

文章编号:1674-8190(2019)02-270-07

复合材料加筋板冲击后损伤容限研究

李刚¹, 王生楠², 李伟³

(1. 中国飞机强度研究所 三室, 西安 710065)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(3. 沈阳飞机设计研究所 综合强度部, 沈阳 110035)

摘要: 研究复合材料加筋板受冲击后的损伤演化具有较高的工程应用价值。首先,以某型无人机拟应用的复合材料加筋壁板(T300/BA9913)为研究对象,对其进行低速冲击试验;在壁板中央处和肋与壁板胶结处进行冲击,其冲击能量取 6.67 J/mm,测量凹坑深度和分层损伤面积。然后,应用商业软件 ABAQUS,编写相应的 VUMAT 子程序对冲击损伤进行模拟,软件中采用适宜的材料模型、单元种类并建立不同属性的接触,把基于应变的三维 Hashin 准则运用于复合材料单层板的损伤失效准则中去。最后,运用基于断裂韧度的连续的刚度退化方针对材料的刚度折减。将所建立的冲击模型的模拟结果与冲击试验数据进行对比,证明了冲击模型的有效性和准确性。

关键词: 复合材料加筋板;低速冲击;连续累计损伤;损伤演化

中图分类号: V215

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.02.018

Study on the Post-impact Damage Tolerance of Composite Stiffened Plates

Li Gang¹, Wang Shengnan², Li Wei³

(1. Third Department, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

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

(3. Integrated Stress Department, Shenyang Aircraft Design Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: Study on the post-impact damage evolution of composite stiffened panels is of highly value in engineering application. First, take a type of UAV as a research subject, in which the stiffened composite panels(T300/BA9913) are applied. The panel is tested by low velocity impact. Impact on the middle of the wall plate and the joint of rib and wall plate, the impact energy is 6.67 J/mm, measuring the impact indentation depth and delamination damage area. Then the commercial software ABAQUS is applied and the corresponding VUMAT subroutine is written to simulate the impact damage. The strain-based 3D Hashin criterion is applied to the damage criterion of composite single-layer panels by using the suitable material model, the type of unit and the contact with different attributes in the software. Finally, the stiffness reduction of materials based on continuous stiffness degradation principle of fracture toughness is compared with the impact test data, and the validity and accuracy of the established impact model are verified.

Key words: stiffened composite panels; low velocity impact; continuous accumulation of damage; damage evolution

收稿日期:2019-01-18; 修回日期:2019-02-20

通信作者:王生楠, wangshna@nwpu.edu.cn

引用格式:李刚, 王生楠, 李伟. 复合材料加筋板冲击后损伤容限研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(2): 270-276.

Li Gang, Wang Shengnan, Li Wei. Study on the post-impact damage tolerance of composite stiffened plates[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(2): 270-276. (in Chinese)

0 引言

随着航空航天技术的不断发展,复合材料在飞行器或航天器中的运用范畴和使用比重已经成为衡量飞行器(航天器)先进性的主要标准之一^[1]。复合材料具有较高的比强度和比模量、较强的可设计性、优良的抗疲劳性能等,广泛应用复合材料可以使飞行器更轻且具有更好的飞行性能,因而复合材料已被广泛应用于航空航天工业^[2]。但是在复合材料的生产制备和使用过程中,其受到各种损伤在所难免,例如受到各种物体的冲击等。复合材料对冲击损伤的敏感度非常高,这也是制约其在飞行器上运用的主要因素。冲击通常在复合材料内部产生,例如纤维断裂、基体开裂、层间分层等损伤^[3],结构承载能力及使用寿命会因为这些损伤而大幅下降,并对复合材料结构的安全产生严重损害。复合材料加筋结构在飞行器上应用广泛,各类损伤对复合材料结构件的威胁问题也日渐凸显^[4]。随着许用应变值的提高,含低速冲击损伤的复合材料加筋板的损伤扩展问题备受关注,研究冲击后的复合材料加筋板的冲击损伤演化具有较高的工程应用价值。

从复合材料出现至今,国内外对复合材料各方面性能的研究从未停止,复合材料加筋壁板的稳定性、分层损伤、界面脱胶等问题是关注的重点课题,人们采用大量的试验、理论推导和数值计算等进行了广泛研究^[5-9],希望能够精准地预测分层损伤和界面脱胶的起始及扩展,以及计算分层缺陷和界面脱胶对复合材料加筋板承载能力的影响。程小全等^[10-11]的试验研究表明,层合板在受到低速冲击时,发生频率最高的是基体的裂纹和分层;Long Shuchang 等^[12]对不同的铺层试验件进行了冲击试验,运用内聚力单元准确预测了分层的大小和位置。J. P. Hou 等^[13]进行了层合板低速冲击的有限元模拟,认为分层损伤是复合材料在冲击时最容易产生的一种损伤形式;W. Tan 等^[14]应用最大应变准则,并提出了新的特征长度计算方法,利用所建立的本构模型模拟层间的分层,较好地预测了冲击响应和冲击损伤;A. Riccio 等^[15]采用一种新颖的线性数值方法来研究考虑层间损伤的复合材料翼盒的力学行为,并与试验结果进行对比,验证其模型的准确性。

综上所述,虽然国内外已对复合材料的冲击损伤、冲击后的压缩性能进行了诸多探索,但仍有许多问题未得到很好的解释。例如,在进行复合材料板的冲击仿真模拟计算时,多采用二维材料损伤准则,建模时采用壳单元或者实体壳,而为了更加准确地研究厚度方向的冲击,就需要运用三维实体对复合材料板进行有限元分析;对于建立损伤扩展模型、针对含初始损伤的层合板材料性能退化的模型十分必要,但要建立该材料刚度退化模型,其中的损伤演化和破坏形式非常复杂,目前还没有一套完整的理论。鉴于此,本文对复合材料加筋壁板(T300/BA9913)进行低速冲击试验,建立三维有限元模型,并编写相应的损伤准则和刚度退化子程序(VUMAT),对冲击损伤过程进行数值模拟。

1 材料与试验过程

1.1 试验材料及尺寸

试验选取的纤维树脂体系为 T300/BA9913,固化后单层厚度为 0.125 mm,其壁板的总厚度为 1.75 mm,铺层次序为 $[45/-45/0/-45/0/0/90]_s$,肋条的铺层次序为 $[45/0/-45/0/0/90]_s$,肋条的总厚度为 1.5 mm。对于在加筋壁板上预置冲击损伤,选取两处损伤位置:一处在基本板的正中心,另一处在肋条与壁板的胶接处,其冲击位置如图 1 所示。

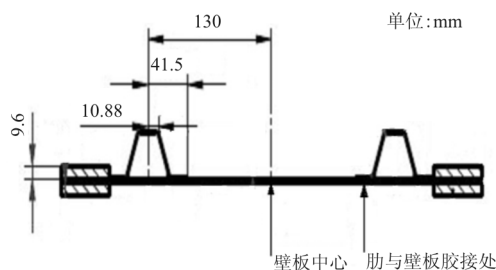


图 1 冲击位置示意图

Fig. 1 The impact position

对于复合材料加筋板的冲击试验,本文参考 ASTM-D-7136 纤维增强聚合物复合材料的试验标准^[16],并在 INSTRON 9250 落锤试验机上完成落锤试验,试验采用直径 16 mm 的半球冲头,落锤质量为 6.902 5 kg,冲击能量为 6.67 J/mm。复合材料在冲击后使用 C 扫描检测内部损伤情况。

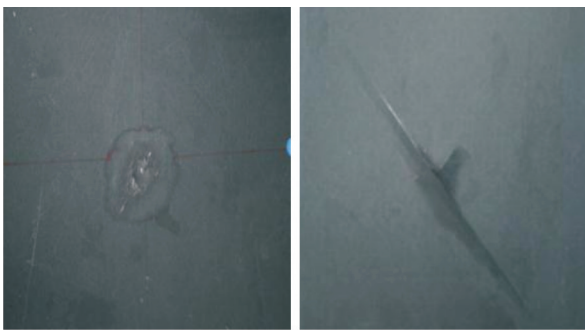
1.2 试验结果与讨论

首先对所有试验件进行无损检测,确定不存在初始缺陷。冲击能量采用 6.67 J/mm ,中央壁板处的冲击能量为 10.5 J ,肋与壁板胶合处的冲击能量为 19.8 J ,如表 1 所示。加筋壁板在冲击后,冲击在壁板中心正反面的损伤外观如图 2 所示,冲击在肋与壁板胶接处的损伤外观如图 3 所示。

表 1 冲击试验数据表

Table 1 Impact test data

冲击位置	冲击能量/J	凹坑深度/mm
壁板中央	10.5	1.45~2.05
肋与壁板胶接处	19.8	1.75~2.71

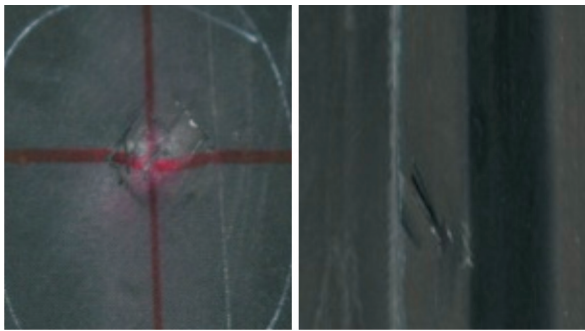


(a) 正面

(b) 反面

图 2 中央冲击损伤外观图

Fig. 2 The damage of central impact



(a) 正面

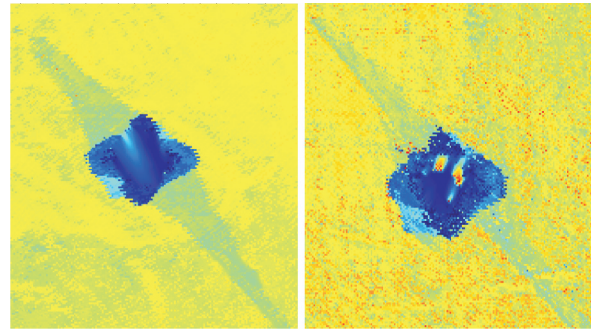
(b) 反面

图 3 肋与壁板胶接处损伤外观图

Fig. 3 The damage of the joint of rib and plate

从图 3 可以看出:冲击的正面出现明显的圆形凹陷,且凹陷内有基体破坏的特征,冲击的背面出现了沿着后表面材料方向的基体撕裂。

所有受冲击试验件的 C 扫描结果如图 4~图 5 所示,可以看出:在本次试验的冲击能量之下,相同位置相同能量的冲击在试件内部产生了大小接近的损伤,内部的冲击损伤大致是四瓣型或者圆型。

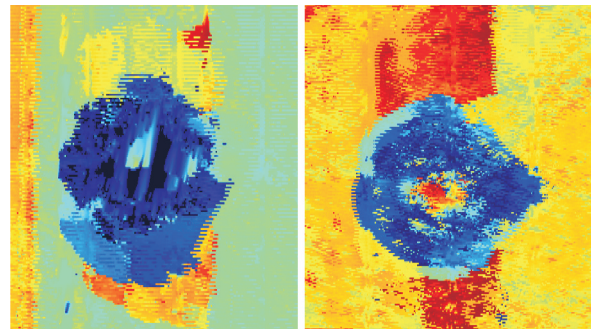


(a) 正面

(b) 反面

图 4 中央冲击处 C 扫描图

Fig. 4 The C scan of central damage



(a) 正面

(b) 反面

图 5 肋与壁板胶接处冲击 C 扫描图

Fig. 5 The C Scan of Joint Damage

损伤面积和冲击能量有关,冲击能量越大,损伤的面积越大,内部的纤维基体断裂也更严重,如表 2 所示。

表 2 冲击 C 扫描损伤面积表

Table 2 The C Scan of damage area

冲击位置	冲击能量/J	最大损伤面积/mm ²	最小损伤面积/mm ²	平均损伤面积/mm ²
壁板中央	10.5	652.75	489.25	588.50
肋与壁板胶接处	19.8	589.44	525.18	564.20

2 有限元模拟

2.1 损伤准则

复合材料为正交各向异性材料,其详细参数如

表 3~表 4 所示。

表 3 T300/BA9913 的材料属性

Table 3 T300/BA9913 material property

参数	数值	参数	数值
E_{11}/GPa	130.00	ν_{23}	0.4
E_{22}/GPa	9.05	G_{12}/GPa	4.68
E_{33}/GPa	9.05	G_{23}/GPa	3.16
ν_{13}	0.3	G_{13}/GPa	4.68
ν_{12}	0.3	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1500

表 4 T300/BA9913 的强度属性

Table 4 T300/BA9913 strength property

参数	数值	参数	数值
X_T/MPa	1569.0	S_{12}/MPa	118
X_C/MPa	1140.0	S_{23}/MPa	118
Y_T/MPa	54.7	S_{13}/MPa	118
Y_C/MPa	156.0		

本文采用的子层损伤失效准则是基于 Hashin 的失效准则,用应变表示的三维 Hashin 准则,考虑了层合板的纤维断裂、纤维挤压、基体开裂三种破坏模式。其具体表达式为^[17]

纤维拉伸($\epsilon_{11} > 0$):

$$\left(\frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_{0,1}^t}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_{0,1,2}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{\epsilon_{0,1,3}}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

纤维压缩($\epsilon_{11} < 0$):

$$\left(\frac{-\epsilon_{11}}{\epsilon_{0,1}^c}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

基体拉伸($\epsilon_{22} + \epsilon_{33} > 0$):

$$\left(\frac{\epsilon_{22} + \epsilon_{33}}{\epsilon_{0,2}^t \epsilon_{0,3}^t}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_{0,1,2}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{\epsilon_{0,1,3}}\right)^2 + \dots + \left(\frac{\gamma_{23}}{\epsilon_{0,2,3}}\right)^2 - \frac{\epsilon_{22} \epsilon_{33}}{(\epsilon_{0,2,3})^2} = 1 \quad (3)$$

$$d_m^t = \sqrt{\left(\frac{\epsilon_{22} + \epsilon_{33}}{\epsilon_{0,2}^t \epsilon_{0,3}^t}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_{0,1,2}}\right)^2 + \dots + \left(\frac{\gamma_{13}}{\epsilon_{0,1,3}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}}{\epsilon_{0,2,3}}\right)^2 - \frac{\epsilon_{22} \epsilon_{33}}{(\epsilon_{0,2,3})^2}} \quad (7)$$

$$d_m^c = \sqrt{\left(\frac{\epsilon_{22} + \epsilon_{33}}{\epsilon_{0,2}^c \epsilon_{0,3}^c}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_{0,1,2}}\right)^2 + \dots + \left(\frac{\gamma_{13}}{\epsilon_{0,1,3}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}}{\epsilon_{0,2,3}}\right)^2 + \dots + \frac{\epsilon_{22} + \epsilon_{33}}{\epsilon_{0,2}^c} \left(\frac{\epsilon_{0,2}^c}{2\epsilon_{0,2,3}} - 1\right) - \frac{\epsilon_{22} \epsilon_{33}}{(\epsilon_{0,2,3})^2}} \quad (8)$$

式中: d_f^t 、 d_f^c 、 d_m^t 、 d_m^c 分别为对应的破坏变量。

对于纤维拉伸和压缩破坏:

$$d_{ft} = \frac{\epsilon_f^t}{\epsilon_f^t - \epsilon_{0,1}^t} \left(1 - \frac{\epsilon_{0,1}^t}{\epsilon_{11}}\right) \quad (9)$$

基体压缩($\epsilon_{22} + \epsilon_{33} < 0$):

$$\left(\frac{\epsilon_{22} + \epsilon_{33}}{\epsilon_{0,2}^c \epsilon_{0,3}^c}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_{0,1,2}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{\epsilon_{0,1,3}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}}{\epsilon_{0,2,3}}\right)^2 + \dots + \frac{\epsilon_{22} + \epsilon_{33}}{\epsilon_{0,2}^c} \left(\frac{\epsilon_{0,2}^c}{2\epsilon_{0,2,3}} - 1\right) - \frac{\epsilon_{22} \epsilon_{33}}{(\epsilon_{0,2,3})^2} = 1 \quad (4)$$

其中,

$$\epsilon_{0,i}^t = \sigma_{0,i}^t / C_{ii} \quad (i=1,2,3)$$

$$\epsilon_{0,i}^c = \sigma_{0,i}^c / C_{ii} \quad (i=1,2,3)$$

$$\epsilon_{0,ij} = \frac{S_{ij}}{2G_{kk}} \quad (i,j=1,2,3;k=4,5,6)$$

式中: $\epsilon_{0,i}^t$ 为材料的 1,2,3 方向的抗拉强度; $\sigma_{0,i}^t$ 为材料 1,2,3 方向的抗压强度; C_{ii} 为刚度矩阵里对应的系数; S_{ij} 为面内剪切强度; G_{kk} 为刚度矩阵里的 C_{44} 、 C_{55} 、 C_{66} 。

2.2 刚度退化

当有限元中的某个单元在各个方向上的应力分量满足失效判定时,就认为该单元具有了损伤,应对这个单元的材料性能进行退化。在累积损伤模型当中,本文通过基于断裂韧度的连续刚度退化对失效单元的刚度系数进行折减。累积的刚度损伤采用的是基于损伤变量的连续刚度退化,它基于应变形式的三维 Hashin 准则。应变随着载荷增加,当达到损伤后每个相应的损伤值对应其相应的材料退化系数。根据应变计算损伤值的公式为

$$d_f^t = \sqrt{\left(\frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_{0,1}^t}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_{0,1,2}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{\epsilon_{0,1,3}}\right)^2} \quad (5)$$

$$d_f^c = \sqrt{\left(\frac{-\epsilon_{11}}{\epsilon_{0,1}^c}\right)^2} \quad (6)$$

$$d_{fc} = \frac{\epsilon_f^c}{\epsilon_f^c - \epsilon_{0,1}^c} \left(1 - \frac{\epsilon_{0,1}^c}{\epsilon_{11}}\right) \quad (10)$$

式中: d_f^t 、 d_f^c 为拉伸和压缩情况的临界破坏应变。

当破坏变量的值达到 1 时,开始计算纤维拉伸和压缩的损伤变量 d_{ft} 、 d_{fc} ,为了消除网格敏感度对

结果的影响,运用单元特征长度 l 正则化断裂韧度 Γ_{11}^t 、 Γ_{11}^c 去解临界的破坏应变,表达式为

$$\epsilon_f^t = \frac{2\Gamma_{11}^t}{X_t l} \quad (11)$$

$$\epsilon_f^c = \frac{2\Gamma_{11}^c}{X_c l} \quad (12)$$

对于基体拉伸和压缩破坏:

$$d_{mt} = \frac{\epsilon_m^t}{\epsilon_m^t - \epsilon_{0,2}^t} \left(1 - \frac{\epsilon_{0,2}^t}{\epsilon_{22}} \right) \quad (13)$$

$$d_{mc} = \frac{\epsilon_m^c}{\epsilon_m^c - \epsilon_{0,2}^c} \left(1 - \frac{\epsilon_{0,2}^c}{\epsilon_{22}} \right) \quad (14)$$

$$\epsilon_m^t = \frac{2\Gamma_{22}^t}{Y_t l} \quad (15)$$

$$\epsilon_m^c = \frac{2\Gamma_{22}^c}{Y_c l} \quad (16)$$

式中: d_m^t 、 d_m^c 为拉伸和压缩情况下的临界破坏应变。

当破坏变量的值达到 1 时,开始计算基体拉伸和压缩的损伤变量 d_{mt} 、 d_{mc} ; ϵ_m^t 、 ϵ_m^c 为基体拉伸和压缩的临界破坏应变; Γ_{22}^t 、 Γ_{22}^c 为基体拉伸和压缩的断裂韧度,详细参数如表 5 所示^[18]。

为了模拟冲击后的复合材料分层,模型采用基于 Cohesive 接触。因为有限元层合板的能量是连续的,所以本文采用能量失效判据,分层损伤扩展采取 B-K 准则。胶层的详细参数如表 6 所示^[17]。

表 5 面内断裂韧度属性

Table 5 In-plane fracture toughness

参数	数值	参数	数值
$\Gamma_{11}^t / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	91.6	$\Gamma_{22}^t / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	0.22
$\Gamma_{11}^c / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	79.9	$\Gamma_{22}^c / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	1.10

表 6 Cohesive 界面属性

Table 6 Cohesive interface property

参 数	数 值
$K_{mm} = K_{tt} = K_{ss} / (\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$	10^6
T_n^0 / MPa	80
$T_t^0 = T_s^0 / \text{MPa}$	90
$G_n^c / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	0.7
$G_s^c = G_t^c / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	1.4

2.3 仿真结果

运用 ABAQUS 软件建立模型。其中冲头是钢制半球形的冲击头,直径为 16 mm,质量为 6.096 kg。因为在分析过程中不考虑冲头的变形,所以在有限元模型中冲头是解析刚体,其材料属性只赋质量即可。为了提高计算速率,同时又要保证计算结果的准确性,在冲击位置对网格加密。每层板沿厚度方向只有一层网格,整个模型共有 292 872 个单元,如图 6 所示。

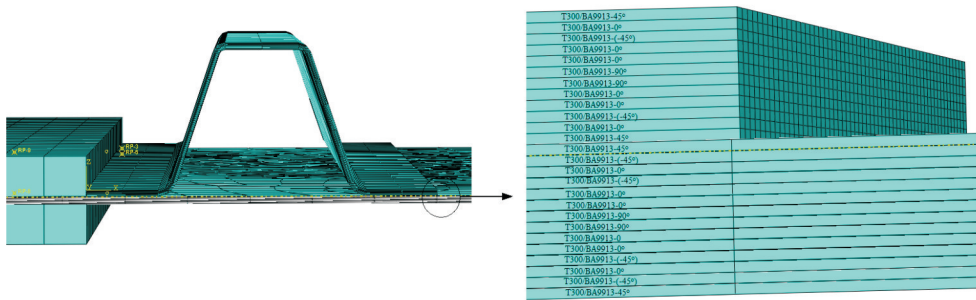


图 6 有限元铺层模型图

Fig. 6 Finite element lamination

仿真模型力求尽量真实地还原试验的边界和载荷情况。模型中冲头只能沿加筋板厚度方向移动,对其施加初速度来模拟冲击能量,经计算初始冲击速度为 1 743.6 mm/s。试验中,加筋板的四

周固支,自由边由加固材料加固,加固材料约束了所用方向的位移,以防止试验中加筋板的自由边先发生破坏。此外,冲头、加固材料、层合板之间的接触皆采用硬接触,如图 7 所示。

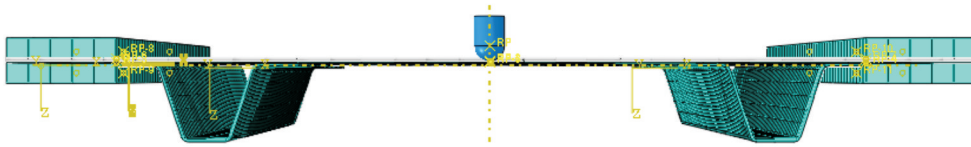


图 7 有限元详细模型图

Fig. 7 Finite element detail

为了研究冲击作用下复合材料的损伤模式,模拟其在冲击载荷下的动态响应。在冲击作用下层合板的应力云图如图 8 所示,可以看出:层合板内部还发生了分层现象,产生了纤维和基体的损伤。

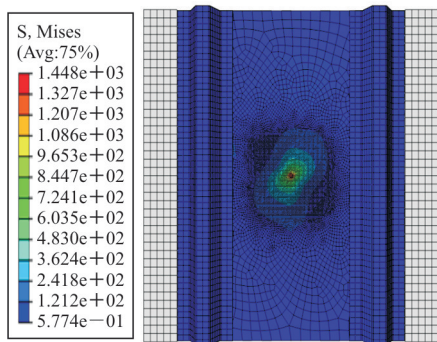


图 8 冲击作用下的应力云图

Fig. 8 Impact stress nephogram

在冲击作用下产生的基体拉伸损伤如图 9 所示,自定义名称是 SDV4。

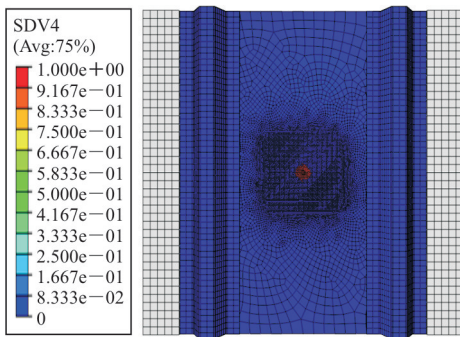


图 9 基体拉伸损伤云图

Fig. 9 Matrix tension damage nephogram

在复合材料板受到冲击载荷时,基体的拉伸是其主要的损伤类型,在远离冲击面的后表面上的基体拉伸损伤最大,这是因为层合板在冲击过程中板面由冲击点往下产生变形,面板上受压下受拉。

复合材料加筋壁板在受到冲击载荷后,冲头冲击板面所产生的冲击力可以由接触力曲线表征。

不同的冲击能量产生的接触力曲线也不尽相同。

接触力曲线如图 10 所示,可以看出:试验中最大的载荷为 2 390.6 N,本文的数值模拟结果是 2 564.4 N,误差为 7.3%,在可以接受的范围内;而且达到最大载荷的作用时间也吻合得较好,试验中大约是 4.9 ms,本文的模拟结果为 4.6 ms。

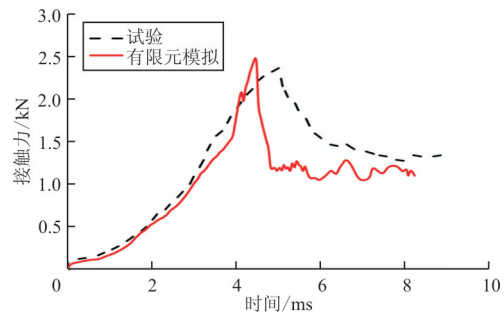


图 10 有限元与试验接触力曲线对比图

Fig. 10 The contact force of test and finite element result

对数据曲线进行分析,本文接触力曲线最初上升很快,在到达最大值之后增长放缓并在之后出现随机的波动。冲击的接触力开始下降,复合材料的材料性能已经发生衰退,这时主要损伤为基体的拉伸和分层损伤,随着冲头继续下落,载荷达到最大值。这个阶段的刚度下降是因为冲击点的损伤不断扩展,冲头达到最低点开始反弹,此时损伤不再扩展。

3 结 论

(1) C 扫描加筋板的分层损伤图像中冲击点从正面看上去类似于椭圆形状,从背面看是一个斜的线型,可以很清楚地看见基体裂纹、分层和基体断裂,表明冲击能量越大其损伤面积越大,凹坑深度也越大。

(2) 利用 ABAQUS 建立三维复合材料的模型,编写子程序 VUMAT 实现了基于应变的损伤

判据和基于断裂韧性的连续刚度退化。所建立的数值模型模拟结果与试验结果吻合较好,表明所建立模型的正确性和准确性。

参考文献

- [1] Li N, Chen P H. Experimental investigation on edge impact damage and compression-after-impact(CAI) behavior of stiffened composite panels[J]. *Composite Structures*, 2016 (138): 134-150.
- [2] 陶梅贞. 现代飞机结构综合设计[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2001.
Tao Meizhen. Comprehensive design of modern aircraft structures[M]. Xi'an: Northwest Polytechnic University Press, 2001. (in Chinese)
- [3] 张博平. 复合材料结构力学[M]. 北京:人民交通出版社, 2012.
Zhang Boping. Composite structural mechanics[M]. Beijing: People's Communications Press, 2012. (in Chinese)
- [4] Wang J, Yi X S. Preparation and the properties of PMR-type polyimide composites with aluminum nitride[J]. *Journal of Applied Polymer Science*, 2003, 89(14): 3913-3917.
- [5] 沈真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料抗冲击性能和结构压缩设计许用值[J]. *航空学报*, 2007, 28(3): 561-566.
Shen Zhen, Yang Shengchun, Chen Puhui. Permissible values for impact resistance and structural compression design of composite materials[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(3): 561-566. (in Chinese)
- [6] Feng D, Aymerich F. Damage prediction in composite sandwich panels subjected to low-velocity impact[J]. *Composites Part A*, 2013, 52: 12-22.
- [7] Baluch A H, Kim C G. Effect of velocity variation on carbon/epoxy composite damage behavior[J]. *Journal of Composite Materials*, 2015;0021998315598852.
- [8] Artero-Guerrero J A, Pernas-Sánchez J, López-Puente J, et al. Experimental study of the impactor mass effect on the low velocity impact of carbon/epoxy woven laminates [J]. *Composite Structures*, 2015, 133: S026382231500-7047.
- [9] Abir M R, Tay T E, Ridha M, et al. Modelling damage growth in composites subjected to impact and compression after impact[J]. *Composite Structures*, 2017, 168: 13-25.
- [10] 张子龙, 程小全, 益小苏. 复合材料冲击损伤及冲击后压缩强度的等效实验方法[J]. *实验力学*, 2001, 16(3): 313-319.
Zhang Zilong, Cheng Xiaoquan, Yi Xiaosu. Equivalent experimental methods for impact damage and post-impact compressive strength of composites[J]. *Experimental Mechanics*, 2001, 16(3): 313-319. (in Chinese)
- [11] 程小全, 张子龙, 吴学仁. 小尺寸试件层合板低速冲击后的剩余压缩强度[J]. *复合材料学报*, 2002, 19(6): 8-12.
Cheng Xiaoquan, Zhang Zilong, Wu Xueren. Residual compressive strength of laminates with small size specimens after low velocity impact[J]. *Journal of Composite Materials*, 2002, 19(6): 8-12. (in Chinese)
- [12] Long Shuchang, Yao Xiaohu, Zhang Xiaoqing. Delamination prediction in composite laminates under low-velocity impact[J]. *Composite Structures*, 2015, 132: 290-298.
- [13] Hou J P, Petrinic N, Ruiz C. A delamination criterion for laminated composites under low-velocity impact[J]. *Composites Science & Technology*, 2001, 61(14): 2069-2074.
- [14] Tan W, Falzon B G, Chiu L N S, et al. Predicting low velocity impact damage and compression-after-impact (CAI) behaviour of composite laminates[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2015, 71: 212-226.
- [15] Riccio A, Ricchiuto R, Saputo S, et al. Impact behaviour of omega stiffened composite panels[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 81: 41-48.
- [16] Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event has been revised to D7136/D7136M-12 [J]. *ASTM D30-Composite Materials*.
- [17] 韩涛, 徐荣章, 包飞. 侧边约束对复合材料加筋板屈曲及后屈曲特性的影响[J]. *沈阳航空航天大学学报*, 2015, 32(5): 48-53.
Han Tao, Xu Rongzhang, Bao Fei. The side constraint effects on the buckling and post buckling behavior of stiffened composite plates[J]. *Journal of Shenyang University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 32(5): 48-53. (in Chinese)
- [18] Shi Y, Swait T, Soutis C. Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact[J]. *Composite Structures*, 2012, 94(9): 2902-2913.

作者简介:

李刚(1991—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞机强度设计。

王生楠(1963—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:结构疲劳、断裂、可靠性。

李伟(1979—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机静强度及疲劳强度设计。

(编辑:马文静)