

射流式旋涡发生器对弯曲扩压叶栅 流场的影响

李龙婷, 宋彦萍, 刘华坪, 陈 浮

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 数值模拟了射流式旋涡发生器对于大折转角弯曲扩压叶栅端壁流场性能的影响。结果表明: 该研究的几种具有不同参数的射流式旋涡发生器都能使弯曲叶片损失降低, 正弯和反弯叶片损失减小程度最大分别达 2.5% 和 8.8%。射流除了可为端壁附近边界层中的低能流体提供动量之外, 还可以在流道中产生与通道涡旋向相反、强度相当的流向旋涡挤压通道涡, 使其向远离吸力面的方向偏转, 该流向旋涡在距离叶片前缘 0.6 倍轴线弦长附近消失。对正弯叶片, 吸力面上的流动分离现象基本消失, 对于反弯叶片, 极大程度上降低了吸力面集中脱落涡的强度。此外, 射流作用使得弯曲叶片的负荷和折转能力均增加。

关 键 词: 弯曲扩压叶栅; 射流式旋涡发生器 (VGJ); 流向旋涡; 叶片负荷; 折转角

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of vortex generator jet on the flow of bowed compressor cascades

LI Long-ting, SONG Yan-ping, LIU Hua-ping, CHEN Fu

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A numerical study of vortex generator jet application in bowed compressor cascades shows that, vortex generator jets with several kinds of parameters for both positively and negatively bowed blade can reduce the total loss at most by 2.5% and 8.8% respectively. Moreover, the result reveals that the jet can not only apply momentum to boundary layer, but also create a streamwise vortex, which can deflect the passage vortex to make it rotate away from the suction side. The streamwise vortex is dissipated in the flow passage at 60% axial chord length from the leading edge. For positively bowed blade, the flow separation disappears on the suction side, and the concentrated shedding vortex is weakened for negatively bowed blade. Besides, the jet increases the blade loading and turning angle.

Key words: bowed compressor cascades; vortex generator jet (VGJ); streamwise vortex; blade loading; turning angle

抑制端壁处二次流动的发展已经成为减小扩压叶栅中损失的主要途径之一。早在 20 世纪 50 年代, 二次流的发展机理就已经成为压气机中的重点研究对象^[1-2], 同时衍生出一系列控制二次流动的方法, 如翼刀^[3]、附面层抽吸^[4]、弯掠叶片^[5]

等, 其中弯曲叶片在扩压叶栅的二次流动控制方面应用较多。钟兢军的实验结果表明, 正弯叶片在叶栅中所建立的两端高中间低的径向压力分布可有效减小端区二次流损失; 反弯叶片的压力沿径向分布则是两端低中间高, 因此低能流体聚集于

收稿日期: 2014-04-21

基金项目: 国家自然科学基金(50976026); 国家自然科学基金委创新研究群体基金(51121004)

作者简介: 李龙婷(1988—), 女, 黑龙江哈尔滨人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

端区使得端区损失增加,但是在 25%~75% 叶高范围内损失降低,因此总损失低于相同工况下的直叶栅^[6]. Gummer 等将弯掠叶片用于高负荷跨声速压气机的静叶设计当中,结果表明,这种手段可以通过改变叶片的径向负荷分布从而抑制端壁附面层的发展,角区失速现象得到极大改善,并将该技术成功应用于 Rolls-Royce 公司 BR710 发动机的设计当中^[7]. Gallimore 等将弯掠叶片分别应用于压气机的静叶和动叶设计当中,发现静叶吸力面以及动叶根部区域回流现象减弱,效率提高了 0.9%,并将该设计方法用于 Rolls-Royce 公司瑞达系列发动机当中^[8]. 经过多年的发展,如今弯曲叶片已经成为压气机设计当中的一种常规手段,但是它属于被动控制手段,在某些工况下适用并且能够有效降低流动损失,当流场所处工况发生变化不再需要这种控制时,弯叶片依然发挥其作用有可能达不到改善流动的效果,在这些情况下,若再加以主动控制手段,使其在需要的时间和位置出现,往往可进一步改善流场性能从而达到最佳控制效果.

近年来,基于射流式旋涡发生器(VGJ)的主动流动控制手段得到了广泛的应用. 旋涡生成技术最初由 Wallis 于 1952 年提出,具有合适倾斜角的射流管可以产生纵向旋涡进而抑制边界层的分离^[9]. 2002 年, Bons 等人将该技术应用于低压涡轮,结果表明,射流产生的流向旋涡可以将主流中的动量传递给壁面边界层,从而减缓边界层分离^[10]. 2004 年, Culley 等在某低速轴流压气机的导叶吸力面上开孔引入射流,研究其对吸力面上流动分离的影响. 结果表明,仅仅占叶栅进口流量 1% 的射流流量即可使得总压损失减小 25%^[11]. 2012 年, Nerger 等将射流应用到某高负荷轴流压气机上,研究发现角区二次流得到有效改善,在总压损失减小的情况下,叶栅的折转能力和静压比均有所提高^[12].

以往的控制手段大多是在吸力面上开孔从而去抑制流体在角区内的分离,鉴于压气机叶片较薄,不适合在叶片内部布置复杂管路系统,同时考虑到端壁二次流从叶栅前缘处就已经开始发展且吸力面一侧损失更加严重,因此将射流管安插在端壁前缘处近吸力面一侧. 基于前人的研究成果可知,在射流参数当中,侧向倾角的变化对于射流的作用效果有较大影响,且之前的研究都是针对直叶片,没有学者将射流与弯叶片结合起来进行研究. 因此,本文基于综合流动控制的理念,将射

流式旋涡发生器应用于低速弯曲扩压叶栅,利用数值模拟方法研究不同侧向倾角对于控制效果的影响,且详细探讨了射流式旋涡发生器的作用机理.

1 物理模型和计算方法

本文采用的是折转角为 50° 的 NACA65 叶型,具体的几何参数见表 1. 其中,定义几何进气角和出气角为和轴向夹角. 弯叶片积迭线的定义方式同文献^[13]一致,采用的是 3 段直线,中间用圆弧过渡的形式,弯高为 20% 叶高,弯角为 15°. 计算采用 CFX 商用软件,采用与本文叶型相同的环形正弯叶片的实验数据^[13]进行数值验证,图 1 和图 2 分别给出了总压损失系数分布以及吸力面上极限流线分布的对比结果,可以看出计算结果与实验结果吻合良好,说明本文所用的数值计算方法是可靠的.

表 1 叶型几何参数

Table 1 Geometry parameters of blade

参数	数值
弦长 b/mm	128
稠度 b/t	1.362
展弦比 L/b	1.25
安装角/(°)	15.4
几何进气角/(°)	40.2
几何出气角/(°)	-11.8

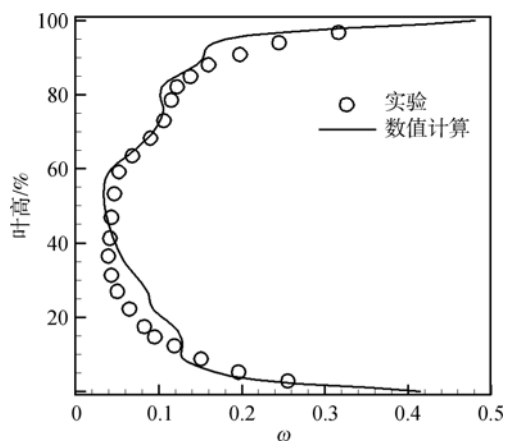


图 1 实验与计算所得总压损失系数沿径向分布对比

Fig. 1 Comparison of span distribution of total pressure loss coefficient obtained by experiment and calculation

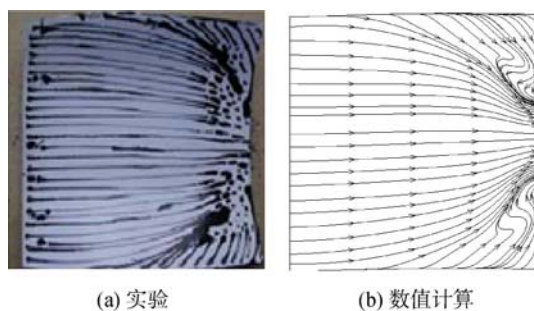


图2 实验与计算所得吸力面极限流线结果对比
Fig. 2 Comparison of limiting streamlines on suction side obtained by experiment and calculation

计算域网格由前处理软件 ICEM 生成,入口和出口延长段采用 H 型结构化网格,叶片周围为 O 型网格,如图 3 所示. 三维计算网格总数在 120 万左右,对端壁和叶片周围网格进行加密, y^+ 值都在 10 以内. 湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,叶栅入口总温为 300 K,总压为 103 825 Pa,射流入口总压为 104 325 Pa,叶栅出口静压为一个标准大气压.

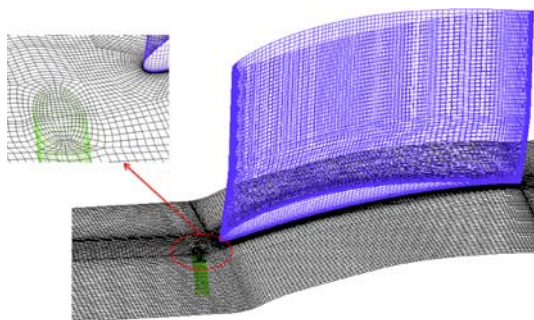


图3 叶栅计算网格
Fig. 3 Numerical mesh of blade

射流管的直径取 5 mm,将其安插在距离叶片前缘沿轴向 10% 轴向弦长,周向 3% 节距处. 分别定义 α 和 β 为前向倾角和侧向倾角,各表示射流管与端壁的夹角以及管在端壁上投影和来流方向夹角. 由文献[14]可知,仅仅占叶栅入口流量 0.2% 的射流流量即可使损失减小达 30%,本文给定射流流量占叶栅入口流量的 0.35%,速度与主流速度之比为 1.2. 由文献[15]可知,前向倾角 α 的范围在 $15^\circ \sim 25^\circ$ 之间时,流向旋涡对边界层分离的控制效果较好,本文固定前向倾角 α 为 22° . Hansen 等用实验证明了当侧向倾角 β 为 0° 或者 90° 时,射流会产生一个反向旋转的涡对,而当 β 的范围在这两个角度之间变化时,涡对当中的一个旋涡强度变弱随之留下单一的强的旋涡,

这对于边界层的再附起到更强的作用^[16],因而本文将侧向倾角 β 分别设置为 $20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$ 和 60° ,来分析单一旋涡对边界层所造成的影响.

2 数值模拟结果与分析

当考虑到射流引入的质量所携带的能量时,总压损失系数可以表达如下:

$$\bar{\omega} = \frac{\dot{m}_1 p_1^* + \dot{m}_{jet} p_{jet}^* - (\dot{m}_1 + \dot{m}_{jet}) p_2^*}{\dot{m}_1 (p_1^* - p_1) + \dot{m}_{jet} (p_{jet}^* - p_{jet})} \quad (1)$$

其中 p_1^* , p_2^* , p_{jet}^* 分别为叶栅进、出口截面及射流入口处的质量流量加权平均总压; p_1 为进口截面质量流量加权平均静压; $\dot{m}_1$, $\dot{m}_{jet}$ 分别为叶栅进口流量、射流入口流量. 图 4 为正弯叶片(PBD)、反弯叶片(NBD)以及直叶片(STR)的总压损失较未加射流情况下所减小的百分比 $\Delta\omega$ 随侧向倾角 β 的变化曲线, $\Delta\omega$ 的表达式如下:

$$\Delta\omega = \frac{\omega_{baseline} - \omega_{\beta}}{\omega_{baseline}} \times 100\% \quad (2)$$

式中 $\omega_{baseline}$, ω_{β} 分别表示未加射流工况下、射流作用后叶栅的总压损失系数. 由图 4 可知,加入射流后,3 种叶片的损失均有减小,其中以反弯叶片减小程度最大,正弯叶片减小程度最小. 这是因为射流式旋涡发生器的作用是为端壁附近的低能流体提供动量,延迟边界层的分离,反弯叶片沿着径向具有两端压力低中间压力高的特点,导致低能流体在端壁处聚集程度最高,因而改善效果最好. 而叶片正弯之后,本身就具有改善端部流动的特点,所以射流对于正弯叶片中的流动改善程度较低. 此外,对于直叶片,损失最小处位于 $\beta=30^\circ$,而正弯和反弯叶片则是在 $\beta=40^\circ$ 时损失达到最小.

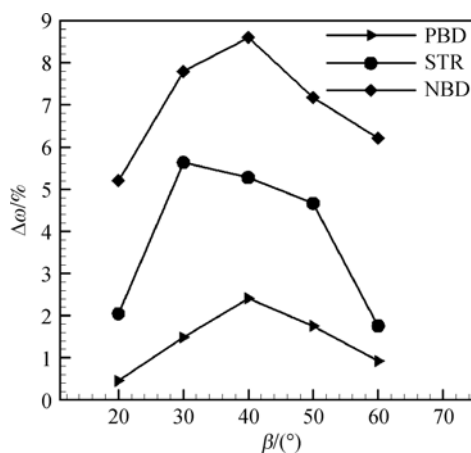
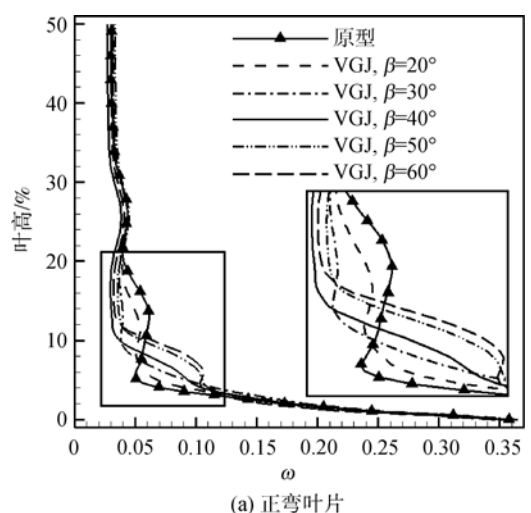


图4 总压损失减小百分比随侧向倾角的变化
Fig. 4 Change of reduction percentage of total pressure loss coefficient with different skew angles

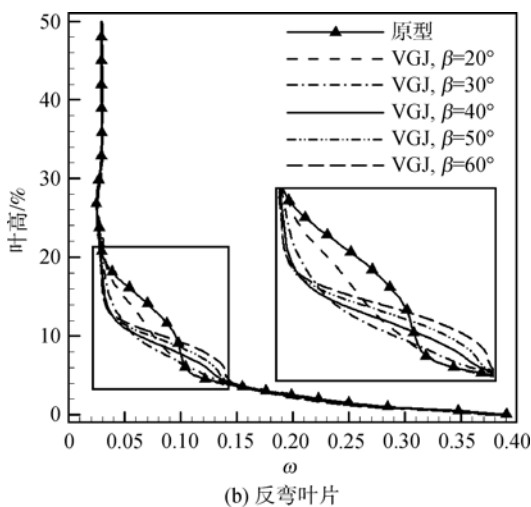
由于本文的重点研究对象是弯叶片,因此射流式旋涡发生器的详细作用机理将针对弯叶片进行展开,对直叶片不做详细研究。

从图 5 的损失沿径向分布可以看出,这两种叶片在 5% 叶高至 10% 叶高处,相对于未加射流的工况都存在损失增加区域,对于正弯叶片增加程度更大,且此区域内损失增加的幅度随侧向倾角的增加而变大。这是由于当主流速度与射流速度之间的夹角越大时,相应的掺混损失也越高,在这个叶高范围内,掺混损失起主导作用。在 10% 叶高至 20% 叶高范围内,损失明显降低。由下文的分析可知,这是由于射流为端壁附近的低能流体提供动量,使得角区范围有所减小,改变了原叶栅通道内的二次流结构分布,使得叶栅出口损失重新分布的缘故。

本文选取叶栅出口截面上质量加权平均的出



(a) 正弯叶片



(b) 反弯叶片

图 5 不同侧向倾角下总压损失沿径向分布对比

Fig. 5 Span distribution of total pressure loss with different skew angles

口气流角作为主流方向,该截面上的二次流速度矢量分布如图 6 所示(图中 SS 为吸力面,PS 为压力面),可以看出,在正反弯叶片的出口处都存在通道涡(PV)且紧贴吸力面,这无疑会使得通道涡卷吸吸力面上低能流体向流道下游移动,造成吸力面上低能流体的分离。对于反弯叶片,通道涡的上方存在着另一旋涡,由下文分析可知,这是集中脱落涡(CSV),而对于正弯叶片没有捕捉到集中脱落涡的存在。加入射流之后,在两种叶片出口处,通道涡的位置发生偏转不再到达相邻叶片的吸力面,从而使其无法诱导吸力面上低能流体进行分离。同时,反弯叶片出口处集中脱落涡的尺度也相应减小,这是由于集中脱落涡是在尾缘脱落涡向下游发展的过程当中与吸力面和端壁上的附面层相互卷吸所形成的^[17],由于射流可为壁面附面层提供动量,因而低能流体减少,破坏了集中脱落涡的生成,这点从图 7 所表示的叶栅出口轴向速度分布可得到证实。可以看出,在 20% 叶高以下,射流作用之后,正反弯叶片靠近吸力面一侧的低能流体速度型更为饱满,这同时也说明这部分低能流体从叶片前缘向下游运动的过程中抵抗逆压梯度能力增强,从叶片根部向吸力面上的迁移程度减弱。由图 8 所示的极限流线分布可知,加入射流控制之后,正弯叶片吸力面上的分离现象基本消失,流体均保持比较好的附体流动。对于反弯叶片,吸力面极限流线在靠近尾缘处汇合,形成一个分离螺旋点,这就是集中脱落涡的起始点^[17],分离螺旋点上方的流体直接在尾缘脱落,形成尾缘脱落涡的涡面,且向下游发展,与角区分离区中的流体绕着该分离螺旋点旋转并形成螺旋涡,即集中脱落涡。可以看出,射流作用于反弯叶片之后,虽然分离螺旋点仍然存在,但是其位置更加靠近端壁且角区内低能流体减少,这说明集中脱落涡的尺寸有所减小,当其离开吸力面时与主流的掺混也相应减小。对于正弯叶片来说,虽然其吸力面上不存在集中脱落涡,但是角区内流动同样得到极大改善,这也是图 5 中射流作用之后 10% 叶高至 20% 叶高范围内损失明显减小的原因。此外,从两种叶片端壁处的极限流线分布可知,射流作用之后,在端壁上形成了一条分离线,这是由于射流卷吸端壁处的附面层形成了流向旋涡并从端壁上分离所留下的。分离线两侧是完全不同的流动,远离吸力面一侧是通道涡,而靠近吸力面一侧则是由射流诱导所形成的流向旋涡,就是该旋涡挤压通道涡使其不能到达相邻叶片的吸力面,使

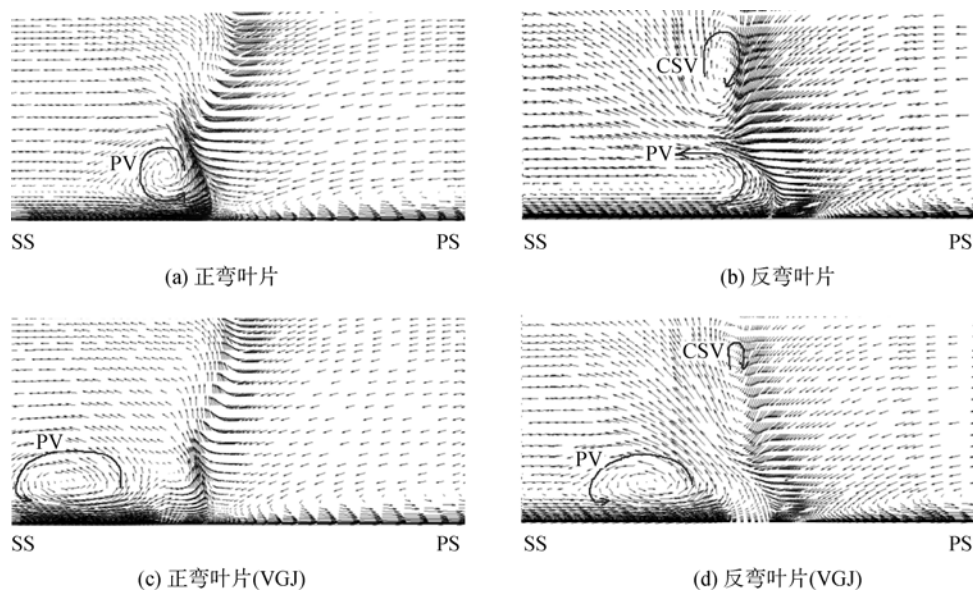


图6 叶栅出口端壁附近二次流速度矢量分布

Fig. 6 Secondary flow velocity vectors at cascade outlet

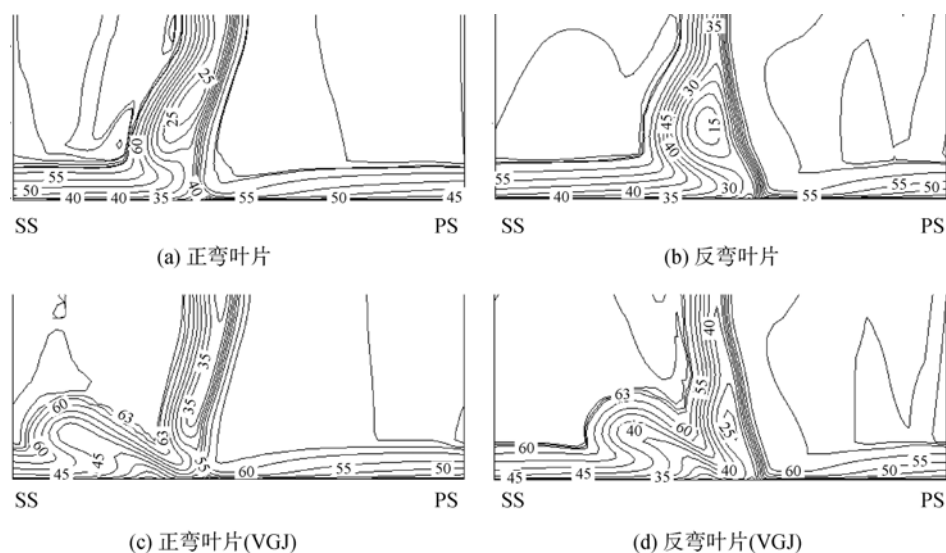


图7 叶栅出口近端壁处轴向速度分布

Fig. 7 Distribution of axial velocity at cascade outlet

其运动方向发生了偏转,这与图5的结论是一致的.图8还表明,端壁处的横向流动减弱,显然这是由端壁处附面层流体动量增加所引起的.

为了反映流道中各个旋涡的强度,图9给出了加入射流控制前后的涡量(Ω_z)图.由图可知,射流对正弯和反弯叶片的作用机理相似,都是在流道内产生了与通道涡旋向相反且强度相当的流向旋涡,但是由于该射流压力下产生的流向旋涡尺寸较小,导致其完全处于端壁附面层内,低能流体的黏性作用会逐渐耗散掉旋涡的强度,且该旋涡在向下游移动的过程中不断受到与其旋向相反通

道涡的抑制作用,因此在叶栅60%轴向弦长处就消失了.此外,在正弯叶片的尾缘处也存在着和反弯叶片中集中脱落涡涡量方向相同的低能流体,由上文的分析知,这是由于尾缘脱落涡与端壁和吸力面上的附面层相互掺混所导致的.

图10表示叶栅出口气流角的变化,由图可知,尽管控制之后气流仍处于欠偏转状态,但射流使得整个叶高范围内的出口气流角较未加射流时工况均有所增加,说明气流折转能力增强.这是由于角区低能流体堆积程度减小,减轻了流道的堵塞程度,因而缓解了气流的欠偏转现象.

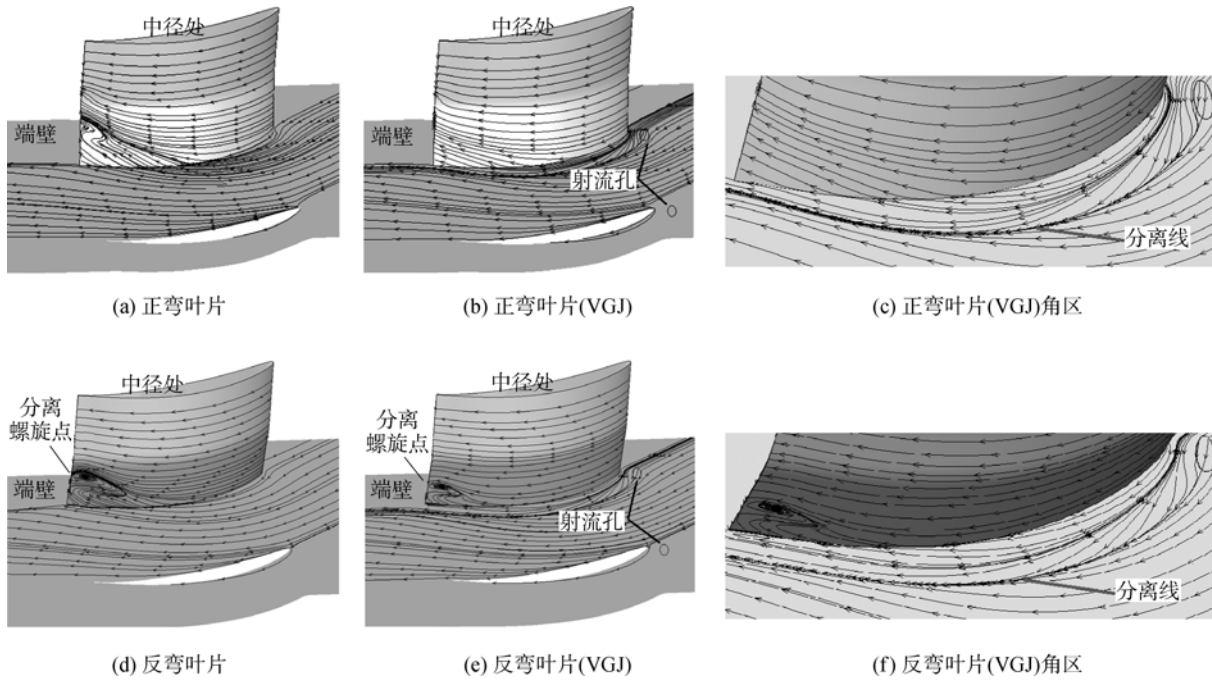


图 8 端壁及吸力面上极限流线

Fig. 8 Distribution of limiting streamlines on blade suction side and endwall

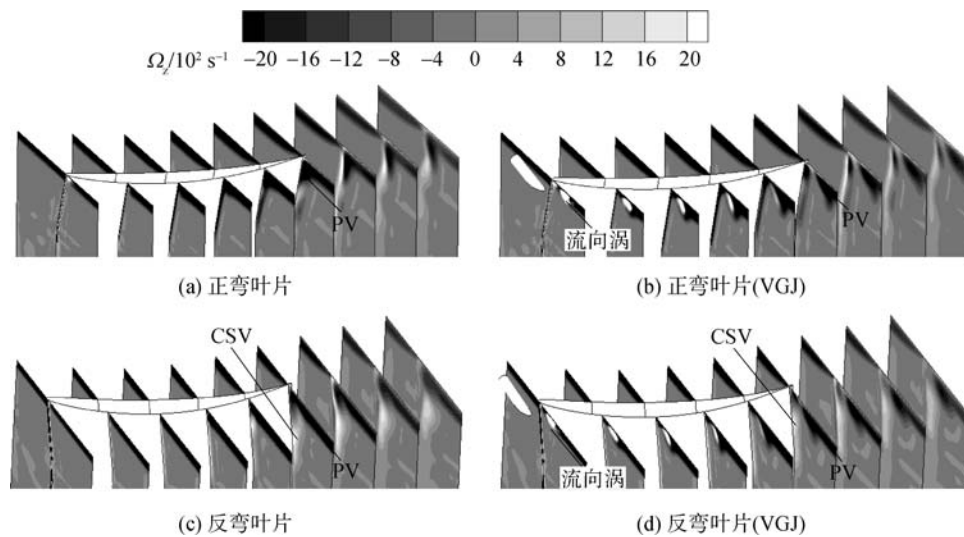


图 9 涡量的分布

Fig. 9 Distribution of vorticity

气流折转的增加与叶片负荷的增加是相对应的, 鉴于出口气流角变化较明显的区域位于 10% 叶高附近, 因此图 11 给出了 10% 叶高处加入射流前后的静压系数 (C_p) 分布, 可以看出, 射流作用之后正反弯叶片的负荷都有轻微增加, 且吸力面近尾缘处逆压梯度提高, 说明扩压能力增强, 这点可以解释如下, 射流自叶片前缘附近就为端壁附面层提供动量, 避免这部分流体过早分离, 直接改改善了吸力面上流体的流动特性, 因而近尾缘

处流体的扩压能力得以增强。

为了研究射流对叶栅整个叶高范围内扩压能力的影响, 图 12 给出了叶栅出口处静压增压比的展向分布. 由图可知, 射流作用之后, 正反弯叶片的静压增压比均沿整个叶高增加, 且反弯叶片提高的幅度要高于正弯叶片, 说明叶片的扩压能力和负荷水平均提高, 由图 10 知, 这主要是由叶栅出口气流角的增加范围贯穿整个叶高所引起。

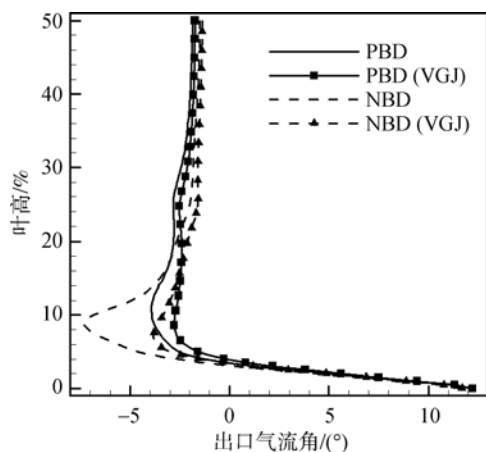


图10 出口气流角沿径向分布

Fig. 10 Span distribution of outlet flow angle

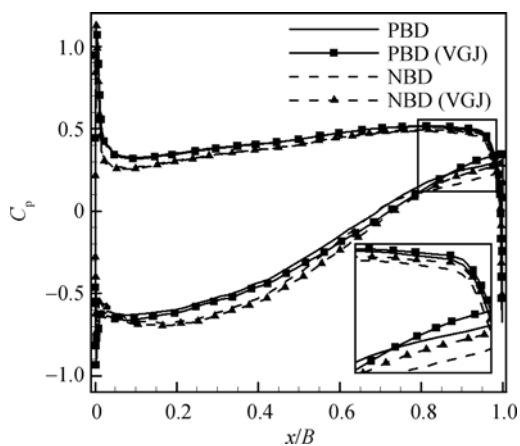


图11 静压系数分布

Fig. 11 Distribution of static pressure coefficient

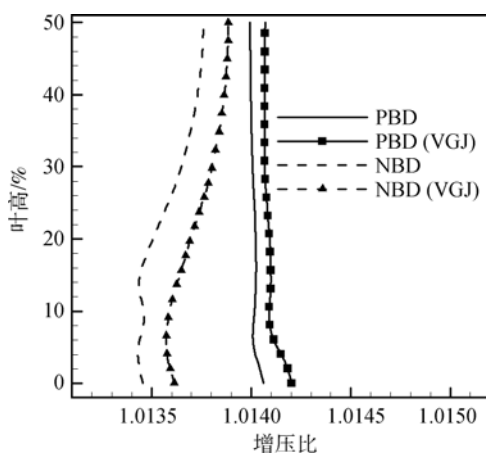


图12 叶栅出口静压比展向分布

Fig. 12 Span distribution of static pressure ratio at cascade outlet

3 结 论

1) 射流式旋涡发生器可有效降低弯曲叶片当

中的损失,在其他射流参数保持不变的情况下,正弯和反弯叶片均存在着使其损失达到最小的侧向倾角,损失减小程度最大分别可达2.5%和8.8%。

2) 射流流体与叶栅内流体在流道内相互作用产生与通道涡强度相当、旋向相反的流向旋涡,使得弯曲扩压叶栅内的旋涡结构变得复杂,但该旋涡会挤压通道涡并使通道涡向远离吸力面的方向运动,不再带动吸力面上的低能流体分离,从而改善了吸力面上的流动情况。

3) 射流使得端壁附近吸力面一侧的低能流体速度型更加饱满,破坏了反弯叶栅吸力面上集中脱落涡的生成。同时,加入射流之后,正弯和反弯叶片的折转和负荷能力均增加。

4) 射流式旋涡发生器与弯曲叶片相结合,通过改变叶栅内二次流结构进一步降低损失,对反弯叶片的作用效果要优于正弯叶片,较好地发挥了综合流动控制的作用,这也为压气机的设计提供了一个较新的思路。

参考文献:

- [1] Schlichting H, Das A. Recent research on cascade-flow problems[J]. Journal of Basic Engineering, 1966, 88(1): 221-228.
- [2] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Three-dimensional separations in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 331-339.
- [3] 刘艳明, 钟兢军, 王保国, 等. 具有不同翼刀的压气机叶栅二次流结构分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1241-1245. LIU Yanming, ZHONG Jingjun, WANG Baoguo, et al. Analysis of secondary flow structures of compressor cascade with different fences[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1241-1245. (in Chinese)
- [4] Dang T Q, Van Rooij M P C, Larosiliere L M. Design of aspirated compressor blades using three-dimensional inverse method[R]. Atlanta: International Joint Power Generation Conference, 2003.
- [5] Sasaki T, Breugelmans F A E. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 454-456.
- [6] 钟兢军. 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1995. ZHONG Jingjun. An experimental investigation by using curved blade to control secondary flow in compressor cascade[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1995. (in Chinese)
- [7] Gummer V, Kau H P, Wenger U. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1): 40-48.
- [8] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The use of

- sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading; Part II low and high speed designs and test verification[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(4): 533-542.
- [9] Wallis R A. The use of air jets for boundary layer control [R]. London: Aeronautical Research Laboratories, Aerodynamics Note 110(N-34736), 1952.
- [10] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. The fluid dynamics of LPT blade separation control using pulsed jets[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(1): 77-85.
- [11] Culley D E, Bright M M, Prahst P S, et al. Active flow separation control of a stator vane using surface injection in a multistage compressor experiment[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1): 24-34.
- [12] Nerger D, Gümmer V, Clemen C, et al. Experimental investigation of endwall and suction side blowing in a highly loaded compressor stator cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(2): 255-267.
- [13] 陈绍文. 不同折转角压气机叶栅中应用弯曲叶片的实验与数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- CHEN Shaowen. Experimental and numerical investigation of using bowed blade in compressor cascade with different turbine angles[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [14] Evans S, Hodson H, Hynes T, et al. Controlling separation on a simulated compressor blade using vortex-generator jets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(4): 819-827.
- [15] Compton D A, Johnston J P. Streamwise vortex production by pitched and skewed jets in a turbulent boundary layer [J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(3): 640-647.
- [16] Hansen L, Bons J. Flow measurements of vortex generator jets in separating boundary layer[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(3): 558-566.
- [17] 张华良. 采用叶片弯/掠及附面层抽吸控制扩压叶栅内涡结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- ZHANG Hualiang. Investigation on application of dihedral/swept blade and boundary layer suction to control vortex configurations in compressor cascades[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)