

# 涡轮平面叶栅端壁附近的流动和损失<sup>\*</sup>

刘高文, 董素艳, 刘松龄

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安, 710072)

**摘 要:** 用五孔针对涡轮导向叶栅流场作了详细测量, 着重研究了端壁附近的三维流动, 分析了叶栅中的二次流现象和流动损失机理。在实验中清楚地探测到了通道涡和马蹄涡的两个分支。实验发现通道涡主宰了整个二次流场, 马蹄涡吸力面分支在与通道涡的相互作用过程中强度逐渐减弱直至消失。在  $0.62C_x$  截面及其下游截面的吸力面附近, 还发现了一个显著的低速高损失核, 该核在吸力面上向上爬升并一直延续到叶栅下游。

**主题词:** 涡轮; 涡轮叶栅; 叶栅流; 涡流; 二次流; 流动分布; 涡流损耗

**中图分类号:** V232.4      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2000) 01-0060-04

## Secondary flow measurements and flow losses near the endwall of linear turbine cascade

Liu Gaowen, Dong Suyan, Liu Songling

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Measurements of the basic flow fields was made in a turbine cascade with five-hole probe. Special attentions were given to the three-dimensional flow in the near endwall region between adjacent blades. The relations between secondary flow and loss generation in a cascade were studied. The experimental data show that passage vortex dominates the whole secondary flow fields and the two legs of horseshoe vortex are clearly identified. But the suction side leg of horseshoe vortex would weaken itself and disappear gradually as the result of interacting with passage vortex. On the traversing plane of  $x = 0.62C_x$  and the planes followed, a noticeable low momentum high loss core is found near the suction surface. This core climbs upwards on the suction surface till to the far downstream of cascade.

**Subject terms:** Turbine; Turbine cascade; Cascade flow; Vortex flow; Secondary flow; Flow distribution; Eddy current loss

## 1 引 言

涡轮叶栅中特别是端壁附近的复杂三维流动一直是困扰涡轮设计者和 CFD 开发人员的一大难题, 对叶栅中的损失机理和二次流现象的清楚认识, 是设计高性能叶片和端壁型面以及实施有效冷却方案的基础。国外在涡轮叶栅流动方面已作了较多的实验研究<sup>[1~3]</sup>, 对叶栅内的流动损失和涡结构已有了较全面的认识, 但对槽道中的损失情况及其与二次流的关系尚不十分清楚。本文对涡轮叶栅中的流场作了大量细致的测量, 并将侧重点放在槽道中和端壁附近, 以期能够进一步认识叶栅中的二次流现象和流动损失的

产生机理。

## 2 实 验

实验在大尺寸低速平面叶栅风洞中进行。所用高压涡轮导向叶片的叶型及有关参数见图 1。图中虚线表示测试截面缝槽, 其中叶片弦长  $C = 198$  mm, 轴向弦  $C_x = 122$  mm, 栅距  $p = 160$  mm, 叶高  $H = 300$  mm, 进气角  $\alpha = 0^\circ$ 。实验测量了半个叶高的流场, 用的球型五孔针直径为 2.1 mm。实验在同一雷诺数下完成。基于叶片弦长和来流速度的雷诺数为  $2.3 \times 10^5$ 。20 °C 时, 来流速度为 17.5 m/s, 紊流度为 0.5%。

\* 收稿日期: 1999-03-15; 修订日期: 1999-05-20。基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (59476011)。

作者简介: 刘高文 (1974-), 男, 博士生, 研究领域: 涡轮叶栅中的流动与换热的实验研究与数值模拟, 涡轮叶栅端壁气膜冷却的气动与传热。电话: 029-8492746。

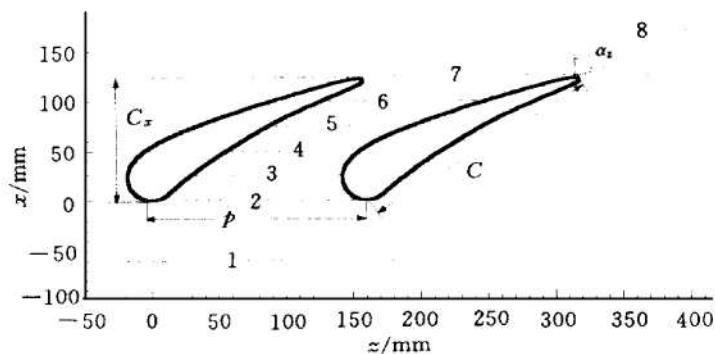


Fig. 1 Cascade geometries and measuring slots

| Measuring slots |               |         |     |               |         |
|-----------------|---------------|---------|-----|---------------|---------|
| No.             | $x/\text{mm}$ | $x/C_x$ | No. | $x/\text{mm}$ | $x/C_x$ |
| 1               | -60           | -0.49   | 5   | 75            | 0.62    |
| 2               | 0             | 0       | 6   | 100           | 0.82    |
| 3               | 25            | 0.21    | 7   | 125           | 1.03    |
| 4               | 50            | 0.41    | 8   | 170           | 1.40    |

## 3 实验结果与分析

### 3.1 来流边界层

图 2 给出了在叶栅前缘上游 250 mm 截面三个不同周向位置上测得的来流边界层速度分布。三组数据良好的重叠性表明来流是二维的。从三个位置上的速度分布可以得到来流边界层的平均厚度  $\delta$ 、位移厚度  $\delta^*$  和动量厚度  $\delta^{**}$ 。由 1.22 的形状因子可知来流是紊流的。

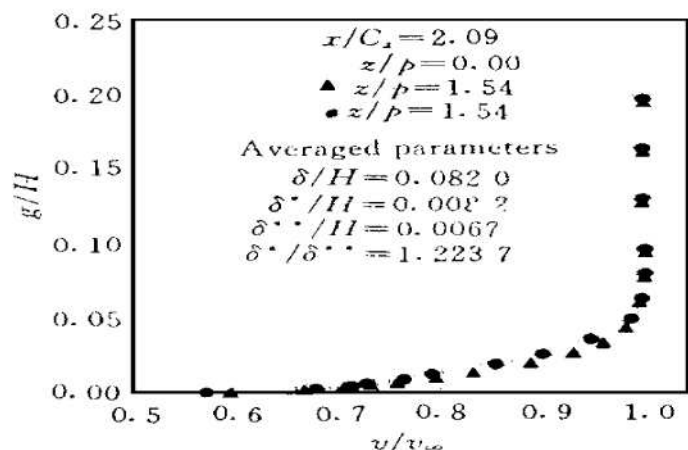


Fig. 2 Inlet boundary layer

### 3.2 叶栅内的速度分布

本实验用五孔针对各截面在周向测量了 11 个位置,展向测量了 15 个位置,探针距端壁的最小距离为 3 mm。在某些截面还适当增加了测点。部分截面的全速度等值线分布如图 3 所示。在  $x = 50 \text{ mm}$  截面,端壁上的边界层以  $z = 110 \text{ mm}$  为界分为两种形式,吸力面一侧的边界层仍然是来流边界层的延续,压力面一侧的边界层极薄,是一种新的边界层。根据 Sieverding<sup>[1]</sup>等人的研究,在来流边界层分离线之后将形成一个新的层流边界层,其厚度极薄,难以用五孔针测量到。在  $x = 75 \text{ mm}$  截面,  $z = 160 \text{ mm}$  与吸力面之间的流动呈现了明显的三维特性,说明气流有分离。在吸力面附近的端壁上,出现了一个局部低速区,

这是由于通道涡的吸卷作用,端壁上的低速气流被带到并堆积在吸力面一侧。在  $x = 100 \text{ mm}$  截面,整个截面上的气流速度已趋于一致,但在吸力面/端壁角区有一个显著的局部低速区。这个低速区应该是前一截面低速区的延续和发展,即通道涡进一步将端壁上的低能量物质带到了吸力面。

图 4 为部分截面二次流矢量图。在叶栅进口  $x = 0 \text{ mm}$  截面,来流边界层在前缘附近已发生分离并被吸卷成旋向相反的马蹄涡的两个分支。图中马蹄涡吸力面分支 ( $H_s$ ) 尺寸较小,靠近压力面一侧的涡旋尺寸较大,占了近半个通道。通常马蹄涡的压力面分支 ( $H_p$ ) 不会有这么大尺寸,说明通道涡在这一截面已开始形成,由于旋向相同,融合成了一个涡旋。在  $x = 50 \text{ mm}$  截面,通道涡已充分发展,涡心位置也移到了通道中部。在图 4 (b) 的吸力面一侧,  $H_s$  的踪迹还清晰可见,但在通道涡的挤压作用下,  $H_s$  已紧贴吸力面。此截面上  $H_p$  的踪迹已消失,这与 Moore 等<sup>[4]</sup>在流场显示实验中发现  $H_p$  汇聚在通道涡中心的结论相一致。在随后的  $x = 75 \text{ mm}$  截面,  $H_s$  的踪迹也不见了。Sieverding 等<sup>[5]</sup>在实验中发现  $H_s$  在与通道涡的抵耗磨损过程中,其强度减弱,尺寸变大; Moore 等<sup>[4]</sup>也在流场显示中发现  $H_s$  最终扩散在通道涡的周围。他们的研究都说明  $H_s$  的强度沿流向逐渐减弱直至消失。本实验似乎也证实了这一点。图中较强的上升速度也表明气流在吸力面的角区有分离。

### 3.3 总压损失分布

图 5 为各截面总压损失系数等值线分布。总压系数定义为  $C_p = 2(p^* - p^*) / \rho v_\infty^2$ , 其中  $p^*$  为来流总压,  $p^*$  为当地气流总压,  $v_\infty$  为来流速度,  $C_p$  代表气流能量损失。在  $x = 50 \text{ mm}$  截面,损失主要发生在端壁附近,有两个局部高损失区,分别对应于图 4 (b) 中通道涡和  $H_s$  涡心位置。在  $x = 100 \text{ mm}$  截面,对应于图 3 (c) 的局部低速区出现一个明显的高损失区,且其峰值突增到其前各截面损失峰值的 4~5 倍。Weiss

等<sup>[2]</sup>也在  $x = 0.8C_x$  截面用五孔针探测到一局部高损失区, 认为是通道涡与  $H_s$  相互作用的结果。本文认为产生这个低速高损失区的主要原因有: (1) 通道涡将端壁上低能物质推挤并聚集到吸力面上; (2) 气流在此区域发生了分离; (3) 通道涡与  $H_s$  相互抵触磨

耗的结果。该截面整个吸力面上都出现了较高的损失。在  $x = 170$  mm 截面, 损失等值线呈现了典型的“骨头形”分布 (Weiss 等<sup>[2]</sup>)。从图中可以看出, 尾迹区对应了较高的损失。损失核心出现在距端壁 35 mm 附近, 它是尾迹与二次流相互作用的结果。

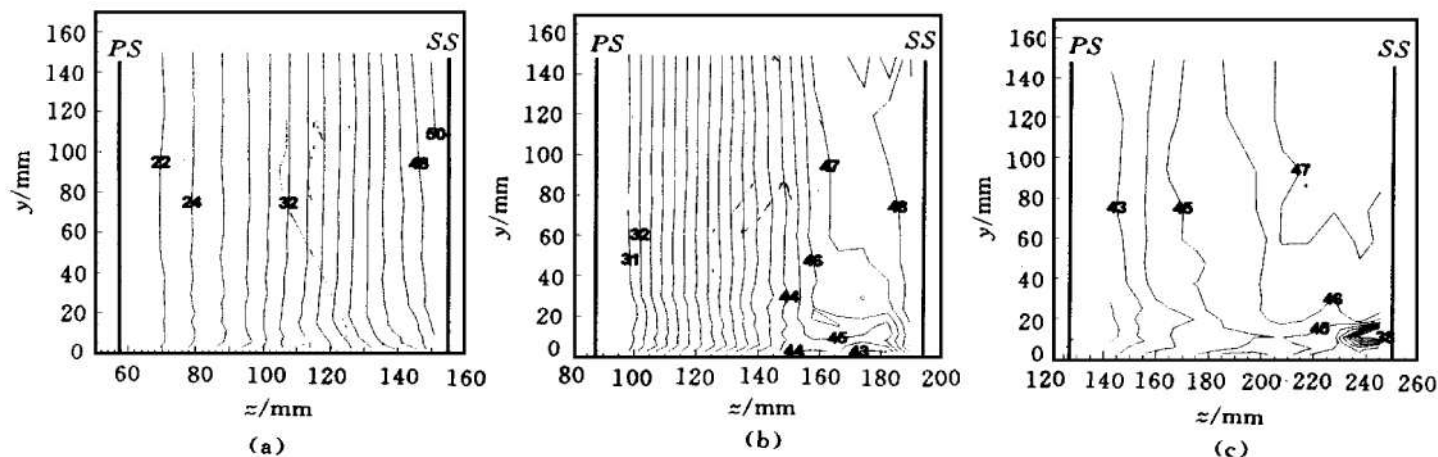


Fig. 3 Full velocities

(a)  $x = 50$  mm (b)  $x = 75$  mm (c)  $x = 100$  mm

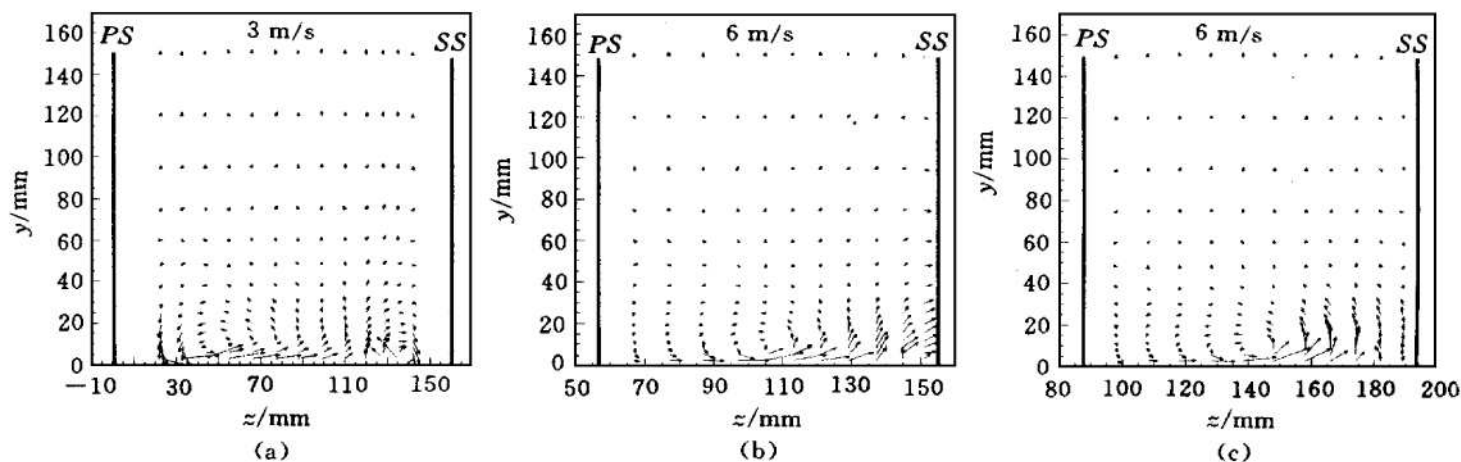


Fig. 4 Secondary velocity vectors

(a)  $x = 0$  mm (b)  $x = 50$  mm (c)  $x = 75$  mm

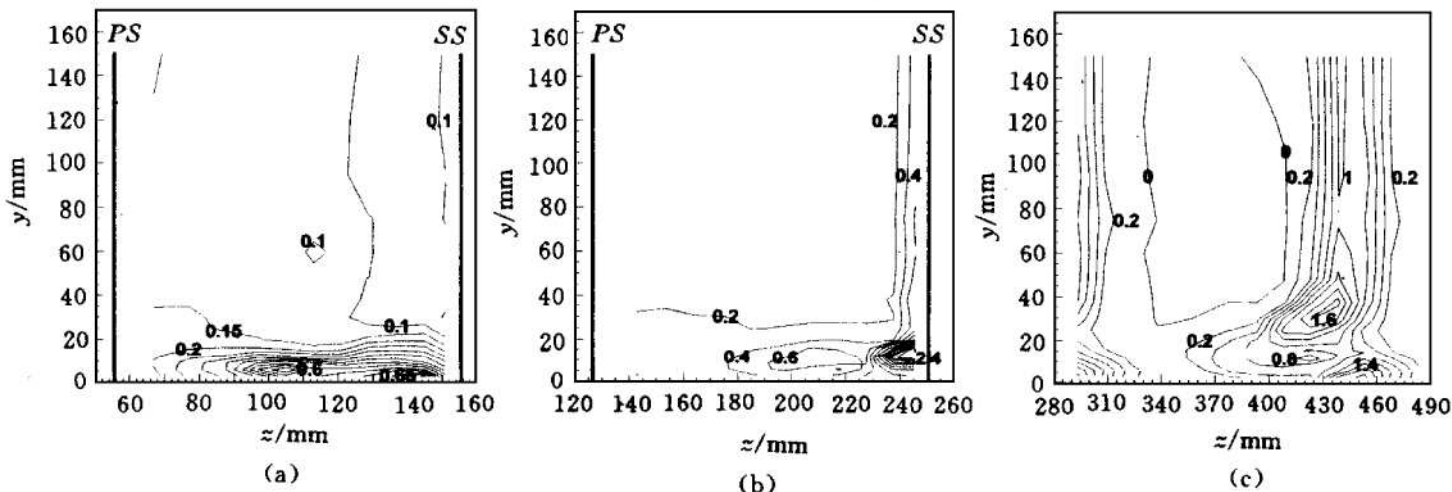


Fig. 5 Loss coefficient

(a)  $x = 50$  mm (b)  $x = 100$  mm (c)  $x = 170$  mm

### 3.4 周向、展向及截面质量平均结果

为了比较各截面的二次流强度和损失大小,本文对损失系数和二次流动能分别作了周向、展向和截面质量平均,结果如图 6~图 9 所示。

从图 6 可以看出,损失主要发生在端壁附近,并在流动过程中逐渐沿叶高方向向主流扩展,损失峰值也逐渐远离端壁。图 7 表明气流损失沿流程逐渐增

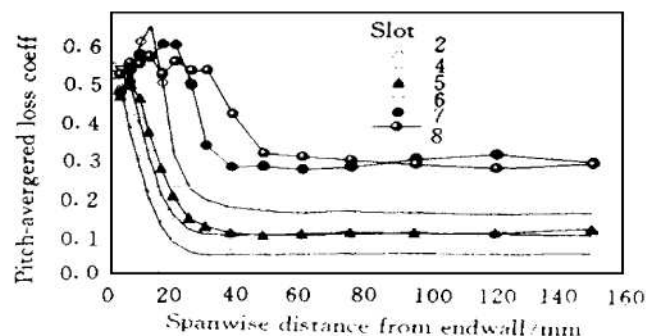


Fig. 6 Pitch-averaged loss coefficient

图 8 描述了二次流动能在叶栅槽道中的变化,由动能的大小可看出各截面二次流强度变化。在吸力面附近,第 3 截面 ( $x = 25 \text{ mm}$ ) 之前的二次流强度沿流向增大,随后逐渐减小,峰值远离吸力面。这表明吸力面附近的流动在前半通道受  $H_s$  和通道涡控制,在后半通道,受气流分离等因素主宰。图 9 为各截面平均二次流动能的发展变化,二次流强度在  $x = 75 \text{ mm}$  截面出现峰值,在叶栅下游又有所增强。

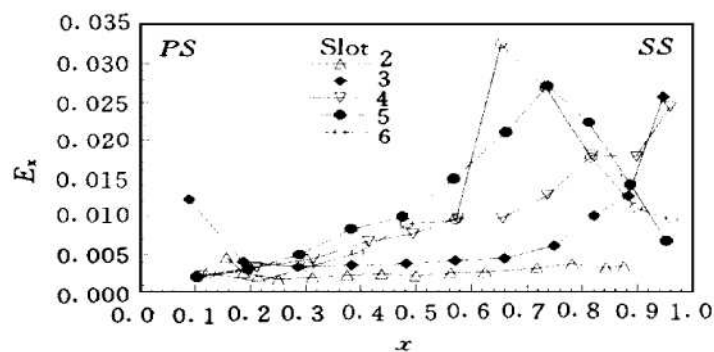


Fig. 8 Span-averaged secondary  $E_k$

## 4 结 论

(1) 用五孔针在涡轮叶栅中探测到了通道涡和马蹄涡的两个分支。通道涡主宰了整个二次流流场,马蹄涡压力面分支在形成后即汇入通道涡中并融为一个涡旋,马蹄涡吸力面分支在  $0.41C_x$  截面之前还清晰可见,随后便在与通道涡的相互作用中耗散掉。

(2) 在  $0.62C_x$  截面以后的吸力面附近发现了一个显著的低速高损失核,该核在吸力面上向上爬升并一直延续到叶栅下游  $0.39C_x$  以后。

大,在  $x = 75 \text{ mm}$  截面以前损失增长平缓,由于前文所述的气流分离等原因,气流损失从  $x = 75 \text{ mm}$  截面开始迅速增大,尤其是叶栅出口产生的尾迹损失比较大。在叶栅下游,除了气流在混合过程中产生的损失外,不再有大的损失出现。图 7 还给出了  $x = 170 \text{ mm}$  截面气流经过充分混合达到均匀之后的损失值,其差异说明  $x = 170 \text{ mm}$  截面气流尚未完全混合均匀。

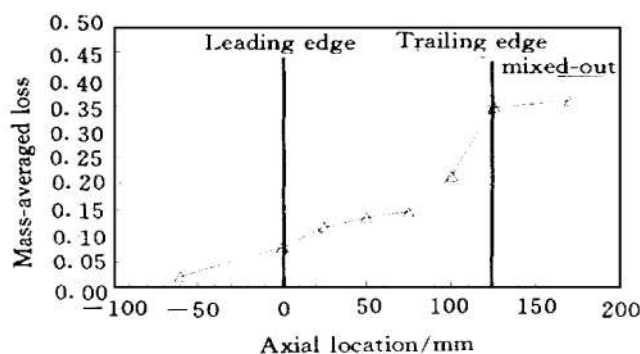


Fig. 7 Mass-averaged loss coefficient

(3) 叶栅进口区域的损失主要发生在边界层内;在槽道中,通道涡和马蹄涡吸力面分支以及它们之间的相互摩擦会导致较高的损失;在槽道后部,由于通道涡将端壁上的低能量物质带到吸力面以及气流分离,吸力面附近会出现很高的局部损失;在叶栅下游还会产生尾迹损失和气流混合损失。

## 参 考 文 献

- 1 Sieverding C H. Recent progress in the understanding of basic aspects of secondary flows in turbine blade passages [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 248~257.
- 2 Weiss A P, Fottner L. The influence of load distribution on secondary flow in straight turbine cascades [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 133~141.
- 3 Gregory-Smith D G, Cleak J G E. Secondary flow measurements in a turbine cascade with high inlet turbulence [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 173~183.
- 4 Moore J, Smith B L. Flow in a turbine cascade. part 2: measurement of flow trajectories by ethylene detection [R]. ASME 83-GT-69.
- 5 Sieverding C H, Van den Bosch P. The use of coloured smoke to visualize secondary flows in a turbine-blade cascade [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1983, 134: 85~89.

(责任编辑: 史亚红)