

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.01.009

带孔复合材料层板动态拉伸破坏的应变率效应

荆臻¹ 田常录¹ 吴健² 王纬波² 赵军华¹ 孙璘¹

(1. 江南大学机械工程学院江苏省食品先进制造装备技术重点实验室, 无锡, 214122;

2. 中国船舶科学研究中心, 无锡, 214082)

摘要: 采用三维 Hashin 准则作为纤维束损伤判据, 根据材料不同损伤模式制定相应的材料性能退化方案, 并考虑应变率效应对材料的强度性能进行修正, 建立含孔复合材料层合板的渐进损伤分析模型, 模拟材料在不同应变率下的损伤破坏过程。通过动态拉伸试验, 获得材料在不同应变率下的载荷-位移关系及孔边不同位置的时间-应变关系, 讨论了应变率对材料拉伸性能的影响及试件孔边的应力集中情况。有限元分析结果与试验数据相一致, 证明了本文所提出分析模型的正确性和有效性。

关键词: 带孔层合板; 应变率效应; 冲击拉伸; 应力集中

中图分类号: O385

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2019)01-0055-08

Strain Rate Effects on Dynamic Tensile Failure of Composite Laminated Plates with Holes

JING Zhen¹, TIAN Changlu¹, WU Jian², WANG Weibo², ZHAO Junhua¹, SUN Jin¹

(1. Jiangsu Key Laboratory of Advanced Food Manufacturing Equipment and Technology, School of Mechanical Engineering, Jiangnan University, Wuxi, 214122, China; 2. China Ship Scientific Research Center, Wuxi, 214082, China)

Abstract: Three-dimensional Hashin criterion is used as the damage criterion for fiber bundle, and the corresponding material degradation programme is formulated according to the different damage modes of the material. Moreover, the strength performance of the material is modified considering the strain rate effect. The progressive damage analysis model of the composite laminate with hole is established to simulate the damage failure process of the material under different strain rates. Through dynamic tensile tests, the load-displacement curves of the material at different strain rates and the time-strain curves at different positions of the hole edge are obtained. The influence of strain rate on the tensile properties of the material and the stress concentration at the hole edge of the specimen are discussed. The finite element analysis results are consistent with the experimental data, which proves the correctness and validity of the analysis model proposed in this paper.

Key words: laminated plate with holes; strain rate effect; impact tensile; stress concentration

纤维增强树脂基复合材料凭借高比强度、高比模量、耐高温以及可设计性强等出色的综合性能, 已被大量运用于航空航天、国防军工以及交通运输、化工和建筑等领域^[1-4]。在实际应用中, 出于结构连接的需要, 不可避免地对层合板进行开孔等操

作, 这破坏了材料自身的连续性, 降低了结构强度^[5-7]。研究显示, 开孔使某船用层合板的强度下降了 40%~60%^[8]。而运用在航空航天、国防军工以及交通领域的结构, 往往在很短的时间内承受极大的应力, 由于复合材料存在应变率效应的问题,

收稿日期: 2018-09-30; 修订日期: 2018-12-07

通信作者: 孙璘, 男, 讲师, E-mail: sunjin@jiangnan.edu.cn。

引用格式: 荆臻, 田常录, 吴健, 等. 带孔复合材料层板动态拉伸破坏的应变率效应[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(1): 55-62. JING Zhen, TIAN Changlu, WU Jian, et al. Strain Rate Effects on Dynamic Tensile Failure of Composite Laminated Plates with Holes[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(1): 55-62.

其破坏形式与应变率密切相关^[9-10]。因此,同时考虑以上两个方面的因素,准确地预测开孔复合材料在不同应变率下的应力分布和失效情况,对其工程应用有着重要的应用价值。

自 Hayes 和 Harding 等^[11-12]发现多数情况下复合材料的力学性能与应变率相关,国内外一些研究人员便致力于不同应变率下复合材料力学性能研究。Kawata 和 Harding 等^[13-14]分别对玻璃纤维和碳纤维织物进行了冲击拉伸试验,结果表明材料的力学性能有显著的应变率强化效应。Wang 等^[15]结合单向玻璃纤维增强复合材料在准静态约 80 s^{-1} 下的应变率测试结果提出了一种粘弹性本构模型。Hansun 等^[16]采用高速测试系统研究了玻璃纤维平纹布增强复合材料在中等应变率下的力学行为。吴健等^[17]通过恒定应变率下的面内剪切性能试验研究,建立了一种单向玻璃纤维增强环氧树脂基复合材料在中等应变率下的剪切本构模型。

渐进失效分析的方法最先由 Petit 和 Wadouds^[18]提出来计算复合材料层合板的失效载荷,他们采用经典层合板理论计算应力分布,通过刚度矩阵出现奇异或对角线项为负来判断层合板出现损伤,但没有使用失效准则和刚度退化。随后不少研究人员开始采用渐进失效的方法。Sleight^[19]利用 NASA 的有限元软件 COMET 建立二维有限元模型,只考虑纤维断裂和基体开裂,分别使用二维的 Hashin 准则和 Christensen 准则,计算了石墨环氧树脂基层合板,并与试验值进行了比较;Chang 等^[20]采用 Yamada-Sun 失效准则,建立二维模型计算对称铺层的带孔层合板失效载荷,但和试验值相比误差较大。后来, Tolson 和 Reddy 等^[21-22]采用三维渐进失效的方法预测不含损伤的复合材料层合板的静强度,但对某个方向的应力进行了简化或对损伤模式的探讨不够深入。石晓朋等^[23]基于 Hashin 损伤准则建立了一种复合材料加筋壁板低速冲击模型,有效分析了接触力、加筋壁板吸收能量和损伤散逸能对冲击响应的影响。昌磊等^[24]结合改进的三维 Hashin 准则提出了适用于三维模型的刚度退化方案,但没有考虑应变率的影响。

本文借助 ABAQUS 软件,采用三维 Hashin 准则作为纤维束的损伤起始判据,同时考虑 4 种失效模式,即纤维拉伸损伤、纤维压缩损伤、基体拉伸损伤以及基体压缩损伤,根据不同损伤模式引入相应的刚度折减方案,并考虑应变率效应对材料的强度性能进行修正,通过嵌入自行编写的用户定义材料子程序 VUMAT,建立带孔复合材料层合板的渐进损伤有限元分析模型,模拟材料在不同加载速率下的拉伸损伤及破坏过程,并通过 3 种不同加载速

率下的冲击拉伸试验对模拟结果进行验证。

1 动态拉伸有限元模拟

1.1 本构模型

典型的层合复合材料属于正交各向异性材料,当用 1, 2, 3 轴分别表示 x, y, z 轴并把应力应变分量简写后,其材料满足的本构关系为^[25]

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: C_{ij} 表示刚度矩形分量; $i, j = 1 \sim 6$; $\sigma_1 \sim \sigma_6$ 为应力分量; $\epsilon_1 \sim \epsilon_6$ 为应变分量。

$$\begin{cases} C_{11} = \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} \\ C_{12} = \frac{\nu_{12} + \nu_{13}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{E_1 E_3 \Delta} \\ C_{13} = \frac{\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23}}{E_2 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_1 E_2 \Delta} \\ C_{22} = \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} \\ C_{23} = \frac{\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13}}{E_1 E_3 \Delta} = \frac{\nu_{32} + \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_2 \Delta} \\ C_{33} = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} \\ C_{44} = G_{23}, C_{55} = G_{13}, C_{66} = G_{12} \\ \Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{12}\nu_{23}\nu_{31}}{E_1 E_2 E_3} \end{cases} \quad (2)$$

式中: E_1, E_2, E_3 分别为 x 轴, y 轴, z 轴方向的拉压模量; G_{12}, G_{13}, G_{23} 分别为 xy 方向, xz 方向, yz 方向的剪切模量; $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ 分别为 xy 方向, xz 方向, yz 方向的泊松比。

1.2 损伤判据

相关研究表明^[26-27]: 复合材料某些破坏形式(如纤维断裂、层间分层和纤维脱粘等)在动载荷和静载荷下具有相同的特征,即复合材料的失效机制与应变率不相关。因此在考虑应变率效应的分析中可以借鉴准静态分析下的失效准则。

三维 Hashin 失效准则^[28]已被众多科研工作者^[29-31]成功发展并应用于复合材料层合板的损伤

破坏分析。其基本思想是将损伤分为纤维损伤和基体损伤,考虑以下几种典型的失效模式。

纤维拉伸破坏($\sigma_{11} \geq 0$)

$$F_f^T = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_C^2} \right) = 1 \quad (3)$$

纤维压缩破坏($\sigma_{11} < 0$)

$$F_f^C = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C} \right)^2 = 1 \quad (4)$$

基体拉伸破坏($\sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 0$)

$$F_m^T = \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22} \cdot \sigma_{33}}{S_T^2} \right) + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_C^2} \right) = 1 \quad (5)$$

基体压缩破坏($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$)

$$F_m^C = \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2 \cdot S_T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2 \cdot S_C} \right)^2 - 1 \right] \cdot \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22} \cdot \sigma_{33}}{S_T^2} \right) + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_C^2} \right) = 1 \quad (6)$$

式中: X_T, X_C, Y_T, Y_C, S_T 和 S_C 分别为轴向拉伸、轴向压缩、横向拉伸、横向压缩、横向剪切和轴向剪切强度。

单向复合材料的极限强度会随应变率的增加而增大^[32-33],本文考虑应变率效应通过式(7)对玻璃纤维/环氧树脂单向复合材料各项强度指标进行修正,即有

$$S = S_0 \cdot \left(1 + C \cdot \ln \frac{|\dot{\epsilon}|}{\dot{\epsilon}_0} \right) \quad (7)$$

式中: S_0 为参考应变率下的参考强度值; S 为当前应变率下的强度值; C 为应变率硬化修正系数。

1.3 损伤模型

复合材料在发生损伤到完全破坏失效是一个逐渐累积的过程,经Hashin损伤判据判断失效之后,再借鉴Matzenmiller等^[34]的研究成果,引入损伤因子,相应的损伤刚度矩阵 $C(d)$ 可表示为

$$C(d) = \frac{1}{\Delta} \cdot \begin{bmatrix} d_f C_{11} & d_f d_m C_{12} & d_f d_m C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ & d_m C_{22} & d_m C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ & & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & d_m C_{44} & 0 & 0 \\ & & & & d_f C_{55} & 0 \\ & & & & & d_f d_m C_{66} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: Δ 和 $C_{ij}(i, j = 1 \sim 6)$ 同第1小节; $d_j = (1 - d_{ft})$ ($1 - d_{fc}$)为纤维破坏的全局损伤变量, d_{ft}, d_{fc} 分别为纤维拉伸和纤维压缩对应的损伤因子; $d_m = (1 - d_{mt})(1 - d_{mc})$ 为基体破坏的全局损伤变量, d_{mt}, d_{mc} 分别为基体拉伸和基体压缩对应的损伤因子。

1.4 分析流程

ABAQUS为用户提供了UMAT和VUMAT两种用户材料子程序接口,分别适用于隐式和显示求解模块。本文研究的是应变率对复合材料层合板拉伸性能的影响,所以采用ABAQUS/EXPLICIT求解器比较合适。根据上述的本构模型、损伤判据、刚度退化方案以及应变率修正编写VUMAT子程序的流程图如图1所示。

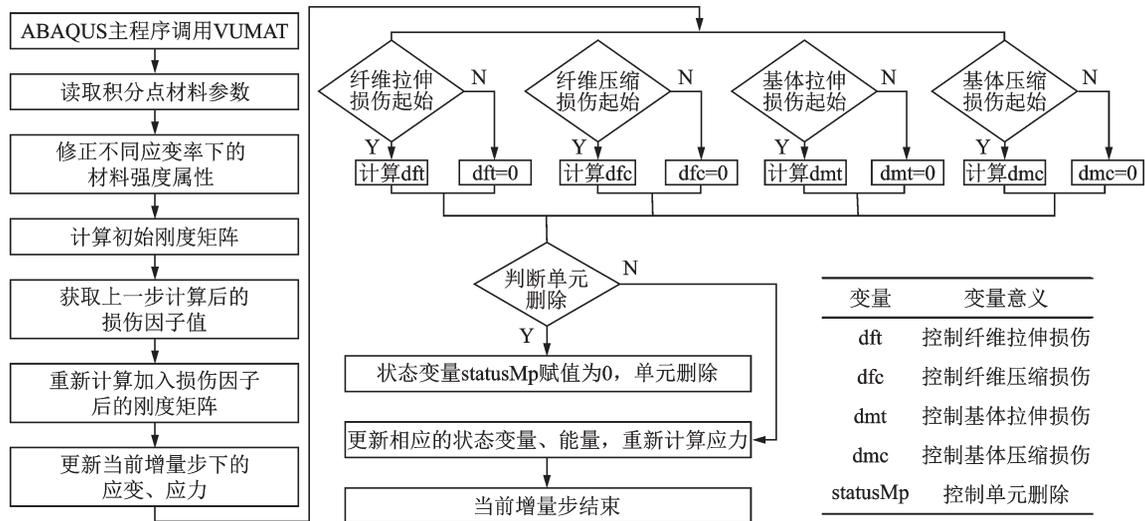


图1 分析流程

Fig. 1 Analysis flow of VUMAT

1.5 有限元模型

层合板采用三维变形体(3D deformable),单元类型采用8节点减缩积分实体单元C3D8R,如

图2所示,铺层方向通过Matreial Orientation实现。

施加载荷时,模型左端固支,右端施加轴向位移载荷,不同应变率条件通过调整分析步步长来实现。

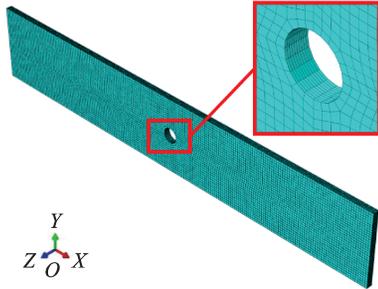


图 2 有限元模型

Fig. 2 Finite element model

2 冲击拉伸试验

试验在英国英斯特朗公司的 INSTRON VHS 80/20 高速率试验机上进行。该设备的最高加载速率可达 20 m/s。开始时,驱动器下降并加速同时试件可在夹具内侧面之间自由通过,如图 3 所示。当达到所需速度时,穿过楔形块的两个垂直分离杆到达行程终点时,楔形块被拉出,夹具突然夹紧试件下拉,直至试件被拉断。

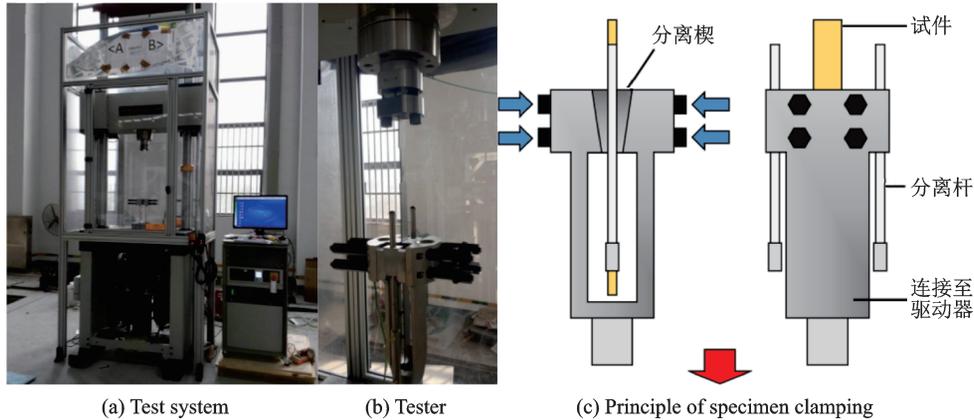


图 3 动态拉伸试验测试系统

Fig. 3 Dynamic tensile test system

试件材料委托深圳市某公司,选用 E-玻璃纤维按照(0°/90°)₅铺设,并浸以环氧树脂,在高温下压制而成,组分材料性能参照表 1,纤维体积含量约为 55%。

由于高速试验机使用特殊的夹具,参考国家拉伸试验试件标准,设计试件的几何尺寸如图 4 所示。为防止夹具夹坏试件,在试件左右两端设计了 0.5 mm 厚的加强片,材料选用与试件相同的材料。

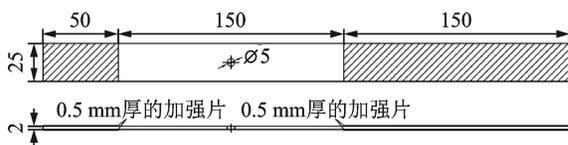


图 4 试件尺寸

Fig. 4 Size of the specimen

在高速拉伸试验中,设定 3 种不同的加载速率,分别为 0.05, 0.5 和 5 m/s。试件均拉伸至断裂。

3 结果与讨论

本文有限元模拟与试验中所用组分材料玻璃纤维及树脂基体的性能参数如表 1 所示,单向复合材料力学性能通过混合率计算获得^[35],如表 2 所示。

表 1 组分材料力学性能

Tab. 1 Mechanical properties of component materials

材料性能	E-玻璃纤维	环氧树脂
杨氏模量/GPa	73	1.16
剪切模量/GPa	30	0.67
泊松比	0.22	0.35
拉伸强度/MPa	2 760	112
压缩强度/MPa	2 000	241
剪切强度/MPa		89.6

表 2 单向复合材料力学性能

Tab. 2 Mechanical properties of unidirectional composite

材料性能参数	数值	材料性能参数	数值
$\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1 900	X_T / MPa	1 104
E_{11} / GPa	31.3	X_C / MPa	800
$E_{22}, E_{33} / \text{GPa}$	7.68	Y_T / MPa	87.2
ν_{12}, ν_{13}	0.298	Y_C / MPa	187.7
ν_{23}	0.341	S_T / MPa	69.7
$G_{12}, G_{13} / \text{GPa}$	2.86	S_C / MPa	57.3
G_{23} / GPa	3.28	C	0.1

INSTRON 高应变率试验机通过控制加载速率来达到不同应变率的条件。本试验选择的 3 种加载速率的载荷位移关系如图 5 所示。随着应变率的增加,极限载荷有明显的增大趋势,与 0.05 m/s 相比,0.5 m/s 的极限载荷增大了 8.6%, 5 m/s 的

极限载荷增大了10.1%。加载初期,每条曲线均呈现出明显的线性特征,而后进入非线性阶段,但其非线性表现并不明显,当达到极限载荷后材料随即失去承载能力,发生脆性断裂。3种速度下的曲线在初始线性阶段几乎保持平行,故本文认为该种复合材料层合板的纵向模量对应变率不敏感。

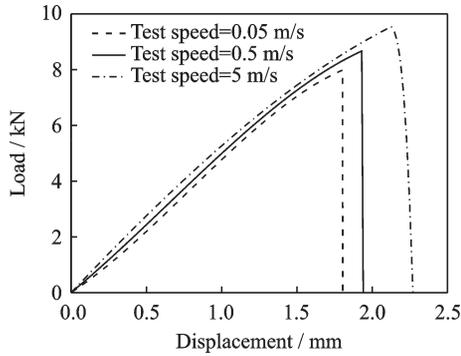


图5 不同加载速率下载荷-位移关系试验结果

Fig. 5 Test results of load-displacement curves under different loading rates

为了分析试件在冲击拉伸过程中的孔边应力集中现象,试验前在每个试件沿宽度方向和长度方向分别粘贴两个应变片,如图6所示,所测应变方向均与拉伸方向一致,其中宽度方向应变片型号为BE120-03AA(11)-X30,尺寸为2.7 mm×2.7 mm,长度方向应变片型号为BE120-3AA(11),尺寸为6.4 mm×3.5 mm,两者所能测的极限应变均为3%。图7中(a)和(b)分别给出0.05 m/s和5 m/s下的时间应变关系。通过比较不同位置的应变值可以发现,相同时刻下,宽度方向靠近孔边的应变值最大,长度方向靠近孔边的应变值最小,两者相差约为4倍;远离孔的两处应变值相近,宽度方向的略大于长度方向,这说明在拉伸过程中存在明显的应力集中现象。比较图7(a)和(b)两图宽度方向靠近孔边的应变值,5 m/s的有明显的增大趋势,也说明该层板对应变率敏感,且随应变率的增大而增大。

采用ABAQUS/Explicit进行有限元仿真分析,加载速率分别为0.05, 0.25, 0.5, 2.5和5 m/s,

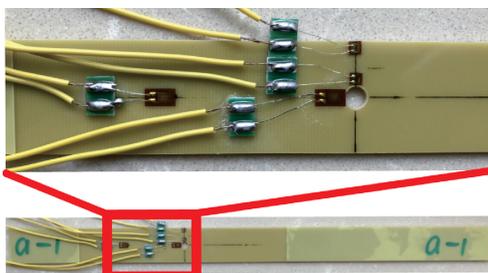


图6 应变片位置分布

Fig. 6 Position distribution of strain gauges

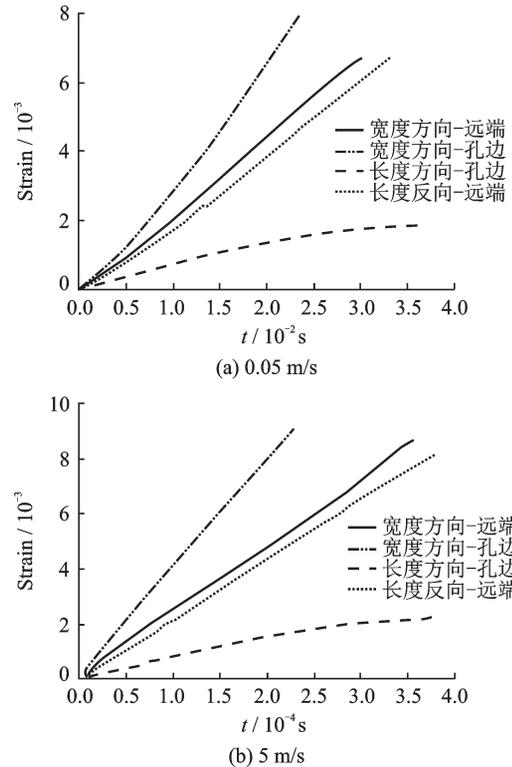


图7 孔边不同位置时间-应变关系

Fig. 7 Time-strain curves at different positions of hole edge

其载荷位移关系如图8所示。由模拟结果可以看出:随着加载速率即应变率的增大,极限载荷也伴随着明显的增大趋势;在加载初始阶段,每条曲线均呈现出明显的线性特征,而后过渡到非线性阶段,但其非线性表现并不明显,当达到极限载荷后材料随即失去承载能力,发生脆性断裂;5种速度下的曲线在初始线性阶段几乎重合,说明应变率对轴向模量的影响不大,这与试验结果相一致。

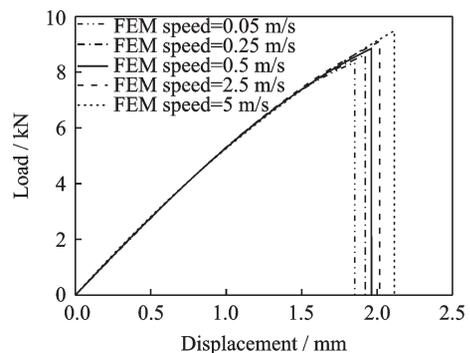


图8 不同加载速率下载荷-位移关系有限元结果

Fig. 8 Simulation results of load-displacement curves under different loading rates

图9同时给出了5 m/s下试验和有限元的载荷位移关系,通过对比,两者在断前吻合较好,证明了有限元模型的正确性及有效性。

图10为5 m/s下试件破坏过程及应力分布。

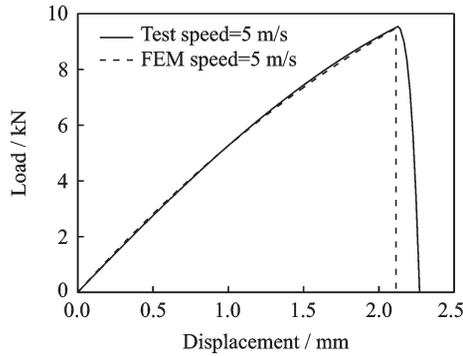


图 9 5 m/s加载速率下试验及有限元载荷-位移关系对比
Fig. 9 Experimental and simulative load-displacement curves under 5 m/s

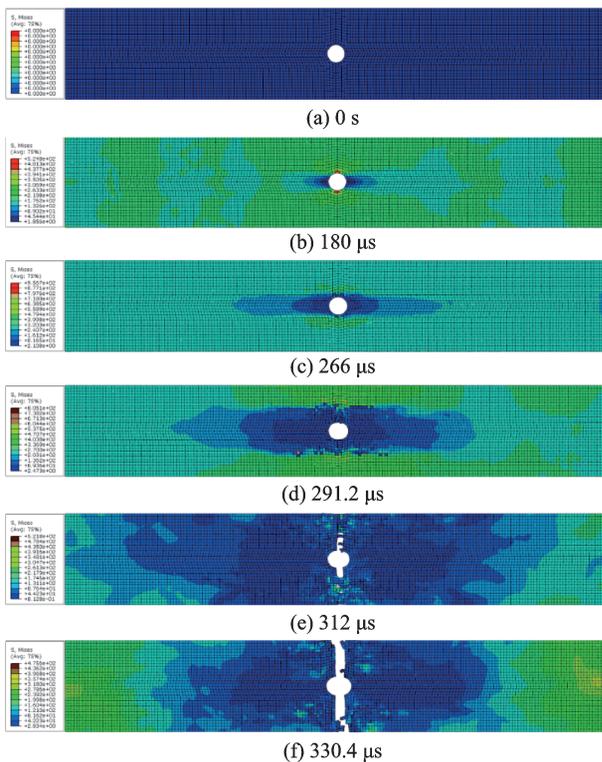


图 10 5 m/s加载速率下试件破坏过程及应力分布
Fig. 10 Failure process and stress distribution of the specimen under 5 m/s

整个分析步长 $400 \mu\text{s}$, 从 $266 \sim 330.4 \mu\text{s}$ 完全破坏可以看出, 层合板的破坏是一个逐渐损伤的过程。由图 10(b) 第 $180 \mu\text{s}$ 的云图可以看出, 最大应力发生在垂直于拉伸方向的孔边, 最小应力发生在沿拉伸方向的孔边, 而和试验相对应的两个远端位置处的应力相近, 这与试验结果相吻合。结合图 10(d) 第 $291.2 \mu\text{s}$ 和图 10(e) 第 $312 \mu\text{s}$ 的云图可以得到: 层板最先在垂直于拉伸方向的孔边发生破坏, 然后裂纹沿宽度方向扩展, 并最终至整块层板断裂, 如图 10(f) 所示。裂纹形状同试验现象相吻合, 如图 11 所示。

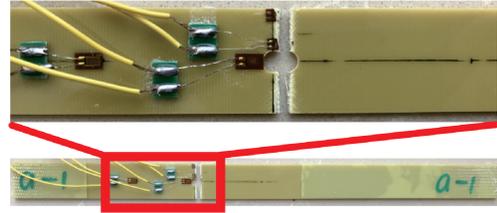


图 11 5 m/s加载速率下破坏试件表面形貌
Fig. 11 Surface morphology of specimen under 5 m/s after failure

4 结 论

(1) 对带孔玻璃纤维增强复合材料层合板进行不同应变率的拉伸试验, 结果表明该种材料的极限强度随着应变率的上升有明显的增大趋势, 而纵向模量随应变率的增加变化不明显。

(2) 不同应变片的应变记录结果表明, 同一试验条件下的试件存在明显的应力集中现象, 表现为垂直于拉伸方向的孔边应力最大, 而沿拉伸方向的孔边应力最小; 同一位置的极限应变随应变率的上升有明显的变大趋势。

(3) 基于各向异性材料本构模型, 通过强度修正、Hashin 失效率则以及刚度退化方案, 并利用 Fortran 程序语言编写 ABAQUS 用户材料子程序 VUMAT, 模拟出损伤起始、扩展直至最终破坏的整个过程, 其结果与试验吻合较好。

参考文献:

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007(1):1-12.
DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007(1):1-12.

[2] 包建文, 蒋诗才, 张代军. 航空碳纤维树脂基复合材料的发展现状和趋势[J]. 科技导报, 2018, 36(19): 52-63.
BAO Jianwen, JIANG Shicai, ZHANG Daijun. Current status and trends of aeronautical resin matrix composites reinforced by carbon fiber[J]. Science & Technology Review, 2018, 36(19):52-63.

[3] 拓宏亮, 马晓平, 卢智先. 基于连续介质损伤力学的复合材料层合板低速冲击损伤模型[J]. 复合材料学报, 2018, 35(7):1878-1888.
TUO Hongliang, MA Xiaoping, LU Zhixian. A model for low velocity impact damage analysis of composite laminates based on continuum damage mechanics [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(7): 1878-1888.

[4] 陈玉丽, 马勇, 潘飞, 等. 多尺度复合材料力学研究进展[J]. 固体力学学报, 2018, 39(1):1-68.

- CHEN Yuli, MA Yong, PAN Fei, et al. Research progress in multi-scale mechanics of composite materials[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2018, 39(1):1-68.
- [5] 肖梦丽, 张勇波, 王治华, 等. 国产碳纤维复合材料开孔拉伸失效分析与预测[J]. 航空动力学报, 2015, 30(12):2857-2862.
- XIAO Mengli, ZHANG Yongbo, WANG Zhihua, et al. Failure analysis and prediction on the open-hole tension of domestic carbon fiber composite[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(12):2857-2862.
- [6] 黎增山, 关志东, 何为, 等. 复合材料层板开孔拉伸损伤分析[J]. 复合材料学报, 2012, 29(1):169-175.
- LI Zengshan, GUAN Zhidong, HE Wei, et al. Damage analysis of open-hole tension laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(1):169-175.
- [7] 鲍宏琛, 刘广彦. 准各向同性纤维增强复合材料层合板的开孔拉伸破坏模拟[J]. 复合材料学报, 2016, 33(5):1026-1032.
- BAO Hongchen, LIU Guangyan. Simulation on damage in quasi-isotropic fiber-reinforced composite laminates under open-hole tension[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(5):1026-1032.
- [8] ADAMS M G. The effect of cutouts on strength of GRP for naval ship hulls[D]. Massachusetts: University of Massachusetts, 1986.
- [9] WANG Z, XIA Y. Experimental evaluation of the strength distribution of fibers under high strain rates by bimodal Weibull distribution[J]. Composites Science & Technology, 1998, 57(12):1599-1607.
- [10] SHIM V P W, LIM C T, FOO K J. Dynamic mechanical properties of fabric armour [J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 25(1):1-15.
- [11] HAYES S, ADAMS D. Rate sensitive tensile impact properties of fully and partially loaded unidirectional composites [J]. Journal of Testing & Evaluation, 1982, 10(2):61-68.
- [12] HARDING J. Effect of strain rate and specimen geometry on the compressive strength of woven glass-reinforced epoxy laminates[J]. Composites, 1993, 24(4):323-332.
- [13] KAWATA K, HASHIMOTO S, TAKEDA N. Mechanical behaviours in high velocity tension of composites [C]//Proceeding of the 4th International Conference on Composite Materials (ICCM'04). Tokyo:[s.n.], 1982:829-836.
- [14] HALLETT S R, RUIZ C, HARDING J. The effect of strain rate on the interlaminar shear strength of a carbon/epoxy cross-ply laminate: Comparison between experiment and numerical prediction[J]. Composites Science & Technology, 1999, 59(5):749-758.
- [15] WANG W, MAKAROV G, SHENOI R A. An analytical model for assessing strain rate sensitivity of unidirectional composite laminates [J]. Composite Structures, 2005, 69(1):45-54.
- [16] Hansun R, CHUNG K, LIM J H. Mechanical analysis of woven composites at high strain rates and its application to predicting impact behavior [J]. Metals & Materials International, 2008, 14(6):679-687.
- [17] 吴健, 王纬波, 李泓运, 等. 中等应变率下单向玻璃纤维增强环氧树脂基复合材料的剪切本构关系[J]. 复合材料学报, 2018, 35(2):304-310.
- WU Jian, WANG Weibo, LI Hongyun, et al. Shear constitutive relationship of unidirectional glass fiber reinforced epoxy composites under intermediate strain rate[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(2):304-310.
- [18] PETIT P H, WADDOUPS M E. A method of predicting the nonlinear behavior of laminated composites [J]. Journal of Composite Materials, 1969, 3(1):2-19.
- [19] SLEIGHT D W. Progressive failure analysis methodology for laminated composite structures [M]. Hampton: NASA Langley Technical Report Server, 1999.
- [20] CHANG F K, CHANG K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations [J]. Journal of Composite Materials, 1987, 21(9):834-855.
- [21] TOLSON S, ZABARAS N. Finite element analysis of progressive failure in laminated composite plates [J]. Computers & Structures, 1991, 38(3):361-376.
- [22] REDDY Y S, REDDY J N. Three-dimensional finite element progressive failure analysis of composite laminates under axial extension [J]. Journal of Composites, Technology and Research, 1993, 15(2):73-87.
- [23] 石晓朋, 李曙林, 常飞, 等. 复合材料加筋壁板低速冲击响应与冲击能量关系[J]. 材料工程, 2015, 43(4):53-58.
- SHI Xiaopeng, LI Shulin, CHANG Fei, et al. Connection of low-velocity impact response and impact energy of stiffened composite panel[J]. Journal of Materials Engineering, 2015, 43(4):53-58.
- [24] 昌磊, 李书欣, 丁安心, 等. 基于Zinoviev理论的含孔复合材料层合板三维有限元渐进失效分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2016(8):44-49.
- CHANG Lei, LI Shuxin, DING Anxin, et al. 3D finite element method progressive damage analysis for the open-hole laminates based on zinoviev theory[J].

- Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2016(8):44-49.
- [25] 沈观林, 胡更开, 刘彬. 复合材料力学[M]. 北京:清华大学出版社, 2013.
SHEN Guanlin, HU Gengkai, LIU Bin. Mechanics of composite materials[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013.
- [26] GUDEN M, YILDIRIM U, HALL I W. Effect of strain rate on the compression behavior of a woven glass fiber/SC-15 composite[J]. Polymer Testing, 2004, 23(6):719-725.
- [27] HOSUR M V, ALEXANDER J, VAIDYA U K, et al. Studies on the off-axis high strain rate compression loading of satin weave carbon/epoxy composites[J]. Composite Structures, 2004, 63(1):75-85.
- [28] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2):329-334.
- [29] CAMANHO P P. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates [J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24): 2248-2280.
- [30] KERMANIDIS T, LABEAS G, TSERPES K I, et al. Finite element modelling of damage accumulation in bolted composite joints under incremental tensile loading[J]. Ecomas, 2000(9):11-14.
- [31] TSERPES K I, LABEAS G, PAPANIKOS P, et al. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates [J]. Composites Part B, 2002, 33(7):521-529.
- [32] 马晓青. 冲击动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社, 1992.
MA Xiaoqing. Impact dynamics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1992.
- [33] 古兴瑾, 许希武. 纤维增强复合材料层板高速冲击损伤数值模拟[J]. 复合材料学报, 2012, 29(1): 150-161.
GU Xingjin, XU Xiwu. Numerical simulation of damage in fiber reinforced composite laminates under high velocity impact[J]. Acta Materiae Composites Sinica, 2012, 29(1):150-161.
- [34] MATZENMILLER A, LUBLINER J, TAYLOR R L. A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites[J]. Mechanics of Materials, 1995, 20(2): 125-152.
- [35] 王新峰. 机织复合材料多尺度渐进损伤研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
WANG Xinfeng. Multi-scale analyses of damage evolution in woven composite materials[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.

(编辑:刘彦东)