

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.01.006

含面芯脱粘边缘闭合蜂窝壁板压缩稳定性研究

潘松 王新峰 陈晓烽

(南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室,南京,210016)

摘要: 基于有限元软件 ABAQUS,分别建立了无损伤和含板芯脱粘缺陷的边缘闭合蜂窝壁板的三维有限元模型。利用 3 种建模方法对比研究了边缘闭合蜂窝壁板在压缩载荷作用下的屈曲载荷规律和失稳模式。采用夹芯板理论将蜂窝芯等效为正交各向异性结构,板芯之间的胶层使用 cohesive 单元进行模拟。研究表明:随着脱粘尺寸的增加,蜂窝壁板的屈曲载荷呈现下降趋势;当 $30\text{ mm} \leq D \leq 80\text{ mm}$ 时结构由混合屈曲过渡到局部屈曲;两种等效模型发生局部屈曲后,无论是结构的屈曲载荷规律和屈曲载荷值还是失稳模式,均近似接近原始模型结果。

关键词: 边缘闭合蜂窝壁板;脱粘;稳定性;有限元分析

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)01-0035-06

Stability Research of Edge Closed Honeycomb Sandwich Panels with Face/Core Debond Under Compression

PAN Song, WANG Xinfeng, CHEN Xiaofeng

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Three-dimensional finite element models of edge closed honeycomb sandwich panels involving non-damage and face-core debonding damage are established by using finite element software ABAQUS. Three different models are employed to study the buckling loads and instability modes of the edge closed honeycomb panels under compressive loads. According to sandwich theory, the honeycomb core is equivalent to an orthotropic structure. The cohesive elements are used to simulate the interface between face and core. The results indicate that with the increase of debonding sizes, the buckling load of the honeycomb sandwich panel decreases gradually. When $30\text{ mm} \leq D \leq 80\text{ mm}$, the instability modes transform from mixed buckling to local buckling. As the local buckling occurs, the law of buckling load, buckling load values and buckling modes in the two equivalent models become approximatively close to the original model.

Key words: edge closed honeycomb panels; debonding; stability; FEA

复合材料蜂窝夹芯结构是由上下复合材料面板与蜂窝芯材用胶黏剂粘结而成的整体结构。与金属结构相比,蜂窝夹芯结构具有高比强度、抗弯刚度,以及隔热、隔声、抗震、抗冲击、耐疲劳和可设计性强等优点^[1-3],近年来被广泛应用于航空、航天、造船、医疗和体育等领域。但在制造和使用过

程中蜂窝夹芯结构易受外物冲击,导致其不可避免会产生各种缺陷,如裂纹、脱胶、凹坑等,其中面/芯界面脱粘是夹芯结构中最普遍、危害最严重的缺陷。缺陷的存在会对复合材料蜂窝壁板在压缩和剪切等载荷作用下的局部或整体失稳产生影响,为了保证结构的使用安全,需对含缺陷结构的性能进

收稿日期: 2018-08-31; **修订日期:** 2018-10-09

通信作者: 王新峰,男,副教授, E-mail: xinfengw@nuaa.edu.cn。

引用格式: 潘松,王新峰,陈晓烽. 含面芯脱粘边缘闭合蜂窝壁板压缩稳定性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(1): 35-40. PAN Song, WANG Xinfeng, CHEN Xiaofeng. Stability Research of Edge Closed Honeycomb Sandwich Panels with Face/Core Debond Under Compression[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(1): 35-40.

行研究。

迄今为止,国内外学者分别从理论、试验和仿真等方面对夹层结构的稳定性及力学性能开展了大量研究。Chakrabarti等^[4]采用高阶 zig-zag 理论研究了软芯夹层梁结构的稳定性,并通过大量数值算例的结论验证了有限元模型的准确性。Sun等^[5]对承受面内压缩载荷的含脱粘损伤蜂窝夹层板进行了试验与数值仿真研究,发现结构在脱粘一侧蒙皮发生屈曲,与试验结果吻合较好。Kwon等^[6]通过试验研究发现面芯界面脱粘的存在导致夹层结构的压缩强度大幅下降。杜正兴等^[7]对比了4种工程方法及线性与非线性有限元方法预测的轴压载荷下蜂窝夹层板屈曲载荷,发现把夹层板按宽梁处理时计算结果与试验结果差别很小。陈悦等^[8]对含贯穿矩形面芯脱粘缺陷的复合材料夹芯梁进行了轴向压缩试验和仿真研究,发现试件破坏模式为混合屈曲失效。潘雄^[9]通过试验研究发现复合材料蜂窝夹芯壁板轴压载荷下的承载能力随着蜂窝高度的增加而增大。

以上对蜂窝夹层结构的研究中大多是基于未采取边缘闭合的结构,但飞机上为了连接安装方便会在连接区采取边缘闭合的形式。因此,开展在压缩载荷作用下边缘闭合蜂窝夹层结构的稳定性研

究是很有必要的。为了提高典型壁板结构有限元建模的效率,本文通过两种等效方法对含边缘闭合蜂窝壁板进行了简化建模处理,分析了3种建模方法的适用范围,对工程研究有一定的参考价值。

1 有限元建模

1.1 几何模型及材料属性

所研究的复合材料蜂窝壁板平面尺寸为400 mm×400 mm,边缘层压区为30 mm,斜面角为30°。上下面板材料采用碳/环氧平纹布,铺层顺序为[45/0/-45/90]C₁₅[90/-45/0/45],单层厚度为0.25 mm。蜂窝芯材料采用15 mm厚的NO-MEX纸蜂窝,蜂格为边长2.75 mm正六边形,纸厚0.127 mm。上下面板与蜂窝芯之间通过环氧树脂胶膜连接,在靠近上面板胶层上预制圆形脱粘缺陷,以直径D作为缺陷特征尺寸,如图1所示。为研究蜂窝夹层壁板边缘闭合形式对压缩稳定性的影响,建立了如图1所示的3种形式的模型。原始模型包含斜面过渡区及边缘层压区完整的边缘闭合结构。等效模型1在原始模型基础上省略边缘层压区,仅保留斜面过渡区。等效模型2在等效模型1的基础上将斜面过渡区的蜂窝等效成与壁板主体结构相同厚度的蜂窝,即边缘未闭合结构。

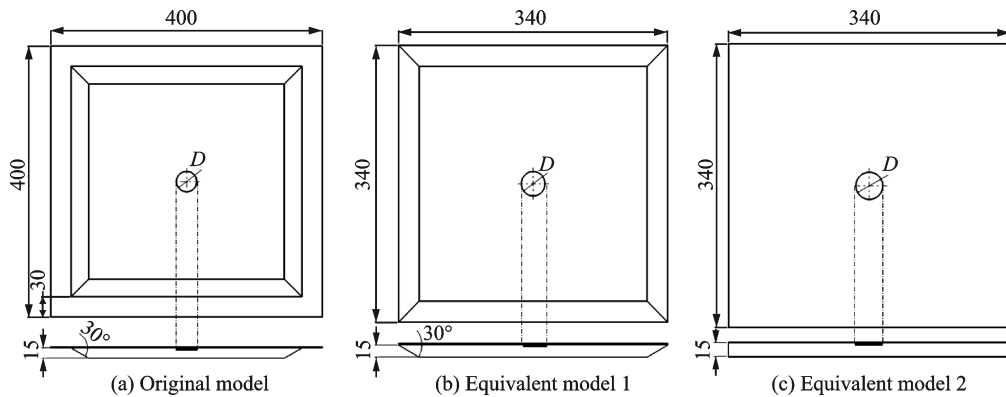


图1 含缺陷蜂窝壁板几何模型

Fig.1 Geometric models of honeycomb panel with defects

上下面板的碳/环氧平纹布复合材料基本力学性能和胶层力学性能参考文献[10],分别如表1,2所示。

表1 复合材料力学性能

$E_{11}/$ GPa	$E_{22}/$ GPa	$E_{33}/$ GPa	$G_{12}/$ GPa	$G_{13}/$ GPa	$G_{23}/$ GPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
58	58	8	5	5	2.7	0.044	0.45	0.45

蜂窝夹芯材料根据其结构参数采用三明治夹芯板理论将其等效为正交各向异性的均匀连续实体,蜂窝芯等效力学性能参考文献[11],如

表3所示。

表2 胶层力学性能

E/GPa	G/GPa	ν
1	0.385	0.3

表3 蜂窝芯等效力学性能

$E_{11}/$ MPa	$E_{22}/$ MPa	$E_{33}/$ MPa	$G_{12}/$ MPa	$G_{13}/$ MPa	$G_{23}/$ MPa	ν_{12}
1.01	1.01	235.7	0.377	9.52	6.35	0.33

1.2 网格划分及边界条件

使用 ABAQUS 软件建立含脱粘缺陷蜂窝壁板三维有限元模型。上下面板、蜂窝芯采用 C3D8R 三维实体单元,面板沿厚度方向每一铺层划分 1 层单元,蜂窝芯所有模型统一沿厚度方向划分 5 层单元。胶层采用 COH3D8 界面单元,沿厚度方向划分 1 层单元。在脱粘缺陷区域面板与蜂窝之间没有任何单元,仅设置了简单的面面接触。为

了保证面板与胶层、胶层与蜂窝之间的位移连续性,两者均采用共节点形式连接。

蜂窝夹层壁板压缩工况边界条件为沿总体坐标系 X 方向对其中一端面施加固支边界条件,与之一端面对应的另一端面通过 Equation 约束与参考点绑定,并对参考点施加 1 kN 压缩载荷,同时约束加载端和两个侧端面外位移 U_3 。有限元模型的网格划分及边界条件如图 2 所示。

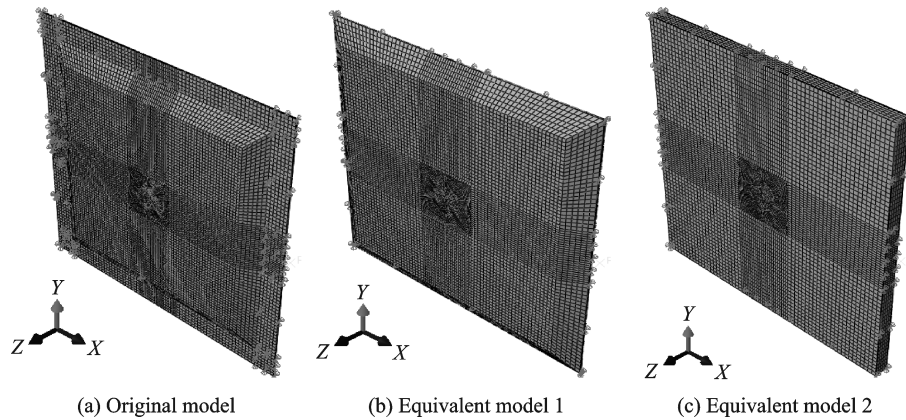


图 2 网格划分及边界条件

Fig. 2 Mesh generation and boundary conditions

根据文献[12],网格过少则不能够充分表征屈曲失稳波形,同时也会使计算的临界失稳载荷偏高。为分析网格尺度对稳定性分析结果的影响,本文以缺陷为 30 mm 的蜂窝壁板为例建立了 5 种网格尺度的有限元模型,网格划分方法如表 4 所示。图 3 给出了 3 种模型的屈曲载荷随网格尺度的

的变化情况,由图 3 可见,当使用第 4 种网格尺度时,3 种模型的一阶屈曲载荷均变化较小且趋于收敛。

2 算例验证

为了验证本文方法的有效性,利用有限元软件 ABAQUS 线性扰动分析中的 Buckle 模块对文献[13]中含圆形脱粘缺陷蜂窝夹芯结构进行屈曲分析,上下面板材料采用石墨/环氧单向带,铺层顺序为 $[0/90]_{2s}$,单层厚度 0.125 mm。夹层采用 10 mm 厚的铝蜂窝,蜂格为边长 4 mm 的正六边形,纸厚 0.08 mm。上下面板和蜂窝芯采用 C3D8R 三维实体单元,胶层采用 COH3D8 界面单元。数值计算得到蜂窝夹芯结构的一阶屈曲模态,根据公式 $P_{cr} = \lambda_1 P_0$ 求出一阶屈曲载荷。如表 5 所示,分别给出了缺陷为 30 mm 的蜂窝夹芯结构在文献和本文分析中得到的屈曲载荷,发现本文的数值模拟结果略低于文献模拟结果,这是因为本文离散模型的网格尺度与文献模型无法统一,而且在实体建模中面板的实际厚度也会影响模拟结果。

表 4 网格划分方法

Tab. 4 Method of mesh generation

编号	网格尺寸/mm		
	全局	孔边最大值	孔边最小值
1	8	6	4
2	7	5	3
3	6	4	2
4	5	3	1
5	4	3	1

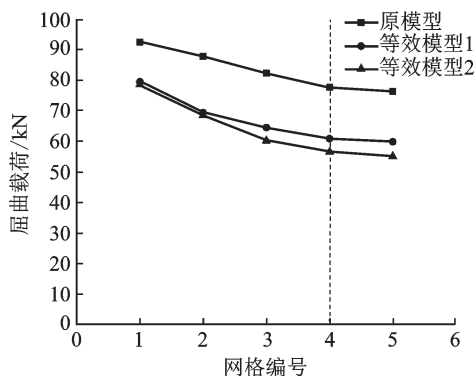


图 3 网格大小对屈曲载荷的影响

Fig. 3 Effect of grid size on buckling load

表 5 屈曲载荷计算结果

Tab. 5 Numerical results of buckling load

结果	文献[13]	本文	误差/%
屈曲载荷/kN	30.0	27.6	-8.3

图4对比了蜂窝夹芯结构在文献和本文分析中得到的屈曲模式。在压缩载荷作用下,缺陷区域面板发生局部屈曲并沿垂直于面板方向鼓起。数值模拟结果与文献结果基本一致,说明使用本文的计算模型及模拟方法可以对压缩载荷下蜂窝夹芯结构进行较为准确的分析。

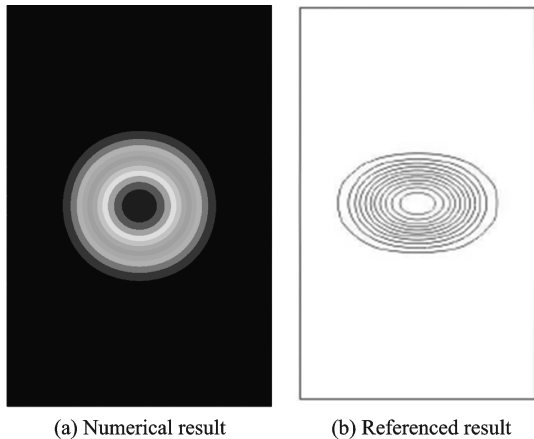


图4 屈曲模式对比结果

Fig. 4 Contrastive results of buckling modes

3 结果及讨论

3.1 脱粘尺寸对屈曲载荷的影响

基于本文所建立的蜂窝夹层壁板的3种分析模型,分析了10~80 mm之间8种不同脱粘尺寸对屈曲载荷的影响。图5给出了3种模型的一阶屈曲载荷随脱粘尺寸的变化曲线。

从原模型的曲线可以看出,当 $10\text{ mm} \leq D < 30\text{ mm}$ 时,由于脱粘尺寸较小,屈曲载荷逐渐减小但与无缺陷结构差别不大。当 $30\text{ mm} \leq D < 60\text{ mm}$ 时,蜂窝壁板受到缺陷的影响逐渐增强,导致屈曲载荷明显下降。当 $60\text{ mm} \leq D \leq 80\text{ mm}$ 时,缺陷对整体结构的影响更加强烈,屈曲载荷继续减小但下降的斜率在变小。

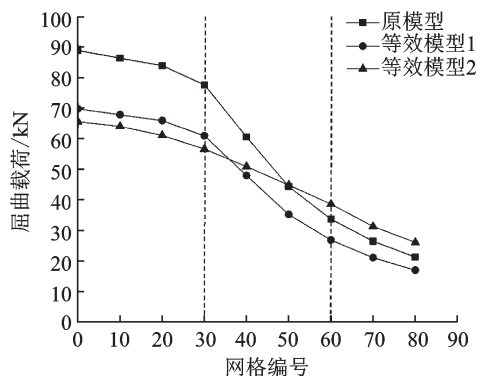


图5 脱粘尺寸对屈曲载荷的影响

Fig. 5 Effect of debonding size on buckling load

对比等效模型1与原模型的曲线,可以发现3个阶段的屈曲载荷变化规律基本一致,说明边缘层压区域对蜂窝壁板屈曲载荷的变化规律基本无影响。从数值上分析,随着脱粘直径的增加两种模型的屈曲载荷在逐渐接近。

对比等效模型2和等效模型1的曲线,可以发现3个阶段的屈曲载荷变化规律差别较大,主要是因为等效模型2将斜面过渡区的蜂窝等效成了相同厚度的蜂窝,脱粘缺陷使结构发生了载荷偏心,但产生的附加弯矩较小。而等效模型1由于脱粘缺陷和斜面过渡区会使结构受压时发生更严重的载荷偏心,在附加弯矩的影响下结构提前发生了局部屈曲。因此,斜面过渡区域对蜂窝壁板屈曲载荷的变化规律有很大影响。

3.2 屈曲模式分析

在对本文所建立的蜂窝夹层壁板模型进行线性屈曲分析时,发现不同大小的脱粘直径会导致结构发生不同的压缩屈曲模式。根据文献[14]所述,将图6中8种缺陷模型的失稳模式划分为3类,分别为总体屈曲、混合屈曲和局部屈曲。

从图6中原模型的屈曲模式可以看出,当 D 为10和20 mm时,脱粘区域面板的局部屈曲并不明显,模型的失稳模式为总体屈曲,说明小缺陷尺寸对结构的总体失稳模式影响不大。当 D 为30 mm时,模型除了发生总体屈曲,在脱粘区域面板还出现了局部屈曲现象,此时模型的失稳模式为混合屈曲。当 D 为40~80 mm时,仅在脱粘区域面板发生局部屈曲现象,此时模型的失稳模式为局部屈曲,说明大缺陷尺寸可以改变结构的失稳模式。

对比图6中等效模型1和原模型的屈曲模式,可以发现等效模型1三个阶段的失稳模式与原模型基本一致,说明边缘层压区域不影响结构的失稳模式。

对比图6中等效模型2和等效模型1的屈曲模式,当 D 达到60 mm时等效模型2才发生局部屈曲,这是由于相对脱粘缺陷而言斜面过渡区域会引起蜂窝壁板发生更大的载荷偏心,而等效模型2的蜂窝区是等厚度的,进而降低了附加弯矩对结构失稳模式的影响。除了缺陷为40和50 mm模型发生混合屈曲外,其他缺陷情况下结构的失稳模式预测比较准确。

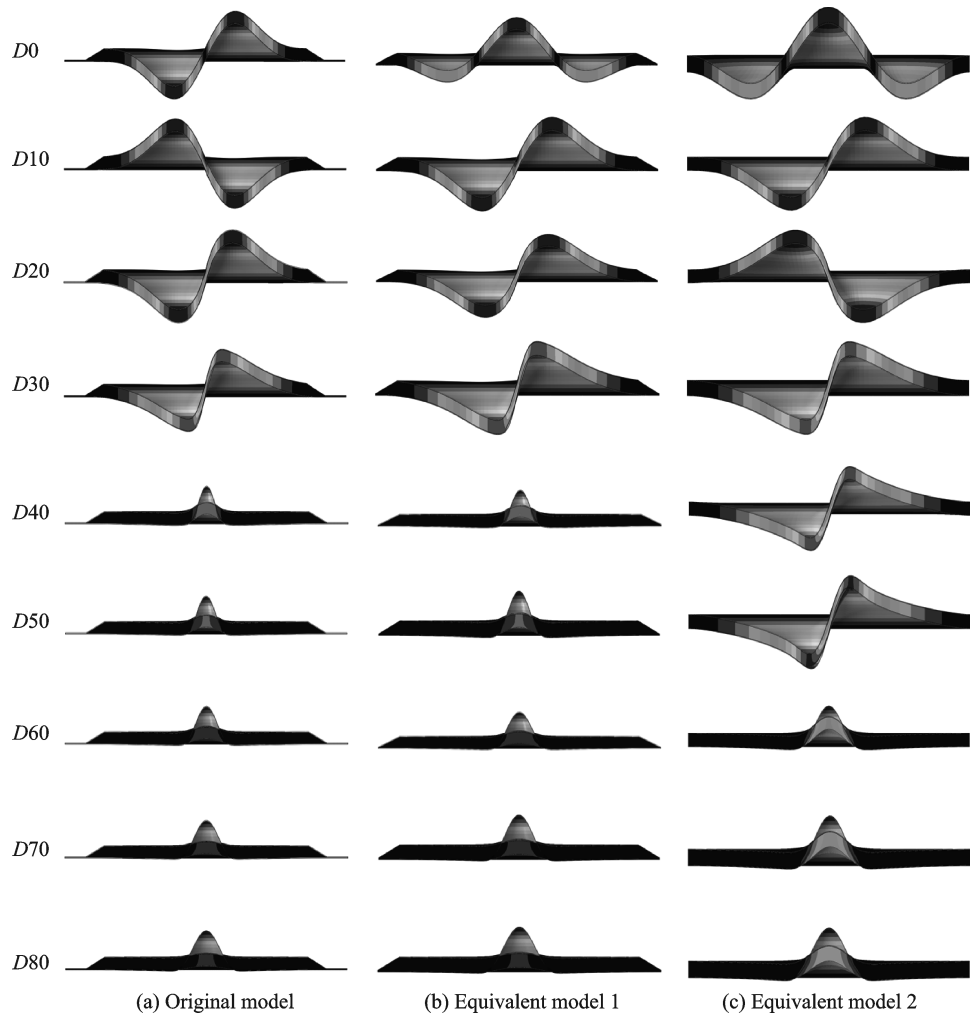


图6 屈曲模式位移云图

Fig. 6 Displacement nephogram of buckling modes

4 结 论

本文基于 ABAQUS 软件中的线性屈曲模块,利用 3 种建模方法研究了含脱粘缺陷复合材料蜂窝壁板的压缩屈曲模式及脱粘尺寸对结构屈曲载荷的影响规律,得到以下结论:

(1) 基于线性屈曲分析,预测的含缺陷蜂窝壁板的压缩失稳模式与文献中结果吻合较好,验证了建模方法的有效性。

(2) 随着脱粘尺寸的增加,原始蜂窝壁板的屈曲载荷呈现逐渐下降的趋势。当缺陷直径 $D < 30$ mm 时,结构的屈曲载荷与无缺陷蜂窝壁板差别不大。当 $30 \text{ mm} \leq D \leq 80$ mm 时,结构的屈曲载荷明显减小。因此,当结构发生损伤时应及时对其进行合适的修理。

(3) 脱粘尺寸会影响原始蜂窝壁板的压缩屈曲模式。当缺陷直径 $D < 30$ mm 时,小缺陷对结构稳定性影响较小,结构以总体屈曲形式发生失稳。当 $30 \text{ mm} \leq D \leq 80$ mm 时结构由混合屈曲过渡到局部屈曲且稳定性明显降低。

(4) 对比等效模型 1 和原始模型的结果,边缘层压区域并不影响蜂窝壁板结构的屈曲载荷规律和失稳模式,仅在屈曲载荷数值上产生偏差。对比等效模型 2 和等效模型 1 的结果,斜面过渡区域会使结构发生更严重的载荷偏心,产生的附加弯矩会影响结构的屈曲载荷规律和屈曲模式。但当两种等效模型发生局部屈曲后,无论是结构的屈曲载荷规律还是失稳模式,均接近原始模型的结果。

参考文献:

- [1] 刘智良,程小全,胡仁伟,等. 含不同形状分层缺陷蜂窝夹层板的压缩性能[J]. 复合材料学报, 2009, 26(5): 153-158.
LIU Zhiliang, CHENG Xiaoquan, HU Renwei, et al. Compression properties of honeycomb sandwich plates with different shape delamination defects [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(5): 153-158.
- [2] 刘伟先,穆雪峰,曾果. 复合材料蜂窝夹层进气道结构优化设计方法研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(1): 86-90.
LIU Weixian, MU Xuefeng, ZENG Guo. Optimal de-

- sign of composite honeycomb sandwich inlet structure [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(1):86-90.
- [3] 王新年,赵伟,吴师,等. 复合材料平尾加筋壁板剪切稳定性[J]. *南京航空航天大学学报*, 2017, 49(6):812-819.
WANG Xinnian, ZHAO Wei, WU Shi, et al. Buckling behavior of stiffened composite tail panel subjected to shear loading [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2017, 49(6):812-819.
- [4] CHAKRABARTI A, CHALAK H D, IQBAL M A, et al. Buckling analysis of laminated sandwich beam with soft core [J]. *Latin American Journal of Solids and Structures*, 2012, 9(3):367-381.
- [5] SUN G Y, HUO X T, CHEN D D, et al. Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression [J]. *Materials and Design*, 2017, 133:154-168.
- [6] KWON Y W, YOON S H, SISTARE P J. Compressive failure of carbon-foam sandwich composites with holes and/or partial delamination [J]. *Composites Structures*, 1997, 38(1/2/3/4):573-580.
- [7] 杜正兴,刘洪权. 复合材料蜂窝夹层结构轴压载荷下总体屈曲计算研究[J]. *强度与环境*, 2015, 42(6):11-16.
DU Zhengxing, LIU Hongquan. General stability study of composite honeycomb structure under compression load [J]. *Structure & Environment Engineering*, 2015, 42(6):11-16.
- [8] 陈悦,朱锡,李华东,等. 含面芯脱粘缺陷复合材料夹芯梁屈曲失效研究[J]. *华中科技大学学报(自然科学版)*, 2016, 44(7):40-45.
CHEN Yue, ZHU Xi, LI Huadong, et al. Buckling failure investigation of composite material sandwich beam with face/core debond [J]. *Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2016, 44(7):40-45.
- [9] 潘雄. 复合材料蜂窝夹芯壁板轴压试验研究[J]. *工程与试验*, 2017, 57(2):21-22.
PAN Xiong. Study on axial compression test of composite honeycomb sandwich panels [J]. *Engineering & Test*, 2017, 57(2):21-22.
- [10] 刘国春,幸李雯,杨文锋,等. 铺层方向角偏差对复合材料层板阶梯挖补的拉伸强度影响研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2015(4):52-56.
LIU Guochun, XING Liwen, YANG Wenfeng, et al. The effect of ply angle declination on tensile strength of composite step-lap repair [J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2015(4):52-56.
- [11] 何梦临. 复合材料蜂窝夹层结构修理后压缩性能分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
HE Menglin. Compressive mechanics analysis of bonded honeycomb sandwich structures under repaired [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016.
- [12] 张铁亮,丁运亮,金海波. 基于有限元法的蜂窝夹层结构稳定性研究[J]. *复合材料学报*, 2012, 29(3):184-190.
ZHANG Tieliang, DING Yunliang, JIN Haibo. Stability problem of honeycomb sandwich structures based on finite element method [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012, 29(3):184-190.
- [13] 朱涛. 含界面脱粘蜂窝夹芯结构的屈曲和损伤扩展数值研究[D]. 天津:天津大学, 2012.
ZHU Tao. Numerical investigation of buckling and damage propagation in honeycomb sandwich structures with face/core debond [D]. Tianjin: Tianjin University, 2012.
- [14] TAFRESHIA A, OSWALD T. Global buckling behaviour and local damage propagation in composite plates with embedded delaminations [J]. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 2003(1):9-20.

(编辑:夏道家)