

# 跨音速压气机中展弦比 对弯掠叶片气动性能影响的分析

张永军<sup>1</sup>, 冯国泰<sup>2</sup>, 王会社<sup>1</sup>

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190; 2. 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:** 将一跨音速静叶栅数值计算结果与实验结果进行了比较, 表明计算与实验结果吻合的较好。为了讨论跨音速压气机中弯掠叶片适用的展弦比条件, 在  $0^\circ$  攻角下, 展弦比为 1.25、1.50 和 2.00, 对  $0\sim 30^\circ$  弯掠叶片流场进行了数值分析, 结果表明, 当  $10^\circ$  弯掠角时, 小展弦比弯掠叶片对叶片性能影响较为明显; 而在  $20^\circ$  弯掠角时, 大展弦比弯掠叶片对叶片性能影响较为明显。弯掠叶片使前缘激波转化为斜激波, 并减弱了通道激波的强度, 因而降低了叶栅激波损失。可以证明, 在跨音速条件下展弦比的大小是如何使用弯掠叶片的一个重要的参考因素。

**关 键 词:** 扩压叶栅; 弯掠叶片; 折转角; 展弦比; 跨音速压气机

中图分类号: TK474.8 文献标识码: A

## 引 言

随着对弯、掠叶型空气动力学研究的深入展开, 在过去的几年中, 压气机中局部叶型弯曲的成熟使用, 已经吸引了越来越多的研究者注意, 同时这也被认为是进一步改进压气机性能的方法。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。Wadia 等人为了减小 F118-GE-100 发动机的全长, 在风扇支杆架前部使用了非对称静叶布置<sup>[1]</sup>, 发动机测试结果表明压气机稳定裕度提高了  $1.5\% \pm 1\%$ 。Gümmer 等人在高负荷跨音速压气机静叶先进的三维叶型概念中利用了前掠和正弯叶型的空气动力学影响<sup>[2]</sup>, 并在 BR710 航空发动机风扇静叶中成功应用。而 Lyes、Bhaskar 和陈浮等人更是将弯掠联合成型的技术使用到了低速压气机当中<sup>[3~5]</sup>。Lyes 对 Cranfield 学院的 C147

实验压气机的第四级动静叶使用 TRANSCode-3D 三维粘性程序进行了弯掠设计, 并对前缘做了部分修型, 整机实验表明设计工况下压气机总效率提高  $1.5\%$ , 近失速点工况时效率增加  $3\%$ 。Bhaskar 对单列静叶的弯和掠的两种积迭型式叶片的效果作了对比, 根据 Sasaki 的经验<sup>[6]</sup>, Bhaskar 选取了  $30^\circ$  前掠叶片和  $15^\circ$  正弯叶片, 研究了在改变积迭线的同时也改变了弦长、冲角、安装角和展弦比, 他指出存在多种因素决定弯、掠叶片的作用效果。跨音速动叶中的激波对增压加功起着重要作用, 但是激波的存在也对跨音速压气机设计者提出了新的挑战, 如激波损失、吸力面上激波与附面层的相互作用等。陈矛章教授指出<sup>[7]</sup>, 开展子午面内前掠动叶的实验研究是提高失速裕度和抗畸变能力的有效途径。周盛教授及其课题组做了大量的有关弯掠空气动力学设计方面的研究工作<sup>[8]</sup>, 如: 合理利用和控制三维激波准则的探索、前缘弯掠运动学问题研究、前缘曲线相对掠对压气机气动性能和失速裕度影响最优化问题研究。本研究通过改变展弦比分析弯掠叶片气动性能的变化, 目的是研究展弦比大小对弯掠叶片作用的影响, 为今后的弯掠叶片优化设计提供参考。文献 [9] 也进行了类似的研究, 它所考虑的影响条件是稠度。

## 1 数值计算方法及校核

计算采用了 Fluent 商业软件的联合显式求解器, 湍流模型为低雷诺数  $k-\epsilon$  的 Realizable 模型, 差分格式为二阶对称 TVD 迎风格式。超跨音速实验数据来源于文献 [10~11], 其几何参数如表 1 所示, 实验进口为 1.0919 马赫数, 无人工增厚附面层。计算进口总压为 110 000 Pa, 湍流度为  $1\%$ , 出口静压

收稿日期: 2008-09-08; 修订日期: 2008-11-17

基金项目: 国家自然科学基金重大基金资助项目 (90718025)

作者简介: 张永军 (1977-) 男, 陕西府谷人, 中国科学院工程热物理研究所助理研究员。

为 70 000 Pa。为降低边界数值反射所带来的误差,计算的进出口延长段都取 2 倍的弦长。计算几何参数与实验相同。图 1 为计算网格,分 3 个网格块,包括 1 个环叶片的 O 型网格和进出口各 1 个 H 型网格。网格  $Y^+$  最大为 5,离开壁面第 12 个网格雷诺数  $Re_{y^+} < 200$ 。

表 1 实验几何参数

	数值
叶高/mm	167.5
稠度( $b/t$ )	1.43
弦长/mm	125
展弦比( $h/b$ )	1.34
节距/mm	87.5
安装角 $\beta_g/^\circ$	48.0

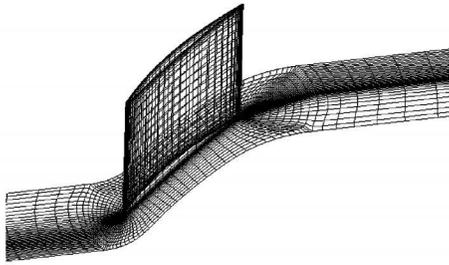


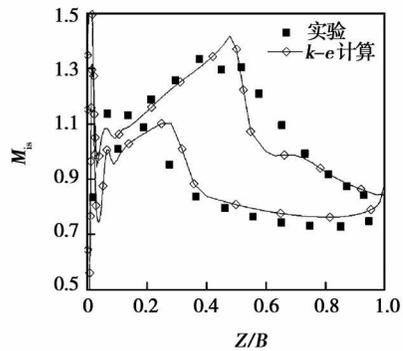
图 1 计算网格

表 2 列出了跨音速实验和计算的部分进出口总参数,尽管二者的绝对值存在一些差别,但从定性角度出发它们吻合得比较理想。图 2(a)中计算的出口马赫数要比实验高一些。计算激波前  $M_{\max} = 1.46$  要比实验的 1.34 高,其原因可能是因为计算为全湍流,而实验还存在着层流到转捩到湍流的变化。图 2(b)左图给出了实验测得的端壁上等熵马赫数的等值线分布,右图为计算所得的马赫数分布。实验图显示一正激波与吸力面交于 40% 弦长位置,而计算结果的正激波与吸力面的位置稍向前缘移动。此外计算进出口的等熵马赫数值分别为 1.138 和 0.845,要比实验的 1.12 和 0.78 都大一些,而激波前后的马赫数的差别很小。图 3 为对比计算和实验结果的两个叶栅内的  $S_3$  截面和一个尾迹区截面的总压云图。在计算结果中可以看到,对应吸力面角区的一个 1/4 圆形的低压区,而实验结果中的相同位置的低压区更象一个 1/4 椭圆形。在流道内,实验测得吸力面上附面层的厚度从 50% 叶高到 20% 叶高附近逐渐减薄,而计算结果对这一现象捕捉得并不好。在尾缘下游截面上,实验的尾迹掺混区宽度

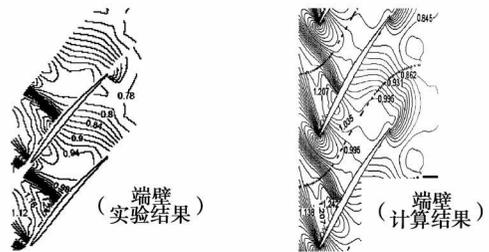
要明显大于计算结果,而角区的高损失区吻合的较好。综合计算和实验结果各参数的对比,可以看出本研究计算结果与实验结果吻合得较好,反映了跨音速叶栅的流场特征。而对于实验与计算结果之间出现的差异,究其原因存在以下可能:(1) 计算的全湍流假设;(2) 计算方法对激波的捕捉能力;(3) 计算与实验后处理方法的差别;(4) 计算与实验的进出口工况并不完全一致等。

表 2 实验与计算的气动总参数比较

	实验值	计算值
进口马赫数 $M_1$	1.091 9	1.091 0
出口马赫数 $M_2$	0.701 4	0.764 1
进口气流角 $\beta_1$	147.10	146.78
出口气流角 $\beta_2$	136.52	133.90
压比 $P_2/P_1$	1.449 8	1.405 0



(a) 中径叶片型面等熵马赫数分布比较



(b) 端壁上等熵马赫数比较

图 2 计算与实验等熵马赫数比较

表 3 计算叶栅几何参数

	数值
展弦比( $h/b$ )	2.00, 1.50, 1.25
转折角 $\theta/^\circ$	14
节距 $t/\text{mm}$	80
安装角 $\beta_g/^\circ$	41
稠度 $b/t$	2
进口几何角 $\beta_{10}/^\circ$	48

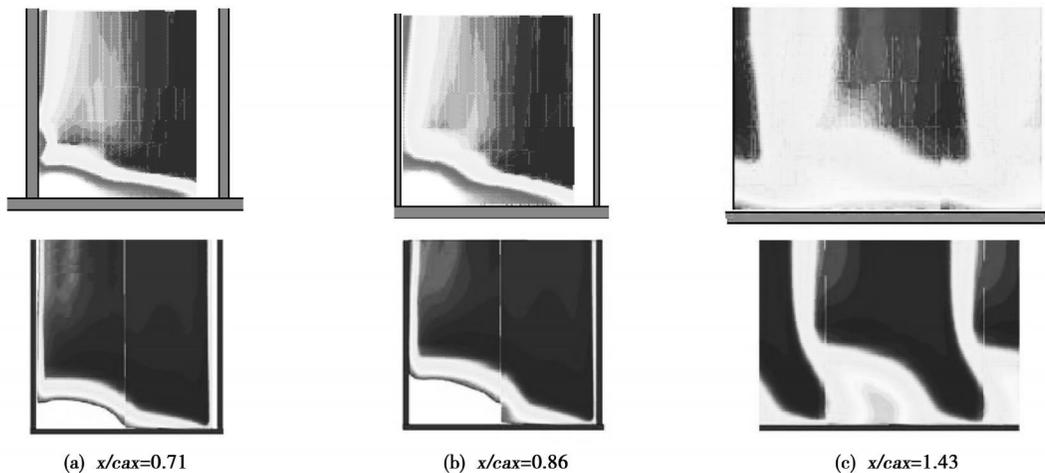


图 3 流向不同截面总压系数云图比较(其中上图为实验)

## 2 弯掠叶片的设计

图 4 为弯掠叶片的积迭方式和 3 个方向上的视图, 计算叶型为 TSG89-5<sup>[11]</sup>。弯掠叶片是沿垂直于弦长方向上进行弯曲的, 其积迭线由 3 段直线组成<sup>[12]</sup>, 与两端壁相连的直线段高  $L_h = 20\%h$ , 中间的直线段高  $L_m = 40\%h$ , 它们之间由二次曲线光滑过渡。因叶栅具有  $48^\circ$  安装角, 所以通过垂直弦长方向弯曲的叶片具有弯和掠两种积迭特征, 弯和掠积迭量之比为:  $\sin 42^\circ : \sin 48^\circ$ 。

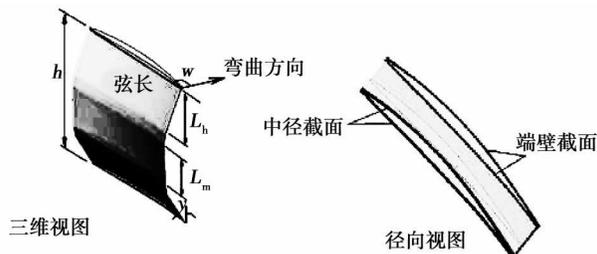


图 4 弯掠叶片设计

## 3 计算结果与讨论

图 5 为弯掠叶片损失改善系数随马赫数的变化, 这里损失改善系数的定义为<sup>[5]</sup>:

$$\Delta \bar{\omega} = \frac{\bar{\omega}_{str} - \bar{\omega}_{sb}}{\bar{\omega}_{str}} \quad (1)$$

式中:  $\bar{\omega}_{str}$ 、 $\bar{\omega}_{sb}$ —直叶片和弯掠叶片叶栅总压损失系数, 定义为:

$$\bar{\omega} = (p_1^* - p_2^*) / \frac{1}{2} \rho_1 v_1^2 \quad (2)$$

式中:  $p_1^*$ 、 $\rho_1$ 、 $v_1$ —进口总压、密度、速度;  $p_2^*$ —出口总压。从式(1)可以看出, 损失改善系数  $\Delta \bar{\omega}$  越大, 说明弯掠叶片对叶栅总损失的减小程度越大。图 6

横坐标为弯掠角, 纵坐标为损失改善系数, 对图 5 不同几何转角的弯掠叶片损失改善系数的对比可以发现, 在  $10^\circ$  弯掠叶栅中小展弦比弯掠叶片的损失改善系数要比大展弦比弯掠叶片大, 但在  $10^\circ$  弯掠叶栅中则相反。这说明跨音速叶栅中小展弦比弯掠叶片在小弯掠角(如  $10^\circ$ )时改善叶栅性能的作用会更为明显, 而大展弦比的弯掠叶片在大弯掠角(如  $20^\circ$ )时效果更好。

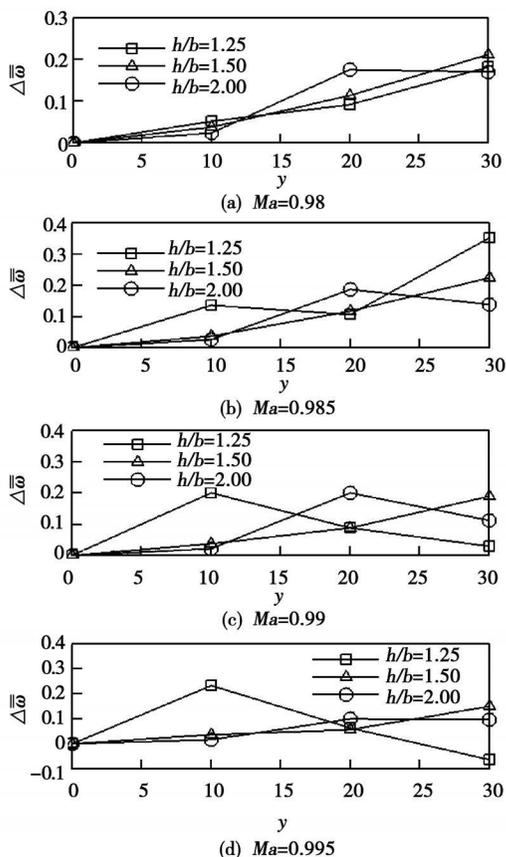


图 5 弯掠叶片损失改善系数随马赫数变化

图 6 给出了沿流道中心线上总压损失系数沿流向的变化, 其中 str 代表直叶片, sb20 代表具有  $20^\circ$  弯角的弯掠叶片。从图 6(a) 5% 叶高上的总压损失系数的变化可以看出, 在弯掠叶片叶栅根部附近由激波引起的损失下降, 比较而言, 大展弦比弯掠叶片激波损失下降得更为明显。在 25% 叶高上弯叶片的激波总压损失系数也略有降低, 不过两种展弦比时的差别不大。在 50% 叶高上尽管弯叶片的激波损失有所提高, 但提高的幅度很小, 可以看出这一位置激波强度的提高是很有限的。我们知道, 无论是在大展弦比叶栅中还是在小展弦比叶栅中, 流道内都

存在两个激波: 第一个为前缘激波, 强度较大; 第二个为槽道激波, 强度较小。图中显示弯掠叶片使第一道激波的位置向下游移动, 对其强度的变化没有太大影响, 而弯掠叶片对第二道激波的影响不仅使激波位置向下游移动, 而且对其强度的影响也很明显。结果弯掠叶片中两道正激波都转化为斜激波, 第二道激波更有可能弱化为压缩波, 因此弯掠叶片激波损失会明显降低。相比较而言, 展弦比为 2.00 的叶栅流道中弯掠叶片第一道激波位置向尾缘移动幅度较大, 第二道激波的强度减弱更明显。

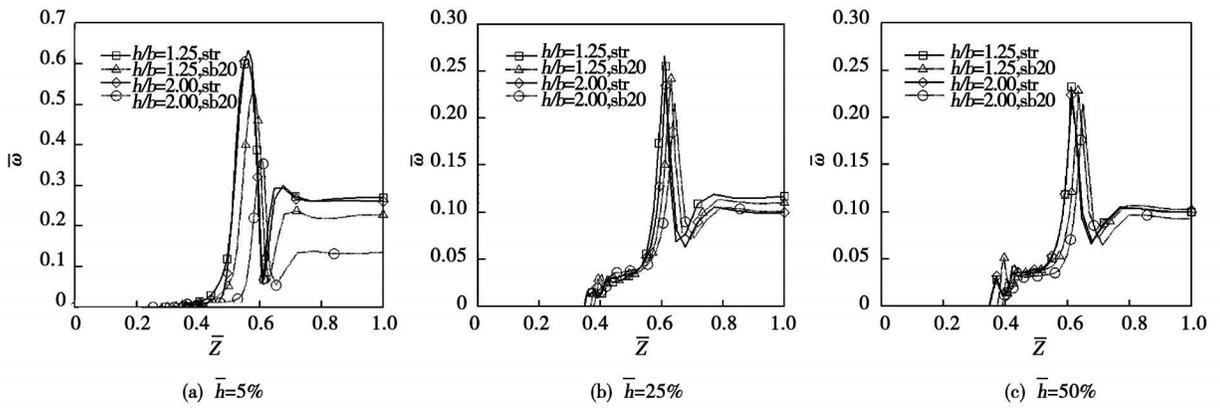


图 6 叶片表面静压系数在不同叶高位置上的分布

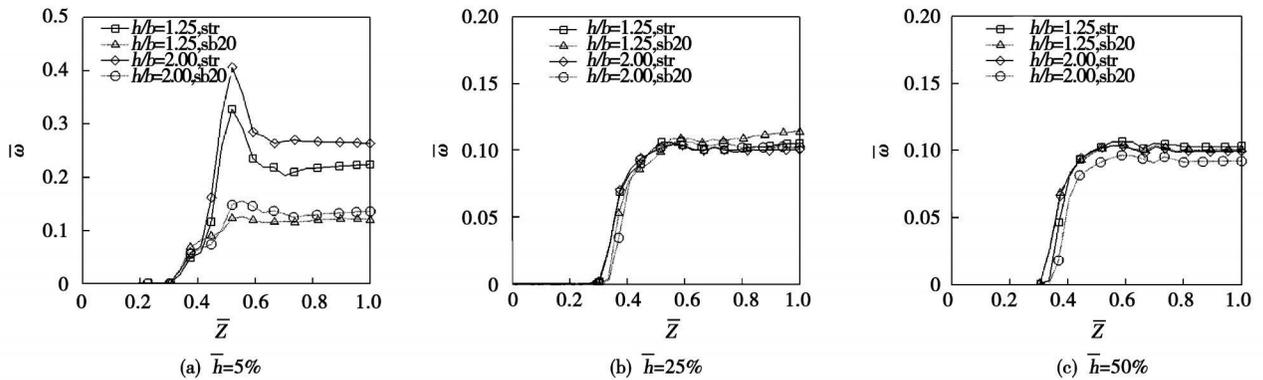


图 7 在不同叶高处质量节距平均的总压损失系数沿流向的变化

图 7 给出了不同叶高处的质量节距平均总压损失系数沿流向的变化。由于在不同展弦比叶栅中弯叶片对激波的影响程度不同, 激波损失的变化也存在差异, 这就导致了在不同展弦比叶栅中采用弯叶片的效果不相同。从图中可以看出, 在大展弦比叶

栅中弯叶片的激波损失相对减小量要明显高于小展弦比叶栅。

图 8 为质量节距平均的总压损失系数沿叶高的分布。从图中可以看出, 在两种展弦比叶栅中弯叶片根部区域的总压损失系数都有一定程度的降低,

这是由弯叶片降低了两个通道激波的激波损失而引起的。但同时由于大展弦比叶栅中弯叶片对激波的影响要强于小展弦比叶栅,因此在展弦比为 2.00 的大展弦比叶栅中,弯叶片在 20% 叶高以下的总压损失减小程度要更明显。

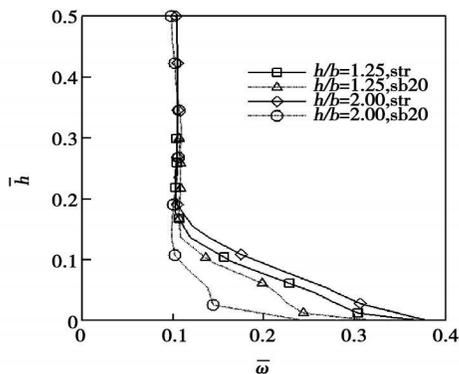


图 8 质量节距平均总压损失系数沿叶高的分布

## 4 结 论

(1) 激波和激波/附面层干扰引起的分离是跨音速压气机中叶栅损失的主要来源,在大弯掠角的弯掠叶栅中,前缘激波根部向下流倾斜,由直叶栅时的正激波转化为斜激波,从而降低了根部的激波损失。同时槽道激波的强度也有所减弱,并随着叶栅展弦比的增加,槽道激波最后可弱化为压缩波,激波损失显著降低。

(2) 在 20% ~ 80% 叶高范围内,不同展弦比的弯掠叶片对叶栅损失的影响差别很小。但在端壁区域,展弦比对弯掠叶片激波损失的影响较大。小弯掠角弯掠叶片更适用于小展弦比叶栅,而大弯掠角

弯掠叶片更适用于大展弦比叶栅。

## 参考文献:

- [1] WADIA A R, SZUCE P N, GUNDY BURLET K L. Design and guide vanes to reduce stator-splitter aerodynamic flow interactions [R]. ASME Paper 98-GT-70, 1998.
- [2] GUMMER V, WENGER U, KAU H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressors [R]. ASME Turbo Expo, 2000.
- [3] LYES P A, GINDER R B. Low-speed compressor tests of swept and bowed blade designs [R]. ISA BE 99-7048, 1999.
- [4] BHASKAR ROY, LAXMIPRASANNA P A, VISHAL BORIKAR, et al. Low speed studies of sweep and dihedral effects on compressor cascades [R]. ASME Turbo Expo, GT-2002-30441, 2002.
- [5] 陈 浮, 赵桂杰, 宋彦萍, 等. 冲角变化对弯掠压气机叶栅端面静压分布的影响 [J]. 推进技术, 2004, 25(6): 521-525.
- [6] SASAKI T, BREUGELMANS F A E. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 454-464.
- [7] 陈矛章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
- [8] 邢秀清, 周 盛, 赵晓路. 掠弯叶片前缘曲线同流场结构的关联 [J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 337-341.
- [9] 张永军, 冯国泰. 跨音速压气机叶栅中稠度对弯掠叶栅流场影响的数值分析 [J]. 热能动力工程, 2007, 22(3): 237-240.
- [10] WEBER A, SCHREIBER H A, FUCHS R. 3D Transonic flow in a compressor cascade with shock-induced corner stall [R]. ASME Paper 2001-GT-345, 2001.
- [11] FUCHS R, STEINERT W, STARKEN H. Transonic compressor rotor cascade with boundary-layer separation: experiment and theoretical results [R]. ASME Paper 93-GT-405, 1993.
- [12] ZHANG YONG JUN, CHEN FU, FENG GUO TAI, et al. Influence of tuning angles on flow field performance of linear bowed stator in compressor at low mach number [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(4): 271-277.

(编辑 单丽华)

新技术、新设计

## 热能动力过程调节器改进的自动调整方式

《Теплоэнергетика》2009 年 4 月号叙说了热能动力过程调节器自动调整方法进一步的发展。由于利用了新的更精确的计算方法调整调节器,作到排除了某些假设和简化,因此提高了所提议方法的精度和理论根据。

提出了直接被包含在闭路自动调节系统内的调整参数自动优化的方法,该方法利用新的公式根据调节对象传递函数的系数计算调节器的调整参数。

列出了简单的分析关系式,这些关系式不要求大的计算容量并可容易被装入能自动调整的微处理机调节器。

所进行的计算可被装入数字式微处理机调节器,该调节器的调整计算自动被确定(自动调整的调节器)。

(吉桂明 摘译)

wetness removal stage, wetness removal efficiency

空冷汽轮发电机转子风道中气体运动流场分析= **Analysis of the Air Motion Flow Field in the Air Duct of an Air-cooled Steam Turbine Generator Rotor**[刊, 汉]/WU De-yi (School of Civil Construction Engineering, Anhui College of Building Industry, Hefei, China, Post Code: 230022)//Journal of Engineering for Thermal Energy &Power. — 2009, 24(6). — 710 ~ 713

In the light of the features of rotors running at a high speed, analyzed was the air moving status in the air duct of the rotors with a numerical calculation model being established. The analytic results show that the air motion in the rotor air duct is the result of a joint action of the fan and rotor high speed rotation. With the ventilation structure of a suction type air-cooled turbogenerator serving as an example, a rotor rotating at a speed of 3 000 r/min can increase the air admission quantity of the air duct from 0.14 kg/s to 0.21 kg/s, and the influence of the rotor rotation on the air motion in the air duct must be taken into account. The inviscid version should be chosen for a viscid model. A comparison of model test results of the rotor air duct outlet air speed with the numerical simulation ones under same conditions indicates that the numerical simulation ones are in agreement with relevant engineering practice. A rational calculation model for the air motion flow field in the air duct of the rotors shall be as follows: the suction type fan and the inlet of the air duct of the rotor are used as the inlet and outlet boundary conditions, the rotor rotation is considered in the fluid boundary condition, the relative coarseness coefficient and constants in the wall boundary conditions which reflect the surface coarseness of the tube walls shall be  $K_s^+ = 500 \sim 1000$  and  $C_k = 1.0$  respectively. An inviscid model would be chosen for the viscous model. The calculation model in question can be used to analyze the air motion flow field in the rotor air duct of the air-cooled turbogenerator. **Key words:** rotor turning, viscous model, air motion flow field in the air duct of a rotor

跨音速压气机中展弦比对弯掠叶片气动性能影响的分析= **Analysis of the Influence of the Aspect Ratio of a Transonic Compressor on the Aerodynamic Performance of Bowed and Swept Blades**[刊, 汉]/ZHANG Yong-jun, WANG Hui-she (Engineering Thermophysics Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100190), FENG Guo-tai (College of Energy Science and Power Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)//Journal of Engineering for Thermal Energy &Power. — 2009, 24(6). — 714 ~ 718

A comparison of the numerical calculation results of a transonic stationary cascade with the test ones shows that they are in relatively good agreement. To determine an appropriate aspect ratio for bowed and swept blades in a transonic compressor, numerically analyzed were the flow fields of the bowed and swept blades with 0 ~ 30 degrees having an aspect ratio of 1.25, 1.50 and 2.00 respectively at an attack angle of 0 degree. It has been found that when the bowed and swept angle is set at 10 degrees, the bowed and swept blades with a small aspect ratio have a comparatively conspicuous influence on the blade performance. When the above-mentioned angle is 20 degrees, the blades with a big aspect ratio exercise a relatively obvious influence on the blade performance. The bowed and swept blades can make the shock waves at the leading edge being converted to oblique shock waves and weaken the intensity of the passage shock waves, thus reducing the shock wave losses of the cascade. It can be proven that the magnitude of the aspect ratio under the transonic conditions represents an important reference factor on how to use the bowed and swept blades. **Key words:** diffusion cascade, bowed and swept blade, turning angle, transonic compressor

压气机分层优化气动设计体系研究= **A Study of an Aerodynamic Design System for the Layered Optimization of a Compressor**[刊, 汉]/JIANG Bin, WU Xiao-peng, WANG Song-tao, et al (College of Energy Science and Power Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)//Journal of Engineering for Thermal Energy &Power. — 2009, 24(6). — 719 ~ 724

On the basis of a design idea involving layered aerodynamic optimization of compressors, in combination with an optimization algorithm and CFD (computational fluid dynamics) techniques as well as a compressor aerodynamic design program,