

跨声叶栅角区激波/附面层干扰的开槽控制措施

马健词¹, 周玲¹, 季路成²

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘 要: 提出了使用叶根槽作为一种被动控制手段来控制跨声叶栅的角区分离问题。在压力面与吸力面的压差作用下,叶根槽可产生自发射流,为叶栅吸力面侧角区注入高能流体,从而控制跨声叶栅的角区分离问题。通过数值模拟的方法分析了在不同攻角下叶根槽对压气机叶栅性能的影响及作用机理。结果表明:在小攻角下,叶根槽射流可破坏角区环形涡,从而有效减小跨声叶栅角区分离,提高叶栅的流通能力,改善叶栅性能;在大攻角下,叶根槽射流已不能破坏角区环形涡,但仍能为角区低能流体充能,减弱角区分离,从而拓宽叶栅工作范围。在 0° 攻角下总压损失系数可降低11.6%,同时叶栅攻角裕度由 2° 拓宽为 3° 。

关 键 词: 叶根槽; 跨声叶栅; 角区分离; 激波/附面层干扰; 射流

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Control of blade end slot on shock wave/boundary layer interaction of transonic cascade corner

MA Jianci¹, ZHOU Ling¹, JI Lucheng²

(1. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: A method of using the blade end slot for passive control of the corner separation in a transonic compressor cascade was proposed. Because of the pressure difference between the pressure and suction sides, the blade end slot enables one to induce jet flow into the corner region, thereby restraining the corner separation in transonic cascade. The effect and mechanism of the blade end slot on the performance of the compressor cascade at different incidence angles were investigated numerically. The results demonstrate that, at smaller incidence angle, high-speed jet flow through the blade end slot can destroy the ring vortex in corner region, thereby reducing the corner separation, improving the performance of the cascade; at larger incidence angle, the jet flow can no longer destroy the ring vortex, but still re-energized the low-momentum fluid in the corner region, suppressed the corner separation, and the operation range was extended. The blade end slot reduced the total pressure loss

收稿日期: 2020-10-13

基金项目: 国家自然科学基金(51676015, 51976010, 52006011); 国家科技重大专项(2017-II-0006-0020, 2017-II-0001-0013); 北京理工大学青年教师学术启动计划

作者简介: 马健词(1996—),男,博士生,主要从事叶轮机机械气动热力学研究。

通信作者: 周玲(1988—),女,副研究员,博士,主要从事叶轮机机械气动热力学研究。E-mail:lingzhou@bit.edu.cn

引用格式: 马健词,周玲,季路成.跨声叶栅角区激波/附面层干扰的开槽控制措施[J].航空动力学报,2021,36(7):1377-1387. MA Jianci, ZHOU Ling, JI Lucheng. Control of blade end slot on shock wave/boundary layer interaction of transonic cascade corner[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1377-1387.

coefficient by 11.6% at 0° incidence angle, and the operation range were increased from 2° to 3° .

Key words: blade end slot; transonic cascade; corner separation; shock wave/boundary layer interaction; jet flow

现代轴流风扇/压气机叶片吸力面与端壁形成的角区中的三维流动分离已被确定为其固有流动特征。在使用更高负荷的叶片以达到更高的单级加功量的发展趋势下,由于叶片通道内静压升的提高,吸力面逆压梯度的增强会加剧角区流动分离的发展,甚至引发角区失速。这种角区分离会增加流动堵塞并增大整体损失,从而降低风扇/压气机的效率与稳定性^[1-3]。更进一步地,随着负荷的提升,风扇/压气机根部流道收缩变得更加剧烈,导致静子根部气流速度剧烈增大,而当静叶端区进口超声时,端区激波/附面层干扰会带来更强烈的三维角区分离问题^[4]。在这种情况下,如何控制跨声叶片端区激波/附面层干扰导致的角区分离显得尤为重要。

迄今为止,为控制平面叶栅的角区分离问题,研究了一系列主动控制方法^[5-9]且取得了一定的收益。但相对地,主动控制措施往往需要引入其他装置且消耗更多能量,因此结构简单且不会产生其他能耗的被动控制方法仍有其不可忽视的重要研究意义。如对涡流发生器^[10-14]、非轴对称端壁^[15-17]、端壁槽^[18]、叶身融合^[19-20]、翼刀^[21]等的研究均显示这些被动控制措施均可有效减小叶栅角区分离,减小损失。

叶片开槽作为一种延迟叶片分离的经典被动控制手段展示出了其控制亚声叶栅附面层分离的能力。在早期的研究中,Wennerstrom^[22]曾总结了一系列使用叶片槽的边界层控制研究,叶片开槽在叶片中展处显示出了增益但端壁附近性能恶化,因此当时的研究认为叶片槽可能只适用于小展弦比、低马赫数叶片。之后,张相毅等^[23]使用数值方法研究了叶片槽对NACA65叶片吸力面尾缘分离的影响,研究表明叶片压力面通过叶片槽到吸力面的射流能有效改善叶片吸力面尾缘的流动特性,从而提高压气机性能和稳定工作范围。在此基础上,周敏等^[24]设计了3种尾缘附近的叶片槽以分析叶片槽不同位置与结构对叶栅吸力面流场的影响。虽然其研究对比分析了不同位置叶片槽的影响,但3种叶片槽仍位于尾缘附近,并没有完整展示不同位置与形状的叶片槽对流场的影响机理。随后Ramzi等^[25-26]用数值方法对高负荷叶栅从二维的角度对叶片槽的位置、角度、宽度

进行了参数化研究。在失速工况下其最佳构型能够使损失减小28%,同时气流转角增加了 5° 。而在三维计算中^[26],其叶片槽有效地消除了叶片中展截面的边界层分离以及端区的角区分离,这表明叶根开槽仍有控制端区流动的潜力。为控制端区角区分离,穆小强等^[27]在叶根引入槽进行了数值研究,结果表明在非设计工况下,适当位置、形状的槽可有效减小叶栅角区分离。Liu等^[28]研究了不同气动参数下叶根槽对叶栅性能的影响,其结果表明叶根槽对研究中的不同展弦比、稠度的叶栅的角区分离均有效果。1997年,王宏娟等^[29]通过在跨声压气机叶栅叶片表面打孔改变了叶栅通道激波结构,减弱了激波强度,从而抑制了叶表激波/附面层干扰产生的分离,展示出了此种被动控制手段对于跨声叶栅流动控制的潜力。

综上所述,大量研究已显示出叶根槽对亚声叶栅角区流动控制的收益。但先进风扇/压气机流动环境中往往具有跨声流动特征,叶根槽对端区激波/附面层干扰的控制效果及机理仍需进一步研究与讨论。因此在本文中,使用叶根槽尝试控制跨声叶栅端区的角区分离问题。以低展弦比、进口超声且叶片通道内有强正激波的叶栅为研究对象,深入分析了叶根槽对跨声叶栅角区复杂流动结构的影响机理。

1 研究对象及数值方法

1.1 研究对象

本文所研究的基准叶栅是德国航空航天中心(DLR)所设计的跨声叶栅^[4]。关于该叶栅,DLR前期进行了大量流动结构研究工作,其具有高安装角、低展弦比、低气流转角的特点,且通道内存在一道强正激波,叶型几何如图1所示,参数含义及取值见表1。

本文通过在叶片根部开槽连通压力面与吸力面,在吸力面与压力面压差驱动下产生自发射流,吹除叶栅角区低能流体,从而抑制角区分离。前期研究已表明叶根槽位于分离点下游的分离起始区域效果最佳^[24,28,30],本研究据此在设计工况下角区分离点下游靠近分离点处设置了叶根槽。为着重研究叶根槽对跨声叶栅角区流动的影响,本

文在叶栅上下端壁处均设置了叶根槽。图 2 展示了叶根槽结构的几何示意,线 AB 与线 CD 分别为叶根槽的边界。叶根槽进口长度为 15% 轴向弦长($l_{BD}=15.0\%c_a$),出口长度为 13.75% 轴向弦长($l_{AC}=13.75\%c_a$)。叶根槽高设为总展高的 0.6% ,即槽高为 1 mm 。

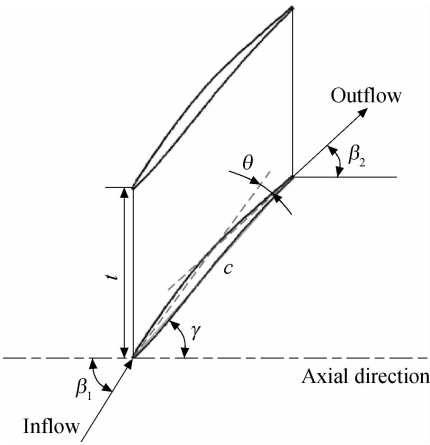


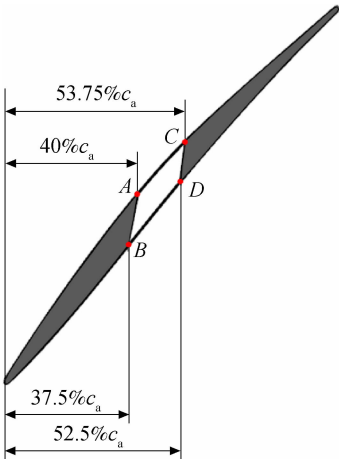
图 1 叶型几何

Fig. 1 Geometry of the cascade

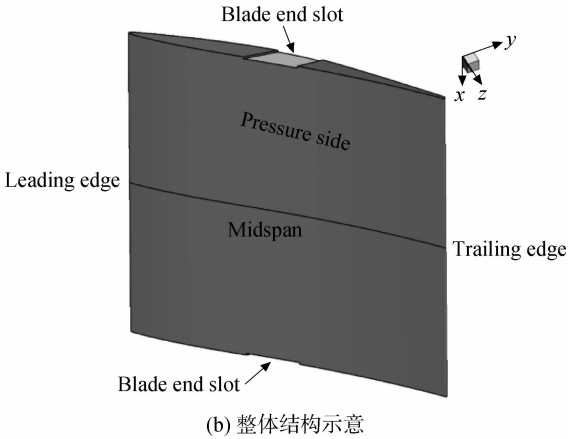
表 1 叶型几何参数及设计条件

Table 1 Geometry parameters and design conditions of cascade

参数	数值
弦长 c/mm	125.0
栅距 t/mm	87.5
叶高 h/mm	167.5
安装角 $\gamma/(\circ)$	48.5
弯角 $\theta/(\circ)$	8.8
设计进口气流角 $\beta_1/(\circ)$	57.7
进口马赫数 Ma_1	1.09



(a) 叶根槽几何参数



(b) 整体结构示意

图 2 叶根槽结构几何

Fig. 2 Geometry of the blade end slot configuration

1.2 数值方法

数值仿真采用 ANSYS CFX 软件,基于稳态雷诺时均方法,采用理想气体假设, $k-\omega$ 湍流模型。数值模拟了一个叶片通道,在通道两侧均施加了周期边界条件。计算域从叶片前缘上游 1 倍轴向弦长起($z/c_a=-1.0$)至尾缘下游 0.59 倍轴向弦长($z/c_a=0.59$)止。由于在叶片中展处($x/h=0.5$)应用了对称边界条件,在模拟中只计算叶栅的一半展高。壁面采用绝热和无滑移边界。计算域示意如图 3。计算域边界进口给定总温、总压、气流角,出口给定静压值,以保证相对进口平面($z/c_a=-0.25$)马赫数为 1.09。

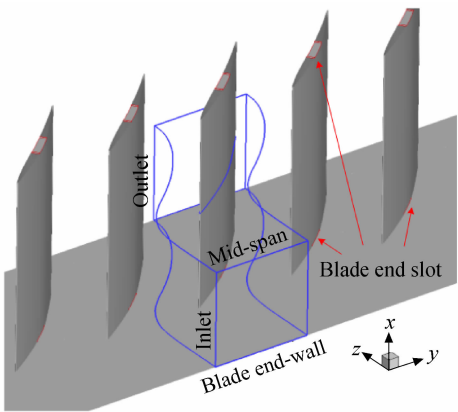


图 3 计算域示意图

Fig. 3 View of the computational domain

原型叶栅网格采用 NUMECA AutoGrid 软件生成,图 4 给出了计算网格示意图。叶栅周围计算域采用 O 网格拓扑,叶栅前后延长段均为 H 型网格,在展向上拉伸 73 个平面生成网格体,网格总数约 180 万网格节点,第 1 层网格高度满足

$y^+ \leq 3.5$ 。对于开槽方案,为保证网格的一致性,在原型叶栅网格上增加槽内网格(图 4(a)),在展向上增加 26 层网格以描述槽内流动,开槽叶栅网格总数约 210 万网格节点(图 4(b))。

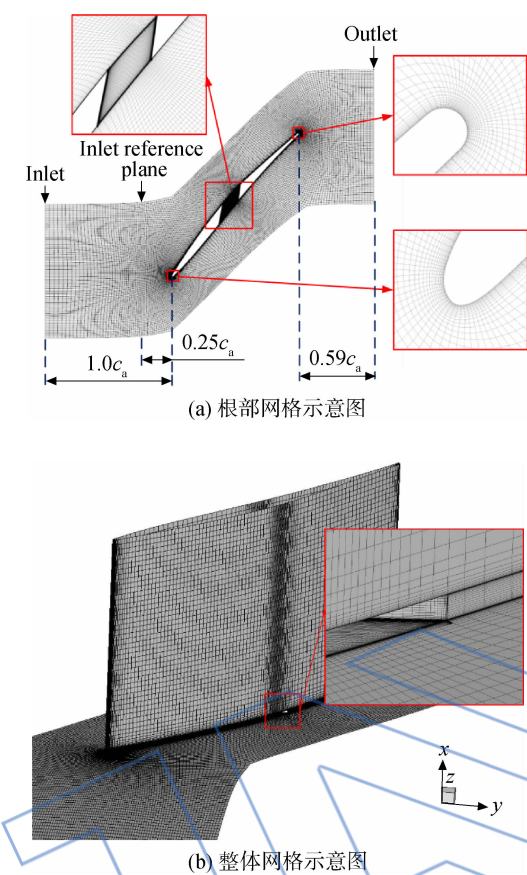


图 4 计算网格示意图

Fig. 4 View of the computational mesh

1.3 数值校验

为验证数值方法的可靠性,图 5 给出了原型叶栅吸力面实验油流图^[4]与本文数值模拟的叶片壁面流线及等熵马赫数(Ma_{is})云图对比,其中

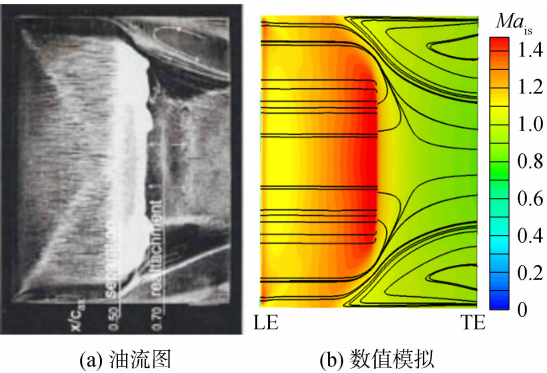


图 5 吸力面油流图^[4]与数值模拟结果

Fig. 5 Oil streak lines^[4] on suction surface and simulation

LE、TE 分别表示叶片前缘、尾缘。数值结果成功预测出叶片端区的大分离结构,但数值模拟的角区分离略大于实验结果。在展向上,受叶栅角区分离的影响,吸力面上激波的弯曲也被准确预测。

总压损失系数 $\bar{\omega}$ 可表征叶栅损失的总体水平,其定义为

$$\bar{\omega} = \frac{p_{01} - p_{02}}{p_{01} - p_1} \tag{1}$$

式中 p_{01} 和 p_1 分别为进口总压与静压, p_{02} 为当地总压。

图 6 为原型叶栅后测量截面($z/c_a = 1.34$)总压损失系数的展向分布与实验测量结果对比。可以看出,计算所得主流区总压损失系数与实验测量结果基本一致,端区总压损失系数数值预测与实验结果有些许偏差,但高损失区范围与实验结果一致,均在 20% 展高以内。

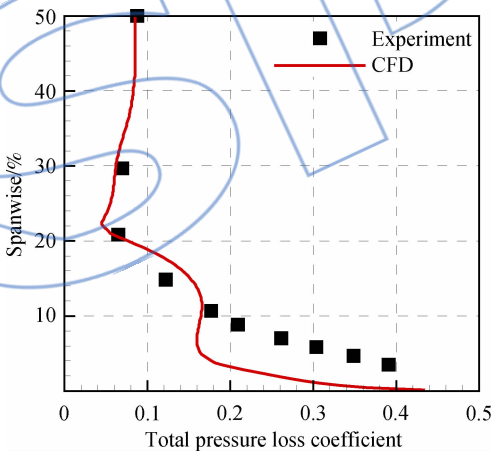


图 6 总压损失系数展向分布的数值与实验对比

Fig. 6 Comparison of numerical and experiment results of the spanwise total pressure loss coefficient distributions

为评估本文数值方法对叶栅角区三维分离结构的预测能力,图 7 给出了角区回流区结构及二维涡线的展向分布图。通过图 7(a)的叶栅通道内等值面示意图可以看出,数值模拟的角区分离有明显的三维特征。图 7(b)为二维涡结构沿展向的发展示意图,叶栅角区存在一个大型旋涡,且涡的两端连接端壁及叶栅尾缘,这与文献[4]描述的环形涡结构一致,因此本文中的数值方法可用于定性分析该叶栅的角区分离结构。

以上对比分析表明,本文采用的数值方法可较为准确地预测该叶栅流场,故在后文的研究中采用此数值方法对原型叶栅及开槽叶栅进行计算,并对结果进行定性比较分析。

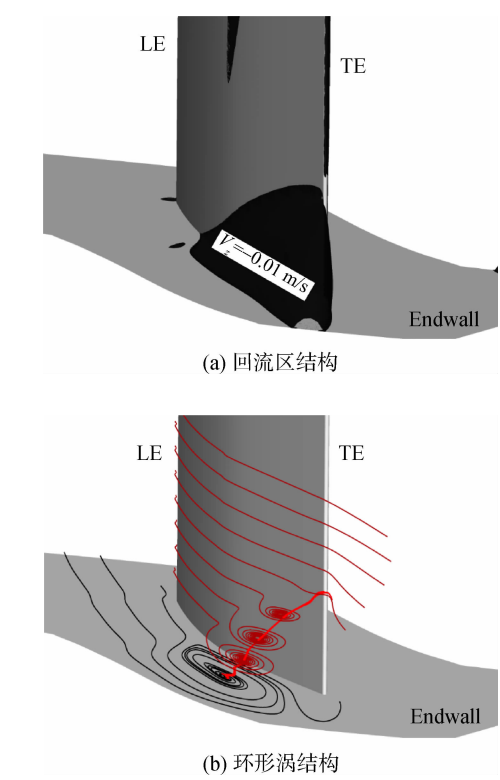


图 7 叶栅角区流动结构的数值模拟结果
Fig. 7 Simulated cascade corner region flow structure

2 结果分析

2.1 叶根开槽对叶栅总压损失的影响

在本节中,使用总压损失系数(ω)来衡量叶栅损失。原型叶栅(datum)及开槽叶栅(slot)测量截面流量平均的总压损失系数随攻角(来流方向与进口金属角的夹角,用*i*表示)的变化如图 8 所示。可以看出,叶栅开槽在全攻角范围内均具有适应性,不同攻角下总压损失均有减小,在 0°

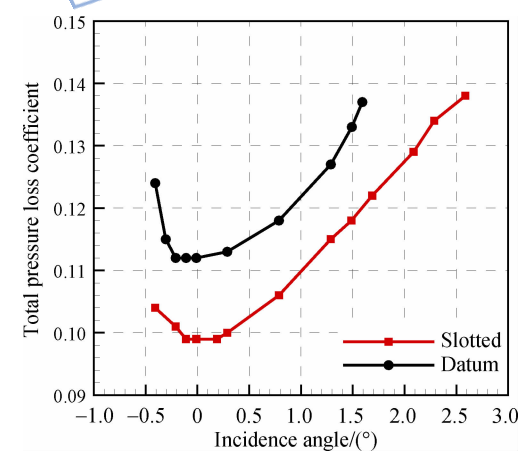


图 8 原型及开槽叶栅攻角特性曲线
Fig. 8 Incidence angle characteristic curves of datum and slotted cascades

攻角下总压损失系数降低 11.6%。同时,叶栅根部开槽将攻角裕度由 2°拓宽为 3°。

为充分评估叶根槽对跨声叶栅端区损失的影响,图 9 给出了不同攻角下原型叶栅及开槽叶栅相对出口截面($z/c_a=1.34$)处总压损失系数沿展

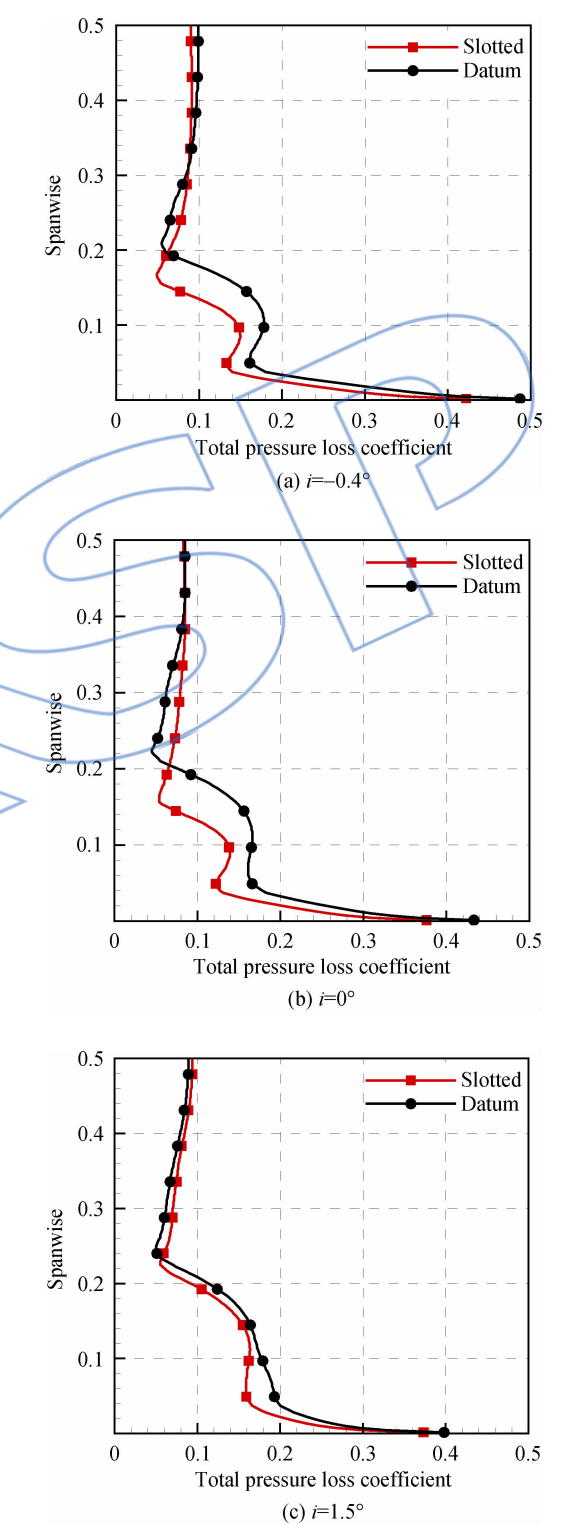


图 9 原型及开槽叶栅总压损失系数展向分布
Fig. 9 Spanwise total pressure loss coefficient distributions of datum and slotted cascades

向分布规律。在攻角 $i = -0.4^\circ$ 及 $i = 0^\circ$ 时,叶根槽有效减小了叶栅角区分离尺度,高损失区由 20%展高降低为 15%展高,同时角区损失也显著降低。当攻角增大到 $i = 1.5^\circ$ 时,叶根槽后高损失区范围相比原型未有明显减小,但在 10%展高以下区域损失值较原型有所降低。

2.2 叶根开槽对三维角区分离结构的影响

为直观地描述三维流动结构,本文使用 Q_d 准则描述角区三维分离结构,相较于广泛使用的 Q 准则, Q_d 准则可适用于可压缩流动,其定义为

$$Q_d = \frac{1}{2} \left(\|\boldsymbol{\Omega}\|^2 - \|\mathbf{S}_d\|^2 \right) \tag{2}$$

其中

$$\mathbf{S}_d \equiv \mathbf{S} - \frac{1}{3} \cdot \text{tr}(\mathbf{S}) \cdot \mathbf{I} \tag{3}$$

式中 $\boldsymbol{\Omega}$ 为反对称涡张量, $\mathbf{S}$ 为对称应变率张量, $\mathbf{I}$ 为单位矩阵。

图 10 给出了攻角 $i = 0^\circ$ 及 $i = 1.5^\circ$ 时,原型叶栅及开槽叶栅的 $Q_d = 10^{-5}$ 等值面及栅后测量平面总压损失系数云图。使用 Q_d 准则描述的角区分离结构在栅后测量截面处与总压损失系数云图中的高损失区轮廓基本吻合。在 $i = -0.4^\circ$ 及 $i = 0^\circ$ 时,开槽叶栅角区分离起始点较原型叶栅向下游移动,分离尺度明显小于原型叶栅,通道内气动堵塞程度较原型叶栅有明显改善。同时观察栅后测量截面总压损失系数云图可以看出,开槽后高损失区展向尺度及损失值较原型叶栅均明显降低。而在攻角 $i = 1.5^\circ$ 时,开槽叶栅角区分离起始点与原型位置基本一致,叶栅角区整体三维分离结构无明显改变,但总压损失仍较原型有所降低。

观察图 11 中叶片及端壁壁面流线及等熵马赫数 (Ma_{is}) 云图以分析叶根开槽对流场的作用效果。在不同攻角下,原型叶栅角区流动结构大致相同,在通道强逆压梯度以及端区激波/附面层干

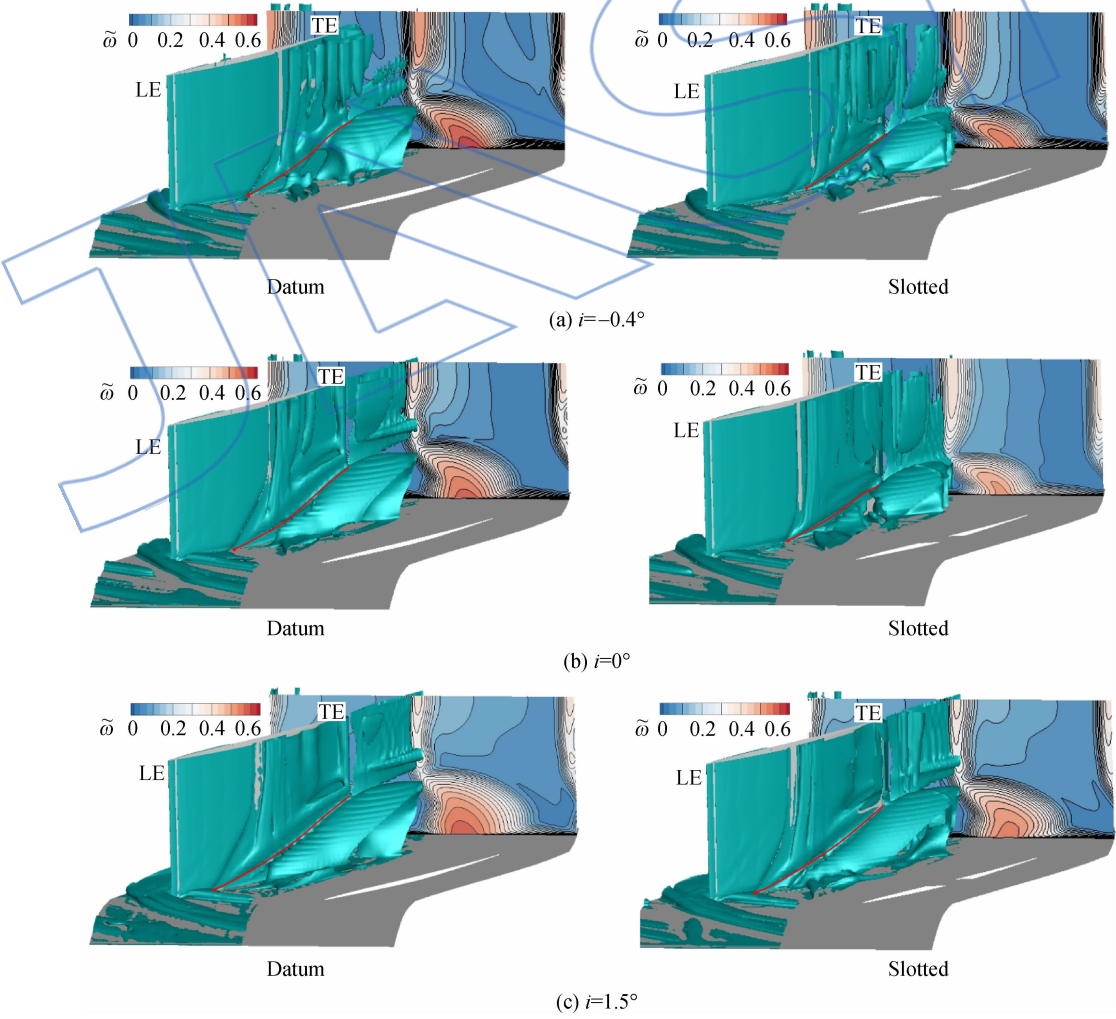


图 10 原型叶栅及开槽叶栅三维分离结构对比
Fig. 10 Three-dimensional separation structures of datum and slotted cascades

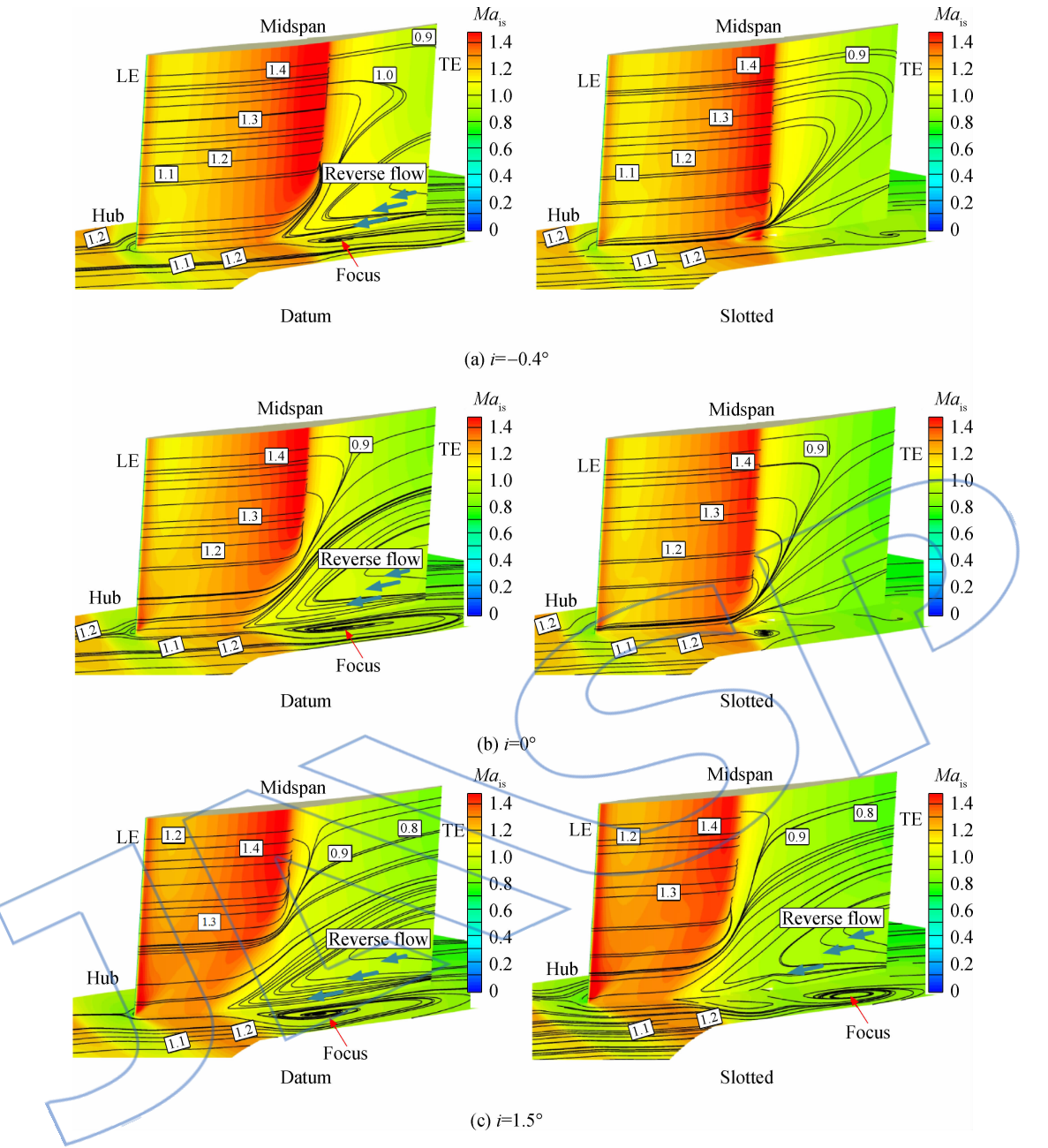


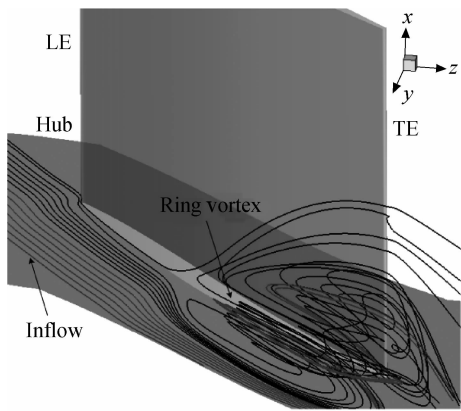
图 11 原型叶栅及开槽叶栅壁面极限流线对比

Fig. 11 Comparison of limiting streamline distributions of datum and slotted cascades

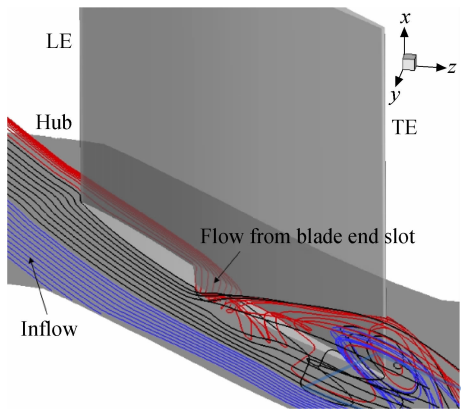
扰的共同作用下,激波后出现强烈的角区分离,从而使得近端壁的通道激波向上游移动,叶栅通道激波在展向上存在明显三维特征。观察壁面极限流线分布,在端壁处可明显观察到环形涡焦点,同时在叶片吸力面壁面可观察到大范围回流。对于开槽叶栅,在 -0.4° 及 0° 攻角下,通过端壁极限流线可观察到叶根槽射流对环形涡的作用效果,端壁极限流线不再出现环形涡焦点。观察吸力面壁面极限流线,开槽叶栅不再出现明显回流区。叶根槽明显削弱了角区分离,改善了叶栅通道的流通能力。同时由于角区分离的减弱,叶栅通道内激波展向上的强三维特征也不再明显。而在

1.5° 攻角下,叶根槽已不能明显改变叶栅角区流动结构,叶栅通道内重新出现了大范围回流,端壁流线出现极限环,在叶栅角区重新出现环形涡结构。但与原型叶栅相比,端壁处环形涡焦点更靠近叶片尾缘,即角区主要旋涡结构更靠近叶片出口,对叶栅通道内流动影响减弱。因此,叶根槽射流为角区注入的高能流体在一定程度上改善了角区流动,从而拓宽了叶栅工作范围。

为更直观地展示小攻角下叶根槽射流对角区低能流体的作用效果,图 12 给出了 0° 攻角下原型叶栅及开槽叶栅通道内三维流线图对比。原型叶栅通道内的环形涡卷吸大量低能流体,导致通道



(a) 原型叶栅



(b) 开槽叶栅

图 12 端区三维流线图

Fig. 12 Three-dimensional streamlines near endwall region

内出现明显气动堵塞。叶根开槽后,在叶片吸/压力面压差驱动下,通过叶根槽的流体直接吹在叶栅角区堆积的低能流体上,破坏了堆积在叶栅角区的环形涡,为角区的低能流体注入能量,有效延迟了角区分离,从而改善了通道流通能力。

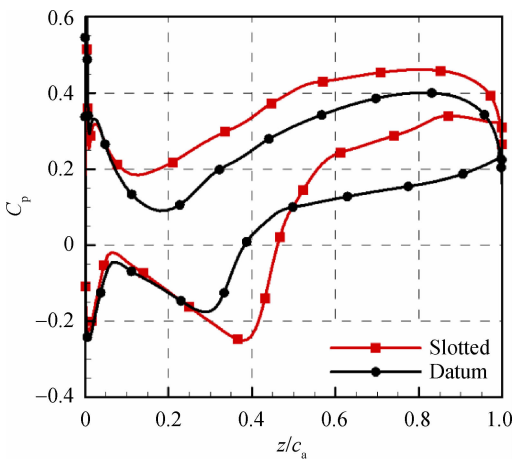
2.3 叶根开槽对叶栅端区负荷的影响

图 13 给出了原型叶栅及开槽叶栅在 5% 展高处叶表静压系数 (C_p) 的对比。静压系数定义为

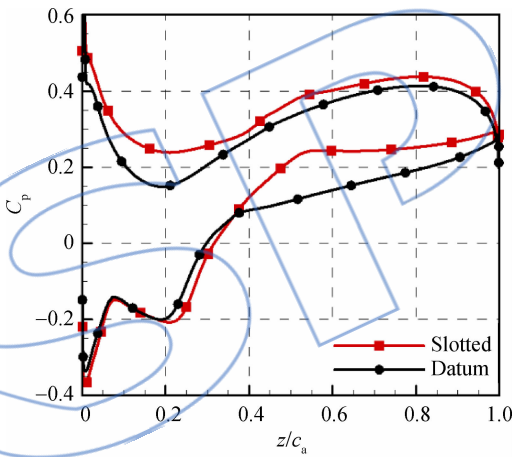
$$C_p = \frac{p_2 - p_1}{p_{01} - p_1} \tag{4}$$

其中 p_2 为当地静压。

对比可知,0° 攻角下,在引入叶根槽后,开槽位置前吸力面附近静压值降低,气流速度加快。结合图 14 给出的 5% 展高处马赫数云图可以看出,波前马赫数提高,激波强度增大,因此通道内激波后吸力面侧静压明显提升。同时,由于叶栅前缘激波强度增大,压力面侧静压在整个弦长范围均有明显提升。叶片 50% 弦长前吸、压力面静压系数包裹面积明显增大,表明叶片前半负荷明



(a) $i=0^\circ$



(b) $i=1.5^\circ$

图 13 原型及开槽叶栅叶根处叶表静压系数分布

Fig. 13 Static pressure coefficient distribution of datum and slotted cascades

显提高。叶栅激波后,相比于原型叶栅,开槽叶栅吸力面侧分离向后延迟。因此在 60%~80% 弦长范围内得以继续减速扩压,但在 80% 弦长后吸力面尾缘区域分离严重,进而出现卸载现象,吸力面静压值不再提高。但由于压力面侧静压升高,叶栅尾缘附近负荷并未有明显降低。总体而言,0° 攻角下叶栅根部开槽可提升叶片端区负荷水平。

在 1.5° 攻角下,叶根槽射流仍在一定程度上减弱通道内角区分离,叶栅根部激波强度增大,叶片压力面静压增大,叶片前段负荷高于原型叶栅。而此时叶片尾缘附近吸力面侧仍存在分离,因此出现卸载现象,开槽叶栅尾缘附近负荷低于原型叶栅。但总体而言,开槽叶栅在大攻角工况下并未降低叶栅负荷水平。

叶根开槽后端区激波强度增大,势必会带来更大的激波损失,为充分评估激波损失对总压损失的影响,本文按照 Schreiber^[31] 提出的方法提取

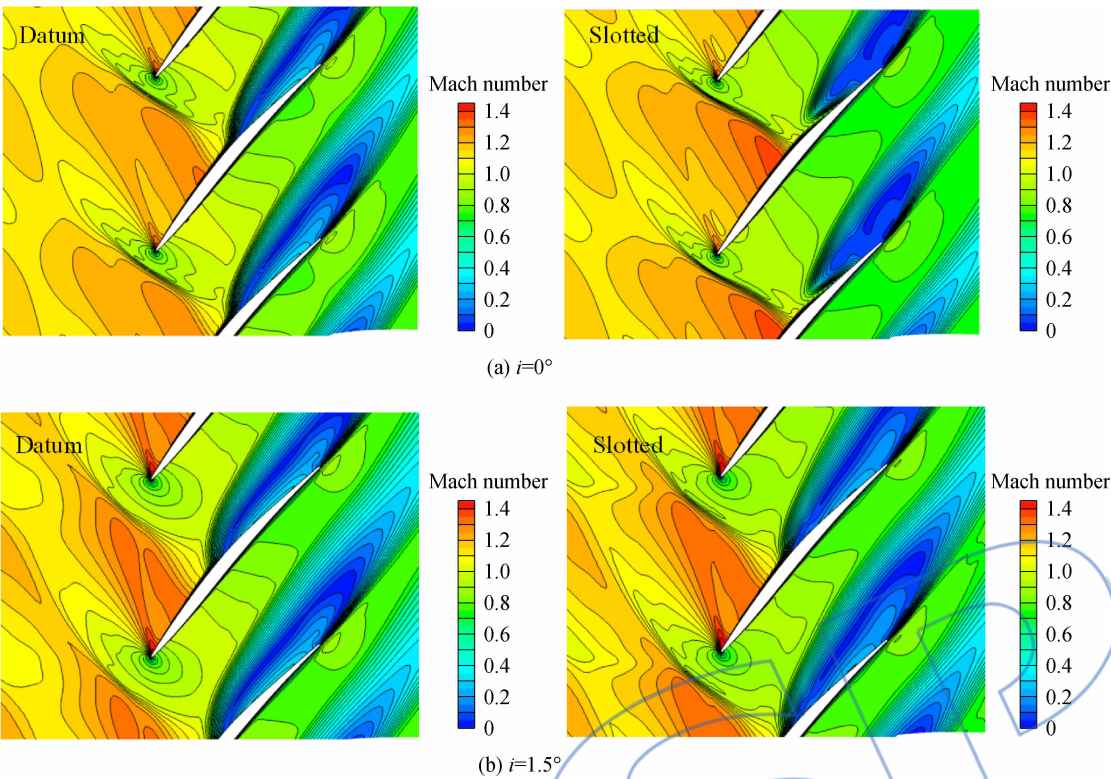


图 14 原型叶栅及开槽叶栅叶根处 S_1 流面马赫数云图

Fig. 14 Mach number contours on the S_1 stream surface of datum and slotted cascades

了 0° 攻角下原型叶栅及开槽叶栅激波损失 (ω_{shock}) 的展向分布,如图 15 所示。对于原型叶栅,在叶片中展区域激波损失占总损失的比例较大,在靠近端壁区域,由于激波/附面层干扰导致角区出现严重分离,激波强度减弱,激波损失占总损失的比例较小;对于开槽叶栅,由于叶根槽射流减弱了角区分离,端区激波强度增大,带来了额外的激波损失,在 30% 展高以下激波损失高于原型叶栅。激波损失的增大导致开槽叶栅在 20%~

30% 展高区域总损失略高于原型叶栅。而在 20% 展高以下区域,虽然激波损失高于原型叶栅,但由于角区分离的减弱,开槽叶栅总损失仍明显低于原型叶栅。综上所述,叶根槽可有效提高端区通道激波强度,从而显著提升叶片前段负荷,同时改善叶栅的总体气动性能。

3 结 论

本文提出了一种在叶栅根部开槽,连通叶栅吸力面、压力面从而利用叶栅两侧压差产生缝隙射流的方法以控制跨声叶栅端区激波/附面层干扰导致的角区分离。数值研究了叶根开槽对跨声叶栅三维角区分离的控制效果,得到的结论如下:

1) 叶根开槽在全攻角范围内均有效降低了叶栅损失,在 0° 攻角下总压损失降低 11.6%。同时叶栅攻角裕度由 2° 拓宽为 3° 。

2) 在小攻角下,通过叶根槽的射流可破坏角区环形涡结构,减少角区低能流体堆积,从而明显减小叶栅角区分离尺度,改善叶栅通道的流通能力;在大攻角下,叶根槽射流不能破坏环形涡结构,但仍可削弱通道内的环形涡,在一定程度上改善端区流动,从而降低损失,拓宽了叶栅工作范围。

3) 叶根开槽可有效提升端区通道激波强度,

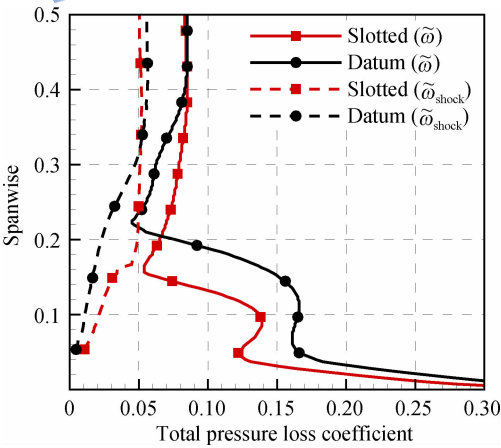


图 15 原型叶栅及开槽叶栅激波损失展向分布对比

Fig. 15 Spanwise shock losses distributions of datum and slotted cascades

从而显著提升叶片前段负荷。在小攻角下,端区开槽不会影响端区叶栅后段负荷水平;在大攻角下,端区叶栅后段负荷水平下降。总体而言,叶根开槽可有效提升跨声叶栅端区负荷水平,提高叶栅扩压能力。同时,激波强度增强带来的额外激波损失并不会增大叶栅总体损失。

参考文献:

- [1] HAH C, LOELLBACH J. Development of hub corner stall and its influence on the performance of axial compressor blade rows[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(1): 67-77.
- [2] FRIEDRICHS J, BAUMGARTEN S, KOSYNA G, et al. Effect of stator design on stator boundary layer flow in a highly loaded single-stage axial-flow low-speed compressor [R]. ASME Paper 2000-GT-0616, 2000.
- [3] GBADEBO S A, CUMPSTY N A, HYNES T P. Three-dimensional separations in axial compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(2): 457-469.
- [4] WEBER A, SCHREIBER H A, FUCHS R, et al. 3-D transonic flow in a compressor cascade with shock-induced corner stall[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(3): 358-366.
- [5] 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.
- [6] GBADEBO S A, CUMPSTY N A, HYNES T P. Control of three-dimensional separations in axial compressors by tailored boundary layer suction[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(1): 125-128.
- [7] LI Y H, WU Y, ZHOU M, et al. Control of the corner separation in a compressor cascade by steady and unsteady plasma aerodynamic actuation[J]. *Experiments in Fluids*, 2010, 48(6): 1015-1023.
- [8] 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.
- [9] MARCEL, STAATS, WOLFGANG, et al. Active control of the corner separation on a highly loaded compressor cascade with periodic nonsteady boundary conditions by means of fluidic actuators[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(3): 339-364.
- [10] HERGT A, MEYER R, ENGEL K. Experimental investigation of flow control in compressor cascades[R]. ASME Paper GT2006-90415, 2006.
- [11] HERGT A, MEYER R, MULLER M W, et al. Loss reduction in compressor cascades by means of passive flow control[R]. ASME Paper GT2008-50357, 2008.
- [12] HERGT A, MEYER R, ENGEL K. Effects of vortex generator application on the performance of a compressor cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(2): 021026. 1-021026. 10.
- [13] LI J B, JI L C. Efficient design method for applying vortex generators in turbomachinery[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(8): 081005. 1-081005. 12.
- [14] 李嘉宾, 季路成, 伊卫林. 叶片通道内涡流发生器变工况适应性[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(3): 728-736.
LI Jiabin, JI Lucheng, YI Weilin. Load adaptability of vortex generators in blad passage[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3): 728-736. (in Chinese)
- [15] HOEGER M, CARDAMONE P, FOTTNER L. Influence of endwall contouring on the transonic flow in a compressor blade[R]. ASME Paper GT2002-30642, 2002.
- [16] DORFNER C, NICKE E, VOSS C. Axis-asymmetric profiled endwall design by using multiobjective optimisation linked with 3d rans-flow-simulations [R]. ASME Paper GT2007-27268, 2007.
- [17] VARPE M, PRADEEP A. Benefits of nonaxisymmetric endwall contouring in a compressor cascade with a tip clearance[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2015, 137(5): 051101. 1-051101. 15.
- [18] HOUGHTON T, DAY I. Enhancing the stability of subsonic compressors using casing grooves[R]. ASME Paper GT2009-59210, 2009.
- [19] JI L C, SHAO W W, YI W L, et al. A model for describing the influences of SUC-EW dihedral angle on corner separation[R]. ASME Paper GT2007-27618, 2007.
- [20] JI L C, TIAN Y, LI W L, et al. Numerical studies on improving performance of rotor-67 by blended blade and end-wall technique[R]. ASME Paper GT2012-68538, 2012.
- [21] ZHONG J, HAN J A, LIU Y, et al. Numerical simulation of endwall fence on the secondary flow in compressor cascade[R]. ASME Paper GT2008-50888, 2008.
- [22] WENNERSTROM A J. Highly loaded axial flow compressors: history and current developments[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(4): 567-578.
- [23] 张相毅, 周敏, 王如根, 等. 叶片压力面到吸力面射流对其气动特性的影响[J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(2): 152-156.
ZHANG Xiangyi, ZHOU Min, WANG Rugen, et al. Research on the effect of jet flow from pressure surface to suction surface on performance of blade[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(2): 152-156. (in Chinese)
- [24] 周敏, 王如根, 曹朝辉, 等. 开槽位置和槽道结构对叶栅性能的影响[J]. *空气动力学学报*, 2008, 26(3): 400-404.
ZHOU Min, WANG Rugen, CAO Zhaohui, et al. Effect of slot position and slot structure on performance of cascade [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2008, 26(3): 400-404. (in Chinese)
- [25] RAMZI M, BOIS G, ABDERRAHMANE G. Numerical study of passive control with slotted blading in highly loaded compressor cascade at low mach number[J]. *Inter-*

national Journal of Fluid Machinery and Systems, 2011, 4 (1): 97-103.

[26] RAMZI M, ABDERRAHMANE G. Passive control via slotted blading in a compressor cascade at stall condition[J]. Journal of Applied Fluid Mechanics, 2013, 6(4): 571-580.

[27] 穆小强, 陆利蓬. 叶根开槽叶栅对角区分离的控制[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 28-33.

MU Xiaoqiang, LU Lipeng. Corner separation control by blade slot at the root of blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 28-33. (in Chinese)

[28] LIU Y W, SUN J J, TANG Y M, et al. Effect of slot at blade root on compressor cascade performance under different aerodynamic parameters [J]. Applied Sciences, 2016, 6(12): 421-421.

[29] 王宏娟, 蔡可军, 余申. 超声速压气机叶栅中激波, 边界层相互作用的基本现象及被动式控制的研究[J]. 流体力学实验与测量, 1997, 11(2): 60-64.

WANG Hongjuan, CAI Kejun, YU Shen. Some preliminary experimental results on passive control of shock wave boundary layer interaction in supersonic cascades[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1997, 11(2): 60-64. (in Chinese)

[30] CHEN P P, QIAO W Y, KARSTEN L, et al. Location effect of boundary layer suction on compressor hub-corner separation[R]. ASME Paper GT2014-25043, 2014.

[31] SCHREIBER H A. Experimental investigations on shock losses of transonic and supersonic compressor cascades [R]. AGARD Report, 1987-CP-401, 1987.

(编辑: 叶 青、陈 越)

