

文章编号: 1000-8055(2021)11-2372-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210130

某涡轴发动机涡轮叶片尾缘孔的 蠕变-疲劳寿命预测方法

钱正明, 李概奇, 米 栋, 艾 兴

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对某涡轴发动机的涡轮叶片, 建立了考虑应力松弛的蠕变-疲劳寿命分析方法。通过在黏塑性理论框架内耦合蠕变损伤, 对某高温合金的非线性蠕变变形进行了数值模拟。结果表明: 基于对某涡轮叶片的弹塑性-蠕变分析研究, 明确了叶片上前缘和尾缘等关键部位的蠕变损伤及其演化规律, 也为确定叶片上的局部危险点提供了一种方法。该模型针对弹塑性应力应变曲线计算误差小于 5%, 而针对蠕变曲线的模拟精度则处于材料蠕变变形固有属性分散范围内。借助于线性损伤累积寿命理论, 分析得到了某涡轮叶片尾缘孔局部考虑了应力松弛的蠕变-疲劳寿命, 从而为叶片寿命评价提供了更为合理、工程化应用更好的方法。

关 键 词: 疲劳; 蠕变; 寿命预测; 涡轮叶片; 损伤

中图分类号: V215

文献标志码: A

Creep-fatigue life prediction method of tail edge holes in turbine blade for a turboshaft engine

QIAN Zhengming, LI Gaiqi, MI Dong, AI Xing

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: A creep-fatigue life analysis method considering stress relaxation was established for turbine blade in a turboshaft engine. The nonlinear creep deformation of a superalloy was predicted by coupling creep damage in the framework of viscoplastic theory. The results revealed that based on the elastic-plastic creep analysis of a turbine blade, the creep damage and its evolution law of the leading edge and trailing edge of the blade were clarified, and a method was provided for determining the local dangerous points on the blade. The calculation error of the model for the elastic-plastic stress-strain curve was less than 5%, while the simulation accuracy for the creep curve was within the dispersion range of the inherent properties of material creep deformation. With the help of the linear damage cumulative life theory, the creep-fatigue life of the trailing edge hole of a turbine blade considering the stress relaxation was obtained, providing a more reasonable and better engineering application method for the blade life evaluation.

Key words: fatigue; creep; life prediction; gas turbine blade; damage

收稿日期: 2021-03-24

作者简介: 钱正明(1987—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机强度设计及多学科设计等方面的研究。

通信作者: 李概奇(1966—), 男, 研究员, 博士, 主要从事航空发动机设计研究。E-mail: qsy160905@163.com

引用格式: 钱正明, 李概奇, 米栋, 等. 某涡轴发动机涡轮叶片尾缘孔的蠕变-疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报, 2021, 36(11): 2372-2378. QIAN Zhengming, LI Gaiqi, MI Dong, et al. Creep-fatigue life prediction method of tail edge holes in turbine blade for a turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(11): 2372-2378.

涡轮叶片是涡轴发动机热端能量转换的主要部件,其长时间可靠工作对发动机大修经济性、安全性有重要影响。以典型的涡轮叶片为例,叶片上由于位置上温度、载荷和环境差异,其结构损伤包含了低循环疲劳、蠕变-疲劳、热机械疲劳、接触疲劳等。在叶身部分,蠕变-疲劳被认为是现代多通道、复杂气膜冷却单晶/定向凝固叶片局部高温、高应力区域的主要损伤模式之一^[1-4]。

由于叶片的气动设计特征,1/2叶高附近截面的前缘和尾缘温度常常最高。以典型有气冷结构的空心涡轮叶片为例,尾缘的气膜孔处还存在由于局部承载截面减少带来的名义应力上升以及孔特征造成的局部应力集中,在高温、高局部应力作用下,成为叶身部位的危险点。尤其随着现代涡轴发动机性能指标的不断提升,燃气涡轮叶片上这些局部危险点的承温承载已经处于强度设计的边界,其分析手段急切地需要从传统线弹性分析过渡到复杂载荷环境下非线性行为精确分析与建模,并在寿命分析过程中考虑由于疲劳、蠕变引起的多损伤耦合作用。

对叶片上宽温度、宽应力范围内蠕变-疲劳变形的高精度、高效率数值模拟是进行寿命评估的前提,而蠕变-疲劳是典型的高温非线性载荷。在结构层面,既有蠕变变形的累积,又有应力再平衡引起的松弛效应。国内多个学者进行了长期的研究,取得了重要的进展,如晶体塑性模型^[5-6]、黏塑性模型^[7-8]和 θ 映射法^[9]。此外,材料的循环变形特征还表现出温度相关性以及材料各向异性,成为叶片应力应变分析的难点和挑战。早期,周柏卓等^[10]提出了考虑蠕变和应力松弛的高温构件持久寿命和低循环疲劳寿命预测方法。他们提出了基于Norton率的分析模型,有效地解决了局部应力松弛的数值模拟。然而,Norton率模型本身在蠕变变形的内插和外推方面精度不足,且对蠕变第一阶段和第三阶段的模拟能力不足,从而限制了该方法的应用。高靖云等^[5]基于综合时间硬化隐式蠕变方程提出了应用于单晶DD6的蠕变分析方法,虽然较好地解决了第一阶段和第二阶段蠕变变形模型,但该模型缺少对第三阶段蠕变变形的数学表征。此外,基于参数插值的方法应用于该蠕变方程时限制了蠕变参数的优化,对蠕变变形的预测与试验值比较造成了一定的偏差。目前,在结构应用层面,高效率、高精度循环和蠕变应力应变模型研究仍是叶片设计、分析中较为急

切任务之一。

涡轮叶片的高温疲劳和蠕变寿命预测是确保长寿命设计的关键。影响叶片寿命的因素众多,包含设计与使用相关的温度、载荷与环境^[11-12]、材料冶金状态^[13-14],而分析叶片的寿命需要建立在材料的高精度寿命模型基础上。目前,针对涡轮叶片的寿命预测,多数情况下利用稳态的应力-温度组合,明确叶片在各个状态下的使用时间,基于疲劳损伤和蠕变损伤的线性累积的方法计算叶片蠕变-疲劳寿命。其中疲劳损伤的模型根据考虑的受力状态、载荷特征有多种形式,而蠕变损伤多数直接采用Larson-Miller模型^[15-16]。在处理蠕变损伤时,可以考虑应力不松弛^[15-16]或应力松弛^[10]。由于不同阶段蠕变变形速率有较大差异,采用线性损伤累积的方法存在数学描述上的误差,发展能够反映实际结构在应力松弛后的蠕变损伤计算方法,可以为寿命预测提供更为精度的途径。

本研究以某涡轴发动机燃气涡轮叶片尾缘孔为研究对象,通过发展针对该叶片材料的弹塑性-蠕变计算方法,并在建立考虑蠕变松弛的寿命评价模型的基础上,完成叶片局部蠕变-疲劳寿命预测,为有类似局部结构特征的涡轮叶片的结构设计与寿命分析提供方法支撑。

1 有限元模型

本文分析对象是某涡轴发动机燃气涡轮叶片。叶片材料为某多晶高温合金。通过Hypermesh软件生成结构的有限元网格模型(图1),其节点类型为纯六面体单元,节点数量为375 474,单元数量为323 462。

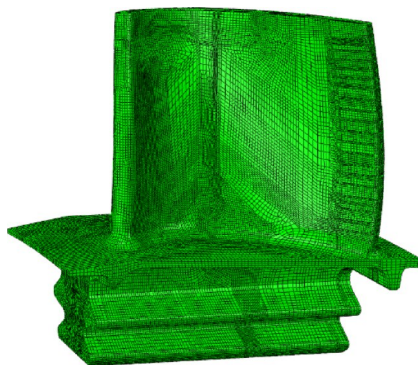


图1 涡轮叶片的有限元模型

Fig.1 Finite element model of the turbine blade

根据发动机的转速谱,设定叶片的载荷循环。在进行循环载荷下的应力应变分析时,采用图2所示的转速谱,包含起动—慢车—最大—慢车—停车。在进行蠕变载荷下的应力应变分析时,转速条件为图2所示的载荷谱,包含起动—慢车—最大保载(保载时间约为400 h)。通过气动分析得到了叶片温度场,通过边界的温度插值并进行传热计算,从而将不同时刻的涡轮叶片固体域温度场加载在有限元模型上。为了限制叶片的刚体位移,在不影响叶身等主要计算区域计算精度的前提下,将叶片上两对榫齿表面的法向位移约束为零,榫齿前端面约束轴向位移为零。

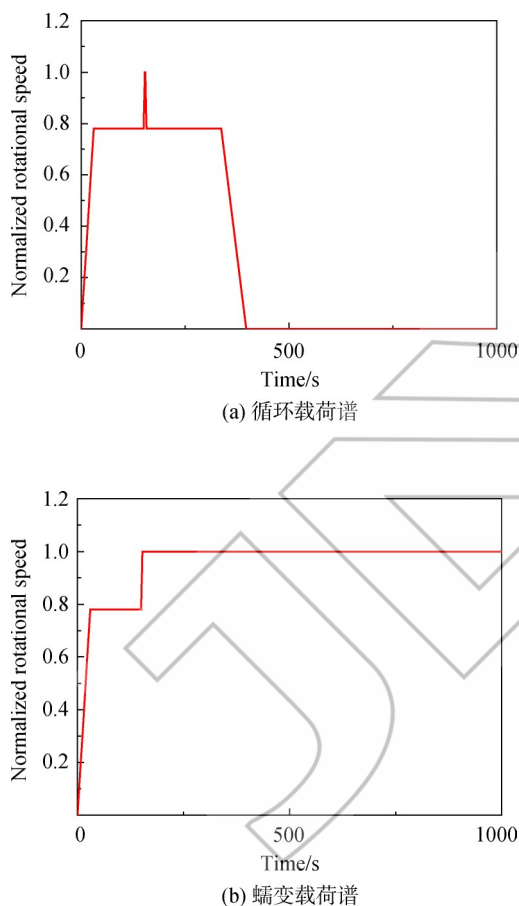


图2 有限元计算采用的转速谱

Fig.2 Rotational speed profile for finite element calculation

2 材料本构模型

由于黏塑性模型有较高的计算效率,基于Chaboche模型实现对Mar-M247多晶高温合金弹塑性和蠕变变形建模。材料总应变 ϵ_{ij} 分解为弹性部分 ϵ_{ij}^e 和非弹性部分 $\epsilon_{ij}^{\text{in}}$

$$\epsilon_{ij} = \epsilon_{ij}^e + \epsilon_{ij}^{\text{in}} \quad (1)$$

弹性部分遵守Hooke关系,即

$$\epsilon_{ij}^e = C_{ijkl} \sigma_{kl} \quad (2)$$

式中黑体 σ 代表应力张量, C 代表弹性张量,其表达式为

$$C = \begin{bmatrix} 1/E & -\mu/E & -\mu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\mu/E & 1/E & -\mu/E & 0 & 0 & 0 \\ -\mu/E & -\mu/E & 1/E & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中 E 、 G 和 μ 分别代表弹性模量、切变模量和泊松比。

根据应变等价原理,对于无损伤材料所建立的应变本构方程可以用于损伤材料,只是通常应力须用等效应力 σ_{eq} 代替。等效应力可写为

$$\sigma_{\text{eq}} = \sqrt{\frac{3}{2} (\sigma'_{ij} - X'_{ij})(\sigma'_{ij} - X'_{ij})} \quad (4)$$

其中 σ'_{ij} 和 X'_{ij} 分别为 σ_{ij} 和 X_{ij} 的“偏张量”形式, X_{ij} 表示背应力。

考虑蠕变损伤 D_c 后,有效应力 $\bar{\sigma}_{\text{eq}}$ 可写为

$$\bar{\sigma}_{\text{eq}} = \frac{\sigma_{\text{eq}}}{1 - D_c} \quad (5)$$

Chaboche黏塑性模型的流动方程表示为^[17]

$$\dot{\epsilon}_{ij}^{\text{in}} = \frac{3}{2} \left(\frac{f}{K} \right)^n \cdot \frac{\bar{\sigma}'_{ij} - X'_{ij}}{\bar{\sigma}_{\text{eq}}} \cdot \frac{1}{1 - D_c} \quad (6)$$

其中 $\dot{\epsilon}_{ij}^{\text{in}}$ 为非弹性应变率, $\bar{\sigma}'_{ij}$ 为有效应力的偏量, K 和 n 为材料参数。 f 为屈服函数,表示为

$$f = \bar{\sigma}_{\text{eq}} - R - \sigma_0 \quad (7)$$

其中 R 表示各向同性硬化标量, σ_0 表示初始屈服强度。背应力演化方程表示为

$$\dot{X}_{ij} = c \dot{\epsilon}_{ij}^{\text{in}} - a X_{ij} \dot{\epsilon}_p - \beta J(X_{ij})^r X_{ij} \quad (8)$$

其中 c 、 a 、 β 、 r 均为材料参数, $\dot{\epsilon}_p$ 为等效塑性应变率, $J(X_{ij})$ 为等效背应力,其表达式为 $J(X_{ij}) = \left(\frac{2}{3} X'_{ij} X'_{ij} \right)^{1/2}$ 。式(8)等号右边第一项称为线性硬化项,第二项称为动态回复项,第三项称为热回复项(常用于考虑高温蠕变变形)。各向同性硬化标量演化方程为

$$\dot{R} = b(W - R) \dot{\epsilon}_p \quad (9)$$

其中 b 与 W 为材料常数。等效塑性应变率 $\dot{\epsilon}_p$ 表达式为

$$\dot{\epsilon}_p = \sqrt{\frac{2}{3} \dot{\epsilon}_{ij}^{in} \dot{\epsilon}_{ij}^{in}} \quad (10)$$

为了描述蠕变变形过程,选用损伤演化方程为^[18]

$$\dot{D}_c = \left(\frac{\sigma_{eq} - k_0}{K_d} \right)^{n_d} \frac{1}{(1 - D_c)^{k_d}} \quad (11)$$

在 D_c 的演化方程中, k_0 为材料参数, K_d 、 n_d 、 k_d 表示损伤演化的常数。

计算带温度场结构的应力应变时,将不同温度的本构参数进行了线性插值,低于最低温度的区域赋予最低温度的材料参数,高于最高温度区域赋予最高温度的材料参数。通过 Matlab 优化分析,利用某高温合金的单调拉伸、蠕变曲线,识

别出了材料参数。进一步地,应用 Fortran 编制 Abaqus 用户子程序 UMAT,在 Abaqus 有限元环境下进行试验条件下的计算对比,验证模型准确性。图 3 为采用 Abaqus 软件计算 Mar-M247 单调拉伸应力应变响应关系。图中展示了温度 $t=25, 550, 700, 760, 800, 850\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下的试验和有限元计算(FEM)得到的单轴拉伸曲线对比。可以看到,所有曲线除了严格满足了弹性规律外,都穿过材料的屈服点和断裂极限点,曲线的计算误差小于 5%。图 4 为针对某高温合金在若干试验条件下的蠕变变形进行了有限元计算。图中给出了温度 $t=700, 800\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下蠕变曲线。计算结果表明,所有的计算都满足较高的精度,一般处于蠕变试验的材料本身的固有分散范围以内。

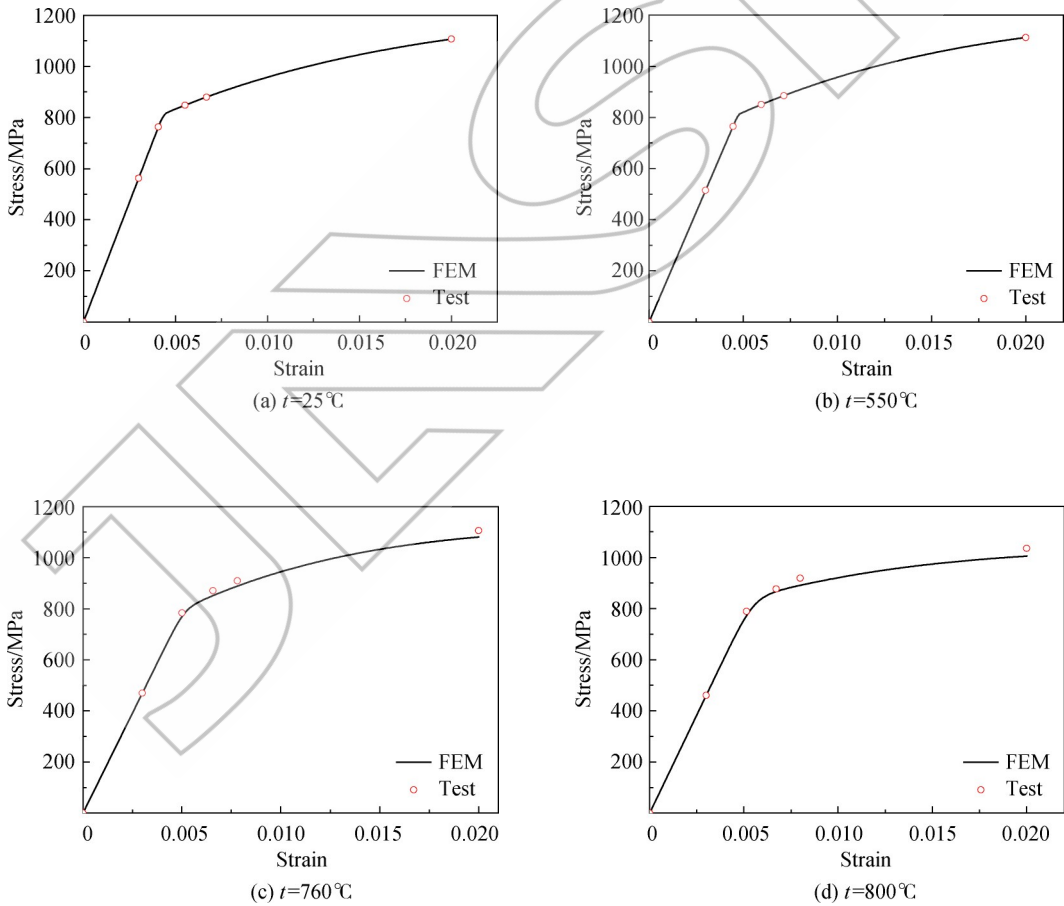


图 3 不同温度下某高温合金单调拉伸应力应变曲线模拟(应变率: 10^{-3} s^{-1})

Fig.3 Monotonic stress and strain curve simulation at different temperatures for a superalloy (strain rate: 10^{-3} s^{-1})

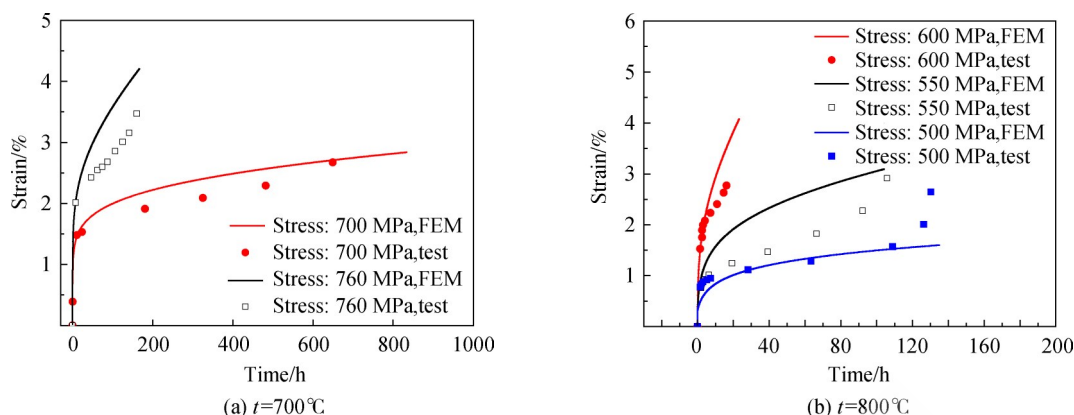


图4 700 °C和800 °C温度下某高温合金蠕变变形模拟
Fig.4 Creep deformation simulation at 700 °C and 800 °C for a superalloy

3 涡轮叶片的应力应变分析结果

为了分析涡轮叶片上的疲劳和蠕变损伤,分别计算了循环和蠕变载荷条件下的应力应变。通过在Abaqus平台下调用某高温合金的材料子程序,完成了涡轮叶片在图2中边界条件下的应力和应变分析。

图5中显示了基于图2载荷谱下的蠕变损伤云图。结果表明,叶片中部的前缘和尾缘区域是局部蠕变损伤较为严重的区域,主要源于该区域内较高的温度和相对较高的应力。进一步精细的分析表明,经过405 h后,孔边蠕变损伤达到了0.14,周围区域内的蠕变损伤普遍达到了0.09,是叶片局部蠕变-疲劳破坏最可能先发的位置。因此,因此本研究只关心尾缘孔部位。计算结果表明,尾缘11号孔是叶片上蠕变损伤最大的区域,位于孔边3点钟方位(图5所示),而危险点的节点号为143012。

为了剔除弹性、热膨胀等可恢复应变的影响,

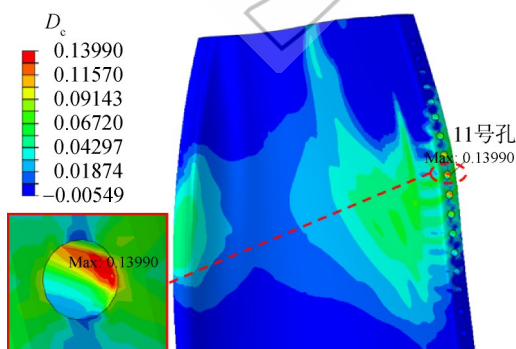


图5 叶片上的蠕变损伤和11号尾缘孔局部损伤云图
Fig.5 Creep damage in the blade and the local creep damage contour in the eleventh hole at tail edge

提取11孔边143012号节点处主方向的应力和应变,并将主应变蠕变分离出来,其结果如图6所示。可以看到,随着时间的增加,蠕变应变先快速

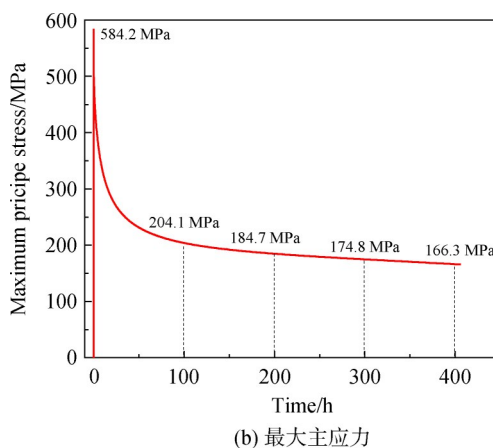
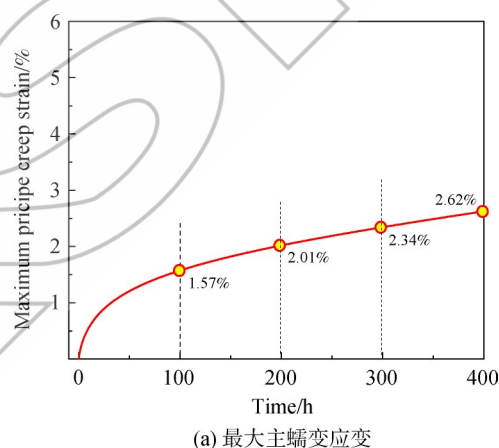


图6 第11号孔边143012号节点处最大主蠕变应变和最大主应力的演化规律

Fig.6 Maximum principle creep strain and maximum principle stress evolution law at 143012 node in the eleventh hole

增加,而后进入稳定阶段。经过了 100、200、300、400 h 蠕变作用下,主应变的蠕变分量分别为 1.57%、2.01%、2.34%、2.62%,而对应的节点最大主应力也从初始条件下的 584.2 MPa 分别降低到了 204.1、184.7、174.8、166.3 MPa。因此,最大主应力也经历了快速松弛转变到稳定松弛阶段。

图 7 为基于图 2 的循环载荷分析获得了 11 孔边 143012 号节点上机械主应变($\Delta\epsilon_m$)。可以看到,由于局部的高应力,在初始慢车保持时,发现了应力松弛,而在最大-慢车卸载后的慢车保持时,也发生了应力重新分配。经过循环载荷后,节点上的机械应变范围发生了一些变化。

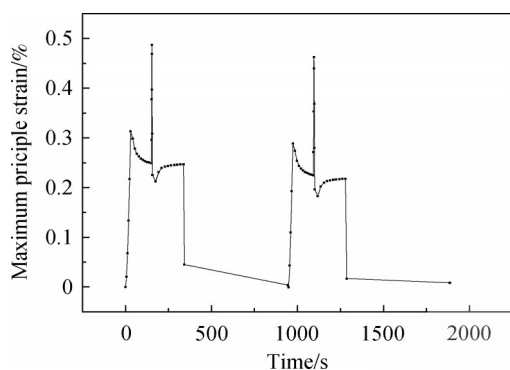


图 7 尾缘第 11 孔 143012 节点上最大主应变
($\Delta\epsilon_m=0.004\ 62$)

Fig.7 Maximum principle strain at node 143012 in the eleventh hole at the tail edge ($\Delta\epsilon_m=0.004\ 62$)

4 涡轮叶片尾缘孔蠕变-疲劳寿命预测

涡轮叶片的疲劳蠕变寿命采用线性损伤累积法进行计算。将总损伤(D_t)表示为疲劳损伤(D_f)和蠕变损伤(D_c)之和,即

$$D_t = D_f + D_c \quad (12)$$

其中疲劳损伤 D_f 基于循环寿命 N_f 的线性累积得到,表示为

$$D_f = \frac{1}{N_f} \quad (13)$$

而疲劳寿命采用经典应变-寿命模型,即

$$\Delta\epsilon_m = m(N_f)^n \quad (14)$$

其中 $\Delta\epsilon_m$ 表示主应变范围, m 和 n 为材料常数。对于某高温合金, m 和 n 分别取 0.040 73 和 -0.130 7。将应变范围 0.462% 代入式(14),得到疲劳寿命为 17 047 616。因此,单个循环的疲劳损伤(D_f)为 5.86×10^{-8} 。

为了计算蠕变损伤,拟选用经典 Larson-Miller 模型。通过对原始蠕变试验数据的拟合,得到材料应力和 Larson-Miller 参数之间的数量关系为

$$\lg \sigma = -0.300\ 06 + 0.346\ 57P - 0.009\ 22P^2 \quad (15)$$

式中 $P = (t + 273.15)(20 + \lg T_c)/1000$, 其中 t 为摄氏温度, T_c 为蠕变断裂时间。通过应力和温度的组合,可以求解得到蠕变断裂时间,从而计算出在一定保载时间下的蠕变损伤为 $dT_c/T_{cr}(t, \sigma)$ 。将整个保载时间进行划分,从而得到整个计算时间范围内蠕变损伤为

$$D_c = \sum_{i=1}^n T_{cr,i}(t_i, \sigma_i) \Delta T_c \quad (16)$$

应用图 6 中的应力数据结合叶片节点上的温度(839℃),计算得到 143012 号节点的起飞状态蠕变寿命为 128 h。若单个循环时间为 40 min,发动机大状态占比为 2.7%,单个循环的蠕变损伤为 1.41×10^{-4} 。根据损伤累积模型,总损伤为 1.41×10^{-4} ,疲劳-蠕变寿命为 7 108 个循环数或 4 783 h。

5 结 论

本文研究了一种应用于涡轮叶片局部结构的蠕变-疲劳寿命分析方法。通过对某高温合金的弹塑性-蠕变本构建模,得到了用于分析涡轮叶片循环和蠕变变形的重要工具,从而可以考虑到叶片局部由于高温保载引起的应力松弛,从而为蠕变损伤计算提供了更为反映实际情况的数据输入。通过本文的研究,主要结论如下:

1) 涡轮叶片上的蠕变损伤,主要集中在涡轮叶片叶身的中间部位,尤其在前缘和尾缘高温区域内。

2) 基于黏塑性模型可以为叶片的非线性应力应变分析提供高精度的模型保证,模型针对弹塑性应力应变曲线计算误差小于 5%,而针对蠕变曲线的模拟精度则处于典型蠕变试验曲线的分散范围内。

3) 基于高精度的应力应变计算方法,为叶片寿命预测提供更为合理的数据输入,为工程应用提供重要的方法。

参考文献:

- [1] ZARETSKY E V, LITT J S, HENDRICKS R C, et al. Determination of turbine blade life from engine field data[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6):1156-1167.
- [2] 李娜, 杨晓光, 石多奇, 等. 服役工作条件对涡轮转子叶片

- 蠕变寿命的影响[J].航空动力学报, 2015, 30(12):2870-2875.
- LI Na, YANG Xiaoguang, SHI Duoqi, et al. Effect of operating conditions on turbine rotor blade creep life[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(12):2870-2875. (in Chinese)
- [3] 赵云松, 张迈, 郭小童, 等. 航空发动机涡轮叶片超温服役损伤的研究进展[J]. 材料工程, 2020, 48(9):24-33.
- ZHAO Yunsong, ZHANG Mai, GUO Xiaotong, et al. Recent progress in service induced degradation of turbine blades of aeroengine due to overheating[J]. Journal of Materials Engineering, 2020, 48(9):24-33. (in Chinese)
- [4] 张冬旭, 何金洋, 温志勋, 等. 气膜孔倾角角度对单晶高温合金疲劳性能的影响[J]. 推进技术, 2021, 42(1):192-199.
- ZHANG Dongxu, HE Jinyang, WEN Zhixun, et al. Effects of slant angle of film hole on fatigue properties of single crystal superalloy[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(1):192-199. (in Chinese)
- [5] 高靖云, 张成成, 侯乃先, 等. 考虑应力松弛的单晶涡轮叶片蠕变疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3):539-547.
- GAO Jingyun, ZHANG Chengcheng, HOU Naixian, et al. Creep-fatigue life prediction of single crystal turbine blade with the influence of stress relaxation[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3):539-547. (in Chinese)
- [6] 王荣桥, 张斌, 胡殿印. Ni_3Al 基单晶高温合金蠕变本构模型[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3):657-662.
- WANG Rongqiao, ZHANG Bin, HU Dianyin. Creep constitutive model of Ni_3Al -based single crystal superalloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3):657-662. (in Chinese)
- [7] BARRETT P R, HASSAN T. A unified constitutive model in simulating creep strains in addition to fatigue responses of Haynes 230[J]. International Journal of Solids and Structures, 2020, 185/186:394-409.
- [8] HU Xiaolan, ZHANG Qiang, YANG Xiaoguang, et al. Viscoplastic analysis method of an aeroengine turbine blade subjected to transient thermal mechanical loading[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2019, 152:247-256.
- [9] 全昌彪, 廖明夫, 米栋, 等. 基于 θ 映射法的燃气涡轮叶片高温蠕变变形分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(6):25-29.
- QUAN Changbiao, LIAO Mingfu, MI Dong, et al. High temperature creep deformation analysis of gas turbine blade based on θ -projection method[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(6):25-29. (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] 李本威, 赵勇, 蒋科艺, 等. 典型使用条件对发动机涡轮叶片蠕变寿命消耗的影响研究[J]. 推进技术, 2017, 38(5):1107-1114.
- LI Benwei, ZHAO Yong, JIANG Keyi, et al. Impact of typical operating conditions on creep life consumption for aero engine turbine blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5):1107-1114. (in Chinese)
- [12] 王亮, 李彦, 张丽, 等. DZ125定向凝固合金的薄壁持久蠕变性能与断裂行为[J]. 失效分析与预防, 2019, 14(2):101-105.
- WANG Liang, LI Yan, ZHANG Li, et al. Stress rupture and creep properties and fracture behavior of DZ125 directionally solidified superalloy[J]. Failure Analysis and Prevention, 2019, 14(2):101-105. (in Chinese)
- [13] 范永升, 黄渭清, 杨晓光, 等. 某型航空发动机涡轮叶片服役微观损伤研究[J]. 机械工程学报, 2019, 55(13):122-128.
- FAN Yongsheng, HUANG Weiqing, YANG Xiaoguang, et al. Microstructure damage analysis of service turbine blades for an aero-engine[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(13):122-128. (in Chinese)
- [14] 范永升, 杨晓光, 石多奇, 等. 涡轮叶片合金筏化量化表征及寿命退化研究[J]. 航空发动机, 2021, 47(1):53-57.
- FAN Yongsheng, YANG Xiaoguang, SHI Duoqi, et al. Quantitative characterization of rafting state and life degradation of superalloys for turbine blades[J]. Aeroengine, 2021, 47(1):53-57. (in Chinese)
- [15] 皮骏, 杨磊, 高树伟, 等. 基于飞行数据的高压涡轮叶片蠕变寿命评估[J]. 机械设计, 2018, 35(12):72-76.
- PI Jun, YANG Lei, GAO Shuwei, et al. Estimation of the creep life of high-pressure turbine blades based on flight data[J]. Journal of Machine Design, 2018, 35(12):72-76. (in Chinese)
- [16] HUO Junzhou, SUN Debin, WU Hanyang, et al. Multi-axis low-cycle creep/fatigue life prediction of high-pressure turbine blades based on a new critical plane damage parameter[J]. Engineering Failure Analysis, 2019, 106:104159.1-104159.18.
- [17] CHABOCHE J L. Constitutive equations for cyclic plasticity and cyclic viscoplasticity[J]. International Journal of Plasticity, 1989, 5(3):247-302.
- [18] KACHANOV M. Elastic solids with many cracks and related problems[J]. Advances in Applied Mechanics, 1993, 30:259-445.

(编辑:陈越)