

文章编号: 1000-8055(2003)03-0383-05

相位角对定向合金 DZ125 热/机械疲劳 行为与寿命影响的试验研究

张国栋¹, 刘绍伦¹, 何玉怀¹, 陈荣章¹, 周柏卓²

(1. 北京航空材料研究院, 北京 100095;
2. 沈阳航空发动机设计研究所, 沈阳 110500)

摘要: 对 DZ125 定向凝固铸造镍基高温合金进行了同相位、反相位和 -135° 相位的 $550^\circ\text{C} \sim 1000^\circ\text{C}$ 热/机械疲劳试验研究。试验结果表明: 同相位寿命曲线与反相位寿命曲线有一交点, -135° 相位的热/机械疲劳寿命比同相位热/机械疲劳寿命与反相位热/机械疲劳寿命长。试样的微观断口分析显示了在热/机械疲劳试验中同时存在疲劳、蠕变和氧化损伤。对同相位、反相位和 -135° 相位热/机械疲劳循环应力响应行为进行了研究。用 Manson-Coffin 方程、微裂纹扩展模型和拉伸迟滞能 (Ostergren) 寿命预测模型对 DZ125 合金的热/机械疲劳寿命进行了预测 (分散带为 2 倍左右)。

关键词: 航空、航天推进系统; 同相位; 反相位; -135° 相位; 预测

中图分类号: O346.2; V231.95

文献标识码: A

The Effects of Phase Angle on Thermomechanical Fatigue Behavior and Life in DS Superalloy DZ125

ZHANG Guo-dong¹, LIU Shao-lun¹, HE Yu-huai¹,
CHEN Rong-zhang¹, ZHOU Bai-zhuo²

(1. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100083, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 100095, China)

Abstract: Three types of test (in-phase, out-of-phase and -135° phase angle) were performed in directional solidification superalloy DZ125, with temperature cycling from 550°C to 1000°C . The results of experiment showed that DS superalloy DZ125 exhibited a crossover point of the in-phase and out-of-phase mechanical strain-life curves, -135° phase angle lives were longer than that of in-phase and out-of-phase thermomechanical fatigue. Besides fatigue damage, creep damage and oxidation damage exist in thermal-mechanical fatigue. The effect of phase angle on TMF cyclic stress-strain response in DS superalloy DZ125 was investigated. Manson-Coffin equation, Ostergren method and microcrack propagation model were chosen to predict TMF life. The results of TMF life prediction showed that all of methods chosen were able to give a reasonable life prediction for DS superalloy DZ125.

Key words: aerospace propulsion system; in-phase; out-of-phase; -135° phase angle; prediction

收稿日期: 2002-05-09; 修订日期: 2002-08-13

基金项目: “九五”航空发动机结构强度国防预研项目 (28.4)

作者简介: 张国栋 (1977-), 男, 陕西富平人, 北京航空材料研究院助理工程师, 硕士, 主要从事高温疲劳与断裂研究。

1 前言

在 70 年代由于试验技术和认识水平的限制,曾认为依据热/机械疲劳试验时的最高温度的等温低循环疲劳特性来进行抗疲劳设计,就可以满足安全设计的要求。随着试验技术的发展,通过对热/机械疲劳试验和等温低循环疲劳的研究发现:热/机械疲劳寿命比等温低循环疲劳寿命短。所以,热/机械疲劳越来越得到人们的重视,而相位角则是影响热/机械疲劳行为的重要因素。定向凝固铸造镍基高温合金 DZ125 是某航空发动机高压涡轮叶片的候选材料,叶片在工作中温度和机械应变之间的相位差是不固定的,常常会出现 -135° 相位差的情况,而并不总是同相位或反相位。因此,本文主要研究了温度与热/机械应变之间相位差,尤其是 -135° 相位差对热/机械疲劳寿命影响。

2 试验用料和方法

2.1 试验材料与试样

在本研究中所采用的材料为金属间化合物 DZ125 定向凝固高温合金,它的主要化学成分和常规力学性能见文献[1]。本研究中采用 $\Phi 8$ mm 热/机械疲劳试样见文献[2]。

2.2 试验装置与方法

该试验是在 MTS810 热/机械疲劳试验机上进行的。其对温度的控制精度可达 0.5% , 对应变的控制精度可达 0.05% 。本研究中分别进行了应变比 $R_\epsilon = -1.0$, $550^\circ\text{C} \sim 1000^\circ\text{C}$ 同相位、反相位和 -135° 相位的热/机械疲劳试验。对试样的断口进行了电镜扫描观察。

2.3 试验程序

2.3.1 应变的测量

在本研究中,应变是用引伸仪进行测量的,其测量杆是用陶瓷材料制成的,在使用过程中很容易受到破坏。由于陶瓷杆在制造过程中存在误差,为了减小应变测量误差,在试验前应对引伸仪进行标定。

2.3.2 热应变补偿

由于本研究中所有的试验都是采用控制机械应变进行的,所以在进行正式试验前,必须对热应变进行补偿,以减小试验误差。具体做法是:在不加机械载荷的情况下进行温度循环,记录试验结

果 (ϵ, T) , 用经验公式:

$$\epsilon = K_0 + K_1 \cdot T + K_2 \cdot T^2 \quad (1)$$

其中: ϵ 是机械应变, T 是温度。对 $\epsilon \sim T$ 进行拟合,得到系数 K_0, K_1 和 K_2 。知道的真实的热应变,就可以对其进行补偿了。

2.3.3 试验波形

在热/机械疲劳试验中,既存在热载荷又存在机械载荷。热载荷和机械载荷可以同步、异步或它们之间存在一定的相位角。本研究中分别进行了同相位、反相位以及 -135° 相位的热/机械疲劳试验。试验波形分别如图 1 所示。

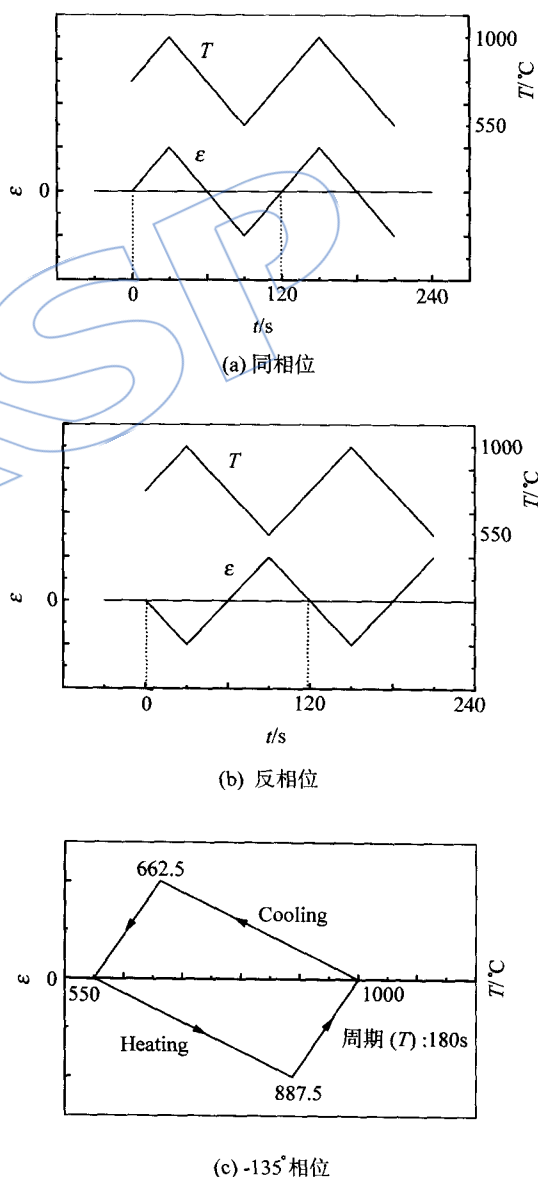


图 1 试验波形

Fig. 1 Shape of thermomechanical cyclic

3 试验结果与分析

3.1 相位对循环应力响应行为的影响

本文通过对应变比为 $R_\epsilon = -1.0$ 同相位、反相位和 -135° 相位热/机械疲劳应力响应行为的研究发现: 纵向 DZ125 合金在同相位热/机械疲劳试验中, 循环软化可一直持续到试样断裂; 在反相位热/机械疲劳试验中, 从循环加载开始合金即表现出了循环稳定现象; 在 -135° 相位热/机械疲劳试验中, 合金表现为明显的循环硬化。试验结果如图 2 所示。

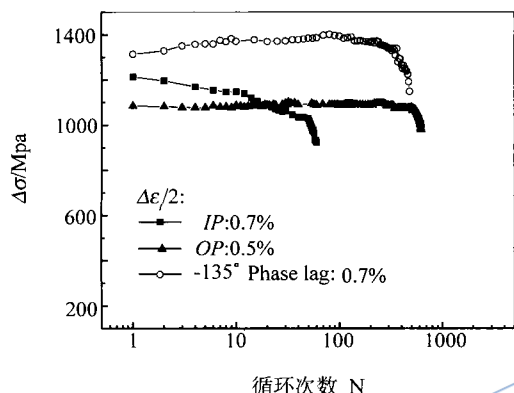


图 2 DZ125 合金的循环应力响应
Fig. 2 Cyclic stress response of DZ125

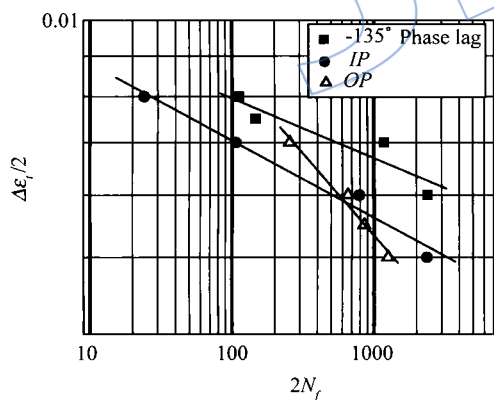


图 3 热/机械疲劳寿命曲线
Fig. 3 Life curves of TMF

3.2 相位对热/机械疲劳寿命的影响

对于许多镍基高温合金, 同相位热/机械疲劳寿命曲线和反相位寿命曲线有一交点^[3~5], 其对 DZ125 合金也不例外。同相位、反相位和 -135° 相位热/机械疲劳寿命曲线如图 3 所示。从如图 3 所示的 $\epsilon \sim N$ 曲线图上可以看出: 在 $\Delta\epsilon/2 = 0.59\%$

处同相位热/机械寿命曲线与反相位热/机械寿命曲线相交, 当应变范围 $(\Delta\epsilon_r/2)$ 大于 0.0059 时, 同相位热/机械疲劳寿命小于反相位热/机械疲劳寿命。试样断口的微观分析表明: 此时, 对于同相位热/机械疲劳, 蠕变和氧化是试样破坏的主要控制机理, 如图 4 所示; 对于反相位热/机械疲劳, 蠕变和疲劳是试样破坏的主要控制机理, 如图 5 所示。而当应变范围 $(\Delta\epsilon_r/2)$ 小于 0.0059 时, 同相位热/机械疲劳寿命却大于反相位热/机械疲劳寿命。试样断口的微观分析表明: 此时, 疲劳和氧化是损伤的主要控制机理, 而蠕变损伤是第二位的 (特别是对反相位热/机械疲劳), 如图 6 所示。反相位载荷下的氧化损伤比同相位载荷下的氧化损伤大。

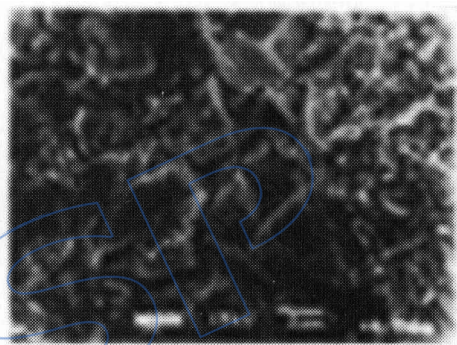


图 4 表现为蠕变和氧化的微观断口
Fig. 4 Fractography exhibiting creep and oxidation

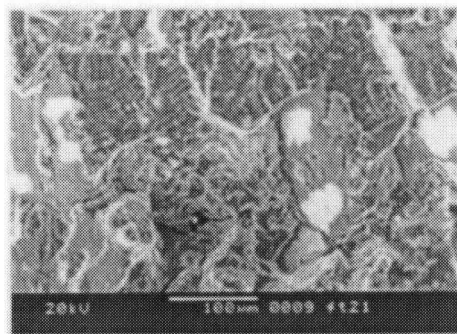


图 5 表现为蠕变和疲劳的微观断口
Fig. 5 Fractography exhibiting creep and fatigue

在发动机叶片的真实工作环境中, 通常温度与机械应变的相位差不是理想的 0° 或 180° , 而常常会出现 -135° 相位差的情况。本文也研究了 -135° 相位对热/机械疲劳寿命的影响, 结果发现: 在 -135° 相位载荷情况下, 试样的抗热/机械疲劳性能最好, 如图 3 所示。通过对不同载荷情况下断

口表面颜色变化观察发现: -135° 相位载荷情况下, 试样的氧化程度最轻。从断口的微观分析可知: 在 -135° 相位载荷情况下, 疲劳损伤是试样断

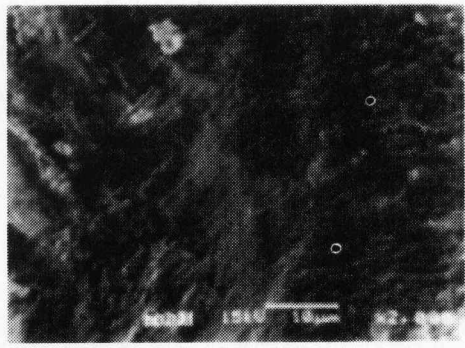


图 6 表现为氧化和疲劳的微观断口

Fig. 6 Fractography exhibiting oxidation and fatigue

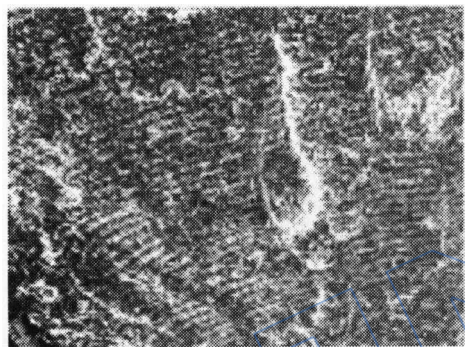


图 7 表现为疲劳的微观断口

Fig. 7 Fractography exhibiting fatigue

裂的主导因素, 如图 7 所示; 再加上在 -135° 相位载荷情况下, 最大拉、压应变不发生在最高或最低温度处, 蠕变损伤也有所减小。氧化程度的减轻和蠕变损伤的减小导致了 -135° 相位载荷下热/机械疲劳寿命最长。

4 热/机械疲劳寿命预测

4.1 Manson-Coffin 方程

采用 Manson-Coffin 方程对 DZ125 合金热/机械疲劳寿命进行预测。与等温低周疲劳不同的是, 在用 Manson-Coffin 方程进行热/机械疲劳寿命预测时, Manson-Coffin 方程中的弹性模量取平均温度时的弹性模量, 其表达式如下:

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = \frac{\Delta \epsilon_e}{2} + \frac{\Delta \epsilon_p}{2} = \frac{\sigma_f'}{E_m} (2N_f)^b + \epsilon_f' (2N_f)^c \quad (2)$$

这里, E_m 是平均温度时的弹性模量。

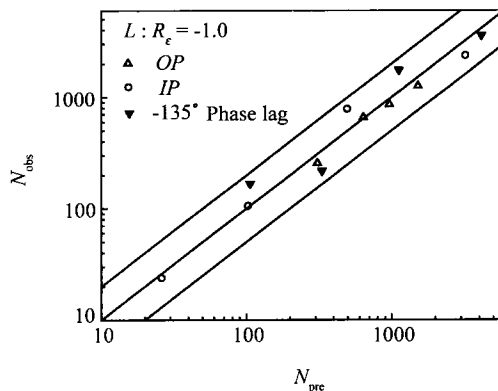


图 8 Manson-Coffin 方程寿命预测结果

Fig. 8 Results predicted by Manson-Coffin equation

Manson-Coffin 方程的寿命预测结果如图 8 所示。从图可以看出: 大部分的数据点落在 2 倍的分散带之内。

4.2 拉伸迟滞能模型

拉伸迟滞能模型于 1976 年由 Ostergren 提出, 该方法认为低循环疲劳损伤是由试样吸收的拉伸滞后能或应变能来控制的。该寿命预测模型的具体表达式如下:

$$N_f = A(\sigma_t \cdot \Delta \epsilon_{in})^\beta \quad (3)$$

式中: σ_t 为最大循环拉伸应力。

$$\sigma_t = \sigma_m + \frac{\Delta \sigma}{2} \quad (4)$$

式中: $\Delta \epsilon_{in}$ 为非弹性应变范围, 纯疲劳时用 $\Delta \epsilon_p$ 代替, $\Delta \sigma$ 是与 $\Delta \epsilon_{in}$ 或 $\Delta \epsilon_p$ 对应的应力范围, σ_m 是平均应力。

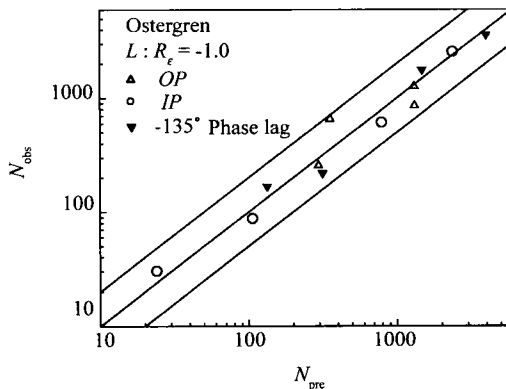


图 9 拉伸迟滞能模型寿命预测结果

Fig. 9 Results predicted by Ostergren Model

拉伸迟滞能寿命预测模型的预测结果如图 9

所示。从图可以看出: 大部分的数据点落在 2 倍的分散带之内。

4.3 微裂纹扩展模型

David L. McDowell 和 Matthew P. Miller 提出的微裂纹扩展模型, 考虑了疲劳、蠕变和氧化对构件的损伤作用。该模型的一般方程为:

$$\frac{da}{dN} = \left. \left(\frac{da}{dN} \right) \right|_{\text{fatigue}} + \left. \left(\frac{da}{dN} \right) \right|_{\text{creep}} + \left. \left(\frac{da}{dN} \right) \right|_{\text{ox}} \quad (5)$$

在本研究中, 用微裂纹扩展模型对 DZ125 合金的热/机械疲劳试验结果进行分析, 在本研究中将蠕变损伤项和氧化损伤项合并, 这样在微裂纹扩展方程中只有疲劳损伤项和合并项。即:

$$\frac{da}{dN} = \left. \left(\frac{da}{dN} \right) \right|_{\text{fatigue}} + \left. \left(\frac{da}{dN} \right) \right|_{\text{ox-creep}} = C_f'(\alpha\alpha)^{m_f} + C_0\Delta t^\Psi(\alpha\alpha)^{m_f} \quad (6)$$

该模型的具体细节详见文献[6]。用微裂纹扩展模型对 DZ125 热/机械疲劳寿命进行预测发现, 大部分的数据点落在 2 倍的分散带之内, 如图 10 所示。

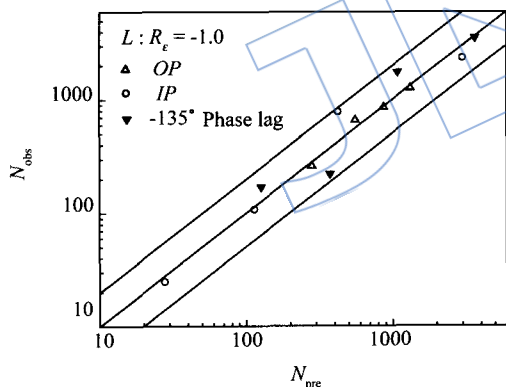


图 10 微裂纹扩展模型寿命预测结果

Fig. 10 Results predicted by microcrack Model

5 结 论

对 DZ125 高温合金进行应变比 $R_e = -1.0$, $550^\circ\text{C} \sim 1000^\circ\text{C}$ 同相位、反相位和 -135° 相位的热/机械疲劳试验与寿命预测研究, 其结果表明:

(1) 当应变比 $R_e = -1.0$ 时, 在同相位热/机械疲劳试验中, DZ125 合金表现为循环软化; 在反相位热/机械疲劳试验中, 从循环加载开始合金即表现出了循环稳定现象; 在 -135° 相位热/机械疲劳试验中, 合金表现为明显的循环硬化。

(2) 同相位热/机械疲劳寿命曲线与反相位热/机械疲劳寿命曲线有一交点, 该现象可以用不同的损伤机理来解释。

(3) -135° 相位载荷情况下: 试样的抗热/机械疲劳性能最好。疲劳是其损伤的主要控制机理。

(4) Manson-Coffin 方程、微裂纹扩展模型和拉伸迟滞能 (Ostergren) 寿命预测模型都能较好对 DZ125 合金的热/机械疲劳寿命进行预测 (分散带为 2 倍左右)。微裂纹扩展模型和拉伸迟滞能 (Ostergren) 寿命预测模型是 DZ125 合金比较理想的热/机械疲劳寿命预测候选模型。

参考文献:

- [1] 韩希鹏, 刘绍伦. DZ125 合金力学性能研究工作技术总结 [R]. 北京: 北京航空材料研究院, 1996.
- [2] 金属力学性能试样 (Q/6S 977-91) [R]. 北京: 航空航天部第六二一研究所, 1992.
- [3] Kuwabara K, Nitta A, Kitamura T. Thermal-Mechanical Fatigue Life Prediction in High Temperature Component Materials for Power Plant [R]. ASME 1983.
- [4] Bill R C, Verrilli M J, McGaw M A, et al. Preliminary Study of Thermomechanical Fatigue of Polycrystalline MAR-M2000 [R]. NASA TP-2280, 1984.
- [5] Nelson R S, Schoendorf J F, Lin L S. Creep Fatigue Life Prediction for Engine Hot Section Materials (isotropic) Interim Report [R]. NASA CR-179550, 1986.
- [6] 张国栋. 定向合金 DZ125 热/机械疲劳与寿命预测研究 [D]. 北京: 北京航空材料研究院, 2002.