

孔挤压对于高温合金 GH4169 孔结构 高温疲劳性能的影响

王欣¹, 胡仁高², 胡博², 赵振业¹, 罗学昆¹, 古远兴², 宋颖刚¹

- (1. 中国航空发动机集团有限公司 北京航空材料研究院 表面工程研究所, 北京 100095;
2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院 强度技术研究室, 成都 610500)

摘 要: 根据高压压气机盘螺栓孔结构, 设计中心孔板材疲劳试样. 表征了孔挤压强化后的表面轮廓, 分析了在多种交变载荷条件下孔挤压前后试样的疲劳寿命, 并进行了断口观察和疲劳过程中孔挤压残余应力的演化分析. 结果表明: 孔挤压强化减小了孔壁表面粗糙度, 并使孔结构在多种高温大应力条件下的高温疲劳性能提高 1~3 倍, 但疲劳数据分散度略有增大. 孔挤压残余应力在最大拉应力为 663 MPa, 温度为 600 °C, 应力比为 0.1 条件下 20000 次疲劳试验中松弛到 60%. 原始试样的多源疲劳断口主要起源于孔边的加工刀痕, 而挤压强化试样断口起源于孔挤压在倒角区域流动金属堆积处, 为单源疲劳断口.

关键词: 高温合金; 螺栓孔; 孔挤压(HE); 应力集中; 残余应力; 高温疲劳性能

中图分类号: V263.5; TG37

文献标志码: A

Effect of hole-expansion on high-temperature fatigue property of GH4169 superalloy hole structure

WANG Xin¹, HU Ren-gao², HU Bo², ZHAO Zhen-ye¹,
LUO Xue-kun¹, GU Yuan-xing², SONG Ying-gang¹

- (1. Surface Engineering Institute, Beijing Institute of Aeronautical Material,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Beijing 100095, China;
2. Strength Technology Laboratory, Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Fatigue specimen with central hole was designed based on the bolt-hole of a high pressure compressor disk. Of the as-received (AR) specimens and after hole-expansion (HE), the surface profile and fatigue property in multiple alternating loads were characterized; moreover, failure analysis and the evolution of HE residual stress profile during fatigue cycle were investigated. Results showed that, after HE, the roughness of hole wall decreased, besides, the high temperature fatigue performances improved 1—3 times under multiple large load condition with the slight rise of fatigue data dispersion. The HE residual stress released to 60% during 20000 cycles at the maximum tensile stress of 663 MPa, temperature of 600 °C and stress ratio of 0.1. Compared with the untreated specimens nucleating at machining marks, the HE crack initiated at metal accumulation by HE in the chamfer, presenting single source crack initiations.

收稿日期: 2015-08-12

作者简介: 王欣(1983—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机部件抗疲劳的表面改性技术研究.

引用格式: 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 Rengao, 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.

射线衍射残余应力测试仪对挤压后进行不同周次疲劳的中心孔试样进行了残余压应力场的表征,疲劳试验条件为 663 MPa/600 ℃. 当循环次数为 0,1,10,100,1000,5000,10000,20000 次时停机进行残余应力场表征,之后再装机试验,如此反复. 采用 Taylor 型针扫描式轮廓仪对孔壁进行了表面粗糙度表征. 采用 JEOL 6010 型观察了试样断口.

2 试验结果

2.1 表面轮廓

挤压前孔壁上能够观察到明显的铰削刀痕,而挤压后肉眼观察孔壁达到镜面. 轮廓仪的数据证明了孔挤压后能够极大程度地优化加工表面粗糙度,结果如表 2 所示,表 2 中 R_a 代表平均表面粗糙度, R_p 代表峰值表面粗糙度, R_v 代表谷值表面粗糙度, R_t 代表峰谷差, R_z 代表微观不平度十点高度, R_{Ku} 代表 Kutosis 值.

由上述数据可知,孔挤压过程对于孔壁表面金属均有较大的形变作用. 挤压后,平均表面粗糙度下降明显,同时,峰谷表面粗糙度均有明显的下降,降幅达到 80% 以上. R_{Ku} 代表轮廓曲线底部的

圆滑程度, R_{Ku} 等于 3 代表曲线底部轮廓为球型, R_{Ku} 越接近 3 表示底部越接近球型,即轮廓底部应力集中越小. 本研究中挤压后 R_{Ku} 也接近 3,说明挤压能够缓和由于加工产生的应力集中.

表 2 孔挤压前后中心孔孔壁表面轮廓参数

Table 2 Surface profile parameters of central hole wall before and after HE

Condition	$R_a/\mu\text{m}$	$R_p/\mu\text{m}$	$R_v/\mu\text{m}$	$R_t/\mu\text{m}$	$R_z/\mu\text{m}$	R_{Ku}
AR	1.083	1.670	1.883	3.554	1.250	4.576
HE	0.237	0.316	0.244	0.561	0.310	3.238

2.2 疲劳性能

在多种疲劳条件下孔挤压前后疲劳性能如表 3 所示,表 3 中 F 代表疲劳循环数, L 代表对数疲劳寿命, A 为对数疲劳寿命算术平均值, S 为对数疲劳寿命标准差, E 为中值疲劳寿命估计量. 表 3 可知:①孔挤压强化后中心孔板材疲劳试样的中值疲劳寿命估计量均高于未挤压的原始试样. 其中,663 MPa/600 ℃下提高 3.2 倍,825 MPa/600 ℃下提高 1.1 倍,825 MPa/400 ℃下提高 2.3 倍. ②除 825 MPa/400 ℃,其他疲劳试验条件下,孔挤

表 3 在应力比为 0.1、频率为 4 Hz 条件下孔挤压前后的疲劳性能

Table 3 Fatigue property in test conditions of stress ratio of 0.1 and frequency of 4 Hz before and after HE

Condition	No.	$\sigma_{\max}/\text{MPa}$	$t/^\circ\text{C}$	F/cycles	L	A	S	E
AR	169-K-54	663	600	26802	4.43	4.41	0.03	25816
	169-K-56			26967	4.43			
	169-K-70			23332	4.37			
	169-K-71			26338	4.42			
HE	169-K-1	663	600	164101	5.22	5.04	0.23	108573
	169-K-14			173703	5.24			
	169-K-27			79557	4.90			
	169-K-39			61276	4.79			
AR	169-K-23	825	600	7574	3.88	3.88	0.02	7503
	169-K-25			7038	3.85			
	169-K-26			8020	3.90			
	169-K-38			7412	3.87			
HE	169-K-17	825	600	15098	4.18	4.20	0.13	16021
	169-K-31			25105	4.40			
	169-K-34			13844	4.14			
	169-K-61			12554	4.10			

续 表

Condition	No.	$\sigma_{\max}$ /MPa	$t/^{\circ}\text{C}$	F/cycles	L	A	S	E
AR	169-K-20	825	400	9 837	3. 99	3. 95	0. 07	8932
	169-K-21			10 436	4. 02			
	169-K-41			8 556	3. 93			
	169-K-49			7 245	3. 86			
HE	169-K-10	825	400	31 759	4. 50	4. 47	0. 03	29 209
	169-K-12			27 705	4. 44			
	169-K-13			28 567	4. 46			
	169-K-46			28 957	4. 46			

压后疲劳性能分散性(疲劳数据的标准差)大于原始试样. ③在同一试验条件下,孔挤压强化后疲劳试样的最短疲劳寿命高于未挤压原始试样的最长疲劳寿命.

3 分析与讨论

外加载荷、结构应力集中、加工等表面微观应力集中、残余应力以及温度都对孔结构的疲劳寿命有重要影响. 由于孔结构的尺寸(孔径、孔边距、倒角等)确定,结构应力集中因素固定,不讨论该方面的影响.

3.1 外加载荷与抗疲劳强化效果

外加载荷是疲劳失效的根本原因. 在相同的温度 600℃条件下,当应力从 663 MPa 提高到 825 MPa 时,原始试样的疲劳寿命从 25 816 次缩短到 7 503 次,下降了 71%;孔挤压试样的疲劳寿命从 108 573 次缩短到 16 021 次,下降了 86%,同时,孔挤压后疲劳寿命增益幅度从 3. 2 倍降低到 1. 1 倍. 从这个趋势可以认为,在相同温度下,孔挤压的抗疲劳强化效果随着应力的增大而减小. 这个结果符合表面强化技术的一般认识:当外加拉应力载荷达到材料的抗拉强度时,无论是否经过表面强化,试样都将一次性拉断,而无法显示其抗疲劳效果,因此,应力增大时,孔挤压的抗疲劳强化效果将下降.

在实际应用方面,对于 GH4169 合金盘件的螺栓孔和均压孔,无论是 663 MPa 还是 825 MPa 都属于极大应力,甚至超过实际盘件服役的较大应力状态. 可以从 3 个角度证明:①从孔应力集中条件(应力集中系数 K_t 约为 1. 9)计算,上述的两个应力的实际孔边受力都超过了材料的屈服极限;②从原始试样的疲劳寿命判断,7 000~25 000

次的寿命可以认为其受力极大;③从断口(图 2)可得,663 MPa 和 825 MPa 的断口基本都是小扩展区-大瞬断区的断口类型,也说明实际受力很大. 这样的大应力和高温条件下,孔挤压强化仍然将孔结构的疲劳寿命提高了 1 倍以上,证明了该技术在不同的外载作用下较为稳定的抗疲劳强化效果.

3.2 表面微观应力集中与抗疲劳强化效果

表面微观应力集中是表面改性技术实施对于构件疲劳性能具有重要影响的因素,也是实际盘件加工过程中不应忽略的因素. 国外开展了大量研究,为确定计算表面轮廓参数对于应力集中的影响^[12-13].

在本研究中,孔挤压后孔壁表面呈准镜面(图 3),从表面轮廓参数分析,挤压后所有测试的轮廓参数均有下降,对于减小孔壁位置受到实际载荷,提高该位置的疲劳抗力具有明显的优化作用. 然而,倒角位置无法得到挤压,疲劳性能相对较差,因此,孔挤压后试样的疲劳源都萌生于孔边倒角区域(图 2),呈单源断口模式. 同时,从 169-K-34 和 169-K-12 断口可以明显看出,其疲劳源萌生在孔边倒角处的金属堆积处(图 2(d)黑色箭头处). 该金属堆积是孔挤压出口处金属的塑性流动产生,倒角应力集中较大位置. 相比之下,原始试样由于孔壁位置铰削加工状态不佳,孔壁位置随机分布许多微观应力集中位置,使得原始试样的疲劳源都萌生于孔壁加工应力集中处,并呈现多源疲劳模式.

3.3 残余应力与抗疲劳强化效果

残余压应力是孔挤压强化的重要强化效果^[14]. 一般认为在高温条件下,残余压应力会发生松弛^[15]. 有部分研究认为在疲劳过程第 1 个周

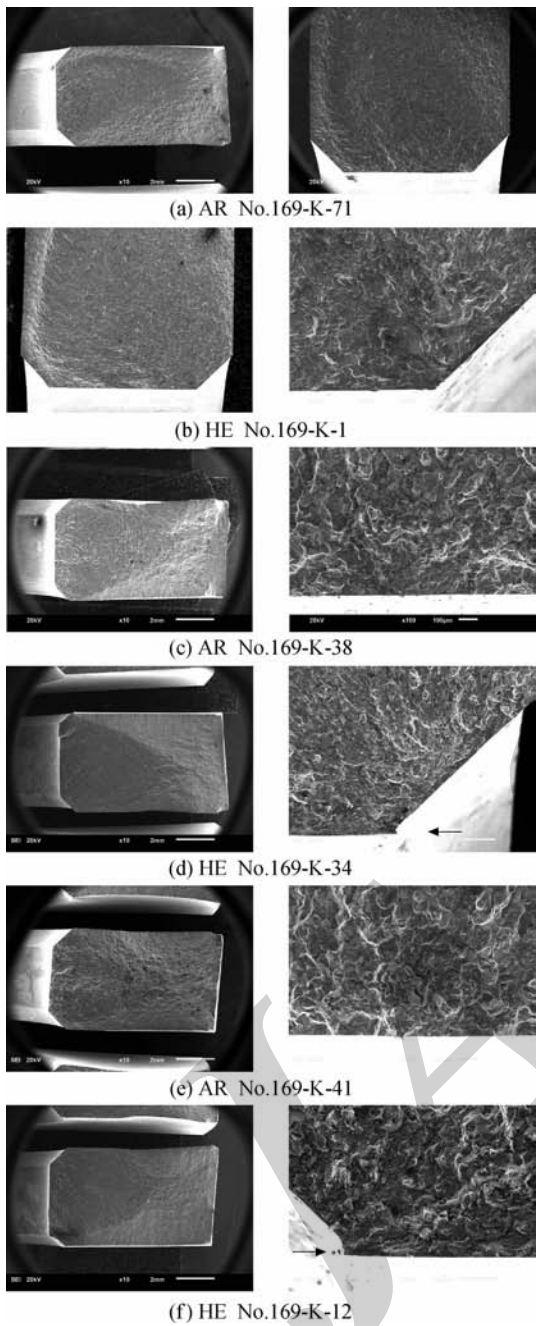


图 2 在应力比为 0.1、频率为 4 Hz 条件下孔挤压前后的疲劳断口
Fig. 2 Fatigue fracture in conditions of stress ratio of 0.1 and frequency of 4 Hz before and after HE

次下残余应力将发生较大松弛^[16].

在 663 MPa/600 °C 条件下研究了残余应力场随疲劳次数的演化规律,如图 4 所示. 研究结果表明:①孔挤压的残余应力场呈“倒钩”型,距孔边越远,残余应力数值越小;②孔挤压残余应力场随疲劳次数的增加而逐渐松弛,残余应力数值逐渐减小;③0~100 次疲劳过程中,残余应力松弛较少,而 100~1000 次残余应力的松弛程度较大;④0

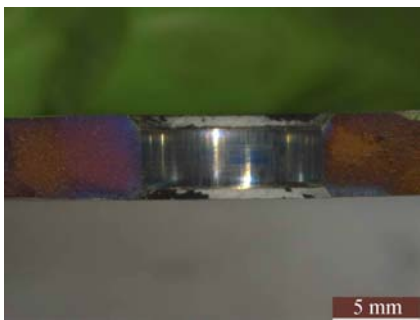


图 3 169-K-31 试样的宏观断口(孔挤压)
Fig. 3 Macrofracture of No. 169-K-37 (HE)

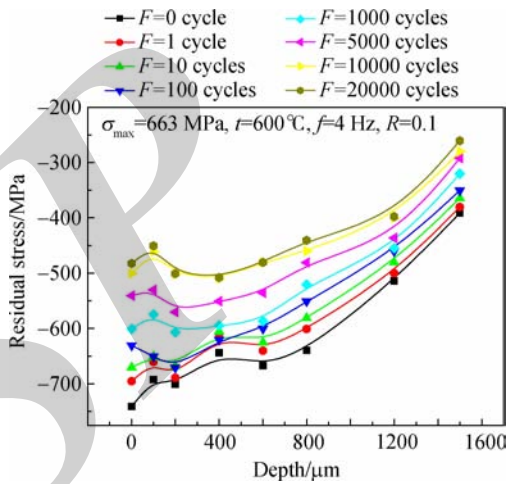


图 4 孔挤压残余应力场随疲劳循环数的演化
Fig. 4 Evolution of HE residual stress field with fatigue cycles number

次的残余应力场较 20 000 次的残余应力场松弛约 40%.

残余应力的松弛受到外加载荷、温度的共同影响,在微观上,位错运动至表面发生塞积、异号刃位错的消除都导致了残余应力的松弛. 残余压应力松弛也将导致孔挤压强化效果的松弛.

3.4 温度与抗疲劳强化效果

在发动机不同功率服役过程中,盘件孔结构的受温也不同. 825 MPa 应力条件下,研究对比了原始试样和孔挤压在不同温度(600 °C 和 400 °C)下疲劳性能的差别以及抗疲劳强化效果的变化.

对比中值疲劳寿命可知,在 600 °C 和 400 °C 条件下,孔挤压试样较原始试样分别提高 1.1 倍和 2.3 倍. 在温度较低的条件,孔挤压的抗疲劳效果明显增强. 对比在相同工艺状态下的中值疲劳寿命,当温度从 600 °C 降低到 400 °C 时,原始试样的疲劳寿命从 7503 次提高到 8932 次,提高了 19%;孔挤压试样的疲劳寿命从 16021 次提高到 29209 次,提高了 82%. 孔挤压提高的幅度明显

大于原始试样。

这可以从表面改性的抗疲劳机理出发加以解释。表面改性的残余应力强化机制利用残余压应力缓和外加应力载荷起到抗疲劳的作用;组织强化效果利用高位错密度组织(包括亚晶界、位错胞状结构、纳米晶等),增大疲劳裂纹通过强化组织的难度,提高疲劳裂纹扩展的激活能,起到抗疲劳强化效果。然而,上述两种强化机制均受到温度的影响。在高温条件下,位错运动激活能减小,位错运动能力增大,疲劳裂纹扩展所需的能量减少,降低了组织强化抗疲劳效果;同时,残余应力在高温下将发生松弛,也将减小其抗疲劳效果。因此,当温度从 400 °C 提高到 600 °C 时,孔挤压的抗疲劳强化效果有所下降。

应该说明的是,即使在 825 MPa/600 °C 这种严酷的条件下,孔挤压仍然提高了试样的疲劳达到 1 倍以上,体现了良好的抗疲劳强化效果。

4 总 结

1) 在 663 MPa/600 °C, 825 MPa/600 °C 和 825 MPa/400 °C 下,孔挤压强化后 GH4169 中心孔板材疲劳试样的疲劳寿命较未强化试样分别提高 3.2 倍、1.1 倍和 2.3 倍,体现良好的抗疲劳强化效果。

2) 孔挤压后孔壁表面轮廓参数显著优化,3 个疲劳试验条件下,疲劳源呈单源疲劳,且均萌生于孔挤压出口在孔壁位置残留的塑性流动金属处;原始试样断口为多源疲劳断口,疲劳源萌生于加工应力集中部位。

3) 在 663 MPa/600 °C 条件下,经过 20 000 次疲劳试验后,残余应力场较孔挤压后的初始残余应力场松弛约 40%。

参考文献:

[1] 杨伟,徐伟. BR700 系列发动机高压压气机设计及结构特征[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(3): 30-34.
YANG Wei, XU Wei. HPC design and structure features of BR700 series engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(3): 30-34. (in Chinese)

[2] 陈光. CFM56 系列发动机结构设计与研制特点[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

[3] 郑旭东, 蔚奇魁. 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 Xudong, YU Duokui. Study of vent hole crack failure for an aeroengine labyrinth seal disk[J]. Aero-engine, 2013, 39(3): 49-54. (in Chinese)

[4] 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 Qingrui, LIU Yuping. Crack failure analysis of the 4th engine compressor disk[J]. Aeroengine, 1999(2): 38-41. (in Chinese)

- [5] 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] 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 Liwei, CAI Xianghui, 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. (in Chinese)
- [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 Qiuren, GUO Haiding, LIU Xiaogang. 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. (in Chinese)
- [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 Xin. Study on machining process of shaped hole in Ni-base super-heat-resistant alloy work pieces[J]. Tool Engineering, 2002, 36(6): 19-23. (in Chinese)
- [9] 宋颖刚, 王欣, 王强. 7050 铝合金表面喷丸强化层内纳米结构微观组织分析[J]. 电子显微学报, 2015, 34(1): 18-24.
SONG Yinggang, WANG Xin, WANG Qiang. Microstructures of nanocrystalline surface layer of 7050 aluminum alloy[J]. Journal of Chinese Electron Microscopy Society, 2015, 34(1): 18-24. (in Chinese)
- [10] 宋颖刚, 高玉魁, 陆峰, 等. TC21 钛合金喷丸强化层微观组织结构及性能变化[J]. 航空材料学报, 2010, 30(2): 40-44.
SONG Yinggang, GAO Yukui, LU Feng, et al. Evolution of microstructure and properties of surface layer after shot peening TC21 titanium alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2010, 30(2): 40-44. (in Chinese)
- [11] 秦银雷, 魏大盛, 王延荣. 航空发动机涡轮盘裂纹扩展分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(2): 34-37.
QIN Yinlei, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Analysis of crack propagation for aeroengine turbine disk[J]. Aero-engine, 2010, 36(2): 34-37. (in Chinese)
- [12] Smith R A, Miller K J. Prediction of fatigue regimes in notched components[J]. International Journal of Mechanical Science, 1978, 20(4): 201-206.
- [13] Li J K, Yao M, Wang D, et al. An analysis of stress concentrations caused by shot peening and its application in predicting fatigue strength[J]. Fatigue Fracture and Engineering Material Structure, 1992, 15(12): 1271-1279.
- [14] 李金魁, 姚枚, 王仁智, 等. 喷丸强化的综合效应理论[J]. 航空学报, 1992, 13(11): 670-677.
LI Jinkui, YAO Mei, WANG Renzhi, et al. Comprehensive

effects theory for shot peening strengthening [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13 (11): 670-677. (in Chinese)

[15] Prevey P S, Telesman J, Gabb T, et al. FOD resistance and fatigue crack arrese in low plasticity burnished IN718[R]. Chandler, AZ: The 5th National Turbine Engine High Cycle Fatigue Conference, 2000.

[16] 胡奈赛, 徐可为, 方刚. 喷丸件的残余应力松弛与位错亚结构变化[J]. 中国表面工程, 1992(1): 24-28.

HU Naisai, XU Kewei, FANG Gang. Residual stress relieving and evolution of dislocation [J]. China Surface Engineering, 1992(1): 24-28. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)