

文章编号:1000-8055(2012)07-1638-08

复合材料单排多钉接头疲劳损伤失效试验

朱元林, 温卫东, 崔海涛

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对 T300/BMP-316 复合材料层合板单排三钉双剪连接接头进行了静拉伸与拉-拉疲劳试验研究, 考虑了三钉接头的三种几何尺寸及有无拧紧力矩两种工况对其力学性能的影响. 为对比三钉与单钉螺栓接头的力学性能差异, 对单钉螺栓接头也进行了试验. 为了解层合板双剪接头螺栓孔随着载荷增加的变形情况, 对螺栓孔的径向伸长变形进行了测量. 结果表明: 三钉接头的破坏形式与接头的尺寸密切相关; 用单钉接头的力学性能来表征多钉接头的力学性能存在一定的误差; 试验得到了螺栓孔变形与载荷增加的关系曲线.

关 键 词: 复合材料层合板; 多钉接头; 拉伸强度失效; 疲劳失效; 孔变形测量

中图分类号: V231.95; TB33

文献标志码: A

Experiments on fatigue failure test of single-row multiple bolted joints in composite laminates

ZHU Yuan-lin, WEN Wei-dong, CUI Hai-tao

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The static tensile strength and fatigue characteristics of double-lapped three bolted joints of T300/BMP-316 composite laminates were tested, which included three sizes and two types of torques. In order to compare the differences in mechanics properties of three joints and single joint, the mechanics properties of single joints were also tested. To understand the double-lapped bolt hole's deformation with increasing load, the hole's deformation was measured. Experimental results show that the damage type is closely related to its size, and there are some errors in using mechanics properties of single joint to characterize mechanics properties of multiple joints, and the curve of bolt hole deformation-load is obtained.

Key words: composite laminates; multiple joints; tensile strength failure; fatigue failure; measurement of hole deformation

在复合材料结构设计中, 需要存在一些工艺分离面、维护口盖和外挂接口等. 这些部位的载荷传递必须有相应的连接方式来解决, 所以连接设计在复合材料结构中是必不可少的关键环节. 据统计, 飞行器结构有 70% 以上的破坏都是发生在连接部位^[1].

目前, 研究人员对单钉连接接头的静载力学

性能及拉-拉疲劳性能进行了大量研究^[2-10]. 其中文献[2]对单钉接头静载力学性能及拉-拉疲劳性能进行了试验研究, 文献[3-10]用累积损伤分析方法对复合材料层合板单钉接头静强度及疲劳寿命进行了预测. 对层合板单排多钉接头的疲劳损伤失效研究还不多见.

为分析层合板单排多钉接头的破坏规律, 同

收稿日期: 2011-08-09

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1638_028.html

作者简介: 朱元林(1983-), 男, 江苏江阴人, 博士生, 研究方向为先进复合材料结构设计技术.

时验证文献[11]中静载及疲劳加载累积损伤方法对多钉接头的适用性, 本文对单排三钉接头静载力学性能及疲劳特性进行了试验研究, 主要考虑三钉接头的 3 种几何尺寸及有无拧紧力矩两种工况对其力学性能的影响. 为对比三钉与单钉螺栓接头的力学性能差异, 对单钉螺栓接头也进行了试验. 工程设计中把钉孔永久变形超过允许值作为接头结构破坏失效的一条重要判别准则^[12], 本文在加载中对钉孔永久伸长变形进行了测量.

1 试验方法

本文试验使用的层合板牌号为 T300/BMP-316 聚酰亚胺树脂基复合材料. 铺层方式为 $[45/-45/0/\text{织物 } 45/0/-45/90/0/\text{织物 } -45/90/45/0]_s$, 层合板三钉接头几何尺寸如图 1 所示, 单位试验件厚度为 (3.65 ± 0.05) mm. 单钉接头尺寸宽度为三钉接头的三分之一, 其他尺寸与三钉接头尺寸一致.

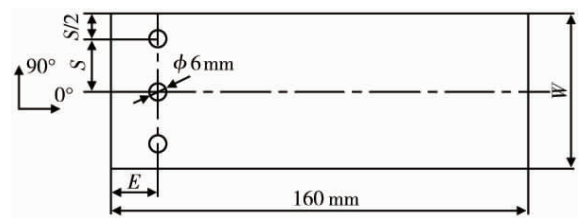


图 1 试件几何尺寸
Fig. 1 Specimen geometry

复合材料层合板接头静力在 WDW-E2000 万能试验机上进行, 拉-拉疲劳试验在计算机控制的液压伺服(MTS)动静万能材料试验系统上进行. 本文试验环境状态为: 温度为 20℃, 干态.

为了解层合板三钉接头螺栓孔随着载荷增加的变形情况, 本文在试验过程中对螺栓孔的变形进行了测量. 由于本次试验采用单排多钉双剪联接接头, 螺栓孔两侧都被盖板覆盖, 直接对螺栓孔变形进行测量比较困难, 故本文采用了间接的测量方案. 方案如下: 图 2 中 AF 为一条过中间孔直径的直线, EF 段为试验机的夹持段, 长为 50 mm, CD 段夹放轴向标距为 50 mm 的引伸计. 在试验过程中的任一时刻 t , 任一载荷 P^t 下试验机可以记录 AE 段位移 u_{AE}^t 和 CD 段的位移 u_{CD}^t , 假设 BE 段内的变形均匀, BE 段的位移可以表示为

$$u_{BE}^t = \frac{u_{CD}^t \times L_{BE}}{L_{CD}} \tag{1}$$

式中 L_{CD} , L_{BE} 分别为 CD 段和 BE 段长度.

AB 段孔的变形为

$$u_{AB}^t = u_{AE}^t - u_{BE}^t \tag{2}$$

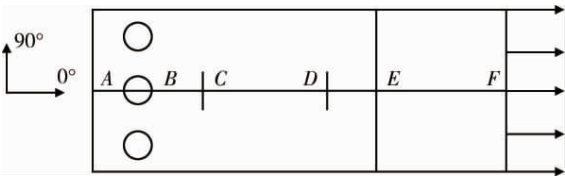


图 2 孔变形测量示意图
Fig. 2 Illustration of measuring nail hole's deformation

具体试验模型如图 3 所示.

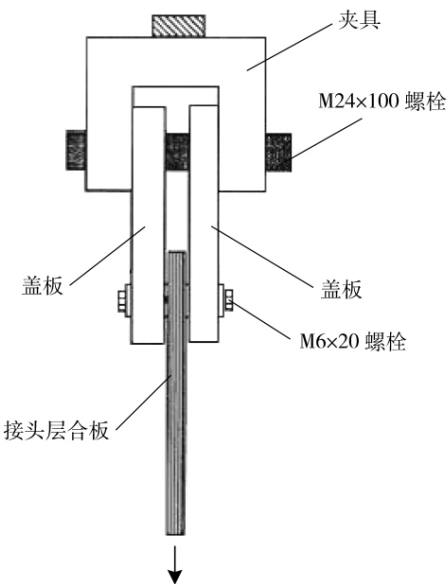


图 3 双盖板接头的试验模型
Fig. 3 Experimental model of double-lapped joints

2 层合板接头准静态拉伸试验

本节对层合板接头静拉伸力学性能进行了试验研究, 考虑了不同的连接钉数(单钉和三钉), 三

钉接头的 3 种几何尺寸及有无拧紧力矩两种工况对其力学性能的影响,共 14 个试验件,每件试样都以 2 mm/min 的加载速率加载,直到其最终失去承载能力.层合板接头静强度统一取 $\sigma = P/(W \times \text{安装孔处厚度})$.

2.1 层合板三钉接头准静态拉伸试验

三钉接头端距与孔径比 E/D 不变时,层合板三钉接头静强度随板宽与 3 倍孔径比 $W/(3 \times D)$ 的变化情况如图 4 所示,每种几何尺寸的有效试验数据都是 3 个.从中可以看出:试验数据总体波动不大,试验结果可靠,当层合板接头端距不变时,随着层合板板宽与 3 倍孔径比 $W/(3 \times D)$ 从 3.33 增加到 5.00 其强度逐渐减小.

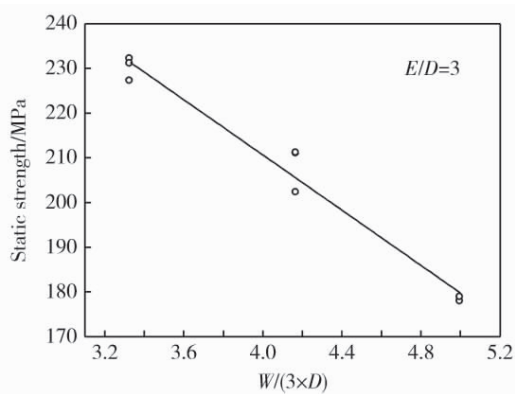
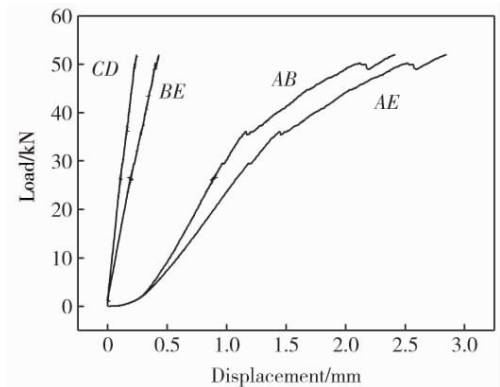


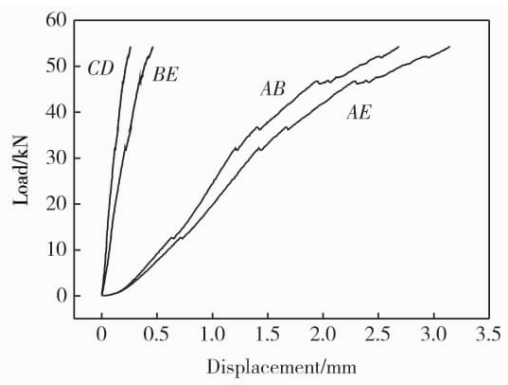
图 4 E/D 一定, $W/(3 \times D)$ 改变对静强度影响
Fig. 4 Strength at various $W/(3 \times D)$ ratios under constant E/D

图 5 描述了 3 种不同几何尺寸试样载荷-位移曲线,其反映了层合板接头的受力及变形特征.图中曲线 CD, BE 表示试件中间无孔部分的载荷-位移曲线;曲线 AE 表示试件整体的载荷-位移曲线;曲线 AB 为螺栓孔变形的载荷-位移曲线.从图中可以看出试验件整体位移基本上都是由孔变形所产生的,中间无孔部分的位移只占了很少一部分.中间无孔部分的载荷-位移响应曲线 CD, BE 都基本上为一条直线,这说明在载荷加载过程中试件这部分的拉伸弹性模量基本不变;而表示孔变形的载荷-位移响应曲线 AB 与曲线 AE 相似.

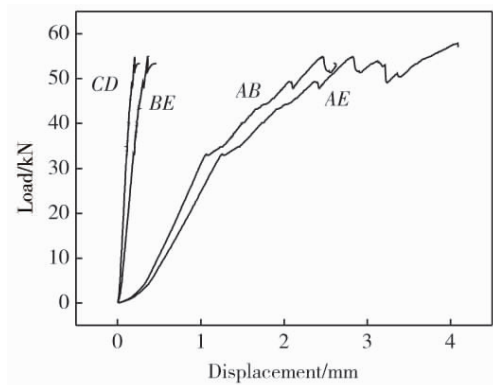
图 6 描述了三种不同几何尺寸层合板三钉接头静拉伸破坏照片,从中可以看出三钉接头静拉伸破坏损伤程度及破坏模式.当 $W/(3 \times D)$ 值为 3.33 时,层合板三钉接头发生了拉伸破坏;当 $W/(3 \times D)$ 值为 4.17 和 5.00 时,中间的孔发生了挤



(a) $E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$



(b) $E/D=3, W/(3 \times D)=4.17$



(c) $E/D=3, W/(3 \times D)=5.00$

图 5 层合板三钉接头试样载荷-位移响应曲线

Fig. 5 Displacement-load curve under different geometry sizes

压剪切破坏,左右两边的孔发生了剪切-拉伸组合破坏,并以剪切破坏为主.所以当端距一定时,随着板宽与 3 倍孔径之比 $W/(3 \times D)$ 值从 3.33 增加到 4.17,层合板接头破坏模式从以拉伸破坏为主过渡到剪切-拉伸组合破坏,继续增加 $W/(3 \times D)$ 值到 5.00 时,其破坏模式不再改变.由此可以看出当 $W/(3 \times D)$ 大于 4.17 时,各钉孔之间的破坏已不再相互影响,层合板三钉接头的静拉伸破坏模式与其几何参数密切相关.

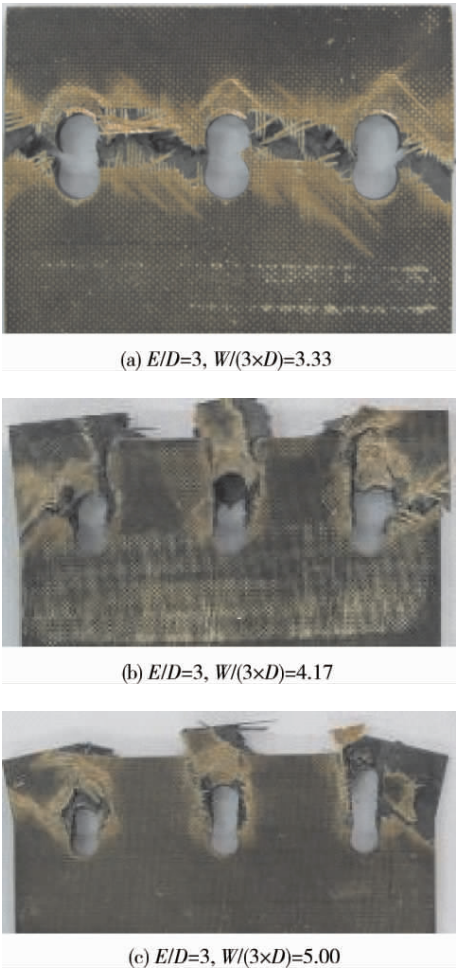


图 6 层合板三钉接头静拉伸试样破坏照片
Fig. 6 Pictures of three joints under static tension loading after final collapse

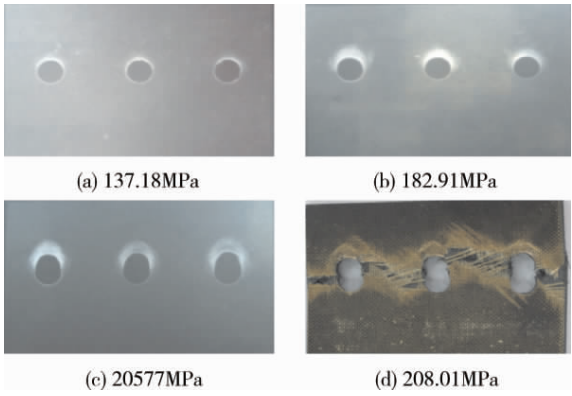


图 7 $E/D=3, W/(3\times D)=3.33$ 层合板三钉接头静拉伸逐渐损伤扩展照片
Fig. 7 Pictures of $E/D=3$ and $W/(3\times D)=3.33$ specimens under static tension multistep loading

对 $E/D=3, W/(3\times D)=3.33$ 层合板三钉接头进行 4 级加载, 前 3 级加载完后取下试验件用 X 线检测损伤, 如图 7 所示。从中看出: 静载作

用下层合板接头损伤是从受挤压区累积并扩展。由于每级加载后都要取下试验件进行 X 线检测损伤, 然后再重新加载, 这样反复加载导致多级加载下层合板多钉接头破坏强度比单级加载破坏强度偏低。

2.2 层合板单钉接头准静态拉伸试验

为分析同种材料层合板单钉接头与三钉接头静拉伸力学性能的差异, 本节对层合板单钉接头静拉伸力学性能进行了试验研究。主要考虑了 $E/D=3, W/D=3.33$ 这种几何尺寸。表 1 给出了层合板单钉接头试样静拉伸破坏载荷。

表 1 层合板单钉接头试样静拉伸破坏载荷
Table 1 Ultimate tensile strength of single joint

Specimen	Strength/MPa	Average strength/MPa
1	211.42	
2	199.01	204.26
3	202.36	

从表 1 中数据可以看出, 试验数据总体波动不大, 试验结果可靠。 $W/D=3.33$ 类型单钉接头的平均破坏强度 204.26 MPa 比 $W/(3\times D)=3.33$ 类型三钉接头的平均破坏强度 230.02 MPa (参见图 4) 小了 11.20%。这说明用层合板单钉接头的破坏强度来表征层合板单排多钉接头的破坏强度存在一定的误差, 这是由于存在边界效应所导致的。

图 8 描述了层合板单钉接头静拉伸破坏照片, 从中可以看到单钉接头静拉伸破坏损伤范围及破坏模式。与 $W/(3\times D)$ 等于 3.33 的三钉接头一样, 该单钉接头也发生了静拉伸破坏。



图 8 层合板单钉接头静拉伸试样破坏照片
Fig. 8 Picture of single joint under static tension loading after final collapse

3 层合板接头疲劳性能试验研究

本节对 30 件层合板接头试样进行了拉-拉疲

劳试验,疲劳载荷类型为单级等幅加载,层合板接头疲劳试验试样的夹紧压力为 12 MPa,应力比 $R=0.1$,施加载荷波形采用正弦波,频率为 8 Hz.

3.1 层合板三钉接头疲劳试验

3.1.1 无拧紧力矩层合板三钉接头疲劳试验

对层合板三钉接头仅手动拧紧螺栓, $T \approx 0$, 图 9 为 $E/D=3$,不同尺寸层合板三钉接头的拉-拉疲劳试验数据点. 从中可以看出 $E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$ 类型层合板三钉接头随着应力水平的提高,疲劳寿命逐渐降低. 从图中还可以看出不同几何尺寸的试验件在各自 $80\% \sigma_u$ 应力水平下, $W/(3 \times D)=3.33$ 的层合板三钉接头的疲劳寿命比其它两种较宽层合板三钉接头的疲劳寿命长,这主要是由于它们不同的最终破坏模式造成的. 图 10 为不同尺寸类型无拧紧力矩层合板三钉接头拉-拉疲劳破坏试样照片,当 $W/(3 \times D)$ 值为 3.33 时,层合板三钉接头发生了拉伸破坏;当 $W/(3 \times D)$ 值为 4.17 和 5.00 时,中间的孔发生了挤压剪切破坏,左右两边的孔发生了剪切-拉伸组合破坏,并以剪切破坏为主. 图 9 数据表明在一定尺寸范围内,层合板多钉接头在拉-拉疲劳载荷作用下抗拉伸破坏的能力强于抗剪切破坏的能力. 对比图 6 和图 10 可以看出各种几何尺寸拉-拉疲劳破坏模式与它们各自静载破坏模式相似,只是螺栓安装孔处产生的宏观永久伸长变形要比静载时永久伸长变形明显.

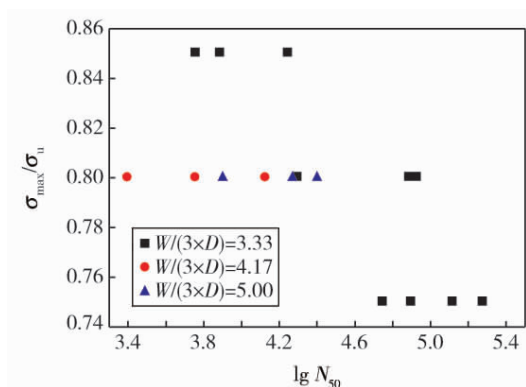


图 9 无拧紧力矩层合板三钉接头拉-拉疲劳试验数据

Fig. 9 Experimental date of specimens without clamping torque under tension-tension fatigue loading

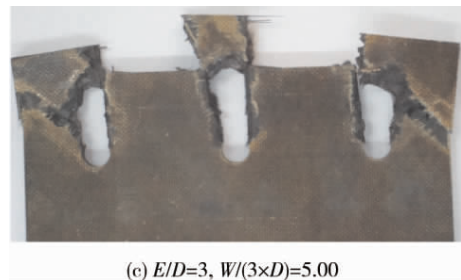
对 $E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$ 层合板三钉接头进行分时加载,在 $80\% \sigma_u$ 应力水平下进行拉-拉疲劳试验,到 2 个指定疲劳载荷循环次数下



(a) $E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$



(b) $E/D=3, W/(3 \times D)=4.17$



(c) $E/D=3, W/(3 \times D)=5.00$

图 10 无拧紧力矩层合板三钉接头拉-拉疲劳破坏试样照片

Fig. 10 Pictures of three joints without clamping torque under tension-tension fatigue loading after final collapse

取下试验件用 X 线检测损伤,如图 11 所示. 从中看出:疲劳载荷作用下层合板接头损伤不断累积并扩展,当损伤扩展到板宽边缘时,接头发生拉伸破坏. 由于在指定循环次数下都要取下试验件进行 X 线检测损伤,然后再重新加载,这样反复装卸导致其静强度有所下降,因此分时加载降低了层合板多钉接头疲劳寿命.

3.1.2 有拧紧力矩层合板三钉接头疲劳试验

对 $E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$ 类型层合板三钉接头施加拧紧力矩为 $8 \text{ N} \cdot \text{m}$,相应的拉-拉疲劳试验结果如表 2 所示. 与无拧紧力矩 $W/(3 \times D)=3.33$ 类型接头在其 $85\% \sigma_u$ 下的拉-拉

疲劳平均对数寿命 3.97(参见图 9)相比,施加一定拧紧力矩使其平均对数寿命增加了 3.27%,这是因为拧紧力矩在层合板接头连接孔附近产生侧向约束延缓了局部开裂.

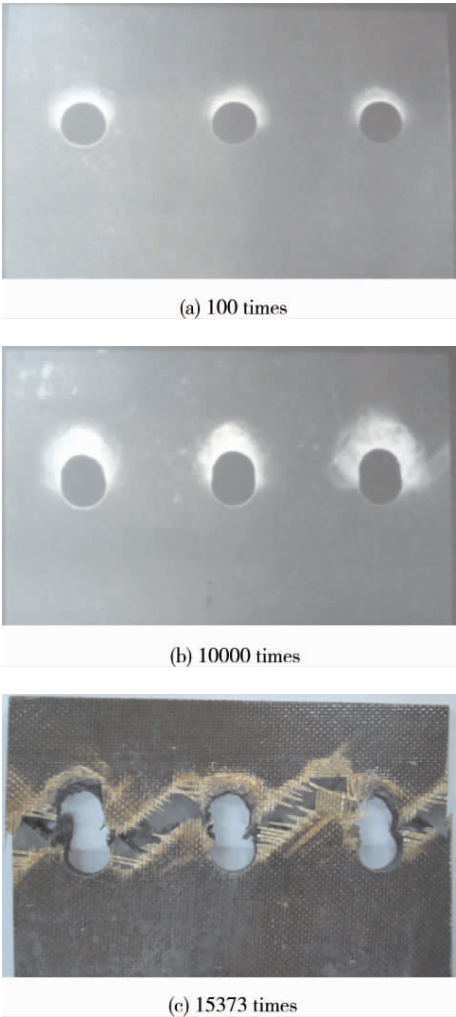


图 11 无拧紧力矩层合板三钉接头拉-拉疲劳试样逐渐损伤扩展照片

Fig. 11 Pictures of three joints without clamping torque for progressive damage under tension-tension fatigue loading

表 2 有拧紧力矩层合板三钉接头拉-拉疲劳试验结果

Table 2 Experimental date of three joints with clamping torque under tension-tension fatigue loading

Stress level	Specimen	Fatigue life	lg N_{50}
85% σ_u	1	16 082	4.10
	2	8 731	
	3	13 756	

图 12 描述了层合板三钉接头在施加拧紧力矩时的拉-拉疲劳破坏照片,与图 10 中无拧紧力矩 $W/(3 \times D)=3.33$ 类型接头的破坏照片相比,疲劳破坏模式同样为拉伸破坏,其永久伸长变形与无拧紧力矩时相比,加拧紧力矩时的永久伸长变形明显要小.



图 12 有拧紧力矩层合板三钉接头拉-拉疲劳试样破坏照片

($E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$)

Fig. 12 Picture of three joints with clamping torque under tension-tension fatigue loading after final collapse

($E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$)

3.2 层合板单钉接头疲劳试验

为分析同种材料层合板单钉接头与三钉接头在疲劳载荷下力学性能的差异,本节对层合板单钉接头进行了拉-拉疲劳试验研究.主要考虑了 $E/D=3, W/D=3.33$ 这种几何尺寸.表 3 给出了层合板单钉接头试样拉-拉疲劳试验结果.表中带“*”号的寿命表示试件在该循环次数下并未发生拉伸破坏,但已发生了明显的挤压破坏如图 13.

表 3 无拧紧力矩层合板单钉接头拉-拉疲劳试验结果

Table 3 Experimental date of single joints without clamping torque under tension-tension fatigue loading

Stress level	Specimen	Fatigue life	lg N_{50}
80% σ_u	1	79 917	5.08
	2	118 220*	
	3	137 156*	
	4	159 511*	

对比表 3 和图 9 可以看出 $E/D=3, W/D=3.33$ 类型单钉接头在的其 80% σ_u 的拉-拉疲劳平均对数寿命 5.08 大于 $E/D=3, W/(3 \times D)=$

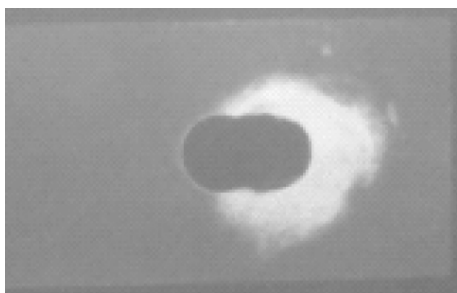


图 13 层合板单钉接头拉-拉疲劳试样
挤压破坏照片

Fig. 13 Damage picture of single joint under
tension-tension fatigue loading

3.33 类型三钉接头在其 $80\% \sigma_u$ 的拉-拉疲劳平均对数寿命 4.71. 这说明用层合板单钉接头的疲劳寿命来表征层合板单排三钉接头的疲劳寿命存在一定的误差, 误差至少为 7.86%. 这是由于单钉在做静拉伸试验时, 受到边界效应的影响较严重, 得到的平均破坏载荷不到三钉接头平均破坏载荷的三分之一, 平均破坏强度也小于三钉接头的平均破坏强度. 而在做单钉接头拉-拉疲劳试验时应力水平取其静强度的 80% , 最大应力仅为 163.41 MPa, 还不到三钉接头拉-拉疲劳试验时 75% 的应力水平 (最大应力为 172.52 MPa), 这对最终破坏模式以拉伸破坏为主的接头影响是很大的.

4 结 论

1) 对 14 件层合板接头静拉伸力学性能进行了试验研究, 静载试验结果表明:

① 层合板接头几何尺寸的大小直接影响到其静强度结果, 当层合板三钉接头端距与孔径比 E/D 不变时, 随着层合板宽度与 3 倍孔径比在一定范围内的增加, 其破坏强度逐渐变小.

② 层合板三钉接头板宽与 3 倍孔径之比 $W/(3 \times D)$ 及端距与孔径之比 E/D 的大小直接影响到其破坏模式. 当 E/D 一定时, 随着 $W/(3 \times D)$ 值逐渐增大, 破坏模式从以拉伸破坏为主过渡到以剪切破坏为主.

③ 试验间接测得了层合板双剪连接接头螺栓孔永久伸长变形与载荷增加的关系曲线. 可以用于双剪接头的工程设计中.

④ 用层合板单钉接头的破坏强度来表征层合板单排三钉接头的破坏强度存在一定的误差, 如本文试验中 $W/D=3.33$ 类型单钉接头的平均破坏强度 204.26 MPa 比 $W/(3 \times D)=3.33$ 类型

三钉接头的平均破坏强度 230.02 MPa 小了 11.20%.

2) 对 30 件层合板接头拉-拉疲劳特性进行了试验研究, 疲劳试验结果表明:

① 层合板多钉接头拉-拉疲劳破坏模式与它们各自静载破坏模式相似, 只是螺栓安装孔处产生的宏观永久伸长变形要比静载时永久伸长变形明显.

② 施加一定拧紧力矩疲劳寿命有所提高. 如: $E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$ 类型层合板三钉接头在 $85\% \sigma_u$ 下, 施加拧紧力矩 $8 \text{ N} \cdot \text{m}$ 使疲劳平均对数寿命增加了 3.27%.

③ 在一定尺寸范围内, 层合板多钉接头在拉-拉疲劳载作用下抗拉伸破坏的能力强于抗剪切破坏的能力.

④ 用层合板单钉接头的疲劳寿命来表征层合板单排多钉接头的疲劳寿命存在一定的误差. 如用 $E/D=3, W/D=3.33$ 类型层合板单钉接头 $80\% \sigma_u$ 下的疲劳平均对数寿命来表征 $E/D=3, W/(3 \times D)=3.33$ 类型层合板单排三钉接头 $80\% \sigma_u$ 下的疲劳平均对数寿命误差至少为 7.86%.

参考文献:

- [1] 汪裕炳, 张全纯. 复合材料的结构连接[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992.
- [2] 王丹勇, 温卫东. 复合材料单钉接头损伤失效试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 286-292.
WANG Danyong, WEN Weidong. Experiments on damage failure test of single bolted joints in composite laminates[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 286-292. (in Chinese)
- [3] 王丹勇, 温卫东, 崔海涛. 复合材料单钉接头三维逐渐损伤破坏分析[J]. 复合材料学报, 2005, 22(3): 168-174.
WANG Danyong, WEN Weidong, CUI Haitao. Three-dimensional progressive damage analysis of single fastener joints in composite laminates[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2005, 22(3): 168-174. (in Chinese)
- [4] 王丹勇, 温卫东, 崔海涛. 含材料非线性的复合材料单钉接头累积损伤分析[J]. 固体力学学报, 2006, 27(2): 186-190.
WANG Danyong, WEN Weidong, CUI Haitao. Progressive damage analysis of single fastener joints in composite laminates considering the material nonlinearity[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2006, 27(2): 186-190. (in Chinese)
- [5] Tserpes K I, Labeas G, Papanikos P, et al. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates[J]. Composites Part B, 2002, 33(7): 521-529.
- [6] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model

- for mechanically fastened joints in composite laminates [J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33 (24): 2248-2280.
- [7] Perugini P, Riccio A, Scaramuzzino F. Three-dimensional progressive damage analysis of composite joints[C]//Topping B H V. Proceedings of the Eighth International Conference on Civil and Structural Engineering Computing. Stirling, Scotland: CSA, 2001: 155-156.
- [8] Kermanidis T, Labeas G, Tserpes K I, et al. Finite element modeling of damage accumulation in bolted composite joints under incremental tensile loading[R]. Barcelona: European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 2000.
- [9] Shokrich M M, Lessard L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials Part I: modeling[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13): 1056-1080.
- [10] Shokrich M M, Lessard L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials Part II: material characterization and model verification[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13): 1081-1116.
- [11] 朱元林. 复合材料机械连接部位疲劳寿命预测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- ZHU Yuanlin. Research on fatigue life prediction of mechanical joint in composite laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [12] 中国航空研究院. 复合材料连接手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.