

T800碳纤维复合材料低速冲击渐进损伤仿真与试验研究

许 良¹, 涂宜鸣¹, 崔 浩², 周 松^{*1}, 贾耀雄¹, 边钰博¹

(1. 沈阳航空航天大学 机电工程学院, 辽宁 沈阳 110136;
2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘要: 利用有限元软件 ABAQUS 建立冲击渐进损伤模型, 对国产 T800 碳纤维/环氧树脂基复合材料的低速冲击损伤进行了数值模拟; 同时对复合材料进行低速冲击试验, 通过分析不同冲击能量与凹坑深度和损伤形貌的关系研究了层合板的冲击损伤特性. 结果表明: 在模拟仿真过程中, 复合材料冲击时的应力分布像花生状的椭圆形, 同时基体的拉伸和压缩损伤大于纤维的拉伸和压缩损伤. 在试验中随着冲击能量增大, 凹坑深度在 35 J 左右出现拐点, 拐点之前凹坑深度增加缓慢, 冲击表面主要是无损伤和几乎不可见的冲击损伤, 内部损伤形貌近似圆形; 拐点后凹坑深度急剧增加, 试样内部损伤形貌逐渐趋于椭圆形, 并沿 45° 铺层方向呈锥形扩展; 在 65 J 时达到穿透性损伤. 模拟得到的凹坑深度与试验结果吻合较好, 为分析 T800 碳纤维/环氧树脂基复合材料层合板受低速冲击后的损伤演化和规律提供了一种有效的方法.

关键词: T800 碳纤维/环氧树脂基复合材料; ABAQUS 数值模拟; 低速冲击; 凹坑深度; 损伤形貌

中图分类号: TB332

文献标识码: A

doi:10.7511/dllgxb202106008

0 引言

近年来, 碳纤维复合材料因具有高比强度、高比刚度、耐高温、耐腐蚀, 及可设计性强、抗疲劳性能好等优点, 已被广泛用于医疗器械和航空航天等诸多领域^[1-3]. 复合材料层合板对冲击损伤较敏感, 由碳纤维复合材料制造的飞行器部件和飞机结构件在服役过程中不可避免地会遭受如维修工具的坠落、飞鸟的撞击以及极端天气的冰雹、机场跑道上的砂石等物体的低速冲击, 这会造成内部结构损伤, 如基体开裂、纤维断裂和层间分层等^[4-6], 且往往会导致结构件承载能力降低以及结构强度明显削弱, 从而形成严重的安全隐患. 由于低速冲击试验耗时长, 材料成本较高以及内部冲击损伤过程无法全部呈现, 通常国内外学者借助有限元软件进行冲击损伤模拟, 以预测分析复合材料的冲击损伤性能.

林智育等^[7]研究了两种材料体系和铺层的复

合材料低速冲击试验, 结果表明表面凹坑深度和损伤面积随冲击能量的增大呈线性增长, 冲击背面的基体裂纹增加到一定程度后趋于饱和状态. 关志东等^[8]利用三维动态有限元模拟计算复合材料低速冲击过程, 并讨论了接触定律在冲击损伤问题中的适用性. 温卫东等^[9]对低速冲击下复合材料层合板的损伤进行分析, 并从冲击损伤机理出发, 发展了一种分层失效判据, 用此判据建立的模型分析结果和试验结果吻合较好. De Moura 等^[10]对碳/环氧树脂层压板进行低速冲击试验, 结果表明: 层压板的内部损伤主要是分层及横向裂纹; 且两种损伤相互联系, 只要在界面处有分层, 在相邻层就会有横向裂纹出现, 即分层是由相邻层的横向裂纹引起的. Shahid 等^[11]开发了一种改进的分析模型, 用于预测复合板在初始破坏状态之外的抗破坏性, 并考虑了冲击过程中基体开裂与分层损伤之间的相互作用. Chang 等^[12]考虑了基体开裂、基体纤维剪切及纤维断裂 3 种失效

收稿日期: 2021-03-10; 修回日期: 2021-09-15.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51775355).

作者简介: 许 良(1965-), 男, 教授, E-mail: sysyxu@163.com; 周 松*(1987-), 男, 讲师, E-mail: zhousong23@163.com.

形式,建立了含孔复合材料层压板的二维渐进损伤模型,分析了拉伸荷载作用下含孔层压板的损伤破坏过程。Olsson^[13]提出了用于预测由大型质量冲击器引起的准静态冲击损伤及损伤扩展的分析模型,但该模型没有考虑纤维断裂失效形式。本文从仿真和试验同时出发,建立基于应力三维 Hashin 失效准则的复合材料层合板冲击渐进损伤模型,来预测层合板在低速冲击下的损伤形式;同时对 T800 碳纤维/环氧树脂基复合材料进行不同冲击能量的低速冲击试验,绘制冲击能量与凹坑深度和损伤面积的数据表,分析其冲击损伤特性;最后将模拟结果与试验结果进行对比,证明所建冲击渐进损伤模型的合理性。

1 渐进损伤失效仿真

1.1 失效准则确立

本文利用大型有限元商用软件 ABAQUS/Explicit 模拟 T800 碳纤维复合材料低速冲击试验,冲击能量的大小是判断复合材料损伤情况的重要指标之一。本文基于三维 Hashin 失效准则,利用 Fortran 语言编写了 ABAQUS 有限元软件的 UMAT 子程序,对 T800 碳纤维复合材料建立了渐进损伤有限元模型,对其损伤机理进行了讨论;除了基体和纤维损伤外还需考虑分层引起的损伤,因此在每层之间插入 Cohesive 单元。

三维 Hashin 失效准则将复合材料的失效概括为以下 7 种,具体的表达形式如下^[14]:

(1) 纤维拉伸失效($\sigma_{11} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{\frac{S_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

(2) 纤维压缩失效($\sigma_{11} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

(3) 纤维-基体剪切失效($\sigma_{11} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{\frac{S_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

(4) 基体拉伸失效($\sigma_{22} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

(5) 基体压缩失效($\sigma_{22} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

(6) 法向拉伸失效(分层 $\sigma_{33} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{\frac{S_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

(7) 法向拉伸失效(分层 $\sigma_{33} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_c}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{\frac{S_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

式中: σ_{11} 、 σ_{22} 、 σ_{33} 、 σ_{12} 、 σ_{23} 、 σ_{31} 为单层复合材料各个方向的剪切应力; X_K 、 Y_K 、 Z_K 、 S_{ij} 分别是单层复合材料各主方向的强度,拉伸情况下 K 为 t ,压缩情况下 K 为 c ; G_{ij} 为相应面内初始剪切模量; α 为材料非线性因子。

1.2 渐进损伤模型建立

冲击层合板有限元模型尺寸为 $150 \text{ mm} \times 100 \text{ mm} \times 4.8 \text{ mm}$,铺层方式为 $[+45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{6s}$,单层板厚度为 0.2 mm ,共铺 24 层,T800 碳纤维/环氧树脂基复合材料单层板材料力学性能参数见表 1,材料密度为 1380 kg/m^3 ,层合板单元类型选用八节点四边形连续壳减缩积分沙漏控制单元: SC8R。球体单元类型为刚体单元: R3D4,共 1178 个节点,1228 个单元,冲头质量为 5.5 kg 。为了考虑分层,在层与层之间插入 3D 的 Cohesive 单元,Cohesive 单元采用八节点的 COH3D8 黏结单元,其属性见表 2,有限元冲击模型如图 1 所示。

表 1 国产 T800 碳纤维/环氧树脂基复合材料单层板力学性能

Tab.1 Mechanical properties of domestic T800 carbon fiber/epoxy resin matrix composite single-layer board

$E_{11}/$ MPa	$E_{22}/$ MPa	$E_{33}/$ MPa	ν_{12}, ν_{13}	ν_{23}	$G_{12}, G_{13}/$ MPa	$G_{23}/$ MPa	
172 000	7 000	7 000	0.35	0.35	3 900	3 900	
$X_t/$ MPa	$X_c/$ MPa	$Y_t/$ MPa	$Y_c/$ MPa	$Z_t/$ MPa	$Z_c/$ MPa	$S_{12}, S_{13}/$ MPa	$S_{23}/$ MPa
2 630	1 480	62	213	62	213	109	86

表 2 Cohesive 界面单元材料属性

Tab. 2 Cohesive interface element material properties

$E_n /$ GPa	$G_s, G_t /$ GPa	$\sigma_n /$ MPa	$\sigma_s, \sigma_t /$ MPa	$G_{Ic} /$ ($J \cdot mm^{-2}$)	$G_{IIc}, G_{IIIc} /$ ($J \cdot mm^{-2}$)
35 400	41 300	55	120	0.306	0.632

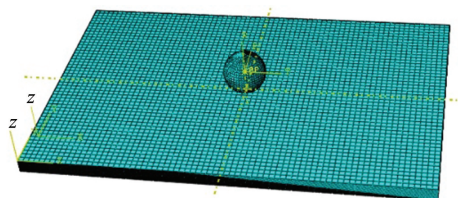


图 1 有限元冲击模型

Fig. 1 Finite element impact model

1.3 仿真结果

使用 ABAQUS 软件,分别采用 5、15、25、35、45、55、65 J 共 7 种低速冲击能量进行模拟试验. 主要对纤维和基体的损伤形式以及复合材料层合板的整体损伤模式进行分析,同时也得到模拟的凹坑深度.

纤维和基体拉伸损伤如图 2、3 所示. 随着冲击能量的增大,纤维和基体的拉伸损伤都在增大,但是通过对比可以明显观察到基体的拉伸损伤要大于纤维的拉伸损伤,这主要是由于纤维的抗拉强度高于基体材料,当受到较大的荷载时,树脂基体容易发生破坏,拉伸荷载主要由纤维承受.

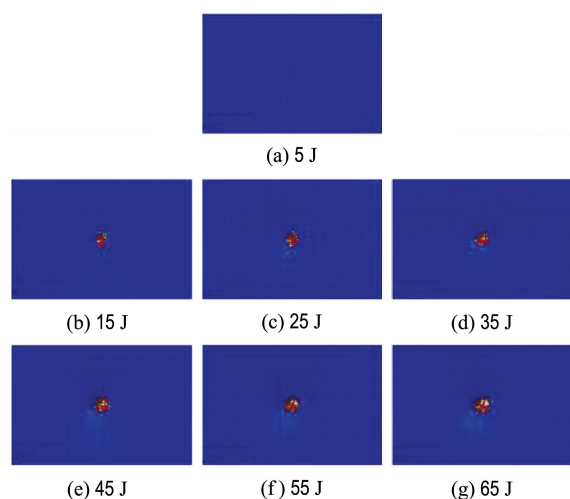


图 2 纤维拉伸损伤图

Fig. 2 Fiber tensile damage diagram

纤维和基体压缩损伤如图 4、5 所示. 对于纤维和基体的压缩损伤,可以观察到基体的损伤大

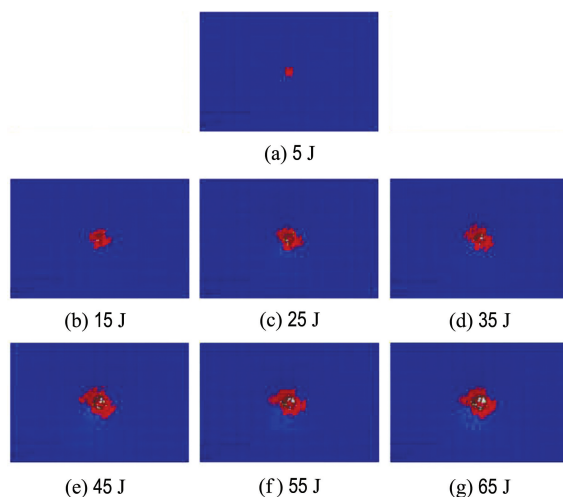


图 3 基体拉伸损伤图

Fig. 3 Matrix tensile damage diagram

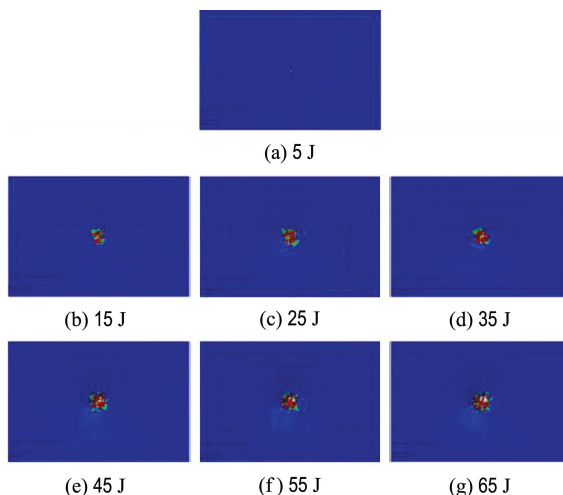


图 4 纤维压缩损伤图

Fig. 4 Fiber compression damage diagram

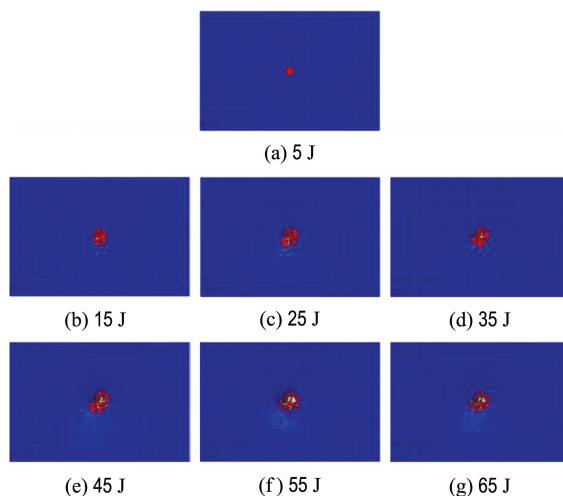


图 5 基体压缩损伤图

Fig. 5 Matrix compression damage diagram

于纤维的损伤,这是因为在冲击过程中,纤维主要承受拉伸荷载,基体主要承担压缩荷载,当基体发生压缩性质的损伤时,纤维由于其本身的特性,可能没有损伤或者有很小的损伤。

复合材料损伤时的应力分布如图6所示。由冲击能量从小到大可以看出冲击损伤过程,并且能够观察其应力变化,应力的分布情况可以看作花生状的椭圆形,随着冲击能量的增大,椭圆的长轴沿着纤维铺层方向增大,短轴也沿着垂直纤维方向增大,这是因为在冲击过程中铺层角度不同的相邻两层之间面内刚度不一致,因此在垂直于纤维方向上出现剪切应力^[15]。

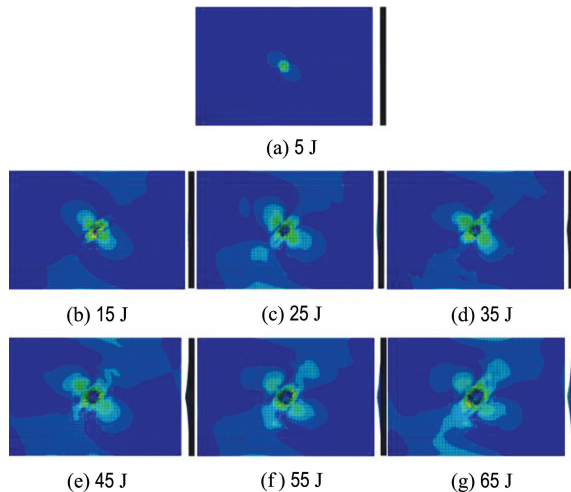


图6 复合材料损伤时的应力分布

Fig. 6 Stress distribution of composite materials during damage

2 渐进损伤试验验证

2.1 试验材料及方法

2.1.1 试验材料 T800 碳纤维/环氧树脂基复合材料层压板由辽宁省先进复合材料制备技术重点实验室提供。层压板在高压中采用以下固化周期进行固化:加压至 0.6 MPa,然后以 2 °C/min 的速度从室温加热至 180 °C,在此温度下保持 120 min,最后以 2 °C/min 速度从 180 °C 冷却至室温,然后释放压力。冲击试样的尺寸、铺层顺序和平均纤维体积分数分别为 150 mm×100 mm×4.8 mm、 $[+45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_{6s}$ 和 $(60\pm 2)\%$ 。

2.1.2 试验方法 根据 ASTM D7136M-2012 标准^[16]使用自由落体冲击装置对试样进行冲击破坏。试验使用质量为 5.5 kg 的半球形冲头,直

径为 16 mm。选择 5、15、25、35、45、55 和 65 J 的冲击能量对 CFRP 复合材料进行冲击测试,每个冲击能量测试使用 4 个试样。

使用精度为 0.001 mm 的千分表测量凹坑深度。为了消除表面粗糙度的影响,使用特殊的夹紧装置固定样品和千分表,在冲击试验后立即测量凹坑深度。

冲击后使用 C 扫描检查试样内部损伤。使用具有聚焦探头的脉冲回波模式超声系统创建 C 扫描。将复合材料试样浸入水中以最大程度地减少噪声,并将聚焦探头的频率设置为 10 MHz。扫描顺序、超声波脉冲发射和反射回波的采集均由计算机控制。

2.2 试验过程与结果

低速冲击所产生的凹坑深度和损伤面积能够用来表征复合材料的损伤特性。冲击试验完成后,必须立即测量凹坑深度,以防止出现回弹现象。表 3 是不同冲击能量下的凹坑深度和损伤面积。

表3 冲击试验结果

Tab. 3 Results of impact experiments

冲击 能量/J	平均凹坑 深度/mm	凹坑深度 增量/mm	平均损伤 面积/mm ²	损伤面积 增量/mm ²
5	0.021	0	0	0
15	0.125	0.104	152	152
25	0.206	0.081	381	229
35	0.463	0.257	752	371
45	0.836	0.373	1 048	296
55	1.756	0.920	1 620	572
65	4.490	2.734	1 345	-275

从表3冲击试验结果可以看出,随着冲击能量的增大,试样的平均凹坑深度也在增大。在 35 J 左右凹坑深度增量明显变大,在此冲击能量附近出现拐点。在能量小于 35 J 时,平均凹坑深度增加缓慢,此时主要由复合材料的树脂基体和纤维共同抵抗冲击;能量大于 35 J 时,凹坑深度急剧增加,此时复合材料表面层基体开裂,纤维也发生断裂,复合材料层合板基板失去了继续抵抗冲击的能力。

图7是冲击试样前表面损伤图。根据相关研究^[17-18]冲击损伤可分为4个等级:无损伤,前表面几乎不可见的冲击损伤,前表面可见的冲击损伤和穿透损伤。从图中可以看出,当能量较低时,材料冲击表面为目视不可见损伤;随着冲击能量增

大,冲击表面出现目视可见的凹坑,但凹坑深度较浅,表面凹坑周围出现微小裂纹;冲击能量继续增大超过拐点,凹坑深度增加明显,冲击表面基体开裂、纤维断裂,微裂纹继续沿表面纤维铺层方向扩展;在冲击能量 65 J 时,冲击表面达到穿透性损伤.文献[19]研究结果表明,在拐点之前,冲击只会引起基体裂纹和层间分层;拐点后,层合板破坏主要以纤维断裂为主.

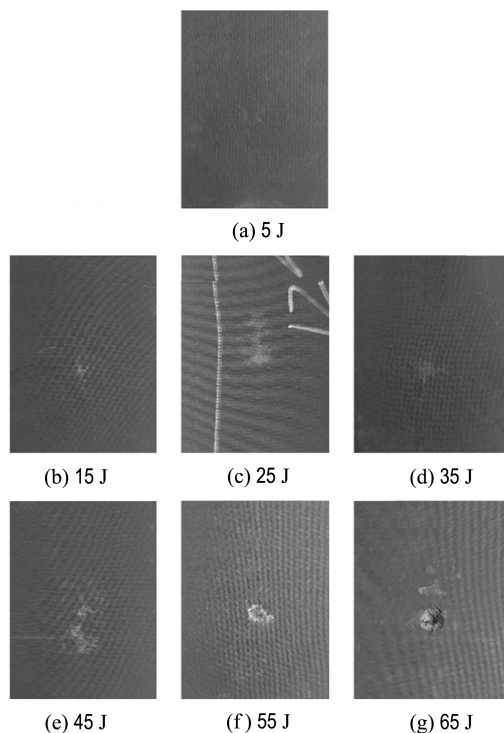


图 7 冲击试样前表面损伤

Fig. 7 Damage to the front surface of the impact specimen

从表 3 中可以看出,随着冲击能量的增大,平均损伤面积也在逐渐增大,当达到 65 J 时平均损伤面积突然减小,这主要是由于随着冲击能量增大,冲击表面树脂基体先发生开裂并伴有层间分层,损伤面积逐渐增大;在出现表面纤维断裂时,层合板损伤面积增大趋势减小,其后新增的损伤主要是由前后表面层开始向中间层扩展的纤维断裂,内部分层面积只有少量的增加,当达到穿透性损伤时,由于冲头直径不变,冲击损伤区域是有限的,损伤面积有减小的趋势.图 8 是冲击后典型试样的 C 扫描图像,冲击能量达到 5 J 时,由于低于产生损伤的最低门槛值,层合板内无损伤;随着冲击能量增大,在 35 J 之前,损伤形貌近似圆形,35 J 之后,损伤形貌逐渐趋于椭圆形,并沿 45° 铺

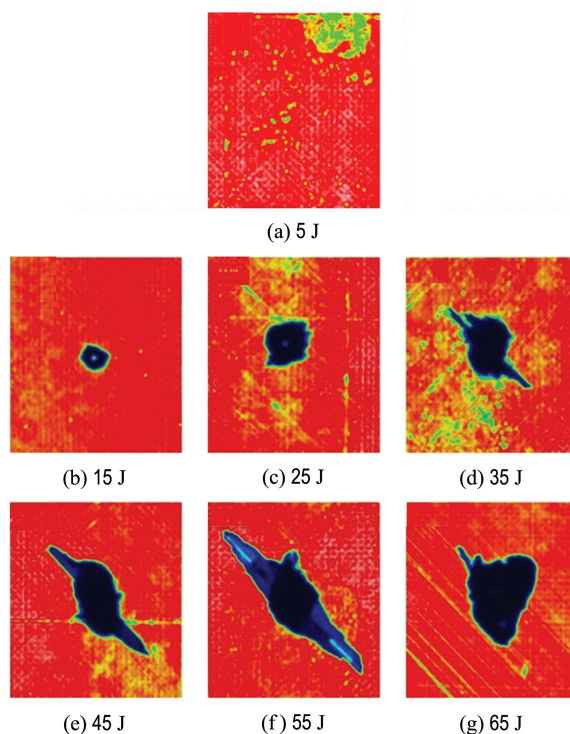


图 8 典型试样的 C 扫描图像

Fig. 8 C scan image of typical sample

层方向呈锥形扩展.

3 结果分析

模拟得到的凹坑深度与实际试验得到的凹坑深度如表 4 所示.可以看出,随着冲击能量的增大,相对误差也越来越小,在 5 J 时,相对误差最大,可能由于冲头下落时的摩擦力对最终的冲击能量影响比较大,使得与理想冲击能量产生一定的偏差.总体来说,模拟 7 种冲击能量下复合材料的凹坑深度与试验所得到的结果对比误差都低于 20%,满足工程上的要求^[20].

表 4 凹坑深度误差

Tab. 4 Pit depth error

冲击能量/J	试验凹坑深度/mm	模拟凹坑深度/mm	相对误差/%
5	0.021	0.025	19.0
15	0.125	0.144	15.2
25	0.206	0.236	14.6
35	0.463	0.512	10.6
45	0.836	0.890	6.5
55	1.756	1.663	-5.3
65	4.490	4.602	2.5

4 结 论

(1)在模拟仿真结果中,可以发现基体的拉伸和压缩损伤要大于纤维的拉伸和压缩损伤;因铺层角度的不同,相邻层之间刚度不一致,所以应力随之增大。

(2)冲击能量小于 35 J 凹坑深度增加缓慢,由纤维和基体共同承受冲击,表面无损伤或有几乎不可见损伤,仅有基体裂纹和层间分层;冲击能量大于 35 J 基体与纤维发生断裂导致凹坑深度急剧增加,层合板破坏主要以纤维断裂为主;在 65 J 时复合材料出现穿透性损伤,层合板失去了承载能力。

(3)随着冲击能量增大,试样内部冲击损伤形貌由圆形趋于椭圆形,并沿 45°铺层方向呈锥形扩展。当达到穿透性损伤时,损伤面积有减缓的趋势,同时损伤形貌不再发生变化。

(4)ABAQUS 模拟得到的凹坑深度与试验得到的结果能够较好地吻合,为分析 T800 碳纤维/环氧树脂基复合材料层合板受低速冲击后的损伤演化和规律提供了很好的依据。

参考文献:

- [1] SALVETTI M, GILIOLI A, SBARUFATTI C, *et al.* Analytical model of the dynamic behaviour of CFRP plates subjected to low-velocity impacts [J]. **Composites Part B: Engineering**, 2018, **142**: 47-55.
- [2] 梁春华, 李晓欣. 先进材料在战斗机发动机上的应用与研究趋势 [J]. 航空材料学报, 2012, **32**(6): 32-36.
LIANG Chunhua, LI Xiaoxin. Application and development trend of advanced materials for fighter engine [J]. **Journal of Aeronautical Materials**, 2012, **32**(6): 32-36. (in Chinese)
- [3] FINNEGAN K, KOOISTRA G, WADLEY H G, *et al.* The compressive response of carbon fiber composite pyramidal truss sandwich cores [J]. **International Journal of Materials Research**, 2007, **98**(12): 1264-1272.
- [4] 高禹, 王绍权, 董尚利, 等. 复合材料低速冲击测试与分析方法的研究进展 [J]. 高分子材料科学与工程, 2015, **31**(7): 184-190.
GAO Yu, WANG Shaoquan, DONG Shangli, *et al.* Recent developments in low-velocity impact test and analysis for composite plates [J]. **Polymer Materials Science and Engineering**, 2015, **31**(7): 184-190. (in Chinese)
- [5] 陈铮. 固体火箭冲压发动机补燃室气粒反应流数值模拟 [D]. 南京: 南京理工大学, 2007.
- CHEN Zheng. Numerical simulation of gas particle reaction flow in solid rocket ramjet secondary firebox [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2007. (in Chinese)
- [6] CHOI H Y, DOWNS R J, CHANG F K. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact. Part I -Experiments [J]. **Journal of Composite Materials**, 1991, **25**(8): 992-1011.
- [7] 林智育, 许希武. 复合材料层板低速冲击后剩余压缩强度 [J]. 复合材料学报, 2008, **25**(1): 140-146.
LIN Zhiyu, XU Xiwu. Residual compressive strength of composite laminate after low-velocity impact [J]. **Acta Materiae Compositae Sinica**, 2008, **25**(1): 140-146. (in Chinese)
- [8] 关志东, 郇正能, 寇长河, 等. 复合材料层板低速冲击损伤有限元模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 1999(1): 37-40.
GUAN Zhidong, LI Zhengneng, KOU Changhe, *et al.* Dynamic simulation for composite laminates damage process due to low velocity impact [J]. **Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics**, 1999(1): 37-40. (in Chinese)
- [9] 温卫东, 徐颖, 崔海坡. 低速冲击下复合材料层合板损伤分析 [J]. 材料工程, 2007(7): 6-11.
WEN Weidong, XU Ying, CUI Haipo. Damage analysis of laminated composites under low velocity impact loading [J]. **Journal of Materials Engineering**, 2007(7): 6-11. (in Chinese)
- [10] DE MOURA M F S F, MARQUES A T. Prediction of low-velocity impact damage in carbon-epoxy laminates [J]. **Composites Part A: Applied Science and Manufacturing**, 2002, **33**(3): 361-368.
- [11] SHAHID I, CHANG F K, SHAH B M. Impact damage resistance and damage tolerance of composite with progressive damage: AIAA-96-1403-CP [R]. Reston: AIAA, 1996.
- [12] CHANG Fukuo, CHANG Kuoyen. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations [J]. **Journal of Composite Materials**, 1987, **21**(9): 834-855.
- [13] OLSSON R. Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates [J]. **Composites Part A: Applied Science and Manufacturing**, 2001, **32**(9): 1207-1215.
- [14] HASHIN Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. **Transactions of the ASME**, 1981, **48**: 846-852.
- [15] 王念. 复合材料层合板冲击损伤及损伤容限研

- 究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- WANG Nian. Damage prediction model for composite laminates subjected to low velocity impact [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics, 2014. (in Chinese)
- [16] American Society for Testing and Materials. Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of Fiber-reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-weight Impact Event; ASTM D7136/D7136M — 2012 [S]. Pennsylvania: ASTM International, 2012.
- [17] 沈 真, 陈普会, 刘俊石, 等. 含缺陷复合材料层压板的压缩破坏机理 [J]. 航空学报, 1991, **12**(3): 1-5.
- SHEN Zhen, CHEN Puhui, LIU Junshi, *et al.* Experimental study on the compressive failure mechanisms of damaged composite laminates [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1991, **12**(3): 1-5. (in Chinese)
- [18] SCARPONI C, BRIOTTI G, BARBONI R, *et al.* Impact testing on composites laminates and sandwich panels [J]. *Journal of Composite Materials*, 1996, **30**(17): 1873-1911.
- [19] 沈 真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料层压板抗冲击行为及表征方法的实验研究 [J]. 复合材料学报, 2008, **25**(5): 125-133.
- SHEN Zhen, YANG Shengchun, CHEN Puhui. Experimental study on the behavior and characterization methods of composite laminates to withstand impact [J]. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2008, **28**(5): 125-133. (in Chinese)
- [20] 许 良, 何 懿, 马少华, 等. 含孔复合材料层合板拉伸失效分析 [J]. 科学技术与工程, 2018, **18**(34): 242-247.
- XU Liang, HE Yi, MA Shaohua, *et al.* Tensile failure analysis of composite laminates with a hole [J]. *Science Technology and Engineering*, 2018, **18**(34): 242-247. (in Chinese)

Simulation and experimental research on progressive damage of T800 carbon fiber composites under low velocity impact

XU Liang¹, TU Yiming¹, CUI Hao², ZHOU Song^{*1}, JIA Yaoxiong¹, BIAN Yubo¹

(1. School of Mechatronics Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: The impact progressive damage model was established by the finite element software ABAQUS, and the low velocity impact damage of domestic T800 carbon fiber / epoxy resin matrix composites was numerically simulated. Then, the low velocity impact test of the composites was carried out, and the impact damage characteristics of the laminate were studied by analyzing the relationship between different impact energy and pit depth and damage morphology. The results show that in the simulation, the tensile and compression damage of the matrix is greater than that of the fiber, and the stress distribution of the composite material under impact is like a peanut-shaped ellipse. In the experiment, with the increase of impact energy, the depth of the pit shows an inflection point at about 35 J. The pit depth increases slowly before the inflection point, the impact surface is mainly non-damage and almost invisible impact damage, and the internal damage morphology is approximately circular. The depth of the pit increases sharply after the inflection point, the internal damage morphology of the sample gradually tends to be elliptical, and expands into a cone along the 45° layering direction, reaching penetrating damage at 65 J. The simulated pit depth is in good agreement with the experimental results, which provides an effective method for analyzing the damage evolution and law of T800 carbon fiber / epoxy resin matrix composite laminates subjected to low velocity impact.

Key words: T800 carbon fiber / epoxy resin matrix composites; ABAQUS numerical simulation; low velocity impact; pit depth; damage morphology