

文章编号: 1001-1455(2006)03-0228-06

# 飞机加强蒙皮在 12.7 mm 弹丸撞击下的变形与破坏\*

展全伟<sup>1</sup>, 郭伟国<sup>1</sup>, 李玉龙<sup>1</sup>, 马君峰<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学航空学院航空结构工程系, 陕西 西安 710072;

2. 西安飞机结构强度研究所, 陕西 西安 710068)

**摘要:** 为了研究飞机蒙皮在 12.7 mm 标准机枪弹丸射击下的损伤, 对 3 mm 厚 LY-12 CZ 材料的单蒙皮及其加筋板进行了模拟弹击试验。通过试验研究, 建立了一个由高速气炮、弹体与弹托分离机构、连续位移激光测速装置和弹丸回收装置组成的系统并被有效地用于弹丸正撞击试验。通过对四边固支的 3 mm 厚蒙皮用 12.7 mm 直径弹丸进行速度约 60~300 m/s 的正撞击试验, 结果表明, 靶板从微小损伤到完全击穿; 弹击造成的变形区有效直径随弹丸速度的增大呈幂指数趋势下降; 弹击引起的变形深度随弹丸撞击速度的增加呈直线下降; 靶板上的应变随弹丸速度的增加逐渐降低。弹丸剩余速度随弹丸撞击速度的增加呈直线上升。最后利用 DYNA3D 程序对单蒙皮及其加筋板进行了弹击数值模拟, 模拟结果与弹击试验结果较吻合。

**关键词:** 固体力学; 损伤; 数值模拟; 加强蒙皮; 高速气炮

**中图分类号:** O347.3

**国标学科代码:** 130·15

**文献标志码:** A

## 1 引言

外来物、爆炸碎片、弹丸等常对航空器、地面移动车辆和各种重要工程结构物造成损伤并导致其功能丧失。为了减少这方面的损失, 近年来, 随着科技的发展, 一方面从设计上提高了结构物在撞击载荷作用下的高生存力, 另一方面建立了完善的损伤评估理论和技术, 以便为实时抢修提供理论指导并进行快速抢修。例如, 为了给飞机战斗生存力的设计和高速弹丸的抢修方案研究提供依据, 北约组织利用轻武器对飞机结构板件进行了大量的实弹射击试验, 初步建立了飞机结构的弹伤预测模型<sup>[1~4]</sup>。在过去的几十年中, 国外许多研究机构对板材在弹击情况下的损伤机理进行了较深入的试验研究<sup>[5~6]</sup>和数值模拟计算<sup>[7]</sup>, 取得了很有价值的试验数据和理论分析方法。相比之下, 国内由于试验条件和方法的限制, 研究比较薄弱。

本文中首先建立了一套能有效模拟高速弹丸发射、并可测量高速弹丸速度的气炮装置。针对 3 mm 厚典型蒙皮单板, 利用高速气炮, 用直径 12.7 mm 的圆头标准机枪弹丸进行了大量的模拟弹击试验, 以检查蒙皮在不同弹丸速度撞击下的损伤(即动态响应)。然后, 借助试验结果, 应用 DYNA3D 程序对飞机结构中普遍使用的加筋板进行弹击数值模拟, 并通过实际试验弹击结果对计算参数进行修正, 获得最佳的模拟结果。

## 2 试验技术

### 2.1 试验装置

为了能使质量约 50 g 的弹丸达到 300 m/s 的速度, 采用了炮管长 5 m 和内径 25 mm 的高压空气气炮。为了使托弹器与弹丸在炮管出口分离并要求分离时不影响弹丸速度, 采用了一个特殊的弹托分

\* 收稿日期: 2005-03-10; 修回日期: 2005-07-06

基金项目: 航空科学基金项目(02B53008); 空军装备部预研基金项目(N2BK0515)

作者简介: 展全伟(1977—), 男, 硕士。

离机构,如图 1 所示,高强钢弹脱分离器通过刚性架与地面连接。托弹器采用轻质铝合金材料加工而成,为了保证气动性能和减轻质量,托弹器是中空的。长约 50 mm 的弹丸滑动配合装入托弹器,在弹丸后部区附近,托弹套上钻有排气孔,以保障当弹丸从托弹套飞出时在弹丸后部区形成负压而减低弹丸速度。工作时托弹器与弹丸被高压气推动,到达弹脱分离器时托弹器被阻挡仅弹丸继续向前飞出。为了精确测量弹丸速度,采用了两套连续位移激光测速系统,此系统不但可以测出弹丸瞬时速度,而且可以测出弹丸在靶板的侵彻过程和穿甲后弹丸的剩余速度。蒙皮靶板在撞击过程中的动态应变通过高频响动态应变仪实时测量。整个模拟试验装置如图 1 所示。

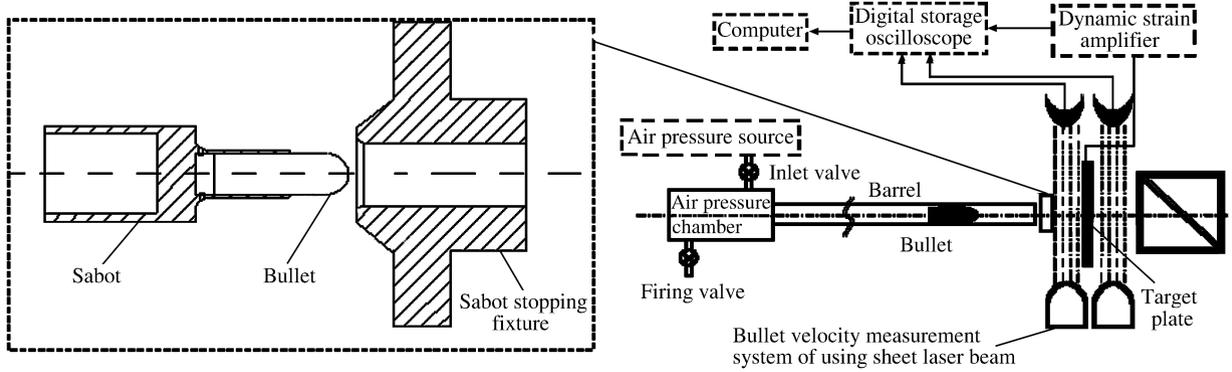


图 1 实验装置和弹丸脱弹机构示意图

Fig. 1 Sketch of compressure air gun and the bullet-sabot design

通过靶板安装架上倾斜成 45°的阻挡钢板使弹丸落到沙箱中。试验中质量 50 g、直径 12.7 mm 的圆头弹丸和弹托在 5 m 长的炮管内被加速到所要求的速度。本文中所用弹丸具体参数为:直径 12.7 mm、长度 51 mm、密度 7.8 g/cm<sup>3</sup>,低碳钢材料。当弹丸和弹托射出炮管后,弹托分离机构使弹丸与弹托分离,这时弹丸继续向前飞进片光区,其入射速度和剩余速度由这套连续位移激光测速系统测得。蒙皮靶板用螺栓和压条固定于大型支座上。蒙皮靶板上距中心位置上下左右 30 mm 位置贴有四组应变片记录着结构件的动态应变变化。图 2 是蒙皮靶板的安装情况和弹丸的照片。

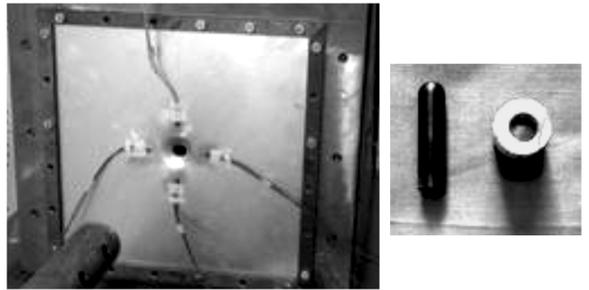


图 2 蒙皮靶板的安装情况和弹丸照片

Fig. 2 Photos of target plate in the frame and the bullet

### 2.2 试验结果分析

将厚 3 mm 边长 300 mm 的正方形蒙皮靶板安装在加载架上,如图 2 所示。以不同弹丸速度进行弹击试验。为了避免弹击损伤的互相影响,在每块靶板中心只经受一次撞击,这样共对 15 块蒙皮靶板进行了试验。撞击后获得弹丸入射速度和剩余速度。在蒙皮靶板上弹丸所导致的变形区平均直径随弹丸速度增加呈幂指数下降(见图 3(a))。当弹丸速度在约 80 m/s 时,试样表面显示较明显的塑性凹陷,但未击穿,所引起的变形区很大。随着弹丸速度增加到约 300 m/s,试样背面由圆形小区域隆起直到完全呈花瓣形损伤击穿,变形的深度与弹丸速度的关系(见图 3(b)),变形区深度是从未变形的靶板正面到塑性隆起或击穿花瓣顶部高度。在高速区,侵彻孔截面有明显的剪切痕迹,且有冲塞现象发生。

在每块蒙皮靶板上距中心位置上下左右 30 mm 对称位置贴有四组应变片,上下和左右两组分别串联起来,板上下位置记录的应变  $\epsilon_1$  和左右位置记录的动态应变  $\epsilon_2$  变化的典型曲线见图 4,取每块板上的最大应变,获得的应变与弹丸速度变化的曲线见图 5。随弹丸速度的增加,最大应变几乎是线性减少。

弹丸穿透靶板后的剩余速度是穿甲和高速弹丸研究中一个有意义参数。本次试验对蒙皮靶板测量

了弹丸的剩余速度。图 6 给出了弹丸剩余速度与弹丸入射速度的变化曲线,可以看出当弹丸的入射速度为 100 m/s,侵彻后弹丸的剩余速度为 28 m/s 左右,弹丸入射速度与剩余速度几乎同比增加。

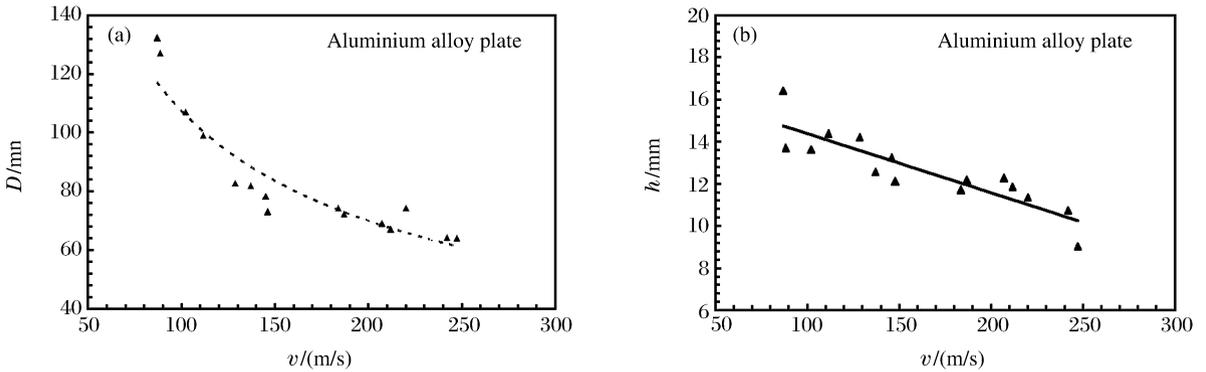


图 3 变形区直径和深度随弹丸速度的变化曲线

Fig. 3 Diameter and depth of deformation region as a function of the velocity of the bullet

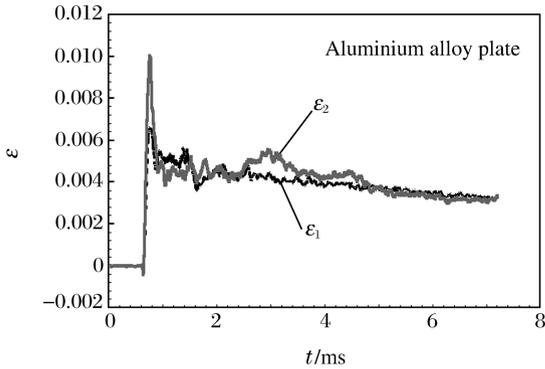


图 4 靶板应变随时间的变化

Fig. 4 Strain history on the plate

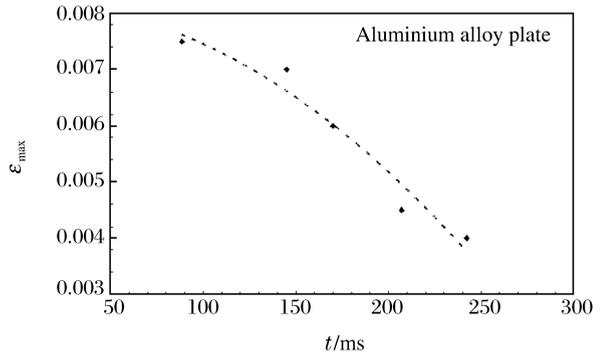


图 5 靶板上最大应变与弹丸速度的关系

Fig. 5 Maximum strain of the plate as a function of the bullet velocity

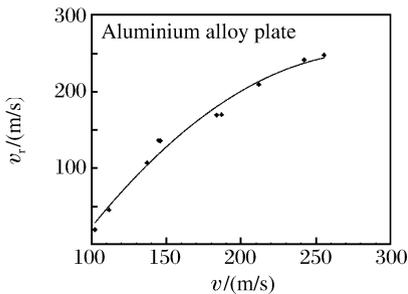


图 6 弹丸的剩余速度与入射速度的关系

Fig. 6 Residual velocity of the bullet as a function of the bullet inlet-velocity

### 2.3 破坏模式与机理

靶体在高速冲击下,裂纹的萌生和扩展直至断裂是一个复杂的过程,特别是在高速冲击或穿击下,裂纹扩展的机理、塑性区域的确定等,几乎没有定量的研究,较多的是定性的推测和估计。从宏观上的研究来看,靶板的材料、结构形式和弹体的几何形状对破坏形式影响较大,在弹体直径接近靶板厚度时,有利于冲塞破坏的形成;弹体直径小于板厚则易于形成花瓣形破坏。试验中采用的弹体为圆头子弹,其几何形状介于锥形和平头之间,所以靶板的破坏模式中既有冲塞破坏又有花瓣形破坏,并伴随着裂纹和塑性变形。加筋结构件由于有角形橡胶的存在,相当于弹着点处的等效厚度增加,靶板的

厚度已经超过子弹的直径,子弹在冲击时有一个挤凿的过程,使材料向前挤出形成材料堆积。当弹体穿透薄板与橡胶接触时,接触形式发生了变化,所以橡胶的损伤形式以断裂和裂纹形式为主,并通过铆钉的作用在弹孔的边缘重新加载形成裂纹,沿橡胶的方向裂纹较粗,为主裂纹。II 型结构的橡胶翻边厚度(2 mm)大于 I 型结构(1.5 mm),橡胶截面面积较大,所以 II 型结构很少出现撕裂情况。由于橡胶的影响,靶板的背部塑性凸起不像未加筋蒙皮板那样是一个规则的圆形,沿橡胶方向的塑性区域半径较大。

从微观方面来看,由于 LY-12(硬铝)属于 Al-Cu-Mg 系时效硬化型合金,其中铝与铜和镁形成的  $\theta$  相和 s 相起主要的沉淀硬化作用。形成裂纹的原因主要是由于第二相粒子( $Al_2Cu$ )在冲击波的作用下

成核,而第二相粒子( $Al_2Cu$ )多存在于晶界处,因而第二相粒子与基体脱离形成的空洞在晶界处容易畸变贯通成串,最终形成裂纹扩展断裂。穿孔处的塑性变形则由晶粒的滑移造成。

### 3 加筋结构件的战伤模拟试验

实际上,为了提高飞机的作战效能,并能够对受损飞机返场后进行快速战伤评估以决定是否就地抢修、转场大修,或放弃飞机,这样受损飞机的快速战伤评估和快速抢修是当今飞机作战中不可避免的紧迫问题。这个研究课题的第一步就是战伤的模拟。同时我们知道,飞机所用蒙皮大量为加筋板结构件,所以本研究基于前面所述的试验技术和试验结果,选用了两种由 3 mm 厚蒙皮与橡胶条铆接的加筋结构件 I 型和 II 型,进行了不同弹丸速度的弹击试验。弹击后的损伤照片如图 7 所示。I 型加筋结构件中被击穿的试件除了像蒙皮板那样的塑性凹陷和背面隆起外,橡胶条也在弯折处形成撕裂型的破坏,穿孔处沿橡胶条方向有较明显的径向裂纹。上表面处冲击形成的凹陷与单板结构相比明显不对称,入口处有轻微的材料堆积;II 型加筋构件损伤形状与 I 型加筋结构相似,入口处靠橡胶条翻边处材料堆积现象明显,穿孔虽然呈近似圆形,但是从入口形状可以看出,弹丸侵入时碰到橡胶条有明显的偏转。

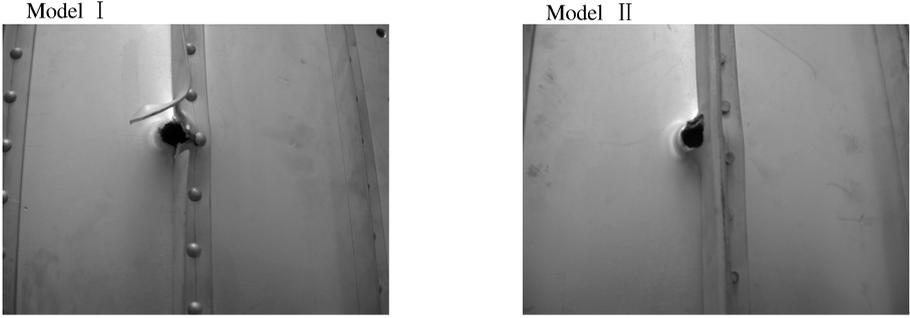


图 7 试验后加筋结构板的损伤形式比较

Fig. 7 Damage pictures comparison of the rivet fastening pieces of LY-12 CZ aluminum

### 4 战伤试验的数值模拟

铝合金加筋结构靶板弹丸侵彻过程是一个高应变率、大变形、非线性的结构动态响应过程,为了获得 LY-12 铝合金的材料参数,采用分离式 Hopkinson 压杆对此铝合金材料进行了在不同应变率下的动态性能测试,典型曲线见图 8,且试验验证了所用的铝合金是应变率无关这一结论。数值模拟采用了具有断裂失效模型的弹塑性材料模型,用大型有限元程序 DYNA3D 以三维块单元动态模拟了试验过程。

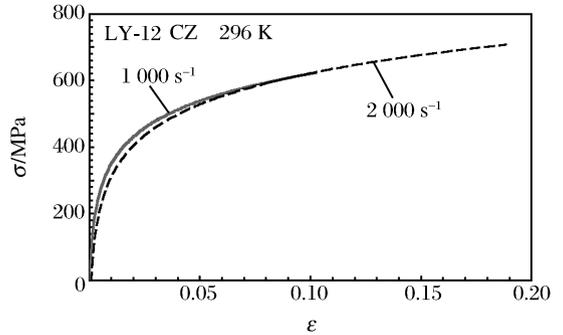


图 8 LY-12 CZ 在不同应变率下的工程应力-应变关系

Fig. 8 Engineering stress- strain cures of LY-12 CZ at different strain rates

#### 4.1 模拟采用的材料参数

为了便于与试验进行比较,材料参数和模型参数均与试验一致。表 1 为模拟采用的主要材料参数。

表 1 材料参数

Table 1 Material parameters

材料	弹性模量/GPa	密度/( $kg/m^3$ )	泊松比	屈服极限/MPa	切线模量/MPa	硬化参数	失效应变
LY-12 CZ	72	2 780	0.3	345	690	0.2	0.3
45 钢	206	7 850	0.3	1 035	2 435		0.2

## 4.2 模型选取

模型和真实试样在几何外形尺寸上一致,如图9所示,只是在铆接形式上作了简化,下面给出一个II型加筋结构的三维有限元模型图例,模型中单元全部采用六面体单元。根据试验中最接近穿透状态的速度值上下各取一个值,用二分法的逼近穿透值,得出每种结构的弹道极限速度。

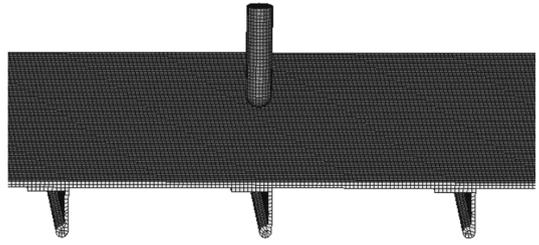


图9 II型加筋结构的有限元模型

Fig. 9 Finite element mesh model of the rivet fastening plate for II model reinforced aircraft skin

## 5 模拟结果与试验的比较

### 5.1 损伤形式的比较

模拟得出的损伤形式和试验基本相同,从试验结果预测的弹丸碰到橡胶条后运动轨迹产生偏转情况,在模拟中也可以明显地看到。其比较见图10和图11。对II型板,应变历程的数值结果与试验所测的结果较吻合,如图12所示。

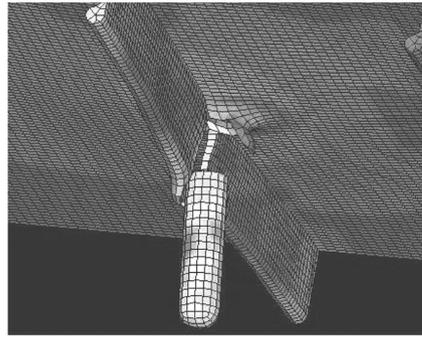


图10 II型加筋结构弹穿模拟结果

Fig. 10 The results of numerical simulation



图11 II型加筋结构实际的弹穿损伤

Fig. 11 The picture after impact

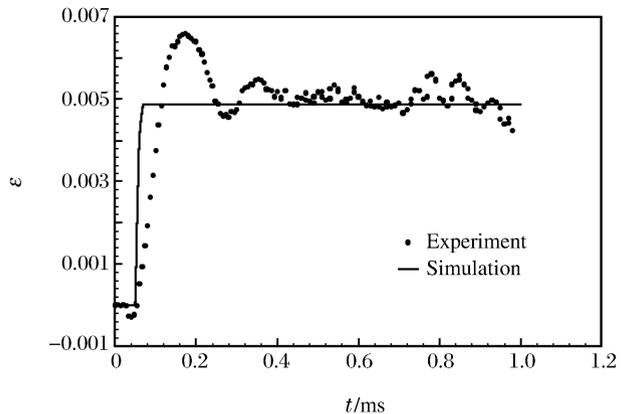


图12 II型加筋结构板面上应变历程与数值模拟的结果比较

Fig. 12 Comparison of strain history on the plate between the simulation and experimental result

### 5.2 侵彻临界速度的比较

试验获得了三种结构的侵彻临界速度所在的范围。采用数值模拟并根据试验条件对不同结构靶板以不同速度进行模拟,并且用二分法快速逼近得出侵彻临界速度。结果为:单蒙皮结构、I型加筋结构、II型加筋结构的实验值分别为88.5~102、84~113、100~121 m/s,数值模拟分别为87、96、113 m/s,可以看出数值模拟基本上与试验相符。

## 6 结论

建立了一套能有效模拟战伤的试验装置,其中弹丸脱离机构和连续位移激光测速系统解决了试验中普遍存在的关键问题。通过系统的对几种蒙皮结构件的战伤试验,得到了:

(1)弹击在蒙皮单板上造成的变形区有效直径和弹丸速度呈幂指数趋势下降。(2)蒙皮单板靶板上

应变随弹丸撞击速度增加而减少,随靶板被弹丸击穿而降到最低。(3)不同结构靶板的抗侵彻能力不同,表现在几种结构的弹穿极限速度的不同。II型加筋结构抗侵彻能力强于I型加筋结构,两种加筋结构明显强于单蒙皮结构。(4)不同的结构靶板形式损伤模式不同,表现为扩孔,冲塞,花瓣形破坏,裂纹或几种损伤形式的不同组合。(5)基于蒙皮单板的试验结果,用DYNA3D有限元程序以三维块单元动态模拟了试验过程,数值模拟和试验结果比较吻合,表明本文采用的试验方法可以更方便和有效地模拟飞机构件的高速弹丸战伤模拟,为进一步准确地评估高速弹丸造成的损伤和战场抢修提供理论依据。

### 参考文献:

- [1] Avery J G, Burch G T. An Aircraft Structural Combat Damage Model[R]. AFFDL-TR-70-115, 1970.
- [2] Avery J G, Poter T R, Lauze R W. Structural integrity requirements for projectile impact damage—An overview [A]. AGARD Conference Proceedings[C]. 1976.
- [3] SURVIAG. Aircraft Battle Damage Repair, A Survey of Actual Combat Experience[R]. AFWAL-TR-86-3046, 1986.
- [4] HoloComb D H. Aircraft Battle Damage Repair for the 90s and the Beyond[R]. AD278635, 1994.
- [5] 周平,张建华,侯日立. 射弹侵彻飞机LY-12板材的试验研究[J]. 空军工程大学学报, 2004,5(1):27—30.  
ZHOU Ping, ZHANG Jian-hua, HOU Ri-li. Study of battle-damage prediction mode of aircraft structure material LY-12 CZ with projectile[J]. Journal of Airforce Engineering University, 2004,5(1):27—30.
- [6] Gupta N K, Ansari R, Gupta S K. Normal impact of ogive nosed projectiles on thin plates[J]. International Journal of Impact Engineering, 2001,25(7):641—660.
- [7] Damodar R Ambur, Jaunky N, Robin E Lawson, et al. Numerical simulations for high-energy impact of thin plates [J]. International Journal of Impact Engineering, 2001,25(7):683—702.

## Study on damage of a reinforced aircraft skin subjected to 12.7 mm projectile impact

ZHAN Quan-wei<sup>1</sup>, GUO Wei-guo<sup>1\*</sup>, LI Yu-long<sup>1</sup>, MA Jun-feng<sup>2</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi, China;  
2. Institute of Chinese Aircraft Strength, Xi'an 710065, Shaanxi, China)

**Abstract:** To investigate the damage evolution of a reinforced aircraft skin impacted by a projectile with diameter 12.7 mm, LY-12 plate with thickness 3 mm and reinforced aircraft skin are shoot by the projectile. An effective testing system of simulating battle damage is experimentally developed, which consists of high pressed airgun, an assembled projectile body and bullet-shoe design, an instantaneous velocity measurement system with laser and lens, set-up frame for the specimens, and the projectile trap box. First, LY-12 CZ plates with thickness 3 mm are fixed around, and shoot by the projectile under the velocities from 60 m/s to 300 m/s. The results show that effective diameter of the deformation region by projectile impact decreases with increasing the velocity of the bullet, it follows a power law. The dynamic strain on the pate linearly decreases with increasing projectile velocity. The residual velocity of the bullet linearly rises with the velocities. Then, reinforced aircraft skins are tested by the same process as LY-12 CZ plates, the numerical simulations are performed. Comparison of the test results and numerical simulation show that the developed simulation technique is effective to simulate battle damage of the aircraft.

**Key words:** solid mechanics; damage; numerical simulation; reinforced aircraft skin; high pressed air gun

\* Corresponding author: GUO Wei-guo  
E-mail address: weiguo@nwpu.edu.cn  
Telephone: 029-88488012