

文章编号:1000-8055(2017)12-2872-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.12.008

复合材料加筋壁板多点冲击损伤和高周剪切疲劳试验

张铁军, 李曙林, 常 飞, 尹俊杰, 安 涛
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 为研究多点冲击损伤和高周剪切疲劳对复合材料加筋壁板损伤演化、屈曲行为及破坏模式的影响, 制作了9块相同构型的复合材料加筋壁板, 设计了冲击试验、高周剪切疲劳试验和剩余剪切强度试验。在多点冲击和高周剪切疲劳试验过程中, 使用超声C扫描系统监测了损伤区域。C扫描图像表明损伤区域的长度和宽度随着循环次数的增加而增加。与无预制损伤试验件相比, 多点冲击损伤和高周剪切疲劳试验件的平均破坏载荷下降了约50%。冲击或疲劳形成的初始损伤对破坏模式产生影响, 冲击疲劳试验件出现了局部蒙皮屈曲变形, 破坏裂纹非常接近冲击点。

关 键 词: 复合材料加筋壁板; 多点冲击损伤; 高周剪切疲劳; 剩余剪切强度; 破坏模式

中图分类号: V258; TB332

文献标志码: A

Test of multi-impact damage and high-cycle shear fatigue of stiffened composite panels

ZHANG Tiejun, LI Shulin, CHANG Fei, YIN Junjie, AN Tao
(Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To study the effect of multi-impact damage and high-cycle shear fatigue on the damage evolution, buckling behavior and failure modes of stiffened composite panels, nine stiffened composite panels were manufactured with similar configurations, and the impact test, high-cycle shear fatigue test and residual shear strength test were designed. During the multi-impact and high-cycle shear fatigue tests, the damaged zones were detected by the ultrasonic C-scan system. C-scan images indicated that the length and width of damaged zones increased with the increasing number of cycles. Compared with initial undamaged specimen, the average failure load of specimens with multi-impact damage and high-cycle shear fatigue declined about 50%. Furthermore, the failure modes of the specimens were also affected by the initial damage caused by impact or fatigue. For the impact and fatigue specimens, the deformation of local buckling skin appeared, and the failure cracks were much near the impact damaged zones.

Key words: stiffened composite panels; multi-impact damage;
high-cycle shear fatigue; residual shear strength; failure modes

收稿日期: 2016-09-02

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(51201182)

作者简介: 张铁军(1988—), 男, 博士生, 主要从事复合材料结构强度研究。E-mail: zhangtiejun10086@163.com

引用格式: 张铁军, 李曙林, 常飞, 等. 复合材料加筋壁板多点冲击损伤和高周剪切疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 2872-2879. ZHANG Tiejun, LI Shulin, CHANG Fei, et al. Test of multi-impact damage and high-cycle shear fatigue of stiffened composite panels[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 2872-2879.

与传统工程材料相比,碳纤维/环氧树脂基复合材料有着较好的比强度和比刚度^[1],因此先进复合材料常被用于飞机结构设计,如机翼或蒙皮。然而,在飞机服役和维护过程中,复合材料常遭受意外的冲击损伤,比如来自跌落工具、飞行碎片、跑道砂石、冰雹等等的冲击。低速冲击被认为是所有冲击类型中最危险的,它会引发多种损伤模式,包括基体变形、微裂纹、界面脱黏、层间开裂、分层、纤维断裂以及纤维抽出^[2-3]。这些损伤降低结构件的压缩强度高达 40%~60%^[4-5]。另外复合材料结构部件在长期使用过程中要承受不同类型的疲劳载荷,冲击和疲劳耦合将严重影响结构材料性能并降低承载能力。

以往关于冲击损伤的研究多集中于参数变化对复合材料冲击行为的影响,包括冲击速度、试件几何参数、冲击头形状、冲击能量等^[6-11]。在过去的 20 年间,部分学者研究了含冲击损伤复合材料层合板的疲劳行为^[12-16],碳纤维/环氧树脂基复合材料的冲击和疲劳特性也成为了研究热点。Uda 等^[17]研究了含冲击损伤的碳纤维增强复合材料层合板在疲劳载荷下的失效机理,发现 UT500 碳纤维环氧树脂试件冲击后引发的分层较 AS4/PEEK 试验件严重一些,并且冲击损伤总量的增加量与层合板的压缩疲劳强度的减少量保持一致。文献^[18]研究表明冲击损伤会降低复合材料的疲劳寿命,Koo 等建立了疲劳寿命预测模型并通过疲劳试验得到验证。Hosoi 等^[19]指出疲劳损伤扩展随施加应力而变化,在低水平应力和高周载荷时,边缘分层扩展先于或与横向裂纹扩展同时发生。

尽管有大量研究工作针对冲击后复合材料剩余强度和疲劳特性,但研究对象都是复合材料层合板,对复合材料加筋壁板承受疲劳载荷或剪切载荷的研究较少,含初始多损伤复合材料在外载荷作用下的损伤演化和扩展也鲜有报道。本文研究了多点冲击损伤和高周剪切疲劳对复合材料加筋壁板损伤演化、屈曲行为及破坏模式的影响,选取 9 块预制不同损伤的复合材料加筋壁板进行高周剪切疲劳试验和剩余剪切强度试验,并实时监测了损伤区域的扩展及破坏试验过程中壁板和筋条的应力/应变变化情况。

1 复合材料加筋壁板试验件

复合材料加筋壁板构型如图 1 所示,每块加筋壁板由共固化工艺的 4 个“工”字型筋条和壁板

组成,4 个筋条沿着壁板的纵轴等间距分布。壁板长宽均为 770 mm,壁板厚度为 2.75 mm,筋条间距为 153 mm,筋条构型如图 2 所示。

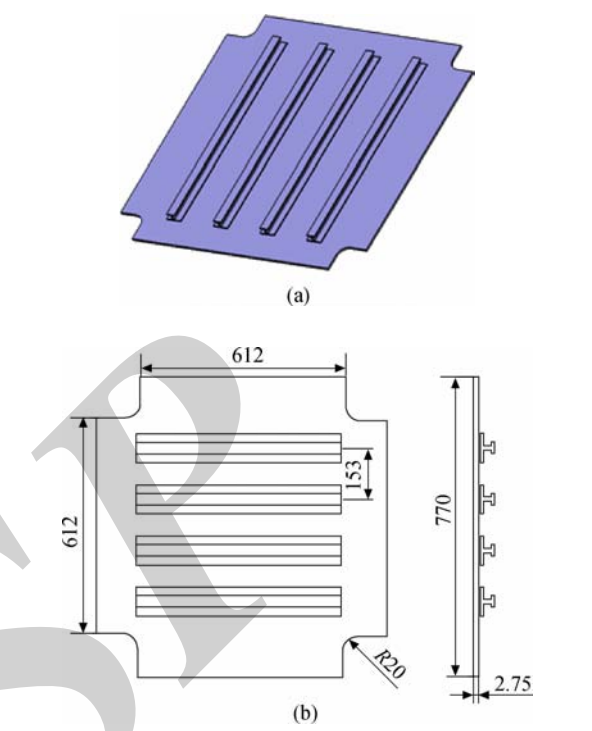


图 1 复合材料加筋壁板构型(单位:mm)
Fig.1 Configuration of stiffened composite panel (unit:mm)

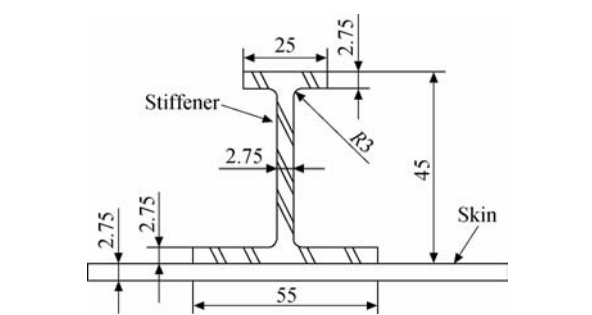


图 2 筋条形状(单位:mm)
Fig.2 Stiffener geometry (unit:mm)

试验件材料为碳纤维环氧树脂基复合材料,单向带厚度为 0.125 mm。复合材料加筋壁板的铺层方式见表 1。

表 1 复合材料加筋壁板的铺层方式	
Table 1 Lay-up definition of stiffened composite panel	
区域	铺层
壁板	$[(- 45) / 0 / - 45 / 0 / 45_2 / 0 / 45 / 90 / - 45]_s$
筋条	$[- 45 / 0_2 / 45 / 0_2 / - 45 / 0_2 / 45 / 90]_s$

为了测量复合材料加筋壁板应变以及观察屈曲和后屈曲行为,每块加筋壁板粘贴 80 个单向应变片和 30 个应变花,应变片分布见图 3,图 3(b)

中数字为应变片和应变花编号,测试不同部位应力/应变变化情况。

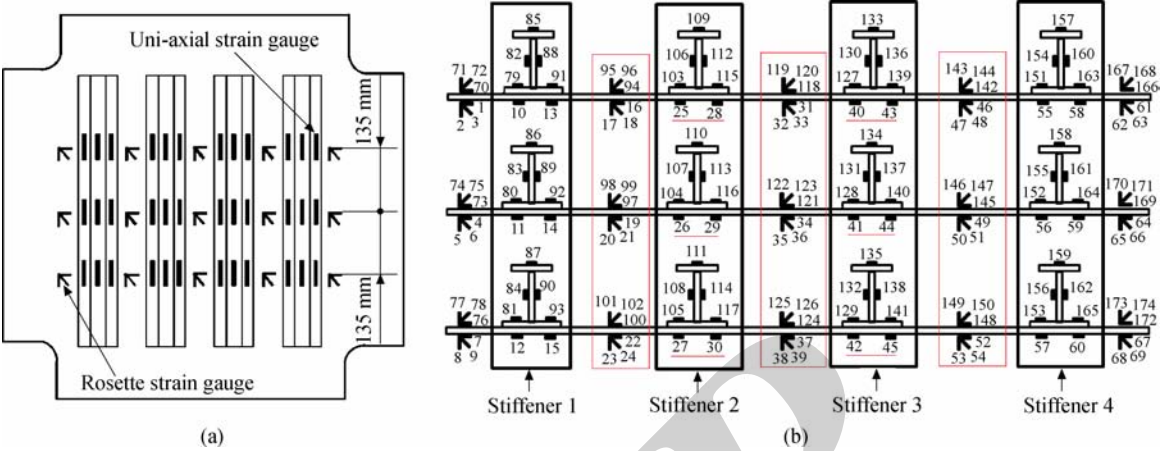


图 3 应变片分布图
Fig. 3 Positions of strain gauge

2 试验设计

2.1 多点冲击试验

为研究跑道砂石、刹车时轮胎碎片、飞行时冰雹、炸弹爆炸冲击引发的多点冲击损伤,冲击试验设计了多个冲击点来模拟航空领域常见的层合板目视可检损伤(BVID)。根据 ASTM 7136/D7136M-12^[20]中冲击损伤制备的要求,本文采用落锤冲击试验方法,壁板每间隔 135 mm 进行固定,通过改变落锤高度,冲击能量(E)位于 10 J 与 20 J 之间,冲击能量和位置如图 4 所示。无损检测设备采用 IUCS- II 型便携式数字超声 C 扫描系统,测量了冲击区域损伤形貌和深度。

劳、疲劳寿命模型、损伤区域扩展以及失效机理^[21-24]为主,缺少剪切载荷作用下的损伤扩展研究,因此本次试验载荷为高周剪切疲劳载荷,频率为 4 Hz,最大和最小载荷分别是 140. 65 kN 和 14. 065 kN,总循环次数为 100 万次。为评估损伤区域变化情况与加载循环次数的关系,每 25 万次使用超声 C 扫描系统监测多点损伤区域。疲劳试验装置为 PWS-500 kN 微机控制电液伺服疲劳试验机,如图 5 所示。

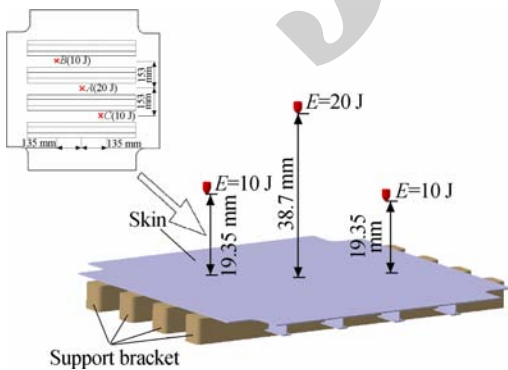


图 4 冲击能量和位置
Fig. 4 Impact energy and locations



图 5 疲劳试验机器
Fig. 5 Fatigue test machine

2.2 高周剪切疲劳试验

目前复合材料疲劳特性研究以低周压缩疲

2.3 剩余剪切强度试验

剩余剪切强度试验使用最大载荷为 1 000 kN

的 MTS 动态试验系统。轴向载荷逐渐增加至试件破坏,通过位移控制将拉伸载荷施加夹具,依次将剪切力作用于壁板。剩余剪切强度试验装置如图 6 所示。

本次试验共选取 9 块复合材料加筋壁板试验件,3 块无预制损伤的完好件,编号为 U-1, U-2, U-3;3 块预制多点冲击损伤,编号为 I-1, I-2, I-3;3 块预制多点冲击及低应力水平疲劳损伤,编号为 IF-1, IF-2, IF-3。载荷变化和试验件编号如图 7 所示,为监测疲劳测试过程,在 25 万次、50 万次、75 万次、100 万次分别进行一次 C 扫描。

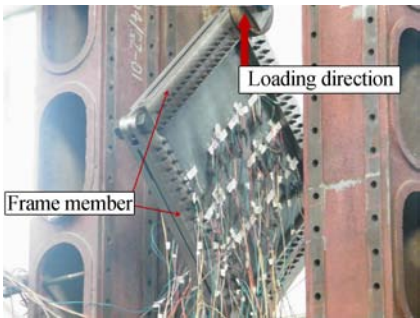


图 6 剩余剪切强度试验机器
Fig. 6 Residual shear strength test machine

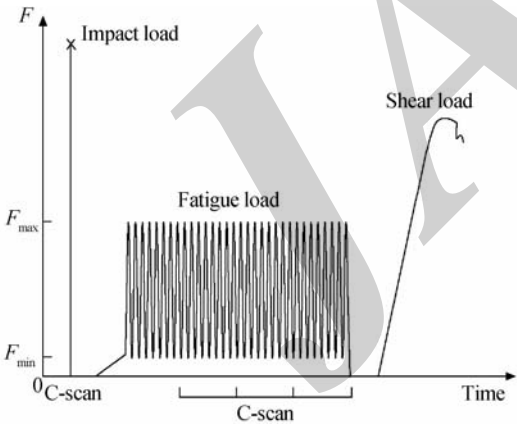


图 7 载荷变化
Fig. 7 Variation of load

3 试验结果

3.1 多点冲击试验结果

试验件 IF-1 的冲击损伤见图 8。由图可知,损伤区域 A 的 C 扫描图像比 B、C 损伤区域更加复杂。A、B、C 损伤区域的面积分别是 314、101、103 mm²,深度分别为 1.01、0.61、0.67 mm。A 损伤区域的深度和面积明显大于 B 或者 C 损伤区

域。因此 20J 冲击能量造成的损伤比 10J 更加严重,例如深度、面积和损伤模式。

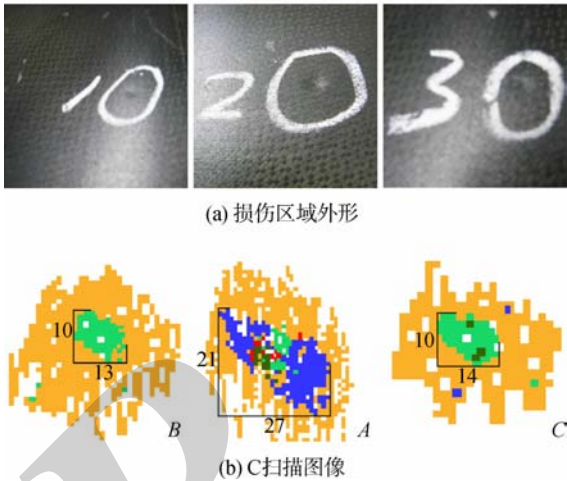


图 8 试验件 IF-1 的冲击损伤图像(单位:mm)
Fig. 8 Impact damage image of specimen IF-1 (unit:mm)

3.2 高周剪切疲劳试验结果

为了监测高周剪切疲劳试验过程中多点损伤区域的损伤演化情况,每 25 万次循环绘制试验件的 C 扫描图像。以试验件 IF-1 为例,C 扫描图像变化情况如图 9 所示。在高周剪切疲劳试验过程中,冲击损伤区域 A、B、C 的损伤都有轻微的增长。A 区域的长度从 27 mm 增加到 32 mm,而 B 区域或 C 区域增量约为 2 mm。另外,在最后的 50 万循环试验中偶尔能听见轻微断裂声,该现象说明损伤发生扩展。因此高周剪切疲劳试验结果表明尽管施加应力水平较低,但起源于冲击损伤的新损伤会发生衍生和扩展。

3.3 剩余剪切强度试验结果

试验件 U-1、I-1 和 IF-1 的载荷-应变曲线如图 10 所示。根据曲线“转折点”可得到屈曲载荷,在该点载荷-应变曲线斜率变为不同的方向,载荷未达到屈曲载荷之前,载荷-应变曲线近似于线性变化,随后载荷-应变曲线开始分叉进入非线性后屈曲阶段。

所有试验件的屈曲和破坏载荷见表 2。由表 2 可以看出完好件的屈曲载荷和破坏载荷下降了约 30% 和 50%。平均剩余剪切强度对比如图 11 所示,由图可知:多点冲击损伤和疲劳对屈曲载荷和破坏载荷产生很大影响,严重降低了结构的承载能力。

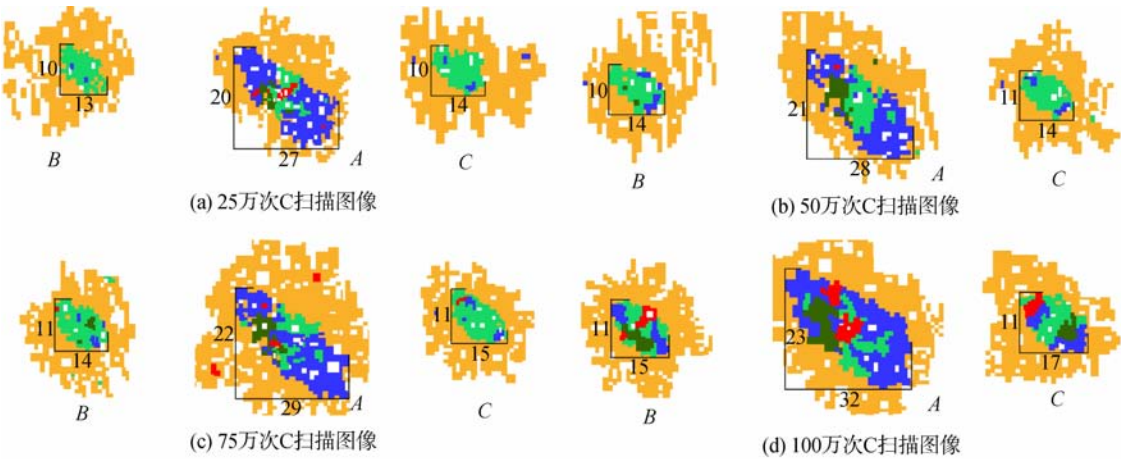


图 9 高周剪切疲劳试验过程中试验件 IF-1 的 C 扫描图像(单位:mm)

Fig. 9 C-scan images of specimen IF-1 during high-cycle shear fatigue process (unit:mm)

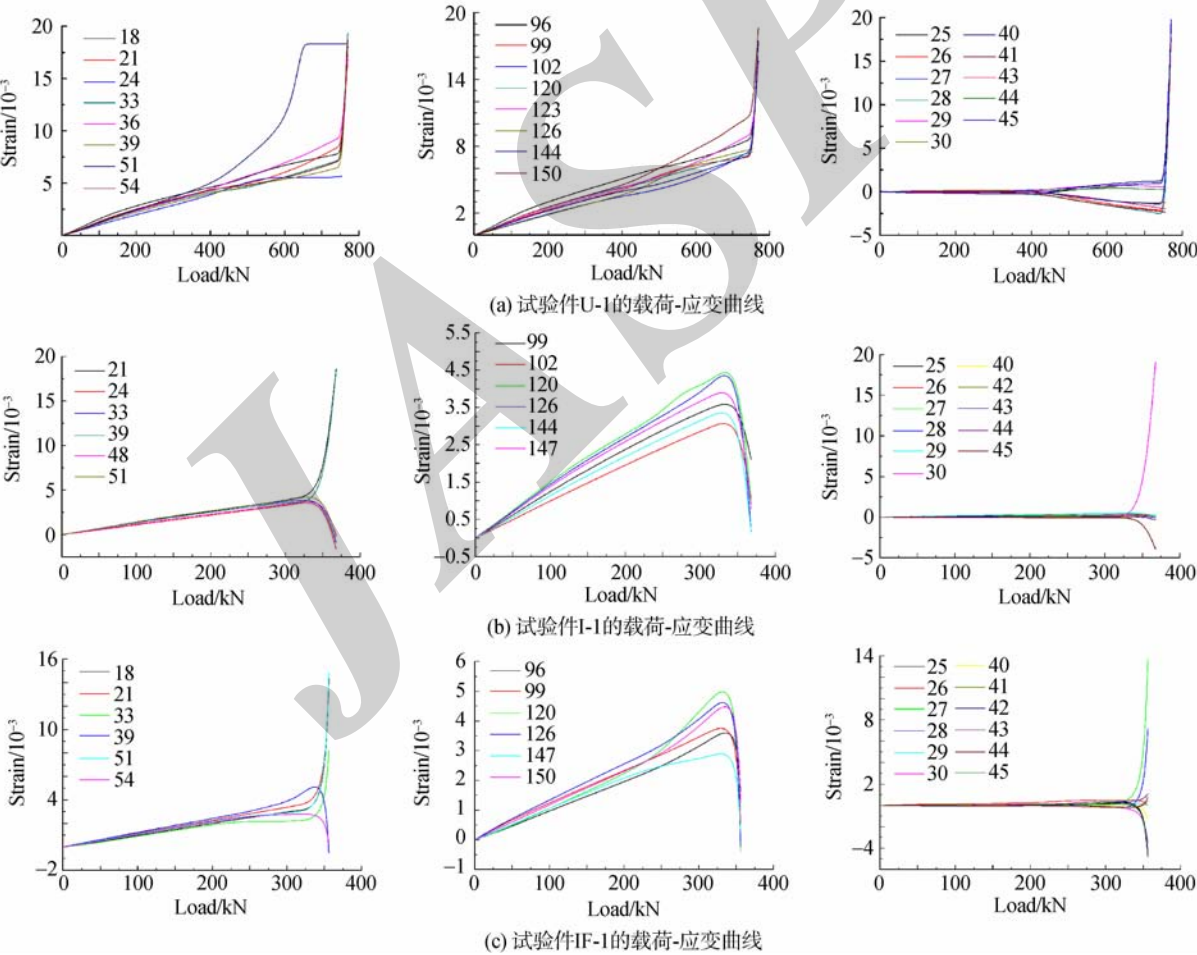


图 10 试验件的载荷-应变曲线

Fig. 10 Load-strain curves of specimens

在剩余剪切强度试验过程中,当载荷接近屈服载荷时试件发出了撕裂声。随着载荷持续增加,伴随着巨大脆断的声音,试验件在极限载荷作用下发生破坏。试验件 U-1、I-1 和 IF-1 的破坏

模式和位置如图 12 所示。从这些图片可以看出,冲击或者疲劳造成的初始损伤不同,致使试验件的破坏模式各不相同。完好件 U-1 的破坏位置是随机的,主要取决于复合材料加筋壁板的缺陷。

表 2 所有试验件的屈曲和破坏载荷

Table 2 Buckling and failure loads of all the specimens

损伤情况	编号	屈曲载荷/kN	屈曲载荷均值/kN	破坏载荷/kN	破坏载荷均值/kN
无损伤	U-1	448	450	738	744
	U-2	463		765	
	U-3	439		729	
冲击损伤	I-1	295	293	372	384
	I-2	282		386	
	I-3	301		394	
冲击疲劳损伤	IF-1	245	252	355	351
	IF-2	258		347	
	IF-3	253		351	

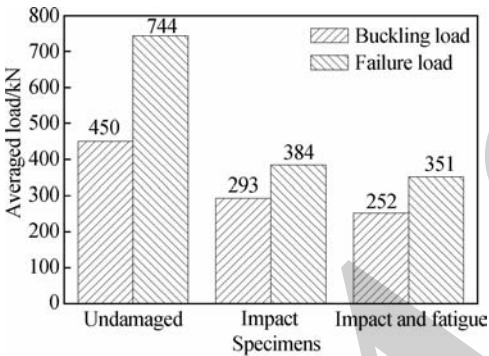
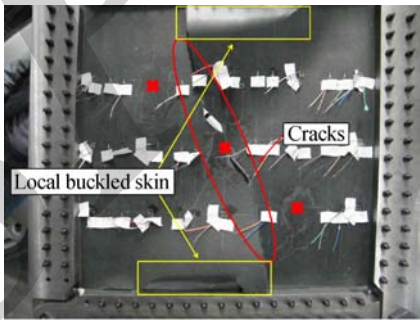


图 11 平均屈曲/破坏载荷

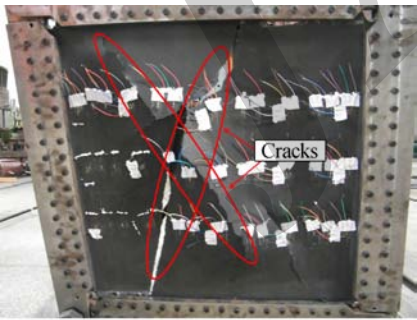
Fig. 11 Averaged buckling/failure load



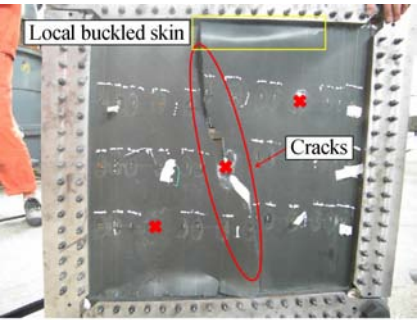
(c) 试验件IF-1的破坏模式

图 12 试验件的破坏模式

Fig. 12 Failure modes of specimens



(a) 试验件U-1的破坏模式



(b) 试验件I-1的破坏模式

对试验件 I-1 而言,剪切载荷产生的裂纹由损伤区域附近扩展至夹具的顶部和底部。试验件 IF-1 的裂纹位置和局部蒙皮屈曲与 I-1 相比有所差异,这种差异是因为施加了高周剪切疲劳载荷,改变了损伤扩展、屈曲和破坏模式。

4 结果分析与讨论

4.1 冲击损伤对复合材料加筋壁板的影响

由冲击损伤形貌和 C 扫描图像可以看出损伤区域的形貌都为近似椭圆形状,冲击损伤区域 A(20J) 的损伤面积约是 B 区域或 C 区域(10J) 的 3 倍,损伤区域深度分别为 1.01、0.61、0.67 mm, A 区域损伤模式出现更复杂的纤维断裂和分层。因此随着冲击能量的增加,20 J 能量造成的损伤比 10 J 严重,比如深度、面积和损伤模式。另外,由于损伤区域相距较远以及筋条的影响,多点冲击损伤试验过程中没有出现损伤耦合,但多点损伤将影响破坏行为和破坏模式,详见文中第 4.2 节。

4.2 高周剪切疲劳对复合材料加筋壁板的影响

每 25 万次绘制的 C 扫描图像表明高周剪切疲劳对多点冲击区域的损伤演化产生不同影响。损伤区域的长度和宽度随循环次数增加的变化情况见图 13。从图 13 可看出 A 损伤区域的长度从 27 mm 增加到 32 mm,而 B 损伤区域或 C 损伤区域增量约为 2 mm。A 区域的损伤演化比 B 区域更加明显和严重,尤其在最后的 25 万次循环。初始冲击损伤严重程度影响疲劳载荷作用下损伤扩展速率,A 区域的损伤扩展速率明显大于 B 区域,那么 A 区域附近将会发生蒙皮局部屈曲或裂纹萌生。由于复合材料加筋壁板结构复杂性以及剪切疲劳载荷,疲劳损伤包含了不同且复杂的损伤模式,如基体开裂、基纤脱黏、分层、纤维断裂^[25]等。

尽管疲劳载荷的最大剪切载荷(140.65 kN)仅仅是极限静强度的 0.2 倍,但也能引起力学性能退化和损伤发展,在疲劳试验的后期循环中,偶尔出现轻微的断裂声,从 C 扫描图也能观察到基于冲击损伤的新损伤,加筋壁板的损伤扩展取决于载荷类型、载荷水平、筋条位置和初始损伤区域等因素。

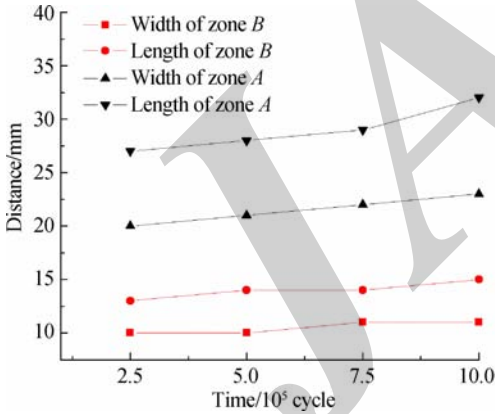


图 13 损伤区域长度和宽度变化

Fig. 13 Width and length evolution of damaged zones

4.3 屈曲和破坏载荷

从图 11 的剩余剪切强度结果可以看出,完好件、冲击损伤、冲击疲劳损伤试验件的平均屈曲载荷分别为 450、293、252 kN,平均破坏载荷为 744、384、351 kN,完好件的破坏载荷下降了将近 50%。多点冲击损伤试验件施加疲劳载荷后,剩余剪切强度下降了 8.6%。冲击损伤和冲击疲劳损伤试验件的后屈曲承载能力明显下降,加筋壁板发生屈曲后较快地发生破坏,这些结果表明该型复合材料加筋壁板对冲击载荷敏感,剩余剪切

强度对疲劳损伤不敏感。这与文献[26]的结果一致,即冲击损伤严重影响剩余剪切强度,但随后的高周剪切疲劳载荷对强度影响较小。

由于壁板和筋条在初始载荷作用下发生弹性变形,所以载荷-应变曲线接近于线性直至屈曲载荷,随后冲击或疲劳所形成的初始损伤引发了壁板承载能力的下降,当载荷达到试验件的极限承载能力时,伴随着巨大的断裂声和剪切载荷突降,试验件的破坏瞬间发生。完好件的屈曲和破坏位置是随机的,取决于几何和制造缺陷。相比冲击试验件,冲击疲劳试验件出现了局部蒙皮屈曲,以及破坏裂纹非常接近冲击点,这些结果表明疲劳促使损伤区域的子层合板屈曲。剪切破坏模式包括:基体开裂、基纤剪切失效、纤维断裂或屈曲引发的纤维失效,以及分层。

5 结 论

飞机在服役过程中,复合材料结构常遭受多点冲击和长期力学载荷,如跑道碎石、刹车时轮胎碎片、飞行时冰雹撞击、战斗时爆炸冲击引发的损伤。为了研究多点冲击损伤和高周剪切疲劳对复合材料加筋壁板损伤演化、屈曲行为及破坏模式的影响,设计并试验了同规格预制不同损伤类型的 9 块复合材料加筋壁板。得到了以下结论:

1) 不同冲击能量对 C 扫描图和损伤模式产生不同影响。20 J 冲击能量造成损伤比 10 J 更严重,比如损伤区域 A(20 J)的损伤面积约是 B 或 C 损伤区域(10 J)的 3 倍,损伤区域的深度分别为 1.01、0.61、0.67 mm。

2) 高周剪切疲劳对损伤区域的损伤演化产生影响。A 损伤区域的长度从 27 mm 增加到 32 mm,而 B 区域或 C 区域增量约为 2 mm。多点冲击损伤区域附近的新损伤随着循环次数的增加而增大,尤其在最后的 25 万次循环。由于损伤区域相距较远和筋条作用,以及较低的剪切载荷(高低周载荷比值 $R=0.2$),高周剪切疲劳试验过程中没有出现损伤耦合现象。

3) 冲击损伤对屈曲和破坏载荷的影响较疲劳损伤严重。与完好件相比,冲击损伤试验件的破坏载荷下降了约 50%,而多点冲击损伤试验件经历疲劳载荷后,剩余剪切强度仅仅下降了 8.6%。试验件的破坏模式与预制的冲击或疲劳损伤密切相关,完好件的屈曲和破坏位置是随机的,取决于几何和制造缺陷;冲击试验件的裂纹由主损伤区域扩展至夹具;冲击疲劳试验件出现了

局部蒙皮屈曲变形并且破坏裂纹非常接近各冲击点。高周剪切疲劳引起力学性能退化,并促使损伤区域发生子层合板屈曲。

参考文献:

- [1] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 477-478.
- [2] ABRATE S. Impact on laminated composite materials[J]. *Applied Mechanics Reviews*, 1991, 44(4): 155-190.
- [3] ABRATE S. Impact on laminated materials: recent advances[J]. *Applied Mechanics Reviews*, 1994, 47(11): 517-544.
- [4] SANCHEZ-SAEZ S, BARBERO E, ZAERA R, et al. Compression after impact of thin composite laminates[J]. *Composite Science and Technology*, 2005, 65(13): 1911-1919.
- [5] RHEAD A T, MARCHANT D, BUTLE R. Compressive strength of composite laminates following free edge impact[J]. *Composites, Part A Applied Science and Manufacturing*, 2009, 41(9): 1056-1065.
- [6] RICHARDSON M O W, WISHEART M J. Review of low-velocity impact properties of composite materials[J]. *Composites, Part A Applied Science and Manufacturing*, 1996, 27(12): 1123-1131.
- [7] MITREVSKI T, MARSHALL I H, THOMSON R. The influence of impactor shape on the damage to composite laminates[J]. *Composite Structures*, 2006, 76(1/2): 116-122.
- [8] 张铁军, 李曙林, 常飞, 等. 多损伤复合材料加筋壁板高周疲劳特性及残余压缩强度[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(6): 1754-1761.
ZHANG Tiejun, LI Shulin, CHANG Fei, et al. High cycle fatigue characteristics and residual compressive strength of stiffened composite panels with multi-damage[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(6): 1754-1761. (in Chinese)
- [9] 崔海坡, 温卫东, 徐颖. 复合材料板冲击损伤及剩余拉伸强度试验[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(10): 1742-1747.
CUI Haipo, WEN Weidong, XU Ying. Experimental research on impact damage and residual tensile strength of composite laminates[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(10): 1742-1747. (in Chinese)
- [10] 石晓朋, 李曙林, 常飞, 等. 复合材料加筋壁板低速冲击响应与能量关系研究[J]. *材料工程*, 2015, 43(4): 53-58.
SHI Xiaopeng, LI Shulin, CHANG Fei, et al. Connection of low-velocity impact response and impact energy of stiffened composite panel[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2015, 43(4): 53-58. (in Chinese)
- [11] RIVALLANT S, BOUVET C, ABDALLAH E A, et al. Experimental analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: the role of impact-induced cracks in failure[J]. *Composite Structures*, 2014, 111(1): 147-157.
- [12] MARGUERES P, MERAGHNI F, BENZEGGAGH M L. Comparison of stiffness measurements and damage investigation techniques for a fatigued and post-impact fatigued GFRP composite obtained by RTM process[J]. *Composites, Part A Applied Science and Manufacturing*, 2000, 31(2): 151-163.
- [13] CHEN A S, ALMOND D P, HARRIS B. Impact damage growth in composites under fatigue conditions monitored by acoustography[J]. *International Journal of Fatigue*, 2002, 24(2/3/4): 257-261.
- [14] SHAHZAD A. Impact and fatigue properties of hemp-glass fiber hybrid biocomposites[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2011, 30(16): 1389-1398.
- [15] GARNIER C, PASTOR M L, LORRAIN B. Fatigue behavior of impacted composite structures[J]. *Composite Structures*, 2013, 100(5): 443-450.
- [16] NIXON-PEARSON O J, HALLETT S R, WITHERS P J, et al. Damage development in open-hole composite specimens in fatigue: Part 1 experimental investigation[J]. *Composite Structures*, 2013, 106(12): 882-889.
- [17] UDA N, ONO K, KUNOOK. Compression fatigue failure of CFRP laminates with impact damage[J]. *Composite Science and Technology*, 2009, 69(14): 2308-2314.
- [18] KOO J M, CHOI J H, SEOK C S. Evaluation for residual strength and fatigue characteristics after impact in CFRP composites[J]. *Composite Structures*, 2013, 105(8): 58-65.
- [19] HOSOI A, SATO N, KUSUMOTO Y, et al. High-cycle fatigue characteristics of quasi-isotropic CFRP laminates over 10^8 cycles: initiation and propagation of delamination considering interaction with transverse cracks[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(1): 29-36.
- [20] American Society for Testing and Materials. D7136/D7136M-12 Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event[S]. [S. l.]: ASTM, 2012: 1-10.
- [21] 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. (in Chinese)
- [22] 朱炜垚, 许希武. 复合材料层合板低速冲击后压-压疲劳试验研究及寿命预报[J]. *工程力学*, 2013, 30(5): 412-414.
ZHU Weiyao, XU Xiwu. Experiment research and fatigue life prediction of low-velocity-impacted laminate under compressive-compressive fatigue load[J]. *Engineering Mechanics*, 2013, 30(3): 412-414. (in Chinese)
- [23] TONG Y, ISAACD H. Combined impact and fatigue of glass fiber reinforced composites[J]. *Composites, Part B Engineering*, 2008, 39(3): 505-512.
- [24] KOSMANN N, RIECKEN B T, SCHMUTZLER H, et al. Evaluation of a critical impact energy in GFRP under fatigue loading[J]. *Composite Science and Technology*, 2014, 102(4): 28-34.
- [25] 杨光松. 损伤力学与复合材料损伤[M]. 北京: 国防工业出版社出版, 1995: 119-121.
- [26] MITROVICA M, HAHN H T, CARMAN G P, et al. Effect of loading parameters on the fatigue behavior of impact damaged composite laminates[J]. *Composite Science and Technology*, 1999, 59(14): 2059-2078.