

剪切载荷下加筋开口复材壁板损伤演化仿真及导波监测

王 樱 陈 健 袁慎芳

(南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

摘要:【目的】典型航空结构纵横加筋大开口复材壁板在服役剪切载荷下常发生筋条脱粘,对其损伤演化过程进行仿真和在线监测对保障结构安全、降低运维成本至关重要。目前面向纵横加筋大开口复材壁板的渐进损伤仿真的研究数量有限,且针对其真实脱粘损伤演化过程的导波定量监测的研究更为少见。为解决该问题,开展剪切载荷下加筋开口复材壁板损伤演化仿真及导波监测研究。【方法】首先,构建剪切载荷下纵横加筋大开口复材壁板的渐进损伤有限元模型,获取结构的损伤演化过程;其次,采用压电导波方法,开展筋条脱粘损伤演化过程的在线监测;然后,基于仿真,获取“脱粘程度-载荷”演化结果,构建“脱粘程度-损伤因子”的损伤量化导波在线监测模型;最后,通过剪切试验验证仿真的有效性。【结果】结果表明,所提模型能够实现剪切载荷下加筋开口复材壁板脱粘损伤的在线定量监测。

关键词: 剪切载荷; 复合材料; 纵横加筋大开口复材壁板; 筋条脱粘演化仿真; 导波定量监测

中图分类号: V214.8 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2026.07.007

0 引言

复材结构广泛应用于航空航天领域,对促进装备轻量化、发展国民经济和保障国防安全具有重要战略意义。为了满足使用、维修要求,机身蒙皮、机翼壁板等结构需要开口。然而,开口处的纤维切断会引起复材结构承载能力大幅减弱^[1-2]。因此,通常需要对结构加筋补强,重新分布传力路径,这将导致结构形式复杂,同时结构在受到面内服役剪切载荷时,容易出现筋条脱粘损伤,这是加筋复材结构最终破坏的重要因素之一^[3]。为保障复材结构使用安全、充分发挥结构使用效率,迫切需要通过仿真,确定剪切载荷下筋条脱粘的损伤演化形式,并建立可靠的在线损伤监测方法,以确定结构健康状态、降低运维成本。

对于加筋复材结构损伤演化过程的仿真研究,目前,已有大量学者针对单向拉、压载荷下的结构损伤进行了研究。然而,对于飞行器结构中常见的载荷形式(剪切载荷),现有的加筋复材结构损伤仿真研究中却较少涉及。钟博等^[4]分析了带纵向筋条的复材平板结构在剪切载荷下的层内、层间损伤萌生演化过程。Wu等^[5]¹⁰⁹⁴⁵⁴对带纵向筋条的复材平板结构在静态剪切和冲后剪切这2种加载条件下的层内、层间损伤演化过程进行了试验及仿真研究。此外,针对加筋开口复材结构,陈静等^[6]以带纵向筋条的圆形大开口复材

平板结构的剪切试验为基础,采用渐进损伤分析方法模拟复材蒙皮的损伤演化过程。综上所述,针对剪切渐进损伤仿真的研究以带纵向筋条的复材平板结构为主,而针对剪切载荷下纵横加筋大开口复材壁板的损伤演化过程,则暂无相关仿真研究涉及。纵横加筋、大开口等结构形式及筋条-蒙皮连接方式的改变,都会对复材结构的力学特性及损伤演化形式产生复杂影响。因此,针对不同结构形式,需要对应选择合适的建模方法,以准确获取结构的损伤演化过程。

此外,在复材结构损伤监测领域,导波监测技术因对小损伤灵敏度高、可实现区域监测等优势而备受瞩目,被认为是复材结构健康监测技术中最具前景的方法之一,在导波结构健康监测建模理论、导波仿真、导波概率损伤成像、导波阵列信号处理及成像诊断等方面已有大量研究^{[7][8]1-318[9]}。然而,目前对于复材结构损伤的导波监测研究主要集中在简单平板和加筋板上,且大部分研究采用吸波胶、质量块、人工切割等对损伤进行模拟,Memmo等^[10]⁵⁶⁸在加筋复材结构上通过人工剥离筋条来施加脱粘损伤,通过分析导波散射信号飞行时间的变化,实现脱粘的量化监测。此外,也有一些研究讨论了真实损伤,Wilson等^[11]基于导波分析和X射线方法,实现了疲劳加载下复材平板中基体裂纹损伤演化过程的定量监测。Liu等^[12]²⁵³²借助导波分析和机器学习方法,实现了疲劳加载下复材

收稿日期: 2024-09-11 修回日期: 2024-10-31

基金项目: 江苏省前沿技术研发计划(BF2024068); 国家自然科学基金面上项目(52275153); 中央高校基本科研业务费专项(NI2023001); 航空航天结构力学及控制全国重点实验室自主研究课题(MCAS-I-0423G01); 南京航空航天大学前瞻布局科研专项

作者简介: 王樱,女,1998年生,浙江金华人,硕士研究生; 主要研究方向为复合材料结构健康监测; E-mail:wang_ying@nuaa.edu.cn。陈健(通信作者),男,1992年生,重庆人,博士,副研究员,硕士研究生导师; 主要研究方向为结构健康监测与预测、飞行器结构数字孪生; E-mail:cj1108@nuaa.edu.cn。

引用格式: 王樱,陈健,袁慎芳. 剪切载荷下加筋开口复材壁板损伤演化仿真及导波监测[J]. 机械强度, 2026, 48(7): 59-66.

Wang Ying, Chen Jian, Yuan Shenfang. Simulation and guided wave-based monitoring of damage evolution of the stiffened composite open panel under shear loads[J]. Journal of Mechanical Strength, 2026, 48(7): 59-66.



免费获取

平板结构内部分层损伤演化过程的量化监测。Wu等^[13]利用导波特征分析,实现了对加筋复材结构在拉伸载荷下的筋条脱粘损伤演化趋势的监测。综上,对于复材结构真实损伤导波监测,现有研究集中于复材平板结构,而针对加筋复材结构的损伤演化过程,已有研究集中于对损伤演化趋势的分析,未见对筋条-蒙皮脱粘损伤的导波量化监测的深入研究。

综上所述,针对剪切载荷下纵横加筋大开口复材壁板的渐进损伤仿真分析的研究很少,且针对其真实脱粘损伤演化过程的导波量化监测的相关研究基本没有。因此,本文将构建剪切载荷下纵横加筋大开口复材壁板的渐进损伤有限元模型,分析结构的损伤演化形式,通过压电导波方法实现对筋条脱粘损伤演化过程的在线监测,结合有限元仿真分析,得到筋条脱粘程度随载荷增长的演化规律,建立“脱粘程度-损伤因子”的损伤量化导波在线监测模型。

1 纵横加筋大开口复材壁板有限元仿真

1.1 结构对象

研究对象为纵横加筋大开口复材壁板,有效工作区尺寸为385 mm×350 mm,厚度为3.2 mm,筋条高度为40 mm,厚度为3.2 mm,结构如图1所示。

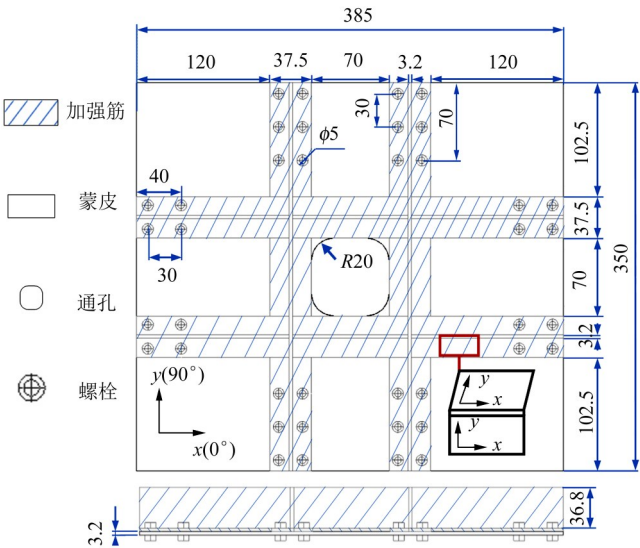


图1 纵横加筋大开口复材壁板
Fig. 1 Longitudinal-transverse stiffened composite panel with large cutout

试验件的蒙皮和筋条由MT300-1k/603A碳纤维增强复合材料(Carbon Fiber Reinforced Polymer, CFRP)层合板构成。其中,蒙皮和筋条腹板的铺层顺序为[45/0/45/0/0/45/0/45],筋条剪切带和缘条铺层顺序为[45/0/0/45],单层厚度为0.2 mm,筋条与蒙皮主要通过胶层粘接。为防止筋条剥离脱落,在加强筋端部设置紧固件补强。CFRP层合板及筋条-蒙皮间胶层的材料参数如表1。

表1中,参数的下标1、2、3分别表示单向复材的纵

向、横向和法向;下标T、C分别表示拉伸和压缩;下标n、s、t分别表示胶层界面单元的法向和面内的2个切向。

表1 复材层合板及胶层的材料性能参数
Tab. 1 Material performance parameters of the composite laminate and adhesive layer

材料	参数及取值
复合材料层合板	密度 $1\ 600\text{ kg/m}^3$
	弹性模量 $E_{11} = 63\text{ GPa}, E_{22} = 60.8\text{ GPa}$
	剪切模量 $G_{12} = G_{13} = G_{23} = 4.4\text{ GPa}$
	泊松比 $\nu_{12}=0.06$
	纵向强度 $X_T = 499\text{ MPa}, X_C = 631\text{ MPa}$
	横向强度 $Y_T = 686\text{ MPa}, Y_C = 658\text{ MPa}, X_T = 499$
	剪切强度 $S_{12} = 82.9\text{ MPa}, S_{13} = 79.9\text{ MPa}$
胶层	密度 $1\ 600\text{ kg/m}^3$
	界面刚度 $K_{nn} = K_{ss} = K_{tt} = 10^5\text{ MPa}$
	界面强度 $\sigma_n = \sigma_s = \sigma_t = 4.7\text{ MPa}$
	断裂能 $G_{c,n} = 0.279\text{ N/mm}, G_{c,s} = G_{c,t} = 1.349\text{ N/mm}$

1.2 纵横加筋大开口复材壁板的有限元模型构建

1.2.1 损伤演化过程的仿真建模方法

对于剪切载荷下的纵横加筋大开口复材壁板,本文主要考虑的损伤形式为筋条脱粘,采用双线性混合模式下的牵引-分离内聚力模型进行模拟^[14-15],选择二次应力准则作为损伤起始判据,选择基于能量的Benzeggagh-Kenane (B-K) 准则作为损伤扩展准则^{[5]109454}。相关文献主要采用双悬臂梁结构对该仿真方法进行验证,如Heidari-Rarani等^{[16]102246}详细介绍了双悬臂梁结构的仿真分析结果。本文根据文献^{[16]102246}中的结构形式、铺层顺序、材料参数及加载形式等信息构建有限元模型,如图2所示,并与文献^{[16]102246}中的仿真结果、试验结果进行对比,对比结果如图3所示。本文建模方法与参考文献^{[16]102246}的分层扩展仿真结果十分接近,且与试验结果中的极限载荷相差不大,证明了本文采用的仿真方法可以较好地模拟分层萌生和扩展过程。

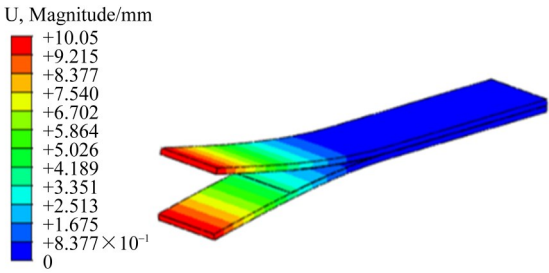


图2 双悬臂梁结构有限元模型
Fig. 2 Finite element model of the double cantilever beam structure

此外,在筋条脱粘损伤演化过程中,试验件承载能力下降,复材蒙皮中可能萌生损伤。因此,为明确试验件仅发生筋条脱粘损伤的载荷范围,支撑脱粘定量化导波监测模型的构建,需要对蒙皮层内损伤的萌

生、演化过程进行仿真研究。选择 Hashin 准则为损伤起始判据,选择断裂能准则为损伤扩展准则^[17]。基于 Abaqus 有限元软件,建立考虑筋条脱粘及蒙皮层内损伤的渐进损伤有限元模型,探究纵横加筋大开口复材壁板的损伤演化过程。

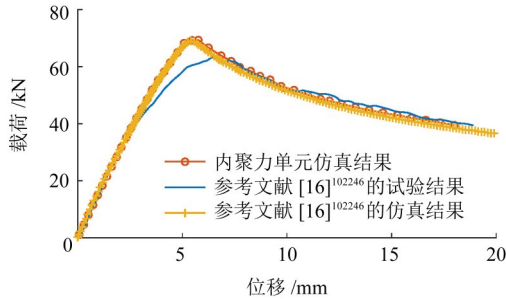


图3 内聚力模型的仿真结果与参考文献[16]^[102246]的试验、仿真结果对比

Fig. 3 Comparison between simulation results of cohesive zone model and test as well as simulation results in references [16]^[102246]

1.2.2 纵横加筋大开口复材壁板的加筋板建模

图4所示为纵横加筋大开口复材壁板有限元模型。试验件的加筋板主要包含蒙皮、筋条、胶层3部分,由于内聚力模型对胶层及与其接触部分的单元划分的一致性有较高要求,将加筋板整体当作一个部件,划分区域后,按照表1设置材料属性,并进行网格划分。其中,CFRP蒙皮和筋条采用连续壳单元SC8R,胶层采用三维八节点内聚力单元COH3D8。为保证计算精度,对大开口周围单元及胶层单元加密,其余单元均匀划分。

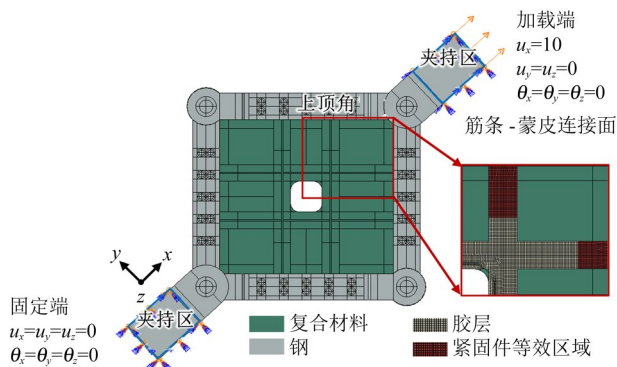


图4 纵横加筋大开口复材壁板有限元模型

Fig. 4 Finite element model of the longitudinal-transverse stiffened composite panel with large cutout

由于筋条端部补强紧固件的尺寸很小,且紧固连接区域不发生脱粘及蒙皮损伤,为简化模型,在本次仿真中并未对补强紧固件及其连接孔进行建模,而是采用强化胶层等效替代紧固连接。为保证紧固连接区域的筋条在加载过程中不剥离,将紧固件等效区域的胶层界面强度取为普通胶层的10倍。不采用将对应区域筋条与蒙皮直接绑定这种方式,是因为直接绑定会导致紧固连接区域刚度过大,绑定边缘位置蒙皮变形严重,引发蒙皮过早损伤。

1.2.3 纵横加筋大开口复材壁板的夹具建模

为获取更接近试验的约束条件,对夹具单独建模。夹具为4连杆对角拉伸装置,采用叉耳夹头连接试验件与疲劳试验机,通过紧固件将加筋板4条边与夹具盖板相连,使对角拉伸载荷均匀传递,并转化为剪切载荷。夹具和紧固件的材料为钢,弹性模量为 2.1×10^5 MPa,泊松比为0.3,采用三维实体单元C3D8R。夹具、紧固件及加筋板之间选用通用接触,切向设置为无摩擦,法向设置为硬接触。

在叉耳夹头的夹持区设置边界条件,对固定端的自由度进行全约束,对加载端约束 y, z 方向的平动自由度和所有转动自由度,并沿 x 方向通过平滑位移步施加10 mm的拉伸位移,以保证该过程为准静态过程,从而进行准静态分析。

1.2.4 初始缺陷引入及损伤演化模型求解设置

为准确模拟纵横加筋大开口复材壁板的剪切渐进损伤演化过程,将屈曲模态乘以缺陷系数作为初始缺陷引入到损伤演化有限元模型中。首先,进行屈曲分析,基本屈曲模型建立及单元划分等内容与上文一致,主要改变求解器和接触设置。将求解器选为线性摄动的屈曲求解器。由于线性屈曲分析过程中接触面的接触状态不允许改变,故将模型中所有通用接触更改为面面绑定约束。将屈曲分析的第1阶屈曲模态乘以缺陷系数(蒙皮厚度的1%)作为试验件的初始缺陷,通过关键字*Imperfection引入损伤演化有限元模型中。

在此基础上,采用显式求解器求解损伤演化有限元模型。衡量计算时间和模型的可靠性后,取质量缩放因子为20,以加速求解。分析步时间长度应不小于第1阶屈曲模态周期的10倍,第1阶屈曲模态的周期为0.008 s,取分析步时间长度为0.1 s。

2 纵横加筋大开口复材壁板导波监测

2.1 导波监测原理

基于压电导波实现损伤在线监测的基本原理^{[8]206}为:将主动激励集成在结构上的压电导波(Piezoelectric Transducer, PZT)传感器上,产生在结构中传播的导波,当结构存在损伤时,导波信号发生散射或能量发生衰减,分析损伤前、后导波信号特征的变化,实现对结构损伤的监测与诊断。

损伤因子(Damage Index, DI)常被用来定量分析导波特征的变化程度,通过对比结构在健康及损伤状态下的传感信号,将损伤程度与导波特征^{[18]8}关联起来。由于筋条脱粘对导波幅值的影响较明显^{[12]2534},选择差信号幅值损伤因子监测脱粘,差信号幅值损伤因子 y 的表达式为

$$y = \max [H(t) - D(t)] / \max H(t) \quad (1)$$

式中, $H(t)$ 为基准信号; $D(t)$ 为监测信号; $\max$ 为计算

信号中的最大值。该损伤因子可表征基准信号与监测信号之间差信号的最大值的相对变化。

此外,为实现脱粘程度的在线量化评估,需要获取不同损伤状态下的损伤因子,建立标定模型^[18]。本文通过仿真分析,获取筋条脱粘程度 a 与载荷 F 之间的映射关系 $a = h(F)$ 。通过压电导波方法,监测获取损伤因子 y 与载荷 F 之间的映射关系 $y = k(F)$ 。通过载荷 F 这一中间量,将脱粘程度 a 与损伤因子 y 进行关联,构建筋条脱粘损伤的在线量化导波监测模型,表示为

$$a = g(y) \quad (2)$$

式中, $g(\cdot)$ 表示筋条脱粘程度与导波损伤因子间的映射关系,可实现脱粘程度的定量评估。

2.2 纵横加筋大开口复材壁板的导波传感器布局

由图4可知,试验件具有一定的中心对称性,后续将围绕图4中红框包围的上顶角区域展开阐述,以典型脱粘区域A、B为对象,开展脱粘演化导波监测研究,确定导波传感器的布局,如图5所示。

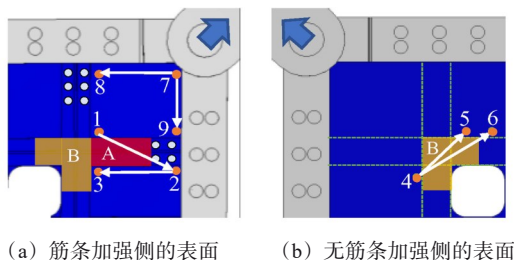


图5 压电导波传感器布置

Fig. 5 Arrangement of the PZT sensors

筋条脱粘会改变结构的厚度,影响穿过脱粘区域的传播通道及周围平行筋条通道的导波传播特性。因此,在区域A周围布置PZT传感器1、2、3,设置激励传感通道1-2、2-3,将传感器布置在有筋条加强的表面;在区域B周围布置PZT传感器4、5、6,设置激励传感通道4-5、4-6,考虑到对传感器布置区域的限制,将传感器布置在无筋条加强的表面。此外,导波传播特性还受载荷影响,因此,在远离脱粘损伤的区域布置PZT传感器7、8、9,设置激励传感通道7-8、7-9,用于监测导波信号受载荷影响的情况,将传感器布置在有筋条加强的表面。

3 纵横加筋大开口复材壁板仿真、试验结果

3.1 筋条脱粘及蒙皮层内损伤的仿真结果

纵横加筋大开口复材壁板在剪切载荷作用下的筋条脱粘损伤演化过程,如图6所示,筋条脱粘损伤从外围萌生,向开口边演化。图6中红框的面积为典型区域的胶层连接面积 S ,红框区域内的红色单元面积为胶层已脱粘面积 S_d ,将各载荷下目标分析区域的脱粘程度 a 定义为 $a = S_d/S$ 。试验件除发生筋条脱粘外,还发生蒙皮损伤,其损伤演化过程如图7所示。

图7中,上顶角区域蒙皮的损伤萌生于200 kN,此后,随着载荷的增大,基体纤维的压缩失效作为上顶角区域的主要损伤形式不断积累演化,直至297 kN时,试验件被破坏。

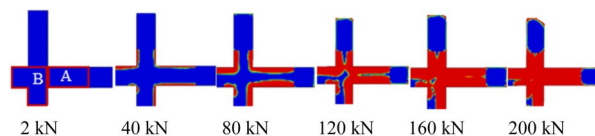


图6 筋条脱粘损伤演化过程

Fig. 6 Damage evolution process of the stiffener debonding

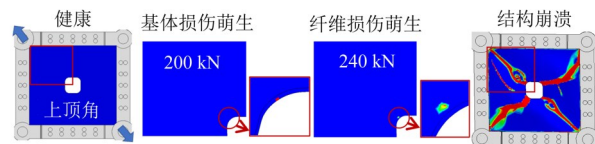


图7 复材蒙皮损伤演化过程

Fig. 7 Evolution process of the composite skin damage

3.2 纵横加筋大开口复材壁板剪切试验设置

纵横加筋大开口复材壁板的剪切试验及导波监测试验的试验系统,如图8所示。



图8 试验系统设置

Fig. 8 Test system setup

采用MTS-2500KN电液伺服疲劳拉伸试验机对剪切试验件进行静力加载。试验件装夹后先保持载荷为0 kN,然后分别加载至2、40、80、120、160、200、220 kN,在每个载荷阶段分别暂停加载,保持载荷不变,同时扫描导波数据、采集10 s光纤数据,并通过目视、数字显微镜等测试方法检查试验件的损坏情况,最后,从220 kN起持续加载至试验件破坏。为保证人员和设备的安全,加载期间不再靠近试验件。试验件破坏后,卸载并检查、记录试验件的损坏情况。

导波数据的激励传感通过如图5所示的9个压电智能夹层传感器实现,采用本团队研发的SHM-ISS-4.0C导波结构健康监测扫描系统实现对导波数据的激励和采集。本文共设计了6条激励传感通道,激励波形采用5波峰正弦调制信号,振幅为 ± 70 V。由于试验件的边界条件复杂,为尽可能避免直达波与边界反

射波包的混叠,选取传播速度快的 S_0 模式直达波进行分析;由于加筋区域导波信号存在显著各向异性,若以相同中心频率激励,难以保证各通道信号 S_0 模式波包完整清晰。因此,在各通道中各自选取合适的中心频率,如表2所示。设置采样率为10 MHz,信号平均次数为100次,以提高信号的信噪比。

表2 典型通道的中心频率
Tab. 2 Center frequency of the typical channel

通道	中心频率/kHz	通道	中心频率/kHz
1-2	200	4-6	210
2-3	190	7-8	190
4-5	250	7-9	200

光纤数据通过3个光纤光栅(Fiber Bragg Grating, FBG)传感器完成采集,如图9所示。光纤中心波长为:FBG1传感器的波长为1 540 nm,FBG2传感器的波长为1 560 nm,FBG3传感器的波长为1 580 nm。采用MOI-SM 130 光纤光栅解调系统进行光纤波长采集,实现对结构表面应变的测量,设置采样频率为1 kHz,设置信号平均次数为10次,以提高信号的信噪比。

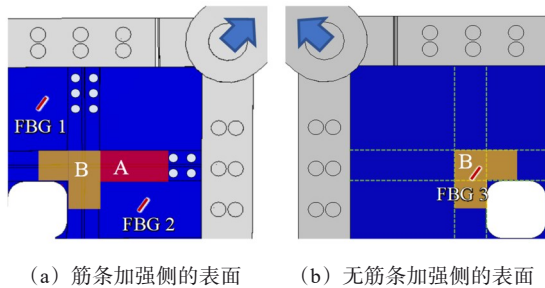


图9 光纤光栅传感器布置

Fig. 9 Arrangement of FBG sensors

3.3 剪切试验及导波监测结果

本文主要研究筋条脱粘演化过程,其主要发生在载荷为200 kN之前。因此,采用0~160 kN下采集的光纤、导波信号进行分析。

在0 kN的载荷下,各光纤测点的试验应变均为0;在2 kN的载荷下,各光纤测点的应变值很小,因此主要对40~160 kN载荷范围内实测的FBG应变、仿真分析得到的有限元分析(Finite Element Analysis, FEA)应变进行比较。其中,FBG应变为在每个载荷阶段采集时长为10 s的光纤应变数据的平均值,FEA应变为有限元模型中测点光纤栅区覆盖长度的应变平均值。图10所示为结构中3个测点在40~160 kN载荷范围内各个典型载荷下的FBG应变与FEA应变的对比。采用相对误差进行评估,相对误差的汇总情况如表3所示,FBG应变与FEA应变的对应情况良好,最大相对误差为10.4%。

图11所示为纵横加筋大开口复材壁板的破坏情况。对比图6、图7和图11可知,仿真分析与试验的结构破坏环貌基本吻合,筋条脱粘发生,蒙皮损伤从中

间开口处萌生,演化至试验件边界。图12所示为纵横加筋大开口复材壁板的载荷-位移曲线。由图12可知,仿真与试验的极限载荷误差为3.1%,仿真位移明显小于实测位移,主要误差出现在载荷在40 kN以下时。综合仿真和试验结果可知,当载荷在40 kN以下时,试验件上无明显损伤,不应出现显著的刚度变化。因此,当载荷在40 kN以下时,试验采集结果的明显非线性可能是由试验件、夹具与试验机之间存在装配间隙造成的。当载荷在40 kN以上时,试验件的刚度稳定,且与仿真结果相似。综上所述,渐进损伤有限元模型可以较准确地模拟试验件在真实受载状况下的损伤演化过程。

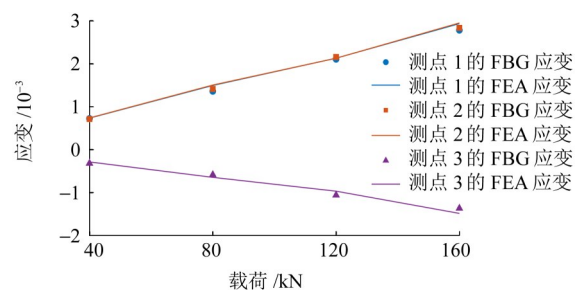


图10 FBG应变和FEA应变的对比

Fig. 10 Comparison between the FBG strain and the FEA strain

表3 FBG应变和FEA应变的相对误差汇总表

Tab. 3 Summary table of relative error between the FBG strain and the FEA strain

载荷/kN	相对误差/%		
	测点1	测点2	测点3
40	1.4	3.4	10.3
80	9.9	6.6	10.4
120	1.6	1.9	8.7
160	5.4	4.1	8.6

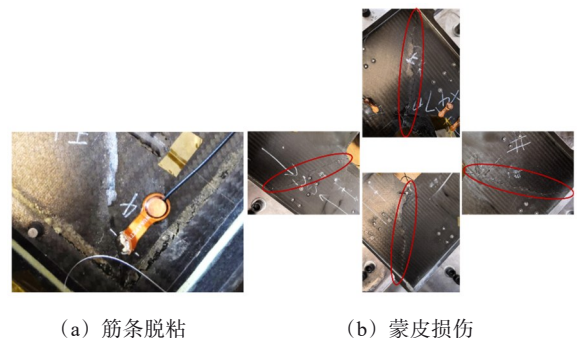


图11 纵横加筋大开口复材壁板的破坏情况

Fig. 11 Damage behavior of the longitudinal-transverse stiffened composite panel with large cutout

区域A、B典型通道的导波信号在脱粘损伤演化的影响下,信号幅值有明显变化。区域A、B中的典型通道在各载荷下的导波信号情况如图13所示。

为排除载荷干扰,需要分析只受载荷影响的通道7-8、7-9的导波信号,图14以通道7-8为例,给出了导波信号随载荷增大的变化情况。

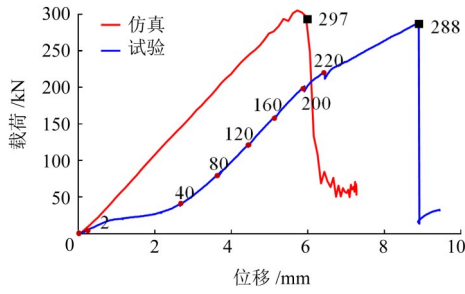


图 12 纵横加筋大开口复材壁板的载荷-位移曲线

Fig. 12 Force-displacement curves of the longitudinal-transverse stiffened composite panel with large cutout

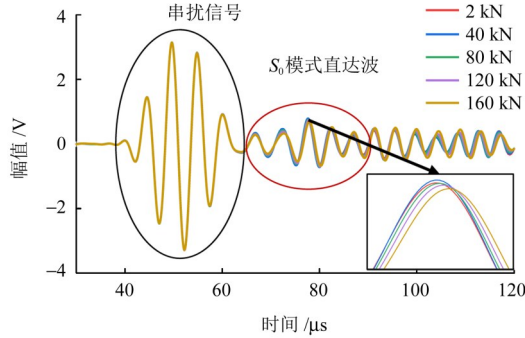
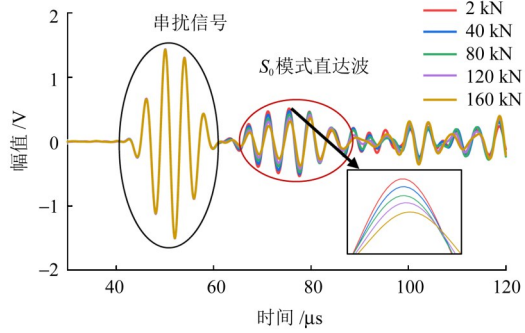
(a) 区域 A 中的通道 2-3 在频率为 190 kHz 时的 S_0 模式直达波(b) 区域 B 中的通道 4-5 在频率为 250 kHz 时的 S_0 模式直达波

图 13 区域 A、B 中典型通道的导波信号

Fig. 13 The guided wave signals of the typical channels in regions A and B

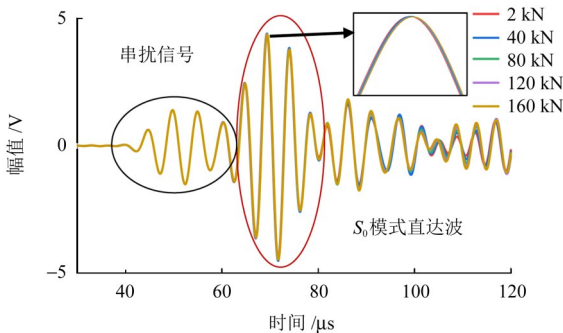


图 14 通道 7-8 在频率为 190 kHz 时的导波信号

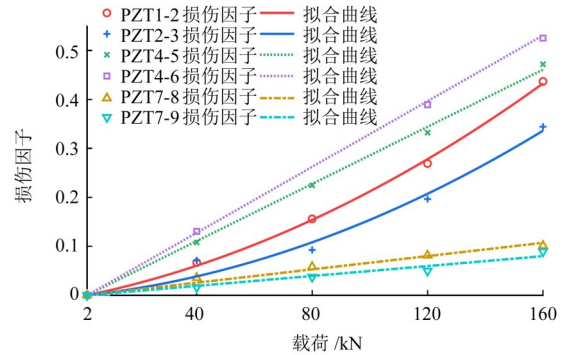
Fig. 14 The guided wave signals of channel 7-8 at the frequency of 190 kHz

3.4 筋条脱粘演化的损伤量化导波在线监测模型

筋条脱粘损伤影响导波的直达波段及散射波段的幅值^{[10]576},理论上可对过筋通道截取直达波段来计算损伤因子,对不过筋通道截取散射波段来计算损伤因子。然而,本研究的不过筋通道与筋条距离较近(10 mm),直达波段与散射波段大量重叠,因此对所有

典型通道都直接选用直达波段计算损伤因子,故选择 2 kN 时采集的导波信号为基准信号。

区域 A、B 中各通道及受载荷影响的典型通道的 S_0 模式直达波段的损伤因子随载荷的变化情况如图 15 所示。图 15 中,通道 PZT1-2、通道 PZT2-3 为区域 A 通道,损伤因子与载荷成二次函数关系;通道 PZT4-5、通道 PZT4-6 为区域 B 通道,损伤因子与载荷成线性关系;通道 PZT7-8、通道 PZT7-9 为受载荷影响的典型通道,损伤因子与载荷成线性关系,且在监测载荷范围内,损伤因子不超过 0.1。同一区域内两通道的损伤因子存在差异,可能是因为通道的传播路径长度、信号频率及边界条件等因素有所不同。区域 A、B 的损伤因子随载荷增大的规律不同,这是因为两区域筋条的脱粘演化规律不同,与仿真结果(图 6)对应。

图 15 典型通道的 S_0 模式直达波的损伤因子-载荷曲线Fig. 15 Damage factor-load curves of the direct wave with S_0 mode in typical channel

由图 15 可知,损伤因子的增大受筋条脱粘和载荷两方面影响,需要论证由载荷引起的损伤因子的线性增大不会对脱粘量化导波监测模型的建立和应用产生影响。区域 A 的损伤因子的非线性变化由导波特征对脱粘损伤演化过程的非线性响应引入,载荷对损伤因子的线性干扰不影响区域 A 的筋条脱粘损伤量化监测模型的建立与应用;区域 B 的两通道位于纵横筋条的加强区域,应力水平远小于受载荷影响的典型通道所在的区域。由于应力越大,信号幅值变化越明显^[19],区域 B 两通道的损伤因子受载荷的线性干扰比 PZT 7-8 和 PZT 7-9 更弱,区域 B 两通道的损伤因子远大于由对应位置的载荷引起的损伤因子,故后续分析忽略载荷的干扰。

区域 A、B 的筋条脱粘程度 a_A 、 a_B 和载荷 F 成线性关系,表达式分别为

$$a_A = 0.68F - 5.31, 8 \text{ kN} < F \leq 156 \text{ kN} \quad (3)$$

$$a_B = 0.49F - 5.46, 13 \text{ kN} < F \leq 215 \text{ kN} \quad (4)$$

式中的 2 个载荷范围分别对应脱粘萌生和完全脱粘。图 16 所示为区域 A、区域 B 的脱粘程度-载荷曲线。

将各载荷下的损伤因子和脱粘程度进行关联分析,建立筋条脱粘演化的损伤量化导波在线监测模型,该模型的脱粘程度-损伤因子曲线如图 17 所示。

图 17 中,通道 PZT1-2、通道 PZT2-3 为区域 A 的通道,损伤因子与脱粘程度成二次函数关系,如式(5)所示;通道 PZT4-5、通道 PZT4-6 为区域 B 的通道,损伤因子与脱粘程度成线性关系,如式(6)所示。

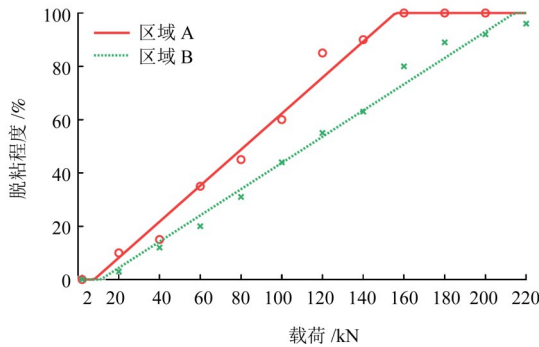


图 16 区域 A、区域 B 的脱粘程度-载荷曲线

Fig. 16 Delamination degree-load curves of region A and region B

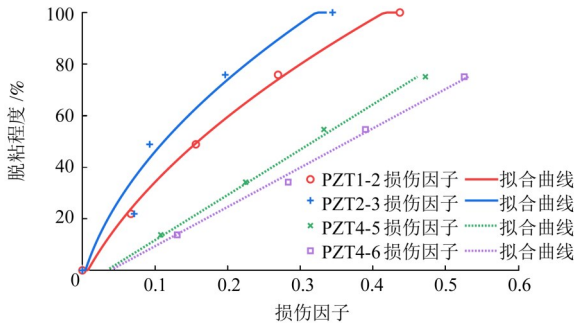


图 17 筋条脱粘演化的导波在线量化监测模型的脱粘程度-损伤因子曲线

Fig. 17 Debonding degree-damage factor curve of guided wave online quantitative monitoring model for stiffener debonding evolution

$$\begin{cases} a_{12} = -330.64y_{12}^2 + 388.24y_{12} - 5.31, \\ 0.01 \leq y_{12} \leq 0.43 \\ a_{23} = -664.58y_{23}^2 + 539.03y_{23} - 5.31, \\ 0.01 \leq y_{23} \leq 0.33 \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} a_{45} = 168.59y_{45} - 5.46, 0.04 \leq y_{45} \leq 0.47 \\ a_{46} = 146.27y_{46} - 5.46, 0.04 \leq y_{46} \leq 0.54 \end{cases} \quad (6)$$

式中, a_{mn} 为激励传感通道 m - n 对应监测区域的脱粘程度; y_{mn} 为激励传感通道 m - n 的损伤因子。各典型通道的损伤因子 y_{mn} 都限制在一定范围内, 范围的下、上限分别对应脱粘损伤萌生时通道的损伤因子、区域完全脱粘或外载为 160 kN 时通道的损伤因子。

在线采集目标监测脱粘区域典型通道的导波信号, 计算 S_0 模式直达波的损伤因子, 代入图 17 对应的通道的脱粘损伤导波量化监测模型中, 可实现对难以观测区域筋条脱粘损伤的导波的在线量化监测, 确定结构的健康状态。

4 结论

针对加筋大开口复材壁板在剪切载荷下的损伤演化过程, 进行了仿真及导波监测, 提出筋条脱粘导

波在线量化监测模型的构建方法。本文的主要工作和结论如下:

1) 构建了剪切载荷作用下纵横加筋大开口复材壁板的渐进损伤有限元模型, 模拟了筋条脱粘损伤演化过程。仿真与实测结果的结构破坏形貌基本吻合, 3 个测点的光纤应变与仿真应变对应情况良好, 仿真与实测结果所反映的最终破坏载荷的误差为 3.1%, 验证了仿真模型的可靠性。

2) 基于压电导波方法, 研究了剪切载荷下纵横加筋大开口复材壁板的脱粘损伤演化过程的监测方法, 通过仿真获得了脱粘程度与载荷之间的映射关系, 建立了基于“脱粘程度-损伤因子”的损伤量化导波在线监测模型, 实现了对筋条脱粘演化过程的在线定量监测。

参考文献 (References)

- [1] 高伟, 姚雄华, 张文军. 剪切载荷下圆形和菱形开口层压板承载能力对比研究[J]. 机械强度, 2022, 44(4): 819-824.
Gao Wei, Yao Xionghua, Zhang Wenjun. Comparison study on bearing capacity of circular and diamond hole laminates under shear load[J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(4): 819-824. (In Chinese)
- [2] 刘礼平, 王宇灿, 原志翔, 等. 复合材料胶铆混合修理的拉伸性能研究[J]. 机械强度, 2021, 43(1): 63-70.
Liu Liping, Wang Yucan, Yuan Zhixiang, et al. Study on the tensile properties of adhesive-rivet hybrid repair structure of composite laminates[J]. Journal of Mechanical Strength, 2021, 43(1): 63-70. (In Chinese)
- [3] 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)
- [4] 钟博, 王新峰, 于健. 石英纤维与碳纤维混杂加筋壁板剪切后屈曲性能研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(6): 1111-1117.
Zhong Bo, Wang Xinfeng, Yu Jian. Shear post-buckling behavior of quartz fiber and carbon fiber hybrid stiffened panels[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(6): 1111-1117. (In Chinese)
- [5] Wu X Y, Chen Q, Zhao B, et al. Experimental behavior and shear bearing capacity simulation of stiffened composite panels subjected to invisible damage impact [J]. Thin-Walled Structures, 2022, 178: 109454.
- [6] 陈静, 沈安澜. 复合材料开孔薄壁加筋板剪切屈曲及后屈曲研究[J]. 直升机技术, 2018(1): 13-19.
Chen Jing, Shen Anlan. Buckling and post-buckling of composite shear stiffened plates with cutout [J]. Helicopter Technique, 2018 (1): 13-19. (In Chinese)
- [7] Yuan S F, Jing H T, Wang Y, et al. A whole service time SHM damage quantification model hierarchical evolution mechanism [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2024, 209: 111064.
- [8] 袁慎芳. 结构健康监控[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 1-318.
Yuan Shenfang. Structural health monitoring and damage control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 1-318. (In Chinese)

- Chinese)
- [9] 房芳,郑辉,汪玉,等. 机械结构健康监测综述[J]. 机械工程学报,2021,57(16):269-292.
Fang Fang, Zheng Hui, Wang Yu, et al. Mechanical structural health monitoring: a review[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(16): 269-292. (In Chinese)
- [10] Memmolo V, Monaco E, Boffa N D, et al. Guided wave propagation and scattering for structural health monitoring of stiffened composites[J]. Composite Structures, 2018, 184: 568-580.
- [11] Wilson C L, Chang F K. Monitoring fatigue-induced transverse matrix cracks in laminated composites using built-in acousto-ultrasonic techniques[J]. Structural Health Monitoring, 2016, 15(3): 335-350.
- [12] Liu H, Liu S, Liu Z, et al. Data-driven approaches for characterization of delamination damage in composite materials[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2021, 68(3): 2532-2542.
- [13] Wu Z J, Gao D Y, Wang Y S, et al. In-service structural health monitoring of a full-scale composite horizontal tail[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Materials Science Edition), 2015, 30(6): 1215-1224.
- [14] 袁菲, 林国伟, 李新祥, 等. 帽型加筋机身曲板后屈曲设计研究[J]. 机械强度, 2024, 46(6): 1408-1418.
Yuan Fei, Lin Guowei, Li Xinxiang, et al. Research on post-buckling design of hat-stringer stiffened fuselage panels[J]. Journal of Mechanical Strength, 2024, 46(6): 1408-1418. (In Chinese)
- [15] 张茹, 柴亚南, 张阿盈, 等. 含预制脱粘的加筋壁板损伤扩展[J]. 机械强度, 2020, 42(3): 716-722.
Zhang Ru, Chai Yanan, Zhang Aying, et al. Damage expansion of stiffened panel with prefabricated debonding[J]. Journal of Mechanical Strength, 2020, 42(3): 716-722. (In Chinese)
- [16] Heidari-Rarani M, Sayedain M. Finite element modeling strategies for 2D and 3D delamination propagation in composite DCB specimens using VCCT, CZM and XFEM approaches[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2019, 103: 102246.
- [17] 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)
- [18] Chen J, Yuan S F, Jin X. On-line prognosis of fatigue cracking via a regularized particle filter and guided wave monitoring[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 131: 1-17.
- [19] Roy S, Ladpli P, Chang F K. Load monitoring and compensation strategies for guided-waves based structural health monitoring using piezoelectric transducers[J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 351: 206-220.

Simulation and guided wave-based monitoring of damage evolution of the stiffened composite open panel under shear loads

WANG Ying CHEN Jian YUAN Shenfang

(State Key Laboratory of Mechanics and Control for Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: [Objective] Stiffener debonding frequently occurs in longitudinal-transverse stiffened composite panels with large cutouts of typical aerospace structure under in-service shear loading. Simulation and online monitoring of the damage evolution process are critical to structural safety guarantee and operation and maintenance cost reduction. However, few studies have focused on the progressive damage simulation of longitudinal-transverse stiffened composite panels with large cutouts, and quantitative guided wave monitoring for the real debonding damage evolution process is rarely reported. To solve this problem, research on damage evolution simulation and guided wave monitoring of stiffened composite panels with cutouts under shear loading was carried out. [Methods] Firstly, the modeling method of the progressive damage finite element model for longitudinal-transverse stiffened composite panels with large cutouts under shear loading was investigated, and the structural damage evolution process was obtained. Secondly, the piezoelectric guided wave technique was adopted to carry out online monitoring research on the entire evolution process of stiffener debonding. Thirdly, based on the simulated evolution results of "debonding degree-load", a quantitative online guided wave monitoring model characterized by "debonding degree-damage factor" was established. Finally, shear tests were performed to verify the effectiveness of the simulation. [Results] The results show that the proposed model can realize online quantitative monitoring of stiffener debonding damage in stiffened composite panels with cutouts under shear loading.

Key words: Shear load; Composite material; Longitudinal-transverse stiffened composite panel with large cutout; Simulation of stringer delamination evolution; Guided wave quantitative monitoring

Corresponding author: CHEN Jian, E-mail: cj1108@nuaa.edu.cn

Fund: Jiangsu Provincial Frontier Technology Research and Development Program (BF2024068); General Program of National Natural Science Foundation of China (52275153); Fundamental Research Funds for the Central Universities (NI2023001); Independent Research Project of State Key Laboratory of Mechanics and Control for Mechanical Structures (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics) (MCAS-I-0423G01); Forward-looking Research Special Fund of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

Received: 2024-09-11 Revised: 2024-10-31

(编辑: 刘星泽)