

新型变刚度层合板力学特性及损伤机制

曹忠亮 丁潇潇

Mechanical properties and damage mechanisms of novel variable stiffness laminates

CAO Zhongliang, DING Xiaoxiao

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240008.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于自动铺放技术的高精度变刚度复合材料层合板屈曲性能

Buckling performance of high-precision variable stiffness composites laminate based on automatic placement technology
复合材料学报. 2020, 37(11): 2807–2815 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200218.001>

变刚度复合材料开孔板拉伸行为数值模拟及试验验证

Numerical simulation and experiment validation of variable stiffness composite laminates with open holes under unidirectional tension
复合材料学报. 2018, 35(3): 599–606 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170612.003>

变刚度碳纤维/环氧树脂复合材料薄壁圆管轴向压溃响应与破坏机制

Axial crushing response and failure mechanism of variable stiffness carbon fiber/epoxy resin composite thin-walled tube
复合材料学报. 2021, 38(11): 3586–3600 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210126.002>

雷击冲击力作用下复合材料层合板动力学响应及损伤特性

Dynamic response and damage performance analysis for composite laminate under the act of lightning impact force
复合材料学报. 2018, 35(6): 1481–1489 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170727.004>

含纤维波纹缺陷复合材料层合板的损伤分析

Damage analysis for composite laminate with fiber waviness
复合材料学报. 2019, 36(2): 330–336 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180504.001>

超高分子量聚乙烯纤维/水性聚氨酯复合材料层压板抗软钢芯弹侵彻性能及其损伤机制

Ballistic performance of ultrahigh molecular weight polyethylene fiber/waterborne polyurethane composite laminate against mild-steel core projectile and its damage mechanism
复合材料学报. 2021, 38(5): 1455–1467 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200722.003>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20240008.001

新型变刚度层合板力学特性及损伤机制

曹忠亮*, 丁潇潇

(江苏理工学院 机械工程学院, 常州 213001)



分享本文

摘要: 广泛应用于航空航天、交通运输等领域的复合材料层合板在实际应用中存在着承载能力和稳定性方面的挑战, 为解决上述问题, 采用自动铺丝可变刚度层合板, 并对其力学特性及失效机制进行研究。首先, 在线性变角度函数的基础上, 提出一种新型周期线性延拓函数算法, 以优化复合材料纤维铺放路径, 实现更为详细和精确的纤维轨迹变化。其次, 通过 Python/Abaqus 联合构建新型变刚度层合板有限元模型。最后, 分析了定/变刚度层合板三点弯曲下的损伤机制, 揭示了不同纤维铺放角对层合板力学特性、应力分布和损伤情况的影响。研究表明: 三点工况下中心纤维取向角对弯曲性能产生显著影响, 0°有利于性能提升, 90°则导致性能下降; 在中心纤维取向角为 5°的基础上, 采用变角度设计可以有效抑制弯曲损伤进一步扩展, 均匀层合板面内应力分布, 同时进一步提高弯曲极限应力, 最大提升幅度为 28.31%。本研究为后续复合材料层合板的抗弯曲设计和优化提供了重要的研究思路和流程, 具有一定参考意义。

关键词: 复合材料层合板; 变刚度; 曲线铺放; 力学特性; 损伤机制

中图分类号: TB332 文献标志码: A 文章编号: 1000-3851(2024)10-5687-13

Mechanical properties and damage mechanisms of novel variable stiffness laminates

CAO Zhongliang*, DING Xiaoxiao

(School of Mechanical Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou 213001, China)

Abstract: Laminated composite panels, widely employed in aerospace, aviation and transportation, face challenges in terms of load-bearing capacity and stability in practical applications. To address these issues, this study adopts an automated variable stiffness layup approach and investigates the mechanical properties and failure mechanisms of the resulting laminated composite panels. Firstly, a novel periodic linear extrapolation algorithm was proposed based on a linear variable angle function to optimize the fiber placement paths, achieving more detailed and precise variations in fiber trajectories. Subsequently, a finite element model for the new variable stiffness laminated panel was constructed using Python/Abaqus. Finally, the damage mechanisms under three-point bending for both constant and variable stiffness laminated panels were analyzed, revealing the impact of different fiber orientation angles on the mechanical properties, stress distribution and damage scenarios. The research findings indicate that the orientation angle of the central fiber significantly influences bending performance under three-point conditions, with 0° favoring performance enhancement and 90° leading to a decline in performance. Compared to the baseline with a central fiber orientation angle of 5°, employing a variable angle design effectively suppresses further extension of bending damage, ensures a uniform stress distribution within the laminated panel, and further enhances the ultimate bending stress, with a maximum improvement of 28.31%. This study provides crucial insights and a systematic approach for the subsequent design and optimization of laminated composite panels, contributing to advancements in bending resistance design for composite materials.

收稿日期: 2023-11-22; 修回日期: 2023-12-25; 录用日期: 2023-12-28; 网络首发时间: 2024-01-08 15:08:38

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240008.001>

基金项目: 江苏省高等学校自然科学研究重大项目 (21KJA460004); 江苏省重点研发计划技术项目 (BE2023014-3)

Universities Natural Science Research Major Project of Jiangsu Province (21KJA460004); Key Research and Development Project of Jiangsu Province (BE2023014-3)

通信作者: 曹忠亮, 博士, 教授, 硕士生导师, 研究方向为复合材料夹芯结构、铺放成型工艺等方面 E-mail: caoliang-8302@163.com

引用格式: 曹忠亮, 丁潇潇. 新型变刚度层合板力学特性及损伤机制 [J]. 复合材料学报, 2024, 41(10): 5687-5699.

CAO Zhongliang, DING Xiaoxiao. Mechanical properties and damage mechanisms of novel variable stiffness laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 41(10): 5687-5699(in Chinese).

Keywords: composite laminate; variable stiffness; curve laying; mechanical properties; damage mechanism

纤维增强复合材料以其高比强度、比模量和卓越的抗疲劳性等优异性能在航空运输、轨道交通等领域广泛应用。随着自动铺带 (ATL) 和自动铺放技术 (AFP) 的引入和不断改进, 实现了可变刚度层合板的制造, 突破性扩展了复合材料结构的设计领域。变刚度层板 (VSP) 在力学性能方面具有非定向性, 使工程师能够通过对纤维取向角的设计更加准确地调整复合材料性能以满足具体需求^[1]。变刚度层合板以其优越的力学性能和灵活的设计性逐渐替代了一部分定刚度层合板。弯曲载荷在工程实际中十分普遍, 而三点弯曲试验是广泛用于测试材料力学性能的基本方法之一, 因此研究与加载状态相关的层合板弯曲力学性能非常重要^[2]。在弯曲成形过程中, 纤维增强复合材料经历复杂的力学应力, 会产生多种复杂的损伤失效。理论分析受到假设限制, 试验研究难以全面考虑所有因素^[3]。因此, 对于提升复合材料层合板的成形性能而言, 深入研究外力作用下的应力状况和损伤机制尤为重要。

近年来, 国内外学者普遍关注复合材料层合板力学性能、损伤演化以及纤维变角度铺放, 并进行了相关的理论和实验研究。然而针对三点弯曲工况下层合板性能的相关研究较为有限且数值仿真精度不足。Ullah 等^[4-5]采用 Abaqus 建立含内聚力单元的复合材料模型来模拟分层和纤维断裂, 模型对网格质量较为敏感, 且此方法人为控制断裂位置与方向, 无法预测裂纹形状。杨慧^[6]以实体单元复合材料层合板模型为对象, 分析了断裂、层间等损伤, 并验证合理性。Zhou 等^[7]利用扫描电镜考察了玻璃纤维增强塑料三点弯曲损伤变化, 揭示了材料参数与铺放角之间的相关性。庄蔚敏等^[8]结合实验和仿真模型, 研究了碳纤维层合板弯曲损伤失效演化, 揭示了网格精度和接触层对仿真结果的影响。许良等^[9]通过多向层合板三点弯曲试验发现, T700 复合材料层合板弯曲性能、疲劳寿命与厚度成正比, 与应力比和应力等级成反比, 但厚度增加容易产生分层和纤维拔出现象。张华伟等^[3]以 Hashin 准则为基础, 加入介质力学特性, 研究了层合板模型三点工况下的应力情况, 揭示了 0°铺层应力一直高于 90°铺层。白瑞祥等^[1]通过建模分析发现了合理的曲线铺丝设计显著提高加筋板的承载能力, 通过实验验证了变刚度蒙

皮方式能有效提高结构刚度和承载能力。李辉等^[10]针对机翼蒙皮承载等问题, 建立了变刚度复合材料层合板力学模型和有限元模型, 通过优化纤维角度和路径, 提高了承载力、刚度和稳定性。叶辉等^[11]研发了 Altair HyperWorks 变刚度层合板建模工具, 结果显示变刚度层合板相比定刚度层合板的压缩极限载荷提高了 12.68%, 增强了构件的可设计和抗失效性。

由于有限元软件均可直接建立常规层合板模型, 建模难度低, 目前层合板三点弯曲性能和损伤演化方面的研究主要集中于常规层合板。在处理角度不断变化的变刚度层合板模型时, 商用有限元软件需要根据不同铺放轨迹手动逐点分配纤维角度、铺层属性等, 工作极其繁琐, 因而缺少对变刚度层合板三点弯曲力学特性和损伤机制的深入研究。为深度融合曲线纤维离散、化整为零以及“以直代曲”的建模思想, 实现变刚度层合板参数化快速建模, 本文结合 Python 与 Abaqus 进行二次开发联合仿真。提出一种新型周期线性延拓纤维轨迹函数算法, 建立了定刚度和新型变刚度层合板的三点弯曲模型, 得到了各组模型弯曲载荷-位移曲线, 对比分析了力学特性及损伤机制, 研究了层合板弯曲性能对纤维铺放轨迹角度变量的响应机制。

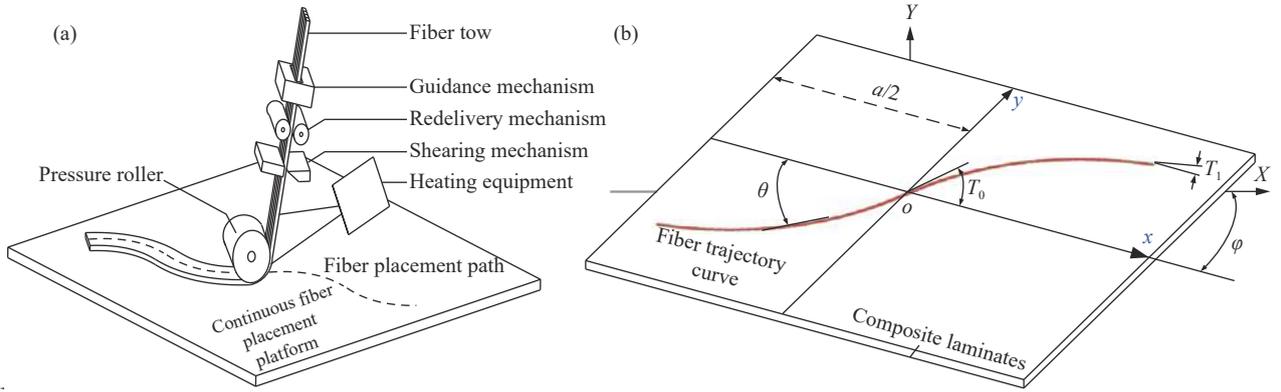
1 变刚度层合板设计

1.1 纤维铺放参考路径

纤维自动铺放技术 (AFP) 能完成纤维束束角度铺放, 以实现层合板刚度连续变化, 如图 1(a) 所示。在纤维铺放轨迹规划中, 本文将参考路径的中心对称点设置为层合板中心点, 并建立笛卡尔坐标系 xoy , 如图 1(b) 所示。在此坐标系中, 定义层合板的长度为 a ; 中心点处纤维曲线起始角 T_0 ; 纤维曲线终止角 T_1 。 $\theta_x(x)$ 表示在坐标 x 处的纤维切线与 x 轴的夹角, φ 表示坐标轴偏角, 本文以 $\varphi=0^\circ$ 时的参考路径作为曲线纤维铺放的基准轨迹。

目前实际应用中的纤维参考路径包括线性变角度曲线^[11]、定曲率圆弧^[12]、Bezier 曲线^[13]等。其中线性函数法应用最广泛, 且更为简洁, 其函数表达式为

$$\theta_x(x) = \frac{2(T_1 - T_0)}{a} |x| + T_0 \quad (1)$$



a —Length of laminate; T_0 —Starting angle of curved fiber; T_1 —Termination angle of curved fiber; θ —The angle between the tangent line at a certain point on the fiber and the x -axis; φ —Deflection angle of the reference coordinate system

图1 复合材料纤维铺设: (a) 纤维自动铺设技术; (b) 纤维铺设参考路径

Fig. 1 Composite fiber placement: (a) Automatic fiber placement technology; (b) Fiber placement reference path

本文在上述线性函数的基础上提出周期线性延拓纤维角度变化函数,以解决初始线性变角度纤维轨迹设计参数有限的问题,从而实现更为详细和精确的纤维轨迹变化。

为了便于计算,在参考坐标系 xoy 内定义周

$$\theta_x(x) = \begin{cases} \frac{2(T_1 - T_0)}{m} \left| x - \left\lfloor \frac{x}{m/2} \right\rfloor \cdot \frac{m}{2} \right| + T_0, & \left\lfloor \frac{x}{m/2} \right\rfloor \text{ 为偶数} \\ \frac{2(T_1 - T_0)}{m} \left| x - \left(\left\lfloor \frac{x}{m/2} \right\rfloor + \frac{x}{|x|} \right) \cdot \frac{m}{2} \right| + T_0, & \left\lfloor \frac{x}{m/2} \right\rfloor \text{ 为奇数} \end{cases}, x \neq 0$$

$$T_0, \quad x = 0$$

纤维铺设参考路径示意图如图2所示。

周期线性延拓纤维路径函数表达为

$$y = \begin{cases} \frac{km}{(T_0 - T_1)\pi/180} \left\{ \ln \cos \left[\left(T_0 + \frac{m(T_1 - T_0)}{a} \right) \frac{\pi}{180} \right] - \ln \left(\cos T_0 \cdot \frac{\pi}{180} \right) \right\} + \\ \frac{k}{|k|} \cdot \frac{m}{2(T_1 - T_0)\pi/180} \left\{ \ln \cos \left[\left(T_0 + \frac{2(T_1 - T_0)}{m} \cdot |x - km| \right) \frac{\pi}{180} \right] - \ln \left(\cos T_0 \cdot \frac{\pi}{180} \right) \right\}, & x \in \left[\frac{(2k-1)}{2}m, \frac{(2k+1)}{2}m \right], k \in \mathbb{Z} \text{ 且 } x \neq 0, k \neq 0 \\ 0, & x = 0 \text{ 且 } k = 0 \end{cases} \quad (3)$$

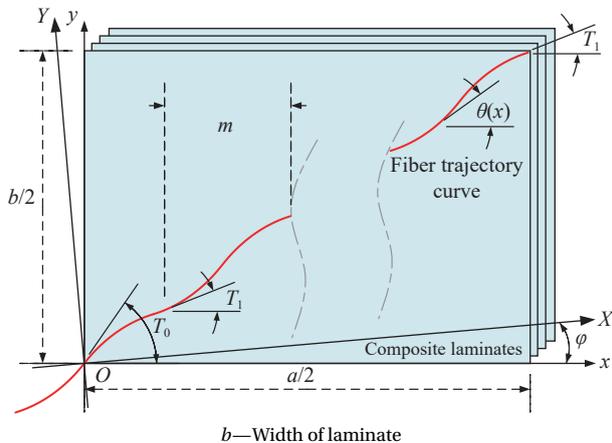


图2 周期线性延拓纤维铺设参考路径示意图

Fig. 2 Schematic diagram of periodic linear extension fiber laying reference path

期线性延拓纤维轨迹。将层合板 x 轴方向划分为 n 个区域(即周期个数),假设每个区域的特征长度为 m ,每个区域内纤维的起始角度为 T_0 ,终止角度为 T_1 。在参考坐标系下,纤维角度的表达式如下:

可用4个参数: n 、 φ 、 T_0 和 T_1 来确定周期线性延拓纤维轨迹路径,记为 $n \pm \varphi \langle T_0 | T_1 \rangle$ 。因此只需知道层合板在全局坐标系下各点的坐标,则可计算出层合板上任意点对应的纤维铺设角度,便于参数化建模。

图3为 $n=1-4$ 时周期线性延拓纤维铺设参考路径的对比示意图,从图中可以看出 n 值越大,纤维角度变化越为精细。若按文献[14]变角度铺设试验结论中纤维角度变化范围不宜超过 20° 进行纤维轨迹设计时,层合板尺寸越大,原线性函数铺设路径越趋于直线,越无法精确控制纤维角度的变化。因此,对于不同尺寸的构件,周期线性延拓纤维轨迹路径可以通过调节 n 数值的大小以

达到变角度纤维铺放连续且精确地控制。该函数扩展了基础函数法的设计空间，确保了纤维角度的连续性，同时增加了函数轨迹控制参数。此外，该函数不受板的长度影响，可以应用于各种尺寸的平板型构件。

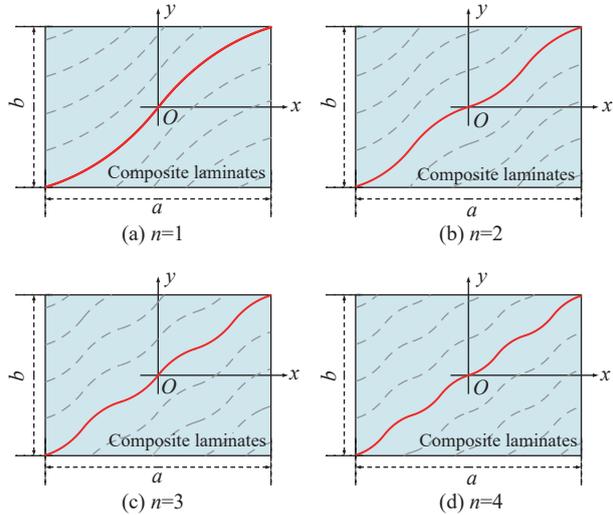


图3 周期 $n=1-4$ 时周期线性延拓纤维铺放参考路径对比图

Fig. 3 Comparison chart of reference paths for periodic linear extension fiber laying when periods $n=1-4$

1.2 纤维曲线曲率控制

从制造角度而言，曲率半径过小会导致在纤维铺放过程中出现褶皱和架桥现象。因此为了保证实际铺放过程中的表面光滑则需要满足下式曲率约束条件^[15-16]：

$$\rho = \frac{[1 + (y')^2]^{3/2}}{|y''|} = \frac{1}{k} < \frac{1}{k_0} \quad (4)$$

式中： k 为曲率； y 是纤维轨迹的函数表达式； ρ 是曲率半径； k_0 是纤维铺放的最小曲率。

联立式(2)和式(4)求得纤维曲线路径的最小曲率半径为

$$\rho_{\min} = \begin{cases} \frac{m}{2(T_1 - T_0) \cos T_0} & , T_1 > T_0 \\ \frac{m}{2(T_0 - T_1) \cos T_1} & , T_1 < T_0 \end{cases} \geq \rho_0 \quad (5)$$

式中： ρ_{\min} 是纤维曲线路径上的最小曲率半径； ρ_0 是纤维铺放的最小曲率半径。

2 变刚度层合板建模及三点弯曲仿真

2.1 变刚度层合板有限元建模的二次开发

本文研究的变刚度层合板由连续函数定义，而有限元模型基于离散单元，即一个单元仅反映一个固定的纤维角度。因此变刚度层合板有限元

建模的基础是将连续纤维轨迹离散化，离散化表征代表性体积单元 (RVE) 如图4所示。

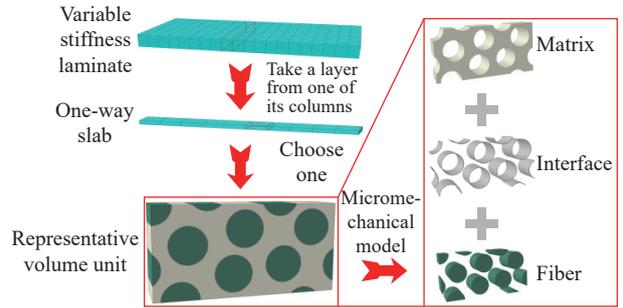


图4 离散化代表性体积单元 (RVE) 示意图^[10]

Fig. 4 Schematic diagram of representative volume units (RVE) based on discretization ideas^[10]

本研究利用 Python 语言对 Abaqus 二次开发，进行变刚度层合板参数化建模。本文建立的是理想变刚度层合板，假设丝带宽度足够小，以确保层合板无空隙或重叠，且厚度均匀分布。通过“以直代曲”的方法将层合板进行离散，取单元中心的纤维角度来表示整个单元的角度，最终建立整个变刚度层合板模型。由于本文沿 y 轴平移参考路径以铺满整个平面，因此沿 y 轴方向的纤维角度处处相等。为了一步简化模型、提高建模效率，故按图5进行网格离散及简化处理。

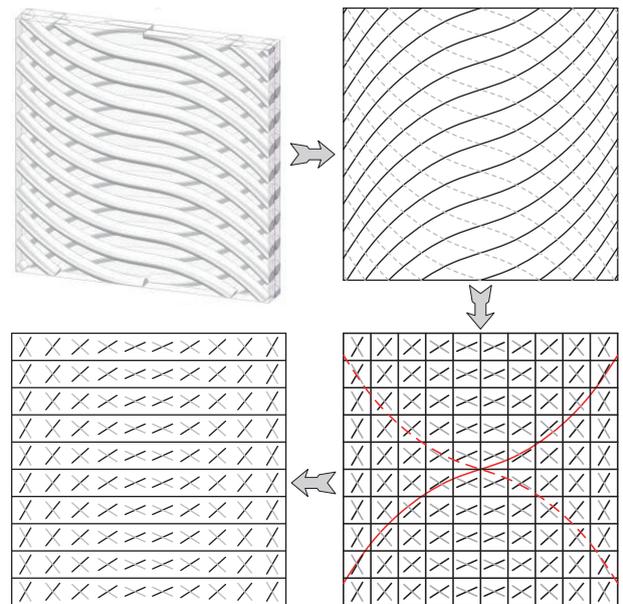


图5 $1\pm 0<15 [60]>_4$ 曲线纤维轨迹离散化过程

Fig. 5 Curved fiber trajectory discretization process of $1\pm 0<15 [60]>_4$

基于以上建模思想，由式(3)给出的基准路径上任意点纤维角度的求解方法及纤维铺放角度的演变规律，并利用平移法建立变角度曲线铺层的

层合板模型, 建模主要流程如图 6 所示。

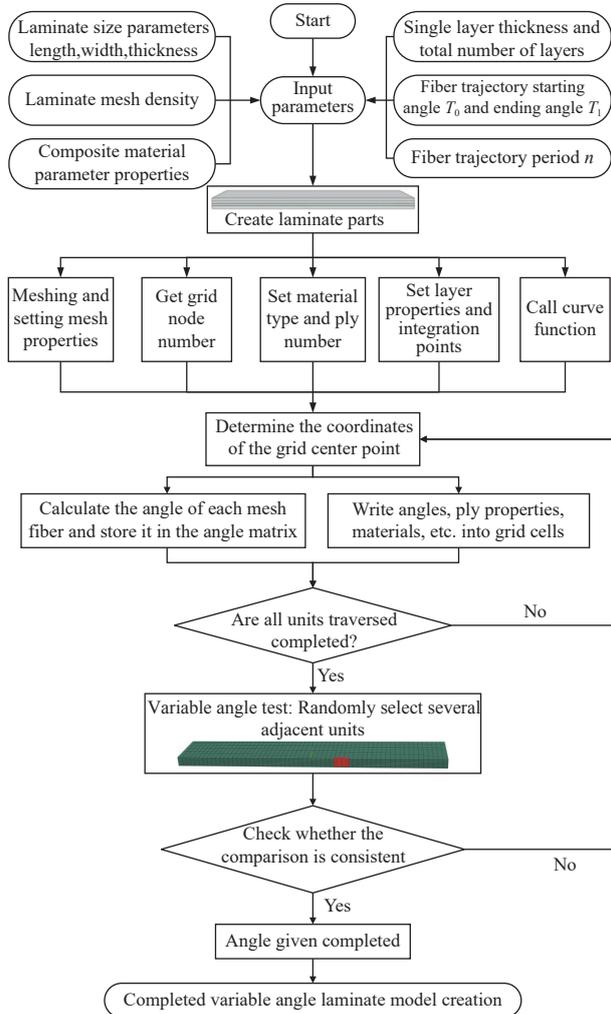


图 6 新型变刚度层合板二次开发建模流程

Fig. 6 Secondary development modeling process of new variable stiffness laminates

根据图 6 流程, 结合图 2 纤维路径, 对层合板模型进行离散处理。每个单元独立定义, 赋予唯一编号。由于变刚度层合板中单元纤维角度与中心坐标相关。通过 Python 将角度、铺层属性、材料参数等分配给对应单元。最后为验证模型准确性, 随机选取有限元模型中相邻单元的纤维角度与角度函数的计算值进行对比验证, 进而完成新型变刚度层合板力学模型的建立。

2.2 变刚度层合板算例仿真验证

目前仅有对定刚度层合板的三点弯曲性能分析, 而变刚度层合板的弯曲性能尚未有充分的试验研究。为了验证本文 Python/Abaqus 二次开发变刚度层合板的有效性, 因此本文对文献 [17-18] 中的变刚度复合材料平板单轴压缩实验建立仿真

模型, 对结果进行对比验证, 如表 1 所示。从表中可以看出仿真的屈曲载荷与实验数据对比误差在 3.5% 左右, 具有较高的一致性, 可认为本文所定义的变刚度层合板模型是合理有效的。

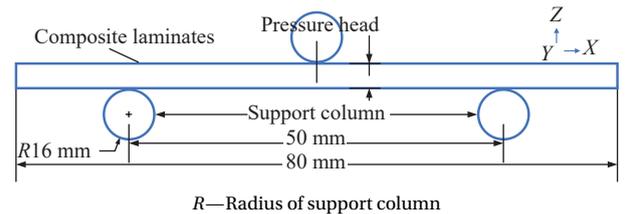
表 1 程序算法有效性验证

Table 1 Algorithm validity verification

	Buckling load/kN	Error/%
This paper	94.644	-
Average experimental result ^[17]	97.9	3.326
Average experimental result ^[18]	98.3	3.719

2.3 变刚度层合板三点弯曲仿真模型

本文以碳纤维复合材料层合板为研究对象, 在 Abaqus 中建立有限元模型。如图 7 所示, 该模型包括压头、两个底座支撑柱以及层合板。



R—Radius of support column

图 7 复合材料层合板三点弯曲示意图

Fig. 7 Schematic diagram of three-point bending of composite laminates

本文模型的基本特征如下: 层合板的尺寸为 80 mm×12 mm×2 mm(长×宽×高)。压头和支撑柱为离散的刚体, 采用 C3D8R 显示单元划分网格。为了进行高效计算, 模型单元尺寸设置为 0.50 mm。层合板由带有单元删除的 SC8R 三维 8 节点连续壳单元进行网格划分, 总计 64 400 个网格节点, 57 600 个单元。为避免由非均衡性引起的拉剪、剪拉、弯扭、扭转等耦合效应, 本文层合板设计了四对均衡铺层, 铺层表示为 $1\pm 0<T_0|T_1>_4$ 表示, 从底层逐层向上铺设, 每层厚度为 0.25 mm。厚度方向上的微观网格模型如图 8(a) 所示。各铺层间分别插入一层与相邻层单元共节点的 0 厚度 Cohesive, 设置单元属性为 COH3D8 且可删除, 进而模拟在三点工况下的分层损伤等现象。图 8(b) 为铺层和粘结层的宏观示意图。

本文模型采用 Abaqus/Explicit 进行计算, 压头、底座与层合板之间为硬接触, 切向罚系数 0.3。两支撑处跨距为 50 mm; 设置压头只允许 z 方向的移动, 约束其他 5 个自由度; 底座支撑柱约束所有自由度。以位移方式对压头加载, 加载位移

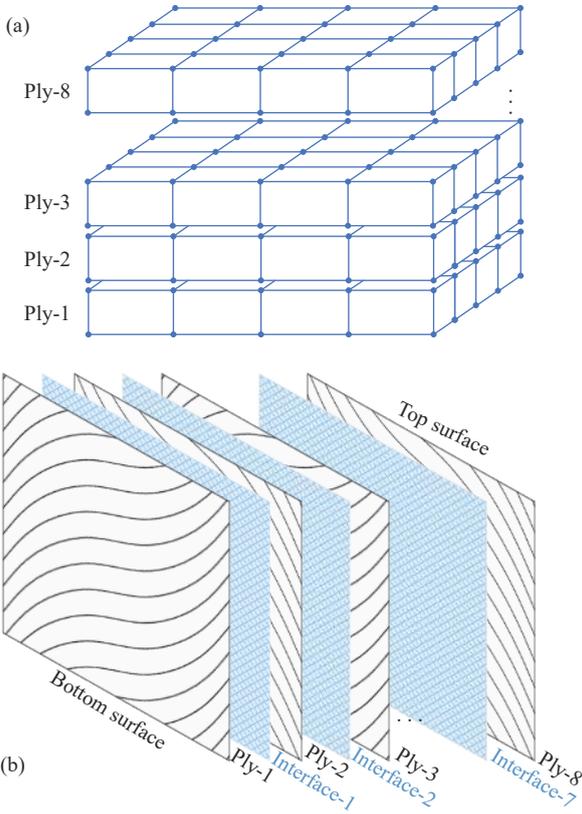


图 8 复合材料层合板示意图: (a) 层合板微观模型; (b) 层合板铺层宏观示意图

Fig. 8 Schematic diagram of composite laminates: (a) Composite laminate micro model; (b) Macroscopic diagram of composite laminate layout

为 8 mm, 方向为 z 轴负方向。复合材料层合板三点弯曲仿真模型几何形状如图 9 所示, 文中所用复合材料层合板材料属性如表 2 所示。

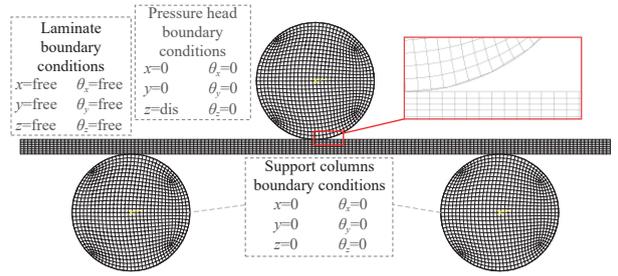


图 9 复合材料层合板三点弯曲仿真模型

Fig. 9 Three-point bending simulation model of composite laminates

本文根据不同的始末角设计了 19 个复合材料层合板仿真模型, 以探究定刚度与变刚度层合板在三点弯曲条件下的性能差异。其中包括 3 种不同的定刚度铺层方案, 分别为 $[0^\circ]_8$ 、 $[0^\circ/90^\circ]_4$ 和 $[90^\circ]_8$ 。表 3 详细列出了复合材料层合板的铺层设计方案。

此方案有利于组间比较, 便于研究纤维曲线的铺放角度与层合板弯曲性能之间的关系, 不同始末角纤维轨迹对比如图 10 所示。

可知, 不同始末角的纤维铺放轨迹趋势相同, 但曲率半径差异明显。如, $\langle 5^\circ|10^\circ \rangle$ 与 $\langle 5^\circ|80^\circ \rangle$ 对比, $\langle 5^\circ|10^\circ \rangle$ 纤维轨迹曲线平滑、曲率半径较大, 而

表 2 层合板材料属性

Table 2 Composite laminate material parameters

Lamina constants		Constitutive damage model parameters of lamina	
E_{11}/MPa	463	Longitudinal tensile strength/MPa	X_T 2 080
E_{22}/MPa	700	Longitudinal compressive strength/MPa	X_C 1 250
E_{33}/MPa	700	Transverse tensile strength/MPa	Y_T 60
G_{12}/MPa	4 800	Transverse compressive strength/MPa	Y_C 140
G_{13}/MPa	4 800	Longitudinal shear strength/MPa	S_L 60
G_{23}/MPa	3 800	Transverse shear strength/MPa	S_T 140
ν_{12}	0.33	Longitudinal tensile fracture energy/($\text{mJ}\cdot\text{mm}^{-2}$)	G_{XT} 133
ν_{13}	0.33	Longitudinal compressive fracture energy/($\text{mJ}\cdot\text{mm}^{-2}$)	G_{XC} 40
ν_{23}	0.3	Transverse tensile fracture energy/($\text{mJ}\cdot\text{mm}^{-2}$)	G_{YT} 0.6
		Transverse compressive fracture energy/($\text{mJ}\cdot\text{mm}^{-2}$)	G_{YC} 2.1

Notes: E_{11}, E_{22}, E_{33} —Stiffness; G_{12}, G_{13}, G_{23} —Shear modulus; $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ —Poisson's ratio.

表 3 层合板铺层方案

Table 3 Composite laminate laying methods

Type of laminate	Layer representation method				
The constant stiffness	$[0^\circ]_8$	$[0^\circ/90^\circ]_4$		$[90^\circ]_8$	
The variable stiffness	T_1 remains unchanged	$1\pm 0\langle 10^\circ 5^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 20^\circ 5^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 30^\circ 5^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 40^\circ 5^\circ \rangle_4$
		$1\pm 0\langle 50^\circ 5^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 60^\circ 5^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 70^\circ 5^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 80^\circ 5^\circ \rangle_4$
	T_0 remains unchanged	$1\pm 0\langle 5^\circ 10^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 5^\circ 20^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 5^\circ 30^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 5^\circ 40^\circ \rangle_4$
		$1\pm 0\langle 5^\circ 50^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 5^\circ 60^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 5^\circ 70^\circ \rangle_4$	$1\pm 0\langle 5^\circ 80^\circ \rangle_4$

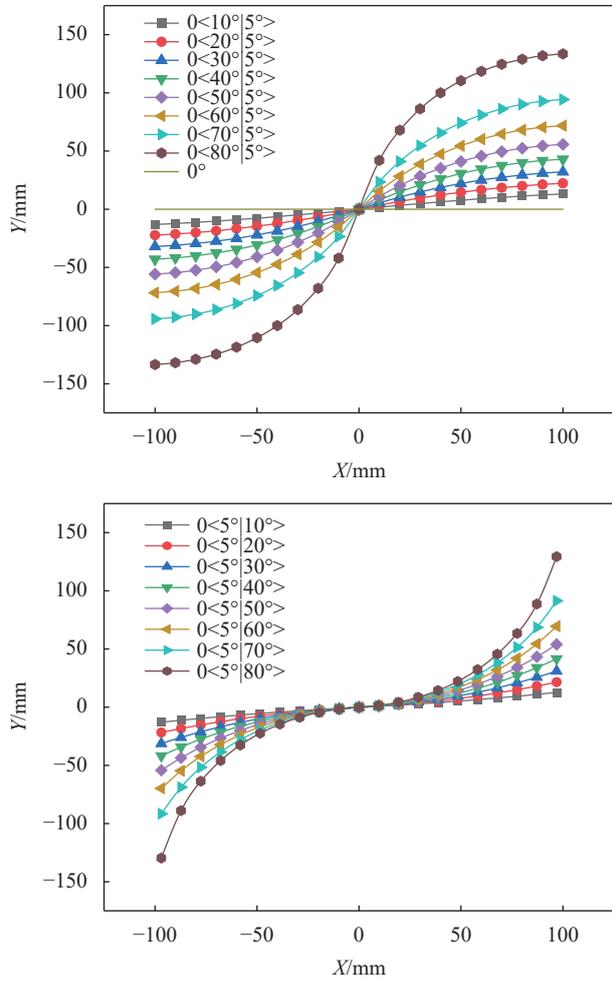


图 10 不同始末角纤维轨迹对比

Fig. 10 Comparison of fiber trajectories at different starting and ending angles

<5°|80°>曲线陡峭、曲率半径较小,易引发实际铺放中的褶皱问题。同时相同角度值置于起始与终止角位置会出现不同的纤维路径,影响层合板刚度表现。

2.4 复合材料层合板三点弯曲过程中的损伤

层合板失效判据采用 Hashin 准则^[18-20],层间 Cohesive 损伤演化采用下式 BK 准则^[21]作为判据:

$$D = \frac{G_I + G_{II} + G_{III}}{G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) [(G_{II} + G_{III}) / (G_I + G_{II} + G_{III})]^\eta} \quad (6)$$

式中: G_I 、 G_{II} 、 G_{III} 为应变能释放率; G_{IC} 、 G_{IIC} 、 G_{IIC} 为临界应变能释放率; η 为损伤因子,本文 $\eta=1.45$ ^[22]。

3 结果与分析

3.1 定刚度层合板损伤过程

通过对层合板的损伤过程进行分析,确定定刚度层合板起始损伤位置及扩展情况。进一步研

究变刚度层合板纤维铺放角度的变化对损伤情况的影响。图 11(a) 为三点弯曲工况下 $[0^\circ]_8$ 铺层的定刚度层合板力学特性,可知, $0\text{ N} \rightarrow 1\ 233.7\text{ N} \rightarrow 1\ 276.14\text{ N} \rightarrow 1\ 303.36\text{ N}$ 的线性加载过程中,定刚度层合板的基体演化历程为弹性变形阶段 \rightarrow 基体中心发生损伤 \rightarrow 损伤由中心向两侧扩展 \rightarrow 损伤快速扩展至两侧位置。在发生上述损伤的同时,压头不断加载使层合板面内应力随之增大,逐渐产生裂纹。达到应力极限后,裂纹迅速扩展,纤维铺层自底向上依次断裂,直至层合板完全断裂变形失效。图 11(b) 为引入 90° 纤维铺层的 $[0^\circ|90^\circ]_4$ 定刚度层合板三点弯曲工况下的层合板的损伤演化过程,图中 $0\text{ N} \rightarrow 718.569\text{ N} \rightarrow 735.487\text{ N} \rightarrow 764.173\text{ N}$ 的线性加载过程所对应的定层合板损伤演变过程为弹性变形阶段 \rightarrow 层合板中心位置基体首先发生损伤 \rightarrow 损伤由中心向层合板两侧扩展 \rightarrow 基体压溃失效,同时层合板中心位置出现鼓包、断裂和分层失效。

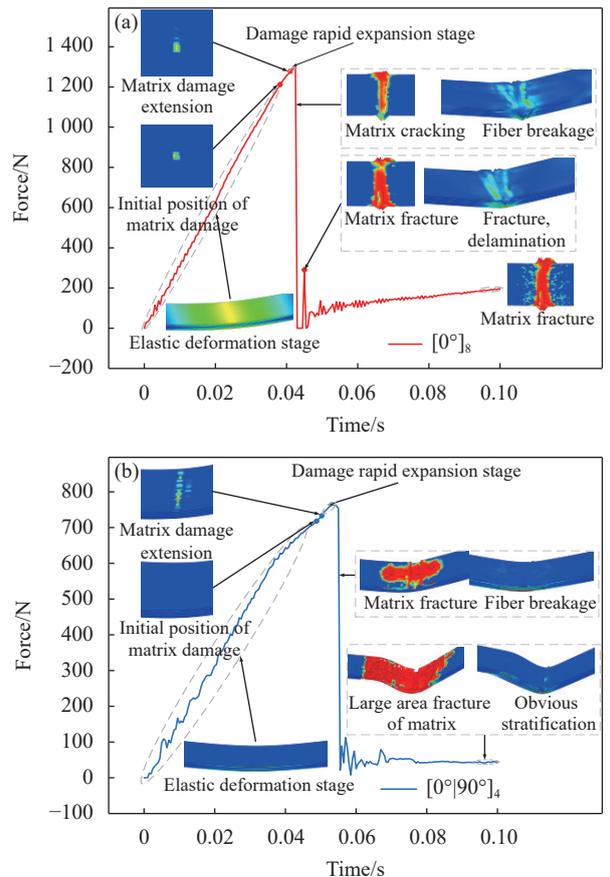


图 11 两种定刚度层合板三点弯曲工况下载荷-时间曲线: (a) $[0^\circ]_8$ 铺层; (b) $[0^\circ|90^\circ]_4$ 铺层

Fig. 11 Force-time curves of two types of constant-stiffness laminates under three-point bending conditions: (a) The layer is $[0^\circ]_8$; (b) The layer is $[0^\circ|90^\circ]_4$

3.2 变刚度层合板三点弯曲工况下力学特性与损伤机制

3.2.1 三点弯曲工况下层合板力学特性预测分析

通过有限元仿真得到了 16 组变刚度层合板在弯曲载荷下的载荷-位移曲线, 图 12 为不同始末角角纤维铺层变刚度层合板三点弯曲工况下载荷-位移曲线图, 表 4 为三点压缩载荷下变刚度层合板与传统 $[0^\circ]_8$ 定刚度铺层层合板的极限应力对比情况。综合表 4 和图 11 可知, 以传统 0° 铺层层合板为基准, 在模型基本参数一致的情况下, 90° 方向纤维铺放的引入, 使得 $[0^\circ/90^\circ]_4$ 模型比 $[0^\circ]_8$ 模型极限应力有一定的下降, 而全为 90° 铺层的 $[90^\circ]_8$ 模型极限应力比 $[0^\circ]_8$ 模型极限应力下降了 94.17%, 该现象与文献 [3] 结果中“ 0° 铺层应力值始终高于 90° 铺层”相一致。当纤维曲线轨迹终止角一定 ($T_1=5^\circ$), 起始角以 10° 为一步长进行变化时, 模型极限应力表现为先提升再降低; 而当纤维曲线轨迹起始角一定 ($T_0=5^\circ$), 终止角以 10° 为一步长进行变化时, 模型极限应力均有一定的提升, 极限应力提升最大为 28.307%。结合不同始末角纤维轨迹 (图 10) 变刚度层合板模型应力数据和 3 种定刚度层合板模型应力数据, 对比发现三点弯曲工况下层合板中心部位纤维取向角越接近 0° 时, 弯曲性能越好, 在此基础上变角度的设计有助于进一步提升弯曲刚度和强度; 当层合板中心部位纤维取向角越接近 90° 时, 弯曲性能越差。由于 0° 方向纤维能更好地增强铺层的承载力, 即使压头应

力不断扩大, 也能减小铺层损伤程度。然而, 90° 方向纤维对铺层的强化作用较小, 即使压头应力值较小, 层合板也会发生损伤失效, 且 90° 铺层会使层合板更耐宽度方向的弯曲和挤压, 而降低长度方向三点工况下的弯曲应力。

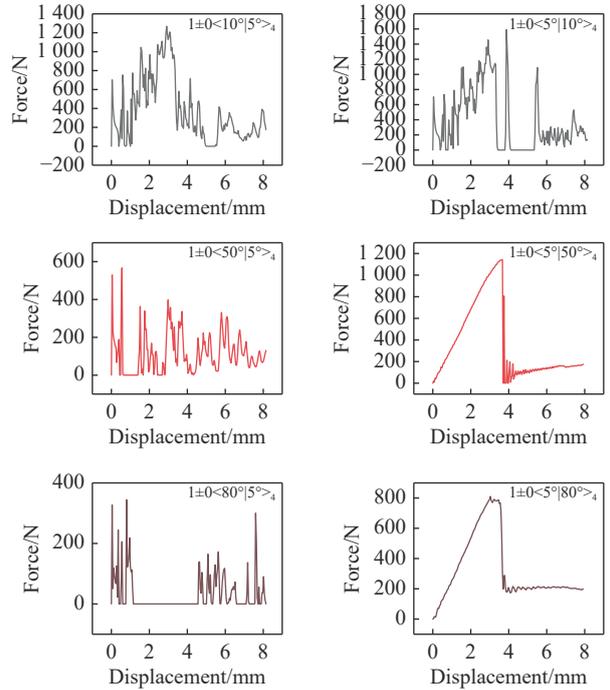


图 12 不同始末角角纤维铺层变刚度层合板三点弯曲工况下载荷-位移曲线

Fig. 12 Force-displacement curves of variable stiffness laminates with different starting and ending angles under three-point bending conditions

表 4 三点弯曲工况下层合板极限应力对比

Table 4 Comparison of ultimate stress of laminates under three-point bending conditions

Layer	Ultimate stress/MPa	Compare	Layer	Ultimate stress/MPa	Compare
$[0^\circ]_8$	1 618	-	$[0^\circ/90^\circ]_4$	1 361	↓ 15.884
$1\pm 0<10^\circ 5^\circ>_4$	2 035	↑ 25.773	$1\pm 0<5^\circ 10^\circ>_4$	2 072	↑ 28.059
$1\pm 0<20^\circ 5^\circ>_4$	2 076	↑ 28.307	$1\pm 0<5^\circ 20^\circ>_4$	2 073	↑ 28.121
$1\pm 0<30^\circ 5^\circ>_4$	2 052	↑ 26.823	$1\pm 0<5^\circ 30^\circ>_4$	2 076	↑ 28.307
$1\pm 0<40^\circ 5^\circ>_4$	861.5	↓ 46.755	$1\pm 0<5^\circ 40^\circ>_4$	2 076	↑ 28.307
$1\pm 0<50^\circ 5^\circ>_4$	1 149	↓ 28.986	$1\pm 0<5^\circ 50^\circ>_4$	2 072	↑ 28.059
$1\pm 0<60^\circ 5^\circ>_4$	687.9	↓ 57.485	$1\pm 0<5^\circ 60^\circ>_4$	2 055	↑ 27.009
$1\pm 0<70^\circ 5^\circ>_4$	493.4	↓ 69.506	$1\pm 0<5^\circ 70^\circ>_4$	1 656	↑ 2.295
$1\pm 0<80^\circ 5^\circ>_4$	238.7	↓ 85.247	$1\pm 0<5^\circ 80^\circ>_4$	2 011	↑ 24.289
$[90^\circ]_8$	58.48	↓ 94.174			

3.2.2 三点弯曲工况下层合板损伤过程

对 $1\pm 0<5^\circ|50^\circ>_4$ 变刚度层合板进行三点弯曲失效破坏机制分析, 得到层合板的失效演化过程如图 13 所示。可以看出, 压头在 $0\text{ N}\rightarrow 602.97\text{ N}\rightarrow$

$884.09\text{ N}\rightarrow 1\ 141.83\text{ N}$ 的加载过程中, 变刚度层合板经历的演化过程为线弹性阶段→出现基体损伤→损伤扩展进→损伤快速扩展→基体断裂、层合板断裂分层。在载荷从 0 N 加载到 602.97 N 过程中,

界面层应力随压头下压不断增大,直至达到应力极限,此时没有达到界面层间分层的距离极限,未产生层间裂纹。当载荷达到 602.97 N 时,应力集中于其中一个支撑柱与层合板的接触位置,基体出现微损伤,接触开始破坏。当载荷从 602.97 N 加载到 884.09 N 时,损伤由支撑柱与层合板的接触位置向中心扩展,层间接触逐步失效,裂纹缓慢扩展。当载荷从 884.09 N 加载到 1 141.83 N 过程中,损伤由两侧快速扩展至中心压头位置处,裂纹快速扩展,在达到应力极限时,基体压溃开裂,纤维与基体之间界面脱粘发生分层破坏。此时压头继续下压,基体中心大面积损伤断裂,层合板断裂,分层明显。

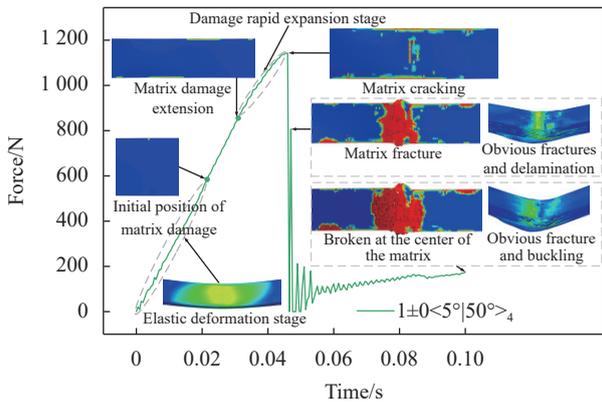


图 13 $1\pm 0<5^\circ|50^\circ>_4$ 变刚度层合板三点弯曲工况下载荷-时间曲线

Fig. 13 Force-time curve of $1\pm 0<5^\circ|50^\circ>_4$ variable stiffness laminate under three-point bending condition

在出现上述损伤、裂纹扩展的过程中,随着压头不断下压,层合板内部纤维单元中上层承受压力,而下层则受到拉力。在达到应力极限时层内裂纹产生,并以先慢后快的速度进行扩展,程序自下而上删除

单元,最终层合板脆性断裂及翘曲分层变形失效。

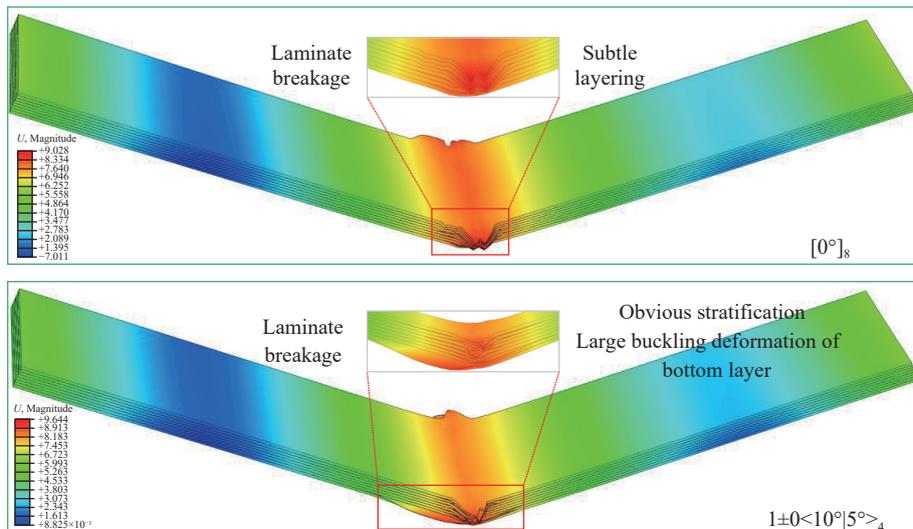
对比定刚度层合板的失效演变过程可知,变刚度的设计对纤维与基体之间附着力起到了有效作用,提高了裂纹扩展的极限应力,同时使得层合板基体损伤起始位置由中心压头处转移至其中一侧的支撑柱处,且损伤区域分散性较大。变角度设计可以充分发挥纤维三点工况下的拉压性能,均匀化层合板面内应力分布,在缓解层合板中心位置损伤破坏方面起到了积极作用,进一步说明变刚度铺层设计在层合板弯曲加载过程中能有效抑制损伤扩展,减轻中心位置应力集中的现象。

3.3 复合材料层合板三点弯曲工况下位移结果

图 14 是部分复合材料层合板三点弯曲工况下位移云图。从 19 组位移云图中可知变刚度的设计使得铺层为 $1\pm 0<5^\circ|10^\circ>_4$ 、 $1\pm 0<5^\circ|20^\circ>_4$ 、 $1\pm 0<5^\circ|30^\circ>_4$ 、 $1\pm 0<5^\circ|40^\circ>_4$ 、 $1\pm 0<5^\circ|50^\circ>_4$ 、 $1\pm 0<5^\circ|60^\circ>_4$ 等的层合板应力相较于 $[0^\circ]_8$ 和 $[0^\circ/90^\circ]_4$ 定刚度层合板应力分布得到了更加均匀的改善,层合板受力处大变形得到了有效的抑制,可见纤维变角度铺放能进一步提升层合板的稳定性。对于 $1\pm 0<5^\circ|70^\circ>_4$ 、 $1\pm 0<5^\circ|80^\circ>_4$ 等在三点弯曲工况下虽然弯曲极限载荷有一定的提升,但均产生了明显的多个分层损伤和弯曲鼓包屈曲大变形,因此在实际工程中,变刚度层合板的轨迹规划应综合各方面的受力情况,以发挥变角度纤维铺放在层合板设计中的最大优势。

3.4 底层 Cohesive 应力分布

图 15 为 19 组层合板模型在三点弯曲工况下达到应力极限时(即层合板断裂)的分析步时间以及层合板底层 Cohesive 的应力分布情况(在分析



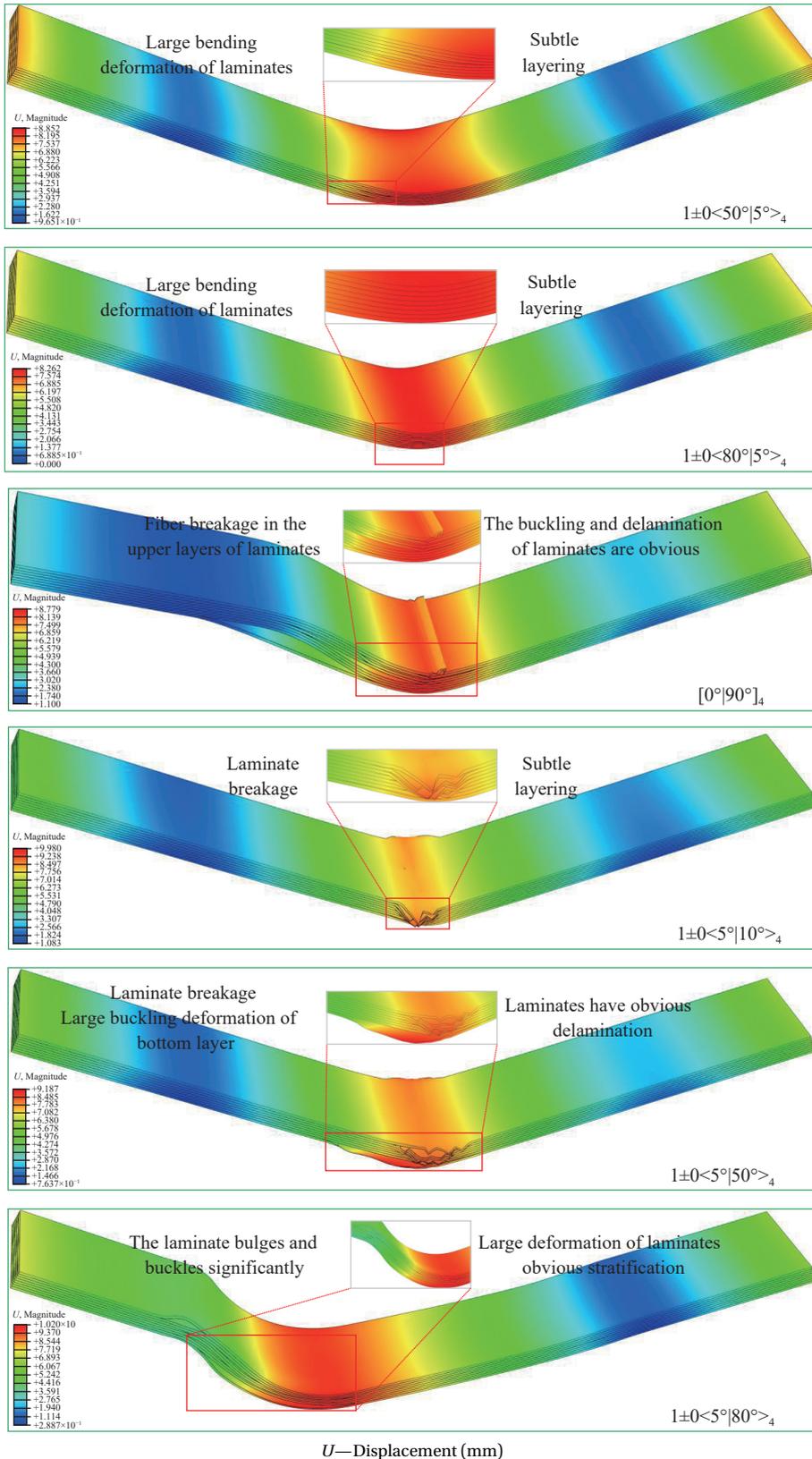


图 14 复合材料层合板三点弯曲工况下位移云图

Fig. 14 Displacement cloud diagram of composite laminates under three-point bending conditions

步时间内层合板未断裂则选取最后时刻即 Step time=0.1 时的应力数据)。从图中可以看出，发生

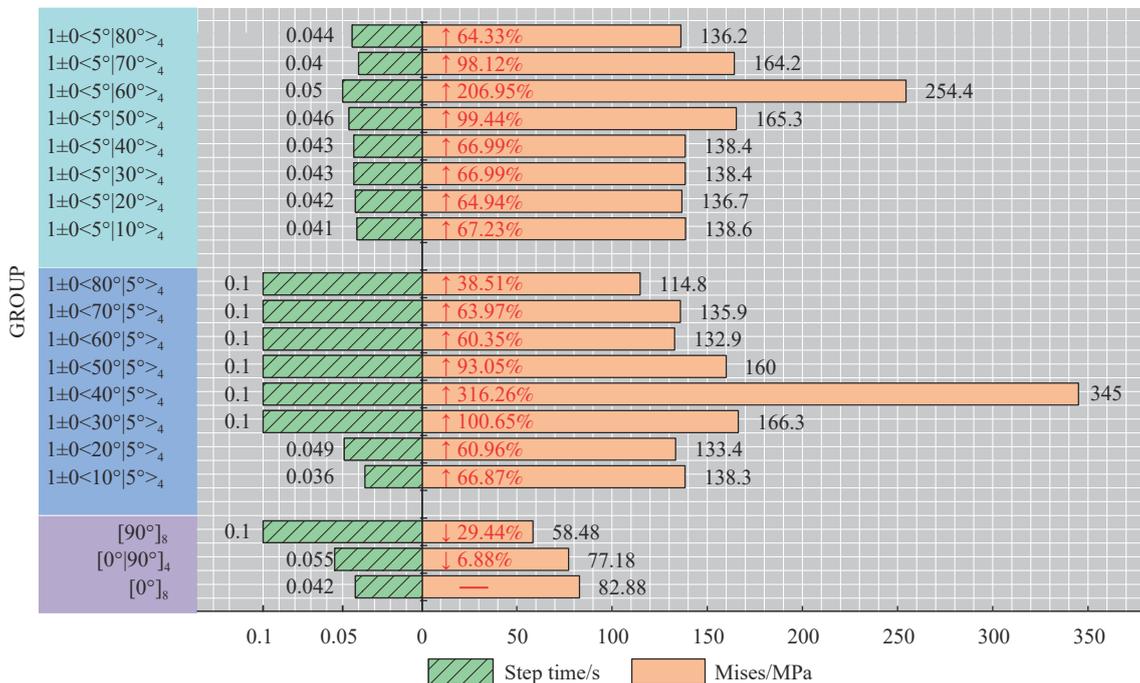


图 15 复合材料层合板三点弯曲失效分析步时间及底层 Cohesive 应力对比

Fig. 15 Comparison of three-point bending failure analysis step time and underlying Cohesive stress of composite laminates

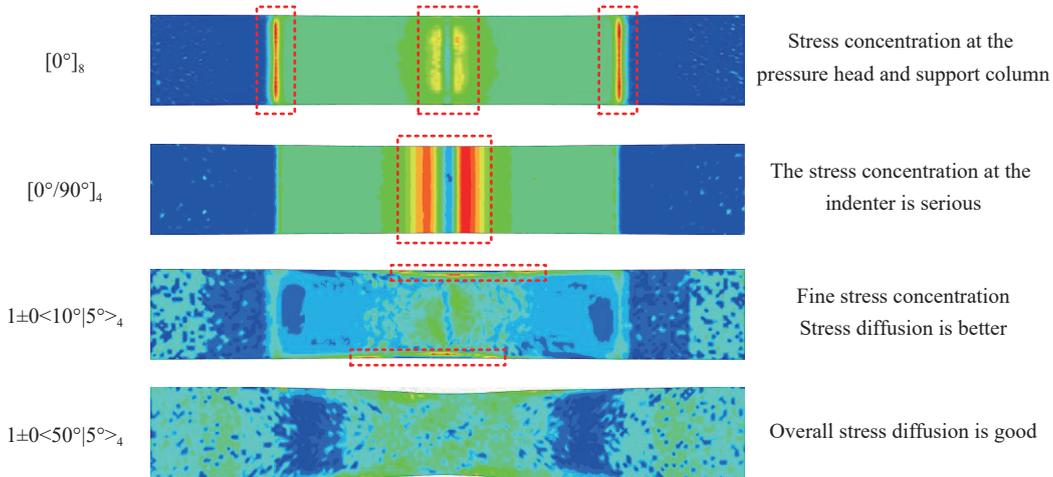
断裂的各组层合板应力峰值出现在 0.04 s 左右, 变刚度的设计使得层合板底层 Cohesive 的极限应力相较于定刚度层合板有一定的提升。

如图 16 所示, 将应力极限时刻各组层合板底层 Cohesive 的应力分布情况进行对比, 图中虚线框区域表示应力集中区域。与定刚度层合板相比, 变刚度层合板底层的应力分布呈现出了更好的扩散效果, 此外, 应力集中的位置也沿着曲线纤维的角度进行了延伸, 从而避免了在压头和支撑柱处产生更为严重的分层损伤。可见纤维曲线铺设方式可以有效改变层合板面内刚度, 在铺层平面上, 弯曲载荷能够沿着曲线丝束的轨迹良好地分

布。而加入 90°铺层的 [0°|90°]4 层合板相较于 [0°]8 层合板应力集中区域更为明显, 容易造成分层鼓包屈曲等损伤的完全失效。

4 结论

在对层合板进行变刚度设计的基础上, 提出一种新型周期线性延拓函数算法, 以优化复合材料原线性变角度纤维铺设路径, 进而实现更为详细和精确的纤维角度变化。通过 Python/Abaqus 联合仿真, 对比传统层合板与新型变刚度层合板三点弯曲工况下的损伤机制、力学特性以及应力分布情况, 研究了新型变刚度层合板的抗弯曲性



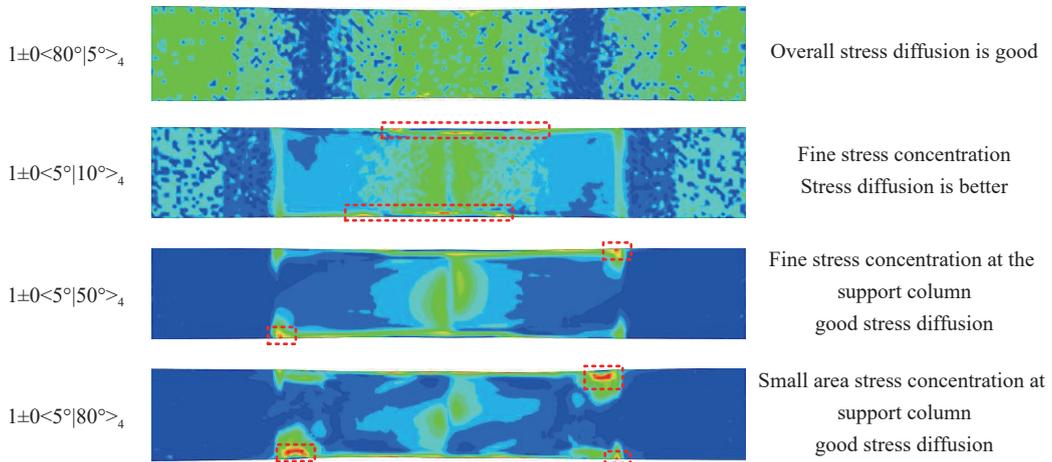


图 16 应力峰值时刻层合板底层 Cohesive 应力分布对比

Fig. 16 Comparison of Cohesive stress distribution in the bottom layer of laminates at the moment of stress peak

能。得出以下结论：

(1) 提出一种周期线性延拓纤维铺放路径函数算法，该模型在增加纤维函数轨迹参数的同时拓展了基础线性变角度函数的设计空间，保证了纤维角度在区域间的连续性。此外，纤维丝束各处的角度与层合板尺寸无关，可以应用于各种尺寸的平板型构件；

(2) 层合板中心部位纤维取向角越接近 0° ，弯曲性能越好，层合板中心部位纤维取向角越接近 90° ，弯曲性能越差；在起始角 (T_0) 趋向于 0° 的基础上进行变角度设计，能有效抑制弯曲损伤进一步扩展，在均匀化层合板应力分布的同时进一步提升弯曲强度。由于实际工程中层合板受力情况较为复杂，因此，在选择变角度纤维始末角时，应综合影响曲率因素、实际工程情况等进行合理规划，以充分发挥变刚度层合板的力学特性；

(3) 当终止角一定 ($T_1=5^\circ$)， T_0 以 10° 为一步长进行变化时变刚度层合板模型极限应力表现为先提升再降低；而当纤维曲线轨迹起始角一定 ($T_0=5^\circ$)，终止角 (T_1) 以 10° 为一步长进行变化时，模型弯曲极限应力均有一定的提升，极限应力提升最大为 28.307%，可见变角度设计可以充分发挥纤维三点工况下的拉压性能；

(4) 变角度曲线纤维铺放方式有效地分散了弯曲载荷，使其在铺层平面上可以沿着曲线丝束轨迹良好地分布，在提升层合板承载性能的同时，避免了在压头和支撑柱区域产生应力集中引发分层损伤和进一步失效情况。表明具有变刚度铺层结构的层合板可以改变层合板的抗弯刚度、改善层合板的抗弯曲分层损伤性能。

参考文献：

- [1] 白瑞祥, 佟凯旋, 刘琛. 自动铺丝变刚度加筋板结构承载能力分析 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2019, 40(8): 1480-1487.
BAI Ruixiang, TONG Kaixuan, LIU Chen. Load capacity analysis of plates stiffened through automated fiber placement with variable stiffness [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2019, 40(8): 1480-1487(in Chinese).
- [2] 陈同海, 周正亮, 张守玉, 等. 夹层复合材料三点弯曲试验和有限元模拟分析对比 [J]. 工程塑料应用, 2017, 45(7): 111-114.
CHEN Tonghai, ZHOU Zhengliang, ZHANG Shouyu, et al. Comparison of three point bending test and finite element simulation analysis of sandwich composites [J]. *Engineering Plastics Application*, 2017, 45(7): 111-114(in Chinese).
- [3] 张华伟, 吴佳璐. 三点弯曲工况下复合材料层合板的应力变化 [J]. 纺织高校基础科学学报, 2020, 33(1): 32-37.
ZHANG Huawei, WU Jialu. Stress change of composite laminates in three point bending [J]. *Basic Sciences Journal of Textile Universities*, 2020, 33(1): 32-37(in Chinese).
- [4] 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.
- [5] ULLAH H, HARLAND A R, SILBERSCHMIDT V V. Damage modelling in woven-fabric CFRP laminates under large-deflection bending [J]. *Computational Materials Science*, 2012, 64: 130-135.
- [6] 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(in Chinese).

- [7] ZHOU H W, MISHNAEVSKY L, BRØNDSTED P, et al. SEM in situ laboratory investigations on damage growth in GFRP composite under three-point bending tests[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2010, 55: 1199-1208.
- [8] 庄蔚敏, 王楠, 吴迪, 等. 碳纤维复合材料层合板三点弯曲损伤仿真研究 [J]. *机械工程学报*, 2019, 55(10): 109-114.
ZHUANG Weimin, WANG Nan, WU Di, et al. Simulation and analysis of the damage of carbon fiber composite laminates under three point bending load[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2019, 55(10): 109-114(in Chinese).
- [9] 许良, 肖景厚, 宋万万, 等. 碳纤维复合材料层合板三点弯曲疲劳性能 [J]. *吉林大学学报(工学版)*, 2024, 54(2): 400-409.
XU Liang, XIAO Jinghou, SONG Wanwan, et al. Three-point bending fatigue properties of carbon fiber composite laminates[J]. *Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition)*, 2024, 54(2): 400-409(in Chinese).
- [10] 李辉, 赵春江, 梁建国, 等. 变刚度复合材料层合板力学特性及失效机理分析 [J]. *复合材料科学与工程*, 2022(7): 5-10, 24.
LI Hui, ZHAO Chunjiang, LIANG Jianguo, et al. Analysis of mechanical properties and failure mechanism of variable stiffness composite laminates[J]. *Composites Science and Engineering*, 2022(7): 5-10, 24(in Chinese).
- [11] 叶辉, 李清原, 闫康康. 变刚度复合材料层合板的力学性能 [J]. *吉林大学学报(工学版)*, 2020, 50(3): 920-928.
YE Hui, LI Qingyuan, YAN Kangkang. Mechanical properties of variable-stiffness carbon fiber composite laminates[J]. *Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition)*, 2020, 50(3): 920-928(in Chinese).
- [12] 刘禹华, 高峰, 盛聪, 等. 变刚度复合材料夹芯板设计及模态分析 [J]. *宇航材料工艺*, 2021, 51(2): 26-30.
LIU Yuhua, GAO Feng, SHENG Cong, et al. Design and modal analysis of sandwich plates with variable stiffness[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2021, 51(2): 26-30(in Chinese).
- [13] CAO Z, FU H, HAN Z. Comparative study on bezier curve and linear variable angle method for variable stiffness laminates[J]. *Polymer Composites*, 2019, 40(3): 952-960.
- [14] 潘杰, 原崇新, 李志远, 等. 考虑可制造性的变刚度复合材料加筋壁板的优化设计 [J]. *航空科学技术*, 2023, 34(3): 64-70.
PAN Jie, YUAN Chongxin, LI Zhiyuan, et al. Optimization design of variable stiffness stiffened composites considering manufacturability[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2023, 34(3): 64-70(in Chinese).
- [15] GAO T, WANG X, LIU C, et al. Experimental study on the influence of lamination parameters on the vibration characteristics of variable stiffness composite laminates[J]. *Composite Structures*, 2023, 312: 116882.
- [16] MARQUES F E C, MOTA A F S, LOJA M A R. Variable stiffness composites: Optimal design studies[J]. *Journal of Composites Science*, 2020, 4(2): 80.
- [17] 张雅会, 陈普会, 孔斌. 变刚度复合材料平板与开孔板屈曲性能试验验证与数值仿真 [J]. *复合材料学报*, 2023, 40(4): 2377-2389.
ZHANG Yahui, CHEN Puhui, KONG Bin. Experimental verification and numerical simulation of buckling behavior of variable stiffness composite plates and open-hole plates[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2023, 40(4): 2377-2389(in Chinese).
- [18] ZHANG Y, KONG B, GU J, et al. Experimental investigation on the buckling and post-buckling behavior of variable stiffness laminates[J]. *Thin-Walled Structures*, 2023, 184: 110450.
- [19] PINNA C, SOUTIS C. Modelling impact damage in composite laminates: A simulation of intra- and inter-laminar cracking[J]. *Composite Structures*, 2014, 114: 10-19.
- [20] RUSSELL B P, LIU T, FLECK N A, et al. The soft impact of composite sandwich beams with a square-honeycomb core[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2012, 48: 65-81.
- [21] 牛雪娟, 李辰阳, 刘江雨. 变刚度 CFRP 层合板在低速冲击下的分层失效分析 [J]. *固体火箭技术*, 2022, 45(3): 431-437.
NIU Xuejuan, LI Chenyang, LIU Jiangyu. Delamination failure analysis of variable stiffness CFRP laminates under low-velocity impact[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2022, 45(3): 431-437(in Chinese).
- [22] 周俊杰, 王生楠. 低速冲击下碳纤维复合层合板数值模拟研究 [C]//第二十一届全国复合材料学术会议 (NCCM-21) 论文集. 呼和浩特: 中国航空学会, 2020: 44-51.
ZHOU Junjie, WANG Shengnan. Numerical simulation of carbon fiber composite laminates subject to low velocity impact [C]//Proceedings of the 21st National Conference on Composite Materials (NCCM-21). Hohhot: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2020: 44-51(in Chinese).