

合成射流控制下低压高负荷透平叶片 边界层分离大涡模拟

叶冬挺^{1,2}, 张荻¹, 蓝吉兵¹, 谢永慧¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 上海电气电站设备有限公司, 201100, 上海)

摘要: 为了研究合成射流对低压高负荷透平叶片边界层流动分离进行控制的效果及机理, 采用大涡模拟方法对利用合成射流控制低压高负荷透平 Pak-B 叶栅内的非稳态流动分离特性进行了研究. 在合成射流控制下的结果表明: Pak-B 叶栅吸力面流动分离位置变化不大, 再附位置明显提前, 叶栅吸力面尾缘区域逆压梯度明显减小, 总压损失系数降低, 分离泡尺寸缩小; 叶栅吸力面大部分剪切层黏附于壁面, 也未出现大尺度二维展向涡, 静压脉动特征频率向高频转移, 低频脉动幅值降低, 大尺度涡旋结构发生变化. 通过研究还发现: 在吹气过程中, 边界层外部高能流体被射流卷吸进入边界层内, 边界层内流体能量增大进而抑制了分离; 在吸气过程中, 射流孔上游区域边界层厚度减小, 流速增大, 从而抑制了下游流动分离.

关键词: 低压透平; 高负荷叶片; 合成射流; 大涡模拟; 流动控制

中图分类号: TK26 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2011)03-0058-07

Large-Eddy Simulation on Boundary Separation of High-Lift Low-Pressure Turbine Blade with Synthetic Jet Control

YE Dongting^{1,2}, ZHANG Di¹, LAN Jibing¹, XIE Yonghui¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. Shanghai Electric Power Generation Equipment Co. Ltd., Shanghai 201100, China)

Abstract: In order to understand the effect and mechanism of controlling blade boundary flow separation using synthetic jets for a high-lift low-pressure turbine (LPT) cascade, the large-eddy simulation (LES) method was adopted to investigate the unsteady separation flow characteristics of the LPT Pak-B cascade with and without flow control using synthetic jets. The results indicate that the separation location in the controlled case changes slightly but the reattachment location moves upstream significantly on the suction surface of the Pak-B blade. The adverse pressure gradient, total pressure loss coefficient and the size of separation bubble near the cascade trailing edge all decrease remarkably. On the suction surface of the blade, the most part of the shear layer attaches to the wall and the large-scale two-dimensional vortex does not exist. The spectrums of static pressure in the trailing edge of the Pak-B cascade clearly show the conversion of characteristic frequency to high frequency, the decrease of low frequency domain and variation of the large-scale vortex structure. In addition, in the blowing stage, the fluid with high energy out of the boundary layer are entrained into the boundary layer and the energy of the fluid inside the boundary layer increases to inhibit the flow separation; in the suction stage, the boundary layer in the upstream domain of the jet hole becomes thinner and the flow rate rises, inhibiting the flow separation downstream.

Keywords: low-pressure turbine; high-lift blade; synthetic jet; large-eddy simulation; flow control

在航空发动机中,若低压透平的效率提高 1%, 发动机整机效率将提高 0.7%~0.9%^[1]. 航空发动机设计通常是在机组起飞或降落时的高 Re 下完成的. 机组在高空巡航时,由于空气密度较低,使得低压透平运行的 Re 下降,甚至 $Re<25\,000$,依据高 Re 优化设计的发动机效率将大幅下降^[2],由此需要对低压透平叶片进行有效的分离流动控制.

被动控制方法(涡旋发生器、沟槽、粗糙单元等)在低压透平叶片上已显示出了良好的流动控制效果^[3-7],但缺乏良好的工况适应性. 合成射流(synthetic jets, SJ)又称为 0 质量射流(zero-mass flux jet),属于主动流动控制方法,具有很好的变工况适应性,也不需要庞大的设备提供射流流体源^[8-11],同时结构小巧,控制灵活,所以相关学者利用它对轴流压缩机、S 型扩压器和机翼边界层分离流动进行了成功控制^[12-14]. 由于分离流动的复杂性,雷诺平均方法(RANS)很难准确捕捉分离流动中的各种现象,而大涡模拟(LES)数值方法能够反映湍流的脉动信息,同时对计算机的要求比较低,所以可以用 LES 方法来研究透平叶栅的复杂流动^[15-16].

本文采用 LES 方法对合成射流控制前后的低压高负荷透平 Pak-B 叶栅内部非稳态流动分离特性进行了研究,揭示了该方法对 Pak-B 叶栅流动分离的控制效果和机理,可为合成射流在低压高负荷透平叶栅中的应用提供理论指导.

1 数值方法

1.1 大涡模拟控制方程及亚格子模型

通过盒式滤波函数过滤得到的 Navier-Stokes 方程为

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (1)$$

式中: $i, j=1, 2, 3$; $\bar{u}$ 为速度的大尺度分量; $\bar{p}$ 为流体压力的大尺度分量; t 为时间; x_i 为坐标分量; ρ 为流体密度; τ_{ij} 为亚格子应力,该应力可过滤掉小尺度脉动与可解尺度湍流间的动量输运. 本文采用 Smagorinsky 亚格子模型封闭以上方程. 通常情况下,根据高 Re 各项同性湍流的湍动能谱可以确定 Smagorinsky 常数 $C_s \approx 0.18$ ^[17],但是在大量实际应用中发现该数值偏大. 为了减小亚格子应力扩散的影响,需将 C_s 设置得小一些,本文的 $C_s=0.1$.

1.2 研究对象与网格划分

研究对象为普惠公司(Pratt & Whitney)开发的典型低压高负荷 Pak-B 透平叶栅,如图 1 所示,合

成射流装置及参数如图 2 所示, Pak-B 叶栅和合成射流的几何参数值见表 1.

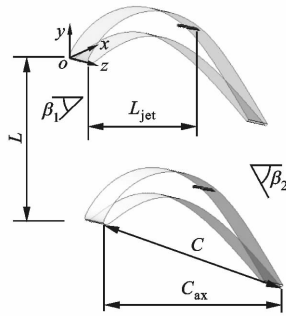


图 1 Pak-B 透平叶栅示意图

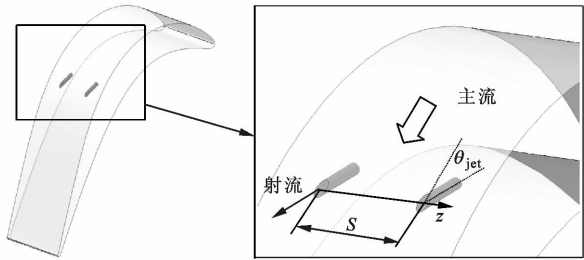


图 2 合成射流装置示意图

表 1 Pak-B 叶栅及合成射流的几何参数

C/mm	C_{ax}/mm	$L \cdot C_{ax}^{-1}$	$\beta_1/(\text{^\circ})$	$\beta_2/(\text{^\circ})$
165.52	149.98	0.8	35	-60
$\gamma/(\text{^\circ})$	$\theta_{jet}/(\text{^\circ})$	$L_{jet} \cdot C_a^{-1}/\%$	S/mm	d/mm
28	30	68	20	2

图 3 为三维计算区域,计算域入口与叶栅的前缘距离为 $1.0\,C_{ax}$,出口与叶栅的尾缘距离同为 $1.0\,C_{ax}$. 为了满足计算精度要求^[18],计算域展向高度为一个射流孔间距,即 $S=20\,\text{mm}$.

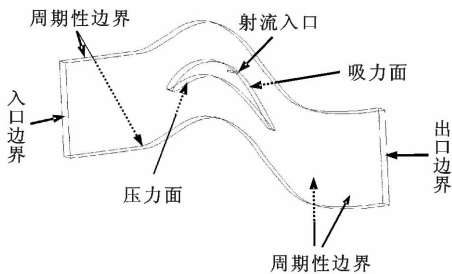


图 3 具有合成射流的 Pak-B 叶栅三维计算区域

在研究合成射流对 Pak-B 叶栅分离流动的控制效果中选取了 4 个观察平面,分别为截面 1($z/d=$

0.0)、截面 2($z/d=2.5$)、截面 3($z/d=5.0$)以及截面 4($z/d=7.5$),如图 4 所示.

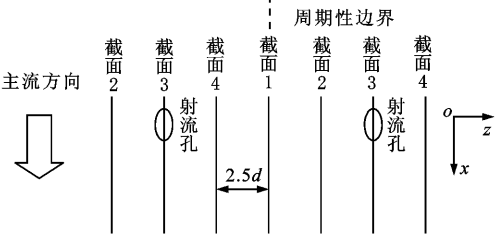


图 4 计算观察截面

采用结构化网格,并在射流孔内壁以及叶片表面附近采用 O 型网格加密进行计算.在叶片近壁面区域,第 1 层网格高度为 1×10^{-6} mm,轴向弦长在 $0\%\sim 55\%$ 范围内, $\Delta y^+ \approx 1.0$; 轴向弦长在 $55\%\sim 100\%$ 范围内, $\Delta y^+ \approx 0.5$. 本文对 PakB 叶栅在 $Re=55\ 370$ 工况进行了网格无关性验证,其中总压损失系数 $\omega=(p_{0,\text{in}}-\bar{p}_{0,\text{out}})/(0.5\rho \bar{u}_{\text{out}}^2)$, $p_{0,\text{in}}$ 为叶栅入口总压, $\bar{p}_{0,\text{out}}$ 为叶栅出口质量流量平均总压, $\bar{u}_{\text{out}}$ 为叶栅出口质量的平均速度.表 2 给出了 ω 随网格数目的变化.当网格数为 182 万时,继续增加网格数对计算结果的影响非常小,所以本文计算所选网格节点数为 182 万.

表 2 网格无关性验证

Re	网格节点数/万	$\omega/\%$	$\Delta\omega/\%$
55 370	100	4.299	0.976
	140	4.258	0.094
	182	4.254	0.033
	220	4.253	—

注: $\Delta\omega$ 为相邻方案的 ω 偏差.

1.3 初始条件与边界条件

计算中,叶栅通道入口和射流入口条件分别设定为速度入口的条件,湍流度为 1% ;叶栅通道出口的边界条件为平均静压的,平均静压为 0 kPa ,参考压力为 97 kPa ;周向和展向边界条件均为周期性的,叶片的压力面、吸力面,以及射流孔内壁面的边界条件均为无滑移的.对于无合成射流控制的 Pak-B 叶栅流动特性计算,射流入口速度为 0 m/s ,对于合成射流控制下的 Pak-B 叶栅流动特性计算,射流入口速度定义为^[19]

$$u_{\text{jet}}(\zeta,\eta=0,t)=\left(\frac{C}{2H}\right)^{1/2}U_{\infty}(2\langle C_u\rangle)^{1/2}\left(\sin(F^+\frac{2\pi U_{\infty}t}{C})\right)\Gamma(\zeta)e_{\text{jet}}$$

(2)

式中: ζ 为切线方向; η 为法线方向; $\langle C_u\rangle=2(H/C)(\langle u'_{\text{jet}}\rangle/U_{\infty})^2$ 为脉动动量吹气系数, $\langle u'_{\text{jet}}\rangle$ 为最大射流脉动速度; $F^+=fC/U_{\infty}$ 为激励器频率, U_{∞} 为叶栅通道入口速度, f 为射流激励器频率; $H=\int_0^1 d\sin\theta_{\text{jet}}\Gamma(\zeta)d\zeta$ 为有效孔径宽度; $\Gamma(\zeta)$ 为沿射流喷口方向的空间分布函数. 本文采用的空间分布函数 $\Gamma(\zeta)=1$, 射流的有效孔径宽度 $H=1\text{ mm}$, 合成射流相位角 $\theta=2F^+\pi U_{\infty}t/C$. u_{jet} 随 θ 的变化曲线如图 5 所示.

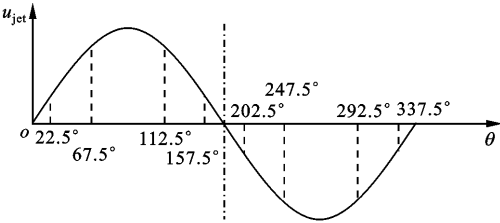


图 5 u_{jet} 随 θ 的变化曲线

采用大涡模拟方法、ANSYS CFX 软件对 Pak-B 叶栅进行了数值模拟,空间离散采用中心差分格式,时间离散采用二阶向后欧拉方法,同时将 SST (shear stress transport) 湍流模型耦合 $\gamma\text{-}Re_{\theta}$ 转捩模型的计算结果作为 LES 计算的初场.叶栅通道入口速度 $U_{\infty}=6\text{ m/s}$,基于叶栅进口速度和轴向弦长的 $Re=55\ 370$,时间步长为 $6.25\times 10^{-6}\text{ s}$,计算总时间为 0.15 s ,每个计算周期取 400 步.

表 3 为数值和实验研究得到的 Pak-B 叶栅流动分离与再附位置的对比情况.数值计算得到的分离、再附位置与实验结果吻合,说明用本文的数值计算方法来描述 Pak-B 叶栅非稳态流动特性是可靠的.

表 3 Pak-B 叶栅分离、再附点位置的数值与实验结果对比

方法	$x_s\cdot C_{\text{ax}}^{-1}/\%$	$x_r\cdot C_{\text{ax}}^{-1}/\%$	$(x_r-x_s)\cdot C_{\text{ax}}^{-1}/\%$
实验 ^[6-7]	72.0	90.0	18.0
数值	71.6	90.9	19.3

注: x_s 为分离点; x_r 为再附点.

2 数值结果与分析

2.1 控制前后时均结果对比分析

在 $f=40\text{ Hz}$ 、 $\langle u'_{\text{jet}}\rangle=5\text{ m/s}$ 、 $F^+=1.107$ 、 $\langle C_u\rangle=0.016\ 73$ 工况下,对控制前后 Pak-B 叶栅流动特性进行了对比分析.

图 6 为控制前后 Pak-B 叶栅表面时均压力系数

分布. 表面压力系数 $C_p = (p_s - p_\infty) / (\rho U_\infty^2 / 2)$, 其中 p_∞ 为叶栅进口静压, p_s 为叶栅表面静压. 从图 6 可以看出, 截面 1 与截面 2 的曲线差别不大, 截面 3 的时均压力分布有突降部分, 这说明射流对截面 3 上的叶栅表面压力分布产生了很大的影响. 在对比分析中发现, 经控制的 Pak-B 叶栅吸力面下游的时均压力曲线在近似平行段明显缩短, 流动分离位置变化不大, 但再附位置相对大幅提前, 这意味着受流动控制的 Pak-B 叶栅流动分离区域明显减小.

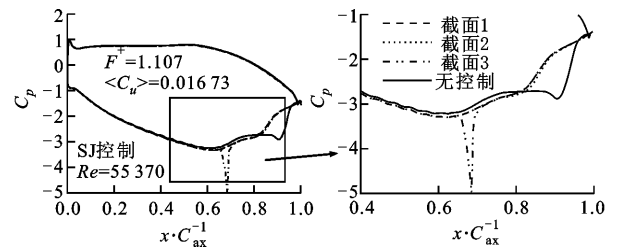


图 6 控制前后 Pak-B 叶栅表面时均压力系数分布

壁面摩擦系数 $C_f = 2\tau_w / (\rho U_\infty^2)$, 其中 τ_w 为壁面剪切应力. 由于截面 1 更能反映合成射流的控制效果, 所以选取截面 1 作为基准面对控制前后的流动特性进行对比. 图 7 为控制前后截面 1 上的叶栅壁面摩擦系数分布. 通常认为, 分离点和再附点是 $C_f = 0$ 时所处位置. 从图 7 可以看出, 控制后的分离点位置变化不大, 再附点位置向上游移动, 整个分离区域较控制前明显减小.

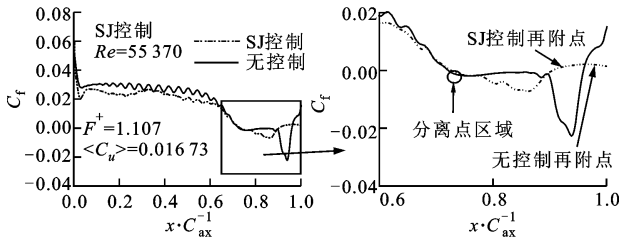


图 7 控制前后 Pak-B 叶栅表面时均摩擦系数分布

图 8 给出了控制前后 Pak-B 叶栅分离流动的时均静压和流线分布. 无控制时, 叶栅吸力面下游明显存在着逆压梯度并且有很大的分离泡. 控制后, 叶栅吸力面下游的逆压梯度明显减小, 分离泡尺寸随之缩小, 流动分离区域得到了有效控制. 图 8 还显示出, 控制后的 3 个截面上的静压分布有一定的差别, 并且分离泡大小也有所不同, 从截面 1 到截面 3 的分离泡尺寸依次减小, 截面 3 上的分离泡尺寸很小, 几乎不可见, 表明靠近射流孔位置截面上的流动分离泡更小, 控制效果也就越好. 表 4 给出了控制前后

Pak-B 叶栅流动分离再附点位置以及总压损失系数. 从表 4 可以看出, 控制后的总压损失系数较控制前减小得很多.

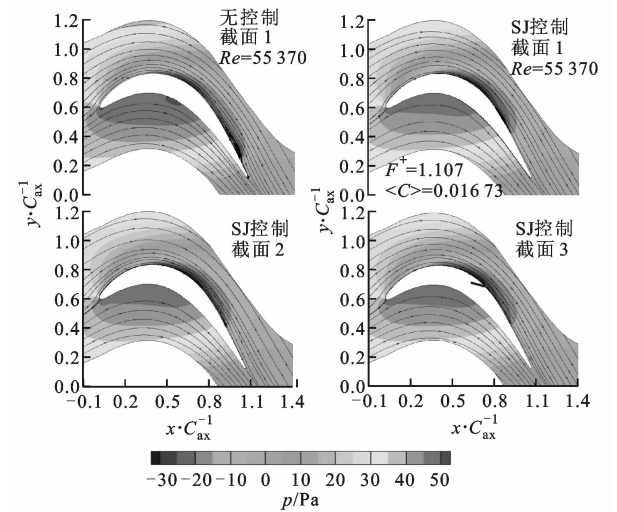


图 8 控制前后 Pak-B 叶栅时均静压与流线分布

表 4 控制前后 Pak-B 叶栅流动分离、再附点位置以及总压损失系数

工况	$x_s \cdot C_{ax}^{-1} / \%$	$x_r \cdot C_{ax}^{-1} / \%$	$(x_r - x_s) \cdot C_{ax}^{-1} / \%$	$\omega / \%$
无控制	72.39	95.73	23.34	4.254
SJ 控制	72.89	90.06	17.17	3.097

图 9 给出了控制前后 Pak-B 叶栅分离流动的展向涡量时均分布. 从图 9 可以看出, 无控制时叶栅吸力面下游有很大的区域存在着剪切层不稳定现象, 随着主流向下游移动, 抬升, 剪切层偏离了透平叶栅表面, 并出现了很大的流动分离区域; 控制后, 剪切层离开了叶栅壁面的位置并向下游移动, 但很快卷吸边界层外部流场能量使边界层再附, 由此不稳定区域减小, 剪切层则有更多的部分黏附于叶栅表面, 流动分离区域明显减小.

2.2 控制前后瞬态结果对比分析

图 10 给出了 Pak-B 叶栅尾缘区域近壁面附近的 4 个监测点位置上的静压脉动频谱. 无控制时, 在不同的监测点都会出现频率为 132.81 Hz 的大幅值扰动. 控制后, 静压脉动的特征频率开始向高频转移, 同时低频脉动频域缩小, 无明显峰值出现. 低频脉动的存在表示大尺度涡存在, 控制后脉动明显减小, 说明大尺度涡结构发生变化, 并逐渐转变为小尺度涡. 在 $x/C_{ax} = 0.90$ 处, 控制前主要是低频脉动,

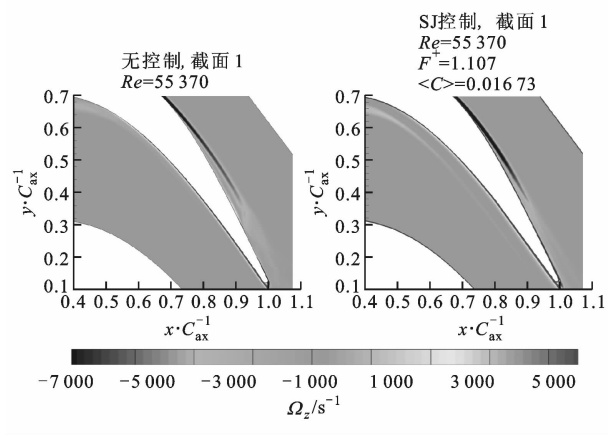


图 9 控制前后 Pak-B 叶栅时均展向涡量分布

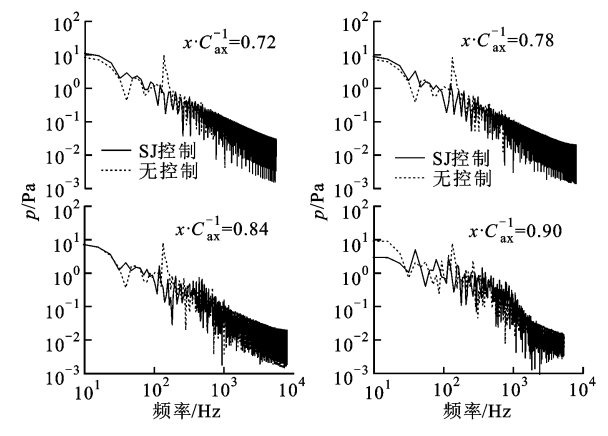


图 10 Pak-B 叶栅吸力面尾缘区域静压脉动频谱

控制后出现了大量的高频脉动,说明控制后此处边界层已经从层流转化为湍流。

图 11 显示了不同相位角在控制前后 Pak-B 叶栅通道展向涡量分布。无控制时,剪切层随着主流向下游移动、抬升且到达了一定位置后,叶栅吸力面尾缘出现涡旋,使得剪切层断开,进而卷起成为二维展向涡,而且不断旋转和振荡,最后破碎成为湍流。控制后,相位角从 0° 向 180° 变化时,合成射流处于吹气阶段。该阶段中的射流速度先增后减,即射流注入主流的动量先增后减,边界层不断从射流获得动量,边界层外部高速流体被卷吸到边界层内,使得边界层内流体能量增大,抵抗逆压梯度的能力增强,边界层再附位置提前,分离区域不断减小。从对比分析可以看出,控制后的剪切层随主流抬升的高度小于无控制情况,剪切层中无大尺度涡出现,剪切层很快又重新黏附于叶栅壁面,并且不稳定地摆动,逐渐破碎为湍流。相位角从 180° 向 360° 变化时,合成射流处于吸气阶段。该阶段中的吸气作用使得射流孔出口上游区域边界层的厚度减小,流速增大,从而抑制了

下游边界层的分离。从图 11 还可清楚地看到,吸气过程中的剪切层发展变化与吹气过程中的情况不同,吸气过程中的剪切层随主流而抬升,但很快受边界层内的合成射流的作用将加速的流体卷吸进来,进而剪切层再次黏附于叶栅表面,然后不稳定地向叶栅下游移动。

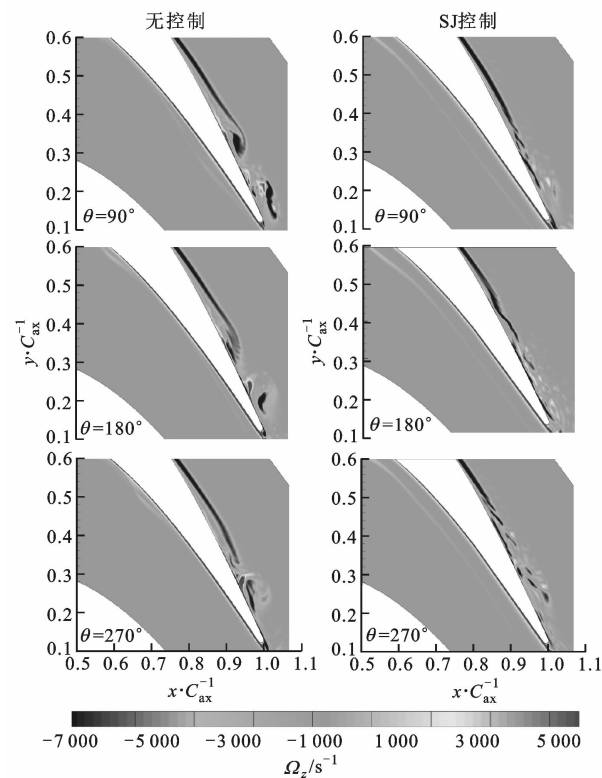


图 11 控制前后不同相位角下的 Pak-B 叶栅尾缘展向涡量

2.3 脉动动量吹气系数的影响

本文针对脉动动量吹气系数对合成射流控制效果的影响进行了对比分析,工况参数如表 5 所示。

表 5 不同脉动动量吹气系数下的工况参数

工况	Re	F^+	$\langle u'_{jet} \rangle / \text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	$\langle C_u \rangle$
1	55 370	1.107	1.0	0.000 670
2	55 370	1.107	2.5	0.004 183
3	55 370	1.107	5.0	0.016 730

图 12 给出了截面 1 在不同脉动动量吹气系数工况下的控制前后叶栅表面时均压力系数分布。从图 12 可以看出, $\langle C_u \rangle = 0.000\ 67$ 时,叶栅吸力面尾缘区域压力系数曲线依旧存在着很大的近似平行区域,该区域虽然比无控制时小,但是比 $\langle C_u \rangle = 0.016\ 73$ 时大,同时还可以看出,随着 $\langle C_u \rangle$ 的增大,

叶栅吸力面压力系数分布近似平行部分不断减小,控制效果随着 $\langle C_u \rangle$ 的增大而增强.表 6 对比了 3 种工况下叶栅尾缘区域的分离、再附点位置及总压损失系数的情况.从表 6 可以看出,随着 $\langle C_u \rangle$ 的增大,叶栅总压损失系数不断减小,说明合成射流对 PakB 叶栅流动分离控制效果不断增强.

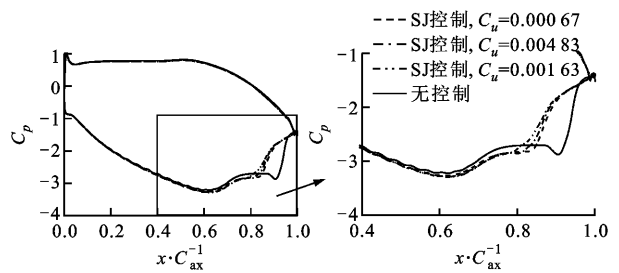


图 12 截面 1 在不同工况下的叶栅表面压力系数分布

表 6 不同工况下叶栅吸力面分离、再附点位置及总压损失系数

工况	$\langle C_u \rangle$	$x_s \cdot C_{ax}^{-1}$ /%	$x_r \cdot C_{ax}^{-1}$ /%	$(x_r - x_s) \cdot C_{ax}^{-1}$ /%	ω /%
1	0.000 670	72.04	91.65	19.61	3.561
2	0.004 183	72.63	90.92	18.29	3.325
3	0.016 730	72.89	90.06	17.17	3.097

3 结 论

本文采用 LES 方法对合成射流控制前后低压透平 Pak-B 叶栅分离流动非定常特性进行了数值研究,分析了合成射流对叶栅流动分离的控制效果和控制机理,得到如下结论.

(1)合成射流控制后的叶栅吸力面尾缘区域分离点位置变化不大,但再附点位置较控制前向上游大幅移动,分离区域明显减小,同时吸力面尾缘区域的逆压梯度、分离泡尺寸以及总压损失系数较控制前均明显减小,控制效果良好.

(2)合成射流控制前的叶栅尾缘区域剪切层大部分偏离叶栅表面,出现了大尺度二维展向涡.控制后的剪切层偏离位置向下游移动,剪切层的大部分黏附于叶栅吸力面,未出现大尺度二维展向涡,同时控制后的叶栅吸力面静压脉动特征频率向高频偏移,低频脉动频域减小,大尺度涡逐渐转变为小尺度涡,再附位置提前.

(3)不同阶段的合成射流对叶栅流动分离控制的机理有所不同.在吹气阶段,边界层不断从射流获

得动量,边界层外部高速流体被卷吸到边界层内,边界层内流体能量增大,抵抗逆压梯度的能力增强,而达到了控制分离的效果.在吸气阶段,受吸气作用,射流孔出口上游区域边界层厚度减小,流速增大,剪切层随主流抬升,但受合成射流的作用,边界内层很快将加速的流体卷吸进来,进而使剪切层再次黏附于叶栅表面.

参考文献:

[1] 赵洪雷,韩万金,谭春青,等. 高负荷低压涡轮的多级气动优化设计[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(9): 1479-1482.
ZHAO Honglei, HAN Wanjin, TAN Chunqing, et al. Multistage aerodynamic optimization design of high load low-pressure turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(9): 1479-1482.

[2] HUANG J H, CORKE T C, THOMAS F O. Unsteady plasma actuator for separation control of low-pressure turbine blades [J]. AIAA Journal, 2006, 44(7): 1477-1487.

[3] BYERLEY A R, STORMER O, BAUGHN J W, et al. Using gurney flaps to control laminar separation on linear cascade blades [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 114-120.

[4] 蓝吉兵,谢永慧,张荻. 低压高负荷燃气透平叶片边界层分离转捩数值模拟与流动控制 [J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(26): 68-74.
LAN Jibing, XIE Yonghui, ZHANG Di. Numerical simulation and control of separated transition flows in high-lift low-pressure gas turbine cascade [J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(26): 68-74.

[5] 蓝吉兵,谢永慧,张荻. 采用球窝控制边界层分离流动的大涡模拟 [J]. 西安交通大学学报, 2010, 44(9): 27-32.
LAN Jibing, XIE Yonghui, ZHANG Di. Large eddy simulation for control of boundary layer separation with dimples [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2010, 44(9): 27-32.

[6] LAKE J P, KING P I, RIVIR R B. Low Reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and V-grooves, AIAA-2000-0738 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 2000.

[7] LAKE J P, KING P I, RIVIR R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number, AIAA-1999-0242 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 1999.

[8] ELDREDGE R, BONIS J. Active control of a separa-

- tion boundary layer with steady vortex generating jets-detailed flow measurements, AIAA-2004-751 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 2004.
- [9] VOLINO R J. Separation control on low-pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 765-777.
- [10] 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.
- [11] 张攀峰,王晋军,冯立好. 零质量射流技术及其应用研究进展 [J]. 中国科学:E辑, 2008, 38(3):321-349.
ZHANG Panfeng, WANG Jinjun, FENG Lihao. Advances in zero mass flux jet technology and applications [J]. Science in China Series: E, 2008, 38(3): 321-349.
- [12] ZHENG Xinqian, ZHOU Sheng, LU Yajun, et al. Flow control of annular compressor cascade by synthetic jets[J/OL]. ASME Journal of Turbomachinery, 2008, 130 [2008-03-24]. <http://dx.doi.org/10.1115/1.2751147>.
- [13] MATHIS R, DUKE D, KITSIOS V, et al. Use of zero-net-mass-flow for separation control in diffusing s-duct [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2008, 33(1): 169-172.
- [14] YOU D, MOIN P. Active control of flow separation over an airfoil using synthetic jets [J]. Journal of Fluids and Structures, 2008, 24(8): 1349-1357.
- [15] SARKAR S. Effects of passing wakes on a separation boundary layer along a low-pressure turbine blade through large-eddy simulation [J]. Journal of Power and Energy, 2007, 221(4): 551-564.
- [16] RAVERDY B, MARY I, SAGAUT P, et al. High-resolution large-eddy simulation of flow around low-pressure turbine blade [J]. AIAA Journal, 2003, 41(3): 390-397.
- [17] LILLY D K. Models of cloud-topped mixed layers under a strong inversion [J]. Journal of the Royal Meteorological Society, 1968, 94(401): 292-309.
- [18] MATSUURA K, KATO C. Large-eddy simulation of compressible transitional flows in a low-pressure turbine cascade [J]. AIAA Journal, 2007, 45(2): 442-457.
- [19] DONOCHAN J F, KRALL D, Cary A W. Active flow control applied to an airfoil [C]//36th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1998:210.

(编辑 苗凌)