

修理温度对复合材料层合板拉伸强度的影响研究

唐义号^{1,2,3} 詹 帅³ 丁明惠^{1,2,3} 王 耕³ 马德权¹

(1.中航工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司,哈尔滨 150066;

2.哈尔滨工业大学航天学院,哈尔滨 150001;

3.哈尔滨工程大学材料科学与化学工程学院,哈尔滨 150001)

摘 要 分别对[45/0/0/45]、[45/0/45/0/45]和[45/0/45/0/45/0/45]等 3 种铺层形式的复合材料层合板的表面划伤损伤进行中温和常温贴补修理,对贴补修理后的层合板拉伸强度进行拉伸测试和有限元模拟,评价中温和常温修理的修理效果。结果表明:中温和常温修理都能满足修理要求,中温的修理效果要好于常温的修理效果。有限元模拟结果表明:有限元计算和实验结果偏差在 10%以内,建立的有限元模型可以准确预测层合板修理后的拉伸强度。

关键词 层合板,贴补修理,有限元模型,剩余强度

Influence of repair temperature on the tensile strength of composite laminate

Tang Yihao^{1,2,3} Zhan Shuai³ Ding Minghui^{1,2,3} Wang Geng³ Ma Dequan¹

(1.AVIC HAIG, Harbin 150066; 2.School of Astronautics, Harbin Institute of Technology,

Harbin 150001; 3.College of Materials Science and Chemical Engineering,

Harbin Engineering University, Harbin 150001)

Abstract Three type of laminates of [45/0/0/45], [45/0/45/0/45] and [45/0/45/0/45/0/45] with scratch were repaired by bonded patch-repair under middle temperature and room temperature. The tensile strength of laminates repaired was tested and simulated by finite element in order to evaluate the repairing efficiency on middle temperature and room temperature. The results indicated that the tensile strength could be recovered by repair on the middle temperature and room temperature, and the repairing efficiency on middle temperature was better than room temperature. The simulation results showed that the results of finite element analysis agreed with that by measured with small deviation of 10%. The finite model of tensile strength could approximately forecast the strength of laminates recoverd.

Key words laminate, bonded patch repair, finite element model, residual strength

随着复合材料越来越多的应用于直升机结构上,复合材料的损伤和修理研究也越来越深入。对复合材料结构表面划伤损伤进行贴补修理,既可实现结构性能的恢复,又可满足结构气动外形的要求,贴补修理是复合材料常用的修理方法^[1]。Baker 等^[2-5]最早开始研究航空结构复合材料胶接修理技术;Shahawy 等^[6-7]研究了修补材料、搭接尺寸等因素对胶接修补结构疲劳寿命的影响;Denney 等^[8]研究了在压缩载荷作用下采用贴补方法修理复合材料结构后的破坏模式,得出了采用贴补方法修理试件

可以达到未损伤试件压缩强度 80% 的结论;随后,国外一些研究人员利用有限元分析和实验相结合的方法进行研究,对修理力学模型、修理强度等进行了深入研究^[9-10]。

本研究针对[45/0/0/45]、[45/0/45/0/45]和[45/0/45/0/45/0/45]等 3 种典型铺层形式复合材料层合板的划伤损伤,通过拉伸强度测试研究了中温和常温固化条件对贴补修理效果的影响规律,确定了贴补修理复合材料层合板优化的修理方案。同时利用 Patran/Nastran 有限元软件建立复合材料

贴补修理层合板的有限元分析模型并与实验结果进行了对比,该模型的建立对于预测复合材料层合板划伤损伤采用贴补修理后强度的恢复意义重大。

1 实验部分

1.1 原料

母板材料为环氧高温碳纤维预浸布 5224/CF3052;补片材料为干碳布 G0939;胶粘剂有两种,室温胶层为 EA9396,中温胶层为 BI。其中碳布厚度为 0.285mm。材料具体性能见表 1。

表 1 材料性能参数

材料	5224/CF3052	G0939	EA9396	BI
E_{1t}/GPa	67	60	2.50	3.50
E_{2t}/GPa	64	55	—	—
G_{12}/GPa	5.2	3.2	—	—
$\mu/\%$	0.05	0.04	0.30	0.35
X_t/MPa	630	550	—	—
Y_t/MPa	612	450	—	—
X_c/MPa	565	540	—	—
Y_c/MPa	530	525	—	—
S/MPa	99	80	26	35

注: E_{1t} 为单层拉伸模量; E_{2t} 为双层拉伸模量; G_{12} 为剪切模量; μ 为伸长率; X_t 为纵向拉伸强度; Y_t 为横向拉伸强度; X_c 为纵向压缩强度; Y_c 为横向压缩强度; S 为剪切强度。

层合板采用 3 种铺层结构,定义材料铺层方向分别为 $[45/0/0/45]$ 、 $[45/0/45/0/45]$ 和 $[45/0/45/0/45/0/45]$,定义单层板厚度为 0.285mm,拉伸试样尺寸为 250mm $\times$ 25mm(长 $\times$ 宽)。修理方法选用贴补法,补片为 3 层,搭接尺寸和铺层角度见图 1。

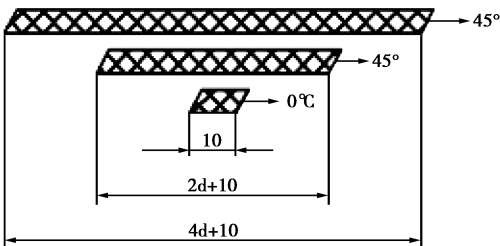


图 1 补片模型截面示意图

使用液压伺服疲劳试验机(MTS)进行实验,初始设置极限载荷均为 100000N,按照 2%加载,设定初始载荷为 0kN,初始位移为 0mm,记录破坏载荷值。拉伸强度实验利用设备自带夹头进行测试。

1.2 有限元模拟

使用 Patran/Nastran 软件建立了试件的面单

元有限元模型,有限元模型的几何尺寸、材料和铺层与试件一致,每一层按照单层的实际材料属性和铺层方向赋予单元的材料属性。根据 Tsai-Wu 失效准则和最大应力准则^[11],对修理后强度进行计算。拉伸模型的有限元网格及施加边界条件见图 2,其中,Y 轴左侧边界为固支约束,Y 轴右侧边界施加拉伸载荷。

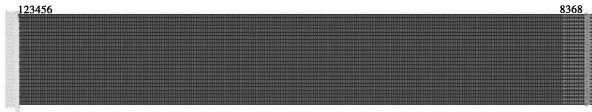


图 2 有限元网格划分及边界条件示意图

2 结果与讨论

2.1 中温/常温贴补分析

划伤试件采用中温贴补和常温贴补修理后的破坏形式见图 3。由图可知,中温修理试件在实验过程中能够听到纤维崩断的声响,这表明经过修理的试件最先出现纤维断裂的位置是在母板损伤缺陷部位,在拉伸载荷作用下,试件划伤位置尖端区域产生应力集中,裂纹向试件母板内延伸,而胶层在拉伸载荷作用下承受剪应力,当所承受的剪切强度达到胶层最大承载能力时,胶层发生撕裂,与此同时,母板发生断裂,最终补片从母板上脱离。

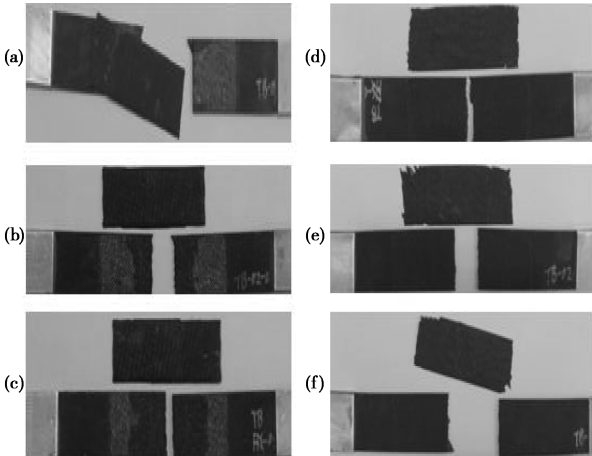


图 3 贴补修理试验件破坏示意图

[(a)4 层铺层中温挖补修理;(b)5 层铺层中温挖补修理;(c)7 层铺层中温挖补修理;(d)4 层铺层常温挖补修理;(e)5 层铺层常温挖补修理;(f)7 层铺层常温挖补修理]

常温修理采用常温胶粘剂粘接补片,中温修理采用中温胶膜粘接补片。从图 3 还可以看出,划伤试件经常温修理和中温修理后没有明显区别。拉伸强度实验结果见表 2。

表 2 贴补修理后试件的拉伸强度实验结果

试件类别	层数	测试平均值/MPa	剩余强度/%
完好结构	4	477.46	—
	5	481.97	—
	7	488.55	—
中温贴补修理结构	4	402.68	84.34
	5	401.32	83.27
	7	423.37	86.66
常温贴补修理结构	4	383.54	80.33
	5	390.86	81.10
	7	408.04	83.52

由表可知,采用中温和常温修理后试件的剩余强度均达到了原有强度的 80% 以上,能满足修理使用强度要求。采用常温修理时,与 5 层和 7 层铺层相比,4 层铺层结构修理效果较差,刚刚达到原强度的 80%,仅为 80.33%。这是由于补片铺层厚度与划伤试片的残余厚度接近,在承受拉伸载荷下,划伤部位与补片同时受载,划伤位置可以认为是裂纹源,裂纹向深处扩展,母板在相对于补片很小的破坏载荷作用下就会失效,同时胶层承受剪切载荷作用,当母板断裂后,胶层承受全部剪切载荷,胶层会在剪切载荷作用下开裂,所以对于表面划伤贴补修理方法,剩余强度的高低主要取决于划伤后残留母板的剩余强度,而当试件厚度分别为 5 层和 7 层铺层时,修理效果较好。可见,对于结构表面划伤缺陷,采用常温单面贴补修理的方法与结构本身的铺层厚度有关,结构铺层层数多,修理效果好;常温快速修理方法使用干碳布浸常温胶作为补片材料,与中温胶膜修理相比,虽然该修理方法修理后所恢复的强度不及中温修理后的强度,但是依然可以在满足强度载荷容限的条件下使结构继续服役,起到减缓结构加速失效的作用。

2.2 有限元分析

图 4 为采用中温修理后胶层承受的最大应力云图,分析胶层的应力状态即可获得层合板整体失效状况,当胶层所承受的平均剪应力达到胶层的剪切强度时,修理结构失效。由图可知,楔形预浸布修理的层合板应力最大位置主要出现在胶层两端,随着铺层厚度的增加,承载应力向胶层内部扩展,逐渐形成两个靠近表面损伤位置的应力集中区,随着加载载荷的增加,达到胶层所能承受的最大应力时,胶层最终断裂破坏,修补结构失效。

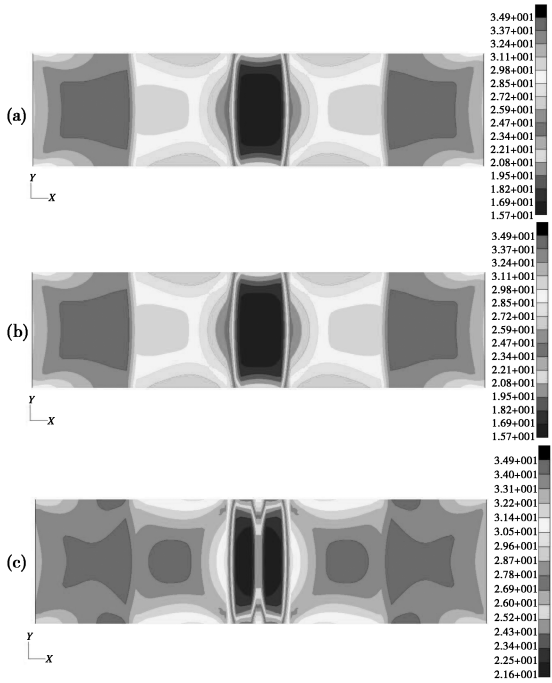


图 4 中温贴补修理后胶层承受的最大应力云图
[(a)4 层铺层;(b)5 层铺层;(c)7 层铺层]

图 5 为采用常温修理后胶层承受的最大应力云图。由图可知,胶层在承受载荷的情况下,最先在胶膜两端出现应力集中区,随着加载载荷和铺层层数的增加,承载应力向胶层内部扩展,逐渐形成两个应力集中区,当达到胶层所能承受的最大载荷时,胶层断裂破坏。

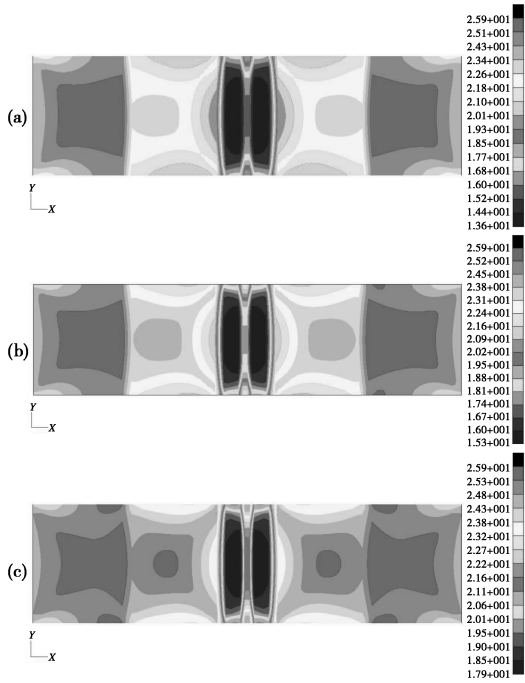


图 5 常温修理后胶层承受的最大应力云图
[(a)4 层铺层;(b)5 层铺层;(c)7 层铺层]

常温和中温有限元计算结果见表 3。

表 3 贴补修理层合板拉伸强度有限元计算结果

试件类别	层数	有限元计算值/MPa	剩余强度/%
中温贴补修理结构	4	390.73	90.08
	5	394.76	89.95
	7	417.63	88.25
常温贴补修理结构	4	375.93	86.67
	5	375.56	85.59
	7	393.57	83.16

由表可知,常温和中温修理后层合板的强度均能达到原始强度的 80%以上,满足强度要求。结合表 2 可知,有限元计算结果和实验结果偏差在 10%以内,并且有限元分析的破坏模式也与实验结果保持一致,这说明本研究建立的模型有效,使用本研究中的模型可以较准确地预测修理后层合板的强度。

3 结论

以划伤损伤的层合板为研究对象,采用常温和中温贴补对层合板进行修理。建立了有限元模型预测修理强度。拉伸实验结果表明:对于表面划伤损伤层合板采用中温和常温贴补修理均具有较高的强度恢复率,恢复强度均达到完好试样的 80%以上,两种修理方法都可用;中温修理效果要好于常温修理效果,采用常温修理时,4 层铺层结构的层合板采用单面常温贴补不适合(强度刚达到 80.33%),5 层和 7 层铺层的修理效果好于 4 层铺层;有限元模拟结果表明:计算结果与实验结果相对误差均在 10%以内,有限元分析的破坏模式也与实验一

致,说明有限元模型建立有效,可以较准确地预测修理后的强度。

参考文献

[1] 唐义号.飞机典型复合材料结构损伤力学性能研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2005.

[2] 中国航空研究院编著.复合材料结构设计手册[M].北京:航空工业出版社,2001,5-6.

[3] Baker A.Bonded composite repair of fatigue-cracked primary aircraft structure[J].Composite Structures,1999,47(1-4):431-443.

[4] Chalkley P,Baker A.Development of a generic repair joint for certification of bonded composite repairs[J].International Journal of Adhesion and Adhesives,1999,19(2-3):121-132.

[5] Turage V,Ripudaman S.Modeling of a patch repair to a thin cracked sheet[J].Engineering Fracture Mechanics,1999,62(2-3):267-289.

[6] Shahawy M A, Beitelman T. Experimental investigation on structural repair and strengthening of damaged prestressed concrete slabs utilizing externally bonded carbon laminates[J].Composites Part B:Engineering,1996,27(3-4):217-224.

[7] Xiong J, Shenoi R A. Integrated experimental screening of bonded composites patch repair schemes to notched aluminum-alloy panels based on static and fatigue strength concepts[J].Composite Structures,2008,83(3):266-272.

[8] Denney J, Mall S.Characterization of disband effects on fatigue crack growth behavior in aluminum plate with bonded composite patch[J].Engineering Fracture Mechanics,1997,57(5):507-525.

[9] Alawi H, Saleh I E.Fatigue crack growth retardation by bonding patches[J].Engineering Fracture Mechanics,1992,42(5):861-868.

[10] Soutis C, Hu F Z.Design and performance of bonded patch repairs of composite structures[J].Journal of Aerospace Engineering,1997,211(4):263-271.

[11] Tarn J Q, Shek K L. Analysis of cracked plates with a bonded patch[J].Engineering Fracture Mechanics,1991,40(6):1055-1065.

收稿日期:2016-10-10

(上接第 180 页)

[3] Kim Dukjoon, Park Kinam. Swelling and mechanical properties of superporous hydrogels of poly (acrylamide coacrylic acid) polyethylenimine interpenetrating polymer networks[J]. Polymer, 2004, 45(1):189-196.

[4] 高得川, 邹黎明, 王依民, 等. 国内外高吸水性聚合物研究新动向[J]. 化工新型材料, 2000, 28(8):13-15.

[5] 聂明, 谭世语, 王孝华, 等. 淀粉系高吸水性树脂的研究进展[J]. 化学工业与工程, 2004, 21(2):138-141.

[6] 周明, 蒲万芬, 胡佩, 等. 淀粉接枝共聚高吸水性树脂的研究进展[J]. 现代化工, 2003, 23(11):18-21.

[7] 符嵩涛, 李振宇. 高吸水性树脂研究进展[J]. 塑料科技, 2010, 38(10):106-113.

[8] 张明杰, 李和平. 吸水性淀粉接枝共聚树脂的研究进展及应用[J]. 辽宁化工, 2006, 35(1):652-655.

[9] 曹华, 刘全校, 曹国荣, 等. 淀粉接枝共聚物制备的影响因素的研究进展[J]. 化工新型材料, 2009, 37(3):12-14.

[10] 龚吉安, 李倩, 赵彦生. 天然高分子改性制备高吸水性树脂研究进展[J]. 化工进展, 2012, 41(5):895-897.

[11] 李铭杰, 李仲谨, 诸晓峰, 等. 高吸水性树脂的发展及研究现状[J]. 应用化工, 2010, 29(3):573-578.

[12] 钟亚兰. 绿色高吸水性树脂的研究进展[J]. 化工新型材料, 2010, 38(6):13-15.

[13] 刘廷东, 许晓秋. 淀粉类高吸水性树脂[J]. 精细化工, 1993, 10(5):45-50.

[14] 张津风. 淀粉类高吸水性树脂的合成研究[J]. 化学与黏合, 2005, 27(3):277-279.

[15] 郑孝勇, 缪存信, 张卫英, 等. 高吸水性树脂基水晶花泥的研制[J]. 化学工程与装备, 2007, 2(1):36-39.

[16] 邹新喜. 超强吸水剂[M]. 第二版. 北京: 化学工业出版社, 2002, 1-35.

[17] 王存国, 董晓臣, 何丽霞, 等. 淀粉与丙烯酸接枝共聚物吸水性能的影响因素研究[J]. 功能材料, 2007, 38(11):1904-1907.

收稿日期:2016-12-22