

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.01.013

## 基于导波监测的复合材料加筋结构冲击后 剩余强度预测

曾钰峻, 严刚, 芮鹏辉

(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:** 对应用超声导波在线监测信息评估复合材料加筋结构冲击后剩余强度进行了研究。首先针对所监测的对象设计布置了压电传感网络并构建结构健康监测系统, 通过局部信号差分系数计算出不同传感路径上的损伤指标, 融合损伤概率成像方法识别损伤位置, 测算形状因子以近似表征损伤尺寸。然后构建加筋结构有限元模型, 由在线监测结果反馈损伤信息, 采用软化夹杂法等冲击损伤, 依据复合材料损伤渐进失效分析理论, 预测冲击后加筋结构的剩余极限强度。通过低速冲击、超声导波监测和压缩强度等一系列实验验证了所提出方法的有效性, 为结构健康监测最高层次的应用提供基础。

**关键词:** 复合材料加筋结构; 冲击损伤; 超声导波监测; 损伤概率成像; 剩余强度预测

**中图分类号:** V11 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2024)01-0124-10

## Prediction of Residual Strength of Stiffened Composite Structure After Impact with Guided Waves-Based Monitoring

ZENG Yujun, YAN Gang, RUI Penghui

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

**Abstract:** This paper investigates the prediction of residual strength of stiffened composite structure after impact with guided waves-based online monitoring information. Firstly, a piezoelectric sensor network is designed and implemented for the monitored structure, and a structural health monitoring system is established. Local signal difference coefficients are computed along different sensor paths to derive damage indicators, and a damage probability imaging method is employed to identify the location of damage, while the shape factor is estimated to approximate the size of the damage. Secondly, a finite element model is developed for the stiffened composite structure. Feedback from online monitoring results is used to model the damage, and softening inclusion methods are adopted to simulate the damage extent equivalently. By using the progressive failure analysis theory for composite, the residual ultimate strength of the stiffened composite structure after impact is predicted. The effectiveness of the proposed method is validated through a series tests of low-velocity impact, guided waves-based monitoring, and compressive strength, laying foundation for the highest level of application for structural health monitoring.

**Key words:** stiffened composite structure; impact damage; ultrasonic guided waves-based monitoring; damage probability imaging; prediction of residual strength

**基金项目:** 国家自然科学基金(11602104); 航空航天结构力学及控制全国重点实验室开放课题资助项目(MCMS-E-0423G02)。

**收稿日期:** 2023-12-12; **修订日期:** 2024-01-16

**通信作者:** 严刚, 男, 副教授, E-mail: yangang@nuaa.edu.cn。

**引用格式:** 曾钰峻, 严刚, 芮鹏辉. 基于导波监测的复合材料加筋结构冲击后剩余强度预测[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(1): 124-133. ZENG Yujun, YAN Gang, RUI Penghui. Prediction of residual strength of stiffened composite structure after impact with guided waves-based monitoring[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(1): 124-133.

复合材料加筋壁板是航空飞行器的重要承载结构,被广泛应用于机身和机翼中。但在实际运行过程中易受到冲击损伤,导致结构强度和稳定性的降低,威胁飞行安全<sup>[1]</sup>。

为了能对损伤做出及时反应,近年来结构健康监测技术得到了大量研究。其中基于压电元件的超声导波技术,具有灵敏度高、响应快速、能够检测微小损伤等优点,可以对复合材料结构中的多种类型损伤进行在线监测<sup>[2-3]</sup>。基于超声导波可以发展损伤诊断成像算法,产生可解释和直观的图像来反映损伤信息,为结构的维护和修复提供重要参考<sup>[4-5]</sup>。区别于其他超声导波诊断成像算法,损伤概率成像算法不依赖于导波的传播速度,通过各传感路径导波信号的综合变化建立损伤指标,依据权重分布函数进行损伤成像,方法简洁快速、定位准确,具有较大的应用潜力<sup>[6-8]</sup>。如 Azuara 等<sup>[9]</sup>提出一种几何修正损伤概率成像算法,以减轻传感路径交叉的影响,提高了成像精度。Gonzalez-Jimenez 等<sup>[10]</sup>将高斯模糊滤波器应用于损伤概率成像算法,缓解了传感网络非均匀分布导致的伪像问题。Teng 等<sup>[11]</sup>根据导波传播时间对有效路径分类,基于校正概率分布函数改进损伤概率成像算法。上述研究均表明了基于导波的损伤概率成像算法在线监测结构损伤的有效性。

但随着机体结构的复杂化和传感监测技术的进一步发展,对结构健康监测技术提出了更高的要求,其中不仅包含对结构的损伤监测,还包含在此基础上的结构剩余强度和寿命估计,从而达到指导任务决策和后勤保障维护的目的<sup>[12]</sup>。在实际的使用状况中,加筋壁板的常见受载形式为受压。受到冲击后的加筋结构是否能继续使用,取决于含冲击损伤加筋结构的剩余强度。复合材料加筋结构的受压失效破坏包含了多种损伤模式,受到了国内外广泛关注。Wu 等<sup>[13]</sup>研究了 J 形筋条复合材料加筋板在冲击载荷作用前后的屈曲和后屈曲行为,采用有限元模型对加筋板的剩余强度进行了预测。Xiao 等<sup>[14]</sup>建立了含损伤的 L 形筋条复合材料加筋板有限元模型,提出一种预测其剩余强度的方法。当前大部分的结构健康监测研究集中在对结构冲击损伤本身的监测方面,对如何利用在线监测信息评估结构完整性的研究和探索还非常少。

本文尝试将结构健康监测和结构完整性评估有机结合,对利用超声导波在线监测获取的冲击损伤信息,预测复合材料加筋结构冲击后剩余压缩强度进行研究和探索,为结构健康监测在复合材料结构中的应用提供基础。

## 1 复合材料加筋结构冲击损伤监测

### 1.1 实验对象

针对碳纤维复合材料加筋结构,制作了 L 形筋条构型的试件作为研究对象,其几何尺寸构型如图 1 所示,两端采用树脂灌封以方便加载。蒙皮与筋条均使用碳纤维单向带预浸料带铺设,两者通过胶膜粘接,材料性能分别见表 1 和表 2,蒙皮的铺层顺序为 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ ,筋条的铺层顺序为 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ]_s$ ,面内纤维的 $0^\circ$ 方向均与 X 轴方向相同。

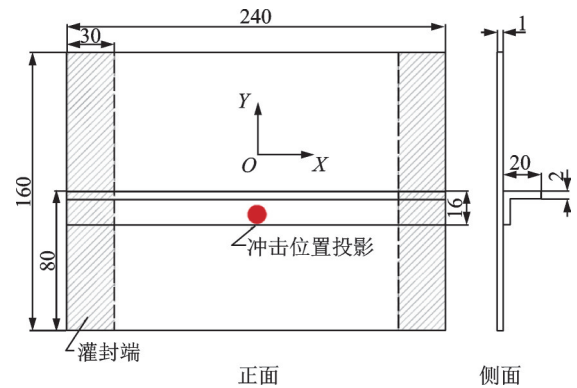


图 1 加筋结构几何尺寸及冲击位置投影

Fig.1 Geometric dimensions and impact location for the stiffened structure

表 1 碳纤维单向带材料性能

Table 1 Material properties of carbon fiber unidirectional tape

弹性参数	值	强度参数	值
$E_1$	138 254	$X_T$	2 714.4
$E_2$	8 060.97	$X_C$	1 257
$E_3$	8 060.97	$Y_T$	38.86
$\nu_{12}$	0.25	$Y_C$	207
$G_{12}$	3 740	$S_L$	68.6
$G_{13}$	3 740	$S_T$	87.66

表 2 粘接层材料性能

Table 2 Material properties of adhesive layer

$E/\text{MPa}$	$G/\text{MPa}$	$N/\text{MPa}$	$S/\text{MPa}$	$T/\text{MPa}$	$G_{1c}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$
30 000	15 000	30	45	45	0.45
$G_{IIc}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_{IIIc}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$				
0.9	0.9				

### 1.2 损伤指标与损伤概率成像

信号差分系数反映了两个信号的相似程度,通常缺陷只引起局部信号的变化。本文使用局部信号差分系数计算损伤指标,提高信号调谐比。基于每个监测空间点的局部信号代替全局信号作为新的输入特征,并将其应用于损伤识别的概率重构算

法中。

局部信号差分系数  $\rho$

$$\rho = \frac{\sum_{i=j}^{i+k} (a_n - \bar{a})(b_n - \bar{b})}{\sqrt{\sum_{i=j}^{i+k} (a_n - \bar{a})^2 \sum_{i=j}^{i+k} (b_n - \bar{b})^2}} \quad (1)$$

损伤指标(LSDC)定义为

$$\text{LSDC} = 1 - \rho \quad (2)$$

式中:  $\bar{a}$  和  $\bar{b}$  分别是损伤前后信号的均值,  $a_n$  和  $b_n$  为信号的第  $n$  个值,  $j, k$  表示局部信号起始和结束点。

根据每一传感路径上的损伤指标, 逐点计算损伤存在的概率  $P$ , 再将所有传感路径的概率  $P$  由式(3)进行叠加<sup>[10]</sup>。

$$P(x, y) = \sum_{r=1}^m P_r(x, y) = \sum_{r=1}^m (\text{LSDC}_r)^\lambda s_r(x, y) \quad (3)$$

式中:  $P(x, y)$  为点  $(x, y)$  存在损伤的概率,  $m$  为传感器阵列中的传感路径数目,  $P_r(x, y)$  是点  $(x, y)$  在第  $r$  条传感路径上的损伤概率,  $\text{LSDC}_r$  为计算得到的第  $r$  条传感路径上的损伤指标,  $\lambda$  为图像增强因子, 增强无损区域与损伤区域的对比度, 不影响损伤定位, 本文  $\lambda$  取 3 时获得相对较好的成像效果。

对应于图 2,  $s_r$  为损伤概率分布椭圆的权重分布函数

$$\begin{cases} s_r(x, y) = \frac{\beta_N - R_r(x, y)}{1 - \beta_N} & \beta_N > R_r(x, y) \\ s_r(x, y) = 0 & \beta_N \leq R_r(x, y) \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $R_r$  为第  $r$  条传感路径上, 点  $(x, y)$  到激励点  $(x_{ai}, y_{ai})$  的距离  $D_{AD}$ 、到传感点  $(x_{si}, y_{si})$  的距离  $D_{DS}$  之和与激励点到传感点距离  $D_{AS}$  的比值

$$R_r(x, y) = \frac{D_{AD} + D_{DS}}{D_{AS}} \quad (5)$$

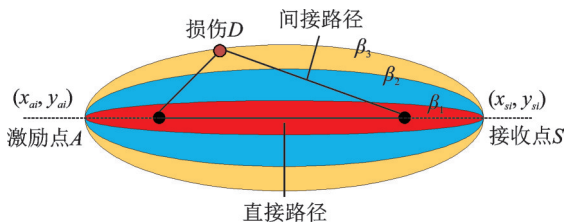


图 2 损伤概率分布椭圆

Fig.2 Ellipse of damage probability distribution

式(4)中  $\beta_N$  是控制传感路径影响范围的尺度因子, Lee 等<sup>[15]</sup>针对板状结构上不同大小的圆形损伤, 为尺度因子  $\beta_N$  的值计算提供了一种指导方针。将损伤近似视为圆形或椭圆型, 预估损伤位置后, 若已知缺陷范围最长径的端点  $(R_x, R_y)$  和激励-接收传感器对  $(x_i, y_i), (x_j, y_j)$  的位置, 则可以利用式(6)计算和实际损伤相匹配的最大缺陷范围的值

$$\beta_N =$$

$$\frac{\sqrt{(x_i - R_x)^2 + (y_i - R_y)^2} + \sqrt{(x_j - R_x)^2 + (y_j - R_y)^2}}{\sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}} \quad (6)$$

### 1.3 实验方法及损伤诊断结果

搭建超声导波监测系统来识别结构中的冲击损伤, 系统由 PXI-5412 任意波形发生器、PXI-5105 数据采集卡、KH-7600 宽频功率放大器组成。实验选用中心频率为 250 kHz 的 5 波峰窄带正弦波信号作为激励信号。压电传感元件布置于试件无筋条一面(正面), 排列方式及传感路径如图 3, 共 16 个压电传感器, 传感监测范围为 130 mm × 130 mm。

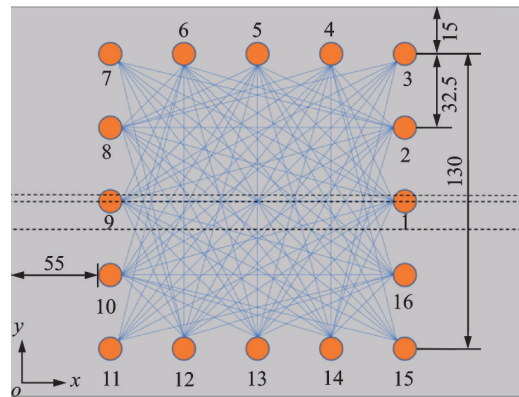


图 3 传感器布局及传感路径

Fig.3 Sensor layout and sensing paths

实验系统组成如图 4 所示, 冲击采用 CEAST9350 落锤试验机, 试件用夹具固定在承载台上, 预设冲击位置在正面, 对应筋条下缘条覆盖区域, 如图 1 中红色圆形范围, 冲击能量设定为 25 J。固定所有装置后, 冲击前依次测定无损状态下所有激励-传感路径上的超声导波信号, 冲击完成后再次测定损伤状态下的信号。

冲击后的加筋板正面及背面见图 5, 正面损伤近似为圆形, 测量半径约为 6.085 mm。蒙皮背面

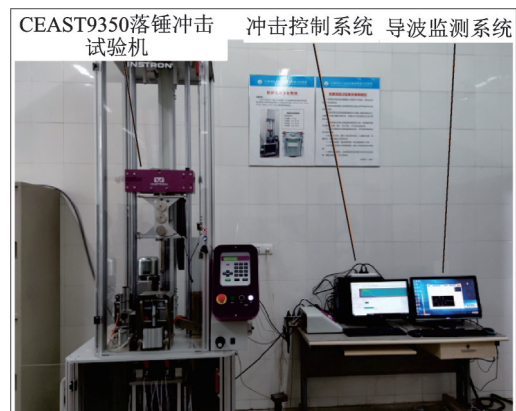
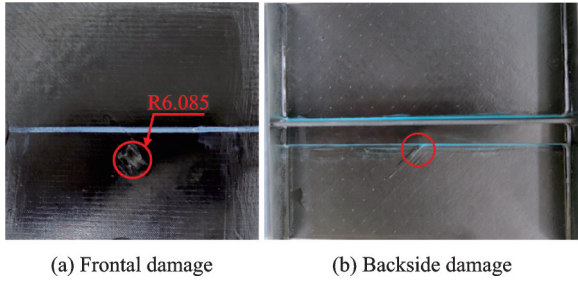


图 4 冲击实验监测系统

Fig.4 Impact experiment monitoring system



出现分层开裂,筋条和蒙皮小范围脱粘,且筋条出现一定程度的脱层损伤。



(a) Frontal damage (b) Backside damage

图 5 冲击后试件损伤状况

Fig.5 Damage condition after impact

实验测量存在噪声信号和电磁干扰,首先利用“DB4”小波和 4 尺度分解来消除噪声。经过损伤的传感路径通道 5~13、8~15 的去噪信号如图 6 所示,经过损伤的信号幅值变低,相位延迟,损伤对结构中导波的传播具有能量耗散作用,且在经过损伤后导波的模态发生了叠加和转换。排除含电磁干扰的信号段,取框段内的第 251~1 250 之间的信号点作为损伤指标的计算依据。

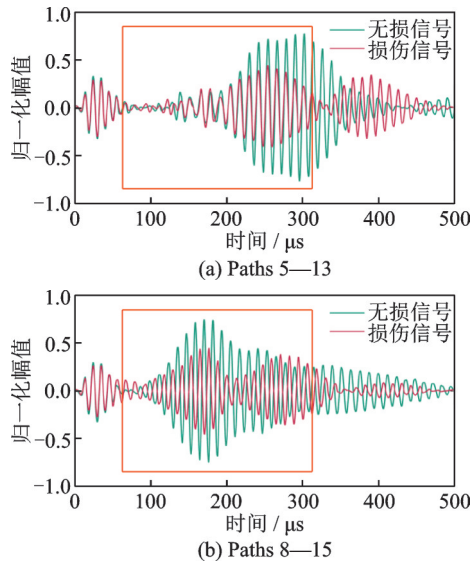
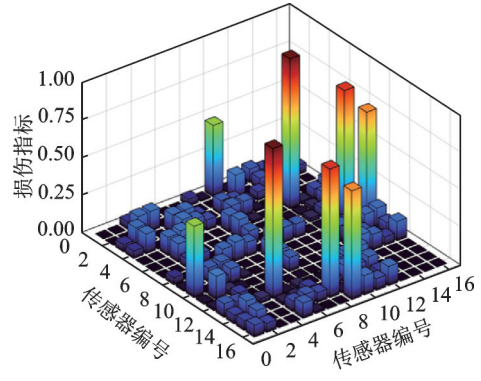


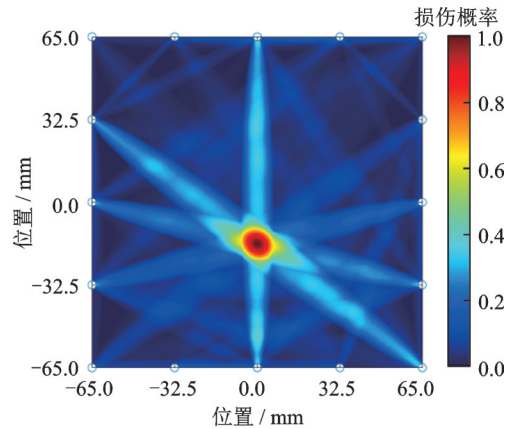
图 6 经过损伤路径的信号对比

Fig.6 Signal comparison through damage paths

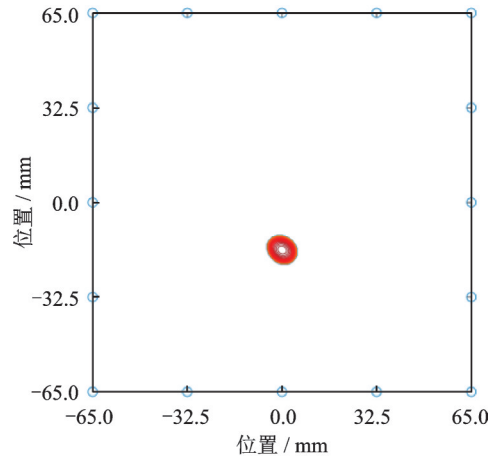
由式(6)测算  $\beta_N$  值为 1.003,各路径的损伤指标如图 7(a)所示,损伤指标的值越高,此路径上的损伤概率越大。损伤成像结果的结果如图 7(b)所示,白色圆圈表示传感器位置,诊断成像的损伤中心位置为(0, -13),实际的损伤中心位置为(0, -10),定位误差为 3 mm。对原始诊断成像结果进行阈值化图像处理,提取损伤概率最高的区域作为损伤范围,阈值化后的结果如图 7(c)所示,损伤近似一个椭圆。



(a) Damage index of each path



(b) Initial imaging result



(c) Threshold result

图 7 损伤指标及成像结果

Fig.7 Damage index and imaging results

## 2 复合材料加筋结构剩余强度预测

### 2.1 损伤模式与失效准则

获取损伤信息后,将其反馈到等效模型中进行剩余强度的预测。对复合材料结构的强度预测和损伤演化研究应用较为有效的方法为渐进失效分析<sup>[16-17]</sup>。采用二维 Hashin 准则作为蒙皮面板和筋条的初始损伤判据,基于连续损伤力学的刚度退化模型对失效后的蒙皮面板进行刚度退化处理。二维 Hashin 失效准则的具体表达式如下所示。

纤维拉伸失效:

$$F_{ft} = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_T} \right)^2 + \alpha \left( \frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_L} \right)^2 = 1 \quad \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \quad (7)$$

纤维压缩失效:

$$F_{fc} = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_C} \right)^2 = 1 \quad \hat{\sigma}_{11} \leq 0 \quad (8)$$

基体拉伸失效:

$$F_{mt} = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left( \frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_L} \right)^2 = 1 \quad \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \quad (9)$$

基体压缩失效:

$$F_{mc} = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S_T} \right)^2 + \left[ \left( \frac{Y_C}{2S_T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_C} + \left( \frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_L} \right)^2 = 1 \quad \hat{\sigma}_{22} \leq 0 \quad (10)$$

式中:  $X_T$ 、 $X_C$ 、 $Y_T$ 、 $Y_C$ 、 $S_L$ 、 $S_T$  分别为纤维拉伸强度、纤维压缩强度、基体拉伸强度、基体压缩强度以及纵向和横向的剪切强度,  $\sigma_{11}$ 、 $\sigma_{22}$  以及  $\sigma_{12}$  为复合材料面板的有效应力分量,  $\alpha$  ( $0 \sim 1$ ) 是剪应力对纤维拉伸损伤的影响系数,  $F_{ft}$ 、 $F_{fc}$ 、 $F_{mt}$ 、 $F_{mc}$  分别表示纤维拉伸和压缩、基体拉伸和压缩状态下的损伤失效指标。

粘接筋条和蒙皮的粘接层用双线性内聚力模型进行模拟<sup>[18]</sup>。粘接层的损伤判据为二次名义应力准则, 当系数达到1时, 粘接层开始出现损伤, 其表达式为

$$\left( \frac{\langle \sigma_n \rangle}{N_{max}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_s}{S_{max}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_t}{T_{max}} \right)^2 = 1 \quad (11)$$

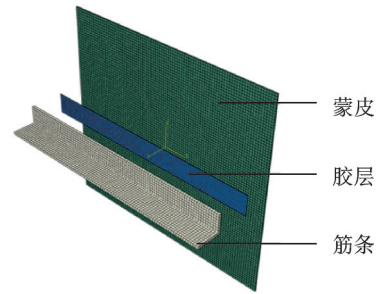
式中:  $\sigma_n$ 、 $\sigma_s$ 、 $\sigma_t$  分别代表胶膜法向以及两个剪切方向上的名义应力,  $N_{max}$ 、 $S_{max}$ 、 $T_{max}$  分别为对应的峰值强度。损伤演化阶段基于能量的 B-K 准则来对粘接层的损伤演化进行预测, 具体表达式为

$$G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{IIIc}) \left\{ \frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right\}^n = G_c \quad (12)$$

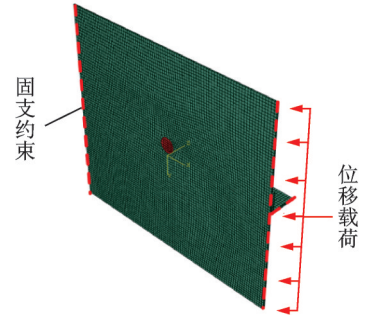
式中:  $G_I$ 、 $G_{II}$  和  $G_{III}$  分别是界面法向和两个切向的应变能释放率;  $G_{Ic}$ 、 $G_{IIc}$  以及  $G_{IIIc}$  分别为 I 型、II 型、III 型裂纹的断裂韧性;  $G_c$  为根据 B-K 准则得到的临界应变能释放率。

## 2.2 有限元模型构建

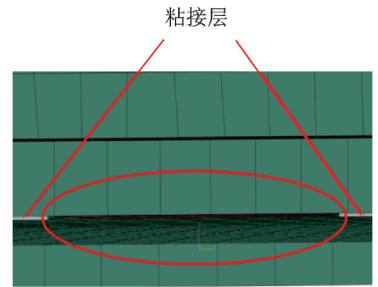
在 Abaqus 中进行有限元建模。首先构建无损的加筋结构模型, 生成模型参数文件, 作为反馈损伤的基础。加筋结构部件组成、损伤及边界载荷条件、粘接层如图 8 所示。模型整体采用毫米制国际单位, 筋条和蒙皮采用连续壳 (SC8R) 单元, 通过建立局部坐标系的方法设置铺层。粘接层厚度为 0.1 mm, 采用内聚力单元 (COH3D8) 进行离散。加筋结构一端采用固支约束, 另一端耦



(a) Undamaged structure components



(b) Damage settings and load boundary conditions



(c) Adhesive layer delamination

图8 加筋结构有限元模型

Fig.8 Finite element model of the stiffened structure

合到形心, 除了沿  $x$  轴负向加载, 其他 5 个自由度均约束。内聚力单元尺寸固定为 1 mm, 筋条和蒙皮的单元尺寸设置 2 mm。构建无损模型后, 需要将损伤反馈给有限元模型: 冲击区域挖空粘接层单元来模拟脱粘; 依据诊断成像的结果作为损伤区域的半径; 修改模型参数文件; 反馈蒙皮和筋条下缘条的损伤范围。为使得包含所有可能的实际损伤, 同时便于损伤简化反馈到有限元预测模型中, 以其最长径 13 mm 作为直径, 等效为圆形损伤反馈给有限元模型, 可能使得预测的剩余极限强度略偏保守。

工程中遇到的冲击损伤情况多而复杂, 使用软化夹杂法等简化复合材料结构上的低速冲击损伤, 并预测剩余强度的方法能在预测精度和计算效率之间取得平衡, 且有较多的应用验证<sup>[19-21]</sup>。将损伤等效为一个刚度退化的夹杂区域, 采用式  $E_d = M_i E$  对损伤区域进行刚度折减,  $E$  包括  $E_{11}$ 、 $E_{12}$ 、 $G_{12}$ ,  $M_i$  为衰减系数。文献[22]中通过软化夹杂法有效预测含低速冲击损伤的复合材料层板的破坏



载荷,测定了损伤区域刚度折减系数的值范围为 0.2~0.3。文献[23]建立了一种复合材料低速冲击后剩余压缩强度估算的软化夹杂模型,将损伤宽度为 12~35 mm 的冲击凹坑损伤圆形简化区域进行刚度折减,并确定了损伤较大和损伤较小时  $E_d$  值的上下限范围为 0.11~0.19。依据诊断成像所取损伤范围,结合前人的研究成果<sup>[22-24]</sup>,本文取  $M_i=0.25$  作为损伤程度较小时的折减,取  $M_i=0.11$  作为损伤程度较重时的折减。分别使用两衰减系数计算剩余压缩强度作为最大值和最小值,表示预测强度的阈值区间。

首先对试件进行线性屈曲分析,此时在模型顶端施加集中力载荷。将结果位移数据作为初始扰动引入到后屈曲分析,扰动系数取 1%,载荷改为位移控制,分析步使用显式动力分析,能够避免计算不易收敛的问题<sup>[25]</sup>。

### 2.3 有限元预测分析结果

后屈曲模型加载过程的位移-载荷曲线如图 9 所示。从图中可以看出,对于两者来说,都是随着加载位移逐渐增大,载荷首先呈上升态势,直到加载端位移达到一临界点时,结构达到最大承载能力,载荷迅速下降,结构发生失效破坏,丧失承载能力。其中,无损伤结构模型的极限强度为 29.29 kN;  $M_i=0.25$  时,有损伤结构模型的剩余极限强度为 16.71 kN;  $M_i=0.11$  时,有损伤结构模型的剩余极限强度为 13.92 kN。有损伤模型的剩余极限强度相对于无损伤的极限强度降低了 42.94%~52.48%。

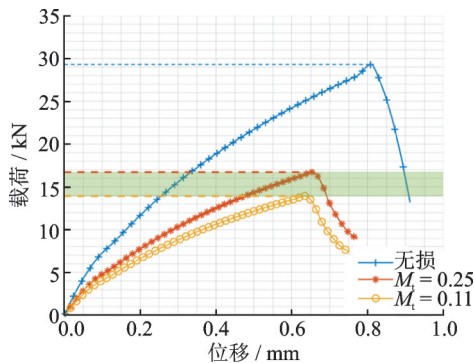


图 9 无损和损伤模型-位移载荷曲线

Fig.9 Displacement-load curves for pristine and damaged models

对比无损和有损( $M_i=0.25$ )的加筋结构在位移控制压缩载荷下的结果。图 10、11 为结构加载过程中的模态转换形式,  $U$  表示加载端的位移。两者的变化趋势相同,随着载荷的增大,蒙皮面外位

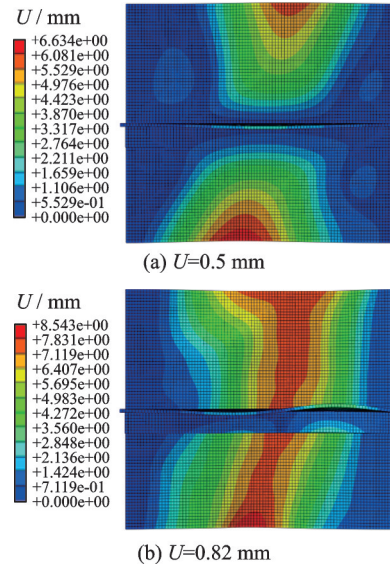


图 10 无损模型-加载过程中模态转换

Fig.10 Modal conversion in the loading process for undamaged model

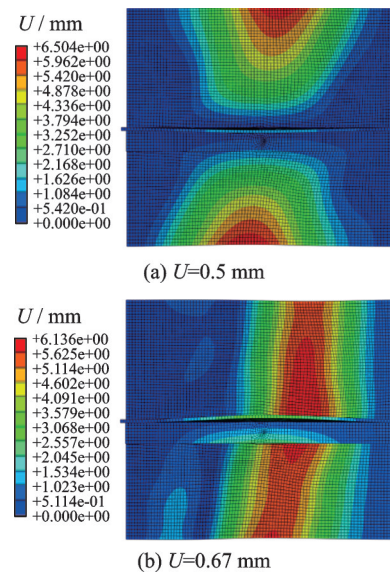


图 11 损伤模型( $M_i=0.25$ )-加载过程中模态转换

Fig.11 Modal conversion in the loading process for damaged model ( $M_i=0.25$ )

移持续增加,结构屈曲模态发生转化,由蒙皮屈曲转变为结构整体屈曲和筋条屈曲,在达到极限载荷时,蒙皮与筋条脱粘,蒙皮整体朝外向凸起。无损结构的极限强度对应加载位移为 0.808 mm,有损伤结构的剩余极限强度对应加载位移为 0.653 mm。在压缩位移到达 0.5 mm 之前,两者发生屈曲的形式相近,对于无损结构,位移加载至 0.82 mm 时;对于有损伤结构,位移加载至 0.67 mm 时,结构均已整体失效。有损伤加筋结构失效位移相对无损加筋结构的失效位移更小,蒙皮与筋条更早发生脱粘。

位移加载至最大极限载荷时,两者的纤维压缩失效、基体压缩失效云图如图12、13所示,两者在筋条和蒙皮上均发生了失效。对比无损伤和有损伤的模型,发现无损伤的结构失效分布更加均匀,而有损伤的结构,失效更多集中在损伤区域附近,说明损伤会影响结构受载下的失效行为。

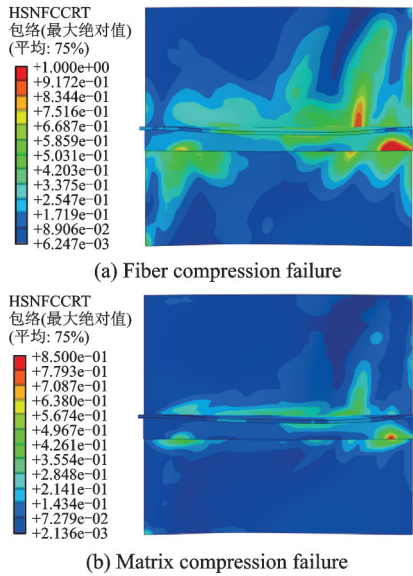


图12 无损伤模型的失效云图

Fig.12 Failure mode map for the undamaged model

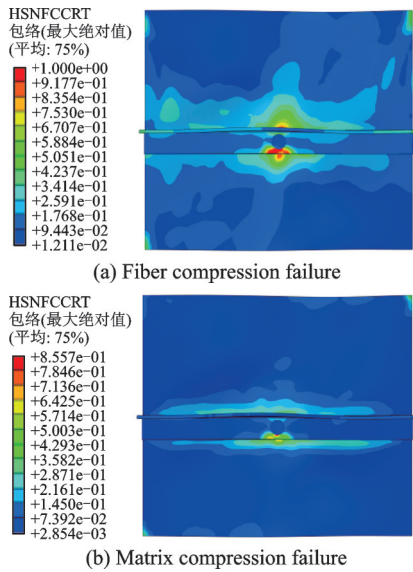


图13 损伤模型( $M_i = 0.25$ )的失效云图

Fig.13 Failure mode map for the damaged model ( $M_i = 0.25$ )

图14和图15为位移加载过程中,两者粘接层界面单元刚度变化,随着加载端位移的增大,蒙皮-筋条的离面载荷不断增大,粘接层界面单元逐渐破坏,脱粘面积逐渐增大,超过极限强度对应的加载位移时,筋条已经完全脱粘。

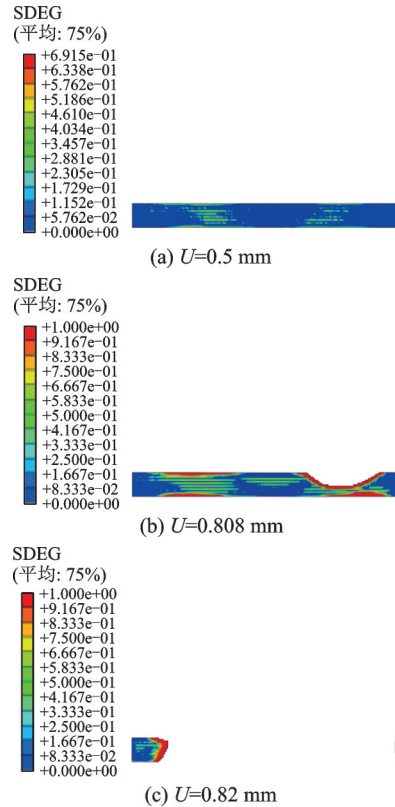


图14 无损模型-加载过程中粘接层失效

Fig.14 Non-destructive model-adhesive layer failure during loading

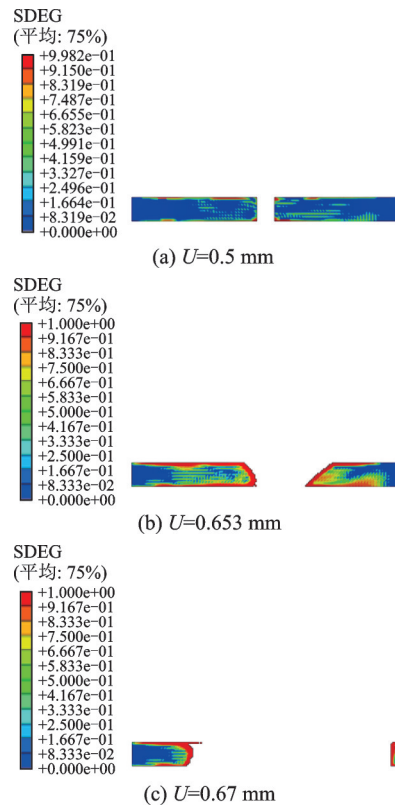


图15 损伤模型-加载过程中粘接层失效

Fig.15 Damage model-adhesive layer failure during loading

### 3 复合材料加筋结构剩余强度实验

为验证预测方法的有效性,对含有冲击损伤的



加筋结构进行压缩实验。试件形心到端面的映射点作为压缩中心,下端使用平台支持。加载速度为 0.2 mm/min,实际场景如图 16 所示。

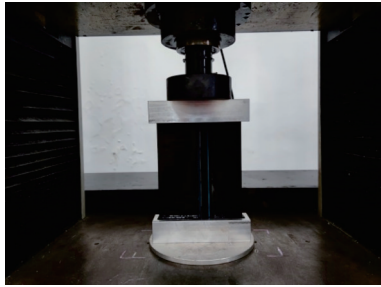
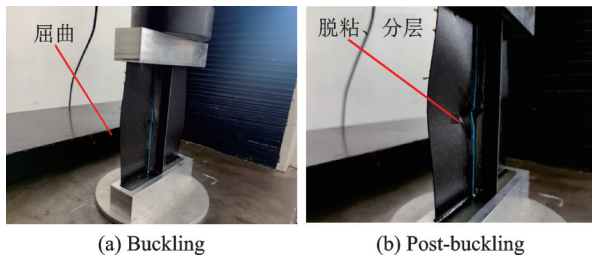


图 16 压缩实验工况

Fig.16 Compression experiment

加载过程中,含损伤实验件的受载失效情况如图 17 所示。结构从屈曲到后屈曲至逐渐破坏,加筋结构的破坏形式包括蒙皮压溃、基体和纤维断裂、筋条脱层损伤、筋条与蒙皮脱粘。



(a) Buckling (b) Post-buckling

图 17 有损伤加筋结构受载失效情况

Fig.17 Load variation in damaged stiffened structure

整个过程的位移载荷曲线如图 18 所示。由于压头和作动机构存在调控间隙,使得在位移加载前一部分的载荷传感示数为 0,实验测得的位移来自压头位移传感器,包含了加筋结构考核段的变形,还有灌封段、加载平台的压缩位移,因此达到极限强度时的最大位移更大。

对于有损伤的结构,先出现蒙皮屈曲,载荷持续增大,结构整体开始发生屈曲。由于损伤会对失

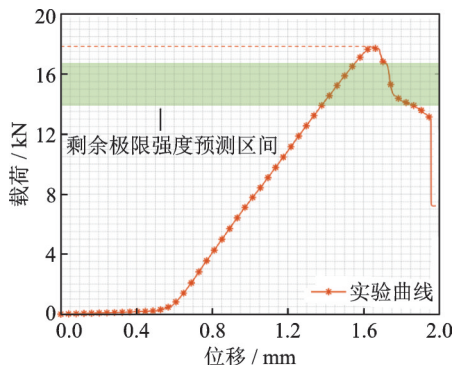


图 18 实验测定的位移载荷曲线

Fig.18 Experimentally determined displacement-load curve

效的行为造成影响,随着加载段位移逐渐增大,载荷先持续增加,到达剩余极限强度时,粘接层还未大幅度破坏,筋条已经开始失效,冲击损伤位置附近的脱层损伤增大,载荷逐渐下降,直到筋条丧失承载能力,粘接层破坏,结构瞬间失稳,载荷突然大幅下降。

预测的目的在于比较剩余极限强度的大小,有限元预测得到的极限载荷与实验测得的相近,二者曲线所呈现的斜率不同,与有限元分析使用完全固支约束、实际结构包含金属的灌封端等有关,两者的边界条件和支持刚度存在一定程度差异。损伤结构实际的剩余极限强度为 17.84 kN,在预测极限强度阈值区间 13.92~16.71 kN 之上。考虑反馈损伤时的位置误差及损伤范围略大于实际损伤,同时实际冲击区域在筋条和蒙皮的重合处,结构局部刚度和强度更大,存在传递过程中的能量耗散,传递到筋条上的实际损伤会更小,导致剩余强度预测的值偏于保守,预测得到的理论剩余强度稍小于实际的安全阈值。

结果证明该方法仍能够较好的指示含损伤加筋结构的剩余极限强度区间水平,在一定范围内对受损后的加筋结构进行结构安全性评估。

### 4 结 论

本文对使用超声导波监测复合材料加筋结构冲击损伤,并用识别的损伤信息预测结构剩余强度开展了探索和研究。实验和数值计算结果表明:

(1)外物低能量冲击造成的复合材料结构损伤对超声导波的传播有明显的影响,通过使用局部信号差分系数计算损伤指标,测算合适的尺度因子,融合有效路径的损伤概率成像算法,能够实现对冲击损伤的有效监测和识别。

(2)冲击损伤会对复合材料加筋结构受载状况下的失效模式和极限强度造成较大影响。含冲击损伤的加筋结构的极限强度相对于无损伤的加筋结构有较大幅度的降低,验证了对于结构状况进行在线监测的必要性。

(3)对于复合材料加筋结构,利用超声导波监测损伤,再基于损伤渐进失效分析理论构建仿真模型和软化夹杂方法简化损伤,预测结构的剩余极限强度的阈值区间,能够接近真实的剩余极限强度水平,对于损伤结构的受载安全状况给出指示信息,为结构健康监测最高层次的应用提供基础。



## 参考文献:

- [1] ROMANO F, CIMINELLO M, SORRENTINO A, et al. Application of structural health monitoring techniques to composite wing panels[J]. *Journal of Composite Materials*, 2019, 53(25): 3515-3533.
- [2] MEI H, HAIDER M F, JOSEPH R, et al. Recent advances in piezoelectric wafer active sensors for structural health monitoring applications[J]. *Sensors*, 2019, 19(2): 383.
- [3] OCHÓA P, GROVES R M, BENEDICTUS R. Systematic multiparameter design methodology for an ultrasonic health monitoring system for full-scale composite aircraft primary structures[J]. *Structural Control and Health Monitoring*, 2019, 26(5): e2340.
- [4] ZENG X, LIU X, YAN J, et al. Lamb wave-based damage localization and quantification algorithms for CFRP composite structures[J]. *Composite Structures*, 2022, 295: 115849.
- [5] GUO J, ZENG X, LIU Q, et al. Lamb wave-based damage localization and quantification in composites using probabilistic imaging algorithm and statistical method[J]. *Sensors*, 2022, 22(13): 4810.
- [6] YU S, FAN C, ZHAO Y, et al. Lamb wave based total focusing method for integral grid-stiffened plate damage identification[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2022, 22(16): 15769-15781.
- [7] YUE N, KHODAEI Z S, ALIABADI M H. Damage detection in large composite stiffened panels based on a novel SHM building block philosophy[J]. *Smart Materials and Structures*, 2021, 30(4): 045004.
- [8] JIN H, YAN J, LIU X, et al. Quantitative defect inspection in the curved composite structure using the modified probabilistic tomography algorithm and fusion of damage index[J]. *Ultrasonics*, 2021, 113: 106358.
- [9] AZUARA G, BARRERA E, RUIZ M, et al. Damage detection and characterization in composites using a geometric modification of the RAPID algorithm[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2020, 20(4): 2084-2093.
- [10] GONZALEZ-JIMENEZ A, LOMAZZI L, CADINI F, et al. On the mitigation of the RAPID algorithm uneven sensing network issue employing averaging and gaussian blur filtering techniques[J]. *Composite Structures*, 2021, 278: 114716.
- [11] TENG F, WEI J, LV S, et al. Ultrasonic guided wave damage localization in hole-structural bearing crossbeam based on improved RAPID algorithm[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2022, 71: 1-13.
- [12] 王彬文, 肖迎春, 白生宝, 等. 飞机结构健康监测与管理技术研究进展和展望[J]. *航空制造技术*, 2022, 65(3): 30-41.
- WANG Binwen, XIAO Yingchun, BAI Shengbao, et al. Research progress and prospect of aircraft structural health monitoring and management technology [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2022, 65(3): 30-41.
- [13] WU Q, HU S, TANG X, et al. Compressive buckling and post-buckling behaviors of J-Type composite stiffened panel before and after impact load[J]. *Composite Structures*, 2023, 304: 116339.
- [14] XIAO S, WU S, XU Z, et al. A novel methodology to research the residual compressive mechanical properties of composite stiffened panel after low velocity impact based on quantification damage simulation[J]. *Polymer Composites*, 2022, 43(9): 5977-5995.
- [15] LEE J, SHEEN B, CHO Y. Multi-defect tomographic imaging with a variable shape factor for the RAPID algorithm[J]. *Journal of Visualization*, 2016, 19(3): 393-402.
- [16] GAZTELUMENDI I, CHAPARTEGUI M, SEDDON R, et al. Enhancement of electrical conductivity of composite structures by integration of carbon nanotubes via bulk resin and/or buckypaper films[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2017, 122: 31-40.
- [17] CZICHON S, ZIMMERMANN K, MIDDENDORF P, et al. Three-dimensional stress and progressive failure analysis of ultra thick laminates and experimental validation[J]. *Composite Structures*, 2011, 93(5): 1394-1403.
- [18] BENZEGGAGH M L, KENANE M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus[J]. *Composites Science and Technology*, 1996, 56(4): 439-449.
- [19] 杨钧超, 王雪明, 陈向明, 等. 低速冲击损伤对复材加筋板压缩性能的影响[J]. *航空学报*, 2023, 44(20): 248-263.
- YANG Junchao, WANG Xueming, CHEN Xiangming, et al. Effect of low-velocity impact damage on compressive properties of composite stiffened panels [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(20): 248-263.
- [20] LI N, CHEN P. Prediction of compression-after-edge-impact (CAEI) behaviour in composite panel

- stiffened with i-shaped stiffeners[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2017, 110: 402-419.
- [21] OUYANG T, BAO R, SUN W, et al. A fast and efficient numerical prediction of compression after impact (CAI) strength of composite laminates and structures [J]. *Thin-Walled Structures*, 2020, 148: 106588.
- [22] 杨钧超, 陈向明, 邹鹏, 等. 复合材料层合板剪切稳定性试验及强度预测[J]. *复合材料学报*, 2023, 40(3): 1707-1717.
- YANG Junchao, CHEN Xiangming, ZOU Peng, et al. Shear stability test and strength prediction of composite laminates[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2023, 40(3): 1707-1717.
- [23] 程小全, 张子龙, 吴学仁. 小尺寸试件层合板低速冲击后的剩余压缩强度[J]. *复合材料学报*, 2002, 19(6): 8-12.
- CHENG Xiaoquan, ZHANG Zilong, WU Xueren, et al. Post-impact compressive strength of small composite laminate specimens[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2002, 19(6): 8-12.
- [24] 王平安. 复合材料加筋板在剪切载荷下的屈曲与后屈曲研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- WANG Ping'an. Post buckling behavior of stiffened composite plates under shear loading[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [25] 袁坚锋. 基于显式有限元的复合材料加筋板后屈曲分析方法研究[J]. *机械设计与制造工程*, 2021, 50(4): 73-76.
- YUAN Jianfeng. Research on post-buckling for composite stiffened panel based on explicit FEM[J]. *Machine Design and Manufacturing Engineering*, 2021, 50(4): 73-76.

(编辑:张蓓)