

含缺陷铝蜂窝道面板弯曲和疲劳特性

陈正磊¹, 王润堂², 许巍¹, 蔡良才¹, 孙岩²

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 95346 部队, 广州, 524300)

摘要: 为了研究面板厚度及不同类别、不同程度的先天缺陷对铝蜂窝夹芯结构道面板疲劳性能的影响, 对 7 组铝蜂窝夹芯道面板试样进行三点弯曲静载试验和三点弯曲疲劳试验。结果表明: 面芯脱焊缺陷对铝蜂窝道面板的疲劳性能影响最大, 含 10% 和 30% 面芯脱焊缺陷的试件疲劳性能分别降低了 76% 和 92%, 说明防止面芯脱焊缺陷至关重要。经分析, 铝蜂窝道面板弯曲疲劳特性服从威布尔分布, 相关系数超过 0.95 以上。对完好试样和含不同类别、不同程度先天缺陷的试样分别建立了反映应力水平和疲劳性能关系的威布尔方程。

关键词: 铝蜂窝道面板; 弯曲性能; 疲劳寿命; lgS-lgN 曲线

中图分类号: U8

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2020)01-0053-08

Bending and Fatigue Performance of Aluminum Honeycomb Channel Panel with Defects

CHEN Zhenglei¹, WANG Runtang², XU Wei¹, CAI Liangcai¹, SUN Yan²

(1. Aeronautical Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an, 710038, China; 2. The 95364 Troops, Guangzhou, 524300, China)

Abstract: In order to study the influence of panel thickness, different types and degrees of congenital defects on the fatigue performance of aluminum honeycomb sandwich panel, three point bending static load test and three point bending fatigue test were carried out on seven groups of aluminum honeycomb sandwich panel samples. The results show that the surface core dewelding defects have the greatest influence on the fatigue performance of aluminum honeycomb panel, and the fatigue performance of the specimens containing 10% and 30% surface core dewelding defects decreases by 76% and 92%, respectively, indicating that it is very important to prevent the surface core dewelding defects. Through analysis, the bending fatigue characteristics of aluminum honeycomb panel obey Weibull distribution, and the correlation coefficient exceeds 0.95. Weibull equations reflecting the relationship between stress level and fatigue performance were established for intact samples and samples with different types and degrees of congenital defects.

Key words: aluminum honeycomb channel panel; bending performance; fatigue life; lgS-lgN curve

随着现代武器的发展,“钻地弹^[1]”“子母弹^[2]”等新式武器的出现,机场跑道受到的威胁愈发严峻,在加强机场防护的同时,寻求快速构筑战时简易机场^[3-4]方法的需求越来越迫切。国内学者近年来研究了多种战时简易机场的修筑方案,其中一种

稳定、有效的方案就是拼装式铝道面板,空军工程大学程传龙等^[5]和周少辉等^[6-8]对铝蜂窝结构拼装式道面板进行了系统的研究。

铝蜂窝夹芯结构^[9-10]具有轻质、高比强度、高比刚度、隔声隔热且耐冲击等优异的性能,但其结构

基金项目: 国家自然科学基金(51578540)资助项目。

收稿日期: 2019-05-13; **修订日期:** 2019-07-17

通信作者: 蔡良才,男,教授,博士生导师, E-mail: Liangcai07@126.com。

引用格式: 陈正磊,王润堂,许巍,等. 含缺陷铝蜂窝道面板弯曲和疲劳特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(1): 53-60. CHEN Zhenglei, WANG Runtang, XU Wei, et al. Bending and fatigue performance of aluminum honeycomb channel panel with defects[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(1): 53-60.

十分复杂,而且面板与芯子层的钎焊工艺,预制时很难保证焊接严密,有很大可能在出厂时便带有面芯脱焊的缺陷,这种铝板应用到机场道面产生的结果无法预估;另外,下面板在使用过程中因反复的抗压抗折造成了劈裂纹,这些劈裂纹的尺寸无法预测,对结构的弯曲和疲劳性能影响也难以预知,并且这种缺陷无法通过提升工艺来避免,因此有必要研究裂纹缺陷对结构性能的影响。Harun等^[11]研究了铝蜂窝夹芯结构在压缩作用下的力学行为,并且建立了有限元模型进行验证。Tolga等^[12]对铝蜂窝结构在低速加载过程中的冲击性能进行了研究,发现板厚对冲击性能影响最大。窦明月等^[13]建立了Nomex蜂窝芯在压辊压力下的屈曲、后屈曲和破坏整个失效过程的数值分析方法对蜂窝单元进行屈曲分析。

鉴于以上原因,在前期研究的基础上,本文将对带有缺陷的铝蜂窝夹芯道面板的弯曲和疲劳性能展开系统的研究,分析不同缺陷对铝蜂窝道面板疲劳性能的影响,为铝蜂窝夹芯结构道面板的应用

提供理论基础。

1 弯曲静载试验

1.1 试样规格

试样分7组,每组10个试样,试样尺寸定为600 mm×120 mm×50 mm,跨距为500 mm。其中组2是原始试样组,面层为3 mm厚的6系(6X)铝合金,芯子层为44 mm厚的3系(3X)铝合金,均为不含先天缺陷的完好试件;组1在组2基础上改变蒙皮材料为3X铝合金,用于研究蒙皮材料对试件弯曲性能的影响;组3在组2的基础上将蒙皮层厚度变为3.5 mm,用于研究蒙皮层厚度对试件弯曲性能的影响;组4与组5为上表面含面芯缺陷的试样,其他规格与组2试样一致,两组试样面芯脱焊部位面积分别占试件总面积的10%和30%;组6与组7为含下面板裂缝缺陷的试样,其他规格与组2一致,两组试样下面板裂缝部位长度分别占试件总长度的10%和30%。具体试样规格见表1。

表1 弯曲试验试样规格

Table 1 Specification of bending test specimen

试样组号	尺寸/(mm×mm×mm)	高度/mm	蒙皮面层材料	蒙皮面层厚度/mm	蜂窝芯子材料	蜂窝芯子高度/mm	蜂窝格边长/mm	缺陷情况
1	600×120×50	50	3X	3	3X	44	6	完好
2	600×120×50	50	6X	3	3X	44	6	完好
3	600×120×50	50	6X	3.5	3X	44	6	完好
4	600×120×50	50	6X	3	3X	44	6	10%脱焊缺陷
5	600×120×50	50	6X	3	3X	44	6	30%脱焊缺陷
6	600×120×50	50	6X	3	3X	44	6	10%下面板裂纹缺陷
7	600×120×50	50	6X	3	3X	44	6	30%下面板裂纹缺陷

1.2 试验方法

本试验依据GB/T 1456—2005《夹层结构弯曲性能试验方法》^[14],利用MTS-810电液伺服万能试验机,采用三点弯曲夹具,加载时通过一根光滑平头棒作用于板的中心,编程设置为2 mm/min速度进行加载。

具体试验步骤如下:

(1)沿蜂窝板试件长边方向用直尺分别在50, 300和550 mm处做出标记,分别为支承点和加载点。

(2)采用三点弯曲试验夹具,固定好小梁后开始粗调,使加压平头棒离小梁上面板2 cm处,再通过微调使之与小梁上表面接触,预加200 N左右的力使支座与下面板之间空隙完全消除,然后将位移与荷载归零。

(3)利用计算机编程通过位移控制加载。强度

试验时,将加载速率调制2 mm/min,直到加载达到限制位移程序锁定时自动停止加载;刚度试验时,则以0.5 mm/min的速度对蜂窝铝板进行连续加载,直至位移达到极限值。

(4)强度试验时,载荷和位移通过MTS试验机自动记录;刚度试验时,外伸位移通过同步位移传感器记录。

1.3 试验数据处理

依据GB/T 1456—2005《夹层结构弯曲性能试验方法》^[14],对试验得到的数据进行计算处理,得到试件的弯拉强度 σ_f 和弯拉刚度 D ,具体方法如下:

弯拉强度按式(1)计算

$$\sigma_f = \frac{pl}{4bt_f(h-t_f)} \quad (1)$$

式中: σ_f 为夹层材料蒙皮面板的弯拉强度; l 为跨距; b 为试件宽度; t_f 为面层厚度; h 为试件厚度; p 为破坏载荷。

弯拉刚度按式(2)计算

$$D=\frac{\Delta Pl^2c}{16f_1}$$
 (2)

式中: D 为夹层结构的弯曲刚度; c 为外伸臂长度; ΔP 为载荷-挠度曲线初始段的载荷增量值; f_1 为对应 ΔP 的外伸点的挠度增加量。

1.4 试验结果分析

1.4.1 破坏模式分析

研究表明,三点弯曲试验中上面板承受了主要的侧压载荷和部分平压载荷,下面板承受侧拉载荷,而剪切载荷主要由蜂窝夹芯承受^[15]。因此,对夹芯结构上面板的拉压强度和位移进行测试即能获知整个蜂窝夹芯结构的弯曲性能。每组选取试件 2 作为典型试件,通过计算机记录实时位移荷载对应值,绘制位移荷载曲线如图 1 所示。

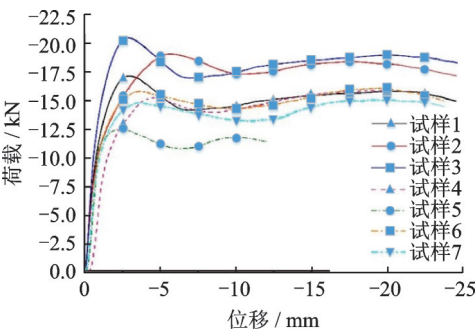


图 1 三点弯曲试验荷载-位移曲线图

Fig.1 Load-displacement curve of three-point bending test

分析图 1 可得,铝蜂窝道面板从开始加载到彻底失效分为 4 个阶段,分别是:线弹性阶段,该阶段变形为弹性变形,位移荷载曲线为一条直线;屈服阶段,材料开始产生塑性变形,荷载达到峰值后开始下降;失稳阶段,荷载下降到一个平台阶段,该阶段荷载基本为极限荷载的 80%,这为接下来的疲劳试验选择荷载提供了依据;压实强化阶段,荷载水平再次有小幅回升,这是因为芯子被压后得到强化,提高了承载能力,基本达到极限荷载水平。分析试样组 4,5 和试样组 6,7 可得面芯脱焊和下面板裂纹等缺陷都没有改变道面板的破坏模式。

1.4.2 弯曲性能分析

对每组 10 个试件得到的最大静荷载进行正态分布拟合,最终将拟合得到均值 μ 值作为整个试验组的最大荷载值。另外,考虑到可能存在不合理试验数据而需要对其进行剔除,在对每组试验数据进行正态拟合后,再将其转化为标准正态分布,判断 $0.25\leq\varphi(\text{Load})\leq 0.75$ 的数据为有效试验结果,将区间外的数据视为无效并剔除。此后对剩余数据进行正态拟合,每组的均值 μ 记作最大荷载。将每组试块的最大荷载代入式(1)和式(2),计算得到 1~7 各组试件的弯拉强度和弯拉刚度,作为试验结果记录在表 2。

表 2 弯曲试验结果

Table 2 Bending test results

试样编号	1	2	3	4	5	6	7
最大荷载/kN	17.15	19.18	21.44	15.48	12.51	16.06	14.87
弯拉强度/MPa	114.03	127.53	123.5	102.92	83.18	106.78	98.87
弯拉刚度/(N·mm ²)	1.15e-7	1.27e-7	1.57e-7	9.48e-6	6.54e-6	1.03e-7	9.05e-6

分析表 2,对比第 1,2 组试件可得,以 6X 铝为蒙皮面层的结构与 3X 材料蒙皮面层的结构相比,极限荷载较之增大 11.84%,说明弯曲性能与面层材质有关,面层材质强度增大,整体结构的抗弯性能也会得到提升。通过对第 2,3 组试件比较,发现当试件整体厚度不变、面层厚度从 3 mm 增大至 3.5 mm 时,小梁试件的三点弯曲极限荷载增大了 11.78%,弯拉刚度增大 23.62%,说明面层厚度的增加对结构抗弯性能有提升作用,整体稳定性也能得到加强。将上面板含 10% 及 30% 面芯脱焊缺陷的组 4 和组 5 试件同试样组 2 的完好试件相比,缺陷组试件所能承受的最大弯曲荷载分别降低了 19.29% 和 34.76%,抗弯刚度分别减小 25.35% 和 48.51%,说明上面板与芯层间的脱焊缺陷会大幅度降低结构的抗弯性能,且随着脱焊

面积的增大而加剧。从试验现象面板发生反向鼓包也能看出,结构的抗弯性能降低是因为脱焊缺陷使得部分脱焊处的上面板参与抗弯过程的时间短,发生鼓包后便不具备抗弯能力。将下面板含 10% 及 30% 裂纹缺陷的组 6 和组 7 试件同试样组 2 的完好试件相对比,缺陷组试件所能承受的最大弯曲荷载分别降低了 16.27% 和 22.48%,表明下面板的裂纹一定程度减弱了结构的抗弯能力,且减弱程度随着裂缝程度增大而加剧,但影响程度小于面芯脱焊缺陷。

面层弯曲时,芯子层受到挤压而产生压力,而芯子本身大、压缩强度不高,一旦这个压力超过芯子本身的强度,就会发生芯层的局部压溃失效。芯子压溃失效的临界应力 σ 的计算公式为

$$\sigma = \frac{2\sigma_f^2}{E_f \left(\frac{d + 2t_f}{t_f} - 1 \right)} \quad (3)$$

式中: E_f 为面层材料弹性模量; d 为蜂窝芯层厚度; σ_f 为上面板的弯曲应力。从式(3)中可以看出, 夹芯结构的弯曲性能很大程度上取决于面层的弯曲强度, 而面芯脱焊缺陷导致面层发生鼓包, 极大地降低了面层的抗弯强度, 导致结构整体的抗弯性能下降。

2 弯曲疲劳试验

2.1 试样规格

根据弯曲性能试验结果, 蒙皮材料选用6X铝合金箔材性能明显优于3X铝合金箔材, 因此疲劳

试验中不再研究蒙皮材料对铝蜂窝道面板的影响, 蒙皮材料一律选用6X铝合金箔材。试件分5组, 每组10个试样, 编号从1到10。其中第1组为完好试样, 尺寸定为600 mm×120 mm×50 mm, 面层为3 mm厚的6X铝合金, 芯子层为44 mm厚的3X铝合金, 用来对比研究不同缺陷对弯曲疲劳性能的影响。第2, 3组分别为上面板含10%, 30%面芯脱焊缺陷试件, 其他规格与组1试样一致, 用于研究面芯脱焊缺陷面积对弯曲疲劳性能的影响。第4, 5组分别为下面板含10%, 30%细裂纹缺陷试件, 其他规格与组1试样一致, 用于研究下面板裂纹长度对弯曲疲劳性能的影响。具体试样规格见表3。

表3 疲劳试验试样规格

Table 3 Specification of fatigue test samples

试样组号	1	2	3	4	5
缺陷情况	完好	10%脱焊缺陷	30%脱焊缺陷	10%下面板裂纹缺陷	30%下面板裂纹缺陷
理论极限荷载/kN	19.18	15.48	12.51	16.06	14.87

2.2 试验方法

疲劳试验的试验方法与弯曲性能试验的试验方法基本相同, 仍采用MTS-810电液伺服万能试验机, 但需要重新对加载程序进行编程, 在PVC单元里创建一个Cyclic command程序, 选择正弦波加载, 加载频率5 Hz, 最高循环次数为1 000 000, 应力变程(全幅)为6 kN, 并且设定好保护程序。

支座和加载压头与弯曲性能试验一致, 上压头和下支座通过螺栓固定在仪器上下支柱上。该夹具的下支座不能固定小梁, 也不具有自动校准功能, 因此在进行疲劳试验前, 需要先对下支座进行水平校正, 然后对通过粗调和微调结合, 让上压头与小梁上面板紧密接触但彼此间的压力显示控制在0.1 kN左右。这时, 在保证压头与试件夹紧的

前提下, 调整上压头, 保证其垂直度。以上面板下沉位移达到20%试件厚度, 及下降位移10 mm为疲劳失效。

对于疲劳试验, 第一步是要选定荷载水平 S 值, 其中 $S = F_s / F_{\max}$ 。从静载试验结果可以看出, 失稳阶段平台荷载大致为极限荷载的80%, 因此 S 值选取70%, 75%, 80%, 85%, 90%五个数值。每组设置10个试样, 每两个试样对应一个 S 值, 以减小误差。

2.3 试验结果分析

2.3.1 疲劳试验结果

记录各组试样的实际加载值和疲劳寿命, 并对疲劳寿命取对数, 得到各组试样的 $\lg N$ 值, 试验结果见表4。

表4 疲劳试验结果

Table 4 Fatigue test results

组号	试件编号	理论极限/kN	实际加载/kN	载荷水平 $S/\%$	频率	疲劳寿命/加载次数	$\lg N$
1	1-1	19.18	13.43	70	5	1 000 000	6.000
	1-2	19.18	13.43	70	5	882 476	5.946
	1-3	19.18	14.36	75	5	512 270	5.710
	1-4	19.18	14.36	75	5	434 478	5.638
	1-5	19.18	15.34	80	5	29 445	4.469
	1-6	19.18	15.34	80	5	37 500	4.574
	1-7	19.18	16.3	85	5	9 947	3.998
	1-8	19.18	16.3	85	5	5 448	3.736
	1-9	19.18	17.26	90	5	720	2.857
	1-10	19.18	17.26	90	5	379	2.579

续表							
组号	试件编号	理论极限/kN	实际加载/kN	载荷水平 S/%	频率	疲劳寿命/加载次数	lgN
2	2-1	15.48	10.84	70	5	344 478	5.537
	2-2	15.48	10.84	70	5	129 354	5.112
	2-3	15.48	11.61	75	5	32 128	4.507
	2-4	15.48	11.61	75	5	11 145	4.047
	2-5	15.48	12.38	80	5	6 238	3.795
	2-6	15.48	12.38	80	5	5 447	3.736
	2-7	15.48	13.16	85	5	1 223	3.087
	2-8	15.48	13.16	85	5	2 120	3.326
	2-9	15.48	13.93	90	5	540	2.732
	2-10	15.48	13.93	90	5	228	2.358
3	3-1	12.51	8.76	70	5	144 478	5.160
	3-2	12.51	8.76	70	5	89 354	4.951
	3-3	12.51	9.38	75	5	12 128	4.084
	3-4	12.51	9.38	75	5	6 004	3.778
	3-5	12.51	10.01	80	5	3 120	3.494
	3-6	12.51	10.01	80	5	1 178	3.071
	3-7	12.51	10.63	85	5	623	2.794
	3-8	12.51	10.63	85	5	483	2.684
	3-9	12.51	11.26	90	5	80	1.903
	3-10	12.51	11.26	90	5	46	1.663
4	4-1	16.06	10.84	70	5	1 000 000	6.000
	4-2	16.06	10.84	70	5	1 000 000	6.000
	4-3	16.06	11.61	75	5	444 762	5.648
	4-4	16.06	11.61	75	5	267 723	5.428
	4-5	16.06	12.38	80	5	44 528	4.649
	4-6	16.06	12.38	80	5	13 292	4.124
	4-7	16.06	13.16	85	5	3 245	3.511
	4-8	16.06	13.16	85	5	7 566	3.879
	4-9	16.06	13.93	90	5	1 078	3.033
	4-10	16.06	13.93	90	5	389	2.590
5	5-1	14.87	8.76	70	5	847 723	5.928
	5-2	14.87	8.76	70	5	742 934	5.871
	5-3	14.87	9.38	75	5	68 253	4.834
	5-4	14.87	9.38	75	5	99 062	4.950
	5-5	14.87	10.01	80	5	8 678	3.938
	5-6	14.87	10.01	80	5	3 653	3.563
	5-7	14.87	10.63	85	5	2 017	3.305
	5-8	14.87	10.63	85	5	1 075	3.031
	5-9	14.87	11.26	90	5	278	2.444
	5-10	14.87	11.26	90	5	301	2.479

2.3.2 完好试件与缺陷试件结果比较分析

根据试验结果,求出每组试件同一荷载水平下两个试样疲劳寿命的平均值,作为该荷载水平对应的疲劳寿命,并绘制5组试件的疲劳寿命对比分析

图,见图2。

分析图2,将完好的试件与含10%及30%面芯脱焊缺陷的试件相比,两组含有面芯脱焊缺陷的试件疲劳寿命分别降低了76%和92%,说明面芯

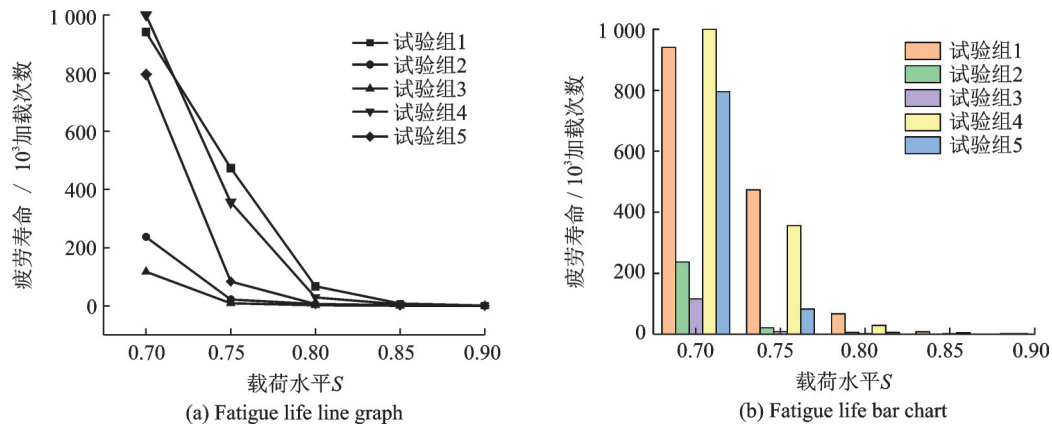


图2 疲劳寿命对比分析图

Fig.2 Comparative analysis diagram of fatigue life

脱焊缺陷极大地降低了铝蜂窝道面板疲劳性能,且脱焊面积越大,降低幅度越大;将完好的试件同含10%和30%下面板细裂纹缺陷试件相对比,两组含有下面板细裂纹缺陷试件疲劳性能分别降低了3%和60%,表明下面板细裂纹缺陷对于铝蜂窝道面板产生不利影响,且数量越多影响越大,但是下面板细裂纹缺陷对铝蜂窝道面板疲劳性能的影响小于面芯脱焊缺陷对铝蜂窝道面板疲劳性能的影响。从表4数据中也可以看出,含面芯脱焊缺陷和

含下面板细裂纹缺陷对铝蜂窝道面板疲劳性能的影响与其对道面板弯曲性能的影响基本一致,间接说明静载试验结果一定程度上可以预测疲劳试验结果。

2.3.3 疲劳试验弯曲性能分析

对每组试件同一荷载水平下两个试样疲劳寿命的平均值取对数,求出不同荷载水平对应的 $\lg N$ 和破坏率 p ,其中 $p_i = i/(n+1)$,具体结果见表5。

表5 对数疲劳寿命 $\lg N$ 试验数据
Table 5 Log fatigue life $\lg N$ test data

序号	$\lg N$					破坏率
	1	2	3	4	5	$p_i = i/(n+1)$
1	5.973 699	5.374 594	5.067 874	6.000 000	5.900 547	0.583 198 081
2	5.675 204	4.335 187	3.957 416	5.551 746	4.922 505	0.094 047 828
3	4.825 718	3.766 599	3.332 236	4.461 048	3.789 968	-0.366 512 921
4	3.886 350	3.223 106	2.742 725	3.732 836	3.189 209	-0.902 720 456
5	2.739 968	2.584 331	1.799 341	2.865 400	2.461 649	-1.701 983 355

用Origin对表5数据中不同试样组的 $\lg N$ 和 $\lg(\lg(1/p))$ 进行线性拟合,并且对5组数据分别进行Weibull分布检验,结果如图3所示。从图3中可以看出, Y 和 X 呈良好的线性关系,相关系数均在0.95以上,说明疲劳试验结果满足Weibull分布,且缺陷并没有改变疲劳寿命的分布方式。

工程界通常使用疲劳方程来表达试样的疲劳性能。疲劳方程一般有单对数($S-\lg N$)和双对数($\lg S-\lg N$)两种形式,单对数疲劳方程($S-\lg N$)不能满足当 N 趋于无穷大时 S 趋于无穷小的边界条件,而双对数疲劳方程($\lg S-\lg N$)的建立能解决上述问题^[16]。因此,本文采用双对数疲劳方程($\lg S-\lg N$)来描述铝蜂窝道面板的疲劳性能,其具体形式为

$$\lg S = A - C \lg N \quad (4)$$

式中系数 A 和 C 的取值根据实际工程所需能够保证安全的程度分别取值。

根据表5中的试验数据,按照式(3)进行双对数回归分析,得到的5组铝蜂窝道面板试样疲劳寿命的双对数疲劳方程如图4所示。

从图4可以看出:5组道面板试样的 $\lg S-\lg N$ 曲线均能较好地呈现线性关系,且相关系数都在0.95以上,各条曲线的系数 C 相近,系数 A 随着缺陷程度的增大而减小。具体结果总结如下:

$$\text{试验组 1: } \lg S = 0.047\ 66 - 0.031\ 66 \lg N$$

$$\text{试验组 2: } \lg S = 0.056\ 28 - 0.040\ 16 \lg N$$

$$\text{试验组 3: } \lg S = 0.018\ 89 - 0.034\ 77 \lg N$$

$$\text{试验组 4: } \lg S = 0.051\ 83 - 0.033\ 27 \lg N$$

$$\text{试验组 5: } \lg S = 0.028\ 43 - 0.031\ 35 \lg N$$

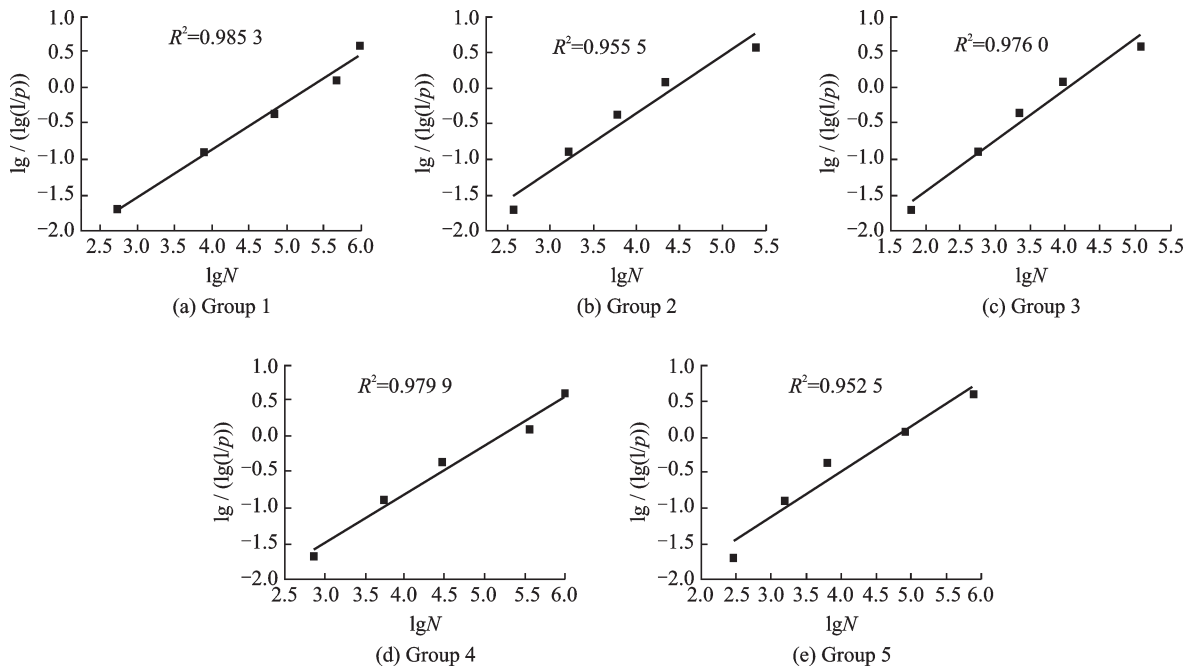


图 3 疲劳试验 S-N 曲线

Fig.3 S-N curve of fatigue test

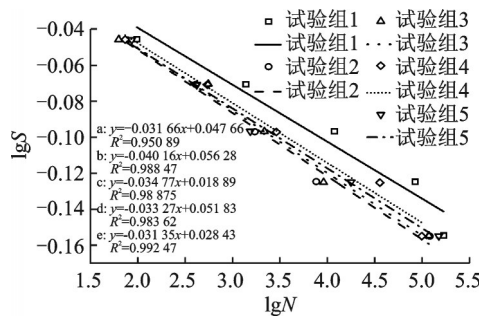


图 4 疲劳寿命回归结果

Fig.4 Fatigue life regression results

2.3.4 疲劳试验破坏机理分析

首先对第 1 组完好试件的弯曲疲劳过程进行讨论,然后对比完好试件的疲劳过程分析含不同缺陷试件的弯曲疲劳过程。下面根据观察到的第 1 组完好试件的疲劳试验现象,将整个疲劳失效过程分为以下 3 个阶段:

(1)初始压痕阶段。当压头与面板夹紧后施加设定载荷比的压力,可以看到上面板很快出现了很小程度的向下位移,这时基本观察不到芯子因上面板的位移而发生褶皱,只是小梁发生了细微的整体弯曲,同时上面板与压头接触点会出现一条压痕。

(2)面板凹陷发展阶段。经历了长时间的循环加载后,上面板出现了向下位移的增大,发展成明显的凹陷,并伴随着凹陷处 ± 5 mm 左右的芯子也发生了一定程度的褶皱屈曲,芯子屈曲主要集中在与凹陷面板的接触部位。

(3)临近疲劳寿命阶段。第二阶段持续时间普遍较短,随着循环加载,面板的凹陷逐渐加深,发生褶皱的芯子范围也向两侧扩展,一直达到最终的疲劳失效。

对于第 2,3 组含面芯脱焊缺陷的试件,整个弯曲疲劳过程与完好试件的区别在于:第一阶段到第二阶段的转变在每种选择的载荷比条件下都非常快,很短的循环次数之内就会出现明显的上面板反向鼓包,并且随着脱焊面积的增大鼓包现象更严重。第二阶段便是鼓包在多次循环加载中不断往两侧发展的过程,直至最后临近疲劳寿命时上面板产生向下的大挠度,伴随芯子向中央挤压,鼓包也大幅度反向隆起。

对于 4,5 组带下面板裂纹缺陷的试件,整个疲劳过程与完好试件没有差异,试验现象从直观来看完全相同,并且下面板的预制裂纹没有明显发展、延伸。另外还可以发现,最初出现疲劳变化的是上面板的压痕而不是芯子褶皱,而且芯子褶皱出现的范围主要集中在面板周围,只有压头正下方的芯子会因塌陷屈曲扩展中部芯壁也发生侧向倾斜。

3 结 论

(1)对 7 组不同试样进行了弯曲静载试验,测得了不同试样的最大抗弯荷载,并发现面板材料、厚度对整体抗弯性能有较大影响,上面板与芯层间的脱焊缺陷和下面板裂纹缺陷均会一定程度降低结构抗弯能力,减小程度均随着缺陷面积增大而增大。30%脱焊缺陷的存在会降低结构三点弯曲极

限载荷34.76%,降低抗弯刚度48.51%,说明脱焊缺陷对整体抗弯能力影响很大。

(2)对5组不同试样进行了弯曲疲劳试验,发现面板与芯层间的脱焊缺陷和下面板裂纹缺陷均会降低铝蜂窝道面板的疲劳寿命,缺陷面积越大,降低程度越大,且脱焊缺陷对疲劳性能影响更大,含10%和30%面芯脱焊缺陷的试件疲劳性能分别降低了76%和92%。5组铝蜂窝道面板试样的弯曲疲劳寿命统计分布均满足双参数Weibull分布,基于Weibull分布建立了各组试样反映应力水平 S 和疲劳寿命 N 关系的双对数疲劳方程;最后分析得出5组试件疲劳试验的破坏机理。

参考文献:

- [1] 张立杰,梁增友,马林.钻地弹战斗部技术特点及发展趋势[J].机械,2012,39(4):1-5.
ZHANG Lijie, LIANG Zengyou, MA Lin. Technical characteristics and trends of development of earth penetrator warhead[J]. Machinery, 2012, 39(4): 1-5.
- [2] SHAN Y Z, YIN J, XU Hechuan. Online fast calculation algorithm of delay time on anti-runway submunitions[J]. Journal of Ballistics, 2011, 23(1): 72-67.
- [3] 谭滔,蔡良才,刘晓军,等.简易机场土质跑道设计方[J].空军工程大学学报(自然科学版),2012,13(6):11-14.
TAN Tao, CAI Liangcai, LIU Xiaojun, et al. Research on design method of soil expedient airfield runway[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2012, 13(6): 11-14.
- [4] 许巍,岑国平,戴经梁.简易机场道面结构的疲劳特性试验[J].交通运输工程学报,2008,8(6):40-43.
XU Wei, CEN Guoping, DAI Jingliang. Fatigue characteristic experiments of fieldairfield pavement structure[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2008, 8(6): 40-43.
- [5] 岑国平,程传龙,许巍,等.铝蜂窝道面板承载能力试验[J].空军工程大学学报(自然科学版),2014,15(4):1-4.
CEN Guoping, CHENG Chuanlong, XU Wei, et al. Experimental study on the bearing capacity of the aluminum honeycomb sandwich pane[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2014, 15(4): 1-4.
- [6] 蔡良才,周少辉.拼装式铝道面板冲击荷载作用现场试验与数值模拟[J].科学技术与工程,2015,15(34):264-267,273.
CAI Liangcai, ZHOU Shaohui. In-situ test and numerical simulation of orthotropic aluminum honeycomb mat[J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(34): 264-267, 273.
- [7] 周少辉,蔡良才,许巍,等.拼装式铝道面板下土基变形预测模型[J].西南交通大学学报,2016,51(4):684-689.
ZHOU Shaohui, CAI Liangcai, XU Wei, et al. Predictive model of subgrade deformation beneath aluminum sandwich panel[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2016, 51(4): 684-689.
- [8] 蔡良才,周少辉,许巍,等.铺设拼装式铝合金道面板的道面结构加载性能[J].交通运输工程学报,2015,15(6):1-9.
CAI Liangcai, ZHOU Shaohui, XU Wei, et al. Loading performance of pavement with assembled aluminum mat[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2015, 15(6): 1-9.
- [9] 谢宗蕻,苏霓,张磊,等.复合材料蜂窝夹芯板低速冲击损伤扩展特性[J].南京航空航天大学学报,2009,41(1):30-35.
XIE Zonghong, SU Ni, ZHANG Lei, et al. Propagation characteristics of low speed impact damage of composite honeycomb sandwich plate[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(1): 30-35.
- [10] VALENTIN K, WANG Zhijin, ELENA G. Development of composite cellular cores for sandwich panels based on folded polar quadra-structures[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 33(5): 519-528.
- [11] HARUN A, HAYRETTIN D, OMER S S. Experimental research and use of finite elements method on mechanical behaviors of honeycomb structures assembled with epoxy-based adhesives reinforced with nanoparticles[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2017, 31(1): 165-170.
- [12] TOLGA T, MURAT Y S. Investigation of low velocity impact behaviors of honeycomb sandwich composite[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2018, 32(7): 3161-3167.
- [13] 窦明月,王显峰,张冬梅,等.Nomex蜂窝芯静态压缩屈曲与后屈曲分析[J].南京航空航天大学学报,2019,51(1):69-74.
DOU Mingyue, WANG Xianfeng, ZHANG Dongmei, et al. Static compression buckling and post-buckling analysis of Nomex honeycomb core[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 51(1): 69-74.
- [14] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局.夹层结构弯曲性能试验方法:GBT1456—2005[S].北京:中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局,2005.
- [15] 孔祥皓.含缺陷金属蜂窝夹层结构的力学性能分析与失效评估研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
- [16] 刘聪,翁兴中,张俊,等.预应力道面混凝土的弯拉与疲劳特性[J].硅酸盐通报,2019,38(1):211-217.
LIU Cong, WENG Xingzhong, ZHANG Jun, et al. Flexural-tensile and fatigue performance of prestressed pavement concrete[J]. Silicate Bulletin, 2019, 38(1): 211-217.

(编辑:胥橙庭)