

文章编号: 1000-8055(2000)02-0137-05

冲角对涡轮低压导向器气动特性影响的实验研究

顾中华 韩万今 周 逊 芦文才 王仲奇
(哈尔滨工业大学 241 教研室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 本文实验研究了通过前置可调导叶改变来流气流方向对涡轮低压导向器环形叶栅损失的产生与分布的影响, 以及在沿叶高不同分布的冲角下模型叶栅气动特性的变化。在不同的沿叶高分布的进气冲角下, 详细地测量了导向器出口流场和叶栅表面静压分布, 得出导向器总流动损失随平均冲角的变化, 从而确定了对应最小流动损失的冲角范围, 对导向器的变工况性能做出了评价。

关键词: 冲角; 叶栅; 气动特性; 实验

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

1 实验装置和实验模型

低压导向器处于高压级动叶和低压级动叶之间, 由于级间、叶列间流场的相互干扰, 低压导向器中的流场是非定常的^[1, 2], 此外, 由于涡轮工作条件变化时, 流量会有一定范围的变化, 必然会引起低压导向器进气冲角的变化^[3]。在单列叶栅实验中无法模拟出低压导向器的上述上、下游条件, 为了尽量接近实际流动情况, 在低压导向器上游设置可调导向叶栅, 改变冲角及其沿叶高的分布规律, 详细测量导向器出口流场参数沿叶高和节距的变化, 这样来评价低压导向器变工况性能的好坏。

实验装置: 实验是在哈尔滨工业大学的环形叶栅实验风洞上进行的。在低压导向器气动特性的实验中, 在原涡轮高压级动叶位置安置了可调导向叶栅, 为均匀化可调导叶后的气流, 在可调导叶后适当加一段截面不变的延长段。实验模型纵剖图表示在图 1 中。

实验模型: 前置可调导叶设计成尾部相对于设计位置可转动的。导叶尾部可转动 $\pm 10^\circ$; $\pm 20^\circ$ 和 $\pm 30^\circ$; 再加上设计位置, 共有 7 种几何出气角

(图 2)。在实验中, 气流流出可调导叶的出气角由可调导叶出口流场测量决定。

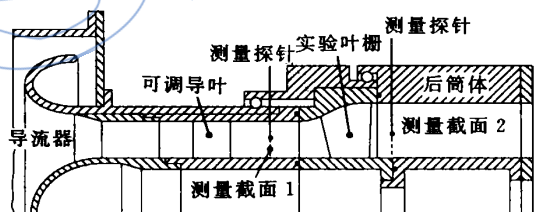


图 1 涡轮低压导向器气动特性实验装置简图

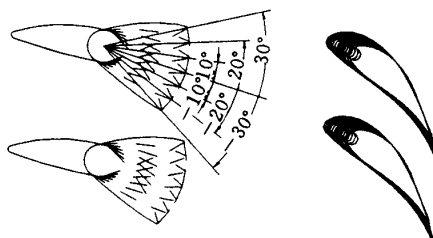


图 2 可调导叶位置与实验叶栅积迭示意图

低压导向器几何相似地缩小制成模型叶栅, 叶栅的重要几何与气动参数为: 径高比 5.8, 展弦比 1.13, 叶片数 32, 栅前总压 5010 Pa (表压), 叶

收稿日期: 1999-04-20; 修订日期: 1999-07-05

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59636180); 博士点基金资助项目(97021305)

作者简介: 顾中华(1971-), 男, 哈尔滨工业大学 241 教研室助教, 博士生

高中部马赫数 0.2328, 雷诺数 2.2746×10^5 。

测量方法: 在前置导叶后与模型叶栅后设置两个测量面(图 1), 在前置导叶后设置 11×17 (周向 $\times$ 轴向) 共 187 个测量点, 在模型叶栅后设置 24×19 (周向 $\times$ 轴向) 共 456 个测量点。测量采用球头直径为 2.5 mm 的球型五孔探针进行非对向测量。

在低压导向器叶片表面 10%, 30%, 50%, 70% 和 90% 相对叶高布置了共 96 个静压孔测量表面静压。

数据定义: 静压系数定义为

$$\bar{p}_1 = (p_1 - p_a) / (p_0^* / p_a) \quad (1)$$

式中: p_1 为测点的静压, p_0^* 为导向叶栅前的总压, p_a 是环境大气压。

能量损失系数定义为:

$$\xi = \frac{(p_1/p_1^*)^{(k-1)/k} - (p_1/p_0^*)^{(k-1)/k}}{1 - (p_1/p_0^*)^{(k-1)/k}} \quad (2)$$

式中: p_1^* 为测点的总压。

二次流速度矢量的定义依赖于流场主流方向的定义, 在本实验数据的处理中, 叶栅出口的主流方向定义为出口处的质量平均的速度方向。

本实验测量参数的综合极限误差小于 1%。

2 实验结果与讨论

通过在模型叶栅前设置可调导叶改变冲角及其沿叶高的分布, 测量了 7 种冲角分布方案的可调导叶及模型叶栅的出口流场。7 个方案的冲角沿叶高分布见图 3, 平均冲角分别为 25° ; 9° ; -1° ; -8° ; -13° ; -20° ; -28° 。为了比较冲角变化对模型叶栅出口气动参数及其分布的影响, 将平均冲角接近零度的方案 2 作为基本工况。

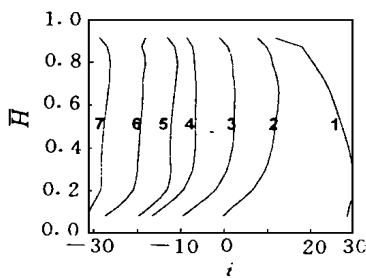


图 3 实验冲角沿叶高分布

从各方案的损失系数等值线(图 4(a))的对比中可以发现, 正冲角(方案 1, 2)明显比零冲角(方案 3)和小负冲角(方案 4)的损失区要大, 尾迹区相对比较宽, 端部损失也较大; 随着冲角的逐步

减少(方案 2, 3), 端部损失区逐渐减少、减薄, 尾迹区也减小, 尤以方案 3 的尾迹区最窄; 但是当负冲角进一步增大(方案 4, 5, 6), 可以看到尾迹区稍有增加, 上下端壁损失区显著增大。

根据出口截面的二次流矢量图(图 4(c))可以看到, 冲角在 25° 到 -28° 变化的过程中, 通道涡强度和位置有明显变化: 冲角越小, 通道涡强度越弱, 位置越靠近端壁, 到 -28° 冲角时(方案 7), 通道涡已难以辨别。

在平均冲角为 0 的设计工况下(方案 3), 在流道内存在横向压力梯度, 在它的作用下, 叶栅两端压力侧附面层向吸力侧集聚, 并在叶片吸力面上分离, 在出口尾迹区内形成对应上下通道涡的两个损失核心, 这两个损失核心分别位于 10% 和 80% 相对叶高。在叶顶区, 模型叶栅外壁子午扩张角较大, 气流绕流时先是过膨胀, 然后遇到逆压梯度, 附面层增厚并从外壁面上分离, 在径向正压梯度的作用下, 在向轮毂区输运时进入上通道涡低压区, 与上通道涡相互作用, 产生了高损失区。在轮毂区, 径向正压梯度驱动的径向串流与下通道涡相互作用, 形成了另一个高损失区。由此看来, 模型叶栅的气动性能, 取决于叶顶区外壁面与吸力面两个分离及两者间的相互作用和径向串流与轮毂壁面上横向二次流的汇合。

当平均冲角增大到 9° (方案 2), 流道内的横向压力梯度增强, 表现为横向二次流加剧, 压力侧附面层低能流体都被输运至吸力侧, 损失系数图中可以看出该方案尾迹区内损失值升高, 同时尾迹宽度加大, 这是由于正冲角下, 吸力面存在较大的流向逆压梯度(图 5), 产生的附面层分离。通道涡是由横向二次流引起的, 随着正冲角的增大, 通道涡的强度与尺度也增加, 涡心的位置与设计工况相比分别远离外壁面与轮毂, 位于 75% 和 15% 相对叶高。在正冲角下, 一是由于附面层多是集聚于吸力侧, 吸力侧的径向正压梯度通常大于压力侧^[3], 因此在横向二次流加剧的同时, 也加剧了径向二次流; 二是由于模型叶栅外壁较大的子午扩张角引起的端壁附面层分离与上通道涡的相互作用, 顶部高损失区显著增加。当平均冲角增大到 25° (方案 1), 流道内的横向压力梯度进一步增强, 二次流加剧, 压力侧附面层低能流体都被输运至吸力侧, 吸力面的流向逆压梯度增大, 分离加剧。损失系数图中可以看出该方案尾迹区内损失值升高, 同时尾迹宽度加大。通道涡的强度与尺度也进一步增加, 涡心的位置更加远离端壁, 位于

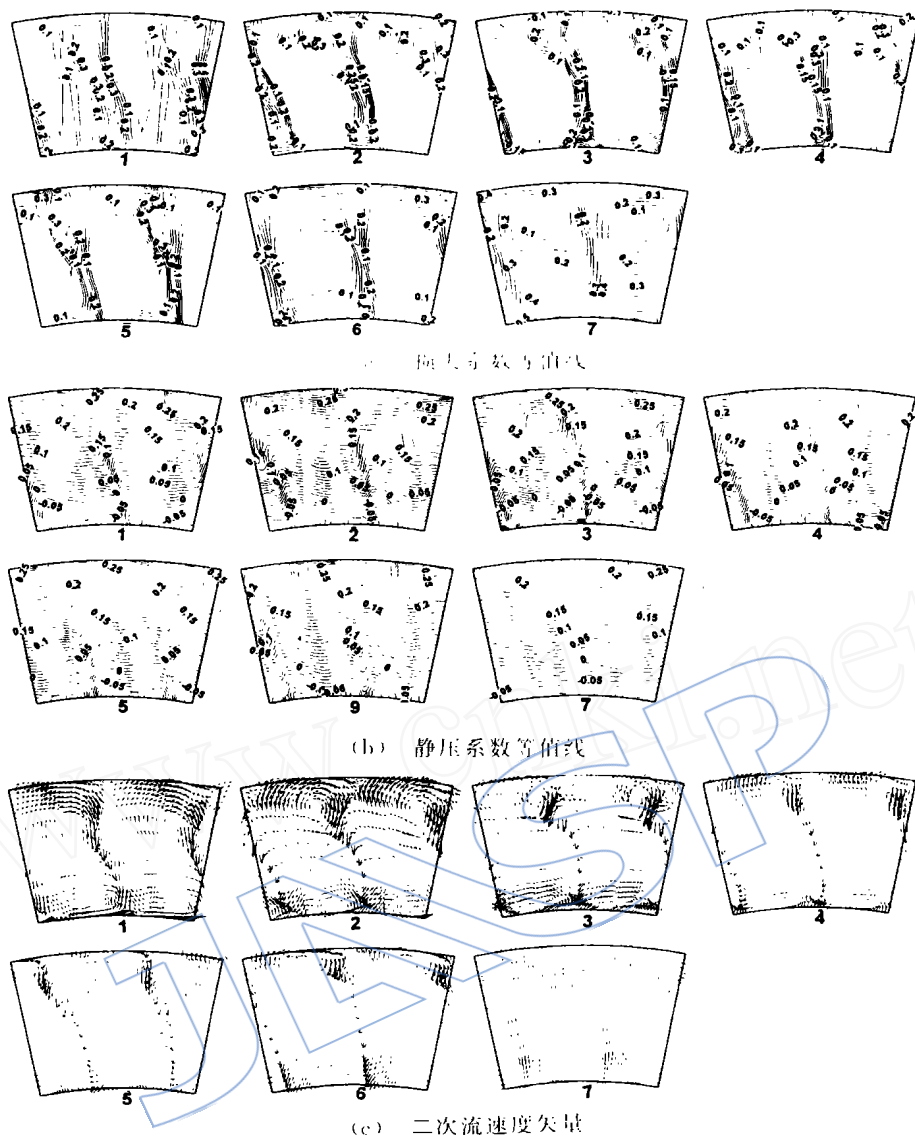


图 4 7 个方案实验叶栅出口截面的测量结果

65% 和 20% 相对叶高。尽管由轮毂至 $1/3$ 相对叶高范围内几乎不存在势流区, 然而高损失集聚在尾迹区内仍然十分明显。

当平均冲角由 0° (方案 3) 开始减小为 -8° (方案 4), 伴随着气流折转角的下降, 流道内横向压力梯度减弱, 上下通道涡的强度减小, 尾迹区的宽度变窄, 通道涡的位置分别向外壁与轮毂接近, 分别处于 7% 和 80% 相对叶高, 涡心对应的高损失值下降, 涡的尺度减小。由于负冲角削弱了横向压力梯度, 外壁附面层输运至吸力侧的流动减缓, 外壁上的附面层低能流体增厚。冲角继续下降到 -13° (方案 5), 通道涡的强度与尺度进一步减小, 位置贴近端壁, 涡心大约位于 5% 和 90% 相对叶高。横向压力梯度有较大的降低, 压力侧的附面层已大部分不能被输运到吸力侧, 能量损失沿节

距方向扩散到整个流道。除此之外,在大负冲角下,气流在叶片压力面进口发生过膨胀,然后遇扩压段,附面层增厚并发生分离。同时,较大的外壁扩张角也引起外壁附面层分离。压力面分离与外壁分离相互作用,引起叶顶区损失急剧升高(图6)。当冲角进一步减小到 -20° (方案6),下半叶高负冲角大到 -22° 左右,叶片压力面附面层增厚、分离,压力侧低能流体大部分不能被输运至吸力侧,高损失也扩散到整个流道,节距平均损失系数升高,上通道涡还可辨认,下通道涡已非常弱。负冲角增大到 -28° (方案7),整个叶高处于大负冲角下,流动损失的均匀化遍及整个流场,叶片压力面及外壁分离损失剧烈增高,节距平均损失系数沿叶高呈“C”型分布(图6)。

由以上的分析可见,当气流绕流叶栅有较大

转折角时,即在零冲角和正冲角下,上下通道涡具

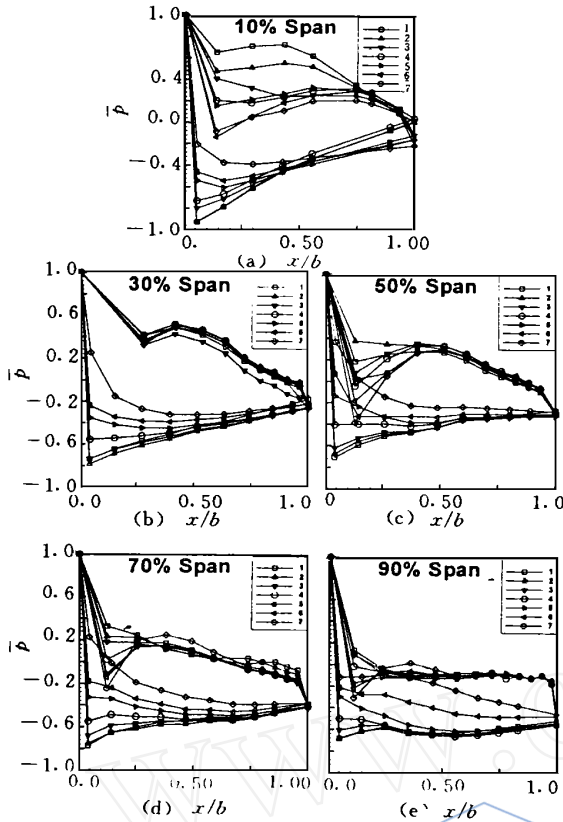


图5 7个方案中节距平均损失系数沿叶高分布

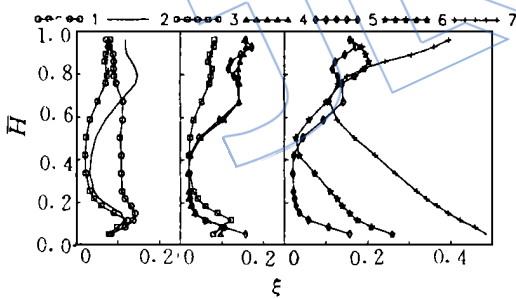


图6 损失系数的平均冲角特性

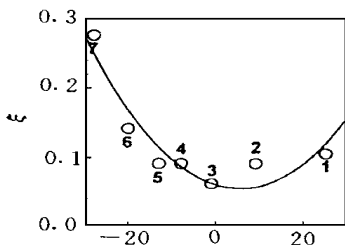


图7 损失系数的平均冲角特性

有一定的强度与尺度,以它们的涡心为核心卷吸了大部分附面层低能流体,形成了以这两个核心为高损失峰值的高损失集聚的尾流区,总损失中

二次流损失占主要比例。在气流绕流叶栅折转角较小时,即在负冲角下,上下通道涡减弱,能量损失不再高度集聚,而是比较均匀地分布于整个流场,损失峰值分别位于外壁与轮毂壁面上,总损失中附面层内摩擦与分离损失占主导地位。

由损失系数的平均冲角特性(图7)可以看到,在平均冲角为 -9.3° 的方案3模型叶栅内的总流动损失最小。在7个方案中,方案3在从34%至92%相对叶高的范围内能量损失系数最低(图6)。在这个范围内,冲角约为 0° ;气流在压力面上的流动都处于顺压梯度下(图5),表面附面层不存在分离;而在吸力面上虽有一定的逆压梯度,但由于沿外壁面流动的附面层在径向正压梯度的推动下向轮毂区的输运,抑制了附面层的分离。在其它两个区域,即由轮毂至10%相对叶高以及由92%至100%相对叶高,方案3的能量损失系数虽然不是最小,也仅略高于最小值,而且这两个区域的范围很小,加起来还不到整个叶高的1/5。由图7看到的另一个重要现象是平均冲角在 9° 至 -13° 的范围内,叶栅的总损失系数变化不大,差值在0.05以内,说明该叶栅具有良好的变工况性能。

3 结 论

(1) 模型叶栅在设计工况下具有良好的气动性能,平均冲角在 9° 至 -13° 之间叶栅气动性能变化不大。(2) 在正冲角下,模型叶栅叶顶区上通道涡与大扩张角外壁分离流动相互作用,在轮毂区径向二次流与下通道涡相互作用是导致叶栅气动性能恶化的主要原因。(3) 在大负冲角下,模型叶栅叶顶区大扩张角附面层分离与叶片压力面附面层分离的相互作用以及轮毂区径向二次流动与叶片压力面附面层分离的相互作用是叶栅气动特性变坏的主要原因。

参 考 文 献

- Boletis E, Sieverding C H. Experimental Study of the Three-Dimensional Flow Field in a Turbine Stator Preceded by a Full Stage [J]. Trans. of the ASME, Journal of Turbomachinery, January 1991, 113: 1- 9
- Jennions L, Adamczyk J J. Evaluation of the Interaction losses in a Transonic Turbine HP Rotor/IP Vane Configuration [R]. Paper ASME 95-GT-299
- 韩万今, 徐文远, 王仲奇. 不同冲角下叶片弯曲对端部二次流动的影响[J]. 工程热物理学报, 1990, 11(3): 280- 283

(责任编辑 杨再荣)

Experimental Investigation on Influence of Incidence on Performance of Turbine Stator Cascade

Gu Zhonghua, Han Wanjin, Zhou Xun, Lu Wencai, Wang Zhongqi

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract An experimental investigation was carried out to examine the influence of incidence angle on the performance of an annular turbine stator cascade with controlled-outlet-angle guide vanes. The tests were made at seven incidence angles from $+25^\circ$ to -28° . The five-hole probe measurements were performed at two planes, one was located at the stator cascade exit and another at the guide vane exit. The static pressure distribution on the stator blade surface was also measured. The distributions of local energy loss coefficients with local static pressure coefficients, as well as the secondary flow velocity vector plots show in detail, how much the losses and the secondary flow are influenced by incidence angles. At positive incidence, the losses rise mainly due to the development of passage vortex. At negative incidence, the losses rise due to the separation of pressure surface boundary layer.

Key words incidence angle; cascade; aerodynamic characteristics; experiments

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP133-136)

Numerical Simulation Research on Mechanism of Stability Enhancement by a Dovel Hub Treatment

Li Ling¹, Yu Qing², Lu Yajun²

¹(Department of Hydraulic Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

²(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract The three-dimensional viscous turbulent Reynolds averaged equations of motion and turbulent models based on RNG method are used to simulate the flow field in a blade row with axial skewed slot hub treatment and a blade row with curve skewed slot hub treatment. The difficulty in grid system establishment due to the complex structure in treatment slots is surmounted by using zonal-grids technology. By analyzing the mutual interaction between flows in the hub treatment slots and the endwall flows in blade row, the mechanism of the compressor stability enhancement is revealed both for traditional axial skewed slot hub treatment and novel curve skewed slot hub treatment.

Key words compressor; wheel hub; numerical simulation