

基于遗传算法的叶型优化设计平台及应用

李 宇, 冯 涛, 邹正平, 叶 建

(北京航空航天大学能源与动力工程学院航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 鉴于数值优化在叶轮机械设计中发挥越来越重要的作用, 发展了一个基于遗传算法的叶轮机械叶片优化设计平台。利用该平台进行了两个算例的优化分析, 某风扇动叶积叠线弯掠的优化和某单级涡轮动叶三维叶片厚度分布的优化, 并将优化后的结果与原型进行了比较分析。结果表明: 所发展的优化设计平台可用于叶片的三维优化, 并能有效提高叶片性能, 改善流动状况; 单目标优化并不能保证在所有工况下都得到理想的性能; 叶片的参数化描述对于优化具有重要的意义, 它决定了最终优化结果的质量。

关 键 词: 叶轮机械; 叶型; 设计平台; 数值优化; 遗传算法
中图分类号: TK472 文献标识码: A

引 言

在传统的叶轮机械设计中, 主要是基于准三维假设, 对正问题的分析结果进行反复修正, 以最终得到满足结构、强度和工艺要求的叶片。而在实际过程中, 由于叶轮机械内三维流动的必然性, 传统设计的准三维假设就有一定的不足, 而且传统设计所采用的“试凑法”周期长、费用高, 对设计者的经验依赖程度大。随着 CFD 技术的发展和优化技术的成熟, 将优化技术与正问题流场计算方法相结合, 由数学过程替代设计人员经验, 控制设计参数的修改方向, 这样可以提高效率, 降低成本, 并获得更优的设计结果^[1~2]。

在利用优化手段对叶片进行优化时, 若单纯从数学角度出发, 只是对各种不同参数组合进行计算, 在各种组合中找到性能最好的叶型。这对于简单情况, 例如单排或者单级情况还是可取的; 但是对于复杂和多级的情况, 这样盲目的搜索首先对硬件(计算机)提出了更高的要求, 同时也需要更多计算时间, 在工程上往往是难以接受的。这种盲目优化的根源是我们没有考虑到真实流动中的物理机制, 单纯从数学上的组合来寻求最优解, 这好比大海捞针。所

以在实际优化过程中, 必须对真实流动情况有深刻地了解, 对其中的物理机制有清楚地认识, 以此来指导我们的优化工作。传统设计中采用了大量实验所提示的规律和半经验方法, 这些规律和方法在某种程度上反映了真实流动的机制和特点。结合传统设计方法中的设计规律和半经验方法可以指导我们进行优化设计, 避免盲目性。

近年来, 梯度法、响应面法、模拟退火算法和遗传算法等数值优化算法已经在叶轮机械气动设计方面得到广泛应用^[2~9]。由于气动设计问题具有多变量、多峰值和非线性等特点, 只有局部寻优能力的优化算法往往不能满足实际设计的需要。遗传算法是基于仿生学的一种优化算法, 由于其方法简单、算法独立于优化问题本身而不需要辅助信息或辅助知识, 具有良好的全局寻优能力, 所以已逐渐成为目前研究并应用的热点之一。Oyama 采用遗传算法对 NASA 的 Rotor 37 转子进行了基于遗传算法的改型设计^[7], 取得了较好效果。国内的王尚锦和席光, 金东海和桂幸民, 赵洪雷和王松涛等人在基于遗传算法的优化设计方面进行了研究^[2, 8~9], 取得了一批有成效的成果。鉴于数值优化在叶轮机械设计中发挥越来越重要的作用, 本文发展了一个基于遗传算法的叶轮机械叶片优化设计平台, 将其应用于某风扇和涡轮的叶片优化设计中, 并对优化结果进行了对比分析。

1 方法介绍

1.1 遗传算法

遗传算法(Genetic Algorithm, 简称 GA)是一种借鉴生物界自然选择和自然遗传机制的随机搜索算法。遗传算法通过模拟自然进化过程来搜寻最优解, 它利用某种编码技术, 作用于称为染色体的数字

收稿日期: 2007-07-02; 修订日期: 2007-11-12

基金项目: 航空科学基金资助项目(2007ZB51018); 国防重点实验室基金资助项目(9140C410301060C41)

作者简介: 李 宇(1984-), 男, 湖北襄樊人, 北京航空航天大学博士研究生。

串,模拟了自然选择和遗传过程中发生的复制、交叉和变异等现象。从任意一初始群体出发,通过随机选择、交叉和变异操作,产生一群更适应环境的个体,使群体进化到搜索空间中越来越好的区域,这样一代一代地不断繁衍进化,最后收敛到一群最适应环境的个体,即求得问题的最优解。

使用上述 3 种遗传算子(选择、交叉和变异算子)的遗传算法的主要运算过程为:(1) 编码;(2) 初始群体的生成;(3) 适应度值评价检测;(4) 选择;(5) 交叉;(6) 变异;(7) 终止条件判断。

1.2 优化平台简介

遗传算法优化平台主要由平台界面和遗传算法模块两部分组成。平台界面由 VC 实现^[10],遗传算法模块由 Matlab 实现^[11]。该优化平台支持二进制和格雷两种编码,算法中的选择方法采用的是轮盘赌选择,交叉方法采用的是单点交叉,变异方法采用的是基本位突变。图 1 给出了优化平台的程序框图。

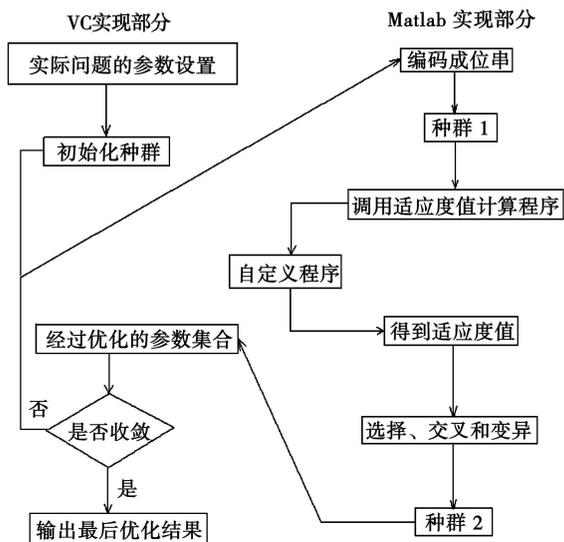


图 1 程序框图

数值计算采用 Numeca 商用软件,计算中求解三维定常的雷诺平均 $N-S$ 方程,采用时间追赶的有限体积法,空间离散采用中心差分格式,时间离散应用四阶龙格-库塔方法,并采用多重网格技术加速收敛,湍流模型应用一方程 Spalart-Allmaras 模型。

2 优化平台的校验

为了验证优化平台的正确性,选取目标函数为 $\min f(x)$ 的算例进行校验计算,其中函数的定义为:

$$f(x) = \sum_{i=1}^{10} x_i^2, \quad -10 \leq x_i \leq 10$$

$f(x)$ 为连续、非线性函数,理论最小值为 $f(0, 0, \dots, 0) = 0$ 。在优化过程中选取的控制变量精度为 10,即在 $[-10, 10]$ 区间上等分 2^{10} 份,个体数目取 30,最大遗传步数为 200。图 2 给出了计算中的收敛过程。

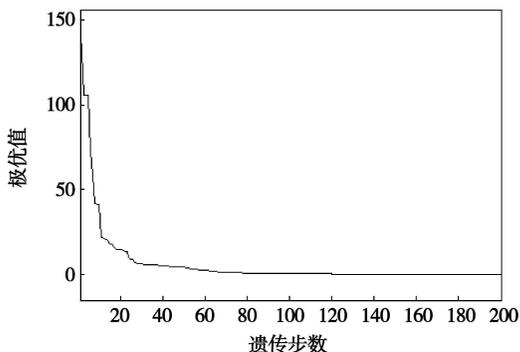


图 2 收敛过程

得到数值最优解为:

$$x_{\min} = \begin{bmatrix} 9.775171e-003 \\ -9.775171e-003 \\ 9.775171e-003 \\ -9.775171e-003 \\ 9.775171e-003 \\ -9.775171e-003 \\ 9.775171e-003 \\ 9.775171e-003 \\ 9.775171e-003 \\ -2.932551e-002 \end{bmatrix}$$

$$\min f(x) = 1.719971e-003$$

可以看到,利用该遗传算法优化平台计算得到的数值最优解与理论最优解相差较小,其中误差的主要原因是控制变量精度取得不高。优化结果说明,该平台具有较强的寻优能力,可以用来解决较为复杂的非线性多控制变量的优化问题。

3 优化算例及结果分析

3.1 某风扇动叶积叠线弯掠优化

3.1.1 优化方法

选取某跨音风扇转子作为优化对象,定义最大绝热效率(设计点)为目标函数。沿展向选取根、中、尖部 3 个叶型截面构造三维叶片,根部截面在积叠过程中保持不动,中部和尖部截面相对于原始叶型

截面沿轴向在其轴向弦长的 15% ~ 30% 范围内变化, 周向在其栅距的 15% ~ 30% 范围内变化, 共计 4 个控制变量。

通过这 4 个控制变量可以基本控制叶片的弯掠变化, 虽然增加控制变量可以更好地描述叶片弯掠变化的自由度, 但同时也增加了计算时间。由于本文主要目的是为了验证优化平台的能力, 考虑到计算量等因素, 只采用了 4 个控制变量。

3.1.2 结果分析

风扇动叶计算网格如图 3 所示, 叶片通道采用 O 型网格, 进出口通道采用 H 型网格, 网格总数为 257 039, 距叶片表面最近网格线的 y^+ 控制在 10 以内。图 4 给出了优化前后叶片对比示意图, 优化后的叶片在尖部有一定后掠和反弯。

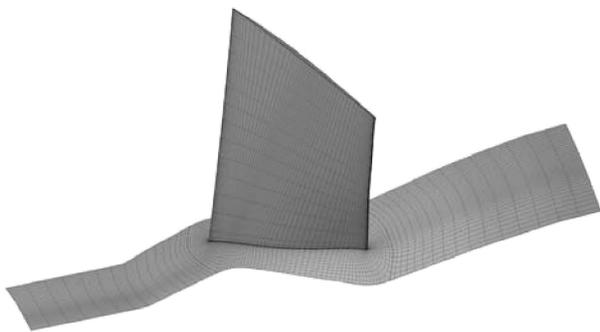


图 3 风扇动叶计算网格示意图

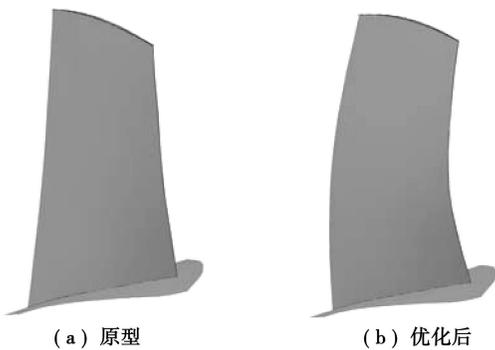


图 4 原型与优化后叶片

表 1 原始叶型与优化叶型性能对比

	原始叶片(计算)	优化叶片(计算)
总压比	1.663	1.664
绝热效率/ %	83.10	85.23
质量流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	7.53	7.79

参数对比, 可以看到优化后的弯掠叶片总体性能有明显提高。图 5 给出了优化与原型出口绝热效率沿径向的分布, 可看到在整个叶高上优化后的叶片效率有明显提高。

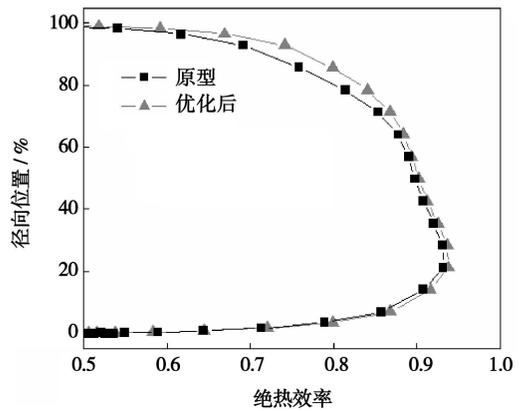


图 5 原型与优化后叶片出口绝热效率沿径向分布

图 6 给出了原型与优化后叶片叶中表面压力系数分布的比较, 可以看出叶中截面上的负荷变化比较明显。叶中截面压力系数的变化主要表现在压力面上, 原始叶型压力面上的压力系数在约 40% 弦长处出现了一个较大的跳跃, 说明气流经过了一个比较强的激波。相对原型, 优化后的压力系数并没有出现较大的波动, 说明此处的激波强度减弱, 有利于减小激波损失。

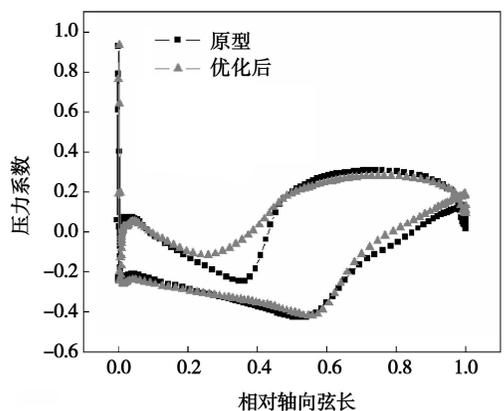


图 6 原型与优化后叶片叶中截面表面压力系数分布

图 7 给出了原型与优化叶片叶中截面相对马赫数等值线图。由图可以看到, 两者在叶片前缘处都出现了激波, 并且激波的一束打到相邻叶片的吸力面。不同的是, 在原型中, 气流经过激波后又继续加

表 1 列出了原型与优化设计结果在设计点的总

看到优化后的涡轮效率提高约 3 个百分点, 膨胀比与流量基本保持不变。

型叶片在根部截面上的损失主要由激波和分离损失两部分组成, 而优化后叶型的损失主要是激波损失, 损失较原型减小。

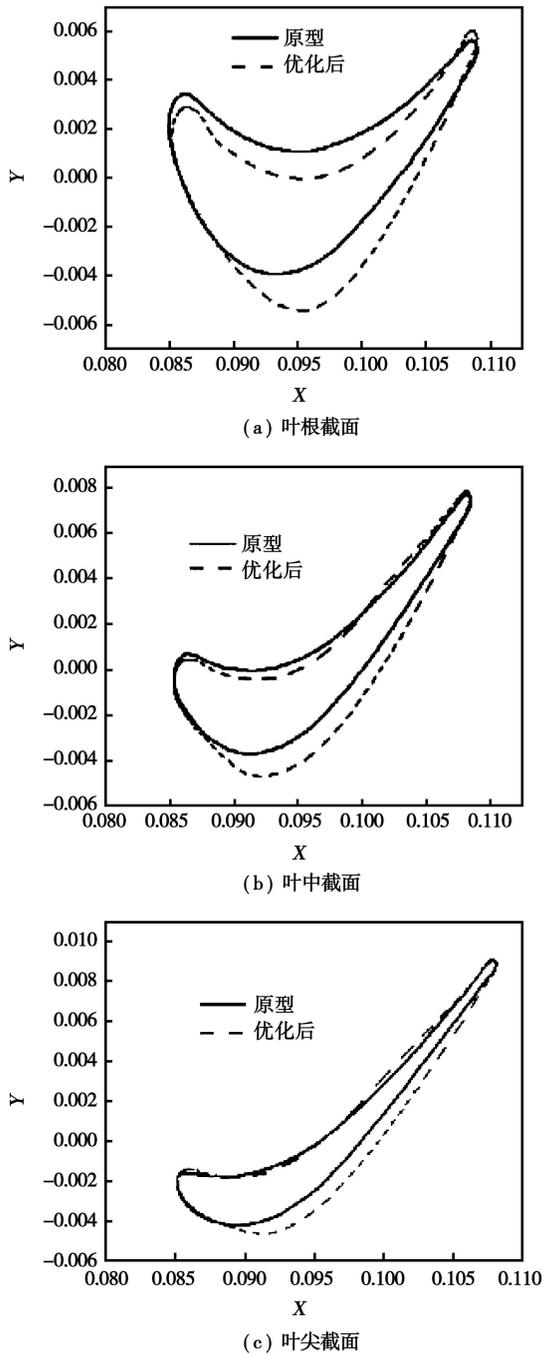


图 9 原型和优化后叶型截面

图 10 给出了原型与优化叶型叶根截面相对马赫数等值线图的对比。从叶根截面的马赫数等值线图看出, 不管是原始叶型还是优化后的叶型, 气流都是在吸力面进口处先达到较高速度, 出现了一个局部超音区, 然后经过激波减速扩压。不同的是, 穿越激波后原始叶型上的流动出现了开放式分离, 而优化后的叶型上的流动并没有出现大面积的分离。原

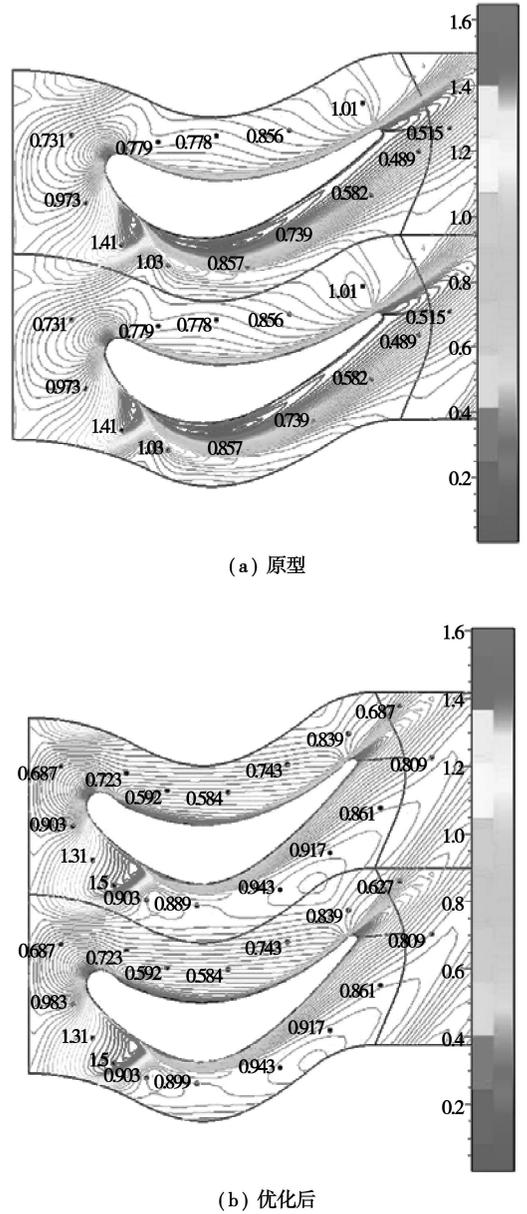
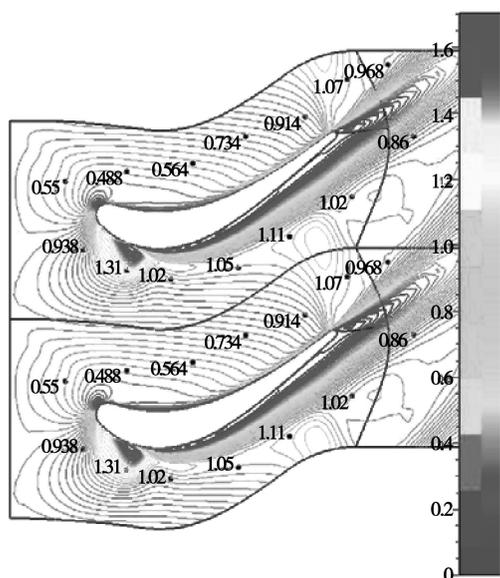
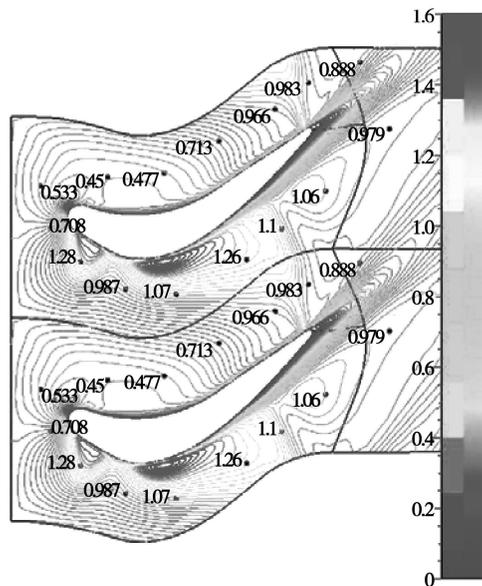


图 10 原型与优化叶型叶根相对马赫数等值线图

图 11 给出了原型与优化叶型叶中截面相对马赫数等值线图的对比。可以看出, 气流在原型叶片吸力面上先加速而后穿越激波减速扩压; 而在优化后叶片上, 在吸力面靠近前缘处出现了两个局部超音区, 气流先加速而后穿越激波, 然后又被加速而后减速扩压。原始叶型在激波后出现了开放式分离, 而优化后的叶型只是在靠近尾缘的地方才出现分离, 优化后损失比原型减小。



(a) 原型



(b) 优化后

图 11 原型与优化叶型叶中相对马赫数等值线图

通过叶片三维厚度分布的优化,减小了内部流动的分流,涡轮动叶的效率比原型有了明显提高。但是从前面的分析可以看到,优化后的叶型虽然分离减小,但并没有完全消除分离。这是由于在对叶型截面进行参数化描述时,出于计算时间的考虑只用了 4 个控制变量,这导致叶型截面的变化自由度不高,所以在优化时并没有达到最优结果,以致没有完全消除分离。在以后的工作中,需要对叶型截面进行合理的参数化描述,这样才能提高最终优化结果的质量。

4 结 论

(1) 发展了一个基于遗传算法的叶轮机叶片优化设计平台,通过对某风扇动叶和某涡轮动叶进行的优化算例,表明了该平台可以用于叶片的三维优化设计,并能有效提高叶片的性能。

(2) 通过弯掠来实现对原有叶型的优化,能改变跨音风扇内部激波强度和三维结构,从而显著改善性能。但值得注意的是,由于优化目标单一(仅针对设计点效率),并不能保证在非设计状态下也得到理想的性能。进行多目标优化设计是本文下一步的工作。

(3) 利用 3 次曲线对叶片三维叶型厚度分布进行拟合,以此实现对原有叶型的优化,优化后减小了内部流动的分流,从而显著提高涡轮在设计工况下的气动性能。但需要注意的是,本文对叶片参数化采用的方法较为简单,所以叶片变化的自由度不高,优化结果并非最优结果。如何合理有效地对三维叶片进行参数化描述还需在以后的工作中进一步研究。

参考文献:

- [1] 航空发动机设计手册总编委会编. 航空发动机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [2] 樊会元, 王尚锦, 席 光. 透平机械叶片的遗传优化设计[J]. 航空学报, 1999, 20(1): 47—51.
- [3] 万仲平, 费浦生. 优化理论与方法[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2004.
- [4] CHAN S A, KIM K Y. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor[R]. ASME Paper, GT-2002-30445, 2002.
- [5] 伊卫林, 黄鸿雁, 韩万金. 基于模拟退火的响应面优化在压气机叶片三维设计中的应用 // 第十一届年会论文集热机气动热力学[C]. 北京: 中国工程热物理学会, 2005. 330—334.
- [6] OBAYASHI S, TSUKAHARA T, NAKAMURA T. Multi-objective genetic algorithm applied to aerodynamic design of cascade airfoils[R]. IEEE, 2000-0278-0046, 2000.
- [7] OYAMA A, LIOUM S, OBAYASHI S. Transonic axial flow blade shape optimization using evolutionary algorithm and three-dimensional navier-stokes solver[R]. AIAA Paper 2002-5642, 2002.
- [8] 金东海, 桂幸民. 混合遗传算法的研究及其在压气机叶型优化设计中的应用[J]. 航空学报, 2006, 27(1): 29—32.
- [9] 赵洪雷, 王松涛, 李东平, 等. 某型气冷涡轮级的三维优化设计[J]. 热能动力工程, 2006 21(5): 450—455.
- [10] 刘 维. 精通 Matlab 与 C/C++ 混合程序设计[M]. 北京: 航空航天大学出版社, 2004.
- [11] 雷英杰, 张善文, 李续武, 等. MATLAB 遗传算法工具箱及应用[M]. 西安: 电子科技大学出版社, 2005.

(编辑 伟)

Power. — 2008, 23(4). — 348 ~ 352

The material properties and structural parameters of turbine blades as well as turbine speed all feature randomness, resulting in a decentralization of blade frequencies. However, the stochastic finite element method has taken account of the randomness of the blade parameters with the random characteristics of frequencies being obtained. With the material properties and structural parameters of turbine blades being treated as stochastic parameters and based on the stochastic variational principle, a stochastic finite element equation of rotating blades was derived with the establishment of the following: a mass matrix, linear elastic rigidity matrix, geometrical rigidity matrix, the mean value of dynamic rigidity matrixes and a first order variation matrix. In addition, presented was a method for calculating the mean value of natural frequencies, covariance and variation coefficients. Finally, a stochastic finite element analysis was conducted of the static and dynamic frequencies of a 432 mm blade. The frequency variation degree caused by the stochastic variation of blade parameters was quantitatively given, providing an analytic tool for the high reliability design of blades. **Key words:** turbine blade, stochastic parameters, stochastic finite element, frequency

不同进排气管路时涡轮增压机组的热计算方法 = A Method for the Thermodynamic Calculation of a Turbocharger Unit with Different Inlet and Exhaust Ducts [刊, 汉] / JIN Jia-shan, LIU Long-bo (Marine and Power College, Naval Engineering University, Wuhan, China, Post Code: 430033), JI Guang (Military Representative Office of Chinese Navy Resident at CSIC No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2008, 23(4). — 353 ~ 356

On the basis of the off-design condition characteristics data of a turbo-charger unit operating under the condition of designed ducts, established were the curves featuring the variation of the turbo-charger compression ratio, expansion ratio and the efficiencies of various components etc. with the rotating speed of the unit. Then on the basis of the pressure balance equation of the turbo-charger unit with the rotating speed serving as an independent variable, an iterative operation was conducted of the pressure balance points of the unit fitted with various inlet and exhaust ducts, and its operating speed was also determined. The foregoing may avoid the inefficient process of frequently consulting the calculation charts, and result in a simple and convenient method for calculating the off-design thermodynamic performance of the marine turbo-charger unit in question. A specific case calculation shows that if there exists no significant difference between the resistance characteristics of inlet and exhaust ducts on the one side and those of the designed ones on the other, the method under discussion can guarantee the accuracy of the calculation results to be within a range acceptable for engineering design. **Key words:** turbo-charger unit, working parameter, thermodynamic calculation

基于遗传算法的叶型优化设计平台及应用 = A Genetic Algorithm-based Platform for the Optimized Design of Blade Profiles and its Applications [刊, 汉] / LI Yu, FENG Tao, ZOU Zheng-ping, et al (National Key Laboratory on Aeroengine Aerodynamics and Thermodynamics, College of Energy Source and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China, Post Code: 100083) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2008, 23(4). — 357 ~ 362

In view of the ever growing role played by numerical optimization in turbo-machinery design, a design platform was developed for turbine blade optimization based on a genetic algorithm. By using the platform, an optimization analysis has been conducted of two calculation cases along with the optimization of the bending and sweeping of the stacked generatrix of a fan rotor blade and the optimization of three-dimensional blade thickness distribution for rotating blades in a single-stage turbine. In addition, the optimized results were compared with those of the prototype, and an analysis was also conducted. The comparison results show that the optimization design platform thus developed can be used for the three-dimensional optimization of blades, effectively enhancing the blade performance and improving relevant flow conditions. A single-target optimization can not guarantee that a turbine attains an ideal performance at all the operating conditions. The parameterization description of the blades is of major significance for the optimization and will eventually decide the quality of the final optimized results. **Key words:** turbo-machinery, blade profile, design platform, numerical simulation, genetic algorithm (GA)