



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

本科生毕业设计

SR22 飞机地板梁腹板粘贴维修力学性能研究

**Research on mechanical properties of SR22 aircraft floor
beam web bonding maintenance**

姓 名 张 然

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 荆 楠

职 称 讲 师

完成时间 2022 年 6 月 3 号



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

本科生毕业设计

SR22 飞机地板梁腹板粘贴维修力学性能研究

**Research on mechanical properties of SR22 aircraft floor
beam web bonding maintenance**

姓 名 张 然

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 荆 楠

职 称 讲 师

完成时间 2022 年 6 月 3 号

天津中德应用技术大学

本科生毕业设计（论文）选题申报表

学 院	航空航天大学		申 报 人	姓 名	荆楠		
专 业	飞行器制造工程			技术职务	正高	副高	中级 √
题目名称	SR22 飞机地板梁腹板粘贴维修力学性能研究						
题目类型	自拟	题目来源	其他项目				
课题来源、 背景及意义	<p>西锐 SR22-GTS 是美国西锐公司生产的一款高性能单发 4 座复合型飞机，畅销全球的单发 4 座飞机。西锐 SR22 自从 2000 年获得 FAA 的型号许可证以来，已经成为行业中最畅销的机型。飞机的地板结构由前地板和后地板组成。两者都是泡沫芯复合层压板，旨在支持飞行和用户负载。前地板支撑前后控制台结构、方向舵踏板和滑轮组组件。后地板支撑后机翼附件负载、后乘客座椅负载和货物负载。前地板与机身侧面粘合，并由两个纵梁、防火墙和翼梁箱支撑。后地板粘合到机身的侧面并由两个纵梁、翼梁箱、舱壁 186 和舱壁 222 支撑。根据目前的研究，飞机地板梁腹板粘贴维修既要考虑材料，因为材料的质量和加工特性以及其本身的物理、化学性质对维修效果有着举足轻重的影响；也要考虑粘贴板的布局设计，合理地分布载荷，使维修方法更具经济性。所以本课题基于航空标准的要求，进行 SR22 飞机地板梁腹板粘贴维修力学性能研究，并利用 SolidWorks 软件进行建模，用 ABAQUS 软件分析受力作用，并设计铺层使其满足适航要求，所提出的“超手册”维修方案。</p>						
任务及要求	<p>(1) 确定飞机地板梁腹板维修的设计方案。基于西锐 SR-22 的飞机地板梁腹板进行分析，包括地板梁腹板结构、受力等。以及分析地板梁腹板结构强度、确定加强板材料选取准则、确定铺层角度及数量，最后确定飞机地板梁腹板粘贴维修的设计方案。</p> <p>(2) 完成了飞机地板梁腹板加强板的详细设计。根据飞机地板梁腹板尺寸和形状、结构，主要的设计内容包括加强板形状、成型方式、材料类型及铺层数量和角度等。以满足飞机地板梁腹板强度、制造经济性。</p>						

	<p>(3) 利用 SolidWorks 软件, 在了解飞机地板梁腹板下, 完成飞机地板梁腹板加强板的结构仿真。</p> <p>(4) 利用 ABAQUS 软件, 对仿真结构进行分析并选取材料, 设计铺层, 设计成型方案。</p>
工作条件	SolidWorks 软件、ABAQUS 软件、西锐 SR-22 飞机地板梁腹板
知识与能力要求	对飞机地板梁腹板有系统地了解, 包括受力及结构形式, 以及地板梁腹板复合材料的选取原则。熟练掌握 SolidWorks 软件和 ABAQUS 软件, 并对地板梁腹板做出分析。
系(教研室)审查意见:	
同 意	
负责人(签名): 张健	
2021 年 12 月 1 日	



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

毕业设计（论文）任务书

题 目：SR22 飞机地板梁腹板粘贴维修力学性能研究

学 院： 航空航天学院

专 业： 飞行器制造工程

学生姓名： 张 然

学 号： 18414020207

起止日期： 2021 年 12 月 3 日~2022 年 6 月 3 日

指导教师： 荆 楠

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 设 计（论 文）任 务 书

1. 毕业设计（论文）课题背景及意义

西锐 SR22-GTS 是美国西锐公司生产的一款高性能单发 4 座复合型飞机，畅销全球的单发 4 座飞机。西锐 SR22 自从 2000 年获得 FAA 的型号许可证以来，已经成为行业中最畅销的机型。飞机的地板结构由前地板和后地板组成。两者都是泡沫芯复合层压板，旨在支持飞行和用户负载。前地板支撑前后控制台结构、方向舵踏板和滑轮组组件。后地板支撑后机翼附件负载、后乘客座椅负载和货物负载。前地板与机身侧面粘合，并由两个纵梁、防火墙和翼梁箱支撑。后地板粘合到机身的侧面并由两个纵梁、翼梁箱、舱壁 186 和舱壁 222 支撑。根据目前的研究，飞机地板梁腹板粘贴维修既要考虑材料，因为材料的质量和加工特性以及其本身的物理、化学性质对维修效果有着举足轻重的影响；也要考虑粘贴板的布局设计，合理地分布载荷，使维修方法更具经济性。所以本课题基于航空标准的要求，进行 SR22 飞机地板梁腹板粘贴维修力学性能研究，并利用 SolidWorks 软件进行建模，用 ABAQUS 软件分析受力作用，并设计铺层使其满足适航要求，所提出的“超手册”维修方案。

2. 毕业设计（论文）课题任务的内容和要求

（1）确定飞机地板梁腹板维修的设计方案。基于西锐 SR-22 的飞机地板梁腹板进行分析，包括地板梁腹板结构、受力等。以及分析地板梁腹板结构强度、确定维修材料选取准则、确定维修方式，最后确定飞机地板梁腹板粘贴维修的设计方案。

（2）完成了飞机地板梁腹板维修方式的详细设计。根据飞机地板梁腹板尺寸和形状、结构，主要的设计内容是维修方式的不同对维修后梁腹板的强度影响。以满足飞机地板梁腹板强度、制造经济性。

（3）利用 SolidWorks 软件，在了解飞机地板梁腹板下，完成飞机地板梁腹板加强板的结构仿真。

（4）利用 ABAQUS 软件，对仿真结构进行分析并选取材料，设计铺层，设计成型方案。

毕 业 设 计（论 文）任 务 书

3. 毕业设计（论文）课题成果（包括毕业设计论文、图表、实物样品等）：

- (1) 毕业设计论文一套
- (2) 实物一份

4. 推荐参考资料：

- [1]孙婷. 西锐 SR20 飞机行李舱板维修及适航验证研究[D].中国民用航空飞行学院,2018.
- [2]张春. SR20 飞机复合材料泡沫夹芯结构壁板挖补维修力学性能研究[D].中国民用航空飞行学院,2016.
- [3]张春,刘峰,马佳,喻辉.泡沫夹芯面板非穿透损伤挖补维修有限元分析[J].宇航材料工艺,2015,45(05):44-48.
- [4]胡师锋. 复合材料层合板贴补修理的研究[D].暨南大学,2018.
- [5]张成雷. 复合材料层合结构设计方法与挖补强度研究[D].中国民用航空飞行学院,2014
- [6]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..
- [7]李兆远. 复合材料层合板挖补修理强度分析[D].南京航空航天大学,2009.
- [8]薛红前.飞机装配工艺学[M].西安:西北工业大学出版社, 2015:205
- [9]虞浩清.飞机复合材料结构维修[M].北京:中国民航出版社, 2010

所在专业审查意见：

同 意

负责人：张健

2021 年 12 月 3 日



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

本科生毕业设计（论文）开题报告

题 目：SR22 飞机地板梁腹板粘贴维修力学性能研究

学 院： 航空航天学院

专 业： 飞行器制造工程

学生姓名： 张 然

学 号： 18414020207

起止日期： 2021 年 12 月 3 日~2022 年 6 月 3 日

指导教师： 荆 楠

开题日期：2022 年 3 月 5 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

西锐 SR22-GTS 是美国西锐公司生产的一款高性能单发 4 座复合型飞机，畅销全球的单发 4 座飞机。飞机的地板结构由前地板和后地板组成。两者都是泡沫芯复合层压板，旨在支持飞行和用户负载。前地板支撑前后控制台结构、方向舵踏板和滑轮组组件。后地板支撑后机翼附件负载、后乘客座椅负载和货物负载。前地板与机身侧面粘合，并由两个纵梁、防火墙和翼梁箱支撑。后地板粘合到机身的侧面并由两个纵梁、翼梁箱、舱壁 186 和舱壁 222 支撑。

随着复合材料在飞机结构上的广泛使用，在全寿命过程中不可避免的会产生诸如冲击、分层、裂纹、夹层结构芯子压溃等各种类型的损伤。为保持或恢复航空器的固有可靠性与安全性，在损伤容限与修理容限评估基础上，有必要对复合材料损伤结构采用合理的维修方案实施维修，并进行适航验证^[1]。

常见的修补方式有机械连接修补和胶接修补，然而机械连接修补因其需要在原来损伤部位钻孔和易产生应力集中反而对原有构件带来不必要的损伤，所以现在胶接修补越来越多的应用在工程实践中^[2]。

胶接修补方法是一种较先进、高效的复合材料修补方法，它克服了机械连接修补的诸多缺点，取得了广泛的应用。胶接修理分为贴补法、挖补法和注射法三种^[3]，在西锐 SR22 飞机维修手册中没有明确规定出维修的参数，所以本课题主要研究贴补法与挖补法这两种粘贴维修方法对西锐 SR22 飞机地板梁腹板维修的性能差别，选取最合适的粘贴维修方案。

（二）国内外研究情况及发展趋势

复合材料是指用两种或多种不同性质的材料用物理及化学方法在宏观尺度上组成的具有原有采用不具有的新性能的材料。一般来说，复合材料的性能会优于其各组成部分的单向性能，复合材料能够改善组分材料的刚度、强度、热力学等方面的性能。

在上世纪 70 年代澳大利亚航空和海运研究室(AMRL)的 Peter 和 Baker Alan 博士对复合材料补片修补飞机结构进行了开创性的研究工作。澳大利亚皇家空军先后用碳纤维增强树脂复合材料和碳纤维复合材料修补了大力士 C-130、幻影 F-111 等飞机。随后的几年中，该修复技术得到了迅猛的发展。据统计，到 1989 年，对于疲劳和腐蚀裂纹的修复已经超过 500 例。其应用领域也由原来的军用飞机发展到民用飞机，空中客车等的修复都用到了该技术^[6]。

粘结贴片具有许多优点，其中包括改善的疲劳寿命，减少的腐蚀，原位应用和容易复杂的空气动力学轮廓。澳大利亚的研究人员广泛采用硼环氧树脂粘合贴片来修复裂缝并加强机体的弱点。英国研究人员对直升机金属主要结构进行碳复合材料修复。Rose 考虑了粘结修复的设计和分析^[7]。Mitchell 等早期尝试使用二维有限元分析对中的粘结复合材料进行数

值分析^[8]。Jones 等是第一个将板、贴片和粘合剂模型化为不同的实体^[9]。

挖补修理通常需要添加额外的外层，有时称为覆盖层，以保护挖补贴片的最外层。Breitzman 等开展了一项围绕复合材料修复的数值和实验研究，使用和不使用覆盖层分别进行单向拉伸实验。他们的结果表明，由于额外的负荷转移，外层的维修层压板的强度增加。在研究覆盖层厚度的影响方面，从没有覆盖层到只有一层覆盖层有明显的应力减少，覆盖层越厚应力降低越大^[10]。

近些年来，我国在复合材料胶接修补的有限元分析上进步速度非常迅速，越来越多的学者开始研究复合材料胶接修理。王跃等用有限元模拟了正方形贴片的参数对胶接修理的影响，找到了较好的正方形贴片尺寸，以该贴片参数制造贴片，并进行了单向拉伸实验，发现贴补后强度比未贴补高 10.1%^[11]。李艳分析了胶接修理时贴片形状对修理效果的影响，通过一系列的模拟对比，发现圆形贴片比矩形贴片的修理效果好^[12]。

（三）课题主要研究内容

本课题主要研究内容如下：

1.检索和整理复合材料粘贴维修资料

了解国内外情况，查询相关飞机手册。熟悉飞机结构相关知识，熟悉航空有关知识，熟悉复合材料粘贴维修。确定粘贴维修方案。

2.完成复合材料粘贴维修方案

（1）确定飞机地板梁腹板维修的设计方案。基于西锐 SR-22 的飞机地板梁腹板进行分析，包括地板梁腹板结构、受力等。以及分析地板梁腹板结构强度、确定飞机地板梁腹板粘贴维修可行方案。

（2）完成了飞机地板梁腹板粘贴维修的详细设计。根据飞机地板梁腹板尺寸和形状、结构，主要的设计内容包括粘贴维修的不同维修方法，每种维修方法中的最合适的等。以满足飞机地板梁腹板强度、制造经济性。

3.完成每种复合材料粘贴维修的有限元分析

利用 ABAQUS 软件，对仿真结构进行分析并选取材料，设计铺层，设计成型方案。

（四）参考文献

- [1] 孙婷.西锐 SR20 飞机行李舱板维修[D].四川:中国民用航空飞行学院,2018.
- [2] 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:天津工业大学, 2017.
- [3] 王伦.复合材料层合板胶接挖补工艺与性能分析[D].南京:南京航空航天大学,2012.
- [4] 张丽华, 范玉青. 复合材料在飞机上的应用评述[J].航空制造技术, 2006.
- [5] 孙振起, 吴安如. 先进复合材料在飞机结构中的应用[J]材料导报, 2015.
- [6] Turangel, VR.S.. Modeling of the patch repair for a thin cracked sheet[J]. Engineering Fracture Mechanics,2001,63(2-3):269~289.

[7] Rose L R F. A cracked plate repaired by bonded reinforcements[J]. International Journal of Fracture, 1982.

[8] Mitchell R A, Woolley R M, Chwirut D J. Analysis of Composite-Reinforced Cutouts and Cracks[J]. Aiaa Journal, 1974.

[9] Jones R, Callinan R J. Finite Element Analysis of Patched Cracks[J]. Journal of Structural Mechanics, 2007.

[10] Breitzman T D, Iarve E V, Cook B M, et al. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading[J]. Composites Part A Applied Science & Manufacturing, 2009.

[11] 王跃, 穆志韬, 李旭东, 等. 单向拉伸条件下贴片参数对复合材料胶接修复结构的影响[J]. 材料工程, 2017.

[12] 李艳, 于克杰, 李小雷. 贴片倒角对复合材料胶接修理后承载能力的影响[J]. 机械制造, 2015.

二、进度及预期结果

起止日期	主要内容	预期结果
2021.11.20— 2021.3.4	查找、收集、阅读文献，学习相关知识，完成任务书。整理、分析资料，完成开题报告。	掌握毕业设计相关流程，确定大体方向。
2022.3.4— 2022.4.1	思考设计方案，完成 ABAQUS 建模，对主要承力部件进行有限元分析，开始着手论文工作。	掌握毕业设计相关原理及依据。
2022.4.1— 2022.5.1	基本完成论文。	完成设计，完成建模
2022.5.2— 2022.5.30	修改论文。	完成第一版论文并修改。
2022.5.30— 2022.6.2	答辩。	完成最终论文。
完成课题的 现有条件	1. 电脑 2. 复合材料夹芯结构板 3. ABAQUS 软件等有限元分析软件	
指导教师 意见	同意开题 指导教师: 薛楠 2022年3月5日	
开题答辩 小组意见	同意开题 组长: 王思惠 2022年3月5日	

天津中德应用技术大学
本科生毕业设计（论文）的声明

本人郑重声明：所提交的毕业设计（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，本毕业设计（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。对本设计（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。本毕业设计（论文）原创性声明的法律責任由本人承担。

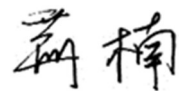
毕业设计（论文）作者签名：



2022年6月3日

本人声明：该毕业设计（论文）是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过设计（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。

毕业设计（论文）指导教师签名：



2022年6月3日

摘 要

西锐 SR22-GTS 是西锐公司所研发的一款具有高性能单发 4 座且机身为全复合材料的通用飞机。飞机的地板由前地板和后地板结构组成。其地板梁腹板容易受到重物顿击从而造成非穿透的冲击损伤，西锐 SR22 飞机维修手册中暂时还没有对于飞机梁腹板结构受到非穿透式冲击损伤的维修说明，所以目前对西锐 SR22 飞机梁腹板结构受到非穿透式冲击损伤的维修基本都属于“超手册”维修。

基于上述问题，论文对典型的复合材料层合板结构受到重物顿击而造成的非穿透的冲击损伤，并对维修时阶梯式挖补粘贴维修参数中的“搭接宽度”——“附加层数”进行了“超手册”维修方案的适航验证。

在阶梯式挖补粘贴维修中“搭接宽度”和“附加层数”是其中主要的维修参数，论文采用了维修工作上经常使用的 0.5 in 和 0.25 in 两个“搭接宽度”参数，“附加铺层”为 1 层或 0 层两种参数，对于这两种维修参数的组合，论文通过实验和分析，并结合“积木式”逐级证明的方法。

对“试样级”——“原件级”进行力学性能的仿真计算，通过对比两者的仿真计算结果与实验结果，进行分析并得出结论。在对两种试件进行有限元分析时，可以在有限元软件中做多组实验，得到一组最优的维修参数，得出更接近维修前的强度的一组维修参数，即“超手册”维修参数的适航验证过程。

通过对“原件级”和“试样级”的实验结果与有限元数据的分析最后得出搭接宽度为 0.25in 的维修效果更接近维修前的效果。

关键词：西锐 SR22；地板梁腹板；适航验证；维修

ABSTRACT

Cirrus SR22-GTS is a general-purpose aircraft developed by Cirrus with a high-performance single-engine 4-seater and an all-composite fuselage. The floor of an aircraft consists of a front floor and a rear floor structure. The floor beam web is easily hit by heavy objects, causing non-penetrating impact damage. There is no maintenance instruction for the non-penetrating impact damage to the aircraft beam web structure in the Cirrus SR22 aircraft maintenance manual. The maintenance of the non-penetrating impact damage to the Cirrus SR22 aircraft beam web structure basically belongs to the "extra manual" maintenance.

Based on the above problems, this paper analyzes the non-penetrating impact damage caused by the impact of heavy objects on the typical composite laminate structure, and analyzes the "lap width" - "additional layer" in the maintenance parameters of stepped digging and pasting during maintenance. The airworthiness verification of the "exceeding manual" maintenance plan was carried out.

The "lap width" and "the number of additional layers" are the main maintenance parameters in the stepped digging, patching and pasting maintenance. The paper adopts the two "lap width" parameters of 0.5 in and 0.25 in that are often used in maintenance work. "Layer" has two parameters: 1 layer or 0 layer. For the combination of these two maintenance parameters, the paper adopts the method of "building block" step-by-step proof through experiments and analysis.

Carry out the simulation calculation of the mechanical properties of the "sample level" - "component level", and analyze and draw conclusions by comparing the simulation calculation results and experimental results of the two. In the finite element analysis of composite material panels, some tests that cannot be actually carried out can be relatively carried out, a set of optimal maintenance parameters can be obtained, and a set of maintenance parameters closer to the strength before maintenance can be obtained, that is, "extra manual" Airworthiness verification process for maintenance parameters.

Through the analysis of the experimental results of "component level" and "sample level" and finite element data, it is finally concluded that the maintenance effect with a lap width of 0.25in is closer to the effect before maintenance.

Key words: Cirrus SR22; floor beam web; airworthiness verification; maintenance

目 录

第一章 绪论	1
1.1 研究目的及意义	1
1.2 国内外研究现状	3
1.3 论文的主要研究	4
第二章 材料与制备	6
2.1 原材料	6
2.2 力学试验件制备	7
2.3 本章小结	9
第三章 研究方法	10
3.1“积木式”方法	10
3.2 力学性能测试	10
3.2.1“原件级”力学性能测试	10
3.2.2“试样级”力学性能测试	11
3.3 适航符合性验证方法	13
3.3.1 验证方法	13
3.3.2 分析/计算	14
3.3.3 实验室试验	14
3.4 本章小结	14
第四章 地板梁腹板结构工程模型及有限元分析	15
4.1 有限元软件介绍	15
4.2 飞机地板梁腹板的“原件级”、“试样级”建模及分析	16
4.2.1 建立模型并确定参数	16
4.2.2“原件级”的有限元分析	17
4.2.3“试样级”的有限元分析	19

4.3 本章小结	22
第五章 总结与展望	23
5.1 总结	23
5.2 展望	23
参考文献	24
致 谢	25

第一章 绪论

1.1 研究目的及意义

西锐 SR22-GTS 是西锐飞机设计制造公司（Cirrus Design Corporation）继西锐 SR20 通用型飞机后又一架全机身都采用复合材料的通用型飞机，因为其在同类型飞机中的飞行性、安全性和舒适性能具有优异的表现，成为不仅仅是行业中更是全球中同级机型最畅销的单发 4 座飞机。取得了连续 14 年成为行业销冠的好成绩。与西锐 SR20 相比，西锐 SR22 的机翼和燃油容量更大，载客人数也增加到了 5 人，采用的单发活塞发动机的效果也更为优秀，达到 310 马力。西锐 SR22 也有不足之处，与其它高性能飞机相比，西锐 SR22 具有更大的重量且起落架无法伸缩。西锐飞机中最出众的是西锐机身降落伞系统（CAPS）也被称作终极保护手段，它时乘客在乘坐飞机时最重要的保障生命安全的装置。根据最近几年的报道，西锐飞机中有 20 次坠机事故通过此项技术而无人伤亡^[1]。



图 1.1 西锐 SR22 飞机

在 2018 年西锐公司宣布，日本最大的飞行学院已经采用西锐 SR22 飞机作为其主要训练飞机，日本民航学院是日本唯一的国家航空飞行学院。西锐飞机将为日本民航学院提供先进、安全易于飞行的现代飞机来培养新一代飞行员。在 2017 年汉莎航空运营的飞行培训计划为其主要培训机队选择了技术先进的 SR20 飞机，并预计将西锐 SR20 用于培训许多世界顶级航空公司的飞行员。中国民航飞行学

院的洛阳分院在 2011 年引进西锐 SR20 飞机作为飞行训练用机，洛阳分院的训练机队也在 2015 年成为全球规模最大的西锐 SR20 机队^[2]。

因为复合材料具有比模量和比强度高、具有结构可设计性，可进行复合结构设计、易于整体成型等其他的优点，给现代的飞行器的结构重量减轻和飞行性能提升带来的很大的提升。因此，现在先进复合材料在飞机的占比量、制作方式与所用结构已经成为判断一个飞机是否先进、具有现代化的一个的重要指标。其中空客是首家广泛把复合材料应用在大型民用飞机上的飞机制造商。近三十年来，空客飞机的对在飞机上应用复合材料结构越来越看重，从最初的在 A300 飞机上复合材料用料不到总飞机材料用料的 5%，到 A380 飞机上复合材料的用料达到飞机总用料的 25%，再到 A350XWB 飞机上复合材料占飞机总料的 50%以上，足以见得现在飞机制造商对复合材料在现代飞机上占比的重要性^[3]。

尽管复合材料被广泛应用在飞机结构上，但在其使用过程中却难免会造成各种各样的损伤例如裂纹、分层、凹坑等损伤。为了保证航空器的可靠性、适航性与安全性，需要对这些受到损伤的结构定制相对适用的维修方案，同时在进行实际维修前要对定制的方案要进行适航验证^[4]。

常见的复合材料损伤结构的维修方法有临时性修理和永久性修理，临时性修理，一般都为机械修理然而机械修补因为其对修理部件的要求较高，且修理时会对已损伤部件造成二次损伤，所以现在机械修理已经很少的被应用在工程实践中^[5]。胶接修补与机械修补相比，具有效率高、修理时间较短、永久性修理等优点。胶接维修具体的修补方法主要包括贴补法和挖补法^[6]。贴补法的维修方法就是用贴片贴在损伤部位上，以此修补损伤。挖补法的维修方法是先将破损的结构清理完毕之后，挖出其中的一部分在对其进行修补。

西锐 SR22 飞机主要是由玻璃纤维 (Fiberglass)、碳纤维 (Carbon)、环氧树脂 (Epoxy Resin) 和泡沫夹芯 (Foam Core) 等组成的复合材料制造。其地板梁腹板由 10 层玻璃纤维与环氧树脂组成。地板梁腹板在日常飞行中易遭受重物冲击，造成非穿透损伤，容易形成凹坑或分层。在日常飞行中为了保证飞机的可靠性、适航性、安全性及舒适性，需要对地板梁腹板的损伤及时的进行修理。在西锐 SR22 飞

机的维修手册中,对地板梁腹板的损伤有相关的说明及标准,却没有对于该结构的维修方案的具体寿命及标准。

因为手册中没有给出明确的说明及标准而进行的维修工作需要在维修后进行适航符合性验证,这样才能确保维修后的强度足以达到维修前的强度同时也要达到飞机的持续适航性的标准。维修时常用的做法是当发现飞机的复合材料结构损伤后,向飞机的生产厂家提供其损伤结构与损伤的信息并由飞机的生产厂家来规划该损伤结构的具体维修方案。

与欧美适航当局相比,我国的适航审定机构在通用航空器复合材料结构维修的持续适航性审定方面经验尚浅^[7]。我国目前对于民用飞机的复合材料应用与复合材料结构损伤维修和维修后民用飞机的适航验证的研究还尚浅,所以对民用飞机的复合材料结构的损伤维修与维修后民用飞机的适航符合性的验证工作就显得极其需要

通过对上述问题的研究讨论,论文对 SR22 飞机地板梁腹板所受到的非穿透式的冲击损伤,对于维修时所采用的阶梯式挖补粘贴维修参数中的“搭接宽度”——“附加层数”两种维修参数进行了“超手册”的适航验证。

1.2 国内外研究现状

复合材料是指用一种材料为基体,另一种材料为增强体,对这两种材料进行物理与化学方面的反应后产生的一种新的材料。这两种材料在反应中可以产生协同效应。一般来说,组合成的新材料具有比组成其的两种材料更加优秀的特性,从而满足各种不同的要求。

美国 F-22、F-35 战斗机的碳纤维复合材料用量比例分别达到 24%和 36%^[8],以 A350、波音 787 为代表的新型大型民用飞机中的碳纤维复合材料用量比例更是达到了 50%以上^[9]。

在上世纪 70 年代澳大利亚的 Peter 和 Baker Alan 博士两人就已经对用复合材料补片修补飞机结构展开了研究工作。此外澳大利亚皇家空军也开始采用复合材料对大力士 C-130、幻影 F-111 等飞机进行了修补。随后的几年中,用复合材料修理飞机的修复技术得到了迅猛的发展。据统计,到 1989 年,对于飞机上产生疲劳和腐蚀裂纹用复合材料进行修理的例子已经超过 500 例。其应用领域也由原来

的修补军用飞机发展到民用飞机的修补，其中空中客车等的修复都用到了复合材料修补^[10]。

复合材料粘接贴片修理有很大的优势，比如降低腐蚀，使维修后的结构仍然具有比较光滑的气动外形，可以有效的阻击裂纹的进一步扩展，维修后的安全性会大大提高。英国研究人员曾对直升机的金属主要结构损伤采用碳纤维进行维修。Rose 考虑了粘结修复的设计和分析^[11]。Mitchell 等早期尝试使用二维有限元分析对中的粘结复合材料进行数值分析^[12]。Jones 等是第一个将板、贴片和粘合剂模型化为不同的实体^[13]。

在进行挖补粘贴修理时为了保护挖补粘贴维修贴片的外层偶尔需要在最外层额外添加一层修补片，这一层修补片会被叫做覆盖层。Breitzman 等开展了一项有关复合材料结构修补时由和没有覆盖层的影响，他们对于这两种维修后的结构同时做了单向拉伸实验。最终结果表明，维修时添加覆盖层的那一个结构会有额外的负荷转移，从而造成其外层的层压板的强度会增加。在研究维修时添加的覆盖层厚度对维修效果的影响，最终得到的结果表明，覆盖层越厚应力降低越大^[14]。

近些年来，我国也在复合材料结构粘贴维修的有限元软件分析上有了很大的进展，已经有很多的学者开始研究复合材料结构的粘贴维修。王跃等人用有限元软件模拟了正方形修理贴片的不同维修参数对复合材料粘贴修理的影响，并对修理贴片进行了单向拉伸实验，结果显示贴补维修后的强度比未贴补维修的强度高 10.1%^[15]。李艳分析了粘贴维修时不同的维修贴片的形状对修理后的效果的影响，通过一系列的模拟对比，最终得出圆形的维修贴片要比矩形的维修贴片具有更好的维修效果^[16]。

1.3 论文的主要研究

了解国内外情况，查询相关飞机手册。熟悉飞机结构相关知识，熟悉航空有关知识，熟悉复合材料粘贴维修。确定粘贴维修方案。

确定飞机地板梁腹板维修的设计方案。基于西锐 SR22 的飞机地板梁腹板进行分析，包括地板梁腹板结构、受力等。以及分析地板梁腹板结构强度、确定飞机地板梁腹板粘贴维修可行方案。

完成了飞机地板梁腹板粘贴维修的详细设计。根据飞机地板梁腹板尺寸和形状、结构，主要的设计内容包括粘贴维修的不同维修方法，每种维修方法中的最合适的。以满足飞机地板梁腹板强度、制造经济性。

利用 ABAQUS 软件，对仿真结构进行分析并选取材料，设计铺层，设计成型方案。

第二章 材料与制备

2.1 原材料

论文选取西锐 SR22 地板梁腹板为复合材料维修后适航验证的对象,西锐 SR22 的地板梁腹板由玻璃纤维环氧树脂基复合材料组成,是常见的复合材料板结构。而地板梁腹板在日常使用过程中难免会遭受外界的冲击而受到非穿透损伤。然而,现在西锐 SR22 的 AMM 维修手册中并没有对此处损伤进行维修的明确说明。因此对于西锐 SR22 的“超手册”维修研究是有必要的。

表 2-1 中给出了实验用西锐 SR22 地板梁腹板的制造原材料,制作工艺为 125℃ 时固化 90min。

表 2-1 实验用西锐 SR22 地板梁腹板的原材料

原材料	型号	固化工艺
树脂基体	E51+	125℃ 90min
增强纤维	玻璃纤维	

表 2-2 西锐 SR22 地板梁腹板的详细铺层信息

数量	方向	描述
1	0/90	主要层
1	0/90	主要层
1	+/-45	主要层
1	+/-45	主要层
1	0/90	主要层
1	+/-45	主要层
1	+/-45	主要层
1	0/90	主要层
1	+/-45	主要层
1	+/-45	主要层

对于西锐 SR22 飞机地板梁腹板,其结构为复合材料中的预浸料体系;实验中所用的基体树脂为 E51+环氧树脂,增强纤维是玻璃纤维平纹织布,不仅具有优良的韧性和强度,加热后也有良好的表面光洁度。

2.2 力学试验件制备

论文中所采用的“积木式”验证方法中涉及到对西锐 SR22 飞机地板梁腹板从“原材料”到“原件级”再到“试样级”进行力学验证研究。用与西锐 SR22 飞机地板梁腹板结构相同的制造工艺制作地板梁腹板的力学试验试件。

其中“原材料”是指实验中西锐 SR22 地板梁腹板的制作材料，“原件级”和“试样级”分别是指“完好的部件”和“维修后的部件”，西锐 SR22 地板梁腹板结构为异形件，为了满足后续的力学实验以及制作的可能性，论文中所制作的试验件均为矩形。

(1) “原件级”试件

论文中对所制作的“原件级”进行拉伸实验设计的尺寸为 $250\text{mm} \times 15\text{mm} \times 10\text{mm}$ (L×B×H) 规格。成型方法为 125°C 下固化 90min。

(2) “试样级”试件

“试样级”试件是在“原件级”试件的基础上进行打磨、破坏后在按照西锐 SR22 飞机 AMM 手册的操作大纲进行维修后的试件。根据 AMM 手册维修方式一共制作了两种不同维修参数的复合材料板。采取了搭接宽度分别是 0.25in 和 0.5in 的两种维修参数进行维修，用于制作的玻璃纤维与环氧树脂的规格都相同。

本文制备“原件级”及“试样级”试件的工艺方法如下：

(1) 模具

在“原件级”和“试样级”的预浸料铺层前面，需要先均匀的把脱模剂涂在模具上，模具的尺寸为 $300\text{mm} \times 30\text{mm}$ 。

(2) 铺层

将“原件级”和“试样级”试件按照规定尺寸裁剪，铺层角度和层数按照所查手册的要求进行。铺好后如图 2.1 所示。



图 2.1 按照手册进行铺层

(3) 热压成型及打磨

先将热压器的上下夹具加热到所需温度，然后再将铺好后的模具放进热压器中热压成型，在热压过程中要进行两次排气，保温一定时间后，等待冷却。将热压好的复合材料板进行打磨，完成“原件级”及“试样级”试件的制备。图 2.2 与图 2.3 分别是热压器与打磨后的复合材料板



图 2.2 热压器



图 2.3 最终成型的复合材料板

2.3 本章小结

本章主要介绍了“原件级”和“试样级”试件的原材料以及具体的铺层方法，还有对这两种试件的成型工艺。

第三章 研究方法

3.1“积木式”方法

“积木式”方法是在航空维修中被大众认可的一种对飞机复合材料结构设计研制以及结构损伤维修合格性的证明方法。“积木式”方法通常分为试样试验、原件试验、结构细节试验、次部件试验、全尺寸结构（包括部件）试验积木块。

论文中对西锐 SR22 地板梁腹板维修采用“积木式”方法进行研究，从“原材料”——“原件级”——“试样级”逐级进行研究，先对“原材料”进行力学性能测试，再对“原件级”和“试样级”分别进行维修参数设计和验证，进行力学性能测试得到所需的参数。

3.2 力学性能测试

3.2.1“原件级”力学性能测试

论文对做好后的“原件级”复合材料板进行拉伸实测试，地点是本校实验室仪器是拉伸试验机，测试结果如下图 3.1 和图 3.2 所示。

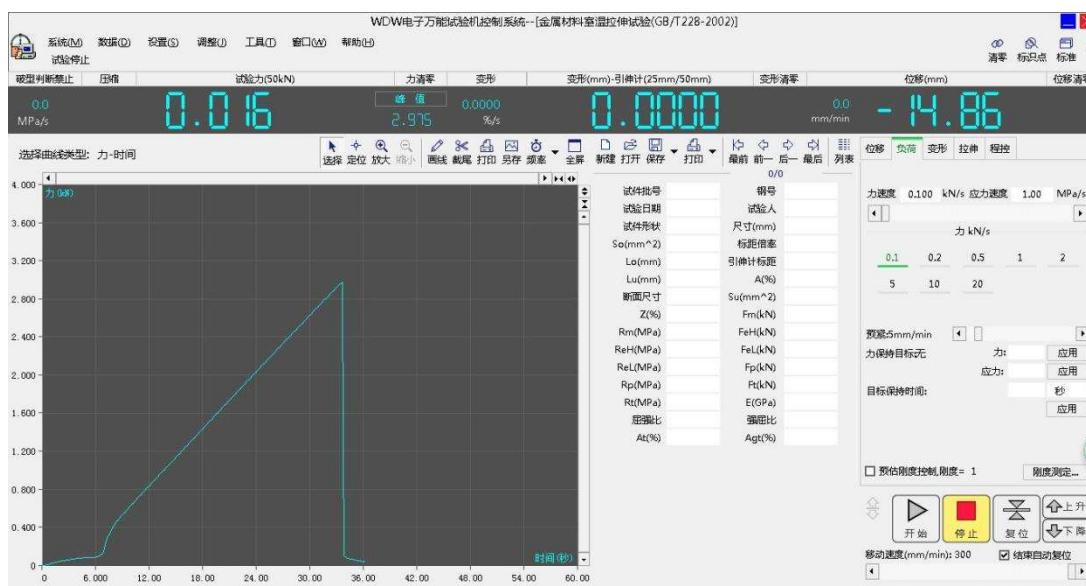


图 3.1 复合材料板拉伸试验力—时间测试结果

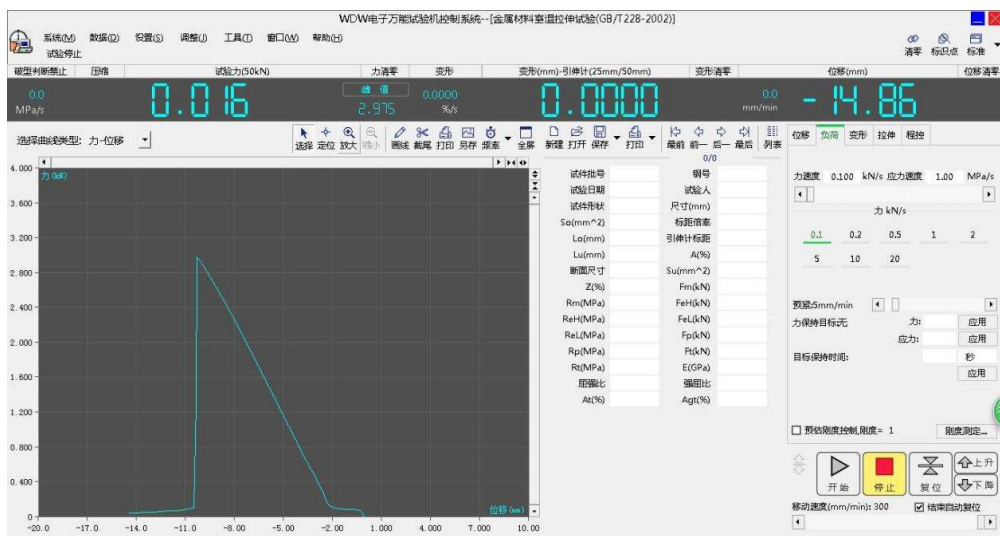


图 3.2 复合材料板拉伸试验力—位移测试结果

两图分别为复合材料板拉伸试验力—时间与力—位移的数据，根据测试数据可以看出所做的复合材料板的最大受力为 3KN，最大位移是 11mm。

3.2.2“试样级”力学性能测试

“试样级”的力学性能测试是论文中“积木式”方法的第三层，是对“原件级”复合材料板进行打磨、修补后在进行力学性能测试。测试地点与仪器均与“原件级”相同。根据西锐 SR22 飞机 AMM 手册一共制作了两种不同搭接宽度的复合材料板。图 3.3 与图 3.4 是维修时搭接宽度为 0.5in 的复合材料板的力学性能测试结果。

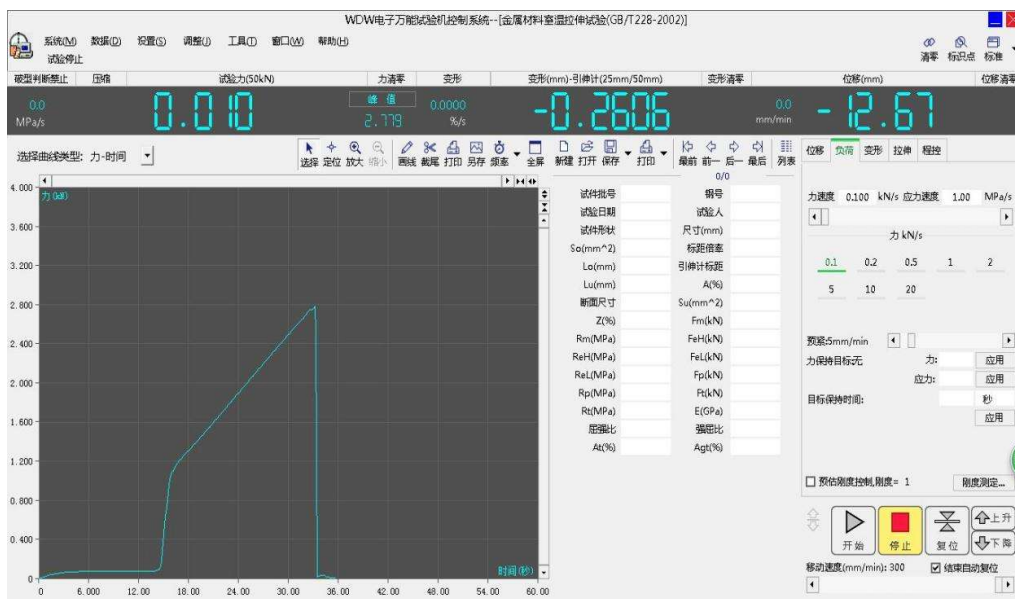


图 3.3 搭接宽度 0.5in 复合材料板拉伸试验力—时间测试结果

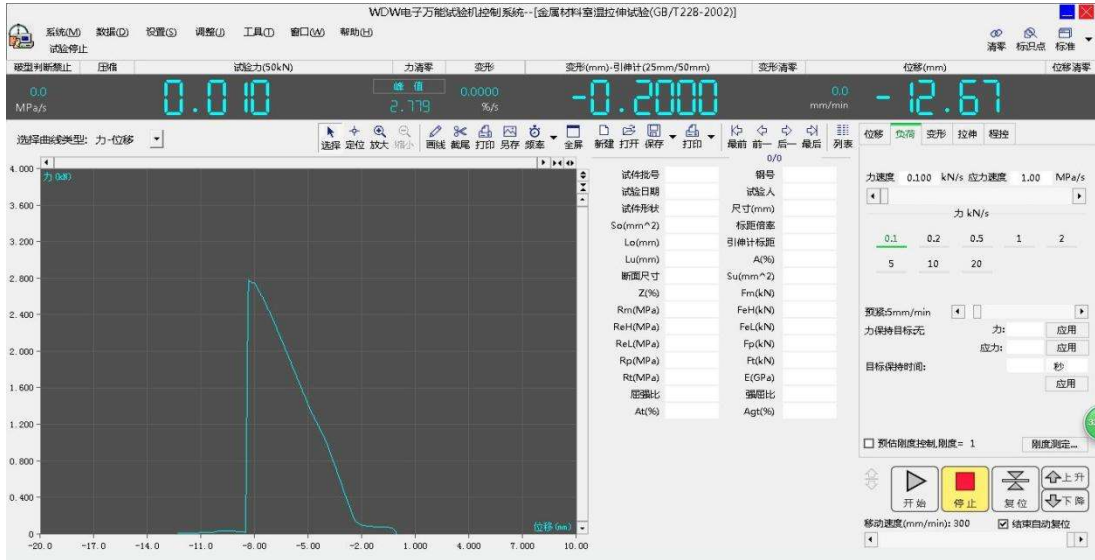


图 3.4 搭接宽度 0.5in 复合材料板拉伸试验力一位移测试结果

两图分别为维修搭接宽度为 0.5in 复合材料板拉伸试验力—时间与力—位移的数据，根据测试数据可以看出所做的复合材料板的最大受力为 2.8kN，最大位移是 8.5mm。

图 3.5 与图 3.6 是维修搭接宽度为 0.25in 的复合材料板的力学性能测试结果。

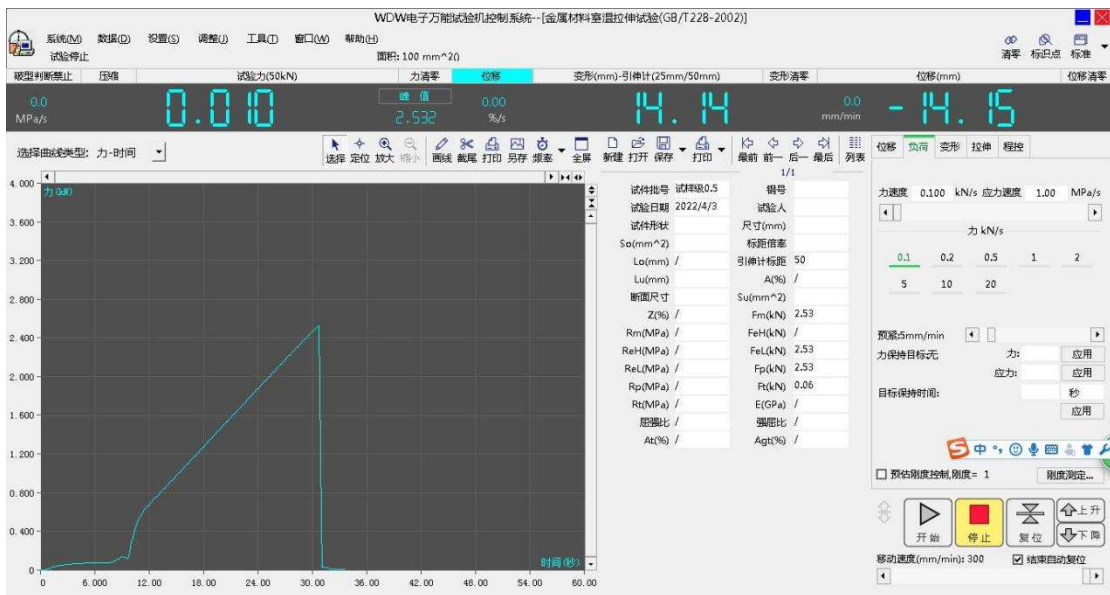


图 3.5 搭接宽度 0.25in 复合材料板拉伸试验力—时间测试结果

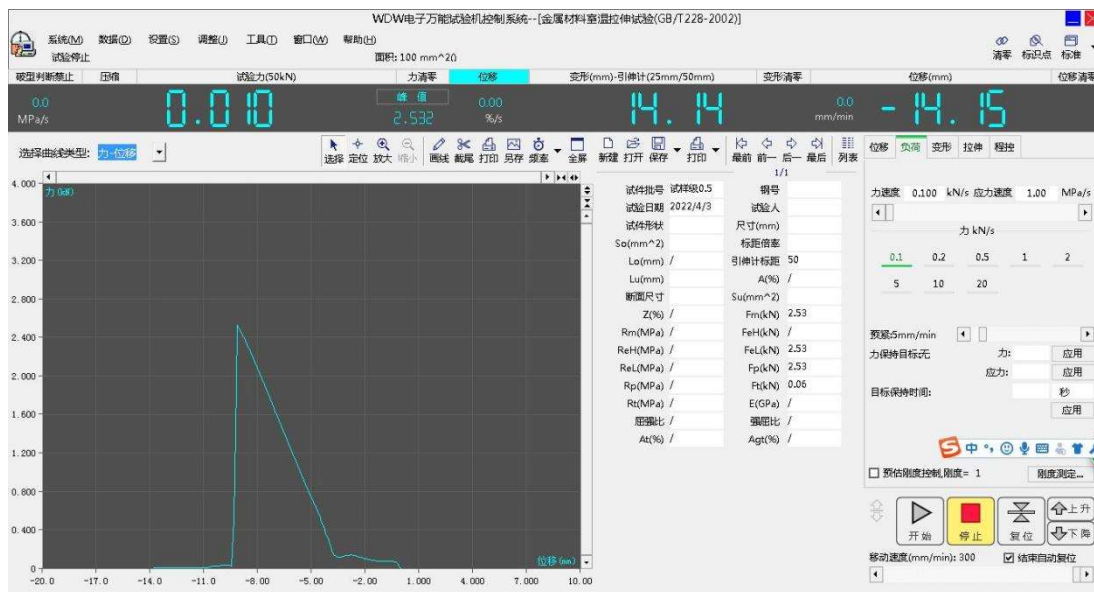


图 3.6 搭接宽度 0.25in 复合材料板拉伸试验力—位移测试结果

两图分别为维修搭接宽度为 0.25in 复合材料板拉伸试验力—时间与力—位移的数据，根据测试数据可以看出所做的复合材料板的最大受力为 2.6kN，最大位移是 9mm。

3.3 适航符合性验证方法

适航符合性验证方法是通过各种各样的手段来进行验证，最后以验证的结果来决定所进行适航符合性验证的飞行器是否达到其适航条例的标准，适航符合性验证参与了飞行器研制的全部过程。

3.3.1 验证方法

常见的符合性验证方法可根据实施的符合性工作的形式分为四大类：1) 工程评审；2) 试验；3) 检查；4) 设备鉴定。根据这四大类方法在具体进行细化，最终形成了常用的经实践检验的适航部门认可的十种符合性验证方法。这十种符合性验证方法各有不同的特点，每种适用的范围也不相同。在验证过程中选择其中一种或几种来验证即可。

对于结构适航验证来说，不管何种材料都需要满足相应的适航要求。

3.3.2 分析/计算

MC2 的符合性验证方法即用分析/计算进行载荷、静强度和疲劳强度、性能分析/计算、统计数据分析、与以往型号相似性等分析。

论文中采用有限元法，在 ABAQUS 软件中计算分析“原件级”与“试样级”的力学性能，并将分析结果与实验结果进行对比。

3.3.3 实验室试验

MC4 的符合性验证方法即用静力和疲劳试验、环境试验等，试验可能在零部件、分组件和完整组件上进行。

论文中对于“原件级”与“试样级”进行以拉伸试验为主的静力试验。

3.4 本章小结

通过分别对维修搭接宽度为 0.25in 与 0.5in 的“试件级”复合材料板进行力学性能测试可以得出搭接宽度为 0.5in 更接近“原件级”复合材料板。也就是维修时搭接宽度为 0.5in 的力学性能更接近维修前的复合材料板的力学性能。

第四章 地板梁腹板结构工程模型及有限元分析

地板梁结构是飞机的主要结构部件，西锐 SR22 飞机的地板结构由前地板和后地板组成。两者都是泡沫芯复合层压板，旨在支持飞行和用户负载。前地板支撑前后控制台结构、方向舵踏板和滑轮组组件。后地板支撑后机翼附件负载、后乘客座椅负载和货物负载。对保证飞机的安全性与完整性起到极其关键的作用。飞机在使用过程中地板梁腹板由于重物顿击、疲劳破坏或断裂等因素使得地板梁腹板经常发生超手册损伤，其中不乏有损伤严重的地方，而这些受损严重的地方往往需要采用特殊的方法来削减应力集中的现象，来达到增强维修强度的效果。

论文中建立了对地板梁腹板及地板梁腹板粘贴维修的两种不同搭接宽度的模型，通过有限元分析软件 ABAQUS 进行拉伸的力学分析，得出这两种不同维修参数的力学性能与维修前的力学性能进行对比对出其中的最优解。

4.1 有限元软件介绍

现在在对飞机复合材料结构分析中有限元软件有很大的便捷性与优越性。ABAQUS 是一款具有强大功能且基于有限元方法的软件；ABAQUS 软件中有相当多的材料模型库，还可以自己定义材料的属性，可以满足在飞机设计或维修中的有限元分析需求。其中波音、空客也是 ABAQUS 软件的长期商业伙伴。

在制作飞机时会用到很多的比如粘接、焊接等方法来连接结构，而对于这些连接结构的分析却是飞机整体分析中关键且不好处理的地方，但 ABAQUS 软件对于处理连接结构的分析提供了相对全面的功能，例如对于粘接结构软件提供了 Cohesive 单元来模拟胶接属性，对于焊接结构也提供了 dflux 子程序来模拟焊接。软件不仅自身提供了粘接、焊接等各种功能；同时显示求解方法在振动等瞬态分析中容易处理复杂的接触问题等因素^[17]。

ABAQUS 有限元分析软件操作界面十分简洁，使用也容易上手，可以达到用简单的建模解决去一些复杂的问题。在绝大部分的有限元分析实验中，我们可以仅提供出所需建模结构的几何形状、所受载荷、分析条件、配合条件和材料性能等参数。ABAQUS 软件可以自动选择合适的载荷增量和收敛准则，ABAQUS 软件还可以在分析过程中不断地调整这些参数数值，来确保解答的精确性。对于控制问题的数值求解，用户几乎不必去定义任何参数^[18]。

4.2 飞机地板梁腹板的“原件级”、“试样级”建模及分析

4.2.1 建立模型并确定参数

(1) 建立模型、创建材料

打开软件，选择创建部件，“原件级”部件选择的是用壳形状来创建，因为“原件级”部件可有看作是一整个复合材料版，用壳模型创建对后续的受力分析都会更方便。ABAQUS 软件默认尺寸是 M 所以大约尺寸中输入 1 即可。

因为是用壳模型建立的复合材料板所以在属性界面要选择创建复合层。在材料界面选择力学—弹性输入弹性模量至为 22400，泊松比为 0.16。10 层玻纤布的铺层角度分别是 0° 、 0° 、 $+45^\circ$ 、 -45° 、 90° 、 $+45^\circ$ 、 -45° 、 90° 、 $+45^\circ$ 、 -45° 。

(2) 划分网格

在网格划分时，若想要得到极为精确的结果，需将网格划分的非常细，但随之单元节点也会更多，计算机的计算速度也会变得非常缓慢。因此本文通过采用四边形的进阶算法进行网格划分，不仅能得出正确的应力分布还能提高计算速度，同时达到精确与效率的要求。

(3) 创建分析步和输出变量

在进行分析步前先对建立的壳模型进行装配。在“创建分析步”中选择“分析步类型”为“静力、通用”来创建一个合适的分析步；在“编辑分析步”中选择默认即可。之后还需要在“场输出请求管理器”中创建一个新的“场”，选择所需要的“作用域”与“输出变量”。

(4) 定义边界条件与载荷

在“载荷”界面中选择“创建边界载荷”，在可用于分析步的类型中选择“对称/反对称/完全固定”来决定所选位置的固定类型，编辑边界条件中选择完全固定将所选的位置固定住。在“创建载荷”中选择施加载荷的类型为“力学”，并施加大小合适的载荷，

(5) 提交作业并进行分析

4.2.2“原件级”的有限元分析

“原件级”的有限元分析模型整体尺寸为 $250\text{mm} \times 15\text{mm} \times 1\text{mm}$ ，因为采用的是壳模型的建模方法所以看不出厚度。建立的有限元分析模型如图 4.1 所示。

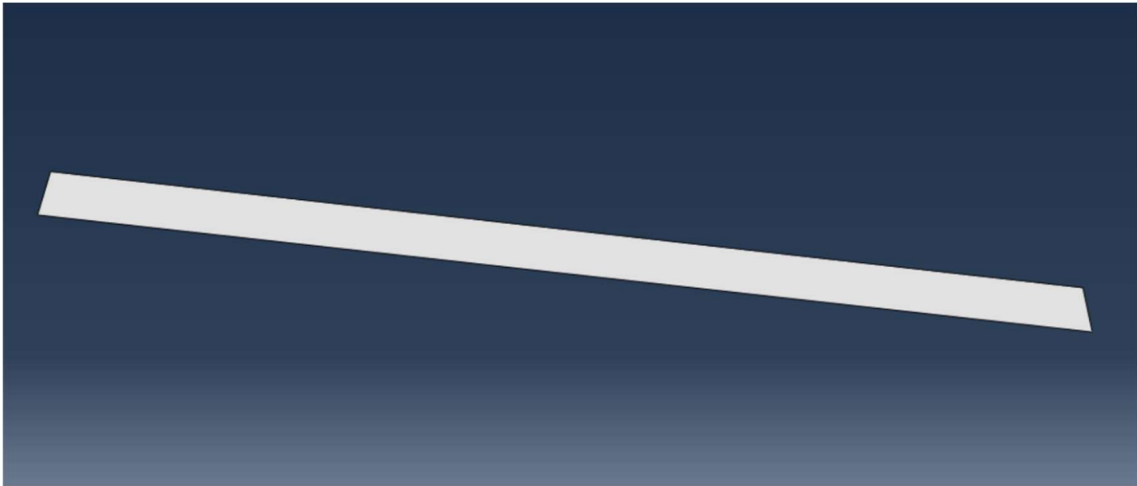


图 4.1 “原件级”有限元分析模型模型

划分网格时对全局进行布种，在网格控制属性中选择四边形进阶算法来优化对有限元分析模型的网格划分。在全局种子中选择近似全局尺寸为 0.001。划分后的网格模型如图 4.2 所示。

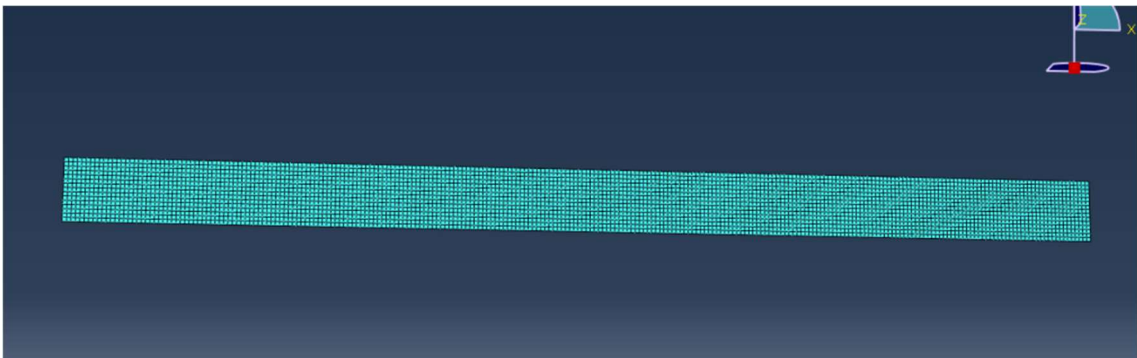


图 4.2 “原件级”有限元模型网格划分

在施加载荷之前对有限元模型进行边界条件的创建，对模型的两条边设定完全固定，在对模型施加相应的力。施加载荷后的如图 4.3 和图 4.4 所示，分别对应拉伸和弯曲载荷。

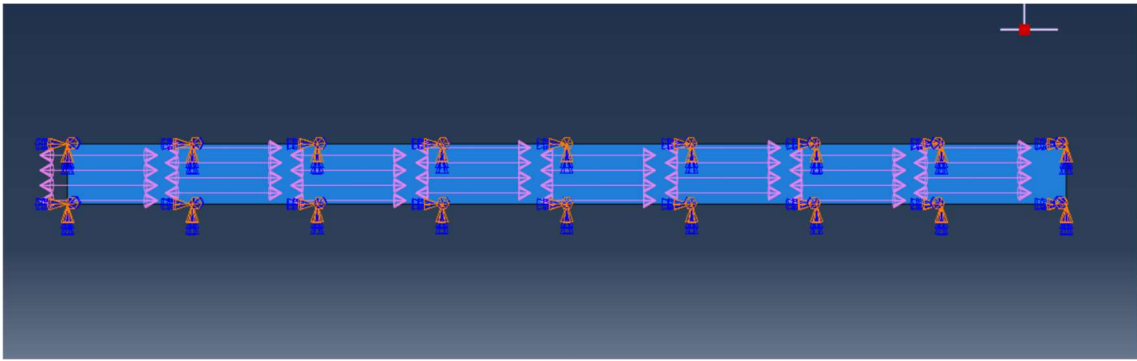


图 4.3 对模型施加拉伸载荷

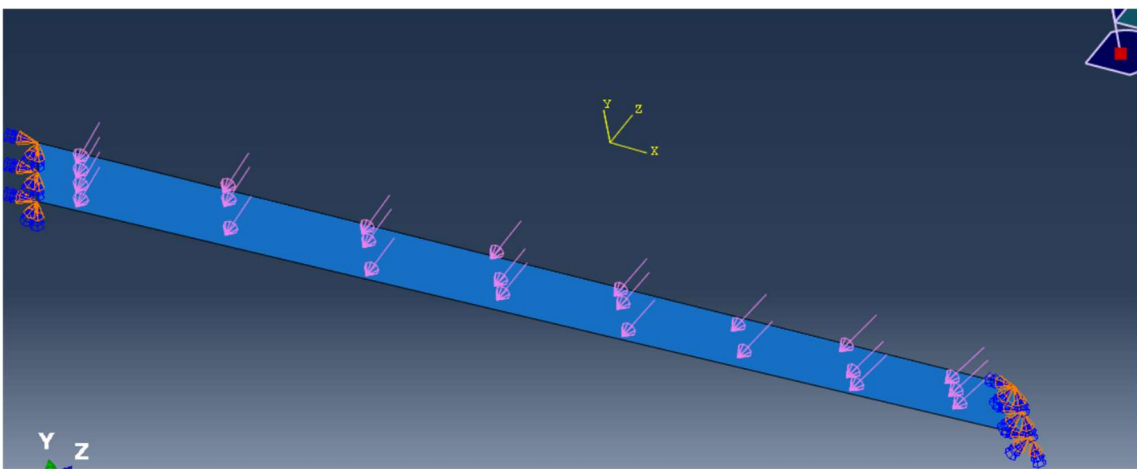


图 4.4 对模型施加弯曲载荷

最后对“原件级”有限元模型进行运算，受力情况如图 4.5 和图 4.6 所示分别对应拉伸和弯曲。

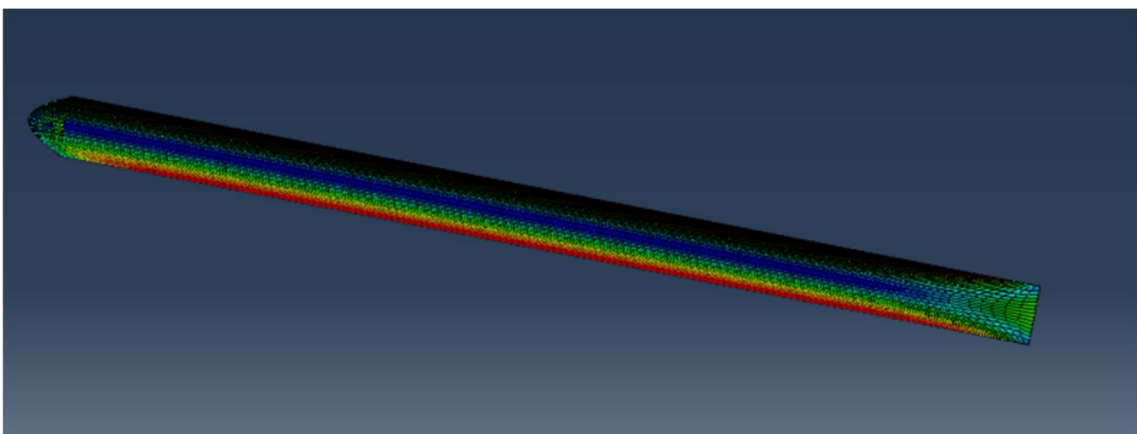


图 4.5 模型受到拉力的应力分布

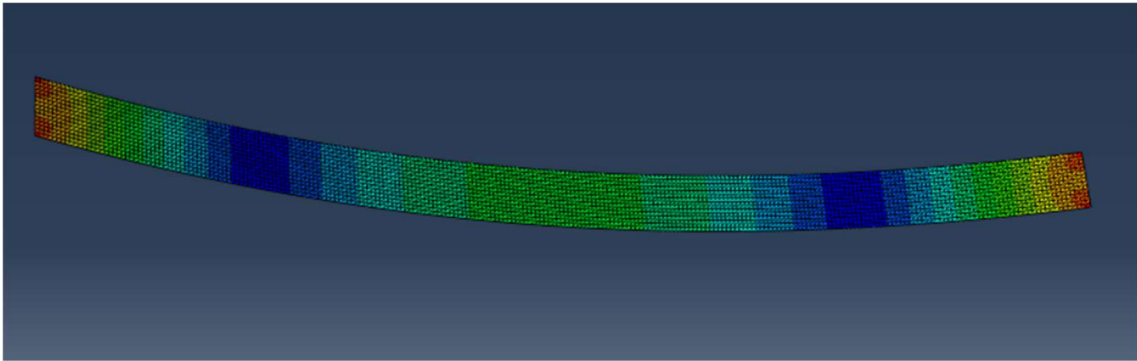


图 4.6 模型受压力后的应力分布

4.2.3“试样级”的有限元分析

两个“试样级”的有限元分析模型整体尺寸都为 $250\text{mm} \times 15\text{mm} \times 1\text{mm}$ ，不同的是一个修补层的搭接宽度为 0.25in ，另一个修补层的搭接宽度为 0.5in 。因为两个“试样级”只在搭接宽度上有区别所以两个“试样级”的有限元模型如图 4.7 所示。

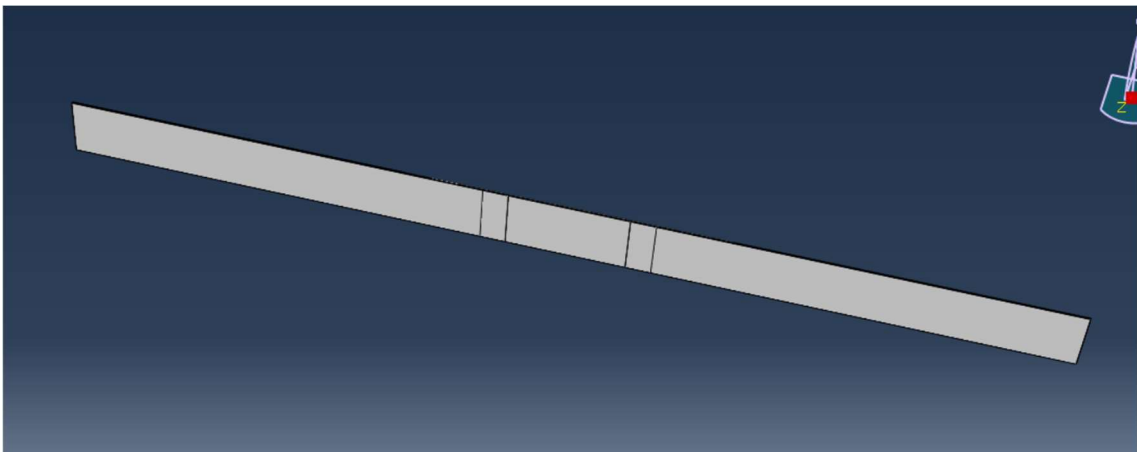


图 4.7 搭接宽度为 0.25in 和 0.5in 的“试样级”有限元模型

划分网格时分别对每一层进行网格划分，在进行装配时对网格进行合并，可与达到对整体复合材料板的网格划分。划分后的两个“试样级”网格模型分别如图 4.8 和图 4.9 所示。

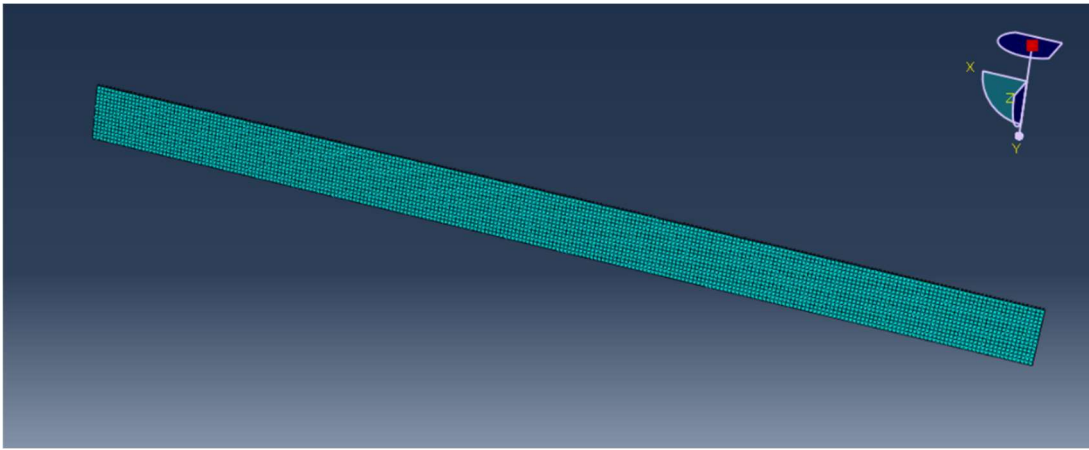


图 4.8 搭接宽度为 0.25in 的“试样级”有限元模型网格划分

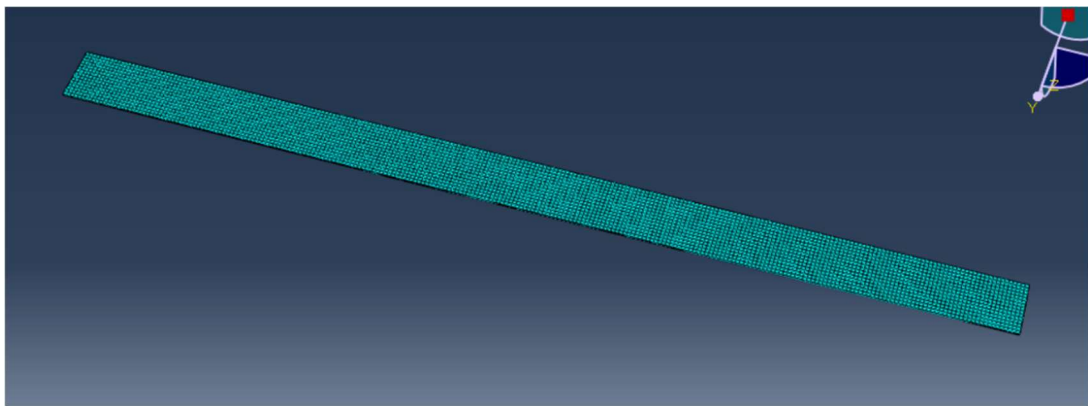


图 4.9 搭接宽度为 0.5in 的“试样级”有限元模型网格划分

对两个“试样级”有限元模型施加载荷与对“原件级”有限元模型施加载荷方法一样。施加两个载荷后的两个“试样级”有限元模型如图 4.10 和图 4.11 所示。

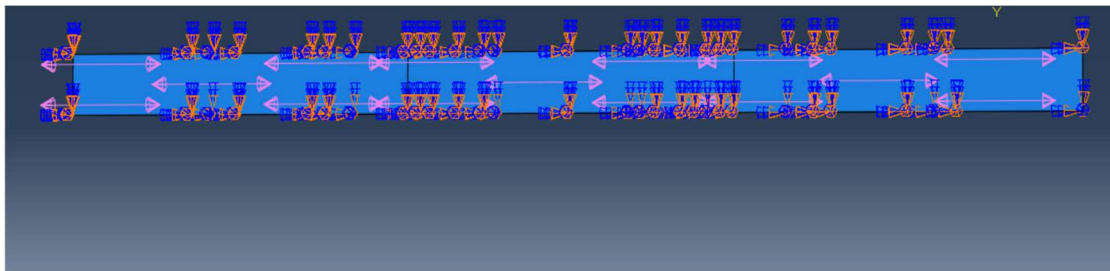


图 4.10 对两个“试样级”有限元模型施加拉伸载荷



4.11 对两个“试样级”有限元模型施加弯曲载荷

图

最后对两个“试样级”有限元模型进行运算，受力情况分别如图 4.12、图 4.13 和图 4.14、图 4.15 所示。

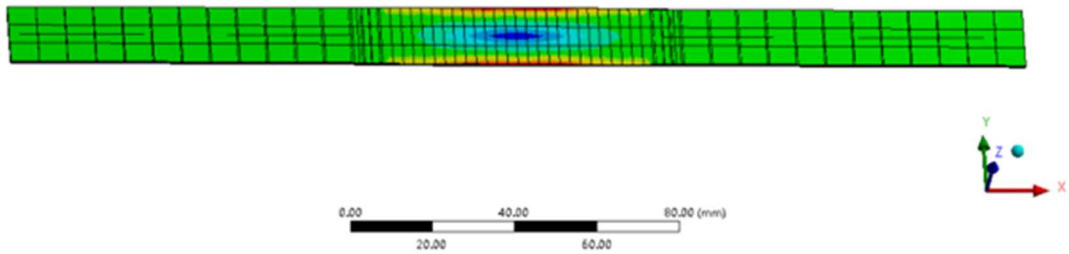


图 4.12 搭接宽度为 0.25in 的模型所受到拉力的应力分布

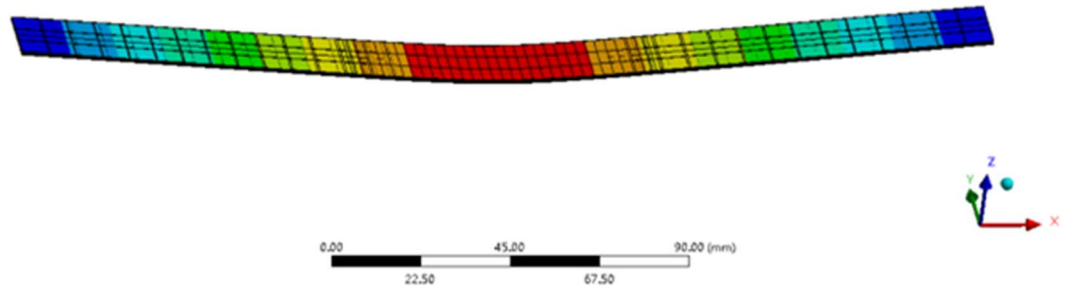


图 4.13 搭接宽度为 0.25in 的模型受到压力的应力分布

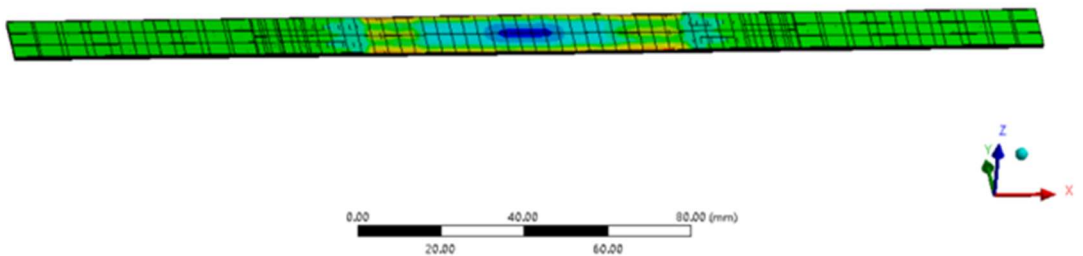


图 4.14 搭接宽度为 0.5 的模型受到的拉力应力分布

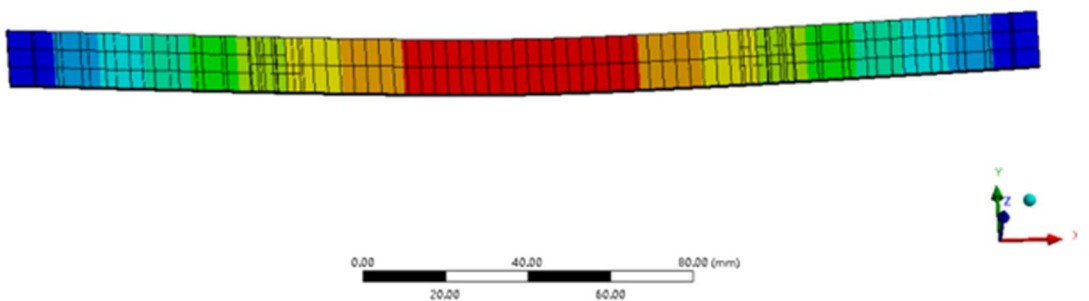


图 4.15 搭接宽度为 0.5in 的模型受到压力的应力分布

表 4-1 有限元仿真模拟对比

型号	拉伸		弯曲	
	最大受力	最大位移	最大受力	最大位移
原件级	3KN	8mm	2KN	8.3mm
0.25in 试样级	2.6KN	10mm	1.84KN	10.4mm
0.5in 试样级	2.8KN	9mm	1.88KN	9.2mm

通过表 4-1 有限元仿真模拟分析与实验分析可以看出在出搭接宽度不同其余条件均相同的条件下可以看出，搭接宽度为 0.5in 的结果更接近原件。

4.3 本章小结

针对不同搭接宽度的复合材料板，通过 ABAQUS 有限元分析软件，对其进行有限元建模、定义材料属性、进行装配、给予相互作用、划分网格、添加载荷等操作，使其在具有相同条件下对比抗弯和抗拉的试验，最后得出搭接宽度越小维修后的材料强度越接近原件。

第五章 总结与展望

5.1 总结

本文针对西锐 SR22 飞机地板梁腹板的非穿透式冲击损伤维修，采用“积木式”验证方法对西锐 SR22 飞机地板梁腹板从“原材料”到“原件级”再到“试样级”进行力学验证研究。得出维修后强度最接近原件强度的一组数据，本文主要内容主要有以下几点：

(1)通过对西锐 SR22 维修手册的研究，查出地板梁腹板的原材料以及维修方法，并通过对西锐 SR22 地板梁腹板的维修方案进行其“超手册”维修方案的研究与制定。

(2)根据手册要求制定定的“原件级”和“试样级”试件比两种试件进行了拉伸试验，通过最后的结果可以看出搭接宽度大的维修件强度会更加接近原件的强度。

(3)利用 ABAQUS 有限元分析软件对“原件级”和“试样级”试件进行有限元建模及有限元分析，得到了两种试件的拉伸应力图以及弯曲应力图，通过对比得出在出搭接宽度以外，其他条件都相同的条件下，搭接宽度为 0.5in 的“试样级”试件维修效果更接近“原件级”，由此可以得出在相同条件下搭接宽度越大，其维修后的效果更接近维修前的效果。

5.2 展望

本文对西锐 SR22 飞机地板梁腹板的非穿透冲击损伤维修，设计了两种不同的搭接宽度得出搭接宽度小的维修后的强度更接近维修前的强度。可以缩短方案的设计时间，节约一定的成本。但是对维修的最优解还有待进一步研究，本论文还可以在以下几个方面做进一步的研究：

一次对多组不同的搭接宽度的维修参数进行对比，得出更为接近维修前结构强度的一组。

随着科技的发展，人们对复合材料的研究也越来越成熟，在维修时可以考虑采用更新型的复合材料来进行维修。

随着科技进步，复合材料维修也越来越常见，维修方法也越来越多，本文的两种“试样级”维修板件均为粘贴维修，也考虑尝试采用焊接的方法进行维修。

参考文献

- [1] 杜光明,王书伟.SR2X 系列飞机电源系统的使用维护实践[J].现代电子技术,2014(5).
- [2] 吴迪.浅析 SR20 型飞机飞行数据在发动机故障诊断中的应用[J].工程技术:全文版.
- [3] 马立敏,张嘉振,岳广全,等.复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J].复合材料学报,2015.
- [4] 孙婷.西锐 SR20 飞机行李舱板维修[D].四川:中国民用航空飞行学院,2018.
- [5] 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:天津工业大学,2017.
- [6] 王伦.复合材料层合板胶接挖补工艺与性能分析[D].南京:南京航空航天大学,2012.
- [7] 邹田春,冯振宇,陈兆晨,等.民用复合材料结构适航审定现状[J].材料导报,2001.
- [8] 张丽华,范玉青.复合材料在飞机上的应用评述[J].航空制造技术,2006.
- [9] 孙振起,吴安如.先进复合材料在飞机结构中的应用[J].材料导报,2015.
- [10] Turangel, VR.S.. Modeling of the patch repair for a thin cracked sheet[J]. Engineering Fracture Mechanics,2001.
- [11] Rose L R F.A cracked plate repaired by bonded reinforcements[J].International Journal of Fracture,1982.
- [12] Mitchell R A, Woolley R M, Chwirut D J. Analysis of Composite-Reinforced Cutouts and Cracks[J]. Aiaa Journal, 1974.
- [13] Jones R, Callinan R J. Finite Element Analysis of Patched Cracks[J]. Journal of Patched Cracks[J]. Journal Struckral echanics,2007.
- [14] Breitzman T D, Iarve E V, Cook B M, et al. Optimization of a composite scarf repair Patch uder tensile loading[J].Composites Part A Applied Science & Manufacturing, 2009.
- [15] 王跃,穆志韬,李旭东,等.单向拉伸条件下贴片参数对复合材料胶接修复结构的影响[J].材料工程,2017.
- [16] 李艳,于克杰,李小雷,等.贴片倒角对复合材料胶接修理后承受能力的影响[J].机械制造,2015.
- [17] 赵友选.飞机设计中的有限元分析需求[J].中国制造业信息化 2008.
- [18] 马晓峰.ABAQUS 有限元分析从入门到精通[M].北京:清华大学出版社,2013.

致 谢

行文至此，内心百感交集，在天津中德应用技术大学的 4 年时光，必将成为我一段宝贵的经历。在此我必须对所有曾给予过我帮助，鼓励和陪伴的人表示真诚的致谢。

首先，在这里我必须感谢各位老师，感谢你们的谆谆教诲，传道授业，让我学到了很多做人、做事、做学问的道理。感谢我的论文指导教师。感谢老师对我的论文严格要求与细心指导，老师渊博的专业知识和严谨的工作态度都对我影响深远，会是我一生努力追寻的学习目标。

其次，我要感谢陪伴我一同成长的朋友和同学们，18 级飞行器制造工程 2 班一直都是那么团结友爱，你们对知识的需求态度不断指引并且鼓励着我前行下去。

最后，我还要向在百忙之中评阅论文和参加答辩的各位专家、教授表达真诚的谢意！