

飞机金属损伤结构 复合材料修复分析

Analysis on Composite Repair of
Damaged Aircraft Metallic Structures

■ 穆志韬 李旭东 王浩伟 等著



國防工業出版社
National Defense Industry Press

飞机金属损伤结构 复合材料修复分析

Analysis on Composite Repair of
Damaged Aircraft Metallic Structures

穆志韬 李旭东 王浩伟 著
刘治国 苏维国 郝建滨

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

飞机金属结构环境损伤的复合材料胶接和胶螺混接修理及修理后结构的强度和疲劳寿命评定是一个复杂的问题,涉及工艺、材料、力学等诸多学科领域。针对该问题,作者所在研究团队结合承担的课题进行了多年探索研究,取得了一些研究成果并获得初步应用。

本书是根据团队部分人员近几年的研究成果,针对复合材料胶接修补的施工工艺、胶接修补结构的静强度评定和疲劳寿命评定、胶接修补工艺参数的优化、胶螺混接结构的静强度和疲劳寿命评定、胶螺混接结构的工艺参数优化等航空维修工程实践中需要迫切解决的问题,从理论、有限元和试验三个方面进行了研究。

本书的内容密切结合工程实际,实用性与理论性较强,对从事飞机修理专业的工程技术人员具有重要参考意义,也可作为有关专业研究生的技术参考资料。

图书在版编目(CIP)数据

飞机金属损伤结构复合材料修复分析/穆志韬等著.

—北京:国防工业出版社,2017.4

ISBN 978-7-118-11239-9

I. ①飞… II. ①穆… III. ①飞机—金属复合材料—损伤(力学)—修复 IV. ①V252

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 061578 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

三河市众誉天成印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 13 字数 234 千字

2017 年 4 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 78.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

前 言

在服役期间尤其是在服役末期,飞机机体金属结构在服役环境和载荷的作用下,会不可避免形成各种形式的损伤,萌生裂纹。如不及时修理,裂纹会持续扩展,导致结构发生断裂,严重影响飞行安全。对于长期在沿海机场服役的飞机更为严重。

为了保证飞机的飞行安全,恢复结构的完整性,延长服役时间,就需要对损伤部位进行及时合理的修复。该领域已经越来越引起世界各国航空界的关注和重视。

随着高性能复合材料的开发与应用,由于其具有的可设计性、高比强度、高比刚度、抗腐蚀、修补试件短、成本低等优势,复合材料已逐步被用作修复飞机结构损伤的材料。本书中损伤金属的复合材料修复技术主要包括两大类,一类是胶接修补技术,它是将高性能复合材料补片、高强度胶粘剂在加热加压条件下胶接在结构腐蚀部位,从而缓解腐蚀损伤部位应力集中程度,以达到恢复结构的使用功能和延长结构使用寿命的目的,该修复方式具有结构增重少、不引入新的损伤源、便于现场原位修理等突出优点,是一种具有广阔应用前景的飞机损伤结构修理新技术。

由于胶粘剂的抗剥离能力一般相对于抗剪切能力为弱,在某些受较大剥离应力的胶接修复结构中,为了防止胶粘剂受过强的剥离应力导致提前失效影响修复效果,也会在胶接结构中加入螺栓、铆钉等机械连接方式,这是第二类损伤金属的复合材料修复方式,即胶接/螺(铆)接混合修复方式。

20 世纪 70 年代,以澳大利亚和美国为首的西方国家就开始针对复合材料修复技术开展大量的理论分析和试验验证研究工作,并成功将其应用于 F-111 战斗机等战机的损伤部件修复工作中,复合材料修复技术在国外航空维修领域已经逐步进入了工程实用阶段。

但是该技术在国内外航空维修领域的推广应用还十分有限。原因之一就是国内的相关理论研究较为薄弱。针对复合材料修补后的这种由不同几何尺寸、不同材料属性构成的非匀质层合结构,虽然国内研究人员陆续开展了理论和试验研究,但是对于诸如修复后结构的强度、疲劳寿命以及耐久性与损伤容限等工程中关心的核心问题仍然没有完全解决,缺乏合适的评定方法体系,难以满足航空维修工程的实际需求。

本书主要围绕飞机损伤金属结构材料的复合材料胶补和胶螺混接修复方式,从试验、数值计算和力学理论三个角度研究修复后结构的强度和疲劳寿命,建立相对完整的理论分析体系及有限元分析方法,为复合材料修复技术的工程推广提供理论支持。本书由海军航空工程学院青岛校区穆志韬和李旭东负责撰写和统稿,参加本书研究工作的还有中航工业特种飞行器研究所王浩伟,海军航空工程学院青岛校区刘治国及苏维国、郝建滨、马鸿儒、孔光明、牛勇、刘涛、王跃、颜光耀等。本书在编写过程中得到了海军航空工程学院青岛校区海军飞机寿命可靠性研究中心和中航工业特种飞行器研究所诸多人员的大力协助。本书的顺利出版得到了国防工业出版社的大力支持。我们在此一并表示衷心的感谢。本书在编写过程中参考了大量的国内外文献、著作和各类手册,所有参考文献中均在书中列出,在此对这些作者一并致谢。

飞机损伤金属结构的复合材料修复技术是一个工程应用和学术研究的热点问题,理论上具有相当的深度和广度,各种相关研究成果层出不穷。由于作者水平所限,书中疏漏和不足之处在所难免,敬请广大读者、同行批评指正。

作者

2016 年 9 月

目 录

第一章 概述	1
1.1 损伤金属结构的主要复合材料修补技术	1
1.2 复合材料胶接修理技术与理论的研究现状	2
1.3 复合材料螺接及胶螺混接修理技术研究进展	6
1.4 本书的目的	7
第二章 胶接修补的工艺	8
2.1 复合材料胶接修补典型流程	8
2.2 待修补母板的表面处理	9
2.3 复合材料补片材料体系	11
2.4 修复工艺方法的选择	15
第三章 复合材料胶接修补结构的试验研究	21
3.1 试验材料	21
3.2 试件设计	23
3.3 试验设备	26
3.4 试验结果分析	28
3.5 线弹性疲劳裂纹扩展寿命简化预测模型	35
第四章 复合材料胶接修补结构的静强度理论分析	40
4.1 复合材料双面胶接修补力学模型	40
4.2 复合材料单面胶接修补力学模型	50
4.3 单双面胶接修补力学模型结果的数值验证与分析	60
4.4 金属裂纹板复合材料胶接修补静强度的弹塑性有限元预测	68
第五章 含穿透性损伤复合材料胶接修补结构的应力强度因子	73
5.1 复合材料胶接修补线性叠加模型	73
5.2 双面胶接修补线弹簧模型	74
5.3 单面胶接修补线弹簧模型	80
5.4 双面和单面修补结构应力强度因子的数值验证与分析	90
5.5 胶粘剂和补片参数对应力强度因子影响分析	99
5.6 穿透性腐蚀损伤修补结构疲劳寿命预测研究	108

第六章	半穿透性损伤结构复合材料胶接修复结构的渐进失效分析	113
6.1	修补结构损伤累积过程	113
6.2	基于损伤力学的金属材料韧性断裂失效分析	115
6.3	复合材料层合板渐进损伤非线性失效分析	121
6.4	半穿透性损伤复合材料胶接修补渐进损伤失效分析	126
第七章	复合材料胶接/胶螺混接修理结构的数值分析	131
7.1	复合材料胶接/胶螺混接修复效果的影响参数	131
7.2	复合材料胶接/胶螺混接修理结构有限元模型	132
7.3	建模过程	134
7.4	应力分析	139
7.5	裂纹尖端的应力强度因子	147
第八章	复合材料补片胶接/胶螺混接修理结构试验研究	149
8.1	试验件与试验过程	149
8.2	静拉伸试验结果分析	150
8.3	疲劳试验结果与分析	154
第九章	复合材料补片胶接/胶螺混接修理结构静强度分析	160
9.1	静拉伸性能预测方法	160
9.2	断裂判据方法分析结构最大拉伸载荷	163
9.3	复合材料补片胶螺混接修理结构的最大拉伸载荷预测	165
第十章	复合材料补片胶接/胶螺混接修理结构疲劳特性分析	168
10.1	疲劳	168
10.2	复合材料补片胶接/胶螺混接修理结构的疲劳寿命计算	169
10.3	复合材料补片胶接/胶螺混接修理结构疲劳性能分析	171
第十一章	修理参数对复合材料胶螺混接修理结构力学性能的影响	175
11.1	胶螺混接修理结构修复效果的主要影响因素	175
11.2	修理参数对静强度的影响分析	175
11.3	修理参数对疲劳裂纹扩展寿命的影响	182
11.4	小结	190
附录	复变函数法求解断裂问题	191
参考文献		193

第一章 概 述

1.1 损伤金属结构的主要复合材料修补技术

在服役期间尤其是在服役末期,飞机机体金属结构在大气腐蚀环境和飞行疲劳载荷的作用下,会不可避免地形成腐蚀损伤以及疲劳损伤。如不及时修理,裂纹会持续扩展,导致结构发生断裂,严重影响飞行安全。现代高强度的战争对于飞机可靠性(Reliability)、保障性(Supportability)和维修性(Maintainability)提出了更高的要求,要求飞机提高战备完好率,增强生存能力,减少维修保障成本,降低维修费用,简化维修工艺,提高维修效率。由于飞机的技术含量越来越高,研制全新型号飞机的周期长,花费高,因此往往采用在已有的飞机平台上加装不同的任务载荷的方法提升其战斗力。这导致了飞机往往会超龄服役,比如美国的 B-52 飞机。随着军用飞机超龄服役时间的延长,其结构的延寿问题日益突出。

为了保证飞机的飞行安全,恢复结构的完整性,延长服役时间,就需要对损伤部位进行及时合理的修复。该领域已经越来越引起世界各国航空界的关注和重视。

对于损伤金属的复合材料修补技术而言,修复效果很大程度上受到修补工艺的影响。合理的修补工艺可以最大程度地将损伤机体的承载应力传递给补片,有效降低损伤部位的应力。损伤金属结构的修复方式主要有三大类,分别是机械连接修补、胶接修补以及混合修补。

1.1.1 机械连接修补

机械连接修补通常是指螺(铆)接修理。它是在损伤部位的周边用螺栓或者铆钉进行固定外部补片,使得损伤结构遭到破坏的载荷传递路线得以重新恢复的一种修理方法。机械连接修理的优点在于操作简便,不需要冷藏和加热设备,对被修复表面的处理要求不高,施工迅速。但是在修理过程中,需要对损伤构件钻孔,引入了新的损伤,容易造成新的应力集中,减少结构的疲劳寿命储备,修补效率大大降低。而且会显著改变原有构件的表面外形,尤其对于外蒙皮的机械连接修理会破坏气动外形。另外,机械修理部位增重也比较严重,会改变局部的刚度和质量、固有频率,容易引起局部振动性能变化,反而不利于提

高结构的强度。

1.1.2 胶接修补

高性能复合材料由于具有可设计性强、高比强度、高比刚度、抗腐蚀、修补时间短、成本低等优势,其已逐步被用作修补损伤金属结构的材料,从而为受损结构的修补新技术——复合材料胶接修补技术的发展提供了可能性。从 20 世纪 70 年代从澳大利亚逐步兴起并发展的复合材料胶接修补技术已经成为一种重要的受损金属修理技术。

复合材料胶接修补指的是借助于胶粘剂的黏附作用将高强度纤维增强复合材料补片粘贴到缺陷或者损伤金属结构表面,以加强受损构件,最大程度地恢复载荷传递特性,实现延长结构使用寿命的目的。

这是一种有发展前景的修理方法,具有以下优势:

(1) 由于复合材料成型容易,因此不受材料种类和几何形状的限制,使用范围很广。

(2) 无应力集中,抗疲劳性能良好,磨损少。

(3) 结构增重少。修补中所增加的重量仅仅是胶粘剂和复合材料补片。

(4) 能够有效防止新的腐蚀损伤的产生。由于胶层的存在,有效隔绝了被修复母板与腐蚀介质的接触,阻止腐蚀损伤的发展。

(5) 胶接修补工艺设备要求比较简单。

1.1.3 胶接/铆(螺)接混合修理方式

某些承受复杂外载荷的损伤金属结构,如果单纯采用胶接方式进行修复,则胶粘剂层会承受较强的剥离作用,而胶粘剂的剥离强度往往较低。在此种情况下,可以采用在胶接基础上加铆钉或者螺钉对补片进行再次固定,以增强抗剥离能力,保证修复效果,这就是胶接/铆(螺)接混合修理方式。

在航空结构的维修过程中,需要根据实际损伤结构的构型、受力等因素综合考量选择合理的修复方式。相对于机械修补和混合修补方式,复合材料补片胶接修理技术不需要对原结构进行钻孔,不会形成新的应力集中源,修理后的结构增重小,基本保持原有结构外形,容易满足空气动力学要求。

1.2 复合材料胶接修理技术与理论的研究现状

澳大利亚皇家空军航空和海运研究室的 A. A. Baker 博士论述了复合材料补片胶接修补的优越性,最早提出采用复合材料补片来修理损伤的飞机金属结构的方案,即用复合材料补强片粘接到损伤区域,改善损伤区的应力分布,减小

裂纹扩展速率,提高结构的强度与剩余寿命。A. A. Baker 等人在 2002 年出版了文献 *Advances in the bonded composite repair of metallic aircraft structure* 详细论述了复合材料胶接技术在飞机结构修理中的相关问题,包括胶接修理与机械修理的对比、补片和胶粘剂选材、表面处理技术及修补工艺等内容。

澳大利亚国防技术研究院 L. R. F. Rose 对复合材料补片单面与双面胶接修理飞机金属结构进行了大量理论上的分析研究,采用传统的胶接接头的研究方法,对修理结构进行了一些合理的假设,假设所有材料都是线弹性,并且沿着板宽方向处理平面应变状态,即板宽方向的应变为零,建立了厚度方向胶接结构载荷传递的二维理论解析模型,求得了胶层剪应力的解析表达式,对应力集中系数、胶层应力和裂纹尖端应力分量这三个参数进行计算。依据等效夹杂法,将整个计算过程分为两个阶段:在第一阶段的分析中假设补片胶接到一块没有损伤的金属板上,并引入刚性胶接假设(即金属板和复合材料补片之间没有相对位移),根据位移协调法计算胶接修复区内金属板上的应力值;在第二阶段的分析中,则在金属板上引入一条裂纹,用近似方法估算裂纹尖端的应力强度因子。此外,对胶层的弹塑性行为、残余热应力以及弯曲力矩对应力强度因子的影响也进行了分析。

澳大利亚莫纳什大学 R. Jones 利用有限元模型对复合材料补片胶接修理飞机金属结构问题进行分析,利用基板、补片与胶层的横向剪切模量表示有效剪切模量,分别采用膜单元与特殊的裂尖单元对含裂纹基板和补片、裂尖进行建模,并引入了刚性胶接,得到了基板、补片及胶层内的应力分布。由于在分析中使用了膜单元,因此忽略了弯曲力矩的作用,为此, Jones 引入了一个弯曲修正因子来说明板外的弯曲力矩对应力强度因子的影响。此外, Jones 和 Callinan 还提出“双板-胶层”力学胶接修理纤维增强复合材料裂纹板有限元模型,将修理结构的横向剪切效应全部放在“胶层”刚阵中考虑,母板和补片采用一般的平面单元,利用胶层刚度阵将母板和补片联系在一起进行有限元分析,可以比较精确地考虑板的横向剪切效应。

Erdogan 和 Arin 利用基于复变量/Green 函数的数值分析方法对复合材料补片胶接修理含中心裂纹金属板结构进行了研究,其中补片与基板均为无限大板,胶层采用线性剪切弹簧,假设结构处于平面应力状态,在复数坐标系中建立了金属板与补片 Green 函数数学模型。Keer 等人假设含裂纹母板、胶层和补片均为各向同性材料且具有相同泊松比,处于平面应力状态,胶层与裂纹板和补片的剪切力作为空间力,在各自厚度方向上均匀分布,利用复变函数方法解第二类 Fredholm 积分方程组,推导出了胶接修补后应力强度因子缩减系数经验公式。

美国空军研究实验室怀特空军基地的 S. Mall 等人对复合材料胶接修补技

术及应用进行了深入而广泛的研究。S. Naboulsi 和 S. Mall 提出了“三板模型”，采用二维三层模型分别模拟含裂纹板、胶接层和复合材料补片，采用中厚板元来模拟胶层，母板及补片仍用 Mindlin 板元模拟，计算了裂纹板在修复后裂纹尖端应力强度因子，该分析模型把基板、胶接层和补强板看成单独的层，把胶层看成连续弹性体，改进了以往分析中胶层用非连续剪切弹簧来进行分析的缺陷。并根据此模型对残余热应力和预先设置的界面脱粘对修理效果的影响，以及裂纹扩展速率进行了分析。J. J. Schubbe 试验研究了复合材料修补片尺寸对单面修补结构的疲劳性能的影响，研究结果表明：较长的修补片可减少脱胶的可能性，并延长疲劳寿命，而增加复合材料修补片的厚度可减轻修补件的载荷负担，但同时也会增加胶粘层传递载荷的负担，导致胶层过早脱胶。J. J. Denney 和 S. Mall 利用试验对不同位置、不同大小的脱粘对疲劳寿命的影响进行了研究。

阿尔及利亚西迪贝勒大学 B. Bachir Bouiadjra 等人采用 Franc2D/L 建立了二维有限元模型，并对复合材料补片胶接修理 I 型、II 型以及复合型裂纹的修理效果，预先设置的脱粘对修理效果的影响，湿热老化后的复合材料补片胶接修理效果，单面和双面修理数值模拟，胶粘剂在修补中所起的传递载荷和防止脱粘失效的两种作用以及补片参数的影响等问题进行了研究。

普渡大学 C. T. Sun 等人提出“双板 - 弹簧元”模型，即母板及补片用 Mindlin 板元模拟，它们之间的胶层采用离散化的弹簧元进行连接，该模型还能够考虑胶层的拉伸剥离效应。Denney 采用 Mindlin 板模型计算了不对称胶接修复裂纹铝板情况下弯曲效应的影响，并使用裂纹闭合法得到了应力强度因子和应变能释放率，发现应力强度因子沿厚度的变化可以忽略；但随后发现，如果采用三维有限元分析计算，应力强度因子沿厚度的变化是非线性的，采用 Mindlin 板有限元模型和三维有限元模型分析的结果相差 10%，指出不同模型对计算结果的影响。Sun 和 Arendt 在 1994 年指出 Ratwani (1974) 和 Rose (1988) 关于面外弯曲的影响的分析是不充分的，并对其进行了改进。

伊朗 Amirkabir 科技大学 H. Hosseini - Toudeshkya 等人通过数值计算方法和试验研究了复合材料补片单面胶接修理铝合金后疲劳裂纹的扩展以及裂纹前缘的形状，指出疲劳裂纹在厚度方向并不是按照统一速率扩展，补片修理一侧扩展速率慢，未修理一侧扩展速率快，裂纹前缘呈一条曲线，进而提出一种简单的方法对以非统一方式扩展的裂纹扩展寿命进行预测，但也没有考虑脱粘对裂纹扩展的影响。

Chung 和 Yang 通过三维有限元建模以及试验对复合材料补片单面胶接修理铝合金厚板裂纹扩展行为进行了研究。结果表明：在补片边缘，应力强度因子会迅速减小，使得裂纹长度接近补片长度时，裂纹扩展速率产生短暂的减小。但是，随着补片长度的增加，由于补片的脱粘以及试件其余部分承载能力的减

弱,这种现象并不会再发生。此外,当补片长度为裂纹长度的 1.5 倍时,寿命延长最为显著。Tsai 和 Shen 通过三维有限元建模以及试验研究了利用复合材料补片以多种方式胶接修理铝合金厚板后的疲劳行为,指出相对于单面修理、双面非对称修理,双面对称修理能够获得最好的修理效果,寿命延长最为明显。此外,通过有限元建模以及 Paris 公式能够对修理结构进行疲劳寿命的预测。P. Papanikos 等人通过三维有限元模型研究了修理结构中脱粘的萌生与扩展,以及补片参数的影响,研究表明,椭圆形脱粘主要出现在围绕裂纹的中心区域,且补片长度方向的边缘区域由于刚度突变也会出现脱粘。Shin - etsu Fujimoto 等人基于有限元分析提出了一种应变范数最小化的方法来确定脱粘以及裂纹扩展的前缘。R. Kaye 等对边缘设计为楔形的补片修理结构进行了分析,指出楔形边缘的补片可以有效降低胶粘剂边缘应力集中。SCHUBBE 试验研究了复合材料补片长度和厚度对金属裂纹板修复效果的影响,较长的补片可有效避免脱胶,并延长疲劳寿命,而增加补片厚度会增加胶层传递的载荷,导致胶层过早脱粘。KLUG 测试了碳纤维复合材料贴片修复 2024 - T3 铝合金板的疲劳特性,试验结果表明单面修复可以使损伤母板的疲劳寿命提高 4 ~ 5 倍,而双面修复则能提高到 10 倍以上。WANG 试验研究了飞机蒙皮材料 7075 - T6 铝合金板在碳纤维复合材料贴片修复后的疲劳性能。随着复合材料贴片层数的增加,修复后构件疲劳寿命可延长 4 ~ 15 倍,同时裂纹扩展速率下降至原来的 $1/20 \sim 1/3$ 。国外采用高强度复合材料修补损伤飞机已进入比较成熟实用的阶段,相关的理论研究比较深入。

四川大学王清远教授对硼 - 环氧复合材料贴片修补前后的含不同形式裂纹 7075 - T6 铝合金薄板进行了拉伸和疲劳性能研究。修补后构件的强度和疲劳寿命都明显提高,随着硼 - 环氧复合材料补片层的增加,修补铝合金板的疲劳扩展速率显著下降,疲劳寿命可获得 10 倍以上的改善,并且建立了基于 Rose 分析解的疲劳寿命预测模型。孙洪涛采用有限元方法分析了复合材料补片的胶接修复效果,以中心穿透裂纹板为修补对象,对前人的两种有限元计算模型进行了分析研究,指出 R. Jones 等人的“双板 - 胶元”模型所提出的修补结构横向剪应力沿厚度分布的线性假设仅适用于双边修补,C. T. Sun 等人的“双板 - 弹簧元”模型不能充分考虑整个结构的横向剪切效应。从板壳理论出发,推导出更加真实的修补结构横向剪应力沿厚度分布,提出了合理考虑横向剪切效应的“双板 - 胶元”修正模型,并将其进一步简化为“双板 - 弹簧元”修正模型。指出了两种模型的内在联系,并通过应力强度因子的算例证明“双板 - 弹簧元”修正模型具有建模简单、计算方便和计算精度高的优点。

综合来看,复合材料胶接修补技术发展十分迅速,但是仍然有多种因素制约该技术在航空维修领域的推广,概括起来主要有以下几点:

(1) 胶接修补质量受多种因素的影响,不够稳定,胶接修补准备工作比较复杂。母板表面处理程度对于胶接强度影响很大。因此在胶接修补之前,需要对损伤母材进行精细的表面处理,外场操作难度较大。

(2) 胶接修补的抗剥离强度普遍较低。修补后由于补片的存在,修复结构受力的中性轴发生变化,都会使得修复部位的结构承受一定的附加剥离载荷,而胶黏剂的抗剥离能力相对于剪切强度较差,从而容易导致胶层提前产生剥离破坏。

(3) 在外场环境下的胶粘剂的环境耐用性难以定量评估。胶接修补过程中多采用环氧树脂胶,其力学性能对于温度变化、紫外辐照等飞机服役环境要素较为敏感。其力学性能的退化会使得复合材料补片的载荷分担效率大大降低,影响修复效果。

(4) 修复结构的损伤容限难以确定。胶接修补后的这种由不同几何尺寸、不同材料属性构成非匀质层合结构的强度和疲劳寿命分析是结构、材料与力学领域研究的难点和热点之一。现有的研究成果仍然难以满足航空工程的需求。

1.3 复合材料螺接及胶螺混接修理技术研究进展

相对胶接修补,螺接修理结构重复装拆,便于修理质量的检查,且对修理试件的表面处理质量要求不高,这也使得该方法在航空工程上得到了一定的应用。相关的针对螺接接头的研究成果也十分丰富。

吕高辉对复合材料多钉连接结构的载荷分配情况及其影响因素进行了分析和研究。陈昆昆建立了复合材料加筋板-钛合金机械连接结构的有限元模型,并分析了模型的准确性。Collings 研究了铺层顺序对螺栓连接强度和失效机理的影响,认为不同的铺层顺序对板中的应力集中因子和层压板的挤压强度的影响也明显不同,45°铺层可明显降低连接件的 SIF,对于只有0°或90°的铺层层板,增加正负45°铺层可以明显增加连接结构的挤压强度。P. J. Gray 研究了偏心载荷对单搭接和双搭接接触行为的影响,并研究了金属结构的变形对螺钉载荷分配的影响。Pakdil 研究了不同端径比和宽径比,以及铺层顺序对螺接结构承载力和失效模式的影响,同时还探讨了螺栓预紧力对承载力的影响。

张岐亮采用有限元方法建立了单钉双剪复合材料连接接头的二分之一模型,研究了钉孔配合、螺栓预紧力和接触面摩擦等因素对接头强度的影响。朱红红基于有限元软件建立了复合材料单钉和多钉连接接头的三维参数化累积损伤分析模型,并探讨了层合板的铺层顺序、几何尺寸、铺层数目、钉载分配等因素对结构强度的影响。王志强、刘无瑕等人还对复合材料多钉连接的载荷分配影响因素做了一定的分析和研究。

螺栓和胶接的传力机制不同,前者主要通过胶层的层间剪切进行力的传递,而后者则主要通过螺栓的面内拉伸和剪切变形来进行传载,将两者结合起来使用即为胶螺混接修理技术。研究者们希望,通过胶螺混接修理的方式来获得比单纯胶接或单纯螺栓时更好的修理效果。如何提高胶螺混接修理方式的修理效率,同样是研究者们孜孜以求的目标。

G. Kelly 研究了复合材料胶螺混接接头中力的传递问题,并分析了各组成部件的受力情况,通过对比分析,求得胶层与螺栓传载的比例。A. Barut 考虑预紧力对结构性能的影响,对复合材料胶螺单搭接连接接头进行了理论分析计算。K. Ding 采用有限元法对胶螺混合双搭接接头进行了理论分析,并研究了在螺栓松动的情况下,接头性能的变化。M. Ryosuke 对胶螺混接接头进行了静载与疲劳试验研究,结果发现,与单纯胶接或单纯螺栓的情况相比,该连接方式的静强度和疲劳寿命都有较大提升。J. H. Kweon 考虑胶层参数对混合连接结构性能的影响,对胶螺混合连接结构的力学性能进行了试验研究。

1.4 本书的目的

本书主要围绕飞机损伤金属结构材料的复合材料胶补和胶螺混接修复方式,从试验、数值计算和力学理论三个角度研究修复结构的强度和疲劳寿命,并在此基础上进行修补结构的优化设计探讨,建立相对完整的理论体系及有限元分析方法,为复合材料修复技术的推广提供支持。

第二章 胶接修补的工艺

2.1 复合材料胶接修补典型流程

飞机结构在复杂的外场环境下所受到的损伤形式多样。在修理损伤结构的时候,首先通过无损检测技术(涡流法、超声法等)确定损伤的位置以及受损程度,一般将损伤分为三类:

(1) 轻微损伤:损伤对结构性能影响不大,可以暂时不进行修补而继续使用;

(2) 可维修损伤:通过维修后,能够恢复性能指标并继续使用;

(3) 不可维修损伤:通过修理不能够满足性能要求。

对于可维修损伤采用合理的方式修补,对于不可维修损伤结构只需要进行更换。

复合材料胶接修补金属飞机结构的典型流程如图 2-1 所示。

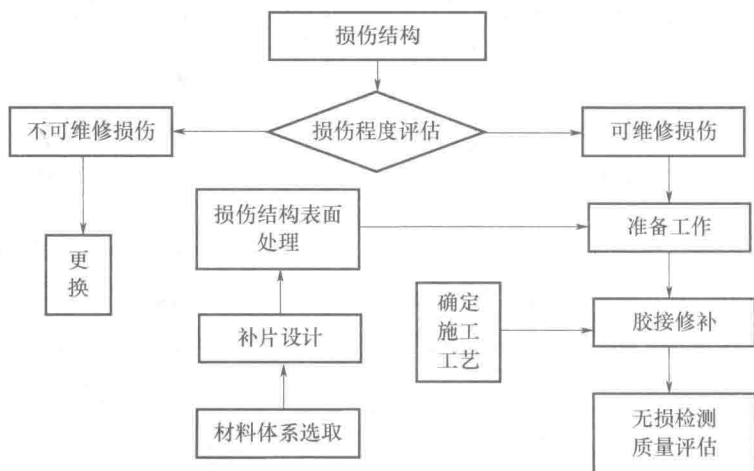


图 2-1 复合材料胶接修补金属飞机结构的典型流程示意图

按照补片与损伤母板的位置关系,胶接修复可以划分为双面修补和单面修补两类。

1. 双面修补

双面修补方式适用于厚板穿透性损伤的修理,可以使得修复结构的剥离载

荷降低。修理过程一般包括以下要点:

(1) 在部件画出损伤区的切割轮廓线,沿损伤切割轮廓线铣切,除去损伤区内的材料;

(2) 画出打磨区的轮廓线;

(3) 清洁并干燥修理区;

(4) 准备预浸料补片和胶膜,同侧的第一层(最远离损伤母板一层)到最后
一层(最靠近损伤母板一层)的补片尺寸由小到大均匀递增,形成楔形;

(5) 将准备好的胶膜和预浸料,按照规定的顺序、方向和铺层铺叠在修理区,先将一侧的所有补片铺成一块,采用真空压实,再按事先画好的定位线,贴于修理区,层与层之间不允许有气泡,根据补片铺层数,可以进行多次真空压实;

(6) 双侧安装加压和加热设备;

(7) 按照预先选定的固化制度进行固化;

(8) 拆除加热设备和加压设备;

(9) 检查修理质量。

2. 单面修补

某些情况下,如外场或者部件的特殊结构,修理区的背面不可达(比如飞机蒙皮),只能在损伤板单侧布置补片进行修复,为单面修补。单面修补工艺与双面修补工艺没有明显差别,但是由于单面修补固化过程中的热影响区的存在往往会使使得修补后结构出现比较大的挠度方向上的变形,产生偏心,从而使得胶层中出现垂直于胶接面的拉伸剥离应力,应力峰值会超过名义应力,影响修理效果。

这两类修补结构在进行理论分析的时候需要关注的侧重点也会有所差别。修补工艺直接决定了复合材料胶接修补的效果,在实际维修施工过程中要根据结构特点采用合理可行的工艺方法才能取得理想的修复效果。修补工艺主要包括在母板的表面处理、修补材料体系以及施工方法。

2.2 待修补母板的表面处理

要保证胶接修复质量,充分发挥复合材料补片的承载作用,修复时必须保证金属的粘接表面与胶粘剂结合性能良好,保证被修补结构的部分载荷能够顺利传递到补片,从而有效改善受损部位的受力状况。损伤结构的表面处理状态很大程度上决定了修复后结构的强度。

表面处理的主要目的是:

(1) 去除表面力学性能差、与基体结合强度低且在空中环境中不稳定的

物质;

(2) 改变表面形貌,以增大表面积、增强粘接表面上的机械啮合作用;

(3) 形成新的表面物质与机体结合优良,本身的内聚强度优良,且在不同环境中稳定;

(4) 提高胶粘剂与表面物质之间的亲和性,确保界面粘接力的作用;

(5) 保护已处理过的表面,避免或减少存放过程中的表面吸附、溶解和化学反应及因此造成的表面不利的影响,避免形成新的弱边界层。

一般来说,选择表面处理方法一般需要遵循以下原则:

(1) 在特定的环境下,表面处理必须可靠有效;

(2) 应该避免使用有毒药品;

(3) 表面处理应该能够在室温或者接近室温的条件下进行;

(4) 表面处理不得在被修复表面引入新的损伤;

(5) 在实施过程中,不能出现电火花;

(6) 应该使用比较通用的表面处理技术,不能仅仅针对某一特定情况。

飞机结构中应用最为广泛的金属材料是铝合金。而铝合金是一种比较活泼的金属,与氧元素的亲和力较强,即使在干燥空气中也会很快在表面形成非晶 Al_2O_3 膜,在服役环境下由于吸附、溶解、化学反应等因素导致该氧化层增厚,表面极性降低,粘接性能降低。因此针对铝合金进行修复前必须将该氧化层除去,避免在粘接力很弱的氧化层上粘接。待修补结构的表面处理是复合材料修复前准备工作的重要一步。

金属表面处理方法多样,一般分为机械处理法、化学处理法和底胶处理法三大类,这其中机械处理法和化学处理法的应用尤为普遍。机械处理法一般包括清洗和脱脂、砂纸和砂布打磨、喷砂及机械加工。化学方法则包括酸浸蚀、碱液浸蚀和阳极化处理(包括磷酸阳极化)。这些方法的目的都是降低表面极性,使得经过处理的结构具有较高的表面能,从而提高粘接强度。

磷酸阳极化处理方法是一种尤其适用于铝合金材料的电化学处理方法。该方法能够在铝合金表面产生一层均匀、致密的氧化物薄膜,且环境友好,毒性小,成本低,工艺参数易控制,能有效提高粘结性能和耐久性,处理速度较快,是一种比较理想的表面处理工艺。

典型的磷酸阳极化处理过程工艺步骤包括:

(1) 将被修复表面用氧化铝砂纸进行打磨,首先用粗砂纸(推荐 240#砂纸)进行粗磨,去除氧化层,再用更细的砂纸(推荐 400#砂纸)进行打磨,以使得表面光滑;最后用细砂纸(推荐 600#砂纸)进行细磨,使得铝合金表面光洁无划痕;

(2) 用干净的空气吹净表面的研磨颗粒,再用丙酮冲洗。