

# 复合材料修补结构强度及寿命试验研究

## Experimental Investigation on Strength and Fatigue of Repaired Composite Structure

许洪明<sup>1</sup> 张阿盈<sup>2</sup> 吕春光<sup>1</sup> 储建恒<sup>1</sup>/1 沈阳发动机设计研究所 2 中国飞机强度研究所

**摘要:**为研究金属补片式复合材料修补结构的强度、疲劳性能及剩余强度性能,分析对比了单排及双排铆钉连接的金属补片式复合材料修补结构的破坏模式、静力破坏载荷、疲劳寿命及剩余强度,结果表明,双排铆钉连接的修补结构的强度、疲劳性能及剩余强度性能均优于单排铆钉连接的修补结构,研究结果可为铆钉连接的金属补片式复合材料修补结构强度及疲劳设计工作提供参考。

**关键词:** 复合材料结构; 修补; 强度; 疲劳; 试验

**Keywords:** composite structure; repair; strength; fatigue; experiment

### 0 引言

先进复合材料与金属材料相比具有比强度高、比刚度高等很多优点,目前在航空航天等很多领域都得到了广泛应用<sup>[1]</sup>。但在复合材料的制造、机械加工和使用过程中不可避免地会出现各种缺陷或损伤,其中由于机械加工、异物冲击等原因造成的较大穿透型开孔损伤对复合材料构件的强度和疲劳寿命会产生很大影响<sup>[2]</sup>。对于受损伤的复合材料构件,工程上通常采用挖补、胶接、金属补片连接、二次固化等方式进行维修,采用何种方式进行维修经常受到实际工程应用背

景(使用环境、载荷、温度等)的限制。合理的修理方式可以改善复合材料受损构件的强度和疲劳寿命,保证复合材料构件的正常使用。

本文研究对比了高温状态下使用的某复合材料压力容器较大穿透型损伤的不同修补方式。由于该损伤结构在修补过程中受到较多的工程条件限制,因此采用了金属补片方式对损伤部位进行维修,并以铆接方式固定。研究对比了采用单排及双排铆钉连接的金属补片式修补结构的破坏模式、静力破坏载荷、疲劳寿命及剩余强度,本研究内容可为采用铆钉连接

的金属补片式复合材料修补结构的强度、疲劳设计提供参考。

### 1 试验件

试验件取自高温状态使用的某复合材料压力容器结构,该结构在使用过程中产生了较大的穿透型开孔损伤。试验件母板为尺寸相同的层合树脂基复合材料,以预制等尺寸穿透型损伤来还原工程原型,金属补片在母板内外两侧对称分布,补片材料相同,分别采用单排和双排铆钉连接方法进行修补,如图1、图2所示,图中椭圆框区域A处根据实际工程构件特点未布置铆钉,两种连接方式的试验件一共6对,单排铆钉连接的编号分别为D1~D6,双排铆钉连接的编号分别为S1~S6。

### 2 试验项目

在试验室室温大气环境条件下进行试验,试验载荷为单向拉伸载荷,试验件一端全约束、一端加载,分别进行静力试验、疲劳试验、剩余强度

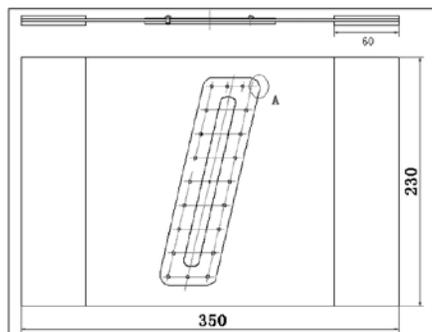


图1 单排铆钉方式修补结构

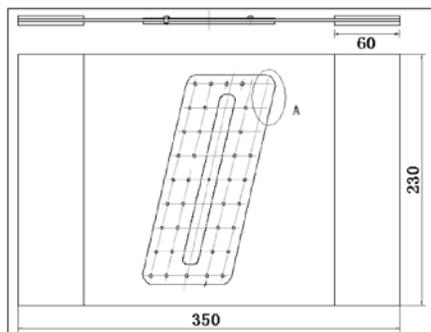


图2 双排铆钉方式修补结构

试验。

### 1) 静力试验

目标载荷  $F = 78391\text{N}$ ，采用MTS拉压力试验机进行试验，100%目标载荷前采用载荷控制模式加载，100%目标载荷之后采用位移控制模式加载，直至试验件破坏。

### 2) 疲劳试验

载荷谱为拉—拉等幅谱，峰值载荷为78391N，与静力目标载荷相同，载荷谷值为0N，目标循环数18802，疲劳试验分以下几个阶段：

- a. 对所有试验件进行目标循环数为18802次的疲劳试验；
- b. 如果试验件仍有承载能力，各选取一对单排、双排试验件继续施加拉伸载荷直至试验件破坏；
- c. 选取另一对单排、双排试验件施加0~78391N~0的循环载荷，进行低循环疲劳试验，直至单个试验件累积循环数达到2倍寿命目标的循环数37604次。

### 3) 剩余强度试验

对完成上述c项疲劳试验后仍具有承载能力的试验件施加拉伸载荷直至试验件破坏。

## 3 试验结果及分析

### 3.1 静力试验结果及分析

表1为试验件静力试验破坏模式及破坏载荷，其中单排铆钉试验件破坏模式见图3。由表1计算可得，双排铆钉试验件破坏载荷平均值为

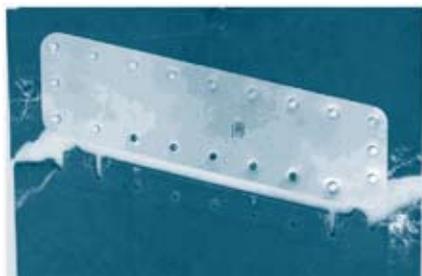


图3 疲劳试验件破坏模式

表1 静力试验结果

试验件类型	试验件编号	破坏模式	破坏载荷(kN)	破坏载荷/目标载荷
单排铆钉	D1	母板一侧,沿钉孔拉断	93.77	1.20倍
	D2	母板两侧,沿钉孔拉断	110.9	1.41倍
	D3	母板两侧,沿钉孔拉断	112.02	1.43倍
双排铆钉	S1	母板一侧,沿钉孔拉断	140.55	1.79倍
	S2	母板一侧及中部,沿钉孔拉断	117.58	1.50倍
	S3	母板一侧,沿钉孔拉断	132.88	1.70倍

表2 疲劳试验结果

试验件类型	试验件编号	破坏模式	循环次数	破坏载荷(kN)	破坏载荷/目标载荷
单排铆钉	D4	部分钉剪断,母板部分钉孔拉脱破坏,母板横断面拉断	30376	2倍目标循环数内破坏	—
	D5	部分钉剪断,母板部分钉孔拉脱破坏,母板横断面拉断	28616		—
	D6	疲劳后静力破坏母板一侧,沿钉孔拉断	18802	113.8	1.45倍
双排铆钉	S4	疲劳后静力破坏母板一侧,沿钉孔拉断	18802	143.03	1.82倍
	S5	疲劳后静力破坏母板一侧,沿钉孔拉断	37604	137.44	1.75倍
	S6	疲劳后静力破坏母板两侧,沿钉孔拉断	37604	145.2	1.85倍

130.34kN，为目标载荷的1.66倍；单排铆钉试验件破坏载荷平均值为105.56kN，为目标载荷的1.35倍。

静力试验结果分析：

1) 双排铆钉金属补片上的应变均匀性明显强于单排铆钉补片，说明双排铆钉传递载荷的均匀性优于单排铆钉。

2) 单排铆钉试验件远场破坏应变平均值为2372 $\mu\epsilon$ ，双排铆钉试验件远场破坏应变平均值为3989 $\mu\epsilon$ ，较单排铆钉提高了68%。

3) 由于双排铆钉试验件并非完全意义上的双排，在某些区域实为单排（图2中A处），此处铆钉承载比例大，母板钉孔应力集中严重，再加上钉孔位于母板缺口附近高应力区，所以母板沿钉孔横截面拉断。

### 3.2 疲劳和剩余强度试验结果及分析

1.45倍，但在2倍目标循环数内发生疲劳破坏。

疲劳及剩余强度试验结果分析：

1) 双排铆钉试验件疲劳后剩余强度优于单排铆钉试验件。

2) 双排铆钉试验件在2倍疲劳寿命期内未出现明显损伤迹象，但与静力试验相同，双排铆钉试验件A区承载比例大，应力集中严重，在疲劳后剩余强度试验时，母板沿此处钉孔拉断。

3) 表3为试验件疲劳前后破坏载荷对比，不考虑试验件的制造误差，

表3 试验件静力破坏载荷与疲劳后破坏载荷对比

试验件类型	静力试验平均破坏载荷	疲劳寿命后平均破坏载荷	2倍疲劳寿命后平均破坏载荷
单排铆钉	105.56kN	113.8kN	疲劳断裂
双排铆钉	130.34kN	143.03kN	141.32kN

# 航空产品知识管理关键技术研究

## Key Technology Study on Management of Aviation Product Knowledge

蔡盈芳 / 北京航空航天大学

**摘要:** 根据航空工业知识管理的需求和现状, 提出了航空产品知识管理的思路, 即通过知识管理技术, 实行知识编码化战略, 建立多种知识源的产品知识管理系统和产品知识库, 系统采用分层法存储知识, 采用高效的知识自动获取技术和以实例推理为主的知识利用技术, 实现航空产品知识的有效管理。

**关键词:** 航空工业; 航空产品; 知识管理

**Keywords:** aviation industries; aviation product; knowledge management

### 0 引言

从20世纪初泰勒等人提出“管理科学”的概念以来, 管理学经历了漫长的发展阶段, 产生了生产管理、人力资源管理、财务管理、运作管理等学科。直到20世纪末, 人们才意识到, 管理并非只管人、财、物这些实物资源, 也并非只是只管产、供、销这些具体实物管理的运营流程, 还必须管理一种重要的无形资源——知识<sup>[1]</sup>。

航空产品知识管理是相对于企业泛化知识(即知识管理)管理而言的, 是指航空工业企业(以下统称企业)应用一定的技术, 以航空

产品(主要是飞机)设计、研制、销售, 直至产品回收的全过程所需要的知识为管理对象的知识管理活动。它与知识工程的基于具体任务的知识管理不同, 它所管理的知识服务于航空产品生命周期全过程。它也与传统的泛化知识不同, 在知识管理的战略定位、知识库的知识来源、知识获取方式、知识组织方式和知识利用方式上等等都有较大的不同。

航空工业在知识管理方面经历了导入、大规模实施、探索的过程, 当前处于大规模实施后的探索过程。不少单位对知识管理处于冷静思考期,

以探索更有成效的路径与方法。这是因为随着知识管理的研究与实践的深入, 知识管理上的不足日益突显, 主要表现在以下几个方面。

1) 受知识表示和应用上的局限性, 在管理对象上局限于一定范围或非常泛化的知识, 而不能对企业产品知识进行很好的管理。

2) 知识利用手段与途径单一, 不能发挥知识的应用作用。

3) 知识缺乏与数据过剩问题突出<sup>[2-4]</sup>。

本文通过引入知识工程理论, 以航空产品知识为管理对象, 在知识源

从表3可见, 在可承受的疲劳寿命内, 试验件疲劳后的静强度有所提高。

### 4 结论

1) 单排铆钉和双排铆钉修补结构试验件均能满足目标载荷和目标循环数要求, 表明该修补方式满足结构设计和使用的要求。

2) 单排铆钉修补结构静力试验破坏载荷、疲劳寿命、剩余强度均低于双排铆钉修补结构, 单排铆钉修补

结构的远场破坏应变仅为 $2372\mu\epsilon$ (均值), 而双排铆钉修补结构的远场破坏应变为 $3989\mu\epsilon$ (均值), 表明双排铆钉修补结构具有更高的安全系数和可靠性。

3) 单排铆钉和双排铆钉修补结构疲劳试验后剩余强度均高于静力试验破坏强度, 表明修补结构具有良好的疲劳性能, 在满足静力要求的同时, 也能满足工程需要的疲劳寿命要求。

### 参考文献

[1] 沈观林, 胡更开. 复合材料力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.

[2] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

### 作者简介

许洪明, 工程师, 主要从事金属及复合材料结构强度设计工作。

AST