

涡轮叶片多学科可靠性及稳健设计优化^{*}

贺 谦, 李元生, 温志勋, 岳珠峰

(西北工业大学 工程力学系, 陕西 西安 710129)

摘 要: 为了得到一种适用于涡轮叶片复杂结构并同时考虑可靠性及稳健性的多学科设计优化方法, 将 6 σ 可靠性及稳健设计优化方法与多学科可行方法 (MDF) 相结合, 采用二阶 Taylor 展开法进行可靠性及稳健性分析, 实现了涡轮叶片多学科 6 σ 可靠性及稳健设计优化。使用 Kriging 近似模型并不断提高模型精度, 解决了多学科可行方法计算量较大的问题。实例分析表明, 与确定性多学科设计优化相比, 采用该方法得到的涡轮叶片可靠性及稳健性均有大幅度提高, 同时设计目标最优, 满足工程应用的要求, 验证了该方法在工程应用中的可行性。

关键词: 涡轮叶片; 可靠性及稳健设计优化; 多学科设计优化⁺; 多学科可行方法⁺

中图分类号: V235.113 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 02-0193-05

Multidisciplinary probabilistic and robust design optimization for turbine blade

HE Qian, LI Yuan-sheng, WEN Zhi-xun, YUE Zhu-feng

(Dept. of Engineering Mechanics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710129, China)

Abstract To investigate a suitable multidisciplinary design optimization method for turbine blade considering uncertainty, a multidisciplinary six sigma probabilistic and robust design optimization method for turbine blade was presented. Multidisciplinary feasible (MDF) method was used to decouple the multidisciplinary analysis and second order Taylor' expansion method was employed to measure the mean and standard deviation of variables. The Kriging approximate model with updating was introduced to reduce the computational cost of MDF. The case study shows that the proposed method can make the design reach the best performance with desired reliability and robustness. The reliability and robustness are improved compared to deterministic multidisciplinary design optimization. It indicates that the proposed method is available and feasible for the engineering application.

Key words Turbine blade; Probabilistic and robust design optimization; Multidisciplinary design optimization⁺; Multidisciplinary feasible method⁺

1 引 言

涡轮叶片的设计优化是典型的多学科问题, 涉及气动、传热、结构、寿命等诸多方面, 多学科设计优化方法的出现为涡轮叶片的设计优化提供了便利, 并取得了良好的效果^[1, 2]。但是, 目前该领域的多学科设计优化是基于确定性条件的优化过程, 没有考虑涡轮叶片结构、材料以及工况等因素的不确定性, 而这些不确定因素的微小变化都有可能造成航空发动机故

障甚至人员伤亡。因此, 在涡轮叶片的多学科设计优化过程中, 必须考虑不确定性因素的影响。

国内外开展的有关考虑不确定性因素的设计优化研究主要集中在两个方面: 基于可靠性的设计优化^[3~7]和稳健设计优化^[8~10]。基于可靠性的设计优化采用可靠性作为约束条件, 在优化过程中将最优解向可行域方向移动, 使产品的可靠性得到满足。但是这种方法不注重响应分布的大小和减小响应偏差, 可能引起产品性能的较大波动。稳健设计优化的目的

* 收稿日期: 2009-05-19 修订日期: 2009-09-08

基金项目: 博士点基金 (N6CJ0001); 国家“八六三”计划 (2006AA04Z401); 国家“八六三”计划 (2007AA04Z404)。

作者简介: 贺 谦 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为结构可靠性及多学科设计优化。E-mail: hqun@mail.nwpu.edu.cn

是使产品质量特性的均值尽可能达到目标值,同时降低目标函数对不确定性因素的敏感性。但该方法不考虑约束条件,最终的优化结果可能不满足可靠性的要求。因此,理想的考虑不确定性因素的设计优化方法应该综合考虑可靠性以及稳健性,使产品同时满足可靠性和稳健性的设计要求,并达到设计目标最优。

本文采用 6 sigma 可靠性及稳健设计优化方法,综合考虑可靠性以及稳健性要求,以多学科可行性方法解耦,采用二阶 Taylor 展开法进行可靠性及稳健性分析,结合改进的可行方向优化算法实现多学科可靠性及稳健设计优化,并将其应用于涡轮叶片的设计。

2 多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化

6 sigma 可靠性及稳健设计优化是将可靠性设计和基于容差模型的稳健设计相结合的质量工程设计方法,该方法以响应的标准偏差 sigma(σ) 水平作为产品质量的定量描述,要求将不确定因素对产品质量的影响控制在许可的 σ 水平范围内。6 sigma 可靠性及稳健设计优化见图 1,优化过程中,响应均值 μ 远离约束,满足可靠性设计要求;同时减小响应的标准偏差 σ ,满足稳健性设计的要求^[11,12]。

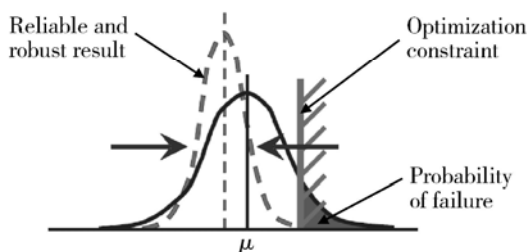


Fig. 1 6 sigma probabilistic and robust design optimization

2.1 多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化模型

多学科可行方法(MDF)是多学科设计优化中最常用的一种解耦方法,本文将 6 sigma 可靠性及稳健设计优化与多学科可行方法相结合,建立多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化模型

$$\begin{aligned} \text{minimizes} \quad & \int \mu_i |X, P_i|, \sigma_i |X, P_i| \quad i = 1, \dots, k \\ \text{subject to} \quad & g_i | \mu_i |X, P_i|, \sigma_i |X, P_i| \leq 0 \\ & X_L + n\sigma_X \leq \mu_X \leq X_U - n\sigma_X \quad (1) \end{aligned}$$

式中 P_i 为各学科状态变量, k 为总的耦合学科数。 X 为输入变量,包括设计变量和随机变量。约束条件以输入变量和响应的均值 μ 及期望的 σ 水平表示。 n 为期望的 σ 水平值, $n = 1 \sim 6$ 。 X_L, X_U 为输入变量的设计上下限。

多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化的目标通

常是响应均值最大化或最小化的过程,因此目标函数 f 可表示为

$$f = \sum_{i=1}^l \left| + / - \left| \frac{w_{1i}}{s_{1i}} \mu_i^2 + \frac{w_{2i}}{s_{2i}} \sigma_i^2 \right| \right| \quad (2)$$

式中 w_{1i} 和 w_{2i} 为第 i 个目标响应时响应均值和响应方差的权重因子, s_{1i} 和 s_{2i} 为第 i 个目标响应时响应均值和响应方差的比例因子, l 为目标个数,“+”代表响应均值的最小化,“-”代表响应均值的最大化。

2.2 多学科耦合分析

涡轮叶片的设计优化是涉及多个学科的复杂过程,出于减少计算量,提高计算效率的目的,本文考虑气动、传热、结构三个学科进行多学科耦合分析。根据有限元理论,利用 ANSYS 软件进行叶片结构分析,采用四面体网格,网格总数 425 497; 流热分析利用 Fluent 流体分析软件,流体域和固体域均采用四面体网格,流体域网格总数 153 988, 固体域与结构分析的网格总数相同。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 Baldwin Lomax 双层代数湍流计算模型,求解平均雷诺数的 Navier-Stokes 方程,流热耦合边界条件如式(3)和式(4)所示;采用三阶响应面函数插值,实现结构分析和流热分析学科之间的耦合信息传递^[13],耦合信息包括叶身气压分布和温度分布。在结构分析中,叶片受压力及温度载荷产生的变形很小,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。

$$T_{fluid} = T_{solid} \quad (3)$$

$$K_{fluid} \cdot T_{fluid} \cdot n_{fluid} = K_{solid} \cdot T_{solid} \cdot n_{solid} \quad (4)$$

式中 T_{fluid} 为流固耦合界面上流体域温度, T_{solid} 为流固耦合界面上固体域温度, K_{fluid} 为流固耦合界面上流体域换热系数, K_{solid} 为流固耦合界面上固体域换热系数。

2.3 建立近似模型

采用多学科可行方法需要反复调用仿真程序进行多学科分析(MDA),计算量较大。为了提高计算效率,本文采用 Kriging 近似模型^[14]代替仿真程序进行设计目标寻优。优化流程包括: ①给定一组基准设计点,使用仿真程序对设计点进行多学科分析,并建立数据库文件,这一过程可通过试验设计(DOE)完成; ②通过数据库文件建立 Kriging 近似模型; ③使用近似模型在设计空间中进行搜索,得到近似问题的最优解; ④在最优解处调用仿真程序进行实际的多学科仿真分析; 将仿真分析的结果加入数据库文件,更

新近似模型;重复 ④~ ⑥,直至收敛。

2 4 质量评估方法

在多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化过程中,根据要求达到的 σ 水平对优化结果的均值和标准偏差进行计算分析是必不可少的环节。本文采用基于敏度分析的二阶 Taylor 展开法对优化结果的均值和标准偏差进行分析。对于响应 Y , 二阶 Tay-

lor 展开式为

$$Y = y + \frac{dY}{dx} \Delta x + \frac{1}{2} \Delta x^T \frac{d^2Y}{dx^2} \Delta x \quad (5)$$

对式 (5) 两边求期望值得到响应 Y 的均值和标准偏差

$$\mu_Y = \mu_Y + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \frac{d^2Y}{dx_i^2} \sigma_{x_i}^2 \quad (6)$$

$$\sigma_Y = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial Y}{\partial x_i} \right)^2 \sigma_{x_i}^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \left(\frac{\partial^2 Y}{\partial x_i \partial x_j} \right)^2 \sigma_{x_i}^2 \sigma_{x_j}^2} \quad (7)$$

式中 σ_{x_i} 、 σ_{x_j} 分别为第 i 个和第 j 个输入变量的标准偏差。具体推导过程,参见文献 [15]。

2 5 多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化流程

将 6 sigma 可靠性及稳健设计优化方法与多学科可行方法相结合,采用二阶 Taylor 展开法进行可靠性及稳健性分析,结合改进的可行方向优化算法便实现了多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化。该方法包括: ①通过试验设计 (DOE) 确定设计变量,并建立数据库文件,构建 Kriging 近似模型; ②通过基于 Kriging 近似的多学科可行方法,得到优化后的设计变量均值; ③基于二阶 Taylor 展开法的可靠性及稳健性分析; 重复 ④和 ⑤直至满足可靠性及稳健性要求。

3 算 例

本文采用多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化方法对某型涡轮叶片进行设计优化。首先进行确定性的多学科设计优化,并对确定性优化结果进行可靠性及稳健性分析;随后进行多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化,并与确定性优化结果进行对比。

通过试验设计,确定叶片顶部和底部两个截面的前缘半径,前缘构造角和进气角共六个参数作为设计变量。以叶片最大温度、叶尖最大变形以及叶身最大应力为约束,以最小总压损失为优化目标。采用多学科可行方法解耦,结合多岛遗传和序列二次规划算法

对涡轮叶片进行确定性的多学科设计优化,采用二阶 Taylor 展开法对优化结果进行可靠性及稳健性分析。设计变量及约束的变化范围如表 1 所示。

涡轮叶片确定性多学科设计优化及可靠性、稳健性分析结果如表 2 所示。结果表明,总压损失降低了 6.6%,但叶身最大应力的 σ 水平仅为 0.57,相应的可靠度为 43.13%,不能满足工程应用的要求。叶尖最大变形和叶片最高温度的 σ 水平分别为 2.67 和 3.47,相应的可靠度达到了 99.24% 和 99.95%,在工程应用中这样的可靠度似乎是可以接受的。但有关研究表明,产品的各项指标在长期生产和应用的过程中会产生最大为 $\pm 1.5\sigma$ 的“漂移”^[16],在这种情况下,叶尖最大变形和叶片最高温度的 σ 水平分别为 1.35 和 2.08,相应的可靠度降为 82.30% 和 96.25%,这样的可靠度在涡轮叶片的应用中是不能接受的。通过以上分析可得,确定性多学科设计优化得到的叶身最大应力、叶尖最大变形和叶片最高温度的 σ 水平均需要提高。

不同的 σ 水平所对应的可靠度以及每百万件产品缺陷数如表 3 所示。从表 3 中可以看到,通常情况下,产品的各项指标达到 3σ 水平已经能够满足一般工业生产的要求。但是,如果考虑到 $\pm 1.5\sigma$ 的“漂移”, 3σ 水平 93.32% 的可靠度以及每百万件产品 66 803 的缺陷数是不能接受的,至少应该达到 5σ 水

Table 1 Upper and lower limits of design variables and constraints

	Design variables						Optimization constraints		
	Top section			Bottom section					
	Front radius r_1 /mm	Front constructional angle φ_1 / (°)	Airflow inlet angle β_1 / (°)	Front radius r_4 /mm	Front constructional angle φ_4 / (°)	Airflow inlet angle β_4 / (°)	Blade tip maximal deformation U_{max} /mm	Blade maximal temperature T_{max} /K	Blade maximal stress σ_{max} /kPa
Upper bound	2 000	20 000	115 000	2 400	30 000	115 000	0 600	1 310	350 000
Lower bound	0 500	10 000	100 000	0 800	20 00	100 000	0 000	0 000	0 000

Table 2 Comparison of results between deterministic and 6 sigma optimization

Design variables		Initial values	Deterministic optimization			6 sigma optimization		
			Results			Results		
Top section	Front radius r_1 /mm	0.974	1.192			1.107		
	Front constructional angle φ_1 /(°)	15.400	11.547			12.989		
	Airflow inlet angle β_1 /(°)	106.630	101.753			106.142		
Bottom section	Front radius r_4 /mm	1.900	2.026			1.772		
	Front constructional angle φ_4 /(°)	28.000	23.800			24.973		
	Airflow inlet angle β_4 /(°)	106.630	103.541			107.930		
Output variables				σ level	Reliability R /%		σ level	Reliability R /%
Blade maximal stress σ_{max} /kPa	μ	343.280	342.742.056	0.570	43.13	318.150	6.25	99.99999.996
	σ		244.715.025			1.480.48		
Blade tip maximal deformation U_{max} /mm	μ	0.492	0.504	2.670	99.24	0.489	8.000	1.000
	σ		0.039			0.001		
Blade maximal temperature T_{max} /K	μ	1.300.543	1.300.021	3.470	99.95	1.295.367	8.000	1.000
	σ		3.047			0.203		
Minimal total pressure loss $Loss$ /Pa	μ	64.519.300	60.280.497	Variation coeff. 15.7%		62.481.500	Variation coeff. 9.7%	
	σ		9.464.496			6.080.83		
Time t /h			63.8			377.5		

Table 3 Sigma level as percent variation and defects per million

Sigma $\pm\sigma$	Reliability R /%	Defects per million	Reliability after 1.5 sigma shift R /%	Defects per million after 1.5 sigma shift
1	68.26	317.400	30.23	697.700
2	95.46	45.400	69.13	308.733
3	99.73	2.700	93.32	66.803
4	99.937	63	99.38	6.200
5	99.9943	0.57	99.97	233
6	99.999998	0.002	99.99966	3.4

平,才能满足产品可靠性及稳健性的要求。而作为精密部件的涡轮叶片,其质量的优劣直接关系到飞机飞行的安全,叶片的各项指标应该达到 6σ 水平。因此,有必要进行涡轮叶片多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化,在满足可靠性及稳健性要求的同时,使叶片性能达到最优。

以确定性优化结果作为优化初值,采用改进的可行方向优化算法,结合二阶 Taylor 展开法进行涡轮叶片多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化,式 (2) 中取 $w_1/s_1 = w_2/s_2 = 1$,优化模型如式 (8) 所示,其中 $Loss$ 为最小总压损失, U_{max} , σ_{max} , T_{max} 分别为叶尖最大变形、叶身最大应力和叶片最高温度。根据试验设计建立优化目标和约束的初始 Kriging 近似模型,通过多学科分析更新近似模型,提高精度。定义确定性优化中的设计变量为随机变量,变异系数 0.1,假设各随机变量服从正态分布。

$$\begin{aligned} &\text{minimizes } \mu_{Loss} + \sigma_{Loss} \\ &\text{subject to } \mu_{U_{max}} + 6\sigma_{U_{max}} \leq 0.6 \text{ mm} \\ &\mu_{\sigma_{max}} + 6\sigma_{\sigma_{max}} \leq 350 \text{ MPa} \\ &\mu_{T_{max}} + 6\sigma_{T_{max}} \leq 1310 \text{ K} \end{aligned} \tag{8}$$

涡轮叶片多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化结果如表 2 所示。叶身最大应力、叶尖最大变形和叶片最高温度的 σ 值与确定性优化结果相比大幅度下降,说明优化结果的稳健性增加;叶身最大应力、叶尖

最大变形和叶片最高温度的 σ 水平均在 6 0 以上, 说明优化结果的可靠性满足工程应用的要求。优化目标变异系数降低了 6 0%, 说明目标的稳健性增强。总压损失与初值相比下降了 3 2%, 但与确定性优化相比增加了 3 7%。这是由于考虑了不确定因素的影响, 在优化过程中牺牲了部分性能以满足可靠性以及稳健性的要求, 这也说明多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化是一个折中过程, 最终使涡轮叶片性能和可靠性、稳健性要求达到平衡。在采用相同 Kriging 近似模型进行优化的条件下, 由于不确定性因素的存在增加了计算的复杂性, 6 sigma 优化所需时间比确定性优化长很多, 如表 3 所示。叶片多学科确定性优化与多学科 6 sigma 可靠性及稳健设计优化后的叶尖及叶根截面型线见图 2。

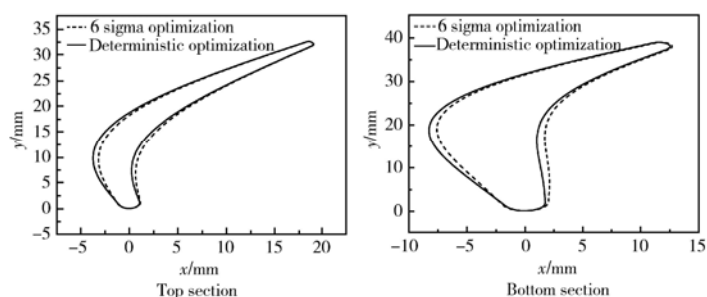


Fig. 2 Comparison of the profile lines between deterministic and 6 sigma optimization

4 结 论

本文将 6 sigma 可靠性及稳健设计优化方法与多学科可行方法相结合, 采用二阶 Taylor 展开法进行可靠性及稳健性分析, 提出了一种适用于涡轮叶片复杂结构并同时考虑可靠性及稳健性的多学科设计优化方法。在优化过程中使用 Kriging 近似模型并不断提高模型精度, 解决了多学科可行方法反复调用仿真程序进行多学科分析、计算量较大的问题。以某型涡轮叶片为例, 对该方法进行了验证, 并与确定性多学科设计优化结果进行了对比。采用该方法优化得到的涡轮叶片可靠性及稳健性与确定性多学科设计优化相比均有大幅度提高, 同时优化目标最优, 满足工程应用的要求, 验证了该方法在工程应用中的可行性。

参考文献:

- [1] 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).
- [2] 岳珠峰, 李立州, 虞跨海, 等. 航空发动机涡轮叶片多学科设计优化 [M]. 北京: 北京科学出版社, 2007.
- [3] Mahadevan S, Gant C W. Probabilistic design optimization of a multidisciplinary system [R]. AIAA 2000-4807.
- [4] Aminpour Mohammad A, Youngwon Shin U, Sues Robert H, et al. A framework for reliability-based MDO of aerospace systems [R]. AIAA 2002-1476.
- [5] Harish Agarwal, Renaud John E. New decoupled framework for reliability-based design optimization [J]. AIAA Journal, 2006, 44(7): 1524~1531.
- [6] Fan Hui, Li Wei. An efficient method for reliability-based multidisciplinary design optimization [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21: 335~340.
- [7] Mark McDonald, Sankaran Mahadevan. Reliability based design optimization formulations for component and system reliability [R]. AIAA 2008-1801.
- [8] 赵秀棚, 杨明忠. 面向产品质量的稳健设计及应用 [J]. 武汉理工大学学报 (信息与管理工程版), 2001, 23(2): 90~92.
- [9] Ioannis Doltsinis, Zhan Kang. Robust design of structures using optimization methods [J]. Comput Methods Appl Mech. Engrg., 2004, 193: 2221~2237.
- [10] Wei Chen, Allen Janet K, Kwok-Leung Tsui, et al. A procedure for robust design minimizing variations caused by noise factors and control factors [J]. ASME Journal of Mechanical Design, 1996, 1~35.
- [11] Koch P N, Yang R J, Gu L. Design for six sigma through robust optimization [J]. Struct Multidisc Optim, 2004, 26: 235~248.
- [12] Koch Patrick N. Probabilistic design Optimizing for six sigma quality [R]. AIAA 2002-1471.
- [13] 李立州, 王婧超, 吕震宙, 等. 学科间载荷参数空间插值传递方法 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(7).
- [14] 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.
- [15] Hsieh C C, Oh K P. MARS: a computer-based method for achieving robust systems [C]. London: FISITA Conference, The Integration of Design and Manufacture, 1992: 115~120.
- [16] Harry M J. The nature of six sigma quality [M]. Illinois Motorola University Press, 1997.

(编辑: 梅 瑛)