

复合材料贴补技术在飞机结构损伤抢修中的应用分析

王彦¹ 崔文峰² 邓秀全²

(1 中国人民解放军 93156 部队 黑龙江 哈尔滨 150000; 2 大连长丰实业总公司 辽宁 大连 116000)

摘要: 本文针对安装在复杂的飞机异形构件上补强件设计难题, 提出了复合材料在金属构件上的贴补技术, 解决了异形构件上补强件设计、制造等难题, 通过对碳纤维、玻璃纤维织物在金属构件贴补方面的相关力学性能及工艺分析, 证明复合材料贴补技术完全可以用于飞机抢修。

关键词: 故障; 玻璃纤维; 碳纤维; 铝合金; 贴补; 强度

0 引言

现代战机机体结构一般都是采用先进的高强度铝合金、钛合金、高强度钢、复合材料等制造, 金属构件若出现裂纹故障, 一般采用换新、补强、焊接等工艺方法修复, 这些工艺方法在飞机大修时可按正常工期开展, 但飞机在战时抢修的条件下必须在短时间内快速修复。机体上存在复杂多曲面的构件出现裂纹、破损等损伤, 在机上采用焊接修复会存在燃烧、引爆等风险, 采用金属补强件补强修理, 又存在补强件的外形设计难度大、制作周期长等难题, 不能在短期内完成构件修复。为了解决该问题, 本文对复合材料成形工艺及性能等展开研究, 利用复合材料贴补技术完成金属构件裂纹补强修理。

1 飞机结构一般战损模式

飞机在战时状态下, 机体结构一般会出现破孔、撕裂、断裂、变形、裂纹等故障, 这些故障一般都是由外

来物(弹片、杂物)冲击造成的, 但也存在飞机过载导致的断裂、变形、裂纹等故障。飞机在正常的训练中, 会按飞行大纲要求进行空中演练, 一般不会超出设计飞行载荷, 而在实战的条件下, 随时会受到拦截、攻击、避让等不确定因素影响, 飞行姿态瞬间变化较大, 便会在不同程度的过载, 部分构件受载能力已超出极限, 进而出现弯曲、裂纹等故障。

2 结构常用补强工艺

飞机构件出现破孔、裂纹等故障, 通常情况下采用补强的工艺方法修复。构件补强工艺方法包括挖补、贴补、搭接等, 补强件所选用的材料及材料厚度一般都与构件材料相同, 若补强件影响了装配协调性或气动性能, 外形、厚度等会出现一定变化, 但选用材料强度必须满足补强要求。如图 1 所示, 挖补修理工艺是将构件受损部分按规则形状切除, 在切割区域非气动面安装与构件等强度衬板, 制作与切口规格相同的补片, 补片镶嵌在切口内, 补片材料与构件相同, 通过螺栓或铆钉与衬板

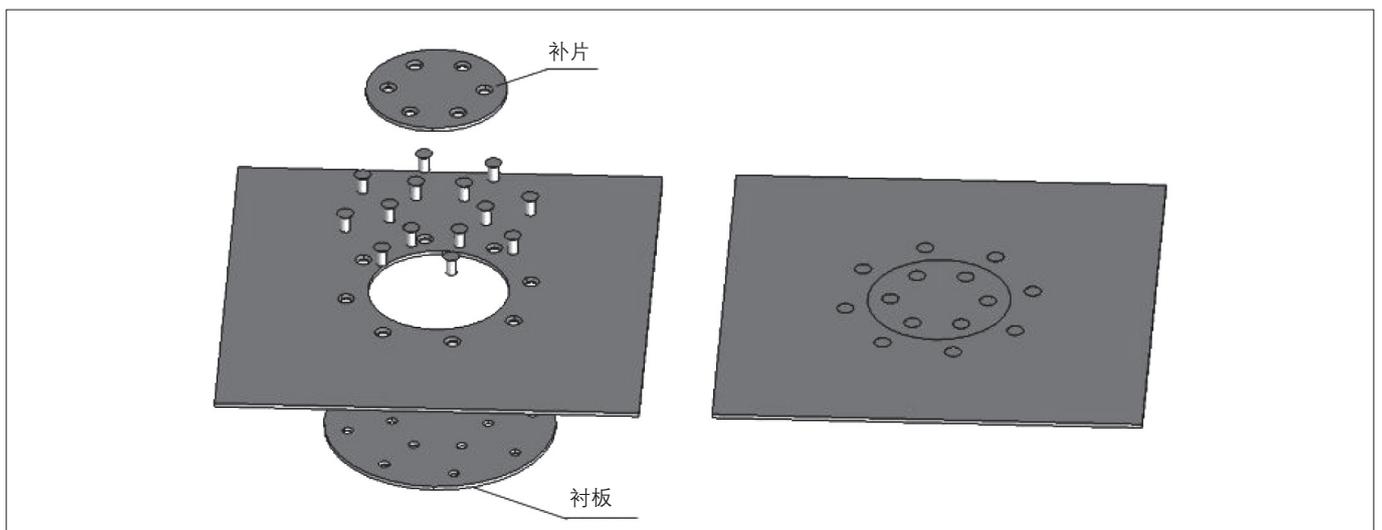


图 1 构件损伤挖补修理

连接，这种工艺通常用于气动性能要求较高的构件表面上。如图2所示，贴补修复工艺是在构件损伤区域上安装一个补强件，补强件通过螺栓或铆钉连接在构件故障区域表面；搭接修复工艺一般表现在型材断裂后使用连接件将两端桥接固定。

上述补强工艺应用最多的为贴补工艺，尤其是飞机内部构件上出现裂纹时，通常会采用与构件贴合的加强件进行补强修理，但飞机内部构件基本都存在复杂的曲面、多角度等结构形式，测绘较为困难，加强件设计一般都是在构件表面上采用铸模、扫描等方法提取外形尺寸，补强件绘制后经机械加工、热处理等诸多漫长的环节完成制造。

3 复合材料在金属构件上的贴补工艺

鉴于外形复杂的构件上所用金属补强件存在设计

难、加工时间长等问题，可考虑采用复合材料贴补技术替代金属补强件在外形复杂的构件上补强，主要的工艺方法如下：①在受损构件修理区域打磨粗超；②打磨区域铺敷一层胶膜；③在胶膜上铺敷1~2层玻璃纤维织物，在织物上铺敷预浸料或单向带，根据强度需要计算铺敷预浸料或单向带的层数，单向带铺层方向一般按[0/45/30/-45/95]铺敷；④如图3所示，在预浸料或单向带上铺敷其他辅助器材，辅助器材铺敷范围均应超出预浸料或单向带铺敷范围；⑤对预浸料或单向带进行加温、加压，根据材料固化要求进行温度控制，中温固化胶黏剂的固化温度在120~130℃，高温固化胶黏剂的固化温度在170℃以上，固化时间一般在2h左右，压力根据不同材料一般都在0.08~0.1MPa；⑥固化后拆除所有辅助器材，对复合材料表面进行打磨修整，根据构件受力情况可适当增加紧固件以进一步紧固。

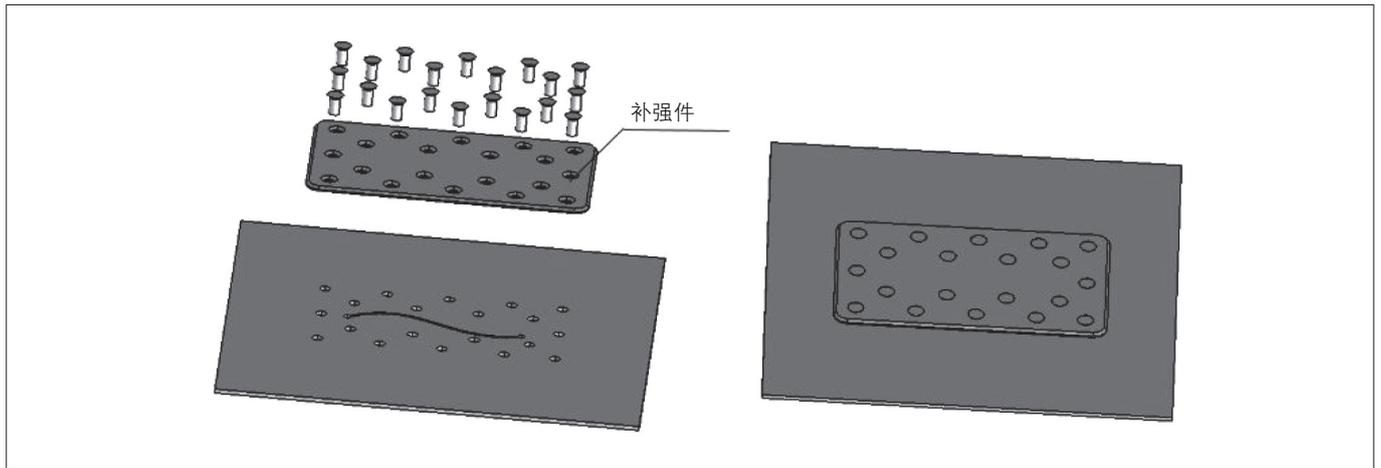


图2 构件损伤贴补修理

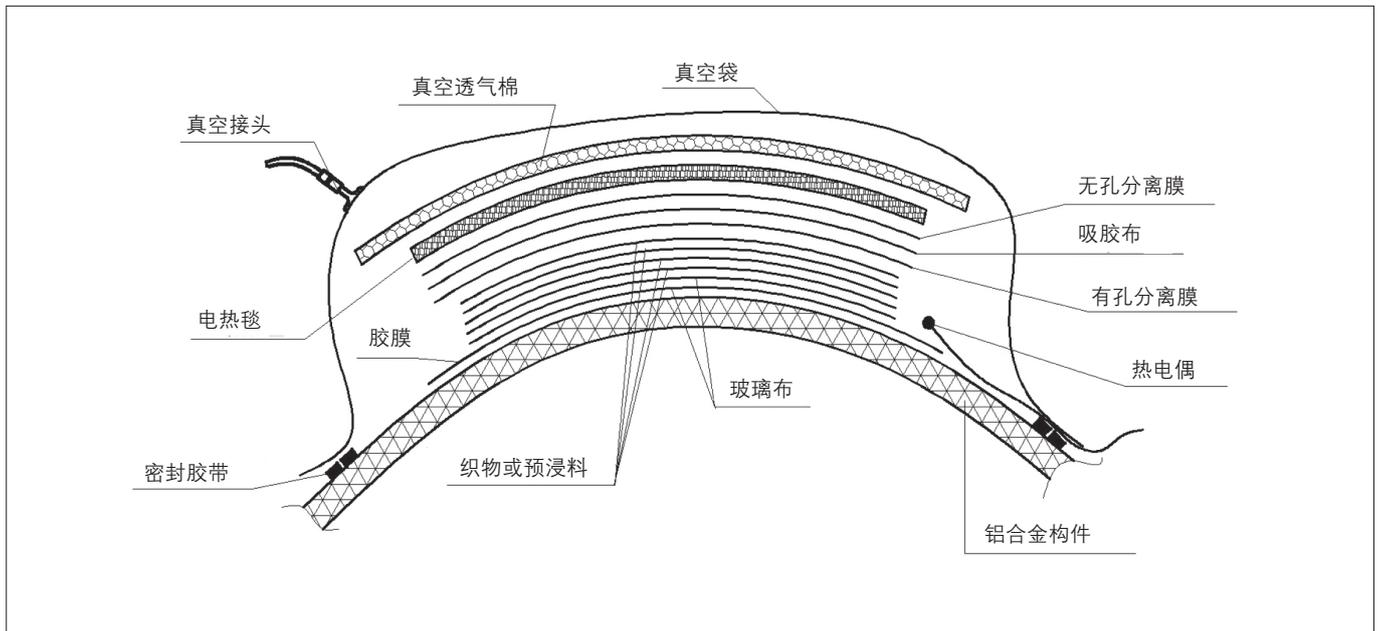


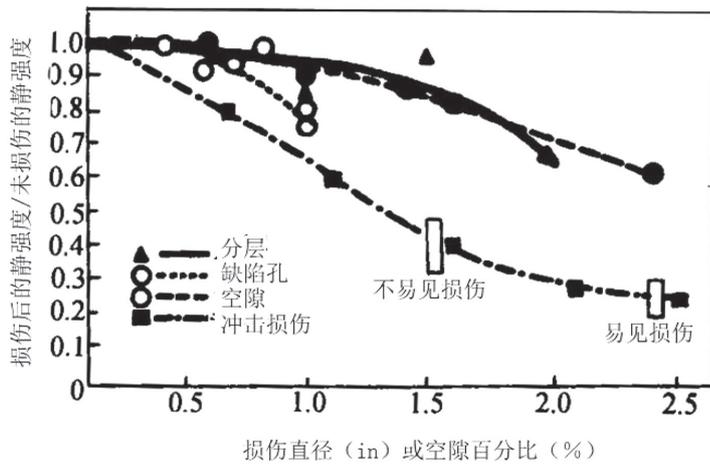
图3 复合材料在铝合金构件上贴补修理

4 复合材料在金属构件上的贴补工艺分析

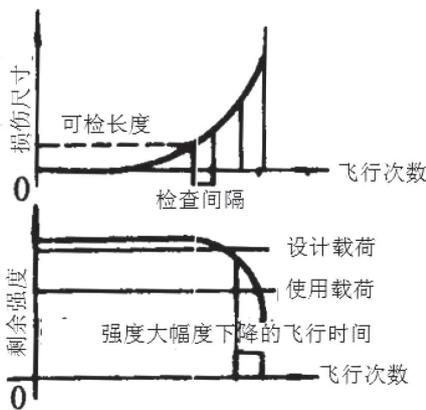
与传统的金属材料相比，复合材料具有比强度和比刚度高、可设计性强、抗疲劳性能和抗腐蚀性能好、便于大型组合件整体成形、尺寸稳定性好等优点，但也有层间强度低、抗冲击能力差等缺点。复合材料层间强度低主要是由于环氧树脂基强度较为薄弱，正常情况下通过高强度树脂将复合材料黏结在构件上便可满足使用强度要求，但为了防止过载时导致复合材料补强件与构件之间产生脱黏，可在复合材料补强件上增加铆钉、螺栓等进行紧固。由于复合材料连接孔使纤维造成了破坏，在一定程度上削弱了复合材料补强件的强度，所以应尽量减少紧固件的数量，多

排紧固件尽量避免交错排列，紧固件应涂胶湿装配，通过紧固件的夹紧力可使复合材料损失的强度得到补偿。

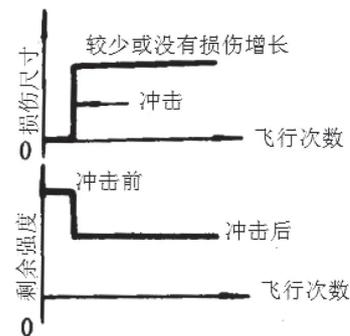
复合材料层间强度薄弱，受硬物冲击时，会使复合材料内部产生分层损伤。损伤后复合材料与金属结构的表现亦不同，金属结构的低速冲击损伤不会立即降低结构的剩余强度，长期使用后会形成疲劳裂纹，并可能增长到临界尺寸危及安全。但对复合材料结构而言，即便肉眼不可见的损伤也会立即导致强度下降，但多数情况下损伤并不增长或增长很慢。可见，复合材料损伤存在两种特点：一是对冲击损伤的敏感性；二是非增长型损伤的存在，可采用“损伤无增长”的设计概念，情况详见图4。



(a) 各种损伤后的强度降低



(b) 金属结构冲击损伤的特性



(c) 复合材料结构冲击损伤的特性

图4 金属材料和复合材料结构冲击损伤特征

5 复合材料补强件性能分析

复合材料补强件的稳定性和可靠性主要取决于其力学性能及抗老化性能等方面。飞机除了主要承载构件如起落架、梁、轴等采用高强度钢制造，大部分构件材料为高强度铝合金，而发生在铝合金构件上的变形、裂纹等故障也较多。飞机上用的高强度铝合金材料一般为7B04、2B06、5A90、2D12等，7B04锻件在力学性能方面要优于其他牌号的铝合金，因此7B04锻件一般用于制作受载荷较大的构件。表1显示7B04/T74状态的模锻件最大纵向抗拉强度标值为490~580MPa，最大横向抗拉强度标值为470~550MPa，其总体强度高出其他铝合金100~200MPa。

7B04锻件虽然在力学性能方面优于其他铝合金，但复合材料力学性能还要优于7B04锻件。

表2显示飞机上用高强度SW220A/5222玻璃纤维层压板经向拉伸强度高达605MPa，纬向拉伸强度可达到568MPa，弯曲强度可达到758MPa，其他玻璃纤维层压板主要力学性能均不弱于7B04锻件。由此可见，在受损的铝合金构件上使用高强度玻璃纤维补强修理，完全可使构件损失的强度得到补偿。

高强度玻璃纤维复合材料在铝合金构件上补强虽然可满足强度要求，但有的构件受装配协调性、气动性能等方面的影响，需减少补强件的厚度。由于玻璃纤维复合材料补强件的强度不能满足补强要求，只能选用强度值远高于玻璃纤维的碳纤维，碳纤维层压板拉伸强度一般都会高于1000MPa，譬如飞机上用的高强度结构钢30CrMnSiA。表3显示T300/5222碳纤维单向层压板纵向拉伸强度高达1496MPa，弯曲强度高达1694MPa，其主要拉伸强度已超过飞机用的高强度结构钢30CrMnSiA。表3显示T300/5222碳纤维单向层压板横向拉伸强度偏低，但飞机用的复合材料制件按设计铺层取向进行铺敷，便不存在横向拉伸强度偏弱的问题。

复合材料具有良好的抗老化能力，飞机上用的高强度材料胶层在正常环境下短期内不会出现老化，至少在28

年内不会出现明显老化，因此采用复合材料补强后的构件可满足剩余使用寿命。碳纤维复合材料具备导电性能，复合材料在构件上补强后会使得接触的铝合金发生腐蚀，这主要是由于两种材料电极电位差异较大而形成电势差，造成接触腐蚀，电势差越大，腐蚀越快。而玻璃纤维具有良好的绝缘性能，使用碳纤维在铝合金表面上补强前，在接触面上铺敷1~2层玻璃纤维织物，便可避免电势差腐蚀。

综上所述，采用复合材料贴补技术修复损伤金属构件，在强度及抗老化方面均可满足要求。

表1 7B04/T74 模锻件主要力学性能

状态	品种	厚度/mm	力学性能/不小于					
			纵向		横向		高向	
			σ_b	$\sigma_{0.2}$	σ_b	$\sigma_{0.2}$	σ_b	$\sigma_{0.2}$
			MPa		MPa		MPa	
T74	模锻件	≤ 75	490 ~ 580	430 ~ 520	470 ~ 550	410 ~ 490	450 ~ 520	400 ~ 470
		> 75 ~ 100	480 ~ 570	420 ~ 510	460 ~ 540	410 ~ 490	450 ~ 520	390 ~ 470
	自由锻件	≤ 75	480 ~ 570	410 ~ 490	460 ~ 540	400 ~ 480	440 ~ 520	390 ~ 470
		> 75 ~ 100	470 ~ 560	400 ~ 480	460 ~ 540	390 ~ 470	440 ~ 520	390 ~ 470
		> 100 ~ 125	450 ~ 540	390 ~ 470	440 ~ 520	370 ~ 450	420 ~ 500	380 ~ 460

表2 飞机上常用玻璃纤维层压板主要力学性能

牌号	拉伸强度 /MPa		弯曲强度 /MPa
	径向	纬向	
SW280A/3218	660	500	750
SW220A/3218	620	450	690
EW240/5222	598	570	763
SW220A/5222	605	568	758

表3 T300/5222 碳纤维单向层压板主要性能

性能	温度 /℃		
	室温	127	177
X_t /MPa	1496	1468	1427
Y_t /MPa	40.1	28.2	19.8
σ_b^t /MPa	1694	1557	1345

(下转第47页)

普通双行星轮系的计算结果如表3所示。我们可以看到在ISO 281:2007标准下内侧行星轮滚针轴承平均寿命中基础寿命损伤率为90.28%，而密布双行星轮系的计算结果如表4所示。

可以看到在ISO 281:2007标准下内侧行星轮滚针轴承平均寿命中基础寿命损伤率为50.99%。

4 结语

通过对普通双行星轮和密布双行星轮的径向受力分析，以及在一定的工况仿真计算中，我们可以都看出，密布双行星轮布置在集成电驱动桥的应用上具有很多优点，尤其是在正反驱动中具有对称性，并大幅提到了行

星轮滚针轴承的使用寿命。

参考文献：

[1] 吴宗泽, 高志. 机械设计实用手册 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2008.

[2] 陈勇. 汽车变速器理论设计及应用 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2018.

[3] 朱孝录. 齿轮传动设计手册 [M]. 2版. 北京: 化学工业出版社, 2010.

作者简介: 付才林 (1975.09-), 男, 汉族, 四川简阳人, 本科, 高级工程师, 研究方向: 电驱动桥。

(上接第43页)

6 实际验证及应用前景

目前, 飞机在大修时已经采用复合材料贴补技术完成了一些金属构件的故障修复, 这项技术的应用不但解决了复杂曲面构件上补强件设计难题, 并提高了修理效率。按传统的工艺, 在多曲面构件上采用金属补强件进行补强修理, 在补强件的设计、加工、热处理环节上至少需3~5天, 而采用复合材料贴补技术在金属构件上进行补强修理只需3h左右。这种修理工艺只是在加温固化工序用时较长 (树脂固化一般用时2h), 其他准备及铺敷等工作在1h之内便可完成。例如, 某型飞机尾翼内部一个曲形构件发生裂纹故障, 如图5所示, 采用复合材料贴补技术对其进行修复, 修复后经历了1000多个小时的飞行, 构件通过无损检测发现复合材料补强件状态良好, 构件上裂纹故障未发生延展变化。

复合材料贴补技术的优点主要是方便、快捷, 完全

适用于飞机抢修。未来的战争是与时间赛跑的战争, 赢得最佳战斗时机就会取得胜利, 因此战伤抢修将会起到至关重要的作用。有了先进工艺方法才能在抢修中快速完成装备修复, 从而保障军队的战斗能力。基于复合材料的比强度高、比刚度强、可设计性强等优点, 复合材料贴补技术将会在飞机抢修中得到广泛应用。

7 结语

本文围绕复合材料可设计性强的特点, 阐述了复合材料在复杂多曲面的金属构件上的补强工艺方法, 并对构件补强工艺进行分析, 论证了复合材料贴补技术的可靠性、稳定性。该项技术能轻易解决复杂曲面上的金属构件补强件难题, 可大幅提高修理效率, 完全适用于飞机抢修。

参考文献：

[1] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

[2] 谢富原. 先进复合材料制造技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2017.

[3] 益小苏, 杜善义, 张立同. 复合材料手册 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2009.

[4] 曾正明. 机械工程材料手册: 金属材料 [M]. 7版. 北京: 机械工业出版社, 2010.

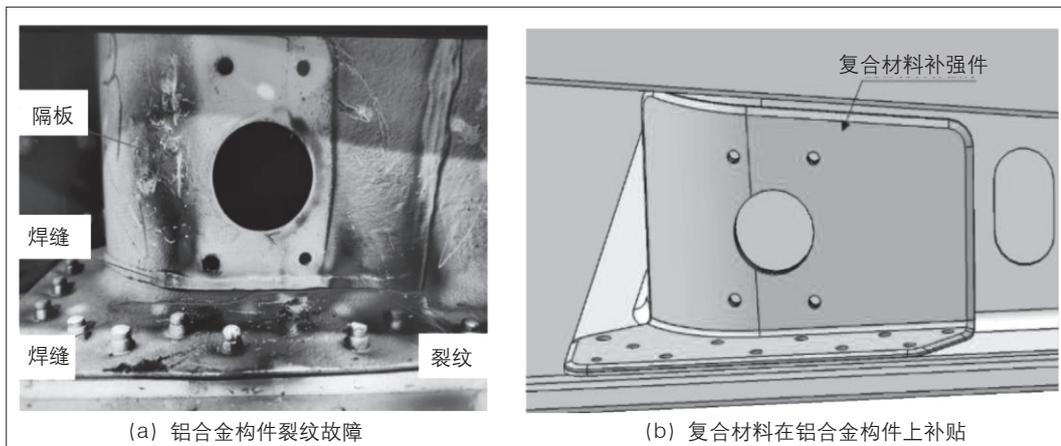


图5 某型飞机尾翼上构件裂纹补强修理