



复合材料加筋板的屈曲与后屈曲研究综述

胡媛媛 张桂嘉 陈普会 童明波 王芳丽

Review on buckling and post-buckling of stiffened composite panels

HU Yuanyuan, ZHANG Guijia, CHEN Puhui, TONG Mingbo, WANG Fangli

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20241030.003>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

复合材料壁板后屈曲设计与分析技术研究进展

Research progress in post-buckling design and analysis techniques for composite stiffened panel

复合材料学报. 2024, 41(9): 4673–4700 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240611.003>

复合材料压力容器含凹陷内胆屈曲的有限元分析

Finite element analysis of the buckling of the liner of composite pressure vessel with depression

复合材料学报. 2022, 39(3): 1343–1352 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210518.004>

复合材料加筋壁板轴压屈曲载荷工程估算新方法

A new engineering method for predicting the axial compression buckling load of composite stiffened panels

复合材料学报. 2024, 41(9): 4875–4887 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240402.003>

基于弯曲刚度比的复合材料帽形加筋板局部屈曲工程修正计算方法

Local buckling updating engineering method of hat-stiffened composite panel based on flexural stiffness ratio

复合材料学报. 2022, 39(12): 6109–6118 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20211216.001>

考虑屈曲的复合材料加筋壁板铺层顺序优化

Stacking sequence optimization of composite stiffened panel considering buckling

复合材料学报. 2021, 38(12): 4123–4137 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210210.001>

基于精确板理论的复合材料格栅/波纹夹芯结构屈曲特性

Buckling characteristics of composite grid/corrugated sandwich structure based on refined plate theory

复合材料学报. 2022, 39(1): 399–411 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210309.003>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

复合材料加筋板的屈曲与后屈曲研究综述



分享本文

胡媛媛¹, 张桂嘉¹, 陈普会¹, 童明波^{*1}, 王芳丽²

(1. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016; 2. 金陵科技学院 机电学院, 南京 211169)

摘要: 复合材料加筋板因其卓越的轻质、高强度和高刚度特性, 在航空航天领域的飞机承力构件中得到了广泛应用。随着对材料性能要求的不断提升, 深入理解这类结构的屈曲与后屈曲行为变得尤为重要。本文综述了国内外复合材料加筋板屈曲及后屈曲性能的研究进展, 系统归纳了理论方法、有限元仿真技术及实验研究方法。研究表明: 加筋板的几何参数(如加筋高度和间距)及层合板的铺层顺序显著影响其屈曲性能; 同时, 考虑材料非线性和几何非线性对准确预测后屈曲行为至关重要。此外, 本文探讨了预测复合材料加筋板屈曲和后屈曲失效模式及载荷的关键技术难点。通过分析现有研究的局限性, 本文指出了未来可能的研究方向, 为复合材料加筋板的屈曲与后屈曲研究及其工程应用提供了理论基础和实践指导。

关键词: 复合材料; 加筋板; 屈曲与后屈曲; 理论方法; 有限元; 试验

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2025)05-2357-20

Review on buckling and post-buckling of stiffened composite panels

HU Yuanyuan¹, ZHANG Guijia¹, CHEN Puhui¹, TONG Mingbo^{*1}, WANG Fangli²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Mechanical and Electrical Engineering, Jinling Institute of Technology, Nanjing 211169, China)

Abstract: Composite stiffened panels are widely used in aircraft load-bearing components in the aerospace field due to their excellent lightweight, high strength and high stiffness properties. With the continuous improvement of material performance requirements, it is particularly important to have a deep understanding of the buckling and post-buckling behavior of such structures. This article reviews the research progress on buckling and post-buckling properties of composite stiffened panels, and systematically summarizes theoretical approach, finite element simulation technology and experimental research methods. Studies have shown that the geometric parameters (such as height and spacing of stiffeners) and lay-up sequence of stiffened panels significantly affect the buckling performance. At the same time, considering material nonlinearity and geometric nonlinearity is crucial to accurately predict post-buckling behavior. In addition, this article explores the key technical difficulties in predicting buckling and post-buckling failure modes and loads of composite stiffened panels. By analyzing the limitations of existing researches, this article points out possible future research directions, providing a theoretical basis and practical guidance for buckling and post-buckling research on composite stiffened panels and their engineering applications.

Keywords: composite materials; stiffened panels; buckling and post-buckling; theoretical approach; finite element; experiment

复合材料是一种随科技发展衍生出的新型材料, 如今广泛应用于航空航天领域。与传统材料相比, 复合材料具有轻质、高强度和高刚度、抗

疲劳、耐高温、成型工艺优良且成本低等优势。加筋复合材料板是飞机机身的主要部件^[1], 由于筋条的存在, 可以显著提高层合板的屈曲性能。

收稿日期: 2024-08-14; 修回日期: 2024-10-07; 录用日期: 2024-10-23; 网络首发时间: 2024-10-31 08:20:07

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20241030.003>

基金项目: 航空科学基金 (20230009052004)

Aeronautical Science Foundation of China (20230009052004)

通信作者: 童明波, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为复合材料飞机结构设计与分析 E-mail: tongw@nuaa.edu.cn

引用格式: 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): 2357-2376.

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): 2357-2376(in Chinese).

加筋板主要失效模式为屈曲, 在结构屈曲后, 虽然产生了不同程度的损伤, 但并没有完全丧失承载能力。为了能够充分利用加筋板结构的后屈曲承载能力, 多个项目对复合材料加筋板屈曲和后屈曲特性进行了研究^[2], 例如欧盟开展的一系列相关项目^[3-4]: POSICOSS、COCOMAT、DESICOS。其目标是研究加筋板的破坏机制, 构建快速准确的屈曲与后屈曲分析技术, 为飞机设计提供指南。

针对复合材料屈曲和后屈曲问题, 目前研究方法主要有理论方法、有限元仿真、试验等。朱菊芬等^[5]提出以整体屈曲的线性理论为基础, 进行局部非线性修正的工程分析方法, 并利用试验进行了验证。张雅倩等^[6]基于摄动法建立了复合材料层合板屈曲和后屈曲载荷的解析解, 与有限元结果十分相近。钟博等^[7]分别使用特征值屈曲法及非线性后屈曲分析方法进行有限元仿真, 与试验结果对比误差较小。Feng 等^[8]对工字型加筋板进行了压缩试验, 并进一步在湿热环境^[9]下进行研究, 测量了加筋板的屈曲与后屈曲行为及失效模式。

由于加筋板分析有时需要处理大量的有限元或试验数据, 机器学习也逐渐被应用到该领域。邹建超^[10]建立了能够快速估算和预测复合材料结构低速冲击 (Low-velocity impact, LVI) 损伤程度的人工神经网络 (Artificial neural network, ANN), 研究层合板冲击后压缩/剪切的损伤模式。孙振亚^[11]通过建立反向传播 (Back propagation, BP) 神经网络研究了帽型加筋板的剪切失效行为。王彬文等^[12]使用 Kriging 模型构建了能够表征工字型加筋板后屈曲特性的代理模型, 研究了不同参数对后屈曲行为的影响。

近年来有关复合材料加筋板屈曲和后屈曲问题的综述文献较少, 因此本文将针对加筋板结构在工程中最常用的 3 个方法 (理论方法、有限元和试验) 进行展开介绍。第一节内容为常用理论方法介绍及具体公式, 并提供有效宽度的处理方法; 第二节详细介绍有限元方法的分析过程, 并分别对复合材料加筋板的层内层间模拟方法展开综述; 第三节分别从夹具设计、加载类型及屈曲疲劳 3 个方面介绍了屈曲与后屈曲的试验方法; 最后分别对 3 种方法的优缺点进行总结。文章系统地描述加筋板屈曲后屈曲处理方法, 为学者们提供一个完整清晰的研究指南。

1 理论方法

复合材料加筋板的大多数研究主要集中在试验和有限元仿真, 对理论方法的介绍相对较少。然而, 理论方法在初步设计阶段具有不可替代的重要性。通过层板理论延伸的分析模型及工程经验得到的计算公式, 可以快速获得加筋板的屈曲与后屈曲载荷, 这对于加筋板的初步设计具有极高的参考价值。

Feng 等^[13]将等效刚度概念引入到理论模型中研究工字型加筋板的剪切性能, 单个加强筋的刚度通过面板的宽度进行归一化处理。同时考虑加强筋和面板的刚度, 复合材料加筋板单位长度的等效刚度等于单位长度加强筋和面板的刚度之和, 如下式:

$$(D_{ij})_{eq} = (D_{ij})_{sk} + (D_{ij})_{st} \quad (1)$$

其中: $(D_{ij})_{eq}$ 为复合材料加筋板的等效刚度; $(D_{ij})_{sk}$ 为面板刚度, 可由经典层压板理论计算; $(D_{ij})_{st}$ 为加强筋刚度, 为所有单个加强筋刚度之和。

此外, 结合 Thielemann 方法, 通过求解方程组以最小化能量, 得到屈曲载荷。随后, 引入后屈曲因子与后屈曲角度, 计算加强筋和蒙皮沿加载方向的应变, 进行后屈曲分析。该理论方法与实验结果吻合良好, 屈曲载荷的误差为 7.2%, 主要来源于复合材料的实际缺陷 (制造误差、材料不均匀性) 及边界条件的简化。

杨钧超等^[14]在等效刚度分析方法的基础上, 修正了弯曲刚度, 将平行于加强筋方向的缘条弯曲刚度分配至面板上。该方法使 T 型加筋板的剪切屈曲载荷与试验的计算误差从 15.4% 降到了 3.53%。Hayatdavoodi 等^[15]研究了复合板梁在弯曲和剪切联合作用下的破坏行为, 使用理论方法分析预测梁的交互响应。Hayatdavoodi 等^[16]还提出了一种基于虚功原理的新理论方法, 用于研究对角加筋复合材料板在剪力作用下的破坏行为, 其核心创新在于将抗剪强度分析与虚功原理相结合, 以提高计算的准确性, 计算结果与有限元仿真结果误差小于 10%。朱菊芬等^[5]分别考虑了局部加筋板屈曲后和材料内部损伤后的刚度折减。该研究基于整体屈曲的线性理论, 对局部进行了非线性修正。

工程算法是基于工程经验总结的经验公式, 尤其适用于加筋板的初步设计阶段, 其应用能够

显著提高设计效率并缩短设计周期。

孙振亚^[11]给出了工程计算方法的框架，如图1所示，将加筋板根据有效长细比(L'/ρ)分成3个区段：短柱区、中长柱区和长柱区。其中 $L' = L/\sqrt{c}$ ， $\rho = \sqrt{I/A}$ ， L 为加筋板长度， c 为端部支持系数， I 为横截面对形心轴的弯曲惯性矩， A 为横截面积。不同区段破坏模式不同，则对各区段加筋板单独计算。短柱区为压损破坏，承载能力由试验测得；中长柱区首先在蒙皮或筋条处产生局部屈曲，之后不断扩展至加筋板失效，承载能力即为加强筋的后屈曲载荷；长柱区加筋板主要为欧拉屈曲破坏，承载能力即为整体屈曲载荷。高

志刚等^[17]通过上述流程对复合材料加筋板进行了压缩稳定性计算。计算得到的屈曲载荷和破坏载荷与试验的误差分别为6.12%和9.31%。王菲菲等^[18]结合复合材料的力学特性和工程经验，提出了一种工程简化方法，分别计算筋条和蒙皮的屈曲载荷和破坏载荷，并给出了具体计算公式。该方法作出以下假设：蒙皮与筋条在横向、纵向及贴合面位移连续；加强筋对蒙皮的支撑可简化为简支；复合材料加筋板与金属加筋板具有类似的破坏机制。通过具体的算例验证分析，该方法计算出的极限载荷与试验误差在1%以内，但仍需更多试验进行进一步验证。

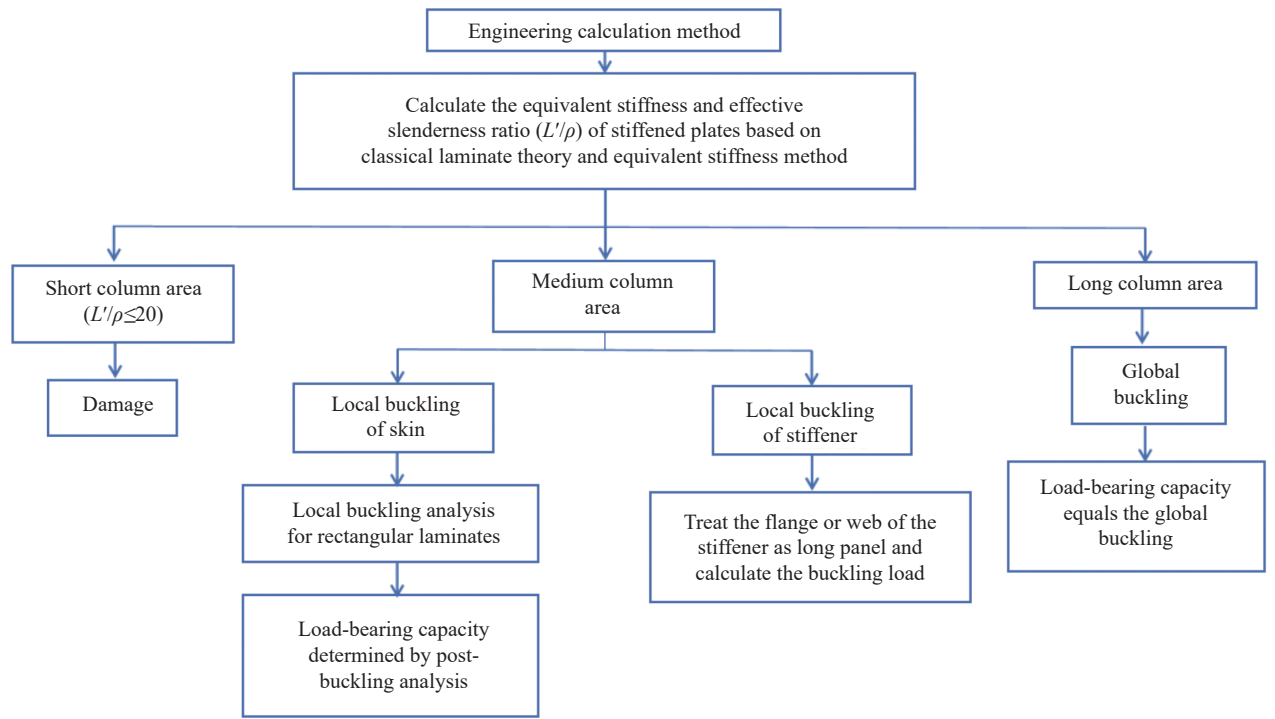


图1 工程算法流程图^[11]

Fig. 1 Flowchart of engineering calculation method^[11]

高伟等^[19]基于正交各向异性矩形层压板理论，并引入折减宽度概念，对变厚度复合材料加筋板进行了工程分析，计算了两种边界条件下的屈曲载荷。将筋条对蒙皮的支撑简化为固支时，计算结果与实验结果的误差为-13.9%，产生误差原因是未考虑筋条和蒙皮刚度对屈曲波的抑制作用；简化为简支时，误差为-55.5%，主要误差来源是由于蒙皮有效宽度的选取和边界条件保守。其研究表明，在屈曲分析时，应将筋条对蒙皮的边界条件选取为固支，折减宽度时选择蒙皮厚度为基

本值，以提高求解精度。后屈曲分析采用分段处理法，使用中长柱段公式求解(如下式所示)，计算结果与试验结果的误差为7.1%。

$$\sigma_{co} = \left[1 - \left(1 - \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_{cc}} \right) \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_r} \right] \sigma_{cc} \tag{2}$$

其中： σ_{co} 为加筋板平均破坏应力； σ_{cc} 为加筋板平均压损破坏应力，可由试验测得； σ_{cr} 为蒙皮屈曲应力； σ_r 为欧拉总体屈曲应力。

王春寿等^[20]建立了一套快速准确的工程分析方法。对于加筋板结构，认为筋条提供边界支持，

将两个筋条间蒙皮结构简化为四边简支的单向压缩板, 屈曲载荷计算如下式:

$$N_x = \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} \left[\frac{D_{11}}{D_{22}} \left(\frac{b}{a} \right)^2 m^2 + 2 \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} + \left(\frac{a}{b} \right)^2 \frac{1}{m^2} \right] \quad (3)$$

其中: m 是轴向屈曲半波数; a 、 b 分别为层压板长度和宽度; D_{ij} 为复合材料板的弯曲刚度系数。若蒙皮总宽度为 W , 则总屈曲载荷为

$$P_{\text{buckling}} = N_x W \quad (4)$$

破坏载荷则需要考虑蒙皮的有效宽度 W_e , 蒙皮屈曲前有效宽度即为筋条间距 b , 屈曲后筋条间蒙皮应力重新分布, 有效宽度将小于 b 。机身壁板大多为中长柱, 因此许用应力如下式:

$$\sigma_c = \sigma_{cc} - \frac{\sigma_{cc}^2 (L'/\rho)^2}{4\pi^2 E_x} \quad (5)$$

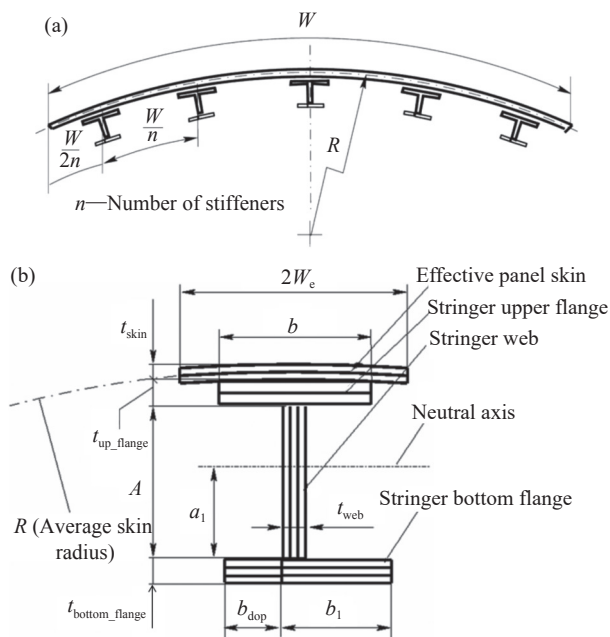
其中, E_x 为材料弹性模量。

对于厚板结构, 应考虑筋条弯曲刚度的影响。由于蒙皮较厚, 筋条无法隔断屈曲波, 因此将加强筋的弯曲刚度折算至蒙皮。修正后, 蒙皮局部屈曲载荷与试验结果的误差由 28.5% 降至 -0.7%。由于蒙皮较厚, 横向剪切效应不可忽略。考虑横向剪切修正后, 加筋板破坏载荷与试验结果的误差由 59.8% 降至 -14.7%。

有效宽度法广泛应用于复合材料加筋板的分析中, Pevzner 等^[21] 对其进行了一定的修改和延伸, 使其能够用于处理弯曲结构。如图 2 所示, 图 2(a) 中加筋曲板的极限载荷等效为图 2(b) 中具有等效横截面结构的极限载荷。等效横截面由筋条横截面和有效宽度为 W_e 的蒙皮条组成。该方法考虑了筋条的弯曲和扭转屈曲及弯扭组合屈曲, 之后基于 MATLAB 开发了软件代码 TEW1, 用于快速高效的计算。

针对有效宽度的选取, 黄晓笛^[22] 对帽型加筋板进行了工程算法研究, 3 种蒙皮有效宽度如图 3 所示。当简化模型中加载边简支的蒙皮有效宽度等于两个筋条相邻帽腰距离 w_3 时, 简化计算公式精度最高。

总体而言, 理论方法计算屈曲和后屈曲载荷依赖于边界条件的简化和对加筋板的假设。理论模型和经验公式计算简便, 但精度有限, 由于简化的复合材料加筋板模型无法完全模拟实际情况, 且忽略了复合材料的缺陷。因此, 理论方法通常



W—Width of the shell; R—Radius of the shell; W_e —Effective width; b —Width of the stringer base; t_{skin} —Skin thickness; t_{web} —Web thickness; $t_{\text{up_flange}}$ —Up flange thickness; $t_{\text{bottom_flange}}$ —Bottom flange thickness; b_1 —Primary load-bearing region of the flange; b_{dop} —Additional load-bearing region of the flange; A—Length of the stringer; a_1 —Vertical distance from the neutral axis to the bottom flange

图 2 有效宽度处理: (a) 试验曲板横截面; (b) 等效横截面^[21]

Fig. 2 Effective width approach: (a) Test curved panel cross section; (b) Equivalent cross section^[21]

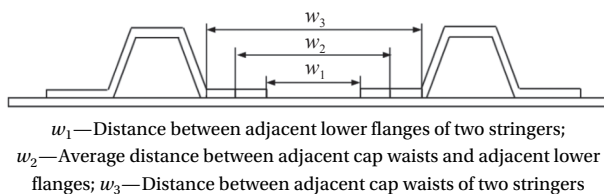


图 3 帽型加筋板 3 种蒙皮有效宽度^[22]

Fig. 3 Three skin effective widths for omega-stiffened panel^[22]

用于屈曲和后屈曲的初步计算, 为后续的有限元分析和试验提供数值参考。

2 有限元方法

复合材料加筋板的筋条种类繁多, 如图 4 所示, 而有限元仿真能够针对复杂几何形状、特殊边界情况进行求解, 选择合适的损伤、失效准则, 能够准确模拟加筋板的损伤、失效过程, 并得到加筋板的屈曲载荷和极限载荷。Zhao 等^[23] 基于有限元开发了一种几何参数化工具, 能够对任意形状加筋板进行屈曲分析。有限元中, 屈曲与后屈曲通常分为两步求解。钟博等^[7] 使用特征值屈曲法进行屈曲分析, 得到加筋板的一阶剪切屈曲

模态，之后将线性屈曲模态作为初始缺陷引入到后屈曲分析中，一阶模态扰动系数设置为 1%，使用二维 Hashin 准则和二次名义应力准则作为层内和层间失效判据，施加位移载荷后进行非线性后屈曲分析。通过有限元方法得到的屈曲载荷和破坏载荷与试验结果的误差分别为 2% 和 13%。位移仿真结果小于于试验，而破坏载荷仿真结果较大大于试验结果，这是由于在进行加筋板后屈曲渐进损伤分析时，有限元模型将试验件与夹具之间的螺栓连接简化为了 tie 约束，忽略了螺栓变形的影响。Ferreira 等^[24]对蜂窝梁的屈曲后屈曲数值分析时分为两个步骤，第一步为不考虑物理和几何缺陷的屈曲分析；第二步非线性后屈曲分析时，将蜂窝梁深度的千分之一作为初始几何缺陷，引入缺陷因子。将屈曲分析中结构变形乘以缺陷因子作为后屈曲分析开始时几何外形。该步骤通过 ABAQUS 中的 *INITIAL CONDITION 命令实现。袁坚锋^[25]则采用 *imperfection 命令，选取蒙皮厚度的 1% 作为扰动系数，将一阶屈曲模态作为初始缺陷引入分析中，使用显式动力学分析模块 ABAQUS/Explicit 进行后屈曲分析。刘存等^[26]基于 MSC. PATRAN 软件考虑了双重非线性的 NASTRAN 有限元模型，引入初始缺陷，研究加筋板在面内剪切载荷下的后屈曲行为。初始缺陷由一阶屈曲模态乘以扰动系数得到，之后运用 FIELD 场将初始缺陷加入到后屈曲模型中。张连青^[27]对压剪载荷下的复合材料加筋板进行了特征值屈曲分析及非线性后屈曲分析。研究了不同压剪比对屈曲行为的影响，发现压剪比为 1 : 0 时，屈曲载荷最大，推测出剪力会降低加筋板的屈曲载荷。但有限元模型并未考虑材料失效和分层脱粘等问题，与实际情况具有较大差距。本节将介绍加筋板受载后的渐进失效分析及层内和层间损伤模拟，以准确描述加筋板的屈曲和后屈曲行为。

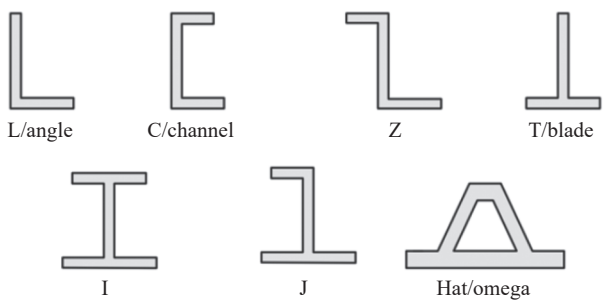


图4 加筋板筋条种类

Fig. 4 Types of stiffeners for stiffened panels

2.1 渐进损伤分析方法

渐进损伤分析 (Progressive damage analysis, PDA) 方法是预测复合材料层合板失效过程的有效工具，主要包括应力分析和破坏分析两个关键步骤^[28]，此方法通过有限元模型能够准确模拟层合板的失效过程。图 5 展示了复合材料加筋板后屈曲渐进损伤分析的流程。

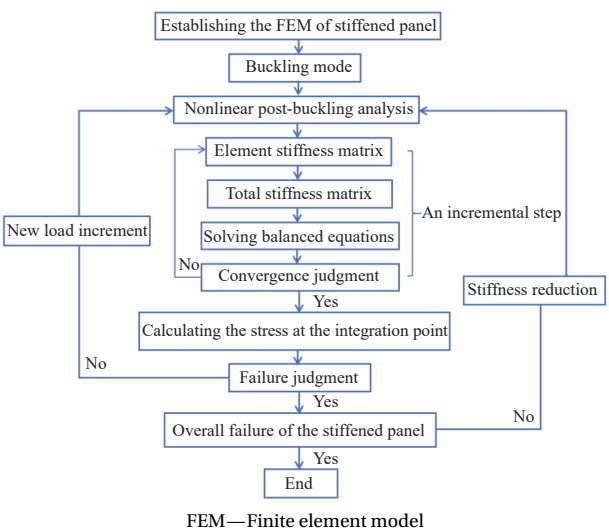


图5 后屈曲渐进损伤分析流程图

Fig. 5 Flowchart of post-buckling progressive damage analysis

- 该分析流程包括以下步骤：
- (1) 建立有限元模型并定义外部载荷和边界条件；
 - (2) 进行屈曲分析；
 - (3) 执行后屈曲分析，在每个增量步后对各单元进行收敛性检查；
 - (4) 若单元满足失效准则，则进行刚度折减；
 - (5) 重复步骤 (3) 和 (4)，直至大面积单元失效导致加筋板整体破坏。

在加筋板屈曲与后屈曲数值模拟研究中，许多学者采用了考虑渐进损伤的有限元模型。

使用失效准则对复合材料板进行破坏分析之后，通常采用折减或衰减的方式进行材料性能退化^[29]。折减模型指材料性能骤降至初始值的一定比例；衰减模型指材料性能逐渐衰退。由于衰减模型中的退化因子具有非线性，需要在每个增量步内反复迭代计算，成本较高，因此应用较少。以下介绍两种常用的折减模型。

- (1) Camanho 和 Matthews^[30] 的折减模型如表 1 所示。该模型基于 Hashin 失效准则，区分了纤维/基体的拉伸/压缩等失效模式。
- (2) Chang 和 Lessard^[31] 的折减模型如表 2 所示。

表 1 Camanho 和 Matthews 的材料性能折减模型^[30]

Failure mode	Degradation coefficient
Fiber tensile failure	$E_{11}^d = 0.07E_{11}$
Fiber compression failure	$E_{11}^d = 0.14E_{11}$
Matrix tensile/shear failure	$E_{22}^d = 0.2E_{22}$
	$G_{12}^d = 0.2G_{12}, G_{23}^d = 0.2G_{23}$
Matrix compression/shear failure	$E_{22}^d = 0.4E_{22}$
	$G_{12}^d = 0.4G_{12}, G_{23}^d = 0.4G_{23}$

Notes: E_{11} and E_{22} are the elastic moduli in the fiber and matrix directions; G_{12} and G_{23} are the shear moduli; d stands for degradation.

表 2 Chang 和 Lessard 的材料性能折减模型^[31]

Failure mode	Degradation coefficient
Fiber failure	$E_{11}^d = 0, E_{22}^d = 0, G_{12}^d = 0$
Matrix failure	$E_{22}^d = 0, \nu_{21}^d = 0$
Fiber-matrix shear failure	$G_{12}^d = 0, \nu_{12}^d = 0, \nu_{21}^d = 0$

Notes: E_{11}^d and E_{22}^d are the elastic moduli in the fiber and matrix directions after degradation; G_{12}^d is the shear moduli after degradation; ν_{12}^d and ν_{21}^d are poisson's ratios after degradation.

该模型较简便，常用于分析开孔层合板受载时的破坏行为，可以表征纤维/基体失效及考虑了纤维-基体剪切等失效模式。

以上两种材料性能折减模型可以应用于大部分的复合材料加筋板屈曲与后屈曲渐进损伤失效情况，也可用于开孔层合板、含初始缺陷的复合材料加筋板等。但必须结合合理的工程判断，通过选取合适的失效准则以准确描述模型的损伤类型。渐进损伤失效分析只能模拟材料性能的退化，对于某些类型的损坏如分层损伤发生的结构退化则无法描述，这时则需要结合层间损伤模型加以分析。

崔进等^[32]对复合材料帽型加筋板进行了渐进破坏分析，其模型涵盖了蒙皮与胶层的失效与退化机制。具体而言，蒙皮失效采用二维 Hashin 准则，刚度退化模型基于连续介质损伤力学 (CDM) 的损伤状态变量；胶层失效则采用最大应力准则，刚度退化采用基于能量控制的线性软化方法。该模型的有限元分析结果显示，屈曲和破坏载荷分别为 374 kN 和 713.3 kN，与试验结果 (400 kN 和 751 kN) 相比，相对误差分别为 6.5% 和 5%，表现

出良好的一致性。邹华民等^[29-33]基于损伤力学和断裂力学对具有初始分层缺陷的加筋板进行了渐进损伤分析。通过 Hashin 准则构建了材料性能退化子模型，并编写了用户定义子程序 VUMAT，用于判断面内失效类型及材料性能折减。为准确描述加筋板界面分层的起始与扩展行为，采用了虚拟裂纹闭合技术 (Virtual crack closure technique, VCCT) 来模拟层间失效。韩庆等^[34]基于 Tasi-Hill 准则开发了自编 Fortran 程序，并将其嵌入 Patran 软件中，用于复合材料加筋板的渐进损伤分析。首先计算加筋板的屈曲模态，将其作为后屈曲计算的初始挠度，然后求解非线性方程，对单元进行失效判断和刚度折减。

这些研究工作展示了渐进损伤分析在复合材料加筋板后屈曲行为预测中的重要应用，为结构设计和优化提供了有力支持。

2.2 层间损伤模型

复合材料加筋板蒙皮与筋条界面失效问题的研究主要基于两种理论方法^[35]：强度理论和断裂力学理论。强度理论通过定义适当的强度准则来判断材料是否失效，但难以描述损伤扩展过程。相比之下，断裂力学理论将能量方法引入分层损伤分析，主要包括内聚力模型 (Cohesive zone model, CZM) 和虚拟裂纹闭合技术 (VCCT)，这两种方法尤其适用于模拟加筋板的脱粘现象。

有限元模拟中的 CZM 通常采用基于 Traction-Separation 准则的 Cohesive 单元来实现。通过在筋条和蒙皮之间建立八节点三维 Cohesive 单元，可有效模拟界面脱粘行为^[25]。Cohesive 单元的双线性本构模型^[36]如图 6 所示。在初始损伤发生前，界面处于线弹性阶段；初始损伤之后，Cohesive 单元进行刚度折减直至失效。

二次名义应力准则如下式，作为界面损伤起始判据：

$$\left(\frac{t_n}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \tag{6}$$

其中： t_n 为法向应力分量； t_s 和 t_t 为两个剪切应力分量； t_n^0 、 t_s^0 和 t_t^0 分别为法向和剪切方向的极限名义应力值。

B-K 能量准则如下式，作为界面开始损伤后，损伤演化阶段判据：

$$G^C = G_n^C + \left(G_s^C - G_n^C\right)\left(\frac{G_s}{G_T}\right)^\eta \tag{7}$$

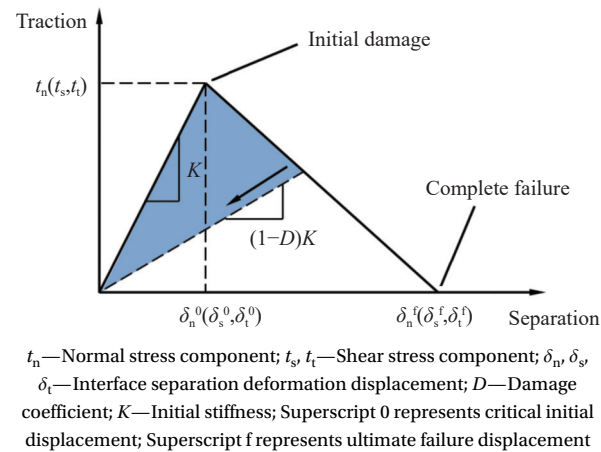


图 6 双线性本构模型^[36]
Fig. 6 Bilinear constitutive model^[36]

$$G_n^C = \int_0^{\delta_n^f} t_n(\delta) d\delta_n \tag{8}$$

$$G_s^C = \int_0^{\delta_s^f} t_s(\delta) d\delta_s \tag{9}$$

$$G_t^C = \int_0^{\delta_t^f} t_t(\delta) d\delta_t \tag{10}$$

其中： $G_S = G_s + G_t$ ， $G_T = G_n + G_S$ ； G_n 、 G_s 和 G_t 分别是 3 种裂纹扩展模式下的应变能释放率；上标 C 表示临界状态； η 取 1~2； δ_n 、 δ_s 和 δ_t 分别为界面分离变形位移；上标 f 代表极限破坏。

多项研究证实了 CZM 在复合材料加筋板分析中的有效性。李乐坤等^[37]结合 Tsai 经验公式，成功模拟了复合材料加筋板在干态和湿热状态下的压缩屈曲和后屈曲行为。Ji 等^[38]结合了渐进损伤模型和 CZM，研究加筋板的脱粘缺陷对后屈曲行为的影响。结果表明脱粘会引起结构不同程度的变形，从而改变层合板的失效行为。Ye 等^[39]开发了基于 PDA 和 CZM 的显式分析模型，用于预测蒙皮与筋条间界面的内聚能与强度，研究表明界面粘接方法会显著影响失效载荷。界面间粘接方法会影响界面间行为，从而改变失效载荷。胡波涛等^[40]基于 Cohesive 单元和子模型法，模拟了工字型加筋板的轴压和六点弯试验，重点研究了蒙皮-筋条界面的失效模式。发现轴压和六点弯试验的加筋板损伤起始位置都在界面中心处，随后向外扩展。

相较于 CZM，VCCT 允许使用较粗糙的网格，但需要预设裂纹，因此更适用于具有初始损伤的结构分析^[41]。Van Dooren 和 Bisagni 等^[42]使用 VCCT 对蒙皮与筋条界面存在初始损伤的加筋板进行有限元分析。VCCT 定义采用 Benzeggagh-

Kenane (B-K) 模态混合准则^[43]，引入蒙皮与筋条之间的界面进行粘合，从而模拟蒙皮与筋条的分离。断裂准则如下式，当 $f \geq 1$ 时，裂纹尖端节点失效：

$$f = \frac{G_{\text{equvi}}}{G_{\text{equviC}}} \geq 1.0 \tag{11}$$

$$G_{\text{equviC}} = G_I + (G_{\text{IIC}} - G_{\text{IIIC}}) \left(\frac{G_{\text{II}} + G_{\text{III}}}{G_I + G_{\text{II}} + G_{\text{III}}} \right)^\eta \tag{12}$$

$$G_{\text{equiv}} = G_I + G_{\text{II}} + G_{\text{III}} \tag{13}$$

其中： G_{equvi} 为等效应变能释放率； G_{equviC} 为临界等效应变能释放率； G_I 、 G_{II} 和 G_{III} 分别为在 I 型、II 型、III 型断裂韧性模式下的应变能释放率； G_{IIC} 、 G_{IIIC} 分别为对应的临界值； η 基于试验数据确定。

Raimondo 等^[44]基于 VCCT 对具有初始分层的单筋条样本进行准静态与疲劳分析，定义蒙皮与筋条间 VCCT 接触相互作用模拟界面分层。分层长度从初始的 40 mm 增长到 53.4 mm，分层扩展起始于蒙皮与筋条粘接区域的边缘，由于筋条的局部屈曲，扩展速度加快，最终导致蒙皮筋条脱粘和结构的破坏。田甜等^[45]利用 VCCT 模拟了含预埋胶接缺陷的加筋板压缩行为，结果显示胶接缺陷位置首先发生局部屈曲，随后引发筋条纤维和基体压缩破坏，最终导致加筋板压缩失效。杜洪雨等^[46]结合 VCCT 方法和 Paris 准则分别模拟界面分层和疲劳分层的起始和扩展，研究了具有初始分层损伤的层压板后屈曲行为及低周疲劳特性。Dávila 等^[47]在试验前基于 VCCT 技术对帽型加筋板进行有限元仿真，通过有限元分析的结果来确定试验时初始缺陷的尺寸及疲劳测试时施加的载荷。

2.3 失效准则

失效准则是有限元渐进损伤分析方法的核心要素。选择恰当的失效准则不仅能提高有限元方法的准确性，还能使数值模拟结果更贴近实际情况。在复合材料加筋板后屈曲强度预测中，研究者普遍采用多种失效准则，其中 Hashin 准则^[12, 25, 30, 29, 48-51]最为常用。此外，也有部分学者选取其他准则如 Hoffman 准则^[28, 52]、Puck 准则、Tsai-Wu 准则、Chang-Chang 准则等。这些准则可分为两类：基于破坏机制的准则(如 Hashin、Puck 和 Chang-Chang 准则)区分失效模式；而基于试验的张量多项式准则(如 Hoffman 和 Tsai-Wu

准则) 则不区分失效模式^[53]。

Hashin 准则因其广泛应用而备受关注。Lian 等^[54-55] 分别对轴压和剪切载荷下的倾斜加筋板进行数值模拟, 采用 Abaqus 中内置的二维 Hashin 准则结合粘聚区模型, 实现了层内与层间损伤的失效预测。Hashin 准则考虑了不同应力分量对各种损伤模式的影响, 其数学表达式如下式:

纤维拉伸损伤 ($\sigma_{11} \geq 0$):

$$F_f^t = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1 \tag{14}$$

纤维压缩损伤 ($\sigma_{11} < 0$):

$$F_f^c = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \geq 1 \tag{15}$$

基体拉伸损伤 ($\sigma_{22} \geq 0$):

$$F_m^t = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1 \tag{16}$$

基体压缩损伤 ($\sigma_{22} < 0$):

$$F_m^c = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{S_L}\right)^2 \geq 1 \tag{17}$$

其中: σ_{ij} 是应力分量; X 、 Y 、 S 为材料强度; $0 \leq \alpha \leq 1$ 为剪应力对纤维和基体拉伸损伤起始的贡献因子, 因此在轴压载荷下 $\alpha = 0$, 在剪切载荷下 $\alpha = 1$ 。基于 Hashin 准则的有限元模型得到的屈曲载荷与试验结果十分相近, 而由于模拟过程中退化系数及材料参数等的影响, 破坏载荷略微大于试验结果。

王维阳等^[56] 基于单层板引起面板破坏的假设, 采用 Hoffman 准则描述失效过程:

$$R = \frac{\sigma_L^2 - \sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} + \frac{X_c - X_t}{X_t X_c} \sigma_L + \frac{Y_c - Y_t}{Y_t Y_c} \sigma_T + \frac{\tau_{LT}^2}{S^2} \geq 1 \tag{18}$$

其中: X_t 、 X_c 为沿纤维方向拉伸和压缩强度; Y_t 、 Y_c 为垂直纤维方向拉伸和压缩强度; S 为面内剪切强度; σ_L 、 σ_T 分别为单层中沿纤维方向和垂直纤维方向应力; τ_{LT} 为单层中剪应力。 $R \geq 1$ 时, 单层破坏, 该层刚度下降为 0; 当大量单层破坏, 层合板的刚度大幅度退化, 则面板失效。

Tsai-Wu 准则如下式:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_3 \sigma_3 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{13} \sigma_1 \sigma_3 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{33} \sigma_3^2 + F_{44} \sigma_4^2 + F_{55} \sigma_5^2 + F_{66} \sigma_6^2 \geq 1 \tag{19}$$

尽管 Tsai-Wu 准则的统一表达式简化了模拟

过程^[57], 但它无法准确描述层内损伤模式与破坏机制, 与实际情况存在一定偏差。因此, 能够区分损伤模式的准则 (如 Hashin 准则) 仍然是加筋板有限元模拟的首选方法。

这些失效准则的选择和应用对于准确预测复合材料加筋板的后屈曲行为至关重要。研究者需要根据具体问题和材料特性, 选择最适合的失效准则, 以获得最接近实际情况的模拟结果。未来的研究方向可能包括改进现有准则或开发新的综合性准则, 以更好地捕捉复合材料在复杂载荷下的失效机制。

2.4 冲击损伤

复合材料加筋板在制造和使用过程中难免会遭受撞击和磕碰, 导致冲击损伤, 进而影响其承载能力。

对于考虑冲击损伤的加筋板, 预测冲击损伤的剩余强度主要有两种方法^[58]: (1) 直接模拟法: 通过有限元模型直接模拟冲击损伤过程; (2) 等效损伤法: 在有限元模型中引入等效冲击损伤。直接模拟法的代表性研究包括黎汉华^[59] 的工作, 他根据试验冲击头外形建立有限元模型 (图 7), 通过设置冲击头的质量和速度, 基于动能原理模拟冲击能量。研究考察了 3 个不同冲击位置对损伤的影响: 网格中心、纵向筋条冲击位置、横向纵向筋条交叉位置。研究发现, 第 3 种位置 (横纵筋条交叉处) 的冲击对加筋板承载能力的影响最大, 且随着冲击能量增加, 破坏载荷呈现递减趋势。

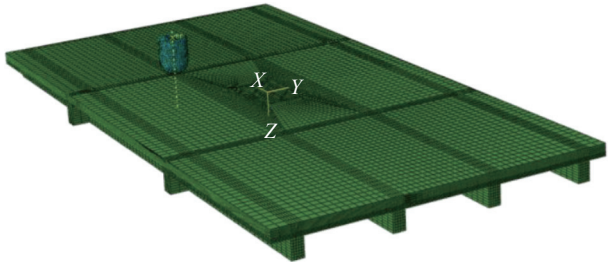


图 7 冲击损伤有限元模型^[59]

Fig. 7 Finite element model of impact damage^[59]

等效损伤法则采用不同的技术来模拟冲击损伤的影响: 杨钧超等^[60-61] 考虑将损伤区域的几何边界条件输入到材料模型中, 采用软化夹杂法等等效冲击损伤。将冲击损伤区域根据损伤程度划分, 通过不同系数对初始性能进行折减。Masood 等^[62] 分别对 T 型、I 型、J 型复合材料加筋板进行了冲击后压缩有限元模拟。基于超声波 C 扫描测得的

数据对冲击损伤区域建模, 获得与试验相一致的冲击损伤。其中, 损伤通过单元刚度退化从 0 到 1 来判断, 1 代表刚度完全丧失, 即失效单元。Wu 等^[63]对受到冲击载荷的蒙皮区域进行了无损检测, 测得冲击损伤区域形状近似为直径 15 mm 的圆形, 基于该尺寸进行有限元冲击损伤模拟。有限元模型冲击损伤衰减刚度为 $E_d = M_t E$, 其中 M_t 为衰减系数, 取 0.19; E 为初始刚度。胡少杰^[64]采用相同方法对损伤区域进行刚度衰减, 将有限元与实验结果对比, 得到屈曲载荷和破坏载荷的相对误差分别为 7.1% 和 8.9%。说明了有限元中对冲击损伤区域的刚度衰减方法是合理的。Wang 等^[65]根据试验测得的冲击深度及冲击损伤面积, 对有限元模型中的损伤区域进行相应退化。有限元结果得到冲击损伤加筋板与完好加筋板的破坏载荷分别为 516.9 kN 和 599.17 kN, 冲击损伤使加筋板承载能力降低了 15.9%。损伤模式表明冲击损伤区域的基体压缩失效和剪切失效导致了面板最终破坏。

这些研究方法为理解和预测冲击损伤对复合材料加筋板性能的影响提供了重要的理论和实践基础。直接模拟法能够更精确地描述冲击过程, 但计算成本较高; 而等效损伤法通过简化模型和实验数据的结合, 在保证一定精度的同时提高了计算效率。未来的研究方向可能包括:

- (1) 开发更精确的损伤描述模型, 以更好地捕捉复杂的冲击损伤形态;
- (2) 结合机器学习技术, 提高冲击损伤预测的准确性和效率;
- (3) 探索多尺度模拟方法, 以更全面地理解从微观到宏观的损伤演化过程。

3 试验

尽管数值仿真分析方法日益精进, 试验仍然是研究复合材料加筋板屈曲与后屈曲行为不可或缺的手段。通过精心设计的试验夹具、合适的加载方式和先进的试验设备, 研究人员能够准确直观地测得加筋板的屈曲/后屈曲失效模式及关键载荷参数。本节将从夹具设计、载荷类型及屈曲疲劳 3 个方面对加筋板试验进行详细介绍。

3.1 夹具设计

对于复合材料加筋板试验通常需要专门设计的夹具来固定试件^[66], 并将载荷有效传递至加筋板, 使其在受控条件下承受压缩或剪切载荷直至

破坏。高质量的试验夹具通常需要满足以下几个关键功能:

- (1) 可靠夹持: 确保试验件在整个试验过程中保持稳定, 防止意外移动或滑落;
- (2) 精确载荷传递: 将力或扭矩准确地传递给试验件, 确保加载过程的一致性和可重复性;
- (3) 有效支撑: 在加载过程中为试件提供适当的支撑, 避免非预期的变形或破坏;
- (4) 环境保护: 隔离不良环境因素, 保证试验条件的稳定性。

针对不同的试验类型和试件形状, 设计适配的试验夹具至关重要。以下详细介绍几种典型的夹具设计。

3.1.1 标准压缩试验夹具

标准压缩试验夹具包括了上下基座、上下活动夹持板及带筋条的侧边支座。上下基座与活动夹持板通过螺栓相连, 对试验件两端进行夹持, 可以通过上下基座直接对试验件传递压缩载荷, 并保证了夹具能够适应不同试验件夹持端厚度。侧边支座通过螺栓与下基座固定。胡少杰^[64]在进行 J 型复合材料加筋板的压缩试验时, 根据试验件的尺寸、形状特点及加载方式设计了如图 8 所示夹具。为了使加筋板与夹具侧边为线接触, 在侧边设计了刀口夹具, 实现刀口简支约束。有些试验的压缩夹具中还加装了侧边活动夹持块^[10], 通过螺栓与侧边支座相连, 用于限制试验件的加强端, 如图 9 所示。夹具中设计定位销孔以调节试件形心的位置, 使试验机的载荷施加点通过试验件形心^[19]。

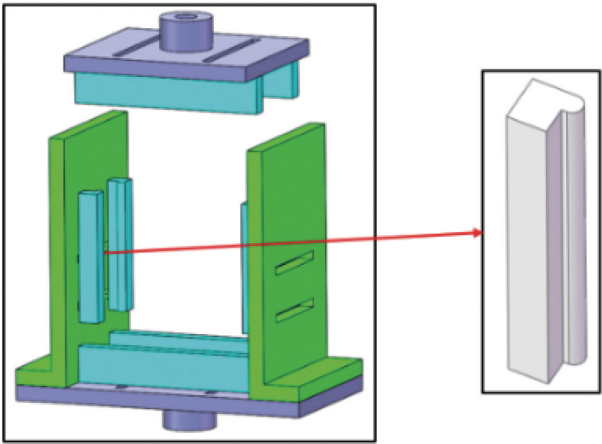


图 8 压缩试验夹具示意图(左)、刀口夹具(右)^[64]
Fig. 8 Schematic diagram of compression test fixture (left), knife edge fixture (right)^[64]

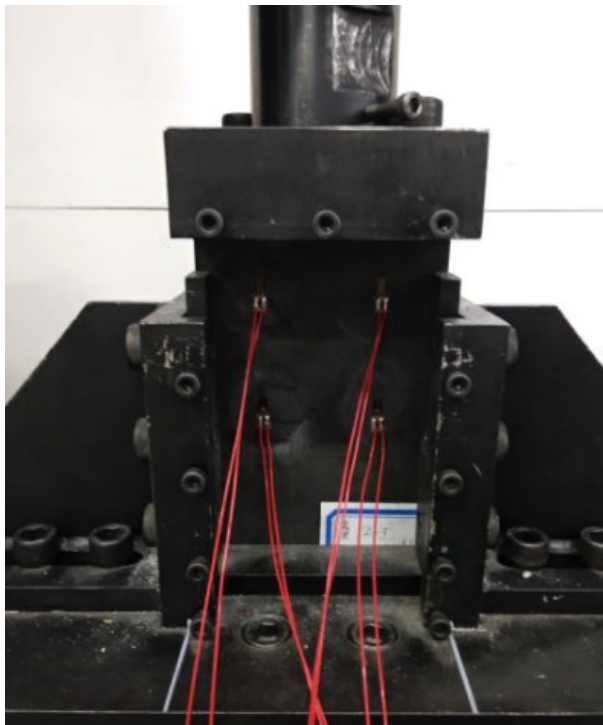


图 9 压缩试验夹具示意图^[10]

Fig. 9 Schematic diagram of compression test fixture^[10]

3.1.2 剪切试验夹具

在复合材料加筋板的剪切试验中，最常用的加载形式是试件四边夹持、对角拉伸^[66]。试验件的端部通过螺钉固定在 4 对剪力板上，剪力板顶端相互铰接，对角加载部位与试验机通过耳片相连，模拟简支状态。进行对角拉伸时，载荷沿剪力板方向分解，给试验件整体施加剪力^[10]，剪切试验夹具如图 10 所示。该装置可以最大限度地减少面外载荷和力矩^[67]，试验现场图如图 11 所示。

3.1.3 压剪混合试验夹具

对于压剪混合试验，夹具与试件受载方式如图 12 所示。将夹具和试验件组合体装夹到试验机上进行加载。试验机施加的力 F 通过夹具传递给试验件，分别为剪切载荷 T_1 和压缩载荷 T_2 。根据基础力学的三角形法则，通过控制 F 的大小及角度变化，即可实现不同压剪比的载荷情况。

总结来说，夹具设计在复合材料加筋板试验中扮演着关键角色。合理的夹具设计不仅能确保试验的准确性和可重复性，还能模拟各种复杂的载荷条件，为深入理解加筋板的力学性能提供重要支持。未来的研究方向可能包括开发更加智能化、自适应的夹具系统，以适应更广泛的试验需求和更复杂的加载情况。

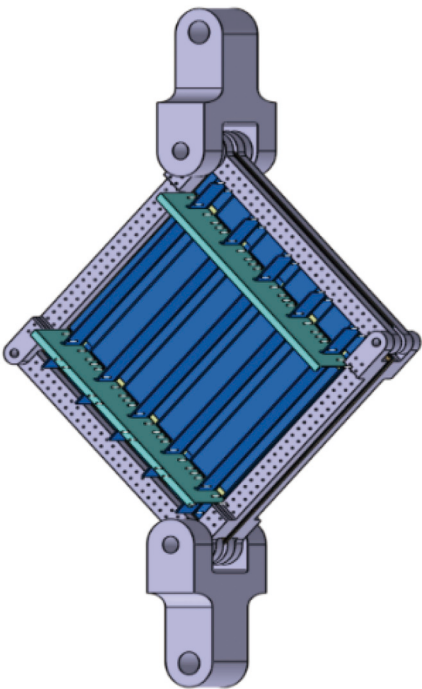


图 10 剪切试验夹具示意图^[10]

Fig. 10 Schematic diagram of shear test fixture^[10]



图 11 剪切试验夹具现场图^[67]

Fig. 11 Field diagram of shear test fixture^[67]

3.2 载荷类型

载荷情况是影响复合材料加筋板屈曲与后屈曲行为的一个重要影响因素。不同的载荷类型会

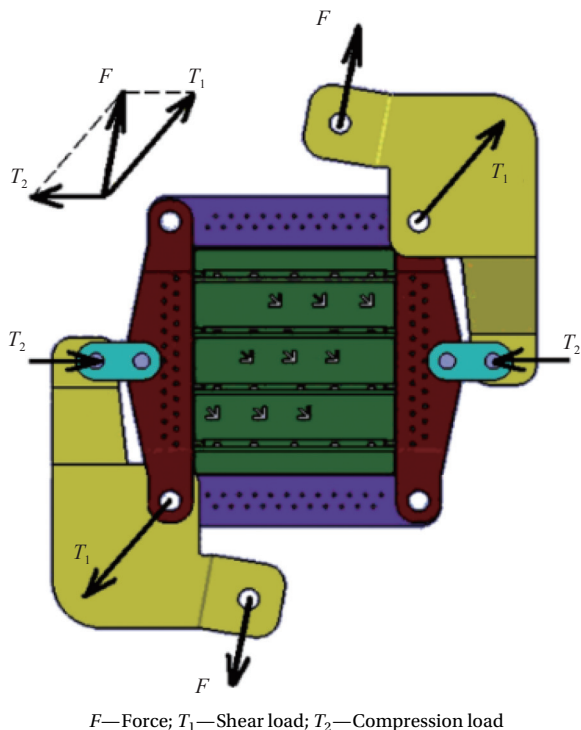


图 12 压剪混合试验夹具示意图

Fig. 12 Schematic diagram of compression-shear test fixture

导致不同的屈曲和破坏模式，包括面内载荷 (压缩、剪切、压剪混合) 和冲击载荷。

3.2.1 面内载荷

对于复合材料加筋板来说，服役过程中主要承受的是压缩载荷^[68]，它在压缩载荷下的力学行为对其安全性和稳定性具有重要影响。大多数的屈曲与后屈曲研究中，都选取轴压作为载荷工况^[19, 54, 64, 69-83]，但实际上剪切载荷和压剪混合载荷^[7, 27, 55, 57, 61, 72, 83-89]也需要考虑。

复合材料加筋板最终失效模式有多种，包括筋条的断裂与脱粘、蒙皮的开裂等。在压缩载荷下，主要破坏模式为筋条断裂。Lian 等^[54]对带有两个倾斜筋条和一个纵向筋条的复合材料加筋板施加轴压载荷，得到两种加筋板的失效载荷分别是屈曲载荷的 3.19 和 7.79 倍。张国凡^[72]对比了工字型、J 型和 T 型加筋板的压缩试验结果，发现 3 种加筋板的蒙皮和筋条的界面处出现了不同程度的损伤，但并未完全分离。结构压缩破坏的最关键因素不是界面脱粘，而是筋条纤维的压缩失效。3 种加筋板的破坏模式如图 13 所示。Feng 等^[8]对 3 个工字型试件进行压缩试验，粘贴应变计在蒙皮和加强筋的典型位置监测应变。测得加筋板屈曲时应力分别为 413 kN、403 kN 和 403 kN，破坏



图 13 破坏模式: (a) 工字型; (b) J 型; (c) T 型^[72]
Fig. 13 Failure mode: (a) I-type; (b) J-type; (c) T-type^[72]

时应力分别为 964 kN、934 kN 和 970 kN，破坏载荷大约为屈曲载荷的 2.35 倍。在达到破坏载荷 92.7% 时发生筋条脱粘，随后加筋板迅速失去承载能力。胡嘉桐和余明^[70]对国产 T800 H 碳纤维复合材料加筋板进行压缩试验，得到平均屈曲载荷为 192.5 kN，平均破坏载荷为 426.5 kN，证明了加筋板优异的后屈曲性能。高伟等^[71]比较了工字型和 J 型加筋板屈曲与破坏性能，试验结果表明二者屈曲性能相似，但工字型加筋板的后屈曲承载能力高于 J 型加筋板。这是由于 J 型加筋板的弯曲中心与其形心不重合，形心同时承受压缩载荷和一个扭转载荷。扭转载荷会产生一个反向屈曲波，当扭转载荷随着轴压载荷越来越大时，反向屈曲波的峰值较大于原屈曲波的峰值，导致 J 型加筋板的后屈曲性能较低于工字型。因此在需要受到较大载荷的飞机壁板区域，优先选用工字型加筋板。

数字图像相关 (Digital image correlation, DIC) 技术是一种非接触式的三维测量方法，在复合材料力学试验中广泛应用^[90]。其工作原理是通过采集试验件不同时刻的散斑图像，对其灰度场进行相关性匹配，求解出位移和变形的相关性，从而得到全场的位移和应变信息。阳奥等^[73]通过 DIC 准确测得了 T 型加筋板轴压实验过程的位移场，观测加筋板的屈曲模态及其变化过程，如图 14 所示。DIC 和应变计测量的屈曲载荷分别为 238 kN 和 240 kN，具有很好的一致性。DIC 技术与其他测量技术结合使用，可以进一步提高试验的准确度^[75]。刘达^[69]利用条纹投影法 (Fringe projection profilometry, FPP) 对 J 型加筋板的压缩试验进行分析。FPP 也是一种先进的光学测量方法，通过分析条纹相位得到全场力学信息，与 DIC 方法相比测量面积更大。可得到试件在不同阶段下的屈曲模态，结果更加全面、直观。王彩英等^[74]使用 FPP 监测工字型加筋板在压缩载荷作用下的全场屈曲挠度。Liu 等^[91]结合了 FPP 光学测量和数值模拟研究 M 型加筋板的压缩试验。通过 FPP 系统测量了加筋板的屈曲行为和压缩破坏，用于力学

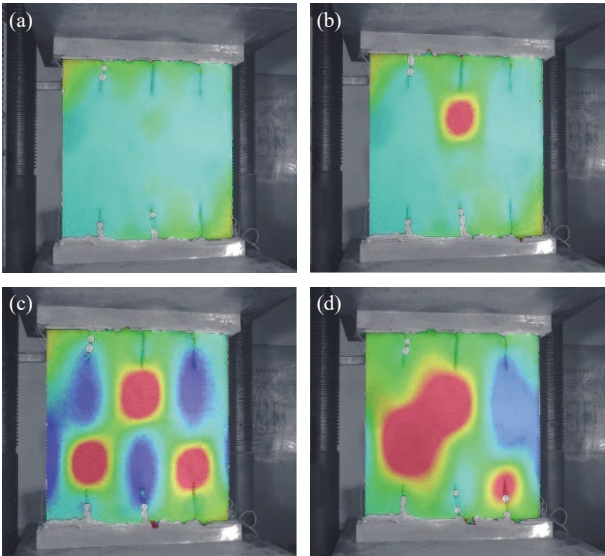


图 14 数字图像相关 (DIC) 测量的屈曲模式: (a) 未屈曲; (b) 局部屈曲; (c) 局部屈曲; (d) 屈曲模式转变^[73]

Fig. 14 Buckling modes measured by digital image correlation (DIC): (a) Before buckling; (b) Local buckling; (c) Local buckling; (d) Buckling mode transition^[73]

分析。

Feng 等^[9]研究了湿热环境对复合材料加筋板的影响,发现湿热环境会降低加筋板的承载能力,对屈曲和后屈曲性能具有较大的负面作用,分别使屈曲和破坏载荷下降 10.5% 和 8.3%。失效模式也有所不同,原始试件的断裂位置在加筋板中部高度区域,而湿热条件下的试件几乎没有断裂发生在中部区域。这是由于原始试件中部位置在压缩过程中变形最大,而湿热老化会加剧均匀性,从而使面板在不同的位置失效。

在剪切试验中,加强筋的破坏模式多样,包括蒙皮局部开裂、筋条断裂、蒙皮的撕裂与分层及蒙皮与筋条脱粘等。与轴压载荷下主要破坏模式为筋条断裂不同,剪切载荷下由于剪应力的存在,蒙皮和筋条的脱粘成为首要的破坏模式。

杨钧超等^[14]测得 T 型加筋板的平均剪切屈曲载荷为 158.5 kN,平均破坏载荷为 180 kN。与轴压情况相比,加筋板在剪切屈曲后仍具有后屈曲承载能力,但破坏载荷与屈曲载荷的比值较小。张国凡^[72]的剪切试验观察结果显示,试件破坏时蒙皮沿加载方向鼓起,筋条与蒙皮界面出现脱粘,且靠近脱粘区域的蒙皮沿加载方向出现分层现象,如图 15 所示。石经纬等^[83]对不同筋条铺层数量的 T 型加筋板进行了对比研究。实验结果表明,复合材料板在剪切屈曲前,蒙皮呈现线性的纯剪



图 15 加筋板剪切破坏^[72]

Fig. 15 Shear failure of stiffened panel^[72]

切应变状态。此外,筋条铺层较多的加筋板表现出更高的屈曲载荷和蒙皮局部屈曲应变,这一发现证实了适当增加筋条铺层数量可有效提高加筋板的屈曲性能。谭翔飞等^[84]将复合材料工字型加筋板的剪切试验过程分为 3 个阶段:初次屈曲失稳、二次屈曲失稳和整体破坏。实验测得屈曲载荷、二次屈曲载荷和失效载荷分别为 470 kN、565 kN 和 603.3 kN。值得注意的是,二次屈曲失稳主要表现为蒙皮与筋条脱粘,这种内部结构损伤显著降低了加筋板的刚度,导致承载能力急剧下降,最终引发整体失效。然而,在二次屈曲失稳出现之前,加筋板并未出现肉眼可见的损伤。

湿热老化环境也会对纤维增强复合材料的剪切性能产生有害影响,Ray^[86]发现,湿热老化过程使纤维/基质界面出现明显的弱化,从而导致复合材料板的性能降低。纤维/基质的粘合剂损伤及界面完整性丧失是主要的破坏机制。

在实际飞行过程中,加筋板承受着复杂的载荷条件,如压缩与剪切耦合作用,而非单一的压缩或剪切载荷。党乐等^[88]针对弯扭耦合载荷,对复合材料多墙盒段进行了稳定性分析。根据 DIC 设备的测量结果得到,试验的屈曲弯矩和屈曲扭矩分别为 274.4 kN·m 和 137.2 kN·m,失效弯矩和失效扭矩分别为 588 kN·m 和 294 kN·m。试件的后屈曲历程较长,随着载荷增加,蒙皮鼓包程度不断增大,直至出现压损和裂缝导致结构失效。

其中扭矩可以改变多墙盒段中的受力情况，破坏时弯扭耦合侧出现明显裂缝，裂缝附近蒙皮、筋条等均出现局部脱粘。Lian 等^[55]在研究^[54]的基础上，又对同等构型的加筋板进行了剪切试验。测得两种面板的破坏载荷分别为屈曲载荷的 5.79 和 11.2 倍，后屈曲载荷远远大于屈曲载荷，这与通常情况剪切载荷作用下的结果不符。这是由于蒙皮厚度较小，屈曲载荷较小，分别只有 20.87 kN 和 9 kN，导致了破坏载荷与屈曲载荷的比值较大。

3.2.2 冲击载荷

加筋板在服役过程中不可避免地会受到各类低速冲击载荷 (Low-velocity impacts, LVI)，例如碎石、冰雹等的撞击^[65, 92]，产生表面凹陷或分层损伤，从而对复合材料加筋板的承载能力产生不同程度的影响。为了准确评估低速冲击对加筋板性能的影响，研究人员通常采用冲击及冲击后压缩 (Compression after impact, CAI)/剪切 (Shear after impact, SAI) 试验。

杨钧超等^[60]选取了包含 3 根帽型筋条的试验件，使用落锤式冲击设备引入冲击损伤，如图 16 所示，冲击能量为 20 J，并保留完整加筋板作为对照组。应变计和 DIC 设备实时测量了试验件的屈曲和后屈曲过程。测量结果为完好加筋板的平均屈曲载荷和破坏载荷分别为 188.3 kN 和 709.7 kN，含有冲击损伤加筋板的平均屈曲载荷和破坏载荷分别为 186.7 kN 和 496.5 kN。冲击损伤对加筋板屈曲的影响不大，但对最终后屈曲承载能力具有较大的影响。这是由于在屈曲阶段，冲击损伤只略微影响了帽型筋条下蒙皮的局部刚度，而加筋板的屈曲发生在筋条间蒙皮区域；而在后屈曲阶段，冲击点处在受到轴压载荷时会有应力集中，随着载荷不断增大，冲击损伤位置也出现了局部屈曲，进而加剧了应力集中程度，损伤不断扩展导致最终破坏。含冲击损伤加筋板的破坏现象如图 17 所示。Sun 等^[93]对 T 型加筋板引入 4 个不同冲击能量后进行冲击后压缩试验，得出了相似的结论。其中，引起加筋板初始损伤的冲击能量为 34 J。Meeks 等^[94]试验研究了加筋板两种类型的损伤机制：15 J 冲击损伤和 40 mm 直径的嵌入缺陷。认为蒙皮与加强筋的脱粘是面板失效的主要原因。Tan 等^[95]研究了冲击位置对 L 型复合材料加筋板压缩性能的影响。分别在翼缘尖端和腹板施加了相同能量的低速冲击，发现两种冲击位置导致的

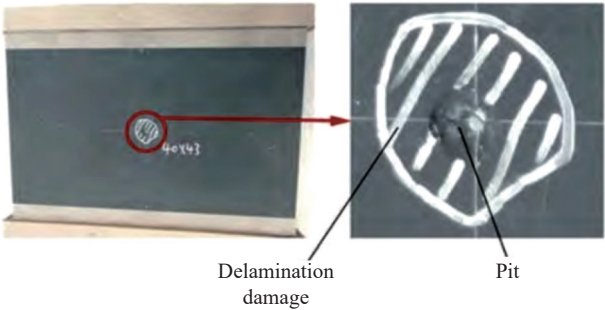


图 16 加筋板冲击损伤^[60]
Fig. 16 Impact damage of stiffened panel^[60]

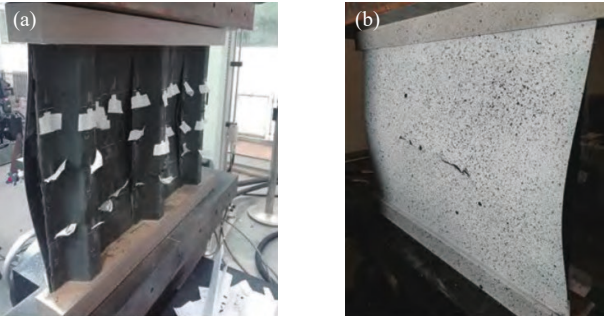


图 17 含冲击损伤加筋板的破坏现象：(a) 筋条侧；(b) 蒙皮侧^[60]
Fig. 17 Failure phenomenon of stiffened panel with impact damage:
(a) Stiffeners side; (b) Skin side^[60]

损伤模式和程度存在显著差异。前者冲击损伤较大，发生了筋条断裂、分层及蒙皮-筋条脱粘；而后者冲击损伤较小。前者产生的冲击损伤大大降低了结构的屈曲载荷和破坏载荷，而后者对屈曲和破坏载荷影响不大。Wu 等^[63]分别在 J 型加筋板的蒙皮和筋条背面引入冲击损伤。压缩后的结果表明，加筋板的屈曲性能与蒙皮中心受到的冲击范围有关，而后屈曲承载能力与筋条背面受到的冲击损伤有较大的关系。试件初始屈曲是由于筋条间蒙皮凸起，之后随着载荷增加，筋条受到冲击损伤处外侧蒙皮出现局部屈曲，进而筋条在损伤处断裂，蒙皮持续压损。最后断裂处筋条与蒙皮发生脱粘，蒙皮分层，引发最终加筋板失效。邹建超^[10]分别对复合材料板冲击后压缩和剪切现象进行了试验。通过引入不同大小的冲击能量 (0 J、4 J、6 J、7 J、8 J)，发现冲击能量较低时，冲击损伤对结构的压缩性能影响较小，但冲击能量较高时影响比较大。不同冲击能量对初始屈曲性能影响相对有限。之后对 T 型加筋板进行了多区域冲击损伤后剪切试验。含有冲击损伤的加筋板在失效历程具有刚度退化和冲击损伤扩展阶段。由于多区域冲击损伤的影响，试验件在受到剪切

载荷时，载荷重新分布。额外的载荷将会从损伤区域转移到完好筋条上。原有的损伤扩展和产生的新损伤共同作用，使结构加速退化。Feng 等^[96]在加筋板的 3 个不同位置引入了 50 J 的冲击能量，剪切试验后发现，冲击损伤对加筋板剪切屈曲性能影响不大，而对失效模式影响较大。失效载荷下降的最大原因是冲击损伤降低了材料性能及造成了蒙皮筋条脱粘。

3.3 屈曲疲劳

屈曲疲劳是指结构在疲劳载荷的作用下，出现反复失稳的状态。当复合材料加筋板受到疲劳载荷时，会出现屈曲和疲劳耦合的现象^[97]。结构反复进入后屈曲阶段后发生疲劳破坏，或在累积疲劳损伤后出现后屈曲破坏^[98]。复合材料在屈曲与后屈曲承载能力方面开展了大量研究，但屈曲疲劳却较少提及。

在飞机壁板和腹板梁结构中，剪切载荷是主要受力形式，因此需要进行大量的剪切静力及疲劳试验。薛景川等^[99]认为剪切屈曲疲劳的破坏机制与剪切疲劳是不同的。前者是由于剪切应力和屈曲波分别引发的应力混合导致，破坏一般发生于紧固件螺栓孔处或筋条边缘板区域；后者仅由剪应力导致，破坏发生在壁板孔处。成传贤^[100]分别研究了 3 种飞机壁板在剪力作用下的静力和疲劳破坏现象。静力试验中铆接壁板、整体壁板和蜂窝壁板的屈曲载荷分别为 28.4 kN、58.8 kN 和 107.8 kN，破坏载荷分别为 82.24 kN、137.2 kN 和 147.98 kN。铆接壁板由于铆钉孔处存在应力集中，屈曲载荷较低，疲劳性能较差；整体壁板没有严重的应力集中区，疲劳裂纹通常先在筋条上出现，筋条和纵横筋条的交点对疲劳裂纹扩展起到一定缓冲作用，因此屈曲载荷较低，但破坏载荷比较高；蜂窝壁板的蜂窝夹层能够使壁板在较大载荷下也不易发生屈曲，因此屈曲和疲劳性能较好。铆钉孔疲劳裂纹起始于孔边，而整体壁板和蜂窝壁板由于与夹具连接处的螺钉孔应力集中，裂纹起始于边界，之后均向垂直于第一主应力方向扩展，直到壁板破坏。张彦军等^[98]对两种厚度的机身加筋壁板进行了三点弯试验，施加循环剪切载荷。1.2 mm 和 1.5 mm 厚度面板的对数中值寿命分别为 170 366 次和 180 891 次。开裂模式如图 18 所示，裂纹均出现在试件受拉处的边界及筋条边界的蒙皮处。苏少普等^[101]采用对角拉伸方式进行

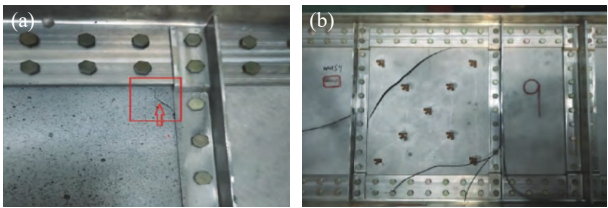


图 18 开裂模式：(a) 厚度 1.2 mm、载荷 60 kN；
(b) 厚度 1.5 mm、载荷 80 kN^[98]

Fig. 18 Cracking modes: (a) Thickness 1.2 mm, load-60 kN;
(b) Thickness 1.5 mm, load-80 kN^[98]

剪切疲劳试验，所得屈曲疲劳破坏模式与之相同。

屈曲疲劳试验中，紧固件钉孔处同时承受剪应力与屈曲波引起的拉伸应力，引发初始裂纹。继而在疲劳载荷的持续作用下，裂纹扩展到垂直于第一主应力方向。随着载荷循环次数的增加，裂纹进一步扩展，最终导致面板的开裂与破坏。针对不同的受载情况，选取合适的尺寸与筋条的布置方式，能够提高飞机壁板的疲劳性能，这对飞机的延寿具有重要的意义。

4 总结与展望

复合材料加筋板作为飞机壁板中的重要构件，能够为机身提供支承力。深入研究加筋板的屈曲与后屈曲性能，挖掘后屈曲承载能力，能够进一步实现飞机轻量化的目标。

对工程实际中最常用的 3 种方法—理论方法、有限元及试验进行了详细描述，总结了其优缺点及使用情况。

(1) 理论方法通常用理论分析模型及既定公式对加筋板的屈曲和破坏载荷进行计算，最重要的步骤是如何正确地简化模型。其中工程算法速度较快，但精度较低，没办法考虑复杂的边界条件。因此通常用于加筋板初步设计阶段，为设计人员提供一个大致范围以供参考；

(2) 有限元方法可以对各种复杂的加筋板外形及边界条件进行模拟，选取合适的失效准则和建模方法，可以较准确地预测出加筋板屈曲和后屈曲载荷。合理地使用有限元工具可以减少试验的成本，一般可用于后期设计及验证阶段；

(3) 尽管工程算法和有限元能够对复合材料加筋板的屈曲与后屈曲行为进行预测，试验也是必不可少。通过试验可以清晰直观地观测到加筋板受载时的失效过程及破坏模式，可以用于最终试验验证及对有限元方法进行修正。

随着科技的飞速发展，未来复合材料加筋板

的屈曲与后屈曲分析方法将持续发展,特别是在数值仿真精度的提高、理论模型的完善及多尺度分析技术的融合等方面,将有显著进展。对该领域的研究展望如下:

(1) 试验仪器更新: 试验仪器不断更新迭代,未来可实现大批量试验以验证理论模型,使理论模型更加成熟,经验公式更加准确;

(2) 失效准则改进: 根据各类复合材料加筋板的力学特性,改进现有失效准则或开发新的综合性准则,以更精确地描述加筋板的失效模式;

(3) 结合机器学习技术: 结合力学分析软件与机器学习技术,更高效地建模和分析;例如,使用机器学习进行材料特性预测、优化参数选择及识别失效模式;探索多尺度分析方法,从微观层面更清晰地理解复合材料复杂的失效机制;

(4) 智能化试验系统: 开发智能化试验系统,实现夹具设计、试件装夹、加载及数据分析的一体化,简化操作,提高效率。该系统的关键功能包括自动化夹具调节、高精度加载控制、实时数据采集与分析,从而显著减少人为误差并提高试验的重复性和可靠性。

如今复合材料在飞机上的使用范围越来越大,对复合材料加筋板的承载性能研究显得尤为重要。提高机身壁板性能、实现轻质化目标需要我们继续对加筋板的研究方法进行创新和普适,建立完整清晰的分析体系,推进该领域的快速发展。

参考文献:

[1] CHAGRAOUI H, LAZGHAB T, SOULA M. Buckling optimization and post-buckling analysis of omega sub-stiffened composite panels using different cohesive interface properties[J]. *Thin-Walled Structures*, 2023, 189: 110944.

[2] WANG Y, WANG F, JIA S, et al. Experimental and numerical studies on the stability behavior of composite panels stiffened by tilting hat-stringers[J]. *Composite Structures*, 2017, 174: 187-195.

[3] ABRAMOVICH H, WELLER T. Buckling and postbuckling behavior of laminated composite stringer stiffened curved panels under axial compression: Experiments and design guidelines[J]. *Journal of Mechanics of Materials and Structures*, 2009, 4(7): 1187-1207.

[4] 王海燕, 段世慧, 孙侠生. 复合材料加筋板后屈曲设计技术欧盟研究综述 [J]. *航空工程进展*, 2015, 6(2): 139-148.

WANG Haiyan, DUAN Shihui, SUN Xiasheng. Review on the EU research projects of design and analysis of stiffened composite panels including post-buckling[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(2): 139-148(in Chinese).

[5] 朱菊芬, 陈浩然, 陈绍杰, 等. 复合材料加筋板后屈曲强度工程分析方法探讨 [J]. *航空学报*, 1991(12): 639-642.

ZHU Jufen, CHEN Haoran, CHEN Shaojie, et al. Engineering method research of post-buckling[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1991(12): 639-642(in Chinese).

[6] 张雅倩, 刘轶轩, 吴泳英, 等. 反对称铺设复合材料层合板非线性后屈曲分析 [J]. *应用力学学报*, 2023, 40(4): 778-787.

ZHANG Yaqian, LIU Yixuan, WU Yongfu, et al. Nonlinear post-buckling analysis of composite laminates with anti-symmetric angle-ply[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2023, 40(4): 778-787(in Chinese).

[7] 钟博, 王新峰, 于健. 石英纤维与碳纤维混杂加筋壁板剪切后屈曲性能研究 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2023, 55(6): 1111-1117.

ZHONG Bo, WANG Xinfeng, YU Jian. Shear post-buckling behavior of quartz fiber and carbon fiber hybrid stiffened panels[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2023, 55(6): 1111-1117(in Chinese).

[8] FENG Y, WANG W, LU S, et al. Axial compressive performances of stiffened composite panels: Experimental and numerical study[J]. *Alexandria Engineering Journal*, 2023, 71: 115-130.

[9] FENG Y, MA B, CUI R, et al. Effects of hygrothermal environment on the buckling and postbuckling performances of stiffened composite panels under axial compression[J]. *Composite Structures*, 2020, 242: 112132.

[10] 邹建超. 纤维复合材料冲击后压缩/剪切的损伤机理及性能预测研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2023.

ZOU Jianchao. Study on damage mechanism and performance prediction of fiber composites under compression/shear after impact[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2023(in Chinese).

[11] 孙振亚. 基于人工神经网络的复合材料加筋板失效行为预测研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2022.

SUN Zhenya. Prediction of failure behavior of composite stiffened panels using artificial neural network[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2022(in Chinese).

[12] 王彬文, 艾森, 张国凡, 等. 考虑不确定性的复合材料加筋壁板后屈曲分析模型验证方法 [J]. *航空学报*, 2020, 41(8): 280-287.

WANG Binwen, AI Sen, ZHANG Guofan, et al. Validation method for post-buckling analysis model of stiffened composite panel considering uncertainties[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(8): 280-287(in Chinese).

- [13] FENG Y, LIU S, ZHANG T, et al. Experimental and theoretical investigation on the shear performance of stiffened composite panel with I-shaped stiffeners[J]. *Composite Structures*, 2022, 284: 115234.
- [14] 杨钧超, 柴亚南, 陈向明, 等. 复合材料加筋板剪切屈曲与后屈曲承载特性 [J]. *科学技术与工程*, 2019, 19(7): 289-293.
YANG Junchao, CHAI Yanan, CHEN Xiangming, et al. Shear buckling and post-buckling behavior of composite stiffened panels[J]. *Science Technology and Engineering*, 2019, 19(7): 289-293(in Chinese).
- [15] HAYATDAVOODI A, SHANMUGAM N E. Web buckling and ultimate strength of composite plate girders subjected to shear and bending[J]. *International Journal of Structural Stability and Dynamics*, 2015, 15(2): 1450047.
- [16] HAYATDAVOODI A, NAZARI M, JAVADI PORDESARI A. Investigation on the collapse behavior of diagonal stiffened composite plate girders subjected to shear loading[J]. *International Journal of Steel Structures*, 2020, 20(2): 386-399.
- [17] 高志刚, 冯宇, 马斌麟, 等. 航空复合材料加筋板压缩屈曲及后屈曲力学性能 [J]. *航空材料学报*, 2020, 40(1): 53-61.
GAO Zhigang, FENG Yu, MA Binlin, et al. Compressive buckling and post-buckling mechanical properties of aeronautic composite stiffened panel[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2020, 40(1): 53-61(in Chinese).
- [18] 王菲菲, 崔德刚, 熊强, 等. 复合材料加筋板后屈曲承载能力工程分析方法 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(4): 494-497.
WANG Feifei, CUI Degang, XIONG Qiang, et al. Engineering analysis of post-buckling loading capability for composite stiffened panels[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(4): 494-497(in Chinese).
- [19] 高伟, 刘存, 陈顺强. 变厚度复合材料加筋板轴压试验及分析方法 [J]. *航空学报*, 2022, 43(11): 148-156.
GAO Wei, LIU Cun, CHEN Shunqiang. Axial compression test and analysis method of composite stiffened plates with variable thickness[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(11): 148-156(in Chinese).
- [20] 王春寿, 张笑宇, 詹志新, 等. 复合材料厚板结构压缩稳定性和承载能力分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2025, 51(1): 94-101.
WANG Chunshou, ZHANG Xiaoyu, ZHAN Zhixin, et al. The analysis of compression stability and load capacity of the thick composite plate structures[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2025, 51(1): 94-101(in Chinese).
- [21] PEVZNER P, ABRAMOVICH H, WELLER T. Calculation of the collapse load of an axially compressed laminated composite stringer-stiffened curved panel—An engineering approach[J]. *Composite Structures*, 2008, 83(4): 341-353.
- [22] 黄晓笛. 复合材料帽形加筋壁板轴压承载能力工程分析 [D]. 大连: 大连理工大学, 2023.
HUANG Xiaodi. Engineering analysis of axial compression load bearing capacity of composite omega stiffened panels[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2023(in Chinese).
- [23] ZHAO W, KAPANIA R K. Buckling analysis of unitized curvilinearly stiffened composite panels[J]. *Composite Structures*, 2016, 135: 365-382.
- [24] FERREIRA F P V, TSAVDARIDIS K D, MARTINS C H, et al. Buckling and post-buckling analyses of composite cellular beams[J]. *Composite Structures*, 2021, 262: 113616.
- [25] 袁坚锋. 基于显式有限元的复合材料加筋板后屈曲分析方法研究 [J]. *机械设计与制造工程*, 2021, 50(4): 73-76.
YUAN Jianfeng. Research on post-buckling for composite stiffened panel based on explicit FEM[J]. *Machine Design and Manufacturing Engineering*, 2021, 50(4): 73-76(in Chinese).
- [26] 刘存, 张磊, 杨卫平. 舰载机壁板剪切后屈曲承载能力预测与试验验证 [J]. *航空学报*, 2019, 40(4): 49-57.
LIU Cun, ZHANG Lei, YANG Weiping. Post-buckling study and test verification of carrier-based aircraft wing stiffened panels under shear load[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(4): 49-57(in Chinese).
- [27] 张连青. 压剪组合载荷下复合材料壁板屈曲性能及后屈曲承载能力分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
ZHANG Lianqing. Analysis of buckling behavior and post-buckling bearing capacity of composite panels under combined compression and shear loads[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021(in Chinese).
- [28] 林国伟, 李新祥. 复合材料加筋板后屈曲分析方法及实验验证 [J]. *航空材料学报*, 2021, 41(4): 149-156.
LIN Guowei, LI Xinxiang. Post-buckling analysis method of stiffened composite panels and test verification[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2021, 41(4): 149-156(in Chinese).
- [29] 邹华民. 含初始分层缺陷复合材料加筋壁板承载性能分析 [D]. 大连: 大连理工大学, 2018.
ZOU Huamin. Bearing capacity analysis of composite stiffened panels with initial delamination defects[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2018(in Chinese).
- [30] CAMANHO P P, MATTHEWS F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. *Journal of Composite Materials*, 1999, 33(24): 2248-2280.

- [31] CHANG F K, LESSARD L B. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to compressive loadings: Part I—Analysis[J]. *Journal of Composite Materials*, 1991, 25(1): 2-43.
- [32] 崔进, 肖文莹, 李想. 船体复合材料帽型加筋板渐进破坏分析[J]. *舰船科学技术*, 2021, 43(3): 20-25.
CUI Jin, XIAO Wenying, LI Xiang. Progressive failure of hat-stringer-stiffened composite panel in the hull[J]. *Ship Science and Technology*, 2021, 43(3): 20-25(in Chinese).
- [33] 邹华民, 崔向斌, 任明法, 等. 含初始脱粘缺陷复合材料加筋壁板渐进压溃过程的数值模拟[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2017(11): 12-18.
ZOU Huamin, CUI Xiangbin, REN Mingfa, et al. Numerical simulation on progressive collapse process of composite stiffened panel with initial debonding defect[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2017(11): 12-18(in Chinese).
- [34] 韩庆, 宋恩鹏, 陆华, 等. 复合材料加筋结构后屈曲的自开发程序[J]. *复合材料学报*, 2017, 34(7): 1443-1450.
HAN Qing, SONG Enpeng, LU Hua, et al. Self-developed program for post-buckling of composite stiffened structures[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017, 34(7): 1443-1450(in Chinese).
- [35] ORIFICI A C, HERSZBERG I, THOMSON R S. Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure[J]. *Composite Structures*, 2008, 86(1): 194-210.
- [36] 王涛. 基于筋元界面的复合材料帽型加筋板失效分析[D]. 大连: 大连理工大学, 2023.
WANG Tao. Failure analysis of composite hat-stiffened panels based on interface failure behavior of stiffener element[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2023(in Chinese).
- [37] 李乐坤, 张铁军, 支乐, 等. 湿热环境下复合材料加筋壁板压缩屈曲与后屈曲行为的有限元模拟[J]. *机械工程材料*, 2023, 47(8): 93-99.
LI Lekun, ZHANG Tiejun, ZHI Le, et al. Finite element modelling for buckling and post-buckling behavior of composite stiffened panel during compression in hygro-thermal environment[J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2023, 47(8): 93-99(in Chinese).
- [38] JI R, ZHAO L, WANG K, et al. Effects of debonding defects on the postbuckling and failure behaviors of composite stiffened panel under uniaxial compression[J]. *Composite Structures*, 2021, 256: 113121.
- [39] YE Y, ZHU W, JIANG J, et al. Computational modelling of post-buckling behavior of composite T-stiffened panels with different bonding methods[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019, 166: 247-256.
- [40] 胡波涛, 柴亚南, 陈向明, 等. 后屈曲复合材料加筋板筋条-蒙皮界面失效表征[J]. *机械强度*, 2019, 41(6): 1473-1479.
HU Botao, CHAI Yanan, CHEN Xiangming, et al. Stiffener-skin interface failure characterization of the stiffened composite panel at post-buckling stage[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2019, 41(6): 1473-1479(in Chinese).
- [41] VAN DOOREN K, BISAGNI C. Design, analysis and testing of thermoplastic welded stiffened panels to investigate skin-stringer separation in post-buckling[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2023, 267: 111033.
- [42] VAN DOOREN K S, TIJS B H A H, WALESON J E A, et al. Skin-stringer separation in post-buckling of butt-joint stiffened thermoplastic composite panels[J]. *Composite Structures*, 2023, 304: 116294.
- [43] BERTOLINI J, CASTANIÉ B, BARRAU J J, et al. An experimental and numerical study on omega stringer debonding[J]. *Composite Structures*, 2008, 86(1): 233-242.
- [44] RAIMONDO A, DOESBURG S A, BISAGNI C. Numerical study of quasi-static and fatigue delamination growth in a post-buckled composite stiffened panel[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2020, 182: 107589.
- [45] 田甜, 张帆, 许健. 复合材料加筋壁板压缩试验研究与仿真分析[J]. *科技创新与应用*, 2018(5): 45-46.
TIAN Tian, ZHANG Fan, XU Jian. Compression test research and simulation analysis of composite stiffened panel[J]. *Technology Innovation and Application*, 2018(5): 45-46(in Chinese).
- [46] 杜洪雨, 奚晓波, 孟力华, 等. 含分层损伤的复合材料层压板后屈曲及低周疲劳分层扩展有限元模拟研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2018(6): 39-43.
DU Hongyu, XI Xiaobo, MENG Lihua, et al. Finite element analysis of post-buckled delamination of composite laminate with preliminary debond subjected to static and fatigue loads[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2018(6): 39-43(in Chinese).
- [47] DÁVILA C G, BISAGNI C. Fatigue life and damage tolerance of postbuckled composite stiffened structures with initial delamination[J]. *Composite Structures*, 2017, 161: 73-84.
- [48] 唐劼尧, 柏敏建. 轴压载荷下复合材料蜂窝夹芯板的稳定性研究[J]. *兵器装备工程学报*, 2020, 41(9): 242-246.
TANG Jieyao, BAI Minjian. Stability evaluation on composite honeycomb sandwich panels subjected to compressive loadings[J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2020, 41(9): 242-246(in Chinese).
- [49] 李晓文, 朱兆一, 李妍, 等. 船舶复合材料加筋板屈曲和后屈曲行为研究[J]. *中国造船*, 2020, 61(3): 186-194.
LI Xiaowen, ZHU Zhaoyi, LI Yan, et al. Research on buck-

- ling and post buckling behavior of composite stiffened panel for ships[J]. *Ship Building of China*, 2020, 61(3): 186-194(in Chinese).
- [50] KOLANU N R, RAJU G, RAMJI M. Experimental and numerical studies on the buckling and post-buckling behavior of single blade-stiffened CFRP panels[J]. *Composite Structures*, 2018, 196: 135-154.
- [51] 孙中雷, 张国凡, 李军鹏. 轴压载荷下复合材料加筋板后屈曲承载能力研究[J]. *航空计算技术*, 2016, 46(3): 63-66.
- SUN Zhonglei, ZHANG Guofan, LI Junpeng. Study on loading capacity of composite panels under uniaxial compression[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2016, 46(3): 63-66(in Chinese).
- [52] 张修路, 黄文超, 方采文, 等. 飞机复合材料加筋壁板结构屈曲和后屈曲研究[J]. *计算机仿真*, 2020, 37(12): 230-234, 408.
- ZHANG Xiulu, HUANG Wenchao, FANG Caiwen, et al. The investigation on buckling and post buckling of aircraft composite panel structure[J]. *Computer Simulation*, 2020, 37(12): 230-234, 408(in Chinese).
- [53] 林国伟, 李新祥. 复合材料壁板后屈曲分析失效准则的适用性研究[J]. *机械强度*, 2020, 42(3): 565-572.
- LIN Guowei, LI Xinxiang. Applicability investigation of failure criterion for post-buckling analysis of stiffened composite panels[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2020, 42(3): 565-572(in Chinese).
- [54] LIAN C, WANG P, 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: 108930.
- [55] LIAN C, WANG P, CHEN X, et al. Experimental and numerical research on the analysis methods for buckling and post-buckling of inclined stiffened panel under shear load[J]. *Thin-Walled Structures*, 2024, 195: 111374.
- [56] 王维阳, 李伟, 曹奇凯. 复合材料加筋板轴压后屈曲及承载有限元分析[J]. *计算机仿真*, 2022, 39(5): 474-479.
- WANG Weiyang, LI Wei, CAO Qikai. Finite element analysis of post-buckling and bearing capability of composite stiffened plates under axial compression[J]. *Computer Simulation*, 2022, 39(5): 474-479(in Chinese).
- [57] 李小乐. 含开口复合材料层合板的剪切承载及后屈曲渐进损伤研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- LI Xiaole. Bearing characteristics and post-buckling progressive failure behavior of composite laminate with cutout under shear load[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019(in Chinese).
- [58] SUN W, GUAN Z, LI Z, et al. Modelling and simulating of the compressive behavior of T-stiffened composite panels subjected to stiffener impact[J]. *Composite Structures*, 2018, 186: 221-232.
- [59] 黎汉华. 复合材料格栅加筋结构损伤对力学性能影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- LI Hanhua. Influence of damage on mechanical properties of composite grid reinforced structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021(in Chinese).
- [60] 杨钧超, 王雪明, 陈向明, 等. 低速冲击损伤对复材加筋板压缩性能的影响[J]. *航空学报*, 2023, 44(20): 248-263.
- YANG Junchao, WANG Xueming, CHEN Xiangming, et al. Effect of low-velocity impact damage on compressive properties of composite stiffened panels[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(20): 248-263(in Chinese).
- [61] 杨钧超, 陈向明, 邹鹏, 等. 复合材料层合板剪切稳定性试验及强度预测[J]. *复合材料学报*, 2023, 40(3): 1707-1717.
- YANG Junchao, CHEN Xiangming, ZOU Peng, et al. Shear stability test and strength prediction of composite laminates[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2023, 40(3): 1707-1717(in Chinese).
- [62] MASOOD S N, VISHAKH R, VISWAMURTHY S R, et al. Influence of stiffener configuration on post-buckled response of composite panels with impact damages[J]. *Composite Structures*, 2018, 194: 433-444.
- [63] WU Q, HU S, TANG X, et al. Compressive buckling and post-buckling behaviors of J-type composite stiffened panel before and after impact load[J]. *Composite Structures*, 2023, 304: 116339.
- [64] 胡少杰. J型复合材料加筋板压缩屈曲及后屈曲行为研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
- HU Shaojie. Research on compression buckling and post-buckling behavior of J-type composite stiffened plate[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2022(in Chinese).
- [65] 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.
- [66] 付新卫, 刘瑞同, 戴璞. 夹具对复合材料加筋板剪切试验屈曲载荷的影响[J]. *力学季刊*, 2011, 32(4): 563-569.
- FU Xinwei, LIU Ruitong, DAI Ying. Effects of support fixture on the buckling loads in shear test of stiffened composites plate[J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2011, 32(4): 563-569(in Chinese).
- [67] WANG Y, ZHU S. Effect of stringer design on the stability of stiffened composite panel under in-plane shear: An experimental study[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2021, 22(3): 590-601.
- [68] YILDIRIM E G, ÜNAL R. A review on post-buckling behaviors of composites: Crippling phenomenon[J]. *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 2024, 17(1): 1-28.

- [69] 刘达. 加筋板屈曲及后屈曲行为的相移编码条纹投影测量方法研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2022.
- LIU Da. Study on measurement method of buckling and post-buckling behavior of stiffened panels via phase-shift coding fringe projection profilometry [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2022(in Chinese).
- [70] 胡嘉桐, 余明. 国产 T800H 复合材料加筋壁板压缩破坏试验研究及数值仿真分析 [J]. 机械设计与研究, 2022, 38(6): 98-103, 109.
- HU Jiatong, YU Ming. Destruction test and numerical simulation analysis of homegrown T800H composite stiffened panel under compression [J]. Machine Design and Research, 2022, 38(6): 98-103, 109(in Chinese).
- [71] 高伟, 刘存, 张文军, 等. 不同长桁截面复合材料加筋板轴压屈曲分析 [J]. 力学与实践, 2022, 44(5): 1143-1150.
- GAO Wei, LIU Cun, ZHANG Wenjun, et al. Axial compression buckling of stiffened panel of composite materials with different stringer section [J]. Mechanics in Engineering, 2022, 44(5): 1143-1150(in Chinese).
- [72] 张国凡. 复合材料加筋壁板结构屈曲承载特性研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2020.
- ZHANG Guofan. Study on buckling behavior of stiffened composite panels [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2020(in Chinese).
- [73] 阳奥, 陈普会, 孔斌, 等. 数字图像相关技术在复合材料加筋板压缩试验中的应用 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(10): 2439-2451.
- YANG Ao, CHEN Puhui, KONG Bin, et al. Application of digital image correlation technology in compression test of stringer stiffened composite curved panels [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(10): 2439-2451(in Chinese).
- [74] 王彩英, 白瑞祥, 雷振坤. 工字型加筋复合材料壁板的压缩屈曲行为实验研究 [J]. 实验力学, 2018, 33(5): 725-733.
- WANG Caiying, BAI Ruixiang, LEI Zhenkun. Experimental study on compression buckling behavior of I-shaped rib stiffened composite panel [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2018, 33(5): 725-733(in Chinese).
- [75] LAURIN F, CHARRIER J S, LÉVÊQUE D, et al. Determination of the properties of composite materials thanks to digital image correlation measurements [J]. Procedia IUTAM, 2012, 4: 106-115.
- [76] NADEEM MASOOD S, VISWAMURTHY S R, GADDIKERI K M. Composites airframe panel design for post-buckling—An experimental investigation [J]. Composite Structures, 2020, 241: 112104.
- [77] 汪厚冰, 李新祥, 魏景超, 等. 复合材料曲面帽形加筋壁板在内压-轴压联合载荷下的屈曲及承载性能 [J]. 航空制造技术, 2020, 63(18): 55-64, 81.
- WANG Houbing, LI Xinxiang, WEI Jingchao, et al. Buckling and post-buckling of curved hat-stiffened composite panels under combined internal pressure and axial compression [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(18): 55-64, 81(in Chinese).
- [78] 汪厚冰, 陈昊, 雷安民, 等. 复合材料帽形加筋壁板轴压屈曲与后屈曲性能 [J]. 复合材料学报, 2018, 35(8): 2014-2022.
- WANG Houbing, CHEN Hao, LEI Anmin, et al. Buckling and post-buckling performance of hat-stiffened composite panels under axial compression load [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(8): 2014-2022(in Chinese).
- [79] MO Y, GE D, HE B. Experiment and optimization of the hat-stringer-stiffened composite panels under axial compression [J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 84: 285-293.
- [80] 张浩宇, 何宇廷, 冯宇, 等. 先进复合材料薄壁加筋板轴压屈曲特性及后屈曲承载性能 [J]. 航空材料学报, 2016, 36(4): 55-63.
- ZHANG Haoyu, HE Yuting, FENG Yu, et al. Buckling and post-buckling performance of advanced composite stiffened panel under compression [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(4): 55-63(in Chinese).
- [81] 谭翔飞, 何宇廷, 冯宇, 等. 航空碳纤维树脂基复合材料加筋板压缩屈曲及后屈曲性能 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2359-2369.
- TAN Xiangfei, HE Yuting, FENG Yu, et al. Buckling and post-buckling performance of aeronautic carbon fiber reinforced resin composite stiffened panel under compression [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10): 2359-2369(in Chinese).
- [82] ZHU S, YAN J, CHEN Z, et al. Effect of the stiffener stiffness on the buckling and post-buckling behavior of stiffened composite panels—Experimental investigation [J]. Composite Structures, 2015, 120: 334-345.
- [83] 石经纬, 赵娟, 刘传军, 等. 复合材料翼面壁板剪切稳定性 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(7): 1590-1600.
- SHI Jingwei, ZHAO Juan, LIU Chuanjun, et al. Stability of composite stiffened panels in plane shear [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(7): 1590-1600(in Chinese).
- [84] 谭翔飞, 何宇廷, 冯宇, 等. 航空复合材料加筋板剪切稳定性及后屈曲承载性能 [J]. 复合材料学报, 2018, 35(2): 320-331.
- TAN Xiangfei, HE Yuting, FENG Yu, et al. Stability and post-buckling carrying capacity of aeronautic composite stiffened panel under shear loading [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(2): 320-331(in Chinese).
- [85] 张国凡, 孙侠生, 孙中雷. 复合材料加筋壁板剪切破坏试验与后屈曲分析 [J]. 机械科学与技术, 2016, 35(8): 1280-1285.

- ZHANG Guofan, SUN Xiasheng, SUN Zhonglei. Failure test and post-buckling analysis of composite stiffened panels under shear load[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(8): 1280-1285(in Chinese).
- [86] RAY B C. Temperature effect during humid ageing on interfaces of glass and carbon fibers reinforced epoxy composites[J]. Journal of Colloid and Interface Science, 2006, 298(1): 111-117.
- [87] CHEN L, ZHUO Y, XU R, et al. Buckling and post-buckling characteristics of stiffened panels under compression-shear load[J]. Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing, 2022, 2403(1): 012008.
- [88] 党乐, 郑洁, 杜凯, 等. 复合材料多墙盒段弯扭耦合下的屈曲和后屈曲 [J]. 力学季刊, 2022, 43(2): 271-280.
DANG Le, ZHENG Jie, DU Kai, et al. Buckling and post buckling of composite multi-wall box section under bending-torsion coupled loads[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2022, 43(2): 271-280(in Chinese).
- [89] 袁菲, 柴亚南, 张阿盈. 复合材料多墙盒段后屈曲的破坏预测方法 [J]. 机械强度, 2018, 40(5): 1090-1096.
YUAN Fei, CHAI Yanan, ZHANG Aying. Prediction and damage analysis of the postbuckling for multi-spar composite box[J]. Journal of Mechanical Strength, 2018, 40(5): 1090-1096(in Chinese).
- [90] BISAGNI C, DÁVILA C G. Experimental investigation of the postbuckling response and collapse of a single-stringer specimen[J]. Composite Structures, 2014, 108: 493-503.
- [91] LIU X, HAN K, BAI R, et al. Buckling measurement and numerical analysis of M-type ribs stiffened composite panel[J]. Thin-Walled Structures, 2014, 85: 117-124.
- [92] FENG Y, ZHANG H, TAN X, et al. Effect of impact damage positions on the buckling and post-buckling behaviors of stiffened composite panel[J]. Composite Structures, 2016, 155: 184-196.
- [93] SUN W, GUAN Z, 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.
- [94] MEEKS C, GREENHALGH E, FALZON B G. Stiffener debonding mechanisms in post-buckled CFRP aerospace panels[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2005, 36(7): 934-946.
- [95] TAN R, XU J, GUAN Z, et al. Experimental study on effect of impact locations on damage formation and compression behavior of stiffened composite panels with L-shaped stiffener[J]. Thin-Walled Structures, 2020, 150: 106707.
- [96] FENG Y, HE Y, TAN X, et al. Experimental investigation on different positional impact damages and shear-after-impact (SAI) behaviors of stiffened composite panels[J]. Composite Structures, 2017, 178: 232-245.
- [97] 肖浩, 胡伟平, 张森, 等. 薄板的后屈曲损伤分析与疲劳寿命预估 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 523-529.
XIAO Hao, HU Weiping, ZHANG Miao, et al. Post-buckling damage analysis and fatigue life prediction of thin plate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 523-529(in Chinese).
- [98] 张彦军, 朱亮, 杨卫平, 等. 舰载机机身加筋壁板屈曲疲劳试验 [J]. 航空学报, 2019, 40(4): 40-48.
ZHANG Yanjun, ZHU Liang, YANG Weiping, et al. Buckling fatigue test of fuselage stiffened panel for carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 40-48(in Chinese).
- [99] 薛景川, 贺基泰, 宋湘臣, 等. 薄壁结构剪切屈曲疲劳研究 [J]. 航空学报, 1989(12): 607-613.
XUE Jingchuan, HE Gongtai, SONG Xiangchen, et al. A study of shear-buckling fatigue for thin-walled structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989(12): 607-613(in Chinese).
- [100] 成传贤. 飞机壁板屈曲疲劳试验与结果分析 [J]. 机械强度, 1988(3): 48-51, 47.
CHENG Chuanxian. Buckling fatigue testing and analysis of results of aircraft plate[J]. Mechanical Strength, 1988(3): 48-51, 47(in Chinese).
- [101] 苏少普, 常文魁, 陈先民. 飞机典型壁板结构剪切屈曲疲劳试验与分析方法 [J]. 航空学报, 2022, 43(5): 274-283.
SU Shaopu, CHANG Wenkui, CHEN Xianmin. Fatigue buckling test and analytical approach of aircraft typical panel structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 274-283(in Chinese).