

文章编号: 1000-8055(2007)03-0425-06

保载条件下 FGH95 材料的疲劳特性 及寿命建模

魏大盛¹, 杨晓光¹, 王延荣¹, 于慧臣², 石多奇¹
(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;
2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 针对 FGH95 粉末冶金材料进行了 650 ℃ 时不同保载形式(拉伸保载、压缩保载和拉压保载)的疲劳试验, 分析了其变形特征和疲劳寿命分布特征以及保载对疲劳寿命的影响. 并据此, 为改进保载条件下疲劳寿命的建模, 提出了迟滞环位置-形状修正因子的概念, 进而得到了一种修正的非弹性应变能-寿命方程. 经对该材料疲劳试验寿命的建模和计算分析表明: 该方法相比其他几种工程上经常采用的寿命预测方程, 较好地解决粉末冶金材料高温保载疲劳时的寿命建模问题, 且该方程对试验寿命预测的精度更高, 形式简单, 具有明显的物理意义.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 粉末高温合金; 寿命预测; 疲劳; 保载; 涡轮盘材料
中图分类号: V 231. 95; V 232. 3 **文献标识码:** A

Fatigue characteristics of FGH95PM superalloy under dwell condition and modeling for life prediction

WEI Da sheng¹, YANG Xiao guang¹, WANG Yan rong¹,
YU Hui chen², SHI Duo qi¹

(1. School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: This paper performs describes under different dwell conditions of FGH95 powder metallurgy superalloy at 650 ℃, and analyses its features of deformation and life distribution, and studies the obvious effect on life due to dwell. Then for improving the life modeling under dwell conditions, a modified factor of position shape of hysteresis loop is presented, and a modified life equation as function of inelastic energy is established. Comparing with the predictive results of other life equations, the modified life equation has higher predictive precision, more compact form and clearer physical meaning. So life prediction of PM FGH95 under dwell conditions can be solved better.

Key words: aerospace propulsion system; powder metallurgy superalloy;
life prediction; fatigue; dwell; turbine disk material

收稿日期: 2006-03-02; 修订日期: 2006-06-26

作者简介: 魏大盛(1978), 男, 黑龙江宁安人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生, 主要从事发动机结构、振动以及疲劳方面的研究.

粉末高温合金是随着航空发动机向大功率、高推重比的发展而产生的一种新型涡轮盘材料,其中 Rene95 是目前 650 °C 使用条件下强度最好的一种涡轮盘材料. 发动机涡轮盘的典型工作载荷就是高温下带保载的循环载荷,因此,国外针对涡轮盘材料进行了大量保载条件下的疲劳试验研究及寿命预测方法的探讨,以满足 Rene95 的应用要求. GE 公司和 P&W 公司均对拉保载条件下 Rene95 的疲劳性能进行了试验研究,同时采用 SRP 法及能量方法对寿命进行了评估^[1,2],发现保载(保载时间长达 15 min)对疲劳性能影响较大,Stoloff N S 等人在对 Astroloy 及 Rene952 种镍基高温合金的研究中发现,保载及氧化的存在降低了这两种材料的疲劳性能、加速了裂纹扩展^[3],Gayda J 等人对 Waspaloy 及 Rene95 的研究中得出了同样的结论^[4];Goswami T 收集、整理了大量高温保载条件下的试验数据,包括 Waspaloy, Rene95, In100, Rene80 和 PWA 1480 等多种材料,发现不同材料在不同试验条件下对保载的响应各不相同,进而定义了一个保载损伤参数来反应这些特点,对于 Rene95, Goswami T 指出它是一种压保载敏感材料^[57];Bernstein 的试验研究更为细致,包括了 4 种不同的保载条件,在试验研究的基础上,他采用频率分离法、Ostesgren 法、SRP 法以及损伤率法对 Rene95 保载条件下的疲劳试验数据进行分析后发现,4 种方法均不能使结果处于 2 倍分散带以内,表明对于高强度、低韧性的粉末材料,其寿命预测方法有待于深入研究^[8];由于强度高,塑性应变小,应变范围不易划分,SRP 法难以用于粉末材料的寿命预测,为此 Halford 提出了总应变范围划分法(TS-SRP),并对粉末材料 AF2-1DA 的寿命进行了研究^[9]. 这些研究工作都表明保载将对粉末材料的疲劳性能产生显著影响,但是工程中常用的几种寿命预测方法的精度均不理想,因此在对传统寿命预测方法继续深入研究的同时,从 80 年代后期开始大量关于粉末材料的研究开始深入微观,从微缺陷入手探讨粉末材料的疲劳破坏机理,进而寻找更为合适的寿命预测方法.

国内粉末高温合金的研究始于 80 年代初,开发了相当于 Rene95 的 FGH95,并成功研制出小型粉末冶金涡轮盘. 目前,FGH95 循环载荷下的疲劳试验研究虽然开展了一些,但主要是无保载条件下的^[10];文献[11]结合发动机涡轮盘榫槽部位的载荷特点研究了压循环载荷下 FGH95 材料的疲劳性能特点,这对于粉末盘的工程应用有较大的指导意

义;寿命预测方面,文献[12,13]通过对文献[8]的数据进行分析后相继提出了时间修正的能量方法及修正的应变范围划分法. 国内关于 FGH95 疲劳寿命已有的研究表明,针对航空发动机典型载荷特点的带保载的循环疲劳试验及其寿命建模工作开展的不不够,相应的寿命特点还需进一步了解,寿命预测方法也需进一步改进. 本文根据这样的需求,针对 FGH95 材料,进行了 650 °C 不同保载条件下的疲劳试验,并对寿命现象进行分析,并探索一种适合于粉末高温合金材料的寿命预测方法.

1 FGH95 保载条件下的疲劳试验及结果分析

试验所用的试样是从 FGH95 热等静压(HIP)成型的涡轮盘坯上切取的,圆柱试样工作段直径为 $\Phi 6$ mm. 试验条件如下:试验温度 650 °C;采用轴向应变控制,应变速率 5×10^{-3} /s,标距 12 mm,应变比 -1;载荷波形为无保载、拉伸保载 60 s、压缩保载 60 s、拉伸压缩各保载 30 s 4 种;应变范围为 2%, 1.8%, 1.6%, 1.4%, 1.2%, 1.0% 和 0.8%, 共 7 种. 通过此试验研究保载条件下 FGH95 材料的疲劳性能,试验结果见图 1.

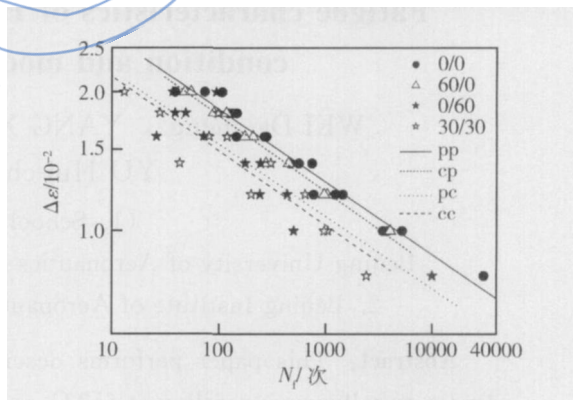


图1 不同保载条件下 FGH95 总应变范围~寿命曲线

Fig. 1 Life of FGH95 as function of total strain range

由图 1~图 4 的试验结果可以看出保载条件下 FGH95 粉末高温合金疲劳性能的一些特点:

(1) 图 1 为总应变范围同疲劳寿命的关系,图中直线是采用寿命方程 $\log N_f = a \log \Delta \varepsilon + b$ 对不同保载条件下的数据进行拟合后得到的. 不难看出:拉保载对寿命的影响较小,无保载和拉保载条件下的寿命曲线十分接近;压保载将极大降低疲劳性能,使寿命分散带增加. 这同 Rene95 疲劳性能对保载的响应是一致的,对压保载敏感可能

是高强度低延性材料的一种特性.

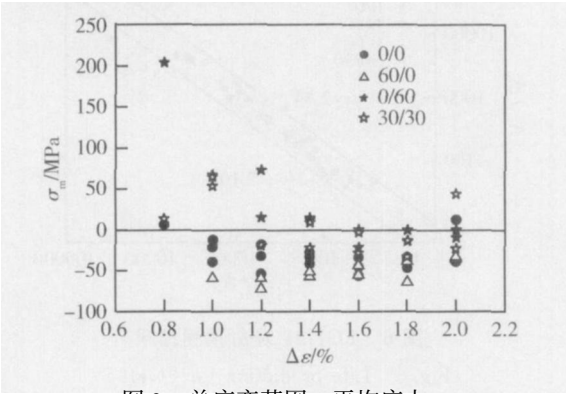


图 2 总应变范围~ 平均应力

Fig.2 Mean stress as function of total strain range

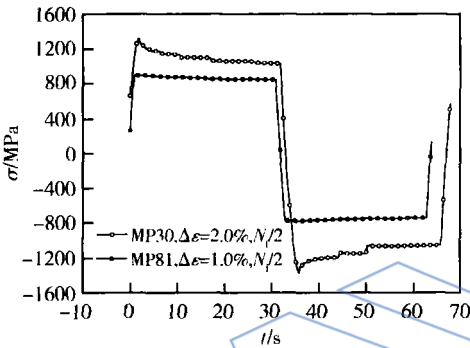


图 3 2.0% 和 1.0% 应变范围拉压循环半寿命时的应力松弛情况

Fig. 3 Stress relaxation of half life cycle of strain range 2.0% and 1.0%

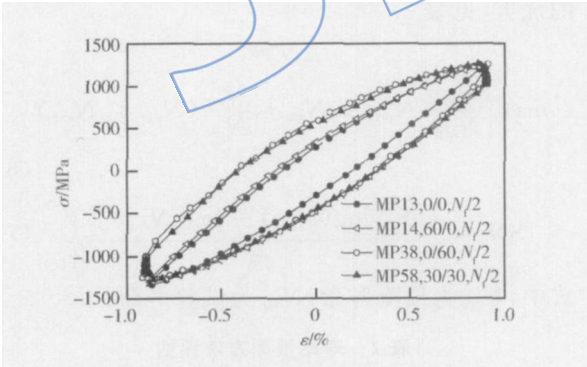


图 4 不同保载半寿命循环的稳定应力~ 应变曲线
($\Delta \epsilon=1.8\%$)

Fig. 4 Stress~ strain curve of half life cycle
($\Delta \epsilon=1.8\%$)

(2) 图 2 为总应变范围同平均应力的关系, 这里的平均应力 $\sigma_m = (\sigma_{\max} + \sigma_{\min}) / 2$ 是半寿命循环下的, 是循环稳定的状态. 从图中可看出: 无保载情况下, 试验中存在较小的压平均应力, 并且随应变范围变化的趋势不明显, 其值在 0~ 50 MPa

之间; 拉保载试验中同样存在较小的压平均应力, 随应变范围的变化趋势也不明显, 其值较无保载情况稍大, 在 50~ 80 MPa 之间; 压保载试验中则产生了较大的拉平均应力, 应变范围 0.4% 的试验中产生了 200 MPa 的拉平均应力, 随着应变范围的增加拉平均应力有下降的趋势; 拉压平衡保载时的平均应力没有压缩保载时显著, 平均应力值也有正有负, 随着应变范围的增加拉平均应力逐渐转变为压平均应力. 一般而言, 拉保载将产生压平均应力而压保载将产生拉平均应力^[7, 14], 本次试验中 FGH95 的性能也体现了这一点.

(3) 图 3 表明: 即使是较低应变范围下也产生了应力松弛, 但松弛量较小; 较高应变范围下将产生较大的应力松弛, 图 3 中总应变范围 2.0%、拉压各保载 30 s 的试验条件下, 拉保载应力松弛和压保载应力松弛分别达到了 244、258 MPa, 并且应力松弛速率在保载开始阶段较高, 然后趋于平缓.

(4) 图 4 给出了应变范围为 1.8% 时半寿命循环的应力~ 应变曲线, 保载的存在使得非弹性应变范围比无保载时显著增加, 这也使保载条件下的疲劳性能显著降低.

2 FGH95 粉末高温合金寿命预测方法探讨

由前面的试验结果可以看出, 拉、压保载对 FGH95 的疲劳性能均有所影响, 压保载尤为显著, 因此找出反映保载敏感特性的因子, 建立寿命预测模型, 这对 FGH95 材料的疲劳性能研究及寿命预测很有意义. 下面从 FGH95 半寿命循环下的迟滞环入手, 结合能量观点进行分析, 见图 5. 迟滞环包围的面积为非弹性应变能 ΔW , x 轴以上部分的面积为拉伸非弹性应变能 ΔW_t , x 轴以下部分的面积为压缩非弹性应变能 ΔW_c , 无保载且平均应力较小的情况下, 这两部分的面积相差不大. 对 FGH95 而言, 图 2 中所示平均应力的存在, 使迟滞环沿 y 轴发生了平移; 另外, 保载产生的那部分非弹性应变能(图 5 中阴影部分), 使迟滞环的形状发生了变化, 迟滞环包围的面积增大. 以上两个因素改变了拉伸非弹性应变能 ΔW_t 及压缩非弹性应变能 ΔW_c 的大小, 这是引起保载敏感性的重要因素. 因此, 对迟滞环的位置及形状进行修正, 也相当于非弹性应变能 ΔW 进行修正, 就可以建立反映保载敏感性因素的修正的能量~ 寿命形式的预测方程.

首先, 定义迟滞环的位置- 形状修正因子, 即:

$$P_t = 10^{\sigma_{\max}}$$

(1)

$$P_c = 10^{\sigma_{\min}}$$

(2)

$$S_t = 10^{\sigma_{\max} \cdot \Delta \epsilon_{n,t}}$$

(3)

$$S_c = 10^{\sigma_{\min} \cdot \Delta \epsilon_{n,c}}$$

(4)

式中: 下标 t 表示拉保载, c 表示压保载, P_t 和 P_c 为位置修正因子, S_t 和 S_c 为形状修正因子, P_t 和 S_t 可反映拉保载的影响, P_c 和 S_c 可反映压保载的影响; $\sigma_{\max}$ 为最大拉伸应力, $\sigma_{\min}$ 为最大压缩应力; $\Delta \epsilon_{n,t}$ 为拉保载产生的非弹性应变范围, $\sigma_{\max} \cdot \Delta \epsilon_{n,t}$ 可近似表示图 5 中阴影 1 的面积, 当无拉保载时, $S_t = 1$; $\Delta \epsilon_{n,c}$ 为压保载产生的非弹性应变范围, $\sigma_{\min} \cdot \Delta \epsilon_{n,c}$ 可近似表示图 5 中阴影 2 的面积, 当无压保载时, $S_c = 1$.

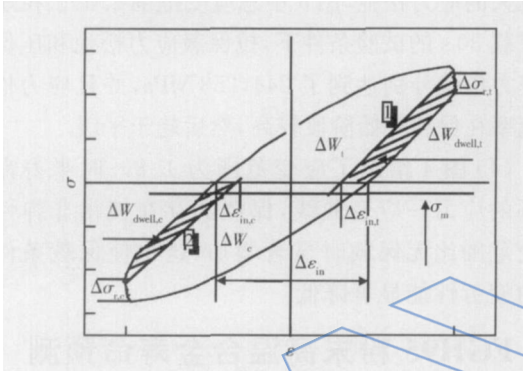


图 5 迟滞环修正因子中一些参数的说明
Fig. 5 Explanation of modified factors of hysteresis loop

其次, 建立以能量法为基础的寿命预测模型, 并采用迟滞环修正因子进行修正, 即:

$$N_f = A \cdot P_t^{n_1} \cdot P_c^{n_2} \cdot P_t^{n_3} \cdot P_c^{n_4} (\Delta \epsilon_n \Delta \sigma)^{n_5} \quad (5)$$

式中: $\Delta \epsilon_n$ 为非弹性应变范围; $\Delta \sigma$ 为应力范围; $\Delta \epsilon_n \Delta \sigma$ 为非弹性应变能; A, n_1, n_2, n_3, n_4 和 n_5 为待定参数, 采用最小二乘法对试验数据进行拟合分析, 可以获得这些参数, 见表 1. 图 6 和图 7 中给出了 FGH95 及 Rene95 (数据取自文献[8]) 的寿命预测结果.

表 1 寿命预测方程中的参数

Table 1 Parameters of life equation

参数	FGH 95	Rene95
A	1 252278	10 277
n_1	- 0.004	- 0.001
n_2	- 0.001	0.000 3
n_3	- 0.102	0.008
n_4	0.139	- 0.017
n_5	- 0.351	- 0.807

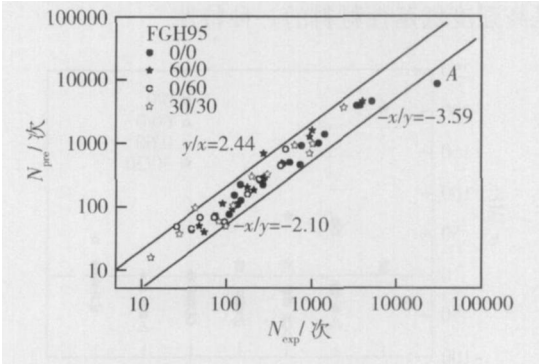


图 6 FGH95 寿命预测结果

Fig. 6 Life prediction for FGH95

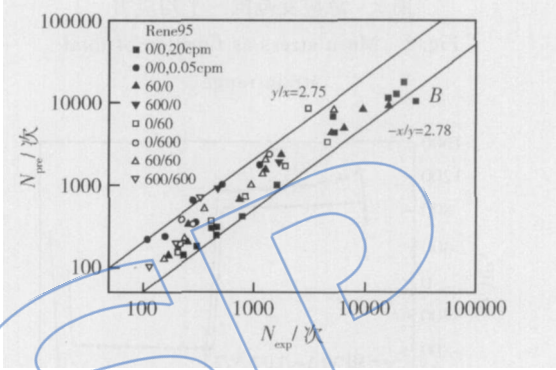


图 7 Rene95 寿命预测结果

Fig. 7 Life prediction for Rene95

下面采用几种工程中常用的寿命预测方法对 FGH95 的寿命进行评估, 见图 8~ 图 11, 并同本文提出的预测模型的结果进行对比, 以寿命分散带 ΔN 及标准差 SN 2 个参数评价寿命预测方法的优劣, 见表 2.

$$\Delta N =$$

$$\max \left\{ \frac{N_{pre}}{N_{exp}} (N_{pre} > N_{exp}), \frac{N_{exp}}{N_{pre}} (N_{pre} \leq N_{exp}) \right\} \quad (6)$$

$$SN = \left\{ \frac{\sum [\log(N_{pre}) - \log(N_{exp})]^2}{n} \right\}^{1/2} \quad (7)$$

式中: N_{pre} 为预测寿命; N_{exp} 为试验寿命.

表 2 寿命预测方法评估

Table 2 Evaluation of life prediction method

预测模型	FGH 95		Rene95	
	ΔN	SN	ΔN	SN
1 SRP 法 ^[8,9]	3.94	0.247	5.44	0.226
2 频率分离法 ^[8]	3.76	0.260	3.61	0.176
3 Ostergren ^[8,15]	4.91	0.231	3.65	0.212
4 损伤率法 ^[8]	6.85	0.322	5.12	0.260
5 本文公式(5)	3.59	0.156	2.78	0.206

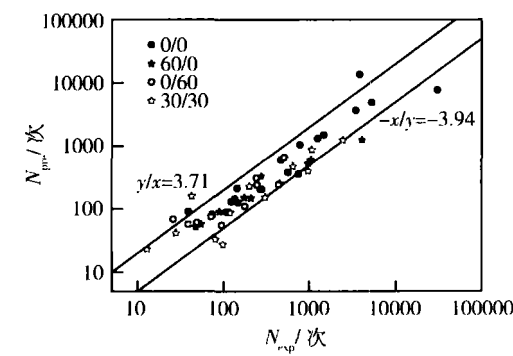


图 8 SRP 法

Fig. 8 Strain range partitioning model

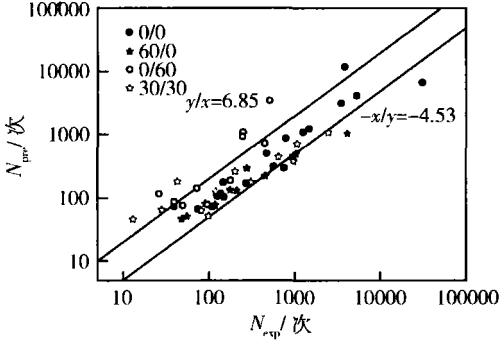


图 11 损伤率方法

Fig. 11 Damage rate method

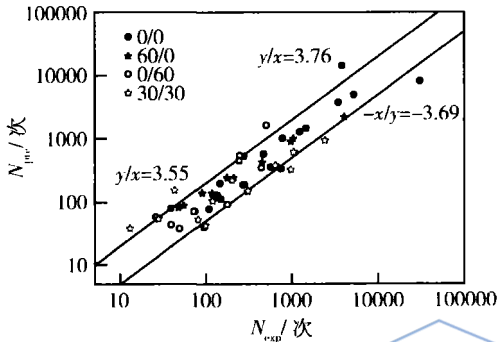


图 9 频率分离法

Fig. 9 Frequency separation method

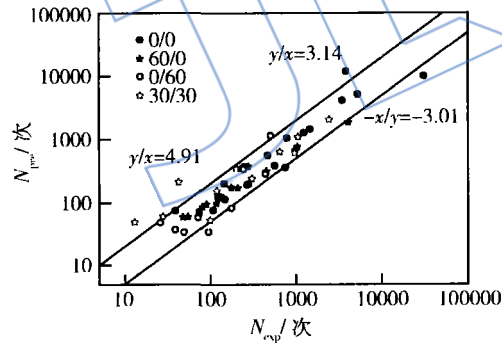


图 10 频率修正的 Ostergren 方法

Fig. 10 Ostergren method

由表 2 中的分散带、标准差以及图 8~ 图 11 的寿命预测结果可以看出:

(1) SRP 方法、频率分离方法、Ostergren 方法、损伤率方法对 FGH95 及 Rene95 的预测结果均较差,说明这几种方法不适于高强度、低韧性的粉末材料。

(2) 本文针对保载敏感性提出的能量修正模型的预测分散带在 2.50 倍以内(仅有 1 个试验寿命较长的数据点 A 的分散性较大,见图 6),标准差

为 0.1568,两项评价指标均优于前面的几种方法。

(3) 本文提出的能量修正模型物理含义明确,这对于唯象学的建模方法十分重要,它可以较好地表征试验中平均应力(图 2)及保载条件下非弹性应变的增加(图 4)对寿命的影响。

(4) 模型也存在一些不足,就是对较高寿命的预测不是十分理想,这在图 6 的数据点 A、图 7 的数据点 B 都可以得到体现,这可能是由于在较低应变范围时,对非弹性应变的估算不够准确所致。

3 结 论

本文较为系统地研究了 650 °C 使用温度下,FGH95 粉末高温合金材料在不同保载条件下的疲劳性能,在试验研究的基础上,分析了工程中几种常用的寿命预测模型,提出了一种修正的非弹性应变能~ 寿命方程,对疲劳寿命可以较好地建模。通过试验研究和数值分析,可以得到如下结论:

(1) 材料疲劳性能对压保载反映显著,因此对构件上承受压应力的部位应给予足够的重视。

(2) 采用唯象学的方法建立的修正的能量~ 寿命方程,其物理意义明确,能够反映出材料压保载敏感的特性,并且具有较高的预测精度。

(3) 虽然通过合理地选择并修正寿命预测方法,获得了较高的预测精度,但必须注意到试验中的一些异常试验数据,存在 1 个只有 2 个循环的试验数据(未参与寿命建模)。这种情况下,只有通过对接口的金相观察深入到微观,并在宏观结合可靠性分析,才能最终确定粉末材料的寿命预测方法。

参考文献:

[1] Shahani V, Popp R P. Evaluation of cyclic behavior of aircraft turbine disk alloys[R]. NASA-CR-159433, 1978.
[2] Cowles B A, Warren J R. Evaluation of the cyclic behavior

- of aircraft turbine disk alloys: part II [R]. NASA-CR-165123, 1980.
- [3] Stoloff N S, Duquette D J, Choe S J, et al. Fatigue crack growth and low cycle fatigue of two nickel base superalloys [R]. NASA-CR-174534, 1983.
- [4] Gayda J, Gabb T P, Miner R V. Fatigue crack propagation of nickel base superalloys at 650 °C [R]. NASA-TM-87150, 1985.
- [5] Goswami T. Dwell sensitivity: part I behavior and modeling [J]. *Mechanics of Materials*, 1995, 22: 105-130.
- [6] Goswami T, Hänninen H. Dwell effects on high temperature fatigue behavior: Part I [J]. *Materials and Design*, 2001, 22: 199-215.
- [7] Goswami T. A new dwell sensitivity damage parameter [J]. *Materials and Design*, 2004, 25: 191-197.
- [8] Bernstein H L. An evaluation of four current models to predict the creep fatigue interaction in Rene 95 [R]. AFML-TR-79-4075, 1979.
- [9] Saltsman J F, Halford G R. Procedures for characterizing an alloy and predicting cyclic life with the total strain version of strainrange partitioning [R]. NASA-TM-4102, 1989.
- [10] 宋迎东. 粉末冶金涡轮盘强度与寿命研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 1997.
- [11] 王安强, 岳珠峰, 杨治国. 镍基粉末冶金高温合金的压缩疲劳性能研究 [J]. *航空动力学报*, 2005, 20(3): 440-443.
- WANG Anqiang, YUE Zhufeng, YANG Zhiguo. Study of compression fatigue mechanism of Ni based powder metallurgy superalloys [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(3): 440-443.
- [12] 王永廉. 高温低周疲劳寿命预测模型 [J]. *南京航空航天大学学报*, 1994, 26(3): 311-318.
- WANG Yonglian. High temperature low cycle fatigue life prediction models [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1994, 26(3): 311-318.
- [13] 胡绪腾, 宋迎东. 一种修正的应变范围区分法 [J]. *航空动力学报*, 2005, 20(3): 418-423.
- HU Xuteng, SONG Yingdong. Modified strain range partition method [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(3): 418-423.
- [14] Chen L J, Wang Z G, Yao G, et al. An assessment of three creep fatigue life prediction methods for nickel based superalloy GH4049 [J]. *Fatigue Fract Engng Mater Struct*, 2000, 23: 509-519.
- [15] Ostergren W J. A damage function and associated failure equations for predicting hold time and frequency effects in elevated temperature, low cycle fatigue [J]. *Journal of Testing and Evaluation*, 1976, 4(5): 327-339.