

# 结构复合材料修补技术研究进展

谭朝元 孙宝岗 邓火英 梁馨 孙红卫

(航天材料及工艺研究所,北京 100076)

**文 摘** 综述了国内外结构复合材料修补技术的最新研究进展,对修补影响因素进行了分析,介绍了结构复合材料修补技术在航天领域中的应用。

**关键词** 复合材料,修补技术,航天

## Progress of Structural Composite Repair Techniques

Tan Zhaoyuan Sun Baogang Deng Huoying Liang Xin Sun Hongwei

(Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

**Abstract** The recent developments of repair techniques of the structural composites are reviewed and the influencing factors of the composite repairs are analyzed. Furthermore the application of the composite repair techniques of Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology in aerospace industry is introduced.

**Key words** Composite, Repair techniques, Aerospace

### 0 引言

航天用结构复合材料制品尺寸大、成本高,在生产、运输和服役期间难免会产生缺陷/损伤,若不能进行及时有效的修补,恢复原结构的使用性能,就只能降级使用甚至报废。因此,复合材料的修补技术越来越引起工程技术人员的重视,国内外纷纷开展复合材料修补技术的研究。

复合材料修补设计和可行性评价开始于20世纪70年代初期。文献[1-3]表明,澳大利亚 Alan Baker 等人对复合材料修补金属材料的技术进行了研究。美国、英国和德国等国家都很重视复合材料的修补技术研究,并采取了严格的保密措施。在其每一个工程研究项目中,修补技术的研究作为其中重要的一环与材料应用研究同时进行,且设计人员都把复合材料及其结构的可修补性作为该材料及其结构能否被采用的一项技术指标。

我国复合材料修补技术研究始于20世纪80年代中后期。1989年,对某飞机副油箱水平安定板支臂裂纹进行了以碳纤维复合材料为补片的外场修补<sup>[4]</sup>。航天材料及工艺研究所开展了C/E复合材料和铝蜂窝夹层结构修补技术研究,其成果直接应用于C/E复合材料卫星支架、铝蜂窝夹层结构整流罩等产

品。但国内目前还局限于针对某些产品的修补进行研究,尚不够系统和深入,在复合材料缺陷/损伤修补理论、有限元模拟、工程应用技术储备、修补评价方法等方面与国外差距明显。本文介绍了结构复合材料修补技术在航天领域的应用。

### 1 修补技术

#### 1.1 修补界限

首先采用无损检测(敲击法、X射线检测、超声检测等)技术,检测出缺陷/损伤的范围和类型,再通过有限元模拟等技术对结构进行损伤容限和剩余强度分析,判断出缺陷/损伤的界限;许可损伤或必须修补损伤。材料、结构、使用用途不同的复合材料产品,具有不同的损伤容限。一般情况下,可通过对试验件力学性能的试验考核,在满足结构安全系数的情况下,制定出该产品不同部位的损伤容限。

对于必须修补的产品,还应确定缺陷/损伤能修与否的界限,当产品缺陷/损伤情况超过了一定的量值时,即使修补后也难以恢复原结构的使用性能或在经济上代价巨大时,则只能报废该产品。

#### 1.2 分析计算

分析计算的目的是在实施修补之前,对损伤区域的剩余刚度和强度给出基本评估,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<sup>[5]</sup>。

有限元分析是复合材料修补结构应力计算的首选方法<sup>[6]</sup>,广泛应用于复杂结构形状、载荷和主要承力构件的分析计算。在待修补结构处于临界状态又要求有较长寿命时,应该采用有限元作精细的应力和应变分析,如对 Mirage 蒙皮的疲劳裂纹的修补<sup>[7]</sup>。

熊晓枫等结合 Farhad Fahmasebi 胶接弹簧元模型,提出了一种双壳/弹簧元模型,可以模拟胶粘修补的特性,简化了弹簧元刚度系数的计算,界面间的约束方程作用由刚性元代替,数值模型更为方便与简捷,并采用所建立的双壳/弹簧元模型对单纯壁板修补和加筋壁板修补进行了力学分析计算<sup>[8]</sup>。

喻梅等基于 Patran/Nastran 有限元软件对复合材料层板的挖补补强结构进行细节应力分析,引入 Tsai-Hill 强度准则和最大剪应力破坏判据预报其压缩强度,通过 PCL 语言实现了挖补结构的参数化建模并讨论主要修补参数的影响规律<sup>[9]</sup>。

### 1.3 修补方法

复合材料修补按连接形式可分为机械连接修补(通常是指螺栓连接或铆接修补)和胶接修补(一般包括注射、补片和换芯修补等)<sup>[10-11]</sup>。

复合材料胶接修补与传统的机械修补方法(铆接、焊接、螺接)相比,具有可设计性强、贴覆性好、增重小、时间短、成本低等优点。在胶接修补方法中应用最多为注射修补、补片修补和换芯修补。注射修补仅限于分层脱粘、孔边缘损伤的修理。

补片修补分为贴补法和挖补法。贴补法一般适于平面形状且修补后不要求恢复结构气动外形的构件表面缺陷/损伤。外贴补片的材料可以选用与母体相同的材料,也可选用复合材料预浸料或者预先固化好的复合材料层板补片。其优点是补片制作容易、施工简单,但对气动外形有一定影响。这类修补形式类似于单面搭接接头。为了减小剥离应力和剪切力的集中,补片长度、搭接宽度及端部楔形角度的设计至关重要,因为在胶接连接中,剥离应力和剪应力集中是造成连接破坏的主要原因。

补片长度、搭接宽度可用如下方法估算<sup>[12]</sup>。

首先,按(1)式估算接头的最大承载力  $p$ :

$$p = 4 \sqrt{h \tau_p E t \left( \frac{\gamma_e}{2} + \gamma_p \right)} \quad (1)$$

式中,  $h$  为胶层厚度,  $\tau_p$  为胶黏剂剪切强度,  $E$  为补片模量,  $\gamma_e$  为胶黏剂的弹性应变,  $t$  为补片厚度,  $\gamma_p$  为胶黏剂的塑性应变。

根据如下准则判断修补的可行性:

若  $p \geq F_\mu$  ( $F_\mu$  为母板设计许用强力), 可修补;  
若  $p < F_\mu$ , 不可修补。

如果可修补,则由(2)式计算补片的最小搭接宽度  $L$ :

$$L = \frac{F_\mu}{\tau_p} + \frac{2}{\lambda} \quad (2)$$

式中,

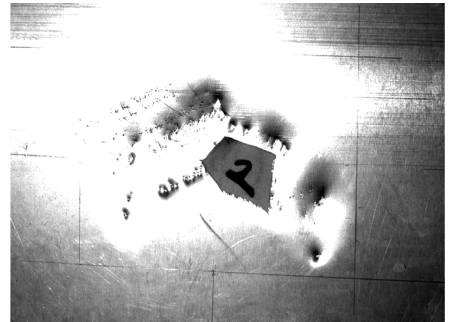
$$\lambda = \left( \frac{2G}{Eht} \right)^{1/2}, \quad G = \frac{\tau_p}{\gamma_e}$$

式中,  $\lambda$  为胶黏剂的弹性应变系数,  $G$  为胶黏剂剪切模量。

最后,确定补片直径( $\Phi$ )或长度。补片直径等于搭接长度、安全裕量(单边 10 mm)的两倍再加上损伤孔的直径( $D$ )。即

$$\Phi = 2(L + 10) + D$$

航天材料及工艺研究所生产的卫星整流罩包含铝蜂窝夹层结构、玻璃钢蜂窝夹层结构和泡沫夹层结构等,整流罩的尺寸较大。在生产、运输、装配和使用过程中,很容易产生蒙皮划伤、凹陷、破裂等缺陷/损伤。通过对缺陷/损伤进行合理有效的修补,能够恢复原结构的使用性能。图 1 为铝蜂窝夹层结构蒙皮损伤后通过贴补法修补照片。



(a) 蒙皮磕碰凹陷损伤



(b) 外贴补片修补

图 1 铝蜂窝夹层结构蒙皮凹陷贴补法修补照片

Fig. 1 Graphs of patch repairing damaged skin of aluminum honeycomb sandwich structure

挖补法在结构形式上可细分为斜接法和阶梯法,两者在恢复强度和刚度上性能相当。挖补法适用范围宽、效果好,但操作比较复杂,对设备和操作人员的

技术要求较高。其中斜接法是指将缺陷/损伤部位加工成斜面,然后再补以新的材料的一种挖补方法,见图2。这种连接胶接面上的剪应力分布比较均匀,并且不存在载荷偏心,补片的剥离应力较小,修补效率较高,特别适用于厚层合板的修补。补片粘接界面的斜度由受力分析确定,界面上的剪应力和剥离应力值取决于界面斜度的大小。对于具有损伤100 mm直径的孔,厚13 mm的层合板,要得到理想的单面楔形角,带斜度的修补孔外径约需600 mm<sup>[13]</sup>。

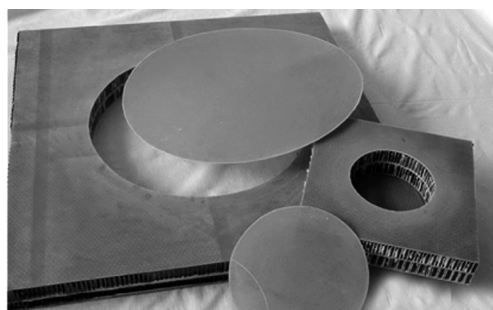


图2 斜接挖补法示意图

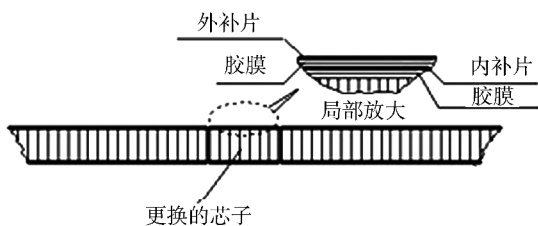
Fig. 2 Sketch graph of scarf patch repair

阶梯法是将缺陷/损伤的部位加工成阶梯状,然后再补以新材料的一种方法。这种方法对现场施工人员的技能要求更高,并且还要求借助有关工具。阶梯修补中,难点是台阶的加工,这种方法要去掉较多的未损伤材料,风险较大。阶梯法去除损伤,一般的加工过程是先从最上面一层开始打磨,依次往下,形成一系列宽度相同的台阶,直至最后最内层的损伤铺层<sup>[11]</sup>。

对于夹层结构复合材料当芯子也被破坏的时候,需要采取换芯修补,即将结构破坏一侧的蒙皮和芯子一起去掉,再重新更换新的芯子,在蒙皮上通过增强补片的形式恢复结构的使用性能(图3)。



(a) C夹层结构换芯修补



(b) 夹层结构换芯修补示意图

图3 夹层结构换芯修补

Fig. 3 Core replaced repair of sandwich structure

## 1.4 修补影响因素

### 1.4.1 胶黏剂

胶黏剂是实现补片止裂作用的中间媒介,因此其选择至关重要。应根据修补结构的承力水平和使用

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黏剂<sup>[5]</sup>。

复合材料胶接修补所用的胶黏剂主要有两大类:一类是多组分的低黏度胶黏剂,主要用于复合材料结构的室温、中温固化修补;另一类是膜状胶黏剂(胶膜),用于热胶接(固化温度 $\geq 100^{\circ}\text{C}$ )固化修补。国外胶黏剂多属于环氧体系,如FM-73、FM300-2、AF-126等,具有很高的韧性和剪切强度、较高的剥离强度,一般在 $100\text{--}120^{\circ}\text{C}$ 固化。国内类似的胶黏剂有黑龙江石油化学研究院研制的J-88、J-47和J-159等。

孟凡颢等发现,胶层中的最大剪应力对胶黏剂的力学性能参数很敏感,认为在保证胶黏剂的抗剪强度的前提下,应适当降低胶黏剂的模量,增加韧性,以降低胶层中最大剪应力值,使应力分布更为均匀。此外,使用韧性胶黏剂的胶接接头疲劳寿命较长,接头的承载能力和耐久性等指标也优于脆性胶<sup>[14]</sup>。

对于工程应用中关于胶黏剂施工厚度的问题,李雁北等认为胶层厚度取 $0.10\text{--}0.15\text{ mm}$ 比较合适<sup>[15]</sup>。如在修补中采用较厚的胶层,胶层内部的缺陷会以指数曲线形式上升,使得实际修补强度下降,单纯依靠增加胶层厚度改善修补效果的做法是不可取的。沈阳飞机设计研究所进行的修补试验中,所有修补结构的胶层厚度均为 $0.12\text{ mm}$ 。

航天材料及工艺研究所通过大量的试验研究,现已拥有常温、中温固化的修补胶黏剂系列,可以满足结构复合材料分层、脱粘、蒙皮损伤等缺陷/损伤的修补需求。现有常温低黏度注射修补胶黏剂ZS-765,室温黏度 $\leq 800\text{ mPa}\cdot\text{s}$ ,操作时间为 $1\text{ h}$ ,可用于复合材料分层、板-板、板-芯脱粘修补;常温灌注修补胶黏剂G7A-21,满足铝蜂窝夹层结构的修补需求;针对C/E复合材料结构研制了可中温、常压固化的低黏度分层注射树脂体系ZT-3和HZS-1。

### 1.4.2 补片尺寸和铺层

刘艳红等<sup>[6]</sup>发现当补片长度较小时增加补片尺寸,有利于载荷从裂纹板通过胶层向补片层的传递,发挥补片的作用,从而降低其裂纹尖端的应力集中。而补片长度达到一定值后继续增大,修补效果下降。这说明对于确定的裂纹和应力场,存在一个最优的补片长度。需要对补片长度进行优化<sup>[16]</sup>。孟凡颢等指出<sup>[14]</sup>:贴补修理的补片直径一般为损伤孔径的 $2.5\text{--}3$ 倍;建议用母板厚度的 $1/2\text{--}2/3$ 作为贴补修理的补片厚度。

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。杨孚标等<sup>[17]</sup>发现,补片的第一层铺

层方向对修补效果具有决定性作用,即当与裂纹板接触的补片表层纤维方向垂直裂纹方向时,能较好地发挥补片的“架桥”作用和“止裂”作用。但当裂纹板在裂纹方向承受较大的压缩载荷时,表层纤维平行裂纹方向的补片具有较好的修补效果。一般情况下,结构所受的载荷非常复杂,在保守的情况下,还是采用铺层同母板铺层方向相同的补片为好<sup>[8]</sup>。

### 1.4.3 单/双面胶接

单面修补因为偏心压缩带来较严重的弯曲效应,因而降低了修补效率。但是,在实际修补结构中,由于修补结构四周存在弹性支持,限制了修补结构的变形,因而弯曲效应实际上并没有理论计算结果显示的那么严重。

双面修补由于避免了单面修补带来的附加弯距影响,可以大大降低修补后结构的剥离应力,增强修补结构的极限强度。因此,在实际结构开敞性以及现场情况容许的情况下,应该首选双面修补方式<sup>[15]</sup>。

### 1.5 胶接修补效果评定

对结构的胶接修补效果进行完整的评定主要包括以下内容<sup>[2,6]</sup>:

- (1) 修补后的结构强度应恢复到一个可以接受的水平;
- (2) 修补后结构的刚度与原结构的总体刚度基本保持一致;
- (3) 修补结构的寿命达到一定的要求;
- (4) 结构质量的增加最小;
- (5) 尽量保证原结构光滑完整,构件的外形修补气动外形变化要小;
- (6) 修补中使用的设备与工具要少,即可操作性要好;
- (7) 结构的修理成本控制一定范围内。

## 2 国内应用进展

我国较早报道的是对 Tu-145 复合材料雷达罩损伤的修补;西北工业大学杨长红等对固体火箭发动机喷管中布带缠绕制品的缺陷进行了开创性的修补研究工作,修补后可提高固体发动机喷管布带缠绕制品的使用质量和可靠性,降低成本,节省制造费用<sup>[4]</sup>;成都飞机工业(集团)有限责任公司成功采用改性酚醛树脂玻璃钢蒙皮和双层蜂窝夹心结构修补雷达罩<sup>[18]</sup>;陈域广等<sup>[19]</sup>对复合材料修补进行了应用研究。许占显等<sup>[20]</sup>对某型飞机腹鳍前段夹芯复合材料蒙皮破损进行了补片修补。

针对 C/E 复合材料,航天材料及工艺研究所研制了适用于修复分层缺陷的注射用低黏度修补胶黏剂、中温真空压力固化 C/E 复合材料修补预浸料、修补方法及工艺、大尺寸修补件的修补工艺等。成功修

补了损伤孔径为 100 mm、厚度为 3 mm 的 C/E (T300/648) 复合材料准各向同性层压板,修补后拉伸和压缩强度的修补效率均达到 80% 以上,最高达 133%;室温和 120℃ 的二级断裂韧性修补效率达到 80% 以上。研制了可在 130℃、真空压力(约 0.1 MPa)和无吸胶工艺条件下固化成型的 T300/TDB-3 低树脂含量预浸料,其主要力学性能达到甚至超过了 170℃、0.6 MPa 压力和吸胶工艺条件固化成型(如热压罐和模压成型)的 T300/648 水平。

目前,C/E 复合材料修补技术已在长征运载火箭的液氢箱体、液氢导管、整流罩、扇形板、卫星支架、井字梁等结构的十余次修补中得到应用。

航天材料及工艺研究所对蜂窝夹层结构注射、灌注、补片和挖补修补技术等开展了研究,对铝蜂窝夹层结构生产和应用过程中产生的蒙皮破损、拼缝开裂、蜂窝塌陷、板芯脱粘等多种损伤情况进行过修补。采用 G7A-21 灌注修补胶修补某整流罩蜂窝芯子拼缝脱粘,其中最大的脱粘面积 2 400 mm<sup>2</sup>。修补后通过对试验件进行侧压试验来评定修补效果。其中,正常件破坏载荷为 114.95 kN,破坏模式属于正常破坏;缺陷件破坏载荷为 67.17 kN,破坏模式属于损伤区屈服破坏;修补试验件破坏载荷为 122.65 kN,破坏模式属于修补区外屈服破坏,修补效率达到了 106.7%。近年来,对大型蜂窝 C 夹层结构玻璃钢结构件进行了应急快速修补研究。对泡沫夹层复合材料也进行了损伤修补研究。

## 3 结语

目前,在工程上应用较多的还有电子束固化修补技术、光固化修补技术、微波修复技术等。复合材料微波修补技术是一种全新概念的“胶接”技术,它是指将微波技术引入复合材料修补领域,在修复区注入微波吸收剂,以提高修复区材料的磁导率;同时用特殊设计的微波施加器对修复区施加微波能,使之在极短的时间形成新的、更强的界面,使缺陷和损伤得以修复。克服了传统粘接修复技术存在的固化速度慢和不均匀等缺陷。

随着热塑性复合材料的逐步应用,包括树脂自修复技术在内的复合材料修补技术得到了更多的关注。

对于损伤容限、修补设计和工艺、修补可靠性等方面的问题,可以采用从试样到元件再到部件,结构、损伤和载荷形式由简单到复杂等思路进行研究,开发修补分析和设计软件,为国内复合材料的损伤修补提供理论分析保证和技术支撑。复合材料修补问题的解决必将带来巨大的经济效益,进一步推动复合材料在我国的发展,提高应用水平。

(下转第 71 页)