

# 复合材料补片胶接修补研究进展

梁重云 曾竟成 肖加余 杨孚标 杜刚

(国防科技大学航天与材料工程学院材料工程与应用化学系 长沙 410073)

**文摘** 介绍了复合材料补片胶接修补的优越性及关键技术。详细论述了复合材料补片胶接修补的设计分析以及修补的无损检测和试验验证。追踪报道了补片胶接修补的研究方法。

**关键词** 复合材料补片, 胶粘剂, 胶接修补, 热膨胀系数, 应力集中

## Progress in Bonded Composite-patch Repair

Liang Chongyun Zeng Jingcheng Xiao Jiayu Yang Fubiao Du Gang

(Department of Material Engineering & Applied Chemistry, National University of Defence & Technology Changsha 410073)

**Abstract** The advantage and key technology of bonded composite-patch repairing are introduced. The fundamentals of structure design NDT and verification of the composite-patches are dissertated in detail. Recent overseas and domestic research-method on bonded patch repair is presentfed.

**Key words** Composite-patches, Adhesive, Bonding repairing, Thermal coefficient of expansion, Stress concentration

### 1 引言

复合材料具有比强度、比模量高,可设计性强,良好的抗疲劳、抗腐蚀性能和尺寸稳定性,在航空航天领域有广泛的应用。飞机在服役期间受损是难免的,需要适当的修补。20世纪70年代以来,澳大利亚皇家空军航空研究实验室和美国海军研究实验室发展了一种新的结构修补技术,即采用复合材料补片对飞机受损的金属结构进行胶接修补,已成功地应用于一些军用和民用飞机的金属和复合材料结构。

### 2 复合材料补片胶接修补的优越性

作为一种新的结构修补技术,与传统的机械修补方法(铆接、焊接、螺接)相比,复合材料胶接修补具有明显的优点。(1)复合材料比强度、比模量高,其补片厚度约为铝合金补片的 $1/3 \sim 1/2$ ,就能达到同样的修补效果,因此胶接修补后的结构增重小。(2)复合材料可设计性强,可根据使用要求和受力状况进行材料的铺层设计。(3)复合材料有多种成形

工艺,便于大面积整体成形,制成大型结构件和表面形状复杂的零部件,可采用胶接共固化工艺进行原位修补。对复杂曲面,复合材料补片修补比传统的机械修补更容易实施,而且修补后补片与母体粘合紧密,基本保持原有结构外形,容易满足复杂的空气动力学要求。(4)复合材料补片胶接修补能提高损伤区的刚度、静强度,减小裂纹尖端应力强度因子,贴补胶接修补不需要对原结构开孔,不会形成新的应力集中源,有利于提高结构的损伤容限和抗疲劳性能<sup>[1]</sup>。(5)修补时间短、成本低<sup>[2]</sup>。(6)外场修补所需设备简单,主要有修补工具包、修补仪和便携式NDT设备等。

### 3 复合材料补片胶接修补的关键技术

针对复合材料补片胶接修补而言,胶粘剂的选择、补片材料与被修金属构件的匹配性、被修补结构的表面处理和修补固化工艺及施工工艺保障等是关键技术。

#### 3.1 胶粘剂的选择

收稿日期:2002-03-11;修回日期:2002-05-16

梁重云,1972年出生,讲师,主要从事聚合物基复合材料的研究工作  
宇航材料工艺 2002年 第4期

胶粘剂是实现补片止裂作用的中间媒介,因此对胶粘剂的选择至关重要。应根据修补结构的实际承力水平和使用环境选择既具有良好的抗疲劳性能,又具有较高的剪切、剥离强度,良好的耐介质和耐湿热老化性能的胶粘剂。复合材料胶接修补所用的胶粘剂主要有两大类:一类是双组分胶粘剂,主要用于复合材料结构的室温固化修补(少数双组分胶粘剂可用于热胶接固化修补);另一类是膜状胶粘剂(胶膜),用于热胶接固化修补。国外在复合材料补片胶接修补中采用的胶粘剂多属于环氧体系,如 FM-73、FM<sup>R</sup> 300-2、AF-126 等。这类胶粘剂具有很高的韧性和剪切强度,较高的剥离强度,一般在 100 ~ 120 固化,属于中温固化体系。国内类似的胶粘剂有 J-88、J-47 和 J-159 等。

### 3.2 复合材料补片与被修金属构件的匹配性

复合材料补片应在尽量低的温度下固化,并能与胶粘剂的固化温度一致;补片热膨胀系数应与母体材料的相匹配。国外大多采用硼/环氧复合材料补片对损伤金属结构进行胶接修补<sup>[3]</sup>。因为硼/环氧复合材料强度、弹性模量高,热膨胀系数相对较高,与金属材料的热匹配性能好,有利于降低胶接修补结构中的残余热应力,导电性低,便于使用涡流无损检测,与金属接触后,电化学腐蚀性能较碳/环氧复合材料好。但硼纤维成本较高,加工较困难,国内多采用碳/环氧补片及玻璃/环氧补片,价格相对便宜。碳/环氧复合材料在航空工业中应用较广,易于操作,可制成曲率半径较大的零部件,适合于复杂结构的修补,但其强度和刚度不如硼/环氧复合材料,与金属接触易发生电化学腐蚀。

### 3.3 被修补结构的表面处理

被修补结构的表面处理是指胶接之前,通过机械方法除去结构表面影响结合力的氧化层、污染物,增加机械结合面;或通过化学方法在结构表面有控制地沉积一层均匀的特种氧化物或在胶接面形成化学键,使经过处理的结构表面具有高的表面能,从而获得较高的胶接强度和耐久性。常用的净化表面的方法有溶剂清洗、蒸气脱脂等。常用的化学处理方法有无槽化学氧化及涂硅烷偶联剂等。无槽化学氧化的方法在外场实施时会受缝隙、裂纹损伤等结构形式的限制,易产生二次污染,故不宜在外场使用<sup>[4]</sup>。目前常用的简单表面处理方法是表面机械打磨后涂硅烷偶联剂<sup>[5]</sup>。

### 3.4 修补固化工艺及施工工艺保障

修补固化的主要控制因素是压力、温度和时间。由于被修补部位与周围机体结构组成了一个复杂的热导体,而且结构形式多样,因此,需通过专用修补设备(如热补仪)、配套材料以及特配工具对修补区提供连续的温度和压力保障。

## 4 复合材料补片胶接修补的设计分析

### 4.1 胶接修补的耐久性原则

对胶接修补的设计应考虑耐久性原则。(1)控制设计应力水平。通过强度设计的应力计算来选择补片的几何参数,至少保证胶接结构中补片所受的应力水平与原结构损伤部位一致,而且补片分担的载荷不超过胶粘剂的承载能力。(2)避免或减小偏心。单面胶接易使胶接修补的结构产生偏心,于外力的作用下,在胶层中产生垂直于胶接面的拉伸应力,使应力峰值超过名义应力,降低被修补结构的承载能力。(3)降低应力集中。补片边缘的刚度变化应平缓,避免边缘结构刚度突变而在胶层中产生应力集中,导致该部位胶层提前破坏。(4)合理布置补片。为保证修补效率,可在修补中采用单向纤维层板,在受载复杂部位可根据需要适当增加 90° 和 ±45° 铺层。(5)修补后采取适当的防护措施。因为湿热、腐蚀介质、紫外线照射等环境会加速胶粘剂与补片的老化,降低胶粘能力。(6)控制胶接质量。利用复合材料补片对损伤结构的胶接修补应严格遵循有关工艺规程来进行。

### 4.2 胶接修补的主要参数

通过对补片尺寸、铺层及外形等细节的设计,使被修补结构在载荷、环境等因素的综合作用下具有良好的使用功能和较长的使用寿命。从设计角度而言,胶接修补的参数主要包括补片的形状、尺寸和铺层。

#### 4.2.1 补片的形状

确定补片的形状时,考虑损伤结构的具体特点,并注意补片的形状不能太特殊。修补中心带裂纹的金属板,补片的最佳形状是设计成歪斜的(对称的四尖叶形或腰鼓形),注意确保板内应力不超过许用应力;矩形的补片次之,但比椭圆形、圆形和正方形的更有效,垂直于裂纹方向的最佳长度等于裂纹的长度,平行于裂纹方向的长度等于板长的最有效;椭圆的补片次于歪斜的和矩形的,椭圆的长轴平行于裂纹的比垂直于裂纹的更有效,长轴的最佳长度等于

宇航材料工艺 2002 年 第 4 期

母板宽度,短轴(垂直于裂纹方向)的最佳长度等于裂纹的长度。对相同体积的补片而言,增加厚度与增加面积相比,前者可使应力强度因子多下降18%<sup>[6]</sup>。

补片边缘应设计成具有一定锥度的楔形,锥度比为30:1至20:1时,就能避免边缘结构刚度突变而在胶层中产生的应力集中。而Mary A. Mahler<sup>[7]</sup>认为锥度比为16:1时,粘接强度较高;应力分析表明,在某些区域,锥度比为10:1时,也能提供足够高的粘接强度。修补结构承载较小的区域,即使存在稍高一点的应力/应变集中,也仍在安全范围之内。为避免剪应力,尤其在补片的0°方向,将其末端切成锯齿形就能减小剪应力,并大大提高修补的粘接强度。

#### 4.2.2 补片的尺寸

对于贴补式修补而言,与补片尺寸直接相关的参数是搭接长度(补片长度)。对于双面搭接,存在一个与最大可用强度相对应的临界搭接长度,通常为20 mm~30 mm,采用更长的搭接长度不会增加承载能力。优化设计的要求是补片的面内刚度与母板的一致。由于贴补修补可作为双面搭接的一半来处理,在补片材料与母板材料的弹性模量相同的情况下,最佳的补片厚度应该是母板厚度的一半<sup>[4]</sup>。

理论计算结果表明<sup>[8]</sup>:当裂纹长度恒定时,增加补片的宽度,可以提高结构的修补效果,但当补片的宽度增至一定值,结构的修补效果提高甚微。另一方面,补片的长度存在一个最优值,使得裂纹尖端的应力强度因子最小。增加补片的厚度,可以提高结构的修补效果,但胶层内的最大剪应力也随之提高,为避免脱粘,补片的厚度也有一上限值。

#### 4.2.3 补片的铺层

为获得最佳的胶接修补效果,复合材料补片的纤维方向(主轴方向)应尽量同损伤结构中的最大受力方向保持一致。由于载荷方向和层压板诸多设计约束的限制,补片的铺层通常没有更多的选择余地,纤维的0°、45°和90°铺层的比例一般在30:55:15左右,而0°方向则与主受力方向一致。

### 5 修补无损检测和试验验证

#### 5.1 修补的无损检测

修补检测的任务首先是选择合适的无损检测方法,按照规定的程序和周期,对在役复合材料结构进行无损检测和确定损伤部位、损伤大小,为复合材料

修补提供判断依据;其次是对损伤结构经过修补后的质量进行无损检测,评定损伤修补程度和完好性。迄今为止,国内外学者在无损检测及界面的粘结质量评估方面开展了一些卓有成效的研究工作<sup>[9~13]</sup>,提出的无损检测方法有十几种,但能有效地用于复合材料损伤修补检测的方法主要有:目视检测、敲击法、阻抗法、谐振法、X射线法、激光全息法、红外热图法、超声法、声发射法。

据文献<sup>[14]</sup>报道,陈金龙等人把偏振相移技术引入错位散斑之中,建立了一套具有非接触、高精度和全场实时观测等特点的测试系统,完成了对双材料界面的粘接状况的研究,并做定量分析和处理,实现了双材料界面粘接质量的定量无损检测。Chiu<sup>[15]</sup>等人首先提出了“智能结构”的概念,作为对母体结构补片胶接修补后的在役性能的评估手段。Y. L. Koh<sup>[16]</sup>等人将智能材料结构应用于无损检测,以压电陶瓷(PZT)作为传感/激励元件,当PZT粘在损伤区上,采用阻抗法进行实时局部检测,可确定损伤的出现;当需要远程传感时,则采用转换功能法确定修补中脱粘的范围。将两种方法有机结合,便可检测出修补中的损伤和母体中的损伤扩展情况。

#### 5.2 修补的试验验证

对修补结构的试验验证主要包括性能验证、结构验证和部件验证,其中性能验证包括强度试验、疲劳寿命试验、湿热环境下的耐久性试验及损伤容限评定试验等,以评价修补后的结构是否满足环境适应性要求和结构完整性要求。

### 6 补片胶接修补研究方法

补片胶接修补的研究方法主要包括:理论分析与计算和实验研究。

#### 6.1 理论分析与计算

理论分析与计算的目的是在实施修补之前,对损伤区的刚度和强度降低情况给出基本评估,对拟采取或确定的修补措施给出修补后的刚度和强度恢复情况的预估,从而减小试验件的投入成本、缩短修补周期、提高修补设计水平。对那些无法进行试验验证的关键部位的损伤修补问题,理论分析就显得尤为重要。理论分析与计算主要采用解析法和数值法。

##### 6.1.1 解析法

Erdogan<sup>[17]</sup>等人根据Muskhelishvili的平面弹性

理论,用复变函数方法分析了胶接修补结构中的应力分布和裂纹尖端的应力强度因子。在该分析模型中,胶层被认为是各向同性材料,并考虑其弹塑性变形;裂纹板和补片均处于平面应力状态,两者之间的作用力通过胶层的剪切变形而实现,胶层对裂纹板和补片的剪切力,在各自厚度上均匀分布,用位移协调条件建立方程组,问题最终归结为解 1 个第 2 类的 Fredholm 积分方程组。

Rose<sup>[18,19]</sup>等人根据广义平面应力的弹性包容理论,通过对应力集中系数、胶层应力和裂纹尖端应力分量这三个无量纲参数的分析计算,对单侧修补结构中的单面和双面贴补法的修补效果进行了研究。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(金属板和复合材料补片之间没有相对位移),根据弹性包容理论计算胶接修补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值,并给出了修补效果比较,即双面贴补优于单面贴补,因为单面贴补中的面外弯曲会导致修补效率下降和补片及胶层中的应力升高。而加厚补片可有效降低补片下裂纹的应力集中。

解析法计算时间短、费用低,在研究各参数的变化对胶接修补效果的影响时非常方便。但对补片的参数有很大的限制;计算精度低,且误差分析困难。

### 6.1.2 数值法

Jones<sup>[20]</sup>等人采用平面有限元模型对含裂纹结构的复合材料补片胶接修补问题进行了研究。由于受平面分析模型的限制,分析模型中忽略了单面胶接修补引起的弯曲变形和结构不对称对结果的影响。Sun<sup>[21]</sup>等人基于 Mindlin 平面理论,假设沿板的厚度方向位移线性分布,这样就可以考虑单面胶接修补结构中弯曲变形对计算结果的影响。Randolph A. Odi 和 Clifford M. Friend<sup>[22]</sup>对复合材料胶接修补中常用的三个有限元模型,即:SIENER 的二维平面应变模型、BAIR 的准三维复合材料壳元模型和三维块体元模型进行了对比计算,给出了相应的分析结论:BAIR 模型与传统的二维模型相比,母板、补片及胶层的面内应力计算结果符合良好,但得到的胶层剪应力结果可靠性较差;SIENER 的二维平面应变模型因自身单元品质,无法给出准确的铺层应力;三维模型计算较准确,但计算时间较长。

关于这方面的研究工作主要集中在两个方面:首先是改进胶层的分析模型以改善计算精度;其次是计算胶接修补结构中的残余热应力对应力分布、裂纹尖端应力强度因子及疲劳裂纹扩展速率的影响。

有限元分析方法适用范围较广,对结构形状和补片的铺层没有限制,且计算精度较高,在飞机结构的实际胶接修补分析中普遍采用<sup>[23]</sup>。

一些学者还针对某些具体问题开展了部分研究工作。如 M. J. Davis 和 D. A. Bond<sup>[24]</sup>对几种常见的飞机胶接结构及胶接修补后的破坏模式和破坏机理进行了研究。通过对许多试件进行解剖剥离,给出了各种真实的破坏模式和破坏机理描述,也指出了搞清楚这些破坏模式和破坏机理对于正确选择胶粘剂、修补材料、修补参数、修补工艺及测试方法的重要性。J. W. Choi<sup>[25]</sup>等人对石墨/环氧复合材料采用三种修补方法(单面预固化补片法、双面预固化补片法和实地固化法)进行了强度研究,得到了强度恢复率为无缺口件的 60%~80% 的结论。通过采用基于疲劳刚度降低模型和参考刚度的 Hwang 和 Han 方程(MLPEI——修正的疲劳寿命方程)对修补后试件的疲劳寿命进行了预测,并同传统的 S-N 曲线疲劳寿命方程进行了比较。

### 6.2 实验研究

Ratwani<sup>[26]</sup>等人详细研究了补片材料、尺寸和铺层设计及环境条件(温度和相对湿度)对胶接修补结构疲劳寿命的影响。Sandow 和 Cannon<sup>[27]</sup>考察了 2024-T3 铝合金板的厚度、胶粘剂种类(40 固化的 K138 和 120 固化的 AF163)、疲劳载荷类型(等幅谱和随机谱)及补片铺层设计等因素对结构疲劳寿命的影响。Denney<sup>[28]</sup>研究了胶层脱胶位置、脱胶尺寸及初始裂纹长度、最大应力和应力比对疲劳裂纹扩展速率和结构疲劳寿命的影响。Alawi 和 Saleh<sup>[29]</sup>研究了补片的形状、尺寸,胶接修补方式(单面或双面)及试件的表面质量对疲劳裂纹扩展速率的影响,认为胶接修补结构中疲劳裂纹扩展速率发生变化的根本原因是 Paris 裂纹扩展过程中材料结构常数的改变,因此通过对疲劳试验数据的统计分析,拟合出各种典型修补情况的 Paris 裂纹扩展公式中材料常数。

### 7 结束语

复合材料补片胶接修补无论对于航空航天还是宇航材料工艺 2002 年 第 4 期

复合材料领域都是非常重要的。虽然近 30 年来,已有很多学者对复合材料补片胶接修补作了许多细致有益的工作,但是复合材料补片胶接修补中仍然存在一些困难和不尽如人意之处,有待进一步的研究。

(1) 由于复合材料补片与金属材料的热膨胀系数相差很大,结构在高温固化后冷却到室温时,修补结构中存在着残余热应力和残余热应变。在实际的胶接修补中,采用何种复合材料,既经济又能与金属母体材料的热膨胀系数相匹配。

(2) 采用碳/环氧复合材料补片修补铝合金结构时,两者之间易发生电化学反应,采用什么措施,才能有效防范。

### 参考文献

- 1 Baker A A. Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites. *Composite Structure*, 1984;2:153~234
- 2 Baker A A. Fiber composite repair of cracked metallic aircraft component-practical and basic aspects [J]. *Composites*, 1987; 18(4):293~307
- 3 Jones R, Callinan R J. Bonded repairs to surface flaws [A]. In: *Proceedings of the sixth international fracture conference [C]*, New Delhi, India, 1984:3 517~3 522
- 4 陈绍杰等. 复合材料结构修理指南. 北京:航空工业出版社, 2001:109~111
- 5 Umamaheswar Turaga V R S, Ripudaman Singh. Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet. *Engineering Fracture Mechanics*, 1999; (62):267~289
- 6 Mahadesh Kumar A, Hakeem S A. Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet. *Composite Structures*, 2000; (49):285~292
- 7 Mahler M A. Bonded composite repair of composite structures. Los Angeles, USA, 1999:165~167
- 8 徐建新. 损伤金属结构的复合材料胶接修理技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1996:41~58
- 9 金观昌. 电子错位散斑干涉术用于无损检测的探讨[J]. *实验力学*, 1992;7:26~38
- 10 陈金根. 复合材料制品的超声检测[J]. *无损探伤*, 1995;6:1~8
- 11 Bossi RH, Coopride K K. X-ray computed tomography of composite [A]. In: *Proc. of the 36th international SAMPE symp [C]*, 1996:224~239
- 12 Ferraro P, Stetson K A. On the holographic detection of core-to-skin disbonds in composite sandwich structures [J]. *J. Mater. Eval.*, 1994;61(12):1 376~1 381
- 13 Qin Y W, Bao N K. Infrared thermography to its application in the NDT of sandwich structures [J]. *Optics and Laser in Eng*, 1996;21(2~3):205~211
- 14 陈金龙. 双材料界面粘接质量定量检测的相移错位散斑技术[J]. *复合材料学报*, 2001;18(1):128~130
- 15 Chiu W K, Galea SC, Koss L L, Rajic N. Damage detection in bonded repairs using PZT material. *Smart Mater Structure*, 1999; (31):121~158
- 16 Koh Y L, Chiu W K. Smart-structure for composite repair. *Composite Structure*, 1999;47:745~752
- 17 Erdogan F, Arin K A. Sandwich plate with a part-through and a debonding crack [J]. *Engineer Fracture Mechanics*, 1972;4(2):449~458
- 18 Rose L R F. An application of the inclusion analogy for bonded reinforcement [J]. *Int. Journal of Solids and Structures*, 1981;17:827~838
- 19 Davis M J, Bond D A. The importance of failure mode identification in adhesive bonded aircraft structures and repairs. In: *Proceedings of ICCM 12*, 2000:132
- 20 Jones R. Crack-patching: analysis and design [J]. *J. Structure Mechanics*, 1982;10(2):177~190
- 21 Sun C T, Klug J, Arendt C. Analysis of cracked aluminum plates repaired with bonded composites patches [J]. *AIAA*: 369~374
- 22 白金泽. 复合材料胶接修补参数优化分析. *机械科学与技术*, 2001;20(5):748~750
- 23 Molent L, Callinan R J, Jones R. Design of an all boron/epoxy doubler reinforcement for the F-111 wing pivot fitting [J]. *Composite Structure*, 1989;11:57~83
- 24 Davis M J, Bond D A. Adhesive bonded patch repair of damaged composite laminate. Imperial College, London, 1996:21~26
- 25 乔新主编. 波音飞机复合材料结构修理教程. 北京:中国民航出版社, 1996:38~75
- 26 Ratwani M M, Kan H P, Fitzgerald J H. Experimental investigations of fiber composite reinforcement of cracked metallic structures [Z]. *ASTM STP787*, Philadelphia, USA: ASTM, 1982: 541~558
- 27 Sandow F A, Cannon R K. Composite repair of cracked aluminum alloy aircraft structure [R]. *AD—A 190 514*
- 28 Denny J J, Mall S. Characterization of disbond effects on fatigue crack growth behavior in aluminum plate with bonded composite patch [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1997;57(5):507~525
- 29 Alawi H, Saleh I E. Fatigue crack growth retardation by bonding patches [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1992;42(5): 861~868

(编辑 马晓艳)