http://pmse.scu.edu.cn

基于预置热塑薄膜的碳纤维增强热固性复合材料含裂纹损伤层合板超声修复的拉伸性能

肖 丽[1]，高奇玉[1]，卜珩倡[1]，朱洪伟[2]，李斌斌[1]，占小红[1]
（1. 南京航空航天大学 材料科学与技术学院，江苏 南京 211106；2. 中国直升机设计研究所，江西 景德镇 333001）

摘要：文中采用4种不同厚度的复合材料补片，对含10 mm裂纹损伤的碳纤维增强热固性复合材料(CFRP)开展了超声修复试验，在待修复试样与补片之间预置热塑薄膜，薄膜为0.2 mm厚的聚醚醚酮(PEEK)树脂。结果显示，补片厚度对修复试样的力学性能和失效形式具有显著影响。随着补片厚度增加，修复试样的力学性能呈先增大后减小的趋势，较厚补片会降低修复试样的力学性能及成型效果。其中，补片厚度为2.627 mm时，拉伸强度最高可达392.7 MPa，强度恢复率可达77.8%；补片厚度为2.660 mm时，试验件的极限承载能力下降了1200.2 N，拉伸强度降为370.5 MPa，修复试样变形量最大，高达0.056 mm。通过扫描电镜对修复试样的失效形式进行分析，发现失效机制随补片厚度变化而不同，对于补片厚度为0.627 mm的试验件，失效模式主要为混合失效。

关键词：热固性复合材料；热塑薄膜；补片；超声修复；力学性能；失效形式
中图分类号：TB332 **文献标识码：**A **文章编号：**1000-7555（2025）06-0077-11

碳纤维增强热固性复合材料(Carbon fiber reinforced thermosetting composites, CFRP)因具有高强度、高刚度、低密度等优异性能被广泛应用于航空航天等领域，实现了结构轻量化[1,2]。然而，在服役过程中，CFRP层合板不可避免地会产生裂纹缺陷，破坏结构的连续性和完整性，故对受损结构进行修补至关重要。补片修复技术以操作方便、经济可行等优点被广泛应用，通过将补片连接至缺陷或损伤区域来恢复结构强度和传力路径[3]。

传统的复合材料连接方式主要为机械连接和胶接[4~7]。机械修理(铆接、螺接)工艺简单，但会造成应力集中，增加结构重量[8]。胶接具有增重小、耐腐蚀、应力分布均匀等优点，但周期较长，易受外场影响[9]。熔融连接技术避免了这些问题，适合具有二次熔融特性的热塑性复合材料的外场修补。根据产热原理，熔融连接技术分为超声波焊接、感应焊接、电阻加热焊接等[10,11]。相较之，超声焊接技术加热时间极短，可有效减少热固性树脂的热降解，是一种快速、经济且高强度的复合材料连接技术[12]。Lionetto等[13]对比了超声焊接和感应焊接CFRP层合板搭接接头的性能，结果表明，超声焊接可获得更高强度的焊缝。

在早期，Villegas团队[14]首次研究了热固性复合材料的超声波焊接。Tsiangou等[15,16]将碳纤维CF/EP试件焊接到CF/PEEK试件上，研究了异种复合材料对焊接力或振动幅值变化的敏感性。此外，国外已成功将超声波焊接技术应用于航空领域，在航空复合材料零部件完成了装机验证。Villegas团队[17]利用超声波点焊技术在CF/PEKK复合材料试验机机身面板上完成了2对组件的焊接。A380固定机翼前缘热塑性复合材料蒙皮的铺设也是采用超声点焊进行定位连接[18]。2023年7月，德国航空航天中心结构与设计研究所完成的清洁天空2“多功能机身演示机”(MFFD)全尺寸机身上半壳，装配过程中零件采用超声波点焊将桁条固定到位；并于2024年3月实现了上下机身外壳的一体连接，其

doi: 10.16865/j.cnki.1000-7555.2025.0093
收稿日期：2024-05-28
基金项目：江苏省卓越博士后计划（2023ZB687）
通讯联系人：占小红，主要从事轻合金焊接与先进连接、增材制造研究，E-mail: zhanxiaohong@126.com
高奇玉，主要从事激光熔覆与再制造研究，E-mail: gaoqiyu@nuaa.edu.cn

中右纵缝采用的是超声波焊接方式。可见，最新研究验证了超声连接技术在航空构件装配连接过程的可行性和重要性。

超声波焊接技术是利用超声波的高频振动使待焊工件搭接表面摩擦产热，产生的局部加热效应使复合材料表层的热塑性树脂熔化，冷却固化后形成连接。然而，热固性复合材料加热固化后不能再次加热成型，直接对CFRP层合板进行焊接较为困难，在其表面覆热塑性薄膜可使其具有可焊接性[19]。Villegas等[14]通过在CF/EP板材表面涂覆PEEK涂层，有效防止了环氧树脂的热降解，提高了CF/PEEK与CF/EP异质接头性能。Tsiangou等[20]提出了一种仅使用热塑层的无导能筋超声波焊接方法，发现增加热塑层厚度可以显著提高接头强度，缓解焊接区域聚合物的热降解；此外，在焊接区域嵌入PEI或PEEK薄膜也可以提升接头性能[21]。

目前，针对CFRP层合板的超声波焊接技术研究主要集中在接头焊接质量的影响因素，对应用于含损伤CFRP层合板修复领域的研究较少，且不同厚度补片与待修复CFRP层合板的连接机制尚不明确。此外，实现CFRP可焊接性通常是采用热塑性薄膜共固化的方法对其表面塑化改性，该工艺复杂且时间成本较高。本文开展了基于预置热塑性树脂薄膜的CFRP超声修复试验，极大简化了CFRP板材表面的热塑化改性工艺，分析了补片厚度对超声修复CFRP层合板拉伸强度及界面形貌的影响，揭示了CFRP超声修补结构的界面结合机理及性能补强机制，为获得高质量CFRP超声修补结构提供了理论指导。

1 实验部分

1.1 主要原料

试验所用CFRP为江苏博实碳纤维科技有限公司提供，其中，树脂基体为环氧树脂，增强体为T300碳纤维。CFRP层合板厚度为2 mm，采用水刀切割加工成尺寸为250 mm× 25 mm的试样。预置可二次熔融成型的PEEK树脂薄膜于受损CFRP板材和补片之间，PEEK树脂薄膜厚度为0.2 mm，尺寸与补片尺寸一致。复合材料补片采用T300双向碳纤维增强环氧树脂基平纹预浸料制备，由山东卓利欧碳纤维制品有限公司提供，单层预浸料厚度

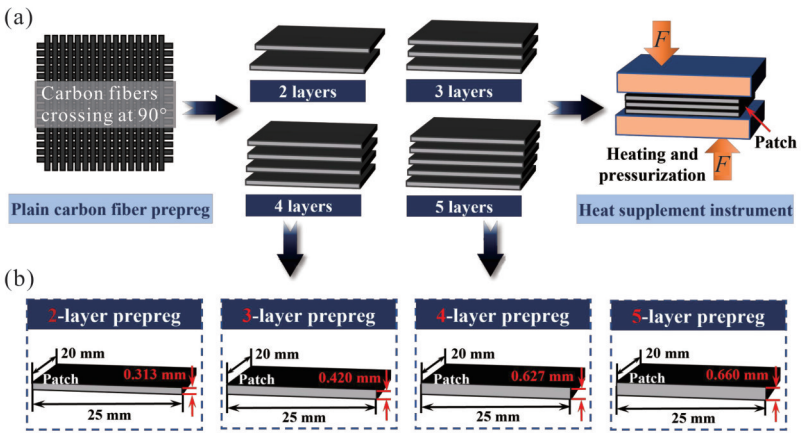


Fig. 1 Schematic diagram of composite material patch preparation process: (a) schematic diagram of hot pressing process; (b) composite material patches with different thicknesses

Tab. 1 Size parameters of different patch

Test number	Number of prepreg layers/layer	Patch size/mm	Average thickness of patch/mm
#1	2	25×20	0.313
#2	3	25×20	0.420
#3	4	25×20	0.627
#4	5	25×20	0.660

为0.2 mm。

1.2　制备过程

除补片自身碳纤维和树脂性能等因素之外,补片尺寸对CFRP修复结构的界面形貌与力学性能影响较大,故本文设计了4组不同厚度的补片,补片尺寸均为25 mm×20 mm。由于同一补片不同区域厚度并不相同,因此选择3个区域进行测量,求得平均厚度列于Tab.1中。复合材料补片分别由2层、3层、4层、5层预浸料片材热压制备,制备过程如Fig.1所示。

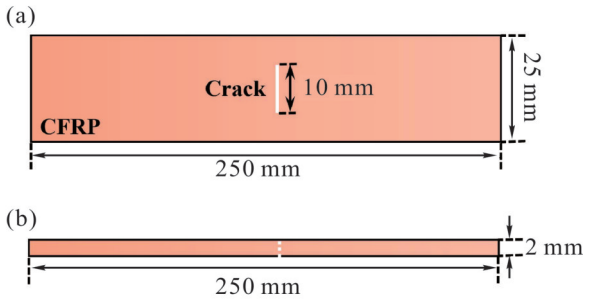


Fig. 2　Schematic diagram of geometric dimensions of crack damage specimen: (a) front view; (b) side view

1.3　预置裂纹

首先通过机械加工的方式在预先准备好的CFRP层合板上预制裂纹损伤,根据前期试验与仿真计算结果,本文制备长度为10 mm的穿透性裂纹来模拟飞行器服役状态下的裂纹损伤,裂纹损伤试样的几何尺寸如Fig.2所示。其中,裂纹位于试件中心位置,每个试件的裂纹长度和宽度相同,均为10 mm×0.2 mm。裂纹缺陷制备完成后,采用无纺布蘸取酒精溶液擦拭CFRP层合板、补片和PEEK树脂薄膜表面,避免试样表面水分、杂质、油污等对CFRP层合板修补质量造成影响。

1.4　超声修复试验

超声焊接是一种利用高频振动使两个搭接表面相互摩擦产生热量,热塑性树脂熔化,冷却固结后形成连接结构的技术。超声焊接系统通常由超声发生器、换能器、变幅杆和超声焊头(也称为声极)等构成,焊机的结构简图如Fig.3(a)所示。本文使用昆山必勒超声波设备有限公司的2000SC气缸系列超声波焊接设备开展超声修补试验,焊机模式为能精准控制发波时间的时间模式,在设备控制面板输入时间数值,焊接时间恒定,工作频率为20 kHz,超声焊极为矩形状的铝合金材料。为了在整个焊接过程中保持待焊件的位置固定,使用了定制夹具。超声加热修补试验的示意图如Fig.3(b)所示。试验采取单一因素变量法,对于不同补片厚度的修补试验件,超声修补工艺参数保持一致,以探究补片厚度对裂纹损伤试件修复效果及力学性能的影响。基于前期试验探

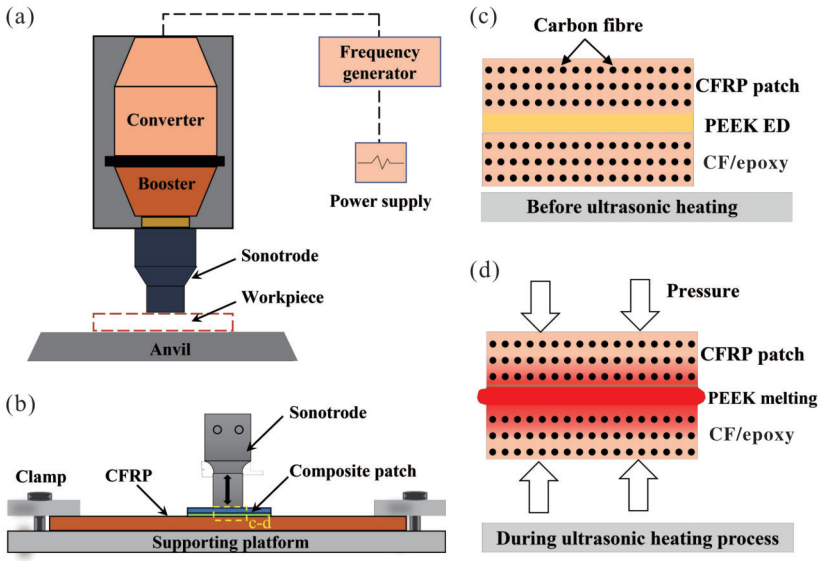


Fig. 3　Schematic diagram of CFRP ultrasonic heating repair process: (a) schematic diagram of ultrasonic welding machine; (b) schematic diagram of ultrasonic connection process; (c) before ultrasonic heating repair; (d) ultrasonic heating repair process

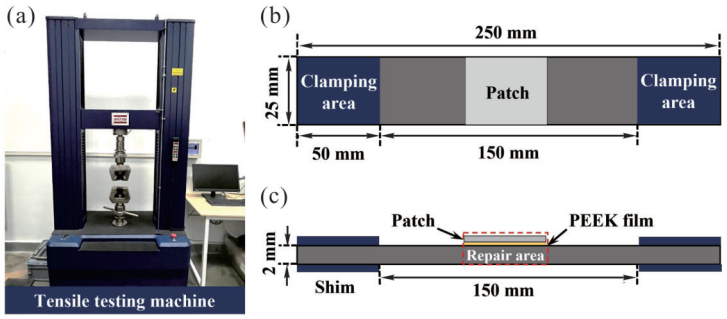


Fig. 4 Schematic diagram of tensile testing for CFRP ultrasonic repair specimens: (a) tensile testing machine; (b) front view of tensile specimen size; (c) side view of tensile specimen size

Tab. 2 Tensile strength of undamaged CFRP laminates and CFRP laminates with damaged cracks

Sample type	Maximum tensile load /N	Tensile strength/MPa
Undamaged CFRP laminates	25231.7	504.6
CFRP laminates with damaged cracks	15170.7	303.4

索及文献调研，选择焊接时间0.8 s、焊接振幅100 μm，CFRP超声加热修补试验过程原理如Fig.3(c~d)所示。

1.5 测试与表征

1.5.1 力学性能测试：本文采用GB/T 1447-2005标准规定的尺寸设计拉伸试样，使用电子试验机对超声修复结构进行拉伸强度测试，试件及垫片的尺寸、形状均符合标准要求，如Fig.4所示。拉伸试验在室温干燥环境中进行，加载速率为2 mm/min。对于不同补片厚度和长度的超声修复试验件，每组试件重复进行3次拉伸试验以确保结果的可靠性，最终求取平均值作为修复件的拉伸剪切强度。

其拉伸强度按照式(1)进行计算，

$$\sigma_t=F_{max}/dh \tag{1}$$

式中：σ_t——拉伸强度，MPa；F_{max}——拉伸破坏时的最大拉伸载荷，N；d——拉伸试样中心宽度，mm；h——拉伸试样中心厚度，mm。

对CFRP超声修复结构拉伸性能及失效形式进行分析，研究不同复合材料补片尺寸对CFRP超声修复结构拉伸强度的影响。本文采用强度恢复率来评判修补效果，强度恢复率(μ)计算方法如式(2)所示，

$$\mu=\sigma_r/\sigma_i \tag{2}$$

式中：σ_r——超声修复后试样强度，MPa；σ_i——未损伤CFRP层合板强度，MPa。未损伤CFRP层合板与带损伤裂纹CFRP层合板的拉伸结果如Tab.2所示。

1.5.2 接头变形测量：使用Digimar-816 CL高度测量仪对含裂纹损伤的超声修复试样进行厚度测量，并与未修复前试样厚度进行比较，以确定修复前后试样厚度的变形量。测量范围为修补区域的补片贴补位置，根据Fig.5示意图，在修复区域沿裂纹方向测量5个位置的厚度，计算其平均值作为该试样的厚度测量结果。

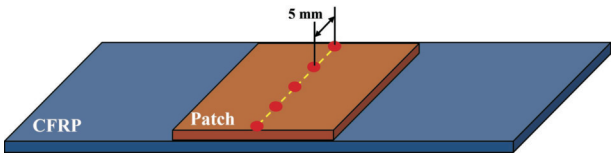


Fig. 5 Schematic diagram of deformation measurement for CFRP ultrasonic repair specimens

1.5.3 微观形貌表征：为了研究CFRP超声加热修补结构中部*Y-Z*截面的界面形貌，超声修补试验结束后，对不同厚度补片修补结构进行切割加工制备金相试样，金相试样的取样位置如Fig.6所示。随后采用光学显微镜观察CFRP超声加热修补结构的界面形貌。同时，利用扫描电子显微镜(SEM)对修补结构的断口微观形貌进行观察，以分析修补结构的断裂失效形式。

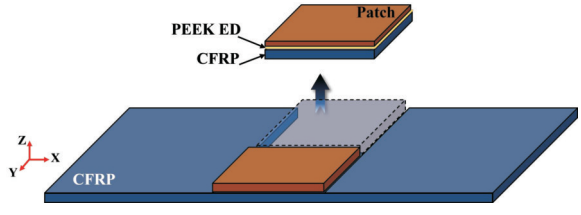


Fig. 6 Schematic diagram of metallographic specimen sampling

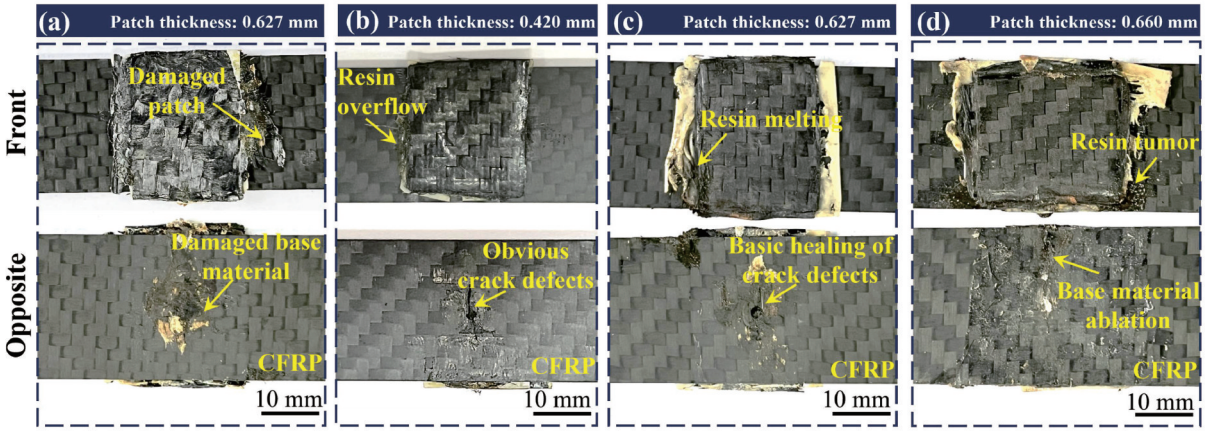


Fig. 7 Macro morphology of ultrasonic repair specimens with different patch thicknesses: (a) 0.313 mm; (b) 0.420 mm; (c) 0.627 mm; (d) 0.660 mm

Tab. 3 Deformation measurement results of CFRP ultrasonic repair specimens

Patch thickness/mm	Average thickness of unrepaired samples/mm	Average thickness of repaired samples/mm	Deformation amount/mm
0.313	2.620	2.584	−0.036
0.420	2.632	2.620	−0.012
0.627	2.852	2.848	−0.004
0.660	2.896	2.840	−0.056

2　结果与讨论

2.1　CFRP超声修复结构形貌

基于不同补片厚度所获得的CFRP超声修复试样的宏观形貌如Fig.7所示。可以发现，均实现了CFRP层合板与补片的有效连接。当补片厚度为0.313 mm时，复合材料补片边缘塌陷变形，受损严重，且从待修复层合板的底部可以发现裂纹周围出现损伤；当补片厚度为0.420 mm时，复合材料补片成型质量较好，但置于界面的热塑性树脂薄膜熔化不充分，仅有少量树脂熔化后从一侧溢出；补片厚度为0.627 mm时，从补片周围的树脂薄膜形态可以发现树脂熔化充分，部分熔融树脂流入裂纹缺陷进行填补，且复合材料补片表面成型质量完好；进一步增加补片厚度至0.660 mm时，过量的树脂导致连接界面存在足够的熔融树脂，在压力作用下从焊接界面区域溢出，补片边缘处产生大量粘瘤缺陷，严重影响了修复试样的成型质量。

分别测量不同补片厚度的CFRP超声修复试样修复前后的厚度，修复前后厚度的平均值及变形量如Tab.3所示。可以发现，修复后的接头厚度均小于修复前试样厚度，这是由于在超声焊头和装夹装置的压力作用下，消除了待修复母材和补片之间的空隙，形成了紧密贴合的界面，同时超声产热使中间层PEEK树脂薄膜熔融，而部分熔融树脂被挤出，在补片周围形成粘瘤，使得修复后的试样厚度减小。此外，随着补片厚度的增加，修复试样的成型质量变差，并在补片厚度为0.660 mm时粘瘤缺陷明显增多，修复区域厚度方向变形量最大，高达0.056 mm。

Fig.8为超声加热时间0.8 s、振幅100 μm时，不同补片厚度超声加热修补结构中部Y-Z截面的界面微观形貌。Fig.8(a, b)分别是不同厚度补片超声修复结构横截面的微观结构，从Fig.8(a)中可以明显看出，裂纹缺陷处流入树脂，但树脂分布不均匀，其内部含有大量孔洞；Fig.8(b)显示，置于待修复工件与补片之间的PEEK树脂吸收热量熔化严重，内部含有大量碳化树脂；从Fig.8(c)可以看出，当补片厚度为0.627 mm时，裂纹缺陷处被中间层PEEK树脂均匀填充，且树脂流动性均匀，内部基本没有气泡、孔洞、树脂碳化等缺陷，此外，填充树脂分别与CFRP层合板裂纹上下界面连接紧密，局部放大界面如Fig.8(c-

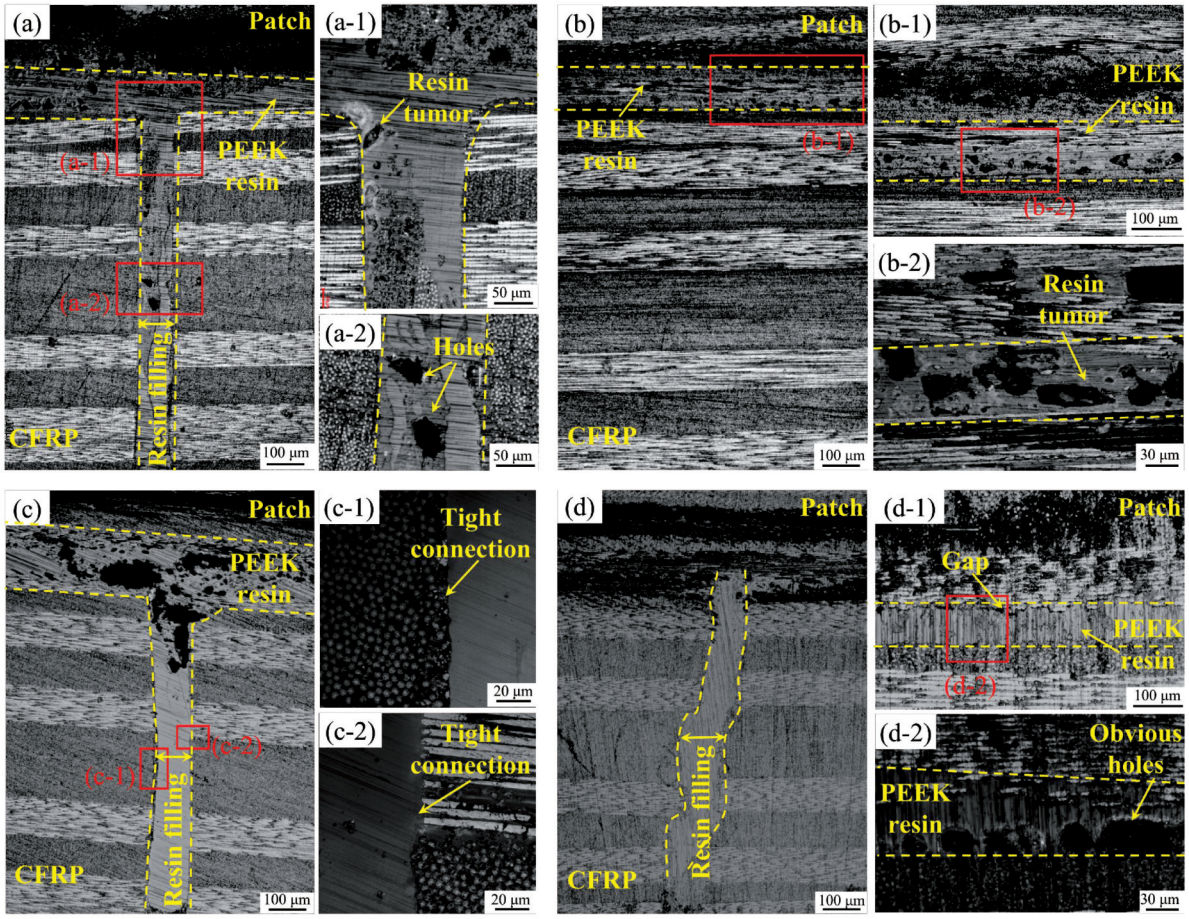


Fig. 8 Cross section morphology of CFRP ultrasonic heating repair structure with different patch thicknesses: (a) 0.313 mm; (b) 0.420 mm; (c) 0.627 mm; (d) 0.660 mm

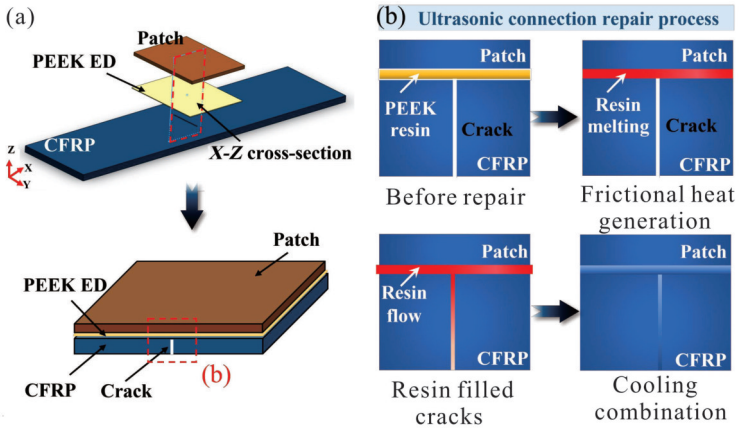


Fig. 9 Schematic diagram of the connection mechanism of the cross-section of the CFRP ultrasonic heating repair structure: (a) schematic diagram of the cross-section; (b) ultrasonic connection repair process

1)和(c-2)所示；当补片厚度为0.660 mm时，中间层PEEK树脂与补片一侧连接质量较差，存在大量空隙，如Fig.8(d)所示。

Fig.9为CFRP超声加热修补结构*Y-Z*截面的连接机理示意图，超声修复前，预置PEEK热塑薄膜与补片、待修复板材间存在细微缝隙；随后，开始超声加热修复，超声波焊接头对待修复工件施加压力和高频振动，振动使材料摩擦产生热量，熔化，PEEK树脂发生流动，并在压力作用下流入裂纹缺陷进行填充修复；超声加热结束，CFRP待修复结构冷却固化，

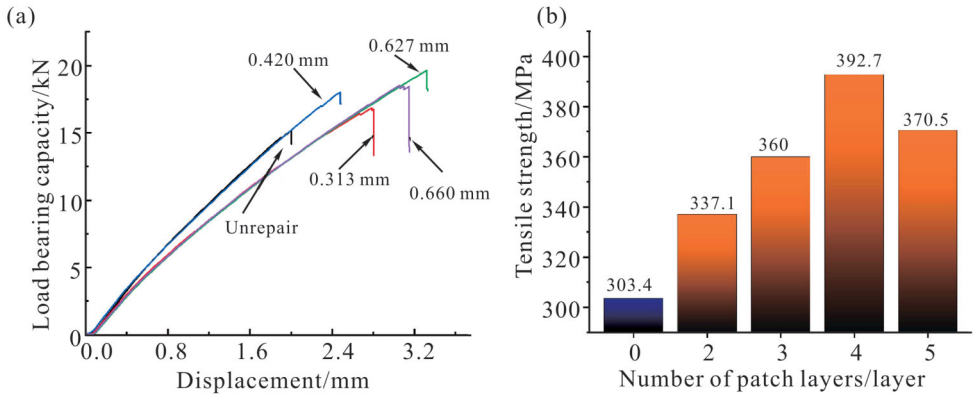


Fig. 10 Tensile performance of CFRP ultrasonic repair structure with different patch thicknesses: (a) load displacement curve; (b) tensile strength

与补片形成紧密的连接界面。

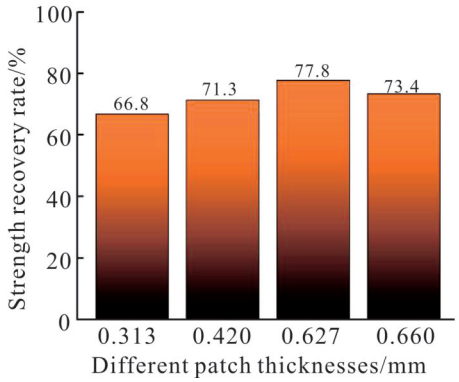


Fig. 11 Strength recovery rate variation curve of CFRP ultrasonic repair structure with different patch thicknesses

2.2 CFRP超声修复结构的力学性能及断口形貌

复合材料补片厚度与修补结构承载能力的关系如Fig.10所示。随着复合材料补片厚度的增加,修复结构的拉伸强度呈先增加后下降的趋势。当补片厚度由0.313 mm增加到0.627 mm时,修复试验件的极限承载能力提高了2782.5 N,此时,CFRP超声修复结构的拉伸强度高达392.7 MPa。补片厚度增加到0.660 mm时,试验件的极限承载能力下降了1200.2 kN,拉伸强度降为370.5 MPa。证明在一定补片厚度范围内,增加补片厚度可以有效提高修复件的修复质量。

Fig.11显示了超声加热时间为0.8 s,振幅100 μm时,不同补片厚度CFRP超声加热修补结构的强度恢复率。由Fig.11可知,超声修补后CFRP层合板的拉伸性能均有所回升,其强度恢复率随着补片厚度的

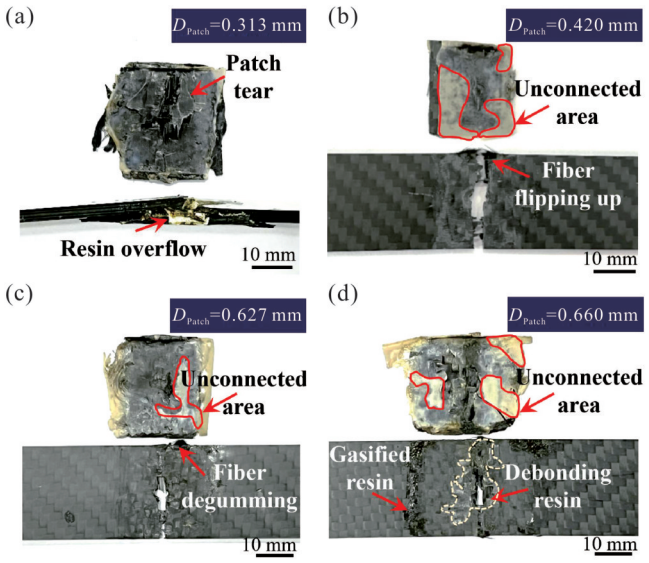


Fig. 12 Fracture morphology of CFRP ultrasonic repair structure with different patch thicknesses: (a) 0.313 mm; (b) 0.420 mm; (c) 0.627 mm; (d) 0.660 mm

增大呈现先增大后减小的趋势，且在补片厚度为0.627 mm时达到峰值，此时强度恢复率为77.8%。

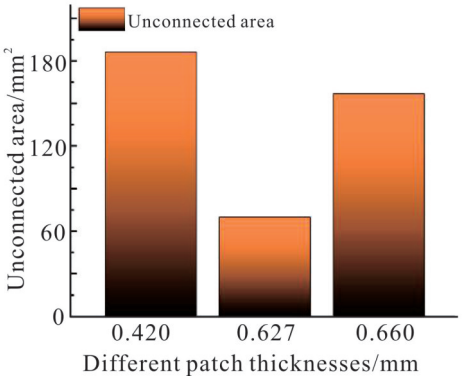


Fig. 13 Bar chart of unconnected area

Fig.12为不同补片厚度CFRP超声修复结构的断口宏观形貌，可以发现，CFRP层合板母材均沿裂纹方向断裂。Fig.13为不同补片厚度补片侧未连接区域面积的柱状图，可以发现，当补片厚度为0.313 mm时，由于补片太薄，在修复过程中超声能量很容易传递到待修复部位，能量衰减较少，同时在焊头压力的作用下，补片与试样待修复区域贴合紧密，但由于较薄补片的承载能力很差，拉伸实验中补片撕裂明显，如Fig.12(a)所示；当补片厚度为0.420 mm时，界面存在较多未连接区域，在连接界面处断裂，如Fig.12(b)所示；补片厚度为0.627 mm时，未连接区域面积较小，补片和热塑薄膜一体式从待修复母材表面脱离，PEEK热塑薄膜产热分布均匀，仅在热塑树脂中心区域产生极小范围的树脂分解，补片断口宏观形貌较好，如Fig.12(c)所示；相比之下，补片厚度为0.660 mm时，热塑薄膜产热不均匀，存在较大未连接区域，树脂气化分解现象明显，且少量脱粘的PEEK热塑树脂留在母材表面，如Fig.12(d)所示。

2.3 CFRP超声修复结构的断裂形式

Fig.14为基于热塑树脂PEEK导能筋的CFRP层合板超声修复结构常见的断裂形式示意图。对于不同补片厚度CFRP层合板超声加热修复试样，在拉伸过程中主要观察到2种失效模式：界面断裂和混合失效，如Fig.15所示。补片较薄仅为0.313 mm时，其自身的承载能力较弱，小于修复结构界面的结合力，从Fig.15(a)可以观察到大量碳纤维的明显破损，补片表面撕裂塌陷严重，失效模式为补片断裂和热塑薄膜断裂的混合失效；当补片厚度增加到0.420 mm时，热塑树脂融化不充分，且树脂无分解、碳化现象，碳纤维表面富含树脂，发生界面断裂，如Fig.15(b)所示；当补片厚度为0.627 mm时，由Fig.15(c)观察到大量热塑性树脂的韧性断裂，同时补片侧存在破损的碳纤维，说明此处补片本身结合力小于界面结合力，失效模式主要为界面断裂、补片断裂和热塑薄膜断裂的混合失效。当补片厚度进一步增大时，界面快速升温加热导致热塑树脂薄膜热分解和焦化，界面结合强度低，易发生断裂，同时树脂的韧性断裂明显减少，发生界面断裂和热塑薄膜断裂的混合失效，如Fig.15(d)所示。

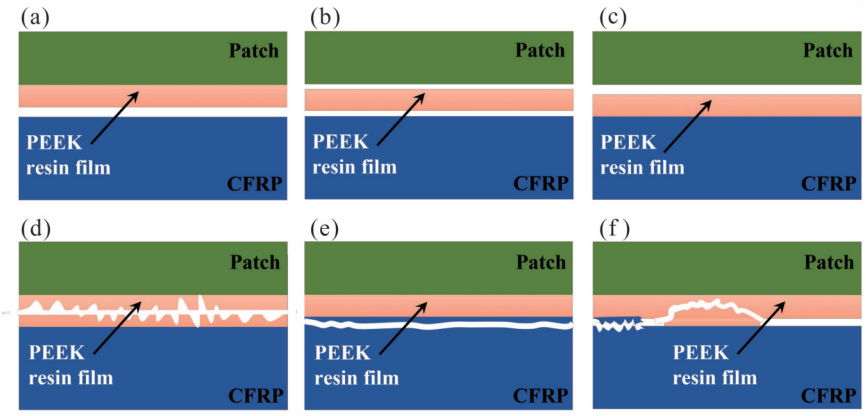


Fig. 14 Schematic diagram of the failure mode of ultrasonic repair structure for CFRP laminates: (a) interface fracture on one side of the base material; (b) interface on both sides of the resin is broken; (c) interface fracture on one side of the patch; (d) thermoplastic resin fracture; (e) base material fracture; (f) mixed failure

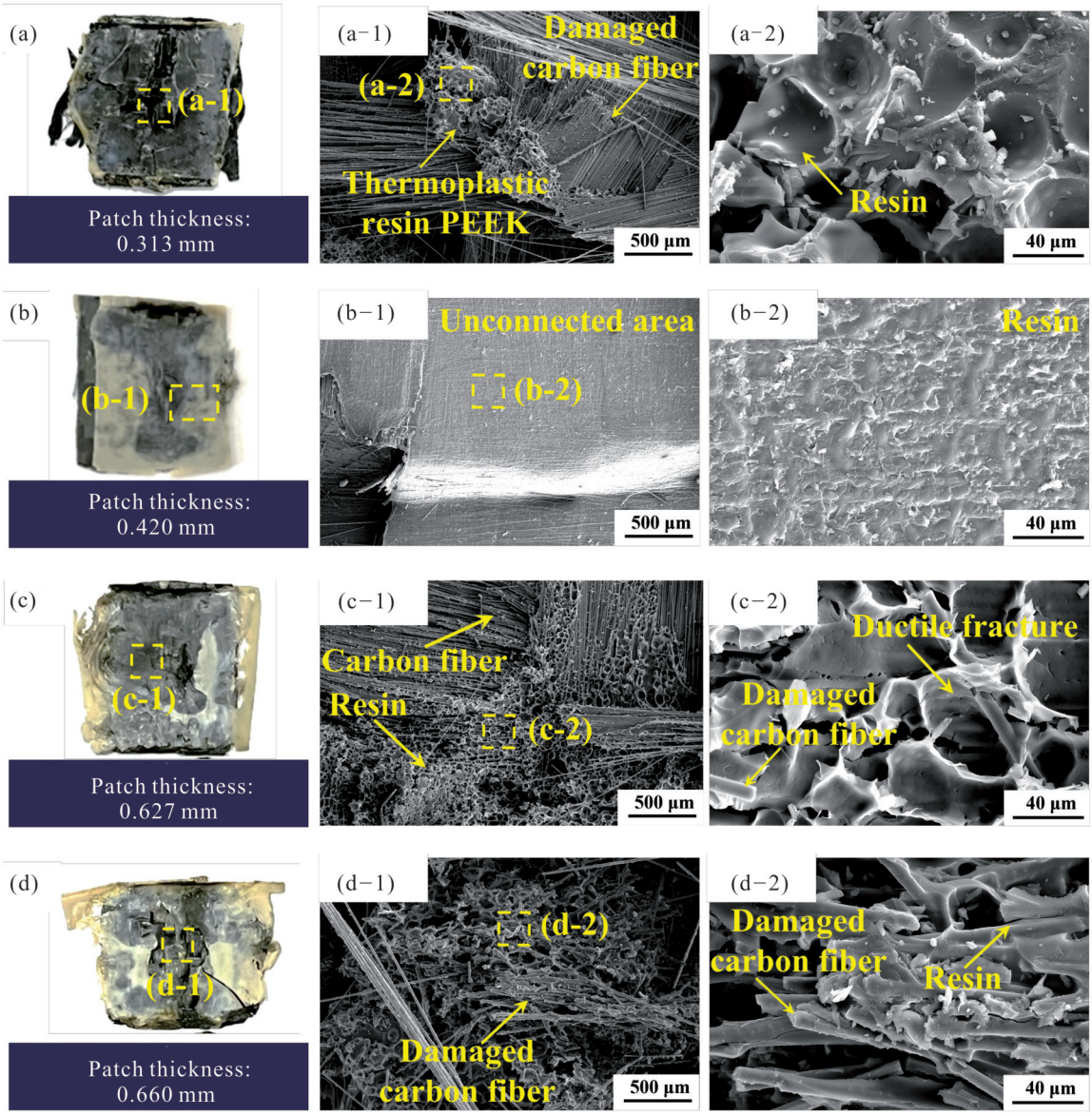


Fig. 15 Fracture morphology of CFRP laminates repaired by ultrasonic heating with different patch thicknesses: (a) mixed failure; (b) interface fracture; (c) interface fracture; (d) mixed failure

3　结论

针对航空CFRP层合板的裂纹损伤,开展了基于热塑薄膜不同厚度复合材料补片的超声修复试验研究,得出如下主要结论。

(1)随着补片厚度的增加,接头成型质量先提高后下降,补片厚度为0.660 mm时,修复试样厚度方向的变形量最大,界面熔融树脂在压力作用下溢出现象严重,补片边缘形成了大量粘瘤缺陷,不利于CFRP层合板修复质量的提高。当补片厚度为0.627 mm时,界面处的热输入实现了热塑性树脂薄膜的充分熔融,树脂流动性较好且流入母板处的裂纹缺陷进行填补,确保了补片与待修复母板的高质量粘接。

(2)对于含10 mm裂纹损伤的CFRP层合板,修复试样的拉伸强度随补片厚度的增加呈先增加后下降的趋势,补片厚度为0.627 mm时,拉伸强度最高达到392.7 MPa,强度恢复率为77.8%。

(3)CFRP层合板超声修复试样的失效机制随补片厚度变化而不同,当补片厚度为0.627 mm时,界面连接强度较高,补片自身结合力小于界面结合力,失效模式主要为界面断裂、补片断裂和热塑薄膜断裂的混合失效。

参考文献：

[1] Kim K W, Kim D K, Kim B S, *et al*. Cure behaviors and mechanical properties of carbon fiber- reinforced nylon6/epoxy blended matrix composites[J]. Composites Part B: Engineering, 2017, 112: 15-21.

[2] Guermazi N, Ben Tarjem A, Ksouri I, *et al*. On the durability of FRP composites for aircraft structures in hygrothermal conditioning[J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 85: 294-304.

[3] 王凯. 飞机复合材料损伤及修理技术浅析[J]. 电子测试, 2017 (15): 110-111.
Wang K. Analysis on the damage and repair of composite structure in aircraft[J]. Electronic Test, 2017(15): 110-111.

[4] Xiong X, Wang D, Wei J, *et al*. Resistance welding technology of fiber reinforced polymer composites: a review[J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2021, 35: 1593-1619.

[5] Silva L R R, Marques E A S, Da S L F M. Polymer joining techniques state of the art review[J]. Welding in the Word, 2021, 65: 2023-2045.

[6] Laforte L P, Lebel L L. Thermal analysis and degradation of properties in carbon fiber/epoxy laminate riveting at high temperatures[J]. Polymer Testing, 2018, 67: 205-212

[7] Meng X, Huang Y, Cao J, *et al*. Recent progress on control strategies for inherent issues in friction stir welding[J]. Progress in Materials Science, 2021, 115: 100706.

[8] 宣善勇. 复合材料修理飞机金属结构技术的应用进展[J]. 化工新型材料, 2020, 48(11): 227-229.
Xuan S Y. Process on boned repair of aircraft metallic structure applied by composite[J]. New Chemical Materials, 2020, 48(11): 227-229.

[9] Zhan X, Li Y, Gao C, *et al*. Effect of infrared laser surface treatment on the microstructure and properties of adhesively CFRP bonded joints[J]. Optics & Laser Technology, 2018, 106: 398-409.

[10] Deng Y, Chen Y, Li N, *et al*. Mechanical properties and optimization adhesive structure of three- dimensional braided composites and metal[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35: 2760-2767.

[11] Bhudolia S K, Gohel G, Leong K F, *et al*. Advances in ultrasonic welding of thermoplastic composites: a review[J]. Materials, 2020, 13: 1284.

[12] Villegas I F. Ultrasonic welding of thermoplastic composites[J]. Frontiers in Materials, 2019, 6: 1-10.

[13] Lionetto F, Morillas M N, Pappada S, *et al*. A Hybrid welding of carbon- fiber reinforced epoxy based composites[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2018, 104: 32-40.

[14] Villegas I F, Rubio P V. On avoiding thermal degradation during welding of high- performance thermoplastic composites to thermoset composites[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2015, 77: 172-180.

[15] Eirini T, Julian K, Sofia F D T, *et al*. On the sensitivity of ultrasonic welding of epoxy- to polyetheretherketone(PEEK)-based composites to the heating time during the welding process [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2021, 144: 106334.

[16] Eirini T, Teixeira S F D, Rinze B, *et al*. On the sensitivity of the ultrasonic welding process of epoxy- to polyetheretherketone (PEEK)- based composites to the welding force and amplitude of vibrations[J]. Composites Part C: Open Access, 2021, 5: 100141.

[17] Palardy G, Villegas I F. Smart ultrasonic welding of thermoplastic composites[C]//Davidson B D, Czabaj M W, Ratcliffe J G. Proceedings of the American Society for Composites- 31st Technical Conference (ASC). Williamsburg, VA: ASC 2016 DEStech Publications Inc., 2016.

[18] Xie W. New thermoplastic composites design concepts and their automated manufacture[J]. Fiber Reinforced Plastics, 2010, 4: 30-34.

[19] Villegas I F, van Moorleghem R. Ultrasonic welding of carbon/epoxy and carbon/PEEK composites through a PEI thermoplastic coupling layer[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2018, 109: 75-83.

[20] Tsiangou E, De Freitas S T, Villegas I F, *et al*. Investigation on energy director- less ultrasonic welding of polyetherimide (PEI)- to epoxy- based composites[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 173: 107014.

[21] Tsiangou E, De F S T, Villegas I F, *et al*. Ultrasonic welding of epoxy- to polyetheretherketone- based composites: investigation on the material of the energy director and the thickness of the coupling layer[J]. Journal of Composite Materials, 2020, 54: 3081-3098.

Tensile Performance of Ultrasonic Repair of Carbon Fiber-Reinforced Thermosetting Composites Laminates with Crack Damage Based on Pre-Set Thermoplastic Films

Li Xiao[1], Qiyu Gao[1], Hengchang Bu[1], Hongwei Zhu[2], Binbin Li[1], Xiaohong Zhan[1]

(*1. School of Materials Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China; 2. China Helicopter Design and Research Institute, Jingdezhen 333001, China*)

ABSTRACT: Four different thicknesses of composite patches were used to conduct ultrasonic repair experiments on carbon fiber-reinforced thermosetting composites (CFRP) with 10 mm crack damage. A thermoplastic thin film was placed between the repaired sample and the patch, with a thickness of 0.2 mm of polyether ether ketone (PEEK) resin. The results show that the thickness of the patch has a significant impact on the mechanical properties and failure modes of the repaired specimens. As the thickness of the patch increases, the mechanical properties of the repaired specimens show a trend of first increasing and then decreasing. Thicker patches will reduce the mechanical properties and forming effect of the repaired specimens. Among them, when the thickness of the patch is 2.627 mm, the maximum tensile strength can reach 392.7 MPa, and the strength recovery rate can reach 77.8%; when the thickness of the patch is 2.660 mm, the ultimate bearing capacity of the test piece is decreased by 1200.2 N, the tensile strength decreases to 370.5 MPa, and the maximum deformation of the repaired sample is as high as 0.056 mm. Through scanning electron microscopy analysis of the failure mode of the repaired specimens, it is found that the failure mechanism varies with the thickness of the patch. For the test piece with a patch thickness of 0.627 mm, the main failure mode is interface fracture.

Keywords: thermosetting composite materials; thermoplastic film; patch; ultrasound repair; mechanical properties; failure mode