Journal of Mechanical Strength 机械强度 2024, 46(6): 1408-1418

DOI: 10.16579/j.issn.1001.9669.2024.06.018

帽型加筋机身曲板后屈曲设计研究*

RESEARCH ON POST-BUCKLING DESIGN OF HAT-STRINGER STIFFENED FUSELAGE PANELS

袁 菲** 林国伟 李新祥 陈向明

(中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

YUAN Fei LIN GuoWei LI XinXiang CHEN XiangMing

(*National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an* 710065, *China*)

摘要 复合材料加筋壁板结构广泛应用于现代飞机中,此类结构在工作状态下容易发生屈曲。大量试验表明,飞机复合材料加筋薄壁结构具有可观的后屈曲承载能力。提出了含内包层和无内包层帽型加筋机身曲板设计方案,使用 Abaqus 计算了有内包层和无内包层两种曲板在轴压载荷、纯剪切载荷、压剪复合载荷下的屈曲载荷、承载能力以及破坏模式。模型中使用蔡-吴准则作为复合材料的失效判据,损伤演化采用子程序 Usdfld 实现。分析发现,帽型筋条的内包层可以显著提高结构的后屈曲承载能力,延长结构的后屈曲历程。

关键词 复合材料 机身曲板 内包层 帽型筋条 后屈曲

中图分类号 V214.8

Abstract Composite stiffened panel structure is widely used in modern aircraft, which is prone to buckling under working conditions. A large number of tests show that the aircraft composite stiffened thin-wall structure has considerable post-buckling bearing capacity. The design scheme of the stiffened fuselage curved panel with inner cladding and without inner cladding was proposed. The buckling load, bearing capacity and failure mode of the two kinds of curved panels with inner cladding and without inner cladding were calculated by using Abaqus under axial compressive load, pure shear load and compressive shear combined load. In the model, the Tsai-Wu criterion was used as the failure criterion of composite materials, and the damage evolution was realized by the subroutine Usdfld. It is found that the inner cladding of the hat stringer can significantly improve the post-buckling capacity of the structure and prolong the post-buckling process.

Key words Composite; Curved fuselage panel; Inner cladding layer; Hat-stringer stiffened; Post-buckling

Corresponding author: *YUAN Fei*, *E-mail*: *yuanfei*0410@163.*com*

The project supported by the Civil Aircraft Scientific Research Project (No. MJ-2015-F-038, MJ-2016-F-01).

Manuscript received 20230305, in revised form 20230409.

0 引言

复合材料加筋壁板结构是现代飞机中的基本结构形式,例如机身的蒙皮壁板、翼面的壁板等。此类结构在工作时容易发生屈曲和后屈曲,初始屈曲载荷被当作结构失稳载荷[1],但事实上,大量的试验表明飞机复合材料加筋壁板在壁板发生局部屈曲后,仍具有可观的后屈曲承载能力[2-5]。而目前的设计准则更偏保守:要求主承力结构在限制载荷下不发生屈曲。这使得结构应用复合材料的减重效果并不理想。

复合材料加筋壁板结构的后屈曲设计是未来飞机轻量化设计的主要技术途径,针对复合材料壁板后屈曲设计,欧美国家已经开展了十多年的专题研究[6-7],ZHANG X L 等[8]采用有限元和试验相结合的方法研究了机身壁板的屈曲及后屈曲历程,并对 I 型和 T 型加筋壁板的承载能力进行分析,研究了不同参数构型对后屈曲历程的影响。MONTEMURRO M 等[9]以帽型加筋壁板为例,从几何构型、力学性能和铺层角度出发对加筋壁板进行结构优化。SUN Z Y 等[10]采用神经网络的方法预测了面内剪切下帽型加筋壁板的屈曲载荷和承载能力。MO Y M 等[11]采用试验和有限元结合的方法研究了轴压下帽型加筋壁板的屈曲和后屈曲历程,同时提出一种对帽型筋条截面几何参数优化的工程方法。DUARTE A P C 等[12]研究了 T 型、I 型、J 型、帽型几种筋条对轴压下机身曲板屈曲和后屈曲历程的影响。ALHAJAHMAD A 等[13-14]对蒙皮和筋条铺

* 20230305 收到初稿, 20230409 收到修改稿。民机科研项目 (MJ-2015-F-038, MJ-2016-F-01) 资助。

** 袁 菲, 女, 1991 年生, 陕西汉中人, 汉族, 中国飞机强度研究所工程师, 硕士, 主要研究方向为复合材料结构强度。

层方向进行优化，使加筋壁板在满足强度的同时获得最轻质量。针对加筋壁板的优化问题，上述研究主要针对壁板的几何构型和铺层。袁菲等[15]1616-1626 通过试验和有限元分析相结合的方法研究了帽型筋条包覆层对长桁承载能力以及破坏机制的影响，发现长桁的内包层可以显著提高长桁的承载能力。但针对帽型筋条内包层对机身曲板承载能力的影响这一细节问题，国内外鲜有研究。

针对复合材料壁板的后屈曲设计，目前最突出的问题是复合载荷下复合材料壁板的后屈曲失效分析与试验技术。本文针对复合载荷下机身曲板的后屈曲失效预测方法和试验技术进行了研究，为机身曲板后屈曲设计提供分析方法和试验验证技术。在此基础上，本文根据《复合材料壁板屈曲与后屈曲设计与分析技术》课题中壁板后屈曲设计效果验证需求，设计了 A、B 两种构型的曲板，并保证两种构型总质量接近。B 构型在 A 构型的基础上减少了蒙皮铺层，在帽型筋条内部添加了内包层，提高了载重比，旨在验证加筋壁板后屈曲设计效果。最后利用有限元，针对两种构型帽型筋条内包层这一细节对机身曲板屈曲及后屈曲历程的影响做了虚拟试验对比分析。

1　试验介绍

1.1　试验方法介绍

为了能够模拟机身曲板在结构中的真实受力状态，本文采用如图 1 所示的能够施加机身壁板拉压、剪切、气压及环向平衡的多轴载荷试验系统[16-20][21]565-572。



图 1　多轴载荷试验系统

Fig. 1　Multi-axis load test system

该装置中的轴向拉压载荷通过两个作动筒施加，两个作动筒分别与支持端梁和加载端梁相连。当作动筒加载时，带动滑动端梁沿直线滑轨移动。试验件两端通过紧固件与夹具相连提供固支约束；试验件两侧与 V 形件相连，提供简支约束。图 2 为加载示意图。

剪切载荷的施加分为主动加载和被动加载，如图 3 所示。在试验件直边施加多点分布的剪切载荷，试验件曲边加载端通过作动筒加载，支持端固定，从而在试验件的四边均匀施加剪切载荷。

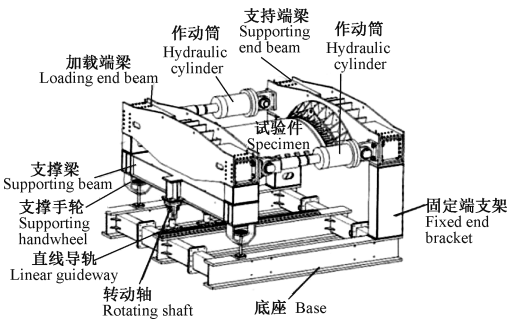


图 2　轴向载荷施加方法

Fig. 2　Applying method of the axial load

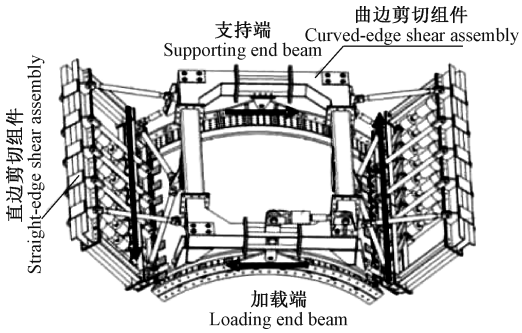


图 3　剪切载荷施加方法

Fig. 3　Applying method of the shear load

1.2　试验件介绍

A 组试验件和 B 组试验件外形均如图 4 所示，曲率半径为 2 960 mm，总长度为 3 100 mm，总宽度为 2 150 mm（曲线长度），含 5 个框、8 个长桁，长桁间距为 210 mm，框距为 620 mm。蒙皮和长桁结构制造选用 CCF300/BA3202，单层厚度为 0.155 mm，密度为 1.6 g/cm^3；框结构制造选用 2024-T42 铝合金。材料属性见表 1[22]。

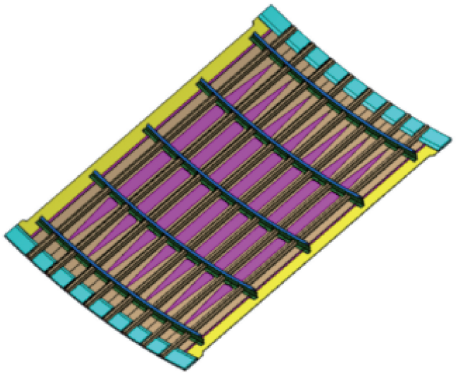


图 4　试验件示意图

Fig. 4　Diagram of the test piece

B 组试验件增加了长桁的铺层，减少了蒙皮铺层，此外还在长桁内部增加了内包层，增加长桁的刚度，提高了长桁的承载能力[15]1616-1626。B 组试验件的设计尺寸和材料均与 A 组保持一致。蒙皮与长桁界面参数见表 2，两组试验件的铺层见表 3。

表 1 CCF300/BA3202 材料参数

Tab. 1 Material parameters of CCF300/BA3202

参数 Parameter	值 Value
纵向弹性模量 Longitudinal elasticity modulus E_{11}/GPa	121. 6
横向弹性模量 Transverse elasticity modulus E_{22}/GPa	8. 44
面内剪切模量 In-plane shear modulus G_{12}/GPa	4. 2
泊松比 Poisson's ratio ν_{12}	0. 305
纵向拉伸强度 Longitudinal tensile strength X_T/MPa	1 828. 2
纵向压缩强度 Longitudinal compressive strength X_C/MPa	1 298
横向拉伸强度 Transverse tensile strength Y_T/MPa	85. 86
横向压缩强度 Transverse compressive strength Y_C/MPa	251
面内剪切强度 In-plane shear strength S/MPa	78. 9

表 2 界面特征参数

Tab. 2 Characteristic parameters of the interface

参数 Parameter	值 Value
弹性模量 Elasticity modulus E/GPa	2 000
泊松比 Poisson's ratio ν_{12}	0. 3
第一方向剪切强度 Primary shear strength S_{13}/MPa	45
第二方向剪切强度 Secondary shear strength S_{23}/MPa	45
法向拉伸强度 Normal tensile strength S_{33}/MPa	30
Ⅰ型断裂韧性能量释放率 Energy release rate of mode Ⅰ G_{IC}	0. 27
Ⅱ型断裂韧性能量释放率 Energy release rate of mode Ⅱ G_{IIC}	1. 9
Ⅲ型断裂韧性能量释放率 Energy release rate of mode Ⅲ G_{IIIC}	1. 9

表 3 A、B 两种构型机身曲板的铺层

Tab. 3 Layers of curved fuselage panels for two kinds of configurations of A and B

构型 Configuration	位置 Location	厚度 Thickness/mm	铺层 Layers
A 构型 Configuration A	蒙皮 Skin	2. 35	$[45/-45/0/-45/90/45/0/90]_S$
	长桁 Stiffener	1. 705	$[45/-45/90/-45/45/0]_S$
	加强片 Reinforced pad	4. 11	$[45/0/-45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/0/90]_S$
B 构型 Configuration B	蒙皮 Skin	2. 015	$[45/-45/0/-45/45/90/0]_S$
	长桁 Stiffener	2. 17	$[45/-45/0/-45/0/45/0]_S$
	内包层 Cladding layer	0. 233	$[\pm 45]$
	加强片 Reinforced pad	4. 11	$[45/0/-45/90/45/0/-45/90/45/0/-45/0/90]_S$

2 有限元建模

2.1 建模

试验件的有限元模型采用柱状坐标系,如图 5 所示,筋条局部的截面如图 6 所示。试验件蒙皮、长桁和框均采用 4 节点的连续壳单元 CS4R 模拟,两种构型的有限元模型中均考虑了帽型筋条间的捻子条这一细节[15]1616-1626,内包层与捻子条采用三维实体单元 C3D8R,蒙皮与长桁、捻子条及内包层之间采用 cohesive 接触关系模拟,蒙皮与加强片、框与长桁、长桁与内包层之间均采用 tie 约束[15]1616-1626。

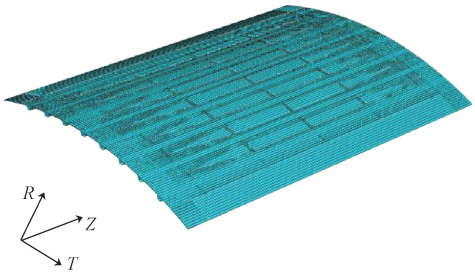
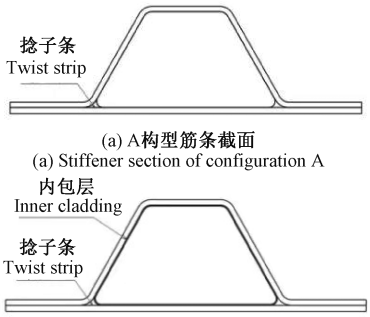


图 5 试验件有限元模型

Fig. 5 Finite element model of the test piece

试验件所受的载荷分别为纯压、纯剪和压剪复合,不同的载荷下,有限元模型的边界条件也不同。

纯压条件下对试验件支持端曲边进行固支约束,在加载端曲边施加均匀位移载荷,同时限制 R 方向和 T 方向的平动自由度和转动自由度;两侧加强片由于受面外随动装置的约束,仅约束了 R 方向的平动自由



(a) A构型筋条截面
(a) Stiffener section of configuration A

(b) B构型筋条截面
(b) Stiffener section of configuration B

图 6 筋条截面有限元示意图

Fig. 6 Schematic diagram of finite element of the stiffener section

度和 T 方向的转动自由度。图 7 为施加边界条件的示意图。

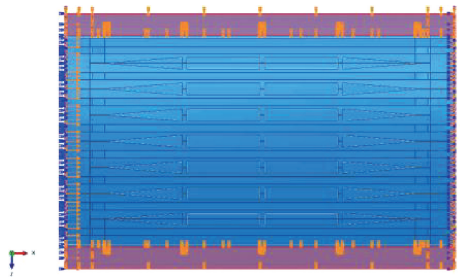


图 7 压缩试验的边界条件与模拟载荷

Fig. 7 Simulated load and boundary condition of the compressive test

纯剪条件下对试验件支持端曲边进行固支约束,在加载端曲边约束 R 方向和 Z 方向的平动位移,同时

约束 R 方向和 Z 方向的转动自由度；两侧的加强片受到面外随动装置的约束，约束了 R 方向的平动自由度和 T 方向的转动自由度；整个试验件的剪切载荷通过剪流施加，除固支边外，其余三边均施加剪流。图 8 为施加边界条件的示意图。

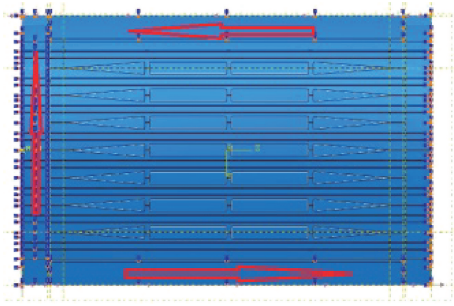


图 8　纯剪试验的边界条件与模拟载荷

Fig. 8　Simulated load and boundary condition of the pure shear test

压剪复合条件下对试验件的底部进行固支约束，加载边约束 R 方向的平动位移，约束 T 方向和 Z 方向的转动位移；两侧加强片受到面外随动装置的约束，限制了 R 方向的平动自由度和 T 方向的转动自由度；整个试验件的剪切载荷通过剪流和集中载荷施加，除固支边外，其余三边均施加剪流，同时将参考点与试验件端部耦合，在参考点上施加压缩载荷。图 9 为施加边界条件的示意图。

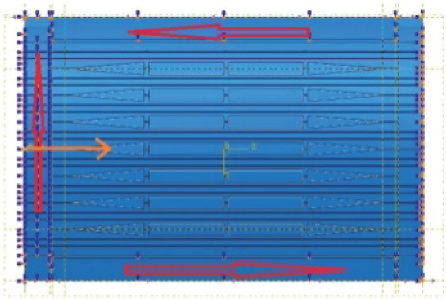


图 9　压剪试验的边界条件与载荷加载模拟

Fig. 9　Simulated load and boundary condition of the compression-shear test

2.2　失效准则

本文使用蔡-吴准则[21]565-572 模拟复合材料面内失效，准则表达式为

$$F_1\sigma_1+F_2\sigma_2+F_{11}\sigma_1^2+F_{22}\sigma_2^2+F_{66}\tau_{12}^2+2F_{12}\sigma_1\sigma_2=1 \quad (1)$$

式中，张量 F_i 和 F_{ij} 的某些系数可用 X_T、X_C、Y_T、Y_C、S_{12} 确定。

$$\begin{cases} F_1=\dfrac{1}{X_T}-\dfrac{1}{X_C},F_2=\dfrac{1}{Y_T}-\dfrac{1}{Y_C} \\ F_{11}=\dfrac{1}{X_TX_C},F_{22}=\dfrac{1}{Y_TY_C},F_{66}=\dfrac{1}{S_{12}^2} \\ -1<\dfrac{F_{12}}{\sqrt{F_{11}F_{22}}}<1 \end{cases} \quad (2)$$

式中，F_{12} 的系数取值为 0.5。

为了精准地模拟复杂应力下胶层损伤的萌生情况，本文采用二次应力准则，定义如下：

$$d=\left\{\frac{\sigma_{33}}{S_N}\right\}^2+\left\{\frac{\sigma_{13}}{S_S}\right\}^2+\left\{\frac{\sigma_{23}}{S_T}\right\}^2,\begin{cases} d<1,\text{正常} \\ d\geqslant 1,\text{失效} \end{cases} \quad (3)$$

式中，S_N、S_S 和 S_T 分别表示法向、第一剪切方向和第二剪切方向的极限应力值。

临界应变能释放率是表征复合材料层合板层间断裂韧性的重要参数，是分层扩展至单位面积时系统提供的能量，主要有 3 种破坏模式，分别为张开型、滑移型、错开型。界面断裂韧性通常由试验测量。分层扩展破坏准则常采用混合型破坏模式的表达式，即

$$f=\left\{\frac{G_I}{G_{IC}}\right\}^\alpha+\left\{\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right\}^\alpha+\left\{\frac{G_{III}}{G_{IIIC}}\right\}^\alpha,\begin{cases} f<1,\text{正常} \\ f\geqslant 1,\text{扩展} \end{cases} \quad (4)$$

式中，α 为材料参数，通常取 1～2（本文取 2）；G_{IC} 为 I 型断裂韧性，由双悬臂梁试验测量；G_{IIC} 为 II 型断裂韧性，由端部缺口弯曲试验测量；G_{IIIC} 为 III 型断裂韧性，取值与 G_{IIC} 相同。

3　计算方法验证

为了验证本文中采用的有限元方法及边界条件模拟的准确性，本文对已有机身曲板试验进行了分析计算，分别对曲板试验件的纯压和纯剪工况进行了有限元分析。试验件总长度为 3 100 mm，弧宽为 2 150 mm，蒙皮曲率半径为 2 960 mm。试验件含 5 个框、8 个长桁，长桁间距为 210 mm，框距为 620 mm。蒙皮和长桁结构制造选用 M21E/IMA，单层厚度为 0.186 mm，材料相关性能参数见表 4，试验件铺层见表 5。

表 4　M21E/IMA 复合材料力学性能

Tab. 4　Mechanical properties of M21E/IMA composite

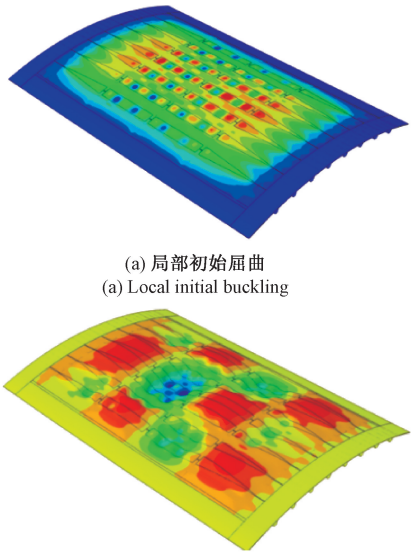
E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	υ_{12}	X_T/MPa	X_C/MPa
154	8.5	4.2	0.35	2 610	1 450
Y_T/MPa	Y_C/MPa	S_{21}/MPa	G_{fiC}/(kJ/m^2)	G_{feC}/(kJ/m^2)	G_{IC}/(kJ/m^2)
55	285	105	75	50	0.374
G_{IIC}/(kJ/m^2)	N/MPa	T/MPa	S/MPa	k/(N/mm^3)	η
2.48	56	115	115	1×10^5	2

表 5　机身曲板铺层

Tab. 5　Layers of the curved fuselage panel

部位 Location	厚度 Thickness/mm	铺层顺序 Layer sequence
蒙皮 Skin	2.21	[45/−45/−45/90/45/0]s
长桁 Stiffener	1.66	[45/0/0/−45/90/−45/0/0/45]
框、角片 Circle, corner bracket	2.58	[45/−45/0/90/45/−45/0]s

纯压缩试验中,在 1 380 kN 时试验件蒙皮发生局部屈曲,最终在 2 145 kN 时第 2 框和第 3 框中间位置发生压缩破坏;有限元分析中屈曲载荷为 1 350 kN,破坏载荷为 2 264 kN,误差分别为-2.2%和 5.5%。纯压缩载荷下试验件的屈曲模态如图 10 所示,有限元模拟破坏模式和试验结果对比如图 11 所示。

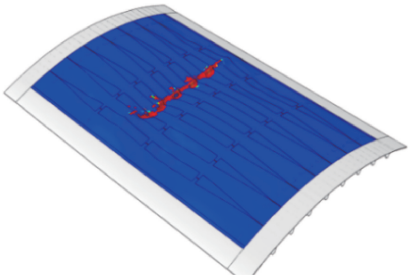


(a) 局部初始屈曲
(a) Local initial buckling

(b) 整体屈曲
(b) Global buckling

图 10 机身曲板压缩屈曲模态

Fig. 10 Compressive buckling modal of the curved fuselage panel



(a) 有限元模拟破坏模式
(a) Failure mode in finite element simulation



(b) 试验破坏模式
(b) Failure mode in experiment

图 11 机身曲板压缩破坏模式

Fig. 11 Compressive failure mode of the curved fuselage panel

纯剪切试验中,在 700.2 kN 左右时试验件蒙皮发生局部屈曲,最终在 1 019 kN 时沿 45°斜角发生蒙皮剪切破坏;有限元分析中屈曲载荷为 683 kN,破坏载荷为 1 156 kN,误差分别为 2.5%和-13.4%。纯剪切载荷下试验件的屈曲模态如图 12 所示,有限元模拟破坏模式和试验结果对比如图 13 所示。

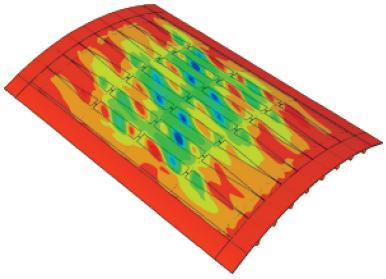
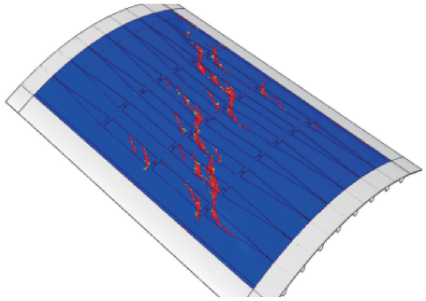
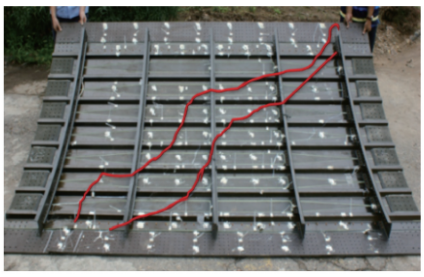


图 12 机身曲板剪切屈曲模态

Fig. 12 Shear buckling modal of the curved fuselage panel



(a) 有限元模拟破坏模式
(a) Failure mode in finite element simulation



(b) 试验破坏模式
(b) Failure mode in experiment

图 13 机身曲板剪切破坏模式

Fig. 13 Shear failure mode of the curved fuselage panel

针对两种工况下有限元结果与试验结果的对比,发现一致性良好,证明了该有限元分析方法及边界模拟的有效性。

4 设计件的计算结果

4.1 A 构型曲板分析结果

4.1.1 压缩载荷

A 构型曲板在压缩载荷下的后屈曲历程如图 14 所示,初始屈曲点的载荷-应变曲线如图 15 所示。有限元分析的初始屈曲载荷为 947 kN。加载至 1 247 kN 时壁板开始出现损伤,图 16 所示为初始损伤范围。最终的破坏载荷为 1 446.09 kN,后屈曲比(最终破坏载荷与初始屈曲载荷之比)为 1.53。A 构型曲板最终的破坏模式如图 17 所示。由图 17 可知,A 构型曲板在压缩载荷下最终的破坏模式为蒙皮外表面出现褶皱,破坏截面上蒙皮与长桁脱粘,长桁压缩破坏。

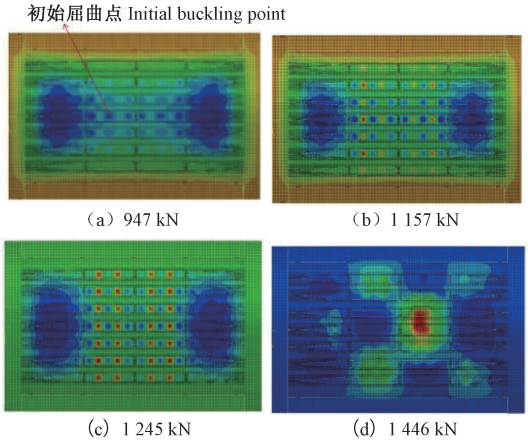


图 14　A 构型曲板在压缩载荷下的后屈曲历程

Fig. 14　Post-buckling process of the configuration A curved panel under compressive load

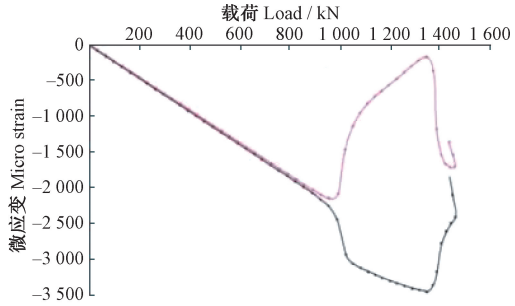


图 15　A 构型曲板初始屈曲点在压缩载荷下的载荷-应变曲线

Fig. 15　Load-strain curve at initial buckling spot of the configuration A curved panel under compressive load

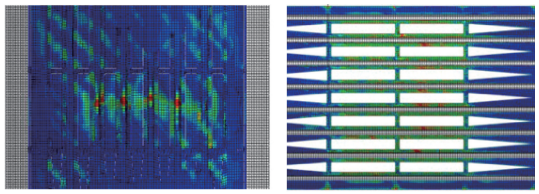


图 16　A 构型曲板在压缩载荷下的初始损伤范围(加载至 1 247 kN)

Fig. 16　Initial damage range of the configuration A curved panel under compressive load (load to 1 247 kN)

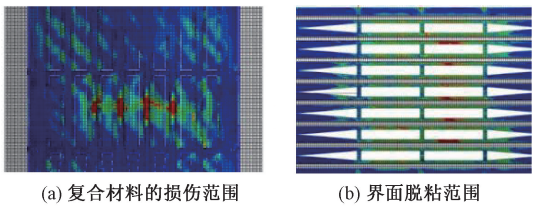


图 17　A 构型曲板在压缩载荷下的最终破坏模式(加载至 1 446.09 kN)

Fig. 17　Final failure mode of the configuration A curved panel under compressive load(load to 1 446.09 kN)

4.1.2　剪切载荷

A 构型曲板在剪切载荷下的后屈曲历程如图 18 所示,初始屈曲点的载荷-剪应变曲线如图 19 所示,有限元分析的初始屈曲时端部剪切载荷为 531.5 kN,加载至 668.5 kN 时壁板出现损伤,损伤范围如图 20 所示。最终的破坏载荷为 746.5 kN,后屈曲比为 1.40。最终的破坏模式如图 21 所示。由图 21 可知,A 构型曲板在剪切载荷下最终的破坏模式为长桁和蒙皮沿斜角方向折断,长桁和蒙皮间的胶接界面有裂纹。

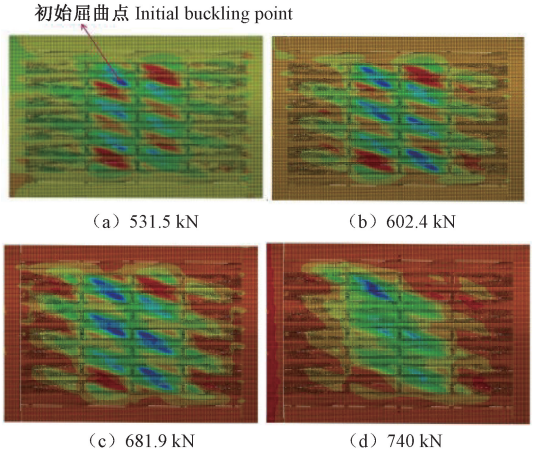


图 18　A 构型曲板在剪切载荷下的后屈曲历程

Fig. 18　Post-buckling process of the configuration A curved panel under shear load

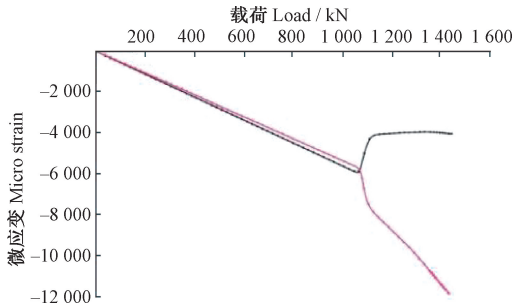


图 19　A 构型曲板初始屈曲点在剪切载荷下的载荷-剪应变曲线

Fig. 19　Load-shear strain curve at initial buckling spot of the configuration A curved panel under shear load

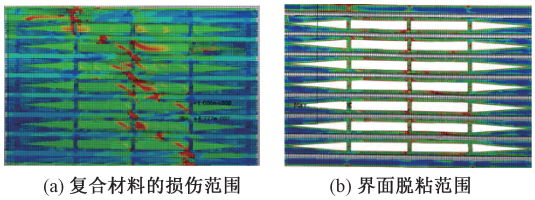
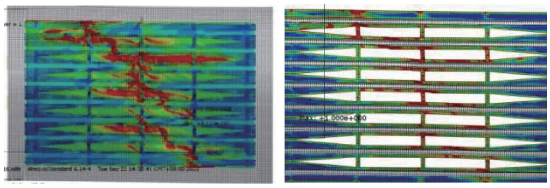


图 20　A 构型曲板在剪切载荷下的初始损伤范围(加载至 668.5 kN)

Fig. 20　Initial damage range of the configuration A curved panel under shear load (load to 668.5 kN)

4.1.3　压剪复合载荷(压剪比为 1∶1)

A 构型曲板在压剪比为 1∶1 载荷下的后屈曲历程如图 22 所示,初始屈曲点的压缩载荷-剪应变曲线如图 23 所示,初始屈曲时的压缩载荷为 887.8 kN。压缩载



(a) 复合材料的损伤范围 (a) Composite damage range　(b) 界面脱粘范围 (b) Interface debonding range

图 21 A 构型曲板在剪切载荷下的最终破坏模式(加载至 746.5 kN)

Fig. 21 Final failure mode of the configuration A curved panel under shear load (load to 746.5 kN)

荷加载至 998.6 kN 时壁板出现初始损伤,损伤范围如图 24 所示。有限元分析中最终的压缩破坏载荷为 1 107.1 kN,剪切破坏载荷为 382.5 kN。后屈曲比为 1.25,最终的破坏模式如图 25 所示。由图 25 可知,A 构型曲板在压剪比为 1∶1 载荷下最终的破坏模式为长桁和蒙皮沿斜角方向折断,破坏倾斜角度小于纯剪载荷下的破坏倾斜角,长桁和蒙皮间的胶接界面有裂纹。

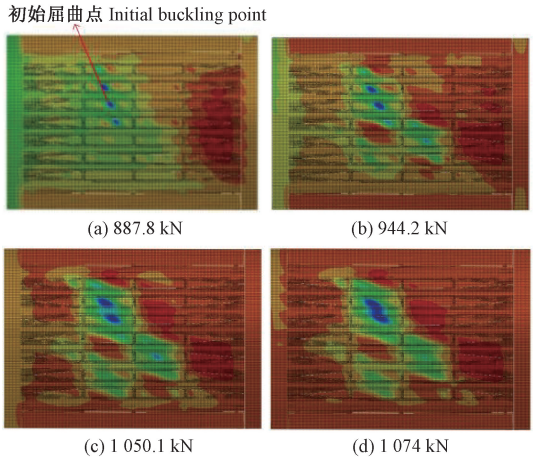


图 22 A 构型曲板在压剪比 1∶1 载荷下的后屈曲历程

Fig. 22 Post-buckling process of the configuration A curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 1 : 1)

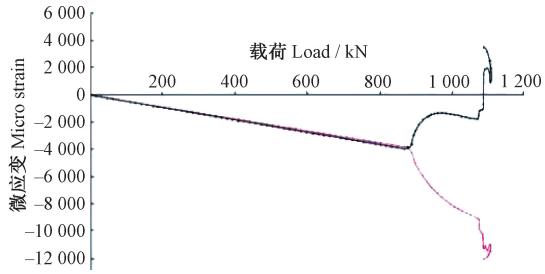
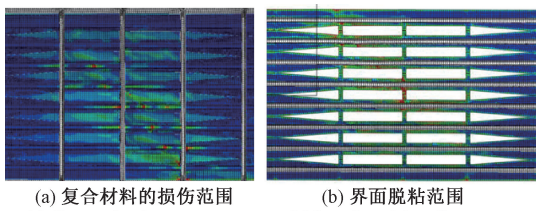


图 23 A 构型曲板初始屈曲点在压剪比 1∶1 载荷下的载荷-剪应变曲线

Fig. 23 Load-shear strain curve at initial buckling spot of the configuration A curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 1 : 1)

4.1.4 压剪复合载荷(压剪比为 2∶1)

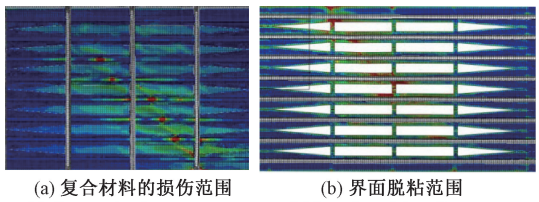
A 构型曲板在压剪比为 2∶1 载荷下的后屈曲历程如图 26 所示,初始屈曲点的压缩载荷-剪应变曲线如图 27 所示,初始屈曲时对应的压缩载荷为 1 087.8 kN。加载至 1 278.3 kN 时壁板出现初始损伤,损伤范围如图 28 所示。有限元分析中最终的压缩



(a) 复合材料的损伤范围 (a) Composite damage range　(b) 界面脱粘范围 (b) Interface debonding range

图 24 A 构型曲板在压剪比 1∶1 载荷下的初始损伤范围(加载至 998.6 kN)

Fig. 24 Initial damage range of the configuration A curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 1 : 1, compressive load = 998.6 kN)



(a) 复合材料的损伤范围 (a) Composite damage range　(b) 界面脱粘范围 (b) Interface debonding range

图 25 A 构型曲板在压剪比 1∶1 载荷下的最终破坏模式(加载至1 107.1 kN)

Fig. 25 Final failure mode of the configuration A curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 1 : 1, compressive load = 1 107.1 kN)

破坏载荷为 1 477.7 kN,端部剪切破坏载荷为 288.4 kN,后屈曲比为 1.35。最终的破坏模式如图 29 所示。由图 29 可知,A 构型曲板在压剪比为 2∶1 载荷下最终的破坏模式为长桁和蒙皮沿斜角方向折断,破坏倾斜角度小于压剪比 1∶1 时的破坏倾斜角,长桁和蒙皮间的胶接界面有裂纹。

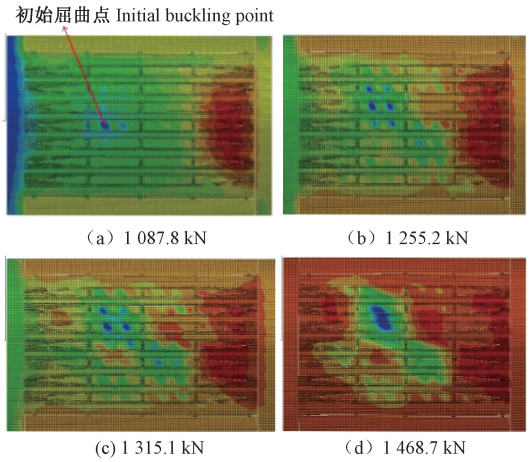


图 26 A 构型曲板在压剪比 2∶1 载荷下的后屈曲历程

Fig. 26 Post-buckling process of the configuration A curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 2 : 1)

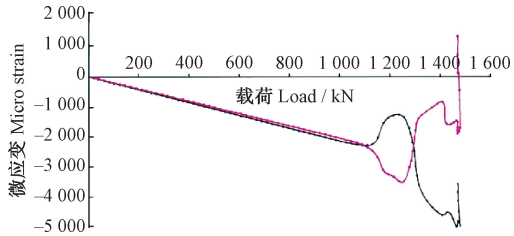
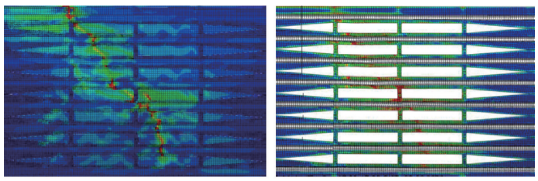


图 27 A 构型曲板初始屈曲点在压剪比 2∶1 载荷下的载荷-剪应变曲线

Fig. 27 Load-shear strain curve at initial buckling spot of the configuration A curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 2 : 1)

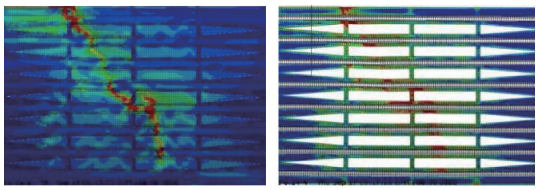


(a) 复合材料的损伤范围
(a) Composite damage range

(b) 界面脱粘范围
(b) Interface debonding range

图 28　A 构型曲板在压剪比 2∶1 载荷下的初始损伤范围(加载至 1 278.3 kN)

Fig. 28　Initial damage range of the configuration A curved panel under the combined load (N_x :N_{xy} = 2∶1, compressive load = 1 278.3 kN)



(a) 复合材料的损伤范围
(a) Composite damage range

(b) 界面脱粘范围
(b) Interface debonding range

图 29　A 构型曲板在压剪比 2∶1 载荷下的最终破坏模式(加载至 1 477.7 kN)

Fig. 29　Final failure mode of the configuration A curved panel under the combined load (N_x :N_{xy} = 2∶1, compressive load = 1 477.7 kN)

4.2　B 构型曲板分析结果

4.2.1　压缩载荷

B 构型曲板在压缩载荷下的后屈曲历程如图 30 所示,初始屈曲点的压缩载荷-应变曲线如图 31 所示。初始屈曲时对应的压缩载荷为 939 kN。加载至 1 721.4 kN 时壁板只出现了复合材料损伤,初始损伤范围如图 32 所示。有限元分析中最终的压缩破坏载荷为 1 905.51 kN,后屈曲比为 2.03,最终的破坏模式如图 33 所示。由图 33 可知,B 构型曲板在压缩载荷下最终的破坏模式为蒙皮外表面出现褶皱,破坏截面上蒙皮与长桁脱粘,长桁压缩破坏。

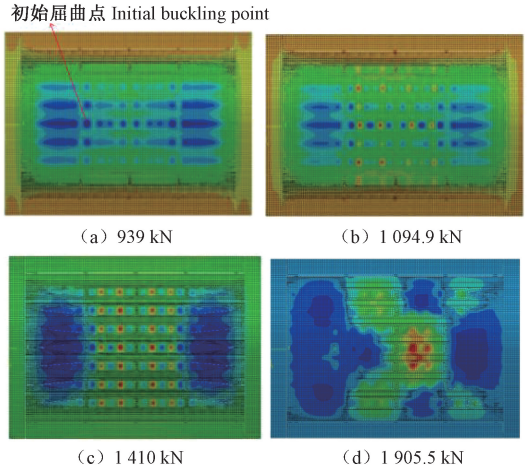


图 30　B 构型曲板在压缩载荷下的后屈曲历程

Fig. 30　Post-buckling process of the configuration B curved panel under compressive load

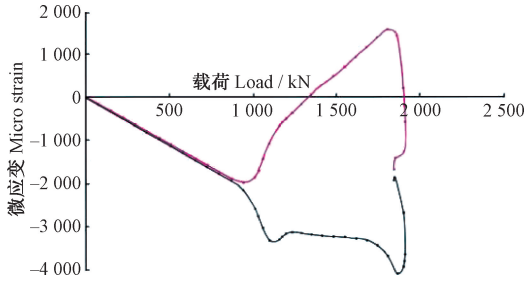


图 31　B 构型曲板初始屈曲点在压缩载荷下的载荷-应变曲线

Fig. 31　Load-strain curve at initial buckling spot of the configuration B curved panel under compressive load

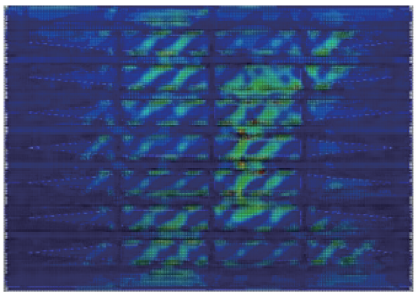
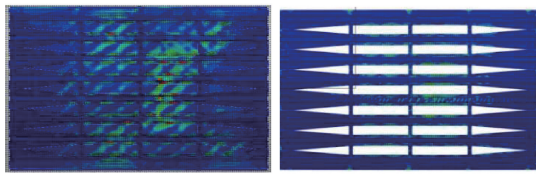


图 32　B 构型曲板在压缩载荷下的初始损伤范围(加载至 1 721.4 kN)

Fig. 32　Initial damage range of the configuration B curved panel under compressive load (load to 1 721.4 kN)



(a) 复合材料的损伤范围
(a) Composite damage range

(b) 界面脱粘范围
(b) Interface debonding range

图 33　B 构型曲板在压缩载荷下的最终破坏模式(加载至 1 905.51 kN)

Fig. 33　Final failure mode of the configuration B curved panel under compressive load (load to 1 905.51 kN)

4.2.2　剪切载荷

B 构型曲板在剪切载荷下的后屈曲历程如图 34 所示,初始屈曲点的载荷-剪应变曲线如图 35 所示,该构型的初始屈曲载荷为 478.6 kN。加载至 673.4 kN 时壁板出现了损伤,初始损伤范围如图 36 所示。有限元分析中最终的破坏载荷为 731.9 kN,后屈曲比为 1.53,最终的破坏模式如图 37 所示。由图 37 可知,B 构型曲板在剪切载荷下最终的破坏模式为长桁和蒙皮沿斜角方向折断,长桁和蒙皮间的胶接界面有裂纹。

4.2.3　压剪复合载荷(压剪比为 1∶1)

B 构型曲板在压剪比为 1∶1 载荷下的后屈曲历程如图 38 所示,B 构型在压剪载荷下初始屈曲点的载荷-剪应变曲线如图 39 所示,屈曲时对应的压缩载荷为 720 kN。压缩载荷加载至 1 012.3 kN 时出现初始损伤,损伤范围如图 40 所示。有限元分析中最终的破坏时对应的压缩载荷为 1 264.1 kN,剪切载荷为

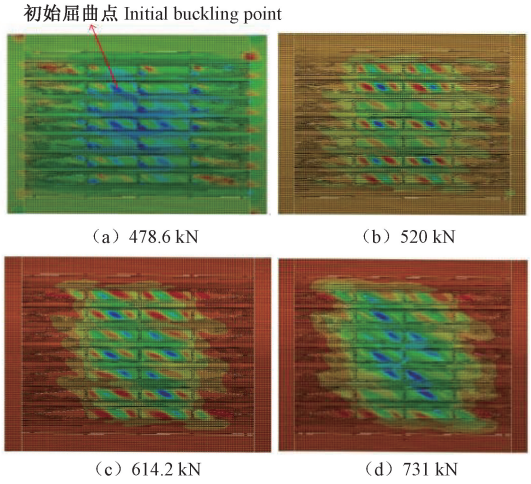


图 34 B 构型曲板在剪切载荷下的后屈曲历程

Fig. 34 Post-buckling process of the configuration B curved panel under shear load

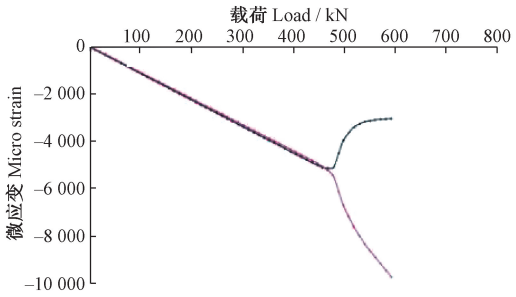


图 35 B 构型曲板初始屈曲点在剪切载荷下的载荷-剪应变曲线

Fig. 35 Load-shear strain curve at initial buckling spot of the configuration B curved panel under shear load

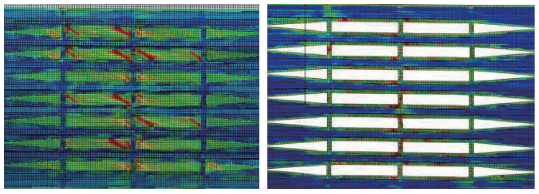


图 36 B 构型曲板在剪切载荷下的初始损伤范围(加载至 673.4 kN)

Fig. 36 Initial damage range of the configuration B curved panel under shear load (load to 673.4 kN)

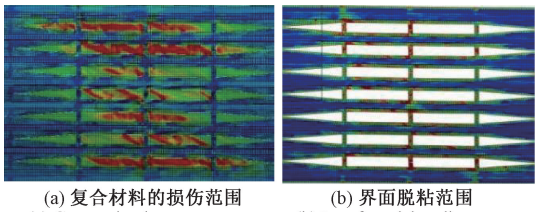


图 37 B 构型曲板在剪切载荷下的最终破坏模式(加载至 731.9 kN)

Fig. 37 Final failure mode of the configuration B curved panel under shear load (load to 731.9 kN)

432.2 kN,后屈曲比为 1.75。最终的破坏模式如图 41 所示。由图 41 可知,B 构型曲板在压剪比为 1∶1 载荷下最终的破坏模式为长桁和蒙皮沿斜角方向折断。

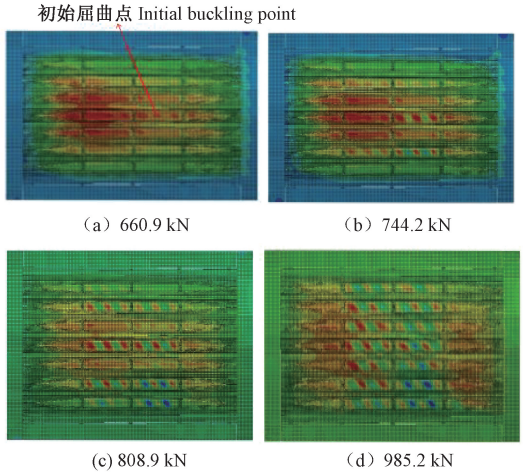


图 38 B 构型曲板在压剪比 1∶1 载荷下的后屈曲历程

Fig. 38 Post-buckling process of the configuration B curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 1 : 1)

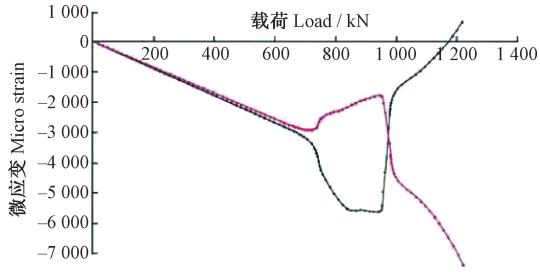


图 39 B 构型曲板初始屈曲点在压剪比为 1∶1 载荷下的载荷-剪应变曲线

Fig. 39 Load-shear strain curve at initial buckling spot of the configuration B curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 1 : 1)

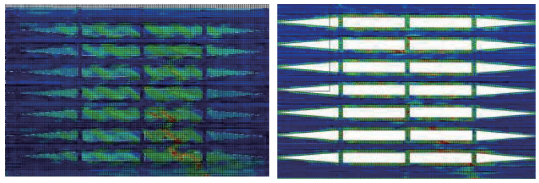


图 40 B 构型曲板在压剪比 1∶1 载荷下的初始损伤范围(加载至1 012.3 kN)

Fig. 40 Initial damage range of the configuration B curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 1 : 1, compressive load = 1 012.3 kN)

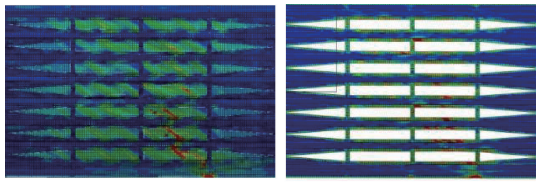


图 41 B 构型曲板在压剪比 1∶1 载荷下的最终破坏模式(加载至 1 264.1 kN)

Fig. 41 Final failure mode of the configuration B curved panel under the combined load (N_x : N_{xy} = 1 : 1, compressive load = 1 264.1 kN)

4.2.4　压剪复合载荷(压剪比为 2∶1)

B 构型曲板在压剪比为 2∶1 载荷下的后屈曲历程如图 42 所示,B 构型在该载荷下初始屈曲点的载荷-剪应变曲线如图 43 所示。由图 43 可知,屈曲时对应的压缩载荷为 936.9 kN。加载至 1 321.4 kN 壁板出现初始损伤,损伤范围如图 44 所示。有限元分析中最终的压缩破坏载荷为 1 628.4 kN,剪切破坏载荷为 319.6 kN,后屈曲比为 1.73。最终的破坏模式如图 45 所示,B 构型曲板在压剪比为 2∶1 载荷下最终的破坏模式为长桁和蒙皮沿斜角方向折断。

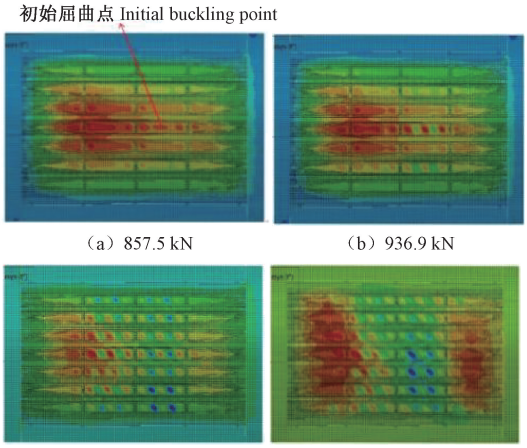


图 42　B 构型曲板在压剪比 2∶1 载荷下的后屈曲历程

Fig. 42　Post-buckling process of the configuration B curved panel under the combined load(N_x∶N_{xy}=2∶1)

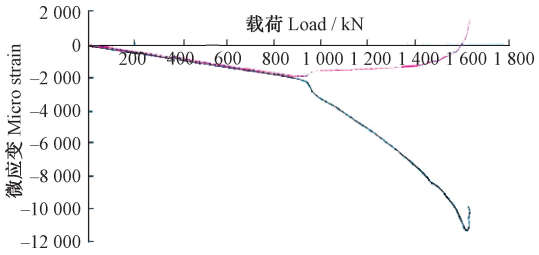


图 43　B 构型曲板初始屈曲点在压剪比 2∶1 载荷下的载荷-剪应变曲线

Fig. 43　Load-shear strain curve at initial buckling spot of the configuration B curved panel under the combined load(N_x∶N_{xy}=2∶1)

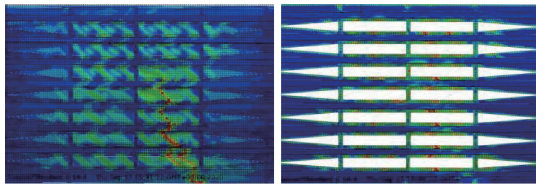


图 44　B 构型曲板在压剪比 2∶1 载荷下的初始损伤范围(加载至 1 321.4 kN)

Fig. 44　Initial damage range of the configuration B curved panel under the combined load (N_x∶N_{xy}=2∶1, compressive load=1 321.4 kN)

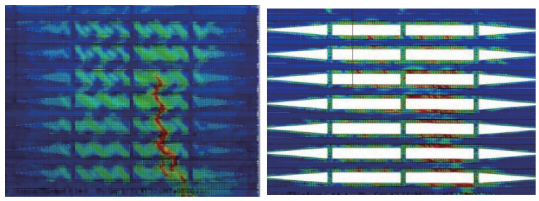


图 45　B 构型曲板在压剪比 2∶1 载荷下的最终破坏模式(加载至 1 628.4 kN)

Fig. 45　Final failure mode of the configuration B curved panel under the combined load (N_x∶N_{xy}=2∶1, compressive load=1 628.4 kN)

A、B 两种构型的质量分别是 47.44、46.81 kg,各载荷工况下的载重比见表 6。由表 6 可知,含内包层的 B 构型的载重比在纯压工况和压剪复合工况下较 A 构型均有提升;由于 B 构型蒙皮稍弱于 A 构型,在纯剪工况下,B 构型的载重比略有下降。

表 6　A 构型和 B 构型性能比较

Tab. 6　Performance comparison between the configuration A and configuration B

载荷工况 Loading condition	性能水平 Performance level	A 构型 Configuration A	B 构型 Configuration B	比较 Comparison/%
压缩 Compression	极限承载能力 Ultimate capacity/kN	1 446.1	1 905.5	31.77
	载重比 Capacity-weight ratio	30.48	40.70	33.55
剪切 Shear	极限承载能力 Ultimate capacity/kN	746.5	731.9	−1.96
	载重比 Capacity-weight ratio	15.74	15.63	−0.66
压剪复合(压剪比 1∶1) Combined load (N_x∶N_{xy}=1∶1)	极限承载能力(压缩) Ultimate capacity(compression)/kN	1 107.1	1 264.1	14.18
	极限承载能力(剪切) Ultimate capacity(shear)/kN	382.5	432.2	12.99
	载重比(压缩) Capacity-weight ratio(compression)	23.34	27.00	15.70
压剪复合(压剪比 2∶1) Combined load (N_x∶N_{xy}=2∶1)	极限承载能力(压缩) Ultimate capacity(compression)/kN	1 477.1	1 628.4	10.24
	极限承载能力(剪切) Ultimate capacity(shear)/kN	288.4	319.6	10.82
	载重比(压缩) Capacity-weight ratio(compression)	31.14	34.79	11.71

5 结论

本文针对机身曲板在纯压、纯剪以及复合载荷工况下进行有限元分析,分析结果与试验一致性良好。在证明该种有限元分析方法有效后,根据《复合材料壁板屈曲与后屈曲设计与分析技术》课题中壁板后屈曲设计效果验证需求,设计了两种构型的曲板。曲板A按照传统设计思路,蒙皮稍厚于长桁;而曲板B减少了蒙皮铺层,在长桁内部增加了内包层;最后分别对两种构型的曲板在纯压、纯剪和复合载荷下进行有限元分析,发现内包层可以显著提高结构的载重比,为机身结构的优化提出了一种新的思路。

参考文献(References)

[1] ZHAO L B, WANG K K, DING F, et al. A post-buckling compressive failure analysis framework for composite stiffened panels considering intra-, inter-laminar damage and stiffener debonding [J]. Results in Physics, 2019, 13:102205.

[2] DEGENHARDT R, CASTRO S G P, ARBELO M A, et al. Future structural stability design for composite space and airframe structures [J]. Thin-Walled Structures, 2014, 81 (7): 29-38.

[3] HAO P, WANG B, TIAN K, et al. Integrated optimization of hybrid-stiffness stiffened shells based on sub-panel elements [J]. Thin-Walled Structures, 2016, 103:171-182.

[4] GE D Y, MO Y M, HE B L, et al. Experimental and numerical investigation of stiffened composite curved panel under shear and in-plane bending[J]. Composite Structures, 2016, 137: 185-195.

[5] GLISZCZYNSKI A, KUBIAK T. Progressive failure analysis of thin-walled composite columns subjected to uniaxial compression [J]. Composite Structures, 2017, 169: 52-61.

[6] ROUSE M. Methodologies for combined loads tests using a multi-actuator test machine[M]//Experimental Mechanics of Composite, Hybrid, and Multifunctional Materials, Volume 6. Cham: Springer International Publishing, 2013: 205-214.

[7] NIEMANN S, WAGNER H N R, HUHNE C. Anisogrid stiffened panel under axial compression: manufacturing numerical analysis and experimental testing [J]. Thin-Walled Structures, 2021, 161: 107483.

[8] ZHANG X L, DAI W B, CAI B, et al. Numerical and experimental investigation of bearing capacity for compressed stiffened composite panel with different stringer section geometries [J]. Applied Composite Material, 2022,29: 1507-1535.

[9] MONTEMURRO M, PAGANI A, FIORDILINO G A, et al. A general multi-scale two-level optimization strategy for designing composite stiffened panels[J]. Composite Structures, 2018, 201: 968-979.

[10] SUN Z Y, LEI Z K, ZOU J C, et al. Prediction of failure behavior of composite hat-stiffened panels under in-plane shear using artificial neural network[J]. Composite Structures,2021,272:114238.

[11] MO Y M, GE D Y, HE B L. Experiment and optimization of the hat-stringer-stiffened composite panels under axial compression[J]. Composites Part B: Engineering, 2016,84:285-293.

[12] DUARTE A P C, PEREIRA G B, SILVESTRE N. Numerical study of the influence of the stringers cross-section geometry on the mechanical behavior of compressed curved stiffened composite panels [J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures,2021,28(5): 516-529.

[13] ALHAJAHMAD A, MITTELSTEDT C. Minimum weight design of curvilinearly grid-stiffened variable-stiffness composite fuselage panels considering buckling and manufacturing constraints [J]. Thin-Walled Structures, 2021,161:107526.

[14] WANG X M, CAO W, DENG C H, et al. Experimental and numerical analysis for the post-buckling behavior of stiffened composite panels with impact damage [J]. Composite Structures, 2015,133:840-846.

[15] 袁 菲,刘 富,柴亚南,等.复合材料加筋壁板帽型筋条包覆层对界面脱粘起始的影响[J].机械强度,2022, 44(6): 1490-1497.
YUAN Fei, LIU Fu, CHAI YaNan, et al. Internal cladding layer influence on the debonding of hat-stringer stiffened composite panels under axial compression[J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(6): 1490-1497(In Chinese).

[16] 柴亚南,邓凡臣,李 崇,等. 一种机身壁板复合载荷试验装置: CN104807694B[P]. 2018-01-30.
CHAI YaNan, DENG FanChen, LI Chong, et al. A composite load test device for fuselage panel: CN104807694B [P]. 2018-01-30 (In Chinese).

[17] 李 真,王 俊,邓凡臣,等.复合材料机身壁板的强度分析与试验验证[J].航空学报,2020,41(9):118-130.
LI Zhen, WANG Jun, DENG FanChen, et al. Strength analysis and test verification of composite fuselage panels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(9): 118-130(In Chinese).

[18] 王彬文,陈向明,邓凡臣,等.飞机壁板复杂载荷试验技术[J].航空学报,2022,43(3): 72-89.
WANG BinWen, CHEN XiangMing, DENG FanChen, et al. Complex load test technology for aircraft panels [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 72-89(In Chinese).

[19] 李 崇,柴亚南,王彬文,等.大型机身壁板复杂应力场试验技术[J].航空学报,2022,43(6): 474-483.
LI Chong, CHAI YaNan, WANG BinWen, et al. Test technology for complex stress field of large scale fuselage panel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43 (6): 474-483 (In Chinese).

[20] 邓凡臣,柴亚南,薛会民,等. 大型飞机机身曲板多轴载荷试验技术研究[J].实验力学,2018,33(3):484-490.
DENG FanChen, CHAI YaNan, XUE HuiMin, et al. On the experimental technique for large aircraft fuselage curved panel subjected to multiaxial loading [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2018,33(3):484-490(In Chinese).

[21] 林国伟,李新祥. 复合材料壁板后屈曲分析失效准则的适用性研究[J]. 机械强度, 2020,42(3):565-572.
LIN GuoWei, LI XinXiang. Applicability investigation of failure criterion for post-buckling analysis of stiffened composite panels[J]. Journal of Mechanical Strength, 2020, 42 (3): 565-572 (In Chinese).

[22] 杨钧超. CCF300/BA3202 复合材料力学性能试验报告[R]. 西安:中国飞机强度研究所, 2020:AA-623S-2020-101-0006-A.
YANG JunChao. Report of CCF300/BA3202 composite matrial mechanic test[R]. Xi'an: Aircraft Strength Research Institute of China, 2020: AA-623S-2020-101-0006-A(In Chinese).