

异材夹层条件下不同工艺制备孔结构表面完整性和疲劳性能试验研究

董志鹏¹,王燕礼¹,姚亮亮²,杨帆³,刘维¹

- (1. 中国人民解放军 32256 部队, 南宁 530000;
2. 陆军装备部驻重庆地区军事代表局驻昆明地区第一军事代表室, 昆明 650021;
3. 陆军装甲兵学院士官学校, 长春 130000)

[摘要] 为研究异材夹层结构对不同工艺制备孔表面完整性和疲劳性能的影响,在夹层条件下采用钻-铰、滚光、冷挤压 3 种工艺制备了 $\phi 8.36\text{mm}$ 终孔,开展了表面形貌、表面粗糙度、表面残余应力、微观组织结构分析,以及疲劳试验和断口分析。结果表明,滚光在夹层孔端形成明显飞边,在 7B04-T6 孔端形成环状滚压微裂纹。冷挤压在衬套开缝对应夹层 7B04-T6 孔端区域形成挤压微裂纹。在文中疲劳载荷条件下,99.9% 存活率、95% 置信度时,滚光分别提高 7B04-T6 和 TA15 孔疲劳寿命 0.01 倍和 0.63 倍; A 冷挤压量提高 7B04-T6 孔疲劳寿命 3.25 倍,但会降低 TA15 孔疲劳寿命; B 冷挤压量分别提高 7B04-T6 和 TA15 孔疲劳寿命 18 倍和 3.30 倍; 3 类孔结构疲劳源均从孔壁或孔角萌生,没有从挤压或滚压微裂纹处萌生。

关键词: 夹层结构; 孔; 滚光; 开缝衬套挤压; 表面完整性; 疲劳性能

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.17.032



董志鹏

工程师, 博士研究生, 主要研究方向为装备维修保障理论与技术。

因为便于装配和拆卸的缘故,孔结构在机械装备连接中被广泛应用,但是,孔是装备结构的疲劳薄弱区,孔结构的疲劳寿命在装备制造中倍受关注^[1]。多数情况下,为确保连接孔的同轴度和装配精度,孔是在同材/异材夹层结构条件下加工出来,需要考虑这种夹层结构条件对不同工艺制备孔结构的表面完整性及疲劳性能的影响。夹层面孔边受可达性制约,不能做倒角后处理,孔角的结构应力集中对疲劳不利;夹层面孔端也可能遗留毛刺、飞边等缺陷,从而增大夹层间隙,降低夹层孔结构连接质量。这些细节会影响孔表面完

整性,从而危害孔连接机械机构的疲劳可靠性。

提高孔结构疲劳强度的文献有很多,如挤压强化^[1-2]、滚压强化^[3-4]、激光强化^[5-6]等,文献[7-15]主要关注于强化工艺优化、强化机理分析、疲劳寿命评估以及疲劳寿命预测,孔结构试样多数是在单板状态下制备,这与实际工程中夹层条件下制备有明显区别。单板状态下加工,孔两端均可实现后倒角处理,但在夹层条件下,至少会有一侧孔端受可达性限制难以实现后倒角处理。其次,因为夹层材料强度、硬度不同,可能导致夹层面孔端出现其他问题。遗憾的是,

关于这种同种或异种材料夹层条件下制备孔结构表面完整性和疲劳性能的研究尚没有公开文献。但对于这种工况,很可能需要在兼顾两种或多种材料后,综合考虑制孔工艺,也需要评价夹层面孔表面完整性,以及对疲劳性能的影响,增强工程人员对夹层结构对制孔质量影响的认知。

为此,本文选择铝/钛搭配异材复合夹层结构(一种飞行器上很常见的夹层结构)为研究对象,分别采用传统钻-铰,以及滚光、开缝衬套冷挤压3种不同工艺,制备 $\phi 8.36\text{mm}$ 孔,评价夹层结构对不同工艺制备孔结构表面完整性和疲劳性能的影响;并进一步制备了A、B两种冷挤压量连接孔,评价夹层结构孔结构制备时,冷挤压量的兼顾性选择影响,这有助于丰富工程师对孔结构制备和孔结构疲劳性能的认识。

试验及方法

夹层结构材料由10mm厚7B04-T6铝合金和6mm厚TA15钛合金构成。按照HB 5287—1996加工狗骨头状疲劳试样,在夹层结构被虎钳和弓形夹夹紧状态下制备的中心圆孔如图1所示。钻-铰孔在 $\phi 7.50\text{mm}$ 初孔基础上,顺序采用 $\phi 8.205\sim 8.36\text{mm}$ 多把铰刀制备钻-铰孔试样,如图1(a)所示;滚压孔顺序采用 $\phi 8.205\sim 8.35\text{mm}$ 多把铰刀,铰出 $\phi 8.35\text{mm}$ 孔,而后用煤油清洗孔并去除金属屑等杂物,使用Cogsdill Tool Products Inc.公司产内孔Roll-a-Finish滚筒抛光工具SR-312,滚光至 $\phi 8.36\text{mm}$,制备出滚光孔如图1(b)所示;冷挤压孔顺序采用多把铰刀,根据A、B两种不同冷挤压量,铰出预定直径初孔,使用West Coast Industry (WCI)开缝衬套挤压工具,制备冷挤压孔如图1(c)所示。根据HB-Z170—2005要求,对夹层孔结构进行镗窝 $C0.7\times 45^\circ$

孔边倒角,实际操作中夹层面不可达,夹层面孔角均保持原状,不做倒角处理。为模拟机体结构对工艺实施的影响,冷挤压时芯棒挤压顺序是铝合金到钛合金;而滚光顺序是钛合金到铝合金。使用MTS810疲劳试验机完成疲劳试验,7B04-T6试样疲劳载荷 $\sigma_{\max}=240\text{MPa}$, $R=0.1$, $f=10\text{Hz}$;TA15试样疲劳载荷 $\sigma_{\max}=400\text{MPa}$, $R=0.1$, $f=10\text{Hz}$;均为室温环境。使用NanoSEM 650扫描电子显微镜观察疲劳断口特征;OLYMPUS LEXT 3D MEASURNIG LASER MICROSCOPE型三维形貌仪观察孔壁表面形貌;TAYLOR HOBSON FTSS1120触针式表面粗糙度轮廓仪测定孔壁表面粗糙度,探针行程4mm;场发射扫描电子显微镜JSM6500F配备EBSD设备观测孔壁材料微观组织结构。随机选择试样,使用X-350A型X射线应力测定仪测定孔端残余应力状态,7B04-T6铝合金测定方法及参数:侧倾固定 ψ 法,交相关定峰法,铬靶Ka辐射,计数时间1s,靶高压27kV,

靶电流7mA, $\phi 1\text{mm}$ 光斑;TA15钛合金测定方法及参数:Cu靶K- α 波段,计数时间2s,靶电压25kV,靶电流30mA, $\phi 1\text{mm}$ 光斑;测定位置如图1(d)所示,图中①点距离孔边0.5mm,①②③④⑤相邻两点间距1mm,测定钻-铰孔、滚压孔任一端面①②③④⑤点残余应力,测定冷挤压孔挤入端和挤出端①②③④⑤点残余应力,因为7B04-T6冷挤压孔挤入端和TA15冷挤压孔挤出端孔边分别进行了 $C0.7\text{mm}$ 倒角,故这两端测定第1个点实际距离孔边为1.2mm。

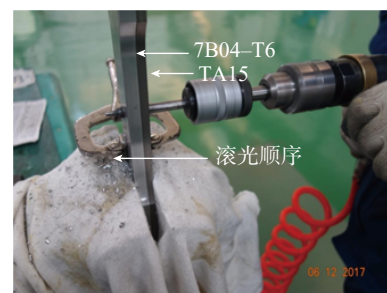
结果与讨论

1 夹层面孔端飞边

滚光后夹层面7B04-T6、TA15孔边均形成明显飞边,且7B04-T6飞边边缘存在微裂纹;而冷挤压后夹层面孔边均没有飞边形成,如图2所示。飞边会导致附加应力集中,引起夹层局部分离,加快局部摩擦,易成为连接接头损伤萌生点,对疲劳性能不利。



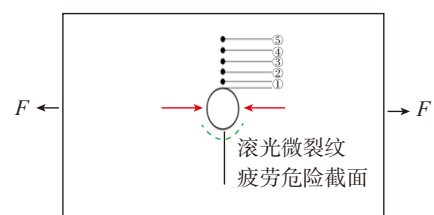
(a) 钻-铰孔



(b) 滚光孔



(c) 开缝衬套冷挤压孔



(d) 残余应力测试示意图

图1 不同工艺制孔及残余应力测定位置示意图

Fig.1 Holes prepared by different methods & skematic diagram of sites where residual stress were indentified

2 夹层面孔边裂纹及塑性变形痕迹

图3(a)显示,滚压后7B04-T6孔边有明显的金属弹塑性变形痕迹(红色虚线所示),痕迹区域深度有0.5mm且呈轴对称特性,在整个金属弹塑性变形痕迹区域外缘布满微裂纹(黑色箭头所指)。图3(b)显示,开缝衬套挤压7B04-T6孔边也有明显的金属弹塑性变形痕迹(红色虚线所示),且反映出了因衬套开缝导致孔周边金属弹塑性变形非轴对称的特性。在单边终铰削0.2mm后,衬套开缝对应区域金属弹塑性变形痕迹区域最小,深度仅有0.4mm,而邻近衬套开缝区域金属塑性变形痕迹区域最大,深度可达2.0mm,远离衬套开缝区域金属弹塑性变形痕迹区域次之,深度达1.1mm,呈连续过渡状态。仔细观察发现在衬套开缝对应孔壁区域金属弹塑性变形痕迹的边缘存在微裂纹(黑色箭头所指),而在远离该区域的痕迹边缘并不存在微裂纹。如图3(c)和(d)所示,滚压和冷挤压TA15孔端也留下了金属弹塑性变形痕迹,与7B04-T6一样,衬套开缝留下了鲜明的痕迹。痕迹能够观察到是因为该区域材料致密度、端面高度上发生了变化,导致反光结果不一致造成。

3 孔壁表面形貌及粗糙度

图4是不同工艺处理7B04-T6和TA15孔壁表面形貌,可看到,滚光孔壁表面形貌存在滚柱碾压孔壁迫使材料流动而形成的特征,而冷挤压孔壁存在明显的刀痕。

由表1可见,滚光、冷挤压7B04-T6和TA15孔壁表面粗糙度见表1。可见,滚光 R_a 和 R_z 较冷挤压要小。滚光降低孔壁表面粗糙度结果与孔壁表面形貌观察结果吻合;冷挤压最后一道工序是铰削,目的是圆孔并去除衬套开缝遗留材料凸脊,故冷挤压孔表面是规则的刀痕形貌。

4 孔壁微观组织结构分析

由图5可知,滚光或冷挤压后,

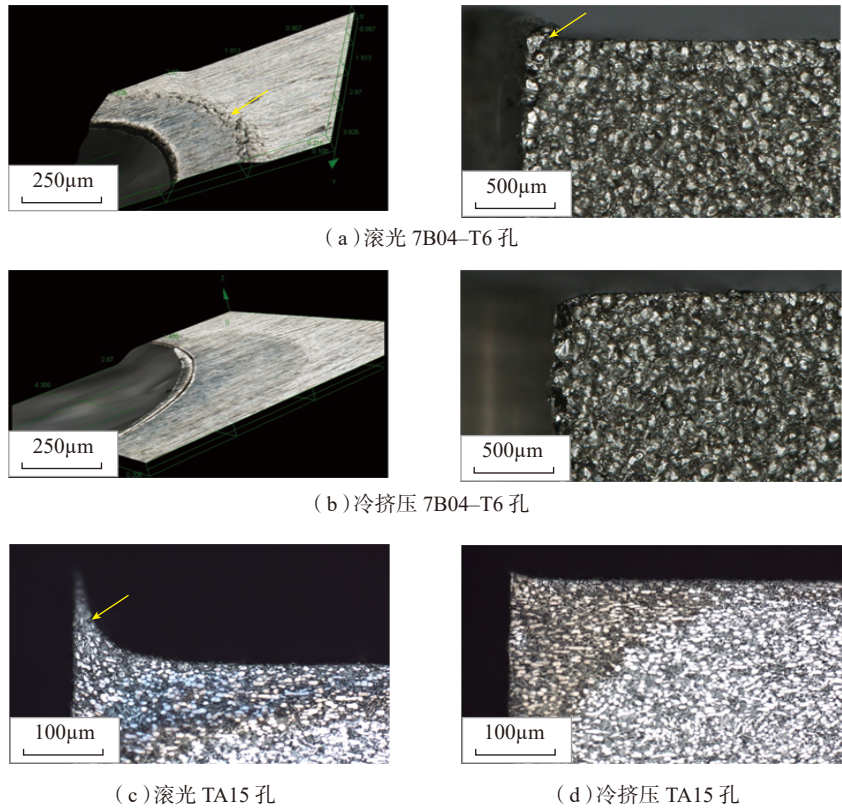


图2 夹层面孔端形貌

Fig.2 Hole edge morphologies of faying surface

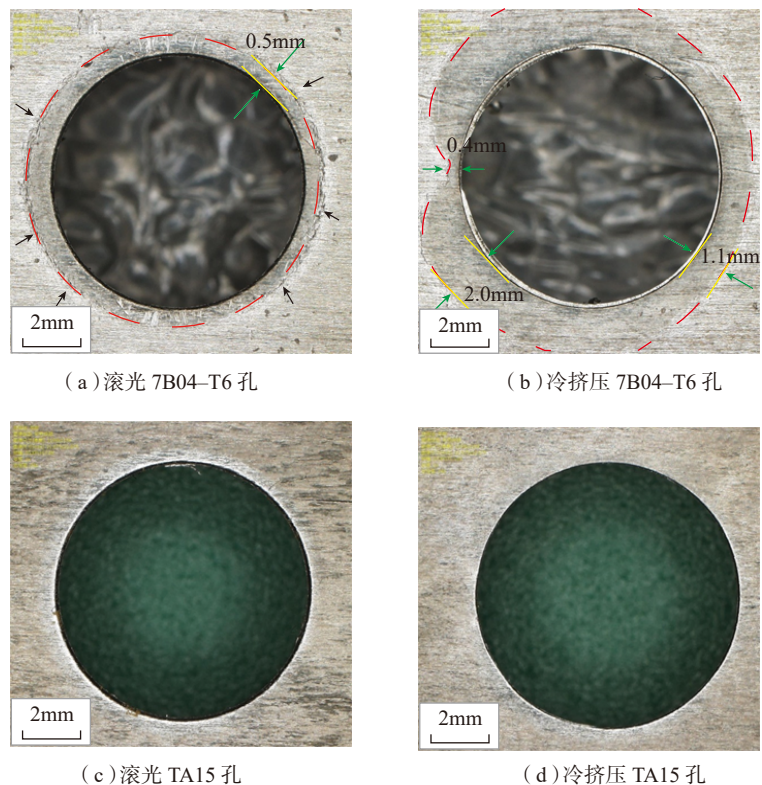


图3 夹层面孔端微裂纹及塑性变形痕迹

Fig.3 Micro-cracks and plastic deformation marks on end of faying surface

孔壁材料晶界长度和晶界密度均有提高,且冷挤压处理晶界长度和晶界密度的提高幅度更加显著,但是两种工艺均没有导致晶粒尺寸发生明显变化。通常认为,晶界密度提高,有助于阻碍疲劳裂纹的扩展,降低裂纹扩展速率,这对疲劳寿命延长非常有利。

5 孔端表面残余应力分析

由图6(a)可知,钻-铰7B04-T6孔端表面存在约30MPa残余拉应力;滚光7B04-T6孔端表面存在40~80MPa残余压应力;冷挤压7B04-T6孔挤入端和挤出端表面均为残余压应力,但无规律可循。

由图6(b)可知,钻-铰TA15孔端表面存在约40MPa残余压应力,滚光TA15孔端表面存在116~256MPa残余拉应力,冷挤压TA15孔挤入端3.5mm范围内存在残余压应力且靠近孔壁残余应力值相对较大(480MPa),挤出端测定范围内均为残余压应力。TA15钻-铰孔和冷挤压孔板材均是由厚板线切割到7mm厚,再磨削至6mm厚;滚光孔是由厚板线切割到7mm厚,再车削至6mm。金属材料切削加工过程中与工具相接触部分会产生各种原因叠加的塑性变形,附加切削热影响,会在加工材料表面产生残余应力,其大小和分布因切削条件和被切削材料不同而表现不同,有时是拉应力,有时是压应力,通常磨削在表层产生残余压应力,而车削产生残余拉应力,且这个残余应力层一般很浅。

显然,残余应力测定结果不能很好地解释疲劳试验结果,如图7所示,冷挤压和滚光有明显不同,通常认为,冷挤压可在孔壁沿径向产生大深度残余压应力,而滚光仅能在孔壁产生较小深度残余压应力,这两种工艺引入的残余应力,如果从孔壁表面测试,其效果应该会更好;而从端面测定,并不是最佳方式,特别对于滚光孔,受残余应力层浅的影响,端面

甚至无法表征出其实际特征,实际上对疲劳起作用的也是这个沿径向存在的残余应力场。而在孔端表面因为机加工残留的残余应力场对孔疲劳的意义不大,且如前文所述,这种机加工残留的残余应力场一般很浅,其作用更是有限。

6 疲劳寿命分析

表2和表3分别是7B04-T6和TA15孔试样疲劳寿命分析结果。可以看到,以99.9%存活率、95%置信度统计疲劳寿命为例,对于7B04-T6,滚光疲劳增益为0.01倍,A冷

挤压量增益是3.25倍,B冷挤压量是18倍;对于TA15,滚光疲劳增益为0.63倍,A冷挤压量没有增益且会降低疲劳寿命,B冷挤压量疲劳增益是3.30倍。由此可见,滚光、冷挤压均可改善疲劳性能,但滚光增益非常有限,而冷挤压增益受工艺参数制约,只有合适的挤压参量才可显著提高增益。因此,在夹层结构状态下实施冷挤压时,必须考虑夹层材料对挤压工艺参数选择的影响。另外,还可以发现,挤压量对疲劳增益有明显影响,且该影响与材料属性相关,

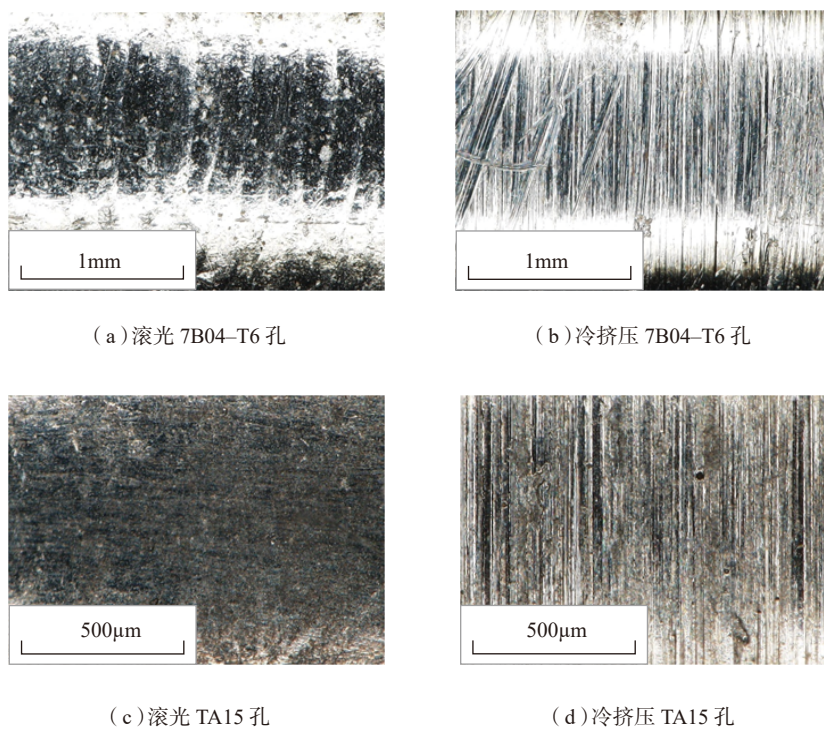


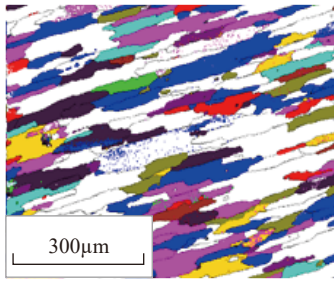
图4 不同工艺加工孔壁表面形貌

Fig.4 Hole wall morphologies prepared by different methods

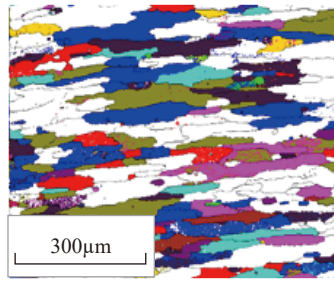
表1 孔壁表面粗糙度

Table 1 Surface roughness of hole wall

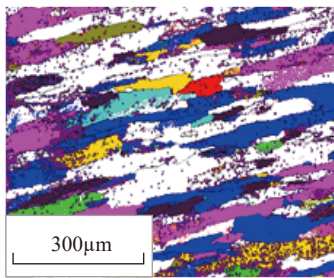
材料	工艺	R_a	R_z
7B04-T6	滚光	0.43	2.18
	冷挤压	0.46	2.69
TA15	滚光	0.52	2.50
	冷挤压	0.73	3.84



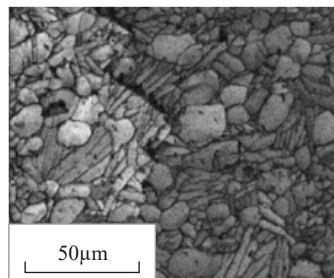
(a) 7B04-T6 孔壁晶粒重构成磨削



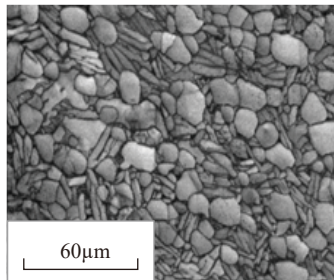
(b) 7B04-T6 孔壁晶粒重构成滚压



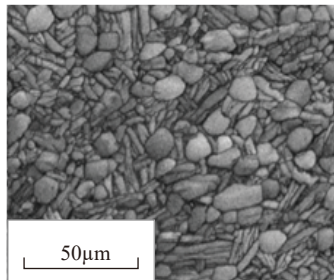
(c) 7B04-T6 孔壁晶粒重构成孔挤压



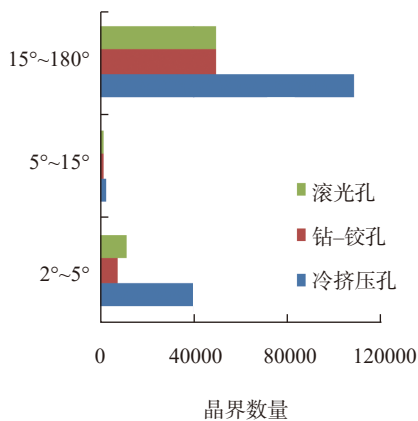
(d) TA15 孔壁晶粒重构成磨削



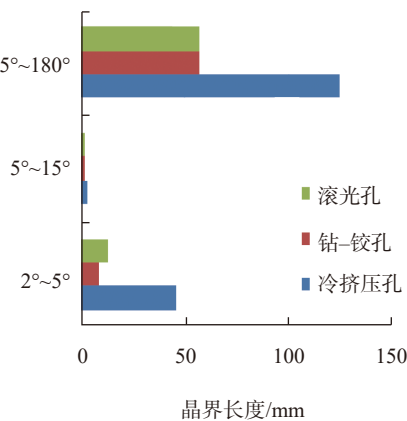
(e) TA15 孔壁晶粒重构成滚压



(f) TA15 孔壁晶粒重构成孔挤压



(g) 7B04-T6 孔壁材料晶界特征晶界数量



(h) 7B04-T6 孔壁材料晶界特征晶界长度

图5 不同工艺加工孔壁微观组织结构特征

Fig.5 Material characteristics of holes prepared by different methods

如对于 7B04-T6 来讲,挤压量越大,疲劳增益越大。以上区别可能是由于 7B04-T6 和 TA15 两种弹性模量和屈服强度不同造成,7B04-T6 弹性模量小,强度低,容易发生屈服形成塑性变形层,较小挤压量时钛合金难以发生塑性变形,或者塑性变形层较小,铰削后就没有了,从而导致两种材料的疲劳增益出现明显区别。

7 断口分析

由图8可知,7B04-T6 钻-铰孔是多源疲劳,疲劳裂纹萌生在孔壁中间位置附近,左、右断口疲劳稳定扩展区面积相当,两侧扩展区深度分别达到 7.5mm、5.3mm; 7B04-T6 滚光孔也是多源,主裂纹萌生在右侧断口孔壁中间位置,主裂纹扩展长度达 12.4mm; 7B04-T6 冷挤压孔也是多源,主裂纹萌生在左侧断口芯棒挤入端倒角与孔壁的连接点,进一步观察,在左侧断口挤出端孔角、右侧断口挤入端倒角与孔端面的连接点、右侧断口挤出端孔角以及孔壁都萌生了裂纹。TA15 钻-铰孔是多源疲劳,主裂纹源萌生在左侧断口孔壁中间位置,主裂纹扩展区深度达 14.3mm; TA15 滚光孔,主裂纹萌生在孔边倒角与孔壁的连接处,进而裂纹沿径向和轴向同时扩展; TA15 冷挤压孔,主裂纹萌生在挤压芯棒入口端表面孔边倒角与孔壁的连接处,进而裂纹沿径向和轴向同时扩展,该特征符合孔挤压裂纹萌生的特征,通常来讲,挤压芯棒入口端残余应力最小,甚至会是残余拉应力。

疲劳裂纹均没有从滚光或冷挤压孔的夹层面孔端微裂纹处萌生和扩展,这可能与疲劳试验加载载荷较高有关系。另外,从图 3 (a)和(b)可以看到,滚光微裂纹和冷挤压微裂纹分别距孔边有 0.5mm 和 1.1mm 以上,从结构和残余应力角度来讲,孔边是应力集中最厉害的地方,而微裂纹存在区域的应力集中已经急剧衰减,且滚光微裂纹和冷挤压微裂纹恰好在

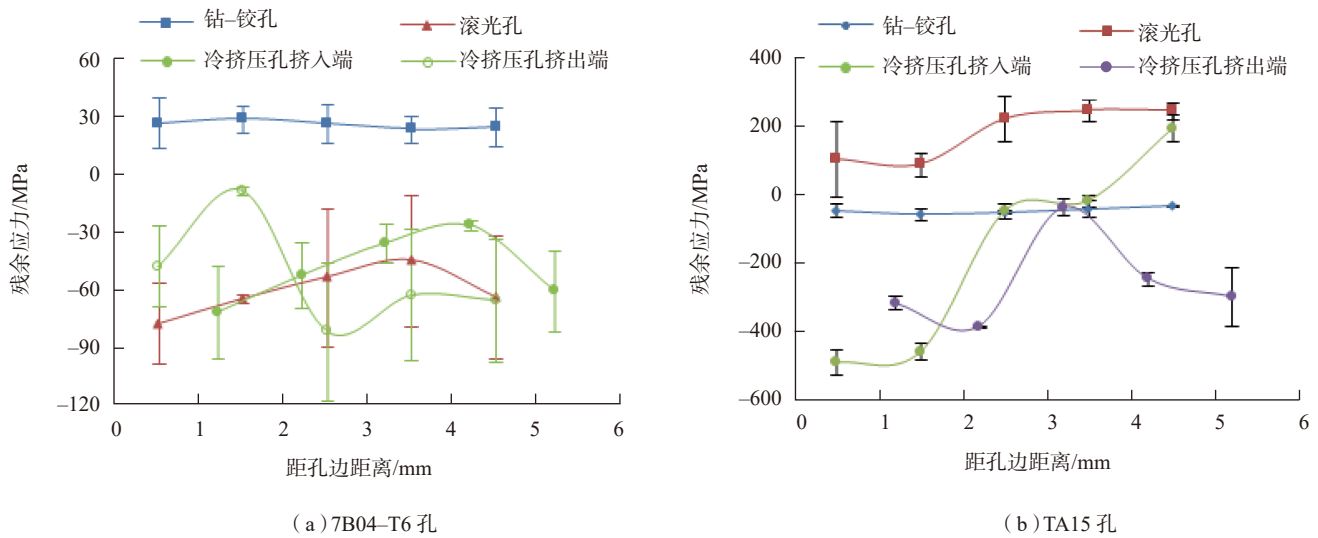


图6 残余应力测定结果

Fig.6 Determination of residual stress around different holes

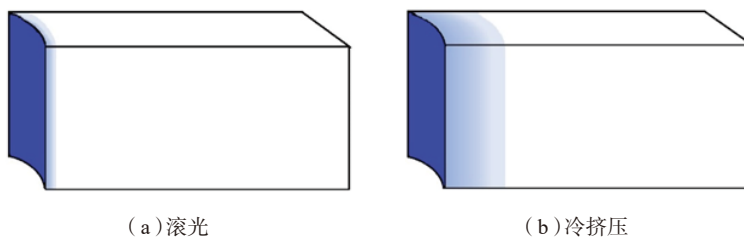


图7 滚光和冷挤压工艺残余应力示意图

Fig.7 Schematic diagram of residual stress induced by burnishing and split sleeve cold expansion

表2 7B04-T6孔疲劳寿命分析

Table 2 Analysis of fatigue life of 7B04-T6 holes

Cycle

工艺	平均寿命	中值疲劳寿命	99.9% 存活率、95% 置信度
钻-铰	20584	20379	6979
滚光	28751	28222	7052
冷挤压(A 挤压量)	43874	43337	29717
冷挤压(B 挤压量)	198370	188072	132716

表3 TA15孔疲劳寿命分析

Table 3 Analysis of fatigue life of TA15 holes

Cycle

工艺	平均寿命	中值疲劳寿命	99.9% 存活率、95% 置信度
钻-铰	65307	63807	53984
滚光	106429	104004	87850
冷挤压(A 挤压量)	64120	63697	47503
冷挤压(B 挤压量)	271299	266010	232002

各自的残余压应力区域内,导致微裂纹难以扩展。再一个可能性就是,对于开缝衬套挤压来讲,由于衬套开缝是避开孔结构疲劳危险截面放置的,这意味着在衬套开缝对应区域产生的微裂纹并不在疲劳危险截面(通常与危险截面呈 90° ,图1(d)红色箭头所指为衬套开缝对应区域),所以对疲劳不会有影响;对于滚光孔来讲,滚光微裂纹方向与疲劳危险截面垂直,与疲劳载荷平行,如图1(d)所示,这可能是一个不可忽视的原因。

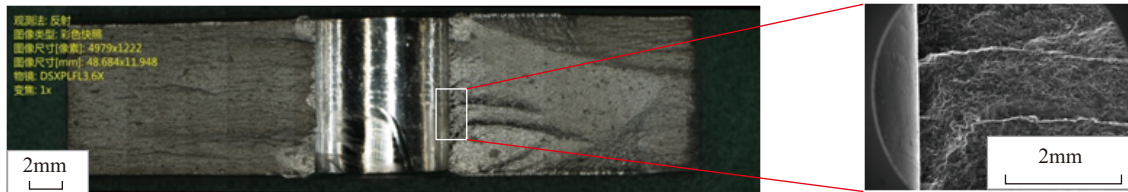
结论

(1) 7B04-T6/TA15 异材夹层结构,对滚光孔结构表面完整性的影响,主要是夹层面孔边产生飞边、7B04-T6 孔边产生微裂纹,以及不能做倒角后处理;对冷挤压孔结构表面完整性的影响,主要是夹层面7B04-T6 孔边对应衬套开缝区域产生微裂纹、夹层面孔边不能做倒角后处理。

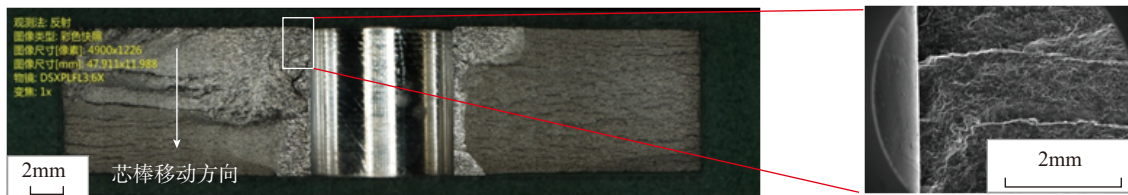
(2) 以 99.9% 存活率、95% 置信度疲劳寿命为例,在文中疲劳载荷作用下,滚光分别提高 7B04-T6 和 TA15 孔结构疲劳寿命 0.01 倍和



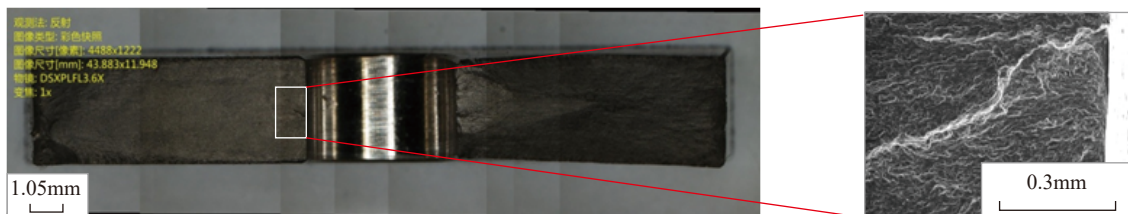
(a) 钻-铰 7B04-T6 孔



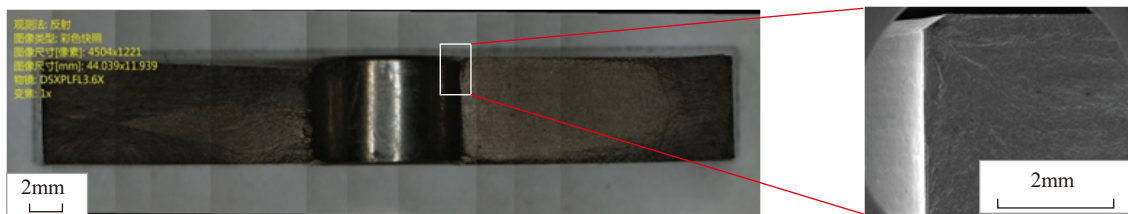
(b) 滚光 7B04-T6 孔



(c) 冷挤压 7B04-T6 孔



(d) 钻-铰 TA15 孔



(e) 滚光 TA15 孔



(f) 冷挤压 TA15 孔

图8 不同工艺加工孔断口形貌和疲劳源

Fig.8 Fatigue origins and fracture surface morphologies of holes prepared by different methods

0.63 倍, A 开缝衬套冷挤压量提高 7B04-T6 孔疲劳寿命 3.25 倍但会降低 TA15 孔疲劳寿命, B 开缝衬套冷挤压量分别提高 7B04-T6 和 TA15 孔疲劳寿命 18 倍和 3.30 倍。这表明, 在夹层结构冷挤压时, 要考虑异种材料对挤压工艺参数选择的影响。

(3) 3 类孔试样疲劳源均是从孔壁或孔角萌生, 而没有在夹层面孔边微裂纹处以及夹层面未倒角孔边萌生, 但这不能完全说明夹层结构造成的这些特征对疲劳性能没有影响; 这些特征, 特别是微裂纹对孔结构在小疲劳载荷下疲劳行为的影响需要进一步试验评估。

(4) 滚光处理 7B04-T6/TA15 异材夹层孔结构在夹层面孔边产生的明显飞边, 会加剧夹层连接状态下孔端摩擦, 这种夹层结构造成的特征对孔结构在紧固件连接状态下疲劳性能的影响, 也需要进一步设计试验进行评价。

参 考 文 献

[1] 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): 1-17.

WANG Yanli, ZHU Youli, CAO Qiang, et al. Progress and prospect of research on hole cold expansion technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 1-17.

[2] 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: 216-228.

[3] 王燕礼, 卞小芳, 符彬, 等. 光整滚光和开缝衬套挤压孔结构表面完整性及疲劳行为研究[J]. 表面技术, 2019, 48(9): 336-345.

WANG Yanli, BIAN Xiaofang, FU Bin, et al. Surface integrity and fatigue behavior of holes treated by finishing & burnishing and split sleeve cold expansion[J]. Surface Technology, 2019, 48(9): 336-345.

2019, 48(9): 336-345.

[4] 王燕礼, 朱有利, 杨嘉勤. 滚压强化技术及在航空领域研究应用进展[J]. 航空制造技术, 2018, 58(5): 75-83.

WANG Yanli, ZHU Youli, YANG Jiaqin. Rolling reinforcement technology and its research application progress in aviation field[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 58(5): 75-83.

[5] 张宏, 余承业, 吴鸿兴, 等. 小孔激光冲击表面强化技术研究[J]. 兵工学报, 2001, 22(3): 330-333.

ZHANG Hong, YU Chengye, WU Hongxing, et al. Laser shock processing of small hole[J]. Acta Armamentarii, 2001, 22(3): 330-333.

[6] 姜银方, 李娟, 潘禹, 等. 双面激光冲击次序对小孔件强化效果影响研究[J]. 激光技术, 2016, 40(1): 82-85.

JIANG Yinfang, LI Juan, PAN Yu, et al. Investigation of effect of two-side laser shock order on small-hole specimen strengthening[J]. Laser Technology, 2016, 40(1): 82-85.

[7] 王燕礼, 许光群, 符彬, 等. 开缝衬套挤压工艺对 TA15 孔结构疲劳增益的影响[J]. 钛工业进展, 2019, 36(4): 30-35.

WANG Yanli, XU Guangqun, FU Bin, et al. Effect of split sleeve cold expansion process on the TA15 hole fatigue gain[J]. Titanium Industry Progress, 2019, 36(4): 30-35.

[8] WANG Y L, FU B, NIE L, et al. Fatigue nucleation site of cold expansion hole varying as fatigue load level varies[J]. SN Applied Sciences, 2019, 1(8): 1-10.

[9] 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.

[10] 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.

[11] 张小辉, 许光群, 聂利, 等. 开缝衬套孔挤压残余应力场数值计算研究[J]. 材料科学与工艺, 2019, 27(4): 64-70.

ZHANG Xiaohui, XU Guangqun, NIE Li, et al. Numerical study on the residual stress field produced by split sleeve hole cold expansion[J]. Material Science and Technology, 2019, 27(4): 64-70.

[12] 朱有利, 侯帅, 王燕礼, 等. 芯棒锥面结构对孔冷挤压强化残余应力场的影响[J]. 材料科学与工艺, 2015, 23(4): 87-92.

ZHU Youli, HOU Shuai, WANG Yanli, et al. Effects of cone surface profile of mandrel on residual stress distribution of cold expansion strengthening of hole[J]. Materials Science and Technology, 2015, 23(4): 87-92.

[13] 侯帅, 朱有利, 王燕礼, 等. 孔边倒角对直接芯棒孔冷挤压残余应力场的影响[J]. 兵器材料科学与工程, 2015, 38(3): 89-92.

HOU Shuai, ZHU Youli, WANG Yanli, et al. Effects of chamfering on residual stress distribution of directly cold expanded mandrel hole[J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2015, 38(3): 89-92.

[14] 王燕礼. 航空铝合金结构连接孔冷扩孔与超声孔角冲击复合强化机理研究[D]. 北京: 装甲兵工程学院, 2015.

WANG Yanli. Study on enhancement mechanism of hole cold expansion and ultrasonic corner impacting for structure connecting holes of aviation[D]. Beijing: Academy of Armored Forces Engineering, 2015.

[15] 朱有利, 王燕礼, 侯帅, 等. 孔角强化处理方法: CN105779756B[P]. 2016-07-20.

ZHU Youli, WANG Yanli, HOU Shuai, et al. Hole angle strengthening method: CN105779756B[P]. 2016-07-20.

通讯作者: 王燕礼, 工程师, 博士, 主要研究方向为疲劳与断裂、先进抗疲劳制造技术、应力腐蚀开裂与控制, E-mail: 154552879@qq.com.

(下转第 75 页)

Effect of Laser Shock Peening on Gas Carburizing for 18CrNiMo7-6 Gear Steel

MIAO Xiaoji¹, SONG Lu², MA Heng^{2,3}, GU Xiaoming³, SUN Fei^{1,2}, HU Jing²

(1. Institute of Modern Equipment Manufacturing, Changzhou Institute of Industry Technology, Changzhou 213164, China;

2. National Experimental Demonstration Center for Materials Science and Engineering, Changzhou University, Changzhou 213164, China;

3. Changzhou Tianshan Heavy Industry Machinery Co., Ltd., Changzhou 213019, China)

[ABSTRACT] 18CrNiMo7-6 gear steel was selected as the material and laser shock peening was primarily used as a pretreatment prior to gas carburizing, the aim of which is to improve the efficiency and further enhance the properties after gas carburizing. Optical microscope, surface roughness tester and Vickers micro-hardness tester were used to investigate the surface characteristics after laser shock peening and gas carburizing. The results show that under the same gas carburizing process of 910°C+4h, gas carburizing efficiency can be effectively enhanced by the pretreatment of laser shock peening, the carburizing layer increases from 1.24mm to 1.49mm, and the carburizing efficiency increases by around 20%. At the same time, the surface hardness is increased from 680HV_{0.05} to 700HV_{0.05}. Especially, laser shock pretreatment can make the cross sectional hardness gradient decreased gently, thus enhance the bonding force between carburized layer and matrix. The mechanism why laser shock peening has significant effect on gas carburizing is as below: the surface rough increases from 0.12μm to 0.57μm, a deformation layer with thickness of about 220μm was formed after laser shock peening, and with much finer grain size. All the above factors are beneficial for absorption and diffusion inward of carbon atoms.

Keywords: Laser shock peening; 18CrNiMo7-6; Gas carburizing; Pretreatment; Carburizing efficiency

(责编 古系)

(上接第39页)

Experimental Study on Surface Integrity and Fatigue Performance of Dissimilar Material Stack-Structured Holes Manufactured by Different Processing Method

DONG Zhipeng¹, WANG Yanli¹, YAO Liangliang², YANG Fan³, LIU Wei¹

(1. PLA 32256 Units, Nanning 530000, China;

2. The First Military Representative Office of the Military Equipment Department of the Army in Chongqing Region in Kunming, Kunming 650021, China;

3. Non-Commissioned Officer School of Army Academy of Armored Forces, Changchun 130000, China)

[ABSTRACT] In order to study the effect of the dissimilar material stack-structure on the surface integrity and fatigue properties of holes, under the stacked condition, φ8.36mm holes were prepared by different processes, such as drilling & reaming, burnishing, and split sleeve cold expansion (SSCX). The surface morphology, surface roughness, residual stress and microstructure were investigated. Fatigue test and fracture surface analysis were performed. The results show that burnishing forms obvious material pile-up at the end of the interlayer hole and introduces circle-shaped micro-crack around the 7B04-T6 hole, while SSCX imparts micro-crack in the region corresponding to sleeve split. Under fatigue loading conditions in present paper, burnishing increases the fatigue life (99.9% survival rate, 95% confidence) of 7B04-T6 and TA15 hole structures by 0.01 times and 0.63 times, and SSCX with interference value of *A* increases that of 7B04-T6 hole by 3.25 times but reduces that of TA15 holes, while SSCX with interference value of *B* increases that of 7B04-T6 and TA15 by 18 times and 3.30 times, respectively. The fatigue sources of the three types of hole all originate from the hole wall or corner, and never start from the micro cracks of cold expansion or burnishing.

Keywords: Stack-structure; Hole; Burnishing; Split sleeve cold expansion; Surface integrity; Fatigue performance

(责编 古系)