

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0538-07

一种镍基单晶合金多轴低周 疲劳损伤参量

智平¹, 陈吉平¹, 尹泽勇², 杨治国², 陈晓鸣²
(1. 湖南工业大学 机械工程学院, 湖南 株洲 412008;
2. 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要: 用损伤应变能释放率作为热力学广义力描述正交各向异性材料的疲劳损伤过程, 定义了含有3个弹性常数的镍基单晶应力三轴性因子, 它不仅反映多轴载荷下的复杂应力状态, 还显示正交各向异性材料偏轴受载时存在的正应力与剪应力的耦合效应, 是对各向同性材料应力三轴性因子的拓展。用镍基单晶应力三轴性因子修正 Mises 应变范围作为疲劳损伤参量, 引入损伤驱动力循环特征参数反映循环载荷的交变特性, 提出了单晶合金低周疲劳损伤模型。利用 DD3 和 CM SX-2 单晶合金低周疲劳试验数据, 采用多元线性回归分析方法拟合疲劳损伤模型参数, 试验所得数据都落在2倍和2.5倍偏差分布带内。

关键词: 航空、航天推进系统; 单晶合金; 多轴低周疲劳; 损伤参量; 复杂应力状态; 三轴性因子
中图分类号: V 231. 91; O 344. 2 文献标识码: A

A multiaxial Low Cycle Fatigue Damage Parameter for Single Crystal Nickel-Based Superalloys

DING Zhi-ping¹, CHEN Ji-ping¹, YIN Ze-yong²,
YANG Zhi-guo², CHEN Xiao-ming²

(1. School of Mechanical Engineering,
Hunan University of Technology, Zhuzhou 412008, China;
2. China Aviation Power Plant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Strain energy release ratio, being known as thermodynamics generalized force, was applied to describe fatigue damage course of orthotropy materials. From the definition of strain energy release ratio, a triaxiality factor for single crystal superalloy that contains three elastic constants was defined. Not only may the triaxiality factor show the multiaxial complex stress states as well as the coupling effect of the tensile and torsional stress in orthotropy material while the applied loading deflects from the principal axes directions of material coordinate system. It is a prolongation for triaxiality factor of isotropy material. By using the triaxiality factor to modify strain range as a failure parameter and introducing a cyclic characteristic parameter for damage force to take account of alternately changed characteristic of cyclic loading, a low cycle fatigue damage model for single crystal

收稿日期: 2005- 06- 04; 修订日期: 2005- 10- 23
基金项目: 湖南省自然科学基金资助(02JJY 5014); 湖南省教育厅科研项目资助(05A047)
作者简介: 丁智平(1956-), 男, 湖南桃江人, 湖南工业大学机械工程学院研究员, 博士., 主要从事机械结构强度、机械优化设计的研究.

superalloy was proposed. The low cycle fatigue test data correlation to DD3 and CMSX-2 single crystal superalloy with the parameter by using multivariate linear regression analysis is good and the all test data fall into the factor of 2.0 and 2.5 scatter band respectively.

Key words: aerospace propulsion system; single crystal superalloy; multiaxis low cyclic fatigue; damage parameter; complex stress states; triaxiality factor

镍基单晶高温合金因其优越的高温强度性能, 现已被广泛用作先进涡轮航空发动机的叶片材料。作为发动机的热端部件, 同时也会因承受发动机启动、停机产生的交变载荷及温度变化而引起的低周疲劳(LCF)破坏。特别是涡轮叶片根部的受力处于复杂应力状态, 从而产生多轴低周疲劳损伤。单晶涡轮叶片工作时主要承受非对称循环载荷, 针对涡轮叶片的实际工作状态, 进行在工作温度下叶片材料的低周疲劳试验, 研究探讨相应的寿命分析方法很有必要。

单晶合金叶片高温低周疲劳损伤研究概括起来可以分为两类^[1~8]: 第一类是对各向同性材料的宏观唯象疲劳寿命模型进行扩展, 构造一个取向函数来考虑材料的各向异性和非线性影响; 第二类是基于材料细观塑性理论, 研究材料特定滑移系的塑性滑移规律而建立的晶体滑移疲劳寿命模型。近年来损伤力学发展较快, 已成功用于蠕变和疲劳损伤过程的分析与计算。损伤力学采用唯象学的方法, 引入表征损伤的内部状态变量, 将损伤纳入热力学框架, 重点研究宏观裂纹萌生以前微观分布的损伤对材料宏观整体平均力学性能的影响。

作者从含内变量的不可逆热力学理论出发, 用应变能释放率作为损伤参量描述疲劳损伤过程, 提出一个多轴低周疲劳寿命损伤因子, 并建立相应的寿命预测模型, 利用 DD3 单晶合金轴对称缺口试样和 CMSX-2 单晶合金薄壁圆筒拉扭试样低周疲劳试验数据, 采用多元线性回归分析方法拟合疲劳损伤模型参数, 试验所得数据都落在 2 倍和 2.5 倍偏差分布带内。

1 镍基单晶多轴低周疲劳损伤参量

1.1 应力三轴性因子

为简单起见, 模型建立在等温条件下(温度的影响由随温度变化而不同的材料参数考虑)。受损材料的余弹性应变能密度为:

$$W^e(\boldsymbol{S}, \boldsymbol{\sigma}) = \frac{1}{2} \boldsymbol{\sigma} : \boldsymbol{S}(\boldsymbol{D}) : \boldsymbol{\sigma} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{S}(\boldsymbol{D})$ 为材料的有效柔度张量。

$$\boldsymbol{\sigma} = [\sigma_{11} \quad \sigma_{22} \quad \sigma_{33} \quad \sigma_{23} \quad \sigma_{31} \quad \sigma_{12}]^T$$

利用应变等价性假设, 由热力学正交关系可得损伤应变能释放率为^[9]:

$$Y = \frac{\partial W^e(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{D})}{\partial \boldsymbol{D}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\sigma} : \frac{\partial \boldsymbol{S}(\boldsymbol{D})}{\partial \boldsymbol{D}} : \boldsymbol{\sigma} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\sigma} : \boldsymbol{S} : \frac{\partial \boldsymbol{M}}{\partial \boldsymbol{D}} : \boldsymbol{\sigma} \tag{2}$$

式中, $\boldsymbol{M}$ 为损伤影响张量, $\boldsymbol{S}$ 为柔度张量。对镍基单晶合金, 柔度张量可用矩阵形式表示:

$$\boldsymbol{S} = \begin{bmatrix} 1/E & -\mu/E & -\mu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\mu/E & 1/E & -\mu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\mu/E & -\mu/E & 1/E & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G \end{bmatrix}$$

假设损伤为各向同性, 则有:

$$\boldsymbol{M}(\boldsymbol{D}) = \frac{1}{1 - \boldsymbol{D}} \boldsymbol{I}, \quad \frac{\partial \boldsymbol{M}}{\partial \boldsymbol{D}} = \frac{1}{(1 - \boldsymbol{D})^2} \boldsymbol{I}$$

将(2)展开得:

$$Y = \frac{1}{4E(1 - \boldsymbol{D})^2} \cdot \left[2(\sigma_{11}^2 + \sigma_{22}^2 + \sigma_{33}^2) - 4\mu(\sigma_{11}\sigma_{22} + \sigma_{33}\sigma_{11} + \sigma_{22}\sigma_{33}) + \frac{2E}{G}(\sigma_{23}^2 + \sigma_{31}^2 + \sigma_{12}^2) \right] \tag{3}$$

式中, Y 又称为损伤驱动力, 是一种热力学广义力, 损伤变量 D 是与此对应的热力学广义位移。 E 为弹性模量, G 为剪切模量, μ 为泊松比。 将公式(3)变形, 可得:

$$Y = \frac{\sigma_{eq}^2}{2E(1 - D)^2} \cdot \left\{ \frac{2(1 + \mu)}{3} + 3(1 - 2\mu) \frac{\sigma_m^2}{\sigma_{eq}^2} + \left[\frac{E}{G} - 2(1 + \mu) \right] \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{31}^2 + \sigma_{12}^2}{\sigma_{eq}^2} \right\} \tag{4}$$

式中, σ_{eq} 为 Von Mises 等效应力。 本文定义:

$$T_{sc} = \frac{2}{3} (1 + \mu) + 3(1 - 2\mu) \frac{\sigma_m^2}{\sigma_{eq}^2} + \left[\frac{E}{G} - 2(1 + \mu) \right] \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{31}^2 + \sigma_{12}^2}{\sigma_{eq}^2} \tag{5}$$

为镍基单晶应力三轴性因子, 它含有 3 个相互独立的弹性常数。 从公式(5)可知, 沿材料主轴方向的单轴拉伸, $T_{sc} = 1$, 而沿偏离材料主轴方向的单轴拉伸, 由于剪应力不为零, 故 $T_{sc} \neq 1$ 。 T_{sc} 不仅反映多轴复杂应力状态, 还显示正交各向异性材料偏轴受载时正应力与剪应力之间的耦合效应。 若考虑关系式:

$$G = \frac{E}{2(\mu + 1)} \tag{6}$$

则公式(5)退化为各向同性材料的应力三轴性因子^[10]:

$$T_r = \frac{2}{3} (1 + \mu) + 3(1 - 2\mu) \frac{\sigma_m^2}{\sigma_{eq}^2} \tag{7}$$

这表明公式(5)表示的镍基单晶应力三轴性因子是对各向同性材料的应力三轴性因子的拓展。

1.2 损伤驱动力循环特征参数

考察公式(3), 因为泊松比 $\mu < 0.5$, 所以公式(3)右边括弧内第 1 项和第 2 项有以下关系成立:

$$\begin{aligned} &2(\sigma_{11}^2 + \sigma_{22}^2 + \sigma_{33}^2) - \\ &4\mu(\sigma_{11}\sigma_{22} + \sigma_{33}\sigma_{11} + \sigma_{22}\sigma_{33}) > \\ &(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + \\ &(\sigma_{33} + \sigma_{11})^2 > 0 \end{aligned}$$

因此, 尽管循环应力可以为负, 而 Y 的变化范围总是非负的。 在一个加载循环内, Y 的变化情况有两种类型:

(1) 对应于一个循环周内 Y 只有一个峰值的状况(即循环应力比 $R \geq 0$);

(2) 对应于在一个循环周内 Y 有两个峰值的状况(即循环应力比 $R < 0$)。 为了反映疲劳载荷的交变性及材料损伤门槛特性, 定义损伤驱动力循环特征参数^[11]:

$$R_Y = \begin{cases} \frac{Y_{\min}}{Y_{\max}} & \text{对于情况(1)} \\ -\frac{Y_{\min}}{Y_{\max}} & \text{对于情况(2)} \end{cases} \tag{8}$$

其中: $Y_{\max}$ 对应于在一个循环周内 Y 的第一峰值, $Y_{\min}$ 对应于在一个循环周 Y 的第二峰值。 不难验证, 在单向拉伸时, R_Y 即等于有效应力比。

1.3 当量损伤驱动力

低周疲劳的特点是循环载荷的最大应力达到甚至超过材料的屈服极限, 用应变作为损伤参量更为恰当。 由 Ramberg-Osgood 应变硬化律, 得:

$$\frac{\Delta\sigma_{eq}}{1 - D} = k(\Delta P)^{1/m} \tag{9}$$

式中, m 为硬化指数, $\Delta\sigma_{eq}$ 为 Von Mises 等效应力范围, ΔP 为累积塑性应变范围, k 为材料常数。 将公式(9)代入公式(4), 得到材料屈服时的应变能释放率:

$$Y = \frac{T_{sc}}{2E} k^2 (\Delta P)^{2/m} \tag{10}$$

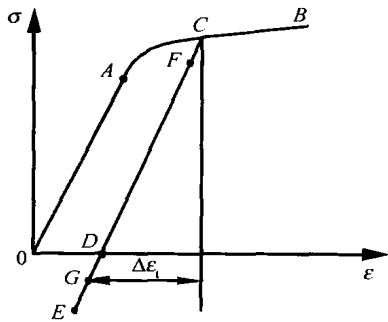


图1 非对称单向循环载荷下应力应变曲线
Fig.1 Stress-strain curve under asymmetrical uniaxial cyclic loading

对于航空发动机的涡轮叶片, 所受载荷为非对称循环载荷或是单向循环载荷。 材料在加载进入塑性后会产生硬化, 经过几次循环后将不再产生塑性应变幅, 也不会产生应力-应变迟滞回线, 其应力应变曲线如图1所示。 因此, 公式(10)中的应变参量应采用全应变代替 ϵ , 即:

$$Y = \frac{T_{sc}}{2E} k^2 (\Delta\epsilon)^{2/m} \tag{11}$$

综合公式(8)和(11), 我们定义:

$$Y_{ed} = (1 - R_Y)^q \frac{T_{sc} k^2 (\Delta \epsilon)^{2/m}}{2E} \quad (12)$$

为综合反映镍基单晶合金的各向异性、多轴应力及循环特性的当量损伤驱动力。 R_Y 为损伤驱动力循环特征参数, q 为材料常数。

2 疲劳损伤演化方程

根据连续介质损伤力学理论, 低周疲劳损伤演变规律可由恰当的耗散势函数描述。设损伤耗散势为:

$$F_d = \frac{c}{s+1} \left(\frac{Y_{ed}}{c} \right)^{s+1} \frac{\dot{\Delta \epsilon}}{(1-D)^\alpha} \quad (13)$$

式中, c, p 和 α 为材料常数。根据正交法则, 可导出损伤演变方程:

$$\dot{D} = \frac{\partial F_d}{\partial Y} = \left(\frac{Y_{ed}}{c} \right)^s \frac{\dot{\Delta \epsilon}}{(1-D)^\alpha} \quad (14)$$

将公式 (17) 代入上式, 得:

$$\dot{D} = \left[\frac{k^2 T_{sc} (1 - R_Y)^q (\Delta \epsilon)^{2/m}}{2Ec} \right]^s \frac{\dot{\Delta \epsilon}}{(1-D)^\alpha} \quad (15)$$

令:
$$A = \left(\frac{k^2}{2Ec} \right)^p, \quad r = \frac{2s}{m}, \quad \beta = qs$$

则:
$$D = A T_{sc}^s (1 - R_Y)^\beta (\Delta \epsilon)^r \frac{\Delta \epsilon}{(1-D)^\alpha} \quad (16)$$

在比例加载条件下, T_{sc} 为常数。忽略一周内损伤 D 的变化, 积分上式便得到疲劳损伤的演化

方程:
$$\frac{dD}{dN} = \frac{A}{r+1} \frac{(1 - R_Y)^\beta T_{sc}^s (\Delta \epsilon)^{r+1}}{(1-D)^\alpha} \quad (17)$$

利用初始条件 $N = 0, D = 0$ 和破坏条件 $N = N_f, D = 1$, 积分上式, 可导出疲劳寿命表达式:

$$N_f = \frac{r+1}{A(\alpha+1)} \frac{\Delta \epsilon^{(r+1)}}{T_{sc}^s (1 - R_Y)^\beta} \quad (18)$$

令:
$$C_0 = \frac{r+1}{A(\alpha+1)}, \quad C_1 = -(r+1)$$

则有:
$$N_f = C_0 \frac{\Delta \epsilon^{C_1}}{T_{sc}^s (1 - R_Y)^\beta} \quad (19)$$

3 低周疲劳试验

试验材料为 DD3 镍基单晶合金, 采用轴对称缺口试样, 形状和尺寸如图 2 所示。试验在 MTS-80 高温疲劳试验机上进行, 全部试验数据的记录均由计算机自动完成。试验采用应力控制, 试验温度为 680℃, 加载波形为三角波, 加载频率为 0.33 Hz。试验参数及疲劳试验结果见表 1。

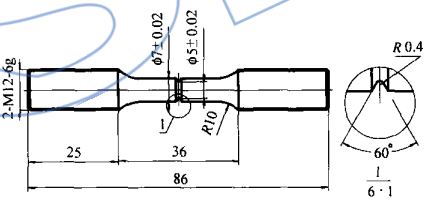


图2 低周疲劳缺口试样
Fig.2 Notched specimen for low cycle fatigue test

表1 缺口试件单向拉-拉(压)疲劳试验结果
Table 1 Results of uniaxial fatigue tests for notched specimens

试样号	取向	Max 应力 /MPa	Min 应力 /MPa	循环应力比R	应力范围 /MPa	循环次数
QF001-1	[001]	860	43	0.05	817	571
QF001-2	[001]	920	46	0.05	874	140
QF001-3	[001]	980	49	0.05	931	345
QF001-4	[001]	437	- 437	- 1	974	2 703
QF111-3	[111]	1 030	51.5	0.05	978.5	582
QF111-4	[111]	441.8	- 441.8	- 1	883.6	4 703
GF011-2	[011]	899	44.95	0.05	854.05	256
GF011-3	[011]	379.5	- 379.5	- 1	759	8 335
GF011-4	[011]	427	- 427	- 1	854	7 915

表2 DD3 单晶合金缺口试样危险点循环应力- 应变计算

Table 2 Calculation of cyclic stress-strain in danger element of notched specimens

试样号	σ_{e1} /MPa	σ_{e2} /MPa	ϵ_{e1} /%	ϵ_{e2} /%	$\Delta\sigma_e$ /MPa	$\Delta\epsilon_e$ /%
QF001-1	922.68	61.567	1.425 4	0.386 22	891.46	0.809 36
QF001-2	1 010.6	74.633	1.596 1	0.495 0	954.30	0.866 02
QF001-3	1 078.9	789.46	1.766 3	0.609 89	1 012.8	0.918 77
QF001-4	476.51	476.51	0.571 80	0.571 80	953.01	0.865 09
QF011-2	912.92	82.424	1.115 1	0.449 97	981.41	0.520 12
QF011-3	439.71	439.71	0.308 09	0.308 09	879.42	0.466 12
GF011-4	494.76	494.76	0.346 66	0.346 66	989.50	0.524 47
GF111-3	974.07	231.87	1.069 3	0.479 82	1.188 0	0.458 15
GF011-4	536.17	536.17	0.273 33	0.273 33	1 072.3	0.413 53

表中:

最大应力 = $\frac{\text{最大载荷}}{\text{试件的最小横截面积}}$

$R = \frac{\text{最小应力}}{\text{大应力}}$

本文使用 ANSYS 有限元软件模拟试验条件对试样进行循环载荷热弹塑性应力- 应变数值模拟, 计算出危险点的等效应力范围和等效应变范围见表2。

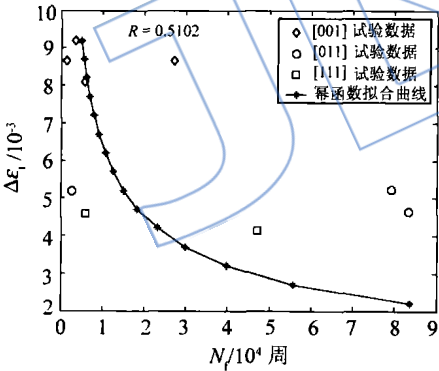


图3 DD3 单晶合金缺口试样循环寿命与等效应变范围的相关性

Fig.3 Data correlation of DD3 single crystal superalloy with equivalent strain range

表中:

- σ_{e1} —— 加载时的 Mises 等效应力;
- σ_{e2} —— 卸载时的 Mises 等效应力;
- $\Delta\sigma_e$ —— Mises 等效应力范围;
- ϵ_{e1} —— 加载时的 Mises 等效应变;
- ϵ_{e2} —— 卸载时的 Mises 等效应变;

$\Delta\epsilon_e$ —— Mises 等效应变范围。

4 损伤参量与疲劳寿命的相关性分析

图3是用 Mises 等效应变范围拟合试验数据得出的曲线, 从图中可以看出晶体取向对疲劳寿命的影响很大, [001] 取向寿命最高, [111] 取向寿命最低。图4是用修正等效应变范围拟合试验数据得出的曲线, 修正等效应变范围 $\Delta\epsilon_e$ 为 Mises 等效应变范围 $\Delta\epsilon_e$ 与镍基单晶应力三轴性因子 T_{sc} 的乘积, 可表示为:

$$\Delta\epsilon_e = \Delta\epsilon_e T_{sc}$$

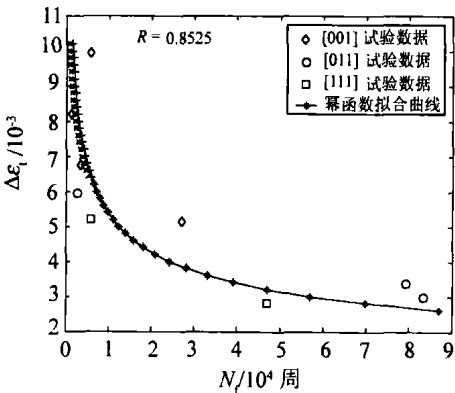


图4 DD3 单晶合金缺口试样循环寿命与修正等效应变范围的相关性

Fig.4 Data correlation of DD3 single crystal superalloy with modified equivalent strain range

由图4可见, 晶体取向对寿命的影响基本消除, 与图2相比, 相关系数大大增加。

文献[2]进行了应力控制对称循环拉-扭载荷下的CMSX-2 镍基单晶合金薄壁圆筒试样低周疲劳试验, 试验温度为900℃, 试样轴线为[001]取向。采用相同的方法拟合试验数据得出的疲劳寿命曲线见图5和图6。

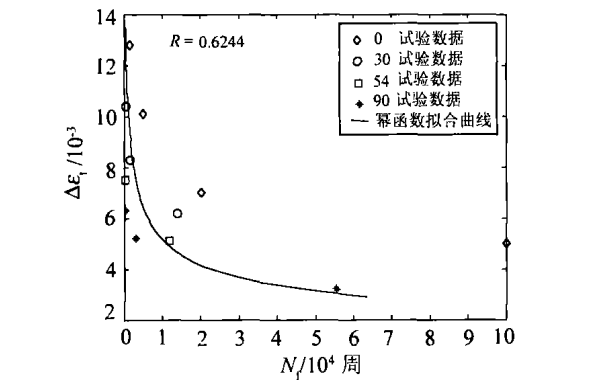


图5 CMSX-2 单晶合金薄壁圆筒试验循环寿命与等效应变范围的相关性

Fig. 5 Data correlation of CMSX-2 single crystal superalloy with equivalent strain range

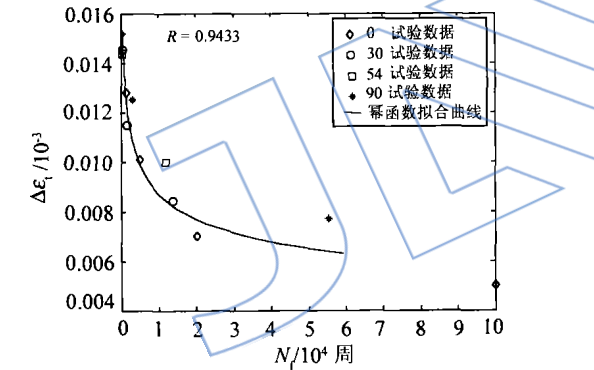


图6 CMSX-2 单晶合金薄壁圆筒试样循环寿命与修正等效应变范围的相关性

Fig. 6 Data correlation of CMSX-2 single crystal superalloy with modified equivalent strain range

从图5看出, 载荷类型对疲劳寿命的影响很大, 纯拉伸试样的疲劳寿命最高, 纯扭转试样的疲劳寿命最低, 拉扭试样的疲劳寿命介于两者之间, 用Mises 等效应变范围拟合疲劳曲线, 相关系数不大, 效果不好。而用镍基单晶应力三轴性因子修正Mises 等效应变范围作为疲劳损伤参量, 载荷类型对疲劳寿命的影响已基本消除, 相关系数大大增加。从以上试验结果的分析可知, 用镍基单晶应力三轴性因子修正应变范围作为疲劳损伤参

量, 能够较好地描述镍基单晶合金在复杂多轴应力状态下的低周疲劳特性。

5 试验验证

对公式(19)两边取对数得:

$$\log N_f = \log C_0 + C_1 \log (\Delta \epsilon) - s \log T_{sc} - \beta \log (1 - R_Y) \quad (20)$$

利用镍基单晶合金DD3 缺口试样和CMSX-2 薄壁圆筒拉扭试样低周疲劳试验数据, 用多元线性回归分析方法拟合模型材料常数得出回归方程如表3 如示。

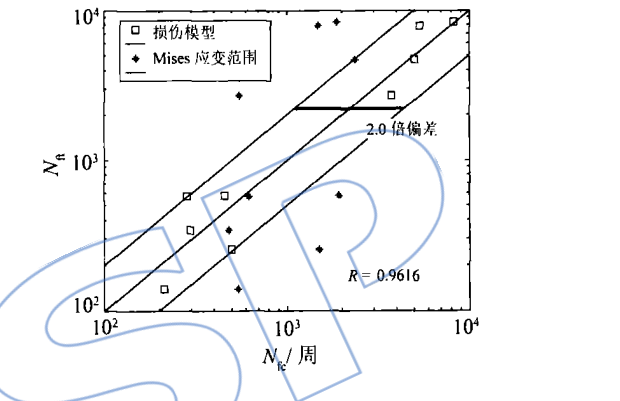


图7 DD3 单晶合金缺口试样低周疲劳试验寿命与模型预测寿命比较

Fig. 7 Comparison between experimental fatigue life and predicted fatigue life of DD3

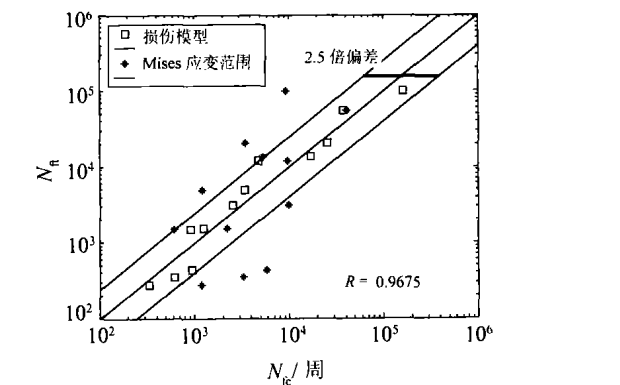


图8 CMSX-2 单晶合金薄壁圆筒拉试样低周疲劳试验寿命与模型预测寿命比较

Fig. 8 Comparison between experimental fatigue life and predicted fatigue life of CMSX-2

表3 中, $\Delta \epsilon$ 为危险点的等效应变范围。从表3 和图7、图8 中看出, 热力学损伤模型的预测寿

表3 低周疲劳寿命预测模型

Table 3 Model of low cycle fatigue life prediction

试样材料	模 型	模型低周疲劳寿命	R
DD3 单晶合金	损伤模型	$N_{fc}= 5.1313 \times 10^{-10} \Delta \epsilon^{3.6161} T_{sc}^{18.9466} (1-R_Y)^{3.7784}$	0.9619
	Mises 应变范围	$N_{fc}= 0.0425 \Delta \epsilon^{1.99221}$	0.5102
CMSX-2 单晶合金	损伤模型	$N_{fc}= 3.4753 \times 10^{-8} \Delta \epsilon^{5.50811} T_{sc}^{3.56766}$	0.9675
	Mises 应变范围	$N_{fc}= 0.0020 \Delta \epsilon^{2.90121}$	0.5884

命与试验寿命吻合的相当好,试验所得到的数据分别落在2.0 倍偏差和2.5 倍偏差的分布带内。

6 结 论

(1) 采用应变能释放率作为热力学广义力描述材料的疲劳损伤过程,引入循环特征参数考虑非对称载荷对疲劳损伤的影响,提出了镍基单晶合金多轴低周疲劳损伤模型。

(2) 从应变能释放率定义出发,定义了含有3 个独立弹性常数的镍基单晶应力三轴性因子,它不仅表现多轴受力的复杂应力状态,还反映正交各向异性材料偏轴受载时存在的正应力与剪应力的耦合效应,是各向同性材料应力三轴性因子的拓展。用它修正 Mises 应变范围作为疲劳损伤参量,可以显著消除晶体取向和多轴载荷对疲劳寿命的影响,提高多轴低周疲劳寿命的预测精度,是描述镍基单晶合金多轴低周疲劳较为理想的损伤参量。

(3) 用镍基单晶合金 DD3 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,所有试验数据分别落在2.0 倍偏差2.5 倍偏差的分布带内,与Mises 应变范围模型相比,预测精度大大提高。

参考文献:

[1] Li S X, Smith D J. High Temperature Fatigue-Creep Behaviour of Single Crystal SRR99 Nickel Base Superalloys: Part II – Fatigue-Creep Life Behaviour[J]. *Fatigue Fract. Engng Mater*, 1995, 18, (5): 631~643.

[2] Mitsuru Kanda, Masao Sakane, Masateru Ohnami. High Temperature Multiaxial Low Cycle Fatigue of CMSX-2 Ni-Base Single Crystal Superalloy[J]. *ASME Journal of Engineering Materials and Technology*, 1997, 119: 153~160.

[3] Swanson G R, Arakere N K. Effect of Crystal Orientation on Analysis of Single-Crystal Nickel-Based Turbine Blade

Superalloys [R]. *NTIS N20000037784/XAB*, 2000, 2, 78.

[4] 岳珠峰,吕震宙.复杂应力状态下镍基单晶合金低周疲劳寿命预测模型[J]. *稀有金属材料工程*, 2000, 29(1): 28~31.

Yue Zhufeng, Lu Zhenzhou. A Model of Multiaxial Low Cycle Fatigue Life Time of a Nickel-Based Single Crystal [J]. *Rare Metal Material and Engineering*, 2000, 29(1): 28~31.

[5] 岳珠峰,陶仙德,尹泽勇,杨治国.一种镍基单晶超合金高温低周疲劳的晶体取向相关性模型[J]. *应用数学和力学*, 2000, 21(4): 373~381.

Yue Zhufeng, Tao Xiande, Yin Zeyong, Yang Zhiguo. A Crystallographic Model for the Orientation Dependence of Low Cycle Fatigue Property of a Nickel-based Single Crystal Superalloy [J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2000, 21(4): 373~381.

[6] 岳珠峰,杨治国,尹泽勇,魏鹏义,成晓明.单晶涡轮叶片材料本构模型及应用研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2003, 16(1), 50~56.

Yue Zhufeng, Yang Zhiguo, Yin Zeyong, Wei Pengyi, Cheng Xiaoming. Constitutive Relationship of Nickel Base Single Crystal Superalloys and Applications [J]. *Experiment and Study of Gas Turbine*, 2003, 16(1), 50~56.

[7] Mac Lachlan D W, Knowles D M. Fatigue Behaviour and Lifing of Two Single Crystal Superalloys[J]. *Fatigue Fract Engng Mater Struct*, 2001, 124: 503~521.

[8] 王纪安,于永泗.循环频率对CMX-3 单晶合金高温疲劳行为的影响[J]. *宇航材料工艺*, 2001, 2: 56~58.

Wang Jian, Yu Yongsi, Zrnik J. Effect of Cyclic Frequency on High Temperature Fatigue Behaviour of CMSX-3 Nickel-Based Single Crystal Superalloy [J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2001, 2: 56~58.

[9] 李灏.损伤力学基础[M]. 济南: 山东科学技术出版社, 1992.

[10] Jean Lemaitre. A Continuous Damage Mechanics Model for Ductile Fracture[J]. *Journal of Engineering Materials and Technology*, 1985, 107: 83~89.

[11] 张行,赵军.金属构件应用疲劳损伤力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.