

铝锂合金压铆壁板残余应力与疲劳性能分析

丁坤英, 杨翼飞, 张 涛, 郭万森

(中国民航大学 天津市民用航空器适航与维修重点实验室, 天津 300300)

摘 要: 作为新型轻质合金材料, 铝锂合金已被广泛应用于飞机蒙皮、壁板等结构的制造。飞机蒙皮与壁板之间通过自动压铆的方式进行连接, 压铆后孔周残余应力的分布形式与压铆结构的疲劳性能息息相关。本研究使用 ABAQUS 软件建立了 2060-T8 铝锂合金壁板压铆过程的有限元模型, 通过有限元分析发现了压铆后铆钉孔壁面上的残余应力由靠近铆头处到靠近钉头处逐渐降低的分布规律。随着压铆力由 28.5 kN 增大至 46 kN, 铆钉材料为 2117-T4 的压铆壁板孔壁平均残余应力提高了 0.33 倍, 残余应力沿壁板厚度上分布的均匀度提升 1.8 倍; 铆钉材料为 7050-T73 的压铆壁板孔壁平均残余应力提高 0.58 倍, 残余应力沿壁板厚度上分布的均匀度提升 1.84 倍。疲劳裂纹萌生于铆接下板孔壁附近, 随着压铆力由 32.5 kN 增大至 42 kN, 铆钉材料为 2117-T4 的压铆壁板疲劳寿命提升了 0.31~0.8 倍, 铆钉材料为 7050-T73 的压铆壁板疲劳寿命提升 0.06~1.61 倍。相比于铆钉材料为 7050-T73 的压铆壁板, 相同工艺条件下铆钉材料为 2117-T4 的压铆壁板疲劳寿命提升 0.12~0.44 倍。

关键词: 自动压铆; 有限元分析; 残余应力; 疲劳性能

中图分类号: TG146.21; TG498

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2024)02-0474-09

随着航空结构轻量化需求的不断提高, 铝锂合金已被广泛应用于国产客机机身、机翼等结构用以取代传统的铝合金材料^[1-3]。铝锂合金蒙皮与机身壁板之间通常采用自动压铆的方式进行连接, 压铆后铆钉孔周围产生的残余应力与压铆结构的疲劳性能密切相关^[4-5], 采用恰当的压铆工艺可以在一定程度上提高铆钉附近产生的残余应力的数值水平以及分布的均匀性, 进而有效提高压铆结构的抗疲劳性能。

近年来, 国内外一些研究学者针对压铆工艺参数、压铆壁板残余应力分布规律以及压铆壁板的疲劳性能三者之间的关系开展了大量研究, 并取得了一定的研究成果。其中, 张洪双^[6]建立了 7050 铝合金铆钉与 45# 钢板压铆过程的有限元模型, 研究了压铆过程结束后铆钉与板件内部的残余应力分布规律, 提出了在含有铆窝的壁板中残余应力达到峰值。由于其在建立有限元模型的过程中忽略了材料发生的硬化行为, 因此有限元计算获得的应力分布结果与实际值之间有一定的差距。许文超^[7]等人结合实验和仿真的方法获得了不同工艺条件下镁铝合金压铆壁板铆钉干涉量的大小, 并基于田口稳健性设计和灰色相关分析方法获得了最佳工艺参数组合。然而对于压铆结构来说, 孔周残余应力的分布形式才是直接影响其疲劳性能的因素。

杨悦^[8]等人建立了铆接变形受力模型, 提出了在相对干涉量低于 4% 的条件下, 随着压铆干涉量的增大, 干涉应力也逐渐增大, 进而导致压铆结构的疲劳寿命增加的结论。但由于缺少合适的干涉应力的测量方法, 他们并没有对模型进行定量的验证。Yu^[9]等人通过有限元分析获得了 Al-Li 合金薄板在不同铆接顺序、铆钉间距和铆钉样式等条件下铆钉孔周围的残余应力分布, 并基于孔周残余应力和循环应力载荷建立了压铆结构的疲劳寿命预测模型。研究结果表明, 压铆过程结束后孔周形成的残余应力与压铆结构的疲劳寿命关系密切。Liu^[10]等人研究了不同铆钉尺寸及壁板厚度条件下孔周的残余应力分布形式, 并且提出增大孔周残余应力可以有效降低疲劳加载过程中铆接结构的局部应力集中, 进而提高结构的疲劳性能。

综上所述, 目前关于压铆结构的残余应力与疲劳性能之间的关系已有大量的研究基础。然而对于新型铝锂合金材料来说, 由于其具有显著的缺口敏感性^[11], 导致了孔周残余应力沿壁板厚度方向上分布的均匀性对于铝锂合金压铆结构的疲劳性能具有重要影响, 目前关于这方面的公开报道较少。本研究使用 ABAQUS 建立了 2060-T8 铝锂合金壁板压铆过程的有限元模型, 通过有限元分析获得不同压铆力条件下壁板内部

收稿日期: 2023-03-16

基金项目: 中央高校基本科研业务费重点项目 (3122019189)

作者简介: 丁坤英, 男, 1981 年生, 博士, 副教授, 中国民航大学航空工程学院, 天津 300300, E-mail: dingkunying@126.com

的残余应力分布形式以及其对铆接壁板疲劳性能的影响规律。研究结果将为铝锂合金压铆过程智能选材设计提供参考。

1 实验

使用的铆钉材料分别为 2117-T4 铝合金和 7050-T73 铝合金, 壁板材料为 2060-T8 铝锂合金。铆钉类型为航空用埋头实心铆钉, 铆钉尺寸符合 NAS1097 国际航空标准, 如图 1a 所示。整块压铆壁板尺寸为 240 mm×175 mm×2 mm, 相邻铆孔之间的间距为 25 mm, 该距离可以避免各铆孔形成的残余应力之间产生互相干涉作用, 如图 1b 所示。

使用德国 BROETJE 公司生产的 MPAC 自动钻铆机完成不同压铆力条件下的压铆实验, 压铆力分别为 28.5、32.5、38.5、42、46 kN, 除了压铆力和铆钉材料外, 其它工艺参数完全相同。

将压铆后获得的整块铆接壁板制成金相观测试样, 用于测量铆接变形干涉量, 如图 2a 所示。使用 OLYMPUS OLS4100 型号激光共聚焦显微镜测量压铆后的铆孔直径, 选取的 3 个干涉量测量参考点位置如图 2b 所示。工程上通常使用绝对干涉量评价压铆后铆孔扩张程度, 使用式(1)计算铆孔的绝对干涉量的值,

$$I=D-D_0 \quad (1)$$

其中, I 为压铆后铆孔的绝对干涉量, D 为压铆后参考点处铆孔的直径, D_0 为压铆前铆孔直径。

使用金属线切割方法将压铆后获得的整块壁板切割成 20 mm×20 mm 的方块试样, 采用 X 射线衍射方法测量铆孔壁面上的残余应力值, 测试位置如图 3。测试设备为 EMPYREAN 型号 X 射线衍射仪, 由荷兰纳帕科公司生产。测试条件满足 GB/T7704 标准, 靶材为铜靶, 扫描范围为 50°~90°, 扫描速度为 5°/min。

在 Instron5982 万能电子材料实验机上完成铆接疲劳试样的静态拉伸实验, 确定静态拉伸载荷为 3.8 kN。疲劳试样的尺寸符合美国材料测试标准 ASTM-E2207 (如图 4 所示)。使用 Instron 8803 电液伺服疲劳实验机完成 32.5、38.5 和 42 kN 这 3 个等级压铆力的铆接试件在不同拉伸载荷条件下的疲劳实验, 最大载荷依次为 2.7、2.8、3 和 3.2 kN, 对应的最大应力载荷分别为 67.5, 70, 75 和 80 MPa, 应力比为 0.1。

使用 Nanosem 430 型号扫描电子显微镜对铆接试样疲劳断口进行微观形貌观察, 分析不同压铆力与疲劳载荷的条件下铝锂合金壁板内部疲劳裂纹萌生的位置与疲劳过程中裂纹扩展的方向, 进而分析铆接残余应力对于压铆结构件疲劳性能的影响规律。

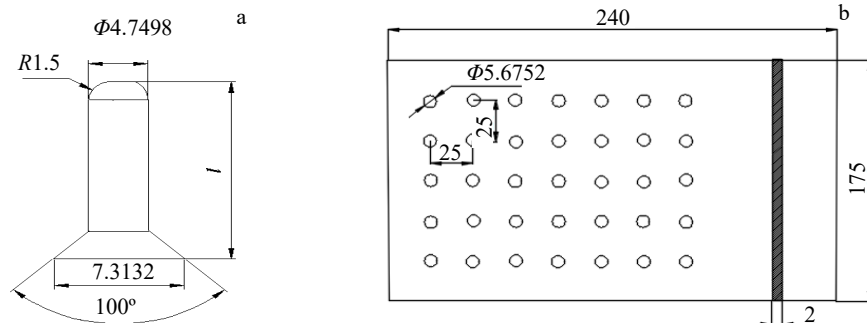


图1 铆钉及壁板结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of rivet (a) and panel (b)

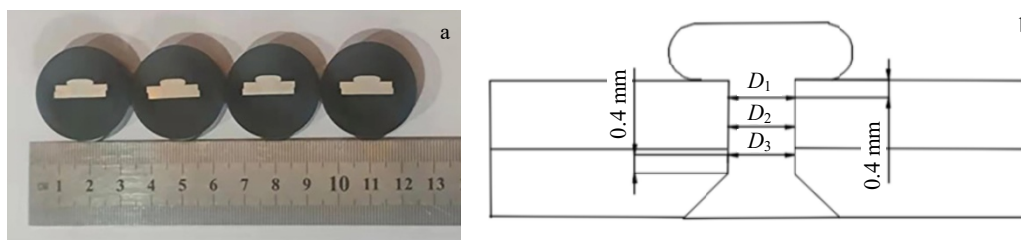


图2 干涉量测量试样和位置

Fig.2 Sample (a) and position (b) for interference measuring

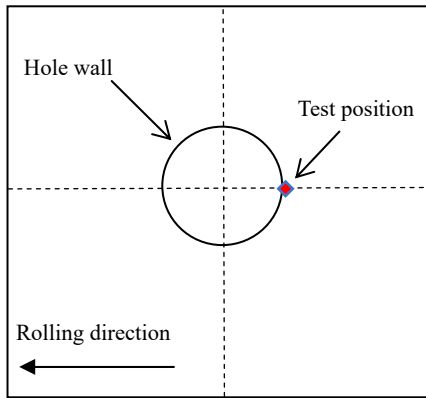


图 3 残余应力测试位置

Fig.3 Residual stress testing position

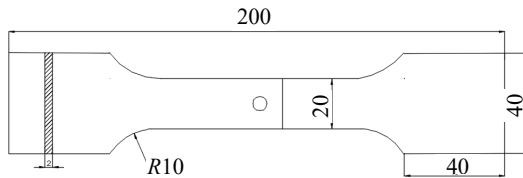


图 4 铆接疲劳试样尺寸

Fig.4 Size of riveted fatigue specimen

2 有限元模型

2.1 模型尺寸

在有限元模型中, 铆钉尺寸与图 1 中压铆实验使用的铆钉尺寸相同, 铝锂合金壁板的长度为 20 mm, 厚度为 2 mm。模型共包含铆钉、上下两块壁板、铆模和压脚 5 个部分, 如图 5 所示。

2.2 材料属性

考虑到压铆过程中铆钉及壁板材料产生塑性硬化行为, 有限元模型中采用简化后的 J-C 本构模型描述

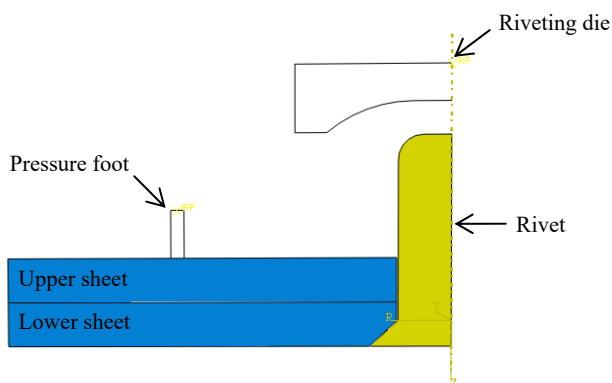


图 5 二维轴对称有限元模型

Fig.5 2D axisymmetric finite element model

材料的流变规律, 如式(2)所示。

$$\sigma = A + B\varepsilon^n \quad (2)$$

其中, σ 为材料的真实应力, ε 为材料的真实应变, A 为材料的屈服强度, B 为材料的应变强化系数, n 为材料的应变强化指数。表 1 为使用的铝合金铆钉及铝锂合金壁板材料的力学性能参数^[12-14]。

2.3 接触、边界条件与网格划分

压铆过程中材料发生塑性硬化行为, 属于典型的材料非线性问题, 因此使用 ABAQUS/Explicit 创建分析步。压铆过程通过 3 个分析步完成, 分别为铆模下压阶段 (Step 1), 保压阶段 (Step 2) 和铆模回弹阶段 (Step 3)。

采用面-面接触的方式定义模型的接触属性, 在压铆过程中所有可能发生接触的 2 个表面之间设置接触对, 如图 6 所示。法向接触方式定义为硬接触, 切向接触方式定义为罚函数接触, 两板之间的摩擦系数设置为 0.3, 其它接触表面的摩擦系数皆设置为 0.1。固定铆钉沉头部分及孔壁除了沿 X 方向上的自由度, 固定铆模及压脚沿 X 方向上及绕 Z 轴转动的自由度。在铆模上施加压铆力 F_N , 在压脚上施加压紧力 F_J (5 kN), 防止壁板翘曲。

采用双线性二次轴对称四边形减缩积分单元 (CAX4R) 离散有限元模型, 铆钉尺寸设置为 0.16 mm, 壁板尺寸设置为 0.5, 在铆孔附近区域内对壁板网格尺寸进行细化, 设置为 0.24 mm, 如图 7 所示。

表 1 材料力学性能参数

Table 1 Mechanical property parameters of materials

Material	$\rho/\times 10^{-3}$ t·mm ⁻³	Young's modulus, E/MPa	A/MPa	B/MPa	n
2117-T4	2.75	71700	165	598	0.222
7050-T73	2.80	71700	435	550	0.35
2060-T8	2.80	72600	485	714	0.0694

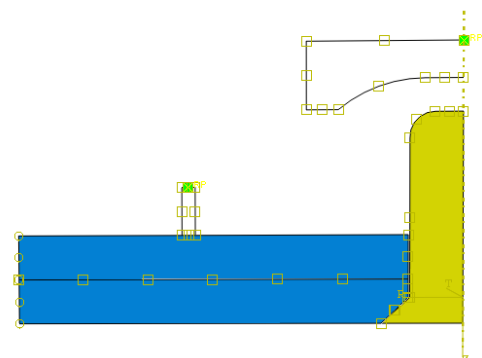


图 6 模型接触表面设置

Fig.6 Model contact surface setting

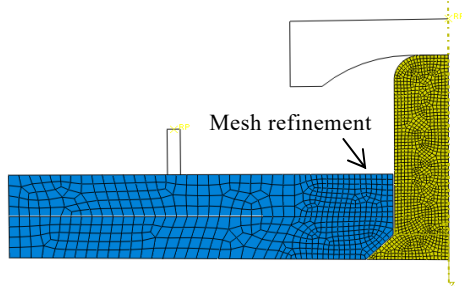


图 7 网格划分

Fig.7 Mesh dividing

3 结果与分析

3.1 干涉量分析

图 8 为不同压铆力条件下实验测量的干涉量的值与有限元计算获得的干涉量值的对比结果。有限元计

算值略低于实验测量值，但二者的差距在 10% 以内，说明了有限元模型的计算精度良好。

3.2 铆钉材料微观组织分析

图 9 为使用激光共聚焦显微镜拍摄的压铆过程结束后铆钉内部微观组织的图片，按照压铆过程中材料的变形程度，将成型铆头划分为 3 个区域，分别为难变形区（I 区）、大变形区（II 区）和小变形区（III 区）。其中，小变形区域内的晶粒变形程度介于难变形区和大变形区之间。由 9c 可以发现，在铆头与壁板接触面附近的区域内，铆钉内部的晶粒呈现明显的横向拉长的状态，在钉杆与孔壁接触面的附近区域内，铆钉内部的晶粒呈现明显的纵向拉长的状态。该结果说明了在压铆过程中铆钉材料同时向铆孔内部和沿着铆接板上表面向远离孔壁的方向流动，在接触面摩擦力的阻碍作用下，材料流动速度逐渐降低，最终铆钉铆头成型。

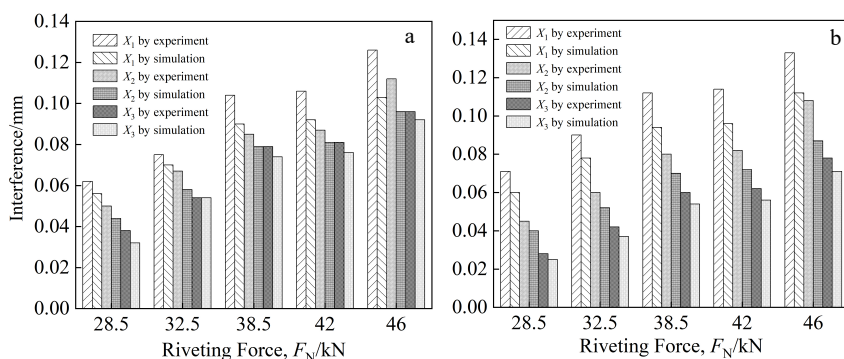


图 8 干涉量仿真值与实验测量值对比

Fig.8 Comparison between simulation value and experimental measurement value of interference: (a) 2117-T4 aluminium alloy rivet and (b) 7050-T73 aluminium alloy rivet

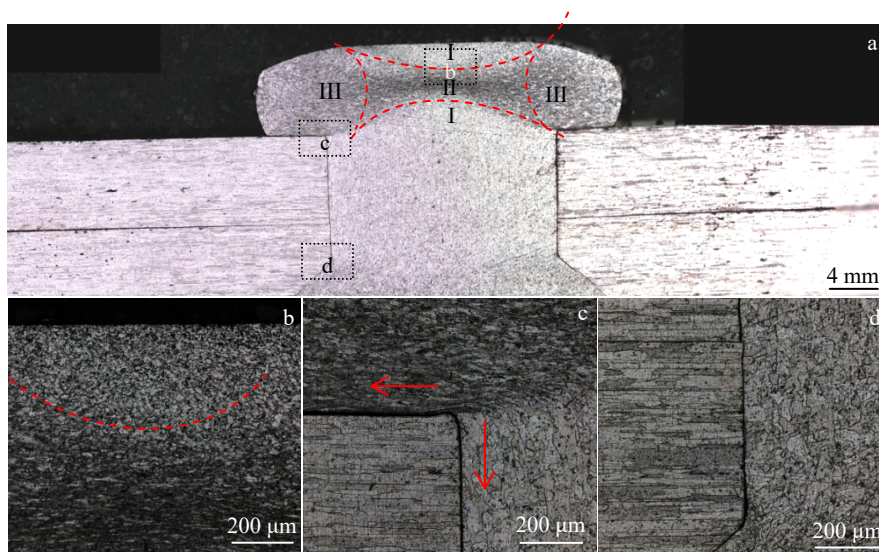


图 9 铆钉微观组织形貌

Fig.9 Microstructure and morphology of rivet

3.3 残余应力分析

图 10 为实验测量的压铆后铆孔壁面上的残余应力值与仿真计算的相同位置处 (图 3 所示) 的残余应力值的结果。由图 10 可知, 残余应力的实验测量值低于仿真计算值, 这是由于压铆壁板在切割过程中残余应力释放导致的结果。但二者的变化趋势相同, 即随着压铆力的增大, 孔周的残余应力呈现逐渐增大的变化规律。

压铆后孔壁形成的径向残余应力 (S_{11}) 对结构件的疲劳性能有重要影响^[15], 使用 ABAQUS 建立不同压铆力条件下压铆过程有限元模型, 在后处理部分提取孔壁沿板厚度方向上各节点的 S_{11} 值, 计算结果如图 11 所示。可以发现, 压铆后孔壁上的残余应力整体呈现由靠近铆头处到靠近钉头处逐渐降低的分布规律。此外, 各节点残余应力呈现随压铆力增大而逐渐增大的变化规律。这是由于压铆力越大, 铆钉材料向铆孔内部流动的数量越多, 进而导致钉杆对铆孔孔壁产生的残余压应力越大。

为了定量对比两种材料的铆钉压铆后孔壁形成的残余应力大小, 计算图 11 中沿孔壁上分布的各节点的残余应力的平均值, 结果如图 12 所示。随着压铆力由 28.5 kN 增大至 46 kN, 铆钉材料为 2117-T4 的压铆壁板孔壁平均残余应力提高了 0.33 倍, 铆钉材料为 7050-T73 的压铆壁板孔壁平均残余应力提高 0.58 倍。在压铆力低于 38.5 kN 的情况下, 使用 2117-T4 铝合金铆钉压铆后孔壁形成的平均残余应力比 7050-T73 铝合金铆钉获得的平均残余应力高 0.13 倍左右; 在压铆力为 38.5 和 42 kN 的条件下, 使用 2117-T4 铝合金铆钉与 7050-T73 铝合金铆钉压铆后孔壁形成的平均残余应力相等; 在压铆力为 46 kN 的条件下, 使用 7050-T73 铝合金铆钉压铆后孔壁形成的平均残余应力比使用 2117-T4 铝合金铆

钉高 0.045 倍左右。

压铆后孔壁产生的残余应力沿壁板厚度分布的均匀性对压铆结构的疲劳性能具有一定程度上的影响。采用离散系数 (CV)^[16] 评估不同压铆力条件下孔壁产生的残余应力的均匀性, CV 值的计算方法如式 (3) 所示,

$$CV = \sqrt{\frac{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\Delta_i - \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta_i)^2}{(\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta_i)^2}} \quad (3)$$

其中, Δ_i 为第 i 个节点处的残余应力值, N 是选取的孔壁上的测量节点的数量, CV 的值越高代表着残余应力沿壁板厚度上分布的均匀性越差。不同压铆力条件下两种铆钉材料压铆后孔壁残余应力的 CV 值如图 13 所示。可以发现, 随着压铆力由 28.5 kN 增大至 46 kN, 铆钉材料为 2117-T4 的压铆壁板残余应力沿壁板厚度上分布的均匀度提升 1.8 倍, 铆钉材料为 7050-T73 的压铆壁板残余应力沿壁板厚度上分布的均匀度提升 1.84 倍。并且使用 2117-T4 铝合金铆钉压铆后获得的孔壁残余应力均匀性优于 7050-T73 铝合金铆钉。

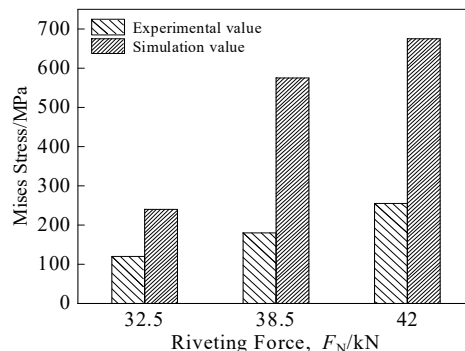


图 10 残余应力测量值与仿真值对比

Fig.10 Residual stress measurement value and simulation value

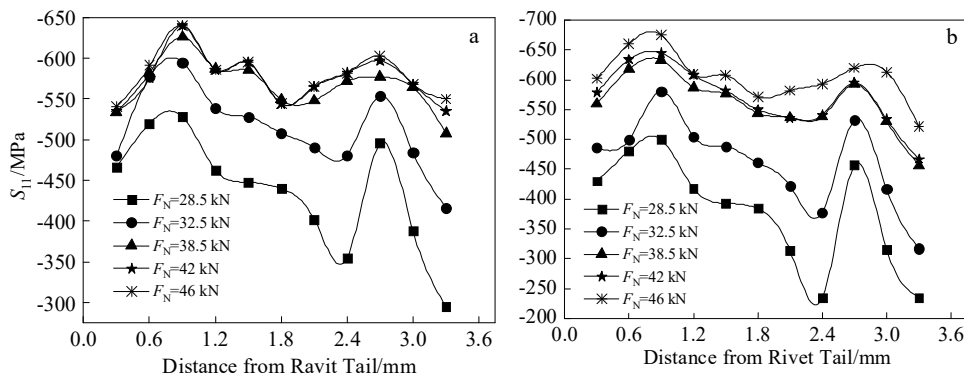


图 11 压铆后孔壁残余应力分布规律

Fig.11 Residual stress distribution law of hole wall after riveting process: (a) 2117-T4 aluminium alloy rivet and (b) 7050-T73 aluminium alloy rivet

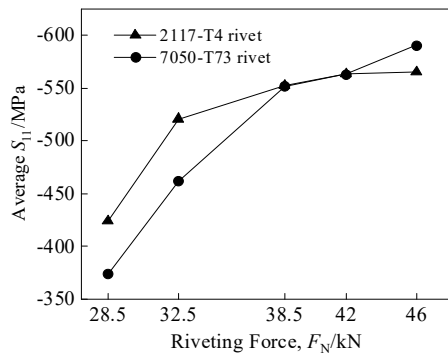


图12 孔壁平均残余应力对比

Fig.12 Comparison of average residual stress of hole wall

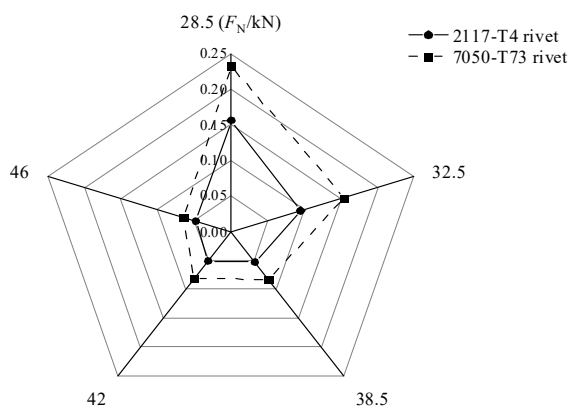


图13 压铆后孔壁平均残余应力对比

Fig.13 Comparison of average residual stress after riveting process

3.4 压铆壁板疲劳性能分析

图14为不同压铆力与疲劳载荷条件下2060-T8铝锂合金压铆壁板的疲劳寿命测试结果。可以发现,随着压铆力由32.5 kN增大至42 kN,铆钉材料为

2117-T4的压铆壁板疲劳寿命提升了0.31~0.8倍,铆钉材料为7050-T73的压铆壁板疲劳寿命提升0.06~1.61倍。这是由于随着压铆力的增加,铆孔内的残余应力数值水平及沿板厚度方向上分布的均匀性同时增加,在疲劳加载过程中残余应力对壁板内部的应力载荷的抵消作用增强而导致的结果。铆钉材料为2117-T4铝合金的压铆壁板的疲劳寿命比铆钉材料为7050-T73铝合金的压铆壁板高0.12~0.44倍。此外,对于铆钉材料为2117-T4的压铆壁板,当疲劳载荷高于75 MPa的情况下,增大压铆力对于铝锂合金壁板疲劳性能的提升效果并不显著,而当疲劳载荷低于70 MPa的情况下,压铆力的增加对于壁板疲劳性能的提升具有显著效果。对于铆钉材料为7050-T73的压铆壁板,当疲劳载荷高于70 MPa的情况下,增大压铆力对于铝锂合金壁板疲劳性能的提升效果不显著,而当疲劳载荷为67.5 MPa的情况下,增大压铆力可以显著提升壁板的疲劳性能。因此,在实际压铆工程中应参考飞机服役载荷条件而对压铆力进行选取。

图15所示为疲劳断裂后的铝锂合金压铆壁板,由图15a可知,疲劳裂纹出现在铆接下板,沿着偏离铆孔中心对称轴一侧扩展。由图15b与图15c可知疲劳源出现在铆接下板孔壁附近的区域,因为该区域的颜色较深,这是由于疲劳源区域长时间的氧化作用所导致的结果^[17-18]。使用扫描电镜对图15c中各个位置的微观形貌进行观察,结果如图16所示,图16中a、b、c、d图片分别对应图15c中A、B、C、D4个局部区域内的微观形貌。由图16a可知,在铆接下板孔壁与铆窝壁面相连附近区域内出现向外扩展的疲劳辉纹,类似于“贝壳花纹”^[19]。由图16b可以发现,在板厚度方向上的末端出现了较为粗糙的瞬断区域^[20],并且在距离孔壁较近的区域没有发现疲劳辉纹,在距离

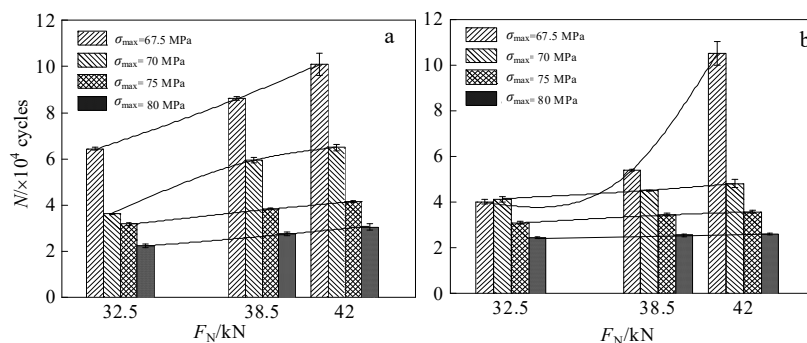


图14 不同条件下铝锂合金压铆壁板疲劳寿命

Fig.14 Fatigue life of Al-Li alloy riveted panel under different conditions: (a) 2117-T4 aluminium alloy rivet and (b) 7050-T73 aluminium alloy rivet

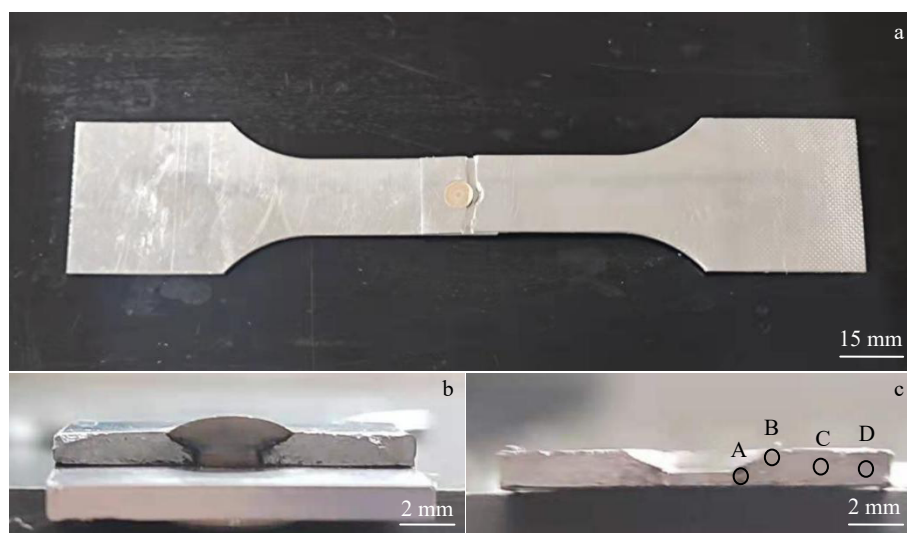


图 15 铝锂合金压铆壁板疲劳断口宏观形貌

Fig.15 Macro morphologies of fatigue fracture of Al-Li alloy riveted panel (a) fatigue crack propagation in lower riveted panel, (b) fracture morphology of the tower riveted plate, and (c) crack initiation area near lower plate hole wall

铆孔壁面一定范围的区域内开始观察到了垂直于疲劳加载方向扩展的疲劳辉纹。这表明在疲劳载荷作用下, 疲劳裂纹同时沿着板厚度方向上和垂直于疲劳加载的方向上扩展, 初始时以在板厚度方向上的扩展行为为主, 当形成贯穿裂纹后, 裂纹以沿着垂直于疲劳加载的方向上的扩展为主, 以沿着板厚度方向上的扩展为辅。在沿着垂直于疲劳加载方向的末端, 发现有大量的韧窝出现, 如图 16d 所示。

为了探究孔周残余应力对压铆壁板疲劳性能的影响

规律, 使用扫描电镜拍摄不同压铆力条件下铝锂合金压铆壁板疲劳断口微观形貌, 结果如图 17 所示。对比不同压铆力条件下获得的铝锂合金压铆试件相同位置处的断口微观形貌可以发现, 当压铆力为 32.5 kN 时, 疲劳辉纹分布较为稀疏, 说明此时疲劳裂纹的扩展速率较快; 而当压铆力为 38.5 kN 时, 疲劳辉纹分布较为密集, 说明此时疲劳裂纹的扩展速率较慢。这是由压铆力的增大使得沿铆孔周围的残余应力增大, 均匀性提升, 对疲劳裂纹的扩展产生的抑制作用增强所导致的结果。

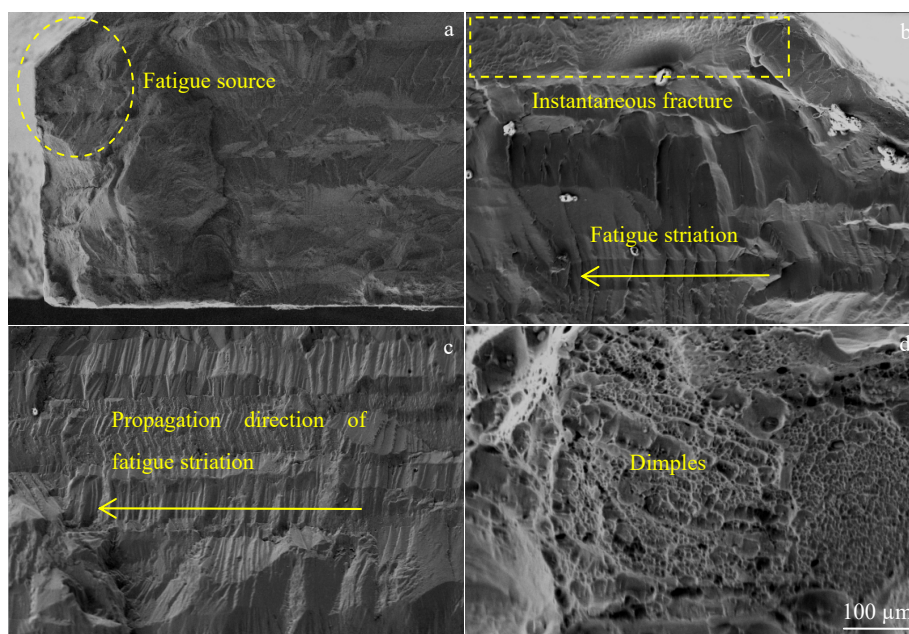


图 16 图 15c 中不同区域的铝锂合金压铆壁板疲劳断口 SEM 形貌

Fig.16 SEM morphologies of fatigue fracture of Al-Li alloy riveted panel corresponding to position A (a), B (b), C (c) and D (d) in Fig.15c

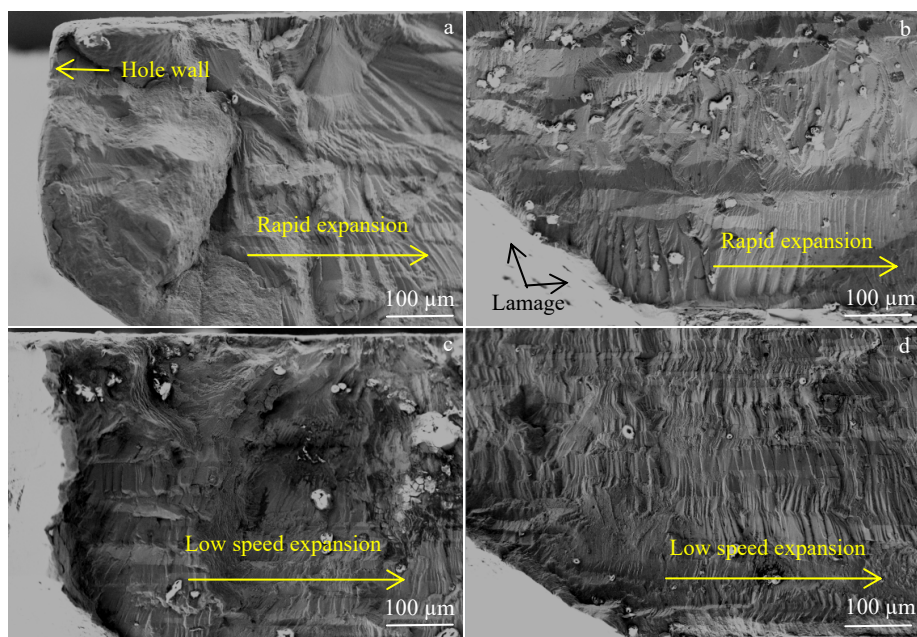


图 17 不同压铆力条件下铝锂合金压铆壁板断口微观形貌

Fig.17 Fracture morphologies of Al-Li alloy riveted panel under different riveting forces: (a-b) $F_N=32.5$ kN and (c-d) $F_N=38.5$ kN

4 结 论

1) 压铆过程结束后, 铝锂合金壁板孔壁上的残余应力沿靠近铆头处到靠近钉头处逐渐降低。随着压铆力由 28.5 kN 增大至 46 kN, 铆钉材料为 2117-T4 的压铆壁板孔壁平均残余应力提高了 0.33 倍, 残余应力沿壁板厚度分布的均匀度提升 1.8 倍; 铆钉材料为 7050-T73 的压铆壁板孔壁平均残余应力提高 0.58 倍, 残余应力沿壁板厚度分布的均匀度提升 1.84 倍。相比于 7050-T73 铝合金铆钉, 使用 2117-T4 铝合金铆钉压铆后铝锂合金壁板孔壁上的残余应力分布的均匀性更佳。

2) 随着压铆力由 32.5 kN 增大至 42 kN, 铆钉材料为 2117-T4 的压铆壁板疲劳寿命提升了 0.31~0.8 倍, 铆钉材料为 7050-T73 的压铆壁板疲劳寿命提升 0.06~1.61 倍。相比于铆钉材料为 7050-T73 的压铆壁板, 相同工艺条件下铆钉材料为 2117-T4 的压铆壁板疲劳寿命提升 0.12~0.44 倍。

3) 铝锂合金压铆壁板的疲劳裂纹萌生于铆接下板孔壁附近的区域, 疲劳裂纹同时沿着垂直于疲劳载荷加载方向和壁板厚度方向扩展。在疲劳载荷相同时, 使用较大的压铆力可以增强孔周残余应力的数值和沿板厚度分布的均匀性, 对疲劳裂纹扩展的抑制作用增强, 进而提升压铆壁板的疲劳寿命。

参考文献 References

- [1] Wang Yichang(王一唱), Tong Xin(童鑫), You Guoqiang(游国强) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2021, 50(3): 1069
- [2] Yu Yibiao(于以标), Chen Leping(陈乐平), Xu Yong(徐勇) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2021, 50(12): 4388
- [3] Chen Yajun(陈亚军), Wei Disheng(韦第升), Peng Jianshu(彭剑书) et al. *Materials Reports*(材料导报)[J], 2022, 36(21): 147
- [4] Zheng Bin(郑斌), Yu Haidong(余海东), Lin Zhongqin(林忠钦) et al. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*(上海交通大学学报)[J], 2016, 50(4): 595, 607
- [5] Zou Cheng(邹成), Fan Zhilei(凡志磊), Wang Yubo(王宇波) et al. *Modern Manufacturing Technology and Equipment*(现代制造技术与装备)[J], 2017(11): 74
- [6] Zhang Hongshuang(张洪双). *Machinery Design & Manufacture*(机械设计与制造)[J], 2011(4): 218
- [7] Xu Wenchao, Wang Dengfeng. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*[J], 2021, 30(8): 5541
- [8] Yang Yue(杨悦), Yu Lu(余路), Jiang Hongyu(蒋红宇) et al. *Machine Building & Automation*(机械制造与自动化)[J], 2021, 50(2): 87
- [9] Yu Haidong, Zheng Bin, Xu Xun et al. *Journal of Engineering*

- Manufacture*[J], 2019, 233(12): 2306
- [10] Liu J T, Zhao A A, Ke Z Z *et al. Materials*[J], 2020, 13(16): 3625
- [11] Wu Xiuliang(吴秀亮), Liu Ming(刘 铭), Zang Jinxin(臧金鑫) *et al. Materials Reports*(材料导报)[J], 2016, 30(S2): 571, 585
- [12] Zheng Bin, Yu Haidong, Lai Xinmin. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*[J], 2017, 92(5): 1955
- [13] Lei Changyi, Bi Yunbo, Li Jiangxiong *et al. Advances in Mechanical Engineering*[J], 2017, 9(11): 1
- [14] Liu Jintong, Li Heng, Bi Yunbo *et al. International Journal of Advanced Manufacturing Technology*[J], 2019, 102(9): 4137
- [15] Xu Yong(徐 勇), Yin Kuo(尹 阔), Xia Liangliang(夏亮亮) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2022, 51(4): 1283
- [16] Liu Dengwei(刘登伟). *Aviation Precision Manufacturing Technology*(航空精密制造技术)[J], 2022, 58(4): 38
- [17] Chen Fuyu(陈福玉). *Study on Fatigue Life of Aeronautical Riveted Joint*(航空铆接连接件疲劳寿命研究)[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011
- [18] Zeng Chao(曾 超). *Interference Riveting Induced Residual Stress in Aircraft Lap Joints and Its Influence on Fatigue*(飞机结构干涉铆接应力特征及其疲劳特性)[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017
- [19] Wronicz W, Kaniowski J. *Fatigue of Aircraft Structures*[J], 2011(3): 166
- [20] Zhang Huiping(张会萍), Huang Liang(黄 亮), Wang Zeyu(王泽宇) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2022, 51(7): 2560

Analysis of Residual Stress and Fatigue Performance of Al-Li Alloy Riveted Panel

Ding Kunying, Yang Yifei, Zhang Tao, Guo Wansen

(Tianjin Key Laboratory for Civil Aircraft Airworthiness and Maintenance, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: As a new light alloy material, Al-Li alloy has been widely used in the manufacture of aircraft skin wall panel and other structures. The aircraft skin and wall panel are connected by automatic riveting, and the distribution of residual stress around the rivet hole after the riveting process is closely related to the fatigue performance of the riveting structure. In this study, the finite element model of the press riveting process of the 2060-T8 Al-Li alloy plate was established by ABAQUS software. It is found that the residual stress on the wall of the rivet hole after riveting decreases from the place close to the rivet head to the place close to the rivet head. With the pressure riveting force increasing from 28.5 to 46 kN, the average residual stress of the hole wall of the riveted plate with the rivet material of 2117-T4 is increased by 0.33 times, and the uniformity of the residual stress distribution along the thickness of the wall plate is increased by 1.8 times. The average residual stress of the hole wall of the riveted plate with 7050-T73 rivet material is increased by 0.58 times, and the uniformity of the residual stress distribution along the thickness of the wall plate is increased by 1.84 times. The fatigue crack originates near the hole wall of the riveted lower plate. With the increase in the riveting force from 32.5 kN to 42 kN, the fatigue life of the riveted plate with the rivet material of 2117-T4 is increased by 0.31-0.80 times, and the fatigue life of the riveted plate with the rivet material of 7050-T73 is increased by 0.06-1.61 times. Compared with the riveted plate with rivet material of 7050-T73, the fatigue life of the riveted plate with rivet material of 2117-T4 under the same process conditions is increased by 0.12-0.44 times.

Key words: automatic riveting; finite element analysis; residual stress; fatigue performance

Corresponding author: Ding Kunying, Ph. D., Associate Professor, College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, P. R. China, E-mail: dingkunying@126.com