



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 飞机行李舱底板挖补维修力学性能研究

**Research on mechanical properties of SR22 aircraft luggage  
compartment floor repair**

姓 名 李春阳

学 院 航空航天

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 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

SR22 飞机行李舱底板挖补维修力学性能研究

**Research on mechanical properties of SR22 aircraft luggage  
compartment floor repair**

姓 名 李春阳

学 院 航空航天

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 日

# 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	航空航天学院	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 飞机行李舱底板挖补维修力学性能研究					
题目类型	自拟	题目来源	其他项目			
课题来源、 背景及意义	<p>随着航空运输业的不断发展,目前复合材料在航空航天方面的应用已经非常广泛,其用量和应用部位已经成为衡量飞机结构先进性的重要指标。在飞机结构设计中,减重是设计者追求的目标,由于复合材料结构整体性高,提高了结构效率能较好的实现减重这个目的。而飞机在服役过程中受到冰雹等意外冲击是很难避免的。冲击损伤使得复合材料结构在使用过程中承载能力大幅度的降低,严重威胁到飞机及生命财产的安全。如西锐 SR22 是西锐飞机设计制造公司生产的机身全复合材料通用飞机,其行李舱板是常见的复合材料夹芯结构,在使用过程中易因钝击而产生非穿透冲击损伤。所以为保证飞机能够正常的飞行,并且可以确保安全性、可靠性,通过修理恢复受损伤复合材料结构的功能和完整性是十分必要的。对于通用航空来说 AMM 手册中只提供了一些基本损伤情况的维修方式,很多复合材料的维修都超出手册的范围,当飞机结构出现损伤不在手册上的描述情况时,需要有明确的维修方案,并且能够满足适航要求,所提出的“超手册”维修方案。</p>					

任务及要求	<p>(1) 确定 SR22 行李舱底板复合材料挖补维修方案。基于飞机的行李舱底板进行分析，包括材料（板材和芯材）、受损情况等，以及分析行李舱结构、确定修补材料选取准则、确定修补层形式，最后确定飞机行李舱复合材料维修方案。</p> <p>(2) 完成了飞机行李舱详细的维修方案设计。根据飞机行李舱尺寸和承载情况，主要的维修设计内容包括阶梯挖补的阶梯数、楔形挖补的斜率、修补材料类型等。以满足飞机适航时的安全性和可靠性。</p> <p>(3) 利用 SolidWorks 软件，在了解飞机行李舱构造下，完成飞机行李舱的结构仿真。</p> <p>利用 ANSYS 软件，对仿真结构进行分析并选取材料，设计维修成型方案。</p>
工作条件	SolidWorks 软件、ABAQUS 软件、行李舱模型、西锐 SR-22 飞机行李舱
知识与能力要求	对飞机行李架复合材料有个系统地了解,包括受力情况、维修方法、修补材料的选取原则。熟练掌握 SolidWorks 软件和 ANSYS 软件,并对飞机行李舱做出分析。
<p>系（教研室）审查意见：</p> <p style="text-align: center;">同 意</p> <p style="text-align: right;">负责人(签名): 张健      2022 年 12 月 1 日</p>	



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 飞机行李舱底板挖补维修力学性能研究

学    院：                    航空航天学院                    

专    业：                    飞行器制造工程                    

学生姓名：                    李春阳                    

学    号：                    18414020226                    

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

随着航空运输业的不断发展，目前复合材料在航空航天方面的应用已经非常广泛，其用量和应用部位已经成为衡量飞机结构先进性的重要指标。在飞机结构设计中，减重是设计者追求的目标，由于复合材料结构整体性高，提高了结构效率能较好的实现减重这个目的。而飞机在服役过程中受到冰雹等意外冲击是很难避免的。冲击损伤使得复合材料结构在使用过程中承载能力大幅度的降低，严重威胁到飞机及生命财产的安全。如西锐 SR22 是西锐飞机设计制造公司生产的机身全复合材料通用飞机，其行李舱板是常见的复合材料夹芯结构，在使用过程中易因钝击而产生非穿透冲击损伤。所以为保证飞机能够正常的飞行，并且可以确保安全性、可靠性，通过修理恢复受损伤复合材料结构的功能和完整性是十分必要的。对于通用航空来说 AMM 手册中只提供了一些基本损伤情况的维修方式，很多复合材料的维修都超出手册的范围，当飞机结构出现损伤不在手册上的描述情况时，需要有明确的维修方案，并且能够满足适航要求，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 SR22 行李舱底板复合材料挖补维修方案。基于飞机的行李舱底板进行分析，包括材料（板材和芯材）、受损情况等，以及分析行李舱结构、确定修补材料选取准则、确定修补层形式，最后确定飞机行李舱复合材料维修方案。

(2) 完成了飞机行李舱详细的维修方案设计。根据飞机行李舱尺寸和承载情况，主要的维修设计内容包括阶梯挖补的阶梯数、楔形挖补的斜率、修补材料类型等。以满足飞机适航时的安全性和可靠性。

(3) 利用 SolidWorks 软件，在了解飞机行李舱构造下，完成飞机行李舱的结构仿真。

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

# 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] 王露晨. 复合材料层合板修理评估方法研究[D]. 南京航空航天大学,2020.DOI:10.27239/d.cnki.gnhhu.2020.000875.
- [2] 张铁纯,张世秋,王轩,周春苹.挖补修理复合材料夹芯结构侧向压缩性能研究[J].航空科学技术,2021,32(08):1-11.DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2021.08.001.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [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

系（教研室）审查意见：

同 意

负责人(签名)：张健      2022年12月1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 飞机行李舱底板挖补维修力学性能研究

学    院：                    航空航天学院                    

专    业：                    飞行器制造工程                    

学生姓名：                    李春阳                    

学    号：                    18414020226                    

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，不少于 2000 字）

### （一）课题的目的意义

1 目的：随着航空运输业的不断发展，目前复合材料在航空航天方面运用越来越广泛，其用量和应用部位已经成为衡量飞机先进性的重要指标。由于复合材料整体性能高，提高了结构效率能较好的实现减重这个目的。而飞机在服役过程中受到外部冲击是很难避免的，冲击损伤使得复合材料在使用过程中承载能力大幅度的降低，严重威胁到飞机及生命财产安全。西锐 SR22 是西锐飞机设计制造公司生产的机身全复合材料通用飞机其行李舱是常见的复合材料夹芯结构，在使用过程中易受到钝击而产生非穿透冲击损伤。而通用航空的 AMM 手册只提供了一些基本情况的维修方式，很多复合材料的维修都超出手册的范围，当飞机结构出现损伤不在手册上的描述情况时，需要有明确的维修方案，并且能够满足适航要求，所提出的“超手册”维修方案。

2 意义：本文研究形成的“超手册”维修参数可以为通用飞机的复合材料夹芯结构维修提供理论依据，为“超手册”维修提供理论支持，用来解决飞机复合夹芯材料手册上所没有的维修问题，进一步为通用航空飞机复合材料夹芯结构维修方案的安全性提供思路。

### （二）与本课题有关的国内外研究（应用）情况及发展趋势

飞机结构的代表性用材逐步过渡与演变，经历了从木质/帆布、钢、铝合金到钛合金先进纤维增强树脂基复合材料的过程。以树脂基复合材料为代表的先进复合材料，由于具有高比强度、比模量、耐腐蚀、耐疲劳和性能可设计性等优异的性能，在可靠性与节能减排需求共存的高性能航空器结构上，得到广泛应用。目前，50%的复合材料用量已成为大型运输机设计的起点。而很多通用航空器的结构用材更是 100%复合材料。以 A350 和 B787 为代表的大型运输机复合材料用量达到 50%以上。以西锐 SR22 为代表的通航飞机，已经采用全复合材料结构<sup>[1]</sup>。

复合材料结构在飞机运营过程中由于受到载荷作用（冲击）和环境因素（湿热）的影响，容易产生各种形式的结构损伤。以碳纤维增强环氧树脂基复合材料（Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP）和 GFRP 为主的纤维增强树脂基复合材料由于其固有的非均一性和各向异性导致了复合材料结构的损伤行为和失效机理复杂。SoutisC 指出，当复合材料结构遭受冲击载荷时，对结构强度和裂纹扩展性起到决定性作用的是纤维-树脂的界面强度<sup>[2]</sup>。针对复合材料层合板结构和夹芯结构，冲击载荷导致的结构损伤形式由

浅到深依次表现为脱胶，分屏和芯子压溃等不易观察的内部损伤<sup>[3]</sup>。这些低速冲击揭伤不像金属结构受到损伤那样呈现于表面，而是隐藏于结构内部，内部损伤，往往会导致结构强度的急剧下降，进而威胁到飞机的使用安全<sup>[4]</sup>。为了保证飞机的运行安全或者延长其使用寿命，有必要对受损部位或构件进行维护或更换<sup>[5]</sup>。对于大型运输机的复合材料损伤结构维修，工程上直接按照航空器生产厂家制订的飞机修理手册 AMM、结构修理手册 SRM 及部件修理手册 CMM 等技术文件来进行维修工作，以保证维修后的复合材料结构满足飞机的持续适航性。SR22 飞机的 AMM 手册中只是提供了一些基本损伤情况的维修方式，很多复合材料结构的维修都超出手册的范围，当飞机结构出现实际损伤不在手册上的描述情况时，需要有明确的维修方案，并且能够证明其满足适航要求，即“超手册”维修方案。

### （三）课题主要研究内容

本文采用有限元法，根据 SR22 飞机行李舱底板复合材料泡沫夹芯的结构形式，参照 SR22 飞机维修手册的方法，建立了行李舱底板复合材料泡沫夹芯结构理论模型、工程模型的挖补维修三维有限元模型。研究了理论模型和工程模型的完好结构和含手册规定最大尺寸损伤结构维修后在单向拉伸、双向拉伸和纯剪切载荷作用下的应力分布和强度。针对可能发生的超出维修手册规定尺寸的损伤，进行了挖补维修有限元仿真计算，通过分析含超手册损伤结构维修后在单向拉伸、双向拉伸和纯剪切载荷作用下的应力分布和强度，研究了超手册损伤维修的可行性。在总结维修后强度下降的原因的基础上，提出的一种新的维修方法，并进行了以下研究。

1、查找相关的文献、资料，了解环氧树脂和玻璃纤维的相关性能参数。选择最合适的材料进行设计。

2、制作复合材料夹芯结构试件。

3、使用相关插件对行李舱底板进行质量评估。

4、对行李舱进行受力的有限元分析并进行优化。

5、对超出手册的维修提供维修建议和方案。

### （四）参考文献

[1] 李贤德，王彬，朱辉，等. 通用飞机全碳纤维复合材料机身整体成型技术[J]. 航空制造技术，  
2015,483(14):52-55.

[2] Baker A. Bonded Repair of Composite Aircraft Structures[M]. Wiley Encyclopedia of Composites

John Wiley & Sons, Inc.2011.

[3] X.D.Cosaque, A.Gakaway, Michel, etal.Development of a Helicopter Hydro for Mable Skid Landing Gear Cross Tube[C].American Helicopter Society 70th Annual Forum, 2014

[4] 王兵. 纤维柱增强复合材料夹芯结构的制备工艺及力学性能研究[D]哈尔滨: 哈尔滨工业大学,2010.

[5] 尹德新. 滑橇式起落架动力学设计[D].南京: 南京航空航天大学, 2010 年

[6] 刘向民. 复合材料结构冲击损伤的数值模与试验验证[D].南京: 南京航空航天大学 2015.

[7] 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.


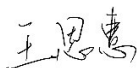
[8] 张春,刘峰,马佳,喻辉. 泡沫夹芯面板非穿透损伤挖补维修有限元分析[J].宇航材料工艺,2015,45(05):44-48.

[9] 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.

[10] 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.

## 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	<p style="text-align: center;">同意开题</p> <p style="text-align: right;">指导教师:  2022年 3 月 5 日</p>	
开题答辩 小组意见	<p style="text-align: center;">同意开题</p> <p style="text-align: right;">组 长:  2022年 3 月 5 日</p>	

# 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：所呈交的毕业设计（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 responsibility 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

随着飞机运输业的日益发展，复合材料在飞机上的运用也日益广泛，很通航飞机都做到了全机身结构复合材料，但是针对复合材料维修方案还有待完善。本文将对于 SR22 飞机行李舱底板的穿透性损伤挖补维修进行力学分析及验证，为通航“超手册”维护提供参考。

本文主要通过工程实践模型和有限元工程模型进行力学实验分析对比，维修后的部件是否达到适航要求。对于工程模型的制备参考了相关维修手册上的数据及行李舱底板的铺层信息，用湿铺层的方法铺层然后使用热补仪进行加热固化制作维修前后的工程部件。然后在将维修后的试件和完整试件进行力学拉伸试验。而有限元工程模型是通过 CATIA 进行建模然后导入 ANSYS 中进行静应力分析，通过对分析不同的“搭接宽度”和“附加层数”为阶梯挖补维修后的影响。再采用分析/机算方式，用工程上经常使用的“积木式”方法逐级证明。最后得到“搭接宽度”为 0.5in—“附加层数”为一层的情况下最好。

本文研究形成的“超手册”修理参数可以为通航飞机的复合材料夹心结构修理提供理论依据，为“超手册”修理提供支持，用来解决飞机复合夹心材料手册上所没有的修理问题，进一步为通用航空飞机复合材料夹心结构修理方案的提供安全的思路。

**关键词：**SR22；行李舱底板；挖补维修；ANSYS

## ABSTRACT

With the development of aircraft transportation industry, the application of composite materials in aircraft is becoming more and more extensive. Very navigable aircraft have achieved full fuselage structural composite materials, but the maintenance scheme for composite materials remains to be improved. In this paper, the mechanical analysis and verification of SR22 aircraft luggage cabin floor penetrating damage repair are carried out to provide reference for the maintenance of navigable “super manual”.

This paper mainly through the engineering practice model and finite element engineering model for mechanical experiment analysis and comparison, whether the parts after maintenance meet the airworthiness requirements. For the preparation of the engineering model, the data in the relevant maintenance manual and the layer information of the baggage cabin floor are referred. The wet layer method is used to lay the layer, and then the thermal repair instrument is used to heat and solidify the engineering parts before and after maintenance. Then the mechanical tensile test is carried out on the repaired and intact specimens. The finite element engineering model is modeled by CATIA and then imported into ANSYS for static stress analysis, through the analysis of different “overlap width” and “additional layers” for the influence of step excavation repair. Then, using the analysis/computer method, the “building block” method which is often used in engineering is proved step by step. Finally, it is obtained that when the “overlap width” is 0.5in – “additional layers” is one layer, it is the best.

The “super manual” repair parameters formed in this paper can provide a theoretical basis for the repair of composite sandwich structure of navigable aircraft, support the “super manual” repair, and solve the repair problems that are not found in the aircraft composite sandwich material manual, and further provide a safe idea for the repair scheme of composite sandwich structure of general aviation aircraft.

**Key words:** SR22; luggage compartment floor; repair and maintenance; ANSYS

# 目 录

<b>第一章 绪 论</b> .....	1
1.1 研究背景以及研究的目的与意义.....	1
1.1.1 SR22 飞机的背景.....	1
1.1.2 研究的目的和意义.....	2
1.2 国内外的研究现状.....	2
1.2.1 复合材料结构维修研究现状.....	2
1.2.2 复合材料结构维修的适航验证与研究现状.....	3
1.3 研究内容.....	3
<b>第二章 材料与方法</b> .....	5
2.1 原材料及式样的制备.....	5
2.1.1 原材料.....	5
2.1.2 力学实验件制备.....	5
2.2 适航符合性验证方法.....	7
2.3 “积木式”方法.....	8
2.4 本章小结.....	8
<b>第三章 有限元建模</b> .....	9
3.1 复合材料泡沫夹芯结构挖补与维修的有限元建模.....	9
3.1.1 几何模型.....	9
3.1.2 有限元模型的单元网格基本准则.....	9
3.2.2 “试件级”有限元分析模型.....	13
3.3 本章小结.....	15
<b>第四章 基于力学分析/试验的维修参数适航验证</b> .....	16
4.1 基于有限元法的力学性能分析对比.....	16
4.2 拉伸试验结果及数据对比.....	18
4.3 本章小结.....	19
<b>总结与展望</b> .....	20
<b>参考文献</b> .....	21
<b>致 谢</b> .....	22

## 第一章 绪 论

### 1.1 研究背景以及研究的目的与意义

#### 1.1.1 SR22 飞机的背景

随着航空运输业的不断发展，如今复合材料在航天航空中得到了广泛的应用，其应用的数量和位置已成为飞机制造进度的重要指标。SR22-GTS 型飞机，是由西锐航空设计制造有限公司（现为中航工业通用飞机有限责任公司旗下子公司）设计制造的一种高性能单发四座复合型飞机，畅销全世界的单发四座飞机。如图 1-1 所示。飞机整体结构采用的都是复合材料，以最大的程度的降低了飞机机身的重量。并且，SR22 还采用了整机降落伞系统(Cirrus Airframe Parachute System)，因此能够在地面出现情况时进行安全起降，保障机组人员的安全。



图 1-1 西锐 SR22 整体图

SR22 飞机主要是以玻璃钢(FiberGlass)、碳纤维(Carbon)、环氧树脂(Epoxy Resin)和泡沫夹芯(FoamCore)等所构成的复合材料制造飞机，其主体结构件如机身、机翼垂直安定面和水平稳定面等均为典型的玻璃钢增强环氧树脂基复合材料(Glass Fiber Reinforced Plastic GFRP)的构造，并采用了二次胶接 (Secondary Bond)、层合板(Solid Laminate)和夹芯结构(Sandwich Construction)的技术生产。在飞机很多承载重量要求比较大的部位，都采用了由 GFRP 板的泡沫夹心结构成为夹心板构造。行李舱地板则是在后舱底板上的 FS 一百八十六至 FS 二百二十二，在 WL 九十二的部位其位置示意图如图 1-2 所示，采用了螺栓紧固件与后舱底板相连在其表面的 GFRP。核心材料是泡沫，属于常见的复合材料夹心结构。

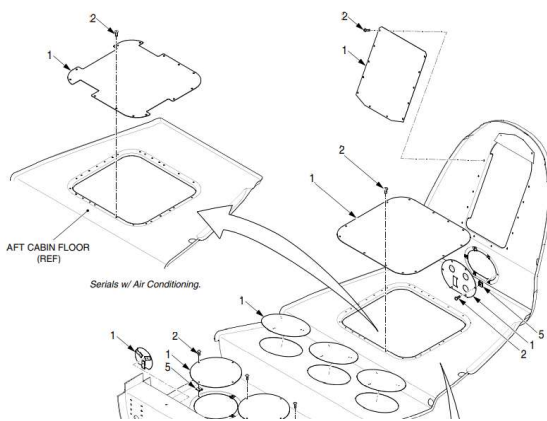


图 1-2 西锐 SR22 行李舱底板

### 1.1.2 研究的目的是和意义

**研究目的：**随着航空运输业的不断发展，现如今，复合材料在航空航天领域得到了广泛的应用，复合材料的数量和应用已成为飞机性能评估的重要指标。由于复合材料有较高的整体特性，可以增加其结构效率，因此能够实现减重的目的。然而，飞机在使用过程中，很难避免外界对飞机的影响，这大大降低了复合材料的承载能力，严重威胁到飞机及生命财产安全。现如今的通用航空的 AMM 手册中仅仅给出了对一些基本损伤的修理方式，而许多复合材料的修理方法已经超过手册的范围了，如手册缺乏针对飞机结构损伤的修理方法，则需要一个整体修复计划。并且这个保养项目也必须符合适航相关要求，所提供的“超手册”保养方法。

**科研意义：**通过本文研究最后得到的“超手册”修理参数可以为通航飞机的复合材料夹心结构维护提供参考依据，为“超手册”的维护工作做出参考支撑，并通过处理普通航空飞机复合夹心材料手册上所没有的维护问题，进而为普通航空飞行器复合材料夹心结构维护方案的提供安全的思路。

## 1.2 国内外的研究现状

### 1.2.1 复合材料结构维修研究现状

航空器结构的材料使用了由木质帆布、玻璃钢、铝合金到钛合金等先进纤维的树脂基复合材料，逐步的衍化。以低树脂用量的复合材料为代表的新型复合材料，因为其高比刚度、低比模量、耐腐蚀、抗疲劳以及性能可控制化等良好的特性，在高安全性和节约减排要求并存的高性能航空器结构上，已获得了广泛应用。而现如今，百分之五十的复合材料用量已作为超大型运输机结构发展的重要起点。而许多普通航空器的主要结构材料都是百分之一百复合材料。以 A350 和 B778 为代表的大中型运输机复合材料用量已经超过了百分之五十以上。而以 SR22 为代表的通航客机，也已经使用了全复合材料结构<sup>[1]</sup>。

Soutis C 指出，当复合材料构件遭受到撞击负荷时，对构件刚度和餐纹扩展性具有决定性影响的是玻璃纤维-环氧树脂的界面强度<sup>[2]</sup>。针对复合材料层合板结构

和夹心结构,冲击载荷所引起的结构破坏形式从浅至深分别体现为脱胶,分屏和芯子压溃等无法观察的结构内部破坏<sup>[3]</sup>。这些低速撞击损伤并不象金属结构受到破坏一般出现在表面,而是潜伏在金属结构内,由于内部破坏,通常会造成结构刚度的急剧下降,从而危及到飞机的正常使用安全<sup>[4]</sup>。为维护航空器的飞行安全和延长其使用寿命,有必要对受损部分及结构加以维修或更新<sup>[5]</sup>。

对于 SR 二十二飞机的 AMM 手册中仅仅给出了一些基本损坏状态的修复方法,许多复合材料构件的修复都超过手册的范围,当飞机构件出现实际损坏并符合手册中的说明情况后,必须有具体的修复方法,并且可以说明其符合适航规定,即“超手册”修复方法。

综上所述,在民机复合材料结构的修复领域,与国内外大中型运输机的修复大多根据国外飞机生产厂家所制订的 AMM、SRM 和 CMM 等技术有关规定对损伤有具体的修复措施而有所不同,对于类似于 SR22 飞机之类的普通航空客机来说修复手册也只是给出了部分修复措施,对于其他机型的损伤则大多是通过“超手册”修复。针对“超手册”的维修方案,国内还有很大的发展前景。

### 1.2.2 复合材料结构维修的适航验证与研究现状

适航,即“适合飞行”适航性是指航空器能够在所预期的环境中安全航行(包括起飞和着陆)的内在质量,而这个素质又能够经由适当的保养与不断的试验维护<sup>[6]</sup>。为保证维护后的复合材料可以达到适航要求,就必须对修理后的部位进行分析和试验看是否符合要求,当达到要求就可以使飞机多运行几年。

在将复合材料应用到航空工业中以前,航空工业的代表性材料也经过了逐步的改革与发展。随着复合材料在航空上应用的增多,复合材料的应用也逐渐从辅助部分向主要部分转变,针对复合材料的相关规定和技术标准也逐渐丰富<sup>[7]</sup>。“积木式”方法不仅可以建立材料性能和设计极限值的基础数据库,而且可以对设计思想、结构和生产工艺进行评价,大大促进了新材料、新设计技术生产工艺工程<sup>[8]</sup>。典型的测试方法有数据/计算(MC2)、实验室试验和台架试验(MC4)地面试验(MC5)和飞行试验(MC6)等适航条件符合的检验方式<sup>[9]</sup>。

综上所述,由于中国在复合材料维修和适航验证理论知识和相关技术实际能力上比较弱,在工程使用经验相对较少。在复合材料相关的损伤修补还有很大的发展前景。

### 1.3 研究内容

本文根据 SR22 飞机泡沫夹芯复合材料行李舱底板的结构形式和飞机手册方法,建立了行李舱底板复合材料泡沫修补与维修的三维模型和有限元工程模型。研究了在单轴拉伸、双轴拉伸和净剪切载荷下,在理论和工程模型的整体构造及其手册中规定的最大损伤构件的应力分配和刚度。针对超过保修手册要求尺寸的产品可能损坏,对维修完成的部件进行了模拟校正。解析了在单轴拉伸、双轴拉伸和净

剪切载荷影响下，具有或超过手册损坏构件的应力分布与强度，并证明了超过手册损坏维修的可能性。在总结修复后强度损失因素的基础上，提出了一个全新的修复方式，并开展了试验。

## 第二章 材料与方法

### 2.1 原材料及式样的制备

#### 2.1.1 原材料

本文选择了 SR22 飞机行李舱底板为修复后的主要研究对象。行李舱底板在运用过程中极易遭受外部撞击而导致损坏，所以其内部破损修复方式为普通的穿透损坏/非渗透损坏修复。但是，在 SR22 飞机的维修手册上很少有对其小部件的维修方案。仅仅提供了一些主要零部件的维修方案，所以针对其“超手册”维修及适航验证是十分有必要的。表 2-1 为 SR22 飞机行李舱底板的制造的原材料，以及固化工艺。

表 2-1 西锐 SR22 行李舱底板的原材料

原材料	型号	固化工艺
树脂胶	环氧树脂	
增强纤维	玻璃纤维 (GFRP)	125°C, 90min
泡沫夹芯	Diab Divinycell HT 61	

表 2-2 为 SR22 飞机行李舱底板的详细铺层信息，由四层玻璃纤维加上一层泡沫夹芯组成。

表 2-2 SR22 行李舱底板铺层信息

数量要求	铺层方向	描述	大小
2	0/90	玻璃纤维	420
1	--	泡沫芯子	330
2	0/90	玻璃纤维	420

#### 2.1.2 力学实验件制备

利用对修理手册上有关信息的检索，重新设计了“试样级”和“元件级”，其中“元件级”的“待维修件”设计去除损伤区域的圆形，中间泡沫芯子穿透打磨直径为 50.8mm，其成品如图 2-3 所示。



图 2-3 “试样级”和“元件级”成品完整部件（左）维修部件（右）

在“试样级”和“元件级”的“待维修件”完成后，依照 SR22 飞机的 AMM 维修手册相关数据，针对论文里面的维修参数，进行维修。如图 2-4 中所示。以下分别为论文中几个重要的维修工艺流程：



图 2-4 维修流程

清理清洁。清理玻璃板上杂质并涂抹上脱模剂，防止在操作过程中因胶太粘固而无法脱落导致工件损伤。

预浸料铺层修理。对维修预浸料大小进行修理。

固化封装。维修工件的固化的前提，是合适的工作温度和适当的均气压。密封所必须的辅助材料主要有脱模布、有孔隔离膜、无孔隔离膜、均压板、透气毡、9501 阻燃胶等。根据维护手册的有关规定，依次铺设了相应辅助材料以完成维修区域的封装。

复合材料结构维修使用的固化工艺设备主要有高温压罐、电烤箱、热修复技术仪等装置，而由于热修复技术仪不仅可以高温加压，同时还便于手提工具携带在场外应用，因此成为结构工程上较为青睐的固化装置。本文中在利用热修补技术仪实现维修固化的是，同时还需要配备热源-电热毯、高温监视器-热电偶、抽真空附件-真空泵等。在根据泡沫夹心板的固化工艺先设定热修补技术仪程序，随后再依次

启动真空泵，等超过了规定压力后启动固化程序，然后热修补技术仪将自动完成通电、真空度试验和升温测试，在一切正常的情况下，热修补技术仪也将根据规定的程序完成升温加热并进行固化工作，如图 2-5 所显示。



图 2-5 热补仪加热程序

## 2.2 适航符合性验证方法

适航合格性检验，其目的是确保航空器可以顺利升空，以及通过各种各样的说明和测试方法进行的。所取得的结论和数据必须满足适航条件，对复合材料维修而言，只有修复后的部件获得适航证明，方可进入到真正的航空器使用。只有各个方面都经过理论符合的验证，并都考核合格，方可使用在航空器上，而最后的目的是为了航空器的安全行驶，并获得适航性。

### 1) 验证方法

在适航性检验过程中，需要有满足适航性标准条件的依据，而为取得这种依据，需要采用不同的方式。符合的方式是在检验过程中常采用的。现在，已认可的符合性检验方式共有十种。这十种符合性检验方式各具特色，适用范围也有所不同。在实际检验过程中，一旦所选择符合性方式合适，可以选取一种或多种组合加以检验。

复合材料结构的适航性方案都是根据国家飞行法规条文规定来选定的，只有正确理解了适航规定内容，才能准确的选用正确的结构符合性方案，对航空器进行适航试验。

### 2) 分析/机算

MC2 的主要方法是分析/计量试块的有效性，如载荷、静态强度和疲劳强度、性能分析、统计数据分析和与原模的相似性等。

本文建立了行李舱底板复合材料泡沫修补与维修的三维模型和有限元工程模型，并将计算分析结果与实验结果作对比。

### 3) 实验室试验

MC4 符合性验证法是通过实验室试验进行零件完整性试验,如静态疲劳试验、环境试验等。

本文中针对完整元件和维修配件,分别在“试样级”和“元件级”上,开展以拉伸试验和屈曲试验为主的静力实验。

### 2.3 “积木式”方法

在航空材料验证适航性方法的开发中,“积木式”方法是航空界针对复合材料开发和验证一致性被广泛接受的。一般包括样品检查、结构检测、构件细节检查、二次结构检查、全尺寸结构检查以及(包括构件)和试块检验。“积木式”方法如图 2-6 所显示。

本文主要针对 SR22 飞机的行李舱底板采用了“积木式”方法,从“元件级”-“试样级”的适航试验。从“元件级”的力学性能测试到“试样级”的后动力学特点试验,经过对各种修理方法的对比研究,确定出最佳修理方法。

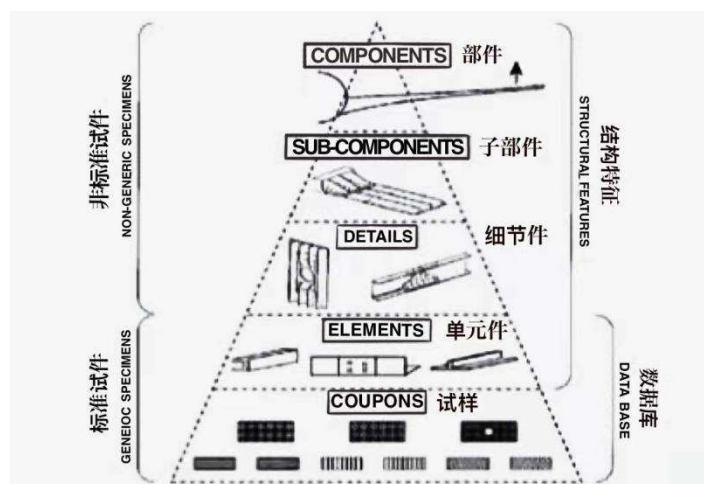


图 2-6 “积木式”方法试验原理图

### 2.4 本章小结

本章分析使用了“积木式”研究方法,并且说明了原材料的几何参数。还介绍了原材料的制备工艺过程,采用了湿铺层法进行制备“元件级”和“试件级”。其主要工艺流程包括:清洁工作台、原材料制备、铺层、热补仪加热固化。然后完成的工件还用打磨仪进行打磨,以方便后续试验。

## 第三章 有限元建模

### 3.1 复合材料泡沫夹芯结构挖补与维修的有限元建模

本文探究的是复合材料泡沫夹芯结构。根据其结构的相关特点，建立了行李舱底板复合材料泡沫夹芯结构的有限元工程模型

实际结构应力复杂，现在根据当前情况进行适当简化，以便进行有限元模拟试验。便于有限元建模，假设：

- 1) 取整体结构的一部分进行力学试验研究。
- 2) 维修搭接区域没有出现分层，都是理想状态。
- 3) 主板和维修补片单层平直，切各层厚度一致。

有限元模型的建立步骤主要包括以下几点：1. 绘制模型。2. 网格划分。3. 赋予属性。4. 施加边界条件。注：根据实际情况，受力和边界条件进行了简化处理。

#### 3.1.1 几何模型

基于 SR22 飞机行李舱底板的实际尺寸，并考虑到在本文研制中要求开展超手册维修的仿真分析。对复合材料泡沫夹芯结构进行了简化处理，选取了长 180mm，宽 120mm，厚度 10.43mm 的长方形复合材料泡沫夹芯结构进行建模。损伤区域形状选择为球形。手册的规定在最大仿真分析中，损坏宽度范围为：非穿透性损坏零半径为五十七毫米，穿透性损坏半径为二十八毫米。而本文研究了超出维修手册中百分之五和百分之十范围的穿透性损坏，宽度为分别半径二十九点四毫米和三十点八毫米。采用 0.25in 和 0.5in 的阶梯式挖补进行维修。

#### 3.1.2 有限元模型的单元网格基本准则

##### 1) 有限元法原理

有限元分析法是一种程应用方法，被广泛应用在机械工程行业中。它被应用于假设的逼近函数中来离散的描述求解区域中待解的不确定的场函数，而逼近函数则在通常情形下采用函数的导数和各节点的数值插值函数来描述。这就能够把一个不间断的没有自由限制的问题，变为发散的有自由控制的问题。

有限元法的主要步骤：1.绘制区域。2.分析单元。3.求解近似变分方程。三部分。

在有限元法中，求解区域的离散化通常称为网格单元，通常由人和计算机进行。获得结论后，对计算结果首先进行人工数据分析，再按照分析结论对有限元建模的网格单元分布和边界条件进行了优化，以进一步提高有限元建模的精度和准确度。最后,通过优化模型得出了结论。

##### 2) 影响有限元求解精度的最主要原因

网格单元化是用有限元法解决工程问题的第一步。因为网格单元的形状大小将影响后续变分中求解单元解的精确度，而网格密度则将影响最后求解的精确度。网格密度越高，则离散场的初始解越小，离散后所得的单元状态函数更容易。而同样，工作量也会增大，因为这样不仅增加了运算时间，而且增加了计算误差。只有外形合理、刚度适当的网格单元，才能达到很好的精度。

复杂多变的工程情况，计算机无法自主进行网格规划控制。往往通过人工操纵来掌握多个系统参数，这样增大了系统的风险。在网络生成问题中，人们主要关注于两个方面：首先是网络类型是否适当；其次，网络密度是否适当。在计算线性或非线性有限元模拟的代数方程组中，采用了成熟的商用软件，实现了计算机自动生成。

### 3) 网格划分标准

网格准则，如：单元的长宽比、弯曲度、翘曲率、纵横比、雅克比值等。在许多的判断准则中，雅克比值是其中最关键的指标。

虚功原理是用拉格朗日函数变分法求得了相应的微分方程。雅可比矩阵是通过微分方程的解与原解间的最佳线性近似关系来运算的。在其中得到的雅克比值如果是一，则微分方程的解和原解完全相同。当雅克比等于一时，即表示了微分方程与原方程组之间的偏离。而雅克比越小，则偏离程度越大。因此理想雅克比值比为一。最合适的网格形式为：3D 网格、规则立方体、2D 网格和规则正方形。

但是，因为现实工程问题的复杂性，并不可能所有的网格形状都是理想的。而通过有限元理论中的等参变换，就能够把理想有限元理论加以转化。经过转换，任何的有限元方法都可认为是最理想的有限元。但一旦转换，雅可比值就会变小。一般来说，单元雅克比值超过零点七，并不影响解的准确度。雅可比矩阵等于零点七的网格，会降低问题最终求解的准确度。若单元雅克比值等于零，问题则不能解决。

## 3.2 复合材料泡沫夹芯结构挖补维修有限元建模

根据对 SR22 飞机因行李舱底板泡沫夹芯所构成的穿透性损伤的“超手册”维修参数，采用分析/机算 (MC2) 的符合性证明方法来设计阶梯式挖补维修的“搭接宽度”和“附加层数”，并且用“积木式”方法进行仿真，找到合适的“搭接宽度”和“附加层数”。

现阶段，利用有限元法，能够更迅速、精确高效地得到维修效果与应力最严重的范围，能更好地指导维护管理工作。

论文应用有限元法，进行有限元分析，并进行机算分析选择最优解。如图 3-1 所示。



图 3-2 “元件级”整体模型图

材料赋予。考虑到该结构的承力等情况，玻纤选用的拉伸强度为 403.4MPa、压缩强度为 385.8MPa。泡沫芯子选用拉伸强度 1.56MPa、压缩强度 1.05MPa。如图 3-3 所示。

Properties of Outline Row 3: 玻纤					
	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Isotropic Elasticity			<input type="checkbox"/>	
12	Compressive Yield Strength	385.8	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
13	Tensile Ultimate Strength	403.4	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Properties of Outline Row 4: 泡沫					
	A	B	C	D	E
1	Property	Value	Unit		
2	Isotropic Elasticity			<input type="checkbox"/>	
12	Compressive Yield Strength	1.56	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
13	Tensile Ultimate Strength	1.05	MPa	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

图 3-3 模型材料条件

因为树脂胶条件有限所有选用了 ANSYS 里面的 CZM（内聚力模型）模拟了泡沫和玻纤的胶结过程，并且使用面面接触来达到其固定效果。如图 3-4 所示。

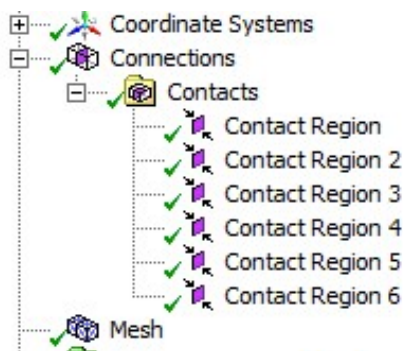


图 3-4 模型连接方式

网格划分，因为结构相对比较单一简单，并且考虑到现有设备条件。本次分析使用自动划分法进行网格划分，最小网格边长为 0.1mm，共计 7880 个网格单元，1020 个元素。如图 3-5 所示。

Details of "Mesh"	
Transition	Fast
Span Angle Center	Coarse
Minimum Edge L...	0.10 mm
+ Inflation	
+ Patch Conforming Options	
+ Patch Independent Options	
+ Advanced	
+ Defeaturing	
- Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	7880
<input type="checkbox"/> Elements	1020
Mesh Metric	None

图 3-5 模型单元网格划分数据

如图 3-6 所示为整体网格。

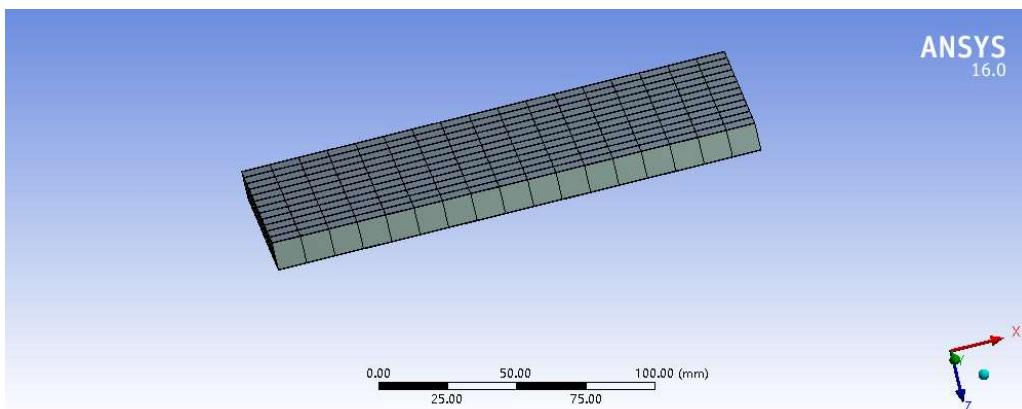


图 3-6 “元件级” 网格模型

### 3.2.2 “试件级” 有限元分析模型

“试件级”的力学性能测试参照论文中“积木式”方法的第三层，针对优化后的 0.5in 的“搭接宽度”---1 层的“附加层数”进行实施维修部件，然后对“元件级”进行扭转、拉伸等力学性能的有限元分析。

“试件级”拉伸、弯曲分析模式，整体尺寸为 180mm×120mm×10.4mm，对维修件的最大穿透损伤面见为见到泡沫芯子直径 50.8mm，与维修层的搭接长度为 0.5in，附加层数为 1 层。在 CATIA 中建立带附加铺层的完好模式，导入到 ANSYS 中，如图 3-7 所示。

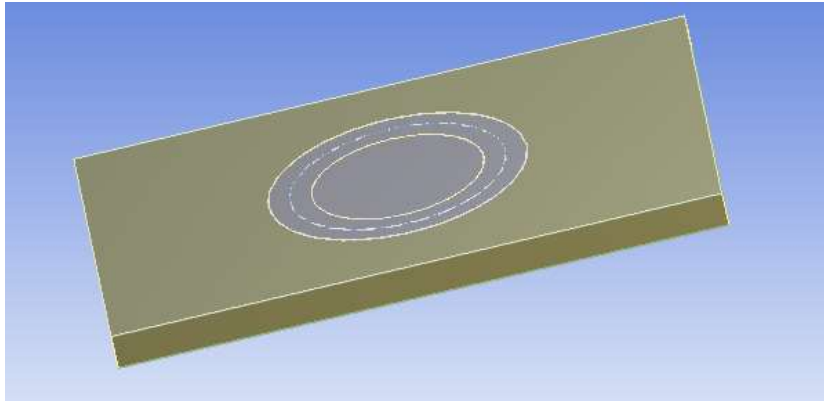


图 3-7 “试样级”整体模型图

所使用材料与“元件级”材料一致。

在 ANSYS 中对该模式进行网格划分如图 3-8 所示，并通过自动的网格划分类法系统进行了网格划分，共划分处了 54471 个基本单元网格，15200 个元素。论文选择采用了对称网格展示功能，展示整体的网格效果图。

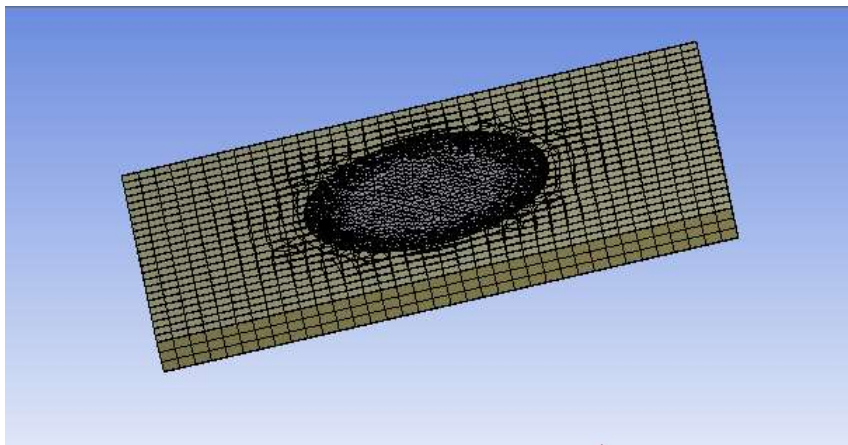


图 3-8 “试件级”网格模型

为更好的看维修区域网格划分图，下图 3-9 给出维修区域网格细节。

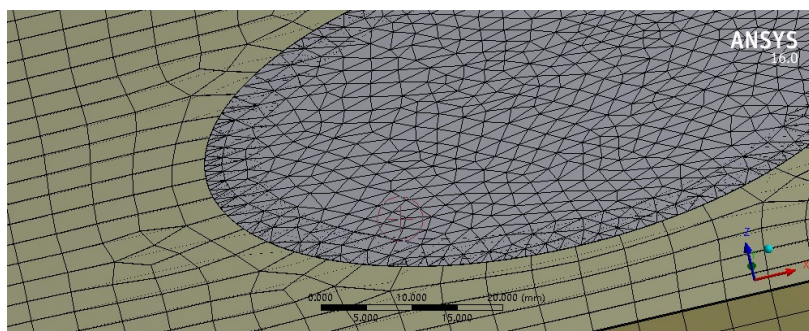


图 3-9 “试件级”网格细节模型

### 3.3 本章小结

本章主要介绍了有限元分析的方法及网格划分的相关注意事项。还基于 CAITA 和 ANSYS Workbench 对“元件级”和“试件级”进行建模，并且赋予了相关材料参数和属性，完成了网格划分及其定义。为后续的有限元静应力分析做好准备工作。

## 第四章 基于力学分析/试验的维修参数适航验证

针对 SR22 飞机行李舱底板的穿透性损伤维修的“超手册”修复方法，论文通过对复合材料泡沫夹心结构进行了分析/检验（MC2）的适航证明方法。对其进行了有限元法的热力学性能分析和工程上的拉压测试，同时结合了“积木式”方法加以逐级证明，检验了维修参数的有效性。

### 4.1 基于有限元法的力学性能分析对比

#### （1）抗弯性能分析对比

##### ①一端固定一段施加力

针对“元件级”和“试样级”首先对比分析一端固定另一端施加向下加载的情况下试件的性能，在施加相等力的情况下，最后加载得到整体结构的等效位移、等效应变、等效应力如图 4-1 中所示。从图 4 中可以看到“试样级”在维修区域发生的形变较大。维修前的等效位移为 53.848mm 维修后的等效位移为 66.896mm，维修前最大正应力为 291.7MPa，维修后最大正应力为 275MPa。维修强度恢复到原有强度的 94.3%。

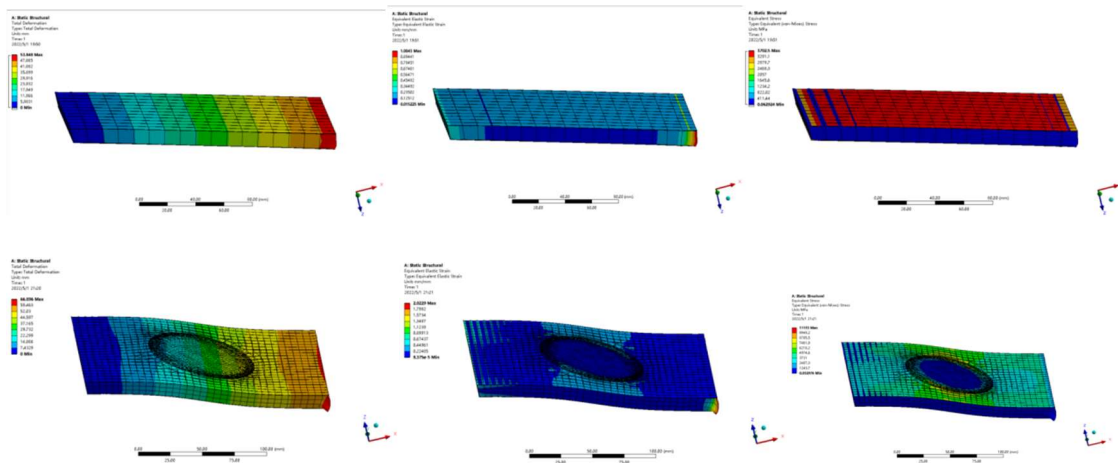


图 4-1 一端固定一边加载弯曲对比图

##### ②两端固定，中间加载

该方法采用三点式弯曲试验分析法，具体结果如图 4-2 所示。可以看出由于上表面的受力过大，导致维修区域泡沫夹芯出现了些许塌陷，所以维修后强度相对降低了，等效位移偏差维修前为 6.4585mm，维修后为 6.943mm。维修前最大正应力为 370MPa，维修后最大正应力为 340MPa。维修强度恢复到原有强度的 91.9%。

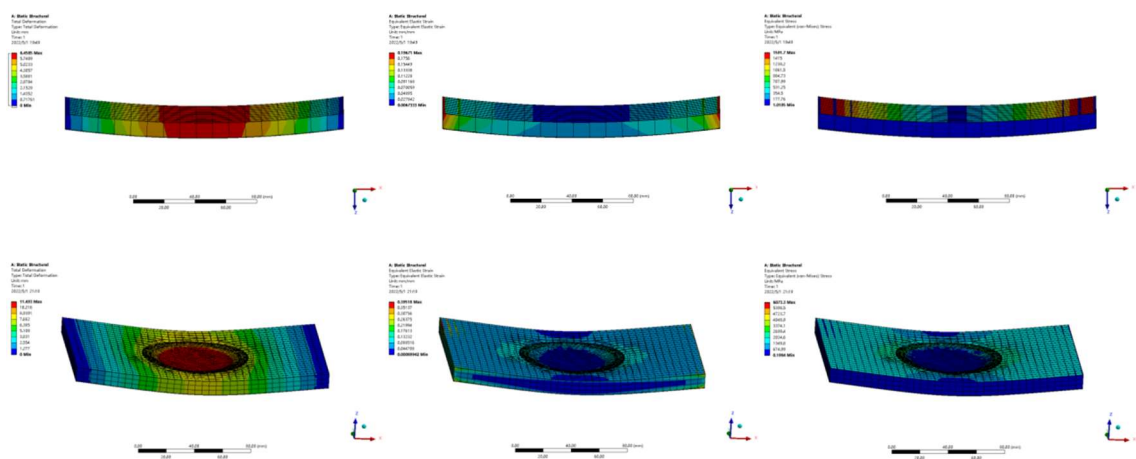


图 4-2 三点式弯曲模拟对比图

## (2) 抗拉压性能分析对比

### ① 拉伸性能对比

对“元件级”和“试件级”两端固定，并且向两端加载，最终两个件的效果示意图如 4-3 所示，维修前等效位移为 14.35mm，维修后等效位移为 15.56mm。维修前最大正应力为 1924MPa，维修后最大正应力为 1796MPa。维修强度恢复到原有强度的 93.3%。

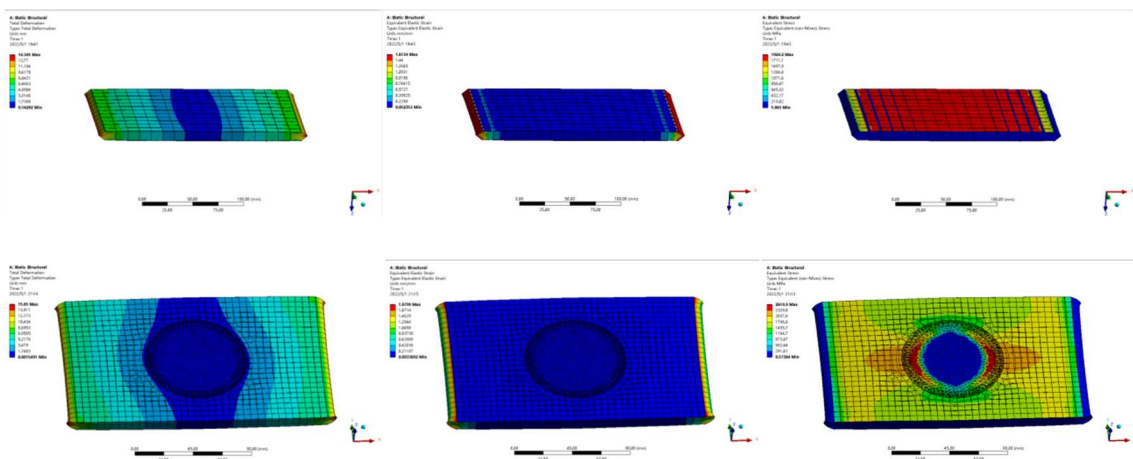


图 4-3 拉伸模拟对比图

### ② 压缩性能对比

对“元件级”和“试样级”两端进行固定，然后从两端向中间加载，最终验证维修前后两物件的压缩强度。如图 4-4 所示。维修前等效位移为 14.346mm，维修后等

效位移为 15.651mm。维修前最大正应力为 1879MPa，维修后最大正应力为 1713MPa。维修强度恢复到原有强度的 91.2%。

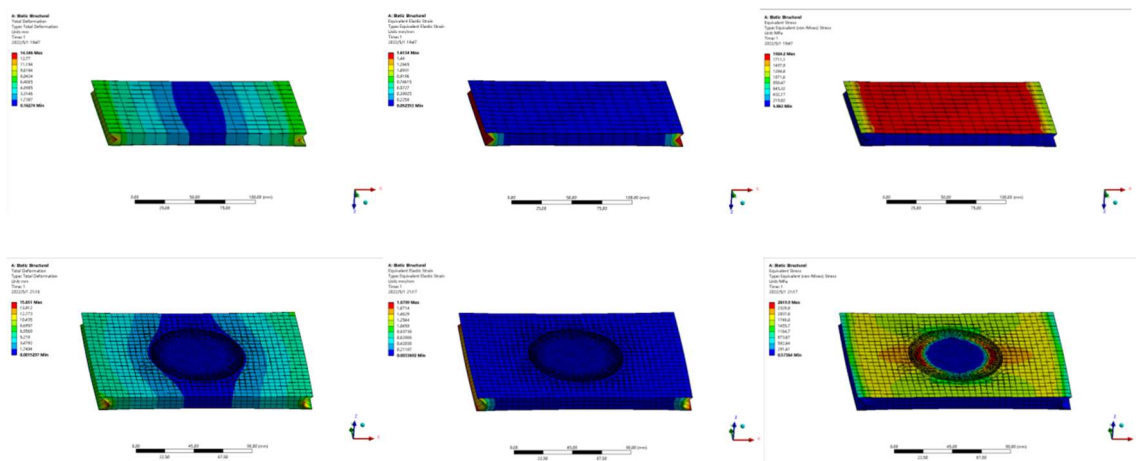


图 4-4 压缩模拟对比图

综上对“元件级”和“试件级”的抗压、抗弯对比可知，对于维修前后的强度变化。抗拉性能有所提高，反观抗弯性却稍有下降。但都要在维修标准里，0.5in“搭接宽度”--“附加层数”1层是可以参考的。

## 4.2 拉伸试验结果及数据对比

论文针对“元件级”和“试样级”进行了相对应的拉伸试验，来观察维修前后内应力的变化。

论文前用“积木式”方法对试件进行分析选择制作了“搭接宽度”分别为 0.25in 和 0.5in，“附加层数”均为 1 层的工程试件。并加上完整的“元件级”进行了拉伸试验，具体结果如表 4-1 所示。

表 4-1 拉伸测试数据及误差

试件名称	极限载荷 (KN)	有限元载荷 (KN)	误差 (%)
完好试样	2.39	2.568	7.45
0.5in 搭接宽度	2.2766	2.3572	3.54
0.25in 搭接宽度	2.2033	2.3354	6.01

针对上面三组数据可以看出，试验数据与有限元分析的数据都有所偏差，其主要原因跟工件的完整性和外部环境因素有关。完好试样的极限载荷为 2.39, 0.5in“搭接宽度”下的极限载荷能恢复到原有属性的 95.3%, 0.25in“搭接宽度”下的极限载荷

能恢复到原有属性的 92.1%。可以看出 0.5in 的“搭接宽度”效果比较好。三组不同情况的拉伸试验曲线图如下图 4-5 所示。

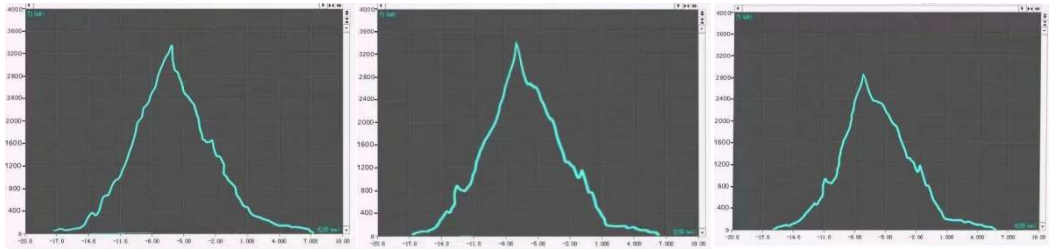


图 4-5 压缩试验对比图

通过上图的峰值也可以看出，0.5in“搭接宽度”比 0.25in“搭接宽度”强度高，恢复性能更好，更符合适航要求。

### 4.3 本章小结

采用有限元法进行了拉伸试验后，得出如下结果：将通过“元件级“维修试验得出的一组优化参数应用到”试样级“维修后，”试样级“维修后的弯曲和拉压强度恢复率都在百分之九十以上，即表示通过”积木式“方面检验了修复数据的正确性。

## 总结与展望

论文主要针对 SR22 型飞机的行李舱底板穿透性损伤,通过分析/机算(MC2)进行维修参数的设定,并且用实验(MC4)方法进行强度检验,研究期间还采用在飞机中应用的“积木式”方法对维修参数的验证,从探究不同参数对超出最大维修参数百分之十左右的维修件强度恢复的影响,以此制定“超手册”修复方法。具体结论如下:

(1) 结合“积木式”方法,对采用“搭接宽度”0.5in 或 0.25in,“附加层数”为一层或零层的维修件进行理论分析/机算(MC2),结果表明:“搭接宽度”为 0.5in—“附加层数”为一层时,整体性能强度恢复是最好的。

(2) 利用有限元法对“搭接宽度”为 0.5in--“附加层数”为 1 层的理论模型进行建模分析。结果表明:其拉伸、弯曲强度均能恢复到原有强度的 90%以上,符合强度行李舱底板的强度要求。

(3) 针对(1)和(2)的分析对比,制备了工程模型进行实验室实验(MC4),与拉伸试验结果比较证明了:“搭接宽度”为 0.5in—“附加层数”为一层相对于“搭接宽度”0.25in—“附加层数”为一层等其他情况更好,并且恢复率都在百分之九十以上,即通过“积木式”技术证明了修复措施的合理性。

论文中针对 SR22 飞机行李舱底板的穿透性破坏,开展了“超手册”修复方法的适航试验,并且得到了相对更优的结论。但在实践设计与实验室实验(MC4)中,尚有许多问题与缺陷需要进一步研究:

- (1) 实验没有进行全尺寸部件的“积木式”试验;
- (2) 由于实验条件的限制,未能完成侧压、弯曲等实验的验证。

## 参考文献

- [1] 李贤德, 王彬, 朱辉, 等. 通用飞机全碳纤维复合材料机身整体成型技术[J]. 航空制造技术, 2015,483(14):52-55.
- [2] Baker A. Bonded Repair of Composite Aircraft Structures[M]. Wiley Encyclopedia of Composites John Wiley & Sons, Inc.2011.
- [3] X.D.Cosaque, A.Gakaway, Michel, etal.Development of a Helicopter Hydro for Mable Skid Landing Gear Cross Tube[C]. American Helicopter Society 70th Annual Forum, 2014
- [4] 王兵. 纤维柱增强复合材料夹芯结构的制备工艺及力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学,2010.
- [5] 尹德新. 滑橇式起落架动力学设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010 年
- [6] 王伟,刘帅,白杰. 航空发动机持续适航文件中的维修间隔研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(4): 88-92.
- [7] 杨文峰, 颜影, 唐庆如, 等. 民航复合材料应用即维修的适航验证与审定研究进展[J]. 材料导报, 2013, 27(7): 106-109.
- [8] 杨文峰. 通用航空复合材料维修及适航验证的进展及探讨[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(5):87-91.
- [9] 叶夏竹, 路遥, 舒小华. 国产大型客机复合材料验证相关适航要求的解读[J]. 中国民用航空, 2012(9): 56-58.
- [10] 刘向民. 复合材料结构冲击损伤的数值模与试验验证[D]. 南京: 南京航空航天大学 2015.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.

## 致 谢

时间如流水般，从我身边的每一个角落溜走。不知不觉我已经来到了大四即将毕业了。回首在天津中德应用技术大学四年的本科生涯，我独自一人怀揣着对知识的渴望跨越千里前来求学。在这四年的学习路上，在实践实现中磨练技能，在精益求精中锤炼本领。在老师的指导和同学的帮助下，专业知识得到了显著的提升，动手能力得到了明显进步。这期间不但是知识技能的增长，还是个人品格及意志力的升华。大学四年是我人生中难以忘怀的四年，在这里我收获了实现个人人生价值的四年。在此感谢四年来给予我帮助、支持和鼓励的老师和同学们！

首先，感谢荆楠老师，在毕业设计期间对我做出的巨大帮助，从一开始的选题，到文献参考，到整体思路，到实验设计和力学分析，最后论文定稿，期间他给我的悉心指导。在此期间，每次遇到问题老师都会第一时间为我解答。在理论实验分析出现瓶颈也慢慢的教导我如何去做，让我不要因为一次的失败而导致心烦意乱。论文最后的初稿到最终的终稿也提出了很多意见和建议，才有了现在这样完整的论文，在此我表示由衷的感谢。

其次，我要感谢我的室友们，大学四年的求学之路，我们都是来自天南地北，却能在寝室感受到家的感觉，能够遇见你们这帮好朋友真的是我的荣幸。感谢各位在我学习上和生活上的理解和帮助，我们一起度过了美好而快乐的四年，在此祝愿各位前途似锦，我们山水在相逢。我还要感谢我的家人一直以来对我的支持，二十余年一直在背后慢慢支持我，让我不为生活发愁，让我可以在求学的道路上所向披靡，在今后的日子里，我会继续努力。为报答你们的支持不限奋斗。

最后，感谢所有在我求学道路上帮助过我的人，希望你们能够在今后的日子里功成名就，事事顺心。