

文章编号: 1000-8055(2004) 01-0017-06

定向合金 DZ125 热/机械疲劳寿命 预测模型评估

张国栋¹, 刘绍伦¹, 何玉怀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, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 分别用微裂纹扩展模型、Manson-Coffin 方程和拉伸迟滞能模型对 DZ125 定向凝固铸造镍基高温合金的热/机械疲劳寿命进行预测。预测结果发现: 三种模型都能较好对 DZ125 合金的热/机械疲劳寿命进行预测(分散带为 2 倍左右)。通过分散带和标准差的定量比较发现: 对于同相位、-135° 相位和同相位带保持时间的热/机械疲劳, 拉伸迟滞能寿命预测模型的预测结果比微裂纹扩展模型和 Manson-Coffin 方程的预测结果好; 而对于反相位热/机械疲劳, 微裂纹扩展模型的预测结果比拉伸迟滞能寿命预测模型和 Manson-Coffin 方程的预测结果好。

关键词: 航空、航天推进系统; 热/机械; 疲劳; 寿命预测; 同相位; 反相位

中图分类号: O346.2; V231.95

文献标识码: A

Life Predication of Thermomechanical Fatigue in DS Superalloy DZ125

ZHANG Guo-dong¹, LIU Shao-lun¹, HE Yu-huai¹, ZHOU Bo-zhuo²

(1. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Manson-Coffin equation, Ostergren method and microcrack propagation model were chosen to predict TMF life in DS Superalloy DZ125. The results of TMF life prediction showed that all of methods chosen were able to give a reasonable life prediction result for DS superalloy DZ125. For in-phase TMF, in-phase with hold time TMF and -135° phase angle TMF, Ostergren model gave a better life prediction result than Manson-Coffin equation and microcrack propagation model did. But for out-of-phase TMF, microcrack propagation model gave better results than Ostergren model and Manson-Coffin equation did.

Key words: aerospace propulsion system; thermomechanical; fatigue; life prediction; in-phase; out-of-phase

航空、动力和冶金等工业中的许多工程零部件,在其服役期间由于环境温度的不断变化,导致这些零件不仅承受着循环载荷所产生的机械应

力,而且还承受着由于温度变化或温度梯度而引起热循环应力。等温疲劳试验,由于不能模拟构件的实际工况,对工程构件的寿命分析和预测带

收稿日期: 2003-04-17; 修订日期: 2003-07-08

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。

来较大的误差。70 年代由于试验技术和认识水平的限制,人们用不同温度、不同应变范围和应变率的等温疲劳试验来估算承受热/机械载荷部件的寿命^[1]。随着试验技术的发展,通过对热/机械疲劳试验和上限温度的等温低循环疲劳试验的研究发现:热/机械疲劳寿命要比等温低循环疲劳寿命短^[2]。热/机械疲劳试验是用来研究在不同的应变—温度历程下材料的损伤。常见的热/机械疲劳试验有同相位、反相位、-135°相位和同相位带保持时间热/机械疲劳试验四种。在同相位热/机械疲劳试验中热载荷和机械载荷的变化是同步的,在反相位热/机械疲劳试验中热载荷和机械载荷之间的相位相差 180°;在-135°相位热/机械疲劳试验中,温度和机械应变之间的相位相差为-135°;

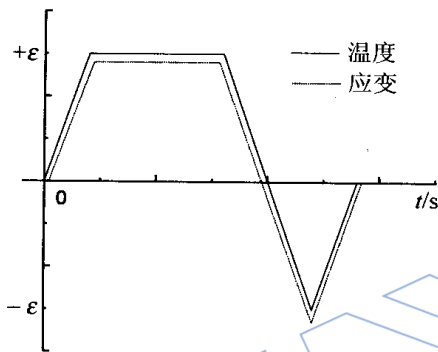


图 1 同相位带保持时间

Fig. 1 In-Phase with hold-time

试验波形见参考文献[3]。在同相位带保持时间热/机械疲劳试验中,机械应变在温度最高点处拉伸保持一段时间,其试验波形如图 1 所示。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,对其在使用状态下的疲劳行为和寿命研究具有一定的工程应用价值。

1 试验

1.1 材料

研究所采用的材料为 DZ125 定向凝固铸造镍基高温合金,它的主要化学成分和常规力学性能见文献[4]。

1.2 试验方案

分别进行了周期为 120 s,应变比 $R_\epsilon = -1.0$ 的同相位和反相位热/机械疲劳试验;周期为 180 s 的-135°相位热/机械疲劳试验,以及同相位带保持时间的热/机械疲劳试验(在最大拉应变处保持时间为 8 min,周期为 10 min),所有热/机械疲

劳试验的温度循环均为 $550^\circ\text{C} \Leftrightarrow 1000^\circ\text{C}$ 。

2 热/机械疲劳寿命预测

2.1 Manson-Coffin 方程^[5]

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,在热/机械疲劳试验中,材料的弹性模量在温度循环中是不断变化的,图 2 给出了 DZ125 定向合金在不同温度点处弹性模量的大小变化曲线,

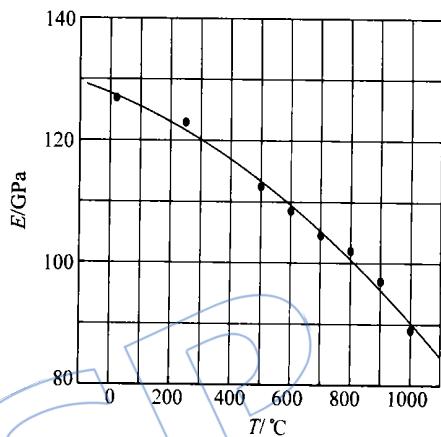


图 2 弹性模量随温度的变化曲线

Fig. 2 Modulus of elasticity versus temperature for DZ125

从图可以看出弹性模量在温度变化过程中发生了很大变化。如果用热/机械疲劳时最高温度或最低温度点的弹性模量代替 Manson-Coffin 方程中的弹性模量 E 来进行热/机械疲劳寿命预测,势必会造成较大的误差,为了减小误差,在用 Manson-Coffin 方程进行热/机械疲劳寿命预测时,用平均温度时的弹性模量进行计算,其表达式如下:

$$\frac{\Delta\epsilon}{2} = \frac{\Delta\epsilon}{2} + \frac{\Delta\epsilon}{2} = \frac{\sigma_f'}{E_m} (2N_f^f)^b + \epsilon_f' (2N_f^f)^c \quad (1)$$

这里, E_m 是平均温度时的弹性模量。

Manson-Coffin 方程的寿命预测结果如图 3 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。

2.2 拉伸迟滞能模型^[6]

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,由损伤函数来近似的这个能量为非弹性应变范围 $\Delta\epsilon_m$ 和峰值拉伸应力 σ 的乘积,即:

$$\Delta W_t = \Delta \epsilon_n \cdot \sigma_s$$

(2)

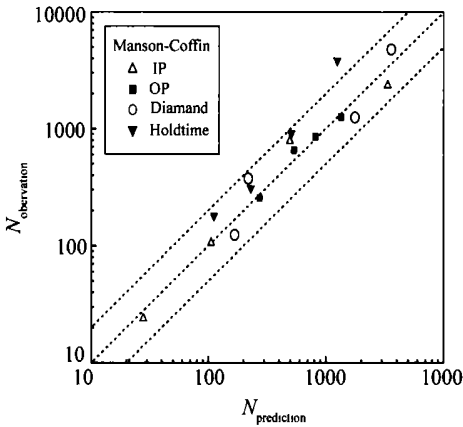


图 3 Manson-Coffin 方程寿命预测结果
Fig. 3 Results predicted by Manson-Coffin equation

滞后能与疲劳寿命之间遵循幂指数关系:

$$\Delta W_t \cdot N_f^\alpha = C$$

(3)

或写成:

$$\sigma \cdot N_f^\alpha \cdot \Delta \epsilon_n = C$$

或:

$$N_f = A (\sigma \cdot \Delta \epsilon_n)^\beta$$

(4)

式中: σ_i 为最大循环拉伸应力。

$$\sigma_i = \sigma_m + \Delta \sigma / 2$$

(5)

式中: $\Delta \epsilon_n$ 为非弹性应变范围, 纯疲劳时用 $\Delta \epsilon_p$ 代替; $\Delta \sigma$ 是与 $\Delta \epsilon_n$ 或 $\Delta \epsilon_p$ 对应的应力范围; σ_m 为平均应力。

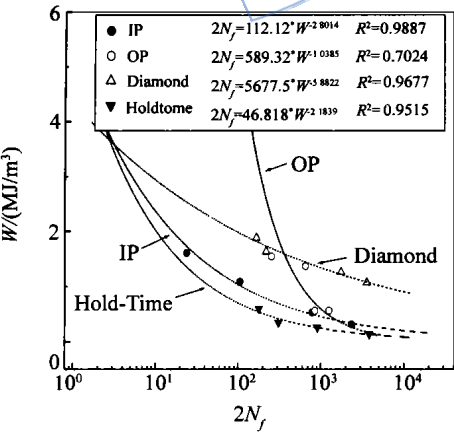


图 4 DZ125 合金的 $W-2N_f$ 关系曲线
Fig. 4 Ostergren parameter W versus $2N_f$ for DZ125

用拉伸迟滞能寿命预测模型对 DZ125 合金热/机械疲劳试验结果进行处理, 得到 $W-2N_f$ 关系曲线, 如图 4 所示。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 5 所示。

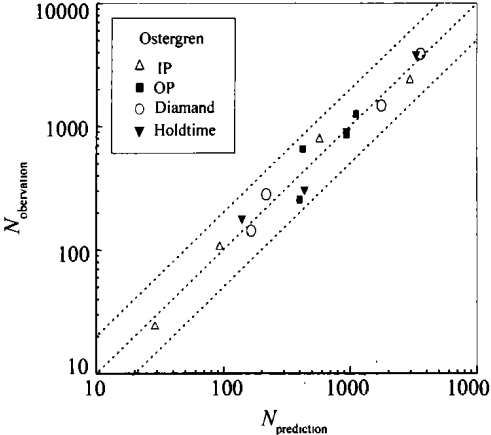


图 5 拉伸迟滞能模型寿命预测结果
Fig. 5 Results predicted by Ostergren Model

2.3 微裂纹扩展模型^[7]

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:

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

(6)

$$\left. \frac{da}{dN} \right|_{\text{fatigue}} = C_f \Delta J^{m_f}$$

(7)

$$\left. \frac{da}{dN} \right|_{\text{creep}} = C_c \hat{c}^{mc}$$

(8)

$$\left. \frac{da}{dN} \right|_{\text{ox}} = C_o \Delta J^{m_o} \Delta t^\psi$$

(9)

这里: a 是裂纹长度, N 是循环数。

方程(7)~(9)意味着消除了各种损伤之间的交互作用。然而各自独立的微裂纹扩展项之间可能产生耦合。对于疲劳裂纹扩展来说, 疲劳损伤和蠕变损伤之间的耦合是主要的。氧化加快了疲劳裂纹扩展^[5]和疲劳—蠕变交互作用下裂纹扩展^[8]。方程(6)中可能存在各项之间的相互耦合, 但这种耦合是很难定量的。

Dowling^[9]把 Shih 和 Hutchinson^[10]对于含裂纹的无限大盘的 J -积分形式推广到平面应力情况, 对于光滑试样 ΔJ 的表达式为:

$$\Delta J = \Delta J_e + \Delta J_p = 2\pi Y^2 \left[\frac{\Delta \sigma \Delta \epsilon_e}{2} + \frac{f(1/n)}{2\pi} \Delta \sigma \Delta \epsilon_p \right] a$$

(10)

这里: Y 是几何修正因子, n' 是循环硬化指数, $\Delta \sigma$ 应力范围, $\Delta \epsilon_e$ 和 $\Delta \epsilon_p$ 是弹性和塑性应变范围, 函数 $f(1/n)$ 由下式给出:

$$f \frac{1}{n} = 3.85 \frac{1}{n} (1 - n) + \pi n' \quad (11)$$

可以将 C_f 和 $2\pi n^2$ 合在一起组成参数 C_f' , 这样方程(7)可写成:

$$\frac{da}{dN} = C_f' (\alpha a)^{m_f} \quad (12)$$

定义 α 为:

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_f \quad (13)$$

对于纯疲劳, 方程(12)变为微裂纹扩展方程, 并且对其从起始尺寸到终止尺寸进行积分可以得到试样的寿命。注意: 方程(13)的两项和循环弹性、塑性功非常相似。积分方程(12)可以得到:

$$\frac{Z_f}{C_f'} = \alpha^{m_f} N_f \quad (14)$$

$$Z_f = \frac{a_f^{(1-m_f)} - a_0^{(1-m_f)}}{1 - m_f}$$

$$\text{if } m_f \neq 1 \quad (15)$$

$$Z_f = \ln(a_f) - \ln(a_0) \quad \text{if } m_f = 1$$

这里: a_0 和 a_f 是起始裂纹长度和终了裂纹长度。从方程(15)可知: 如果对材料的整个寿命进行积分, 那么起始裂纹长度和终了裂纹长度的选择不相关的。可以假设: 不同循环载荷状况下的 a_0 和 a_f 都是相同的。那么改变 a_0 和 a_f 的值将会引起 Z_f 值的变化。

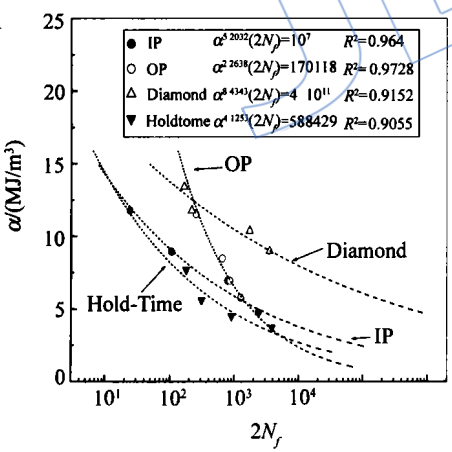


图 6 DZ125 合金的 $\alpha-2N_f$ 关系曲线

Fig. 6 Microcrack propagation parameter α versus $2N_f$

本研究中, 在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时, 由于蠕变损伤和氧化损伤很难定量计算, 故采用不含蠕变项和氧化项的微裂纹扩展模型。用简化的微裂纹扩展模型对 DZ125 合金热/机械疲劳试验结果进行处理, 得到 $\alpha-2N_f$ 关系曲线, 如图 6 所示。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 7 所示。

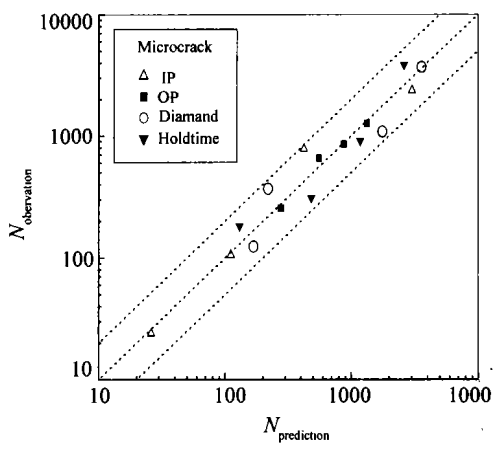


图 7 微裂纹扩展模型寿命预测结果

Fig. 7 Results predicted by microcrack Model for DZ125

3 寿命预测能力的评估

工程上常用一种寿命预测模型对试验数据的相关能力来评定该预测模型的预测能力。试验数据的相关能力可用分散带(表明预测寿命和观测寿命的偏离程度)和标准差(表明数据点偏离平均值的程度)两个统计量来表示。分散带通常定义为预测寿命与观测寿命的比值或观测寿命与预测寿命的比值之中的最大值。即:

$$\text{分散带} = \text{Max} \left[\frac{N_{ob}}{N_{pre}}, \frac{N_{pre}}{N_{ob}} \right] \quad (16)$$

标准差则定义为:

标准差 =

$$\left[\frac{1}{n-1} \cdot \sum_{i=1}^n (\lg N_{pre} - \lg N_{ob})^2 \right]^{1/2} \quad (17)$$

其中: N_{pre} 为预测寿命, N_{ob} 为观测寿命, n 为数据点总数。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/机械疲劳寿命预测能力的评定结果如表 1 所示。

从表 1 可以看出, 大部分的数据点均落在 2 倍的分散带内。这说明: 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。但通过分散带和标准差的综合比较发现: 对于同相位、-135 相位和同相位带保持时间的热/机械疲劳, 拉伸迟滞能(Ostergren)寿命预测模型的预测结果比微裂纹扩展模型和 Manson-Coffin 方程的预测结果好, 如图 8~图 10 所示, 这

表 1 寿命预测能力评估结果
Table 1 Evaluation of life prediction

预测方法	载荷形式	统计量	
		分散带	标准差
拉伸迟滞能模型 (Ostergren)	同相位	1.362847	0.111748
	反相位	1.580392	0.162486
	带保持时间	1.419355	0.113765
	菱形相位	1.287671	0.089178
Manson-Coffin 方程	同相位	1.589069	0.150401
	反相位	1.222015	0.057411
	带保持时间	3.072	0.346863
	菱形相位	1.716895	0.192303
微裂纹扩展模型	同相位	1.864608	0.1696
	反相位	1.18018	0.048776
	带保持时间	1.56129	0.180802
	菱形相位	1.684932	0.19446

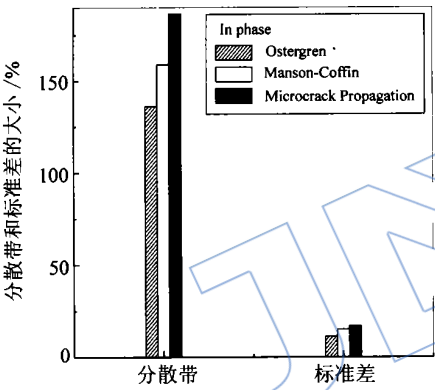


图 8 同相位载荷下疲劳寿命预测模型评估
Fig. 8 Evaluation of life prediction model for IP TMF

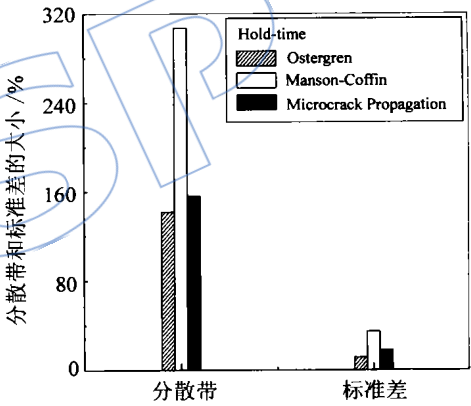


图 10 带保持时间载荷下疲劳寿命预测模型评估
Fig. 10 Evaluation of life prediction model for IP TMF with hold-time

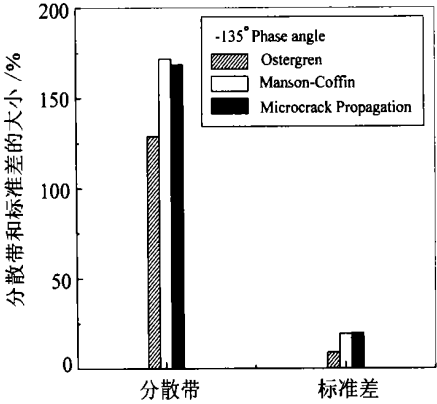


图 9 - 135 相位载荷下疲劳寿命预测模型评估
Fig. 9 Evaluation of life prediction model for - 135 °Phase angle TMF

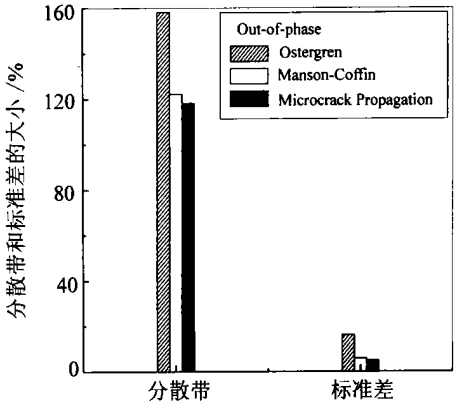


图 11 反相位载荷下疲劳寿命预测模型评估
Fig. 11 Evaluation of life prediction model for OP TMF

主要是由于拉伸迟滞能(Ostergren)寿命预测模型既考虑了平均应力和应力范围、塑性应变两个参量,能综合的描述材料的宏观力学现象;而对于反相位热/机械疲劳,微裂纹扩展模型的预测结果比拉伸迟滞能(Ostergren)寿命预测模型和 Manson-Coffin 方程的预测结果好,如图 11 所示,微裂纹扩展模型考虑了弹性应变幅值对小裂纹扩展的贡献。

4 结 论

采用 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/机械疲劳寿命进行预测,得到如下结论:

(1) Manson-Coffin 方程、微裂纹扩展模型和拉伸迟滞能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。

(2) 对于同相位、-135 相位和同相位带保持时间的热/机械疲劳,拉伸迟滞能(Ostergren)寿命预测模型的预测结果比微裂纹扩展模型和 Manson-Coffin 方程的预测结果好,这主要是由于拉伸迟滞能(Ostergren)寿命预测模型既考虑了平均应力和应力范围、塑性应变两个参量,能综合的描述材料的宏观力学现象。

(3) 对于反相位热/机械疲劳,微裂纹扩展模型的预测结果比拉伸迟滞能(Ostergren)寿命预测模型和 Manson-Coffin 方程的预测结果好,微裂纹扩展模型考虑了弹性应变幅值对小裂纹扩展的贡献。

参考文献:

[1] Boismier D A, Sehitoglu H. Thermomechanical Fatigue of

Mar-247: Part 2- Life Prediction[J]. ASME Journal of Engineering and Materials Technology, 1990, 112: 80-89.

[2] Beck T, Pitz G. Thermal-Mechanical and Isothermal Fatigue of IN792CC[J]. Materials Science and Engineering A 1997, Vol.234-236: 719-722.

[3] 张国栋,刘绍伦.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[J].航空动力学报,2003,18(3): 383-387.

[4] 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.

[5] Reuchet J, remy L. Fatigue Oxidation Interaction in a Superalloy Application to life Prediction in high temperature low cycle Fatigue[J]. Metallurgical Transactions A, 1983, 14A: 141-149.

[6] Ostergren W J. ASTM Standardization News[Z]. 1976, 4: 327.

[7] Miller M P, McDowell D L, Ochmke R L f, et al. A Life Prediction Model for thermomechanical Fatigue Based on Micro-crack Propagation[A]. Thermomechanical Fatigue Behavior of Materials[C]. ASTM STP 1186, Sehitoglu H, Ed, American Society for Testing and Materials, Philadelphia 1993, 35-49.

[8] Saxena A, Gieske B. Transients in Elevated Temperature Crack Growth[A]. In Proceedings of MECAMET- International Seminar on high Temperature Fracture Mechanisms and Mechanics[C]. Vol. III, Dourdan, France, 1987, 97-121.

[9] Dowling N E. Crack Growth During Low-Cycle Fatigue of Smooth Axial Specimens[A]. Cyclic Stress-Strain and Plastic Deformation Aspects of Fatigue Crack Growth[C]. ASTM STP 637, Philadelphia, 1977, 97-121.

[10] Shih C F, Hutchinson J W. Fully Plastic Solutions and Large Scale Yielding Estimates for Plane Stress Crack Problem[J]. J of Engineering and Materials Technology, 1976, 98: 289-295.