

基于FKM标准的增材制造多钉连接结构疲劳强度评估与试验验证

李远杰^{1,2}, 刘军¹, 金海波², 李涛¹, 谢隋杰^{2,3}

(1. 航天国器智能装备(江苏)有限公司, 无锡 214000)

(2. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

(3. 国营芜湖机械厂, 芜湖 241007)

摘要: 增材制造技术在航空航天承力结构中应用日益广泛。FKM标准能综合考量应力集中、表面状态及平均应力等疲劳因素, 但其在增材制造多钉连接结构中的适用性尚缺乏系统试验验证。选取TA15增材制造钛合金中间连接板与7B04铝合金侧板组成的多钉连接件为对象, 建立有限元模型, 并通过静力拉伸试验及关键测点应变对比验证模型有效性。采用等幅疲劳试验获取起裂寿命及裂纹萌生位置; 以有限元分析结果为输入, 依据FKM标准计算危险孔位疲劳寿命及各孔位疲劳强度利用度。结果表明: 预测寿命与试验起裂寿命处于同一数量级, 高利用度孔位分布与试验裂纹萌生位置吻合较好, 说明FKM标准能有效表征该类结构的疲劳寿命与局部危险位置, 可为增材制造多钉连接结构的寿命估算、危险孔位识别及抗疲劳设计提供依据。

关键词: 增材制造; 多钉连接结构; FKM标准; 有限元分析; 疲劳寿命; 疲劳强度评估; 疲劳试验

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

FKM-based fatigue assessment of additively manufactured multi-bolt joints: numerical analysis and experimental verification

LI Yuanjie^{1,2}, LIU Jun¹, JIN Haibo², LI Tao¹, XIE Suijie^{2,3}

(1. Aerospace Sinoequip (Jiangsu) Co., Ltd., Wuxi 214000, China)

(2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(3. Wuhu State-Owned Factory of Machining, Wuhu 241007, China)

Abstract: Additive manufacturing is increasingly used in aerospace load-bearing structures. The FKM guideline, addressing stress concentration, surface condition, and mean stress, is experimentally validated for an additively manufactured multi bolt joint composed of a TA15 titanium central plate and 7B04 aluminum side plates. A finite element model, verified by static tensile tests and strain measurements, is employed to predict critical hole fatigue life and strength utilization at each hole per the FKM procedure. Constant amplitude fatigue tests provide crack initiation lives and sites. Predictions agree with experiments; lives are within the same order of magnitude, and high utilization holes match the observed crack locations. The FKM guideline thus effectively characterizes fatigue performance and critical zones, offering a basis for life estimation, critical hole identification, and fatigue resistant design of additively manufactured multi bolt joints.

Key words: additive manufacturing; multi-bolted connection structure; FKM guideline; finite element analysis; fatigue life; fatigue strength assessment; fatigue test

收稿日期: 2026-03-31; 修回日期: 2026-09-02

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB1105800); 航空科学基金(20180952007)

通信作者: 金海波(1974—), 男, 博士, 副教授。E-mail: jinhb@nuaa.edu.cn

引用格式: 李远杰, 刘军, 金海波, 等. 基于FKM标准的增材制造多钉连接结构疲劳强度评估与试验验证[J]. 航空工程进展.

LI Yuanjie, LIU Jun, JIN Haibo, et al. FKM-based fatigue assessment of additively manufactured multi-bolt joints: numerical analysis and experimental verification[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

随着增材制造技术在航空航天承力结构中的广泛应用,其对多钉连接结构疲劳性能的影响已成为亟待研究的重要问题^[1-3]。多钉连接结构是飞机机翼、机身及发动机吊挂等关键部件的主要连接形式,其疲劳强度评估与抗疲劳设计直接关系到装备的耐久性与安全性^[4-7]。因此,开展增材制造多钉连接结构的疲劳强度评估方法研究具有重要的工程意义。

近年来,国内外围绕多钉连接结构的疲劳性能开展了诸多研究。Sui L J等^[8]通过对无人机钛合金翼身连接结构的试验研究与系统分析,建立了基于实测数据的疲劳评估方法,印证了试验验证对理解多钉连接疲劳机理的价值;Bu W K等^[9]聚焦大型船舶甲板布置设备的连接点疲劳强度,揭示了复杂连接结构中精细化疲劳分析的作用。在复合材料—金属混合连接方面,杨卜麟等^[10]针对高静载需求提出了阶梯孔设计方案,通过预留螺栓变形空间改善刚度匹配,使6排螺栓连接结构的最大钉载比例从36.06%降至18.14%,承载能力提升19.62%;陈龙等^[11]研究了共固化、胶接和分离3种装配形式对钉载分配的影响,发现除沉头铆钉共固化件呈阶梯状分布外,其余构型均呈“浴盆”状分布。在疲劳寿命预测方法上,张峻瑞等^[12]通过估算复合材料连接板上螺栓孔附近的损伤,依据损伤权重提出了以紧固件分布和铺层层数为参数的经验公式,有效提高了混合多钉连接结构疲劳寿命的预测精度,其对数值误差由8.4%降至1.1%;董佳晨等^[13]进一步引入螺栓拧紧力矩的影响,发现疲劳寿命随拧紧力矩增加呈先增后减趋势,存在最佳拧紧力矩;Corriveau等^[14]提出了一种结合结构应力法与概率模型的疲劳寿命预测方法,通过单铆钉试样试验生成S-N曲线,并采用Stüssi模型有效关联试验结果,进而结合Miner法则实现了变幅载荷下复杂铆接结构疲劳寿命的准确预测,避免了复杂有限元建模的局限性。

然而,上述研究存在明显不足:一方面,已有工作主要针对传统金属材料或复合材料的多钉连接结构,或仅聚焦于增材制造材料本身的疲劳性能,未能将材料特性与连接结构系统行为有效关联;另一方面,FKM(Forschungskuratorium Maschienenbau)标准^[15]作为欧洲乃至全球机械设计领

域的重要准则,是否可直接用于评估具有各向异性和表面粗糙度特征的增材制造多钉连接结构的疲劳强度,目前尚缺乏系统的试验验证和完整的评估流程。

针对上述问题,本文以TA15增材制造钛合金与7B04铝合金螺栓连接结构为研究对象,开展基于FKM标准的疲劳强度评估与试验验证。区别于已有工作,本文的主要贡献在于:1)建立从有限元建模、静力验证到FKM评估的完整分析流程,2)通过专门设计的等幅疲劳试验,系统获取结构的疲劳寿命与裂纹萌生数据;3)将预测结果与试验结果进行寿命预测、裂纹位置等多维度对比,从而定量验证FKM标准在该类结构中的适用性。

1 试验及方法

1.1 试验件

本文研究的多钉连接结构由中间连接板与两侧板件通过螺栓装配而成。该结构在腹板处布置两排共12个螺栓,呈等距直线排列;凸缘处布置6个螺栓,呈交错等距分布。结构的几何外形、截面特征与尺寸参数如图1所示。

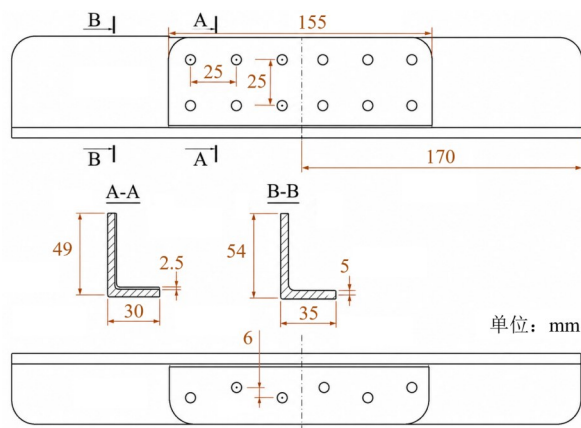


图1 多钉连接结构几何构型

Fig. 1 Geometry of the multi-bolted connection structure

两侧板件与中间连接板的材料及制备工艺参数如表1所示。中间连接板为采用激光选区熔化(Selective Laser Melting, SLM)增材制造成形的TA15钛合金,主要承担连接承载作用。此外,螺栓采用30CrMnSiA合金钢机加工成形。

共制备9件试样,按试验类型分别编号。其中,静力拉伸试验件3件,编号为JL1~JL3;疲劳试

验件6件,编号为PL1~PL6。所有试样几何特征保持一致,试验件实物如图2所示。

表1 板件材料及制造工艺参数
Table 2 Materials and manufacturing process parameters of plate components

参数项目	中间连接板	两侧板件
材料	TA15钛合金	7B04-T651铝合金
成形方式	SLM增材水平打印	板材机加工
表面粗糙度	Ra 3.2 μm	Ra 3.2 μm
后处理/状态	热处理、刚玉砂处理	T651状态、表面处理

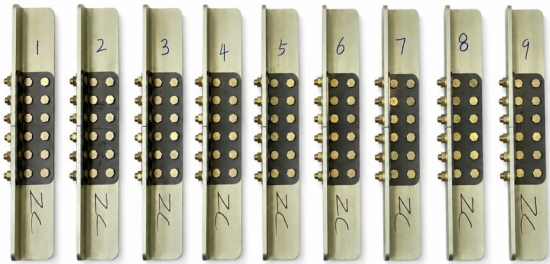


图2 多钉连接结构试验件

Fig. 2 Test specimens of the multi-bolted connection structure

1.2 试验设备

静力拉伸试验在MTS 370.10型电液伺服试验系统上进行,该系统最大轴向载荷为 $\pm 200\text{ kN}$,最大位移 $\pm 150\text{ mm}$,静态载荷传感器精度优于0.5%。

疲劳试验采用MTS 370.25型电液伺服试验系统,其最大轴向载荷为 $\pm 250\text{ kN}$,最大位移 $\pm 150\text{ mm}$,动态载荷传感器精度优于1%。

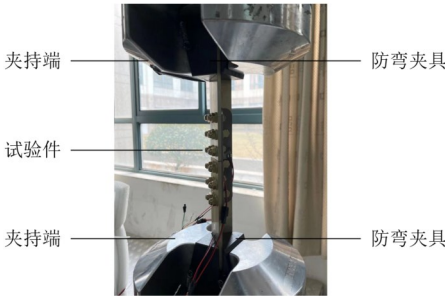


图3 静力/疲劳试验夹持方式

Fig. 3 Clamping method for static and fatigue tests

应变测量采用DH3816型静态应力应变测试分析系统和DH5921型动态应力应变测试分析系统,分别用于静力拉伸试验和疲劳试验。

1.3 试验结果

静力拉伸试验下,3件静力拉伸试验件的整体失效形貌如图4所示,其破坏载荷分别为139.15、140.08和140.35 kN。

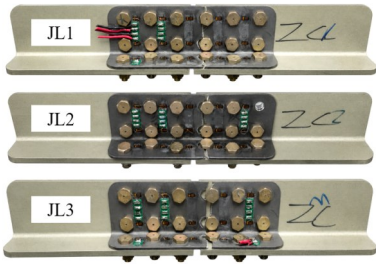


图4 静力拉伸试验件失效形貌

Fig. 4 Failure morphology of the static tensile test specimens

应力比 $R=0.06$ 、最大载荷 $F=40\text{ kN}$ 的等幅循环加载条件下,6件疲劳试验件的整体失效形貌对比如图5所示,图中显示了试验件PL1~PL6的疲劳裂纹扩展与断裂部位。

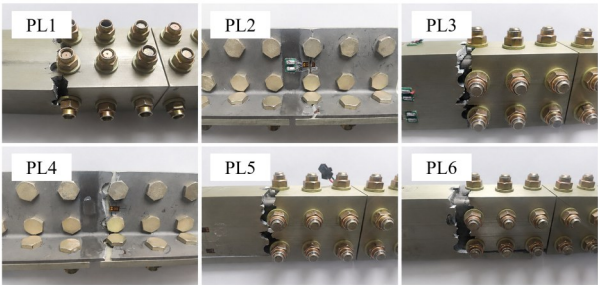


图5 疲劳试验件失效形貌

Fig. 5 Failure morphology of fatigue test specimens

通过分析疲劳试验过程采集的应变数据,4件试件的裂纹萌生及最终断裂位于铝合金板,其余2件位于钛合金板。6件疲劳试验件的起裂寿命、对数起裂寿命及断裂位置如表2所示。

表2 疲劳试验件起裂寿命及断裂位置
Table 2 Crack initiation lives and fracture locations of fatigue test specimens

试件编号	起裂寿命/cycles	对数起裂寿命	断裂板件
PL1	72930	4.863	铝合金板
PL2	33390	4.524	钛合金板
PL3	54175	4.734	铝合金板
PL4	82160	4.915	钛合金板
PL5	117120	5.069	铝合金板
PL6	91822	4.963	铝合金板

试验表明,凸缘侧的交错连接形式会削弱结构的疲劳强度。在相近应变水平下,增材制造的中间钛合金连接板的抗疲劳性能略优于两侧铝合金板。

2 数值建模及有效性分析

2.1 有限元模型

通过有限元法(Finite Element Method, FEM)建立多钉连接结构有限元模型,以准确表征其力学行为^[16]。模型的几何离散与网格构建在 MSC. Patran 中完成,各板件及紧固件统一选用六面体实体单元(Hex8)进行离散。针对不同部位的几何尺度及局部受力特征,对网格密度进行分区设置,整体有限元网格如图6所示。

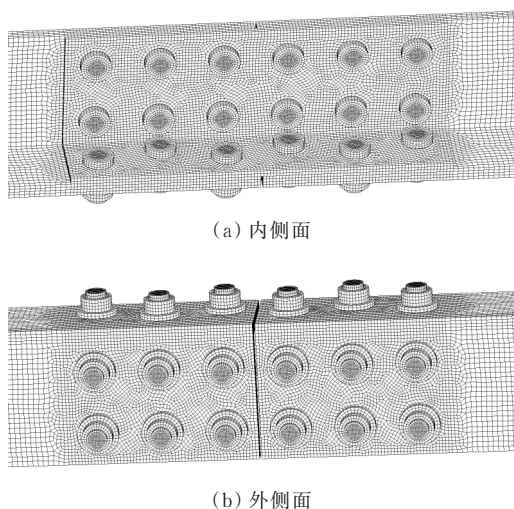


图6 多钉连接结构整体有限元网格模型

Fig. 6 Overall finite element mesh of the multi-bolted connection structure

为保证网格收敛性及孔边应力计算精度,螺栓、孔边等受力复杂区域网格尺寸细化至0.5 mm,模型整体网格尺寸控制在0.5~3.0 mm^[17]。螺栓连接组件有限元网格模型如图7所示。

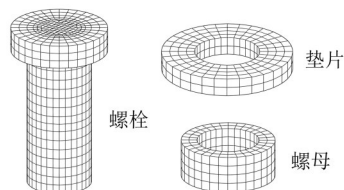


图7 螺栓连接组件有限元网格模型

Fig. 7 Finite element meshes of the bolt, washer, and nut

为描述多钉连接结构在静力拉伸加载过程中的弹塑性响应,有限元模型对各组成材料采用拉伸应力—应变关系进行非线性材料定义。中间连接件、两侧板件和螺栓螺母三种材料的拉伸应力—应变曲线如图8所示。

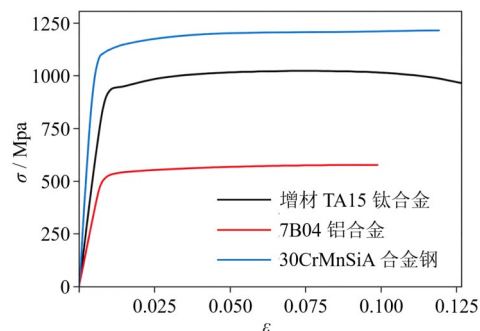


图8 三种材料拉伸应力—应变曲线

Fig. 8 Tensile stress-strain curves of the three materials

根据图8所示拉伸响应确定各组成材料的力学参数,并将其赋予相应有限元单元。结构静力分析采用 von Mises 等效应力表征材料受力状态,计算所需的弹性模量 E 、泊松比 μ 、屈服强度 $\sigma_{p0.2}$ 和抗拉强度 σ_b 如表3所示。

表3 有限元模型材料参数

Table 3 Material parameters of the finite element model

参数	两侧板件	中间连接件	螺栓螺母
材料	7B04	TA15	30CrMnSiA
E/GPa	69	118	205
μ	0.30	0.30	0.30
$\sigma_{p0.2}/\text{MPa}$	485	983	980
σ_b/MPa	575	1046	1080

2.2 接触关系与加载约束

有限元模型中设置了接触关系,板件之间以及紧固件与孔壁、板面之间的相互作用均通过面—面接触描述,摩擦系数设为0.15。考虑到螺母与垫片界面主要传递法向载荷,且其相对滑移对整体响应影响有限,因此该界面采用共节点方式处理,以减少局部接触非线性并改善求解稳定性。

为模拟静力拉伸试验加载工况,有限元分析中采用强制位移方式施加载荷。考虑到模型包含多钉连接、夹持端及局部接触等复杂结构,若直接在局部节点施加位移,易引入载荷集中和附加弯矩,影响计算稳定性及应力分布真实性。因此,将强制位移施加于模型截面形心轴位置,并通过多点约束(Multi-Point Constraint, MPC)传递至承载部件,以实现加载路径的等效传递,并保证试验加

载状态与有限元边界条件的一致性。

基于结构受力特点,有限元模型采用一端固定、另一端轴向位移加载的边界条件。在固定端 MPC 主节点上约束 x 、 y 、 z 方向的平移自由度;在加载端 MPC 主节点上施加轴向强制拉伸位移,并约束其余两个方向的平移自由度,以保证载荷沿试验件轴向传递,降低非轴向位移和附加弯矩影响。

2.3 有限元计算结果

采用 MSC. Nastran 软件的 SOL 400 求解器进行非线性数值计算。分析过程中采用位移控制加载方式,共设置 25 个加载步,单步位移增量为 0.16 mm。提取各增量步对应的加载端轴向反力及位移数据,可获得数值模型在拉伸过程中的力学响应演化关系,具体结果如图 9 所示。

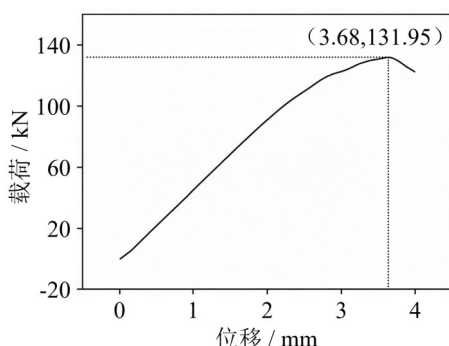
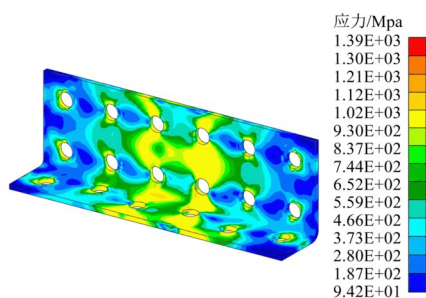


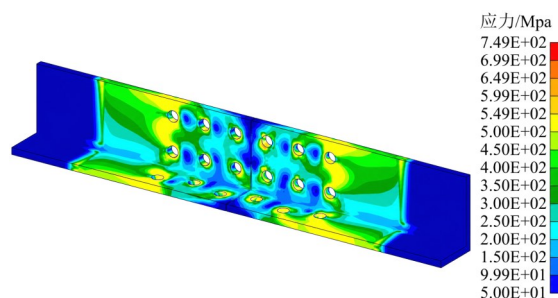
图9 静力拉伸数值模型的载荷响应曲线
Fig. 9 Load response of the numerical model under static tension

从图 9 可以看出:有限元模型在加载位移为 3.68 mm 时达到峰值载荷;继续加载后,局部区域发生失效,结构承载能力下降并出现掉载现象。因此,取峰值 131.95 kN 作为有限元模型预测的静力拉伸极限载荷,用于表征多钉连接结构极限承载能力。

对应载荷水平下的应力分布如图 10 所示。



(a) 钛合金板



(b) 铝合金板

图 10 极限拉伸载荷作用下的应力分布云图

Fig. 10 Stress distribution contours under ultimate tensile load

2.4 模型有效性分析

静力拉伸试验结果表明,3 件试验件的平均破坏载荷为 139.86 kN;有限元模型计算得到的极限拉伸载荷与试验结果的相对误差仅为 5.65%,表明模型对结构静力响应具有较好的表征能力,并为应力场预测有效性提供了初步验证^[18]。

为进一步评估有限元模型对应力场分布的表征能力,并为后续疲劳分析提供可靠的静力计算依据^[19],需对试验测点与有限元应变提取位置进行对应。孔位编号及#1~#8 关键测点位置如图 11 所示,各测点对应试验件表面的应变片粘贴位置。

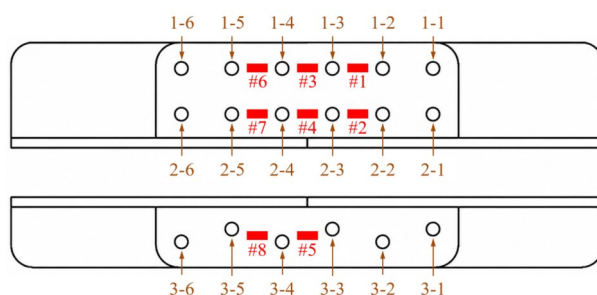


图 11 孔位编号及静力拉伸试验件应变片粘贴位置

Fig. 11 Hole numbering and strain gauge placement on static tensile test specimens

有限元法(FEM)计算结果中,提取各载荷步下相同测点位置的应变值,并与 3 件静力拉伸试验件(JL1、JL2、JL3)的试验结果进行对比,得到#1~#8 关键测点处的应变-载荷曲线,如图 12 所示,图中横轴为载荷,纵轴为微应变。

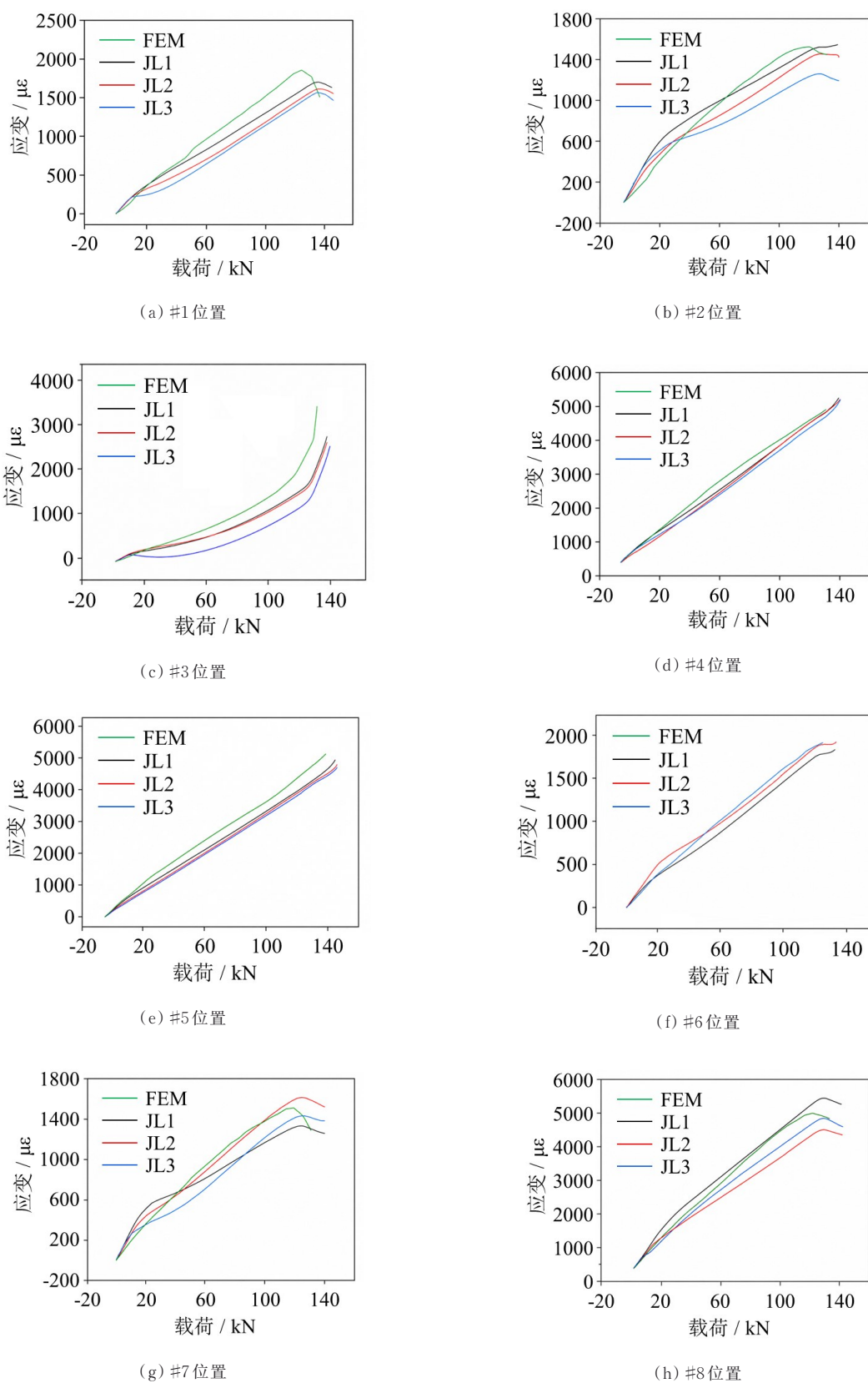


图 12 关键测点FEM与静力拉伸试验应变—载荷曲线对比

Fig. 12 Comparison of strain-load curves from FEM and static tensile tests at critical locations

对比结果表明,有限元计算结果与静力拉伸试验应变-载荷曲线在变化趋势和关键测点应变水平上基本吻合,说明所建立模型能够较准确地反映结构在静力拉伸载荷作用下的变形响应和局部应力分布特征,从关键测点层面验证了有限元应力计算结果的可靠性。该结果可为结构危险部位识别、疲劳裂纹萌生位置预测及后续基于FKM标准的疲劳强度评估提供依据。

3 疲劳强度评估与试验验证

3.1 疲劳寿命计算

本文基于FKM标准来评估增材制造多钉连接结构的疲劳强度。FKM标准中,疲劳强度利用度定义为:给定有限寿命条件下,构件危险部位承受的最大工作应力幅与其许用疲劳强度(考虑安全系数)的比值。若该值不大于1,则认为构件在该寿命区间内不会发生疲劳失效。

有限元分析表明,40 kN拉伸载荷下,钛合金板最大应力出现在凸缘内侧螺栓孔边缘,PL2、PL4试验件中观测到的初始裂纹位置相吻合,表明有限元分析所识别的疲劳危险部位与试验结果具有较好一致性。该区域的局部应力场分布如图13所示。

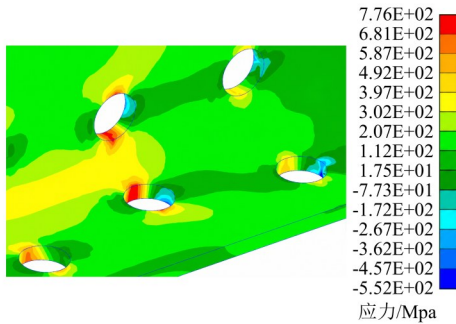


图13 40 kN拉伸工况下钛合金板凸缘孔缘局部应力场
Fig. 13 Local stress field around the flange hole edge of the titanium alloy plate under a 40 kN tensile load

根据应力云图,孔边峰值应力 $\sigma_{\max}=776$ MPa。钛合金板的孔边截面积为 127.23 mm²。在有限元模型中已排除弯矩的干扰,考虑载荷主要沿轴向传递,在40 kN载荷工况下,截面名义应力的计算结果 $\sigma_0=314.39$ MPa。结合孔边危险点的局部峰值应力,可进一步按式(1)求取应力集中系数 K_T :

$$K_T = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_0} = 2.4683 \quad (1)$$

从节点应力结果中提取危险点应力 $\sigma_1=776$ MPa,以及距该点法向距离 $\Delta s=0.5$ mm处的应力 $\sigma_{1,\Delta s}=532.14$ MPa,由此计算孔边应力梯度:

$$G_\sigma = \frac{1}{\Delta s} \left(1 - \frac{\sigma_{1,\Delta s}}{\sigma_1} \right) = 0.6285 \quad (2)$$

根据FKM标准,应力梯度在 $0.1 \text{ mm}^{-1} \leq G_\sigma \leq 1 \text{ mm}^{-1}$ 条件下, n_σ 的计算公式如式(3)所示,其中,增材制造TA15钛合金的材料常数 a_G 和 b_G 分别为0.05和1 000^[20]。

$$n_\sigma = 1 + \sqrt{G_\sigma \cdot \text{mm}} \cdot 10^{-\left(a_G + \frac{R_m}{b_G \cdot \text{MPa}}\right)} = 1.0636 \quad (3)$$

疲劳缺口系数 K_f 由应力集中系数 K_T 和 n_σ 的比值确定:

$$K_f = \frac{K_T}{n_\sigma} = 2.3207 \quad (4)$$

钛合金板表面粗糙度与缺口试样相当,表面粗糙度修正系数 $K_{R_\sigma}=0.8266$;表面涂层影响系数 K_s 取1;表面经刚玉砂处理后强化系数 $K_v=1.2$ 。代入修正因子计算公式:

$$K_{WK} = \left(K_f + \frac{1}{K_{R_\sigma}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{K_v \cdot K_s} = 2.1087 \quad (5)$$

材料在应力比 $R=-1$ 时的疲劳极限 $\sigma_w=418.4$ MPa,经修正后得到构件在该应力比下的疲劳极限:

$$S_{WK} = \frac{\sigma_w}{K_{WK}} = 198.42 \text{ MPa} \quad (6)$$

增材制造TA15钛合金的材料常数 $a_M=-0.26$, $b_M=-0.05$ ^[20];抗拉强度 $R_m=1\,046$ MPa。平均应力敏感系数 M_σ 计算如下:

$$M_\sigma = a_M \cdot 10^{-3} \cdot \frac{R_m}{\text{MPa}} + b_M = 0.2157 \quad (7)$$

应力比 $R=0.06$ 时,平均应力修正系数 K_{AK} 为:

$$K_{AK} = \left(\frac{1 + M_\sigma/3}{1 + M_\sigma} \right) / \left(1 + \frac{M_\sigma}{3} \cdot \frac{S_m}{S_a} \right) = 0.8156 \quad (8)$$

对于非焊接构件, $K_{E_\sigma}=1$,由此得到应力比 $R=0.06$ 时孔边危险区域的疲劳极限应力幅:

$$S_{AK} = K_{AK} \cdot K_{E_\sigma} \cdot S_{WK} = 161.83 \text{ MPa} \quad (9)$$

FKM标准中,非焊接构件在 $10^4 \leq N \leq 10^6$ 的有限寿命区间内,该关系在双对数坐标下采用斜率参数 $k_\sigma=5$ 的线性段描述^[12];当 N 达到 10^6 时,相应

的应力幅取为构件的疲劳极限应力幅。FKM标准中固定斜率的设置旨在提供相对保守的寿命估计,因此所得结果通常偏于安全^[21]。

上式(9)计算得到 $N=10^6$ 时对应的疲劳极限应力幅 $S_{AK}=161.83$ MPa,结合斜率 $k_s=5$,得到双对数表达式如下:

$$\lg N = 17.0453 - 5 \cdot \lg S_a \quad (10)$$

依据40 kN拉伸工况下的有限元计算结果,孔边危险位置的峰值应力为776 MPa。结合应力比 $R=0.06$,确定该位置的循环应力幅 S_a 为364.68 MPa。通过式(10)所描述的 $S-N$ 关系,可得钛合金连接板的预测疲劳寿命 $N=17\ 208$ 。该预测值低于试验获得的最小起裂寿命33 390次,表明采用FKM标准及 $k=5$ 的保守 $S-N$ 曲线进行寿命估算时,计算结果具有一定的安全裕度。

3.2 疲劳强度利用度计算

为比较多钉连接结构不同孔位的疲劳敏感性,选取钛合金板最大孔边应力所在孔位作为基准孔位,并规定该处疲劳强度利用度为1。

由前述寿命预测结果可得,该基准孔位的疲劳寿命 $N=17\ 208$,据此赋值为有限寿命 $\bar{N}$ 。以 $\bar{N}$ 作为统一的寿命基准,按照FKM标准分别计算各孔位的疲劳强度利用度。

给定有限寿命后,需确定该寿命水平下构件的变幅疲劳极限应力幅 S_{BK} 。对于非焊接构件,FKM标准采用变幅疲劳强度系数对等幅疲劳极限应力幅进行修正,计算式为:

$$S_{BK} = K_{BK} \cdot S_{AK} \quad (11)$$

式中: K_{BK} 为变幅疲劳强度修正系数; S_{AK} 为等幅载荷条件下的疲劳极限应力幅。

变幅疲劳强度修正系数 K_{BK} 计算如下:

$$K_{BK} = \left(\frac{N_D}{\bar{N}} \right)^{1/k} \quad (12)$$

式中: $N_D=10^6$; $\bar{N}$ 为给定有限寿命; k 为双对数 $S-N$ 曲线有限寿命段的斜率,正应力作用下非焊接构件取值为5。

根据实际应力幅与有限寿命所对应疲劳极限应力幅的关系,疲劳强度利用度计算如下:

$$a_{BK} = \frac{S_a}{S_{BK}} \cdot j_D \quad (13)$$

式中: S_a 为实际循环载荷对应的应力幅; S_{BK} 为给定

有限寿命 $\bar{N}$ 对应的疲劳极限应力幅; j_D 为FKM标准中所考虑的总体安全系数。

总体安全系数 j_D 由载荷、材料和温度相关系数共同确定:

$$j_D = j_s \cdot \frac{j_F}{K_{T,D}} \quad (14)$$

式中: j_s 为载荷安全系数; j_F 为材料安全系数; $K_{T,D}$ 为温度系数。对于本文的室温等幅加载工况,载荷安全系数和温度系数均取1。

本文关注不同孔位之间相对疲劳危险程度的比较,因此未额外引入过盈配合等设计因素带来的安全系数修正;材料安全系数 j_F 取1,故本节计算中的总体安全系数 j_D 取1。

按照图11所示的3排6列孔位编号,在40 kN载荷工况下分别提取各孔位的最大应力及沿法向距离 Δs 处的节点应力,并据此确定相应的局部应力梯度。在此基础上,按照前述FKM疲劳强度评估流程计算,钛合金板和铝合金板各孔位的主要评估参数分别如表4~表5所示。

表4 钛合金板各孔位FKM疲劳参数与利用度结果
Table 4 FKM fatigue parameters and utilization results for bolt holes in the titanium alloy plate

编号	S_a/MPa	G_a/mm^{-1}	K_{WK}	S_{BK}/MPa	a_{BK}
1-1	151.98	0.5293	0.9847	780.95	19%
1-2	195.21	0.5657	1.2131	633.88	31%
1-3	273.63	0.5346	1.6325	471.04	58%
1-4	287.57	0.4591	1.7130	448.90	64%
1-5	187.38	0.4073	1.1802	651.60	29%
1-6	164.54	0.6248	1.0475	734.16	22%
2-1	141.92	0.6591	0.9263	830.19	17%
2-2	236.05	0.4896	1.4353	535.76	44%
2-3	376.27	0.4786	2.0476	375.57	93%
2-4	372.59	0.5288	2.0902	367.90	98%
2-5	222.12	0.4116	1.3662	562.87	39%
2-6	137.16	0.6058	0.9029	851.70	16%
3-1	218.25	0.5019	1.3395	574.08	38%
3-2	222.45	0.5667	1.3580	566.29	39%
3-3	364.68	0.6285	2.1086	364.70	100%
3-4	308.41	0.5898	1.8133	424.09	73%
3-5	249.99	0.5396	1.5063	510.53	49%
3-6	171.09	0.6064	1.0830	710.06	24%

表5 铝合金板各孔位FKM疲劳参数与利用度结果

Table 5 FKM fatigue parameters and utilization results for bolt holes in the aluminum alloy plate

编号	S_a/MPa	G_s/mm^{-1}	K_{WK}	S_{BK}/MPa	a_{BK}
1-1	175.91	0.5923	2.2874	179.30	98%
1-2	99.08	0.6268	1.3905	294.94	34%
1-3	78.22	0.7635	1.1370	360.71	22%
1-4	66.80	0.7979	1.0042	408.44	16%
1-5	94.96	0.6101	1.3448	304.98	31%
1-6	175.00	0.5416	2.2882	179.24	98%
2-1	123.56	0.5867	1.6800	244.13	51%
2-2	86.37	0.6658	1.2395	330.90	26%
2-3	96.82	0.5007	1.3801	297.19	33%
2-4	87.18	0.5695	1.2589	325.78	27%
2-5	80.18	0.5483	1.1795	347.71	23%
2-6	126.67	0.3354	1.7187	238.63	53%
3-1	157.93	0.5550	2.0859	196.62	80%
3-2	122.47	0.5684	1.6701	245.57	50%
3-3	100.38	0.6666	1.4009	292.76	34%
3-4	94.90	0.6489	1.3397	306.14	31%
3-5	105.93	0.6780	1.4635	280.24	38%
3-6	179.37	0.4841	2.3531	174.29	103%

3.3 利用度分布验证

为进一步考察疲劳强度利用度分布与试验裂纹萌生位置之间的对应关系,分别对钛合金板和铝合金板各孔位利用度结果进行分析。

钛合金板各孔位疲劳强度利用度对比如图14所示,可以看出:孔位编号3-3(第3排第3列)的疲劳强度利用度最大。疲劳试验中,2件在钛合金板处发生破坏的试件裂纹均萌生于该孔位。计算得到的高利用度孔位与试验起裂位置一致,说明钛合金板孔位疲劳强度评估结果能够有效预测实际裂纹萌生位置。

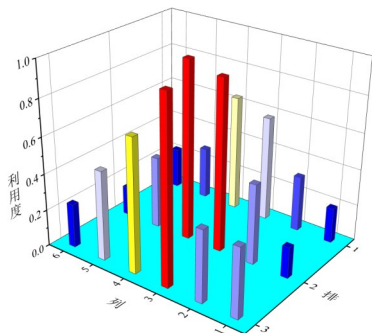


图14 钛合金板18个孔位疲劳强度利用度对比
Fig. 14 Comparison of fatigue strength utilization at 18 bolt holes in the titanium alloy plate

铝合金板各孔位疲劳强度利用度对比如图15所示,可以看出:孔位编号3-6(第3排第6列)的疲劳强度利用度最大,孔位编号1-1(第1排第1列)和1-6(第1排第6列)的利用度也处于较高水平。疲劳试验中,共有4件试件在铝合金板处发生破坏,其中1件起裂于编号1-1孔位,3件起裂于编号3-6孔位;此外,PL3试件在编号3-6孔位萌生裂纹后、完全断裂前,编号1-6孔位也出现二次宏观裂纹。计算得到的高利用度孔位与疲劳试验起裂位置一致,说明铝合金板孔位疲劳强度评估结果能够有效预测实际裂纹萌生位置。

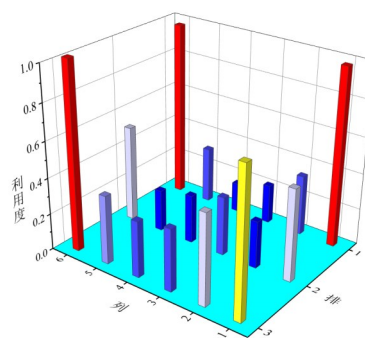


图15 铝合金板18个孔位疲劳强度利用度对比
Fig. 15 Comparison of fatigue strength utilization at 18 bolt holes in the aluminum alloy plate

上述结果表明,基于FKM标准的孔位疲劳强度利用度计算能够表征多钉连接结构不同孔位的疲劳危险程度,高利用度孔位与疲劳试验裂纹萌生位置具有明确对应关系,表明该方法能够较准确地表征该类结构的局部疲劳危险程度,具有较好的工程适用性。

4 结 论

1) 基于FKM标准的疲劳寿命预测结果偏于安全。以有限元分析结果为输入,采用FKM标准对增材制造多钉连接结构进行高周疲劳寿命估算,预测寿命低于试验最小起裂寿命,该方法可为工程初步设计阶段提供保守的寿命评估结果。

2) 孔位疲劳强度利用度能够有效表征多钉连接结构不同孔位的疲劳危险程度。计算得到的高利用度孔位与疲劳试验中的裂纹萌生位置一致,说明基于FKM标准的孔位疲劳强度评估方法可用于危险孔位识别和局部抗疲劳优化。

3) 疲劳试验表明,凸缘侧交错连接区域是该结构的主要疲劳薄弱区域;在相近应变水平下,增材制造中间钛合金连接板的抗疲劳性能略优于两侧铝合金板。研究结果可为增材制造金属连接结

构的疲劳强度评估和抗疲劳设计提供参考。

参考文献

- [1] 刘磊, 姚雄华, 吕意. 未来飞机结构设计特征分析[J]. 航空工程进展, 2026, 17(2): 20-28.
Liu Lei, Yao Xionghua, Lyu Yi. Analysis on characteristics of future aircraft structure design[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2026, 17(2): 20-28. (in Chinese)
- [2] 方学伟, 杨健楠, 周健, 等. 高性能大尺寸金属构件增材制造研究进展[J]. 制造技术与机床, 2025(10): 13-34.
Fang Xuwei, Yang Jiannan, Zhou Jian, et al. Advances in additive manufacturing of large-size high-performance metal components [J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2025(10): 13-34. (in Chinese)
- [3] 倪江涛, 鲍晓通, 谢勇. 激光选区熔化成形技术在航空航天领域应用现状[J]. 导弹与航天运载技术(中英文), 2025(2): 69-76.
Ni Jiangtao, Bao Xiaotong, Xie Yong. Application progress of selective laser melting technology in aerospace[J]. Missiles and Space Vehicles, 2025(2): 69-76. (in Chinese)
- [4] Blakey-Milner B, Gradl P, Snedden G, et al. Metal additive manufacturing in aerospace: A review[J]. Materials & Design, 2021, 209: 110008.
- [5] 李斌斌, 徐宗真, 李鹏, 等. 考虑钉头传载的阶梯搭接钉载分配特性[J]. 航空学报, 2018, 39(7): 221816.
Li Binbin, Xu Zongzhen, Li Peng, et al. Characteristics of bolt load distribution of stepped lap joints considering load transferred by bolt-head[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(7): 221816. (in Chinese)
- [6] Maljaars J, Euler M. Fatigue S-N curves of bolts and bolted connections for application in civil engineering structures[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 151: 106355.
- [7] 刘勇, 曹京宜, 蔡伟, 等. 金属-复合材料混合连接结构失效行为研究进展[J]. 中国舰船研究, 2026, 21(1): 185-202.
Liu Yong, Cao Jingyi, Cai Wei, et al. Research progress on failure behaviors of metal-composite hybrid connection structures[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2026, 21(1): 185-202. (in Chinese)
- [8] Sui L J, Sun Y C, Kang M. Analysis and experimental study for fatigue performance of wing-fuselage connection structure for unmanned aerial vehicle[J]. Aerospace, 2024, 11(10): 826.
- [9] Bu W K, Xu H. Fatigue strength analysis of connection points of deck layout equipment for large ships[J]. Journal of Coastal Research, 2019, 97(sp1): 149.
- [10] 杨卜麟, 陈普会. 复合材料-金属多钉连接结构新型设计与承载特性[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(1): 117-126.
Yang Bo(Bu) Lin, Chen Puhui. Novel design and bearing characteristics of composite-metal multi-bolt joint structures [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(1): 117-126. (in Chinese)
- [11] 陈龙, 陈普会. 复合材料-钛合金混合结构多钉连接钉载分布及有限元计算[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 679-685.
Chen Long, Chen Puhui. Load distribution and finite element analysis of composite-to-titanium hybrid structure with multiple-bolted joints[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 679-685. (in Chinese)
- [12] 张峻瑞, 郑锡涛, 袁林, 等. 基于损伤权重的混合多钉连接件疲劳寿命预测方法[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 258-266.
Zhang Junrui, Zheng Xitao, Yuan Lin, et al. Fatigue life prediction method for hybrid multi-bolted joints based on damage weight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 258-266. (in Chinese)
- [13] 董佳晨, 杨智勇, 郑锡涛, 等. 螺栓拧紧力矩对复合材料多钉连接结构疲劳寿命的影响[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(3): 455-463.
Dong Jiachen, Yang Zhiyong, Zheng Xitao, et al. Effect of bolt tightening torque on fatigue life of multi-bolted composite structure[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(3): 455-463. (in Chinese)
- [14] Corriveau F, Desrochers A, Maslouhi A. Numerical prediction of the fatigue life of complex riveted structures[J]. Engineering Proceedings, 2023, 43(1): 6.
- [15] Forschungskuratorium Maschinenbau. FKM-guideline: analytical strength assessment of components: made of steel, cast iron and aluminum materials in mechanical engineering [S]. Frankfurt: VDMA Verlag GmbH, 2012.
- [16] Ye J, Quan G, Yun X, et al. An improved and robust finite element model for simulation of thin-walled steel bolted connections[J]. Engineering Structures, 2022, 250: 113368.
- [17] Lin T, Wang Z, Hu F X, et al. Finite-element analysis of high-strength steel extended end-plate connections under cyclic loading[J]. Materials, 2022, 15(8): 2912.
- [18] Qiang X H, Duan X R, Jiang X, et al. Experimental study on mechanical properties of bolted joints between Fe-SMA and steel plates [J]. Engineering Structures, 2023, 297: 116980.
- [19] 刘忠献, 聂江, 郭璐璐. 复合材料结构多钉连接设计、分析与试验技术[J]. 航空制造技术, 2015, 58(1): 109-110, 114.
Liu Zhongxian, Nie Jiang, Guo Lulu. Design, analysis and test technology of composites joint with multi-fastener connection structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(1): 109-110, 114. (in Chinese)
- [20] 李远杰, 金海波, 谢隋杰, 等. FKM标准中增材制造钛合金构件疲劳强度评估的材料参数识别[J]. 航天制造技术, 2025(2): 35-40.
Li Yuanjie, Jin Haibo, Xie Suijie, et al. Material parameters identification for fatigue strength assessment of additively manufactured titanium alloy components in the FKM guideline [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2025(2): 35-40. (in Chinese)
- [21] Fiedler M, Vormwald M. Introduction to the new FKM guideline which considers nonlinear material behaviour [J]. MATEC Web of Conferences, 2018, 165: 10014.

(编辑:马文静)