

文章编号:1000-8055(2013)03-0636-10

流动参数对合成射流控制叶栅流动分离的影响

谢永慧¹, 屈焕成¹, 何海宇^{1,2}

(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049;

2. 上海电气电站设备有限公司 汽轮机厂, 上海 201100)

摘 要: 采用大涡模拟方法、结构化网格建立了低压高负荷透平 Pak B 叶栅的非稳态数值分析模型, 研究了不同流动参数对合成射流控制叶栅流动分离的影响. 控制前随着雷诺数的减小和气流攻角的增大, 叶栅流动分离区域变大, 在气流攻角为 5° 下发生分离未在尾缘前再附的情况. 合成射流控制后, 不同流动参数下的流动分离都得到了有效的控制, 并且在射流偏角为 30° 时, 合成射流控制效果最好. 合成射流使叶栅吸力面的流动分离位置推迟, 再附位置前移, 分离泡尺寸减小, 叶栅吸力面的逆压梯度段缩短, 吸力面边界层表面的剪切层在向下游迁移的过程中, 没有发生充分的抬升, 避免了大尺度涡旋的形成, 并且很快地黏附于壁面, 进而有效地控制了流动分离.

关 键 词: 低压高负荷透平叶栅; 大涡模拟 (LES); 合成射流; 流动参数; 流动控制

中图分类号: V231. 3

文献标志码: A

Influence of flow parameters on flow separation control
of cascade with synthetic jetXIE Yong-hui¹, QU Huan-cheng¹, HE Hai-yu^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Shanghai Steam Turbine Works,

Shanghai Electric Power Generation Equipment Company Limited, Shanghai 201100, China)

Abstract: With the application of large eddy simulation (LES) and structural hexahedral mesh, the unsteady numerical model of the low-pressure high-lift turbine Pak B cascade was established. The mechanism and influence of the flow separation control using synthetic jet were discussed in detail. The separation zone of flow becomes larger when Reynolds number decreases and angle of attack increases without synthetic jet. The separated flow has not re-attached on the cascade when the angle of attack is 5° . After using synthetic jet control method, the flow separation under different flow parameters is controlled effectively. Meanwhile, the effects of synthetic jet control with different jet pitch angles were compared, and there exists an optimal jet pitch angle 30° which leads to the best flow control effect. The location of separation on the boundary layer of the cascade is delayed with synthetic jet, but the reattachment location moves forward and the size of separation bubble decreases. The ad-

收稿日期: 2012-04-04

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.636_023.html

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2009AA04Z102); 西安交通大学基本科研业务费(xjj20100127);

“教育部新世纪优秀人才”支持计划(NCET-07-0682)

作者简介: 谢永慧(1971—), 男, 湖南郴州人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学、流体控制与强度振动研究.

E-mail: yhxie@mail.xjtu.edu.cn

verse pressure gradient zone decreases evidently. The shear layer at the suction side moving downstream is not uplifted fully and it adheres to the wall of blade quickly, which avoids the formation of large scale vorticity and controls the flow separation.

Key words: low-pressure high-lift cascade; large eddy simulation (LES); synthetic jet; flow parameters; flow control

低压高负荷透平叶片对航空发动机整体性能和可靠性有很大程度的影响^[1]. 在机组进行高空巡航时, 低压透平工作在低雷诺数工况, 叶片表面大部分区域处于层流边界层状态, 在大逆压梯度的作用下, 其吸力面会产生流动分离, 引起较大的流动损失, 造成效率的急剧下降^[2]. 由此需要采取有效措施控制叶片边界层流动分离, 改善低压透平的流动特性.

被动控制技术不需要外界提供额外能量, 球窝、沟槽、凸台等结构^[3-6]对叶栅边界层分离有良好的控制效果, 但其变工况适应性较差. 随着微机电系统技术的发展, 合成射流(synthetic jet, SJ)的主动控制技术得到了具体的实践和探索. 合成射流又称零质量射流, 其体积小, 安装控制方便, 变工况响应灵敏. Cannelle 等人^[7-11]对合成射流的机理方面做了深入的研究, 而在合成射流的流动控制方面, Seifert 等人^[12-13]在翼型背面加载了合成射流激励器, 控制流动分离效果明显. List, Huang 等人^[14-15]实验研究了等离子激励器对透平叶片流动分离的控制效果. 许多学者^[16-18]对合成射流的数值模拟方面做了深入的研究.

本文采用大涡模拟方法对采用合成射流控制低压高负荷透平 Pak B 叶栅流动分离的流体动力学特性进行研究, 比较了不同雷诺数、不同气流攻角、不同射流偏角下合成射流的控制效果.

1 数值模型及研究对象

1.1 数值方法

本文基于不可压缩 N-S 方程的大涡模拟对流动控制进行研究, 其滤波后的控制方程为

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

式中 $i, j=1, 2, 3$; t 为时间; ρ 为流体密度; ν 为流体运动黏度; x_i 为坐标分量; $\bar{u}$ 为速度的可解尺度分量; $\bar{p}$ 为压力的可解尺度分量; $\bar{\tau}_{ij} = \overline{u_i u_j} - \overline{u_i} \overline{u_j}$, 即亚格子应力, 代表过滤掉小尺寸脉动和可解尺度湍流间的动量输运. 本文采用 Smagorinsky 涡黏模型^[19]作为亚格子应力的封闭模式,

Lily^[20]利用 Kolmogorov-5/3 湍动能谱定律推出惯性区间的 Smagorinsky 常数 C_s 为 0.18 左右, 但在许多实际使用中已证明该值明显偏大, 为了降低亚格子应力的扩散影响, 在计算中应设置较小的 C_s 值, 在本文的计算中取 $C_s = 0.1$.

1.2 研究对象

本文研究对象 Pak B 叶栅为普惠公司典型的低压透平叶栅, 其几何外形如图 1 所示, 具有合成射流孔的 Pak B 叶栅如图 2 所示, 具体尺寸见表 1.

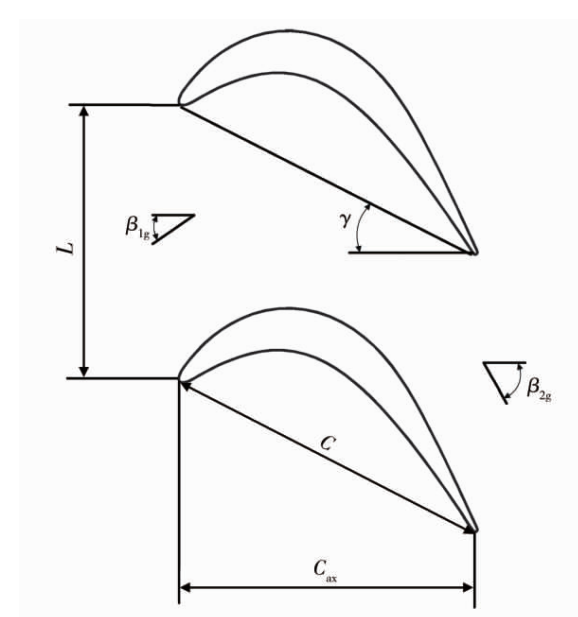


图1 Pak B 叶栅

Fig. 1 Model of Pak B blade

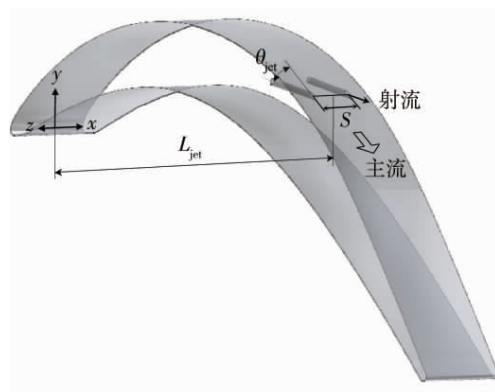


图2 具有合成射流孔的 Pak B 叶栅

Fig. 2 Pak B blade with synthetic jet

表 1 具有合成射流孔的 Pak B 叶栅几何尺寸
Table 1 Parameters of Pak B blade with synthetic jet

弦长 C/mm	轴向弦长 C_{ax}/mm	节距 L/mm	入口几何角 $\beta_{1g}/(^{\circ})$	出口几何角 $\beta_{2g}/(^{\circ})$	安装角 $\gamma/(^{\circ})$	射流偏角 $\theta_{jet}/(^{\circ})$	射流孔位置 $(L_{jet}/C_{ax})/\%$	射流孔间距 S/mm	射流孔孔径 d/mm
165.48	149.94	132.81	35	60	28	30	68	20	2

1.3 边界条件

为了使流动充分发展,计算域入口距叶栅前缘 $1.0C_{ax}$,计算域出口距叶栅尾缘也为 $1.0C_{ax}$,文献[21]指出,计算域的展向高度取为 $0.1C_{ax}$ 时,吸力面分离转捩数值计算就可以满足精度要求,本文计算域展向高度取为 20 mm ,大于 $0.1C_{ax}$,与射流孔间距相等,具体三维计算区域参见文献[22].

计算中参考压强设置为 97 kPa ,叶栅通道入口和射流入口为速度入口边界条件,湍流度为 1% ,叶栅通道出口设置为平均静压 0 kPa ,周向及展向设置为周期性边界条件,壁面(叶片压力面、吸力面以及射流孔内壁面)给定无滑移边界条件.射流入口速度通过 Donovan 等人[23]提出的合成射流模型给出

$$u_{jet}(\zeta, \eta = 0, t) = \sqrt{\frac{C}{2H}} U_{\infty} \times \sqrt{2\langle C_u \rangle} \times \sin\left(F + \frac{2\pi U_{\infty} t}{C}\right) \times f(\zeta) e_{jet} \quad (2)$$

式中 ζ 为切线方向; η 为法线方向; U_{∞} 为来流速度,单位为 m/s ; $\langle C_u \rangle$ 为脉动动量吹气系数,取 0.00839 ; $f(\zeta)$ 为沿射流喷口方向的空间分布函数,取 $f(\zeta) = 1$; 有效射流孔径宽度 $H = 1\text{ mm}$; F^+ 为无量纲激励器频率,取 2.206 ; e_{jet} 为射流方向的单位矢量.

在叶片外表面和射流孔内壁面采用 O 型网格,在其他区域采用 H 型网格,近壁面第一层网格高度大约为 10^{-6} m , $y^+ < 0.1$,满足计算要求.总压损失系数 $\omega = (p_{t1} - p_{t2}) / 0.5\rho_2 u_2^2$,其中 p_{t1} 为叶栅入口总压,单位为 Pa ; p_{t2} 为叶栅出口总压,单位为 Pa ; ρ_2 为叶栅出口密度,单位为 kg/m^3 ; u_2 为叶栅出口气流速度,单位为 m/s .在文献[3, 22]中对本文的数值研究方法进行了实验对比,验证了在 Pak B 叶栅计算中所采用的大涡模拟方法的正确性和可靠性.对 Pak B 叶栅在雷诺数 $Re = 55\ 695$ 时,不同网格数下对 ω 的数值计算结果进行网格无关性验证,如表 2 所示.随着网格节点数的增大,相邻方案之间的总压损失系数 ω 的相对偏差不断缩小,当网格数达到 185 万时,计算的精度

已经可以满足要求,继续增加网格数量,对计算结果的影响已经不大,因此本文采用 185 万网格.

表 2 网格无关性验证
Table 2 Confirmation of grid independence

网格节点数/万	$\omega/\%$	相邻方案相对偏差/ $\%$
100	4.676	0.516
140	4.652	0.176
185	4.644	0.172
220	4.642	

本文采用软件 ANSYS-CFX 平台进行计算,运用剪切应力输运(sheat stress transport, SST)湍流模型耦合 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型,通过求解雷诺时均方程得到 Pak B 叶栅的稳态结果,将稳态结果作为大涡模拟的初值进行计算.非稳态计算时间步长为 $6.25 \times 10^{-5}\text{ s}$,每个计算周期计算 400 步,总计算时间为 0.175 s .

2 计算结果与分析

2.1 合成射流控制前后结果分析

图 3 为 Re 为 55 695 下合成射流控制前后 Pak B 叶栅表面时均压力系数分布曲线.压力系数 $C_p = (p - p_1) / 0.5\rho_1 u_1^2$,其中 p 为叶栅表面静压,单位为 Pa ; p_1 为叶栅入口静压,单位为 Pa ; ρ_1 为叶栅入口密度,单位为 kg/m^3 ; u_1 为叶栅入口气流速度,单位为 m/s .图中比较了无控制时和合成射流控制时的叶栅表面时均压力系数分布.在两个射流孔之间的中间截面更能反映合成射流的控制效果[22],在本文分析中,一致采用中间截面进行流动控制的比较.经过合成射流控制以后,压力系数分布曲线的平坦区域明显缩短,流动分离位置略有推迟,变化不明显,但是分离再附位置得到大幅度提前,分离点和再附点中间的流动分离区域明显缩短,流动分离得到了有效的控制.

图 4 为合成射流控制前后 Pak B 叶栅吸力面时均壁面摩擦因数 C_f 分布,其 $C_f = \tau_w / 0.5\rho_1 u_1^2$,

τ_w 为壁面摩擦力,单位为 Pa,根据其定义可知,当壁面发生分离和再附时, $C_f=0$,表 3 总结了合成射流控制前后分离再附位置的变化.通过对控制前后壁面摩擦因数的比较可以发现,经过对流动分离的合成射流控制,流动的分离点位置得到推迟,由 $71.37\%C_{ax}$ 推迟到了 $73.59\%C_{ax}$,推迟了 $2.22\%C_{ax}$;同时可以很明显地看出,控制后的再

附点位置比无控制时的情况提前了很多,由控制前 $97.93\%C_{ax}$ 提前到了 $89.86\%C_{ax}$ 处,提前了 $8.07\%C_{ax}$.控制后的整个分离区域缩小很多,分离泡的长度比控制前缩小了 $10.29\%C_{ax}$.该结果与图 3 的分析结果基本一致,反映出合成射流方法对 Pak B 叶栅分离流动控制作用的有效性.

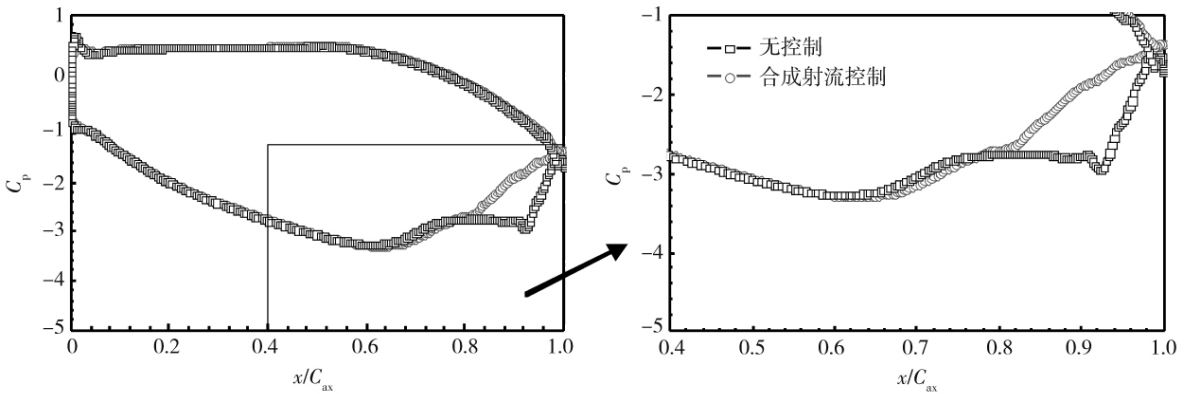


图 3 合成射流控制前后叶栅表面时均压力系数分布
Fig. 3 Distribution of time-averaged pressure coefficient on the cascade surface with and without control of synthetic jet

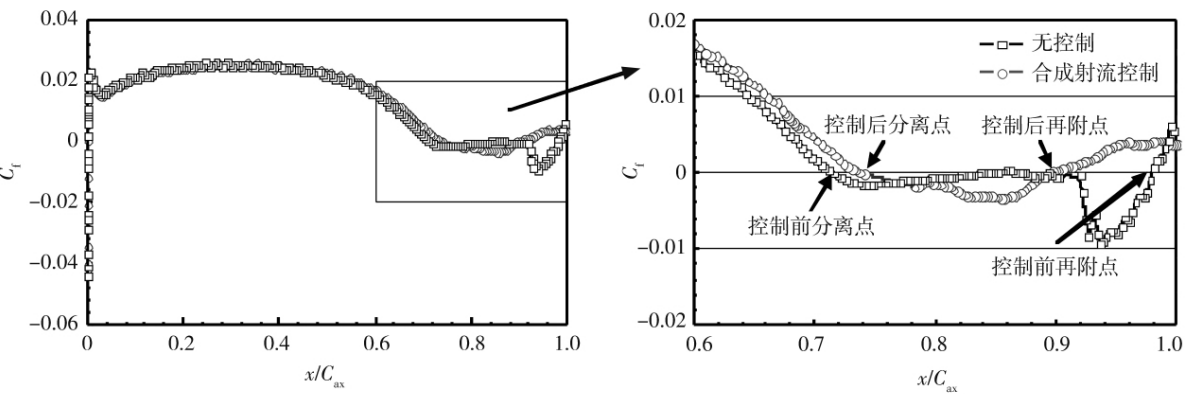


图 4 合成射流控制前后叶栅吸力面时均壁面摩擦因数分布
Fig. 4 Distribution of time-averaged wall-friction coefficient on the cascade surface with and without control of synthetic jet

表 3 合成射流控制前后叶栅流动分离再附位置变化
Table 3 Locations of flow separation and reattachment with and without control of synthetic jet

工况	$(x_s/C_{ax})/\%$	$(x_r/C_{ax})/\%$	$[(x_r-x_s)/C_{ax}]/\%$
无控制	71.37	97.93	26.56
合成射流控制	73.59	89.86	16.27

合成射流控制前后 Pak B 叶栅时均静压云图和流线图如图 5 所示.从图中可以看出,无流动控制时,Pak B 叶栅吸力面下游有明显的逆压梯度,逆压梯度段一直延续到吸力面尾部,吸力面尾缘附近存在明显的分离泡,表明流动分离区域很大;采用合成射流控制后,叶栅吸力面的逆压梯度段明显缩短,分离泡随之减小,说明合成射流有效地控制了边界层的流动分离.

瞬态结果可以更加详尽地描述合成射流和叶

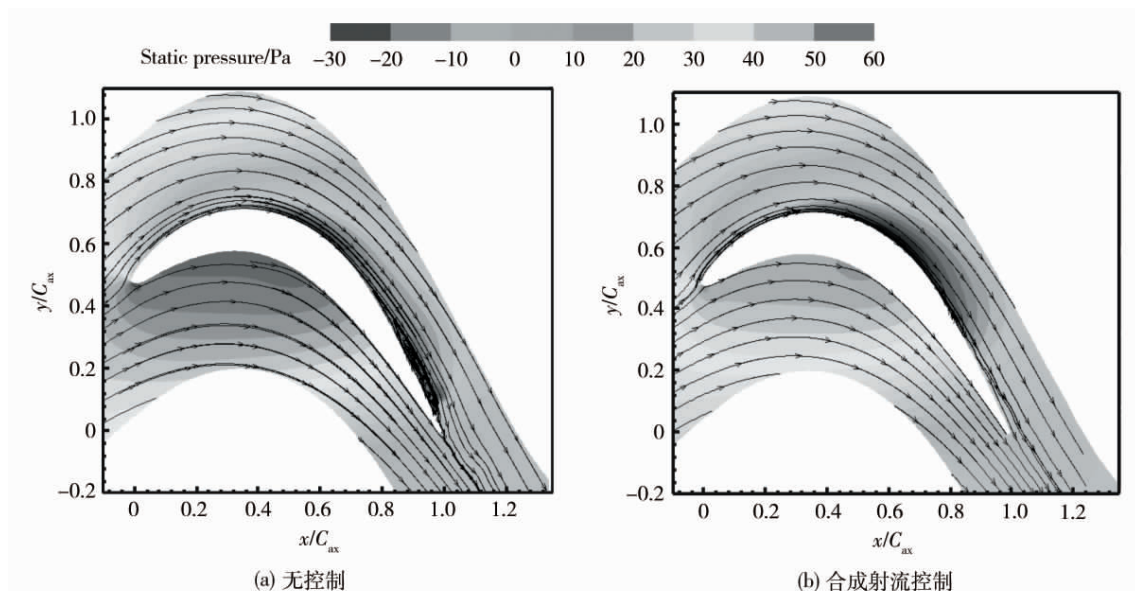


图 5 合成射流控制前后叶栅静压与流线分布

Fig. 5 Distribution of static pressure and streamline of the cascade with and without control of synthetic jet

栅边界层相互作用的过程,分析合成射流控制叶栅吸力面边界层流动分离的机理.由于合成射流的速度是周期性变化的,所以本文根据合成射流的周期进行瞬态分析,选取了 4 个时刻进行研究,分别是对应于合成射流相位角 $\theta=0, \theta=\pi/2, \theta=\pi, \theta=3\pi/2$ 的时刻,图 6 为合成射流控制前后不同时刻叶栅 $\lambda_2=-860\,000$ 的等值面图,该图展现的是湍流的三维涡相干结构.当没有添加合成射流的时候,叶栅吸力面上游的流动为层流流动,在主流的推动下,剪切层开始离开壁面,最后在吸力面的下游出现湍流,分离流动再附.添加合成射流控制以后,剪切层在射流的扰动下,再附位置提前了很多.

合成射流包括两个过程:吸气过程和吹气过程.当相位角由 0 变化到 π 时,射流不断地注入到边界层中,提高了边界层的能量,加强了边界层抵抗逆压梯度的能力.当相位角为 0 时,刚开始产生射流,射流速度很小,与主流相遇时,很快就在主流高能流体的作用下被卷入边界层,没有形成充分发展的涡结构;当相位角为 $\pi/2$ 时,射流速度达到最大值,边界层被射流喷出的流体卷起,形成双管结构纵向涡;随着射流的发展,双管结构纵向涡不断地发展壮大,当相位角为 π 时,可以看到充分发展的双管结构纵向涡.当相位角由 π 变化到 $3\pi/2$ 时,射流不断地从边界层中抽吸气体,使边界层的流体减少,厚度变薄,边界层内的速度增大,推迟和抑制了边界层的分离.从图 6 中可以看

出,当相位角为 $3\pi/2$ 时,射流吸气速度达到最大值,吸气作用使得射流孔上游形成关于射流孔中截面对称的涡旋,射流孔下游形成 Δ 状涡旋.随着时间的发展,射流形成的有序涡旋与下游不稳定涡旋相互作用,慢慢变为无序涡旋,形成湍流.

2.2 不同 Re 的影响

为了研究合成射流在不同工况下的控制效果,本节计算了气流攻角为 $i_1=0^\circ$ 的条件下, Re 为 27 841 和 55 695 的两个状态,研究合成射流的变工况特性,通过改变进口速度来改变雷诺数的大小.

图 7 不同雷诺数下合成射流控制前后 Pak B 叶栅系数的比较图,左边为表面压力系数的比较图,右边为吸力面壁面摩擦因数比较图.雷诺数为 27 841 时,控制前分离流动没能再附于叶型表面,形成了“开式”流动分离,添加合成射流控制可以使吸力面分离位置后移,尾缘的“开式”分离泡消失,产生了 2 个小的分离泡,减小了分离泡的尺度.雷诺数为 55 695 时,叶栅在吸力面下游发生了流动分离,压力系数显示,分流流动在尾缘前发生再附,合成射流则推迟了吸力面的流动分离,使再附位置前移,分离点和再附点之间的分离区域缩短,降低了流动损失.

表 4 总结了不同雷诺数下合成射流控制前后 Pak B 叶栅分离泡尺寸的变化.无量纲激励器频率 $F^+=2.206$,脉动动量吹气系数 $\langle C_u \rangle = 0.00839$ 的合成射流,在文中的 2 个雷诺数工况

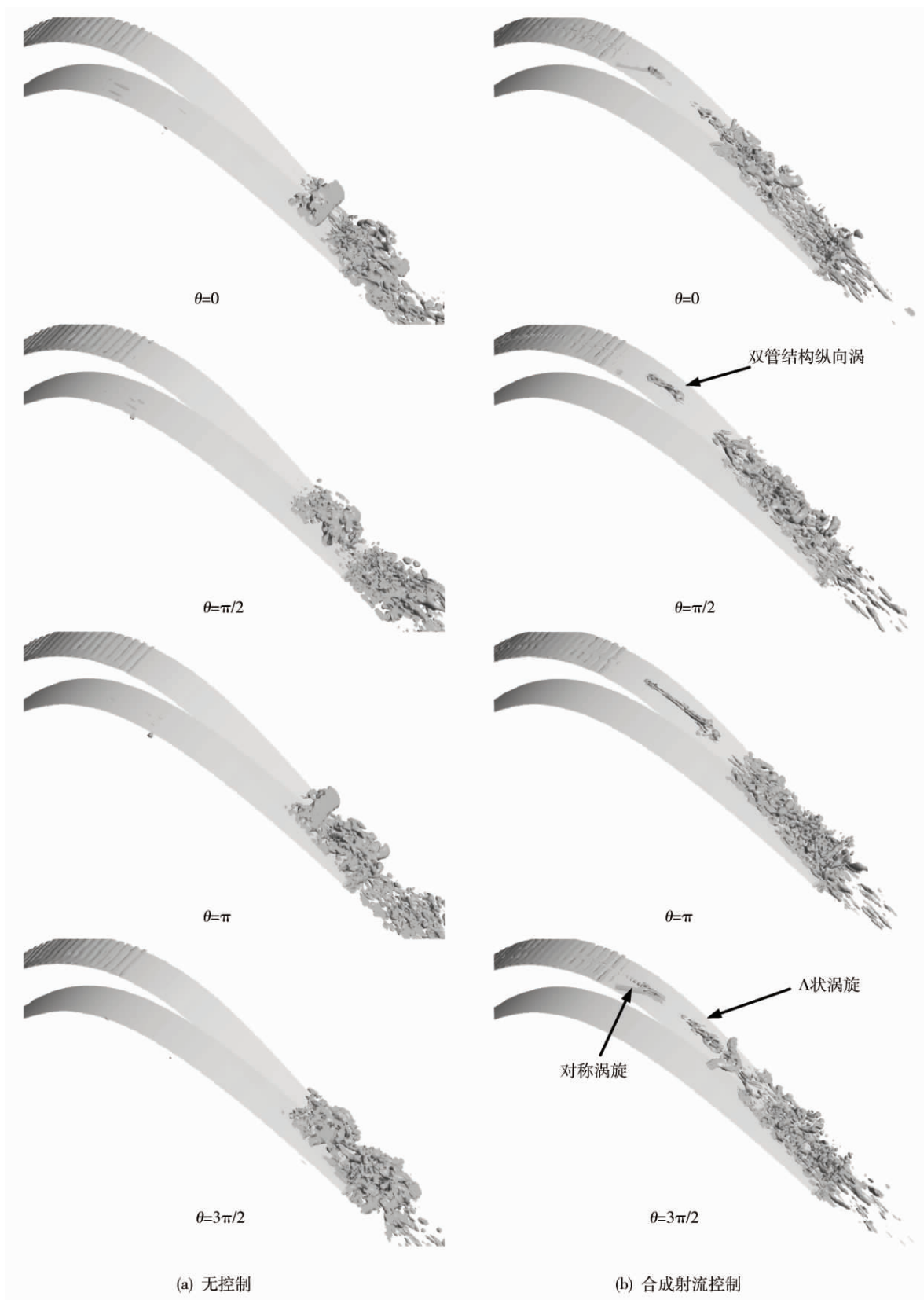
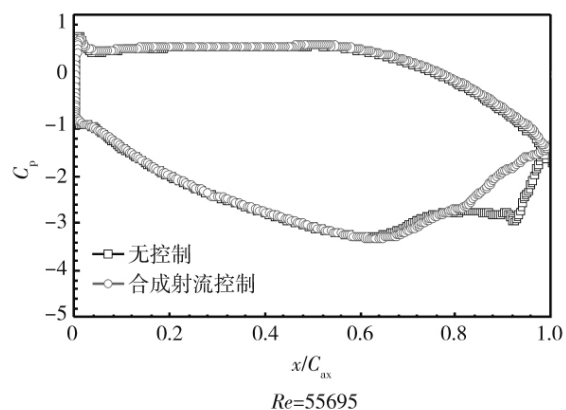
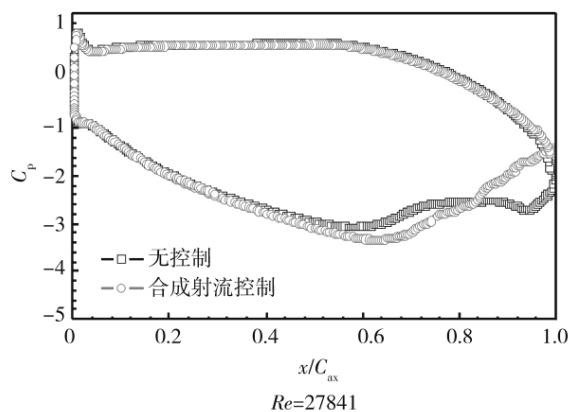
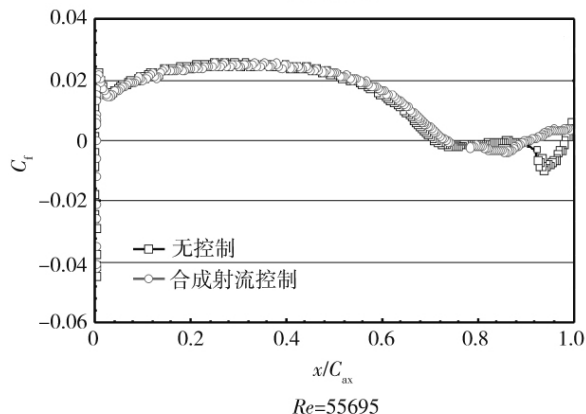
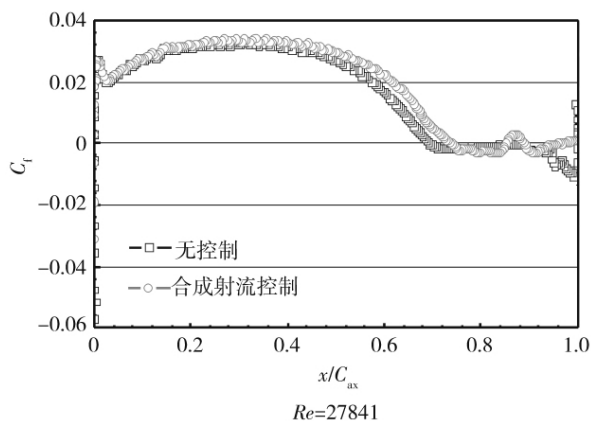


图6 合成射流控制前后不同时刻叶栅 $\lambda_2 = -860\,000$ 等值面图

Fig. 6 Spatial isosurface contours of $\lambda_2 = -860\,000$ in different timesteps with and without control of synthetic jet



(a) 表面时均压力系数分布



(b) 吸力面时均壁面摩擦因数分布

图7 不同 Re 下合成射流控制前后系数比较

Fig. 7 Coefficient comparison in different Re with and without control of synthetic jet

下,都有明显的流动控制效果.当雷诺数为 55 695 时,分离区域变化较大,控制效果更好.

2.3 不同气流攻角的影响

本节通过计算在 Re 为 55 695 的条件下,气流攻角 i_1 为 $0^\circ, 2.5^\circ, 5.0^\circ$ 的 3 个工况下的合成射流控制,比较合成射流在不同气流攻角下的控制特性.

表4 不同雷诺数下合成控制前后叶栅分离泡变化

Table 4 Separation bubble sizes in different Re with and without control of synthetic jet

Re	(控制前尺寸/ $C_{ax})/\%$	(控制后尺寸/ $C_{ax})/\%$	(尺寸变化/ $C_{ax})/\%$
27 841	“开式”分离	24.22	-6.10
55 695	26.56	16.27	-10.29

图8为不同气流攻角下合成射流控制前后 Pak B 叶栅系数的比较图,左边为表面压力系数的比较图,右边为吸力面壁面摩擦因数比较图.在控制前,随气流攻角的增大,流动分离点提前,再附位置后移,分离点和再附点之间的分离区域增大,在气流攻角为 5.0° 时,甚至形成了“开式”的流动分离.合成射流控制气流攻角为 5.0° 时的吸力面分离位置后移,尾缘的“开式”分离泡消失,变成一个“闭式”分离泡.气流攻角为 0° 和 2.5° 时,合成射流吸力面推迟了流动分离,使再附位置前移,分离点和再附点之间的分离区域缩短,降低了流动损失.

表5总结了不同气流攻角下合成射流控制前后 Pak B 叶栅分离泡尺寸的变化.无量纲激励器频率 $F^+ = 2.206$,脉动动量吹气系数 $\langle C_u \rangle = 0.00839$ 的合成射流,在文中的 3 个气流攻角工况下,都有较好的流动控制效果.当气流攻角为 5.0° 时,分离区域变化最大,控制效果最好.

2.4 不同射流偏角的影响

研究是在 Re 数为 55 695,气流攻角 i_1 为 0° 工况下进行的,分别采用 3 种不同的射流偏角 $25^\circ, 30^\circ, 35^\circ$ 进行比较.

图9为不同射流偏角合成射流控制前后 Pak B 叶栅系数的比较图.比较发现:3 种射流偏角都使吸力面流动分离推迟,使再附位置前移,分离泡区域缩短.3 种模型的分离点基本一致,射流偏角为 30° 时,再附位置最靠前,分离区域最短,具有最好的控制效果.表6总结了不同射流偏角

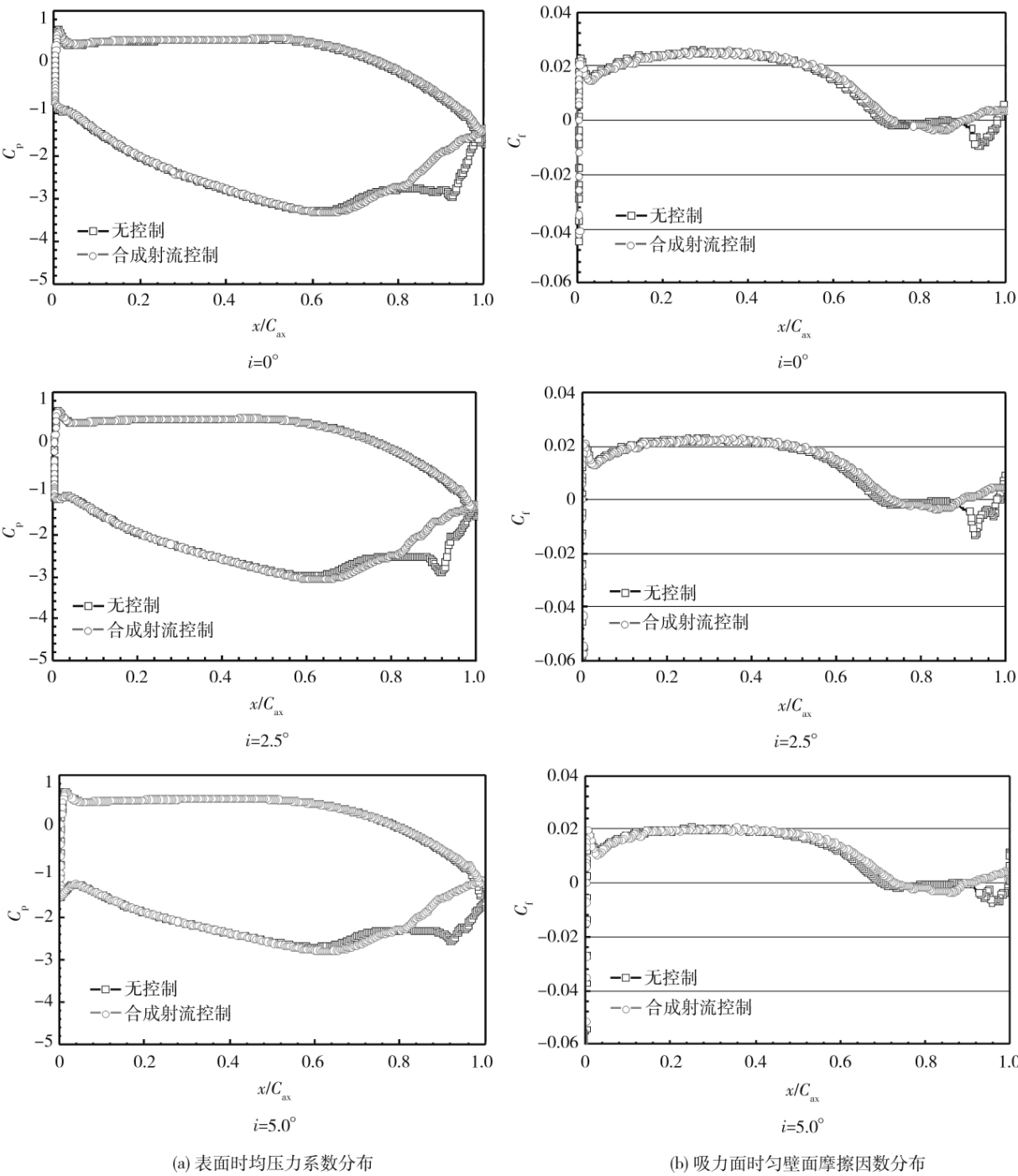


图 8 不同气流攻角下合成射流控制前后系数比较

Fig. 8 Coefficient comparison in different angles of attack with and without control of synthetic jet

表 5 不同气流攻角下合成射流控制前后叶栅分离泡变化

Table 5 Separation bubble sizes in different angles of attack with and without control of synthetic jet

$i_1/(^{\circ})$	(控制前 尺寸/ $C_{ax})/\%$	(控制后 尺寸/ $C_{ax})/\%$	(尺寸变化/ $C_{ax})/\%$
0	26.56	16.27	-10.29
2.5	26.97	15.22	-11.75
5.0	“开式”分离	18.19	-11.76

表 6 不同射流偏角合成射流控制前后叶栅分离泡变化

Table 6 Separation bubble sizes in different jet pitch angles with and without control of synthetic jet

$\theta_{jet}/(^{\circ})$	(控制前尺寸/ $C_{ax})/\%$	(控制后尺寸/ $C_{ax})/\%$	(尺寸变化/ $C_{ax})/\%$
25	26.56	19.00	-7.56
30	26.56	16.27	-10.29
35	26.56	18.35	-8.21

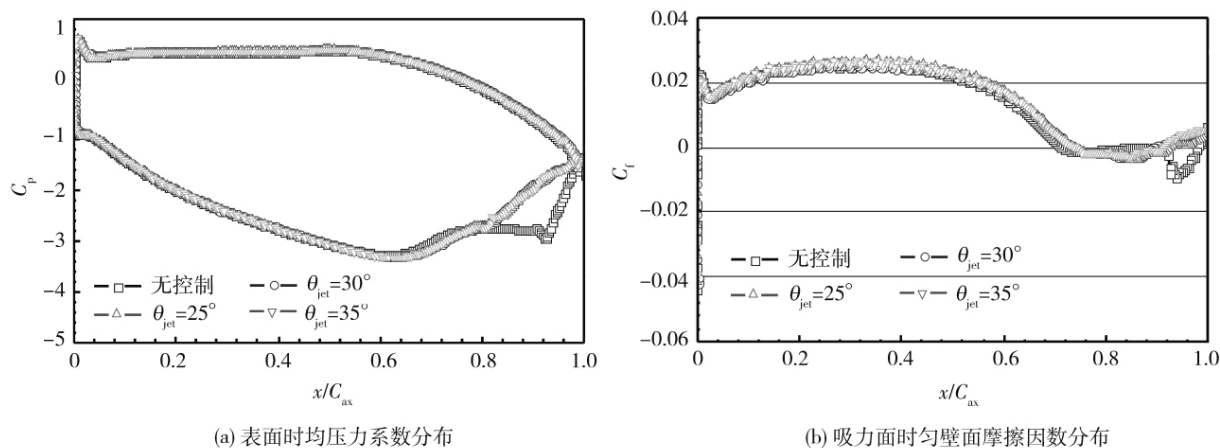


图9 不同射流偏角合成射流控制前后流动参数比较

Fig. 9 Coefficient comparison in different jet pitch angles with and without control of synthetic jet

合成射流控制前后 Pak B 叶栅分离泡尺寸的变化。

3 结 论

本文采用大涡模拟方法研究了合成射流对低压高负荷透平 Pak B 叶栅流动分离控制的效果以及控制机理,并分析了不同流动 Re 、气流攻角、射流偏角对合成射流控制流动分离的影响,得到如下结论:

1) 合成射流技术使叶栅吸力面的流动分离位置推迟,再附位置前移,分离泡尺寸减小,并且通过对比控制前后合成射流流动周期内的展向涡量变化图,发现控制后边界层表面的剪切层没有抬升很高,很快地黏附于壁面,没有形成大尺度的涡旋。

2) 随着 Re 的减小和气流攻角的增大,控制前 Pak B 叶栅流动分离位置提前,再附位置后移,分离点和再附点之间的分离区域不断增大,到一定的工况下,会形成“开式”的流动分离;而经合成射流控制后,其“开式”分离泡缩短成“闭式”分离泡,分离位置推迟,再附位置前移,分离泡区域缩短,不同的参数下流动分离控制的效果均较为理想。

3) 对不同射流偏角下合成射流控制低压高负荷透平 Pak B 叶栅分离的流动特性进行了分析中,发现 3 种射流偏角 (25° , 30° , 35°) 的合成射流都可以有效地控制流动分离,当射流偏角为 30° 时,再附位置最靠前,分离区域最短,具有最好的控制效果。

参考文献:

- [1] Howell R J. Wake-separation bubble interactions in low Reynolds number turbomachinery [D]. Cambridge: Cambridge University, 1999.
- [2] Huang J H. Separation control over low pressure turbine blades using plasma actuators [D]. Indiana: The University of Notre Dame, 2005.
- [3] 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 Jibin, 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. (in Chinese)
- [4] Ninnemann T, Ng W F. Loss reduction using riblets on a supersonic through-flow fan blade cascade [J]. Journal of Fluid Engineering, 2004, 126(4): 642-649.
- [5] 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 Chinese Society for Electrical Engineering, 2009, 29(26): 68-74. (in Chinese)
- [6] 周敏, 王如根, 曹朝辉, 等. 开槽处理技术对叶片尾缘气流流动特性的影响 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1100-1105.
ZHOU Min, WANG Rugen, CAO Zhaohui, et al. Influence of slot treatment on flow performance of blade trailing edge [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1100-1105. (in Chinese)
- [7] Cannelle F, Amitay M. Synthetic jets: spatial evolution and transitory behavior [R]. AIAA-2005-102, 2005.
- [8] Vargas Y, Finley T, Mohseni K, et al. Flow characteriza-

- tion of a synthetic jet [R]. AIAA-2006-1422, 2006.
- [9] Guo F, Zhong S. A PIV investigation of the characteristics of micro-scale synthetic jets[R]. AIAA-2006-3183, 2006.
- [10] Shuster J M, Simth D R. Experimental study of the formation and scaling of a round synthetic jet [J]. Physics of fluids, 2007, 19(4): 1-21.
- [11] 张立, 王帮峰, 周勇. 几何参数影响改进型压电合成射流驱动器实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2503-2509.
ZHANG Li, WANG Bangfeng, ZHOU Yong. Experimental investigation on improved piezoelectric sythetic het actuator of geometric parameters[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2503-2509. (in Chinese)
- [12] Seifert A, Tunia L, Pack G. Oscillatory excitation of unsteady compressible flows over airfoils at flight Reynolds numbers[R]. AIAA 99-0925, 1999.
- [13] 赫礼书, 乔志德, 宋文萍. 翼型分离流动主动控制实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1759-1765.
HE Lishu, QIAO Zhide, SONG Wenping. Experimental research on active control of separation flow over airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1759-1765. (in Chinese)
- [14] List J, Byerley A R, McLaughlin T E, et al. Using a plasma actuator to control laminar separation on a linear cascade turbine blade[R]. AIAA-2003-1026, 2003.
- [15] Huang J H, Corke T C, Thomas F O. Unsteady plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades[J]. AIAA Journal, 2006, 44(7): 1477-1487.
- [16] Mittal R, Rampunggoon P. On the virtual aeroshapping effect of synthetic jets[J]. Physics of Fluids, 2002, 14(4): 1533-1536.
- [17] 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.
- [18] 张攀峰, 王晋军. 合成射流控制 NACA0015 翼型大攻角流动分离 [J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(4): 443-446.
ZHANG Pangfeng, WANG Jinjun. Numerical simulation on flow control of stalled NACA0015 airfoil with synthetic jet actuator in recirculation region[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(4): 443-446. (in Chinese)
- [19] Smagorinsky J. General circulation experiments with the primitive equations[J]. Monthly Weather Review, 1963, 91(3): 99-164.
- [20] Lilly D K. Model of cloud-topped mixed layers under a strong inversion[J]. Journal of the Royal Meteorological Society, 1968, 94(401): 292-309.
- [21] 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.
- [22] 叶东挺, 张荻, 蓝吉兵, 等. 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 [J]. 西安交通大学学报, 2011, 45(3): 58-64.
YE Dongting, ZHANG Di, LAN Jibing, et al. Large-eddy simulation on boundary separation of high-lift low pressure turbine blade with synthetic jet control [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2011, 45(3): 58-64.
- [23] Donovan J F, Kral L D, Cary A W. Active flow control applied to an airfoil[R]. AIAA 98-210, 1998.