

考虑导弹破片攻击及二次杀伤的飞机易损性评估与分析^①

杨 哲^{②*} 李曙林^{*} 周 莉^{*} 张 军^{**}

(^{*} 空军工程大学工程学院 西安 710038)

(^{**} 空军装备研究院 北京 100076)

摘 要 针对实际作战中飞机会受敌方导弹破片的威胁以及受破片打击后会产生二次杀伤效应的情况,提出了一种考虑了导弹破片威胁和二次杀伤效应的飞机易损性评估模型。以导弹破片分布规律及破片对飞机致命性部件杀伤准则为基础,分析了破片与致命性部件交汇点及入射角的确定方法,研究了非余度部件和余度部件二次杀伤效应的计算,结合飞机杀伤树图建立了飞机易损性评估模型,最后进行了某飞机模型的易损性评估仿真试验。仿真试验结果表明,该模型的评估结果与实际比较吻合,可以有效地解决受导弹破片攻击和二次杀伤威胁的飞机的易损性评估问题,对于飞机的生存力增强设计、导弹杀伤效能评估等都具有指导意义。

关键词 生存力,易损性,破片,交汇点,二次杀伤

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^[1,2]。飞机的易损性研究是军用飞机生存力研究的重要内容,对飞机防护的设计与改进、生存能力的提高以及作战任务的完成都具有重要意义。导弹作为空战常用的硬摧毁武器,主要通过终端产物破片、冲击波来达到摧毁飞机的目的。因此,对导弹破片、冲击波威胁下的飞机易损性研究具有重要意义。各国都在积极从事飞机易损性的理论及实验研究^[3],尤其是美国。美国的易损性评估模型/程序 FASTGEN 能生成快速射线,从特定方向投射平行射线穿过目标,模拟射击线进行飞机战斗杀伤概率分析^[4];JSEM 模型用来预测高爆弹在飞机附近引爆或射弹击中飞机杀伤飞机的概率^[5]。但国外有关杀伤概率分析和生存力评估的关键技术仍属于机密,描述技术细节的资料很少见到。我国在飞机易损性及被杀伤概率计算等方面的研究较少^[6-8],且没有考虑二次杀伤效应。二次杀伤是指被击中部件的损伤导致另外部件损伤,军用飞机的二次杀伤效应是一种杀伤性很大的杀伤模式,并且飞

机每个部件都存在二次杀伤的可能。本文研究了确定导弹破片与飞机交汇点的方法及破片攻击后的二次杀伤效应的计算,建立了评估受导弹破片攻击和二次杀伤威胁的飞机的易损性的模型,并利用该模型对某飞机模型的易损性进行了仿真计算与分析。

1 飞机生存力和易损性概念

飞机作战生存力是指飞机躲避或承受人为敌对环境的能力^[1,9],即飞机不被击中或击中后能继续执行战斗任务、控制飞行、完成强迫着陆等能力。由此飞机生存力可分为敏感性和易损性两部分,飞机被杀伤的概率 P_k 用飞机被击中的概率(飞机敏感性) P_h 和飞机在给定击中条件下的被杀伤概率(飞机易损性) $P_{k|h}$ 的乘积来表示,即

$$P_k = P_h \times P_{k|h} \quad (1)$$

飞机在人为敌对环境下生存的概率为

$$P_s = 1 - P_k \quad (2)$$

飞机易损性评估,即计算飞机在给定击中条件下的被杀伤概率 $P_{k|h}$,主要通过计算飞机的致命性部件^[10]在威胁打击下的被杀伤概率,进而由致命性部件与飞机的关系得出飞机的被杀伤概率。致命性部

① 863 计划(2009AA04Z406)和国家自然科学基金(61172083)资助项目。

② 男,1984 年生,博士生;研究方向:飞机生存力设计;联系人,E-mail: yangzhekj@163.com
(收稿日期:2012-03-26)

件是指那些如果被杀伤或毁坏后会导致飞机被杀伤的部件,如发动机、油箱等。

2 导弹破片攻击和二次杀伤威胁下的飞机易损性评估模型

导弹战斗部爆炸后形成大量的破片,破片击中致命性部件后可对其造成不同程度的杀伤。杀伤的程度主要与破片打击时的速度、打击倾角、破片质量、形状以及致命性部件的材料、厚度和在飞机内部的位置有关。综合考虑以上因素,本文提出了在此情况下的飞机易损性评估模型及易损性计算流程如图 1 所示。

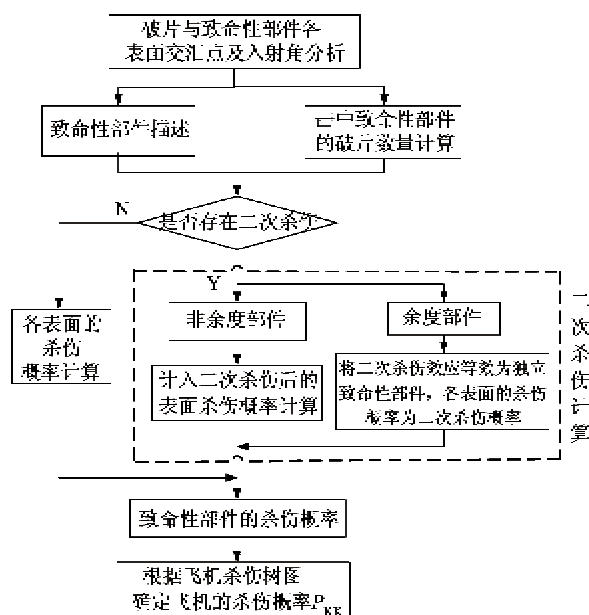


图 1 飞机易损性评估流程图

2.1 破片与致命性部件的交汇点分析

对于破片与致命性部件的交汇点及破片入射角的确定,文献[1]将破片的弹道假设为平行弹道,即将所有破片在打击飞机时的速度大小和方向均取为所有破片的平均打击速度大小和方向。文献[6]将一个平面网格平铺在飞机的轮廓图上,在每一个平面网格中随机生成一条垂直于该平面网格的模拟破片飞行路线的射击线,以此确定破片与致命性部件的交汇点及入射角。以上研究都将破片的弹道假设为平行弹道,并且在文献[6]中,破片与致命性部件的交汇点的数量受平面网格划分疏密程度的影响。为了解决上述问题,使评估结果更具客观性,本文在以上文献的基础上,根据破片的空间分布具有一定

的随机性的特点^[11],在确定破片与致命性部件的交汇点及破片入射角上用如下近似方法:

首先进行飞机致命性部件描述,得出致命性部件的暴露面积^[1],根据致命性部件暴露面积和破片扩散面单位面积上破片的平均数量确定某个致命性部件某表面遭受打击的导弹破片总数 n ,进而在该表面上随机生成 n 个交汇点,保存每个交汇点的坐标,根据各交汇点与引爆点的坐标即可计算出破片入射角。

(1) 致命性部件描述

从工程实用角度出发,在计算或分析飞机的易损性时,一般对飞机致命性部件进行简化处理。本文将致命性部件简化为长方体空盒结构,长方体 6 个表面各具有一定的厚度。以每个表面的 4 个顶点在飞机坐标系下的坐标和按式

$$h_i \sigma_i = h_d \sigma_d \quad (3)$$

转化后的平面等效靶厚度^[12]这 5 个变量来标识该矩形表面。致命性部件的等效靶厚度不仅包括部件本身的厚度,还要把外面防护部件的等效靶厚度计入。式(3)中, h_i 和 σ_i 分别为某种材料的厚度(m)和强度极限(MPa), h_d 和 σ_d 分别为折换成等效硬铝厚度(m)和硬铝强度极限(MPa)。

致命性部件各表面的暴露面积可以根据各表面的顶点坐标求得。

(2) 击中致命性部件的破片数量计算

导弹战斗部爆炸时,击中某致命性部件 i 表面的破片数量为

$$n_i = \rho A_{pi} \quad (4)$$

式中, A_{pi} 为致命性部件 i 表面的暴露面积, ρ 为破片扩散面单位面积上破片的平均数量,计算公式为^[9]

$$\rho = \frac{N}{2\pi R^2 (\cos\phi'_{\min} - \cos\phi'_{\max})} \quad (5)$$

式中, N 为导弹战斗部的破片总数, R 为破片飞行距离(m), $\phi'_{\min}$ 、 $\phi'_{\max}$ 为前、后缘动态扩散角,由下式计算:

$$\phi'_{\min} = \arctan\left(\frac{v_0 \sin\phi_{\min}}{v_m + v_0 \cos\phi_{\min}}\right) \quad (6)$$

$$\phi'_{\max} = \arctan\left(\frac{v_0 \sin\phi_{\max}}{v_m + v_0 \cos\phi_{\max}}\right) \quad (7)$$

式中, v_m 为导弹飞行速度, $\phi_{\min}$ 、 $\phi_{\max}$ 为前、后缘静态扩散角, v_0 为导弹引爆后破片的初速度,计算公式为

$$v_0 = \sqrt{2E} \sqrt{\frac{\beta}{1 + 0.5\beta}} \quad (8)$$

式中, β 为炸药的爆炸载荷系数, 即装药比, $\sqrt{2E}$ 为 Gurney 常数, 当炸药种类为 TNT 时, $\sqrt{2E}$ 取值为 2316m/s。

2.2 破片对致命性部件的杀伤概率分析

(1) 破片对致命性部件的杀伤准则

击中致命性部件的有效破片, 是指击中了致命性部件并对致命性部件造成杀伤效应的破片。有的破片由于速度、质量太小, 虽然击中了致命性部件也不能杀伤部件, 只有达到一定速度、一定质量, 破片才具有杀伤效应。本文采用等动能杀伤准则^[11]判断破片是否具有杀伤效应, 则致命性部件 i 表面受单个破片打击后的被杀伤概率 $P_{k/hi}$ 为

$$P_{k/hi} = \begin{cases} 0 & e_b \leq 4.5 \times 10^8 \\ 1 + 2.65 e^{-0.347 \times 10^{-8} e_b} - 2.96 e^{-0.143 \times 10^{-8} e_b} & e_b > 4.5 \times 10^8 \end{cases} \quad (9)$$

式中, e_b 为破片在致命性部件表面的撞击比动能 (J/m^2), 可用下式表示:

$$e_b = \frac{mv_d^2}{2Sh} = \frac{m^{1/3}v_d^2}{2Kh} = \frac{m^{1/3}v_d^2}{2Kh_d} \cos\theta \quad (10)$$

式中, m 为破片质量 (kg), S 为破片平均迎风面积 (m^2), 计算公式为 $S = Km^{2/3}$, K 为破片形状系数 ($m^2/kg^{2/3}$), h 为破片对致命性部件表面的侵彻厚度 (m), h_d 为致命性部件表面的等效靶厚度 (m), $h = h_d/\cos\theta$, θ 为破片对致命性部件表面的入射角, v_d 为破片的入射速度, 由式

$$v_d = v_0 \exp\left(-\frac{C_D S \rho_a R}{2m}\right) \quad (11)$$

确定。式中, C_D 为破片阻力系数, ρ_a 为当地空气密度 (kg/m^3)。本文主要研究钢质球形破片, 各参数取值如表 1 所示。

表 1 钢质球形破片的各参数经验值

C_D	$K (m^2/kg^{2/3})$	$\rho_a (kg/m^3)$
0.97	3.07×10^{-3}	0.3640

(2) 致命性部件被杀伤概率计算

根据破片对致命性部件表面的杀伤准则 (式(9)) 和命中某致命性部件 i 表面的破片数 n_i (式(4)), 可以计算该表面的被杀伤概率为

$$P_i = 1 - \prod_{j=1}^{n_i} (1 - P_{k/hij}) \quad (12)$$

式中, P_i 为某致命性部件 i 表面的被杀伤概率, $P_{k/hij}$

为第 j 个破片对 i 表面的杀伤概率。

部件表面被杀伤并不意味着部件被杀伤, 因此引入易损性系数的概念。易损性系数 ω_i ($i = 1, 2, \dots, 6$) 是指部件表面被杀伤后该致命性部件被杀伤的可能性。因此, 由每个表面的被杀伤概率 P_i 可得到该致命性部件的被杀伤概率为

$$P_{Dz} = 1 - \prod_{i=1}^6 (1 - \omega_i P_i) \quad (13)$$

式中, P_{Dz} 为致命性部件 z 的被杀伤概率。

2.3 二次杀伤效应计算

二次杀伤是由于飞机部件位置的设计原因, 飞机被击中部件的损伤机理或损伤过程传播到另外一个部件而对其造成杀伤^[13]。某部件被击中后会出现 4 种后果: 该部件自身被杀伤、二次杀伤效应导致其它部件被杀伤、该部件与其它部件同时被杀伤、该部件与其它部件都不被杀伤。由于余度部件自身被杀伤不会造成飞机被杀伤, 因此, 在进行飞机被杀伤概率计算时, 余度部件与非余度部件的二次杀伤效应计算方法不同。

以图 2 所示的飞机模型俯视图为例进行分析, 致命性部件 d 为驾驶员, f 为油箱, w 为弹药箱, e_1 、 e_2 为互为余度的发动机。在某一威胁打击方向上, 若弹药箱 w 被击中, 弹药破片可能会对相邻油箱 f 产生二次杀伤, 杀伤概率为 $P_{w/f}$, 若发动机 e_1 、 e_2 被击中, 飞出的叶片可能会杀伤相邻发动机, 杀伤概率分别为 P_{e_1/e_2} 和 P_{e_2/e_1} 。

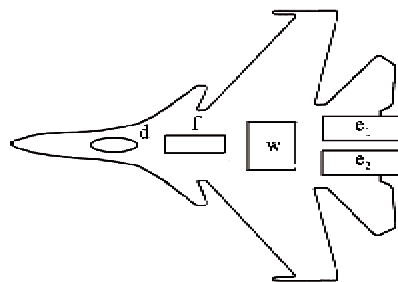


图 2 计入二次杀伤效应的飞机模型

(1) 非余度部件具有二次杀伤效应

非余度部件 w 对 f 产生二次杀伤, 当 w 被击中时, 仅在自身不被杀伤也不对 f 产生二次杀伤的情况下飞机才能够生存, 因此计入二次杀伤后部件 w 被破片击中的被杀伤概率 $P'_{k/hw}$ 为

$$P'_{k/hw} = 1 - P_{s/hw} = 1 - (1 - P_{k/hw})(1 - P_{w/f}) \quad (14)$$

式中, $P_{s/hw}$ 、 $P_{k/hw}$ 分别为部件 w 某表面的无损伤概

率和破片杀伤概率。

(2) 余度部件具有二次杀伤效应

部件 e_1 、 e_2 互为余度部件,若 e_1 被击中,由于是余度部件,其自身被杀伤不会造成飞机被杀伤,只有自身杀伤并且对 e_2 产生二次杀伤时才造成飞机被杀伤,因此可将部件 e_1 对 e_2 的二次杀伤效应等效为 1 个独立的致命性部件,本文用 $(E_1'E_2)$ 表示,被杀伤概率等于 e_1 对 e_2 的二次杀伤概率 $P_{e_1'e_2}$ 。

2.4 飞机杀伤树图

综合以上分析,得出图 2 所示飞机模型的杀伤树图^[14]如图 3 所示。

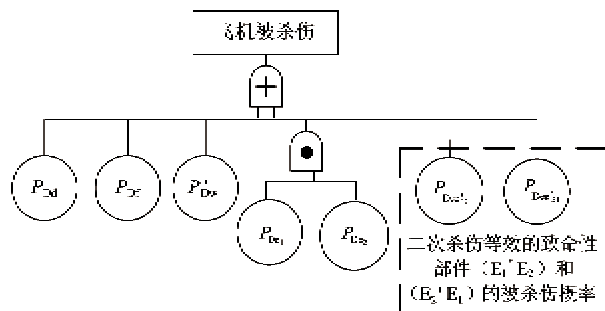


图 3 飞机杀伤树图

图 3 中, P'_{Dw} 为非余度部件 w 计入二次杀伤后的被杀伤概率。 P_{De1e2} 、 P_{De2e1} 分别为余度部件 e_1 、 e_2 计入二次杀伤后的等效致命性部件 $(E_1'E_2)$ 和 $(E_2'E_1)$ 的被杀伤概率。

则飞机模型的被杀伤概率 P_{KK} 为

$$P_{KK} = 1 - (1 - P_{Dd})(1 - P_{Df})(1 - P'_{Dw}) \\ (1 - P_{De1}P_{De2})(1 - P_{De1'e2})(1 - P_{De2'e1}) \quad (15)$$

3 仿真试验及结果分析

利用上述飞机易损性评估模型对图 2 所示飞机模型在导弹破片威胁下的易损性进行仿真分析。模型在配置为 Pentium (R) Dual-Core CPU E5200 @ 2.50GHz 2.50GHz, 3.00GB 内存的计算机上进行 MATLAB 7.0 编程完成仿真试验。

为了便于分析问题和计算模型的构建,建立导弹和飞机的位势图如图 4 所示。假设导弹速度矢量与飞机速度矢量在同一个平面内,导弹在 A 点引爆,引爆时导弹战斗部的迎角为 0。飞机坐标系 $Oxyz$ 的原点 O 设在飞机顶端; Ox 轴为飞机纵轴,向后为正; Oy 轴在飞机坐标系内垂直 Ox 轴,垂直纸面向里为正; Oz 轴垂直 Oxy 平面,构成右手坐标系。

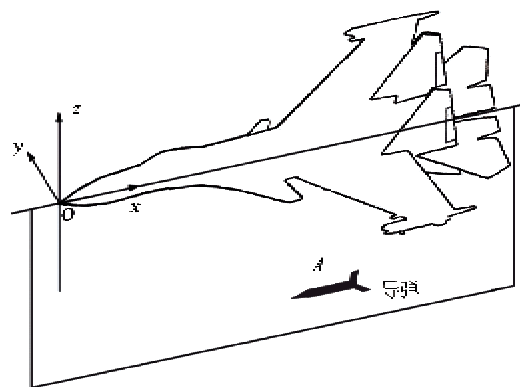


图 4 导弹和飞机位势图

假设飞机以 300m/s 的速度在高空 11km 处平飞,致命性部件及其几何位置和特性数据如表 2 和表 3 所示, (x_0, y_0, z_0) 为致命性部件中心坐标, Lx 、 Ly 和 Lz 分别为致命性部件在飞机坐标系 Ox 、 Oy 和 Oz 方向的长度的一半, h_d 为部件等效靶厚度。导弹飞行速度为 500m/s,战斗部装药类型为 TNT,装药质量比为 1.0,破片为钢质球形,质量为 1g,总数为 1000,破片静态前、后缘扩散角分别为 50°和 120°。

表 2 致命性部件几何数据

部件	(x_0, y_0, z_0)	Lx (m)	Ly (m)	Lz (m)	ω	h_d (m)
d	(4,0,0)	0.5	0.2	0.2	1.0	0.04
f	(9,0,0)	1	0.5	0.5	1.0	0.04
w	(13,0,0)	1	1	0.25	1.0	0.04
e_1	(18.5,1,0)	1.5	0.5	0.5	0.8	0.04
e_2	(18.5,-1,0)	1.5	0.5	0.5	0.8	0.04

表 3 部件被二次杀伤概率原始数据

二次杀伤概率	$P_{w'f}$	$P_{e_1'e_2}$	$P_{e_2'e_1}$
数值	0.2	0.1	0.1

3.1 各个致命性部件及飞机的易损性

实例以导弹在飞机底部引爆时飞机各致命性部件及飞机的被杀伤概率为例进行分析,设 A 点坐标为 (20,0,-20)。首先分析致命性部件 d 的被杀伤概率,根据破片分散特性与致命性部件 d 下表面的几何位置,计算致命性部件 d 下表面的暴露面积 A_p 、击中下表面的破片数 n_i 、破片与下表面的交汇点 (x_k, y_k, z_k) 、破片入射速度 v_d 、入射角余弦 $\cos\theta$ 以及单个破片对致命性部件 d 下表面的杀伤概率 $P_{k/hij}$,计算结果见表 4。

表 4 致命性部件 d 下表面的被杀伤概率计算过程

	$A_p(\text{m}^2)$	n_i	(x_k, y_k, z_k)	$v_d(\text{m/s})$	$\cos\theta$	$P_{k/hij}$
致命性部件 d 下表面	0.4	0.1417	(3.9062,0.0146,0.2)	1621.2	0.7821	0.1919

根据式(12),致命性部件 d 下表面的被杀伤概

率为 $P_i = 1 - \prod_{j=1}^{n_i} (1 - P_{k/hij}) = 0.0296$ 。

根据下表面对致命性部件 d 的易损性系数 ω 为 1,得到致命性部件 d 的被杀伤概率为 $P_{\text{ld}} = \omega \times P_i$

= 0.0296。
利用上述方法和 2.3 节的二次杀伤计算方法计算出所有致命性部件的被杀伤概率,计算结果见表 5。

表 5 各个致命性部件的被杀伤概率计算结果

部件	d	f	w	e_1	e_2	$(E_1'E_2)$	$(E_2'E_1)$
被杀伤概率	0.0296	0.2125	0.6071	0.4244	0.4244	0.1059	0.1059

根据表 5 可得出飞机模型的杀伤树图,如图 5 所示。由图 5 可得飞机的被杀伤概率为 $P_{\text{KK}} = 0.8032$ 。

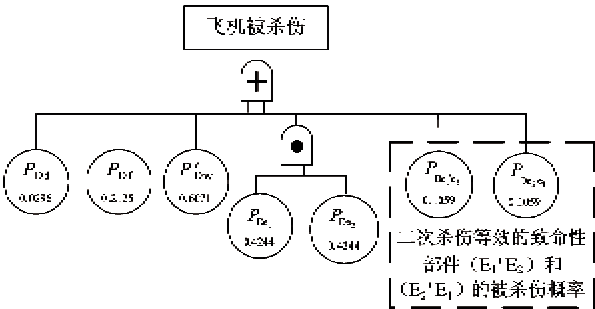


图 5 实例飞机模型杀伤树图

3.2 飞机不同方位的易损性

导弹战斗部在飞机的头部、尾部、左面、右面、顶部和底部六个主要方位引爆(引爆距离为 20m)时,计算飞机各致命性部件及飞机的易损性,飞机各个方位情况如图 6 所示,各个方位导弹引爆点坐标见表 6,计算结果见表 7。

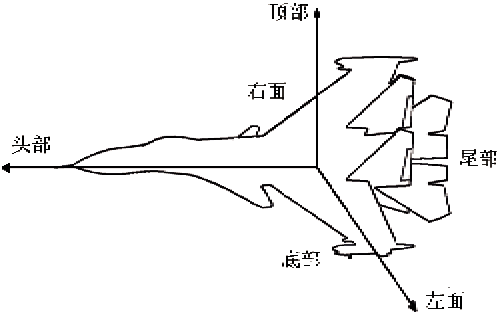


图 6 飞机的六个方位图

表 6 飞机六个方位导弹引爆点坐标

方位	头部	尾部	左面	右面	顶部	底部
坐标	(-20,0,0)	(40,0,0)	(10,-20,0)	(10,20,0)	(20,0,20)	(20,0,-20)

表 7 各个致命性部件及飞机的被杀伤概率

	头部	尾部	左面	右面	顶部	底部
d	0.0262	0	0.0627	0.0627	0.0296	0.0296
f	0.1059	0.0560	0.3103	0.3103	0.2125	0.2125
w	0.0849	0.1235	0.2301	0.2301	0.6071	0.6071
e_1	0.0362	0.1673	0	0.3491	0.4244	0.4244
e_2	0.0362	0.1673	0.3491	0	0.4244	0.4244
$(E_1'E_2)$	0.0127	0.0366	0	0.1059	0.1059	0.1059
$(E_2'E_1)$	0.0127	0.0366	0.1059	0	0.1059	0.1059
飞机被杀伤概率	0.2245	0.2535	0.5550	0.5550	0.8032	0.8032

由表 7 可以看出,导弹在飞机模型顶部和底部方位引爆时飞机的被杀伤概率最大,为 0.8032,这是由于飞机的致命性部件在这些方位的暴露面积最大造成的。同一部件,在导弹的不同攻击方位其被杀伤概率不相同,这是因为在不同攻击方位,部件的暴露面积和破片入射速度及入射角不同,并且遮挡情况也不相同,如部件 d,在尾部攻击方位时,由于被部件 f 遮挡,没有遭到导弹破片的攻击,因此被杀伤概率为 0。由此可见,部件的被杀伤概率与部件在打击方位的暴露面积、破片的入射速度、入射角度以及是否存在遮挡有关。

3.3 部件等效靶厚度对飞机易损性的影响

表 8 为导弹在飞机底部方位引爆,引爆距离为 20m 时,致命性部件取不同等效靶厚度 h_d 时飞机的易损性。

表 8 致命性部件取不同等效靶厚度 h_d 时飞机的被杀伤概率

$h_d(\text{m})$	被杀伤概率 P_{kk}					
	头部	尾部	左面	右面	顶部	底部
0.03	0.3568	0.3842	0.7367	0.7367	0.9391	0.9391
0.04	0.2245	0.2535	0.5550	0.5550	0.8032	0.8032
0.05	0.1469	0.1840	0.4121	0.4121	0.6548	0.6548

由表 8 可知,部件的等效靶厚度越大,飞机的被杀伤概率越小,因此部件若采用强度极限较大的材料或者装甲防护等措施可有效减小飞机的易损性。

3.4 导弹引爆距离对飞机易损性的影响

计算导弹在飞机底部方位,距离飞机 1~80m 引爆时,飞机易损性随引爆距离的变化曲线,如图 7。

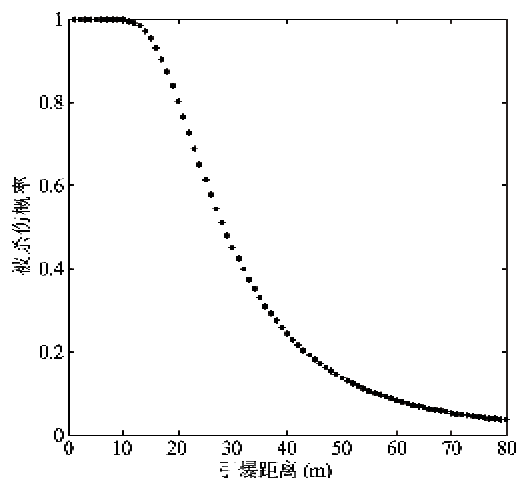


图 7 飞机易损性与导弹引爆距离关系曲线图

由图 7 可以看出,飞机的易损性随引爆距离的增大而减小,引爆距离在 1~6m 时,命中飞机致命性部件的破片数量和速度都较大,因此被杀伤概率为 1,随着引爆距离的增大,破片速度逐渐衰减、命中致命性部件的破片数量也逐渐减少,导致飞机被杀伤的概率逐渐减小。

3.5 二次杀伤对飞机易损性的影响

为了考察二次杀伤对飞机易损性的影响,本文计算了在不计入二次杀伤效应,其它条件与 3.4 节相同时飞机易损性随引爆距离的变化,并与 3.4 节的飞机易损性计算结果进行了对比,对比结果见图 8。

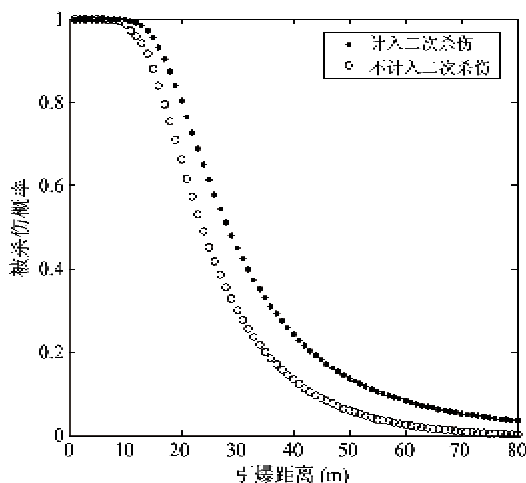


图 8 是否计入二次杀伤条件下飞机易损性对比图

由图 8 可知,引爆距离在 1~6m 时,是否计入二次杀伤的飞机被杀伤概率都为 1,而当引爆距离大于 6m 时,不考虑二次杀伤计算所得的飞机易损性较考虑二次杀伤时的小,由此可知,在进行飞机易损性计算时,如果不考虑二次杀伤效应,会使计算结果比飞机实际易损性小,造成对飞机易损性的评估结果偏于乐观。

4 结论

通过对仿真试验结果分析证明,本文建立的模型的评估结果与实际比较吻合,它可以有效地解决受到导弹破片攻击和二次杀伤威胁的飞机的易损性评估问题。虽然文中只考虑了 5 个致命性部件,但此模型具有一般性,可以求解复杂情况时飞机的易损性,且模型易于在计算机上编程实现,具有一定的实用性。

本文建立的评估模型考虑了飞机致命性部件的位置、几何形状、暴露面积、等效靶厚度、部件之间的二次杀伤效应以及导弹的引爆点位置、装药质量比、破片数量、破片质量、破片形状、空气阻力等因素对飞机易损性的影响,可以为飞机的生存力增强设计提供指导:在进行飞机生存力设计与改进时,应对易受打击的致命性部件进行合理布置,以减小其在受打击方向上的暴露面积,或者对致命性部件进行装甲防护、用非致命性部件对其进行遮挡、采用强度极限较大的先进材料等方式,以增大致命性部件的等效靶厚度。增大易发生二次杀伤效应的部件间的距离,使二次杀伤效应降低。另外,目前对导弹杀伤效能评估的研究,都从导弹的相关因素考虑,没有考虑飞机的易损性以及飞机的二次杀伤效应对评估结果的影响,使评估模型缺乏全面性和客观性,本文建立的模型综合考虑了以上两点,为实战环境下更好评估导弹的杀伤效能提供了研究思路。

参考文献

- [1] Robert E B 著. 飞机作战生存力分析与设计基础. 林光宇, 宋笔锋译. 北京: 航空工业出版社, 1998. 1-3
- [2] David H H, Ronald M D, Michael S R. Unmanned aerial system survivability. In: Proceedings of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, California, America, 2009. 1-7
- [3] Thomas L W. New model to evaluate weapon effects and platform vulnerability: AJEM. *WSTIAC Newsletter*, 2001, 2(4): 1-3
- [4] SURVIAC. FASTGEN — Fast shotline generator. <http://www.bahdayton.com/surviac/fastgen.htm>; the Survivability/Vulnerability Information Analysis Center, 2005
- [5] SURVIAC. JSEM — Joint service endgame model. <http://www.bahdayton.com/surviac/jsem.htm>; the Survivability/Vulnerability Information Analysis Center, 2005
- [6] 李寿安. 飞机战斗损伤概率分析和生存力评价方法研究: [博士学位论文]. 西安: 空军工程大学航空动力工程系, 2006. 55-58
- [7] 杨文青, 宋笔锋, 裴扬. 基于易损面积分解的飞机多击中易损性评估的马尔可夫链法. *航空学报*, 2007, 28(2): 319-323
- [8] 范俊, 李曙林, 王怀威等. 基于贝叶斯网络的飞机易损性评估方法. *弹箭与制导学报*, 2007, 27(1): 287-289
- [9] Robert E B. The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design. 2nd. Reston: AIAA, 2003. 660-695
- [10] Pei Y, Song B F. Aircraft vulnerable area decomposition method in the overlapping region of components. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(4): 1138-1144
- [11] 隋树元, 王树山. 终点效应学. 北京: 国防工业出版社, 2000. 53-102
- [12] Pei Y, Song B F, Han Q. A generic calculation model for aircraft single-hit vulnerability assessment based on equivalent target. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2006, 19(3): 183-189
- [13] 孙友文, 吴穹, 郭锐. 军用飞机重叠关键部件二次杀伤易损性的研究. *沈阳航空工业学院学报*, 2008, 25(2): 82-84
- [14] 胡一繁, 宋笔锋, 裴扬. 飞机多击中易损性评估的动态树图法. *兵工学报*, 2007, 28(12): 1540-1544

Assessment and analysis of aircraft vulnerability based on considering a missile's fragment attack and subsequent destruction

Yang Zhe*, Li Shulin*, Zhou Li*, Zhang Jun**

(*The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038)

(**Air Force Equipment Research Academy, Beijing 100076)

Abstract

Considering that aircrafts in battle are mostly hit by the fragments from missiles and the hit can bring the effect of subsequent destruction, a practical aircraft vulnerability assessment model was proposed. Based on the analysis of fragment trajectories and rules of killing critical components, the intersection point and the angle of incidence were determined. The method for calculating the second destruction effect of non-redundant and redundant components was researched and the vulnerability assessment model was established based on the damage tree of the aircraft. In the end, several numerical examples were given. The simulation results show that the assessment model is effective and feasible, which can provide important references for aircraft survivability design and missile effectiveness evaluation.

Key words: survivability, vulnerability, fragments, intersection point, subsequent destruction