493 28
混合双层	0.243 689	0.834 651	0.109 342	0.889 31
同种单层	0.183 147	0.284 587	0.063 571	0.448 45
同种双层	0.157 491	0.611 954	0.079 644	0.699 16

以结构 8 号舱段、方形单层和方形双层破片为例,按照式(13)计算其破片流平均能量密度,如表 4 所示。

表 4 某结构舱段在不同战斗部作用下能量密度比较
Table 4 Comparison of structure energy density under different kinds of threats

击中该舱段碎片 ID	相对应碎片速度/ $(m \cdot s^{-1})$	碎片质量/g	碎片入射角度/ $(^\circ)$	能量密度/J
单层破片战斗部	431	1 803.6	82.109 6	$3.125 9 \times 10^7$
	435	1 834.9	12.092 9	
	436	1 811.9	82.076 3	
	437	1 822.4	12.9	
	438	1 830.5	82.043 5	
	439	1 827.7	82.013 2	
	440	1 829.2	82.065 7	
双层破片战斗部	524	1 399.7	77.230 6	$4.341 5 \times 10^7$
	525	1 390.4	77.159 8	
	526	1 397.2	77.130 7	
	527	1 395.1	77.106 9	
	528	1 396.3	77.103 5	
	531	1 399.6	77.110 7	
	2123	1 398.1	12.9	
	2124	1 389.6	70.041 3	
	2125	1 394.2	70.051 6	
	2126	1 396.8	70.063 7	
	2127	1 393.9	70.048 5	
	2128	1 399.1	70.063 3	

从表 4 可以看出:单层方形破片战斗部和双层方形破片战斗部能量密度流分别为 $3.125 9 \times 10^7$ J 和 $4.341 5 \times 10^7$ J,可见多层破片战斗部能量密度流增大,导致该目标杀伤概率增大。

4 结 论

(1) 混合破片双层战斗部对目标的杀伤作用最好,同种破片双层战斗部次之,混合破片单层战斗部与同种破片单层战斗部对目标的杀伤作用差别不大。

(2) 双层破片战斗部与单层破片战斗部相比,威力场中的破片密度大大提高,目标同一舱段上的击中点增加,导致多层破片战斗能量密度流增大,对目标的杀伤概率增大。

(3) 由于外层破片对内层破片的位移限制,在靠近两端的内层破片会相对于外层破片发生轴向的滑移,导致战斗部前后缘飞散角增大、战斗部杀伤带宽增加,这也在一定程度上增加了其对目标的杀伤作用。

(4) 在计算双层破片对飞机杀伤概率时将其独立开来,并未考虑两层破片在打击时的耦合杀伤作用,这是本文的不足之处,将在以后的工作中进行深入地研究和探讨。

参 考 文 献

- [1] Robert E Ball. The fundamentals of aircraft combat survivability analysis and design[M]. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985: 320-364.
- [2] Porter W R. Radially expanding fragmentation warhead STUDY[R]. Florida: Directorate of Armament Development, AD348620, 1963: 75-86.
- [3] 印立魁, 蒋建伟. 多层球形预制破片初速场的计算模型[EB/OL]. (2013-07-31)[2014-01-06]. <http://www.paper.edu.cn>. Yin Likui, Jiang Jianwei. A model of initial velocity field on explosively driving multilayered spherical fragments[EB/OL]. (2013-07-31)[2014-01-06]. <http://www.paper.edu.cn>. (in Chinese)
- [4] 时党勇, 张庆明. 多层预制破片战斗部数值仿真方法及起爆方式影响[J]. 解放军理工大学学报, 2009, 10(6): 553-558. Shi Dangyong, Zhang Qingming. Numerical simulation method and different initiation modes for prefabricated multilayer fragment warhead[J]. Journal of PLA University of Science and Technology, 2009, 10(6): 553-558. (in Chinese)
- [5] 邓吉平, 胡毅亭. 爆炸驱动球形破片飞散的数值模拟[J]. 弹道学报, 2008, 20(4): 96-99. Deng Jiping, Hu Yiting. Numerical simulation of scattering characteristics of spherical fragment under blasting[J]. Journal of Ballistics. 2008, 20(4): 96-99. (in Chinese)
- [6] 时党勇, 李裕春, 张胜民. 基于 ANSYS/LS-DYNA8.1 进行显式动力分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005: 251-280. Shi Dangyong, Li Yuchun, Zhang Shengmin. Explicit dynamic analysis based on ANSYS/LS-DYNA8.1[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005: 251-280. (in Chinese)

- [7] 宋笔锋, 裴扬. 飞机作战生存力计算理论与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 32-50.
Song Bifeng, Pei Yang. The theory and method of aircraft combat survivability computation [M]. Beijing: National Defense Industry, 2011: 32-50. (in Chinese)
- [8] 黄广炎, 冯顺山, 刘沛清. 战斗部破片对目标打击迹线的计算方法[J]. 爆炸与冲击, 2010, 30(4): 413-418.
Huang Guangyan, Feng Shunshan, Liu Peiqing. A visual C++ and Matlab based computational method for shot-lines of warhead fragments to a target[J]. Explosion and Shock Waves, 2010, 30(4): 413-418. (in Chinese)
- [9] 杨超, 刘生发. 预制破片战斗部爆炸冲击波仿真分析[J]. 计算机仿真, 2010, 27(3): 8-11.
Yang Chao, Liu Shengfa. Simulation and analysis of explosion shock wave of prefragmented warhead[J]. Computer Simulation, 2010, 27(3): 8-11. (in Chinese)
- [10] Robert E Ball. The fundamentals of aircraft combat survivability analysis and design[M]. 2nd ed. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003: 601-655.

作者简介:

韩 璐(1988—),女,博士研究生。主要研究方向:飞机生存力、战斗部威力场仿真等。

韩 庆(1969—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器生存力、飞行器综合优化设计等。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 440 页)

- Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(9): 994-998. (in Chinese)
- [9] 任智静, 王旭, 刘文法. 前掠翼布局中鸭翼气动影响的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1318-1323.
Ren Zhijing, Wang Xu, Liu Wenfa. Numerical simulation on aerodynamic influence of canard on forward-swept configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(7): 1318-1323. (in Chinese)
- [10] 展京霞, 王晋军, 赵霞, 等. 近距鸭翼高度对鸭翼一前掠翼布局纵向气动特性影响的实验研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(2): 50-54.
Zhan Jingxia, Wang Jinjun, Zhao Xia, et al. Investigation on the effects of the height of close canard wing on the aerodynamic characteristics of a forward-swept configuration[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(2): 50-54. (in Chinese)
- [11] Lombardi G, Morelli M, Waller D. Boundary-layer transition on a forward-swept wing in canard configuration[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(6): 1202-1204.
- [12] Breitsamter C, Laschka B. Vortical flowfield structure at forward swept-wing configurations[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2): 193-207.
- [13] 郭亚军, 高超, 肖虹, 等. 盒式机翼布局气动特性研究[J]. 航空计算技术, 2012, 42(2): 39-41.
Guo Yajun, Gao Chao, Xiao Hong, et al. Research on aerodynamic characteristics of a box-wing configuration [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(2): 39-41. (in Chinese)

作者简介:

解 望(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器气动布局设计、计算流体力学。

高 超(1960—),男,博士,教授。主要研究方向:计算流体力学、实验空气动力学。

张正科(1961—),男,博士,教授。主要研究方向:计算流体力学、实验空气动力学。

胡 旭(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器气动布局设计、计算流体力学。

(编辑:赵毓梅)