

# 复合材料蜂窝夹芯 结构挖补工艺

## Scarf Patch Process for Composites Honeycomb Sandwich Structure

成都飞机工业(集团)有限责任公司 罗辑 杨永忠 陈新萍 梁斌 闫雷鸽



罗辑

高级工程师,1991年毕业于复旦大学材料系高分子专业,2008年工程硕士毕业于西北工业大学材料学院;现担任中航工业成都飞机工业有限责任公司复材加工厂技术厂长,长期从事航空领域军、民机复合材料制件的研制和工艺技术研究工作。

通过试验,对温度均匀性、打磨方法、界面处理、蜂窝芯灌封固化等工艺影响因素进行了系统研究,并通过无损检测进行了修补效果验证,得出了更佳的修补工艺方法。

我国复合材料专业起步较晚,从“九五”后开始大量系统地开展复合材料修补技术的研究。孟凡颢、陈绍杰<sup>[1]</sup>等人通过有限元方法研究得出了修补的最佳补片直径、胶层厚度、补片厚度等。邹国发、龙国荣<sup>[2]</sup>等人通过试验研究了修补对结构强度和刚度的影响。在复合材料蜂窝夹芯构件的修补工艺上,还未见相应的系统研究,而事实上,大量的修补实践证明,修补工艺对修补成功率和修补质量有着巨大的影响。

本文通过试验,对温度均匀性、打磨方法、界面处理、蜂窝芯灌封固化等工艺影响因素进行了系统研究,并通过无损检测进行了修补效果验证,得出了更佳的修补工艺方法。

### 试验和分析

复合材料夹芯构件的修补一般要经历确定修补区域、打磨去层、去除受损蜂窝芯、修补受损蜂窝芯、蜂窝芯修补固化、蜂窝芯修补处打磨平整、修补补片铺叠、封袋、固化等工序。其中每个环节的工艺参数控制都至关重要。

本文试验母材和补片所使用的复合材料为 Cytec 的 Cycon 970/T300 预浸料,胶粘剂为 Cytec 板芯胶膜,蜂窝芯为 Nomex 纸蜂窝。

#### 1 蜂窝芯灌封对修补的影响

灌封胶通常被用于受损蜂窝芯局部补强,密封胶和灌封胶类树脂通常在使用时,一般仅要求变硬后可进

行下一步操作,但经过大量的修补实践证明,灌封胶的固化程度对修补质量有重要影响。试验方案和结果见表 1。

表1 灌封胶固化程度对修补影响试验方案及结果

试验件分类	固化时间	无损检测结果
#1	室温 12h	不合格
#2	室温 24h	不合格(有改善)
#3	室温 48h	不合格(较大改善)
#4	完全固化 (150 ℉ 6h)	合格

从试验结果来看,灌封胶固化越完全,修补后的效果就越好。完全固化灌封胶势必会造成修补周期的延长或工序的繁琐,鉴于使用不同灌封胶时得出的结果可能有所不同,建议在使用新的灌封材料组合时,首先进行灌封胶固化程度对修补的影响试验。

## 2 胶接界面处理工艺对修补的影响

界面起到粘接修补补片与母板的作用,通常采用砂纸打磨和丙酮清洗的方法对界面进行处理。常见的砂纸大概可分为碳化硅砂纸和氧化铝砂纸,用碳化硅砂纸打磨时,由于打磨后容易掉渣残留在灌封胶界面上对接有害,所以在复合材料打磨尤其是对灌封胶进行打磨时,禁止使用该类砂纸。氧化铝砂纸砂粒的粗细将影响到打磨后界面的粗糙度,界面过于光滑,与铺层的接触面小,同时也缺少界面的机械嵌合作用,修补后无法得到很好的界面剪切强度。反之,如果砂粒过粗,打磨后的界面上将留下较深的孔洞和凹槽,容易因树脂无法浸润填满这些孔隙影响到无损检测而造成修补失败。对采用不同砂纸类型和不同颗粒砂纸处理界面后的修补区进行无损检测,界面打磨后都用抹布浸少量丙酮进行了清洗,并干燥 15min 以上。

试验结果与理论分析结果吻合

较好,采用碳化硅砂进行界面处理的修补粘接最差,而采用 180 以上氧化铝砂纸进行界面打磨后的的修补试件无损检测结果几乎相同,内部粘接都较好。试件修补区周围出现的白色异常显示后来经证明为外表面的残留的胶带,去除后对零件修补无影响。

## 3 加热毯固化时的热温均匀控制

复合材料的修补固化方法主要有热压罐、烘箱、加热毯、烤灯 4 种。烤灯仅适合于固化温度在 60℃ 以下的修补,而对于中高温固化的修补,需采用前 3 种方法固化。其中,加热毯因具有便携、易操作、成本低、无特殊环境要求等优点,在修补方面应用非常广泛。但加热毯也有其自身的缺点,其在固化修补时为局部加热,容易受零件结构形状和周围环境的影响,产生较大温差。对于夹芯结构,修补区处

从试验结果来看,对于最大厚度为 30mm 的蜂窝芯,蜂窝芯高度差小于 5mm 时,温差基本能够满足固化要求;当蜂窝芯厚度超过 5mm 或跨越蜂窝芯区和板板区进行修补时,需要通过调节透气毡厚度来调节加热区的散热速度来控制温差,但这种方法控制温差稳定性较差,需有人实时监控温度变化情况,当然也可以换用烘箱和热压罐进行固化。

## 结论

根据上述试验,我们得出以下结论:

(1)当采用灌封胶修补蜂窝芯时,铺叠修补补片前,需确保灌封胶完全固化,否则容易引起修补在界面上脱粘。

(2)胶接界面打磨需要采用 180 目以上的氧化铝砂纸,为了获得较好的机械嵌合力,砂粒应不超过 320 目。

(3)对于蜂窝芯夹芯复合材料结构采用加热毯的修补,蜂窝芯厚度变化引起的温度偏差大,当厚度差异大于 5mm 时,需考虑采用在蜂窝芯较薄的区域放置更厚的透气毡来调节温度,或采用烘箱和热压罐进行修补固化。

## 参考文献

[1] 孟凡颢,陈绍杰,董善艳,等. 复合材料损伤结构胶接补强修补分析及设计. 飞机设计,2002(1):18-21.

[2] 邹国发,龙国荣,万建平,等. 树脂基复合材料蜂窝夹层结构的修补技术. 洪都科技,2005(3):41-45.

(责编 倬然)

表2 蜂窝厚度差异产生的温差

	TC1	TC2	TC3	TC4	TC5	TC6	TC7
蜂窝芯厚度 /mm	0(层板)	5	10	15	20	25	30
该处最高温度 /℃	155	164	167	174	181	197	207
与 TC7 温差 /℃	52	43	40	35	26	10	—

于变厚度蜂窝芯附近区域时,温差控制较难,复合材料固化一般要求温差在 10℃ (18 ℉) 以内,温差超过此范围,将影响树脂的流动性,还可能导致某些区域固化不完全,从而影响修补质量。

本试验选取一变厚度蜂窝芯,在不同厚度上放置监控热电偶,以最厚的蜂窝芯处放置的热电偶作为控制热电偶,试件加热区不接触任何物体,在无风的环境下加热至 207℃。加热毯加热误差为  $\pm 1^\circ\text{C}$ ,在加热毯下放置一层隔离膜,并在加热毯上均匀放置一层透气毡。表 2 为蜂窝厚度差异产生的温差。