

小叶片对大转角扩压叶栅出口流场的影响

赛庆毅, 朱源嘉, 戴 韧

(上海理工大学 能源与动力工程学院 上海 200093)

摘要: 采用五孔探针分别测量了 $6 \sim 26^\circ$ 不同攻角下, 大转角高扩压度叶栅及增加小叶片后叶栅的出口流场。结果表明: 大小叶片叶栅中, 小叶片改善了设计工况下叶栅内部流动, 抑制了大叶片吸力面及端壁角区流动损失向叶栅中部的发展; 在较大与较小攻角时, 叶栅流动损失明显增加; 大攻角时大小叶片叶栅出口中部区域速度场得到明显改善, 其余工况通流能力变化不大; 大小叶片叶栅在所有工况下, 出口截面上气流转角整体平均约增加 $3 \sim 5^\circ$, 表明气动负荷有一定提升。

关键词: 小叶片; 大转角; 扩压叶栅; 出口流场; 测试研究
中图分类号: TH432.1 文献标识码: A

引言

大转角扩压叶栅可以有效提高压气机级压比或负荷, 但随着扩压因子与气流转角提高, 叶片端壁及吸力面气流也极易发生分离, 导致叶栅气动性能下降。采用弯曲叶片或大小叶片均可以改善端壁流动、降低端部损失, 从而减小分离、拓宽工况范围及提高效率^[1~3]。尽管弯曲叶片已经成功应用于压气机设计中, 但是其改善叶栅内流动状况的机理还未完全清楚^[4], 文献[5~6]分别通过对弯曲扩压叶栅出口流场的研究, 探讨了叶栅出口二次流动及总压损失等特点。

由于大小叶片叶栅与弯曲叶片在抑制流动分离作用机理不完全相同, 本研究对常规大转角叶栅(以下简称 NBC) 及带小叶片的大转角叶栅(简称 SBC) 出口流场进行了详细的测试研究。分析了小叶片对此类叶栅出口总压损失分布、出口速度场分布及出口气流角度的影响。

1 叶栅参数及实验方法

1.1 叶栅参数

NBC 叶栅参数如表 1 所示, 采用 NACA65-010

做为原始翼型, 抛物线中弧线, 前缘方向角 $\chi_1 = 0.6\theta$, 后缘 $\chi = 0.4\theta$ 。

表 1 叶栅几何参数

Tab. 1 Cascade geometrical parameters

数值		数值	
弦长 b/mm	80	出口角度 $\beta_2/(\circ)$	10
展弦比 h/b	1.588	叶型转角 $\theta/(\circ)$	45
稠度 b/t	1.143	叶型弯高 $(L_c/h)/\%$	45
进口角度 $\beta_1/(\circ)$	55	安装角度 $\beta_m/(\circ)$	39

SBC 叶栅在 NBC 基础上增加小叶片, 小叶片弦长 40 mm, 中弧线与大叶片一致。

1.2 实验方法

扩压叶栅安装于风洞出口, 实验风洞为平面叶栅风洞, 风洞收敛段收缩比为 4:1, 风洞出口风速波动在 1% 以内。

NBC 叶栅由 13 片叶片组成, SBC 在 NBC 叶片中间增加小叶片, 如图 1 所示。以叶片弦向安装角为基准, 定义气流方向与叶片弦向之间的夹角为气流攻角^[7], 分为正、负攻角。叶栅实验测量了 5 种不同工况, 攻角范围为 $6 \sim 26^\circ$, 设计工况攻角为 16° 。

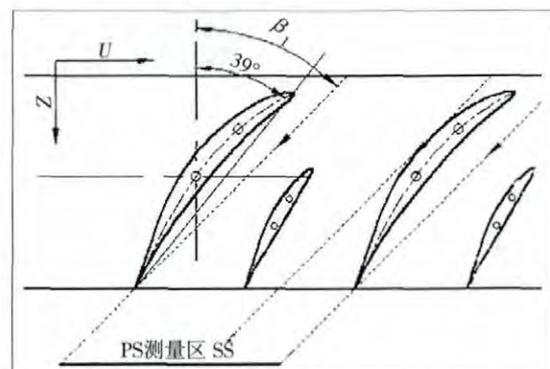


图 1 叶栅几何参数

Fig. 1 Cascade geometrical parameters

收稿日期: 2013-04-11; 修订日期: 2013-05-13

基金项目: 上海市重点学科建设项目 (J50501); 国家自然科学基金资助项目 (51276116)。

作者简介: 赛庆毅 (1975-), 男, 山东文登人, 上海理工大学实验师。

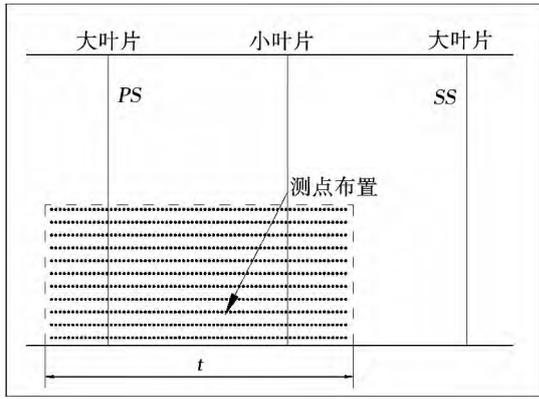


图2 叶栅出口测点布置图

Fig. 2 Layout of the measuring points at the outlet of the cascade

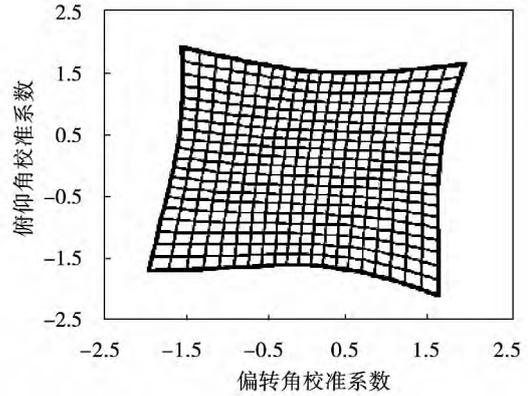


图3 五孔探针校正曲线

Fig. 3 Curves for calibrating five-hole probes

叶栅出口气动参数测量平面位于栅后轴向 30% 轴向弦长位置,测点布置沿叶高方向从距离端壁 3 mm 开始,间隔 6 mm,节距方向起始于沿叶片弦向延伸至垂直轴向 0.3 倍弦长处,测点间隔 1 mm,栅后测点总计 770 个,如图 2 所示。采用五孔探针非对向方法测量,探针偏转角和俯仰角的校准范围为 ±20°,校正曲线如图 3 所示。

2 实验结果及分析

2.1 叶栅出口总压损失分布

叶栅出口轴向质量平均总压系数定义为:

$$\bar{\omega} = \frac{\int_0^t (\rho_2 \cdot V_2 \cdot \omega(t) \cdot \cos\beta_2) dt}{\int_0^t (\rho_2 \cdot V_2) dt} \quad (1)$$

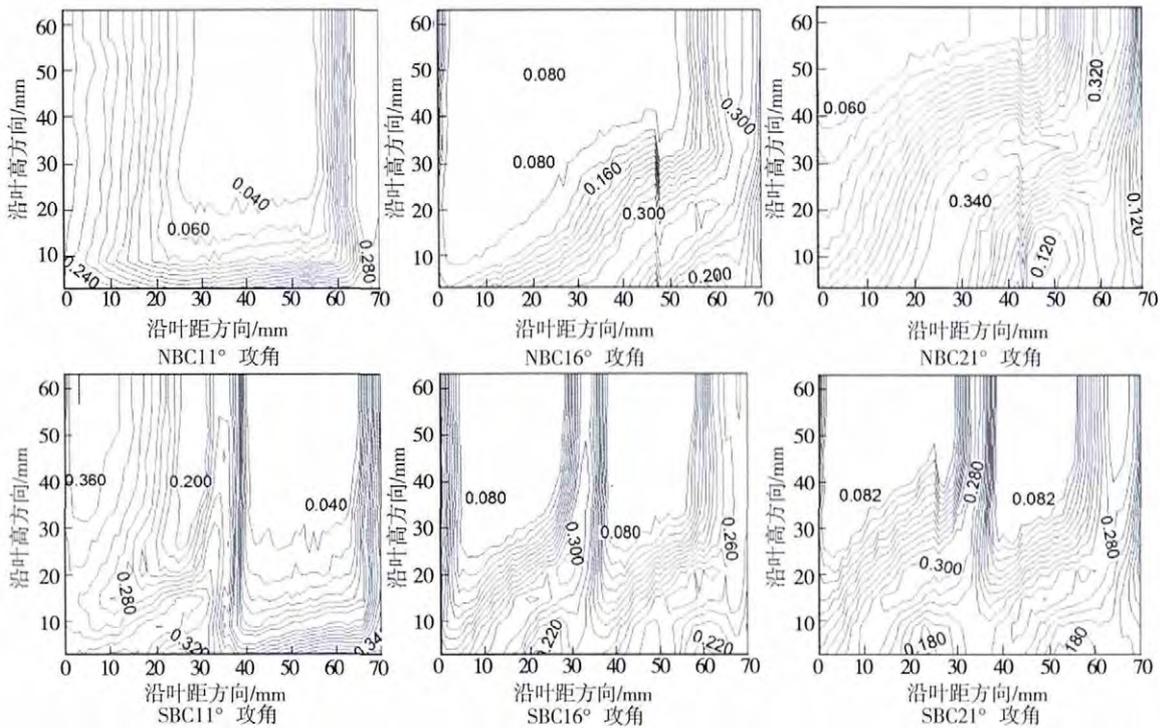


图4 叶栅出口截面轴向质量平均总压损失系数等值线分布

Fig. 4 Mass-averaged axial total pressure loss coefficient isoline distribution on the section at the outlet of the cascade

$$\omega(t) = (P_{2,t}(t) - P_{1,t}) / (\frac{1}{2}\rho_1 \cdot V_1^2) \quad (2)$$

式中: $\omega(t)$ 、 $P_{2,t}(t)$ 一叶栅出口 0.3 倍弦长截面不同测点总压损失系数及总压, 其中 t 为叶栅节距。

图 4 给出了设计工况及其它不同攻角下 NBC 与 SBC 叶栅出口总压损失等值线分布情况。首先, 由于测量截面已经离开叶栅出口一段距离, NBC 与 SBC 叶栅端壁损失与尾迹损失已经扩散发展, 尤其是设计工况至大攻角工况叶片吸力面与端壁角区的高损失区域逐渐向叶片中部扩展。从图 4 可以看出, 端区损失与吸力面尾迹损失构成了叶栅总损失的主要部分。NBC 叶栅损失主要起源于叶片吸力面与端壁角区, 由于压气机叶栅内气体是作扩压流动, 附面层沿流动方向的正压梯度使气流容易分离, 尤其叶片吸力面附面层与端壁附面层的双重影响, 使叶栅吸力面及端壁构成的角区成为一个高损失区域, 并随着攻角加大而不断向流道中部扩散, 因此抑制端壁及叶片吸力面附面层的发展可有效控制叶栅总体损失。

从图 4 可看出, 不同攻角下, SBC 叶栅从大叶片吸力面及端壁角区发展而来的分离区域有所减小。小叶片分别与大叶片压力面及吸力面形成两个扩压通道, 扩压通道有效通流面积较原叶栅通道有所下降, 两扩压通道内气流平均速度将有所增加, 改变了叶栅内原有的流动结构, 抑制了叶片吸力面的附面层发展与扩散, 大叶片尾迹区域也随之减小, 分离损失与尾迹损失下降。因此小叶片改变了原叶栅流道内的流动结构, 更有利于降低叶片表面流动损失。

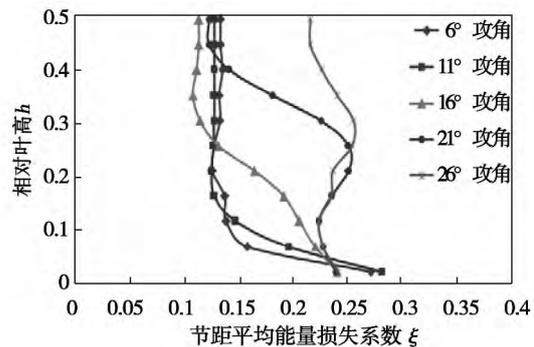
图 5 给出了节距平均能量损失系数沿展向的变化。NBC 与 SBC 叶栅出口能量损失变化与出口截面总压损失系数等值线分布趋势基本一致, 在大攻角下损失有较大上升。

设计工况及 11° 、 21° 攻角下, 两种叶栅在叶高中部位置损失系数基本接近, SBC 叶栅略有增加, 但在设计工况及 21° 攻角下, 接近端壁角区位置则损失明显下降, 原因主要是由于增加了小叶片, 而小叶片虽然端壁角区也存在角区损失, 但小叶片与大叶片之间形成了两个扩压通道, 改变了原来气流在流道内的分布, 破坏并抑制了大叶片吸力面端壁角区低能流体向中部扩散的趋势, 而小叶片吸力面角区分离还没有充分发展并向叶片中部移动, 从而使两个扩压通道在叶片中部的的主流区域明显增加; 而在较小攻角及较大攻角下, SBC 叶栅在整个截面损失都有较大上升, 这主要是随着攻角的持续减小或增

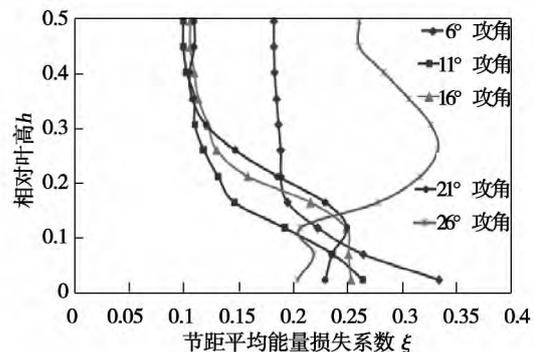
加, 偏离设计工况以后, 叶栅内流动状况恶化, 小叶片表面附面层也逐渐增厚, 大小叶片端壁分离损失同时向叶栅流道中部发展, 从而总体损失增加。

对于 SBC 叶栅 6° 攻角下叶栅出口平均能量损失急剧增加, 由原来 NBC 叶栅 0.133 增加至 0.21; 26° 攻角时, 平均损失系数由 NBC 叶栅的 0.217 增加至 0.272。

因此, 小叶片虽然改善了设计工况及其附近工况叶栅出口端部的流动, 但由于小叶片的叶型损失致使大小叶片叶栅在较大与较小攻角工况下并没有获得理想的流动状态, 较大攻角工况下损失反而更高。小叶片在叶栅流道中的分布位置将影响大叶片压力面与吸力面的流动状态, 小叶片应处于一个既有效抑制大叶片吸力面及角区的流动分离, 又不能过大增加自身叶型损失的位置。



(a) NBC叶栅



(b) SBC叶栅

图 5 节距平均能量损失系数

Fig. 5 Pitch-averaged energy loss coefficient

2.2 叶栅出口速度场分布

图 6 给出了叶栅出口不同攻角下的速度分布。可以看出, 小叶片对大叶片吸力面上流动有所改善, 这与图 4 叶栅出口截面总压损失减小是一致的。

设计工况及小攻角时, NBC 与 SBC 叶栅出口速度场变化不大, SBC 叶栅通流能力略有下降, 小叶片

尾迹对出口速度场没有明显影响。大攻角工况下, SBC 叶栅流道中部速度场分布明显得到改善, 端壁

低速区域减小, 且最低速度值上升, 叶栅整体通流能力增强。

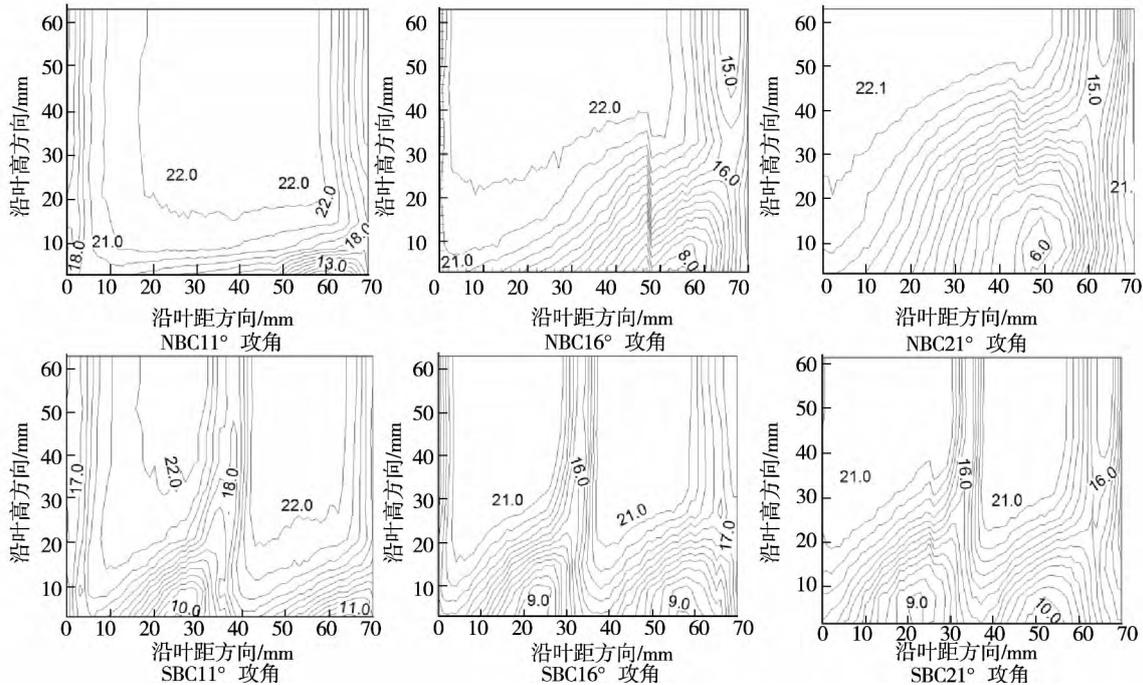


图 6 叶栅出口速度等值线分布

Fig. 6 Velocity isoline distribution at the outlet of the cascade

2.3 叶栅出口角度

图 7 给出了叶栅出口平面节距方向质量平均气流角沿叶高方向的分布。总体来看, SBC 叶栅叶高中部区域内出口气流角度明显减小, 即气流转角增加, 截面平均气流转角约增加 3°~5°, 叶栅负荷加大; 不同攻角下, 由于小叶片叶型的影响, 叶栅端壁损失都是增加的, 端壁气流转折能力下降, 尤其是大攻角工况, 叶片端部做功能力降低, 这与图 4 显示的叶栅区损失是一致的。

对于叶栅气流转角来说, 不同攻角下截面平均气流转角增加, 主要原因可归结为小叶片对流动内主流区域内气流流动的导向与约束; 但由于端部效应叶栅损失也同时上升, 尤其在大攻角下, 这意味着 SBC 叶栅做功能力增强的同时整体损失也在加大, 即叶栅效率得不到提高。

4 结 论

通过实验测量了叶型转角 45° 的 NBC 扩压叶栅与带大小叶片的 SBC 叶栅气动性能, 结果表明对于增加小叶片后的 SBC 叶栅:

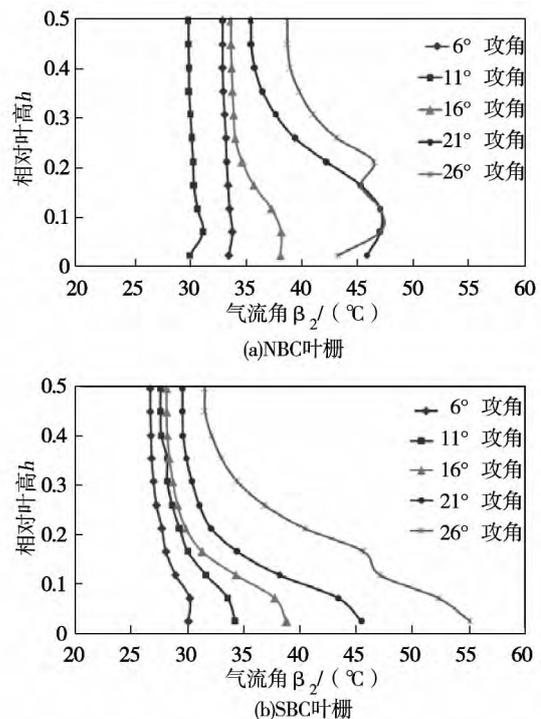


图 7 节距平均叶栅出口气流角沿展向的变化
Fig. 7 Changes of the span-wise pitch-averaged flow angle at the outlet of the cascade

(1) 改善了设计工况及其附近工况大叶片吸力面端壁角区附面层的发展及扩散; 但较大攻角与较小攻角工况下并没有获得理想的流动状态, 损失均有所提高;

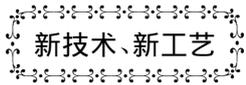
(2) 设计工况攻角下 SBC 叶栅通流能力略有下降, 但对叶栅整体通流能力影响不大; 大攻角下 SBC 叶栅中部速度场得到明显改善;

(3) 整体来看, 不同工况下出口截面气流角平均下降约 $3^{\circ} \sim 5^{\circ}$, 即气流转角增加约 $3^{\circ} \sim 5^{\circ}$, 表明对大小叶片叶栅气动负荷有一定提升。

参考文献:

- [1] Weingold H D, Neubert R J, Behlke R F, et al. Bowedstator: an example of CFD applied to improve multistage compressor efficiency [J]. Journal of Turbine Machinery, 1997, 119: 161 - 168.
- [2] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading part I: low and high speed designs and test verification [R]. ASME 2002 - GT - 30329, 2002.
- [3] Ronald L, Wilfred T R. Measurements of secondary flow s within a cascade of curved blades and in the wake of the cascade [R]. ASME 83 - GT - 24, 1983.
- [4] 陈绍文, 卞兆喜, 刘顺隆. 冲角对高负荷正弯叶栅壁面静压影响的实验研究[J]. 热能动力工程, 2008, 23(5): 468 - 472.
CHEN Shao-wen, BIAN Zhao-xi, LIU Shun-long. Experimental study of the effect of an incidence on the wall-surface static pressure of a high-load positively-bent cascade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2008, 23(5): 468 - 472.
- [5] 钟兢军, 苏杰先, 王仲奇, 等. 叶片倾斜和弯曲对扩压叶栅出口流场的影响[J]. 工程热物理学报, 1995, 16(1): 29 - 34.
ZHONG Jing-jun, SU Jie-xian, WANG Zhong-qi, et al. Effect of the inclination and bending of a blade on the flow field at the outlet of a diffusion cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1995, 16(1): 29 - 34.
- [6] 王东, 钟兢军, 苏杰先. 叶片弯曲对扩压叶栅出口流场的影响[J]. 热能动力工程, 2000, 89(15): 480 - 482.
WANG Dong, ZHONG Jin-jun, SU Jie-xian. Effect of the inclination and bending of a blade on the flow field at the outlet of a diffusion cascade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2000, 89(15): 480 - 482.
- [7] Joseph Herrig L, James C Emery, John R Erwin. Systematic two-dimensional cascade tests of NACA 65-series compressor blades at low speeds [R]. Langley: Aeronautical Laboratory Langley Field, 1957.

(孙显辉 编辑)



新技术、新工艺

5.6 MW 级船用型燃气轮机

据《Gas Turbine World》2013 年 5 - 6 月刊报道, 船用设计和正在研制的 5.6 MW 的大升力直升飞机发动机是完全一样的, 其耗油率比其将要替代的最新涡轮轴发动机约低 20%, 部件减少 60%。

GE38M 船用燃气轮机采用了 GE 公司正在为用于 Sikorsky CH - 53K 大升力直升飞机而研制的 5.6 MW GE38 涡轮轴发动机所采用的同样技术和工程设计。

除了数字控制系统软件的一些控制程序之外, 船用改型及其航空母型机是完全一样的, 并且预期有匹配的性能和船舶用途。

—额定性能

额定连续输出功率超过 5.6 MW, 燃料消耗比原涡轮轴发动机约减少 20%。

—动力装置

用来驱动气垫登陆艇的轻重量、低耗油率发动机, 用于车辆、货物和人员的船到岸输送。

—发电机组

高效率的发电机组成套设备, 为驱逐舰和水面战舰提供船舶用电力。

(吉桂明 摘译)

燃气轮机惯性级分离装置的气动特性研究 = **Study of the Aerodynamic Characteristics of a Separation Device in an Inertia Stage of a Gas Turbine** [刊 汉] GONG Wei , LU Zhen-hua (Education Ministry Key Laboratory on Power Machinery and Engineering , Shanghai Jiaotong University , Shanghai , China , Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2014 29(1) . - 13 ~ 16

Studied were the aerodynamic loss characteristics of the guide blade in an inertia stage of a gas turbine and its operating conditions in the flow passage at various inlet flow speeds of 2.0 2.5 3.0 3.5 and 4.0 m/s respectively. At first ,the two-dimensional flow field in the flow passage was simulated from the angle of the numerical simulation with the data indicating the aerodynamic loss characteristics of the numerical simulation being obtained. Then ,the aerodynamic loss characteristics of the guide blades in the inertia stage were tested. The analytic results of the numerical simulation and the experimental study show that at various flow speeds at the inlet ,both total pressure losses will approximately assume a linear relationship and the aerodynamic resistance loss coefficients basically remain unchanged ,however ,there exist a certain deviation between them. Finally ,the causes for such a deviation existing between them were analyzed and identified. **Key words:** inertia stage ,numerical simulation ,experimental study ,total pressure loss ,aerodynamic resistance loss coefficient

小叶片对大转角扩压叶栅出口流场的影响 = **Influence of the Small Blades on the Flow Field at the Outlet of a Diffusion Cascade with a Large Turning Angle** [刊 汉] SAI Qing-yi , ZHU Yuan-jia , DAI Ren (College of Energy Source and Power Engineering , Shanghai University of Science and Technology , Shanghai , China , Post Code: 200093) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2014 29(1) . - 17 ~ 21

By utilizing a five-hole probe ,measured respectively were the flow fields at the outlet of a high diffusion cascade with a large turning angle and a cascade with small blades being additionally installed at different attack angles from 6 to 26 degrees. It has been found that in a cascade installed with small and large blades ,the presence of the small ones can improve the inner flow inside the cascade under the design operating condition and other conditions nearing to it and restrain the development of the loss-caused areas on the suction surface of the large blades as well as the end and wall corner zones towards the middle of the cascade. When the attack angle is relatively big or small , the flow losses inside the cascade will increase obviously and when the attack angle is big ,the flow speed field in the middle of the cascade at the outlet installed with small and large blades will be improved remarkably while the flow path capacity under other operating conditions will change little. The turning angle of the air flow of the cascade installed with small and large blades will increase by 3 to 5 degrees as an average in the section at the outlet , indicating that the aerodynamic load is enhanced to a certain degree. **Key words:** small blade ,large turning angle , diffusion cascade ,flow field at outlet