

文章编号: 1674-8190(2024)06-224-11

蜂窝夹层结构弯曲疲劳寿命预测研究

董帆^{1,2}, 马伟杰³, 计浩然⁴, 李亚智^{1,2}, 周春苹³

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710072)

(3. 航空工业济南特种结构研究所 高性能电磁窗航空科技重点实验室, 济南 250104)

(4. 中国船舶及海洋工程设计研究院, 上海 200011)

摘要: 复合材料夹层板兼具轻质高承载特性,但也面临多样的失效模式,深入研究其性能与失效机理,对确保结构安全与效能至关重要。针对一种玻璃纤维/氰酸酯织物层压面板和Nomex蜂窝复合的夹层板,采用特殊设计的试验夹具,开展三点弯曲静力和疲劳试验,分析该夹层板的弯-剪承载特性,观察其疲劳损伤和失效现象;同时,根据夹层板承力特点,对受面内力的面板和受面外剪切的芯材分别建立疲劳损伤模型,借助夹层板等效有限元模型,预测夹层板弯曲疲劳寿命。结果表明:所推荐的预测方法能够合理地反映夹层板弯曲疲劳损伤过程,疲劳寿命预测结果略为保守,与实测寿命误差属于可接受范围。

关键词: 蜂窝夹层板; 弯曲疲劳试验; 疲劳损伤模型; 有限元建模; 寿命预测

中图分类号: V215.5; TB33

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.06.21

Bending fatigue life prediction of honeycomb sandwich structures

DONG Fan^{1,2}, MA Weijie³, JI Haoran⁴, LI Yazhi^{1,2}, ZHOU Chunping³

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Xi'an 710072, China)

(3. Aviation Key Lab of Science and Technology on High Performance Electromagnetic Windows, AVIC Research Institute for Special Structures of Aeronautical Composites, Jinan 250104, China)

(4. Marine Design & Research Institute of China, Shanghai 200011, China)

Abstract: Composite sandwich panels possess the characterizations of lightweight and high load-bearing capacity. They also face diverse failure modes, and an in-depth study of their mechanical performance and failure mechanisms is essential to ensure structural safety and applicability. In this paper, three-point bending static and fatigue tests are carried out for the sandwich panels consist of plain weave glass fiber/cyanate fabric laminate and Nomex honeycomb by using a specially designed test fixture to investigate the bending-shear load capacity and fatigue performance of the panel, and observe the fatigue damage and failure phenomena. According to the internal stress states of the sandwich panel, fatigue damage models are established for the face panels subjected to in-plane stresses and the sandwich core subjected to out-of-plane shear. Substituting the honeycomb core by an equivalent solid finite element, the bending panel is discretized by using the solid finite elements. Then the bending fatigue lives of the sandwich panel are predicted by means of finite element analysis and cumulative fatigue damage analysis. Results show that the simulated bending fatigue performance of the sandwich panel correlate well with the experimental results. The predicted fatigue lives are a little conservative and acceptable.

Key words: honeycomb sandwich panel; bending fatigue test; fatigue damage model; finite element modelling; life prediction

收稿日期: 2024-06-29; 修回日期: 2024-09-08

基金项目: 航空工业特种所-西北工业大学电磁功能结构可靠性/维修技术联合实验室开放课题资助项目

通信作者: 李亚智(1962-), 男, 博士, 教授。E-mail: yazhi.li@nwpu.edu.cn

引用格式: 董帆, 马伟杰, 计浩然, 等. 蜂窝夹层结构弯曲疲劳寿命预测研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(6): 224-234.

DONG Fan, MA Weijie, JI Haoran, et al. Bending fatigue life prediction of honeycomb sandwich structures[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(6): 224-234. (in Chinese)

0 引言

不断提高的服役性能和愈加严酷的使用环境,对飞行器结构的轻量化、强度和耐久性提出了很高的要求。复合材料夹层板结构因其在这些方面的独特优势而成为研究与应用的热点^[1-3]。

夹层板的潜在失效模式包括面板拉伸破坏、面板压缩失稳、芯材剪切失稳或压溃以及面板与芯材之间的胶层失效,对夹层结构完整性构成主要挑战^[4-8]。研究人员从试验和计算两方面对夹层结构的静力和疲劳性能开展了研究。Wu X R等^[9]通过压缩和弯曲实验研究了Nomex蜂窝夹层结构的静态和疲劳行为,发现其主要破坏模式为芯部起皱、屈曲、面板断裂和分层;李云鹏等^[10]比较了三种蜂窝夹层结构弯曲性能测试方法,结果显示采用ASTM方法的数据离散度大、可信度低,采用弯曲性能均值法提高了数据的一致性,而侧压法在考虑面板刚度后,尽管测得值偏低,但离散度最小,结果最为可靠;蔡豫晋等^[11]探究了热压罐成型中芳纶纸蜂窝夹芯部件的开裂问题,结合试验与数值模拟发现,热应力不影响开裂,而局部真空压力差是主要原因,胶层破坏阈值与初始强度正相关,随受损胞元增多而下降,为理解开裂机理及优化成型工艺提供了依据;Hegde等^[12]通过显微观察监测了不同面板和芯材厚度的夹层结构在热疲劳过程中的裂纹扩展演化,发现面板较薄、芯部较厚的夹芯板在经受热疲劳时更容易受到损坏;Solmaz等^[13]对不同面板材料、面板厚度和孔尺寸的蜂窝夹层复合材料在低速冲击损伤下的弯曲疲劳行为进行了研究,发现增加芯材高度对疲劳强度起到的作用最大;孔沼等^[14]利用试验与有限元模拟结合Hashin准则,考察了弱蜂窝夹层板长期自然老化后的弯曲性能,结果显示,老化导致弯曲强度稍增,稳定性良好,下方板断裂为典型失效模式,且模拟与实验结果高度一致,验证了研究方法的准确性;Ma M Z等^[15]研究了三点弯曲荷载作用下蜂窝夹芯板的疲劳损伤,并依据挠度的演化规律将损伤分为快速下降阶段、稳态下降阶段和破坏阶段,而后选择残余刚度作为损伤参数有效预测了复合材料蜂窝夹芯板在疲劳过程中的挠度变

化;文涛^[16]对复合材料蜂窝夹层板的冲击后面外压缩疲劳性能进行了研究,结构表明低速冲击会大幅降低夹层板的抗疲劳性能;Ma M Z等^[17]对复合材料蜂窝夹层结构进行了振动疲劳试验,发现夹层结构在随机振动载荷作用下的破坏模式与恒振幅载荷作用下的破坏模式均为芯材剪切破坏。

夹层板的疲劳寿命预测研究早期由Huang J S等^[18]率先探索,他们认为当夹层板存在初始裂纹时,首次失效从微裂纹处开始,因此采用Paris定律来描述芯材的微裂纹扩展;而在结构没有初始裂纹时,则采用Basquin定律、Coffin-Manson定律来分别预测芯材高周疲劳和低周疲劳时的疲劳裂纹扩展。Burman等^[19-21]采用双参数Weibull曲线拟合得出不同应力比下的S-N曲线,提出一种利用剩余强度预测含损伤夹层结构梁疲劳寿命的模型;Amulani等^[22]采用Basquin提出的S-N曲线形式对蜂窝夹层板三点弯曲疲劳寿命进行了预测,结果与试验数据吻合较好。

总之,对复合材料夹层结构的静力性能研究较多,但对疲劳损伤演化规律与疲劳寿命预测方法的研究相对较少,分析方法或较为粗浅,或拘泥于细节,尚难为夹层结构的工程设计提供指南。

本文研究蜂窝夹层板的三点弯曲问题,基于疲劳模量的概念,建立一种便于计算且能够在一定程度上反映夹层板损伤演化的疲劳寿命预测模型和分析步骤。

1 蜂窝夹层结构的疲劳寿命预测方法

本文研究的材料是单向铺设氰酸酯树脂基平纹编织玻璃纤维层压面板与Nomex蜂窝芯组合的夹层板,总厚度为10.4 mm,上、下面板的厚度均为1 mm。蜂窝芯的两个取向(L向和W向)如图1所示,Nomex芳纶纸蜂窝芯格为正六边形,芳纶纸单壁厚为0.15 mm,六边形边长为2 mm。面板与蜂窝芯之间采用胶膜真空热压粘结。面板主要承受面内应力作用,蜂窝芯则主要承受面外载荷(沿厚度方向的拉伸、压缩和离面剪切),离面剪切性能和蜂窝芯取向有关。

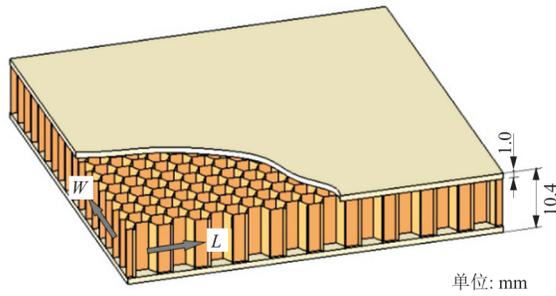


图1 蜂窝夹层板构成

Fig. 1 Structure of honeycomb sandwich panel

1.1 静力失效准则

在受弯曲载荷作用的夹层板中,层压面板主要承受面内应力,且因为是单向铺层,层间应力及分层损伤的影响可以忽略,只需要考虑面内应力和面内的损伤失效。因此可采用经过修正的二维Hashin失效准则进行层压板静力失效起始判断^[23],4个失效模式指标分别为 F_{1t} 、 F_{1c} 、 F_{2t} 和 F_{2c} ,当任一模式指标的值超过1.0,则发生相应的损伤起始。

经向拉伸($\sigma_{11} > 0$):

$$F_{1t}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 \quad (1)$$

经向压缩($\sigma_{11} < 0$):

$$F_{1c}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^C} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 \quad (2)$$

纬向拉伸($\sigma_{22} > 0$):

$$F_{2t}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 \quad (3)$$

纬向压缩($\sigma_{22} < 0$):

$$F_{2c}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^C} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 \quad (4)$$

式中: X^T 和 Y^T 分别为层压板经向(0°)和纬向(90°)的拉伸强度; X^C 和 Y^C 为其经向和纬向的压缩强度; S_{12} 为面内剪切强度; σ_{11} 、 σ_{22} 和 τ_{12} 分别为经向正应力、纬向正应力和面内剪应力。

本文采用等效实体来模拟蜂窝芯材的形变和强度行为。芯材主要用来承受面外拉压和剪切载荷,因此采用Besant静力准则^[24],第一项和第二项分别代表 L 方向和 W 方向应力的影响。如果第二项(W 方向的应力)较大,就意味着 W 方向应力对失效的贡献较大,可能导致芯材沿 W 方向的剪切失效。相反,如果第一项(L 方向的应力)较大,则

倾向于引发芯材沿 L 方向的剪切失效。其失效指标表达式为

$$F_{\text{core}}^2 = \begin{cases} \left(\frac{\sigma_{33}}{Z^T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}} \right)^2 & (\sigma_{33} > 0) \\ \left(\frac{\sigma_{33}}{Z^C} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}} \right)^2 & (\sigma_{33} < 0) \end{cases} \quad (5)$$

式中: σ_{33} 为芯材面外(z)方向的正应力; Z^T 和 Z^C 分别为对应的拉伸或压缩强度; σ_{13} 和 σ_{23} 分别为沿芯材 L 向和 W 向的面外剪切应力; S_{13} 和 S_{23} 分别为芯材 L 向和 W 向的面外剪切强度。

当 $F_{\text{core}} \geq 1$ 时,芯材产生失效起始。此外,还需要对损伤模式进行区分,当表达式中第二项大于第一项时,发生 L 方向的面外剪切失效,反之则认为是在 W 方向的剪切失效。

1.2 疲劳损伤模型

基于实用性考虑,本文从 $S-N$ 曲线和疲劳模量概念出发,建立夹层板面板和芯材在不同典型应力状态下的疲劳损伤模型。疲劳模量的概念最早由Hwang等^[25]提出。本文采用张开达^[26]给出的疲劳模量定义(如图2所示),对某个典型应力状态,疲劳模量定义为

$$F_n = \frac{\sigma_{\max}}{\epsilon_n} \quad (6)$$

式中: F_n 为第 n 次载荷循环时的疲劳模量值; σ_{\max} 为循环应力最大值; ϵ_n 为第 n 次循环时的累积应变。

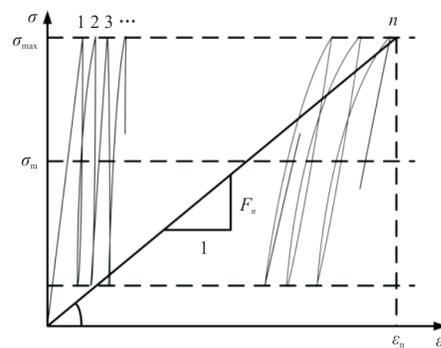


图2 疲劳模量的物理含义

Fig. 2 The physical meaning of fatigue modulus

不难看出疲劳模量具有割线刚度的意义。假设疲劳模量的衰减规律^[27]为

$$\frac{dF_n}{dn} = -\frac{A}{Bn(F_0 - F_n)^{B-1}} \quad (7)$$

式中: A 、 B 为和材料性能相关的参数,可由后续拟合疲劳数据确定; F_0 为疲劳模量的初值。

对式(7)进行积分:

$$\int_{F_0}^{F_n} (F_0 - F_n)^{B-1} dF_n = -\frac{A}{B} \int_1^n \frac{dn}{n} \quad (8)$$

可得

$$F_n = F_0 - (A \ln n)^{\frac{1}{B}} \quad (9)$$

疲劳失效时, $n = N$,代入式(9)得:

$$N = \exp\left[\frac{(F_0 - F_N)^B}{A}\right] \quad (10)$$

其中,

$$F_N = \frac{\sigma_{\max}}{\epsilon_N} \quad (11)$$

ϵ_N 是疲劳失效($n = N$)时的累积应变。假设材料本构为线弹性,则有

$$F_0 = \frac{\sigma_{ut}}{\epsilon_{ut}} \quad (12)$$

式中: σ_{ut} 为静态极限强度; ϵ_{ut} 为极限应变。

假设 $\epsilon_N = \epsilon_{ut}$,考虑到本文涉及的疲劳仍属于准静态变形范畴,将疲劳失效时的累积应变等于对应的静态极限应变作为疲劳破坏的近似指标。将式(11)和式(12)代入式(10),可得:

$$N = \exp\left[\frac{1}{A} \left(\frac{\sigma_{ut}}{\epsilon_N}\right)^B \left(1 - \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{ut}}\right)^B\right] \quad (13)$$

式中: A 、 B 、 σ_{ut} 、 ϵ_{ut} 、 ϵ_N 均可视为材料常数。

令:

$$\begin{cases} \frac{1}{A} \left(\frac{\sigma_{ut}}{\epsilon_N}\right)^B = a \\ B = b \end{cases} \quad (14)$$

显然, a 和 b 均为材料常数。再令 $q = \sigma_{\max}/\sigma_{ut}$,表示循环最大应力和相应极限强度的比,简称为载荷比,它是反映循环应力水平的无量纲值,因此:

$$N = \exp\left[a(1-q)^b\right] \quad (15)$$

式(15)是S-N曲线的一种表达形式,或者表示成:

$$q = 1 - \left(\frac{1}{0.434 3a} \log N\right)^{\frac{1}{b}} \quad (16)$$

进一步采用Hwang等^[28]定义的以累积应变表示的累积损伤:

$$D_n = \frac{\epsilon_n - \epsilon_0}{\epsilon_N - \epsilon_0} \quad (17)$$

转换成疲劳模量形式为

$$D_n = \frac{F_N}{F_0 - F_N} \left(\frac{F_0}{F_n} - 1\right) \quad (18)$$

考虑到式(9),进一步推导得出

$$D_n = \frac{q}{1-q} \left[\frac{1}{1 - \left(\frac{1}{a} \ln n\right)^{\frac{1}{b}}} - 1 \right] \quad (19)$$

因此,只要利用式(15)或式(16)拟合S-N曲线,获得参数 a 和 b ,就可按照式(19)确定损伤。

夹层板面板单层和蜂窝夹层均处在复合应力状态下,可将复合应力状态拆分为若干单一应力状态。先确定每个单一应力循环下的损伤分量 D_i ,再将各单一损伤分量适当耦合起来,得到复合应力状态下的疲劳损伤。对于面板,和应力分量 σ_{11} 、 σ_{22} 和 τ_{12} (σ_4)相应的损伤分量分别为 D_1 、 D_2 和 D_4 ,分别给出两种损伤组合:

$$\begin{cases} D_{14} = \sqrt{D_1^2 + D_4^2} \\ D_{24} = \sqrt{D_2^2 + D_4^2} \end{cases} \quad (20)$$

式中: D_{14} 为经向应力和面内剪切应力的耦合损伤; D_{24} 为纬向应力和面内剪切应力的耦合损伤。

当上述两个损伤值有一个达到1.0时,就认为面板发生了面内疲劳失效。若 $D_{14} > D_{24}$,发生经向纤维为主的失效起始;反之,则发生纬向纤维为主的失效起始。

对于蜂窝芯材,应力分量 σ_{33} 、 L 向剪应力 τ_{31} 和 W 向剪应力 τ_{32} 对应的损伤变量分别为 D_3 、 D_5 和 D_6 。也给出损伤组合:

$$\begin{cases} D_{35} = \sqrt{D_3^2 + D_5^2} \\ D_{36} = \sqrt{D_3^2 + D_6^2} \end{cases} \quad (21)$$

式中: D_{35} 为应力分量 σ_{33} 和 τ_{31} 的耦合损伤; D_{36} 为应力分量 σ_{33} 和 τ_{32} 的耦合损伤。

损伤值有一个达到1.0时,就认为蜂窝芯材发生了面外疲劳失效起始。若 $D_{35} > D_{36}$,芯材发生 L 向剪切失效;反之,芯材发生 W 向剪切失效。

1.3 等寿命曲线模型

为了反映应力比或平均应力的影响,采用Gathercole等^[29]提出的等寿命模型。以单轴拉一压疲劳问题为例,对循环应力幅值 σ_a 和平均应力 σ_m 进行正则化:

$$\begin{cases} \alpha = \frac{\sigma_a}{\sigma_t} = \frac{1-R}{2}q \\ m = \frac{\sigma_m}{\sigma_t} = \frac{1+R}{2}q \end{cases} \quad (22)$$

式中： σ_t 为材料拉伸强度； R 为应力比， $R = \sigma_{\min}/\sigma_{\max}$ ； σ_{\min} 为循环应力的最小值。

则等寿命模型公式为

$$\alpha = f(1-m)^u(c+m)^v \quad (23)$$

式中： $c = \sigma_c/\sigma_t$ ， σ_c 为单轴压缩强度； f, u, v 与疲劳寿命循环数 N 有关，可通过不同应力比下的 $S-N$ 曲线数据拟合得到。

对于剪切载荷而言，参数 $c = 1$ ，且 $u = v$ ，此时，曲线左右两边对称。

1.4 疲劳寿命分析流程

在进行蜂窝夹层板的疲劳寿命分析前，首先需要对其静强度进行计算。在疲劳分析流程中也常常需要计算含损伤结构的剩余强度。强度分析流程中包含应力分析、损伤起始判断、损伤单元刚度退化等单元的反复调用和迭代。

疲劳寿命分析简化流程如图 3 所示。

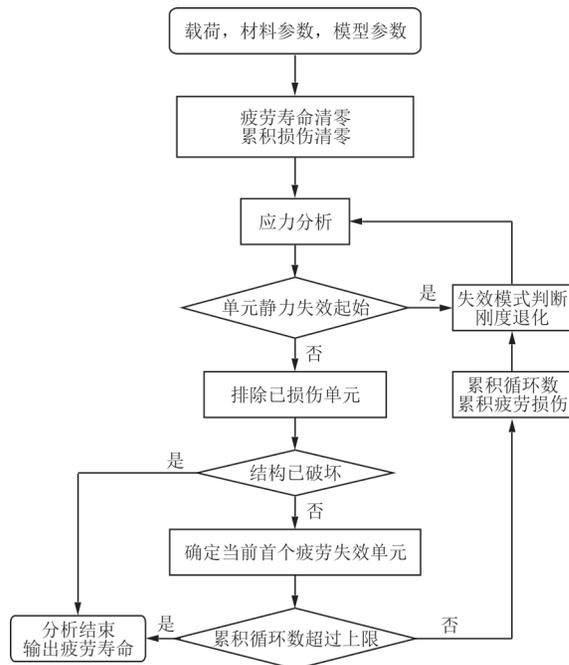


图 3 疲劳寿命分析流程图

Fig. 3 The Flow chart of fatigue life analysis

采用 Python 语言编写疲劳寿命预测计算机程序，其中应力分析通过调用有限元软件来实现，通过用户子程序来实现静力和疲劳损伤单元的刚度

退化。本文通过刚度一次性退化方式来模拟夹层板的损伤演化过程。当判断某材料单元发生某种模式的静力或疲劳失效起始时，将相应的材料参数值 x 一次性地退化为 ηx ， η 为退化系数。夹层板的退化系数如表 1 所示。

表 1 夹层板不同失效模式刚度退化参数和退化系数
Table 1 Stiffness degradation parameters and degradation coefficients of sandwich plates in different failure modes

夹层板部位	参数	退化系数 η		
		经向损伤	纬向损伤	经、纬向均损伤
面板	E_1	0.01	1	0.01
	E_2	1	0.01	0.01
	G_{12}	0.01	0.01	0.01
	ν_{12}	0.01	0.01	0.01
芯材	E_3		0.4	
	G_{13}		0.4	
	G_{23}		0.4	

完整的疲劳分析流程还包含许多复杂的细节处理，譬如载荷的增量施加、首次静力失效单元筛选、剩余强度分析和疲劳损伤的非线性累积过程。

2 层压面板和蜂窝芯材的基本静力和疲劳特性

层压面板材料的静力性能参数如表 2 所示，蜂窝夹层的等效实体材料的静力性能参数如表 3 所示，表 2 和表 3 中除了有 * 标注的数据，均为实测数据。

表 2 层压板(面板)材料静力性能参数
Table 2 Static property parameters of laminate (panel) material

参数	数值	参数	数值
E_1^T /GPa	30.21	X^T /MPa	615.49
E_1^C /GPa	24.15	X^C /MPa	470.77
E_2^T /GPa	30.21	Y^T /MPa	615.49
E_2^C /GPa	24.15	Y^C /MPa	470.77
G_{12} /GPa	5.72	S_{12} /MPa	150.07
E_{33} /GPa	18.00*	ν_{12}	0.14*
G_{13} /GPa	3.40*	ν_{13}	0.15*
G_{23} /GPa	3.40*	ν_{23}	0.15*

注：带*号的数据来自材料厂家。

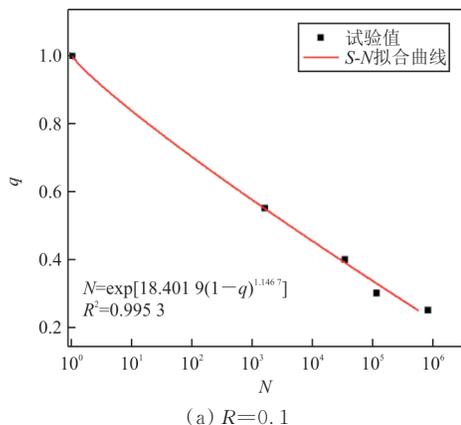
表 3 蜂窝夹层等效材料静力性能参数
Table 3 Static property parameters of equivalent honeycomb sandwich material

参数	数值	参数	数值
E_1/MPa	0.37*	Z^T/MPa	2.76
E_2/MPa	0.37*	Z^C/MPa	2.13
E_3/MPa	118.26	S_{13}/MPa	2.28
G_{12}/MPa	0.11*	S_{23}/MPa	1.36
G_{13}/MPa	20.37	ν_{12}	0.94*
G_{23}/MPa	14.18	$\nu_{13}=\nu_{23}$	0.003*

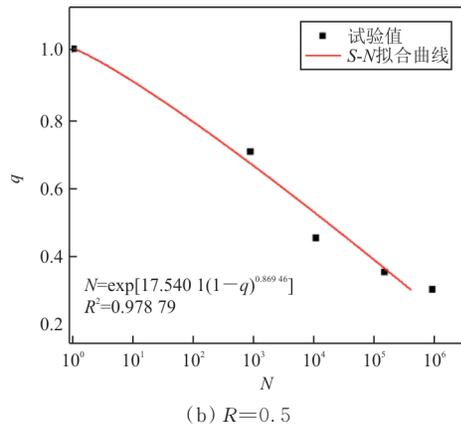
注:带*号的数据取自文献[2]。

为了进行夹层板结构的疲劳寿命预测,需要掌握夹层板组分(层压面板、芯材)材料的基本疲劳特性。为此,根据或参考 ASTM 系列试验标准,开展系列疲劳试验,具体有:①层压板拉一拉/拉一压/压一压(应力比 R 分别为 0.1, 0.5, -0.5, 10);②层压板面内剪一剪(R 分别为 0.1, 0.5, -0.5);③蜂窝夹层面外拉一拉/拉一压/压一压(R 分别为 0.1, 0.5, -0.5, 10);④蜂窝夹层面外剪一剪(R 分别为 0.1, 0.5, -1.0)。层压板是用平纹织物铺层单向铺叠而成的,其拉、压加载方向沿织物经向。由于平纹织物预浸料经、纬向性能相近,可近似地认为层压板的纬向静力和疲劳性能与经向加载时相同。蜂窝芯材面外剪切性能与蜂窝取向有关,剪切试验分成剪力沿蜂窝 L 向和 W 向。多数试验均采用本课题组研制的适合夹层板疲劳试验特点的非标试验夹具。囿于篇幅限制,略去试验和数据处理的细节。

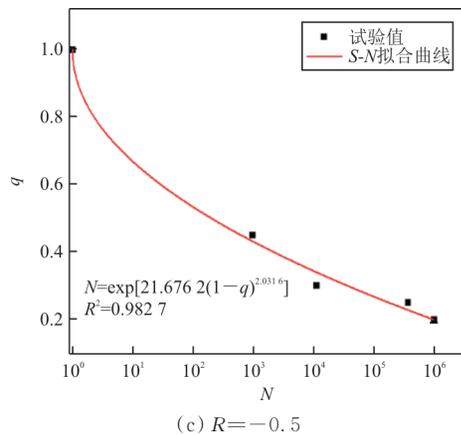
以层压板受拉压加载为例,在 4 种应力比下的疲劳 $S-N$ 曲线如图 4 所示,图中每个数据点代表给定疲劳应力水平下一组试验件的对数平均寿命,寿命循环数超过 10^6 时,则保守地按 10^6 考虑。采用式(10)拟合获得的 $S-N$ 曲线公式也在各图中给出。



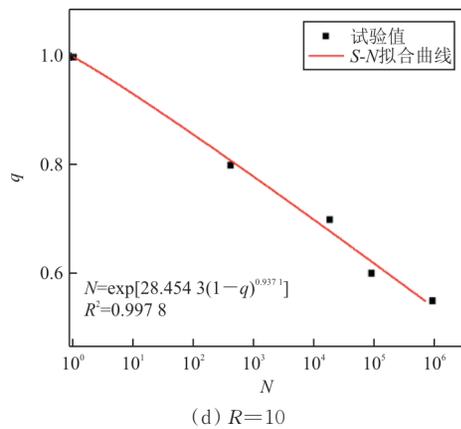
(a) $R=0.1$



(b) $R=0.5$



(c) $R=-0.5$



(d) $R=10$

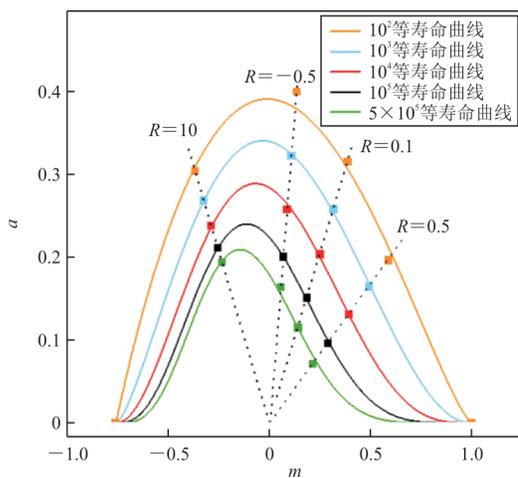
图 4 层压板拉、压疲劳 $S-N$ 曲线图
Fig. 4 $S-N$ curves of tensile and compression fatigue of laminate

采用式(15)拟合各典型加载状态下不同应力比的疲劳寿命数据,获得相应的 $S-N$ 曲线,拟合参数结果如表 4 所示。

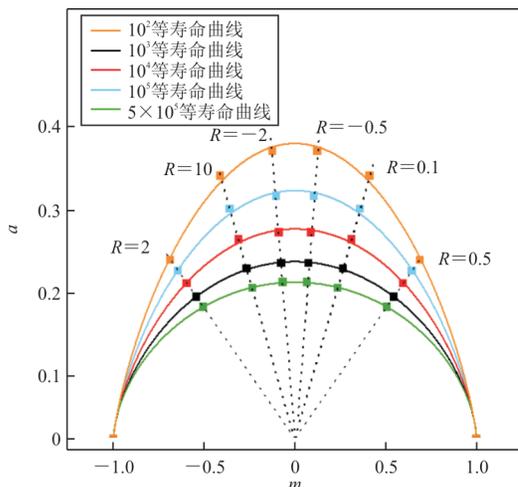
4 种典型状态下采用式(23)拟合获得的等寿命曲线图如图 5 所示,每种状态绘制 5 条曲线,分别对应于 5 个疲劳寿命循环数。

表 4 各典型状态 S-N 曲线拟合参数
Table 4 S-N curve fitting parameters for each typical state

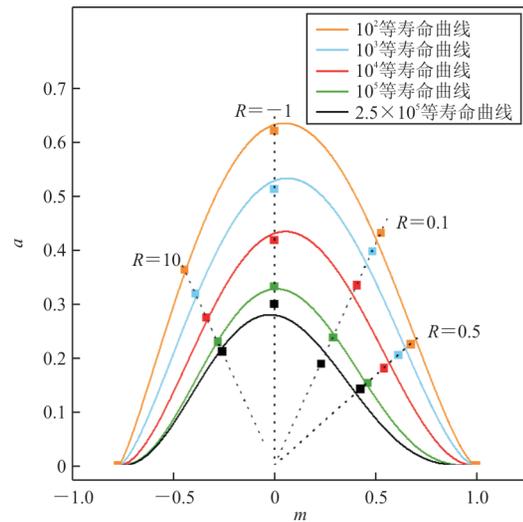
典型状态	应力比	a	b
层压板拉压	0.1	18.401 9	1.146 7
	0.5	17.540 1	0.869 5
	-0.5	21.676 2	2.031 6
	10	28.454 3	0.957 1
层压板面内剪切	0.1(10)	26.782 8	1.274 4
	0.5	31.176 3	0.768 8
芯材面外拉压	-0.5	32.003 9	2.863 8
	0.1	15.152 6	0.363 9
	0.5	21.920 2	0.673 6
	-1.0	22.032 9	1.604 5
芯材面外剪切	10	20.733 9	0.529 4
	0.1, L 向	17.174 9	0.536 4
	0.5, L 向	22.730 8	0.495 9
	-1.0, L 向	23.884 8	1.539 0
	0.1, W 向	17.747 5	0.349 9



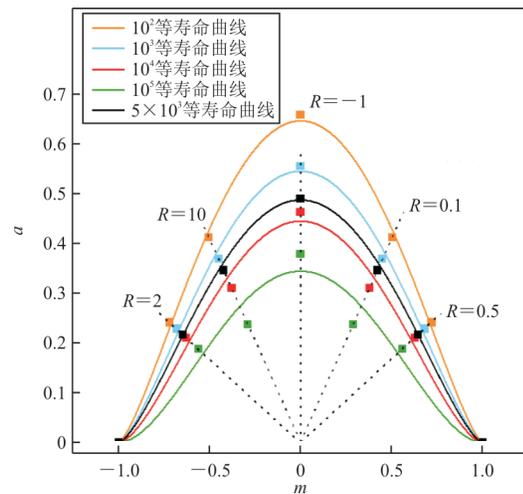
(a) 层压板拉压



(b) 层压板面内剪切



(c) 芯材面外拉压



(d) 芯材 L 向面外剪切

图 5 典型载荷状态下的等寿命曲线图

Fig. 5 Curve of equal life under typical load conditions

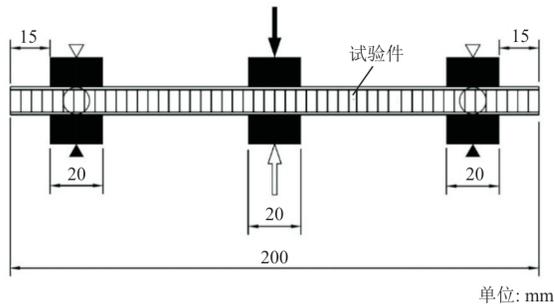
3 蜂窝夹层板三点弯曲疲劳试验和数值模拟

3.1 弯曲静力和疲劳试验结果

参考 ASTM C393 试验标准^[30],改进试验夹具,开展蜂窝夹层板弯曲静力和疲劳试验。试验件同图 1,长度 200 mm,宽度 75 mm,蜂窝芯 L 方向沿着试验件长度方向。

采用三点弯曲加载方式,如图 6(a)所示。试验件上、下面板主要通过承受拉、压应力来平衡截面弯矩;中间蜂窝夹层主要通过承受面外剪切应力来平衡截面剪力。为了防止芯材被压塌,中间加载夹板和两端支撑夹板与试验件面接触,加载

力和支撑反力均分布在 $20\text{ mm} \times 75\text{ mm}$ 的矩形区域上。试验件和特制的试验夹具配合如图 6(b) 所示,该夹具的设计特色在于:①能够实现双向疲劳加载;②在弯曲变形中,支撑力始终垂直于试验件表面;③在弯曲变形的同时,不约束试验件两端的轴向位移,避免引入附加的轴向力。



(a) 加载方式



(b) 试验夹具

图 6 夹层板三点弯曲试验示意图
Fig. 6 Schematic diagram of sandwich plate three-point bending test

三点弯曲静力试验在因赛图 $DZW50 \pm 50\text{ kN}$ 电子万能试验机上进行,3 个静力试验件的破坏模式均为加载点和支点之间的芯材剪切失稳,破坏载荷分别为 3.32、3.10 和 3.27 kN,破坏载荷均值为 3.23 kN。弯曲疲劳试验在 Instron 8872 疲劳试验机上进行,等幅正弦波加载,频率 3 Hz。有 2 个应力比 ($R=10$, 压—压加载; $R=-1.0$, 拉—压加载),每个应力比下 3 个应力水平(加载比),有效疲劳寿命试验结果如表 5 所示。三点弯曲疲劳典型破坏形态如图 7 所示,破坏部位与静力破坏类似,首先在芯格壁上形成了几簇水平细微裂纹;微裂纹逐渐扩展、贯通,形成沿芯材斜向扩展的主裂纹;主裂纹持续延伸到芯材与面板的胶接面,继而出现脱粘,最终导致芯材褶皱失效和面板折断。

表 5 蜂窝夹层板三点弯曲疲劳寿命结果

Table 5 Results of three point bending fatigue life of honeycomb sandwich panel

R	q	峰值载荷/kN	疲劳寿命/次循环	对数平均寿命/次循环
10	0.85	2.745	11 526, 8 690, 6 234, 7 101	8 160
	0.75	2.422	51 238, 56 723, 71 007, 93 635, 98 405	71 746
	0.65	2.099	220 100, 343 472, 290 05, 131 455	231 739
-1.0	0.65	2.099	2 202, 2 881, 1 969, 5 457	2 873
	0.50	1.516	30 469, 41 925, 38 479, 17 605, 32 457, 32 817	31 196
	0.40	1.292	90 970, 70 033, 68 520, 142 285	88 777

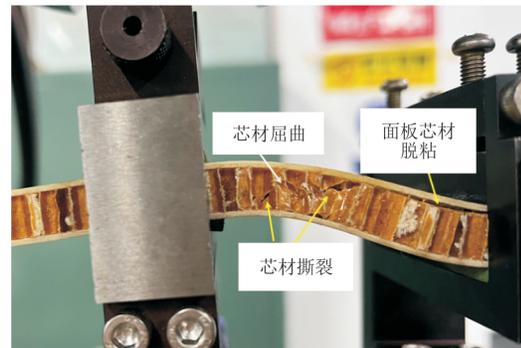


图 7 三点弯曲疲劳典型失效形态
Fig. 7 Typical failure morphology of three-point bending fatigue

3.2 弯曲疲劳寿命预测

建立蜂窝夹层板三点弯曲试验件的等效有限元模型,如图 8(a) 所示。芯材等效成实体,面板和芯材均采用八节点线性缩减积分单元离散化,面板沿厚度设置 1 层单元,芯材沿厚度划分成 6 层单元,面板和芯材界面共结点。面内单元尺寸为 1.5 mm。为了模拟三点弯曲试验的实际加载和约束状况,采用如图 8(b) 所示的边界条件设置:在板上、下两面划分出加载和支撑接触区域。加载区上、下表面和参考点 RP-1 耦合,在该参考点垂向 (z 向) 加载并约束其他方向的位移。两端支撑区的上、下两面分别与位于对应区域内部中心的参考点 RP-5 和 RP-6 耦合,只允许该参考点沿 x 方向的平动和绕 y 轴的转动。

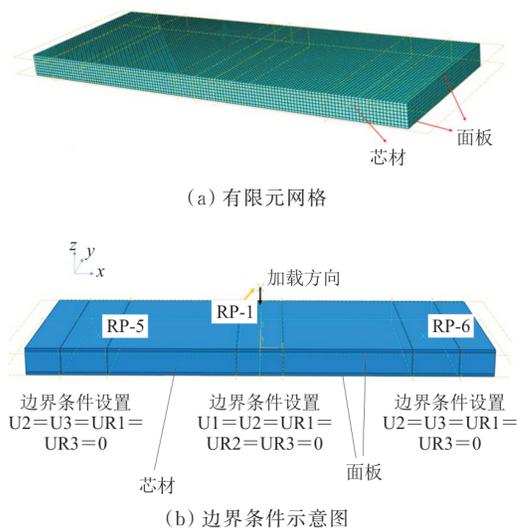


图 8 夹层板三点弯曲建模

Fig. 8 Three-point bending modeling of sandwich plate

模拟的三点弯曲静载荷—位移曲线如图 9 所示,可以看出:模拟结果与实测曲线较为吻合,预测的破坏载荷为 3.24 kN,与实测破坏载荷平均值 3.23 kN 很接近。

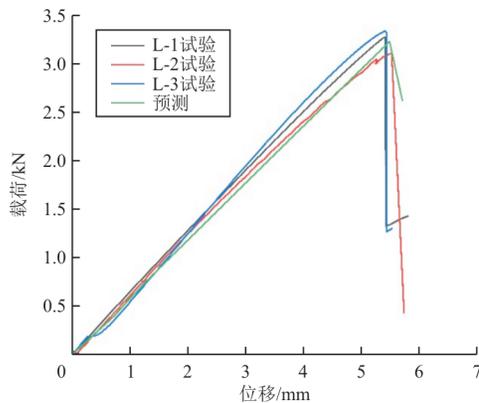


图 9 夹层板三点弯曲载荷—位移曲线

Fig. 9 Three-point bending load-displacement curve of sandwich plate

接近峰值载荷时夹层板整体的 Mises 应力云图和芯材部分的面外剪切应力云图如图 10 所示,两者可明显反映出夹层板的受力特点,即面板主要承受分布弯矩引起的面内拉、压应力,芯材主要承受剪力引起的均匀分布的面外剪应力。

静力破坏时夹层板整体损伤分布如图 11 所示,红色为失效单元,可以看出:面板部分未出现损伤,损伤发生于芯材,且位于试验件加载区和支撑区之间,加载区和支撑区附近未出现损伤。这与试验中观察到的现象基本一致。

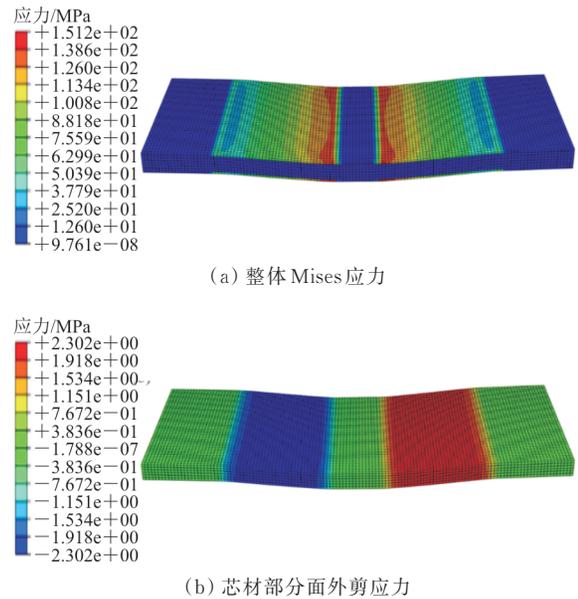


图 10 峰值载荷时夹层板弯曲应力云图

Fig. 10 Cloud map of bending stress of sandwich plate under peak load

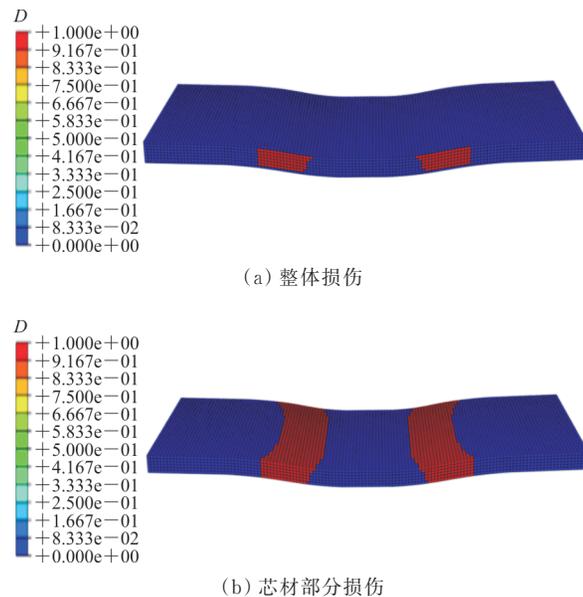


图 11 夹层板静力破坏时损伤分布图

Fig. 11 Damage distribution diagram of sandwich plate during static failure

借助有限元分析进行三点弯曲试验件在两种应力比、不同载荷水平下的疲劳寿命预测。应力比 $R=10$ 、载荷比 $q=0.65$ 下蜂窝夹层板三点弯曲疲劳过程中的损伤演化情况如图 12 所示,可以看出:损伤最先出现于芯材部分,位于试验件加载区和支撑区之间;随着疲劳次数的增加,损伤区域逐渐扩展,最终因芯材剪切失效而丧失承载能力。

芯材的疲劳失效区域和试验观察基本相符。

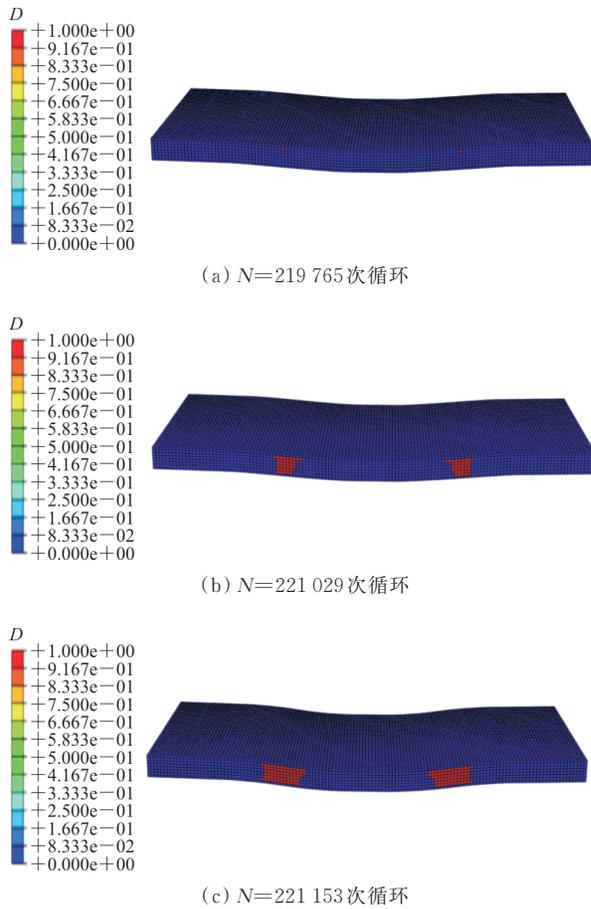


图 12 夹层板三点弯曲疲劳损伤历程
Fig. 12 Three-point bending fatigue damage history of sandwich plate

疲劳寿命预测结果如表 6 所示,可以看出:多种载荷情况下的疲劳寿命预测值偏于保守,在处理复合材料夹层结构时,预测误差在 2 倍误差带内被认为是可接受的,预测误差在可接受范围内。

表 6 蜂窝夹层板三点弯曲疲劳寿命预测结果
Table 6 Prediction results of three point bending fatigue life of honeycomb sandwich panel

R	q	疲劳寿命		
		试验值/次循环	预测值/次循环	误差/%
10	0.85	8 161	6 614	-18.95
	0.75	71 746	48 703	-32.11
	0.65	231 872	221 153	-4.62
-1.0	0.65	2 874	2 213	-22.99
	0.50	31 188	23 406	-24.95
	0.40	88 766	78 765	-11.26

4 结 论

1) 本文提出了一种夹层板疲劳寿命预测方法,应用夹层板组分材料在若干典型载荷(应力)状态下的疲劳特性,建立疲劳损伤模型,结合有限元应力分析,形成实际夹层结构的疲劳寿命预测完整流程,方法简便实用,分析结果合理。

2) 所研究夹层板三点弯曲静力和疲劳失效模式均表现为加载区和支撑区之间的芯材失效。静力失效模式为芯材的瞬间剪切失稳;疲劳失效模式为面外剪切引起芯材中微裂纹萌生、扩展、贯通,形成主裂纹,并持续扩展至芯材一面板界面导致两者分离,最终引起整体弯曲失稳。

参 考 文 献

- [1] 柳敏静, 武湛君. 复合材料蜂窝夹层结构在飞机中的应用[J]. 科技导报, 2016, 34(8): 21-25.
LIU Minjing, WU Zhanjun. Application of composite honeycomb sandwich structure in aircraft[J]. Science & Technology Review, 2016, 34(8): 21-25. (in Chinese)
- [2] 刘玥. 蜂窝复合材料夹芯结构承载特性及渐进损伤失效研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
LIU Yue. Study on bearing characteristics and progressive damage failure of honeycomb composite sandwich structure [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020. (in Chinese)
- [3] 王彬文, 陈先民, 苏运来, 等. 中国航空工业疲劳与结构完整性研究进展与展望[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 1-39.
WANG Binwen, CHEN Xianmin, SU Yunlai, et al. Research progress and prospect of fatigue and structural integrity for aeronautical industry in China[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 1-39. (in Chinese)
- [4] LI M Z, YAN R J, SHEN W, et al. Fatigue characteristics of sandwich composite joints in ships[J]. Ocean Engineering, 2022, 254: 111254.
- [5] CINAR K, INAM O. Failure prediction of syntactic foam core L-shaped sandwich structures [J]. Composite Structures, 2023, 323: 117465.
- [6] AFOLABI O A, KANNY K, MOHAN T P. Investigation of mechanical characterization of hybrid sandwich composites with syntactic foam core for structural applications[J]. Composites and Advanced Materials, 2023, 32: 1-16.
- [7] WANG L, ZHANG Y W, HO J C M, et al. Fatigue behaviour of composite sandwich beams strengthened with GFRP stiffeners[J]. Engineering Structures, 2020, 214: 110596.
- [8] ABBADI A, TIXIER C, GILGERT J, et al. Experimental study on the fatigue behaviour of honeycomb sandwich panels with artificial defects[J]. Composite Structures, 2015, 120: 394-405.
- [9] WU X R, YU H J, GUO L C, et al. Experimental and nu-

- merical investigation of static and fatigue behaviors of composites honeycomb sandwich structure[J]. *Composite Structures*, 2019, 213: 165-172.
- [10] 李云鹏, 郭祥. 蜂窝夹层结构弯曲性能测试方法的离散度分析[J]. *航空工程进展*, 2022, 13(5): 116-122.
LI Yunpeng, GUO Xiang. Dispersion analysis of the testing method for the flexural performance of honeycomb sandwich structure [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, 13(5): 116-122. (in Chinese)
- [11] 蔡豫晋, 徐伟伟, 文友谊, 等. 航空复合材料纸蜂窝夹芯结构热成型开裂研究[J]. *航空工程进展*, 2023, 14(2): 97-104.
CAI Yujin, XU Weiwei, WEN Youyi, et al. Research on the crack of thermo-forming of aviation sandwich structure composed of composite materials and paper honeycomb [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2023, 14(2): 97-104. (in Chinese)
- [12] HEGDE S R, HOJJATI M. Effect of core and facesheet thickness on mechanical property of composite sandwich structures subjected to thermal fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 127: 16-24.
- [13] SOLMAZ M Y, TOPKAYA T. The flexural fatigue behavior of honeycomb sandwich composites following low velocity impacts[J]. *Applied Sciences*, 2020, 10(20): 7262.
- [14] 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)
- [15] MA M Z, YAO W X, JIANG W, et al. A multi-area fatigue damage model of composite honeycomb sandwich panels under three-point bending load [J]. *Composite Structures*, 2021, 261: 113603.
- [16] 文涛. 复合材料蜂窝夹芯结构低速冲击后疲劳特性试验研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2022.
WEN Tao. Experimental study on fatigue characteristics of composite honeycomb sandwich structure after low-speed impact [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2022. (in Chinese)
- [17] MA M Z, YAO W X, JIANG W, et al. Fatigue of composite honeycomb sandwich panels under random vibration load [J]. *Composite Structures*, 2022, 286: 115296.
- [18] HUANG J S, LIN J Y. Fatigue of cellular materials [J]. *Acta Materialia*, 1996, 44(1): 289-296.
- [19] BURMAN M, ZENKERT D. Fatigue of foam core sandwich beams-1: undamaged specimens [J]. *International Journal of Fatigue*, 1997, 19(7): 551-561.
- [20] BURMAN M, ZENKERT D. Fatigue of foam core sandwich beams-2: effect of initial damage [J]. *International Journal of Fatigue*, 1997, 19(7): 563-578.
- [21] BURMAN M, ZENKERT D. Fatigue of undamaged and damaged honeycomb sandwich beams [J]. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 2000, 2(1): 50-74.
- [22] AMULANI A, PRATAP H, THOMAS B. Investigation of static and fatigue behavior of honeycomb sandwich structure: a computational approach [J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2021, 43(11): 476.
- [23] 邹健, 程小全, 邵世纲, 等. 基于 ANSYS 环境的平面编织层合板拉伸破坏数值仿真[J]. *复合材料学报*, 2007, 24(6): 180-184.
ZOU Jian, CHENG Xiaoquan, SHAO Shigang, et al. Numerical simulation for plain woven composite laminate based on ANSYS software [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2007, 24(6): 180-184. (in Chinese)
- [24] BESANT T, DAVIES G A O, HITCHINGS D. Finite element modelling of low velocity impact of composite sandwich panels [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2001, 32(9): 1189-1196.
- [25] HWANG W, HAN K S. Fatigue of composites-fatigue modulus concept and life prediction [J]. *Journal of Composite Materials*, 1986, 20(2): 154-165.
- [26] 张开达. 碳纤维/双马复合材料层板疲劳损伤累积和寿命估算[J]. *航空学报*, 1997, 18(5): 623-624.
ZHANG Kaida. Fatigue damage cumulation and life prediction for carbon/bismaleimide composite laminates [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1997, 18(5): 623-624. (in Chinese)
- [27] 李亚智. 飞机结构疲劳和断裂分析中若干问题的研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
LI Yazhi. Research on some problems in fatigue and fracture analysis of aircraft structure [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [28] HWANG W, LEE C, PARK H C, et al. Single-stress and multi-stress level fatigue life prediction of glass epoxy composites [J]. *Journal of Advanced Materials*, 1995, 26: 3-9.
- [29] GATHERCOLE N, REITER H, ADAM T, et al. Life prediction for fatigue of T800/5245 carbon-fibre composites: I. constant-amplitude loading [J]. *International Journal of Fatigue*, 1994, 16(8): 523-532.
- [30] ASTM International. Standard test method for core shear properties of sandwich constructions by beam flexure: ASTM C393/C393M-20 [S]. Pennsylvania, US: ASTM International, 2020.

(编辑: 马文静)