

后置蜗壳斜流叶轮内部射流—尾迹数值研究

楚武利, 杨 泳, 吴艳辉, 张 夏

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 采用商业软件 Numeca 的 Fine/Turbo 模块, 对包含斜流叶轮、蜗壳一体的斜流风机进行整机计算, 并在与已有试验数据进行了较好吻合的基础上, 对其内部流场进行详细的数值分析, 证实斜流叶轮内部也存在离心式叶轮中古典的射流—尾迹结构。研究表明: 由于蜗壳高度非对称性, 使各叶轮内部射流—尾迹结构也完全不同。进一步研究表明, 造成这一现象的根本原因在于非对称蜗壳的存在改变了叶轮顶部的叶顶泄漏流动。

关 键 词: 斜流叶轮; 蜗壳; 尾迹; 射流; 叶顶泄漏流

中图分类号: TH43 文献标识码: A

1 前 言

众所周知, 离心式叶轮和混流式叶轮出口流场常呈现出“射流—尾迹”的流动结构。这种复杂的非均匀流动结构对叶轮机械的效率和噪声特性有着重要的影响。早在 1960 年, Robert 等人在实验离心水泵时根据叶轮出口速度提出射流—尾迹结构^[1]; Eckardt 对一高速径向离心叶轮进行了详细的实验研究和内部流场分析^[2~3], 指出在离心叶轮曲率及哥氏力的共同作用下, 吸力边附面层不断增厚, 将主流不断推向压力边, 形成“射流—尾迹”结构; Krain 对其自行设计高速后弯离心叶轮进行了详细的试验研究和数值研究^[4~9], 指出在不同转速下不同工况点下其不同的“射流—尾迹”结构, 并得出这种“射流—尾迹”结构在出口附近由于叶顶泄漏流的作用会逐渐减弱; M. D. Hathaway 对一低速大尺度离心叶轮进行了详尽的试验和数值研究^[8~9], 指出在这种低速大尺度叶轮中也存在与高速叶轮类似的“射流—尾迹”结构^[2]; K. Hillewaert 采用对斜流叶轮进行非定常无粘计算耦合蜗壳定常计算的方法对叶轮—蜗壳整体进行计算^[10], 得出叶轮与蜗壳的相互作用导致蜗壳流场高度不对称性; 杨策等人针对 Krain 叶

轮叶进行了一些数值研究^[11]。

使用商业软件 Numeca 的 Fine/Turbo 模块, 对某包含斜流叶轮与蜗壳一体的斜流风机进行整机计算, 重点分析在蜗壳高度不对称结构下该斜流叶轮内“射流—尾迹”结构。

2 网格生成及求解方法

2.1 模型的选取

利用 DES 公司的三维造型软件 UG, 以某斜流风机作为研究对象, 该风机叶片数为 13。利用 UG 与 IGG 通用接口格式 IGES 建立蜗壳部分的数学模型并生成网格, 叶轮部分网格利用 Numeca 商业软件中的 AutoGrid 模块生成, 最后在 IGG 中对接形成整个区域的计算网格。由于蜗壳出口处存在很大的漩涡, 且涡的强度和位置均呈现周期性变化, 因此在蜗壳出口加了出口延长管道, 长度是出口当量直径的 5 倍。

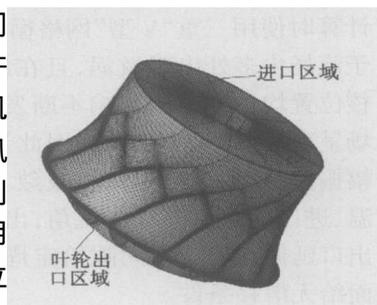


图 1 叶轮网格



图 2 蜗壳网格

2.2 网格生成

采用分区分块网格生成方法将复杂的几何区域

收稿日期: 2005-09-09; 修订日期: 2005-12-09

基金项目: 西北工业大学研究生创新种子基金资助项目(Z200536)

作者简介: 楚武利(1962—)男, 陕西兰田人, 西北工业大学教授。

分割成若干简单的小块,然后将每一小块区域单独生成合适的网格,最后将所有的网格耦合起来。整个计算区域分为叶道区、蜗壳区及中间过渡区。叶道区利用 Numeca 中专门针对叶轮机械部分网格生成模块 AugoGrid 生成(见图 1)。蜗壳部分网格利用 UG 与 IGG 通用接口建立数学模型,利用多块网格技术进行划分(见图 2)。其中叶片为钝头结构,尾缘部分采用单独的网格块,叶顶间隙采用蝶形网格生成,分内外两层网格结构。过渡区网格采用 H 型网格结构,整个计算单元总数为 1 525 918。

2.3 计算方法及边界条件

商业计算软件 Numeca 使用时间相关法求解 Reynolds 时均方程,为了快速计算各种复杂流场,该软件采用多块/多重网格的计算技术,并有多种可供选择的对流项离散格式和湍流模型。本文计算采用 $B-L$ 代数模型,对流项采用中心差分并结合四阶耗散项,时间推进选用四阶显式 Runge-Kutta 方法。计算时使用三重“V 型”网格循环, CFL 数取值 3。由于流场中多处出现漩涡,且在出口处涡核强度和涡核位置均受上游的影响不断发生变化,因此整个流场呈现一定非定常特性,因此当进出口流量发生小幅振荡,可基本认为计算收敛。计算时给定进口总温、进口速度及进口气流角,出口给定背压,叶轮进出口延伸区和叶顶间隙给定周期条件,绝热固体壁面给无滑移条件。

3 计算结果及分析

3.1 计算结果与实验结果的比较

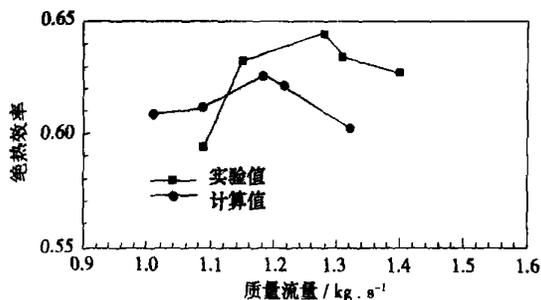


图 3 等熵效率曲线图

数值计算采用与实验条件完全一致的不同设计工况点下进行,额定转速为 16 014 r/min,大气温度 30 °C,大气压力 100.5 kPa,进口轴向进气,给定静温和轴向进口速度,出口给定背压为大气压力。图 3 和图 4 分别给出了实验和计算的绝热效率、总压比

随流量变化的性能曲线图。从图中可以看出,计算性能与已有的实验数据吻合较好,误差均在 5% 以内。但由于计算模型中忽略叶轮外壁厚度导致顶部间隙增大,泄漏流动增强,导致流量、效率均有所降低,而压比比实验值均普遍偏高。另外,网格数目、网格质量、数值结果带有一定的非定常波动特性均对计算结果产生一定的误差。

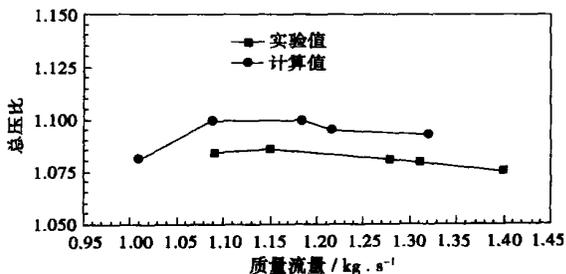


图 4 总压比曲线图

3.2 射流-尾迹结构分析

由于蜗壳结构的非对称结构,叶轮内部的流场结构也必然受其影响而完全不同。图 5 为叶片与蜗壳相对位置示意图,从图中可以看出,该斜流叶轮为后弯式,其后弯角度为 60°,其中阴影部分为叶片 1 和叶片 5。图 6 为峰值效率下和大流量下各个叶片通道的流量分布,对比图 6(a)、(b),可以看出由于蜗壳的影响,各通道的流量变化很大,最大流量通道也随工况的变化而变化,但对比两图可以发现,流量变化的趋势基本一致,最大流量也都在近蜗壳出口处,这是由于在近出口处蜗壳对叶轮的堵塞作用明显减弱,但从两图可以明显看出在第十个叶片通道处仍然有较大流量,这可能是由于在建立模型时并没有忽略由于装配原因对蜗壳进行切削引起附近叶轮与蜗壳不匹配造成的。

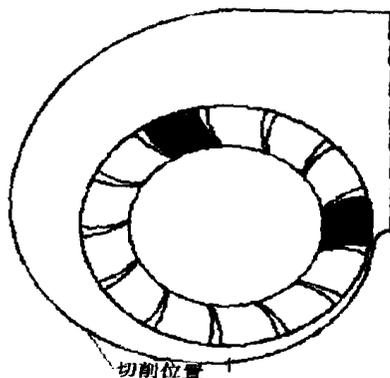


图 5 各个叶片示意图

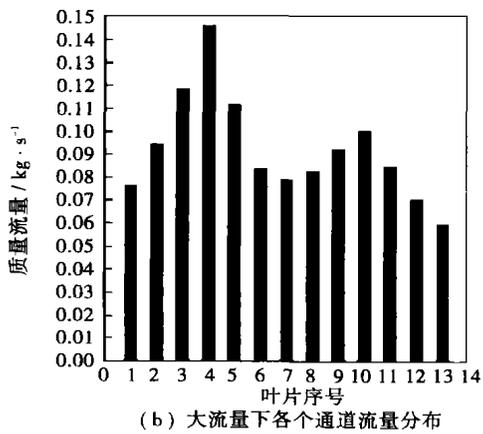
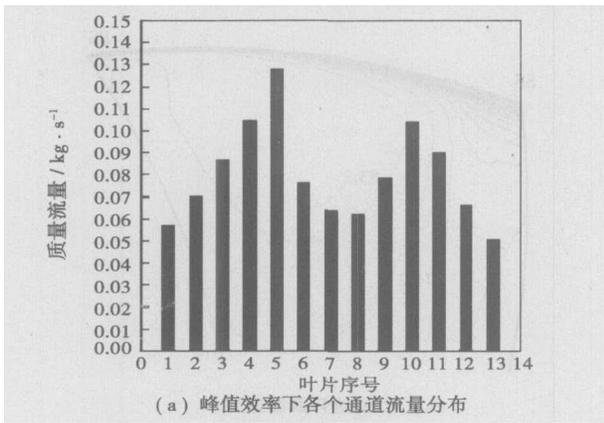


图 6 不同工况下叶片通道流量分析

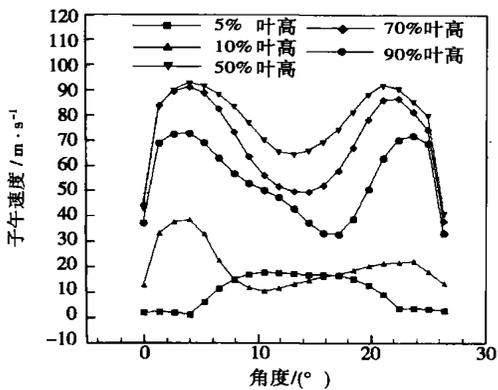


图 7 叶轮 1 出口子午速度径向分布

图 7~图 10 分别表示峰值效率下两个大流量和两个小流量出口子午面速度 c_m 沿叶片高度的分布图, 这里纵坐标 c_m 采用 M. D. Hathaway 中的定义方式^[9], 即与出口截面网格方向垂直, 横坐标从压力边指向吸力边。从图中可以看出, 这 4 个叶轮出口沿径向子午面速度由于位置的不同, 出口速度分布相差很大, 其中叶轮 5 和叶轮 10 分布相似, 只是在 90% 叶高

处出现尾迹, 进一步分析可知这是由于叶顶泄漏引起的。而从图 7、图 10 可以看出, 叶轮 1、叶轮 13 的尾迹沿径向向压力边移动, 且渗透到 50% 叶高处, 仔细分析叶轮 1 通道内相对马赫数分布(见图 11), 叶轮 1 由于蜗壳蜗舌处堵塞更严重, 70% 叶高附近出现大面积堵塞, 这是由于叶顶泄漏涡引起的。

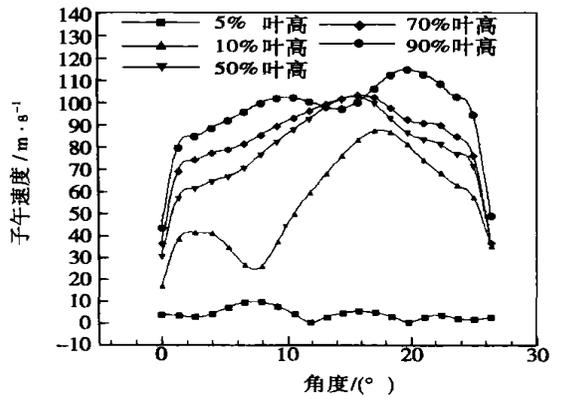


图 8 叶轮 5 出口子午速度径向分布

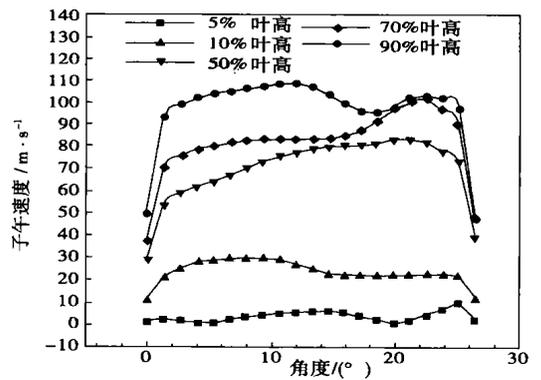


图 9 叶轮 10 出口子午速度径向分布

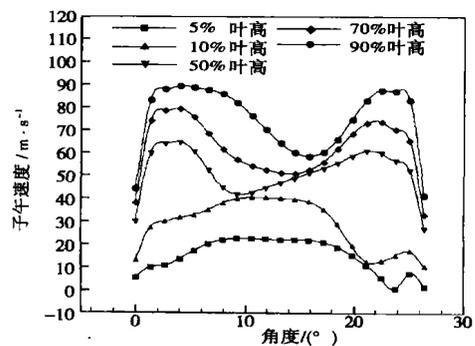


图 10 叶轮 13 出口子午速度径向分布

图 12、图 13 分别是叶轮 1、叶轮 5 两个通道内

部沿子午面方向进口处和中间截面(垂直于机匣)的子午面速度等直线图。从图 11 中可以看出,叶轮 1 发展到中间截面时,沿叶高约 70% 处出现一股低速流体堵塞通道,进一步分析这股低速流体沿径向不断发展,且向压力边移动。相比而言,叶轮 5 并没有低速流体出现,只是在叶顶间隙处由于泄漏涡的影响堵塞极小部分流道。

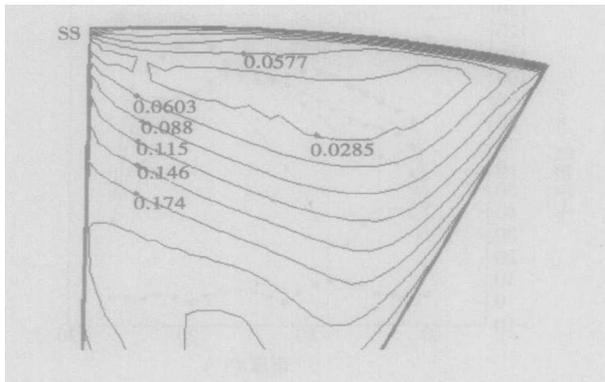


图 11 叶轮 1 中间截面
相对马赫数分布

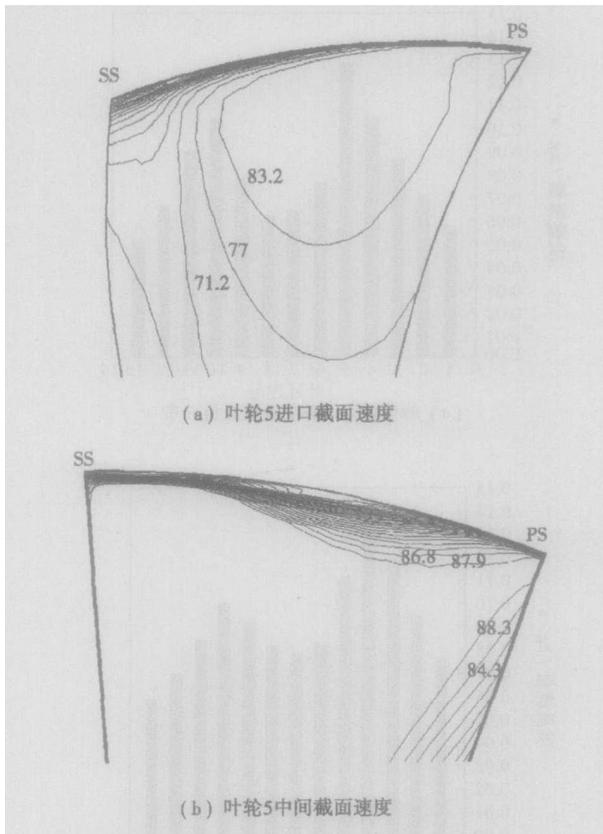


图 13 叶轮 5 速度沿子午方向变化

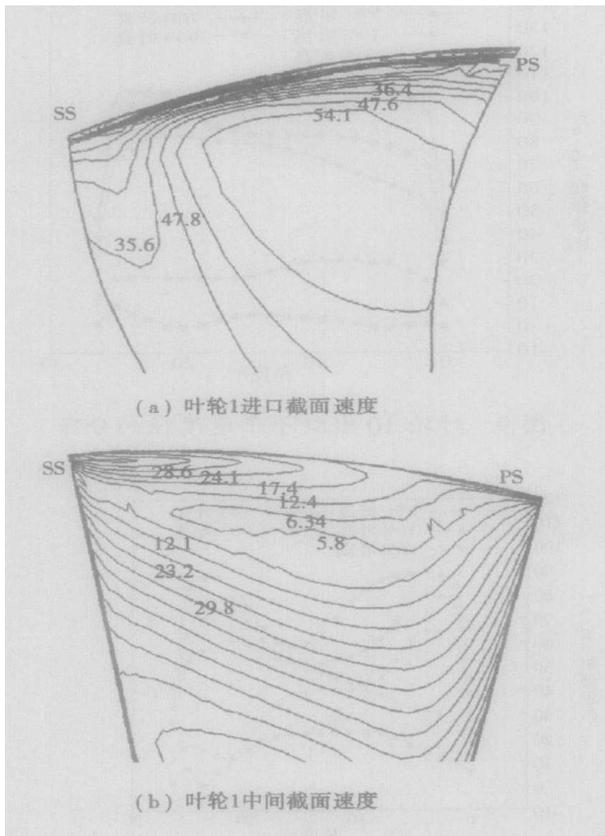


图 12 叶轮 1 速度沿
子午方向变化

4 结 论

(1) 本次数值计算设计点性能与实验结果吻合较好,可以为实验结果提供理论基础和验证,并为进一步特性试验提供指导。

(2) 后置蜗壳叶轮的计算用传统的单通道模式或者叶轮与蜗壳分开计算的模式很难准确把握,而用整机耦合的方式可以较好地模拟实际情况。

(3) 在斜流叶轮出口也存在射流—尾迹结构,且这种射流—尾迹结构受蜗壳影响很大。在蜗壳进出口处,射流—尾迹结构不明显,在堵塞面积大的叶轮出口,射流—尾迹结构很明显。

参考文献:

[1] ROBERT C. DEAN J R. YASUTOSHI SENOO. Rotating wakes in vaneless diffuser[J]. *ASME Journal of Basic Engineering*, 1960 (9): 563-574.

[2] ECKARDT D. Instantaneous measurements in the jet-wake discharge flow of a centrifugal compressor impeller[J]. *Journal of Engineering for Power. Trans ASME Series A*, 1975, 97(3): 337-346.

[3] ECKARDT D. Detailed flow investigations within a high-speed centrifugal compressor impeller[J]. *ASME Journal of Fluid Engineering*, 1976, 98: 390-402.

(下转第 263 页)

3.3 周向总压畸变对风扇特性的影响

文中分别计算了均匀进气和畸变度 $DA_p=0.1$ 、畸变角 $\theta_{Dp}=60^\circ$ 、 90° 时的风扇特性。如图 12 所示,将均匀进气条件下与总压畸变条件下的风扇特性线进行比较,可以看出,进口流场周向畸变时,效率线下移,压比和效率降低,风扇的稳定工作范围减小,性能变差;而且随着畸变角度增加,曲线下移幅度越大,风扇性能越差。

4 结 论

(1) 全周数值模拟能够清晰描述流场参数沿周向分布情况。

(2) 周向总压畸变引起进口流场参数的重新分布,造成高低压区边界上有明显的周向测流。

(3) 对于单畸变区的扰动,进口总压的一阶分量影响最大。总压畸变经动叶后明显衰减,但是由于叶列间相互干扰,使得动叶出口其它高阶分量增强。随着畸变角度增加,畸变扰动和叶列间干扰明显增强。

(4) 进口总压畸变经过风扇传递的同时,引起总温畸变。由于转子对高低压区的加功量不同,顺

着转子的旋转方向,从高压区向低压区过渡处,总压、总温均有一个低谷值,而从低压区向高压区过渡处均有一个高峰值。

(5) 单畸变区进口总压畸变使风扇气动性能变差。并且在畸变度相同时,畸变角越大,对风扇的负面影响也越大。

参考文献:

- [1] 刘大响,叶培梁.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004.
- [2] CHERRETT M A, BRYCE J D, GINDER R B. Unsteady three-dimensional flow in a single-stage transonic fan; Part I: unsteady rotor exit flow field[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1995, 20(3): 569-575.
- [3] GOVARDHAN M, VISWANATH K. Effect of circumferential Inlet flow distortion and swirl on the flow field of an axial flow fan stage[R]. ASME Paper 96-GT-263, 1996.
- [4] COUSINS W T, GEORGES M J, REZAEI H. Inlet distortion testing and analysis of a high-bypass ratio turbofan engine[R]. ISABE Paper 2003-1100, 2003.
- [5] DORNEY D J, SCHWAB J R. Unsteady numerical simulation of radial temperature profile redistribution in a single-stage turbine[R]. ASME Paper, 95-GT-178, 1995.
- [4] KRAIN H. A CAD-method for centrifugal compressor impellers[J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984, 106: 482-488.
- [5] HAH C, KRAIN H. Secondary flows and vortex motion in a high-efficiency backswpt impeller at design and off-design conditions[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1990, 112: 7-13.
- [6] KRAIN H. A study on centrifugal impeller and diffuser flow[J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1981, 103: 688-697.
- [7] KRAIN H. Swirling impeller flow[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1988, 110: 122-128.
- [8] HATHAWAY M D, CHRISS R M. Experimental and computational investigation of the NASA low-speed centrifugal compressor flow field[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1993, 115: 527-542.
- [9] HATHAWAY M D. Laser anemometer measurement of the three-dimensional rotor flow field in the NASA low-speed centrifugal compressor[R]. TP-3527, NASA, 1995.
- [10] HILLEWAERT K, VAN DEN BREMBUSSCHE R A. Numerical simulation of impeller-volute interaction in centrifugal compressors[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1999, 121: 603-608.
- [11] 杨策,索沂生,朱伟.反弯角达 30° 离心压气机叶轮内部流场的数值研究及改型设计[J]. *动力工程*, 2000, 20(1): 580-584.

(渠源 编辑)

(渠源 编辑)

(上接第 258 页)

The thin-layer activation method is a kind of nuclear method for the dynamic and qualitative measurement of wear-and-tear of specified parts and components with no need for system disassembly. This method features high sensitivity, an ability to perform on-line detection, and low radioactivity etc. The working principles and relevant techniques of the thin-layer activation method are described. Its application to the on-line and off-line measurement of wear of turbine blades has made it possible to realize an off-line monitoring of cavitation-caused wear for three kinds of turbine blades and an on-line monitoring of same at specified locations for two kinds of turbine blades. A detailed test and detection procedure is given. Through tests lasting 53 hours, the worn-out mass actually measured of the blades is identical to that obtained by using a weighting method. The standard error of average measured values is $\pm 0.2 \mu\text{m}$. **Key words:** turbine blade, thin layer activation method, wear

对旋叶栅级间内流干涉的数值研究 = **Numerical Study of Interference of Inter-stage Flows in a Counter-rotating Cascade** [刊, 汉] / XIAO Peng, WANG Jun (College of Energy Sources and Power Engineering under the Central China University of Science and Technology, Wuhan, China, Post Code: 430074) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2006, 21(3). — 249 ~ 254

With a whole counter-rotating axial fan serving as an analytic model and through the use of software Fluent and the adoption of SIMPLE algorithm, conducted was a numerical simulation of interference flows between two stages of moving blades in the model. This has been accomplished after solving a full three-dimensional Reynolds time-averaged $N-S$ equation. By combining the numerical simulation results obtained from a steady flow analysis with the flow characteristics of the counter-rotating fan, the flow field distribution of stream surfaces in different circumferential planes $S1$ and different radial planes $S3$ in the two stage impeller of the counter-rotating axial fan was given and the interference phenomenon and mechanism of two stages of the counter-rotating fan has been revealed qualitatively and quantitatively. It has been found that in the inter-stage flow field between counter-rotating impellers, relatively speaking, the wake interference effect of the front-stage impeller is stronger than that of the rear stage impeller under the action of potential energy. **Key words:** counter rotating, cascade, numerical simulation, interference

后置蜗壳斜流叶轮内部射流—尾迹数值研究 = **A Numerical Study of the Jet-flow Wake in the Oblique Flow Impeller of a Rear-mounted Volute Housing** [刊, 汉] / CHU Wu-li, YANG Yong, WU Yan-hui, et al (Power and Energy Source College under the Northwest China Polytechnical University, Xi'an, China, Post Code: 710072) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2006, 21(3). — 255 ~ 258, 263

A Fine/Turbo module of commercial software Numeca was used to conduct the whole-machine calculation for an oblique flow blower incorporating an oblique flow impeller and a volute housing as an integrated whole. Moreover, on the basis of having achieved a relatively good agreement with the already available test data, a detailed numerical analysis is performed of its inner flow field, which confirms that inside the oblique flow impellers, there also exist classic jet-flow wake patterns specific to a centrifugal impeller. The research results show that due to a highly nonsymmetrical nature of the volute housing, the jet flow-wake inside various impellers also features totally different patterns. A further study indicates that the basic reason leading to the emergence of this phenomenon lies in the presence of a nonsymmetrical volute housing, which changes the blade-tip leakage flow at the top of the impellers. **Key words:** oblique flow impeller, volute housing, wake/jet flow, blade-tip leakage flow

总压畸变对小型风扇气动影响的数值模拟 = **Numerical Simulation of the Impact of Total-pressure Distortion on the Aerodynamic Performance of Small-sized Fans** [刊, 汉] / SUN Peng, FENG Guo-tai (Energy Source College under the Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001), KUI Dong-wei (Harbin Vocational Col-