

文章编号: 1000-0887(2002) 08_0843_08

有叶顶间隙的涡轮弯叶栅拓扑与旋涡 结构(I) ——试验模型、端壁 与叶片表面拓扑结构*

杨庆海, 黄洪雁, 韩万今

(哈尔滨工业大学 458 信箱, 哈尔滨 150001)

(戴世强推荐)

摘要: 根据具有叶顶间隙的直叶栅和正、反弯叶栅壁面流动的墨迹显示以及横截面内气动参数测量, 应用拓扑学原理, 分析了端壁与叶片表面拓扑结构与直叶栅比较, 叶片正弯消除了上通道涡分离线, 并使二次涡由闭式分离转变为开式分离, 而叶片反弯仅影响奇点位置、旋涡强度与尺度。

关键词: 涡轮叶栅; 叶顶间隙; 弯叶栅; 端壁与叶片表面; 拓扑结构

中图分类号: V231.3 文献标识码: A

引 言

实验研究表明^[1]: 叶片正弯降低了叶顶间隙的横向压力梯度, 因而减少了通过间隙的相对漏气量, 同时叶顶泄漏流与端壁通道横向二次流相互作用产生的掺混损失也大为下降。叶片反弯虽然提高了间隙内的横向压力梯度, 但相对漏气量却有所减少, 而掺混损失急剧增大。要认识叶片正、反弯引起叶栅气动特性上述变化的物理机制, 必须从分析叶栅流场的细微结构着手。在无间隙涡轮叶栅中, 叶片弯曲改变了奇点的位置^[2], 导致集中涡系减弱或增强, 组对或合并^[3]。对于具有叶顶间隙的涡轮叶栅, 叶片弯曲是否也会改变其拓扑结构, 这就是本文要解决的问题。

1 试验模型

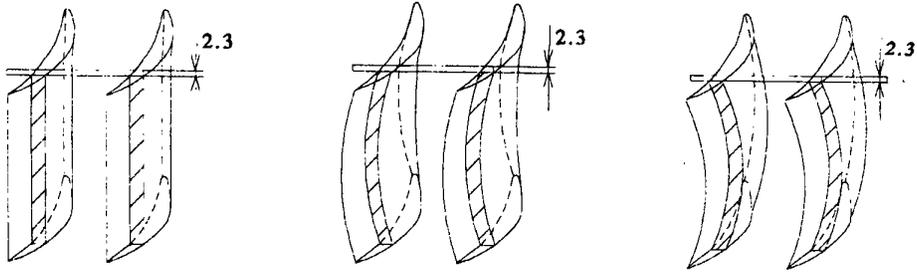
试验了 3 套涡轮矩形叶栅: 1) 常规直叶栅; 2) 叶片两端倾角为 20° 的正弯叶栅; 3) 叶片两端倾角为 20° 的反弯叶栅(图 1)。平行端壁平面内的叶型均采用文献[4]的叶型, 并放大 1.73 倍。叶栅的其它几何和气动参数为: 叶片弦长 $C = 121.4 \text{ mm}$; 轴向弦长 $B = 120 \text{ mm}$; 节距 $S = 90 \text{ mm}$; 展弦比 $h/C = 0.905$; 节弦比 $S/C = 0.74$; 叶型的最大厚度与弦长比 $t_{\max}/C = 0.257$; 叶片进口边半径 $R_1 = 6.75 \text{ mm}$; 出口边半径 $R_2 = 3.37 \text{ mm}$; 叶片数 $N_b = 6$; 叶栅进口

* 收稿日期: 2001_05_08; 修订日期: 2002_03_26

基金项目: 国家教委博士点基金资助项目(EDAF24403003)

作者简介: 杨庆海(1969—), 男, 山东临清人, 助理研究员, 博士。

角 $\alpha_1 = 50^\circ$ (从轴向计起); 出口角 $\alpha_2 = 57^\circ$; 叶顶相对间隙 $\tau/h = 0.023$; 进口气流总压 $p_0^* = 10\,730.4\text{ Pa}$; 出口截面翼展中部马赫数 $Ma = 0.3$; 基于弦长的雷诺数 $Re = 8.3 \times 10^5$; 进口附面层厚度 $\delta = 24\text{ mm}$ 。



(a) 正弯叶栅

(b) 直叶栅

(c) 反弯叶栅

图1 实验模型

采用墨迹显示技术, 显示了3套叶栅的壁面流动。应用5孔微型测针测量了栅前4个、栅内11个和栅后4个横截面以及间隙中分面上的气动参数。

2 试验结果及讨论

2.1 具有叶顶间隙叶栅壁面的拓扑法则

在物面上, Lighthill^[5]给出结点总数和鞍点总数应满足下面的关系^[6]:

$$\sum N - \sum S = 2(2 - n), \quad (1)$$

其中 n 为联通区数目, N 和 S 分别为结点和鞍点。对具有叶顶间隙的环形叶栅, 叶片与内环形成一联通区, 而外环为另一联通区, 所以,

$$\sum N_c - \sum S_c = 0, \quad (2)$$

$\sum N_c$ 与 $\sum S_c$ 分别表示上端壁流场中的结点总数与鞍点总数。

叶片表面与下端壁流动遵循同样的拓扑法则:

$$\sum N_{bh} - \sum S_{bh} = 0, \quad (3)$$

$\sum N_{bh}$ 与 $\sum S_{bh}$ 分别表示叶片表面与下端壁流场中的结点总数与鞍点总数。

具有叶顶间隙的环形叶栅壁面流场的拓扑法则由(2)和(3)两式相加得到:

$$\sum N - \sum S = 0, \quad (4)$$

$\sum N = \sum N_c + \sum N_{bh}$ 和 $\sum S = \sum S_c + \sum S_{bh}$ 分别表示叶栅壁面流场中的结点总数与鞍点总数。

具有叶顶间隙的矩形叶栅与具有叶顶间隙的环形叶栅拓扑等价, 因此前者同样遵循上述拓扑法则。

2.2 上端壁流场的拓扑结构

图2为上端壁流动显示照片, 3套叶栅上端壁流动的墨迹显示照片非常相近, 在此仅给出直叶栅的端壁流动照片。直叶栅与正、反弯叶栅上端壁流场具有相同的拓扑结构(图3)。在叶顶区与流道区方向相反的横向压力梯度的作用下, 端壁附面层分别在叶顶吸力边和压力边附近集聚和分流, 结果在这两个地方分别形成了一条分离线 L_s 和一条再附线 L_r 。显然, L_s 是节距方向最低压力点的集合, 两侧的极限流线都趋近于它, 表明进入流场的流动。 L_r 是节距

方向最高压力点的集合, 两侧的极限流线都背离它, 表示流场朝向端壁的流动。

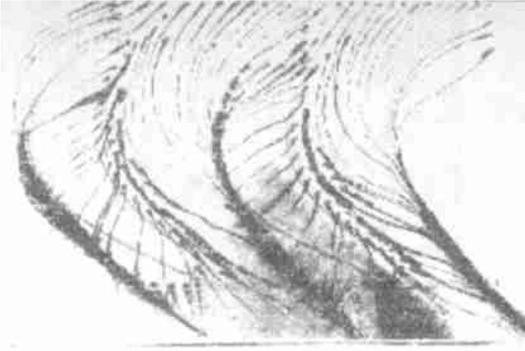


图2 上端壁墨迹显示照片

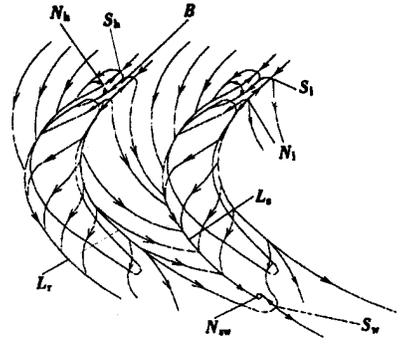


图3 上端壁流动的拓扑结构

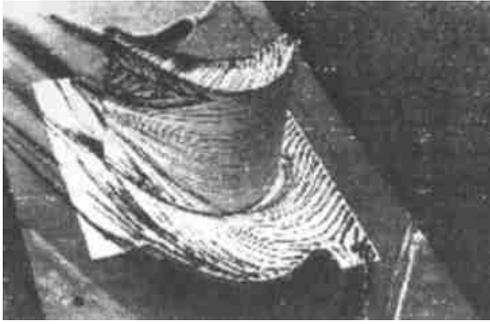
L_s 和 L_r 影响到叶顶前缘壁面的流动, 在吸力侧和压力侧形成双鞍点 (S_h, S_1) 与双结点 (N_h, N_1) 的特殊流谱。如图3所示, 在叶顶前缘吸力侧的鞍点 S_h 摩擦力线分裂成两条分支, 说明在有间隙的情况下, 部分来流端壁附面层遇叶片圆柱形前缘分离形成吸力面马蹄涡。 S_h 发出的两条分离线表示它的两条分支。吸力侧分支围绕着进口边旋转, 并在 0.25 轴向弦长与泄漏涡分离线 L_s 合并。压力侧分支先向下游延伸, 在 0.25 轴向弦长改变它的方向朝向同一叶片的吸力侧, 最后穿过叶顶也与 L_s 汇合。在两条分支围绕的 B 区内, 极限流线都向这两条分支收敛, 在 S_h 的稍下游拓扑地形成了附着结点 N_h 。类似的流动现象发生在叶顶前缘压力侧, 另一部分来流端壁附面层在鞍点 S_1 分离, 形成压力边马蹄涡。它的吸力侧分支穿过叶顶向同一叶片吸力边马蹄涡的压力侧分离线收敛, 压力侧分支穿过流道收敛于相邻叶片吸力边附近的分离线 L_s 。在鞍点 S_1 和再附线 L_r 双重作用下, 鞍点 S_1 的稍下游也拓扑地形成再附结点 N_1 。

随着分离线 L_s 和再附线 L_r 向下游的伸展, L_r 逐渐接近 L_s , 在出口边下游 1/3 轴向弦长两线相交, 产生鞍点 S_w 。源于 S_w 的两条分离线, 一条向下游继续延伸, 另一条逆流而上, 进入分离螺旋点 N_{sw} 。

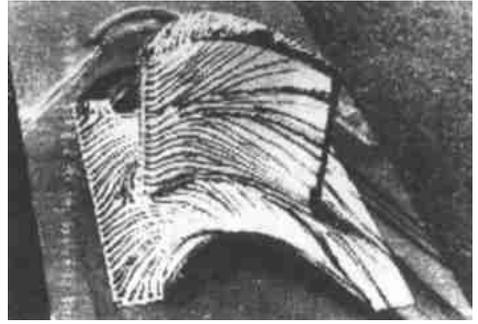
上端壁流场中有 3 个鞍点, 2 个附着结点和 1 个分离螺旋点, 奇点总数满足方程(2)表示的拓扑法则。

2.3 下端壁与叶片表面流场的拓扑结构

图4和图5表明, 3套叶栅进口边翼展中部有一个结点 N_{im} , 它发出的一条再附线沿展向爬升, 随泄漏流穿过叶顶, 与吸力边相交, 然后沿该边绕行向下游, 在某一轴向位置进入吸力面, 进入位置及奇点类型随叶片种类不同而有差别。对于常规直叶栅(图5), 在 0.6 轴向弦长产生鞍点 S_c 。 S_c 发出两条分离线, 一条沿叶顶吸力边向下游延伸, 中止于出口边上的分离结点 N_c 。该分支是叶顶极限流线和吸力面上部极限流线的收敛线, 也是旋向与顶部泄漏涡相反的二次涡分离线。另一条在吸力面上向叶顶的斜下方伸展, 进入出口边 0.6 翼展处的分离结点 N_u 。显然, 后一条分离线属于上通道涡。源于 S_c 的再附线在 S_c 的稍下游产生附着结点 N_c , 并由 N_c 继续向下游延伸, 结束在出口边 0.85 翼展的鞍点 S_u 。根据文献[7]阐述的分离流基本理论, 吸力面上 S_c 后角区的分离为闭式分离。



(a) 下端壁与吸力面



(b) 下端壁与压力面

(1) 常规直叶片

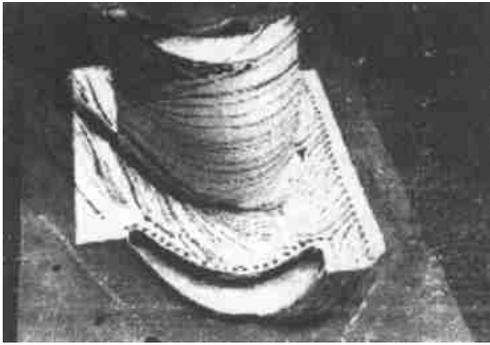


(a) 下端壁与吸力面

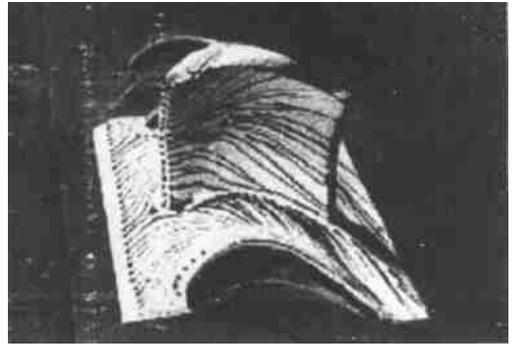


(b) 下端壁与压力面

(2) 正弯叶片



(a) 下端壁与吸力面



(b) 下端壁与压力面

(3) 反弯叶片

图4 下端壁及叶片表面流动显示

在正弯叶栅中,上半翼展吸力面上的拓扑结构与直叶栅相比发生了显著的变化。由叶片前缘翼展中部附着结点 N_{im} 发出的再附线一通过叶顶就进入吸力面,随后迅速沿吸力面向叶顶的斜下方延伸,终止在出口边 0.82 翼展的鞍点 S_u 。沿叶顶吸力面延伸的二次涡分离线始于非奇点,结束在出口边上的分离结点 N_r 。由此可见,叶片正弯不仅降低了通过叶顶间隙的相对漏气量,而且消除了上通道涡分离线,二次涡由开式分离产生,因而大大地降低了涡能耗散损失。由节距平均能量损失系数数值沿叶高的分布可清楚地看到这一点,在出口截面 ($i = 16, x/B = 1.04$),正弯叶栅的能量损失系数值与直叶栅大致相等,但到了栅后截面 ($i = 19, x/B = 1.31$),正弯叶栅比直叶栅减少 8.7% 。

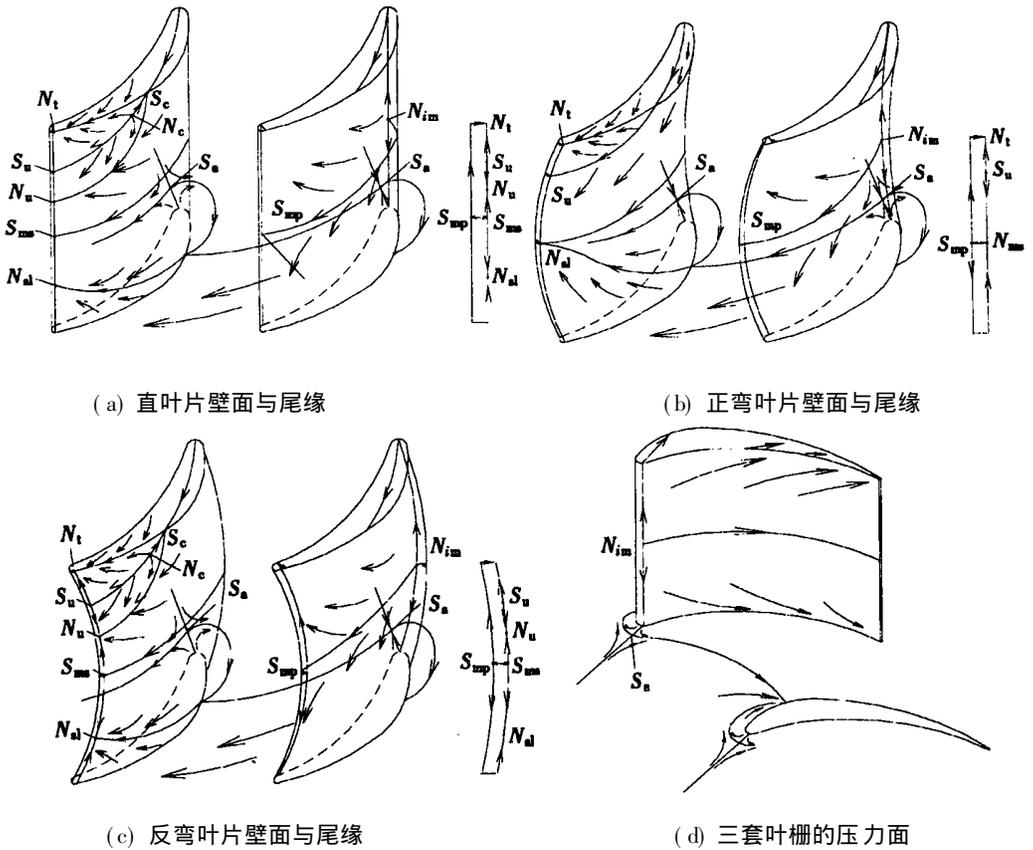
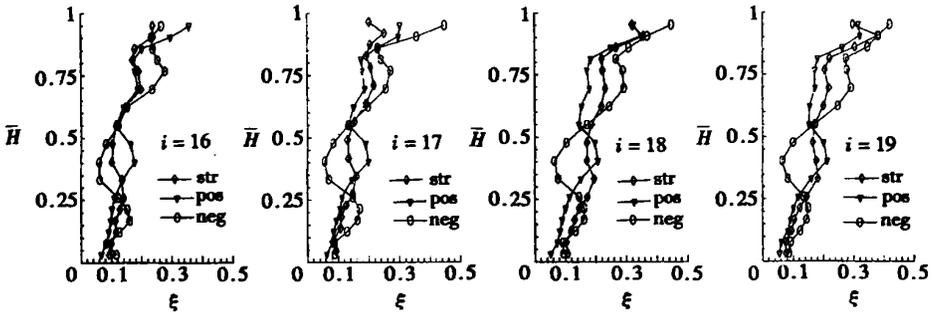


图5 下端壁与叶片表面拓扑结构



str: 直叶栅 pos: 正弯叶栅 neg: 反弯叶栅

图6 周向平均能量损失系数沿叶高的分布

反弯叶栅上半翼展吸力面的拓扑结构与直叶栅相类似, 差别仅在于鞍点 S_c 产生的位置与再附线、分离线终止的位置不同。 S_c 产生在 0.5 轴向弦长, 位于直叶栅 S_c 位置的下游。 两条特殊线在出口边上结束的位置比直叶栅的略低, 分别结束在 0.78 和 0.58 相对翼展(图7)。 叶片反弯增大了叶顶与端壁流道的横向压力梯度, 因此引起附面层卷起形成集中涡系的鞍点 S_c 。 移向上游, 并在鞍点 S_c 的下游增强了泄漏涡与上通道涡的强度以及它们的组对效应。 结果, 一方面二次涡、泄漏涡和上通道涡的作用加剧, 使得涡能耗散与掺混损失大为提高; 另一方面, 上通道涡对泄漏流动的阻塞作用加强, 相对漏气量比直叶栅有所降低。

3套叶栅在下端壁和下半翼展吸力面上流动的拓扑结构皆类似于无间隙叶栅。来流附面层在进口边前缘鞍点 S_a 分离, 形成马蹄涡压力侧与吸力侧分支。压力侧分支穿过流道在某一轴向位置与吸力侧分支合并, 在合并点下通道涡分离起始并沿吸力面向斜上方延伸, 至出口边在某一相对翼展结束于分离结点 N_d 。3套叶栅在下端壁与下半翼展吸力面上的拓扑结构不同之处仅是下通道涡分离线的起始位置不同(图7)。直、正、反弯叶栅下通道涡分离线的起始位置分别为 0.375、0.25、0.42 相对轴向弦长, 在出口边上的结束位置分别为 0.31、0.38 和 0.25 相对翼展。这些数据定性地与文献[7] 的实验结果相符。

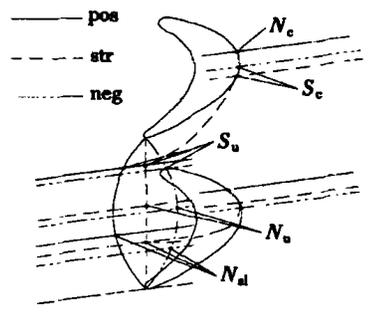
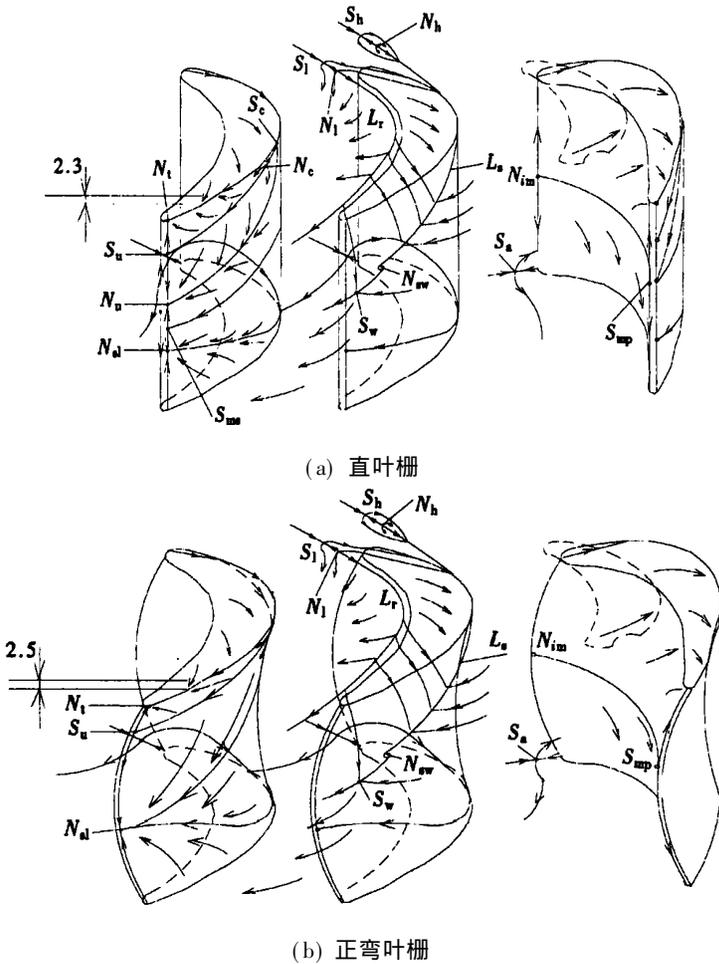


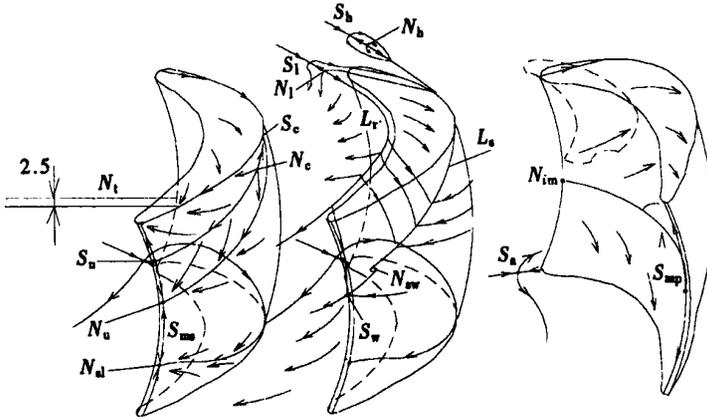
图7 三套叶栅某些奇点位置的比较

图8表示具有叶顶间隙的3套叶栅的拓扑结构。由图可见, 在直叶栅和反弯叶栅中存在8个鞍点、3个分离结点、4个附着结点和1个分离螺旋点。而在正弯叶栅的壁面流场中有6个鞍点、2个分离结点、3个附着结点和1个分离螺旋点。3套叶栅的奇点总数均满足方程(3)的拓扑法则。



(a) 直叶栅

(b) 正弯叶栅



(c) 反弯叶栅

图8 具有叶顶间隙叶栅流场的拓扑结构

3 结 论

1. 在具有叶顶间隙的涡轮叶栅中, 由于泄漏流动的影响, 大多数奇点与分离线位于上半翼展, 特别是上半翼展的吸力面壁角, 引起那里的气动特性变坏, 不仅产生较大的相对漏气量, 而且产生相当大的涡能耗散与掺混损失。

2. 叶片正弯削弱了泄漏流动与端壁流道横向流动之间的相互作用, 使泄漏涡与上通道涡由组对效应转变为合并效应, 消除了上通道涡, 并且二次涡由开式分离产生, 结果在减少相对漏气量的同时大大降低了涡能耗散与掺混损失。

3. 叶片反弯未改变叶栅壁面的拓扑结构, 仅引起旋涡位置提前。

[参 考 文 献]

- [1] 权生林. 叶片弯曲对间隙流动影响的实验研究[D]. 硕士论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1997.
- [2] WANG Zhong_qi, HAN Wang_jin. The influence of blade negative curving on the endwall and blade surface flows[R]. ASME Paper 95_GT_441, 1995.
- [3] HAN Wan_jin, WANG Zhong_qi. Effect of blade curving on streamwise vortex system in cascade outlet field[A]. In: CHEN Nan_xing, JIANG Hong_de Eds. Proc 1st Int Symp Exper Compal Aerothermodyn Internal Flows[C]. Beijing: Word Publishing Corporation, 1990, 321—325.
- [4] Yamamoto A. Endwall flow/ loss mechanisms in s linear turbine cascade with blade tip clearance[J]. Trans ASME J Turbomachinery, 1989, 111: 264—275.
- [5] Lighthill M J. Introduction: boundary layer theory[A]. In: Rosenhead Ed. Laminar Boundary Layers[C]. Oxford: Oxford Univ Press, 1963, 46—113.
- [6] KANG Shun. Investigation on the three_dimensional flow within a compressor cascade with and without tip clearance[D]. Ph D Thesis. Brussel: Vrije Universiteit Brussel, 1993.
- [7] 夏雪湔, 邓学莹. 工程分离流动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.

Topology and Vortex Structures of a Curving Turbine Cascade With Tip Clearance (I)—Experimental Model and Topological Flow Patterns on Both Endwalls and Blade Surfaces

YANG Qing_hai, HUANG Hong_yan, HAN Wan_jin

(Academy of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, P O Box 458, Harbin 150001, P R China)

Abstract: By means of ink trace visualization of the flows in conventional straight, positively curved and negatively curved cascades with tip clearance, and measurement of the aerodynamic parameters in the transverse section, and by applying topology theory, the structures on both endwalls and blade surfaces were analyzed. Compared with conventional straight cascade, blade positive curving eliminates the separation line of the upper passage vortex and leads the secondary vortex to change from close separation to open separation, while blade negative curving effects merely the positions of singular points and the intensities and scales of vortex.

Key words: turbine cascade; tip clearance; curving cascade; endwall and surface; topological structure