

变刚度复合材料加筋壁板的压缩试验及仿真研究



原崇新¹, 潘杰¹, 屈蒙², 谭源², 董青海¹, 党磊¹, 李志远²

1. 中国商飞北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211

2. 上海飞机制造有限公司, 上海 201324

摘要: 受益于自动铺丝等自动化制造技术, 曲线纤维复合材料的工程应用已经成为现实, 但曲线纤维复合材料在加筋壁板上的性能优势仍缺乏相应的试验数据验证。本文对比分析了直线纤维与优化后的曲线纤维复合材料加筋壁板的压缩性能, 采用了自动铺丝工艺分别制造了直线纤维面板和曲线纤维面板, 并与固化好的工形长桁进行二次固化, 然后对两种类型的试验件进行压缩性能测试。试验结果表明, 直线加筋壁板复合材料的压缩载荷为 116.27kN, 而优化后曲线纤维加筋壁板的压缩载荷为 151.62kN。对两种形式的加筋壁板进行了有限元仿真, 并与试验结果进行对比。仿真结果表明, 直线纤维加筋壁板因为较早地出现了面板屈曲并随之与工形长桁脱黏, 最后长桁被压溃而导致整个结构失效。而曲线纤维加筋壁板因为屈曲强度较高, 在临近失效时才发生脱黏, 并导致最终的压溃。

关键词: 曲线纤维复合材料; 加筋壁板; 压缩; 脱胶; 工形长桁

中图分类号: TB332

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.03.005

复合材料加筋壁板是航空航天飞行器最常见的结构形式, 在机身、机翼及尾翼上应用较多, 其中机翼、平尾和垂尾以 T 形或工形加筋居多。在飞机的载荷工况中, 轴向压缩是主要的受力模式, 因此加筋壁板在受到压缩载荷下的性能是其结构设计的重要指标^[1-2]。复合材料在受到压缩载荷时一般会先发生屈曲, 但不会马上失效, 而是可以继续承载, 直到完全破坏, 这段从屈曲到最终破坏的过程被称为后屈曲^[3-6]。

随着飞机的复合材料应用比例越来越高, 国内外有关复合材料加筋壁板压缩行为的研究越来越多。郑洁等^[7]研究了工形长桁加筋壁板的压缩行为, 并对比了试验和有限元分析得到的应力-应变曲线, 认为基于弧长法的有限元仿真可以反映加筋壁板的渐进损伤。张国凡^[8]详细对比了三种复合材料失效准则以及界面脱黏损伤对其破坏模式和破坏载荷的影响。刘洪权等^[9]从试验方法的角度总结了加筋壁板在压缩过程中的影响因素, 包括端部灌封方式、蒙皮侧边支持、金属假件厚度等。随着自动铺丝等技术的广泛

应用, 纤维不再受限于仅能沿直线铺放, 而是可以根据结构的受力情况, 让纤维沿着结构的主应力方向进行铺放, 从而更好地发挥纤维在轴向上的性能优势, 提高结构效率。李辉等^[10]利用 MATLAB/ABAQUS 建立了三维曲线纤维模型, 研究了变刚度复合材料层合板在受到压缩时的渐进破坏过程。国内外的研究表明, 利用弯曲纤维可实现复合材料平板的变刚度设计, 并提高其压缩稳定性, 但国内外对曲线纤维复合材料加筋壁板在压缩载荷下的物理试验研究较少。

曲线纤维固然可以在性能上发挥更好的传力效率优势, 但在制造上比直线纤维增加了不少的难度, 一方面, 纤维的可变形性小限制了其自由变向的空间; 另一方面, 曲线纤维也容易产生纤维间隙或纤维交叠的情况。潘杰等^[11]在考虑实际铺放制造可行性的约束条件下, 通过遗传算法和有限元分析的结合, 进行变刚度的曲线纤维的优化设计, 使其抗屈曲强度提高。本文在此基础上, 制造出了面板为曲线纤维、长桁为直线纤维的工形长桁加筋壁板, 通过试验测

收稿日期: 2023-07-27; 退修日期: 2023-11-28; 录用日期: 2024-01-24

基金项目: 国家自然科学基金(51875159)

引用格式: Yuan Chongxin, Pan Jie, Qu Meng, et al. Compression test and simulation study of curvilinear fiber composite stiffened laminates [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(03): 41-46. 原崇新, 潘杰, 屈蒙, 等. 变刚度复合材料加筋壁板的压缩试验及仿真研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(03): 41-46.

试证明了曲线纤维加筋壁板的压缩载荷高于直线纤维,并通过有限元模型揭示了其背后的破坏机理。

1 试验件制造

试验件为工形长桁加筋壁板,试验件考核长度为200mm,灌封后的试验件总长为278mm,面板宽度为100mm。制造工艺为先将工形长桁固化并机加为净尺寸,然后与预浸料湿面板共固化,固化结束后将面板加工至设计尺寸。为了防止试验件在压缩过程中出现底部压溃,将上下两侧进行树脂灌封处理,两侧灌封高度为39mm。

1.1 面板制造

采用某T800级热固性自动铺丝材料(T800-21)进行面板制造,丝束幅宽为6.35mm,固化后单层名义厚度为0.187mm,面板分为直线铺放和曲线铺放两种,直线铺放一共两块,分别为直线01和直线02,曲线铺放分别为曲线03和曲线04,两种类型的面板都为6层,其铺层信息见表1。

表1 底面的铺层
Table 1 The skin layout

序号	铺层
直线01-02	[0/45/0/-45/90/0]
曲线03-04	<62/45><-62/-45><-61/-52><61/52><-53/-64><53/64>

1.2 长桁制造

两种结构的长桁结构形式和铺层一致,工形长桁的材料为某T800级热固性预浸料(T800-308),其上缘条宽为26mm,高为30mm,下缘条宽为46mm。工形长桁铺层顺序见表2,上面板厚度为3.33mm,共18层,腹板为2.96mm,共16层,下面板为1.85mm,共10层。

表2 工形长桁铺层顺序
Table 2 The I-shaped stringer layout

序号	部位	铺层	层数
1	上面板	45/-45/0/0/0/-45/0/0/0/45/45/-45/0/0/-45/0/0/45	18
2	腹板	[45/-45/0/0/-45/0/0/45]s	16
3	下底面	45/-45/0/0/-45/0/0/45/45/-45	10

2 试验件压缩测试

试验件压缩测试在MTS 250kN的静力试验机上进行,采用位移加载法进行压缩加载,以1mm/min的加载速率逐步施加轴向压缩载荷直至试验件被破坏。为了监测压缩过程中应变的变化,在试验件上粘贴了12对背对背的应变片。应变片的粘贴位置主要考虑对面板屈曲的监控、对

板与长桁脱黏的监控以及对加筋壁板整体弯曲的监控,分别为长桁左右底缘共6对应变片101(201)~106(206)、长桁顶部与面板中部3对110(211)~112(212)、面板左侧边3对107(207)~109(209),其粘贴位置如图1所示。整个试验加载过程如图2所示。

在正式加载试验前,施加一下预载荷进行对中调试,选用1000 $\mu\epsilon$ 附近的应变数据来检查背对背的两个应变片的对称性,使其符合式(1)

$$B_y = \left| \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_1 + \varepsilon_2} \right| \times 100\% \quad (1)$$

式中, B_y 为背对背应变片的偏差,相求 $B_y < 10\%$ 。 ε_1 为一个面上的应变片的测试数值; ε_2 为相对应背面应变片的测试数值。如果不符合式(1),则需要加载端面施加垫片进行调整,直至符合要求。

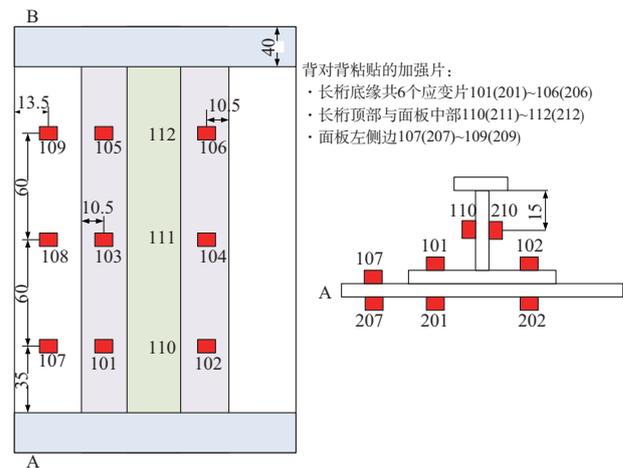


图1 应变布置图

Fig.1 Positions of strain gauges



图2 复合材料加筋壁板压缩试验

Fig.2 Composite stiffened panel compression test

3 有限元建模

为了研究变刚度复合材料在压缩过程中的破坏机理,建立了有限元模型,如图3所示。长桁和面板采用S4R壳单元,网格大小为5mm,胶膜采用COH3D8体单元,网格大小为2mm,胶膜尺寸为100mm×200mm,与考核区面板尺寸相同,胶膜厚度为0.2mm,与真实试验件相符。试验件两端采用多点约束以模拟灌封效果,一端进行简支即约束三个平动方向自由度,另一端进行两个平动方向约束(除加载方向外),并施加位移加载。面板/胶膜以及胶膜/长桁界面进行捆绑连接。对于变刚度的面板铺层,通过Python编程来计算每个单元的方向并修改Abaqus的输入文件来赋予变刚度属性,具体方法参见参考文献[11]。

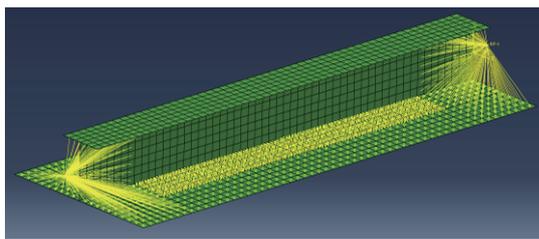


图3 加筋壁板有限元模型

Fig.3 Finite element model of stiffened panels

3.1 长桁与面板材料性能

模型中长桁和面板的材料性能见表3。复合材料的本构关系采用经典层合板理论,失效判据为Hashin准则,失效后的损伤扩展为能量控制,纵向拉伸断裂能为91.6,纵向压缩断裂能为79.9,横向拉伸断裂能为0.22,横向压缩断裂能为1.1。

表3 预浸料材料性能

Table 3 The properties of carbon prepreg

材料性能	E_1 /MPa	E_2 /MPa	ν_{12}	G_{12} /MPa	G_{13} /MPa	G_{23} /MPa	ρ /(kg/m ³)
长桁 T800-308	179000	9900	0.317	4140	4140	4140	1576
面板 T800-21	166000	9800	0.33	4600	4800	4800	1550
材料性能	X_1 /MPa	X_c /MPa	Y_1 /MPa	Y_c /MPa	S_{12}	S_{13}	—
长桁 T800-308	2920	1430	68.6	278	172	172	—
面板 T800-21	3259	1626	54.6	253	147	102.5	—

3.2 胶膜材料性能

胶膜采用 traction-separation law 的本构模型,其模量和破坏强度见表4,其中平面拉伸强度 S_0 参考文献[12]。胶膜的渐进损伤采用B-K准则,扩展模式为能量,刚度折减为线性,系数为1.45,法向断裂能为0.75mJ/mm²,两个切向

表4 胶膜材料性能

Table 4 The properties of adhesives

材料性能	E /MPa	G_1 /MPa	G_2 /MPa	S_0 /MPa	S_1 /MPa	S_2 /MPa
Adh-7600	12500	4000	4000	7	30	30

断裂能为0.53mJ/mm²。

4 结果分析

表5中列出了传统直线铺放面板和优化后的曲线铺放面板所对应的加筋壁板的压缩载荷,并与有限元模型对比分析,可以看出,两个直线纤维加筋壁板的实际测试载荷相差不大,FEM仿真结果偏高。同样,两个曲线纤维加筋壁板的测试载荷更为接近,FEM仿真结果也偏高,但都在相同范围内。

表5 两种类型加筋壁板的压缩载荷对比

Table 5 Comparison between compression loads of two types of stiffened panels

试验件	测试载荷/kN	测试平均值/kN	FEM仿真结果/kN
直线01	113.14	116.27	129.35
直线02	119.40		
曲线03	152.22	151.62	163.9
曲线04	151.02		

4.1 直线纤维加筋壁板

在直线纤维加筋壁板的压缩过程中,在大约20kN时听到了异响,判断是面板与长桁发生了初步分离,随着试验的加载,界面脱黏的范围越来越大,面板发生弯曲明显先于发生破坏,最终长桁被压溃,结构完全丧失承载能力,这与参考文献[10]中的描述基本一致。为进一步验证破坏过程变化,将试验件的压缩过程与有限元分析结果进行了对比,分别如图4、图5所示。可以看出,有限元分析的载荷—应变曲线与实际测试结果趋同,尤其是长桁中间位置的变化。但在面板侧边的长度方向中间处,实际测试的曲线分叉在30N时出现,并且逐步扩大,最终明显扩张;而有限元结果显示是在50N时出现分叉,这里对应着整个结构的一阶模态(见图5),并且分叉明显扩张。试验与仿真之间的差异可能是因为在模型中输入的胶层参数并不能完全真实地代表实际性能,实际上,在分析过程中发现,胶层的模量的数量级式的改变或胶层的破坏应力大小会对破坏载荷有明显的影响。而胶层的模量和破坏应力目前缺少可信的数据,本文中的数据参考了胶膜供应商和参考文献[10]的数据。还有部分原因是有限元模型中的 coupling 边界条件有可能未完全反映真实的灌封约束。

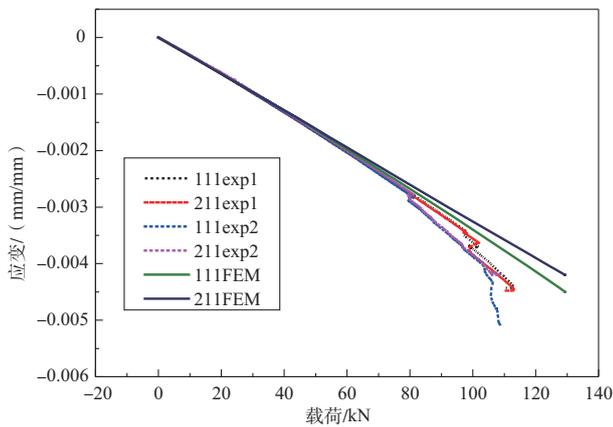


图4 直线纤维加筋壁板长桁中间位置应变变化(111~112)

Fig.4 The force-strain curves of straight fiber stiffened panels at the middle position of stringer ribs(111~112)

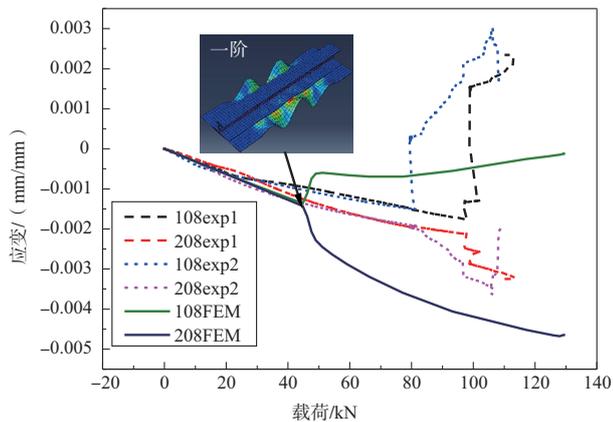


图5 直线纤维面板边缘中间的应变变化(108~208)

Fig.5 The force-strain curves of straight fiber-stiffened panels at the middle position of skin edges(108~208)

通过对比分析实际测试过程中的各个位置的应变曲线,发现长桁(图1中的110~112(210~212))的应变在整个过程中未出现明显分叉,其中111(211)如图4所示。长桁底缘处的6个位置(101~106)在前期变化也不大,当面板与长桁底缘脱胶时出现了分叉,因受限于篇幅,这里未展示这些应变分布图。从整个过程来看,主要是面板变形较大,尤其是试验件1,面板与底缘分离较早,造成它的压缩载荷比试验件2低,为113.14kN。最后的两个试验件的破坏图片如图6所示,可以看出,两者破坏模式基本一致,都出现了面板与长桁的明显分离,以及分离后长桁的溃断。

4.2 曲线纤维加筋壁板

曲线纤维加筋壁板的面板采用了参考文献[11]中的优化铺层,经过仿真计算,其屈曲载荷为174.9kN,因此在压缩过程中并没有出现因面板过度变形而引起的长桁与面板之

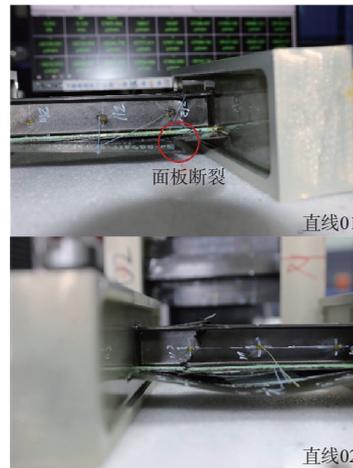


图6 两个直线纤维加筋壁板的破坏位置

Fig.6 The failure modes of two straight fiber stiffened panels under compression

间的分离,而是直至最后因胶层失效才出现分离。在仿真分析中,首先对比了面板边缘中间处(108~208)的应变变化,可以看出仿真结果与试验结果在载荷—应变方面存在相同的变化趋势。不过,试验结果显示面板更早地出现了分叉并且变化明显,而有限元仿真中稍晚也出现了分叉,不过分叉程度不高,其原因与直线纤维类似,即模型中对于胶层的性能参数以及边界条件的设置与真实情况可能存在差异。但是在其他的应变片位置(如长桁腹板和长桁缘条处),试验结果和仿真结果一致性较好,过程中面板两侧都未出现明显的分叉,这表明了仿真模型的可靠性。曲线纤维加筋壁板面板边缘中间的载荷—应变如图7所示。

另外,通过仿真模型分析发现,在整个压缩过程中,未出现纤维拉伸/压缩和树脂拉伸/压缩破坏,而是到后期因胶膜法向应力超过其强度而造成失去黏结性,位置发生在灌封端部(见图8,图中SDEG代表胶膜因损伤而造成的强度下降,当其值为1时表示胶膜已经完全失效,完全失效的单元被删除),这与图9中试验件真实的失效模式和失效位置吻合。

5 结论

通过自动铺丝工艺制造了直线纤维面板与曲线纤维面板,并分别与相同铺层的干长桁进行了二次固化,对比了两种类型纤维的压缩载荷和破坏过程,可得出如下结论:

(1)曲线纤维的压缩强度(151.62kN)明显大于直线纤维的压缩强度(116.27kN),这是由于曲线纤维加筋壁板的屈曲强度较高,而直线纤维屈曲强度较低,面板过早地出现面外变形。

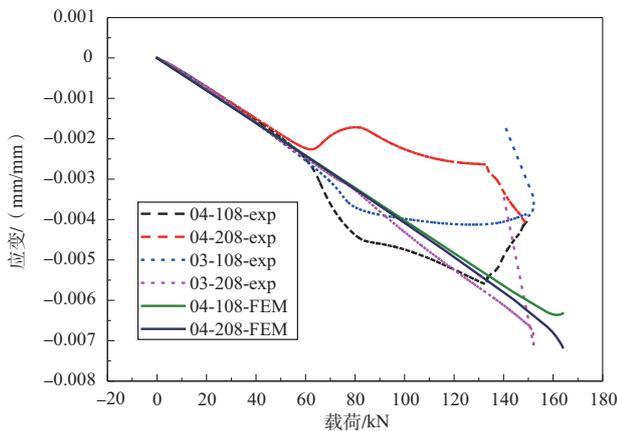


图7 曲线纤维加筋壁板面板边缘中间的载荷—应变

Fig.7 The force-strain curves of curved fiber-stiffened panels at the middle position of skin edges

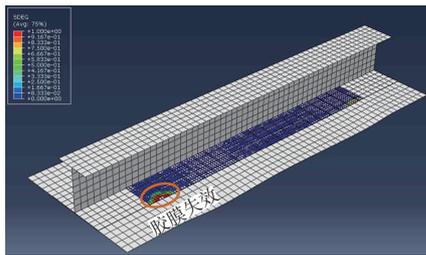


图8 胶膜刚度折减云图

Fig.8 The scalar stiffness degradation of the adhesive layer

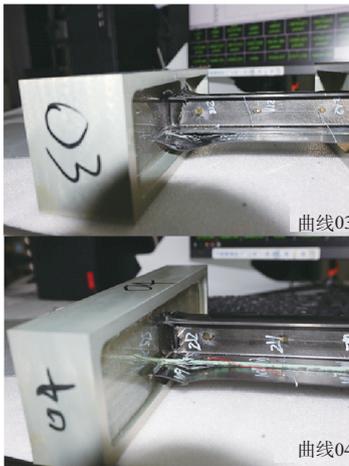


图9 曲线纤维加筋壁板破坏模式

Fig.9 The failure modes of two curved fiber-stiffened panels under compression

(2)从失效机理来看,直线纤维是因为面板变形而导致胶层受力较大,长桁缘条与面板出现分离,直到最后面板出现弯曲,长桁压溃。曲线纤维也出现了面板变形,但出现较晚且幅度不如直线纤维大,因此在试验过程中未出现缘条与面板的分离,直到胶层因法向拉力而出现失效,导致最终

长桁压溃,承载能力丧失。

(3)通过建立含 cohesive 单元的有限元模型可以有效反映加筋壁板的压缩行为,但目前工程上缺少可靠的胶膜的材料性能,尤其是胶膜的模量以及损伤扩展行为,这应该对模拟结果的准确性产生了影响,导致部分位置的应变变化与真实有差异,在后期的研究中需研究胶膜相关的测试标准,以准确测试这些参数。

最后,试验测试结果和有限元仿真都表明,与直线纤维相比,经过优化后的曲线纤维加筋壁板的屈曲强度可以大大提高,进而提高加筋壁板的压缩强度,这为后期的飞机结构设计或其他领域壁板类的设计提供了一定的试验数据和理论基础。

AST

参考文献

- [1] 余芬,崔乃葳,安伯宁,等. 复合材料 Ω 形加筋壁板低速冲击渐进损伤及剩余强度分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(1):28-36.
Yu Fen, Cui Naiwei, An Boning, et al. Numerical study on low-velocity impact and compression-after-impact behavior of omega stiffened composite panels[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(1):28-36. (in Chinese)
- [2] 赵占文,苏雁飞,崔勇江. 变刚度复合材料层压板的轴压稳定性优化研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(8):57-61.
Zhao Zhanwen, Su Yanfei, Cui Yongjiang. Buckling optimization study on variable stiffness composite laminate under compression load[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(8):57-61. (in Chinese)
- [3] Ribeiro P, Akhavan H, Teter A, et al. A review on the mechanical behaviour of curvilinear fibre composite laminated panels[J]. Journal of Composite Materials, 2014,48:2761-2777.
- [4] Venkatachari A K, Natarajan S, Ganapathi M, et al. Mechanical buckling of curvilinear fibre composite laminate with material discontinuities and environmental effects[J]. Composite Structures, 2015, 131: 790-798.
- [5] Falcó O, Mayugo J, Costa J. Variable-stiffness composite panels: As-manufactured modeling and its influence on the failure behavior[J]. Composites Part B:Engineering, 2014, 56: 660-669.
- [6] Lopes C, Gürdal Z, Camanho P. Variable-stiffness composite panels: Buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates[J]. Computers & Structures, 2008, 86: 897-907.
- [7] 郑洁,任善. 复合材料加筋壁板稳定性分析方法研究[J]. 航空

- 科学技术, 2015, 26(3): 44-48.
- Zheng Jie, Ren Shan. Study on stability analysis method of composite stiffened plates[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2015, 26(3): 44-48. (in Chinese)
- [8] 张国凡. 复合材料加筋壁板结构屈曲承载特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- Zhang Guofan. Study on buckling behavior of stiffened composite panels[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [9] 刘洪权, 薛应举, 杜正兴. 复合材料加筋壁板轴压承载能力试验研究[J]. *航空科学技术*, 2015, 26(12): 70-75.
- Liu Hongquan, Xue Yingju, Du Zhengxing. Automatic geometry extracting method on aircraft pipeline flow simulation [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2015, 26(12): 70-75. (in Chinese)
- [10] 李辉, 赵春江, 梁建国, 等. 变刚度复合材料层合板力学特性及失效机理分析[J]. *复合材料科学与工程*, 2022(7): 5-10+24.
- Li Hui, Zhao Chunjiang, Liang Jianguo. Analysis of mechanical properties and failure mechanism of variable stiffness composite laminates[J]. *Composites Science and Engineering*, 2022(7): 5-10+24. (in Chinese)
- [11] 潘杰, 原崇新, 李志远, 等. 考虑可制造性的变刚度复合材料加筋壁板的优化设计[J]. *航空科学技术*, 2023, 34(3): 64-70.
- Pan Jie, Yuan Chongxin, Li Zhiyuan, et al. Optimization design of variable stiffness stiffened composites considering manufacturability[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2023, 34(3): 64-70. (in Chinese)
- [12] 冯浩, 王德志, 曲春艳, 等. 高温固化环氧结构胶膜性能研究I [J]. *黑龙江科学*, 2011, 2(4): 7-8+29.
- Feng Hao, Wang Dezhi, Qu Chunyan, et al. The performance comparison of several high temperature curing structural adhesive films at home and abroad I[J]. *Heilongjiang Science*, 2011, 2(4): 7-8+29. (in Chinese)

Compression Test and Simulation Study of Curvilinear Fiber Composite Stiffened Laminates

Yuan Chongxin¹, Pan Jie¹, Qu Meng², Tan Yuan², Dong Qinghai¹, Dang Lei¹, Li Zhiyuan²

1. COMAC Beijing Aircraft Technology Research Institute, Beijing 102211, China

2. Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201324, China

Abstract: The curved fiber composites can be applied in the industry thanks to the automated fiber placement, however, the benefit of the curved fiber stiffened laminates has not been proved adequately by experimental data. The compression behavior of straight fiber stiffened laminates were compared with the curved fiber stiffened laminates, the skins were manufactured with the automated fiber placement processing, and then they were cocured with the cured I-shaped stringers, finally the two types of stiffened laminates were tested under compression. Results show that the straight fiber stiffened laminates failed at an average compressive load of 116.27kN, compared with a load of 151.62kN of the curved ones. It is found that the debonding firstly happens as the buckling of the skin in the case of straight fibers, then the stringer failed and it leads to the final failure of the whole structure. The curved fiber stiffened laminates show a similar behavior that a debonding exist and it leads to the stringer's crush. However, the debonding happened at a high compression load as the curved fiber stiffened laminates has a much higher buckling load.

Key Words: curved fiber composites; stiffened laminates; compression; debonding; I-shaped stringer

Received: 2023-07-27; Revised: 2023-11-28; Accepted: 2024-01-04

Foundation item: National Natural Science Foundation of China(51875159)