

局部及全叶高合成射流对高速压气机 静叶栅流场结构的影响

秦 勇, 宋彦萍, 陈 浮, 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压气机静叶栅吸力面角区分离, 对比分析了不同射流结构对叶栅内流场结构及气动性能的影响。研究表明: 合成射流通过周期性地吹气和吸气推迟角区分离、降低总压损失, 由于吹气和吸气阶段的作用效果不同, 使得叶栅出口损失系数的改善效果呈现出周期性波动。合成射流对通道涡以及角区二次流的有效控制是其取得良好控制效果的关键, 当冲角为 2° 时, 局部、全叶高方案最大可使总压损失系数分别降低22.2%和23.8%。由于局部叶高方案无法控制叶展中部的流动, 造成该区域的尾迹损失增大, 从而导致其流动控制效果弱于全叶高方案。两种射流结构都具有良好的变工况适应特性, 全叶高方案在大冲角时逐渐体现出其优势, 当冲角为 4° 时, 总压损失系数的改善幅度相比局部叶高方案提高了2.8%。

关 键 词: 合成射流; 流动控制; 高速压气机静叶栅; 流场结构; 变工况

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Influence of part-span and full-span synthetic jets on the flow structures within a high-speed compressor stator

QIN Yong, SONG Yanping, CHEN Fu, 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 corner separation control on a high-speed compressor stator cascade was conducted. The effect of two jet configurations on flow structures and aerodynamic performance were compared. Results indicated that by periodically blowing and suction, synthetic jets could delay the corner flow separation and reducing the total pressure loss coefficient significantly. Due to different control effects at different control phases, the loss coefficient at cascade outlet presented a feature of periodic fluctuation. The key for the effectiveness of synthetic jets lied in its control on passage vortex and corner secondary flow. At the incidence angle of 2° , the maximum loss reductions obtained by part-span and full-span configurations were 22.2% and 23.8%, respectively. The part-span configuration could not control the midspan flow, hence the wake loss was higher in this scheme and the control effect was weaker than the full-span one. Both jet configurations showed good adaptation characteristic at off-design conditions, while the full-

收稿日期: 2016-11-07

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. 局部及全叶高合成射流对高速压气机静叶栅流场结构的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1204-1214. QIN Yong, SONG Yanping, CHEN Fu, et al. Influence of part-span and full-span synthetic jets on the flow structures within a high-speed compressor stator[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1204-1214.

span configuration could take advantage at relatively large incidence angles. At the incidence angle of 4° , the observed magnitude of total pressure loss coefficient of the full-span configuration was 2.8% higher than that of the part-span one.

Key words: synthetic jets; flow control; high-speed compressor stator cascade; flow structures; off-design conditions

在压气机近似轴向出气的要求下,高性能压气机级负荷水平的提高势必导致静叶呈现出大折转角的设计特点,由此引发静叶角区出现三维分离/失速,严重影响了压气机负荷水平与失速裕度的进一步拓展^[1-2]。主动流动控制技术通过推迟或消除流动分离,可以突破最优几何外形对叶型气动性能的限制^[3],使得压气机在保持高效率水平的同时具有较为宽广的稳定工作范围。

以定常射流为代表的流动控制技术通过直接向附面层注入能量,可以推迟流动分离、改善叶栅气动性能。Culley、Suder 等^[4-5]的研究成果表明,较小的射流流量即可取得显著的流动控制效果,不仅能够推迟静叶吸力面流动分离、降低总压损失,还可以拓宽转子的稳定工作范围。不同于直接注入能量的定常射流技术,近年来射流旋涡发生器、脉冲射流等基于旋涡运动的流动控制技术逐渐成为研究热点之一。刘华坪等^[6]采用安装于叶栅前缘上游的射流旋涡发生器控制端壁二次流,射流旋涡通过阻碍通道涡的横向迁移并将高动量流体卷入端壁附面层,可以有效减弱角区分离,并降低栅内总压损失。Hecklau 等^[7]的实验研究表明,脉冲射流形成的反向旋涡对能够促进静叶栅吸力面附面层与主流的动量交换,从而增强分离附面层的稳定性、降低流动损失。

合成射流是另一种基于旋涡运动的主动流动控制技术,通过控制未充分发展旋涡结构的融合来“合成”湍流剪切流^[8],促进层流附面层转捩或增强附面层内外流体的动量交换,从而实现对流动分离的有效控制。相比于传统的定常、非定常射流,合成射流具有结构简单紧凑、无需气源管道等优势,且仅对外输出动量、质量流量为零,更使其得到了国内外研究者的青睐^[9-10],一直是流动控制领域的研究热点之一。

Braunscheidel 等^[11]在低速轴流压气机中应用合成射流技术,该研究发现非定常激励获得的气动收益与射流动量密切相关,但与射流频率没有较为明显的相关性。Matejka 等^[12]通过端壁处的狭缝引入合成射流激励,使得叶栅出口的总压损失系数和二次流损失系数分别降低了 2% 和

6%。Matejka 还指出吸力面合成射流可以获得更为可观的气动收益,但没有展开这方面的研究。Zander 等^[13]对合成射流控制高负荷压气机静叶栅二次流展开了实验研究,当射流速比 $u_j/u_1=1$ 时,叶栅气动性能的提升幅度最大,表明该技术具有在真实压气机环境中应用的潜力,但需要进一步的实验验证。另一项实验研究中^[14],Zander 等发现注入的动量不是合成射流控制流动分离的关键,射流的非定常特性与掺混效应增大了叶栅流道内的湍流脉动,使得附面层与主流的能量交换增强,并促使分离区低能流体克服流向逆压力梯度,与 De Giorgi 等^[15]采用大涡模拟方法获得的研究结论一致。郑新前等^[16-17]在平面与环形叶栅中初步验证了合成射流旋涡发生器、机匣激励器实现流态转化的有效性,并指出合成射流通过调控附面层的演化促进小涡的合并,从而改善流场的时空结构。Benini 等^[18]进一步把该技术应用于跨声速流场环境,数值研究表明合成射流能够有效削弱激波/附面层相互干涉导致的附面层增厚及其不稳定性,从而提高跨声速转子的气动性能。

不难发现合成射流推迟流动分离、降低叶栅损失的有效性,但以上研究也反映出目前的研究大多针对低速不可压来流条件^[11-17],在高亚声甚至跨声速流场环境中的系统研究还比较少见^[18]。作者前期已对全叶高合成射流的作用机理以及射流参数的影响规律进行了较为系统地研究,本文在该研究的基础上以高速压气机静叶栅为研究对象,对局部合成射流作用下流场的非定常特性展开深入分析,对比局部、全叶高合成射流对叶栅气动性能及流场结构的影响规律,并探讨该技术在变工况条件下的适应特性。

1 物理模型及数值方法

1.1 叶型参数及物理模型

本文选用进口来流马赫数 $Ma=0.67$ 的 NA-CA 65-K48 叶型^[19],叶栅三维实体及叶型参数定义如图 1 所示,详细的气动和几何参数归纳于表 1。

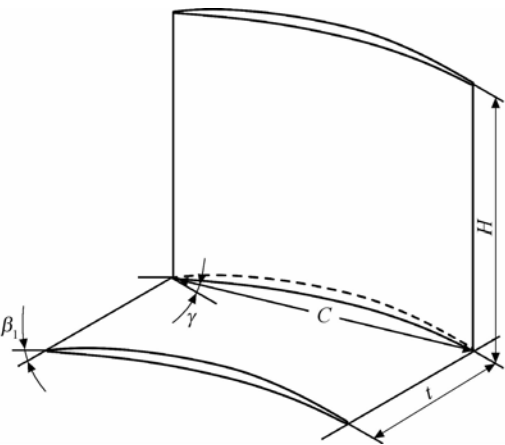


图 1 叶栅三维几何及叶型参数定义
Fig. 1 Cascade geometry and definitions of blade profile

表 1 叶栅的主要设计参数
Table 1 Main design parameters of the cascade

参数	数值
弦长 C/mm	40.0
展弦比 H/C	1.0
相对节距 t/C	0.55
进口几何角 $\beta_{\text{ip}}/(\text{^\circ})$	42
折转角 $\Delta\beta/(\text{^\circ})$	42
安装角 $\gamma/(\text{^\circ})$	22.5
进口马赫数 Ma	0.67
进口雷诺数 Re	560 000

如图 2 所示,合成射流激励器为开设于叶片吸力面的狭缝结构,狭缝沿展向的高度分别为 $100\%H$ 和 $60\%H$,分别记作 SP100 方案和 SP60 方案,其中 SP60 把激励器分割为两段并沿中径对称布置于两端。该图还给出了狭缝结构的剖面示意图,射流出口与叶栅前缘的轴向距离 $L=70\%C$,射流中心线与吸力面当地型线的夹角 $\theta_{\text{sj}}=30^\circ$,激励器的进口宽度 $w=0.75\%C$,深度 $h=10\%C$ 。

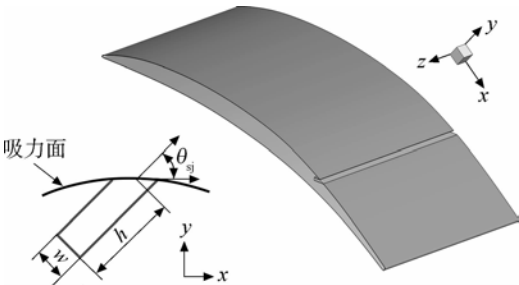


图 2 合成射流激励器
Fig. 2 Synthetic jet actuator

1.2 计算方法与边界条件

叶栅流道内的流场结构通过 ANSYS-CFX 求解三维非定常雷诺平均 Naiver-Stokes 方程获得,湍流模型为 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 两方程模型。对流项和湍流项使用 high resolution(HR)格式进行离散,时间项使用 second order backward Euler(SOBE)格式迭代求解。定常计算的收敛结果作为非定常计算的初场,非定常计算的时间步长取为单个合成射流周期的 $1/100$,每个时间步的内迭代次数为 $5\sim 10$ 。

由于叶栅流道内的流动具有沿展向对称的特性,为了节约计算资源与时间,本文仅对半叶高流道进行数值求解。如图 3 所示,计算域进口距叶栅前缘 $2.5C_x$,出口距尾缘 $2.5C_x$ 。空间离散网格使用 Pointwise 软件生成,为了精确求解并捕捉附面层及激励腔体附近的流场结构,对壁面和激励缝附近的网格进行局部加密,保证近壁面第一层网格 $y^+<1$,网格节点总数约为 194 万。图中叶栅尾缘下游的平面定义为叶栅出口平面。

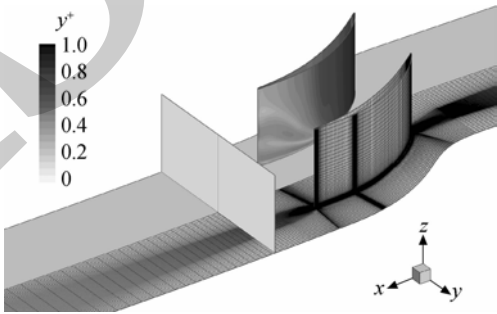


图 3 计算域网格及叶片表面 y^+ 值分布
Fig. 3 Computational mesh and y^+ on blade surface

根据实验测量数据^[19]设置边界条件,进口边界给定总温、总压、来流角度以及湍流强度,出口边界给定背压。目前研究最多、应用前景最佳的是压电膜振动式激励器,具有结构简单、工作频带宽、响应迅速等优点^[9]。为了降低数值计算的难度,通过激励缝进口处给定的速度边界条件模拟激励器振动膜的周期性运动,由下式定义:

$$U_{\text{sj}} = U_{\text{max}} \sin(2\pi ft)$$
 (1)

式中 U_{max} 为一个合成射流周期内的射流速度最大值, f 为激励频率。

2 数值计算的验证

为了保证计算结果不受网格数目的影响,本文首先对网格无关性进行了验证。由于非定常计

算的耗时较长,网格无关性验证工作在定常计算中实施,表2给出了网格数目变化对叶栅出口总压损失系数相对变化量的影响,其中总压损失系数相对变化量 $\Delta\omega$ 定义为

$$\Delta\omega = [(\omega_{\text{cal}} - \omega_{\text{exp}})/\omega_{\text{exp}}] \times 100\%$$

(2)

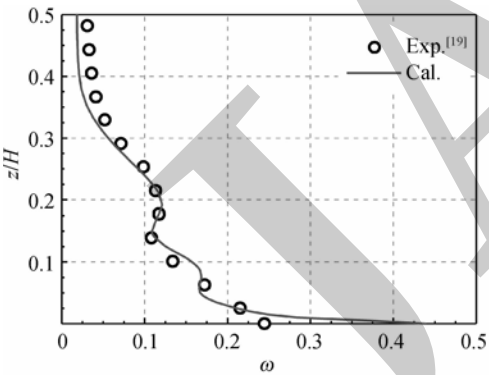
式中 ω_{cal} 、 ω_{exp} 分别为总压损失系数的计算与实验值。研究结果表明,当网格节点总数增大至194万时,总压损失系数相对变化量仅为-1.112%,继续增大网格节点数量对计算结果的影响较小。综合考虑计算精度与非定常计算占用的时间,本文原型叶栅的计算网格节点总数为194万。

表2 网格无关性验证

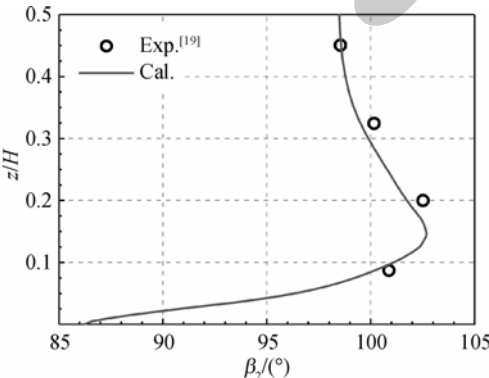
Table 2 Confirmation of grid independence

网格节点数/万	$\Delta\omega/\%$	网格节点数/万	$\Delta\omega/\%$
150	-1.916	217	-0.750
175	-1.472	236	-0.467
194	-1.112		

为了验证前文所述数值方法的准确性与可信度,对无合成射流激励的叶栅进行数值研究。图4



(a) 总压损失系数



(b) 气流角

图4 叶栅出口气动参数的计算结果与实验值^[19]的对比
Fig. 4 Comparisons of aerodynamic parameters at the outlet between the numerical and experimental^[19] data

给出了叶栅出口气动参数的计算结果与实验数据^[19]的对比。虽然计算结果与实验数据没有完全吻合,但计算结果基本在实验的误差允许范围之内,并且计算得到的叶栅出口时均总压损失系数以及气流角沿叶高的分布趋势与实验值一致,完全能够体现出端壁二次流对叶栅内流场结构的影响。由以上的验证可知,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流动分离的研究。

3 结果分析与讨论

3.1 局部叶高合成射流作用下叶栅流场的非定常流动特性分析

图5给出了局部叶高合成射流作用下叶栅出口总压损失系数的瞬时值与合成射流激励器进口处瞬时速度的分布,图中黑色虚线表示总压损失系数的时均值。根据前期研究结论,合成射流方案的参数设计为:射流速比 $R_v=0.87$ (射流动量系数 $C_\mu=0.42\%$),无量纲激励频率 $F^+=1$ 。射流速比、射流动量系数和无量纲激励频率分别定义如式(3)~式(5)

$$R_v = U_{\text{max}}/U_\infty$$

(3)

$$F^+ = fC/U_\infty$$

(4)

$$C_\mu = p_{\text{sj}}/p_{\text{inlet}}$$

(5)

式中 U_∞ 为叶栅进口来流速度; p_{sj} 、 p_{inlet} 分别为射流动量和叶栅进口来流动量。研究结果表明:叶栅出口瞬时总压损失系数随着合成射流周期性的吹、吸气而振荡,表明合成射流对流场的作用效果存在着周期性波动,并且与合成射流的振荡周期

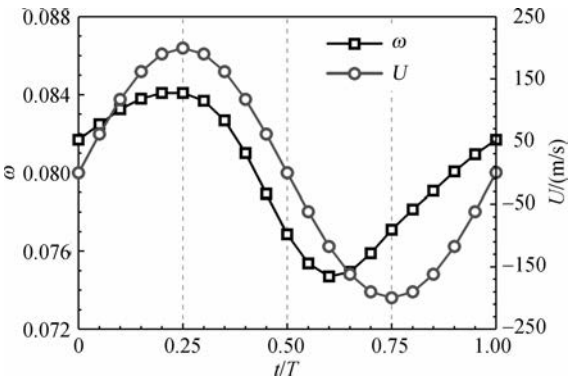


图5 一个射流周期内叶栅出口总压损失系数的瞬时值与射流进口处瞬时速度的分布
Fig. 5 Instantaneous total pressure loss coefficient at the outlet and velocity at the jet inlet within an actuation period

几乎一致,即吹气、吸气不同阶段的控制效果存在差异,详细分析见下文。对比总压损失系数与瞬时速度的分布规律还可知,两者存在一定的相位差,进一步表明合成射流的作用效果体现在叶栅总压损失系数上存在滞后性。

图 6 和图 7 分别给出了原型和局部叶高合成射流方案中叶栅吸力面摩擦力线的分布,图 7 中吸力面的瞬时摩擦力线分布分别对应图 5 中的 4 个特征时刻,来流由右侧流向左侧。流动控制前后时均摩擦力线的对比表明,合成射流显著改善了叶栅流道内的流动特性,吸力面分离线向下游推迟,角区三维分离的范围明显较小。近端壁的分流螺旋结点 F_1 向尾缘移动,并沿吸力面向上爬升,其影响范围比原型叶栅略有增大;而近中径的分流螺旋结点 F_2 在射流作用下向 F_1 靠拢,回流区的范围大幅减小。

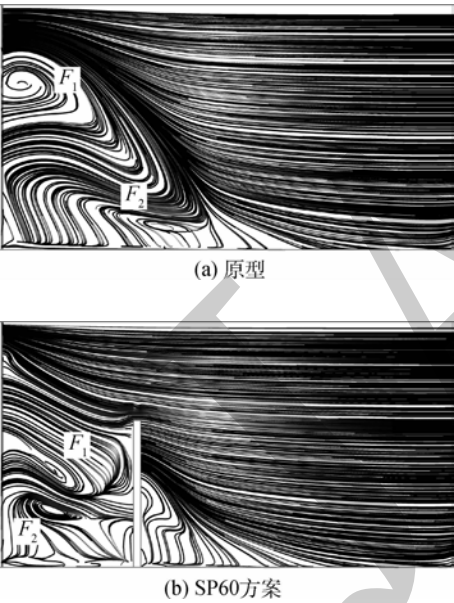


图 6 原型与合成射流方案叶栅吸力面时均摩擦力线的分布

Fig. 6 Time-averaged wall shear stress on the blade suction surface for the baseline and actuated cases

如图 7(a)所示,合成射流在该时刻进入吹气阶段,由于叶栅内的流动仍受上一周期吸气的影响,吸力面大部分区域的气流保持附着于叶片表面的状态,尾缘分离高度由原型方案的 $40\%H$ 降低至 $30\%H$,角区分离范围明显小于图 6(b)所示时均状态。而后射流速度不断增加,并在 $t/T=0.25$ 时刻达到吹气阶段的峰值,射流在增大附面层流体动量的同时,在激励缝下游形成长度约为 $5\%C_x$ 的回流区。如图 7(c)所示,合成射流在该

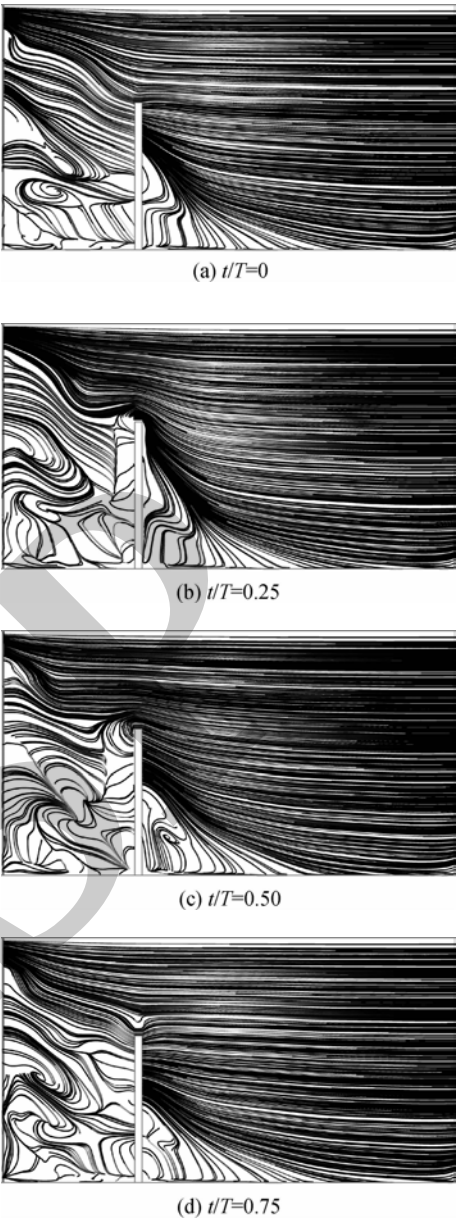


图 7 SP60 方案叶栅吸力面瞬时摩擦力线的分布
Fig. 7 Instantaneous wall shear stress on the blade suction surface for the SP60 case

时刻由吹气转入吸气阶段,与 $t/T=0$ 时刻相似,叶栅内的流动仍受吹气阶段的影响,激励缝下游的回流区长度明显增大,分离螺旋结点退化为不稳定的奇点,角区内的流场结构更加复杂。射流在 $t/T=0.75$ 时刻达到吸气阶段的峰值,合成射流的吸除作用消除了激励缝下游的回流区,附面层抵抗流向逆压力梯度的能力也得到增强,不稳定奇点也在吸气作用下逐步向分离螺旋结点演化,吸力面的流动特性相比上一时刻略有改善。

与吸气阶段相比,吹气阶段吸力面的流动特性更好,与图 5 中瞬时总压损失系数的分布规律恰好相反,进一步证实了合成射流的作用效果体

现在叶栅出口损失的变化上存在滞后效应。该图中吸气阶段较低的总压损失系数来自于吹气对吸力面流动分离的有效控制,也表明仅通过叶栅出口瞬时总压损失系数的分布判断合成射流各阶段的作用效果并不合理,事实上正是合成射流的作用效果在叶栅出口总压损失系数的反映存在滞后性,才导致总压损失系数与吸力面流动特性的分布规律相反。当然,合成射流在吹气、吸气阶段的非对称损失分布也为合成射流的下一步研究提供了思路,是否可以通过增大吹气阶段在射流周期所占的比例提高流动控制效果,仍需要进一步的验证。

为了更深入地探讨合成射流推迟分离、降低损失的作用机理,对合成射流控制下角区内的瞬时流场结构进行分析,图 8 给出了 15%*H* 截面的瞬时湍动能(E_{tk})和流线分布。由湍动能分布可知,高湍动能主要分布在分离区与主流相邻的区域以及尾迹区等掺混较强的区域,湍动能作为表征气流脉动强度的参数,表明这些区域的湍流强度较大。在合成射流的吹气阶段($t/T=0\sim0.50$),随着吹气速度的增加,射流流体在直接向附面层注入能量的同时,还使得激励缝出口下游区域的湍动能显著增大,增强了附面层与主流的

动量掺混,促使分离区面积不断减小,如图 8(e)至图 8(g)所示。由于射流角度的存在,在射流出口下游存在明显的回流区($t/T=0.50$),与图 7(b)和图 7(c)相对应。在合成射流的吸气阶段($t/T=0.50\sim1.00$),由于初始时刻的吸气量较小,附面层吸除作用无法完全消除回流区低能流体,如图 8(g)所示,致使吸力面再次形成新的分离涡,并逐渐脱离合成射流的控制范围,至 $t/T=0.80$ 时刻从叶片表面脱落,该旋涡即为图 8(a)中尾缘附近的分离涡。吸气阶段的湍动能分布还表明,吸气扰动促使射流出口下游流体的湍流强度增大,有利于对流动分离的控制。与吹气阶段叶栅吸力面由两个分离涡主导且流动较为有序不同,吸气阶段叶栅吸力面及附近区域存在多个分离涡,虽然其尺度相对较小,但增大了该阶段吸力面流动的复杂性,这也是图 7 中吸气阶段的吸力面摩擦力线较为紊乱的主要原因。

图 9 进一步给出了 SP60 方案叶栅内的瞬时旋涡结构,采用 Hunt 等^[20]提出的 *Q* 法则识别旋涡结构,并使用马赫数进行着色,其中 *Q* 法则定义为

$$Q = (\boldsymbol{\Omega}_{ij}\boldsymbol{\Omega}_{ij} - \boldsymbol{S}_{ij}\boldsymbol{S}_{ij})/2 \tag{6}$$

式中 $\boldsymbol{\Omega}_{ij}$ 、 $\boldsymbol{S}_{ij}$ 分别为应变率张量与旋转变化率张量。通过 *Q* 法则可以清晰地捕捉到叶栅内旋涡结构的发展过程:低能流体在角区的堆积导致吸力面附面层分离并形成层状涡结构,如吸力面分离涡(SSV)见下文所示;由二次流诱发的集中脱落涡(CSV)、通道涡(PV)、角涡(CV)也可清晰辨识。如图 9(a)所示,吸力面分离涡在上一周期吸气的拉伸作用下断裂,形成向下游周期性脱落的环状涡结构(RV),但尚未与叶展中部的层状涡结

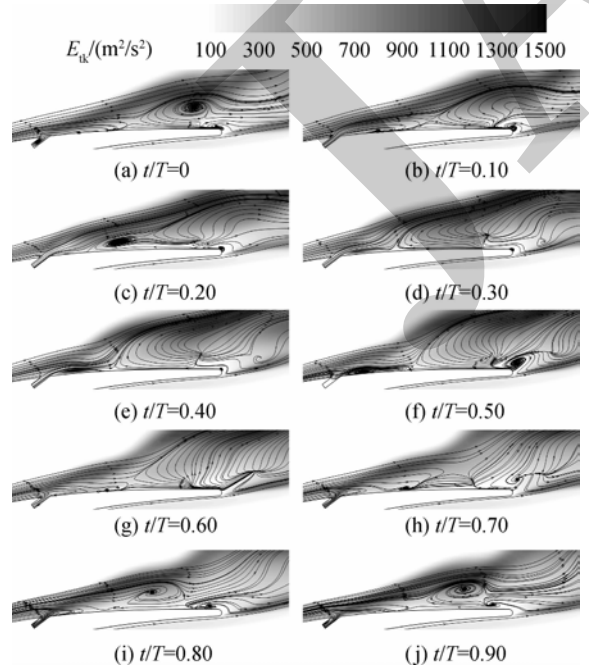
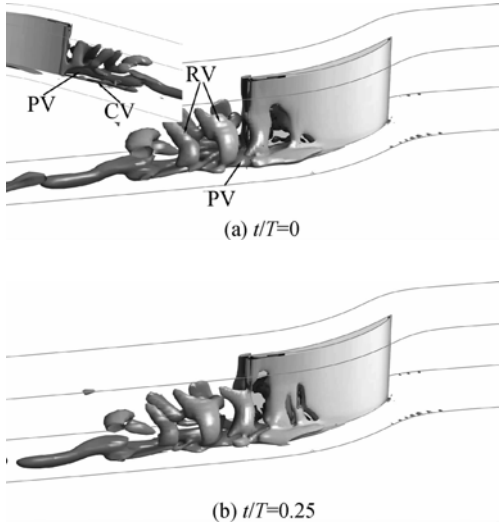


图 8 SP60 方案 15%*H* 截面瞬时湍动能和流线的分布
Fig. 8 Instantaneous turbulent kinetic energy and streamlines at the cross section of 15%*H* for the SP60 case



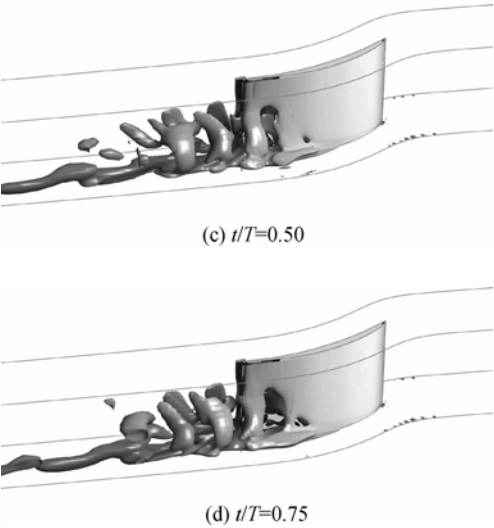


图 9 SP60 方案叶栅内的瞬时旋涡结构
($Q=5\times10^7$, 使用马赫数着色)

Fig. 9 Instantaneous spiral structure in the blade passage for the SP60 cases
($Q=5\times10^7$, color coded with Mach number)

构分离,30% H 以上区域的流动几乎不受合成射流的影响。随着射流速度的增大,环状涡结构在吹气扰动下向下游运动,并完全与吸力面分离涡以及叶展中部的层状涡分离。在 $t/T=0.25$ 时刻,激励缝下游再次形成环状分离涡结构。合成射流在 $t/T=0.50$ 时刻转入吸气阶段,上一时刻开始出现的环状分离涡结构已经发展至叶栅尾缘,叶栅流道内旋涡结构的形态与 $t/T=0$ 时刻相似,表明吸气对旋涡结构的作用效果与吹气相似,均使得角区吸力面分离涡破碎并周期性脱落。在合成射流的非定常作用过程中,除吸力面分离涡在吹气/吸气扰动下形成向下游周期性脱落的环状分离涡结构以外,其他由二次流导致的通道涡、角涡等并没有发生较为明显的变化,但是吸力面分离涡与通道涡之间的联系被射流切断,限制了两者的相互作用。

3.2 局部、全叶高合成射流作用下叶栅内流场结构分析

图 10 给出了局部与全叶高合成射流作用下射流速比对叶栅出口总压损失系数相对变化量的影响,其中无量纲激励频率为 $F^+=1.0$ 。研究表明:当射流速比相等时,SP100 方案控制流动分离的效果更为明显,随着射流速比的增加,对总压损失系数的改善幅度相比 SP60 方案不断提高。当射流速比 $R_v=1.0$ 时,SP100 方案使得总压损失系数降低了 18.1%,相比 SP60 方案提高

了 1.7%。然而,由于 SP60 方案的射流进口高度仅为 SP100 方案的 0.6 倍(进口宽度相等)。由射流动量系数的定义^[15]可知,其射流动量也仅为 SP100 方案的 0.6 倍,流动控制效果却与之相当,表明射流结构也是影响其作用效果的重要参数之一。

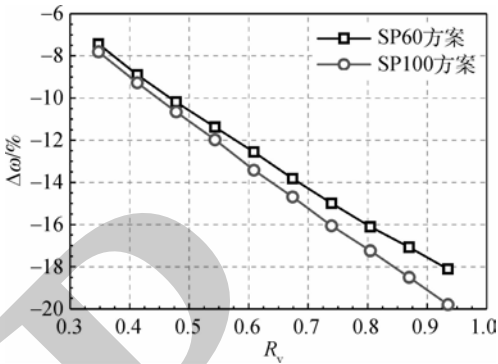


图 10 不同射流速比下叶栅出口总压损失系数相对变化量的分布

Fig. 10 Relative variations of total pressure loss coefficient at the cascade outlet with different jet velocity ratios

图 11 给出了原型和 SP60 方案、SP100 方案叶栅出口总压损失系数的分布,射流速比 $R_v=0.87$ (SP60 方案, $C_\mu=0.42\%$;SP100 方案, $C_\mu=0.70\%$),图中黑色实线表示 $\omega=0.4$ 的等值线。与原型方案的损失分布相比,局部或全叶高合成射流均能够显著改善叶栅内流场结构,使得以通道涡和集中脱落涡为核心的出口高损失区的范围及总压损失系数明显减小,叶展中部的尾迹特性也得到了不同程度地改善。图 11(b)和图 11(c)的对比还表明,SP60 方案出口高损失区的分布形态与 SP100 方案相似,均呈现出以通道涡、集中脱落涡为核心的两个独立的高损失区,且损失峰值大致相等,这是合成射流对 30% H 以下区域的作用效果相同的缘故。由于 SP60 方案无法控制叶展中部的流动,造成该区域内尾迹的强度及宽度略大于原型方案。

图 12 给出了 SP60 方案和 SP100 方案与原型方案出口总压损失系数绝对变化量 $\Delta\omega_{abs}$ 沿叶高方向的分布,其中 $\Delta\omega_{abs}$ 定义如下:

$$\Delta\omega_{abs} = \Delta\omega_{ori} - \Delta\omega_{sj} \tag{7}$$

式中 $\Delta\omega_{ori}$ 、 $\Delta\omega_{sj}$ 分别表示原型与合成射流方案叶栅出口的总压损失系数。研究表明:合成射流对角区二次流损失的有效控制是其取得良好流动控制效果的关键,7% H 处总压损失系数的降

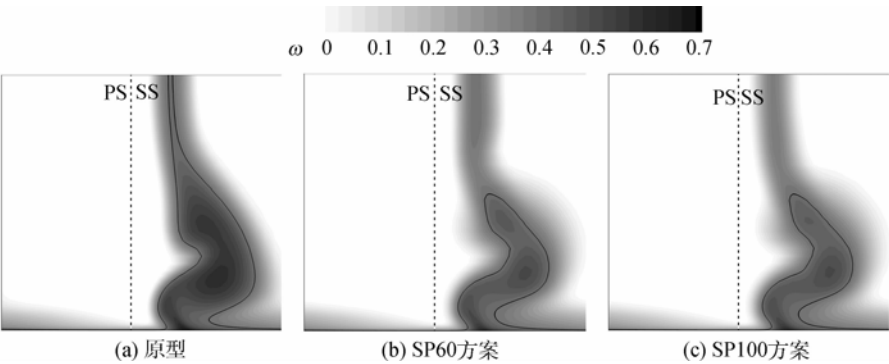


图 11 原型与合成射流方案叶栅出口总压损失系数的分布

Fig. 11 Contours of total pressure loss coefficient at the cascade outlet for the baseline and actuated cases

低值高达 0.044,推测与通道涡、角区二次流的削弱密切相关,详细的分析见下文。对比 SP60 方案和 SP100 方案的总压损失系数分布可知,在 35% H 以下区域,SP60 方案对总压损失系数的改善幅度与 SP100 方案相同,尤其是在 10% H ~35% H 范围内,其对总压损失系数的降低幅度甚至稍高于 SP100 方案。由于 SP60 方案无法有效

控制中径处流动,造成该区域的总压损失系数小幅增加,这是 SP60 方案的控制效果弱于 SP100 方案的主要原因。但是,由于原型叶栅中径处的流动良好,尽管 SP100 方案在该区域内也获得了气动收益,但与其消耗的能量相比非常微小,这也是两种射流结构控制效果相当的合理解释。因此,合成射流激励器的设计应当在深入了解叶栅内流动的基础上进行,避免对较为良好的流动进行控制。

图 13 给出了原型与合成射流方案叶栅出口时均轴向涡量和二次流速度矢量的分布。如图 13(a)所示,在流道内轴向逆压力梯度和横向压力梯度的联合作用下,端壁附面层流体不断向吸力面/端壁角区迁移,并卷起形成叶栅出口近端区的通道涡。由通道涡的分布可知,其作用区域几乎贯穿整个流道宽度并影响到 20% H 展向范围,表明虽然通道涡作用于近端区,但其强度、尺度及发展对叶栅出口二次流场起着非常重要的作用。端壁附面层低动量流体在通道涡的卷吸作用下向吸力面/端壁角区堆积,并在横向压力梯度作用下向

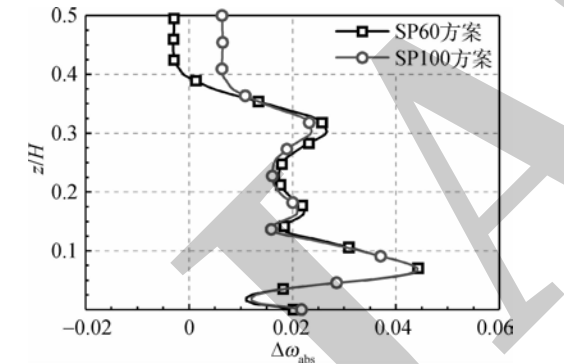


图 12 叶栅出口总压损失系数绝对变化量的展向分布

Fig. 12 Spanwise distribution of absolute variations of total pressure loss coefficient at the cascade outlet

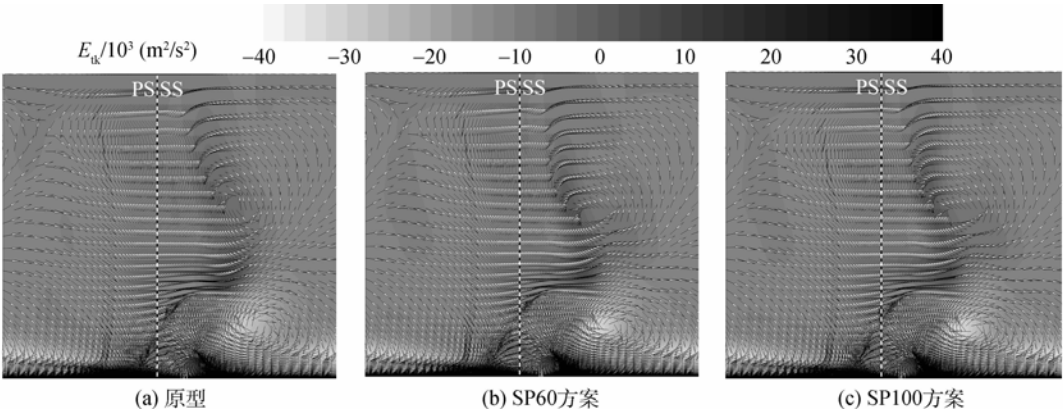


图 13 原型与合成射流方案叶栅出口时均轴向涡量和二次流速度矢量的分布

Fig. 13 Contours of time-averaged axial vorticity and secondary velocity vectors for the baseline and actuated cases

叶展中部移动,形成了角区的高损失分布区,如图 11(a)所示。轴向涡量的分布还表明,通道涡的上方存在与其旋向相反且展向尺度较大的集中脱落涡,该区域是另一个高损失集中区。

局部和全叶高合成射流对叶栅出口角区流场的影响较为相似:在切向动量注入效应的作用下,通道涡沿节距方向和叶高方向的影响范围明显减小,且涡心更加靠近吸力面/端壁角区。虽然角区的涡量和二次流增强,但同时通道涡卷吸低能流体的能力也得到提高,从而迫使更多的低能流体被卷吸至主流,减弱了角区低能流体堆积而造成的损失,这是图 12 中近端区损失大幅降低的主要原因。图 13(b)和图 13(c)中的轴向涡量分布还表明,集中脱落涡在通道涡的诱导作用下耗散加快,并向端壁靠拢,其展向尺度减小、涡量更为集中。

图 14 给出了原型与合成射流方案叶栅内的瞬时旋涡结构,旋涡的识别法则以及着色变量与图 9 相同。研究结果表明,合成射流破坏了叶栅

内原有的流场结构,使得流动得到更为有效、合理的组织。与 SP60 方案的作用效果不同,SP100 方案的作用范围遍及整个叶高,吸力面分离涡被离散为准柱状涡结构,呈周期性向下游脱落,如图 14(c)所示。两种射流结构对角区二次流结构的影响均较弱,通道涡、角涡等涡系结构没有发生较为明显的变化,集中脱落涡则由于环状涡和准柱状涡结构的形成而消失。此外,合成射流限制了吸力面分离涡与通道涡的相互作用,这是角区二次流损失降低的另一个原因。

图 15 给出了原型与合成射流方案叶栅出口气流角的展向分布。与总压损失系数的改善效果不同,10% H 以上区域气流的折转能力得到了较为明显地提升,而近端区的气流角几乎没有改变,表明吸力面合成射流对近端区气流折转能力的作用效果较为微弱。SP60 和 SP100 方案出口气流角的对比还表明,由于合成射流激励器的结构存在差异,不同叶高范围内气流角的改善幅度不同,但两者均使得叶栅出口气流的展向均匀性提高。在 10% H ~30% H 范围内,两种射流结构的作用效果相同,不同叶高处的气流欠偏转现象得到了不同程度的改善。然而,在 30% H 以上区域,SP60 方案对气流角的影响沿叶高方向逐渐减弱,直至在中径位置完全消失;SP100 方案在该区域对气流折转能力的改善幅度明显大于近端区,且沿叶高方向近似相等,使得气流折转角增大约 0.7° 。

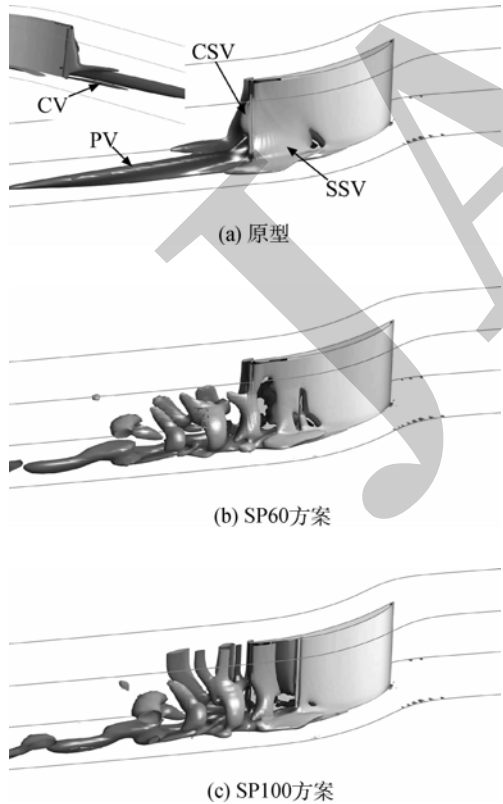


图 14 原型与合成射流方案叶栅内的瞬时旋涡结构
($Q=5\times 10^7$, 使用马赫数着色)
Fig. 14 Instantaneous spiral structure in the blade passage for the baseline and actuated cases
($Q=5\times 10^7$, color coded with Mach number)

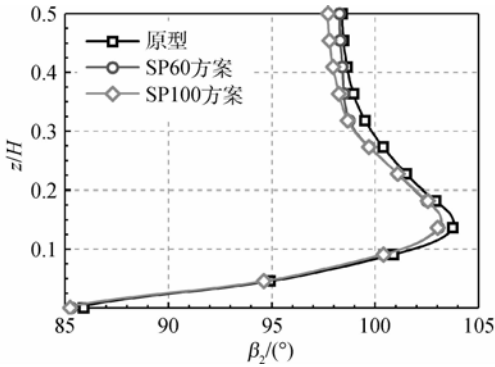


图 15 原型与合成射流方案叶栅出口气流角的展向分布
Fig. 15 Spanwise distribution of flow angle at the cascade outlet for the baseline and actuated cases

3.3 局部、全叶高合成射流的变工况适应特性

变工况条件下压气机的工作特性对航空发动机的稳定运行具有相当大的影响,压气机的压比、流量和转速等主要参数的变化无不反映为来流冲

角的改变,此时叶栅流道内三维分离的位置和尺度、旋涡结构以及流场的非定常特性等都会出现较大的改变。因此,有必要对合成射流技术的变工况适应特性进行研究。

图 16 给出了不同冲角下 SP60 方案和 SP100 方案叶栅出口总压损失系数相对变化量的分布,激励参数与图 11 一致。研究结果表明,局部和全叶高合成射流在不同冲角下都能够大幅提高叶栅气动性能,随着冲角的增加,流动控制效果逐渐增强。当冲角为 $i=2^\circ$ 时,SP60 方案和 SP100 方案改善叶栅气动性能的幅度最为显著,总压损失系数分别降低了 22.2% 和 23.8%,表明该技术具有良好的变工况适应特性。由文献[19]可知,随着来流方向逐渐偏离设计值,流道内部的分离尺度增加,叶栅出口的总压损失系数也随之增大,而合成射流对叶栅气动性能的改善幅度仍保持较高水平,表明该技术具有在叶栅的大尺度流动分离环境中应用的潜力。

局部和全叶高合成射流变攻角适应特性的对比表明,随着冲角的增加,SP100 方案逐渐体现出优势,两种方案降低总压损失系数的差值逐渐增大。当冲角 $i=-2^\circ$ 时,SP100 方案改善总压损失系数的幅度比 SP60 方案提高 1.2%,而当冲角增大至 $i=4^\circ$ 时,该值增大至 2.8%,表明全叶高合成射流对于来流环境改变的适应特性更强。然而,由气动收益与能量消耗的角度分析,SP60 方案的能量消耗仅为 SP100 方案的 60%(假设合成射流激励器的能量消耗等价于射流动量),其获得的气动收益却与 SP100 方案相当。权衡以上因素,局部合成射流结构具有更为良好的应用前景。

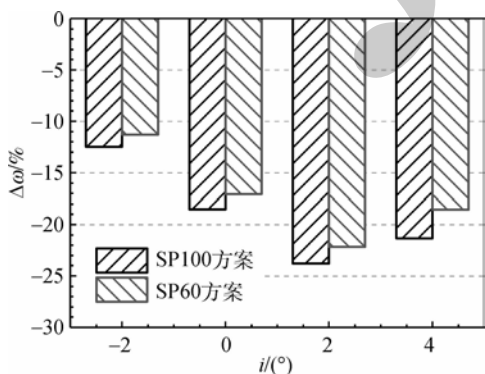


图 16 不同冲角下 SP60 方案和 SP100 方案叶栅出口总压损失系数相对变化量的分布

4 结 论

本文数值研究了局部和全叶高合成射流对高速压气机静叶栅气动性能及流场结构的影响,主要获得以下结论:

1) 合成射流吹气阶段的高速射流流体在直接向附面层注入能量的同时,还增强了激励缝下游的湍流脉动强度,促使该区域的动量交换显著增大,从而推迟角区分离、降低总压损失;虽然吸气阶段的附面层吸除作用减弱了高熵流体堆积造成的损失,但吸力面及附近区域始终存在多个分离区,流动特性较为紊乱,造成该阶段的总压损失系数较大。合成射流不同阶段的影响使得叶栅出口总压损失系数周期性波动,其作用效果体现在损失系数的变化上具有滞后性。

2) 在设计工况下,一方面合成射流破坏了吸力面分离涡并形成周期性脱落的环状涡和准柱状涡结构,削弱了通道涡与吸力面分离涡的相互作用;另一方面射流流体对通道涡的影响造成角区涡量和二次流增强,但同时也使得更多的低能流体被输运至主流,大幅度降低了低动量流体堆积导致的角区二次流损失,这是合成射流取得良好控制效果的关键。由于 SP60 方案无法控制叶展中部的流动,造成该区域的总压损失系数相比原型略有增大,并进一步导致该方案的控制效果弱于 SP100 方案。

3) 局部和全叶高合成射流均表现出良好的变工况适应特性,当冲角为 $i=2^\circ$ 时,叶栅气动性能的改善幅度最大,总压损失系数分别降低了 22.2%、23.8%。随着冲角的增加,SP100 方案适应流场环境变化的能力逐渐显现,当冲角为 $i=4^\circ$ 时,总压损失系数的改善幅度比 SP60 方案提高 2.8%。然而,综合考虑气动收益与能量消耗,局部射流结构更具有应用潜力。

参考文献:

- [1] GBADEBO S A, CUMPSTY N A, HYNES T P. Three-dimensional separations in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 331-339.
- [2] CHEN Huanlong, TURNER M G, SIDDAPPAJI K, et al. Vorticity dynamics based flow diagnosis for a 1.5-stage high pressure compressor with an optimized transonic rotor[R]. ASME Paper GT2016-56682, 2016.
- [3] RADESPIEL R, BURNAZZI M, CASPER M, et al. Active flow control for high lift with steady blowing[J]. The Aeronautical Journal, 2016, 120(1223): 171-200.
- [4] CULLEY D E, BRIGHT M M, PRAHST P S. Active flow

Fig. 16 Relative variations of total pressure loss coefficient for the SP60 and SP100 cases with different incidence angles

separation control of a stator vane using embedded injection in a multistage compressor experiment[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1): 24-34.

[5] SUDER K L, HATHAWAY M D, THORP S A, et al. Compressor stability enhancement using discrete tip injection[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(1): 14-23.

[6] 刘华坪,陈焕龙,李德雄,等. 射流旋涡发生器控制大折转角扩压叶栅二次流[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(4): 838-845.

LIU Huaping, CHEN Huanlong, LI Dexiong, et al. Secondary flow control in high-turning compressor cascade using vortex generator jet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(4): 838-845. (in Chinese)

[7] HECKLAU M, WIEDERHOLD O, ZANDER V, et al. Active separation control with pulsed jets in a critically loaded compressor cascade[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(8): 1729-1739.

[8] SAVAS Ö, COLES D. Coherence measurements in synthetic turbulent boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1985, 160(11): 421-446.

[9] 罗振兵,夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展[J]. *力学进展*, 2005, 35(2): 221-234.

LUO Zhenbing, XIA Zhixun. Advances in synthetic jet technology and applications in flow control[J]. *Advances in Mechanics*, 2005, 35(2): 221-234. (in Chinese)

[10] 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, 38(3): 321-349.

[11] 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.

[12] MATEJKA M, POPELKA L, SAFARIK P, et al. Influence of active methods of flow control on compressor blade cascade flow[R]. *ASME Paper GT2008-51109*, 2008.

[13] ZANDER V, HECKLAU M, NITSCHKE W, et al. Active flow control by means of synthetic jets on a highly loaded compressor cascade[J]. *Journal of Power and Energy*, 2011, 225(7): 897-908.

[14] ZANDER V, NITSCHKE W. Control of secondary flow structures on a highly loaded compressor cascade[J]. *Journal of Power and Energy*, 2013, 227(6): 674-682.

[15] 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.

[16] 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.

[17] ZHENG Xinqian, ZHANG Yangjun, XING Weidong, et al. Separation control of axial compressor cascade by fluidic-based excitations[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4): 041016. 1-041016. 7.

[18] 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.

[19] HERGT A, MEYER R, LIESNER K, et al. A new approach for compressor endwall contouring[R]. *ASME Paper GT2011-45858*, 2011.

[20] HUNT J C R, WRAY A A, MOIN P. Eddies, stream, and convergence zones in turbulent flows[R]. Stanford, CA: Center for Turbulence Research, Stanford, Technical Report CTR-S88, 1988.

(编辑:叶 青)