

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2015.02.014

复合材料层合板三点弯曲分层损伤有限元模拟^{*}

施建伟^{1,2}, 张彦飞^{1,2}, 杜瑞奎^{1,2}, 赵贵哲^{1,2}, 刘亚青^{1,2}

(1. 山西省高分子复合材料工程技术研究中心, 太原 030051; 2. 中北大学材料科学与工程学院, 太原 030051)

摘要: 针对复合材料的分层损伤, 在有限元软件 ABAQUS 中引入了双线性粘结域单元层建立有限元模型, 模拟分析了分层的起始以及演化, 同时研究了粘结域单元尺寸及粘结域单元和层合板单元损伤退化参数最大值对分析结果的影响, 最终选定 0.2 mm 的粘结域网格单元与损伤退化参数分别为 0.98 和 0.97 的粘结域单元与层合板单元, 得到了层合板不同位置分层损伤起始及损伤扩展, 并通过实验测试验证了模拟结果的准确性。

关键词: 复合材料; 大变形弯曲; 有限元模拟; 粘结域单元; 分层

中图分类号: TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2015)02-0060-04

Finite-Element Modelling of the Delaminations Behavior of Composite Laminates Under Three-Point Bending Load

Shi Jianwei^{1,2}, Zhang Yanfei^{1,2}, Du Ruikui^{1,2}, Zhao Guizhe^{1,2}, Liu Yaqing^{1,2}

(1. Research Center for Engineering Technology of Polymeric Composites of Shanxi Province, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. School of Materials Science and Engineering of North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: Aiming at the delamination behavior of composite laminates, bilinear cohesive-zone elements were employed in the commercial code ABAQUS to establish the finite element model to model the onset and progression of inter-ply delamination process, element size and damage max degradation parameter of cohesive-zone elements and laminate element were taken into consideration. Finally 0.2 mm, 0.98 and 0.97 respectively is used as element size, damage max degradation parameter of cohesive-zone elements and laminate element. The research gets the onset and progression of delamination process of different positions of laminate. The accuracy of the simulation results is verified by experimental measurement.

Keywords: composite material; large-deformation bend; FE simulation; cohesive-zone element; delamination

复合材料层合板是一种多相、各向异性的结构材料, 大变形弯曲和多次冲击载荷产生的高局部应力和应变会导致其产生复杂的损伤模式。在弯曲情形下, 复合材料层合板由于其厚度方向强度和刚度低, 在横向剪切应力和正应力作用下会发生层间分层损伤^[1]。损伤演化会导致力学性能大幅度降低, 复合材料结构的完整性随着时间的增加逐渐丧失。分层损伤的计算机模拟可以分析分层过程中损伤的起始和扩展过程。复合材料层合板分层起始通常是基于强度失效准则, 例如最大应力和二阶强度准则。基于断裂机理的一些技术也被引入有限元分析 (FEM) 中来模拟分层的扩展过程, 例如 J-积分和虚拟裂纹延伸技术和虚拟裂纹闭合技术 (VCCT)^[2]。基于断裂机理对分层扩展的模拟是有限制性的, 因为它忽略了材料的非线性, 而且需要确定分层起始的位置, 进而需要裂纹前段的网格要更加精细, 这就导致了复合材料结构的三维分析花费昂贵。因此,

复合材料层合板层间分层损伤行为的数值预测需要一个能模拟层间韧性和强度的有限元方案。

为了克服上述问题, 在复合材料铺层之间的界面层引入粘结单元, 既可以模拟材料又可以分析其几何非线性行为。粘结域单元是以 Dugdale 提出的包含裂纹钢板的屈曲模型为基础, 该模型在屈服应力限制的材料裂纹前引入了一个极薄的塑性区域。Barenblatt 为了解决包含裂纹弹性体的平衡问题提出了内聚力的概念。A. Needleman^[3] 是用粘结域单元的多项式和指数类型描述了基体中起始脱粘到内聚力完全破坏的孔洞形成的过程。在单个有限元模型中, 结合基于强度和断裂的方法, 粘结域单元能预测分层损伤的起始和扩展过程, 而且不需要知道裂纹起始位置和扩展方向^[4]。粘结域损伤模式定义了

^{*} (国防) 科工局工业基础项目 (C212011C002)

联系人: 刘亚青, 教授, 主要从事高分子及其复合材料研究

收稿日期: 2014-12-02

可能发生裂纹界面处的牵引力和位移的关系,损伤起始与界面强度有关,也就是牵引力-位移跳转关系中材料刚度开始下降处的最大牵引力。层间刚度持续退化,直到界面单元刚度为零,此时相邻铺层完全分离。此后界面单元只作为接触区域,不能传递载荷。所以需要降低材料的刚度至断裂韧性,也就是牵引力-位移曲线的面积^[5]。

2 有限元模型的建立及理论

纤维增强复合材料层合板的失效预测是非常复杂的,其多相性会引起不同类型的多种损伤模式,随着损伤过程互相影响。这些损伤机理会显著地造成应力重新分布,影响最终结构失效的负载等级。许多学者已经用不同的 FE 模型研究了复合材料结构损伤的起始和扩展^[6-10]。本研究为了模拟复合材料结构的分层顺序及其起始和扩展过程,引入了多层内聚力单元界面层,通过内聚力单元界面层的损伤情况来表征复合材料层合板的分层失效行为。

2.1 有限元模型的建立

在商业有限元程序包 ABAQUS/Explicit 中建立有限元模型来研究复合材料层合板的大挠度弯曲行为及其层间损伤。建立如图 1 所示的有限元模型代表三点弯曲试验,其中层合板尺寸为 80 mm×25 mm×2 mm,铺层为 [90°₂/0°₂/90°₂/0°₂]。模型包含三层界面层,厚度为 0.02 mm,分别位于中性轴上方、下方以及中性轴位置上,此模型用来模拟多个分层损伤,界面单元的位置,即损伤起始位置根据文献^[11]的微观计算机断层扫描确定。理论上,由于分层起始位置不确定,所以模型中包含很多界面层。但是,在这种情况下,模拟的结果,校准惩罚刚度的并发症以及解决方案的收敛会变得更复杂,计算时间也会增加。而且,有限元模型中的界面层单元应该像实际层合板一样,在损伤起始之前能承受并传递载荷,同时不会降低整体刚度。为了要模拟结构的实际整体刚度,在模型中最多引入 3 层界面层单元,压头附近为第 3 层界面层。而且,定义了这些位置的界面层模拟混合模式的断裂机制。

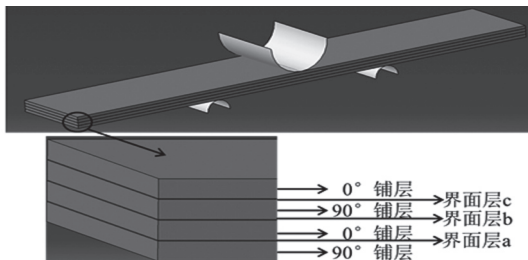


图 1 三点弯曲有限元模型

对于建立的三维有限元模型,层合板单元类型选择一个三维 8 节点通过连续壳单元 SC8R,采用沙漏控制降低收敛困难,界面层单元为 8 节点三维 COH3D8 单元,同时定义单元删减来模拟弯曲过程中的分层损伤。层合板中央部位的圆柱形刚体代表施加载荷的压头,层合板下部两边的圆柱体代表三点弯曲试验的底座,这三个圆柱形刚体定义为刚性体。该刚性体与层合板上下层表面的接触定义为面-面通用接触。复合材料层合板弹性性能参数由试验测试得到,如表 1 所示。

表 1 参数测试与材料性能

材料性能	参数
层内性能	$E_{11}=44.64 \text{ GPa}; E_{22}=E_{33}=4.59 \text{ GPa};$
	$G_{12}=G_{13}=G_{23}=2.33 \text{ GPa};$
	$\nu_{12}=\nu_{13}=\nu_{23}=0.235; S_{12}=65.29 \text{ MPa};$
	$X_t=566.67 \text{ MPa}; X_c=241.38 \text{ MPa}; Y_t=20.69 \text{ MPa};$
层间性能	$Y_c=82.96 \text{ MPa}$
	$G_{Ic}=383 \text{ N/m}; G_{IIc}=836 \text{ N/m};$
	$K_n=4.59 \text{ GPa}/0.02 \text{ mm};$
	$\rho=1.88 \times 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$

注: E_{11}, E_{22}, E_{33} 分别为 11, 22, 33 方向的刚度; G_{12}, G_{13}, G_{23} 分别为 12, 13, 23 方向的剪切模量; $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ 为泊松比; S_{12} 为剪切强度; X_t, X_c, Y_t, Y_c 分别为 X 方向和 Y 方向(即 11 和 22 方向)的拉伸强度和压缩强度; G_{Ic}, G_{IIc} 分别为断裂模式 I 和断裂模式 II 的临界能量; K_n 为界面刚度; ρ 为密度。

2.2 模拟策略

对于结构完整的复合材料,子层之间树脂区域的层间损伤通常是难以观察到的。粘结域单元 (CZE) 可以计算分层的起始和扩展^[12]。在有限元模型中可以在多个位置定义粘结单元,分析决定开发哪一层或哪个可能分层的组合。粘结单元一般定义在层合板子层之间,但是一般不在纤维方向相同的子层之间定义粘结单元,这是因为纤维方向相同的子层界面很少发生分层损伤。粘性行为假设单元的失效是通过材料刚度的连续降低来表征的,材料刚度的降低是由损伤过程推动的。断裂模式 I 和断裂模式 II 下的粘结域单元的非线性本构行为被定义为双线性牵引分离法则。损伤起始选择最大名义应力准则,分层过程的预测通常是基于混合加载模式下的能量释放率和断裂韧性。本文的研究是基于 Reeder^[12]提出的非线性破坏准则见式(1):

$$\left(\frac{G_I}{G_{Ic}}\right)^n + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}}\right)^n + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}}\right)^n = 1 \quad (1)$$

式中: G_I, G_{II} 和 G_{III} ——分别为模式 I、模式 II 和模式 III 中能量释放率;

G_{Ic}, G_{IIc} 和 G_{IIIc} ——分别对应的临界能量释放率。

分层起始之前,为了避免子层单元之间连接的相对位移,界面刚度应该足够大,但是又不能太大,否则会造成数值问题,为了不会影响复合材料的弹性性能,界面刚度 K 定义为式(2)^[12]。

$$K = \frac{\alpha E_{33}}{t_p} \quad (2)$$

式中: α ——无量纲参数,对于各种问题的准确模拟该参数应大于 5;

E_{33} ——材料厚度方向的刚度;

t_p ——通过粘结单元连接的界面层的厚度。

3 结果和讨论

3.1 网格密度对计算结果的影响

在有限元软件 ABAQUS 中划分网格是建立有限元模型的一个重要环节,它要求考虑的问题较多,需要的工作量较大,所划分的网格密度对计算精度和计算规模将产生直接影响。网格数量的多少将影响计算结果的精度和计算规模的大小。结合模型的尺寸、有限元网格划分原则以及以前研究者的工作,考虑了 4 种尺寸的网格单元对分析结果的影响如图 2 所示。随着网格尺寸的减小,数量增加,计算精度会有所提高,但同时计算规模也会增加,所以在确定网格数量时应权衡两个因素综合考虑。网格较少时增加网格数量可以使计算精度明显提高,而计算时间不会有大的增加。当网格尺寸减小到 0.2 mm,再继续增加网格时精度提高甚微,而计算时间却有大幅度增加。所以注意增加网格的经济性,最终选用 0.2 mm 的网格单元。

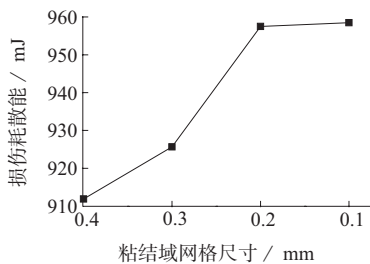


图 2 不同尺寸粘接单元网格对分析结果的影响

3.2 损伤退化参数最大限定值对计算结果的影响

图 3 为界面层单元损伤退化参数最大限定值的分析结果,分别讨论了 1.00, 0.99, 0.98 和 0.97 四个变化量的影响。从图 3 可以看出,粘结单元损伤退化参数最大值的设定对分析结果有很大的影响,图中曲线 d 和 c 代表损伤退化参数 1 和 0.99 时,在时间为 17 s 左右,模型发生网格单元的过度扭曲,出现数值分析不收敛,分析工作被终止;损伤退化参

数为 0.98 时,得到了完整的载荷-位移曲线,即曲线 b,而且该曲线与损伤退化参数为 1 时有相同的趋势;随着损伤参数的继续减小,得到的分析曲线 a 出现较大的偏差,不仅极限载荷与发生极限载荷的时间点均出现较大偏差,而且载荷-位移关系曲线波动明显。所以选取内聚力单元损伤退化参数的最大限制值为 0.98。

与界面层单元损伤退化参数的影响作用相比,层合板单元损伤退化参数的变化对于引入粘结单元的分层损伤的分析影响不明显,其分析结果的极限载荷和发生极限载荷的分析时间相差很小,并且不同参数分析得到的载荷-时间曲线有相同的趋势,只是分析时间不同。对于层合板单元损伤退化参数对分析时间的影响作用,分别研究了 1.00, 0.99, 0.98, 0.97, 0.96 和 0.95 六个值,图 4 为层合板单元损伤退化参数对分析时间的影响。从图 4 可以看出,分析时间随着参数的减小而增加,当该参数为 0.97 时可以完成提交的分析工作得到完整的载荷-时间曲线。但是分析时间随着参数的继续减小而减小,这是由于层合板损伤参数过大或过小,层合板单元会发生过度扭曲,提交的分析工作由于数值不收敛而停止。

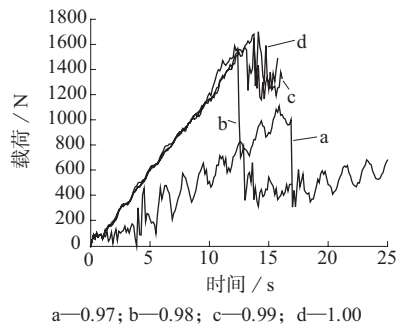


图 3 不同粘结单元损伤退化参数对分析结果的影响

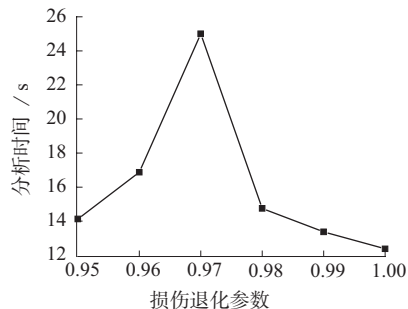


图 4 层合板单元损伤退化参数对分析时间的影响

3.3 损伤扩展

图 5 为层合板不同位置界面层的损伤扩展情况。从图中发现,界面层 a 最先发生损伤,发生在整体分析过程的 4% 左右,然后损伤面积缓慢增加,直

到分析过程的 48%, 界面层 a 在三点弯曲加载部位出现大面积损伤, 但是由于边缘响应, 损伤区域呈现不对称分布。界面层 b 在整个分析过程中未出现损伤; 界面层 c 在分析过程的 46% 出现损伤, 损伤增长迅速, 在分析过程 48% 就出现了大面积的损伤。整个损伤扩展的原因可以从图 6 的不同位置界面层最大应力变化关系图中看出, 界面层 a 的最大应力值在 1 s 和 12 s 左右出现突变, 而且第二次突变的最大应力值为第一次的 2 倍; 界面层 b 在整个分析过程中最大应力值变化均匀, 未出现较大变化; 界面层 c 的最大应力值在其发生损伤时刻急剧上升。

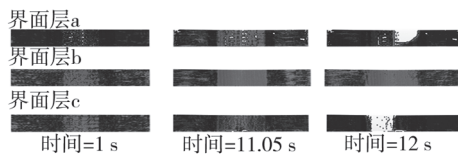


图 5 不同位置界面层随时间扩展情况

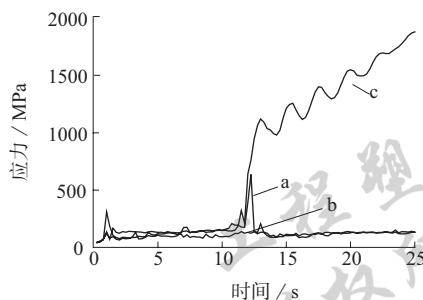


图 6 不同位置界面层最大应力随时间变化

为了对比分析结果的有效性, 进行了相同条件的三点弯曲试验, 试验结果为, 失效载荷为 1.45 kN, 失效位移为 2.03 mm, 而试验中的失效载荷为 1.48 kN, 失效位移为 1.74 mm, 则预测误差分别为 2.07% 和 14.29% (小于 15%)。因此分层损伤有限元模拟结果是比较准确的。

表 2 实验与模拟值得对比

项目	失效载荷 / kN	失效位移 / mm
实验值	1.45	2.03
模拟值	1.48	1.74
预测误差 / %	2.07	14.29

4 结论

(1) 基于有限元软件 ABAQUS, 引入双线性粘结单元层建立有限元模型, 通过实验测试得到模拟所需层合板层间性能和层内性能参数。并考虑了不同网格密度对分析结果的影响, 发现网格密度在达到一定水平后, 继续增加网格密度对损伤耗散能不会产生影响。同时分别考虑了不同粘结单元和层合板单元损伤退化参数最大值对分析结果的影响,

最终选定 0.98 和 0.97 分别为粘结单元和层合板单元损伤退化参数最大值。

(2) 利用该模型对三点弯曲载荷条件下的层合板不同位置分层损伤的起始和扩展进行了分析, 得到了不同位置分层损伤扩展情况。并与试验结果进行对比, 分析误差小于 15%, 证明该损伤模拟方法是合理和准确的。

参考文献

- [1] Iannucci L. Dynamic delamination modelling using interface elements[J]. Computers & Structures, 2006, 84(15):1 029–1 048.
- [2] Wimmer G, Schuecker C, Pettermann H E. Numerical simulation of delamination in laminated composite components-A combination of a strength criterion and fracture mechanics[J]. Composites Part B:Engineering, 2009, 40(2):158–165.
- [3] Needleman A. A continuum model for void nucleation by inclusion debonding[J]. Journal of Applied Mechanics, 1987, 54(3):525–531.
- [4] Camanho P P, Davila C G, De Moura M F. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 2003, 37(16):1 415–1 438.
- [5] Turon A, Camanho P P, Costa J, et al. A damage model for the simulation of delamination in advanced composites under variable-mode loading[J]. Mechanics of Materials, 2006, 38(11):1 072–1 089.
- [6] Ullah H, Harland A R, Silberschmidt V V. Experimental and numerical analysis of damage in woven GFRP composites under large-deflection bending[J]. Applied Composite Materials, 2012, 19(5):769–783.
- [7] Tarfaoui M, Hamitouche L. Mode I interlaminar fracture toughness of through-thickness reinforced laminated structures[J]. Advanced Materials Research, 2012, 423:154–165.
- [8] Andrews M G, Massabò R, Cavicchi A, et al. Dynamic interaction effects of multiple delaminations in plates subject to cylindrical bending[J]. International Journal of Solids and Structures, 2009, 46(9):1 815–1 833.
- [9] Aymerich F, Dore F, Priolo P. Simulation of multiple delaminations in impacted cross-ply laminates using a finite element model based on cohesive interface elements[J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(11):1 699–1 709.
- [10] Santiuste C, Sánchez-Sáez S, Barbero E. A comparison of progressive-failure criteria in the prediction of the dynamic bending failure of composite laminated beams[J]. Composite Structures, 2010, 92(10):2 406–2 414.
- [11] Lonetti P. Dynamic propagation phenomena of multiple delaminations in composite structures[J]. Computational Materials Science, 2010, 48(3):563–575.
- [12] Ullah H, Harland A R, Lucas T, et al. Finite-element modelling of bending of CFRP laminates: Multiple delaminations[J]. Computational Materials Science, 2012, 52(1):147–156.