DOI:10.19322/j. cnki. issn. 1006-4710. 2022. 02. 003

含冲击损伤复合材料层合板疲劳寿命预测

刘俭辉1,薛文卓1,魏 泰2

(1. 兰州理工大学 机电工程学院,甘肃 兰州 730050;2. 甘肃省特种设备检验检测研究院 风电设备质检中心,甘肃 兰州 730050)

摘要:当复合材料层合板受到低速冲击产生不可视的损伤后,会导致层合板的剩余强度和疲劳性能显著下降。为考虑含冲击损伤层合板剩余强度对疲劳寿命的影响,本文修正了应力场强法,并结合无孔层合板的指数函数疲劳模型,建立了含冲击损伤的复合材料疲劳寿命预测模型,简化了计算过程,提高了预测精度。借助 T300/5405 层合板不同冲击能量后的压-压疲劳试验以及 T300/ BMP316 层合板冲击后的拉-拉疲劳试验数据,验证了本文方法预估模型的可行性和适用性,为工程应用提供了理论数据。

关键词:复合材料;冲击损伤;疲劳寿命预测;应力场强法;剩余强度 中图分类号:TB330.1 **文献标志码:A** 文章编号:1006-4710(2022)02-0164-07

Fatigue life prediction of composite laminates with impact damage

LIU Jianhui¹, XUE Wenzhuo¹, WEI Tai²

 School of Mechanical and Electrical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China; 2. Windpower Equipment Quality Inspection Center,

Gansu Province Special Equipment Inspection and Testing Institute, Lanzhou 730050, China)

Abstract: The residual strength and fatigue performance of composite laminates will decrease significantly when the composite laminates are damaged by low-velocity impact. In order to consider the influence of residual strength on fatigue life of laminates with impact damage, the stress field intensity method is modified in this study. Combining with the exponential function fatigue model for non-porous laminates, a fatigue life prediction model for composite laminates with impact damage is established, simplifying the calculation process and improve the prediction accuracy. By means of the compression-compression fatigue test of T300/5405 laminate with different impact energies and the tensile-tensile fatigue test data from T300/BMP316 laminate post-impact, the feasibility and applicability of the prediction model are verified and theoretical data are provided for engineering practice.

Key words: composites; impact damage; fatigue life prediction; stress field intensity method; residual strength

纤维增强复合材料具有比强度高、比刚度高、可 设计性强和耐疲劳性能好等优点,在新能源行业、航 空航天和汽车领域得到广泛应用^[1-3]。然而,复合 材料层合板在制造、运输和使用过程中难免会遭受 各种损伤,其中冲击损伤尤为突出。目前,风力发电 机叶片的材质多为复合材料,由于其服役过程中会 遭受飞鸟、沙石等冲击,这类低能量冲击会对叶片内 部产生冲击损伤,但在表面不易被发现,这会严重影响风电叶片在服役过程中的安全性和使用寿命^[4-7]。当层合板受到低速冲击产生不可视的损伤后,会导致复合材料层合板的剩余强度和疲劳性能显著下降^[8-9]。因此,开展含冲击损伤的复合材料层合板疲劳寿命研究很有必要。

目前,Shreyas 等^[10]研究了不同低速能量冲击

收稿日期: 2021-05-26; 网络出版日期: 2021-10-22

网络出版地址: https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1294.N.20211022.1209.006.html

基金项目:国家自然科学基金青年基金资助项目(51605212);甘肃省自然科学基金资助项目(20JR10RA161)

第一作者:刘俭辉,男,博士,副教授,硕导,研究方向为复合材料损伤。E-mail:liujh@lut.com

通信作者:薛文卓,男,硕士生,研究方向为复合材料疲劳。E-mail:xwz_lut@163.com

后复合材料层合板的拉-拉疲劳行为,发现冲击损伤 对层合板的疲劳寿命有显著影响。Zhang等^[11]分 别研究了低速冲击和静态压痕对复合材料层合板疲 劳寿命的影响。Beheshty等^[12,13]通过试验研究,使 用等寿命曲线法预测了含冲击损伤复合材料层合板 的剩余疲劳寿命。Kang等^[14]利用剩余强度模型, 对低速冲击后的复合材料层合板进行强度折减,并 预测了层合板的疲劳寿命。Kooo等^[15,16]利用冲击 损伤区域的特征长度,预测了C型结构碳纤维复合 材料层合板的疲劳寿命。崔海坡等^[17,18]研究了不 同的复合材料体系、几何尺寸、纤维铺设方式等工艺 参数对碳纤维假脚的冲击损伤及疲劳性能的影响规 律。邵洪^[19]利用有限元模型,对复合材料层合板遭 受低速冲击和冲击后的疲劳损伤过程进行模拟。

上述研究主要以试验为主,对于层合板冲击后 的疲劳寿命预测,部分学者是通过有限元模拟得到, 其建模和模拟过程比较复杂。而应力场强分析方法 对含缺口层合板的强度预测效果较好。为考虑疲劳 破坏对低速冲击后层合板剩余强度的影响,本文参 考金属缺口件寿命预测模型,对含缺口的复合材料 层合板的应力场强法进行修正。将低速冲击后的复 合材料层合板等效为含孔层合板,基于无损伤层合 板的指数函数疲劳寿命模型,建立了含低速冲击损 伤的复合材料层合板疲劳寿命预测模型。用文献中 收集的含冲击损伤复合材料层合板的疲劳试验数 据,验证了本文预测方法的可行性。

1 含冲击损伤复合材料疲劳模型

1.1 含圆孔层合板剩余强度估算模型

1.1.1 应力场强法

应力场强法^[20](见图 1)认为,存在应力集中的 构件的破坏是由应力集中区的应力应变场造成的, 构件的缺口强度应与缺口附近的应力应变场有关。 应力场强法考虑缺口根部损伤区域内应力梯度的影 响,通过引入权函数对场强区域内所有材料点的应 力矢量进行分配,考虑不同材料点的应力对缺口根 部失效的综合贡献。

缺口场强函数 f_{RD} 的表达式如下:

$$f_{RD} = \frac{1}{s} \int_{D} f(\sigma) \varphi(r) \,\mathrm{d}s \tag{1}$$

式中:D 为场强区域;s 为 D 的面积; $\varphi(r)$ 为权函数;当 $f_{RD} = 1$ 时,层合板发生破坏; $f(\sigma)$ 为曲面破坏函数,对于单层板, $f(\sigma)$ 可取 Tsai-Hill 多项式,对于 层合板,确定层合板的各方向强度值后, $f(\sigma)$ 仍可 近似取为 Tsai-Hill 多项式,具体表达式如下;

$$f(\sigma) = (\frac{\sigma_1}{X})^2 + (\frac{\sigma_2}{Y})^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + (\frac{\tau_{12}}{S})^2$$
 (2)

式中:X、Y和S分别为复合材料的纵向、横向和剪切强度。



式(1)可按照图 2^[21]所示求积分:



图 2 应力场强法积分示意图 Fig. 2 Schematic diagram for the integration by stress field intensity method

所以式(1)可改写为: $f_{RD} = \frac{1}{s} \int_{R}^{R+L} \int_{-\theta(x)}^{\theta(x)} f(\sigma)\varphi(r) d\theta dx \qquad (3)$

式中:R为缺口半径;L为y=0面的场径长度; θ 为场强区域到x轴的最大偏角。

根据积分中值定理,式(3)可改写为:

$$f_{RD} = \frac{1}{d_s} \int_{R}^{R+d_s} f(\sigma)\varphi(x) \,\mathrm{d}x \tag{4}$$

式中: d_s 为特征长度; $\varphi(x)$ 为权函数。因为在 y=0面上,可得 $f(\sigma) = \sigma_y(x,0)/\sigma_0$,其中 σ_0 为 y 轴方向无损层合板的强度。

1.1.2 孔边应力分布

将复合材料层合板等效为正交各向异性板来处理,对开圆孔无限宽板采用 Nuismer-Whitney 平均

强度准则,得到正交各向异性复合材料层合板沿 y 轴加载方向的应力分布:

$$\sigma_{y}(x,0) = \frac{\sigma_{N}^{\infty}}{2} \{2 + (\frac{R}{x})^{2} + 3(\frac{R}{x})^{4} - (K_{T}^{\infty} - 3) \left[5 (\frac{R}{x})^{6} - 7 (\frac{R}{x})^{8}\right] \}$$
(5)

$$K_{\rm T}^{\infty} = 1 + \sqrt{2(\sqrt{\frac{E_{11}}{E_{22}}} - v_{12}) + \frac{E_{11}}{G_{12}}} \tag{6}$$

式中: σ_N^{s} 为远场应力; K_T^{s} 为圆孔情况下孔边应力集中系数;R为圆孔半径; E_{11} 、 E_{22} 为弹性常数; v_{12} 为泊松比; G_{12} 为剪切模量。

由于式(5)是由无限宽板得到的应力分布,所以 需要对式(5)的预测强度进行修正,有限宽度修正系 数^[22]如下:

$$\frac{K_{\rm T}^{*}}{K_{\rm T}} = \frac{1}{2} \left[2 - \left(\frac{2R}{W}\right)^{2} - \left(\frac{2R}{W}\right)^{4} \right] + \frac{1}{2} \left(\frac{2R}{W}\right)^{6} \left(K_{\rm T}^{*} - 3\right) \left[1 - \left(\frac{2R}{W}\right)^{2} \right]$$
(7)

1.1.3 权函数

权函数 $\varphi(x)$ 表示 y=0 截面上距离圆孔根部 x 处应力对圆孔发生破坏的贡献。权函数应该满足下 述几个基本条件^[20]:

2) $\varphi(0) = 1;$

3) 当
$$K_{\mathrm{T}} = 1$$
 时, $\varphi(x) \equiv 1$ 。

吴义韬等[21] 根据权函数条件构造的权函数为:

$$\varphi(x) = 1 - \frac{x - R}{\frac{W}{2} - R} \tag{8}$$

式中:W为板宽;R为孔径。

针对临界距离法和权函数的限制条件,考虑后续疲劳破坏的影响,本文引入王昊元等^[23]在金属缺口件疲劳寿命预测模型中提出的权函数,结合有限 宽度的含孔层合板,得到修正后的权函数:

$$\varphi(x) = e^{-(K_{T}-1)(\frac{x-R}{W})}$$
(9)

本文通过对杨洁等^[24]预制的含孔层合板进行 研究(R=2.5 cm,W=40 cm),得出权函数大小与 缺口距离的关系,如图 3 所示。

由图 3 可知,两种权函数的整体趋势均为单调 递减,且在 K_T=1 时恒等于 1。但是本文提出的权 函数更符合孔边应力的递减规律^[24]。

将式(7)代入式(5)得到修正后的含孔层合板的 应力分布,结合权函数式(9),共同代入式(4),化简 后即可得到含中心圆孔层合板的缺口强度表达式:



1.2 含冲击损伤层合板疲劳寿命模型

试验研究^[25,26]发现,含冲击损伤层合板的疲劳 损伤扩展规律和开孔层合板类似;试验研究^[27]还发 现,两种层合板静强度的失效模式相似。因而可以 将含冲击损伤层合板等效为相应孔径的开孔层合 板。冲击损伤区域近似为圆形,损伤直径即等效开 孔直径。

基于无孔层合板疲劳模型的指数函数规律,将 层合板的静强度问题与交变动载荷疲劳行为联系 起来:

$$\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\rm S}} = CN^{\rm S} \tag{11}$$

式中:C、S 为拟合常数; σ_{max} 为疲劳加载的最大应力; σ_{s} 为复合材料层合板失效破坏的静强度;N 为循环加载次数。

结合式(9)与式(10),即可得到含冲击损伤层合 板的疲劳寿命预测模型:

$$\frac{\sigma_{\rm n}}{\sigma_{\rm S}} = C N^{\rm S} \tag{12}$$

2 模型验证

2.1 含冲击损伤层合板压-压疲劳

2.1.1 试验

梁小林^[27]预制了 T300/5405 双马酰亚胺复合 材料层合板,单层板厚度为 0.119mm,铺层为[45/ 45/0/-45/45/0/90/-45/0/45/90/0]。,共计 24 层,最终制成尺寸为 200mm×80mm 的试件进行冲 击后压缩和疲劳试验。T300/5405 试件的材料属性 如表 1 所示。

表 1 T300/5405 层合板的基本力学性能 Tab. 1 Basic mechanical properties of laminates T300/5405

$E_{11}/{ m GPa}$	$E_{\rm 22}/{ m GPa}$	v_{12}	$G_{12}/{ m GPa}$	$X_{\mathrm{T}}/\mathrm{MPa}$	$X_{ m C}/{ m MPa}$	$Y_{\mathrm{T}}/\mathrm{MPa}$	$Y_{\rm C}/{ m MPa}$	$S_{\rm XY}/{ m MPa}$
135	8.8	0.33	4.47	1 548	1 226	1 548	218	110.5

对 T300/5405 双马酰亚胺复合材料层合板分 别进行了 12.55J 和 18.99J 的低速冲击试验,通过 超声 C 扫描设备对不同冲击能量的层合板进行损 伤检测。冲击能量为 12.55J 时,试件的平均损伤面 积和损伤宽度分别为 565.56mm²、27.01mm;冲击 能量为 18.99J 时,试件的平均损伤面积和损伤宽度 分别为 789.01mm²、30.30mm,损伤区域接近于圆 形。对部分冲击后层合板进行剩余压缩试验,测得 无损和含冲击损伤层合板的剩余压缩强度,如表 2 所示。

表 2 冲击后层合板的剩余压缩强度

Tab. 2 Residual compression strength of laminates after impa	act
--	-----

冲击能量/J	0	12.55	18.99
平均剩余压缩强度 ōr / MPa	279.2	192.1	169.52

对承受不同冲击能量的复合材料层合板进行 压-压疲劳试验,载荷波形为等幅正弦波,应力比 为0.1,加载频率3~4 Hz,所有试验在常温下完成。

将冲击能量相同的层合板各分为5组:选取 12.55J冲击能量下平均剩余压缩强度的60%、 65%、70%、75%、80%为应力水平,选取18.99J冲 击能量下平均剩余压缩强度的65%、68%、70%、 75%、80%为应力水平进行疲劳试验,层合板冲击后 的压-压疲劳寿命如图4所示。

2.1.2 压-压疲劳寿命预测模型

使用最小二乘法对 12.55J 冲击能量的疲劳数 据进行曲线拟合,得到低速冲击后层合板的指数函 数规律的疲劳模型:

$$rac{\sigma_{
m n}}{\sigma_{
m S}} = 1.\,608\,\,4N^{_{-0.\,534}}$$

将含冲击损伤层合板等效为开孔层合板时,可 用开孔层合板的特征长度 a。代替含冲击损伤层合 板的特征长度值。陈普会^[28]的研究表明,开孔层合 板的特征长度值为材料常数,其在拉伸和压缩情况 下的取值不同,与铺层形式和缺口形状无关,需要根 据试验来确定。根据试验得到 18.99J 冲击能量下 层合板 a。=5.959。

2.1.3 模型验证

采用冲击能量为 18.99J 的层合板试验数据进行 验证。将 $\sigma_{\rm N}^{\rm s}$ =169.52 MPa, a_0 =5.959,R=15.694 cm, W=80 cm 代入式(10)可得 $\sigma_{\rm n}$ =291.36 MPa。



图 4 不同能量冲击后 T300/5405 压-压疲劳寿命 Fig. 4 Compression fatigue life of T300/5405 under different impact energies

将计算结果代入预测模型,得到寿命预测值,并 与试验结果进行对比,如表3所示。

表 3 冲击后层合板的压-压疲劳寿命预测及误差

Tab. 3	Prediction and error analysis of compression
	fatigue life of laminates after impact

冲击能 量/J	应力水 平/%	试验值 lgN	本文预 测值 lgN	本文预测 误差/%
	80	3.568	3.412	4.37
18.99	75	4.240	3.951	6.82
	70	4.456	4.381	1.68
	65	5.186	5.033	2.95

2.2 含冲击损伤层合板拉-拉疲劳

2.2.1 试验

徐颖^[29]预制了不同铺层的T300/BMP316复 合材料层合板,A、B试件的铺层角度分别为[45/ -45/90/90/-45/0/45/90/90/0],、[45/-45/90/

0/-45/0/45/0/90/0」,两种层合板均之	为 20 层,最
终制成尺寸为 200mm×40mm 的试件i	进行冲击后

拉伸和疲劳试验。T300/BMP316 试件的材料属性 如表 4 所示。

表 4 T300/BMP316 层合板的基本力学性能

Tab. 4 Basic mechanical properties of laminates T300/BMP316

E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	v_{12}	G_{12}/GPa	$X_{\mathrm{T}}/\mathrm{MPa}$	Xc/MPa	$Y_{\mathrm{T}}/\mathrm{MPa}$	$Y_{\rm C}/{ m MPa}$	$S_{\scriptscriptstyle XY}/{ m MPa}$
128.8	8.3	0.355	4.1	1 446.51	1 171.41	69.64	187.29	110.5

通过试验测得 A 试件在两种冲击能量(5.9 J、 8.6 J)下的损伤区域,并取部分冲击后试件进行静 拉伸试验,如表 5 所示。

表 5	冲击后层合板	A的损伤面积及剩余拉伸强度
-----	--------	---------------

Tab. 5 Damage area and residual tensile

strength of laminate A after impact

冲击能量/J	损伤面积 均值/mm ²	平均剩余拉 伸强度 σ _r /MPa
5.9	169.56	404.66
8.6	235.50	241.21

需要说明的是,原文中并未测得 A 试件(无损) 的静拉伸强度,为获得该层合板的静拉伸强度,利用 B 试件的试验值进行类推,如表 6 所示。

表 6 冲击后层合板 B 的剩余拉伸强度

Tab. 6 Residual tensile strength of laminate B after impact

铺层顺序	冲击能量/J	平均剩余拉伸 强度 o _r /MPa
	0	866.40
$\lfloor 45/-45/90/0/-45/$	5.9	472.82
0/40/0/90/0]s	8.6	316.28

从铺层顺序来看,A试件0°铺层占总体铺层的20%,90°铺层占总体铺层的40%,而B试件的0°和90°铺层分别占总体铺层的40%和20%。试验表明,对于静拉伸强度,更多比例的0°铺层会带来更好的抗拉伸强度,通过试验数据可知,在5.9J和8.6J的冲击能量下,B试件比A试件的剩余拉伸强度分别提高16.8%和31.1%,因此可以近似得出A试件的无损静拉伸强度为757.34 MPa。

对承受不同冲击能量的复合材料层合板进行拉-拉疲劳试验,载荷波形为等幅正弦波,应力比为 0.1,加载频率5~6 Hz,所有试验在常温下完成。

选取 5.9J 冲击能量下剩余静拉伸强度的 90%、85%、80%、75%为应力水平,选取 8.6J 冲击 能量下剩余静拉伸强度的 80%为应力水平进行疲 劳试验,层合板冲击后的拉-拉疲劳寿命如表 7 所示。 表 7 冲击后层合板的拉-拉疲劳寿命^[29] Tab. 7 Tensile fatigue life of laminates after impact

		F
冲击能量/J	应力水平/%	平均疲劳寿命 lgN
	90	3.41
5 0	85	4.11
5.9	80	4.837 2
	75	5.164 6
8.6	80	4.46

2.2.2 拉-拉疲劳寿命预测模型及验证

采用 5.9J 冲击能量的疲劳数据进行曲线拟合, 得到疲劳寿命预测模型:

$$\frac{\sigma_{\rm n}}{\sigma} = 1.491 N^{-0.405}$$

根据试验得到 8.6J 冲击能量的特征尺寸 $a_0 =$ 1.367,将复合材料层合板的材料属性代入式(6),得 到孔径应力集中系数 $K_T^{\infty} =$ 7.211 5,再根据式(10) 计算得到 $\sigma_n =$ 764.28MPa。

冲击能量在 8.6J 时,层合板在 80%应力水平 下的疲劳寿命预测值及误差,如表 8 所示。

表 8 冲击后层合板的拉-拉疲劳寿命预测及误差 Tab. 8 Prediction and error analysis of tensile

fatigue life of laminates after impact

冲击能	应力水	试验值	本文预	本文预测
量/J	平/%	lgN	测值 lgN	误差/%
8.6	80	4.460	4.536	-1.70

3 讨论与分析

对于复合材料层合板而言,层板中0°和90°铺层所 占的比例会对其静强度造成影响,在拉伸试验中,0°铺 层所占比例越大,层板的抗拉强度和拉-拉疲劳寿命越 好。对于同一种层板,一般拉伸强度要高于压缩强度, 具体表现在同一层板对拉伸和压缩所取的特征长度不 同,而陈普会^[28]的试验结果也印证了这一点。

引入文献[27]、[29]中复合材料层合板冲击后的压-压疲劳和拉-拉疲劳试验结果及预测误差,并 与本文提出的疲劳寿命预测模型进行对比,结果如 表9和图5所示。

	表 9	冲击后层合板的疲劳寿命预测及误差分析
Tab. 9	Post-	mpact fatigue life prediction and error of laminates

冲击 能量/J	应力 水平/%	试验值 lgN	本文预测值 lgN	本文预测误差/%	文献 预测结果	文献 预测误差/%
18.99	80	3.568	3.412	4.37	3.619[27]	1.43[27]
	75	4.240	3.951	6.82	4.123 3 ^[27]	$-2.75^{[27]}$
	70	4.456	4.381	1.68	4.593 $4^{[27]}$	3.08[27]
	65	5.186	5.033	2.95	5.276 $9^{[27]}$	1.75[27]
8.6	80	4.460	4.536	-1.70	6.04[29]	35.4[29]



图 5 冲击后层合板的压-压疲劳寿命预测值比较 Fig. 5 Comparison of predicted values of compression fatigue life of laminates after impact

由表9可以看出,在不同应力水平的疲劳载荷下,本文提出的模型不仅适用于冲击后压-压疲劳寿 命预测,对于冲击后拉-拉疲劳寿命预测也同样适 用。与试验结果相比,误差最大为6.82%,误差最 小仅为1.68%。尤其是对于冲击后层合板的拉-拉 疲劳寿命预测,其预测精度显著提高。

4 结 论

 本文分析了孔边应力的递减规律,考虑了后续疲劳破坏对层合板寿命的影响,引入权函数作为 孔边不同位置应力对损伤参量的权重,对复合材料 含孔层合板的应力场强法进行修正。通过开孔等效 法并结合无损伤层合板的疲劳寿命模型,建立了含 冲击损伤的复合材料层合板疲劳寿命预测模型。

2)通过现有试验数据,计算开孔等效法下冲击 后层合板的剩余强度,分别建立了冲击后层合板的 压-压疲劳和拉-拉疲劳寿命预测模型,并将预测结 果与试验结果进行对比。结果表明:本文提出的寿 命预测模型可以较为准确地预测含低速冲击损伤的 层合板的疲劳寿命,误差在10%以内。

参考文献:

[1] YALCIN E B, GUNAY V, MARSOGLU M. Impact behaviour of composite materials by using low and high speed impact tests [J]. Advanced Materials Research, 2012, 445:189-194.

[2] 肖守讷,江兰馨,蒋维,等.复合材料在轨道交通车辆 中的应用与展望[J].交通运输工程学报,2021,21 (1):154-176.

XIAO Shoune, JIANG Lanxin, JIANG Wei, et al. Application and prospect of composite materials in rail transit vehicles[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2021, 21(1): 154-176.

- [3] 黎小平,张小平,王红伟.碳纤维的发展及其应用现状
 [J]. 高科技纤维与应用,2005,30(5):28-34,44.
 LI Xiaoping, ZHANG Xiaoping, WANG Hongwei.
 Progress in development and application of carbon fiber
 [J]. Hi-tech Fiber & Application, 2005, 30(5):28-34,44.
- [4] 王威力,武海鹏,魏程,等.不同纤维增强的复合材料
 层板低速冲击损伤研究[J].纤维复合材料,2020,37
 (2):19-21.

WANG Weili, WU Haipeng, WEI Cheng, et al. Study on impact damage of different fiber reinforced composite laminate[J]. Fiber Composites, 2020, 37(2): 19-21.

- [5] 徐瑀童.复合材料层合板低速冲击与剩余强度研究
 [D].南京:南京航空航天大学,2018.
 XU Yutong. Research on low-velocity impact and residual strength of composite laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [6] 陈普会,李念.复合材料层合板低速冲击损伤的预测 模型[J].南京航空航天大学学报,2014,46(3): 341-348.
 CHEN Puhui, LI Nian. Damage prediction model for composite laminates subjected to low velocity impact

composite laminates subjected to low velocity impact [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(3): 341-348.

- PRAKASH R V, SUDEVAN D. Understanding fatigue damage progression in low velocity impacted CFRP laminates through stiffness measurements [J]. Materials Science Forum, 2015, 830-831: 413-416.
- [8] 邓立伟,陈新文,王海鹏,等.复合材料层压板低速冲击后的拉伸疲劳性能试验研究[J].工程与试验,2019,59(2):48-49.
 DENG Liwei, CHEN Xinwen, WANG Haipeng, et al. Tensile fatigue experimental study on composite laminates after low-velocity impact [J]. Engineering & Test, 2019, 59(2):48-49.
- [9] AZEVEDO C, CUNHA R, JUNIOR R, et al. Development of a mathematical model to analyze residual strength of composites after low-velocity impact [J].

The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 2018, 53(5): 1-8.

- [10] SHREYAS P S, SURESHA D B, MANI K K, et al. Fatigue life behaviour of woven GFRP composite laminates with impact damage [J]. International Advanced Research Journal in Science, Engineering and Technology, 2017, 4(7): 73-77.
- [11] ZHANG J, ZHAO L, LI M, et al. Compressive fatigue behavior of low velocity impacted and quasi-static indented CFRP laminates [J]. Composite Structures, 2015, 133: 1009-1015.
- [12] BEHESHTY M H, HARRIS B. A constant-life model of fatigue behaviour for carbon-fibre composites: the effect of impact damage [J]. Composites Science &. Technology, 1998, 58(1): 9-18.
- [13] BEHESHTY M H, HARRIS B, ADAM T. Empirical fatigue-life model for high-performance fibre composites with and without impact damage[J]. Composites Part A Applied Science and Manufacturing, 1999, 30 (8): 971-987.
- [14] KANG K W, KIM J K, KIM H S. Fatigue behavior of impacted plain-weave glass/epoxy composites under tensile fatigue loading[J]. Key Engineering Materials, 2005, 300: 1291-1296.
- [15] KOO J M, CHOI J H, SEOK C S. Prediction of postimpact residual strength and fatigue characteristics after impact of CFRP composite structures [J]. Composites Part B: Engineering, 2014, 61(5): 300-306.
- [16] KOO J M, CHOI J H, SEOK C S. Prediction of residual strength after impact of CFRP composite structures [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2014, 15(7): 1323-1329.
- [17] 崔海坡,陈婷婷,王双情.碳纤维复合材料假脚冲击 后的疲劳试验[J].材料科学与工程学报,2017,35 (2):219-223.

CUI Haipo, CHEN Tingting, WANG Shuangqing. Fatigue experiment of carbon fiber composites prosthetic foot after impact[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2017, 35(2): 219-223.

- [18] 崔海坡,王双情,张阿龙.碳纤维复合材料假脚工艺参数对其冲击后疲劳性能的影响[J].材料科学与工程学报,2017,35(6):871-876.
 CUI Haipo, WANG Shuangqing, ZHANG Along. Influence of processing parameters of carbon fiber composites prosthetic foot on fatigue property after impact [J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2017, 35(6): 871-876.
- [19] 邵洪. 层合复合材料低速冲击后疲劳损伤数值模拟
 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
 SHAO Hong. Numerical simulation of fatigue damage in low-velocity impacted laminated composites [D].
 Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [20] 姚卫星, 颜永年, 俞新陆. 预测复合材料缺口强度的 场强法[J]. 复合材料学报, 1994, 11(1): 67-72.

YAO Weixing, YAN Yongnian, YU Xinlu. The method of stress field intensity for predicting notched strength of composites [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 1994, 11(1): 67-72.

- [21] 吴义韬,姚卫星. 含孔层合板剩余强度估算的应力场强法工程简化模型[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(4):551-557.
 WU Yitao, YAO Weixing. Simplified engineering model for predicting residual strength of notched laminates based on stress field intensity method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016,48(4):551-557.
- [22] TAN S C. Finite-width correction factors for anisotropic plate containing a central opening [J]. Journal of Composite Materials, 1988, 22(11): 1080-1097.
- [23] 王昊元, 吴昊. 基于改进临界距离法的多轴缺口疲劳 寿命预测[J]. 工程机械, 2020, 51(9): 31-40.
 WANG Haoyuan, WU Hao. Multiaxial notched fatigue life prediction based on improved critical distance method[J]. Construction Machinery and Equipment, 2020, 51(9): 31-40.
- [24] 杨洁,李成,贾红雨,等. 复合材料层合板孔边应力场的有限元计算[J]. 玻璃钢/复合材料,2009 (3): 8-12.
 YANG Jie, LI Cheng, JIA Hongyu, et al. Finite element calculation of the stress distribution around the hole in the composite laminates[J]. Fiber Reinforced Plastics/ Composites, 2009 (3); 8-12.
- [25] DAVIES G, IRVING P. Impact, post-impact strength and post-impact fatigue behaviour of polymer composites [J]. Polymer Composites in the Aerospace Industry, 2015: 231-259.
- [26] 许良,何懿,马少华,等. 含孔复合材料层合板拉伸 失效分析[J]. 科学技术与工程,2018,18(34): 242-247.
 XU Liang, HE Yi, MA Shaohua, et al. Tensile failure analysis of composite laminates with a hole[J].

Science Technology and Engineering, 2018, 18(34): 242-247.

- [27] 梁小林. 复合材料层合板冲击后的疲劳寿命研究[D].
 南京:南京航空航天大学,2014.
 LIANG Xiaolin. The study on fatigue life of composite laminates after impact[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [28] 陈普会.复合材料层压板及加筋板的损伤容限分析
 [D].南京:南京航空航天大学,1999.
 CHEN Puhui. Damage tolerance analysis of composite laminates and stiffened plates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [29] 徐颖.复合材料层合板冲击损伤及冲击后疲劳寿命研究[D].南京:南京航空航天大学,2007.
 XU Ying. Research on impact damage of laminates and fatigue life of impacted laminates [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2007.
 (责任编辑 周 蓓)