

文章编号: 1000-8055(2006) 01-0150-06

冲角对压气机叶栅内二次涡的影响

张华良, 王松涛, 王仲奇

(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: 在实验结果的基础上, 通过数值模拟, 并应用拓扑学原理和壁面流谱规律, 分析了不同冲角下压气机叶栅内的二次涡的发展过程, 给出了其拓扑结构。结果表明: 随着冲角增加, 叶栅吸力面的分离尺度增加, 流动非定常性增强, 并且分离形态由开式分离向闭式分离转化; 而壁角涡对冲角变化不敏感。最后提出了新的压气机平面叶栅内的旋涡模型。

关键词: 航空、航天推进系统; 拓扑; 压气机叶栅; 冲角; 分离形态

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Influence of Incidence on Secondary Vortex in the Compressor Cascade

ZHANG Hua-liang, WANG Song-tao, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Through numerical simulation based on the experimental results, the topology theory and the rules of surface pattern were used to analyze the development of the secondary vortex with several different incidences in the compressor cascade. Then the topology patterns of the separation structures were presented. The result shows that the range of the suction surface separation expands and the unsteady effect of the flow field increases with the increase of the incidence. At the same time, the separation model transits from the open separation to the closed separation. And the corner vortex is not sensitive to the variation of the incidence. At last, the author proposed a new vortex model for the compressor cascades.

Key words: aerospace propulsion system; topology; compressor cascade; incidence; separation mode

流场中旋涡的生成、发展和演化过程, 支配着整个流场特性, 正如著名流体力学家 Kuchemann D 所说: 旋涡是流体运动的肌腱。在叶轮机械中目前比较明确的二次涡有马蹄涡、通道涡、壁角涡、叶顶泄漏涡以及尾缘涡, 这些二次涡的生成位置、尺度大小、相互作用都极大地影响着损失的分布及大小。

任一特定条件下的流动, 物面流谱中总存在若干个临界点即奇点, 通常将流谱中的奇点数目、类型及其分布称为物面流谱的拓扑结构。通过研究奇点的局部性态及它们在物面上的整体特性, 有助于揭示各种流动现象^[1]。一部分学者从拓扑学的角度研究涡轮叶栅内的分离流动, 取得了很好的效果^[2~5]。迄今为止, 国内外学者先后提出了

收稿日期: 2005- 03- 25; 修订日期: 2005- 08- 25

作者简介: 张华良(1978-), 男, 湖北荆门人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院推进理论与技术研究所博士生, 从事叶轮机械分离流的研究。

6 个矩形涡轮叶栅旋涡模型^[6]。但对于扩压叶栅, 由于流场内存在沿流向的强逆压力梯度, 这会影响叶栅流道内各种旋涡的生成和发展, 从而造成流场结构与涡轮叶栅的不同^[7]。目前国内外对于扩压叶栅内详细的涡系结构还缺少系统的分析, 本文正是通过数值模拟, 并从拓扑分析入手, 探讨某典型扩压叶栅内的涡系结构, 从而说明损失机理。

1 数值方法

本文计算所采用的叶栅数据为经典的 NACA65 平面叶栅, 计算边界条件为: 进口总温 308 K, 总压 101 830 Pa, 背压为实际测得的大气压 99 610 Pa。第一层网格的 y^+ 值小于 3, 网格数为流向 157, 周向 49, 径向 97; 采用 $k-\epsilon$ 湍流模型和中心差分格式。

2 壁面流谱规律和叶栅拓扑法则

- (1) 在物体表面上, 若分离线从奇点起, 该奇点必是鞍点; 若分离线在奇点终, 该奇点必是结点 (包括螺旋点)^[8]。
- (2) 若在分离线上有很多奇点, 其鞍点和结

点是交替分布的, 即两个鞍点不能直接用分离线^[8]。

(3) 假设无限远上游和下游为均匀流动的条件下, 将结点记为 N , 鞍点记为 S , 则环形或直叶栅在一个节距内表面上 (叶片表面、机匣和轮毂壁面) 的摩擦力线满足拓扑法则^[2]:

$$\sum N - \sum S = -2$$

3 计算结果分析

为了验证计算结果的可信性, 首先计算了 0° 冲角下吸力面和端壁的极限流线流谱, 并与实验所得到的油流显示结果对比, 可以看到计算结果与实验吻合良好 (图 1)。

图 2 为计算所得不同冲角下的壁面极限流线。图中显示, 随着冲角的增加, 前缘鞍点由负冲角下的靠近吸力面侧向正冲角下靠近压力面侧移动, 而端壁横向流动逐渐增强, 马蹄涡的分离线也逐渐明显; 同时吸力面的流谱变化显著: 一方面分离的尺度明显增加, 另一方面分离形态也发生了变化。需要指出的是, 随着冲角的增加, 流场的非定常性也增强, 文中 15° 冲角的图谱是一种典型

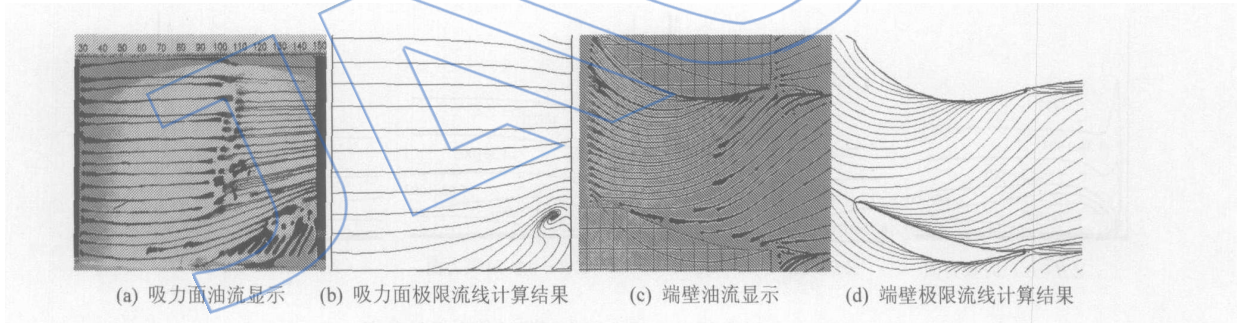


图1 0° 冲角下吸力面和端壁的流谱

Fig.1 Surface flow organization on the suction surface and the endwall in the case of 0° incidence

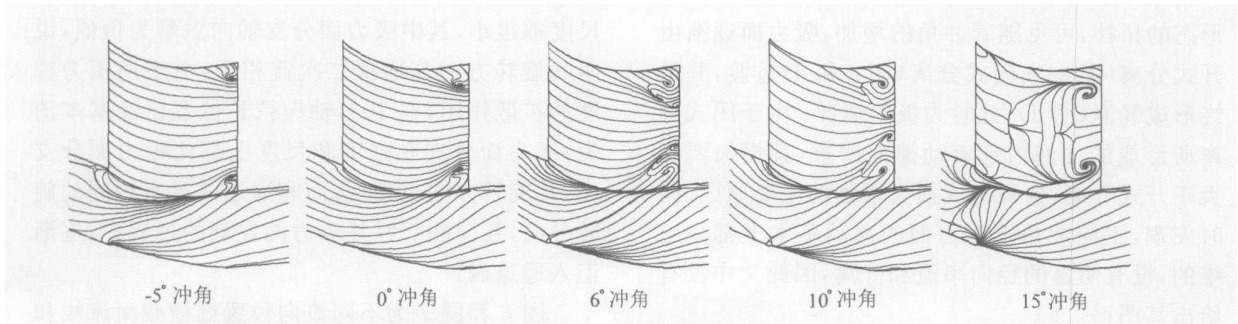


图2 不同冲角下吸力面和端壁极限流线图谱

Fig.2 Patterns of the limiting streamlines on the suction surface and the end wall

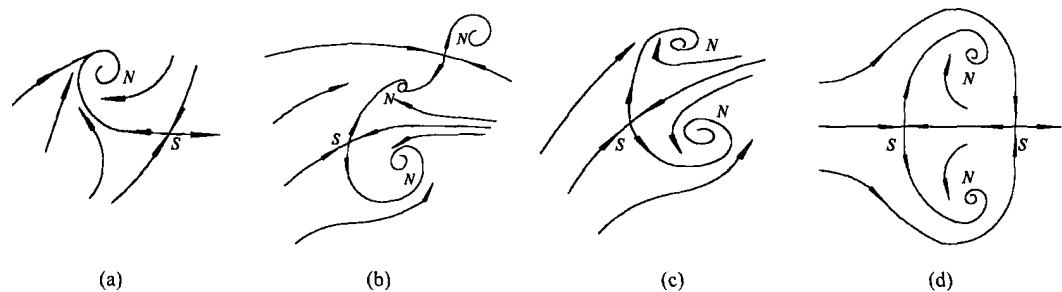


图3 吸力面分离形态的拓扑

Fig. 3 The topological pattern of the separation lines on the suction surface

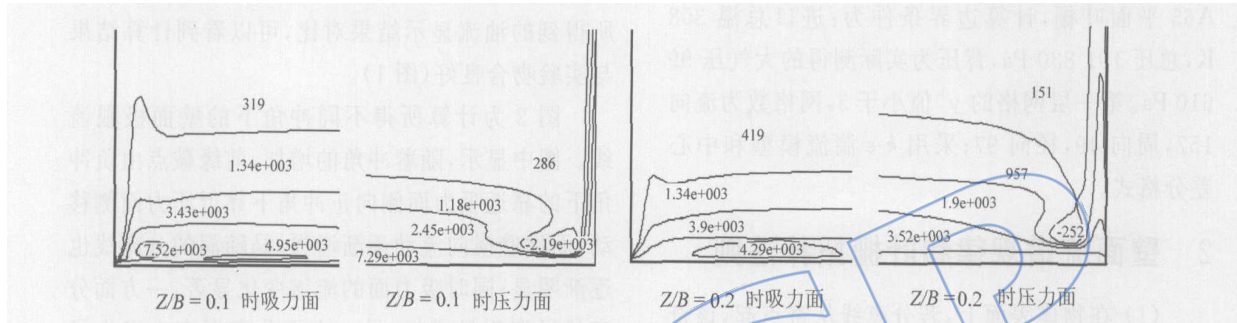


图4 0 冲角下吸力面和压力面附近轴向涡量分布

Fig. 4 Axial vorticity near the suction and pressure surface in the case of 0° incidence

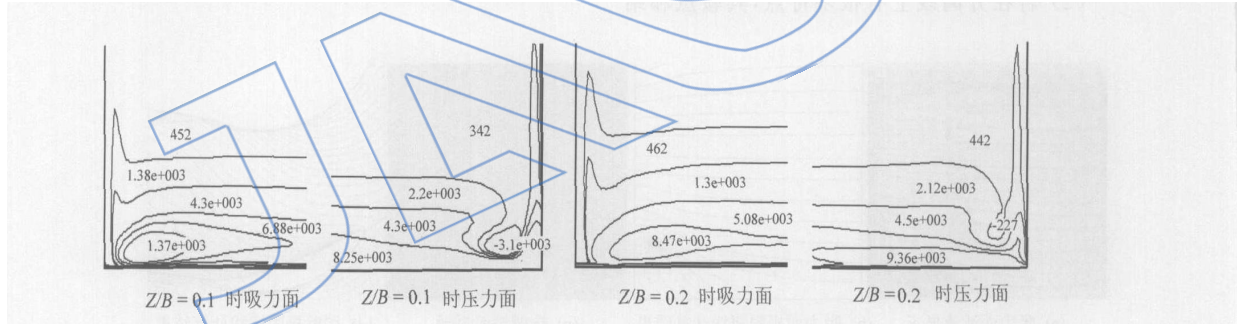


图5 10 冲角下吸力面和压力面附近轴向涡量分布

Fig. 5 Axial vorticity near the suction and pressure surface in the case of 10° incidence

情况。

图3是应用壁面流谱规律作出的吸力面分离形态的拓扑,可见随着冲角的增加,吸力面逐渐由开式分离(图a)向闭式分离(图c和d)过渡,并最终形成气泡(图d),此时为极限情况。由于闭式分离所形成的气泡内部流动掺混严重,其损失要远大于开式分离,这是造成损失增加的主要原因。同时发现,不同冲角下压力面的流动基本上都是二维的,没有明显的径向串流和分离,因此文中没有给出其图谱。

本文以典型的0和10冲角为例来说明冲角对叶栅内各种涡系的影响。图4和图5分别显示了吸力面和压力面附近轴向涡量分布的放大图,可以看到马蹄涡的发展。其中,涡量分布图中正负符号表示了旋转方向。由图可知马蹄涡的强度和尺度都很小,其中吸力面分支轴向涡量为负值,说明其旋转方向与通道二次流相反,由于逆压力梯度的扩散作用,在20%轴向弦长位置已经基本消失;压力面分支在强度和尺度上都比吸力面分支大,其旋转方向也相反,而和通道涡具有相同的旋转方向,在向相邻叶片吸力面发展的过程中,逐渐汇入通道涡。

图6和图7为不同流向位置处横截面流线和能量损失分布。图中看不到马蹄涡的涡核,进一步证明其强度和尺度都很小。同时可以清楚的看到通道涡的发展,它起始于流道中部,且随着冲角的

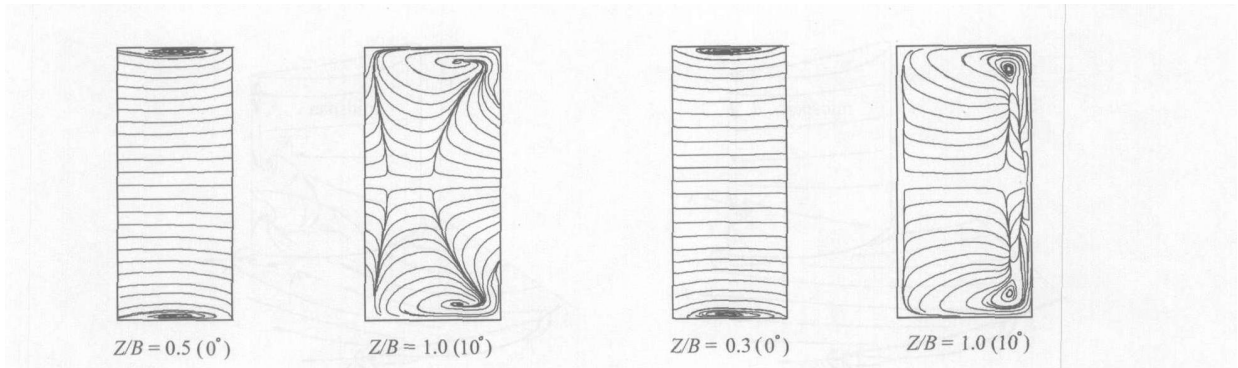


图 6 0 和 10 冲角下不同流向位置的横截面流线
Fig. 6 Pattern of the cross velocity lines

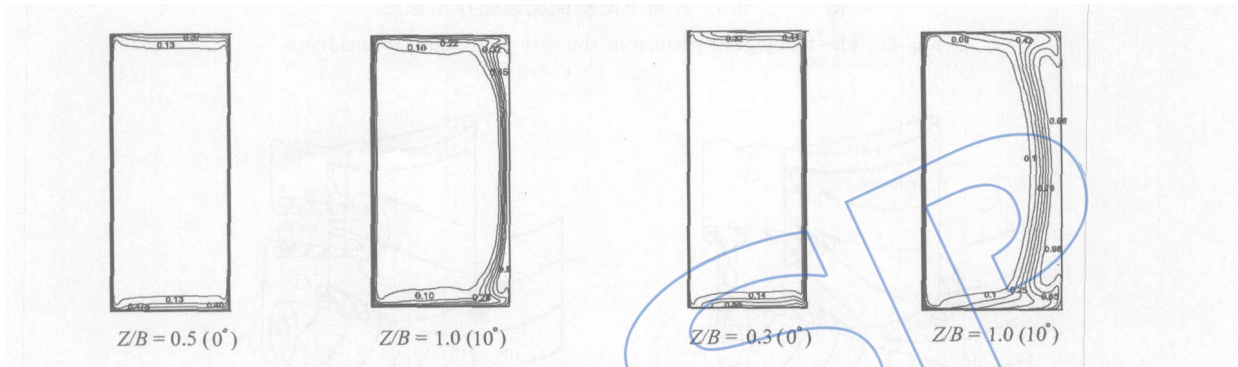


图 7 0 和 10 冲角下不同位置的横截面能量损失系数等值线分布
Fig. 7 Contours of loss coefficient in the traverse sections

增加提前发生: 0 冲角时通道涡在 50% 轴向弦长附近才看到其卷起的涡核; 10 冲角时, 由于端壁附面层的横向流动增强, 在 30% 轴向弦长处就可以看到通道涡的卷起, 并且强度和尺度都明显增加。10 冲角时在出口截面还可以看到分离气泡的出现, 它和通道涡相互挤压, 一方面, 阻碍通道涡继续向吸力面发展, 另一方面, 通道涡又迫使泡状分离沿径向向叶片中部发展, 造成损失沿径向分布。

能量损失系数分布表现两个特点: 一是能量损失等值线呈反“C”型分布。这是附面层的迁移, 导致低能流体不断向吸力面角区并沿吸力面径向发展的结果; 另一个特点是, 吸力面靠近尾缘损失明显增加, 说明这里的附面层明显增厚。10 冲角时, 这种趋势更加明显, 在叶栅出口处, 由于形成闭式分离, 一方面损失范围扩大, 图中可以看到损失扩展到 30% 节距范围, 同时, 这里流动复杂, 涡能耗散与掺混损失增加, 能量损失系数的值明显增加, 这是最终影响叶栅损失的主要原因。

图 8 和图 9 是根据计算结果作出的两种冲角下的壁面流谱的拓扑和压气机叶栅的旋涡模型。

根据拓扑不变性原理, 冲角的变化虽然改变鞍结点的组合形式, 但不改变鞍结点数目关系。图中显示两种冲角下结点(包括螺旋点)总数都为 7, 鞍点总数都为 9(其中 N_m 位于压力面中部靠近前缘处, 图中用括号表示), 均满足叶栅流道内拓扑法则 $\sum N - \sum S = 7 - 9 = -2$ 。由图可见, 随着冲角的增加, 从压力面到吸力面的横向流动明显增强。在 0 冲角时, 由前缘鞍点 S_1 出发的流线 S_1P_1 没有到达相邻叶片的吸力面就直接流出通道; 而 10 冲角时, 气流通过叶栅时折转增大, 端壁附面层向吸力面迁移更加严重, 可以看到前缘鞍点 S_1 明显向流道中部移动, S_1P_1 在 70% 轴向弦长位置就到达相邻叶片的吸力面。在靠近叶片吸力面的端壁上可以看到一条分离线 S_aN_a , 这是壁角涡的分离线, 它不是马蹄涡吸力面分支的发展, 考察其涡量可知其轴向涡量为负值, 说明其旋转方向与通道涡相反, 可以推断它是在通道涡的诱导下, 由端壁附面层发展而来的。从涡量分布图和壁面流谱可知, 壁角涡在尺度和强度上都没有大的变化, 说明它对冲角变化不敏感。另外在靠近尾缘有一条分离线, 一般无法看到, 但通过拓扑分析

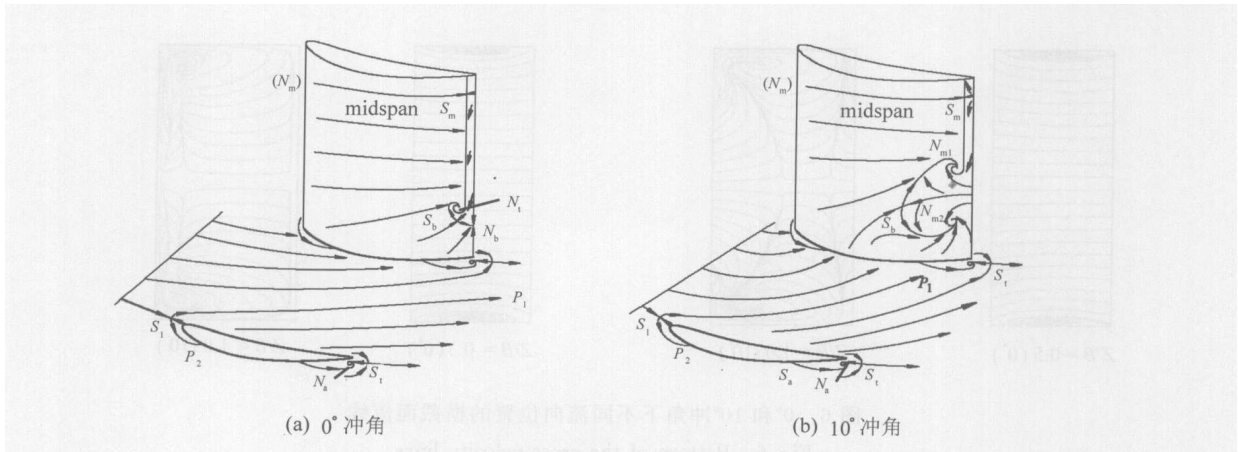


图8 0°和10°冲角下的壁面流谱拓扑示意图
Fig. 8 The topological pattern in the case of 0° and 10° incidence

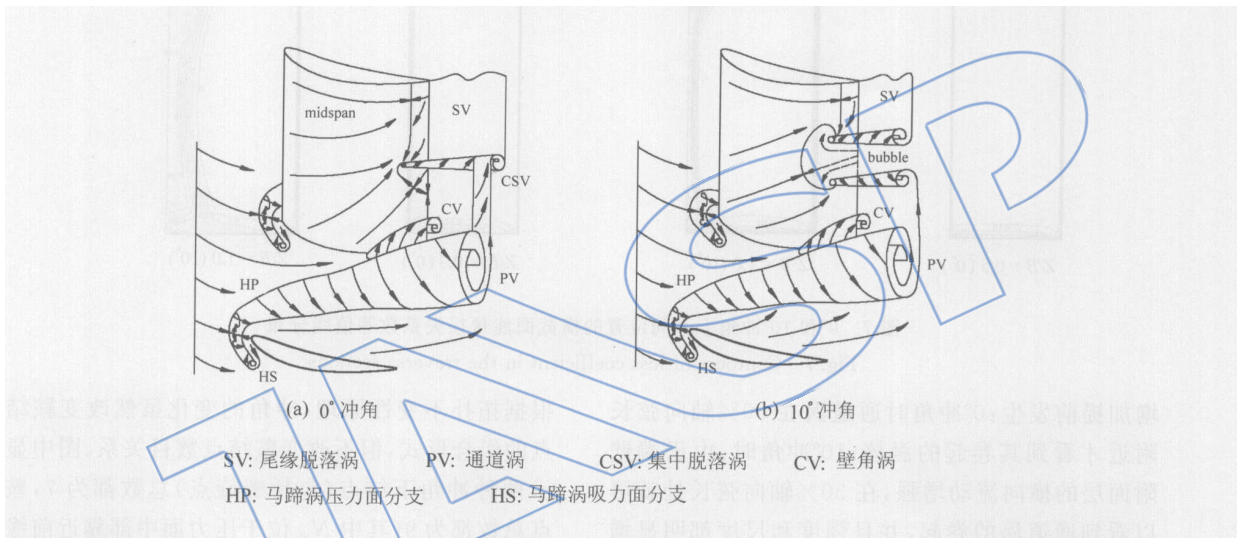


图9 0°和10°冲角下的二次涡结构
Fig. 9 The secondary vortex structures in the case of 0° and 10° incidence

可以知道它是存在的, 这是尾缘脱落涡留下的分离线。

从分离形态上看: 通道涡和马蹄涡都属于自由涡层式分离或者开式分离。其区别在于通道涡为正常点起始, 很难得到其起始的确定位置(只能通过涡量图来大致判断)。而马蹄涡为典型的鞍点起始的分离。同样对于壁角涡, 它仅在端壁上流下了一条分离线, 没有呈现闭式分离的形态, 也应该属于自由涡层式分离或开式分离。吸力面的分离形态变化明显: 0°冲角时, 吸力面上分离线的鞍点 S_b 和结点 N_b 十分靠近, 可视为一种鞍结点组合的起始分离, 这是一种过渡型的分离结构^[8], 分离线结束于螺旋点 N_t , 形成集中脱落涡, 在分离形态上接近于开式分离。10°冲角时, 可以看到从鞍点 S_b 发出两条分离线 S_bN_{m1} 和 S_bN_{m2} , 分别结束于两

个分离螺旋点 N_{m1} 和 N_{m2} , 形成两个集中脱落涡, 为典型的鞍点-螺旋点分离形式。流动具有明显的禁区性的特点, 可以认为此处为闭式分离。

4 结 论

扩压叶栅内的旋涡结构比涡轮更复杂, 对冲角的变化也更敏感, 随着冲角的增加, 流动的非定常性增强, 同时壁面流谱显示分离性态发生很大变化。其中马蹄涡吸力面分支在逆压力梯度下逐渐消失, 因此并没有发展为壁角涡。同时在吸力面上存在气泡和集中脱落涡。壁角并不一定存在气泡, 本文显示壁角涡更接近开式分离; 吸力面的分离对冲角变化敏感, 随着冲角增加, 一方面分离尺度增强, 另一方面分离模式由开式分离向闭式分离转化。

参考文献:

[1] 夏雪湍, 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, 1990.

[2] Han Wanjin, Yang Qinghai. Topology and Vortex Structures of Turbine Cascade with Different Tip Clearance[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2002, 15(1): 18~26.

[3] Kang S. An Application of Topological Analysis to Studing the Three-Dimensional Flow in Cascade[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 1990, 11(5): 1119~1127.

[4] Su W H, et al. Topological Structures of Separated Flows in Topological Fluid Mechanics [R]. *Proc. of the IUTAM Symposium, Cambridge*, 1990: 395~407.

[5] Salvage J W. Investigation of Secondary Flow Behaviour and End Wall Boundary Layer Development through Compressor Cascades[R]. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Technical Note* 107, June, 1974

[6] 周逊, 韩万今. 涡轮矩形叶栅中旋涡模型的进展回顾[J]. 航空动力学报, 2001(3): 199~204.

[7] Zhou Xun, Han Wanjin. A Review of Vortex Model Development for Rectangular Turbine cascades [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001(3): 199~204.

[8] 钟兢军. 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的试验研究[D]. 黑龙江 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1996.

[9] 张涵信, 邓小刚. 三维定常分离流和涡运动的定性分析研究[J]. 空气动力学报, 1992(1): 8~12.

[10] Zhang Hanxin, Deng Xiaogang. Analytic Studies for Three Dimensional Steady Separated Flows and Vortex Motion [J]. *ACTA Aerodynamic Sinica*, 1992(1): 8~12.