

合成射流控制高速扩压叶栅二次流的数值模拟

秦勇, 宋彦萍, 陈浮, 王若玉, 刘华坪
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 数值研究了合成射流控制高速扩压叶栅角区分离,并揭示其推迟分离、降低损失的作用机理。研究发现:合成射流可以显著改善叶栅内流场的时空结构,叶栅出口时均总压损失系数最大降低19.8%,静压系数也提高了近8.8%。合成射流通过周期性地吹/吸气有效控制角区分离,吹气阶段的高动量射流流体增大了吸力面附面层及角区流体的能量,吸气阶段则借助于附面层抽吸作用有效减少了高熵、低能流体的堆积,从而增强了角区流体抵抗流向逆压力梯度的能力、并推迟流动分离,且吸气阶段的流动控制效果明显更好。射流角度和射流动量是影响合成射流作用效果的重要参数,近切向的合成射流有利于向附面层注入动量,增大射流动量也有助于增强流动控制效果。析因设计研究表明,射流角度的影响效应更为显著,但与射流动量之间并不存在交互作用。

关键词: 合成射流; 流动控制; 高速扩压叶栅; 二次流; 析因设计

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical simulation of secondary flow control on high-speed compressor cascade with synthetic jets

QIN Yong, SONG Yanping, CHEN Fu,
WANG Ruoyu, LIU Huaping

(School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A simulation study on the use of synthetic jets for the corner separation control on a high-speed compressor cascade was conducted. The mechanisms of the active flow control on delaying flow separation and reducing flow losses were analyzed in detail. Results showed that the space-time structure of the flow field in the blade passage was improved significantly with a maximum loss reduction of 19.8%, while the static pressure rise increment of 8.8% was gained. By periodically adding or removing fluid to or from the boundary layer, synthetic jets could effectively control the corner separation. In the blowing phase, synthetic jets remarkably increased the energy level of the blade suction surface boundary layer and the corner region, while the accumulation of high entropy and low energy fluid towards the corner region was effectively suppressed in the suction phase. The above two contributed to enhancing the resistance to streamwise adverse pressure gradient and thus reducing flow separation. It was worthy to mention that the flow control effect during the suction phase was

收稿日期: 2016-10-18

基金项目: 国家自然科学基金(51306042)

作者简介: 秦勇(1990—),男,博士生,主要从事压气机复杂流动机理及流动控制研究。

引用格式: 秦勇,宋彦萍,陈浮,等.合成射流控制高速扩压叶栅二次流的数值模拟[J].航空动力学报,2018,33(4):792-802. QIN Yong, SONG Yanping, CHEN Fu, et al. Numerical simulation of secondary flow control on high-speed compressor cascade with synthetic jets[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 792-802.

much more pronounced. Both jet angle and jet momentum were important parameters for the flow control effect. When the jet convected tangentially downstream, the flow control was very efficient in injecting high momentum fluid into the boundary layer, accounting mainly for the resistance to streamwise adverse pressure gradient. In addition, increasing the jet momentum could further improve the cascade time-averaged aerodynamic performance. Factorial design studies indicated that the effect of jet angle was much more pronounced than that of jet momentum, while there was no evidence to support the interaction between jet angle and jet momentum.

Key words: synthetic jets; flow control; high-speed compressor cascade; secondary flow; factorial design

二次流是压气机中一种复杂而又至关重要的流动现象,压气机中独特的压力环境造成气流朝向吸力面/端壁角区堆积,并形成低能流体聚集区,即众所周知的角区分离/失速^[1]。国内外众多的研究^[2-5]表明,吸力面/端壁角区的大尺度、三维分离将导致压气机叶片通道堵塞,随后出现的分离区流体与主流间的掺混也伴随有强烈的二次流损失,造成压气机气动负荷和压比的下降,并影响压气机效率的进一步提高。

与传统的吹/吸气等流动控制技术相比,合成射流技术具有仅对外输出动量而输出质量为零的显著特征,结构紧凑、无需气源管道等独特优势^[6],更使其成为近年来流动控制领域的研究热点之一。20 世纪 90 年代,Smith 和 Glezer^[7]将合成射流技术应用于流动控制,随后 Schaeffler^[8]、Amitay 等^[9]对合成射流进行了实验研究,并指出该技术在流动控制领域具有广阔的应用前景。

Braunscheidel 等^[10]把合成射流技术应用于低速轴流压气机静叶吸力面,实验发现合成射流可以降低流动分离导致的尾迹掺混损失,压气机性能的改善幅度与射流速度密切相关。ZHENG Xinqian 等^[11]验证了合成射流控制压气机环形叶栅流动分离的有效性,叶栅出口总压损失系数的降幅最高达 27.5%。Gmelin 等^[12-13]对比分析了射流参数对端壁、吸力面合成射流的影响,研究发现端壁合成射流对频率的敏感性较低,其控制效果强烈依赖于射流角度;而射流角度对吸力面合成射流控制效果的影响较弱,吸力面合成射流对于激励频率较为敏感,当斯特劳哈尔数 $St \approx 1$ 时,其控制效果最佳。Torres 等^[14]将合成射流激励器安装于压气机进口导叶的尾缘,PIV (particle image velocimetry) 测试结果表明该技术通过控制尾缘剪切层实现了增升、减阻的效果,作用机理与 Gurney 襟翼相似,当激励频率为 1 450 Hz 时,

翼型的升阻比最大可提高 15%。Zander 等^[15]研究发现注入的动量并不是合成射流控制端壁二次流及吸力面流动分离的关键,实际上较强的掺混效应及射流自身的非定常特性增大了流场中的湍流脉动,并削弱了由角区失速导致的节流效应,从而推迟分离、降低损失,De Giorgi 等^[16]针对合成射流控制该叶栅的大涡模拟研究也获得了一致的结论。Benini、Biollo 等^[17-18]进一步将合成射流技术引入跨声速环境,初步证实了该技术控制跨声速转子激波/附面层相互干涉的有效性,当合成射流最大速度为 300m/s 时,近失速工况点的效率提高了 0.55%。

虽然上述研究都表明合成射流能够推迟流动分离、改善压气机叶栅的气动性能,然而就作者所知,以上研究多数针对低速不可压流动,合成射流技术在高亚声甚至跨声速压气机环境中的系统研究还比较少。高亚声以及跨声条件下的流场环境更为复杂,对合成射流技术的应用也提出了更为严峻的挑战,但对该技术的实际应用具有重要的价值。本文以高速压气机静叶栅为研究对象,数值研究了激励位置、射流动量和射流角度等对流动控制效果的影响,揭示了合成射流抑制流动分离、降低气动损失的机理,并采用析因设计探讨了射流角度与射流动量影响效应的显著性。

1 叶型与合成射流激励器

数值研究选用 NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) 65-K48 叶型^[19],叶栅的主要设计参数如表 1 所示。小展弦比、大折转角的设计特点使得叶栅流道内出现了强烈的二次流现象,如此复杂的流动情况既有利于加深对压气机叶栅内流场结构演化过程的理解,也有助于加深对合成射流技术在复杂流场环境中控制流动分离的认识,为其应用提供有益的技术借鉴。

表 1 叶栅的主要设计参数

Table 1 General design parameters of the cascade

参数	数值
弦长 C/mm	40.0
叶高 H/mm	40.0
相对节距 (t/C)	0.55
进口几何角 $\beta_{1p}/(^{\circ})$	42
折转角 $\Delta\beta/(^{\circ})$	42
安装角 $\gamma/(^{\circ})$	22.5
进口马赫数 Ma_{in}	0.67
进口雷诺数 Re_{in}	560 000

合成射流激励器为沿叶片吸力面全叶高布置的槽状结构,其结构示意图如图 1 所示。进口宽度 $w=0.3\text{ mm}(0.75\%C)$ 、深度 $h=4\text{ mm}$,射流方向与当地叶片表面的夹角定义为 θ_{sj} ,激励器出口中心线与叶栅前缘间的距离定义为 L 。为了研究射流角度和激励位置等参数对合成射流控制效果的影响,本文沿流向选取了 5 个激励位置、7 个射流角度,初步选定的参数范围如表 2 所示,表中 C_x 表示轴向弦长。

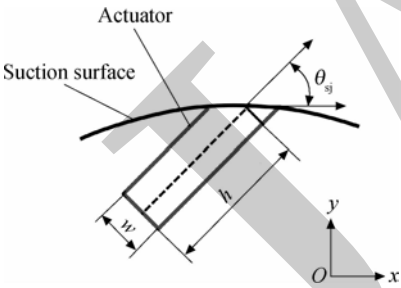


图 1 合成射流激励器示意图

Fig.1 Schematic of synthetic jet actuator

表 2 射流参数的范围

Table 2 Range of jet parameters

变量	数值
$\theta_{sj}/(^{\circ})$	30,40,50,60,70,80,90
$(L/C_x)/\%$	30,40,50,60,70

2 数值方法及校核

2.1 计算网格

由于平面扩压叶栅内的流动沿叶高方向具有对称性,本文仅对半叶高流道进行数值研究。为了保证来流附面层厚度与实验工况一致,计算域

的进口位于叶栅前缘上游 $2.5C_x$ 处,出口位于尾缘下游 $2.5C_x$ 处。采用前处理软件 Pointwise 建立叶栅流道的网格,对叶片表面和端壁附近的网格进行局部加密,以确保附面层内网格节点的布置满足湍流模型的要求($y^+<1$)。网格无关性验证结果表明,当网格节点总数达到 194 万以后,继续增加网格节点数量对流场细节及时均气动参数的影响较为微弱。合成射流方案的网格在原型叶栅的基础上加密射流出口附近的网格,并添加激励器腔体的网格。为了保证激励腔体与主流道间流场信息传递的准确性,在保证原型叶栅网格节点总数不变的条件下,根据激励位置小幅修改射流出口附近的主流道网格,使两块网格在交界面处的网格节点布置相同。交界面处的网格分布为 15×60 (流向 $\times$ 展向),交界面两侧的网格节点增长率大约为 1.08。两块网格的节点总数约为 199 万,图 2 给出了计算域及局部网格示意图。

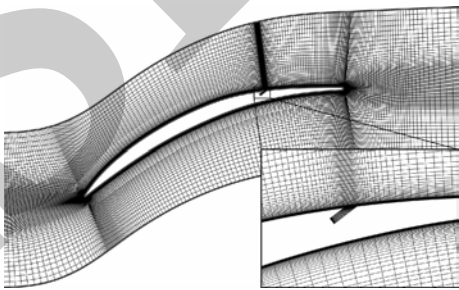


图 2 计算域网格

Fig.2 Computational domain grid

2.2 计算方法与边界条件

采用软件 ANSYS CFX 求解非定常 Navier-Stokes 方程,湍流模型为 $k-\omega$ SST(shear stress transport)两方程模型。对流项和湍流项均使用 high resolution 格式离散,时间项的离散采用 second order backward Euler 格式。时间步长设为单个合成射流周期的 $1/100$,每个时间步的内迭代次数为 5~10。选用定常计算的收敛结果作为非定常计算的初始值,通过监测叶栅尾缘附近流场的总压变化情况确定非定常计算是否进入准周期或周期性波动状态,而后继续计算 20 个周期用于统计流场数据。边界条件设置为:进口给定总温为 320 K、总压为 132 700 Pa 和来流方向,出口给定背压为 111 500 Pa,叶片表面和端壁设置为绝热、无滑移壁面条件,叶栅的中部截面为对称边界。为了模拟激励器振动膜的往复性运动,射流进口给定随时间正弦变化的速度边界条件

$$U(t) = U_{\max} \sin(2\pi ft) \tag{1}$$

式中 $U_{\max}$ 表示一个周期内合成射流速度的最大值, t 表示时间, f 表示激励频率。

2.3 数值方法验证

本文采用文献[19]给出的实验数据,对数值计算方法进行校核,图 3 给出了实验数据^[19]与计算结果,其中 β_2 、 $\bar{\omega}$ 分别表示出口气流角和总压损失系数, z 表示该沿叶高方向的坐标。图 3(a) 中气动参数的对比表明,虽然数值结果与实验值没有完全吻合,但计算得到的叶栅出口节距平均气流角 β_2 和总压损失系数 $\bar{\omega}$ 沿叶高的分布趋势与实验数据一致,并且完全能够体现出端壁二次流对流场结构的影响。由图 3(b) 给出的端壁极限流线分布还可知,数值结果较为准确地捕捉到端壁二次流的发展以及吸力面后部的角区分离现象,马蹄涡压力面分支到达相邻叶片吸力面后部的位置与油流显示结果也基本一致。以上对比表明本文采用的数值方法具有较高的可信度,可以用于高亚声条件下合成射流控制压气机静叶栅角区流动分离的研究。

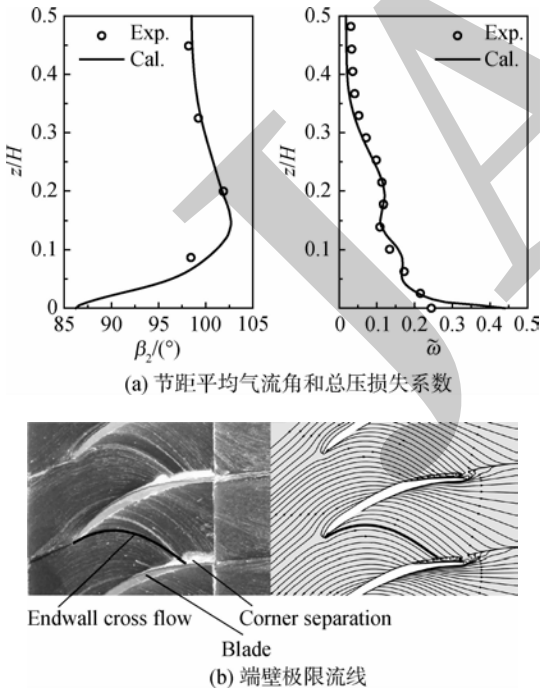


图 3 数值结果与实验数据^[19]的对比
Fig. 3 Comparisons of numerical and experimental^[19] results

3 结果分析与讨论

3.1 合成射流降低叶栅流动损失的机理分析

研究表明,满足一定条件的合成射流可

以有效提高叶栅的时均气动性能。为了深入揭示合成射流推迟流动分离、降低叶栅损失的作用机理,图 4 给出了有/无合成射流时叶栅流道内不同轴向截面的时均总压损失系数分布,图中 PS、SS 分别表示压力面和吸力面,所有截面均位于激励位置下游,其中 $L/C_x=152\%$ 截面定义为叶栅出口平面。合成射流(SSJ)方案的参数为:激励位置 $L/C_x=70\%$,射流动量系数 $C_\mu=0.70\%$,射流角度 $\theta_{sj}=30^\circ$,无量纲激励频率 $F^+=1.0$ 。射流动量系数 C_μ 和无量纲激励频率 F^+ 分别定义为

$$C_\mu = P_{sj}/P_{inlet} \tag{2}$$

$$F^+ = fC/U_\infty \tag{3}$$

式中 P_{sj} 和 P_{inlet} 分别表示射流动量与叶栅进口来流动量, U_∞ 表示来流速度。

对于原型(ORI)方案,端壁附面层在叶栅流道内横向压力梯度的作用下不断向吸力面/端壁角区堆积,形成低能流体聚集区,该区域同时也是高损失集中区域,如图 4(a) 中 $L/C_x=76\%$ 截面所示。在轴向逆压力梯度的联合作用下,角区低能流体的轴向动量进一步降低,其影响区域不断向周围扩展。中径附近的附面层流体也由于无法抵抗轴向逆压力梯度开始出现分离(图 4(a) 中 $L/C_x=100\%$ 截面所示),对应区域的损失随之增加,并最终在角区形成大尺度三维分离/失速,如图 5(a) 所示。

与原型方案的时均总压损失分布对比可知,合成射流显著降低了叶栅流道内的损失,角区高损失区域的范围及损失系数都有不同程度的降低,叶展中部区域附面层厚度增大的趋势也得到了有效遏制,如图 5(b) 中 $L/C_x=92\%$ 、 $L/C_x=100\%$ 截面所示。出口截面时均总压损失系数的对比还表明,以集中脱落涡、通道涡为主导的二次流高损失区被大大削弱,尾迹掺混损失也由于合成射流的动量注入效应而减小。

图 5 给出了叶片吸力面和端壁极限流线的分布。小展弦比、大折转角的设计造成原型叶栅流道内出现较强的端壁二次流,附面层在 40% 轴向弦长附近脱离叶片表面及端壁。在该分离点下游,角区低能流体在通道涡的作用下沿着吸力面向叶展中部扩展,形成附着于叶片吸力面尾缘的集中脱落涡,并诱导出大尺度回流区。极限流线的拓扑结构表明,叶片吸力面存在 2 个螺旋结点(N_1 和 N_2) 和 1 个鞍点(S),表现为典型的鞍点-双螺旋结点形式的闭式分离结构。回流现象还同时出现在尾缘角区附近的端壁上,进一步加剧了叶栅内流场结构

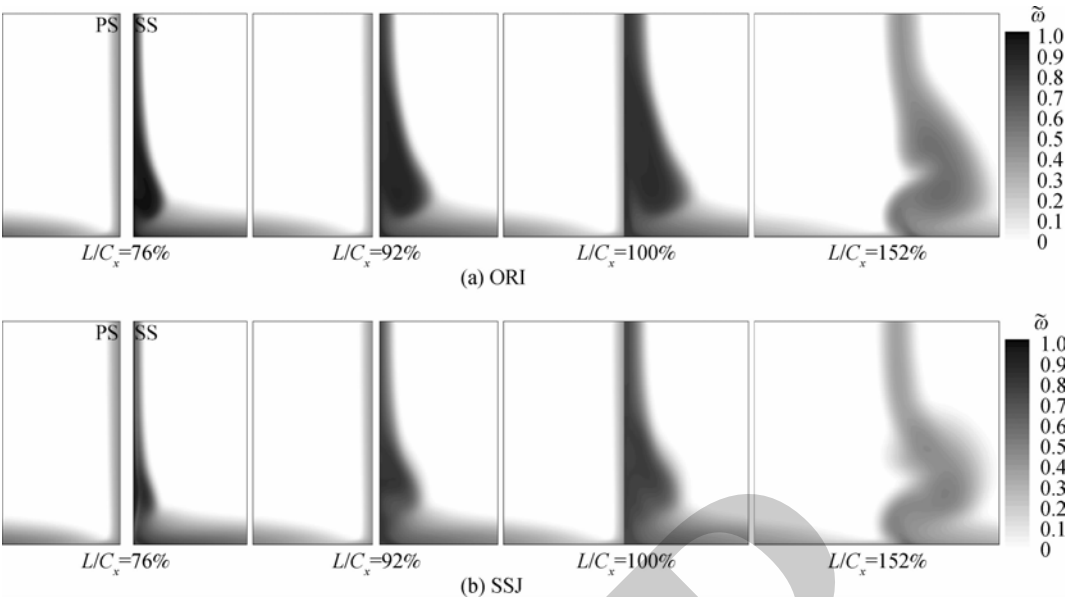


图 4 叶栅流道内不同轴向截面的时均总压损失系数分布

Fig. 4 Contours of time-averaged total pressure loss coefficient at different axial sections in cascade flow pass

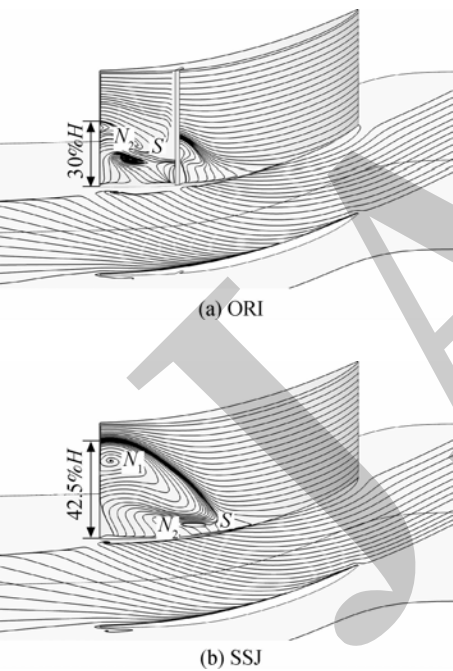


图 5 端壁及叶片表面的极限流线分布

Fig. 5 Limiting streamlines distribution on the endwall and blade surface

的复杂程度。由流动控制后的壁面极限流线分布可知,角区分离的起始位置略有推迟,吸力面流流向中径收敛的趋势得到抑制,角区三维分离的高度由 42.5% H 降低至 30% H ,表明吸力面附面层的展向迁移得到有效控制,叶栅角区流动特性的改善还进一步促使集中脱落涡及尾缘端壁处的回流现象被大大削弱。由吸力面极限流线的拓扑结构可知,仅吸力面近端区还存在一个螺旋结点(N_2),分

离形态由闭式分离结构向开式分离结构转化,从而使得叶栅流道内的流场结构趋于简单、流动趋于合理,这是叶栅气动损失降低的主要原因。

图 6 和图 7 进一步给出了原型及合成射流方案 92% C_x 处的瞬时湍动能(TKE,量符号记为 E_{tk})以及总压损失系数分布,该截面位于角区三维分离区内,损失云图中的白色实线表示损失系数为 0.5 的等值线, T 表示合成射流的周期。湍动能作为湍流脉动能量大小的度量,通常是由于流体间的相互剪切、摩擦等作用而产生。湍动能通过能量级串由大尺度旋涡向小尺度旋涡传递,并在黏性耗散作用下转换为热能,从而造成叶栅内的总压损失。如图 6 所示,原型叶栅内的高端动能区与高损失区几乎一致,主要集中在叶栅吸力面/端壁角区以及近壁区,其中角区与主流相邻区域内的湍动能值最大,表明两者间的强烈剪切和掺混效应是造成叶栅内流动损失的主要因素。

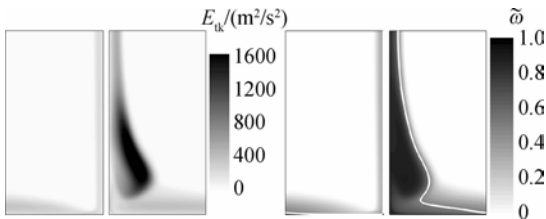


图 6 原型方案 92% C_x 处湍动能及总压损失系数分布
Fig. 6 Contours of turbulent kinetic energy and total pressure loss coefficient distribution at 92% C_x for ORI scheme

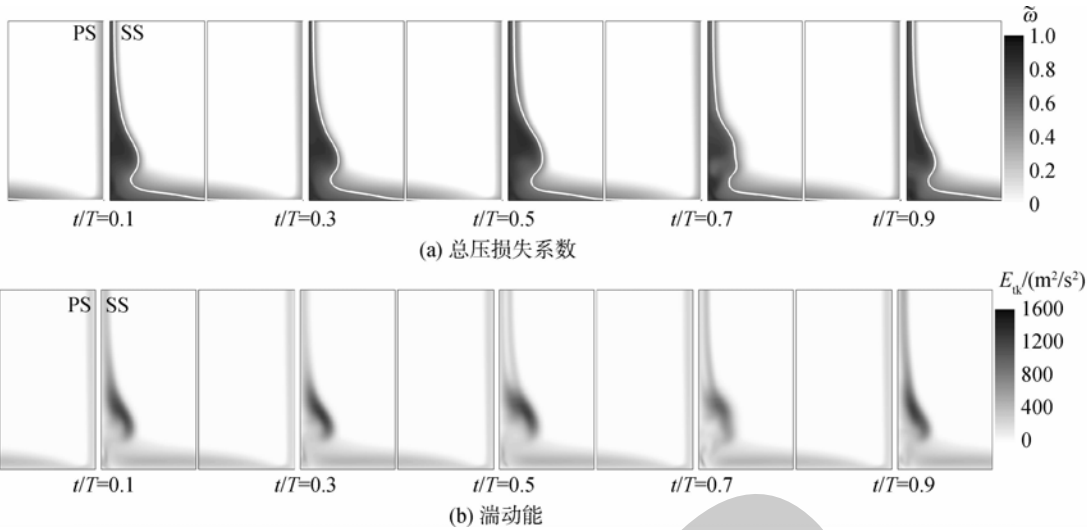


图 7 合成射流方案 92% C_x 处湍动能及总压损失系数分布

Fig. 7 Contours of turbulent kinetic energy and total pressure loss coefficient distribution at 92% C_x for SSJ scheme

对比流动控制后的流场分布可知,合成射流能够合理地组织叶栅内的流动,从而改善叶栅内流场的时空结构。在吹气阶段($t/T=0\sim0.5$),合成射流的主要作用体现为非定常射流。虽然初始时刻的射流速度较小,但高动量射流流体的注入增大了吸力面附面层及角区流体的能量,减弱了与主流间的剪切、摩擦作用,使得相应区域的湍动能值降低,角区高损失区的范围及总压损失系数也随之减小。随着射流速度的增加($t/T=0.3$),合成射流的切向动量注入效应增强,叶栅内的流场结构得到更为有效地控制,中径处附面层进一步减薄,角区损失的改善效果也得到增强。在 $t/T=0.5$ 时刻合成射流由吹气阶段转入吸气阶段,与吹气阶段的作用效果不同,其在吸气阶段表现为非定抽吸。随着吸气速度的增加($t/T=0.7$),吸力面附面层及角区的高熵、低能流体不断被吸除,增强其抵抗流向逆压力梯度的能力,从而使得相应区域的湍动能值及总压损失系数明显减小。吸气作用造成部分流体的运动方向与主流相反,增大了被吸除流体与其他区域间的剪切作用,导致高端动能区的范围明显大于其他时刻。然而,上述由吸气而导致的剪切、摩擦效应随着吸气速度的降低而减弱,当吸气速度降低时($t/T=0.9$),吸力面近壁区及角区的损失显著降低。结合图 8 给出的叶栅出口瞬时总压损失系数分布可知,合成射流在整个周期内都能够有效降低损失。与射流速度的正弦分布规律不同,总压损失系数仅在吹气阶段呈正弦规律,但与射流速度存在相位差,而总压损失系数在吸气阶段的波动较小,且

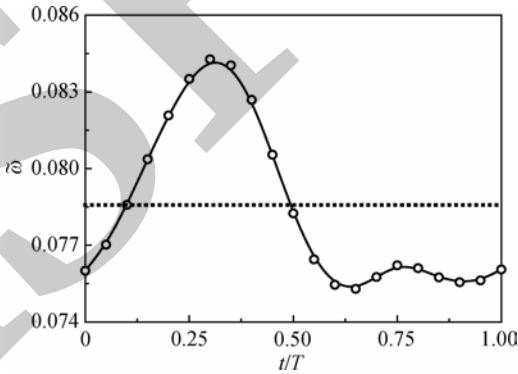


图 8 叶栅出口瞬时总压损失系数分布

Fig. 8 Instantaneous total pressure loss coefficient at cascade outlet

损失值明显低于吹气阶段。

3.2 激励位置的影响

图 9 给出了不同位置的合成射流对叶栅时均气动性能的影响,其中射流动量系数 $C_\mu=0.70\%$ 、射流角度 $\theta_{sj}=30^\circ$ 、无量纲激励频率 $F^+=1.0$,纵坐标 $\Delta\tilde{\omega}_{rel}$ 、 ΔC_p 分别表示总压损失系数和静压升系数的相对变化量。损失系数的分布规律表明,当激励位于角区分离上游时,合成射流对叶栅内流场结构的影响非常微弱,叶栅出口时均总压损失系数仅小幅降低。随着激励向叶栅尾缘移动,合成射流的控制效果逐渐增强,当激励位于 $L/C_x=70\%$ 处时,叶栅时均气动性能的提升幅度最大,总压损失系数降低约 18.5%,静压升系数也获得近 8.2% 的增幅。

图 10 进一步给出了流动控制后叶栅出口时均总压损失系数与原型方案之差的分布,其中总

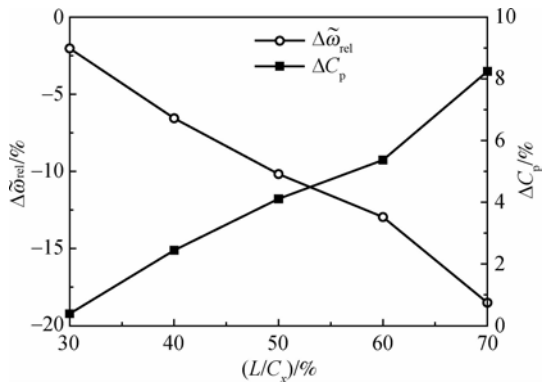


图 9 激励位置对叶栅时均气动性能的影响

Fig. 9 Influence of actuation location on the cascade time-averaged aerodynamic performance

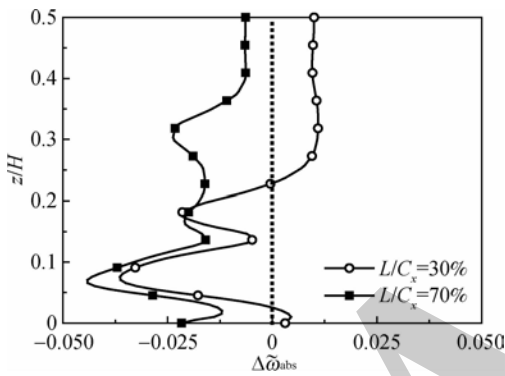


图 10 流动控制前后时均总压损失系数之差沿叶高的分布 ($L/C_x=30\%$ 和 $L/C_x=70\%$)

Fig. 10 Distribution of time-averaged total pressure loss coefficient difference along span before and after flow control ($L/C_x=30\%$ and $L/C_x=70\%$)

压损失系数之差 $\Delta\tilde{\omega}_{\text{abs}}$ 的定义如下:

$$\Delta\tilde{\omega}_{\text{abs}} = \tilde{\omega}_{\text{sj}} - \tilde{\omega}_{\text{ori}} \quad (4)$$

式中 $\tilde{\omega}_{\text{ori}}$ 和 $\tilde{\omega}_{\text{sj}}$ 分别表示流动控制前后叶栅出口的时均总压损失系数。 $L/C_x=30\%$ 方案中激励更为靠近叶栅进口,能够从源头上控制端壁附面层的发展。如图 11 所示(图中 L. E. 和 T. E. 分别表示前缘、尾缘),25% H 以下区域的分离位置相比原型叶栅明显向下游推迟,近端区由二次流导致的角区损失也显著降低。然而,合成射流对近端区流动特性的改善也具有一定的负面作用,射流流体对角区三维分离沿流向的抑制作用造成分离区沿叶高方向扩展。由于叶栅中部的射流位置距分离区较远,无法遏制回流区向中径处的展向迁移,集中脱落涡的强度也明显增强,造成该范围内的附面层分离提前,并最终导致叶展中部的损失增加,这是该方案控制效果较差的主要原因。当激励向下游移动至分离区内时,合成射流通过

周期性的吹/吸气作用增强了角区流体的动量,对下游低能流体堆积的抑制作用更为有效,因而近端区的损失改善效果略有增强。此外,叶展中部的激励距分离位置较近,射流引入的动量注入效应更为有效,促使该区域的低能流体克服轴向逆压力梯度并保持附着状态,明显减小了该范围内的叶型损失,如图 10 所示。

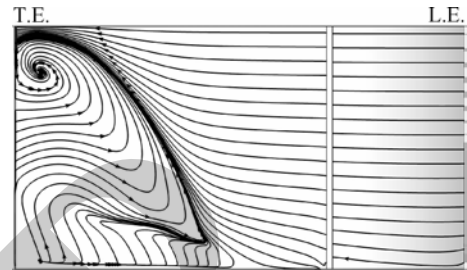


图 11 吸力面极限流线分布 ($L/C_x=30\%$)

Fig. 11 Limiting streamlines distribution on suction surface ($L/C_x=30\%$)

图 12 给出了叶栅出口节距平均 DH 数(量符号记为 D_h)的展向分布,DH 数定义如下:

$$D_h = v_2/v_1 \quad (5)$$

其中 v_1 和 v_2 分别表示叶栅进、出口截面的气流速度。DH 数是衡量端壁流动损失的重要参数,对于所有的静叶排 DH 数应当等于或稍大于 0.7。端壁附面层的增长造成端区 $D_h < 0.7$,促使流道向叶展中部收缩并进一步导致主流加速,形成角区三维分离/失速现象。原型叶栅 DH 数的展向分布表明,角区低能流体的堆积导致流道堵塞,并造成主流加速、向中径处收缩,呈现出近端区 DH 数较小、叶展中部 DH 数较大的分布规律。由流动控制后 DH 数的展向分布可知,合成射流显著改善了叶栅通道堵塞现象,使中径附近的气

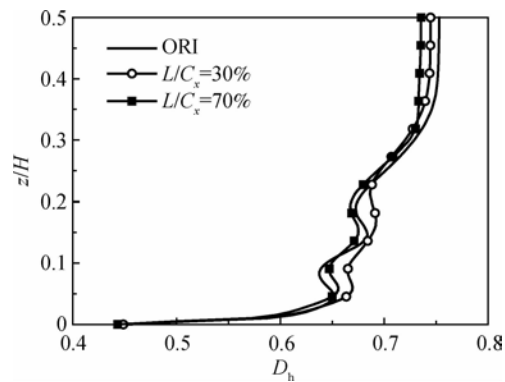


图 12 叶栅出口节距平均 DH 数的展向分布

Fig. 12 Spanwise distribution of pitch-averaged DH number at cascade outlet

流加速得到有效抑制,低能流体堆积导致的角区速度亏损也得以缓解。不同方案的 DH 数对比还表明, $L/C_x=30\%$ 方案对近端区流动特性的改善效果更为显著,这是射流距离叶栅进口较近的结果。但是,射流流体的流向挤压效应导致流道向中径处收缩的趋势相比 $L/C_x=70\%$ 方案更为明显,即分离区沿展向扩展的趋势增强,与前文结果一致。

3.3 射流动量系数的影响

图 13 给出了不同射流动量下合成射流对叶栅时均气动性能的影响,激励位置 $L/C_x=70\%$ 、射流角度 $\theta_{sj}=30^\circ$ 、无量纲激励频率 $F^+=1.0$ 。研究结果表明,叶栅时均气动性能随射流动量的增加而提高,当射流动量系数 $C_\mu=0.80\%$ 时,叶栅出口时均总压损失系数和静压升系数的改善幅度分别为 19.8% 和 8.8% 。由前期关于低速压气机叶栅的研究^[20]可知,射流动量存在最佳值,对比图中的气动参数变化趋势可知,随着射流动量的增加,叶栅时均气动性能的改善幅度减缓。此外,由于本文中射流动量的研究范围及其数值均较小,因而呈现出图中所示规律,但并不表明叶栅气动性能随射流动量的增加可以无限制的提高,推测合成射流在高速叶栅中也存在最佳射流动量。

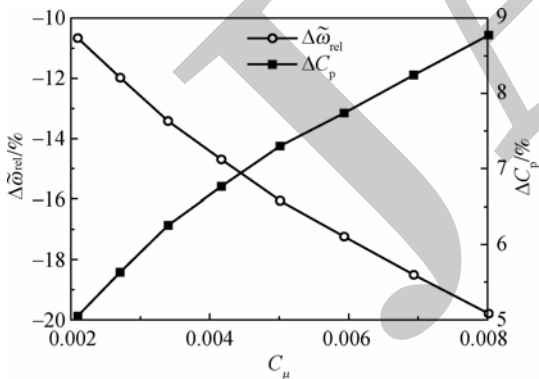


图 13 射流动量对叶栅时均气动性能的影响
Fig. 13 Influence of jet momentum on the cascade time-averaged aerodynamic performance

图 14 给出了不同射流动量下叶栅出口时均总压损失系数与原型方案之差的分布,射流动量系数分别为 $C_\mu=0.34\%$ 和 $C_\mu=0.80\%$ 。当射流动量系数 $C_\mu=0.34\%$ 时,损失降低幅度较大的区域分布在 $5\% H \sim 40\% H$ 范围内。由 $C_\mu=0.80\%$ 方案的损失系数分布可知,增大射流速度峰值有利于增强流动控制效果,其主要作用体现在有效削弱尾迹宽度与强度,如图 15(b)所示,使

得叶展中部区域的流动损失降低。此外,对角区二次流的控制效果也明显增强,降低了该区域的气动损失。

图 15 对比了原型方案与 $C_\mu=0.80\%$ 方案叶栅出口的时均轴向速度 (V_x) 与二次流速度矢量分布。由原型方案的时均轴向速度分布可知,吸力面/端壁角区的低能流体聚集区对应高损失区域,合成射流通过切向动量注入效应,显著提高了角区流体的动量,增强其抵抗流向逆压力梯度的能力,从而降低流动损失,并推迟角区三维分离。二次流速度矢量的分布规律还表明,施加合成射流激励以后,通道涡的强度及影响范围均明显减小,使得通道内由端壁二次流导致的流动损失显著降低,如图 14 所示。

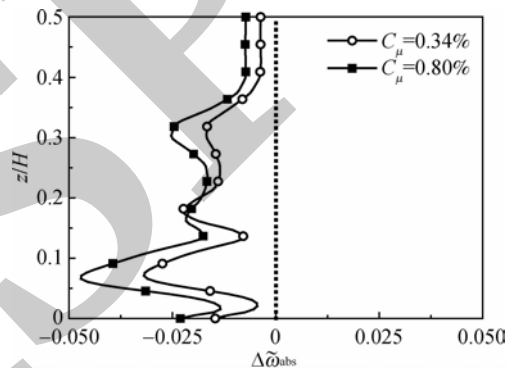


图 14 流动控制前后时均总压损失系数之差的沿叶高的分布 ($C_\mu=0.34\%$ 和 $C_\mu=0.80\%$)
Fig. 14 Distribution of time-averaged total pressure loss coefficient differences along span before and after flow control ($C_\mu=0.34\%$ and $C_\mu=0.80\%$)

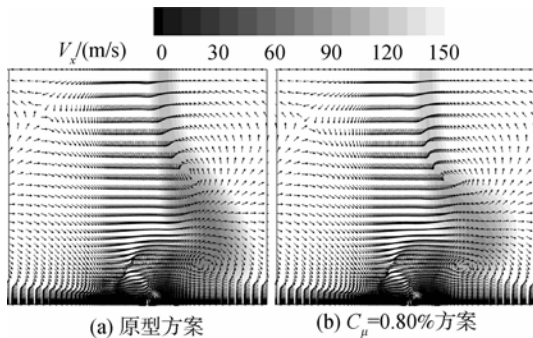


图 15 叶栅出口时均轴向速度云图与二次流矢量分布
Fig. 15 Contours of time-averaged axial velocity and secondary flow vectors distribution

图 16 进一步给出了与图 14 对应方案 $50\% H$ 处的时均静压系数分布。流动控制后的叶片表面静压分布规律表明,合成射流几乎影响到整个叶

片表面的压力分布,尤其是叶片尾缘。由于射流出口附近流场速度的改变,激励缝上游的吸力面静压略有减小,射流出口附近存在明显的压力阶跃现象。随着向叶栅尾缘的靠近,吸力面静压的增幅愈加明显,表明合成射流可以有效改善叶栅的压升能力,并提高其气动负荷。随着射流峰值速度的增大,合成射流改善叶栅压升能力的效果也略有提高。

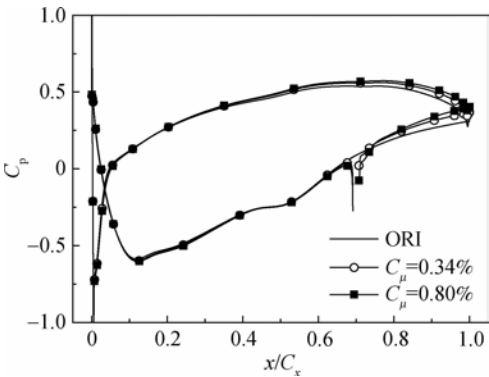


图 16 50% H 处时均静压系数沿流向的分布
Fig. 16 Distribution of static pressure coefficient at 50% H along flow direction

3.4 射流角度的影响

图 17 给出了不同射流角度下合成射流对叶栅时均气动性能的影响,激励位置 $L/C_x=70\%$ 、射流动量系数 $C_\mu=0.70\%$ 、无量纲激励频率 $F^+=1.0$ 。研究表明,在射流动量系数 $C_\mu=0.70\%$ 时,近切向的合成射流 ($\theta_{sj}=30^\circ$) 对叶栅时均气动性能的改善效果最好。随着射流角度的增加,射流的切向分速度减小,切向动量注入效应也随之减弱,并造成合成射流的作用效果减弱。当射流垂直于当地吸力面型线 ($\theta_{sj}=90^\circ$) 时,总压损失系数仅降低了 10.1%。与总压损失系数的变化特性相似,在本文射流角度的研究范围内,静压升系数也得到了不同程度地改善。

图 18 给出了不同射流角度下叶栅出口时均总压损失系数与原型方案之差沿展向的分布,射流角度分别为 $\theta_{sj}=30^\circ$ 和 $\theta_{sj}=90^\circ$ 。不同射流角度下的总压损失系数对比表明,近切向的合成射流在几乎全叶高范围内都能够减小流动损失;当射流角度增大至 90° 时,虽然对角区二次流损失的控制效果增强,但合成射流破坏了叶展中部的流场结构,尤其是造成叶栅吸力面的流动分离范围增大,进而导致叶栅气动性能恶化。

图 19 给出的 $\theta_{sj}=90^\circ$ 方案的吸力面极限流线

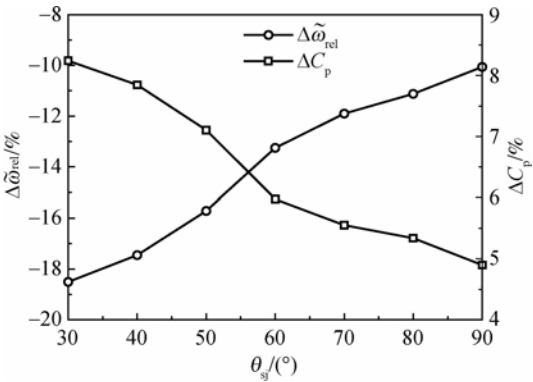


图 17 射流角度对叶栅出口时均气动性能的影响
Fig. 17 Influence of jet angle on the cascade time-averaged aerodynamic performance

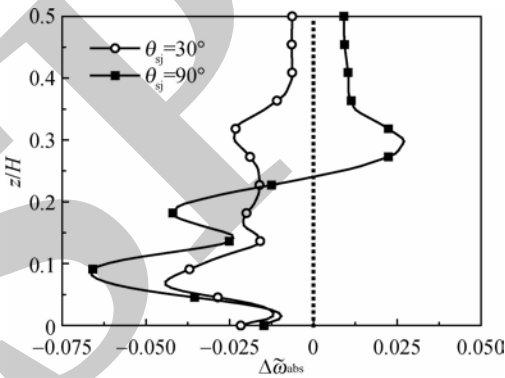


图 18 流动控制前后出口时均总压损失系数之差沿叶高的分布 ($\theta_{sj}=30^\circ$ 和 $\theta_{sj}=90^\circ$)
Fig. 18 Distribution of time-averaged total pressure loss coefficient differences along span before and after flow control ($\theta_{sj}=30^\circ$ and $\theta_{sj}=90^\circ$)

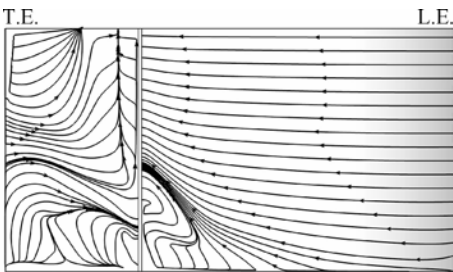


图 19 吸力面极限流线分布 ($\theta_{sj}=90^\circ$)
Fig. 19 Limiting streamlines on suction surface ($\theta_{sj}=90^\circ$)

分布表明,合成射流破坏了吸力面尾缘附近的流场结构,导致激励缝下游出现大范围回流区,这是叶栅气动性能恶化的主要原因。随着射流角度的增加,合成射流对叶栅流道内主流的扰动不断增强,注入的能量没有体现在附面层切向动量的增大,导致具有较大射流角度的合成射流的控制效

果减弱。此外,具有较大射流角度的合成射流还起到了“任意等效气动外形”的作用,改变了叶栅吸力面的当地型线,在激励缝的下游形成“回流泡”,并诱导尾缘处的流体流向该区域。

3.5 射流角度对射流动量作用效果的影响

上文在保证其他参数不变的条件下,研究了单因子(激励位置、射流角度和射流动量)对合成射流控制效果的影响。事实上,射流角度的影响效应与射流动量密切相关,为了进一步明确射流参数(射流角度与射流动量)作用效果的显著性,本文基于析因实验设计方法^[21]对两种参数作用效果的显著性以及两者之间是否存在相互作用进一步展开研究。

以叶栅出口的时均总压损失系数作为响应变量,以射流角度和射流动量作为影响因子,每个因子设计 3 个处理水平,以获得不同处理水平范围内的变化规律。采用单次重复两因子 3 水平的析因设计完成实验,不同处理组合下的响应变量值如表 3 所示。

表 3 析因实验设计
Table 3 Design of the factorial experiment

C_μ	响应变量值		
	$\theta_{sj}=30^\circ$	$\theta_{sj}=60^\circ$	$\theta_{sj}=90^\circ$
0.002 099	0.086 1	0.088 4	0.092 8
0.004 167	0.082 2	0.086 3	0.089 1
0.005 936	0.079 8	0.084 5	0.086 8

表 4 给出了析因设计的统计学分析结果。研究结果表明,射流角度和射流动量两因子间不存在交互作用,而射流角度和射流动量具有显著的主效应。相比之下,射流角度的主效应更为明显。以上统计学分析结果均以叶栅出口的时均总压损失系数作为响应变量,并没有考虑驱动合成射流激励器所消耗的能量。然而,在合成射流技术的

表 4 方差分析结果
Table 4 Results of variance analysis

方差来源	均方差/ 10^{-8}	概率值		析因设计值
		F 检验	t 检验	
C_μ	2 199.6	33.137 1	5.756 5	0.014 4
θ_{sj}	3 509.7	52.875 1	7.271 5	0.009 2
非可加性	5.416 7	0.081 6	0.285 7	0.411 4
误差	199.13			

实际应用中气动收益与能量消耗间的关系也是非常重要的一个方面,下一步研究中应当对其展开深入研究。

4 结 论

本文采用数值方法系统地研究了合成射流控制高速扩压叶栅角区分离,获得如下结论:

1) 合成射流通过交替性地吹/吸气控制叶栅角区分离,吹气阶段高动量射流流体的注入增大了吸力面附面层及角区流体的能量,削弱了分离区与主流间的剪切、掺混效应,从而降低流动损失;吸气阶段则主要借助于附面层吸除作用减少高熵、低能流体在角区的堆积,增强其抵抗流动分离的能力,且吸气阶段的流动控制效果更好。合成射流对叶栅角区分离的有效控制促使分离形态由闭式分离结构向开式分离结构转化,使得叶栅内的流场结构趋于简单与合理,因而叶栅时均气动性能得到显著提高,总压损失系数最大降低 19.8%、静压升系数提高 8.8%。

2) 当合成射流距叶栅进口较近($L/C_x=30\%$)时,能够从源头上控制端壁附面层的发展,并有效改善端区流动特性,但射流的流向挤压效应造成角区分离向中径扩展、集中脱落涡增强,且由于中径处射流对下游分离的控制效果较弱,从而导致该区域内附面层分离提前。当激励位于分离区内($L/C_x=70\%$)时,由于合成射流距分离位置更近,切向动量注入效应更为有效,全叶高范围内的流动控制效果都得到增强。

3) 射流角度和射流动量都是影响流动控制效果的重要参数。近切向的射流($\theta_{sj}=30^\circ$)有利于向附面层注入动量,从而推迟分离、降低损失;提高射流动量也有助于增强流动控制效果,但叶栅气动性能的增幅减缓,推测存在最佳射流动量。析因设计研究表明,射流角度和射流动量两因子间不存在交互作用,射流角度和射流动量具有显著的主效应,且射流角度的主效应更为明显。

参考文献:

[1] LEI V M, SPAKOVSKY Z S, GREITZER E M. A criterion for axial compressor hub-corner stall[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 031006. 1-031006. 10.
[2] DONG Y, GALLIMORE S J, HODSON H P. Three-dimensional flows and loss reduction in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 354-361.
[3] GBADEBO S A, CUMPSTY N A, HYNES T P. Three-dimensional separations in axial compressors[J]. Journal of

- Turbomachinery, 2005, 127(2): 331-339.
- [4] ZHANG Y, MAHALLATI A, BENNER M. Experimental and numerical investigation of corner stall in a highly-loaded compressor cascade[R]. ASME Paper GT2014-27204, 2014.
- [5] 张海灯, 吴云, 李应红, 等. 高速压气机叶栅旋涡结构及其流动损失研究[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2438-2450.
- ZHANG Haideng, WU Yun, LI Yinghong, et al. Investigation of vortex structure and flow loss in a high-speed compressor cascade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2438-2450. (in Chinese)
- [6] ZHANG Panfeng, WANG Jinjun, FENG Lihao. Review of zero-net-mass-flux jet and its application in separation flow control[J]. Science in China: Series E Technological Sciences, 2008, 51(9): 1315-1344.
- [7] SMITH B L, GLEZER A. The formation and evolution of synthetic jets[J]. Physics of Fluids, 1998, 10(9): 2281-2297.
- [8] SCHAEFFLER N W. The interaction of a synthetic jet and a turbulent boundary layer [R]. AIAA-2003-643, 2003.
- [9] AMITAY M, KIBENS V, PAREKH D, et al. The dynamics of flow reattachment over a thick airfoil controlled by synthetic jet actuators[R]. AIAA 99-1001, 1999.
- [10] BRAUNSCHEIDEL E P, CULLEY D E, ZAMAN K B M Q. Application of synthetic jets to reduce stator flow separation in a low speed axial compressor [J]. AIAA-2008-602, 2008.
- [11] ZHENG Xinqian, ZHOU Sheng, LU Yajun, et al. Flow control of annular compressor cascade by synthetic jets [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(2): 021018. 1-021018. 7.
- [12] GMELIN C, STEGER M, THIELE F, et al. Unsteady RANS simulations of a highly loaded low aspect ratio compressor stator cascade with active flow control[R]. ASME Paper GT2010-22516, 2010.
- [13] GMELIN C, STEGER M, ZANDER V, et al. Numerical investigations of active flow control using synthetic jets on a highly loaded compressor stator cascade [R]. ASME FEDSM-ICNMM Paper 2010-30725, 2010.
- [14] TORRES R B, JACOBS G B, CAVE M J. Experimental study on the use of synthetic jet actuators for lift control [R]. ASME Paper GT2016-56403, 2016.
- [15] ZANDER V, NITSCHKE W. Control of secondary flow structures on a highly loaded compressor cascade[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part A Journal of Power and Energy, 2013, 227(6): 674-682.
- [16] DE GIORGI M G, DE LUCA C G, FICARELLA A, et al. Comparison between synthetic jets and continuous jets for active flow control: application on a NACA 0015 and a compressor stator cascade [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 43: 256-280.
- [17] BENINI E, BIOLLO R, PONZA R. Efficiency enhancement in transonic compressor rotor blades using synthetic jets: a numerical investigation[J]. Applied Energy, 2011, 88(3): 953-962.
- [18] BIOLLO R, STAFFIERI E, BENINI E. On the use of synthetic jets in transonic compressors [R]. ASME Paper GT2012-69476, 2012.
- [19] HERGT A, MEYER R, LIESNER K, et al. A new approach for compressor endwall contouring[R]. ASME Paper GT2011-45858, 2011.
- [20] QIN Yong, WANG Ruoyu, SONG Yanping, et al. Active flow control on a highly loaded compressor stator cascade with synthetic jets [R]. ASME Paper GT2016-56830, 2016.
- [21] 蒙哥马利. 实验设计与分析[M]. 傅珏生, 张健, 王振羽, 等译. 北京: 人民邮电出版社, 2009.

(编辑: 王碧琚)