

# 止裂孔-疲劳裂纹尖端相对位置对工业纯铁 DT4C 抗疲劳性能的影响

刘荣伟<sup>1</sup>, 黄志国<sup>1</sup>, 李艳艳<sup>2</sup>, 孙立强<sup>2</sup>, 宋劲松<sup>1</sup>

(1. 河北石油职业技术大学 工业技术中心, 河北 承德 067000; 2. 河北石油职业技术大学 机械工程系, 河北 承德 067000)

**摘要:** 止裂孔是金属结构件疲劳延寿的重要方法之一, 但其对疲劳裂纹扩展速率及疲劳寿命的影响规律复杂多变, 以工业纯铁 DT4C 金属板材为例, 采用扩展紧凑拉伸试样 (E-CT) 研究了止裂孔相对疲劳裂纹尖端的不同位置 (即裂纹尖端前沿材料切除量分别为 0.3、0.6 和 0.9 mm) 对含裂纹试件的疲劳寿命和裂纹扩展速率的影响规律。结果表明: 由于在疲劳裂纹扩展过程中裂纹尖端沿厚度方向上扩展速率的差异及裂尖塑性区的存在, 裂纹尖端前沿材料切除量对止裂孔的延寿作用具有重要影响, 且影响程度差别较大。在相同疲劳载荷和应力比近似为 0 的情况下, 裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 时, 试样的疲劳裂纹扩展速率和疲劳寿命改善最为明显, 与常规试样相比疲劳寿命增加了 2 倍以上。

**关键词:** 止裂孔; 裂纹尖端; 疲劳裂纹扩展速率; 疲劳寿命; 裂纹尖端塑性区

**DOI:** 10.13330/j.issn.1000-3940.2024.02.034

**中图分类号:** TG11 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3940 (2024) 02-0265-10

## Influence of relative position of crack arresting hole-fatigue crack tip on fatigue resistance for industrial pure iron steel DT4C

Liu Rongwei<sup>1</sup>, Huang Zhiguo<sup>1</sup>, Li Yanyan<sup>2</sup>, Sun Liqiang<sup>2</sup>, Song Jinsong<sup>1</sup>

(1. Industrial Technology Center, Hebei Petroleum University of Technology, Chengde 067000, China;

2. Department of Mechanical Engineering, Hebei Petroleum University of Technology, Chengde 067000, China)

**Abstract:** The crack arresting holes are one of the important ways to extend the fatigue life of metal structural components, and the influences on the fatigue crack propagation rate and fatigue life are complex and changeable. Therefore, for the metal plate of industrial pure iron DT4C, the influences of different positions of the crack arresting hole relative to the fatigue crack tip (i.e., the material removal amount at the front of crack tip was 0.3, 0.6 and 0.9 mm, respectively) on the fatigue life and crack propagation rate of the cracked specimen were studied by the extended compact tensile test (E-CT) specimens. The results show that due to the difference in the propagation rate of crack tip along the thickness direction and the existence of the plastic zone at the crack tip during the fatigue crack propagation process, the amount of material removed at the front of crack tip has an important impact on the life extension of the crack arresting hole, and the degree of influence varies greatly. Under the same fatigue load and the stress ratio of approximately 0, the fatigue crack propagation rate and fatigue life of specimen are most significant when the material removal amount at the front of crack tip is 0.6 mm, and compared with the conventional specimens, the fatigue life is increased by more than two times.

**Key words:** crack arresting hole; crack tip; fatigue crack propagation rate; fatigue life; crack tip plastic zone

在航空航天、汽车、高铁等领域, 大部分金属结构需承受循环载荷的作用, 机械结构常常出现疲

劳断裂。金属构件在长期使用过程中极易发生失效破坏, 产生疲劳断裂, 造成严重危害。因此, 大量研究人员针对疲劳裂纹性能、裂纹尖端塑性区、疲劳延寿等内容开展了研究。对于疲劳寿命的研究, 主要分为名义应力法<sup>[1]</sup>、结构应力法<sup>[2]</sup>、缺口强度法<sup>[3]</sup>以及疲劳裂纹扩展法<sup>[4]</sup>等。其中, 对金属板材疲劳性能的主要研究方法为疲劳裂纹扩展法。疲劳延寿的主要方法有细化晶粒、增加表面质量、喷丸、渗碳和钻孔止裂等<sup>[5]</sup>, 以上方法均可以增加金属材

收稿日期: 2023-07-01; 修订日期: 2023-10-12

基金项目: 河北省自然科学基金资助项目 (B2021411001); 河北省高等学校科学技术研究项目 (ZC2023188)

作者简介: 刘荣伟 (1992-), 男, 硕士, 讲师

E-mail: cdpc\_lrw2018@163.com

通信作者: 黄志国 (1977-), 男, 硕士, 副教授

E-mail: 27841227@qq.com

料的抗疲劳性能。Jaervenpaeae A 等<sup>[6]</sup>研究了晶粒尺寸和相结构对 301LN 奥氏体不锈钢疲劳性能的影响,通过控制反转处理获得了亚微米到粗晶粒的各种晶粒尺寸,并进行拉伸疲劳试验,发现晶粒尺寸细化可以有效地提高材料的抗疲劳性能;Huang Z W 等<sup>[7]</sup>对钛合金进行了研究,发现电解抛光相较于喷丸对提高高强合金的疲劳强度更加有效;Hassani-Gangaraj S M 等<sup>[8]</sup>研究了喷丸强化和氮化处理对低合金钢疲劳极限的影响,对经过喷丸和渗氮处理的试样与未处理的试样进行比较,发现喷丸强化和氮化处理提高了低合金钢的疲劳极限,分别提高至 11.6%和 51.3%。以上试验方法均是通过改变材料自身组织从而实现性能优化,但材料自身的疲劳断裂过程并未发生改变,因此,产生的疲劳延寿效果并不明显。本文通过钻孔止裂的方法实现钝化裂纹尖端,去除或减少裂纹尖端塑性区,削弱裂纹尖端应力场,以延长疲劳寿命。同时,通过改变止裂孔与疲劳裂纹尖端的相对位置来去除裂纹尖端以及不同程度地改变裂纹尖端塑性区,并研究了其对金属板材试样疲劳裂纹扩展速率及疲劳寿命的影响规律,深入地讨论了在裂纹尖端前沿制造止裂孔对裂纹尖端塑性区、疲劳裂纹萌生和扩展行为及寿命的影响。

1 试验方法

1.1 试验材料和参数

本文在研究过程中主要以金属板材工业纯铁 DT4C 作为试验材料,其几何形状和尺寸如图 1 所示,其中, A-A 为试样加载和固定孔所在中心线,在计算裂纹长度时从该中心线开始进行计算,圆圈处为止裂孔的位置。该金属板材的内部组织均匀、致密,缺陷少,主要以铁素体为主,其工业应用广泛<sup>[9]</sup>,该材料的化学成分及力学性能如表 1 所示。

表 1 工业纯铁 DT4C 的化学成分 (%, 质量分数)  
Table 1 Chemical compositions of industrial pure iron DT4C (%, mass fraction)

C	Si	Mn	P	S	Al	Cr	Ni	Cu	Fe
0.006	0.01	0.1	0.007	0.005	0.38	0.06	0.01	0.02	余量

根据 ASTM E647-23<sup>[10]</sup> 将金属板材加工成扩展紧凑拉伸 (Extended-Compact Tension, E-CT) 试样,为防止试样加工过程中因切削硬化造成压力,采用线切割机床进行试样加工, E-CT 试样加工后的实物图如图 2 所示。

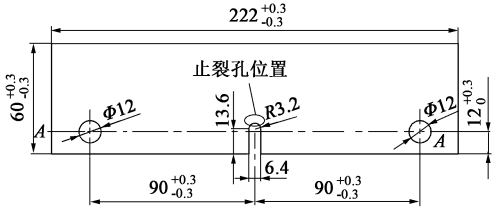


图 1 金属板材的几何形状及尺寸

Fig. 1 Shape and dimensions of metal sheet

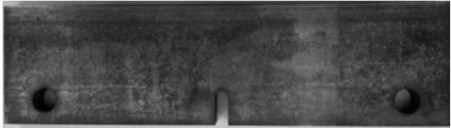


图 2 E-CT 试样实物图

Fig. 2 Physical image of specimen E-CT

1.2 试验设计

实际疲劳裂纹扩展过程中,金属板材的内部裂纹长度要比所测量的表面裂纹长,在表面裂纹长度为 1.0 mm 时,内部裂纹长度为 1.6 mm<sup>[11]</sup>。因此,根据对疲劳裂纹扩展速率 da/dN 与裂纹长度 a 的分析和对疲劳断口的观察与测量 (其中 N 为相对应的载荷循环次数),将金属板材 E-CT 试样分为 4 组,如表 2 所示,每组为两个试样。

表 2 金属板材 E-CT 试样分组

Table 2 Grouping for E-CT samples of metal sheet

组别	是否制造止裂孔	裂纹尖端前沿材料切除量/mm
1 (母材)	否	—
2	是	0.3
3	是	0.6
4	是	0.9

1.3 疲劳裂纹扩展试验

在试样制备过程中,需将试样的预测疲劳裂纹扩展路径区域 (试样 U 形缺口区域) 打磨抛光,使用疲劳裂纹宏观显微摄像头观测裂纹长度的变化过程和裂纹尖端的位置<sup>[12]</sup>,测量精度为 ±0.01 mm。制造预裂纹时母材组试样与试验组试样的处理方法相同,试验机液保持室温,液压泵压力为 9 MPa,通过施加正弦波形载荷 (载荷幅值为 17.75 kN, 载荷均值为 18.25 kN) 制造 1 mm 预裂纹。

疲劳裂纹扩展阶段保持原工况,应力比近似为 0,试验过程的实际参数如表 3 所示,在试验中不断记录裂纹长度 a 和相对应的载荷循环次数 N,直至

试件断裂。母材组试样在疲劳裂纹扩展过程中不做任何处理。试验组试样在疲劳裂纹长度分别为 1.5、3.2、6.4、8.0 和 9.6 mm 处加工止裂孔，止裂孔为  $\Phi 4$  mm 的圆形通孔，裂纹尖端前沿材料切除量分别为 0.3、0.6 和 0.9 mm，图 3 为裂纹尖端前沿材料

切除量为 0.3 mm 时止裂孔的加工示意图，图 4 为实物图。将每次加工止裂孔后的试样继续进行疲劳扩展试验，试验载荷保持不变，直至试件发生瞬断，在疲劳裂纹扩展过程中不断记录裂纹长度  $a$  和载荷循环次数  $N$ 。

表 3 试样的疲劳裂纹扩展寿命数据

Table 3 Fatigue crack propagation life data of specimens

组别	试样编号	实际最大载荷/实际 最小载荷/kN	应力比	频率/Hz	疲劳寿命试验值/ 循环次数	疲劳寿命平均值/ 循环次数
1 (母材)	1	23.2/0.7	0.030	2	81950	93436.5
	2	23.1/0.6	0.026	2	104923	
2	1	22.9/0.8	0.035	2	130603	135407.0
	2	23.3/0.4	0.017	2	140211	
3	1	23.0/0.5	0.022	2	230052	241906.5
	2	23.1/0.5	0.022	2	253761	
4	1	23.2/0.4	0.017	2	168538	159717.0
	2	23.0/0.5	0.022	2	150896	

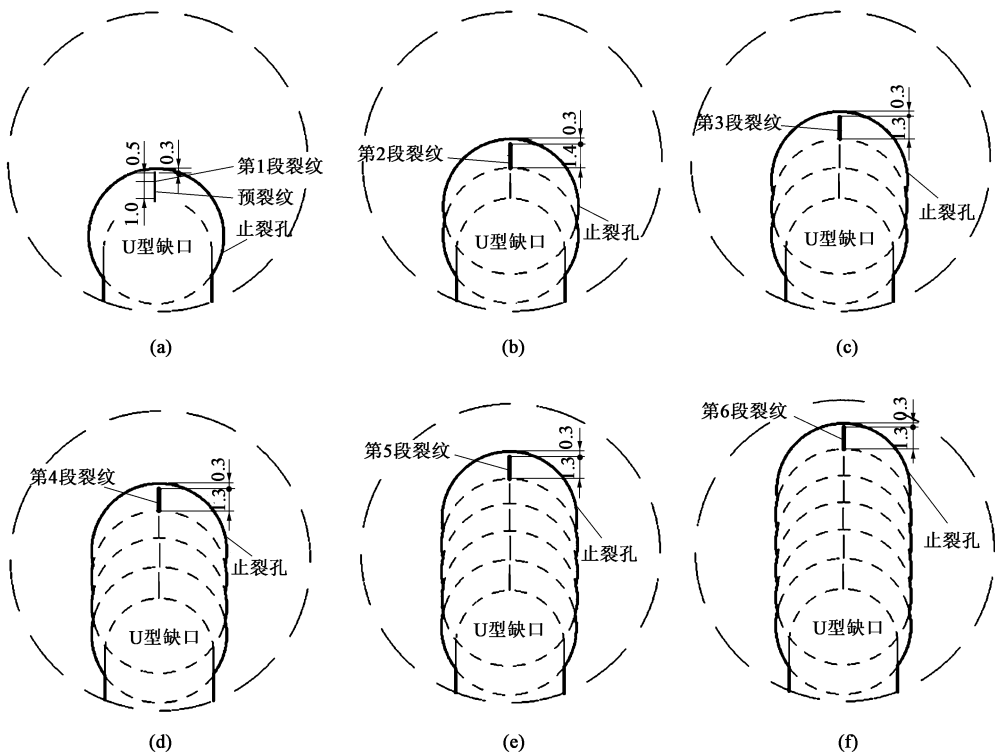


图 3 预裂纹试样及 6 次制造止裂孔的示意图

(a) 第 1 次制孔,  $a=1.5$  mm    (b) 第 2 次制孔,  $a=3.2$  mm    (c) 第 3 次制孔,  $a=4.8$  mm    (d) 第 4 次制孔,  $a=6.4$  mm

(e) 第 5 次制孔,  $a=8.0$  mm    (f) 第 6 次制孔,  $a=9.6$  mm

Fig. 3 Schematic diagrams of precracked sample and crack arresting hole making for six times

(a) The first hole making,  $a=1.5$  mm    (b) The second hole making,  $a=3.2$  mm    (c) The third hole making,  $a=4.8$  mm

(d) The fourth hole making,  $a=6.4$  mm    (e) The fifth hole making,  $a=8.0$  mm    (f) The sixth hole making,  $a=9.6$  mm



图 4 裂纹长度为 3.2 mm、裂纹尖端前沿材料切除量为 0.3 mm 时的实物图

Fig. 4 Physical image at crack length of 3.2 mm and material removal amount at front of crack tip of 0.3 mm

## 2 止裂孔与裂纹尖端相对位置对疲劳裂纹扩展的影响

### 2.1 止裂孔位置对疲劳寿命的影响

根据疲劳裂纹扩展试验中所记录的裂纹长度  $a$  和载荷循环次数  $N$  得到疲劳裂纹扩展的  $a-N$  关系曲线<sup>[13]</sup>。从  $a-N$  关系曲线可以直观地反映出裂纹扩展的趋势和规律，体现材料的疲劳裂纹扩展寿命，如表 3 和图 5 所示。

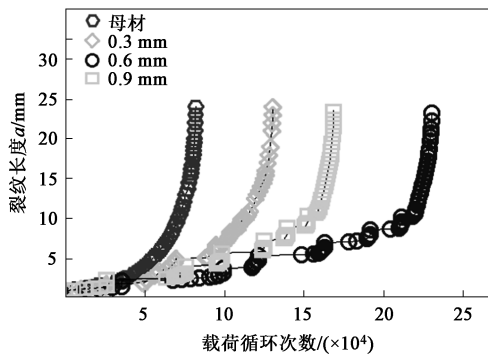


图 5 不同裂纹尖端前沿材料切除量下的裂纹长度-疲劳周次曲线  
Fig. 5 Crack length-fatigue cycle curves with different material removal amount at front of crack tip

对比不同组试样的疲劳寿命及  $a-N$  曲线发现，距裂纹尖端不同位置的止裂孔对疲劳裂纹寿命影响的差异较为显著。具有止裂孔的 3 个试样在最大载荷  $P_{\max}$ （约为 23 kN）下的平均疲劳寿命分别为 135407.0 循环、241906.5 循环和 159717.0 循环，母材试样的平均疲劳寿命为 93436.5 循环。其中，裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 时的止裂孔对疲劳裂纹扩展寿命的影响最为明显，约为母材疲劳裂纹扩展寿命的 300%，而裂纹尖端前沿材料切除量为 0.3 mm 时的止裂孔的影响最小，约为母材疲劳裂纹扩展寿命的 160%；裂纹尖端前沿材料切除量为 0.9 mm 的影响介于两者之间，约为母材疲劳裂纹扩展寿命的 206%。

综上所述，通过在工业纯铁 DT4C 金属板材上

沿着裂纹预扩展路径制造止裂孔的方法来改善焊接接头抗疲劳性能的思路是可行的。按照此思路，在抗疲劳性能方面，裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 的止裂孔要远超过常规金属板材，是相同条件下常规试样疲劳裂纹扩展寿命的 2 倍以上。这主要是由于止裂孔的引入去除了裂纹尖端，有效地降低了裂纹尖端应力集中和塑性区的影响，尤其是在裂纹长度较短时止裂孔产生的延寿效果更为明显，极大减少了疲劳裂纹扩展的驱动力并且基本上消除了裂纹尖端应力场对疲劳裂纹扩展的影响。

在裂纹长度不同时制造止裂孔后裂纹重新萌生、扩展，这导致在止裂孔扩展的区间内疲劳裂纹的扩展寿命不同。如表 4 和图 6 所示，随着裂纹长度的增加，止裂孔对疲劳裂纹扩展寿命的影响逐渐减少。其中，距裂纹尖端 0.3 mm 的止裂孔对疲劳裂纹的扩展延寿效果最不明显，尤其是在裂纹长度大于 6.4 mm 时，其对疲劳延寿几乎没有影响；而距裂纹尖端 0.6 mm 的止裂孔的影响效果最为明显，但仍然是短裂纹阶段（裂纹长度  $< 6.4$  mm）；距裂纹尖端 0.9 mm 的止裂孔的影响介于两者之间，但对在止裂孔处新萌生的疲劳裂纹扩展寿命的影响最为明显。整体上看，裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 的止裂孔试样在每次进行止裂孔加工时对疲劳裂纹扩展寿命影响的效果最好。

表 4 不同裂纹长度区间内疲劳裂纹扩展寿命（循环次数）

Table 4 Fatigue crack propagation life within different crack length intervals (Cycle index)

裂纹长度/ mm	母材试样	裂纹尖端前沿材料切除量/mm		
		0.3	0.6	0.9
1.5~2.5	19744	27685	43238	37628
3.2~4.2	6410	18277	28903	29391
4.8~5.8	4804	22913	38626	25748
6.4~7.4	3724	7200	26520	12493
8.0~9.0	2523	5297	12938	11164
9.6~10.6	1955	2406	4772	5011

将裂纹尖端前沿材料切除量为 0.3、0.6 和 0.9 mm 的止裂孔试样的裂纹长度与疲劳剩余寿命进行对比，疲劳裂纹扩展寿命与裂纹尖端前沿材料切除量和试样剩余有效横截面积均有着直接的影响关系，当裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 时止裂孔对疲劳扩展的寿命影响最为明显，裂纹尖端前沿材料切除量为 0.9 mm 时止裂孔的影响次之，且



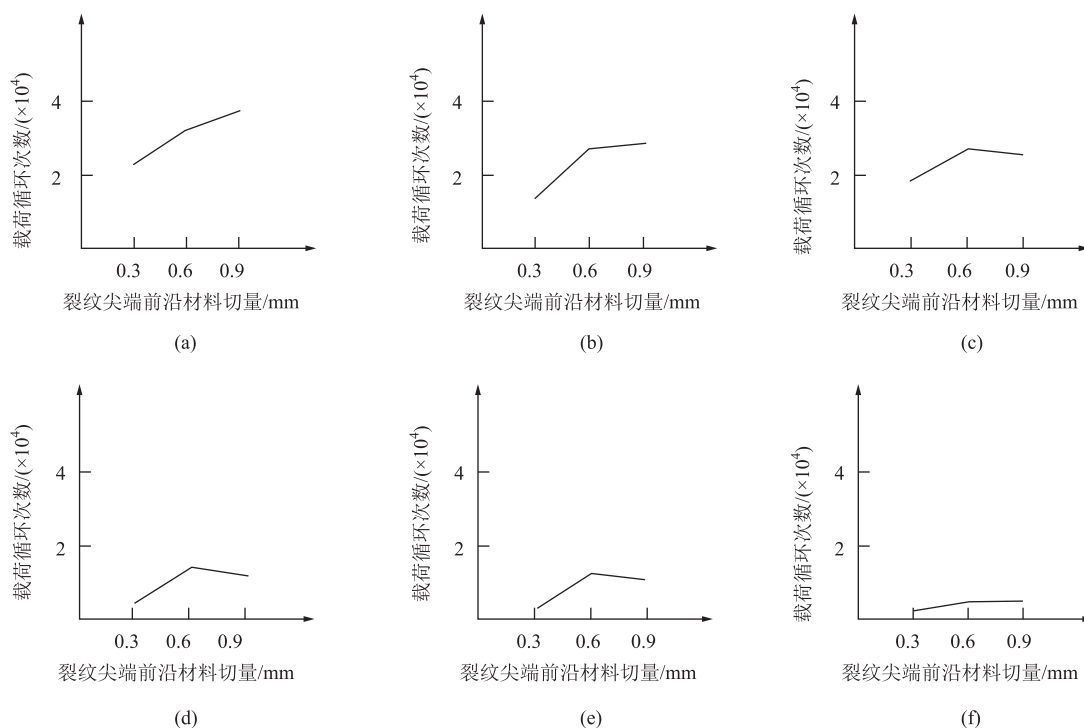


图6 不同裂纹长度下止裂孔对疲劳裂纹寿命的影响

(a) 1.5 mm (b) 3.2 mm (c) 4.8 mm (d) 6.4 mm (e) 8.0 mm (f) 9.6 mm

Fig. 6 Effect of crack arresting holes on fatigue crack life under different crack lengths

两者之间的差异较小,但裂纹尖端前沿材料切除量为 0.3 mm 时止裂孔对疲劳扩展寿命影响最小,且与其他两组试验组试样的差距较大,这主要与止裂孔去除裂纹尖端和有效塑性区大小有关,裂纹尖端前沿材料切除量为 0.3 mm 时,去除有效裂纹尖端的塑性区较小,塑性区仍对裂纹扩展产生持续性的影响。随着裂纹长度增加,不同裂纹尖端前沿材料切除量下试样对疲劳裂纹扩展寿命的影响均呈现降低的趋势,这说明承受疲劳载荷的有效横截面积的降低会影响止裂孔的作用效果,但相较于裂纹尖端前沿材料切除量为 0.3 mm 时止裂孔对疲劳扩展寿命的影响效果降低的趋势,其他两组试验组试样的下降趋势更为明显,这表明疲劳裂纹在扩展过程中裂纹尖端塑性区会逐渐增加,在裂纹长度较短时 (<6.4 mm),裂纹尖端塑性区的影响范围大于 0.3 mm,导致裂纹尖端前沿材料切除量为 0.3 mm 时止裂孔的作用效果相较于其他两组试验组有明显区别,随着裂纹长度的增加,裂纹尖端塑性区的影响范围逐渐增加,当裂纹长度 >9.6 mm 时,裂纹尖端塑性区的影响范围超过了 0.6 mm。

## 2.2 裂纹尖端前沿材料切除量对疲劳裂纹扩展速率的影响

疲劳裂纹扩展速率曲线<sup>[13-14]</sup>反映了疲劳裂纹在

扩展过程中的规律和特性。由于不同组试样的疲劳性能具有一定的离散性,将每组试验的两个试件的试验数据进行处理,并绘制 Paris 曲线。利用疲劳裂纹长度增量除以疲劳循环增量求得疲劳裂纹扩展速率 ( $da/dN$ ),再利用式 (1) 计算应力强度因子  $K$ :

$$K = (P/B\sqrt{W}) \times (2 + \alpha) / [(1 - \alpha)^{3/2} \times (1 - d/W)^{1/2}] \times (1.15 + 0.94\alpha - 2.48\alpha^2 + 2.95\alpha^3 - 1.24\alpha^4) \quad (1)$$

$$P = P_{\max} - P_{\min} \quad (2)$$

式中:  $P$  为载荷;  $P_{\max}$  为疲劳裂纹扩展试验中的最大载荷;  $P_{\min}$  为疲劳裂纹扩展试验中的最小载荷;  $B$  为试样厚度;  $W$  为试样宽度;  $\alpha = a/(W-d)$ ;  $d$  为加载轴线至试样边缘的距离,且  $0.1 \leq (a+d)/W < 1$ 。

利用式 (1) 和式 (2) 求得试样的疲劳裂纹扩展速率  $da/dN$  与  $\Delta K$  值 (应力强度因子变化范围),得到母材与试验组试样的疲劳裂纹扩展速率曲线,如图 7 所示。

图 7 中母材组的疲劳裂纹扩展速率曲线符合 Paris 曲线中疲劳裂纹的扩展规律,而试验组试样的疲劳裂纹扩展速率曲线中,由于止裂孔的存在,导致止裂孔位置的疲劳裂纹扩展速率骤降。在裂纹长度为 1.5 mm 时,裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6

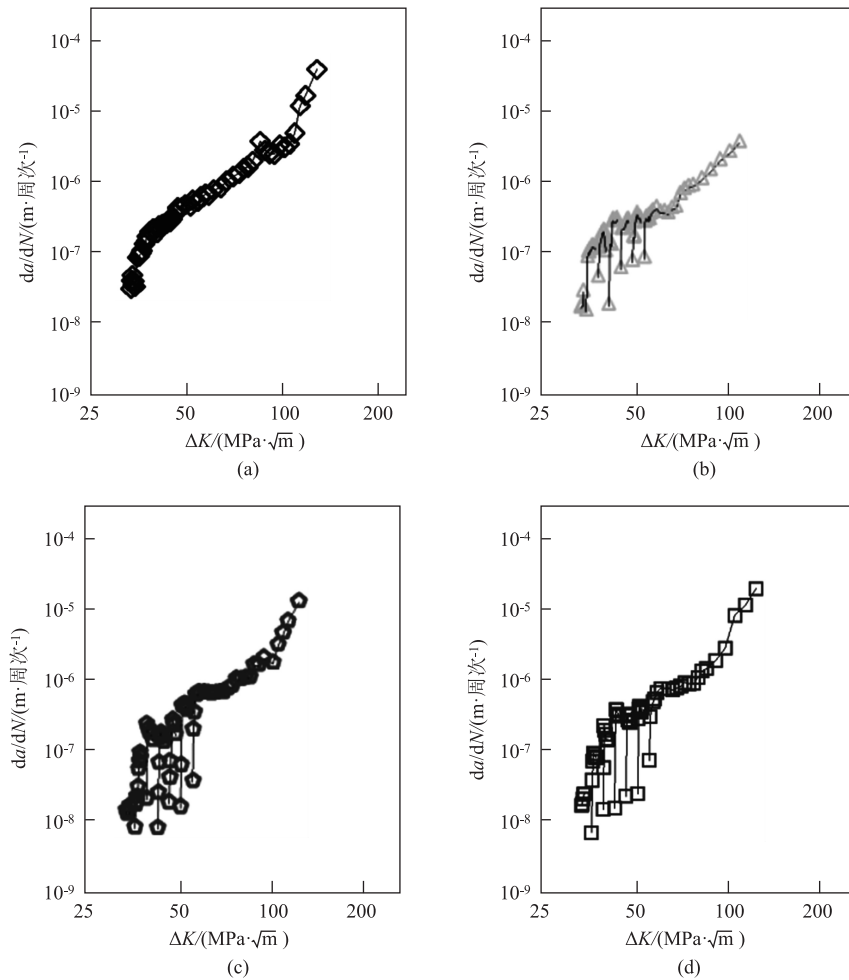


图 7 不同裂纹尖端前沿材料切除量下疲劳裂纹扩展速率曲线

(a) 母材 (b) 材料切除量为 0.3 mm (c) 材料切除量为 0.6 mm (d) 材料切除量为 0.9 mm

Fig. 7 Fatigue crack propagation rate curves under different material removal amounts at front of crack tip

(a) Original material (b) Material removal amount of 0.3 mm (c) Material removal amount of 0.6 mm (d) Material removal amount of 0.9 mm

和 0.9 mm 时止裂孔的疲劳裂纹扩展速率降低至每循环  $1 \times 10^{-8}$  m, 因此, 止裂孔的存在对于降低疲劳裂纹扩展速率的影响是非常明显的。结合不同试样的扩展规律, 虽然止裂孔相对裂纹尖端的位置不同, 但随着裂纹长度的增加, 止裂孔对疲劳裂纹扩展速率的影响程度逐渐降低。试验组试样的 Pairs 曲线在进行止裂孔加工时, 对疲劳裂纹扩展速率均存在不同程度的影响。其中, 裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 时止裂孔对疲劳裂纹扩展速率的影响最大, 相较于母材疲劳裂纹扩展速率其降低幅度最大。裂纹尖端前沿材料切除量为 0.3 mm 时止裂孔对疲劳裂纹扩展速率的影响程度最小。

图 8 为不同试样的疲劳裂纹扩展曲线, 制造止裂孔后疲劳裂纹扩展不再按照 Pairs 模型进行扩展, 止裂孔的存在使疲劳裂纹扩展速率骤降至最低点, 疲劳裂纹开始萌生; 裂纹萌生后, 疲劳裂纹扩展

再次按照新的 Pairs 模型进行, 直至恢复到与母材在相同裂纹长度时的疲劳裂纹扩展速率时, 止裂孔对疲劳裂纹扩展速率的影响结束。在裂纹长度较长 ( $>9.6$  mm) 时, 不同相对位置的止裂孔试样延缓疲劳裂纹扩展速率的效率基本相同, 这主要是由于裂纹尖端塑性区范围随着裂纹扩展不断扩大导致的, 此时裂纹尖端塑性区对止裂孔的作用效果被严重削弱, 裂纹尖端塑性区已经扩大至较大的范围 ( $>0.9$  mm)。

在疲劳裂纹扩展速率恢复至与母材相同扩展速率的过程中, 止裂孔对疲劳裂纹扩展速率的影响程度不同, 疲劳扩展恢复区间也不相同, 这主要与裂纹尖端塑性区有关, 塑性区的存在会加速疲劳裂纹的扩展速率, 降低整体的疲劳裂纹扩展寿命。通过对不同组合止裂孔试件的疲劳裂纹扩展速率曲线 (Pairs 曲线) 和裂纹长度与疲劳裂纹扩展速率的变

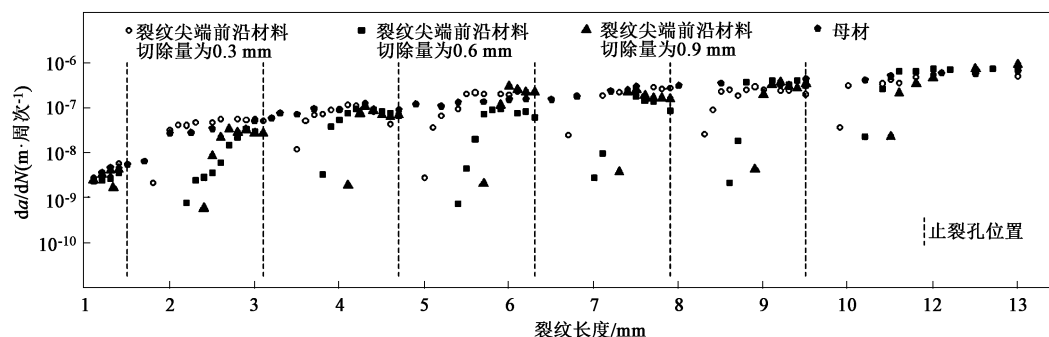


图8 疲劳裂纹扩展速率变化曲线

Fig. 8 Variation curves of fatigue crack propagation rate

化规律进行分析。在裂纹长度较短时 ( $<6.4$  mm) 裂纹尖端前沿材料切除量为  $0.6$  mm 时止裂孔对疲劳裂纹延寿的影响最为明显, 疲劳裂纹扩展速率的骤降幅度和恢复速度均更慢; 裂纹尖端前沿材料切除量为  $0.3$  mm 时止裂孔对疲劳裂纹扩展生产率的影响是最小的, 疲劳裂纹扩展速率的下降幅度相较于其他试验组并不明显且扩展速率降低后会迅速恢复至母材扩展速率; 裂纹尖端前沿材料切除量为

$0.9$  mm 时止裂孔对疲劳裂纹扩展生产率的影响是介于  $0.3$  与  $0.6$  mm 之间。如图 9 所示, 裂纹尖端前沿材料切除量为  $0.3$  mm 时止裂孔的效果不明显, 这主要是由于裂纹尖端前沿存在塑性区。在裂纹较短时虽然去除了裂纹尖端塑性区, 但是周边塑性区对其扩展也曾存在影响; 裂纹长度较长时, 止裂孔并没有完全去除裂纹尖端塑性区, 导致止裂孔虽然去除了裂纹尖端, 但是止裂孔前端位置仍在塑性区

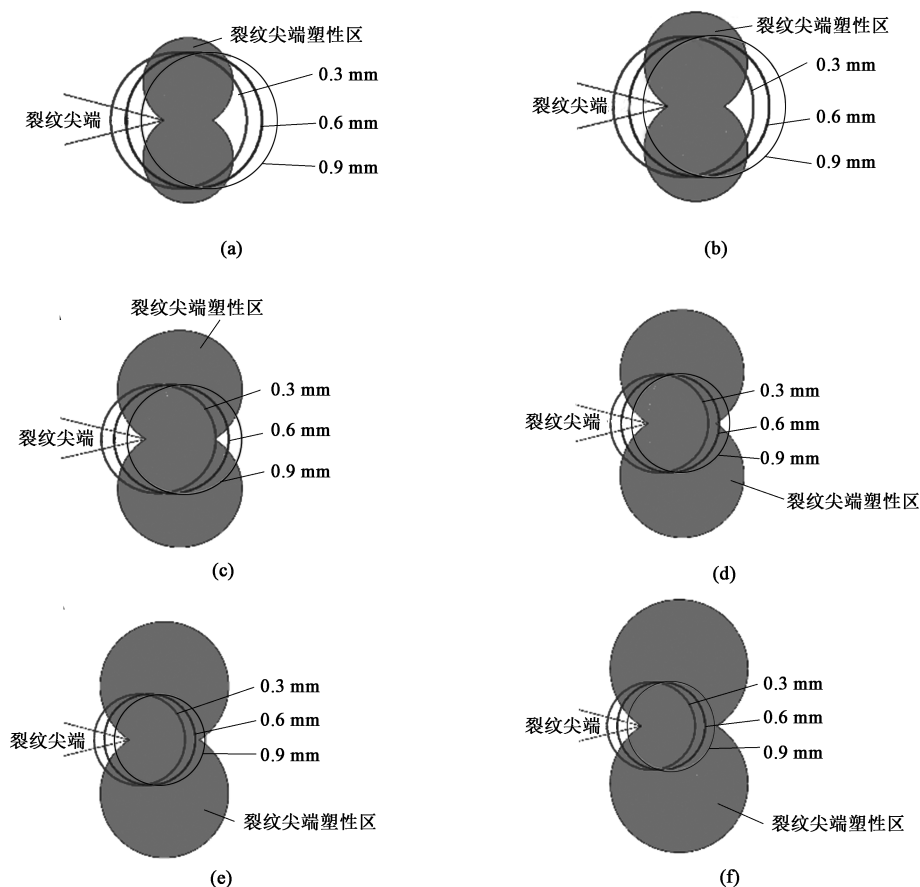


图9 裂纹扩展中止裂孔位置与裂纹尖端塑性区关系示意图

(a)  $a = 1.5$  mm (b)  $a = 3.2$  mm (c)  $a = 4.8$  mm (d)  $a = 6.4$  mm (e)  $a = 8.0$  mm (f)  $a = 9.6$  mm

Fig. 9 Schematic diagrams of relationship between position of crack arresting hole and plastic zone at crack tip during crack propagation

中, 残余的裂纹尖端应力依然对疲劳裂纹扩展有明显影响。裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 时止裂孔在整个裂纹扩展过程中基本上都可以有效地去除裂纹尖端的塑性区, 所以对疲劳延寿的效果最为明显, 但随着裂纹长度的增加, 裂纹尖端塑性区逐渐增大, 其延寿效果也有所减弱; 裂纹尖端前沿材料切除量为 0.9 mm 时止裂孔虽有效去除了裂纹尖端塑性区, 但过多地切除了疲劳裂纹扩展路径上的材料, 使裂纹扩展的有效长度减少, 因此, 相较于裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 时的止裂孔, 产生的延寿效果较差。

### 3 裂纹尖端组织和硬度分析

#### 3.1 裂纹尖端金相组织

图 10 为在不同裂纹长度下裂纹尖端前沿材料切除量为 0.6 mm 时, 止裂孔附近的金相图。在不同裂纹长度时, 裂纹尖端均产生了明显的组织形状变化, 发生塑性变形, 随着裂纹长度的增加, 裂纹尖端的组织变化不同, 裂纹长度较短时, 由于裂纹扩展速率较低, 裂纹扩展驱动力较小, 因此裂纹堆积明显, 裂纹分叉较多, 呈现枝桠状; 随着裂纹长度

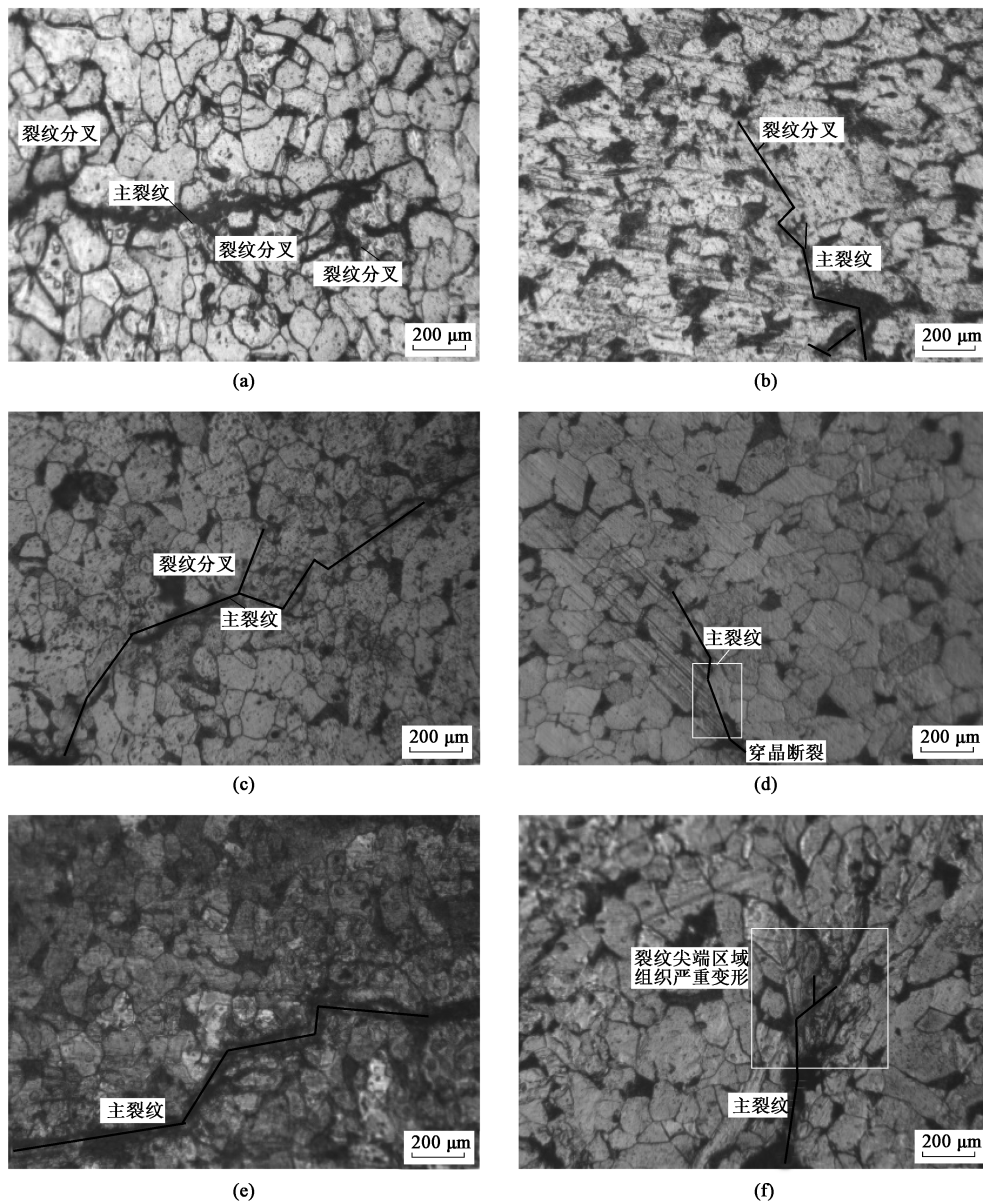


图 10 不同裂纹长度下止裂孔附近的金相图

(a)  $a = 1.5 \text{ mm}$  (b)  $a = 3.2 \text{ mm}$  (c)  $a = 4.8 \text{ mm}$  (d)  $a = 6.4 \text{ mm}$  (e)  $a = 8.0 \text{ mm}$  (f)  $a = 9.6 \text{ mm}$

Fig. 10 Metallographic diagrams near crack arresting holes under different crack lengths



的不断增加, 裂纹分叉现象明显得到改善, 在裂纹扩展驱动力加强的情况下主裂纹明显抑制了裂纹扩展中的裂纹分叉; 裂纹尖端的应力对组织影响也不够明显, 裂纹呈河流状扩展, 但局部出现了穿晶断裂; 当裂纹长度达到 9.6 mm 时, 裂纹尖端有明显的塑性变形, 断裂机制也由沿晶断裂变为了明显的穿晶断裂。

### 3.2 裂纹尖端显微硬度

为详细阐述裂纹尖端区域的性能变化规律, 图

11 以止裂孔与裂纹尖端相对位置为 0.6 mm 时的试样为例, 以裂纹尖端为起点, 硬度分别沿着裂纹扩展方向和垂直于裂纹扩展方向分布。裂纹尖端附近的硬度明显低于其他位置的平均硬度。随着距裂纹尖端距离的增加, 硬度总体稳定在一个范围内呈现波浪状变化, 并且随着裂纹长度的增加, 裂纹尖端处沿着裂纹扩展方向和垂直于裂纹扩展方向的硬度变化幅度也逐渐增加, 而且在载荷加载一侧的区域硬度变化幅度更为明显。

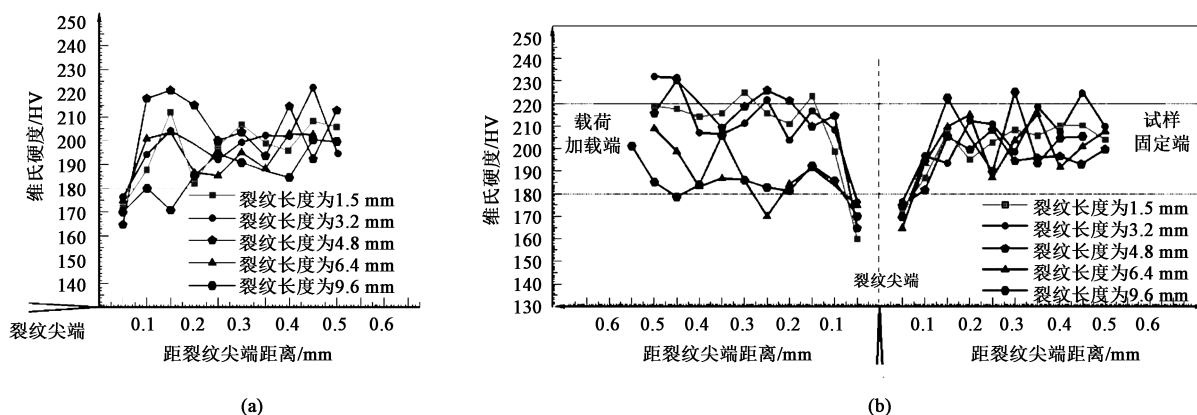


图 11 不同裂纹长度下的显微硬度变化曲线

(a) 沿裂纹扩展方向 (b) 垂直于裂纹扩展方向

Fig. 11 Microhardness variation curves under different crack lengths

(a) Along crack propagation direction (b) Perpendicular to crack propagation direction

## 4 结论

(1) 止裂孔可以明显增加工业纯铁 DT4C 金属板材的疲劳裂纹扩展寿命, 其中, 距裂纹尖端为 0.6 mm 的止裂孔对疲劳裂纹扩展速率的影响最为明显, 约增加了 300%; 距裂纹尖端为 0.3 mm 的止裂孔对疲劳裂纹扩展速率的影响最小, 疲劳扩展寿命增加了 160%。在相同裂纹尖端相对位置的止裂孔中, 随着裂纹长度的增加, 止裂孔对疲劳裂纹扩展寿命的影响逐渐减小。

(2) 止裂孔实现了裂纹尖端的钝化, 止裂孔与裂纹尖端相对位置的不同导致了裂纹尖端塑性区的影响不同。当止裂孔与裂纹尖端的相对位置较小时 (0.3 mm), 去除了裂纹尖端但并没有完全消除裂纹尖端塑性区对疲劳裂纹扩展速率的影响, 导致了疲劳延寿并不明显, 且疲劳裂纹扩展速率会迅速恢复到与母材相同的扩展速率; 当止裂孔与裂纹尖端相对位置较大时 (>0.6 mm), 完全去除裂纹尖端塑性区的影响时, 会导致疲劳裂纹扩展速率的骤降,

疲劳裂纹扩展速率最低可降至每循环  $1 \times 10^{-8}$  m 以下, 且随着裂纹扩展, 疲劳裂纹扩展速率的恢复速度相对较小。

(3) 不同裂纹长度时, 裂纹尖端均产生了明显的组织变化和硬度变化, 裂纹长度较短时, 裂纹分叉明显, 呈现枝桠状, 随着裂纹长度的增加, 主裂纹明显抑制了裂纹扩展中的裂纹分叉。裂纹尖端附近的硬度明显低于其他位置的平均硬度, 随着距裂纹尖端距离的增加, 硬度稳定在一个范围内, 呈波浪状变化, 而且在载荷加载一侧硬度变化幅度更为明显。

### 参考文献:

- [1] 崔泗鹏, 姚卫星, 夏天翔. 连接件振动疲劳寿命分析的名义应力法 [J]. 中国机械工程, 2014, 25 (18): 2519-2522.  
Cui S P, Yao W X, Xia T X. Nominal stress approach for fatigue life prediction of multi-fastener joints under vibration loading [J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25 (18): 2519-2522.
- [2] 陈秉智, 何正平, 李向伟, 等. 某构件焊缝疲劳开裂的寿命预测方法应用对比 [J]. 焊接学报, 2022, 43 (5): 63-68, 117.  
Chen B Z, He Z P, Li X W, et al. Comparison of fatigue life predicting methods used in cracked welded component [J]. Transac-

- tions of the China Welding Institution, 2022, 43 (5): 63–68, 117.
- [3] Shen W, Qiu Y, Yan R J, et al. A simplified method for evaluating singular stress field and fatigue strength of U-shaped notch [J]. Marine Structures, 2020, 72: 102770.
- [4] 赵荣国, 刘亚风, 蒋永洲, 等. 航空发动机涡轮盘用 GH4133B 合金疲劳裂纹扩展寿命概率预测 [J]. 机械工程学报, 2015, 51 (18): 71–82.
- Zhao R G, Liu Y F, Jiang Y Z, et al. Probabilistic fatigue crack propagation life prediction of GH4133B superalloy used in turbine disk of aero-engine [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51 (18): 71–82.
- [5] 秦盛伟, 邸黎寅, 王连翔, 等. 渗碳工艺对 18CrNiMo7-6 合金钢缺口件疲劳性能的影响 [J]. 材料导报, 2024, (2): 1–11.
- Qin S W, Di L Y, Wang L X, et al. Effect of carburizing process on bending fatigue performance of notched parts of 18CrNiMo7-6 alloy steel [J]. Materials Reports, 2024, (2): 1–11.
- [6] Jaervempaee A, Karjalainen L P, Jaskari M. Effect of grain size on fatigue behavior of type 301LN stainless steel [J]. International Journal of Fatigue, 2014, 65: 93–98.
- [7] Huang Z W, Lin J P, Zhao Z X, et al. Fatigue response of a grain refined TiAl alloy Ti-44Al-5Nb-1W-1B with varied surface quality and thermal exposure history [J]. Intermetallics, 2017, 85: 1–14.
- [8] Hassani-Gangaraj S M, Moridi A, Guagliano M, et al. The effect of nitriding, severe shot peening and their combination on the fatigue behavior and micro-structure of a low-alloy steel [J]. International Journal of Fatigue, 2014, 62 (2): 67–76.
- [9] 刘荣伟, 石凤武, 孙杨峰, 等. 裂纹尖端塑性区内金相组织及硬度的分析与研究 [J]. 材料保护, 2020, 53 (11): 166–170.
- Liu R W, Shi F W, Sun Y F, et al. Analysis and study of metallographic microstructure and hardness in plastic zone of crack tip [J]. Materials Protection, 2020, 53 (11): 166–170.
- [10] ASTM E647-23, Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates [S].
- [11] 张春国. 高强度双金属焊接疲劳裂纹扩展机理及组织演化规律研究 [D]. 西安: 长安大学, 2013.
- Zhang C G. Study on Fatigue Crack Propagation Mechanism and Microstructure Evolution Law of High-strength Steel Bimetallic Welding [D]. Xi'an: Chang'an University, 2013.
- [12] 赵树力, 余音, 徐武. 疲劳多裂纹扩展的常规态型近场动力学分析 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51 (4): 19–25.
- Zhao S L, Yu Y, Xu W. Conventional near-field dynamic analysis of fatigue multi crack propagation [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51 (4): 19–25.
- [13] 郭萍, 张菁丽, 强菲, 等. TC17 钛合金疲劳裂纹扩展速率 [J]. 稀有金属材料与工程, 2022, 51 (11): 4358–4362.
- Guo P, Zhang J L, Qiang F, et al. Fatigue crack propagation rate of TC17 titanium alloy [J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2022, 51 (11): 4358–4362.
- [14] Zhang C G, Liu R W, Liu Q K, et al. Effect of stop hole-induced material removal on fatigue properties of cracked DT4C steel [J]. Materiali in Tehnologije, 2019, 53: 457–65.

## “第 21 届国际制造研究会议” 征文通知

### (21st International Conference on Manufacturing Research, ICMR 2024)

第 21 届国际制造研究会议 (21st International Conference on Manufacturing Research, ICMR 2024) 将于 2024 年 8 月 28–30 日于英国苏格兰格拉斯哥举办, 同期召开第 38 届英国制造研究全国会议。

ICMR 由英国大学制造和工程负责人联合会 (COMEh) 发起, 是英国主要的制造研究会议, 自 2003 年起发展为国际会议, 旨在将研究人员、学者和企业界人士聚集在一起, 分享他们的愿景、知识和经验, 共同探讨新兴趋势和新挑战。随着 21 世纪制造业全球化进程的加快, 与时俱进的迫切需求推动了技术、研究和创新的快速发展。ICMR 征集有关前沿和新兴理论研究及其工业应用的论文, 旨在汇集全球学术、政府和工业组织的实践和理论知识。

#### 一、组织单位

主办单位: The University of Strathclyde, UK

协办单位: COMEH, UK; 中国机械工程学会塑性工程分会

#### 二、重要日期、内容

- 2024 年 3 月 30 日, 全文投稿截止
- 2024 年 5 月 1 日, 通知全文审理结果
- 2024 年 5 月 16 日, 最终投稿截止
- 2024 年 7 月 15 日, 提前缴费截止
- 2024 年 8 月 20 日, 最终注册截止

三、会议网址: <https://www.icmr.org.uk/>

#### 四、联系方式

联系人: Dr. Jie Zhao, ICMR2024 Administrator, The University of Strathclyde

地 址: Department of Design, Manufacturing & Engineering Management Glasgow, G1 1XJ UK

电 话: +44 (0) 141 574 5155, 邮箱: j.zhao@strath.ac.uk

中国机械工程学会塑性工程分会