

文章编号: 1000-8055(2000)04-0364-05

# 子午扩压对环形叶栅流道内旋涡发生和发展的影响

安柏涛, 韩万今, 芦文才, 王仲奇  
(哈尔滨工业大学 241 教研室, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 为了研究子午流道有较大扩压情况下, 环形叶栅内集中涡系发生、发展的流动过程, 详细测量了由栅前至栅后 12 个横截面上气动参数沿节距和叶高的分布。试验结果表明: 子午流道的较大扩压增厚了进口端壁附面层, 因而加剧了鞍点分离并形成了高强度、大尺度马蹄涡压力侧与吸力侧分支。周围的大量低动量气体加强了两分支的组对效应, 推迟了通道涡的形成与发展, 通道涡的强度与尺度同样正比于流道的扩压度。在叶栅下游, 由于径向正压梯度的影响, 低能气体沿尾流区向轮毂输运, 引起下通道涡的迅速消散与衰减。

**关键词:** 子午扩压; 环形叶栅; 涡流; 试验

**中图分类号:** V 231.3 **文献标识码:** A

## 1 引言

在航空发动机涡轮内, 在高压级向低压级过渡时, 流道的扩散度较大, 以至于低压导向器叶栅 S1 流面的流道收敛度不足以弥补子午流道的扩散。因此不仅在叶栅上游来流是扩压的, 叶栅前部流道也是扩压的。这必然导致低压导向器来流端壁附面层迅速增厚并分离。同时与叶栅圆柱形前缘相互作用形成大尺度、强旋的进口马蹄涡系, 它在叶栅进口流道仍遇逆压梯度进一步发展, 将会对通道涡的强度和尺度产生重要影响<sup>[1]</sup>。此外, 低压导向器为环形叶栅, 在流道的前半部分, 由于切向速度不大, 几乎不存在径向正压梯度。而在流道的中、后部, 气流急转弯, 切向速度增大, 形成较大的径向正压梯度, 它将上通道涡卷吸的部分低能流体沿尾流向轮毂输运, 这将对上、下通道涡在叶栅下游的发展产生显著影响<sup>[2]</sup>。本文实验研究了上述两个因素(子午扩压和径向正压梯度)在叶栅集中涡系的发生与发展中所起的作用。

## 2 实验模型

采用五孔球头测针详细测量了气动参数沿节距和叶高的分布。本实验模型为某型发动机涡轮

低压导向器几何相似地放大 5 倍, 子午流道的形状与测量站的设置见图 1。其他几何与气动参数为: 内、中、外径  $D_t, D_m, D_h = 1275 \text{ mm}, 1048 \text{ mm},$

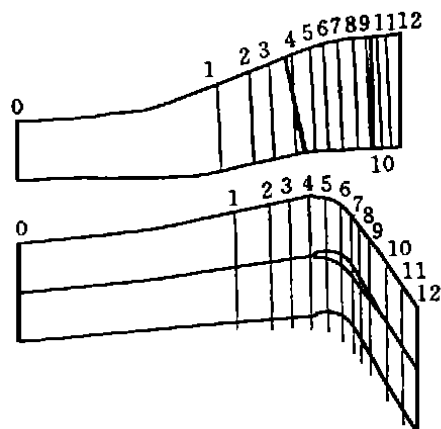


图 1 实验装置及测量站设置简图

821 mm; 叶高  $h = 227 \text{ mm}$ ; 径高比  $D_m/h = 4.62$ ; 弦长  $b_t, b_m, b_h = 155 \text{ mm}, 145.5 \text{ mm}, 136 \text{ mm}$ ; 轴向弦长  $B_t, B_m, B_h = 99.28 \text{ mm}, 88.95 \text{ mm}, 78.63 \text{ mm}$ ; 展弦比  $h/b_m = 1.56$ ; 节距  $t_t, t_m, t_h = 138.05 \text{ mm}, 113.47 \text{ mm}, 88.09 \text{ mm}$ ; 节弦比  $t_t/b_t, t_m/b_m,$

收稿日期: 1999- 12- 27; 修订日期: 2000- 04- 06

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59636180); 教育部博士点基金资助项目(EDA F24403003)

作者简介: 安柏涛(1969- ), 男, 哈尔滨工业大学 241 教研室, 博士生

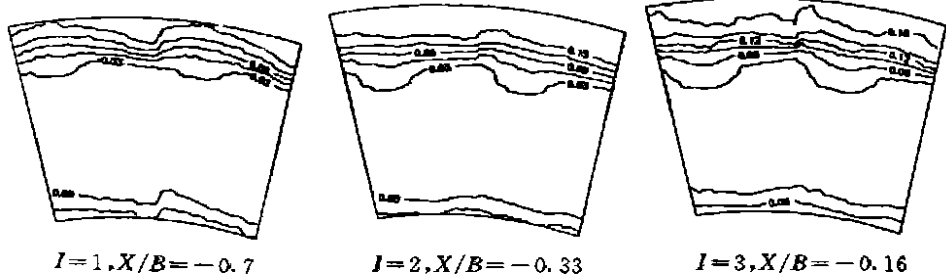
$t_h/b_h = 0.89, 0.78, 0.65$ ; 叶片数  $N = 29$ ; 几何进气角  $\alpha_b = 90^\circ$  (从轴向算起); 几何出气角  $\alpha_{lr}, \alpha_m, \alpha_{hr} = 21^\circ; 22.5^\circ; 24^\circ$ ; 栅前总压  $P_0^* = 5065 \text{ Pa}$  (表压); 叶高中部马赫数  $Ma = 0.268$ , 雷诺数  $Re = 4.9 \times 10^5$ 。总压损失系数定义:  $C_p = (P_0^* - P^*)/P_{v0}$ , 其中:  $P_0^*$  为栅前总压,  $P^*$  为测点总压,  $P_{v0}$  为栅前气流的动压。二次流和二次流速度矢量的定义见文献[3]。

### 3 实验结果与讨论

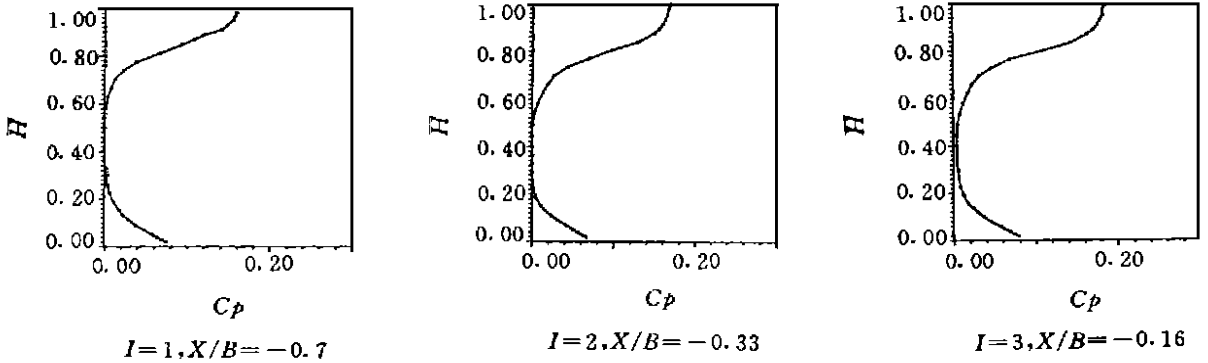
在叶栅上游的 3 个测量面, 由于子午流道外壁扩张角为  $22.5^\circ$ , 内壁收敛角为  $11.6^\circ$ ; 因此沿流向横截面是增加的, 在亚音速下流动是扩压的, 附面层迅速增厚, 在上、下端壁对应叶片前缘的地

方, 叶片起阻滞作用, 端壁附面层增厚尤为明显 (图 2a)。特别是在上端壁, 如图 2(b) 所示, 在由叶顶起的 10% 相对叶高范围内, 节距平均总压损失系数接近 20%, 说明在这个范围内气流已从外壁面分离。图 2(c) 可见, 由测量面 1 至 3, 叶顶被叶片前缘扰动的范围由 8% 相对叶高增加至 19%。在下端壁附面层厚度略有增加, 轮毂壁附近的横向二次流逐渐加大。

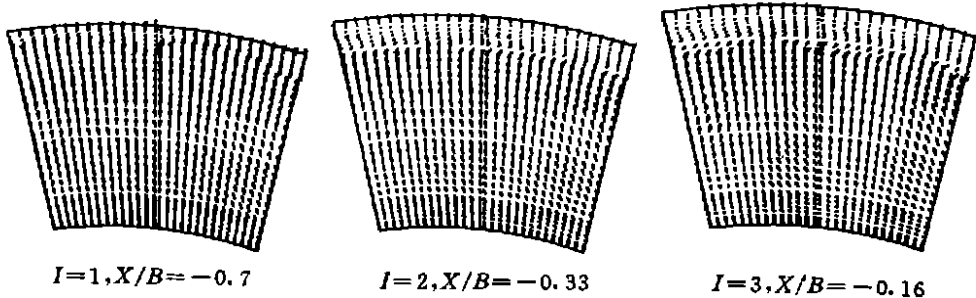
在上半翼展的测量面 4, 已从上端壁分离的附面层与叶片圆柱形前缘相互作用, 形成了尺度较大的马蹄涡两分支。一般情况下, 马蹄涡的尺度较小, 沿叶高方向小于进口端壁附面层厚度。在本实验条件下, 上端壁进口附面层在趋近叶片前缘时, 其厚度已达流道高度的 40% 左右, 形成的马



(a) 总压损失系数等值线



(b) 节距平均总压损失系数沿叶高的分布



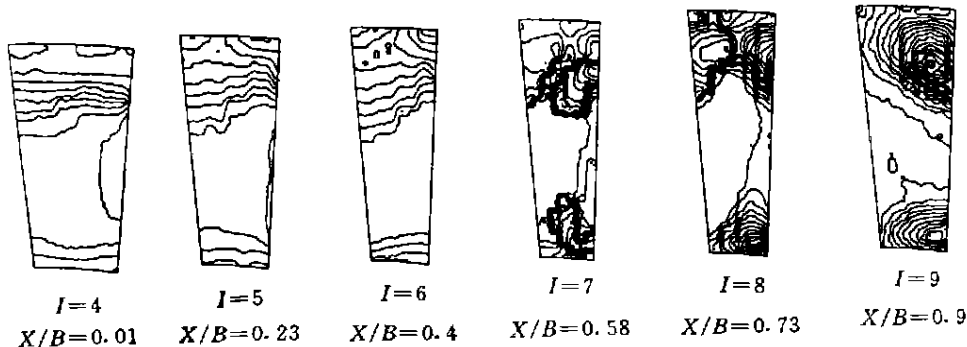
(c) 测量面内二次流矢量

图 2 栅前总压损失系数等值线, 节距平均总压损失系数沿叶高的分布及测量面内二次流

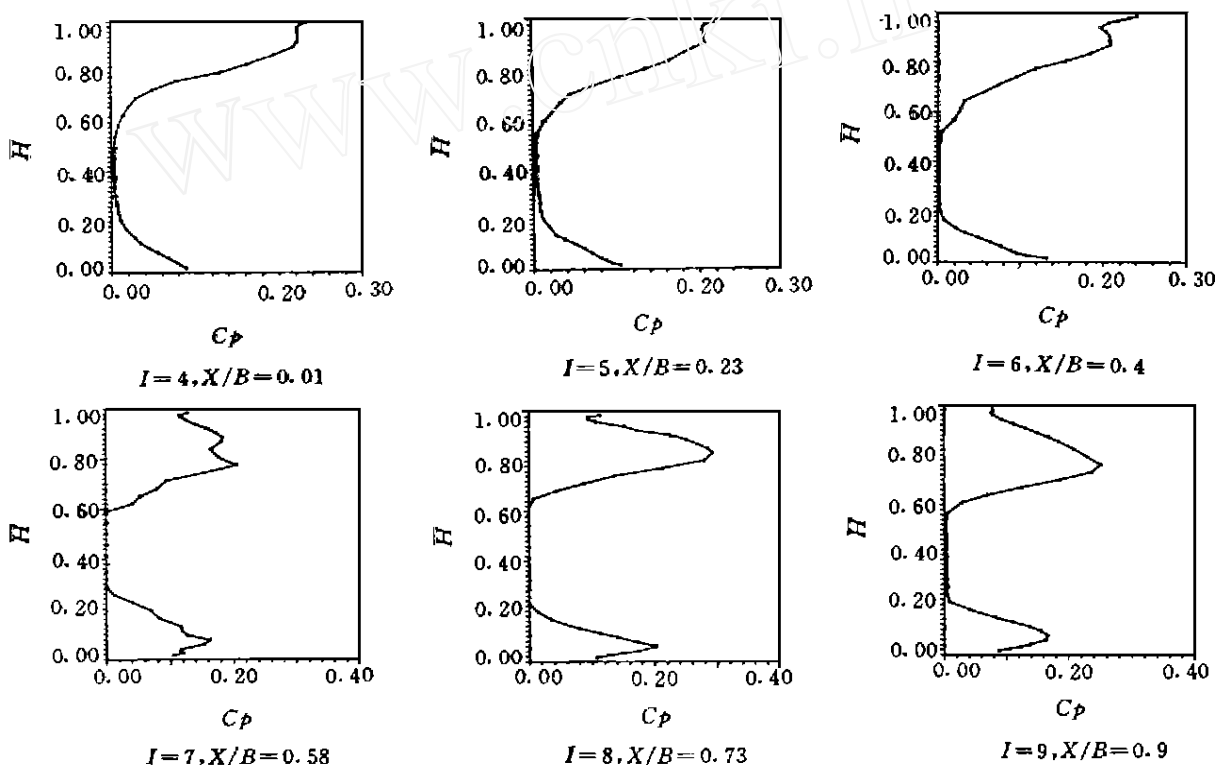
蹄涡尺度必然较大。压力侧分支顺时针旋转, 相邻叶片的吸力侧分支与它组对逆时针旋转, 它们在同一流道内互相缠绕, 直至横截面 9 合并成顺时

针旋转的通道涡。在该横截面上, 上通道涡位于 77% 相对叶高靠近吸力面的地方。

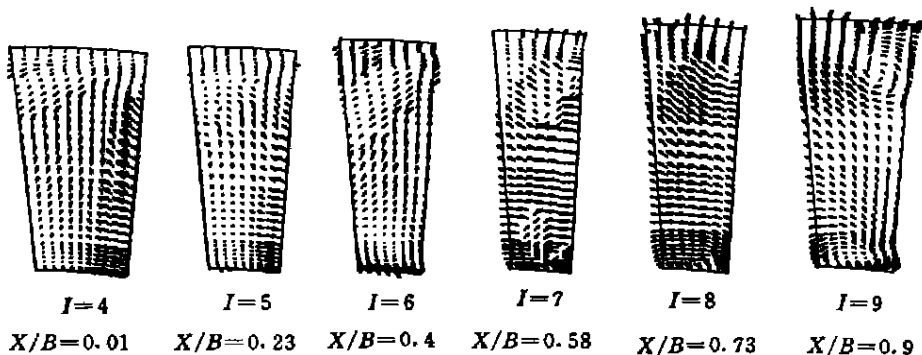
在下半翼展, 由于下端壁是收敛的, 因此来流



(a) 总压损失系数等值线



(b) 节距平均总压损失系数沿叶高的分布



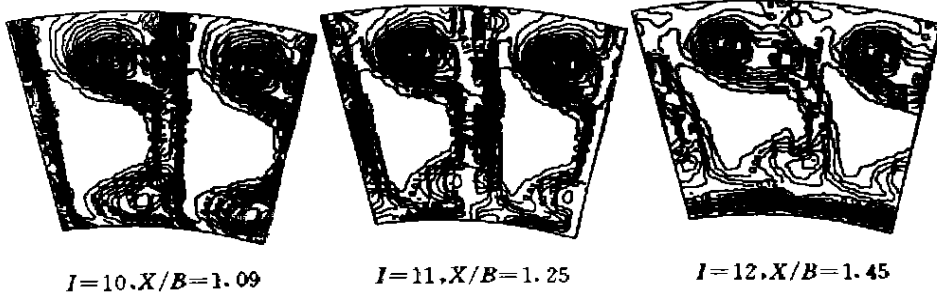
(c) 测量面内二次流矢量

图 3 流道内总压损失系数等值线, 节距平均总压损失系数沿叶高的分布及测量面内二次流

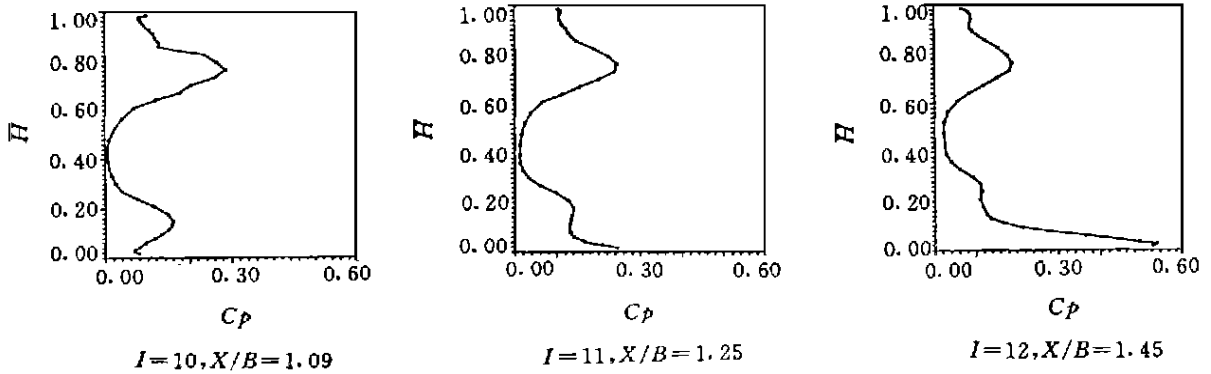
端壁附面层远薄于上端壁附面层,在测量面 4 可以看到叶片前缘的滞止作用引起进口附面层的变形。在测量面 5 可以观察到端壁附面层与叶片前缘作用形成的马蹄涡压力侧分支与相邻叶片的吸力侧分支组对向后一叶片的吸力侧卷吸。在径向正压梯度的挤压下,它们紧贴在下端壁相互在相反方向上旋转。在测量面 7,它们卷吸至吸力侧壁角,与围绕周围的新生端壁附面层、部分主流形成新的组合体,即逆时针旋转的下通道涡,在接近叶栅出口的测量面 9,下通道涡的强度与尺寸有所增大,但仍然被挤压在下端壁上,在节距方向上处于流道的中部附近。

在叶栅流道内,上、下端壁侧虽然分别形成了旋向相反的上、下通道涡,但由于上端壁是扩散型

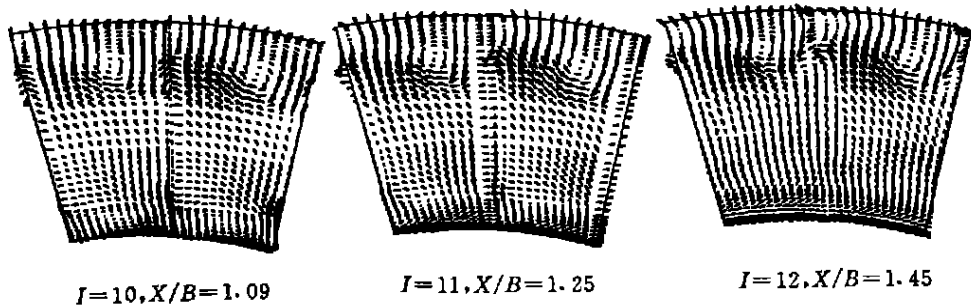
的,下端壁是收敛型的,两涡的发生与发展过程有很大差异。在上端壁侧,气流绕流有较大扩张角的外端壁,先是过膨胀,然后遇逆压梯度,再加上流动惯性的影响,端壁新生附面层中的低能气体源源不断地从壁面分离。进入马蹄涡两分支诱导的低压区,引起涡体积迅速膨胀。尽管如此,上马蹄涡两分支仍不能完全卷吸这些低能气体,它们围绕在涡的周围。此外,因为流道内的最低压力点位于喉部吸力侧,因此在流道的前半部分,压力侧的降压力度小于吸力侧,压力侧端壁分离出来的低能流体多于吸力侧。围绕在上马蹄涡两分支周围的大量低能气体阻滞了两分支的合并及向吸力侧的流动。由图 3(a)可清楚地看到在测量面 7 之前上端壁的高损失区一直位于压力侧壁角;在测量面



(a) 总压损失系数等值线



(b) 节距平均总压损失系数沿叶高的分布



(c) 测量面内二次流矢量

图 4 叶栅出口总压损失系数等值线、节距平均总压损失系数沿叶高的分布及测量面内二次流

7 和 8, 高损失区分别分布于压力面与吸力面壁角, 明显展示出上马蹄涡两分支的相对效应; 直至接近出口截面的测量面 9, 高损失才被输运吸力侧壁角。这说明在本实验条件下, 上马蹄涡向吸力侧壁角的运动相当缓慢, 这也是在叶栅流场中上通道涡紧贴尾流区吸力侧的原因。在下端壁侧, 叶栅上游下端壁是收敛的, 进入叶栅后下端壁是平直的, 下马蹄涡向吸力面壁角的传输较快, 在测量面 7 就进入了吸力面壁角, 并在那里形成新的组合体—下通道涡。

在叶栅下游紧靠出口的横截面 10(图 4), 上、下通道涡的强度与尺度都达到了最大值。上、下通道涡的涡心均为附着螺旋点, 这是一种不稳定的旋涡结构, 一遇逆压梯度, 旋涡就会发生破裂, 形成有无数小旋涡组成的湍流。在下游流场中, 上通道涡不断从外壁面吸取涡量, 并通过尾流区将低能流体向轮毂输运。在栅后的 3 个测量面上, 上通道涡始终保持着较大的强度与尺寸。下通道涡由于低能流体的大量涌入迅速破裂并消散, 轮毂区总压损失急剧升高。

纵观由栅前至栅后的整个流动过程, 可分为 3 个阶段: (1) 测量面 1 至 4, 受外壁较大扩张度的

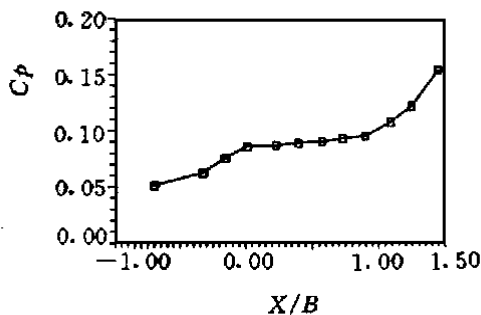


图 5 全总压损失系数沿轴向分布

影响, 全总压损失逐渐增大; (2) 测量面 4 至 9, 跨叶片截面的收敛抵消了子午扩压的影响, 全总压损失稍有增长; (3) 测量面 10 至 12, 由于尾流及掺混损失的增加, 全总压损失又升高较快(图 5)。

## 4 结 论

(1) 子午流道外壁面扩散引起进口端壁附面层急剧增厚并分离, 与叶片前缘相互作用形成高强度、大尺度的马蹄涡两分支, 而且围绕在它们周围的大量低动量气体阻滞了它们向吸力侧的运动, 直至出口截面, 两分支才运动到吸力侧壁角, 在那里形成通道涡; (2) 在径向正压力梯度的影响下, 外壁侧低动量气体通过尾流向轮毂区输运, 上通道涡保持稳定, 下通道涡迅速破裂, 涡能耗散, 轮毂区总压损失急剧升高; (3) 决定流动损失大小的不是二次流矢量的大小, 而是二次流动是否有序。若二次流矢量较大, 但流动有序, 即二次流由大涡有序运动所诱导, 损失可能不大, 若二次流矢量很小, 但杂乱无章, 即二次流由无数多个小涡旋引起, 将产生较高的总压损失。

## 参考文献:

- [1] Han W an-jin, et al Effects of Leaning and Curving of B lades with High Turning Angles on the Aerodynamic Characteristics of Trubine Rectangular Cascades [J]. Trans of the ASM E, Journal of Turbomachinery, July, 1994, 116: 417- 424
- [2] Allan G, Van de Wall, et al The Transport of Vortices Through a Turbine Cascade[R]. A SM E Paper 95-GT-240
- [3] 黄洪雁 叶片弯曲对有间隙叶栅流场结构的影响及弯叶栅损失模型: [博士学位论文][D]. 哈尔滨工业大学, 1997

(责任编辑 杨再荣)

## Effects of Meridional D ivergence on Vortex Evolution in Annular Cascades

AN Bai-tao, HAN W an-jin, LU W en-cai, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract** The flow process of concentrated vortex occurrence and development was investigated in the meridian with considerable divergence. The distributions of aerodynamic parameters along pitch and span in the 12 measurement sections were surveyed. The results show that the divergence of the diffused meridian passage thickens the inlet boundary layer, so saddle point separation intensifies, and pressure side and suction side branches of high-strength and large-scale horseshoe vortex are formed, low energy gas around them enhances the paired effect, delays the formation and development of passage vortex. The strength and scale of passage vortex are proportional to the divergent angle of the passage. Due to the influence of radial positive pressure gradient, low-energy gas moves along trailing area to hub. That causes rapid dissipation and weakening of downstream passage vortex.

**Key words:** meridional passage; annular cascade; vortex flow tests