

文章编号: 1000-8055(2008)02-0276-05

DZ125 光滑试样与小孔构件低循环/ 保载疲劳寿命建模

周天朋¹, 杨晓光¹, 石多奇¹, 侯贵仓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. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 依据定向结晶合金 DZ125 光滑试样的低循环/ 保载疲劳试验寿命数据, 提出一种预测定向结晶合金低循环/ 保载疲劳寿命的模型. 此寿命模型可以同时考虑材料的晶向、平均应力、应变范围、应变比、最大应力对寿命的影响. 接着研究 DZ125 合金光滑试样低循环/ 保载疲劳寿命与小孔构件低循环/ 保载疲劳寿命的关系, 提出一种从光滑试样低循环/ 保载疲劳寿命数据预测小孔构件低循环/ 保载疲劳寿命的方法. 应用本文提出的寿命模型, 预测 DZ125 带小孔构件的低循环/ 保载疲劳寿命, 并将预测寿命与小孔构件试验寿命对比, 误差在 2 倍分散带左右.

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: V 216. 3; V 231. 95 **文献标识码:** A

Modeling of low-cycle and creep fatigue life for DZ125 smooth specimens and small-hole components

ZHOU Tian peng¹, YANG Xiao guang¹, SHI Du o qi¹,
HOU Gui cang¹, CONG Pei hong²

(1. School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: A low cycle fatigue and creep life prediction model of DZ125 was established according to the fatigue and creep experimental life data of directionally solidified DZ125 smooth specimens. This model also considered the influences of crystal direction, average stress, strain range, strain ratio and the greatest stress on the life. Then, the relationship of low-cycle fatigue and creep life between smooth specimens and small-hole components was discussed, and a method was developed to predict the low-cycle fatigue and creep life of DZ125 small-hole components from that of directionally solidified DZ125 smooth specimens. The results show that, this model can predict comparatively the low cycle fatigue and creep life, indicating that the error of life prediction results are about two times of dispersion band.

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

收稿日期: 2007-01-19; 修订日期: 2007-04-04

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.

航空发动机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^[1]. 在一般的工程结构中也可能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].

定向结晶合金 DZ125 是我国某型航空发动机涡轮转子叶片材料, 关于 DZ125 合金低循环/ 保载疲劳寿命研究还不充分, 尤其关于 DZ 125 合

金光滑试样疲劳试验寿命与小孔构件疲劳试验寿命关系的研究还未开展. 本文基于定向结晶合金 DZ125 光滑试样与小孔构件试样的低循环/ 保载疲劳寿命试验研究, 提出了一种预测定向结晶合金低循环/ 保载疲劳寿命模型, 并且提出从光滑试样寿命数据预测小孔构件低循环/ 保载疲劳寿命的方法.

1 光滑试样试验

DZ125 定向合金的疲劳性能受多方面因素影响. 本文研究 DZ125 疲劳寿命按照不同的晶体方向、不同温度、应变范围、是否保载、不同应变比 (− 1, 0), 这些条件基本包含了影响 DZ125 机械疲劳寿命的重要因素. 设计的 DZ 125 光滑试样为标准的圆棒试样, 尺寸为 $d14\text{ mm} \times 140\text{ mm}$. 试验方案如表 1 所示, 重点研究 980 ℃ 下的疲劳/ 保载试验性能.

表 1 DZ125 光滑试样循环疲劳试验条件(应变速率 0.005/s)
Table 1 DZ125 smooth specimens test condition for LCF (strain rate is 0.005/ s)

试验温度/ ℃	试样取样方向	总应变范围/ %	保载/ s	应变比 Rε
20	纵、横	1.6	0/ 0	− 1, 0
650	纵、横、45°	1.6	0/ 0	− 1, 0
760	纵、横、45°	1.6	0/ 0	− 1, 0
850	纵	1.2	0/ 0	− 1, 0
	横、45°	1.6	0/ 0	− 1, 0
980	纵	0. 6, 0. 7, 0. 8, 1. 2, 1. 6, 2. 0, 3. 0	60/ 0, 0/ 60, 30/ 30	− 1, 0
	横、45°	1. 6	0	− 1, 0

2 光滑试样寿命模型

航空发动机热端部件的载荷状态, 一般都带有平均应力特征和时段特征. 首先从低循环疲劳寿命理论入手, 这样的低循环疲劳理论应该系统地、完整地体现平均应力、多轴应力状态、应变范围等因素对疲劳寿命的影响.

根据以上特点, 疲劳寿命理论主要考查根据 Mansor Coffin 公式演化得到的 SWT 模型^[9]. 模型还必须能够预测带保载的疲劳寿命, 这需要 SWT 循环寿命模型和循环时间分数法相结合. 然而上述两个寿命模型都不能预测定向结晶材料各向异性的疲劳寿命特性, 本文引入弹性模量系数比对寿命模型进行修正, 此外对平均应力修正进

行加强.

根据上述特征, 本文提出的寿命模型如下:
Smith- Watson T opper Modify

$$\frac{(\sigma_{\max} + \sigma_m) \Delta \epsilon}{2} \cdot \frac{E_z}{E_3} = A (2N_f)^m + B (2N_f)^n \tag{1}$$

其中 $\sigma_{\max}$, σ_m , $\Delta \epsilon$ 分别是等效最大主应变方向的最大应力, 平均应力和应变范围. N_f 为循环寿命数, A , B , m , n 是模型参数. E_3 是材料纵向弹性模量, E_z 是加载方向的弹性模量. 对于横向和 45° 方向 E_z 分别为 E_1 和 E_{45} , 任意方向的 E_z 计算方法参见文献[10].

循环时间分数法

$$\sum \frac{t_i}{t_{i_rup}} + \sum \frac{n_i}{N_i} = 1 \tag{2}$$

蠕变断裂时间采用持久方程 $L-M^{[11]}$ 表示

$$\lg t_{i-rup} = b_0 + b_1/T + b_2 X/T + b_3 X^2/T + b_4 X^3/T \tag{3}$$

其中 $T = (90/5 + 32) + 460$, $X = \lg \sigma$, $b_0 = -0.2226 \times 10^2$; $b_1 = 0.9220 \times 10^5$; $b_2 = -0.3196 \times 10^5$; $b_3 = 0.1247 \times 10^5$; $b_4 = -0.2415 \times 10^4$.

由于只有 DZ125 合金纵向的蠕变试验数据, 缺少横向和 45° 方向蠕变试验, 蠕变的各向异性特性本文暂不考虑.

3 光滑试样寿命预测结果

应用本文提出的寿命模型, 根据 DZ125 光滑试样的循环/保载疲劳试验寿命数据, 得到一组模型参数, 如表 2 所示.

表 2 寿命模型参数
Table 2 Parameters of life model

参数	760 ℃	850 ℃	980 ℃
A	45.762	140.3	52.731 2
B	8.349 5	35.173	11.303 1
m	-0.534 64	-0.430 14	-0.435 4
n	-0.024 986	-0.357 84	-0.438 3

以 980 ℃ 下的试验数据为例, 下面列出此寿命模型预测结果和试验结果的对比.

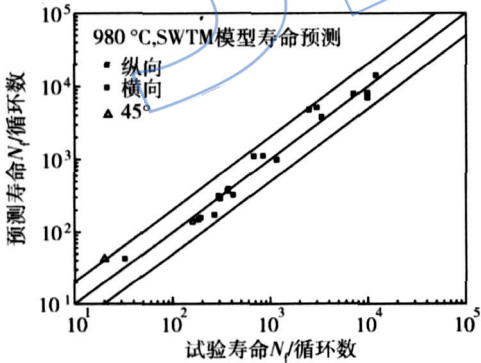


图 1 SWTM 模型不同晶向循环疲劳寿命预测
Fig 1 Fatigue life predicted results by SWTM model

根据图 1 和图 2 的寿命预测结果可以看到: 本文提出的寿命模型, 可以考虑最大应力、平均应力、应变范围、晶向、上下保载因素对试验寿命的影响. 对 DZ125 光滑试样不同晶向的循环疲劳试

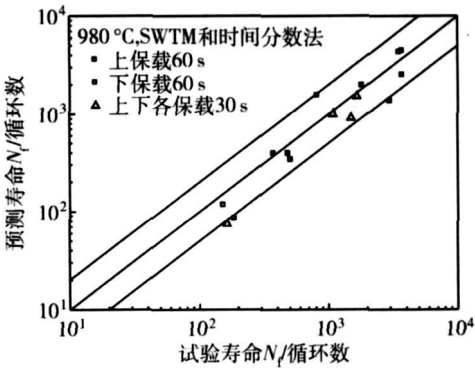


图 2 SWTM 模型纵向保载疲劳寿命预测
Fig 2 Fatigue/creep life predicted results by SWTM model

验和保载疲劳试验的寿命预测, 误差在 2 倍分散带之内.

4 小孔构件试验和寿命预测结果

小孔构件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 3 所示.

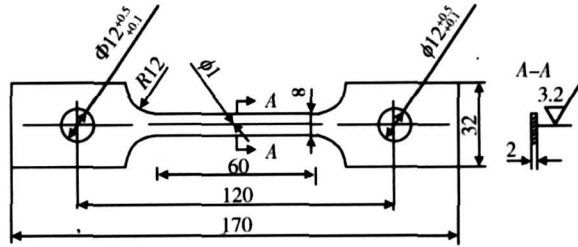


图 3 试件的几何尺寸(单位: mm)
Fig 3 Geometrical measure of sample(mm)

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 3 是试验方案和部分试验数据.

表 3 试验方案及试验数据

Table 3 Test scheme and records of test results

试验温度/℃	取样方向	孔径大小/mm	保载/s	载荷大小/kN	试样数	寿命 N_f /循环数
760	纵向	1.3	0	6.92~ 8.31	4	1 433~ 24 213
			120	7.10~ 8.30	3	458~ 2 449
850	纵向	1.3	0	5.12~ 8.00	6	380~ 15 695
			120	5.15~ 6.60	3	355~ 1 150
980	纵向	1.3	0	2.46~ 4.71	4	652~ 20 980
			120	2.53~ 3.15	3	200~ 1 911

将试验的最大拉力载荷和试验循环寿命绘制曲线如图 4 所示.

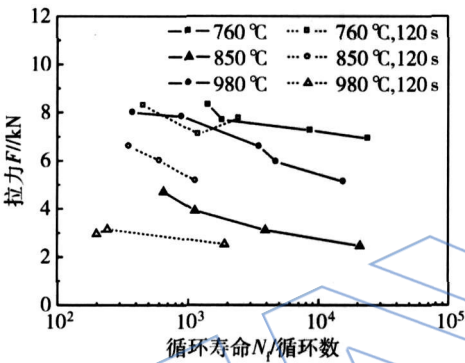


图 4 最大拉力载荷与试验循环寿命的关系

Fig 4 Relationship between max drag force and cyclic life

根据文献[12] DZ125 合金的本构模型和材料参数, 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, 用来做寿命预测数据.

参考相关文献[8], 发现小孔应力集中会产生蠕变持久应力增强的现象, 也就是在相同的蠕变破坏时间下, 小孔构件的最大应力高于标准试验的保载应力. 下图是文献[8] 中研究单晶合金 CMSX-4, 在缺口影响下的蠕变持久寿命试验曲线.

此文献[8] 的研究结果表明: 小孔的蠕变寿命取决于小孔周围的平均应力, 而不是最大点的应力. 根据试验寿命统计结果, 相同试验寿命情况下光滑试样应力为缺口试样应力 0.7~ 0.8 倍.

根据本次试样件小孔的特殊结构位置进行分

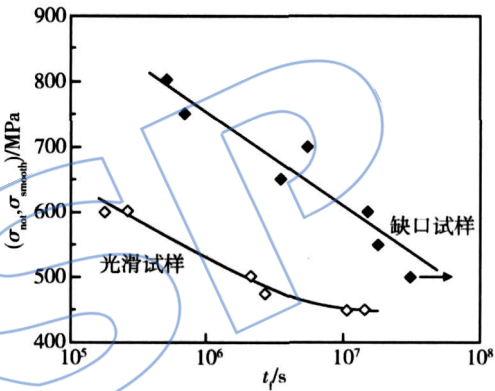


图 5 CMSX-4 单晶 850 °C, [111] 方向光滑试样和缺口试样持久寿命对比

Fig 5 Smooth specimens creep life of CMSX-4 superalloy single crystals compare with notch specimens

析, 下图 6 是 980 °C 保载循环试样最大载荷状况下, 取 1/4 试样模型, 查看小孔部位横截面的应力场分布.

根据图 6 显示的应力场分布, 从图中可以看出小孔最大应力点沿板厚度方向和小孔周向、径

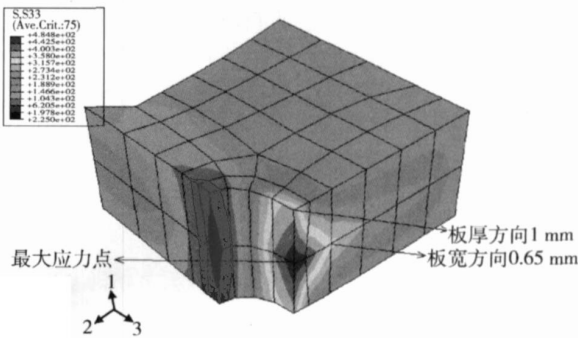


图 6 小孔周边应力场分布

Fig 6 Stress distribution around hole

向方向都存在较大的应力梯度. 本文计算蠕变断裂时间的 L-M 方程中, 应力取小孔最大应力点周围的平均应力. 为了简化应力场梯度情况下的平均应力计算, 可以取最大应力点的 0.7~0.8 倍.

关于循环寿命计算的数据都取自小孔中间最大应力点. 最大主应力方向是 DZ125 合金构件的纵向方向. 根据上述的 SWTm 模型和循环时间分数法结合, 对小孔构件寿命预测结果如下图 7 所示.

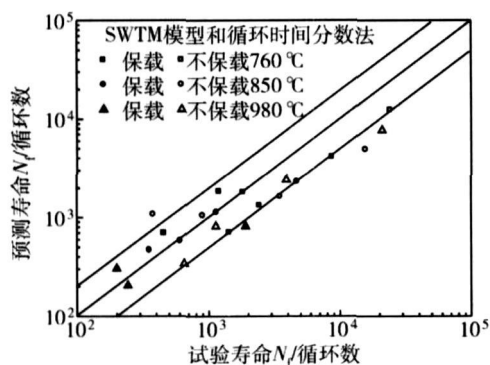


图7 小孔构件寿命预测

Fig 7 Holes component life prediction

从上图 7 的小孔构件寿命预测结果可以看出本文提出的 SWTm 模型和循环时间分数法结合的方法, 预测小孔构件寿命在 2 倍分散带左右.

5 结论

(1) 本文提出的寿命模型能够考虑定向合金材料的晶向、平均应力、应变范围、最大应力、应变比对寿命的影响.

(2) 此寿命模型对定向结晶合金 DZ125 的光滑试样和小孔构件试验寿命预测结果在 2 倍分散带左右.

(3) 计算小孔构件保载寿命时, 要考虑小孔应力集中会产生蠕变持久应力增强的现象, 也就是在相同的蠕变破坏时间下, 小孔构件的最大应力高于标准试验的保载应力.

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 & 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] Meraha N, Bu+Quoc T, Bernard M. Creep fatigue crack growth in notched SS 304 plates at 600 °C[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999, (63): 39-55.

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

[9] Smith R N, Watson P, Topper T H. A stress-strain function for the fatigue of metals[J]. Journal of Materials, JMLSA, 1970, 5: 767-778.

[10] 张锦, 张乃恭. 新型复合材料力学机理及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993: 40-53.

[11] 北京航空材料研究所. 航空发动机设计用材料数据活页手册(DZ125)[M]. 国防工业出版社, 2000: 17-18.

[12] ZHOU Tianpeng, YANG Xiaoguang, SHI Duoqi. Viscoplastic deformation simulation for directionally solidified super alloy DZ125[C] // Proceedings of the 1st International Symposium on Jet propulsion and Power Engineering. Kunming China: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, (1): 195-200.