

预腐蚀条件下不同孔数冷挤压强化 7075-T6 铝合金板件疲劳寿命退化规律

王长凯¹, 张腾¹, 张天宇¹, 何宇廷¹, 蒋海波¹, 郭金奎²

(1.空军工程大学, 西安 710038; 2.93108 部队, 黑龙江 齐齐哈尔 161000)

摘要: **目的** 研究腐蚀环境下单孔和多孔冷挤压强化铝合金板件的疲劳寿命退化规律和损伤机理。**方法** 针对 2 种不同孔距的三孔冷挤压强化 7075-T6 铝合金板件, 采用模拟热带海洋大气环境的实验室加速腐蚀谱, 开展不同腐蚀时间下的预腐蚀疲劳试验。**结果** 获得了 3 倍孔距的三孔挤压强化铝板以及单孔挤压强化铝板的 $C(t)$ 曲线、疲劳 $S-N$ 曲线和损伤形貌特征, 分析了腐蚀后挤压强化试件的腐蚀机理及挤压强化作用。同时, 将不同孔数试件的试验结果进行比较, 探明了孔数对挤压强化铝板腐蚀和疲劳性能的影响。**结论** 腐蚀后挤压强化铝合金板件的疲劳性能发生显著退化, 腐蚀损伤主要为剥蚀, 疲劳裂纹萌生位置由孔边转移至表面。挤压孔数量对挤压强化铝合金板件的疲劳和腐蚀疲劳性能的影响较小。

关键词: 冷挤压强化; 多孔铝合金板件; 预腐蚀疲劳; $S-N$ 曲线; $C(t)$ 曲线; 损伤机理

中图分类号: TG172

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2024)05-0109-12

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.05.013

Fatigue Life Degradation of 7075-T6 Aluminum Alloy Sheets Strengthened by Cold Extrusion with Different Number of Holes under Pre-corrosion Condition

WANG Changkai¹, ZHANG Teng^{1*}, ZHANG Tianyu¹, HE Yuting¹, JIANG Haibo¹, GUO Jinkui²

(1. Air Force Engineering University, Shaanxi Xi'an 710038, China;

2. 93108 Troops, Heilongjiang Qiqihaer 161000, China)

ABSTRACT: The work aims to study the fatigue life degradation law and damage mechanism of aluminum alloy sheets strengthened by single-hole and multi-hole cold extrusion in corrosive environment. Two kinds of three-hole cold extrusion strengthened 7075-T6 aluminum alloy sheets with different hole spacing were used to carry out pre-corrosion fatigue tests for different corrosion time in laboratory accelerated corrosion spectrum simulating tropical marine atmospheric environment. The $C(t)$ curve, fatigue $S-N$ curve and damage morphology characteristics of three-hole extrusion strengthened aluminum sheets and single-hole extrusion strengthened aluminum sheets with triple hole spacing were obtained, and the corrosion mechanism and extrusion strengthening effect of extrusion strengthened specimens after corrosion were analyzed. At the same time, the

收稿日期: 2024-02-28; 修订日期: 2024-03-25

Received: 2024-02-28; Revised: 2024-03-25

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-I-0016-0015); 国家自然科学基金 (52005507, 52175155); 陕西省高校科协青年人才托举计划项目 (20230431)

Fund: National Science and Technology Major Special Funding (J2019-I-0016-0015); National Natural Science Foundation of China (52005507, 52175155); Shaanxi University Science Association Young Talent Support Program Project (20230431)

引文格式: 王长凯, 张腾, 张天宇, 等. 预腐蚀条件下不同孔数冷挤压强化 7075-T6 铝合金板件疲劳寿命退化规律[J]. 装备环境工程, 2024, 21(5): 109-120.

WANG Changkai, ZHANG Teng, ZHANG Tianyu, et al. Fatigue Life Degradation of 7075-T6 Aluminum Alloy Sheets Strengthened by Cold Extrusion with Different Number of Holes under Pre-corrosion Condition[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(5): 109-120.

experimental results of specimens with different number of holes were compared, and the effect of the number of holes on the corrosion and fatigue properties of extrusion strengthened aluminum sheets was explored. The results show that the fatigue performance of the extruded aluminum alloy sheet after corrosion is significantly degraded, the corrosion damage is mainly denudation, and the fatigue crack initiation position is transferred from the hole edge to the surface. The number of extrusion holes has little effect on the fatigue and corrosion fatigue performance of extrusion strengthened aluminum alloy sheets.

KEY WORDS: cold extrusion strengthening; porous aluminum alloy sheet; pre-corrosion fatigue; *S-N* curve; *C(t)* curve; damage mechanism

螺栓连接是飞机结构中最常见的连接形式,其连接孔处由于应力集中和厚度效应,往往易造成结构的疲劳失效^[1]。航空工业上通常采用开缝衬套冷挤压强化技术以提高飞机金属结构在连接孔处的抗疲劳性能^[2-3]。该技术通过在连接孔边引入残余应力、改变孔壁粗糙度以及细化孔边区域晶粒等方式^[4-13],抑制连接孔处疲劳裂纹的萌生和扩展过程,进而实现结构疲劳寿命的显著增加。然而,由于飞机在使用过程中存在多环境、多工况的特征,特别是在海洋等极端大气环境下飞行时,其结构往往受到腐蚀和载荷的耦合作用而发生性能退化,严重时甚至影响到飞行安全^[14-18]。已有研究表明^[19-20],挤压孔结构在腐蚀环境下的疲劳性能与常规环境下相差较大。Hou 等^[21]对 7B04-T6 铝合金薄板紧固件孔腐蚀试样进行了孔冷挤压试验和疲劳试验,结果表明,孔冷挤压技术减轻了铝合金表面腐蚀坑的聚集,提升了试件的腐蚀疲劳寿命,且腐蚀后的裂纹萌生方式也由多裂纹源转变为单裂纹源。王斌团等^[22]研究了自然环境暴露下冷挤压和未挤压 7075-T6 铝合金的腐蚀疲劳性能,发现自然腐蚀 4 a 后,冷挤压试件的疲劳寿命衰减比高于未挤压试件。Stephen 等^[23]研究发现,在 3.5%NaCl 溶液的腐蚀作用下,冷挤压强化后的 7075-T6 受表面腐蚀坑的影响而发生疲劳寿命的显著降低。Hoepfner 等^[24]在研究不同腐蚀速率下 2023-T351 和 7075-T61 铝合金冷挤压强化试件的疲劳寿命退化情况时也同样指

出,腐蚀介质造成的材料性能退化是挤压强化铝板寿命退化的主要原因之一。以上研究表明,多孔冷挤压技术能够有效提升结构的腐蚀和疲劳性能。然而,目前的研究通常只集中于单孔铝板结构,飞机实际螺栓连接结构中,通常采用多孔连排的方式,对于冷挤压强化后多孔铝合金板件孔间残余应力的干涉作用情况,以及腐蚀后多孔结构的性能退化情况和损伤机理等方面,目前的研究相对匮乏。

针对已有研究中对多孔挤压铝合金板件腐蚀疲劳性能研究的不足,特别是关于挤压孔数对铝板腐蚀疲劳性能影响的研究较为缺乏,本文采用飞机结构中常用的多孔冷挤压强化 7075-T6 铝合金板件,开展实验室预腐蚀疲劳试验。揭示了腐蚀条件下单孔和多孔挤压铝合金板件的寿命退化规律及腐蚀损伤机理,同时研究了孔数对挤压强化铝合金板件腐蚀疲劳性能的影响。

1 试验

1.1 材料与试件

本文采用航空工业常用的 7075-T6 铝合金材料,为了降低铝合金板材基体残余应力对孔冷挤压过程引入的残余应力产生影响,本文选用不带包铝层的 7075-T651 铝合金预拉伸板材进行试验件加工。材料化学成分如表 1 所示。

表 1 7075-T6 铝合金主要化学成分(质量分数,%)
Tab.1 Main chemical composition of 7075-T6 aluminum alloy (mass fraction, %)

Cr	Cu	Mn	Fe	Si	Mg	Ni	Ti	Zn	Al
0.218 8	1.531	0.046 6	0.163 3	0.078 3	2.330	0.004 6	0.031 0	5.874	余量

本文设计了单孔冷挤压强化和三孔冷挤压强化铝板(3 倍孔距)试验件,试件表面不做防护处理、不装配螺栓。挤压孔按 HB/Z 170 采用开缝衬套挤压方式加工,使用美国 FTI 公司设备和技术,相对挤压量为 4%。挤压后,对试件进行终孔铰削。试件形状及尺寸如图 1 所示,其中试件挤压孔尺寸为挤压和终孔铰削后的尺寸。

1.2 腐蚀试验

本文在如图 2 所示的周期浸润试验箱中开展周期浸润试验。依据文献[25]配制实验室加速腐蚀溶液(见表 2),该溶液依据海南万宁大气环境成分进行加权浓缩后获得。周期浸润试验相关参数如表 3 所示,以海南万宁大气环境谱中雾、露年平均作用时间

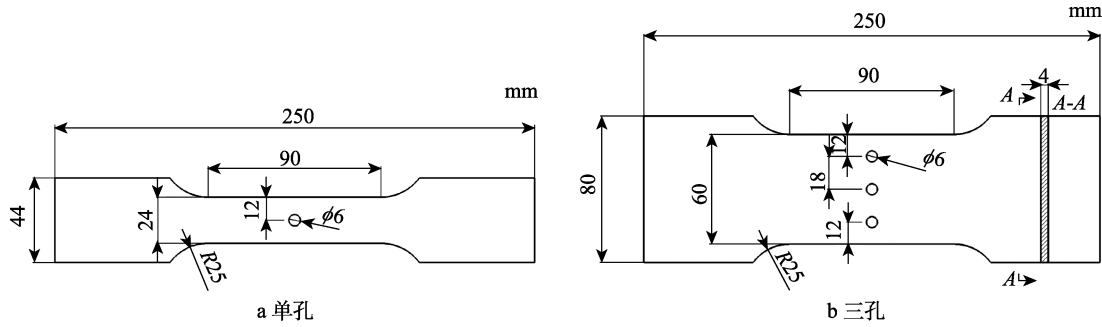


图 1 不同孔数冷挤压强化铝合金试件

Fig.1 Aluminum alloy specimens strengthened by cold extrusion with different number of holes: a) single hole; b) three holes

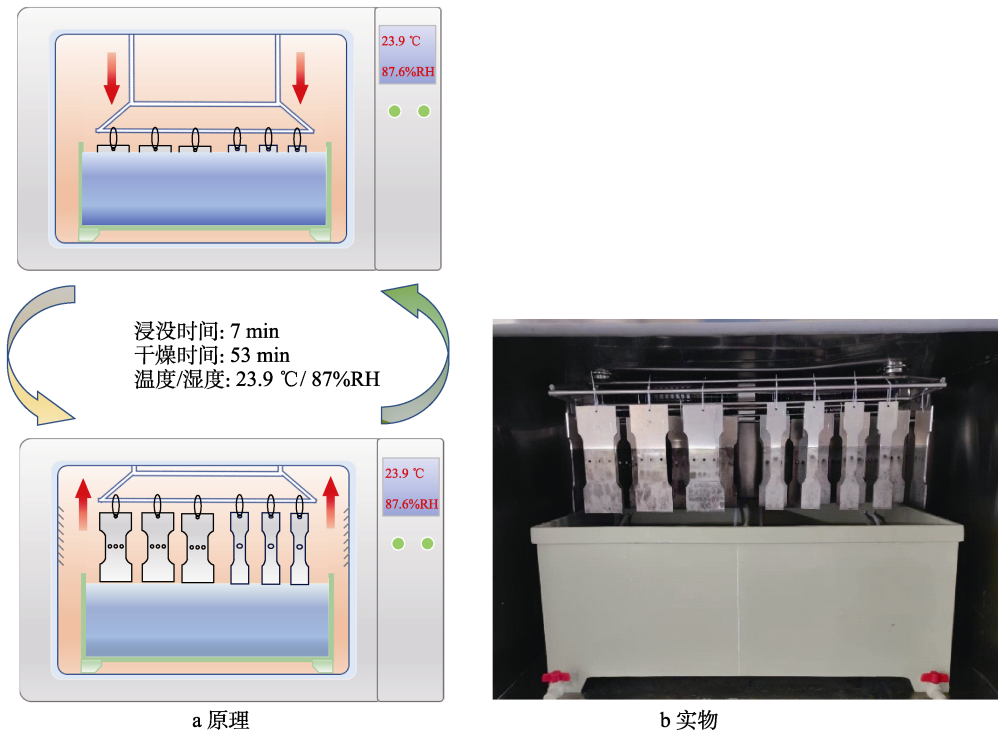


图 2 周期浸润试验

Fig.2 Periodic immersion test: a) schematic diagram; b) real picture

表 2 加速腐蚀溶液的腐蚀介质成分及浓度

Tab.2 Corrosion medium composition and concentration of accelerated corrosion solution

pH	$c(\text{H}_2\text{SO}_4)/(\text{mol}\cdot\text{L}^{-1})$	$c(\text{HNO}_3)/(\text{mol}\cdot\text{L}^{-1})$	$w(\text{NaCl})/\%$	蒸馏水
1.0	0.0406	0.0919	3.5	—

表 3 周期浸润试验相关参数

Tab.3 Relevant parameters of periodic immersion test

周浸试验周 期/min	干燥阶段温 度/°C	干燥阶段湿 度/%	容面比/ ($\text{L}\cdot\text{dm}^{-2}$)
60	23.9	87.6	≥ 3

与年时间总量的比值(7:53)作为周浸试验中的浸没时间与干燥时间的比例,试验的温度和湿度均为海南万宁大气的年平均温度和湿度。

本试验设置 33、165、330、495 h 共 4 组不同腐蚀时间,每组放置 4 个平行试件。当周期进入试验达

到各组规定的腐蚀时间后,依次取出 4 件试件。试件取出后立即用蒸馏水冲洗,然后在 30 °C 的恒温干燥箱中干燥,最后保存于干燥皿中。

1.3 疲劳试验

疲劳试验在 MTS 810 疲劳试验机上开展,以等幅谱的形式施加疲劳载荷,最大载荷分别为 230、240、260 MPa,加载频率为 15 Hz,试验应力比 $R=0.06$,温度为室温。

2 结果与讨论

2.1 无腐蚀条件下的疲劳寿命

单孔挤压强化试件和三孔挤压强化试件的纯疲劳试验结果分别见表 4 和表 5。疲劳寿命经肖维奈准则舍弃异常数据后取平均值,经最少试件数检验,满足分析要求(显著度取 0.1)。

表 4 单孔冷挤压强化试件疲劳试验结果
Tab.4 Fatigue test results of single-hole cold extrusion strengthened specimen

最大应力 $\sigma_{\max}/\text{MPa}$	试件编号	疲劳寿命 N_f/cycles	对数寿命	对数均值	对数标准差	$ x-\bar{x} /s$	对数变异系数	最小试件数 (置信度 $\gamma=90\%$)
230	1	191 562	5.28	5.14	0.111	1.312 3	0.021 6	3
	2	118 807	5.07			0.555 0		
	3	144 331	5.16			0.205 7		
	4	107 031	5.03			0.963 0		
240	1	133 996	5.13	4.96	0.142	1.195 5	0.028 7	3
	2	67 195	4.83			0.913 1		
	3	71 308	4.85			0.731 6		
	4	104 955	5.02			0.449 2		
260	1	50 078	4.70	4.63	0.102	0.686 2	0.022 1	3
	2	53 417	4.73			0.960 6		
	3	32 302	4.51			1.177 3		
	4	38 155	4.58			0.469 5		

表 5 三孔冷挤压强化试件疲劳试验结果
Tab.5 Fatigue test results of three-hole cold extrusion strengthened specimen

最大应力 $\sigma_{\max}/\text{MPa}$	试件编号	疲劳寿命 N_f/cycles	对数寿命	对数均值	对数标准差	$ x-\bar{x} /s$	对数变异系数	最小试件数 (置信度 $\gamma=90\%$)
230	1	100 580	5.00	4.96	0.18	0.229	0.035 6	4
	2	55 195	4.74			1.245		
	3	85 978	4.93			0.156		
	4	147 582	5.17			1.172		
240	1	157 894	5.20	5.00	0.13	1.457	0.026 6	3
	2	96 291	4.98			0.156		
	3	81 237	4.91			0.710		
	4	84 257	4.93			0.591		
260	1	73 300	4.87	4.59	1.21	0.927	0.0464	5
	2	26 177	4.42			0.984		
	3	59 164	4.77			0.529		
	4	32 383	4.51			0.387		
	5	25 008	4.40			0.913		

单孔和三孔挤压强化试件在双对数坐标下的疲劳 $S-N$ 曲线如图 3 所示。可以看出, 2 类试件的疲劳寿命相差不大。文献[26]采用有限元方法分析了三孔和单孔冷挤压强化铝合金板件孔边区域的残余应力分布情况。挤压后, 三孔冷挤压铝合金试件孔边的残余应力存在干涉效应, 即相连孔挤压后的残余应力相互干涉。然而图 3 所示的疲劳试验结果表明, 孔边残余应力的干涉作用对铝合金板件疲劳性能的影响较小。

2.2 预腐蚀后疲劳寿命

不同预腐蚀时间后, 单孔和三孔挤压强化试件的疲劳寿命分别见表 6 和表 7。

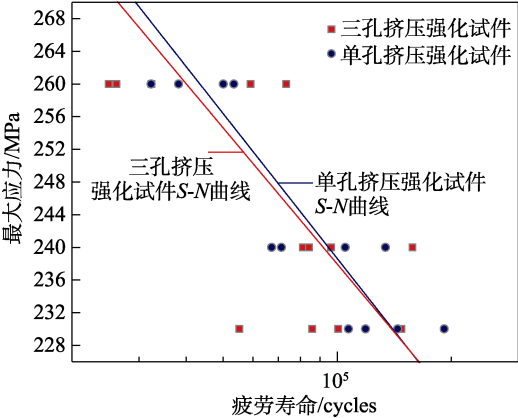


图 3 单孔和三孔挤压试件的均值疲劳 $S-N$ 曲线
Fig.3 Mean fatigue $S-N$ curves of single hole and three hole extruded specimens

表 6 单孔挤压强化试件腐蚀疲劳试验结果
Tab.6 Corrosion fatigue test results of single-hole extrusion strengthened specimens

实验室腐蚀时间/h	最大应力 $\sigma_{\max}$ /MPa	试件编号	疲劳寿命 N_f /cycles	疲劳寿命均值	对数变异系数	最小试件数 (置信度 $\gamma=90\%$)
33	240	1	31 739	25 759.75	0.015 5	3
		2	22 808			
		3	25 799			
		4	22 693			
165	240	1	25 636	25 612.26	0.007 8	3
		2	24 748			
		3	23 609			
		4	28 456			
330	240	1	5 523	8 173.6	0.038 1	3
		2	10 924			
		3	8 074			
495	240	1	3 156	3 901.75	0.034 8	3
		2	2 819			
		3	5 209			
		4	4 423			

表 7 三孔挤压强化试件腐蚀疲劳试验结果
Tab.7 Corrosion fatigue test results of three-hole extrusion strengthened specimens

实验室腐蚀时间/h	最大应力 $\sigma_{\max}$ /MPa	试件编号	疲劳寿命 N_f /cycles	疲劳寿命均值	对数变异系数	最小试件数 (置信度 $\gamma=90\%$)
33	240	1	24 560	24 802.25	0.003 5	3
		2	25 024			
		3	23 765			
		4	25 860			
165	240	1	24 704	26 288.67	0.005 3	3
		2	27 351			
		3	26 811			
330	240	1	6 848	8 037.5	0.012 8	3
		2	8 658			
		3	8 798			
		4	7 846			
495	240	1	2 608	3 991.75	0.033 3	4
		2	4 031			
		3	4 629			
		4	4 699			

采用公式 (1) [17] 拟合 2 类试件的 $C(t)$ 曲线如图 4 所示。可以看出, 二者在腐蚀条件下疲劳寿命的退化情况几乎相同, 均呈现幂函数的下降规律。

$$C(t) = 1 - \beta t^\alpha \tag{1}$$

式中: t 为腐蚀时间; $C(t)$ 为试件腐蚀时间 t 后的疲劳寿命衰减比; α 和 β 为拟合参数。

2.3 表面和截面腐蚀损伤形貌

不同腐蚀时间后, 单孔挤压强化试件和三孔挤压强化试件的表面腐蚀形貌如图 5 所示。可以看出, 2 类试件表面在相同腐蚀时间下的损伤形貌及其随腐蚀时间增加而发生的变化规律相同。具体表现为, 在腐蚀初期, 试件表面主要的腐蚀损伤模式为点蚀, 在点蚀孔表面处可以观测到腐蚀产物的堆积。随着腐蚀

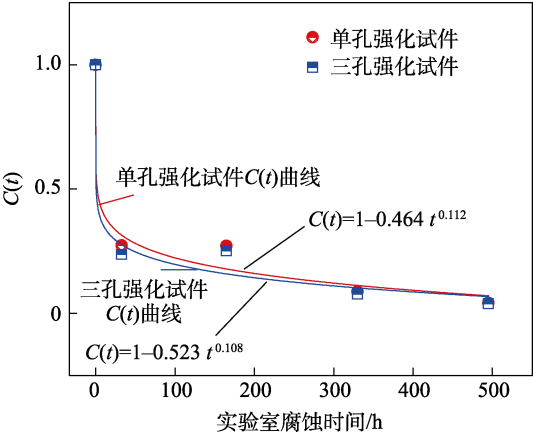


图 4 单孔和三孔挤压强化试件腐蚀 $C(t)$ 曲线
Fig.4 Corrosion $C(t)$ curves of single-hole and three-hole extrusion strengthened specimens

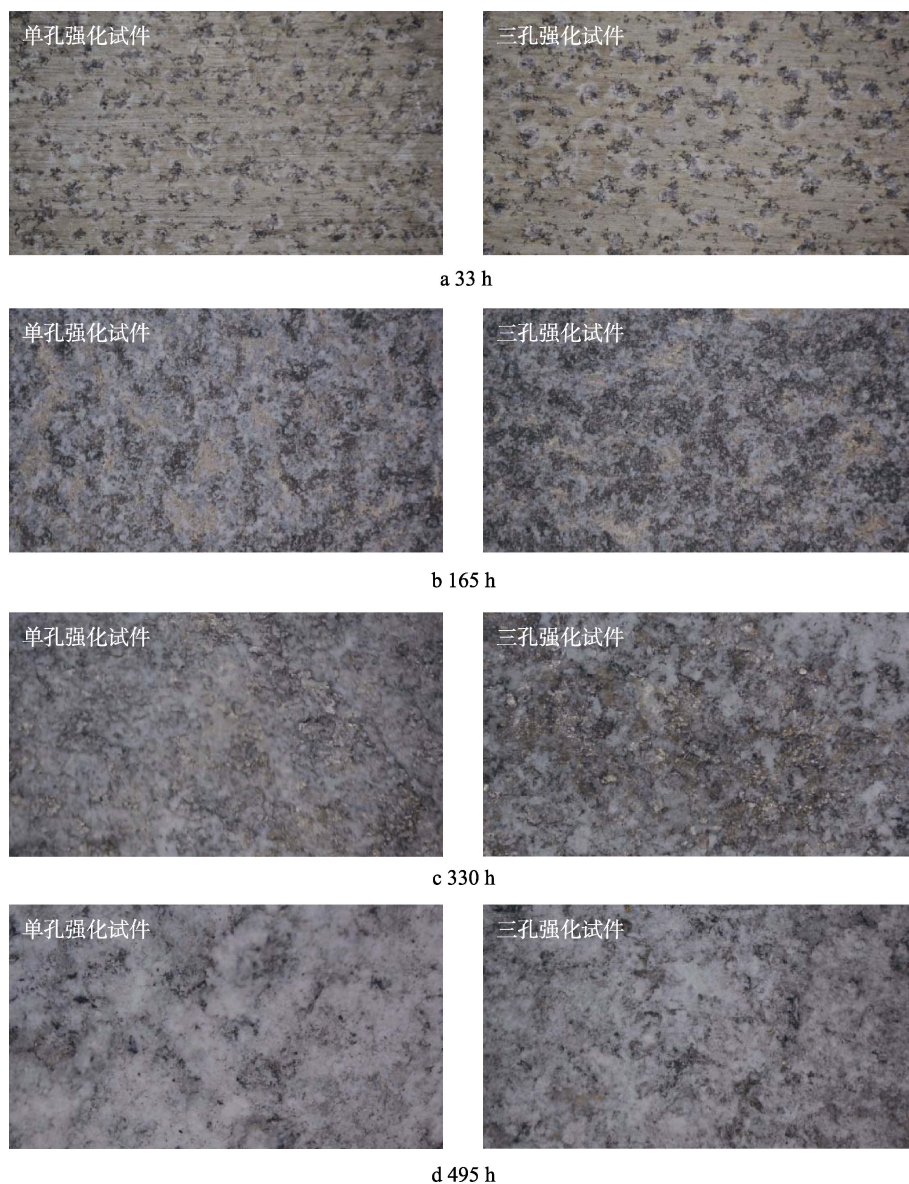


图5 单孔和三孔强化试件表面腐蚀形貌

Fig.5 Surface corrosion morphology of single-hole and three-hole strengthened specimens

时间的增加,试件表面腐蚀坑的尺寸和数量增加,同时出现了腐蚀坑之间的连接。试件表面覆盖有大量的腐蚀产物,以及溶液中析出的盐粒。当腐蚀时间达到330、495 h时,试件表面出现了明显的剥蚀特征。

三孔强化试件截面处的SEM和EBSD观测结果如图6所示。从图6a中可以看出,试件截面晶粒呈现扁平状,为细长晶粒。当腐蚀时间为330 h时,从图6b、c所示的试件截面SEM形貌中可以看出,腐蚀从表面发生,并沿着较长晶界的方向发展,腐蚀后的晶界处有大量腐蚀产物堆积。

2.4 疲劳断口形貌

单孔和三孔挤压强化试件疲劳断口的宏观形貌分别如图7和图8所示。2类试件裂纹萌生的位置主要为试件孔边区域和表面。其中,未腐蚀时,裂纹均

萌生于孔边区域,且为角裂纹,说明此时孔边区域的应力集中是造成试件疲劳失效的主要原因。随着腐蚀时间的增加,试件的疲劳裂纹萌生呈现以下特征:裂纹呈现多裂纹萌生状态,孔边区域沿厚度方向均有裂纹源;裂纹萌生更趋向于试件表面,即腐蚀后裂纹萌生位置从孔边转移至表面。腐蚀后试件孔边和表面裂纹源区的SEM观测结果如图9所示。可以看出,裂纹主要萌生于孔边和表面因为腐蚀而产生的点蚀坑处。

2.5 腐蚀损伤机理分析

腐蚀环境下,孔挤压强化试件的腐蚀行为可用图10所示的机理解释。在腐蚀初期,试件的腐蚀损伤主要为点蚀,从截面上看,分布有大量腐蚀坑,试件表面腐蚀产物较少。随着腐蚀时间的增加,一方面,点蚀坑在“自催化”作用下,其尺寸和深度逐渐增大;

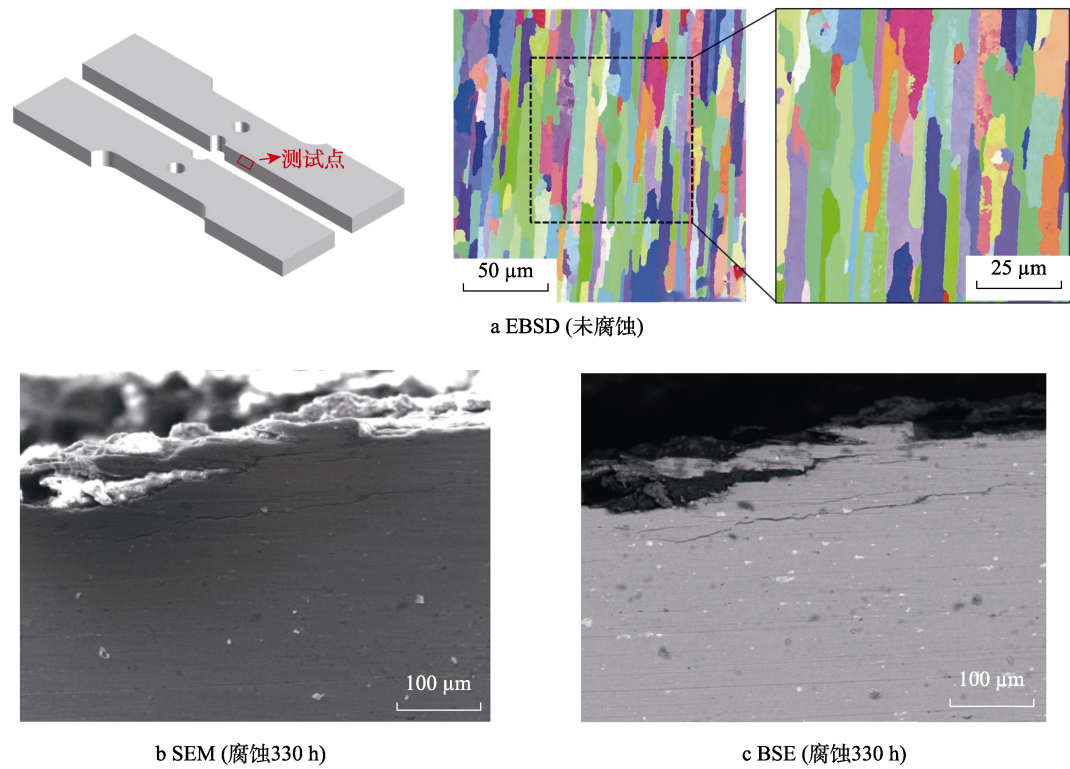


图 6 三孔强化试件截面 EBSD 观测

Fig.6 EBSD observation of cross section of three hole strengthened specimen: a) EBSD (uncorroded); b) SEM (corrosion for 330 hours); c) BSE (corrosion for 330 hours)

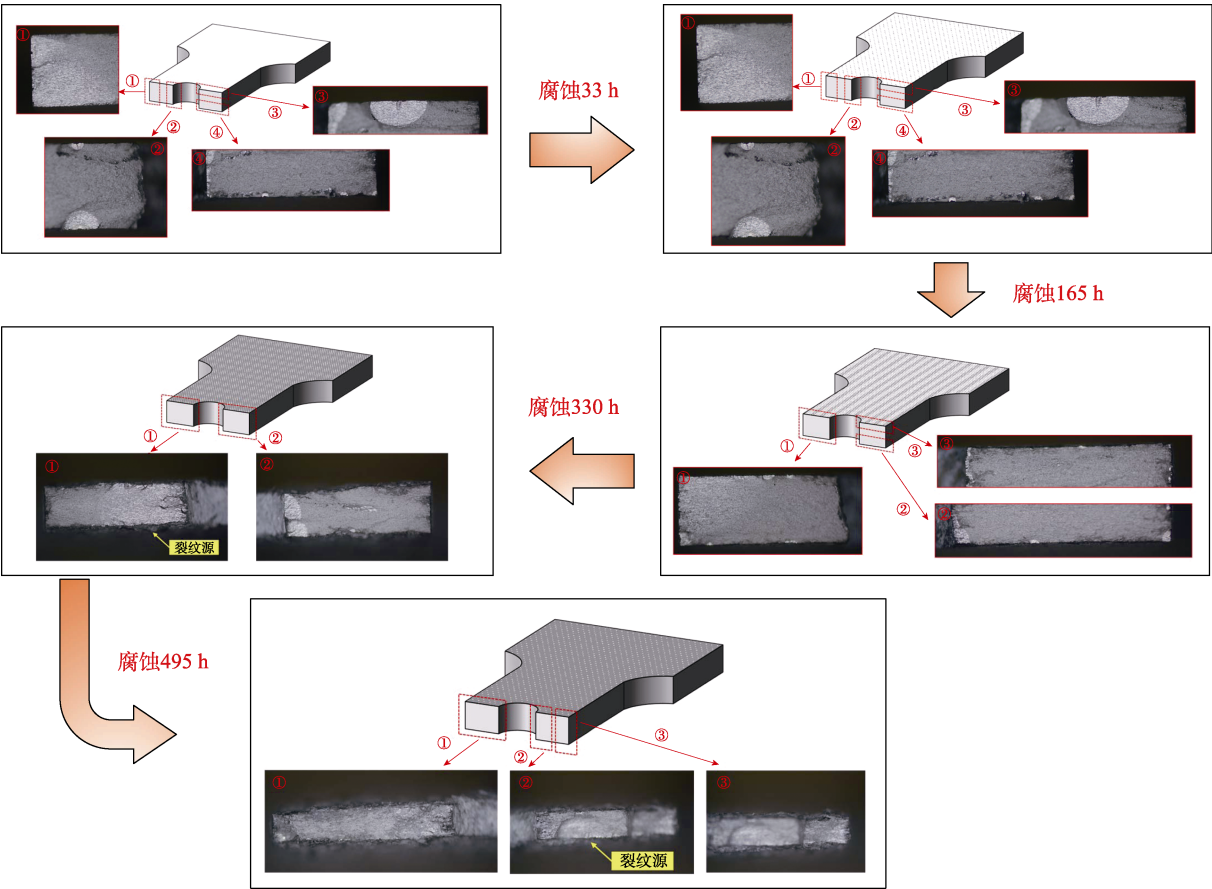


图 7 单孔强化试件疲劳断口形貌

Fig.7 Fatigue fracture morphology of single-hole strengthened specimen

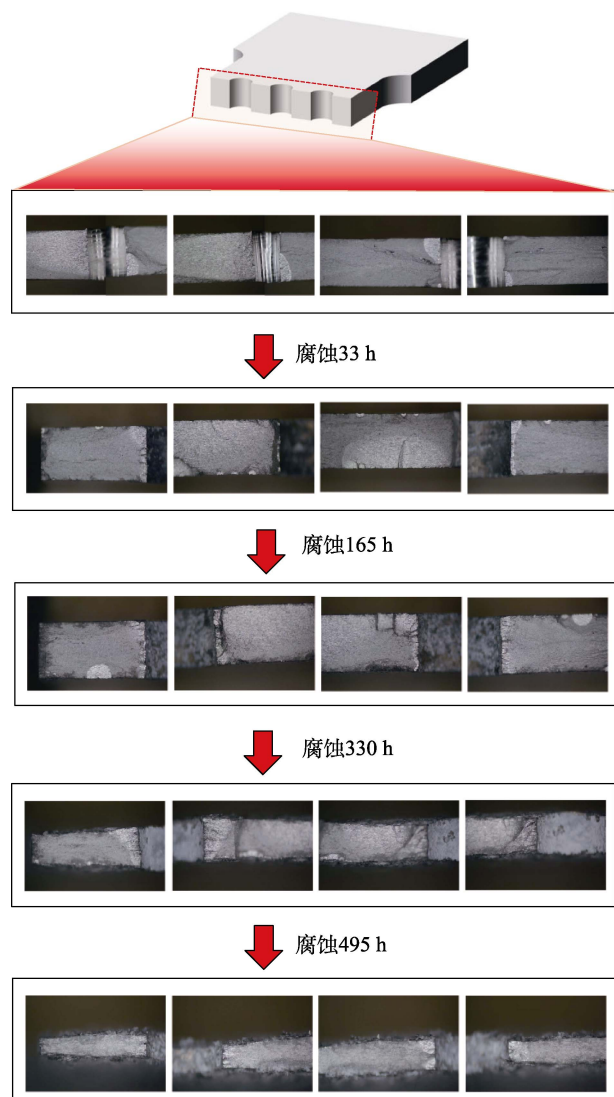
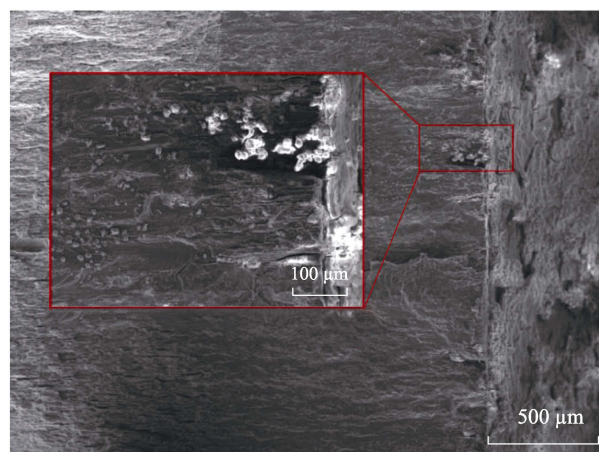


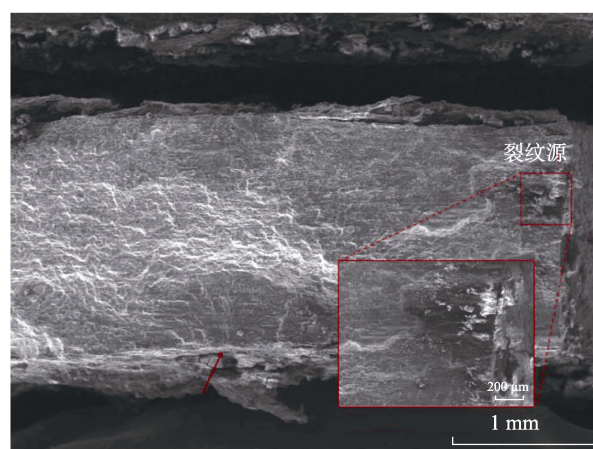
图8 三孔强化试件疲劳断口形貌

Fig.8 Fatigue fracture morphology of three-hole strengthened specimen

另一方面,点蚀坑处堆积的腐蚀溶液诱发了晶间腐蚀。铝合金在轧制后期,晶粒沿轧制方向呈扁平状,并且存在大量第二相粒子。由于7XXX铝合金为典型的面心六面体结构,晶粒与晶粒间结合面的抗腐蚀能力较弱,腐蚀损伤首先出现在晶粒结合部位。同时,已有研究表明^[25],在腐蚀环境下,铝合金沿L方向(图6所示扁平晶粒中晶界较长的方向)的晶界相比于其他方向的晶界更易发生严重晶间腐蚀。随着腐蚀的继续进行,晶间腐蚀前后端(接近表面处)之间由于氧含量的不同而形成氧浓差电池,晶间腐蚀前段作为阳极,加速了晶间腐蚀的进程。同时,腐蚀溶液沿着晶间腐蚀形成的通道,向试件L方向不断渗入,进一步对晶界造成腐蚀。晶界处堆积了大量的腐蚀产物。EDS分析结果表明,腐蚀产物主要为 $\text{Al}(\text{OH})_3$ 。最后,随着晶间腐蚀沿L方向不断发展,试件表面区域与基体的结合力逐渐减弱。同时,由于腐蚀产物在晶界处不断产生和堆积,特别是在干燥阶段,腐蚀产



a 腐蚀165 h



b 腐蚀495 h

图9 腐蚀后裂纹萌生区 SEM 观测结果
Fig.9 SEM observation results of crack initiation zone after corrosion: a) corrosion for 165 hours; b) corrosion for 495 hours

物析出后的体积膨胀作用对接近表面处的晶粒一个向外的膨胀力。在上述晶间腐蚀和膨胀力的作用下,铝合金表面发生严重的剥蚀现象,表面大面积剥落,试件厚度明显变小。发生剥蚀后,试件内部与溶液接触的面积增大,进一步促进了腐蚀行为。发生上述剥蚀现象的条件是存在沿L方向的细长晶粒,该类晶粒L方向的晶界对腐蚀产物膨胀的约束力弱,有利于晶间腐蚀的发展。

2.6 腐蚀条件下孔冷挤压强化作用机理分析

对于孔挤压结构,其孔边区域由于冷挤压强化的作用,会发生晶粒细化、粗糙度减小以及引入残余应力。挤压强化后,试件孔边区域的粗糙度显著降低。试件在干燥过程中,孔边区域溶液在重力的作用下不易残留,进而抑制了对孔边区域的腐蚀。

试件孔边和距离孔边30 mm(未受挤压强化影响区域)处截面的EBSD形貌如图11所示。对观测区

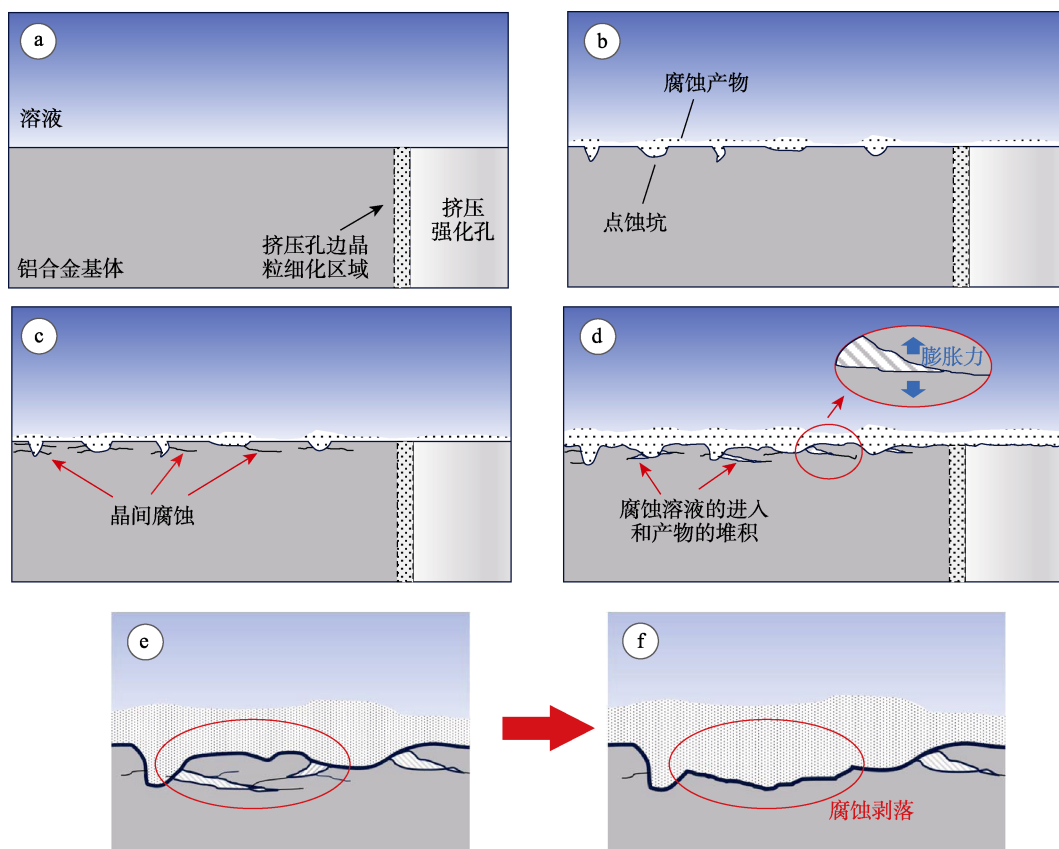


图 10 孔挤压强化试件表面腐蚀机理

Fig.10 Surface corrosion mechanism of specimen strengthened by hole extrusion

域内晶粒的尺寸进行统计, 结果表明, 孔边区域挤压强化后, 晶粒尺寸变小, 发生晶粒细化。晶粒的细化增加了活性原子的数目, 使得铝合金的表面更易产生钝化膜而抑制腐蚀。除此之外, 晶粒细化后破坏了基体最初的细长晶粒结构, 抑制了剥蚀的产生。

文献[26]针对相同孔数冷挤压强化铝板的有限元仿真分析结果表明, 挤压后试件的残余压应力主要分布在孔边 3 mm 以内, 3 mm 以外则为残余拉应力。三

孔挤压强化试件表面裂纹的萌生位置如图 12 所示。可以看出, 预腐蚀后, 试件表面裂纹更倾向于萌生于残余拉应力区域, 即表面裂纹大多萌生于孔边 3 mm 以外的位置。这主要是由于, 一方面, 残余拉应力使得试件表面的腐蚀损伤更加严重; 另一方面, 残余拉应力和施加的疲劳载荷叠加, 增大了拉应力区局部的应力大小, 进而使得裂纹更易在表面残余拉应力区萌生。

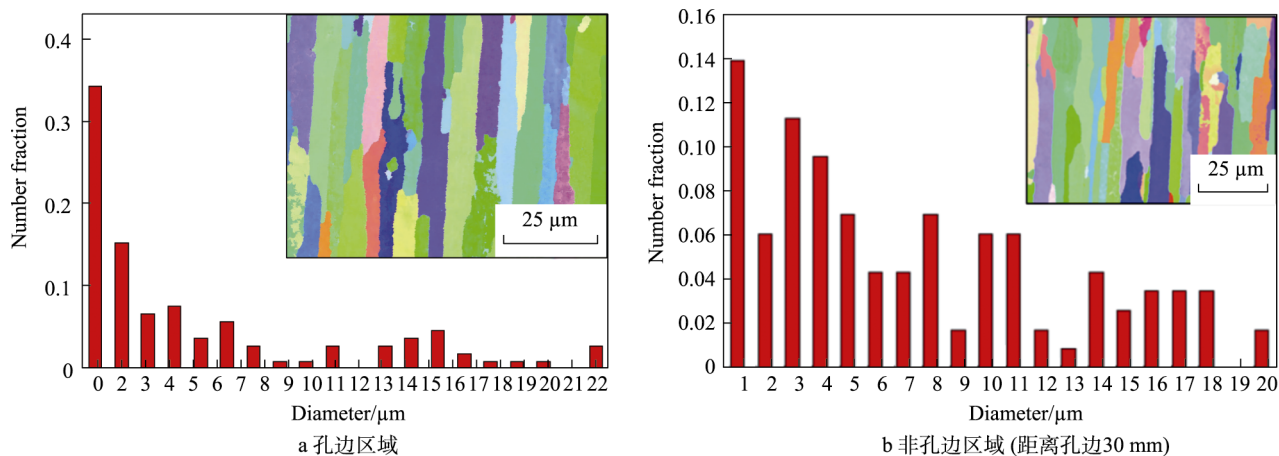


图 11 三孔挤压试件孔边和非孔边区域 EBSD 形貌

Fig.11 EBSD morphology of hole edge and non-hole edge region of three-hole extruded specimen: a) hole edge area; b) non hole edge area (30 mm away from the hole edge)

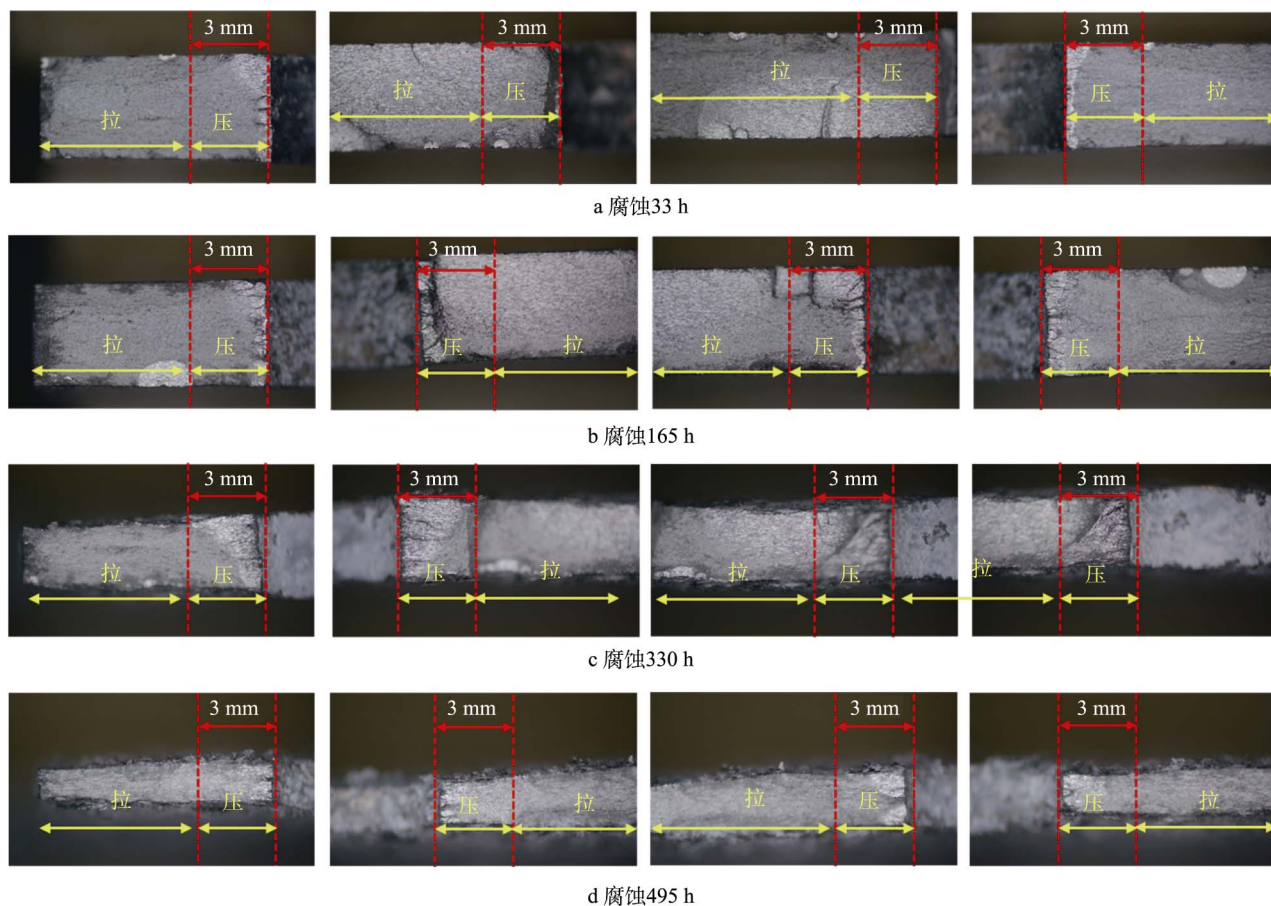


图 12 三孔挤压强化试件表面裂纹萌生位置

Fig.12 Surface crack initiation position of three hole extrusion strengthened specimen: a) corrosion for 33 hours; b) corrosion for 165 hours; c) corrosion for 330 hours; d) corrosion for 495 hours

采用 XRD 技术分别对不同腐蚀时间下, 距离孔边 (三孔挤压试件的中间孔) 1、2 mm 位置处的残余应力进行测量, 测量结果如图 13 所示。可以看出, 冷挤压后, 孔边 2 mm 处的残余应力略高于 1 mm 处, 这与文献的[26]有限元分析结果相符。同时, 随着腐蚀时间的增加, 孔边残余应力呈现先快速减小、后趋于稳定或略微上升的情况, 说明残余应力受环境腐蚀的影响, 致使应力释放情况主要发生在腐蚀前期。

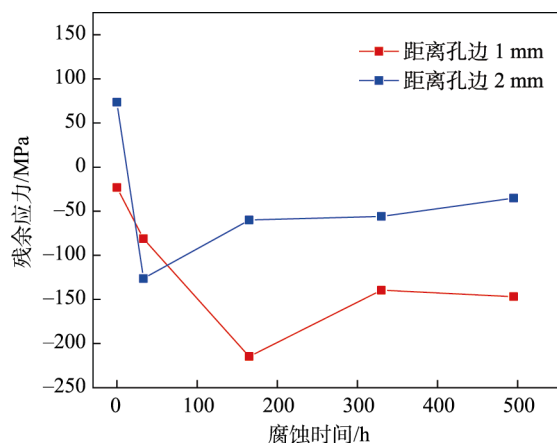


图 13 3 倍孔距下三孔挤压试件孔边残余应力退化情况
Fig.13 Degradation of residual stress at hole edge of three-hole extruded specimen at triple hole spacing

3 结论

本文针对 7075-T651 铝合金单孔挤压强化、三孔挤压 2 类试件开展模拟热带海洋大气环境的实验室预腐蚀疲劳试验。研究结果表明:

1) 未腐蚀时, 单孔和三孔挤压强化试件的 $S-N$ 曲线近乎相同。在载荷小时, 疲劳寿命差别较小; 在载荷较大时, 单孔强化试件的疲劳寿命略高于三孔强化试件。

2) 腐蚀后, 单孔和三孔挤压试件呈现几乎相同的寿命退化规律, 说明孔数对挤压强化铝合金试件腐蚀和疲劳性能的影响较小。挤压强化试件表面的腐蚀损伤模式在腐蚀初期主要表现为点蚀, 随着腐蚀时间的增加, 试件表面腐蚀坑的尺寸和数量增加, 同时出现了腐蚀坑之间的连接。试件表面覆盖有大量的腐蚀产物以及溶液中析出的盐粒。最后, 当腐蚀时间进一步增加, 试件表面出现了明显的剥蚀特征。腐蚀后的疲劳裂纹呈现多裂纹萌生特征, 且萌生的主要位置从孔边转移至试件表面。

3) 冷加压后, 试件孔边区域出现了晶粒细化、引入残余应力等特征。晶粒细化有效抑制了孔边区域的腐蚀。随着腐蚀时间的增加, 孔边残余应力呈现先

快速减小、后趋于稳定或略微上升的情况,说明残余应力受环境腐蚀的影响,致使应力释放情况主要发生在腐蚀前期。

参考文献:

- [1] 雷迅. 大型涡扇运输机严重飞行事故案例分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
LEI X. Case Analysis of Serious Flight Accident of Large Turbofan Transport Aircraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014.
- [2] 中国航空科学技术研究院. 飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
China Academy of Aeronautical Sciences and Technology. Manual for Strengthening Aircraft Structure Against Fatigue and Fracture[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993.
- [3] 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 Y L, ZHU Y L, CAO Q, et al. Progress and Prospect of Research on Hole Cold Expansion Technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 6-22.
- [4] GUO W L. Elastic-Plastic Analysis of a Finite Sheet with a Cold-Worked Hole[J]. Engineer Fracture Mechanics, 2013, 46(3): 465-472.
- [5] 肖寿庭, 周岳泉, 傅样炯. 3.5%NaCl 水溶液腐蚀环境中冷胀孔抗疲劳强化效果的试验研究[J]. 机械强度, 1996, 18(1): 41-43.
XIAO S T, ZHOU Y Q, FU Y J. Experimental Study on Anti-Fatigue Strengthening Effect of Cold Expansion Holes in Corrosive Environment of 3.5%NaCl Aqueous Solution[J]. Journal of Mechanical Strength, 1996, 18(1): 41-43.
- [6] 王幸, 徐武, 张晓晶, 等. TC4 板冷挤压强化寿命预测与试验验证[J]. 浙江大学学报(工学版), 2017, 51(8): 1610-1618.
WANG X, XU W, ZHANG X J, et al. Numerical Prediction and Experimental Verification of Fatigue Life of TC4 Plate Strengthened by Cold Expansion[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2017, 51(8): 1610-1618.
- [7] 朱海. 挤压孔连接件疲劳寿命分析的应力场强法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
ZHU H. Stress Field Intensity Approach for Fatigue Life Analysis of Cold Extruded Holes[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [8] SUN Y, HU W P, SHEN F, et al. Numerical Simulations of the Fatigue Damage Evolution at a Fastener Hole Treated by Cold Expansion or with Interference Fit Pit[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2016, 107: 188-200.
- [9] OKALY M T, RESTIS J, REID L. Observations and Analysis of Fatigue Crack Growth from Cold Expanded Holes[J]. Fatigue Technology, 2010, 246(206): 523-537.
- [10] RENAUD G, LIAO M, LI G. Verification and Validation of Analytical Methods to Determine Life Improvement Factor Induced by Engineering Residual Stresses[C]// Proceedings of ICAF2017, Nagoya: [s. n.], 2017.
- [11] LUISA B, DANIELE F, LUIGI L, et al. Numerical Prediction of Fatigue Crack Propagation in Cold-Expanded Holes[C]// Proceedings of ICAF2017, Nagoya: [s. n.], 2017.
- [12] YAN W Z, WANG X S, GAO H S, et al. Effect of Split Sleeve Cold Expansion on Cracking Behaviors of Titanium Alloy TC4 Holes[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2012, 88: 79-89.
- [13] FU Y C, GE E D, SU H H, et al. Cold Expansion Technology of Connection Holes in Aircraft Structures: A Review and Prospect[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4): 961-973.
- [14] ZHANG T Y, ZHANG T, HE Y T, et al. Probabilistic Model of the Fatigue Life of Epoxy-Coated Aluminum Alloys Considering Atmospheric Exposure[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 162: 106899.
- [15] ZHANG T Y, ZHANG T, HE Y T, et al. Corrosion and Aging of Organic Aviation Coatings: A Review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(4): 1-35.
- [16] ZHANG T Y, ZHANG T, HE Y T, et al. Aging and Corrosion Behavior of Epoxy Primer Coated Aluminum Alloys in UVA, UVA-Neutral and UVA-Acidic Alternating-Immersion Environments[J]. Engineering Failure Analysis, 2021, 130: 105759.
- [17] ZHANG T Y, ZHANG T, HE Y T, et al. Long-Term Atmospheric Aging and Corrosion of Epoxy Primer-Coated Aluminum Alloy in Coastal Environments[J]. Coatings, 2021, 11(2): 237.
- [18] ZHANG T Y, HE Y T, LI C F, et al. Effect of Alternate Corrosion and Fatigue on Fatigue Crack Growth Characterization of 2024-T4 Aluminum Alloy[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2020, 2020: 7314241.
- [19] 王斌团. 结构疲劳日历寿命及其概率研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2000.
WANG B T. Research on Calendar Life and Its Probability of Structural Fatigue[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2000.
- [20] 丁传富, 李谦. 腐蚀环境和孔挤压强化对 300M 超高强度钢疲劳性能的影响[J]. 材料工程, 1997, 25(5): 15-19.
DING C F, LI Q. Influence of Corrosion Environment and Coldworked Holes on Fatigue Properties of 300M Ultra-High Strength Steel[J]. Journal of Materials Engineering, 1997, 25(5): 15-19.
- [21] HOU S, ZHU Y L, CAI Z H, et al. Effect of Hole Cold Expansion on Fatigue Performance of Corroded 7B04-T6 Aluminium Alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2019, 126: 210-220.
- [22] 王斌团, 范建华, 杨庆雄. 金属材料大气环境静态腐蚀老化的疲劳特性[J]. 金属学报, 1999, 35(11): 1163-1166.

- WANG B T, FAN J H, YANG Q X. Fatigue Property of Metals pre-Corroded in Atmospheric Environment[J]. Acta Metallurgica Sinica, 1999, 35(11): 1163-1166.
- [23] STEPHEN G J, PASANG T, WITHY B P. The Effect of Pitting Corrosion on Split Sleeve Cold Hole Expanded, Bare 7075-T651 Aluminium Alloy[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2013, 15(1): 115-120.
- [24] DAVID W H, JUDE R and LEN R. Fatigue life enhancement of structural in the presence of corrosion using cold expansion[C]// Proceedings of “Affordability & Readiness Enabling Transformation” 2003 Tri-Service Corrosion Conference, Las Vegas: [s. n.], 2003.
- [25] ZHANG S, HE Y T, ZHANG T, et al. Long-Term Atmospheric Corrosion Behavior of Epoxy Prime Coated Aluminum Alloy 7075-T6 in Coastal Environment[J]. Materials, 2018, 11(6): 965.
- [26] LV Y, DONG M E, ZHANG T, et al. Finite Element Analysis of Split Sleeve Cold Expansion Process on Multiple Hole Aluminum Alloy[J]. Materials, 2023, 16(3): 1109.