

航空复合材料加筋板压缩屈曲及后屈曲性能

冯 宇, 何宇廷, 邵 青, 高 潮

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 开展了航空复合材料加筋板压缩试验,得到了加筋板的屈曲载荷、破坏载荷及破坏模式.加筋板平均屈曲载荷和平均破坏载荷分别为 587.5、968.25 kN,后者是前者的 1.65 倍,表明加筋板在压缩载荷下存在较强的后屈曲承载能力,其破坏模式主要是筋条的脱黏、断裂以及壁板的撕裂,破坏位置通常在加筋板中部.应用有限元软件得到了加筋板的屈曲载荷、破坏载荷及后屈曲损伤过程,其中屈曲载荷、破坏载荷与试验结果较吻合,误差分别为-9.97%和 8.45%,验证了有限元模型的有效性.研究了加筋板纤维和基体出现损伤的先后顺序,结果表明在后屈曲过程中加筋板纤维先于基体出现损伤,尤其是筋条中部纤维的损伤最为严重,加筋板破坏之前基体基本不存在损伤.

关 键 词: 复合材料加筋板; 屈曲载荷; 破坏载荷; 破坏模式; 有限元; 损伤

中图分类号: V231; TB332

文献标志码: A

Buckling and post-buckling performance of aeronautic composite stiffened panel under compression

FENG Yu, HE Yu-ting, SHAO Qing, GAO Chao

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Compression experiment on aeronautic composite stiffened panel was conducted to study the buckling load, failure load and failure modes. From the experimental results, the average failure load (968.25 kN) was 1.65 times the average buckling load (587.5 kN), indicating that the composite stiffened panel had a relatively high post-buckling bearing ability. Its primary failure modes are the debonding, crack of stiffeners and the splitting of panel. The failure section is usually located in the middle part of composite stiffened panel. The buckling load, failure load and post-buckling damage progress of stiffened panel were analyzed by using finite element software. Buckling load and failure load obtained were in well agreement with the experimental results. Compared with experimental results, the errors were -9.97% and 8.45% respectively, indicating the validity of the finite element model. Sequence of damage occurring in fiber and matrix was studied. The simulation results show that in post-buckling progress, the damage of fiber occurs earlier than that of the matrix, and especially the damage of fiber in middle part of stiffeners is most serious. There is little damage in matrix before the failure of composite stiffened panel.

Key words: composite stiffened panel; buckling load; failure load; failure modes; finite element; damage

复合材料具有比刚度大、比强度高等诸多优点,从 20 世纪 60 年代初开始,在航空航天、船舶、

核工程等领域中得到了广泛应用^[1-3].尤其是在“为减少每一克质量而奋斗”的航空领域,复合材料扮

扮演着越来越重要的角色. 同时在结构设计中, 对壁板加筋是一种提高层合板结构效能的重要方式^[4-5]. 因为复合材料加筋板不仅能发挥加筋板结构承载效率高、设计灵活等结构特点, 又能发挥复合材料自身的比刚度大、比强度高优点, 所以在飞机机翼、梁腹板、机身壁板、隔框、尾翼翼面等诸多部位均不同程度地应用了复合材料加筋板结构. 在实际服役过程中, 飞机各部位的加筋板结构经常受到压缩载荷作用, 通常的失效模式为失去稳定性(即“屈曲”或“失稳”). 但是, 该型结构在屈曲后通常并不会发生破坏, 仍然具有承载能力, 即后屈曲承载能力. 因此, 为了保证飞机实际的飞行使用安全, 应对复合材料加筋板压缩屈曲及后屈曲性能进行研究. 试验研究方面, Kong 和 Knight 等^[6-7]较早开展了轴压载荷下整体成型加筋板的后屈曲及失效研究, 由于加筋板整体成型的特殊加工工艺, 破坏模式中并没有出现筋条与壁板的脱黏分离现象, 主要是加筋板的整体坍塌破坏. Adrian 等^[8]开展了均布压缩载荷下含刃型筋条加筋板的压缩试验, 分别选用了筋条与壁板连接处有损伤和无损伤两种加筋板作为试验件, 试验结果表明筋条和壁板连接处若存在损伤会大幅影响加筋板的承载能力. 石冶金等^[9]开展了含J型筋条加筋板的轴压试验, 研究了加筋板的承载能力和破坏形式, 并对加筋板的承载能力进行了预测. 张勇波等^[10]基于纤维增强复合材料压缩的微屈曲失效机理提出了一种单向纤维增强复合材料压缩性能的预测方法且预测效果较好. 傅惠民等^[11-12]研究了国产碳纤维 CCF300 与 T300 复合材料层合板在不同环境条件下的拉伸失效模式, 结果表明拉伸失效模式有显著不同; 此外又研究了含分层损伤层合板的压缩失效模式, 结果表明两种层合板压缩失效模式基本相同. 有限元仿真研究方面, 孔斌等^[13]通过有限元仿真研究了整体加筋板在后屈曲过程中的传载机制, 计算结果与试验结果吻合较好, 并指出了导致加筋板失效的主要原因. 齐红宇等^[14]利用线性板壳理论和线性屈曲模型, 分析了航空发动机树脂基复合材料涵道机匣构件的屈曲特性. 郑亚雄等^[15]采用有限元法分析了薄壁加筋板结构的后屈曲问题, 分析了有限元模型中添加胶层单元对结构后屈曲性能的影响, 结果表明不含胶层单元的模型就能够准确地预测结构的破坏载荷. Bisagni 等^[16]应用神经网络算法和蚁群算法对加筋板的屈曲性能和后屈曲性能进行了优化设计. 王春寿等^[17]通过有限元软件 ABAQUS 研究了复合材料加筋盒段的后屈曲承载

能力, 着重阐明了在弯扭载荷下后屈曲诱发的盒段壁板/筋条界面的失效问题. 然而, 研究加筋板在后屈曲过程中纤维和基体是什么时候开始失效、谁先失效等此类问题的文献较少.

本文针对此问题, 主要开展了加筋板压缩试验和加筋板屈曲及后屈曲性能有限元仿真两方面研究. 两方面研究内容相互支持、相互补充, 研究结论可为工程应用提供有益参考.

1 试验件

试验件材料为单向带碳纤维环氧树脂基复合材料 CCF300/5228A, 该材料的性能参数如表 1 所示, 其中 E_{11} , E_{22} , G_{12} 分别为材料 1 方向(沿纤维方向)的弹性模量、材料 2 方向(面内垂直于纤维方向)的弹性模量、1-2 面内的切变模量; ν_{12} 为泊松比. 试验件尺寸为 820 mm(长) $\times$ 600 mm(宽), 单向带厚度为 0.125 mm, 筋条间距为 150 mm, 壁板和筋条铺层顺序如表 2 所示. 试验件两端端部进行灌胶处理(灌胶段长 60 mm)作为加载段, 因此试验件工作段长度为 $L=600$ mm, 试验件形貌如图 1 所示, 筋条截面为工字型, 如图 2 所示. 试验件一共 2 件, 编号分别为压缩-1、压缩-2.

表 1 CCF300/5228A 性能参数

Table 1 Properties parameters of CCF300/5228A

E_{11} /GPa	E_{22} /GPa	G_{12} /GPa	ν_{12}
134	8.38	4.63	0.331

表 2 加筋板铺层顺序

Table 2 Stack sequence of stiffened panel

区域	铺层顺序
壁板	[45/45/0/0/0/-45/90/45/45/0/0/0/-45/90] _s
筋条	[0/0/45/0/0/-45/90/45/0/0/-45] _s



图 1 试验件

Fig. 1 Specimen

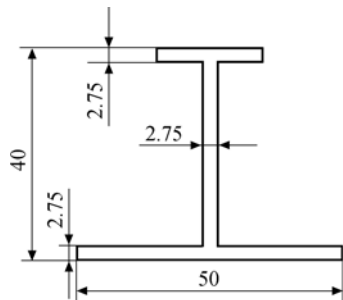


图 2 筋条截面(单位:mm)

Fig. 2 Cross section of stiffener (unit:mm)

2 压缩试验

2.1 试验方法

在试验件上的典型位置粘贴应变片并连接位移传感器,应变片编号和粘贴位置如图 3 和图 4 所示.位移传感器连接位置如图 5 所示,位移传感器用于测量加筋板壁板面的法向位移(垂直于壁板面的位移).试验在西安同昇仪器有限公司建造的 WAW-3000B 结构试验平台上进行,试验件一边固定,一边加载,两侧边用夹持板约束以防止加筋板侧边首先出现弯曲.采取分级加载的方式,当加载载荷小于 740 kN 时,每级载荷取 50 kN,之后每级载荷取 20 kN,加载速率为 5 kN/s,每级加载结束后记录应变及位移.首先进行低载荷预试验,通过对应变的测量和分析对试验件及夹具的安装位置进行调整,确保试验件均匀受载,具体的要求

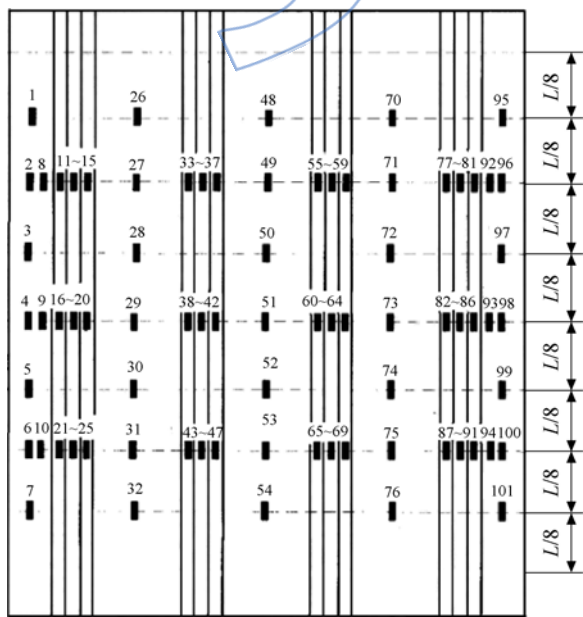


图 3 筋条面应变片编号

Fig. 3 Number of strain gauges on stiffener plane

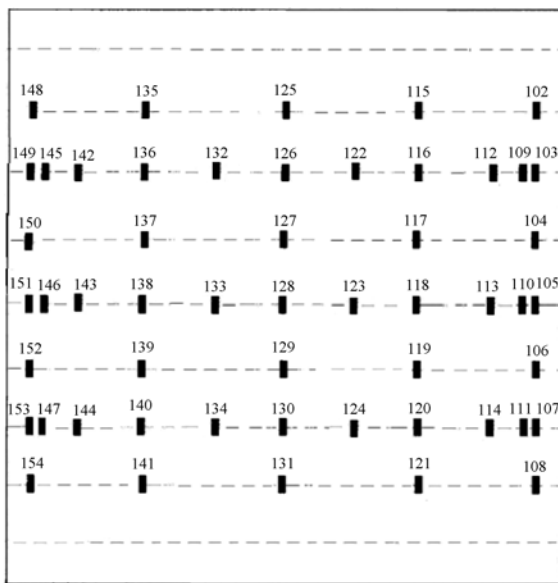


图 4 壁板面应变片编号

Fig. 4 Numbers of strain gauges on panel plane

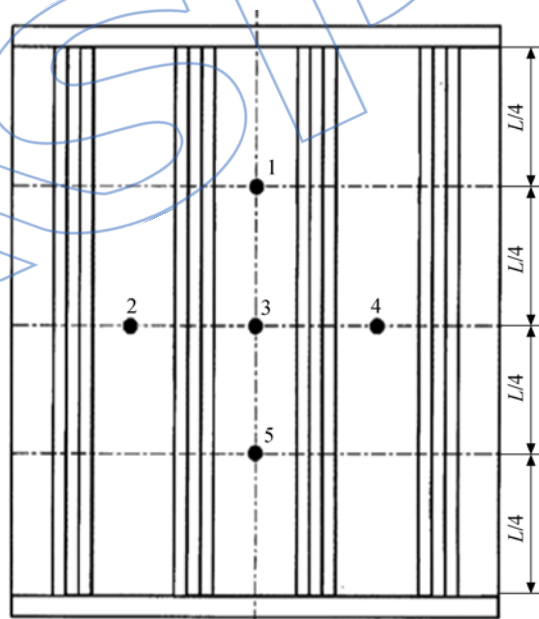


图 5 位移传感器连接位置

Fig. 5 Junction location of displacement sensor

是应使壁板前后两面对称位置上的应变(如 51 号应变和 128 号应变)相差在 $\pm 8\%$ 之内.

2.2 结果与讨论

以压缩-1 为例,试验现象如下:载荷小于 550 kN 时无任何可目测试验现象.随着载荷的增加,在 550 kN 时试验件发出轻微脆响,在载荷为 580 kN 时,可以通过壁板对光线的反射观察到试验件发生了失稳现象,主要是壁板的局部屈曲;加载至 860 kN 时,试验件发出较大的响声,持续 30 s

后仍能继续承载;当加载至 960 kN 时,试验件发生破坏,一侧夹持板被震脱开,破坏瞬间伴随着巨大响声.在破坏部位有大量纤维断裂,部分基体破坏成碎片状.从试验现象中可观察到,当筋条发生破坏时,加筋板迅速坍塌破坏,所以筋条的生存状态对加筋板的承载能力有很大影响.

加筋板破坏模式主要是筋条的断裂和脱黏以及壁板的撕裂,破坏位置在加筋板中部,如图 6 所示.这说明加筋板中部在加载过程中变形最大(这点可从壁板上 3 号位移测量点在加筋板屈曲之后出现较大的法向位移的现象中得到验证,如后文所示),首先使筋条中间部位整体断裂破坏,随之把载荷卸载到壁板上,最终导致整体的坍塌破坏.

取压缩-1 试验件中间截面壁板上的应变测量点的应变做出载荷-应变曲线,如图 7 所示,取

位移测量点的位移做出载荷-位移曲线,如图 8 所示.图 7、图 8 图例中的数字分别表示应变片编号及位移传感器连接位置编号.

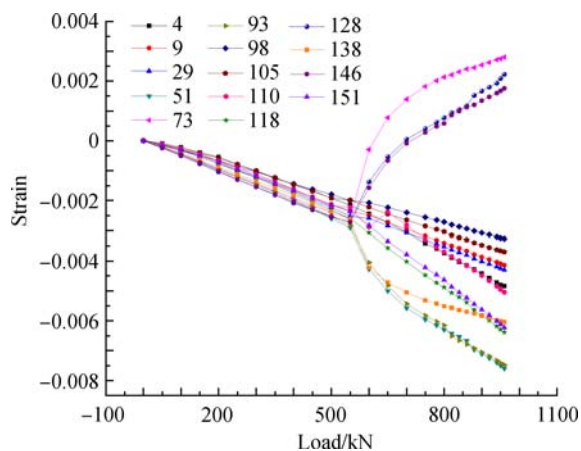


图 7 压缩-1 的载荷-应变曲线

Fig. 7 Load-strain curves of compression-1

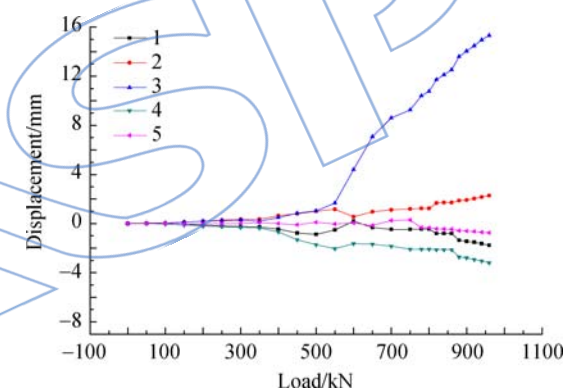


图 8 压缩-1 的载荷-位移曲线

Fig. 8 Load-displacement curves of compression-1



(a) 筋条断裂和脱黏



(b) 壁板撕裂

图 6 压缩-1 的破坏模式

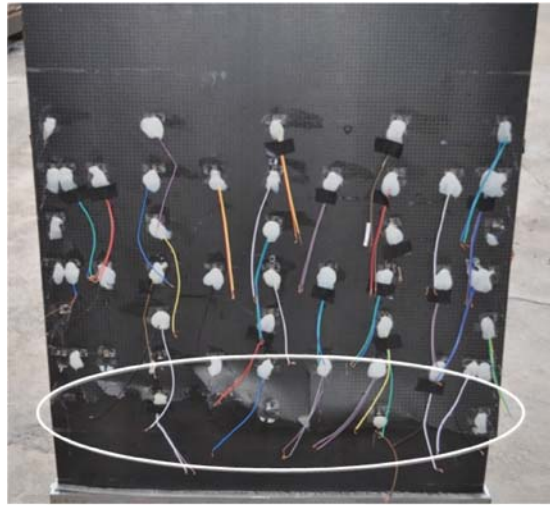
Fig. 6 Failure modes of compression-1

从载荷-应变曲线分析,在加载的初始阶段,加筋板中间截面壁板上的应变相差较小,曲线整体呈现线性一致的变化趋势(压缩应变是负值),在此阶段中试验件的变形为轴向均匀的压缩变形;当载荷增加到 580 kN 左右时,载荷-应变曲线出现了明显的“分叉”现象,应变的变化出现了不一致的趋势.产生这种现象的原因是当载荷达到压缩屈曲载荷时,试验件出现了壁板的局部屈曲失稳现象,导致壁板上一部分区域逐渐由压应变转变为拉应变(正值);屈曲失稳后加筋板并没有破坏,可以继续承载,说明复合材料加筋板存在后屈曲过程.但随着载荷不断地增加,导致加筋板的整体刚度下降,加筋板变形程度愈加严重,当载荷达到 960 kN 时,试验件出现了筋条的断裂、脱黏现象,随之加筋板迅速破坏,失去承载能力.屈曲载荷和破坏载荷分别为 580 kN 和 960 kN,后者是

前者的 1.66 倍,说明加筋板有较强的后屈曲承载能力。

从载荷-位移曲线分析,在加载的初始阶段,各位移测量点的位移基本保持在零不变,说明加筋板法向位移很小,此阶段中加筋板只出现轴向均匀的压缩变形;当载荷增加到 580 kN 左右时,载荷-位移曲线出现了明显的“分叉”现象,一部分位移测量点出现了明显的法向位移,如加筋板 3 号位移测量点,说明此时加筋板出现了失稳现象。当载荷进一步增加,法向位移也随之不断增大,说明加筋板变形程度愈加严重。但试验件在屈曲失稳后并没有破坏,进入后屈曲阶段,当载荷增加到 960 kN 时,达到了加筋板的极限承载能力,加筋板迅速破坏。

压缩-2 的试验现象、载荷-应变曲线、载荷-位移曲线与压缩-1 十分相似。其破坏模式也主要是筋条的断裂、脱黏以及壁板的撕裂,如图 9 所示。其载荷-应变曲线也主要包括两个阶段,屈曲失稳前的线性一致变化阶段以及屈曲失稳后的“分叉”阶段,如图 10 所示。载荷-位移曲线也表明压缩-2 在加载初期壁板几乎没有法向位移,在失稳之后,壁板出现了明显的法向位移且随着载荷的增加而增加,如图 11 所示。加筋板失稳后法向位移不断增加说明随着载荷的增加加筋板变形程度愈加严重,最终当载荷超过加筋板极限承载能力时加筋板发生破坏。压缩-1 与压缩-2 的试验数据如表 3 所示。从表中可看出两试验件的试验结果分散性较小,说明试验效果较好,平均破坏载荷是平均压缩屈曲载荷的 1.65 倍,说明加筋板具有较强的后屈曲承载能力,工程中可充分应用加筋板的后屈曲承载能力提高结构的利用效率。



(b) 壁板撕裂

图 9 压缩-2 的破坏模式

Fig. 9 Failure modes of compression-2

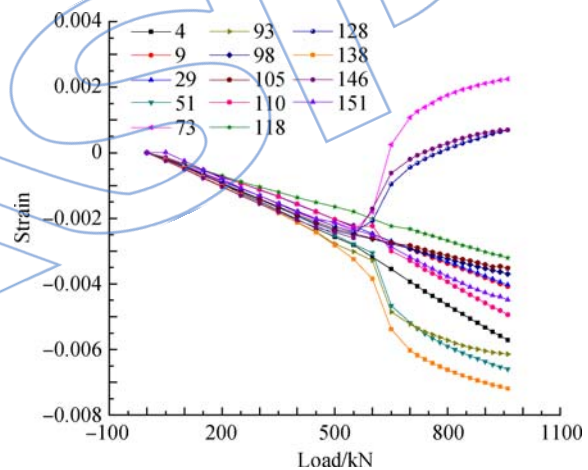
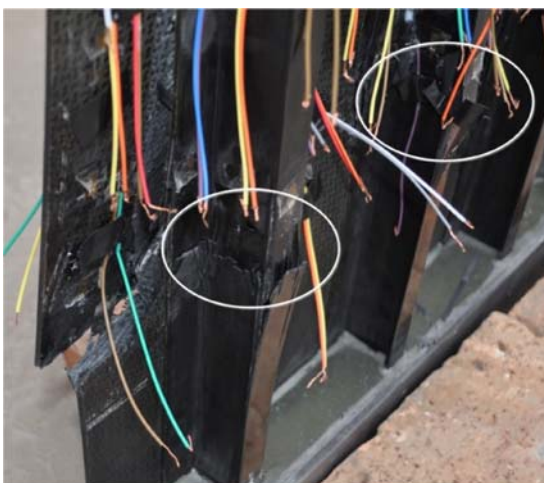


图 10 压缩-2 的载荷-应变曲线图

Fig. 10 Load-strain curves of compression-2



(a) 筋条断裂和脱黏

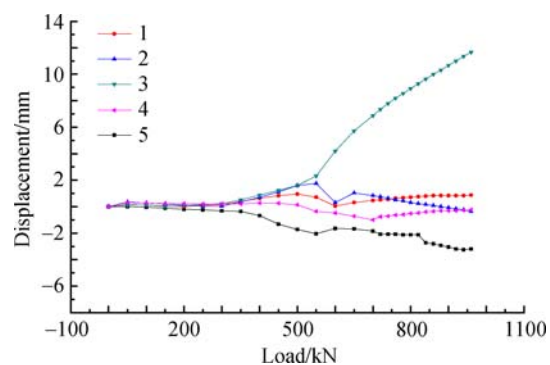


图 11 压缩-2 的载荷-位移曲线

Fig. 11 Load-displacement curves of compression-2

表 3 压缩试验结果

Table 3 Compression experimental results

试验件	压缩屈曲 载荷/kN	平均压缩屈曲 载荷/kN	破坏载荷/kN	平均破坏 载荷/kN	平均破坏载荷 平均压缩屈曲载荷
压缩-1	580	587.5	960.0	968.25	1.65
压缩-2	595		976.5		

3 有限元仿真

本小节应用有限元软件 ABAQUS 对加筋板屈曲及后屈曲过程进行了非线性分析. 有限元模型选择 S4R 壳单元, 筋条和壁板通过软件中的“Tie”操作连接在一起. 加载端建立一个参考点, 将参考点与加载端沿加载方向上的位移绑定, 并在参考点上施加沿加载方向上的位移载荷.

综合考虑试验夹具对试验件的影响, 设定边界条件如下: 在加筋板长度方向上, 将固定端向内延伸 60 mm 内的节点的所有方向位移约束为零, 将加载端向内延伸 60 mm 内的节点的除加载方向上的所有方向位移约束为零, 目的是模拟灌胶段对试验件的影响; 在宽度方向上, 将两侧边上的节点垂直于壁板平面方向上的位移约束为零, 目的是模拟侧边夹持板对试验件的影响.

选定 Hashin 失效准则作为壳单元的失效判据, 具体的 Hashin 失效准则判据包括纤维压缩失效和基体压缩失效两大类, 分别如式(1)和式(2)所示^[18].

纤维压缩失效判据

$$\left| \frac{\sigma_{11}}{X_c} \right| \geq 1 \quad \sigma_{11} < 0 \quad (1)$$

基体压缩失效判据

$$F \left[\frac{\sigma_{22}}{2S} \right] + \left[\left(\frac{Y_c}{2S} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

其中 σ_{11} , σ_{22} , τ_{12} 分别为 1 方向的应力、2 方向的应力、1-2 面内的切应力. X_c 为 1 方向的压缩强度, Y_c 为 2 方向的压缩强度, S 为 1-2 面内的剪切强度.

失效发生后, 根据表 4 对纤维和基体的刚度进行折减, 表中数值为材料刚度折减系数, 即占原值的百分比.

加筋板破坏前的位移云图如图 12 所示. 从图中可知, 破坏前筋条中部的位移最大, 即产生的变形最大, 所以首先使加筋板在筋条中间部位发生破坏, 进而将载荷卸载到壁板上最终导致加筋板整体在中部破坏, 这与图 6 和图 9 所示的试验破坏模式是十分吻合的, 说明了有限元模型的合理性.

表 4 刚度折减系数

Table 4 Degradation coefficient of stiffness

区域	刚度折减		
	E_{11}	E_{22}	G_{12}
纤维	0.01	1.0	0.01
基体	1.0	0.01	0.01

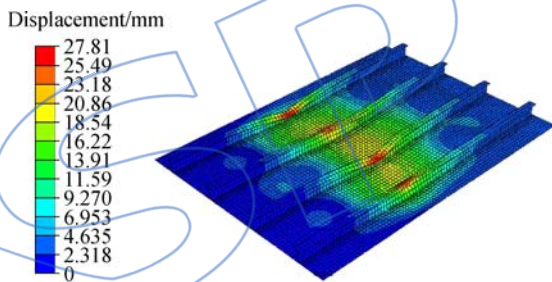


图 12 加筋板破坏前的位移云图

Fig. 12 Displacement contour of stiffened panel before failure

参考点的位移-支反力曲线如图 13 所示, 图中定义参考点的两个状态点 A 与 B. 在初期加载阶段, 位移-支反力曲线呈现线性增加趋势, 支反力随着位移的增加而增加. 当达到 A 点时, 曲线的斜率减小, 原因是 A 点时加筋板的整体刚度下降, 此时出现了壁板的局部屈曲失稳. 但 A 点之

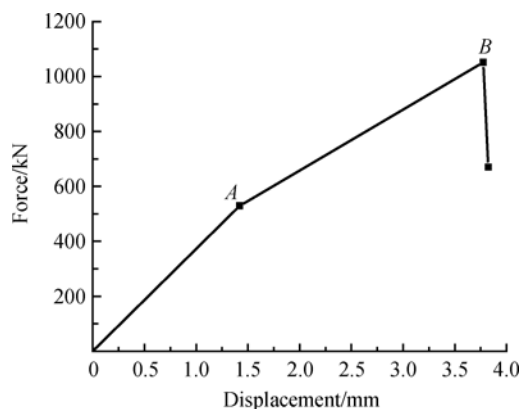


图 13 参考点位移-支反力曲线

Fig. 13 Displacement-force curve of reference point

后加筋板结构并没有破坏,可以继续承载.随着位移载荷继续增大,复合材料加筋板结构开始出现损伤并且损伤不断增大.在 B 点时,外加载荷达到了加筋板的极限承载能力,从而导致加筋板发生破坏. B 点之后位移-支反力曲线斜率变为负值,说明加筋板已失去了承载能力. A 点时参考点位移为 1.41874 mm,支反力为 528.9 kN,即压缩屈曲载荷为 528.9 kN,与试验结果(平均压缩屈曲载荷)的误差为 -9.97%. B 点时参考点位移为 3.77448 mm,支反力为 1050.1 kN,即破坏载荷为 1050.1 kN,与试验结果(平均破坏载荷)的误差为 8.45%.非线性后屈曲分析得到的压缩屈曲载荷和破坏载荷均与试验值吻合较好,进一步说明了有限元模型的合理性,能够为工程应用提供有益参考.

在 B 点时,加筋板的 Hashin 纤维压缩损伤和基体压缩损伤分别如图 14 和图 15 所示.图例中的数据为损伤度 D ,反映了单元是否失效,当 D 超过 1 时表示单元已经失效(D 超过 1 的单元为红色),即加筋板结构在该处出现了损伤.从图 14 中可以看出, B 点时加筋板的纤维已经出现了损伤且主要在筋条中部的纤维上,这是因为筋条是加筋板的主要承载部件,且压缩载荷作用下筋条中部的变形也最大,所以作为筋条上主要承载成

分的纤维会首先出现损伤.从图 15 中可以看出,加筋板的基体基本没有出现损伤,这是因为在纤维增强复合材料中,纤维是主要的承载成分,容易出现损伤,而基体主要的作用是固定纤维,不易出现损伤.综上所述,复合材料加筋板在压缩载荷作用下纤维是先于基体出现损伤的,复合材料加筋板破坏瞬间之前基体基本没有出现损伤;纤维的损伤又以筋条中间部位纤维的损伤为主,壁板上的纤维基本没有损伤.

因为加筋板的基体在破坏前基本没有出现损伤,所以这里只分析加筋板的 Hashin 纤维压缩损伤过程,如图 16 所示.当参考点位移为 3.76732 mm 时,此时支反力为 1009 kN,加筋板的纤维出现初始损伤,主要是筋条中部的纤维损伤,如图 16(a)所示.加筋板出现初始纤维损伤时

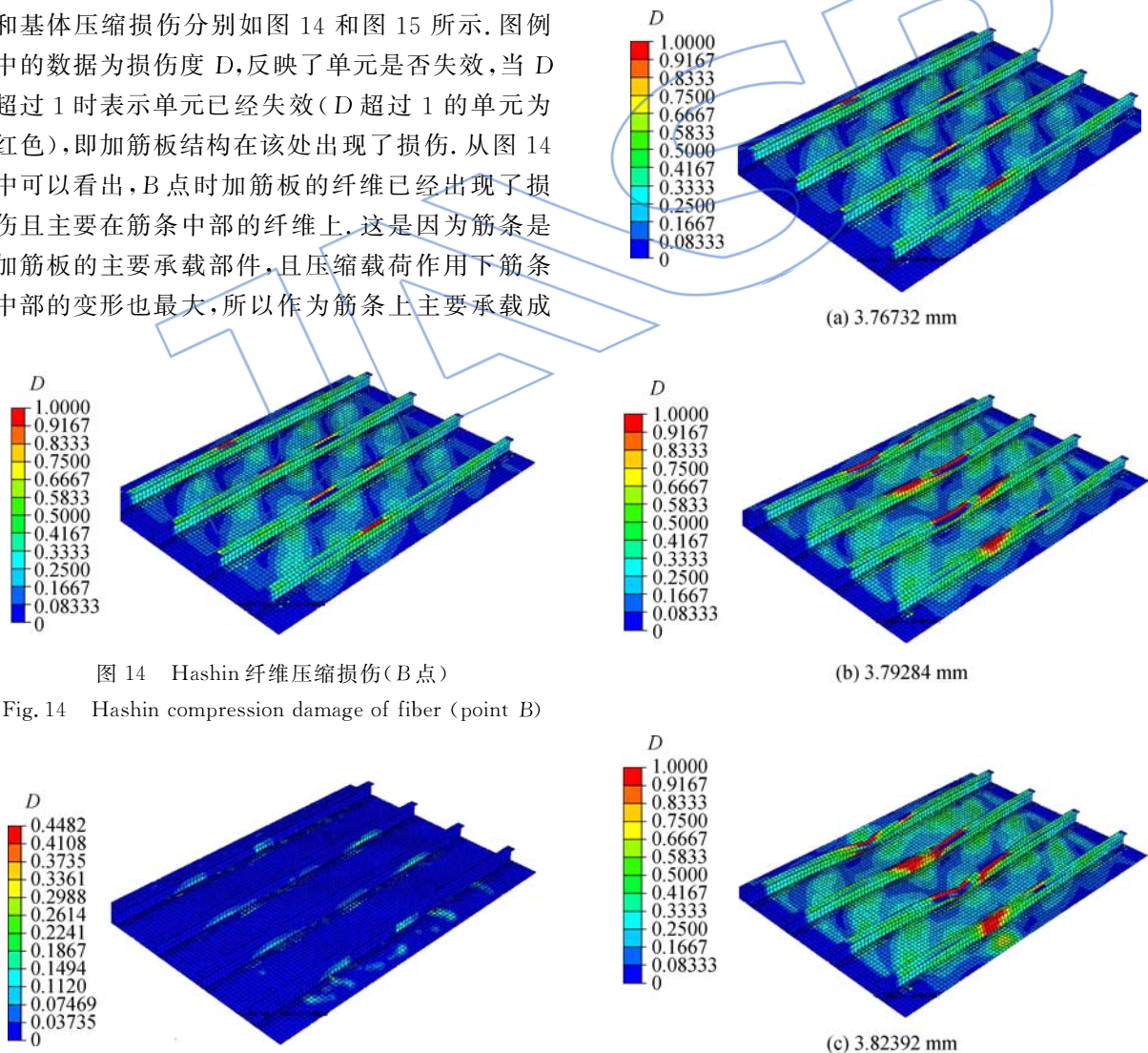


图 14 Hashin 纤维压缩损伤(B点)

Fig. 14 Hashin compression damage of fiber (point B)

图 15 Hashin 基体压缩损伤(B点)

Fig. 15 Hashin compression damage of matrix (point B)

图 16 Hashin 纤维压缩损伤过程

Fig. 16 Hashin compression damage progress of fiber

参考点位移只比 B 点时小 0.007 16 mm, 载荷只比 B 点时小 82.7 kN, 这表明从纤维出现损伤到加筋板发生破坏在位移历程和载荷历程上是一个很短的过程。通过与图 14 的对比, 可以看到从初始损伤出现到加筋板破坏(B 点)这个过程中, 纤维损伤程度的增加是较小的, 说明此过程中纤维损伤程度的微小增加会对加筋板的承载能力有较大影响; 当参考点位移达到 3.792 84 mm 时(B 点状态之后, 比 B 点时的位移大 0.018 36 mm), 此时加筋板已经破坏, 损伤面积明显增大, 如图 16(b)所示, 说明破坏之后的过程中任何微小的位移都会大幅度增加纤维的损伤程度; 当参考点位移进一步增加到 3.823 92 mm 时, 损伤面积进一步明显增大, 如图 16(c)所示。

4 结论

1) 压缩试验中两试验件的试验结果分散性较小, 平均压缩屈曲载荷和平均破坏载荷分别为 587.5 kN 和 968.25 kN, 后者是前者的 1.65 倍, 说明加筋板结构在压缩载荷下存在后屈曲过程, 且具有较强的后屈曲承载能力。其破坏模式主要是筋条的断裂、脱黏以及壁板的撕裂; 破坏位置通常在加筋板的中部。筋条的断裂和脱黏会迅速导致加筋板失去承载能力, 其加工质量对加筋板的承载能力有较大影响。

2) 应用非线性屈曲仿真得到加筋板的压缩屈曲载荷和破坏载荷分别为 528.9 kN 和 1050.1 kN, 与试验结果吻合较好。加筋板破坏前中部位移最大, 即变形最大, 这是加筋板在中部破坏的主要原因。仿真结果表明, 加筋板在破坏之前通常只有筋条中部的纤维出现损伤, 整个加筋板的基体基本没有损伤。从初始损伤出现到加筋板破坏这个过程中, 筋条上纤维损伤扩展程度较小, 说明此阶段中筋条上纤维增加的微小损伤会对加筋板的承载能力产生较大的影响。此外, 从纤维出现损伤到加筋板发生破坏在位移历程和载荷历程上是一个很短的过程。

参考文献:

- [1] 沈观林, 胡更开. 复合材料力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.
- [2] Sneha R P, Scott W C. Durability of a graphite/epoxy woven composite under combined hygrothermal conditions[J]. International Journal of Fatigue, 2000, 22(9): 809-820.
- [3] Christian M. Closed-form buckling analysis of stiffened composite plates and identification of minimum stiffener requirements[J]. International Journal of Engineering Science, 2008, 46(10): 1011-1034.
- [4] 朱梅庄. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
- [5] 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.
- [6] Kong C W, Lee I C, Chun G, et al. Post-buckling and failure of stiffened composite panels under axial compression[J]. Composite Structures, 1998, 42(1): 13-21.
- [7] Knight N F, Starnes J H. Postbuckling behavior of selected curved stiffened graphite-epoxy panels loaded in compression[J]. AIAA Journal, 1988, 26(3): 344-352.
- [8] Adrian C O, Ilgo O Z A, Rodney S T, et al. Compression and post-buckling damage growth and collapse analysis of flat composite stiffened panels[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(15): 3150-3160.
- [9] 石冶金, 白瑞祥, 王晓平, 等. J 型加筋壁板结构轴压试验及承载能力数值预测[J]. 工程力学, 2013, 30(2): 413-418.
SHI Yejin, BAI Ruixiang, WANG Xiaoping, et al. Experiment and load-carrying capability prediction for J shape stiffened composite plate under compression[J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(2): 413-418. (in Chinese)
- [10] 张勇波, 傅惠民, 王治华. CCF300/QY8911 单向纤维增强复合材料纵向压缩性能预测[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1231-1235.
ZHANG Yongbo, FU Huimin, WANG Zhihua. Compressive strength prediction of CCF300/QY8911 unidirectional fiber reinforced composite[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1231-1235. (in Chinese)
- [11] 傅惠民, 杨雨松, 张勇波. 国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维复合材料拉伸载荷下的失效模式分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2163-2169.
FU Huimin, YANG Yusong, ZHANG Yongbo. Failure mode research on CCF300 and T300 composites under tensile strength[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2163-2169. (in Chinese)
- [12] 傅惠民, 杨雨松, 张勇波. 含分层损伤国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维复合材料层合板压缩失效模式[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2416-2421.
FU Huimin, YANG Yusong, ZHANG Yongbo. Failure mode research on CCF300 and T300 carbon fiber composite laminates with delamination under compressive strength[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2416-2421. (in Chinese)
- [13] 孔斌, 叶强, 陈普会, 等. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲的传载机制[J]. 复合材料学报, 2010, 27(5): 142-149.
KONG Bin, YE Qiang, CHEN Puhui, et al. Post-buckling load transfer mechanisms of an integrated composite panel under uniaxial compression[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(5): 142-149. (in Chinese)
- [14] 齐红宇, 温卫东, 齐红元, 等. 航空发动机复合材料机匣屈曲特性的有限元分析[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 335-339.

- QI Hongyu, WEN Weidong, QI Hongyuan, et al. FEM method for the critical buckling load of aeronautics composite case[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 335-339. (in Chinese)
- [15] 郑亚雄, 陈静, 赵小全. 复合材料薄壁加筋板的压缩后屈曲研究[J]. 直升机技术, 2013, 13(3): 26-30.
- ZHENG Yaxiong, CHEN Jing, ZHAO Xiaoquan. Post-buckling analysis of thin-walled composite stiffened panels under compression [J]. Helicopter Technique, 2013, 13(3): 26-30. (in Chinese)
- [16] Bisagni C, Lanzi C. Post-buckling optimisation of composite stiffened panels using neural networks[J]. Composite Structures, 2002, 58(8): 237-247.
- [17] 王春寿, 陈普会, 隋晓东, 等. 复合材料多墙盒段的设计与后屈曲性能[J]. 复合材料学报, 2013, 30(5): 174-179.
- WANG Chunshou, CHEN Puhui, SUI Xiaodong, et al. Multi-spar composite box design and its post-buckling analysis [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(5): 174-179. (in Chinese)
- [18] 林淡. 含冲击损伤层合板的剩余强度与疲劳研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2013.
- LIN Dan. Study on the residual strength and fatigue of laminates with impact-damage [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013. (in Chinese)

JAS SP