

文章编号: 1674-8190(2025)01-177-10

航空复合材料干涉连接结构湿热服役力学性能研究

丘宏俊, 钟梓鹏, 梁卫颖, 刘超, 程秀全
(广州民航职业技术学院 飞机维修工程学院, 广州 510403)

摘要: 当前, 湿热环境对复合材料的影响更偏向于材料组成结构方面的研究, 对复合材料连接的研究则相对匮乏。以复合材料干涉连接结构为对象, 基于湿热环境下复合材料的力学本构关系与连续损伤模型, 建立复合材料干涉连接结构的数值仿真模型; 利用该模型分别对湿热循环0、30、60、90、120天干涉连接结构的静强度和损伤失效进行分析, 并结合湿热老化试验对其进行验证。结果表明: 随着湿热循环周期由0天逐步递增至120天, 复合材料干涉连接结构的极限载荷分别降低了3.33%、5.63%、8.83%和10.81%; 湿热环境会造成复合材料开孔处基体内部发生老化反应, 致使基体性能迅速下降, 而对纤维损伤影响较小。

关键词: 复合材料; 干涉连接结构; 湿热老化; 损伤; 失效

中图分类号: V214.8; TB33

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.21

Study on mechanical properties of aeronautical composite material interference-fit structures in hygrothermal service

QIU Hongjun, ZHONG Zipeng, LIANG Weiyang, LIU Chao, CHENG Xiuquan
(School of Aircraft Maintenance Engineering, Guangzhou Civil Aviation College, Guangzhou 510403, China)

Abstract: Currently, the study on the influence of hygrothermal environment on composite material is more inclined to the material composition structure, rather than the composite connection. A numerical simulation model of composite interference-fit structure is established based on the mechanical ontological relationship and continuous damage model of composites under the hygrothermal environment with the object of composite interference-fit structure. The model is utilized to analyze the static strength and damage failure of interference-fit structures in the hygrothermal cycle of 0 days, 30 days, 60 days, 90 days and 120 days respectively, and is validated with the hygrothermal aging experiment. The results show that the ultimate load of the composite interference-fit structure decreases by 3.33%, 5.63%, 8.83% and 10.81% respectively, as the hygrothermal cycling period increases from 0 days to 120 days; the hygrothermal environment causes the aging reaction within the matrix of composite opening, results in a rapid deterioration of the matrix performance, while has little effect on the fiber damage.

Key words: composite material; interference-fit structure; hygrothermal aging; damage; failure

收稿日期: 2023-10-23; 修回日期: 2024-01-28

基金项目: 国家自然科学基金(51575117, 61179051); 广东省高校特色创新项目(2022KTSCX224)

通信作者: 程秀全(1964-), 男, 硕士, 教授。E-mail: 591404558@qq.com

引用格式: 丘宏俊, 钟梓鹏, 梁卫颖, 等. 航空复合材料干涉连接结构湿热服役力学性能研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 177-186.

QIU Hongjun, ZHONG Zipeng, LIANG Weiyang, et al. Study on mechanical properties of aeronautical composite material interference-fit structures in hygrothermal service[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 177-186. (in Chinese)

0 引言

碳纤维增强复合材料(CFRP)由于其比强度高、比模量大、耐腐蚀性强等优点在飞机制造中得到了广泛应用^[1-2]。现阶段复合材料在飞机中的应用由次承力构件逐渐发展到主承力构件,在增强飞机整体性能的同时减轻了质量。飞机制造中常采用复合材料干涉连接,由于紧固件与孔壁间形成挤压力,降低孔周应力幅值,从而强化孔壁,延缓疲劳裂纹的产生^[3-4]。飞机在“起飞→爬升→巡航→下降→着陆”的循环过程中,环境温度和湿度会发生较大的变化,造成复合材料层合板内部材料发生水解反应与氧化反应,导致层合板出现一定程度的物理破坏和化学破坏^[5-6],因此飞机复合材料干涉连接结构件的力学性能会受到高低温湿热交变载荷的影响,导致其性能下降^[7-8],影响其服役性能。为了满足飞机的持续适航性能,需要对服役环境影响下的复合材料连接结构件性能进行研究。

研究者对湿热环境下复合材料的性能变化进行了大量研究。Davidson等^[9]利用差示扫描量热仪(DSC)和动态力学热分析(DMTA)等方法研究了湿热老化对碳纤维复合材料分层韧性、分层断裂行为^[10]以及弯曲性能^[11]的影响;Charalambous等^[12]分别在-50、20、50和80℃的环境下研究了温度对碳纤维复合材料层间断裂刚度及分层裂纹增长率的影响;Gu Yizhuo等^[13]进行了短梁剪切实验和单纤维断裂实验,研究湿热环境下碳纤维复合材料界面性能的变化,结果表明受湿热环境的影响,基体拉伸模量和层间剪切强度都呈现下降趋势。复合材料在湿热环境下的老化现象除了通过力学性能来表征之外,还可以通过微观损伤、热力学性能等进行表征。Tam等^[14]和Sun Pei等^[15]研究了湿热环境对碳纤维环氧复合材料界面的影响,根据原子论相关知识分析了水分子在特定温度下影响界面行为的老化过程;谢伟等^[16]引入三维Hashin准则建立了复合材料湿热本构模型并分析了开孔层合板的损伤;Nachtane等^[17]通过分离式霍普金压杆(SHPB)技术分析了复合材料层合板在经过湿热环境处理后的动态压缩性能和微观渐进损伤过程;黄力刚等^[18]研究了湿热环境对夹芯结构的影响。

在数值模拟研究方面,金平^[19]和徐益兵^[20]利

用相关理论建立了湿热弹性复合材料损伤问题的完整理论描述,并结合湿热循环作用下环氧树脂的动态力学行为,拟合出湿热循环条件下材料的粘弹性本构模型;Benkhedda等^[21]和王丰芝^[22]在考虑了温度和湿度随环境变化的条件下,研究了复合材料松弛老化机理与性能退化表征;杨加明^[23]对湿热环境下复合材料层合板的几何非线性进行了分析,基于高阶剪切变形理论得到了层合板在湿热环境下的控制方程、边界条件和对应的力学分量公式。基于上述众多复合材料理论退化模型,利用有限元分析软件,刘玉佳等^[24]通过改进湿热条件下复合材料的本构关系,结合Hashin失效准则和最大应力准则发展了湿热力耦合条件下的渐进损伤分析方法,并基于此分别进行了静载拉伸载荷、弯曲载荷与剪切载荷研究;Cheng Xiaoquan等^[25]和代小杰^[26]分别研究了复合材料层合板在不同湿度与不同温度梯度下的力学性能仿真模型分析;Rocha等^[27]通过实验与数值分析方法研究了纤维增强复合材料的湿热老化情况,通过建立多尺度模型来模拟层合板的老化吸水扩散过程,同时,构建了粘弹性方程来模拟树脂老化和纤维基体界面剥离的现象。

综上所述,研究者针对湿热环境对复合材料影响的研究更偏向于材料自身的变化,而对复合材料机械连接的研究则相对匮乏^[28]。

飞机上有大量的复合材料连接件,其功能退化会对飞机的持续适航性能造成重大影响。因此,本文以复合材料干涉连接结构为研究对象,基于湿热环境下复合材料的力学本构关系与连续损伤模型,建立复合材料干涉连接结构数值仿真模型,并利用该模型对不同湿热循环周期下干涉连接结构的静强度和损伤失效进行分析,结合湿热老化试验,揭示湿热循环周期对复合材料干涉连接结构力学性能的影响规律,并验证仿真模型的有效性,以期制定或改进飞机适航方案提出理论参考。

1 CFRP 湿热老化试验及方法

1.1 试验准备

1.1.1 干涉连接结构件制作

本文采用 T700 层合板,铺层方向和顺序

为 $[0/45/-45/90]_{2S}$,复合材料纤维体积分数为60%,尺寸为420 mm×420 mm,层合板单层厚度为0.2 mm,总厚度为3.2 mm。复合材料结构件按照ASTM D5961标准要求^[29]进行干涉连接试验。其中层合板长135 mm,宽36 mm,厚3.2 mm,搭接长度36 mm,用M6钛合金(Ti-6Al-4V)螺栓连接,干涉量取1.2%,制孔刀具直径选5.929 mm。制孔后,用万能试验机压入螺栓完成干涉连接,再用力矩扳手按规定的力矩(6 N·m)拧紧螺母,完成干涉连接结构件的制作。

1.1.2 试验设备

1) 环境模拟设备:用勤卓环境测试设备有限公司生产的JK-225G 高低温湿热试验箱实现对拉伸前干涉连接结构件的湿热环境加载;2) 拉伸设备:用钢研纳克检测技术股份有限公司生产的GNT100 万能试验机对干涉连接结构件进行拉伸试验,可根据不同的试验要求得到构件在不同拉伸条件下的载荷变化规律;3) 观察设备:用FEI公

司生产的Verios G4 扫描电镜(SEM)对拉伸构件的损伤进行微观形貌分析,观察并分析螺栓和层合板连接处的损伤失效情况。

1.2 试验方案和实施过程

首先将复合材料干涉连接结构件放入高低温湿热交变试验箱,温度环境设定为: $-25\sim 125\text{ }^{\circ}\text{C}$,湿度环境设定为RH 0~50%,分别湿热循环处理0、30、60、90、120天;然后对湿热处理后的干涉连接结构件进行拉伸试验。万能试验机拉伸速率为2 mm/min,拉伸过程中同时监测引伸计数据和应变片数据,当数据从最大值下降时立即停止拉伸,并采集干涉连接结构的载荷—位移曲线及应变片的相关数据。为了得到连接接头在拉伸之后的损伤情况,进一步分析拉伸过程中干涉连接结构的损伤机理,采用扫描电镜直接对拉伸过程中试样出现的损伤进行2D和3D的形貌分析。干涉连接结构件制作及湿热老化试验流程如图1所示。

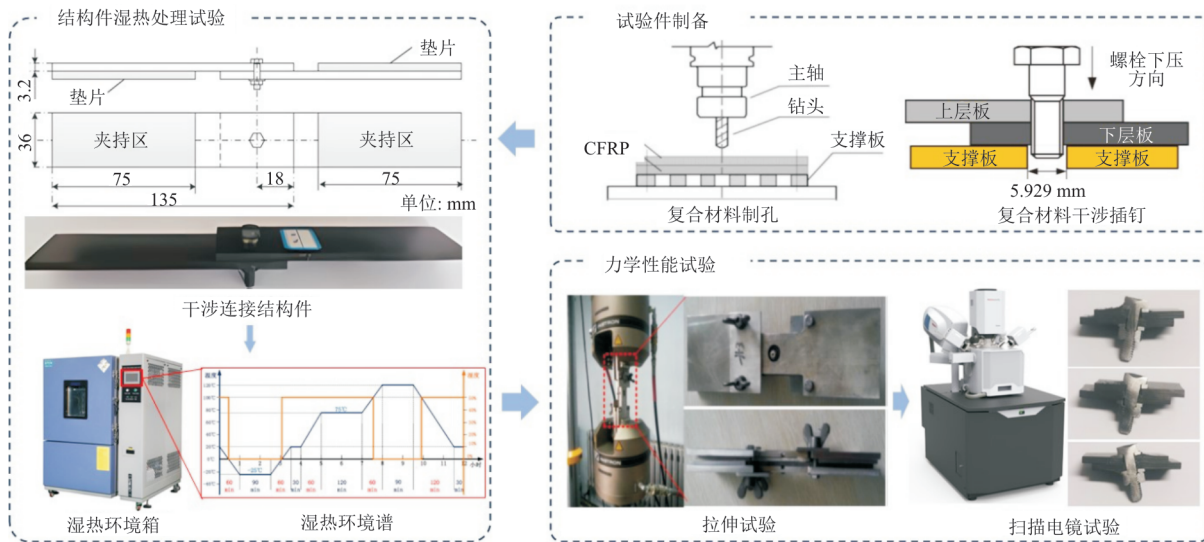


图1 CFRP干涉连接结构湿热老化试验流程

Fig. 1 Hygrothermal aging test procedure for CFRP interference-fit structure

2 干涉连接结构数值仿真模型

在考虑复合材料结构服役湿热循环周期的条件下,推导湿热环境影响下的复合材料本构关系,通过Abaqus的UMAT子程序建立以混合失效准则和线性退化模型为基础、考虑湿热环境影响的复合材料三维损伤模型,结合有限元数值仿真模型实现对湿热环境作用下CFRP干涉连接结构的

数值模拟分析。

2.1 湿热环境下复合材料本构关系的建立

本文假定复合材料干涉连接结构温度分布均匀、相对湿度一致,对于考虑湿热循环周期影响下的复合材料损伤问题,湿热环境下的应力分为:外力引起材料内部出现的工作应力,温度变化产生的热应力,湿度变化产生的湿应力。因此复合材

料在服役环境下主方向的应变由机械应变、热应变、湿应变组成,转化为应力关系得到:

$$\sigma = E:\epsilon + F\Delta T + G\Delta C = \tilde{C}[\epsilon - \epsilon^T - \epsilon^C] \quad (1)$$

式中: E 为复合材料的弹性模量; F 为热模量张量; G 为湿模量张量; \tilde{C} 为复合材料湿热环境下的刚度矩阵; ϵ 为材料主方向应变; ϵ^T 为热应变; ϵ^C 为湿应变。

对于复合材料退化刚度矩阵 \tilde{C} ,利用损伤张量

$$\epsilon^T = \alpha_1(T_1 - T_0) + \alpha_2(T_2 - T_1) + \dots + \alpha_n(T_n - T_{n-1}) = \sum_{i=1}^n \alpha_i(T_i - T_{i-1}) \quad (3)$$

$$\epsilon^C = \beta_1(C_1 - C_0) + \beta_2(C_2 - C_1) + \dots + \beta_n(C_n - C_{n-1}) = \sum_{i=1}^n \beta_i(C_i - C_{i-1}) \quad (4)$$

式中: α_i 为热膨胀系数矩阵; β_i 为湿膨胀系数矩阵。热膨胀和湿膨胀系数选取源自文献[30-32],本构

D 来描述其在湿热作用下的损伤退化。

$$\tilde{C} = D^T \cdot C \cdot D \quad (2)$$

式中: D^T 为损伤张量 D 的转置; C 为初始刚度矩阵。

对于服役环境中的热应变,由多梯度温度环境谱进行求解,在某一温度下热应变产生的计算方法如式(3)所示;对于复合材料连接结构的湿应变,假定层合板内部湿度一致,由湿应变及湿膨胀系数的关系,得到湿应变计算公式如式(4)所示。

关系计算变量如表 1 所示。

表 1 本构关系变量数值
Table 1 Values of selected ontological variables

变量	数值	变量	数值
1方向热膨胀系数 $\alpha_1/(10^{-6} K^{-1})$	0.27	1方向湿膨胀系数 β_1	0
2方向热膨胀系数 $\alpha_2/(10^{-6} K^{-1})$	31.3	2方向湿膨胀系数 β_2	0.54

将式(2)~式(4)代入式(1)即可得到复合材料

在湿热环境作用下的本构关系表达式:

$$\sigma = \tilde{C}[\epsilon - \epsilon^T - \epsilon^C] = D^T \cdot C \cdot D \left[\epsilon - \sum_{i=1}^n \alpha_i(T_i - T_{i-1}) - \sum_{i=1}^n \beta_i(C_i - C_{i-1}) \right] \quad (5)$$

2.2 复合材料三维损伤模型的建立

复合材料损伤萌生准则常用于评估给定载荷条件下结构是否产生损伤,本文采用混合失效准则预测损伤的萌生,即在Hashin准则中引入剪切非线性,并以最大应力准则代替纤维拉伸失效准则,减小Hashin准则对纤维失效预测的偏差^[33],改

进Hashin损伤判据如下:

1) 纤维拉伸/压缩失效

$$F_{1t}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{K_3 \cdot X_t} \right)^2 \quad (\sigma_1 \geq 0) \quad (6)$$

$$F_{1c}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{K_4 \cdot X_c} \right)^2 \quad (\sigma_1 < 0) \quad (7)$$

2) 面内基体拉伸/压缩失效

$$F_{2t}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{K_3 \cdot Y_t} \right)^2 + \frac{2 \cdot \tau_{12}^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha\tau_{12}^4}{2(K_5 \cdot S_{12})^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{12})^4} + \frac{2\tau_{23}^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha\tau_{23}^4}{2(K_5 \cdot S_{23})^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{23})^4} \quad (\sigma_2 \geq 0) \quad (8)$$

$$F_{2c}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{K_4 \cdot Y_c} \right)^2 + \frac{2\tau_{12}^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha\tau_{12}^4}{2(K_5 \cdot S_{12})^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{12})^4} + \frac{2\tau_{23}^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha\tau_{23}^4}{2(K_5 \cdot S_{23})^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{23})^4} \quad (\sigma_2 < 0) \quad (9)$$

3) 面外基体拉伸/压缩失效

$$F_{3t}^2 = \left(\frac{\sigma_3}{K_3 \cdot Z_t} \right)^2 + \frac{2\tau_{13}^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha\tau_{13}^4}{2(K_5 \cdot S_{13})^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{13})^4} + \frac{2\tau_{23}^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha\tau_{23}^4}{2(K_5 \cdot S_{23})^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{23})^4} \quad (\sigma_3 \geq 0) \quad (10)$$

$$F_{3c}^2 = \left(\frac{\sigma_3}{K_4 \cdot Z_c} \right)^2 + \frac{2\tau_{13}^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha\tau_{13}^4}{2(K_5 \cdot S_{13})^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{13})^4} + \frac{2\tau_{23}^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha\tau_{23}^4}{2(K_5 \cdot S_{23})^2 / (K_2 \cdot G_{23}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{23})^4} \quad (\sigma_3 < 0) \quad (11)$$

4) 纤维—基体剪切失效

$$F_s^2 = \left(\frac{\sigma_1}{K_4 \cdot X_c} \right)^2 + \frac{2\tau_{12}^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha\tau_{12}^4}{2(K_5 \cdot S_{12})^2 / (K_2 \cdot G_{12}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{12})^4} + \frac{2\tau_{13}^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha\tau_{13}^4}{2(K_5 \cdot S_{13})^2 / (K_2 \cdot G_{13}) + 3\alpha(K_5 \cdot S_{13})^4} \quad (\sigma_1 < 0) \quad (12)$$

式中: $F_{1t}, F_{1c}, F_{2t}, F_{2c}, F_{3t}, F_{3c}$ 为各方向的拉伸/压缩失效指数; $X_t, X_c, Y_t, Y_c, Z_t, Z_c$ 为各方向拉伸/压缩强度; F_s 为剪切失效指数; σ 为拉/压应力; S 为剪切强度; τ 为剪切应力; K 为退化系数。其中退化系数 K 由试验测定, 不同湿热老化时间下的退化系数如表 2 所示。

表 2 不同湿热老化时间下的退化系数
Table 2 Degradation coefficients for different hygrothermal aging times

湿热循环周期/天	弹性模量 K_1	剪切模量 K_2	拉伸强度 K_3	压缩强度 K_4	剪切强度 K_5
30	0.934 1	0.946 1	0.954 1	0.935 5	0.763 8
60	0.910 4	0.890 3	0.932 5	0.923 3	0.703 3
90	0.909 9	0.784 6	0.925 7	0.910 2	0.682 8
120	0.885 7	0.728 9	0.918 7	0.863 2	0.659 1

本文采用线性损伤退化模型表征复合材料干涉连接结构在拉伸载荷作用下的材料损伤演化过程, 在结构发生失效前, 应力会随应变的增加呈现出线性增加的趋势, 当损伤指数 f_i 达到 1, 损伤变量 d_i 被激活, 结构整体刚度减小、承载能力下降。因此采用基于能量的线性软化定律^[34]定义损伤变量 d_i :

$$d_i = \frac{\epsilon_i^f (\epsilon_i^{eq} - \epsilon_i^0)}{\epsilon_i^{eq} (\epsilon_i^f - \epsilon_i^0)} \quad (13)$$

式中: $\epsilon_i^{eq}, \epsilon_i^0$ 和 ϵ_i^f 分别为当前的等效应变、损伤萌生时的等效应变和最终失效时的等效应变。

2.3 复合材料干涉连接结构仿真模型的建立

数值模拟中干涉连接结构的几何尺寸、铺层顺序、材料属性等参数均与试件相同。连接螺栓的材料为航空级钛合金 Ti-6Al-4V, 其弹性模量为 110 GPa、泊松比为 0.3。数值模型网格划分采用局部加密处理, 所有单元类型采用 C3D8R, 相互作用的设定采用摩擦接触, 层合板间摩擦系数设定为 0.5, 螺栓与层合板间摩擦系数设定为 0.1, 螺母

与层合板间摩擦系数设定为 0.1^[35-36]。模型还需要设置左右边界、位移边界、螺栓预紧力载荷共 3 部分的边界条件及载荷作用。数值模型整体结构如图 2 所示。通过 UMAT 子程序实现干涉连接结构在受载过程中本构关系、失效准则、材料退化模型的建立, 复合材料三维损伤模型计算流程如图 3 所示。

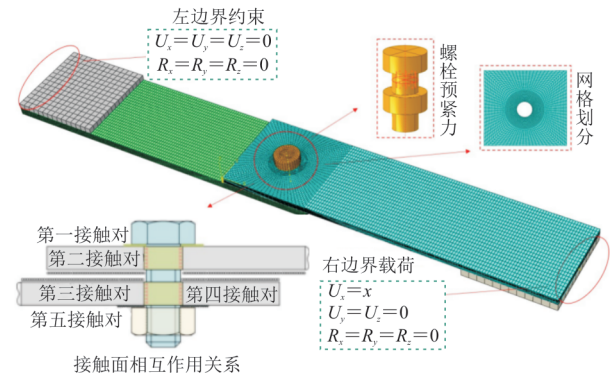


图 2 干涉连接结构数值分析模型的建立
Fig. 2 Numerical analysis modeling of the interference-fit structure

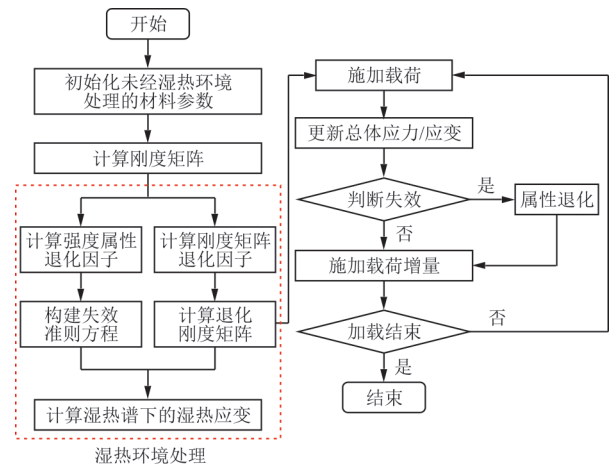


图 3 UMAT 子程序计算流程
Fig. 3 UMAT subroutine calculation process

3 仿真数值果与分析

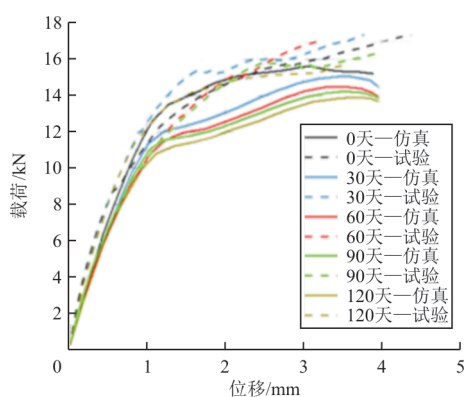
首先, 将数值仿真中干涉连接结构拉伸静强

度结果与试验结果进行对比分析,以验证有限元模型的有效性。然后,基于扫描电镜观测结果对不同湿热循环周期下干涉连接结构的接头损伤规律进行分析,以发现干涉连接结构拉伸中的主要损伤形式。最后,依据数值仿真结果对研究对象的主要损伤形式进行规律分析。

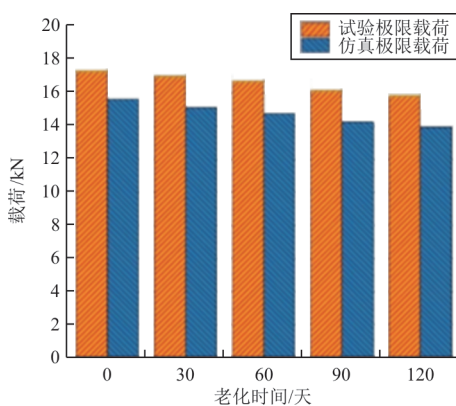
3.1 数值仿真结果分析与对比验证

3.1.1 拉伸载荷位移曲线对比分析

不同湿热老化时间下试验结果与数值仿真结果如图4所示,从图4(a)可以看出:数值仿真中,不同湿热循环周期下干涉连接结构的载荷一位移曲线趋势一致,随着湿热循环周期的增加,曲线初期线性增长阶段的斜率逐渐减小,表明整体结构提前进入了损伤阶段,同时整体结构的承载强度逐渐下降。



(a) 拉伸载荷位移曲线



(b) 极限载荷对比

图4 不同湿热老化时间下实验结果与数值仿真结果对比
Fig. 4 Comparison of experimental results with numerical simulation results under different hygrothermal aging time

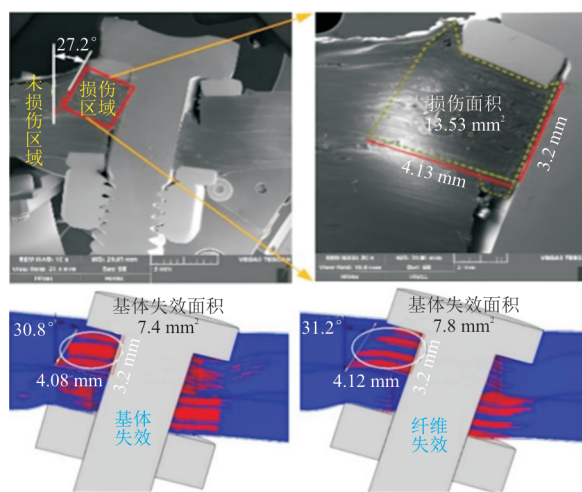
试验结果与数值仿真的拉伸载荷一位移曲线趋势基本一致,不同之处在于静态拉伸实验曲线会出现载荷突然降低的现象,是由于试验过程中的夹持松动导致了该现象的发生。随着湿热循环周期的增加,干涉连接结构的极限载荷出现逐渐下降的趋势。数值仿真与实验的曲线误差最大不超过12%,证明了该模型对不同湿热循环周期下结构力学性能预测的准确性与有效性,因此可以利用该模型对不同湿热循环周期下的载荷变化趋势进行分析。

数值仿真结果中,未经过湿热环境处理的结构极限载荷为15.63 kN,湿热加载30、60、90和120天之后,结构的极限载荷分别降低了3.33%、5.63%、8.83%和10.81%。由此可见,随着湿热循环周期的增加,复合材料干涉连接结构承载能力呈下降趋势。

从图4(b)可以看出:湿热处理0、30、60、90、120天后的数值仿真载荷比试验载荷分别减少了10.75%、11.32%、11.72%、11.87%、11.99%,这是由于仿真模型中将螺母与螺栓进行绑定,从而导致拉伸受载过程中,孔周复合材料区域受到额外的强迫挤压作用,导致仿真模型载荷的下降。不同湿热环境处理下的载荷下降比基本一致,再次证明了该模型对不同湿热循环周期下复合材料结构力学性能变化趋势预测的准确性与有效性。

3.1.2 损伤失效对比分析

湿热处理0、60、120天的干涉连接结构损伤的试验和数值模拟的微观形貌图如图5所示,损伤区域的相关参数如表3所示。



(a) 湿热循环0天

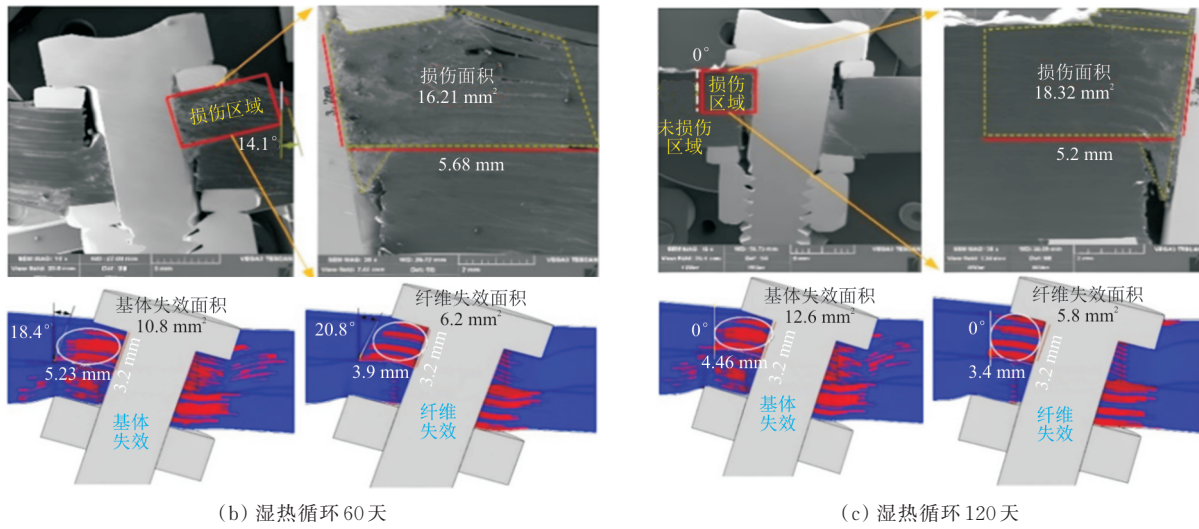


图 5 损伤试验结果与数值仿真结果对比

Fig. 5 Comparison between experimental results of damage failure and numerical simulation results

表 3 不同湿热老化时间下干涉连接结构的损伤参数

Table 3 Damage parameters of interference-fit structures under different hygrothermal aging time

湿热循环 时间/天	分界线夹角/(°)			边界长度/mm			边界面积/mm ²			
	试验(整体)	仿真(基体)	仿真(纤维)	试验(整体)	仿真(基体)	仿真(纤维)	试验(整体)	仿真(基体)	仿真(纤维)	仿真(总和)
0	27.2	30.8	31.2	4.13	4.08	4.12	13.53	7.4	7.8	15.2
60	14.1	18.4	20.8	5.68	5.23	3.90	16.21	10.8	6.2	17.0
120	0	0	0	5.20	4.46	3.40	18.32	12.6	5.8	18.4

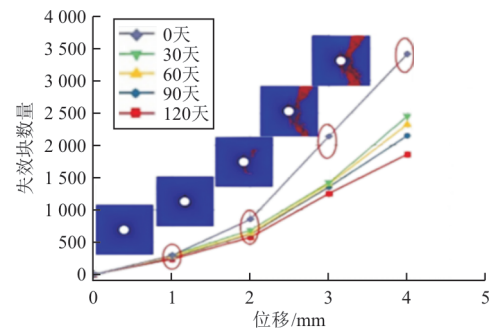
从图 5 和表 3 可以看出:随着湿热循环周期的增加,未损伤区域与损伤区域分界线的夹角逐渐减小;试验损伤区域与仿真基体损伤区域的边界长度先增大后减小,纤维损伤区域逐渐减小,损伤区域面积逐渐增大。试验结果与数值仿真结果的变化规律或变化趋势基本一致,对比结果误差最大为 12.34%,也可佐证数值仿真结果的有效性。

3.2 湿热退化力学性能规律分析

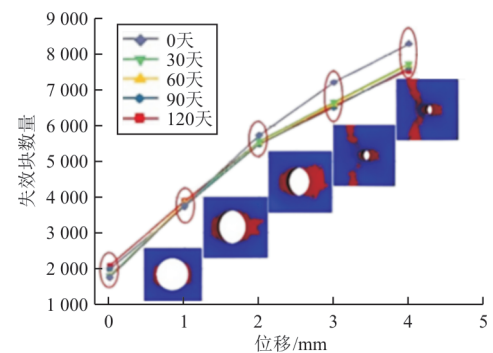
干涉连接结构的主要损伤形式包括纤维失效、纤维—基体剪切失效和基体失效。

3.2.1 纤维失效分析

干涉连接结构纤维损伤结果如图 6 所示,可以看出:在未施加拉伸载荷之前,并没有纤维拉伸损伤发生,纤维拉伸损伤在孔周分布较少,随着拉伸位移的持续增加,损伤区域逐渐由孔周向层合板边界扩展;在未施加拉伸位移之前,孔周附近已经出现了纤维压缩损伤,随着拉伸位移的持续增加,纤维压缩损伤沿着拉伸载荷方向扩展;当拉伸位移达到 2 mm 后,由于孔周大部分区域已失效破坏,纤维压缩损伤区域逐渐向层合板边缘扩展。



(a) 拉伸损伤



(b) 压缩损伤

图 6 干涉连接结构纤维损伤结果

Fig. 6 Result of fiber damage in interference-fit structures

拉伸位移从 0 mm 增加到 5 mm 的过程中,随着湿热循环周期的增加,纤维损伤的扩展速率逐渐变慢,拉伸载荷结束的纤维损伤区域面积也逐渐减小。这是由于拉伸载荷的承力主体为碳纤维,而湿热循环周期对碳纤维的影响较小;在相同位移下经过湿热环境处理的结构件所承受的载荷逐渐降低,对碳纤维的作用力也减小。

3.2.2 纤维—基体剪切失效分析

干涉连接结构纤维—基体剪切损伤结果如图 7 所示。

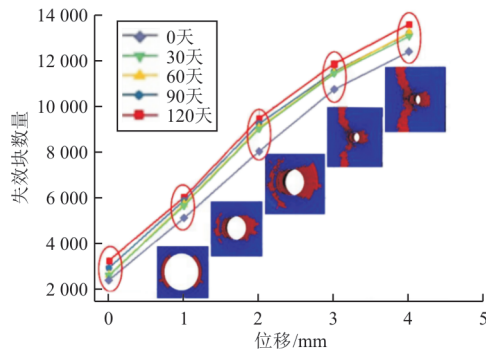


图 7 干涉连接结构纤维—基体剪切损伤结果
Fig. 7 Results of fiber-matrix shear damage in interference-fit structures

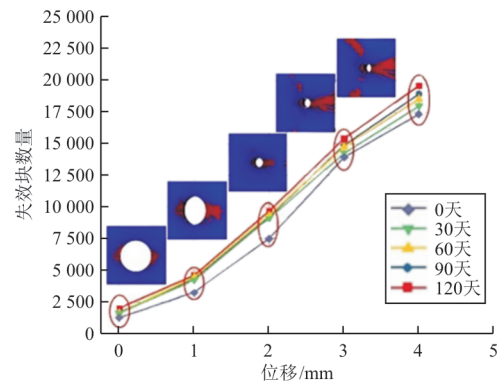
从图 7 可以看出:未施加拉伸载荷之前,干涉量与拧紧力矩使得孔周出现了主要沿纵向分布的剪切失效区域;随着拉伸位移的继续增加,纤维—基体剪切失效区域开始大幅度增加,在拉伸位移为 3 mm 之前,纤维—基体剪切失效主要沿纵向扩展,当拉伸位移大于 3 mm 后,纤维—基体剪切失效开始沿横向向层合板边界扩展。

随着湿热循环周期的增加,在拉伸位移从 1 mm 增加到 2 mm 的条件下,纤维—基体剪切失效的扩展速度逐渐增加;而当拉伸位移从 2 mm 增加到 3 mm 时,未经过湿热处理的试件逐渐达到极限载荷,导致其剪切失效区域扩展速率有所增加;当拉伸载荷停止施加时,由于湿热老化效应导致的层合板内部纤维—基体脱粘的现象,随着湿热循环周期的增加,纤维—基体剪切失效区域面积也逐渐增加。

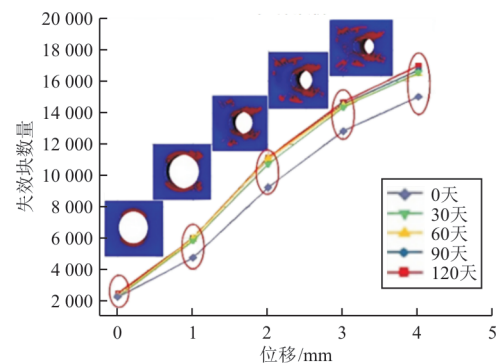
3.2.3 基体失效分析

干涉连接结构基体损伤结果如图 8 所示,可以看出:基体拉伸损伤初始区域主要沿孔周纵向分布,随着拉伸载荷的施加,基体拉伸损伤沿纵向逐渐向层合板边界扩展,基体压缩损伤初始区域主

要沿孔周横向分布;随着拉伸载荷的增加,压缩损伤区域缓慢向层合板边界扩展,基体压缩损伤扩展速率与拉伸损伤扩展速率相差较大。



(a) 拉伸损伤



(b) 压缩损伤

图 8 干涉连接结构基体损伤结果

Fig. 8 Results of matrix damage in interference-fit structures

在未施加拉伸位移之前,孔周附近已经出现了基体损伤。这是由于干涉量与拧紧力矩的影响,紧固件与复合材料层合板出现挤压现象,导致基体出现了一定程度的损伤,而且湿热处理时间越长,基体初始损伤也越严重。

当拉伸载荷施加完成之后,基体的最终损伤面积随着湿热循环周期的增加而增加。这是由于随着湿热循环周期的增加,层合板内部基体的水解反应与氧化反应也更加剧烈,导致其在拉伸载荷作用下的损伤逐渐加剧。

4 结 论

1) 随着湿热循环周期由 0 天逐步递增到 120 天,复合材料干涉连接结构的极限载荷分别降低了 3.33%、5.63%、8.83% 和 10.81%,结构件提前进入失效状态,基体甚至出现了不同程度的错位

断裂现象。

2) 基于有限元仿真的干涉连接结构的损伤失效分析,相较于试验检测结果,仿真预测误差均小于 12%,验证了数值仿真模型的可行性,因此通过拉伸载荷仿真可以实现复合材料干涉连接结构静强度的有效预测。

3) 湿热循环周期对纤维的影响相对较小,作为主要承力体的纤维损伤区域面积较小,从损伤面积来看,性能波动约为 0.3%/天;由于湿热老化效应的影响,导致了层合板内部出现了部分纤维—基体脱粘的现象,造成了湿热循环周期对纤维和基体影响程度差异加大。

4) 湿热循环周期对基体的影响相对较大,性能下降可达 0.75%/天,湿热环境会造成复合材料基体内部发生老化反应,致使基体拉伸和压缩性能不同程度的下降。

参考文献

- [1] 冯军. 复合材料技术在当代飞机结构上的应用[J]. 航空制造技术, 2009(22): 40-42.
FENG Jun. Application of composite material technology in contemporary aircraft structures[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2009(22): 40-42. (in Chinese)
- [2] 邹鹏. 复合材料干涉螺接结构损伤萌生与扩展机理研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
ZOU Peng. Study on the mechanism of damage initiation and propagation in composite interference screw joint structures[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)
- [3] 刘萍, 张开达. 干涉对复合材料叠层板螺栓连接疲劳强度的影响[J]. 航空学报, 1991, 12(12): 545-549.
LIU Ping, ZHANG Kaida. The influence of interference on the fatigue strength of composite laminated plate bolted connections [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(12): 545-549. (in Chinese)
- [4] 段元欣, 钟衡, 张开富, 等. 复合材料螺栓干涉连接结构压钉过程轴向力建模[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(8): 1302-1307.
DUAN Yuanxin, ZHONG Heng, ZHANG Kaifu, et al. An analytical model for predicting axial force on bolt insertion process of composite interference-fit joint[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(8): 1302-1307. (in Chinese)
- [5] JEDIDI J, JACQUEMIN F, VAUTRIN A. Design of accelerated hygrothermal cycles on polymer matrix composites in the case of a supersonic aircraft [J]. Composite Structures, 2005, 68(4): 429-437.
- [6] YOUSSEF Z, JACQUEMIN F, GLOAGUEN D, et al. A multi-scale analysis of composite structures: application to the design of accelerated hygrothermal cycles[J]. Composite Structures, 2008, 82(2): 302-309.
- [7] WAN Y Z, WANG Y L, HUANG Y, et al. Moisture sorption and mechanical degradation of VARTMed three-dimensional braided carbon epoxy composites [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(7/8): 1237-1243.
- [8] 石建军, 任银银, 贾彬, 等. 高低温循环—湿度—荷载耦合作用对碳纤维/环氧树脂复合材料拉伸性能的影响[J]. 航空材料学报, 2022, 42(6): 97-106.
SHI Jianjun, REN Yinyin, JIA Bin, et al. Coupling effect of high and low temperature cycle-humidity-load on tensile properties of carbon fiber/epoxy composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2022, 42(6): 97-106. (in Chinese)
- [9] DAVIDSON B D, KUMAR M, SOFFA M A. Influence of mode ratio and hygrothermal condition on the delamination toughness of a thermoplastic particulate interlayered carbon/epoxy composite[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2009, 40(1): 67-79.
- [10] ALESSI S, PITARRESI G, SPADARO G. Effect of hydrothermal ageing on the thermal and delamination fracture behaviour of CFRP composites[J]. Composites Part B: Engineering, 2014, 67: 145-153.
- [11] AKIL H M, CHENG L W, ISHAK Z A M, et al. Water absorption study on pultruded jute fibre reinforced unsaturated polyester composites[J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(11/12): 1942-1948.
- [12] CHARALAMBOUS G, ALLEGRI G, HALLETT S R. Temperature effects on mixed mode I/II delamination under quasi static and fatigue loading of a carbon/epoxy composite[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2015, 77: 75-86.
- [13] GU Yizhuo, LIU Hongxin, LI Min, et al. Macro and micro interfacial properties of carbon fiber reinforced epoxy resin composite under hygrothermal treatments[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2013, 33(4): 369-379.
- [14] TAM L H, ZHOU A, ZHANG R X, et al. Effect of hygrothermal environment on traction separation behavior of carbon fiber/epoxy interface[J]. Construction and Building Materials, 2019, 220: 728-738.
- [15] SUN Pei, ZHAO Yan, LUO YunFeng, et al. Effect of temperature and cyclic hygrothermal aging on the interlaminar shear strength of carbon fiber/bismaleimide (BMI) composite [J]. Materials & Design, 2011, 32(8/9): 4341-4347.
- [16] 谢伟, 窦鹏鹏, 薛展. 湿热环境下复合材料层合板本构模型研究及其应用[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 62-72.
XIE Wei, DOU Pengpeng, XUE Zhan. Research and application of the constitutive model of composite laminates in hydrothermal environments [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 62-72. (in Chinese)
- [17] NACHTANE M, TARFAOUI M, SAAIS, et al. An investigation of hygrothermal aging effects on high strain rate behaviour of adhesively bonded composite joints[J]. Com-

- posites Part B: Engineering, 2019, 172: 111-120.
- [18] 黄力刚, 杨帆, 夏志平. 湿热环境下平纹编织面板蜂窝夹芯板的渐进损伤分析[J]. 机械科学与技术, 2021, 40(11): 1773-1778.
HUANG Ligang, YANG Fan, XIA Zhiping. Progressive damage analysis of honeycomb sandwich panel with plain weave panel in hygrothermal environment [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2021, 40(11): 1773-1778. (in Chinese)
- [19] 金平. 复合材料的湿热力耦合响应及损伤研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
JIN Ping. Study on the coupled response and damage of composite materials under wet and thermal conditions [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [20] 徐益兵. 循环湿热作用下环氧树脂动态力学行为与本构模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
XU Yibing. Study on dynamic mechanical behavior and constitutive model of epoxy resin under cyclic damp heat effect [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [21] BENKHEDDA A, TOUNSI A, BEDIA E A A. Effect of temperature and humidity on transient hygrothermal stresses during moisture desorption in laminated composite plates [J]. Composite Structures, 2008, 82(4): 629-635.
- [22] 王丰芝. 复合材料时变湿热粘弹性性能预测[D]. 大连: 大连理工大学, 2007.
WANG Fengzhi. Prediction of time-varying wet thermal viscoelastic properties of composite materials [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2007. (in Chinese)
- [23] 杨加明. 湿热环境下复合材料层合板的几何非线性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
YANG Jiaming. Geometric nonlinear analysis of composite laminates in humid and hot environments [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [24] 刘玉佳, 燕瑛, 何明泽. 湿热力耦合条件下复合材料结构渐进损伤仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(3): 384-388.
LIU Yujia, YAN Ying, HE Mingze. Simulation of progressive damage in composite material structures under wet thermal coupling conditions [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(3): 384-388. (in Chinese)
- [25] CHENG Xiaoquan, LIU Shufeng, ZHANG Jikui, et al. Hygrothermal effects on mechanical behavior of scarf repaired carbon epoxy laminates subject to axial compression loads: experiment and numerical simulation [J]. Polymer Composites, 2018, 39(3): 904-914.
- [26] 代小杰. 真空热循环和湿热对 T700/5429 复合材料性能的影响[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2012.
DAI Xiaojie. The effect of vacuum thermal cycle and damp heat on the properties of T700/5429 composite materials [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2012. (in Chinese)
- [27] ROCHA I B C M, DMFPVAN, RAIJMAEKERS S, et al. A combined experimental/numerical investigation on hygrothermal aging of fiber reinforced composites [J]. European Journal of Mechanics A: Solids, 2019, 73: 407-419.
- [28] 程晖, 樊新田, 徐冠华, 等. 航空复合材料结构精密干涉连接技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(10): 48-66.
CHENG Hui, FAN Xintian, XU Guanhua, et al. State of the art of precise interference-fit technology for composite structures in aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(10): 48-66. (in Chinese)
- [29] ASTM. Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates: ASTM D5961 [S]. US: ASTM, 2015.
- [30] 陈建桥. 复合材料力学[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2016: 19-33.
CHEN Jianqiao. Mechanics of composites [M]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology Press, 2016: 19-33. (in Chinese)
- [31] 胡俊山. 力热耦合的复合材料干涉连接结构松弛演化与失效机理[D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
HU Junshan. Preload relaxation and failure mechanism of CFRP composite interference-fit joints under thermal-mechanical coupling effects [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)
- [32] 李海麟. 海洋服役环境下复合材料干涉连接结构力学行为演化机理研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
LI Hailin. The evolution mechanism of mechanical properties of composites interference fit bolted joints in marine environment [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)
- [33] SWANSON S R. Introduction to design and analysis with advanced composite materials [M]. US: Prentice Hall, 1997: 227-278.
- [34] PHAM D C, CUI X D, REN X, et al. A discrete crack informed 3D continuum damage model and its application for delamination migration in composite laminates [J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 165: 554-562.
- [35] LIU L Q, ZHANG J Q, CHEN K K, et al. Combined and interactive effects of interference fit and preloads on composite joints [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27: 716-729.
- [36] ZOU P, LI Y, ZHANG K, et al. Mode I delamination mechanism analysis on CFRP interference-fit during the installation process [J]. Materials & Design, 2017, 116: 268-277.

(编辑:丛艳娟)