

涡轮转子径向变形多目标协同稳健性优化

陈志英, 周 平, 刘 勇
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 考虑到涡轮转子径向变形对涡轮叶尖径向间隙以及篦齿径向封严间隙的影响, 提出涡轮转子径向变形多目标协同稳健性优化方法。利用基于 Kriging 模型的分布式协同响应面法(DCRSM)分别建立涡轮转子和涡轮篦齿的参数与径向变形间的响应面模型, 并求解单目标下的稳健最优解。采用理想点法建立涡轮转子和篦齿径向变形多目标协同稳健性优化模型, 并进行多目标协同稳健性优化求解。优化结果显示: 提出的多目标协同稳健性优化方法与单目标稳健性优化方法相比涡轮转子和篦齿径向变形量的标准差分别降低了 2.6% 和 4.9%。提出的方法为涡轮转子参数设定提供一定的参考。

关 键 词: 涡轮转子; 篦齿; Kriging 模型; 多目标协同优化; 稳健性优化

中图分类号: V232 **文献标志码:** A

Multi-objective collaborative robust optimization for turbine rotor radial deformation

CHEN Zhiying, ZHOU Ping, LIU Yong

(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A Multi-objective robust collaborative optimization method for turbine rotor radial deformation was presented. The influence of turbine rotor radial deformation was considered for turbine blade tip clearance and labyrinth seal clearance. The approximation function model of parameters with rotor and labyrinth seal radial deformation was built by the Kriging method based distributed collaborative response surface method (DCRSM). The single objective robust optimization result was generated by using those response surface approximation models. The ideal point method was selected to construct the multi-objective robust collaborative optimization model of turbine rotor and labyrinth seal radial deformation. The multi-objective collaboration robust optimization process was implemented. Compared with the results of single objective optimization, the results of presented collaborative robust optimization showed that the turbine rotor and labyrinth radial deformation standard deviation decreased by 2.6% and 4.9%, respectively. The proposed method provides a reference for turbine rotor parameters design.

Key words: turbine rotor; labyrinth; Kriging model;
multi-objective collaborative optimization; robust optimization

收稿日期:2017-01-10

基金项目:国家自然科学基金(51275024)

作者简介:陈志英(1960—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机结构优化设计、可靠性及维修性工程的研究。

引用格式:陈志英,周平,刘勇. 涡轮转子径向变形多目标协同稳健性优化[J]. 航空动力学报,2018,33(7):1537-1543. CHEN Zhiying,ZHOU Ping,LIU Yong. Multi-objective collaborative robust optimization for turbine rotor radial deformation[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(7):1537-1543.

航空发动机涡轮转子工作在高温、高离心载荷的恶劣环境下,而涡轮叶尖径向间隙对发动机的性能、可靠性都有非常重要的影响^[1-2]。目前众多学者在涡轮叶尖径向间隙方面开展了大量的研究^[3-5],研究的内容主要涉及涡轮叶尖间隙的设计方法以及可靠性分析等。由于涡轮叶尖径向间隙的确定涉及涡轮盘、涡轮叶片、机匣等部件,且动态运转情况下每个部件的径向变形都会对叶尖间隙产生影响^[6-8]。在考虑载荷等参数不确定性的情况下,涡轮转子径向变形呈现随机性^[6-7],这也加大了精确设定叶尖径向间隙的难度。相对于叶尖间隙而言,涡轮篦齿封严结构也有其封严间隙的要求,胡东旭等^[9]以及杜发青等^[10]对篦齿进行了泄露性实验研究并得出篦齿的封严间隙是影响其密封效果的因素之一。张勃等^[11]研究了篦齿几何参数对表面传热系数的影响,并得出篦齿封严间隙是影响其变化的主要因素。王鹏飞等^[12]研究了高转速对封严特性影响,得出由于高转速下离心载荷引起的篦齿径向变形导致封严间隙变化继而影响封严特性。为了保证涡轮结构可靠而高效运转需要同时对涡轮转子以及篦齿径向变形进行精确计算才能更加合理进行叶尖间隙以及封严间隙设计。而考虑参数不确定性情况下的概率分析只能确定参数变化对径向变形影响程度,并不能减小参数波动对轮盘或叶片变形的影响程度^[6-7]。

稳健性优化通过对设计参数进行优化使目标响应对参数的变化的敏感度降低^[13-14],进而可以对目标响应进行较为精确的估计。稳健性思想在发动机结构及疲劳寿命优化方面已经得到了应用^[15-17],优化结果显示优化后的目标响应对参数变化的敏感度降低。因此,对涡轮转子以及篦齿径向变形进行稳健协同优化设计,可以更加准确的对叶尖间隙以及篦齿径向封严间隙变化进行估计。

对于复杂结构稳健性优化而言,通常涉及到 Monte Carlo 抽样统计分析迭代计算,如果直接采用有限元方法进行优化迭代计算将耗费大量的时间。考虑到涡轮转子及篦齿参数与变形响应之间的函数关系高度非线性的情况,本文选用 Kriging 模型^[18-19]作为基模型分别建立涡轮转子以及篦齿参数与径向变形之间的分布式协同响应面近似模型。然后,利用建立好的响应面模型以及数理统计方法构造稳健性优化模型并分别进行优化迭代并求解单目标下的最优解,并采用理想

点^[20]法建立涡轮转子以及篦齿径向变形多目标稳健性优化模型。最后采用粒子群优化算法^[21]对此优化问题进行求解。

1 数学模型

1.1 基于 Kriging 模型的分布式协同响应面法

针对盘、叶片、轴、机匣等复杂结构进行多对象、涉及多学科协同分析^[22],为提高计算效率,将本文面向的结构分解为若干子结构,然后分别构造各自的子响应面模型。之后,根据各部件、参数之间的耦合特点利用协同响应面方法对子响应面模型进行协同响应分析。这样的一分一合,可提高计算精度和计算效率。本文提出的基于 Kriging 模型分布式协同响应面法的流程图如图 1 所示。

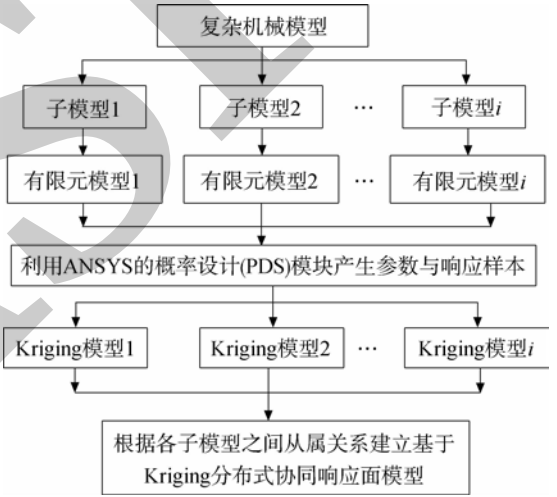


图 1 基于 Kriging 模型的分布式协同响应面法流程图
Fig. 1 Flow chart of Kriging based distributed collaborative response surface method

假设一个机械结构由 $n(n \in Z)$ 个部件组成,每个部件参数与响应之间利用 Kriging 模型建立响应面子模型如式(1)所示

$$\hat{y}_i(\mathbf{z}_i, \mathbf{p}_i) = \mathbf{f}_i^T(\mathbf{z}_i, \mathbf{p}_i) \hat{\beta}_i + \mathbf{r}_i^T(\mathbf{z}_i, \mathbf{p}_i) \mathbf{R}_i^{-1}(\mathbf{Y}_i - \mathbf{F}_i \hat{\beta}_i) \quad i = 1, \dots, n \tag{1}$$

其中 $\mathbf{z}_i = [z_i^1, \dots, z_i^q]$ 和 $\mathbf{p}_i = [p_i^1, \dots, p_i^k]$ ($j = 1, \dots, m; k = 1, \dots, q$) 分别为设计参数以及随机参数向量。 $\hat{y}$ 是目标响应。 $\mathbf{R}$ 是已知输入参数 $\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_{n1}]$ 相关的矩阵且 $\mathbf{R} = [R_{ij}]_{m \times m}$, $R(\theta, \omega, x) = e^{-\theta \| \omega - x \|^2}$ 其中 $\theta > 0$, $\mathbf{r}(x) = [R(\theta, x_1, x), \dots, R(\theta, x_m, x)]^T$ 。 $\mathbf{Y} = [y_1, y_2, \dots, y_{n1}]$ 是与输入参数 $\mathbf{X}$ 相对应的输出响应。

多项式参数 $\hat{\beta}$ 的最小二乘估计如式(2)所示

$$\hat{\beta} = (F^T R^{-1} F)^{-1} F^T R^{-1} Y \quad (2)$$

向量 F 是由多项式基函数向量组成的回归矩阵如式(3)所示, 其中 $f(x) = [f_1(x), f_2(x), \dots, f_n(x)]$ 。

$$F = [f(x_1), f(x_2), \dots, f(x_n)]^T \quad (3)$$

建立好各子部件 Kriging 模型后, 根据各个部件、参数之间的耦合特点利用分布式协同响应面方法建立系统响应面总模型如式(4)所示

$$\hat{y}(z, p) = f^T(z, p)\hat{\beta} + r^T(z, p)R^{-1}(Y - F\hat{\beta}) \quad (4)$$

其中 $z = [z_1, z_2, \dots, z_i]$ 和 $p = [p_1, p_2, \dots, p_i]$ 分别为总体结构的设计参数与随机参数矩阵。

1.2 多目标优化模型

由于涡轮转子部件径向变形稳健协同优化是涉及多个目标的协同优化, 因此其本质是一个多目标优化问题。求解多目标优化问题时, 与单目标优化不同的是通常需要在各个目标函数之间进行协调权衡, 因而它的求解也就较单目标问题复杂一些。多目标优化问题数学模型表达式如式(5)所示

$$\min F(x) = [f_1(x_1), f_2(x_2), \dots, f_k(x_k)]^T$$
$$x = [x_1, x_2, \dots, x_k]^T \quad (5)$$

式中 $F(x) = [f_1(x_1), f_2(x_2), \dots, f_k(x_k)]^T$ 为向量目标函数, $X = [x_1, x_2, \dots, x_k]^T$ 为参数矩阵。

由于目标向量元素之间冲突关系, 在设计空间中多数情况下存在多个全局最优解, 它们构成多目标优化的有效解集。对于工程问题而言往往需要一组最终解而不是解集, 因此选用理想点法从有效解中确定一组最终解。本文采用理想点法^[20]来构造多目标优化评价函数, 得出优化最终解。首先求出各子目标函数在可行域内的最优解, 即对子目标函数进行优化求解后的最优值, 如式(6)所示。

$$\min f_i(x_i) = f_i^* \quad i = 1, 2, \dots, k \quad (6)$$

式中 f_i^* 为对第 i 个目标函数进行单目标优化后的最优值, x_i 为与第 i 个目标相关的优化参数。

构造多目标优化评价函数

$$U(X) = \sum_{i=1}^k \omega_i |f_i(x_i) - f_i^*| \quad (7)$$

式中 ω_i 为加权因子。通过评价函数的引入可以求解多目标优化最终解。

由式(7)可得多目标优化数学模型如式(8)所示

$$\text{find } x = [x_1, x_2, \dots, x_n]$$

$$\min F(x) = \sum_{i=1}^k \omega_i |f_i(x_i) - f_i^*|$$
$$\text{s. t. } x_1 < x < x_u \quad (8)$$

式中 x 为设计参数矩阵, 其中 x_i 为子目标函数的输入参数向量。

2 有限元模型及参数选取

选取发动机涡轮转子为分析对象, 其结构简图如图 2(a)所示。涡轮转子有限元计算模型如图 2(b)所示。轮盘材料牌号为 GH4033。涡轮叶片材料牌号为 K419, 篦齿材料为 GH742 高温合金。接触问题采用面-面接触并用罚函数法求解, 接触摩擦因数取 0.3。约束轮盘前后套筒端面的轴向和周向位移, 限制叶片榫齿前后端面轴向位移。温度载荷通过插值方式施加到计算模型中, 本文采用一维分段函数插值方法对涡轮转子进行温度载荷加载^[23]。

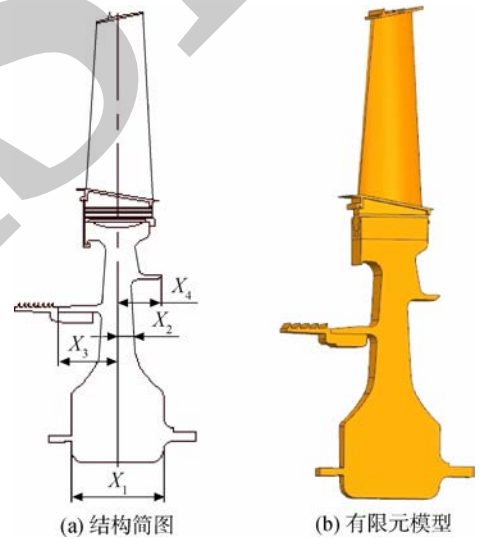


图 2 涡轮转子结构简图和有限元模型
Fig. 2 Structure diagram and finite element model of turbine rotor

根据涡轮结构特点, 考虑涡轮转子初始径向尺寸设计要求, 在不改变初始径向尺寸条件下选取涡轮盘与篦齿环接触的安裝边轴向尺寸 X_3 , 盘心厚度 X_1 , 右安裝边的轴向尺寸 X_4 以及盘心与盘缘中间位置厚度 X_2 为设计参数, 具体选取位置如图 2(a)所示。综合考虑涡轮部件许用强度以及部件质量约束情况下选取设计参数优化区间, 具体数值如表 1 所示。表中上限以及下限表示设计参数设计点的优化区间, 所有尺寸不确定性区间均为 $[-0.001, +0.001]$ 。

表 1 设计参数优化区间

Table 1 Optimization interval of design parameters

设计参数	数值	
	下限	上限
X_1/mm	51	69
X_2/mm	9.6	13.2
X_3/mm	32	45
X_4/mm	24	35

考虑到运转状态下转速以及温度不确定性对转子及篦齿径向变形影响,因此将转子转速 ω ,盘心温度 t_1 以及叶尖温度 t_2 也作为载荷随机变量,

表 3 涡轮叶片、涡轮盘及篦齿随机参数的均值和方差

Table 3 Mean value and standard deviation of random parameters of turbine blade, turbine disk and labyrinth

随机参数	叶片		盘		篦齿	
	均值	标准差	均值	标准差	均值	标准差
E/GPa	179	5	184	6.4	178	5
$\alpha/(10^{-5}/^{\circ}\text{C})$	1.549	0.0871	1.507	0.0871	1.29	0.0871
$\lambda/(\text{W}/(\text{m}\cdot^{\circ}\text{C}))$	26.8	0.834	20.8	0.834	14.2	0.834
$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	8500	125	8200	123	8230	123

3 稳健性优化模型建立

3.1 近似模型建立

对涡轮转子整体利用进行有限元软件 ANSYS 进行变形求解后,考虑参数的不确定性,利用拉丁方抽样方法抽取 150 组样本,其中 130 组样本用于拟合参数与径向变形响应面近似模型,20 组样本用来验证拟合效果。首先,用式(1)分别建立涡轮盘、涡轮叶片以及篦齿局部参数与径向变形近似函数子模型,然后将建立好的子模型代入式(4)分别建立涡轮转子以及篦齿全局参数近似函数总模型。为了验证所建立响应面模型预测精度预留的 20 组验证样本将于预测值进行对比结果如图 3 所示。表 4 所示为预测值和样本值方均根误差(RMSE)。

3.2 单目标稳健性优化

稳健性优化目的是通过寻找合适的设计参数设计点,使目标响应对所有参数变化的敏感性降低,即参数变化情况下目标响应的波动范围减小,文中选择其波动范围的标准差作为衡量其稳健程度的标准^[13-14],标准差越大稳健性越差,反之标准

具体数值如表 2 所示。

表 2 转速及温度随机参数

Table 2 Random parameters of speed and temperature

随机参数	数值	
	均值	标准差
$\omega/(\text{rad}/\text{s})$	1040	15
$t_1/^{\circ}\text{C}$	200	3
$t_2/^{\circ}\text{C}$	450	5

材料随机参数选择涡轮盘、涡轮叶片以及篦齿的材料参数如:弹性模量 E 、密度 ρ 、热传导率 λ 、线性膨胀系数 α ,具体数值如表 3 所示。

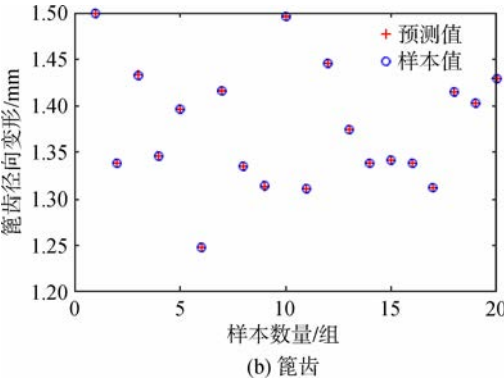
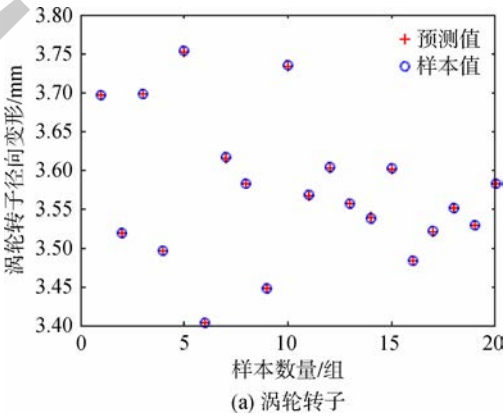


图 3 预测值及样本值

Fig. 3 Result of predict value and sample value

差越小其稳健性越好。

表 4 转子和篦齿近似模型估计值的方均根误差
Table 4 RMSE of approximation model estimate value of rotor and labyrinth

部件 名称	样本数量		方均根 误差/ 10^{-4}
	训练样本	验证样本	
涡轮转子	130	20	6.3364
篦齿	130	20	4.7176

对于涡轮结构而言, 针对一个确定的涡轮转子或篦齿部件径向变形量, 可通过调整初始装配间隙抵消变形量对间隙的影响^[5], 而在各参数不确定性影响下其变形量也呈现出一定的波动性。为了更精确地对初始装配间隙进行设定, 必须使波动范围越小越好, 因此选取其径向变形量的标准差作为评价径向变形稳健性程度的指标, 并建立相应优化模型。具体优化模型如式(9)所示

$$\begin{aligned} &\text{find } \boldsymbol{x} \\ &\min \sigma(f(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{z})) \\ &\text{s. t. } \boldsymbol{x}_l < \boldsymbol{x} < \boldsymbol{x}_u \end{aligned} \tag{9}$$

式中 $\boldsymbol{x}$ 为设计参数向量, $\boldsymbol{z}$ 为随机参数向量, $\boldsymbol{x}_l$ 、 $\boldsymbol{x}_u$ 分别为设计参数的优化区间下限和上限; $f(\cdot)$ 为部件径向变形, $\sigma(\cdot)$ 为部件径向变形量的标准差, 可以通过数理统计方法获得。其中, 设计参数及其优化区间如表 1 所示, 随机参数如表 2 与表 3 所示。

将已经建立好的响应面模型分别带入式(9)中建立单目标稳健性优化模型。优化后的涡轮转子以及篦齿径向变形量的标准差 σ_i^* ($i=1, 2$) 以及相应的设计参数的设计点如表 5 所示。

表 5 涡轮转子和篦齿单目标稳健优化结果
Table 5 Result of single objective robust optimization of turbine rotor and labyrinth

参数	数值	
	涡轮转子	篦齿
X_1/mm	67.7	51.1
X_2/mm	9.6	9.6
X_3/mm	33.5	33
X_4/mm	31.9	34.2
σ/mm	0.0513	0.0206

从表 5 中转子与篦齿径向变形单目标稳健性优化结果可以看出, 单目标优化后最优参数显然

不同。为了量化只考虑单目标情况下最优化参数对另一目标影响, 将单目标优化后的参数代入另一目标响应面中进行不确定性分析, 计算结果如表 6 所示。结果显示将转子单目标优化后参数代入篦齿中得出篦齿径向变形标准差为 0.0226, 比单目标优化增加了 9.7%。将篦齿单目标优化后参数代入转子中得到径向变形标准差为 0.0535, 比单目标优化增加了 4.3%。从分析结果可看出单目标优化只能保证所优化目标的最优性, 因此为了保证多个目标处于协同最优状态, 必须进行多目标协同优化。

表 6 单目标优化结果对其他目标的影响
Table 6 Influence of single objective optimization result on other objective

参数	数值	
	涡轮转子	篦齿
X_1/mm	51.1	67.7
X_2/mm	9.6	9.6
X_3/mm	33	33.5
X_4/mm	34.2	31.9
σ/mm	0.0535	0.0226

3.3 涡轮结构径向变形多目标稳健协同优化

通过对涡轮转子结构两个优化目标进行单独求解后, 利用式(8)建立涡轮结构径向变形多目标稳健性协同优化数学模型, 建立的模型如式(10)所示

$$\begin{aligned} &\text{find } \boldsymbol{x} = [X_1, X_2, X_3, X_4] \\ &\min F(\boldsymbol{x}) = \sum_{i=1}^2 \omega_i |\sigma_i(f_i(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{z}_i)) - \sigma_i^*| \\ &\text{s. t. } \boldsymbol{x}_l < \boldsymbol{x} < \boldsymbol{x}_u \end{aligned} \tag{10}$$

式中 $\boldsymbol{x}=[X_1, X_2, X_3, X_4]$ 为设计参数向量, 如表 1 所示。 σ_i ($i=1, 2$) 为涡轮转子以及篦齿的径向变形量的标准差。 σ_i^* 为单目标优化时的最优值, 如表 5 所示。 加权因子可以根据目标优先或重要程度选取, 本文选取 $\omega_i=1/2$ ($i=1, 2$)。 针对建立好的多目标协同稳健性优化模型采用粒子群优化算法进行优化求解, 优化后的具体数值结果如表 7 所示。

通过将表 7 与表 5 中的优化结果进行对比可以看出, 多目标协同稳健性优化后的目标值比单目标的都有所增加, 这是因为各目标之间权衡的结果。而提出的多目标协同稳健性优化的结果与表 6 中结果相比, 涡轮转子径向变形量的标准差

表 7 多目标稳健优化结果

Table 7 Result of multi-objective robust optimization

参数	数值	
	涡轮转子	篦齿
X_1/mm	55.6	55.6
X_2/mm	9.7	9.7
X_3/mm	33.3	33.3
X_4/mm	33.3	33.3
σ/mm	0.0521	0.0215

减小了 2.6%，篦齿径向变形量的标准差减小了 4.9%。从优化的结果来看，与单目标稳健性优化相比多目标协同稳健性优化可以使每个单目标同时趋近于各自最优值，进而达到协同最优效果。针对各目标响应重要程度的不同也可对加权因子进行调整。

4 结 论

1) 考虑参数不确定性情况下，对涡轮转子及篦齿径向变形进行稳健性优化设计，降低转子及篦齿径向变形对参数变化的敏感性，为更加精确地对叶尖间隙以及篦齿封严间隙进行设计提供参考。

2) 提出的涡轮转子与篦齿多目标协同稳健性优化设计与单目标稳健性优化方法相比，可以使多个目标处于协同最优状态。

参考文献：

[1] HENNECKE D K, TRAPPMANN K. Turbine tip clearance control in gas turbine engines [R]. NASA N83-29254, 1983.

[2] 漆文凯, 陈伟. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(1): 63-67.

QI Wenkai, CHEN Wei. Tip clearance numerical analysis of an aero-engine HPT[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (in Chinese)

[3] PADOVAN J, CHOY F K. Nonlinear dynamics of rotor/blade/casing rub interactions[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(4): 527-534.

[4] PADOVA C, DUNN M G, BARTON J, et al. Casing treatment and blade tip configuration effects on controlled gas turbine blade tip/shroud rubs at engine conditions[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 011016.1-011016.11.

[5] FEI C, BAI G, TANG W. Probabilistic design of HPT blade-tip radial running clearance with distributed collaborative response surface method[J]. Journal of Aerospace

Engineering, 2014, 28(2): 1-11

[6] 赵合阳, 白广忱, 费成巍, 等. 涡轮盘径向变形非线性动态概率分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(7): 927-931.

ZHAO Heyang, BAI Guangchen, FEI Chengwei, et al. Probabilistic analysis for turbine disc radial displacement [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(7): 927-931. (in Chinese)

[7] 费成巍, 白广忱. 航空发动机涡轮叶片径向变形的概率分析[J]. 航空发动机, 2012, 38(1): 17-20.

FEI Chengwei, BAI Guangchen. Probabilistic analysis of turbine blade radial deformation for aeroengine [J]. Aero-engine, 2012, 38(1): 17-20. (in Chinese).

[8] 岂兴明, 朴英, 矫津毅. 高压涡轮叶顶间隙变化的数值分析[J]. 吉林大学学报(工学版), 2009(1), 33-37.

QI Xingming, PIAO Ying, JIAO Jinyi. Numerical analysis of high pressure turbine tip clearance variation [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2009, 39(1): 33-37. (in Chinese)

[9] 胡东旭, 贾力, 杨立新. 篦齿封严泄漏特性的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3): 549-555.

HU Dongxu, JIA Li, YANG Lixin, et al. Experiment on leakage characteristics in labyrinth seal [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3): 549-555. (in Chinese)

[10] 杜发青, 吉洪湖, 帅海山, 等. 齿形几何参数对直通篦齿封严泄漏特性影响的正交实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 825-831.

DU Faqing, JI Honghu, SHUAI Haishan, et al. Orthogonal experiment of effect of fin geometrical parameters on leakage of straight-through labyrinth seals [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 825-831. (in Chinese).

[11] 张勃, 吉洪湖, 杜发青, 等. 基于正交法的直通篦齿封严齿形几何参数对换热特性影响的试验研究[J]. 机械工程学报, 2013, 49(4): 134-139.

ZHANG Bo, JI Honghu, DU Faqing, et al. Orthogonal design experimental investigation of effect of tip geometrical parameters on heat transfer of straight-through labyrinth [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(4): 134-139. (in Chinese)

[12] 王鹏飞, 刘玉芳, 郭文, 等. 高转速对直通型篦齿封严特性影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(2): 45-48.

WANG Pengfei, LIU Yufang, GUO Wen, et al. Influence of high rotational speeds on the labyrinth sealing characteristics [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(2): 45-48. (in Chinese)

[13] ROBINSON T J, BORROR C M, MYERS R H. Robust parameter design: a review [J]. Quality and Reliability Engineering International, 2004, 20(1): 81-101.

[14] BEYER H G, SENDHOFF B. Robust optimization: a comprehensive survey [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2007, 196(33): 3190-3218.

[15] 彭茂林, 杨自春, 曹跃云, 等. 基于响应面法的可靠性稳健

设计优化[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1784-1790.

PENG Maolin, YANG Zichun, CAO Yueyun, et al. Reliability robust design optimization based on response surface method[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1784-1790. (in Chinese)

[16] 周平, 白广忱. 基于神经网络与果蝇优化算法的涡轮叶片低循环疲劳寿命健壮性设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1013-1018.

ZHOU Ping, BAI Guangcheng. Robust design of turbine-blade low cycle fatigue life based on neural networks and fruit fly optimization algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1013-1018. (in Chinese)

[17] 贺谦, 李元生, 温志勋, 等. 涡轮叶片多学科可靠性及稳健设计优化[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 193-197.

HE Qian, LI Yuansheng, WEN Zhixun, et al. Multidisciplinary probabilistic and robust design optimization for turbine blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 193-197. (in Chinese)

[18] FAN L, XIANG Z, XUE M, et al. Robust optimization of thermal-dynamic coupling systems using a Kriging model[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(6): 1029-1037.

[19] SAKATA S, ASHIDA F, ZAKO M. Structural optimization using Kriging approximation[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering 2003; 192(7/8): 923-939.

[20] LI A D, HE Z, ZHANG Y. Bi-objective variable selection for key quality characteristics selection based on a modified NSGA-II and the ideal point method[J]. Computers in Industry, 2016, 82: 95-103.

[21] VENTER G, SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J. Particle swarm optimization[J]. AIAA Journal, 2003, 41(8): 1583-1589.

[22] BAI G, FEI C. Distributed collaborative response surface method for mechanical dynamic assembly reliability design[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2013, 26(6): 1160-1168.

[23] 艾书民, 王克明, 缪辉, 等. 稳态温度场作用下涡轮叶片振动特性的研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2011, 28(4): 17-21.

AI Shumin, WANG Keming, MIAO Hui, et al. Research on turbine blade vibration characteristic under steady state temperature field[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2011, 28(4): 17-21. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)