

文章编号: 1000-8055(2007)09-1526-06

DZ125 带小孔构件低循环/ 保载疲劳 试验与分析

周天朋¹, 杨晓光¹, 侯贵仓¹, 石多奇¹, 丛佩红²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2. 中国航空工业第一集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 进行了定向结晶合金 DZ125 带小孔构件在高温下的低循环/ 保载疲劳试验. 此构件试验用来部分模拟航空发动机气膜冷却的空心涡轮转子叶片, 试验方案根据空心涡轮转子叶片的几何特征和所承受的温度及载荷状况来设计. 介绍了试验方案和试验结果分析, 包括寿命分析、试验裂纹扩展规律分析和金相分析. 结果表明小孔应力集中和保载是构件破坏的主要原因, 孔边电火花加工特征对裂纹萌生起到决定性影响.

关 键 词: 航空、航天推进系统; DZ125; 定向结晶; 疲劳; 蠕变; 寿命

中图分类号: V216 3; V231. 95

文献标识码: A

Experimental analysis of low-cycle and creep fatigue for directionally solidified DZ125 with a hole

ZHOU Tian-peng¹, YANG Xiao-guang¹, HOU Gui-cang¹,
SHI Duo-qi¹, CONG Pei-hong²

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

China Aviation Industry Corporation I, Shenyang 110015, China)

Abstract: A low-cycle/ creep fatigue test was conducted for directionally solidified DZ125 component with a hole under high temperature conditions. The purpose of this test was to simulate hollow turbine rotor blade for film cooling of aeroengine. The test scheme was planned according to geometric characteristics, temperature and load conditions of hollow turbine rotor blade. The test scheme and test results were described, covering service life analysis, crack expansion analysis and metallographic analysis. The results show that holes' stress concentration and creep are major contributing factor to the damage of components, and electric discharge machine (EDM) hole features is decisive to the crack initiation.

Key words: aerospace propulsion system; DZ125; directionally solidified; fatigue; creep; life

在航空发动机工作条件下, 定向结晶涡轮转子叶片承受高温复杂的载荷, 属于航空发动机定寿的关键部件^[1]. 涡轮叶片由于存在复杂的空腔

和气膜冷却小孔, 这种由小孔造成的孔边应力集中、多轴应力状态、孔周边由于制造工艺产生的微裂纹, 对涡轮叶片的疲劳过程起着关键性的作用.

收稿日期: 2006-09-07; 修订日期: 2006-12-13

作者简介: 周天朋(1980), 男, 陕西西安人, 博士生, 主要从事发动机结构、强度及疲劳方面的研究.

在一般的工程结构中也存在大量含小孔或者缺口的结构件, 这些小孔或缺口由于应力集中往往成为疲劳的敏感部位, 因此小孔或缺口部位的疲劳蠕变特性和寿命预测一直是人们所关注的问题. 从孔的加工工艺^[2]、孔尺寸形状对构件疲劳寿命的影响^[3], 到多轴应力状态^[4]、孔边应力场梯度^[5]、非比例加载、裂纹扩展速率^[6]、循环保载^[7]等对寿命的影响. 此外还有文献研究光滑试样的疲劳试验寿命与小孔构件疲劳试验寿命之间的关系^[8].

由于针对 DZ125 光滑试样的试验并不能够模拟复杂空腔和气膜冷却小孔这些因素对涡轮叶片寿命的影响, 本课题组在进行了 DZ125 光滑试样高温循环和蠕变试验分析, 以及粘塑性本构变形建模的基础上, 开展 DZ125 带小孔构件的低循环/ 保载疲劳试验研究.

1 试验方案

本试验采用薄板试件模拟空心涡轮转子叶片的薄壁效应, 利用试件中间的小孔模拟涡轮叶片气膜冷却孔的应力集中效应, 采用高频感应加热的方法模拟涡轮转子叶片工作状态的高温燃气环境, 用脉动循环的梯形载荷谱模拟涡轮叶片所承受的离心负荷以及涡轮叶片的疲劳与蠕变交互作用.

根据涡轮叶片实际工作条件, 确定试验温度为 760℃, 850℃和 980℃; 试验载荷大小根据有限元模型计算反推得到, 最终确定载荷范围为2. 5~8. 3 kN; 载荷谱采用三角波和梯形波两种方案, 梯形波的保载时间取 120 s.

设计的试验试件几何尺寸如图 1 所示.

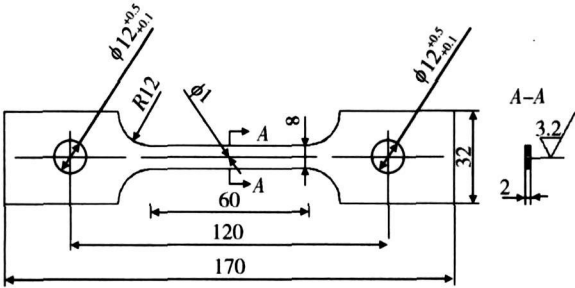


图 1 试件的几何尺寸 (单位: mm)

Fig. 1 Geometrical measure of sample (Unit: mm)

试验在菲力轮台架上进行, 此设备可以进行高温下的三角波及梯形波载荷谱的单、双轴拉伸及疲劳蠕变交互试验.

试验采用 2 500 kN 的拉力传感器, 并进行标定, 精度在 0. 06%. 试验载荷的加载方式采用计

算机自动控制拉力载荷的大小、保载时间和加载速率, 并且自动记录试验的循环次数. 考虑到现有试验设备条件以及航空发动机实际载荷工况条件, 本试验的控制拉力比 $R=0.05\sim0.1$, 加载速率为 5 kN/s.

试验加热的设备采用高频感应加热, 加热线圈为直径 3 mm 的空心紫铜圆管. 试验要求的最高温度达到 980℃, 测温方式采用热电偶测温, 选择镍铬硅-镍硅的热电偶材料. 这种型号热电偶在氧化介质中可以测量 1 200℃(长时间) 以下和 1 300℃(短时间) 的温度. 具有较高灵敏度, 线性分度特性曲线和良好热电动势稳定性. 在温度 1 100℃下, 使用寿命可达 1 500 h.

试验测温采用的热电偶经过标定, 在温度 400~1 050℃范围内, 热偶丝测温误差范围为 $-3\sim-0.6℃$.

试样材料为 DZ125 定向合金, 沿结晶方向加载. 试验的具体方案见表 1. 图 2 为试验进行中的实物照片.

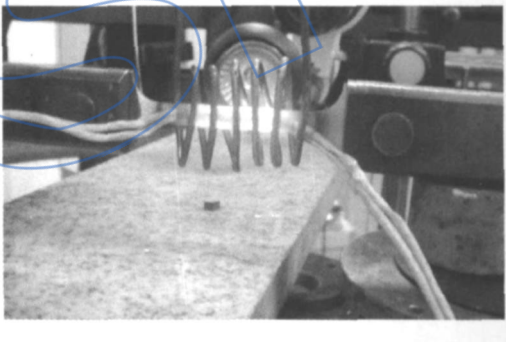


图 2 试验进行中的实物图

Fig. 2 Actual image of testing

2 试验结果及分析

本次试验一共做了 23 根试件, 其中循环疲劳试验 14 根, 上保载 120 s 的疲劳蠕变交互作用试验 9 根.

表 1 是试验过程中每一个试件的温度、载荷谱、尺寸测量及试验寿命的记录情况. 试验寿命与载荷的关系见图 3.

根据表 1 的数据记录结果, 总结试验中的一些问题:

(1) 由于设备条件限制, 拉力的最小值很难控制, 只有尽量取最小值, 然后测量得到. 应力最小值测量结果在 0. 24~0. 40 kN 之间, 变化范围不大. 试验应力比值在 0. 045~0. 106 之间, 符合预期应力控制要求.

表 1 试验方案及试验结果记录
Table 1 Test scheme and records of test results

序号	温度/℃	应力范围/kN	孔径大小/mm	温度范围/℃	保载时间/s	起裂寿命/N	断裂寿命/N
1	760	0.38~8.31	1.29~1.33	758~760	0	1 035	1 433
2	760	0.34~7.69	1.26~1.30	755~760	0	1 690	1 838
3	760	0.24~7.26	1.30~1.33	755~763	0	8 500	8 710
4	760	0.24~6.92	1.27~1.33	755~760	0	23 890	24 213
5	850	0.67~8.00	1.21~1.25	849~850	0	345	380
6	850	0.33~7.83	1.18~1.28	841~850	0	780	903
7	850	0.33~6.58	1.29~1.30	850~853	0	3 325	3 528
8	850	0.30~6.00	1.27~1.30	850~870	0	682	961
9	850	0.26~5.95	1.26~1.28	845~855	0	3 990	4 760
10	850	0.27~5.12	1.30~1.38	845~859	0	12 650	15 695
11	980	0.38~4.71	1.30~1.38	970~980	0	485	652
12	980	0.36~3.92	1.27~1.33	978~981	0	770	1 134
13	980	0.33~3.11	1.29~1.31	978~980	0	3 774	3 926
14	980	0.36~2.46	1.28~1.31	975~981	0	20 458	20 980
15	850	0.40~6.60	1.25~1.30	845~853	120	309	355
16	850	0.40~6.00	1.32~1.32	845~855	120	533	609
17	850	0.40~5.15	1.25~1.26	845~855	120	967	1 150
18	760	0.40~7.10	1.27~1.30	755~763	120	1 000	1 204
19	760	0.35~7.75	1.15~1.25	755~765	120	2 327	2 449
20	760	0.35~8.30	1.20~1.30	755~760	120	360	458
21	980	0.30~3.15	1.20~1.30	975~980	120	232	243
22	980	0.30~2.96	1.26~1.27	975~980	120	179	200
23	980	0.35~2.53	1.23~1.30	975~983	120	1 700	1 911

(2) 构件设计的孔径大小为 1 mm, 真实测量的孔径大小范围 1.18~1.38 mm 之间, 平均孔径大小 1.30 mm. 此后的有限元建模需要按照 1.30 mm 孔径大小建模.

(3) 试验温度分别为 760 ℃, 850 ℃和 980 ℃, 包含了 DZ125 材料的正常工作温度范围. 温度测量误差控制在 ±5 ℃之间, 已经达到比较理想的控制效果.

(4) 循环试验寿命范围在 380~24 213, 涵盖了低循环疲劳寿命的范围区间. 保载循环寿命范围在 200~2 449 循环, 在同样温度和拉力载荷条件下, 保载循环寿命比纯循环疲劳寿命低 10 倍左右.

2.1 寿命分析

根据 DZ125 材料的本构模型^[9]和材料参数, 结合 ABAQUS 有限元程序, 针对 DZ125 带小孔构件试验载荷状况进行有限元计算. 纯循环试验计算 11 个循环, 循环保载试验计算 5 个循环, 取最后一个循环的应力应变计算结果, 用来进行寿命分析. 根据试验的断裂寿命数据和有限元计算得到的应力应变结果, 绘制对数寿命与拉力, 以及对

数寿命与应变范围的关系曲线如图 3 和图 4 所示.

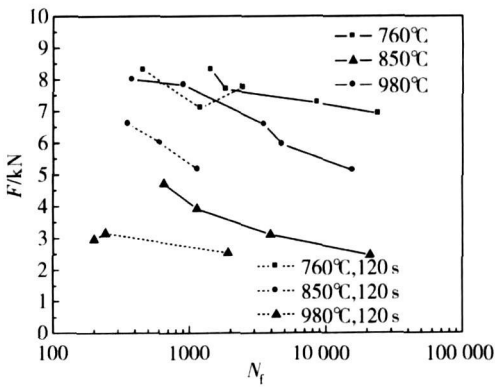


图 3 所有载荷状况下循环试验寿命与最大拉力的关系

Fig. 3 Relationship between cycle life and max pulling force

从上面对数试验寿命与最大拉力关系图, 以及对数试验寿命与应变范围关系图可以得出以下结论:

(1) 在同一温度情况下, 最大拉力越大试验寿命越低, 应变范围越大试验寿命越低; 最大拉力

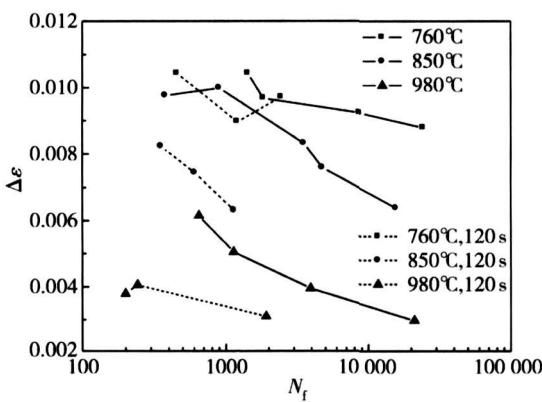


图 4 所有载荷状况下循环试验寿命与应变范围的关系
Fig. 4 Relationship between cycle life and strain range

与试验的对数寿命接近线性关系, 应变范围也有这种现象.

(2) 在相同最大拉力情况下, 温度越高试验寿命越低; 在相同应变范围下, 也存在温度越高试验寿命越低的现象.

(3) 在相同温度和最大拉力载荷状况下, 纯循环试验寿命是上保载 120 s 循环试验寿命的 10 倍左右(仅指循环数寿命).

2.2 裂纹扩展

图 5 和图 6 是 850 °C 下, 纯循环疲劳裂纹扩展在显微镜下的效果图(放大倍数 15 倍)

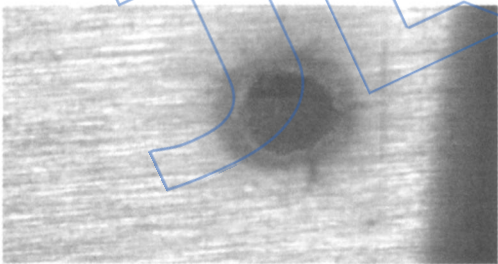


图 5 850 °C 纯循环疲劳起始裂纹
Fig. 5 Initial cycle fatigue crack at 850 °C

裂纹扩展效果图.

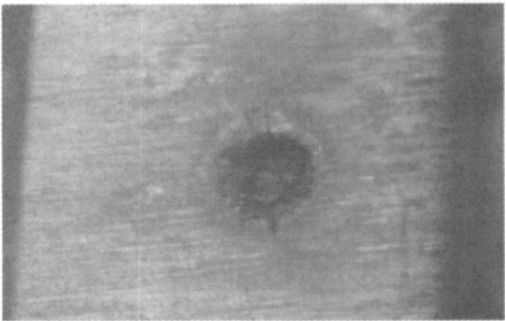


图 7 850 °C 保载 120 s 循环起始裂纹
Fig. 7 Initial creep fatigue crack at 850 °C

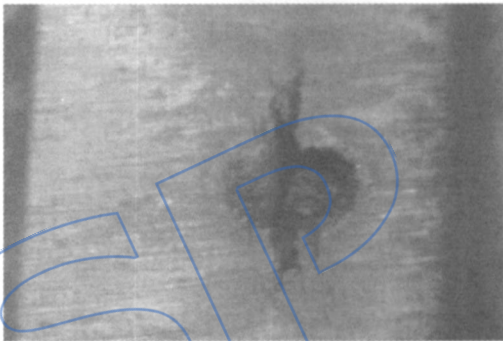


图 8 850 °C 保载 120 s 循环断裂时刻裂纹
Fig. 8 Fracture creep fatigue crack at 850 °C

从上面的裂纹状态可以看出:

- (1) 纯疲劳循环裂纹和蠕变循环裂纹的开裂方向都是垂直小孔板的受力方向.
- (2) 纯疲劳循环裂纹从起始到扩展始终是一条细长裂纹, 蠕变循环在裂纹起始就有多个微裂纹, 最终扩展成一条宽粗的主裂纹直至断裂.
- (3) 本试验观察到的起始裂纹长度约为 0.3 mm. 从表 1 裂纹起裂寿命和断裂寿命结果看出, 裂纹扩展寿命占总寿命的 1/20~ 1/4, 也就是小孔构件的疲劳寿命主要为裂纹萌生寿命.

2.3 金相分析

选取试验件中的 13 组循环疲劳及保载疲劳试样进行了扫描电镜分析. 试验是在日本电子产 JSM-5800 扫描电镜上进行的. 其中三种典型的金相分析如下图所示:

根据扫描电镜的微观观察结果, 归纳如下:

- (1) 因为试验件的小孔采用电火花打孔而出, 对分析的 13 个样品均进行了孔部观察, 试样有程度不同的熔化和严重氧化特征. 该特征对孔的表面损伤较严重. 对裂纹萌生起到了决定的影响.
- (2) 该批试样的疲劳裂纹均起始于孔壁表面

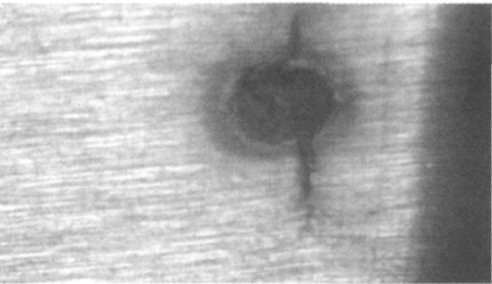


图 6 850 °C 纯循环疲劳断裂时刻裂纹
Fig. 6 Fracture cycle fatigue crack at 850 °C

图 7 和图 8 是 850 °C 下, 上保载 120 s 疲劳

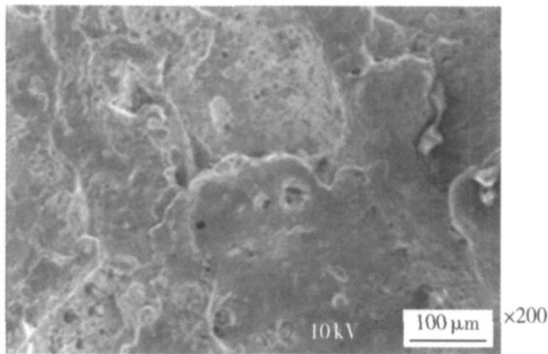


图 9 原始试样的电火花打孔造成局部熔化特征
Fig.9 Original specimen's partial melting caused by the electric spark

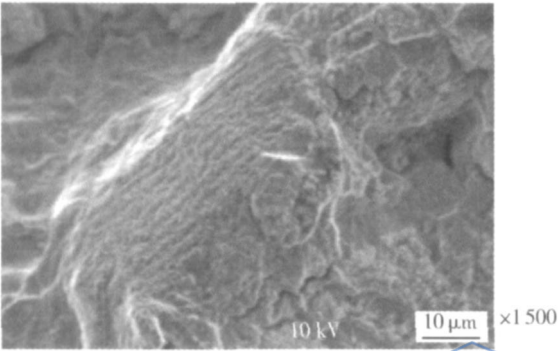


图 10 试样 4 的疲劳扩展特征
Fig.10 Fatigue expansion features of specimen 4

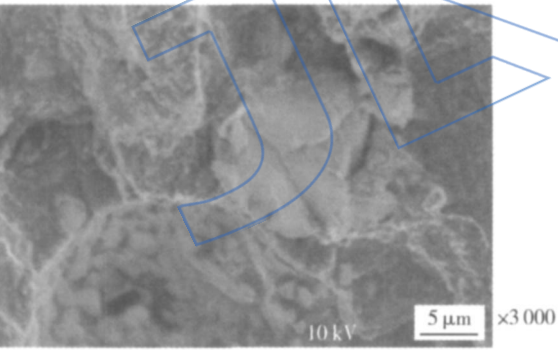


图 11 试样 17 的蠕变疲劳特征
Fig.11 Creep features of specimen 17

的缺陷处,表面损伤、孔洞、严重氧化等为裂纹萌生创造了条件.

(3) 该批试样的断裂模式为孔洞处裂纹萌生,扩展区主要为氧化和疲劳条带,瞬断特征是韧窝,可见到少量的沿晶(蠕变特征).

(4) 在原始试样可见到枝晶.在疲劳蠕变试样上,虽然大部分区域被严重氧化,但在个别试样上可见到枝晶、孔洞等缺陷,说明材料本身也存在一定的缺陷.

(5) 小孔的表面质量,试样中心区域的氧化

程度(试验温度)以及材料的铸造质量等都对试验寿命有一定影响.

3 结 论

由于试验经费所限,只完成了 23 根试样的试验,主要研究了 DZ125 小孔构件纵向的低循环保载/疲劳特性,可以初步得到以下结论:

(1) DZ125 合金在 850 ℃温度以下,都具有良好的疲劳蠕变性能;在 980 ℃情况下,性能下降很多.其寿命规律和大多数金属合金一致,应变范围越大试验寿命越低,温度越高试验寿命越低.

(2) 在相同温度和载荷状态下,保载 120 s 的疲劳寿命(循环数)是纯疲劳寿命的 1/8~ 1/14.说明在高温情况下蠕变疲劳起更为重要的作用.

(3) 从表 1 的试验结果中看出试件的裂纹扩展寿命占总寿命的 1/20~ 1/4,也就是小孔构件的疲劳寿命主要为裂纹萌生寿命.此类构件实际应用中发现裂纹即可认为构件失效.

(4) 金相分析表明孔边的电火花加工特征对裂纹萌生起到决定的影响,氧化、疲劳和蠕变是对试验寿命影响的重要因素.

参考文献:

[1] 苏清友,孔瑞莲.航空涡喷/涡扇发动机主要零部件定寿指南[M].北京:航空工业出版社,2004.

[2] 张晓兵,李其连.激光加工小孔工艺及其孔壁再铸层对 DZ22 高温合金疲劳性能的影响[J].新技术新工艺,1995, (2): 20-22.

ZHANG Xiaobin, LI Qilian. Laser drilling of small hole and the influence of recasting layer on fatigue performance of DZ22 superalloy [J]. New Technology and New Process, 1995, (2): 20-22.

[3] 汪浩. 缺口曲率半径对 30CrMnSiA 钢疲劳萌生寿命的影响[J].机械制造与自动化,2003, (3): 29-35.

WANG Hao. The effect of notch curvature radius on fatigue life of 30CrMnSiA steel[J]. Machine Building & Automation, 2003, (3): 29-35.

[4] 刘灵灵,王建国. GH4169 缺口件多轴加载下应力应变场的有限元分析[J].物理测试,2005, 23(3): 11-13.

LIU Lingling, WANG Jianguo. Stress-strain field FEM analysis for GH4169 notched specimens under multiaxial loading[J]. Physics Examination and Testing, 2005, 23 (3): 11-13.

[5] 罗毅,黄培彦,周希平. 缺口件疲劳裂纹形成特性研究 [J]. 华南理工大学学报,2006, 28(6): 34-38.

LUO Yi, HUANG Peiyan, ZHOU Xiping. Research on fatigue crack formation of notched specimen[J]. Journal of South China University of Technology, 2006, 28(6): 34-38.

[6] Barter S, Molent L, Goldsmith N, et al. An experimental evaluation of fatigue crack growth[J]. Engineering Failure Analysis, 2005, (12): 99-128.

[7] Merah N, Bui-Quoc T, Bernard M. Creep fatigue crack growth in notched SS-304 plates at 600℃[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999, (63): 39-55.

[8] Lukas P, Predik P, Cadek J. Notch effects on creep behaviour of CMSX-4 superalloy single crystals[J]. Materials Science and Engineering, 2001, (A298): 84-89.

[9] 石多奇, 杨晓光, 王延荣. 耦合蠕变损伤的 Chaboche 粘塑性本构方程的应用[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 60-65.

SHI Duoqi, YANG Xiaoguang, WANG Yanyong. Applied investigation of chaboche's unified viscoplastic constitutive model of coupled creep damage[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 60-65.

