

基于叶片弯掠技术的优化设计

李 杨¹, 欧阳华², 杜朝辉²

(1. 青岛科技大学 机电工程学院, 山东 青岛 266061; 2. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200030)

摘 要: 在三维粘性流场的数值计算程序平台上, 利用 BP 神经网络和遗传算法, 通过叶片弯掠技术对一轴流风机的转子叶片的周向弯曲角度进行寻优, 以使风扇的气动性能进一步提高。通过对比优化前、后的叶轮发现, 优化之后的叶片呈现明显的周向前弯曲特征。测试结果显示, 其全压和气动效率分别提高了 3.56% 和 1.27%, 失速裕度大幅度拓宽 36% 以上, 上、下端部的损失进一步降低。

关 键 词: 周向前弯叶片; 人工神经网络; 遗传算法; 优化设计

中图分类号: TH432.1 文献标识码: A

引 言

随着计算机技术和各种寻优算法的不断发展, 在叶轮机械领域, 利用某些算法进行叶片的优化设计来提高叶轮的性能已经成为可能。许多学者利用遗传算法、模拟退火法、梯度法、响应面法等对各种叶轮的静子和转子叶型进行了优化设计, 结果显示, 一些优化方法可以进一步地提高叶轮的效率, 改善叶片表面的压力分布, 降低了边界层的流动损失, 同时也缩短了设计周期^[1~7]。

然而, 当前的优化设计多是针对改进二维叶型, 对于能够减小叶轮的内部流动损失、提高气动效率最为重要的手段之一的弯掠叶片技术^[8~10], 在叶片优化计算中应用的公开报道还比较少。

利用雷诺平均 $N-S$ 方程组数值计算程序, 基于人工神经网络 BP 算法和遗传算法的数值优化程序, 采用叶片弯掠技术对一轴流风扇转子叶片进行了优化设计, 通过寻找合适的周向弯曲角度, 来获得具有最优气动性能的风扇叶片, 并对优化前、后的叶片在叶片形状、气动性能以及出口流场进行了对比分析。

1 研究模型

以广泛应用的低压轴流风扇 T35 系列 5 号叶轮

的改进型作为原始叶轮, 其叶片的重心积迭线 (ABR) 由直线段 (AB) + 圆弧段 (BR) 构成, 它们的分界点位于 0.4 倍叶高处, AB 与 RO 的夹角约为 1.27° , 如图 1 所示。其叶片可以近似看作径向叶片, 原始叶轮的主要设计参数见文献^[11]。

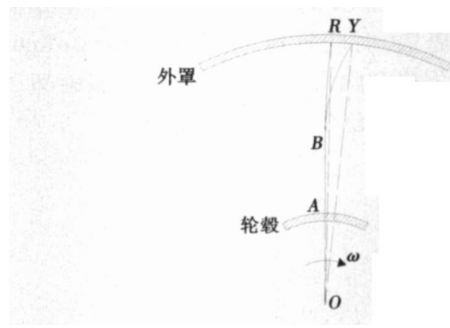


图 1 原始叶片与优化叶片积迭线形状的比较

2 网格划分和计算方法

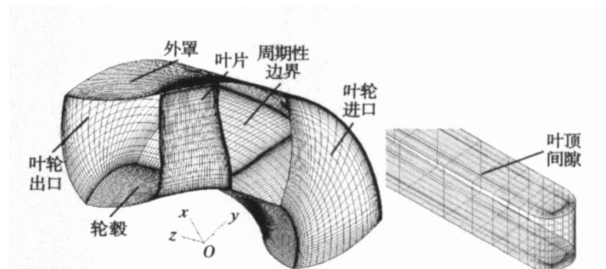


图 2 计算网格

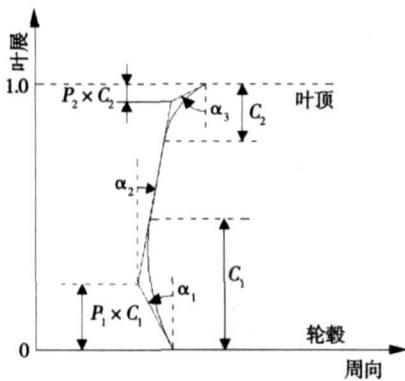
本次优化过程中的网格划分、流场计算以及后处理是利用 Numeca 公司的 CFD 软件完成的。在叶轮流场的优化计算中, 对原始叶轮采用结构化网格。计算网格分别位于叶片主流区和顶部间隙区, 如图 2 所示。由于 I 型网格受到叶片形状的影响较大, 进而影响优化过程中数据库样本, 因此, 主流区只采用 H 型网格。主流区网格点数分布为: 主流方向 \times 叶

展方向×跨叶片方向=129×73×65;顶部间隙区采用H型网格加O型网格,网格点数为65×17×13和161×13×13,即在叶顶间隙高度方向和叶片厚度方向分别取13个点。

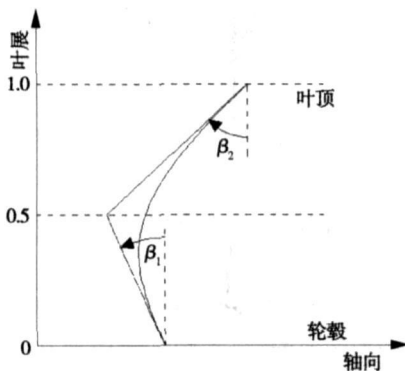
在建立数据库过程中,由于设计变量是在上、下限之间随机选取的,因此如果网格质量不高,很容易出现负网格,从而影响整个优化的顺利进行。本次优化过程的网格质量较高,网格的最小夹角超过了20°,在优化过程中未出现负网格。

计算流场为三维不可压缩粘性流动,采用时间平均法求解控制方程组加湍流方程的数值模拟方法,选用Spalart-Allmaras方程湍流模型来封闭上述方程组。采用守恒形式的有限体积法,中心差分格式进行空间离散,时间推进采用四步Runge-Kutta法,利用多重网格和隐式残差均化对流动实施加速收敛,同时也节约了整个优化设计的时间。

3 参数化叶片



(a) 叶片的周向控制



(b) 叶片的掠向控制

图3 叶片的重心积迭线的控制

叶型的参数化、积迭点在二维叶型上的选取和参数化三维叶片积迭线。原始叶片由八个叶高位置的二维叶型叠加而成,它们分别位于0%、25%、38%、50%、63%、75%、87%和100%径向叶高。二维叶型中弧线采用了二阶Bezier曲线进行控制。叶型轮廓线的压力边和吸力边都采用了三阶Bezier曲线进行控制,二维叶型的前、后缘都采用圆头形式。积迭点选位于叶型的重心(重心积迭线),通过重心积迭线来实现对三维叶片在圆周方向和掠向的控制。在圆周方向上,积迭线的形状采用直线加三阶Bezier曲线的组合形式;在掠方向上,积迭线的形状采用二阶Bezier曲线形式,如图3所示。

4 优化算法和设计过程

本文的数值优化方法采用人工神经网络(Artificial Neural Network,简称ANN)的反向误差传播(back-propagation,简称BP)算法与遗传算法(Genetic Algorithm,简称GA)相结合,其基本原理参见文献[12~13]。

选取叶片积迭线周向控制参数中的两个量作为本次优化的设计变量,如图3(a)所示的 α_2 和 α_3 ,而其它参数不变。换句话说,原始叶片重心积迭线中直线段AB(如图1所示)的形状在本次优化设计中始终保持不变,而只改变圆弧段的形状;建立数据库样本,本次优化共建立20个样本。利用随机的方式进行样本的采集,即对每一个样本,两个设计变量在其范围内进行随机取值,这样得到20个具有不同积迭线周向弯曲角度的叶片。对这些样本分别进行网格划分,在这个过程中剔除出现负网格的叶片样本;对剩余的每个样本分别进行数值计算,对计算结果未收敛或未达到收敛标准的样本进行剔除,最后得到真正用于优化设计的数据库样本。本次优化的所有20个样本全部通过网格划分和数值计算,都为可以利用的有效样本。

本次优化设计的目标函数为最大化叶轮的效率和压比,同时对流量的变化加以约束,以保持工况点基本不变。目标函数 $f(X)$ 表达式为:

$$f(X) = w_1 \cdot (1 - \eta)^k + w_2 \cdot [(P_{imp} - P) / P_{ref}]^k \tag{1}$$

其中: P_{imp} —计算中强加的叶轮全压比,它通常要远大于叶轮的实用值; P_{ref} —参考全压比,为了方便起见,这里取 $P_{ref} = P_{imp}$; P —叶轮全压比计算值; w_1 和 w_2 —权值,它们的数值大小取决于气动效率和全

对叶片的参数化表达主要包括:不同叶高位置

压升在本次优化设计中的相对重要性, 在这里都取 1.0; k 值取 2.0。

5 结果分析

5.1 叶片形状对比

对比优化前、后叶片重心积迭线形状如图 1 所示。图中 O 点是叶轮的轴心, A 点是轮毂与叶片重心积迭线的交点, B 点为重心积迭线直线段与圆弧段的交点, R 和 Y 点分别为原始叶片和优化叶片重心积迭线与叶顶的交点。可以看出, 优化之后的叶片沿圆周方向带有明显顺叶轮旋转方向弯曲的特征, 在这里称为周向前弯。图 4 给出了原始叶片和优化叶片的三维图。

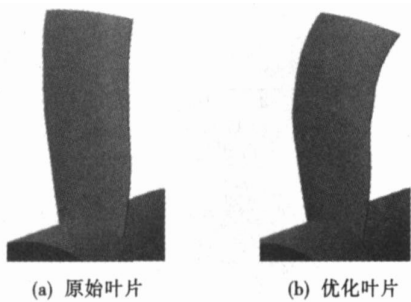


图 4 原始叶片与优化叶片的比较

5.2 气动性能分析

对于原始叶轮和优化叶轮的试验装置如图 5 所示。该试验台是按照通风机空气动力性能试验方法国家标准 GB/T1236—2000 搭建的^[14]。

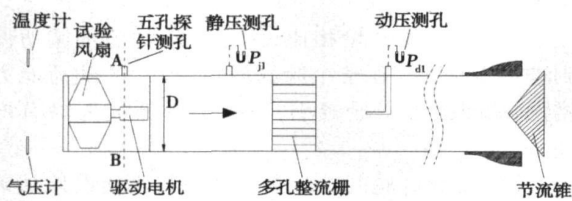


图 5 试验装置图

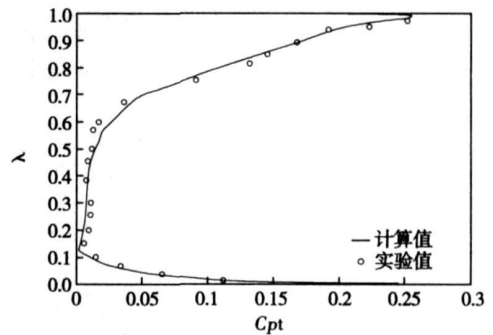
表 1 给出了原始叶片与优化叶片主要性能参数的对比。可以看出, 叶片经过在周向上的适当弯曲, 主要性能指标有了进一步的提高, 峰值全压效率提高了 1.27%, 全压提高了 3.56%, 而流量没有明显变化。另外, 经过优化之后, 叶轮的失速裕度也得到明显拓宽, 大约增加了 36%, 这进一步增加了叶轮在变工况下的稳定性。

表 1 原始叶片与优化叶片的气动性能参数比较

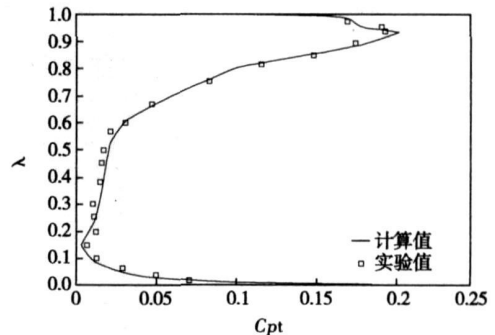
	原始叶片	优化叶片
全压系数	0.067 5	0.069 9
全压效率/ %	76.25	77.52
流量系数	0.246 5	0.248 4
失速裕度/ %	19.87	27.11

5.3 出口流场分析

图 6~图 8 给出了两个叶轮出口气动参数沿叶高分布的试验测量与数值计算结果, 计算结果与试验结果吻合得很好, 表明计算结果能够反映流场的实际情况。



(a) 原始叶轮



(b) 优化叶轮

图 6 原始叶片与优化叶片出口总压损失系数沿叶高分布

图 6 给出了出口总压损失系数沿叶高分布。与原始叶轮相比, 优化后的叶轮在上、下端壁附近区域的总压损失都明显减小, 而叶高中部的损失有所增加。由于优化叶片的重心积迭线在上半叶高向叶轮旋转方向明显弯曲 (如图 1 所示), 造成该位置指向转轴方向的叶片径向力明显增大, 从而削弱了旋转离心力的作用, 导致叶顶区域的低能量流体向叶高中部区域迁移, 减小了叶顶附近的损失。对于叶轮的下半叶高位置, 由于叶片重心积迭线形状并未改

变,因此叶根附近的低能量流体向叶高中部处迁移,造成叶高中部区域的损失有所增加。经过计算发现,优化叶轮的总损失要小于原始叶轮,说明叶片经过适当的周向弯曲能够使流动损失沿叶高方向分布更加合理,从而减小整个流场的损失,提高风扇叶轮的气动效率。

图 7 给出了出口全压升沿叶高分布。从具体分布情况来看,原始叶轮的最高压力点位于上半叶高,接近叶顶区域;而优化叶轮的最高压力点下移,位于叶高中部附近。由于原始叶轮沿整个叶高主要是受到离心力的控制,造成上半叶高的承载量增加;对于优化叶轮,由于叶片径向力的作用,造成上半叶高的离心力削弱,在下半叶高主要作用力未发生明显变化的情况下,最终导致叶高中部的载荷能力增加。经过计算发现,整个叶高的全压升,优化叶轮要高于原始叶轮。

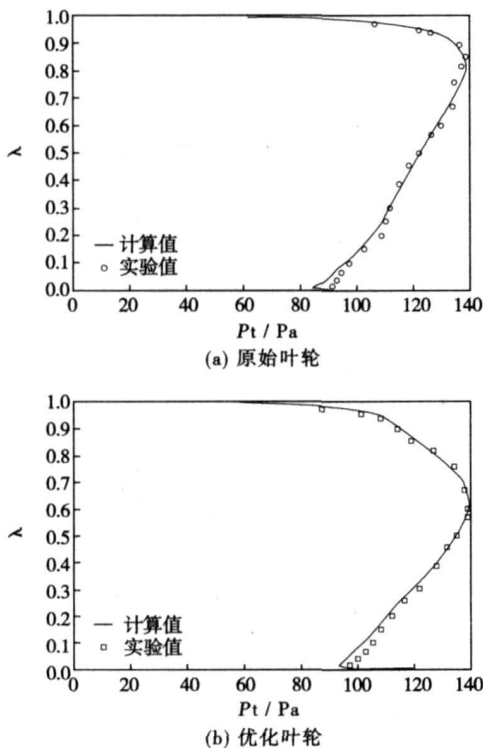


图 7 原始叶片与优化叶片出口全压沿叶高分布

图 8 给出了出口轴向速度沿叶高分布。与两个叶轮出口全压分布相似,原始叶轮流道内的最大流量集中在上半叶高区域,优化叶轮的最大流量集中在叶高中部附近。在叶根附近,优化叶轮的流速更大,这对于扩大叶轮的失速裕度创造了有利条件。以上结果也反映了叶片的周向弯曲能够影响流道内流量沿叶高的分布。

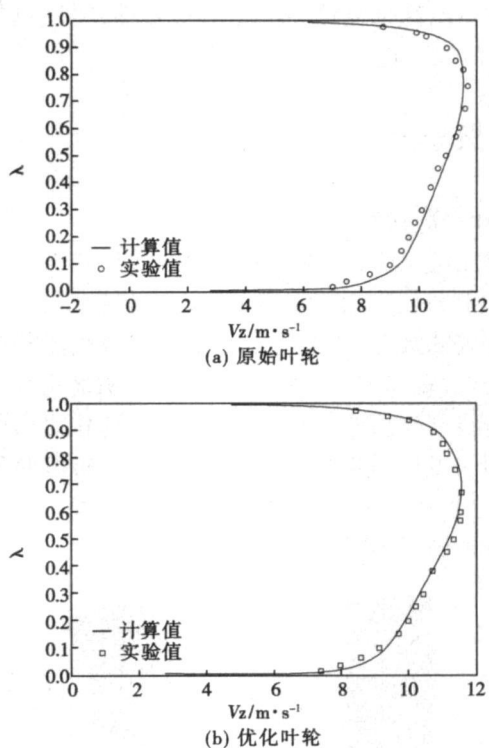


图 8 原始叶片与优化叶片出口轴向速度沿叶高分布

6 结 论

(1) 基于叶片弯掠技术,利用人工神经网络 BP 算法和遗传算法对轴流风扇转子叶片进行了优化设计,寻找到具有更优气动性能的周向弯曲叶片。在设计工况下与原始叶轮相比,优化叶轮全压效率提高了 1.27%,全压升提高了 3.56%,失速裕度拓宽了 36%以上。

(2) 与原始叶轮相比,优化叶轮的内部流动得到进一步改善。在整个叶高区域,叶片的载荷能力增强,端部损失明显减小,而叶高中部损失略有增加。

(3) 优化叶轮的试验测量结果与优化设计结果相一致,说明了本文所采用的优化计算程序在实际应用中是完全可行的。

参 考 文 献:

[1] 丰镇平,李 军,沈祖达.遗传算法及其在透平机械优化设计中的应用[J].燃气轮机技术,1997,10(2):13-22
 [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] MENGISTU T, GHALY W. Single and multipoint shape optimization of gas turbine blade cascades // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference[C]. Albarg: AIAA, 2004. 1652

- 1662
- [4] VASCELLARI M, DENOS R, VANDEN B R. Design of a transonic high-pressure turbine stage 2D section with reduced rotor/stator interaction // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004 [C]. Vienna: ASME, 2004. 1533—1543.
- [5] DEMEULENAERE A, LIQOUT A, DIJKERS R, et al. Design and optimization of an industrial pump: application of genetic algorithms and neural network // Proceedings of the ASME Fluids Engineering Division Summer Conference 2005 [C]. Houston: FEDSM, 2005. 1519—1527.
- [6] DEMEULENAERE A, LIQOUT A, HIRSCH C. Application of multi-point optimization to the design of turbomachinery blades // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004 [C]. Vienna: ASME, 2004. 1481—1490.
- [7] ISLEK A A. Optimization of micro compressor blades using CFD analysis and artificial intelligence // Proceedings of the ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference [C]. Honolulu: ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference, 2003. 2139—2146.
- [8] YAMAGUCHI N, TOMINAGA T, MITSUBISHI T. Secondary loss reduction by forward skewing of axial compressor rotor blading // Proceeding of 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress [C]. Yokohama: IGTC, 1991. 61—68.
- [9] SASAKI T, BREUGELMANS F. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 454—464.
- [10] BELIER M G, CAROLUS T H. Computation and measurement of the flow in axial flow fans with skewed blades [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 59—66.
- [11] 欧阳华, 李 杨, 杜朝辉, 等. 周向弯曲方向对弯掠叶片气动—声学性能影响的实验研究 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 668—674.
- [12] 李敏强. 遗传算法的基本理论与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2002.
- [13] 程相君. 神经网络原理及其应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [14] 通风机空气动力性能试验方法, GB/T1236—2000 [S].

(编辑 伟)

设计计算

轴流压气机径向间隙变化的考虑

据《Энергетика》2007 年 1~3 月号报道, 建造现代高效的轴流压气机必须与提高它们的可靠性和改进其气动性能有关, 而其关键技术之一是使转子叶片与静子部件之间径向间隙区域内的漏泄减到最少。该间隙越小, 漏泄就越少, 效率就越高。

为了估算在发动机各种工况下径向间隙的变化, 利用 ANSYS 软件计算中等功率的燃气轮机轴流压气机温度场以及转子和静子变形, 给出了在发动机启动和停机时, 轴流高压压气机末级工作叶片顶截面和机匣在径向间隙区域内的径向移动值随时间变化的计算结果。

对于所研究的发动机, 在启动以及从最小工况向最大工况过渡时存在转子与静子相碰的危险。所以, 考虑静子和转子不均衡的加热, 在规定径向间隙值时必须使该值增加 0.25 mm。

在从最大工况过渡到最小工况时, 观察到径向间隙的增加, 这将导致压气机效率降低。

为了均衡转子和静子加热的速度, 建议采取下列措施:

- (1) 采用向静子零件吹风散热;
- (2) 应用具有不同线膨胀系数值的材料;
- (3) 改变静子的结构。

必须进行燃气轮机变工况时的强度计算, 以便查明径向间隙值的变化并正确规定间隙值。

(吉桂明 供稿)

nular turbine cascade by using LDV method to study the impact of hole jet flow on the flow field in an annular turbine cascade. The test results show that due to the influence of hole jet flow a return flow zone will be formed downstream of the hole near the blade surface. The speed in the return flow zone will be gradually lowered with an increase of the distance away from the hole at the downstream. Meanwhile the jet flow will produce a reverse vortex pair during its mingling and dilution with the main flow. At the blade suction and pressure surface due to the difference in wall surface curvature, incoming-flow boundary layer status and pressure gradient, the mingling and dilution of the jet flow with the main flow as well as the structure of flow field will also be somehow different. At the pressure side, the reverse vortex pair formed by the mingling and dilution of the jet flow and the main flow is relatively evident and the range of area influenced by the wake of the jet flow is also much larger than that at the suction side. **Key words:** LDV (laser-Doppler velocimetry)-based measurement, annular turbine cascade, hole jet flow, three-dimensional average velocity

涡轮叶片用渗 Al 涂层高温氧化行为 = **High-temperature Oxidation Behavior of Aluminized Coatings on Turbine Blades** [刊, 汉] / WANG Yong-gui, QIU Er-ni, YANG Li-fa (Gas Turbine Design Department, CSIC No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036), DING Ming-hui (College of Material Science and Chemical Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2007, 22(6). — 601 ~ 604

By adopting a slurry process an aluminized coating is formed on the high-temperature nickel-base alloy surface of blade material K4104. By making use of static-state high-temperature oxidation and various physical testing methods, studied was the protective performance of the aluminized coating. An in-depth analysis was performed of the oxidation dynamic characteristics and the morphological change of an oxide film during the test process. The test results show that the aluminized coating has improved the oxidation-resistance performance of the alloy. A long-duration high-temperature oxidation can lead to the emergence of cavities between the aluminized coating and basal body, resulting in the peeling-off of the oxide film and the weakening of the oxidation-resistance performance of the coating to a certain extent. **Key words:** turbine blade, aluminized coating, oxidation dynamics, oxide film morphology, short-circuit passage

基于叶片弯掠技术的优化设计 = **Optimized Design Based on Skewed and Swept Blade Technology** [刊, 汉] / LI Yang (College of Electromechanical Engineering, Qingdao University of Science and Technology, Qingdao, China, Post Code: 266061), OUANG Hua, DU Zhao-hui (School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200030) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2007, 22(6). — 605 ~ 609

By utilizing a BP (back propagation) neural network and genetic algorithm on a program platform for the numerical calculation of three-dimensional viscous flow fields, the circumferential bending angle of rotor blades in an axial compressor was optimized through the use of skewed and swept blade technology to further improve the aerodynamic performance of the fan. It has been found through a comparison of the blade wheels before and after the optimization that the blades thus optimized exhibit obvious characteristics of being circumferentially forward-skewed. The testing results show that the total pressure and aerodynamic efficiency have increased by 3.56% and 1.27% respectively with the stall margin being significantly extended by over 36% and the losses at both the upper and lower end further reduced. **Key words:** circumferential forward-skewed blade, artificial neural network (ANN), genetic algorithm (GA), optimized design

单级轴流氦气压气机空气模拟气动性能数值分析 = **Numerical Simulation Analysis of the Aerodynamic Performance of a Single-stage Axial Helium Compressor with Air Serving as the Working Medium** [刊, 汉] / ZHU Rong-kai, ZHENG Qun (College of Material Science and Chemical Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001), JI Guang (Naval Representative Office Resident at CSIC No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036), ZOU Ji-guo (CSIC No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2007, 22(6). — 610 ~ 614

Being the fourth generation of an advanced reactor type, HTGR-10 (modular high-temperature gas cooled reactor) features a simple system, safe and reliable operation as well as high cost-effectiveness etc. Furthermore, the performance of the he-