

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2026.04.014

含分层损伤复合材料加筋壁板承载性能的试验与数值分析

张勇,王天泽,冯玉龙,陈明英,黎泽金,刘海

[成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610091]

摘要:航空复合材料加筋壁板在制造、运输及服役过程中,容易产生分层损伤,显著削弱其承载能力(强度、刚度、稳定性),甚至诱发提前失效,严重威胁结构完整性。准确评估含分层损伤结构的剩余强度对保障结构安全和损伤容限设计至关重要。本文针对含分层损伤的层压板及短柱帽型加筋壁板,开展准静态压缩试验,获取了其剩余强度与典型失效模式。为高效预测此类损伤结构的力学响应,基于三维Hashin失效准则并结合考虑等效位移/应力的连续损伤退化模型,编写用户材料子程序VUMAT,进行了加筋壁板剩余强度的精细化数值模拟,首次实现分层损伤演化与结构失效的耦合仿真。模拟结果显示,无缺口平板和加筋壁板压缩强度的预测值与试验数据的相对误差分别为约5%和11.6%,且预测的失效模式与试验结果吻合较好,验证了仿真方法的可靠性与预测精度。基于建立模型,进一步揭示了分层区域直径和分层深度两个关键损伤参数对加筋壁板剩余强度的影响规律,结果表明,当分层区域直径小于15 mm时,强度下降幅度小于1%,剩余强度随分层区域直径增大非线性下降;加筋壁板剩余强度随分层深度的变化呈现显著“V”型分布特征。本文研究成果为航空复合材料加筋壁板分层损伤容限评估提供有效的数值分析工具。

关键词:复合材料加筋壁板;分层损伤;渐进损伤分析;剩余强度;损伤演化

中图分类号: TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2026)04-0125-10

Experiments and numerical analysis of load-bearing capacity of composite stiffened panels with delamination damage

ZHANG Yong, WANG Tianze, FENG Yulong, CHEN Mingying, LI Zejin Li, LIU Hai

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial Group Co., Ltd., Chengdu 610091, China)

Abstract : Aeronautical composite stiffened panels are susceptible to produce delamination damage during manufacturing, transportation, and service. This damage significantly compromises their load-bearing capacity such as strength, stiffness, and stability, potentially inducing premature failure and seriously threatening structural integrity. Accurately assessing the residual strength of delaminated structures is crucial for ensuring structural safety and damage tolerance design. Quasi-static compression tests on laminates and short-column hat-stiffened panels containing delamination damage were conducted in this study to obtain their residual strength and typical failure modes. To efficiently predict the mechanical response of such damaged structures, a user material subroutine VUMAT was developed, which is based on 3D Hashin failure criterion combined with a continuum damage degradation model incorporating equivalent displacement/stress. Refined numerical simulation of residual strength of stiffened panels was conducted, achieving coupled simulation of layered damage evolution and structural failure for the first time. The simulation results indicate that the predicted compressive strength of both the unnotched flat panel and the stiffened panel show relative errors of approximately 5% and 11.6%, respectively, compared to the experimental data. Furthermore, the predicted failure modes exhibit good agreement with the experimental observations, validating the reliability and accuracy of the simulation methodology. Based on the established model, the influences of two key damage parameters—delamination diameter and depth on the residual strength of stiffened panels were further revealed. The results reveal that when delamination diameter is less than 15 mm, the strength decrease is below 1%. The residual strength of stiffened panel decreases nonlinearly with increasing delamination diameter. The residual strength exhibits a distinct "V"-shaped distribution characteristic with varying delamination depth. The findings of this research provide an effective numerical analysis tool for the damage tolerance assessment of delamination in aeronautical composite stiffened panels.

Keywords : stiffened composite panel ; delamination damage ; progressive damage analysis ; residual strength ; damage evolution

通信作者: 张勇,工程师,研究方向为复合材料仿真分析

收稿日期: 2026-02-22

引用格式: 张勇,王天泽,冯玉龙,等.含分层损伤复合材料加筋壁板承载性能的试验与数值分析[J].工程塑料应用,2026,54(4):125-134.

ZHANG Yong, WANG Tianze, FENG Yulong, et al. Experiments and numerical analysis of load-bearing capacity of composite stiffened panels with delamination damage[J]. Engineering Plastics Application, 2026, 54(4): 125-134.

碳纤维复合材料凭借其高比刚度、高比强度、优异可设计性及抗疲劳性能,在现代航空飞行器结构中应用广泛^[1]。复合材料加筋壁板不仅继承了层压板的上述优异性能,还具备优异的承载与抗屈曲能力,因此被广泛应用于机翼蒙皮、尾翼等主承力结构。然而,在制造、运输及服役过程中,加筋壁板不可避免地会产生不同程度的分层损伤。这类损伤会显著削弱结构刚度和承载能力,严重威胁结构完整性,对飞行安全构成潜在风险^[2]。因此,准确评估含分层损伤复合材料加筋壁板的承载性能,对于保障飞行安全、确保结构可靠性具有重要的科学意义与工程价值。

早期研究主要聚焦于无损加筋壁板的承载性能、屈曲和后屈曲特性。晋增贵等^[3]通过试验与数值分析,揭示了短柱单加筋壁板的轴向压缩失效机理及其极限承载性能,梳理出界面脱黏和材料压溃两种失效形式。张国凡等^[4]针对筋条端头斜削的帽形加筋壁板,建立了考虑胶接界面及层压板失效的非线性损伤模型,结合试验与仿真,深入研究了其失效机制与失效载荷,并提出了增强承载性能的设计方案。袁菲等^[5]针对帽型单筋壁板,对比分析了瞬时刚度退化与三种连续刚度退化模型的预测能力,发现这些模型均能较为准确地预测压缩载荷下加筋壁板的承载能力与损伤演化,但不同模型的预测精度存在差异。值得关注的是,加筋壁板在发生屈曲后仍能维持较高的承载能力。为此,众多学者通过试验和数值分析手段,对其后屈曲特性进行了深入探究^[6-9]。

上述研究主要关注未损伤结构,尚未考虑初始分层损伤的影响。近年来,研究者们开始重点研究分层损伤对结构承载能力的影响规律。大量研究^[10-13]集中于探究分层形状、分层大小和分层深度等参数对层压板力学性能的影响。通过试验与仿真相结合的手段,研究者们对分层损伤行为获得了深刻认识。Sun等^[14]和Wang等^[15]研究了冲击诱导损伤对加筋壁板承载能力、屈曲性能及失效模式的影响。研究发现,加筋壁板的初始压缩刚度不受筋条损伤影响;损伤会显著降低结构的最终失效载荷;在发生全局屈曲之前,损伤位置会首先发生局部屈曲;后屈曲过程中,多种分层和不稳定屈曲首先萌生于损伤区域,并随后扩展。Bai等^[16]系统研究了L

型加筋壁板中筋条分层、蒙皮-筋条脱黏、蒙皮分层三类损伤对压缩强度的影响。结果表明:筋条分层对承载能力的削弱最显著,且损伤区存在扩展现象,而蒙皮分层影响相对较小。Hu等^[17]通过试验和数值模拟,进一步研究了L型加筋壁板蒙皮区三种初始分层形状(无损、椭圆、圆形)对压缩强度的影响,发现分层形状对承载性能具有显著影响。

综上所述,当前研究主要关注分层损伤对层压板力学性能的削弱影响,对加筋壁板的屈曲和后屈曲特性进行了广泛研究,但对含分层损伤加筋壁板的承载能力和失效机理研究相对不足,对分层参数(如尺寸、深度)如何影响加筋壁板剩余强度的规律认识有待加深。针对研究不足,本研究首先开展含分层损伤层压板和短柱型帽型加筋壁板准静态压缩试验,获取必要的试验数据。然后利用有限元方法,结合三维Hashin失效准则和连续损伤退化模型对加筋壁板进行分析,并基于验证模型,探究了分层尺寸和深度这两个关键参数对加筋壁板剩余强度的影响规律,为航空加筋壁板结构强度设计与评估提供定量依据。

1 试验概述

1.1 试验件尺寸及制备工艺

本研究选用EM817B/EM103碳纤维中温环氧预浸料进行试验件制备(EM817B为树脂,EM103碳纤维质量分数为67%±3%),短柱帽型加筋壁板采用热压罐二次胶接工艺进行装配,筋条与蒙皮均使用EM817B/EM103预浸料进行制备,其连接使用LWF-2B胶膜(一种改性环氧型胶膜)。主要过程包括:筋条/蒙皮固化、二次胶接、后续机械加工及无损检测。含分层无缺口平板压缩试验件如图1所示,厚度为3 mm,铺层顺序为[45/0/90/45/0/0/-45/0/-45/-45/45/0]_s。参考文献^[11,13,17]中常用的预埋分层缺陷方法,本文通过在特定铺层之间预埋聚四氟乙烯薄膜预置分层缺陷,缺陷尺寸分别为6 mm×6 mm和4 mm×4 mm,保证5件有效试验件进行试验。在试验件两端粘贴加强片,防止试验过程中端部破坏。

帽型加筋壁板试验件如图2所示,壁板宽度107 mm,高度180 mm,帽型筋条高度25 mm;蒙皮厚度2.5 mm,铺层顺序为[45/0/90/0/0/-45/0/-45/45/0]_s;帽型筋厚度2 mm,铺层顺序为[45/90/0/-45/0/-45/45/0]_s(其中0代表纤维方向沿筋条方向,90代表

纤维方向垂直筋条方向)。在蒙皮对称面位置($t/2$ 厚度处)预埋直径为 40 mm 的圆形分层缺陷,确保 3 件有效试验件进行试验。在加筋壁板两端采用树脂进行灌封处理,灌封高度为 38 mm。

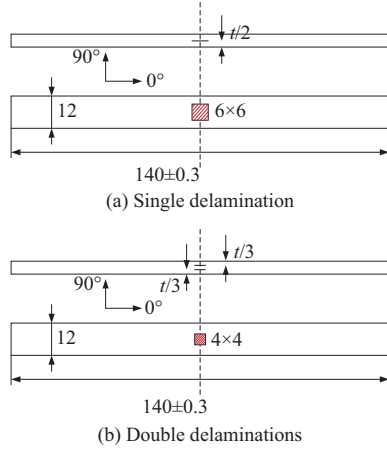


图1 含分层复合材料无缺口平板压缩试验件示意图
(填充区域为分层)

Fig. 1 Schematic of unnotched composite flat panel compression test specimen with delamination (filled area indicates delamination)

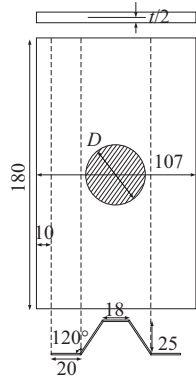


图2 帽形加筋壁板压缩试验件示意图(填充区域为分层)

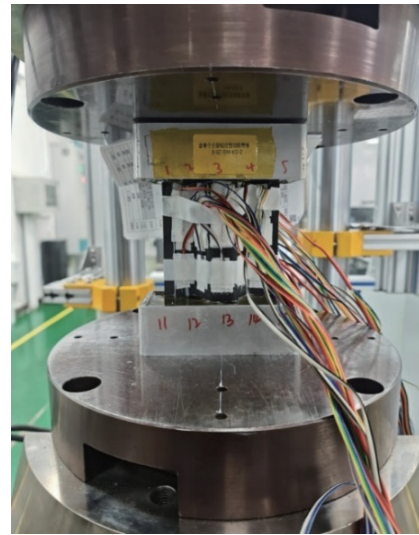
Fig. 2 Schematic of the hat-stiffened panel compression test specimen
(filled area indicates delamination)

1.2 试验测试

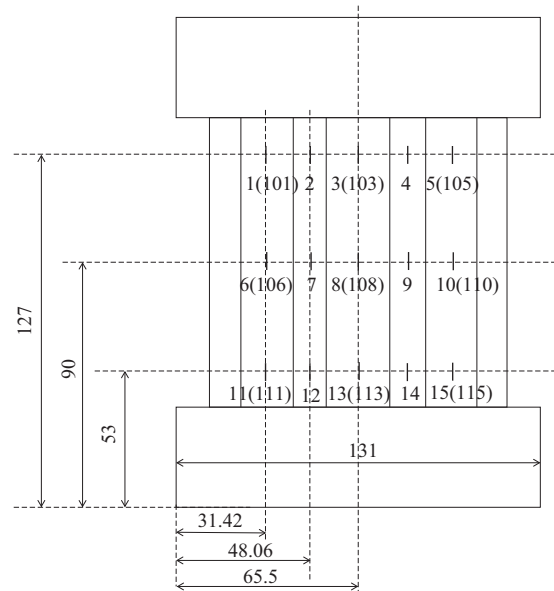
无缺口压缩采用 ASTM D6641-2017 标准进行试验,试验加载速率设为 2 mm/min,环境为室温干态。含单个分层平板压缩试验件的破坏载荷分别为 21.09、21.18、21.75、20.25 kN 和 20.89 kN,压缩强度的平均值为 530.8 MPa。含两个分层平板压缩试验件的破坏载荷分别为 18.28、18.88、18.89、19.99 kN 和 20.21 kN,压缩强度的平均值为 486.6 MPa。尽管含两个分层试验件的分层区域总面积($2 \times 16 \text{ mm}^2 = 32 \text{ mm}^2$)小于单个分层试验件(36 mm^2),但其平均压缩强度相比之下降低了 8.3%,主要认为预埋多个分层缺陷导致局部预浸料纤维发生弯折,从而削弱了

试验件的抗压缩承载能力。

帽型加筋壁板压缩试验在室温干态下进行,试验件垂直放置于加载平台(见图 3a),加载速率设为 1 mm/min。为监测变形,在试验件正面布置 15 个应变片(1~15 号),背面布置 9 个应变片(101~115 号),详见图 3b。试验结果显示,加筋壁板主要破坏模式为帽型筋条横向压溃,并伴随壁板明显分层(典型破坏形貌见图 4);3 件试验件的破坏载荷分别为 174.22、161.61、155.49 kN,平均失效载荷为 163.43 kN。可以看出,破坏载荷分散性较大,除受预设分层缺陷影响外,实际制造过程中难以避免的工艺偏差也是



(a) Experiment test



(b) Schematic of strain gauge locations

图3 帽型加筋壁板轴向压缩实验

Fig. 3 Axial compression test of hat-stiffened panels

关键影响因素。帽型加筋壁板制造时,蒙皮与筋条间的二次胶接质量是决定整体性能的关键。实际工艺中可能存在的局部脱黏、胶层厚度不均或孔隙等缺陷,会严重干扰载荷在蒙皮与筋条间的传递。本试验中,壁板失效模式虽主要为筋条压溃,但均伴随显著的分层扩展。制造界面缺陷在载荷下可能发生扩展,并与预设分层产生耦合效应,可能解释了三件壁板试验件破坏载荷存在较大分散性的原因。并且在预埋分层缺陷的过程中,引入异物不可避免地会对周围纤维的连续性和直线度造成局部扰动,导致纤维发生弯折或屈曲。这种微观尺度的几何缺陷会显著降低纤维的轴向承载效率,成为潜在的应力集中源。

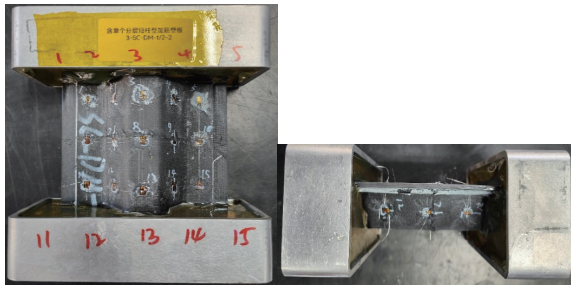


图4 破坏后的帽型加筋壁板试验件

Fig. 4 Damaged hat-stiffened panel test specimen

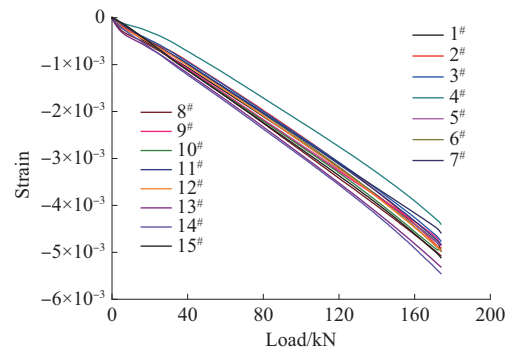
进一步分析了应变测试数据,图5a和图5b分别展示了其中一个加筋壁板正面和背面应变片测得的应变随载荷变化曲线。可以看出,在加筋壁板最终破坏前,所有测点的应变均呈线性增长,应变值都处于4 000~6 000 $\mu\epsilon$ 范围,这表明加筋壁板在破坏前均匀承受轴向压缩载荷,未发生失稳现象。

2 有限元分析

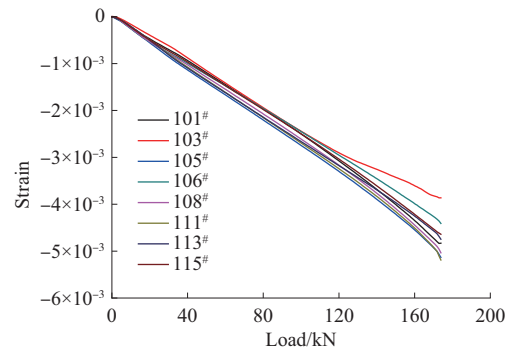
在试验获得复合材料加筋壁板强度基础上,为深入探究分层参数对其剩余强度的影响,基于Abaqus仿真软件建立了含分层损伤的加筋壁板模型,采用三维复合材料失效准则,并结合基于等效位移/应力的连续损伤退化方程,开发了用户材料子程序(VUMAT),开展了准静态压缩强度仿真分析。

2.1 三维Hashin失效准则

复合材料强度理论涵盖四个核心要素:损伤表征、应力分析、损伤起始判据与损伤演化。在有限元分析中,需同时采用合理的损伤起始判据与损伤演化方程,以完整描述材料从损伤起始至完全失效的渐进失效过程。本文基于FORTRAN语言开发了三维VUMAT用户材料子程序,实现了应力形式的



(a) Front strain gauge



(b) Back strain gauge

图5 应变数据变化

Fig. 5 Variation in strain data

Hashin损伤起始判据以及基于断裂能和等效位移/应力的损伤演化模型,用于模拟复合材料的面内渐进损伤失效行为。与Bai等^[16]和Hu等^[17]建立的模型不同,本文使用三维失效准则可以更好地考虑到层压板层间应力的影响,从而准确分析分层缺陷对结构承载性能和失效模式的影响规律。并且,采用基于断裂能和等效位移/应力的损伤演化模型,更与实际失效过程相贴合。

复合材料通常存在五种基本损伤模式:纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基体压缩及分层,Hashin准则适用于描述前四类失效模式。本文采用应力形式的Hashin准则^[18],不同失效模式下的损伤指标 e_1 的表达式见式(1)至式(4)。

(a)纤维拉伸损伤指标 $e_{ft} (\sigma_{11} \geq 0)$ 。

$$e_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

(b)纤维压缩损伤指标 $e_{fc} (\sigma_{11} < 0)$ 。

$$e_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

(c)基体拉伸损伤指标 $e_{mt} (\sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 0)$ 。

$$e_{mt} = \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T} \right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

(d)基体压缩损伤指标 e_{mc} ($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$)。

$$e_{mc} = \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_{23}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C} \right) \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}} \right)^2 - 1 \right] + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

式中: σ_{ij} ($i, j=1, 2, 3$) 为工程应力, X_T 和 X_C 分别为纵向拉伸强度和压缩强度; Y_T 和 Y_C 分别为横向抗拉强度和抗压强度; S_{12} 、 S_{13} 和 S_{23} 为剪切强度; α ($0 < \alpha < 1$) 为剪切失效系数, 用于描述剪切应力对纤维拉伸失效的贡献度。在本研究中, 该系数设定为 1。

2.2 连续损伤演化模型

Hashin 准则仅能预测复合材料的损伤起始, 一旦损伤发生, 继续增大载荷会导致纤维和基体的刚度下降, 本研究中采用损伤因子来描述刚度的变化, 损伤因子 d_i 的计算公式见式(5)。

$$d_i = \frac{\delta_{i,eq}^f (\delta_{i,eq} - \delta_{i,eq}^0)}{\delta_{i,eq} (\delta_{i,eq}^f - \delta_{i,eq}^0)}, \quad I = ft, fc, mt, mc \quad (5)$$

式中: ft, fc, mt 和 mc 分别指纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸和基体压缩; $\delta_{i,eq}$ 为不同损伤状态下的等效位移; $\delta_{i,eq}^0$ 为失效准则满足时的等效位移; $\delta_{i,eq}^f$ 为材料完全发生破坏时的等效位移。 $\delta_{i,eq}^f$ 、 $\delta_{i,eq}^0$ 以及初始损伤等效应力 $\sigma_{i,eq}^0$ 的计算公式见式(6)至式(8)。

$$\delta_{i,eq}^f = 2G_I / \sigma_{i,eq}^0 \quad (6)$$

$$\delta_{i,eq}^0 = \delta_{i,eq} / \sqrt{e_1} \quad (7)$$

$$C_d = \begin{bmatrix} (1-d_f)C_{11} & (1-d_f)(1-d_m)C_{12} & (1-d_f)C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ (1-d_f)(1-d_m)C_{12} & (1-d_m)C_{22} & (1-d_m)C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ (1-d_f)C_{13} & (1-d_m)C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (1-d_s)C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (1-d_s)C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (1-d_s)C_{66} \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中: $d_f = 1 - (1-d_{ft})(1-d_{fc})$, $d_m = 1 - (1-d_{mt})(1-d_{mc})$, $d_s = 1 - (1-d_f)(1-S_{mt}d_{mt})(1-S_{mc}d_{mc})$; S_{mt} 和 S_{mc} 为基体拉伸和基体压缩破坏导致的剪切刚度退化系数, 本文取值分别为 0.9 和 0.5。

$$\sigma_{i,eq}^0 = \sigma_{i,eq} / \sqrt{e_1} \quad (8)$$

式中: G_I 为断裂能; $\sigma_{i,eq}$ 和 $\delta_{i,eq}$ 为不同损伤状态下的等效应力和等效位移; e_1 指不同失效模式下的损伤指标。

纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸和基体压缩时的 $\sigma_{i,eq}$ 的具体表达式见式(9)至式(12)^[19]。

$$\sigma_{ft,eq} = \frac{l_c (\langle \sigma_{11} \rangle \langle \varepsilon_{11} \rangle + \alpha \sigma_{12} \varepsilon_{12} + \alpha \sigma_{13} \varepsilon_{13})}{\delta_{ft,eq}} \quad (9)$$

$$\sigma_{fc,eq} = \frac{l_c \langle -\sigma_{11} \rangle \langle -\varepsilon_{11} \rangle}{\delta_{fc,eq}} \quad (10)$$

$$\sigma_{mt,eq} = \frac{l_c (\langle \sigma_{22} \rangle \langle \varepsilon_{22} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12} + \sigma_{23} \varepsilon_{23})}{\delta_{mt,eq}} \quad (11)$$

$$\sigma_{mc,eq} = \frac{l_c (\langle -\sigma_{22} \rangle \langle -\varepsilon_{22} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12} + \sigma_{23} \varepsilon_{23})}{\delta_{mc,eq}} \quad (12)$$

纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸和基体压缩时的 $\delta_{i,eq}$ 的具体表达式见式(13)至式(16)^[19]。

$$\delta_{ft,eq} = l_c \sqrt{\langle \varepsilon_{11} \rangle^2 + \alpha \varepsilon_{12}^2 + \alpha \varepsilon_{13}^2} \quad (13)$$

$$\delta_{fc,eq} = l_c \langle -\varepsilon_{11} \rangle \quad (14)$$

$$\delta_{mt,eq} = l_c \sqrt{\langle \varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2 + \varepsilon_{23}^2} \quad (15)$$

$$\delta_{mc,eq} = l_c \sqrt{\langle -\varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2 + \varepsilon_{23}^2} \quad (16)$$

式中: $\langle \cdot \rangle$ 为 Macaulay 算子, 以上公式表明材料点的等效位移和等效应力均与单元特征长度 l_c 及局部应力应变相关, l_c 的引入主要是为了减少计算结果对有限元模型网格的依赖性, 这显著提升了模型的适用性和工程应用价值。

复合材料发生损伤后, 其刚度矩阵通过式(17)更新。

2.3 内聚力模型

近年来, 内聚力模型(CZM)因其独特的优势, 在胶黏剂性能表征、黏接界面失效分析、复合材料分层损伤萌生与扩展以及断裂行为预测等领域获得

了广泛应用^[20-22]。其核心优势在于无需预先定义初始裂纹路径,即可模拟界面损伤的起始、演化直至最终失效的全过程。为实现这一目标,建模时需在潜在失效区域(如层间界面、胶接界面)预先布置内聚力单元。Abaqus中使用牵引-分离定律描述界面的力学响应,在损伤发生前表现为线弹性行为。对于损伤起始判据,采用考虑法向与切向应力分量耦合效应的二次应力准则。损伤扩展过程则由Benzeggagh-Kenane (B-K)混合模式断裂准则控制,其参数 η 取为1.45。在本研究中,为模拟复合材料层合板层间分层行为,在相邻铺层界面布置一层内聚力单元。同时,为表征蒙皮与筋条之间胶接界面的脱黏,该界面同样采用内聚力单元建模,并赋予其反映实际胶膜力学性能的材料参数。

2.4 有限元模型

针对含单/双分层的无缺口压缩试样,建立有限元模型。模型仅包含标距段及其向两端各延伸10 mm的部分(总长34 mm),如图6所示。为模拟分层损伤,在层压板厚度方向 $t/2$ 、 $t/3$ 和 $2t/3$ 位置,分别插入厚度为0.01 mm的Cohesive单元,并删除预置分层区域对应的单元。边界条件设置为:一端施加固定约束;另一端约束除加载方向外的所有自由度,并施加轴向位移载荷。

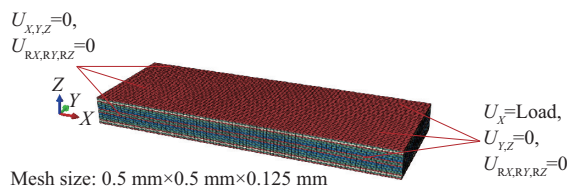


图6 含分层损伤的无缺口压缩试样有限元模型

Fig. 6 Finite element model of unnotched compression specimen with delamination damage

为了提升计算效率,根据加筋壁板试验件尺寸建立了对称有限元模型,并在对称面施加对称约束,如图7所示。层压板每一层均采用C3D8R三维实体单元模拟。为表征分层损伤,在存在分层的层间界面处布置厚度为0.01 mm的Cohesive单元,预置分层通过删除相应区域的单元实现。边界条件设置为:一端施加固支约束($U_{X,Y,Z}=0, U_{R,X,R,Y,R,Z}=0$),另一端采用参考点加载方式,即建立与试样夹持区域通过运动耦合约束连接的参考点,在该参考点施加轴向强迫位移载荷。

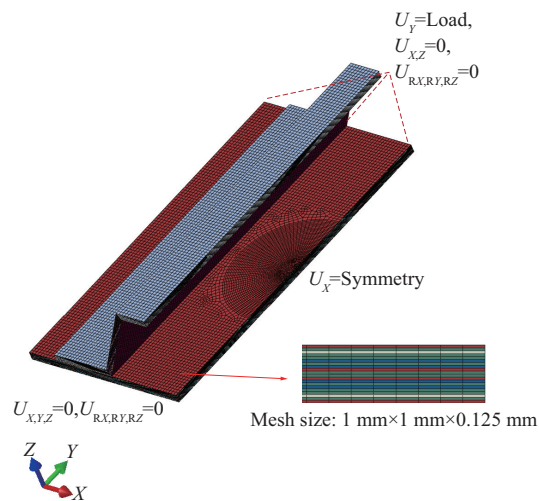


图7 含分层损伤的加筋壁板对称有限元模型

Fig. 7 Symmetric finite element model of stiffened panel with delamination damage

3 有限元模型验证与预测

3.1 含分层无缺口压缩强度

首先,通过预测含分层无缺口平板试样的压缩强度,确定用于后续加筋壁板剩余强度分析的关键参数。材料参数包括:复合材料单向带力学性能(见表2)、层间性能(见表3)以及胶膜性能(见表4)。断裂能相关参数难以直接测定,参考文献[21-22]中同类预浸料的数据取值,胶膜参数由生产厂家提供。

表5给出了含分层无缺口板的压缩强度的预测结果,对比分析可以发现,本文建立的仿真模型具有较高的预测精度,预测误差控制在约5%的工程可接受范围内。这表明本文提出的预测方法可有效捕捉含分层复合材料压缩失效行为,为后续开展复杂加筋壁板结构的剩余强度分析与性能预测提供了可靠的数值工具和理论基础。

3.2 含初始分层加筋壁板压缩强度

采用4.1节中的材料参数,对含分层加筋壁板的失效载荷和失效模式进行了预测,结果见表6。表中试验数据为3件加筋壁板的平均失效载荷,为163.4 kN,数值模型预测的失效载荷为184.8 kN,高于试验失效载荷,误差约为11.6%,在可接受范围内。预测值偏高,可能存在以下几点原因:(1)加筋壁板在制造过程中,不可避免地存在不同微小缺陷,这些缺陷难以完全检测与表征,但会降低结构承载能力,而当前模型未能完全涵盖此类缺陷的影响;(2)人工引入预置分层的本身可能造成局部纤维弯折或基体微裂纹等次生损伤,进一步削弱试验件强度,而数值模型中仅理想化地模拟了分层几

表2 单向带材料参数

Tab. 2 Material parameters of unidirectional belt

Mechanical properties	Performance parameter	Value	Mechanical properties	Performance parameter	Value
Elastic modulus/GPa	E_1	130	Longitudinal tensile strength/MPa	X_T	2 285
	E_2	9	Longitudinal compressive strength/MPa	X_C	750
	E_3	9	Transverse tensile strength/MPa	Y_T	55
Poisson's ratio	ν_{12}	0.3	Transverse compressive strength/MPa	Y_C	124
	ν_{13}	0.3			
	ν_{23}	0.33	Shear failure coefficient	α	1
Shear modulus/GPa	G_{12}	4.85	Shear strength/MPa	S_{12}	85
	G_{13}	4.85		S_{13}	85
	G_{23}	4.5		S_{23}	64
Fiber tensile fracture energy/(kJ·m ⁻²)	G_{ft}	70	Matrix tensile fracture energy/(kJ·m ⁻²)	G_{mt}	0.4
Fiber compressive fracture energy/(kJ·m ⁻²)	G_{fc}	55	Matrix compressive fracture energy/(kJ·m ⁻²)	G_{mc}	1

表3 层间内聚力单元性能参数

Tab. 3 Performance parameters of interlaminar cohesive element

Mechanical properties	Interlaminar performance parameters	Value
Interfacial stiffness/(N·mm ⁻³)	K_{nn}	10 ⁶
	K_{mm}	10 ⁶
	K_{tt}	10 ⁶
Interlaminar strength/MPa	N	54
	S	70
	T	70
Interlaminar fracture toughness/(N·mm ⁻¹)	G_N	0.325
	G_S	0.325
	G_T	0.65

表4 胶膜内聚力单元性能参数

Tab. 4 Performance parameters of adhesive film cohesive element

Mechanical properties	Interlaminar performance parameters	Value
Elastic modulus/GPa	E_N	5
	E_S	5
	E_T	5
Interlaminar strength/MPa	N	46
	S	35
	T	35
Interlaminar fracture toughness/(N·mm ⁻¹)	G_N	0.325
	G_S	0.325
	G_T	0.65

表5 无缺口板的压缩强度预测结果

Tab. 5 Compression strength predictions of unnotched panel

Item	Single delamination	Double delamination
Compression strength (Experiment)/MPa	530.8	486.6
Compression strength (Prediction)/MPa	503.7	510.3
Error/%	5.1	4.8

表6 加筋壁板压缩载荷预测

Tab. 6 Compression load predictions of stiffened panel

Experiment/kN	Prediction/kN	Error/%
163.4	184.8	11.6

何形态,未考虑其引入过程带来的附加损伤效应。

尽管加筋壁板承载能力预测存在一定偏差,模型仍能有效预测失效模式。图8给出了加筋壁板破坏后的纤维压缩和基体压缩损伤情况,图例中0代表材料未发生损伤,1则代表材料完全失效。在加载过程中,随着压缩位移的逐渐增大,蒙皮分层部位纤维压缩损伤逐渐增大。加筋壁板发生破坏后,蒙皮和筋条局部变形增大,纤维压缩和基体压缩损伤迅速扩展,导致加筋壁板承载能力快速降低。图9给出胶膜和分层损伤的扩展情况,图例中0代表未发生损伤,1则代表材料完全脱黏。在压缩载荷达到破坏载荷之前(184.8 kN),胶膜边缘开始出现分层损伤。加筋壁板在承受最大载荷时,胶膜和预置分层损伤发生了扩展。随着压缩位移的逐步增大,加筋壁板产生局部弯曲变形,预置分层损伤进一步扩展,这也与试验中观测到的蒙皮局部分层现象契合(见图4)。

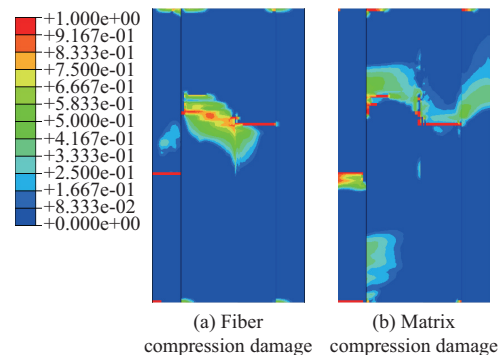


图8 损伤演化云图

Fig. 8 Evolutions of damage

3.3 分层参数对加筋壁板压缩强度影响

为揭示分层缺陷的几何参数对加筋壁板压缩失效行为的影响,本研究考察了分层区域面积(以圆形分层直径表征)的关键作用。通过控制分层直径

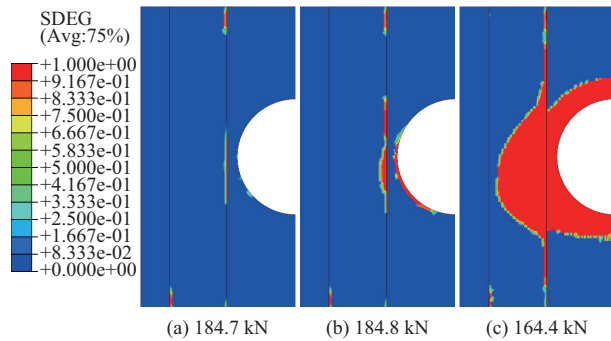


图9 胶膜和分层损伤随载荷变化演化云图

Fig. 9 Evolutions of adhesive film and delamination damage with increasing load

在0、10、15、20、30 mm五个典型尺度,定量分析了分层区域直径与压缩强度间的关系,获取到的预测结果见表7。当分层直径 ≤ 15 mm时,分层对加筋壁板的压缩强度几乎无影响(压缩强度下降量 $< 1\%$)。当分层直径超过15 mm后,压缩强度随分层直径增大呈现显著的线性下降趋势,分层直径超过30 mm时下降趋势增快,见图10。在最大损伤尺度(直径40 mm)下,壁板强度较无损状态下下降比例达12.4%。主要认为,分层尺寸较小时,应力集中程度有限,周围结构可以抑制分层的扩展,故对结构整体承载影响有限。

表7 分层直径对加筋壁板强度影响结果

Tab. 7 Effect of delamination diameter on strengths of stiffened panel

Delamination diameter/mm	Prediction/kN	Reduction percentage/%
0	210.9	—
10	210.8	0.047
15	209.1	0.85
20	206.8	1.94
30	201.4	4.50
40	184.8	12.4

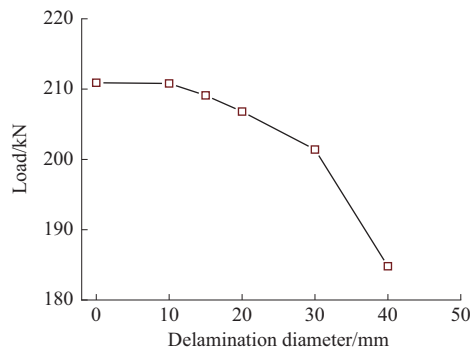


图10 加筋壁板压缩强度随分层直径变化结果

Fig. 10 Variation of stiffened panel compressive strength with delamination diameter

为评估分层缺陷深度对加筋壁板压缩承载性能的影响,本研究在蒙皮厚度方向选取了具有代表性的7个深度位置(0.25、0.625、1、1.25、1.5、1.875、2.25 mm,以加筋侧表面为基准),预置了直径为40 mm的初始分层缺陷。有限元分析获得的压缩强度预测结果见表8,当分层深度为1.5 mm时,壁板压缩强度降至最低值182.9 kN,相较于无损状态(210.9 kN)降幅达13.3%。图11展示了压缩强度随分层深度的变化趋势,呈现独特的“V”形分布特征,靠近两端的分层对加筋壁板强度影响较小,而靠近对称层附近的分层缺陷会导致加筋壁板强度降低增大。分析认为,当分层靠近蒙皮表面时,产生的子层厚度差异显著。在压缩载荷下,较薄的子层易发生局部屈曲或破坏,但由于较厚子层和筋条仍能维持主要承载功能,整体强度下降程度相对有限。以分层深度为2.25 mm为例,将分层一侧薄子层对应单元删除,此时计算的压缩强度为194.7 kN,相比表8中数据减小2.3%,即薄子层对结构整体承载贡献很小。图12给出了在压缩位移相同时,不同分层深度下损伤扩展情况,可见当分层处于对称面附近区域时,分层两侧子层间相互作用复杂,界面应力集中显著,使得初始分层在压缩载荷下容易发生扩展,从而引发加筋壁板压缩强度严重折减。

表8 分层深度对加筋壁板强度影响结果

Tab. 8 Effect of delamination depth on strengths of stiffened panel

Delamination depth/mm	Prediction/kN
0.25	197.7
0.625	187.2
1	184.4
1.25	184.8
1.5	182.9
1.875	195.7
2.25	199.3

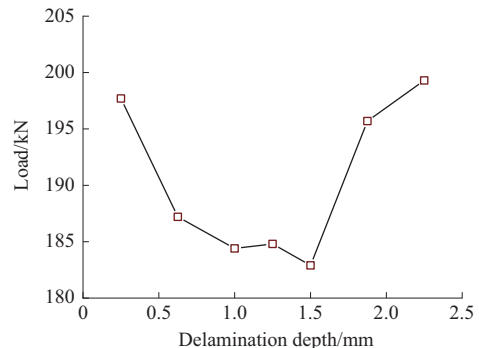


图11 加筋壁板压缩强度随分层深度变化结果

Fig. 11 Variation of stiffened panel compressive strength with delamination depth

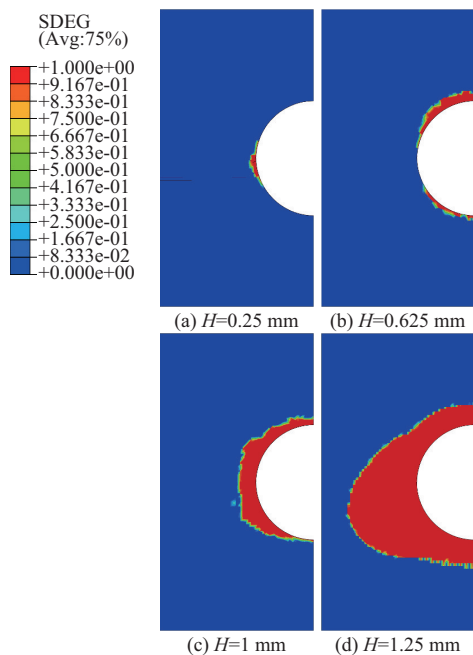


图12 不同分层深度下损伤扩展结果

Fig. 12 Results of damage propagation at different delamination depths

3.4 工程应用探讨

本研究明确了分层直径 15 mm 是一个关键阈值。当在役检测或制造过程中发现的分层缺陷直径小于或等于 15 mm 时,其对结构极限压缩承载能力的折减影响(<1%)在工程允许范围内。因此,在制定检测与维修大纲时,可将此类缺陷归类为允许损伤或暂不处理缺陷,从而显著降低维修成本和停场时间,实现维修资源的优化配置。反之,对于直径超过 15 mm 的分层,尤其是超过 30 mm 的损伤,其引发的强度线性下降趋势已不容忽视,必须纳入高优先级维修计划,并依据图 11 所示的量化关系评估其剩余强度,为结构适航性评定或维修决策提供直接数据支持。

研究揭示的剩余强度随分层深度呈“V”型分布的规律,对结构健康监测系统的布点策略和关键区域的界定具有重要指导意义。分析表明,分层深度位于结构厚度中心对称面附近区域(本研究中介于 1.25 mm 至 1.875 mm 深度区间)时,对剩余强度的削弱最为严重。因此,在结构设计阶段,应将该深度区间对应的蒙皮内部层间区域标识为分层敏感关键区域。在制造过程中,需加强对该区域工艺质量(如铺贴、固化压力)的控制;在运营维护中,建议通过超声波 C 扫描等无损检测手段,重点监控该深度范围内的分层萌生与扩展情况。而对于靠近蒙皮外表面或筋条基体侧的分层,虽也需关注,但其风

险等级可依据“V”型曲线相应降低。

4 结论

(1)针对含分层损伤的复合材料加筋壁板,通过准静态压缩试验与精细化数值模拟,系统探究了其剩余强度及失效机理,并揭示了关键损伤参数的影响规律。研究开发了基于三维 Hashin 失效准则和等效位移/应力连续损伤退化模型的 VUMAT 子程序,实现了分层损伤演化与结构失效的仿真预测。

(2)针对含分层损伤无缺口层压板,模型预测结果与试验数据相对误差在 5% 左右;对于含分层损伤且具有复杂几何特征的加筋壁板,预测误差在 11.6%,满足工程分析需求,验证了建立模型的预测精度。

(3)分层尺寸对剩余强度的影响存在阈值效应,当分层直径小于 15 mm 时,强度下降幅度低于 1%,超过该阈值后剩余强度随分层尺寸增大呈线性下降,并在分层直径大于 30 mm 时下降趋势增快。

(4)分层深度的影响则呈现独特的“V”型分布特征,即靠近蒙皮表面对称层区域的分层对强度削弱最显著。

参考文献

- [1] 李真,王俊,邓凡臣,等. 复合材料机身壁板的强度分析与试验验证[J]. 航空学报, 2020, 41(9): 118–130.
LI Zhen, WANG Jun, DENG Fanchen, et al. Strength analysis and test verification of composite fuselage panels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(9): 118–130.
- [2] 李西宁,王悦舜,周新房. 复合材料层合板分层损伤数值模拟方法研究现状[J]. 复合材料学报, 2021, 38(4): 1 076–1 086.
LI Xining, WANG Yueshun, ZHOU Xinfang. Status of numerical simulation methods for delamination damage of composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(4): 1 076–1 086.
- [3] 晋增贵,黄烨,董义佳,等. 短柱型复合材料加筋壁板轴向压缩破坏分析方法研究[J]. 力学季刊, 2021, 42(1): 54–66.
JIN Zenggui, HUANG Ye, DONG Yijia, et al. Failure analysis of short-column composite stiffened panel under compressive load[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2021, 42(1): 54–66.
- [4] 张国凡,孙侠生,吴存利. 复合材料帽型加筋壁板的失效机制分析与改进设计[J]. 复合材料学报, 2017, 34(11): 2 479–2 486.
ZHANG Guofan, SUN Xiasheng, WU Cunli. Failure mechanism analysis and design of omega stiffened composite panel[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(11): 2 479–2 486.
- [5] 袁菲,李新祥. 复合材料单筋板在轴压下失效后材料性能退化方法[J]. 科学技术与工程, 2025, 25(9): 3 931–3 937.
YUAN Fei, LI Xinxiang. Damage degradation of composite stiffened panels during post-buckling[J]. Science Technology and Engineering, 2025, 25(9): 3 931–3 937.
- [6] 胡媛媛,张桂嘉,陈普会,等. 复合材料加筋板的屈曲与后屈曲研

- 究综述[J]. 复合材料学报, 2025, 42(5): 2 357–2 376.
- HU Yuanyuan, ZHANG Guijia, CHEN Puhui, et al. Review on buckling and post-buckling of stiffened composite panels[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2025, 42(5): 2 357–2 376.
- [7] 陈向明, 李新祥, 柴亚南, 等. 复合材料壁板后屈曲设计与分析技术研究进展[J]. 复合材料学报, 2024, 41(9): 4 673–4 700.
- CHEN Xiangming, LI Xinxiang, CHAI Yanan, et al. Research progress in post-buckling design and analysis techniques for composite stiffened panel[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2024, 41(9): 4 673–4 700.
- [8] LIAN C C, WANG P Y, ZHANG K, et al. Experimental and numerical research on the calculation methods for buckling and post-buckling of aircraft tail inclined stiffened panel under compression load[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, 146. DOI: 10.1016/j.ast.2024.108930.
- [9] 朱林刚, 陈普会. 含缺陷复合材料加筋壁板压缩屈曲与后屈曲行为试验研究与数值仿真分析[J]. 复合材料学报, 2026, 43(4): 2 518–2 531.
- ZHU Lingang, CHEN Puhui. Experimental study and numerical simulation analysis on compressive buckling and post-buckling behavior of composite stiffened panels containing defects[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2026, 43(4): 2 518–2 531.
- [10] 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): 1 081–1 086.
- 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): 1 081–1 086.
- [11] 周睿, 关志东, 贾云超, 等. 分层缺陷对复合材料层板压缩性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(2): 311–317.
- ZHOU Rui, GUAN Zhidong, JIA Yunchao, et al. Effects of delamination on compressional properties of composite laminate [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(2): 311–317.
- [12] LI Y L, WANG B, ZHOU L. Study on the effect of delamination defects on the mechanical properties of CFRP composites[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2023, 153. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2023.107576.
- [13] 刘子昂, 郑锡涛, 陈英实, 等. 分层深度对航空复材结构压缩性能的影响[J]. 航空学报, 2025, 46(21): 285–302.
- LIU Ziang, ZHENG Xitao, CHEN Yingshi, et al. Effect of delamination depth on compressive properties of aircraft composite laminates[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(21): 285–302.
- [14] SUN W, GUAN Z D, OUYANG T, et al. Effect of stiffener damage caused by low velocity impact on compressive buckling and failure modes of T-stiffened composite panels[J]. *Composite Structures*, 2018, 184: 198–210.
- [15] WANG X M, CAO W, DENG C H, et al. Experimental and numerical analysis for the post-buckling behavior of stiffened composite panels with impact damage[J]. *Composite Structures*, 2015, 133: 840–846.
- [16] BAI Y J, XU Z H, SONG J R, et al. Experimental and numerical analyses of stiffened composite panels with delamination under a compressive load[J]. *Journal of Composite Materials*, 2020, 54(9): 1 197–1 216.
- [17] HU C X, BAI Y J, XU Z H, et al. Progressive damage behavior of composite L-stiffened structures with initial delamination defects under uniaxial compression: Experimental and numerical investigations[J]. *Polymer Composites*, 2022, 43(6): 3 765–3 781.
- [18] HASHIN Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1981, 48(4): 846–852.
- [19] ZHANG C, LI N, WANG W Z, et al. Progressive damage simulation of triaxially braided composite using a 3D meso-scale finite element model[J]. *Composite Structures*, 2015, 125: 104–116.
- [20] YOUSEFI J, MOHAMADI R, SAEEDIFAR M, et al. Delamination characterization in composite laminates using acoustic emission features, micro visualization and finite element modeling[J]. *Journal of Composite Materials*, 2016, 50(22): 3 133–3 145.
- [21] ZHOU J W, ZHAO Z B, JIA L Y, et al. A new integrated modeling method for predicting low-velocity impact behavior and residual tensile failure of Z-pinned T-joints[J]. *Composites Science and Technology*, 2024, 245. DOI: 10.1016/j.compscitech.2023.110316.
- [22] SUN L G, LI C, TIE Y, et al. Experimental and numerical investigations of adhesively bonded CFRP single-lap joints subjected to tensile loads[J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2019, 95. DOI: 10.1016/j.ijadhadh.2019.102402.