

文章编号: 1000-8055(2010)08-1871-05

一种镍基单晶和定向结晶合金的疲劳寿命模型

石多奇¹, 杨晓光¹, 于慧臣²

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空工业集团公司 北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 针对镍基单晶和定向结晶合金的高温低循环疲劳/蠕变寿命预测问题, 用品向函数修正总应变范围以考虑疲劳寿命的各向异性, 并综合考虑了最大应力、平均应力、应力范围以及峰值保持等载荷因素对寿命的贡献, 在循环损伤累积思想的基础上发展了一种低循环疲劳/蠕变寿命预测方法. 利用定向结晶合金 DZ125、单晶合金 DD3 和 DD6 在不同温度、不同取样方向和不同保载形式作用下的试验结果, 对方法进行了验证, 预测与试验寿命相比基本落在 2 倍分散带内, 表明该方法能更好地适应叶片材料各向异性与低循环疲劳/蠕变载荷的情况.

关 键 词: 涡轮叶片; 高温合金; 寿命预测; 疲劳; 循环损伤

中图分类号: V232.4; O346.2

文献标识码: A

Fatigue life prediction model for nickel-based single crystal and directionally solidified superalloy

SHI Duo-qi¹, YANG Xiao-guang¹, YU Hui-chen²

- (1. School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Beijing Institute of Aeronautics Material,
Aviation industry Corporation of China, Beijing 100095, China)

Abstract: A lifing model was developed to predict the high temperature, low-cycle fatigue-creep (HTLCF-C) life behavior of nickel-based single crystal (SC) and directionally solidified (DS) superalloy. By modifying total strain range with a crystal orientation-dependent function, the mean and maximum stress and its range during a fatigue cycle, as well as dwell time at peak stress or strain level were incorporated into the lifing model using the idea of cyclic damage accumulation (CDA). The model was validated by correlating the fatigue data of DZ125, DD3 and DD6 superalloy under different temperatures, crystal orientations and holding times. Good agreements between predicted and experimental lives were yielded in these two factors for both DS and SC superalloy. The results show that the approach has better adaptability to model the anisotropic and HTLCF-C life behavior of turbine blade materials.

Key words: turbine blade; superalloy; life prediction; fatigue; cyclic damage

镍基各向异性高温合金(单晶和定向结晶)在军、民用航空发动机高压气冷涡轮叶片上的应用, 要求持续不断地改进涡轮叶片的耐久性. 笔者认

为, 还需要在以下 5 个方面持续努力: ①改进精密熔模铸造工艺, 保持材料耐温能力的同时提高产品合格率以降低生产成本; ②发展更有效的冷却

收稿日期: 2009-05-25; 修订日期: 2010-06-06

作者简介: 石多奇(1975-), 男, 内蒙古临河人, 副教授, 博士, 主要研究方向: 航空航天材料与结构的热强度与寿命理论、航空发动机强度与耐久性. E-mail: shdq@buaa.edu.cn

技术以降低材料承受的温度、更先进的结构设计以降低叶片应力水平;③发展材料本构关系和计算代码以鉴别复杂时变载荷环境下结构上的强度薄弱部位并精确获得应力应变历程;④发展载荷适应性更好的寿命模型以减低预测不确定性并为结构耐久性判断提供依据;⑤发展先进的高温强度试验能力,为前述 4 点提供强大的基础(或验证)数据支持。

以往的研究表明:镍基各向异性合金的高温力学行为,与所研究试样或构件上铸造产生的晶粒方向密切相关,主要表现为弹性性能、屈服、循环塑性、蠕变、疲劳等现象具有明显的各向异性^[1-7],在峰值载荷处保载时间的引入,使得高温低循环疲劳(high temperature low cycle fatigue, 简称 HTLCF)损伤和寿命又会受到蠕变甚至氧化的强烈影响^[8],热障涂层进一步使寿命问题复杂化^[9]。另一方面,虽然在定向凝固冶金和工艺方面已经取得很大进步^[10],产品合格率在最初基础上得到了大幅提升。但是由于高压涡轮叶片复杂几何结构与材料各向异性、发动机高温时变多场载荷之间可能存在的强非线性耦合关系,使得目前我国对于定向凝固和单晶涡轮叶片低循环疲劳/蠕变行为和寿命方法方面的知识和技术储备,尚不能够满足和支撑国产新型航空发动机,特别是大飞机动力系统热端关键部件对耐久性和适航性的要求,需要在应用基础方面做更深入的研究工作。

针对单晶(single crystal, 简称 SC)和定向结晶(directionally solidified, 简称 DS)合金低循环疲劳行为及寿命模型的研究,文献[6, 11-12]从不同角度研究了单晶、定向结晶合金 HTLCF 寿命预测模型,但从结果看来,这些方法对于单一载荷条件(如连续循环)下的寿命预测能力尚在可接受范围,也能计及取样方向性,但是并没有考虑保载情况。文献[13]对大量的寿命方法与策略进行了定量化筛选,基于此,文献[14]利用循环损伤累积(cyclic damage accumulation, 简称 CDA),引入一种晶向函数来描述损伤的各向异性^[6],对 DZ125 合金的低循环疲劳/蠕变寿命进行了建模。本文进一步发展了 CDA 方法的思想,统一考虑了晶粒(束)方向、应力与应变水平以及保载类型等多耦合因素,建立了一种新的疲劳寿命模型,并利用 DD3, DD6 以及 DZ125 三种典型叶片材料的试验结果对模型进行了验证,结果表明,统一建模疲劳寿命的方法,能够适应单晶、定向结晶合金各向异

性与复杂的疲劳载荷条件。

1 改进的 CDA 模型

在 HOST(hot section technology)计划中,基于材料延性耗散与循环损伤累积假设,考虑最大应力 $\sigma_{\max}$ 、应力范围 $\Delta\sigma$ 和非弹性应变范围 $\Delta\varepsilon_n$ 对每次载荷循环损伤的贡献,建立了一种 CDA 模型^[15-19]

$$N_f = A \Delta\sigma^{n_1} \Delta\varepsilon_n^{n_2} 10^{n_3 \sigma_{\max}} \quad (1)$$

其中 N_f 是断裂循环次数(寿命), A , n_1 , n_2 和 n_3 是与温度相关的材料参数。最初主要是针对发动机热端部件(如盘、火焰筒等)的各向同性合金提出,在 HOST 计划后期尝试用于单晶合金^[18-19]。

对于各向异性的低循环疲劳行为,大部分文献认为弹性模量的方向性变化是主要原因之一^[6, 11-12]。对于晶体方向 $[h\ k\ l]$, 其晶体参数

A_{hkl} 为

$$A_{hkl} = \frac{h^2 k^2 + k^2 l^2 + l^2 h^2}{(h^2 + k^2 + l^2)^2} \quad (2)$$

而晶向函数 $f(A_{hkl})$ 被定义为

$$f(A_{hkl}) = 1 - \left[2 + 2\nu_{[001]} - \frac{E_{[001]}}{G_{[001]}} \right] A_{hkl} \quad (3)$$

其中 $\nu_{[001]}$, $E_{[001]}$ 和 $G_{[001]}$ 分别是单晶 $[001]$ 方向(定向结晶的纵向取样)的泊松比、弹性模量和剪切模量。式(3)一般用来预测非 $[001]$ 晶向的弹性模量,文献[5]将之用于单晶合金 PW1480, RENE N4 和 SR99 不同晶体取向弹性模量的关联性研究,并且用来对总应变范围-寿命关系进行了修正。

研究发现:在一个循环加载中,应力/应变水平、保载形式对合金低循环疲劳性能具有主导影响,体现为应变范围、应力范围和最大载荷保持时间,而平均应力的存在也不可避免地影响疲劳寿命^[2-3, 8, 14]。另一方面,镍基单晶和定向结晶涡轮叶片的非弹性应变非常小,需采用晶体塑性本构关系方能算得,因此,用总应变范围较为合适。

用 $\Delta\varepsilon f(A_{hkl})$ 代替 $\Delta\varepsilon$ 以考虑晶体方向的影响,同时引入平均应力 σ_m 、拉伸保持 t_t 和压缩保持时间 t_c ,将模型方程(1)改写为

$$N_f = 10^{[A + n_1 \lg(\Delta\sigma + n_2 \sigma_m + n_3 \Delta\varepsilon f(A_{hkl}) + n_4 \sigma_{\max} + n_5 t_t + n_6 t_c)]} \quad (4)$$

写成 10 的指数形式是考虑到一般寿命是 10 的整(分)数倍。式(4)将疲劳断裂寿命 N_f 与稳定循环的应力应变参量显式关联起来。其中, A , $n_1 \sim n_6$ 是与温度相关的材料参数,可以通过单轴疲劳试验进行标定。在某些情形下:①当纯疲劳无保载

时, $n_5 = n_6 = 0$; ②对称循环加载 ($R = -1$), 平均应力一般为零, 则 $n_2 = 0$.

首先, 利用无保载的对称循环疲劳数据, 得到 A, m_1, n_3 和 n_4 ; 其次, 利用 $R = 0$ 的试验数据获得 n_2 ; 然后利用拉伸、压缩保持数据分别获得 n_5 和 n_6 .

2 模型验证

以下数据来自文献[20].

2.1 DD6 的 LCF(low cycle fatigue) 寿命预测

对单晶合金 DD6 在 980 °C 和 760 °C 两个温度下的疲劳寿命预测结果如图 1 所示. 用 0/0, 60/0, 0/60 和 30/30 分别表示连续循环无保载、拉伸最大保持、压缩最大保持和拉伸-压缩峰值保持四种控制应变的对称循环加载条件(下同). 从结果可以看出, 对 760 °C, 模型能够对 [001], [011] 和

[111] 这 3 个主要晶向无保载的 HTLCF-C (high temperature low-cycle fatigue-creep), 能够给出统一的寿命预测结果, 除少数点以外, 其余大部分结果基本落在 2 倍分散带以内. 对 980 °C, 预测结果更集中在 2 倍分散带内.

2.2 DD3 的 LCF 寿命预测

对单晶合金 DD3 在 980 °C 和 760 °C 两个温度下的疲劳寿命预测结果如图 2 所示. 0/0, 60/0, 0/60 和 30/30 的含义同前. 从结果可以看出, 模型能够对两个温度下 [001] 方向无保载的 HTLCF-C, 和其他 3 种保载形式的 HTLCF-C, 也能够给出统一的寿命预测结果, 除少数点以外, 其余大部分结果基本落在 2 倍分散带以内.

2.3 DZ125 的 LCF 寿命预测

对定向结晶合金 DZ125 在 980 °C 下的疲劳寿

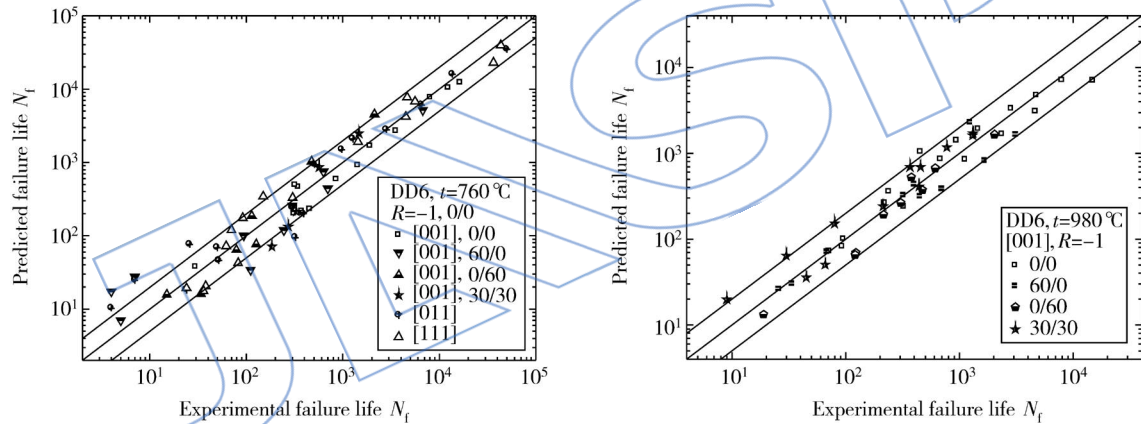


图 1 DD6 合金的 HTLCF-C 寿命预测结果(760 °C 和 980 °C)

Fig. 1 HTLCF-C life prediction for DD6 at 760 °C and 980 °C

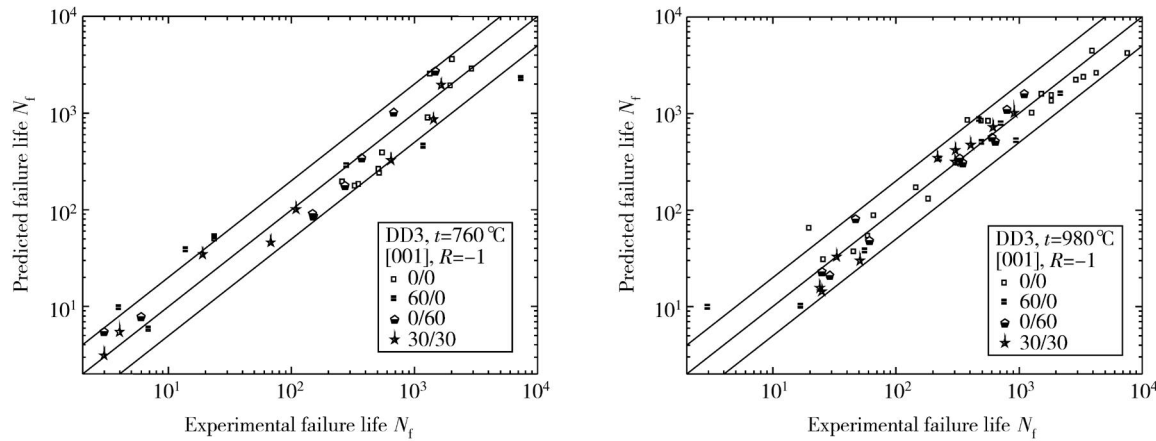


图 2 DD3 合金的 HTLCF-C 寿命预测结果(760 °C 和 980 °C)

Fig. 2 HTLCF-C life prediction for DD3 at 760 °C and 980 °C

命预测结果如图 3 所示。0/0, 60/0, 0/60 和 30/30 的含义同前。从结果可以看出, 模型能够对纵向、横向和 45 这 3 种取样方向的无保载的 HTLCF 和其他 3 种保载形式的 HTLCF-C, 给出统一的寿命预测结果, 且基本落在 2 倍分散带以内。

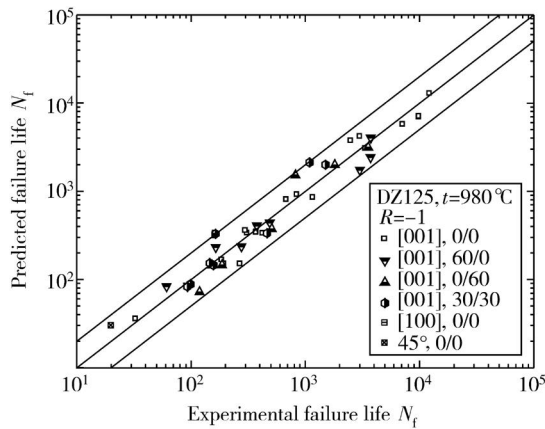


图 3 DZ125 合金的 HTLCF-C 寿命预测结果(980 °C)
Fig. 3 HTLCF-C life prediction for DZ125 at 980 °C

3 结论与展望

在循环损伤累积思想的基础上, 针对镍基单晶和定向结晶合金的疲劳寿命预测问题, 用晶向函数修正总应变范围以考虑各向异性对寿命的影响, 综合地考虑了最大应力、平均应力、应力范围以及峰值保持等因素的贡献, 在 HOST 计划的 CDA 方法基础上发展了一种低循环疲劳/蠕变寿命方法。利用单晶合金 DD3 和 DD6 以及定向结晶合金 DZ125 在不同温度、不同取样方向和不同保载形式作用下的试验结果, 对模型进行了验证, 预测与试验寿命相比基本落在 2 倍分散带内, 表明本文建立的方法能更好地适应叶片材料各向异性与载荷时变的情况。

本文的工作是尝试建立一种能够综合考虑载荷、材料各向异性的疲劳寿命模型。但是对于温度还没有显式考虑, 只是用参数的温度相关性间接反映。这也是目前大多数寿命方程的问题所在, 设计和分析者希望减少由于温度插值带来的寿命预测误差, 特别是对于温度变化的情况, 如热-机械疲劳的寿命问题, 这也是下一步应该努力的方向。

参考文献:

[1] 于慧臣, 李影, 李聘, 等. 一种单晶镍基高温合金在不同温度下的静拉伸性能[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 958-963.
YU Huichen, LI Ying, LI Cheng, et al. Tensile behavior of

a single crystal Ni-base superalloy at different temperatures[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 958-963. (in Chinese)

- [2] 于慧臣, 李影, 张国栋, 等. 一种定向凝固镍基高温合金的高温低周疲劳行为[J]. 失效分析与预防, 2008, 3(1): 1-6.
YU Huichen, LI Ying, ZHANG Guodong, et al. Low cycle fatigue behavior of a directionally solidified nickel base superalloy[J]. Failure Analysis and Prevention, 2008, 3(1): 1-6. (in Chinese)
- [3] 于慧臣, 李影, 张国栋, 等. 第二代单晶镍基高温合金在 760 °C 与 980 °C 温度下的低循环疲劳力学行为[R]. 辽宁丹东: 第十三届发动机结构强度振动学术会议, 2006.
- [4] Gabb T P, Welsch G, Miner R V, et al. The low cycle fatigue deformation response of a single-crystal superalloy at 650 °C[J]. Materials Science and Engineering A, 1989, 108: 189-202.
- [5] Fleurya E, Rónya L. Low cycle fatigue damage in nickel-base superalloy single crystals at elevated temperature[J]. Materials Science and Engineering A, 1993, 167(1-2): 23-30.
- [6] Li S X, Ellison E G, Smith D J. The influence of orientation on the elastic and low cycle fatigue properties of several single crystal nickel base super alloys[J]. The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 1994, 29(2): 147-153.
- [7] Aoki Y, Arai M, Zhou H, et al. Low cycle fatigue of superalloys - behaviour of a 4th generation Ni-base single-crystal superalloy TMS-138 [J]. Materialprüfung, 2004, 46(10): 531-533.
- [8] 李影, 于慧臣, 张国栋, 等. 高温下拉伸保载对 DD6 单晶合金低周疲劳行为的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(1): 14-16.
LI Ying, YU Huichen, ZHANG Guodong, et al. Effect of tensile strain dwell on the low cycle fatigue behavior of DD6 nickel-based single crystal super-alloy at high temperature[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(1): 14-16. (in Chinese)
- [9] Yu H C, Zhong B, Wu X R. Isothermal LCF behaviors of a NiCrAlYSi coated columnar-grained directionally solidified nickel base superalloy [J]. Key Engineering Materials, 2007, 353-358(1): 203-206.
- [10] 陈荣章, 余力, 张宏伟, 等. DZ125 定向凝固高温合金的研究[J]. 航空材料学报, 2000, 20(4): 14-19.
CHEN Rongzhang, SHE Li, ZHANG Hongwei, et al. Investigation of directionally solidified alloy DZ125[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2000, 20(4): 14-19. (in Chinese)
- [11] 岳珠峰, 陶仙德, 尹泽勇, 等. 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, et al. A crystallographic model for the orientation dependence of low cyclic fatigue property of a nickel-base single crystal superal-

- loy[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2000, 21(4): 373-381. (in Chinese)
- [12] 陈吉平, 丁智平, 尹泽勇. DD3 镍基单晶合金非对称循环载荷低周疲劳寿命预测[J]. 机械强度, 2006, 28(2): 250-254.
- CHEN Jiping, DING Zhiping, YIN Zeyong. Low cycle fatigue life predication of DD3 single crystal nickel-based superalloys under asymmetrical cyclic loading[J]. Journal of Mechanical Strength, 2006, 28(2): 250-254. (in Chinese)
- [13] 李睿. 航空发动机材料的高温蠕变疲劳寿命建模[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
- LI Rui. Aeroengine materials high temperature creep-fatigue life modelling [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [14] 石多奇, 杨晓光, 于慧臣, 等. 定向合金 DZ125 高温低循环疲劳/蠕变特征与寿命建模[R]. 辽宁丹东: 第十三届发动机结构强度振动学术会议, 2006.
- [15] Moreno V, Nissley D M, Lin L S. Creep fatigue life prediction for engine hot section materials (isotropic) [R]. Second Annual Report, NASA CR-174844, December, 1984.
- [16] Nelson R S, Schoendorf J F, Lin L S. Creep fatigue life prediction for engine hot section materials (isotropic) [R]. Interim Report, NASA CR-179550, December, 1986.
- [17] Nelson R S, Levan G W, Harvey P R. Creep fatigue life prediction for engine hot section materials (isotropic) [R]. NASA-CR-189221, 1989.
- [18] Nissley D M, Meyer T G. Life prediction and constitutive models for engine hot section anisotropic materials program [R]. Interim Report, NASA-CR-189222, N92-33479, 1992.
- [19] Nelson R S, Levan G W, Harvey P R. Creep fatigue life prediction for engine hot section materials (isotropic) [R]. NASA-CR-189221, Final Report, N93-18578, 1993.
- [20] 石多奇. 镍基各向异性高温合金变形与疲劳行为[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
- SHI Duoqi. Mechanical and fatigue behavior of anisotropic nickel-base superalloy [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)