

文章编号:1000-8055(2013)09-2070-06

层合板单钉接头多级疲劳试验

王丹勇¹, 温卫东²

(1. 中国兵器工业集团 第五三研究所, 济南 250031;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为探讨层合板单钉接头在实际工作中多级疲劳破坏规律, 首先通过特征尺寸为层合板端距与螺栓孔孔径之比为 3、层合板宽度与螺栓孔孔径之比为 3 的层合板单钉接头准静态拉伸试验及常幅拉-拉疲劳试验, 分析了层合板单钉接头实际损伤失效形式及单级疲劳破坏规律, 为其多级疲劳试验各级应力水平的选取提供基础依据. 然后对层合板单钉接头在载荷由高到低及由低到高 2 种加载方式 2 级载荷作用下的疲劳性能进行了试验研究, 并使用经典线性累积损伤理论 Miner 法则分析计算了接头疲劳损伤值. 结果表明: 当应力水平由低向高施加时, 疲劳损伤值大于 1, 而应力水平由高向低施加时, 疲劳损伤值小于 1.

关 键 词: 层合板; 单钉接头; 多级; 疲劳试验; 破坏

中图分类号: V231.9; TB323

文献标志码: A

Experiment on single bolted joints in laminates under multilevel fatigue loading

WANG Dan-yong¹, WEN Wei-dong²

(1. The Institute 53,

China North Industries Group Corporation, Jinan 250031, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A series of quasi-static tension experiments and constant amplitude tension-tension fatigue experiments for researching the multilevel fatigue behavior under real cyclic loading were performed on single bolted joints in laminates with the ratio of the width of the laminate to the diameter of the central hole being 3 and the ratio of the distance between the central hole and the end of joint to the diameter of the central hole being 3. Real damage types and failure rules of single bolted joints in laminates were also discussed to provide the basis of stress level selecting of multilevel fatigue experiments. Finally, an experimental program of researching fatigue behavior under two-level fatigue for low-to-high and high-to-low loading sequence was conducted. Fatigue damage index was calculated and analyzed by using the classical linear progressive damage method of Miner rule. The results show that the fatigue damage index is larger than 1 when the loading sequence changes from low-level to high-level. On the contrary, the fatigue damage index is less than 1.

Key words: laminates; single bolted joint; multilevel; fatigue experiment; failure

收稿日期: 2012-08-22

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.2070_011.html

作者简介: 王丹勇(1973—), 男, 吉林通化人, 高级工程师, 博士, 主要从事复合材料设计及性能预测.

先进复合材料因其优异特性,在兵器、航空和航天领域中得到日益广泛应用。由于设计、工艺等方面需要,一些部位必须通过连接方式进行载荷传递,在工作过程中,要求连接接头能承受一定的静载荷及疲劳载荷,其损伤失效及疲劳寿命是设计人员关心的问题之一。

影响复合材料连接强度、使用寿命的因素众多,钉孔边应力分布复杂,连接部位失效模式呈多样性,因此,如何准确地预测连接部位的强度、疲劳寿命以及失效模式与失效规律,对于复合材料连接结构的设计是极为重要的。

目前,累积损伤分析方法已应用于层合板单钉接头静强度^[1-5]、疲劳寿命预测及损伤失效分析中^[6-10],为接头结构合理设计提供了重要依据。

试验研究是检验理论分析正确与否的关键环节,为理论研究方法投入工程实际应用提供了有力保障。本文对层合板单钉接头试样静载力学性能、单级常幅拉-拉疲劳寿命、多级载荷下层合板接头疲劳特性进行试验研究,在验证文献[6]发展的接头疲劳加载累积损伤方法准确性的同时,通过试验结果揭示层合板接头多级疲劳损伤失效机理。

1 试验方法

本文研究的复合材料螺栓机械连接接头尺寸简图如图1所示,其中 W 为层合板宽度; D 为螺栓孔孔径; d 为螺栓外径; E 为层合板端距; h 为厚度; λ 为间隙; P 为加载力。螺栓孔的中心位于层合板对称线上。

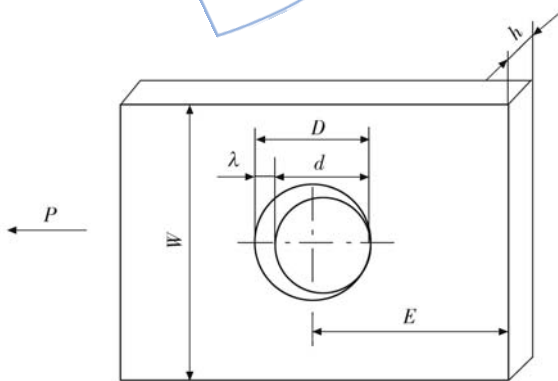


图1 接头尺寸简图

Fig. 1 Schematic of joint size

试验使用的复合材料牌号为:T300/BMP-316 聚酰亚胺树脂基复合材料。对于层合板单钉接头试验试样,铺层为 $[-45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]_s$,螺栓连接孔直径为6.3 mm,特征尺寸为 $W/D=3$ 及 $E/D=3$ 。

在研究层合板单钉接头静载及疲劳载荷作用下各力学性能特性时,需要采用相关夹具及盖板装置。本次试验采用崔海涛等^[11]所用层合板单钉接头夹具及盖板进行试验研究。复合材料双盖板接头试验模型如图2所示。

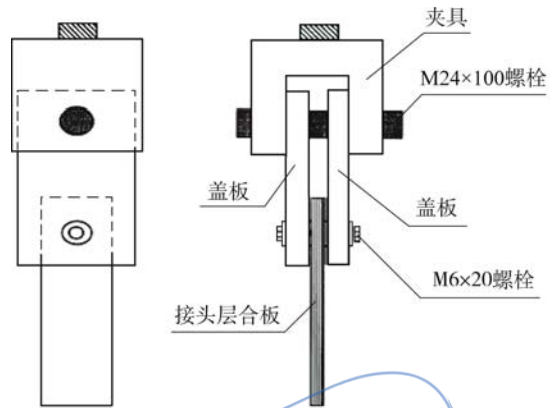


图2 双盖板接头试验模型简图

Fig. 2 Schematic of double-lap bolted joint test fixture

试验前按 GB/T 1446-2005^[12] 规定,首先对每个试样进行外观目视检查,然后进行试样初始尺寸测定。按照国家标准 GB/T 16779-2008^[13] 中规定,宽度及厚度均取3个不同位置测量结果的平均值,测量精度按 GB/T 1446-2005 要求。对于层合板单钉接头螺栓安装孔直径(沿圆周不同位置测量3个值),取算术平均值。由于篇幅有限,层合板单钉接头详细测量的几何尺寸,本文不予列出,详见文献[6]。

对于层合板单钉接头,除了经受振动、噪声等高频载荷的少部分构件外,承受机动和突风载荷谱的机体主承力结构经常使用 $10^4 \sim 10^6$ 次循环范围内的应力-循环次数曲线,而 10^7 次循环疲劳极限的工程应用并不多,因此常用 10^6 次循环不发生破坏为其条件疲劳极限^[14]。由此,本文使用 10^6 次循环不发生破坏为层合板单钉接头条件疲劳极限寿命。

2 层合板单钉接头准静态拉伸试验

首先对层合板单钉接头准静态拉伸力学性能进行了试验研究,为其疲劳试验各级应力水平的选取提供了依据。层合板单钉接头静强度取 $\sigma_0 = P/(W \times \text{安装孔处厚度})$,不施加拧紧力矩(手动拧紧)。

层合板单钉接头在准静态拉伸试验中,每件

试样都以 1 mm/min 的加载速率加载,直到其最终失去承载能力。

层合板单钉接头静载力学性能试验中发现:相同铺层不同制备批次板材切割出的同一类型试样,其静拉伸强度的分散性比较大,说明复合材料板材制造工艺参数对层合板单钉接头破坏强度及疲劳性能试验有相当大的影响。本文对不同批次板材切割出的试样给予了标识,即板材 A 和板材 B。

不同批次板材制备的层合板接头静拉伸破坏强度试验数据如表 1 及表 2 所示。从试验结果可以看出:同一材料及尺寸类型、不同批次制造的层合板单钉接头平均破坏强度相差达 10.76%。

表 1 层合板单钉接头静拉伸破坏强度(板材 A)

Table 1 Static tensile failure strength of single bolted joints in laminates (plate A)

E/D	W/D	试样 编号	试验破坏 强度/MPa	平均破坏 强度/MPa
3	3	SJW1-303-01	230.33	233.29
		SJW1-303-02	236.25	

表 2 层合板单钉接头静拉伸破坏强度(板材 B)

Table 2 Static tensile failure strength of single bolted joints in laminates (plate B)

E/D	W/D	试样 编号	试验破坏 强度/MPa	平均破坏 强度/MPa
3	3	SJW1-303-07	215.49	210.63
		SJW1-303-08	205.77	

层合板单钉接头静拉伸试验累积损伤失效现象及特征同文献[15],破坏试样 X 光照片如图 3



SJW1-303-01



SJW1-303-03

图 3 层合板单钉接头静拉伸破坏试样 X 光照片

Fig. 3 X-radiographs of single bolted joints in laminates after static tensile failure collapse

所示,由图可以清楚看到该尺寸类型接头静载荷破坏模式为挤压-拉伸组合破坏形式。

3 单级常幅拉-拉疲劳试验

对层合板单钉接头的连接螺栓进行单级常幅拉-拉疲劳试验,仅手动拧紧即 $T \approx 0$,其不同应力水平下拉-拉疲劳试验结果如表 3 及表 4 所示,应力比 $R=0.1$,施加载荷波形采用正弦波。

层合板单钉接头拉-拉疲劳破坏试样 X 光照片如图 4 所示,由图可以清楚看到该尺寸类型接头疲劳载荷破坏模式也为挤压-拉伸组合破坏形式。

试验观察到:层合板单钉接头疲劳加载起始阶段,就可以听到清脆的“啪,啪”响声,响声在短暂的循环后消失。层合板单钉接头螺栓连接孔伸长变形在疲劳循环起始阶段快速增长,随着载荷循环次数的增加,增长速度逐渐缓慢;试样在即将破坏前,连接孔伸长变形又快速增长,直至试样最终破坏。载荷循环加载过程中,层合板单钉接头螺栓安装孔受挤压区不断有碎末掉出,在试样最终

表 3 层合板单钉接头拉-拉疲劳试验结果(板材 A)

Table 3 Experimental results of single bolted joints in laminates under tension-tension fatigue loading (plate A)

E/D	W/D	应力 水平	试样 编号	频率/ Hz	寿命/ 次循环
3	3	80% σ_u	FJW1-303-01	3	2018
		75% σ_u	FJW1-303-03	3	5943
			FJW1-303-04	3	7389
		74% σ_u	FJW1-303-05	3	304633
			FJW1-303-06	3	226284
		70% σ_u	FJW1-303-02	5	3002319*

注:带“*”的数字表示该试样并没有破坏,但载荷循环数已超过给定条件疲劳极限 10^6 次(下同)。

表 4 层合板单钉接头拉-拉疲劳试验结果(板材 B)

Table 4 Experimental results of single bolted joints in laminates under tension-tension fatigue loading (plate B)

E/D	W/D	应力 水平	试样 编号	频率/ Hz	寿命/ 次循环
3	3	80% σ_u	FJW1-303-10	3	39515
		78% σ_u	FJW1-303-11	3	57828
			FJW1-303-12	3	192007
		75% σ_u	FJW1-303-13	3	175643
			FJW1-303-09	5	1005262*

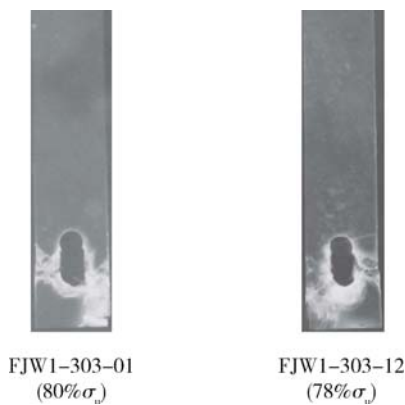


图4 层合板单钉接头拉-拉疲劳破坏试样 X 光照片

Fig. 4 X-radiographs of single bolted joints in laminates after tension-tension fatigue failure collapse

破坏后卸载,发现在层合板单钉接头试样连接孔受挤压面上仍有大量碎末残留.这主要是由于层合板单钉接头安装孔处受螺栓挤压的基体材料在载荷循环加载过程中,逐渐产生裂纹、开裂,纤维则局部屈曲破坏,损伤不断累积扩展直至层合板单钉接头最终破坏为止,层合板单钉接头试样疲劳损伤区域比静载损伤区域大.

4 多级载荷下层合板单钉接头疲劳试验

层合板单钉接头在实际工作当中,一般受多级载荷作用.本文对层合板单钉接头在2级载荷作用下的疲劳性能进行了试验研究.分级载荷的试验包括载荷由高到低及载荷由低到高两种加载形式.连接螺栓拧紧力矩仅手动拧紧.

4.1 载荷由高到低的层合板单钉接头疲劳试验

载荷由高到低疲劳试验中,对于板材 A 切割出的层合板单钉接头试样,参考其单级常幅拉-拉疲劳试验结果,首先试样在 75%应力水平下(疲劳寿命 25%左右)进行 1500 次循环,然后降低载荷至 74%应力水平再进行疲劳试验,直至层合板单钉接头试样最终破坏,由于板材 A 切割出的试样有限,仅用一个试样进行了试验,载荷由高到低加载的疲劳试验结果如表 5 所示.

由表 3 及表 5 板材 A 层合板单钉接头疲劳试验结果可以看出,75% σ_0 和 74% σ_0 应力水平下疲劳寿命相差很大,主要是由于当载荷由较高级(75% σ_0)降为较低一级(74% σ_0)时,层合板中的损伤类型累积形态发生了突然改变,材料中损伤由基体开裂、层间分层和纤维断裂多种损伤累

积形式,转变到以基体开裂为主要损伤累积形式.在低级载荷长期循环作用后,损伤再因基体开裂累积过多,诱发产生层间分层、界面脱黏、纤维断裂等多种损伤累积形式,最终导致层合板单钉接头失效.

表 5 层合板单钉接头载荷由高到低疲劳试验结果
(板材 A)

Table 5 Experimental results of single bolted joints in laminates under fatigue loading from high stage to low stage (plate A)

E/D	W/D	应力水平	试样编号	频率/Hz	试验循环数/次
3	3	75% σ_0	FJW1-303-7	3	1500
		74% σ_0		3	157 179

对于板材 B 切割出的层合板单钉接头试样,首先在 80%应力水平下(疲劳寿命 30%左右)进行 10000 次循环,然后降低载荷至 78%应力水平再进行疲劳试验,直至层合板单钉接头试样最终破坏,载荷由高到低加载的疲劳试验结果如表 6 所示.

表 6 层合板单钉接头载荷由高到低疲劳试验结果
(板材 B)

Table 6 Experimental results of single bolted joints in laminates under fatigue loading from high stage to low stage (plate B)

E/D	W/D	应力水平	试样编号	频率/Hz	试验循环数/次	平均试验循环数/次
3	3	80% σ_0	FJW1-303-14	3	10 000	10 000
			FJW1-303-15		10 000	
		78% σ_0	FJW1-303-14	3	118 376	125 928
			FJW1-303-15		133 480	

由经典线性累积损伤理论 Miner 法则,损伤 D 表示为

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (1)$$

其中 n_i 表示给定的第 i 个应力水平 σ_i 作用下的循环次数, N_i 表示在该应力水平下疲劳寿命.

对于板材 A 切割出的试样其线性累积损伤 $D=0.82$,对于板材 B 切割出的试样其线性累积损伤 $D=0.89$,两者均小于 1,但比较接近.

4.2 载荷由低到高的层合板单钉接头疲劳试验

载荷由低到高疲劳试验中,对于板材 A 切割出的层合板单钉接头试样首先在 74% 应力水平下(疲劳寿命 40% 左右)进行 100 000 次循环,然后升高载荷至 75% 应力水平再进行疲劳试验,直至试样最终破坏,疲劳载荷由低到高加载的试验结果如表 7 所示。

表 7 层合板单钉接头载荷由低到高疲劳试验结果
(板材 A)

Table 7 Experimental results of single bolted joints in laminates under fatigue loading from low stage to high stage (plate A)

E/D	W/D	应力水平	试样编号	频率/Hz	试验循环数/次
3	3	74% σ_u	FJW1-303-8	3	100 000
		75% σ_u		3	4 279

对于板材 B 切割出的层合板单钉接头试样,首先在 78% 应力水平下(疲劳寿命 40% 左右)进行 50 000 次循环,然后升高载荷至 80% 应力水平再进行疲劳试验,直至层合板单钉接头试样最终破坏,疲劳载荷由低到高加载的试验结果如表 8 所示。

表 8 层合板单钉接头载荷由低到高疲劳试验结果
(板材 B)

Table 8 Experimental results of single bolted joints in laminates under fatigue loading from low stage to high stage (plate B)

E/D	W/D	应力水平	试样编号	频率/Hz	试验循环数/次	平均试验循环数/次
3	3	78% σ_u	FJW1-303-16	3	50 000	50 000
			FJW1-303-17		50 000	
		80% σ_u	FJW1-303-16	3	32 147	36 238
			FJW1-303-17		40 329	

板材 A 及板材 B 切割出的层合板单钉接头疲劳载荷由低到高线性累积损伤都为 $D=1.02$,其值略大于 1。层合板单钉接头 2 级载荷作用下疲劳试验结果表明,经典线性累积损伤理论 Miner 法则对层合板单钉接头疲劳累积损伤不能很好地成立。当应力水平由低到高施加时,式(1)的右边大于 1;而应力水平由高到低施加时,式(1)的右边小于 1。

5 结 论

本文对层合板单钉接头多级疲劳特性进行了试验研究,结论如下:

1) 本文层合板单钉接头试验结果显示,不同板材切割出的相同类型层合板单钉接头,其强度分散性及同一应力水平下疲劳寿命分散性都相当大,说明层合板单钉接头的工艺制造参数直接影响到其静强度分散性的同时,更影响到其疲劳寿命的分散性。

2) 特征尺寸为 $W/D=3$, $E/D=3$ 的层合板单钉接头静载及疲劳载荷作用下破坏形式基本类似,疲劳破坏在螺栓挤压区损伤要比静载作用时严重。

3) 在多级疲劳载荷试验中,用经典线性累积损伤理论 Miner 法则对层合板单钉接头疲劳累积损伤进行了计算分析。当应力水平由低到高施加时,损伤 D 大于 1;而应力水平由高到低施加时,损伤 D 小于 1。

4) 由于复合材料损伤类型的多元化,包括基体开裂、界面脱黏、层间分层和纤维断裂多种损伤累积形式,基体开裂往往是最先产生的损伤形式,载荷顺序由高到低加载时,损伤类型往往由主控损伤类型为主如纤维断裂损伤类型(该类型损伤累积过多是导致复合材料最终失效的主要原因)转变为非主控损伤类型为主如基体开裂损伤类型,由高到低两级加载下复合材料疲劳总损伤要小于由低到高两级加载情况,疲劳寿命相对要长于由低到高两级加载情况,由此看来,复合材料与金属的载荷次序效应相反。

参考文献:

- [1] 王丹勇,温卫东. 有拧紧力矩层合板接头静载损伤失效分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1835-1841.
WANG Danyong, WEN Weidong. Damage failure analysis for composite bolted joints with tightening torque subjected to static loadings[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1835-1841. (in Chinese)
- [2] 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 Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(3): 168-174. (in Chinese)
- [3] 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 considering the material nonlinearity of composite laminates containing a hole[J]. *Acta Mechanica Solida Sinica*, 2006, 27(2): 186-190. (in Chinese)
- [4] Tserpes K I, Labeas G, Papanikos P, et al. Stength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates[J]. *Composites: Part B Engineering*, 2002, 33(7): 521-529.
- [5] 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.
- [6] 王丹勇. 层合板接头损伤失效与疲劳寿命研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- WANG Danyong. Research on prediction of damage failure and fatigue life for composite bolted joints[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [7] 王丹勇, 温卫东. 复合材料单钉接头疲劳累积损伤破坏分析[J]. *复合材料学报*, 2008, 25(1): 173-179.
- WANG Danyong, WEN Weidong. Fatigue progressive damage analysis of single fastener joints in composite laminates[J]. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2008, 25(1): 173-179. (in Chinese)
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] Tserpes K I, Papanikos P, Labeas G, et al. Fatigue damage accumulation and residual strength assessment of CFRP laminates[J]. *Composite Structure*, 2004, 63(2): 219-230.
- [11] 崔海涛, 温卫东. CFRP 双剪单钉连接接头强度分析[J]. *宇航材料工艺*, 2004, 34(4): 44-47.
- CUI Haitao, WEN Weidong. Strength analysis of single-bolted double-lapped joints in CFRP[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2004, 34(4): 44-47. (in Chinese)
- [12] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局. GB/T 1446-2005 纤维增强塑料性能试验方法总则[S]. 北京: 中国标准出版社, 2005.
- [13] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局. GB/T 16779-2008 纤维增强塑料层合板拉-拉疲劳性能试验方法[S]. 北京: 中国标准出版社, 2008.
- [14] 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.
- [15] 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)