

多源不确定性下叶盘结构疲劳可靠性分析与优化设计*

牛晓鹏¹, 朱顺鹏^{1,2}, 高杰维¹, 廖鼎¹, 何金超¹

(1. 电子科技大学 机械与电气工程学院, 四川 成都 611731;

2. 电子科技大学 系统可靠性与安全性研究中心, 四川 成都 611731)

摘要: 为了更好地满足叶盘结构的设计需求, 针对叶盘结构疲劳寿命分散和几何参数众多等问题, 基于随机有限元法构建了融合多源不确定性的叶盘结构疲劳可靠性分析与优化设计框架。首先, 采用应力敏感因子分析筛选叶盘结构关键尺寸; 然后, 将关键尺寸、材料属性及载荷定义为随机变量, 基于其分布规律进行拉丁超立方抽样以开展随机有限元分析和寿命预测; 最后, 结合寿命预测结果, 分别运用插值法、概率累积疲劳寿命法以及Kriging代理模型进行了叶盘结构可靠性优化设计。结果显示, 经上述三种方法优化后, 叶盘结构中值疲劳寿命分别提升了27%, 1.4%和108%。其中, 基于Kriging代理模型建立的优化方法效果最佳, 显著提升了叶盘结构的服役可靠性。

关键词: 疲劳可靠性; 叶盘结构; 不确定性; 随机有限元; 优化设计

中图分类号: V231.95 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 02-200988-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200988

Fatigue Reliability Analysis and Optimization Design of Turbine Blade Disks under Multi-Source Uncertainties

NIU Xiao-peng¹, ZHU Shun-peng^{1,2}, GAO Jie-wei¹, LIAO Ding¹, HE Jin-chao¹

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu 611731, China;

2. Centre for System Reliability and Safety, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu 611731, China)

Abstract: Fatigue life scatter caused by material variability, load variation and geometrical uncertainty must be considered in engineering design to enable the structural integrity of turbine blade disk. Accordingly, a framework for fatigue reliability analysis and optimal design, coupling with multi-source uncertainties, was developed based on stochastic finite element method. Firstly, the critical dimensions were determined in view of the stress altering factor. Then, the critical dimensions, material property and load were defined as random variables, and the Latin hypercube sampling approach was employed to provide datasets for the following stochastic finite element simulation. Based on the predicted lifetime after simulated data processing, three reliability opti-

* 收稿日期: 2020-12-14; 修订日期: 2021-01-18。

基金项目: 国家自然科学基金 (11972110; 11672070); 四川省重点研发计划 (2021YFG0210)。

作者简介: 牛晓鹏, 博士生, 研究领域为疲劳寿命与可靠性。

通讯作者: 朱顺鹏, 博士, 教授, 研究领域为结构完整性评定、失效物理可靠性分析、人工智能与健康评估、损伤容限与寿命预测。

引用格式: 牛晓鹏, 朱顺鹏, 高杰维, 等. 多源不确定性下叶盘结构疲劳可靠性分析与优化设计[J]. 推进技术, 2022, 43(2): 200988. (NIU Xiao-peng, ZHU Shun-peng, GAO Jie-wei, et al. Fatigue Reliability Analysis and Optimization Design of Turbine Blade Disks under Multi-Source Uncertainties[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(2): 200988.)

zation strategies were raised by employing interpolation method, probabilistic cumulative fatigue life method and Kriging surrogate model, respectively. Results show that the median fatigue lifetime of the turbine blade disk respectively increases 27%, 1.4%, and 108% using three optimization methods. Particularly, the optimization model based on the Kriging surrogate model works best, by which the turbine bladed disk's reliability is improved significantly.

Key words: Fatigue reliability; Turbine blade disk; Uncertainty; Stochastic finite element method; Optimal design

1 引言

叶盘结构是动力装备的关键部件之一,广泛应用于能源、航空等行业。其通常在复杂多轴载荷下运行,且需在短时间内上升至额定转速,故对其性能提出了更高的要求。

在实际工程中,受制造工艺和工作环境等因素影响,叶盘结构材料属性、几何尺寸及所承受载荷均呈一定分散性,而上述不确定变量的任何微小变动均可能导致叶盘结构的可靠性降低甚至提前失效^[1]。传统设计理论往往在确定性方法的基础上附加较大安全系数来保障结构安全^[2],但该方法无法实现结构疲劳寿命分散性的有效表征和使役可靠性有效评估。因此,发展基于概率的叶盘结构疲劳寿命预测与结构优化设计方法具有重要意义。

高阳等^[3]通过灵敏度分析确定了涡轮盘结构概率分析中的主要影响参数。通过结合涡轮盘结构疲劳可靠性分析对关键结构的几何参数进行了反复修正,最终达到了涡轮盘的疲劳可靠性设计指标。方鹏亚等^[4]针对涡轮盘设计初期可利用试验数据少的问题,采用区间模型描述不确定性;并通过非概率可靠性模型描述可靠性,提出了基于区间不确定性的涡轮盘强度可靠性优化设计方法。林旭斌等^[5]基于渐进结构法建立了一套适用于燃气发动机压气机盘的拓扑优化设计方法。

近期,Niu等^[6]综合考虑载荷、材料与尺寸分散性对叶盘结构疲劳寿命的影响,建立了一套通用概率疲劳寿命预测框架,并基于可靠性与灵敏度分析阐明了尺寸公差对结构寿命的重要影响。陈志英等^[7]采用有限元方法,综合考虑了载荷、材料参数与配合间隙等不确定性,揭示了叶盘结构疲劳寿命随配合间隙的变化规律;利用二次多项式响应面分别建立了随机变量与叶盘结构疲劳寿命的近似函数关系,并结合多目标规划理想点法构建了叶盘结构疲劳寿命多目标稳健性优化模型。相较传统方法,本文提出方法通过对不确定性参数进行量化分析,将尺寸

在公差范围内的概率分布纳入叶盘结构的优化设计中,在进行疲劳寿命预测和优化设计时更加真实地反映了叶盘结构的寿命分布规律,能够有效提升叶盘结构的可靠性。

本文首先综合考虑多源不确定性因素,对叶盘结构进行了疲劳寿命预测、可靠性分析及灵敏度分析;然后基于寿命预测结果,考虑尺寸在公差范围内的概率分布状况,对关键尺寸进行了可靠性优化设计;最后对比分析了优化前后的可靠性和灵敏度。

2 叶盘结构疲劳可靠性分析与优化方法

叶盘结构通常在复杂多轴载荷下工作运行,载荷、材料属性和几何尺寸的不确定性的共同作用导致了叶盘结构寿命分散。

本文基于各不确定参数的分布进行拉丁超立方抽样^[8],并将样本组作为随机有限元分析的输入;而后输出关键部位的在稳定循环内的12个应力应变分量数据,并运用FS临界平面模型^[9]进行多轴疲劳寿命预测;最后,结合寿命预测结果,针对关键尺寸分别运用插值法、概率累积疲劳寿命法以及Kriging代理模型进行了叶盘结构可靠性优化设计,并对比优化前后的可靠性及灵敏度。上述研究内容最终梳理为如图1所示的疲劳寿命预测-结构优化设计-可靠性预计综合框架。

2.1 多源不确定性分析

叶盘结构工作环境、材料性能以及几何尺寸均呈一定分散性,这直接导致了特定载荷作用下构件疲劳强度的分散性^[10]。本文在有限元分析中,将载荷、材料性能和几何尺寸等因素作为变量输入进行随机有限元分析,并结合概率方法定量分析了上述不确定性因素于疲劳寿命分散性的影响。

2.1.1 材料与载荷的不确定性分析

叶盘结构的材料为TC4(Ti-6Al-4V)合金,为描述其弹塑性变形行为,本文选用三参数Chaboche非线性随动硬化模型进行本构建模^[11]。基于Armstrong-Frederick演化定律^[12],应力增量 $\Delta\sigma$ 可由塑性应变增

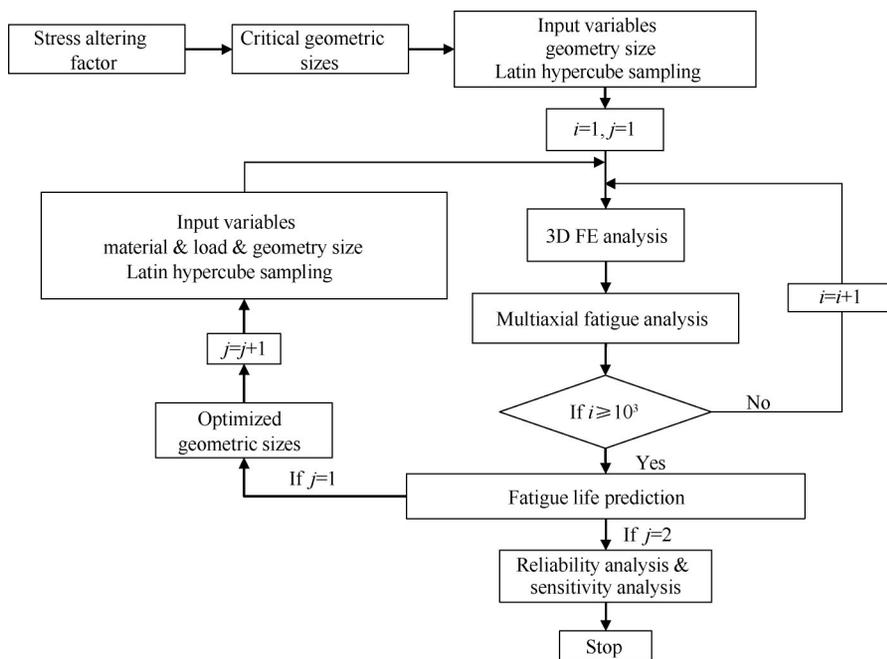


Fig. 1 General procedure for probabilistic fatigue lifetime evaluation and structural optimization

量表示为

$$\frac{\Delta\sigma}{2} = \sigma_y + \sum_{i=1}^3 \frac{C_i}{\gamma_i} \tanh\left(\gamma_i \frac{\Delta\varepsilon_p}{2}\right) \quad (1)$$

式中 σ_y 为屈服强度, $\{C_i, \gamma_i\}$ ($i=1, 2, 3$) 为 Chaboche 模型材料常数, γ_i 取为定值, 由材料属性均值计算获得, C_i 和 σ_y 可通过以下步骤确定。

步骤 1: 基于 Ramberg-Osgood 方程生成 TC4 的循环应力应变曲线。

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma}{K'}\right)^{\frac{1}{n'}} \quad (2)$$

式中 σ 为应力, ε 为应变; K' 和 n' 分别为材料的循环强度系数和循环应变硬化指数。

根据 Dowling 的研究^[13], 通过关联 Coffin-Manson 与 Ramberg-Osgood 方程, 可建立如下拉伸疲劳性能参数与 K' 和 n' 的关系

$$K' = \frac{\sigma'_f}{(\varepsilon'_f)^{n'}} \quad (3)$$

$$n' = \frac{b}{c} \quad (4)$$

式中 σ'_f 和 ε'_f 分别为疲劳强度系数和疲劳延性系数; b 和 c 分别为疲劳强度指数和疲劳延性指数。

根据 0.05% 补偿准则, 屈服强度 σ_y 可由式 (5) 计算获得

$$\sigma_y = K'(\varepsilon_p)^{n'} \quad (5)$$

步骤 2: 如图 2(a) 所示, 基于表 1 所列材料性能参数的均值和变异系数 (CV)^[14], 使用 Ramberg-Osgood

方程绘制 1000 条拟合的塑性应力应变曲线 (蓝色), 其中红色曲线为基于材料参数均值所绘应力应变曲线, TC4 合金在稳态迟滞回线状态下的试验数据点^[14]均落在拟合曲线范围内。将随机塑性应力应变曲线导入 ANSYS[®]拟合 Chaboche 模型材料参数, 所得材料参数 $\{C_1, C_2, C_3\}$ 分布如图 2(b)~(d) 所示。

叶盘结构的主要负载为其旋转时产生的离心力, 其大小主要取决于转速。此外, 叶盘结构的质量也会影响离心力的大小。叶盘结构的密度与额定转速如表 1 所示。

2.1.2 几何尺寸不确定性分析

由于制造工艺的限制, 实际尺寸与设计尺寸间的差异不可避免^[15]。为了保证构件的互换性和装配性, 需将此差异控制在允许范围内。工程中将该范围称为尺寸公差, 可以通过公差等级 IT01-IT18^[16] 进行量化估计。

据文献 [1] 所述, 尺寸特征的细微变化可能会对部件的应力应变响应带来显著影响。本文基于叶盘结构的几何不确定性, 根据设计裕度进行尺寸抽样, 并将样本作为输入进行有限元建模, 通过 MATLAB[®] 调用 ANSYS[®] 实现模型自更新。叶盘结构主要尺寸如图 3 所示。

在实际工程中, 尺寸公差通常服从正态分布^[17-18]。根据公差标准^[16], 本文中关键尺寸的公差按照设计尺寸的 $\pm 0.1\%$ 取值^[1, 19], 同时将覆盖正态分布 99.73% ($\mu \pm 3\sigma$) 的范围作为公差, 即标准差 σ 为设计尺寸的

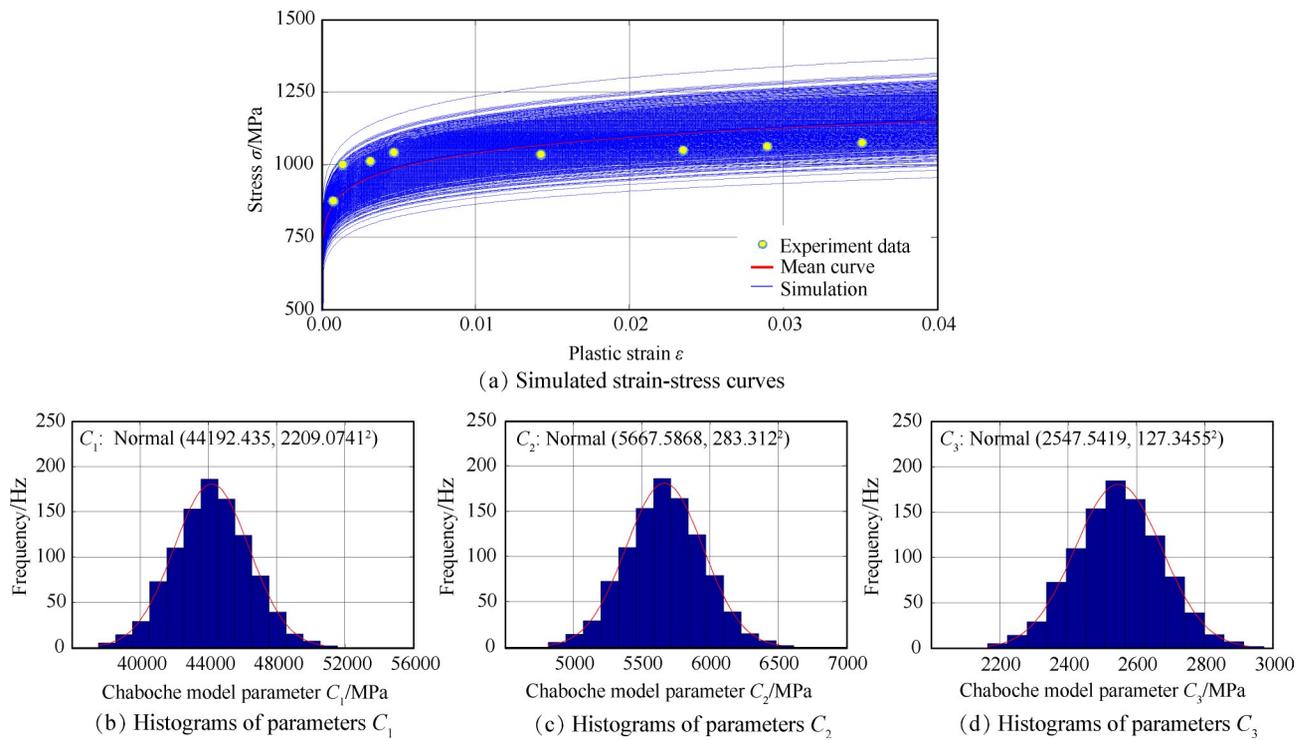


Fig. 2 Stochastic stress-strain response of TC4 alloy

Table 1 Input random variables of the bladed disk

Parameter	Distribution	Mean	CV
Young's modulus E/MPa	Normal	1.08×10^5	0.05
Material density $\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	Normal	4.5×10^3	0.01
Rotating speed $\omega/(\text{rad}/\text{s})$	Normal	1204	0.01
σ'_f/MPa	Normal	1564	0.05
ϵ'_f	Normal	2.69	0.05
b	Constant	-0.07	-
c	Constant	-0.96	-

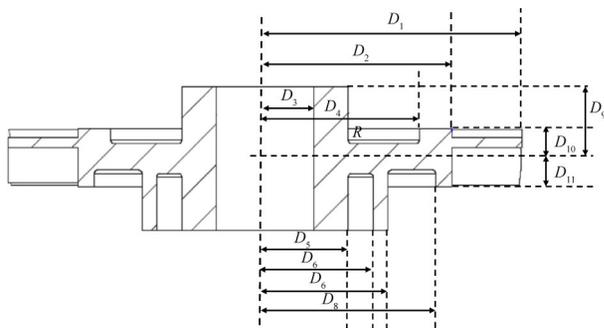


Fig. 3 Main geometric parameters of turbine bladed disk

0.033%, 据此可获得各尺寸的变异系数。叶盘结构不同部位对涡轮盘失效风险的贡献不同,几何尺寸的变化也会导致危险部位的偏移^[19]。

叶盘结构尺寸参数众多,若将其全部作为随机变量处理,计算成本将会相当大。考虑到不同几何参数对应力影响的差别,本文首先采用应力敏感因

子 (Stress altering factor, SAF)^[1]对关键尺寸进行筛选,如式(6)所示。

$$SAF = \frac{\Delta\sigma_c (\pm 1\% \text{ in parameter}_i)}{\Delta\sigma_c (\pm 1\% \text{ in feature size)} \quad (6)$$

式中 $\Delta\sigma_c$ 为关键部位最大应力的变化范围,各尺寸参数采样范围取其标准值的 $\pm 1\%$ ^[2]。

2.2 多轴疲劳寿命预测方法

工程构件的疲劳寿命和可靠性通常取决于其在多源不确定性下的应力-应变响应,所加载荷、材料特性及几何尺寸的变化对叶盘结构循环响应的影响至关重要。因此,在疲劳可靠性评估前,需有效描述随机输入变量与疲劳寿命间的关系。Coffin-Manson 方程是疲劳分析的常用方法之一,主要用于描述单轴载荷下的应变-寿命关系。然而,叶盘结构在工作时,危险区域均呈复杂的多轴应力状态,此时 Coffin-Manson 方程不再适用。

针对多轴载荷/应力应变状态下的疲劳寿命预测问题,学者们提出了大量多轴疲劳准则^[20-21]。针对叶盘结构的剪切主导失效模式,本文选用 FS 临界平面模型^[9]。该准则认为疲劳裂纹沿最大剪应变幅值平面萌生,疲劳损伤可用等效剪切应变幅度 $\gamma_{a,eq}$ 进行描述,即

$$\gamma_{a,eq} = \gamma_a \left(1 + k \frac{\sigma_{n,max}}{\sigma_y} \right) = \frac{\tau'_f}{G} (2N_f)^{b_\gamma} + \gamma'_f (2N_f)^{c_\gamma} \quad (7)$$

式中 γ_a 和 $\sigma_{n,max}$ 分别为临界面上的剪应变幅值和

最大正应力; τ'_f 和 b_γ 分别为剪切疲劳强度系数和剪切疲劳强度指数; γ'_f 和 c_γ 分别为剪切疲劳延性系数和剪切疲劳延性指数, G 为剪切模量, k 为表征正应力对疲劳寿命影响的敏感系数, 可通过拟合单轴疲劳试验数据得到, 参数 $\{\tau'_f, \gamma'_f, b_\gamma, c_\gamma, G\}$ 与 Coffin-Manson 方程中的参数 $\{\sigma'_f, \varepsilon'_f, b, c, E\}$ 近似存在如下关系^[22-23]

$$\begin{cases} G = \frac{E}{2(1+\nu)} \\ \tau'_f \approx \frac{\sigma'_f}{\sqrt{3}} \\ \gamma'_f \approx \sqrt{3} \varepsilon'_f \\ b_\gamma \approx b \\ c_\gamma \approx c \end{cases} \quad (8)$$

2.3 结构优化设计方法

本小节基于概率疲劳寿命预测结果, 建立疲劳寿命与几何尺寸的近似函数关系, 对关键尺寸进行优化设计以提升叶盘结构服役寿命, 最终实现提升结构疲劳可靠性的目标。

2.3.1 插值法

逐一分析关键尺寸对叶盘结构疲劳寿命的影响, 依据表 2 中关键尺寸的分布特征进行抽样, 每组样本量为 1000。基于输出应力应变响应运用 FS 模型计算寿命, 插值预测结果以建立寿命与几何尺寸的函数关系。

2.3.2 概率累积疲劳寿命法

多源不确定性因素作用下, 叶盘结构寿命本征分散, 其与几何尺寸间的关系复杂而未知。因此, 直接基于结构几何尺寸均值进行设计优化并不合理, 还应考虑关键尺寸的分布特征, 并将概率方法引入设计中。据此, 本文提出了概率累积疲劳寿命 $n(x)$ 的概念, 即公差范围内寿命分布 $N(x)$ 和几何尺寸概率分布 $f(x)$ 乘积的积分, 见图 4。

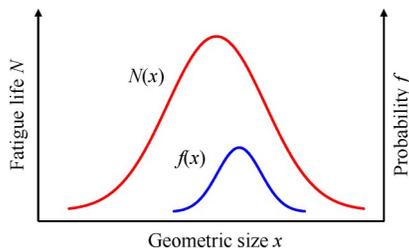


Fig. 4 Diagram of probabilistic cumulative fatigue life

优化目标函数为概率累积疲劳寿命的优化模型为

$$\begin{cases} \text{find: } x_i (i = 1, 2, 3) \\ n(x_i) = \int_{x_{\min}}^{x_{\max}} f(x_i) N(x_i) dx_i \\ \text{min: } F(x_i) = -n(x_i) \\ \text{s.t. } 0.99x_s \leq x_i \leq 1.01x_s \end{cases} \quad (9)$$

式中 $f(x)$ 为公差范围内的尺寸的概率分布函数, $N(x)$ 为寿命分布函数, $[x_{\min}, x_{\max}]$ 为关键尺寸均值取 x_i 的公差范围, 约束为设计尺寸的 $\pm 1\%$ 。

2.3.3 Kriging 代理模型方法

在研究多关键尺寸对叶盘结构疲劳寿命的耦合作用时, 开展多维不确定性分析所需样本量大, 有限元分析计算成本高, 而样本数量较小又不能有效反映真实分布情况。Kriging 代理模型是一种半参数插值技术^[24-25], 旨在基于数据提供输入与输出关系的函数逼近。方法 3 拟使用 Kriging 代理模型建立响应面, 拟合叶盘结构寿命与多尺寸输入的函数关系, 建立的优化模型为

$$\begin{cases} \text{find: } \mathbf{X} = [x_1, x_2, x_3] \\ \hat{\mathbf{y}}(\mathbf{X}) = \mathbf{f}^T(\mathbf{X}) \hat{\boldsymbol{\beta}} + \mathbf{r}^T(\mathbf{X}) \mathbf{R}^{-1} [\mathbf{Y} - \mathbf{F} \hat{\boldsymbol{\beta}}] \\ \text{min: } F(\mathbf{X}) = -\hat{\mathbf{y}}(\mathbf{X}) \\ \text{s.t. } 0.99x_s \leq x_i \leq 1.01x_s \end{cases} \quad (10)$$

2.4 可靠性与灵敏度分析

疲劳可靠性定义为构件在给定的服役周次内正常工作的概率。然而, 受多源不确定性及有限样本信息影响, 叶盘结构可靠度难以计算。据此, 本文结合抽样方法和随机有限元分析估算给定循环周次的失效概率^[26], 根据图 5 所示, 载荷-寿命干涉模型定义极限状态函数为

$$G_1 = \lg N - \lg N_d \quad (11)$$

当设计寿命 N_d 小于失效循环数时, 判定叶盘结构可靠, 失效概率 P_f 可由下式计算

$$P_f = P(G_1 \leq 0) = \Phi\left(\frac{\lg N_d - \mu_{\lg N}}{\sigma_{\lg N}}\right) \quad (12)$$

式中 N 为失效循环数, N_d 为设计寿命, 其关系曲线如图 5 所示。

本文基于 Monte Carlo 灵敏度分析方法对随机输入变量进行灵敏度分析, 通过叶盘结构寿命对尺寸变化的敏感性程度进行评价。

$$\frac{\partial P_f}{\partial \theta_{x_i}^{(j)}} = E\left(\frac{I(G_1 \leq 0) \partial h(x_i)}{h(x_i) \partial \theta_{x_i}^{(j)}}\right) \quad (13)$$

式中 $\theta_{x_i}^{(j)}$ 为基础参量 x_i 分布特征参数; i 为随机变量个数, j 为分布特征参数个数; $h(x_i)$ 表示随机参量 x_i

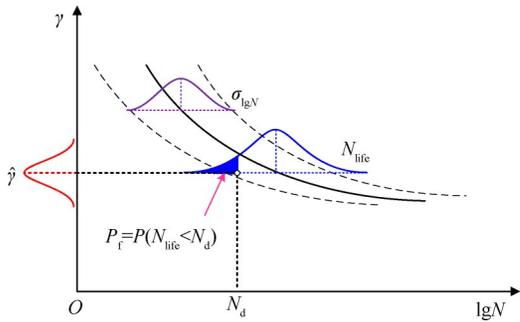


Fig. 5 Probabilistic formats of load-life interference for multiaxial LCF design

的概率密度函数; I 为指示函数, 若 $()$ 中函数为真, 则 I 为 1, 反之则为 0。

由于基础参量 x_i 服从正态分布, 则 $\frac{\partial h(x_i)}{h(x_i) \partial \theta_{x_i}^{(j)}}$ 可由

式(14)计算获得。

$$\begin{cases} \frac{\partial h(x_i)}{h(x_i) \partial \mu_{x_i}} = \frac{x_i - \mu_{x_i}}{\sigma_{x_i}^2} \\ \frac{\partial h(x_i)}{h(x_i) \partial \sigma_{x_i}} = \frac{1}{\sigma_{x_i}} \left[\left(\frac{x_i - \mu_{x_i}}{\sigma_{x_i}} \right)^2 - 1 \right] \end{cases} \quad (14)$$

3 叶盘结构优化与可靠性分析

通过拉丁超立方抽样获取随机输入, 并用 MATLAB®调用 ANSYS®实现循环计算时叶盘模型、载荷与材料属性的自动更新。为了提高计算效率, 本文使用 1/40 叶盘结构进行有限元分析, 结合该叶盘结构服役工况分析, 对其对称截面施加循环对称约束, 并以离心力为主要载荷, 施加转速谱^[26], 分析结果如图 6 所示, 叶盘结构危险部位位于轮缘根部, 据此提取该处应力-应变响应并运用 FS 模型计算叶盘结构的疲劳寿命。

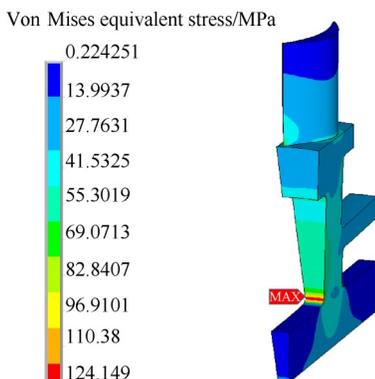


Fig. 6 Von Mises equivalent stress nephogram of 1/40 turbine bladed disk (1204 rad/s)

依据 2.1.2 中介绍的应力敏感因子, 对图 3 所示叶盘结构的 12 个主要尺寸进行灵敏度分析。各尺寸在 $\pm 1\%$ 标准尺寸范围内均匀抽样, 每组样本量为 100, 由于最大 Von Mises 与 FS 模型损伤参量呈正相关, 为了降低计算量, 取轮盘根部最大 Von Mises 等效应力为考核指标。其中 D_{11} 作为特征尺寸, 应力敏感因子统计信息如图 7 所示。

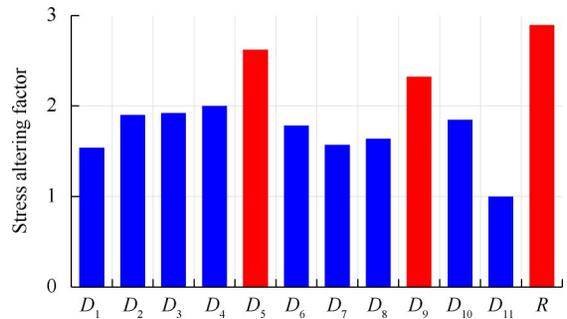


Fig. 7 Stress altering factors of main geometrical parameters

据图 7 所示统计结果, 选定应力敏感因子最大的三个尺寸 $\{D_5, D_9, R\}$ 为关键尺寸, 其中 R 为轮缘根部倒角尺寸, 三个关键尺寸均作为随机变量参与多源不确定性分析。

基于前述概率多轴疲劳寿命预测方法, 采用拉丁超立方抽样技术 (每组样本量为 1000), 分别计算了关键尺寸单独和耦合作用下的疲劳寿命。分别采用 2.3 中介绍的三种优化方法, 建立尺寸与寿命的函数关系, 得到的结构尺寸优化结果如表 2 所示。

Table 2 Result of optimization for geometric parameters

Parameter	D_5	D_9	R
Distribution	Normal	Normal	Normal
Standard size/mm	50.5	43	2
Method 1/mm	50.4556	42.8284	1.9977
Method 2/mm	50.7997	42.9591	1.9999
Method 3/mm	50.5696	42.8991	1.9960
CV	3.3×10^{-4}	3.3×10^{-4}	3.3×10^{-4}

将优化后的关键尺寸与载荷、材料等作为不确定性输入参与疲劳寿命预测分析, 标准尺寸和优化尺寸下的疲劳寿命分布图和统计结果如图 8 和表 3 所示。

经统计, 三种方法分别将叶盘结构中值疲劳寿命提升了 27%, 1.4% 和 108%。其中, 方法 1 下疲劳寿命的标准差降低了 11.3%, 在实现寿命提升的同时降低了其分散性, 对叶盘结构的稳健设计具有积极意

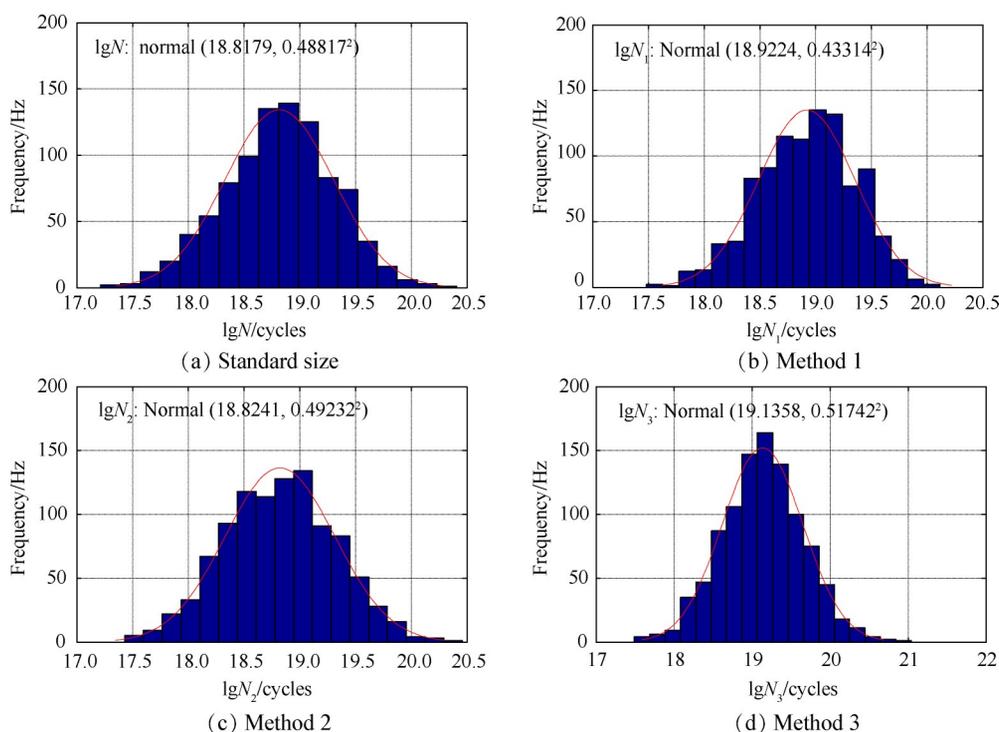


Fig. 8 Predicted fatigue life distributions

Table 3 Statistical analysis of predicted fatigue life ($\lg N_f$)

Method	Mean	Standard deviation
Standard size	18.8179	0.48817
Method 1	18.9224	0.43314
Method 2	18.8241	0.49232
Method 3	19.1358	0.51742

义。方法 2 和 3 的标准差均升高,这与作者前期研究中寿命分散性随寿命均值同步增大的现象一致^[6],寿命的提升可能会使分散性变大。此外,通过结果对比可知,多尺寸融合优化设计较单一尺寸轮换优化设计(方法 2 和 3)更有效。

采用 2.4 所述可靠性分析方法,基于载荷-寿命干涉模型,叶盘结构可靠性分析结果如图 9 所示。对比失效概率曲线可知,方法 1 和 3 所得优化尺寸下叶轮结构的可靠性明显升高;方法 2 寿命分布特征变化较小,其优化前后的失效概率曲线基本重合。

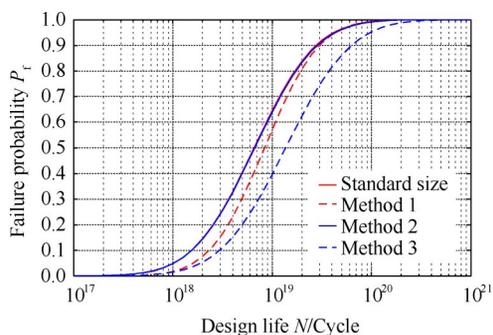


Fig. 9 Failure probability of the turbine bladed disk

采用 2.5 所述灵敏度分析方法,取设计寿命 $N_d=10^{19}$ 对优化前后的叶盘结构进行了灵敏度分析,如图 10 所示。其中轮盘根部倒角尺寸 R 的均值和标准差对可靠性的影响最大,与图 7 中应力敏感因子分析所得结论一致,倒角 R 对叶盘结构寿命分布影响最为显著,而尺寸 D_5 和 D_9 对叶盘结构寿命灵敏度较小。

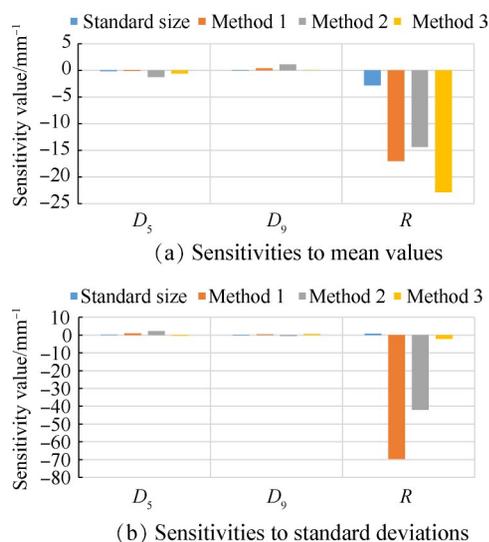


Fig. 10 Reliability sensitivity under $N_d=10^{19}$ cycles

4 结 论

本文结合多源不确定性输入下的随机有限元分析,对叶盘结构进行了概率疲劳寿命预测和结构可

可靠性优化,通过对比分析三种优化方法的效果,得出如下结论:

(1)预测寿命最大值与最小值之比可达近千倍,载荷、材料和几何尺寸不确定性对叶盘结构疲劳寿命的影响不容忽视。由优化设计结果(尺寸在原设计尺寸 $\pm 1\%$ 范围调整)可知,三种方法使叶盘结构的中值疲劳寿命分别提高了27%,1.4%和108%,微小尺寸变化也会显著影响叶盘结构的疲劳寿命。

(2)轮换尺寸进行优化设计会忽视它们之间的相互作用,优化效果较差且难以找到全局最优解。针对多维不确定性问题,使用代理模型可基于小样本描述目标函数在变量下的分布规律,一定程度提高可靠性优化设计效率。

(3)方法2和3的优化结果表明,在提高疲劳寿命的同时可能引入分散性变大的问题,因而在进行结构优化设计时应兼顾寿命均值和方差,以实现可靠性与稳健性最优的平衡。

致谢:感谢国家自然科学基金、四川省重点研发计划的资助。

参考文献

- [1] Hu D Y, Su X, Liu X, et al. Bayesian-Based Probabilistic Fatigue Crack Growth Evaluation Combined with Machine-Learning-Assisted GPR[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2020, 229: 106933.
- [2] Wang X J, Shi Q H, Fan W C, et al. Comparison of the Reliability-Based and Safety Factor Methods for Structural Design [J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2019, 72: 68-84.
- [3] 高阳, 杨昌军, 白广忱, 等. 涡轮盘低循环疲劳可靠性设计方法[J]. *航空发动机*, 2011, 37(1): 4-8.
- [4] 方鹏亚, 常新龙, 胡宽, 等. 基于区间不确定性的涡轮盘强度可靠性优化设计[J]. *推进技术*, 2013, 34(7): 962-967. (FANG Peng-ya, CHANG Xin-long, Hu Kuan, et al. Reliability Optimization Design for Turbine Disk Strength Based on Interval Uncertainty [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(7): 962-967.)
- [5] 林旭斌, 黄生勤, 洪杰. 燃气涡轮发动机压气机轮盘拓扑优化设计方法[J]. *推进技术*, 2014, 35(6): 830-837. (LIN Xu-bin, HUANG Sheng-qin, HONG Jie. Topology Optimization Design Method on Compressor Disks in Gas Turbine Engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(6): 830-837.)
- [6] Niu X P, Wang R Z, Liao D, et al. Probabilistic Modeling of Uncertainties in Fatigue Reliability Analysis of Turbine Bladed Disks [J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 142: 105912.
- [7] 陈志英, 王朝, 周平. 考虑榫槽/榫齿配合间隙的叶盘结构疲劳寿命稳健性优化研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(4): 857-864. (CHEN Zhi-ying, WANG Chao, ZHOU Ping. Research on Robust Optimization of Fatigue Life for Blade-Disk Considering Contact Gap Between Tenon and Mortise [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(4): 857-864.)
- [8] Olsson A, Sandberg G, Dahlblom O. On Latin Hypercube Sampling for Structural Reliability Analysis [J]. *Structural Safety*, 2003, 25(1): 47-68.
- [9] Fatemi A, Socie D F. A Critical Plane Approach to Multiaxial Fatigue Damage Including Out-Of-Phase Loading [J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1988, 11(3): 149-165.
- [10] Wang H J, Liu X T, Zhang M H, et al. Prediction of Material Fatigue Parameters for Low Alloy Forged Steels Considering Error Circle [J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 121: 135-145.
- [11] Rezaiee-Pajand M, Sinaie S. On the Calibration of the Chaboche Hardening Model and a Modified Hardening Rule for Uniaxial Ratcheting Prediction [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2009, 46(16): 3009-3017.
- [12] Frederick C O, Armstrong G P J. A Mathematical Representation of the Multiaxial Bauschinger Effect [J]. *Materials at High Temperatures*, 2007, 24(1): 1-26.
- [13] Dowling N E. *Mechanical Behavior of Materials: Engineering Methods for Deformation, Fracture and Fatigue* [M]. Boston: Pearson, 2012, 534-535.
- [14] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第2版)第四卷-钛合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002, 104-132.
- [15] Zhan H, Zhao W, Wang G. Manufacturing Turbine Blisks [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2000, 72(3): 247-252.
- [16] ISO 286-1: 2010. Geometrical Product Specifications (GPS)-ISO Code System for Tolerances on Linear Sizes. Part 1: Basis of Tolerances, Deviations and Fits[S].
- [17] Mao J X, Hu D Y, Li D. Novel Adaptive Surrogate Model Based on LRPIM for Probabilistic Analysis of Turbine Disc [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 70: 76-87.
- [18] Wang R Q, Liu X, Hu D Y, et al. Zone-Based Reliability

- ty Analysis on Fatigue Life of GH720Li Turbine Disk Concerning Uncertainty Quantification[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 70: 300–309.
- [19] 樊江, 廖祐明, 李达, 等. 考虑几何分散性的涡轮盘寿命概率分析[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(1): 66–74.
- [20] Wu Z R, Hu X T, Song Y D. Multiaxial Fatigue Life Prediction for Titanium Alloy TC4 under Proportional and Nonproportional Loading[J]. *International Journal of Fatigue*, 2014, 59: 170–175.
- [21] Fatemi A, Shamsaei N. Multiaxial Fatigue: An Overview and Some Approximation Models for Life Estimation[J]. *International Journal of Fatigue*, 2011, 33: 948–958.
- [22] Zhu S P, Foletti S, Beretta S. Probabilistic Framework for Multiaxial LCF Assessment under Material Variability[J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 103: 371–385.
- [23] Beretta S, Foletti S, Rusconi E A, et al. A Log-Normal Format for Failure Probability under LCF: Concept, Validation and Definition of Design Curve[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 82: 2–11.
- [24] Zhang L G, Lu Z Z, Wang P. Efficient Structural Reliability Analysis Method Based on Advanced Kriging Model[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2015, 39(2): 781–793.
- [25] Gao H F, Zio E, Wang A, et al. Probabilistic-Based Combined High and Low Cycle Fatigue Assessment for Turbine Blades Using a Substructure-Based Kriging Surrogate Model[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 104.
- [26] Zhu S P, Liu Q, Peng W W, et al. Computational-Experimental Approaches for Fatigue Reliability Assessment of Turbine Bladed Disks[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2018, 142–143: 502–517.

(编辑: 史亚红)