

考虑应力松弛的单晶涡轮叶片蠕变 疲劳寿命预测

高靖云¹, 张成成¹, 侯乃先¹, 任 远¹, 李 颖¹, 温志勋², 岳珠峰²

(1. 中国航空工业集团公司 中航商用航空发动机有限责任公司

上海商用飞机发动机工程技术研究中心, 上海 201108;

2. 西北工业大学 力学与土木建筑学院, 西安 710072)

摘 要: 建立了民用航空发动机单晶涡轮叶片考虑应力松弛的蠕变疲劳寿命预测方法,该方法在热弹性蠕变有限元计算基础上,综合单轴等应变松弛模型及多轴应力修正因子预测全寿命周期内的应力松弛历程,应力下限取为一次应力.利用综合时间硬化隐式蠕变方程描述蠕变变形,结合损伤雨流计数法及 Morrow 方程计算疲劳损伤,基于 Robinson 法则的分段损伤线性累积方法计算全寿命周期内的蠕变损伤,总损伤达到临界损伤时获得蠕变疲劳寿命.通过对公开的单晶材料蠕变疲劳数据的分析,临界损伤定为 0.5.结果显示,考虑应力松弛的蠕变疲劳寿命是不考虑应力松弛的 45.6 倍.为保证可靠性而兼顾经济性,叶片寿命预测时,可先有限元循环加载 n 个循环,再利用所提出的方法预测 $2n$ 个循环内的应力松弛历程.

关 键 词: 单晶涡轮叶片; 应力松弛; 蠕变疲劳; 寿命预测; 循环载荷谱

中图分类号: V231.91

文献标志码: A

Creep-fatigue life prediction of single crystal turbine blade with the influence of stress relaxation

GAO Jing-yun¹, ZHANG Cheng-cheng¹, HOU Nai-xian¹,
REN Yuan¹, LI Ying¹, WEN Zhi-xun², YUE Zhu-feng²

(1. Shanghai Engineering Research Center of Commercial Aircraft Engine,

Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 201108, China;

2. School of Mechanics, Civil Engineering and Architecture,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The creep-fatigue life prediction method for the single crystal turbine blade of commercial aircraft engine with the influence of stress relaxation was established. Based on the thermal-elastic-creep finite element method analysis, the uniaxial iso-strain relaxation model with the multi-axiality adjustment factor was used to simulate the stress relaxation history in whole life. The stress-low-limit was set to the primary stress. The creep strain was modeled with the combined time hardening implicit creep equation. The fatigue damage was calculated by using damage-based rainflow counting algorithms and Morrow equation. The time-divided linear damage cumulative hypothesis based on Robinson rule was used to calculate the creep damage in whole life. The creep-fatigue life was predicted when the total damage reached the critical damage, which was set to 0.5 based on the creep-fatigue data of the single crystal material. Finally the creep-fatigue life calculated considering the stress relaxa-

tion is 45.6 times of the life without the stress relaxation. To predict the blade life with both the reliability and economy, the finite element method analysis could be performed in n cycles and then the stress history in $2n$ cycles could be predicted by using the method established hereto.

Key words: single crystal turbine blade; stress relaxation; creep-fatigue; life prediction; cycle loading spectrum

航空发动机单晶涡轮叶片在服役过程中,不仅承受着起落循环造成的疲劳损伤,也承受着持续应力、温度造成的蠕变损伤,其总损伤是疲劳损伤、蠕变损伤及两者之间的交互作用共同造成的^[1-4]. 随着高性能航空发动机涡轮前进口温度的不断提高,单晶涡轮叶片服役温度逐渐接近材料的极限使用温度,使得蠕变及蠕变疲劳交互作用造成的损伤占比也原来越大^[5-7]. 另一方面,由于蠕变造成的应力松弛的存在,单晶涡轮叶片内的应力/应变分布发生变化,若以不考虑蠕变和应力松弛的应力/应变谱进行寿命预测,其结果是不准确的^[8-9]. 尤其在单晶涡轮叶片关键考核部位,一般都是应力集中部位,起始应力很大,这些部位在服役过程中,应力松弛明显,若简单以起始应力进行寿命预测,其结果往往过于保守,大大低估了叶片寿命,从经济性的角度考虑,是十分不科学的. 因此,为了提高航空发动机在服役过程中的可靠性,同时从经济性方面尽量降低单晶涡轮叶片运行维护成本,叶片寿命预测时考虑蠕变疲劳交互作用及应力松弛效应是十分必要的.

周柏卓等^[10]基于梯形载荷谱建立了考虑蠕变和应力松弛的航空发动机高温构件寿命分析方法,通过非线性有限元计算全寿命周期内每个循环内的应力、应变历程进行蠕变疲劳寿命计算. 这种计算方法可以比较准确地计算全寿命周期内的蠕变疲劳损伤,但是对于民用航空发动机长达上百万循环的寿命要求,其计算量在实际工程设计中往往是不现实的. 范婕等^[11]针对上述方法存在的计算量过大的问题,提出了考虑应力松弛的蠕变疲劳寿命快速预估方法,建议在 m 次循环载荷中省略 $m-1$ 次低周疲劳计算,而以单次循环的 m 倍估算 m 次循环造成的损伤. 再通过二次修正得到全寿命周期的总损伤. 这种估算方法大大减少了计算量,但对民用航空发动机工程设计来讲,仍然是非常巨大的. 另一方面,忽略大量的起落循环载荷,也造成计算疲劳损伤的偏差. ASME (American Society of Mechanical Engineers) 核

电规范与标准 BPVC(boiler and pressure vessel code)-III《核设施部件建造规则:第 1 分册 NH 分卷高温使用的 1 级部件》中针对核设施给出了推荐的高温部件蠕变疲劳评定方法^[12-13],但核设备的载荷谱相对于航空发动机,整个寿命周期内循环次数较少(几百次)而每个循环内的保载时间长(上千小时),其评定方法中的各种假设也不能完全应用于航空发动机.

本文基于民用航空发动机单晶涡轮叶片实际服役载荷特点及长寿命要求,建立了一种单晶涡轮叶片考虑应力松弛效应的蠕变疲劳寿命预测方法,并以某型民用航空发动机单晶涡轮叶片为例,对上述方法进行了验证及工程应用情况分析.

1 有限元模型

本文采用某民用航空发动机单晶涡轮叶片模型,其有限元模型如图 1 所示,叶片材料为国产第 2 代镍基单晶高温合金 DD6. 施加离心力和温度载荷,约束叶片榫头一侧封严盘限制处节点的轴向位移,并在榫头接触面上施加等效接触压力.

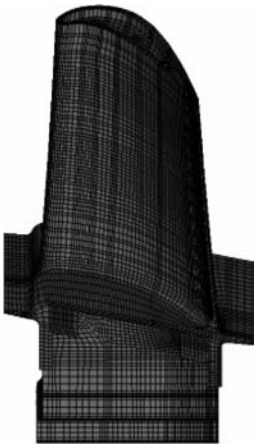


图 1 单晶涡轮叶片有限元模型
Fig. 1 Finite element model of the single crystal turbine blade

2 载荷谱简化

典型民用航空发动机载荷谱如图 2 所示,包

括:①地面慢车,②标准/高温起飞,③起飞爬升末端,④航路爬升,⑤经济巡航,⑥空中慢车初期下降,⑦空中慢车末期下降,⑧进场慢车,⑨最大反推等若干状态点. 目前文献[14-15]中通常将其简化为 0-最大转速-0 的梯形波,这种简化可以较好地计及循环中 0-最大-0 主循环疲劳损伤,但以最大转速状态估算全寿命周期内的蠕变损伤,结果过于保守. 对于蠕变损伤,标准/高温起飞、起飞爬升末端状态持续时间短,但应力大、温度高,对蠕变损伤的贡献不可忽略. 航路爬升、经济巡航状态虽然应力、温度不及起飞状态,但持续时间长,也需要考虑其对蠕变损伤的贡献. 空中慢车初期下降、空中慢车末期下降、最大反推、地面慢车等状态,对疲劳损伤的贡献不及标准/高温起飞,对蠕变损伤贡献也相对较小,可适当简化以减少计算量. 简化后的载荷谱如图 3 所示,将起飞爬升末端并入标准/高温起飞,航路爬升与经济巡航状态合并. 另外,考虑到转速和温度不同步情况,载荷谱简化应以损伤最大为原则,首先通过完整载荷谱的加载,比较最大转速和最高温度两个状态点造

成的损伤,保留造成最大损伤的状态.

3 蠕变疲劳寿命计算

3.1 弹性本构方程

单晶材料是正交各向异性材料,在材料主轴坐标系中弹性本构关系如下所示:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{C} \boldsymbol{\sigma}$$
 (1)

其中

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_{11} \quad \varepsilon_{22} \quad \varepsilon_{33} \quad \gamma_{12} \quad \gamma_{23} \quad \gamma_{31}]^T$$
 (2)

$$\boldsymbol{\sigma} = [\sigma_{11} \quad \sigma_{22} \quad \sigma_{33} \quad \tau_{12} \quad \tau_{23} \quad \tau_{31}]^T$$
 (3)

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\mu}{E} & -\frac{\mu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\mu}{E} & \frac{1}{E} & -\frac{\mu}{E} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\mu}{E} & -\frac{\mu}{E} & \frac{1}{E} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix}$$
 (4)

其中 E, μ, G 分别是材料主轴方向的弹性模量、泊松比和切变模量; $\varepsilon_{11}, \varepsilon_{22}, \varepsilon_{33}, \gamma_{12}, \gamma_{23}, \gamma_{31}$ 是主轴坐标系中的应变分量; $\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{33}, \tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{31}$ 是主轴坐标系中的应力分量; $\boldsymbol{C}$ 是主轴坐标系中的弹性矩阵.

3.2 蠕变本构

蠕变本构采用综合时间硬化隐式蠕变方程,可同时描述初始蠕变和二期蠕变,见式(5)

$$\varepsilon_c = c_1 \sigma^{c_2} T_e^{c_3+1} e^{-c_4/(t+273)} / (c_3 + 1) + c_5 \sigma^{c_6} T_e e^{-c_7/(t+237)}$$
 (5)

其中 ε_c 是等效蠕变应变, σ 是等效应力,在 Ansys 软件中,上述方程中的标量等效应力和等效蠕变应变以 von Mises 等效形式表示. T_e 是子步的结束时间, t 为摄氏温度, $c_1 \sim c_7$ 是从材料试验数据拟合得到的参数,是应力、温度、时间的函数,其中要求 $c_1 > 0, c_5 > 0$. 图 4 是式(5)对 DD6 材料 $[0 \ 0 \ 1]$ 方向在 760, 980, 1070 °C 三个温度不同应力 (σ_{001}) 水平下无量纲蠕变应变 ($\bar{\varepsilon}_{c,001}$) 试验数据的拟合情况,拟合结果与试验结果存在一定偏差,其原因是 Ansys 软件蠕变变形计算时,不同温度间的插值采用参数插值方法,该方法限制了式(5)中各蠕变参数的进一步优化.

图 2 典型民用航空发动机载荷谱
Fig. 2 Typical loading spectrum of civil aircraft engine

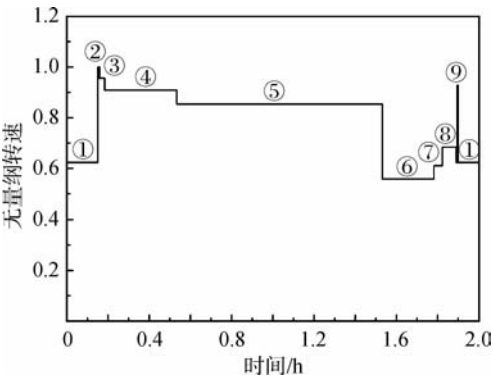
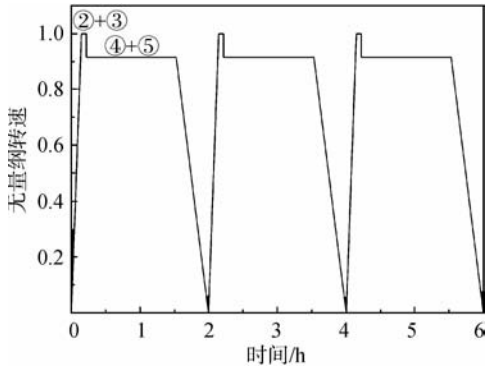
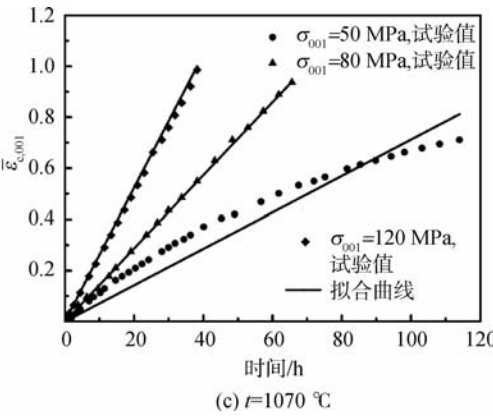
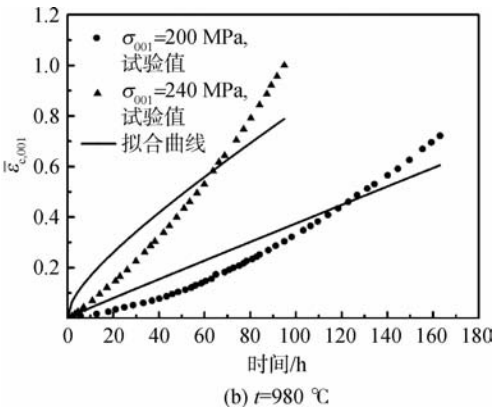
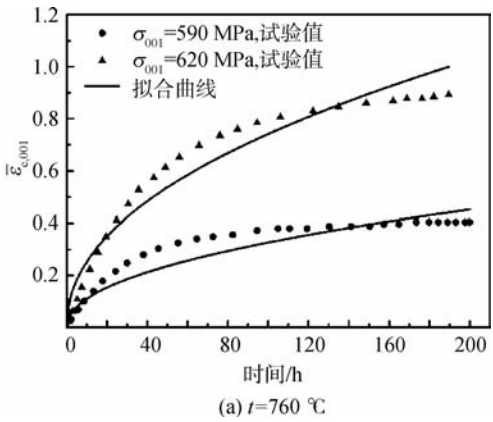


图 3 简化载荷谱
Fig. 3 Simplified loading spectrum





中无量纲等效蠕变应变在第 1 个循环内增幅最大,随着时间增加,应力松弛使得等效蠕变应变率逐渐降低,等效蠕变应变呈现明显的台阶状上升趋势,其中竖直段对应于高温起飞状态,此阶段虽然时间短,但是温度高、应力大,所以对应的等效蠕变应变率大.而巡航阶段虽然持续时间很长,但是由于温度较低、应力较小,此阶段产生的等效蠕变应变要比高温起飞阶段产生的等效蠕变应变小.图 7 中弹性应变(ϵ_e)变化曲线与图 5 中等效应力变化曲线类似,前期快速下降,后期逐渐减缓.图 8 是无量纲总应变(ϵ_t)随时间的变化曲线,可以看到,虽然等效应力、等效蠕变应变、弹性应变随时间不断变化,但总应变在经历前几个循环的变化后逐渐稳定.

利用上述循环加载有限元计算可得到全寿命周期内应力应变历程,这种方式得到的应力松弛历史是比较准确的,但是由于计算量过大而在工程设计中无法实现.通过图 5~图 8 应力应变随时间变化曲线的分析发现,总应变在循环加载过程中将趋于稳定,利用此特性,可以利用常用的等

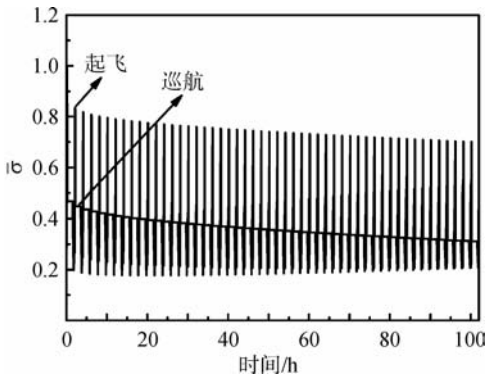


图 5 等效应力变化曲线
Fig. 5 Variation curve of equivalent stress

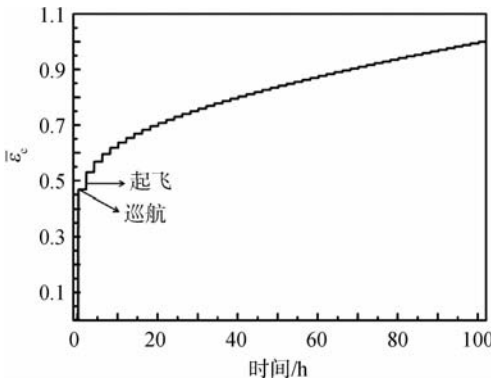


图 6 等效蠕变应变变化曲线
Fig. 6 Variation curve of equivalent creep strain

图 4 蠕变应变试验数据的拟合情况

Fig. 4 Experimental results and fitting curves of creep strain

3.3 应力/应变及应力松弛历程计算

利用上述弹性本构关系及蠕变本构,首先计算了单晶涡轮叶片在图 3 所示载荷谱循环加载下前 51 个循环的应力应变历程,无量纲化后的应力应变历程如图 5~图 8 所示.图 5~图 8 分别是 51 个循环内无量纲等效应力($\bar{\sigma}$)、等效蠕变应变($\bar{\epsilon}_c$)、弹性应变($\bar{\epsilon}_e$)、总应变($\bar{\epsilon}_t$)随时间的变化曲线.从图 5 可以看出,加载初期,应力松弛很明显,高温起飞和巡航阶段的应力均随着时间迅速下降.而随着时间的增加,松弛趋势逐渐减弱.图 6

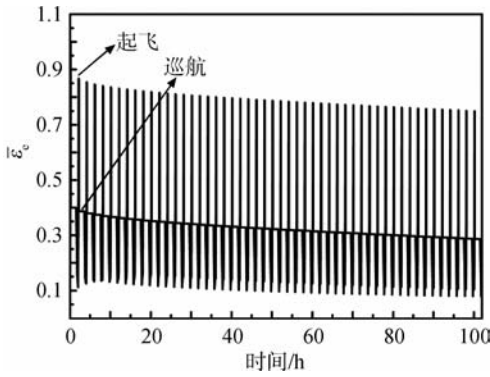


图7 弹性应变变化曲线

Fig. 7 Variation curve of elastic strain

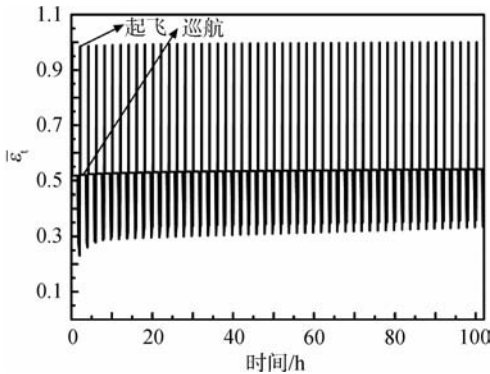


图8 总应变变化曲线

Fig. 8 Variation curve of total strain

应变松弛模型^[16],通过前几个循环的有限元计算结果,通过近似方法得到全寿命周期内的应力松弛历史.常用的等应变松弛模型认为应力松弛是总应变不变情况下弹性应变逐渐转变为蠕变应变的过程^[17],即

$$\epsilon_e + \epsilon_c = \text{constant} \quad (6)$$

假设 T_{i-1} 时刻的弹性应变和蠕变应变分别为 $\epsilon_e^{i-1}, \epsilon_c^{i-1}$, T_i 时刻的弹性应变和蠕变应变分别为 $\epsilon_e^i, \epsilon_c^i$,由式(6)可得

$$\sigma^i = \sigma^{i-1} - E_m (\epsilon_c^i - \epsilon_c^{i-1}) = \sigma^{i-1} - E_m \dot{\epsilon}_c^{i-1} \Delta T \quad (7)$$

其中 σ^i, σ^{i-1} 是 T_i, T_{i-1} 两个时刻的应力; E_m 是 T_i, T_{i-1} 两个时刻的平均弹性模量; $\dot{\epsilon}_c^{i-1}$ 是 T_{i-1} 时刻对应的蠕变应变率, ΔT 是两个时刻的时间差.利用上式,通过初始应力即可以近似得到蠕变松弛后的应力.式(7)中,蠕变应变率由式(5)中建立的单轴蠕变模型确定,而实际部件往往承受多轴应力,可通过如下公式对应力松弛过程进行进一步修正^[16]:

$$\sigma_{\text{mod}}^i = \sigma^{i-1} - 0.8M(\sigma^{i-1} - \sigma^i) \quad (8)$$

式中 σ_{mod}^i 是经过多轴修正后 T_i 时刻的应力, M 是多轴应力修正因子,按下列规则确定:

$$\begin{cases} |\sigma_1^i| > |\sigma_2^i| > |\sigma_3^i| \\ M^i = \frac{\sigma_1^i - 0.5(\sigma_2^i + \sigma_3^i)}{\sigma_1^i - 0.3(\sigma_2^i + \sigma_3^i)} \\ M = \min(M^{i-1}, M^i) \\ M \leq 1 \end{cases} \quad (9)$$

式中 $\sigma_1^i, \sigma_2^i, \sigma_3^i$ 是3个主应力; M^{i-1}, M^i 是两个时刻的多轴应力修正因子,取两个时刻中较小的因子作为公式中的多轴应力修正因子.对单晶涡轮叶片典型位置的应力松弛过程进行模拟可以发现,将 M 作为多轴应力修正因子进行调整,可较好地拟合整个应力松弛过程,如图9所示.按上述方法得到的松弛应力将随着时间不断减小,为保证结构安全,采用保守方法,设置松弛应力不低于一次应力,即只加载离心力时结构内产生的应力,松弛过程只导致热应变产生的热应力的消失而不能低于与外力平衡产生的应力.

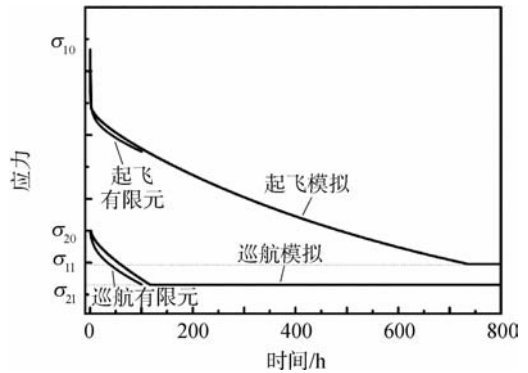


图9 预测的应力松弛历程

Fig. 9 Predicted stress relaxation history

图9中 σ_{10}, σ_{20} 分别是高温起飞状态和经济巡航状态的起始应力, σ_{11}, σ_{21} 分别是两个状态的应力下限.标注“起飞有限元”和“巡航有限元”的两条线分别是高温起飞状态和巡航状态前51个循环内有限元循环加载计算得到的应力松弛过程,标注“起飞模拟”和“巡航模拟”的两条线对应按式(6)~式(9)预测的应力松弛历程.可以看到,预测的应力松弛历程在前51个循环内与有限元计算得到的结果非常接近,而且很好地反映了应力先快速松弛后逐渐趋缓的特征.需要指出的是,通过调整式(9)中多轴应力修正因子,可以使预测结果与有限元结果吻合更好,但出于结构安全性考虑,建议调整多轴应力修正因子,使预测结果相对有限元结果保守,如图9所示,预测曲线位于有限元计算曲线的上方.另外可以看到,巡航状态松弛应力在第64个循环(128 h)达到应力下限,高温

起飞状态的松弛应力在第 370 个循环(740 h)达到应力下限,对达到应力下限后的应力全部按应力下限值计算。

对有限元计算得到的应力应变历程及预测得到的全寿命周期内的应力松弛历程按 3.4 节~3.7 节的方法计算损伤及蠕变疲劳寿命。

3.4 疲劳损伤计算

由于总应变在有限元加载 51 个循环后趋于稳定,所以第 51 个循环后的疲劳损伤以第 51 个循环的损伤计算。对于各循环内疲劳损伤的计算,由于传统应力应变雨流计数只关注循环中峰谷点的应力应变值,无法计及温度的变化。本文采用损伤雨流计数法^[18],以同时考虑应力和温度的影响。

首先对载荷谱中 m 个时间点两两配对计算疲劳寿命,具体步骤如下:

1) 计算循环中每个时间点的所有总应变分量, T_i 时刻应变分量为 $\epsilon_x^i, \epsilon_y^i, \epsilon_z^i, \gamma_{xy}^i, \gamma_{yz}^i, \gamma_{zx}^i$; T_j 时刻应变分量为 $\epsilon_x^j, \epsilon_y^j, \epsilon_z^j, \gamma_{xy}^j, \gamma_{yz}^j, \gamma_{zx}^j$ 。

2) 计算 T_i 与 T_j 两个时间点的应变分量差值

$$\begin{cases} \Delta\epsilon_x^{ij} = \epsilon_x^i - \epsilon_x^j \\ \Delta\epsilon_y^{ij} = \epsilon_y^i - \epsilon_y^j \\ \Delta\epsilon_z^{ij} = \epsilon_z^i - \epsilon_z^j \\ \Delta\gamma_{xy}^{ij} = \gamma_{xy}^i - \gamma_{xy}^j \\ \Delta\gamma_{yz}^{ij} = \gamma_{yz}^i - \gamma_{yz}^j \\ \Delta\gamma_{zx}^{ij} = \gamma_{zx}^i - \gamma_{zx}^j \end{cases} \quad (10)$$

3) 计算 T_i 与 T_j 两个时间点的应变分量差值的等效应变

$$\Delta\epsilon_{eqv}^{ij} = \frac{\sqrt{2}}{2(1+\mu_{eqv})} \left\{ (\Delta\epsilon_x^{ij} - \Delta\epsilon_y^{ij})^2 + (\Delta\epsilon_y^{ij} - \Delta\epsilon_z^{ij})^2 + (\Delta\epsilon_z^{ij} - \Delta\epsilon_x^{ij})^2 + \frac{2}{3} [(\Delta\gamma_{xy}^{ij})^2 + (\Delta\gamma_{yz}^{ij})^2 + (\Delta\gamma_{zx}^{ij})^2] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (11)$$

其中 μ_{eqv} 是等效泊松比,对于塑性应变, μ_{eqv} 取 0.5,对于弹性应变及热应变, μ_{eqv} 取材料的泊松比。

4) 以 $\Delta\epsilon_{eqv}^{ij}$ 作为等效应变范围,取 T_i 与 T_j 两个时间点对应的温度 t_i, t_j 中的较大值对应的材料参数,按式(12)计算 T_i 与 T_j 两个时间点对应的疲劳寿命值 N_f^{ij} 。

$$\frac{\Delta\epsilon_{eqv}^{ij}}{2} = \frac{(\sigma'_i - \sigma_m^{ij})}{E} (2N_f^{ij})^b + \epsilon'_i (2N_f^{ij})^c \quad (12)$$

式中 σ'_i 为疲劳强度系数, σ_m^{ij} 为平均应力, b 为疲劳强度指数, ϵ'_i 为疲劳延性系数, c 为疲劳延性指数。

平均应力按 Manson-McKnight 公式^[18]定义如下:

$$\sigma_m = \frac{\sqrt{2}}{2} [(\sigma_{xm} - \sigma_{ym})^2 + (\sigma_{ym} - \sigma_{zm})^2 + (\sigma_{zm} - \sigma_{xm})^2 + 6(\tau_{xym}^2 + \tau_{yzm}^2 + \tau_{zxm}^2)]^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{\sigma_1 + \sigma_3}{\sigma_1 - \sigma_3} \right) \quad (13)$$

其中 $\sigma_{xm}, \sigma_{ym}, \sigma_{zm}, \tau_{xym}, \tau_{yzm}, \tau_{zxm}$ 分别是循环中主应力与切应力各分量的平均应力,如 $\sigma_{xm} = (\sigma_{xm}^i + \sigma_{xm}^j)/2$, $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ 代表 3 个主应力。将按式(13)计算的平均应力代入式(12)来考虑平均应力对疲劳寿命的影响。若平均应力为负值,则进行保守处理,不进行修正。

对于节点应力已经超过屈服极限的情况,对有限元计算得到的线弹性应力按式(14)进行 Neuber 塑性修正,再将修正得到的应变值代入式(12)计算其疲劳寿命,材料参数选择 -3σ (置信度为 95%,可靠度为 99.87%)下的数据。

$$\frac{(K_t S)^2}{E} = \sigma_a \left[\frac{\sigma_a}{E} + \left(\frac{\sigma_a}{K'} \right)^{\frac{1}{n'}} \right] \quad (14)$$

式中 K_t 为应力集中系数, S 为名义应力, σ_a 为塑性修正后的真实应力, K' 为循环强度系数, n' 为循环应变硬化指数。

对于载荷谱中 m 个时间点的循环,总共可以得到 $m(m-1)/2$ 个疲劳寿命值,将其中最小值作为主循环对应疲劳寿命。对于民用航空发动机来讲,一般主循环对损伤的贡献达到 90% 以上,若忽略次循环的损伤,上述过程即可确定疲劳损伤。若次循环的损伤不可忽略,则进行如下损伤雨流计数过程。

5) 将步骤 1)~步骤 4) 确定的主循环中最小状态时间点定义为 T_0 , T_0 时刻应变分量为 $\epsilon_x^0, \epsilon_y^0, \epsilon_z^0, \gamma_{xy}^0, \gamma_{yz}^0, \gamma_{zx}^0$ 。

6) 按步骤 2) 计算循环中每个时间点 T_i 相对于 t_0 时刻的应变分量差值。

7) 按步骤 3) 计算每个时间点的应变分量差值的等效应变。

8) 按步骤 4) 计算各时间点的疲劳寿命,并以疲劳寿命的倒数作为该时间点的相对损伤。

9) 以各时间点的相对损伤进行雨流计数得到该飞行循环中的主循环及各次循环,并按步骤 4) 中的方法重新计算各主循环及次循环的寿命及损伤,该循环中的总损伤为主循环及各次循环损伤之和。

3.5 蠕变损伤计算

蠕变损伤计算采用 Robinson 法则^[19],将应力和温度按时间步长 ΔT 进行细分,如图 10 所示。

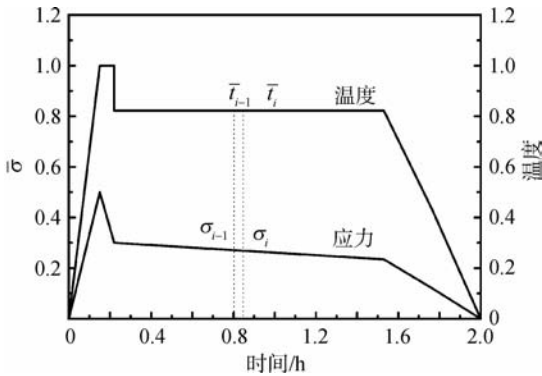


图 10 分段线性蠕变损伤累积方法

Fig. 10 Time-divided linear creep damage cumulative method

每一步内的蠕变损伤定义为

$$\Delta D_i^c = \frac{\Delta \tau_i}{\tau_i} \quad (15)$$

其中 ΔD_i^c 为 i 步内蠕变损伤增量, $\Delta \tau_i$ 为第 i 步时间步长, τ_i 为 i 步应力 σ^i 、温度 t_i 对应的单点蠕变寿命. τ_i 按式(16)的曼森-索柯普(M-S)热强参数综合方程计算, P^i 为热强参数

$$\begin{aligned} \lg \sigma^i = & -7.035497 + 1.737630P^i - \\ & 0.09473297(P^i)^2 + 0.001516068(P^i)^3 \\ P^i = & \lg \tau_i + 0.0070722t_i \end{aligned} \quad (16)$$

由此得到整个循环内蠕变造成的损伤 D^c

$$D^c = \sum_{i=1}^n \Delta D_i^c = \sum_{i=1}^n \frac{\Delta \tau_i}{\tau_i} \quad (17)$$

其中 n 为总的时间步数. 子步内用于计算蠕变寿命的应力和温度值取子步内应力和温度的最大值. 上述计算方法不仅适用于单次起落循环中蠕变造成的损伤,也用于全寿命周期内蠕变造成的损伤.

3.6 蠕变疲劳寿命计算

全寿命周期内的蠕变疲劳损伤采用线性累积方法计算. 第 p 个循环造成的疲劳损伤记为 D_p^{lef} , 蠕变损伤记为 D_p^c , 总损伤为 D_p , 若第 H 个循环时,蠕变疲劳造成的总损伤达到临界损伤 D^{critical} , 定义为部件失效,对应的 H 即为蠕变疲劳寿命.

$$\sum_{p=1}^H D_p = \sum_{p=1}^H (D_p^{\text{lef}} + D_p^c) = D^{\text{critical}} \quad (18)$$

以上计算方法可以比较准确地计算每个循环内蠕变、疲劳造成的损伤,但是对于民用航空发动机来说,热端部件寿命达到上万循环,若按上述方法,需要循环加载上万次来得到每个循环内的应力应变值,这对实际部件的强度计算,尤其是非线性的蠕变计算来说是不现实的. 为此,进行如下简化,假设前 q 个循环内的损伤是采用有限元或者

近似方法逐个循环计算,而 q 循环之后每个循环的损伤以第 q 个循环损伤代替,则

$$\sum_{p=1}^q D_p + (H - q)D_q = D^{\text{critical}} \quad (19)$$

在进行实际部件的蠕变疲劳寿命预测时,若要考虑蠕变及应力松弛的影响,按载荷谱循环加载再采用 3.3 节建立的方法,逐个计算前 q 个循环的损伤,以第 q 个循环的损伤估算后续循环的损伤,总损伤达到临界损伤时,部件失效,得到部件的蠕变疲劳寿命 H .

3.7 临界损伤

通过线性累积公式得到的损伤值若超过材料的临界损伤,则部件失效. 目前在通过线性累积方法进行蠕变疲劳寿命预测时,一般将临界损伤值取为 1. 对单晶材料标准试验件的蠕变疲劳试验数据分析发现,由于蠕变疲劳间的交互作用,临界损伤值远远小于 1,尤其随着温度的升高,临界损伤值有下降的趋势. 如图 11 所示,横坐标是疲劳损伤,纵坐标是蠕变损伤,实线是蠕变疲劳总损伤等于 1 的情况,虚线是总损伤等于 0.5 的情况. 上三角和圆点分别是 760 °C 和 980 °C 时疲劳、蠕变损伤的分布情况. 从图中可以看到,大部分试验中,蠕变疲劳交互临界损伤小于 1,而且 980 °C 下的临界损伤比 760 °C 下的临界损伤要小,大部分点处在小于 0.5 的区域内. 由于目前缺乏系统的单晶材料蠕变疲劳试验数据,无法拟合出蠕变疲劳交互作用下的临界损伤包络线,从目前数据可以看出,临界损伤取 1 是危险的,尤其是工作温度比较高的部位. 本文中,暂取临界损伤为 0.5.

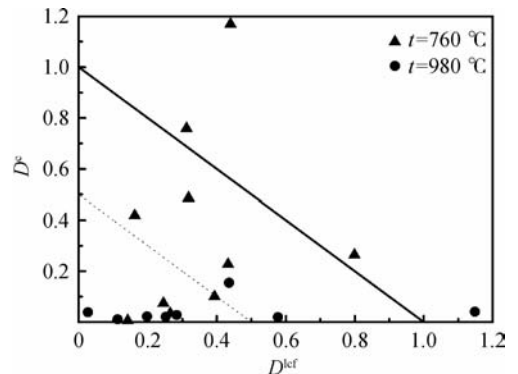


图 11 临界损伤分布

Fig. 11 Distribution of the critical damage

3.8 计算结果分析

根据上述方法,计算了单晶涡轮叶片典型位置节点在以下 4 种情况下的蠕变疲劳寿命,详细

结果见表 1.

- 1) 不考虑应力松弛,以第 1 个循环的损伤计算全寿命周期内的损伤,蠕变疲劳寿命为 212 个循环.
- 2) 有限元计算前 51 个循环应力松弛及损伤,以第 51 个循环的损伤计算后续循环的损伤,蠕变疲劳寿命为 727 个循环.
- 3) 有限元计算前 51 个循环的应力松弛及损伤,以本文中建立的应力松弛方法计算第 52~102 个循环的应力松弛过程及损伤,以第 102 个循环的损伤计算后续循环内的损伤,蠕变疲劳寿命为 1185 个循环.
- 4) 有限元计算前 51 个循环的应力松弛及损伤,以本文中建立的应力松弛方法计算至 370 个循环时应力达到松弛下限,以第 370 个循环的损伤计算后续循环内的损伤,蠕变疲劳寿命可达 9676 个循环.
- 可以看出,计算应力松弛至松弛下限时,其蠕变疲劳寿命是不考虑应力松弛时的 45.6 倍,而仅

仅考虑前 51 个循环的应力松弛及利用松弛公式计算应力松弛至第 102 个循环时,蠕变疲劳寿命也分别达到不考虑应力松弛时的 3.4 倍、5.5 倍.可见,不考虑应力松弛的计算方法远远高估了单晶涡轮叶片在全寿命周期内的损伤.虽然航空发动机寿命估算过程中,为保证航空发动机的安全,一般采用偏保守的计算方法,但是过分的保守将大大增加叶片检查、维修的成本.如果既考虑安全性又兼顾经济性,而又避免应力松弛估算出现较大偏差,在蠕变疲劳寿命预测时,可以先利用有限元方法循环加载计算前 n 个循环内的应力松弛,再用松弛公式计算 $2n$ 个循环的应力历程,其中 n 需要根据实际计算量限制及应力松弛情况确定.表 1 中最后一行列出了全寿命周期内蠕变损伤占总损伤的比例,可以看出,不考虑应力松弛时蠕变损伤占总损伤的比值 R 为 99.7%,在全寿命周期内考虑应力松弛时蠕变损伤仍然占到总损伤的比值 R 为 91.7%,充分说明在单晶涡轮叶片等热端部件寿命计算中,确定考虑应力松弛过程的蠕变损伤是有必要的.

表 1 蠕变疲劳寿命预测结果
Table 1 Predicted creep fatigue life

参数	不考虑应力 松弛(第 1 个 循环的损伤)	有限元循环加载 前 51 个循环		估算应力松弛至 102 个循环		估算应力松弛至 应力下限	
		第 1~51 个 循环	第 51 个 循环	第 1~102 个 循环	第 102 个 循环	第 1~370 个 循环	第 370 个 循环
蠕变损伤	2.35×10^{-3}	4.79×10^{-2}	6.64×10^{-4}	7.36×10^{-2}	3.89×10^{-4}	0.110	3.74×10^{-5}
疲劳损伤	5.02×10^{-6}	2.23×10^{-4}	4.31×10^{-6}	4.43×10^{-4}	4.31×10^{-6}	1.60×10^{-3}	4.31×10^{-6}
蠕变疲劳 寿命/循环	212	727		1185		9676	
$R/\%$	99.7	99.4		99.0		91.7	

4 结 论

- 1) 单晶涡轮叶片全寿命周期内的蠕变损伤占总损伤的 90% 以上,在叶片寿命预测中,必须考虑蠕变的影响.而应力松弛过程对叶片蠕变损伤的计算有显著影响,考虑应力松弛得到的蠕变疲劳寿命是不考虑应力松弛时的 45.6 倍,因此单晶涡轮叶片寿命预测时考虑应力松弛效应是有必要的.
- 2) 有限元循环加载计算结果显示,虽然等效应力、等效蠕变应变、弹性应变随时间变化,但总应变逐渐趋于稳定,因此等应变松弛模型结合多轴应力修正的方法可以模拟全寿命周期内的应力松弛过程,并设定松弛应力不小于一次应力.

- 3) 现有单晶材料试验数据表明,单晶材料蠕变疲劳交互作用临界损伤小于 1,且随着温度的升高,临界损伤有下降的趋势.为得到单晶材料蠕变疲劳交互作用系数及完整损伤包络线,需要开展系统的蠕变疲劳试验.
- 4) 考虑安全性而又兼顾经济性,叶片蠕变疲劳寿命预测时,可在有限元循环加载 n 个循环的基础上,以本文建立的松弛计算方法计算 $2n$ 个循环内的应力松弛历程.

参考文献:

[1] 丁智平,刘义伦,尹泽勇.镍基单晶高温合金蠕变-疲劳寿命评估方法进展[J].机械强度,2003,25(3):254-259.

- DING Zhiping, LIU Yilun, YIN Zeyong. Development on evaluating method of creep-fatigue life of single crystal nickel-based superalloys [J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(3): 254-259. (in Chinese)
- [2] 胡殿印, 王荣桥, 侯贵仓, 等. 涡轮构件疲劳/蠕变寿命的试验方法[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 331-334.
HU Dianyin, WANG Rongqiao, HOU Guicang, et al. Experiment on fatigue/creep life of turbine components[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 331-334. (in Chinese)
- [3] 陈立杰, 江铁强, 谢里阳. 涡轮叶片蠕变-疲劳交互作用下寿命预测方法综述[J]. 航空制造技术, 2004(12): 61-64.
CHEN Lijie, JIANG Tieqiang, XIE Liyang. Overview on life prediction methods of turbine blade for creep/fatigue interaction[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2004(12): 61-64. (in Chinese)
- [4] 饶寿期. 航空发动机的高温蠕变分析[J]. 航空发动机, 2004, 30(1): 10-13.
RAO Shouqi. Analysis of high-temperature creep of aero-engines[J]. Aeroengine, 2004, 30(1): 10-13. (in Chinese)
- [5] 岳珠峰, 吕震宙, 杨治国, 等. 镍基单晶结构的蠕变损伤寿命研究[J]. 推进技术, 2003, 24(3): 285-288.
YUE Zhufeng, LÜ Zhenzhou, YANG Zhiguo, et al. FEM creep damage study for nickel-base single crystal structure under multiaxial stress conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(3): 285-288. (in Chinese)
- [6] 何明辉, 李海燕, 聂景旭. DD6 单晶合金的高温蠕变/疲劳损伤研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(2): 24-27.
HE Minghui, LI Haiyan, NIE Jingxu. An investigation on creep/fatigue damage characteristics of single-crystal DD6 at high temperature[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(2): 24-27. (in Chinese)
- [7] 卿华, 江和甫, 温卫东, 等. DD6 单晶合金循环蠕变性能研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 51-56.
QING Hua, JIANG Hefu, WEN Weidong, et al. Study on fatigue-creep properties of DD6 Ni-based single crystal superalloy[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 51-56. (in Chinese)
- [8] 高鹏, 陆山. 考虑应力松弛的涡轮盘蠕变持久寿命可靠性分析方法[J]. 机械科学与技术, 2007, 26(11): 1458-1461.
GAO Peng, LU Shan. A method for creep rupture life reliability analysis of a turbine disc with the influence of stress relaxation considered[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2007, 26(11): 1458-1461. (in Chinese)
- [9] 陆山, 赵迎春, 范婕. 考虑应力松弛的涡扇发动机高压涡轮持久寿命可靠性[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 491-496.
LU Shan, ZHAO Yingchun, FAN Jie. Rupture life reliability of HP-turbine for a turbo-fan engine with influence of the stress relaxation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 491-496. (in Chinese)
- [10] 周柏卓, 丛佩红, 王维岩, 等. 考虑蠕变和应力松弛的发动机高温构件寿命分析方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 378-382.
ZHOU Baizhuo, CONG Peihong, WANG Weiyan, et al. Life prediction considering creep and stress relaxation for gas turbine engine hot section[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 378-382. (in Chinese)
- [11] 范婕, 陆山, 高鹏. 考虑应力松弛的涡轮盘蠕变-疲劳寿命快速预估方法[J]. 科学技术与工程, 2008, 8(6): 1496-1500.
FAN Jie, LU Shan, GAO Peng. Creep-fatigue life estimate method of turbine disc with the influence of stress relaxation[J]. Science Technology and Engineering, 2008, 8(6): 1496-1500. (in Chinese)
- [12] 王爱民, 王勘成, 林洪书, 等. 基于弹性分析的高温蠕变-疲劳损伤分析和寿命预测方法: 一 N-47 规则和分析步骤[J]. 压力容器, 1999(1): 18-24.
WANG Aimin, WANG Xucheng, LIN Hongshu, et al. Method for high-temperature creep-fatigue damage analysis and life prediction based on elastic analysis: I rules of N-47 and analysis procedures[J]. Pressure Vessel Technology, 1999(1): 18-24. (in Chinese)
- [13] 王爱民, 王勘成, 林洪书, 等. 基于弹性分析的高温蠕变-疲劳损伤分析和寿命预测方法: 二 计算实施和实例分析[J]. 压力容器, 1999(2): 20-26.
WANG Aimin, WANG Xucheng, LIN Hongshu, et al. Method for high-temperature creep-fatigue damage analysis and life prediction based on elastic analysis: II computation implementation and practical example analysis[J]. Pressure Vessel Technology, 1999(2): 20-26. (in Chinese)
- [14] 饶寿期, 孟春玲, 吴斌. 单晶材料涡轮叶片的循环蠕变分析[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1): 30-32.
RAO Shouqi, MENG Chunling, WU Bin. Cyclic creep analysis of turbine monocrystalline blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 30-32. (in Chinese)
- [15] 高勇, 王延荣. 涡轮转子叶片低循环疲劳/蠕变寿命的预测[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(2): 23-26.
GAO Yong, WANG Yanrong. Low cycle fatigue-creep life prediction for turbine rotor blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(2): 23-26. (in Chinese)
- [16] 王爱民, 王勘成. 高温结构应力松弛和蠕变损伤分析的实用方法[J]. 机械强度, 2001, 23(1): 4-7.
WANG Aimin, WANG Xucheng. Practical method for analysis of stress relaxation and creep damage in high-temperature structures[J]. Journal of Mechanical Strength, 2001, 23(1): 4-7. (in Chinese)
- [17] 郭进全, 轩福贞, 王正东, 等. 基于蠕变的高温构件应力松弛损伤模型[J]. 核动力工程, 2009, 30(4): 9-12.
GUO Jinquan, XUAN Fuzhen, WANG Zhengdong, et al. Creep based stress relaxation damage model for high temperature components [J]. Nuclear Power Engineering, 2009, 30(4): 9-12. (in Chinese)
- [18] Gyekenyesi J Z, Murthy P L N, Mital S K. NASALIFE: component fatigue and creep life prediction program[R]. NASA/TM-2005-213886, 2005.
- [19] Robinson E L. Effect of temperature variation on the creep strength of steels[J]. Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, 1938, 60(4): 253-259.