

采用不同金属材料铆接修补碳纤维复合材料板的性能对比

张琴^{1,2,3}, 王雅娜¹, 杨洋^{1,2,3}, 何玉怀^{1,2,3}, 陈新文^{1,2,3}

1. 中国航发北京航空材料研究院检测研究中心, 北京 100095
2. 航空材料检测与评价北京市重点实验室, 北京 100095
3. 中国航空发动机集团材料检测与评价重点实验室, 北京 100095

摘要 随着复合材料在主承力结构上的应用, 复合材料修理技术已经成为复合材料服役周期内的重要一环, 其中利用金属的铆接修补方法在快速修补技术中具有重要应用。采用中心挖跑道形孔法模拟碳纤维复合材料损伤, 分别使用不锈钢板与钛合金板对复合材料损伤件进行铆钉修补, 对损伤件和两种修补件进行轴向拉伸试验, 并采用应变计监测复合材料孔边及金属板中心应变。试验结果表明: 采用不锈钢和钛合金与复合材料损伤件以铆接方式得到的修补件可承受的最大载荷相同, 与未修补的相比提升了65.2%, 说明对复合材料损伤板使用金属材料铆接修补具有一定补强效果, 并且与使用不锈钢和钛合金材料进行修补的效果相当; 在修补件拉伸过程中, 碳纤维复合材料先于修补用金属材料失效; 2种金属铆接修补件的破坏应变比无修补的损伤件的破坏应变略有增加但影响不大。

关键词 复合材料; 铆接修补; 不锈钢; 钛合金; 拉伸

碳纤维复合材料由于其高比强度、高比刚度和优异的耐腐蚀性能, 在航空、航天、船舶等领域有广泛的应用^[1]。碳纤维增强复合材料结构在实际服役过程中可能遭受损伤, 因此, 大量使用碳纤维复合材料时, 必将涉及到碳纤维复合材料结构的维护和修理^[2]。

复合材料的修补方式主要有3大类, 分别是机械连接修补、胶接修补以及混合修补^[2-4]。混合修补是指将机械连接修补和胶接修补相结合, 通常在

胶接修补的基础上使用铆钉或者螺栓对补片进行再次固定。胶接修补是将补片胶接在被修补材料上或用共固化的方式将补片与被修补材料胶黏起来的修补方式。胶接修补目前使用较为广泛, 载荷分布较为均匀, 修补效率较高; 但是胶接修补在外场无合适胶黏剂或热固化条件时不适用, 对环境条件非常敏感, 而外场修理环境限制较多, 这种修补方式比机械连接法施工困难, 修补周期更长^[5-8]。机械连接修补指在受损材料损伤部位周围打孔, 利

收稿日期: 2023-01-13; 修回日期: 2023-04-13

作者简介: 张琴, 助理工程师, 研究方向为复合材料力学性能, 电子信箱: zhangqin621@126.com

引用格式: 张琴, 王雅娜, 杨洋, 等. 采用不同金属材料铆接修补碳纤维复合材料板的性能对比[J]. 科技导报, 2023, 41(9): 67-74; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.2023.09.008

用紧固件将补片与待修补材料进行螺接或铆接,使损伤结构遭到破坏的载荷传递路线得以重新恢复^[9]。使用金属机械连接修补复合材料具有效率高、工艺简单、便于操作等优点,是复合材料快速修补一种重要的方法。

机械连接修理一般采用补片修理。其中铆接是一种用于复合材料修复的效果突出的技术,只需要进入面板的一侧进行修理即可^[10]。铆接主要用于蒙皮的修理,许多文献已研究和评估使用复合材料修补金属的效果^[11-16]。波音 787 结构维修手册中规定了明确的修理方案,其中包括复合材料机身蒙皮使用金属材料进行铆接修理^[9]。通过单面铆钉紧固件与母体结构机械连接,用这种外搭接补片连接法尤其适用于外场紧急修理,可以修理损伤区直径达 100 mm 的蒙皮^[10]。刘礼平等^[9]对复合材料使用钛合金铆接修理的方法,具体包括填平与不填平 2 种方案,2 种修理方案均能满足修补后结构静强度要求;此外,还对不同损伤孔径飞机蒙皮进行胶铆修理,然后进行静强度拉伸试验来评价修理作用^[17]。张阿盈等^[18]采用钢片修补碳纤维复合材料,使用钛合金铆钉连接,并用 Abaqus 有限元软件对单排铆钉和双排铆钉修补含切口试件进行数值分析,破坏位置、破坏模式和破坏载荷与试验结果比较吻合,2 种铆钉排布均使破坏载荷增加,与单排铆钉修补相比,双排铆钉承载能力提高了 17%。Wang 等^[19]对需要快速战损修复的复合材料结构件铆接铝角修理结构进行了 3 种载荷条件下(面内剪切、轴向压缩和横向压缩)的试验,结果表明,与未修复的损坏标本相比,外部修复使强度提高了 83%,等效故障应变超过 3300 $\mu\epsilon$ 。Hua 等^[20]对存在直径 30 mm 左右圆形分层的复合材料板使用铝合金铆钉修补进行拼接修复,铝铆钉修复后强度为原板强度的 60.9%。Pitta 等^[21]对碳纤维增强环氧树脂复合材料使用铝合金铆接、粘合和混合接头进行修复,然后施加拉伸载荷,其中铆接接头的强度标准差最小,代表在实际应用中具有较高的可靠性。

在外场紧急修补时,不同金属修补材料对于外场紧急修补的效果比较还少有研究。因此,本研究

对 CCF300/QY8911 复合材料板采用金属板铆接修理方法,分别对中心挖跑道形孔的损伤试验件、不锈钢板铆接修补试验件、钛合金铆接修补试验件开展了拉伸试验,对比了承载能力、载荷-应变曲线和破坏模式,由此评估修补效果,并获得了不同金属修补结构的力学响应的规律,可以为复合材料服役结构的修理提供有用的指导。

1 材料及方法

1.1 试验材料

使用的碳纤维复合材料牌号为 CCF300/QY8911,铺层方式为[45/0/-45/90/0/45]_s,名义厚度 1.5 mm。完好复合材料标准件按照 ASTM D3039/D3039M-17^[22]的规定进行加工,长度 250 mm,宽度 25 mm,两端粘贴 56 mm×25 mm×1.5 mm 的加强片。损伤件采用中心挖跑道形孔的方法制备,损伤试验件长度 450 mm,宽度 100 mm,两端加强片尺寸为 110 mm×100 mm,中心跑道形孔尺寸长轴 50 mm,平行直线段 30 mm,圆弧处直径 20 mm。

美国联邦航空管理局(FAA)规定了铆接接头参数:铆钉之间的最小间距为 3 倍铆钉直径(建议 4~6 倍铆钉直径),铆钉边缘距离为 2.5 个铆钉直径^[23]。本研究参考了国内一些飞机维修经验,主要参考夏毅锐等^[24]和王博等^[25]对飞机蒙皮铆接修理中铆钉直径与铆钉排布的推荐规定并根据结构进行调整。有研究表明,铆接复合材料的承载强度是铆钉宽径比的函数^[26],但本研究不特意研究铆钉参数的影响,选用同种铆钉即可。修补件即在损伤件的基础上,使用 100 mm×150 mm×2 mm 的不锈钢板(牌号为 304 不锈钢)或钛合金板(牌号为 TC4,退火态)进行修补,金属板完全覆盖跑道形孔,使两种材料的几何中心重合,然后与碳纤维复合材料进行铆接,铆钉选用标准沉头铆钉,钉身直径 4.1 mm,双排铆钉位置为距离金属边缘 25 mm 和 45 mm。复合材料标准拉伸件按照 ASTM D3039/3039-17 规定的尺寸制备,损伤件、不锈钢修补件和钛合金修补件各制 5 件为一组。损伤件和修补件如图 1 所示。

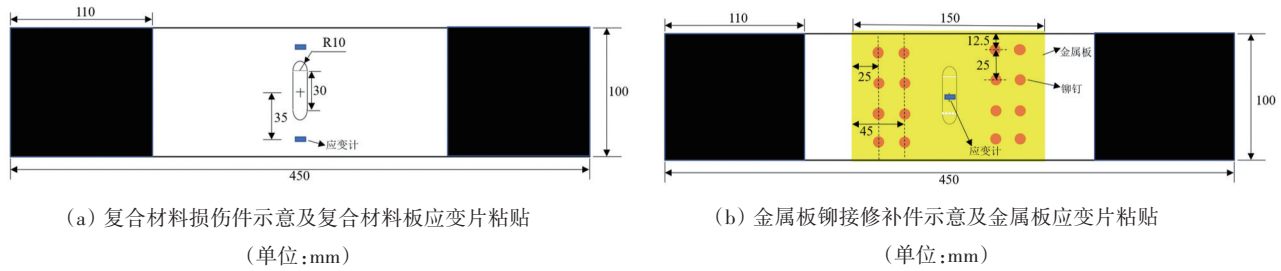


图1 损伤件及修补件示意

1.2 试验步骤

针对含跑道形孔损伤复合材料试验件和使用金属铆接修补后的修补试验件,参考ASTM D3039/D3039M-17^[22]标准进行拉伸试验。首先测量复合材料的宽度和厚度,在复合材料跑道形孔距中心35 mm处和修补的金属面板中心粘贴应变片监测应变^[27],应变片型号为BE120-3AA(11)。复合材料面和金属面的应变计粘贴位置如图1蓝色方块位置,安装试样到试验机上并确保试样对中,以2 mm/min的速率对复合材料施加轴向拉伸载荷,直至试验件完全破坏。

2 试验结果

复合材料完好标准件、无修补含跑道形孔损伤件和2种金属修补件的拉伸试验结果分别见表1、表2和表3。其中,表3中载荷-位移曲线上的第1个峰值,对应于含跑道形孔复合材料层板破坏时的载荷;载荷-位移曲线第2个峰值,对应于在复合材料断裂后金属板与复合材料双搭接结构承受的最大载荷。由于金属侧没有被完全拉断无法获得金属侧破坏应变。

表1 CCF300/QY8911复合材料的拉伸性能

试样编号	宽度/mm	厚度/mm	最大载荷/kN	拉伸强度/MPa	拉伸模量/GPa	破坏应变/ $\mu\epsilon$
1#	25.08	1.41	21.4	605	64.7	9216
2#	25.06	1.40	25.3	721	63.8	11036
3#	25.09	1.44	23.7	655	65.2	9944
4#	25.07	1.42	23.4	656	63.6	10333
5#	25.06	1.38	24.4	705	65.1	10686
6#	25.04	1.41	23.5	665	64.4	10173
平均值	25.07	1.41	23.6	668	64.5	10231
标准差	0.02	0.02	1.30	41.2	0.66	630
离散系数/%	0.07	1.42	5.50	6.16	1.03	6.15

表2 CCF300/QY8911无修补跑道形孔损伤件拉伸性能

试样编号	宽度/mm	厚度/mm	最大载荷/kN	拉伸强度(不忽略孔)/MPa	破坏应变/ $\mu\epsilon$
1	97.66	1.50	21.6	302	4378
2	97.78	1.49	21.1	296	4387
3	98.18	1.48	20.1	282	3815
4	97.77	1.50	19.6	274	3868
5	97.83	1.50	21.1	294	4245
平均值	97.84	1.49	20.7	290	4138
标准差	0.20	0.01	0.81	11.5	278
离散系数/%	0.20	0.60	3.93	3.97	6.71

表3 CCF300/QY8911 复合材料使用金属修补后的拉伸性能

试验件类型	试样编号	宽度/mm	厚度/mm	第1个载荷峰值/kN	第2个载荷峰值/kN	第1个载荷峰值 复合材料孔长轴 侧破坏应变/ $\mu\epsilon$	第1个载荷峰值 金属侧中心位置 应变/ $\mu\epsilon$	第2个载荷峰值 对应的金属侧中 心位置应变/ $\mu\epsilon$
不锈钢 修补件	Fe-1#	98.08	1.48	33.7	31.9	4326	119	608
	Fe-2#	97.90	1.51	33.7	32.8	4211	108	628
	Fe-3#	98.08	1.44	32.4	29.2	4256	111	469
	Fe-4#	97.97	1.51	35.0	32.1	4230	135	629
	Fe-5#	98.26	1.45	36.1	30.2	4469	126	481
	平均值	98.06	1.48	34.2	31.2	4298	120	563
	标准差	0.14	0.03	1.41	1.49	105	11.0	80.9
	离散系数/%	0.14	2.21	4.13	4.76	2.44	9.21	14.4
钛合金 修补件	Ti-1#	98.49	1.50	35.3	31.9	4386	259	596
	Ti-2#	98.28	1.49	33.0	30.7	4190	260	618
	Ti-3#	98.03	1.41	35.3	30.4	4423	331	615
	Ti-4#	98.39	1.48	33.6	32.5	3995	240	696
	Ti-5#	98.41	1.50	33.7	32.5	4140	259	718
	平均值	98.32	1.48	34.2	31.6	4227	270	649
	标准差	0.18	0.04	1.06	0.99	178	35.2	54.5
	离散系数/%	0.18	2.56	3.09	3.15	4.21	13.1	8.41

由表1和表2可知,CCF300/QY8911复合材料的平均拉伸强度为668 MPa。在挖跑道形孔后不忽略孔的强度为290 MPa,比原始完好复合材料强度下降了56.6%。平均破坏应变由10231 $\mu\epsilon$ 降至4138 $\mu\epsilon$,降低了59.6%。跑道型孔长轴长度50 mm,试验件名义宽度为100 mm,理论承载面积下降了50%,这是使强度发生大幅下降的主要原因。并且由于跑道型孔的存在使整个结构应力集中,最大应力发生在孔的长轴端点处,导致承载能力进一步下降,同时使破坏应变降低。

从表2可得,含孔损伤件平均承载力为20.7 kN。当使用不锈钢板和钛合金板修补后,复合材料破坏时对应的载荷(第1个载荷峰值)为34.2 kN,比损伤件承载能力提高了65.2%,说明使用金属修补后起到了明显的修补效果。使用不锈钢板和钛合金板修补后的铆钉拉脱时的平均载荷(第2个载荷峰值)几乎相等,分别为31.3 kN和31.6 kN,为第1个载荷峰值的91.5%和92.4%,均大于90%。

2种金属修补件的复合材料侧的破坏应变也大致相等,分别为4298 $\mu\epsilon$ 和4227 $\mu\epsilon$,大约比跑道形孔损伤件高100 $\mu\epsilon$ 。当拉伸修补件中复合材料破坏时,不锈钢侧对应的应变平均为120 $\mu\epsilon$,而钛

合金侧对应的应变平均为270 $\mu\epsilon$,金属侧的变形说明金属修补起到了增强效果,金属分担了部分载荷,又由于是复合材料侧先发生破坏,而非金属与复合材料铆接连接部位先破坏,因此修补达到了一定的效果。表3中的第2个载荷峰值处金属侧中心位置应变离散性较大,由于在第2个载荷峰值时各试验件铆钉崩脱的个数和位置不同,导致金属板发生翘曲的程度不同,因此应变相差较大。

3 力学行为及破坏模式

3.1 载荷-位移曲线

取损伤件、不锈钢修补件和钛合金修补件的各自1号试样的载荷-位移曲线进行对比,如图2所示。跑道形孔损伤件载荷达到最大值时突降为零,代表复合材料脆性断裂后完全不能承载;而使用金属材料修补后,载荷-位移曲线出现2个峰值,第1个较尖锐的峰值即对应复合材料脆性断裂时载荷突变,随后整个修补结构变为一个双搭接形式的复合材料与金属的铆接连接结构,随着铆接部位开始全面承载,载荷再次继续增加,第2个较圆缓的峰值对应于铆钉连接金属修补材料承受载荷,铆钉渐

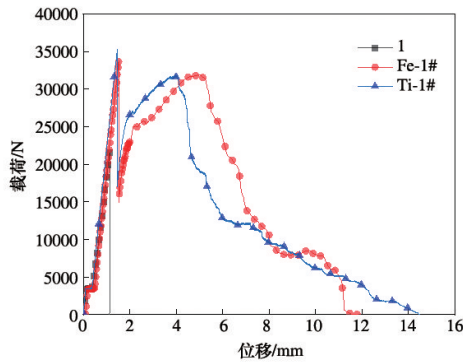


图2 损伤件和修补件的载荷-位移曲线

次拉脱后构件逐渐失去承载能力时的载荷变化。

3.2 应变曲线

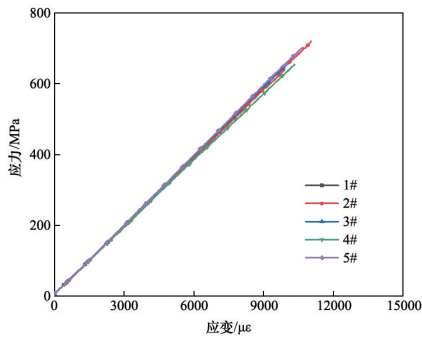
CCF300/QY8911 复合材料标准件的应力-应变曲线、损伤件和金属板修补件的载荷-应变曲线如图 3(a)~(f)所示。曲线中载荷值为结构整体承受的载荷。

由图 3(a)可以看出,CCF300/QY8911 复合材料应力-应变呈良好线性关系,且组内试样曲线斜

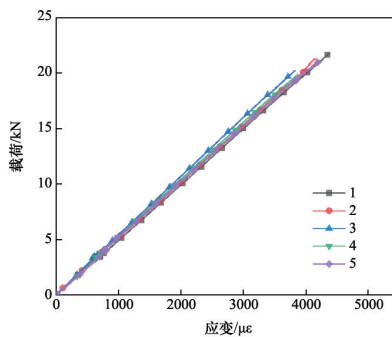
率分散性小,载荷达到最大值时发生脆性断裂。含跑道形孔损伤件的载荷-应变曲线为线性,随着载荷增大,应变线性增加,直到断裂时达到最大值。

比较图 3(c)和(e),可以观察到在 $500 \mu\epsilon$ 左右时,修补件复合材料一侧跑道形孔长轴边缘应变的变化趋势发生变化,这是由于加载初期,伴随着试样及夹具间隙的清除,载荷通过铆钉传递到金属修补材料上,由于复合材料和金属材料二者模量的差异较大,且载荷加载在复合材料轴向方向,因此,加载初期呈现一定程度的非线性。当修补件整体稳定承载后,载荷-应变曲线恢复平直。

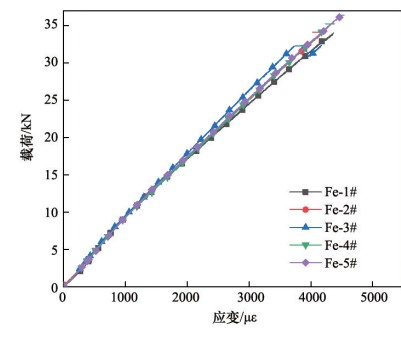
不锈钢板和钛合金板修补后金属侧的应变分别见图 3(d)和(f),两者表现出相同的变化趋势。金属侧应变曲线有明显特征点,在图中用数字 1~5 标记,并按数字顺序用箭头标记出应变历程。随着载荷增加应力增大,应变先向负值(代表受压缩载荷)增加,然后均匀向正值(代表受拉伸载荷)增加,当复合材料破坏时金属侧应变产生突降,值得注意



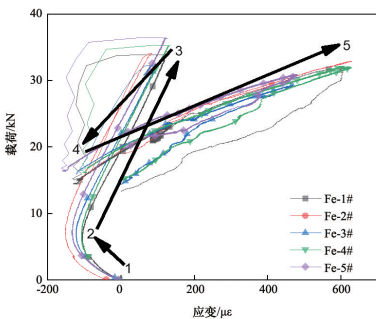
(a) 复合材料标准件应力-应变曲线



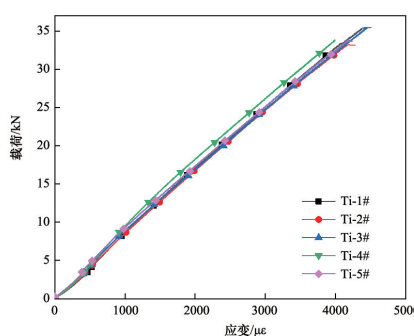
(b) 损伤件跑道形孔长轴侧的载荷-应变曲线



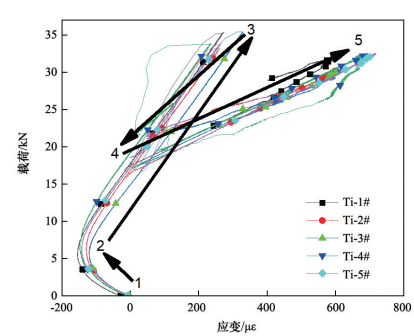
(c) 不锈钢修补件的复材跑道形孔长轴侧的载荷-应变曲线



(d) 不锈钢修补件的金属板中心位置处的载荷-应变曲线



(e) 钛合金修补件的复材跑道形孔长轴侧的载荷-应变曲线



(f) 钛合金修补件的金属板中心位置处的载荷-应变曲线

图3 损伤件和修补件的载荷-应变曲线

的是, 不锈钢修补件应变平均降至约 $-120 \mu\epsilon$, 钛合金修补件应变平均降至约 $30 \mu\epsilon$, 而后依靠铆钉传递载荷至金属材料, 应变继续增大, 直到铆钉拉脱, 整体结构被完全破坏。

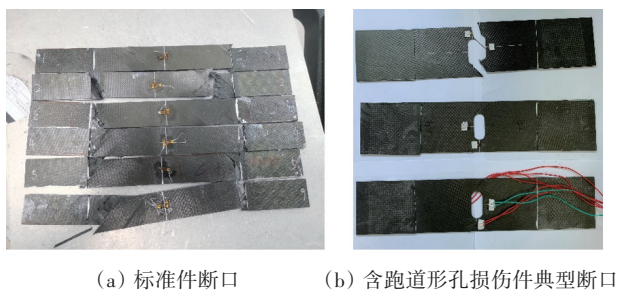
初始金属修补材料的应变很小, 几乎不承载, 且复合材料在拉伸时由于跑道形孔的存在, 复合材料板变形不均匀, 金属板覆盖区域下的两边变形小, 而中间变形大, 导致铆钉挤压, 从而造成金属侧受压缩作用, 因此应变为负值。随着载荷继续增大, 复合材料被拉长的同时金属板也产生轴向拉伸变形, 所以金属侧应变增大且为正值。复合材料破坏后应力得到释放, 整体结构通过铆钉连接金属板的双搭接结构开始承载, 产生有效补强作用。

从图3(d)可以看出, 对于不锈钢修补件, 由于304不锈钢的模量远大于复合材料, 初期铆钉挤压产生少量压缩作用, 复合材料被拉长带动铆钉变形, 导致不锈钢产生微量变形, 复合材料断裂瞬间不锈钢板回弹至压缩状态, 所以应变数值降低至 $-120 \mu\epsilon$ 。复合材料断裂时, 由图3(f)可知, 钛合金板应变没有恢复为零, 而是陡降至约 $30 \mu\epsilon$ 。3→4的应变变化过程对应复合材料破坏时金属板回弹

现象。不锈钢板和钛合金板的应变回弹量均为 $240 \mu\epsilon$ 左右, 推测这是因为在复合材料破坏前, 金属板由于铆接作用跟随复合材料在载荷作用下产生了与复合材料相等的变形量, 这部分变形为弹性变形, 复合材料断裂瞬间, 金属板分担的载荷得以释放, 金属板发生回弹变形。

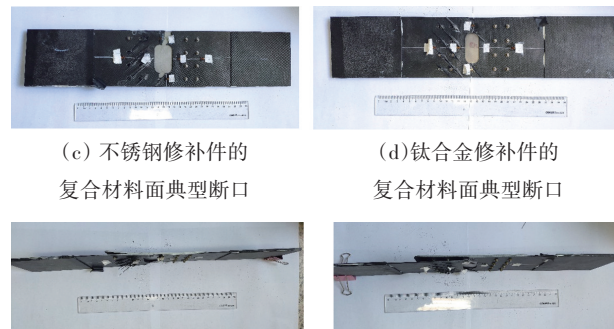
3.3 破坏模式

对各试验件断口进行观察照相, 照片如图4所示。CCF300/QY8911复合材料拉伸标准件破坏位置为试样根部近夹持区, 损伤件的典型破坏位置为跑道形孔长轴边缘, 这是由于此处应力集中导致。金属修补件的初始破坏为复合材料发生破坏, 破坏位置与损伤件相同, 也是跑道形孔长轴边缘被拉断, 如图4(c)和(d), 然后整个结构由一个修补结构演变为双搭接的铆钉连接结构, 铆钉剪切承载, 从各修补件清晰可见铆钉周围 45° 纤维断裂, 最终复合材料板中的铆钉拉脱崩出, 金属板由于塑性较好, 没有发生拉脱, 而是偏向复合材料轴线方向内凹, 这说明金属材料已经进入了塑性变形阶段, 结合图4(e)和(f)可以发现, 半边金属板均与复合材料脱离, 不锈钢板产生的翘曲程度略大于钛合金板。



(a) 标准件断口

(b) 含跑道形孔损伤件典型断口



(c) 不锈钢修补件的
复合材料面典型断口

(d) 钛合金修补件的
复合材料面典型断口

(e) 不锈钢修补件的侧面典型断口 (f) 钛合金修补件的侧面典型断口

图4 标准件、损伤件和修补件的典型断口照片

4 结论

针对CCF300/QY8911复合材料进行挖跑道形孔模拟损伤及采用2种金属材料(不锈钢和钛合金)修补后进行拉伸试验对比了力学行为, 并评估了修理效果。

1) 使用不锈钢和钛合金修补后, 承载能力较

未修补跑道形孔损伤件大幅提升, 可承受的最大载荷增加了65.2%。金属板对CCF300/QY8911复合材料的修补作用明显, 2种金属修补效果几乎相同。

2) 当含跑道形孔复合材料板断裂后, 使用金属板修补的结构件呈铆钉连接的双搭接结构, 能够继续承载, 其承受载荷大于修补件复合材料和金属

板共同承载时的最大值的90%。

3) 无论修补与否, 结构初始破坏位置均位于复合材料跑道形孔长轴边缘, 且使用金属修补后对复合材料破坏应变的影响很小。

参考文献(References)

- [1] 包建文, 蒋诗才, 张代军. 航空碳纤维树脂基复合材料的发展现状和趋势[J]. 科技导报, 2018, 36(19): 52-63.
- [2] 孙泽亚. GLARE层板损伤修补及其性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [3] 王哲, 栗晓飞, 吴建华, 等. 民用飞机复合材料结构修理要求研究[J]. 航空标准化与质量, 2016(1): 16-19.
- [4] 徐缙, 刘斌, 李文英, 等. 复合材料修理技术研究进展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(8): 105-112.
- [5] 郝建滨, 穆志韬, 李旭东. 金属损伤复合材料胶接修补技术的国内研究现状[J]. 新技术新工艺, 2014(11): 122-125.
- [6] 蔡文海, 金延中. 复合材料结构的损伤与修理[J]. 机械工程师, 2014(7): 49-50.
- [7] 相超. 贴补复合材料层合板的静强度与稳定性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [8] 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[J]. 飞机设计, 2002, 1: 18-21.
- [9] 刘礼平, 戚春亮, 王瑞峰, 等. 钛合金板铆接修理复合材料机身蒙皮分析[J]. 宇航材料工艺, 2017, 47(2): 29-33.
- [10] 魏建义. 航空复合材料结构修补技术与应用[J]. 橡塑技术与装备, 2015, 41(24): 146-148.
- [11] Yoo S Y, Kim C H, Kweon J H, et al. The structural analysis and strength evaluation of the rivet nut joint for composite repair[J]. Composite Structures, 2016, 136: 662-668.
- [12] Woerden H J M, Sinke J, Hooijmeijer P A. Maintenance of glare structures and glare as riveted or bonded repair material[J]. Applied Composite Materials, 2003, 10(4): 307-329.
- [13] Pitta S, de la Mora Carles V, Roure F, et al. On the static strength of aluminium and carbon fibre aircraft lap joint repairs[J]. Composite Structures, 2018, 201: 276-290.
- [14] Armstrong K B, Cole W, Chesmar E, et al. Care and repair of advanced composites[M]. Warrendale: Sherry Dickinson Nigam, 2020.
- [15] Li M, Luo W, Chen Y, et al. Full-field strain distribution and failure characteristics of CFRP-repaired steel structures[J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 115: 104664.
- [16] Alderliesten R C, Benedictus R. Fiber/metal composite technology for future primary aircraft structures[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(4): 1182-1189.
- [17] 刘礼平, 王宇灿, 原志翔, 等. 复合材料胶铆混合修理的拉伸性能研究[J]. 机械强度, 2021, 43(1): 63-70.
- [18] 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.
- [19] Wang J, Stankiewicz M, Zhou Z, et al. Battle damage repair of a helicopter composite frame-to-skin junction-A sole external repair approach[J]. Composite Structures, 2010, 92(4): 936-949.
- [20] Hua J, Xing S, An S, et al. Stitching repair for delaminated carbon fiber/bismaleimide composite laminates[J]. Polymers, 2022, 14(17): 3557.
- [21] Pitta S, Roure F, Crespo D, et al. An experimental and numerical study of repairs on composite substrates with composite and aluminum doublers using riveted, bonded, and hybrid joints[J]. Materials, 2019, 12(18): 2978.
- [22] ASTM Committee D-30 on Composite Materials. ASTM D3039/D3039M-17 Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials[S]. West Conshohocken: ASTM international, 2017.
- [23] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration(FAA). Aviation maintenance technician handbook-airframe[OL]. (2018-11-20) [2023-4-13]. https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/amt_airframe_hb_vol_1.pdf.
- [24] 夏毅锐, 韩莉, 戴京涛. 飞机蒙皮铆接修理中的铆钉排布[J]. 设备管理与维修, 2017(3): 103-106.
- [25] 王博, 郭骞, 余斌高, 等. 某型飞机蒙皮破孔的结构修理与分析[J]. 机电技术, 2020(4): 37-39.
- [26] Torres-Arellano M, Bolom-Martínez M J, Franco-Urquiza E A, et al. Bearing strength and failure mechanisms of riveted woven carbon composite joints[J]. Aerospace, 2021, 8(4): 105.
- [27] Lawlor V P, Mccarthy M A, Stanley W F. An experimental study of bolt-hole clearance effects in double-lap, multi-bolt composite joints[J]. Composite Structures, 2005, 71(2): 176-190.

Tensile performance of carbon fiber reinforced composite repaired with different metal plate using riveted joints

ZHANG Qin^{1,2,3}, WANG Yana¹, YANG Yang^{1,2,3}, HE Yuhuai^{1,2,3}, CHEN Xinwen^{1,2,3}

1. Aeronautical Materials Testing Research Center, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China
2. Beijing Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and Evaluation, Beijing 100095, China
3. Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and Evaluation Aero Engine Corporation of China, Beijing 100095, China

Abstract With the application of composites in the main load-bearing structure, composite repair technology has become an important part of the service life of composites. The riveting repair method has an important application in rapid repair technology. In this study damage of carbon fiber composite materials was simulated by the central digging runway-shaped hole method, then the stainless steel plate and titanium alloy plate were used to rivet the damaged parts of the composites. The axial tensile tests of the damaged specimen and the two repair parts were carried out, in which a strain gauge was used to monitor the strains of the hole edge and the metal plate center. The test results show that the maximum loads of the repaired parts obtained by riveting the damaged parts of stainless steel, titanium alloy, and composite are the same, which are increased by 65.2% the unrepaired specimen, indicating that the use of metal materials riveting repair has a certain enhancement effect on the bearing capacity of the damaged composite plates and that the repair effects of stainless steel and titanium alloy materials are comparable. In the tensiling process of the repair specimen, the carbon fiber reinforced composite fails before the metal material; the failure strains of the two metal riveted repair parts are only slightly increased as compared to those of the unrepaired ones.

Keywords composites; riveting repair; stainless steel; titanium alloy; tensile ●



(责任编辑 王丽娜)