

引文格式: 王锋, 曾元松, 胡国杰, 等. 喷丸成形铝合金曲板细节疲劳性能测试与评价[J]. 航空制造技术, 2022, 65(23/24): 116–123.
 WANG Feng, ZENG Yuansong, HU Guojie, et al. Evaluation of detail fatigue properties of curved aluminum alloy parts prepared by shot peening[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(23/24): 116–123.

喷丸成形铝合金曲板细节疲劳性能测试与评价*

王 锋¹, 曾元松², 胡国杰³, 盖鹏涛², 尚建勤², 周文龙³, 付雪松³

- (1. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089;
 2. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;
 3. 大连理工大学, 大连 116024)

[摘要] 研究了铝合金壁板单面喷丸成形细节疲劳性能。针对喷丸成形后产生的翘曲效应, 通过点云测绘建模、有限元仿真和电阻应变片监测等手段, 分析曲面样件疲劳过程中局部承载应力应变特征, 基于 SWT 模型评价曲面试样细节疲劳性能。结果表明, 在轴向加载 180 MPa 名义应力条件下, 平板试样板材峰值应力为 263 MPa, 曲面板材局部应力峰值接近 400 MPa。原始态铝合金板细节疲劳性能截止值 DFR_{cutoff} 为 184.6 MPa; 单面喷丸成形翘曲板材直接测量的 DFR_{cutoff} 为 182.4 MPa, 基于 SWT 模型评估后 DFR_{cutoff} 为 221.6 MPa。喷丸成形平板的(双面喷丸成形处理) DFR_{cutoff} 为 241.4 MPa, 比 SWT 模型评估值略高(误差小于 10%), 这是因为 SWT 模型评估中没有考虑加工硬化效应。研究表明, SWT 模型评估喷丸成形壁板曲面细节疲劳性能是一种较有效的评价方法。

关键词: 喷丸成形; 铝合金; 曲面试样; 细节疲劳性能截止值 (DFR_{cutoff}); SWT 模型

Evaluation of Detail Fatigue Properties of Curved Aluminum Alloy Parts Prepared by Shot Peen Forming

WANG Feng¹, ZENG Yuansong², HU Guojie³, GAI Pengtao², SHANG Jianqin²,
 ZHOU Wenlong³, FU Xuesong³

- (1. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China;
 2. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;
 3. Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

[ABSTRACT] The detail fatigue property of aluminum alloy curved panel formed by unilateral shot peen forming was studied. As the shot peen formed panel with curved shape, the detail fatigue performance of curved surface sample was evaluated based on SWT model. The local load-bearing stress and strain characteristics on surface of sample during fatigue process were analyzed by means of point cloud mapping modeling, finite element simulation and resistance strain gauge monitoring. The results show that: under the same condition of axial loading 180 MPa nominal stress, the peak stress of flat plate is 263 MPa, and the local peak stress of curved plate is close to 400 MPa. The DFR cut-off value (DFR_{cutoff}) of original flat plate is 184.6 MPa; The DFR_{cutoff} of curved sheet formed by unilateral shot peening is 182.4 MPa by direct measurement, and is 221.6 MPa by SWT model evaluation. The DFR_{cutoff} value of shot peening flat plate (bilateral shot peening) is 241.4 MPa, which is slightly higher than the SWT model evaluation value (error less than 10%), because the work hardening effect is not considered in the SWT evaluation. Therefore, SWT model is an effective method to evaluate the detail fatigue performance of shot peened panel.

Keywords: Shot peen forming; Aluminum alloy; Curved specimen; DFR cut-off value (DFR_{cutoff}); SWT model

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2022.23/24.116

* 基金项目: 国家自然科学基金(51975084, 51405059); 航空科学基金(20185425009, 201936025001)。

铝合金由于具有比强度高、断裂韧性好、可锻性高等优点,可通过塑性成形制成各种形状的零件,广泛应用于航空航天、船舶、汽车等领域^[1-2]。随着现代制造业的发展,工业界尤其是航空航天领域对个性化零件的需求日益增加。传统的冲压工艺生产使用模具,需要较长时间成本和较多物力资源,不适于小批量、多品种的样品试制生产模式。在这种背景下,各种柔性塑性成形工艺应运而生,如半固态触变锻造技术^[3-4]、多点离散模成形^[5]、热塑性近净挤压成形^[6-7]、金属板料渐进成形^[8]、激光冲击成形^[9-10]和喷丸成形技术^[11-12]等。

喷丸成形是一种从表面喷丸强化工艺衍生出来的塑性成形方法,其原理是利用一定速度的弹丸流撞击金属板材的表面,受到撞击的表面及下层材料产生塑性变形,板材受喷面逐渐发生凸起变形,最终形成所需的外形^[9]。喷丸成形因其无须成形模具、成形范围广、成形精度高等特点成为大中型飞机机翼整体壁板采用最多的成形方法^[13-14]。近年来,国内外研究人员对喷丸成形技术的发展进行了大量研究。Miao^[15]和Wang^[16-17]等提出采用预应力喷丸的方式提高喷丸成形技术的成形能力;Gariépy等^[18]开展了预制板材的轧制方向对喷丸成形变形能力影响的研究;Russig等^[19]对A380机身GLARE板开展了喷丸成形的基础研究;王明涛等^[20]开展了2024-T351铝合金板喷丸成形及喷丸强化处理试验,为整体壁板喷丸成形工艺设计提供了重要依据;王旭等^[21]研究了喷丸成形及喷丸强化工艺对2024HDT-T351铝合金板材疲劳力学性能的强化效果,并给出了表面处理系数;赵安安等^[22]研究了大型机翼整体壁板喷丸成形对成形精度和效率的影响。

喷丸成形产生的残余应力场可以提高零件的抗疲劳强度,但大尺寸喷丸成形造成板材表面翘曲^[23-24],给喷丸成形后零件的疲劳性能评价带来困难。飞机壁板疲劳性能通过采用细节疲劳额定值(Detail fatigue rating, DFR)法来评价^[25]。DFR法具有计算简单、结果可靠等特点,在军用及民用飞机耐久性设计和疲劳分析中被广泛使用^[26-28]。多年来,在材料加工状态^[29]以及寿命分布^[30]的形状参数上对DFR法进行了修正。根据细节疲劳性能截止值 DFR_{cutoff} 测量的相关标准^[31],待测样件需要满足同轴度的要求,而单面喷丸成形后的壁板会发生翘曲、同轴度差,在疲劳测试过程中会产生附加弯曲应力,影响DFR法测试结果的准确性。

本文以喷丸成形大尺寸曲面壁板件为研究对象,从成形壁板件中截取疲劳试验件,研究喷丸成形曲面件的细节疲劳性能。针对喷丸成形后产生的翘曲效应,通过点云测绘建模、有限元仿真和电阻应变片监测等手段,分析曲面样件疲劳过程中局部承载应力应变特征,基于

SWT模型评价曲面试样细节疲劳性能。

1 试验方法

1.1 试样制备

采用铝合金板材进行喷丸成形试验,材料为2024-T351。大尺寸曲面壁板喷丸成形工艺为单面喷丸成形+双面喷丸强化工艺,壁板整体尺寸为8500 mm×1450 mm×60 mm,成形曲面壁板件示意图如图1(a)所示。喷丸成形环节工艺参数:弹丸介质为直径3 mm的铸钢丸,喷丸气压为0.45 MPa,弹丸流量为12 kg/min。喷丸强化环节工艺参数:弹丸介质为直径0.58 mm的铸钢丸,喷丸气压为0.18 MPa,弹丸流量为12 kg/min,覆盖率为200%。最终材料表面轮廓如图1(b)和(c)所示,可以发现表面存在大量喷丸成形工艺产生的大弹坑和喷丸强化工艺产生的小弹坑。

将喷丸成形的大尺寸曲面壁板切割成小尺寸疲劳试样,用于细节疲劳性能截止值 DFR_{cutoff} 测试。疲劳试样设计尺寸为300 mm×60 mm×6 mm,如图2所示。试验测试了3种表面状态样品:(1)原始机械加工试样;(2)单面喷丸成形试样(喷丸成形壁板截取件),样件存在翘曲;(3)双面喷丸成形试样。其中双面喷丸成形样品表面平行对称度较好,用于验证翘曲壁板对 DFR_{cutoff} 测试值的影响。

1.2 疲劳试验

DFR_{cutoff} 试验参照《HB 7110—1994 金属材料细节疲劳额定强度截止值 DFR_{cutoff} 试验方法》进行,采用单点法测试 DFR_{cutoff} 。疲劳试验在MTS电液伺服万能试

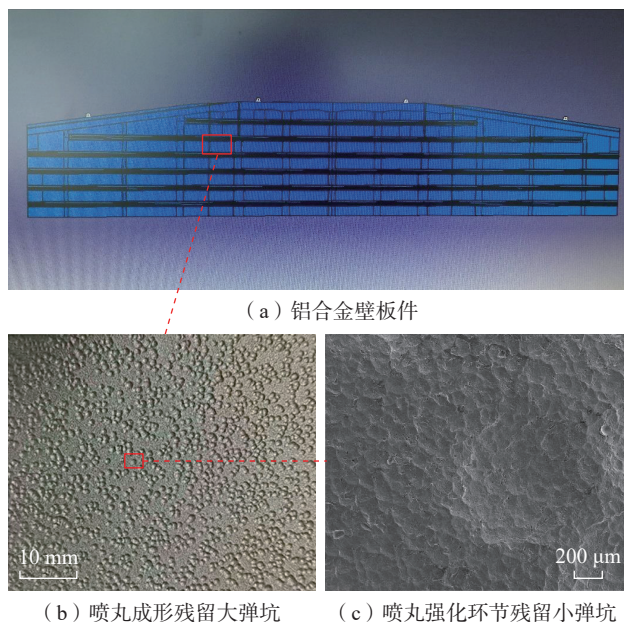


图1 喷丸成形铝合金壁板件及表面弹坑
Fig.1 Shot peened parts and surface profile

验机上进行,以拉-拉载荷为轴向控制,加载波形为正弦波,应力比 $r=0.06$,试验频率 20 Hz,试验环境为大气环境,温度为室温。根据 HB7110 标准,试验时的应力选择需要使试样的寿命控制在 $(1.5\sim 4.0) \times 10^5$ 次范围内,且同一应力水平下满足条件的试样数量达到 8 个。试验应力、试验件数量和制备工艺等参数见表 1。

试验测试过程中,疲劳试验件危险截面两侧粘贴应变片,监测翘曲试验件局部应变数据,帮助分析翘曲对疲劳性能影响。此外,试验中获得的应变数据,将用于校验后续有限元模拟数值的准确性。应变片粘贴具体位置如图 3 所示,试样两侧各粘贴 3 个应变片,其中 2 个位于靠近试样的棱边,另外 1 个位于板面中心。

1.3 有限元建模

单面喷丸成形壁板试件形貌具有翘曲特征,如图 4 (a) 所示。本文采用点云实体化模型的方法对试样进行建模,首先采用激光三维测绘翘曲试样轮廓,获得轮廓的点云数据;然后利用 Imageware 对点云数据构建模型

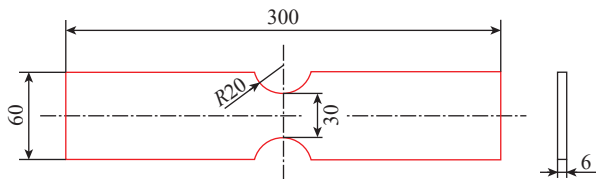


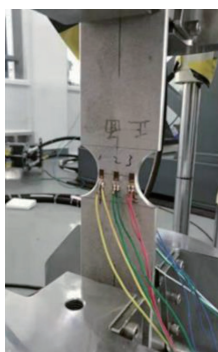
图 2 细节疲劳性能检测试样几何尺寸 (mm)

Fig.2 Geometric size of detailed fatigue test sample (mm)

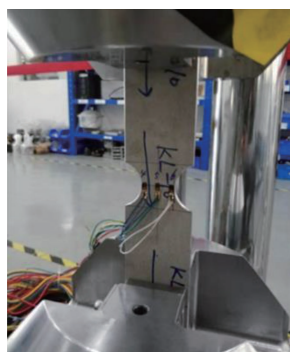
表 1 DFR_{cutoff} 测试参数及试样制备工艺

Table 1 DFR_{cutoff} test parameters and sample preparation process

制备工艺	试样形状	试验应力/MPa	试验件数量
单面成形 + 双面强化	曲面	180	12
原始试样	平板	190	12
双面成形 + 双面强化	平板	245	12



(a) 喷丸成形件正面及应变片粘贴位置



(b) 喷丸成形件反面及应变片粘贴位置

图 3 喷丸成形件 DFR_{cutoff} 测试

Fig.3 DFR_{cutoff} test for shot peened samples

外表面,如图 4 (b) 所示;最后采用 SolidWorks 软件构建实体化三维模型,如图 4 (c) 所示。

实体化建模后,通过 ABAQUS 软件模拟疲劳加载历程,获得翘曲试样在疲劳试验中夹紧、加载过程中的应力应变状态。为了给实体模型赋予属性,对材料参数进行设置:密度 2.78 g/cm^3 、杨氏模量 72000 MPa、泊松比 0.33、屈服强度为 345 MPa、抗拉强度 471 MPa。

模拟的疲劳加载过程分为 3 个阶段,包括单端夹持、两端夹持和拉伸加载至最大疲劳名义应力,加载过程如图 5 所示。

2 结果与讨论

2.1 喷丸成形铝合金曲面件疲劳性能

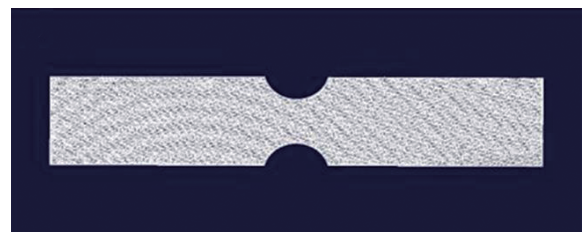
基于航空工业标准 HB 7110—1994,单点法求解 DFR_{cutoff} 计算公式为

$$DFR_{\text{cutoff}} = \frac{0.94\sigma_{m0}}{\sigma_{\text{max}}} \frac{0.94\sigma_{m0} S^{(5-\lg N)} - (0.47S^{(5-\lg N)} - 0.53) - (0.0282S^{(5-\lg N)} + 0.0318)}{(1)}$$

式中, σ_{m0} 为材料固有特征参数,铝合金取值 310 MPa; S 为 $S-N$ 曲线的斜度参数,铝合金取值 2; σ_{max} 为最大应力值; N 为 $N_{95/95}$,即可靠度和置信度为 95% 时的寿命。



(a) 试样实体



(b) 点云轮廓



(c) 实体化模型

图 4 单面喷丸成形试样实体、点云轮廓和实体化模型

Fig.4 Entity, point cloud contour and materialized model of single side shot peened formed sample

$N_{95/95}$ 计算公式为

$$N = N_{95/95} = \frac{\beta}{S_T S_R S_C} \quad (2)$$

式中, S_T 为试样系数, 标准试样取值 1.3; S_R 为可靠度系数, 铝合金材料取值 2.1; S_C 为置信度系数, 取值 1.125; β 为特征寿命, 有

$$\beta = \left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (N_i)^\alpha \right]^{1/\alpha} \quad (3)$$

式中, n 为有效数据点个数, 本项目取 8 个; N_i 为各试样测试寿命; α 为材料属性, 铝合金取值 4。

表 2 给出了原始未喷丸、单面喷丸成形、双面喷丸成形 3 种制备状态下铝合金试样的 DFR_{cutoff} 和相关计算

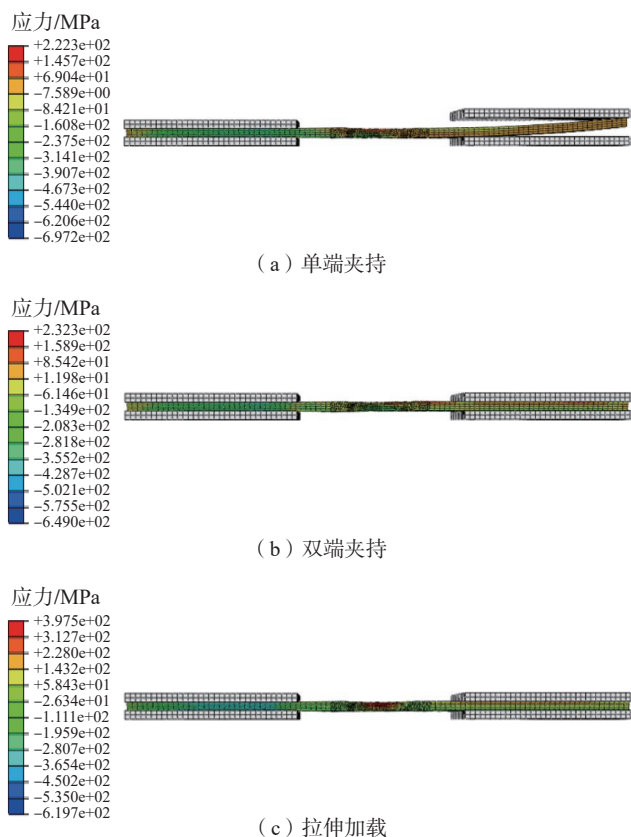


图 5 有限元模拟单端夹持、双端夹持和拉伸加载

Fig.5 Single end clamping, double end clamping and tensile loading of finite element simulation

表 2 试样 DFR_{cutoff} 直接计算结果

Table 2 Direct calculation results of DFR_{cutoff} of sample

试样	S_C	β/cycle	$N_{95/95}$	$DFR_{\text{cutoff}}/\text{MPa}$
原始未喷丸		266661	86825	184.6
单面喷丸成形	1.125	326932	106449	182.4
双面喷丸成形		282551	91999	241.4

结果。 DFR_{cutoff} 计算过程依据航空工业标准 HB 7110—1994 中的单点法。经测试和计算 (采用名义应力, 未考虑翘曲效应), 未喷丸 DFR_{cutoff} 184.6 MPa、单面喷丸成形 DFR_{cutoff} 182.4 MPa、双面喷丸成形 DFR_{cutoff} 241.4 MPa。依据名义测试应力计算结果可知, 单面喷丸试样的 DFR_{cutoff} 略低于未喷丸试样, 而双面喷丸试样的 DFR_{cutoff} 比原始态提升了 30.8%。这是因为单面喷丸成形试样呈翘曲状态, 在疲劳试验夹紧过程中产生了附加的弯曲应力, 使得试样实际承受的应力和应变增大, 即实际承载应力大于名义应力, 因此 DFR_{cutoff} 不能准确评价单面喷丸成形试样的疲劳性能。

2.2 单面喷丸成形曲面试件加载应力应变特征

采用激光三维测绘获取翘曲试样轮廓的点云数据, 为每个单面喷丸成形试样建立实体模型, 利用有限元仿真计算加载过程中试样的应力应变。有限元模拟分 3 个阶段: 试样单端夹持、双端夹持和轴向加载最大疲劳名义应力, 如图 5 所示。

图 6 为单面喷丸成形翘曲试样两端夹紧状态和轴向加载至 180 MPa 应力时的云图。在两端夹紧状态时, 翘曲试样圆弧区出现严重、非对称的应力集中, 最大应力为 216 MPa, 出现在圆弧棱边处。另外, 试样因为翘曲, 其正面 (喷丸成形面) 和反面的应力状态相反, 正面为压应力状态, 反面为拉应力状态, 如图 7 所示。当试样轴向加载至 180 MPa 时, 圆弧区的应力值与应力状态改变。正面的应力状态从压应力变为拉应力, 反面依然

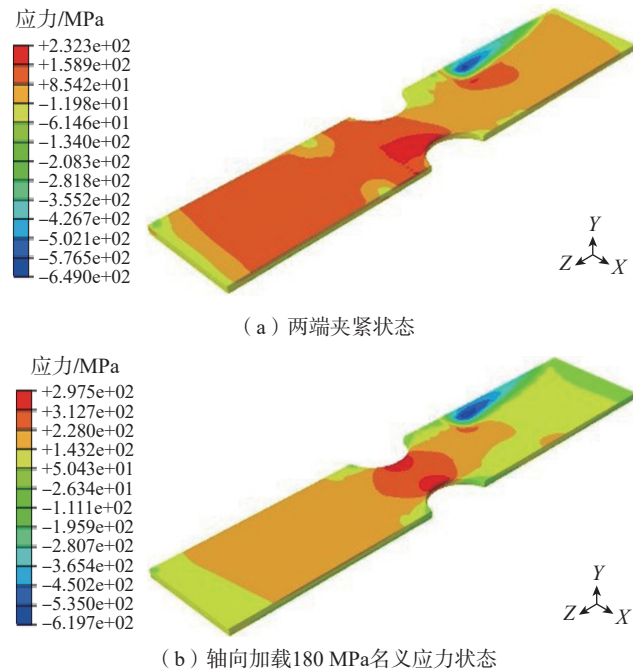


图 6 弯曲试样 (单面喷丸成形) 轴向加载过程名义应力云图

Fig.6 Directional stress nephogram of bending specimen (unilateral shot peen forming) during axial loading

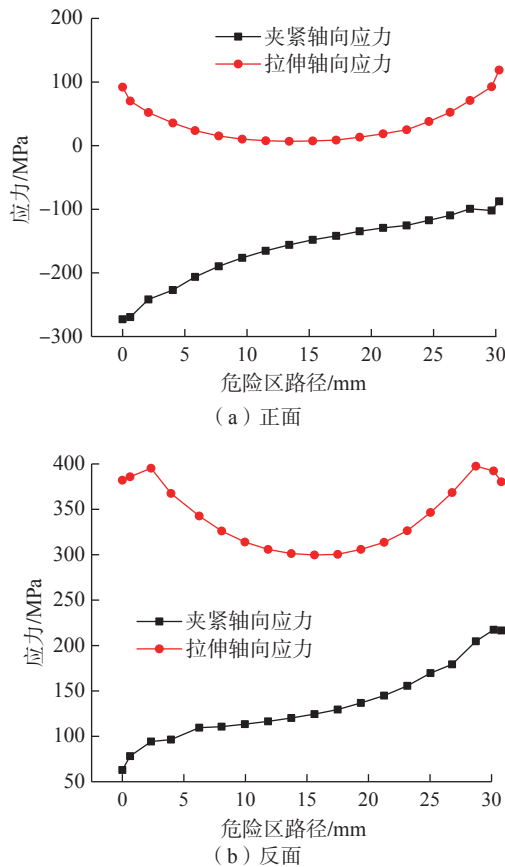


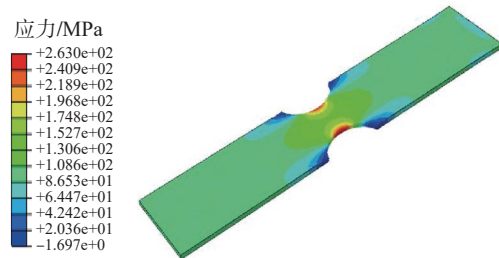
图7 弯曲试样(单面喷丸成形)加载中危险截面轴向应力分布曲线
Fig.7 Axial stress distribution curve of dangerous section under loading of bending specimen (unilateral shot peening forming)

保持拉应力状态,但应力峰值有所增大。此时,正面和反面的应力均为拉应力状态,但是两面的应力值不同,反面的应力值更大,达到 397 MPa。

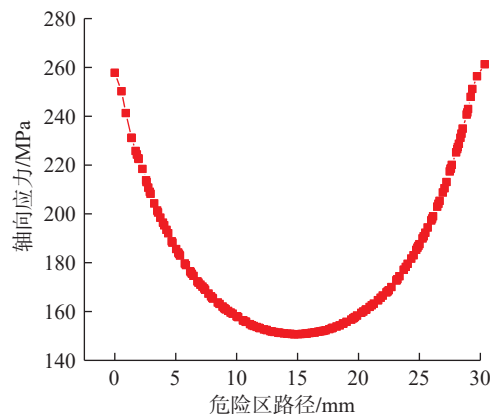
未喷丸平板试样因为没有发生翘曲,其正面和反面的应力值和应力状态相同,因此有限元模拟时只展示其中一面的情况。在两端夹紧状态时,其正反两面没有附加的应力集中。当试样轴向应力加载至 180 MPa 时,如图 8 所示,其正面和反面的应力状态相同,都是拉应力状态,应力值相等,最大应力为 263 MPa,出现在圆弧棱边处。

当试样两端夹紧时,单面喷丸成形试样的局部应力最大值比未喷丸平板试样高 216 MPa;当试样两端加载至 180 MPa 时,单面喷丸试样的局部应力最大值比未喷丸平板试样高 130 MPa。因此,在相同名义应力下,板材翘曲效应导致单面喷丸成形试样更容易发生断裂失效。

采用电阻应变片测量试样件加载过程中的局部应力值,对有限元计算结果的准确性进行校验,表 3 给出了单面喷丸成形试样加载过程中危险弧区电阻应变片采集数据与有限元计算数据。在试样夹紧阶段,电阻



(a) 应力云图



(b) 轴向应力分布曲线

图8 平板试样轴向加载 180 MPa 应力云图和危险截面轴向应力分布曲线

Fig.8 Stress nephogram and axial stress distribution curve of dangerous section under axial loading (180 MPa nominal stress) of flat sample

表3 单面喷丸成形试样加载过程中电阻应变片采集数据与有限元模拟数据

Table 3 Data collected by resistance strain gauge and finite element simulation data in loading process of unilateral shot peening forming sample MPa

电阻片	夹持状态		拉伸状态	
	模拟	应变片	模拟	应变片
1	-141	-169	50	18
2	-156	-162	-2.2	-37
3	-161	-174	24	16
4	230	173	340	328
5	155	132	241	240
6	170	172	360	345

片 1~3 为喷丸成形正面(喷丸成形面)的电阻应变片情况,其受力状态为压应变,对应附加压应力状态。电阻片 4~6 为喷丸强化反面的电阻应变片情况,受力状态呈拉应变,对应附加拉应力状态。当试样轴向加载应力为 180 MPa 时,试验件正面(电阻片 1~3)应力逐渐由压应变转变为拉应变,最后形成附加拉应力状态;试验件反面(电阻片 4~6)仍然为拉应变,对应的拉应力增加。

对比电阻片和有限元模拟两种方式获取的数据,从应力状态角度来看,两种数据完全一致;从应力数值角度,在夹持阶段,应力测试数据电阻片 1 和 4 与计算应力偏离较大,但在加载至最大拉伸应力阶段,两组数据较接近。模拟和应变片的数据总体上较为接近,所以有限元模拟数据基本可靠。

2.3 基于 SWT 模型喷丸成形曲面件疲劳性能评价

疲劳寿命一般分为萌生阶段寿命、扩展阶段寿命和断裂阶段寿命 3 个阶段。DFR 测试的细节疲劳寿命为 $(1.5\sim 4.5) \times 10^5$ 周次,其中裂纹萌生阶段疲劳寿命占比较高。研究表明,2024-T3 态铝合金在 190 MPa 载荷条件下,萌生阶段及早期扩展阶段寿命占比约为 70%~80%^[30]。当裂纹萌生及其初始扩展占寿命主导时,SWT 模型^[31]是评价疲劳寿命的一种有效方法。该模型认为疲劳循环寿命与损伤程度有关,疲劳循环过程中疲劳损伤程度可通过 $\sigma_{\max} \varepsilon_a$ 确定,即最大正应力与应变幅的乘积,SWT 方程的表达式为

$$\text{SWT} = \sigma_{\max} \varepsilon_a = \frac{(\sigma_f')^2}{E} (2N_f)^{2b} + \sigma_f' \varepsilon_f' (2N_f)^{b+c} \quad (4)$$

式中, σ_{\max} 为最大正应力; ε_a 为应变幅; σ_f' 为疲劳强度系数; ε_f' 为疲劳韧性系数; b 为疲劳强度指数; c 为疲劳韧性指数; N_f 为疲劳断裂循环次数。

由式(4)可知,疲劳断裂循环次数与 SWT 值有关,即 SWT 值相等,疲劳断裂循环次数 N_f 也基本相同。本研究通过计算单面喷丸成形试样在名义应力 σ_0 时的 SWT 因子值,折算出相同 SWT 值时未喷丸平板所对应的名义应力 σ_i ,即单面喷丸成形试样当量载荷为 σ_i 。

根据拉伸试验得到的应力-应变曲线,将有限元模拟试样在拉伸加载过程中得到的应力值 σ 转化为具体的应变值,从而获取试样受最大载荷时的应力应变状态,计算 SWT 因子。同时由于喷丸工艺在试样表层施加了一层残余压应力,减弱了喷丸试样的局部应力集中现象,因此将试样断后测量得到的残余应力作为循环加载过程中稳定的残余应力进行修正。

图 9 为未喷丸平板试样加载过程中轴向应力分布曲线,最大名义应力为 190 MPa,应力比 $r=0.06$ 。峰值载荷对应的危险区最大应力为 277 MPa,谷值载荷对应的危险区最大应力为 17 MPa。其 SWT 因子为

$$\sigma_{\max} \times \varepsilon_a = 277 \text{ MPa} \times 1.89 \approx 524 \text{ MPa}$$

图 10 为单面喷丸成形翘曲试样加载过程中横截面应力云图和轴向应力分布曲线,最大应力为 180 MPa,峰值载荷对应的最大应力为 399 MPa。SWT 因子为

$$\sigma_{\max} \times \varepsilon_a = 399 \text{ MPa} \times 4.43 \approx 1768 \text{ MPa}$$

考虑到残余应力作用,试样断裂时剩余残余应力

为 -111 MPa, SWT 因子为

$$\sigma_{\max} \times \varepsilon_a = 288 \text{ MPa} \times 1.664 \approx 479 \text{ MPa}$$

此时,单面喷丸成形翘曲试样 180 MPa 时的 SWT 因子值与平板试样 190 MPa 时的 SWT 因子值,相差小于 10%。基于 SWT 模型,推测两个试样的疲劳寿命相当。实际测量显示,喷丸试样循环寿命 22.6 万次,平板试样的平均寿命 20.9 万次,两者基本相同,说明该方法有效。

基于上述 SWT 模型,结合电阻应变测量和有限元仿真,计算了 6 组喷丸成形曲面试样的 SWT 因子,如表 4 所示。结果显示,单面喷丸成形试样在 180 MPa 名义应力下的平均 SWT 因子与未喷丸平板件 190 MPa 应

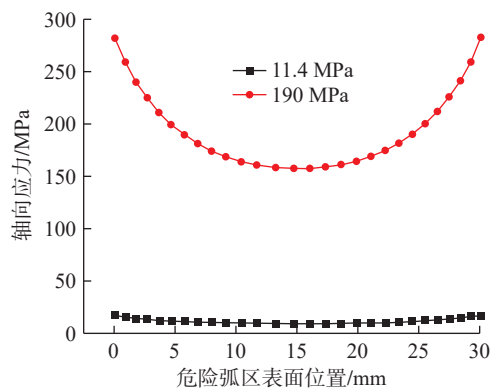
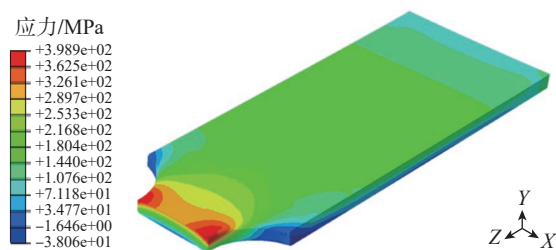
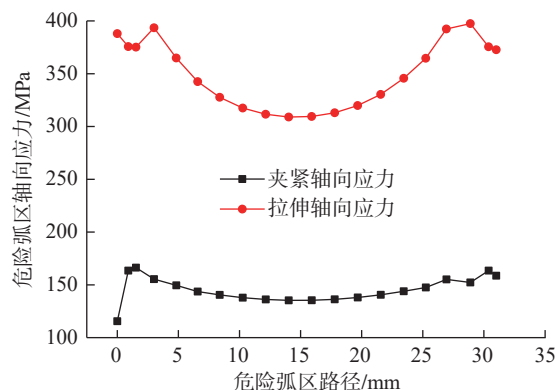


图 9 平板试样疲劳循环过程中轴向应力分布曲线

Fig.9 Axial stress distribution curve of flat sample during fatigue cycle



(a) 横截面应力云图



(b) 轴向应力分布曲线

图 10 喷丸试样疲劳循环过程中横截面应力云图和轴向应力分布曲线

Fig.10 Cross-section stress nephogram and axial stress distribution curve of shot peening specimen during fatigue cycle

表4 试样裂纹萌生阶段寿命 SWT 评价表

Table 4 SWT evaluation table of specimen life at crack initiation stage MPa

试样编号	名义应力 σ	局部应力 σ_1	局部应力 σ_2	剩余残余应力	SWT 因子
单面喷丸 1	180	395	112	-85	657
单面喷丸 2	180	399	166	-111	475.2
单面喷丸 3	180	398	203	-28	505
单面喷丸 4	180	395	112	-111	598
单面喷丸 5	180	390	213	-19	458
单面喷丸 6	180	391	199	-61	443
单面喷丸平均值	—	—	—	—	523
平板 1	190	277	17	0	522
平板 2	219	319	19	-90	524.5

注:表中 σ_1 对应峰值位置; σ_2 对应谷值位置。

力下 SWT 因子相等,与试验测试结果吻合。此外,由于喷丸成形样品在表层引入压应力,经检测疲劳断裂后样品表面平均剩余残余应力为 -90 MPa。因此,假设在平板试样表层附加 -90 MPa 残余压应力,则经有限元模拟平板试样在最大轴向名义应力为 219 MPa 时 SWT 因子为 524.5,近似等于喷丸成形曲面试样的 SWT 因子,如表 4 所示。即单面喷丸成形无翘曲试样在承受名义应力为 219 MPa 时的疲劳性能,与单面喷丸成形翘曲试样在承受名义应力为 180 MPa 时试验测量的疲劳性能水平相当,经计算此时 DFR_{cutoff} 为 221.6 MPa。

采用双面喷丸成形平板试样进行验证,喷丸成形参数相同、试样平整、同轴度好,经测试和计算 DFR_{cutoff} 为 241.4 MPa。考虑到平板试样计算 SWT 因子时未考虑加工硬化的影响,因此喷丸试样不受弯曲应力时的 DFR_{cutoff} 应大于平板试样加载 219 MPa 的 DFR_{cutoff} ,试验里双面喷丸试样 DFR_{cutoff} 为 241.4 MPa,大于 221.6 MPa,满足结论。

综上所述,喷丸所引入的残余应力场提高了 DFR_{cutoff} ,使材料的疲劳强度性能得到提升。由于单面喷丸成形试样翘曲、同轴度差,在加载过程中附加的弯曲应力使得采用 DFR 法测量得到的疲劳强度低于实际疲劳强度。单面喷丸弯曲试样在 180 MPa 轴向应力下的 DFR_{cutoff} 的测试值为 182.4 MPa,基于 SWT 模型修正后为 221.6 MPa,考虑到加工硬化的影响,单面喷丸成形试样的实际 DFR_{cutoff} 应稍大于 221.6 MPa。

3 结论

研究了具有弯曲特征的单面喷丸成形 2024-T351

铝合金壁板细节疲劳性能,分析了样件翘曲因素对铝合金壁板承载应力和疲劳性能影响,基于 SWT 模型、结合有限元仿真评价了喷丸成形曲面试样细节疲劳截止值 DFR_{cutoff} ,得出如下结论。

(1) 喷丸成形工艺提高了铝合金板材细节疲劳性能。经试验测试和计算,原始未喷丸态铝合金 DFR_{cutoff} 为 184.6 MPa,双面喷丸成形态铝合金 DFR_{cutoff} 为 241.4 MPa,细节疲劳强度提高 30.8%。

(2) 单面喷丸成形铝合金板材呈翘曲特征,加载过程中板材承受附加弯曲应力,板材应力呈不均匀、非对称分布。经电阻应变片采集和有限元模拟计算,翘曲试样夹紧过程中正面、反面的承载应力相反。在轴向加载 180 MPa 名义应力条件下,翘曲板材局部应力峰值接近 400 MPa,平板试样板材的峰值应力为 263 MPa。

(3) 单面喷丸成形工艺所造成的材料翘曲,使材料在疲劳试验时产生附加弯曲应力,因此采用 DFR 法测得的疲劳强度小于实际疲劳强度。单面喷丸成形曲面件在名义应力条件下 DFR_{cutoff} 为 182.4 MPa,基于 SWT 模型换算,单面喷丸成形试样的 DFR_{cutoff} 为 221.6 MPa。

参考文献

- [1] 李勇,李东升,李小强.大型复杂壁板构件塑性成形技术研究与应用进展[J].航空制造技术,2020,63(21):36-45,53.
LI Yong, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang. A review of plastic forming technologies and applications for large and complex-shaped panels[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(21): 36-45, 53.
- [2] 王义林,刘勇,耿会程,等.高强铝合金热冲压成形技术研究进展[J].航空制造技术,2019,62(16):22-35.
WANG Yilin, LIU Yong, GENG Huicheng, et al. Research progresses of hot stamping technology for high strength aluminum alloy sheet[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(16): 22-35.
- [3] JIANG J F, ATKINSON H V, WANG Y. Microstructure and mechanical properties of 7005 aluminum alloy components formed by thixoforming[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2017, 33(4): 379-388.
- [4] 杜之明,靳钰,韩飞,等.基于 SIMA 法的铝合金复杂构件触变锻造成形技术[J].精密成形工程,2020,12(3):20-28.
DU Zhiming, JIN Yu, HAN Fei, et al. Thixoforming technology for complex aluminum alloy components based on SIMA method[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2020, 12(3): 20-28.
- [5] LI M Z, LIU Y H, SU S Z, et al. Multi-point forming: A flexible manufacturing method for a 3-D surface sheet[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1999, 87(1-3): 277-280.
- [6] SHETH D, DAS S, CHATTERJEE A, et al. Modeling of closed-die forging for estimating forging load[J]. Journal of the Institution of Engineers (India): Series C, 2017, 98(1): 53-61.
- [7] 许小云,王云鹏,胡嘉玮,等.铝合金翼座热塑性挤压成形模拟分析[J].精密成形工程,2018,10(4):85-89.
XU Xiaoyun, WANG Yunpeng, HU Jiawei, et al. Thermoplastic

extrusion forming simulation of aluminium alloy wing seat[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2018, 10(4): 85–89.

[8] 光凯惠, 李娟, 王辉, 等. 硬铝合金半球形零件的渐进成形工艺研究[J]. 精密成形工程, 2018, 10(4): 68–74.

[9] GUANG Kaihui, LI Juan, WANG Hui, et al. Research on incremental forming technology for hemispherical parts of hard aluminium alloy[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2018, 10(4): 68–74.

[10] YE Y X, ZENG R, NIE Z, et al. Researches on the curvature adjustment of metal sheet induced by laser shock forming through experiments and simulations[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 108(9–10): 2791–2802.

[11] SUN K, LIU H X, MA Y J, et al. Laser shock hydraulic forming for micro-bowl with miniature concave[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105(1–4): 441–455.

[12] 尚建勤, 曾元松. 喷丸成形技术及未来发展与思考[J]. 航空制造技术, 2010, 53(16): 26–29.

[13] SHANG Jianqin, ZENG Yuansong. Shot forming technology and its development trend and thinking[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(16): 26–29.

[14] 康小明, 马泽恩, 何涛, 等. 机翼整体壁板喷丸成形 CAD/CAM/CAE 系统[J]. 航空制造工程, 1997(6): 35–36.

[15] KANG Xiaoming, MA Zeen, HE Tao, et al. CAD/CAM/CAE system of aircraft wing whole wall panel shot peening[J]. Aeronautical Manufacturing Engineering, 1997(6): 35–36.

[16] 张格. 喷丸成形技术助力机翼制造[J]. 大飞机, 2014(5): 99.

[17] ZHANG Ge. Shot peening technology helps wing manufacturing[J]. Jetliner, 2014(5): 99.

[18] 曾元松, 黄遐. 大型整体壁板成形技术[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 721–727.

[19] ZENG Yuansong, HUANG Xia. Forming technologies of large integral panel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 721–727.

[20] MIAO H Y, DEMERS D, LAROSE S, et al. Experimental study of shot peening and stress peen forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2010, 210(15): 2089–2102.

[21] WANG M T, ZENG Y S, BAI X P, et al. Deformation rule of 7150 aluminum alloy thick plate by pre-stress shot peen forming[J]. Advanced Materials Research, 2014, 1052: 477–481.

[22] WANG M T, ZENG Y S, HUANG X, et al. Research on deformation of 7050 aluminum alloy panels with stiffeners by pre-stress shot peen forming[C]//AIP Conference Proceedings. Nantes, 2016.

[23] GARIÉPY A, LAROSE S, PERRON C, et al. On the effect of the orientation of sheet rolling direction in shot peen forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2013, 213(6): 926–938.

[24] RUSSIG C, BAMBACH M, HIRT G, et al. Shot peen forming of fiber metal laminates on the example of GLARE®[J]. International Journal of Material Forming, 2014, 7(4): 425–438.

[25] 王明涛, 曾元松, 黄遐. 大尺寸弹丸喷丸成形 2024–T351 铝合金表面质量研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(5): 92–94.

[26] WANG Mingtao, ZENG Yuansong, HUANG Xia. Research on surface quality of 2024–T351 aluminum alloy by peen forming with large ball[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(5): 92–94.

[27] 王旭, 沈培良, 高玉魁, 等. 喷丸成形及强化对 2024HDT–T351 板材疲劳特性的影响[J]. 表面技术, 2017, 46(8): 165–169.

[28] WANG Xu, SHEN Peiliang, GAO Yukui, et al. Influence of shot blasting forming and strengthening on fatigue property of 2024HDT–T351 plate[J]. Surface Technology, 2017, 46(8): 165–169.

[29] 赵安安, 张贤杰, 高国强, 等. 大型机翼整体壁板系统化喷丸成形技术[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 522635.

[30] ZHAO Anan, ZHANG Xianjie, GAO Guoqiang, et al. A systematic method of shot peen forming of large integral wing skin panels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 522635.

[31] 高国强, 王永军, 张万瑜, 等. 喷丸成形工艺参数对成形曲率半径的影响分析[J]. 锻压技术, 2014, 39(9): 53–57.

[32] GAO Guoqiang, WANG Yongjun, ZHANG Wanyu, et al. Influence analysis of shot peening forming technological parameters on formed curvature radius[J]. Forging & Stamping Technology, 2014, 39(9): 53–57.

[33] 时圣革, 王明涛, 白雪飘, 等. 大尺寸弹丸喷丸成形 7B50 铝合金材料的变形规律[J]. 锻压技术, 2021, 46(3): 96–100.

[34] SHI Shengge, WANG Mingtao, BAI Xuepiao, et al. Deformation law of 7B50 aluminum alloy in shot peening for large size projectiles[J]. Forging & Stamping Technology, 2021, 46(3): 96–100.

[35] 李耀, 孙汉斌. 喷丸强化对 2024–T351 板材疲劳性能的影响[J]. 工程与试验, 2019, 59(1): 27–29, 81.

[36] LI Yao, SUN Hanbin. Influence of shot blasting strengthening on fatigue property of 2024–T351 plate[J]. Engineering & Test, 2019, 59(1): 27–29, 81.

[37] 霍文辉. DFR 法在军用飞机疲劳分析的应用研究[J]. 现代制造技术与装备, 2019(1): 77–78.

[38] HUO Wenhui. Application of DFR method in fatigue analysis of military aircraft[J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2019(1): 77–78.

[39] 袁伟, 孙秦. DFR 法结构细节疲劳强度分析[J]. 陕西理工大学学报(自然科学版), 2007, 23(1): 9–11.

[40] YUAN Wei, SUN Qin. Fatigue intensity analysis of structure detail based on detail fatigue rating[J]. Journal of Shaanxi University of Technology (Natural Science Edition), 2007, 23(1): 9–11.

[41] 董彦民, 刘文珽, 杨超. 军用飞机结构耐久性设计的细节疲劳额定值方法[J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2357–2364.

[42] DONG Yanmin, LIU Wenting, YANG Chao. Military aircraft durability design method based on detail fatigue rating[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(12): 2357–2364.

[43] 姬浩, 段小维, 郑皓. 喷丸对 2024 铝合金厚板 DFR 疲劳性能的影响[J]. 热加工工艺, 2018, 47(24): 138–141.

[44] JI Hao, DUAN Xiaowei, ZHENG Hao. Effects of shot peening on DFR fatigue properties of 2024 aluminum alloy thick plate[J]. Hot Working Technology, 2018, 47(24): 138–141.

[45] SCHIJVE J. Fatigue crack propagation in light alloy sheet material and structures[M]//Advances in Aeronautical Sciences. Amsterdam: Elsevier, 1962: 387–408.

[46] SMITH K N, TOPPER T, WATSON P. A stress–strain function for the fatigue of metals[J]. Journal of Materials, 1970, 5(4): 767–778.

通讯作者: 王锋, 高级工程师, 硕士, 研究方向为结构疲劳与断裂。

(责编 阳光)