

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.06.018

石英纤维与碳纤维混杂加筋壁板剪切后屈曲性能研究

钟 博¹, 王新峰¹, 于 健²

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学通用航空与飞行学院, 南京 211106)

摘要: 针对石英纤维与碳纤维混杂加筋壁板, 研究其在剪切载荷作用下的极限承载能力, 分析其损伤破坏模式。使用二维 Hashin 准则和二次名义应力准则作为混杂复合材料加筋壁板的层内和层间失效判据, 建立了考虑渐进损伤的剪切破坏分析模型, 并在 ABAQUS 有限元软件平台进行建模与求解。开展了石英纤维与碳纤维混杂加筋壁板剪切试验, 测量其破坏载荷, 获得其典型破坏模式。仿真结果与试验结果的屈曲载荷和破坏载荷相对误差均在 15% 以内, 破坏模式一致, 验证了该建模分析方法的可行性与有效性。

关键词: 复合材料; 加筋壁板; 破坏模式; 渐进损伤; 后屈曲

中图分类号: O385 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)06-1111-07

Shear Post-Buckling Behavior of Quartz Fiber and Carbon Fiber Hybrid Stiffened Panels

ZHONG Bo¹, WANG Xinfeng¹, YU Jian²

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

2. College of General Aviation and Flight, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The ultimate bearing capacity of quartz fiber and carbon fiber hybrid stiffened panels under shear load is studied and its damage mode is analyzed. The two-dimensional Hashin criterion and the secondary nominal stress criterion are used as the in-plane and interlaminar failure criteria of hybrid composite stiffened panels. Thus, a shear failure analysis model considering progressive damage is established, and the hybrid stiffened panels is modeled and solved on the ABAQUS finite element software platform. The shear tests of quartz fiber and carbon fiber hybrid stiffened panels are carried out to measure their failure loads and obtain their typical failure modes. The relative error of buckling load and failure load between simulation results and test results is within 15%, and the failure mode is consistent, which verifies the feasibility and effectiveness of the modeling and analysis method.

Key words: composite materials; stiffened panels; failure modes; progressive damage; post buckling

复合材料由于其优异的力学性能广泛地用于航空领域, 成为了主要的航空结构材料之一^[1-2]。在现代飞机结构设计中, 碳纤维增强复合材料因为其各项力学性能优秀在机身上得到大量使用, 而石英纤维增强复合材料因为其具有较大的透波率、低的反射率和损耗, 被当作透波材料用于飞机中机载雷达罩、透波口盖等部位^[3-4]。随着共固化预成型

胶接技术的日益成熟, 不同复合材料结构件之间的连接从传统的机械连接向着共固化整体成型发展。近年来新兴的石英纤维与碳纤维混杂复合材料加筋壁板可用于过渡连接上述分别承担着不同功能的飞机部件, 备受飞机结构设计人员的青睐。

目前, 国内外有大量学者从事复合材料加筋壁板屈曲承载能力的研究, 但大多数都集中在压缩载

收稿日期: 2023-03-09; 修订日期: 2023-06-03

通信作者: 于健, 男, 讲师, E-mail: jian.yu@nuaa.edu.cn。

引用格式: 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.

荷作用下的后屈曲承载能力研究^[5-12]。Bouslama等^[13]采用修正的Chang-Chang破坏准则,并使用Ansys Usermat子程序实现对由碳纤维增强聚合物复合材料帽形加筋板的屈曲和后屈曲响应的数值研究。Masood等^[14]提出了一种综合渐进损伤有限元模型,通过试验和数值模拟研究了共固化复合材料加筋板的后屈曲响应。Elumalai等^[15]采用ANSYS_LS-DYNA工作台分析了带有“Z”节和角节加强筋的碳纤维加筋壁板。上述研究主要是对单一碳纤维加筋壁板的研究,针对不同复合材料混杂连接而成的加筋壁板结构的研究较少。本文针对石英纤维与碳纤维混杂加筋壁板,结合试验与有限元仿真,研究其在剪切载荷作用下的极限承载能力,为飞机结构强度设计提供参考。

1 混杂复合材料加筋壁板试验研究

1.1 试验件参数

试验件壁板使用石英纤维与碳纤维两种单层板交替铺层共固化成形,3根T形筋条由碳纤维单层板共固化成形,并采用J-299胶膜与壁板胶接。试验件所使用的材料为由中航复合材料有限责任公司生产的CCF800H/5429碳纤维和QW280/5429石英纤维。CCF800H碳纤维预浸料面密度为(145±5) g/m²,单层板厚度0.125 mm,QW280石英纤维预浸料面密度为(175±20) g/m²,单层板厚度0.25 mm。石英纤维与碳纤维单向带的材料性能如表1所示。

表1 石英纤维及碳纤维单向复合材料的工程常数

Table 1 Engineering constants of quartz fiber and carbon fiber unidirectional composite materials

材料	$E_{11}/$ GPa	$E_{22}/$ GPa	$E_{33}/$ GPa	$G_{12}/$ GPa	$G_{13}/$ GPa	$G_{23}/$ GPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
碳纤维	120	8.8	8.8	8.5	8.5	8.2	0.1	0.1	0.31
石英纤维	40.46	9.61	9.61	4.88	4.88	4.5	0.07	0.07	0.45

壁板在其长度方向分为3个部分:石英纤维区域,碳纤维区域以及石英纤维区域与碳纤维区域两者混杂交接的区域。T形筋条的铺层顺序为[45°/-45°/0°/-45°/0°/90°/45°]_s,共计14层,单层厚度0.125 mm,总厚度是1.75 mm;壁板的石英纤维区域铺层顺序为[45°/-45°/0°/-45°/0°/45°/90°/0°]_s,共计16层,单层厚度0.25 mm,总厚度是4 mm;壁板的碳纤维区域铺层顺序为[45°/-45°/0°/-45°/0°/45°/90°/0°]_s,共计16层,单层厚度0.125 mm,总厚度是2 mm;壁板的石英纤维与碳纤维混杂交接区域铺层顺序见表2,总厚度是6 mm。

表2 石英纤维与碳纤维混杂交接区域铺层顺序

Table 2 Layering sequence of mixed junction area of quartz fiber and carbon fiber

石英纤维层	铺层角度/(°)	碳纤维层	铺层角度/(°)
1	45	2	45
3	-45	4	-45
5	0	6	0
7	-45	8	-45
9	0	10	0
11	45	12	45
13	90	14	90
15	0	16	0
18	0	17	0
20	90	19	90
22	45	21	45
24	0	23	0
26	-45	25	-45
28	0	27	0
30	-45	29	-45
32	45	31	45

试验件变厚度边长为450 mm,等厚度边为450 mm,筋条长350 mm,筋条之间间距为150 mm,为了便于夹具的夹持和载荷的加载,四角点保留R20 mm的1/4圆形缺口,如图1所示。

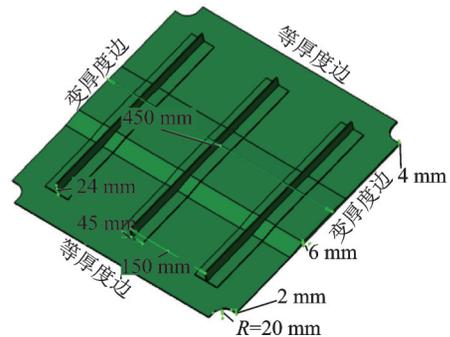


图1 试验件尺寸示意图

Fig.1 Dimension diagram of the specimen

1.2 加载与测量

为了确保石英纤维与碳纤维混杂复合材料加筋壁板剪切试验件在进行加载时四边承受剪切载荷作用,使用方框式夹具对试验件进行夹持。试验机通过夹具在石英纤维与碳纤维混杂复合材料加筋壁板的对角方向施加一对拉伸的载荷,夹具的夹板将加载端头的拉伸载荷传递到试验件与夹板的连接区上,使得混杂复合材料加筋壁板四边承受均匀的剪切载荷作用,如图2所示。

应变片粘贴方案如图3所示。编号1~13对应壁板外表面应变花,其沿着加筋壁板两对角线均匀分布,应变花0°方向与筋条方向垂直,90°方向与筋条方向平行。编号32~35对应壁板内表面应变花,其位置分别对应壁板外表面的3、4、10、11号应变花。编号14~31对应筋条应变片,其高度方向



图 2 加筋壁板安装形式

Fig.2 Installation form of stiffened panels

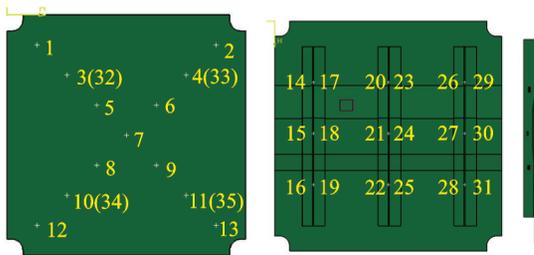


图 3 应变片测量点位置示意图

Fig.3 Schematic diagram of measuring point position of strain gauge

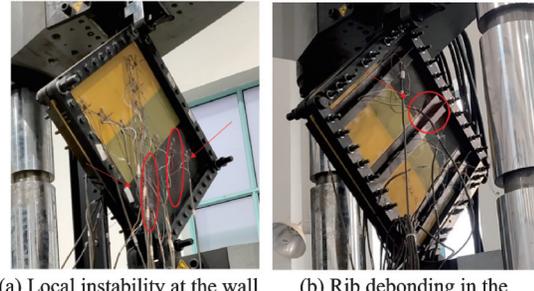
坐标在筋条高度的中间位置,其纵向坐标在壁板的混杂连接区域中间位置以及与该位置分别相隔 100 mm 的碳纤维区域中和石英纤维区域中所对应的位置,应变片分别粘贴在筋条两侧相同的位置,应变片粘贴方向沿着筋条长度方向。

1.3 试验结果分析

剪切试验采用位移控制的方式进行载荷施加,加载速度为 2 mm/min。加载期间每隔 10 kN 测量一次应变直到混杂加筋壁板完全破坏,记录并输出载荷-位移曲线,记录混杂加筋壁板破坏时的极限载荷。

在混杂加筋壁板剪切试验中由于碳纤维区壁板较薄,刚度相对较低,因此随着载荷的增加碳纤维区壁板首先出现局部失稳,出现轻微的响声,如图 4(a)所示。壁板局部的失稳变形导致筋条与壁板之间的应力水平增大,在碳纤维区的筋条端部首先出现与壁板的分层破坏,如图 4(b)所示。随着载荷的进一步提高,分层逐渐沿筋条扩展,试验件发出较大的响声。并且该区域筋条与壁板分层后,壁板由于失去了筋条的支撑也出现了剪切破坏。最后试验件发出巨大响声,承载能力下降,试验结束。

图 5 为试验件的载荷-位移曲线。在试验件未发生屈曲时,曲线基本呈线性增长。随后随着载荷的持续增加,出现初始屈曲失稳后载荷-位移曲线线性度下降。继续加载,曲线略有波动,最终试验件破坏,曲线急剧下降。由载荷-位移曲线确定了初始屈曲载荷,由表 3 给出。



(a) Local instability at the wall panel in the carbon fiber area (b) Rib debonding in the carbon fiber area

图 4 试验件典型破坏模式

Fig.4 Typical failure mode of the specimen

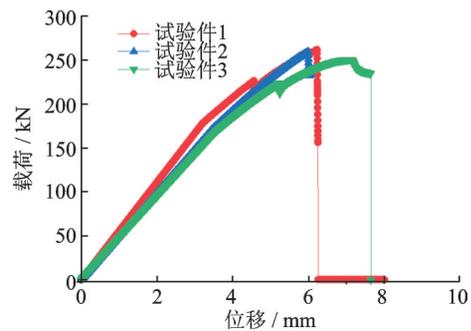


图 5 试验件的载荷-位移曲线

Fig.5 Load-displacement curves of the specimen

表 3 3 件试验件屈曲载荷值与破坏载荷值

Table 3 Buckling load value and failure load value of three specimens

试验件编号	屈曲载荷值/kN	破坏载荷值/kN
1	178	262
2	171	260
3	169	250
均值	173	257
离散系数/%	2.7	2.5

图 6 给出了试验件 1 在石英纤维区域、混杂交接区域、碳纤维区域的载荷-应变曲线。由图 6 可以看出,当加载的载荷小于 180 kN 时,壁板上应变花 0°方向(与筋条方向垂直,应变片编号尾缀为-1)和 90°方向(与筋条方向平行,应变片编号尾缀为-3)的应变较小,而 45°方向(应变片编号尾缀为-2)的应变较高,表明此阶段试验件壁板所承受的载荷主要为面内的剪切载荷。对比各条曲线的应变数值,7#应变片位于石英纤维与碳纤维混杂交接区域中心位置,该区域由碳纤维和透波纤维共同组成,厚度最大且刚度较高,因此剪切变形相对较小。3#、4#和 10#、11#应变片分别位于石英纤维区和碳纤维区,厚度较小而导致应变水平较高。4#、5#和 8#、9#分别位于混杂区两侧的过渡区域,剪切刚度介于混杂区与碳纤维区和透波纤维区之间,因此曲线也位于中间位置。当加载的载荷大于 180 kN 时,0°方向和 90°方向的应变开始增加,说明此时试验件已经发生了屈曲失稳,与在位移-载荷

曲线中的初始屈曲失稳载荷一致。失稳后4-1、4-3、10-1、10-3的应变负向增加,说明4#、10#应变点位在0°方向和90°方向产生了压缩变形,表面屈曲失稳之后,在该点位发生了局部屈曲,并且是往壁板外侧凸起。相应的3#、11#往壁板内侧凸起。

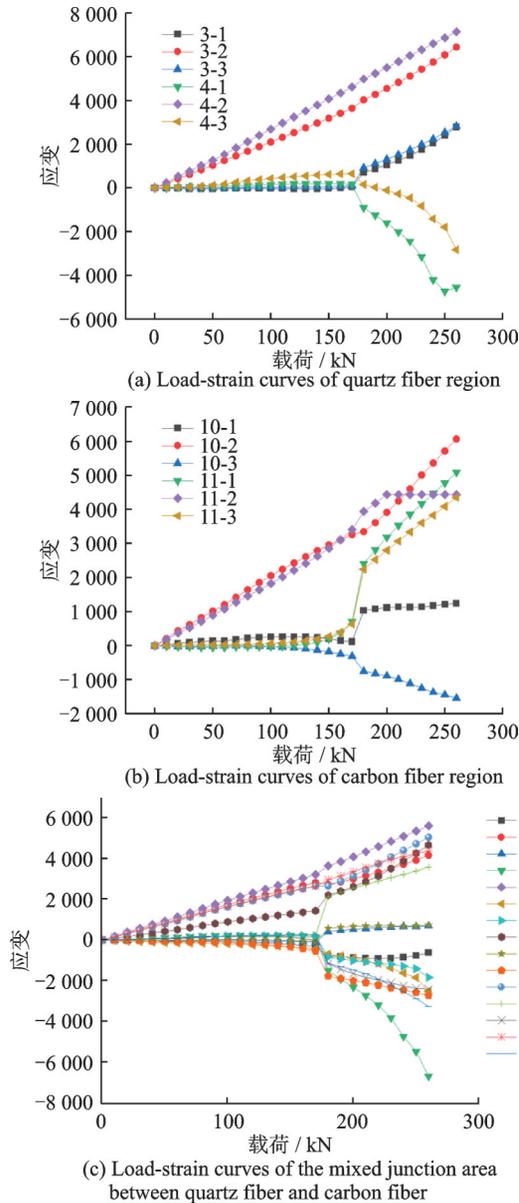


图6 试验件1壁板载荷-应变曲线
Fig.6 Load-strain curves of panel of specimen 1

图7给出了试验件1在筋条的载荷-应变曲线。对比图6可知,筋条的应变数值整体都比壁板小,且在180 kN之前基本呈线性增长。而在载荷超过180 kN后由于壁板局部屈曲引起筋条端部与壁板脱粘,导致筋条应变出现显著的变化。由图7(a)可知,在180 kN时,中间筋条应变数据整体掉落到零附近,而在之后的加载过程中,中间筋条在碳纤维区域的应变片22#、25#的应变数值始终在零附近,表明中间筋条与壁板碳纤维区域连接端发生了

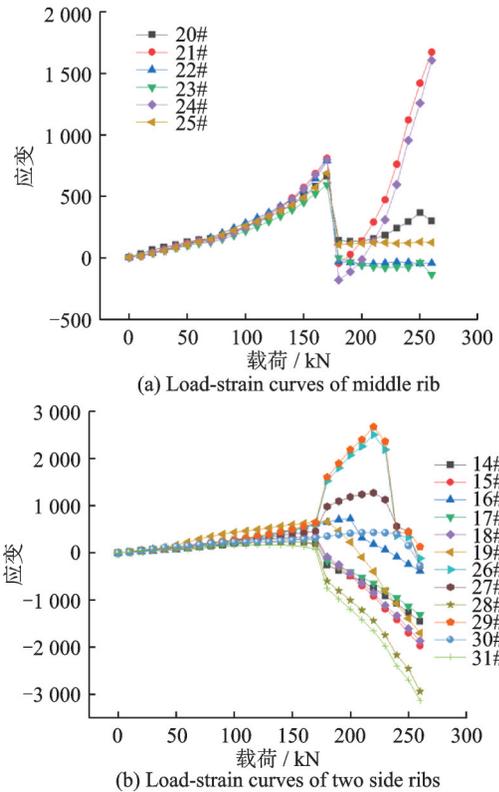


图7 试验件1筋条载荷-应变曲线
Fig.7 Load-strain curves of rib of specimen 1

脱粘现象。

2 仿真分析

2.1 有限元建模

使用ABAQUS对加筋壁板进行有限元建模,如图8(a)所示。分别对有限元模型中的筋条和壁板的3个区域进行相应的铺层属性赋予。而紫色部分对应的过渡区域,由于其实际铺层情况复杂,难以根据实际情况进行建模分析,于是对其铺层信息做一个简化处理。图8(b)为过渡区域铺层实际混杂情况,绿色为碳纤维铺层,红色为石英纤维铺层,简化策略为沿其厚度变化的方向平均切分为16个小区域,每个小区域赋予其一个与其实际区域相对应的铺层关系。

碳纤维单向带的具体的材料参数表4。石英纤维单向带的具体的材料参数表5。胶层的具体的材料参数表6。

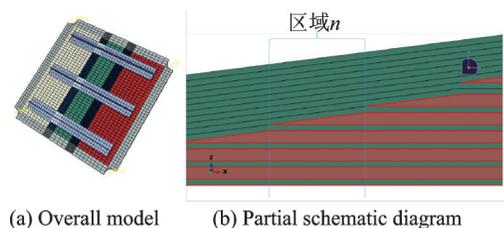


图8 试验件有限元模型

Fig.8 Finite element model of the specimen

表 4 碳纤维单向带力学性能参数

Table 4 Mechanical property parameters of carbon fiber unidirectional tape

E_1/GPa	E_2/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa	$G_{1T}/(\text{N}\cdot\text{mm})^{-1}$	$G_{1C}/(\text{N}\cdot\text{mm})^{-1}$	$G_{2T}/(\text{N}\cdot\text{mm})^{-1}$	$G_{2C}/(\text{N}\cdot\text{mm})^{-1}$	α	
120	8.8	0.1	8.5	18	18	1.5	1.5	0.8	
X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S_{12}/MPa	S_{23}/MPa	η_{1T}	η_{1C}	η_{2T}	η_{2C}
1 130	612	36.7	141	42	31.6	0.001	0.001	0.005	0.005

表 5 石英纤维单向带力学性能参数

Table 5 Mechanical property parameters of quartz fiber unidirectional tape

E_1/GPa	E_2/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa	$G_{1T}/(\text{N}\cdot\text{mm})^{-1}$	$G_{1C}/(\text{N}\cdot\text{mm})^{-1}$	$G_{2T}/(\text{N}\cdot\text{mm})^{-1}$	$G_{2C}/(\text{N}\cdot\text{mm})^{-1}$	α	
40.5	9.6	0.07	4.9	15	15	1	1	0.8	
X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S_{12}/MPa	S_{23}/MPa	η_{1T}	η_{1C}	η_{2T}	η_{2C}
2 390	1 342	62.9	211	62	101	0.001	0.001	0.005	0.005

表 6 胶层力学性能参数

Table 6 Mechanical property parameters of adhesive layer

E/GPa	G/GPa	ν_{12}	t_n/MPa	$t_s=t_t/\text{MPa}$	$G_n/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_s=G_t/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$
3.2	1.23	0.3	20.8	35	1.035	1.315

表 4,5 中, α 为剪应力对于纤维拉伸失效的影响因子; G_{1T} 、 G_{1C} 、 G_{2T} 、 G_{2C} 分别为纵向拉伸/压缩断裂能, 横向拉伸/压缩断裂能; η_{1T} 、 η_{1C} 、 η_{2T} 、 η_{2C} 分别为纵向拉伸/压缩粘性系数, 横向拉伸/压缩粘性系数。

为了减少计算复杂程度, 在有限元分析中把试验件与夹具的接触面绑定在一起模拟它们之间的螺栓连接, 即图 8(a) 中边缘处灰色区域。如图 9 所示, 分别在夹具转轴处创建 4 个参考点 RP-1~RP-4, 对应图 2 中夹具四角点上的 4 个螺栓。把夹具左右两侧自由端面耦合在参考点 RP-1、RP-3 上, 并约束参考点的面外位移。夹具的下侧支撑端面耦合在参考点 RP-2 上, 并将其固支。夹具的上侧加载端面耦合在参考点 RP-4 上, 并约束其除了加载方向以外的所有自由度, 在加载方向施加与试验相对应的位移用以模拟剪切试验的加载。

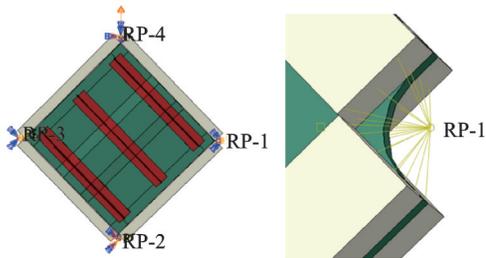


图 9 试验件的边界条件

Fig.9 Boundary conditions of the specimen

有限元模型中的筋条和壁板的 3 个区域等材料铺层情况固定的地方的网格划分密度为 5 mm。而在壁板厚度变化的过渡区域, 其材料的铺层情况复杂且连续变化, 所以为了准确分析该区域的情

况, 沿着其厚度变化方向的网格划分密度为 1 mm。加筋板有限元模型使用 SC8R 单元, 夹具有限元模型使用 C3D8R 单元, 胶层使用接触定义。使用二维 Hashin 准则作为复合材料纤维拉伸/压缩、基体拉伸/压缩的损伤起始判据, 使用线性渐进卸载的退化方法作为复合材料的损伤演化模型; 使用二次名义应力准则作为胶层损伤的起始判据, 使用线性损伤演化的 B-K 断裂准则计算胶层损伤变量。

2.2 仿真结果分析

对有限元模型进行屈曲分析, 得到加筋壁板的一阶屈曲模态如图 10 所示, 其屈曲载荷值为 169.01 kN。

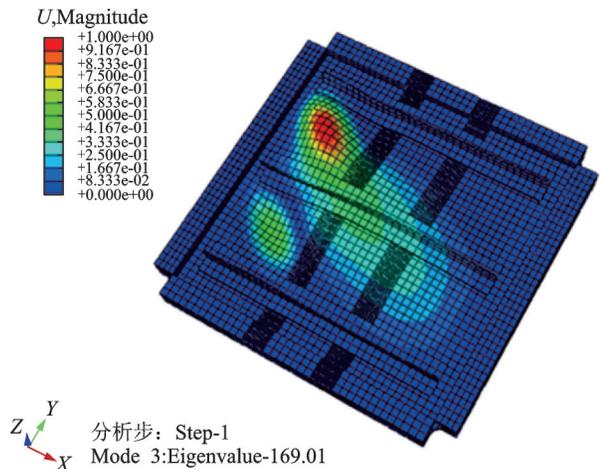


图 10 加筋壁板一阶屈曲模态图

Fig.10 First-order buckling mode diagram of stiffened panel

在有限元模型屈曲分析的基础上, 对其进行极限载荷的后屈曲分析。引入其第一阶模态作为加筋壁板后屈曲分析的初始扰动, 第一阶模态扰动量大小设置为 1%。然后对参考点 RP4 施加 10 mm 沿加载方向的位移, 开启分析步中的几何非线性, 并把自动稳定的阻尼因子设置为 0.05, 计算其极限载荷。

根据参考点 RP4 的载荷与位移数据, 绘制出加筋壁板有限元模型的载荷-位移曲线, 如图 11 所

示。曲线前期基本呈线性增长,在到达屈曲载荷之后位移-载荷曲线的线性度下降,增长变缓,在到达结构极限载荷 291 kN 时,由于结构破坏失去承载能力,载荷下降,计算结束。

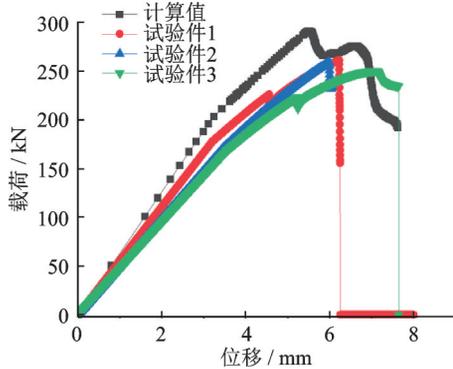


图 11 有限元模型的载荷-位移曲线

Fig.11 Load-displacement curves of finite element model

位移仿真结果明显小于试验结果,其主要原因是仿真过程中把夹具与试验件的螺栓连接简化为了绑定约束,未考虑螺栓的变形带来位移影响。另外,试验中存在的装配间隙亦无法在仿真中体现,因此位移的仿真结果比试验结果偏小。表 7 给出

了加筋壁板屈曲和破坏载荷试验值与仿真值对比。可以看出,屈曲和破坏载荷的仿真结果与试验结果基本一致表明分析方法正确。

表 7 加筋壁板屈曲和破坏载荷试验值与仿真值对比

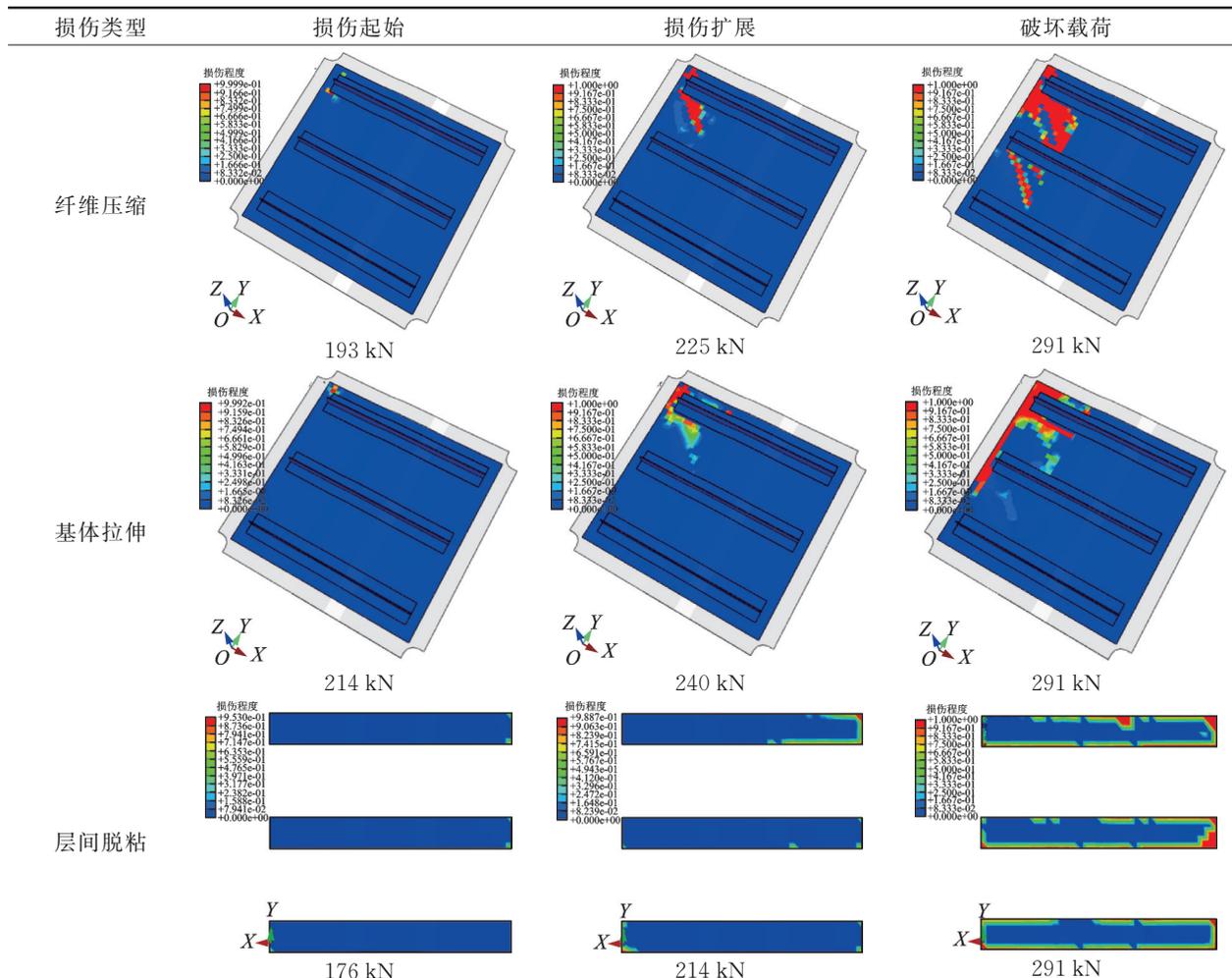
Table 7 Comparison between experimental and simulated values of buckling and failure loads of stiffened panels

试验件编号	屈曲载荷值/kN	破坏载荷值/kN
1	178	262
2	171	260
3	169	250
均值	173	257
有限元仿真	169	291
误差/%	2	13

加筋壁板渐进损伤过程如表 8 所示。从有限元分析结果中可以发现,加筋壁板在剪切载荷作用下主要的破坏模式为中间筋条与壁板碳纤维区域胶接的部分的末端与壁板发生分层破坏导致结构失去承载能力,而在剪切载荷过程中,也伴随着有壁板的纤维压缩损伤、基体拉伸损伤等。破坏模式与试验中所得到的破坏模式一致。

表 8 加筋壁板渐进损伤过程

Table 8 Progressive damage process of stiffened panels



3 结 论

本文通过对石英纤维与碳纤维混杂复合材料加筋壁板进行剪切载荷试验并建立其相应的有限元模型进行仿真分析,研究其承载极限及渐进损伤破坏过程,得出以下结论:

(1)混杂加筋壁板破坏模式为碳纤维区域中间筋条与壁板发生分层破坏,混杂区和过渡区未发生破坏。表明混杂结构强度均高于被连接结构的本体强度,在实际使用过程中不会先于本体结构破坏,混杂结构形式满足设计要求。

(2)混杂复合材料加筋壁板剪切载荷下碳纤维区域壁板局部屈曲是导致结构出现损伤的直接原因,而筋条在碳纤维区域脱粘为混杂复合材料加筋壁板失去承载能力的主要原因。

(3)有限元仿真所得的屈曲载荷值与破坏载荷值与试验结果比较接近,破坏模式一致。使用渐进损伤分析方法可以有效模拟混杂复合材料加筋壁板在剪切载荷下的屈曲与后屈曲性能。

参考文献:

- [1] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 11-51.
China Academy of Aeronautics. Design manual for composite structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 11-51.
- [2] 杨乃宾. 新一代大型客机复合材料结构[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 596-604.
YANG Naibin. New generation of composite materials for large passenger aircraft[J]. Journal of Aeronautics, 2008, 29(3): 596-604.
- [3] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace[J]. Journal of Composite Materials, 2007, 24(1): 1-12.
- [4] 马立敏, 张嘉振, 岳广全, 等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 317-322.
MA Limin, ZHANG Jiazhen, YUE Guangquan, et al. Application of composite materials in the new generation of large civil aircraft[J]. Journal of Composite Materials, 2015, 32(2): 317-322.
- [5] 常园园, 许希武, 郭树祥. 压缩载荷下复合材料整体加筋板渐进损伤非线性数值分析[J]. 复合材料学报, 2011, 28(4): 202-211.
CHANG Yuanyuan, XU Xiwu, GUO Shuxiang. Nonlinear numerical analysis of progressive damage of composite integrally stiffened plates under compression load[J]. Journal of Composite Materials, 2011, 28(4): 202-211.
- [6] MASOOD S, 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.
- [7] 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 capacity of composite stiffened plates under axial compression[J]. Computer Simulation, 2022, 39(5): 474-479.
- [8] 刘文豪. 典型复合材料加筋壁板承载分析方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2021.
LIU Wenhao. Research on bearing analysis method of typical composite stiffened panel[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021.
- [9] 王琳. 复合材料帽型加筋壁板屈曲后全过程仿真分析与试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
WANG Lin. Simulation analysis and experimental study on the whole process of post-buckling of composite cap stiffened panels[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.
- [10] 孔斌, 陈普会, 陈炎. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲失效评估方法[J]. 复合材料学报, 2014, 31(3): 765-771.
KONG Bin, CHEN Puhui, CHEN Yan. Evaluation method for post-buckling failure of composite integrally stiffened plates under axial compression[J]. Journal of Composite Materials, 2014, 31(3): 765-771.
- [11] 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 analysis method of composite stiffened plates based on explicit finite element[J]. Mechanical Design and Manufacturing Engineering, 2021, 50(4): 73-76.
- [12] ZHAO Wei, XIE Zonghong, WANG Xinnian. Buckling behavior of stiffened composite panels with variable thickness skin under compression[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2019, 26(3): 215-223.
- [13] BOUSLAMA N, MASLOUHI A, MASSON P. Experimental and numerical investigation of damage evolution in carbon fiber reinforced polymer stiffened panel in post-buckling regime[J]. Journal of Composite Materials, 2022, 56(15): 2455-2470.
- [14] MASOOD N S, KOTRESH M G, VISWAMURTHY S R. Experimental and finite element numerical studies on the post-buckling behavior of composite stiffened panels[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2021, 28(16): 1677-1690.
- [15] ELUMALAI E S, KRISHNAVENI G, KUMAR R S, et al. Buckling analysis of stiffened composite curved panels[J]. Materials Today Proceedings, 2020, 33: 3604-3611.

(编辑:张蓓)