

文章编号:1000-8055(2013)03-0659-07

柯恩达效应对涡轮叶栅气动性能及流场的影响

冯岩岩, 宋彦萍, 陈焕龙, 陈 浮

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 以某实际燃气轮机涡轮进口导向器叶栅为研究对象, 在出口为高亚声速及超声速条件下, 对具有不同柯恩达表面的环量控制叶栅进行二维数值模拟, 通过对比分析叶栅的气动性能和流场细节, 探讨了柯恩达效应在涡轮叶栅中的作用机理。结果表明: 当叶栅出口马赫数为 0.60 时, 射流对主流有很好的携带作用, 损失小于原型叶栅; 叶栅出口马赫数增加到 0.85 时, 射流仍有较强的携带主流折转的能力; 当叶栅出口为超声速时, 在初始阶段小曲率的柯恩达表面上, 由于激波的作用, 射流向流道中心折转并提前脱离壁面, 初始阶段大曲率的柯恩达表面射流附壁较好, 但由于叶片吸力面与射流口之间圆角的作用, 射流与主流掺混不理想。

关 键 词: 涡轮叶栅; 柯恩达效应; 数值模拟; 柯恩达表面曲率; 马赫数; 射流参数

中图分类号: V235.11

文献标志码: A

Conanda effect on aerodynamic performance and flow field of turbine cascade

FENG Yan-yan, SONG Yan-ping, CHEN Huan-long, CHEN Fu

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Based on a real turbine inlet guide vane, the two-dimensional flow field of a turbine cascade was simulated by using the circulation control blade profile with different Coanda surfaces. At the cascade exit being high subsonic and supersonic conditions, the aerodynamic performance and the detailed flow fields of different blade profiles were explored. The mechanism of Coanda effect on turbine cascade was discussed. When Mach number at the cascade exit was 0.60, the jet entrained the mainstream well and the loss reduced. When Mach number at the cascade exit increased to 0.85, the ability of the jet carrying the mainstream was still fine. When the cascade exit was at supersonic flow condition, on the Coanda surface with a small curvature in front, the jet turned to the center of the flow channel and detached the wall in advance on account of the shock wave. On the Coanda surface with a large curvature in front, the jet adhered to the blade quite well. However, it did not mix with the mainstream for good due to the fillet between the jet exit and the suction surface.

Key words: turbine cascade; Coanda effect; numerical simulation; curvature of Coanda surface; Mach number; jet parameters

作为环量控制翼型的基础, 柯恩达效应已成功应用到机翼上, 主要用于代替复杂的机械装置

收稿日期: 2012-04-07

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.659_025.html

基金项目: 国家自然科学基金(50876023); 高等学校博士学科点专项基金(200802130017)

作者简介: 冯岩岩(1989—), 女, 河南鹤壁人, 硕士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

来控制攻角的自由变化和增加升力,由于去掉了许多机械构件,所以在减振降噪及降低维修费用方面有很大的优势^[1]. 国外对影响环量控制翼型性能的各种参数,例如射流口高度和位置、柯恩达表面形状、尾缘圆角半径、马赫数以及吹风比等^[2-5]都有所研究,文献^[6]利用柯恩达射流来减弱翼前缘涡和翼尖涡,可以减小能量损失和降低噪声. 在国内,王春雨和孙茂^[7-8]提出在环量控制翼型上用多喷口代替单喷口,多个喷口均以小速度吹气,可以大大减低能耗,数值模拟结果证实这种方法还可以更有效地控制大厚度翼型的环量和提高升阻比. 由于在翼型上的成功运用,柯恩达效应也逐渐被应用于内流中. Lord 等^[9]在介绍燃气轮机流体控制时首次指出,如果用柯恩达射流代替复杂的机械装置来改变风扇动叶进口来流角,可以达到发动机减轻质量、降低制造成本和简化系统的目的. Hill 等^[10]首先将柯恩达效应应用在压气机进口导叶中,通过数值模拟对比了不同湍流模型和柯恩达表面形状下的气流折转角和压力损失情况. 随着燃气轮机涡轮进口的燃气温度不断提高,气膜冷却技术在涡轮尾缘冷却中得到普遍应用,国内学者对气膜冷却效率进行了广泛的研究^[11-12],但由于叶片尾缘通常很薄,在尾缘劈缝使得制造和冷却更加困难^[13-14]. 本文作者最早将柯恩达射流应用在涡轮叶栅中^[15],以大折转角的低速涡轮叶栅(叶栅出口气流马赫数为 0.3)为研究对象,去掉了原型叶片的尾缘来构造柯恩达表面和射流口,这样做的好处是尾缘变厚以后冷却结构可以得到简化,同时涡轮的轴向长度减小,且发动机质量减轻,故有利于提高发动机的推质比,在设计过程中尽量使柯恩达射流较长时间附壁,一方面可以携带主流折转以增大出口气流角,另一方面也可以保证气动损失不会急剧增加,研究表明:环量控制涡轮叶栅的气动性能与射流速度和柯恩达表面曲率密切相关.

涡轮通常工作在高亚声速或者超声速条件下,由于文献^[15]所研究的环量控制涡轮叶栅出口气流马赫数较低,与实际工况有所偏差,因此,本文以某实际燃气轮机涡轮高压导向器为研究对象,采用 ANSYS CFX13.0 商业数值模拟计算软件,在叶栅出口气流马赫数分别为 0.60, 0.85 和 1.10 的条件下,对环量控制涡轮叶栅进行二维数值模拟,对比了不同柯恩达表面对涡轮叶栅气动性能的影响,并对不同叶栅的流场细节进行分析,以探索柯恩达效应在燃机涡轮中的作用机制.

1 数值方法及算例

为对所用数值方法进行校核,首先对导向器原型进行二维数值模拟. 原型叶栅如图 1 所示,其中节距 t 为 83 mm,轴向进气,几何出气角 α 为 73.5° ,叶片轴向弦长为 50 mm,叶栅进出口截面位于距叶片前缘和尾缘 80% 轴向弦长的位置.

数值模拟以单个流道为计算域,流道边界采用平移周期性边界,湍流模型选择 SST (shear stress transport) 模型. 为了提高网格质量,并精确捕捉叶片壁面附近的流动情况,叶片周围用 O 型网格的特殊拓扑结构对应,并对边界层进行了加密处理,叶片表面第一层网格的 $y^+ < 1$,计算域网格总数约为 4 万. 流道网格划分结果如图 2 所示.

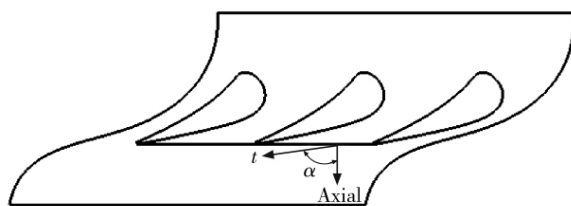


图 1 原始平面叶栅示意图

Fig. 1 Schematics of the original cascade

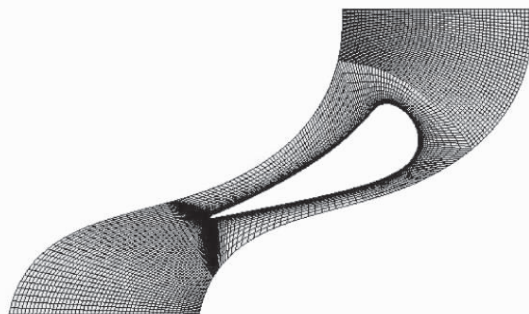


图 2 流道的网格划分

Fig. 2 Grid of the flow passage

把原型叶栅型面马赫数的数值模拟结果与实验值进行对比,如图 3 所示(图中横坐标 PS 为压力面,SS 为吸力面, s 为弧长, C 为弦长),发现两者吻合地较好,仅在超声速时略有偏差,但基本变化规律接近,且数值模拟结果较好地捕捉到了激波的位置,因此认为用上述数值模拟方法来对本文中的环量控制叶栅进行定性的对比分析是可行的.

为对环量控制叶栅进行数值模拟,在原型的基础上构造了柯恩达表面. 如图 4 所示,在原型叶片 85% 轴向弦长处吸力面尾缘切缝留出射流口,构造出 3 个圆形和 3 个椭圆形柯恩达表面,分别命名为 circle 1, circle 2, circle 3, ellipse 1, ellipse 2,

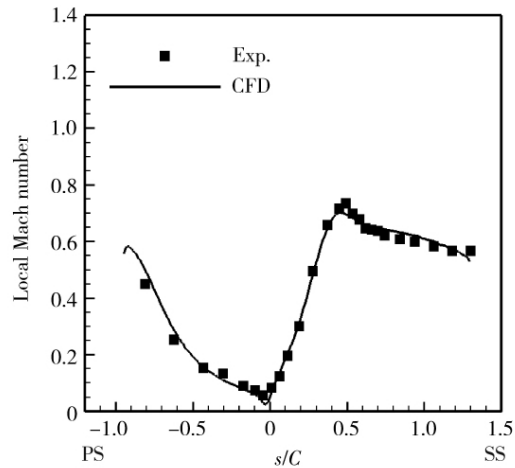
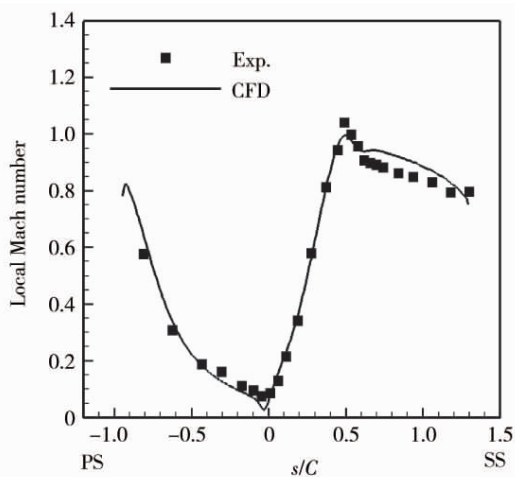
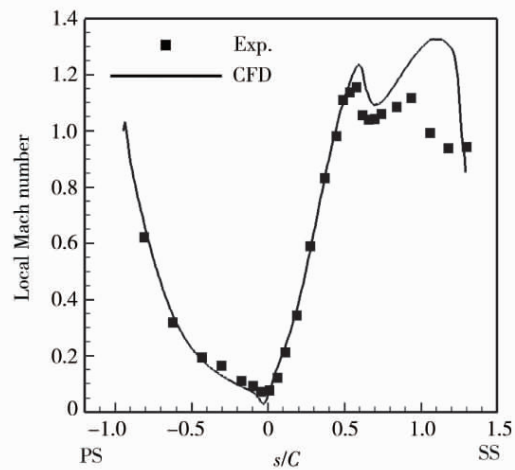
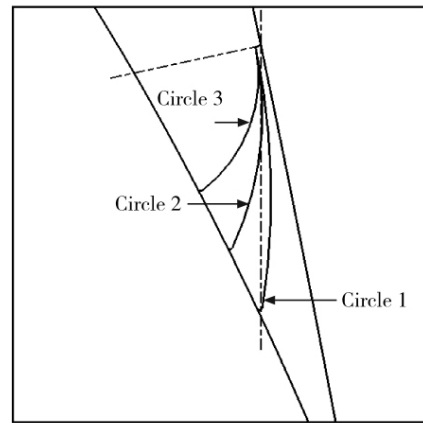
(a) $Ma=0.60$ (b) $Ma=0.85$ (c) $Ma=1.10$

图3 数值模拟结果与实验值对比

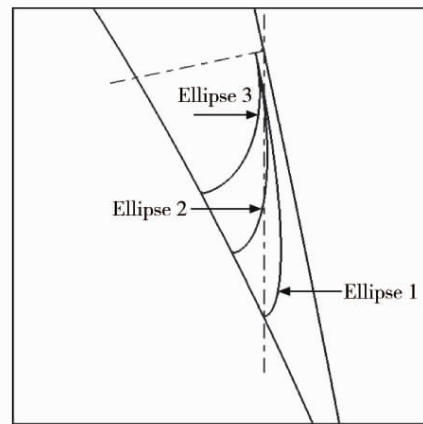
Fig. 3 Comparison of numerical results and experimental values

ellipse 3(图4(a)和图4(b)),射流口细节见图4(c),其高度为0.5 mm,在吸力面与射流口之间构造半径为0.25 mm的圆角,便于叶片的加工。

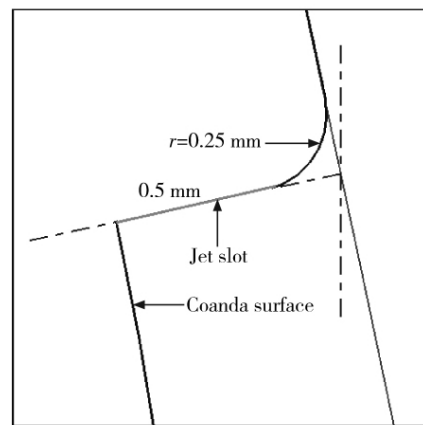
环量控制叶栅的数值模拟所采用的边界条件



(a) 圆形



(b) 椭圆形



(c) 射流出口处细节

图4 不同形状柯恩达表面的构造

Fig. 4 Structures of Coanda surface with different shapes

和湍流模型与原型叶栅相同,射流入口总压与栅前总压相等,即供气压力比为1。为了能够较好地模拟射流流动情况,网格划分对边界层和射流口附近的网格进行了加密处理,如图5所示。

公式(1)为环量控制叶栅能量损失系数 ξ 的定义,其中比热容比 γ 的值为1.4, p_{exit} 和 p_{exit}^* 分

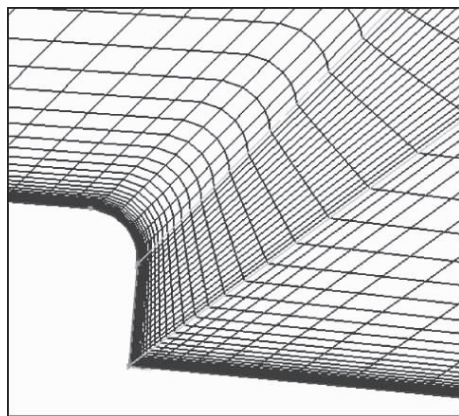


图5 射流口的网格划分
Fig. 5 Grid of the jet slot

别代表叶栅出口截面质量平均的静压与总压, p_{exit}^* 为通过主流和射流的质量加权得到的叶栅进口截面总压,其定义见公式(2),其中 $\dot{m}_{\text{main}}$ 和 $\dot{m}_{\text{jet}}$ 分别为主流和射流的质量流量单位为: kg/s, $p_{\text{main_in}}^*$ 和 $p_{\text{jet_in}}^*$ 为主流和射流的入口总压.

$$\xi = \frac{(p_{\text{exit}}/p_{\text{exit}}^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - (p_{\text{exit}}/p_{\text{inlet}}^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - (p_{\text{exit}}/p_{\text{inlet}}^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (1)$$

$$p_{\text{inlet}}^* = \frac{\dot{m}_{\text{main}} p_{\text{main_in}}^* + \dot{m}_{\text{jet}} p_{\text{jet_in}}^*}{\dot{m}_{\text{main}} + \dot{m}_{\text{jet}}} \quad (2)$$

2 结果与讨论

2.1 柯恩达表面叶型的气动性能

图6为叶栅出口截面处的出口气流角对比,图中横坐标 n 的数值1,2,3分别代表各圆形(circle1~circle3)和椭圆形(ellipse1~ellipse3)柯恩达表面,“ori”表示数值模拟出的原型叶栅出口气流角.叶栅出口马赫数不变时,出口气流角随着柯恩达表面初始曲率的增大而减小.叶栅出口为高亚声速条件时,环量控制叶型的出口气流角均低于原型叶栅的出口气流角,而高于几何出气角,说明在环量控制叶栅中主流折转程度略小于原型叶栅,但仍能满足下游动叶的冲角要求.当叶栅出口为超声速时柯恩达表面初始曲率增大导致气流角明显减小,环量控制叶栅的气动性能下降.对于首尾位置相同的圆形和椭圆形柯恩达表面(例如circle1和ellipse1)来说,柯恩达表面初始阶段的曲率接近,出口气流角差别不大.

衡量涡轮气动性能的另一个重要参数是能量损失,图7为环量控制叶栅和原型叶栅的能量损失系数(定义见式(1))对比.当叶栅出口为高亚声速条件时,射流的加入在一定程度上会减小损失,只有马赫数为0.85时初始阶段大曲率的柯恩达表面

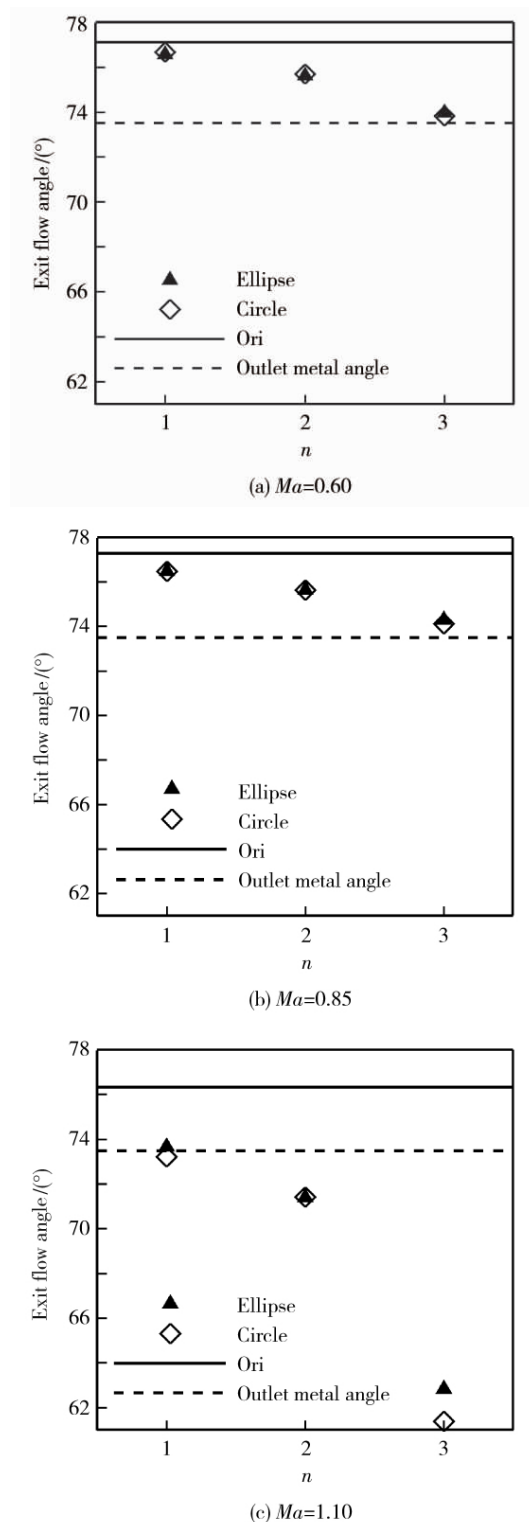


图6 出口气流角的对比

Fig. 6 Comparison of exit flow angle

(circle3和ellipse3)的损失系数略大于原型叶栅,但是相差不大,说明叶栅流道内的流动状况良好,分离发生的较晚;叶栅出口气流马赫数为1.10时,环量控制叶型的损失系数均大于原型,说明此时流动较早地发生了分离,叶片尾缘附近旋涡的大量产生,尾迹范围增大引起较大的能量损失.对于

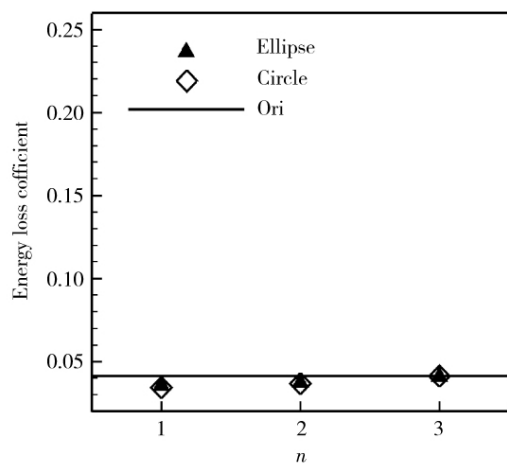
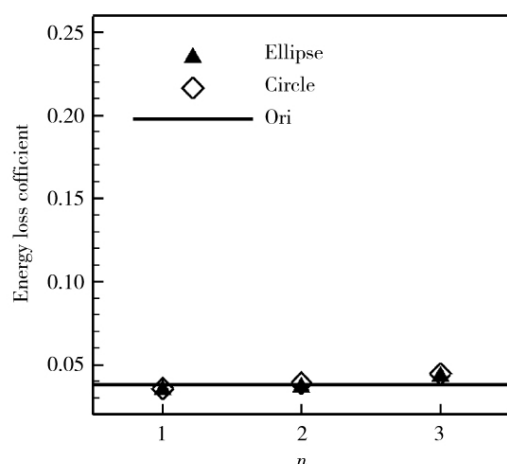
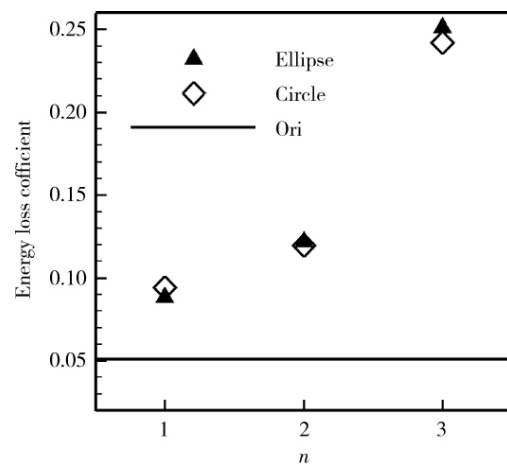
(a) $Ma=0.60$ (b) $Ma=0.85$ (c) $Ma=1.10$

图7 能量损失系数对比

Fig. 7 Comparison of energy loss coefficient

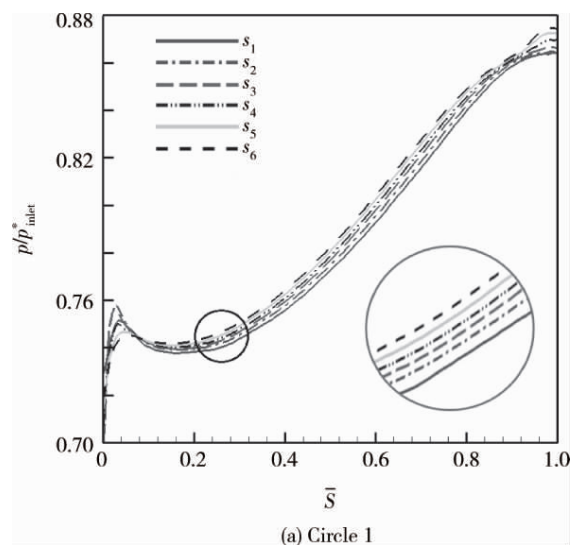
不同的叶型来说,柯恩达表面初始阶段的曲率增大会导致射流不容易附壁,较早分离而引起损失的增加。

2.2 环量控制叶栅的流场细节

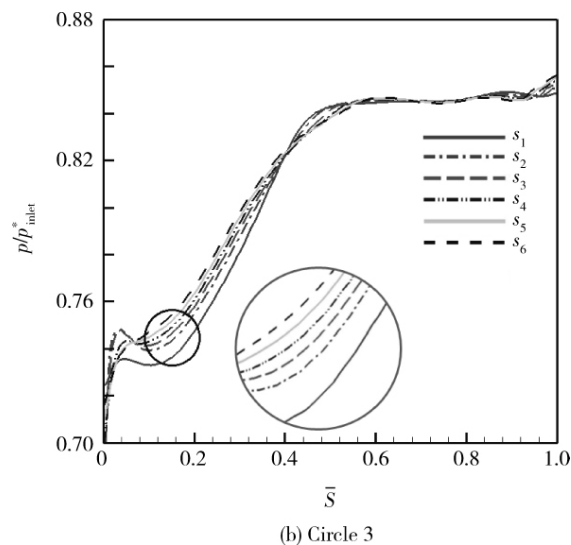
图8对比了叶栅出口马赫数为0.6时柯恩达

表面附近的压力分布,横坐标 $\bar{S}$ 为柯恩达表面射流口到尾缘的折合弧长,纵坐标为流场内压力与入口总压之比, $s_1 \sim s_6$ 为柯恩达表面附近等距分布的6条同心圆弧,其中 s_1 位于射流口中心,距柯恩达表面的距离为0.25 mm,各同心圆弧之间的距离也为0.25 mm。由图可知从circle 1表面20%处一直到尾缘有很长的扩压段,表明分离发生的较晚,而circle 3表面附近的压力在柯恩达表面50%以后保持不变,说明流体在尾缘50%处已经滞止,即小曲率的柯恩达表面射流附壁较好,流体能够较长时间贴壁折转,大曲率柯恩达表面射流不易附壁,较早地脱离壁面导致尾缘处有较大范围的分离区。

图9为叶栅出口气流马赫数为1.10时柯恩达表面附近的马赫数云图,可以看出在circle 1表面射流口附近出现了一道激波,高速射流通过激



(a) Circle 1

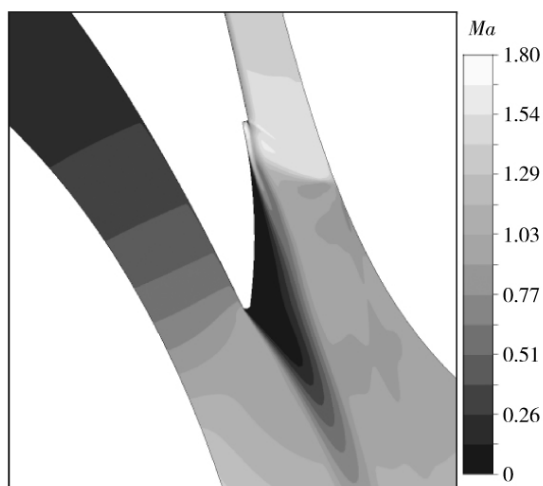


(b) Circle 3

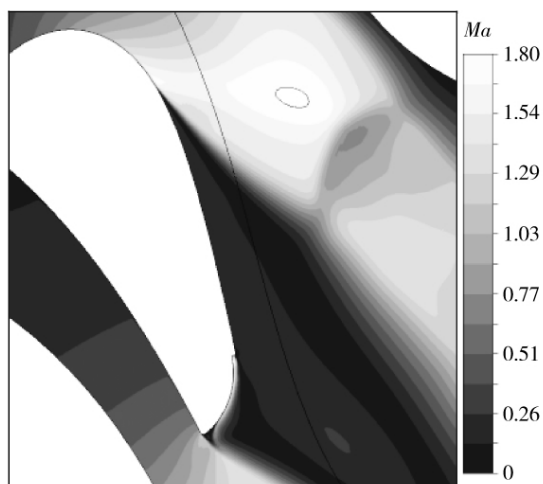
图8 沿流向压力对比

Fig. 8 Comparison of pressure in flow direction

波后速度降低并脱离壁面向流道中心折转,柯恩达表面附近从激波以后到尾缘是大范围的低速区,circle3 表面射流由于柯恩达效应而附壁较好,但吸力面的激波在流道中部产生,相对于 circle1 表面提前了很多,主流经过激波发生分离,射流与主流之间有大片滞止区而没有进行掺混,射流无法携带主流折转.



(a) Circle 1



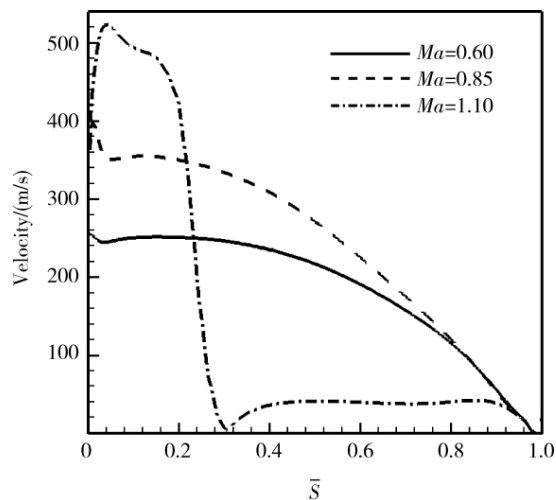
(b) Circle 3

图 9 马赫数云图对比

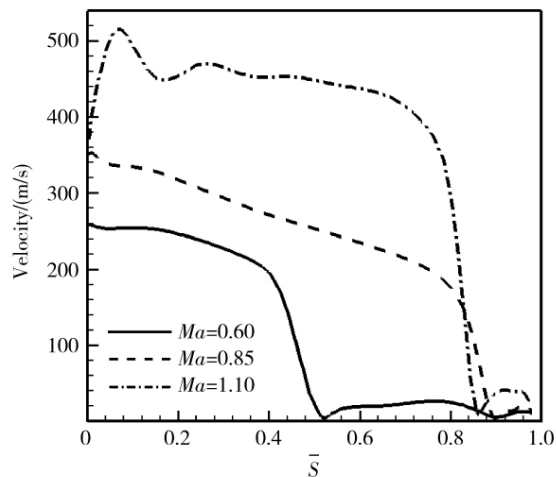
Fig. 9 Comparison of Mach number

图 10 为两种柯恩达表面射流中心(同心圆弧 s_1)速度的对比. 在曲线的某一位置射流速度急剧下降,射流即在此处脱离壁面. 对 circle1 表面(图 10(a))来说,在叶栅出口气流为亚声速时射流附壁很好,而超声速时由于射流出口附近激波的影响,射流在柯恩达表面 30% 处发生分离;对 circle3 表面(图 10(b))来说,在叶栅出口气流为亚声速时,射流出口的速度增大可以延后分离的发生,当

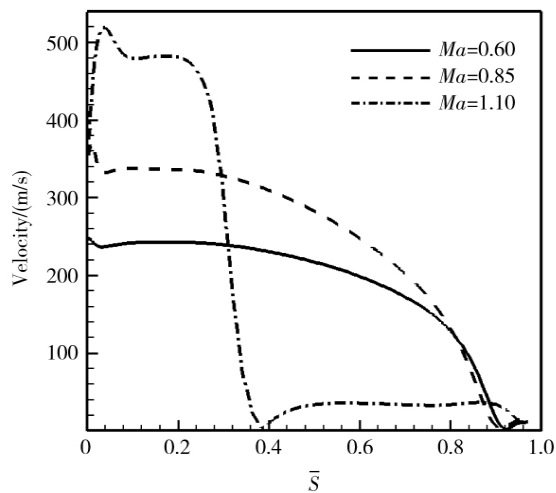
叶栅出口气流超声速时,射流的分离位置与马赫数为 0.85 时接近,均在柯恩达表面 85% 以后,而且超声速时射流的速度下降更为缓慢. 由图 10(c)和图 10(d)可知在椭圆形柯恩达表面上,射流有类似的流动规律. 可见在不同曲率的柯恩达表



(a) Circle 1



(b) Circle 3



(c) Ellipse 1

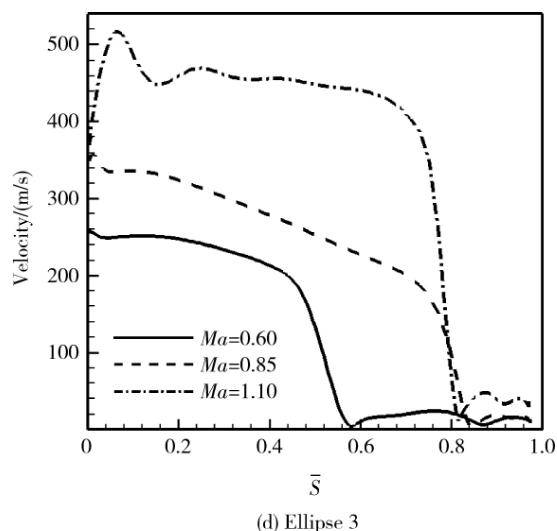


图10 射流中心速度对比

Fig. 10 Comparison of velocity at the jet center

面上,叶栅出口气流马赫数的改变对射流分离位置的影响是不同的。射流中心线上的压力及密度和速度的变化趋势相反。

3 结 论

通过用数值模拟的方法,研究了柯恩达效应对涡轮叶栅气动性能和流场的影响,结果显示:

1) 叶栅出口气流为高亚声速条件时,柯恩达射流可以很好地携带主流折转,出口气流角满足下游动叶的要求且损失减小,叶栅出口气流为超声速条件时,其气动性能有所下降。

2) 在相同的叶栅出口气流马赫数下,初始阶段小曲率的柯恩达射流与主流可以较好地掺混,而在初始阶段大曲率的柯恩达表面上,射流与主流由于射流口圆角的影响而掺混不良,没有起到携带主流的作用。

3) 初始曲率较小的柯恩达表面在叶栅出口气流为高亚声速射流附壁较好,超声速时由于激波的作用导致射流分离,在初始曲率较大的柯恩达表面上,马赫数的增大更有利于射流的附壁。

参考文献:

- [1] Wood N J, Nielsen J N. Circulation control airfoils past, present, future[R]. AIAA 85-0204, 1985.
- [2] Abramson J, Rogers E O. High-speed characteristics of circulation control airfoils[R]. AIAA 83-0265, 1983.
- [3] Englar R J, Huson G G. Development of advanced circulation control wing high lift airfoils [R]. AIAA 83-1847, 1983.
- [4] Rogers E O. Development of compressible flow similarity concepts for circulation control airfoils[R]. AIAA 87-

0153, 1987.

- [5] Slomski J F, Gorski J J, Miller R W, et al. Numerical simulation of circulation control airfoils as affected by different turbulence models[R]. AIAA-2002-0851, 2002.
- [6] Liu Y, Sankar L N. Computational evaluation of controlling flap edge vortex and tip vortex effects with circulation control technique [R]. AIAA-2007-0473, 2007.
- [7] 王春雨, 孙茂. 多喷口高效能厚翼的研究[J]. 力学学报, 1999, 31(5): 611-617.
WANG Chunyu, SUN Mao. Efficient boundary layer control on thick airfoils using multiple slots blowing at small speeds[J]. Acta Mechanica Sinica, 1999, 31(5): 611-617. (in Chinese)
- [8] 王春雨, 孙茂. 多喷口环量控制翼型流动的研究[J]. 空气动力学学报, 1999, 17(4): 378-383.
WANG Chunyu, SUN Mao. Aerodynamic properties of circulation control airfoil with multi slot blowing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1999, 17(4): 378-383. (in Chinese)
- [9] Lord W K, MacMartin D G, Tillman G. Flow control opportunities in gas turbine engines [R]. AIAA-2000-2234, 2000.
- [10] Hill H E, Ng W F, Vlachos P P, et al. 2D CFD studies using different turbulence models of a circulation control inlet guide vane[R]. ASME Paper GT-2007-28058, 2007.
- [11] 姚玉, 张靖周, 何飞, 等. 涡轮叶片吸力面气膜冷却效率的数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1245-1250.
YAO Yu, ZHANG Jingzhou, HE Fei, et al. Numerical investigation on film cooling effectiveness at suction surface of stator blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1245-1250. (in Chinese)
- [12] 李广超, 张魏, 项松, 等. 双出口气膜孔冷却效率数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1233-1237.
LI Guangchao, ZHANG Wei, XIANG Song, et al. Numerical simulation of cooling effectiveness with injection of double outer hole [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1233-1237. (in Chinese)
- [13] 王掩刚, 刘波, 姜健, 等. 涡轮叶片尾缘开缝喷气的数值模拟和试验研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 474-479.
WANG Yangang, LIU Bo, JIANG Jian, et al. Experiment and numerical simulation investigation of turbine blade with trailing edge ejection [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 474-479. (in Chinese)
- [14] 周超, 常海萍, 崔德平, 等. 斜劈缝涡轮导向叶片尾缘出流气体流动特性数值分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 268-274.
ZHOU Chao, CHANG Haiping, CUI Deping, et al. Numerical investigation of the cooling flow downstream of a turbine guide vane trailing edge slot[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 268-274. (in Chinese)
- [15] SONG Yanping, LI Yachao, CHEN Huanlong, et al. Two-dimensional simulation of circulation control turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(7): 761-767.