文章编号: 1001-2060(2009)01-0019-05

轴向掠对涡轮静叶栅气动性能的影响

冯子明, 韩万金, 钟兢军, 严红明
(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: 选用涡轮静叶栅作为原型叶片, 通过对原型叶栅改变轴向掠角和掠高, 构造不同掠型的叶片, 研究轴向掠对涡轮静叶栅气动性能的影响。改型计算的掠角包括前后掠 10°和 30°, 掠高包括 10%和 30%叶片高度, 用 CFD 数值仿真软件对轴向掠叶栅的气动性能进行模拟。结果表明: 与原型叶片比较, 静叶栅轴向前掠增大了低能流体在端壁角区的集聚, 增加了端壁横向二次流, 引起损失增大, 而叶展中部的损失减小; 静叶栅轴向后掠减小了低能流体在端壁的堆积, 减小了端壁二次流, 低能流体被卷入到主流区内, 减小了端壁损失, 而增大了主流区的损失。

关 键 词: 涡轮; 静叶栅; 掠角; 掠高; 数值计算
中图分类号: TK472 文献标识码: A

引 言

自从涡轮机械于 20 世纪 30 年代首次发明以来, 人们一直尝试所有可能的方式来进一步提高其性能, 发现遵循飞机机翼设计是个好方法, 涡轮机械叶栅掠的概念就是从机翼掠理论中得来的。由于掠翼型对减弱激波成功使用的启迪, 在 1950 年 ~ 1970 年之间, 对轴流压气机的掠效应进行了一系列的探索[1~4], 所有这些尝试分析都限制在低速压气机试验中, 试验的叶片具有直线后掠前缘, 但在文献[5]的试验报告没有看到后掠可以提高效率。

20 世纪 90 年代, 在国内研究者进行了两种后掠风扇级的设计和试验, 获得了掠的一些机理, 关于前缘掠和三维激波面之间的联系[6]; 1997 年, Wadia 等人首先揭示前掠不仅提高效率而且扩大喘振裕度[7]。事实上, 由于第四级转子的设计和试验的启发, GE 公司和美国空军于 1988 年开始合作研究, 通过一系列转子试验来量化掠的收益。Smith 等人的掠角定义被用于这些转子中[3], 发现前掠叶型在效率和喘振裕度性能方面是最好的方案。尽管掠叶片在压气机中得到了广泛的研究和应用, 但是在涡轮方面研究的还不够深入, 一般都集中研究叶片的周向弯曲和弦向倾斜。杨爱玲对涡轮静叶栅掠进行了数值模拟[8], 结果表明, 20°前掠叶栅出口总压损失系数比原型叶栅降低了 54%。岳国强采用某汽轮机静叶栅为原型叶片生成了掠角 ±10°、±20°和直叶片[9], 对这 5 种涡轮静叶栅内的三维粘性流场进行了数值模拟。结果表明, 后掠叶片在叶栅流道后部形成了 C 型压力分布, 在此压力梯度作用下, 端壁低能流体被吸到主流中, 可以减小流动损失。本研究通过改变叶片的掠高和掠角, 来了解掠对涡轮静叶栅气动性能的影响。

1 掠定义和叶片计算网格

根据叶片前缘线相对来流的倾斜方向可分为前掠和后掠两种, 前掠指叶片前缘线逆来流方向倾斜, 反之为后掠, 图 1 为前掠、后掠及掠高的定义。采用该方法生成了前掠 10°、20°、30°和后掠 10°、20°、30°掠角的前掠和后掠叶片, 掠高为 10%、20%和 30%。掠角(A)定义为端部积叠线和原型叶片积叠线的夹角, 掠高(H)定义为叶片端部倾斜积叠线占整个叶高的百分比。PB 表示原型叶片; A10H30 表示前掠 10°, 掠高为 30%叶高; A-30H10 表示后掠 30°, 掠高为 10%叶高; 其余叶型以此类推。叶型弦长 65 mm、轴向弦长 42 mm、节距 53 mm、叶高 157 mm、叶片数 64、几何进气角 35°、几何出气角 18°。仿真和实际工作的边界条件相同, 进口总压 5 948 000 Pa, 进口温

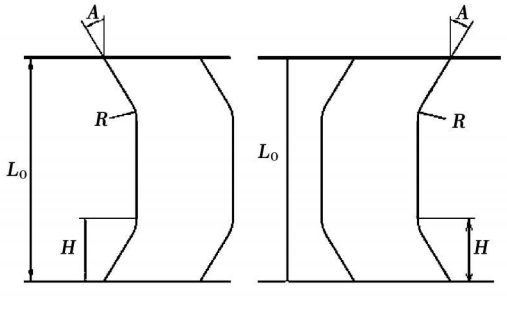


图 1 前掠和后掠叶片

收稿日期: 2008-01-11; 修订日期: 2008-03-10
作者简介: 冯子明(1973-), 男, 黑龙江大庆人, 哈尔滨工业大学博士研究生.

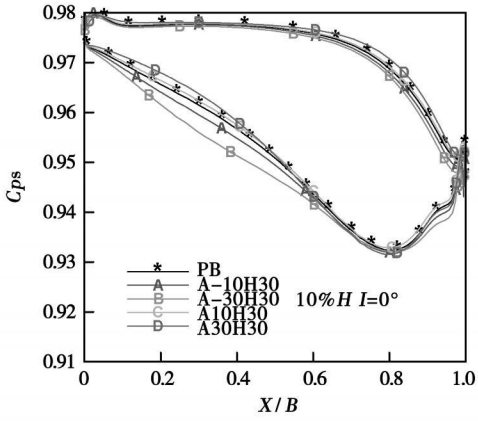
(C)1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

度625 K, 出口静压为 5 689 000 Pa。数值计算中采用H-O-I 组合计算网格, 网格结点总数为 80 万, 数值仿真湍流模型为 κ－ε 模型。

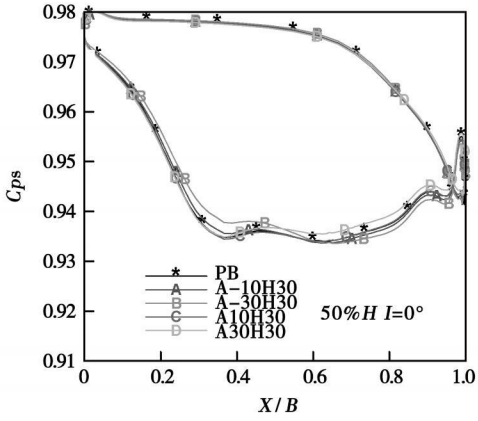
2 计算结果比较

在零冲角下分别对叶片轴向前掠 10°、30°和后掠10°、30°, 掠高分别10%和30%叶高以及原型叶片9 种叶型进行了数值模拟。

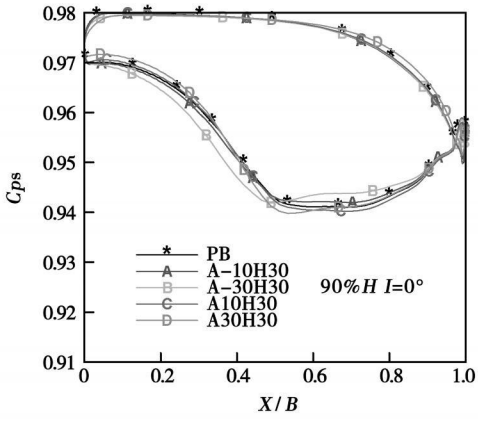
2.1 掠角对静压系数分布的影响



(a) 叶根



(b) 叶中



(c) 叶顶

图 2 掠角 对静压系 数沿叶型的影响

图 2 为掠高为30%叶高的沿叶型上中下3 个截面的静压系数随掠角的变化, C_{ps} 表示静压系数。图 2(a)为叶根(10%叶高)处静压系数, 压力面上, 0～0.6 轴向弦长范围内所有曲线基本重合, 但是在0.6～0.95 范围内后掠静压系数减小, 前掠增大; 吸力面上, 后掠 30°时在 0～0.7 范围内叶片载荷增大了, 这会增加端壁横向压力差, 不利于对端壁二次流的抑制, 在最低压力点(0.8X/B)后部逆压梯度减小, 可以减缓边界层的分离。后掠10°的静压系数变化趋势与后掠 30°保持一致, 但幅度小。前掠 30°时在 0～0.6 轴向弦长范围内叶片载荷减小, 说明减小了端壁横向压力差, 减弱了产生端壁二次流的趋势, 最低压力点后部与原型基本重合; 而前掠 10°的静压系数在最低压力点前部的变化趋势与前掠 30°的保持一致, 只是最低压力点后部叶片载荷减小。

图 2(b)为叶展中部(50%叶高)的静压系数, 压力面静压系数不受掠角影响。吸力面上所有掠角的最低载荷点基本和原型保持一致, 后掠30°叶型静压系数变化幅度最大, 最低载荷点前部的叶片所受载荷减小。后掠 10°与后掠 30°的变化趋势保持一致, 但幅度要小。前掠叶型的静压系数曲线在最低载荷点前部与原型基本保持重合; 前掠30°叶片在最低压力点后部所受载荷减小, 逆压梯度与原型比较基本没有变化, 但是和原型相比叶型损失可能增大。

图 2(c)为叶展顶部(90%叶高)的静压系数。压力面上各种掠型叶片的静压系数与原型比基本没有变化, 只是前掠 30°时静压系数略有增加。后掠30°时最低压力点与原型叶片比较略有前移, 最低压力点前部叶片载荷增大, 增加了叶片顶部的端部压力差, 而最低压力点后部叶片载荷减小, 减小了端部压力差, 也减小了逆压梯度, 前后压力差的变化是相反的。后掠 10°与后掠 30°保持一致, 只是幅度较小。前掠 30°叶片在轴向弦长 0～0.3 范围内减小了叶片的载荷, 使叶顶端部压力差减小, 而在 0.3～0.85 轴向弦长范围内静压系数先是减小后又缓慢增大, 但都小于原型叶片的静压系数, 在 0.5 轴向弦长处达到最小值, 并且在最低压力点后部范围内增大了叶片的载荷, 这会增大端部压力差, 引起端部二次流的产生。而前掠 10°在最低压力点处(0.5 轴向弦长)之前的部分静压系数基本与原型叶片的静压系数曲线重合, 最低压力点后部范围内叶片载荷增大, 同样引起端部压力差的增大, 会使二次流损失加大。

2.2 轴向掠对栅后总压损失系数分布的影响

图 3 是掠高为 30%叶高时的平均节距总压损

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

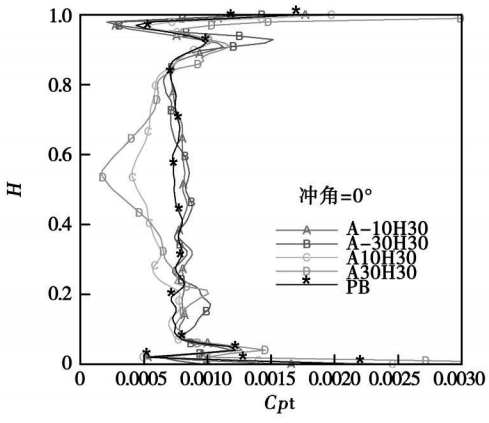


图 3　出口 处总 压系 数的分 布

失在尾缘处沿叶高的分布, Cpt 表示总压损失系数。在叶展 0.1 ~ 0.85 范围内后掠损失和原型损失比较略有增加, 而前掠叶片形成了 C 型压力分布曲线, 减小了流道主流区的总压损失。在叶片的根部, 叶片前掠 30°的峰值最大, 并以较高的压力和底部端壁高损失区混合, 而其余掠角下均与原型叶片的损失相当, 后掠 30°略有降低; 在叶片的顶部, 所有掠角的叶片总压损失峰值都大于原型叶片, 后掠 30°时最大并且位置靠近顶壁, 而其余掠角的叶片损失峰值向反向偏离。

2.3　轴向掠对子午面流量平均静压的影响

由图 4 可以看出, 静压等值线随着前掠角的增大, 反 C 型静压分布变明显。前掠叶片在子午面形成反 C 压力分布, 该压力分布将低能流体输运到两端部, 使得低能流体在端部堆积, 增加了两端部的损失, 严重时可能导致流动分离, 掠角增大。

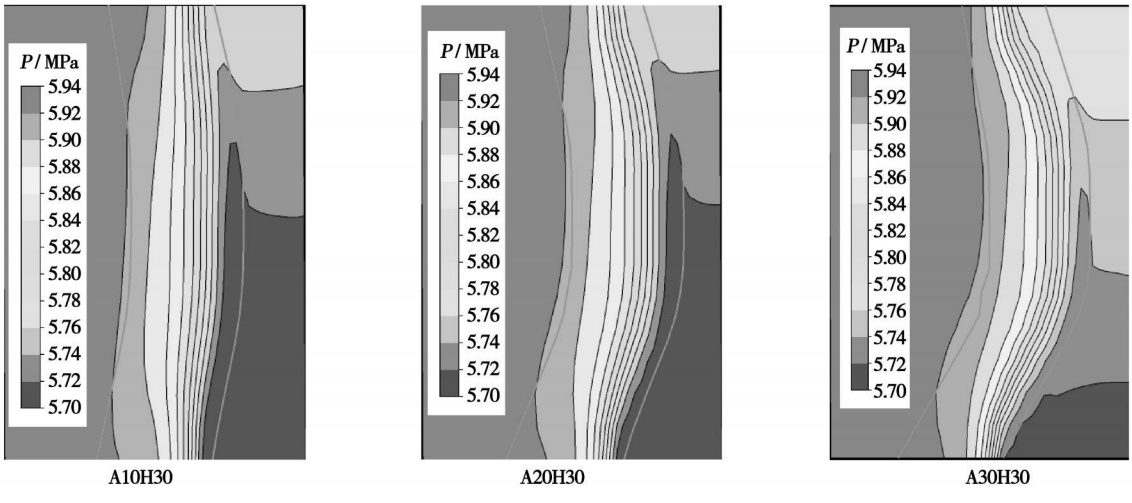


图 4　前掠叶片 质量平均子午面总 压等值线

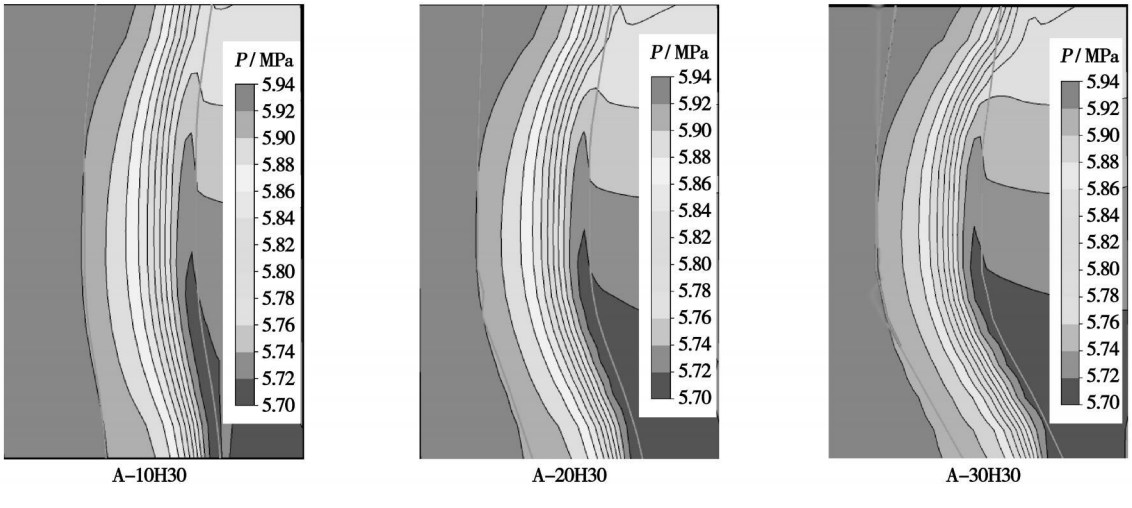


图 5　后掠叶片 质量平均子午面总 压等值线

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

由图 5 可以看出，静压等值线随着后掠角的增大，C 型静压分布变明显。在 10%掠高时只是在两个端壁附近形成的 C 型静压分布曲线比较明显，而随着掠高的增大，C 型压力曲线逐渐向流道中部伸展。掠角的增大则增强了 C 型压力曲线，在 30°掠角时形成了强 C 型压力分布曲线。后掠形成的 C 型压力分布加强了两个端壁附近低能流体向动量较高的主流区域迁移的能力，从而减弱了端壁角区低能流体的堆积，具有延缓角区分离和减小端壁损失的作用，改善了端壁角区的气动性能，但是这会增加叶展中部主流区的损失。

2.4 掠对极限流线的影响

图 6 中第一列是掠叶片 A30H30、A-30H30 和原型叶片 PB 顶部的极限流线图。与原型叶片比较可知，前掠使得前缘鞍点的位置远离前缘点，A30H30 偏离前缘点的距离要比 PB 要大，吸力面卷起线被推迟吸附到吸力面，A30H30 比 PB 的更早汇聚到吸力面。而压力面分支在向下游发展过程中也比原型叶片提前横跨流道到达相邻叶片的吸力面，所以前掠加强了叶片顶部端壁二次流。后掠使得前缘鞍点的位置靠近前缘点，A-30H30 比前掠和 PB 靠近前缘点更近，吸力面卷起线被提前吸附到吸力面，A-30H30 比 PB 提前吸附到吸力面。与原型叶片比较，压力面分支大部分沿流道更顺畅地流向尾缘，减小了叶顶端壁二次流，A-30H30 比 PB 更是减弱了端壁二次流。

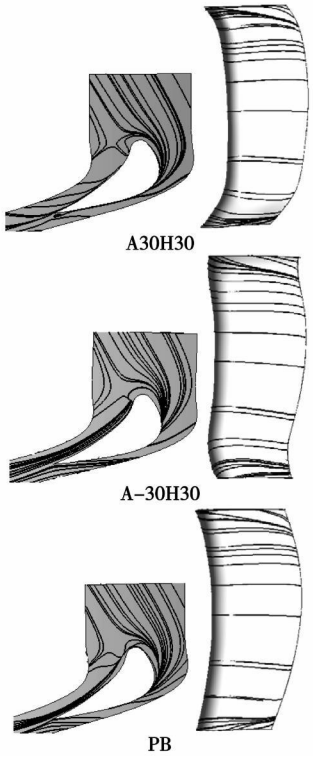


图 6 叶片底端和吸力面的极限流线

图 6 中第二列是 A30H30、A-30H30 和 PB 吸力面的极限流线。在吸力面上除了壁角区很小范围的大部分区域，极限流线都平行于上下端壁，说明在吸力面上离开端壁的广大区域边界层中的流动亦是层流。复杂的流动出现在上下端壁和吸力侧壁角，流动在那里的发展变化代表叶栅的二次流谱。一般来说，通道涡分离线从端壁抬起的越高，端壁边界层的流动分离就越严重，流动总损失越大。与 PB 比较，A30H30、A-30H30 在顶端卷起线抬起高度差不多，而下端壁的卷起线抬起高度要小。

2.5 轴向掠对静叶栅总损失的影响

图 7 表示零冲角时总损失随着掠角和掠高的变化，横轴负向是后掠，正向是前掠。由图可以看出，从整体上看后掠总损失较小，而前掠使总损失增大，后掠时总损失比较小，其中 A-20H30 的总损失最小，到后掠 30°时总损失有所增加。前掠总损失随掠角的增加而增加，而且掠高越大则总损失也越大。通过以上分析可以得知，前后掠角都与总损失成正比，与掠高也成正比，即随着前后掠角和掠高的增加总损失也增加。因此对此叶栅建议使用 30%叶高的掠高和 10°～20°的掠角来提高涡轮高压静叶栅的气动性能。

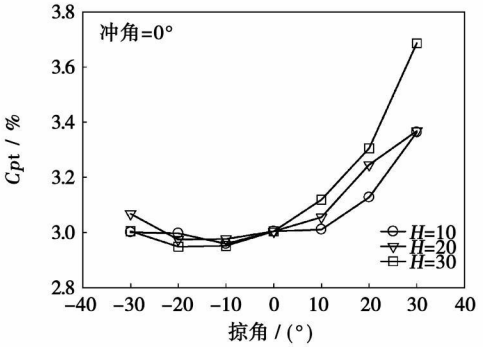


图 7 掠对总压损失的影响

3 结 论

(1) 叶片前掠时，子午流面流量平均静压系数呈反 C 型，在反 C 型压力分布作用下，端部附面层被挤压在两端部附近很难被主流带走，造成了低能流体在两端部壁角的汇集，使端部总损失增加。但是前掠减小了流道主流区的总压损失，前掠角越大或掠高越大，反 C 型压力分布越强。

(2) 叶片后掠时，子午流面流量平均静压系数

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

呈C 型, 在 C 型压力梯度作用下端部附面层被主流卷吸, 减小了低能流体在两端部壁角的堆积, 从而减小了总压损失, 但是后掠增大了流道主流区的总压损失。后掠角越大或掠高越大, C 型压力分布越强。

(3) 和原型叶片比较, 前掠叶片增强了端部的横向二次流, 而后掠减弱了端部的横向二次流。影响的强度与掠角成正比。

(4) 对于原型叶栅建议用 30% 叶高的掠高和 10°~20°范围内掠角来提高涡轮高压静叶栅的气动性能。

参考文献:

[1] BEATTY L A, SAVAGE M, EMERRY J C. Low speed cascade tests of two 45 degree swept compressor blades with constant spanwise loading [R]. Washington: NACA, 1954.

[2] GOLDWIN W R Effect of sweep on performance of compressor blade sections as indicted by swept blade rotor, unswept blade rotor and cascade tests[R]. Washington: NACA, 1957.

[3] SMITH L H, YEH H. Sweep and dihedral effect in axial flow turbomachinery[J]. ASME Journal of Basic Engineering, 1963, 85: 401—411.

[4] LEWIS R I, HILL J M. The influence of sweep and dihedral in turbomachinery blade rows[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1971, 13(4): 599—607.

[5] GOSTELOW J P, SMITH L H. Aerodynamic design and performance of a swept back rotor SW-1[R]. New Jersey: GE, 1968.

[6] PENG SHAN, SHENG ZHOU. A helical surface model for 3-d shock structure analysis[R]. ASME Paper, GT—1999—226, 1999.

[7] WADIA A R, SZUCS P N, CRALL D W. Inner workings of aerodynamic sweep[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 671—682.

[8] 杨爱玲, 陈康民. 轴向掠叶片对涡轮静叶栅流场气动及声学特性的影响[J]. 流体机械, 2000, 3: 25—28.

[9] 岳国强, 韩万金. 掠叶片对涡轮叶栅气动性能的影响[J]. 推进技术, 2004, 6: 512—516.

(编辑　伟)

新技术、新产品

升级改进型 LM6000 燃气轮机

据《Gas Turbine World》2008 年 7~8 月号报道, GE Energy 已发布了在其 LM6000 航改型燃气轮机生产线中的两个新型号—具有单环燃烧室的 LM6000PG 和使用 GE 干低排放燃烧技术的 LM6000PH。

对 LM6000 关键的改进包括: 在 GE 较大的航改机 LMS100 以及在它的 CF6—80E 和 GE90 航空发动机上时, 就已被证明的材料和技术的升级改进。

在相同的箱装体底座尺寸下, 与原来的 LM6000 发动机比较, 这两型机组将使简单循环输出功率增加 25%(基本负荷输出功率为 52 275 kW), 排气能量增加 18%(基本负荷输出功率下排气质量流量为 140 kg/s, 排气温度为 470 ℃)。简单循环效率为 41.9%。

在联合循环配置中, LM6000PG 和 LM6000PH 联合循环装置的输出功率将达到 65 MW; 在根据排放控制的方式, 效率将从 52% 到超过 55%。

强化的燃烧性能可以使每年消耗的燃油减少 5 400 450 L, 并使每年排放的 CO_2 减少 6 500 t。

两型新机组既可用于 50 Hz 方案, 也可用于 60 Hz 方案。LM6000PG 将于 2010 年上半年可供应用, LM6000PH 将于 2011 年推向市场。

除了电力生产应用以外, LM6000 燃气轮机也正被用于管线压缩机站和泵站、海上平台和 FPSO(浮动生产、储存和卸油船), 并且正被提议用于船舶推进装置。

(吉桂明　供稿)

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

model, S2 stream surface, optimization design

轴向掠对涡轮静叶栅气动性能的影响 = **Influence of Axially-swept Blades on the Aerodynamic Performance of a Turbine Stationary Cascade**[刊,汉]/ FENG Zi-ming, HAN Wan-jin, ZHONG Jing-jun, et al (College of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 19 ~ 23

With a turbine stationary cascade serving as a prototype cascade and through a change of axially-swept angles and heights of the prototype to form blades with various swept blade profiles, the influence of axially-swept blades on the aerodynamic performance of the turbine stationary cascade was studied. The remodeled and calculated swept angles include forward-and-back-swept ones of 10 degrees and 30 degrees respectively, while the swept heights, 10% and 30% of the blade height respectively. CFD (Computational Fluid Dynamics) numerical simulation software was employed to simulate the aerodynamic performance of the axially-swept cascade. The simulation results show that compared with the prototype blade, the axial forward-swept stationary cascade has intensified the concentration of low-energy fluid at end-wall corners, leading to an increase of transversal secondary flows on the endwalls. This caused a rise of losses, but a decrease of losses in the middle of the blade chord. The axial back-swept stationary cascade has lessened the concentration of low-energy fluid at end-wall corners, diminishing the secondary flows at the endwalls. As a result, the losses at the endwalls have been reduced due to the low-energy fluid being drawn into a main flow zone, and the losses in the main flow zone, increased. **Key words**: turbine, stationary cascade, swept angle, swept height, numerical calculation

全息谱技术在轴系现场动平衡方法中应用 = **A Study of Methods for an On-site Shafting Dynamic Balance Based on a Holographic Spectrum Technology**[刊,汉]/ LIU Shi (Guangdong Electric Grid Company, Academy of Electric Power Science, Guangzhou, China, Post Code: 510600), QU Liang-sheng (College of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, China, Post Code: 710049)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 24 ~ 30

On-site dynamic balance is one of the key technologies for coping with the vibration faults of turbogenerator units. Traditional balancing methods are usually based on information from a single sensor with vertical and horizontal vibrations being regarded as two separate components. In fact, the motion of rotors is a kind of complicated spacial movement. It is impossible for measurements made by using only unidirectional sensors to objectively and reliably reflect the movement status of the rotors. The information from the sensors must be fused. The authors have presented an on-site dynamic balance method based on a fusion of information from a variety of sensors. The essence of the matter consists in fully integrating the information fusion technology with flexible rotor dynamic balance technology. In the meantime, advanced computer simulation and a genetic algorithm-based optimization are employed to simplify balanced operations, thus enhancing the balance accuracy and efficiency. The demerits of the balance method based on a single sensor were analyzed, and the working principle of a shafting holographic dynamic balance method was described. In addition, the effectiveness of the method in question has been verified by the on-site dynamic balance of several 300 MW turbogenerator units. **Key words**: on-site dynamic balance, holographic spectrum, flexible rotor

汽轮机末级叶片流固耦合数值模拟 = **Numerical Simulation of Fluid-solid Coupling of Blades in the Last Stage of a Steam Turbine**[刊,汉]/ GONG San-wei, ZOU Zheng-ping, LIU Huo-xing (National Key Laboratory on Aero-engine Aerodynamics and Thermodynamics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China, Post Code: 100083), YANG Zhen-ya (Ansys-China Co. Ltd., Beijing, China, Post Code: 100026)// Journal of Engineering for

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net