DOI: 10.3901/JME.2019.10.109

碳纤维复合材料层合板三点弯曲损伤仿真研究*

庄蔚敏 王楠 吴迪 武世杰 敖文宏 刘西洋
(吉林大学汽车仿真与控制国家重点实验室 长春 130022)

摘要: 研究碳纤维复合材料在弯曲载荷作用下的失效形式与损伤过程,以预测材料抗外力损伤性能,指导碳纤维复合材料车身结构设计。进行碳纤维复合材料性能试验和三点弯曲试验,获得材料力学性能参数。建立基于 Tiebreak 算法的碳纤维复合材料层合板三点弯曲有限元模型,与试验对比验证模型的有效性。研究单元划分方式和 Tiebreak 接触层设置方式对仿真结果的影响规律,实现碳纤维复合材料分层破坏和纤维断裂的复杂失效及弯曲大变形损伤过程模拟。研究表明,计算精度与 Tiebreak 接触层设置相关,层合板弯曲变形的层间裂纹和层内裂纹扩展速度不同且相互影响。

关键词: 碳纤维复合材料; 三点弯曲; 分层破坏; 纤维断裂; 渐进式网格; Tiebreak 接触

中图分类号: TB332

Simulation and Analysis of the Damage of Carbon Fiber Composite Laminates under Three Point Bending Load

ZHUANG Weimin WANG Nan WU Di WU Shijie AO Wenhong LIU Xiyang
(State Key Laboratory of Automotive Simulation and Control, Jinlin University, Changchun 130022)

Abstract: The failure modes and damage process of CFRP under bending load are studied to improve the anti-damage performance and guide the design of body structure. The mechanical properties of carbon fiber composite laminates are obtained by means of the experimental method. A tiebreak algorithm-based finite element model is verified by the experiments. The effects of element meshing and the tiebreak contact layers on finite element results are studied. The complex damage of delamination and fiber breakage and the flexural damage propagation are simulated. It is concluded that the calculation accuracy is related to the tiebreak contact layers and the propagation rates of interlaminar crack and intralaminar crack are different and interact with each other.

Key words: CFRP; three point bending; delamination; fiber breakage; progressive mesh; Tiebreak contact

0 前言

由于环保和节能的需要,汽车的轻量化已成为世界汽车发展的重要要求。碳纤维复合材料凭借其较高的比刚度、比强度,抗撞吸能性好、耐电化学腐蚀等优势,在汽车车身结构中的应用越来越广泛^[1]。5~8层碳纤维铺层层合板结构在车身构件中较为普遍,在实际的生产制造、使用和维护过程中常常受到弯曲载荷的作用,形成一些不易察觉的层内或层间损伤,如基体开裂、纤维断裂以及层间分层等,使结构力学性能严重退化,结构强度和使用寿命严重降低。层合板弯曲性能是检验车身结构抗外力损伤性能的重要指标之一,其弯曲强度也是

车身结构设计关注的关键参数^[2]。因此,碳纤维复合材料在弯曲载荷作用下的失效形式预测与损伤过程研究,对提高碳纤维复合材料结构抗外力损伤性能及碳纤维复合材料车身结构设计具有重要意义。

碳纤维复合材料层合板层间性能通过层间断裂韧性试验表征,使用不同技术对层间断裂韧性试验的研究已十分成熟。SAEEDIFAR 等^[3-4]分别基于 J 积分和 VCCT 技术建立纤维增强复合材料的层间断裂韧性试验有限元模型来研究裂纹产生、裂纹扩展等分层过程和层间破坏时的能量释放率。具有复杂失效形式的三点弯曲试验研究较少且仿真不准确。ULLAH 等^[5-6]基于 ABAQUS 创建复合材料三点弯曲试验模型,在层间分别增设 1 层、2 层、3 层内聚力单元来模拟分层,此方法对网格密度依赖性强,对网格质量很敏感,而且只能实现分层破坏模拟。ULLAH 等^[7]在层间和层内均引入内聚力单元,分别用来模拟分层破坏和纤维断裂,此方法人为地

* 国家重点研发计划(2016YFB0101601)、国家自然科学基金(51775227、51375201)和吉林省省校共建计划专项(SXGJSF2017-2-1-5)资助项目。20180725 收到初稿,20181120 收到修改稿

规定纤维断裂的位置、方向等, 不能对裂纹形状进行预测。

本文通过 0° 与 $\pm 45^\circ$ 复合材料层合板单轴拉伸试验, 获得碳纤维复合材料的拉伸和面内剪切性能参数。通过三点弯曲试验, 得到试件弯曲载荷-位移曲线, 通过扫描电子显微镜观察试件的断裂过程。建立碳纤维复合材料层合板三点弯曲有限元模型, 研究单元划分方式和 Tiebreak 接触层设置方式对仿真结果的影响, 实现碳纤维复合材料分层破坏和纤维断裂的复杂失效及弯曲变形损伤过程模拟。

1 碳纤维复合材料试验

按照复合材料弯曲性能试验 ASTM D7264 标准, 选定碳纤维复合材料层合板试件长宽厚为 $80\text{ mm} \times 12\text{ mm} \times 2\text{ mm}$, 铺层角度为 0° , 平纹编织, 共 8 层, 试件尺寸如图 1 所示。基体材料为酚醛环氧乙烯基树脂, 增强材料为 3 k 碳纤维丝。

图1 三点弯曲试验示意图

按照复合材料抗拉特性试验 ASTM D3039 标准进行 0° 与 $\pm 45^\circ$ 层合板单轴拉伸试验, 分别获得了表征该材料拉伸和面内剪切性能的应力应变曲线如图 2、3 所示。三点弯曲试验装置(JSM-5600)如图 1 所示, 由压头、试件和两个支撑柱组成, 两支撑柱间的距离(跨距 L)为 50 mm , 压头和支撑柱半径为 2 mm 。将试件对称放置在两个支撑柱上, 在试件中部, 压头以位移控制方式对层合板向下施加载荷, 加载速率为 2 mm/min 。

图2 0° 层合板单轴拉伸试验应力应变曲线

层合板试件在弯曲载荷作用下, 连续加载至试件破坏, 记录载荷-位移($F-\delta$)数据, 取平均值得到如图 4 所示的 $F-\delta$ 曲线, 其中 δ 为压头加载点的位

图3 $\pm 45^\circ$ 层合板单轴拉伸试验应力应变曲线

移, F 为相应位置的施加载荷。使用扫描电子显微镜(Scanning electron microscope, SEM)记录试件不同断裂时刻的裂纹图像, 如图 4 中 P、Q、R 三个时刻试件的横向裂纹以及图 5 中试件的层内(厚度方向)裂纹与层间(纵向)裂纹。试件弯曲过程中, 从底层逐层断裂破坏, 同时发生明显的分层损伤, 直至试件完全脆性断裂, 断裂位置均位于试件中部。

图4 层合板三点弯曲试验 $F-\delta$ 曲线

图5 裂纹 SEM 图像

2 Tiebreak 算法

层合板分层破坏的形式主要有两类^[8], 一类是与分层正应力有关的张开型或称剥离型, 即 I 型层间断裂模式; 另一类是与分层切应力有关的滑切型,

即 II 型层间断裂模式, 如图 6 所示。通过层间断裂韧性试验 I、II 得到相应能量释放率 G_{Ic} 、 G_{IIc} 来表征层合板的层间性能。

图 6 分层破坏形式

Tiebreak 是有限元计算中一种特殊接触, 可用来模拟分层破坏中的裂纹初始和裂纹扩展过程。在拉伸和剪切工况下, 此接触允许已连接的两界面分离^[9]。通过自定义界面分离损伤方程来判断 Tiebreak 失效, 基于界面强度的损伤方程表示为

$$\left(\frac{\max(\sigma_n, 0)}{NFLS} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{SFLS} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

式中, σ_n 、 σ_s 分别为界面拉应力和界面切应力; NFLS、SFLS 分别为界面失效拉应力和界面失效切应力。

设置 NFLS 和 SFLS 判断界面的分离。在三点弯曲试验中, 分层破坏主要是由切应力导致的, NFLS 值的改变对仿真结果几乎无影响, 而 SFLS 值对结果影响较大。通常情况下无论哪种界面, 均满足式(2)^[9]

$$NFLS = \sqrt{3} \times SFLS \quad (2)$$

图 7a 表示应力单位圆, $R_n = \sigma_n / NFLS$, $R_s = \sigma_s / SFLS$, 应力单位圆以内表示接触未开始发生破坏, 单位圆以外表示接触开始发生破坏。

图 7 Tiebreak 接触原理图

如图 7b 所示, 随着载荷不断增加, 试件层间应力 σ 继续增大; 当应力 σ 达到式(1)的失效准则时, 接触点开始破坏, 界面开始分离; 之后 σ 随着界面分离距离 ζ 线性降低, 界面进一步分离; 直至达到界面极限分离距离, σ 减少为 0, 接触点完全破坏, 界面完全分离, 标志着裂纹开始产生; 随着多组点之间的接触完全破坏, 裂纹开始扩展。

界面分离时的能量释放率 G_c 理论上等于 $\sigma-\zeta$

曲线下方面积

$$G_c = 0.5 \times S \times CCRIT \quad (3)$$

式中, $S = \sqrt{\max(\sigma_n, 0)^2 + \sigma_s^2}$, CCRIT 为界面极限分离距离。

为了纠正能量释放率, 接触刚度需要满足式(4)的要求

$$SFS = SFM \geq \frac{\min(NFLS, SFLS)}{CCRIT} \quad (4)$$

式中, SFS 为从面的罚函数刚度折减系数, SFM 为主面的罚函数刚度折减系数。

Tiebreak 接触从 I 型、II 型两类主要的层间断裂模式确定界面的失效方程, 能够准确模拟裂纹的产生和扩展过程, 并且能通过调节接触刚度来纠正能量释放率, 使模型更精确可靠。此接触设置简单方便, 不必引入大量内聚力单元, 减少了计算时间, 提高了计算效率。

3 有限元模型

3.1 几何模型及网格划分

基于 LS-DYNA 建立的碳纤维复合材料层合板三点弯曲有限元模型包括压头、层合板试件和 2 个支撑柱, 如图 8a 所示。使用四节点壳单元对压头和支撑柱进行网格划分, 单元尺寸为 0.50 mm; 使用六面体单元对层合板试件进行网格划分, 共 8 个铺层, 每层厚度为 0.25 mm, 与实际试件一致, 厚度方向网格如图 8b 所示。

图 8 网格划分方式

按照单元划分方式建立不同模型来研究其对仿真结果的影响。采用均匀网格和渐进式网格分别建立模型, 均匀网格选择单元尺寸为 1.00 mm、0.80 mm、0.50 mm、0.25 mm; 渐进式网格如图 8c 所示, 从两侧到中部的网格尺寸有三种, 分别为 1.00 mm、0.80 mm、0.50 mm 依次递减(图示分别对应①、②、③)。

3.2 截面属性及边界条件

压头和支撑柱采用 Belytschko-Tsay 壳单元, 厚

度为 0.1 mm。为减小沙漏能和收敛难度,层合板六面体单元采用全积分定义。

在压头刚性材料模型中设置其边界条件,只允许 z 方向的平移,约束其他 5 个自由度;在支撑柱刚性材料模型中设置其边界条件,约束所有自由度。以位移方式对压头加载,加载速率为 2 mm/min。

3.3 接触定义

压头与层合板之间采用 Eroding 接触,层合板与支撑柱之间采用 Automatic_Surface_to_Surface 接触。层合板铺层之间采用 Tiebreak 接触,以此来模拟弯曲大变形过程中的分层破坏。

建立模型 A、B、C 三种有限元模型研究不同 Tiebreak 接触层设置方式对仿真结果的影响。层合板在厚度方向从上到下分别标号 1~8 层,如图 9 所示。模型 A 在 4 与 5 层之间的界面上有 1 个 Tiebreak 接触层;模型 B 在 2 与 3 层之间和 6 与 7 层之间的界面上共有 2 个 Tiebreak 接触层;模型 C 在 2 与 3 层之间,6 与 7 层之间和 4 与 5 层之间的界面上共有 3 个 Tiebreak 接触层。

图 9 Tiebreak 接触层设置方式示意图
(框内实线代表 Tiebreak 接触层)

基于界面强度损伤方程式(1)触发接触失效。NFLS、SFLS 和 CCRIT 3 个参数不能由试验直接测得,需要通过仿真与试验的一致性来确定^[11]。根据 I 型层间断裂韧性试验得到的 G_{Ic} 和 II 型层间断裂韧性试验得到的 G_{IIc} ,见表 1,确定 NFLS 为 50 MPa, SFLS 为 70 MPa, CCRIT 为 0.005 mm。

表 1 试件材料参数表

$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	$E_{11}=E_{22}/\text{MPa}$	E_{33}/MPa	G_{12}/MPa
1 600	15 500	5 000	8 770
$G_{13}=G_{23}/\text{MPa}$	ν_{12}	$G_{Ic}/(\text{kJ}/\text{m}^2)$	$G_{IIc}/(\text{kJ}/\text{m}^2)$
6 200	0.26	0.125	0.175

3.4 材料模型

压头和支撑柱采用刚体材料模型。碳纤维复合材料采用 Mat 22 定义,其性能参数由 0° 、 $\pm 45^\circ$ 复合材料层合板单轴拉伸试验获得,具体参数见表

1。根据质量缩放原理,可将材料密度放大一万倍,在几乎不影响计算结果的前提下减少了计算时间^[12]。

3.5 失效准则

将材料失效模型赋予 Mat 22,采用如式(5)所示等效应力失效准则

$$\sqrt{\frac{3}{2} \sigma'_{ij} \sigma'_{ij}} \geq \bar{\sigma}_{\max} \quad (5)$$

式中, σ'_{ij} 为偏应力分量; $\bar{\sigma}_{\max}$ 为等效失效应力 357 MPa。

当满足此失效准则时,单元删除,以此来定义纤维断裂。

4 结果与分析

4.1 单元划分方式对仿真结果的影响

层合板试件弯曲变形过程中的分层破坏和纤维断裂失效形式分别通过层间裂纹和层内裂纹的扩展来表征(图 10)。

图 10 裂纹扩展示意图

设参数 $\alpha = L_f / L$, $\gamma = t / t_f$, 其中 L_f 为层间裂纹长度, L 为跨距, t 为层合板试件弯曲变形某时刻, t_f 为层内纤维完全断裂时刻。 α - γ 曲线表示层合板试件层间裂纹长度随时间的变化。只在层合板中间层设置 Tiebreak 接触,分别采用均匀网格和渐进式网格进行建模,计算得到分层破坏曲线 α - γ 如图 11 所示。

图 11 单元划分对分层破坏的影响

α - γ 曲线表明,均匀网格尺寸越小,裂纹开始产生时刻相同,但裂纹扩展速度越快,裂纹长度也越大。当单元尺寸为 0.50 mm、0.25 mm 时,裂纹扩展速度和裂纹长度均收敛,考虑计算成本,单元尺寸为 0.50 mm 时较其他方案更优。采用渐进式网

格建模得到的 α - β 曲线与单元尺寸为0.50 mm时的基本相同, 而体单元个数从30 720减少到21 120, 计算时间从24 h缩短到15 h, 计算效率提高了37.5%。

4.2 Tiebreak 接触层对仿真结果的影响

采用渐进式网格建模, 进行不同接触层设置方式的模型A、B、C计算, 得到 F - δ 仿真曲线并与试验比较, 结果如图12所示。

图12 Tiebreak 接触层对 F - δ 曲线的影响

层间 Tiebreak 接触层数越多, 越早到达最大接触力, 且最大接触力越小。相较于模型A、B, 模型C仿真曲线与试验曲线呈现出较好的一致性。模型C仿真最大接触力为286.2 N, 试验最大接触力为280.6 N, 误差为2%, 并且仿真和试验压头位移分别为2.800 mm、2.794 mm, 误差为0.2%, 证明3个 Tiebreak 接触层模拟层合板三点弯曲试验即可满足仿真精度要求。

4.3 层合板三点弯曲损伤过程分析

采用渐进式网格和3个 Tiebreak 接触层建立模型, 计算得到碳纤维复合材料层合板等效应力云图(图13), 从上到下依次为5个时刻的层合板侧视图。

图13 层合板 Von mise 应力云图

通过计算获得两种形式裂纹某时刻的裂纹长度

L_c 和相应形式的最大裂纹长度 L_{max} 。设参数 $\beta = L_c / L_{max}$, β - γ 曲线表示层合板层间裂纹长度和层内裂纹长度随时间的变化, 分别表征层合板分层破坏和纤维断裂两种失效形式, 如图14所示。结合图13、14分析层合板试件整个弯曲损伤过程。

图14 层合板弯曲变形损伤过程

首先, 在 $\gamma = 0.30$ 之前, 层合板界面应力随着压头的不断加载而不断增大, 直至达到界面极限应力值, 但界面分离距离还未达到极限值, 接触没有失效, 层间裂纹还未产生, 如图14所示; $\gamma = 0.30$ 时刻达到 Tiebreak 接触失效条件而开始破坏, 裂纹产生; 当 $\gamma = 0.30 \sim 0.90$, 层间多组接触点依次失效, 裂纹扩展, 但扩展速度较缓慢; 在 $\gamma = 0.90$ 之后, 裂纹扩展速度急剧增大, 直至完全发生分层破坏。

在发生上述分层破坏的同时, 层合板层内纤维单元等效应力随着压头不断加载也不断增大, 下层单元受拉, 在 $\gamma = 0.93$ 时首先达到极限等效应力值而删除, 层内裂纹产生, 之后单元从下到上依次删除, 且裂纹以一个较快的速度扩展, 如图14所示。具体地, 如图13所示, 在 $\gamma = 0.96$ 、 $\gamma = 0.98$ 、 $\gamma = 0.99$ 时刻, 压头加载处分别发生2层、4层、6层单元删除; 当 $\gamma = 1.00$ 时, 纤维单元完全删除, 层合板脆性断裂, 整个弯曲损伤过程全部完成。

5 结论

(1) 本文对碳纤维复合材料层合板三点弯曲有限元模拟分析, 采用 Tiebreak 算法模拟分层破坏, 以等效应力为失效准则的复合材料模型模拟纤维断裂, 可以实现碳纤维复合材料层合板分层破坏和纤维断裂的复杂失效模拟。

(2) 采用渐进式网格划分方式可以在保证计算精度的前提下提高计算效率。Tiebreak 接触层数越多, 模拟计算越早达到最大接触力, 最大接触力越小, 且3个 Tiebreak 接触层模拟层合板三点弯曲试

验即可满足仿真精度要求。

(3) 碳纤维复合材料层合板弯曲损伤过程中, 层间裂纹和层内裂纹扩展速度不同, 在未发生纤维断裂产生层内裂纹之前, 层间裂纹已经开始出现, 但裂纹扩展缓慢。之后纤维从下到上依次断裂, 层内裂纹产生并扩展, 与此同时层间裂纹扩展速度激增, 直至纤维完全脆性断裂。

参 考 文 献

- [1] 王福吉, 殷俊伟, 贾振元. CFRP 复合材料铣削力、温度及表层损伤分析[J]. 机械工程学报, 2018, 54(3): 186-195.
WANG Fuji, YIN Junwei, JIA Zhenyuan. Measurement and analysis of cutting force, temperature and cutting-induced top-layer damage in edge trimming of CFRP[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(3): 186-195.
- [2] 刘登俊, 关庆丰, 王志平. 电热处理对湿热环境作用下碳纤维环氧复合材料的损伤机制[J]. 机械工程学报, 2017, 53(18): 64-70.
LIU Dengjun, GUAN Qingfeng, WANG Zhiping. Damage mechanism of electrothermal treatment on carbon fiber epoxy composites under hygrothermal environment[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(18): 64-70.
- [3] SAEEDIFAR M, FOTOUI M, NAJAFABADI M. Interlaminar fracture toughness evaluation in glass/epoxy composites using acoustic emission and finite element methods[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2015, 24(1): 373-384.
- [4] ORIFICI A C, KRUEGER R. Benchmark assessment of automated delamination propagation capabilities in finite element codes for static loading[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2012(54): 28-36.
- [5] ULLAH H, HARLAND A R, LUCAS T. Finite-element modeling of bending of CFRP laminates: Multiple delaminations[J]. Computational Materials Science, 2011, 52(1): 147-156.
- [6] 施建伟, 张彦飞, 杜瑞奎, 等. 复合材料层合板三点弯曲分层损伤有限元模拟[J]. 工程塑料应用, 2015, 43(2): 60-63.
SHI Jianwei, ZHANG Yanfei, DU Ruikui, et al. Finite-element modelling of the delamination behavior of composite laminates under three-point bending load[J]. Engineering Plastics Application, 2015, 43(2): 60-63.
- [7] ULLAH H, HARLAND A R, SILBERSCHMIDT V V. Damage modeling in woven-fabric CFRP laminates under large-deflection bending[J]. Computational Materials Science, 2012(64): 130-135.
- [8] HU Long, LIU Zhenguo, WANG Yibo. Experiments and progressive damage analyses of three-dimensional full five-directional braided composites under three-point bending[J]. Polymer Composites, 2016, 37(8): 2478-2493.
- [9] LS-DYNA. Keyword user's manual[M]. Version 971. Livermore, USA: Livermore Software Technology Corporation, 2006.
- [10] LIU Cheng, DU Dandan, LI Huaguan. Interlaminar failure behavior of glare laminates under short-beam three-point-bending load[J]. Composites Part B: Engineering, 2016(97): 361-367.
- [11] LIU P F, YANG J, WANG B. A study on the intralaminar damage and interlaminar delamination of carbon fiber composite laminates under three-point bending using acoustic emission[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2015, 15(1): 101-121.
- [12] 施建伟. 基于 ABAQUS 复合材料层合板渐进损伤有限元分析[D]. 太原: 中北大学, 2015.
SHI Jianwei. The finite element analysis of the progressive damage of composite laminated plates based on ABAQUS[D]. Taiyuan: North University of China, 2015.
- [13] BADRIEVA I B, MAKAROVAB M V, PAIMUSHINAB V N. Mathematical simulation of nonlinear problem of three-point composite sample bending test[J]. Procedia Engineering, 2016(150): 1056-1062.
- [14] 杨慧. 复合材料层合板三点弯曲损伤失效数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4): 38-42.
YANG Hui. Simulation of the damage progression of composite panels under three-point bending load[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4): 38-42.

作者简介: 庄蔚敏, 女, 1970 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为车身结构设计与优化、有限元分析和金属成形技术。
E-mail: zhuangwm@jlu.edu.cn
王楠(通信作者), 女, 1993 年出生。主要研究方向为车身结构设计与优化、有限元分析和金属成形技术。
E-mail: nanw17@mails.jlu.edu.cn