

载荷水平对 HCF 寿命分散性影响的有限元模拟

杨晓光^{1,2}, 苗国磊¹, 韩世伟¹, 石多奇^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 给出了基于晶体塑性理论的高循环疲劳(HCF)寿命分散性有限元模拟方法. 针对典型钛合金 TC4 的微结构特征, 采用 Voronoi 方法建立其晶粒模型, 建立钛合金晶体塑性本构方程, 计算模拟了应力水平对疲劳寿命分散性的影响, 给出表征疲劳寿命分散性的参数. 结果表明: 应力水平越低, 疲劳寿命越长, 疲劳寿命的分散性越大, 与实验规律一致.

关 键 词: 钛合金; 高周疲劳; 微结构; 寿命分散性; 晶体塑性理论

中图分类号: V250.3

文献标志码: A

Finite element simulation for effect of loading on HCF life scatter

YANG Xiao-guang^{1,2}, MIAO Guo-lei¹, HAN Shi-wei¹, SHI Duo-qi^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The finite element simulation method of high cycle fatigue (HCF) life scatter based on crystal plasticity theory was introduced. According to the features of microstructure of typical titanium alloy TC4, the grains model was established by Voronoi method. Combining the crystal plasticity constitutive equations of titanium alloy, the simulation of the effect of stress level on the fatigue life scatter was performed. The parameter of fatigue life dispersion was given. Results show that, the fatigue life is longer and the life is more dispersed as the loading decreases.

Key words: Titanium alloy; high cycle fatigue; microstructure; life scatter; crystal plasticity theory

航空发动机压气机叶片等部件受到高循环疲劳(HCF)损伤, 据统计, 在涡轮发动机中, 由高循环疲劳引发的事故约占总事故的 25%^[1]. 在高循环疲劳载荷条件下, 材料的 HCF 寿命通常呈现出较大的分散性. 材料微结构(晶粒的尺寸、取向、夹杂的尺寸及位置等)的不均匀性、载荷的随机性以及表面粗糙度等都是造成疲劳寿命分散性的原因^[2].

近年来, 很多研究者通过疲劳试验研究了材料的微结构对 HCF 寿命分散性的影响. 如研究的镍基高温合金有: Waspaloy^[3], Rene88DT^[4], 粉末高温合金 IN100^[5], Rene95^[6], 单晶 PWA 1484^[7]等; 钛合金有: Ti-10-2-3^[8], Ti-6246^[9], Ti-64^[10], γ -TiAl 合金^[11]等. 结果均表明: 疲劳寿命分散性随着载荷水平的降低而增大. 一直以来, 这一规律都是通过试验的方法获得定性的认识. 试

收稿日期: 2015-05-23

作者简介: 杨晓光(1962—), 男, 上海人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事高温结构及材料的疲劳与断裂、本构理论及疲劳寿命预测等方面的研究.

验的方法也耗时耗财. McDowell 等^[12]采用晶体塑性理论,发展了研究材料 HCF 寿命分散性的有限元计算方法.该方法建立材料的微结构与宏观疲劳寿命分散性之间的定量化关系.该有限元计算方法可用于材料微结构可裁剪性设计,即根据材料的力学性能来优化材料的微结构,从而加速新材料的研制.

本文采用晶体塑性理论,研究了钛合金 TC4 典型微结构对其 HCF 寿命分散性的影响,模拟了载荷水平对 HCF 寿命分散性大小的影响规律.

1 HCF 寿命分散性有限元模拟方法

在 HCF 载荷条件下,应力水平较低,在宏观上,材料受到均匀载荷的作用,而在微观上,晶粒之间的受力状态是非均匀的,如图 1 所示^[2].因此在 HCF 载荷下,疲劳破坏是微结构组合形成的最利于破坏的特征微结构产生局部应力集中导致的,这种局部特征微结构称之为“热点”(hot spot),这种特征微结构可能是最利于滑移的晶粒、晶粒的组合或是夹杂等^[13]. Szczepanski 等^[14]给出了 Ti-6246 合金中在不同应力水平下的几种典型的“热点”,如图 2 所示.

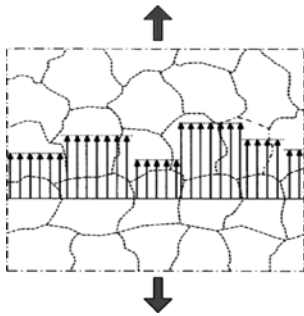


图 1 微结构中受力不均匀性

Fig. 1 Uniformity distribution of stress in microstructure

材料中,在给定晶粒的尺寸和取向之后,晶粒之间的组合是随机的,这种随机的组合,使得“热点”以一定的概率存在.“热点”的存在概率属于微结构各种组合的极值概率问题,即当一个子样(部分微结构的集合,如疲劳试验中一根试样可以看作一个子样)中存在这种“极端组合”的特征微结构时,疲劳破坏发生.“热点”的存在概率影响着 HCF 寿命的分散性.采用有限元方法模拟疲劳寿命的分散性,就是通过计算方法研究样本总体中(所有微结构的各种可能组合)“热点”的存在概率.

疲劳寿命分散性的有限元模拟是基于晶体塑

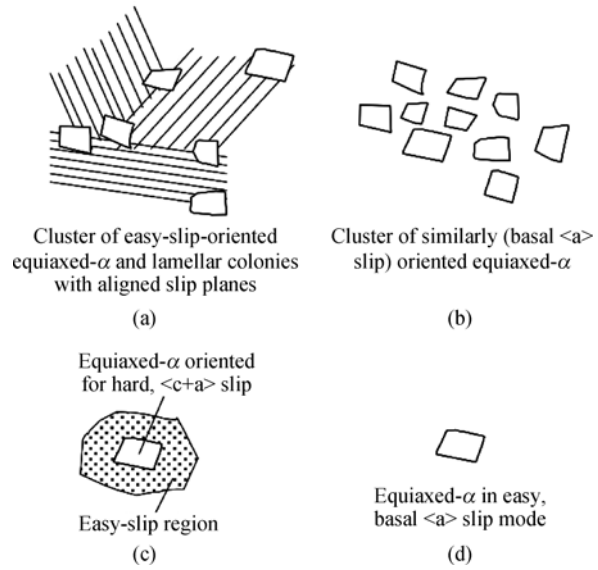


图 2 Ti-6246 中特征微结构^[14]

Fig. 2 Critical microstructure of Ti-6246^[14]

性理论框架的计算方法.晶体塑性理论可以有效地描述晶粒之间不均匀的变形场.

根据 Kroner 分解,变形体微元的总体变形梯度(global deformation gradient) F 满足

$$F = F^e \cdot F^p \quad (1)$$

塑性部分变形梯度 F^p (plastic deformation gradient) 可以按照滑移产生的顺序,分解为多个塑性部分变形梯度的乘积,而且始终不改变晶体的晶格取向,宏观尺度上滑移引起的变形很小,因此滑移顺序的影响忽略不计,因此

$$F^p = I + \sum_{\alpha} \gamma^{(\alpha)} S_0^{(\alpha)} \otimes m_0^{(\alpha)} \quad (2)$$

其中 $S_0^{(\alpha)}$ 和 $m_0^{(\alpha)}$ 为第 α 个滑移系在参考构形下的单位法向量和切向量.中间构形下的塑性速度梯度 $\bar{L}^p$ 可以表示为

$$\bar{L}^p = \sum_{\alpha} \dot{\gamma}^{(\alpha)} S_0^{(\alpha)} \otimes m_0^{(\alpha)} \quad (3)$$

TC4 合金是 $\alpha+\beta$ 型钛合金,其具有密排立方结构(HCP),本文采用的钛合金晶体塑性本构方程如下:

流动方程

$$\dot{\gamma}^{(\alpha)} = \dot{\gamma}_0 \left\langle \frac{|\tau^{(\alpha)} - \chi^{(\alpha)}| - \kappa^{(\alpha)}}{D^{(\alpha)}} \right\rangle^m \text{sgn}(\tau^{(\alpha)} - \chi^{(\alpha)})$$

背应力演化

$$\dot{\chi}^{(\alpha)} = c \cdot \dot{\gamma}^{(\alpha)} - d \cdot \chi^{(\alpha)} |\dot{\gamma}^{(\alpha)}|$$

临界应力

1) 主 α 相

基面和柱面滑移系

$$\kappa^{(\alpha)} = \kappa_{\text{Hall-Petch}}^{(\alpha)} + \kappa_s^{(\alpha)} \quad \dot{\kappa}_s^{(\alpha)} = -\mu \kappa_s^{(\alpha)} \|\dot{\gamma}\|$$

第 1 和第 2 锥面滑移系

$$\kappa^{(\alpha)} = \kappa_{\text{Hall-Petch}}^{(\alpha)}$$

2) β 相

软滑移系

$$\kappa^{(\alpha)} = \kappa_{\text{Hall-Petch}}^{(\alpha)} + \kappa_s^{(\alpha)} \quad \dot{\kappa}_s^{(\alpha)} = -\mu \kappa_s^{(\alpha)} \|\dot{\gamma}\|$$

硬滑移系

$$\kappa^{(\alpha)} = \kappa_{\text{Hall-Petch}}^{(\alpha)}$$

在进行有限元模拟时,要选择一个合适的参量来表征疲劳裂纹在微结构尺度上萌生的驱动力的大小. Shenoy 等^[15]采用了如式(4)所示的疲劳指示参数(FIP,量符号记为 P_{fs})表征裂纹萌生驱动力的大小. FIP 值越大,疲劳裂纹萌生寿命越短. 对于 HCF 来说,疲劳裂纹萌生寿命占整个寿命的 80%,因此 FIP 值越大,HCF 寿命越短.

$$P_{\text{fs}} = \frac{\langle \Delta \gamma_{\text{p,max}} \rangle_v}{2} \left(1 + k_{\text{fs}} \frac{\sigma_{\text{n,max}}}{\sigma_b} \right) \quad (4)$$

其中 $\langle \Delta \gamma_{\text{p,max}} \rangle$ 为一个循环中塑性应变增量 $\Delta \epsilon^p$

在晶粒内进行体积平均后的最大塑性剪应变变量, $\langle \cdot \rangle_v$ 表示该变量是一个局部体积平均的量, $\sigma_{\text{n,max}}$ 为该临界平面上的最大正应力, σ_b 为材料的宏观屈服应力, k_{fs} 为材料常数.

“热点”在样本总体中存在的概率问题就转变为研究依据子样中最大 FIP 值推断样本总体中最大 FIP 值问题,即获得 FIP 的极值概率问题. 每一个最大 FIP 值对应于一个疲劳寿命. 通过统计推断得到样本总体的最大 FIP 值的分布即可得到疲劳寿命的分布.

在进行有限元模拟时,通过建立 N 个统计性体积单元(SVE)(每一个 SVE 为一个子样)来获得“热点”存在的概率,即建立 N 个有限元模型,计算得到每一个模型中最大 FIP 值,采用极值概率分布,推断这 N 个最大 FIP 值,即可获得样本总体中 FIP 值得极值概率分布.

整个疲劳寿命分散性的有限元模拟流程如图 3 所示.

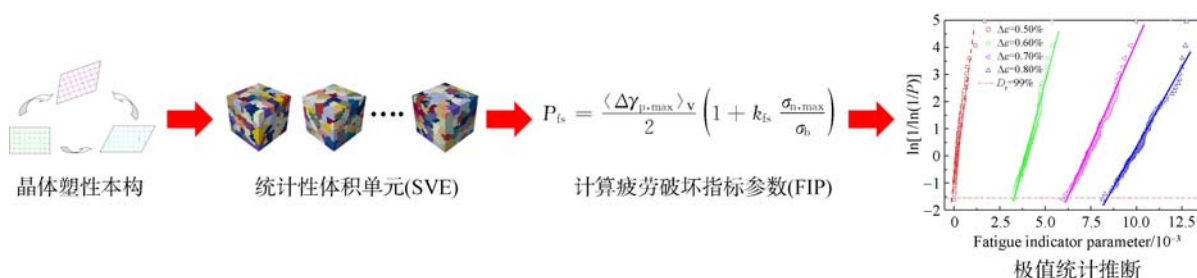


图 3 疲劳寿命分散性模拟流程

Fig. 3 Simulation process of the fatigue life scatter

2 TC4 合金 HCF 寿命分散性模拟

本节采用有限元方法模拟应力水平对 TC4 合金的 HCF 寿命分散性的影响. 以下分别介绍晶粒模型的建立和晶体塑性本构及相应参数.

2.1 有限元模型

TC4 是 $\alpha+\beta$ 型钛合金,不同的热处理工艺使得钛合金具有不同的微结构特征. 本文依据典型 TC4 合金微结构特征,采用 Voronoi 方法建立 TC4 合金的 SVE 有限元模型. 文献[13]指出统计性体积单元至少包含 125 个晶粒,本文所建立的几何模型共有 125 个晶体. 如图 4(a)所示为晶粒的几何模型,如图 4(b)为晶粒取向均为随机取向. 对几何模型采用映射分网方式,施加周期边界条件,得到相应的有限元模型,如图 5 所示.

2.2 晶体塑性本构参数

钛具有密排立方结构,其晶体塑性本构方程

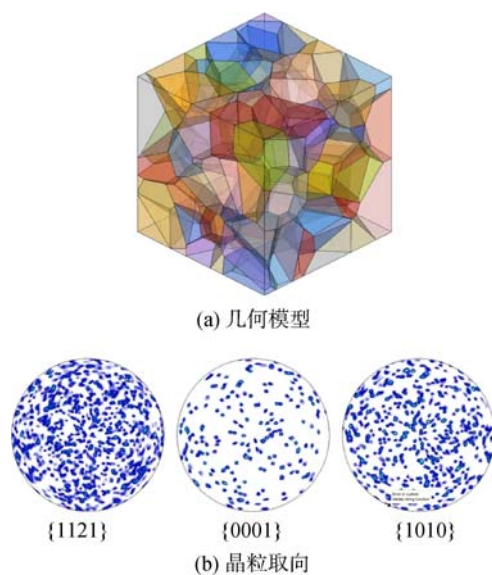


图 4 SVE 几何模型及晶粒取向

Fig. 4 Geometry model and the grain orientation of SVE



图 5 晶粒有限元模型

Fig. 5 Finite element model of grains

见前文所述,晶体塑性本构方程参数如表 1 所示,其中的部分参数含义参见文献[16].

表 1 钛合金晶体塑性本构参数^[16]

Table 1 Constitutive parameters of crystal plasticity of the titanium alloy^[16]

参数	数值	参数	数值
$D^{\text{basal}}/\text{MPa}$	95	$\kappa^{\text{pyr}(\alpha+\epsilon)}/\text{MPa}$	193
$D^{\text{prism}}/\text{MPa}$	95	$\kappa^{\alpha+\beta\text{basal}}/\text{MPa}$	163
$D^{\text{pyr}(\alpha)}/\text{MPa}$	200	$\kappa^{\alpha+\beta\text{prism}}/\text{MPa}$	981
$D^{\text{pyr}(\alpha+\epsilon)}/\text{MPa}$	200	$\kappa^{\alpha+\beta\text{pyr}}/\text{MPa}$	981
$D^{\alpha+\beta\text{basal}}/\text{MPa}$	95	$\kappa^{\alpha+\beta\text{soft}}/\text{MPa}$	193
$D^{\alpha+\beta\text{prism}}/\text{MPa}$	95	$\kappa^{\alpha+\beta\text{hard}}/\text{MPa}$	800
$D^{\alpha+\beta\text{pyr}}/\text{MPa}$	200	$\kappa^s(0)/\text{MPa}$	140
$D^{\alpha+\beta\text{bcc}}/\text{MPa}$	85	c	40 000
$\kappa^{\text{basal}}/\text{MPa}$	193	d	8 000
$\kappa^{\text{prism}}/\text{MPa}$	193	μ	40
$\kappa^{\text{pyr}(\omega)}/\text{MPa}$	193	$k_y/(\text{MPa}/\text{mm}^{1/2})$	17.3

3 结果分析

本节计算比较了载荷水平对 FIP 极值的影响.晶粒的平均尺寸 $d=15\ \mu\text{m}$,其晶粒的尺寸服从正态分布,如图 6 为一个 SVE 中晶粒尺寸分布.

分别在应变比 $R=-1$,最大应变幅值 $\Delta\epsilon$ 为 0.45%,0.50%,0.60%和 0.70%下各计算了 100 个 SVE,采用 Gumbel 分布的极值统计得到最大 FIP 值的推断,Gumbel 分布的累计失效概率分布函数如下:

$$P(x_n) = \exp\{-\exp[-a_n(x_n - u_n)]\} \quad (5)$$

其中 n 表示样本容量; u_n, a_n 分别为位置参数和尺度参数.

对式(5)进行函数变换,得到其线性方程形式如下:

$$\ln\{1/\ln[1/P(x_n)]\} = a_n x_n - a_n \cdot u_n \quad (6)$$

利用式(6)对各个应变水平下每组 100 个最大 FIP 值进行拟合,如图 7 所示.图中虚线为对应的是累积失效概率 P 为 1%,即可靠度 D_r 为 99%的 FIP 值,对应着可靠度为 99%的疲劳寿命.从图 7 中可以看出:随应变水平的增大,最大 FIP 值增大,疲劳寿命减小.各拟合参数如表 2 所示,表中 r 表示匹配系数,其中 $(a_n)^{-1}/u_n$ 反应了极值分布的分散性的大小.从表 3 中可以看出:随应力水平的增大, $(a_n)^{-1}/u_n$ 的值逐渐减小,而寿命的分散性也逐渐减小,因此 $(a_n)^{-1}/u_n$ 可以表征寿命分散性的大小.

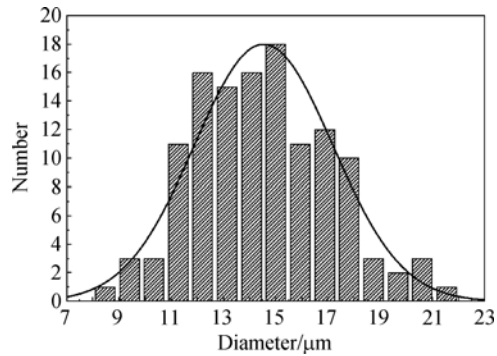


图 6 晶粒尺寸分布

Fig. 6 Distribution of grain size

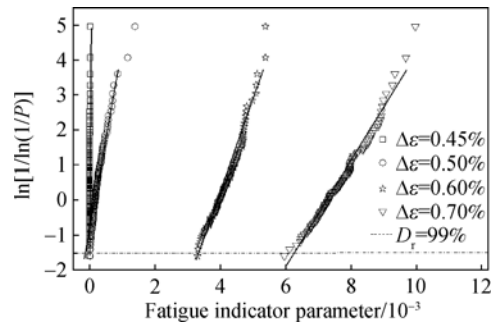


图 7 不同应变幅值下最大 FIP 值的概率分布

Fig. 7 Probability distribution of maximum FIP for different strain amplitudes

表 2 Gumbel 分布拟合参数

Table 2 Fitting parameter of Gumbel distribution

$\Delta\epsilon/\%$	a_n	$u_n/10^{-3}$	$(a_n)^{-1}/u_n$	r^2
0.45	4784.6	0.16	1.3025	0.7934
0.50	2589.3	3.9	0.0976	0.9064
0.60	1528.8	7.3	0.0896	0.9675
0.70	1202.1	9.7	0.0852	0.9808

4 结 论

本文给出了疲劳寿命分散性的有限元模拟方法,针对典型钛合金 TC4 的微结构特征,采用 Voronoi 方法建立其晶粒模型,结合晶体塑性本构理论,采用有限元方法模拟了应力水平对疲劳寿命分散性的影响.结果表明应力水平越低,疲劳寿命越长,疲劳寿命的分散性越大.

本文并没有考虑织构对钛合金疲劳性能的影响,也未考虑晶界、材料缺陷、温度条件、表面残余应力及表面粗糙度等因素对材料的疲劳寿命的影响.这些因素对航空用镍基高温合金更为重要,将在之后的工作作进一步研究.

采用有限元方法研究疲劳寿命分散性问题,可以节省时间和经济成本.同时,这种方法也可以用于优化材料的微结构,从而获得满足高循环疲劳性能要求的微结构,从而加速新材料的研制.

参考文献:

- [1] 李其汉,王延荣,王建军.航空发动机叶片高循环疲劳失效研究[J].航空发动机,2003,29(4):16-18.
LI Qihan, WANG Yanrong, WANG Jianjun. Investigation of high cycle fatigue failures for the aero engine blades[J]. Aeroengine, 2003, 29(4): 16-18. (in Chinese)
- [2] Schijve J. Fatigue of structures and materials[M]. Dordrecht: Kluwer Academic, 2009.
- [3] Brogdon M L, Rosenberger A H. Evaluation of the influence of grain structure on the fatigue variability of waspaloy[R]. Champion, PA: The 11th International Symposium on Superalloys, 2008.
- [4] Cashman G T. A review of competing modes fatigue behavior[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(3): 492-496.
- [5] Jha S K, Caton M J, Larsen J M. The mean VS life-limiting fatigue response of a Ni-base superalloy: Part I mechanisms[R]. Air Force Research Lab, AFRL-RX-WP-TM-2010-4084, 2008.
- [6] Cashman G T. A model for competing failures modes in elevated temperature strain cycle fatigue[D]. Dayton: University of Dayton, 2000.
- [7] Morrissey R J, John R, Porter W J. Fatigue variability of a single crystal superalloy at elevated temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(11): 1758-1763.
- [8] Jha S K, Chandran R K S. An unusual fatigue phenomenon: duality of the S-N fatigue curve in the β -titanium alloy Ti-10V-2Fe-3Al[J]. Scripta Materialia, 2003, 48(8): 1207-1212.
- [9] Jha S K, Larsen J M, Rosenberger A H. Towards a physics-based description of fatigue variability behavior in probabilistic life prediction[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2009, 76(5): 681-694.
- [10] Golden P J, John R, Porter W J. Variability in room temperature fatigue life of $\alpha + \beta$ processed Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(11): 1764-1770.
- [11] Jha S K, Larsen J M, Rosenberger A H. The role of competing mechanisms in the fatigue life variability of a nearly fully-lamellar γ -TiAl based alloy [J]. Acta Materialia, 2005, 53(5): 1293-1304.
- [12] McDowell D L, Dunne F. Microstructure-sensitive computational modeling of fatigue crack formation[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(9): 1521-1542.
- [13] Przybyla C P. Microstructure-sensitive extreme value probabilities of fatigue in advanced engineering alloys[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2010.
- [14] Szczepanski C J, Przybyla C P, Larsen J M. The hierarchy of fatigue mechanisms in the long lifetimeregime[R]. Air Force Research Lab, AFRL-RX-WP-TP-2011-4373, 2011.
- [15] Shenoy M M. Constitutive modeling and life prediction in Ni-base superalloys [D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2006.
- [16] Zhang M. Crystal plasticity modeling of Ti-6Al-4V and its application in cyclic and fretting fatigue analysis[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2008.

(编辑:王碧琚)