

跨音风扇转子弯掠结合的数值优化设计

王祥锋, 韩万金

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了研究弯掠结合对风扇气动性能的影响, 采用基于雷诺平均 $N-S$ 方程的全三维流场模拟程序和基于遗传算法的数值优化程序, 对跨音风扇转子 NASA Rotor67 进行了优化设计。首先对所开发的三维 $N-S$ 方程求解程序进行了实验验证, 完善了遗传算法和响应面方法相结合的具有全局寻优能力的优化程序, 以总压比最大为设计目标, 应用该优化方法对 NASA Rotor67 进行弯掠两个自由度的气动优化设计。结果表明, 弯掠联合的采用可以有效地改善流场内的流动状况, 在质量流量和绝热效率严格满足约束条件的情况下, 总压比提高了 1 个百分点; 该优化方法是可行的。

关 键 词: 跨音风扇转子; 优化设计; 遗传算法; 响应面

中图分类号: TK474.8 文献标识码: A

引 言

叶片掠和弯曲有两个方面的含义: 一是众所周知的二维流动影响; 二是在端壁的三维流动影响, 而后者更加复杂并且还没有被完全掌握。众多学者对弯、掠联合成型叶片作了大量有益的尝试, 并且在高性能压气机的设计过程中得到成功应用。徐建中院士指出^[1]: 弯掠叶片在当代先进的高性能风扇和压气机中得到广泛应用, 对航空发动机的发展起到了很大的作用。因此可以说对弯掠叶片的研究具有极大的工程应用价值。C. M. Jang 等人对 NASA Rotor 37 进行优化设计^[2], 通过对三维和迭线进行掠和弯优化, 绝热效率得到了很大提高。文献[3]曾对跨音压气机动叶弯曲进行了一些数值研究工作, 发现动叶弯曲对流场性能有较显著的影响。

近年来, 梯度法、遗传算法、模拟退火算法和响应面法等数值优化算法广泛应用于叶轮机械优化^[3~6], 每种方法均各有其适用范围与优缺点。传统的梯度法由于其本身的局限性无法进行全局寻优, 遗传算法等启发式算法由于其过多的时间消耗一时也难以应用, 而响应面方法简单、省时, 通过一定量样本的选取, 构造近似函数, 再采用模拟退火算法、遗传算法等

具有全局寻优能力的优化算法进行寻优, 可以有效地节省时间, 并且得到较好的优化结果。

为了深入研究风扇转子中弯掠对其性能的影响, 本文开发了三维粘性流场求解程序和应用响应面方法与遗传算法的数值优化程序, 对跨音风扇转子进行了弯掠结合的数值优化设计。

1 控制方程及计算方法

采用有限体积法求解圆柱坐标系下的雷诺平均 $N-S$ 方程^[7]; 空间求解采用二阶精度的中心差分格式加二阶、四阶人工粘性项; 时间方向求解采用 Rouge-Kutta 格式。湍流模型为壁面函数修正的 $B-L$ 模型, 并加入隐式残差光顺、局部时间步及多重网格等加速收敛技术, 使程序具有较快的收敛速度, 适用于数值优化设计。

采用代数方法生成常规 H 型网格, 先在 S1 流面的控制叶型上生成二维网格, 然后进行径向积叠生成三维计算网格, 网格线在叶片表面以及上下壁面附近进行了加密。在计算过程中考虑了顶部间隙, 采用顶部削尖的网格处理顶部间隙, 尽量模拟叶顶部为一平台的事实。网格布置为流向 $127 \times$ 周向 $37 \times$ 展向 45, 其中有 71 个流向网格点位于叶片通道内, 6 个展向网格点位于叶尖间隙内, 图 1 给出了计算网格图。

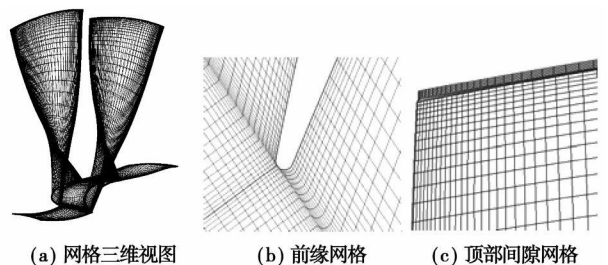


图 1 NASA67 转子计算网格

2 算例验证

采用上述网格对 NASA67 转子进行了算例验证。计算得到的堵塞流量为 34.64 kg/s, 实验结果为 34.96 kg/s, 计算结果的误差约为 0.9%。图 2 为 NASA 67 转子计算特性线与实验特性线的比较, 由图可见, 计算所得总压比与实验值吻合的比较, 而绝热效率在差不多全工况范围内高于实验值, 最大效率点的位置和数值与实验结果很一致。

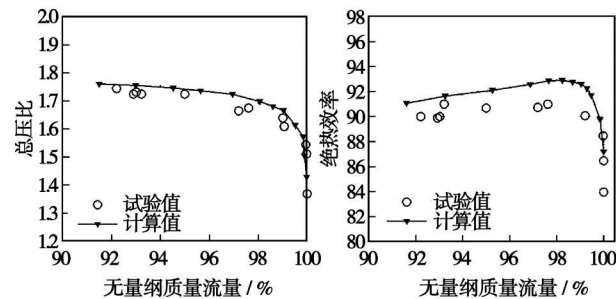


图 2 设计转速下的 NASA Rotor67 转子特性

图 3 给出在近最高效率点工作状态下出口截面的周向能量平均总压比和绝对气流角沿展向的分布。计算结果与实验结果相比, 趋势及数值基本一致, 但与试验相比也存在一些明显的差别。根部总压比的误差较大, 而绝对出口气流角在 40%~80% 叶高处, 误差较大。这主要是由于网格数较少, 流场模拟不够准确所造成。由于流量计算的偏小, 意味着出口轴向速度的偏小, 进而气流转角会有所提高。以上结果表明: 本文开发的程序基本可以定性的用于流场的数值模拟。

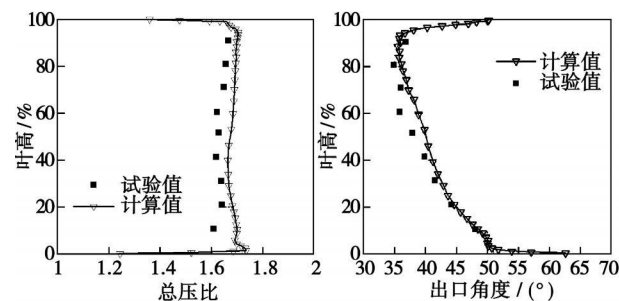


图 3 近最高效率点周向平均总压比和气流角沿展向分布

3 叶片的参数化表达

在进行优化设计以前, 先要对叶型进行参数化,

这样做一方面可以有效地减少设计变量, 另一方面又可以使叶型具有较大的变化空间。本文采用了如图 4 所示的坐标系定义掠与弯两个自由度。 x 、 y 、 r 分别为轴向、周向与径向。则掠为积迭线在 $x-r$ 平面的投影的变化, 弯为积迭线在 $y-r$ 平面的投影的变化, 这样做可以方便的进行积迭线的参数化, 并且能有效的减少设计变量。

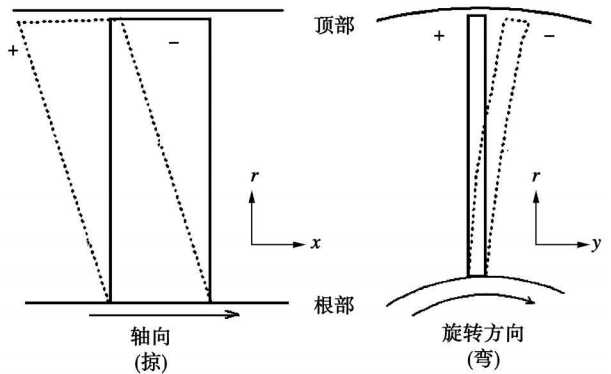


图 4 掠、弯的定义方法

NASA Rotor67 初始叶片由 14 个叶型构成, 为了便于进行优化设计减少设计变量, 对其进行插值得到 0%、23%、46%、77% 和 100% 叶高的 5 个叶型, 以叶片前缘曲线为积迭线, 对其积迭线的掠、弯两个自由度分别采用 4 个控制点和 5 个控制点的 3 次 B 样条曲线表达, 如图 5 所示。

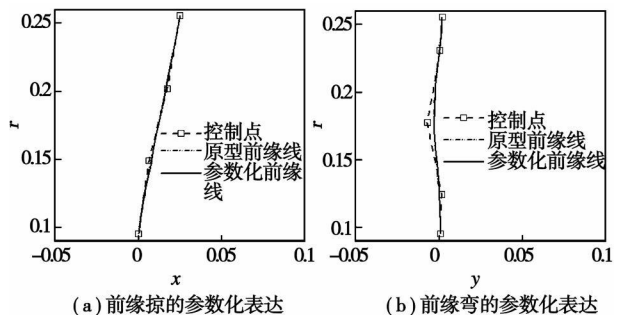


图 5 叶片的参数化

B 样条曲线的定义为^[8]:

$$p(u) = \sum_{i=0}^n d_i N_{i,k}(u) \quad (1)$$

其中 $d_i (i=0, 1, \dots, n)$ 为控制顶点, 又称德布尔点, 顺序连成的折线称为 B 样条控制多边形。 $N_{i,k}(u) (i=0, 1, \dots, n)$ 称为 k 次规范 B 样条基函数, 其中每一个称为规范 B 样条, 简称 B 样条。它是由一个称为节点矢量的非递减的参数 u 的序列

$U: u_0 \leq u_1 \leq \dots \leq u_{k+1}$ 所决定的 k 次分段多项式,

也即 k 次多项式样条。它的定义为:

$$\begin{cases}
 N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1, & \text{若 } u_i \leq u \leq u_{i+1} \\ 0, & \text{其它} \end{cases} \\
 N_{i,k}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} N_{i,k-1}(u) + \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} N_{i+1,k-1}(u) \\
 \text{规定 } \frac{0}{0} = 0
 \end{cases} \quad (2)$$

3 次 B 样条曲线的基函数可以由以上递推公式得到, 将 3 次 B 样条曲线基函数代入 B 样条曲线定义式, 即可得到具体的表达式。3 次 B 样条曲线由 3 次曲线段组成, 每顺序 4 个 B 样条控制点定义一曲线段, 由 n 个控制点定义的完整的 3 次 B 样条曲线是由 $n-3$ 段分段曲线连接而成的。因此对于本文的 4 控制点和 5 控制点 3 次 B 样条曲线, 分别由 1 段和 2 段曲线组成。

4 优化方法及设计

4.1 响应面模型

响应面方法是实验设计与数理统计相结合的优化方法, 可以全面观察响应变量在设计空间的变化。本文采用相对简单但却有较高准确性的二次多项式拟合模型。

$$f = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i \neq j} \beta_{ij} x_i x_j \quad (3)$$

式中: f —响应变量; x_i —设计变量; β —回归系数, 其个数为 $(n+1)(n+2)/2$, 其具体数值通过事先选定的样本值采用回归分析得出。

4.2 样本选取

在响应面模型中, 实验设计(DOE)是相当重要的一个环节。因为实验点的选取提供了所要构造响应面不同空间位置的信息。如果实验点分布不当, 就无法充分提供设计变量与响应量之间的准确关系, 带来较大误差。

本文采用文献[9]提出的改进超立方体设计方法(IHS), 由于其空间填满性, 提供了足够的设计空间的有用信息, 尤其适用于确定性的计算机实验拟合, 通过引入复制因子来尽可能得到空间均匀分布的样本点。对于有 n 个设计变量的问题, 二次响应面模型有 $(n+1)(n+2)/2$ 个未知系数, 理论上讲, 仅需要 $(n+1)(n+2)/2$ 次实验即可构造响应面模型, 但是对于实际问题来说, 这样拟合的精度误差较大。一般认为, 实验设计样本点的个数在未知系数的个数的 1.5~2.5 倍之间能取得比较好的优化

结果^[6]。

4.3 遗传算法

遗传算法(Genetic Algorithms)是一类模拟生物进化过程与机制求解问题的自适应人工智能技术。如果把待解决的问题描述作为对某个目标函数的全局优化, 则 GAs 求解问题的基本做法是: 把待优化的目标函数比作生物种群对环境的适应性, 把优化变量对应作生物种群的个体, 而由当前种群出发, 利用合适的复制、杂交、变异与选择操作生成新一代种群重复这一过程, 直至获得合乎要求的种群或规定的进化时限。遗传算法中最基本的操作为选择算子、交叉算子和变异算子。本文采用锦标赛选择; 均匀交叉, 交叉概率为 0.5; 变异概率定为 2%。传统遗传算法的一个突出缺点是易早熟, 容易过早收敛陷入局部极值点从而丧失了全局寻优能力。精英保留算子的提出很好地解决了这一问题, 也就是在每一代中, 最优个体不必进行遗传操作而直接进入下一代。

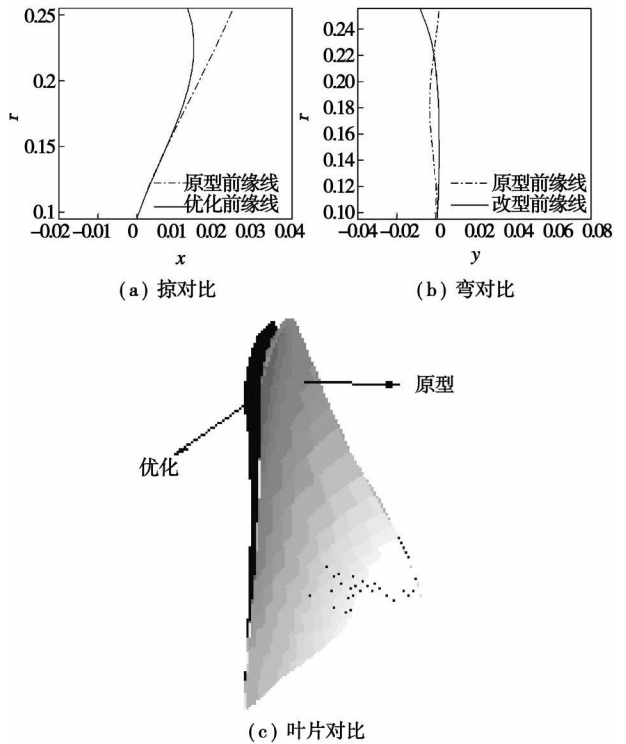


图 6 优化前后几何形状对比

在优化过程中保持根部控制点固定, 其余控制点均在其各自的半径高度处变化, 因此共有 7 个变量。以近尖峰效率工况点为优化设计点, 以总压比最大为目标函数, 在优化过程中对质量流量和绝热效率加以约束, 其变化幅度不超过 0.5%。采用 IHS

方法生成样本点, 对于 7 个变量的二次响应面模型共有 36 个未知系数, 生成 64 个样本点。响应面模型建立后采用遗传算法进行寻优。优化前后积迭线及相应控制点对比和叶片对比如图 6 所示。从优化叶片与原型对比可以看出, 优化叶片为前掠与弯向旋转方向的复合设计。

5 结果分析

原型与优化设计结果的各气动参数对比如表 1 所示。从表中可以看出, 在绝热效率和质量流量基本不变的情况下, 总压比明显增大, 这一结果是在满足严格限制条件下获得的, 因此更具有实际意义。

表 1 NASA 67 弯掠积迭优化结果

	初始	优化	变化
绝热效率	0.932	0.929	-0.3%
总压比	1.685	1.703	+1.0%
质量流量/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	34.14	34.19	+0.146%

图 7 给出了总压比沿展向分布对比, 沿整个叶高总压比几乎都有所增加。

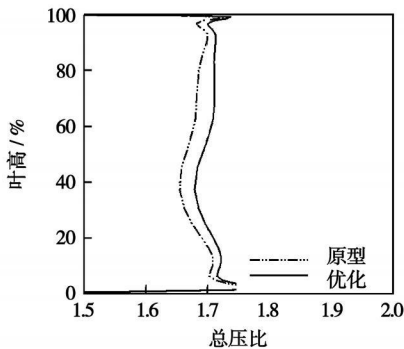


图 7 初始与优化动叶性能比较

图 8 给出了在 45% 叶高和 80% 叶高的相对马赫数等值线对比。在 45% 叶展, 虽然进口马赫数未变, 但前缘激波发生了变化。激波前的马赫数从 1.15 增加到 1.2。另外激波的形状有所变化, 即激波的折转程度不象原型那样大, 而且激波的强度有所增加, 但激波后的马赫数从 0.95 降低到 0.9, 这些变化所带来的效果是总压比增加的比较明显, 而损失虽然降低却不显著。在 80% 叶展, 叶片流道内的激波结构为“λ”型, 优化前后激波形状没什么变化, 但激波前的马赫数有所增加, 从 1.35 增加到 1.4, 而波后的马赫数是一致的。

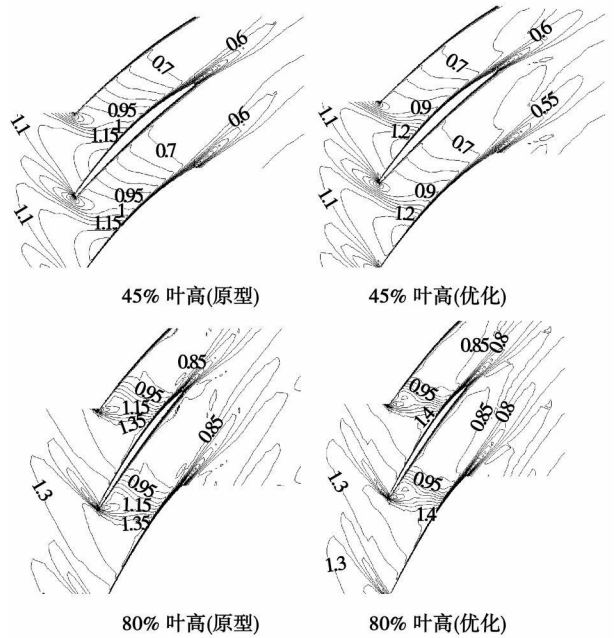


图 8 初始与优化动叶不同叶高相对马赫数曲线对比

图 9 给出了近吸力面静压等值线的对比, 可以清楚地看出两套叶片增压能力的变化, 优化后弯掠结合的叶片沿整个展向分布波后压力都有所增强, 可见其增压能力的变化。而激波的三维结构随着叶片的弯掠变化, 其空间结构也发生了变化。在顶部, 两套叶片都有较强的槽道激波, 优化后叶片与原型相比, 强激波沿叶高的范围有略微增加, 但其随着叶片的前掠而有所后移, 叶展的其它部位也有类似情况。激波结构这样变化的好处在于, 激波强度增强则扩压能力提高, 但波形的变化使得损失降低, 综合的结果即是在增加了压比的情况仅以很小的损失增加为代价, 从而保证了所优化设计的叶片具有很好的气动性能。

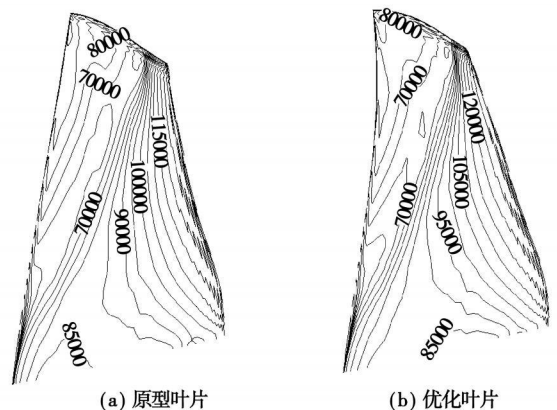


图 9 优化前后近吸力面静压对比

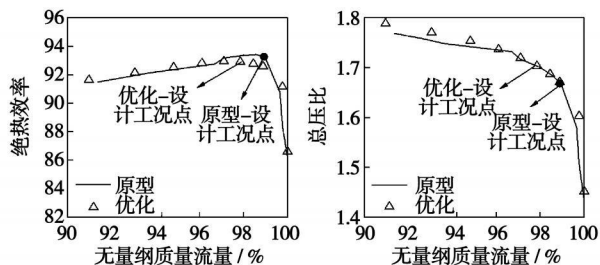


图 10 特性线对比

对于实际的工程应用来说,更为重要的是变工况性能的好坏。图 10 给出了优化后叶片与原型叶片的变工况性能对比,从图中可以看出变工况性能不是很理想。虽然在优化设计点对质量流量加了严格的限制,在优化设计点质量流量无明显变化,但是优化后叶片的阻塞流量有了明显增大,从初始的 34.61 kg/s 变为 34.96 kg/s。也正因为如此,实际上是优化后该工况在特性线上相对左移从而体现出了总压比的提高。由此可以说明单一工况点的气动优化设计存在一定的不足,对变工况特性的控制能力不佳,进一步进行多工况点的气动设计优化是势在必行的。

本文所进行的单工况点优化设计,对于 7 个变量的三维优化设计问题,只需 64 次的流场计算,应用哈尔滨工业大学推进理论与技术研究所的配置为 CPU2.8GHz、1.00G 内存的 P4 计算机,约 180 个机时即可获得较满意的优化设计,该三维优化系统的良好性能得到了很好的验证。

6 结 论

(1) 开发了基于三维雷诺 $N-S$ 方程的流场求解程序,并对 NASA Rotor67 动叶进行了数值验证。所开发程序较准确地模拟了内部流动细节,较精确地得到了总体性能参数。

(2) 开发了采用改进拉丁超立方体设计(IHS)选取样本点,三维雷诺平均 $N-S$ 方程求解流场,二次多项式响应面近似拟合,具有精英保留策略的遗传算法寻优的一整套气动优化设计体系。

(3) 应用所开发气动优化设计体系对 NASA Rotor67 动叶进行了弯掠两个自由度的气动优化设计。7 个设计变量只需 64 个样本点,也即 64 次流场求解就可获得全局优化结果,极大的降低了时间消耗。优化结果表明总压比提高了 1 个百分点。从而表明

了所开发优化设计体系的良好性能。

(4) 基于单工况点优化设计所得到的优化叶型的变工况性能不是很理想,进一步进行多工况点的气动优化设计势在必行。

参考文献:

- [1] 徐建中. 叶轮机械气动热力学的回顾与展望[J]. 西安交通大学学报, 1999, 33(9): 1-4
- [2] JANG C M. Optimal design of swept, leaned and skewed blades in a transonic axial compressor[R]. ASME GT 2006-90384, 2006.
- [3] ERNESTO BENINI. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004 20(3): 559-569
- [4] JUNE CHUNG, KI D LEE Shape optimization of transonic compressor blades using quasi-3D flow physics[R]. ASME Paper 2000-GT-489, 2000
- [5] DR SHAHROKH SHAHPAR A comparative study of optimisation methods for aerodynamic of turbomachinery blades[R]. ASME Paper 2000-GT-523, 2000.
- [6] AHN CHAN SOL, KIM KWANG YONG. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor[R]. ASME Paper 2002-GT-30445, 2002.
- [7] DAWES W N A numerical analysis of the three dimensional viscous flow in a transonic compressor rotor and comparison with experiment [R]. ASME Paper GT-86-16, 1986.
- [8] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001
- [9] BEACHKOFSKI B, GRANDHI R. Improved distributed hypercube sampling[R]. AIAA Paper 2002-1274, 2002

(编辑 董 斌)

· 书 讯 ·

《燃气轮机燃烧室》

作者根据多年对燃气轮机燃烧室的研究成果和经验,特别是近十年来先进燃烧室的研究成果,并系统总结了燃烧室的国内外技术发展状况而编写的一本专著。全书重点阐述了军用航空燃气轮机高温升燃烧室和民用航空燃气轮机及工业燃气轮机低污染燃烧室所涉及的关键技术及相关基础理论的发展。

读者对象: 燃气轮机技术人员, 燃烧室设计、研制及生产部门工程技术人员、管理人员, 高校学生。

2008 年 9 月出版

真空状态下不锈钢管束的凝结试验研究= **Experimental Study of the Condensation Process in a Stainless Steel Tube Bank under a Vacuum State**[刊, 汉]/WEI Yu-jun, SUN Feng-zhong, SHI Yue-tao, et al (College of Energy Source and Power Engineering, Shandong University, Jinan, China, Post Code: 250061)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2008, 23(6). — 577 ~ 580

At different vacuities and circulating water Reynolds numbers, a contrast experiment has been performed of the heat exchange performance of a surface-denatured stainless steel tube bundle and a common stainless steel one respectively. The results of the study show that the surface denatured stainless steel tube bundle can accelerate the realization of droplet condensation, enhancing the condensation heat exchange coefficient at the steam side by 1 to 2 times and the overall heat exchange coefficient by over 50%. As the vacuum range of the test can meet that of condensers in power plants, the stainless steel tube bundle thus treated can be used for thermal power plants. **Key words:** vacuum, droplet condensation, condensation heat exchange coefficient, overall heat exchange coefficient, condenser

非接触式汽轮机转子表面温度直接测量方法研究= **A Study of a Non-contact Type Direct Method for Measuring Turbine Rotor Surface Temperatures**[刊, 汉]/WANG Kun, LIU Chao, HUANG Shu-hong (College of Energy Source and Power Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan, China, Post Code: 430074)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2008, 23(6). — 581 ~ 585

A precise measurement of rotor surface temperatures is of major importance for the safe and economic operation of high-parameter steam turbines. A good anti-interference performance makes it possible for colorimetric temperature measurements to enjoy a splendid use prospect in high and intermediate temperature measurement applications. In the light of the foregoing, a measurement method was proposed to directly test the turbine rotor surface temperature by using optical fiber conduction and colorimetric theory. It has been found that if a PbSe detector working in a wave band around 3.8 μm is chosen, the temperature measurement system can operate in a range from 300 $^{\circ}\text{C}$ to 800 $^{\circ}\text{C}$, capable of effectively eliminating the interference of steam environment on the rotor wall temperatures, resulting in a relatively small temperature measurement error and meeting the needs for turbine rotor surface-temperature measurements. The influence of high parameter environment on the measurement system can hopefully be solved by using the technical means of small-diameter infrared optical fiber conduction. **Key words:** rotor temperature measurement, colorimetric temperature measurement, PbSe photoelectric detector, heat release electric detector, Matlab

跨音风扇转子弯掠结合的数值优化设计= **Numerical Optimization design of a Transonic Fan Featuring a Skewed-swept Rotor**[刊, 汉]/WANG Xiang-feng, HAN Wan-jin (College of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2008, 23(6). — 586 ~ 590

To study the influence of skewed-swept blades on the aerodynamic performance of a fan, an optimized design of transonic fan rotor NASA Rotor 67 was conducted by using a full three-dimensional flow field simulator program based on Reynolds-averaged Navier-Stokes equation and a genetic algorithm-based numerical optimization program. At first, an experimental verification was performed of the solver program of the three-dimensional Navier-Stokes equation which has been developed. The optimization program incorporating an overall optimization-searching ability and combining the genetic algorithm with a response plane method has been substantially improved. With a maximum total pressure ratio serving as a design objective, an aerodynamically optimization design was conducted of the NASA Rotor 67 featuring skewed-swept two degrees of freedom by using the above-mentioned optimization method. It has been found that the combined use of skewed and swept blades can effectively improve the flow conditions in the flow field. With mass flow rate and adiabatic efficiency strictly meeting relevant constraint conditions, the total pressure ratio can be increased by 1 percentage point. This indicates that the above optimization method is feasible. **Key words:** transonic fan rotor, optimization design, genetic algorithm, response plane