

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

张庆茂 陈金睿 孔斌 白瑞祥 黄晓笛 刘文豪

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

ZHANG Qingmao, CHEN Jinrui, KONG Bin, BAI Ruixiang, HUANG Xiaodi, LIU Wenhao

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20211216.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

复合材料帽形加筋壁板轴压屈曲与后屈曲性能

Buckling and post-buckling performance of hat-stiffened composite panels under axial compression load

复合材料学报. 2018, 35(8): 2014–2022 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20171120.001>

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>

复合材料加筋板屈曲/后屈曲分析的应用

Application of buckling/post-buckling analysis for composite stiffened panels

复合材料学报. 2017, 34(1): 96–103 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20160405.001>

复合材料帽型加筋壁板的失效机制分析与改进设计

Failure mechanism analysis and design of omega stiffened composite panel

复合材料学报. 2017, 34(11): 2479–2486 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170626.001>

航空复合材料加筋板剪切稳定性及后屈曲承载性能

Stability and post-buckling carrying capacity of aeronautic composite stiffened panel under shear loading

复合材料学报. 2018, 35(2): 320–331 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170413.001>

基于多学科耦合的复合材料帽型加筋板制造仿真

Simulation of manufacture of the hat-stiffened composite plate based on multidisciplinary coupling

复合材料学报. 2021, 38(12): 4150–4160 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210301.002>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

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



分享本文

张庆茂¹, 陈金睿^{*1}, 孔斌^{1,2}, 白瑞祥³, 黄晓笛³, 刘文豪³

(1. 中国航空工业集团公司成都飞机设计研究所, 成都 610091; 2. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点试验室, 南京 210016; 3. 大连理工大学 工业装备结构分析国家重点试验室, 大连 116024)

摘要: 为提高复合材料帽形加筋板蒙皮局部屈曲的工程分析方法精度, 对典型复合材料帽形加筋板进行了轴压稳定性试验, 提出了一种基于弯曲刚度比的复合材料帽形加筋板局部屈曲工程简化分析修正方法, 所预测的屈曲载荷与轴压稳定性试验值误差在 3% 以内。采用有限元方法 (FEM) 及本文方法对两种构型的带筋条下缘条帽形加筋板进行了对比分析, 本文方法与 FEM 计算误差在 10% 以内, 表明本文提出的修正方法合理有效, 满足工程精度要求。采用工程简化分析方法、能量法及本文方法对公开文献的试验数据进行了对比分析, 结果表明采用本文方法可将工程简支屈曲分析误差和工程固支屈曲分析误差分别从 41.5%、5.3% 降低至 3.8%, 为复合材料帽形加筋板结构初步设计与分析提供了一种新的快速分析思路。

关键词: 帽形加筋壁板; 复合材料; 屈曲; 改进工程算法; 弯曲刚度比

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2022)12-6109-10

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

ZHANG Qingmao¹, CHEN Jinrui^{*1}, KONG Bin^{1,2}, BAI Ruixiang³, HUANG Xiaodi³, LIU Wenhao³

(1. AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: In order to improve the accuracy of local buckling engineering method of hat-stiffened composite panel, the stability experiment of typical panels under axial compression was first carried out, and then an updating engineering method for local buckling of hat-stiffened composite panel based on flexural stiffness ratio was proposed. The predicted buckling loads differ less than 3% from experimental results. The buckling analysis of two kinds of hat-stiffened panels with bottom flange was carried out by finite element model (FEM) method and the updating method this paper proposed comparatively. The error of compared results is within 10%, which verifies the reasonableness of the proposed method and satisfies the engineering accuracy. Experimental data recorded in public literature were analyzed by engineering simplified method, energy method and the updating method this paper proposed comparatively. Results show that the error by engineering simply and fixedly supported boundary conditions can be reduced from 41.5% and 5.3% to 3.8% respectively, which provides a new rapid analytical method for preliminary design of hat-stiffened composite panel.

Keywords: hat-stiffened panel; composites; buckling; updating method; flexural stiffness ratio

收稿日期: 2021-10-08; 修回日期: 2021-11-15; 录用日期: 2021-11-26; 网络首发时间: 2021-12-17 10:21:48

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20211216.001>

基金项目: 民机科研项目 (MJ-2015-F-038)

通信作者: 陈金睿, 硕士, 工程师, 研究方向为复合材料结构设计 E-mail: chenjinrui666@126.com

引用格式: 张庆茂, 陈金睿, 孔斌, 等. 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 [J]. 复合材料学报, 2022, 39(12): 6109-6118.
ZHANG Qingmao, CHEN Jinrui, KONG Bin, et al. Local buckling updating engineering method of hat-stiffened composite panel based on flexural stiffness ratio[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(12): 6109-6118(in Chinese).

复合材料以其比重小、比强度和比模量高等特点，在航空航天领域被广泛应用^[1]，常见于飞机机翼、尾翼和机身的加筋壁板结构。在压缩、剪切等面内载荷作用下，加筋板结构最常见的失效模式就是失稳(或称屈曲)^[2]。

求解加筋板的屈曲问题常采用数值方法，大多通过 ABAQUS、ANSYS 等商业有限元软件对加筋板屈曲和后屈曲问题进行分析^[3-7]。邵青等^[8]讨论了侧边界条件对轴压复合材料加筋板屈曲和后屈曲性能的影响。孙中雷等^[9]指出在截面积相等的前提下，帽形加筋板比 T 型、工字型加筋板的屈曲载荷更高。相对于数值方法，工程简化分析方法求解速度更快，可通过设计手册/指南查取相应计算公式、设计曲线和修正系数，从而对加筋板的屈曲载荷进行快速估算^[10-12]，但计算精度不高，很大程度上依赖设计经验。Mo 等^[13]和葛东云等^[14]在工程简化分析方法中考虑了蒙皮厚度、加筋板曲率和筋条间距的影响，给出了轴压复合材料帽形加筋板的初始屈曲修正公式。于振波^[15]采用刚度等效的方法对理想边界条件下的复合材料平板压缩屈曲计算方法进行了修正。杨俊清等^[16]考虑了帽形筋条底脚对蒙皮的支撑作用，研究了多种边界条件下按不同的厚度折算方式时工程简化分析方法对复合材料帽形加筋壁板轴压屈曲分析的适用性。汪厚冰等^[17]采用几种工程分析方法对轴压复合材料帽形加筋板进行了屈曲载荷计算，通过与试验结果对比研究，得到一种简单有效的复合材料帽形加筋板轴压屈曲载荷计算方法。陈金睿等^[18]考虑了筋条下缘条对蒙皮板元宽度的影响，利用加筋板横截面特性提出了一种里兹能量法的改进计算方法。

综上所述，目前对于复合材料帽形加筋板初始屈曲的工程修正分析主要围绕蒙皮板元宽度、刚度修正及边界支持条件修正等方面开展研究。本文首先对典型复合材料帽形加筋板进行了轴压稳定性试验，然后基于加筋板的弯曲刚度比提出了一种复合材料帽形加筋板蒙皮局部屈曲工程修正计算方法。该方法通过选择合适的蒙皮板元宽度及考虑帽形筋条下缘条的蒙皮板元刚度等效处理方法，采用加筋板的弯曲刚度比对等效蒙皮板元的工程简支解和固支解进行线性修正。随后采用有限元方法及本文修正方法对两类带筋条下缘条的帽形加筋板进行了对比分析，采用有限元方

法、工程简化分析方法、能量法及本文修正方法对公开文献中的带横框帽形加筋板试验数据进行了对比分析，验证了本文方法的合理性和有效性，其结果满足工程精度要求，为复合材料帽形加筋板的结构设计与分析提供了一种新的快速分析思路。

1 复合材料帽形加筋板轴压稳定性试验

1.1 试件概述

试件为带两根横框的五筋条复合材料帽形加筋板结构，加筋板采用 X850 碳纤维增韧树脂预浸料，筋条与蒙皮共胶接。横框为 2024-T42 铝合金结构，由 L 形型材和槽形型材连接而成且在帽形筋条交叉处打孔以保证帽形筋条连续。筋条铺层 [45/0/0/-45/90]_s，蒙皮铺层 [45/-45/-45/90/45/0]_s，定义铺层 0°方向为筋条轴向，单层厚度 0.185 mm。试件材料属性见表 1。试件共两件，两端做灌胶处理，如图 1 所示。其中 1#试件加筋板长度 1 005 mm(单侧灌胶端长度 50 mm)，宽度 955 mm，两横框间距为 626 mm，筋条间距为 210 mm；2#试件加筋板尺寸长度 890 mm(单侧灌胶端长度 60 mm)，宽度 1 155 mm，两横框间距为 554 mm，筋条间距为 260 mm。筋条截面尺寸参数见图 2。

表 1 单层材料参数
Table 1 Lamina material parameters

Material	E_{11} /GPa	E_{22} /GPa	G_{12} /GPa	ν_{12}
X850	162.0	9.1	4.6	0.331

Notes: E_{11} —Elastic modulus in fiber direction; E_{22} —Elastic modulus transverse fiber direction; ν_{12} —Poisson’s ratio; G_{12} —Shear modulus.

1.2 试验概述

轴向压缩试验在 2 000 kN 油压四柱拉压试验机(1Y2000，长春新实验机有限责任公司)上进行。试验机加载构件与压缩夹具上部相连。试样放置在夹具中间，调整夹具前后位置，以调整试验机加载中心。为确保试验件承受沿筋条方向的纯压载荷，并保证失稳前对中度，将试验件垂直放置在试验机支持平台上，横框的左右两侧通过螺栓连接到搭接板上，搭接板可随试验件压缩在滑轨中上下移动，以模拟横框的面外扭转约束，支持与加载方式如图 3 所示。调正压心后，由试验机的上平台施加轴向压缩载荷，载荷合力作用点(试验机加载中心)与加筋板截面压心一致。

加筋板应变片位置如图 4 所示，图中 L 表示两横框间距， L_1 和 L_2 分别表示灌胶端边缘到横框

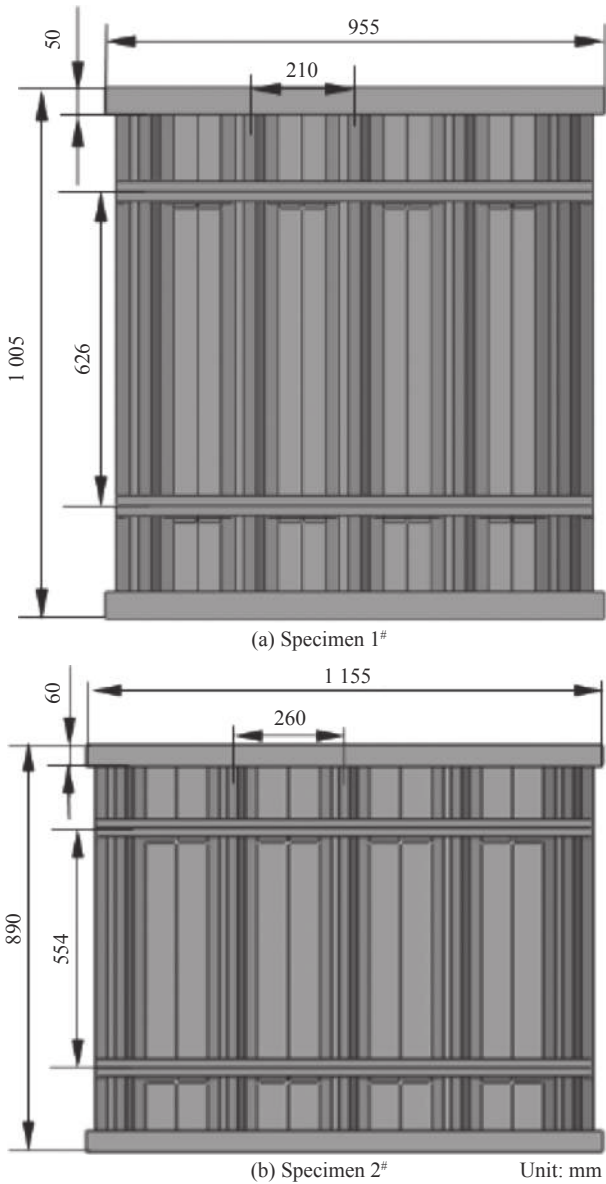


图1 复合材料帽形加筋板试件示意图

Fig. 1 Sketch of hat-stiffened composite panel specimens

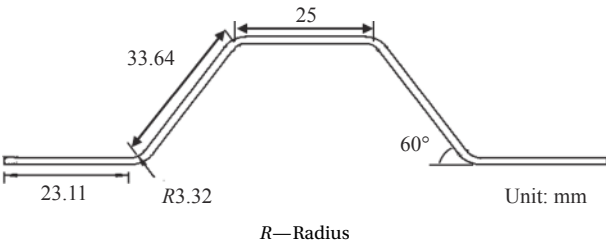


图2 帽形筋条截面尺寸参数

Fig. 2 Sectional dimensions of hat stiffener

底边的距离。应变片按图4中位置从上到下、从左到右依次编号，编号共7位编码：第一位为试件编号，“1”为1#试件，“2”为2#试件；第二位表示零件类型，“1”为蒙皮，“2”为筋条，



图3 复合材料帽形加筋板轴压试验照片

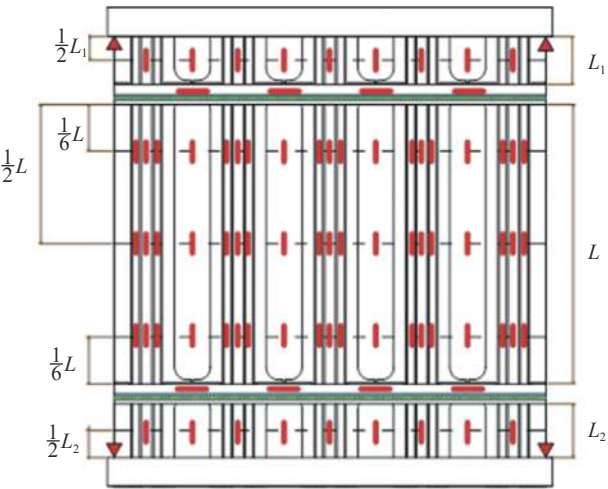
Fig. 3 Photo of test of hat-stiffened composite panel under axial compression

“3”为横框；第三位表示行数，从上到下蒙皮共5行、筋条共5行、横框共2行，分别计数；第四位表示列数，从左到右内侧蒙皮(有筋条一侧)共4列、外侧蒙皮(无筋条一侧)共9列、筋条共5列、横框共4列，分开计数；第五位表示应变片位于加筋板外侧或内侧，“1”为外侧，“2”为内侧；第六位表示应变片在筋条上的位置，如图4(c)所示；第七位为应变片方向，“1”、“2”、“3”分别为0°、45°、90°方向，其中0°方向为筋条轴线方向。编码方法如表2所示。

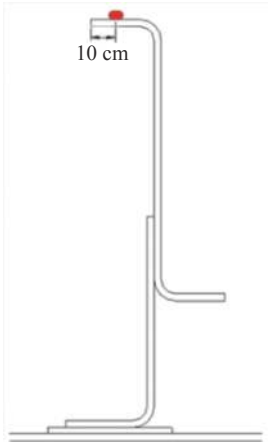
1#试件加载到315 kN蒙皮开始屈曲(图5(a))，2#试件加载到185 kN蒙皮开始屈曲(图5(b))，此时蒙皮载荷应变曲线的斜率出现反号，筋条的载荷应变曲线斜率发生变化。

1.3 有限元模型验证

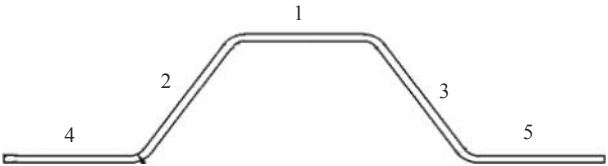
采用ABAQUS软件对上述试验进行线性特征值屈曲分析。单元类型采用四节点常规壳减缩积分(S4R)单元，网格尺寸经收敛性分析[18]取为10 mm×10 mm。为模拟两端灌胶区，边界条件一端固支，另一端只释放轴压方向的自由度，并施加单位压缩载荷。试验件网格划分及一阶屈曲模态见图6(以1#试件为例)。计算得到1#试件屈曲载荷286.9 kN，2#试件屈曲载荷164.6 kN，与试验值误差分别为-8.9%和-11.0%(误差正值表示计算值大于试验值，误差负值表示计算值小于试验值，下同)，表明该有限元建模方法较准确，结果可信。



(a) Location of strain gauge on stiffened panel



(b) Location of strain gauge on metal frame



(c) Serial number of stiffener strain gauge

L —Distance between two horizontal frames; L_1 , L_2 —Distance between the edge of the glue filling end and the bottom edge of the transverse frame

图4 试件贴片示意图

Fig. 4 Sketch of strain gauge

2 基于弯曲刚度比的复合材料帽形加筋板蒙皮局部屈曲工程修正算法

2.1 复合材料帽形加筋板蒙皮局部屈曲工程简化分析方法概述

由于复合材料加筋板筋条间蒙皮局部屈曲是最常见的屈曲模式，因此仅讨论该屈曲模式下的加筋板屈曲载荷计算。在工程简化分析方法中，复合材料帽形加筋板筋条间蒙皮局部屈曲分析可

表2 应变片编码方法

Table 2 Coding method of strain gauge

Coding location	Coding meaning	Coding method
First number	Specimen number	1—Specimen 1 [#] ; 2—Specimen 2 [#]
Second number	Part type	1—Skin; 2—Stiffener
Third number	Row number of strain gauge	5 rows on skin, 5 rows on stiffeners, 2 rows on 2 frames, counting from up to down respectively
Fourth number	Column number of strain gauge	4 columns on inner skin, 9 columns on outer skin, 5 columns on 5 stiffeners, 4 columns on frame, counting from left to right respectively
Fifth number	Strain gauge on inner skin or outer skin	1—Outer skin; 2—Inner skin
Sixth number	Strain gauge location on stiffener	1—Crown; 2—Left web; 3—Right web; 4—Left bottom flange; 5—Right bottom flange
Seventh number	Strain gauge direction	1—0° direction; 2—45° direction; 3—90° direction

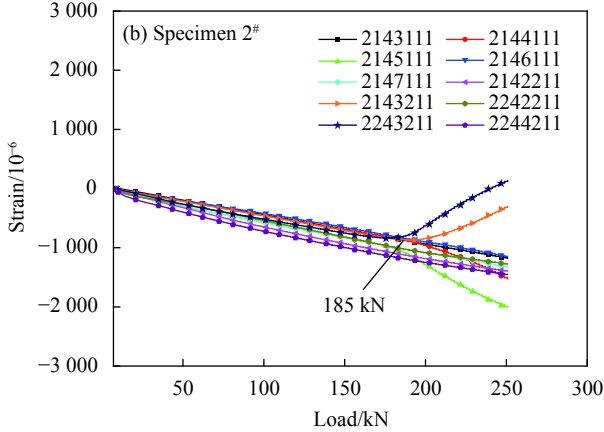
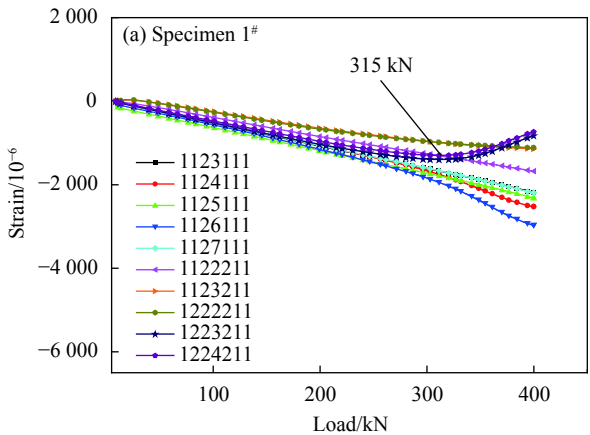


图5 复合材料帽形加筋板试件载荷-应变曲线

Fig. 5 Load-strain curves of hat-stiffened composite panel specimens

简化为侧边简支或固支的各向异性平板屈曲分析，其中板宽为 b ，一般取相邻帽腰之间的距离或者下缘条自由边缘之间的距离；板长为 a ，取加筋

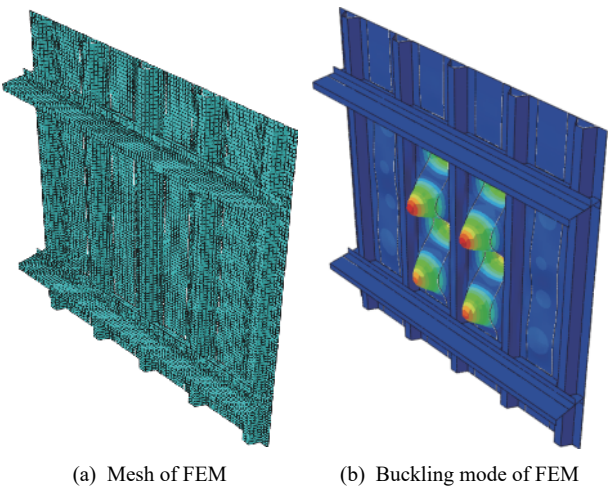


图 6 复合材料帽形加筋板有限元 (FEM) 网格及屈曲模式 (以 1[#]试件为例)

Fig. 6 Mesh and buckling mode of finite element model (FEM) of hat-stiffened composite panel (Specimen 1[#] for example)

板两个横框之间的距离。加载边界条件视加持情况取为简支或者固支。以加载边简支为例^[12], 四边简支正交各向异性矩形层压平板的屈曲载荷计算公式为

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

式中: N_x 为单位长度的轴压屈曲载荷; m 为沿板方向的屈曲半波数; D_{11} 、 D_{12} 、 D_{22} 和 D_{66} 为蒙皮弯曲刚度系数, 下同。计算时取 m 为 1, 2, 3..., 计算相应的一组 N_x , 其中最小的 N_x 即为板的屈曲载荷 N_{xcr} 。

两加载边简支、两侧边固支的正交各向异性矩形层压平板屈曲载荷计算公式为

$$N_{xcr} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}}}{b^2} \left[K - 2.40 \left(1 - \frac{D_{12} + 2D_{66}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} \right) \right] \quad (2)$$

式中, K 为压缩屈曲系数, 按正交各向异性矩形平板的轴压 K - λ 曲线 (图 7) 查取, 其中 $\lambda = (a/b) \sqrt[4]{D_{22}/D_{11}}$ 。加载边固支的计算公式详见文献 [12], 此处不再赘述。

2.2 基于弯曲刚度比的复合材料帽形加筋板蒙皮局部屈曲修正方法

由于筋条对于蒙皮的实际支持不能简单地简化为简支或者固支, 这种支持的强弱可以通过加筋板筋条与蒙皮的面内刚度、扭转刚度、弯曲刚度的比值反映^[18]。由于筋条的面内刚度、扭转刚

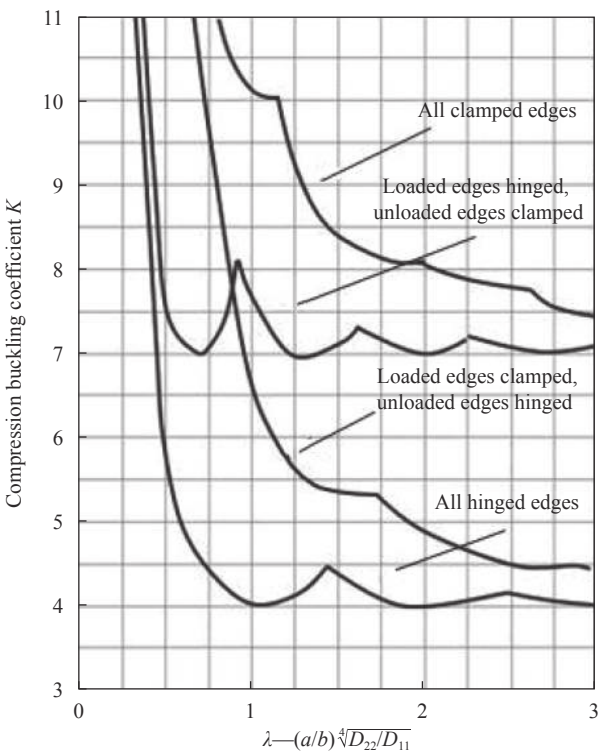


图 7 正交各向异性矩形平板的轴压 K - λ 曲线

Fig. 7 Axial compression K - λ curves of orthotropic rectangular plates

度、弯曲刚度具有一定相关性, 为简化计算量, 仅采用弯曲刚度比对工程简化分析进行修正。该方法计算步骤如下:

(1) 根据工程简化分析方法, 将加筋板的屈曲计算简化为加载边简支或者固支的蒙皮板元的屈曲计算。其中板宽为 b , 取相邻帽腰之间的距离; 板长为 a , 取加筋板两个横框之间的距离。

(2) 采用工程简化分析方法的平板屈曲公式分别计算蒙皮板元侧边简支的屈曲载荷 N_{xcr}^{SS} 和侧边固支的屈曲载荷 N_{xcr}^{CC} 。考虑筋条下缘条对蒙皮刚度的加强作用, 根据刚度叠加原则, 等效后的蒙皮板元的弯曲刚度为 $bD + 2b_{bf}D_f$, 经简化后采用下式对蒙皮板元的弯曲刚度系数进行等效处理:

$$D_R = D + D_f \frac{2b_{bf}}{b} \quad (3)$$

式中: D_R 为蒙皮板元的修正弯曲刚度系数矩阵; D 为未修正的蒙皮板元弯曲刚度系数矩阵; D_f 为筋条下缘条的弯曲刚度系数矩阵; b_{bf} 为筋条下缘条宽度; b 为蒙皮板元宽度。

(3) 基于加筋板的弯曲刚度比对侧边简支解和侧边固支解进行修正, 修正公式如下:

$$N_{cr} = N_{xcr}^{SS} + (N_{xcr}^{CC} - N_{xcr}^{SS}) \frac{(D - 3)}{3} \quad (4)$$

式中, D 为加筋板的弯曲刚度比, 即加筋板 n 根筋条的弯曲刚度之和与蒙皮的弯曲刚度的比值。加筋板截面的中性轴位置及筋条/蒙皮的弯曲刚度采用文献 [2] 中方法计算。将上述得到的 N_{cr} 除以蒙皮板元厚度即得到加筋板的局部屈曲应力。该方法适用于带筋条下缘条的复合材料帽形加筋板的筋间蒙皮初始屈曲分析。

对第一节两个帽形加筋板试验件分别采用工程简化分析方法和修正方法进行计算。横框支持简化为简支, 蒙皮板元宽度选为相邻帽腰之间的距离, 分别为 151 mm 和 201 mm。采用侧边简支公式 (1) 计算得到屈曲载荷分别为 249 kN 和 154 kN。采用侧边固支公式 (2) 计算时, λ 分别为

4.4 和 2.9, K 值分别取为 7.0 和 7.2, 计算得到屈曲载荷分别为 383 kN 和 244 kN。采用修正方法计算时首先采用式 (3) 将下缘条刚度与蒙皮板元刚度进行等效处理, 然后采用式 (1) 计算得到侧边简支载荷分别为 285 kN 和 173 kN, 采用式 (2) 计算得到侧边固支载荷分别为 447 kN 和 275 kN, 然后计算得到加筋板弯曲刚度比分别为 3.501 和 3.456, 最后采用修正式 (4) 计算得到修正后的屈曲载荷, 分别为 312 kN 和 189 kN, 与试验值误差分别为 1.0% 和 2.2%, 均在 3% 以内。详细结果见表 3。可以看出, 传统的工程简化分析方法计算的屈曲载荷误差较大, 而采用修正方法, 其计算精度明显提高。

表 3 复合材料帽形加筋板轴压稳定性试验值与计算值对比

Table 3 Comparison of calculated and experimental values of local buckling load of hat-stiffened composite panel

No.	D	Experimental buckling load /kN	Engineering simplified method/kN		Updating method/kN	Error/%		
			Simply supported	Built-in		Simply supported	Built-in	Updating method
1 [#]	3.501	315	249	383	312	-21.0	21.6	-1.0
2 [#]	3.456	185	154	244	189	-16.8	31.9	2.2

Note: D —Flexural stiffness ratio.

3 算例分析

以不带横框的三筋条复合材料帽形加筋板为研究对象, 分别采用有限元方法、工程简化分析方法和本文修正方法进行对比分析, 验证修正方法的合理性和有效性。随后引用文献试验数据, 以带横框的三筋条复合材料帽形加筋板为研究对象, 综合比较工程简化分析方法、能量法及本文修正方法, 形成适用于帽形加筋板初步分析的工程估算方法。

3.1 不带横框的三筋条帽形加筋板屈曲分析

研究对象为两类含筋条下缘条的帽形筋条加筋板, 如图 8 所示。两类加筋板的几何尺寸和材料属性如表 4 和表 5 所示。表 4 中 a 为加筋板长度, B 为加筋板宽度, b_c 为筋条帽顶宽度, b_w 为筋条帽腰宽度, b_f 为筋条下缘条宽度, θ 为帽腰与蒙皮夹角, b_{ss} 为相邻筋条间蒙皮宽度, 如图 9 所示。对于每一类加筋板, 其几何尺寸不变, 分别给定 3 种不同的加筋板铺层, 共 6 种帽形加筋板, 铺层顺序见表 6。

有限元分析采用 ABAQUS 有限元软件进行线性特征值分析, 模型采用四节点常规壳减缩积分 (S4R) 单元, 并对网格尺寸进行收敛性分析 [18]; 加筋板两侧边自由, 两加载边采用参考点耦合约束,

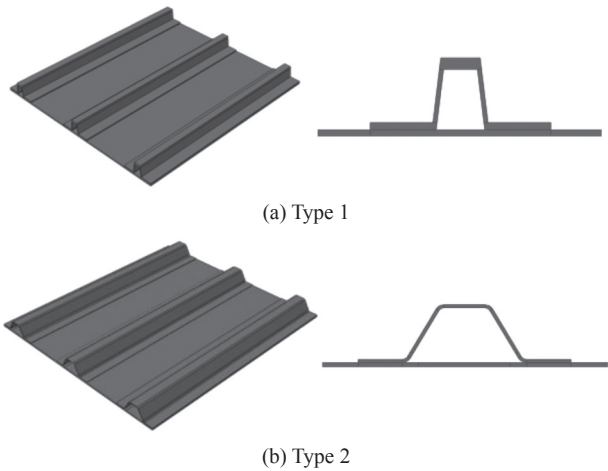


图 8 两类帽形加筋板有限元模型示意图

Fig. 8 Sketch of finite element models of two kinds of hat-stiffened panels

表 4 三筋条帽形加筋板有限元模型几何参数

Table 4 Geometric parameters of finite element models of hat-stiffened panels with three stiffeners

Type	a /mm	B /mm	b_c /mm	b_w /mm	b_f /mm	$\theta/(^\circ)$	b_{ss} /mm
1	300	278	10.4	10.7	16.5	82.9	70
2	590	532	25	33	25	60	103

Notes: a —Length of stiffened panel; B —Width of stiffened panel; b_c —Width of stiffener's crown; b_w —Width of stiffener's web; b_f —Width of stiffener's bottom flange; θ —Angle between stiffener's web and skin; b_{ss} —Width of skin adjacent stiffener.

表 5 三筋条帽形加筋板单层材料参数

Table 5 Lamina material parameters of hat-stiffened panels with three stiffeners

Type	E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}
1	98	10.8	5.2	0.31
2	154	8.5	4.5	0.35

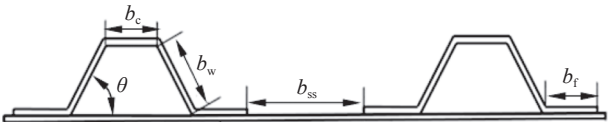


图 9 帽形加筋板截面尺寸参数示意图

Fig. 9 Cross section of hat-stiffened panel

一参考点施加单位压缩载荷，另一参考点建立简支边界条件。

表 6 三筋条帽形加筋板有限元模型铺层顺序及铺层厚度

Table 6 Stacking sequence and thickness of finite element models of hat-stiffened panels with three stiffeners

Skin			Crown		Web		Flange	
No.	Stacking sequence	Total thickness/ mm	Stacking sequence	Total thickness/ mm	Stacking sequence	Total thickness/ mm	Stacking sequence	Total thickness/ mm
1.1	[45/0/0/-45/90] _s	1	[0 ₉ /-45/45 ₂ /-45 ₂] _s	2.8	[-45/45 ₂ /-45 ₂] _s	1	[0 ₃ /-45/45 ₂ /-45/-45] _s	1.5
1.2	[45/0/-45/90/45/-45/0] _s	1.4	[0 ₉ /-45/45 ₂ /-45 ₂] _s	2.8	[-45/45 ₂ /-45 ₂] _s	1	[0 ₃ /-45/45 ₂ /-45/-45] _s	1.5
1.3	[0/90] _{3s}	1.2	[45/0/90/0/-45/0/45/90] _s	1.5	[45/0/90/0/-45/0/45/90] _s	1.5	[45/0/90/0/-45/0/45/90] _s	1.5
2.1	[45/-45/-45/90/45/0] _s	1.2	[45/0/0/-45/90] _s	0.9	[45/0/0/-45/90] _s	0.9	[45/0/0/-45/90] _s	0.9
2.2	[45/-45/90 ₂ /45/0/90/0] _s	1.5	[0/45/0/0/-45/45] _s	1.2	[0/45/0/0/-45/45] _s	1.2	[0/45/0/0/-45/45] _s	1.2
2.3	[45/-45/90 ₂ /45/0/90/0] _s	1.5	[45/0/0/-45/90] _s	0.9	[45/0/0/-45/90] _s	0.9	[45/0/0/-45/90] _s	0.9

(3)采用工程简化分析方法，侧边固支解误差绝对值的算术平均值为 12.8%，相较于侧边简支解误差有所减小，表明将帽形筋条简化为固支有一定合理性，但是由于筋条间蒙皮间距较小，筋条下缘条对于蒙皮屈曲的加强作用较明显，而工程简化分析方法没有考虑筋条下缘条的加强作用，因此计算结果仍有一定误差；

(4)采用修正方法之后的屈曲载荷误差绝对值的算术平均值为 5.5%，满足工程精度要求，相较于工程简化分析方法计算精度有所提高，表明修正方法合理有效。

3.2 带横框的三筋条帽形加筋板屈曲分析

采用试验方法、工程简化分析方法、能量法和本文修正方法对三筋条带横框的复合材料帽形

图 10 为两类加筋板的一阶屈曲模态图。表 7 为分别采用有限元方法、工程简化分析方法和修正方法计算的 6 种加筋板的屈曲载荷。表中误差正值表示计算值大于有限元值，误差负值表示计算值小于有限元值。结果分析如下：

(1) 6 种加筋板屈曲模式均为筋条间蒙皮局部屈曲，筋条无明显扭转、弯曲变形，符合本文研究前提；

(2) 采用工程简化分析方法，侧边简支解误差绝对值的算术平均值为 48.7%，表明简支解比有限元值明显偏小。工程经验表明按简支和按固支计算的屈曲载荷相差可达一倍以上，对于帽形筋条工程上一般简化为固支^[12]。因此按简支计算误差较大；

加筋板进行轴压屈曲分析，加筋板外形见图 11，详细尺寸参数、铺层信息、单层材料参数及稳定性试验结果详见文献 [16]。

采用工程简化分析方法进行屈曲分析时，将加筋板简化为长度为 500 mm、宽度为 195 mm (帽腰之间的距离) 的平板，采用式 (1) 计算得到侧边简支屈曲载荷 143.3 kN。侧边固支屈曲载荷 258 kN^[16]。

采用修正方法计算得到弯曲刚度比 3.641，分别采用式 (1) 和式 (2) 计算侧边简支和侧边固支屈曲载荷。计算固支载荷时 λ=2.2，K 值为 7.2。计算得到简支载荷 205.3 kN，固支载荷 348.0 kN。采用式 (4) 计算得到修正后的屈曲载荷为 235.8 kN。

采用能量法^[18]进行屈曲分析时，将加筋板简化为长度为 500 mm、宽度为 195 mm 的平板，帽

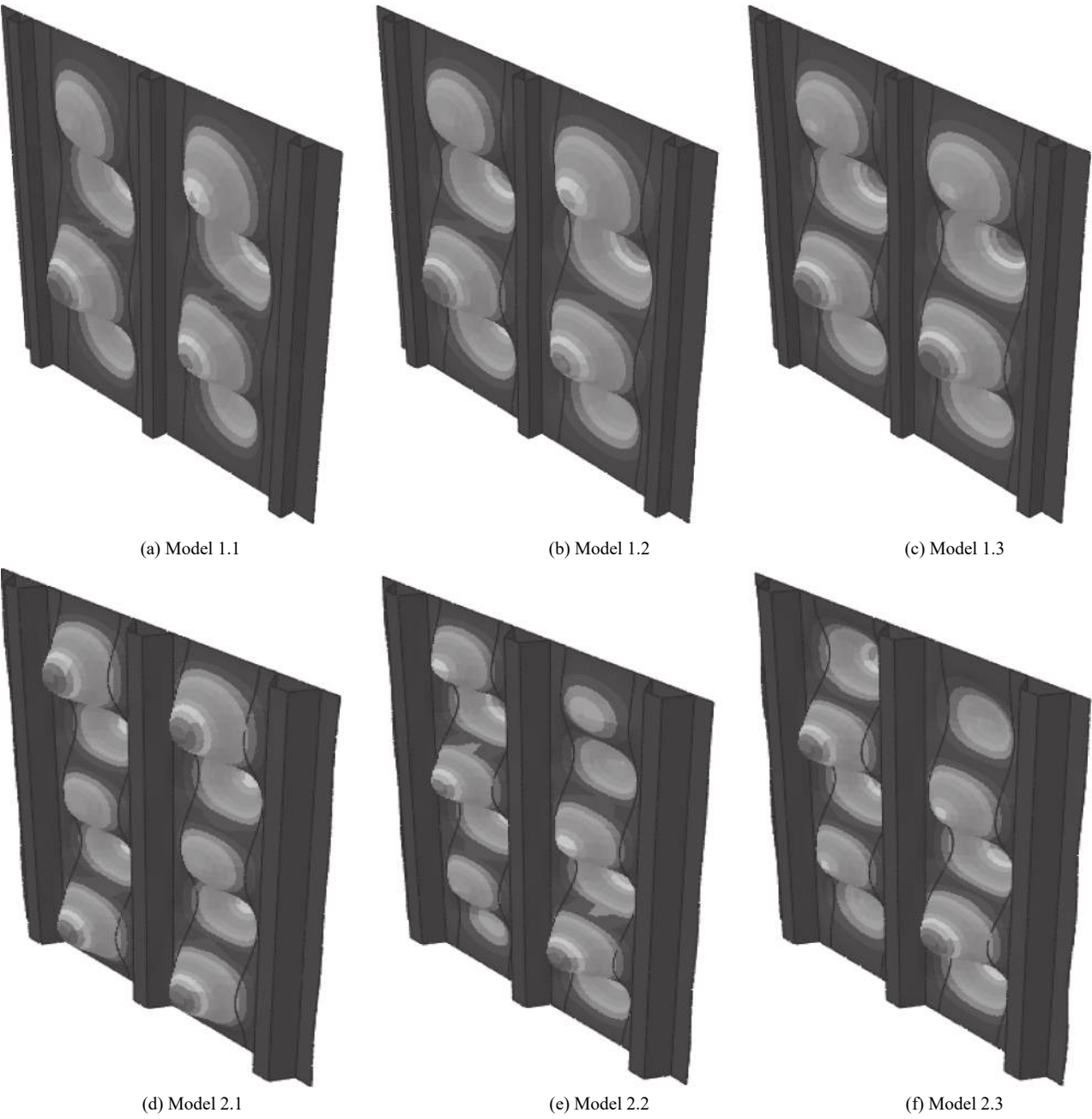


图 10 两类帽形加筋板的一阶屈曲模态

Fig. 10 First order buckling modes of two kinds of hat-stiffened panels

表 7 两类帽形加筋板轴压稳定性有限元值与计算值对比

Table 7 Comparison of calculated and FEM values of local buckling load of two kinds of hat-stiffened composite panels

No.	<i>D</i>	FEM buckling load/kN	Engineering simplified method/kN		Updating method /kN	Error/%		
			Simply supported	Built-in		Simply supported	Built-in	Updating method
1.1	2.750	13.0	7.7	13.1	14.2	-40.8	0.8	9.2
1.2	4.713	38.5	15.9	29.0	38.1	-58.7	-24.7	-1.0
1.3	4.842	23.9	9.4	19.1	26.0	-60.7	-20.1	8.8
2.1	4.014	26.4	16.0	24.7	27.9	-39.4	-6.4	5.7
2.2	4.019	52.7	28.5	46.5	54.6	-45.9	-11.8	3.6
2.3	3.815	43.2	23.1	37.7	41.2	-46.5	-12.7	-4.6

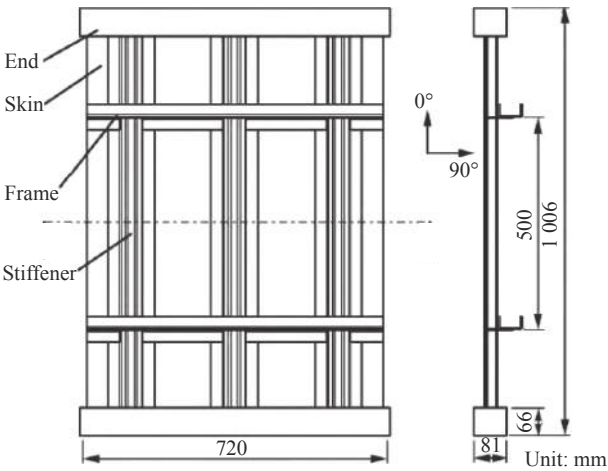


图 11 三筋条带横框的复合材料帽形加筋板外形示意图

Fig. 11 Sketch of composite hat-stiffened panel with three stiffeners and two frames

形筋条的自由截面扭转刚度为 $7.48\times10^8\text{ N}\cdot\text{mm}^2$ ，代入到能量法计算模型中得到屈曲载荷为 238.2 kN，计算结果见表 8。表中误差正值表示计算值大于试验值，误差负值表示计算值小于试验值。结果分析如下：

(1) 对于带横框的帽形加筋板，工程简化分析

方法、能量法和本文修正方法均将横框简化为简支。除工程简化分析方法简支解误差较大之外，工程简化分析方法固支解、能量法和本文修正方法计算精度满足工程要求，表明对帽形筋条简化为固支的一般工程假设是合理的，也表明对横框支持的简化是合理的；

(2) 从计算精度角度看，修正方法计算误差 3.8%，能量法计算误差 2.8%，两者计算精度相当，比工程简化分析方法精度稍高。其原因在于工程简化分析方法将帽形筋条简化为固支，对于某些带下缘条的帽形加筋板计算误差较大，能量法则简化为弹性支持，修正方法则基于弯曲刚度比对简支解和固支解综合修正，是对工程简化分析方法的修正和改善；

(3) 从时间成本上看，3 种方法相比有限元方法均为快速计算方法，可编写计算程序，用时较短。

综上所述，工程简化分析方法算法简单，依赖设计员工程经验，适用于方案阶段结构参数打样；修正方法和能量法简化方式更合理，适用范围更广，适合于初步设计阶段结构参数化分析和稳定性校核，可相互对照使用。

表 8 带横框的三筋条帽形加筋板局部屈曲载荷计算值与试验值对比

Table 8 Comparison of calculated and experimental values of local buckling load of hat-stiffened panels with three stiffeners and two frames

D	Experimental buckling load/kN	Engineering simplified method/kN		Energy method/kN	Updating method/kN	Error/%			
		Simply supported	Built-in			Simply supported	Built-in	Energy method	Updating method
3.641	245.0	143.3	258	238.2	235.8	-41.5	5.3	-2.8	-3.8

4 结论

(1) 对典型复合材料帽形加筋板进行了轴压稳定性试验，提出了一种基于加筋板弯曲刚度比的复合材料帽形加筋板蒙皮局部屈曲工程修正计算方法，所预测的屈曲载荷与稳定性试验值误差在 3% 以内。

(2) 对于带筋条下缘条的三筋条复合材料帽形加筋板，工程简化分析方法侧边简支解误差绝对值的算术平均值为 48.7%，侧边固支解误差绝对值的算术平均值为 12.8%，表明将帽形筋条简化为固支有一定合理性，但是由于没有考虑筋条下缘条对蒙皮的加强作用，因此计算结果仍有一定误差。修正方法误差绝对值的算术平均值为 5.5%，

验证了修正方法的合理性和有效性，对带筋条下缘条的复合材料帽形加筋板筋间初始屈曲载荷估算有一定的参考意义。

(3) 对于典型的带横框三筋条帽形加筋板，修正方法计算误差 3.8%，与能量法计算精度相当，比工程简化分析方法精度稍高。工程简化分析方法算法简单，依赖设计员工程经验，适用于方案阶段结构参数打样；修正方法适用于初步设计阶段结构参数化分析和稳定性评估，可与能量法相互对照使用。

参考文献：

[1] 杨乃宾,章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.

- YANG Naibin, ZHANG Yining. Composite aircraft structure design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002(in Chinese).
- [2] CHRISTOS K. 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.
- CHRISTOS K. Design and analysis of composite structures with application to aerospace structures[M]. YAN Wanyi, translated. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011(in Chinese).
- [3] 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.
- [4] 李蓝天, 赵恂. 复合材料加筋板多失效模式可靠性分析[J]. 湖南科技大学学报(自然科学版), 2017, 32(2): 52-57.
- LI Lantian, ZHAO Xun. Reliability analysis of stiffened composite plates with multiple failure modes[J]. *Journal of Hunan University of Science & Technology (Natural Science Edition)*, 2017, 32(2): 52-57(in Chinese).
- [5] 陈伟, 许希武. 复合材料双曲率壳屈曲和后屈曲的非线性有限元研究[J]. *复合材料学报*, 2008, 25(2): 178-187.
- CHEN Wei, XU Xiwu. Buckling and postbuckling response analysis of the doubly-curved composite shell by non-linear FEM[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2008, 25(2): 178-187(in Chinese).
- [6] 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 Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(3): 765-771(in Chinese).
- [7] 刘从玉, 许希武, 陈康. 考虑脱粘的复合材料加筋板屈曲后屈曲及承载能力数值分析[J]. *复合材料学报*, 2010, 27(6): 158-166.
- LIU Congyu, XU Xiwu, CHEN Kang. Buckling, post-buckling and collapse analysis of stiffened composite panels with debonding damage[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(6): 158-166(in Chinese).
- [8] 邵青, 何宇廷, 张腾, 等. 侧边边界条件对复合材料加筋板轴压载荷下屈曲和后屈曲性能的影响[J]. *复合材料学报*, 2014, 31(3): 741-748.
- SHAO Qing, HE Yuting, ZHANG Teng, et al. Influence of side boundary condition on buckling and post-buckling performance of composite stiffened panels under axial[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(3): 741-748(in Chinese).
- [9] 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 load-carrying capacity of composite panels under uniaxial compression[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2016, 46(3): 63-66(in Chinese).
- [10] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册. 第9册. 载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- Aircraft Design Manual Committee. Aircraft design manual. 9th. Load, strength and stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001(in Chinese).
- [11] 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.
- Institute of Aeronautics China. Composite structure design handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001(in Chinese).
- [12] 中国航空研究院. 复合材料结构稳定性分析指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- Institute of Aeronautics China. Stability handbook of composite structure design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002(in Chinese).
- [13] MO Y, GE D, ZHOU J. Experiment and analysis of hat-stringer-stiffened composite curved panels under axial compression[J]. *Composite Structures*, 2015, 123: 150-160.
- [14] 葛东云, 莫与明, 何柏灵, 等. 复合材料帽型加筋板轴压试验及承载能力预测[J]. *复合材料学报*, 2016, 36(7): 1531-1539.
- GE Dongyun, MO Yuming, HE Bailing, et al. Test and ultimate load capacity prediction of hat-stiffened composite panel under axial compression[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 36(7): 1531-1539(in Chinese).
- [15] 于振波. 碳纤维复合材料加筋平板压缩屈曲计算方法研究[J]. *江苏科技信息*, 2015(22): 63-65.
- YU Zhenbo. Research on compression buckling analysis method of flat stiffened panels made of carbon fiber composite material[J]. *Jiangsu Science & Technology Information*, 2015(22): 63-65(in Chinese).
- [16] 杨俊清, 王俊, 孟庆功. 复合材料帽型加筋壁板轴压屈曲工程算法验证研究[J]. *民用飞机设计与研究*, 2019(1): 18-23.
- YANG Junqing, WANG Jun, MENG Qinggong. The engineering calculation method of hat-stiffened composite panel under axial compression[J]. *Civil Aircraft Design and Research*, 2019(1): 18-23(in Chinese).
- [17] 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 Anming, 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).
- [18] 陈金睿, 陈普会, 孔斌, 等. 考虑筋条扭转弹性支持的轴压复合材料加筋板局部屈曲分析方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2017, 49(1): 76-82.
- CHEN Jinrui, CHEN Puhui, KONG Bin. Local buckling analysis of axially compressed stiffened laminated panels considering rotational restraint of stiffeners[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2017, 49(1): 76-82(in Chinese).