

文章编号: 1674-8190(2022)03-032-08

# 金属蒙皮破孔结构胶铆混合修理的疲劳性能研究

张腾<sup>1</sup>, 喻健<sup>1,2</sup>, 乔石<sup>3</sup>, 何宇廷<sup>1</sup>, 陈桂勇<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

(2. 中国人民解放军94795部队, 南通 226500)

(3. 空军装备部 装备保障大队, 北京 100843)

**摘要:** 蒙皮破孔是最典型的飞机战伤形式之一, 目前对其抢修的方式主要有纯铆接修理和纯胶接修理, 在修复效果或修复时间上存在不足。提出利用胶铆混合方式进行蒙皮破孔修理, 采用疲劳试验与有限元分析方法, 针对带预置圆形破孔损伤的破孔件、铆接修理件、胶接修理件和胶铆混合修理件进行疲劳性能对比研究。结果表明: 相比纯铆接和纯胶接修理方式, 胶铆混合连接方式具有最佳的修理效果, 混合连接中铆钉作用能有效提高胶层承载并抑制胶层剥离; 胶铆混合修理方式与纯铆接相比疲劳性能更优, 与纯胶接相比修理时间更短, 在金属蒙皮破孔结构的战伤抢修工作中具有良好的应用前景。

**关键词:** 金属蒙皮; 破孔结构; 胶铆混合修理; 战伤抢修; 疲劳试验; 有限元分析

中图分类号: V267+.45

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.03.04

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Study on Fatigue Properties of Adhesive-rievet Hybrid Repaired Metal Skin with Broken Hole

ZHANG Teng<sup>1</sup>, YU Jian<sup>1,2</sup>, QIAO Shi<sup>3</sup>, HE Yuting<sup>1</sup>, CHEN Guiyong<sup>2</sup>

(1. School of Aviation Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

(2. 94795 Troops of People's Liberation Army of China, Nantong 226500, China)

(3. Equipment Support Brigade, Air Force Equipment Department, Beijing 100843, China)

**Abstract:** Broken hold of the skin is one of the most typical forms of aircraft battle damage. At present, the repair methods mainly include rivet repair and adhesive repair, which are insufficient in repair effect or repair time. A method of adhesive-rievet hybrid repair is proposed to the skin broken hole. The fatigue test and finite element analysis are used to compare the fatigue properties of four kinds of specimens with prefabricated circular broken hole structure, which are without repair, riveting repair, adhesive repair and adhesive-rievet hybrid repair. The results show that, compared with the other two repair methods, the adhesive-rievet hybrid repair method has the best repair effect. The rivet function in the hybrid connection can effectively improve the bearing capacity of the adhesive layer and inhibit the peeling of the adhesive layer. The adhesive-rievet hybrid repair method has better fatigue performance than riveting repair, and the repair time is shorter than that of gluing repair. It has a good application prospect in the battle damage repair of metal skin perforated structures.

**Key words:** metal skin; broken hole structure; adhesive-rievet hybrid repair; battle damage repair; fatigue test; finite element analysis

收稿日期: 2022-03-02; 修回日期: 2022-06-11

基金项目: 国家自然科学基金(52005507)

通信作者: 张腾, zt\_gm@126.com

引用格式: 张腾, 喻健, 乔石, 等. 金属蒙皮破孔结构胶铆混合修理的疲劳性能研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(3): 32-39.

ZHANG Teng, YU Jian, QIAO Shi, et al. Study on fatigue properties of adhesive-rievet hybrid repaired metal skin with broken hole[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(3): 32-39. (in Chinese)

## 0 引言

蒙皮破孔损伤是常见的战伤形式之一,将导致飞机气动性能和连接强度下降,影响飞机安全使用,应对其进行抢修。蒙皮破孔修理根据破孔大小、蒙皮材料和受力情况的不同,通常有工艺堵盖法、聚氨酯泡沫填充法和补片法等<sup>[1]</sup>。其中,工艺堵盖法和聚氨酯泡沫填充法由于只能恢复损伤蒙皮的气动外形,而不能恢复蒙皮的结构强度,因此主要应用于非主要承力部位的小破孔修理。对于小曲度的单板蒙皮破孔结构,通常在对破孔进行修整之后,采用补片法进行修理,从而在保证气动外形的同时提高连接强度。目前,针对蒙皮破孔结构的补片修理连接方式主要有胶接法和铆接法。其中,由于拉铆与压铆相比可以进行单侧施工,效率更高,在战伤抢修中应用更广。

从飞机结构作战完整性的角度分析<sup>[2-3]</sup>,胶接修理能够较好地恢复战伤结构承载能力和耐久性水平,但胶接的固化过程需要时间较长,影响飞机的战时快速出动水平;并且胶接失效会导致结构连接强度迅速降低,结构安全风险高,在飞机结构战伤抢修中受限<sup>[4]</sup>。拉铆修理的施工过程较快,但拉铆钉的抗剪能力较弱,铆钉孔处存在较大的应力集中,对战伤结构承载能力和耐久性水平的恢复效果有限。根据飞机作战完整性的“木桶效应”特点,单纯的胶接修理和铆接修理均对飞机结构作战完整性水平恢复有限,需要克服其不足。

针对胶接或铆接连接方式的不足,有研究者提出在机械连接(螺栓、铆接)中加入胶层的方式进行混合连接<sup>[5-10]</sup>,并针对飞机结构装配<sup>[11-12]</sup>、含损伤结构修理<sup>[13-14]</sup>等应用场景进行研究。研究结果

表明,胶铆混合连接接头的应力分布均匀,相比铆接方式降低了接头孔边应力集中水平,且铆钉的存在使胶层所受剥离力与剪切力明显削弱,综合力学性能显著提升<sup>[15]</sup>。

目前的胶铆连接工艺研究主要是针对完好结构的装配或者是带裂纹结构的修理,国内外研究者针对破孔结构的胶铆混合修理方式鲜有研究。

因此,本文针对蒙皮破孔结构胶铆混合连接修理进行研究,并进行铆接、胶接修理方式的对比,开展疲劳试验与有限元仿真分析,分析修理结构的应力分布、破坏模式和疲劳性能等。

## 1 修理试验件及疲劳性能测试

### 1.1 修理试验件

采用2 mm厚度的2A12-T4铝合金板模拟飞机蒙皮结构,设计350 mm×90 mm×2 mm的矩形板试验件,并在试验件中间位置开设直径为15 mm的圆形破孔模拟破孔损伤。基于等强度修理准则<sup>[16]</sup>,选用相同材质和厚度的铝合金板加工制作补片,对于圆形破孔损伤适宜采用圆形补片修补,根据矩形板尺寸设计直径为90 mm圆形补片。

铆钉采用美国CHERRY公司生产的CR3213航空抽芯铆钉。其中,抽芯铆钉由钉体和抽芯两部分组成,钉体材料为5056铝合金,钉体直径为4 mm。胶粘剂选用Lord320/322通用型双组分环氧胶粘剂进行粘接,在树脂与固化剂1:1体积配比下的力学性能参数如表1所示。该胶粘剂胶接厚度控制在0.5 mm左右能达到最佳胶接效果,因此在制备修理试验件时通过加入玻璃微珠控制胶层厚度为0.5 mm。

表1 材料性能参数

Table 1 Parameters of material performance

材料牌号	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	拉伸强度/MPa	剪切强度/MPa	I型断裂韧性/(N·mm)	II型断裂韧性/(N·mm)
2A12-T4	72	0.33	371	442	—	—	—
5056	69	0.33	326	472	—	—	—
Lord 320/322	1.59	0.35	—	30.6	11.7	0.22	0.96

为了对比不同连接方式修理破孔结构的修理效果,基于带圆形破孔损伤破孔板进行铆接修理、胶接修理和胶铆混合修理试验件的制备,并不进行任何修理操作的带圆孔破孔板进行疲劳性能

对比,各组试验的平行试验件为4件。胶铆混合修理试验件的结构尺寸如图1所示,破孔试验件仅有图1中的中心圆孔,铆接修理试验件没有图1中的胶层,胶接修理试验件没有图1中的铆钉及铆

钉孔。

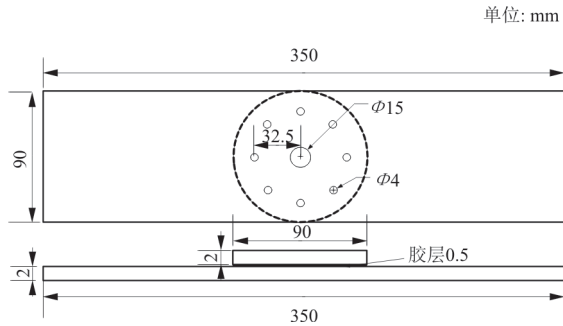


图 1 胶铆混合修理试验件

Fig. 1 Adhesive-rivet hybrid repaired specimen

## 1.2 疲劳性能对比测试

疲劳测试试验在 MTS810-500KN 电液伺服试验机上进行,试验机的载荷范围为  $\pm 500$  kN,最高工作频率为 100 Hz,加载精度为  $\pm 0.5\%$ 。试验参照 GB/T 3075—2008 标准<sup>[17]</sup>进行,设置加载参数如下:应力比  $R=0.1$ ,频率 10 Hz,最大轴向拉伸载荷 12.6 kN,正弦波加载。在试验过程中观察记录裂纹萌生及扩展情况,并记录最终的断裂失效加载次数,疲劳测试试验现场如图 2 所示。



图 2 疲劳试验设备及实施方法

Fig. 2 Fatigue test equipment and implementation method

## 1.3 疲劳测试结果

将 4 组试验件依次进行加载测试,试验加载至试验件完全失效断裂结束,记录失效时所加载的循环次数。得到疲劳测试试验结果如表 2 所示,结果表明:铆接修理对破孔结构的修理效果有限,平均疲劳寿命仅为破孔板的 1.233 倍;胶接作用能有效改善结构疲劳性能,胶接修理和胶铆混合修理试验件的平均疲劳寿命分别为破孔板的 1.978 倍

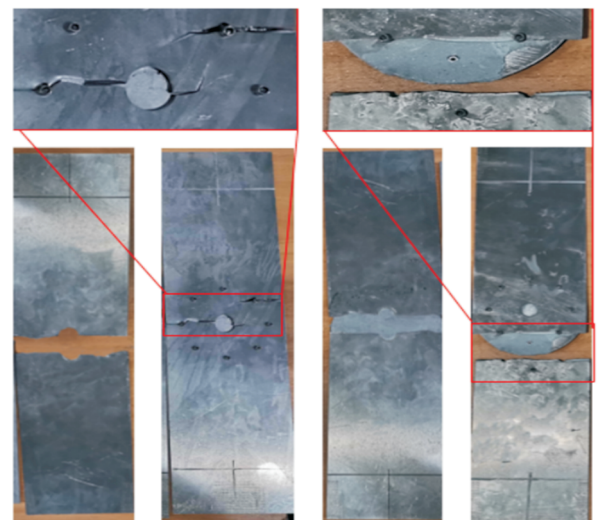
和 2.396 倍。

表 2 疲劳测试结果

Table 2 Result of fatigue test

组内编号	循环次数			
	破孔板	铆接修理	胶接修理	胶铆修理
1	89 524	101 422	175 282	234 714
2	94 214	112 451	165 841	210 417
3	79 821	102 758	184 710	198 247
4	98 547	129 854	190 414	224 147

对不同组试验件的断裂失效模式进行对比分析,典型失效模式如图 3 所示。破孔板的断裂模式如图 3(a)所示,由于孔边存在应力集中现象,在拉伸载荷循环作用下由孔边发生断裂,并不断向左右边缘扩展,最终试验件从中部完全断裂失效。铆接修理试验件的断裂模式如图 3(b)所示,其同样在破孔板的预制破孔处发生起裂并向左右边缘扩展,同时在试验件右上方偏离中心位置的铆钉左右两侧也发生了裂纹扩展,铆钉和补片没有明显损伤。胶接修理试验件的断裂模式如图 3(c)所示,胶接部位发生脱胶,破孔板从预制破孔处产生裂纹并最终断裂,补片没有明显损伤。胶铆混合修理试验件的断裂模式如图 3(d)所示,与其余修理方案不同,破孔板从偏离中心位置的下侧两个铆钉孔边缘产生裂纹并扩展断裂,最终断裂失效时补片下侧胶接失效并伴随最下方的铆钉剪切失效,补片和预制破孔边缘处没有明显损伤。



(a) 破孔板 (b) 铆接修理 (c) 胶接修理 (d) 胶铆修理

图 3 不同试验件断裂模式

Fig. 3 Fracture mode of different specimens

## 2 有限元模型及计算分析

### 2.1 双线型内聚力模型

针对粘接界面的断裂失效问题研究, G. I. Barenblatt<sup>[18]</sup>和 D. S. Dugdale<sup>[19]</sup>在 20 世纪 50 年代提出了内聚力模型概念, 即通过选取适当参数来表征界面层的弹性模量、强度和韧度等力学性能。

随着弹塑性断裂力学的不断发展, 研究者针对所应用的材料和场景不同, 提出了多种不同形式的内聚力模型: 抛物线型(E-CZM)、双线型(B-CZM)和三线型(T-CZM)等。张军等<sup>[20]</sup>通过将不同内聚力模型计算结果与试验结果进行对比, 发现采用双线型模型进行脆性胶粘剂的拉伸与剪切模拟拟合效果更好, 试验中采用的 Lord 320/322 环氧胶粘剂属于脆性胶粘剂。因此, 本文采用双线型内聚力模型(如图 4 所示)模拟胶层的力学特性。

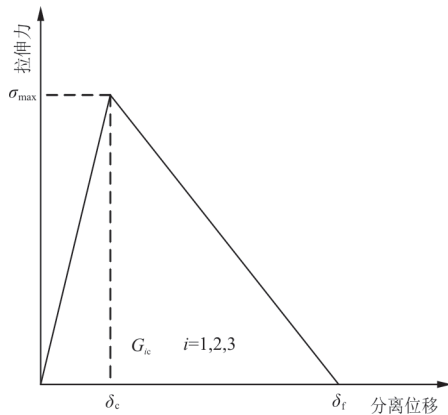


图 4 双线型内聚力模型<sup>[20]</sup>

Fig. 4 Bilinear internal gathering model<sup>[20]</sup>

在双线型内聚力模型中, 拉伸力与相对位移的关系表现为受载初期拉伸力随相对位移线性增大而呈线性增长, 当相对位移达到临界位移  $\delta_{n1}$  (或  $\delta_{s1}$ 、 $\delta_{t1}$ ) 时, 拉伸力达到最大值  $\sigma_{nmax}$  (或  $\tau_{smax}$ 、 $\tau_{tmax}$ )。与此同时裂纹开始萌生, 材料开始进入退化阶段。随着相对位移增大, 拉伸力不断降低, 同时裂纹不断扩展, 最终导致材料完全断裂失效, 拉伸力降为零。

### 2.2 修理结构有限元模型

在 Abaqus 有限元分析软件中建立试验件的 1/2 有限元模型。在铆接结构中, 破孔板与补片之

间、铆钉与连接孔之间属于典型的金属面一面接触, 设置采用面间摩擦的硬接触方式(Hard), 摩擦系数为 0.2<sup>[21]</sup>。另外, 拉铆连接具有一定的紧固作用, 参考供应商提供的工程参数<sup>[21]</sup>在铆钉中段截面上设置紧固力(Bolt Load)为 100 N。在胶接修理与胶铆混合修理中, 胶接作用使得破孔板与补片完全固定, 因此通过在破孔板与胶层、补片与胶层的接触面建立绑定约束(Tie)进行模拟胶接。

在模型一端设置完全固支模拟试验件夹持端; 在模型另一端通过在截面处设置 70 MPa 的拉伸载荷(对应 12.6 kN 试验载荷)模拟试验加载端。

全局网格主要采用六面体网格, 对破孔板、补片和铆钉的模拟采用对位移求解精度较高的 C3D8R 实体单元, 铆钉结构的网格大小设置为边长 0.5 mm, 补片及破孔板中心裂纹扩展区域的网格大小设置为边长 1 mm, 其余部分网格大小设置为边长 2 mm; 对胶层结构的模拟采用单层 COH3D8 内聚力壳单元, 网格大小设置为 1 mm × 1 mm × 0.5 mm。胶铆混合修理试验件的有限元模型如图 5 所示。

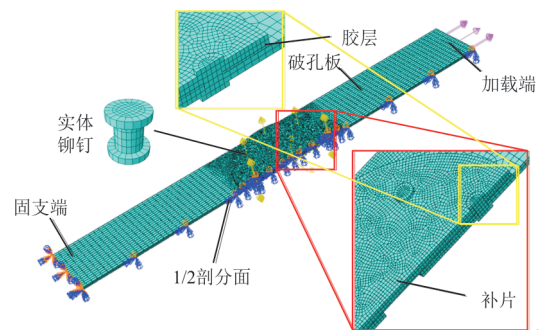


图 5 胶铆修理结构有限元模型

Fig. 5 Finite element model of adhesive-rivet hybrid repair structure

### 2.3 模型计算结果

#### 2.3.1 破孔板应力分布

通常修理结构的疲劳裂纹萌生于应力集中严重的危险区域, 并产生裂纹扩展导致最终结构失效。1.3 节疲劳测试结果表明, 补片和铆钉基本不受损伤, 在加载过程中承受载荷较低, 断裂失效发生在破孔板结构。为了研究不同修理结构的载荷分布, 进行破孔板结构的 Mises 应力云图对比, 如图 6 所示。另外, 单面修理的补片作用使得修理结构在贴补面和未贴补面存在应力分布差异。

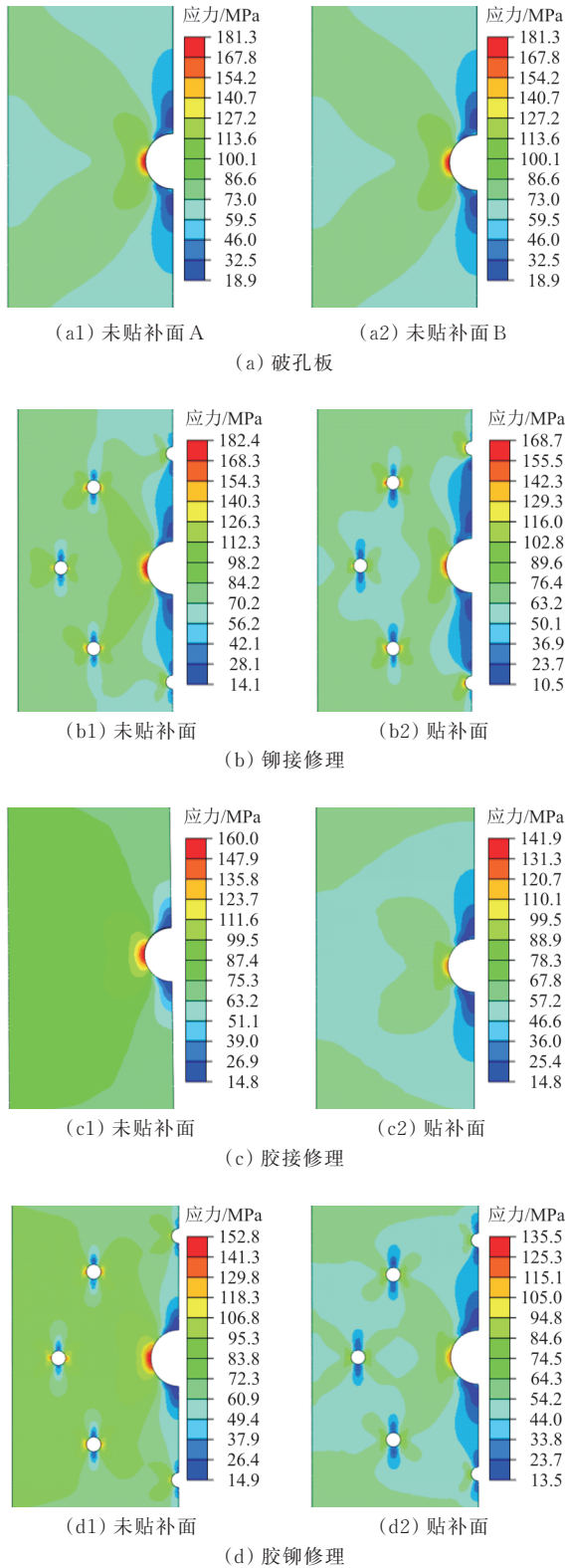


图 6 修理结构破孔板 Mises 应力分布云图  
Fig. 6 Mises stress distribution cloud figure of repair structure

从图 6(a)可以看出:在拉伸载荷作用下,破孔板在破孔边缘发生应力集中,危险部位与试验中的断裂起始部位一致。从图 6(b)~图 6(d)可以看出:补片分载作用降低了贴补面的最大峰值应力,缓解了破孔边缘应力集中现象,对未贴补面的应力分布也有所改善。其中,胶铆修理和胶接修理中的胶层作用能有效缓解应力集中现象,并且结构的应力分布更均匀;铆接修理的分载效果有限,甚至由于连接孔的加入导致新的应力集中区域。

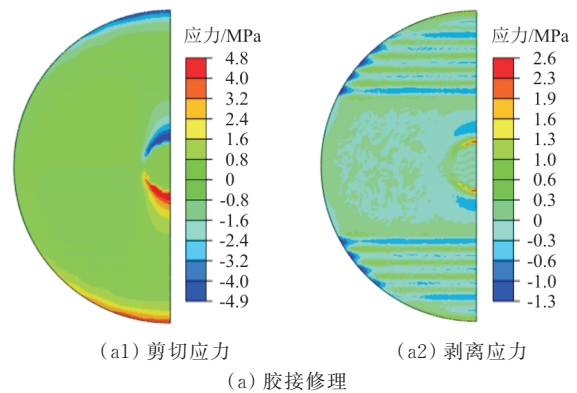
不同连接方式修理导致的峰值应力结果如表 3 所示。

表 3 峰值应力结果  
Table 3 Result of peak stress

修理方式	未贴补面应力/MPa	未贴补面峰值降低/%	贴补面应力/MPa	贴补面峰值降低/%
破孔板	181.3	—	181.3	—
铆接修理	182.4	-0.6	168.7	6.9
胶接修理	160.0	11.7	141.9	21.7
胶铆修理	152.8	15.7	135.5	25.3

### 2.3.2 胶层受力分析

试验测试和有限元分析结果表明,胶铆修理的修理效果略优于纯胶接修理。对混合连接的研究同样表明,胶层中加入机械连接能有效提高连接效率<sup>[4]</sup>。为了研究胶层中铆钉加入对胶层承载的影响,将胶接修理和胶铆修理模型中胶层的剪切应力与剥离应力云图进行对比,如图 7 所示。



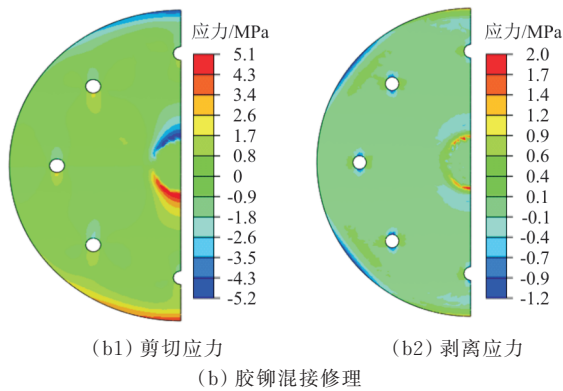


图7 胶层剪切应力与剥离应力分布云图

Fig. 7 Cloud figure of shear stress and stripping stress distribution of adhesive layer

从图7可以看出:相比纯胶接修理,混合连接修理中铆钉加入提高了胶层传递的剪切载荷,剪切应力峰值提高了6.3%,因此混合连接修理的传载效率更高,修理效果更佳;铆钉紧固作用有效抑制了胶层中均匀分布的剥离应力,胶层的剥离应力峰值降低了23.1%。

### 3 胶铆混合修理工艺在飞机战伤抢修中的应用价值评估

对战伤飞机进行抢修是维持作战飞机机队规模的重要手段。战伤抢修通常在外场就地实

施,保障条件有限,要求在短时间内把飞机恢复到可再次投入战斗的状态,因此,修理方式应尽可能简便,兼顾修理效果<sup>[1]</sup>。为此,本文从抢修时间、技能要求(即修理方案的方便程度)、保障要求、修复效果4个方面,将金属蒙皮破孔的胶铆混合修理工艺与目前常见的其他修理工艺进行对比,从而评估胶铆混合修理工艺在飞机战伤抢修中的应用价值。

#### 3.1 不同蒙皮修理方式的工时分析

为了比对不同修理方式的抢修速度,参考实际飞机金属蒙皮单个小破孔(直径不大于50 mm)修理中的工序及所耗工时,将目前国内最常用的压铆修理、在用的胶接修理和新兴的复合材料胶接修理(用复合材料修金属)与本文的胶铆混合修理方式所用工时进行对比,如表4所示,可以看出:在修理工时方面,压铆修理由于不需要等待胶层固化因此耗时最短,但压铆修理需要两侧施工,对可达性要求高,有时需要耗费大量时间用于结构拆装;胶铆修理由于拉铆钉固定承载,在紧急状态下可以待胶层完全固化即可再次出动;胶接修理与复合材料修理由于需要等待胶层彻底固化,耗时较长,甚至在没有加速固化设备的情况下需要长达24 h以上的固化时间。

表4 不同蒙皮修理方式的修理工时

Table 4 Repairing time of different skin repair methods

修理方式	破孔修整/min	补片加工/min	钻孔/min	打磨清洗/min	涂胶粘接/min	铆接/min	固化/min	总时间/min
压铆修理	5	6	3	2	—	20	—	36
胶接修理	5	6	—	2	3	—	120	136
复合材料修理	5	10	—	2	3	—	180	200
胶铆修理	5	6	3	2	3	2	30	49

#### 3.2 不同蒙皮修理方式的抢修综合效益分析

在技能要求方面,压铆修理通常需要由熟练的修理专业人员进行双面配合铆接;复合材料修理需要操作人员熟练掌握复合材料真空加温固化技术;金属补片的胶接与胶铆混合修理几乎不需要额外培训,外场维护人员即可操作。

在保障要求方面,复合材料胶接修理需要专业的真空固化设备,并且对场地清洁度要求较高;

压铆修理、胶接修理和胶铆混合修理对工具设备和场地依赖程度较低。

在修复效果方面,由于与金属补片相比复合材料补片的力学性能更佳并且没有铆钉孔所导致的额外附加损伤,复合材料胶接修理具有最佳的承载性能;在金属补片修理中,胶铆混合修理由于胶层的传载作用,使得孔边钉传载荷得以降低,疲劳性能优于压铆或胶接单一连接修理方式。

为了对比4种修理方式的综合效益,采用打分法的方式对其进行评估。共分为抢修时间、技能

要求、保障要求、修复效果四项打分项,每项按 5 分制打分,打分权重分别占 35%、15%、30% 和 20%,各打分项加权汇总后得到综合效益得分,如表 5 所示。

表 5 不同蒙皮修理方式的评估结构

Table 5 Evaluation results of different skin repair methods

收益类别	权重/%	压铆修理 得分/分	胶接修理 得分/分	复合材料修 理得分/分	胶铆修理 得分/分
抢修时间	35	4	1	1	3
技能要求	15	3	4	1	4
保障要求	30	4	4	2	4
修复效果	20	1	4	5	4
综合效益	100	3.25	2.95	2.1	3.65

从表 5 可以看出:针对飞机金属蒙皮的破孔修理,考虑战伤抢修的特点及要求,本文提出的胶铆混合修理方式综合效益优于压铆修理、胶接修理和复合材料补片胶接修理,胶铆混合修理工艺在飞机战伤抢修中具有较高的应用价值。需要说明的是,对于不同的战伤结构,不同修理方式的综合效益可能不同,本文的分析过程仅供参考。

## 4 结 论

(1) 本文采用不同连接方式开展金属补片蒙皮破孔结构修理,铆接修理试验件的疲劳寿命为破孔板的 1.233 倍;胶接修理和胶铆混合修理试验件的疲劳寿命分别为破孔板的 1.978 倍和 2.396 倍。

(2) 铆接修理、胶接修理和胶铆混合修理模型在贴补面处的峰值应力相比破孔板分别降低了 6.9%、21.7%、25.3%。不同修理方式缓解修补面的应力集中程度与其疲劳试验结果相对应。

(3) 铆钉加入使得胶层剪切峰值应力提高了 6.3%,提高了胶层传载作用;铆钉紧固作用使得胶层剥离峰值应力降低 23.1%,有效抑制了胶层剥离。

(4) 通过对压铆修理、胶接修理、复合材料补片胶接修理和胶铆混合修理的综合效益分析,胶铆混合修理工艺在蒙皮破孔抢修工作中具有较高的应用价值。

## 参 考 文 献

[1] 张建华. 飞机战伤抢修工程学[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

- ZHANG Jianhua. Aircraft battle damage assessment and repair engineering [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [2] 何宇廷, 张腾, 马斌麟. 军用飞机结构作战完整性的基本内涵与评估[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(5): 1-7.
- HE Yuting, ZHANG Teng, MA Binlin. Basic connotation and evaluation of military aircraft structural battle integrity [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(5): 1-7. (in Chinese)
- [3] 何宇廷. 装备的作战完整性控制原理[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2020, 21(3): 1-5.
- HE Yuting. On the control theory of equipment operational integrity [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(3): 1-5. (in Chinese)
- [4] 邹鹏, 倪迎鸽, 毕雪, 等. 胶螺混合连接在复合材料结构中的研究进展[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 1-12.
- ZOU Peng, NI Yingge, BI Xue, et al. Research development on bonded-bolted hybrid joint in composite structure [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 1-12. (in Chinese)
- [5] 李成, 朱红红, 铁璞, 等. 单搭胶/螺栓混合连接结构的应力分布与载荷分配[J]. 吉林大学学报(工学版), 2013, 43(4): 933-938.
- LI Cheng, ZHU Honghong, TIE Ying, et al. Stress distribution and load sharing in single-lap bonded/bolted joints [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2013, 43(4): 933-938. (in Chinese)
- [6] 徐建新, 于学民, 陈文俊, 等. 胶铆混合连接复合材料层合板结构的弹性分析[J]. 中国民航大学学报, 2013, 31(6): 49-54.
- XU Jianxin, YU Xuemin, CHEN Wenjun, et al. Elastic analysis of composite laminated structure with adhesive-rivet hybrid joining [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2013, 31(6): 49-54. (in Chinese)
- [7] BARUT A, MADENCI E. Analysis of bolted-bonded composite single-lap joints under combined in-plane and transverse loading[J]. Composite Structures, 2008, 88(4): 579-594.
- [8] DING K, DHANASEKAR M. Flexural behaviour of bonded-bolted butt joints due to bolt looseness[J]. Advances in Engineering Software, 2006, 38(8): 598-606.
- [9] THOPPUL S D, FINEGAN J, GIBSON R F. Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structures—a review [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69: 301-329.
- [10] KOBYÉ BO, LARRY L. Load sharing in single-lap bonded/bolted composite joints, part II: global sensitivity analysis[J]. Composite Structures, 2015, 129: 276-283.
- [11] 刘璟琳. 胶铆复合接头力学性能及失效机理研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2019.

- LIU Jinglin. Study on mechanical properties and failure mechanism of hybrid bond-riveted joints [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019. (in Chinese)
- [12] 马毓, 江克斌, 赵启林. 制作工艺对复合材料胶-螺混合连接接头传力机理及承载力的影响分析[J]. 机械强度, 2011, 33(1): 99-105.
- MA Yu, JIANG Kebin, ZHAO Qilin. Analysis of the impact of the fabrication technical process on the load transfer mechanism and carrying capacity of the bonded-bolted hybrid composite joints [J]. Journal of Mechanical Strength, 2011, 33(1): 99-105. (in Chinese)
- [13] 刘礼平, 王宇灿, 原志翔, 等. 复合材料胶铆混合修理的拉伸性能研究[J]. 机械强度, 2021, 43(1): 63-70.
- LIU Liping, WANG Yucan, YUAN Zhixiang, et al. Study on the tensile properties of adhesive-rivet hybrid repair structure of composite laminates [J]. Journal of Mechanical Strength, 2021, 43(1): 63-70. (in Chinese)
- [14] 原志翔. 复合材料胶铆混合修理损伤特性实验研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020.
- YUAN Zhixiang. Experimental study on damage properties of adhesive-rivet hybrid repair of composite materials [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020. (in Chinese)
- [15] SADOWSKI T, GOLEWSKI P, ZARZEKA-RACZKOWSKA E. Damage and failure processes of hybrid joints: adhesive bonded aluminium plates reinforced by rivets [J]. Computational Materials Science, 2011, 50(4): 1256-1262.
- [16] 何宇廷. 飞机结构寿命控制原理与技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- HE Yuting. Principle and technology of aircraft structure life control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017. (in Chinese)
- [17] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局. 金属材料疲劳试验 轴向力控制方法: GB/T 3075—2008[S]. 北京: 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 2008.
- General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China. Metallic materials, fatigue test, axial force control method: GB/T 3075—2008[S]. Beijing: General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, 2008. (in Chinese)
- [18] BARENBLATT G I. The formation of equilibrium cracks during brittle fracture, general ideas and hypotheses, axially-symmetric cracks [J]. Journal of Applied Mathematics and Mechanics Pergamon, 1959, 23(3): 622-636.
- [19] DUGDALE D S. Yielding of steel sheets containing slits [J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 1960, 8(2): 100-104.
- [20] 张军, 贾宏. 内聚力模型的形状对胶接结构断裂过程的影响[J]. 力学学报, 2016, 48(5): 1088-1095.
- ZHANG Jun, JIA Hong. Influence of cohesive zone models shape on adhesively bonded joints [J]. Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(5): 1088-1095. (in Chinese)
- [21] 库克超. CFRP/铝合金胶铆混合连接力学性能及疲劳强度分析[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2018.
- KU Kechao. Analysis of mechanical properties and fatigue strength of CFRP/aluminum alloy adhesive-rivet hybrid jointing [D]. Xi'an: Xidian University, 2018. (in Chinese)

#### 作者简介:

张 腾(1987—),男,博士,讲师。主要研究方向:飞机结构强度与作战完整性。

喻 健(1993—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞机结构强度及飞机战伤抢修。

乔 石(1980—),男,学士,工程师。主要研究方向:航空维修工程。

何宇廷(1966—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器结构寿命控制、结构健康监控与飞行器服役(作战)完整性。

陈桂勇(1979—),男,学士,工程师。主要研究方向:航空维修工程。

(编辑:丛艳娟)