

文章编号: 1000-8055(2009)09-2051-06

基于可靠性的涡轮叶片双循环多学科设计优化

倪 俊, 虞跨海, 岳珠峰

(西北工业大学 力学与土木建筑学院, 西安 710072)

摘 要: 提出一种适用于涡轮叶片复杂结构的基于可靠性多学科设计优化方法. 使用多学科可行性优化方法解耦. 根据实验设计结果, 通过 Kriging 模型建立多学科分析过程的近似模型, 并在计算过程中不断更新近似模型. 将 Hasofer-Lind Rackwitz-Fiessler (HL-RF) 可靠性计算方法和优化算法以双循环可靠性优化方法相结合, 实现基于可靠性的多学科设计优化模型. 实例分析表明, 在保证结构的可靠度要求条件下, 设计结果满足性能最优. 验证了基于可靠性多学科设计优化方法在工程实践中的应用是可行的.

关 键 词: 多学科设计优化; Kriging 模型; 双循环方法; Hasofer-Lind Rackwitz-Fiessler (HL-RF) 法; 涡轮叶片

中图分类号: V231.3; TB114.3

文献标识码: A

Reliability-based multidisciplinary design optimization for turbine blade using double loop approach

NI Jun, YU Kua-hai, YUE Zhu-feng

(School of Mechanics, Civil Engineering and Architecture,
Northwestern Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A reliability-based multidisciplinary design optimization (RBMDO) framework for turbine blade was presented. Double loop approach was used to integrate the reliability analysis and the optimization method. Multidisciplinary feasible method was used to decouple the multidisciplinary analysis. Kriging model was employed to establish the approximation of the multidisciplinary analysis. The Hasofer-Lind Rackwitz-Fiessler (HL-RF) algorithm for reliability analysis was recommended systematically. Based on the approximation, the RBMDO framework was finished. The case study shows that, this framework could make the design reach the best performance with a good reliability. It indicates that the reliability-based multidisciplinary design optimization method is available and feasible for the engineering application.

Key words: multidisciplinary design optimization; Kriging model; double loop approach; Hasofer-Lind Rackwitz-Fiessler (HL-RF) algorithm; turbine blade

涡轮叶片的设计涉及气动、传热、结构、材料等多个学科的耦合. 以往的设计往往按学科进行气动、传热、强度和寿命等的设计, 并通过各设计部门的相互协调以满足各指标的要求. 随着现代航空发动机性能、寿命和可靠性要求的不断提高,

特别是为了解决学科间的强耦合问题, 专门针对复杂工程系统的多学科设计优化技术应运而生, 从而有效地降低了设计的成本, 提高了设计质量. 目前, 多学科设计优化技术已广泛应用于航空发动机及涡轮叶片的设计, 并取得了良好的效

收稿日期: 2008-09-22; 修订日期: 2009-01-02

基金项目: 国家自然科学基金(50775183); 863 项目(2006AA04Z401; 2007AA042404)

作者简介: 倪俊(1983-), 男, 江苏扬州人, 硕士生, 主要从事结构设计可靠性与优化方面的研究.

果^[1-3].但是,目前该领域的多学科设计优化都是基于确定性条件的,并没有考虑状态量的随机分散性.涡轮叶片结构、材料、工况等各方面都有一定的分散性,是造成航空发动机机械故障的主要原因.因此,必须考虑这些分散性因素对涡轮叶片可靠性的影响,开展基于可靠性的多学科设计优化技术研究.

近年来,国内外逐渐开展了基于可靠性设计优化(reliability-based multidisciplinary design optimization, RBDO)方面的研究,取得了一定的理论成果,提出了一些不同的 RBDO 方法^[4-8].这些方法可以分为三类:第一类方法以双循环方法(double loop approach, DLA)描述 RBDO 问题;第二类方法以解耦技术分解可靠性分析和迭代寻优过程,该方法需要完整的可靠性分析,不适用失效形式众多的研究对象;第三类方法以单极方法(single-level approach, SLA)作基于可靠性的设计优化.但是,这些方法在很大程度上仍停留在理论研究阶段,在工程领域应用较少.本文采用双循环方法 DLA 构建 RBMDO 模型,以多学科可行性方法解耦,以(Hasofer-Lind Rackwitz Fiessler, HL-RF)法作可靠性分析,结合多岛遗传优化方法和梯度优化方法实现基于可靠性的多学科设计优化(RBMDO),并将其应用于涡轮叶片的设计.

1 双循环 RBMDO 的一般形式

多学科可行性优化方法(MDF)是涡轮叶片多学科设计优化的常用方法.在此方法基础上,以可靠性约束代替确定性约束,变化的不确定因素会引起软约束条件的冲突,这种冲突是可以接受的,并被替换为可靠性的设计.传统优化模型可转化为

最小化

$$\min_{Z, X} [Z, X, y_i(Z, X, y_j)] \quad (1)$$

$$(i, j = 1, \cdots, n; i \neq j)$$

约束

$$g_k^{\text{rbo}} [Z, X, y_i(Z, X, y_j)] = \beta - \beta_{\text{required}} \geq 0$$

$$(k = 1, \cdots, N_{\text{r\&d}} - N_{\text{r}} + 1)$$

$$g_k^{\text{R}} [Z, X, y_i(Z, X, y_j)] \geq 0$$

$$(k = N_{\text{r}}, \cdots, N_{\text{r\&d}})$$

$$X^{\text{l}} \leq X \leq X^{\text{u}}, Z^{\text{l}} \leq Z \leq Z^{\text{u}}$$

其中 Z 表示全局设计变量, X 表示局部设计变量, y 表示各学科状态变量; g^{rbo} 表示可靠性约束,

g^{R} 表示非可靠性约束; β 表示可靠度指标, β_{required} 表示设计需要达到的可靠度指标; $N_{\text{r\&d}}$ 表示约束总数, N_{r} 表示可靠性约束总数; X^{l} 和 Z^{l} 表示设计变量设计下界, X^{u} 和 Z^{u} 表示设计变量设计上界.

2 多学科耦合分析及近似模型

2.1 多学科耦合分析

此处考虑气动、传热、结构三个学科.借助有限元软件作结构分析;流热分析利用 Baldwin Lomax 双层代数湍流计算模型,联立求解平均雷诺数的 Navier-Stokes 方程和传热方程(2),(3);通过信息插值程序,实现结构分析和流热分析学科之间的信息传递^[9],信息包括叶身气压分布、温度分布和变形分布.考虑到结构分析中叶片变形不是很大,对流热分析中的流场分布影响并不明显,所以在系统耦合分析时没有考虑叶片变形的传递.

$$T_{\text{fluid}} = T_{\text{solid}} \quad (2)$$

$$\kappa_{\text{fluid}} \cdot \nabla T \cdot n_{\text{fluid}} = \kappa_{\text{solid}} \cdot \nabla T \cdot n_{\text{solid}} \quad (3)$$

其中 T_{fluid} 为耦合面上流体域温度, T_{solid} 耦合面上固体域温度, κ_{fluid} 为耦合面上流体域传热系数, κ_{solid} 为耦合面上固体域传热系数.

分析模型的固体域与流体域交界面上,网格划分保持一致,避免由于网格不一致造成的计算精度及计算效率的降低.采用标准壁面函数方法,流体与固体之间的热交换通过能量方程求解,分析过程中考虑了温度对叶片材料性能的影响.图 1 为流体域与固体域交界面耦合换热示意图.

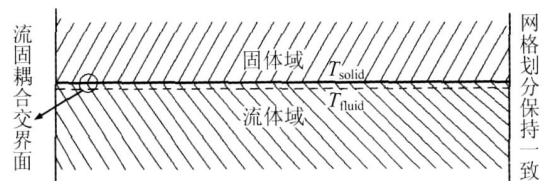


图 1 耦合换热示意图

Fig. 1 Schematic diagram coupled heat transfer

2.2 近似模型

由于流场计算需要不断迭代求解, RBMDO 模型大量调用仿真程序进行迭代计算可靠度和对目标函数的寻优,要消耗大量的时间,一次完整 RBMDO 分析的计算量是无法接受的.为了提高计算效率,在保证计算精度的条件下,本文采用 Kriging 模型^[10]建立了仿真程序的近似模型,实现了涡轮叶片的基于可靠性多学科设计优化.

Kriging 模型源自统计理论,包含了线性回

归部分和随机部分,形式如下:

$$y(x) = f(x) + z(x) \quad (4)$$

其中 $y(x)$ 是待拟合的响应函数, $f(x)$ 为参数部分, $z(x)$ 为非参数随机部分。

$f(x)$ 可取一个多项式函数(类似于多项式响应面模型),也可取一个常数 β ; $z(x)$ 一般取正态分布 $N(0, \sigma^2)$, 样本空间的变量同分布但不独立, 两个样本 x_i, x_j 的协方差如式(5)所示

$$\text{Cov}[Z(x_i), Z(x_j)] = \sigma^2 R([R(x_i, x_j)]) \quad (5)$$

其中 R 表示相关矩阵, 是 $n_s \times n_s$ 阶对称正定对角阵(n_s 表示样本点个数), $R(x_i, x_j)$ 是任意两个样本点 x_i 和 x_j 之间的相关函数, 常用高斯相关函数

$$R(x_i, x_j) = \prod_{k=1}^{n_{dv}} \exp(-\theta_k |x_k^i - x_k^j|^2) \quad (6)$$

其中 n_{dv} 表示设计变量的个数, θ 是拟合模型的未知相关参数, $x_k^i - x_k^j$ 表示 x_i 和 x_j 第 k 个元素的距离。

协方差相关矩阵 R 的系数通过极大似然估计确定, $f(x)$ 的不同选择对所模拟的模型没有很大影响, 多数情况下, 为了减小求解相关矩阵 R 的计算量, 而取为常数。因为 Kriging 在某一点进行模拟, 要通过对这一点附近一定范围内的信息加权的线性组合来估计。加权选择是通过最小化估计值的误差方差来确定。这一过程的详细论述参见文献[11]。

2.3 近似模型的误差检验

近似模型是对仿真程序的近似, 因此与真实值之间肯定存在误差。对试验数据拟合程度的好坏可用复相关系数 R^2 来评价。其计算方法如下所示:

$$SSY = \sum_{i=1}^m (y_i - \bar{y})^2 \quad (7)$$

$$SSE = \sum_{i=1}^m (y_i - \hat{y}_i)^2 \quad (8)$$

$$SSR = SSY - SSE \quad (9)$$

$$R^2 = \frac{SSR}{SSY} = 1 - \frac{SSE}{SSY} \quad (10)$$

其中 m 为采样个数, y_i 为仿真程序计算的真实值, $\hat{y}_i$ 为近似模型的预测值, $\bar{y}$ 是目标变量真实值的平均值, SSY 为总平方和, SSE 为误差平方和, SSR 为回归平方和。

R^2 在 $[0, 1]$ 之间变化, 其值越接近 1, 说明误差越小, 拟和精度越高。误差检验的具体步骤为:

步骤 1) 以初始数据库建立 Kriging 模型;

步骤 2) 在样本空间选取一组新的设计变量,

分别用近似模型和仿真程序计算得到预测值 $\hat{y}_i$ 、真实值 y_i 以及平均值 $\bar{y}$, 根据上述四式计算得到复相关系数 R^2 ;

步骤 3) 判断是否满足精度要求, 若不满足, 则将新样本点加入初始数据库建立新的 Kriging 模型, 返回步骤 2) 再次检验, 若满足, 则检验结束。

3 HL-RF 可靠性分析

应力-强度模型法是可靠度计算的主要方法

$$P_r = P\{R > S\} \quad (11)$$

其中 P_r 表示结构可靠度; S 表示应力, 为对结构功能有影响的各种外界因素的总称; R 表示强度, 为结构承受应力的能力。

结构的功能函数表示为

$$Z = R - S \quad (12)$$

式中 $Z > 0$ 结构可靠, $Z < 0$ 结构失效, $Z = 0$ 为极限状态。结构功能可以极限状态为标志, 极限状态方程描述为

$$Z = g(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \quad (13)$$

其中 $x_1, x_2, \dots, x_n$ 为各设计变量。

基本思路: 把设计变量 $x_1, x_2, \dots, x_n$ 的概率密度函数转化为等效的正态分布, 然后将功能函数应用泰勒级数在均值点处线性展开, 求解失效域的最可能点 (most probable points, MPPs) 和相应的可靠度指标 β 具体计算步骤:

1) 假定设计变量 x_i^* 初始值, 一般取平均值 μ_i 。

2) 利用所给的初始值, 根据式(14)和式(15)计算等价正态分布的 μ 和 σ , 并得到等价后的极限状态方程(16)

$$\mu_i' = x_i^* - \sigma_i' \cdot \Phi^{-1}[F_i(x_i^*)] \quad (14)$$

$$\sigma_i' = \frac{\Phi \Phi^{-1}[F_i(x_i^*)]}{f_i(x_i^*)} \quad (15)$$

$$Z = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial g}{\partial x_i} \right)_{p^*} (y_i \sigma_i' + \mu_i') - \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial g}{\partial x_i} \right)_{p^*} x_i^* = 0 \quad (16)$$

其中 $F_i(x_i^*)$ 表示设计变量原分布函数, $f_i(x_i^*)$ 表示设计变量密度函数, Φ 表示标准正态分布; $P^*(x_1^*, \dots, x_n^*)$ 表示极限状态平面上的设计点。

对方程(16) 两边乘以 $-\left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial g}{\partial x_i} \right)_{p^*}^2 \sigma_i'^2 \right]^{1/2}$ 并移项合并, 得到由坐标原点到该平面法线的标

准型法线方程

$$-\sum_i^n \frac{\left[\frac{\partial g}{\partial x_i} \right]_{p^*} \sigma_i'}{\left[\sum_i^n \left[\frac{\partial g}{\partial x_i} \right]_{p^*}^2 \sigma_i^2 \right]^{1/2}} y_i =$$
$$\frac{\sum_i^n \left[\frac{\partial g}{\partial x_i} \right]_{p^*} \mu_i - \sum_i^n \left[\frac{\partial g}{\partial x_i} \right]_{p^*} x_i^*}{\left[\sum_i^n \left[\frac{\partial g}{\partial x_i} \right]_{p^*}^2 \sigma_i^2 \right]^{1/2}} \quad (17)$$

式中 y_i 的系数为

$$\lambda_i = - \frac{\left[\frac{\partial g}{\partial x_i} \right]_{p^*} \sigma_i'}{\left[\sum_i^n \left[\frac{\partial g}{\partial x_i} \right]_{p^*}^2 \sigma_i^2 \right]^{1/2}}$$

($i = 1, \cdots, n$)

(18)

- 3) 利用式(18)计算系数 λ_i .
- 4) 将 $x_i^* = \mu_i + \sigma_i \lambda_i \beta$ 代入极限状态方程(16), 得出关于 β 的方程.
- 5) 解所得方程, 求出 β 值.
- 6) 将所得 β 值带入 $x_i^* = \mu_i + \sigma_i \lambda_i \beta$, 得出新的 x_i^* 值.
- 按步骤 1) ~ 步骤 6) 迭代计算 x_i^* . 当 x_i^* 的变化不大时, 可认为收敛. 此时的 x_i^* 为 MPPs, β 为可靠度指标.

4 RBMDO 计算流程

将可靠性分析得到的可靠度指标 β 代入式(1)进行多学科设计优化, 便实现了使用双循环方法的 RBMDO 过程. 详细分析流程如图 2 所示.

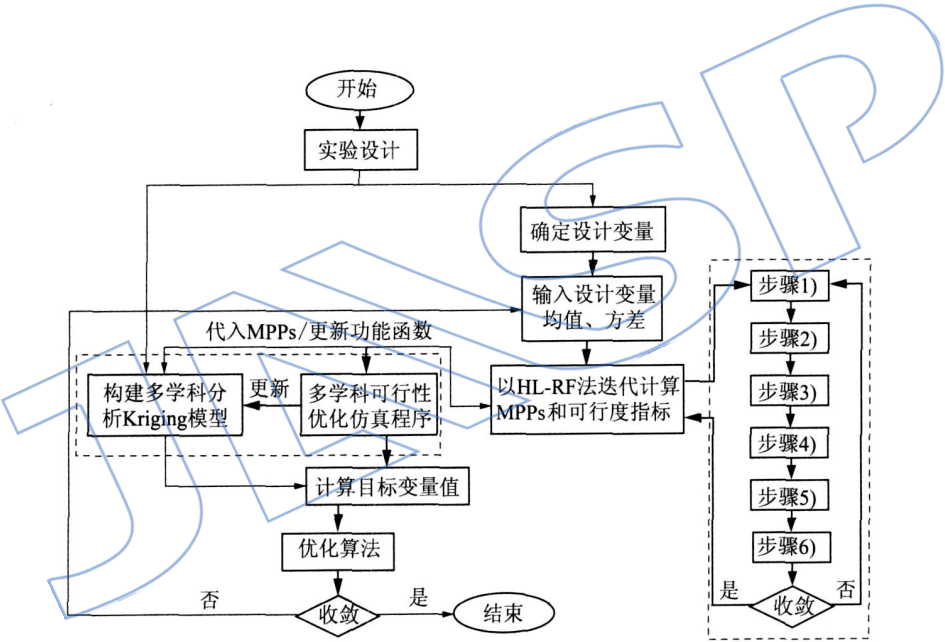


图 2 基于可靠性的多学科双循环设计优化流程

Fig. 2 Reliability-based multidisciplinary design optimization using double loop approach

5 算 例

对某涡轮叶片进行采用近似技术的多学科可靠性设计优化. 先以超拉丁方法做实验设计, 得到叶片造型参数对目标变量的影响情况, 选取对目标变量影响较大的造型参数: 叶片尖端和底部的两个截面的前缘半径, 前缘构造角和进气角共 9 个参数作为设计变量. 初值, 分散性及变化范围如表 1 所示. 通过插值得到中间两个截面的型线, 保证造型光滑.

目标变量为叶片平均温度、最大温度、总压损

失、叶尖最大变形以及叶身最大应力. 其中平均温度、最大温度、叶尖最大变形作为可靠性约束, 总压损失和叶身最大应力作为可靠性优化目标, 可靠性约束和可靠性优化目标的可靠度要求如表 2 所示.

根据实验设计得到样本, 构建初始近似模型. 以多岛遗传算法(multi-island genetic algorithm)和梯度算法(modified method of feasible direction)与 HL-RF 法相结合在近似模型基础上进行可靠性设计优化. 并以误差检验方法作近似模型的误差检验和模型更新. 这一过程的复相关系数 R^2 的变化如图 3 所示.

表 1 设计变量优化前后比较

Table 1 Comparison of design variables between the initial and final optimized design

变量	叶片尖端 (Face 1)				叶片底部 (Face 2)				
	前缘半径 r_1/mm	后缘半径 r_2/mm	前缘构造角 $\phi_1/(\text{^\circ})$	前缘构造角 $\phi_2/(\text{^\circ})$	前缘半径 r_1/mm	后缘半径 r_2/mm	前缘构造角 $\phi_1/(\text{^\circ})$	后缘构造角 $\phi_2/(\text{^\circ})$	进气角 $\beta/(\text{^\circ})$
初值	0.974	0.48	15.4	7.7	1.9	0.98	28.0	14.0	106.63
变异系数	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
设计上限	2.0	1.0	20.0	15.0	2.4	1.2	30.0	20.0	115
设计下限	0.5	0.5	10.0	5.0	0.8	0.8	20.0	11.0	100
优化值	1.072	0.644	10.014	7.489	1.326	0.908	21.049	18.782	104.484

表 2 约束、目标优化前后比较

Table 2 Comparison of objective and constraint variables between the initial and final optimized design

变量	优化趋势	可靠度要求	下界	上界	优化前取值	优化后取值	性能
平均温度/ K	约束	0.95	1000	1300	1268.059	1271.536	满足约束
最大温度/ K	约束	0.95	1000	1300	1300.543	1298.850	满足约束
位移/ mm	约束	0.95	0.4	0.6	0.4925	0.5383	满足约束
总压损失/ Pa	减小			62000	64519.3	60193.2	减小 6.7 %
应力/ kPa	减小	0.95		350000	343280	321730	减小 6.3 %

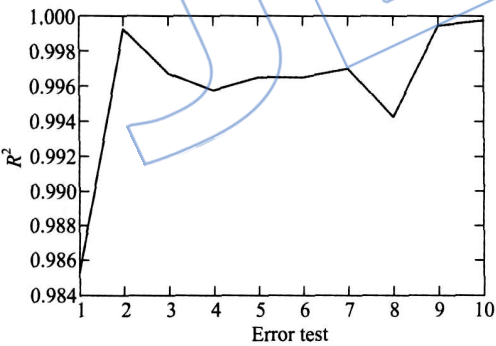


图 3 近似模型误差变化图

Fig. 3 Variation of the approximation's error

最终优化精度指标 R^2 取值 0.9997, 优化前后叶型比较如图 4 和图 5 所示, 其中图 4 为叶根和叶尖叶型, 图 5 为三维叶片形状, 图中的坐标轴表示空间坐标, 单位为 mm. 性能比较如表 2 所示. 其中, 平均温度、最大温度和叶尖最大变形满足可靠性约束. 最大应力满足可靠度 0.95 的要求. 由表 2 可见, 同优化前相比, 温度和叶尖位移变化不大; 总压损失减小了 6.7 %; 最大应力减小了 6.3 %.

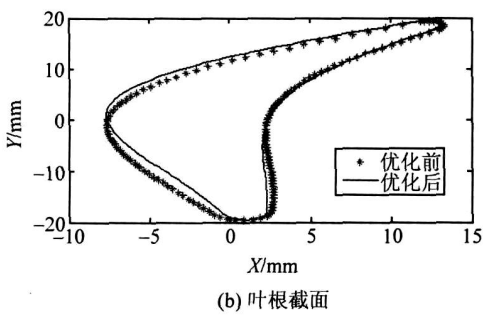
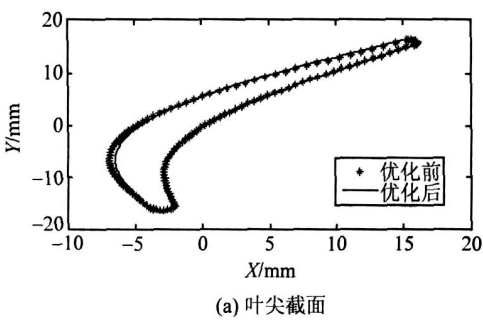


图 4 优化前后叶片截面型线比较

Fig. 4 Comparison of the profile lines before and after optimization

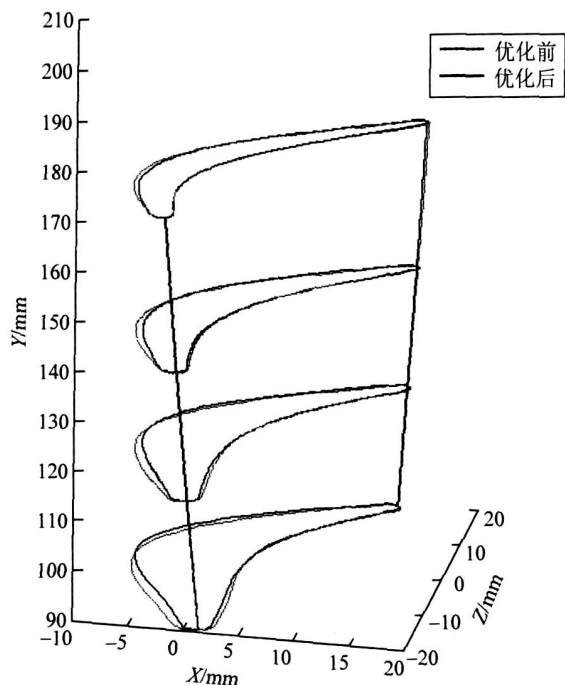


图5 优化前后三维叶片比较

Fig. 5 Comparison of 3-D blades before and after optimization

6 结 论

本文以DLA方法建立了一种利用HL-RF可靠性分析法、多岛遗传算法以及梯度算法结合的RBMDO模型。多学科耦合分析涉及气动、传热和结构分析,为采用超拉丁方法实验设计,均匀选取设计空间样本点,建立Kriging近似模型,并在优化过程中不断提高近似模型的精度。解决了可靠度计算和迭代寻优计算量大、耗时的问题。在近似模型基础上,实现了基于可靠性多学科设计优化。算例表明:设计结果满足可靠度要求,并改善了叶片性能。因此,该设计思路使得基于可靠性的多学科设计优化的精度和效率都得到了保证,证明了其工程应用的可行性。

参考文献:

[1] Sobieszczanski-Sobieski J. Sensitivity of complex, inter-

nally coupled systems[J]. AIAA Journal, 1990:28(1):153-60.

[2] YU Kuahai, YUE Zhufeng, WANG Jian. Parametric and multidisciplinary design optimization of internally cooling turbine blades[R]. AIAA 2007-7719.

[3] 吴立强,尹泽勇,蔡显新.航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化[J].航空动力学报,2005,20(5):795-801.

WU Liqiang, YIN Zeyong, CAI Xianxin. MDO technology applied to the aero-engine turbine blade design [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5):795-801. (in Chinese)

[4] Wang L, Kodiyalam S. An efficient method for probabilistic and robust design with non-normal distribution [R]. AIAA 2002-1754.

[5] Ahn J, Lee J, Kim S. Sequential reliability analysis framework for multidisciplinary systems[R]. AIAA 2004-4517.

[6] 刘德顺,岳文辉,杜小平.不确定性分析与稳健设计的研究进展[J].中国机械工程,2006,17(17):1834-1841.

LIU Deshun, YUE Wenhui, DU Xiaoping. Study on uncertainty analysis and robust design: a review[J]. China Mechanical Engineering, 2006, 17(17):1834-1841. (in Chinese)

[7] HUANG Bei-qing, DU Xiaoping. Probabilistic uncertainty analysis by mean value first order saddlepoint approximation[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2008, 93(2):325-336.

[8] CAO Hongjun, DUAN Baoyan. Uncertainty analysis for multidisciplinary systems based on convex models [R]. AIAA 2004-4504.

[9] LI Lizhou, LU Zhenzhou, WANG Jingchao, et al. Turbine blade temperature transfer using the load surface method[J]. Computer-Aided Design, 2007, 39:494-505.

[10] 韩永志,高行山,李立州,等.基于Kriging模型的涡轮叶片多学科设计优化[J].航空动力学报,2007,22(7):1055-1059.

HAN Yongzhi, GAO Hangshan, LI Lizhou, et al. Kriging model-based multidisciplinary design optimization for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7):1055-1059. (in Chinese)

[11] LIU Weiyu. Development of gradient-enhanced Kriging approximations for multidisciplinary design optimization [D]. U. S. A.:University of Notre Dame, 2003.