

镍基单晶气膜孔模拟试样的低周疲劳断裂机理

卢绪平¹, 温志勋¹, 岳珠峰¹, 张晓兵²

(1. 西北工业大学, 陕西 西安 710129)

(2. 中航工业北京航空制造工程研究所, 北京 100024)

摘要: 采用镍基单晶合金 DD6 带不同数量激光加工气膜孔的薄壁平板模拟试样, 对其在 900 °C 下的低周疲劳性能进行了研究, 并对试验数据和断口的 SEM 形貌进行了分析。结果表明: 在相同的试验条件下, 气膜孔的数量对低周疲劳的寿命影响很大, 单孔试样的寿命约为密排多孔试样的 10 倍; 气膜孔周围存在大量微裂纹, 带气膜孔试样的破坏属于典型的多源断裂; 对于单孔试样及密排多孔试样的中间孔, 裂纹沿 {001} 面扩展; 密排多孔试样的上下 2 排气膜孔周围的裂纹沿多个滑移面扩展。

关键词: 镍基单晶合金; 模拟试样; 低周疲劳

中图分类号: TG115.5

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2015)05-1173-04

镍基单晶材料广泛应用于军用、民用飞机发动机气冷涡轮叶片, 在航天飞机、地面和航海燃气涡轮发动机上的应用也日益广泛^[1,2]。现在航空发动机涡轮叶片上广泛采用气冷技术。为了提高冷却效果, 往往采用激光等制孔工艺, 在叶片前缘部位加工大量的密排气膜孔^[3,4]。我国在役与在研航空发动机都发生过涡轮单晶叶片断裂的故障。断口分析和发动机监测表明, 大部分断裂为叶片的表面质量缺陷以及气膜孔引起的高温疲劳破坏^[5,6]。由于叶片断裂故障后果的严重性, 单晶冷却叶片已经成为制约我国航空发动机发展的瓶颈之一。

目前, 国内外对气膜冷却叶片的研究大多局限在气动冷却效率方面^[7], 鲜见气膜孔对气冷叶片强度和寿命影响的相关文献。张丽辉等人^[8]研究了单晶高温合金在持久、拉伸和低周疲劳条件下的损伤与断裂特征。结果表明: 低周疲劳断裂由裂纹萌生、裂纹稳定扩展和裂纹失稳扩展 3 个阶段组成。断口呈现多源开裂特征, 疲劳裂纹一般萌生于表面。疲劳裂纹扩展初期, 断口基本与主应力方向垂直, 随着疲劳裂纹扩展, 断口表现为与主应力约成 45° 的平面特征。丁智平等人^[9]提出了镍基单晶合金复杂应力状态下的低周疲劳损伤模型, 并用镍基单晶合金缺口试样和 CMSX-2 薄壁圆筒拉扭试样的低周疲劳试验数据, 对模型进行验证。Yu 等人^[10]设计了平板带气膜孔试样并对其进行了

一些研究工作, 结果表明, 气膜孔边上存在着应力集中并对单晶材料的寿命有显著的影响。刘大顺等人^[11]对 DD6 单晶冷却涡轮叶片模拟试样的拉伸性能进行了研究, 试验表明高温条件下, DD6 合金断口呈现明显的韧窝断裂特征, 气膜孔试样裂纹萌生主要发生在气膜孔区域。但是, 对于带气膜孔的薄壁平板试样的相关研究还很少见到。

本实验对带单气膜孔与带密排气膜孔的薄壁平板试样进行低周疲劳试验研究。对疲劳断口做 SEM 分析, 并就模拟试样气膜孔数量对滑移系的开动及低周疲劳寿命的影响进行了对比分析。研究结果可以为气膜冷却叶片的力学性能研究与设计及其寿命预测提供参考。

1 实验

实验中采用的高温合金材料是国内第二代镍基单晶合金 DD6, 其主要的化学成分如表 1 所示。DD6 试样毛坯由北京航空材料研究院生产, 采用熔模精铸和定向凝固法制成测试力学性能的单晶试样坯件, 在机加工前经过标准制度的热处理。为了研究气膜孔对冷却叶片的低周疲劳性能的影响, 作者根据叶片的复杂结构特点设计了如图 1 所示的薄壁平板试样。试样包括带单气膜孔和带 14 个气膜孔 2 种。试样上的气膜孔均为半径 0.2 mm 的毫秒激光穿孔, 晶体取向均为 [001]

收稿日期: 2014-05-20

基金项目: 国家自然科学基金 (51210008, 51175424); 西北工业大学研究生创业种子基金 (Z2013059)

作者简介: 卢绪平, 男, 1986 年生, 硕士, 西北工业大学工程力学系, 陕西 西安 710129, 电话: 029-88431002, E-mail: luxuping@mail.nwpu.edu.cn

表 1 镍基单晶合金 DD6 的化学成分

Table 1 Chemical composition of Ni-based single crystal superalloy DD6 (wt%)

Cr	Co	W	Al	Mo	Re	Ta	Nb	Hf	Ni		
3.8~4.8	8.5~9.5	7.0~9.0	5.2~6.2	1.5~2.5	1.6~2.4	6.0~8.5	0.6~1.2	0.05~0.15	Bal.		
Other elements ≤											
Fe	Si	Ti	Zr	Mn	B	Cu	C	P	Mg	S	Sb
0.2	0.2	0.1	0.1	0.15	0.02	0.05	0.04	0.018	0.003	0.001	0.001

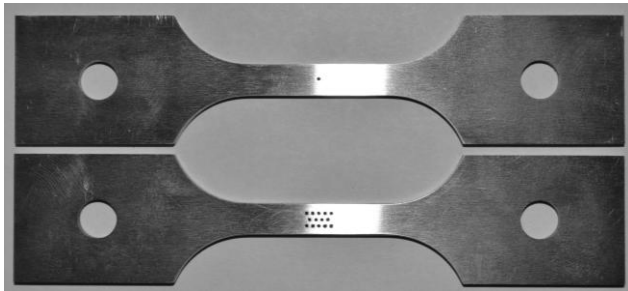


图 1 薄壁平板试样

Fig.1 Thin-walled plate specimens

方向,其偏角控制在 5° 之内。在低周疲劳试验情况下,采用应力加载模式,加载频率为 3 Hz。为了减少机器误差,所有的试样都是在同一台 Instron8801 高温液压伺服疲劳试验机上完成。所有试样的试验温度均为 900 °C,温度由热电偶控制,控制精度为±3 °C。待温度升至 900 °C 保温 30 min 后进行试验。试验环境为空气,试验标准参照金属材料疲劳试验方法国家标准:GB/T 3075-2008。

2 结果与讨论

2.1 实验结果分析

本实验的结果如表 2 所示。试验中保证各次试验中的温度、频率和最大应力水平平均相同。由试验结果可得,单孔试样平均循环数为 1 580 202 次,平均寿命 146.31 h;多孔试样的平均循环数为 156 770 次,平均

寿命为 14.52 h。2 种形式试样的低周疲劳寿命相差 10 倍。其中的原因是,试验中最小横截面上的应力水平相同,但由于气膜孔的存在,使得应力重分配,在复杂应力状态下,气膜孔周围的应力不同;另外,由于密排多孔间的相互干涉,使得孔周的应力分布更加复杂。

2.2 断口形貌

图 2 为单孔试样断口形貌。宏观断面的法线方向基本上平行于加载轴的方向,靠近气膜孔边上的断面平整,有明显的氧化现象。其中,图 2a 为气膜孔周围形貌。气膜孔表面存在大量微裂纹,在断面的近气膜孔区域存在多个裂纹源,多个裂纹源之间扩展、合并,最后引发断裂,属于典型的多源开裂^[12]。图 2b 为孔边一个裂纹源区的典型形貌。图中可见明显的放射棱线和细疲劳条纹,测量此处裂纹源的裂纹扩展路径发现其最长可达 1.206 mm。此处裂纹源的形成是由于激光加工气膜孔存在微裂纹,在循环载荷作用下,微裂纹逐步生长,然后沿垂直于加载轴的方向扩展,形成类似贝壳纹弧线状的区域。图 2c 为疲劳的快速扩展区。断面上有明显的河流花样,此河流花样显示裂纹是从图 2b 所示位置的裂纹源开始扩展的。图 2d 为图 2b 中贝壳纹弧线状区域的高倍图像。断口表面上的颗粒均不完整,存在严重的氧化腐蚀,这是由于试验的时间较长而引起的。

图 3 为密排多孔试样断口形貌。其中,图 3a 为断口的总体形貌。由于其气膜孔排布的特殊性,使得断口呈现 3 个不同的区域,其中图 3b 为中间孔周围的断面形貌。其细观形貌与图 2a 中单孔试样的断口类似,

表 2 [001]取向 DD6 单晶薄壁平板试样低周疲劳试验结果

Table 2 Low-cycle fatigue results of DD6 single crystal thin-walled plate specimens with orientation [001]

No.	Cooling hole	Temperature/°C	Frequency/Hz	Stress level/MPa	Recurrent number/cycle	Life/h
F1	Single	900	3	540	1 719 343	159.20
F2	Single	900	3	540	1 710 026	158.34
F3	Single	900	3	540	1 419 382	131.40
F4	Single	900	3	540	1 355 971	125.55
F5	Single	900	3	540	1 696 290	157.06
F6	Multi	900	3	540	146 555	13.57
F7	Multi	900	3	540	82 946	7.68
F8	Multi	900	3	540	156 277	14.47
F9	Multi	900	3	540	234 513	21.71
F10	Multi	900	3	540	163 559	15.14

断面较平整，其法线平行于加载方向，且不存在明显的河流状条纹及阶梯状的台阶断裂特征。据此，可推断中间孔周围的断口皆为裂纹扩展区。图 3c 为上部孔

的断面形貌。其中 A 部位为上部孔的裂纹扩展区，此处形貌与单气膜孔孔边的裂纹扩展区域类似，但裂纹扩展路径长度仅为 0.4335 mm，约为单孔情形的 36%。图 3c 中 B 部位为最终断裂区，具有台阶状断裂特征。图 3d 为图 3b 中贝壳纹弧线状区域的高倍图像。表面上的颗粒完整，不存在严重的氧化腐蚀，这是由于试验的时间较短所致。

2.3 断口侧面形貌

图 4 为单孔试样断口侧面形貌。[001]取向 DD6 合金在 900 °C 的试样断口主要由图 4a 的与加载方向垂直的比较光滑的裂纹扩展区和图 4b 的具有台阶状断裂特征的最终断裂区组成。在激光加工气膜孔的周边存在大量的微裂纹，在循环载荷作用下，裂纹开始生长、扩展。对于单孔试样，由于应力集中作用，气膜孔周边的最大应力分布在法线方向与加载方向平行的断裂面上，由晶体学理论可以判定该断裂面为{001}滑移面^[13]，使得沿此滑移面的微裂纹快速生长，成为主裂纹，最终导致试样沿此滑移面断裂。在最终断裂区，断面法线方向与加载方向成 45° 角，具有台阶状断裂特征。

图 5a 为密排多孔试样断口的侧面形貌。对于中间

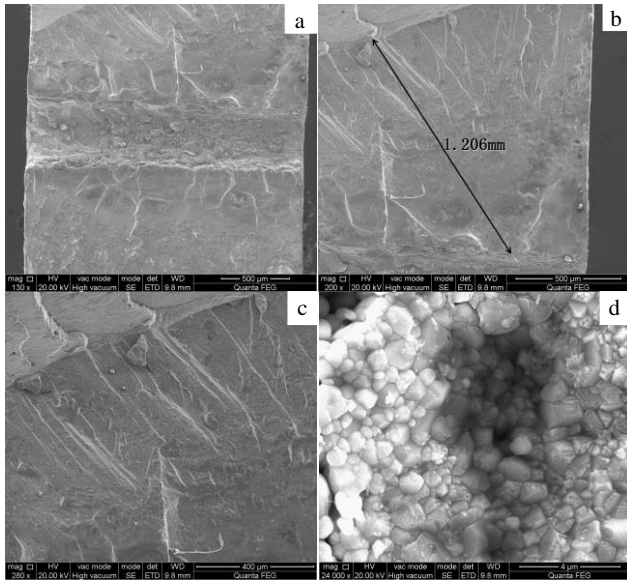


图 2 单孔试样断口形貌

Fig.2 Fracture surface morphologies of the specimen with a single hole: (a) overall morphology, (b) fatigue source, (c) rapidly expanding area, and (d) high magnification image of fatigue source

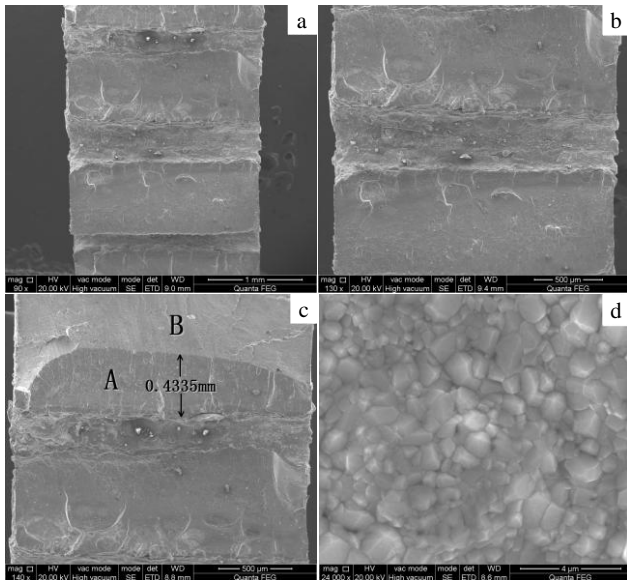


图 3 密排多孔试样断口形貌

Fig.3 Fracture surface morphologies of the specimen with close-spaced holes: (a) overall morphology, (b) morphology of middle hole, (c) morphology of upper hole, and (d) high magnification image of fatigue source

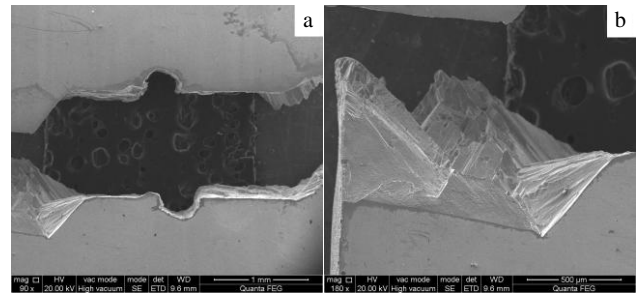


图 4 单孔试样断口侧面形貌

Fig.4 Fracture side surface morphologies of the specimen with single hole: (a) overall morphology and (b) local morphology

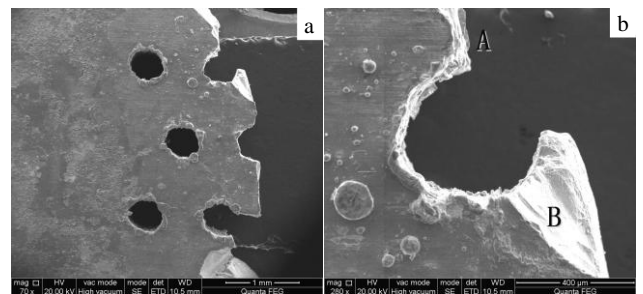


图 5 密排多孔试样断口侧面形貌

Fig.5 Fracture side surface morphologies of the specimen with close-spaced holes: (a) overall morphology and (b) local morphology

气膜孔周围的断裂机理与单孔试样的类似,但上下 2 排孔周的断裂机理与中间孔存在差别。通过图 5b 可以发现,上部孔孔周的断面由几个比较光滑的斜平面组成,其中 A 平面的法线方向与加载方向平行,为{001}滑移面;B 平面的法线方向与加载方向成 45°~50° 夹角,由晶体学理论可以判定断裂面是{111}面。在最危险截面上,如果没有多孔之间的相互影响,裂纹都会在{001}面上扩展,但多孔之间的相互影响,使得上下 2 排孔附近的应力状态趋于复杂,诱使{111}滑移系同时开动。

3 结 论

1) 在相同的试验条件下,气膜孔的数量对模拟试样的低周疲劳寿命影响很大,单孔试样的寿命约为密排多孔试样的 10 倍。

2) 气膜孔周围存在大量微裂纹,带气膜孔试样的破坏属于典型的多源断裂。

3) 对于单孔试样及密排多孔试样的中间孔,由于应力集中的作用,使得裂纹沿{001}面扩展;密排多孔试样的上下 2 排气膜孔周围的裂纹沿多个滑移面扩展。

参考文献 References

- [1] Li Chenggong(李成功), Fu Hengzhi(傅恒志), Yu Qiao(于 翹) et al. *Aerospace Materials*(航空航天材料)[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002
- [2] Yue Z F, Lu Z Z, Zheng C Q et al. *Theor Appl Fract Mech*[J], 1996, 24: 139
- [3] Tao Chunhu(陶春虎), He Huaiyu(何怀玉), Liu Xinling(刘新灵). *Modern Failure Analysis Techniques*(失效分析新技术)[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2011
- [4] Zhu Hainan(朱海南), Qi Xinxia(齐歆霞). *Aeronautical Manufacturing Technology*(航空制造技术)[J], 2011, 13: 71
- [5] Tao Chunhu(陶春虎), Zhong Peidao(钟培道), Wang Renzhi(王仁智) et al. *Failure Analysis and Prevention for Rotor in Aero-Engine*(航空发动机转动部件的失效与预防)[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2000
- [6] Wen Zhixun, Hou Naixian, Wang Baizhi et al. *Multidiscipline Modeling in Materials and Structures*[J], 2010, 6(4): 508
- [7] Ni Meng(倪 萌), Zhu Hui ren(朱惠人), Qiu Yun(裘 云) et al. *Gas Turbine Technology*(燃气轮机技术)[J], 2005, 18(4): 25
- [8] Zhang Lihui(张丽辉), Tang Dingzhong(唐定忠), Cao Xuegang(曹雪刚). *Failure Analysis and Prevention*(失效分析与预防)[J], 2012, 7(3): 148
- [9] Ding Zhiping(丁智平), Chen Jiping(陈吉平), Yin Zeyong(尹泽勇) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2006, 35(10): 1548
- [10] Yu Q M, Yue Z F, Wen Z X. *Mater Sci Eng A*[J], 2008, 477: 319
- [11] Liu Dashun(刘大顺), Wang Baizhi(王佰智), Han Jianfeng(韩建锋) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2012, 41(8): 1362
- [12] Zhao Minghan(赵明汉), Zhang Ji(张 继), Feng Di(冯 滌). *Map on Fracture Analysis of High-Temperature Alloy*(高温合金断口分析图谱)[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2006
- [13] Potirniche G P, Hearndon J L, Horstemeyer M F et al. *International Journal of Plasticity*[J], 2006, 22: 921

Low Cycle Fatigue Fracture Mechanism of a Modeling Specimen with Cooling Film Hole of DD6 Single Crystal Superalloy

Lu Xuping¹, Wen Zhixun¹, Yue Zhufeng¹, Zhang Xiaobing²

(1. Northwest Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

(2. AVIC Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing 100024, China)

Abstract: The flat plate specimens of nickel-base single crystal superalloy DD6 with different numbers of laser-processed cooling film holes were used to study the low cycle fatigue properties at 900 °C. The test data and SEM fracture images were analyzed. The results show that the life of single-hole specimens is ten times of that of the close-spaced holes specimens in the same experimental condition. A number of microcracks are found around the cooling film hole and the destruction of the specimens with cooling film holes is a typical multi-source rupture. The cracks propagate along the {001} planes for single-hole specimens and the middle holes of the close-spaced holes specimens, but the cracks extend along a plurality of slip plane for up and bottom holes of the specimens with close-spaced holes.

Key words: nickel-base single crystal superalloy; modeling specimen; low cycle fatigue