芯棒直接孔挤压强化 7050 铝合金疲劳性能研究

刘　飞，苏宏华，梁勇楠，徐九华，丁文锋，吴帮福，尚修栋

(南京航空航天大学 机电学院，江苏 南京 210016)

摘　要：为了探究实心芯棒、开缝芯棒 2 种芯棒直接孔挤压强化方法对 7050 铝合金疲劳性能的影响，建立了芯棒直接孔挤压强化 7050 铝合金三维有限元仿真模型，开展了芯棒直接孔挤压强化试验，对比分析了未挤压强化、芯棒直接孔挤压强化试样的孔壁应力、疲劳性能。结果表明：芯棒直接孔挤压强化试样铰削加工前后，孔壁最大残余压应力差值小于 20 MPa；芯棒直接孔挤压强化后试样孔壁形成的残余压应力能够抵消部分受载过程中产生的拉应力；实心芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命是未挤压强化试样的 1.46 倍，开缝芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命是未挤压强化试样的 1.52 倍；芯棒直接孔挤压强化减小了疲劳源数量，缩小了疲劳裂纹扩展区的疲劳辉纹间距，提高了试样的疲劳寿命。

关键词：实心芯棒；开缝芯棒；芯棒直接孔挤压强化；7050 铝合金；疲劳性能

中图法分类号：TG146.21; TG376.3　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1002-185X(2023)09-3116-10

飞机结构中多数零件通过在装配孔中安装紧固件进行连接，由于装配孔的存在使材料不连续，受到外加交变载荷作用时，装配孔孔边易于产生应力集中，萌生疲劳裂纹、增大疲劳裂纹扩展速率，易于发生疲劳损伤，严重影响飞机的安全性能和服役寿命[1-4]。因此，需要提高带孔试样的疲劳强度，延缓疲劳裂纹萌生，降低疲劳裂纹扩展速率。现有的抗疲劳强化技术包括喷丸[5]、激光冲击强化[6]、孔挤压强化[7-10]等，用于提高试样的疲劳性能。其中，孔挤压强化技术具有结构简单、操作方便、效果显著等特点，在航空领域已得到广泛应用[11-15]。

芯棒直接孔挤压强化是孔挤压强化技术中简单有效的工艺之一，孔挤压强化过程中挤压芯棒与试样孔壁直接接触，挤压量全部作用于孔壁，孔挤压强化后孔壁形成有益的残余压应力[16-18]，通过开展疲劳试验，孔挤压强化试样的疲劳寿命大于未挤压强化试样，表明芯棒直接孔挤压强化工艺能够提高试样的疲劳寿命[19-21]。

芯棒直接孔挤压强化分为实心芯棒孔挤压强化、开缝芯棒孔挤压强化，国内外学者主要对实心芯棒挤压强化进行研究，然而实心芯棒工作环直径大于试样初孔直径，导致实心芯棒不能从芯棒工作环部位（前锥段、工作环、后锥段）穿过试样，采用实心芯棒对试样进行孔挤压强化存在局限性。本研究提出的开缝芯棒孔挤压强化工艺，能够解决实心芯棒孔挤压强化存在的问题，但相同孔挤压强化条件下，实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化对 7050 铝合金疲劳性能的影响不清楚。为此，本工作研究芯棒直接孔挤压强化工艺，建立相同孔挤压强化条件的实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化 7050 铝合金三维有限元仿真分析模型，探究孔挤压强化方法、铰削加工对试样孔壁残余应力的影响，分析受载试样孔壁应力分布，开展芯棒直接孔挤压强化 7050 铝合金试验，对比分析实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化后孔壁应力和疲劳性能（疲劳寿命、断口形貌），旨在探明实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化对 7050 铝合金疲劳性能的影响。

1　芯棒直接孔挤压强化工艺

实心芯棒孔挤压强化过程，如图 1 所示。实心芯棒的工作环直径大于试样初孔直径，导致实心芯棒不能从芯棒工作环部位穿过试样，而实心芯棒连接段直径小于试样初孔直径，从实心芯棒连接段安装试样（图 1a），将试样放置于实心芯棒导向段（图 1b），完成试样安装。匀速拉出实心芯棒，孔壁材料受到挤压力作用发生弹塑性变形，实现试样孔挤压强化。

开缝芯棒孔挤压强化过程，如图 2 所示。开缝芯棒的工作环直径大于试样初孔直径，但开缝芯棒工作环部位存在开缝，试样孔挤压强化前，对开缝芯棒工作环部位施加力，开缝芯棒工作环部位的开缝发生收

收稿日期：2022-09-02

基金项目：国家自然科学基金创新研究群体（51921003）；国家商用飞机制造工程技术研究中心创新基金（COMAC-SFGS-607）；江苏省科研与实践创新计划（KYCX21_0196）

作者简介：刘　飞，男，1989 年生，博士生，南京航空航天大学机电学院，江苏 南京 210016，电话：025-84890644，E-mail: liufei07104517@163.com

缩，使开缝芯棒工作环直径小于试样初孔直径，开缝芯棒能够从芯棒工作环部位穿过试样（图 2a），且开缝芯棒工作环不对试样孔壁进行挤压强化，试样放置于开缝芯棒导向段（图 2b）。随后，在开缝芯棒中插入支撑棒（图 2c），开缝芯棒工作环无法收缩，匀速拉出插入支撑棒的开缝芯棒，试样完成孔挤压强化。

2　芯棒直接孔挤压强化有限元模型

芯棒直接孔挤压强化三维有限元仿真模型中试样尺寸为：200 mm×40 mm×4 mm，初孔直径为 12.36 mm，相对挤压量为 3%，实心芯棒和开缝芯棒的工作环直径为 12.73 mm，开缝芯棒的开缝数量为 4、开缝宽度为 1.6 mm。实心芯棒、开缝芯棒、试样材料的力学性能参数，如表 1 所示。芯棒直接孔挤压强化过程中实心芯棒和开缝芯棒工作环部位变形小，有限元模型中将其设置为离散刚体。利用 ABAQUS 中的 C3D8R 六面体缩减积分单元对试样、支撑棒、实心芯棒、开缝芯棒划分网格，芯棒直接孔挤压强化三维有限元仿真模型及网格划分，如图 3 所示。试样 4 个侧面施加固定约束，孔壁附近不设置约束，实心芯棒和开缝芯棒施加 Z 方向的位移，设置实心芯棒和开缝芯棒与试样孔壁之间的摩擦系数为 0.1。

3　实　验

芯棒直接孔挤压强化的试验材料为 7050 铝合金，其力学性能见表 1，其化学成分见表 2。试样按照图 4a 进行加工，7050 铝合金试样，如图 4b 所示。

采用芯棒直接孔挤压强化方法对 7050 铝合金试样进行试验（图 5），试验中试样分为 3 组：一组为未挤压强化试样；一组为实心芯棒孔挤压强化试样；一

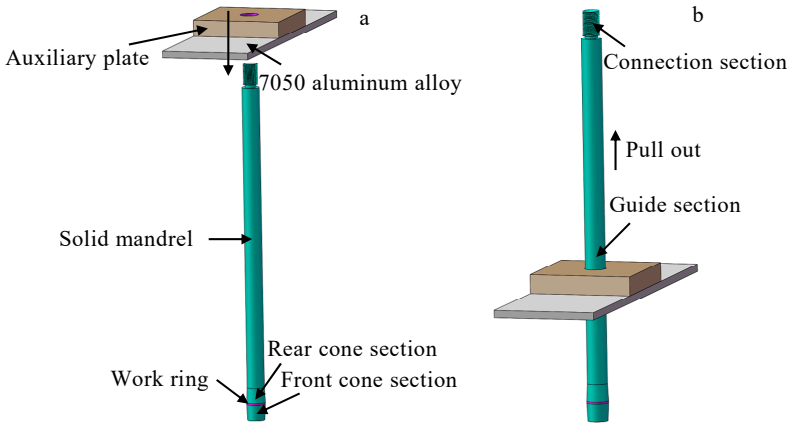

图 1　实心芯棒孔挤压强化过程

Fig.1　Hole expansion strengthening process of solid mandrel: (a) mounting specimen and (b) specimen placed in the solid mandrel guide section

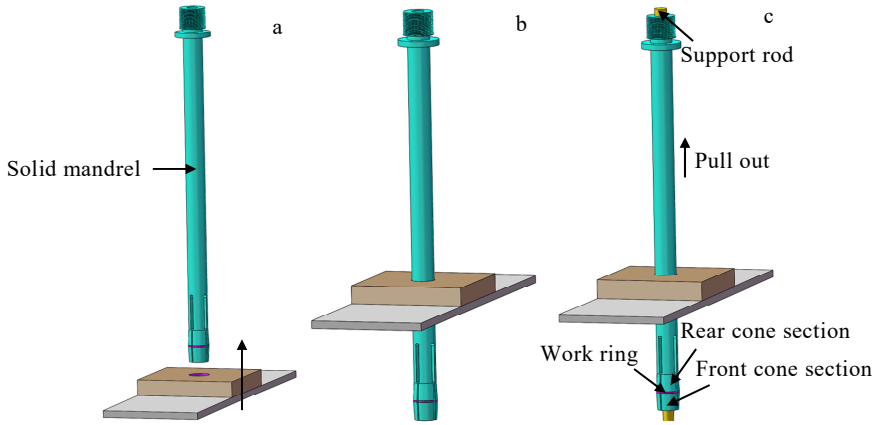

图 2　开缝芯棒孔挤压强化过程

Fig.2　Hole expansion strengthening process of split mandrel: (a) mounting specimen, (b) specimen placed in the split mandrel guide section, and (c) mounting support rod

表 1　7075 铝合金力学性能参数

Table 1　Mechanical properties of 7075 aluminum alloy

Type	Material	Young's modules, E/GPa	Poisson's ration, μ	Yield strength, σ_y/MPa	Ultimate strength, σ_b/MPa	Elongation, δ/%
Solid mandrel	W6Mo5Cr4V2	218	0.13	-	3500	-
Split mandrel	W6Mo5Cr4V2	218	0.13	-	3500	-
7050 aluminum alloy	7050-T7451	70.3	0.33	455	510	10

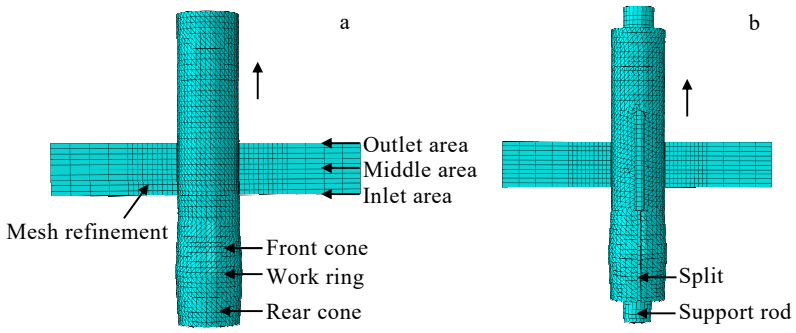

图 3　芯棒直接孔挤压强化三维有限元仿真模型及网格划分

Fig.3　Three-dimensional finite element simulation model and meshing of mandrel direct hole expansion strengthening: (a) solid mandrel and (b) split mandrel

表 2　7050 铝合金化学成分

Table 2　Chemical composition of 7050 aluminum alloy (ω/%)

Mg	Zn	Cu	Fe	Si	Ti	Cr	Zr	Mn	Al
1.9-2.6	5.7-6.7	2.0-2.6	0.15	0.12	0.06	0.04	0.08-0.15	0.1	Bal.

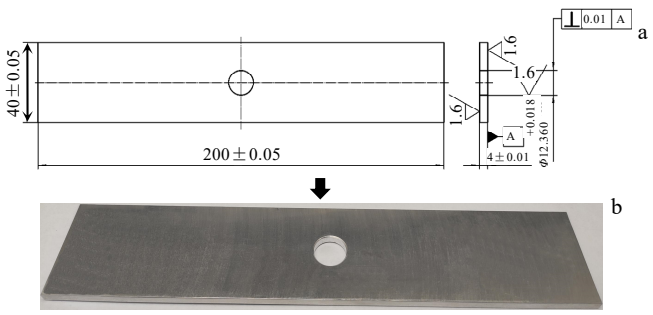

图 4　7050 铝合金试样

Fig.4　7050 aluminum alloy specimen: (a) two dimensional drawing and (b) physical object

组为开缝芯棒孔挤压强化试样，每组 5 个试样。芯棒直接孔挤压强化前，采用超声波清洗机清洗 7050 铝合金试样、实心芯棒和开缝芯棒，放置在干燥箱中干燥。在试样孔壁，实心芯棒和开缝芯棒的前锥段、工作环、后锥段等位置涂抹一层 MoS_2 干膜润滑剂。采用 CMT7504 微机控制电子万能试验机，开展实心芯棒孔挤压强化 7050 铝合金试验（图 5a）和开缝数量为 4、开缝宽度为 1.6 mm 的开缝芯棒孔挤压强化 7050 铝合金试验（图 5b）。芯棒直接孔挤压强化过程中，挤压速度为 10 mm/min。

在立式铣床上使用 6 刃直齿铰刀，转速为 100 r/min，进给量为 0.15 mm/r，对芯棒直接孔挤压强化后的试样进行铰削加工。

采用μ-X360s 型 X 射线残余应力分析仪，测量芯棒直接孔挤压强化后试样孔壁挤入端的残余应力分布，测试条件为 Cu Kα靶材。为了防止光斑距试样孔壁较近引起部分光线脱离试样，测量点选取距孔壁 1 mm，沿测量方向选取 5 个点，点与点之间的距离为 1 mm（图 6）。

采用 SAMST 电液伺服液压试验机，设置应力水平为 0.7σ_b，应力比为 0.1，频率为 20 Hz，加载方式为轴向恒幅正弦波加载，在室温条件下开展实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化试样的疲劳试验。记录疲劳试样断裂时的应力循环次数，即疲劳寿命。由于疲劳寿命存在分散性，为了减小分散性对 7050 铝合金疲劳性能的影响，相同试验条件下实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化试样的疲劳试验进行 5 次重复试验。采用航空工业部标准-材料疲劳试验统计分析方法（HB/Z112-1986），计算试样的中值疲劳寿命估计量 $\hat{N}_{50}$。运用台

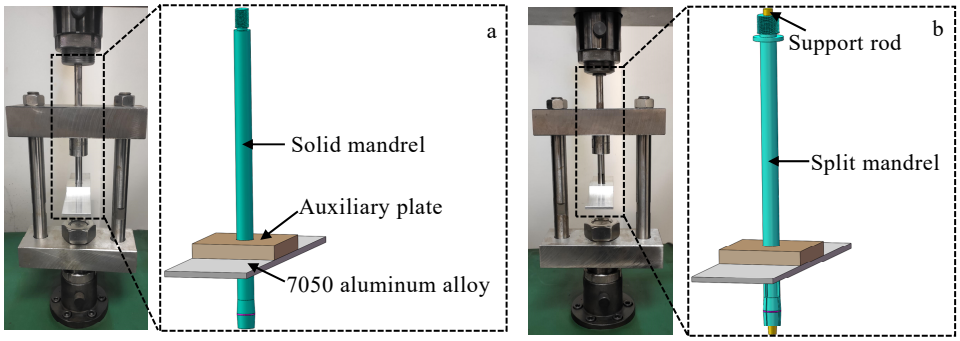

图 5　芯棒直接孔挤压强化试验

Fig.5　Direct hole expansion strengthening test for mandrel: (a) solid mandrel and (b) split mandrel

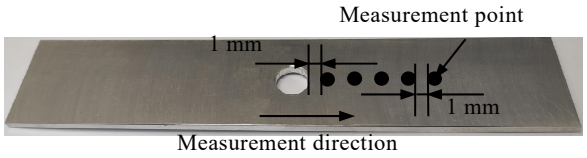

图 6　残余应力测量点

Fig.6　Residual stress measurement point

式扫描电子显微镜，观察未挤压强化、芯棒直接孔挤压强化疲劳试样的断口形貌。

4　结果与讨论

4.1　仿真结果验证

芯棒直接孔挤压强化过程中，挤压芯棒与试样孔壁直接接触，孔壁受到挤压力作用发生弹塑性变形，挤压强化后孔壁形成沿试样孔壁径向、轴向、切向等 3 个方向的残余应力，试样承受交变载荷作用下，孔壁切向残余应力对试样疲劳性能影响最大。因此，本研究针对芯棒直接挤压强化后试样孔壁挤入端、中间层、挤出端等位置切向方向的残余应力进行研究，即 S_{11} 方向。

为了验证建立的芯棒直接孔挤压强化三维有限元仿真模型准确可靠，选取开缝芯棒孔挤压强化后的试样，采用μ-X360s 型 X 射线残余应力分析仪，测量芯棒直接孔挤压强化试样孔壁挤入端残余应力，将试验数据与有限元仿真结果进行比较。残余应力对比结果，如图 7 所示。测量试样孔壁残余应力时，按照试验方法描述选取测量点。对比分析孔壁残余应力的试验数据与仿真结果，发现 2 种形式获得的残余应力变化趋势相似，试验数据与仿真结果的最大误差小于 15%，说明建立的芯棒直接孔挤压强化三维有限元仿真模型具有较好的仿真精度。

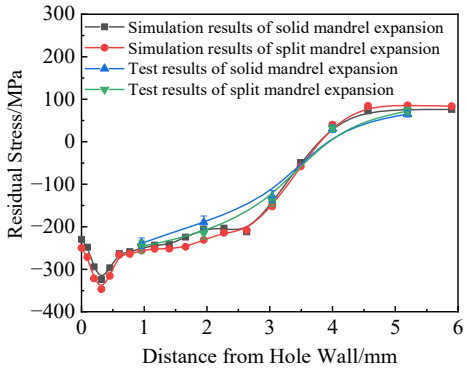

图 7　芯棒直接孔挤压强化试样孔壁挤入端残余应力仿真结果与试验数据对比

Fig.7　Comparison between simulation results and test results of residual stress at the inlet area of the hole wall of mandrel direct hole expansion strengthened specimen

4.2　孔壁应力

4.2.1　*残余应力*

芯棒直接孔挤压强化试样孔壁残余应力分布云图，如图 8 所示。提取试样挤入端、中间层、挤出端等位置（图 3）的残余应力，芯棒直接孔挤压强化后孔壁残余应力分布规律，如图 9 所示。

芯棒直接孔挤压强化后，孔壁形成一定深度的残余压应力（图 8）；开缝芯棒孔挤压强化后，孔壁形成凸脊（图 8b）；随着距孔壁距离的逐渐增加，试样孔壁挤入端、中间层、挤出端等位置残余应力呈现相似的变化规律（图 9）。试样孔壁挤入端，实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化后的最大残余压应力为 323.9、338.6 MPa（图 9a）；试样孔壁中间层，实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化后的最大残余压应力为 371.9、402.7 MPa（图 9b）；试样孔壁挤出端，实心芯棒、开

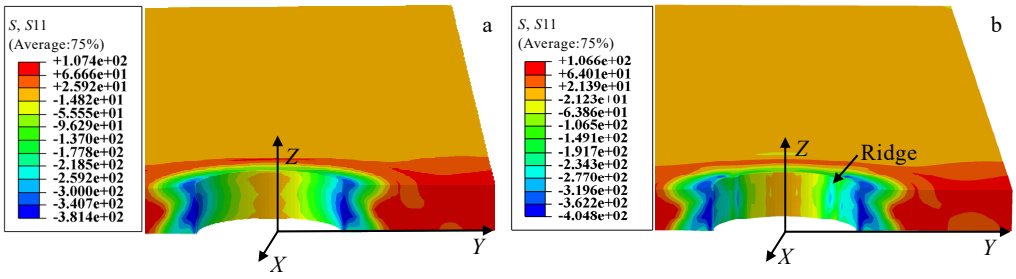

图 8　芯棒直接孔挤压强化后孔壁残余应力分布云图

Fig.8　Cloud diagrams of residual stress distribution in hole wall after direct hole expansion strengthening of mandrel: (a) solid mandrel and (b) split mandrel

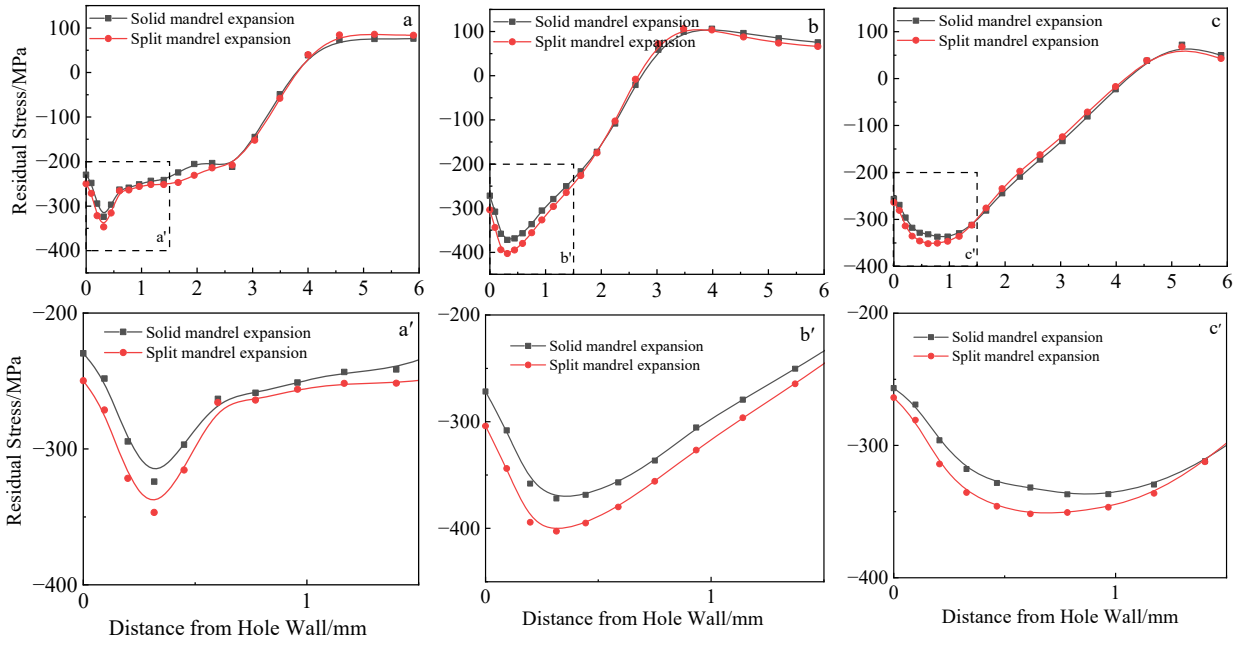

图 9　芯棒直接孔挤压强化后孔壁残余应力分布规律

Fig.9　Distributions of residual stress in the hole wall after direct hole expansion strengthening of mandrel: (a, a′) inlet area, (b, b′) middle area, and (c, c′) outlet area

缝芯棒孔挤压强化后的最大残余压应力为 346.7、351.7 MPa（图 9c）。试样孔壁挤入端、挤出端不受约束为自由端，孔壁中间层受到挤入端、挤出端的约束，中间层受到径向方向的挤压力大于挤入端、挤出端，引起孔壁中间层形成的最大残余压应力大于挤入端、挤出端；挤压芯棒沿试样孔壁轴向方向运动过程中，孔壁材料发生轴向方向的金属流动，减小了挤入端的实际挤压效应，增加了挤出端的孔壁材料塑性变形，引起孔壁挤出端形成的最大残余压应力大于挤入端。实心芯棒孔挤压强化过程中，孔壁材料发生 2 个方向的金属流动，沿试样孔壁径向、沿试样孔壁轴向；开缝芯棒孔挤压强化过程中，孔壁材料发生 3 个方向的金属流动，沿试样孔壁径向、沿试样孔壁轴向、沿挤压芯棒开缝方向，相同的孔挤压强化条件下，实心芯棒孔挤压强化过程中孔壁材料沿试样孔壁轴向方向的流动程度大，导致孔壁材料径向方向的流动程度小，孔壁径向方向的塑性变形小，引起实心芯棒孔挤压强化后孔壁残余压应力小于开缝芯棒。

由于开缝芯棒工作环部位存在开缝，芯棒直接孔挤压强化后孔壁形成凸脊，影响孔壁表面质量；芯棒直接孔挤压强化过程中，孔壁挤入端、中间层、挤出端等位置承受的挤压力不同，导致挤压强化后试样孔壁形状不均匀；挤压芯棒加工过程中存在加工误差，导致芯棒直接孔挤压强化后试样孔径小于终孔直径。

因此，开缝芯棒孔挤压强化后需要进行铰削加工。采用生死单元对芯棒直接孔挤压强化后的试样进行逐层失效，重新计算挤压强化后试样孔壁应力，模拟芯棒直接孔挤压强化后试样铰削加工过程。铰削加工后孔壁残余应力分布云图，如图 10 所示；铰削加工前后孔壁残余应力分布规律，如图 11 所示；铰削加工前后孔壁不同位置的最大残余应力，如图 12 所示。

铰削加工去除了开缝芯棒孔挤压强化后孔壁形成的凸脊（图 10b）、使挤压强化后的孔壁形状均匀、使孔挤压强化后试样的孔径达到终孔直径，铰削加工后孔壁仍然存在残余压应力场（图 10）。随着距孔壁距离的逐渐增加，铰削加工前后，孔壁挤入端、中间层、挤出端等位置残余应力变化规律相一致（图 11）。对芯棒直接孔挤压强化后的试样进行铰削加工，试样孔壁挤入端，实心芯棒铰削加工后孔壁最大残余压应力为 317.4 MPa，开缝芯棒铰削加工后孔壁最大残余压应力为 327.9 MPa。铰削加工前后试样孔壁相同位置最大残余压应力差值小于 20 MPa（图 12）。铰削加工过程中，铰削量小，铰削加工前后孔壁残余应力未发生显著变化。因此，可以忽略铰削加工对孔壁残余应力的影响。

4.2.2　受载试样孔壁应力

芯棒直接孔挤压强化后试样孔壁形成有益的残余压应力场，能够抵消部分外加交变载荷产生的拉应力。为了探究未挤压强化、芯棒直接孔挤压强化受载试样孔壁应力分布状况，对铰削加工后的试样模型一端施加固定约束，一端施加 $0.7\sigma_b$ 拉伸均布载荷，模拟疲劳寿命测试中试样轴向加载。未挤压强化、芯棒直接孔挤压强化受载试样孔壁危险截面的应力分布云图，如图 13 所示；受载试样孔壁危险截面的应力分布规律，如图 14 所示；未挤压强化、孔挤压强化受载试样孔壁最大应力，如图 15 所示。

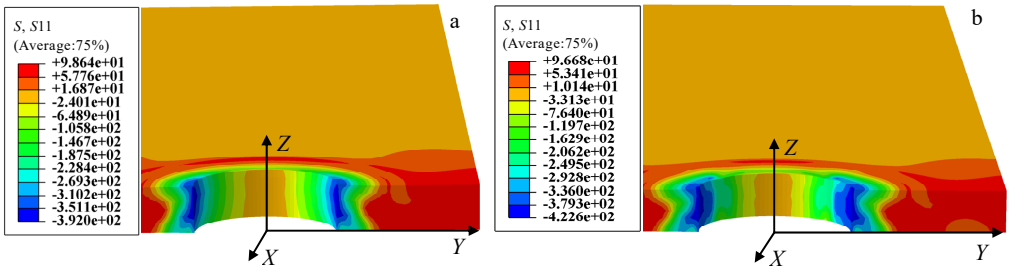

图 10　铰削加工后孔壁残余应力分布云图

Fig.10　Cloud diagram of residual stress distribution in hole wall after ream machining: (a) solid mandrel and (b) split mandrel

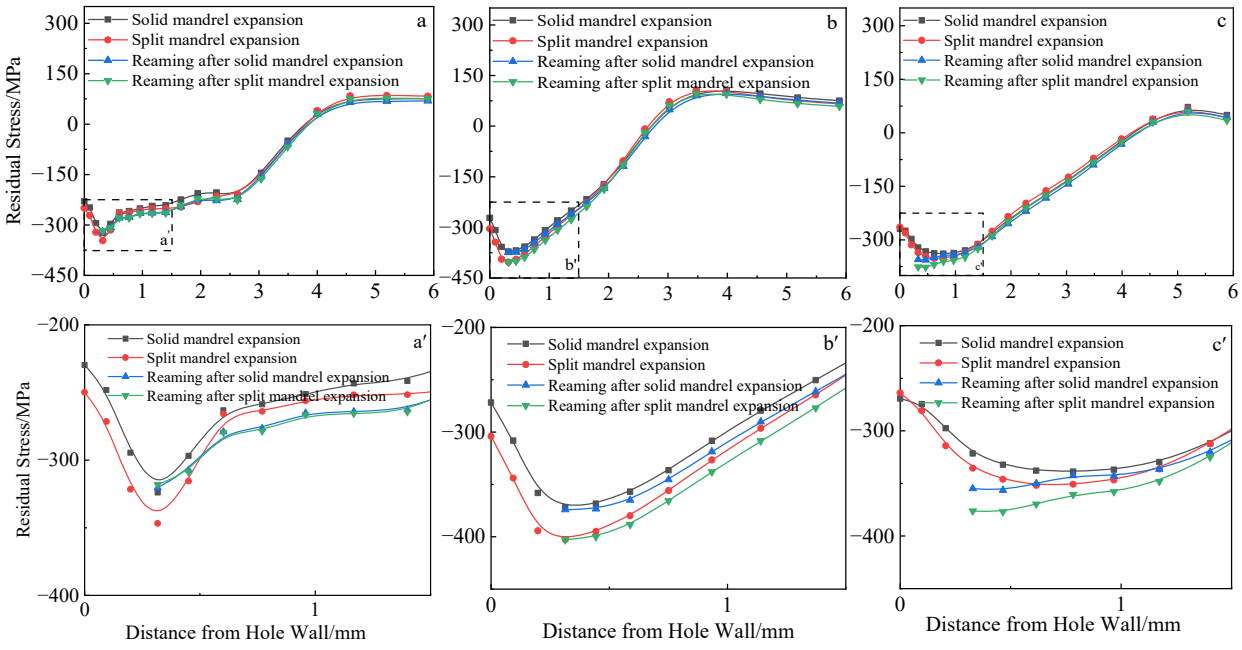

图 11　铰削加工前后孔壁残余应力分布

Fig.11　Distributions of residual stress in hole wall before and after ream machining: (a, a′) inlet area, (b, b′) middle area, and (c, c′) outlet area

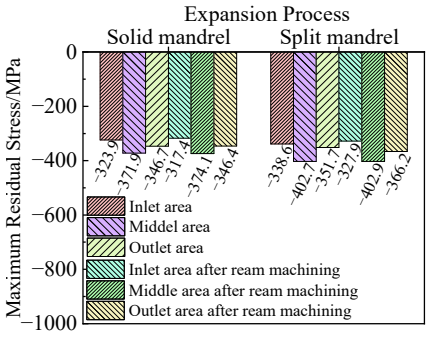

图 12　铰削加工前后孔壁最大残余应力

Fig.12　Maximum residual stress of hole wall before and after ream machining

未挤压强化受载试样孔壁最大应力大于芯棒直接孔挤压强化（图 13）；随着距孔壁距离的逐渐增大，未挤压、实心芯棒挤压、开缝芯棒挤压等试样孔壁挤入端、中间层、挤出端应力呈现相似的变化趋势（图 14）；未挤压强化试样孔壁挤入端最大应力为 486.9 MPa，中间层最大应力为 497.2 MPa，挤出端最大应力为 486.5 MPa（图 14），对于未挤压强化试样，孔壁中间层应力大，疲劳裂纹一般先从试样孔壁中间层萌生[22]。芯棒直接孔挤压强化试样孔壁挤入端，实心芯棒孔挤压强化后孔壁最大应力为 383.8 MPa，开缝芯棒孔挤压强化后孔壁最大应力为 368.7 MPa，开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁最大应力小于实心芯棒（图 15）。相同孔挤压强化方法，试样孔壁挤入端的最大应力大于中间层、挤出端（图 13、图 15）。

芯棒直接孔挤压强化后孔壁形成残余压应力，开缝芯棒孔挤压强化后的最大残余压应力大于实心芯棒（图 12），试样受载后孔壁形成的残余压应力能够抵消部分外加交变载荷产生的拉应力，降低孔壁最大应力，则芯棒直接孔挤压强化试样孔壁最大应力小于未挤压强化试样，开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁最大应力小于实心芯棒（图 15）。芯棒直接孔挤压强化后，试样孔壁挤入端形成的残余压应力小于中间层、挤出端，受载试样孔壁挤入端最大应力大于中间层、挤出端，挤入端应力集中显著，试样疲劳裂纹一般先从孔壁挤入端萌生[23-24]。

4.3　疲劳性能

4.3.1　疲劳寿命

未挤压强化试样、芯棒直接孔挤压强化试样的疲劳寿命，如图 16 所示。

未挤压强化试样的中值疲劳寿命为 4906 周次，实心芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命为 7168 周次，开缝芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命为 7437 周次，开缝芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命＞实心芯棒孔挤

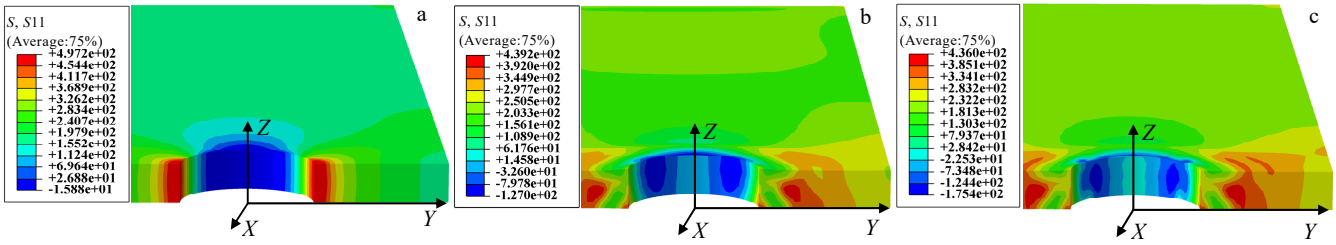

图 13　受载试样孔壁应力分布云图

Fig.13　Cloud diagrams of stress distribution in bore wall of loaded specimen: (a) no expansion strengthening, (b) hole expansion strengthening of solid mandrel, and (c) hole expansion strengthening of split mandrel

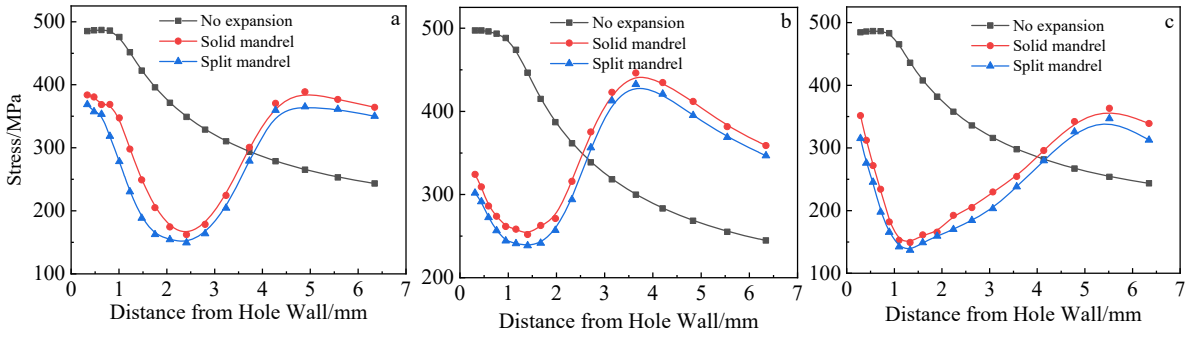

图 14　受载试样孔壁应力分布规律

Fig.14　Distributions of stress distribution in bore wall of loaded specimen: (a) inlet area, (b) middle area, and (c) outlet area

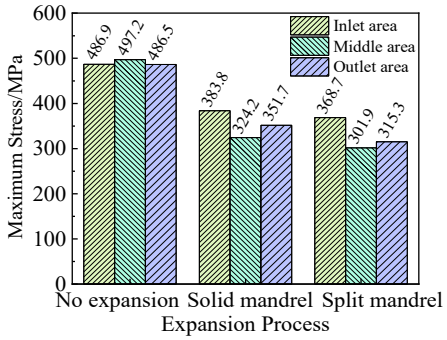

图 15　受载试样孔壁最大应力

Fig.15　Maximum stress of bore wall of loaded specimen

压强化试样的中值疲劳寿命＞未挤压强化试样的中值疲劳寿命（图 16）；实心芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命是未挤压强化试样的 1.46 倍，开缝芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命是未挤压强化试样的 1.52 倍；开缝芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命大于实心芯棒孔挤压强化。

芯棒直接孔挤压强化后，试样孔壁形成了有益的残余压应力（图 9），能够抵消拉伸载荷产生的拉应力（图 14），减小了孔壁应力集中，延缓了疲劳裂纹萌生，降低了疲劳裂纹扩展速率，引起芯棒直接孔挤压强化后试样的疲劳寿命大于未挤压强化。

4.3.2　断口形貌

图 17 为芯棒直接孔挤压强化后疲劳试样的断口宏观形貌。图 18 为疲劳试样断口微观形貌。

疲劳试样宏观断口形貌主要由疲劳源区、疲劳裂纹扩展区、瞬断区组成（图 17），开缝芯棒孔挤压强化试样的疲劳裂纹扩展区＞实心芯棒孔挤压强化试样的疲劳裂纹扩展区＞未挤压强化试样的疲劳裂纹扩展区（图 17）。通过统计不同挤压强化方法的 5 件疲劳试样，未挤压强化试样的疲劳源数量为 4～5 个，呈现多源特征，疲劳源在孔壁中间层区域[11,22]（图 18）；实心芯棒孔挤压强化试样的疲劳源数量为 2 个，疲劳源分布在孔壁挤入端、挤出端（图 18）；开缝芯棒孔挤压强化试样的疲劳源数量为 1 个，疲劳源分布在孔壁挤入端（图 18），芯棒直接孔挤压强化试样的疲劳源数量小于未挤压强化试样。未挤压强化受载试样孔壁中间层最大应力大（图 15），局部应力集中严重，导致疲劳源出现在孔壁中间层且具有多个疲劳源（图 18）。芯棒直接孔挤压强化受载试样孔壁挤入端最大应力大（图 15），局部应力集中严重，引起疲劳源出现在孔壁挤入端；实心芯棒孔挤压强化过程中，孔壁材料沿试样孔壁轴向方向的金属流动程度大，挤压强化后孔壁挤出端产生的金属堆积大，引起出端产生应力集中，导致疲劳源出现在挤出端，因此，实心芯棒孔挤压强化后孔壁疲劳源分布在挤入端、挤出端。

试样疲劳裂纹扩展区有明显的疲劳辉纹，疲劳辉纹间距表示循环扩展的距离，疲劳辉纹间距与疲劳寿命密切相关[11]。测量距孔壁相同位置处未挤压强化、芯棒直接孔挤压强化试样的疲劳辉纹间距，每种条件下分别测量 3 处，将测量结果取平均值，作为该试样的疲劳辉纹间距。未挤压强化试样的疲劳辉纹间距为 2.900 μm，实心芯棒孔挤压强化试样的疲劳辉纹间距为 2.154 μm，开缝芯棒孔挤压强化试样的疲劳辉纹间距为 1.930 μm（图 18），芯棒直接孔挤压强化试样的疲劳辉纹间距小于未挤压强化试样。疲劳辉纹间距越大，疲劳试样加载过程中循环扩展的距离越大，增加了疲劳试样加载过程中疲劳裂纹扩展的速率，加快了疲劳试样失效，导致试样的疲劳寿命缩短。

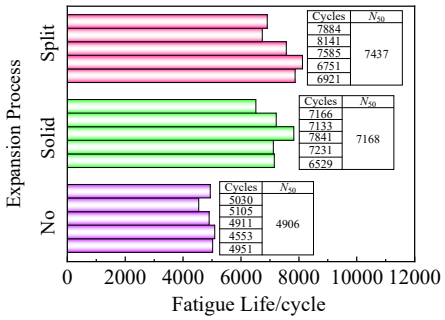

图 16　试样的疲劳寿命

Fig.16　Fatigue life of specimen

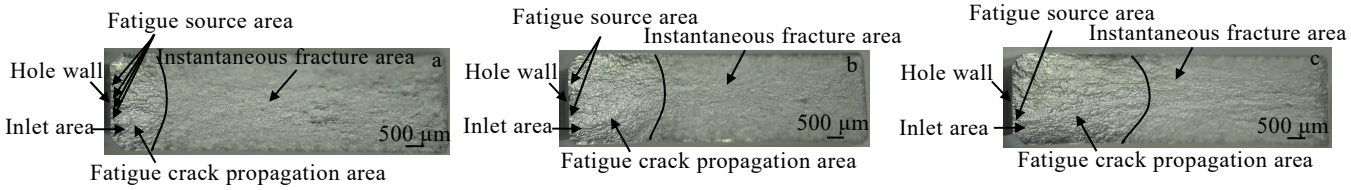

图 17　疲劳试样断口宏观形貌

Fig.17　Macroscopic fracture morphologies of fatigue specimens: (a) no expansion strengthening, (b) hole expansion strengthening of solid mandrel, and (c) hole expansion strengthening of split mandrel

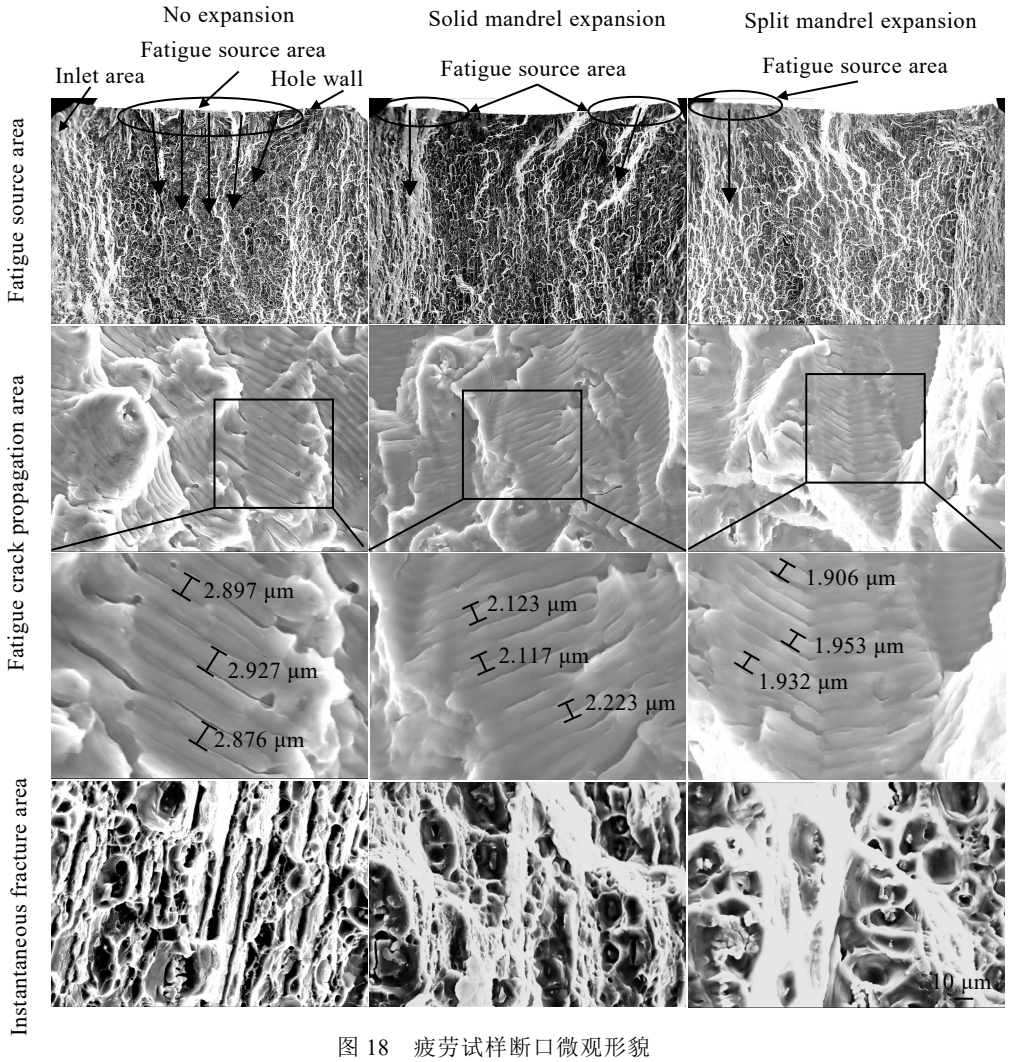

图 18　疲劳试样断口微观形貌

Fig.18　Microscopic fracture morphologies of fatigue specimen

5　结　论

1）试样孔壁挤入端，实心芯棒孔挤压强化后孔壁最大残余压应力为 323.9 MPa，铰削加工后孔壁最大残余压应力为 317.4 MPa；开缝芯棒孔挤压强化后孔壁最大残余压应力为 338.6 MPa，铰削加工后孔壁最大残余压应力为 327.9 MPa。铰削加工前后孔壁最大残余压应力变化不显著，说明铰削加工对孔壁残余应力影响小。

2）试样受载后，未挤压强化试样孔壁挤入端最大应力为 486.9 MPa，实心芯棒孔挤压强化试样孔壁挤入端最大应力为 383.8 MPa，开缝芯棒孔挤压强化试样孔壁挤入端最大应力为 368.7 MPa，芯棒直接孔挤压强化后孔壁形成有益的残余压应力场，抵消了试样受载过程中产生的拉应力，引起孔壁应力小于未挤压强化试样。

3）与未挤压强化试样相比，实心芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命提高到 1.46 倍，开缝芯棒孔挤压强化试样的中值疲劳寿命提高到 1.52 倍。

4）未挤压强化试样的疲劳辉纹间距为 2.900 μm，实心芯棒、开缝芯棒孔挤压强化试样的疲劳辉纹间距为 2.154、1.930 μm，芯棒直接孔挤压强化减小了疲劳裂纹扩展区的疲劳辉纹间距，增加了疲劳裂纹扩展区寿命，从而提高了试样的疲劳性能。

参考文献　　References

[1] Wang Min(王　珉). *Principle & Technology of Anti-Fatigue Manufacture*(抗疲劳制造原理与技术)[M]. Nanjing: Jiangsu Science & Technology Press, 1999: 297

[2] Wang Yanli(王燕礼), Zhu Youli(朱有利), Cao Qiang(曹　强) *et al. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 2018, 39(2): 6

[3] Ge Ende(葛恩德), Su Honghua(苏宏华), Cheng Yuanqing(程远庆) *et al*. *China Mechanical Engineering*(中国机械工程)[J], 2015, 26(7): 971

[4] Yao S L, Lei X L, Wang R Z *et al*. *International Journal of Fatigue*[J], 2022, 154: 1

[5] Liu Mingxia(刘明霞), Zhang Wenkang(张文康), Chang Gengrong(畅庚榕) *et al*. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2021, 50(5): 1549

[6] Liu G L, Cao Y H, Yang K *et al*. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*[J], 2021, 31(4): 1023

[7] Fu Y C, Ge E D, Su H H *et al*. *Chinese Journal of Aeronautics*[J], 2015, 28(4): 961

[8] Ge Ende(葛恩德). *Research on Hole Expansion Strengthening Technology of Composites and Their Stacks Joint Structures* (博士论文)[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015

[9] Xue Xihao(薛希豪). *Effect of Cold Expansion on Fatigue Behavior of Domestic 7050 Alloy Lugs*(硕士论文)[D]. Xi'an: Xi'an University of Architecture and Technology, 2019

[10] Lin Zhongliang(林忠亮), Bai Qingshun(白清顺), Wang Hongfei(王洪飞) *et al*. *Surface Technology*(表面技术)[J], 2023, 52(4): 1

[11] Ge Ende(葛恩德), Fu Yucan(傅玉灿), Su Honghua(苏宏华) *et al*. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2016, 45(5): 1189

[12] Zhao C M, Hu H Y, Zhou Y F *et al*. *Materials and Design*[J], 2013, 50: 78

[13] Hou S, Zhu Y L, Cai Z H *et al*. *International Journal of Fatigue*[J], 2019, 126: 210

[14] Warner J J, Clark P N, Hoeppner D W. *International Journal of Fatigue*[J], 2014, 68: 209

[15] Huang Y J, Li H T, Yang X *et al*. *Journal of Materials Processing Technology*[J], 2017, 249: 67

[16] Yu Yang(于　洋), Luo Xuekun(罗学昆), Liu Yongjun(刘勇军) *et al*. *Aeronautical Manufacturing Technology*(航空制造技术)[J], 2019, 62(18): 76

[17] Wang Lianqing(王连庆), Bian Jiang(卞　江), Zhang Han(张晗) *et al*. *Journal of Aeronautical Materials*(航空材料学报)[J], 2020, 40(6): 45

[18] Wen Shizhen(文世珍), Liu Cuiyun(刘翠云), Wu Ruolin(吴若邻) *et al*. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2015, 44(10): 2358

[19] Liu J, Wu H G, Yang J J *et al*. *Engineering Fracture Mechanics*[J], 2013, 109: 130

[20] Habiri M E, Benachour M, Benachour N. *Fracture and Structural Integrity*[J], 2018, 46: 34

[21] Chakherlou T N, Vogwell J. *Engineering Failure Analysis*[J], 2003, 10: 13

[22] Yasniy P, Glado S, Iasnii V. *International Journal of Fatigue*[J], 2017, 104: 112

[23] Wang Y L, Fu B, Nie L *et al*. *SN Applied Sciences*[J], 2019, 867: 1

[24] Yan W Z, Wang X S, Gao H S *et al*. *Engineering Fracture Mechanics*[J], 2012, 88: 79

Fatigue Properties of Mandrel Direct Hole Expansion Strengthened 7050 Aluminum Alloy

Liu Fei, Su Honghua, Liang Yongnan, Xu Jiuhua, Ding Wenfeng, Wu Bangfu, Shang Xiudong

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

Abstract: In order to investigate the effect of two kinds of mandrel direct hole expansion strengthening methods, i.e. solid mandrel and split mandrel, on the fatigue properties of 7050 aluminum alloy, a three-dimensional finite element model of 7050 aluminum alloy of mandrel direct hole expansion strengthening was established; direct hole expansion strengthening test of mandrel was carried out, and hole wall stress and fatigue properties of specimens without expansion strengthening and with mandrel direct expansion strengthening were compared and analyzed. The results show that the difference between the maximum residual compressive stress of the hole wall before and after the ream machining of the mandrel direct hole expansion strengthening specimen is less than 20 MPa. The residual compressive stress formed in the hole wall of the specimen after the direct hole expansion strengthened of the mandrel can offset the tensile stress generated in the process of partial loading. The median fatigue life of the solid mandrel hole expansion strengthened specimen is 1.46 times higher than that of the specimen without expansion strengthening, and the median fatigue life of the split mandrel hole expansion strengthened specimen is 1.52 times higher than that of the specimen without expansion strengthening. The mandrel direct hole expansion process reduces the number of fatigue sources, and the fatigue striation spacing in the fatigue crack propagation zone, and thus improves the fatigue life of specimen.

Key words: solid mandrel; split mandrel; hole expansion strengthening; 7050 aluminum alloy; fatigue property

Corresponding author: Su Honghua, Ph. D., Professor, College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P. R. China, Tel: 0086-25-84890644, E-mail: shh@nuaa.edu.cn