



冷挤压与热时效对 GH4169 合金 孔结构高温低循环疲劳寿命的影响

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

(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重点实验室, 北京 100095;

3. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 对 GH4169 合金中心孔板材试样进行冷挤压强化, 研究了冷挤压和(600 °C, 500 h)热时效对试样在(600 °C, 820 MPa, $R=0.1$, 三角波)条件下的低循环疲劳性能的影响。结果表明: 冷挤压后中值疲劳寿命估计量由原始状态的 7278 周次提高到 19536 周次, 提高了约 2.5 倍, 显著提高了高温疲劳寿命, 而热时效后原始状态疲劳寿命由 7278 周次降低到 4717 周次, 降低了 35.8%, 发生了疲劳弱化。疲劳弱化的原因是热时效使 γ' 强化相向 δ 相转变, 强化相含量减少, δ 相数量增多且发生形态变化。热时效后, 原先冷挤压表面残余压应力由 -708 MPa 降低到 -483 MPa。仍然起到强化作用的稳定部分残余压应力场与热时效后强化相减少的弱化作用综合影响, 使得冷挤压强化+热时效后疲劳寿命(8188 周次)较原始状态寿命(7278 周次)提高了 12.5%。

关键词: 冷挤压; 热时效; 孔结构; 低循环疲劳; δ 相转变

文章编号: 1004-0609(2021)-03-0691-08

中图分类号: TG37; V263.5

文献标志码: A

引文格式: 王 欣, 胡仁高, 许春玲, 等. 冷挤压与热时效对 GH4169 合金孔结构高温低循环疲劳寿命的影响[J]. 中国有色金属学报, 2021, 31(3): 691-698. DOI: 10.11817/j.ysxb.1004.0609.2021-35943

WANG Xin, HU Ren-gao, XU Chun-ling, et al. Effects of cold expansion and aging on high-temperature low-cycle fatigue of GH4169 alloy with hole structure[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2021, 31(3): 691-698.

DOI: 10.11817/j.ysxb.1004.0609.2021-35943

疲劳失效是影响飞行器服役安全的重大问题。据报道^[1], 疲劳失效占发动机系统机械失效事故案例的 90%以上。孔结构是发动机重要连接和通气结构, 也是强度关键部位^[2-3], 曾多次出现疲劳失效问题。1996 年的美国潘城空难中, 航空发动机风扇盘螺栓孔疲劳失效, 风扇盘发生非包容性破裂致 2 人罹难^[4]。某发动机九级篦齿盘均压孔曾多次发生疲劳裂纹问题^[5], 严重影响发动机可靠性。

为了保障孔结构疲劳性能, 部分研究从孔结构设计出发, 减小孔边应力, 缓和应力集中。陈秋任等^[6]对涡轮盘孔结构进行设计优化, 采用多段圆弧

异形孔减低孔边最大应力。殷良伟等^[7]讨论了异形孔的重要设计尺寸公差带对孔边应力分布及配合的影响, 建立了公差选取要求。然而在工程上, 异形孔加工难度大、易超差, 且通过异形孔设计来减小受力难度很大。为此, 工业界开始利用表面强化工艺提高孔结构强度。

在国内外, 冷挤压强化是提高飞机零件孔结构疲劳寿命的重要技术。ÖZDEMİR 等^[8]研究了冷挤压方法和孔厚度对疲劳过程的影响; 王强等^[9]研究了冷挤压对 TC18 合金焊缝孔结构影响, 挤压后焊缝上孔结构寿命提高了 6 倍; 张坤等^[10]研究 7055

基金项目: 工信部民机科研项目(MJ-2016-D-30)

收稿日期: 2020-04-14; **修订日期:** 2020-09-07

通信作者: 王 欣, 研究员, 博士; 电话: 010-62496450; E-mail: rasheed990918@163.com

铝合金冷挤压后的疲劳过程,认为挤压形成的表面变质层可有效延缓疲劳裂纹扩展速率,从而提高试件疲劳寿命。冷挤压在发动机材料孔结构上的研究应用相对较少,国外早在1993年即有将冷挤压技术向发动机孔结构推广的研究^[11],而国内基本上在2010年后才开展了该方面研究,而且主要集中在挤压后孔高温疲劳性能^[12-13]、数值模拟^[14]和结构适用性^[15],说明采用适宜冷挤压工艺可提高合金孔结构高温疲劳性能。

发动机零件在高温下服役,冷挤压引入的变质层作为亚稳态结构,将在高温下发生松弛^[16-17]。此外,合金的典型相成分若在热时效中发生变化^[18-19],也可能对高温疲劳性能产生影响。本研究针对发动机典型材料GH4169合金,分析冷挤压和模拟服役的热时效对疲劳性能、表面完整性和组织的影响,为冷挤压在发动机零件上应用提供技术指引。

1 实验

实验材料为高强态GH4169合金,化学成分如表1所示,热处理制度为标准热处理态,即(965℃, 1 h, 空冷)+(720℃, 8 h, 以50℃/h炉冷至625℃)+(625℃, 8 h, 空冷),其典型力学性能如文献^[12]所示。合金相组成为基体相 γ 、次强化相 γ' 、主强化相 γ'' (Ni₃Nb, 体心四方)和 δ 相(Ni₃Nb, 正交结构)等^[20]。 δ 相是一个平衡相,其含量、形态和分布对合金力学性能有很大影响,第二次时效目的是为了析出 γ'' 相并调节 δ 相形态^[21]。

表1 GH4169合金化学成分

Table 1 Chemistry composition of GH4169 alloy (mole fraction, %)

C	Mn	Si	Ni	Cr	Nb+Ta	Fe
0.023	0.05	0.05	54.26	17.80	5.38	Bal

盘锻件上取样,加工中心孔板材试样,如图1所示。冷挤压强化过程如文献^[12]所示。为解耦冷挤压和热时效对疲劳性能的影响,设计的实验组为AR(原始,未经过冷挤压和热时效)、CE(冷挤压,原始试样经过冷挤压,未经过热时效)、AG(热时效,

原始试样未经过冷挤压,经过热时效)、CA(冷挤压+热时效,原始试样经过冷挤压和热时效)。选择温度为GH4169合金轮盘典型服役温度600℃,模拟服役的总时效时间为500 h。

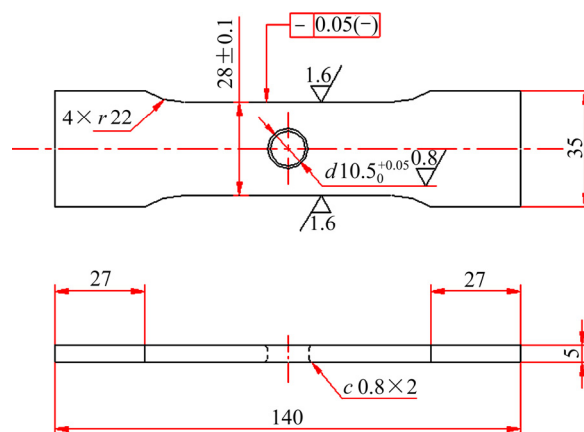


图1 中心孔棒材疲劳试样

Fig. 1 Sheet fatigue specimens with central hole (Unit: mm)

采用MTS-810液压伺服试验机测试了4种状态下的疲劳性能,温度为600℃,应力为820 MPa,频率为4 Hz,应力比 $R=0.1$;采用PROTO LXR D的Mn K α 靶测试了在600℃时效1、10、20、50、100、200和500 h后的残余应力场,衍射角为152°。测试时,据孔边每隔0.2 mm进行一次测试,测试的应力方向为试样的长度方向。采用QUANTA 600扫描电镜和JEOL JSM2010场发射透射电镜观察了组织情况。

2 结果与分析

2.1 疲劳性能

4个实验组的疲劳性能如表2所示。以原始组中值疲劳寿命估计量为基础,对比可知:1) 相比原始状态,冷挤压强化后,疲劳寿命估计量由7278周次提高到19536周次,提高幅度约为2.5倍,说明冷挤压显著提高了孔结构的高温疲劳寿命,同时,挤压后分散度由0.04变为0.06,分散度稍微增大;2) 原始状态进行热时效后,疲劳寿命从7278周次降低到4717周次,降低幅度为35.8%;3) 冷挤压后进行热时效,疲劳寿命由挤压后的19536周次降

表 2 GH4169 合金冷挤压和热时效低循环疲劳寿命

Table 2 LCF lives of GH4169 alloy after cold expansion and aging

Statue	No	Fatigue cycle, <i>n</i>	Logarithm	Average of logarithm	Median estimate value, <i>n</i>	Standard deviation
AR	1	7404	3.87	3.86	7278	0.04
	2	7048	3.85			
	3	6407	3.81			
	4	8394	3.92			
CE	5	18069	4.26	4.29	19536	0.06
	6	22918	4.36			
	7	21350	4.33			
	8	16474	4.22			
AG	9	5043	3.70	3.67	4717	0.02
	10	4394	3.64			
	11	4622	3.66			
	12	4833	3.68			
CA	13	8713	3.94	3.91	8188	0.03
	14	7937	3.90			
	15	8668	3.94			
	16	7498	3.87			

低到 8188 周次, 但较未经过热时效的原始状态(寿命 7278 周次)仍然提高达 12.5%, 同时, 较原始+热时效状态的疲劳寿命(4717 周次)提高 73.6%。

疲劳实验表明: 1) 在(600 ℃, 500 h)热时效后, GH4169 合金基体疲劳性能显著弱化, 孔结构疲劳寿命降低 30%以上; 2) 冷挤压强化 GH4169 孔试样经过(600 ℃, 500 h)热时效后, 虽抗疲劳强化效果有所下降, 但疲劳寿命仍高于原始和原始+热时效试样; 3) 在孔边名义应力 820 MPa、温度 600 ℃、应力比 $R=-0.1$ 这类较严酷的疲劳条件下, 冷挤压强化后试样的低循环寿命得到提高。作为发动机轮盘材料, GH4169 合金在发动机上服役时必将经历热时效过程, 为此, 重点分析热时效后疲劳弱化和冷挤压+热时效后实现强化的原因。

2.2 残余应力

CE、CA 组的残余应力场分布如图 2 所示。对比可知: 1) 冷挤压后残余应力场呈倒钩型, 表面残余应力为-708 MPa, 最大残余应力为-715 MPa, 深度大于 1.4 mm; 2) 冷挤压后进行热时效, 残余应力场发生松弛, 松弛随时间增大而增大, 经过 500 h

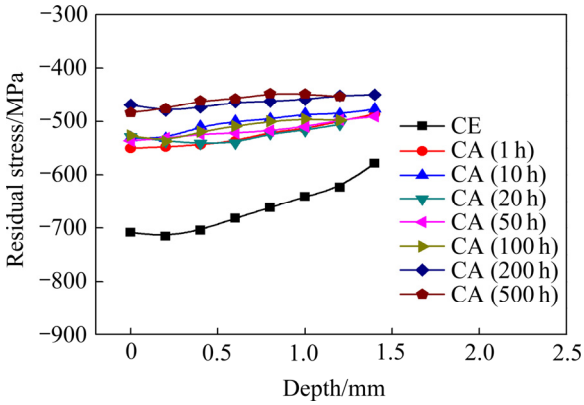


图 2 冷挤压和挤压+热时效态孔边残余应力场
Fig. 2 Residual stress profile of CE and CA on hole edge

后, 表面残余应力为-483 MPa, 深度仍然大于 1.4 mm。

观察应力场可知: 1 h 热时效松弛程度最大, 残余应力数值松弛达到 23%; 500 h 热时效松弛程度为 32%。在强度上, 残余压应力可以抵消外加拉应力载荷, 降低拉应力幅值, 起到疲劳强化作用。观察表 2, 相比于冷挤压状态中值寿命 19536 周次, CA 状态寿命降低至 8188 周次, 说明残余压应力在高温条件下发生演化, 残余压应力数值的减小影响了疲劳寿命。

2.3 组织状态

图3所示为原始状态与经过(600 °C, 500 h)热时效的 GH4169 合金组织 SEM 像。对比可知, 原始状态组织的 δ 相(颜色较深的相)呈短棒状, 尺寸较小, 而经过(600 °C, 500 h)热时效, δ 相呈圆形或椭圆形, 且尺寸明显变大。

圆形, 且尺寸明显变大。

图4所示为经过(600 °C, 500 h)热时效的 GH4169 合金组织, 通过衍射斑点标定可知位置1为 γ 相、 γ' 相、 γ'' 相组织, 位置2为 δ 相。 γ 相和 γ' 相形成超点阵, γ'' 相在析出时由两个取向(见图4(c))

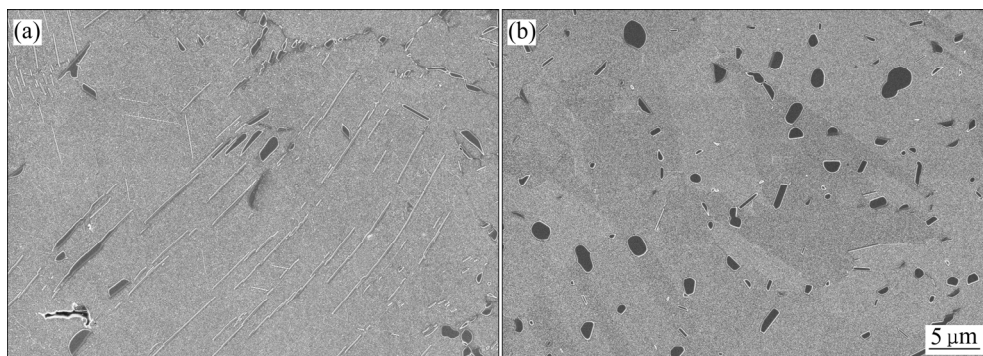


图3 原始组织与(600 °C, 500 h)热时效后组织

Fig. 3 Original structure (a) and structure after (600 °C, 500 h) aging (b)

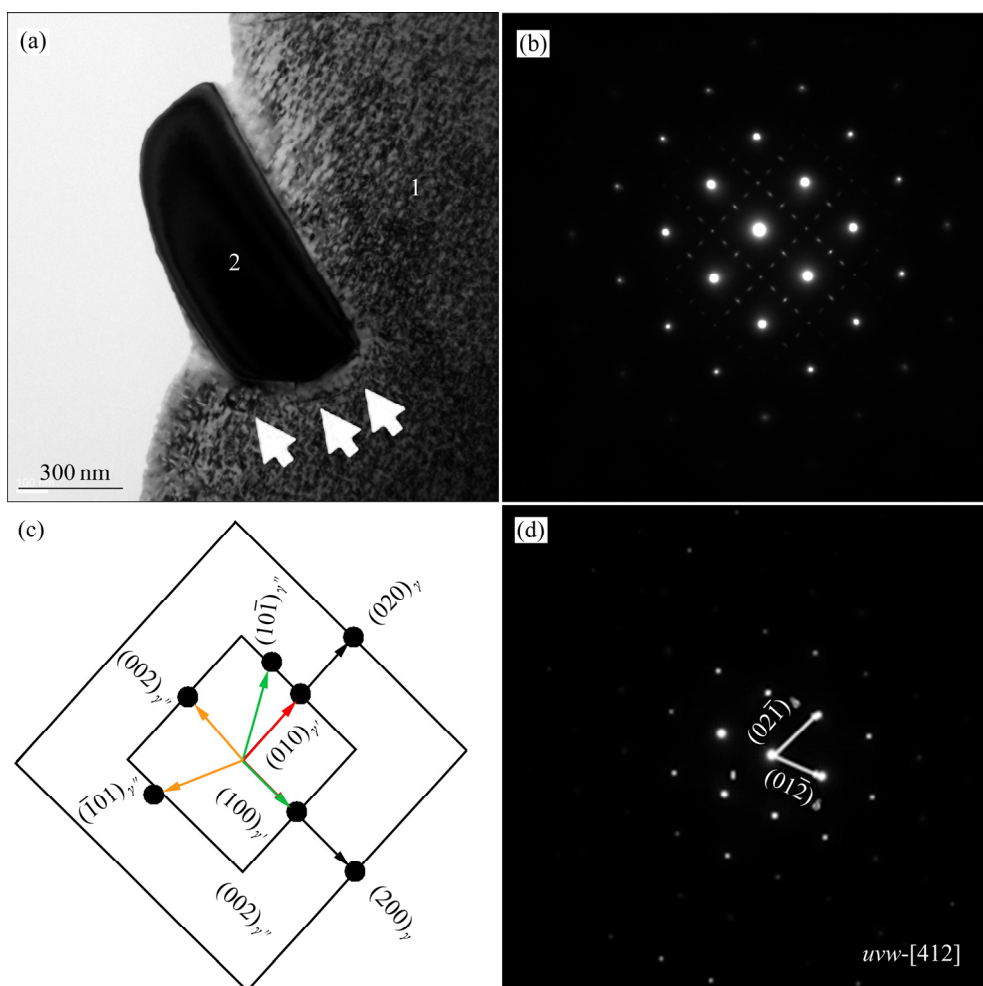


图4 在(600 °C, 500 h)热时效后 GH4169 合金 TEM 像及衍射斑点

Fig. 4 Microstructure and diffraction patterns of GH4169 alloy after (600 °C, 500 h) aging: (a) Microstructure, TEM image; (b) Diffraction pattern of position 1; (c) Analysis of position 1 diffraction pattern; (d) Diffraction pattern analysis of position 2

中绿色和黄色箭号、图 5), γ 相、 γ' 相、两个 γ'' 相四者取向关系为 $[001]_{\gamma} // [001]_{\gamma'} // [010]_{\gamma''} // [0\bar{1}0]_{\gamma''}$ 。本研究的 GH4169 合金为标准热处理态, 第二次时效条件为 (625 °C, 8 h), 空冷。本研究中, 用于模拟服役的 (600 °C, 500 h) 热时效制度与第二次时效 (625 °C, 8 h) 温度接近, 时间更长。观察图 4(a) 和图 6 箭头可知, δ 相周围的 γ'' 相组织(黑色)很少。

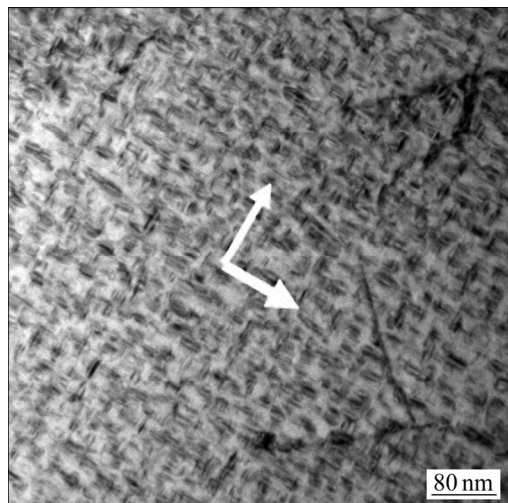


图 5 GH4169 合金 γ'' 相析出

Fig. 5 γ'' phase precipitation of GH4169 alloy

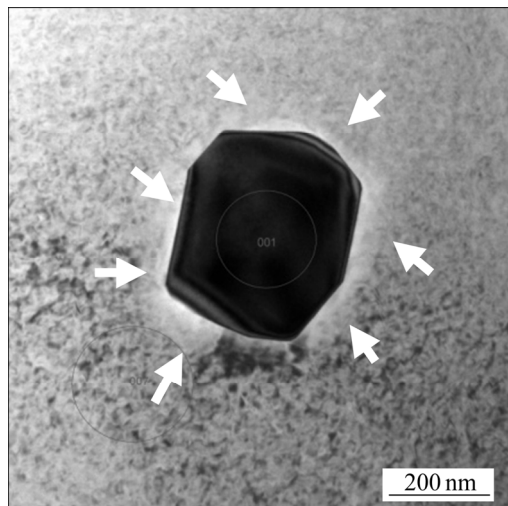


图 6 GH4169 合金 δ 相周边的 γ'' 相贫化

Fig. 6 γ'' phase dilution around δ phase of GH4169 alloy

2.4 分析与讨论

文献[22]说明, 在 (750 °C, 500 h) 时效条件下 GH4169 合金中的 δ 相在晶界呈颗粒状形核, 使得低循环疲劳性能下降; 文献[23]说明经过 650 °C 时

效后, GH4169 合金中的 δ 相数量有所增加, 使得疲劳裂纹扩展速率随时效时间延长略有增加。在本研究中, 经过 (600 °C, 500 h) 时效后, δ 相含量增多, 且形态由短棒状变为圆形或椭圆形, 使得 γ'' 相数量减小, 强化相含量减少。同时, 含量增多的 δ 相周边的 γ'' 相贫化, 使得其周边性能进一步下降, 因此 AG 组疲劳性能小于 AR 组疲劳性能。在发动机长寿命服役的总要求下, GH4169 合金轮盘可能在服役条件下经历长时热时效, 其对轮盘疲劳性能影响值得注意。

另一方面, 冷挤压强化作为一种形变强化方法, 主要在基体 γ 相中产生形变强化效果。残余压应力是一种介稳状态, 足够高温度的热时效, 将开动位错, 使得弹性应变能通过微观塑性形变逐步释放^[24], 表现为残余压应力演化。由 2.2 节可知, 经过热时效后, 冷挤压残余应力场松弛约 32%, 但仍有 68% 保持, 依然是一种疲劳强化作用。而在热时效后, δ 相增多, 且发生形态变化, 消耗了用于组织强化的 γ'' 相, 这是一种疲劳弱化作用。在两个作用的影响下, 综合表现为冷挤压+热时效(CA 组)后, 疲劳性能略高于 AR 组疲劳性能。

3 结论

1) 相比于不进行冷挤压和热时效的原始状态, 冷挤压显著提高了孔结构高温疲劳寿命, 中值疲劳寿命估计量提高幅度大约 2.5 倍; 热时效显著弱化了孔结构高温疲劳寿命, 疲劳寿命降低了约 35.8%; 经过冷挤压和热时效后, 疲劳寿命较原始状态提高 12.5%。

2) 冷挤压后残余压应力场呈倒钩型, 表面残余应力为 -708 MPa; 经过 (600 °C, 500 h) 热时效后, 表面残余应力松弛 32%, 最初 1 h 热时效松弛程度最大, 残余应力数值松弛达到 23%。此外, 热时效使 δ 相呈圆形或椭圆形, 且尺寸明显变大, 使得强化相 γ'' 相减少, 因此热时效后寿命较原始状态下降。

3) 保留的 68% 的残余压应力场仍起到疲劳强化效果, 与热时效后强化相减少的弱化作用相互影响, 最终表现为冷挤压+热时效后的疲劳寿命较原始试样略有提高。

REFERENCES

- [1] 陶春虎, 钟培道, 王仁智, 等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 6-7.
TAO Chun-hu, ZHONG Pei-dao, WANG Ren-zhi, et al. Failure analysis and prevention for rotor in aero-engine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 6-7.
- [2] 郑小梅, 孙燕涛, 杨兴宇, 等. 某涡扇发动机高压涡轮盘螺栓孔低循环疲劳模拟件设计[J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 56-63.
ZHENG Xiao-mei, SUN Yan-tao, YANG XING-yu, et al. Design of low cycle fatigue simulating for bolt holes of a turbofan engine high pressure disc[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 56-63.
- [3] 李伟, 董立伟, 蔡向晖, 等. 某型发动机涡轮盘销钉孔结构分析与寿命评估[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1699-1706.
LI Wei, DONG Li-wei, CAI Xiang-hui, et al. Structure analysis and life evaluation of the pin holes in a turbine disc of a type of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1699-1706.
- [4] 王大伟, 孙丹, 王伟, 等. 航空发动机限寿件批准寿命适航验证方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 603-610.
WANG Da-wei, SUN Dan, WANG Wei, et al. Method of airworthiness verification for approved life of aero-engine limited-life parts[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 603-610.
- [5] 郑旭东, 蔚夺魁. 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 Xu-dong, WEI Duo-kui. Study of vent hole crack failure for an aeroengine labyrinth seal disk[J]. Aero-engine, 2013, 39(3): 49-54.
- [6] 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): 55-61.
CHEN Qiu-ren, GUO Hai-ding, LIU Xiao-gang. Modeling and optimization for the structure of biaxial symmetry non-circular hole of turbine disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 55-61.
- [7] 殷良伟, 郭海丁. 某型航空发动机封严篦齿盘异型螺栓孔公差设计分析[J]. 航空发动机, 2017, 43(5): 85-90.
YIN Liang-wei, GUO Hai-ding. Analysis on dimension tolerance design of non-circular hole of labyrinth disk for an aeroengine[J]. Aero-engine, 2017, 43(5): 85-90.
- [8] ÖZDEMİR A T, HERMANN R. Effect of expansion technique and plate thickness on near-hole residual stresses and fatigue life of cold expanded holes[J]. Journal of Materials Science, 1999, 34(6): 1243-1252.
- [9] 王强, 王欣, 高玉魁, 等. 孔强化对TC18钛合金疲劳寿命的影响[J]. 材料工程, 2011(2): 84-86.
WANG Qiang, WANG Xin, GAO Yu-kui, et al. Effect of strengthened hole on the fatigue life of TC18 titanium alloy[J]. Journal of Materials Engineering, 2011(2): 84-86.
- [10] 张坤, 龚澎, 宋德玉, 等. 孔挤压强化对超高强7055-T7751厚板组织性能的影响[J]. 航空材料学报, 2010, 30(5): 44-48.
ZHANG Kong, GONG Peng, SONG De-yu, et al. Effects of Cold hole-expansion on microstructure and fatigue property of 7055-T7751 aluminum alloy plate[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2010, 30(5): 44-48.
- [11] RUFIN A C. Extending the fatigue life of aircraft engine components by hole cold expansion technology[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1993, 115(1): 1-9.
- [12] 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 Xin, HU Ren-gao, HU Bo, 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.
- [13] 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 Xun-kun, WANG Xin, HU Ren-gao, et al. Effects of hole cold expansion on fatigue property of Inconel 718 superalloy[J]. China Surface Engineering, 2016, 29(3): 116-122.
- [14] 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 Xing-yu, DONG Li-wei, ZHENG Xiao-mei, 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.
- [15] 杨兴宇, 王逾涯, 董立伟, 等. 薄板孔边挤压强化对低循

- 环疲劳寿命影响的试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1257-1265.
- YANG Xing-yu, WANG Yu-ya, DONG Li-wei, et al. Low cycle fatigue life experiment of sheet metal with cold-working hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1257-1265.
- [16] 孙寒骁, 朱有利, 侯 帅, 等. 疲劳载荷对 17CrNiMo6 喷丸强化层残余应力与组织的影响[J]. 中国表面工程, 2016, 29(4): 43-48.
- SUN Han-xiao, ZHU You-li, HOU Shuai, et al. Effects of Fatigue load on residual stress and microstructure of 17CrNiMo6 shot peening strengthened layer[J]. China Surface Engineering, 2016, 29(4): 43-48.
- [17] 章海峰. 深冷预处理激光喷丸强化 TC6 钛合金残余应力高温松弛特性研究[D]. 江苏: 江苏大学, 2017.
- ZHANG Hai-feng. Study on thermal relaxation mechanism of residual stress on laser peened TC6 alloy after cryogenic treatment[D]. Jiangsu: Jiangsu University, 2017.
- [18] JAHANGIRI M R, ARABI H, BOUTORABI S M A. Comparison of microstructural stability of IN939 superalloy with two different manufacturing routes during long-time aging[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2014, 24(6): 1717-1729.
- [19] 赵 薇, 董建新, 张麦仓, 等. GH4169、GH4169plus 和 GH4738 高温合金组织稳定性[J]. 材料热处理学报, 2015, 36(z1): 1-6.
- ZHAO Wei, DONG Jian-xin, ZHANG Mai-cang, et al. High-temperature Microstructure stability of GH4169, GH4169plus and GH4738 alloy[J]. Transactions of Materials and Heat Treatment, 2015, 36(z1): 1-6.
- [20] 黄乾尧, 李汉康. 高温合金[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2000.
- HUANG Qian-xiao, LI Han-kang. Superalloy[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2000.
- [21] 颜鸣皋, 刘伯操, 李金桂. 中国航空材料手册第 2 卷[M]. 北京: 清华大学出版社, 2000.
- YAN Min-gao, LIU Bo-cai, LI Jin-gui, et al. Chinese aeronautical material handbook 2nd edition[M]. Beijing: Qsinghua University Press, 2000.
- [22] 安金岚, 王 磊, 刘 杨, 等. 长期时效对 GH4169 合金组织演化及低周疲劳行为的影响[J]. 金属学报, 2015, 51(7): 69-77.
- AN Jin-lan, WANG Lei, LIU Yang, et al. Influences of long-term aging on micro-structure evolution and low cycle fatigue behavior of GH4169 alloy[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2015, 51(7): 69-77.
- [23] 蔡文良. 长期时效对 GH4169 合金组织演化及疲劳裂纹扩展行为的影响[D]. 东北大学, 2014.
- CAI Wen-liang. Effect of long-term aging on microstructure evolution and fatigue crack growth of GH4169 alloy[D]. Northeast University, 2014.
- [24] 张定铨, 何家文. 材料中残余应力的 X 射线衍射的分析和作用[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1997.
- ZHANG Ding-quan, HE Jia-wen. Analysis and function of residual stress in materials by X-ray diffraction[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1997.

Effects of cold expansion and aging on high-temperature low-cycle fatigue of GH4169 alloy with hole structure

WANG Xin^{1,2}, HU Ren-gao³, XU Chun-ling^{1,2}, HU BO³, GU Yuan-xing³, TANG Zhi-hui^{1,2}

(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. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The GH4169 alloy center hole plate samples were cold-expanded, and the effects of cold expansion and (600 °C, 500 h) thermal aging on the low-cycle fatigue performance under the conditions of 600 °C, 820 MPa, $R=0.1$, and triangular wave were studied. The results show that the median fatigue life estimation increases from 7278 cycles in the original state to 19536 cycles after cold expansion, representing an increase of about 2.5 times and indicating that the cold expansion process significantly improves the high-temperature fatigue life. While the thermal aging process is subjected, the fatigue life decreases from 7278 cycles to 4,717 cycles. The 35.8% reduction indicates that fatigue weakening has occurred after thermal aging. The reason for fatigue weakening is that thermal aging transforms the γ'' strengthening phase to δ phase, therefore the content of strengthening phase decreases while the number of δ phases increases and the morphology changes. Additionally after thermal aging, the original cold expansion surface residual compressive stress is reduced from -708 MPa to -483 MPa. The stable part of compressive residual stress profiles that still plays a role of strengthening, and the weakening effect of the reduction of the strengthening phase after thermal aging has a comprehensive effect, making the fatigue life of cold expansion and thermal aging (8188 cycles) increases by 12.5% compared to the original life (7278 cycles).

Key words: cold expansion; aging; hole structure; low-cycle fatigue; δ phase transformation

Foundation item: Project(MJ-2016-D-30) supported by the Civil Aircraft Research Project of Ministry of Industry and Information Technology of China

Received date: 2020-04-14; **Accepted date:** 2020-09-07

Corresponding author: WANG Xin; Tel: +86-10-62496450; E-mail: rasheed990918@163.com

(编辑 何学锋)