

文章编号: 1006-3080(2025)06-0857-11

DOI: 10.14135/j.cnki.1006-3080.20250106002

## 涡轮盘蠕变疲劳寿命预测的数字孪生模型研究

孙雨杰, 朱郁涵, 康磊, 张润泽, 谈建平, 温建锋, 刘长利

(华东理工大学机械与动力工程学院, 上海 200237)

**摘要:** 针对航空发动机涡轮盘蠕变疲劳寿命预测计算效率低、实时性差、难以满足工程实际中寿命管理需求的问题, 本文提出了涡轮盘蠕变疲劳寿命预测的数字孪生模型。该模型首先通过降阶方法获取涡轮盘的应力场, 然后根据寿命预测模型计算涡轮盘的蠕变疲劳寿命。采用降阶方法计算应力的优势是可以快速得到不同工况下的结构应力场, 相较于传统有限元分析, 应力场计算时间减少了 99.74%, 可实现秒级响应。基于应力场计算结果, 模型可实时预测涡轮盘在不同工况下的蠕变疲劳寿命, 从而解决了涡轮盘蠕变疲劳寿命预测实时性差的问题。为验证模型可靠性, 开展了 6 组不同工况条件下涡轮盘榫槽底部模拟件的蠕变疲劳试验, 结果表明: 模型预测寿命与试验寿命的相对误差均能控制在 1.5 倍误差带范围内, 证明该模型具有很高的准确性。

**关键词:** 蠕变疲劳; 寿命预测; 降阶模型; 数字孪生; 涡轮盘

**中图分类号:** V232.3

**文献标志码:** A

GH4169 涡轮盘作为航空发动机的关键旋转件<sup>[1]</sup>, 长期承受高温、高压及离心力、气动力等多源复杂载荷, 极易导致蠕变疲劳失效<sup>[2-3]</sup>。

针对涡轮盘的蠕变疲劳寿命预测问题, 田若洲等<sup>[4]</sup>对比了寿命-时间分数法、延性耗竭法及修正应变能密度法在涡轮盘蠕变损伤评估中的应用。李骏等<sup>[5]</sup>使用 Larson-Miller 方程预测了涡轮叶片-榫头-轮盘结构蠕变持久寿命。Tomevenya 等<sup>[6]</sup>通过有限元结合 Larson-Miller 模型实现了蠕变损伤量化分析。王磊等<sup>[7]</sup>采用 Morrow 平均应力方程及其修正模型、SWT 参数模型评估了涡轮盘不同部位的疲劳寿命。商体松等<sup>[8]</sup>基于三参数幂函数公式, 提出了结合 Walker 等效应变的修正寿命预测模型。苏运来等<sup>[9]</sup>结合修正 Walker 应力模型和 Weibull 统一分布模型, 建立了考虑缺口/体积效应的等效体积概率寿命方法。Liao 等<sup>[10]</sup>通过耦合有限元模拟应力梯度与 Fatemi-Socie 准则, 建立了考虑缺口效应的涡轮盘疲劳模型。

随着计算机技术的发展, 数字孪生技术为实现涡轮盘的蠕变疲劳寿命的实时预测提供了新的途径。付洋等<sup>[11]</sup>开发了基于性能退化指标、状态空间模型、动态贝叶斯网络和粒子滤波算法的涡轮盘剩余寿命预测的数字孪生驱动方法。Song 等<sup>[12]</sup>利用分解协同时变 Kriging 替代模型建立动态代理模型, 预测了涡轮盘蠕变-疲劳寿命。Chen 等<sup>[13]</sup>基于温度和历史载荷数据构建了涡轮盘蠕变疲劳损伤计算系统。Yağci 等<sup>[14]</sup>通过多学科模型集成实现高压涡轮盘健康状态监测和剩余寿命预测。Tang 等<sup>[15]</sup>基于神经网络建立了涡轮盘模拟件的应力场降阶模型, 实现了应力场的快速计算。然而, 现有研究多通过代理模型直接关联载荷与寿命, 缺乏对寿命与结构应力及损伤联系的表征, 导致模型可解释性不足。同时, 神经网络依赖高质量训练数据, 数据稀缺时易出现泛化能力弱、预测精度下降等问题。

本文提出一种基于降阶方法的涡轮盘蠕变疲劳寿命预测数字孪生模型。针对涡轮盘榫槽、螺栓孔

收稿日期: 2025-01-06

基金项目: 国家自然科学基金 (52075176)

作者简介: 孙雨杰 (2000—), 男, 安徽滁州人, 硕士生, 主要研究方向为数字孪生。E-mail: yujiesun2501@126.com

通信联系人: 刘长利, E-mail: clliu@ecust.edu.cn

引用本文: 孙雨杰, 朱郁涵, 康磊, 等. 涡轮盘蠕变疲劳寿命预测的数字孪生模型研究 [J]. 华东理工大学学报(自然科学版), 2025, 51(6): 857-867.

Citation: SUN Yujie, ZHU Yuhan, KANG Lei, et al. Digital Twin Model for Predicting Creep Fatigue Life of Turbine Disk[J]. Journal of East China University of Science and Technology, 2025, 51(6): 857-867.

等关键部位的应力集中、平均应力高的问题,提出一种蠕变疲劳寿命预测模型。该模型结合 Walker 平均应力修正和相对应力梯度修正方法计算疲劳损伤,并采用 Larson-Miller 模型计算蠕变损伤,基于线性累积准则预测寿命。进一步地,结合降阶方法建立数字孪生模型,通过插值方法快速预测不同工况下的结构应力场,并结合上述寿命模型,实现涡轮盘关键部位蠕变疲劳损伤的快速计算和寿命实时预测。

## 1 蠕变疲劳寿命预测模型

### 1.1 疲劳寿命预测模型

针对涡轮盘关键部位平均应力高、应力集中的特性,本文融合 Walker 等效应力<sup>[16]</sup>、应力梯度有效应力<sup>[17]</sup>与 Basquin 应力疲劳寿命公式<sup>[18]</sup>,构建了综合表征平均应力与应力集中效应的疲劳寿命预测模型:

$$\sigma_{ar} = \sigma_{eff}^{1-\gamma} \cdot \sigma_a^\gamma = \sigma_f'(2N_f)^b \quad (1)$$

其中,  $\sigma_{ar}$  为考虑平均应力效应的等效应力幅;  $\sigma_a$  为应力幅值;  $\sigma_f'$  为疲劳强度系数;  $b$  为疲劳强度指数;  $N_f$  为循环周次;  $\gamma$  为材料灵敏度参数<sup>[19]</sup>, 计算式见式(2);  $\sigma_{eff}$  为考虑应力集中效应的等效应力, 计算式见式(3)。

$$\gamma = 0.5 \pm \frac{\sigma_u - \sigma_b}{\sigma_u + \sigma_b} \quad (2)$$

其中,  $\sigma_u$ ,  $\sigma_b$  分别为材料的强度极限与屈服极限, 符号( $\pm$ )由对比同类材料试验的  $\gamma$  值确定。

$$\sigma_{eff} = \frac{1}{r_{eff}} \int_0^{r_{eff}} \sigma_{eq}(r) [1 - r\chi(r)] dr \quad (3)$$

其中,  $\sigma_{eq}(r)$  为缺口等分线上  $r$  处的等效应力;  $\chi(r)$  为相对应力梯度, 计算式见式(4); 有效距离  $r_{eff}$  是  $\chi(r)$  极小值点的取值, 即  $r_{eff} = \min[\chi(r)]$ 。

$$\chi(r) = \frac{1}{\sigma_{eq}(r)} \frac{d\sigma_{eq}(r)}{dr} \quad (4)$$

缺口区域应力分布及相对应力梯度关系曲线如图 1 所示。

### 1.2 蠕变寿命预测模型

Larson-Miller 方程<sup>[20]</sup>被广泛应用于结构的蠕变持久寿命预测, 公式如下:

$$\lg(t_r) = \frac{P(\sigma)}{T} - C \quad (5)$$

其中,  $C$  为材料常数;  $T$  为工作温度;  $t_r$  为极限蠕变时间;  $P(\sigma)$  为 Larson-Miller 参数, 表征材料高温强度衰减特性, 其值与应力  $\sigma$  呈函数关系。

由于  $P(\sigma)$  与  $\lg \sigma$  具有非线性关系, 故通常采用多元回归方法确定二者间的数学表达<sup>[21]</sup>:

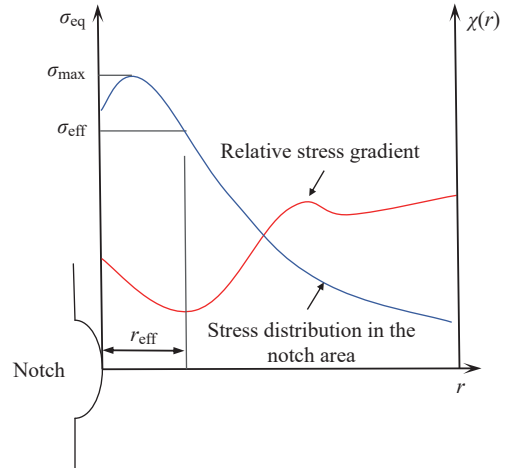


图 1 缺口区域应力分布及相对应力梯度关系曲线

Fig. 1 Curve of stress distribution and relative stress gradient in the notch area

$$P(\sigma) = b_0 + b_1(\lg \sigma) + b_2(\lg \sigma)^2 + \dots + b_j(\lg \sigma)^j \quad (6)$$

其中,  $b_0, b_1, \dots, b_j$  为回归系数;  $j$  为回归方程的阶数。

联立式(5)和式(6), 可将 Larson-Miller 方程改写为:

$$\lg(t_r) = -C + \frac{1}{T} (b_0 + b_1(\lg \sigma) + \dots + b_j(\lg \sigma)^j) \quad (7)$$

因此, 通过确定材料常数  $C$  以及回归系数  $b_0, b_1, \dots, b_j$ , 可建立  $t_r$  和  $\sigma$  间的回归模型, 实现不同应力水平下蠕变寿命预测。

### 1.3 蠕变-疲劳损伤

Miner 损伤累积准则<sup>[22]</sup>通过线性叠加疲劳与蠕变损伤获得总损伤量, 当总损伤累积至临界阈值时判定结构失效。其表达式为:

$$d_t = d_f + d_c \quad (8)$$

其中,  $d_t$  为单周总损伤; 单周疲劳损伤  $d_f = \frac{1}{N_f}$ , 其中  $N_f$  为疲劳寿命模型所预测的疲劳寿命周次; 单周蠕变损伤  $d_c = \frac{\Delta t}{t_r}$ , 其中  $\Delta t$  为单周保载的时间段。

### 1.4 剩余寿命

剩余寿命 ( $R_{life}$ ) 为结构在当前受载状态下的预期使用寿命:

$$R_{life} = (1 - D_t) \div \frac{D_t}{t} = \frac{1 - D_t}{D_t} t \quad (9)$$

其中, 累积总损伤  $D_t = \sum d_t$ , 其中  $t$  为已受载的时间。

## 2 应力场的降阶

降阶模型 (Reduced Order Model, ROM)<sup>[23]</sup>通过提取系统关键特征实现复杂度缩减, 在保持精度前提下显著提升计算效率。本文采用奇异值分解

(Singular Value Decomposition, SVD) 提取应力场关键特征模态; 通过插值算法建立工况参数-特征模态映射关系, 最终构建应力场 ROM, 实现不同工况下应力场的快速预测。

### 2.1 降阶方法

#### 2.1.1 SVD 原理 SVD 通过线性变换提取全阶数据

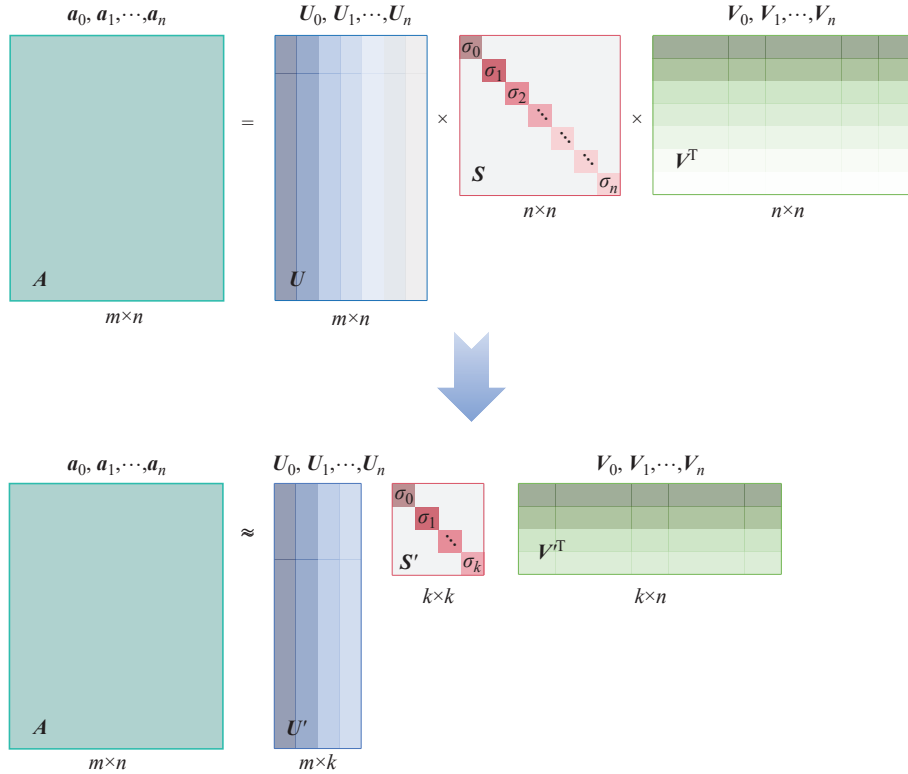


图 2 矩阵的 SVD 与前  $k$  阶截断

Fig. 2 SVD and first  $k$ -order truncation of matrices

通过 SVD, 矩阵  $A$  分解成  $U$ 、 $S$  和  $V$  矩阵。其中,  $S$  为奇异值矩阵, 对角线上为  $A$  的奇异值  $\sigma_i$  ( $i=0,1,\dots,n$ ),  $U$  为左奇异矩阵,  $V$  为右奇异矩阵, 分别由  $A$  的左、右奇异向量组成。根据文献 [24], 当奇异值的前 10% 甚至 1% 之和占全部奇异值之和的 99% 以上时, 即可用前  $k$  个奇异值和其左右奇异向量来近似描述矩阵。据此, 对  $U$ 、 $S$  和  $V$  矩阵分别进行  $k$  阶的截断, 得到  $U'$ 、 $S'$  和  $V'$ , 并定义系数矩阵  $C = S' \times V'^T$ 。

$$A_{m \times n} = U_{m \times n} S_{n \times n} V_{n \times n}^T \approx U'_{m \times k} S'_{k \times k} V'^T_{k \times n} = U'_{m \times k} C_{k \times n} \quad (10)$$

至此, 将原始数据矩阵  $A$  近似分解为特征向量矩阵  $U'$  和系数矩阵  $C$ , 由于矩阵  $U'$  的列数  $k$  远小于原始矩阵  $A$  的列数  $n$ , 因此显著减少了数据的规模, 从而降低了计算的时间。

2.1.2 阶数选择 截断阶数  $k$  的选择需平衡计算效率与精度:  $k$  值过大时模型复杂度高, 难以满足效率需求;  $k$  值过小则误差显著增加, 影响精度。

主成分, 利用一组特征向量实现高维到低维的映射, 完成数据的降维和截断。假设一个  $m \times n$  (其中  $m$  为节点数,  $n$  为工况数) 的矩阵  $A$ , 由结果向量  $a_i$  ( $i=0, 1, \dots, n$ , 原始数据) 组成, 矩阵的 SVD 与前  $k$  阶截断如图 2 所示。

利用均方根误差 (RMSE, 计算式见式 (11)) 确定最优截断阶数  $k$ , 结果如图 3 所示。由图 3 可知, 随着  $k$  增大, RMSE 递减但收敛速率逐渐降低。当增加阶数  $k$  所带来的 RMSE 减小量不再显著时, 认为是 RMSE 曲线的“拐点”, 此时的  $k$  为合适的截断阶数取值。

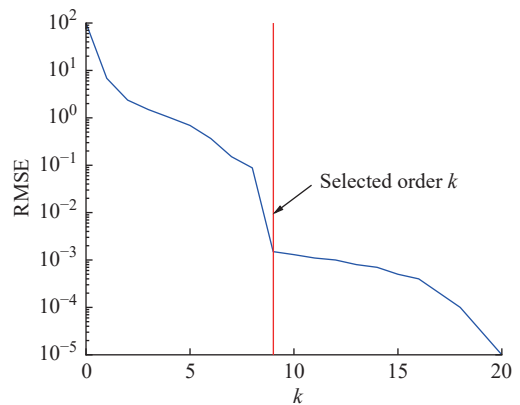


图 3 降阶模型阶数与均方根误差间的关系  
Fig. 3 Relationship between the order of ROM and RMSE

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{\sum (\hat{y}_i - y_i)^2}{n}} \quad (11)$$

其中,  $n$  为样本数量;  $\hat{y}_i$  是模型预测值;  $y_i$  是实际观测值。

## 2.2 降阶流程

涡轮盘结构应力场的降阶流程如图 4 所示。其具体过程如下:

(1) 正交试验设计。针对涡轮盘受到的温度、转速等载荷, 通过设计正交试验得到  $N$  组工况, 建立试验空间。

(2) 全阶应力数据计算。通过有限元分析获取  $N$  组工况的应力场数据, 构建全阶应力场矩阵  $A_{m \times n}$ , 其中  $m$  为节点数,  $n$  为工况数。

(3) 场数据特征值分解。将应力场矩阵  $A$  进行 SVD 分解, 得到  $A$  的特征向量矩阵  $U$  和系数矩阵  $C$ 。

(4) 场数据降阶。根据得到的特征值, 截取前  $k$  个特征向量。

(5) 降阶模型建立。通过插值方法建立工况与对应特征向量  $u'$  之间的映射关系, 得到应力场降阶模型。

## 3 数字孪生模型的建立

结合第 2 节所建立的应力场降阶模型与第 1 节中的蠕变疲劳寿命预测模型, 即可建立涡轮盘结构

关键部位蠕变疲劳寿命预测的数字孪生模型, 如图 5 所示。建模流程如下:

(1) 应力场预测。基于应力场降阶模型计算给定工况下的特征向量  $u'$ , 并与系数矩阵  $C$  相乘, 得到该工况下关键部位的应力场。

(2) 蠕变损伤及疲劳损伤的计算。将降阶模型预测的应力场与改进的疲劳寿命预测模型(式(1))结合, 计算疲劳损伤场; 与 Larson-Miller 蠕变寿命预测模型(式(5))结合, 计算蠕变损伤场。

(3) 蠕变疲劳损伤的累加。根据 Miner 准则(式(8))进行蠕变损伤场和疲劳损伤场的累加, 得到涡轮盘关键部位的总损伤场。

(4) 剩余寿命预测。基于关键部位弱点处的最大损伤值, 利用式(9)进行涡轮盘蠕变疲劳剩余寿命的预测。

## 4 基于数字孪生的涡轮盘榫槽底部模拟件蠕变疲劳寿命预测

图 6 所示为 GH4169 涡轮盘榫槽底部模拟件(以下简称模拟件), 用于模拟该部位的应力特点, 通过试验测试其在温度和载荷作用下的蠕变疲劳寿命。本节以此模拟件为例, 基于第 3 节的建模方法建立其蠕变疲劳寿命预测的数字孪生模型, 并通过对比试验寿命与模型预测寿命, 验证模型的准确性。

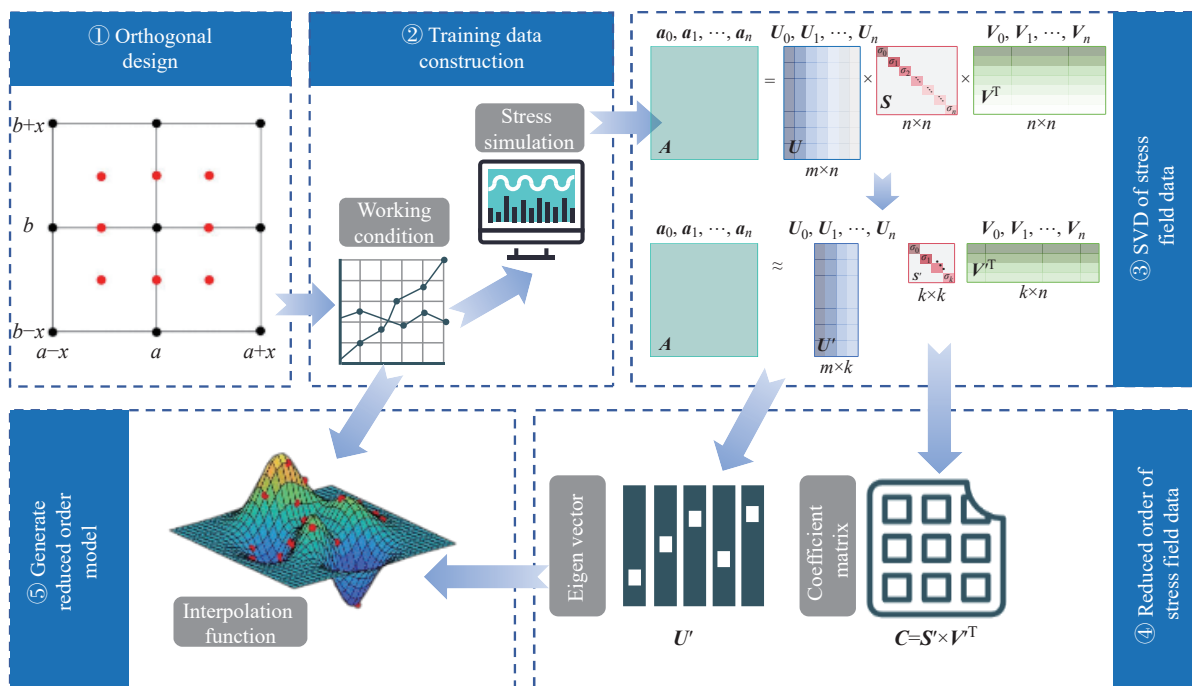


图 4 涡轮盘应力场降阶模型的建模流程

Fig. 4 Modeling process of the stress ROM for turbine disks

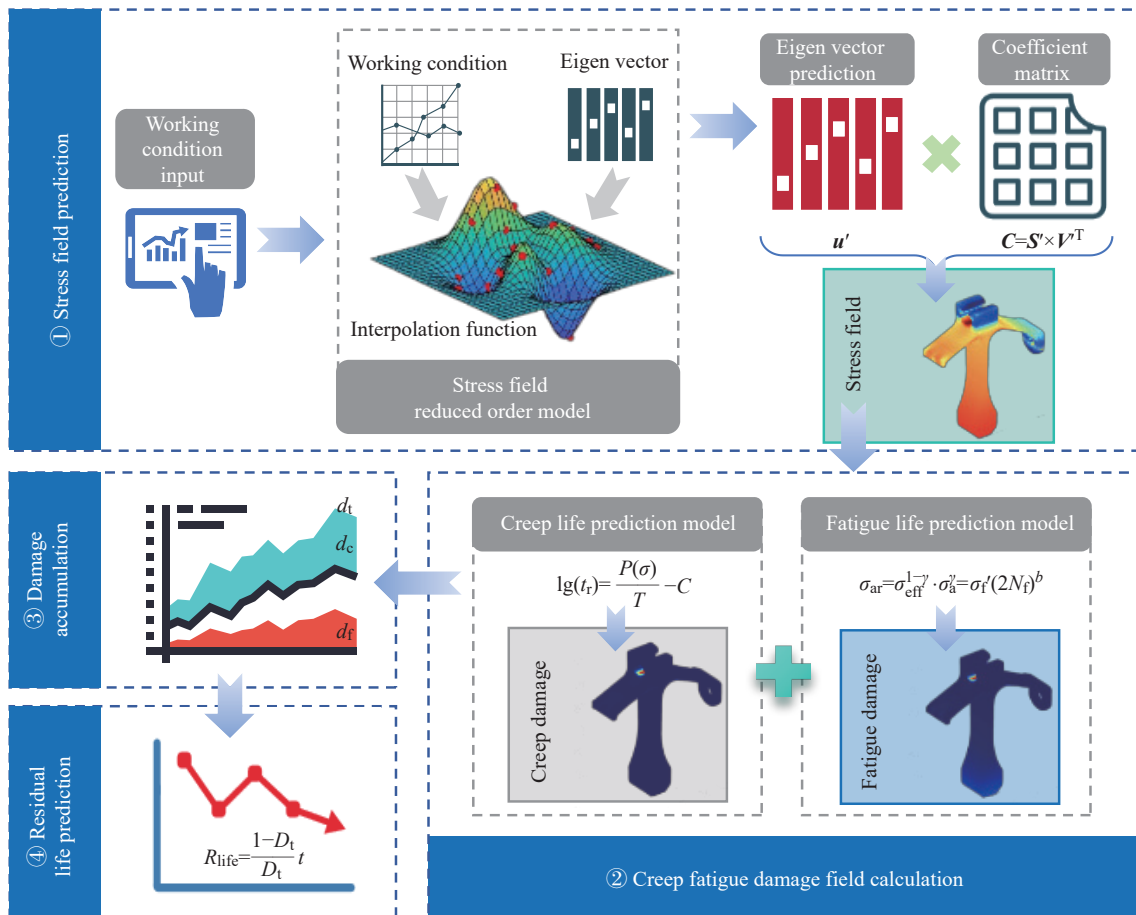


图 5 涡轮盘蠕变疲劳寿命预测数字孪生模型建模流程

Fig. 5 Modeling process of the digital twin model for predicting creep fatigue life of turbine disks

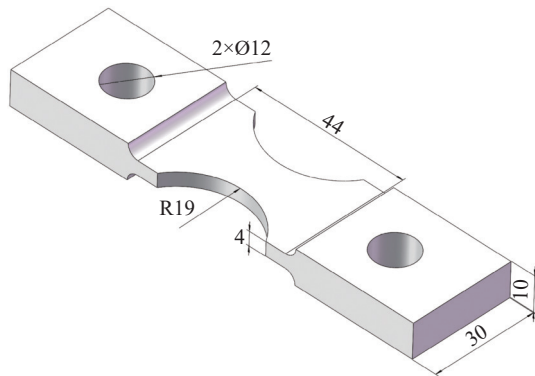


图 6 涡轮盘榫槽底部模拟件(单位: mm)

Fig. 6 Test piece at the bottom of the turbine disc dovetail groove (Unit: mm)

#### 4.1 模拟件有限元分析

模拟件的材料为高温镍基合金 GH4169, 其密度为  $8.24 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ , 线膨胀系数( $\alpha$ )见表 1, 材料在不同温度下的弹性模量( $E$ )、泊松比( $\mu$ )、屈服强度( $\sigma_{0.2}$ )及抗拉强度( $\sigma_b$ )如表 2 所示。

模拟件及其夹具的网格划分及载荷施加如图 7 所示。模拟件的网格为六面体单元, 单元数为 188 930、节点数为 769 279。

表 1 GH4169 线膨胀系数

Table 1 Linear expansion coefficient of GH4169

$T/^\circ\text{C}$	$\alpha/10^{-6}$
400	14.1
500	14.4
600	14.8
700	15.4

表 2 GH4169 的材料性能

Table 2 Material properties of GH4169

$T/^\circ\text{C}$	$E/\text{GPa}$	$\mu$	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\sigma_b/\text{MPa}$
20	211	0.321	1191	1465
400	202	0.344	1079	1307
550	191	0.355	1044	1298
650	182	0.361	991	1167

#### 4.2 应力场降阶

本节建立模拟件应力场的降阶预测模型。

(1) 正交试验设计。针对涡轮盘工况特性, 对模拟件施加温度载荷( $T$ )和拉力载荷( $F$ ), 采用中心复合设计(CCD)方法制定了 50 组实验方案(表 3)。

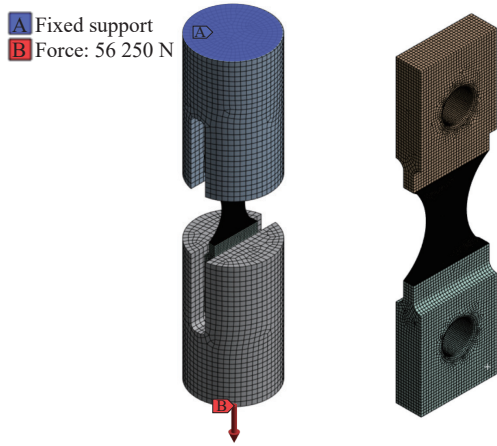


图 7 模拟件及其夹具的网格划分及载荷施加

Fig. 7 Meshing and loading of the test piece and fixtures

表 3 正交试验设计方案

Table 3 Orthogonal experimental design

Design scheme	$F/\text{MPa}$	$T/^\circ\text{C}$
C1	58.125	535
C2	53.125	625
C3	63.125	415
C4	60.625	595
C5	59.375	445
⋮	⋮	⋮
C49	1140.625	546.25
C50	1246.875	696.25

(2)全阶应力数据计算。根据 4.1 节建立的有限元模型,分别计算 50 组工况下模拟件上的应力分布。图 8 为某工况下模拟件的应力分布云图。

完成各组工况计算后,将模拟件上所有网格节点的应力结果组合为全阶应力场矩阵  $\mathbf{A}_{50 \times 769\ 279}$ ,如表 4 所示。

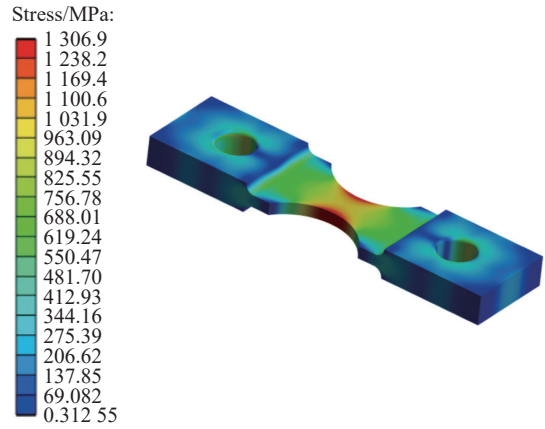


图 8 某工况下模拟件的应力分布

Fig. 8 Stress distribution of the test piece under a certain working condition

表 4 全阶应力场矩阵  $\mathbf{A}_{50 \times 769\ 279}$

Table 4 Full order stress matrix  $\mathbf{A}_{50 \times 769\ 279}$

$n$	C1	C2	C3	C4	⋯	C50
1	4.7186	4.4498	5.0464	4.8359	⋯	73.797
2	4.6105	4.3504	4.9298	4.7205	⋯	71.564
3	4.5517	4.2955	4.8673	4.6581	⋯	70.547
4	4.5152	4.2608	4.829	4.6195	⋯	69.963
⋯	⋯	⋯	⋯	⋯	⋯	⋯
769 279	21.085	19.209	22.959	22.057	⋯	517.06

(3)场数据特征值分解。将全阶应力场 SVD 分解,分别得到如下 3 个矩阵:

$$\mathbf{U}_{50 \times 50} = \begin{bmatrix} -7.85 \times 10^{-3} & -7.18 \times 10^{-3} & -8.53 \times 10^{-3} & \dots & -1.67 \times 10^{-1} \\ 1.01 \times 10^{-2} & 9.28 \times 10^{-3} & 1.10 \times 10^{-2} & \dots & -4.02 \times 10^{-1} \\ -2.03 \times 10^{-2} & -1.81 \times 10^{-2} & -2.27 \times 10^{-2} & \dots & -3.50 \times 10^{-1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 4.86 \times 10^{-1} & 1.71 \times 10^{-1} & -1.07 \times 10^{-1} & \dots & 1.22 \times 10^{-7} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{S}_{50 \times 50} = \begin{bmatrix} 4.41 \times 10^6 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 3.27 \times 10^4 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 2.99 \times 10^{-1} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{V}_{50 \times 769\ 279}^T = \begin{bmatrix} -9.98 \times 10^{-5} & 5.38 \times 10^{-6} & 4.15 \times 10^{-5} & \dots & -2.15 \times 10^{-3} \\ -9.68 \times 10^{-5} & 6.89 \times 10^{-6} & 5.39 \times 10^{-5} & \dots & -2.08 \times 10^{-3} \\ -9.55 \times 10^{-5} & 8.32 \times 10^{-6} & 5.23 \times 10^{-5} & \dots & -1.70 \times 10^{-3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -7.65 \times 10^{-4} & -4.07 \times 10^{-5} & 1.50 \times 10^{-4} & \dots & -4.12 \times 10^{-4} \end{bmatrix}$$

(4)场数据降阶。图 9 所示为矩阵  $\mathbf{A}$  的降阶的阶数选择。由图可知,为了控制降阶误差小于 0.01,

需取前 39 个奇异值及其所对应的左、右奇异向量来近似描述矩阵,相应地截取  $\mathbf{U}$ 、 $\mathbf{S}$ 、 $\mathbf{V}$  的前 39 阶矩阵,

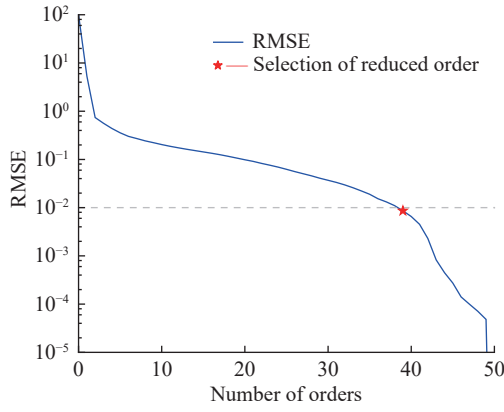


图 9 A 的降阶的阶数选择

Fig. 9 Selection of reduced order of A

得到  $U'$ 、 $S'$  和  $V'$ 。

通过降阶, 全阶应力场数据矩阵  $A_{50 \times 769 \times 279}$  可表示为:

$$A_{50 \times 769 \times 279} = U_{50 \times 50} S_{50 \times 50} V_{50 \times 769 \times 279}^T \approx$$

$$U'_{50 \times 39} S'_{39 \times 39} V'^T_{39 \times 769 \times 279} = U'_{50 \times 39} C_{39 \times 769 \times 279} \quad (12)$$

(5) 降阶模型建立。利用插值方法, 建立输入工

况和特征向量  $u'$  之间的映射关系。本案例中, 使用 MATLAB 中的 griddata 插值函数建立二者之间的映射关系:

$$u' = \text{cellfun}(@(\mathbf{g})\text{griddata}(F, T, \mathbf{g}', F\_input, T\_input, 'v4'), \text{num2cell}(U', 2)) \quad (13)$$

式中,  $@\mathbf{g}$  定义了匿名函数, 指代 griddata 函数, 其中  $\mathbf{g}$  是占位值, 代表元胞数组中的特征向量,  $\mathbf{g}'$  是特征向量的转置; v4 代表插值方式; cellfun 表示以元胞数组 cell 为对象的函数映射工具; num2cell 表示将数值数组变为元胞数组;  $F$  和  $T$  分别是输入参数拉力载荷和温度载荷;  $U'$  是对应的全阶物理场的左奇异向量;  $u'$  是降阶后的特征向量;  $F\_input$  和  $T\_input$  是新的查询工况。

### 4.3 基于数字孪生模型的蠕变疲劳寿命预测

在模拟件应力场降阶的基础上, 建立其蠕变疲劳寿命预测的数字孪生模型, 并进行损伤计算和寿命预测。图 10 所示为开发的涡轮盘榫槽底部模拟件的蠕变疲劳寿命预测的数字孪生平台。以 1 个具体工况来说明其流程。

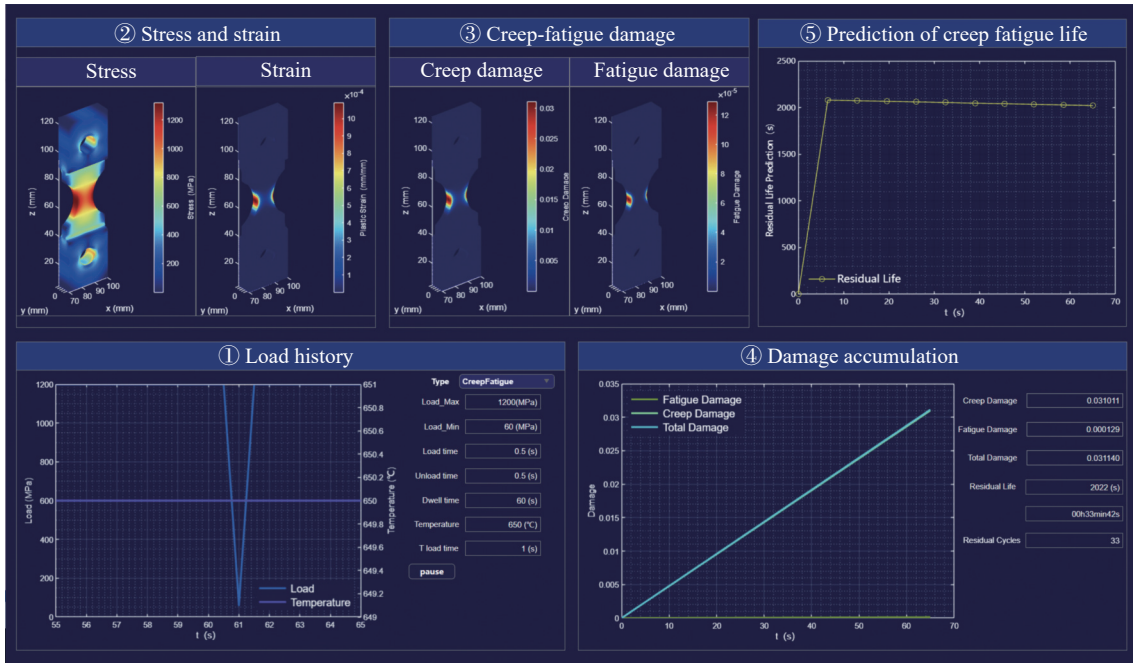


图 10 模拟件的蠕变疲劳寿命预测的数字孪生平台

Fig. 10 Digital twin model for predicting creep fatigue life of the test piece

(1) 应力场的预测。根据应力场降阶模型, 在预测温度 650 °C、拉力 1200 MPa 工况下榫槽底部模拟件的特征向量  $u'$  表达式为

$$u'_{1 \times 39} = \begin{bmatrix} -0.161 & -0.229 & -0.009 & \dots & -0.001 \end{bmatrix} \quad (14)$$

利用特征向量  $u'$  和特征系数矩阵  $C$ , 还原该工况下的近似应力场  $A'$ , 实现应力的快速计算。

$$A'_{1 \times 769 \times 279} = u'_{1 \times 39} C_{39 \times 769 \times 279} =$$

$$\begin{bmatrix} 70.956 & 68.797 & 67.820 & \dots & 543.928 \end{bmatrix} \quad (15)$$

图 10 中②为通过降阶模型预测的榫槽底部模拟件的应力场云图。

图 11 所示为预测应力场沿路径上的应力分布 ( $\sigma_{eq}(r)$ ) 及相对应力梯度 ( $\chi(r)$ )。根据应力场云图, 提取沿图中应力路径(1→2)上的应力分布及相对

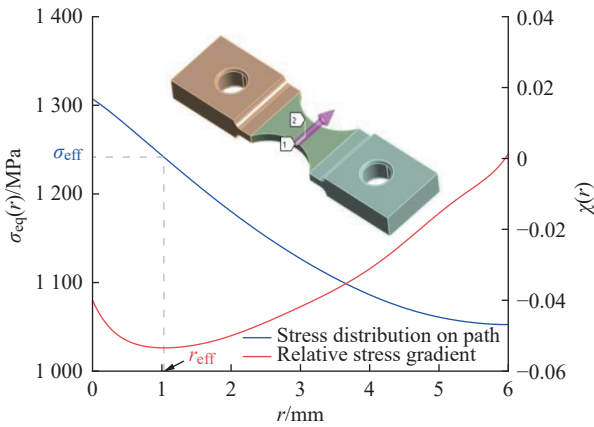


图 11 预测应力场沿路径上应力分布及相对应力梯度

Fig. 11 Stress distribution and relative stress gradient along the path of the predicted stress

应力梯度,利用式(3)得到等效应力值为 1241 MPa。

在 Intel i7-12700H 平台上,针对某典型工况的传统有限元单工况分析耗时约 38 min,而采用降阶模型仅需约 6 s。降阶模型预测的应力场与有限元计算结果的均方根误差为 1.296%,表明预测结果具有较高的准确性。

(2)蠕变损伤及疲劳损伤的计算。在温度 650 ℃、拉力 1200 MPa、保载 60 s 的工况下,基于改进的 Basquin 疲劳寿命模型(式(1))和 Larson-Miller 蠕变寿命模型(式(7)),计算模拟件的疲劳和蠕变损伤。

在疲劳寿命模型中,GH4169 材料的疲劳强度参数( $\sigma'_f$ 、 $b$ )通过 650 ℃、 $r = -1$  条件下的光滑试样试验数据拟合获得。灵敏度参数  $\gamma$  根据式(2)计算,各参数具体数值见表 5。

表 5 疲劳寿命模型中的参数

Table 5 Parameters of the fatigue life model

$T/^\circ\text{C}$	$\sigma'_f/\text{MPa}$	$b$	$\gamma$
650	1172.9	-0.04193	0.58156

在蠕变寿命模型中,材料常数  $C$  及回归系数  $b_0, b_1, b_2, b_3$  ( $k$  取三阶)是基于 GH4169 材料级试验件(光滑样)的高温蠕变试验数据进行拟合得到的,其具体取值如表 6 所示。

表 6 蠕变寿命模型中的参数

Table 6 Parameters of the creep life model

$C$	$b_0$	$b_1$	$b_2$	$b_3$
19.5	145742	-137195	52788	-7056

模拟件上单次循环载荷下的蠕变损伤云图和疲劳损伤云图如图 10 中③所示。

(3)蠕变疲劳损伤的累积。单次循环载荷加载后,模拟件上的蠕变损伤最大值为  $3.10 \times 10^{-2}$ ,疲劳损伤最大值为  $1.29 \times 10^{-4}$ ,则依照损伤累积准则,总损伤为  $3.11 \times 10^{-2}$ ,如图 10 中④所示。

(4)剩余寿命的预测。利用关键部位弱点处的最大损伤值,进行蠕变疲劳剩余寿命的预测。图 10 中⑤为模拟件剩余寿命的预测,由图可知,在该工况下,模拟件的剩余寿命周次为 33 周。

## 5 试验验证

### 5.1 模拟件蠕变疲劳寿命试验

为了验证所提出的基于数字孪生的榫槽底部模拟件蠕变疲劳寿命预测的准确性,依据 GB/T 38822—2020 金属材料蠕变疲劳试验方法,对模拟件进行蠕变疲劳试验。

蠕变疲劳试验使用 MTS Landmark 电液伺服万能试验机(370.25 型),最大载荷为 250 kN,如图 12 所示。图 13 所示为榫槽底部模拟件,其尺寸如图 6 所示,其材料为 GH4169 高温合金。



图 12 MTS Landmark 370.25 型电液伺服万能试验机

Fig. 12 MTS Landmark electro hydraulic servo universal testing machine (Model 370.25)



(a) Before the experiment (b) After the experiment

图 13 GH4169 模拟件

Fig. 13 GH4169 test piece

模拟件蠕变疲劳试验采用应力控制, 加载波形为三角波, 加卸载时间 1 s。在 650 °C、应力比  $R=0.05$  条件下, 进行 3 个载荷水平测试, 每种载荷水平分别进行 60 s 和 600 s 保载时间( $t_d$ )的测试, 具体参数见表 7。

### 5.2 分析与讨论

利用第 4 节中所构建的模拟件蠕变疲劳寿命预测数字孪生模型, 分别对不同载荷及保载时间下模拟件的蠕变疲劳寿命进行预测, 所得预测结果与试验结果的对比如表 8 所示。

表 7 蠕变疲劳试验的测试参数

Table 7 Test parameters of creep fatigue test		
No.	$F/MPa$	$t_d/s$
TGF40	920	60
TGF41	920	600
TGF36	880	60
TGF37	880	600
TGF38	840	60
TGF39	840	600

表 8 数字孪生模型预测寿命与试验寿命的对比

Table 8 Comparison of the predicted life by the digital twin model and experimental life

No.	Test cycle	Test time/h	Predicted cycle	Predicted time/h
TGF40	991	17.07	937	16.14
TGF41	77	12.84	95	15.89
TGF36	1320	22.72	1522	26.21
TGF37	114	18.94	154	25.75
TGF38	2520	43.39	2478	42.68
TGF39	234	39.13	252	42.14

图 14 所示是模拟件蠕变疲劳寿命预测值和试验值的对比。由图可以看出, 所有的数据点落在 1.5 倍误差带内。同时, 预测点也较为靠近  $N_{cf_{exp}} = N_{cf_{DT}}$  ( $N_{cf_{exp}}$  表示通过实验得到的蠕变疲劳寿命,  $N_{cf_{DT}}$  表示通过数字孪生模型预测的蠕变疲劳寿命) 直线, 说明数字孪生模型所得到的蠕变疲劳寿命预测值能准确地反映了模拟件的蠕变疲劳寿命。

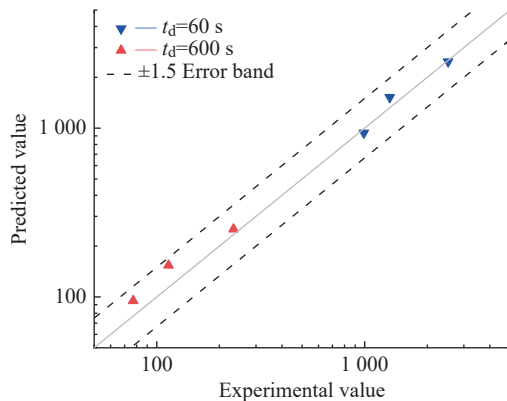


图 14 蠕变疲劳预测寿命和试验寿命的误差比较

Fig. 14 Comparison of errors between predicted creep-fatigue life and experimental life

## 6 结 论

本文建立了涡轮盘的蠕变疲劳寿命预测的数字孪生模型, 主要结论如下:

(1) 提出一种结合修正 Walker 等效应力和应力梯度效应的蠕变疲劳寿命预测模型, 适用于高应力集中和非对称载荷下的涡轮盘蠕变疲劳寿命预测。

(2) 建立涡轮盘关键部位应力场降阶模型, 实现不同工况下应力场的快速预测, 并验证其准确性。

(3) 构建涡轮盘蠕变疲劳寿命预测数字孪生模型。以榫槽底部模拟件为例, 预测了 6 个工况寿命, 并与试验寿命对比, 其误差在 1.5 倍误差带内, 验证了模型精度。

(4) 该数字孪生模型构建方法和流程具有通用性, 可为其他部位或不同类型涡轮盘寿命预测提供参考。可根据不同部位的材料特性和结构特点, 调整模型参数和试验条件, 构建相应降阶模型和数字孪生模型, 确保其准确性和适用性。

### 参考文献:

[1] 李其汉, 王延荣. 航空发动机结构强度设计问题 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.

[2] 王润梓, 廖鼎, 张显程, 等. 高温结构蠕变疲劳寿命设计方法: 从材料到结构 [J]. 机械工程学报, 2021, 57(16): 66-86, 105.

[3] WITEK L. Failure analysis of turbine disc of an aero engine [J]. Engineering Failure Analysis, 2006, 13(1): 9-17.

[4] 田若洲, 郭素娟, 游旭. 航空涡轮盘多轴蠕变-疲劳寿命预测及对比研究 [J]. 力学季刊, 2022, 43(2): 249-259.

- [5] 李骏, 宋友辉, 刘汉斌, 等. 涡轮叶片-榫头-轮盘的蠕变与低循环疲劳寿命预测 [J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1699-1704.
- [6] TOMEVENYA K M, LIU S. Probabilistic fatigue-creep life reliability assessment of aircraft turbine disk[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2018, 32(11): 5127-5132.
- [7] 王磊, 孙彦博, 宋少雷. 涡轮盘的三种低周循环疲劳寿命预测方法对比研究 [J]. 热能动力工程, 2021, 36(2): 31-37.
- [8] 商体松, 赵明, 张萌. 轮盘低周疲劳寿命预测的一种新方法 [J]. 机械强度, 2016, 38(1): 151-155.
- [9] 苏运来, 陆山, 杨茂, 等. 考虑缺口和体积效应的轮盘等效体积概率寿命分析方法 [J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2820-2827.
- [10] LIAO D, ZHU S, CORREIA J, *et al.* Computational framework for multiaxial fatigue life prediction considering effects of notch and compressor discs[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2018, 202: 423-435.
- [11] 付洋, 曹宏瑞, 邵伟强, 等. 数字孪生驱动的航空发动机涡轮盘剩余寿命预测 [J]. 机械工程学报, 2021, 57(22): 106-113.
- [12] SONG L K, BAI G C, FEI C W, *et al.* Dynamic surrogate modeling approach for probabilistic creep-fatigue life evaluation of turbine disks[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105439.
- [13] CHEN Z Y, LU X W, XIE W Y, *et al.* Design of digital twin system for creep-fatigue life management[C]//8th International Conference on Electromechanical Control Technology and Transportation (ICECTT 2023). Hangzhou, China: SPIE, 2023: 137-142.
- [14] YAĞCI T, HÖSCHLER K, PANNIER S, *et al.* A structural health monitoring (SHM) approach using a multidisciplinary digital twin for high-pressure turbine discs in civil aviation[C]// Proceedings IRF2020: 7th International Conference Integrity-Reliability-Failure. Funchal, Portugal: INEGI-FEUP, 2020: 491-502.
- [15] TANG Q, SUN Y J, ZHU Y H, *et al.* Development of reduced-order models based on singular value decomposition and neural network regression[C]// 5th International Conference on Artificial Intelligence Technologies and Applications (ICAITA 2023). Changchun, China: IOS Press, 2024, 382: 594-601.
- [16] WALKER K. The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum[C]// Effects of Environment and Complex Load History on Fatigue Life, ASTM STP462. PA, USA: ASTM, 1970: 1-14.
- [17] QYLAKU G, AZARI 2, KADI N, *et al.* Application of a new model proposal for fatigue life prediction on notches and key-seats[J]. *International Journal of Fatigue*, 1999, 21(8): 753-760.
- [18] BASQUIN O H. The exponential law of endurance tests[J]. *Americal Society for Testing and Materials Proceedings*, 1910(10): 625-630.
- [19] 吕志强. 航空发动机轮盘低周疲劳寿命预测方法研究 [D]. 成都: 电子科技大学, 2016.
- [20] LARSON F R, MILLER J. A time-temperature relationship for rupture and creep stresses[J]. *Americal Society of Mechanical Engineers*, 1952, 51A(36): 765-775.
- [21] ZHAO J, HAN S Q, GAO H B, *et al.* Remaining life assessment of a CrMoV steel using the Z-parameter method[J]. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 2004, 81(9): 757-760.
- [22] MINER M A. Cumulative damage in fatigue[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1945, 12(3): 159-164.
- [23] DAVID J, LUCIA, PHILIP S, *et al.* Reduced-order modeling: New approaches for computational physics[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40(1/2): 51-117.
- [24] CARLBERG K, FARHAT C, CORTIAL J, *et al.* The GNAT method for nonlinear model reduction: Effective implementation and application to computational fluid dynamics and turbulent flows[J]. *Journal of Computational Physics*, 2013, 242: 623-647.

## Digital Twin Model for Predicting Creep Fatigue Life of Turbine Disk

SUN Yujie, ZHU Yuhan, KANG Lei, ZHANG Runze, TAN Jianping, WEN Jianfeng, LIU Changli  
(School of Mechanical and Power Engineering, East China University of Science and  
Technology, Shanghai 200237, China)

**Abstract:** The computational efficiency and real-time performance of creep-fatigue life prediction for aerospace engine turbine disks are low, making it difficult to meet the requirements of life management in practical engineering applications. Therefore, a digital twin model for predicting the creep-fatigue life of turbine disks is proposed. The model employs reduced-order model (ROM) methods to rapidly derive structural stress fields under varying operating conditions, followed by life prediction based on stress-driven fatigue-creep damage models. First, a parametric ROM is constructed to replace high-fidelity finite element analysis (FEA) for stress field computation. By projecting the full-order governing equations onto a low-dimensional subspace using techniques such as singular value decomposition (SVD), the ROM achieves a 99.74% reduction in computational time compared to conventional FEA—enabling stress field predictions within seconds under varying operational conditions. Leveraging these real-time stress results, the model realizes instantaneous prediction of creep-fatigue life across diverse operational scenarios, effectively resolving the latency issues of conventional methods. To validate the reliability of the model, six groups of creep-fatigue tests were conducted on specimens corresponding to the turbine disk bottom under varying conditions. Results demonstrate that the relative errors between predicted and experimental lifespans consistently fall within a 1.5-fold error band, confirming the model's high prediction accuracy. The proposed framework significantly enhances computational efficiency while maintaining precision, offering a practical solution for real-time lifespan monitoring and management of turbine disks in engineering applications. This advancement bridges the gap between theoretical models and industrial requirements, providing a robust foundation for proactive maintenance strategies in aviation systems.

**Key words:** creep fatigue; life prediction; reduced order model; digital twin; turbine disk

(责任编辑:张欣)