

直升机尾梁蜂窝夹层结构四点弯曲试验

王佳敏¹, 门坤发¹, 王 刚¹, 宋 瑶¹, 曹金华²

(1. 航空工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司 黑龙江 哈尔滨 150066;

2. 陆军装备部驻哈尔滨地区航空军事代表室 黑龙江 哈尔滨 150066)

摘 要: 对民用直升机尾梁蜂窝夹层结构进行了弯曲加载试验, 应用四点弯曲的加载方式分析考核区的纯弯曲性能。设计了一种试验件的加强方式以防止加载区提前发生破坏, 并对某型直升机尾梁封边框处使用不同胶膜的蜂窝夹层结构进行切割和修理来制备试验件, 通过试验对直升机尾梁蜂窝区的界面连接强度与 45°封边框处使用不同胶膜的相关性进行了分析。对比分析结果表明, 封边框使用膨胀胶膜降低了蜂窝区夹层结构的弯曲性能, 其中在内面板加载, 弯曲破坏值降低了 4.68%; 反面加载, 弯曲破坏值降低了 3.27%。试验结果表明, 无损检测未发现脱粘的蜂窝区, 面板与芯子存在弱连接。

关键词: 尾梁; 蜂窝夹层结构; 膨胀胶膜; 封边框

中图分类号: V250.3

文献标识码: A

doi: 10.3969/j.issn.1674-3407.2021.02.005

Four-point Bending Test for Honeycomb Sandwich Structure of Helicopter Tail Boom

Wang Jiamin¹, Men Kunfa¹, Wang Gang¹, Song Yao¹, Cao Jinhua²

(1. Aviation Industry Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin 150066, Heilongjiang, China;

2. Aviation Military Representative Office of Army Equipment Department in Harbin, Harbin 150066, Heilongjiang, China)

Abstract: A failure mechanism of civil helicopter tail boom under bending load is studied by four-point bending test. The tail boom skin with different adhesive films of a certain type of helicopter is selected to prepare test pieces for four-point bending test, and a strengthening method of specimens is designed to avoid undesirable failure. The interface strength of sandwich's core and face between different films at 45° ramp close frame is studied. The test results indicate that the usage of intumescent film in 45° ramp close frame can reduce the bending performance of the sandwich area. Compared with the specimens used Redux 322, the bending failure value reduced 4.68% which loading at inner face, and loading at the outer face reduced 3.27%. That means kissing bonding exists between the face and the core at the area where debonding cannot be found by non-destructive testing.

Keywords: tail boom; honeycomb sandwich structure; intumescent; close frame

1 引 言

航空应用的蜂窝夹层结构一般是由高性能的金属或复合材料面板和低密度的 Nomex 或铝蜂窝芯子组成的复合材料结构, 其特殊的结构形式极大地增加了结构的弯曲刚度, 降低了自重并提高了结构的稳定性。由于比强度高、比刚度高等优异的力学性能, 蜂窝夹层结构广泛应用于各类航空器^[1-2], 如直升机尾梁、垂尾蒙皮、油箱舱框腹板、飞机升降舵、地板、进气道、雷达罩、整流罩等大量地应用了蜂窝夹层结构^[3-4]。

芯子和蒙皮之间的粘结缺陷(如脱粘、弱连接)是蜂窝夹层结构应用面临的显著问题^[5-6]。研究应用表明, 面芯粘接缺陷会降低夹层结构的承载能力及稳定性, 缩短结构的使用寿命^[7-10]。众多学者及相关从业人员对蜂窝夹层结构的粘接性能、损伤等力学性能问题进行了大量的研究。岳喜山等^[11]研究了单侧面板裂纹损伤对夹层结构弯曲性能的影响, 并通过三点弯曲试验验证了模型的正确性。郭轩等^[12]通过三点弯曲试验对蜂窝夹心结构修理后的弯曲进行了研

究, 验证了修理工艺的可行性, 并通过有限元模型研究了损伤尺寸和补片厚度对修理后结构性能的影响。潘雄^[13]研究了不同蜂窝高度、壁板厚度、约束条件下的蜂窝夹层结构的轴压试验, 对工程研究具有一定的参考价值。孙国恩等^[14]通过仿真分析了不同速度对铝蜂窝板冲击动力响应的影响, 徐丹洋等^[15]通过端部切口弯曲试验, 对泡沫夹层板在湿热环境面芯的 II 型界面剥离临界能释放率进行了研究; Mohammed^[16]研究了绿色材料组合的夹层结构的压缩性能和弯曲性能, 对夹层结构的选材与应用有参考意义。白云鹤等^[17]研究了高温与脱粘对蜂窝夹层板模态性能的影响。但是, 众多研究模型的大部分只适用于特定材料的夹层结构, 并且需要试验获得模型中的参数。因此, 对某一特定的工程实际问题, 需要特定的试验来解决。

某型直升机尾梁生产制造时, 发现 45°封边框处存在脱粘问题。封边框处应用膨胀胶膜代替普通胶膜的设计方案, 经侧压和四点弯曲试验验证, 膨胀胶膜的使用可以很好地解决封边框处的脱粘问题。本文验证封边框处应用不同胶膜

[收稿日期] 2021-02-23

[作者简介] 王佳敏(1992-), 女, 汉族, 硕士研究生, 工程师, 主要研究方向: 飞机结构疲劳强度与损伤容限分析研究。

对蜂窝区面芯界面连接强度的影响,设计四点弯曲试验件,通过四点弯曲试验施加纯弯曲载荷,研究封边框采用不同胶膜对面板和芯子胶接性能的影响。相关试验设计和分析方法,可为类似工程问题及飞机结构设计提供参考。

2 试验方法及试件修理

2.1 试验方法

本试验的目的是通过考核蜂窝夹层结构的弯曲性能来验证面芯的胶接特性,因此通过四点弯曲试验来施加纯弯曲载荷。试验方法参考标准 ASTM C393/393M-06 和 ASTM D7249/D 7249M-06^[18]。由于试件是在直升机尾梁左侧蒙皮真实产品结构上切割并修理的,为保证试件的数量及试件的破坏形式符合预期要求,设计的试件长度需要小于标准试件尺寸,并对试件尺寸及结构形式进行了再设计。

试件分为两组,每组 6 个试件。(1) 封边框和蜂窝区应用普通胶膜(Redux 322)的尾梁切割修理试件;(2) 封边框应用膨胀胶膜(环氧胶膜 DHS-179.295),蜂窝区应用普通胶膜的尾梁切割修理试件。两组试件的区别是封边框处是否使用膨胀胶膜。

参考上述标准对试件、支持和加载横梁进行设计。为弱化加载点、支持点的应力集中,防止面板局部损坏,在加载和支持位置放置垫块,四点弯曲试验装置如图 1 所示。试验在 MTS 材料试验机上进行,采用位移控制加载,加载速率为 3mm/min。先对试验件的内面板进行加载,试件破坏后,卸载并翻转试件对外面板进行加载。

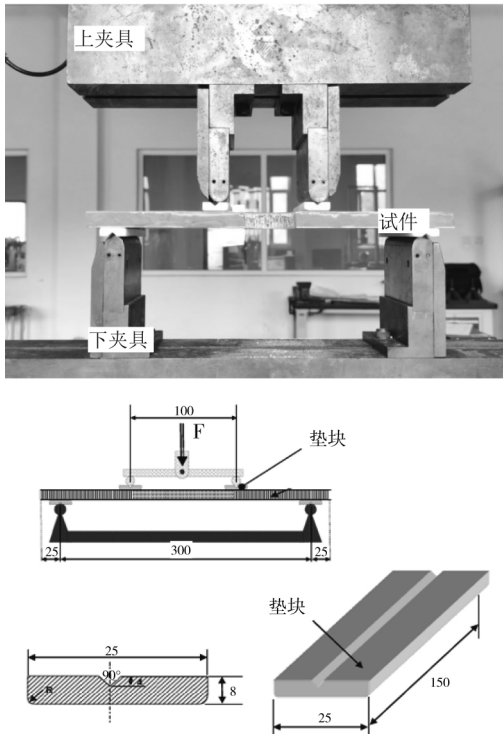


图 1 四点弯曲试验装置及加载示意图

2.2 试件设计与修理

尾梁蒙皮为铝合金面板、Nomex 芳纶纸蜂窝组合的夹层结构。封边框处胶膜分别为 Redux 322 和 DHS-179.295,蜂窝区面板与芯子连接胶膜均为 Redux 322。分别从现有的某型民机尾梁左侧蒙皮封边框使用普通胶膜和使用膨胀胶膜的结构中各切出 6 个切割件,切割位置为无损检测未发现脱粘的区域,尾梁左侧蒙皮数模如图 2 所示,45°封边框夹层结构如图 3 所示。

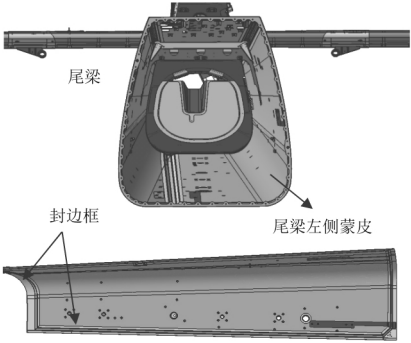


图 2 尾梁数模



图 3 45°封边框蜂窝芯子夹层结构示意图

四点弯曲试验的试件考核区是中间纯弯曲段,为保证试件不在非考核区发生破坏,需要对加载区、支持区进行加强,并减小中心弯曲段的宽度。另外,由于内面板较薄,当内面板受拉时,为保证结构破坏模式为外面板和芯子压溃,而不是内面板的拉伸破坏,需要对内面板进行加强。

试件修理流程如下:(1) 将切割件打磨成 350mm×150mm 的矩形件;(2) 按图纸将支持区和加载区钻孔;(3) 中心考核区弱化,宽度上切割掉试件的一部分,打磨成光滑结构;(4) 将试件四周边距 20mm 段的蜂窝芯子挖出;(5) 在钻孔和挖出芯子的位置注入 ECS2010.20 填料并常温固化 48h;(6) 内面板表面处理后粘贴同种材料且厚度为 0.4mm 的铝板,在 120℃下固化 1±0.5h。试件二维图见图 4,几何参数和材料属性见表 1。

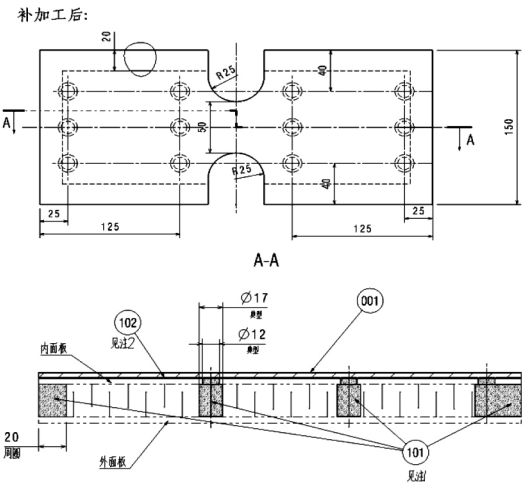


图 4 试件二维图

表 1 几何参数和材料属性

参数	芯子	内面板	外面板
E (MPa)	94 ^①	72400	72400
t (mm)	15	0.2+0.4 ^②	0.6

注:①C 芯子压缩模量;②初始厚度和修理后试验件厚度

3 破坏值的工程算法

预期蜂窝夹层结构四点弯曲试验的主要破坏模式为:

(1) 芯子抗压强度不够时,在受压一侧最大弯矩处蜂窝及面板塌陷;(2) 面板与芯子连接强度不够时,在受压一侧弯矩最大处,面芯脱粘,面板失稳屈曲。破坏模式如图5所示。

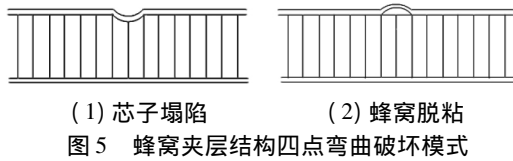


图5 蜂窝夹层结构四点弯曲破坏模式

根据经验公式计算芯子塌陷临界应力 σ_{cr} :

$$\sigma_{cr} = \begin{cases} 0.128 \times 0.8 \times E_f \cdot t_f^{-1/3} s^{-0.25} \cdot \sigma_{nc} < \sigma_e \\ \sigma_e = 290 \end{cases} \quad (1)$$

式中 E_f 是面板的弹性模量, t_f 是面板的厚度, s 是蜂窝芯格的内切圆直径, σ_{nc} 是芯子的压缩抵抗强度, σ_e 是面板的拉伸屈服强度。实际上,芯子压缩抵抗强度足够强时,当面板进入塑性,结构仍然不会失稳,因此上式计算偏保守。由于夹层结构是由不同材料组成的,因此在受纯弯曲载荷时,结构的应变变化是连续的,应力变化不连续,如图6所示。

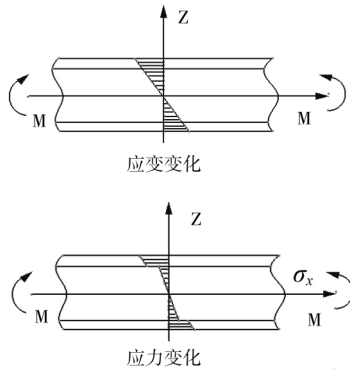


图6 夹层结构横截面应力应变变化

蜂窝芯子塌陷时,临界载荷为:

$$\begin{aligned} \int_{A_c} z \sigma_c dA + \int_{A_f} z \sigma_f dA &= M \Rightarrow \\ \int_{A_c} z \frac{E_c z}{\rho} dA + \int_{A_f} z \frac{E_f z}{\rho} dA &= M \Rightarrow \\ \frac{E_c I_c}{\rho} + \frac{E_f (h^3 - t_c^3) b / 12}{\rho} &= M \\ M &= \frac{P_{cr}}{2} \cdot L \\ \Rightarrow P_{cr} &= \frac{2 \cdot (E_c I_c + E_f (h^3 - t_c^3) / 12) \sigma_{cr}}{E_f L h / 2} = 2628 \text{ N} \end{aligned} \quad (2)$$

4 试验结果与分析

试件内面板作为加载面的四点弯曲试验结果如表2所示,典型的破坏模式如图7所示。试验结果表明,面板与芯子的连接强度大于蜂窝芯子的压溃强度。

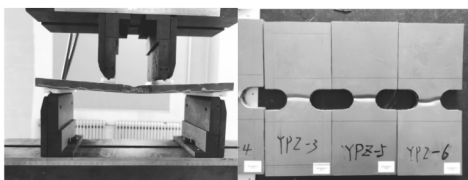


图7 内面板加载典型失效模式(蜂窝芯子塌陷 & 面板屈曲)

表2 试件试验结果(内面板加载)

试件编号	失效载荷	失效位移	失效模式
WPZ-1	4218	7.482	HC
WPZ-2	4260	7.674	HC
WPZ-3	4286	7.771	HC
WPZ-4	4021	6.993	HC
WPZ-5	4311	7.870	HC
WPZ-6	4229	7.584	HC
YPZ-1	4057	7.488	HC
YPZ-2	3977	6.999	HC
YPZ-3	3914	7.291	HC
YPZ-4	4097	7.194	HC
YPZ-5	4155	7.776	HC
YPZ-6	3938	7.092	HC

注: YPZ-膨胀胶膜试件; WPZ-普通胶膜 Redux 322 试件; HC-蜂窝塌陷; HT-蜂窝拉伸破坏失效。

普通胶膜试件(WPZ)和膨胀胶膜试件(YPZ)的典型位移-载荷曲线如图8所示,单条曲线代表最接近平均曲线的试件曲线。曲线的初始阶段有微小波动,这是由于初始加载的加载位置接触不稳定导致的。曲线在加载稳定之后直到破坏之前具有良好的线弹性,有膨胀胶膜试件比无膨胀胶膜试件的刚度偏低。图9是试件失效承载力试验值的对比图,YPZ试件比WPZ试件的平均破坏值降低4.68%,表明前者的面芯连接强度弱于后者,即蜂窝区存在不可检测的弱连接。

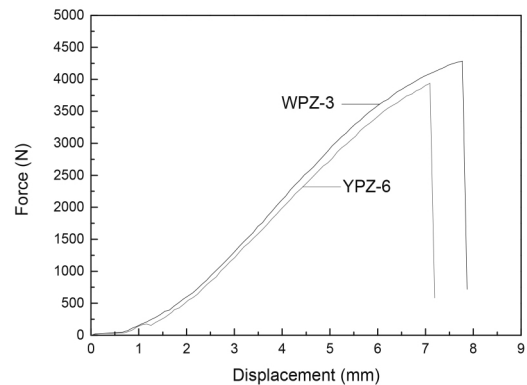


图8 内面板加载的典型载荷-位移曲线

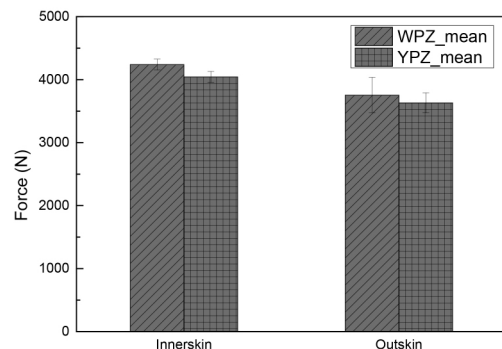


图9 蜂窝夹层结构的平均破坏载荷与标准差

外面板作为加载面的四点弯曲试验结果如表3所示,典

型的破坏模式为蜂窝面板同时塌陷和芯子拉断 & 面板屈曲两种破坏模式,见图 10。芯子拉断的原因是由于外面板加载的试件同内面板加载是同一试件,内面板在加载过程中造成了芯子胞壁的损伤,此种破坏模式试件试验数据不计算在内,但是从失效试件个数上可看出,YPZ 试件芯子拉伸破坏个数更多,即封边框膨胀胶膜环境下,芯子受拉伸载荷更容易损伤。外面板加载,封边框膨胀胶膜环境的夹层板的破坏值降低 3.27%。

表 3 试件试验结果(外面板加载)

试件编号	失效载荷	失效位移	失效模式
WPZ-1	4166	11.748	HC
WPZ-2	3630	10.508	HC
WPZ-3	3296	9.919	HT
WPZ-4	3617	10.311	HC
WPZ-5	3982	11.221	HC
WPZ-6	3376	10.065	HC
YPZ-1	3156	13.106	HT
YPZ-2	2687	11.177	HT
YPZ-3	3413	9.540	HC
YPZ-4	2856	9.226	HT
YPZ-5	3702	10.509	HC
YPZ-6	3779	8.959	HC

注: YPZ-膨胀胶膜试件; WPZ-普通胶膜 Redux 322 试件; HC-蜂窝塌陷; HT-蜂窝拉伸破坏失效。

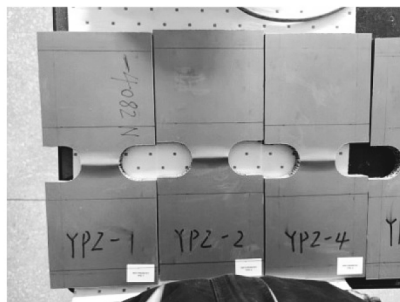


图 10 外面板加载典型失效模式(蜂窝芯子拉断 & 面板屈曲)

5 结 论

(1) 提出了一种工程结构试验件的设计及制备方法,针对封边框使用不同胶膜环境的直升机尾梁蒙皮,切割修理试验件。

(2) 在纯弯曲载荷作用下,封边框使用膨胀胶膜降低了结构的弯曲破坏值,即封边框使用膨胀胶膜的尾梁在无损伤检测未脱粘的蜂窝区存在不可检测的弱连接。

(3) 反面加载后,封边框使用膨胀胶膜的芯子拉断试件

个数更多,表明膨胀胶膜的使用导致芯子更容易受到拉伸损伤,结构设计时应考虑封边框处胶膜使用对蜂窝区界面强度的影响。

参考文献

- [1] 刘杰,郝巍,孟江燕. 蜂窝夹层结构复合材料应用研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2013(3): 25-29.
- [2] 杜善义,关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
- [3] NIU C Y. Composite airframe structures [M]. Adaso Adastr Engineering Center, 1992: 56-73.
- [4] 张铁亮,丁运亮,金海波. 蜂窝夹层板结构等效模型比较分析[J]. 应用力学学报, 2011, 28(03): 275-282.
- [5] Anish Poidel. Bond strength evaluation in adhesive joints using NDE and DIC methods[D]. Southern Illinois University Carbondale, 2015.
- [6] 栾旭,梁军,程新,等. 蜂窝夹心缺陷的 ESSPI 无损检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 775-778.
- [7] 雷夫·卡松尔,乔治·卡尔曼曼斯特. 夹层复合材料结构与失效机制[M]. 范金娟,程小全,王占彬,译. 北京: 国防工业出版社, 2019: 166-189.
- [8] Guangyong Sun, Xintao Hou, Dongdong Chen, et al. Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression[J]. Materials and Design, 2017, 133: 154-168.
- [9] Y. W. Kwon, S. H. Yoon, P. J. Sittare. Compressive failure of carbon-foam sandwich composites with holes and/or partial delamination [J]. Composites Structures, 1997, 38(1-4): 573-580.
- [10] Majumdar P, Srinivasagupta D, Mahfuz H, et al. Effect of processing condition material properties on debond fracture toughness of foam-core sandwich composites: experimental optimization [J]. Composites Part A: Applied science and manufacturing, 2003, 34(11): 1097-1104.
- [11] 岳喜山,闫群,赵伟,等. 单侧面板裂纹损伤对钛合金蜂窝夹层结构弯曲性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2018-2025.
- [12] 郭轩,关志东,邱诚,等. 蜂窝夹心挖补修理结构弯曲性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(7): 1528-1536.
- [13] 潘雄. 复合材料蜂窝夹芯壁板轴压试验研究[J]. 工程与试验, 2017(2): 21-76.
- [14] 孙国恩,宋相军. 不同冲击速度对铝蜂窝板冲击动力响应的影响[J]. 工程与试验, 2019, 59(01): 18-20.
- [15] 徐丹洋,方圆,方海,等. 湿热环境下泡沫复合材料夹芯板的 II 型界面剥离[J]. 材料科学与工程学报, 2018, 36(3): 487-491.
- [16] Mohammed Ahasanul Karim. Experimental evaluation of mechanical properties of a hemp fiber reinforced composites sandwich structures panel [D]. Bangladesh University of Engineering and Technology, 2013.
- [17] 白云鹤,于开平,赵锐,等. 高温与脱粘对复合材料蜂窝板模态特性影响的试验[J]. 复合材料学报, 2018, 35(4): 885-895.
- [18] 中国飞机强度研究所. 国外复合材料试验标准汇编[M]. 西安: 中国飞机强度研究所, 2011: 342-354, 399-413.

《工程与试验》欢迎投稿

投稿邮箱: bianjibu@ccss.com.cn 或 etbianjibu@163.com

联系人: 王暖春

联系电话: 0431-85117100