

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.015

FRP 层合板抗冲击能力与损伤面积的经验估计法

刘杜浩¹, 常斌¹, 乔景龙², 马婷婷³, 姚卫星¹

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016; 2. 扬州平航航空动力技术有限公司, 扬州 225200;
3. 江苏新扬新材料股份有限公司, 扬州 225127)

摘要: 纤维增强树脂基复合材料(Fiber reinforced polymer, FRP)层合板的冲击损伤面积是衡量损伤严重程度的主要表征参数。本文依据冲击损伤演化特征将冲击损伤演化过程划分为 4 个阶段。基于弹簧-质量模型对 FRP 层合板产生初始分层的损伤门槛值进行计算, 而后以一组对照试验确定层合板损伤面积随冲击能量的变化速率, 最终建立了冲击损伤面积的经验估算模型。选取 3 种不同材料的冲击试验数据进行了统计验证, 对比分析结果表明预测模型具有良好的预测精度, 且计算简单。

关键词: 纤维增强树脂基复合材料; 低速冲击; 损伤面积; 经验模型

中图分类号: V258 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2023)04-0693-09

An Empirical Estimation Method for Impact Resistance and Damage Area of FRP Laminates

LIU Duhao¹, CHANG Bin¹, QIAO Jinglong², MA Tingting³, YAO Weixing¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Yangzhou Pinghang Aeropower Technology Co., Ltd, Yangzhou 225200, China;
3. Jiangsu Xinyang New Materials Co., Ltd, Yangzhou 225127, China)

Abstract: The impact damage area of fiber reinforced polymer (FRP) laminates is the main characterization parameter to measure the severity of damage. In this paper, the impact damage process is divided into four stages according to the damage evolution characteristics. The energy threshold of initial delamination damage of FRP laminates is calculated based on the spring-mass model. Then, a set of control experiments are used to determine the change rate of damage area with impact energy. Finally, an empirical estimation model of impact damage area is established. The impact test data of three different materials are selected and statistically verified in turn. The comparative analysis shows that the prediction model has good prediction accuracy and is simple in calculation.

Key words: fiber reinforced polymer (FRP); low-velocity impact; damage area; empirical model

纤维增强树脂基复合材料(Fiber reinforced polymer, FRP)以其轻质高强度的优点, 已被广泛应用于航空航天先进结构。然而, 由于复合材料层合板对冲击载荷较为敏感, 内部损伤^[1]不易检测,

且对结构的承载能力^[2]有大幅度削弱, 对飞机结构的安全产生了严重威胁, 因此 FRP 低速冲击损伤问题受到了广泛的关注。

目前研究者针对冲击损伤通常采取低速冲击

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2022-11-22; 修订日期: 2023-03-05

通信作者: 姚卫星, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn。

引用格式: 刘杜浩, 常斌, 乔景龙, 等. FRP 层合板抗冲击能力与损伤面积的经验估计法[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 693-701. LIU Duhao, CHANG Bin, QIAO Jinglong, et al. An empirical estimation method for impact resistance and damage area of FRP laminates[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 693-701.

试验(Low velocity impact, LVI)^[3]或有限元仿真,(Virtual crack closure technique, VCCT)虚拟裂纹闭合技术,(Cohesive zone modeling, CZM)内聚区模型等^[4-5]的分析方法开展研究。其中低速冲击试验耗时长、成本高,对于冲击过程中损伤演化的过程无法展现,且获得的数据分散性较大;而数值仿真可以呈现冲击过程损伤演化的各物理量,但模型的正确性^[6]比较难检验。

冲击损伤受到诸多因素的影响,它们可大致分为外部因素和内部因素。外部因素主要包含冲击器尖端的形状^[7-8]、大小^[9]、冲头质量^[10]、冲击速度^[11]和冲击角度^[12]等;内部因素主要包含层板尺寸^[13-14]、厚度^[15]、材料属性^[16]、铺层角度及顺序^[17-18]、边界条件^[19]等。为了从各类繁杂的数据中找到普遍适用的规律,学者们针对冲击损伤参数和冲后层合板性能进行了各类经验或半经验式的模型预测。Abrate^[20]基于能量平衡模型给出了冲击载荷下最大接触力的公式;刘德博等^[21]利用赫兹接触定律对于冲击后的凹坑深度进行了预测;Soutis等^[22]将含冲击损伤层合板等效为圆形开孔板,提出一种内聚面模型^[23]以预测冲后压缩强度;Chen等^[24]基于等效开孔法对热塑性复合材料冲击后剩余压缩疲劳寿命进行了预测。

本文以冲击损伤面积(Barely visible impact defect, BVID)作为主要研究对象,根据损伤特征的不同,将损伤演化过程划分为弹性、损伤初始、损伤快速增长及损伤稳定4个阶段,对各阶段的损伤机理进行分析,基于弹簧-质量模型给出了初始分层损伤门槛值的计算方法,定义材料对照参数和相邻层弯曲刚度差值以表征损伤面积随冲击能量的扩散速率,通过损伤门槛值和损伤扩散速率确定了损伤快速增长阶段的损伤面积-冲击能量拟合直线,实现对FRP层合板抗冲能力与损伤面积的经验估计。对5284RTM/U3160、T300/914和T300/QY8911三种材料在不同铺层下的冲击损伤数据进行统计验证,模型预测精度良好,具有一定的参考意义。

1 冲击损伤分析模型

复合材料层合板受到冲击载荷的过程中,冲头产生压力波沿着厚度方向往背面传播,而后背面又产生张力波反射回来。当冲击能量足够大时,压力波与张力波彼此干涉使基体萌生裂纹并扩展,发生基体开裂。由于复合材料不同层间的纤维铺层方向不同,裂纹在扩展时在层间界面处

无法切断增强纤维,因此被阻挡在层间界面处,导致了层间的分层扩展。在冲头与层合板的接触区局部的应力集中还会导致冲击表面基体压溃、纤维断裂和轻微凹陷的不可逆变形;冲击背面区域主要受弯曲变形引起的拉应力,当应力应变超过承受极限时会发生内部纤维失效,最终在背部看到明显的长裂纹。

在实际冲击损伤试验中,即便是同样的试件最终测得损伤大小和形状都存在差异,原因包括冲头与层合板的接触特性变化、试验操作差别等,尤其是复合材料层合板制造工艺导致材料缺陷和性能分散性对试验结果有较大影响。

尽管冲击产生的损伤具有分散性,但通过大量的试验现象的观察,笔者总结出如下的规律:冲击损伤的面积随冲击能量的增长大致呈现线性增长的关系,且可分为4个阶段,如图1所示。各阶段分别对应的范围为:弹性阶段(I)、损伤初始阶段(II)、损伤快速增长阶段(III)和损伤稳定扩展阶段(IV)。

下面分析每个阶段的损伤特征,并针对损伤初始阶段和损伤快速增长阶段建立预测模型。

(1) 阶段 I

冲击能量小于冲击损伤门槛值,冲击能量全部由层合板的弹性变形承担,层合板内部几乎没有产生损伤,冲击结束后结构回复到原样。

(2) 阶段 II

本阶段的损伤主要是层间分层,层合板受弯曲产生的拉压应力尚未导致基体和纤维失效,靠近中间部分的层间剪切应力最大,因此靠近中间的层间最早出现剪切分层。为了获得使层合板出现分层损伤的最小冲击能量,将FRP冲击问题简化为一个双弹簧质量弹性系统,见图2。图2中 m_1 为落锤质量, m_2 为层合板质量, k_a 为接触刚度, k_b 为整体弯曲刚度。

接触刚度通过冲头属性及层合板受冲面单层属性确定,基于赫兹接触定律得到^[25]

$$k_a = \frac{4}{3} \sqrt{R_i} \frac{1}{\frac{1-v_i^2}{E_i} + \frac{1}{E_c}} \quad (1)$$

式中: R_i 为冲头半径, E_i 和 v_i 分别为冲头材料的弹性模量及泊松比, E_c 为复合材料横向弹性模量。

整体弯曲刚度基于经典层合板理论和弯曲平衡方程^[26],将边界近似为4边简支,冲击力简化为面外集中力。假设弯曲位移函数如式(2),基于Rayleigh-Ritz法求解弯曲平衡方程,并由式(3)解

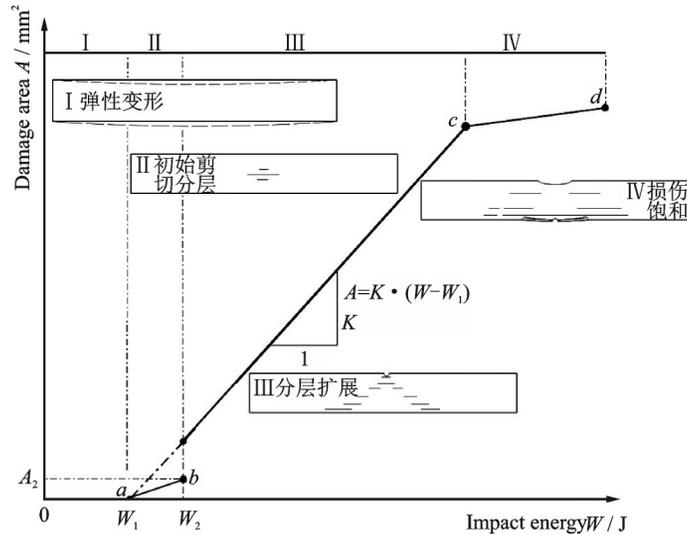


图 1 各阶段损伤面积变化趋势及损伤特征

Fig.1 Changing trend of damage area and damage characteristics in each stage

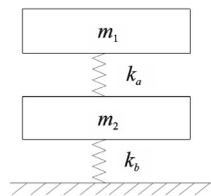


图 2 双质量弹簧模型

Fig.2 Spring-mass impact model

得弹簧模型中的弯曲刚度。

$$C(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sin \frac{m\pi x}{h} \sin \frac{n\pi y}{w} \quad (2)$$

$$k_b = \frac{F_{\text{impact}}}{C_{\text{max}}} \quad (3)$$

式中: $C(x, y)$ 为弯曲位移函数, h, w 分别为矩形板长和宽, m, n 为所取阶数, F_{impact} 为面外力, C_{max} 为冲击点处最大弯曲变形。

文献[27]基于线弹性断裂力学给出分层临界载荷与层合板性能的关系式;文献[28-29]分别针对椭圆形和矩形层合板给出了中心面外力 F_{cr} 加载下层合板内部剪切分层的临界解析值;根据简化模型与实际试验值对解析值 F_{cr} 进行系数修正使其适用于各类铺层的矩形层合板,可得

$$F_{\text{cr}} = \frac{4\pi}{5} \sqrt{\frac{32D_{\text{eff}}G_{\text{IIc}}}{n+2}} \quad (4)$$

式中: G_{IIc} 为 II 型层间断裂韧性; n 为初始分层数,通常取 1; D_{eff} 为等效刚度,近似为^[11]

$$D_{\text{eff}} \approx \sqrt{\frac{1}{2} D_{11} D_{22} \left(\frac{D_{12} + 2D_{66}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} + 1 \right)} \quad (5)$$

式中 D_{11}, D_{22}, D_{12} 和 D_{66} 为层合板刚度矩阵中的元素。等效刚度 D_{eff} 与弹簧刚度 k_b 的区别在于其不

涉及边界条件与层合板尺寸,仅与刚度矩阵有关。

在分层初始阶段,冲击外力功主要由弯曲变形承担,且由于接触刚度极大,在弹簧模型计算时可忽略,则产生初始分层的损伤门槛值能量 W_1 为

$$W_1 = \frac{F_{\text{cr}}^2}{2k_b} \quad (6)$$

阶段 II 持续范围较小,分层损伤面积的数量级极小,分层由中间初始状态向两端进一步扩展至遍布全部层间,层合板刚度发生轻微折减^[30]。可将分层近似为微孔对结构的影响,通过选择合适的刚度折减系数^[5]来分析板的冲击能量-力-变形关系,从而获得各单层每个位置的应力-应变状态以判断纤维与基体的损伤情况。假设各层的层间分层面积均相等,则可由能量守恒计算分层面积

$$A_2 = \frac{W_2 - U}{(n-1)G_{\text{IIc}}} \quad (7)$$

式中: W_2 为外力功即冲击能量, U 为板的变形能。分层不会出现在具有相同铺层方向的相邻层间,故可将连续铺层看作一个厚铺层,铺层数记为 1,基于此则 n 为层合板中不同方向的铺层总数, $n-1$ 为层间分层总数。 G_{IIc} 为 II 型层间断裂韧性。

(3) 阶段 III

在本阶段,纤维和基体的损伤失效导致材料属性退化,层合板内部损伤快速累积,刚度大幅折减,分层损伤也并非由单一剪切因素主导,损伤状态更加复杂。损伤面积包含纤维断裂、基体失效和多因素^[31](弯曲裂纹、剪切裂纹等)诱发的层间分层,因此第 III 阶段对应于层合板出现明显的层间损伤,终

止出现明显的冲击凹坑。具体表现在损伤面积的增长速率陡升,如图1所示。本阶段的拟合直线可用表示为

$$A = K \cdot (W - W_1) \quad (8)$$

式中: A 为损伤面积, W 为冲击能量,拟合直线的横截距近似与损伤门槛值 W_1 重合,斜率定义为损伤扩散率 K ,即损伤面积随冲击能量的变化速率。

在损伤扩散的过程中,由于铺层顺序、厚度、材料参数的不同,层合板中每个相邻单层的弯曲刚度都存在差异,这就导致变形的不协调与分层扩散趋势的不同。刚度矩阵各参数中 D_{11} 与 D_{22} 较大,因此可选取相邻层的单层弯曲刚度 $D_{11}(k)$ (第 k 层)与 $D_{11}(k+1)$ (第 $k+1$ 层)差值的最大值 Δd 来表征宏观损伤面积的扩散速率,即 $\Delta d = \max\{|D_{11}(k) - D_{11}(k+1)|, k = 1, 2, \dots, n-1\}$,其中 n 为层合板中不同方向的铺层总数。

考虑到损伤扩散率 K 受到多类因素的耦合影响,尤其是加工工艺的影响较难确定,因此本文选取一组试验数据作为对照组,通过该组数据的损伤面积结合算得的 W_1 ,根据两点法确定对照组参数 $K_{\text{对照}}$,而后根据式(9)计算相同冲头冲击下不同试件的损伤扩散率 $K_{\text{预测}}$ 。

$$\frac{K_{\text{预测}}}{K_{\text{对照}}} = \left(\frac{\Delta d_{\text{预测}}}{\Delta d_{\text{对照}}} \right)^\alpha \quad (9)$$

式中: $K_{\text{对照}}$ 为对照组参数, $K_{\text{预测}}$ 为需预测的损伤扩散率, $\Delta d_{\text{预测}}$ 和 $\Delta d_{\text{对照}}$ 分别为需预测和对照数据的最大弯曲刚度差值, α 为刚度差异影响因子。对于单层厚度小且铺层方式复杂的层合板,损伤扩散率对于铺层与厚度并不敏感,相对地更受制于材料体系和层间界面结合强度,根据以往试验分析 α 取0.2较为合适;对于简单铺层且厚度稍大的层合板,刚度差异影响较大, α 的取值稍大,取0.5或更大。

(4) 阶段IV

本阶段由于冲击能量较大,层合板达到了损伤阻抗拐点(c 点)^[32],该拐点即树脂和纤维作为整体抵抗冲击的最大能力,内部损伤面积趋于饱和,而表面凹坑深度迅速增加,直至穿透状态(d 点)。确定拐点(c 点)的方法是测量不同冲击能量下的表面凹坑深度并观测拟合曲线确定,由于表面凹坑深度相对容易测量,故该方法简单可靠。另一种方法是联立准静态能量平衡模型^[20]中的力-能量方程与

基于接触定律的力-凹坑深度公式^[25]得到如式(10)的凹坑-能量方程,再根据试验所要求的冲击能量确定拐点,但由于存在凹坑回弹^[33]及冲击能量吸收率差异^[34],公式的准确性有待商榷。

$$\text{depth} = \left(\frac{5}{2} \right)^{2/5} k_b^{4/15} k_a^{-2/3} W^{2/5} \quad (10)$$

式中:depth为凹坑深度, W 为冲击能量。

2 统计数据研究

为验证上述模型的准确性,引用本课题组所做的碳纤维树脂基复合材料(Carbon fiber reinforced polymer, CFRP)低速冲击试验数据和两篇文献中的数据进行验证。

(1) 5284RTM/U3160层合板

根据ASTM D7136标准开展冲击试验^[35],冲头直径为12.7 mm,试件尺寸为150 mm×100 mm,共4类铺层方式,为方便区分,对4种铺层方式依次编号为layup-1、layup-2、layup-3、layup-4。试验结束后通过超声C扫获取内部损伤投影面积,损伤示意图如图3彩色部分所示。建立有限元仿真模型进行验证,冲头采用质量+速度的搭配以模拟冲击能,层合板划分层内单元与层间单元,其中层内单元选择线性本构关系,损伤起始基于Puck准则,材料属性退化采用逐渐卸载模型;层间单元选择基于拉伸-相对位移关系的cohesive单元,损伤起始基于应力的二次准则,接触选择硬接触,最终将获得的每层层间损伤投影至同一平面,通过捕捉像素边缘绘制得到的损伤图形如图3红虚线部分。5284RTM/U3160材料属性见表1。

由式(1~6)可以计算各铺层层合板的损伤门槛值,对位移函数取二阶截断近似以求解弯曲刚度 k_b ,取得到的模型参数及计算值如表2所示。

冲击试验的各数据基本处于损伤增长阶段,取layup-1中24 J数据作为材料对照组参数,代入至其余几组数据进行预测,取 α 为0.2,获得预测结果与试验的原始数据对比结果如表3所示。

可以发现layup-1~2的模型预测值相对误差较小,且layup-3~4预测值基本落在数据的一或两倍分散带以内,预测精度较好。

(2) T300/914层合板

T300/914材料冲击损伤试验数据引用自文献^[36]。试件尺寸为150 mm×150 mm,5种铺层方式,对称铺层初始分层数量为2,计算采用材料属

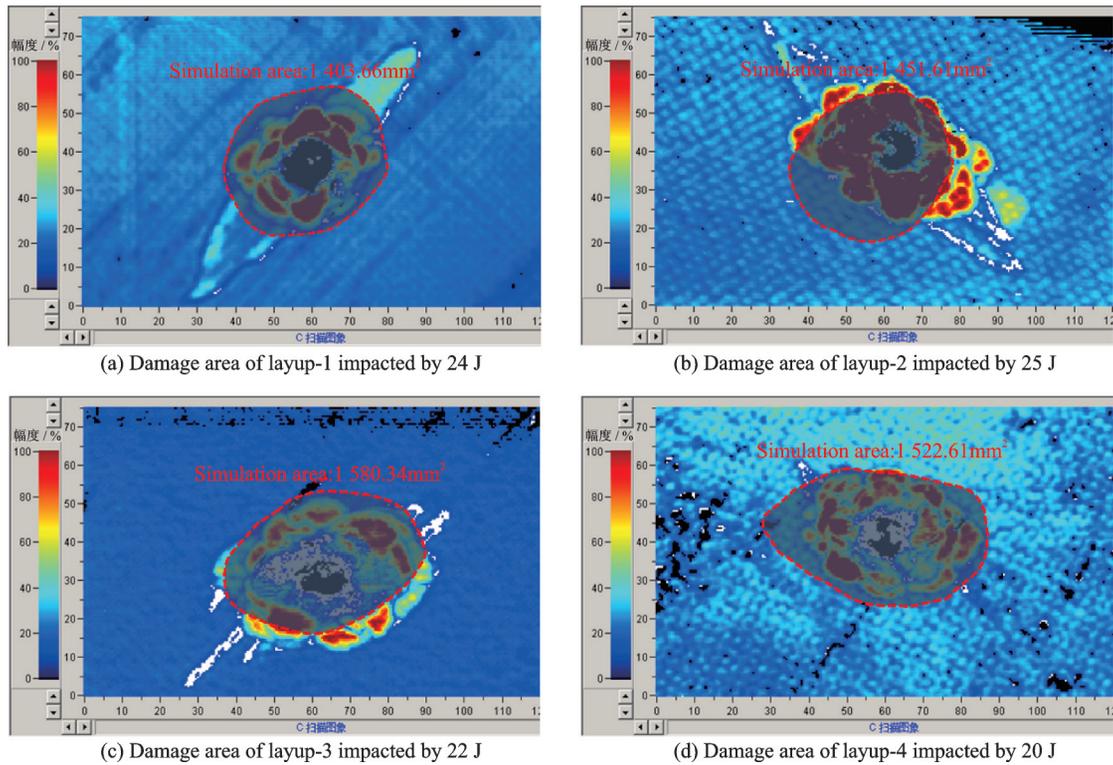


图 3 5284RTM/U3160 试件 C-扫描损伤投影及仿真对比
Fig.3 Comparison of C-scan and simulation area of 5284RTM/U3160 specimens

表 1 5284RTM/U3160 材料属性

Table 1 Material properties of 5284RTM/U3160

E_1/GPa	$E_2 = E_3/\text{GPa}$	$G_{12} = G_{13}/\text{GPa}$	G_{23}/GPa	$\nu_{12} = \nu_{13}$	ν_{23}
116.32	8.4	4.57	3.075	0.15	0.3
X_T/MPa	X_C/MPa	$Y_T = Z_T/\text{MPa}$	$Y_C = Z_C/\text{MPa}$	$S_{12} = S_{13}/\text{MPa}$	S_{23}/MPa
1 413	993	43	184	172	102
$\rho/(\text{k}\cdot\text{m}^{-3})$	$G_{Ic}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_{IIc}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_{IIIc}/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$		
1 600	0.52	0.92	0.92		

表 2 5284RTM/U3160 层合板的模型参数

Table 2 Model parameters of 5284RTM/U3160 laminates

铺层顺序	厚度/mm	铺层编号	弯曲刚度 $k_b/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	最大刚度差值 $\Delta d/(\text{GPa}\cdot\text{mm}^3)$
[45/-45/0/45/90/0/45/0/-45/45] ₃	5	layup-1	3 199.7	61.93
[45/-45/0/0/90/45/0/0/-45/45] ₃	5	layup-2	2 973.5	135.99
[45/0/0/-45/90/0/-45/0/0/45] ₃	5	layup-3	2 700.7	160.82
[45/0/0/90/0/0/-45/0/0/45] ₃	5	layup-4	2 535.3	183.38

性如表 4 所示。同理得到的模型参数及计算值如表 5 所示。

选择离散系数最小的 layup-7 在 12 J 下的试验数据确定对照组参数为 99,取 α 为 0.2,预测结果与原始数据的平均相对误差如表 6 所示。

大部分预测值落在试验数据一倍分散带以内,由于冲击试件数量少仅有 3 组且数据本身分散性较大,导致少部分预测值的误差较大,故可知模型对于对照组数据的数量和质量有一定要求。

(3) T300/QY8911 层合板

T300/QY8911 材料冲击试验数据取自文献[37]。试件尺寸 200 mm×140 mm,材料属性见原文,考虑其自行设计的夹具夹持情况,得到的模型参数及计算值如表 7 所示。

取离散系数最小的 layup-10 在 13.75 J 下的试验数据确定材料对照组参数为 32,获得预测结果和原始数据均值的相对误差如表 8 所示。预测值与原始数据均值的相对误差较小,模型预测值与仿真值比较贴合。

表3 5284RTM/U3160材料损伤预测

Table 3 Damage prediction of 5284RTM/U3160

编号	损伤门槛值 W_1/J	损伤扩散率 $K/$ $(mm^2 \cdot J^{-1})$	冲击能/J	试件数	损伤面积/ mm^2		相对误差/ %
					试验值	预测值	
对照组	4.93	80	24	8	1 551±84	1 526	
layup-1	4.93	80	21	3	1 362±24	1 286	5.6
layup-2	5.21	93	18	2	1 274±44	1 189	6.5
			25	8	1 664±36	1 840	10.5
layup-3	5.53	97	21	2	1 553±21	1 501	3.3
			22	8	1 655±201	1 598	6.1
layup-4	5.68	99	16	2	1 174±11	1 022	12.9
			20	10	1 459±176	1 418	7.0

表4 T300/914材料属性

Table 4 Material properties of T300/914

E_1/GPa	$E_2 = E_3/GPa$	$G_{12} = G_{13}/GPa$	G_{23}/GPa	$\nu_{12} = \nu_{13}$	ν_{23}
140	10	8.8	3.2	0.31	0.48
X_T/MPa	X_C/MPa	$Y_T = Z_T/MPa$	$Y_C = Z_C/MPa$	$S_{12} = S_{13}/MPa$	S_{23}/MPa
1 521.8	912.8	24.5	181.8	352	128
$\rho/(k \cdot m^{-3})$	$G_{1c}/(N \cdot mm^{-1})$	$G_{IIc}/(N \cdot mm^{-1})$	$G_{IIIc}/(N \cdot mm^{-1})$		
1 600	0.2	0.5	0.5		

表5 T300/914层合板的模型参数

Table 5 Model parameters of T300/914 laminates

铺层顺序	编号	厚度/mm	弯曲刚度 $k_b/(N \cdot mm^{-1})$	最大刚度差值 $\Delta d/(GPa \cdot mm^3)$
$[0_2/45/-45/0_2/45/-45/0/90]_s$	layup-5	3.0	500.3	68.17
$[0_2/45/-45/90/45/-45/0_2/45/-45]_s$	layup-6	3.3	676	83.72
$[0/45/-45/90]_{3s}$	layup-7	3.6	895.2	45.04
$[0/45/-45/90]_{5s}$	layup-8	6.0	4 142	105.05
$[0_2/45/-45/0_2/45/-45/0/90]_{2s}$	layup-9	6.0	4 033.5	294.04

表6 T300/914材料损伤预测

Table 6 Damage prediction of T300/914

编号	损伤门槛值 W_1/J	损伤扩散率 $K/$ $(mm^2 \cdot J^{-1})$	冲击能/J	试件数	损伤面积/ mm^2		相对误差/ %
					试验值	预测值	
对照组	3.34	99	12	3	856±23	857	
			6	3	396±17	337	11.5
layup-5	2.85	107	9	3	885±222	658	22.8
			12	3	1 152±195	979	16.5
layup-6	3.22	112	6	4	327±83	311	14.2
			9	2	772±20	647	17.2
layup-7	3.34	99	9	3	676±40	561	15.4
			12	3	992±114	983	5.38
layup-8	3.38	117	12	3	961±69	1 008	7.5
layup-9	3.06	144	12	3	1 062±52	1 287	21.9

表7 T300/QY8911层合板的模型参数

Table 7 Model parameters of T300/QY8911 laminates

铺层顺序	编号	厚度/mm	整体刚度 $k_b/(N \cdot mm^{-1})$	最大刚度差值 $\Delta d/(GPa \cdot mm^3)$
$[45/-45/0/-45/45/0/-45/45/90/45/-45/45/0/45/-45/45/90/45/-45/0/45/-45/0/-45/45]$	layup-10	2.95	1 121	16.74

表8 T300/QY8911材料损伤预测值
Table 8 Damage prediction of T300/QY8911

编号	损伤门槛值 W_1/J	损伤扩散率 $K/$ ($\text{mm}^2 \cdot \text{J}^{-1}$)	冲击能/ J	试件数	损伤面积/ mm^2		相对误差/ %
					试验值	预测值	
对照组	2.37	32	13.75	8	362.2 ± 48.1	364	
			6	4	190.2 ± 33.8	116	39.0
			8	4	214 ± 41.4	180	18.7
layup-10	2.37	32	10	4	231.3 ± 31.5	244	7.5
			11.25	8	361.5 ± 63.9	284	19.1
			16.25	8	386.9 ± 63.2	444	8.9

3 讨 论

从5284RTM/U3160四类试件的冲击试验中可以发现,0°的连续铺层会造成相邻层刚度差异更大,损伤扩展速率更快。因此在设计层合板时可调整铺层及尺寸实现对FRP层合板的刚度优化,既要注意提高层合板产生初始损伤的门槛,也要满足降低损伤扩散速率的要求,这样才能提高材料抗冲性能,根据试验结果给出如下建议:(1)尽量避免过多地连续铺层;(2)避免将连续铺层铺设在外层;(3)在满足承载能力要求情况下适当减小层合板单层厚度,增加铺层数量,以减少刚度差异。

对于断裂韧性难以获取的层合板,也可由冲击试验确定 G_{IIc} 。通过式(4)可知产生初始分层的临界外力 F_{cr} 与冲击能量无关。在实际试验过程中,通过附加在冲头上的力传感器测定试件的冲击力-时间曲线,可以明显发现同类试件在不同冲击能量下,冲击力在达到同样的力 F_{cr} 之前曲线较为平滑无波动,当力首次达到 F_{cr} 时分层产生并伴随着刚度折减和力的骤降,曲线首次出现明显的波折。通过该规律可由低速冲击试验监测的冲击力-时间曲线直接获取 F_{cr} 真实值,并由式(4)逆推层合板断裂韧性 G_{IIc} 。

模型采用了一些假设,主要包括:(1)理想的弹簧模型只考虑了弯曲刚度,忽略了其他因素如膜效应、冲击过程的能量耗散等;(2)未考虑材料剪切非线性本构关系;(3)在计算弯曲刚度时边界支持条件简化。这些假设对于分析结果的影响需要进一步的研究和大量试验数据的支持。

4 结 论

本文建立了预测低速冲击下FRP层合板损伤面积的经验公式。模型考虑将材料参数、尺寸、铺层方式等诸多因素归一化为弯曲刚度对冲击损伤的影响,其中总弯曲刚度决定了板通过变形吸收冲击能的能力及损伤产生门槛值,而相邻单层之间的

弯曲刚度差异则会影响损伤扩展的趋势。通过计算损伤门槛值和损伤扩散率以确定损伤面积-冲击能量的拟合直线方程,仅需要一组试验的试验数据作为对照组,即可实现预测同种材料在不同参数搭配下的试件的损伤面积。选取了3种不同材料的冲击试验数据进行模型预测值与原始数据对比分析,发现预测值基本处于实际数据分散带以内,数据误差也在可接受的范围内,因此该模型具有一定的工程应用价值,为冲击损伤面积的预测提供了新的思路。

参考文献:

- [1] CHOI H Y, DOWNS R J, CHANG F. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact: Part I—Experiments[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25(8): 992-1011.
- [2] SANTIUSTE C, SANCHEZ-SAEZ S, BARBERO E. Residual flexural strength after low-velocity impact in glass/polyester composite beams[J]. Composite Structures, 2010, 92(1): 25-30.
- [3] ASTM. Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event: D7136/D7136M-15 ASTM International[S]. [S.l.]: [s.n.], 2015.
- [4] 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.
- [5] MOS N, BELYTSCHKO T. Extended finite element method for cohesive crack growth[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2002, 69: 813-833.
- [6] 姚卫星, 陈方. 关于复合材料层合板结构力学性能数值仿真架构的讨论[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(5): 591-598.

- YAO Weixing, CHEN Fang. Numerical analysis architecture of mechanical behaviors simulation for FRP laminated structures[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(5): 591-598.
- [7] QIU A, FU K, LIN W, et al. Modelling low-speed drop-weight impact on composite laminates[J]. Materials & Design, 2014, 60: 520-531.
- [8] MITREVSKI T, MARSHALL I H, THOMSON R. The influence of impactor shape on the damage to composite laminates[J]. Composite Structures, 2006, 76: 116-122.
- [9] 刘湘云, 刘衰财, 张洪峰. 复合材料飞机结构的低速冲击损伤特性影响因素研究[J]. 机械设计与制造工程, 2016, 45(1): 78-81.
- LIU Xiangyun, LIU Shuaicai, ZHANG Hongfeng. The study on the damage characteristic for composite structure under low-velocity impact[J]. Mechanical Design and Manufacturing Engineering, 2016, 45(1): 78-81.
- [10] 缪树晨. 碳纤维增强聚酰亚胺层合板抗冲击特性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
- MIAO Shuchen. Analysis of impact resistance of carbon fiber reinforced polyimide laminates[D]. Harbin: Harbin University of Engineering, 2017.
- [11] OLSSON R. Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2000, 31: 879-887.
- [12] ZHANG Y, SUN L, LI L, et al. Experimental and numerical investigations on low-velocity impact response of high strength steel/composite hybrid plate [J]. International Journal of Impact Engineering, 2019, 123: 1-13.
- [13] MINAK G, GHELLI D. Influence of diameter and boundary conditions on low velocity impact response of CFRP circular laminated plates[J]. Composites Part B: Engineering, 2008, 39(6): 962-972.
- [14] MOODY R C, HARRIS J S, VIZZINI A J. Width effects on the compression strength of composite sandwich test specimens after Barely visible impact damage [C]//Proceedings of the 40th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. St. Louis, USA: AIAA, 1999: A99-24786.
- [15] 朱东俊, 张玮, 葛亮, 等. 复合材料层合板低速冲击损伤特性影响因素[J]. 舰船科学技术, 2014, 36(11): 57-65.
- ZHU Dongjun, ZHANG Wei, GE Liang, et al. Studies of several influence factors of low-velocity impact damaged characterization on composite laminates[J]. Ship Science and Technology, 2014, 36(11): 57-65.
- [16] 屈天骄, 郑锡涛, 范献银, 等. 复合材料层合板低速冲击损伤影响因素分析[J]. 航空材料学报, 2011, 31(6): 81-86.
- QU Tianjiao, ZHENG Xitao, FAN Xianyin, et al. Exploration of several influence factors of low-velocity impact damage on composite laminates[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(6): 81-86.
- [17] ZHOU J, LIAO B, SHI Y, et al. Low-velocity impact behavior and residual tensile strength of CFRP laminates[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 161: 300-313.
- [18] CHENG X, DU X, ZHANG J, et al. Effects of stacking sequence and rotation angle of patch on low velocity impact performance of scarf repaired laminates [J]. Composites Part B: Engineering, 2017, 133: 78-85.
- [19] SUEMASU H, MAJIMA O. Multiple delaminations and their severity in circular axisymmetric plates subjected to transverse loading[J]. Journal of Composite Materials, 1996, 30: 441-453.
- [20] ABRATE S. Modeling of impacts on composite structures[J]. Composite Structures, 2001, 51(2): 129-138.
- [21] 刘德博, 田甜, 关志东. 复合材料低速冲击永久凹坑深度预测方法[J]. 航空制造技术, 2011(19): 87-90.
- LIU Debo, TIAN Tian, GUAN Zhidong. Prediction of permanent indentation depth of laminate subjected to low-velocity impact[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(19): 87-90.
- [22] SOUTIS C, CURTIS P T. Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites [J]. Composites Science and Technology, 1996, 56: 677-684.
- [23] SOUTIS C, SMITH F C, MATTHEWS F L. Predicting the compressive engineering performance of carbon fibre-reinforced plastics[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2000, 31: 531-536.
- [24] CHEN Jiwei, YAO Weixing, LIN Hanyu, et al. Compressive fatigue behavior of low-velocity impacted thermoplastic composite laminate[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials Structures, 2021, 44(12): 3289-3300.
- [25] YANG S H, SUN C T. Indentation law for composite laminates[J]. ASTM Special Technical Publication, 1982, 14: 425-449.
- [26] 沈观林, 胡更开. 复合材料力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.
- SHEN Guanlin, HU Gengkai. Mechanics of composite materials[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.
- [27] DAVIES G, ROBINSON P. Predicting failure by

- debonding/delamination[C]//Proceedings of the 74th Structures & Materials Meeting. [S.l.]:[s.n.], 1994: 342-350.
- [28] SUEMASU H, MAJIMA O. Multiple delaminations and their severity in circular axisymmetric plates subjected to transverse loading[J]. *Journal of Composite Materials*, 1996, 30(4): 441-453.
- [29] OLSSON R. Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2001, 32: 1207-1215.
- [30] SUN C T, JIH C J. Quasi-static modeling of delamination crack propagation in laminates subjected to low-velocity impact[J]. *Composite Science and Technology*, 1995, 54(2): 185-191.
- [31] 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: 439-449.
- [32] 王俭, 沈真. 复合材料冲击损伤阻抗性能的试验研究[J]. *航空制造技术*, 2009(S1): 161-164.
WANG Jian, SHEN Zhen. Experimental study on impact damage resistance property of composites[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2009(S1): 161-164.
- [33] 管清宇, 严文军, 吴光辉, 等. 碳纤维/环氧树脂复合材料层压板冲击凹坑的回弹特性[J]. *复合材料学报*, 2020, 37(2): 284-292.
- GUAN Qingyu, YAN Wenjun, WU Guanghui, et al. Impact dent relaxation characteristic of carbon fiber/epoxy resin composite laminate[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 37(2): 284-292.
- [34] SHYR T, PAN Y. Impact resistance and damage characteristics of composite laminates[J]. *Composite Structures*, 2003, 62(2): 193-203.
- [35] 陈方. 基于双尺度关联理论的复合材料多工况损伤响应分析与试验验证[D]. 南京:南京航空航天大学, 2020.
CHEN Fang. A structure-cell correlation model for composites mechanical damage analysis with experimental verification under multiple loading cases[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [36] HOSUR M V, MURTHY C R L, RAMAMURTHY T S, et al. Estimation of impact-induced damage in CFRP laminates through ultrasonic imaging[J]. *NDT & E International: Independent Nondestructive Testing and Evaluation*, 1998, 31: 359-374.
- [37] 朱炜焱. 含低速冲击损伤复合材料层板剩余强度及疲劳性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
ZHU Weiyao. Research on residual strength and fatigue performance of composite laminates with low-velocity impact damage[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.

(编辑:张蓓)