

文章编号: 1000-8055(2007)07-1055-05

基于 Kriging 模型的涡轮叶片多学科设计优化

韩永志¹, 高行山¹, 李立州², 岳珠峰¹

(1. 西北工业大学 力学与土木建筑学院, 西安, 710072)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安, 710072)

摘 要: 引入基于 Kriging 模型的近似技术, 建立了一种三维涡轮叶片的多学科设计优化方法. 系统介绍了 Kriging 近似模型, 采用松散耦合方法考虑叶片各学科之间的耦合关系, 在多学科耦合分析的基础上, 采用多学科可行方法与基于 Kriging 模型的多学科优化方法分别进行了优化和比较. 算例表明, 同等条件下相对于前者, 后者能够在精度无明显损失的情况下更快地收敛到最优解, 使涡轮叶片的各项性能得到明显改善, 证明该优化方法是可行有效的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 耦合; 多学科设计优化; Kriging 模型

中图分类号: V232.4; TP391

文献标识码: A

Kriging model based multidisciplinary design optimization for turbine blade

HAN Yong zhi¹, GAO Hang shan¹, LI Li zhou², YUE Zhu feng¹

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

(2 School of Aviation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: It presented a Kriging model based multidisciplinary design optimization (MDO) framework for turbine blade. The approximation model, Kriging model, was reviewed and discussed systematically. Interdisciplinary coupling was considered by using loosely-coupled method. Based on multidisciplinary coupling analysis, the multidisciplinary feasible (MDF) method and Kriging model-based MDO method were founded respectively and compared subsequently. The results of optimizing a true blade show that the latter method can converge to the optimum fast and no precision lost obviously. And the overall blade performance improved remarkably demonstrates the efficiency and applicability of the proposed MDO framework.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blades; coupling; multidisciplinary design optimization; kriging model

多学科设计优化方法(multidisciplinary design optimization, 简称 MDO)是目前进行涡轮叶片设计的热点研究问题, 即在叶片的设计过程中, 充分考虑各个学科(气动、传热、结构等)之间的相

互关系所产生的协同效应, 应用有效的设计优化策略来组织和管理设计过程, 获得系统的整体最优解. 然而在叶片多学科优化实际应用中存在以下问题: 各子学科的分析通常由专业软件或设计

收稿日期: 2006-06-14; 修订日期: 2006-12-12

基金项目: 国家自然科学基金(50375124, 10472094); 航空科学基金(03B53003)

作者简介: 韩永志(1981-), 男, 河北邢台人, 硕士生, 主要从事结构设计与优化方面的研究.

程序构成, 计算分析所需周期较长, 气动分析尤为如此; 学科众多, 优化变量、目标函数和约束数量都很大, 迭代次数较多, 完成整个优化过程需要花费大量的时间; 数值计算所引起的数字噪声常常使基于梯度的优化算法难于收敛, 这些都严重影响了叶片多学科设计优化的可行性. 为了解决上述问题, 在优化过程中引入近似模型, 在不降低精度的情况下, 构造一个计算量小、计算结果与实际仿真结果相近的数学模型来代替实际仿真程序, 并在优化迭代过程中不断更新模型、提高精度, 使多学科优化更快更有效地达到收敛.

作为一种常用的近似模型, Kriging 模型代替实际仿真程序执行的实质是将目标函数与约束近似用 Kriging 数学模型表示, 在设计空间中搜索, 获得最优解, 然后通过最优解处的实际仿真分析修正该模型, 再次进行搜索, 直至收敛. 作为实际仿真程序的代理, Kriging 模型与之有相同的输入与输出参数, 在使用前需要执行若干次仿真程序、收集样本信息进行初始化. 在优化过程中, 近似模型的阶数是可以逐步提高的, 直至达到规定的最高阶数, 之后所有的设计点都用来提高其精度.

近似模型用于设计优化的优点如下^[1]:

提高优化效率. 用近似模型代替昂贵、耗时的实际仿真分析, 减少计算机高强度仿真计算次数, 降低设计空间搜索的计算量;

提高优化算法的性能. 通过平滑响应函数, 消除数值噪声对优化的影响, 减少陷入局部解的可能性, 提高全局寻优效率;

组成更好的优化策略. 可以和其他优化方法或质量工程工具组合, 避免使用代价昂贵的仿真.

本文即利用 Kriging 近似模型代替耗时的多学科耦合仿真程序, 以显著减少系统分析时间, 有效地开展涡轮叶片的多学科设计优化. 同时, 采用多学科可行方法 (Multidisciplinary Feasible, 简称 MDF)^[2] 对叶片进行了多学科设计优化, 作为对比参考.

1 Kriging 模型

对于涡轮叶片的多学科优化, 涉及的学科和设计变量都比较多, 设计空间也很复杂, 因此在优化过程中需要使用全局近似模型策略, 而 Kriging 模型正好适用于全局近似.

Kriging 模型是全局模型和局部偏差的组合^[3-4], 形式如下

$$y(x) = f(x) + z(x) \tag{1}$$

其中 $y(x)$ 是待拟合的响应函数, $f(x)$ 是已知的多项式函数 (类似于多项式响应面模型), 代表设计空间的一个全局模型. 在多数情况下, 将 $f(x)$ 简化为一常数 β . $z(x)$ 是一个均值为零、方差为 σ^2 、协方差如式 (2) 的随机函数. 表示全局模型的局部偏差, 通过样本点插值获得. $z(x)$ 的协方差矩阵表明其局部偏离的程度, 形式如下

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

其中, R 表示相关矩阵, 是 $n_s \times n_s$ 阶对称正定对角矩阵 (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. 相关函数的类型很多, 这里采用最常用的高斯相关函数, 即

$$R(x_i, x_j) = \prod_{k=1}^{n_{dv}} \exp(-\theta_k |x_k^i - x_k^j|^2) \tag{3}$$

其中, n_{dv} 表示设计变量的个数, θ_k 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 个元素的差.

相关函数确定以后, 就可以建立 $y(x)$ 的近似响应 $\hat{y}(x)$ 关于观测点 x 的表达式了. 形式如下

$$\hat{y}(x) = \beta + r^T(x) R^{-1} y - f\beta \tag{4}$$

其中, y 是 n_s 维列向量, 包含每个设计点上的目标响应值. f 是 n_s 维列向量, 当式 (1) 中的 $f(x)$ 为一常数时简化为单位列向量. $r^T(x)$ 是 n_s 维列向量, 表示观测点 x 与样本点 $\{x^1, x^2, \dots, x^{n_s}\}$ 之间的相关性, 形式如下

$$r^T(x) = [R(x, x_1), R(x, x_2), \dots, R(x, x_{n_s})]^T \tag{5}$$

β 通过下式估计:

$$\beta = (f^T R^{-1} f)^{-1} f^T R^{-1} y \tag{6}$$

当假定 $f(x)$ 为一常数时, β 简化成为标量.

方差估计 σ^2 如下

$$\beta^2 = \frac{(y - f\beta)^T R^{-1} (y - f\beta)}{n_s} \tag{7}$$

当假设 $f(x)$ 为一常数时, f 简化为单位列向量.

式 (3) 中的相关参数 θ_k 的估计值在 φ 取得最大值处获得, 其中 σ^2 和 $|R|$ 都是 θ_k 的函数, $\theta_k > 0$.

$$\varphi = -\frac{n_s \ln(\sigma^2) + \ln |R|}{2} \tag{8}$$

通过求解上式的 k 维非线性无约束优化问题, 就可以得到最优拟合的 Kriging 模型.

2 多学科耦合分析

在进行涡轮叶片 MDO 时, 多学科耦合分析可采用紧耦合和松散耦合两类方法. 前者是将流场、结构等模型的方程联立, 建立整个系统的耦合

方程来求解, 需要重新开发多学科分析程序; 后者则分别建立流场、结构等模型, 通过模型间数据传递和迭代实现耦合问题的求解, 一般只需要开发一些接口程序. 为了充分利用现有软件资源, 本研究采用松散耦合分析方法, 即首先利用现有的学科分析软件建立各个学科分析过程, 再通过学科之间耦合信息的传递实现学科耦合, 然后按照某一种 MDO 方法和优化算法建立涡轮叶片的多学科优化系统进行优化.

此处考虑气动、传热、结构三个学科进行叶片的多学科耦合分析. 气动分析采用 CFD 软件实现, 利用隐式求解方法求解平均雷诺数的 Navier-Stokes 方程和 Baldwin Lomax 双层代数湍流计

算模型; 利用有限元法进行传热和结构分析; 利用信息插值程序来传递气压载荷、温度边界条件、变形等. 大致过程如下: 通过载荷传递程序首先将叶片气动分析得到的温度边界传递到叶片表面进行传热分析, 然后再将气动分析得到的气压分布和传热分析得到的温度载荷传递到叶片有限元模型中进行结构分析, 最后将结构分析引起的叶片变形反传递到气动及传热中再做分析, 整个过程循环进行, 直至耦合收敛. 考虑到结构分析中叶片变形不是很大, 对气动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. 系统耦合分析全过程如图 1 所示.

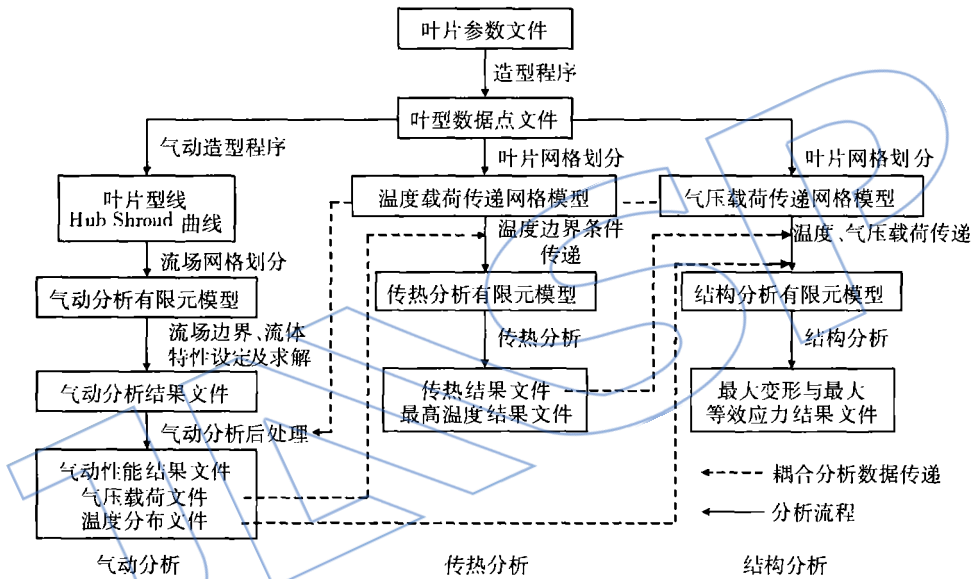


图 1 叶片多学科耦合分析

Fig.1 Multidisciplinary analysis of blade

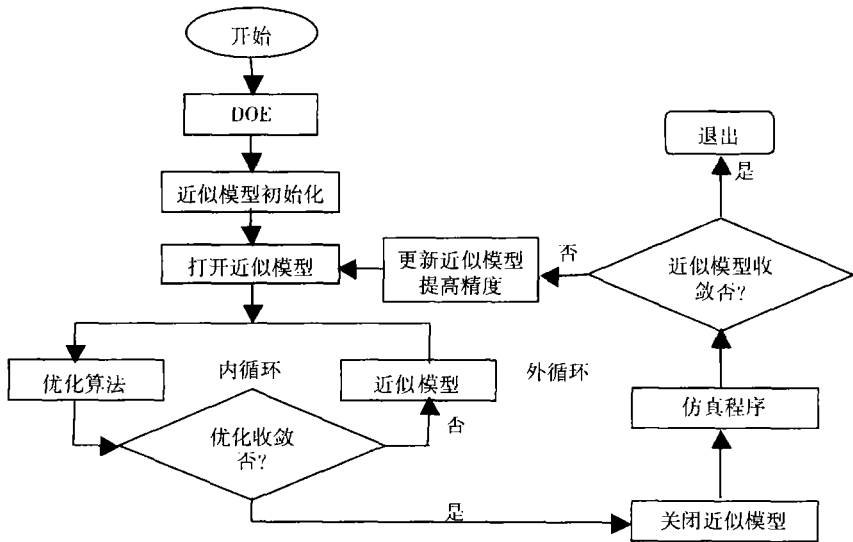


图 2 基于 Kriging 模型的多学科设计优化

Fig.2 Kriging Model Based multidisciplinary design optimization

3 基于 Kriging 模型的涡轮叶片 MDO

近似模型建立之前, 首先要选取样本点, 并通过数值实验得到这些样本点的响应值. 样本点选取的好坏对后面的近似分析起着非常重要的作用. 通常用实验设计方法(Design of Experiment, 简称 DOE) 来选取样本点, 如中心复合法、D-optimal 设计等, 目的是以最少的实验数来获取响应和因素之间最多的信息, 以便快速准确地初始化近似模型.

基于 Kriging 模型的多学科优化过程如下:

- (1) DOE 研究: 探索设计空间, 选择样本点, 选择最具影响力的变量作为设计变量;
- (2) 近似分析: 目标与约束的近似, 即通过 DOE 的分析结果构造初始 Kriging 模型;
- (3) 基于 Kriging 模型的遗传算法和序列二次规划综合寻优搜索: 将设计空间的全局寻优与局部深层次寻优相结合;
- (4) 更新模型: 拟合并使用 Kriging 模型, 通过实际仿真分析及时更新模型、提高精度.

利用以上方法能够较好地完成非线性连续设计空间和单步运算时间较长的涡轮叶片多学科优化, 优化流程如图 2 所示. 在该图中, 近似模型取 Kriging 模型, 仿真程序为图 1 所示的多学科耦合分析.

4 算例分析

4.1 叶片优化参数、约束及目标函数的选取

采用具有连续三阶导数的五次多项式单型线来构造叶片压力面和吸力面型线^[5], 如图 3. 沿叶高方向定出叶片根部和顶部 2 个截面的叶型后, 采用母线叶身成型法, 以样条曲线为母线积叠 2 个叶片截面, 生成三维叶片的参数化模型. 叶片的结构、传热分析与气动分析的计算模型分别如图 4、5 所示.

根据实验设计的结果, 这里分别选取叶片根部和顶部两个截面上的安装角 γ 、冲角 i 、落后角 δ 共 6 个参数作为优化设计变量. 目标函数与约束通过指标要求确定^[6], 这里选取表征叶片气动性能的气动效率和总压比作为目标函数, 叶片的最大等效应力、最大变形及最高温度的限制作为约束.

4.2 寻优历程与结果讨论

先后采用多学科可行方法 MDF 与基于 Kriging 模型的 MDO 二种方法进行了涡轮叶片的多学科设计优化, 得到了比较满意的结果. 基于

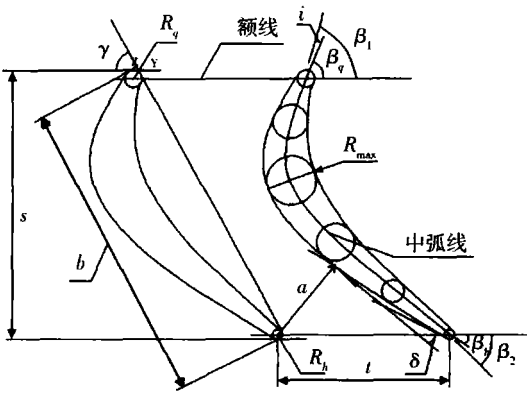


图 3 涡轮叶片的叶型参数
Fig. 3 Parameters of turbine blade

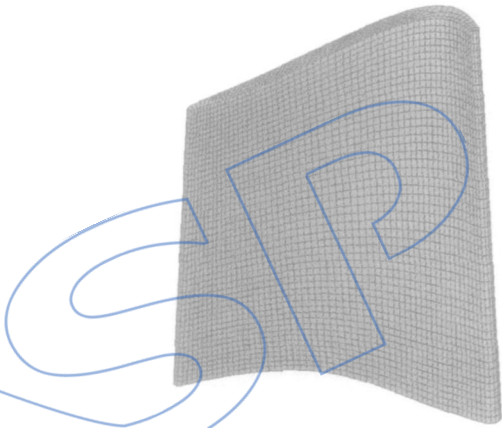


图 4 叶片结构、传热分析的有限元模型
Fig. 4 FE model of structural and thermal analysis

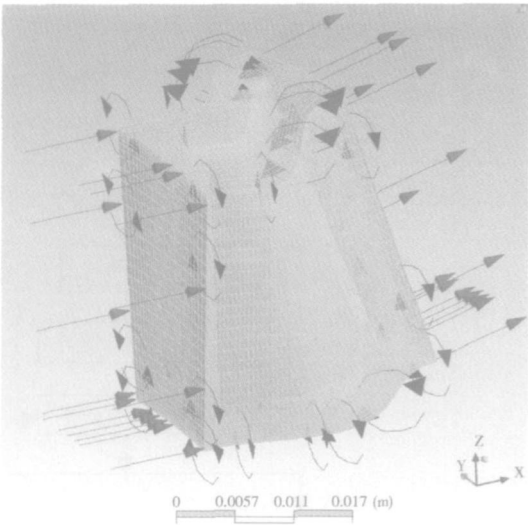


图 5 叶片气动分析的网格模型
Fig. 5 Discrete model of aerodynamic analysis

Kriging 模型的叶片 MDO 目标函数寻优历程分别如图 6、7 所示, 二种方法优化前后约束及目标函数的变化对比如表 1 所示.

表 1 优化结果比较

Table 1 Comparisons of two methods between the initial and final optimized design

目标	优化趋势	初始值	上限	MDF		Kriging	
				终值	改善	终值	改善
气动效率	↑	0. 9233		0. 9449	2. 34%	0. 9453	2. 38%
总压比	↑	0. 7655		0. 7745	1. 18%	0. 7755	1. 31%
最高温度/ K	约束	984. 62	1000	985. 48	满足	983. 00	满足
最大等效应力/ MPa	约束	103. 95	120	104. 25	满足	100. 33	满足
最大变形/ mm	约束	0. 5161	0. 6	0. 5188	满足	0. 5168	满足
计算时间				279h/ 42min		88h/ 14min	

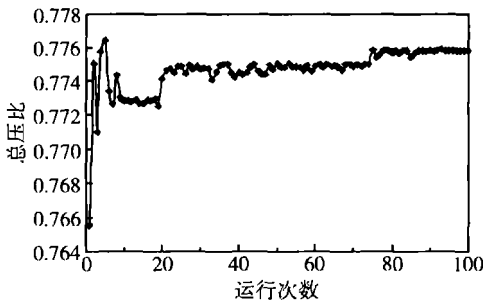


图 6 基于 Kriging 优化的总压比寻优历程
Fig.6 Searching processes of kriging based optimization for total pressure ratio

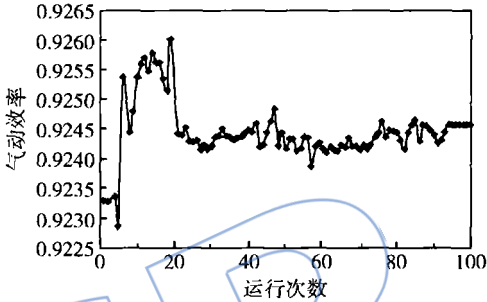


图 7 基于 Kriging 优化的气动效率寻优历程
Fig.7 Searching processes of kriging based optimization for efficiency

通过对优化前后目标函数与约束变化的比较可以看出,叶片的气动效率和总压比均得到显著改善,同时优化结果满足各项约束.由于外循环采用实际仿真进行模型更新,因此计算精度并没有明显损失^[1].从表 1 中可以看到,基于 Kriging 模型的优化方法优化结果合理,效果明显,与基于多学科可行方法的实际仿真优化趋势相同,但所需时间大大减少,寻优效率明显要高于多学科可行方法.

5 结 论

本文建立了一种基于 Kriging 模型的三维涡轮发动机叶片多学科设计优化方法.采用直接耦合合法考虑叶片气动、传热及结构之间的耦合关系,在多学科耦合分析基础上,分别采用多学科可行方法和基于 Kriging 模型的多学科优化方法进行优化和比较.算例表明,相对于传统多学科可行方法,基于 Kriging 模型的多学科优化方法在精度无明显损失的情况下寻优效率显著提高(后者比前者可以更有效地达到收敛),使叶片的优化目标得到明显改善.因此,基于 Kriging 模型的多学科设计优化方法使精度和快速收敛特性都得到了保证,证明了其应用于工程实践的有效性及其可行性.

参考文献:

[1] Simpson T W, Mauery T M, Korte J J, et al. Comparison of response surface and kriging models for multidisciplinary design optimization[R]. AIAA-98 4755.

[2] Kodiyalam S. Evaluation of methods for multidisciplinary design optimization (MDO), Phase I [R]. NASA CR-1998-208716.

[3] Jun S, Jeon Y H, Lee D H. Application of collaborative optimization using response surface methodology to an aircraft wing design[C] // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. AIAA 2004-4442, 30 August- 1 September 2004.

[4] Chung H S, Alonso J J. Multiobjective optimization using approximation model-based genetic algorithms[C] // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference 3. AIAA 2004-4325, 30 August- 1 September 2004.

[5] 冯进,符达良. 涡轮钻具涡轮叶片造型设计新方法[J]. 石油机械, 2000, 28 (11): 9-12.

FENG Jin, FU Daliang. New design method of turbine blade shape of turbodrill[J]. China Petroleum Machinery, 2000, 28(11): 9-12.

[6] 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 aeroengine turbine blade design[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 795-801.