http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0485

CCF300/QY8911层压板破孔损伤快速抢修后的拉伸性能

侯日立*，王春雨，周平
(空军工程大学 航空机务士官学校，信阳 464000)

摘　　要：针对CCF300/QY8911复合材料层压板破孔损伤抢修后的拉伸强度影响规律和表征方法问题，通过对原始材料标准试件、含预制损伤试件及通过胶接、铆接和胶铆联合修理后试件的拉伸试验，得到了相应的强度、刚度、损伤模式和重点部位应变数据。结果表明，修理部位与原结构刚度不协调是影响修理强度的主要因素；胶接修理具有较高的连接刚度，其修理强度影响因素主要是铺层间结合强度；铆接修理连接刚度较低，且铆钉受单剪容易被拉脱是影响其修理强度的主要因素；胶铆联合修理综合了胶接修理刚度高和铆接修理能防止层间撕裂的双重优势；综合采用胶铆联合湿装配工艺、增加铆钉直径和在工件背面加装防拉脱垫片可显著提高修理效果，其抗拉强度分别为常规铆接修理和常规胶接修理的161.5%和135.9%。所提的基于线弹性断裂理论的强度恢复率评价方法能更好地从整体上表征修理后结构的真实承载能力。

关　键　词：层压板；铆接修理；胶接修理；胶铆修理；单轴拉伸；拉伸性能
中图分类号：V267+.4; TB330.1
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)07-2172-12

纤维增强的树脂基复合材料具有比强度和比刚度高、耐腐蚀和抗疲劳性能强等优点，被广泛应用于现代飞机结构中，CCF300/QY8911是其中的典型代表。这些材料通常以层压板的形式被应用，战场环境下，当其被射弹或战斗部破片命中时，很容易产生穿透性破孔损伤。为迅速恢复战伤飞机的作战能力，通常要求采用简易方法进行快速抢修。目前，最典型的快速抢修方法是利用金属补片单面施工的铆接、胶接和胶铆联合修理[1-4]。

用金属补片铆接修理飞机复合材料层压板结构的战伤在国外已有应用，美军的F-16飞机战伤抢修手册中推荐了这种修理方法。国内的相关研究[5-9]主要停留在理论层面，尚未投入实际应用，相关成果主要集中在工艺参数的分析方面。文献[5]认为增加螺栓排数、采用钛合金双面补片和增大补片厚度等措施可以提高修理结构的强度恢复系数；文献[6]通过数值模拟研究了螺栓排布、补片材料和厚度等参数对结构强度、刚度和失效模式的影响；文献[7]采用单向拉伸实验，测试了含通孔损伤的复合材料壁板和螺接修理后的接头，结果显示，损伤位于原损伤孔边，修理后结构强度是完好结构强度的44.2%；文献[6]还通过数值模拟方法分析了不同修理参数对失效模式的影响，当破坏位置恰好位于层压板结构第一排螺栓孔截面处时，修理强度最佳。文献[7-9]提出了用壳元模拟层压板、梁元模拟紧固件、多点约束模拟紧固件与孔的接触的复合材料机械连接修理仿真分析方法。

胶接是飞机复合材料层压板结构损伤最经典的修理方法[10]，现有研究主要集中在2个方面：①利用数值模拟手段分析强度影响因素[11-13]；②改善材料表面特性，增强胶接结合力等[14-15]。

胶铆联合、胶螺联合是飞机复合材料结构损伤

收稿日期：2023-07-27；录用日期：2023-12-01；网络出版时间：2024-01-05 19:32
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240105.1142.001
*通信作者. E-mail：hrl6319@sina.com

引用格式：侯日立，王春雨，周平. CCF300/QY8911层压板破孔损伤快速抢修后的拉伸性能[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(7)：2172-2183. HOU R L，WANG C Y，ZHOU P. Tensile properties of rapid repaired CCF300/QY8911 laminates with broken hole damage[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(7)：2172-2183 (in Chinese).

修理较热门的研究方向[16-19]。文献 [16] 通过实验和数值模拟, 研究了利用钛合金补片的螺接和胶螺混合修理, 得到了原损伤截面拉伸破坏和第一排螺栓孔截面拉伸破坏 2 种破坏模式, 提出应合理选择修理参数使结构的破坏恰好位于第一排螺栓孔截面处; 文献 [17] 采用数值模拟方法分析了补片和胶膜厚度对胶接修理效果的影响, 得出胶铆混合修理能降低修理区胶层剪切应力水平; 文献 [18] 采用预固化复合材料补片开展了胶铆联合修理研究, 当损伤位置在最外侧铆钉孔处时, 修理强度较高; 文献 [19] 采用有限元数值模拟方法, 研究了胶铆联合修理中胶层的应力特性, 提出了修理中层合板铺层角度的优化设计方案。

综上, 目前对利用金属补片单面施工的铆接、胶接和胶铆联合等快速抢修方法的研究还不够完善: ①基于实验数据的修理强度影响机制分析较欠缺, 操作性强的改进措施不多; ②对修理后结构强度恢复率的评价几乎都简单地采用修理后试件强度除以完好试件强度。这种方法既未考虑抢修的局部性(即实际结构承载环境与试件承载环境的差别), 也未考虑初始损伤尺寸对结构承载能力的影响, 因此, 不能反映修理后结构的真实承载能力。基于此, 本文以飞机结构常用的 CCF300/QY8911 材料为例, 开展了材料拉伸性能和含预制损伤试件的剩余强度测试, 以获得基础数据; 利用高强度、高模量的钛合金和不锈钢作补片, 开展了常规的单面铆接修理, 并根据修理试件拉伸强度、损伤模式和重点部位应变分析了强度影响因素及其作用机制; 在此基础上, 通过增加铆钉直径、在背面加装金属垫片和在铆钉孔涂结构胶湿装配等措施, 改进了铆接修理工艺; 利用不锈钢补片, 开展了常规的胶接修理实验, 并分析了强度影响因素; 集成铆接和胶接修理的优点, 提出了一种改进后的胶铆联合修理方法, 达到了较理想的修理效果。同时, 提出了一种可以预估修理后结构整体承载能力的修理强度评价方法。

1　材料及方法

1.1　材　料

复合材料层压板采用 CCF300/QY8911 预浸料, 委托中航复合材料有限责任公司采用热压罐成型工艺进行制备, 铺层为 $[45/0/-45/90/0/45]_S$, 单层厚度为 0.125 mm, 总厚度约为 1.5 mm, 热压罐成型工艺曲线如图 1 所示。

钛合金补片为宝钛集团生产的 TC4 板, 退火态, 厚度为 2.0 mm; 不锈钢补片为 316L 板材, 厚度为 2.0 mm; 胶黏剂为黑龙江省科学院石油化学研究院的 J-349-1 双组分高性能室温固化糊状结构胶; 钛合金铆钉为 CHEERY 7774S-5-03(直径 4 mm)和 1S625-5-05(直径 5 mm); 垫片材料为 304 不锈钢, 内径为 5.0 mm, 外径为 20.0 mm, 厚度为 1.2 mm。

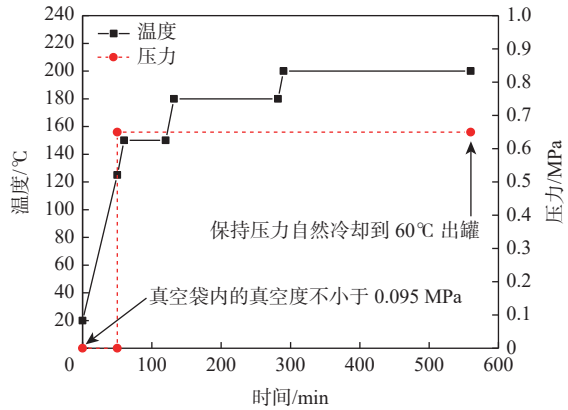


图 1　热压罐成型工艺曲线

Fig. 1　Autoclave process curves

1.2　试　件

1) 复合材料拉伸性能试件。利用层压板按 ASTM D3039—2017[20] 标准要求加工成 250 mm×25 mm×1.5 mm 的矩形试件。

2) 含预制损伤试件。先用机加方式将复合材料层压板裁成 450 mm×100 mm×1.5 mm 的矩形, 再在矩形板中心开设 20 mm×50 mm 的长椭圆孔, 圆弧半径为 10 mm。板的两端 120 mm 范围内, 两侧各粘贴一块复合材料层压板起加强作用, 如图 2 所示。

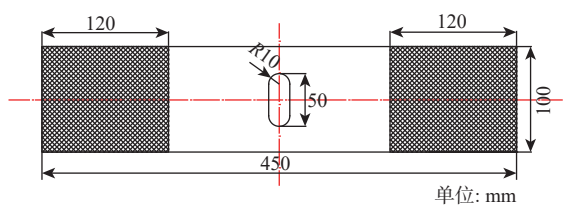


图 2　含预制损伤的试件

Fig. 2　Specimens with prefabricated damage

3) 常规铆接修理试件。制作了 2 类试件, 分别用钛合金和不锈钢作补片。盖板尺寸为 160.0 mm×100.0 mm×2.0 mm, 铆钉为 CHEERY 7774S-5-03。铆钉数量根据损伤件剩余强度测试结果确定。铆钉布置符合 HB 7709[21] 要求, 单侧两排各 8 颗对称排列, 如图 3 所示。其中, 盖板尺寸的确定方法为: 首先, 根据损伤造成的强度损失计算修理所需的铆钉数量; 然后, 根据飞机复合材料结构机械连接修理中规定的铆距、排距和边距布置铆钉; 最后, 根据铆钉的布局设计盖板。

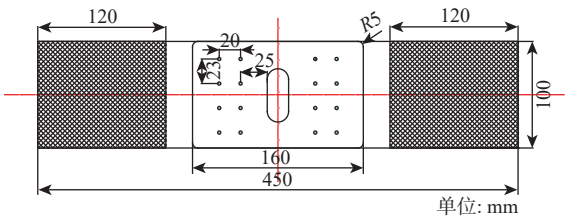


图3 常规铆接修理试件

Fig. 3 Specimens repaired by conventional riveting method

4) 常规胶接修理试件。补片材料为316L不锈钢板,其他参数与常规铆接修理试件完全一致。为便于比较,在不锈钢补片和复合材料基板上也钻孔。修理时,先按胶接修理要求清理试件表面,再涂胶,并在80℃环境下固化3 h,修理后的试件如图4所示。



图4 常规胶接修理试件

Fig. 4 Specimens repaired by conventional bonding method

5) 改进后的铆接修理试件。补片材料为316L不锈钢板,与常规铆接修理试件相比,有以下变化:①铆钉尺寸加大,采用了直径5.0 mm的大底角钛合金拉铆钉;②在铆钉及铆钉孔处涂胶、湿装配;③在复合材料层压板背面安装不锈钢垫片。如图5所示。



图5 改进后的铆接修理试件

Fig. 5 Specimens repaired by improved riveting method

6) 胶铆联合修理试件。首先,按胶接修理工艺要求清理试件表面,并涂胶和安装补片;然后,按改进后的铆接工艺安装铆钉和垫片;最后,按80℃/3 h工艺固化。胶铆联合修理后的试件如图6所示。

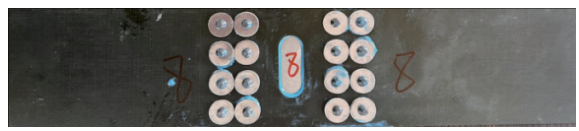


图6 胶铆联合修理试件

Fig. 6 Specimens repaired by adhesive-riveting joint method

1.3 拉伸实验

实验委托中国航发北京航空材料研究院和上海航空材料结构检测股份有限公司实施,采用的实验标准和主要设备如表1所示。

表1 实验标准及设备

Table 1 Experimental standard and equipment

试件类型	试件数量	实验标准	实验设备
标准拉伸试件	6	ASTM D3039—2017[20]	电子万能实验机INSTRON 5895 100 kN
含预制损伤的试件	5		
不锈钢补片	5	参考ASTM D3039—2017[20]	电子万能实验机MTS 311 1 000 kN
钛合金补片	5		

含预制损伤试件的剩余强度测试参考ASTM D3039—2017[20]标准,实验装置如图7所示。

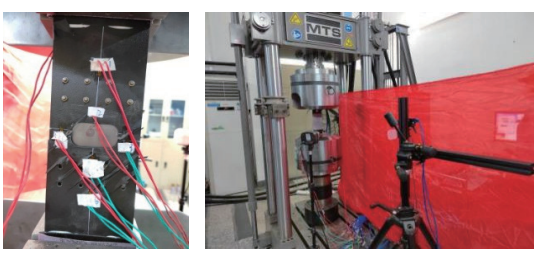


图7 拉伸实验装置

Fig. 7 Tension test equipment

2 结果与讨论

2.1 材料拉伸性能

实验获得的材料拉伸性能如表2所示,断口如图8所示。可以看出,拉伸强度均值为667.8 MPa,拉伸模量均值为64.5 GPa,破坏应变均值为10 231.3×10^{-6},实验数据分散性较小,断口形貌正常,说明材料成型质量良好。

2.2 含预制损伤试件拉伸性能

载荷-应变关系曲线如图9所示,载荷-位移曲线如图10所示,断口形状如图11所示。

从图9可以看出,复合材料原损伤孔长边处的应变远远大于短边处的应变,说明孔长边处有较大

表2 材料性能测试结果

Table 2 Experimental results of material properties

试件编号	宽度/mm	厚度/mm	载荷/kN	拉伸强度/MPa	拉伸模量/GPa	破坏应变
1	25.08	1.41	21.4	605	64.7	9 216×10^{-6}
2	25.06	1.40	25.3	721	63.8	11 036×10^{-6}
3	25.09	1.44	23.7	655	65.2	9 944×10^{-6}
4	25.07	1.42	23.4	656	63.6	10 333×10^{-6}
5	25.06	1.38	24.4	705	65.1	10 686×10^{-6}
6	25.04	1.41	23.5	665	64.4	10 173×10^{-6}

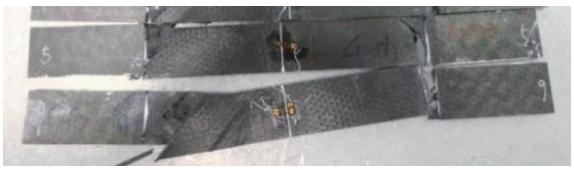


图 8　标准拉伸实验的断口

Fig. 8　Fracture surface of standard tensile test

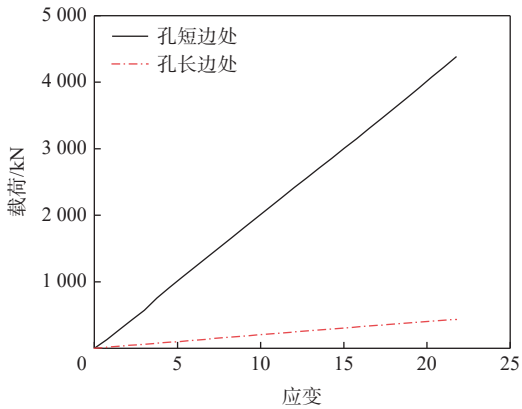


图 9　含预制损伤试件的载荷-应变曲线

Fig. 9　Load-strain curves of specimens with prefabricated damage

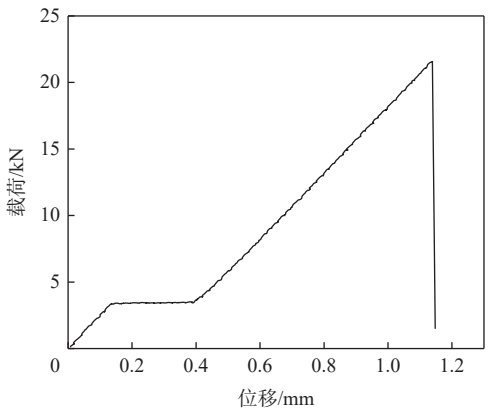


图 10　含预制损伤试件的载荷-位移曲线

Fig. 10　Load-displacement curve of specimens with prefabricated damage

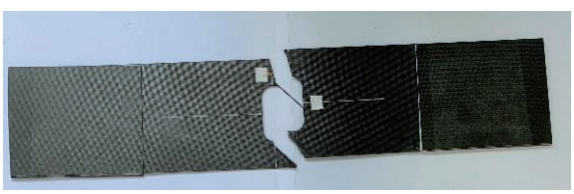


图 11　含预制损伤试件的断口

Fig. 11　Fracture surface of specimens with prefabricated damages

的应力集中, 因此, 损伤从该处发生, 如图 11 所示。另外, 从图 10 可以看出, 材料破坏前几乎没有屈服过程(起始阶段的平台是夹具间隙造成的), 属于典型的脆性破坏。但从图 11 可以看出, 其断口未如脆性金属材料一样与外载荷垂直, 而是呈近 45°方向。这主要是因为: 复合材料层压板中±45°铺层占比高(达 50%), 45°方向是其薄弱环节。

拉伸实验结果如表 3 所示。可以得到, 剩余强度均值为 141.6 MPa, 破坏应变均值为 4 138.6×10^{-6}。对比表 2 可以看出, 含损伤结构的剩余强度只有完好试件的 21.2%, 破坏应变只有完好试件的 40.5%。根据试件几何尺寸计算得到, 结构破坏时, 净截面上的平均破坏应力只有完好试件强度的 42.4%。

表 3　含预制损伤试件的拉伸性能测试结果

Table 3　Tensile properties results of specimens with prefabricated damage

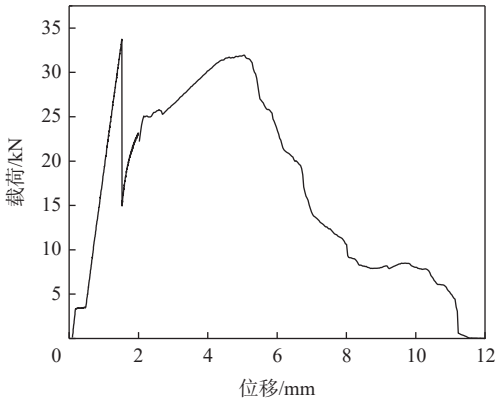
试样编号	宽度/mm	厚度/mm	载荷峰值/kN	拉伸强度/MPa	破坏应变(孔长轴侧)
1	97.66	1.50	21.6	147	4 378×10^{-6}
2	97.78	1.49	21.1	145	4 387×10^{-6}
3	98.18	1.48	20.1	138	3 815×10^{-6}
4	97.77	1.50	19.6	134	3 868×10^{-6}
5	97.83	1.50	21.1	144	4 245×10^{-6}

含预制损伤试件破坏时, 其净截面平均应力较低, 说明该试件在拉伸时存在严重的应力集中。即在平均应力不高的情况下, 孔边因应力集中先达到强度极限而开裂破坏; 破坏时, 孔边应变远低于完好试件的破坏应变, 主要是因为应变片的位置与孔边有一定距离, 测量结果近似为净截面的平均应变, 这也从另一个角度说明该构件拉伸时存在严重的应力集中现象。

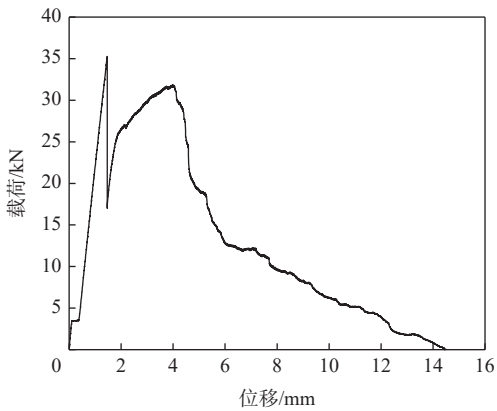
复合材料的上述特性给抢修工作带来 2 个启示: ①应力集中对复合材料结构的静强度影响显著, 抢修时务必彻底清除损伤以消除应力集中; ②对含损伤复合材料结构的剩余强度分析, 不可如塑性金属结构一样采用净截面屈服判据。文献 [22] 提出了一种等效的应力强度因子判据, 将损伤等效成裂纹, 采用线弹性断裂力学判据分析, 在工程应用中有较好的吻合度。

2.3　常规铆接修理结果

常规铆接修理试件拉伸时的载荷-位移曲线如图 12 所示, 有 2 个明显的载荷峰值, 对应 2 个极限强度, 且在 2 个峰值之间有明显的卸载过程。断口如图 13 和图 14 所示, 损伤均发生在原损伤孔的边缘处。测试结果如表 4 所示, 不锈钢补片的极限强度均值为 235.8 MPa, 钛合金补片的极限强度均值为 236.0 MPa, 两者几乎相等, 为完好试件强度的 35.3%、含预制损伤试件强度的 166.5% 左右。破坏时, 钛合金补片修理对应的补片应变为 269.8×10^{-6}, 复合



(a) 不锈钢补片



(b) 钛合金补片

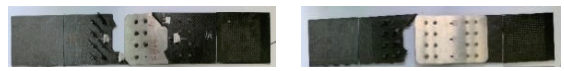
图 12 常规铆接修理试件的载荷-位移曲线

Fig. 12 Load-displacement curves of specimens repaired by simple riveting method

材料应变为 4 226.8 ×10^{-6}。不锈钢补片修理对应的补片应变为 105.8 ×10^{-6}, 复合材料应变为 4 298.4×10^{-6}。

损伤断口发生在原结构损伤的边缘处, 说明修理后补片未充分发挥承载作用, 致使原结构孔边依然应力集中明显, 仍是薄弱环节。

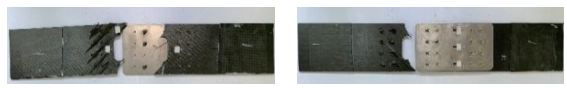
表 4 中的破坏应变指结构破坏时应变片所在部位的应变。由于复合材料层压板上的应变片粘贴位置与损伤发源处(孔边)有一定距离, 其测量值实际上更接近净截面的平均应变, 该值远低于完好试件的破坏应变, 从另一个角度说明该结构在拉伸时存在严重的应力集中。



(a) 复合材料侧 (b) 金属侧

图 13 不锈钢补片断口

Fig. 13 Fracture surface of specimens with stainless steel patch



(a) 复合材料侧 (b) 金属侧

图 14 钛合金补片断口

Fig. 14 Fracture surface of specimens with titanium alloy patch

载荷-位移曲线出现 2 个峰是由该类修复件的破坏模式决定的: 首先, 孔边复合材料破坏, 出现第 1 个载荷峰; 然后, 转由金属补片承载, 刚度降低, 出现明显卸载过程; 最后, 铆钉被拉脱, 出现第 2 个载荷峰。

结构破坏前, 金属补片的应变远低于孔边复合材料的应变, 说明修理部位, 即由“铆钉-补片-铆钉”组成的传力路径上, 其整体刚度远低于复合材料基材。

综上所述, 常规铆接修理后, 外载荷分配在修理补片上的量很小, 补片未发挥正常的承载作用, 孔边复合材料的应力集中依然严重, 损伤仍从原损伤孔边复合材料处开始, 修理后的整体强度较低。即修理部位的刚度低于原结构的刚度, 是制约铆接修理强度的主要因素。

在“铆钉-补片-铆钉”的传力路径上, 影响其整体刚度的因素主要有如下方面: ①铆钉接头的刚度; ②补片的刚度; ③补片受偏心力矩作用的受力

表 4 常规铆接修理试件的拉伸性能测试结果

Table 4 Tensile properties results of specimens repaired by simple riveting method

试件形式	试件编号	宽度/mm	厚度/mm	载荷峰值Ⅰ/kN	拉伸强度Ⅰ/MPa	载荷峰值Ⅱ/kN	拉伸强度Ⅱ/MPa	破坏应变(孔长轴侧)	破坏应变(金属侧)
不锈钢补片	1	98.08	1.48	33.7	232	31.9	220	4 326×10^{-6}	122×10^{-6}
	2	97.90	1.51	33.7	228	32.8	222	4 211×10^{-6}	68.3×10^{-6}
	3	98.08	1.44	32.4	229	29.2	207	4 256×10^{-6}	82.6×10^{-6}
	4	97.97	1.51	35.0	237	32.1	217	4 230×10^{-6}	135×10^{-6}
	5	98.26	1.45	36.1	253	30.2	212	4 469×10^{-6}	121×10^{-6}
钛合金补片	1	98.49	1.50	35.3	239	31.9	216	4 386×10^{-6}	259×10^{-6}
	2	98.28	1.49	33.0	225	30.7	210	4 190×10^{-6}	260×10^{-6}
	3	98.03	1.41	35.3	256	30.4	220	4 423×10^{-6}	331×10^{-6}
	4	98.39	1.48	33.6	231	32.5	224	3 995×10^{-6}	240×10^{-6}
	5	98.41	1.50	33.7	229	32.5	220	4 140×10^{-6}	259×10^{-6}

状态。

在铆接修理结构中, 铆钉承受剪切载荷作用, 其变形原理如图 15 所示。根据剪切应变的定义, 铆钉的剪切变形量 ΔL 可表示为

$$\Delta L = \frac{PL}{GA} \tag{1}$$

式中: P 为补片或复合材料作用在铆钉上的载荷; L 为补片与复合材料之间的间隙; G 为铆钉的剪切模量; A 为铆钉的横截面积。

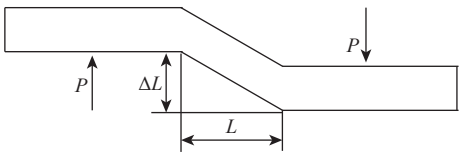


图 15　铆钉受剪变形示意图

Fig. 15　Shear deformation schematic of rivet

从式(1)可知, 影响铆接接头刚度的因素主要有: ①铆钉的剪切模量; ②铆钉的横截面积; ③两板之间的间隙。除此之外, 铆钉与钉孔之间的间隙也会影响接头的刚度。

本文修理实验中, 316L 不锈钢补片的弹性模量为 200 GPa, TC4 钛合金补片的弹性模量为 109 GPa, 厚度都为 2.0 mm。两者的刚度相差很大, 但修理效果几乎相同。说明补片刚度一旦超过了复合材料, 再增加其刚度, 对修理效果影响甚微。这也说明实验中补片的刚度不是造成修理部位整体刚度不足的原因。

补片受偏心力矩的作用可从补片的应变-载荷曲线(见图 16)看出, 在拉伸的初始阶段, 补片的应变为负值, 说明在该阶段补片被压缩, 这是由于补片遭受偏心力矩作用导致的。显然, 此时的补片无法参与拉伸载荷的传递, 自然也就削弱了传载路径的整体抗拉刚度。

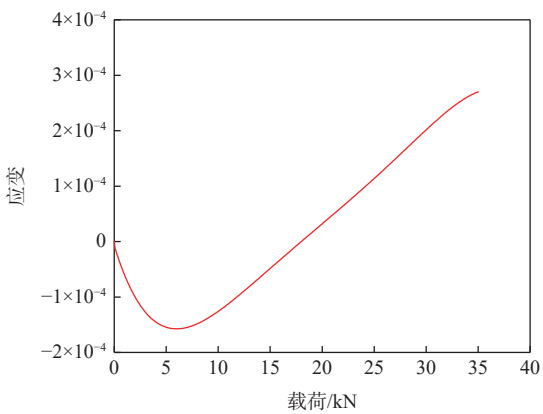


图 16　钛合金补片上应变随载荷的变化关系

Fig. 16　Relationship between strain and load of titanium alloy patch

单面铆接修理时, 补片受偏心力矩的作用几乎不可避免。因此, 要提高铆接修理部位的刚度, 应重点考虑提高铆接接头的刚度。为此, 本文从如下方面对修理方案进行了改进: ①增加铆钉直径, 获得更大的剪切刚度, 即将铆钉直径由 4 mm 变成 5 mm; ②在铆钉孔中涂胶并进行湿装配, 利用固化后的胶层减少装配间隙的影响; ③在复合材料背面安装垫片, 以增加锁紧力, 减少补片与复合材料之间的间隙, 并防止铆钉被拉脱。

2.4　改进后铆接修理结果

改进后铆接修理试件拉伸时的载荷-位移曲线如图 17 所示, 仍为典型的脆性破坏。断口如图 18 所示, 损伤位置转移到了第 1 排铆钉处。孔边复合材料和金属补片的应变如图 19 所示, 破坏前, 金属补片的最大应变为 510.0 ×10^{-6}, 远高于常规铆接修理时的情况, 复合材料层压板上的最大应变为 4 004.0×10^{-6}, 与常规铆接修理时的情况相当。试件极限强度测试结果如表 5 所示, 抗拉强度均值为 330.8 MPa, 是完好试件的 49.5%、含预制损伤试件的 233.6%、改进前铆接修理试件的 140.3%, 达到了较好的修理效果。

破坏前, 金属补片的应变比常规铆接修理明显增大, 即补片承担的载荷明显增多, 说明改进后的修理方案显著提高了“复合材料-铆钉-补片-铆钉-

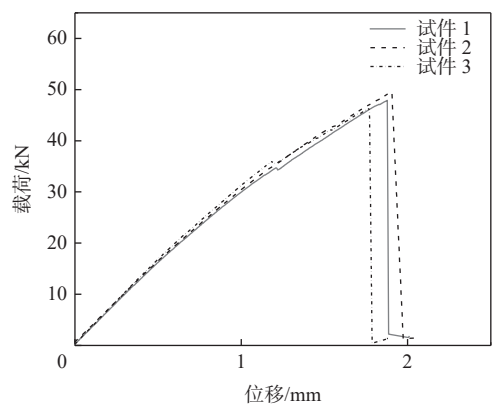


图 17　改进后铆接修理试件的载荷-位移曲线

Fig. 17　Load-displacement curves of specimens repaired by improved riveting method

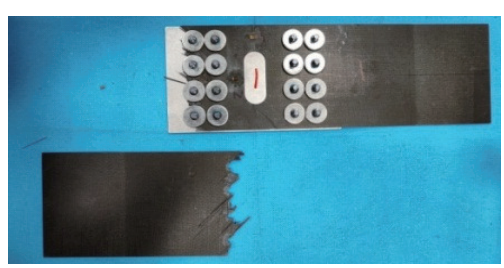


图 18　改进后铆接修理试件的断口

Fig. 18　Fracture surface of specimens repaired by improved riveting method

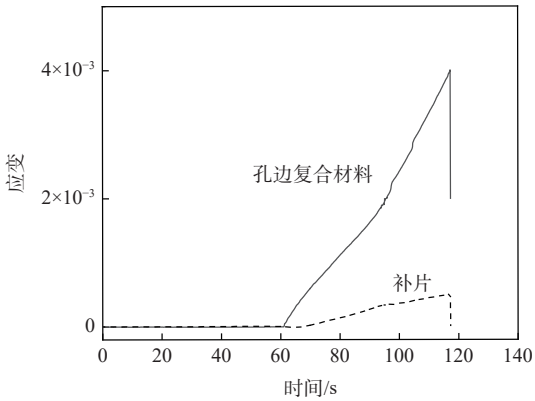


图 19 改进后铆接修理试件补片和孔边复合材料的应变

Fig. 19 Strain at patch and hole edge composite of specimens repaired by improved riveting method

表 5 改进后铆接修理试件的剩余强度测试结果

Table 5 Residual strength test results of specimens repaired by improved riveting method

试件编号	宽度/mm	厚度/mm	载荷/kN	剩余强度/MPa
1	98.60	1.50	47.90	323.8
2	98.54	1.48	47.53	325.9
3	98.70	1.48	49.62	339.7
4	98.70	1.44	46.44	326.7
5	98.64	1.44	47.99	337.9

复合材料”修理路径的刚度；原损伤孔边复合材料层压板的平均应变与常规铆接修理基本相当，但由于此时破坏位置转移到了第 1 排铆钉孔处(见图 18)，原损伤孔边已不再是危险截面，此时相对较小的应变是由于补片较好地承担了外载荷所致，说明该部位的受力环境得到了改善。

载荷-位移曲线不再出现 2 个过载峰，是因为该类修理试件的损伤模式发生了变化，结构中只有第 1 排铆钉孔处这一个危险部位，损伤都发生在该处。这也说明原损伤孔处得到了有效加强。

综上所述，改进后的方案有效提高了修理部位的刚度，达到了预期的效果。

2.5 胶接修理结果

胶接修理试件拉伸时的载荷-位移曲线如图 20 所示，3 个修理试件的载荷-位移曲线在后期均呈现典型的锯齿状。断口如图 21 所示，损伤仍发源于原结构损伤的孔边，金属补片上既有裸露的金属，又有残留的复合材料铺层。补片和孔边复合材料应变如图 22 所示，结构破坏前，金属补片上的最大应变为 452.0×10^{-6}，复合材料层压板的最大应变为 $1\,348.0\times10^{-6}$。极限强度测试结果如表 6 所示，其均值为 280.2 MPa，是含预制损伤试件的 197.9%、常规铆接修理试件的 118.8% 左右、改进后铆接修理试件的 84.7%。

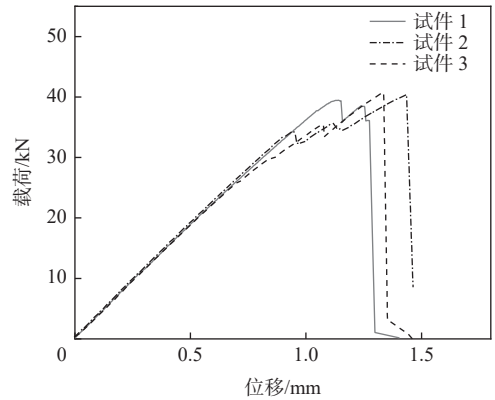


图 20 胶接修理试件的载荷-位移曲线

Fig. 20 Load-displacement curves of specimens repaired by bonding method



图 21 胶接修理试件的断口

Fig. 21 Fracture surface of specimens repaired by bonding method

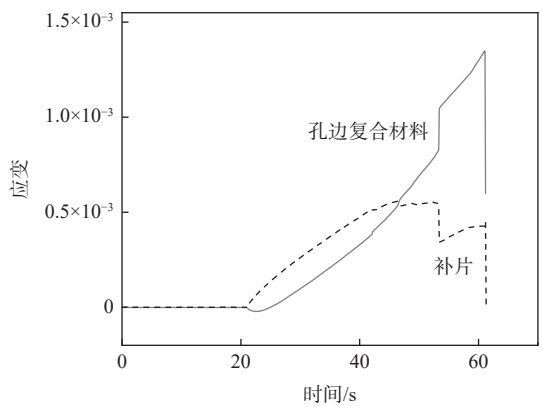


图 22 胶接修理试件补片和孔边复合材料的应变

Fig. 22 Strain at patch and hole edge composite of specimens repaired by bonding method

表 6 胶接修理试件的剩余强度测试结果

Table 6 Residual strength test results of specimens repaired by bonding method

试件编号	宽度/mm	厚度/mm	载荷/kN	剩余强度/MPa
1	98.84	1.5	39.47	266.2
2	98.4	1.48	40.41	277.5
3	98.2	1.4	40.82	296.9

载荷-位移曲线的锯齿是由胶接修理试件的破坏模式决定的。补片上既有裸露的金属，又有复合材料残留，说明修理部位的损伤既有胶层的界面破

坏, 又有复合材料铺层间的撕裂破坏。由于胶层界面和铺层之间应力分布的不均匀性, 上述 2 种损伤都是逐渐推进的。损伤每推进一步, 结构的刚度就变化一次, 对应地, 在载荷-位移曲线上就出现一个台阶。

结构破坏时, 金属补片的应变比常规铆接修理明显变大, 约为原孔边复合材料平均应变的 1/3。考虑到不锈钢补片的弹性模量近似为复合材料层压板的 3 倍, 此时, 金属补片上的应力已经非常接近复合材料层压板, 说明胶接修理很好地提高了修理部位的刚度, 使金属补片有效参与了承载。

孔边复合材料的应变比常规铆接明显变小, 原因是: ①金属补片有效分担了载荷; ②胶接修理结构中, 接头处的材料受剪切载荷作用, 胶接界面和复合材料铺层之间相对较低的剥离强度成为薄弱环节, 损伤位置由原结构孔边转移到接头和铺层界面处。

可见, 胶接修理的优点是修理部位的刚度较高, 有利于补片发挥承载作用; 缺点是接头和复合材料铺层界面的强度较低, 容易发生剥离破坏, 难以实现较高的整体修理强度。

2.6　胶铆联合修理结果

胶铆联合修理试件的载荷-位移曲线如图 23 所示, 仍有锯齿状特征, 但与胶接修理试件相比, 锯齿数量明显减少, 且其中一个试件甚至已经没有锯齿。断口如图 24 所示, 损伤位于第 1 排铆钉孔处, 有层间撕裂的痕迹。补片和孔边复合材料应变如图 25 所示, 结构破坏前, 金属补片上的最大应变为 717.0×10^{-6}, 复合材料层压板上的最大应变为 $2\,255.0\times10^{-6}$。极限强度测试结果如表 7 所示, 平均值为 380.9 MPa, 是胶接修理试件的 135.9%、改进后铆接修理试件的 115.1%、常规铆接修理试件的 161.5% 左右, 达到了很好的修理效果。

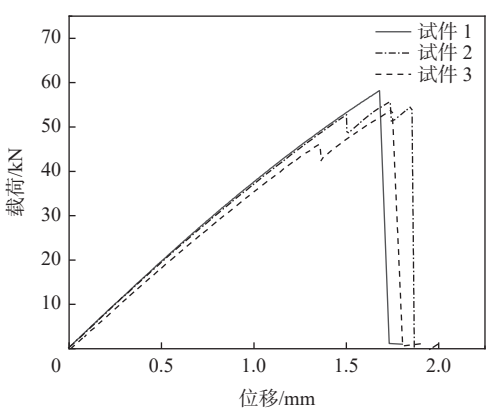


图 23　胶铆联合修理试件的载荷-位移曲线

Fig. 23　Load-displacement curves of specimens repaired by bonding-riveting joint method

载荷-位移曲线上锯齿特征减弱甚至消失, 是因为胶铆联合修理中, 铆钉的锁紧力有效阻止了接头及铺层界面的撕裂破坏。

破坏位置发生在第 1 排铆钉孔处, 而不是原结构孔边, 说明胶铆联合修理使原结构损伤处的强度得到了有效恢复, 孔边复合材料的受力环境得到了有效改善。

破坏前, 金属补片应变远大于常规铆接、胶接和改进后铆接修理, 说明胶铆联合修理进一步提高了修理部位的刚度, 金属补片更好地参与了载荷的传递。

综上所述, 胶铆联合修理既具有胶接修理可大幅提高修理部位刚度的优点, 又具有铆接修理可有效阻止复合材料层间撕裂的优点, 同时还具有改进后铆接修理的优点, 因此, 最终达到了比较理想的修理效果。

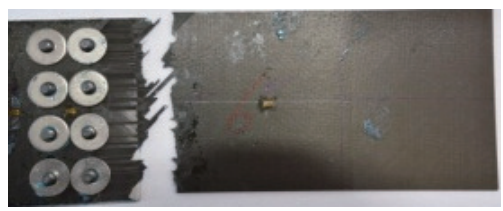


图 24　胶铆联合修理试件的断口

Fig. 24　Fracture surface of specimens repaired by bonding-riveting joint method

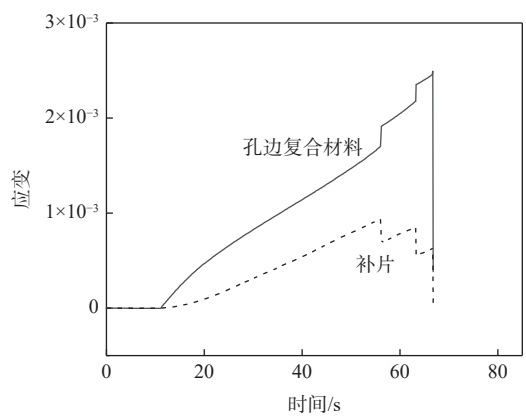


图 25　胶铆联合修理试件补片和孔边复合材料的应变

Fig. 25　Strain at patch and hole edge composite of specimens repaired by bonding-riveting joint method

表 7　胶铆联合修理试件的剩余强度测试结果

Table 7　Residual strength test results of specimens repaired by bonding-riveting joint method

试件编号	宽度/mm	厚度/mm	载荷/kN	剩余强度/MPa
1	99.20	1.48	58.20	396.40
2	98.64	1.46	54.75	380.20
3	98.12	1.50	53.88	366.10

2.7 综合分析

按照现有的修理强度评价方法，即便是修理效果最好的胶铆联合修理方法，其强度恢复率也只有57%左右，与文献[23]报道的飞机复合材料结构修理最低强度恢复率要求66.7%相差甚远，应用价值可能也不高。其实得出该结论是由于现有的表征强度恢复率的方法不准确造成的。

现有的修理强度恢复率分析中，直接用只具有简单构型的试件强度来等同具有复杂构型的真实结构的强度，显然不严谨。因为本文讨论的应急修理，通常是针对结构中的局部损伤，即在实际的修理结构中，修理部位和周边未损部位是共同参与承载的。分析本文得到的不同试件的载荷-位移曲线可以看出，现有的快速应急修理方法得到的试件，其刚度远低于完好复合材料试件的刚度。即在修理后的结构中，修理部位的刚度远小于原结构未损伤部位。根据载荷按刚度分配的原则，修理部位并不能如完好结构一样承受载荷。因此，用修理部位的局部强度代替修理后结构的整体强度不合理。

为从整体上评估修理后结构的实际承载能力，本文认为应参考飞机结构损伤容限设计中的分析方法。

GJB 3897—99[24]和MIL-DTL-87158D[25]中关于飞机结构战伤评估的安全性要求明确指出，当允许战伤飞机带伤使用时，其剩余强度应大于损伤容限设计规定的剩余强度要求值或使用限制条件下最大载荷的1.2倍。即对战伤飞机剩余强度的分析，需要采用损伤容限设计中的分析方法。

飞机损伤容限设计原理认为[26]，对于含有损伤的结构的剩余强度分析，可采用3种失效判据：基于线弹性断裂理论的应力强度因子判据、净截面屈服判据和弹塑性破坏判据。当剩余强度要求值大于或等于2/3的使用载荷时，应选用弹塑性和净截面屈服判据二者计算结果中的较小者；当剩余强度要求值小于2/3的使用载荷时，应选用线弹性判据和净截面屈服判据二者计算结果中的较小者。一般来说，当损伤尺寸很小时，需要采用弹塑性判据分析；当结构材料塑性很好时，需要使用净截面屈服判据分析；当结构材料为脆性时，需要使用线弹性断裂判据分析。

另外，虽然损伤容限设计中针对的损伤模式为裂纹，但对于实际的破孔型战伤，文献[22,27]认为，可将损伤作为等效的裂纹看待，用等效的应力强度因子判据分析。

此外，对于本文研究的飞机复合材料应急修理方法，不论是铆接、胶接，还是胶铆联合修理，都只对损伤区域进行了简单的降低应力集中的清理，采用机械连接或胶接等方法安装加强片，并不修理损伤本身。因此，修理补片的引入只改变了修理部位的局部构型，修理后的结构中损伤仍然存在。而且试验结果表明，很多情况下，在拉伸过程中，修理后结构的破坏仍然是从原损伤孔周边开始的。虽然改进后的铆接修理及胶铆联合修理试件的破坏位置可能从原损伤孔边缘转移到最外层铆钉孔处，但如文献[6,16]所述，理想的抢修工艺应使断裂位置正好处于由原结构损伤边缘向最外层铆钉孔过渡的临界状态。在该状态下，修理结构仍然可以看成一个等效的裂纹体，用损伤容限的方法来分析。

从本文的实验结果还可以看出，不论是完好的材料试件，还是修理后的小型结构试件，其拉伸曲线都无屈服平台，表现为典型的脆性断裂特征。从对未损伤部位的应变监控结果来看，修理后结构破坏时，未损伤净截面的平均应变远小于完好试件的破坏应变，说明在修理后的结构中，虽然采取了降低应力集中的清理措施，但孔边的应力集中仍然存在，用净截面平均应力去判断损伤显然不太合理。

基于以上原因，本文提出采用基于线弹性断裂理论的等效应力强度因子判据来分析修理后结构的剩余强度。按照线弹性断裂力学理论，损伤破坏的驱动力可以用应力强度因子来描述[28]：

$$K = CY\sigma\sqrt{\frac{\pi D}{n}} \tag{2}$$

式中：K为裂纹尖端的应力强度因子；C为内力再分配因子；Y为综合构型因子；n为考虑扩展的裂纹尖端数；D为裂纹长度；σ为工作应力。

为便于说明和理解，以简单的平板结构中含一处等效的中心穿透性裂纹为例进行分析。因为只考虑一处等效裂纹，由临近长裂纹引起的内力再分配因子C取1，考虑扩展的裂纹尖端数n为2。综合构型因子Y则可以看为有限板宽和修理补片2个因素的组合，参照文献[29]的分析方法，可写成如下形式：

$$Y = F_1F_2 \tag{3}$$

式中：F_1为与几何尺寸相关的构型因子，对于宽度W的有限宽板，$F_1 = \sqrt{\sec\left(\frac{\pi a}{W}\right)}$，$a$为半裂纹长度；$F_2$为与修理补片相关的因子。

根据式(2)和式(3)，可以进一步推导出修理后结构件的剩余强度：

$$\sigma_c = \frac{K_c}{F_1F_2\sqrt{\pi a}} \tag{4}$$

式中：σ_c为结构件的剩余强度；K_c为材料的等效断裂韧度。

从式(4)可以看出, 修理后结构的强度除与修理方法有关外, 还与损伤尺寸和结构的宽度有关。

对于本文中的材料, K_c 和 F_1 可以用含预制破孔试件的剩余强度测试结果计算得到, F_1=1.189, $K_c = 47.2\ \mathrm{MN/m^{3/2}}$。利用 3 种修理试件的剩余强度值, 可以进一步计算得到各修理方法对应的修正因子 F_2。有了上述参数, 就可以根据损伤尺寸和构件构型尺寸计算修复后的强度。以前面的材料为例, 假设在 200 mm 宽的板状结构中有一处直径 30 mm 的弹孔, 采用不同的快速抢修方法可得到修正因子 F_2、修复强度及新旧评价方法下的强度恢复率, 如表 8 所示。

从表 8 可以看出, 按照本文提出的评价方法得到的强度恢复率与传统方法的强度恢复率有较大的区别。这里只是针对简单平板结构的分析例子, 对于实际的加筋壁板等比较复杂的结构, 两者的区别将更大。

表 8　评价方法改进前后的结构强度恢复率对比

Table 8　Comparison of strength recovery ratio by unimproved and improved evaluation methods

修理方法	修正因子F_2	修复强度/MPa	强度恢复率(旧)/%	强度恢复率(新)/%
常规铆接修理	0.601	361.9	35.3	54.2
胶接修理	0.505	430.7	41.9	64.5
改进后的铆接修理	0.428	508.1	49.5	76.1
胶铆联合修理	0.372	584.7	57.0	87.6

3　结　论

1) 飞机复合材料层压板的破坏具有典型的脆性材料特征, 因此, 对于含损伤结构的剩余强度及相应的修理分析, 不能采用传统的净截面屈服判据, 而应采用基于线弹性断裂理论的分析方法。

2) 对于飞机复合材料结构战伤的单面铆接修理, 其强度影响因素主要是“铆钉-补片-铆钉”传力路径上的刚度不足, 该刚度的大小除与补片的模量、厚度有关外, 还主要与铆钉的剪切刚度、装配间隙及补片承受偏心力矩作用的状态有关。

3) 增加铆钉直径、在铆钉孔处涂胶湿装配、在复合材料背面安装金属垫片, 可有效提高修理部位的刚度, 进而提高修理件的强度。但考虑到随着铆钉直径的增加, 铆钉孔也随之变大, 这会对修理后的结构强度带来一些负面的作用。因此, 通过增加铆钉直径来增加修理强度的方法, 建议仅限于在按修理原则计算出的铆钉直径的基础上加大一个规格。如果条件允许, 最好通过选择具有更高剪切模量的铆钉材料的办法来调整。

4) 胶接修理因为无装配间隙的影响, 其修理部位的刚度比明显高于常规铆接修理, 此时, 制约其强度的主要因素是接头及复合材料层间相对较低的撕裂强度。

5) 改进后的胶铆联合修理, 综合了胶接、铆接及改进后铆接修理的优点, 既有效提高了修理部位的刚度, 使之更好地参与承载, 又成功阻止了接头界面和复合材料铺层间撕裂破坏的发生, 提高了承载能力, 达到了比较理想的修理效果。

6) 用修理后试件的强度除以完好试件强度的方法评价修理后结构的强度恢复率, 因为其未考虑修理部位的实际受力状态和损伤尺寸对修理强度的影响, 不能反映结构的真实承载能力, 建议采用基于线弹性断裂理论的剩余强度评价方法。

参考文献（References）

[1] 魏士礼, 赵艳秦. 民用飞机复合材料翼盒蒙皮损伤外补修理[J]. 机械工程师, 2022(4): 82-84.
WEI S L, ZHAO Y Q. External patch repair for damage of composite wing box skin of civil aircraft[J]. Mechanical Engineer, 2022(4): 82-84(in Chinese).

[2] 刘岩松, 张子健, 宋晓晨, 等. 复合材料结构修理技术探究[J]. 航空维修与工程, 2018(11): 76-80.
LIU Y S, ZHANG Z J, SONG X C, et al. Research on repair technology of composite material structure[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2018(11): 76-80(in Chinese).

[3] 贺旺, 曹强, 孙涛. 飞机复合材料修理工艺研究的思路探讨[J]. 航空维修与工程, 2016(4): 57-59.
HE W, CAO Q, SUN T. Discussion on the process research of aircraft composite repair[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2016(4): 57-59(in Chinese).

[4] 孔磊. 飞机复合材料修理技术研究[J]. 塑料工业, 2019, 47(3): 140-144.
KONG L. Research on aircraft composite repair technology[J]. China Plastics Industry, 2019, 47(3): 140-144(in Chinese).

[5] 聂恒昌, 谭日明, 郭霞, 等. 复合材料层合板机械连接修理拉伸性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2): 318-327.
NIE H C, TAN R M, GUO X, et al. Tensile performances of mechanically fastened repairs of composite laminates[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 318-327(in Chinese).

[6] 杨鹏飞, 樊俊铃, 宁宁, 等. 复合材料矩形开孔损伤螺接修理参数分析[J]. 航空维修与工程, 2021(5): 89-93.
YANG P F, FAN J L, NING N, et al. Analysis on repair parameters for damaged bolted joints with rectangular holes in composite materials[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2021(5): 89-93(in Chinese).

[7] 王航, 李想, 谢宗蕻, 等. 含通孔损伤复材壁板螺接修理接头拉伸性能试验研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(20): 56-62.
WANG H, LI X, XIE Z H, et al. Tests on tensile strength of bolted-repaired composite joints[J]. Aeronautical Manufacturing Techno-

logy, 2018, 61(20): 56-62(in Chinese).

[8] 张阿盈, 许洪明, 陈昊. 复合材料层压板铆接修补剩余强度评估[J]. 机械强度, 2016, 38(1): 105-109.
ZHANG A Y, XU H M, CHEN H. Residual strength evaluation of composite laminates repaired by riveted metal patch[J]. Journal of Mechanical Strength, 2016, 38(1): 105-109(in Chinese).

[9] 张阿盈, 陈向明, 王力立. 含离散源损伤复合材料加筋板剩余强度及其修理技术研究[J]. 工程与试验, 2018, 58(2): 16-19.
ZHANG A Y, CHEN X M, WANG L L. Study on residual strength of composite stiffened panel with discrete source damage and repair technique[J]. Engineering & Test, 2018, 58(2): 16-19(in Chinese).

[10] 梁凤飞, 金迪, 何勇. 复合材料结构修理研究[J]. 中国胶粘剂, 2019, 28(5): 57-61.
LIANG F F, JIN D, HE Y. Research on the maintenance of composite material structure[J]. China Adhesives, 2019, 28(5): 57-61(in Chinese).

[11] 王锡然. 复合材料机翼结构胶接修理后强度评估模型研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2018.
WANG X R. Strength evaluation model of composite wing structure after adhesive repair[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018(in Chinese).

[12] 田可可. 复合材料挖补结构性能分析和实验研究[D]. 郑州: 郑州大学, 2021.
TIAN K K. Numerical and experimental study on scarf repairment properties of composite material[D]. Zhengzhou: Zhengzhou University, 2021(in Chinese).

[13] 王宇灿. 复合材料胶铆混合修理力学特性实验研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2019.
WANG Y C. Experimental study on mechanical properties of adhesive-rivet hybrid repair of composite materials[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019(in Chinese).

[14] 张昂. 碳纤维复合材料的激光清洗机理与表面改性研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2019.
ZHANG A. Research on laser cleaning mechanism and surface modification of carbon fiber reinforced polymer[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2019(in Chinese).

[15] 李俊磊. 基于激光表面处理的民机复合材料结构胶结修理研究[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2016.
LI J L. Civil aircraft composite structure based on laser surface treatment[D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2016(in Chinese).

[16] 邹维杰. 复合材料层合板机械修理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
ZOU W J. Research on mechanical repair of composite laminates [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018(in Chinese).

[17] 王瑞峰. 复合材料胶铆混合连接与胶接修理的力学性能对比研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2016.
WANG R F. A comparative study of mechanical property of bonded repair and adhesive-rivet hybrid repair of composite laminate[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2016(in Chinese).

[18] 原志翔. 复合材料胶铆混合修理损伤特性实验研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020.
YUAN Z X. Experimental study on damage properties of adhesive-rivet hybrid repair of composite materials[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020(in Chinese).

[19] 徐航. 复合材料胶铆混合修理优化设计[D]. 天津: 中国民航大学, 2015.
XU H. Optimal design of composite material adhesive-rivet hybrid repair[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2015(in Chinese).

[20] ASTM. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials: ASTM D3039—2017[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2017.

[21] 中国飞机强度研究所、中国航空综合技术研究所、中国航空工业第601研究所, 等. 飞机复合材料结构机械连接设计要求: HB 7709[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2003.
Aircraft Strength Research Institute of China, China Aero-poly Technology Establishment, AVIC Shenyang Aircraft Design & Research Institute, et al. Design requirements of mechanically fastened joint of composite structure for airplane: HB 7099[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 2003(in Chinese).

[22] USHAKOV A, STEWART A, MISHULIN I. Probabilistic design of damage tolerant composite aircraft structures[R]. Washington, D. C. : US Department of Transportation, 2002.

[23] 王辰, 贺尔铭, 赵志彬, 等. 民机复合材料结构修理容限确定方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(4): 695-704.
WANG C, HE E M, ZHAO Z B, et al. Method for determining repair tolerance of civil aircraft composite structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(4): 695-704(in Chinese).

[24] 中国人民解放军空军第一研究所. 飞机战伤评估与修理技术手册编制要求: GJB 3897—99[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 1999.
Air Force First Research Institute of PLA. Requirements for developing technical manuals for aircraft battle damage assessment and repair: GJB 3897—99[S]. Beijing: PLA General Armament Department, 1999(in Chinese).

[25] FLCMC/HIAM Technical Data Section. Detail specification manuals, technical-aircraft battle damage assessment and repair: MIL-DTL-87158D[S]. Washington, D. C. : US Department of Defense, 2016.

[26] 中国航空研究院. 军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册 第三册 损伤容限设计[M]. 北京: 中国航空研究院, 1994: 328-335.
Chinese Aeronautical Establishment. Fatigue, damage tolerant and durability design for military airplane. Volume Ⅲ. Damage tolerant design[M]. Beijing: Chinese Aeronautical Establishment, 1994: 328-335(in Chinese).

[27] JOHN G A. Design manual for impact damage tolerant aircraft structure: AGARD-AG-238[R]. Washington, D. C. : AGARD, 1981: 161-168.

[28] 中国航空研究院. 应力强度因子手册 (增订版)[M]. 北京: 科学出版社, 1993: 3-9.
Chinese Aeronautical Establishment. Stress intensity factors handbook(revised and enlarged edition)[M]. Beijing: Science Press, 1993: 3-9(in Chinese).

[29] 航空航天工业部科学技术研究院. 飞机结构耐久性及损伤容限设计手册 第三册 飞机结构的损伤容限设计[M]. 北京: 航空航天工业部科学技术研究院, 1989.
Academy of Science and Technology Ministry of Aerospace Industry. Durability and damage tolerant design for airplane structure. Volume Ⅲ. Damage tolerant design for airplane structure[M]. Beijing: Academy of Science and Technology Ministry of Aerospace Industry, 1989(in Chinese).

Tensile properties of rapid repaired CCF300/QY8911 laminates with broken hole damage

HOU Rili*，WANG Chunyu，ZHOU Ping

(Aviation Maintenance NCO Academy，Air Force Engineering University，Xinyang 464000，China)

Abstract：The tensile strength of the CCF300/QY8911 composite laminate after hole damage repair was evaluated using a set of rules and characterization methods. To obtain the necessary data, tensile tests were conducted on standard specimens made from the original material, damaged specimens without repair, and specimens repaired using bonding, riveting, and bonding-riveting joint repair techniques. The corresponding data included strength, stiffness, damage mode, and key point strain. The following conclusions were drawn through comprehensive analysis: the incompatibility between the repair location and the original structure stiffness is the main factor affecting the repair strength; bonding repair has a high connection stiffness, and the main influencing factor of repair strength is the lamina bonding strength;on the other hand, riveting repair, which has a low connection stiffness, is mainly affected by the ease of pulling out the rivet in single shear; bonding-riveting joint repair combines the high stiffness of bonding repair and the dual advantage of riveting repair to prevent interlayer tearing; significantly improving the repair effect by adopting the combined wet assembly process of bonding-riveting, increasing the diameter of rivets, and installing anti-slip pads on the back of the workpiece can achieve a tensile strength of 161.5% and 135.9% higher than the conventional riveting repair and conventional bonding repair, respectively.The method described in this study, which is based on the linear elastic fracture theory, provides a more accurate representation of the real bearing capacity of the restored structure from a comprehensive standpoint.

Keywords：laminates；riveting repair；bonding repair；bonding-riveting joint repair；uniaxial tension；tensile properties

Received：2023-07-27；**Accepted**：2023-12-01；**Published Online**：2024-01-05 19：32
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20240105.1142.001

* **Corresponding author**. E-mail：hrl6319@sina.com