

文章编号: 1001-4888(2017)02-0189-08

含孔复合材料层合板静拉伸 损伤演化的实验和表征方法^{*}

韩文钦^{1,2}, 骆英¹

(1. 江苏大学 土木工程与力学学院, 江苏镇江 212013; 2. 江苏理工学院 材料工程学院, 江苏常州 213001)

摘要: 为了深入探究复合材料层合板结构的损伤机理和损伤演化, 应用声发射技术和图像相关技术同步实时监测含孔碳纤维复合材料层合板试样在静拉伸过程中的损伤演化。实验结果表明, 试样表面应变场呈现局部化特征。对应变集中带在加载方向的应变值进行了统计分析, 获得了应变场的特征统计量(标准差)随加载的演化模型。层合板损伤时产生声发射信号的峰值频率大小能够有效区分复合材料的损伤模式, 由此, 建立了基于损伤模式累积声发射数的损伤演化模型。通过对应变场演化模型和声发射损伤演化模型的分析, 可以将复合材料的损伤演化分为损伤初始阶段、损伤平稳扩展期、损伤严重阶段三个部分。统计分析结果表明: 在损伤严重阶段, 基于声发射事件数的各种损伤的损伤变量和局部应变场标准差快速增长, 因此局部应变场统计标准差可以作为后期局部损伤严重程度的识别指标。

关键词: 复合层合板; 声发射; 数字散斑相关方法; 损伤演化; 损伤模型

中图分类号: TB332; O348

文献标识码: A

DOI: 10.7520/1001-4888-16-065

0 引言

碳纤维增强复合材料凭借其耐疲劳、冲击性能、耐高低温及耐腐蚀性能等方面的优异特性, 在航空、航天、汽车等诸多领域得到广泛应用, 尤其是在航空结构上, 其高比强度和高比刚度使得复合材料非常有竞争力。研究复合材料的损伤起始及扩展演化对于复合材料结构优化设计十分重要, 复合材料结构失效是从微观到细观损伤直至宏观断裂的逐渐累积的损伤进程。复合材料层合板结构的损伤模式有纤维断裂、基体开裂、纤维基体界面剥离、分层及纤维抽拔破坏等, 一般来说, 这几种损伤模式并不是独立发生的, 而是两种或者多种相互交叉、相互关联, 并且是渐进发展的^[1], 特别是开孔复合材料层合结构, 在孔边缘会同时出现几种损伤, 对整个结构的失效产生很大影响。

到目前为止, 已经有许多研究人员分别用实验和数值模拟方法对含孔及含损伤的复合材料层合结构损伤演化进行了研究。一些研究人员应用声发射技术监测复合材料层合板在加载过程中的损伤演化^[2-5], 利用声发射信号参数相关分析以及各种时频分析方法研究了各种损伤源的损伤演化过程, 实验结果表明声发射技术是一种监测复合材料动态损伤机理的有效手段。文献[6, 7]使用数字散斑相关方法对复合材料在加载过程中的应变场进行了研究, 研究发现应变场呈现局部化特征, 应变局部化是材料损伤及微裂纹逐渐向局部聚集发展的结果, 是材料断裂和失稳的前兆。文献[8-10]在连续介质损伤力学的基础上, 采用损伤状态变量对复合材料中不同形式的损伤进行描述, 该方法能够对材料发生初

^{*} 收稿日期: 2016-04-14; 修回日期: 2016-05-25

基金项目: 国家自然科学基金(No. 11272138, No. 11402101)资助

通讯作者: 韩文钦(1973-), 男, 博士研究生, 副教授。主要从事工程力学方面研究。Email: hqw402@163.com

始损伤后的损伤状态进行连续性描述,从而能够描述复合材料结构内部连续损伤进程。

纤维增强树脂基复合材料损伤是多模式混合损伤相互耦合作用的结果,其损伤演化过程非常复杂,如何能够通过实验方法精确地表征各种损伤起始、扩展情况,为复合材料构件损伤预测、结构设计及有限元数值模拟提供有力的实验依据,已成为目前亟待解决的问题。因此,本文对含孔碳纤维复合材料层合板试样进行了静拉伸实验,使用声发射和数字图像相关技术全程监测损伤进程,对在实验过程中获得的声发射信号峰值频率分布和应变场演化进行研究,建立了基于声发射的各种损伤累积事件数和基于应变场统计的损伤演化模型。

1 实验系统

实验试样由碳纤维环氧树脂预浸片经模压工艺制作,拉伸实验在 INSTRON5500R 材料万能试验机上进行,实验全程使用声发射和数字散斑相关技术进行实时监测,整体实验系统如图 1。试验机加载速率为 0.5mm/s,图像采集系统采图频率为 1 帧/秒,实验中得到的散斑图像采用 Vic-2D 软件进行数字散斑相关计算,选择计算子区大小为 31×31 像素。声发射监测系统采用 DS2 系列的全信息声发射信号分析仪,可实时监测、显示声发射事件振铃计数、能量等参数,并进行存储回放。本次实验前置放大器固定增益为 40dB,设置双向门限 100mV,声发射采样速率为 3MHz,传感器中心频率 150kHz,整个实验过程采用连续存储,试验中保持加载过程和声发射监测及摄像同步。

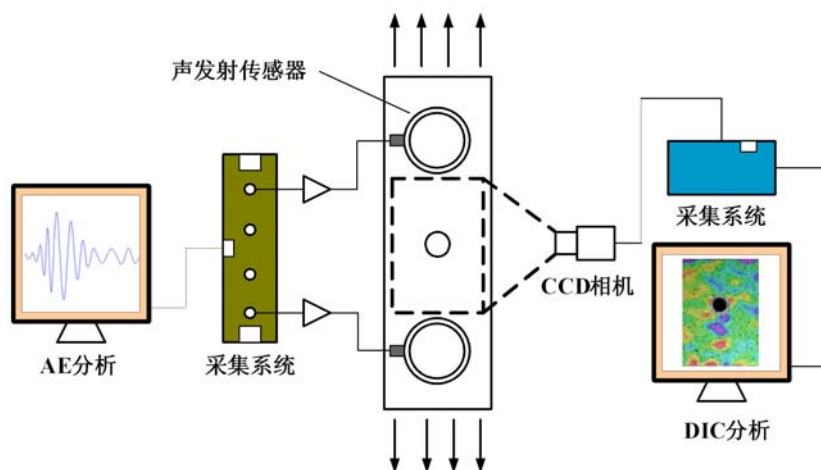


图 1 实验系统

Fig. 1 Experiment system

2 实验结果及损伤演化分析

实验试样由四种不同铺层的含孔拉伸试样和三种层间断裂韧性测试试样组成(见图 2),含孔拉伸试样的四种铺层为 $[0]_{12}$ 、 $[90]_{12}$ 、 $[0/90]_{3s}$ 和 $[45/-45]_{4s}$,含孔拉伸试样中除了 $[45/-45]_{4s}$ 试样的厚度 t 为 4mm 外,其他试样厚度为 3mm,试样的宽度 w 均为 25mm。三种层间断裂韧性测试试样的铺层方式均为 $[0]_{12}$,除了开槽拉伸试样的宽度为 25mm 外,其他试样宽度为 30mm,厚度均为 3mm。七种试样在实验过程中全程声发射监测,四种含孔拉伸试样全程与声发射监测同步进行 DIC 图像采集。详细实验过程和声发射信号分析见文献[11],三种层间断裂韧性测试试验主要是为了获得分层损伤产生的声发射信号,双悬臂梁试样主要发生分层损伤,分层损伤产生的声发射信号峰值频率范围为 80~105 kHz; $[90]_{12}$ 含孔拉伸试样在加载过程中主要损伤形式是基体开裂,其对应的声发射信号峰值频率范围为 130~200kHz;在 $[0]_{12}$ 、 $[0/90]_{3s}$ 和 $[45/-45]_{4s}$ 试样加载过程后期会发生纤维断裂,在 $[90]_{12}$ 、端边切口三点弯试样和双悬臂梁试样中均未发现纤维断裂的声发射信号,纤维断裂的声发射信号峰值频率在高频范围,所以经统计得到纤维断裂产生的声发射信号峰值频率范围为 330~400kHz;从 $[90]_{12}$ 和双悬臂梁试样中可以获得纤维—基体界面脱粘的声发射信号,其对应的峰值频率范围为 0~50kHz;在 $[0]_{12}$ 拉伸试

样加载中可以获得纤维抽拔损伤产生的声发射信号,经过峰值频率统计分析和断口观察确定纤维抽拔损伤对应的 AE 峰值频率范围为 230~290kHz;经过声发射信号后期处理和综合统计分析,得到了复合材料层合板损伤模式的声发射信号峰值频率的分布^[11](见图 3),由图可知,各种损伤类型有相对应的峰值频率分布范围。本文就铺层为 $[45/-45]_{4s}$ 的拉伸试样在加载过程中的损伤演化开展讨论和分析。

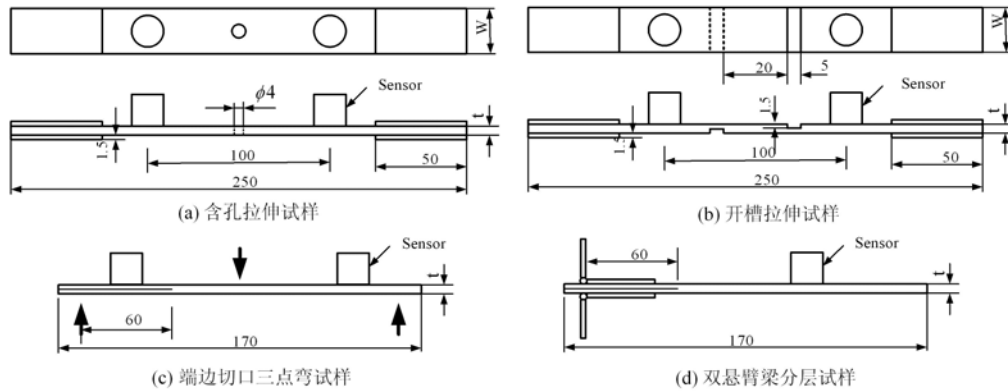


图2 实验试样和声发射传感器位置

Fig. 2 The testing specimens and AE sensor locations

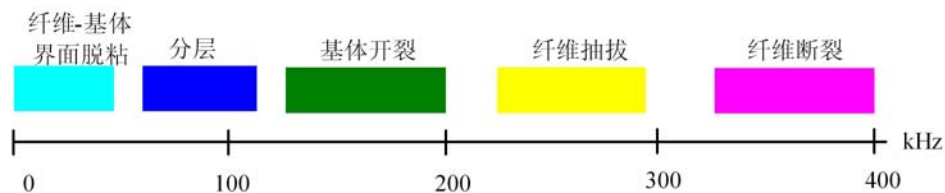


图3 各种损伤模式对应的声发射信号的峰值频率分布

Fig. 3 The peak frequency ranges of AE signals corresponding to various damage models

图4给出了 $[45/-45]_{4s}$ 拉伸试样的载荷与时间关系曲线以及所采集的声发射信号峰值频率与时间的统计分布图。在加载初始阶段(时段为0~200s),载荷随时间快速增长,在200s后载荷随时间缓慢增长直至试样断裂。根据载荷时间曲线的特点及五种损伤模式的演化特征,选取加载全程中A-F六个典型载荷时刻(分别为28s, 118s, 220s, 1168s, 1393s, 1540s)进行标识,标识点A-E与变形场演化分析中云图的加载时刻相对应。图5分别给出了A-F六个加载点试件表面的 ϵ_y 应变场云图(y方向与试样加载方向一致)。在加载初期载荷较小时(加载点A),基体上的应力非常小,不足以引起基体的损伤,此时基体靠近纤维处(即界面处)所受到的应力较大^[12],故而损伤从该处首先发生,其损伤形式为由界面剪切所造成的纤维-基体界面脱粘(见图4),进而引起基体损伤及分层损伤,此时应变值较小且呈弥散分布(见图5)。随着载荷增大,出现了大量的基体损伤声发射信号,分层和纤维-基体界面脱粘损伤不断增多,当载荷达到加载点B时,应变场在圆孔左边聚集并初步呈现带状分布(见图5B),说明损伤随着载荷的增加迅速发展演化,在局部区域内发生基体微裂纹损伤,此时由于层内沿纤维方向的剪切应力增大,开始产生纤维抽拔损伤的声发射信号(见图4)。当载荷达到加载点C时,应变场带状分布已经形成,应变局部化特征明显,局部最大应变值达到1.76%,此时基体微裂纹聚集带已基本形成,除了纤维断裂损伤,其他各种损伤稳步扩展。在时段220~1168s(C-D)内,由于各种损伤累积不断增加,使得层合板结构承载力明显减小,致使载荷随时间缓慢增长,基体损伤产生的声发射信号密度比前后两个阶段明显减少,已经进入损伤平稳扩展阶段。当载荷达到加载点D时,最大应变值比C时刻增大了将近10倍,在图片上已经能够观察到明显的宏观损伤了,说明基体宏观裂纹已经形成,基体开裂和纤维-基体界面失效的不断累积,导致纤维承受载荷增大,当载荷超过纤维承载极限时,就开始产生纤维断裂的声发射信号。在加载的最后阶段,各种损伤迅速增加,由于纤维-基体界面失效持续增多,产生了大量的基体开裂所致的声发射信号,在加载点E时刻时,已经形成宏观的基体主裂纹,导致裂纹边缘的应变值急剧增大,已形成的裂纹张开并继续扩展,到最后阶段(图5F),主裂纹沿着左上应变分布带已经扩展到了试

样边缘,复合材料中只剩下一根根的纤维作为骨架来承担载荷,最终导致试样突然断裂。

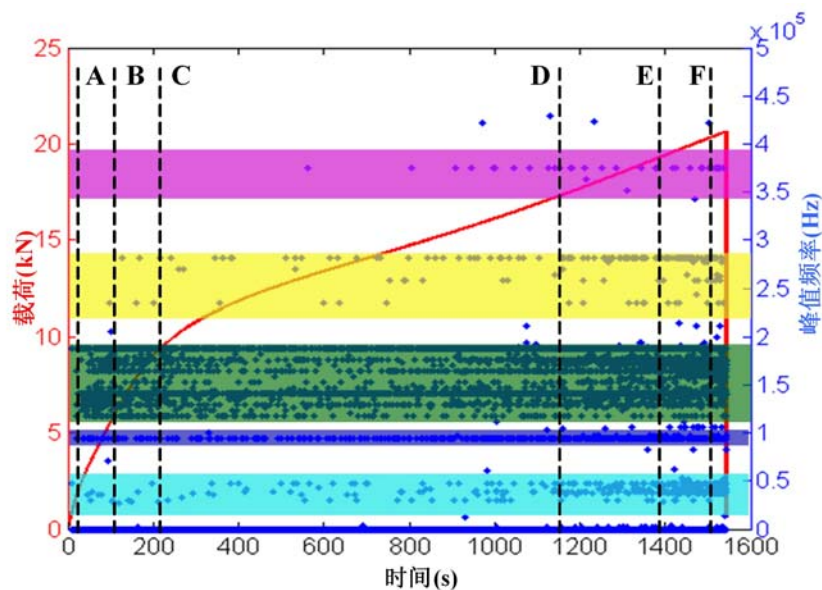


图 4 $[45/-45]_{4s}$ 试样的载荷和声发射信号峰值频率与时间的演化关系

Fig. 4 Correlations of peak frequency ranges of AE signals and loadings versus time in specimen $[45/-45]_{4s}$

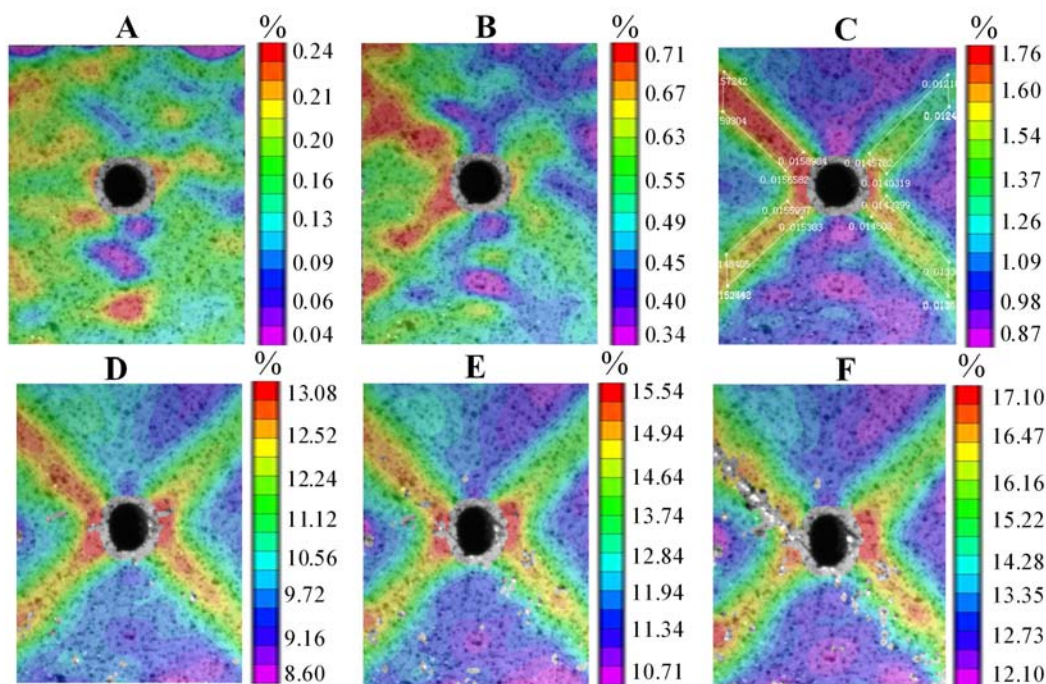


图 5 $[45/-45]_{4s}$ 试样在不同加载时刻下 ϵ_y 应变场分布云图

Fig. 5 The distribution of ϵ_y at different loading time on $[45/-45]_{4s}$ specimen

3 层合板损伤演化表征方法研究

3.1 基于局部应变场的损伤演化模型

从图 5 可知 ϵ_y 应变场演化能够有效反映含孔层合板的损伤演化和破坏过程,在加载初期,损伤程度较小且应变场呈弥散分布,随着载荷增加,损伤逐渐增大,应变场呈现局部带状分布,说明试样中应变分布呈局部带状区域与应变呈弥散分布区域相比已经发生严重损伤,因此,可以利用应变集中区域的变化对试样的损伤演化过程进行实验表征。当应变场呈现明显的局部带状时,选取四个应变集中区域进

行分析(见图 5C),这四个区域按照位置分别标示为:右上、右下、左上和左下,在四个区域分别提取 55 个点的 ϵ_y 应变值进行统计分析,对每个区域提取的应变值在不同时刻都进行了平均值和标准差计算,每个区域应变值的均值和标准差随时间的变化见图 6 所示,在 C 时刻前,四个区域应变的均值和标准差都缓慢增加,到了 C 时刻应变场局部化基本形成(见图 5C)。在时段 C-D 内,应变均值显著增加但标准差基本不变,标准差反映了每个区域抽样点应变值的总体变化,说明在此阶段损伤正稳步发展。在时段 D-E 内,除了右上区域,其他三个区域的标准差值大幅度增加,这三个区域的损伤程度较大(见图 5E)。经过 E 时刻,左上区域应变均值明显下降,右下区域均值变化不大,除了右上区域,其他区域的标准差值迅速增大,左上区域的标准差值增加最快,从图 5F 可以看到左上区域应变带出现了主裂纹,损伤最严重,左上区域应变均值减小是因为在应变带中出现了基体裂纹,裂纹上的点在数字相关分析程序中其应变值变为零。应变场标准差的变化反映了应变场演化的非均匀程度,实际上是由区域内的损伤严重程度引起的。从图 5 可知,左上应变集中带损伤最严重,左下和右下区域损伤程度次之,右上区域损伤程度较轻,因此,应变场的统计标准差可以表征不同区域的损伤演化过程及损伤严重程度。以损伤最为严重的左上应变集中带的统计结果为例,对应变标准差随时间的变化进行幂函数曲线拟合(见图 7),可得到拟合曲线方程为(S 为标准差, t 为时间):

$$S = 0.00228 + 8 \times 10^{-36} \times t^{10.66} \quad (1)$$

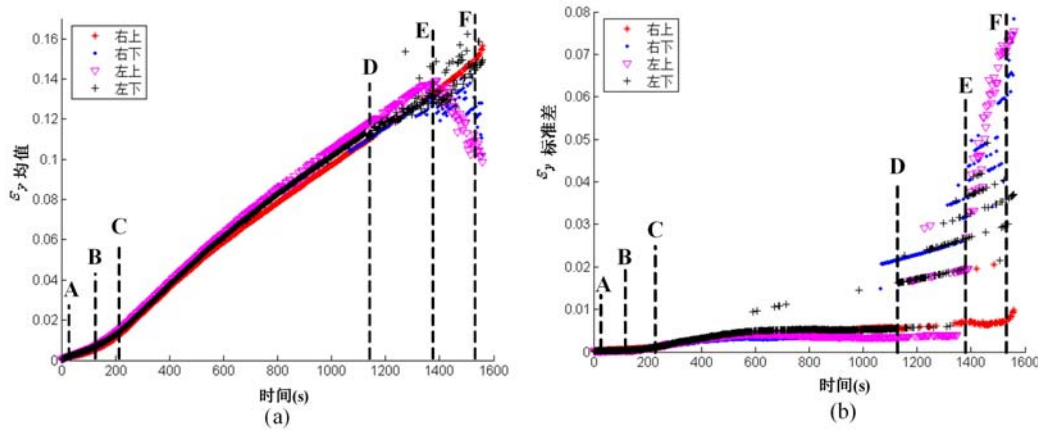


图 6 $[45/-45]_{4s}$ 试样在不同加载时刻的应变场统计量分布图:(a) 均值对时间;(b) 标准差对时间

Fig. 6 The statistical magnitude distribution of strain field at different loading time on $[45/-45]_{4s}$ specimen:

(a) mean versus time; (b) standard deviation versus time

为了建立基于局部应变场的实时损伤程度判据,仍然选择以损伤最为严重的左上应变集中带的应变标准差统计结果为例,设 $S(t_i)$ 为第 t_i 时刻应变带的统计标准差值,在整个 t_k 时间段内所有时刻获得的标准差值的平均值表示为:

$$m(t_k) = \sum_{i=1}^k S(t_i) \quad (2)$$

则第 t_k 时刻基于应变带的统计标准差值的损伤变量为:

$$d(t_k) = \frac{S(t_k)}{m(t_k)} \quad (3)$$

利用式(3)对每时刻 t_k 的损伤变量进行计算,计算结果见图 8。在损伤初期阶段(A-C),损伤变量逐渐增加,到了 C 时刻应变场局部化基本形成(见图 5C);在损伤平稳扩展期(C-D),损伤变量平缓减小并趋于定值;到了 D 时刻损伤变量突然增大,比之前的损伤变量大了 3 倍多,说明到了严重损伤阶段,在应变带内基体微裂纹增多;到了 E 时刻损伤变量比前一时刻又突然增大,这时在应变带内已形成了主裂纹。综上所述,可以把应变带内应变场统计标准差值的损伤变量作为损伤是否发展为严重损伤的判断依据,当加载过程中某时刻的损伤变量值比此时刻之前相比大幅度增大时(或成倍增加),就可认为损伤已进入严重损伤阶段。

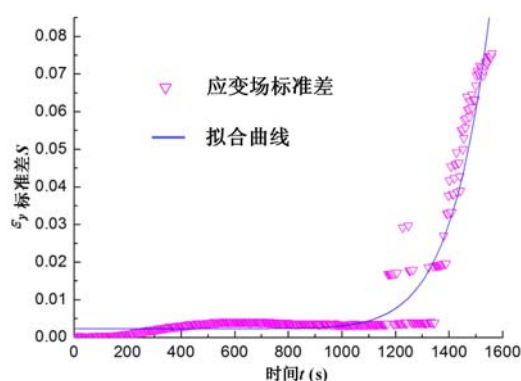


图 7 试样在不同加载时刻下
应变场标准差变化曲线

Fig. 7 Standard deviation of strain
field under different loading time in specimen

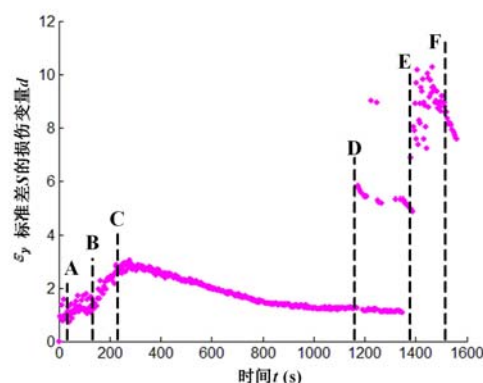


图 8 应变场标准差的损伤变量与时间演化关系

Fig. 8 Correlations of damage variables of standard
deviation on strain field versus time

3.2 基于损伤模式累积声发射数的损伤演化模型

从图 4 可以看出,复合材料层合板加载时产生的声发射是各种损伤模式发生和发展的结果,与复合材料的损伤变量存在必然联系。根据连续介质损伤力学^[13],随着复合材料的各种类型损伤的积累,使得层合板横截面总面积 A 减小为 $\bar{A}$,导致复合材料实际承载的有效应力 $\bar{\sigma}$ 大于 Cauchy 应力 σ ,由应变等效假设可得:

$$\bar{\sigma} \bar{A} = \sigma A \quad (4)$$

将式(4)改写为如下形式:

$$\bar{\sigma} = \sigma / (1 - D) \quad (5)$$

其中, $D = (A - \bar{A}) / A = A_d / A$, 即损伤面积与初始无损时的面积比值,为损伤变量,用于衡量材料的损伤程度, A_d 为材料损伤后不能承载受力的面积。

考虑一无初始损伤材料,若整个截面 A 全破坏的累积声发射事件总数为 N ,则单位面积截面破坏时的声发射率为:

$$n_v = \frac{N}{A} \quad (6)$$

当断面损伤达到 A_d 时,累积声发射数(时刻 t 之前的所有声发射事件数之和)为:

$$N(t) = n_v A_d(t) = \frac{N}{A} A_d(t) \quad (7)$$

由此可知,累积声发射与损伤变量间存在以下关系

$$D(t) = \frac{N(t)}{N} \quad (8)$$

由图 4 可得到声发射信号峰值频率带所对应的各种损伤模式的事件数分布,利用式(8)对各种损伤模式在时刻 t 的损伤变量进行计算,计算结果见图 9。在损伤初期阶段(A-C),分层和基体开裂损伤变量增长较快;在损伤稳步扩展阶段(C-D),除了纤维断裂,其他损伤模式的损伤变量随时间缓慢增长;在最后阶段,各种损伤模式的损伤变量随时间快速增长,说明损伤主裂纹已经形成(见图 5E),各种损伤交互作用,加速了各种损伤发展进程。

对图 9 中各损伤模式的损伤变量随时间演化关系进行曲线拟合,得到了各种损伤模式的损伤演化方程分别为:

纤维-基体界面剥离:

$$D(t) = 0.093 + 0.001 \exp \left(\frac{t - 451.476}{165.827} \right) \quad (9)$$

分层:

$$D(t) = 0.084\exp(0.002 \times t) - 0.017 \quad (10)$$

基体开裂:

$$D(t) = 0.014 + 0.134\exp\left\{\frac{t - 499.962}{527.039}\right\} \quad (11)$$

纤维抽拔:

$$D(t) = 0.003\exp(0.004 \times t) + 0.077 \quad (12)$$

纤维断裂:

$$D(t) = 0.009\exp(0.003 \times t) - 0.028 \quad (13)$$

4 结论

(1) 复合材料损伤时产生的声发射信号峰值频率分布范围对应不同的损伤模式,应用此损伤类型判别机制,可以深入研究复合材料破坏时的损伤机理及损伤演化,在此基础上建立了基于损伤模式累积声发射数的损伤演化模型,为复合材料细观力学建模及数值模拟提供了细观损伤演化验证方法和实验依据。

(2) 从应变场演化看,试样在拉伸过程中出现了应变局部化特征,应变局部化反映了损伤局部化,其根本原因是材料内部各种损伤交互作用引起的表层基体损伤所致,四个应变带同步发展,相互竞争,哪个应变带最终发展为主裂纹可以通过应变带上的各点应变值标准差进行判断,应变值标准差可以在材料严重损伤阶段表征损伤程度及损伤发展趋势,此统计指标可以作为复合材料损伤演化及损伤区域严重程度的一个判断依据。

参考文献:

- [1] 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 Material Composite Sinica, 2012, 29(1):169—175 (in Chinese))
- [2] Loutas T H, Kostopoulos V, Ramirez-Jimenez C, et al. Damage evolution in center-holed glass-polyester composites under quasi-static loading using time-frequency analysis of acoustic emission monitored waveforms[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(10):1366—1375.
- [3] Liu P F, Chu J K, Liu Y L, et al. A study on the failure mechanisms of carbon fiber/epoxy composite laminates using acoustic emission[J]. Materials and Design, 2012(37):228—235.
- [4] 陈霞, 肖迎春. 含冲击损伤复合材料层压板压缩破坏机制的声发射特性研究[J]. 实验力学, 2013, 28(2):187—192 (CHEN Xia, XIAO Yingchun. Experimental investigation on compression failure mechanism of composite laminates with impact damage based on acoustic emission[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2013, 28(2):187—192(in Chinese))
- [5] Han W Q, Zhou J Y. Acoustic emission characterization methods of damage modes identification on carbon fiber twill weave laminate[J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56(9):2228—2237.
- [6] Caminero M A, Lopez-Pedrosa M, Pinna C, et al. Damage assessment of composite structures using digital image correlation[J]. Applied Composite Materials, 2014(21):91—106.
- [7] Caminero M A, Lopez-Pedrosa M, Pinna C, et al. Damage monitoring and analysis of composite laminates with an open hole and adhesively bonded repairs using digital image correlation[J]. Composites: Part B, 2013(53):76—91.
- [8] 吴义韬, 姚卫星, 吴富强, 等. 复合材料层合板面内渐进损伤分析的CDM模型[J]. 力学学报, 2014, 46(1):94—103 (WU Yitao, YAO Weixing, WU Fuqiang, et al. CDM model for intralaminar progressive damage analysis of composite laminates[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2014, 46(1):94—103(in Chinese))

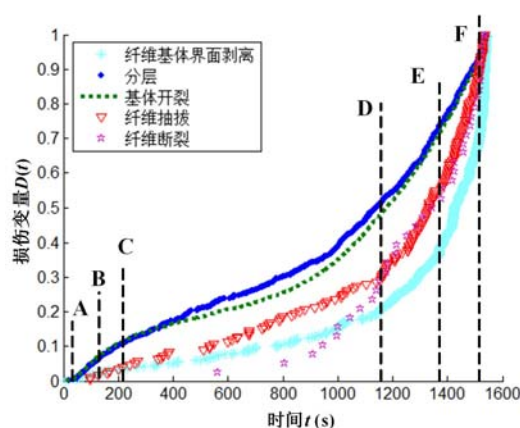


图9 各种损伤模式声发射事件数的损伤变量随时间的演化曲线

Fig. 9 Correlations of damage variables versus loading time of AE in various damage models

- Chinese))
- [9] 崔海坡, 温卫东, 崔海涛, 等. 含孔复合材料层合板在压缩载荷下的三维逐渐损伤[J]. 机械工程学报, 2006, 42(8):89—94 (CUI Haipo, WEN Weidong, CUI Haitao, et al. Three-dimensional progressive damage of laminated composites with a hole under compressive loading [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(8): 89—94(in Chinese))
- [10] Martin E, Leguillon D, Carrère N. A coupled strength and toughness criterion for the prediction of the open hole tensile strength of a composite plate[J]. International Journal of Solids and Structures, 2012(49):3915—3922.
- [11] HAN Wenqin, LUO Ying, GU Aijun, et al. Damage modes recognition and Hilbert-Huang Transform analyses of CFRP laminates utilizing acoustic emission technique[J]. Applied Composite Materials, 2016(23):155—178.
- [12] 龙宪海, 阳能军, 王汉功. 炭/环氧复合材料拉伸损伤声发射特性及细观力学分析[J]. 高分子材料科学与工程, 2011, 27(2): 50—54 (LONG Xianhai, YANG Nengjun, WANG Hangong. Acoustic emission characters of carbon/epoxy composite subjected to tensile damage and its micromechanics analysis[J]. Polymer Materials Science and Engineering, 2011, 27(2):50—54 (in Chinese))
- [13] 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.

Experimental Study and Characterization Method of Damage Evolution for Composite Laminate with Open Hole Subjected to Static Tensile Loading

HAN Wen-qin^{1,2}, LUO Ying¹

(1. Faculty of Civil Engineering and Mechanics, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China;

2. School of Material Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou 213001, China)

Abstract: In order to get deeper understanding of damage mechanism and evolution of composite laminate structure, based on acoustic emission technology and digital image correlation (DIC) method, the damage evolution of carbon-fiber composite laminate specimen with open hole was real-time synchronously monitored during static tensile loading process. Experimental results show that the strain field on specimen surface presents localization characteristics; statistical analysis of strain value in strain concentration band along loading direction was carried out, based on which, the evolution model of strain field characteristic statistic (standard deviation) along with the loading was obtained. The peak frequency distribution of AE signals generated by laminate damage can effectively identify the damage mode of composite materials, therefrom, damage evolution model was established, based on acoustic emission numbers cumulated by damage model. Through the analysis of both strain field evolution model and AE damage evolution model, the damage evolution of composite material can be divided into three stages: the initial damage stage, the stable propagation stage and the serious damage stage. Analysis results show that on serious damage stage, the damage variables and standard deviation of local strain field rapidly grow along with the AE event numbers, so the statistical standard deviation of local strain field can be used as identification index of the severity of local damage on later stage.

Keywords: composite laminate; acoustic emission; digital image correlation method; damage evolution; damage model