

文章编号: 1000-8055(2023)03-0569-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220380

胶接修复工艺的复合材料外涵机匣强度分析

吴涵林^{1,2}, 杨际申³, 姚改成⁴, 苗国磊⁴, 谭 畅^{1,2}, 石多奇^{1,2}, 齐红宇^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191;

3. 北京航天发射技术研究所, 北京 100076;

4. 成都航利(集团)实业有限公司, 成都 611936)

摘 要: 航空发动机结构复材化是发动机减轻质量的主要途径。针对复合材料外涵机匣服役后的损伤特点, 选用胶接修复工艺进行机匣修补。研究了不同胶接修复方法的修复效果和适用范围。基于三维渐进损伤方法, 使用 Abaqus 软件建立了复合材料外涵机匣典型件胶接修复模型, 对机匣危险区域损伤孔边和翻边处模拟了复合材料损伤的产生和演化, 预测了使用填胶修复和预浸料修复的典型件模型静拉伸强度和实际机匣模型的静压缩强度。结果表明: 损伤深度不超过厚度的 10% 时采用填胶修复以恢复气动外形, 损伤深于厚度的 10% 至贯穿时预浸料修复能同时恢复机匣的强度和刚度。

关 键 词: 胶接修复; 复合材料; 外涵机匣; 渐进损伤方法; 静强度

中图分类号: V258

文献标志码: A

Strength analysis of composite bypass casing of aero-engine in adhesive bonded repair

WU Hanlin^{1,2}, YANG Jishen³, YAO Gaicheng⁴, MIAO Guolei⁴, TAN Chang^{1,2},
SHI Duoqi^{1,2}, QI Hongyu^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Beijing Key Laboratory of Aero-engine Structure and Strength,
Beihang University, Beijing 100191, China;

3. Beijing Institute of Space Launch Technology, Beijing 100076, China;

4. Chengdu Holy Industry and Commerce Corporation Limited (Group), Chengdu 611936, China)

Abstract: The application of composite materials is the main way to reduce aero-engine mass. Adhesive bonded repair was used to repair the damage of composite bypass casing of aero-engine, which was caused by different load cases and environmental conditions. A finite element model based on three-dimensional progressive damage method was constructed by Abaqus for the composite bypass casing of aero-engine of adhesive bonded repair, which simulated the propagation and evolution of composite material damage near holes and flanges, and predicted the static tensile and compression strength of resin-injection repair and scarf repair. Results showed that resin-injection was applied to repair the aerodynamic shape when the damage did not exceed 10% of the thickness while scarf repair was used to regain the static

收稿日期: 2022-05-27

基金项目: 国家科技重大专项(2017-IV-0007-0044)

作者简介: 吴涵林(1999—), 女, 硕士生, 主要从事复合材料结构强度及稳定性分析方面的研究。

通信作者: 齐红宇(1969—), 男, 教授, 博士, 主要从事非均匀材料结构的强度、寿命以及可靠性分析和航空绿色能源适航安全性等方面的研究。E-mail: qhy@buaa.edu.cn

引用格式: 吴涵林, 杨际申, 姚改成, 等. 胶接修复工艺的复合材料外涵机匣强度分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 569-577. WU Hanlin, YANG Jishen, YAO Gaicheng, et al. Strength analysis of composite bypass casing of aero-engine in adhesive bonded repair[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 569-577.

strength when the damage exceeded 10% of the thickness to penetration.

Keywords: adhesive bonded repair; composite; bypass casing of aero-engine; progressive damage method; strength

在航空发动机领域,复合材料凭借其高的比强度和比刚度、低密度、可设计的优点,大量应用在 GE90-115B、GENX 等大涵道比涡扇发动机的外涵机匣上^[1-2]。复合材料外涵机匣在外来物撞击、交变载荷以及环境因素作用下^[3],一些关键部位如安装边和孔边可能会产生损伤和缺陷,造成外涵机匣的刚度和强度下降。根据损伤的类型和范围,机匣强度和刚度的损失程度,工程上采用不同的胶接修复方法^[4],并在修复后对其剩余强度进行考核。其中,填胶修复是指:先将修复区打磨使表面粗糙,清除所有灰尘和水分,保持修复区域干燥;将准备填充的树脂充分混合后用抹刀涂抹到修复区;在真空压力下按规定的温度和时间加热固化;最后将表面打磨光滑恢复原气动外形,并恢复涂层^[5]。预浸料修复是指:先挖去损伤区域材料,铣切打磨修复区;用溶剂清洗修复区,通过水膜连续试验后干燥修复区;将预浸料补片铣切成与修复区一致的形状(通常是圆形),按规定的铺层角度和层数铺放在修复区;用真空袋和加热控温设备,按规定的时间温度固化;打磨光滑,恢复原有涂层和气动外形;最后通过无损检测手段检查修复质量^[6]。

国外对于复合材料修复工艺的试验研究开展较早,20 世纪 80 年代就开展了针对复合材料修复结构实验^[7-8],以评估静拉伸加载条件下的修复性能。2007 年美国材料与试验协会发布一种检测缺陷的方法^[9],在制造后和服役中检验复合材料板或补片的修复质量。国内外也有许多学者^[10-14]研究胶接修复后的强度评估方法,应用三维渐进损伤分析方法和内聚力模型预测胶接修复结构的剩余强度,对修复结构进行强度试验,分别从数值计算和试验验证方面研究了修复相关参数的影响。但前人的研究对象大多是复合材料简单结构如板、壳等,而针对服役的航空发动机复合材料外涵机匣的胶接修复方法研究较少,并且胶接修复方法仍缺少一套应用于工程的标准。基于以上问题,以涡扇发动机的 T300/BMP*聚酰亚胺树脂基碳纤维复合材料外涵机匣为研究对象,建立典型件的三维渐进损伤分析模型,计算不同损伤模式及其组合时的材料参数,编写用户自定义场变量子程序 USDFLD 定义单元失效判据。在静拉

伸和压缩载荷下,分别预测完整时、损伤后、修复后 3 种状态的典型件剩余强度,观察损伤演化过程,总结强度变化规律,对比不同胶接修复方法的修复效果和适用范围。

1 数值计算方法

1.1 渐进损伤理论

Chang 等^[14-15]和 Tan 等^[16]提出了基于复合材料结构失效机理渐进损伤分析理论,一旦某个单元根据失效准则预测了损伤,该单元的材料属性将根据性能退化模型进行退化。由于这种性能退化会影响损伤区域附近的应力分布,所以还要根据更新后的材料属性,迭代计算损伤后新的应力分布,直到整个结构在给定的载荷水平没有额外的损伤预测。因此复合材料渐进损伤理论可以预测在给定的载荷水平结构的损伤情况和应力场。

Hashin 等^[17-18]提出的二维失效准则考虑了复合材料层内可能会出现针对纤维和基体的不同失效模式。为了计算应力在厚度方向上的分布和对材料的影响,选择改进的三维 Hashin 准则^[19],其对复合材料的 4 种不同的损伤模式(纤维断裂、基体开裂、基体纤维剪切和分层)提出了相应的失效判定标准,能较好地应用于复合材料的三维失效分析中。

在渐进损伤分析过程中,经强度准则判定损伤的单元需要进行刚度折减。综合考虑计算的精度和效率,采用 Chang 等^[14]提出的材料属性折减方案,具体折减规则如表 1 所示。

表 1 中 E_{ij} 、 G_{ij} 和 ν_{ij} 分别为材料的弹性模量、切变模量和泊松比。只有当单元发生纤维断裂损伤时会完全失去承载能力,所有方向的刚度和泊松比都降为零,不再对其余的失效模式进行检测。发生其他失效模式时,单元将失去部分承载能力,即只有相应方向的刚度和泊松比突降为零,而其他方向的材料属性仍然保持不变。使用有限元软件进行数值仿真时,为了防止结构总刚度矩阵出现奇异影响计算,将原刚度乘以 10^{-6} ,原泊松比乘以 0.001 来代替突降为 0 的场合。

渐进损伤分析的数值方法实现过程具体如下。首先,运行 Python 脚本,根据材料属性折减方案

表 1 材料属性折减方案

Table 1 Material property reduction plan

失效模式	折减规则
纤维拉伸	$E_1 = E_2 = E_3 = 0 \text{ MPa}$, $\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23} = 0$, $G_{12} = G_{13} = G_{23} = 0 \text{ MPa}$
基体开裂	$E_2 = 0 \text{ MPa}$, $G_{12} = G_{23} = 0 \text{ MPa}$
基体纤维剪切	$G_{12} = 0 \text{ MPa}$, $\nu_{12} = 0$
分层	$E_3 = 0 \text{ MPa}$, $\nu_{13} = \nu_{23} = 0$, $G_{13} = G_{23} = 0 \text{ MPa}$

添加 16 种损伤模式下折减的材料参数。根据排列组合规则,这 16 种情况分别是:无损伤、4 种损伤中任意出现 1 种(4 种)、4 种损伤同时出现 2 种(6 种)、4 种损伤同时出现 3 种(4 种)、4 种损伤同时出现。然后,通过 Fortran 语言编写 USD-FLD 子程序,定义 4 种损伤场变量(field variables, FV),分别为: FV1 纤维断裂、FV2 基体开裂、FV3 基体纤维剪切、FV4 分层破坏。最后,施加一个较小的载荷,计算模型每个单元的应力,并根据强度准则判断该单元是否失效:若未失效,损伤场值保持为 0;若出现某种类型的失效,对应损伤场值更新为 1,调用对应损伤模式折减后的材料属性重新计算单元应力。静力平衡后载荷继续增加,重复以上流程,直至纤维断裂损伤贯穿板宽方向,结构完全失效。

1.2 含损伤和修复后的复合材料典型件有限元模型

根据调研涡扇发动机外涵机匣安装座附近,容易与引气管发生碰磨,产生磨损损伤。将该部位抽象成典型件,含有 10 个用于安装固定的铆钉孔,并且将磨损损伤近似为深度为 H 的盲孔。典型件的几何尺寸如图 1 所示。

典型件材料选用 T300/BMP*碳纤维树脂基复合材料,单向板在室温干态时的力学性能如表 2 所示。

表 2 中 E_{1t} 为纵向拉伸模量, E_{2t} 为横向拉伸模

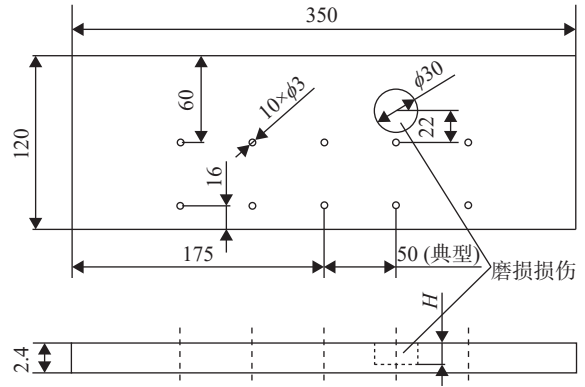


图 1 典型件几何尺寸(单位: mm)

Fig. 1 Geometric dimensions of typical part (unit: mm)

表 2 T300/BMP*的力学性能

Table 2 Mechanical properties of T300/BMP*

参数	数值	
弹性常数	E_{1t}/GPa	100
	E_{2t}/GPa	10
	E_{1c}/GPa	100
	E_{2c}/GPa	10
	G_{12}/GPa	10
	ν_{12}	0.4
强度	X_t/MPa	1 000
	X_c/MPa	1 000
	Y_t/MPa	100
	Y_c/MPa	100
	S/MPa	100

注:表中数据为研究所试验数据模糊处理后结果。

量, E_{1c} 为纵向压缩模量, E_{2c} 为横向压缩模量, G_{12} 为纵向剪切模量, ν_{12} 为泊松比, X_t 为纵向拉伸强度, X_c 为纵向压缩强度, Y_t 为横向拉伸强度, Y_c 为横向压缩强度, S 为纵向剪切强度。

典型件由 20 层 T300/BMP*碳纤维树脂基复合材料单向板铺层组成,单向板角度采用 0° 、 90° 和 $\pm 45^\circ$,单层厚度均为 0.12 mm,填胶修复所用补片采用原树脂材料;预浸料修复所用补片采用相同的碳纤维树脂基复合材料 T300/BMP*,并且铺层角度与原典型件保持一致。为了简化计算,假设所有胶接区域都完美黏合,认为典型件修复区和补片的连接面(一对圆柱面和一对底面)刚性连接,不发生相对运动或变形。

采用 C3D8R 单元,其有限元模型如图 2,为模拟静拉伸过程,对模型左端面施加固支约束,

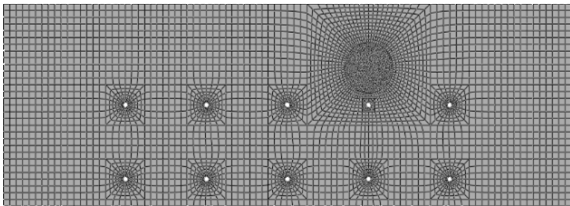


图 2 典型件的有限元模型

Fig. 2 Finite element model of typical part

对右端面施加逐步增加的拉伸位移载荷。

2 典型件计算结果与分析

2.1 损伤深度对典型件静拉伸强度的影响

对含有 7 种不同损伤深度的典型件静拉伸剩余强度进行数值模拟计算,7 种深度分别为:以 20% 等间距划分 6 种深度,其磨损损伤深度分别为 0(未损伤)、厚度的 20%、40%、60%、80% 和 100%(贯穿型损伤);以及刚好可目视检出的磨损损伤深度 12%。随着拉伸载荷逐渐增加,位移-载荷曲线先呈线性上升,而后上升趋势减慢,达到最高点,将该点对应的载荷定义为极限载荷。此后载荷骤降至很低的水平,意味着结构已经破坏,不能承载。

将这 7 种典型件模型分别进行静拉伸数值模拟,可以从图 3 读出损伤件剩余强度与无损件极限载荷之比。将图 3 每条曲线的损伤深度和极限载荷进行归一化处理,如图 4,当磨损面积一定,随着磨损损伤加深,典型件剩余强度不断降低,失效的发生不断提前。磨损深度小于厚度的 20% 时,几乎不影响典型件的强度,在工程应用中,这种情况只需要将损伤处清理后填胶处理。当磨损损伤深度超过 20%,这时结构静强度损失超过 10%,到达极限载荷时拉伸位移减少 10%,意味着失效明显提前发生,需要补充强度,并且修复后要对结构剩余强度进行校核,判断修复效果,检测合格后才能重新投入使用。

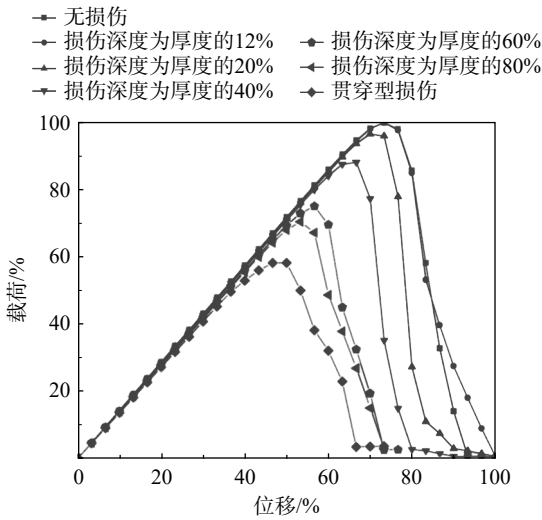


图 3 不同磨损损伤深度的典型件位移-载荷曲线
Fig. 3 Displacement-load curves of typical parts with different wear damage depths

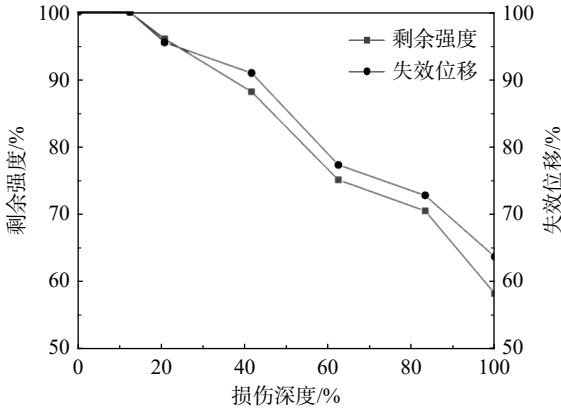


图 4 损伤深度对剩余强度和失效位移的影响
Fig. 4 Influence of damage depth on residual strength and failure displacement

2.2 含损伤的典型件损伤演化分析

以含 1 mm 深损伤的典型件为例,观察典型件在静拉伸载荷下损伤演化过程。由表 3,在拉伸位移达到预设位移载荷的 40% 时,载荷达到极限载荷的 61.5%, $\pm 45^\circ$ 铺层从铆钉孔边高应力区开始有单元发生纤维断裂。随后在位移达到预设位移载荷的 46.7% 时,载荷达到极限载荷的

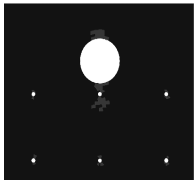
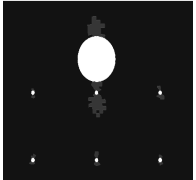
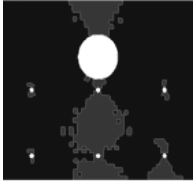
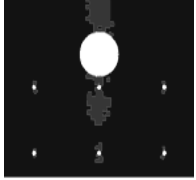
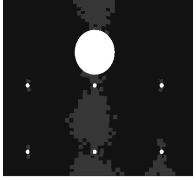
表 3 含损伤典型件纤维断裂损伤演化过程
Table 3 Fiber breakage evolution of typical parts with damage

位移/%	0°铺层	45°铺层
40		
46.7		
66.7		
80		

71.7%，0°铺层也开始萌生纤维断裂，迅速沿着板宽方向朝板边缘扩展。 $\pm 45^\circ$ 和0°铺层盲孔边的纤维断裂损伤扩展速度快于铆钉孔边，其中在拉伸位移载荷达到预设位移载荷的66.7%时纤维断裂损伤扩展最快，结构整体刚度明显降低，到达承载能力的最大值，导致结构失效。因为0°铺层主要承载1方向拉伸载荷，所以0°铺层快速扩展的纤维断裂是使结构不能继续承载主要原因。

基体开裂是最先产生的损伤模式，位于90°铺层，在位移达到预设位移载荷的36.7%时，载荷达到极限载荷的56.4%，铆钉孔边首先出现了基体开裂单元损伤。这是由于铺层角垂直于载荷方向，纤维亦与载荷方向垂直，无法有效地承受载荷，而基体的承载能力较弱。当载荷继续增大时，基体开裂损伤也随之扩展，并且在磨损损伤孔边的扩展速度快于铆钉孔边，部分基体开裂损伤的单元损伤模式转化为纤维断裂。由表4，在拉伸位移达到失效位移，即预设位移载荷的66.7%时，90°铺层的基体开裂损伤沿板宽方向已经完全贯穿。这是由于基体开裂损伤并非导致结构失效的

表 4 含损伤典型件基体开裂损伤演化过程
Table 4 Matrix cracking evolution of typical parts with damage

位移/%	45°铺层	90°铺层
33.3		
46.7		
66.7		
80		

主要原因，当0°铺层的纤维失去大部分承载能力，拉伸载荷转移主要由90°基体承担，而基体承载能力弱，所以基体开裂损伤扩展速度快于纤维断裂损伤。

由图5可以更清晰看到，基体开裂损伤萌生最早，扩展最快，最终失效时损伤单元数占比最大，其次是纤维断裂损伤，在静拉伸载荷下分层和基纤剪切损伤几乎不发生。

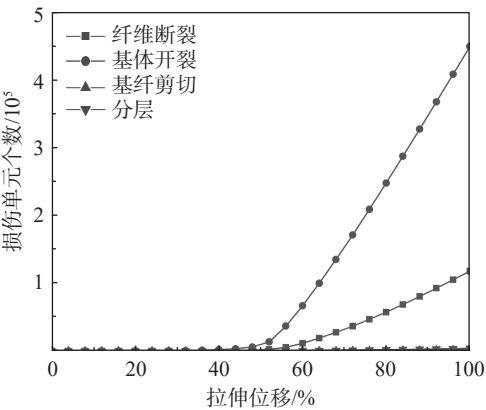


图 5 拉伸载荷下典型件各类损伤单元个数
Fig. 5 Number of various damage elements of typical parts under tensile load

2.3 胶接修复后的典型件强度和损伤演化分析

如图6，在损伤发生前，两种修复方式的位移-载荷曲线几乎重合，说明预浸料修复和填胶修复对整体结构的刚度影响不大。但当拉伸位移载荷超过预设位移载荷的40%时，填胶修复结构的位移-载荷曲线斜率明显降低，这说明了此时0°纤维开始出现损伤，导致了明显的刚度折减。填胶修复结构所能到达的极限载荷更低，说明填胶修复的强度恢复成都不如预浸料修复。随着位移继续

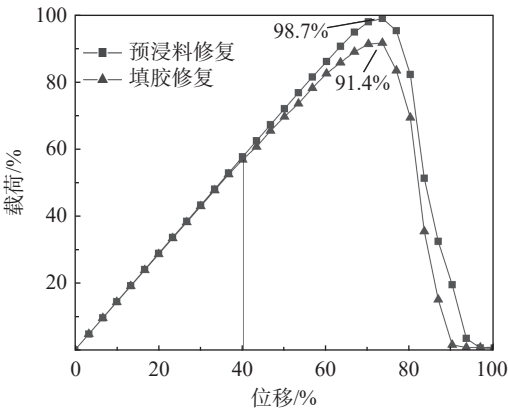


图 6 采用两种修复方式的典型件位移-载荷曲线
Fig. 6 Displacement-load curves of typical parts of two repaired plans

增大, 填胶修复结构的承载能力迅速下降, 拉伸位移达到预设位移载荷的 90% 时结构已经破坏, 而预浸料修复结构最终破坏的位移是 93.3%, 和未损伤典型件一致。预浸料修复结构的极限载荷为未损伤件的 98.7%, 而填胶修复结构的极限载荷为未损伤件的 91.4%。

两种修复方式产生差异的根本原因是预浸料修复所用的补片含有增强纤维, 有一定的补充强度作用, 单元损伤较填胶修复慢, 整体结构刚度下降也少, 极限载荷更高, 失效后承载能力下降更慢。预浸料修复结构强度恢复明显, 但并未完全恢复到未损伤状态, 是因为修复区断开的纤维和补片中的纤维即使铺层角度一致也不可能恢复到未损伤的连续状态, 应力传递存在一定阻碍。

修复并不会改变损伤模式, 修复后各铺层损伤类别和各类损伤出现顺序依然和修复前的典型件一致。由表 5 和表 6, 典型件修复前后损伤演化的不同之处在于, 修复后纤维断裂和基体开裂两种损伤在损伤孔附近的发展都得到了明显的抑制。两种修复方案的损伤萌生均从 10 个铆钉孔

表 5 两种修复方案 0°铺层纤维断裂损伤演化

Table 5 Fiber breakage damage evolution of 0° layer in two repaired plans

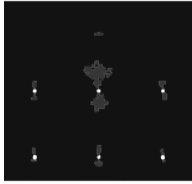
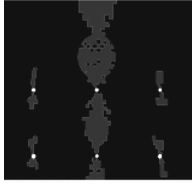
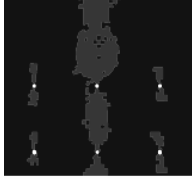
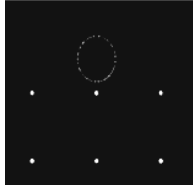
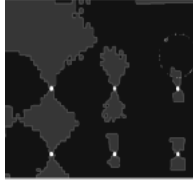
位移/%	状态	预浸料修复	填胶修复
46.7	损伤起始		
73.3	到达承载极限		
86.7	填胶修复结构破坏		
93.3	预浸料修复结构破坏		

表 6 两种修复方案 90°铺层基体开裂损伤演化

Table 6 Matrix cracking damage evolution of 90° layer in two repaired plans

位移/%	状态	预浸料修复	填胶修复
46.7	损伤起始		
73.3	到达承载极限		
86.7	填胶修复结构破坏		
93.3	预浸料修复结构破坏		

边高应力区开始, 其中预浸料修复结构在整体失效前并未发展至损伤孔边缘处, 并且结构彻底失去承载能力是由铆钉孔边损伤扩展贯穿板宽导致的, 此现象说明预浸料修复后典型件的抗损伤能力在一定程度上恢复到了未损伤水平。而填胶修复结构在结构整体失效时, 纤维断裂和基体开裂损伤均扩展至损伤孔, 损伤孔边损伤的单元数目明显多于铆钉孔边, 但少于未修复的损伤孔边。此现象说明经过填胶修复后典型件的抗损伤能力有所提升, 但本质上未修复损伤孔导致的强度损失, 而是仅仅恢复了复合材料结构的气动外形。

3 修复后复合材料外涵机匣强度分析

3.1 有限元模型

航空发动机外涵机匣是一个圆柱壳结构, 有翻边作为承接中介机匣和涡轮后机匣的安装边, 翻边分布有一圈螺栓孔; 由于机匣上需要安装一些附件机构, 因此机匣表面开有一些通孔作为螺栓孔。其中机匣表面的螺栓孔直径与上文一致, 经计算, 小孔对于整体结构的损伤情况几乎无影

响。安装边作为主要承力面,因此提出结构简化方案:忽略机匣表面铆钉孔,保留外涵机匣结构的安装边,如图7(a)。

外涵道机匣服役时所承受的载荷包括:外涵气流对机匣的内压、外涵气流流经导叶叶片时产生的扭矩传至机匣内表面、传递部分轴向力、外部附件重力及机动飞行时的过载、机动飞行时产生的弯矩等^[20]。由工程实践经验知,轴向压缩载荷易引起外涵道机匣破坏。由于渐进损伤分析方法运算量较大,而计算资源和时间有限,考虑到复合材料整体机匣为旋转周期结构,因此取机匣的1/36作为周期性结构单元如图7(b),对其两侧边界施加旋转周期对称边界条件,即可代替整体模型建模进行仿真分析。机匣的所采用的复合材料与文中第1节典型件一致,翻边的左端面固支约束,右端面施加压缩载荷。

为模拟受损机匣,假设在靠近翻边处的机匣表面有一直径为30 mm的挖补通孔,如图7(c)。用与机匣材料完全相同的预浸料经过二次固化进行修补,铺层方式与机匣保持一致,如图7(d)。

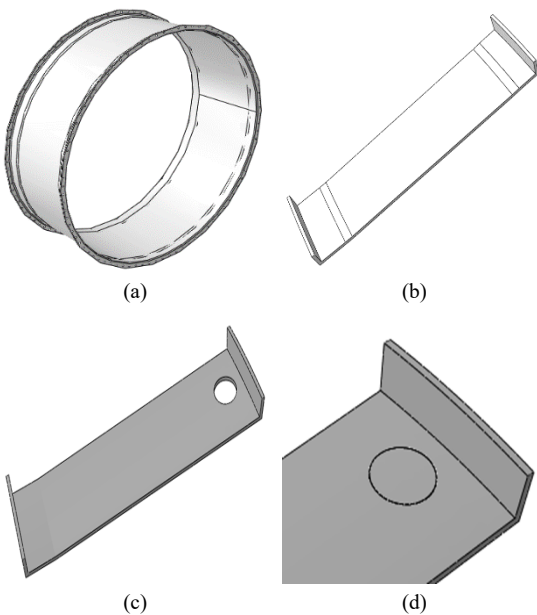


图7 复合材料外涵机匣有限元模型

Fig. 7 Finite element model of composite bypass casing of aero-engine

3.2 强度与损伤分析

图8为复合材料机匣分别在损伤前、损伤后和预浸料修复后的位移-载荷曲线归一化对比图。损伤后的复材机匣极限载荷为损伤前的91.0%,预浸料修复结构的极限载荷相较于损伤时提升了近3%。由于仅仅是修补一个直径为30 mm的小

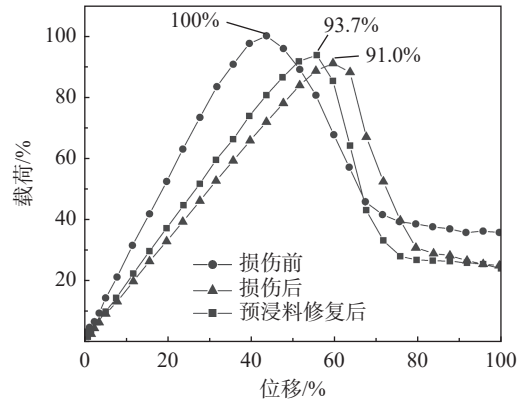


图8 复材机匣损伤前后与修补后位移-载荷曲线

Fig. 8 Displacement-load curves of composite bypass casing before and after being repaired

孔,因此载荷绝对值的提升没有太大,但比例是十分可观的。另外观察结构失效以前图线的斜率可知,损伤使机匣整体刚度降低,而预浸料修复能同时有效恢复机匣的强度和刚度。

由表7和表8可知,对于完整机匣,压缩载荷对机匣翻边弯角处有较大影响,可以判断机匣翻边弯角处是危险区。4种损伤出现的先后顺序为:分层、基体开裂、基纤剪切、纤维断裂,且均萌生于翻边弯角附近,之后向两侧扩展。从图9可以更清晰地看出,完全不同于拉伸载荷,在压缩载荷下,分层损伤最先出现且扩展速度最快,其次为基体开裂损伤,而纤维断裂和基纤剪切损伤几

表7 复材机匣修复前后基体开裂损伤演化

Table 7 Matrix cracking damage evolution of composite bypass casing of aero-engine before and after being repaired

损伤前	损伤后	预浸料修复后

表 8 复材机匣修复前后分层损伤演化

Table 8 Delamination damage evolution of composite bypass casing of aero-engine before and after being repaired

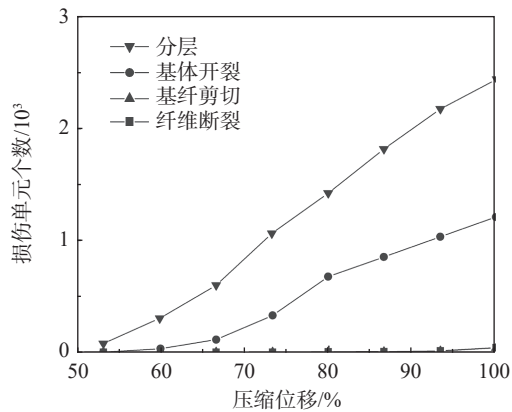
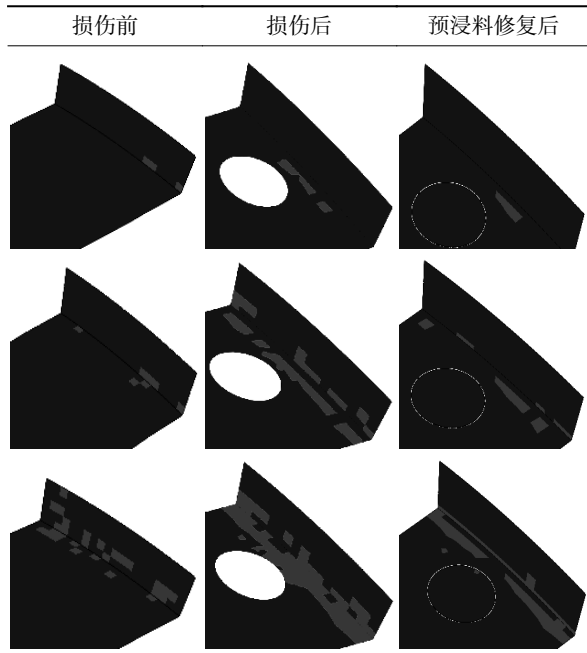


图 9 压缩载荷下机匣各类损伤单元个数

Fig. 9 Number of damage elements of bypass casing of aero-engine under compression load

乎不出现。

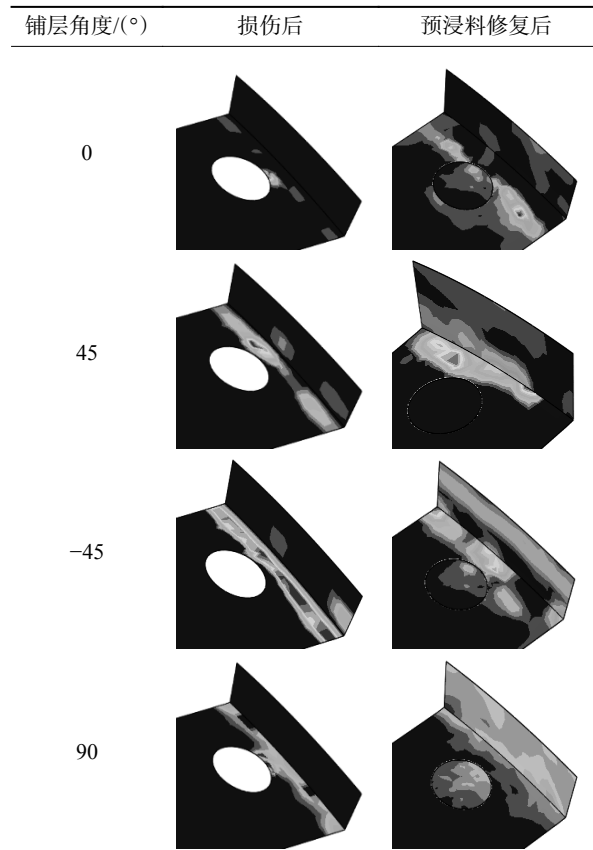
若机匣翻边附近出现圆孔型损伤,则危险区域转移到损伤孔边缘与翻边弯角之间,更易发生应力集中,导致复合材料损伤的出现。损伤类型与完整机匣差异不大,同样是基体开裂和分层损伤出现较多,而纤维断裂和基纤剪切损伤几乎不出现。但损伤演化规律和损伤单元分布由于孔的存在发生了较大的改变。基体开裂损伤最先出现在损伤孔边缘,之后翻边弯角处也开始出现。损伤孔附近损伤沿孔边扩展,翻边处损伤沿弯角扩展,最终在两者中间区域有交汇趋势。分层损伤

最先出现在损伤孔与翻边弯角中间区域,之后从初始损伤区域向两侧扩展,一端扩展至损伤孔边缘,另一端扩展至翻边。基体开裂损伤和分层损伤依然为易发损伤,两种损伤演化速度及损伤单元范围均比完整机匣大幅增加。

用预浸料修复受损机匣后,对比含通孔损伤的机匣,基体开裂和分层损伤在损伤孔边缘附近的发展都得到了明显的抑制,损伤萌生也均从翻边处开始,并未发展至损伤孔边缘处。高应力区域重新转移至翻边弯角附近,孔边缘处的应力集中现象大大改善,应力分布连续,如表 9。此现象说明经过预浸料修复后机匣的抗损伤能力在一定程度上恢复到了原有水平。

表 9 复材机匣修复前后最大主应力分布

Table 9 The maximum principal stress distribution of composite bypass casing of aero-engine before and after being repaired



4 结 论

基于国产涡扇发动机复合材料外涵机匣,抽象成含有铆钉孔和预设损伤的典型件,运用渐进损伤分析方法分析了含预设损伤典型件受静拉伸载荷时应力分布、强度变化和损伤演化过程,得

到如下结论:

1) 在对含损伤的典型件加载静拉伸位移载荷的仿真分析中, 4种损伤模式出现的顺序为: 基体开裂、纤维断裂、分层、基纤剪切, 并通过位移-载荷曲线预测不同深度磨损的极限载荷。当损伤深度超过1 mm, 结构静强度损失超过10%, 失效也提前发生。0°铺层纤维损伤扩展至板缘将导致典型件整体失效。

2) 总结了两种胶接修复方法的适用范围和修复效果: 当损伤不超过厚度的10%时, 几乎不影响典型件的强度, 采用填胶修复以恢复典型件气动外形; 当损伤深度达到厚度的10%以上至贯穿时, 典型件静强度有较大损失, 采用预浸料修复以补充结构强度。经过预浸料修复之后静强度恢复明显, 接近未损伤水平; 经过填胶修复后本质上并未修复损伤孔导致的强度损失, 结构刚度也低于由预浸料修复的典型件。

3) 机匣翻边附近出现圆孔型损伤后, 其应力应变分布与完整机匣受载时有较大区别。损伤孔边缘处为危险区域, 更易发生应力集中, 导致复合材料损伤的出现。预浸料修复后, 损伤孔边缘处的应力集中现象大大改善, 各类损伤在损伤孔边缘附近的发展都得到了明显的抑制。机匣的刚度和抗损伤能力在一定程度上恢复到了原有水平。

参考文献:

- [1] 宣海军, 陆晓, 洪伟荣, 等. 航空发动机机匣包容性研究综述[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(8): 1860-1870.
XUAN Haijun, LU Xiao, HONG Weirong, et al. Review of aero-engine case containment research[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1860-1870. (in Chinese)
- [2] 温卫东, 崔海坡, 徐颖. T300/BMP-316复合材料板冲击损伤研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(5): 749-754.
WEN Weidong, CUI Haipo, XU Ying. Research on impact damage of T300/BMP-316 composite laminates[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(5): 749-754. (in Chinese)
- [3] 孔娇月, 晏冬秀, 孙凯. 复合材料胶接修理工艺过程及其影响因素[J]. *航空制造技术*, 2013, 56(23/24): 114-117.
KONG Jiaoyue, YAN Dongxiu, SUN Kai. Bond repair process for composites structure and influencing factor[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2013, 56(23/24): 114-117. (in Chinese)
- [4] 陈先有, 崔晶. 航空复合材料结构修补技术与应用[J]. *新技术新工艺*, 2007, 29(6): 74-76, 4.
CHEN Xianyou, CUI Jing. Application of repair of the aviation composite structure[J]. *New Technology and New Process*, 2007, 29(6): 74-76, 4. (in Chinese)
- [5] 王亮. 浅析复合材料典型修理方法[J]. *科技经济导刊*, 2019, 27(29): 73.
WANG Liang. Analysis of typical repair methods of composite materials[J]. *Technology and Economic Guide*, 2019, 27(29): 73. (in Chinese)
- [6] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [7] JONES J S, GRAVES S R. Repair techniques for celion/LARC-160 graphite/polyimide composite structures[R]. NASA-CR-3794, 1984.
- [8] HAMOUSH S, SHIVAKUMAR K, DARWISH F, et al. Defective repairs of laminated solid composites[J]. *Journal of Composite Materials*, 2005, 39(24): 2185-2196.
- [9] ASTM (American Society for Testing Materials) Committee. Standard practice for infrared flash thermography of composite panels and repair patches used in aerospace applications: E 2582-07 [S]. West Conshohocken, US: ASTM International, 2007.
- [10] CAMINERO M A, PAVLOPOULOU S, LOPEZ-PEDROSA M, et al. Using digital image correlation techniques for damage detection on adhesively bonded composite repairs[J]. *Advanced Composites Letters*, 2012, 21(2): 51-57.
- [11] 孟凡颖, 陈绍杰, 童小燕. 层压板修理设计中的参数选择问题[J]. *复合材料学报*, 2001, 18(4): 123-127.
MENG Fanhao, CHEN Shaojie, TONG Xiaoyan. Selection of the design parameters in laminate repair[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2001, 18(4): 123-127. (in Chinese)
- [12] 聂恒昌, 谭日明, 郭霞, 等. 复合材料层合板机械连接修理拉伸性能[J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(2): 318-327.
NIE Hengchang, TAN Riming, GUO Xia, et al. Tensile performances of mechanically fastened repairs of composite laminates[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(2): 318-327. (in Chinese)
- [13] 林国伟, 陈普会. 胶接修补复合材料层合板失效分析的PDA-CZM方法[J]. *航空学报*, 2009, 30(10): 1877-1882.
LIN Guowei, CHEN Puhui. PDA-CZM method for failure analysis of bonded repair of composite laminates[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(10): 1877-1882. (in Chinese)
- [14] CHANG F, CHANG K. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations[J]. *Journal of Composite Materials*, 1987, 21(9): 834-855.
- [15] CHANG F, LESSARD L B. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to compressive loadings: Part I analysis[J]. *Journal of Composite Materials*, 1991, 25(1): 2-43.
- [16] TAN S C. A progressive failure model for composite laminates containing openings[J]. *Journal of Composite Materials*, 1991, 25(5): 556-577.
- [17] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47(2): 329-335.
- [18] HASHIN Z, ROTEM A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials[J]. *Journal of Composite Materials*, 1973, 7(4): 448-464.
- [19] 张龙, 程俊, 邱荣凯, 等. 基于三维通用单元方法的平纹编织复合材料多尺度损伤模拟方法[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(11): 2275-2283.
ZHANG Long, CHENG Jun, QIU Rongkai, et al. Multiscale damage simulation of plain weave composites based on 3D general method of cells[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(11): 2275-2283. (in Chinese)
- [20] 蒲瑞刚. 某发动机后机匣的低循环疲劳寿命试验研究[J]. *航空动力学报*, 1986, 1(1): 11-14.
PU Ruigang. Low cycle fatigue life testing research of an aero-engine case[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1986, 1(1): 11-14. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)