

文章编号: 1000-8055(2010)03-0617-06

涡轮叶片的气动-热-结构多学科设计优化研究

杨俊杰, 王荣桥, 樊 江, 申秀丽

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 涡轮叶片设计是典型的多学科问题, 在保证结果精度的同时必须重视计算效率. 通过控制样本的数量和质量, 近似模型能够在保证一定精度的前提下, 简化多学科优化过程中的数据管理, 并提高优化效率. 通过分析涡轮转子叶片的气动-热-结构三个学科的设计过程和数据传递关系, 充分利用各学科现有的分析工具, 建立了涡轮叶片的气动-热-结构多学科优化设计框架. 对某涡轮转子叶片分别使用 Kriging 近似模型和精确分析方法进行优化对比, 可以看出两者的结果误差约为 1.86%, 而效率提高了将近 46%, 表明采用近似方法的优化结果在工程上是可用的, 而且在计算效率更占优势.

关 键 词: 涡轮叶片; 气动-热-结构; 近似模型; Kriging 模型; 多学科优化设计 (MDO)

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

Multi-disciplinary aero-dynamic-thermal-structure design optimization for turbine blade

YANG Jun-jie, WANG Rong-qiao, FAN Jiang, SHEN Xiu-li

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Design of turbine blades is a typical multi-disciplinary issue on aero-dynamic analysis, thermal analysis and structure design optimization, aimed at ensuring the accuracy of the result and the computing efficiency. Approximate models could simplify data management, improve calculation efficiency and ensure the engineering precision by controlling the number and quality of sample. A framework on multi-disciplinary design optimization for turbine blades, which makes use of some professional tools in the areas, is proposed by analyzing the design process and the data transfer relations. By comparing the optimizations using the Kriging model and accurate analysis for a turbine blade, it shows that the result for approximate models is acceptable in engineering and the efficiency is higher. Furthermore, it also shows that the framework is feasible.

Key words: turbine blade; aero-dynamic-thermal-structure; approximate models; Kriging model; multi-disciplinary design optimization (MDO)

涡轮转子叶片在高温燃气包围下, 承受高速旋转时自身的离心力、气体力、热应力以及振动负荷, 设计过程涉及气动、传热、结构、强度、振动等多个学科, 是典型的多学科设计问题. 依靠循环设计与校核的传统设计方法不仅设计周期长, 而且

目前的设计方法对性能的挖掘能力比较有限, 多学科设计优化 (multi-disciplinary design optimization, MDO) 方法的出现为涡轮叶片设计, 以及航空发动机整体及其它零部件的设计开辟了新的途径^[1-2].

收稿日期: 2009-03-03; 修订日期: 2009-08-03

基金项目: 航空科学基金 (1404-003F); 新世纪优秀人才项目 (NCET-07-0042)

作者简介: 杨俊杰 (1978 -), 男, 河南叶县人, 博士生, 主要研究方向为航空发动机多学科优化. E-mail: junjiey@sjp.buaa.edu.cn

多学科优化设计主要针对复杂系统,如航空航天等产品系统^[3-7],其中涉及的子学科诸如气动、热分析、结构强度与振动等有很多本身就是研究的重点与难点,输入与输出之间很难确定或根本不存在清晰的函数关系,大多是依靠专业软件进行数值计算,对于某些规模较大的问题,计算花费已经非常巨大.多学科优化设计强调利用各学科现有的工具和方法,通过有效的分解方法、优化策略和优化算法实现复杂系统的最优设计,在保证工程精度的基础上,必须重视计算效率.

1 近似模型在多学科优化中的应用

近似模型^[3-11]是建立在统计实验基础上的一种方法,能够保证一定的计算精度,有效提高计算效率.常用的近似模型有多项式响应面模型、Kriging 模型、人工神经网络和支持向量机等.其中多项式响应面模型比较直观,局部近似能力强;Kriging 模型有较强的全局近似能力;人工神经网络有很好的非线性处理能力,但是需要较多的样本点,支持向量机则能够有效处理“维数灾难”.使用近似模型比较突出的优点有以下几点:

- 1) 与实验设计 (design of experiments, DOE) 相结合,有效拟合设计空间与目标变量的函数关系,减少学科数值软件的计算次数,提高计算效率;

- 2) 由于其一定程度上代替了学科仿真软件,能够简化软件之间的数据转化与传输,更有效地组织优化策略;

- 3) 近似模型函数相对光滑,能够消除数值噪声,更有效地收敛到全局优化.

但是,近似模型是一种统计模型,直接关注问题的设计变量与目标变量,这就要求在根据问题特性选择近似模型时,也必须考虑样本的数量和质量对精度的影响.在涡轮叶片的多学科设计优化中,设计参数较多,尤其在气动设计阶段,使用计算流体动力学(CFD)软件进行一次流场分析的花费已很可观,产生大量样本是不现实的,因此必须控制样本的数量,一般取参数个数的3至5倍.由于样本量受到了限制,为了保证近似模型的准确性与精度,就必须确保样本质量,否则会造成计算成本的增加或浪费.另外,采用近似模型必须注意使用阶段的选择,应该把重点放在对计算耗费占整个计算量较大的阶段,这样更有利于对计算资源的节约.

2 涡轮叶片的多学科设计与分析

涡轮叶片的设计包含叶片气动造型、气动流场分析、质量计算、热分析、强度分析等一系列的专业过程,这些过程相互影响,是一个典型的多学科耦合问题.叶片的造型结果直接决定周遭的流场状况和叶片质量,流场状况则会影响到叶片表面的温度、压强等载荷分布状况,进而决定叶片的应力水平及结构变形;反过来,叶片应力水平会影响到叶片质量的调整,结构变形会影响到叶片周围的流场状态,而质量和流场状况的调整必须从叶片三维造型参数的调整着手.

2.1 气动造型及流场分析

涡轮叶片的气动造型可采用 Numeca 软件的三维参数化造型模块 AutoBlade 构造出最初的参数化模型,通过自动网格划分模块 Auto Grid 生成全三维气动网格模型,利用流体计算模块 Fine/ Turbo 实现三维流场计算,分析涡轮通道的流场分布状况,最终得到该级涡轮叶片的等熵效率,以及叶片表面的温度分布和压力分布.

同时,可以利用 Numeca 软件提供了数据库生成和优化功能对得到的原始叶片模型进行优化,选择效率为目标函数,利用优化后的叶片模型作为进行下一步多学科优化设计的初始模型.

2.2 热-结构耦合分析

热分析是在气流与叶片的换热边界条件下对叶片热传导问题的求解,将叶片表面相对总温作为气流与叶片对流换热的边界温度传递至传热分析模型表面^[12];结构分析则是以气动及传热分析结果为边界条件,将叶片表面相对总压作为气动载荷传递至结构分析模型表面,并考虑离心载荷等载荷进行叶片的热弹塑性分析.热分析和结构分析采用 Ansys 软件进行计算,并可以通过 Ansys 提供的 APDL (ansys parameter design language) 实现两者的自动耦合分析,得到涡轮叶片叶身的最高温度和最大应力以及叶片质量.

因此,根据涡轮叶片设计中的数据流动关系,可以建立涡轮叶片多学科优化设计流程,如图1所示,从气动造型开始,数据依次在气动计算程序、热分析程序和结构分析程序中流转.气动造型完成后启动 CFD 软件,得到叶片气动效率与叶片表面流场网格的节点温度与压力数据,在转换有限元网格的叶片表面节点温度与压力数据之后,同时根据流场状态参数计算出叶片传热系数,传递给 Ansys 软

件进行热分析和结构分析;校验强度和温度是否满足约束条件;多学科优化平台则利用质量和效率为目标函数对叶片几何设计参数进行优化,每一次循环重复上面的过程,直到满足收敛条件为止。

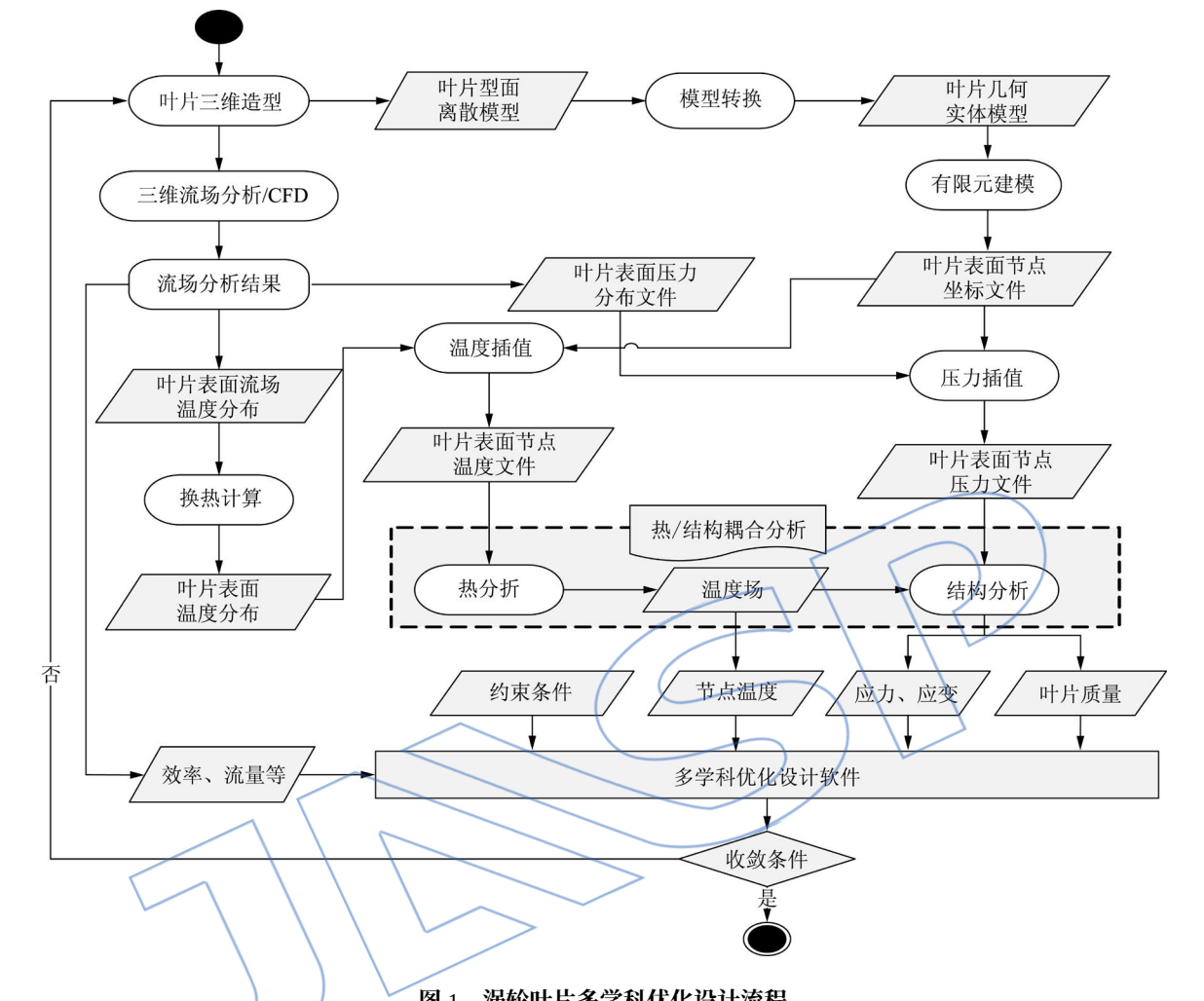


图 1 涡轮叶片多学科优化设计流程
Fig.1 Flow-chart of MDO of the turbine blade

3 涡轮叶片多学科优化

根据前面提出的涡轮叶片多学科设计流程,对某涡轮转子叶片进行优化改进,表 1 中给出了该问题的进出口边界条件。

表 1 某涡轮转子设计参数

Table 1 Design parameters of the turbine rotor	
设计参数	数值
进口流量 $\dot{m}/(\text{kg/s})$	59.98
进口总压 p_0^*/kPa	250.0
出口总压 p_0/kPa	155.0
进口总温 T_0^*/K	940.0
转速 $n/(\text{r/min})$	4700.0

以涡轮叶片的气动效率和叶片质量作为优化指标,对其进行归一化处理,建立该涡轮叶片的多学科优化设计的目标函数

$$F(X) = W_1 \frac{1}{\eta(X)} + W_2 \frac{m(X)}{m_0(X)}$$

式中 $\eta(X)$ 为叶片气动效率函数; $m(X)$ 为叶片质量函数, $m_0(X)$ 为叶片初始质量; W_1, W_2 为加权因子,分别取 0.7 和 0.3; X 为设计变量。

本文考虑到涡轮叶片的设计习惯,选取沿叶高方向的根、中、尖位置的三个截面的安装角 $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$ 及叶片轴向弦长 D_1, D_2, D_3 和叶片数 N 作为设计变量,并根据设计经验规定其变化范围,具体数值如表 2 中所示。即

$$X = \{\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, D_1, D_2, D_3, N\}$$

该叶片材料选用铸造高温合金 K403。该材料适合于制造 1273 K 以下工作的燃气涡轮导向叶片和 1173 K 以下工作的涡轮转子叶片及其他零件,所以该转子叶片的最高温度 $T \leq 1173 \text{ K}$ 。

表 2 设计变量取值范围及优化结果

Table 2 Intervals and optimization results of the design variables

设计变量	变化下限	初始数据	优化结果(近似方法)	优化结果(精确分析)	变化上限
D_1/mm	45. 0	50. 00	50. 0254	49. 4366	55. 0
D_2/mm	35. 85	37. 735	36. 68	36. 1683	39. 624
D_3/mm	24. 1965	25. 47	24. 960887	25. 4133	26. 7435
$\gamma_1/(\circ)$	- 42. 24	- 40. 232	- 40. 2069	- 40. 0300	- 38. 22
$\gamma_2/(\circ)$	- 45. 9348	- 45. 48	- 45. 906956	- 45. 2498	- 45. 0252
$\gamma_3/(\circ)$	- 50. 689	- 50. 187	- 50. 744	- 50. 1687	- 49. 685
$N/\text{个}$	72	80	78	80	88
效率 $E/\%$		94. 17	94. 92	94. 70	
质量 M/kg		0. 5317	0. 5305	0. 5031	
目标函数 F		1. 0437	1. 0417	1. 0231	

按照斯贝发动机应力标准,在所有正常工作条件下涡轮叶片叶身弯曲应力和拉伸应力的和不应超过 $75\% \sigma_1$,所以应力 $\sigma \leq 662 \text{ MPa}$. 由于流量对于涡轮的效率影响也较大,根据经验设定流量满足 $59.5 \text{ kg/s} \leq \dot{m} \leq 60.5 \text{ kg/s}$.

根据以上分析,判定该优化问题的约束条件为: $T \leq 1173 \text{ K}$; $\sigma \leq 662 \text{ MPa}$; $59.5 \text{ kg/s} \leq \dot{m} \leq 60.5 \text{ kg/s}$.

在该涡轮叶片的多学科优化设计中,由于结构分析只进行常规的强度计算,比较简单,凸显出叶片的三维流场分析的计算花费,大约占循环计算量的 50% . 同时,为了得到优化的初始值,通过 Numeca 的 Database Generation 和 Optimization 模块获得了 17 个气动分析样本. 为了充分利用这些数据样本,提高优化速度,对优化的气动分析过程采用了 Kriging 近似模型. 在本算例中,最终为气动设计过程提供了 36 个设计样本,能够满足 7

个设计变量对样本数量的要求,并通过分析样本流场内的相对马赫数分布保证其质量. 该涡轮叶片优化前后的详细参数见表 2. 可以看出,使用近似模型优化后该涡轮叶片的气动效率从 94.17% 提高到 94.92% ,提高了 0.796% ,单个叶片的质量从 0.5317 kg 下降到 0.5305 kg ,下降了约 0.225% ,但是叶片数从 80 降到 78,使整体质量下降约 2.72% ,优化效果比较显著. 优化过程共计 35 个循环,在第 26 个循环处达到最优,大约用了 87 h ,图 2 为叶片质量 (M) 和叶片气动效率 (E) 以及加权目标函数 (F) 的优化收敛历程图.

与不使用近似模型的精确分析相比(表 2 中的第 5 列),结果存在差异,但在可以接受的范围内,表明近似模型的分析结果是有效的,并且计算效率要比不使用近似模型的精确分析高,图 3 显示的是精确分析的优化目标的收敛历程,其中气动效率与图 2 中相比变化不大;但是由于叶片数

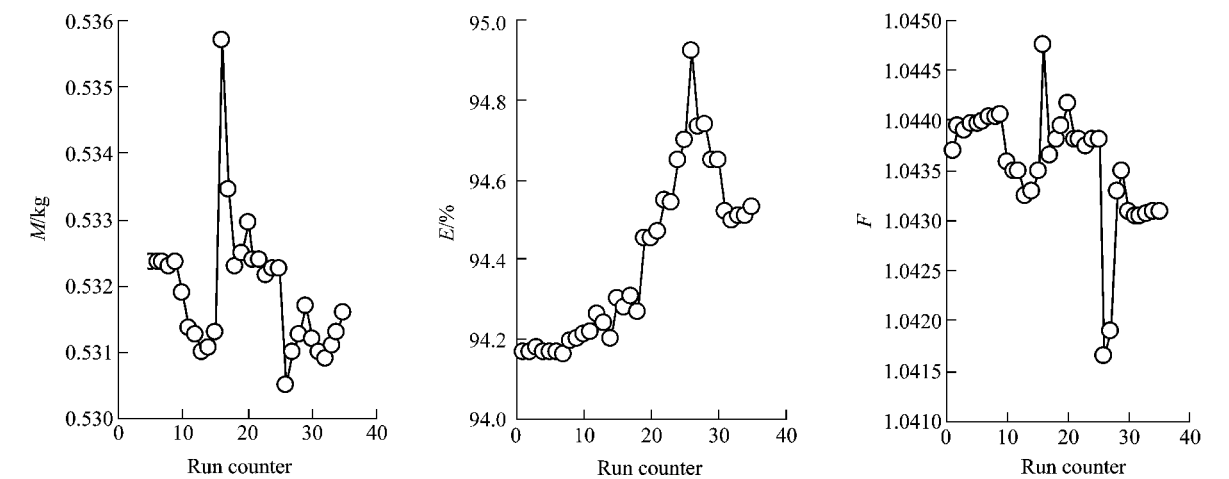


图 2 使用近似方法时目标函数的收敛历程

Fig. 2 Convergent history of the objective function using approximate approach

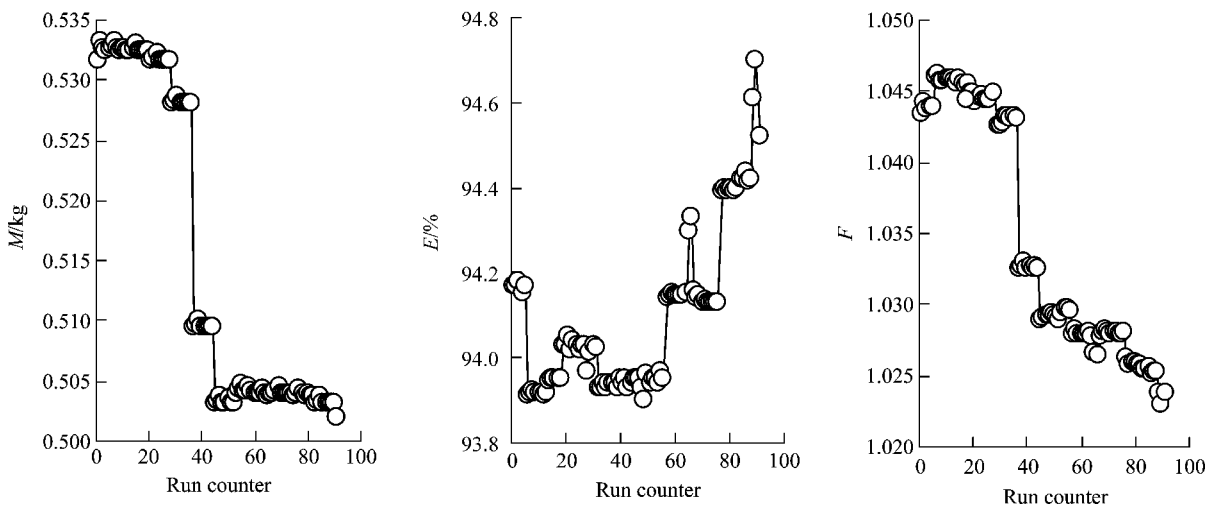


图 3 精确分析目标函数收敛历程

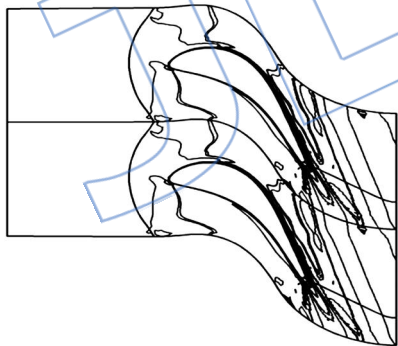
Fig. 3 Convergent history of the objective function using accurate analysis

目与使用近似方法进行的优化相比增加了 2 个, 导致叶片质量下降比图 2 中更加显著. 此次优化共经历 91 次循环, 在第 90 次循环时达到最优, 共花费时间大约 147 h.

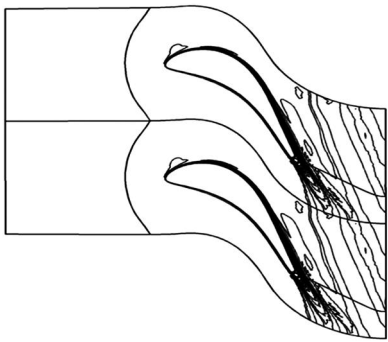
为了能直观地比较其优化前后的流场变化情况, 选取 1/2 叶高处平面叶栅的相对总压分布示意图进行比较, 如图 4 所示. 可以看出叶栅由于数目变化, 产生通道的变化, 相对总压等值线分布优

化后相对优化前趋于均匀, 尤其在 50 % 弦长之后更加明显.

图 5 为优化后叶片的叶盆与叶背应力场云图, 虽然与优化前相比, 应力水平分布及最大等效应力变化不大, 但是叶盆、叶背的高应力区都存在于叶身根部区域, 且叶背的等效应力水平比叶盆高, 说明优化后的叶片叶身的应力分布是合理的.



(a) 优化前



(b) 优化后

图 4 相对总压分布对比

Fig. 4 Comparison of the relative total pressure

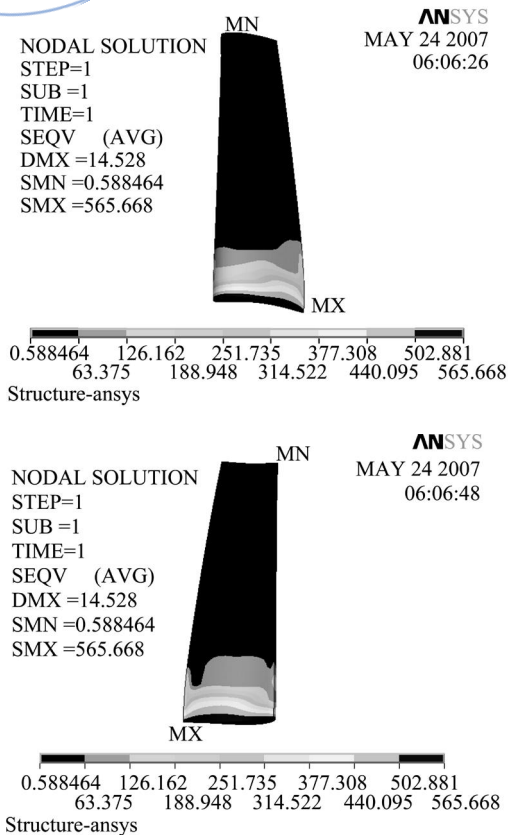


图 5 优化后应力场分布云图(单位: MPa)

Fig. 5 Stress field of the optimal turbine blade(unit: MPa)

4 结 论

本文分析了在多学科优化设计过程中利用近似模型的优势与注意事项,通过分析涡轮叶片的设计过程和数据流动关系,建立了涡轮叶片进行气动-热-结构多学科优化设计的流程,并通过对某型涡轮叶片转子叶片的多学科优化设计进行验证,结果表明:

1) 近似模型的采用能够明显提高优化设计的效率,在保证样本质量与数量的前提下,计算精度完全可以控制在工程能够接受的范围内;

2) 优化后的叶片效率与质量均比优化前有提高,同时流场得到改善,应力和温度在许可范围内.表明本文建立的多学科优化设计框架和平台是可行的.

参考文献:

- [1] 尹泽勇,米栋,吴立强,等.航空发动机多学科设计优化技术研究[J].中国工程科学,2007,9(6):1-10.
YIN Zeyong, MI Dong, WU Liqiang, et al. Study on multidisciplinary design optimization of aero-engine[J]. Engineering Science, 2007, 9(6):1-10. (in Chinese)
- [2] 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. (in Chinese)
- [3] 张科施,韩忠华,李为吉,等.基于近似技术的高亚声速运输机翼气动/结构优化设计[J].航空学报,2006,27(5):810-815.
ZHANG Keshi, HAN Zhonghua, LI Weiji, et al. Multidisciplinary aerodynamic/ structural design optimization for high subsonic transport wing using approximation technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5):810-815. (in Chinese)
- [4] 罗世彬,罗文彩,王振国.基于试验设计和响应面近似的高超声速巡航飞行器多学科设计优化[J].导弹与航天运载技术,2003,266(6):2-9.
LUO Shibin, LUO Wencai, WANG Zhenguo. Design of experiment and response surface approximation methods in multidisciplinary design optimization for hypersonic cruise vehicle[J]. Missiles And Space Vehicles, 2003, 266(6):2-9. (in Chinese)
- [5] 谷良贤,龚春林.飞行器多学科设计优化关键技术分析[J].航天器工程,2007,16(3):33-37.
GU Liangxian, GONG Chunlin. Critical technology analysis of multidisciplinary design optimization in flight vehicle[J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(3):33-37. (in Chinese)
- [6] 葛杰,梅珊,赵雯.基于近似技术的导弹总体设计优化系统研究[J].微计算机信息,2006,22(6-3):123-125.
GE Jie, MEI Shan, ZHAO Wen. Study of optimization system in integrated missile design based on approximate technology[J]. Microcomputer Information, 2006, 22(6-3):123-125. (in Chinese)
- [7] 白小涛,李为吉.基于近似技术的协同优化方法在机翼设计优化中的应用[J].航空学报,2006,27(5):847-850.
BAI Xiaotao, LI Weiji. Application of collaborative optimization based on approximate methods in wing design optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5):847-850. (in Chinese)
- [8] 吴先宇,罗世彬,陈小前,等.基于响应面模型的二维高超声速进气道优化[J].宇航学报,2007,28(5):1127-1132.
WU Xianyu, LUO Shibin, CHEN Xiaoqian, et al. Optimization of the 2D hypersonic inlet based on response surface mode[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(5):1127-1132. (in Chinese)
- [9] 舒彪,韩前鹏,邓家提.基于多学科涡轮叶片气动设计优化[J].南京航空航天大学学报,2005,37(6):714-719.
SHU Biao, HAN Qianpeng, DENG Jiati. Aerodynamic design optimization of turbine blade based on multidiscipline[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6):714-719. (in Chinese)
- [10] 曹鸿钧,段宝岩.基于Kriging模型的后优化近似研究[J].机械设计与研究,2004,20(5):10-13.
CAO Hongjun, DUAN Baoyan. An approach on the post-optimality approximation based on Kriging model[J]. Machine Design and Research, 2004, 20(5):10-13. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 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):1050-1054.
LI Lizhou, WANG Jingchao, LYU Zhenzhou, et al. A load interpolation transfer method among disciplines in parametric space[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7):1050-1054. (in Chinese)