

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.03.012

基于数值模拟的孔构件挤压强化疲劳寿命预测

梁勇楠, 杨长勇, 刘飞, 韩大康, 吴超迪, 苏宏华

(南京航空航天大学机电学院, 南京 210016)

摘要: 为研究飞机机身 7050 铝合金孔构件挤压强化后的疲劳增益, 采用数值模拟与试验研究相结合的方法, 对孔构件的挤压强化过程、疲劳加载过程、疲劳裂纹萌生和裂纹扩展过程进行研究。通过数值模拟探究了孔构件在不同状态下危险截面的应力分布和对应的疲劳行为, 分析了残余应力场对疲劳性能的影响, 探讨了残余应力与疲劳裂纹萌生和裂纹扩展的内在联系, 建立了孔构件挤压强化疲劳寿命数值预测模型。结果表明: 孔挤压强化引入的残余压应力可以减小孔构件在受载时孔壁最大拉应力, 改变疲劳裂纹的萌生位置, 抑制疲劳裂纹萌生和裂纹扩展, 提高 7050 铝合金孔构件疲劳寿命近 2 倍, 疲劳寿命数值预测模型误差在 12% 以内。

关键词: 孔挤压强化; 残余应力场; 裂纹萌生; 裂纹扩展; 疲劳预测

中图分类号: TG376.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)03-0471-10

Prediction of Fatigue Life of Hole Components Cold Expansion Strengthening Based on Numerical Simulation

LIANG Yongnan, YANG Changyong, LIU Fei, HAN Dakang, WU Chaodi, SU Honghua

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the fatigue gain of cold expansion-strengthening 7050 aluminum alloy hole components of aircraft fuselage, a combination of numerical simulation and experimental study is used to investigate the cold expansion strengthening process, fatigue loading process, fatigue crack initiation and crack propagation process of hole components. The stress distribution and corresponding fatigue behavior of hole components at different states of the dangerous cross-section are investigated by numerical simulation, the influence of the residual stress field on the fatigue performance is analyzed, the intrinsic connection between residual stress and fatigue crack initiation and crack propagation is explored, and a numerical prediction model of the fatigue life of cold expansion-strengthening hole components is established. The results show that the residual compressive stress introduced by hole cold expansion strengthening can reduce the maximum tensile stress in the hole wall when hole components are loaded, change the location of fatigue crack emergence, inhibit fatigue crack emergence and crack propagation, and improve the fatigue life of 7050 aluminum alloy hole components by nearly 2 times. And the error of the fatigue life numerical prediction model is within 12%.

Key words: cold expansion strengthening; residual stress field; crack initiation; crack propagation; fatigue prediction

基金项目: 国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金项目 (COMAC-SFGS-607); 江苏省科研与实践创新计划项目 (KYCX21_0196)。

收稿日期: 2022-06-23; **修订日期:** 2022-12-10

通信作者: 杨长勇, 男, 副教授, E-mail: yangchy@nuaa.edu.cn。

引用格式: 梁勇楠, 杨长勇, 刘飞, 等. 基于数值模拟的孔构件挤压强化疲劳寿命预测 [J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(3): 471-480. LIANG Yongnan, YANG Changyong, LIU Fei, et al. Prediction of fatigue life of hole components cold expansion strengthening based on numerical simulation [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(3): 471-480.

工程装备中多数孔结构承受动态交变载荷,飞机由许多结构件装配而成,在飞机的起飞、航行、降落的过程中,飞机上的结构件承受循环载荷。结构件失效是飞机服役期间最受关注的问题之一,飞机结构件的主要失效形式是疲劳断裂^[1-2],其中由于孔的破坏而导致的整体结构断裂失效现象最为常见^[3]。随着科学技术的发展,飞机不断地追求高性能,对孔结构件的抗疲劳性能提出了更高的要求^[4]。同时飞机结构设计思想发生转变,由之前的按静强度原则设计,要求结构满足强度和刚度需求,且确保零件无损伤,到近些年的损伤容限设计思路取得成功,提出剩余强度要求和裂纹增长限制以保证飞机结构的安全性和可靠性^[5]。因此,对孔结构件进行强化并精确预测疲劳裂纹扩展路径及寿命是一个非常重要的问题。

孔挤压强化作为当前国际上应用最广泛的孔强化手段,目前孔挤压强化的研究方向主要在疲劳增益的机理。科研人员认为挤压引起的残余应力是影响疲劳性能的主要因素^[6-8],开展了大量相关研究,对挤压后的孔构件进行疲劳试验,采用扫描电镜分析疲劳断口,结合孔周围的残余应力对孔构件加载时孔壁应力集中的影响,来说明孔挤压强化疲劳增益的机理^[9-11]。葛恩德等^[12]通过对TC21孔进行开缝衬套挤压强化研究,获得了挤压后孔壁的残余应力分布结果,探讨了冷挤压对孔边疲劳裂纹萌生和扩展的影响。Wang等^[13]对孔构件挤入端进行超声波冲击,并通过建立三维有限元模型,分析了入口处疲劳裂纹的萌生和扩展行为。姜廷宇等^[14]通过对挤压后耳片模型施加疲劳载荷,获得关键位置的应力加载历程后,通过MSC.Fatigue软件,采用S-N法对孔壁高周疲劳寿命进行估计,通过有限元与试验研究相结合的方法揭示了疲劳增益机理。

孔构件挤压强化疲劳预测以经验公式为主,通过获取试验件的疲劳数据,结合统计学原理,对结构件的疲劳行为进行保守估计。这种方法需要大量试验结果对参数进行修正,且不易考虑结构、材料、强化手段等因素。刘怀举等^[15]总结齿轮疲劳预测模型分为统计型模型、确定型寿命预测模型、损伤力学寿命预测模型、断裂力学寿命预测模型。前三者主要在裂纹萌生方面进行研究,后者主要解决裂纹扩展部分的寿命计算。结构疲劳预测方面,各国学者的工作主要集中于名义应力法预测^[16]或仅关注疲劳裂纹萌生过程,在车轮^[17]、钢轨^[18]、齿轮^[19]等结构中得出了相关预测模型。随着扩展有限元的发展,结构件的疲劳裂纹扩展模型建立。杨夏炜等^[20]通过扩展有限元模型分析了摩擦焊接头的裂纹扩展。陈龙等^[21]建立了基于逆高斯过程的

裂纹扩展随机模型。Wei等^[22]采用扩展有限元法分析了齿轮的疲劳断裂行为。孔挤压强化方面疲劳裂纹扩展模拟模型也有提出,Rahman^[23]提出了二维扩展有限元模型来预测孔冷挤压后存在残余应力的情况下薄板的裂缝扩展。Mohan等^[24]通过结合有限元法和Willenborg模型开发了一种系统的方法对冷挤压后的孔进行裂纹扩展模拟。上述国内外学者对孔挤压强化机理和结构件疲劳预测方面的研究表明预测孔构件挤压强化疲劳增益具有一定的可行性,同时实现孔挤压强化后疲劳裂纹萌生和裂纹扩展的预测对准确掌握孔构件的疲劳性能有较大影响,因此有必要对孔构件进行挤压强化疲劳寿命预测研究。

本文采用ABAQUS 2021有限元软件来分析孔构件在不同状态下危险截面的应力和应变行为,利用FE-SAFE疲劳分析软件计算挤压强化前后孔构件的疲劳破坏和疲劳裂纹萌生寿命,基于ABAQUS直接循环分析步建立扩展有限元模型,模拟孔构件挤压强化前后裂纹扩展过程,并对残余应力和疲劳性能的内在联系进行探讨。开展孔挤压强化试验和孔构件疲劳试验,验证数值模拟方法在孔挤压强化疲劳寿命研究方面的准确性。

1 数值模拟

1.1 有限元应力场分析

1.1.1 三维有限元模型建立

采用ABAQUS 2021进行7050铝合金孔构件挤压强化和疲劳加载过程模拟,以获得局部位置应力应变历程信息。应力场分析中孔构件的三维模型创建依据试验中的疲劳件尺寸,选用200 mm×40 mm×4 mm的矩形构件。中心孔初孔直径为12.35 mm,挤压芯棒工作环直径为12.73 mm,对孔构件采用3%挤压量挤压后,与未挤压孔构件一起铰削至终孔直径12.7 mm。在孔构件两端施加疲劳载荷得到应力场分析结果,载荷形式采取正弦加载,大小为危险截面的0.7倍抗拉强度,应力比 $R=0.1$ 。工件材料为Al7050-T7451,其力学性能和J-C本构模型参数分别见表1和表2。

表1 Al7050-T7451力学性能

Table 1 Mechanical properties of Al7050-T7451

拉伸强度/ MPa	屈服强度/ MPa	弹性模量/ GPa	延伸率/%	泊松比
510	450	70.3	10	0.33

为提高三维有限元模型的求解速度,将挤压过程中变形较小的挤压芯棒设置为离散刚体,各部件网格设置为六面体单元C3D8R,对特殊边界设置

表 2 Al7050-T7451 的 J-C 本构参数

A	B	n	C	m
450	684	0.436	0.02	2

偏移种子完成过渡网格划分。法向接触采用面-结点硬接触,防止弹塑性变形过程中单元穿透;切向接触采用罚函数接触,因挤压过程中接触面涂有树脂润滑剂,摩擦系数设为 0.1。边界条件设置以贴近试验为主,孔壁附近不设约束,避免对孔周围应力场分析结果产生干扰。在 Standard 求解器下模拟准静态加载过程,完成三维有限元模型的建立,如图 1 所示。

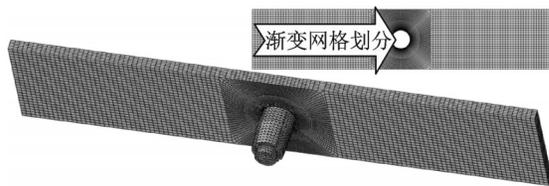


图 1 孔构件三维有限元模型

Fig.1 3D finite element model of hole components

1.1.2 孔挤压有限元模拟

设置挤压芯棒沿轴向移动,速度为 10 mm/min,对孔壁进行挤压,使孔壁产生弹塑性变形,在孔周围引入残余压应力层。在 XY 平面 3 个方向的残余应力中,决定孔构件疲劳性能的是垂直于危险截面(Y 方向)的残余应力。挤压后对 X 方向(S_{11})残余应力进行提取,获得挤压后孔壁应力分布云图,如图 2 所示。孔壁四周产生挤压形成的凸脊,同时材料在挤压过程中会产生一定的回弹,孔构件挤压后需要经过铰削加工达到终孔直径。

将挤压后孔构件结点位置信息导入新模型,初始物理场中定义前一步的应力计算结果,对孔壁凸脊部分网格逐层定义集合,在铰削分析步中使用生死单元技术设置其逐层失效并重新计算孔周围的应力值,来模拟铰削加工过程,如图 3 所示。

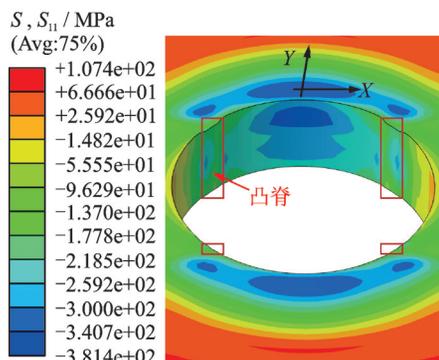


图 2 孔构件挤压后应力分布云图

Fig.2 Cloud diagram of stress distribution after expansion of hole components

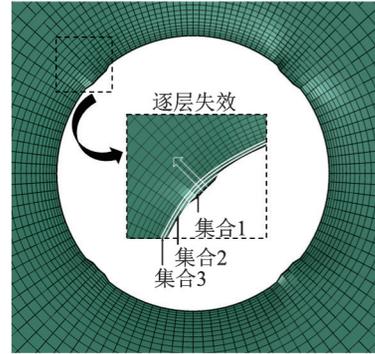


图 3 孔构件铰削去除模拟过程

Fig.3 Simulation process of reaming removal of hole components

通过铰削加工去除孔壁凸脊,应力在材料去除后重新迭代计算,最终获得无明显缺陷的孔壁和挤压后危险截面的应力分布结果,如图 4 所示。单元去除量控制在 0.2 mm 以内,以减小铰削加工对残余应力的影响。由对比结果可以看出,铰削前后 7050 铝合金孔构件残余应力分布趋势相同,应力值变化范围为 10.6 MPa。铰削加工提高了孔壁的表面完整性,对残余应力影响较小,在其他相关研究中也体现^[25]。

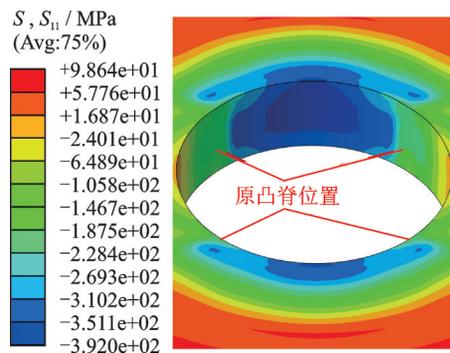


图 4 孔构件铰削去除模拟结果

Fig.4 Simulation results of reaming removal of hole components

1.1.3 孔构件疲劳加载有限元模拟

铰削完成后,对孔构件进行疲劳加载模拟。采用单向循环拉伸来模拟孔构件实际承受的交变载荷,孔构件一端固定,另一端设置均布载荷,通过定义幅值曲线来改变载荷的具体加载形式,观察载荷循环一次的过程中,孔构件危险截面的应力变化历程。

挤压前后孔构件疲劳加载时孔壁危险截面应力分布对比结果如图 5 所示。对 7050 铝合金孔构件施加 357 MPa 的拉伸载荷,孔构件产生最大拉应力为 497 MPa,拉应力在中间层附近最大,向两侧依次减小(图 5(a))。对挤压后孔构件施加同等载荷,孔构件产生最大拉应力为 436 MPa,最大拉应

力出现在挤入端附近,沿孔构件轴向方向拉应力依次减小(图5(b))。

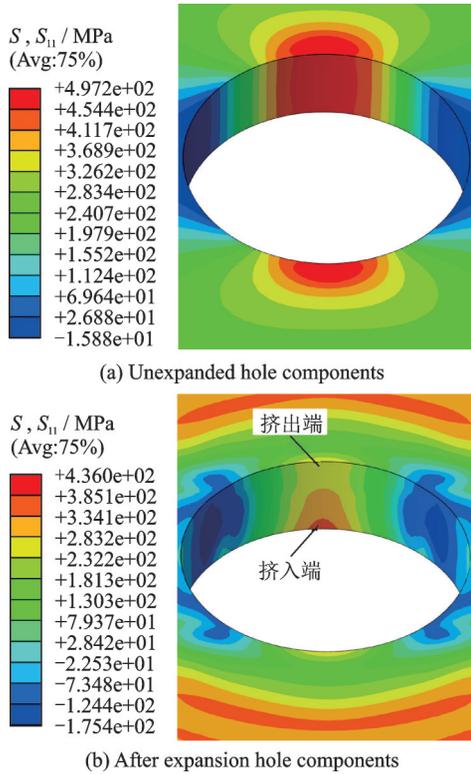


图5 孔构件疲劳加载应力分布对比

Fig.5 Comparison of stress distribution under fatigue loading of hole components

孔构件疲劳加载应力的变化说明挤压强化引入的残余压应力在孔构件受载时中和掉了一部分外载荷,使得局部应力加载历程的曲线下移,应力幅保持不变,但平均应力减小。同时,根据挤压后孔壁残余应力的分布规律,挤入端残余压应力最小也导致在受疲劳载荷时挤入端拉应力最大,在交变载荷下,塑性累计会更为严重,挤入端最先萌生微裂纹。如图6所示,铝合金孔构件挤压前后,整体应力水平降低,提取沿孔壁方向(Z方向)的切向拉应力(S_{11})值,应力结果表明最大拉应力位置由未

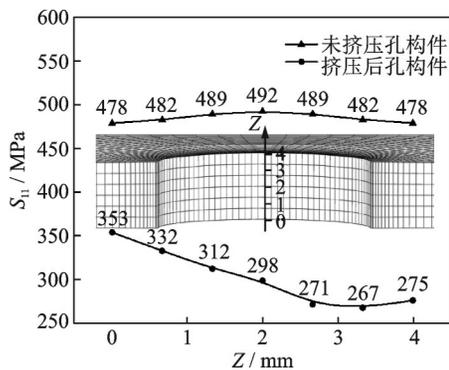


图6 孔构件加载应力沿孔壁分布对比

Fig.6 Comparison of loading stress distribution of hole components along the hole wall

挤压的中间层转移至挤压后的挤入端,孔壁上最大拉应力值由492 MPa减小到353 MPa,与分析一致。拉应力值的变化反映出挤压后平均应力的降低和挤压强化对疲劳增益的内在联系。

1.2 疲劳裂纹萌生分析

获得孔构件在不同状态下的应力应变信息后,将ABAQUS 2021软件的应力应变结果导入疲劳分析软件FE-SAFE,设置应力应变的循环历程曲线、孔构件表面粗糙度、材料参数等进行损伤累积计算,获得疲劳裂纹萌生位置和产生破坏时载荷的循环次数。疲劳裂纹萌生寿命分析采用的方法是局部应力应变法,计算损伤的出发点为应变-寿命曲线,关系式为^[6]

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\Delta \epsilon_e}{2} + \frac{\Delta \epsilon_p}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N)^b + \epsilon'_f (2N)^c \quad (1)$$

式中: σ'_f 为疲劳强度系数; N 为循环数; b 为疲劳强度指数; E 为弹性模量; ϵ'_f 为疲劳塑性系数; c 为疲劳塑性指数。

材料的应变-寿命曲线是在应力比 $R=-1$ 的条件下得到的,在复杂载荷-时间历程的作用下,平均应力需要修正,修正公式为

$$\sigma_r = \sigma_a \frac{\sigma'_f}{\sigma'_f - \sigma_m} \quad (2)$$

式中: σ_a 为应力幅; σ_m 为平均应力; σ_r 为等效应力幅。

修正后的应变-寿命关系式为

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\Delta \epsilon_e}{2} + \frac{\Delta \epsilon_p}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N)^b + \epsilon'_f (2N)^c \quad (3)$$

采用不同的损伤参量,可以得到不同的损伤公式。为反映平均应力的影响,采用史密斯损伤公式,用 $\sigma_{\max} \Delta \epsilon$ 来计算损伤

$$\sigma_{\max} \Delta \epsilon = \frac{2\sigma'_f}{E} (2N)^{2b} + 2\sigma'_f \epsilon'_f (2N)^{b+c} \quad (4)$$

通过数值模拟的方法,按循环计数的结果计算每一次载荷循环产生的损伤,累积计算后得到裂纹萌生寿命。

7050铝合金孔构件在0.7倍抗拉强度载荷下,挤压前后孔构件损伤计算结果如图7所示,未挤压孔构件破坏最严重的位置在中间层附近,挤压后孔构件破坏最严重的位置在挤入端。结合孔构件挤压强化残余应力和疲劳加载应力分布进行分析,未挤压孔构件受载时最大拉应力在中间层附近,与疲劳载荷下孔壁中间层损伤最严重规律相同;挤压后孔构件挤入端引入的塑性变形较小,产生的残余压应力较小,导致受载时中和外载荷能力较弱,造成挤入端拉应力最大,对应疲劳载荷下孔壁挤入端损伤最严重。与孔挤压强化前后孔构件在疲劳载荷

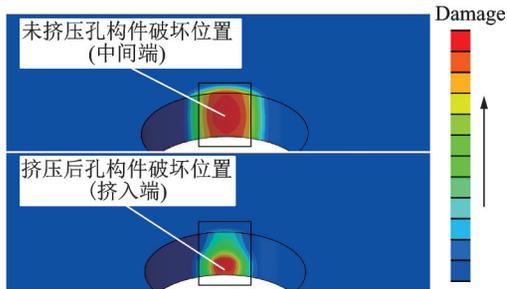


图 7 孔构件疲劳破坏示意图

Fig.7 Schematic diagram of fatigue failure of hole components

下裂纹萌生情况一致。

在材料损伤的累积过程中孔壁应力集中加剧,致使孔构件萌生裂纹,挤压前后孔构件裂纹萌生寿命结果如图 8 所示,未挤压孔构件的载荷循环次数为 4 008 次,最先萌生裂纹的位置在孔壁中间层(图 8(a));挤压后孔构件的载荷循环次数为 7 413 次,最先萌生裂纹的位置位于孔壁挤入端(图 8(b))。3% 相对挤压量挤压强化引入的残余应力,使 7050 铝合金孔构件疲劳裂纹萌生寿命提高 1.9 倍。

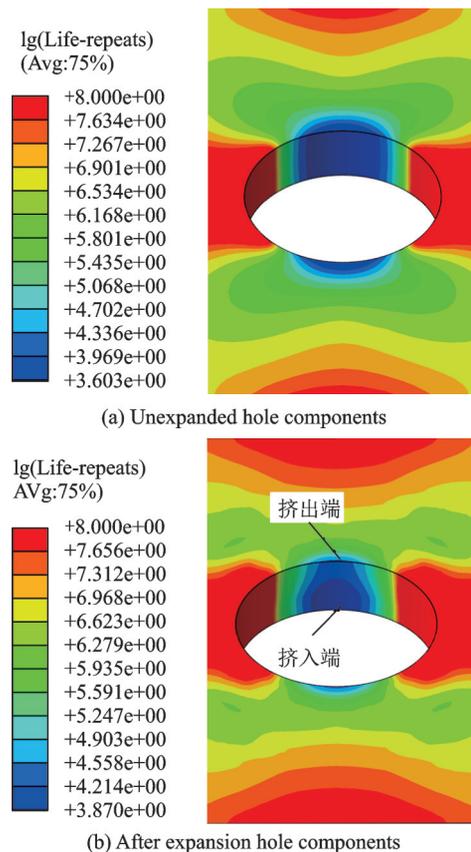


图 8 孔构件疲劳裂纹萌生寿命对比

Fig.8 Comparison of fatigue crack initiation life of hole components

在裂纹萌生阶段,由应力场仿真结果和疲劳裂纹萌生分析结果显示,孔挤压引入的残余应力层,

使得孔壁受载时应力分布发生改变,修正后的平均应力降低,载荷循环计数过程中孔构件损伤累积减小,平均应力的下降减缓了结构的破坏,裂纹萌生寿命得到提高。

1.3 疲劳裂纹扩展分析

ABAQUS 2021 中 Standard 的直接循环分析步提供了一种有效的建模技术,以获得结构件承受周期性载荷的稳定响应,非常适合在大型结构上执行低周疲劳计算,结合扩展有限元(Extended finite element method, XFEM)技术,模拟获得裂纹扩展寿命。建立基于直接循环步的低周疲劳分析扩展有限元模型,如图 9 所示。

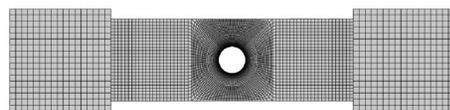


图 9 孔构件低周疲劳扩展有限元模型

Fig.9 Low-cycle fatigue extended finite element model of hole components

分析未挤压孔构件疲劳裂纹扩展,对其设置 A17050-T7451 的材料属性,网格设置为分区域渐变的六面体 C3D8R 网格,构件两侧简化夹具模型,夹具设置为刚体,与孔构件接触面设置绑定,对夹具施加正弦变换的拉伸载荷,在孔壁处设置 crack 平面来模拟初始裂纹,裂纹尖端附近网格尺寸设置为 1 mm。对于挤压后的孔构件,将节点位置和应力应变信息导入新模型,重复未挤压孔构件的操作,过程无须设置网格属性。对孔构件以及具有初始应力场的孔构件模拟疲劳裂纹扩展,分析残余应力场对疲劳裂纹扩展的影响。

当存在预制裂纹时,载荷循环一次过程中,铝合金孔构件挤压前后裂纹局部应力情况如图 10 所示。使用 XFEM 模拟裂纹扩展,无须对裂纹尖端网格进行加密或调整结点位置就可模拟裂纹动态扩展。有限元结果显示,挤压前后孔构件在相同裂纹尺寸、相同裂纹形状和相同载荷下,裂纹局部应力 σ_{11} 降低。

对于线弹性裂纹体或者准线弹性裂纹体,一般情况下采用 Paris 裂纹扩展公式^[26]

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (5)$$

式中: m 为材料常数,直线斜率,多数取 2~4; C 为材料常数,直线截距; ΔK 为应力强度因子幅。

裂纹的扩展原则中应力强度因子幅存在起始阈值和终止阈值, ΔK 低于起始阈值时裂纹不扩展; ΔK 超过终止阈值后裂纹快速扩展,发生失稳断裂;区间内裂纹平稳扩展。平稳扩展区即疲劳裂

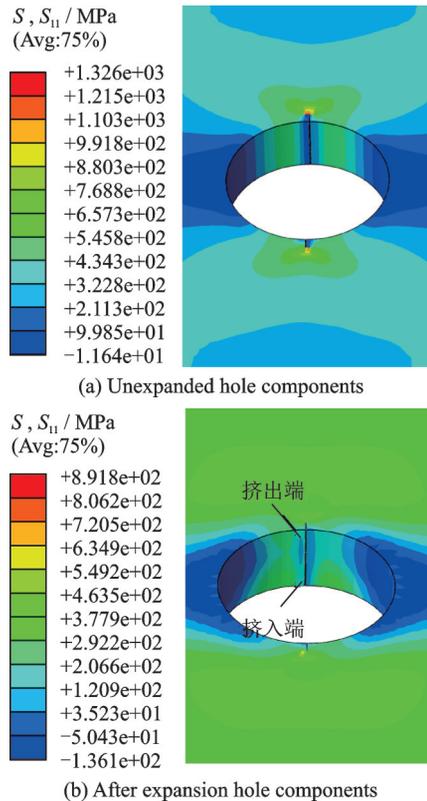


图10 孔构件预制裂纹加载应力对比

Fig.10 Comparison of loading stress of prefabricated cracks in hole components

纹扩展分析的主要区域,在数值模拟中,定义裂纹平稳扩展,分析裂纹扩展路径和载荷循环次数。

ABAQUS中疲劳裂纹萌生准则定义为

$$f = \frac{N}{c_1(\Delta G)^{c_2}} \geq 1.0 \quad (6)$$

式中: c_1 和 c_2 为材料参数; N 为循环次数; ΔG 为裂纹扩展单位长度的势能差, 准线弹性裂纹体系下满足

$$G = \frac{K^2}{E} \quad (7)$$

能量释放需达到裂纹平稳扩展区间要求的范围, 裂纹才会进行扩展。每个循环通过 Paris 公式计算

$$\frac{da}{dN} = c_3(\Delta G)^{c_4} \quad (8)$$

式中 c_3 和 c_4 为材料参数。何等^[27]推导出与参数 C 、 m 的换算

$$c_3 = C(E')^{c_4} \quad (9)$$

$$c_4 = \frac{m}{2} \quad (10)$$

随疲劳载荷循环加载, 裂纹开始沿孔构件危险截面延伸, 当孔构件完全断裂后, 对裂纹长度进行提取, 如图11所示。随孔构件连接部分不断减小, 裂纹局部承载增大, 裂纹扩展速度不断加快。有限元分析结果显示未挤压孔构件完全断裂时载荷循环次数为446次, 挤压后孔构件完全断裂时载荷循环次数为1034次, 裂纹扩展速度降低2.3倍。孔构件挤压后, 残余应力场对裂纹扩展起到减缓作用^[28]。

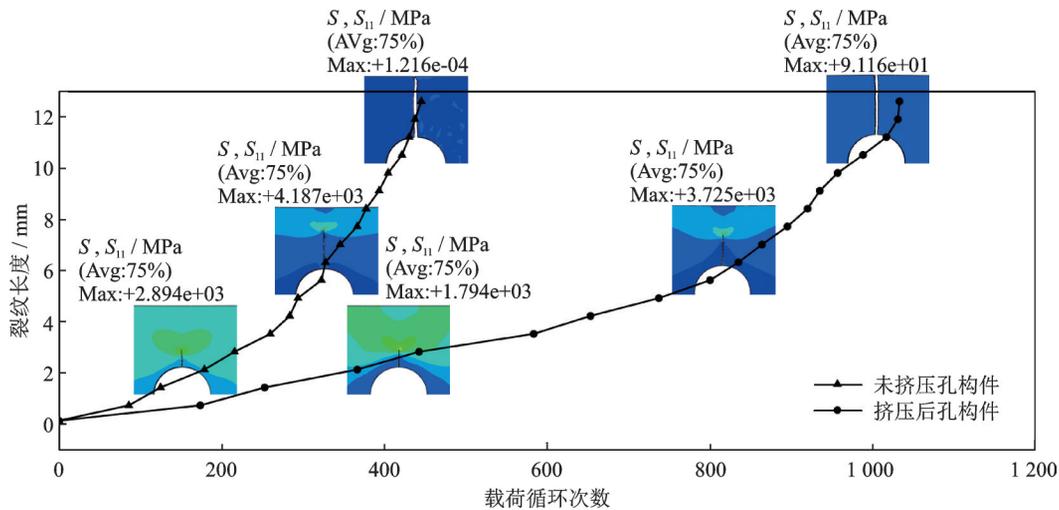


图11 孔构件疲劳裂纹扩展长度随载荷循环结果

Fig.11 Results of fatigue crack propagation length of hole components with load cycles

静强度下, 材料的断裂依据应力强度因子大于等于材料的断裂韧性 (K_{IC}), 张开型裂纹采用 I 型应力强度因子表示^[6]

$$K_I = \alpha\sigma\sqrt{\pi a} \quad (11)$$

式中: σ 为施加应力; a 为裂纹相关参数; a 为裂纹尺寸。

扩展时裂纹深度为

$$a_c = \frac{1}{\pi} [K_{IC}/(\alpha\sigma_{max})]^2 \quad (12)$$

当构件中裂纹深度在安全范围内, 认为裂纹不扩展, 但在循环载荷下, 塑性的累积, 导致裂纹深度由 a_0 扩展到 a_c , 发生裂纹扩展至失稳断裂。挤压后孔周围的残余应力场减小了孔构件局部加载应力, 应力强度因子幅减小, 不易达到裂纹扩展阈值, 塑

性累积至裂纹扩展阈值的过程与未挤压孔构件相比较慢,裂纹深度 a_0 扩展到 a_c 过程减缓,残余应力场的存在降低了裂纹扩展的速度,提高了扩展阶段的疲劳寿命。

2 试验验证

2.1 孔挤压强化试验

开展孔挤压强化试验,孔构件材料为 Al7050-T7451,孔构件尺寸为 $200\text{ mm} \times 40\text{ mm} \times 4\text{ mm}$,孔径为 12.35 mm ,进行 3% 挤压量的挤压强化。孔构件如图 12 所示;芯棒工作环直径为 12.73 mm ,尾部通过螺纹与拉伸设备连接。芯棒结构如图 13 所示;挤压挡块避免孔构件上表面与夹具直接接触,同时减小挤压过程中孔构件的弯曲,减小变形对孔构件疲劳寿命的影响。挤压挡块尺寸为 $40\text{ mm} \times 40\text{ mm} \times 10\text{ mm}$,孔径与孔构件一致。



图 12 孔构件
Fig.12 Hole components



图 13 挤压芯棒
Fig.13 Expansion mandrel

采用 CMT7504 微机控制电子万能试验机开展孔挤压强化试验,试验装置如图 14 所示。孔挤压夹具通过销钉与圆螺母配合固定于万能试验机上,芯棒与拉伸试验机上端采用螺纹连接,依次从闭合的芯棒放入挤压挡块和待挤压孔构件,随后插入支撑棒,最终涂抹润滑剂,通过微机控制设置拉伸试验机的运动速度为 10 mm/min ,记录挤压过程中测力仪数据。重复试验 5 次,获得多组样本。

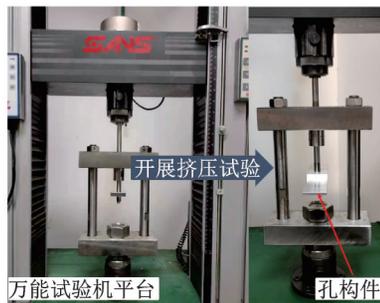


图 14 孔挤压强化试验装置
Fig.14 Hole expansion strengthening test device

2.2 孔构件疲劳试验

采用 INSTRON 电液伺服液压试验机开展未挤压、挤压后的 7050-T7451 铝合金孔构件疲劳试

验,疲劳试验装置如图 15 所示。

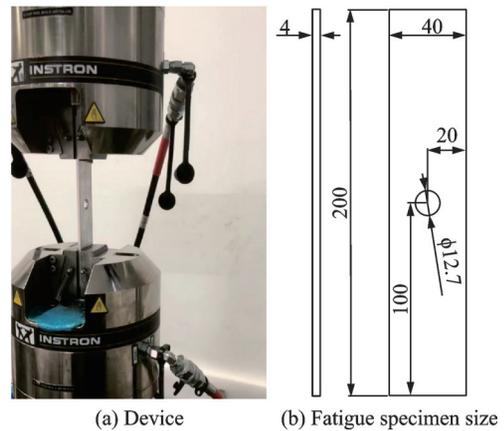


图 15 孔构件疲劳试验装置
Fig.15 Fatigue test device for hole components

将挤压后与未挤压的孔构件进行铰削加工,使孔径达到 12.7 mm 。将疲劳件上下两端用夹具夹紧,通过已测量的疲劳件危险截面宽度和厚度来计算施加的疲劳载荷。疲劳试验载荷加载方式采用正弦加载,幅值为 17.34 kN ,均值为 21.20 kN ,应力比 $R=0.1$,频率设置 20 Hz ,记录疲劳寿命。由于疲劳寿命具有分散性,每组试样进行 5 次重复试验。

3 数值模拟与试验对比

对比分析孔构件疲劳数值模拟结果与试验结果,疲劳裂纹扩展对比如图 16 所示。孔构件在疲劳载荷下,疲劳裂纹沿危险截面扩展,数值模拟裂纹扩展路径和疲劳试验裂纹扩展路径吻合良好。

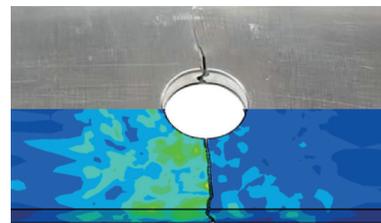


图 16 孔构件疲劳裂纹扩展数值模拟与试验对比
Fig.16 Comparison between numerical simulation and test of fatigue crack growth of hole components

未挤压孔构件与挤压后孔构件的断口形貌如图 17 和图 18 所示。对未挤压孔构件断口的挤入端、中间端和挤出端进行观察,发现未挤压孔构件在中间端存在多条疲劳源,如图 17(a)所示。图中表示断口中间端微观形貌,椭圆区域为疲劳源,疲劳源区的裂纹呈发散状,通过箭头表示多条发散状裂纹,表明受载时孔壁中间端拉应力最大。同样,对挤压后孔壁不同位置进行观测,在挤入端发现疲劳源,如图 18(a)所示。从图中可以看出,除裂纹

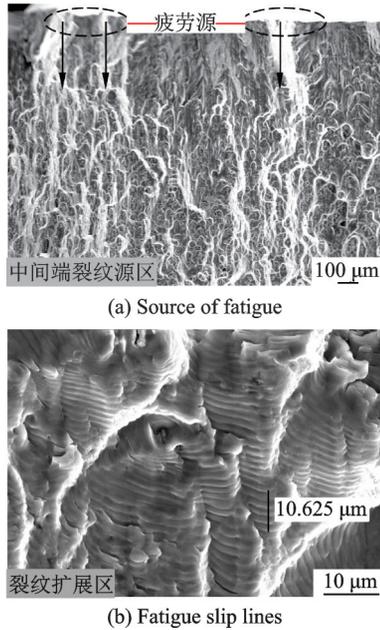


图17 未挤压孔构件疲劳断口形貌

Fig.17 Fatigue fracture morphology of unexpanded hole components

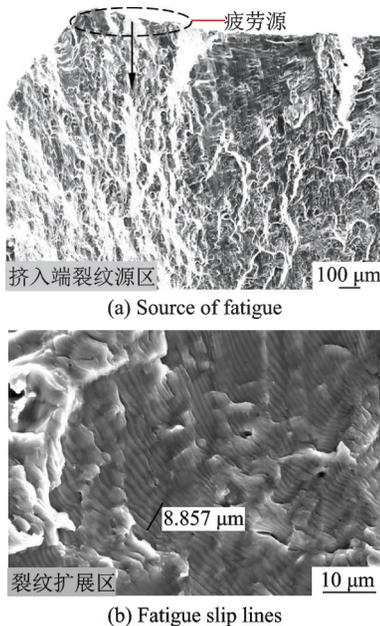


图18 挤压后孔构件疲劳断口形貌

Fig.18 Fatigue fracture morphology after expansion hole components

源位置发生变化外,裂纹源数量也减小,说明挤压强化引入的残余应力中和了一部分孔壁受载时的拉应力,同时挤入端引入的残余应力较小,破坏位置发生在挤入端,验证了孔壁受载时应力集中和裂纹萌生分析。

疲劳裂纹向材料内部扩展一定的长度会形成一条疲劳辉纹,辉纹宽度反映疲劳裂纹的扩展速度。如图17(b)和图18(b)所示,在相同位置取5条疲劳辉纹,对宽度取平均值。由疲劳辉纹宽度的变

化趋势可得,挤压后孔构件疲劳裂纹扩展速度降低,与数值模拟呈现相同趋势。

将数值模拟疲劳裂纹萌生过程载荷循环的次数和裂纹扩展过程载荷循环的次数相加,与疲劳试验的试验结果进行对比(图19)。在孔构件疲劳过程中,裂纹萌生占比较大,裂纹出现后,材料破坏不断加剧,与实际相符。根据数值模拟得到两部分疲劳寿命次数,与试验结果进行对比,挤压前后孔构件各5件,分别将5个寿命结果去掉最大值和最小值,剩余结果计算中值疲劳寿命以减小疲劳寿命分散性引起的误差。疲劳试验结果表明,3%相对挤压量的挤压强化可以提高孔构件疲劳寿命近2倍。同时从对比结果可以看出,疲劳寿命数值模拟与实际吻合较好。

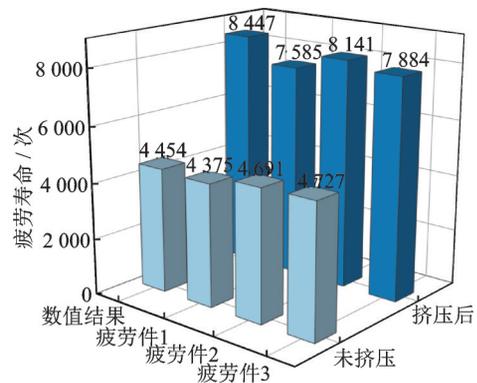


图19 孔构件疲劳寿命数值预测与试验对比

Fig.19 Comparison of numerical prediction and test of fatigue life of hole components

利用成组试验法测定具有50%可靠度的中值疲劳寿命,分析数值模型的预测误差^[29]。对每组有效试样疲劳寿命取对数,未挤压疲劳件对数疲劳寿命平均值为3.66,挤压后疲劳件对数疲劳寿命平均值为3.89,将 \bar{x} 作为正态^[30]母体平均值的估计量则有

$$\lg \hat{N}_{50} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg N_i \quad (13)$$

计算得到未挤压孔构件中值疲劳寿命为4570次,数值模拟疲劳寿命为4454次,预测误差为2.5%,单组疲劳件最大误差为5.8%;挤压后孔构件中值疲劳寿命为7762次,数值模拟疲劳寿命为8447次,预测误差为8.8%,单组疲劳件最大误差为11.4%。挤压前后7050铝合金孔构件疲劳寿命的预测结果和试验均能较好地吻合,误差值在12%以内。通过预测裂纹萌生和裂纹扩展对疲劳全寿命预测的数值模型有一定的实用性,同时可以实现疲劳过程的可视化。

4 结 论

(1)7050 铝合金孔构件疲劳数值模拟无论是裂纹扩展路径或寿命预测结果均与试验结果吻合良好,疲劳寿命预测误差在12%以内,该方法可以较为精准地预测孔构件疲劳裂纹扩展及疲劳寿命。

(2)孔构件挤压强化后孔周围引入了残余应力场,铰削加工对残余应力影响较小,孔构件在受外载荷时,残余应力场可以中和一部分载荷,降低孔壁最大拉应力。

(3)孔壁的残余应力场减小了孔构件在循环载荷下的平均应力,减缓了孔壁损伤累积的过程,降低了裂纹扩展的速度,对疲劳裂纹萌生和扩展均起到抑制作用,3%挤压量的挤压强化可以延长7050铝合金孔构件疲劳寿命近2倍。

参考文献:

- [1] 徐灏. 疲劳强度[M]. 北京: 高等教育出版社, 1988: 201-208.
XU Hao. Fatigue strength[M]. Beijing: Higher Education Press, 1988: 201-208.
- [2] LIU J, YUE Z F, LIU Y S. Surface finish of open holes on fatigue life[J]. Theoretical & Applied Fracture Mechanics, 2007, 47(1): 35-45.
- [3] 孙暄, 王珉, 许洪昌, 等. 孔的开缝衬套冷挤压强化技术[J]. 机械制造, 1998(1): 22-24.
SUN Xuan, WANG Min, XU Hongchang, et al. Split sleeve hole cold expansion technique[J]. Manufacture Process, 1998(1): 22-24.
- [4] 王燕礼, 朱有利, 曹强, 等. 孔挤压强化技术研究进展与展望[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 6-22.
WANG Yanli, ZHU Youli, CAO Qiang, et al. Research progress and prospect of pore extrusion strengthening technology[J]. Journal of Aeronautical Research, 2018, 39(2): 6-22.
- [5] 秦大同, 谢里阳. 疲劳强度与可靠性设计[M]. 北京: 化学工业出版社, 2013: 139-142.
QIN Datong, XIE Liyang. Fatigue strength and reliability design[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2013: 139-142.
- [6] GIZIN M H, KHAFRI M A. Cold work simulation of hole expansion process and its effect on crack closure[J]. Iranian Journal of Materials Forming, 2014(1): 11-23.
- [7] LAPALME M, HOSEINI M, BOCHER P, et al. Realistic cold expansion finite element model and experimental validations for aluminium alloys[J]. Experimental Mechanics, 2014, 54(5): 841-855.
- [8] PASTA S. Residual stresses induced by cold expansion of adjacent and cut-out holes[J]. Experimental Mechanics, 2013, 53(5): 841-848.
- [9] WANG Y L, ZHU Y L, HOU S, et al. Investigation on fatigue performance of cold expansion holes of 6061-T6 aluminum alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 95(2): 216-228.
- [10] HUANG H, ZHAO Q Y, LIU F L. Effect of strengthened hole on the fatigue life of 2024-T3 aluminum alloy[C]//Proceedings of International Committee on Aeronautical Fatigue. Cham, Switzerland: Springer, 2019: 600-605.
- [11] MOSTEFA B, ABDELKRIM A, ALI B, et al. Effect of hardening induced by cold expansion on damage fatigue accumulation and life assessment of aluminum alloy 6082-T6[J]. Materials Research, 2012, 15(6): 981-985.
- [12] 葛恩德, 傅玉灿, 苏宏华, 等. TC21钛合金板孔冷挤压残余应力与疲劳性能研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2016, 45(5): 1189-1195.
GE Ende, FU Yucan, SU Honghua, et al. Study on residual stress and fatigue properties of cold extrusion of TC21 titanium alloy plate hole[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2016, 45(5): 1189-1195.
- [13] WANG Y L, ZHU Y L, CAI Z H. Effect of ultrasonic impact treatment on the fatigue performance of cold expanded AA6061-T6 hole[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2020, 29(1): 691-698.
- [14] 姜廷宇, 王洋, 王鹏, 等. TB6钛合金孔二次挤压残余应力及疲劳寿命仿真研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(9): 77-84.
JIANG Tingyu, WANG Yang, WANG Peng, et al. Simulation study on residual stress and fatigue life of secondary extrusion of TB6 titanium alloy hole[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2021, 64(9): 77-84.
- [15] 刘怀举, 张博宇, 朱才朝, 等. 齿轮接触疲劳理论研究进展[J]. 机械工程学报, 2022, 58(3): 95-120.
LIU Huaiju, ZHANG Boyu, ZHU Caichao, et al. Research progress on gear contact fatigue theory[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2022, 58(3): 95-120.
- [16] 王英玉, 董星亮, 龚帅, 等. 塑性区对增材制造316L多轴缺口疲劳影响研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(1): 140-149.
WANG Yingyu, DONG Xingliang, GONG Shuai, et al. Research on the effect of plastic zone on multi-axial notch fatigue of additive manufacturing 316L[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 54(1): 140-149.
- [17] AZADEH H, HOSSEINI T P. Thermal load effects on fatigue life of a cracked railway wheel[J]. Latin American Journal of Solids & Structures, 2015, 12(6): 1144-1157.

- [18] SRIVASTAVA J P, SARKAR P K, MEESALA V R K, et al. Rolling contact fatigue life of rail for different slip conditions[J]. *Latin American Journal of Solids and Structures*, 2017, 14(12): 2243-2264.
- [19] LIU H J, LIU H L, ZHU C C, et al. Tribological behavior of coated spur gear pairs with tooth surface roughness[J]. *Friction*, 2019, 7(2): 117-128.
- [20] 杨夏炜, 彭冲, 马铁军, 等. 高温合金线性摩擦焊接头疲劳裂纹扩展有限元分析[J]. *航空学报*, 2022, 43(2): 102-116.
YANG Xiawei, PENG Chong, MA Tiejun, et al. Finite element analysis of fatigue crack propagation of linear friction welding head of superalloy[J]. *Acta Aeronautica Sinica*, 2022, 43(2): 102-116.
- [21] 陈龙, 黄天立, 周浩. 基于比例型Paris公式和逆高斯过程的金属疲劳裂纹扩展随机模型[J]. *工程力学*, 2021, 38(10): 238-247.
CHEN Long, HUANG Tianli, ZHOU Hao. Metal fatigue crack propagation stochastic model based on proportional Paris formula and inverse gaussian process [J]. *Engineering Mechanics*, 2021, 38(10): 238-247.
- [22] WEI Y, JIANG Y. Fatigue fracture analysis of gear teeth using XFEM[J]. *Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2019, 29(10): 2099-2108.
- [23] RAHMAN S. Total fatigue lives, crack growth paths and cycles in cold expanded adjacent holes[J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 113(8): 69-77.
- [24] MOHAN S K, RAVI V K. Simplified method to predict fatigue crack growth life by combining finite element method and willenborg's model[C]//*Proceedings of Emerging Trends in Mechanical Engineering 2018*. New York, USA: AIP Publishing, 2019: 1-7.
- [25] 葛恩德, 苏宏华, 程远庆, 等. TC4板孔冷挤压强化残余应力分布与疲劳寿命[J]. *中国机械工程*, 2015, 26(7): 971-976.
GE Ende, SU Honghua, CHENG Yuanqing, et al. Residual stress distribution and fatigue life of TC4 plate bore reinforced by cold extrusion[J]. *China Mechanical Engineering*, 2015, 26(7): 971-976.
- [26] 刘文光, 陈国平. 轴向共振控制的结构疲劳裂纹扩展分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(3): 298-302.
LIU Wenguang, CHEN Guoping. Analysis of fatigue crack propagation of structure controlled by axial resonance[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(3): 298-302.
- [27] 何龙龙, 刘志芳, 顾俊杰, 等. 基于XFEM的疲劳裂纹扩展路径和寿命预测[J]. *西北工业大学学报*, 2019, 37(4): 737-743.
HE Longlong, LIU Zhifang, GU Junjie, et al. Fatigue crack propagation path and life prediction based on XFEM[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2019, 37(4): 737-743.
- [28] 丁传富, 赵振业, 宋德玉. 孔挤压强化对两种超高强度钢疲劳裂纹起始与扩展寿命的影响[J]. *航空学报*, 1994, 15(8): 960-967.
DING Chuanfu, ZHAO Zhenye, SONG Deyu. Effects of hole extrusion strengthening on the initiation and extension life of fatigue cracks of two ultra-high strength steels[J]. *Journal of Aeronautical Sciences*, 1994, 15(8): 960-967.
- [29] 谢金标, 姚卫星. 基于光滑件的缺口件疲劳强度分散性估算方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(3): 322-326.
XIE Jimbiao, YAO Weixing. Estimation of fatigue strength scatter of notched specimen based on smooth specimen[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(3): 322-326.
- [30] 郭盛杰, 姚卫星. 结构元件疲劳可靠性估算的剩余寿命模型[J]. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(1): 25-29.
GUO Shengjie, YAO Weixing. Reliability model for structural elements based on fatigue residual life[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003, 35(1): 25-29.

(编辑: 胥橙庭)