

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

谭翔飞, 何宇廷, 冯 宇, 张浩宇, 安 涛
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 开展了复合材料加筋板轴压稳定性实验,对加筋板的屈曲及后屈曲性能、破坏模式和后屈曲失效表征进行了研究.实验结果表明加筋板在轴压下具有良好后屈曲承载潜能,破坏载荷约为屈曲载荷的2.2倍;其屈曲模式为筋条间蒙皮首先发生屈曲失稳,筋条在整个承载过程中保持直线,起到“屈曲分隔”的作用.通过对加筋板屈曲及后屈曲性能的理论分析,得出的理论屈曲载荷和理论破坏载荷与实验结果相对误差均小于8%,并确定了在后屈曲过程中蒙皮中心挠度的变化规律和轴向载荷的面内分布特征.

关 键 词: 复合材料加筋板; 屈曲; 后屈曲; 破坏模式; 理论分析

中图分类号: V23; TB332

文献标志码: A

Buckling and post-buckling performance of aeronautic carbon fiber reinforced resin composite stiffened panel under compression

TAN Xiang-fei, HE Yu-ting, FENG Yu,
ZHANG Hao-yu, AN Tao

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Compressive experiments on aero composite stiffened panel were conducted to study the carrying capacity, failure modes and post-buckling failure characterization. The results showed that the composite stiffened panel had a high post-buckling carrying capacity. The failure load was almost 2.2 times of the buckling load. The skin bay initiated buckling first. However, the stiffeners had no buckling before failure, which worked as ‘skin buckling separated’. According to the theoretical analysis, theoretical buckling and failure load had an error less than 8% compared with the experimental results. Additionally, the variation of the out-of-plane displacement on skin center and distribution of the axial compressive load were determined in the post-buckling process.

Key words: composite stiffened panel; buckling; post-buckling; failure mode; theoretical analysis

纤维增强树脂基复合材料具有密度小,比强度高和比模量大等特点,被广泛应用于飞机的机翼、尾翼等翼面壁板结构和机身上的蒙皮、隔框等结构^[1].复合材料加筋板在承受压缩、剪切、弯曲和扭转等载荷时,常见的失效模式为屈曲失稳,但

该型结构在屈曲失稳后并不迅速发生破坏,会相继的发生后屈曲行为,且加筋板通常具有很强的后屈曲承载能力.因此对复合材加筋板屈曲及后屈曲稳定性和承载潜力的研究对加筋板结构设计的优化,提高飞机的使用安全,减轻飞机的质量等

具有重要的经济和工程意义^[2-4]。

当前,国内外学者对复合材料加筋板的屈曲及后屈曲性能和稳定性进行了大量的研究.王菲菲等^[1]提出了一种计算复合材料加筋板结构后屈曲承载能力的工程简化理论与方法,解决了后屈曲几何非线性带来的计算难度,并保持了较高的精度;朱菊芬等^[5]提出了一个逐步破坏的分析模型,采用非线性有限元分析方法,研究了在压剪载荷作用下层合板结构的屈曲及后屈曲路径和破坏时的极限载荷;沈惠申^[6]结合 Reddy 高阶剪切变形理论,给出了复合材料层合板在单向压缩作用下的后屈曲分析,并考虑了面内边界条件和初始缺陷等各种参数变化的影响;冯宇等^[7]开展了航空复合材料加筋板轴压实验,研究了湿热环境、冲击损伤及疲劳对加筋板屈曲和后屈曲稳定性的影响;刘璐等^[8]研究了脱胶缺陷尺寸对复合材料加筋板屈曲及后屈曲特性的影响,结果表明缺陷尺寸达到 80 mm 时,后屈曲承载能力明显下降;Lanzi^[9]分别使用了弧长法、动力学中的显式算法和隐式算法,预测了复合材料加筋板在压缩载荷下的极限载荷;Orifici 等^[10-12]对飞机结构上的加筋板的设计以及后屈曲问题进行了部分的研究.然而,对加筋板屈曲及后屈曲承载能力的理论研究以及加筋板在后屈曲承载过程中挠度的变化和轴向载荷的分布规律研究的相对较少。

针对此问题,本文开展了“工”型复合材料加筋板的轴向压缩实验,结合实验现象,分析了应变和位移随载荷变化的趋势,计算了理论屈曲载荷、理论破坏载荷、面外位移随载荷的变化规律和轴向压缩载荷的分布特征。

1 轴压实验

1.1 实验件

实验件的材料为高温固化环氧碳纤维单向带 BA9916-II/HF10A-3K 和碳纤维斜纹织物 BA9916-II/HFW220TA. 碳纤维斜纹织物的单层厚度为 0.23 mm,单向带的厚度为 0.125 mm. 材料参数如表 1 所示,表中 E_{11} , E_{22} , G_{12} , ν_{12} 分别为材料 1 方向(沿纤维方向)的弹性模量,材料 2 方向(面内垂直纤维方向)的弹性模量,1-2 面内的切变模量和泊松比. 实验件尺寸为 870 mm × 550 mm,壁板桁距为 153 mm,肋距为 550 mm,蒙皮厚度为 2.71 mm,蒙皮和筋条的铺层顺序如表 2 所示。

表 1 加筋板的材料性能参数

Table 1 Material properties of stiffened panel

材料	E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}
HF10A-3K	103~124	10.492	4.51	0.16
HFW220TA	45~63	45~63	4.14	0.28

表 2 加筋板铺层顺序

Table 2 Stack sequences of stiffened panel

部位	铺层顺序
蒙皮	$[-45/0/-45/0/45/45/0/45/90/-45]_s$
上缘条	$[-45/0/0/45/0/0/-45/0/0/45/90]_s$
腹板	$[-45/0/0/45/0/0/-45/0/0/45/90]_s$
下缘条	$[-45/0/0/45/0/0/-45/0/0/45/90]_s$

为防止端部开裂并保证加载均匀和对中性,在实验件两端端部进行灌胶处理,灌胶端长为 60 mm. 实验件结构形式如图 1 所示,筋条截面形状及尺寸如图 2 所示。



图 1 “工”型加筋板实验件

Fig. 1 Specimen of composite stiffened panel

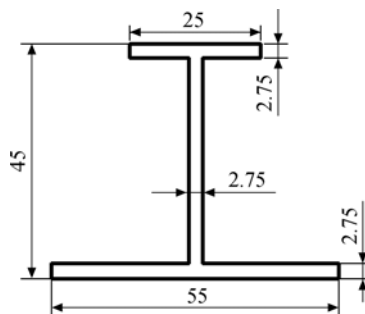


图 2 筋条截面(单位:mm)

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

1.2 实验方法

轴向压缩实验件共 3 件,编号为 1#,2#,3#.在实验件的典型位置贴应变片,测量应变数据,一般情况下,轴压过程中加筋板中截面变形最大,即该截面的应变最能反应实验件的失稳情况,所以将截面的应变作为主要研究对象,应变片贴附位置如图 3 所示.在蒙皮侧选取 11 个典型位置,用于测试面外位移数据,选取位置如图 4 所示.实验件一端固定,一端加载,两端采用夹具来模拟翼肋对加筋板的支持.

实验时,首先在 WAW-300B 型结构实验平

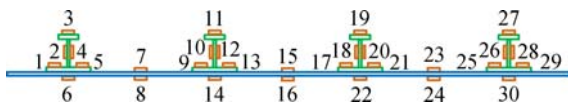


图 3 实验件中截面应变片位置及编号

Fig. 3 Strain gauge position on central cross section

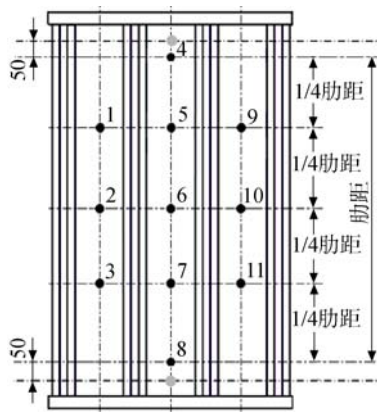


图 4 实验件面外位移测量点布置示意图

Fig. 4 Distribution of displacement measure point on the skin side

台进行小载荷预压实验,通过测量和分析中截面应变来调整实验件和夹具的位置,确保实验件在加载过程中具有良好的对中性,以提高测量数据的精度,具体要求是在加载到预压载荷 160 kN 时,加筋板对称位置应变,如 7 号和 8 号应变,相差在 8% 以内.调试完毕后,进行轴压实验,采用分级加载的方式,每级载荷为 30 kN 加载至 360 kN,然后取每级 10 kN 加载至实验件破坏,加载速率为 5 kN/s,每级加载结束后采集应变和位移数据.

1.3 实验结果

加筋板的轴压实验中,3 件实验件的实验现象较为相似,故以 1# 实验件为例进行详细分析.在载荷加载至 410 kN 以下时,实验件无明显现象;当载荷大于 410 kN 以后,在随后的加载中实验件筋条间蒙皮通过反射光可看见有光斑形成,如图 5 所示,为实验件的屈曲失稳形式.图中黄色圈内的光斑为蒙皮屈曲后产生面外位移,形成凸起反射所形成的,筋条间蒙皮均有 2 个光斑,这与文献[7]中描述的现象相似.

当加载到 470 kN 时,实验件发出轻微响声,随着载荷的逐级增加,轻微响声持续发生,亮斑持续加大;当加载到 840 kN 时,实验件发出较大响声,持续 30 s 后仍能承载;当加载到 880 kN 时,实验件连续发出多次响声,且声音较大;当加载到 930 kN 时,实验件发出巨大声响,实验件破坏,筋条断裂且蒙皮出现撕裂.2# 和 3# 实验件的破坏载荷分别为 940 kN 和 910 kN,实验件的破坏位置如图 6 所示,均在加筋板的中部.

实验件的破坏部位有大量的纤维断裂,部分基体和纤维成碎片状;其破坏形式主要有筋条断裂,蒙皮撕裂、分层、筋条与蒙皮脱黏等,如图 7 所示.

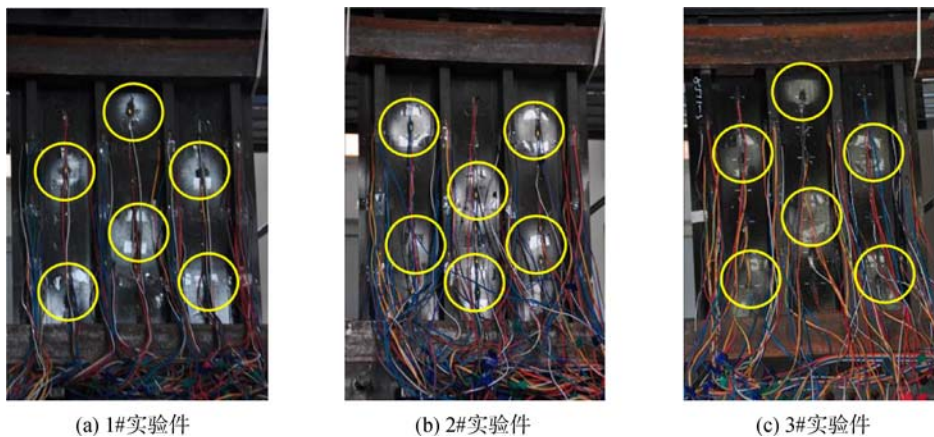


图 5 1#~3# 实验件的屈曲形式

Fig. 5 Buckling patterns of 1#-3# specimen

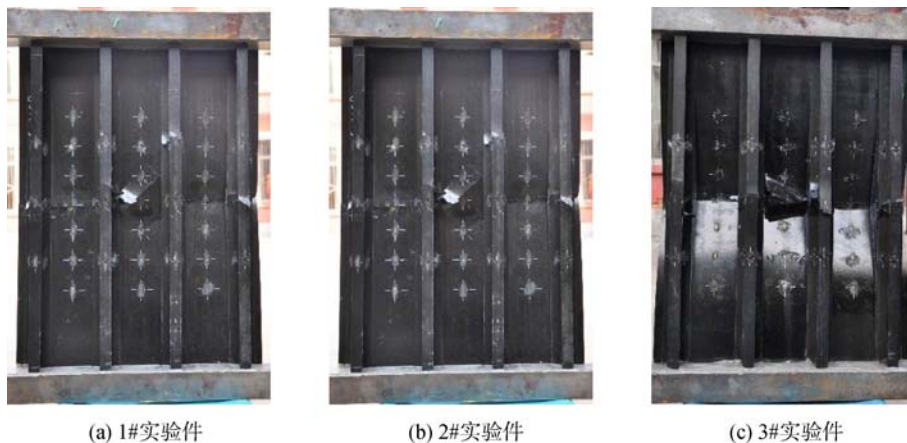


图6 1#~3#实验件的破坏形貌

Fig. 6 Failure modes of 1#-3# specimen



图7 加筋板不同形式的损伤形态

Fig. 7 Detailed failure modes of stiffened panel

观察实验现象可知,在加载过程中加筋板蒙皮首先出现屈曲失稳,在蒙皮侧形成的面外位移,加速了蒙皮与筋条间损伤的形成,使筋条的生存能力下降;筋条在整个加载过程中保持直线,起到了分隔蒙皮屈曲失稳的作用。

2 实验结果分析

2.1 蒙皮位置载荷-应变分析

分析图8中1#实验件加筋板中截面蒙皮中心位置载荷-应变曲线可知:在加载初始阶段,载荷小于410 kN时,加筋板中截面上载荷-应变曲线整体呈线性一致的变化趋势(压缩应变为负值),此阶段实验件在加载方向上呈均匀的压缩变形;当载荷大于410 kN以后,载荷-应变呈出一致的非线性变化,曲线出现了明显的“分叉”现象,即产生了屈曲失稳,对应的屈曲载荷为410 kN。2#

实验件、3#实验件的载荷-应变趋势与1#实验件呈现出较高的一致性,对应的屈曲载荷分别为430 kN和420 kN。

在图8(a)载荷-应变图中,7号测量点的应变继续为负,8号测量点的应变逐渐由负值变为正值,说明在以后的加载过程中,8号测量点将从初始的压缩状态变成拉伸状态。变化趋势表明在7号、8号测量点处蒙皮发生弯曲,弯曲方向为蒙皮侧,即在蒙皮表面形成凸起;分析图8(b)和图8(c)的应变变化趋势,可知15号、16号测量点的蒙皮向筋条侧方向弯曲,即在筋条间形成凸起,23号、24号测量点的蒙皮向蒙皮侧方向弯曲,即在蒙皮表面形成凸起;这与图5(a)中加筋板中截面蒙皮屈曲失稳反射形成的亮斑相吻合;分析图8中2#实验件、3#实验件的载荷-应变曲线,可以发现,加筋板中截面蒙皮的屈曲失稳变形均呈现出“S”形。图中个别曲线在后屈曲承载过程中出现突跳现象,分析认为,蒙皮在后屈曲承载阶段产生的面外法向应力使筋条与蒙皮之间出现脱黏损伤,当筋条与蒙皮间积聚的能量达到损伤形成的阈值时,损伤瞬间形成或进一步发展,致使附近的应变会出现突跳的现象。

在图9中,蒙皮应变测量点位置位于筋条背面,如图3中6号、14号、22号、30号测量点。分析可知:当载荷大于屈曲载荷以后,其应变仍然保持较一致的线性变化趋势,均承受压缩载荷。表明该位置的蒙皮没有发生屈曲失稳,主要原因是该处的蒙皮与筋条结合,具有高的弯曲刚度,在筋条发生柱屈曲之前,此处的蒙皮同筋条一道共同承受压缩载荷,不会出现屈曲失稳,故应变呈现出线性一致性;当载荷在逐级增大的过程中,应变逐渐

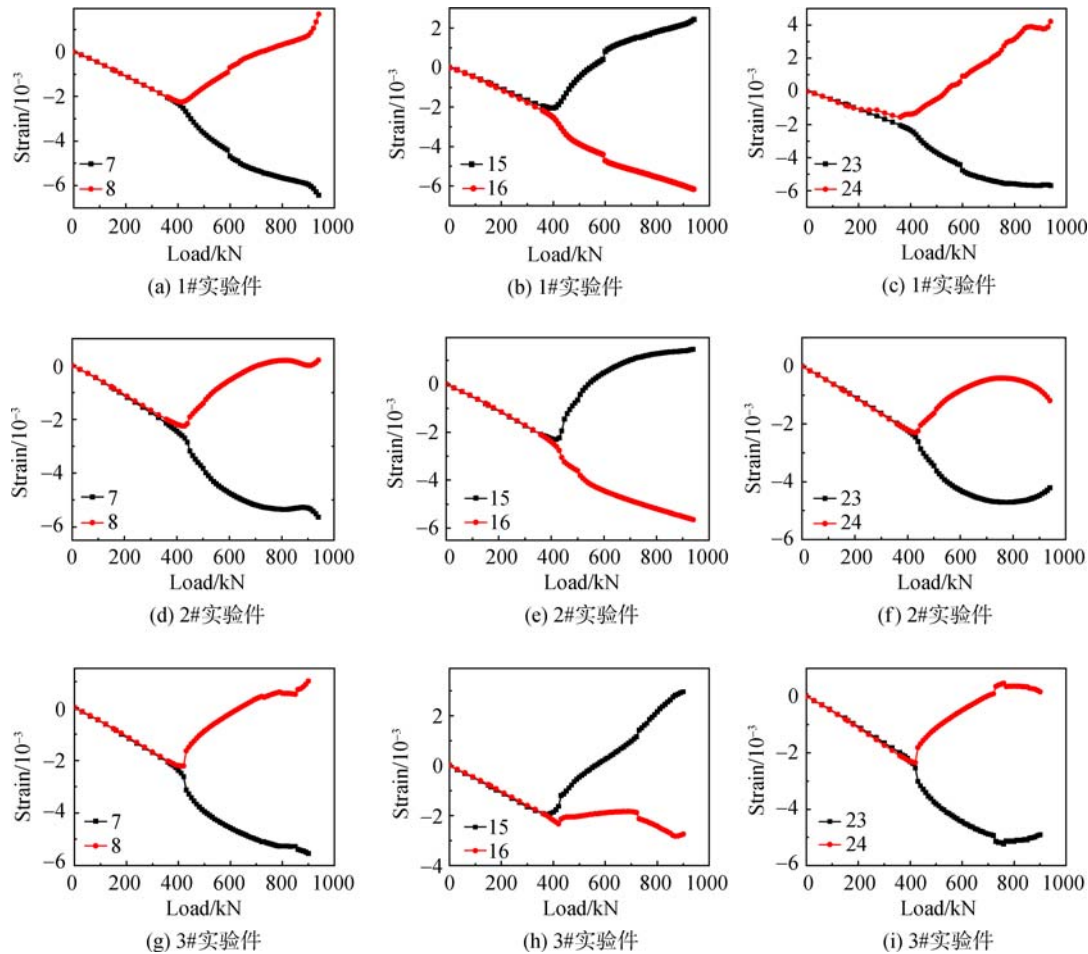


图 8 加筋板中截面蒙皮(中心点)处载荷-应变曲线图

Fig. 8 Load-strain curves on central cross section of stiffened panel skin (skin central point)

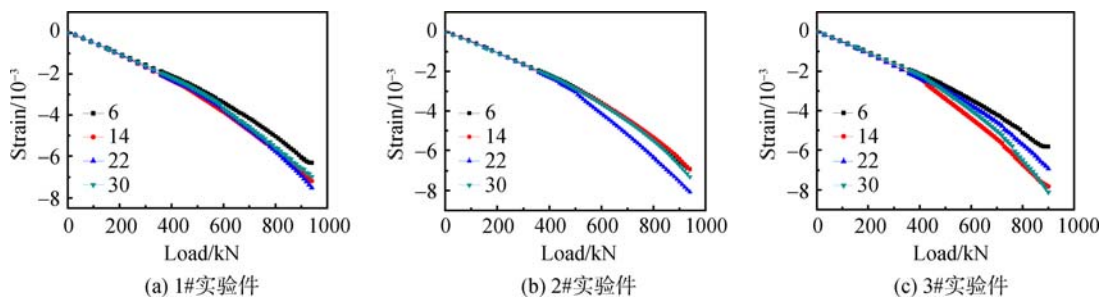


图 9 加筋板中截面蒙皮(筋条背侧)处载荷-应变曲线图

Fig. 9 Load-strain curves on central cross section of stiffened panel skin (on skin which at dorsal stiffeners)

出现小范围“分散”的现象,其主要原因是此处蒙皮虽然与筋条相结合,但蒙皮作为一个连续的整体,当相连点蒙皮中央,如 14 号测量点与 6 号、16 号测量点,因屈曲失稳后形成的屈曲半波,会在蒙皮法向方向产生面外位移、法向应力和剪切应力,并在该测量点,如 14 号测量点,产生扭矩,发生微小的形变,不同测量点会因位置不同,蒙皮屈曲失稳对其影响程度不同,产生的形变也会不同.因此在其后的加载中,将承受不均匀的压缩载荷,故会

出现应变“分散”的现象.

2.2 筋条位置载荷-应变分析

取 1#实验件中截面筋条位置应变数据作载荷-应变图,如图 10 所示.分析可知:当载荷小于 410 kN 时,应变呈现出较高的线性一致性,表明在加筋板出现屈曲失稳之前,加筋板整体承受均匀压缩载荷;当载荷大于 410 kN 以后,随着载荷的逐级增大,图中的应变均出现一致的“分散”现

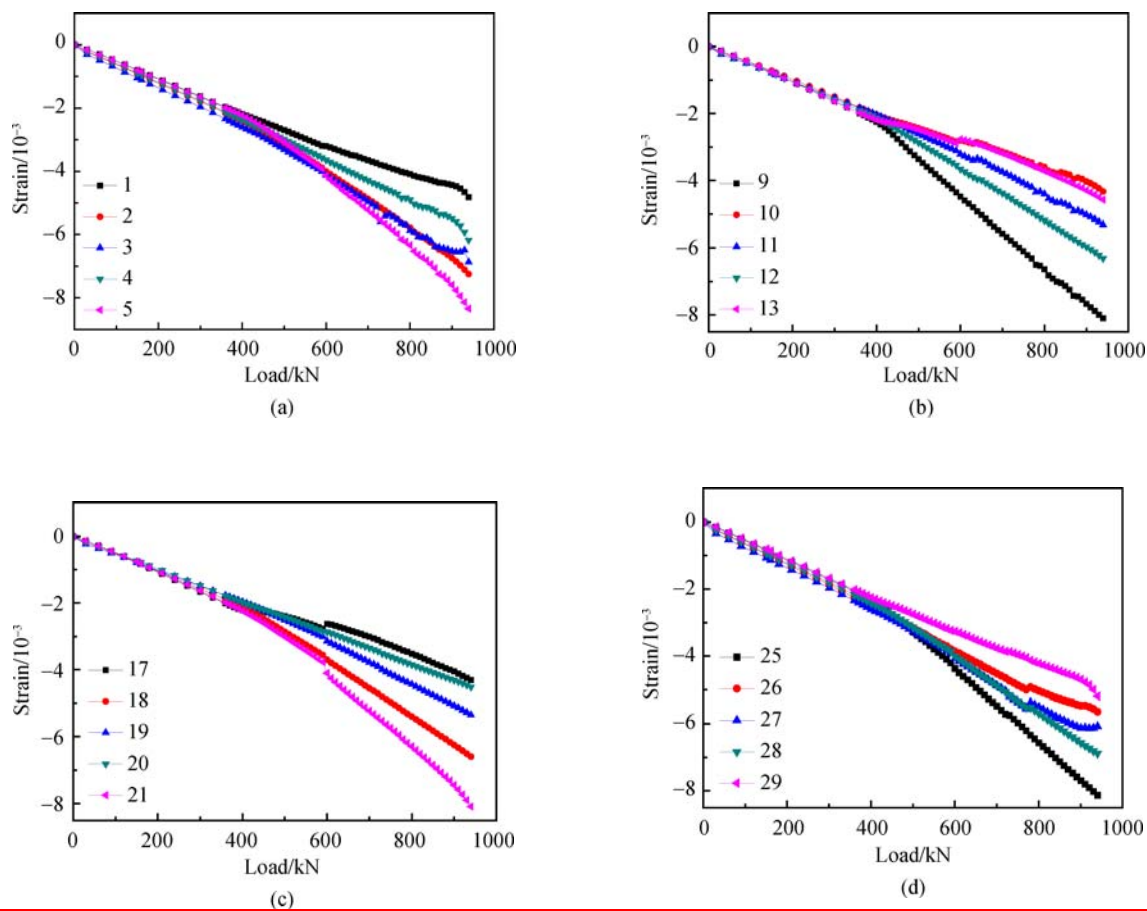


图 10 1# 实验件加筋板中(截面筋条)位置载荷-应变曲线图

Fig. 10 Load-strain curves on central cross section of 1# specimen stiffened panel (stiffeners)

象;其中,筋条下缘条,如 1 号、5 号、9 号、13 号测量点,分散程度最大;其次是筋条腹板处应变,如 2 号、4 号、10 号、12 号测量点;筋条上缘条处应变,如 11 号、19 号测量点,几乎无分散现象,线性程度最好。

其原因同图 9 中出现的“分散”现象一样,均因筋条间蒙皮的屈曲失稳形成的面外位移、法向应力和剪力对筋条产生了扭矩,因此,筋条出现了不同程度的变形;因下缘条与蒙皮结合,故蒙皮的屈曲失稳对下缘条影响最大,应变曲线的分散程度也就最大;因腹板垂直于下缘条,下缘条在加筋板后屈曲承载过程产生的扭矩对其有一定的影响,故腹板处的应变也呈现出微小的分散现象;相比之下,蒙皮的屈曲失稳变形对筋条上缘条影响最小,故此点的应变与筋条自身的压缩稳定性有关,从上缘条的应变曲线表明在筋条承受压缩载荷过程中未出现柱屈曲失稳。这与实验现场观察到的筋条在整个加载过程中保持直线状态相吻合。

2.3 蒙皮表面载荷-位移分析

分析图 11 蒙皮表面典型位置(图 4 所示的位

移测量点)载荷-位移曲线可知:3 件实验件的面外位移随载荷变化的趋势较为相似;在加筋板发生屈曲失稳之前,面外位移几乎为 0,即不存在面外法向位移;当加筋板发生屈曲失稳后,随着载荷的逐级增加,位移曲线呈非线性变化,出现了明显的“分叉”现象;以 1# 实验件加筋板为例可观察到,6 号测量点位移在加筋板发生屈曲失稳后,位移为负(位移传感器拉伸为负),表明此点向筋条侧产生法向位移,其余 4 个测量点向蒙皮侧产生法向位移;图中,3 件加筋板中截面位移测量点,即 2 号、6 号、10 号测量点,其蒙皮的法向位移与图 9 中对应点的应变趋势相一致,即中截面蒙皮屈曲失稳产生的面外法向位移呈“S”形,与图 5 中加筋板屈曲失稳形成的光斑相吻合。随着载荷的逐级增加,面外位移也在不断的增大,此时蒙皮因屈曲失稳形成的面外法向应力和剪力也在不断地增大,加速了蒙皮与筋条间的损伤的形成,导致筋条与蒙皮形成脱黏损伤,致使筋条的生存能力下降,故出现了筋条在柱屈曲失稳前,加筋板出现整体破坏。

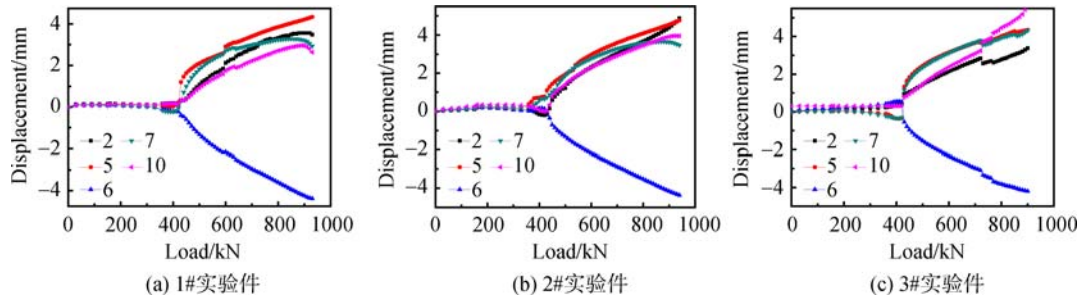


图 11 加筋板蒙皮表面位置位移-载荷曲线图

Fig. 11 Displacement-load curves of of stiffened panel skin

3 加筋板屈曲及后屈曲性能理论分析

为了从理论上分析加筋板的屈曲和后屈曲承载性能,本节计算了加筋板的理论屈曲载荷、理论破坏载荷、分析了载荷-挠度关系曲线和面内载荷的分布规律。

3.1 加筋板屈曲载荷

在加筋板发生屈曲失稳之前,会在加筋板横截面上形成均匀的压缩应变,因此,压缩载荷会根据其刚度大小成比例分配.因筋条有足够的弯曲刚度,起到板屈曲分隔件的作用,使蒙皮在筋条间发生屈曲失稳,故以筋条间蒙皮屈曲时的载荷作为加筋板的屈曲失稳载荷^[13-14]。

加筋板实验件的横截面如图 12 所示.筋条间距为 d_s ,加筋板的宽度为 b_p ,板边缘宽度为 b_s ,加筋板轴向肋距为 a 。

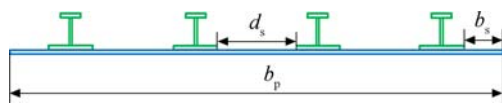


图 12 复合材料加筋板的横截面

Fig. 12 Cross section of composite stiffened panel

加筋板的等效面内刚度为蒙皮与筋条刚度之和,如式(1)所示,式中 A_{ij} 表示刚度矩阵 A 的 ij 矩阵元。

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

筋条的刚度为单根筋条的刚度与筋条数的乘积,如式(2)所示,式中筋条数为 n_s 。

$$(A_{ij})_{st} = (A_{ij})_{sts} \cdot n_s \quad (2)$$

在单根筋条的刚度计算中,认为一维加强件除了平行于轴的刚度外,其余刚度均可忽略不计.故单根筋条的刚度矩阵仅取 $(A_{11})_{sts}$,计算表达式如式(3)所示.式中 $K_{a,st}$ 为单根筋条的薄膜刚度。

$$(A_{11})_{sts} = K_{a,st} / b_p \quad (3)$$

此时作用在蒙皮上的力可由刚度分配原则计算得出,蒙皮表层刚度 $K_{a,sk}$ 用 $b_p \cdot (A_{11})_{sk}$ 近似表达,则在蒙皮上的载荷为

$$F_{sk} = \frac{b_p \cdot (A_{11})_{sk}}{b_p \cdot (A_{11})_{sk} + n_s \cdot K_{a,sts}} F_{loa} \quad (4)$$

在实验分析中,因开口剖面的加筋板其筋条的扭转刚度较低,可忽略不计,故在承载的情况下筋条会随着蒙皮屈曲产生的面外位移而产生扭矩,所以约束其筋条间蒙皮的边界条件是简支.在分析屈曲载荷时取筋条间蒙皮作为研究对象,其屈曲载荷计算式如式(5)所示.式中, N_{xsk} 为单独作用在单位长度蒙皮上的力 F_{sk} / b_p , k 为沿轴向的蒙皮屈曲半波数,从实验件屈曲时形成的亮斑可知 $k=4$, R 为长宽比 a/d_s , D_{ij} 为蒙皮弯曲刚度矩阵的矩阵元。

$$N_{xsk} = \frac{\pi^2}{a^2} \cdot$$

$$\left[D_{11} k^2 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \cdot R^2 + \frac{D_{22} \cdot R^2}{k^2} \right] \quad (5)$$

联立式(4),式(5)可以求解出加筋板的发生屈曲时的载荷,及加筋板的屈曲载荷为

$$F_{buc} = \frac{(A_{11})_{sk} + (A_{11})_{st}}{(A_{11})_{sk}} \cdot b_p \cdot N_{xsk} \quad (6)$$

结合加筋板的碳纤维性能参数和铺层顺序,以及结构尺寸,计算出理论屈曲载荷如表 3 所示。

表 3 复合材料加筋板的理论屈曲载荷

Table 3 Theoretic buckling load of composite stiffened plane

试件 编号	屈曲载荷/kN			相对 误差/%
	测试值	平均值	理论值	
1#	410			
2#	430	420	393.9	-6.21
3#	420			

分析表3可知:3件实验件的实验屈曲载荷较为一致,其均值与理论屈曲载荷的相对误差为-6.21%,表明文中所采用的复合材料加筋板屈曲载荷模型具有较高的可靠性,计算结果具有较高的精度。

3.2 加筋板的后屈曲分析

在分析蒙皮的后屈曲性能时,本文研究了后屈曲比与蒙皮的面外扰度的变化规律和后屈曲比与蒙皮的载荷分布特征^[14]。

将筋条间蒙皮简化为四边简支的长方形板作为研究对象,会出现多个屈曲半波,及产生多个中心扰度,不利于面外位移分析,故此选取筋条间蒙皮尺寸为 $d_s \times d_s$ 的正方形简支板作为研究对象,如图13所示,以6点为中心,可以是板中心横截面3个点的任意一点,如图13所示。

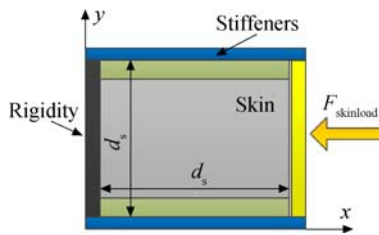


图13 正方形简支板示意图

Fig. 13 Simple support of square plane

板在三边 $y=0$, $x=0$ 和 $y=d_s$ 处的面内扰度 u, v 为0(不可移动边)。这表示在 $y=0$ 和 $y=d_s$ 处产生面内横向力 F_y 。板的四边边界处的面外挠度 w 均为0。在 $x=d_s$ 处蒙皮承受均匀的压缩载荷为 F_{skl} ,使该位置产生均匀挠度 $-C$ 。将上述的边界条件表示为

$$\begin{cases} w=0, & x=y=0 \text{ 和 } x=y=d_s \\ u=0, & x=0 \\ v=0, & y=0 \text{ 和 } y=d_s \\ c=-C, & x=d_s \end{cases} \quad (7)$$

在后屈曲过程中,板将产生中等到大的挠度,故引入的控制方程为冯·卡门的两个大挠度方程^[15-17],因不存在 x, y, z 方向的面外分布载荷,简化后的方程为式(8)。 N_x, N_y, N_{xy} 分别为 x, y 方向上单位长度蒙皮的载荷; F 为艾里应力函数。

$$\begin{aligned} D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \\ N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \end{aligned} \quad (8a)$$

$$\begin{aligned} A_{11} \frac{\partial^4 F}{\partial x^4} - 2A_{12} \frac{\partial^4 F}{\partial x^2 \partial y^2} + A_{22} \frac{\partial^4 F}{\partial y^4} = \\ \left[\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 - \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right] \cdot (A_{11} A_{22} - A_{12}^2) \end{aligned} \quad (8b)$$

为了满足式(7)中的边界条件,此处引入关于 w 和 F 的表达式式(9)和式(10)。

$$w = w_{11} \sin \left[\frac{\pi x}{d_s} \right] \sin \left[\frac{\pi y}{d_s} \right] \quad (9)$$

$$F = -\frac{y^2 F_{skl} - x^2 F_y}{2d_s} + K_1 \cos \left[\frac{2\pi y}{d_s} \right] + K_2 \cos \left[\frac{2\pi x}{d_s} \right] \quad (10)$$

式中 w_{11}, K_1 和 K_2 均为未知数。

显然 w 的表达式满足式(7)中的第1个边界条件,当 $x=y=d_s/2$ 时, w 取得最大值 w_{11} ,此点也为位移测量时的理想选取位置。艾里应力函数表达式(10)的构成可以看出在 x 方向上任意点的平均载荷 F_{skl} ,在 y 方向上的平均载荷为 F_y 。将式(7)、式(9)和式(10)带入式(8)得 w_{11} 的表达式,化简后如式(11)所示。

$$\begin{aligned} w_{11} = 4 \cdot \\ \sqrt{\frac{A_{11} A_{12} [D_{11} + 2(D_{12} + 2D_{66}) + D_{22}]}{(A_{11} A_{22} - A_{12}^2) \cdot (A_{11} + 3A_{22})}} \left(\frac{F_{skl}}{F_{buc}} - 1 \right) \end{aligned} \quad (11)$$

式中 F_{buc} 为图13中正方形简支板的屈曲载荷,表达式为

$$F_{buc} = \frac{\pi^2}{d_s} \cdot \frac{A_{11} [D_{11} + 2(D_{12} + 2D_{66}) + D_{22}]}{A_{11} + A_{12}} \quad (12)$$

式(11)反应了在加载过程中,蒙皮的面外挠度与压缩载荷的关系。结合加筋板的材料性能参数,铺层顺序,以及结构尺寸,计算出加筋板载荷与扰度的关系曲线如图14所示。

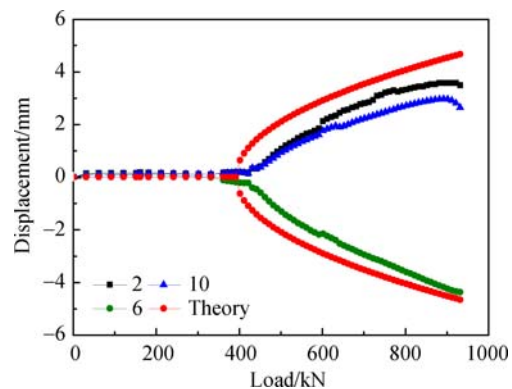


图14 加筋板的载荷与挠度关系曲线

Fig. 14 Displacement-load relationship curves of stiffened panel

通过式(7)~式(10)之间的公式推导,可计算出筋条间蒙皮的面内载荷 F_{skl} 沿 y 方向的载荷分布,其表达式为

$$N_{xsk} = \frac{F_{skl}}{d_s} + \frac{\pi^2}{8d_s^2} \cdot \frac{A_{11}A_{12} - A_{12}^2}{A_{22}} \omega_{11}^2 \cos \frac{2\pi y}{d_s} \quad (13)$$

结合加筋板的结构尺寸和材料性能参数,可以从理论上计算出面内轴向载荷随位置的分布和后屈曲比的关系,如图 15 所示,图中的纵坐标为蒙皮上单位宽度力 N_{xsk} 与单位宽度屈曲载荷 N_{xb} 之比(屈曲比),对横坐标筋条间蒙皮宽度 d_s 作归一化处理。

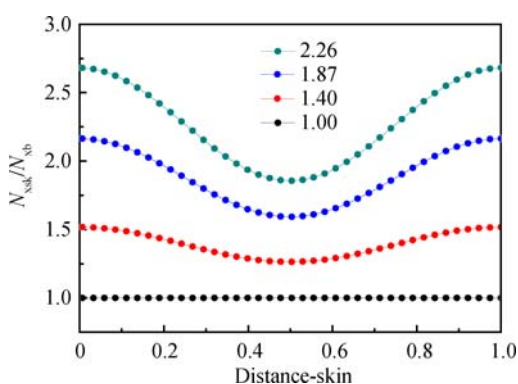


图 15 面内轴向分布载荷与位置和屈曲比的关系曲线

Fig. 15 Load distribution on skin with different post-buckling ratio

分析图 15 可知:加筋板在发生屈曲失稳之前以及刚发生屈曲时,黑线所示,筋条间蒙皮承受均匀分布的面内轴向载荷;随着后屈曲比的逐渐增大(后屈曲比大于 1),筋条间蒙皮的载荷分布不再均匀,呈现出蒙皮中央的分布载荷最小,靠近筋条的蒙皮分布载荷最大,分布载荷向蒙皮边缘集中;当后屈曲比为 2.26 时,蒙皮边缘的分布载荷大约是蒙皮中央的 1.45 倍。

这种面内轴向载荷非均匀分布的原因在于筋条间蒙皮一旦发生屈曲失稳,蒙皮中央会出现面外挠度,降低了蒙皮中央的承载能力,相比于有筋条支撑的蒙皮边缘显得要“软”。因此面内载荷分布从蒙皮中央向靠近筋条的蒙皮边缘集中,且随着后屈曲比的逐渐增大,这种趋势也就越明显。正因为在后屈曲承载过程中蒙皮上载荷的不均匀分布,导致后屈曲的破坏多从载荷分布集中处开始,且筋条间蒙皮边缘的分布载荷最大,使其在后屈曲承载过程中易出现局部失稳现象。由于在蒙皮

中央在后屈曲承载过程中会出现挠度,加速了筋条与蒙皮间脱黏损伤的形成。加载时,加筋板在后屈曲承载过程中出现的响声就是蒙皮与筋条间出现脱黏损伤发出的响声。

3.3 加筋板的破坏载荷

加筋板的破坏载荷与筋条的弯曲刚度有关。当筋条间蒙皮发生屈曲失稳后,筋条在后屈曲承载状态下会产生高的弯矩,当作用载荷达到筋条的临界失稳载荷(柱屈曲载荷)时,加筋板会出现总体屈曲并迅速破坏。故在计算加筋板的破坏载荷时以筋条的柱屈曲载荷作为加筋板的破坏载荷。

在计算筋条的柱屈曲载荷时,筋条的边界条件对柱屈曲载荷有很大的影响,在理论计算中,将筋条的两端简化为简支。单根筋条的弯曲刚度为 $K_{i,st}$,长度为 a ,两端的作用载荷为 F_{stl} ,压缩过程中变形量为 ξ ,其平衡状态方程^[18]为

$$K_{i,st} \frac{d^4 \xi}{dx^4} + F_{stl} \frac{d^2 \xi}{dx^2} = 0 \quad (14)$$

式(14)称为杆件弯曲变形的屈曲方程。该方程的平凡解为 $\xi(x) = \sin(\pi x/a)$,故两端简支时筋条的柱屈曲载荷为

$$F_{stl} = \frac{\pi^2 K_{i,st}}{a^2} \quad (15)$$

由图 15 可知,在后屈曲承载过程中,筋条间蒙皮的承载为非均匀承载,呈现出筋条间蒙皮中线处分布载荷最低,蒙皮的边缘(与筋条的下缘条相连)的分布最高的特征,且在后屈曲承载过程中,蒙皮因屈曲失稳其承载能力降低,故式(4)的刚度分配计算式需要进行修正,此处引入有效承载宽度^[14] d_{eff} 的概念,如示意图 16 所示。即将蒙皮在后屈曲承载过程中的非均匀分布载荷等效为在蒙皮两侧的均匀分布的载荷式(16)所示。

$$\int_0^{d_s} N_{xsk}(y) dy = 2 N_{xsk} \cdot d_{eff} \quad (16)$$

将式(11),式(13)带入式(16)中,解出有效承载宽度 d_{eff} 为

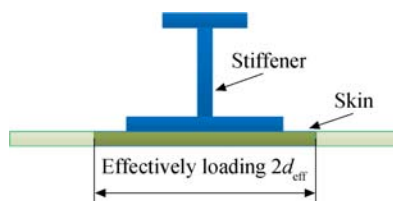


图 16 蒙皮有效承载宽度示意图

Fig. 16 Effective bearing width on skin

$$d_{\text{eff}} = \frac{d_s}{2} \cdot$$

$$\left[1 + 2 \left(1 + \frac{A_{12}}{A_{11}} \right) \left(1 - \frac{F_{\text{buc}}}{F_{\text{skl}}} \right) \left(\frac{A_{11}}{A_{11} + 3A_{22}} \right) \right]^{-1} \quad (17)$$

将式(17)的有效承载宽度代替屈曲之前的蒙皮宽度 d_{eff} ,由刚度分配原则可以表示出单根筋条的作用载荷如式(18)所示。

$$F_{\text{stl}} = \frac{K_{a,\text{st}} \cdot F_{\text{loa}}}{2n_s \cdot (A_{11})_{\text{sk}} \cdot d_{\text{eff}} + n_s \cdot K_{a,\text{st}}} \quad (18)$$

将式(15)带入式(18),解出筋条发生柱屈曲时的失稳载荷如式(19)所示。即加筋板的破坏载荷 F_b 。

$$F_b = \frac{n_s \pi^2 \cdot K_{i,\text{st}} \cdot [K_{a,\text{st}} + 2(A_{11})_{\text{sk}} \cdot d_{\text{eff}}]}{a^2 \cdot K_{a,\text{st}}} \quad (19)$$

结合加筋板的材料性能参数和加筋板的铺层顺序以及加筋板的结构尺寸,计算理论破坏如表4所示。

表4 复合材料加筋板理论破坏载荷
Table 4 Theoretic breaking load of composite stiffened plane

实验件 编号	破坏载荷/kN			相对 误差/%
	测试值	平均值	理论值	
1#	930			
2#	940	923.3	992.7	7.51
3#	900			

分析表4可知:理论破坏载荷要比真实破坏载荷值大,相对误差为7.51%;其原因主要是,在建立加筋板破坏载荷模型中时,是以加筋板中筋条出现柱屈曲失稳为根据的,但在实际测量中,由于蒙皮在后屈曲的承载过程中出现了载荷分布不均的情况,导致与筋条相结合处的蒙皮承受过高载荷,出现了筋条与蒙皮的脱黏损伤和下缘条的局部失稳,使筋条的弯曲刚度降低。所以在没有考虑筋条局部失稳和脱黏损伤对加筋板后屈曲承载能力的影响下,会出现计算破坏载荷高于实际加载载荷。但从相对误差来看,理论值与实际值较为接近,说明加筋板出现局部失稳和脱黏损伤的载荷与加筋板筋条出现柱屈曲失稳时的载荷较为接近,就工程估算而言,采用加筋板筋条发生柱屈曲失稳时的载荷作为加筋板的破坏载荷具有较高的可靠性。

4 结 论

1) 加筋板在轴向压缩载荷作用下,呈现出良好的后屈曲承载潜能,屈曲比达到2.2左右;从实验结果分析可知,加筋板的屈曲失稳主要体现在蒙皮的屈曲失稳上,筋条具有很高的弯曲刚度,起到了“屈曲分隔”的作用。

2) 加筋板的破坏模式主要有筋条断裂,蒙皮撕裂,筋条与蒙皮脱黏;对于具有后屈曲承载能力的加筋板而言,通常在未发生筋条的柱屈曲失稳时,加筋板已出现破坏,其主要原因是蒙皮的在后屈曲承载过程中,轴向载荷分布不均导致筋条与蒙皮产生脱黏损伤降低了筋条的承载能力。

3) 文中针对加筋板屈曲及后屈曲性能的理论计算具有较高的精度。其中理论屈曲载荷和理论破坏载荷计算相对误差均小于8%,载荷-挠度关系曲线与实际测量位移曲线具有较高的吻合度,面内轴向载荷与位置和屈曲比的关系曲线揭示了加筋板在后屈曲承载过程中载荷分布的规律,对加筋板的破坏模式分析提供了重要的理论依据。

参考文献:

- [1] 王菲菲,崔得刚,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)
- [2] 霍世慧,王富生,王佩艳,等. 复合材料机翼加筋壁板稳定性分析[J]. 应用力学学报,2010,27(2):423-427.
HUO Shihui, WANG Fusheng, WANG Peiyan, et al. Stability analysis on the ribbed panel of the composite wing [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2010, 27(2): 423-427. (in Chinese)
- [3] 冯宇,何宇廷,邵青,等. 航空复合材料加筋板压缩屈曲及后屈曲性能[J]. 航空动力学报,2014,29(12):2905-2913.
FENG Yu, HE Yuting, SHAO Qing, et al. Buckling and post-buckling performance of aeronautic composite stiffened panel under compression[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12): 2905-2913. (in Chinese)
- [4] 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. Post-buckling failure evaluation method of integrated composite stiffened panels under uniaxial compression[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2014, 31(3): 765-771. (in Chinese)

- [5] 朱菊芬,杨海平. 复合材料层合加筋板结构的后屈曲强度及破坏研究[J]. 航空学报,1995,16(1):118-122.
ZHU Jufen, YANG Haiping. A study of post-buckling strength and failure for composite stiffened plates structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(1):118-122. (in Chinese)
- [6] 沈惠申. 复合材料层合厚板后屈曲[J]. 上海交通大学学报,1998,32(11):78-83.
SHEN Huishen. Post-buckling of composite laminated thick plates[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 1998, 32(11):78-83. (in Chinese)
- [7] 冯宇,何宇廷,安涛,等. 湿热环境对航空复合材料加筋板压缩屈曲和后屈曲性能的影响[J]. 材料工程,2015,43(5):81-88.
FENG Yu, HE Yuting, AN Tao, et al. Influence of hygro-thermal environment on compressive buckling and post-buckling performance of aero composite stiffened panel [J]. Journal of Materials Engineering, 2015, 43(5):81-88. (in Chinese)
- [8] 刘璐,关志东,徐荣章,等. 脱胶缺陷尺寸对复合材料加筋板屈曲及后屈曲特性的影响[J]. 复合材料学报,2014,31(3):749-758.
LIU Lu, GUAN Zhidong, XU Rongzhang, et al. Effect of debond size on buckling and post-buckling behaviors of composite stiffened panels[J]. Acta Material Compositae Sinica, 2014, 31(3):749-758. (in Chinese)
- [9] Lanzi L. A numerical and experimental investigation on composite stiffened panels into post-buckling[J]. Thin-Walled Structures, 2004, 42(12):1645-1664.
- [10] Orifici A C, De Zarate A O, Thomson R S, et al. Compression and post-buckling damage growth and collapse analysis of flat composite stiffened panels[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(15/16):3150-3160.
- [11] Orifici A C, Thomson R S, Herszberg I, et al. An analysis methodology for failure in post-buckling skin stiffener interfaces[J]. Composite Structures, 2008, 86(1):186-193.
- [12] Orifici A C, Thomson R S, Degenhardt R, et al. Degradation investigation in a postbuckling composite stiffened fuselage panel[J]. Composite Structures, 2008, 86(2):217-224.
- [13] 沈观林,胡更开,刘彬. 复合材料力学[M]. 北京:清华大学出版社,2006.
- [14] 克里斯托斯·卡萨波格罗. 飞机复合材料结构设计与分析[M]. 颜万亿,译. 上海:上海交通大学出版社,2011.
- [15] Megson T H G. Aircraft structures for engineering students[M]. 3rd ed. Amsterdam; Elsevier Ltd. ,2007.
- [16] Whitney J M. Structural analysis of laminated anisotropic plates[M]. Lancaster, PA: Technomic Publishing Company, 1987.
- [17] Herakovich C T. Mechanics of fibrous composites[M]. 5th ed. New York: John Wiley and Sons Inc. ,1998.
- [18] Timoshenko P S, Gere J M. Theory of elastic stability[M]. New York: Dover Publications Inc. ,2009.

(编辑:叶 青)