

文章编号: 1674-8190(2023)05-094-07

# 弱蜂窝夹层板自然老化后弯曲性能 试验和仿真研究

孔沼, 单杭英, 潘荣华, 杨忠清  
(南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

**摘要:** 中小型无人机结构设计中大量应用了弱蜂窝夹层板, 由于其寿命周期长期处于贮存状态, 难以确定结构在长期自然老化后的状态。以弱蜂窝夹层板为研究对象, 开展其在长期自然老化后的弯曲性能试验研究。基于 Hashin 失效准则和刚度退化模型, 建立有限元分析模型, 深入研究蜂窝芯层和面板在弯曲下的力学响应和失效形式。结果表明: 经过长期自然老化, 弱蜂窝夹层板的弯曲强度有所提高, 且试验数据具有良好的稳定性; 其主要失效模式为下面板断裂, 与预期一致; 数值模拟结果及失效过程与试验吻合较好。

**关键词:** 弱蜂窝夹层板; 长期自然老化; 弯曲力学性能试验; Hashin 失效准则; 数值模拟

中图分类号: V214.6; TB332

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.05.12

## Experimental and numerical study on weak honeycomb sandwich panels under bending after long-term natural aging

KONG Zhao, SHAN Hangying, PAN Ronghua, YANG Zhongqing  
(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Weak honeycomb sandwich panels are used extensively in the structural design of small and medium-sized UAV. Due to its life cycle in long-term storage status, and the state of the structure is difficult to determine after long-term natural aging. In this paper, the bending performance of weak honeycomb sandwich panels after natural ageing is investigated. Based on the Hashin failure criterion and the stiffness degradation model, a finite element analysis model is developed to study the mechanical response and failure forms of the honeycomb core layer and skin under bending. The results show that even after long-term natural aging, bending strength increase significantly; the experimental data are of good stability and the main failure modes are consistent with expectations (i.e. lower panel fracture); the results of the simulations are in general agreement with the experimental results.

**Key words:** weak honeycomb sandwich panel; long-term natural ageing; bending mechanical properties experiment; Hashin failure criterion; numerical simulation

收稿日期: 2022-10-27; 修回日期: 2023-02-06

基金项目: 中央高校基本科研业务费(3082020NP2020415)

通信作者: 单杭英, amyshan@nuaa.edu.cn

引用格式: 孔沼, 单杭英, 潘荣华, 等. 弱蜂窝夹层板自然老化后弯曲性能试验和仿真研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(5): 94-100.

KONG Zhao, SHAN Hangying, PAN Ronghua, et al. Experimental and numerical study on weak honeycomb sandwich panels under bending after long-term natural aging[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(5): 94-100. (in Chinese)

## 0 引言

蜂窝夹层结构材料是目前应用较广泛的复合材料,与同类型的实心材料相比,它具有比强度高、比刚度大、质量轻、抗失稳能力强等优点<sup>[1-2]</sup>。不同密度的蜂窝板具有不同的力学性能,其中密度小于  $48 \text{ kg/m}^3$  的蜂窝板属于弱蜂窝板,这类蜂窝板生产成本较低,且能满足一定的结构强度要求,已在民用飞机、直升机、无人机等亚声速飞机上大量使用<sup>[3-5]</sup>。

在长期使用过程中,蜂窝夹层板不可避免地暴露在各种环境中,长期的暴露会导致材料性能发生可逆和不可逆的变化<sup>[6]</sup>,这可能对蜂窝夹层板产生不利影响。对此,大部分研究人员聚焦在实验室加速环境下的研究,如湿热<sup>[7-8]</sup>、盐雾<sup>[9]</sup>、紫外线辐射环境<sup>[10]</sup>等,以模拟实际服役环境下的力学性能和物理性能变化情况。但是关于蜂窝夹层板在长期自然老化后的研究是极少的,仅能查询到相关复合材料的自然老化研究<sup>[11-12]</sup>。然而实际服役环境对蜂窝夹层板的影响因素是来自多方面的,是各种因素耦合作用的结果,仅凭借实验室加速环境得出的结论,无法真实地反映实际环境对蜂窝夹层结构的影响。

本文对弱蜂窝夹层板进行弯曲性能试验,并使用相同的材料体系和成型工艺制作试样,重复上述试验,给出可供参考的试验数据,分析试样失效过程,解释试验现象。基于上述试验数据,建立蜂窝板受弯有限元模型,通过 Hashin 失效准则和刚度退化模型,研究芯层和蒙皮在弯曲下的力学响应和失效过程。

## 1 试验

### 1.1 自然老化环境

本文研究的蜂窝夹层板在江苏省南京市的某一避光地下室内存放了19年。

南京市属于亚热带季风气候,根据国家气象信息中心公布的数据,近二十年累年年平均气压为  $101.29 \text{ kPa}$ ,累年年平均相对湿度为  $78\%$ 。近十年的每日温度(2010.07.20~2020.07.20),如图1所示,平均温度为  $16.8 \text{ }^\circ\text{C}$ ,最高温度为  $39.9 \text{ }^\circ\text{C}$ (2017.07.24),最低温度为  $-8.8 \text{ }^\circ\text{C}$ (2016.01.24)。

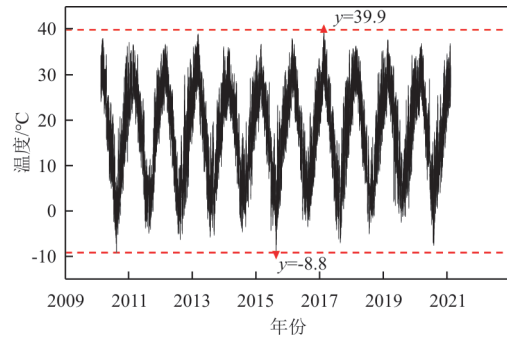


图1 2010—2021年南京地区每日平均温度曲线

Fig. 1 Daily average temperature curve of Nanjing from 2010—2021

### 1.2 试样原材料

面板原材料为玻璃纤维布(厚度为  $0.1 \text{ mm}$ ),型号为 SW100A-90a,由南京玻璃纤维研究设计院生产;芯子原材料是牛皮纸(厚度为  $0.12 \text{ mm}$ ),由北京飞龙达公司生产;环氧树脂,型号为 WSR618,南通星辰合成材料有限公司生产;环氧固化剂为 A50,淮阴化工研究所生产;增塑剂为邻苯二甲酸二丁酯。树脂、固化剂和增塑剂的比例为  $10:2:1$ 。

### 1.3 试样制备

长期自然老化前后的弱蜂窝板对比如图2所示,其中图2(a)为老化前的蜂窝夹层板,图2(b)为老化后的蜂窝夹层板,均由南京航空航天大学无人机研究小组按照相同的材料体系,采用手糊成型工艺制作而成,尺寸均为  $400 \text{ mm} \times 400 \text{ mm} \times 5 \text{ mm}$ ,铺层均为外两层、内一层,铺层角度均为  $0^\circ$ 。可以看出:相比于老化前的蜂窝板,经过19年的自然老化,面板局部已经出现明显的泛黄发黑,界面脱粘等老化现象,最外层芯子也出现明显的生物分解的痕迹,有些蜂窝板出现变形、龟裂、孔隙等现象。

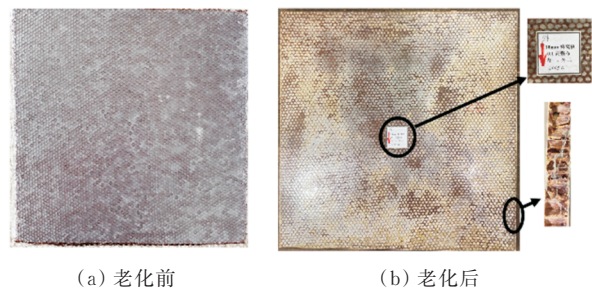


图2 长期自然老化前后的弱蜂窝板对比  
Fig. 2 Comparison of weak honeycomb panels after long-term natural aging

试样从母板(自然老化前、后的弱蜂窝板)中切割而来,尺寸为 $360\text{ mm}\times 60\text{ mm}\times 5\text{ mm}$ 。切割过程中,采用水冷却以减缓局部高温对蜂窝夹层板的烧蚀。切割后,将试样放入 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 烘箱中放置 $24\text{ h}$ ,进行干燥处理,备用。本文对老化后的试样统一标记为A(after),对老化前的试样统一标记为B(before)。

#### 1.4 试验方法

试验设备为新三板 CM5105 型电子万能试验机,最大量程为 $100\text{ kN}$ ,精度等级 $0.2\%$ ;试验加载速度均为 $1\text{ mm/min}$ ,按照此速度均匀连续加载直至试样破坏,加载方式均采用位移连续加载。弯曲试验示意图如图 3 所示,为减缓上面板局部应力集中,在上面板加载处放一块硬质橡胶垫片<sup>[13]</sup>。试验跨距为 $300\text{ mm}$ 。详细试验步骤参考国标 GB/T 1456—2005<sup>[14]</sup>。

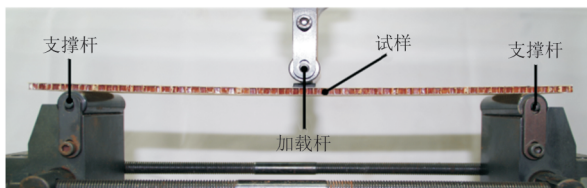


图 3 弯曲试验示意图  
Fig. 3 Bending test site

#### 1.5 试验结果和分析

蜂窝夹层板在老化后(A)、老化前(B)的弯曲强度试验数据如表 1 所示。

表 1 弯曲强度试验结果  
Table 1 Bending strength test results

试样编号	极限载荷/N	弯曲强度/MPa	失效模式
WS34-1A	173.10	140.84	FY
WS34-2A	155.20	125.47	FY
WS34-3A	170.20	138.29	FY
WS34-4A	182.30	147.08	FY
WS34-5A	147.20	118.94	FY
WS34-6A	169.90	136.55	IN
WS34-1B	138.90	108.78	FY
WS34-2B	132.50	96.67	FY
WS34-3B	172.50	134.41	FY
WS34-4B	133.80	104.71	FY
WS34-5B	139.20	102.18	FY
WS34-6B	141.20	113.48	FY

注:“FY”表示面板屈服断裂;“IN”表示压入。

从表 1 可以看出:A 组的弯曲强度平均值为 $134.52\text{ MPa}$ ,离散系数为 $7.73\%$ ;B 组的弯曲强度平均值为 $110.04\text{ MPa}$ ,离散系数为 $12.03\%$ 。表明经过长期自然老化后,该蜂窝夹层板的弯曲强度提高了 $22.24\%$ 。

由于复合材料本身的离散型和受老化影响因素的复杂性,对复合材料进行精确的寿命预测十分困难。本文只定性分析弯曲强度经过长期自然老化后提高的原因:

1) 从工艺上来看,在蜂窝板成型时,树脂固化不完全,树脂和纤维交联网络中空隙较多,有可能在长期自然环境影响下这些空隙得以“修复”<sup>[15]</sup>;

2) 从理论上讲,肇研等<sup>[16]</sup>提出的 B 基值曲线也表现出弯曲强度在长期自然老化后提高。

老化前后的弯曲强度试验载荷位移曲线如图 4 所示,可以看出:A 组的极限载荷相对 B 组的极限载荷整体更大;两者均较清楚地显示出三个变形阶段。

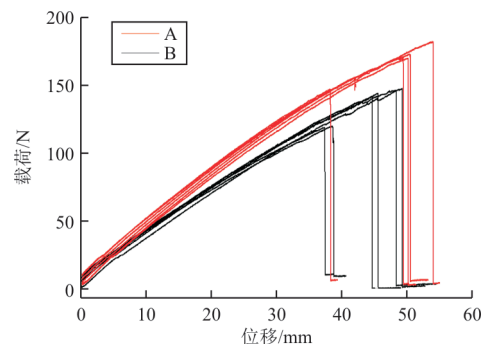


图 4 老化前后弯曲强度试验载荷位移曲线对比  
Fig. 4 Comparison of bending strength test load displacement curves before and after aging

A 组、B 组试样失效形式主要是下面板拉伸断裂(如图 5 所示),符合预期破坏形式。A 组还出现了一次上面板压入,经分析,可能是由于个别试件芯层强度降低导致的。

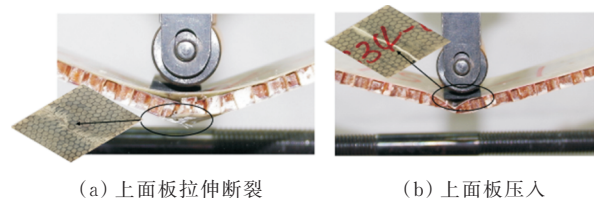
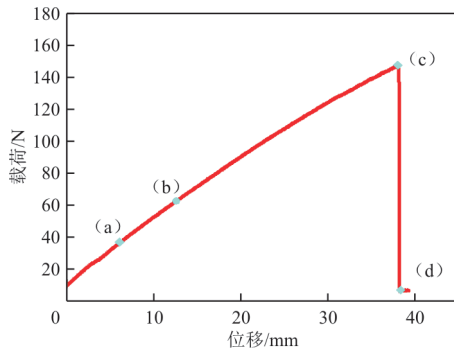


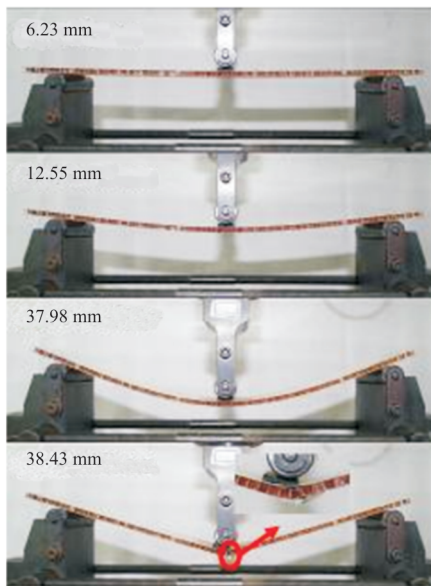
图 5 试样失效形式  
Fig. 5 Failure form of specimen

为进一步研究长期自然老化后的弯曲强度试验过程,选取试样 WS34-5A 作为研究对象,其

载荷-位移曲线及失效过程如图6所示,失效过程大致分为三个阶段:点(a)~点(b)为线性阶段;点(b)~点(c)为非线性阶段,该阶段可断断续续地听到纤维被拉断的“吡吡”声,但没有观察到明显的失效特征;当载荷达到147.20 N时,即点(c),听到“啪”的一声,下面板中间发生拉伸断裂,载荷骤降到9.8 N,试样完全丧失承载能力。



(a) 载荷-位移曲线



(b) 失效过程

图6 试样 WS34-5A 载荷-位移曲线及失效过程

Fig. 6 Load-displacement curve and failure process of specimen WS34-5A

## 2 数值模拟

### 2.1 有限元模型

通过商业软件 ABAQUS 2018 建立有限元模型来复现试样失效过程。面板和芯层加载区域被细化以获得更平滑的过渡,如图7所示。支撑杆、加载杆与面板之间的相互作用被设定为通用接

触,加载过程中可能的切向和法向相互作用行为用“Penalty”和“Hard”来定义<sup>[17]</sup>。根据文献[18],摩擦系数设定为0.3。为了平衡计算时间和精度,适当调整质量缩放系数,使求解结果的动能/内能<10%。面板和芯层的力学性能设置如表2所示。有限元模型材料属性通过 ABAQUS 和 Isight 联合材料参数反演优化得到的。

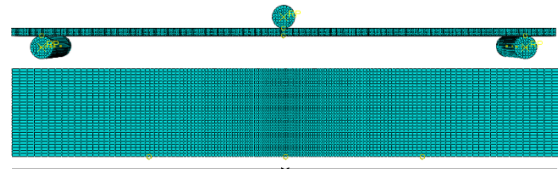


图7 弯曲试验有限元模型

Fig. 7 Bending test finite element model

表2 有限元模型力学性能

Table 2 Mechanical properties of finite element model

性能参数	数值		性能参数	数值	
	面板	芯层		面板	芯层
$E_x$ /MPa	14 200	0.36	$X^T$ /MPa	860	50
$E_y$ /MPa	8 000	0.36	$X^C$ /MPa	550	16
$\nu_{xy}$	0.19	0.20	$Y^T$ /MPa	70	20
$G_{xy}$ /MPa	2 650	0.09	$Y^C$ /MPa	101	8
$G_{xz}$ /MPa	1 700	3.39	$S^{12}$ /MPa	80	18
$G_{yz}$ /MPa	1 700	3.39	$S^{13}$ /MPa	32	3.4

### 2.2 失效准则

引入 Hashin 失效准则<sup>[19]</sup>来描述三点弯曲仿真试验过程中复合材料的破坏情况。由于面板材料是平纹布(增强体为玻璃纤维,基体为环氧树脂),其失效准则与单向纤维单层板有一定区别,主要考虑纤维破坏。

纤维拉伸失效:

$$F_f^t = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left( \frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (\hat{\sigma}_{11} \geq 0) \quad (1)$$

纤维压缩失效:

$$F_f^c = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 \quad (\hat{\sigma}_{11} < 0) \quad (2)$$

式中: $X^T$ 和 $X^C$ 分别为纵向拉伸强度和压缩强度; $S^L$ 为面内剪切强度。

然而 Hashin 失效准则仅能预测损伤的起始。损伤起始以后,材料的刚度将发生逐渐退化,此时开始进入损伤演化阶段。因此还需要进一步引入刚度退化因子 $\hat{\sigma}$ ,评估损伤起始标准:

$$\hat{\sigma} = M\sigma \quad (3)$$



式中： $\sigma$ 为真实应力； $M$ 为损伤算子。

$$M = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-d_f)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1-d_m)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_s)} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中： $d_f$ 、 $d_m$ 、 $d_s$ 为表征纤维、基体和剪切损伤的变量。

### 2.3 数值模拟结果和分析

将有限元仿真所得载荷—位移曲线与老化后的试验所得载荷—位移曲线做对比,如图8所示。

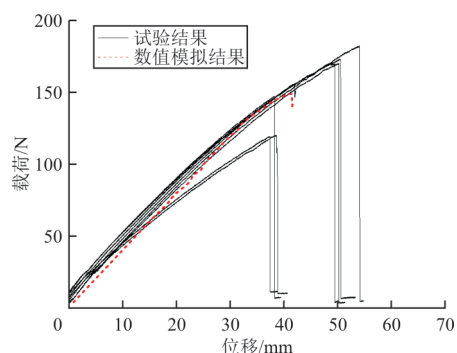


图8 数值模拟和试验的载荷—位移曲线

Fig. 8 Load-displacement curves of numerical simulations and tests

从图8可以看出:有限元分析得到的曲线较清楚地显示了三个变形阶段——初始弹性阶段、非弹性阶段、完全破坏阶段,与试验所得曲线整体趋势吻合较好。数值模拟所得到的极限载荷为153.00 N,与试验平均极限载荷166.32 N相比,仅相差8.70%,说明模型拟合程度较高。

上下面板、芯层和蜂窝夹层板整体在典型位移下的应力云图如图9所示。

下面板失效示意图如图10所示,图10(a)表示纤维拉伸失效情况,当数值达到1时,表示该材料纤维方向发生了拉伸失效;失效发生以后,图10(b)进一步表示纤维拉伸刚度退化情况,当数值达到1时,材料纤维拉伸刚度完全退化。可以看出:数值模拟初始阶段,上下面板的应力相对集中分布在中间区域;随着加载杆向下移动,上下面板的应力开始增大,并由中间向两边传递,其中下面板和芯层的应力主要集中在支撑杆区域附近和中间区域;当加载杆位移达到41 mm时,上面板和芯层的应力分布区域向中间收紧,如图10(a)所示,此时下面板出现纤维拉伸失效,宏观上表现为下面板拉伸断裂。根据图10(b),中间区域拉伸刚度退化达到100%,整个结构彻底丧失承载能力。数值模拟失效过程与试验失效过程基本吻合。

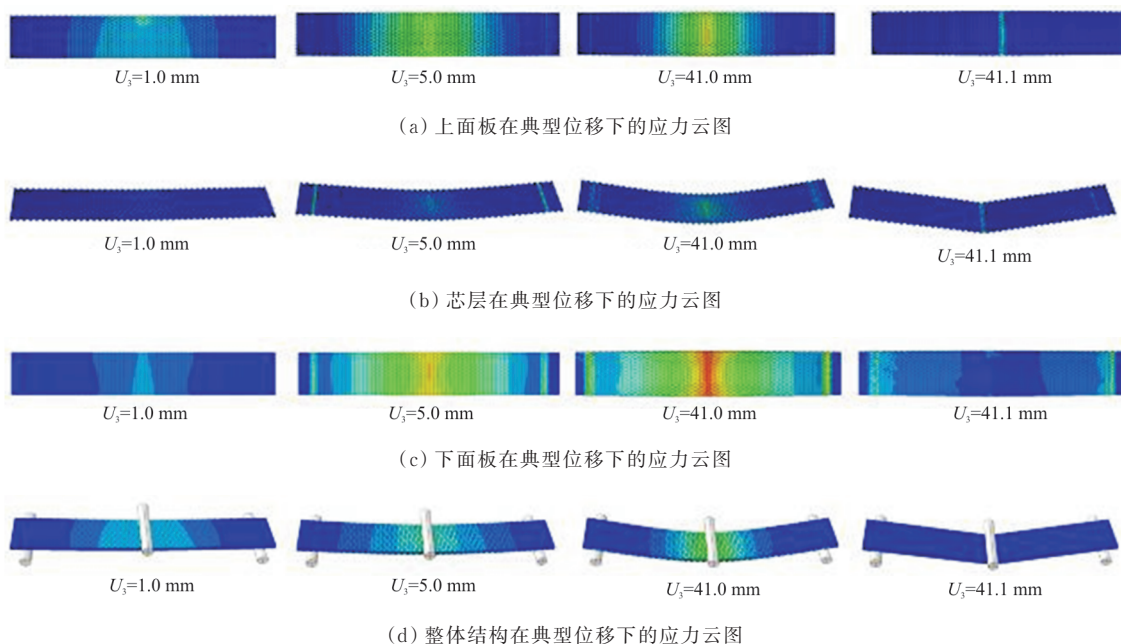
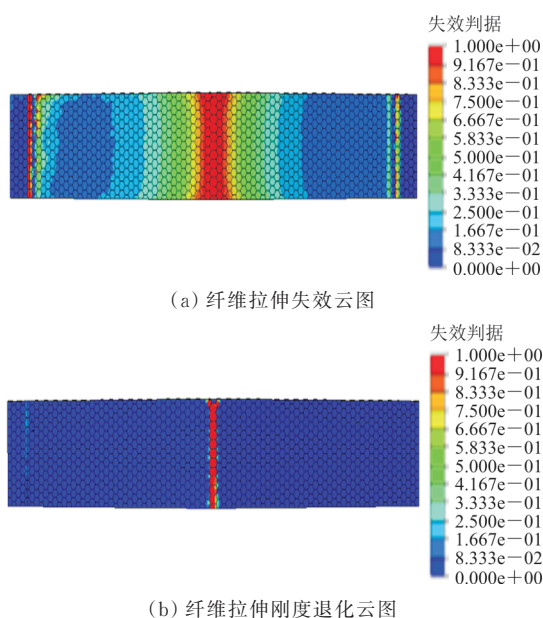


图9 数值模拟过程应力云图

Fig. 9 Numerical simulation process stress map

图10 下面板失效示意图( $U_3=41.0$  mm)Fig. 10 Failure map of lower panel ( $U_3=41.0$  mm)

### 3 结 论

1) 本文所研究的弱蜂窝板经过长期自然老化后,弯曲强度提高了22.24%,且老化前后的数据离散系数均在10%左右。

2) 弯曲强度试验的载荷位移曲线较清楚地显示了三个变形阶段:初始线性阶段、非线性阶段以及完全破坏阶段。

3) 弯曲强度试验主要破坏形式表现为下面板拉伸破坏,符合预期。

4) 数值模拟得到的极限载荷与试验平均极限载荷相比,仅相差8.70%,失效形式也与试验吻合,拟合程度较高。

### 参 考 文 献

- [1] 徐小村. GFRP/纸蜂窝复合材料的制备及力学性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2021.  
XU Xiaocun. Preparation and mechanical properties of GFRP/paper honeycomb composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [2] GIBISON L J, ASHBY M F. Cellular solids: structure and properties[M]. UK: Cambridge University Press, 1997.
- [3] RAMNATH B V, ALAGARRAJA K, ELANCHEZHIAN C. Review on sandwich composite and their applications[J]. Materials Today: Proceedings, 2019, 16: 859-864.
- [4] 王燕,程文礼,王绍凯. 复合材料蜂窝夹层结构在民用飞机上的应用综述[J]. 纤维复合材料, 2021, 38(2): 73-77.
- WANG Yan, CHENG Wenli, WANG Shaokai. A review of composite honeycomb sandwich structures for civil aircraft applications[J]. Fiber Composites, 2021, 38(2): 73-77. (in Chinese)
- [5] QI C, JIANG F, YANG S. Advanced honeycomb designs for improving mechanical properties: a review[J]. Composites Part B: Engineering, 2021, 227: 109393.
- [6] BULMANIS V N, GUNYAEV G M, KRIVONOS V V. Atmospheric durability of polymer-fiber composites in cold climates[J]. Mechanics of Composite Materials, 1991, 27(6): 698-705.
- [7] 高超干,周储伟. 复合材料环境当量等效加速老化试验方法[J]. 工程塑料应用, 2020, 48(8): 103-107,117.  
GAO Chaogan, ZHOU Chuwei. Environmental factor equivalent accelerated aging test method for composites[J]. Engineering Plastics Application, 2020, 48(8): 103-107, 117. (in Chinese)
- [8] RIANO L, CHAILIAN J F, JOLIFF Y. Evolution of effective mechanical and interphase properties during natural ageing of glass-fibre/epoxy composites using micromechanical approach[J]. Composite Structures, 2021, 258: 113399.
- [9] 蒋鸿鹄,蒋洁菲,张骞,等. 太子城站钛锌蜂窝板芯层结构高温加速老化试验研究[J]. 钢结构, 2020, 35(8): 17-23.  
JIANG Honghu, JIANG Jiefei, ZHANG Qian, et al. Experimental study on high temperature accelerated aging of titanium-zinc honeycomb panel core structure at Prince Edward Station[J]. Steel Structure, 2020, 35(8): 17-23. (in Chinese)
- [10] DING A, WANG J, NI A, et al. Ageing of sandwich composites with E-glass fibre/vinylester skins and PVC foam core in synergistic environmental agents [J]. Composite Structures, 2018, 202: 253-260.
- [11] 查友其,张颖军. 真空吸附成型玻璃纤维环氧复合材料自然老化特性试验研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2012, 26(5): 71-74.  
CHA Youqi, ZHANG Yingjun. Experimental study on the natural aging characteristics of vacuum adsorption molded glass fiber epoxy composites[J]. FRP/Composites, 2012, 26(5): 71-74. (in Chinese)
- [12] 张代军,唐邦铭,包建文,等. 海南地区T700/5288碳纤维复合材料自然老化性能研究[J]. 材料工程, 2012(11): 31-33,56.  
ZHANG Daijun, TANG Bangming, BAO Jianwen, et al. Study on the natural aging performance of T700/5288 carbon fiber composites in Hainan[J]. Materials Engineering, 2012(11): 31-33,56. (in Chinese)
- [13] 邓小环,应秀梅,刘浩宇,等. 衬垫物变化对复合材料三点弯曲试验影响[C]//北京力学学会第18届学术年会论文集. 北京:北京力学学会,2012: 1-7.  
DENG Xiaohuan, YING Xiumei, LIU Haoyu, et al. Effect of liner variation on three-point bending test of composite

