

飞机切槽形损伤分析

姚武文, 周平, 蔡开龙

(空军第一航空学院, 河南 信阳 464000)

摘要:通过实弹打击试验和数值模拟等方法,研究了飞机遭高速离散杆条打击后形成切槽形损伤的机理,重点讨论了杆条尺寸、速度对飞机结构损伤的影响,建立了相关的计算公式,分析了模拟与打击结果产生误差的原因,可为飞机战伤预测、战伤评估、抢修预案制定及飞机战斗生存力设计提供依据。研究表明:只要杆条有足够的撞击速度,且偏航角大于 0° ,靶板就会形成长条形穿透损伤,即切槽形损伤;由于杆条在侵彻过程中存在着扩孔过程,故靶板上的切槽形损伤宽度大于杆条直径;当靶板不垂直于地面摆放,杆条以垂直于地面且偏航角为 90° 的姿态水平侵彻靶板时,所形成的切槽形损伤的长度大于杆条长度。在此条件下,适当减小靶板仰角,切槽形损伤长度可增加。

关键词:切槽形损伤;离散杆;飞机

中图分类号: V21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2008)04-0015-05

在未来局部战争和地区武装冲突中,飞机可能被近距、中远距空空导弹等武器攻击。在导弹战斗部中,离散杆式战斗部是目前大力发展的一种战斗部,其预制破片为长条状的杆式破片,数量比破片式战斗部的粒状破片要少,但杀伤威力较大。它爆炸后所形成的高速离散杆条,打击飞机构件所形成的长条形穿透损伤称之为切槽形损伤。这种切槽形损伤有什么特点,它与离散杆的尺寸、速度等因素有什么关系,目前公开发表的文献不多^[1-4]。国内在研究各种攻击武器对飞机的威胁机理方面,主要集中在武器的威力场和飞机战伤概率分布等模型上,其目的是用于武器效能评估和飞机战斗生存力设计研究。而飞机战伤抢修需要根据战伤的具体形式来进行战伤评估和抢修预案制定,因此必须开展飞机战伤机理及预测研究。

1 实弹打击试验

1.1 飞机部件的布置

用于试验的飞机被分解为前机身、后机身、左机翼、右机翼、左平尾和右平尾六大部分。试验时,飞机各部件与导弹战斗部的水平摆放距离第一次试验时为15 m,第二次9 m,均摆放在同一个圆周上。为模拟飞机空中飞行姿态,部件摆放角度各不相同,其外表面法向与战斗部轴线的夹角分别为 0° 、 30° 、 45° 和 60° 。

1.2 试验战斗部离散杆的技术参数

试验所使用战斗部为离散杆式,其杆条尺寸为 $\Phi 4.5 \text{ mm} \times 122 \text{ mm}$,重15 g,设计初速为1 850 m/s,有效杀伤半径为9 m。

1.3 实弹打击结果

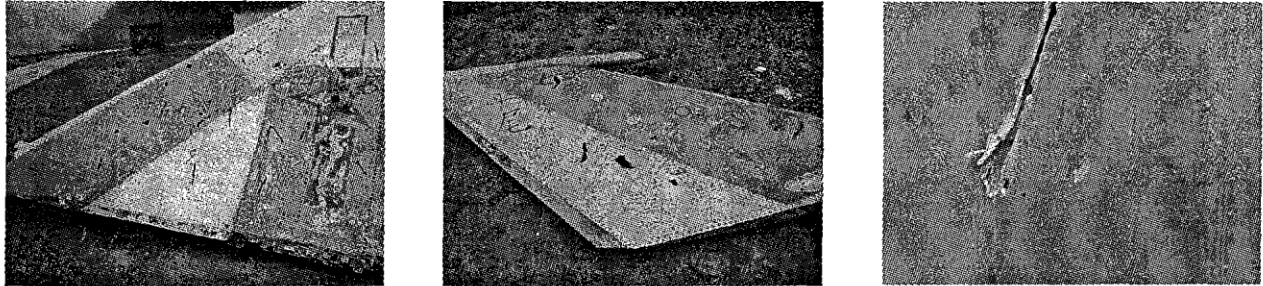
实弹打击结果见图1和表1。从表1看出(表中损伤形貌均为长条形切口),实弹打击后出现的长条形损伤,其长度有的比离散杆条短,有的近似等长,有的要长得多。这是由于杆条不同的飞行姿态和被打击部

收稿日期:2008-02-26

基金项目:国防预研基金资助项目(51327010101)

作者简介:姚武文(1959-),男,四川蓬安人,教授,主要从事飞机战伤抢修研究。E-mail: yaowuwen2008@sina.com

位的不同形状、不同摆放角度等原因造成的。由图2可看出,当靶板垂直摆放时,杆条水平侵彻所形成的切槽最长,以垂直侵彻所形成的损伤最小,斜击所形成的损伤介于两者之间^[3]。当靶板的摆放与地面不垂直,而杆条以垂直于地面且偏航角为90°的姿态水平侵彻靶板时,则切槽长度比靶板垂直摆放时更长。在其它条件不变的情况下,靶板仰角越小,所形成切槽长度越长,所以在实弹打击试验中会形成比杆条长许多的槽形损伤。下面主要讨论杆条水平打击垂直摆放靶板的损伤情况。



(a)右机翼损伤情况

(b)左平尾损伤情况

(c)毁伤形貌

图1 离散杆式战斗部地面打击飞机部件损伤情况

Fig. 1 Damage of airplane parts struck by discrete rod warhead on the ground

表1 离散杆式战斗部地面打击飞机损伤统计

Tab. 1 Damage statistic of airplane struck by discrete rod warhead on the ground

2 切槽形损伤形成分析

杆形破片侵彻靶板时的具体破坏情况取决于材料特性、碰撞速度、弹丸形状和弹靶碰撞角度等因素。根据上述实弹打击情况,下面在进行杆条侵彻过程分析的基础上,讨论杆条尺寸、速度对损伤的影响。

2.1 杆条侵彻过程分析

飞机切槽形损伤并不是“切”出来的,只是它的形状像“切槽”。其实,杆条垂直侵彻靶板整个过程可分为侵入、扩孔和穿透3个阶段^[3]。侵入阶段,杆头与靶板接触并侵入靶板,靶板开始出现塑性变形,杆的变形已经较大;扩孔阶段,杆头部发生剧烈变形,靶板变形加剧,在杆-靶板界面产生极高的压缩应力,材料沿径向向外流动。这便是扩孔过程的特征。但因为靶板厚度较小,此过程持续时间极短。穿透阶段,当杆头部全部进入靶板后,开始穿透,靶板的背面出现鼓包,并不断增大,然后鼓包破裂,10 μ s后杆体穿透靶板。

采用 LS - DYNA 软件进行数值模拟,其中平板和离散杆皆为钢,材料模型均采用 MAT_JOHNSON_COOK,其中板的尺寸为 10 cm \times 2 cm \times 0.3 cm,离散杆的尺寸为 Φ 0.25 cm \times 4.6 cm,其速度大小如表 2 所示。计算模型使用 Lagrange 网格,用 Solid 164 单元进行划分,杆与板之间的接触采用 CONTACT - ERODING - SURFACE - TO - SURFACE 算法。由于试验中靶板尺寸很大,因此在仿真计算中板的边界处施加非反射边界,采用 cm - g - μ s 制建模^[5-6]。部分结果如图 2 所示。通过在后处理器 LS - PREPOST 对损伤尺寸进行测量,发现损伤宽度都在 0.25 cm 以上,损伤长度大于 4.6 cm(见表 2),说明扩孔的过程很明显。

序号	损伤部位	尺寸/mm	损伤方位
1	左机翼前油箱上壁板	160 \times 8	与展向成 60°
2	左机翼后油箱下壁板	260 \times 8	与展向成 30°
3	左机翼后油箱下壁板	170 \times 8	与展向成 25°
4	左机翼后油箱下壁板	120 \times 8	与展向成 20°
5	副翼	80 \times 8	与展向平行
6	右机翼前油箱上壁板	200 \times 10	与展向成 60°
7	右机翼前油箱上壁板	100 \times 10	与展向成 90°
8	右机翼三角蒙皮	170 \times 10	与展向成 30°
9	右机翼三角蒙皮	160 \times 10	与展向成 30°
10	右平尾壁板	130 \times 10	与展向成 60°
11	右平尾壁板	90 \times 20	与展向平行
12	右平尾壁板	80 \times 10	与展向成 70°
13	右机翼后段	100 \times 20	与展向平行
14	左平尾壁板	170 \times 20	与展向成 80°
15	左平尾壁板	120 \times 30	与展向垂直
16	左平尾后段	130 \times 20	与展向垂直

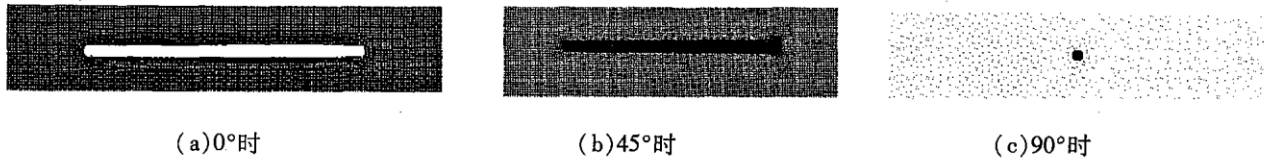


图 2 不同角度侵彻时的毁伤形貌

Fig. 2 Damage shape with different penetration angle

2.2 杆条尺寸对损伤的影响

杆条尺寸对损伤的影响,可参照 LATDAM 模型中的相关部分进行处理^[7]。根据 LATDAM,破片对靶板高速毁伤的尺寸 L_D 为

$$L_D = L_p \sec\theta [c_3 + 0.6(t/L_p)^2] \tag{1}$$

表 2 靶板损伤仿真计算结果

Tab. 2 Simulation computation results

杆条速度/(m · s ⁻¹)	损伤长度/m	损伤宽度/m
1 760.75	50.220	7.794
1 629.25	50.096	7.448
1 515.30	50.131	7.417

式中: t 为板厚; L_p 为破片有效长度,对于杆形破片 $L_p = \sqrt{d^2 + l^2}$, l 为杆形破片的长度, d 为其直径; θ 为撞击角度,破片相对速度方向与交会点处靶板表面法向矢量的夹角; c_3 为常数,通过试验确定。

2.3 杆条速度对损伤的影响

当其它条件相同时,不同的撞击速度特别是有三个速度段,将产生不同的损伤情况^[8-9]。一是损伤存在一个速度下限,当撞击速度低于该值时对靶板不会造成破坏或穿透。这个速度下限,其实就是弹道极限,在飞机结构战伤预测中一般使用海军弹道极限标准,该标准规定的弹道极限是指弹丸完全穿过靶板所需的最低速度;二是损伤存在一个速度上限,当撞击速度大于该值时损伤尺寸基本不会受撞击速度影响。通常,将该速度下的损伤称为高速损伤;三是在速度下限与上限之间,还有一个损伤尺寸受撞击速度影响的速度范围。即

$$L_D = \begin{cases} 0 & v^* < v_1 \\ L_1 & v_1 \leq v^* \leq v_2 \\ L_2 & v^* > v_2 \end{cases} \tag{2}$$

式中: L_D 为毁伤尺寸; $v^* = v(\cos\theta)^{0.7}$, θ 为撞击角度, v 为撞击速度; L_1 为受撞击速度影响的毁伤尺寸,是 t/d 、弹丸类型等的函数; L_2 为高速撞击的毁伤尺寸,基本不受撞击速度影响; v_1 、 v_2 为分别为损伤速度(弹道极限速度)、影响毁伤尺寸速度和高速损伤速度,其中 v_1 可由 THOR 方程得到。

为研究撞击速度对 L_1 的影响,文献[10]利用非火药驱动的二级轻气炮进行了高速撞击实验。实验表明,当撞击弹丸直径和防护屏厚度不变时,薄铝板防护屏高速撞击穿孔直径随弹丸撞击速度的增加而增大,二者接近于正比关系。根据这一结论,令

$$L_1 = a + bv \tag{3}$$

式中, $a = L_p \sec\theta [c_3 + 0.6(t/L_p)^2]$ 。

为确定式(3)中的常数,利用文献[4]上的相关实验数据,见表3。由表3可见,有6个大于杆条长度46mm的损伤数据,根据杆条在侵彻过程中存在扩孔过程的原理,这6个损伤是杆条以轴线垂直靶板法线方向(即 $\theta = 0$)打击所造成的,其余为非垂直方向打击靶板所造成的损伤。将表3中 $\theta = 0$ 的数据与表2中的数据比较发现,模拟计算的扩孔效果没有试验打击结果的明显,其原因是为避免计算工作量过大,网格划分不够细,计算误差造成的。

表3 杆形破片侵彻试验数据
Tab.3 Experimental data of rod's penetration

试验 序号	2 [#]	弹	3 [#]	弹
	1 [#] 靶	2 [#] 靶	1 [#] 靶	2 [#] 靶
	(1 760.75 m/s)	(1 629.25 m/s)	(1 515.30 m/s)	(1 474.00 m/s)
1	41mm, 穿透	50mm, 穿透	40mm, 穿透	—
2	51mm, 穿透	52mm, 穿透	46mm, 穿透	—
3	52mm, 穿透	43mm, 穿透	51mm, 穿透	—
4	38mm, 穿透	—	50mm, 穿透	—
5	39mm, 穿透	—	—	—
6	40mm, 穿透	—	—	—

注:靶板垂直地面摆放,打击杆条为20[#]钢,尺寸为 $\phi 2.5 \text{ mm} \times 46 \text{ mm}$,以水平方向打击靶板。

根据一元线性回归公式,利用表3有效数据算得 b 为0.004 1, a 为44.349 7,进而算得 c_3 为0.960 2。通过回归方程的显著性检验表明, L_1 与 v 之间存在着线性关系。若不考虑 $v^* > v_2$ 的情况,则式(2)变为

$$L_d = \begin{cases} 0 & v^* < v_1 \\ L_d \sec \theta [0.960 2 + 0.6(t/L_p)^2] + 0.004 1v & v_1 \leq v^* \leq v_2 \end{cases} \quad (4)$$

3 结束语

飞机战伤抢修及飞机战斗生存力设计需要预测离散杆式导弹战斗部对飞机的杀伤情况。上述研究表明:只要杆条有足够的撞击速度,且偏航角大于0,靶板就会形成切槽形损伤。当杆条与靶板以不同的偏航角撞击时,切槽损伤的长度可比杆条长,也可比它短。由于杆条在侵彻过程中存在着扩孔过程,故靶板上的切槽形损伤宽度大于杆条直径;当靶板垂直于地面摆放,杆条以垂直于地面且偏航角为90°的姿态水平侵彻靶板时,所形成的切槽形损伤的长度大于杆条长度。在研究离散杆式导弹战斗部打击飞机损伤评估与修复时,应注意切槽形损伤在长度和宽度上的变化。

参考文献:

- [1] MIL-M-87158A. 1988. Aircraft Battle Damage Assessment and Repair[S].
- [2] John G Avery. Design Manual for Impact Damage Tolerant Aircraft Structure[R]. AD-A 109290, 1982.
- [3] 张新伟,涂建平,伊晓春,等. 离散杆对钢板的高速侵彻效应[J]. 航空兵器,2007,(3):38-41.
ZHANG Xinwei, TU Jianping, YIN Xiaochun, et al. Effects of Oblique Penetration on Plates by Rod[J]. Aero Weaponry, 2007,(3):38-41. (in Chinese)
- [4] 何勇,陈祺. 离散杆战斗部杆条飞行性能模拟实验研究[J]. 南京理工大学学报,2006,30(5):546-549.
HE Yong, CHEN Qi, Simulated Experiment on Flight Performance of Rod About Discrete Rod Warhead[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology,2006,30(5):546-549. (in Chinese)
- [5] Livermore Software Technology Corporation. LS-DYNA Keyword User's Manual (970v)[M]. [S.l.]:Livermore Press, 2003.
- [6] Mahfuz H, Hui Zhu Z Y, Haque A, et al. Investigation of High-velocity Impact on Integral Armor Using Finite Element Method[J]. International Journal of Impact Engineering,2000,24:203-217.
- [7] 周平,姚武文. 射弹撞击薄靶板的损伤尺寸研究[J]. 航空维修与工程,2006,(S):73-74.
ZHOU Ping, YAO Wuwen. Study on Damage Size of Thin Flat by Projectile, Aeronautic Maintain and Engineering[J]. 2006, (S):73-74. (in Chinese)
- [8] 张建华,侯日立. 飞机结构战伤仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
ZHANG Jianhua, HOU Rili. Airplane Structure Battle Damage Simulation[M]. Beijing: National Industrial Press, 2006. (in Chinese)

- [9] 姚武文. 飞机战伤模式与机理[M]. 北京:航空工业出版社,2006.
YAO Wuwen. Airplane Battle Damage Mode and Mechanic[M]. Beijing:Aeronautic Industrial Press,2006. (in Chinese)
- [10] 管公顺. 铝合金 Whipple 防护结构高速撞击实验研究[J]. 爆炸与工程,2005,25(5):461-465.
GUAN Gongshun. Experimental Investigation of High-velocity Impact on Aluminum Alloy Whipple Shield[J]. Explosion And Shock Waves,2005,25(5):461-465. (in Chinese)

(编辑:姚树峰)

Analysis of Trough Damage of Airplane

YAO Wu-wen, ZHOU Ping, CAI Kai-long

(The First Aeronautic Institute of Air Force, Xinyang 464000, Henan, China)

Abstract: With the methods of real warhead explosion experiment and numeric simulation etc, the mechanism of trough damage in the airplane by discrete rod is discussed. The effect of the rod's size, velocity on airplane structure damage is discussed. The correlative computing formula is established to forecast airplane structure battle damage. The reason that causes the error between numeric simulation and real experiment is analyzed. The research result is useful to airplane battle damage forecast, evaluation, establishing ABDR prefab plan and survivability design. The results show that as long as the rod has enough speed and the yaw is bigger than 0° , the long penetration damage (trough damage) will be formed on the flat. Because of the damage expanding in the rod penetrating process, the damage width is bigger than the diameter of the rod. When the flat isn't put on the ground vertically, the rod's velocity is vertical to the ground and the yaw is 90° , the trough damage size is longer than the length of the rod. In this condition, an appropriate decrease of flat's yaw can cause the increase of the trough damage.

Key words: trough damage; discrete rod; airplane