

冷挤压 GH4169 合金孔结构 疲劳性能与断口分析

Fatigue property and fracture analysis on
cold-expanded hole structure of
GH4169 alloy

王 欣^{1,2}, 陈 星³, 胡仁高⁴, 胡 博⁴,
许春玲^{1,2}, 汤智慧^{1,2}, 古远兴⁴

(1 中国航发北京航空材料研究院 表面工程研究所, 北京 100095;

2 中国航发北京航空材料研究院 航空材料先进腐蚀与防护

航空科技重点实验室, 北京 100095; 3 中国航发北京

航空材料研究院 检测研究中心, 北京 100095;

4 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

WANG Xin^{1,2}, CHEN Xing³, HU Ren-gao⁴, HU Bo⁴,

XU Chun-ling^{1,2}, TANG Zhi-hui^{1,2}, GU Yuan-xing⁴

(1 Surface Engineering Institution, AECC Beijing Institute of Aeronautical

Materials, Beijing 100095, China; 2 Aviation Key Laboratory of Advanced

Corrosion and Protection on Aviation Materials, AECC Beijing Institute

of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China; 3 Testing Research

Center, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials,

Beijing 100095, China; 4 AECC Sichuan Gas Turbine

Establishment, Chengdu 610500, China)

摘要: 对 GH4169 合金中心孔板材进行冷挤压强化, 研究其挤压前后 825 MPa/600 °C/ $R=0.1$ 疲劳寿命, 分析挤压前后表面粗糙度变化和疲劳过程中的残余应力场演化, 并细致观察两件挤压试样不同寿命 (分别为 25105 周次和 10719 周次) 断口以分析表面完整性对疲劳过程的作用。结果表明: 相比原始试样, 冷挤压强化后试样中值疲劳寿命估计量提高了 1 倍, 挤压后较低的表面粗糙度和疲劳过程中稳定的残余应力场是疲劳寿命提高的主要原因。同时, 挤压后疲劳寿命标准差增大。由断口定量分析可知, 两件试样距疲劳源区 0.1 mm 之后的扩展寿命相当, 而萌生寿命 (分别为 18786 周次和 5915 周次) 却相差巨大。造成孔挤压后寿命分散性大的原因是 0.1 mm 以内的裂纹萌生寿命差别。为提高孔结构疲劳性能稳定性, 挤压时应注意近表层表面完整性的控制。

关键词: 冷挤压; 孔结构; 疲劳; 断口定量分析

doi: 10.11868/j.issn.1001-4381.2018.001058

中图分类号: TG668 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381(2020)06-0156-07

Abstract: Cold expansion (CE) was applied on the centre-hole plate of GH4169 alloy. The fatigue lives, as received and after CE, were investigated at 825 MPa/600 °C/ $R=0.1$. Surface roughness before and after CE, residual stress profiles during fatigue cycles were studied. And the influence of surface integrity on fatigue process was analyzed by the careful fracture observation with two CE samples of different lives (25105 cycles and 10719 cycles). The results show that the median fatigue life estimation of specimens after CE doubles compared with as-received. The lower surface average roughness after CE and the stable residual stress profile during fatigue process are the main reasons for fatigue life promotion. However, the standard deviation of fatigue lives increases after CE. The fractographic quantitative analysis shows the propagation lives of two specimens beyond 0.1 mm from fatigue source are considered, but initiation lives (18786 cycles and 5915 cycles, respectively) are of

great difference. As a contrast, the reason of the big dispersion about CE fatigue lives is the different initiation life within 0.1 mm from the source. Therefore, the attention should be paid to the surface integrity control of near surface during cold expansion to improve the stability of hole structure fatigue property.

Key words: cold expansion; hole structure; fatigue; fractographic quantitative analysis

作为发动机关键转子,轮盘^[1-2]受到高转速引起的离心载荷、热载荷及振动载荷等共同作用,其工作条件恶劣。在适航规章中规定轮盘类构件为发动机“限寿命”,容许失效概率小于 10^{-8} 次/飞行小时。螺栓孔是典型的连接结构^[3],发动机轮盘螺栓孔在起落过程中受到大应力交变载荷作用^[4],同时,结构应力集中系数 K_t 能达到 2 以上,容易发生疲劳失效^[5-6]。1996 年的美国潘城空难,就是因辐板螺栓孔疲劳失效造成了一级风扇盘破裂解体,击中机舱导致严重的民航飞行事故。作为轮盘结构的强度弱点,孔结构的疲劳强度决定轮盘的寿命和可靠性。鉴于国内外多次发生的孔结构失效问题,为降低孔边应力,设计上采用细节优化设计的方法^[7]以减小孔边应力集中系数,但也带来加工困难的问题^[8]。

挤压强化是接触型表面强化技术,利用一定过盈量的芯棒强行通过孔结构,引入均匀弹塑性变形层与强化效果^[9-10]。国外发动机将冷挤压强化技术作为提高孔结构疲劳性能的重要手段。美国普-惠公司和英国罗-罗公司曾对 Ti-6Al-4V, Inconel 718 等发动机材料冷挤压强化工艺高温及外载作用下的疲劳行为开展了研究工作。在国内,孔结构在抗疲劳工艺上多采用喷丸强化^[11],仅有少量文献报道研究挤压对孔结构高温疲劳性能的影响。杨兴宇等从数值模拟^[12]与工艺角度^[13]研究了挤压工具、次数等对疲劳强化效果的影响,优化了工艺方法;本课题组^[14-15]也研究了挤压对 GH4169 合金孔结构高温疲劳性能,认为挤压后表面完整性(粗糙度、残余应力和变形组织)对疲劳性能具有增益作用。

将表面强化技术应用于航空器实现延寿,需要稳定的疲劳强化效果^[16-17]。当前,挤压后试样疲劳寿命分散带相对较大。在工艺应用之前,须明确影响疲劳寿命的因素。断口反推分析^[18]方法可有效分离疲劳萌生和扩展寿命,确定强化因素对疲劳过程的影响。GH4169 合金是发动机应用广泛的轮盘材料,本工作针对简化的 GH4169 合金中心孔板材试样,对比开展在苛刻交变条件下的挤压和原始试样疲劳寿命,利用断口反推分析了两件寿命差别显著的挤压试样疲劳过程,明确挤压后产生疲劳性能差异的原因,为挤压强化工艺改进及轮盘孔结构应用提供技术支持。

1 实验材料与方法

在 GH4169 合金盘锻件上沿半径方向取样,按照图 1 加工试样,其化学成分及力学性能分别如表 1 与表 2 所示。锻件采用标准热处理,即 965 ℃/1 h+空冷,720 ℃/8 h+炉冷至 620 ℃/8 h+空冷。

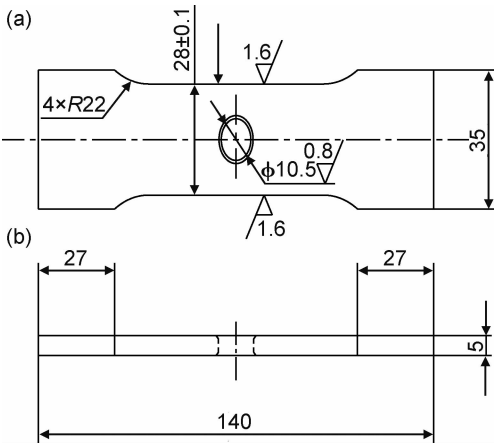


图 1 中心孔板材疲劳试样 (a)正视图;(b)侧视图
Fig. 1 Plate fatigue specimen with central hole
(a)front view;(b)side view

表 1 GH4169 合金化学成分(质量分数/%)

Table 1 Chemical compositions of GH4169 superalloy (mass fraction/%)

C	Cr	Ni	Co	Mo	Al	Ti	Fe
0.04	19.0	53.0	≤1.0	3.0	0.5	1.0	Bal

表 2 GH4169 合金力学性能

Table 2 Mechanical properties of GH4169 superalloy

Temperature/ ℃	σ_b / MPa	$\sigma_{0.2}$ / MPa	δ_5 / %	ψ / %
20	1345-1430	1140-1200	12-22	20-37
650	1100-1165	930-995	12-30	25-38

孔加工方法为穿刺打孔—镗孔—铰孔—数控铣削孔边倒角,最后一道精细铰削进刀量为 0.08 mm。挤压过程为:安装专用的连接轴和笔顶帽;在孔壁上涂覆干膜润滑剂;穿过试样安装芯棒;启动拉拔枪使芯棒连续通过孔结构。本研究采用的芯棒过盈量为 0.40 mm,前导端角为 85°。

采用 Taylor 轮廓仪测试了挤压前后孔壁沿孔径方向的平均粗糙度。为模拟轮盘孔边严酷受力状态,表征冷挤压疲劳强化效果,采用 MTS 810 液压伺服疲劳试验机,参照 HB 5287—1996 的方法,表征了冷挤压前后的中心孔板材的疲劳寿命,实验温度为 600 ℃,应力为 825 MPa,应力比 $R=0.1$,加载频率为 4 Hz (以下所有疲劳实验条件均为上述条件,不再赘述),并按照 HB/Z 112—1986 的方法进行疲劳数据分析。采用 PROTO LXR D 残余应力仪测试 169-K-68 试样挤压后、100 周次和 10000 周次下试样孔边沿长度方向的残余应力场云分布,靶材为 MnK α 靶。相同挤压工艺下 169-K-31 和 169-K-67 两件试样寿命差别较大,清洗后采用 QUANTA600 扫描电镜观察两件试样断

口,并进行疲劳寿命定量反推。

2 结果与分析

2.1 挤压前后孔结构在 825 MPa/600 ℃/R=0.1 条件下疲劳寿命

挤压和原始试样在 825 MPa/600 ℃/R=0.1 条件下的疲劳寿命如表 3 所示,可知:(1)未强化试样的疲劳寿命在 6400~8100 周次,而挤压强化后试样寿命在 9100~25200 周次;(2)冷挤压试样最短寿命高于原始试样的最长疲劳寿命,且冷挤压试样的中值疲劳寿命达到原始试样的两倍以上,结果表明冷挤压对 GH4169 合金孔结构强化效果良好。

表 3 825 MPa/600 ℃/R=0.1 条件下挤压和原始试样的疲劳寿命
Table 3 Fatigue lives of CE and as-received specimens under the condition of 825 MPa/600 ℃/R=0.1

State	Sample No	$\sigma_{max}/$ MPa	Fatigue life/ cycle	Logarithmic fatigue life/cycle	Median fatigue life/cycle	Median fatigue life estimation/cycle	Standard deviation
As-received	169-K-23	825	7574	3.88	3.9	7362	0.03
	169-K-25		7038	3.85			
	169-K-26		8020	3.90			
	169-K-38		7412	3.87			
	169-K-55		6447	3.81			
	169-K-59		7752	3.89			
	169-K-62		7121	3.85			
Cold expansion	169-K-17	825	15098	4.18	4.2	14927	0.13
	169-K-31		25105	4.40			
	169-K-34		13844	4.14			
	169-K-52		9245	3.97			
	169-K-61		12554	4.10			
	169-K-67		10719	4.03			
	169-K-68		15726	4.20			

此外,原始试样寿命标准差为 0.03,挤压试样寿命标准差达到 0.13,分散度增大。引起挤压试样寿命分散度大的原因应为相同工艺实施下表面完整性状态差别,且差别对疲劳过程产生了影响。169-K-67 和 169-K-31 试样寿命分别为 10719 周次和 25105 周次,寿命差别较大,选择上述两件试样进行断口宏微观观察。

2.2 挤压试样表面完整性分析

表 4 为冷挤压前后的孔壁表面平均粗糙度。可知,挤压前精细铰削状态下表面粗糙度 R_a 约为 0.4 μm ,而挤压后表面粗糙度 R_a 下降到 0.2 μm 。挤压后粗糙度显著降低,与挤压过程中金属流动导致铰削表面“削峰填谷”有关,缓和了表面加工导致的微观应力集中。

图 2 为不同疲劳周次停机后孔边残余应力场测试结果,可知:(1)挤压后的残余压应力场呈倒钩形;(2)在循环过程中,挤压残余压应力数值逐渐降低;(3)10000 周次疲劳实验后,最大残余压应力数值松弛约

表 4 原始试样和冷挤压试样表面粗糙度
Table 4 Surface roughness of as-received and CE samples

No	$R_a/\mu\text{m}$	
	As-received	Cold expansion
1	0.46	0.21
2	0.42	0.18
3	0.47	0.17

40%,但孔边仍然存在残余压应力场。由于温度和大应力交变载荷的作用,挤压残余压应力场发生松弛,但疲劳过程中仍然存在的较稳定的残余压应力可以缓和外载作用,起到疲劳强化效果。

2.3 挤压试样疲劳断口宏观观察

将两件寿命相差较大的挤压试样进行断口分析,以明确寿命差别产生的原因,图 3 为疲劳试样宏观断口。可知 169-K-67 和 169-K-31 试样均断裂于中心孔位置,裂纹断裂方向与主应力方向基本垂直。试样中

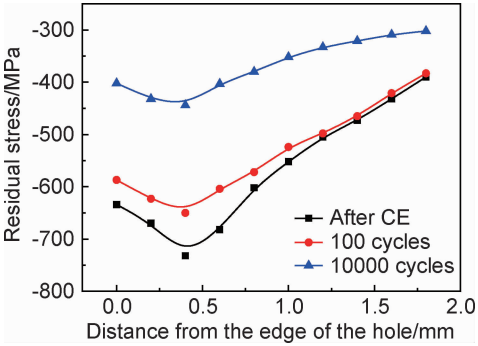


图 2 挤压和不同疲劳周次下的孔边残余压应力场
Fig. 2 Surface residual stress profile after CE and under different fatigue cycles

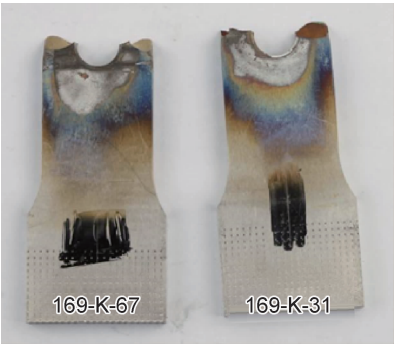


图 3 中心孔板材疲劳试样断裂外观
Fig. 3 Fracture appearance of plate fatigue specimens with central hole

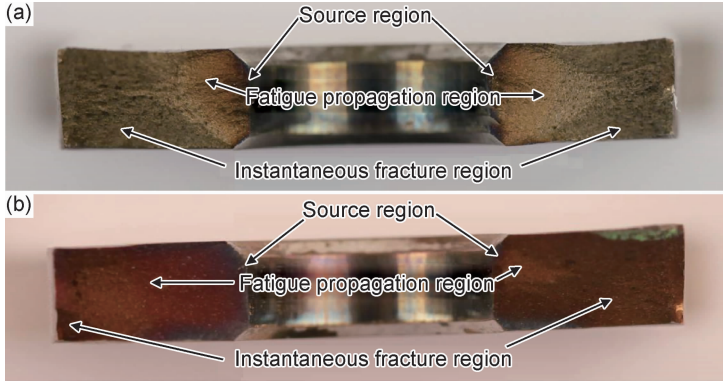


图 4 中心孔板材疲劳试样断口宏观形貌 (a)169-K-67;(b)169-K-31
Fig. 4 Macroscopic fracture appearances of plate fatigue specimens with central hole (a)169-K-67;(b)169-K-31

度约为 3.2 mm,断面可见大量的疲劳条带,扩展前、中、后期的疲劳条带宽度分别约为 0.60,0.75 μm 和 1.10 μm ,见图 5(c)~(e);瞬断区呈韧窝特征,见图5(f)。

169-K-31 试样(寿命 25105 周次)断口左侧源区位于试样中心孔倒角,呈线源,源区未见冶金及加工缺陷,如图 6(a),(b)所示;左侧断口裂纹稳定扩展长度约为 4.8 mm,断面可见大量的疲劳条带,扩展前、中、后期的疲劳条带宽度分别约为 0.50,0.90 μm 和 1.10 μm ,见图 6(c)~(e);瞬断区也呈韧窝特征,见图 6(f)。

心孔附近颜色较深,呈蓝色、棕色和黄色的混合颜色。

169-K-67 断裂成 2 个断口,可见从中心孔发出的放射棱线,由此判断源区位于中心孔处,源区处由于氧化呈蓝色;裂纹从中心孔向试样宽度两侧扩展,扩展前期断面平坦,呈棕色和黄色,左右两侧平坦区长度均约为 3.5 mm,断面上可见弧形分界形貌;其余断面呈灰色,与主应力方向成约 45°夹角,如图 4(a)所示。169-K-31 断口与 169-K-67 断口基本相似,可见中心孔发出放射棱线,源区处呈蓝色;扩展前期平坦,左面平坦区为 7.5 mm,前半段 4.5 mm 呈蓝色,后半段为棕色。两件试样断口宏观差别在于 169-K-31 试样的右侧断面扩展很不充分,疲劳扩展过程主要为左侧(见图 4 (b));而 169-K-67 试样在疲劳过程中是两侧萌生裂纹,随着疲劳周次的增加两侧裂纹均扩展,故寿命较短。疲劳过程的差别是疲劳寿命产生差别的原因。

2.4 挤压试样疲劳断口微观分析

为方便对比,同样选择两件试样(169-K-67 和 169-K-31)扩展较充分的左侧断口进行微观分析,如图 5 与图 6 所示,分别观察了源区形貌,源区放大,裂纹扩展前、中、后期疲劳条带以及瞬断区形貌。

169-K-67 试样(寿命 10719 周次)断口源区位于试样中心孔倒角,呈线源,如图 5(a)所示,未见冶金及加工缺陷,如图5(b)所示;左侧断口裂纹稳定扩展长

2.5 两件挤压试样疲劳断口定量分析

为了研究相同工艺挤压的两件试样寿命分散性,采用断口定量分析的方法分析疲劳过程。鉴于 GH4169 合金材料塑性良好,基于疲劳累积损伤原理,将疲劳条带作为寿命断口定量分析的参量,从疲劳源区开始对扩展区内的疲劳条带进行测定,在每个测定点及其附近的区域测量 3 次取平均值作为该处的疲劳条带间距,即疲劳裂纹扩展速率。由于中心孔板材分左右侧,以扩展充分一侧累计扩展作为总扩展寿命。

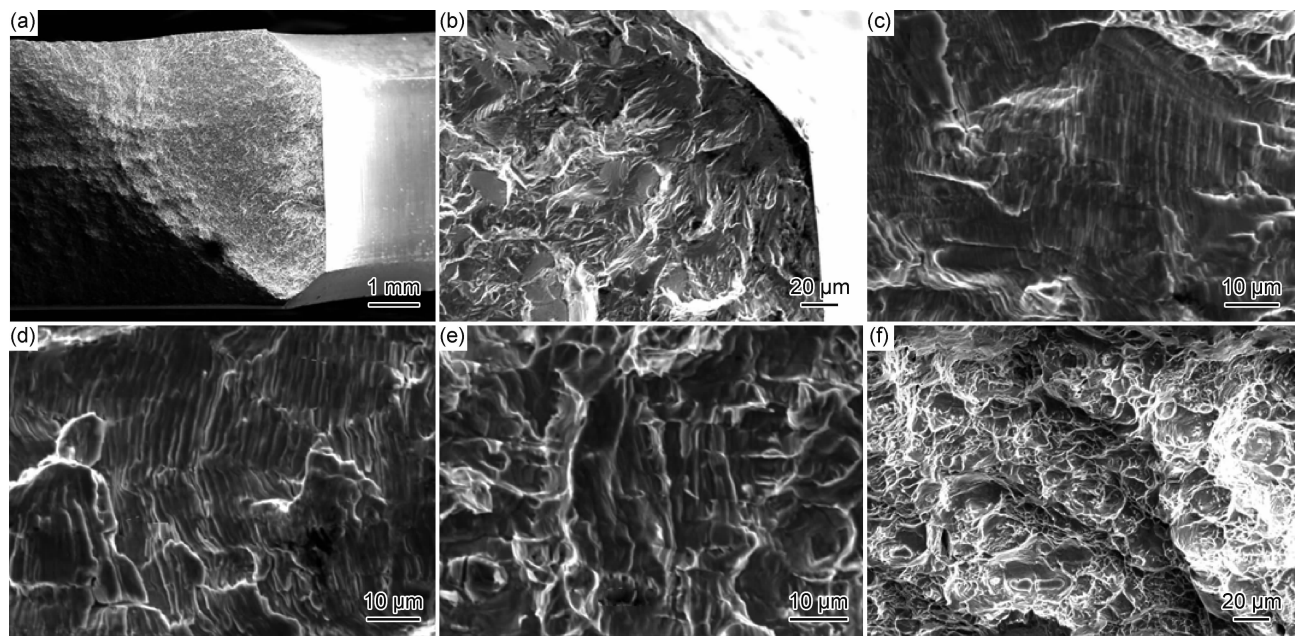


图 5 169-K-67 试样左侧断面微观形貌

(a)源区形貌;(b)放大源区形貌;(c),(d),(e)前/中/后期疲劳条带;(f)瞬断区

Fig. 5 Left sectional morphologies of 169-K-67 sample (a)source morphology;(b)source morphology after amplification; (c),(d),(e)fatigue band in early/medium/late stage;(f)instantaneous fracture region

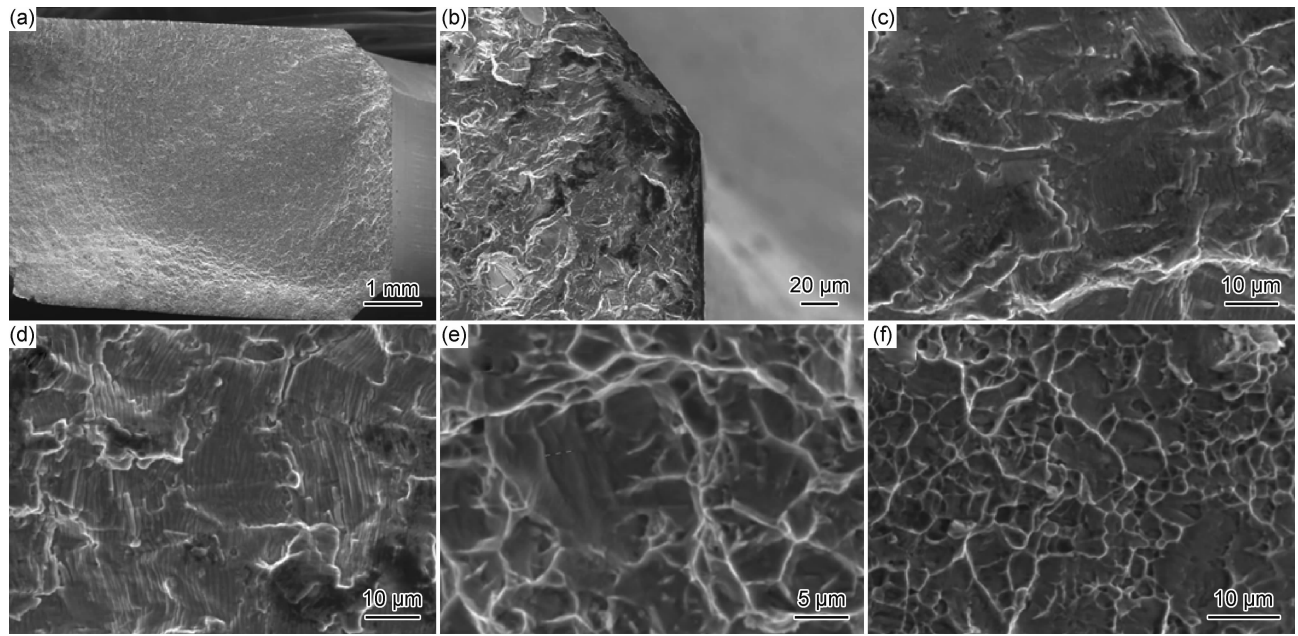


图 6 169-K-31 试样左侧断面微观形貌

(a)源区形貌;(b)放大源区形貌;(c),(d),(e)前/中/后期疲劳条带;(f)瞬断区

Fig. 6 Left sectional morphologies of 169-K-31 sample (a)source morphology;(b)source morphology after amplification; (c),(d),(e)fatigue band in early/medium/late stage;(f)instantaneous fracture region

具体方法如文献[19]所述,表达式如式(1)所示。

$$N_f = \sum N_n = \sum (a_n - a_{n-1}) / \left(\frac{da_n}{dN_n} + \frac{da_{n-1}}{dN_{n-1}} \right) \quad (1)$$

式中: a_n 为第 n 点距离源区的裂纹长度; a_{n-1} 为第 $n-1$

点距离源区的裂纹长度; da/dN 为裂纹扩展速率。

(1)169-K-67 试样

169-K-67 试样左侧断面从距源区约 0.1 mm 后即可观察到疲劳条带,对疲劳条带进行测量,测定的数据见表 5,169-K-67 试样左侧断面距源区 3.747 mm 为

最后观察到疲劳条带位置,利用表 5 中数据进行曲线拟合,可以获得疲劳裂纹扩展速率与裂纹长度之间的关系曲线,如图 7 所示,可见裂纹扩展速率随裂纹长度的变化逐渐增大。采用式(1)的列表梯形法计算疲劳扩展寿命,具体计算结果见表 5 中的 N_i 值。其中从距源区 3.235 mm 到距源区 3.747 mm 之间断面呈韧窝+疲劳条带特征,且疲劳特征约占该区断面的1/2,定量分析时寿命也相应乘于 1/2。因此,169-K-67 试样左侧断面从距源区 0.1 mm 之后的疲劳扩展寿命为 4804 循环周次。

表 5 169-K-67 试样左侧断面疲劳条带测量结果

Table 5 Measurement results of left sectional fatigue bands of 169-K-67 sample

No	Crack length/mm	Average spacing of fatigue bands/ μm	N'_i /cycle	N_i /cycle
1	0.100	0.65	1875	1875
2	1.319	0.65	1202	1202
3	2.082	0.62	543	543
4	2.457	0.76	932	932
5	3.235	0.91	504	252
6	3.747	1.12	$\Sigma N_n=5056$	$\Sigma N_n=4804$

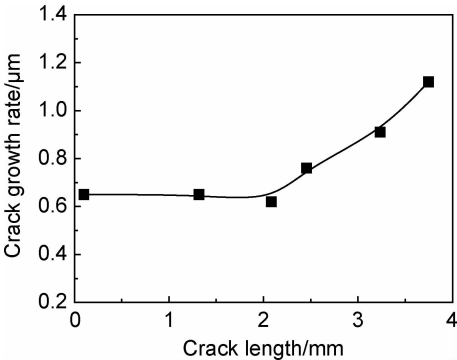


图 7 169-K-67 试样左侧断面裂纹扩展速率与裂纹长度的关系
Fig. 7 Relationship between crack growth rate and crack length in left section of 169-K-67 sample

(2)169-K-31 试样

169-K-31 试样左侧断面扩展充分,右侧扩展很少,对左侧主裂纹处的扩展寿命进行观察与测量。同理获得 169-K-31 试样左侧断面疲劳条带测量结果及其裂纹扩展速率与裂纹长度的关系曲线,分别如表 6 和图 8 所示。可知,169-K-31 试样左侧断面从距源区 0.1 mm 之后的疲劳扩展寿命为 6229 循环周次。

由此可见,经过相同工艺冷挤压后,169-K-67 试样从距源区 0.1 mm 之后的扩展寿命为 4804 循环周次,萌生寿命为 5915 循环周次;169-K-31 试样从距源区 0.1 mm 之后的扩展寿命为 6229 循环周次,萌生寿命为 18786 循环周次。断口定量分析表明,两件试样

扩展寿命相当,寿命差别主要在于萌生寿命。

表 6 169-K-31 试样左侧断面疲劳条带测量结果

Table 6 Measurement results of left sectional fatigue bands of 169-K-31 sample

No	Crack length/mm	Average spacing of fatigue bands/ μm	N'_i /cycle
1	0.100	0.48	743
2	0.468	0.51	1016
3	1.037	0.61	1026
4	1.668	0.62	1035
5	2.460	0.91	928
6	3.388	1.09	551
7	3.931	0.88	717
8	4.634	1.08	213
9	4.868	1.12	$\Sigma N_n=6229$

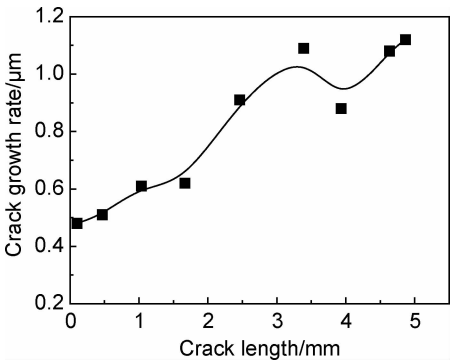


图 8 169-K-31 试样左侧断面裂纹扩展速率与裂纹长度的关系
Fig. 8 Relationship between crack growth rate and crack length in left section of 169-K-31 sample

挤压强化在表面和近表层引入强化作用。表面的强化作用包括降低了表面粗糙度、通过形变引入残余压应力等;近表层的强化作用主要为深层压应力场和高位错密度的组织。挤压强化后引入的表面强化作用差异是造成两件试样寿命差别的主要原因。以上结果说明,在实施挤压工艺的过程中,应继续推进工艺研究,提高表面完整性的一致性,则可以缩小挤压试样的疲劳寿命分散带,推进应用。

3 结论

(1)相比原始试样,冷挤压强化后 GH4169 合金中心孔板材试样中值疲劳寿命估计量提高了 1 倍,但代表分散性的标准差增大。

(2)挤压后表面平均粗糙度 R_a 减低至 $0.2\ \mu\text{m}$ 以及疲劳过程中稳定的挤压残余压应力场是疲劳强化的主要因素。

(3)169-K-67 试样和 169-K-31 试样同为挤压强

化试样,但疲劳寿命分别为 10719 周次和 25105 周次,相差很大;由断口定量分析可知,两件试样距疲劳源区 0.1 mm 之后的扩展寿命相当,分别为 4804 周次和 6229 周次,造成寿命差异较大的原因是 0.1 mm 以内的裂纹萌生寿命差别(分别为 5915 周次和 18786 周次)。

参考文献

- [1] 张智轩,石多奇,杨晓光. 含销钉孔边裂纹的某压气机轮盘裂纹扩展分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 567-574.
ZHANG Z X, SHI D Q, YANG X G. Analysis of crack propagation for a compressor disk with cracks on pin holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 567-574.
- [2] KOUL A K, BELLINGER N C, GOULD G. Damage-tolerance-based life prediction of aeroengine compressor discs: II a probabilistic fracture mechanics approach[J]. International Journal of Fatigue, 1990, 12(5): 388-396.
- [3] CHINNARAJ K, SATHYA P M, LAKSHMANA R C. Effect of bolt hole residual stresses on fatigue performance of truck frame rail structures[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 300/301: 1089-1098.
- [4] 杨伟,徐伟. BR700 系列发动机高压压气机设计及结构特征[J]. 燃气涡轮的试验与研究, 2014, 27(3): 30-34.
YANG W, XU W. HPC design and structure features of BR700 series engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(3): 30-34.
- [5] 郑旭东,蔚寿魁. 某发动机高压压气机篦齿盘均压孔孔边裂纹故障分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(3): 49-54.
ZHENG X D, WEI D K. Study of vent hole crack failure for an aeroengine labyrinth seal disk[J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 49-54.
- [6] 刘庆瑞,刘玉萍. 发动机第四级压气机盘裂纹失效分析[J]. 航空发动机, 1999(2): 38-41.
LIU Q R, LIU Y P. Failure analysis of engine 4th stage compressor disc crack[J]. Aeroengine, 1999(2): 38-41.
- [7] 陈秋任,郭海丁,刘小刚. 涡轮盘双轴对称异形孔结构建模与优化[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1250-1255.
CHEN Q R, GUO H D, LIU X G. Modeling and optimization for the structure of biaxial symmetry non-circular hole of turbine disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1250-1255.
- [8] 魏昕. 镍基高温合金工件异形孔加工工艺的研究[J]. 工具技术, 2000, 36(6): 19-23.
WEI X. Study on machining process of shaped hole in Ni-base super-heat-resistant alloy workpieces[J]. Tool Engineering, 2000, 36(6): 19-23.
- [9] BALL D L, LOWRY D R. Experimental investigation on the effects of cold expansion of fastener holes[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1998, 21(1): 17-34.
- [10] FARHANGDOOST K, HOSSEINI A. Finite element modeling of mandrel speed in cold expansion process[J]. International Journal of Structural Integrity, 2012, 3(4): 441-456.
- [11] 王欣,胡仁高,胡博,等. 喷丸强化对 GH4169 合金孔结构高温低温疲劳性能的影响[J]. 中国表面工程, 2015, 28(6): 7-12.
WANG X, HU R G, HU B, et al. Effects of shot peening on high-temperature low-cycle fatigue property of GH4169 superalloy with hole structure[J]. China Surface Engineering, 2015, 28(6): 7-12.
- [12] 杨兴宇,董立伟,郑小梅,等. 某压气机轮盘均压孔挤压强化数值仿真和挤压头设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1769-1776.
YANG X Y, DONG L W, ZHENG X M, et al. Simulation of extrusion strengthening of pressure equalizing hole of an engine compressor disc and design of extrusion heads[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1769-1776.
- [13] 杨兴宇,孟祥明,董立伟,等. 薄板孔边挤压强化对高周疲劳寿命影响的试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 362-369.
YANG X Y, MENG X M, DONG L W, et al. High cycle fatigue life experiment of sheet metal with coldworking hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 362-369.
- [14] 罗学昆,王欣,胡仁高,等. 孔挤压强化对 Inconel 718 高温合金疲劳性能的影响[J]. 中国表面工程, 2016, 29(3): 116-122.
LUO X K, WANG X, HU R G, et al. Effects of hole cold expansion on fatigue property of Inconel 718 superalloy[J]. China Surface Engineering, 2016, 29(3): 116-122.
- [15] 王欣,胡仁高,胡博,等. 孔挤压对于高温合金 GH4169 孔结构高温疲劳性能的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 89-95.
WANG X, HU R G, HU B, et al. Effect of hole-expansion on high-temperature fatigue property of GH4169 superalloy hole structure [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 89-95.
- [16] SANGID M D, STORI J A, FERRIERA P M. Process characterization of vibrostrengthening and application to fatigue enhancement of aluminum aerospace components—part I experimental study of process parameters[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 53(5/8): 545-560.
- [17] SANGID M D, STORI J A, FERRIERA P M. Process characterization of vibrostrengthening and application to fatigue enhancement of aluminum aerospace components—part II: process visualization and modeling[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 53(5/8): 561-575.
- [18] 陶春虎,习年生,张卫方,等. 断口反推疲劳应力的新进展[J]. 航空材料学报, 2000, 20(3): 158-163.
TAO C H, XI N S, ZHANG W F, et al. Resent development of fractographic restrostitution on determining fatigue stress[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2000, 20(3): 158-163.
- [19] 刘新灵,张峥,陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2010.
LIU X L, ZHANG Z, TAO C H. Quantitative analysis of fatigue fracture[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010.

收稿日期:2018-08-31;修订日期:2020-02-21

通讯作者:王欣(1983—),男,研究员,研究方向为抗疲劳的表面强化技术,联系地址:北京市 81 信箱 5 分箱(100095),E-mail:rasheed990918@163.com

(本文责编:寇凤梅)