

DOI:10.19322/j.cnki.issn.1006-4710.2020.04.021

基于内聚力模型的层合板屈曲行为分析

程之遥, 张健

(西安理工大学 土木建筑工程学院, 陕西 西安 710048)

摘要: 本文研究碳纤维增强环氧树脂基复合材料层合板的屈曲行为。基于内聚力模型使用数值模拟方法计算含不同特征参数层合板的屈曲力学行为及分层损伤扩展, 并分析其耦合作用机理。结果表明: 层间分层缺陷的长宽比越大、厚度位置越靠近中面, 层合板的屈曲临界载荷值和极限载荷值越大; 分层损伤扩展只发生在混合屈曲中, 且层间分层缺陷的长宽比和厚度位置会影响层合板的屈曲历程, 但不会影响其分层损伤扩展路径。这种基于屈曲行为与分层损伤扩展耦合模型的层合板承载能力分析可为层合板结构应用提供理论指导。

关键词: 层合板; 内聚力模型; 损伤扩展; 屈曲; 承载能力

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1006-4710(2020)04-0581-06

Buckling behavior analysis of laminates based on cohesive zone model

CHENG Zhiyao, ZHANG Jian

(School of Civil Engineering and Architecture, Xi'an University of Technology, Xi'an 710048, China)

Abstract: The buckling behavior of T700/TDE85 composite laminates is studied. Based on cohesive zone model, the buckling behavior and delamination propagation of laminates with different characteristic parameters are numerically simulated, with the coupling mechanism analyzed. The results show that the laminates with a bigger aspect ratio and thickness position closer to the middle surface of delamination have a larger critical buckling load and load capacity; delamination propagation only occurs in the mixed buckling, with the aspect ratio and thickness position of delamination affecting the buckling process of the laminate, but not affecting the delamination growth paths. The analysis of load capacity of laminates based on the coupled model of buckling behavior and delamination propagation can provide theoretical guidance for the application of laminates.

Key words: laminate; cohesive zone model; delamination propagation; buckling; load capacity

碳纤维增强环氧树脂基层合板因具有比强度高、比模量大和可设计性等优良特性, 在飞机结构中的应用日益广泛^[1]。但由于制造工艺的限制^[2], 在其制备过程和服役期间通常会产生层间分层缺陷^[3], 同时, 层合板在受到面内压缩载荷作用时容易发生屈曲变形^[4], 这将降低层合板的承载能力和使用寿命^[5]。

因此, 研究含层间分层缺陷层合板的屈曲力学行为, 对预测其抗屈曲破坏能力和改进其结构设计具有重要的意义^[6]。

目前, 国内外学者在含层间分层缺陷层合板的分层屈曲^[7-9]、分层损伤^[10-12]及承载能力^[13-15]等方面进行了大量的研究, 但由于屈曲引发层合板失效机理的复杂性, 分层损伤扩展与屈曲失效的相互关系仍是研究的一个难点。

本文运用 ABAQUS 有限元软件, 考虑了几何、材料和边界条件的综合影响, 基于双线性内聚力模型, 研究包含层间分层缺陷层合板在压缩载荷下的屈曲和后屈曲力学行为, 并对分层损伤扩展与屈曲历程、承载能力的相互影响进行分析。

收稿日期: 2019-10-11; 网络出版日期: 2020-07-10

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1294.N.20200710.0856.002.html>

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11402197)

第一作者: 程之遥, 女, 硕士, 助理工程师, 研究方向为复合材料结构的失效分析。E-mail: chengzhiyao369@xaut.edu.cn

通信作者: 张健, 男, 博士, 讲师, 研究方向为轻质夹芯结构的力学行为。E-mail: zj@xaut.edu.cn

1 有限元模型的建立

1.1 几何模型及材料属性

本研究含层间分层缺陷矩形层合板的屈曲破坏情况,其几何结构如图1所示,板长 $L=100\text{ mm}$,宽 $W=25\text{ mm}$,厚 $H=2.4\text{ mm}$ 。层合板的材料为T700/TDE85,材料参数为:弹性模量 $E_1=138\text{ GPa}$, $E_2=10.16\text{ GPa}$,剪切模量 $G_{12}=5.68\text{ GPa}$,泊松比 $\nu_{12}=0.28$ 。层合板对称铺设,铺层顺序为 $[45/0/-45/0/45/90/-45/0/45/0]_s$,共20层,单层厚度为 0.12 mm 。内置层间分层缺陷,其特征尺寸的长和宽分别为 l 和 b ,图1中分层缺陷位于第二层和第三层之间粘聚层的中心。层合板的边界条件为:在 $y=0$ 和 $y=L$ 两对边固支,在 $x=0$ 和 $x=W$ 两对边自由,在右侧固支边施加沿 y 轴负向的压缩位移载荷。

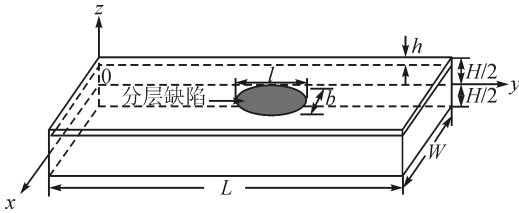


图1 几何模型
Fig.1 Geometrical model

1.2 单元划分

为了反映真实受力情况,层合板采用三维八节点缩减积分单元(C3D8R),粘聚层采用 Cohesive 单元(COH3D8)。

考虑到分层缺陷区域的受力情况比较复杂,对分层缺陷附近区域网格进行了细化,以确保计算准确。

粘聚层的网格划分如图2所示(为与试验结果进行对比,此处设置 $l=b=15\text{ mm}$ 正方形缺陷)。



图2 粘聚层有限元模型
Fig.2 Finite element model of cohesive layer

1.3 粘聚层力学模型

本文通过在层合板粘聚层建立内聚力(Cohesive)单元^[16]来表征分层力学行为(即初始损伤产生和损伤扩展^[17]);内聚力单元采用稳定性好的双线性本构模型,该模型能够在节约计算成本的前提下,保证良好的计算精度,其本构关系如图3所示,其中, σ_z 为界面应力, δ_m 为界面的有效位移。

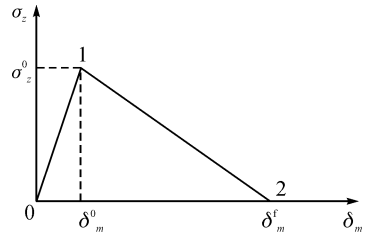


图3 双线性本构模型
Fig.3 Bilinear constitutive model

在点0~1之间,内聚力单元受到线弹性拉载荷。当其法向应力水平达到层间拉伸强度时(即点1处),单元刚度开始递减,初始损伤产生。

由于层合板粘聚层符合混合型内聚力模型,故本文的分层损伤产生判据采用二次应力准则^[18]:

$$\left(\frac{\sigma_z}{N}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{xz}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{yz}}{T}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

式中: σ_z 、 τ_{xz} 和 τ_{yz} 分别是内聚力单元的法向拉伸应力和两个剪切应力; N 是内聚力单元法向拉伸强度; S 和 T 是内聚力单元的两个切向强度。本文强度参数 N 为 5.71 MPa , S 和 T 均为 39.84 MPa 。当内聚力单元的应力分量满足式(1)时,损伤产生。

当单元的刚度降为0,即在点2处,应变能释放率达到临界值,材料完全破坏。当超过点2时,内聚力单元退化,进入分层损伤扩展阶段。

分层损伤扩展以能量释放率为依据,本文选用幂指数准则来表征混合型加载方式下内聚力单元刚度退化的过程。幂指数准则^[19]表达式为:

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}}\right)^\alpha = 1 \quad (2)$$

式中: α 为幂因子; G_I 、 G_{II} 和 G_{III} 分别是分层前缘内聚力单元的I型、II型和III型能量释放率。其临界能量释放率: $G_{IC}=0.276\text{ N/mm}$, $G_{IIC}=G_{IIIC}=0.807\text{ N/mm}$,参数 $\alpha=2$ 。当单元损伤演化过程中的能量释放率满足式(2)时,其刚度退化至0,分层损伤开始扩展。

1.4 有限元模型验证

对模型进行非线性后屈曲分析,得到层合板上T点和D点在压缩载荷作用下的载荷-位移(垂直于面的法向位移)曲线,如图4所示。其中,T点为分层缺陷区域的中心点在模型上表面的投影点,D点为分层缺陷区域的中心点在模型下表面的投影点。与文献^[20]试验所得的T点和D点载荷-位移曲线进行比较,可以发现二者的变化趋势基本一致。故本文所采用的有限元方法可以准确预测含层间分层缺陷层合板的屈曲力学行为。

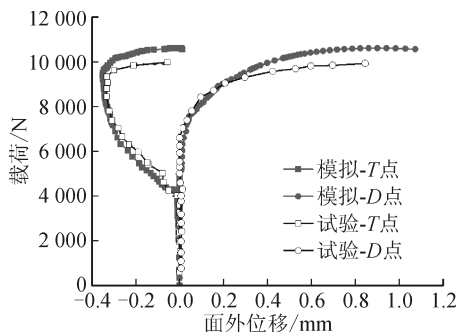


图4 T点和D点载荷-位移曲线的试验与模拟对比^[20]
Fig. 4 Comparison of load-displacement curves at point T and point D between test and simulation^[20]

2 层间分层缺陷对层合板屈曲力学性能的影响

为全面研究层间分层缺陷对层合板屈曲力学性能的影响,本文分别对含不同形状、不同位置的层间分层缺陷的层合板进行研究。

2.1 不同形状层间分层缺陷对屈曲的影响

保持层合板尺寸和缺陷厚度位置不变,采用与1.1节模型相同的边界条件、加载方式和材料本构关系,分别建立位置相同、面积相同的圆形、椭圆形和矩形层间分层缺陷层合板,以分层缺陷长宽比(l/b)作为表征缺陷形状的特征参数。

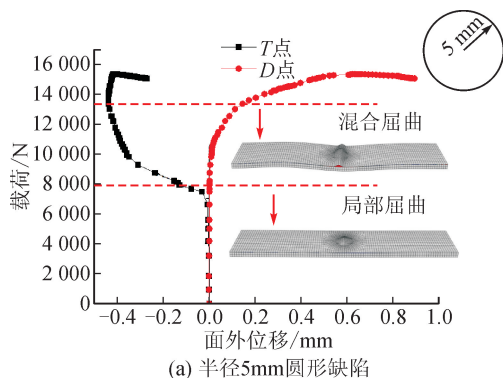
2.1.1 屈曲载荷

图5(a)和(b)分别给出了 $h/H=0.1$,半径为5 mm圆形($l/b=1$)和椭圆I($l/b=0.5$)的层间分层缺陷层合板(A组)T点和D点的载荷-位移曲线,两种缺陷形式的屈曲历程基本相同。在初始阶段时,层合板作为一个整体承受载荷,没有发生屈曲变形。达到临界载荷后,T点在较低载荷下产生初始面外位移,D点没有明显的面外位移,此时层合板处于局部屈曲状态。当载荷继续增加,D点产生与T点位移方向相反的面外位移。由于层间存在残余粘聚力,导致D点面外位移迅速增大。当层合板克服残余粘聚力后,T点和D点向相同方向产生面外位移,此时层合板发生混合屈曲。

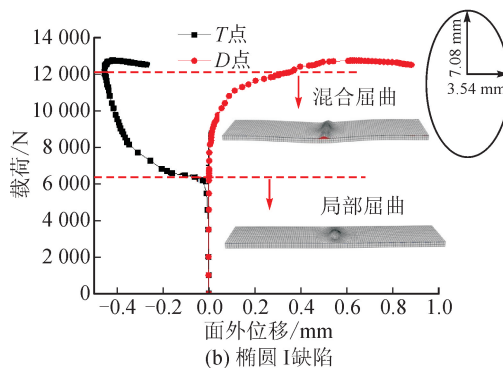
图6(a)和(b)分别给出了 $h/H=0.1$,椭圆II($l/b=2$)和矩形($l/b=2$)层间分层缺陷层合板(B组)T点和D点的载荷-位移曲线。从图6可以看出,由于T点和D点产生的面外位移方向相同,层间粘聚力未超过其极限(临界)值,层合板发生整体屈曲,未产生分层损伤扩展。

表1列出了不同形状层间分层缺陷层合板的临界载荷值。可以看到,在缺陷初始面积相同的情况下,层合板缺陷长宽比越大,其临界载荷值就越大。在4个模型中,当 $l/b \leq 1$ 时,矩形层合板依次发生

局部屈曲和混合屈曲,且伴有分层损伤扩展;当 $l/b=2$ 时,矩形层合板发生整体屈曲,无分层损伤扩展。缺陷长宽比较小的层合板更倾向于在较低载荷下发生局部屈曲,进而引发分层损伤扩展,这会明显降低层合板的极限承载能力。

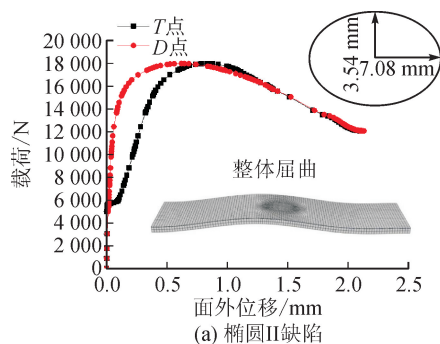


(a) 半径5mm圆形缺陷

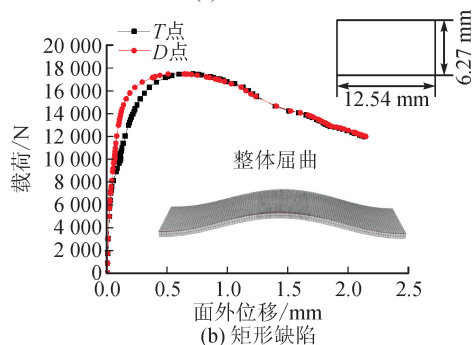


(b) 椭圆I缺陷

图5 A组层合板T点和D点载荷-位移曲线($h/H=0.1$)
Fig. 5 Load-displacement curves at point T and point D of group A ($h/H=0.1$)



(a) 椭圆II缺陷



(b) 矩形缺陷

图6 B组层合板T点和D点载荷-位移曲线($h/H=0.1$)
Fig. 6 Load-displacement curves at point T and point D of group B ($h/H=0.1$)

表1 不同形状层间分层缺陷层合板的临界载荷值
($h/H=0.1$)

Tab.1 Critical loads of laminates with different delamination shapes ($h/H=0.1$)

缺陷形状	局部屈曲 临界载荷/ N	整体/混合 屈曲临界 载荷/N	分层损伤 扩展临界 载荷/N	极限承载 能力/N
圆形	7 913	13 332	13 732	15 310
椭圆 I	6 473	12 061	12 078	12 739
椭圆 II	-	14 533	-	17 938
矩形	-	13 671	-	17 436

注：“-”为不存在的载荷值。

2.1.2 分层损伤扩展

由图5与图6可知, B组模型层合板发生整体屈曲时难以克服层间的粘聚力, 层间分层损伤的扩展被抑制, 即层间分层损伤不易(能)扩展; 而A组模型则均有层间分层损伤扩展。圆形和椭圆I层间分层缺陷层合板的分层损伤扩展路径如图7所示。由图7可以看出, 两者损伤扩展路径相同, 即主要沿着垂直于轴压载荷方向, 向两个自由边延伸, 这说明层合板的局部屈曲是导致分层损伤扩展的重要因素。

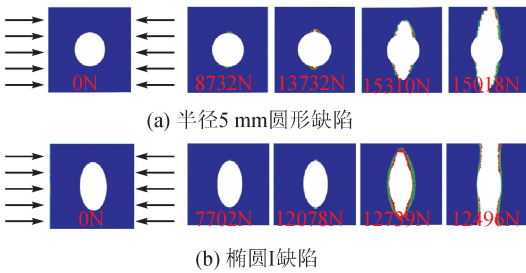


图7 A组层合板分层损伤扩展过程

Fig.7 Delamination propagation of group A

含层间分层缺陷层合板有两类屈曲历程, 一类是局部屈曲-混合屈曲, 另一类是整体屈曲。当 $l/b \leq 1$ 时, 屈曲历程为局部屈曲-混合屈曲, 破坏形式为混合屈曲破坏和分层损伤失效; 当 $l/b=2$ 时, 屈曲历程为整体屈曲, 破坏形式为整体屈曲破坏。故 $l/b=2$ 的矩形层合板, 其承载力和抗分层损伤扩展能力较 $l/b < 2$ 的层合板强, 更易发生整体屈曲。这表明层合板的局部屈曲诱使其分层损伤产生, 局部稳定性下降。

2.2 层间分层缺陷在不同厚度位置的影响

采用零厚度粘聚层对半径分别为 5 mm、7.5 mm、10 mm 的圆形缺陷力学行为进行模拟计算(缺陷层分别位于沿厚度方向的 6 个不同位置), 并对层合板

进行非线性屈曲分析。

图8(a)和(b)分别给出了缺陷层在不同厚度位置时屈曲临界载荷值和极限载荷的变化图。图8(a)中, 半径为 5 mm 的缺陷在 $h/H=0.1$ 处, 半径为 7.5 mm 的缺陷在 h/H 为 0.1、0.15、0.2 处, 以及半径为 10 mm 的缺陷在 h/H 为 0.1、0.15、0.2 处时, 层合板均发生混合屈曲, 其屈曲载荷值随 h/H 的增加而增大; 半径为 5 mm 的缺陷在 h/H 为 0.15、0.2、0.3、0.4、0.5 处, 半径为 7.5 mm 的缺陷在 h/H 为 0.3、0.4、0.5 处, 以及半径为 10 mm 的缺陷在 h/H 为 0.3、0.4、0.5 处时, 层合板均发生整体屈曲, 其屈曲载荷值随 h/H 的增加而增大。图8(b)中, 半径为 5 mm、7.5 mm 和 10 mm 的缺陷层合板的极限载荷值随 h/H 的增加而增大, 即缺陷越靠近板的中部, 层合板整体屈曲临界载荷和极限承载能力越大。

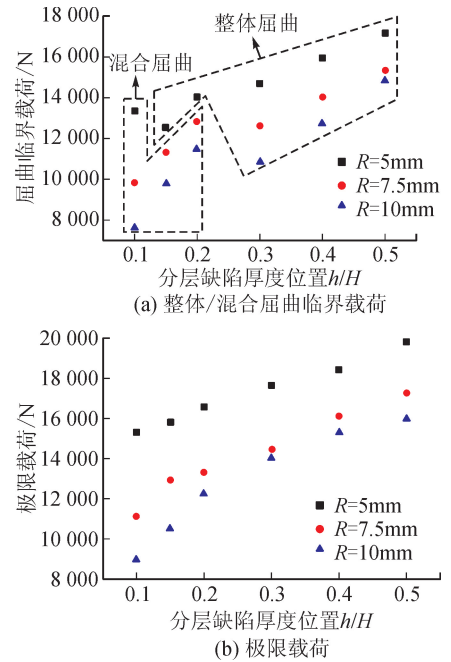


图8 不同厚度位置层间分层缺陷层合板的临界载荷
Fig.8 Critical loads of laminates with delamination embedded at different depth positions

图8(a)中, 半径为 5 mm 的缺陷在 $h/H=0.1$ 处时, 层合板混合屈曲载荷较 $h/H=0.15$ 处的整体屈曲载荷值大; 半径为 7.5 mm 和 10 mm 的缺陷在 $h/H=0.2$ 处的混合屈曲载荷较 $h/H=0.3$ 处的整体屈曲载荷值大, 这是由于产生混合屈曲的层合板在较低载荷下发生局部屈曲, 诱导粘聚层产生损伤和损伤扩展, 消耗部分应变能, 从而提高层合板抵抗混合屈曲的能力, 而产生整体屈曲的层合板不会出现分层损伤扩展。

综上所述, 层合板缺陷越靠近层合板的表面, 对

板的轴向刚度、抗弯刚度削弱越大,更容易产生局部屈曲和分层损伤扩展,进而明显降低层合板的抗失稳能力。故浅层层间分层缺陷层合板相较于深层层间分层缺陷层合板,其稳定性更弱,承载力更低。

由计算可知,分层损伤扩展的发生与层合板局部屈曲相对应,发生分层扩展的层合板其屈曲历程均为局部屈曲-混合屈曲,且分层扩展路径基本相同(见图7(a));而未发生分层扩展的层合板为整体屈曲。这是由于当分层越浅、分层缺陷面积(半径)越大的层合板受压时,越易在较低载荷下产生局部屈曲,此时层合板层间分层缺陷前缘应力集中,但分层损伤仍未发生扩展。随着外载增加,层合板面内应变增大,应变能增大,当达到临界能量释放值时,分层损伤扩展。由此可见,局部屈曲是含层间分层缺陷层合板分层损伤扩展的必要条件,同理,局部屈曲的发生会大幅降低层合板的稳定性和承载能力。

3 结 论

本文基于双线性内聚力模型,运用 ABAQUS 有限元软件对含层间分层缺陷层合板进行了非线性屈曲分析,并探讨了两加载边固支、两侧边自由矩形板的屈曲失效和分层损伤的相互作用机理。

1) 层间分层缺陷的初始面积相同时,其长宽比越大,层合板承载能力就越强。

2) 层间分层缺陷的长宽比会影响层合板的屈曲历程,即长宽比小的层合板发生局部屈曲-混合屈曲,且局部屈曲会引发分层损伤扩展;长宽比大的层合板为整体屈曲。

3) 层间分层厚度位置越靠近中面,层合板的稳定性越好,承载能力越强;缺陷层靠近表面的层合板屈曲历程为局部屈曲-混合屈曲,且伴有分层损伤扩展;缺陷层位置接近板中面的层合板更易产生整体屈曲,且无分层损伤扩展。

4) 缺陷长宽比和厚度位置不会影响分层损伤扩展路径,且分层损伤扩展仅存在于发生了局部屈曲的层合板中。

参考文献:

[1] 孙振起,吴安如. 先进复合材料在飞机结构中的应用[J]. 材料导报,2015,29(11):61-64,69.
SUN Zhenqi, WU Anru. Application of advanced composite in aircraft structures [J]. Materials Review, 2015, 29(11): 61-64, 69.

[2] 马立敏,张嘉振,岳广全,等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. 复合材料学报,2015,32(2):317-322.

MA Limin, ZHANG Jiazhen, YUE Guangquan, et al. Application of composites in new generation of large civil aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(2): 317-322.

[3] 陈悦,朱锡,李华东,等. 含分层缺陷复合材料夹芯梁力学特性及失效模式的试验研究[J]. 海军工程大学学报,2016,28(6):65-70.
CHEN Yue, ZHU Xi, LI Huadong, et al. Mechanical behavior and failure modes of composite sandwich columns with face/core debond[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2016, 28(6): 65-70.

[4] 黄丽华,刘博,史婷伟. 提高层压板屈曲强度的铺层顺序优化方法讨论[J]. 玻璃钢/复合材料,2019(3):38-42,81.
HUANG Lihua, LIU Bo, SHI Tingwei. Layer sequence optimization for buckling strength of composite laminates [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2019(3): 38-42, 81.

[5] FAGGIANI A A, FALZON B G, BRUNNER D. Optimization of composite structures to delay mode jump instabilities [J]. AIAA Journal, 2011, 49(4): 703-711.

[6] 钟轶峰,张亮亮. 双轴受压反对称角铺设复合材料层合板在固支边界下的后屈曲和模态跃迁[J]. 复合材料学报,2011,28(6):208-214.
ZHONG Yifeng, ZHANG Liangliang. Post-buckling and mode jumping analysis of clamped supported composite laminates with antisymmetric angle-ply under biaxial compressive load [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(6): 208-214.

[7] 李峰,陈金龙,宫文然. 含圆形分层损伤复合材料层合板在弯曲载荷作用下的屈曲行为研究[J]. 宇航材料工艺,2016,46(5):29-37.
LI Feng, CHEN Jinlong, GONG Wenran. Buckling analysis of composite plates containing embedded circular delamination under pure bending load [J]. Aerospace Materials & Technology, 2016, 46(5):29-37.

[8] OVESY H R, MOONEGHI M A, KHARAZI M. Post-buckling analysis of delaminated composite laminates with multiple through-the-width delaminations using a novel layerwise theory [J]. Thin-Walled Structures, 2015, 94: 98-106.

[9] GONG W R, CHEN J L, PATTERSON E A. An experimental study of the behaviour of delaminations in composite panels subjected to bending [J]. Composite Structures, 2015, 123: 9-18.

[10] FOTOUHI M, NAJAFABADI M A. Investigation of the mixed-mode delamination in polymer-matrix composites using acoustic emission technique [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2014, 33(19):

- 1767-1782.
- [11] 姜晓伟,朱书华,李国弘,等. 含分层缺陷复合材料层合板分层扩展研究[J]. 航空计算技术,2014,44(5): 73-76.
JIANG Xiaowei, ZHU Shuhua, LI Guohong, et al. Investigation of delamination propagation of composite laminate with delamination defects [J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(5): 73-76.
- [12] ZHAO L B, ZHI J, ZHANG J Y, et al. XFEM simulation of delamination in composite laminates[J]. Composites Part A Applied Science & Manufacturing, 2016, 80: 61-71.
- [13] 赵晨熙,朱和明,张文兴. 含不同类型分层缺陷层合板的屈曲失效性能[J]. 玻璃钢/复合材料,2018(6): 16-21.
ZHAO Chenxi, ZHU Heming, ZHANG Wenxing. Buckling properties of composite laminates with different delamination defects[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2018(6): 16-21.
- [14] 肖梦丽,张勇波,王治华,等. 分层损伤对含孔复合材料层合板剩余强度影响[J]. 航空动力学报,2016,31(5):1081-1086.
XIAO Mengli, ZHANG Yongbo, WANG Zhihua, et al. Effect analysis of delamination damage on the residual strength of notched composite laminates[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1081-1086.
- [15] FU H M, ZHANG Y B. On the distribution of delamination in composite structures and compressive strength prediction for laminates with embedded delaminations[J]. Applied Composite Materials, 2011, 18(3): 253-269.
- [16] YE Q, CHEN P H. Prediction of the cohesive strength for numerically simulating composite delamination via CZM-based FEM[J]. Composites Part B-Engineering, 2011, 42(5): 1076-1083.
- [17] KIM S H, KIM C G. Optimal design of composite stiffened panel with cohesive elements using micro-genetic algorithm[J]. Journal of Composite Materials, 2008, 42(21): 2259-2273.
- [18] HARPER P W, HALLETT S R. Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(16): 4774-4792.
- [19] BERTOLINI J, CASTANIÉ B, BARRAU J J, et al. Multi-level experimental and numerical analysis of composite stiffener debonding. Part 1: non-specific specimen level [J]. Composite Structures, 2009, 90(4): 381-391.
- [20] 张璐. 含分层缺陷复合材料层合板分层扩展行为与数值模拟研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2012.
ZHANG Lu. Numerical analysis and experimental study on propagation behavior of laminated composite plates with embedded delamination[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.

(责任编辑 周 蓓)