

损伤金属飞机结构的复合材料 胶接修补技术研究

中国民航学院 机电工程学院 钱若力 徐建新

由于设计、制造、选材、维护管理等方面的不合理或者不正确,常常会导致飞机结构的损伤和破坏,如机体裂纹和表面腐蚀损伤等,如不及时修补,必将导致灾难性的事故发生。为了保证飞机的飞行安全,恢复损伤结构的使用功能和结构完整性,需要对这些损伤部位进行合理的修补或更换。

因此,损伤飞机结构的修补技术和老龄飞机结构的延寿问题,已日益引起世界各国航空界的高度重视和普遍关注,而建立和完善一整套优质、高效、低成本的结构修补技术,就成为飞机结构修补的核心内容。

一、国内外研究现状

传统的机械修补方法是把金属补强板用铆接、焊接或螺接的方法在损伤部位进行局部补强。这种修补方法的突出缺点是使结构重量增加许多,并且由于在修补过程中需要对原结构开孔,会形成新的应力集中源,使损伤区域的受力情况进一步恶化,导致结构提前开裂破坏,降低结构的修补效果。

自 60 年代起,随着复合材料制造技术的不断提高,复合材料因其固有的比强度、比刚度高、抗疲劳性能和耐腐蚀性能好、可设计性能好等优点,迅速得到了较为广泛的应用。针对复合材料结构使用过程中出现的损伤,人们相应研究发展了损伤复合材料结构的修补方法。其中,一种最有效和被广泛采用的方法是“胶接补片贴补法”。就是将已固化或未固化的复合材料预浸料补片,用胶接的方

法贴补到损伤部位,进行局部补强,以达到延长结构使用寿命的目的。

此后,澳大利亚航空研究所 Baker 等人通过研究发现:复合材料补片胶接修补技术不仅适合于复合材料飞机结构,对损伤金属飞机结构的修补也同样有效。于是,从 70 年代中期起,澳大利亚和美国空军先后在这方面开展了大量的理论分析和试验研究,把该项技术逐渐移植引用到金属飞机结构的修补中。经过多年的试验和验证表明:该项修补技术不仅能够有效地阻止损伤的进一步扩展,而且可以大大降低修补时间和修补费用,目前已成功地在多种军用和民用飞机上得到了应用,并取得了巨大的经济效益。

在“七·五”和“八·五”期间,我国在这方面也开展了一些基础性的研究工作,主要是胶接修补效果的理论计算及一些相关的试验与分析。

二、结构胶接修补技术的优缺点

1. 优点

与传统的机械修补方法相比,复合材料补片胶接修补技术,具有明显的优点。

(1) 结构增重小

由于复合材料的比强度、比刚度较高,因此,要达到同样的修补效果,复合材料补片的厚度较小。理论计算和试验结果表明:要达到同样的修补效果,硼/环氧复合材料补片的厚度仅为铝合金补片厚度的二分之一到三分之一。

复合材料本身具有可设计性,可以根据损伤结构的具体受力特点,采用改变补片铺层含量的方法达到最佳受力状态,最大限度地发挥复合材料的优势,降低修补结构的重量。

(2) 修补时间短,成本低

采用复合材料补片胶接修补技术的一个显著优点是可以大大缩短修补时间和降低修补成本。例如,C-141 飞机机翼下壁板出现腐蚀损伤后,采用机械修补方法需要 6 个星期,如果采用复合材料补片胶接修补技术,仅需 2 个星期就可完成,其中实际修补时间仅为 12 小时(表面处理 4 小时和胶接固化 8 小时),有效地降低了工人的劳动强度,提高了飞机的出勤率,且修补后结构的使用寿命增加了 4.3 倍。

(3) 修补效率高

在复合材料补片胶接修补过程中,一般不需要对原结构开孔,因此不会形成新的应力集中源,从而改善了应力集中和承载情况,有利于提高结构的抗疲劳性能和损伤容限性能。

(4) 成形性能好

可以通过二次共固化技术改变复合材料补片的表面形状,因此,对于复杂曲面,采用复合材料补片胶接修补技术更容易实施,且修补后补片与原结构贴合较好,具有恢复原有结构形状和保持光滑气动外形的能力。

此外,这种修补方法不受结构施工条件的限制,对于封闭结构或复杂类型的结构,都可以从单面进行胶接修补。

(5) 无损探伤简单

由于硼/环氧复合材料不导电,采用涡流探伤方法可以有效地检测出补片下裂纹等损伤的扩展情况,外场使用也很方便。

超声波探伤方法不仅可以有效地检测出补片中存在的损伤,也可用于检测胶层的粘接质量(如气孔、脱胶分层等)。由于超声波

穿透力强,灵敏度高,并且对人体无害,因此超声波探伤技术已得到广泛的应用。特别是在外场使用时,因其成本低和结构轻便而倍受欢迎。

2. 缺点

就目前而言,在复合材料补片的胶接修补过程中,也存在着一些困难和不尽人意之处。

(1) 胶接修补前,需要对结构进行表面处理,且表面处理质量对结构修补后的疲劳寿命有较为显著的影响。通常情况下,在外场使用时,可在铝合金表面用砂纸打磨后再进行磷酸无箱阳极化处理(PANTA),就可以获得较好的表面质量。此外,也可先用溶剂进行清洗,再进行表面机械喷砂,最后用硅烷偶合剂进行处理,效果也很好。但是,采用溶剂清洗后必须用清水把溶剂清洗干净,否则残留或混入的化学成分可能会在原来的损伤处产生新的腐蚀损伤,降低修补质量。同时,在外场条件下使用溶剂清洗时,必须对周围结构采取有效的保护措施。

(2) 在复合材料补片胶接修补过程中,按照结构胶粘剂的使用要求,需要在一定的温度和压力下进行胶接固化,才能获得较好的胶接质量。用复合材料补片胶接修补损伤金属结构有一个很大的特点和难点,即整个飞机的金属骨架传热很快,这不同于复合材料结构,因此,要在修补区域保持一个局部的恒定温度场是相当困难的。

(3) 由于复合材料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,或在不同于固化温度的环境条件下使用时,修补结构中将有残余热应力存在,引起修补结构中的应力重新分布,给分析计算工作带来困难。

(4) 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,应采取有效的防范措施。

三、结构胶接修补的技术要点

1. 胶粘剂的选择

胶层是实现补片止裂作用的中间媒介,因此,对胶粘剂的选择是至关重要的。应根据修补结构的实际承力水平和使用环境条件选用胶粘剂,既要有较高的剪切强度,又要有较好的抗湿热老化能力。

国外在复合材料补片胶接修补技术中采用的胶粘剂大多数属于环氧丁腈类体系,如 FM-73, AF-126 等。这种类型的胶粘剂具有很高的韧性和剪切强度,并有较好的抗剥离能力,一般在 100~120℃ 固化,属于中温固化胶系。

自 60 年代以来,国内也在积极开展这方面的研究工作,现已生产出质量较为稳定的类似胶粘剂,如黑龙江石油化学科学研究所研制的 J-47 和 J-95 等,其性能已基本接近 FM-73。

2. 补片材料的选择

迄今为止,国外大多数采用硼/环氧复合材料补片对损伤金属结构进行胶接修补,其优点是强度高,刚性好;热膨胀系数相对高,与金属部件的热匹配性能好,有利于降低胶接修补结构中的残余热应力;导电性低,便于使用常规的涡流无损检测技术;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,加工也比较困难。而碳/环氧复合材料的价格比较便宜,在航空工业中应用较广;易于操作,表面不易刺破;可制成较小圆弧半径的形状,因而适合于复杂结构的修补。但它的主要问题是强度和刚度不如硼/环氧复合材料;与金属接触后容易发生电化学腐蚀。

3. 补片形状和尺寸设计

(1) 补片形状设计

确定补片的形状时应充分考虑损伤结构的具体特点,并注意不要使补片的形状太特

殊。当补片的形状发生变化时,要有足够的圆角半径过渡。

通常情况下,补片常加工成长方形、圆形或椭圆形。长方形补片的加工比较方便,但结构修补后的受力没有圆形或椭圆形补片好。

另外,在飞机结构的外表面进行胶接修补时,一般将补片的四周做成斜削的形状,使连接处截面的变化比较缓和,从而降低胶接端头胶层内的剥离应力和最大剪切应力。

(2) 补片尺寸设计

理论计算和试验结果都表明:当裂纹长度恒定时,如增加补片的宽度,则可以提高结构的静强度和疲劳寿命;而增加补片的长度,反而会降低结构的静强度和疲劳寿命。增加补片的厚度,可以提高结构的修补效果,但胶层内的最大剪切应力也随之提高,为了避免胶层发生脱胶,补片厚度的增加也有一上限值。

(3) 补片铺层设计

为了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;同时,层与层之间应避免出现过大的剪切应力和剥离应力。

4. 胶接件的表面处理

通常情况下,需要用物理或化学方法对被粘接物表面进行适当的处理,其主要目的如下:

(1) 清洁被粘接物表面,清除表面的尘埃、油污、锈蚀、腐蚀等,提高胶粘剂对被粘接物表面的湿润性。

(2) 粗化被粘接物表面,增加实际胶接面积,有利于胶粘剂的渗透,提高粘附力。但是,粘接物表面的粗糙度又不能超出一定的界限,否则会降低胶接强度。同时,表面过于粗糙,在胶接过程中容易留下气孔,影响胶接质量。

为了有效地保证结构的胶接修补质量,确保飞机的安全使用,通常需要对修补结构进行无损检测和试验验证。C 扫描和涡流检测方法是较为常用的两种检测手段,可以有效地检测出补片不损伤的扩展情况。

四、结构胶接修补技术在飞机上的应用

由于复合材料补片在损伤金属飞机结构的胶接修补中显示出巨大的优越性,因此,从 70 年代中期起,澳大利亚和美国空军就着手开展这方面的研究工作。经过多年的理论分析和实验研究,在实际飞机结构中得到了应用。自 70 年代中期以来,在铝合金受损结构中约有 2,000 多个硼/环氧复合材料补片经受了飞行的考验;在 1993 ~ 1994 年,美国空军又在 C-141 军用运输机的裂纹部位采用了该项修补技术,总数约为 2,000 个。表 1 列出了澳大利亚航空研究所在实际飞机结构上所做的胶接修补工作。

五、结构胶接修补试验研究

1. 试件的材料和形状

裂纹板为 3mm 和 2mm 厚的 LY12CZ 铝合金长方形板,板中心用 $\varnothing 1$ 钻头钻一圆孔,并用钨丝切割出一条人工缺口(预制裂纹),如图 1 所示 ($L = 300\text{mm}$; $W = 98\text{mm}$; $2a =$

14mm)。复合材料补片采用 T300/QY8911 碳/环氧单向层合板(长度为 B,宽度为 C),层合板共四层,均为 0° 方向铺设(即层合板的纤维方向平行于载荷方向),总厚度为 0.5mm。

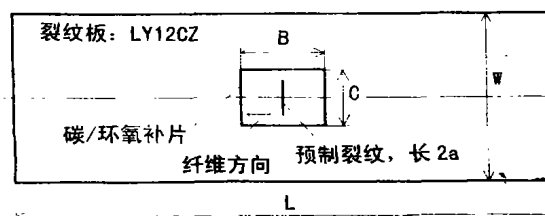


图 1 试件形状

胶层采用 J-47-A 胶膜,其厚度为 0.2mm,它是一种中温固化的环氧树脂—丁腈橡胶体系结构胶粘剂,采用这种胶膜的好处是:胶的成分和厚度易于控制,工艺操作简单。

2. 静强度对比试验

在 MTS810-25T 疲劳试验机上进行试件的静强度试验。试件安装到试验机上后,逐渐增大载荷值,直至试件在裂纹处发生断裂为止。

(1) 3mm 厚的 LY12CZ 铝合金板

3mm 厚 LY12CZ 铝合金板的静强度对比试验结果如表 2 所示。

(2) 2mm 厚的 LY12CZ 铝合金板

2mm LY12CZ 铝合金的静强度对比试验

表 1 胶接修补技术在飞机上的应用

机型	损伤部位	损伤结构材料	损伤类型	修补补片材料
Hercules	机翼壁板	7075-T6	应力腐蚀	硼/环氧
Macchi	起落架轮毂	镁合金	疲劳裂纹	硼/环氧
Mirage	腹鳍蒙皮	2024-T3	疲劳裂纹	硼/环氧
Mirage	机翼下表面	AU4SG	疲劳裂纹	硼/环氧
Nomad	机翼上表面	2024-T3	疲劳裂纹	硼/环氧
Nomad	门框	2024-T3	疲劳裂纹	硼/环氧
F-111	龙骨梁	7075-T6	应力腐蚀	硼/环氧
F-111	机翼枢轴	D6AC	疲劳裂纹	硼/环氧
Orion	机身蒙皮	2024-T3	雷击烧伤	硼/环氧

(下转第 27 页)

(上接第 22 页)

表 2 静强度对比试验结果

单位:KN

序号	补片尺寸 B×C(mm×mm), 补片数量						
	无补片	60×25 (单面)	70×25 (单面)	80×25 (单面)	70×20 (单面)	70×30 (单面)	70×25 (双面)
1	83.40	114.70	111.60	140.72	106.38	116.20	127.37
2	84.20	114.32	112.40	105.53	106.46	115.96	126.94
平均	83.38	114.51	112.0	105.13	106.42	116.08	127.16
增长幅度	—	36.6%	33.7%	25.45%	27.0%	38.5%	51.7%

结果见表 3 所示。

3. 疲劳寿命对比试验

疲劳寿命对比试验在 MTS810-10T 疲劳试验机上进行。加载频率为 $f=20\text{HZ}$, 加载波形为正弦波。

(1) 3mm 厚的 LY12CZ 铝合金板

最大载荷为 $P_{\max}=30\text{KN}$, 载荷比 $R=0.1$, 疲劳寿命对比试验结果见表 4 所示。

表 3 静强度对比试验结果 单位:KN

序号	补片尺寸 B×C(mm×mm), 补片数量		
	无补片	70×25 (单面)	70×25 (双面)
1	56.80	75.96	89.92
2	54.28	76.34	88.96
平均	55.54	76.15	89.44
增长幅度	—	37.1%	61.0%

表 4 疲劳寿命对比试验结果

单位:循环次数

序号	补片尺寸 B×C(mm×mm), 补片数量						
	无补片	60×25 (单面)	70×25 (单面)	80×25 (单面)	70×20 (单面)	70×30 (单面)	70×25 (双面)
1	13109	46851	41849	37834	35687	57420	103334
2	14203	45975	42645	38695	31059	58291	101489
3	—	42488	47359	40150	35446	55278	97825
4	13497	—	39624	43162	36487	57072	98403
5	12558	43571	39957	40085	35901	61685	99517
6	13055	45082	43561	39694	36990	—	—
平均	13284	44793	42499	39937	35262	57949	100114
增长幅度	—	3.37	3.20	3.01	2.65	4.36	7.54

(2) 2mm 厚的 LY12CZ 铝合金板

最大载荷为 $P_{\max}=20\text{KN}$, 载荷比 $R=0.1$, 疲劳寿命对比试验结果见表 5 所示。

由表 2~表 5 的试验数据可以看出, 增加补片的宽度, 可以提高结构的静强度和疲劳寿命; 而增加补片的长度, 反而会降低结构的静强度和疲劳寿命, 这与理论分析结果基本一致。即补片的长度越大, 结构的修补效果越差。出现这种情况的主要原因有以下两个方面:

①根据接头的胶接理论, 只有在接头端头的很小一部分胶层内发生剪切变形并传递剪切载荷, 并且很快以指数幂衰减到零, 而在胶接头的大部分区域内, 胶层并不传递载荷。一般来说, 胶接修补结构中胶层传递载荷的长度大约为裂纹长度的一半, 超过此值后, 补片长度的进一步增加, 并不会在裂纹板和补

表 5 疲劳寿命对比试验结果
单位:循环次数

序号	补片尺寸 B × C(mm × mm), 补片数量		
	无补片	70 × 25 (单面)	70 × 25 (双面)
1	16787	64411	170302
2	18107	70586	182587
3	15875	61862	160064
4	14925	73809	166779
5	15543	67549	197872
6	16131	77032	176750
平均	16228	69208	175726
增长幅度	——	4.26	10.83

片之间传递更多的载荷。

②裂纹板经复合材料补片胶接修补后, 修补区域的局部刚度增大, 使周围未修补金属板内的载荷向修补区域靠拢, 增加了修补区域内的载荷传递量(如图 2 所示)。补片的长度越大, 修补区域的局部刚度也越大, 对结构修补效果的不利影响也越大。

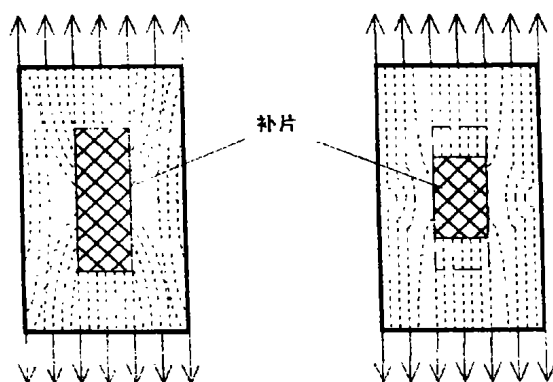


图 2 局部刚度大小对结构传力的影响

4. 小结

通过静强度和疲劳寿命对比试验, 可以得到以下结论:

(1) 经碳/环氧复合材料补片单面及双面

胶接修补后, 铝合金裂纹板的静强度和疲劳寿命均有明显提高;

(2) 增加补片的宽度, 可以提高结构的静强度和疲劳寿命; 而增加补片的长度, 反而会降低结构的静强度和疲劳寿命, 这与理论分析结果基本一致; 增加补片的厚度, 裂纹板的静强度增大, 而其疲劳强度却减小;

(3) 与单面胶接修补板相比, 双面胶接修补板的静强度和疲劳寿命增加幅度较大;

(4) 从试件的破坏型式来看, 大多数补片出现层间剥离, 而胶层完好, 这说明 J-47-A 胶膜具有较好的剪切强度和抗疲劳性能, 能满足结构胶接修补的要求。

六、结束语

复合材料补片胶接修补技术是一项具有巨大发展潜力的结构修补技术。该项技术的开发与应用, 将缩短损伤飞机结构的修补周期, 降低修补成本和简化修补工艺, 提高飞机的可靠性和延长使用寿命, 对维持和增加空军战斗力起重要作用。把该技术发展用于民机, 对提高民用飞机的使用寿命和降低维修成本, 也有积极的作用, 并产生巨大经济效益和社会效益。

参考文献

- 1 Baker A A. Boron fibre reinforced plastic patching for cracked aircraft structures. Aircraft. Sep. 1981
- 2 Baker A A. Fibre composite repair of cracked metallic aircraft components - practical and basic aspects. Composites. 1987, 18(4)
- 3 Baker A A. Repair efficiency in fatigue - cracked aluminum components reinforced with boron/epoxy patches. Fatigue and Fracture for Engineering Material and Structure. 1993, 16(7)
- 4 徐建新. 损伤金属结构的复合材料胶接修补技术研究[博士学位论文]. 南京航空航天大学. 1996
- 5 徐建新. 裂纹板的复合材料补片胶接修补研究[博士后出站报告]. 西北工业大学. 1998