



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业论文

基于战机维修的金属承力结构复合材料补强技术研究

Research on Reinforcement Technology of Metal

Load-bearing Structure Composite Materials Based on Aircraft

Maintenance

姓 名 胡振清

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 宋宗贤、孙运刚

职 称 讲师、中级工程师

完成时间 2022年6月3日



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业论文

基于战机维修的金属承力结构复合材料补强技术研究

Research on Reinforcement Technology of Metal

Load-bearing Structure Composite Materials Based on Aircraft

Maintenance

姓 名 胡振清

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 宋宗贤、孙运刚

职 称 讲师、中级工程师

完成时间 2022年6月3日

天津中德应用技术大学

本科生毕业论文选题申报表

学 院	航空航天学院	申报人	姓 名	宋宗贤		
专 业	材料科学与工程		技术职务	正高	副高	中级 √
题目名称	基于战机维修的金属承力结构复合材料补强技术研究					
题目类型	自拟	题目来源	生产实际			
课题来源、背景及意义	<p>损伤金属结构件寿命耐久性与复合材料修补问题已越来越成为当今学术界十分关注并迅速发展的课题。为了满足重量轻、强度高的要求，飞机金属结构以高强度铝合金材料为主，飞机在服役期间会严重的“载荷”作用，重复的起飞着陆、机动、环境对材料力学性能的退化及腐蚀作用都会对结构造成损伤。当前针对飞机裂纹以机械连接金属加强角盒为主，存在机械连接不可达、修理周期不可控、修理增重多、易形成应力集中等弊端；为解决上述复杂区域结构裂纹损伤，需开发应用新型飞机修理技术，其中，飞机金属结构复合材料胶接修理技术以其优异性能具有广阔的应用前景。</p> <p>与传统的机械修理方法相比，复合材料补片胶接修理具有比强度和比模量高、抗疲劳和抗腐蚀性能好、可设计强、易成形且不破坏原结构，不会形成新的应力集中源、修补周期短、成本低、所需设备简单等重多优势，是一种优质、高效的结构修理方法。随着复合材料修理应用的不断扩大，对复合材料补强技术研究的提出了更高的要求，飞机复合材料修补技术将直接影响到飞机延寿和服役安全。因此，针对飞机铝合金结构裂纹损伤故障，开展复合材料胶接贴补修理技术研究，通过完成补片设计优化、修理材料选取、胶接修理工艺实施、修理效果评价等工作，以期实现部分典型结构区域复合材料胶接修理工艺能力，对后续复合材料胶接修理推广使用奠定工艺基础。</p>					
任务及要求	<ol style="list-style-type: none"> (1) 查找相关资料和手册，了解复合材料修补相关知识； (2) 分析飞机金属结构常见损伤模式及损伤； (3) 准备实验材料，对实验设备和实验方法进行学习和深入了解； (4) 进行复合材料胶接修补金属结构工艺试验； (5) 测试评价修复效果，固化工艺； (6) 撰写论文。 					

工作条件	<p>(1) 设备仪器：万能试验机、超声 A 扫、热补仪、热风机、热压罐、精密磨床、自动裁剪床、激光定位仪等相关仪器设备；</p> <p>(2) 材料：CF3031 碳纤维机物、CCF300/QY8911、碳纤维预浸料、GB04 铝合金、2D70 铝合金等实验所需相关材料。</p>
知识与能力要求	<p>(1) 复合材料以及复合材料修补技术相关知识；</p> <p>(2) 飞机维修装配相关知识；</p> <p>(3) 熟练掌握热压罐热补成型工艺技术；</p> <p>(4) 熟练掌握或掌握复合材料金属修理裂纹工艺方法；</p> <p>(5) 了解胶结修理质量要求；</p> <p>(6) 具备基本的材料编写能力。</p>
<p>系（教研室）审查意见：</p> <p style="text-align: right;">负责人(签名)： _____ 年 月 日</p>	



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

毕业论文任务书

目 录：基于战机维修的金属承力结构复合
材料补强技术研究

学 院： _____ 航空航天学院 _____

专 业： _____ 飞行器制造工程 _____

学生姓名： _____ 胡振清 _____

学 号： _____ 18414020218 _____

起止日期： _____ 2021年12月3日~2022年6月3日 _____

指导教师： _____ 宋宗贤、孙运刚 _____

任务书下达日期： 2021年12月3日

任务书填写要求

1. 毕业设计（论文）任务书由指导教师根据各课题的具体情况填写，经专业负责人审查签字后生效。此任务书应在毕业设计（论文）开始前一周内填好并发给学生；
2. 任务书内填写的内容，必须和学生毕业设计（论文）完成的情况相一致；
3. 任务书内有关“学院”、“专业”等名称的填写，应写中文全称，不能写数字代码。学生的“学号”要写全号（如：16014010101）；
4. 有关年月日等日期的填写，应当按照国标 GB/T 7408—94《数据元和交换格式、信息交换、日期和时间表示法》规定的要求，一律用阿拉伯数字书写。如“2004年3月21日”或“2004-03-21”。
5. 本毕业设计（论文）课题成果的要求，内容要具体化和数量化。如“毕业设计（论文）一套；A0号装配图纸1张；A2号电气控制原理图纸2张；实物样机1台；产品2件”等。

毕业论文任务书

1. 毕业论文课题背景及意义

损伤金属结构件寿命耐久性与复合材料修补问题已越来越成为当今学术界十分关注并迅速发展的课题。为了满足重量轻、强度高的要求，飞机金属结构以高强度铝合金材料为主，飞机在服役期间会严重的“载荷”作用，重复的起飞着陆、机动、环境对材料力学性能的退化及腐蚀作用都会对结构造成损伤。当前针对飞机裂纹以机械连接金属加强角盒为主，存在机械连接不可达、修理周期不可控、修理增重多、易形成应力集中等弊端；为解决上述复杂区域结构裂纹损伤，需开发应用新型飞机修理技术，其中，飞机金属结构复合材料胶接修理技术以其优异性能具有广阔的应用前景。

与传统的机械修理方法相比，复合材料补片胶接修理具有比强度和比模量高、抗疲劳和抗腐蚀性能好、可设计强、易成形且不破坏原结构，不会形成新的应力集中源、修补周期短、成本低、所需设备简单等重多优势，是一种优质、高效的结构修理方法。随着复合材料修理应用的不断扩大，对复合材料补强技术研究的提出了更高的要求，飞机复合材料修补技术将直接影响到飞机延寿和服役安全。因此，针对飞机铝合金结构裂纹损伤故障，开展复合材料胶接贴补修理技术研究，通过完成补片设计优化、修理材料选取、胶接修理工艺实施、修理效果评价等工作，以期实现部分典型结构区域复合材料胶接修理工艺能力，对后续复合材料胶接修理推广使用奠定工艺基础。

2. 毕业论文课题任务的内容和要求

- (1) 查找相关资料和手册，了解复合材料修补相关知识；
- (2) 分析飞机金属结构常见损伤模式及损伤；
- (3) 准备实验材料，对实验设备和实验方法进行学习和深入了解；
- (4) 进行复合材料胶接修补金属结构工艺试验；
- (5) 测试评价修复效果，固化工艺；
- (6) 撰写论文。

3. 毕业论文课题成果（包括毕业设计论文、图表、实物样品等）：

毕业论文一套

4. 推荐参考资料：

- [1]刘国春, 谢宗蕙, 苏霓. 复合材料胶接修补飞机金属结构技术的研究进展及关键技术[J]. 材料导报, 2007, 21(10)
- [2]王跃, 赵书平, 羊军等. “湿热”老化对复合材料胶补金属结构力学特性的影响[J]. 航空材料学报, 2019, 39(4)
- [3]王清远, 袁祥明, 李戎中. 损伤金属结构件复合材料粘贴修补[J]. 玻璃钢/复合材料, 2003, (6)
- [4]刘国春, 周斌, 刘峰等. 复合材料胶接修补金属结构的非对称脱胶分析[J]. 宇航材料工艺, 2015, 45(3)
- [5]葛建彪, 刘婷. 中央翼复合材料后梁大开口补强设计与分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2016, (2)
- [6]孔磊. 飞机复合材料修理技术研究[J]. 塑料工业, 2019, 47(3)
- [7]张玓, 杨晓华, 匡林. 复合材料补片胶接修补剥蚀金属结构技术研究[J]. 装备环境工程, 2010, 07(6)
- [8]王清远. 复合材料修补件的强度和疲劳性能[J]. 材料工程, 2003, (1)
- [9]孙乐, 王通, 石鹏飞. 航空复合材料结构修补技术与应用[J]. 军民两用技术与产品, 2018, (12)
- [10]Pengcheng Cheng, Xiao-Jing Gong, Shahram Aivazzadeh, Xinran Xiao. Experimental observation of tensile behavior of patch repaired composites[J]. Polymer Testing, 2014, 34:
- [11] Daphne C. Barcellos, Vivian M. Miyazaki Santos, Li-Na Niu, David H. Pashley, Franklin R. Tay, Cesar R. Pucci. Repair of composites: Effect of laser and different surface treatments[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2015, 59:

所在专业审查意见：

负责人：_____

年 月 日



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业论文开题报告

题 目：基于战机维修的金属承力结构复合
材料补强技术研究

学 院： 航空航天学院

专 业： 飞行器制造工程

学生姓名： 胡振清

学 号： 18414020218

起止日期： 2021年12月3日~2022年6月3日

指导教师： 宋宗贤、孙运刚

开题日期：2022年3月4日

一、 开题报告内容（课题的目的意义、与本课题有关的国内外研究（应用）情况 及发展趋势、课题主要研究内容、参考文献等）

（一）课题的目的意义

为了满足重量轻、强度高的要求，飞机金属结构以高强度铝合金材料为主，飞机在服役期间会严重的“载荷”作用，重复的起飞着陆、机动、环境对材料力学性能的退化及腐蚀作用都会对结构造成损伤。当前针对飞机裂纹以机械连接金属加强角盒为主，存在机械连接不可达、修理周期不可控、修理增重多、易形成应力集中等弊端；为解决上述复杂区域结构裂纹损伤，需开发应用新型飞机修理技术，其中，飞机金属结构复合材料胶接修理技术以其优异性能具有广阔的应用前景。与传统的机械修理方法相比，复合材料补片胶接修理具有比强度和比模量高、抗疲劳和抗腐蚀性能好、可设计强、易成形且不破坏原结构，不会形成新的应力集中源、修补周期短、成本低、所需设备简单等重多优势，是一种优质、高效的结构修理方法。随着复合材料修理应用的不断扩大，对复合材料补强技术研究的提出了更高的要求，飞机复合材料修补技术将直接影响到飞机延寿和服役安全。因此，针对飞机铝合金结构裂纹损伤故障，开展复合材料胶接贴补修理技术研究，通过完成补片设计优化、修理材料选取、胶接修理工艺实施、修理效果评价等工作，以期实现部分典型结构区域复合材料胶接修理工艺能力，对后续复合材料胶接修理推广使用奠定工艺基础。

（二）国内外研究应用情况及发展趋势

损伤金属结构件寿命耐久性与复合材料修补问题已越来越成为当今学术界十分关注并迅速发展的课题。在20世纪70年代初，澳大利亚航空试验研究所的A. A. Baker等率先提出了用复合材料补片来修理损伤的飞机金属结构，即用碳（硼）纤维环氧树脂基补片粘结到损伤区域，改善损伤区的应力分布，力求将损伤后的结构的力学性能恢复到损伤之前。80年代这项技术很快进入美国并得到快速发展。其后，经过数十年的理论和试验研究，复合材料胶结修补技术在国外得到了很大的发展，已经成功地应用到了相当一部分的军用和民用飞机的修理中。澳大利亚使用硼/环氧补片配合FM73胶多次固化的方式对F-16左机翼下蒙皮进行修理，使用效果明显，累计飞行了665.9小时没有任何脱胶、退化或者补片下方裂纹扩展的情况。加拿大在CF-116飞机机翼上蒙皮用硼5521-4预浸料配合环氧/腈胶接进行修复，修复区域应力水平降低约40%，1500小时内未出安全问题。Sandia国家实验室利用硼/环氧加强件对L-1011飞机的P旅客舱门环绕结构进行了修理，修复后极限破坏载荷达到了原有构件载荷的3.5倍，该飞机修复后恢复了跨大西洋飞行的能力，并在服役后的第45天、6个月和1年进行了检测，未发现修理有任何缺陷。波音商用飞机公司在B747-300飞机的机身搭接接头、机翼前缘、后缘襟翼和发动机反推罩等9个区域使用硼/环氧复合材料补片进行修理，修理后安全服役了37000小时，进行

了7020次起落，仍能保持原来修补的完整性。在美国，这项技术已逐渐成为工程界中的一种新型产业，然而国内这方面的研究和实践还远远没有得到足够关注。

国内近年来也开展了这方面的研究工作和实际应用，不过由于起步较晚，很多关键技术领域还几乎是一片空白，目前国内对复合材料补强技术修理金属结构的应用不够广泛。中航工业特种飞行器研究所对海军某型飞机上壁板蒙皮使用单向碳纤维预浸料配合J-150 中低温固化技术进行了修理，修复后壁板连接强度提升100%。中国结构腐蚀防护与控制航空技术重点实验室使用1500型碳纤维预浸料配合J-150修补胶得方式对某型飞机2A12铝合金孔进行补强，修复后构件平均疲劳寿命恢复175%。随着我国航空工业的快速发展，越来越多的飞机在长期（甚至超过原设计寿命）载荷（甚至超载）和腐蚀环境下发生疲劳、损伤、性能退化、失效和破坏的现象越来越多，严重影响和危及飞行安全。国内当前军用和部分民用飞机老龄化现象比较严重，延寿工作势在必行。对飞机损伤结构高效、结构增强、低成本、保障安全的维修提出的要求越来越高。因此，复合材料修补的研究和应用也必将在我国得到大力发展。

（三）课题主要研究内容

1. 飞机金属结构常见损伤模式及损伤分析；
2. 复合材料胶接修补金属结构工艺试验；
3. 测试修复效果，固化工艺；
4. 对比评价分析测试效果。

（四）参考文献

- [1] 刘国春, 谢宗蕙, 苏霓. 复合材料胶接修补飞机金属结构技术的研究进展及关键技术[J]. 材料导报, 2007, 21(10)
- [2] 王跃, 赵书平, 羊军等. “湿热”老化对复合材料胶补金属结构 力学特性的影响[J]. 航空材料学报, 2019, 39(4)
- [3] 王清远, 袁祥明, 李成中. 损伤金属结构件复合材料粘贴修补[J]. 玻璃钢/复合材料, 2003, (6)
- [4] 刘国春, 周斌, 刘峰等. 复合材料胶接修补金属结构的非对称脱胶分析[J]. 宇航材料工艺, 2015, 45(3)
- [5] 葛建彪, 刘婷. 中央翼复合材料后梁大开口补强设计与分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2016, (2)
- [6] 孔磊. 飞机复合材料修理技术研究[J]. 塑料工业, 2019, 47(3)
- [7] 张玓, 杨晓华, 匡林. 复合材料补片胶接修补剥蚀金属结构技术研究[J]. 装备环境工程, 2010, 07(6)
- [8] 王清远. 复合材料修补件的强度和疲劳性能[J]. 材料工程, 2003, (1)
- [9] 孙乐, 王通, 石鹏飞. 航空复合材料结构修补技术与应用[J]. 军民两用技术与产

品, 2018, (12)

[10] Pengcheng Cheng, Xiao-Jing Gong, Shahram Aivazzadeh, Xinran Xiao. Experimental observation of tensile behavior of patch repaired composites[J]. Polymer Testing, 2014, 34:

[11] Daphne C. Barcellos, Vivian M. Miyazaki Santos, Li-Na Niu, David H. Pashley, Franklin R. Tay, Cesar R. Pucci. Repair of composites: Effect of laser and different surface treatments[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2015, 59:

二、进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
2021. 12. 10- 2021. 12. 31	查阅文献, 了解复合材料修补的应用、国内外研究现状、以及飞机金属常见损伤模式等相关知识, 完成开题报告。	了解相关知识, 撰写并完善开题报告。
2022. 1. 1- 2022. 1. 31	查找并详细分析资料和文献, 学习复合材料修补常见飞机金属损伤结构工艺。	掌握复材修补金属结构工艺。
2022. 2. 1- 2022. 2. 28	利用有限元分析模拟复合材料补强金属结构受力, 拟定复合材料修补工艺规程对飞机金属损伤结构进行试验的计划。	完成有限元分析, 拟定复材修补金属结构试验计划。
2022. 3. 1- 2022. 3. 31	实施复合材料修补飞机金属损伤试验方案, 分析试验结果并得出结论。	完成试验方案, 进行分析并得出结论。
2022. 4. 1- 2022. 4. 30	根据试验方案结论进行总结, 撰写论文并完善。	总结试验分析结论, 撰写并完善毕设论文。
完成课题的 现有条件	(1) 万能试验机、超声 A 扫、热补仪、热风机、热压罐、精密磨床、自动裁剪床、激光定位仪等相关仪器设备; (2) CF3031 碳纤维机物、J-352 结构胶、7B04 铝合金、2D70 铝合金等实验所需相关材料。 (3) 掌握实验仪器的基本操作方法; (4) 实事求是, 善于学习的能力。	
指导教师 意见	指导教师: _____ 年 ____ 月 ____ 日	
开题答辩 小组意见	组 长: _____ 年 ____ 月 ____ 日	

天津中德应用技术大学 本科生毕业论文（设计）的声明

本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在指导教师指导下，进行研究工作所取得的成果。除文中已经注明引用的内容外，本学位论文的研究成果不包含任何他人创作的、已公开发表或没有公开发表的作品内容。对本论文所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本学位论文原创性声明的法律责任由本人承担。

学位论文作者签名：胡振涛
年 月 日

本人声明：该学位论文是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过论文的全部内容，并能够保证题目、关键词、摘要部分中英文内容的一致性和准确性。

学位论文指导教师签名：
年 月 日

摘 要

飞机在不同环境中飞行时，由于各种载荷的作用，金属结构中会出现各种损伤，比如疲劳裂纹、构件断裂等等。飞机结构损伤直接影响着飞机的服役寿命，为了延长结构寿命，就必须对损伤进行修理，从而恢复结构承受载荷的能力和提高了其剩余强度。传统的修理方法为机械连接修补，此方法修理会导致结构的重量和有效载荷加大，飞机的机动性将受到影响，极大地缩短了飞行航程。与选用金属材料修补相比，选用复合材料修补可谓是一种先进的修补手段。复合材料有比刚度高、重量轻、比强度高、抗疲劳性能好、可设计性强等诸多优点，采用复合材料修补金属结构技术不仅能够缩短修理周期还可以减少维修成本。因此使用复合材料补片对飞机金属结构损伤进行修理的研究具有极高的实际应用价值。

本文主要基于飞机金属结构维修对复合材料胶接修补技术的应用进行研究，主要工作内容有：分析复合材料胶接修补金属结构技术；开展复合材料胶接修补金属结构的工艺试验；将复合材料胶接修补后的金属件进行性能测试，对比分析修复效果；通过对比试验测试结果确定优先修补方案。

关键词：复合材料；胶接修补；性能测试；工艺试验。

ABSTRACT

When the aircraft flies in different environments, due to the action of various loads, there will be various damage in the metal structure, such as fatigue crack, component fracture and so on. The damage of aircraft structure directly affects the service life of aircraft. In order to prolong the service life of aircraft structure, it is necessary to repair the damage so as to restore the load-bearing capacity of the structure and improve its residual strength. The traditional repair method is mechanical connection repair, which will increase the weight and payload of the structure, affect the maneuverability of the aircraft, and greatly shorten the flight range. Compared with metal material repair, composite material repair is an advanced means. Composite material has many advantages, such as high specific stiffness, light weight, high specific strength, good fatigue resistance, strong designability, etc. Using composite material to repair metal structure technology can not only shorten the repair cycle but also reduce the maintenance cost. Therefore, the research of repairing aircraft metal structure damage with composite mesh has extremely high practical application value.

This paper mainly studies the application of composite bonding repair technology based on aircraft metal structure maintenance. The main work contents are: analysis of composite bonding repair metal structure technology; To carry out the process test of repairing metal structure by bonding composite materials; The properties of the metal parts repaired by composite materials were tested and the repair effects were compared and analyzed. Determine the priority repair plan by comparing test results.

Keywords: Composite material; Adhesive repair; Performance test; Process test.

目 录

第一章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 复合材料胶接技术的应用	2
1.3 复合材料胶接技术国内外研究状况	3
1.3.1 国外研究状况	3
1.3.2 国内研究状况	4
1.4 本文的主要工作	5
第二章 复合材料补强金属结构	6
2.1 复合材料胶接修补概况	6
2.2 复合材料胶接修补技术	6
2.2.1 复合材料胶接修补的优点	6
2.2.2 复合材料胶接修补的缺点	7
2.3 复合材料胶接修补的影响因素	7
第三章 复合材料胶接修补金属结构工艺	8
3.1 湿法修补参数	8
3.1.1 复合材料的选择	8
3.1.2 胶粘剂的选择	8
3.1.3 修理补片与补片厚度	9
3.2 修补的工艺流程	10
3.2.1 实验准备	10

3.2.2 工艺过程	12
3.3 固化处理	12
3.3.1 加热固化	12
3.3.2 固化后处理	13
第四章 性能验证试验	14
4.1 2D70 材料试验分析	14
4.1.1 拉伸试验	14
4.1.2 疲劳试验	15
4.2 7B04 材料试验分析	16
4.2.1 拉伸试验	16
4.2.2 疲劳试验	17
4.3 胶接修理与机械连接修理效果对比	18
4.3.1 静力试验对比	19
4.3.2 疲劳试验对比	20
第五章 总结与展望	22
5.1 本文工作总结	22
5.2 工作展望	22
参考文献	23
致 谢	24

第一章 绪论

1.1 引言

在飞机的飞行过程中，各种金属结构都会产生各种结构损伤，与民用飞机相比，军用飞机由于服役环境的恶劣，会定期对其进行大修。面对着军费紧缩的问题，再加上新型战机研发时间较长，成本较高，所以现在现役战机大多已经超龄服役。就拿美国军机来说，根据数据显示，美国空军在 1993 年服役 15 年以上的战机占 51%，而在 20 年以上的则占 44%。表 1-1 列出了美国空军在 2003 年以前的年龄。美国正在服役的战机不仅面临老化，而且我国正在服役的战机也面临着老化问题。

表 1-1 美国空军的飞机服役情况

机型	服役时间	服役年龄	机型	服役时间	服役年龄
A-10	1976	27	F-16	1979	24
B-52	1955	48	F-117	1982	21
C-141A	1964	39	KC-135	1956	47
C-5A	1969	34	T-37	1956	47
E-3	1977	26	T-38	1959	44
F-15	1972	31			

通过对飞机损伤形态及损伤部位进行比较，发现最多的损伤即为疲劳损伤，约占 70%，而机体蒙皮又是最常见的；图 1-1 示出了飞机的主要损伤类型和所占的比例。从这一点可以看出，在飞机的飞行中，由于疲劳开裂而引起的损伤，是造成飞机结构失效的重要原因。为了提高飞机的使用寿命，传统的维修方法是机械联接，通过铆接或螺栓补片进行修复，经常会导致结构质量提高，导致修复区的应力分布发生变化，从而使结构出现新的应力集中。为了解决上述问题，我们必须采用一种更具有优势的新型修复方式，而采用复合材料胶接修复是一种较好的修复方式。与机械连接修理相比较，采用复合材料胶接修补后不会出现新的应力集中。复合材料胶接修补技术由于其比强度高、比强度高、抗疲劳性能好、重量轻、可设计性好等特点，在损伤修复中应用胶接修补技术将更具优势、更具竞争力、更有发展前景。

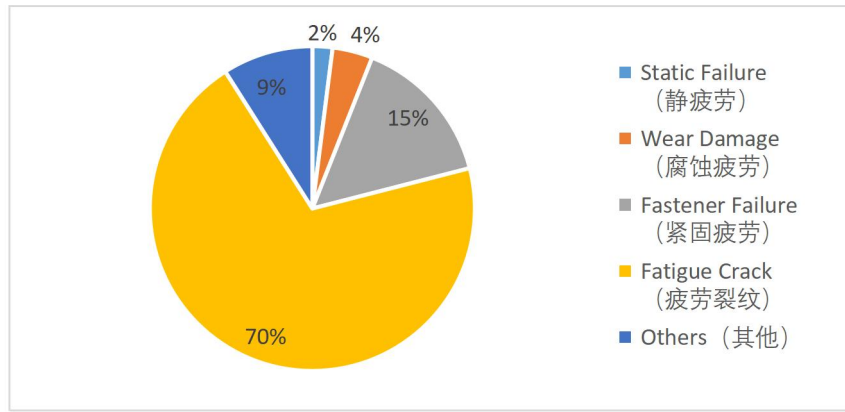


图 1-1 飞机主要破坏形式图

1.2 复合材料胶接技术的应用

二十世纪七十年代澳大利亚皇家航空研究室首先开发了复合材料胶接修补技术，研究室的 Baker 博士及其团队成员率先对其做出了研究^[1]，并于第 10 届国际复合材料大会上，就“金属结构的修复问题”发表了一份有关大会的报告。回顾了美国某装备公司和澳大利亚空军在美国 F-111 飞机上使用复合材料修复破损区的最新理论和技术，包括恢复剩余强度、裂纹扩展临界尺寸、疲劳失效机理等^[2]。此后，经过三十余年的理论与实验，国外的复合材料胶接技术已经被广泛地应用于军事、民用航空器的修复。如表 1-2 所示为复合材料胶接技术的应用实例。从“九五”起，我国一批拥有军事背景的科研机构也在逐渐进行这项技术的研发，西北工业大学、国防科技大学、南京航空航天大学、航空 601 所等有关单位在此领域进行了大量的基础性研究，并取得了一定的成果。

表 1-2 复合材料胶接修理技术的应用实例

机型	损伤部位	损伤结构材料	损伤类型	修理补片材料
Herculers	机翼壁板	7075-T	应力腐蚀	硼/环氧
Macchi	起落架轮毂	镁合金	疲劳裂纹	硼/环氧
Mirge	腹鳍蒙皮	2024-T3	疲劳裂纹	硼/环氧
Mirge	机翼下表面	AU4SG	疲劳裂纹	硼/环氧
Nomad	机翼下表面	2024-T3	疲劳裂纹	硼/环氧
Nomad	门框	2024-T3	疲劳裂纹	硼/环氧
F-111	龙骨梁	7075-T6	应力腐蚀	硼/环氧
F-111	机翼枢轴	D6AC	疲劳裂纹	硼/环氧
Orion	机翼蒙皮	2024-T3	雷击烧伤	硼/环氧

我国由于起步较晚，在核心技术方面还很欠缺。沈飞公司于 1999 年 7 月对某飞机某型号飞机副翼进行了修复，这是我国第一次将该技术用于修复。修复所使用的复合材料是由美国公司制造的 FM73。

之后，中国结构腐蚀防护与控制航空技术重点实验室使用 1500 型碳纤维预浸料搭配 J-150 修补胶的方式对某型飞机 2A12 铝合金孔进行补强，修复后构件平均疲劳寿命恢复 175%。

1.3 复合材料胶接技术国内外研究状况

自从澳大利亚航空研究所的 Baker 博士等人发明了胶接修复和止裂技术后，世界上很多国家都开始关注这一技术，美国、加拿大等发达国家和世界其他发达地区也开始对这种技术进行了深入的研究，并取得了一定的成效。第 11 届世界复合材料大会于 1997 年在澳大利亚举行，贝克在会上介绍了复合材料粘合修复技术的研究和应用，宣称其对此领域已有 25 年研究经验，为实际维修节约了数十亿美元的维修费用。

1.3.1 国外研究状况

国外复合材料胶接修补技术主要从实验研究、解析、软件开发等方法手段进行研究。

(1) 实验研究法

试验的主要内容都集中在疲劳裂纹的扩展方面。Alawi 和 Saleh 在补片的形状、数量、尺寸和实际表面质量上进行了研究，分析其对疲劳裂纹扩展速率产生的影响。Paul 等人通过试验表明了经硼/环氧复合材料补片双面胶接修理后，承载孔试件的疲劳寿命平均延长了 15 倍^[3]。

Chandra 利用光弹技术测出了胶接修理结构中裂纹尖端的应力强度因子，且该测试结构与有限元分析结果基本相符合。Baker 通过实验结果证明：制造过程中出现的分层脱胶经过长时间后会对结构的疲劳裂纹扩展速率有显著的影响。Denney 也对疲劳裂纹扩展速率和结构疲劳寿命在脱层脱胶位置和脱胶尺寸等方面上进行了研究^[4]。

(2) 解析法

Ratwani, Keer, Arin, 和 Erdogan 等人根据 Muskhelishvilli 的平面弹性理论，使用复变函数方法分析了裂纹尖端的应力强度因子和胶接修补结构中的应力分布。L. R. F. Rose 总结前人的经验，通过函数求解引入能量释放率的两个上界，经过渐近分析得到应力因子的近似公式表达式，因此，L. R. F. Rose 的方法也被称为真正的近似解析方法。

解析法成本低，计算时间短，便于分析各种因素对胶接修复效果的影响。它的缺点是：铺层方向、补片的形状、大小都有很大的局限性，且计算精度较低，

难以进行分析。

(3) 复合材料胶接修补软件的开发

加拿大 NRC-CNRC 公司在胶接修补软件设施方面开发了针对于航空航天系统的复合材料胶接修补程序 Bond Rep (基于 Window 平台)。美国的 Boeing 公司开发了飞机结构复合材料修补软件 CRAS (Composite Repair of Aircraft Structures)。到目前,美国已有专门针对复合材料修补的软件进行设计分析的系统。Marrtec 公司开发的 CARDS (Composites Analysis and Repair Design Software) 是基于互联网平台的应用程序 (Web-base Application), 是针对复合材料粘接和连接修补专门进行力学分析和计算的软件。

此外,美国联邦航空局 (FAA) 正在研制能够对飞机蒙皮进行静强度和损伤容限分析,并可以将应力强度因子、裂纹扩展控制和检测于一体的修复评价和整体设计 (RAPID) 程序的软件。美国 FAA 正在开发一套用于对飞机外壳进行静态强度和损伤容限分析、应力强度因子、裂纹扩展控制与探测功能的修复评价和整体设计 (RAPID) 的软件^[5]。

1.3.2 国内研究状况

复合材料胶接修复技术是近年来国际上较为成熟的一种技术,目前已在军用、民用结构的损伤修复中得到了广泛的应用。但我国在这方面的研究相对滞后,在一些关键技术方面还处于空白状态。

目前在国内对复合材料补强金属结构的应用还不够广泛,与国际先进水平相比还有较大的差距。二十世纪九十年代开始,航空科学基金和中国博士后基金先后对该领域的研究进行了资助^[6]。在此列举了近十几年我国在复合材料补强金属结构领域的主要工作。

(1) 徐建新等采用线剪弹簧模型,对裂纹尖应力强度因子、补片内最大张应力、胶层内最大剪切应力进行了分析,并对其残余热应力的影响进行了分析^[7]。

(2) 王遵等从试验和理论上对单面胶接修复中残余热应力/应变进行了试验和理论分析。利用 Rose 模型和 Wang-Rose 修正模型,对单侧补强下的剩余热应力和弯矩进行了理论分析,结果表明,无论是半无限板还是有限宽板,都可以有效地减小裂缝尖端的应力强度系数。

(3) 白金泽等建立了“二板-弹簧元校正”的二维有限元,利用 Mindlin 板元对修复结构的基板和补片进行了仿真,并在每一个 Mindlin 板元节点上分别设置 3 种不同的弹性单元,以模拟 X-Z、Y-Z 平面的水平剪切力,以及一个用来模拟 Z 向轴向正应力的轴向弹性单元。

1.4 本文的主要工作

本文主要介绍了复合材料胶接修补技术在飞机金属结构修补上的应用,对复合材料胶接修补金属裂纹板进行了工艺试验,并且在修补后对金属板的性能进行疲劳、静力学性能上进行了实验测试。本文主要进行了以下工作:

- (1) 介绍复合材料胶接修补技术;
- (2) 分析和对比复合材料胶接修补和传统机械修理的优势;
- (3) 进行复合材料胶接贴补金属裂纹板的工艺试验;
- (4) 对修补后的试件进行疲劳、静力学性能试验;
- (5) 总结修复效果。

第二章 复合材料补强金属结构

2.1 复合材料胶接修补概况

在修复飞机金属构件上的裂纹时，一般都是通过铆接、螺栓等方式与破损部位进行连接，但其缺陷在于，构件的重量会大幅增加，螺钉、铆接等方式也会影响到构件的受力分布，从而缩短构件的使用寿命。

现代航空器对复合材料的使用越来越普遍，科研人员也从事对复合材料修理的研究，与此同时，将复合材料应用在金属结构修理的研究也在不断进行，其中被广泛采用的一项技术为复合材料胶接修理技术。此方法是把固化完成的、半固化或未固化的复合材料预浸料贴片，采用粘接的方法贴补到被破坏的损伤区域，对损伤区域进行补强，使结构寿命延长。

在澳大利亚航空研究所的 A. A. Baker 等人将复合材料胶接修补与止裂技术用于飞机的金属损伤部位之后，发现复合材料胶接技术不仅适合于飞机的复合材料结构，同时也适用于金属结构。他们先后在此领域进行了大量的理论分析和试验研究，成功把此项技术应用到了飞机金属结构的修理中。从大量的试验和实际应用表明，此项技术不仅可以让损伤得以修复外，还可以极大地缩短修理的时间和减少修理支出。

2.2 复合材料胶接修补技术

与传统的采用金属补片修理相比，使用复合材料补片修补的方法有众多优势，可谓是一种先进的、高效的修补方法。这种方法多用于平面形或者曲率较小的制件，板厚较薄、载荷不大、气动外形要求低的结构。适合应用在飞机结构中出现的孔、开口、尖锐的缺口、半径较小的圆角和界面形状突变等应力集中的部位。

2.2.1 复合材料胶接修补的优点

(1) 结构的重量增加较少。由于复合材料比强度高，比刚度大，为了获得同样的修复效果，可以根据受损结构的具体受力状况而调整补片的铺层角度，使其在修复过程中得到最好的作用，从而使修复构件的质量得到最大化。

(2) 提高了耐久性和疲劳性能。“粘接法”是一种不需要钻孔、不破坏基体的新型修复方式，可以改善修复区的应力集中和负载分布，提高修复区的疲劳性能和损伤容限。

(3) 增强耐腐蚀性。由于其良好的耐腐蚀性能，尤其适合于结构局部裂纹、损伤、腐蚀等多种失效的修复，在修复后可以防止裂纹和损坏的继续发展，达到了可靠性和耐用性的要求。

(4) 使用简便，使用方便，费用低廉。采用复合材料胶结修复技术，可以大幅度减少受损零件的维修时间，减少维修成本，使维修时间减少 1/3 左右。该

方法易于操作，易于修复复杂的表面，具有良好的成形性能，适用于现场维修。

(5) 具有良好的成形特性。利用二次共固化技术，可以改变复合材料补片的表面形态，使其在复杂的曲面上易于实现，修复后的补片与原来的结构结合良好，能够恢复原来的形状，并能维持平滑的气动外形。另外，该修复方式不受结构施工条件的制约，对封闭式结构或复杂结构，可以采用单侧胶粘修复。

2.2.2 复合材料胶接修补的缺点

(1) 复合材料的力学性能不稳定，粘接质量受到多种因素的影响，导致修复强度的离散性较大，同时复合材料的成本也较高。

(2) 修复后的表面修复质量要求高，表面处理比较困难，修复后的表面处理质量对修复后的疲劳寿命有很大的影响。

(3) 复合材料与金属构件之间的热膨胀系数有较大的差别，而胶粘剂固化后的热膨胀系数不同，则会引起金属破损构件的残余拉应力，从而对修复效果造成不良影响。

(4) 在进行修复时，根据结构胶的使用要求，必须在特定的温度、压力下进行胶接，以保证胶接的质量。用复合材料胶粘法修复受损的金属构件，其最大的特点与难点在于，整个机舱内的金属骨架传热速度较快，与复合材料结构相比，若要在机舱内进行维修，则难以保证其局部的温度分布。

2.3 复合材料胶接修补的影响因素

影响复合材料胶接修补技术的因素有许多，主要有修理的表面质量、复合材料补片、胶粘剂、修复工艺等，以下对其进行了分析。

(1) 金属表面质量的控制主要有机械处理、化学处理和底胶处理三种。机械处理方法有：除油、清洁、喷砂、砂布砂纸抛光、机加工。化学方法主要有阳极化和酸性碱性溶液的腐蚀。底胶处理工艺是在胶接的表面涂上粘合剂和底胶，以提高胶粘剂的粘结力。

(2) 选用复合材料补片的关键是要保证补片与被修复结构之间的粘接强度和耐用性。补片的材质必须与胶粘剂的固化温度相符，其热膨胀系数要与被修复材料的热膨胀系数相适应，以确保修复后不会有较大的热剩余应力，而且补片的物理化学性能也要尽量减小。为了防止新的应力集中，补片的强度和刚度必须与被修复的材料相匹配。

(3) 胶层起到传递载荷的作用，胶粘剂的选用取决于修复结构的应用场合。胶粘剂的固化温度不宜过高，固化温度高会使修复后的金属材料发生晶间腐蚀，使材料与修复材料的热膨胀系数有较大的差别，从而造成残余热应力的增加，从而影响胶接的整体强度和使用寿命^[8]。在实践中，不能保证任何一种胶粘剂均能满足要求，因此，在实际使用中必须对已有的胶粘剂体系进行改进和优化。

第三章 复合材料胶接修补金属结构工艺

由于修理补片需要预先成型，加上飞机结构复杂，裂纹出现部位多发等多种原因，导致采用补片制造时周期长，且无法完全贴和，影响修理质量。因此，本文试验采用了复合材料湿法胶接修理，湿法修理可以根据产生裂纹的实际部位进行铺贴，施工方便，既提高效率，又保证了质量。

3.1 湿法修补参数

3.1.1 复合材料的选择

由于飞机上的载荷方向是复杂多变的，结构件上产生的疲劳裂纹也是方向不一的，单向纤维不能满足多个方向的载荷承受，而纤维编织布恰好可以解决这个问题，因此本文修补试验选择了碳纤维机织物（CF3031）进行复合材料补片的制造。

CF3031 可在 10~35℃、相对湿度 10%~95% 的温度条件下进行铺层成形。在室温下，材料的拉伸强度和模量分别为 527.87 MPa 和 76.02 GPa，平面内剪切强度和模量分别为 118.87 MPa 和 6.66 GPa。

根据修理区域裂纹长度和修理区域机体典型厚度，选择编织物的层数，表 3-1 列出了典型试验厚度。

表 3-1 厚度对应表

典型机体厚度/mm	织物层数
2	4
4	6
10	14

3.1.2 胶粘剂的选择

选用胶粘剂时应根据待修复区域的受力情况和实际环境决定，一般要求为既要有良好的抗剪切性，又要有对环境有较好的适应性。

选择胶粘剂应当遵循以下原则：

- (1) 在工作环境中使用的粘合剂性能应具有稳定性；
- (2) 对湿热、干冷等条件不敏感；
- (3) 表面处理工艺较简单；
- (4) 在其它情况满足时，尽量选择低温固化的。

本文试验的胶粘剂选用的是 J-352 结构胶，此结构胶由黑龙江石化院研制，为双组份室温固化环氧类高性能糊状结构胶^[9]，具有韧性好，强度高的特点，适

用于在室温环境下的固化工艺，可用于复合材料、钢、铝合金等多种金属材料和非金属材料的结构性粘接、密封、缝隙填充。结构胶的活性期约为 0.5 h，应在其活性期内使用。

配制 J-352 结构胶时参考组份配比表，表 3-2。

表 3-2 组份配比表

序号	名称	质量/g
1	甲组份	10
2	乙组份	3

3.1.3 修理补片与补片厚度

碳纤维机织物（CF3031）复合材料修理用补片按 [45/0/0/-45/0/0/90]_s 铺层进行制造，采用 J-352 结构胶，对裂纹试验件胶接贴补修理。

根据剩余刚度匹配公式：

$$E_J \times T_J \times a = E_B \times T_B \times L \quad (3-1)$$

其中： E_J 、 T_J 为结构材料的弹性模量与基材厚度；

E_B 、 T_B 为修补材料的弹性模量与修补厚度；

L 、 a 分别为基试验件裂纹长度和试验件宽度。

针对 10 mm 7B04 材料铝试验件，如试件尺寸图 3-1 所示。7B04 材料铝试验件性能参数如表 3-3 所示。

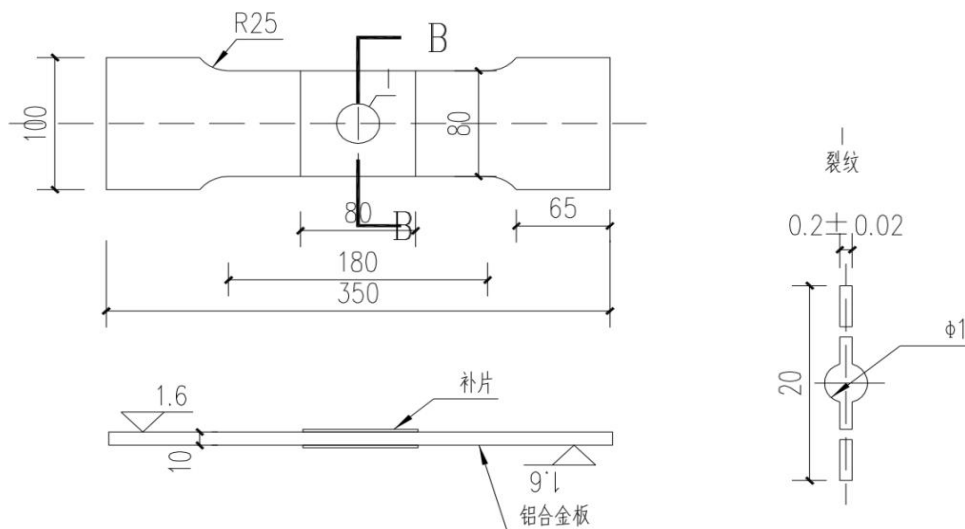


图 3-1 试验件尺寸示意图

表 3-3 铝材料性能参数

E_j/GPa	T_j/mm	E_j/GPa	a/mm	L/mm
73.8	10.4	48.3	20	80

带入剩余刚度匹配公式 (3-1)，通过计算，得到了在 10 mm 厚的结构材料修补方式下，修补方式为单侧修补时，理论上需要修补的材料厚度为 3.8 mm。为减小裂纹尖端处应力集中及裂纹扩展速度，选取 2D70 材料（厚度 10 mm）进行试验验证，根据前期湿法铺贴数据，湿法修补过程如图 3-2 所示，采用抽真空加压方式获得的单层 CF3031/J-352 预浸料厚度约为 $(2.5\sim 2.7)/8 \approx (0.31\sim 0.33)$ mm，因此，尝试性选取三种铺贴厚度对裂纹试验件进行修理，铺层数分别 10、14、18 层，厚度分别为 3.1、4.34、5.6mm，得出相应疲劳测试数据如表 3-4。



图 3-2 试验修补照片

表 3-4 修复后疲劳数据

修复后疲劳效果			
材料	试验件编号	疲劳次数	备注
2D70-10mm	2D70-10	5798	按 2D70 载荷测试条 件进行测试
	2D70-14	6031	
	2D70-18	5906	

因此，对比三种不同厚度的疲劳次数修理效果，采用 14 层对 2D70 10 mm 厚度层板进行修复。

3.2 修补的工艺流程

3.2.1 实验准备

(1) 试件材料和形状

裂纹板为铝合金条形板，试件的尺寸:240 mm×60 mm×10 mm。在试件的一

边中间位置为数控加工制造的缺口(裂纹)，如图 3-3 所示。

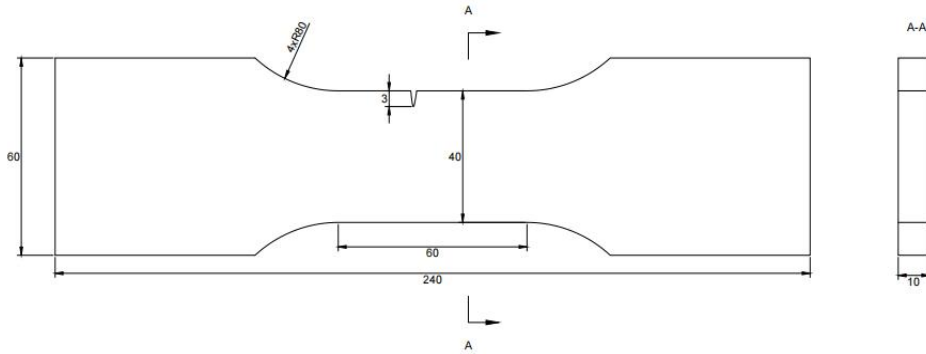


图 3-3 试件尺寸

(2) 表面处理

在胶接前，经过适当的物理或化学处理，可以大大改善修补后的粘合强度和耐用性。表面处理的主要功能是清除不利于粘合的杂质，提高粘结面质量；化学改性可以改善结构的表面特性，改善粘接强度。

Baker 认为可以根据以下原则选择合适的表面处理方法：

- ①在特定的环境中，表面处理必须可靠、有效；
- ②应当避免使用有毒药物；
- ③表面处理应该在室温下进行；
- ④表面处理不应该使母体出现新的损伤；
- ⑤实施过程中，不能出现电火花；
- ⑥应当使用比较通用的表面处理技术，不能只针对某一特定情况。

处理胶接件的表面时，通常铝合金板件胶接表面处理的方法有：化学氧化处理（FPL）、酸阳极化法（CAA）、磷酸阳极化法（PAA）等。由于实验室内条件有限，试验采用人工方法对整个试件表面进行处理，无法按照工业处理工艺进行。本次试验对试件表面的处理方法为：

对待修理区域采用吸尘器吸取所有的尘屑。使用溶剂（丙酮或三氯甲烷）进行清洗（使用无绒干净抹布），先用两块不起毛的布清洁修理区，一块用溶剂浸湿，以不滴洒为准，擦拭修理区，在溶剂挥发掉之前，马上用另一块抹布擦干，重复操作，直至擦拭修理区的布不脏为止。随后将溶剂擦干，不要让其自然挥发干燥。

用标识带将待修理轮廓贴起来，保护周围未损伤区域及突出修理部位。清理胶接修理区域表面密封胶及涂层，并采用 60#~80#砂纸打磨胶接修理区表面，打磨区域按要求大于粘接区域。随后将除去漆层的区域用吸尘器吸净，用溶剂清洁，随即干燥。

3.2.2 工艺过程

将碳纤维织物（CF3031）复合材料修理补片采用机械加工方法，使用角磨机把层合板加工成矩形补片。

将 J-352 结构胶均匀刮涂一层在裂纹板上待粘接区域，保证无贫胶、富胶，按 0° 方向将修补贴片粘接到裂纹板上（层合板的纤维方向与载荷方向平行），如图 3-4。

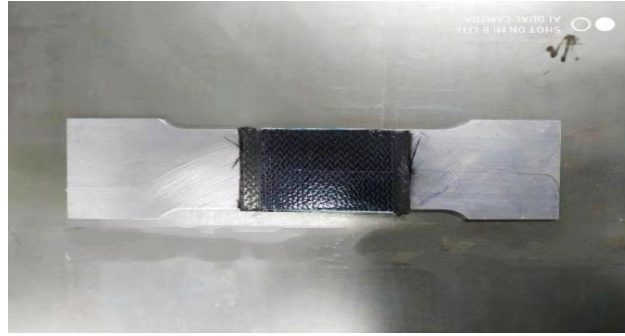


图 3-4 粘接图片

3.3 固化处理

3.3.1 加热固化

固化前需要保证修理后表面干净，用细平布清除挤出多余的残胶，使用 HCS9200B 热补仪，按照平均温度进行温度控制，升、降速率控制在 $2^\circ\text{C}/\text{min}$ ，升温到 80°C 后保温 3h，降温至 40°C 以下。期间用了 HCS-2041 热风机连接热补仪进行辅助加热，使用热风机的目的是加快升温，使温度上升至 80°C 。固化曲线如图 3-5。固化完成如图 3-6 所示。

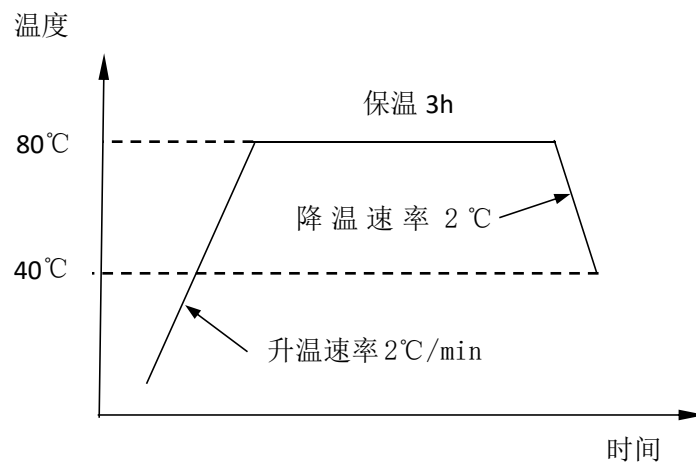


图 3-5 固化曲线



图 3-5 固化完成并标识

3.3.2 固化后处理

固化完成后采用目视检查的方法，观察裂纹板修理区域四周应挤出胶瘤，未发现有气泡、裂痕、空洞、色泽不一致的现象则表明固化成功。固化完成后应采用超声探伤方法对修理后胶接质量进行检查，不允许出现有粘接缺陷。

本试验采用的是 Masterscan 380 超声波检测仪对复合材料试验件进行检测，检测后未发现有无分层、脱粘等缺陷，质量较好。超声探头发射的超声波垂直射入试件内部，在材料的表面和内部有不同物质的部位会发生透射和反射，对反射波进行接收和分析，就可以判断材料内部情况。

第四章 性能验证试验

本试验选取了某型号战机机体 2D70 和 7B04 两种常用材料，采用 CF3031/J-352 湿法胶接修理方法对其进行修理方案设计，修理效果较好，结论如下：

针对 2D70 10 mm 厚板材料进行不同环境下静力、疲劳试验，修理后拉伸破坏载荷提升 15.7%，疲劳性能提升 169%，预制止裂孔加胶接修理效果提升 333%。

针对 7B04 10 mm 厚板材料进行不同环境下静力拉伸、疲劳试验，修理后拉伸破坏载荷提升 5%，疲劳性能提升 146%，预制止裂孔加胶接修理效果提升 322%。

通过对比机械连接修理与胶接修理效果，胶接修理明显好于机械修理效果。

4.1 2D70 材料试验分析

4.1.1 拉伸试验

为对比验证 2D70 10 mm 试验件修理效果，参考 GB/T 3354-2014 定向纤维增强聚合物基复合材料拉伸性能试验方法，使用了微机控制电子万能试验机，图 4-1 所示。现将修理后的试验件进行拉伸试验，得到修复前后的破坏载荷，如图 4-2 所示。



图 4-1 电子万能试验机

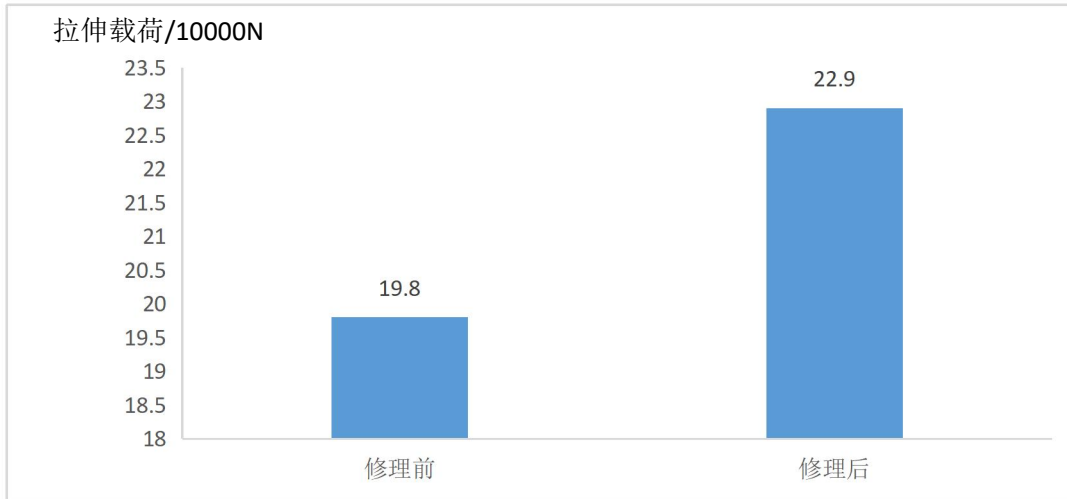


图 4-2 修理前后破坏载荷

对比修理前后拉伸破坏载荷发现，与未修理试验件相比，修理后试验件承载能力提升 15.7%；分析破坏试验件发现，由于湿法胶接修复复材与金属界面较光滑，且界面有空隙，修理前后破坏均发生在裂纹处，如图 4-3 所示。总的来说，可以认为静力力学性能验证了湿法胶接修理对试验件有补强的效果。



图 4-3 断裂界面图

4.1.2 疲劳试验

为充分验证不同环境、不同修理方式下采用 CF3031/J352 湿法胶接修理效果，参考了 GB/T 35465.1-2017 聚合物基复合材料疲劳性能测试方法，使用了 Instron 疲劳试验机。现将修理后的试验件进行疲劳试验，疲劳试验参数 $P_{\max}=99$ KN, $P_{\min}=0$ ，正弦波 $R=0$ ，测试环境为常温和低温 -55°C ，试验数据如图 4-4 所示。

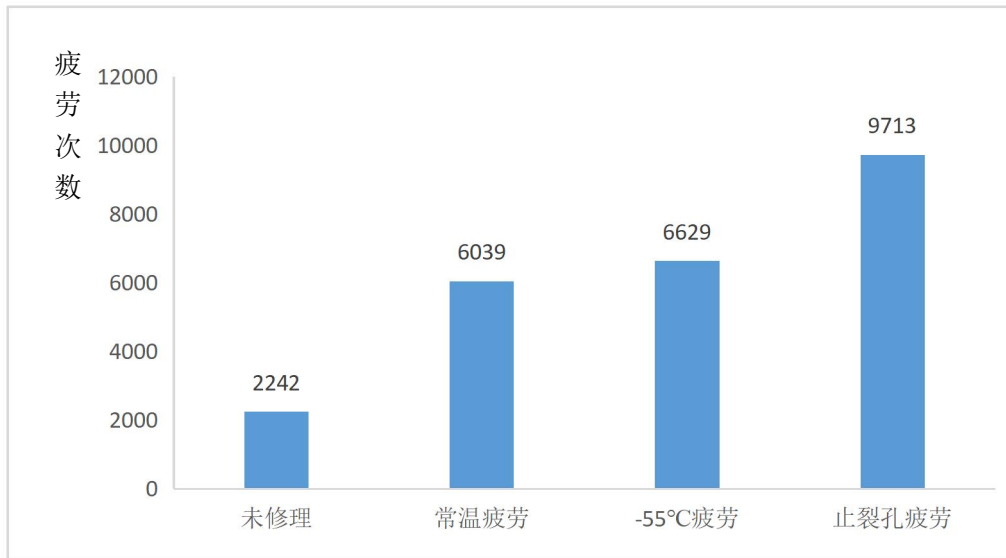


图 4-4 不同条件下疲劳次数

在观察未修理试验件疲劳试验时发现，裂纹总是无规律地沿着各个方向扩展，因此采用增加止裂孔的方法阻止裂纹扩展，并形成新对照组。

对比常温环境下疲劳次数，由未修理试验件（2242 次）提升至修理后（6039 次），修理提升 169%，低温-55℃条件下进行疲劳试验发现，疲劳次数较未修理提升 196%，证明不同环境下采用湿法胶接修理均能起到较好的修理效果；为验证预先对裂纹尖端制止裂孔后采用湿法胶接修理的效果，较未修理试验件，修理提升 333%，较单纯采用湿法胶接修理提升 61%，由于预制止裂孔可以有效消除裂纹尖端，促使裂纹重新萌生扩展，证明打止裂孔加湿法胶接修理方法可以大大提升修理效果。因此，修理飞机时可以根据飞机实际修理工况及要求视情况钻制止裂孔，进而提升修理效果。

4.2 7B04 材料试验分析

4.2.1 拉伸试验

某型号飞机机体常用 7B04 材料，板厚度为 10 mm，参考 GB/T 3354-2014 定向纤维增强聚合物基复合材料拉伸性能试验方法，使用微机控制电子万能试验机，测试其修复后的拉伸性能，具体数据对比如图 4-5 所示。

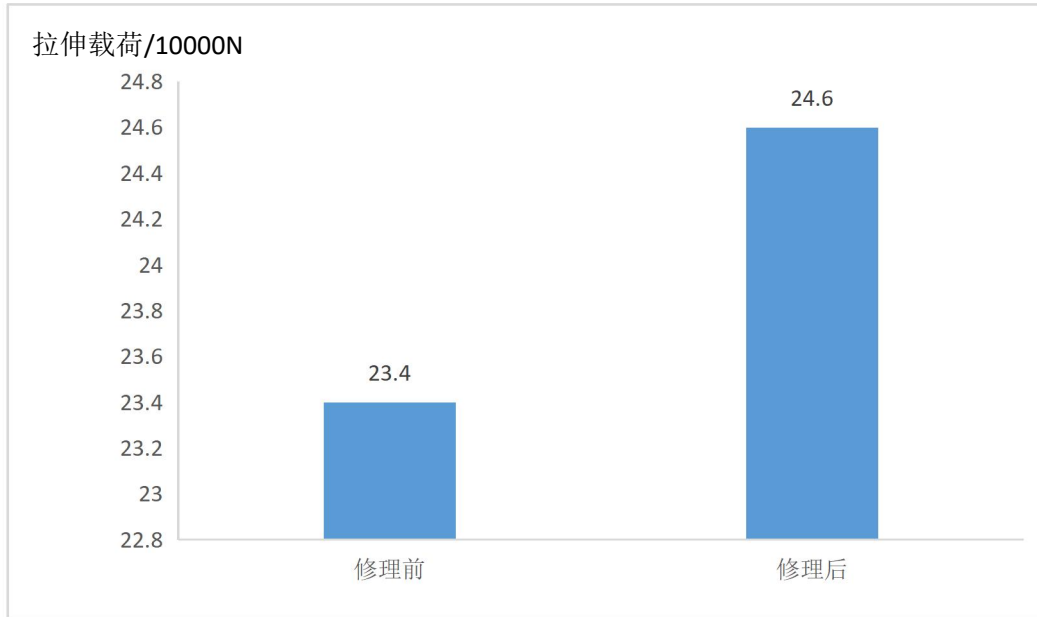


图 4-5 修理前后拉伸性能对比

由试验结果可知,对 7B04 10 mm 材料进行胶接修补后,修理前承受拉伸载荷为 2340 KN,修理后达到了 2460 KN,修理效果提升 5%,与 2D70 材料拉伸性能对比类似,认为静力力学性能验证了湿法胶接修理对 7B04 材料有补强效果。

4.2.2 疲劳试验

为充分验证 CF3031/J-352 湿法胶接修理 7B04 厚板修理效果,参考 GB/T 35465.1-2017 聚合物基复合材料疲劳性能测试方法,使用 Instron 疲劳试验机进行试验,疲劳试验参数: $P_{\max}=126$ KN, $P_{\min}=0$, 正弦波 $R=0$, 测试环境为常温和低温 -55°C , 具体试验数据如图 4-6 所示。

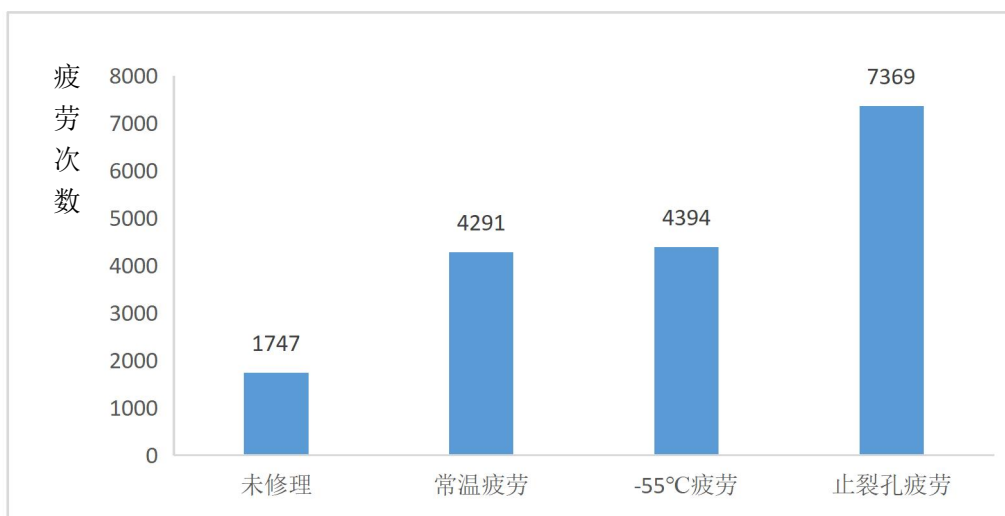


图 4-6 不同条件下疲劳性能对比

对比常温环境下 7B04 厚板材料疲劳次数,由未修理试验件的 1747 次提升至修理后的 4291 次,修理提升 146%,低温-55℃条件下进行疲劳试验发现,疲劳次数与常温下修理效果类似,证明温度差异对 CF3031/J-352 湿法胶接修理性能影响较小,且均有较好的修理效果;与 2D70 材料疲劳试验类似,为验证 7B04 厚板材料预先对裂纹尖端制止裂孔后采用修理湿法胶接修理的效果,较未修理试验件,修理提升 322%,较单纯采用湿法胶接修理提升 72%,补强效果非常明显。

4.3 胶接修理与机械连接修理效果对比

试验件基件选用 7B04-T651- δ 4 板材,利用线切割方法在试验件中间位置预制长度为 20 mm 的中心裂纹,除厚度尺寸外,外形尺寸同图 4-7 所示。

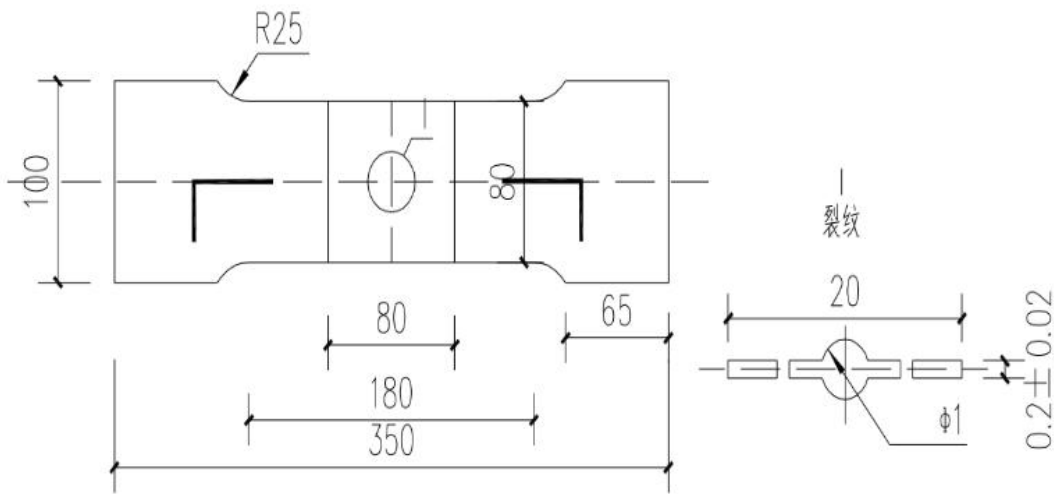


图 4-7 尺寸图

机械连接加强件采用 30CRmSIA- δ 2 (7B04-T651- δ 4 铝板) 钢板制造,使用 HB8020-M5 \times 4、HB8020-M5 \times 16 (螺栓装配)、HB8035-MJ5 \times 0.8 (螺母)、HB1-521LB-5 \times 10 \times 1 (垫圈) 安装,钉距、边距、排距等按照一般修理要求进行连接,机械连接试验件如图 4-8 所示。



图 4-8 机械连接试验件

复合材料湿法胶接修理采用 CF3031/J-352，铺层的厚度参考表 3-1 厚度对应表，层数为 6 层，修理后试验件外观如图 4-9 所示。

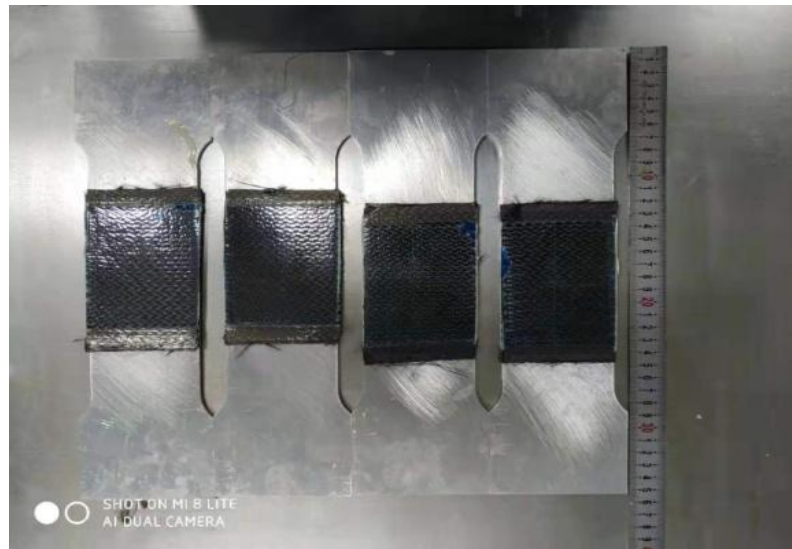


图 4-9 胶接修理试验件

4.3.1 静力试验对比

为了对比验证机械连接和复合材料胶接修理效果，参考 GB/T 3354-2014 定向纤维增强聚合物基复合材料拉伸性能试验方法，将一组修理后试验件使用微机控制电子万能试验机进行静力拉伸试验，常温试验条件下机械连接与胶接修理静力拉伸试验数据对比如图 4-10 所示。

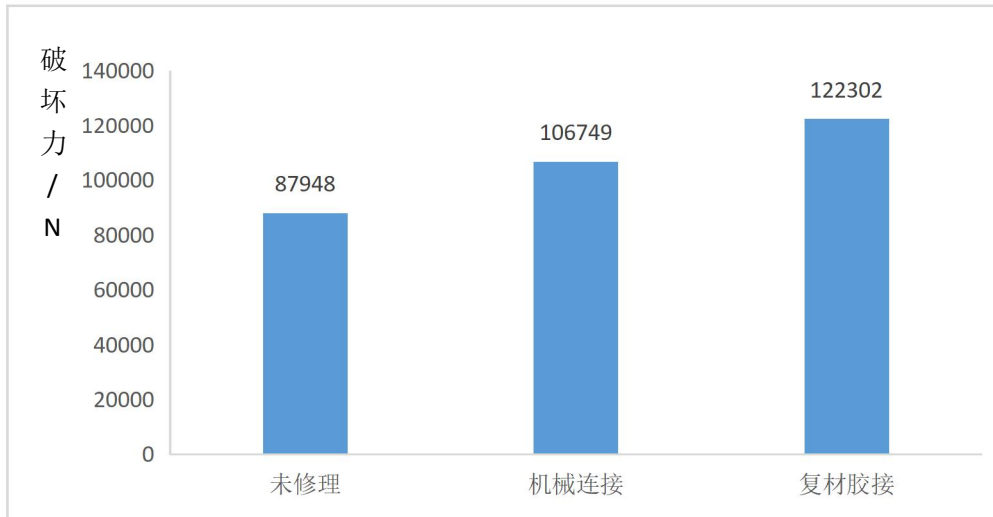


图 4-10 静力拉伸载荷对比

通过对比修理前后静力拉伸试验数据发现,通过机械连接和复合材料胶接修理后静力拉伸破坏力都有少量提升,机械连接修理效果提升了 21%,复合材料胶接修理效果提升了 39%,后者修理效果好于前者。

4.3.2 疲劳试验对比

为了对比在常温试验条件下机械连接修理与胶接修理的修复效果,参考 GB/T 35465.1-2017 聚合物基复合材料疲劳性能测试方法,使用 Instron 疲劳试验机进行试验,试验数据结果对比如图 4-11 所示。

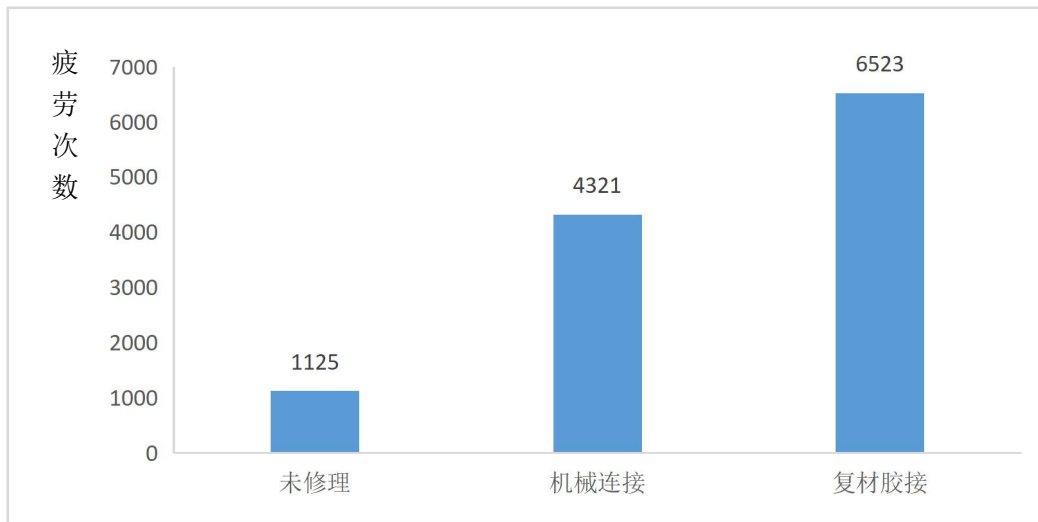


图 4-11 疲劳数据对比

由疲劳数据对比可知,通过机械连接和复材胶接修理后,疲劳性能均有显著提高,机械连接较未修理提高 284%,胶接修理较未修理前提高 480%,可以明显看出胶接修理效果明显高于机械连接修理效果。但通过查阅资料了解,机械连

接强度一般要显著高于胶接修理方法，与当前试验结果有偏差。分析原因认为，螺栓尺寸与排钉设计存在问题，试验件尺寸为 350 mm×100 mm，且试验件有效承载段仅为 80 mm 宽，钉排布如图 4-12 所示，较密集，对试验件本身损伤严重，试验件本身厚度较薄，采用钢板加强，单侧修理偏心较严重，如图 4-13 所示，难以表征机械连接修复效果，因此，总体机械连接修理效果不明显。

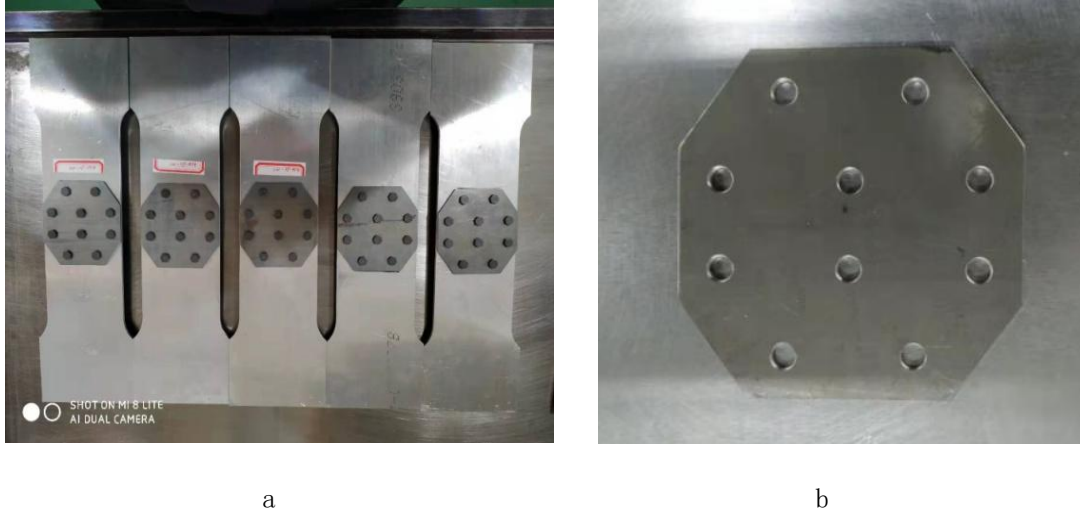


图 4-12 排钉示意图
(a 为铆接修补试验件；b 为金属补片及铆钉孔)



图 4-13 试件断裂

综上所述发现，采用 CF3031/J-352 湿法胶接修理不同材料，不同厚度试验件，修理效果存在差异。对于厚板 2D70 和 7B04 两种材料，常温疲劳性能较未修理分别提升 169%和 146%，相比于 2D70 修理效果更佳；对于 7B04 材料 10 mm 和 4 mm 两种厚度材料对比修复效果，性能分别提升 146%和 480%。由此可见，采用此类修理方法对薄板相对修理效果更为显著。通过验证止裂孔对修理效果影响证明，在条件允许的情况下，制造止裂孔可以有效提高修复效果。

第五章 总结与展望

5.1 本文工作总结

当前，飞机金属结构的维修主要还是以传统机械连接修理为主，本文开展的复合材料补强金属结构技术只是维修方式的一种，鉴于复合材料胶接修补金属结构优势众多，其不失为一种先进的维修技术。本文基于飞机维修研究了复合材料胶接修补飞机金属承力结构，参考了一些相关的文献资料，从复合材料胶接修补的工艺出发，开展了以下主要工作：

(1) 研究了国内外对复合材料胶接修补金属结构的现状；结合着复合材料补强金属结构的实际应用，分析总结了复合材料胶接修理方法与传统机械连接修理方法的众多优势与不足之处。

(2) 分析了影响胶接修补的因素；研究并开展了复合材料湿法胶接修补金属构件的工艺流程，包括复合材料制造（修理补片的制造）过程和使用层合板补片修理铝合金板过程。

(3) 采用了不同材料的铝合金板进行湿法胶接修补；对比了传统机械修补方法与复合材料湿法修补方法的修补效果；针对修补后的金属构件进行了疲劳以及静力学性能试验等工作。

其中，通过修补后试验结果来看，我们发现采用复合材料胶接修补的效果明显好于传统机械修理方法。在补强铝合金裂纹板时，发现预制止裂孔对修复后的性能具有显著提高的效果。

5.2 工作展望

本文在制造修补贴片是采用 $[45/0/0/-45/0/0/90]_s$ 的角度进行铺层制造，对于复合材料层合板不同铺设角度，其体现出的力学性能也会不一样。修补后进行了疲劳、静力学的性能测试，而在实际使用情况下，由于飞机服役的环境极为特殊，处在高温、高震动，亦或是低温等及其恶劣的环境中，本文的研究成果并不适合于所有部位。故针对实际修理中，复合材料补强飞机金属结构时存在的问题，再此提出以下几方面来进行更深入的探讨：

(1) 对修补后的试件进行扭转测试。飞机在服役期间承受着巨大载荷，不免会遇到大载荷导致受力构件弯曲变形的问题，对修补后试件进行扭转试验，可以将复合材料胶接修补技术运用在抵抗变形的构件中。

(2) 本文只采用了某型号战机常用的两种铝合金材料，实际修理工作中有不少金属构件均可以拟采用复合材料胶接修补方法进行修理，可以试着采用胶接修理方法运用到不同材料的修理。

参考文献

- [1] 吕胜利,姚磊江,童小燕. 复合材料修补结构的疲劳寿命预测方法[J]. 机械强度, 2004 (S1):130-133.
- [2] 邢素丽. 金属构件战伤的复合材料快速修复[D]. 国防科学技术大学, 2002.
- [3] 王跃然. 复合材料修复铝合金板的环境性能研究[D]. 国防科学技术大学, 2009.
- [4] 王必宁. 复合材料胶接修补金属裂纹板的计算与实验研究[D]. 西北工业大学, 2004.
- [5] 童谷生,孙良新,刘英卫. 飞机结构损伤的复合材料胶接修补技术研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2002(05):20-24+29.
- [6] 赵立涛. 复合材料胶接修补金属裂纹板及其应力强度因子的研究[D]. 南京航空航天大学, 2010.
- [7] 徐建新,魏志毅. 双向受载裂纹板的胶接修补效果分析[J]. 航空学报, 1999(04):64-67.
- [8] 唐婷,何栋. 金属损伤结构的复合材料修补技术研究[J]. 中国胶粘剂, 2021, 30(02):70-74.
- [9] 贺旺,孙运刚,杜永华,古兴瑾. 含边缘裂纹铝合金厚板的复合材料双面修补研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(04):547-552. DOI:10.16356
- [10] 刘诗琪. 复合材料层合板斜面胶接修补及力学性能实验研究[D]. 天津工业大学, 2017.
- [11] 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.
- [12] 舒茂盛. 飞机壁板战伤修补方法的数值研究[D]. 西北工业大学, 2005.
- [13] M. F. S. F. de Moura,R. D. F. Moreira. Fatigue analysis of composite bonded repairs[J]. Journal of Adhesion Science and Technology,2017,31(19-20).
- [14] C.N. Duong,J. Yu. An analytical estimate of thermal effects in a composite bonded repair: plane stress analysis[J]. International Journal of Solids and Structures,2002,39(4).
- [15] H.C.H. Li,J. Wang,A. Baker. Rapid composite bonded repair for helicopter tail drive shafts[J]. Composites Part B,2012,43(3).

致 谢

长篇大论终有落笔之时，我与天津中德应用技术大学相识于 2018 年秋季，曾经朝夕求知的地方终究成了母校，感恩母校的培养教育，毕业之际心中万般不舍。大学校园生活虽已结束，但“崇实·求精·致良知”没有结束。一路走来，有辛酸苦辣有，欢声笑语，有太多人给予陪伴，有太多人需要感谢。

首先，忠心感谢我的毕设指导老师孙运刚，在我来到企业进行毕业设计开始之际，从选题到做实验再到完成论文撰写，孙老师给予了太多的帮助与支持。是孙老师，在我遇到专业知识瓶颈时给予耐心的解答，在我进行实验操作时给予悉心的指导，让我的毕设实验和论文撰写得以持续进行。

其次，特别感谢宋宗贤老师，由于提前离校，本应该在学校进行的毕设改到了在实习单位进行。期间，忙于带领多位学生毕设的宋老师依然心系在实习单位的我，经常关心我的毕设进度，在我遇到困难时及时帮助和鼓励我，让我有了继续进行的信心和力量。

再次，感谢父母对我的教育与陪伴。他们常常教育我要积极进取、勇往直前，能往多高走就走多高。父母是前进道路上的灯塔，带给我们的理想信念始终指引着我一路向前。虽没了小时候的朝夕相处，隔三差五电话里鼓励的话语却让我倍感温暖。

然后，感谢我的好朋友徐剪剪和徐志鹏。感谢他们的陪伴和帮助，在遇到困难时，我们时常相互交流、互相鼓励，一起解决大家遇到的问题，互相督促各自要加紧毕设进度。他们就像是左膀右臂，虽然相隔千里，但却像在身边一样陪伴着我整个毕设过程。

最后，感谢每一位参与论文评审的老师，感谢您在百忙之中抽出时间来审阅本论文。