

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.03.017

拧紧扭矩对复合材料单搭螺接结构疲劳性能影响研究

许文豪¹, 安鲁陵¹, 赵聪¹, 黄金昌², 岳烜德³, 杨洋¹, 屈征涛¹,
黄志立¹, 蒋斌⁴

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016; 2. 中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035;
3. 成都飞机工业集团, 成都 610092; 4. 中国融通集团第六十研究所, 南京 211200)

摘要: 随着复合材料性能及应用水平的提高, 复合材料单搭螺接结构越来越广泛地应用在飞机结构中。实践证明, 影响单搭螺接结构的疲劳寿命的一个关键因素是拧紧扭矩的大小。为探究螺栓拧紧扭矩对单搭螺接结构疲劳性能的影响, 建立了复合材料单搭螺接结构的疲劳损伤模型, 并设计试验验证了模型的有效性。结合有限元和试验进行分析: 当拧紧扭矩为螺栓破坏扭矩的 75% 时, 螺栓连接结构具有最优刚度特性, 其孔周损伤较少、稳定阶段接头伸长量增加速度最慢、结构疲劳寿命达到峰值并呈现最优综合性能。上述方法可为同类螺栓扭矩的确定提供参考。

关键词: 复合材料; 单搭螺接结构; 拧紧扭矩; 疲劳寿命; 复合材料损伤

中图分类号: V214.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2026)03-0637-10

Influence of Tightening Torque on Fatigue Performance of Composite Single-Lap Bolted Joints

XU Wenhao¹, AN Luling¹, ZHAO Cong¹, HUANG Jinchang², YUE Xuande³, YANG Yang¹,
QU Zhengtao¹, HUANG Zhili¹, JIANG Bin⁴

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110035, China; 3. Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China; 4. The 60th Research Institute of China Rongtong Group, Nanjing 211200, China)

Abstract: With the improvement of composite material properties and their application level, composite single-lap bolted structures are increasingly widely used in aircraft structures. Practice has shown that a key factor affecting the fatigue life of single-lap structures is the magnitude of the tightening torque. To explore the effect of bolt tightening torque on the fatigue performance of single-lap structures, a fatigue damage model for composite single-lap bolted structures is established, and experiments are designed to verify the validity of the model. Through the analysis combining finite element method and experiments, it is found that when the tightening torque is 75% of the bolt failure torque, the bolted structure exhibits optimal stiffness characteristics, with less damage around the holes, the slowest increase rate of joint elongation in the stable stage, and the peak fatigue life as well as the best comprehensive performance. The above method can provide a reference for determining the torque of similar bolts.

Key words: composites; single-lap bolted structure; tightening torque; fatigue life; composite damage

收稿日期: 2025-07-23; 修订日期: 2025-10-14

通信作者: 安鲁陵, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: anllme@nuaa.edu.cn。

引用格式: 许文豪, 安鲁陵, 赵聪, 等. 拧紧扭矩对复合材料单搭螺接结构疲劳性能影响研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(3): 637-646. XU Wenhao, AN Luling, ZHAO Cong, et al. Influence of tightening torque on fatigue performance of composite single-lap bolted joints[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(3): 637-646.

由于复合材料具有比强度高、比模量高、减振性能好、可设计性强等优点,可以有效地减轻飞机的质量,因而在航空航天领域的应用备受瞩目^[1]。复合材料结构的应用逐渐由次承力结构转变为主承力结构,而在这种结构的关键部位,螺栓连接是主要连接方式。相较于铆接和胶接,螺栓连接的可靠性高,便于控制预紧力和重复装拆等优点,可以实现精准的连接,因此复合材料螺栓单搭接结构在飞机中广泛分布。在进行螺栓连接时,需对螺栓施加扭矩并转化为预紧力,从而达到固定的目的,略大的预紧力虽然可能引入额外的应力,但在一定范围内能够有效提升接头性能,进而影响飞机结构的综合性能^[2-3]。

近年来,国内外学者系统地开展了扭矩/预紧力对复合材料螺栓搭接结构的疲劳性能影响研究,Mínguez等^[4]通过试验揭示了螺栓拧紧扭矩的影响机制,通过改变载荷传递路径、优化应力集中及引入残余压应力提升疲劳寿命。Ho等^[5]通过试验研究了拧紧扭矩对单搭接结构疲劳寿命和疲劳裂纹萌生位置的影响并进行评估。结果表明,拧紧扭矩为 $10\text{ N}\cdot\text{m}$ 的接头在所有研究的接头中具有最高的疲劳寿命。刘学术等^[6]通过试验研究了预紧力大小对复合材料连接器疲劳性能的影响,发现在一定范围内,装配式预紧力越大,结构的抗疲劳性越强。Giannopoulos等^[7]通过试验研究螺栓扭矩对AS7/8552纤维增强聚合物搭接结构的疲劳性能的影响,发现在疲劳测试中,低扭矩下孔伸长量增长相对缓慢,而高扭矩下孔伸长量会急剧增加。刘通等^[8]以三维Hashin准则作为失效判据并采用分区退化模型,对复合材料单搭螺接结构静载损伤全过程进行完整仿真,仿真结果与试验结果吻合程度较高。并发现随着拧紧力矩的增大,连接强度呈现先增大后减小的趋势。王学尧^[9]通过试验研究了预紧力大小对复合材料双钉单搭结构的疲劳性能影响,发现了在拧紧力矩标准范围内,预紧力越大,结构整体的抗疲劳性能越强,复合材料板螺栓孔边的变形越小。黎海银^[10]通过试验展开了应力水平和预紧力对复合材料双钉双搭接结构疲劳寿命影响研究,发现预紧力可以显著提高接头的疲劳寿命,且随着应力水平的降低,预紧力对接头疲劳寿命的提高作用也随之增强。肖睿恒等^[11]结合试验与有限元研究了螺栓预紧力对复合材料单搭接接头疲劳性能的影响,发现随着预紧力增大,接头疲劳寿命逐渐增大,并且增大预紧力,可以缩短疲劳初始阶段的循环次数,增大孔径缓慢增长阶段的循环次数。

众多学者已通过大量试验工作,深入探究了不同拧紧扭矩/预紧力对复合材料螺栓搭接结构疲劳

寿命、损伤演化及失效模式的影响,但未考虑具体拧紧工况。不同拧紧工况下,螺栓拧紧扭矩与预紧力的转化关系是不同的,且试验过程难以系统揭示加载过程中内部损伤机理及影响规律。鉴于此,本文在具体拧紧工况下,采用理论建模与试验相结合的研究方法,展开拧紧扭矩对复合材料单搭接结构疲劳性能的影响研究。聚焦于拧紧扭矩这一重要工艺参数,是因为拧紧扭矩与预紧力在具体工况下有对应关系,且为工艺过程可直接获取的参数,其作用规律的研究对指导生产具有重要工程价值。

因此,本文以复合材料单搭螺接结构为研究对象,在涂密封胶,拧紧螺母工况下,从工程应用的角度出发,开展拧紧扭矩与复合材料单搭螺接结构疲劳性能的关联规律研究。基于ABAQUS软件二次开发技术,构建了复合材料单搭螺接结构的等效寿命疲劳损伤模型。并通过试验验证模型的准确性,结合有限元与试验结果,从结构刚度,接头伸长量、孔周损伤和疲劳寿命四方面揭示拧紧扭矩对复合材料螺接结构疲劳性能的影响机制,为实际生产中,确定合适的扭矩值提供参考方法。

1 有限元模型建立

1.1 部件与网格设置

为了分析疲劳载荷下的应力应变分布和损伤情况,建立了有限元模型,利用有限元模型对疲劳过程进行分析。模型如图1所示(U_1 、 U_2 、 U_3 分别为 x 、 y 、 z 方向上的位移量; I_1 、 I_2 、 I_3 、 I_4 指接触对,分别为螺栓侧面与上板孔壁、螺栓与上板上表面、上板下表面与下板上表面、下板下表面与螺母; T_1 为螺栓与螺母之间的绑定),对六角头螺栓螺母进行简化建模,利用ABAQUS中的螺栓载荷模块进行预紧力的加载,省略螺纹建模。被连接件按照试验件的层数进行切割,层数为32,单层厚度为 0.125 mm ,铺层顺序为 $[45/-45/0/-45/0/90/0/45/45/0/90/0/-45/0/-45/45]$ 。复合材料网格

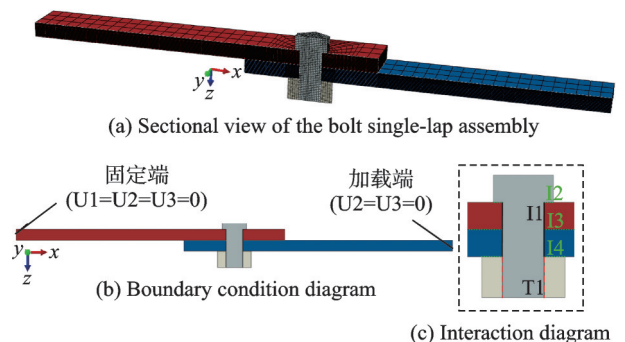


图1 复合材料单搭螺接结构有限元模型

Fig.1 Finite element model of the single-lap bolted joint structure of composites

类型为 C3D8R,沙漏控制选用增强。

1.2 材料属性设置

在本文所研究的单搭接结构中,被连接件均为牌号 AC631/CCF800H 的国产碳纤维复合材料,其材料属性通过检测得到,如表 1 所示。螺栓为

HB8015 系列钛合金抗剪六角头螺栓,直径为 6 mm,板孔与螺栓光杆的配合为基孔制 H9/f9。螺母为 HB8027 系列钛合金自锁螺母,直径为 6 mm。螺栓螺母材料为 TC16,材料属性如表 2 所示,用 $\delta = A + K\epsilon^n$ 幂律模型来表示其真实应力应变曲线。

表 1 复合材料性能参数

Table 1 Performance parameters of composites

属性	板材属性数值	属性	板材属性数值
1 方向弹性模量 E_1 /MPa	1.7×10^5	1 方向拉伸强度 X_T /MPa	2.52×10^3
2 方向弹性模量 E_2 /MPa	9.97×10^3	1 方向压缩强度 X_C /MPa	1.70×10^3
3 方向弹性模量 E_3 /MPa	9.97×10^3	2 方向拉伸强度 Y_T /MPa	62
12 面内泊松比 ν_{12}	0.33	2 方向压缩强度 Y_C /MPa	207
23 面内泊松比 ν_{23}	0.48	3 方向拉伸强度 Z_T /MPa	62
13 面内泊松比 ν_{13}	0.33	3 方向压缩强度 Z_C /MPa	207
12 面内剪切模量 G_{12} /MPa	5.51×10^3	密度 ρ /($g \cdot cm^{-3}$)	1.58
23 面内剪切模量 G_{23} /MPa	7.38×10^3		
13 面内剪切模量 G_{13} /MPa	5.51×10^3		

表 2 TC16 材料性能参数

Table 2 Performance parameters of TC16 material

性质	弹性模量/GPa	泊松比 ν	A /MPa	K	n
数值	110	0.34	876	145	0.84

1.3 载荷与相互作用

图 1(b)为有限元模型加载示意图,下板右端为加载端,上板左端固定。利用 ABAQUS 静态求解器施加螺栓载荷,实现对螺栓模型的简化。根据试验所得的扭矩与预紧力关系,施加各扭矩对应的预紧力。仿真共 3 个分析步,第一个分析步用于螺栓加载预紧力;第二个分析步用于拉伸至试验设置的外载;第三个分析步用于实现疲劳载荷的施加。疲劳载荷通过 ABAQUS 中的周期幅值函数设置,采用的是余函数公式 $Y = A \cos(\omega t + B) + I$ 。圆频率 ω 为 6.283,初始幅值 I 为 0.55,振幅 A 为 0.45,初相位 $B = 0$, t 为分析步时间,如此可得到如图 2 所示的应力比为 0.1 的拉拉疲劳载荷幅值。按照图 1(b)中的加载方式,在 U1 方向施加载荷时,赋予载荷如图 2 所示的曲线,从而达到施加疲劳载荷的效果。

复合材料单搭螺接结构具有 5 个接触对,如图 1(c)所示。螺栓螺母采用绑定约束,其余 4 个接触

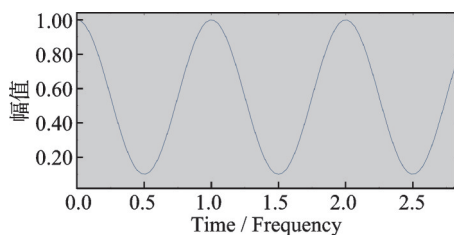


图 2 ABAQUS 幅值曲线示意图

Fig.2 Schematic diagram of ABAQUS amplitude curve

对为面面接触。接触对的法相行为设置为硬接触,切向行为采用罚函数,模型中存在的接触对包括:螺栓-复合材料、螺母-复合材料、复合材料-复合材料。本文所采用的 HM112-A 型号密封胶会对各接触对的摩擦因数产生影响,因此通过 Schatz 多功能立式紧固分析系统来确定拧紧过程中各接触面间的相互作用摩擦因数均值,如表 3 所示。

表 3 各接触面间摩擦因数

Table 3 Friction coefficients between various contact surfaces

接触面	螺栓-复合材料	螺母-复合材料	复合材料-复合材料
摩擦因数	0.1	0.1	0.3

1.4 子程序设置

在复合材料力学性能的数值模拟研究中,本文借助 ABAQUS 有限元软件的静态求解器二次开发平台,实现了复合材料本构关系、损伤演化及失效行为的精细化建模。通过 Fortran 语言编写 UMAT 和 USDFLD 两类用户子程序,将表 4 所述的理论转化为可执行的计算代码。其中,UMAT 子程序用于定义复合材料的弹塑性本构关系、损伤起始判据及相应退化准则,而 USDFLD 子程序则实现了复合材料层间损伤的起始及失效判据。

2 模型验证

本文探究在疲劳载荷下,扭矩对复合材料单搭螺接结构疲劳寿命的影响规律。根据实际生产应用情况,设计了单搭接螺栓连接结构试验件,尺寸如图 3 所示。试样尺寸参照 ASTM D5961^[23]试

表 4 复合材料疲劳性能分析理论

Table 4 Theories for fatigue performance analysis of composites

作者	理论名称	理论公式
Tserpes 等 ^[12-13]	纤维拉伸损伤疲劳准则($\sigma_{xx} \geq 0$)	$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_T(n, \sigma, k)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xz}}{S_{xz}(n, \sigma, k)}\right)^2 \geq 1$
	纤维压缩损伤疲劳准则($\sigma_{xx} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_C(n, \sigma, k)}\right)^2 \geq 1$
	纤维-基体剪切疲劳准则($\sigma_{xx} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_C(n, \sigma, k)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xz}}{S_{xz}(n, \sigma, k)}\right)^2 \geq 1$
	基体开裂疲劳准则($\sigma_{yy} \geq 0$)	$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_T(n, \sigma, k)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}(n, \sigma, k)}\right)^2 \geq 1$
	基体挤压疲劳准则($\sigma_{yy} < 0$)	$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_C(n, \sigma, k)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}(n, \sigma, k)}\right)^2 \geq 1$
Wu 等 ^[14]	剩余刚度理论	$\frac{E(n)}{E(0)} = \left[1 - \left(\frac{n}{N_f}\right)^\beta\right]^{\frac{1}{\alpha}}$
Yao 和 Himmel ^[15]	剩余强度理论	$X(n) = X_T - (X_T - X_F) \frac{\sin(\lambda x) \cos(\lambda - \gamma)}{\sin \lambda \cos(\lambda - \gamma)}$
Shokrieh 等 ^[16] 和 Beheshty 等 ^[17-18]	等效寿命理论	$\lg \frac{\ln(a/f)}{\ln[(1-m)(c+n)]} = A + B \lg N_f$ $\left(a = \frac{\sigma_a}{\sigma_t}, m = \frac{\sigma_m}{\sigma_t}, c = \frac{\sigma_c}{\sigma_t}\right)$
Xu 和 Needleman ^[19]	最大分离准则	$\max\left(\frac{\langle \sigma_n \rangle}{\sigma_n^{\max}}, \frac{\sigma_s}{\sigma_s^{\max}}, \frac{\sigma_t}{\sigma_t^{\max}}\right) = 1$
Turon 等 ^[20]	内聚力单元损伤演化准则	$\tilde{K} = \tilde{K}_0(1 - \tilde{D}); \tilde{D} = \frac{\delta_m^i(\delta_m^{\max} - \delta_m^0)}{\delta_m^{\max}(\delta_m^i - \delta_m^0)}$

注： σ_{ij} 为各单元应力分量， $X_i(n, \sigma, k)$ 、 $Y_i(n, \sigma, k)$ 分别为单层板纵向、横向的剩余疲劳强度，其中 i 为 C 或 T 时，分别表示压缩或拉伸； $S_{xy}(n, \sigma, k)$ 、 $S_{yz}(n, \sigma, k)$ 、 $S_{xz}(n, \sigma, k)$ 分别为单层板相应面内剪切剩余疲劳强度； n 为循环次数； σ 为应力； k 为应力比。 $E(n)$ 为第 n 次循环时的剩余刚度， $E(0)$ 为初始刚度； N_f 为等效疲劳寿命； $X(n)$ 为第 n 次循环时的剩余强度； X_T 为静态拉伸强度； X_F 为疲劳应力加载水平； $x = n/N_f$ ， σ_t 和 σ_c 分别为拉伸和压缩强度； σ_a 为疲劳载荷幅值； σ_m 为疲劳载荷平均应力； α 、 β 、 λ 、 γ 、 f 、 A 和 B 为拟合系数，参考张翊东^[21]论文中的实验数据。 σ_n^{\max} 、 σ_s^{\max} 和 σ_t^{\max} 为内聚力单元的法向和两个切向承受的最大应力，参考陈伟明等^[22]中的实验数据； $\langle \cdot \rangle$ 为 MacAuley Bracket 算子，其含义为界面在拉伸状态会形成损伤，在受压状态时，不会形成损伤。 \tilde{K} 为损伤后的刚度， \tilde{K}_0 为初始刚度， \tilde{D} 为损伤变量 ($0 \leq \tilde{D} \leq 1$)， δ_m^0 为损伤起始时对应节点的张开位移，其值由损伤起始准则确定； δ_m^{\max} 为加载过程中节点的最大张开位移； δ_m^i 为最终的张开位移，反映了材料在复杂应力状态下的断裂能量释放率。

验标准确定。连接工况为六角头螺栓拧紧螺母端，螺母端涂 HM112-A 型号密封胶。为了验证上述有限元模型的准确性，以加载过程中的刚度和疲劳寿命为对比因素，对仿真结果与试验结果进行双重对比验证。

疲劳试验在 Instron8872 电液伺服疲劳试验系

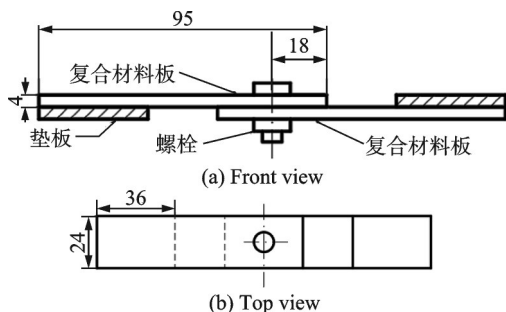


图 3 单搭接螺栓连接结构试验件尺寸图

Fig.3 Dimension diagram of the test specimen of the single-lap bolted joint structure

统上进行，并实时记录载荷信息。为了排除由夹头滑移造成位移量测量误差，试验结合 3D-DIC 应变测量系统，测量疲劳加载过程中结构实际位移量，如图 4 所示。将两者信息结合，绘制成每个循环加载下的载荷-位移曲线。

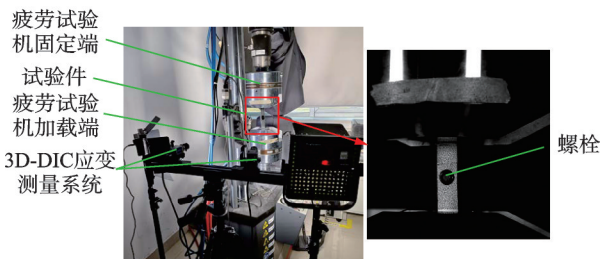


图 4 疲劳试验设备

Fig.4 Fatigue testing equipment

疲劳载荷幅值为单搭接静拉伸极限载荷的 70%， $P=14.06$ kN(由静拉试验所得)，应力比 $R=$

0.1。根据国标 GB/T16823.3—2010 紧固件扭矩
夹紧力试验标准,夹紧力应为破坏扭矩的 75%。
本文使用的螺栓极限拧紧扭矩 $T_{max}=16 \text{ N}\cdot\text{m}$,其

75% 为 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ ($0.75T_{max}$)。以 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ 为最佳扭
矩,在其基础上加减 30% 作为对照组,扭矩分别为
8.4 和 $15.6 \text{ N}\cdot\text{m}$,具体试验方案如表 5 所示。

表 5 疲劳试验方案

Table 5 Fatigue test programs

拧紧扭矩/(N·m)	静载最大载荷 P_0 /N	疲劳加载力 P /N	静强度极限占比/%	试验组数	加载频率/Hz
8.4				5	15
12	20 090	14 063	70	5	15
15.6				5	15

试验结果如表 6 所示,对试验中的 3 个扭矩工
况寿命结果进行处理,去掉每个扭矩工况 5 组重复
试验中的极大值和最小值后,对剩余试验数据进行
均值处理,并与仿真结果进行对比分析,如表 7 所
示。仿真与试验寿命结果在 $15 \text{ N}\cdot\text{m}$ 工况下误差最
大,为 5.78%,验证了模型的准确性。

表 6 试验结果

Table 6 Test results

扭矩/ (N·m)	重复试验各组的循环次数				
	1	2	3	4	5
8.4	393	3 089	3 811	3 961	4 250
12	5 337	2 555	6 433	4 260	4 874
15.6	25 949	4 042	4 335	4 642	4 038

表 7 验证试验对比结果

Table 7 Comparison of verification test results

扭矩/(N·m)	试验循环次数	仿真循环次数	误差/%
8.4	3 620	3 666	1.25
12	4 823	4 809	0.29
15.6	4 339	4 590	5.78

图 5 为试验所得载荷-位移曲线,对其进行处
理,计算疲劳加载过程中的结构刚度,如式(1)^[24]所
示为一个滞回环内峰值载荷与波谷载荷的差值与
环内峰值位移与波谷位移的差值相除。对试验和
仿真的载荷-位移曲线进行处理可得到试验与仿真
刚度对比图,如图 6 所示,为 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ 工况下的试验
与仿真刚度对比图。

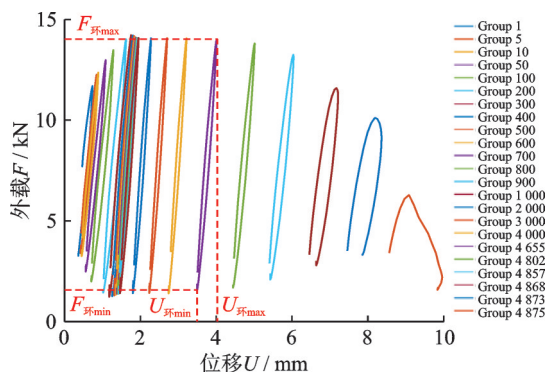


图 5 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ 工况试验载荷-位移曲线

Fig.5 Load-displacement curves under $12 \text{ N}\cdot\text{m}$

$$\text{刚度} = \frac{F_{\text{环max}} - F_{\text{环min}}}{U_{\text{环max}} - U_{\text{环min}}} \quad (1)$$

因本文采用等效寿命理论进行仿真,在有限元
中,一个载荷循环代表实际情况的 600 次循环,故
仿真的刚度从 600 次循环开始。观察图 6 可以发
现,仿真和试验的刚度趋势一致,最大误差为 6%,
验证了模型的准确性,可以进行后续研究分析。

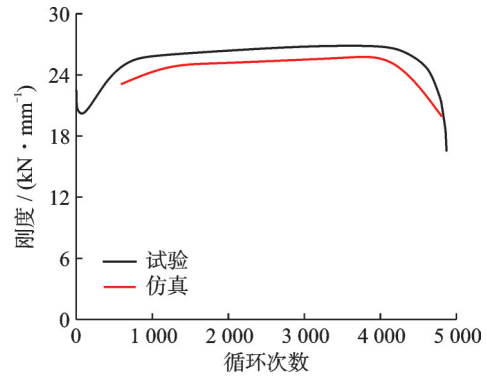


图 6 试验仿真刚度对比图

Fig.6 Comparison diagram of experimental and simulation stiffness

3 拧紧扭矩对复合材料单搭接疲劳性能的影响分析

3.1 拧紧扭矩对复合材料单搭接结构刚度的影响分析

在疲劳载荷的作用下,螺栓光杆会不断挤压复
合材料板,结构的刚度会随之变化,根据式(1)对各
扭矩工况的刚度进行均值处理,绘制如图 7 所示的
疲劳刚度-循环次数曲线。在疲劳加载过程中,刚
度变化趋势一致,可以将其分为 3 个阶段:起始段、
稳定阶段和急剧损伤阶段。现以 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ 工况为
例进行分析。

(1) 起始段为循环次数 1 000 次之前。此阶段
刚度先减后增。在疲劳加载初期,螺栓与复合材料
板孔壁为线接触,主要靠螺栓预紧力下各部件间摩
擦力抵消外载。随着疲劳载荷的施加,螺栓开始入
侵复合材料板,在这期间板件开始相对滑移,摩擦
力减小,导致刚度下降。随着螺栓与孔壁接触面积

增大,螺栓光杆与孔壁由线接触变为面接触,此时主要靠螺栓的抗剪能力抵消外载,整体刚度上升。因此,刚度在疲劳加载初期呈现先减后增的趋势。

(2)稳定阶段为 1 000~4 000 次循环次数间。此阶段刚度缓慢变化,刚度-循环次数曲线的斜率基本保持不变。在此阶段占据疲劳寿命的比例最大,主要为螺栓疲劳损伤和复合材料疲劳损伤。造成这种现象的原因是,随着疲劳载荷的施加,螺栓杆与孔壁接触形式完全转化为面面接触,大大增加了结构的承载能力,螺栓和复合材料内部损伤扩展速度变慢。

(3)急剧损伤阶段为 4 000 次循环次数后,疲劳载荷加载后期。此阶段占据寿命比例较小,刚度急剧减小阶段。造成这种现象的原因是,复合材料板孔壁损伤累计至失效,随着疲劳载荷的施加,螺栓入侵复合材料板的速度加剧,由于单搭接结构存在次弯曲现象,螺栓逐渐倾斜,降低了结构的承载能力,加剧了复合材料板的失效速度。

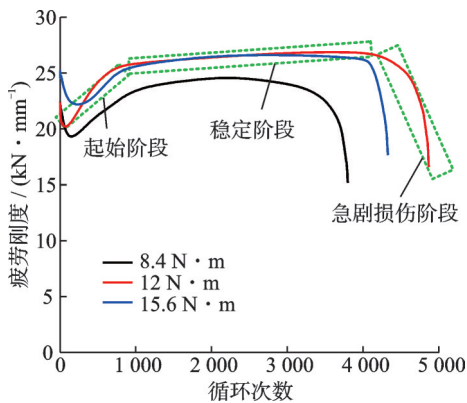


图 7 各扭矩工况下的动态刚度

Fig.7 Dynamic stiffness under various torques

各扭矩工况下的刚度与寿命关系对比图如图 7 所示。对比六角头螺栓单搭接各扭矩工况下的动态刚度和刚度水平可以发现,8.4 N·m 工况的刚度数值最小,寿命最小,12 与 15.6 N·m 工况下的刚度数值大致相同,相对 8.4 N·m 工况,提高 7.2%。起始段,15.6 N·m 工况刚度较大,但寿命与 12 N·m 相比略小。造成这种现象的原因是低扭矩工况下整体刚度小,在疲劳加载中位移大,对复合材料的挤压大导致寿命减小。扭矩过高,起始段刚度整体增大,但随着疲劳载荷的施加,内应力增大造成寿命降低。

3.2 拧紧扭矩对接头伸长量的影响分析

在疲劳载荷的作用下,螺栓光杆会不断地挤压复合材料板的孔壁,使复合材料板的孔径不断增大,使得接头长度增加。因此,通过观察疲劳载荷下单搭接接头的伸长量变化,可以间接研究复合材

料板孔壁在疲劳载荷下的损伤情况。图 8 为在疲劳加载过程中,单搭接接头在 3D-DIC 系统中 Y 方向的空间坐标,在板的轴线上取出 Y 方向坐标 20 mm 至 -20 mm 一个线段为 L,通过加载过程中 L 的长度变化来表征单搭接接头的伸长量变化。

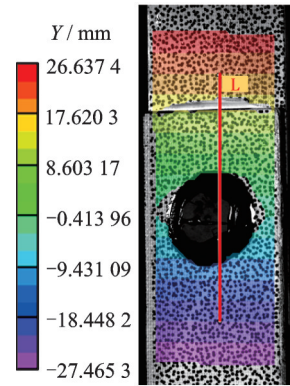


图 8 接头伸长量计量区域示意图

Fig.8 Schematic diagram of the joint elongation measurement area

图 9 为不同扭矩工况下单搭接接头伸长量-循环次数变化曲线。由图可知,在起始段,扭矩越大,接头的伸长量越小;在稳定阶段,8.4 N·m 工况接头伸长量远大于 12 和 15.6 N·m 工况,以 2 000 次循环出为例,8.4 N·m 工况接头伸长量为 2.27 mm,12 和 15.6 N·m 工况接头伸长量分别为 1.79 和 1.64 mm,对比 8.4 N·m 工况下的接头伸长量,分别降低了 21.14% 和 27.75%;各扭矩工况在进入急剧损伤阶段时的接头伸长量基本一致,但进入此阶段的循环次数随着扭矩的增加呈现先增后减的趋势。

在起始段,扭矩越大,各部件间的摩擦力越大,结构的刚度大,相应的承载能力强,螺栓光杆对复合材料板孔壁的入侵程度减弱,造成了在起始段,拧紧扭矩越大,接头伸长量越小,复合材料板的损伤越小。在稳定段,由于起始段伸长量和拧紧扭矩的差异,造成了各扭矩工况下接头伸长量的不同。8.4 和 15.6 N·m 工况的接头伸长量-循环次数曲线的斜率基本一致,12 N·m 工况的斜率小于二者。造成这种现象的原因是,8.4 N·m 工况扭矩过小,主要靠螺栓光杆挤压复合材料孔壁来抵消外载,加剧了复合材料的损伤。15.6 N·m 工况扭矩过大,复合材料板的内应力过大,加速了稳定阶段复合材料损伤失效,以至于二者工况的接头伸长量-循环次数曲线的斜率均小于 12 N·m 工况。在急剧损伤阶段初期,各扭矩下的接头伸长量一致,但循环次数不同,说明拧紧扭矩对失效时的接头伸长量无影响,对起始段和稳定阶段中复合材料板孔的损伤演化有影响。

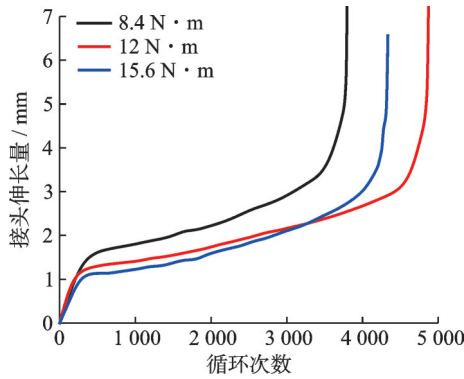


图 9 各扭矩下单搭接接头伸长量-循环次数变化曲线

Fig.9 Curves of elongation vs. cycle number for single-lap joints under various torques

3.3 拧紧扭矩对复合材料孔周损伤影响分析

通过疲劳试验发现,不同扭矩下复合材料单搭螺栓结构的失效形式相同,均由复合材料发生疲劳损伤后结构失效。光学显微镜拍摄的上板、下板和螺栓的表面形貌如表 8 所示。在疲劳载荷的施加下,

上板损伤严重,最终螺栓头侵入上板,并扩展上板孔,从上板孔中脱离,导致结构失效。上板上表面破坏形状呈六角头形状,上板下表面孔壁破坏严重,由原直孔拉伸为斜孔,且纤维断裂较多;下板上表面破坏严重,圆孔被拉伸为椭圆孔,靠近端面的孔壁被压溃,纤维断裂明显,下板下表面无明显损伤;螺栓光杆部分出现弯曲,弯曲部位为两板结合面。

造成这种现象的原因是,单搭接结构在受拉伸载荷过程中会产生次弯曲现象,如图 10 所示。在受载时上板向左下板向右使得螺栓发生倾转,在结构中心产生弯矩 M ,上板右端和下板左端与螺栓的接触形式由线接触转变为点接触,如图 10 红圈处,此部位为主要的受力点,产生应力集中。上板上表面和下板下表面受螺栓螺母的挤压也会造成应力集中,如图 10 蓝圈处,但由于螺栓的弯曲变形和力臂大于红圈处,使的应力集中程度小于红色区域,最终造成红色区域最先发生失效。图 11 为装配体应力云图剖面图,可以看出应力集中于红色区域。

表 8 复合材料单搭螺栓结构失效形貌

Table 8 Failure morphologies of composite single overlap bolted joints

上板上表面	上板下表面	下板上表面	下板下表面	螺栓

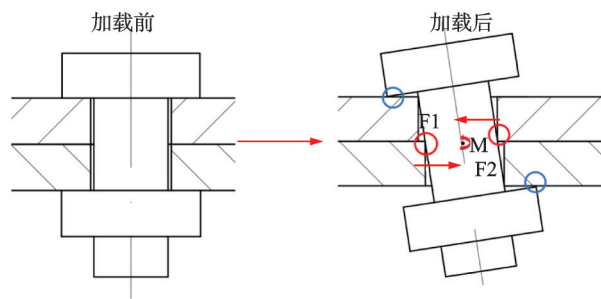


图 10 单搭接次弯曲现象

Fig.10 Single overlap secondary bending phenomenon

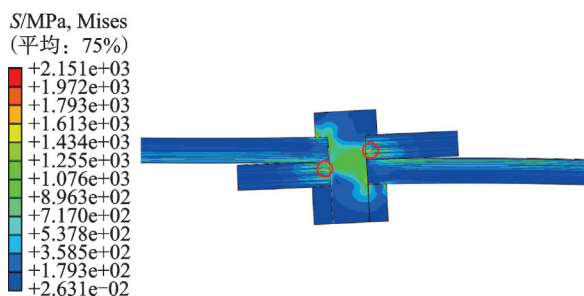


图 11 复合材料螺栓结构应力云图

Fig.11 Stress distribution map of composite bolted structures

观察图 11 应力云图可以发现,复合材料螺栓结构应力主要集中于螺栓孔周,与试验结果一致。

因此,针对有限元模拟中各扭矩工况下的孔周损伤进行分析。本文利用有限元模型在试验方案的对比验证基础上,增加至 5 个扭矩工况:8.4、10、12、14 和 15.6 N·m 进行疲劳仿真。因 8.4 N·m 工况寿命最短,本文以 8.4 N·m 工况失效时的循环次数为基准,对比相同循环次数下,不同扭矩工况的孔周损伤情况。

对复合材料单搭螺栓结构在疲劳加载过程中复合材料的层内损伤进行分析。对结构沿受力方向进行剖分,如图 12 所示,为剖分后各扭矩工况下的纤维拉伸/压缩损伤、基体纤维剪切损伤和基体拉伸/压缩损伤示意图,红色为已损伤网格 (SDV51、SDV52、SDV53、SDV54、SDV55 分别表示纤维拉伸损伤、纤维压缩损伤、基体纤维剪切损伤、基体拉伸损伤、基体压缩损伤)。分别对仿真中的 5 个扭矩工况进行分析,纤维和基体的拉伸损伤集中分布于垂直于受力方向处的孔壁,纤维和基体的压缩损伤及基体纤维剪切损伤集中于沿受力方向处的孔壁。造成这个现象的原因是拉伸过程中沿受力方向处的孔壁挤压螺栓来抵消外载,而垂直于受力方向处的孔壁主要受结构的拉应力,

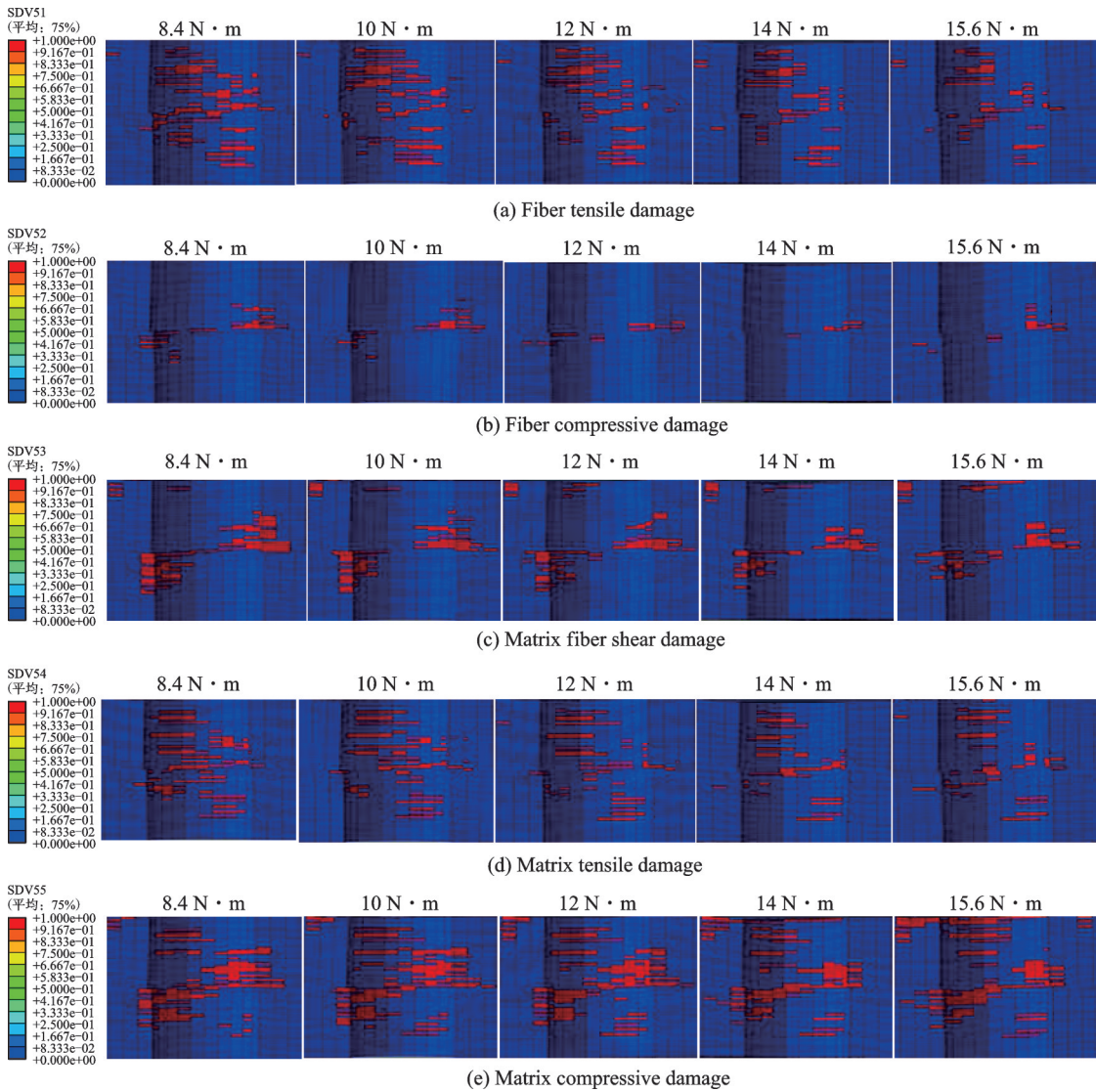


图 12 各扭矩工况层内损伤情况对比

Fig.12 Comparison of intra-layer damage under various torques

传递拉伸载荷。观察图中损伤区域变化可以发现,随着拧紧扭矩的增加,复合材料板上表面的基体压缩损伤逐渐增大,而其余损伤均呈递减趋势。造成这种现象的原因是螺栓拧紧扭矩小,对板的夹紧力小,在疲劳加载过程中,由复合材料板挤压螺栓来抵消外载,加剧层内纤维和基体的损伤。而随着扭矩的增大,螺栓对复合材料板的轴向夹紧力增大,在拉伸过程中螺栓头部对板表面的挤压增大,造成了上板上表面损伤逐渐增大。

对复合材料单搭螺接结构在疲劳加载过程中复合材料的层间损伤进行分析。本文采用了层间

内聚力单元,对层间损伤进行表征。由于子程序中为第 11 个变量,故名为 SDV11,红色代表层间失效区。如图 13 所示,分别对 5 个扭矩工况,在疲劳加载过程中,层间损伤情况进行分析。整体层间损伤集中于两板结合处的孔壁和上下板螺栓螺母挤压区。12 N·m 之前扭矩增加层间损伤递减,12 N·m 之后随着扭矩的增大,下板左侧和上板右侧损伤区域越集中,层间损伤加剧。层间损伤失效区域为图中红色网格,对其分析可以发现 8.4 N·m 工况的损伤情况最为严重,12 和 15.6 N·m 工况失效区大致相同。

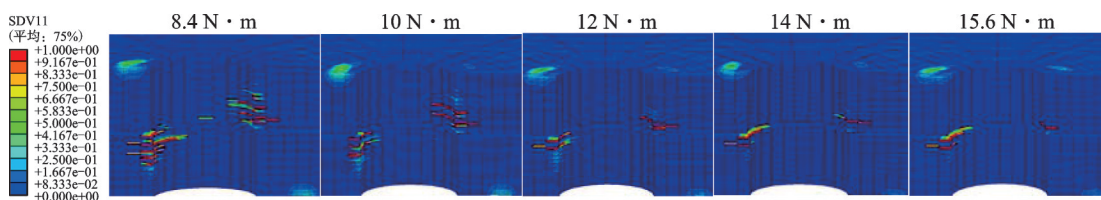


图 13 各扭矩工况层间损伤情况对比

Fig.13 Comparison of inter-layer damage under various torques

3.4 拧紧扭矩对复合材料单搭螺接结构疲劳寿命影响分析

本文利用有限元模型设置5个扭矩工况:8.4、10、12、14和15.6 N·m进行疲劳仿真,并对8.4、12和15.6 N·m这三种工况进行疲劳试验重复试验5组,去掉极大值和最小值,对试验数据进行均值处理,得出如图14所示仿真与试验的疲劳寿命结果趋势图。观察图14可以发现,仿真数据和试验结果具有良好的一致性,二者的循环次数均在3600~5000的范围内,表明模型满足标准化试验条件下的重复性验证,具有较高的稳定性。在8.4~12 N·m间仿真结果与试验结果基本重合,在15.6 N·m处与试验结果存在误差为5.78%,但均在试验结果标准差范围内。造成这种现象的原因是8.4~12 N·m间失效模式主要为层内损伤失效,15.6 N·m工况主要为层间损伤失效,本文所建立的复合材料疲劳损伤分析模型,层间损伤失效采用了内聚力单元,损伤变量累积至阈值作为失效标志,忽略了疲劳过程中层间损伤与面内损伤(如纤维断裂、基体开裂)的交互作用。后期可通过建立考虑层间和面内损伤相互影响的耦合损伤演化方程提高准确性,当层间出现分层损伤时,会改变面内应力分布,进而影响面内损伤的发展速率。本文研究的复合材料单搭螺接结构在12 N·m的拧紧扭矩时寿命最大,12 N·m之前随着扭矩的增大,结构的疲劳寿命迅速增加,12 N·m之后随着拧紧扭矩的增大,结构的疲劳寿命缓慢减小。对试验的寿命结果进行分析,以8.4 N·m工况的寿命为基础,12 N·m工况下寿命提高33.2%,15.6 N·m工况下寿命提高19.9%。根据上述分析可知,低扭矩工况刚度较小,在疲劳加载中表面应变数值最大,复合材料损伤严重因此寿命较低,随着扭矩的提升,结构刚度增大,接头伸长量变化率减小,层间损伤和层内损伤均减小,在12 N·m工况时寿命达到最高,12 N·m以后继续升高扭矩,结构的刚度变化不大,接头伸长量变化率增大,层间损伤集中,造成疲劳

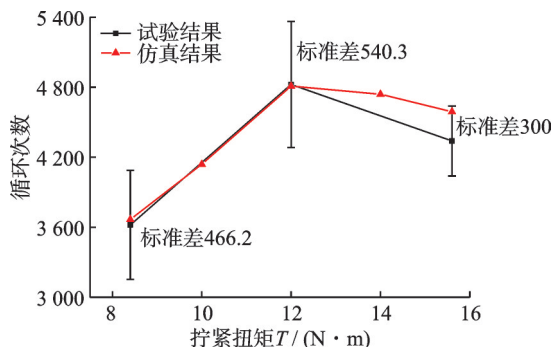


图14 疲劳寿命结果图

Fig.14 Fatigue life result chart

稳定阶段小且寿命降低。由此可见,合适的拧紧扭矩,对提升结构疲劳性能有重大作用。

4 结 论

本文建立了复合材料单搭螺接结构的疲劳寿命有限元仿真模型,并通过不同螺栓拧紧扭矩的疲劳加载试验,验证了模型的可靠性。结合仿真和试验,研究了M6六角头螺栓拧紧扭矩对复合材料单搭螺接结构疲劳性能的影响规律,得到如下结论。

(1)分别对8.4 ($0.525T_{max}$)、12 ($0.75T_{max}$)和15.6 N·m ($0.975T_{max}$)这三种工况进行疲劳试验和有限元计算,发现随着螺栓拧紧扭矩的增大,寿命先增大后减小,以8.4 N·m工况的寿命为基础,12 N·m工况下寿命提高33.2%。针对本文研究的T800级复合材料单搭螺接结构,不考虑环境等其他因素影响下,从疲劳性能考虑,螺栓拧紧扭矩应取破坏扭矩的75%。

(2)整体结构的刚度随着扭矩的增大先增加后稳定。12和15.6 N·m工况在稳定阶段刚度相同,比8.4 N·m提高了7.2%。单搭接头伸长量在起始段随着扭矩的增加而减小,在稳定阶段接头伸长量-循环次数曲线的斜率,随着扭矩的增大先减小后增大。

(3)在不同扭矩下,复合材料单搭螺接结构的失效形式相同,均位于两板交界处孔壁。随着螺栓拧紧扭矩的增大,此处的层内损伤逐渐减小,但层间损伤先减小后增大。

参考文献:

- [1] BATUWITAGE C, FAWZIA S, THAMBIRATNAM D, et al. Durability of CFRP strengthened steel plate double-strap joints in accelerated corrosion environments[J]. Composite Structures, 2017, 160: 1287-1298.
- [2] YANG H R, AN L L, CHEN X, et al. Study on the preload loss mechanisms of CFRP-steel hybrid bolted joint under transverse cyclic loading[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2023, 237(17): 4062-4074.
- [3] HUANG H, WANG Y H, WEI T, et al. Study of preload relaxation and optimization of wind turbine bolted connections based on the improved elastic interaction coefficient method[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2023, 237(8): 1194-1206.
- [4] MÍNGUEZ J M, VOGWELL J. Effect of torque tightening on the fatigue strength of bolted joints[J]. Engi-

- neering Failure Analysis, 2006, 13(8): 1410-1421.
- [5] HO H S, HE Y, ZHANG E. Tightening torque effect on fatigue performance of single-lap joints[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2024, 38(1): 149-155.
- [6] 刘学术,王学尧. 装配预紧力对复合材料连接件疲劳行为的影响[J]. 航空材料学报, 2023, 43(3): 116-123.
LIU Xueshu, WANG Xueyao. Influence of assembly preload on fatigue behavior of composite connector[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2023, 43(3): 116-123.
- [7] GIANOPOULOS I K, DORONI-DAWES D, KOUROUSIS K I, et al. Effects of bolt torque tightening on the strength and fatigue life of airframe FRP laminate bolted joints[J]. Composites Part B: Engineering, 2017, 125: 19-26.
- [8] 刘通, 许希武, 林智育. 复合材料厚板单钉螺栓连接强度研究[J]. 机械强度, 2017, 39(2): 353-359.
LIU Tong, XU Xiwu, LIN Zhiyu. Research on the thick composite laminate bolt joint strength[J]. Journal of Mechanical Strength, 2017, 39(2): 353-359.
- [9] 王学尧. 虑及预紧力影响的碳纤维复合材料螺栓连接力学性能研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2023.
WANG Xueyao. Study on the mechanical properties of CFRP bolted connections considering the influence of preload[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2023.
- [10] 黎海银. 预紧力下复合材料螺栓连接强度及疲劳寿命研究[D]. 郑州: 郑州大学, 2023.
LI Haiyin. Strength and fatigue life of composite bolted joint under preload[D]. Zhengzhou: Zhengzhou University, 2023.
- [11] 肖睿恒, 王耀, 刘庆波, 等. 预紧力对复合材料单搭接接头疲劳性能的影响[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(5): 65-69.
XIAO Ruiheng, WANG Yao, LIU Qingbo, et al. Effect of preload on fatigue properties of composite single-lap joints[J]. Machine Building & Automation, 2022, 51(5): 65-69.
- [12] TSERPES K I, PAPANIKOS P, LABEAS G, et al. Fatigue damage accumulation and residual strength assessment of CFRP laminates[J]. Composite Structures, 2004, 63(2): 219-230.
- [13] PAPANIKOS P, TSERPES K I, PANTELAKIS S. Modelling of fatigue damage progression and life of CFRP laminates[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2003, 26(1): 37-47.
- [14] WU F Q, YAO W X. A fatigue damage model of composite materials[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(1): 134-138.
- [15] YAO W X, HIMMEL N. A new cumulative fatigue damage model for fibre-reinforced plastics[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(1): 59-64.
- [16] SHOKRIEH M M, LESSARD L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials, Part I: Modeling[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13): 1056-1080.
- [17] BEHESHTY M H, HARRIS B. A constant-life model of fatigue behaviour for carbon-fibre composites: The effect of impact damage[J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(1): 9-18.
- [18] BEHESHTY M H, HARRIS B, ADAM T. An empirical fatigue-life model for high-performance fibre composites with and without impact damage[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1999, 30(8): 971-987.
- [19] XU X P, NEEDLEMAN A. Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 1994, 42(9): 1397-1434.
- [20] TURON A, COSTA J, CAMANHO P P, et al. Simulation of delamination in composites under high-cycle fatigue[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(11): 2270-2282.
- [21] 张翊东. T800 碳纤维复合材料及结构的疲劳性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
ZHANG Yidong. Investigation on fatigue performance of T800 carbon fiber composite material and structure [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.
- [22] 陈伟明, 王成忠, 周同悦, 等. 高性能 T800 碳纤维复合材料树脂基体[J]. 复合材料学报, 2006, 23(4): 29-35.
CHEN Weiming, WANG Chengzhong, ZHOU Tongyue, et al. High-performance resin matrix for T800 carbon fiber composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2006, 23(4): 29-35.
- [23] ASTM International. Standard test method for bearing response of polymer matrix composites laminates: ASTM D5961/D5961M-15[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2015.
- [24] 王晓婷. 剪切载荷作用下单搭接螺栓连接板的刚度与强度研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2021.
WANG Xiaoting. Research on stiffness and strength of single lap bolted joint plate under shearing force [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2021.