

跨声速压气机叶栅性能提升及流场调控的 端壁附面层抽吸方案

唐洁, 孟凡杰, 宫超玄, 李景银, 郭朋华

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对跨声速叶栅吹风试验中叶栅流动与二维流动不一致的问题,以某F级重型燃气轮机的跨声速叶栅为研究对象,提出一种槽宽为5 mm的抽吸槽,采用不同端壁抽吸位置、抽吸流量的附面层抽吸方案,通过数值模拟探究各方案对跨声速叶栅气动性能及流场结构的影响规律,分析比较各方案对角区分离的控制效果。仿真结果表明:端壁抽吸能够有效吸除通道内大量的低能流体,抽吸后叶栅总体的总压损失系数降低、静压比提高、轴向密流比($AVDR$, 设为 A_{VDR})被控制在1附近,出口流道内高损耗区(总压损失 $\omega > 0.2$)显著减小;角区分离得到有效控制,角涡以及集中脱落涡的影响被削弱,流道通流面积增大,流场品质得到改善;通过对比不同抽吸位置的抽吸方案发现,靠近尾缘,距叶片前缘60%轴向弦长的抽吸槽方案气动性能最佳,抽吸后静压比增大14.4%,流场二维性最好,角区分离最弱;抽吸后,叶栅激波强度在近端壁区增大,尾迹整体范围减小,三维效应被削弱,增压能力得到增强;通过对比不同抽吸流量的抽吸方案发现,当抽吸流量较大时,叶栅的 A_{VDR} 能够维持在1附近、静压比较大,而出气角以及总压损失系数变化较小,同时角区分离较弱。因此,在跨声速叶栅中,沿弦向且靠近尾缘的抽吸方案在较大抽吸流量下能够对流场进行调控,叶栅的气动性能提升,角区分离得到控制,叶栅流动与二维流动较为一致。

关键词: 跨声速叶栅;附面层抽吸;角区分离;气动性能

中图分类号: TK05 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202503008 **文章编号:** 0253-987X(2025)03-0077-12

End Wall Boundary Layer Suction Method for Performance Enhancement and Flow Field Regulation of Transonic Compressor Cascades

TANG Jie, MENG Fanjie, GONG Chaoxuan, LI Jingyin, GUO Penghua

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Addressing the inconsistency between the flow in the transonic blade cascade and the two-dimensional flow observed in wind tunnel tests, this study focuses on the transonic cascades of a certain F-class heavy-duty gas turbine. A 5 mm wide suction slot is proposed to investigate the impact of different endwall suction positions and suction flow rates in the attached layer suction scheme on the aerodynamic performance and flow field structure of the transonic cascade through numerical simulation. This study analyzes and compares the control effects of different schemes on the separation in the corner region. Simulation results indicate that endwall suction

收稿日期: 2024-06-06。 作者简介: 唐洁(2000—),女,硕士生;李景银(通信作者),男,教授,博士生导师。

基金项目: 国家科技重大专项资助项目(2017-II-0007-0021);国家自然科学基金资助项目(52176022)。

网络出版时间: 2024-10-21

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20241018.1332.006>

can effectively remove a large amount of low-energy fluid inside the passage. After suction, the overall total pressure loss coefficient of the cascade decreases, static pressure ratio increases, and the axial velocity density ratio (AVDR, set as A_{VDR}) is controlled around 1, significantly reducing the high-loss region ($\omega > 0.2$) in the exit passage. The control of corner separation is effective, weakening the effects of corner vortices and concentrated separation vortices, increasing the flow passage area, and improving the flow field quality. By comparing suction schemes at different suction positions, it is observed that the suction slot scheme near the trailing edge, at 60% of the axial chord length from the leading edge, achieves the best aerodynamic performance, with a 14.4% increase in static pressure ratio after suction, the best two-dimensional flow consistency, and the weakest corner separation. After suction, the shock wave intensity near the endwall increases, the overall extent of the wake decreases, three-dimensional effects are reduced, and the boosting capability is enhanced. Comparing suction schemes with different suction flow rates reveals that with higher suction flow rates, the cascade's A_{VDR} can be maintained around 1, with a higher static pressure ratio, while the change in outlet flow angle and total pressure loss coefficient is minimal, and corner separation is weaker. Therefore, in transonic compressor cascades, the suction scheme along the chord and near the trailing edge can control the flow field under higher suction flow rates, enhance the aerodynamic performance of the cascade, control corner separation, and align the cascade flow with two-dimensional flow patterns.

Keywords: transonic cascade; boundary layer suction; corner separation; aerodynamic performance

轴流压气机是燃气轮机的三大部件之一,被广泛应用于化工、电力、冶金等工业领域中。为提高压气机性能,使其技术参数向高负荷、大流量方向发展^[1],需要通过合理的数值模拟以及试验进行压气机的设计。平面叶栅试验主要应用于压气机叶栅气动性能的获取^[2-4],它操作简易、测试便捷,可以有效地协助叶型设计、揭示流道内部流体流动的规律^[5]。由于平面叶栅试验中试验件叶片高度有限,端壁流动分离明显,大量低能流体在角区聚集^[6],进而产生通道涡、角涡等大型涡结构^[7-8],使得试验结果与二维叶栅相差较大。为了解决这一问题,附面层抽吸技术随之发展起来,附面层抽吸是一种主动流动控制技术^[9],在平面叶栅试验中引入附面层抽吸方案可以吸除角区聚集的低能流体,增加通流面积,有效改善流场品质。

目前已有大量研究人员对亚声速叶栅进行抽吸技术研究。陈华寅等^[10]运用数值模拟探究不同工况下附面层抽吸以及端壁造型对低速压气机叶栅气动性能的影响,抽吸槽分别在30%、50%、70%弦长位置处,抽吸流量设置为进口流量的1%,结果显示在设计工况下,70%弦长位置处抽吸时,叶栅的总压损失降低,吸力面弦长中部转捩泡被削弱;刘宝等^[11]在叶栅节距内布置不同数量的弦向槽道,经数

值模拟后发现,在高亚声速来流条件下,抽吸槽道数量过多或过少皆使得叶栅的气动性能降低;李聪等^[12]和陆华伟等^[13]均在亚声速来流条件下沿弦向布置槽宽为2 mm的抽吸槽道,分析抽吸对冲角特性的影响。上述研究结果表明,沿展向或弦向的单一方向抽吸槽在亚声速叶栅中能够改善流场品质,提高气动性能。

在亚声速叶栅抽吸中,除单一抽吸外,组合抽吸也是常用抽吸方案之一。陈绍文等^[14]和茅晓晨等^[15]通过数值模拟探究吸力面表面及端壁的组合抽吸对变冲角特性的影响,发现组合抽吸可有效改善冲角特性;Gbadabo等^[16]以低速压气机为研究对象,在端壁以及吸力面侧分别开设2%弦长宽度的抽吸槽进行数值计算,发现抽吸槽足够长时方能去除角区分离;Liang等^[17]同时在吸力面侧以及端壁开设组合抽吸槽,槽宽均为1 mm,当抽吸流量分别为进口流量的1.88%和0.82%时,总压损失系数下降63.8%;Cao等^[18]发现吸力面与端壁均采用1 mm槽宽的组合抽吸能够完全消除展向分离以及角涡,叶片表面静压分布呈现“C”形。上述研究均采用端壁和吸力面侧组合抽吸的方案,组合抽吸能够有效去除角区分离与展向分离。抽吸位置对于抽吸效果而言有着较为重要的影响,高丽敏等^[19]在马赫

数为 0.7 时探究抽吸位置、抽吸流量以及组合抽吸对分离特征的影响,槽宽设置为 1 mm,发现抽吸位置位于附面层充分发展区时能够控制后期再次分离的强度;陈劲帆等^[20]利用数值模拟,研究当马赫数为 0.7 时不同抽吸方案对叶栅二维性的影响,结果显示当弦向抽吸槽位于叶片尾缘附近时,能够控制角区分离,轴向密流比分布差较小。

压气机的设计历经了由亚声速向跨声速、超声速流动的转变^[21],跨声速相较亚声速流动能够提供更高的级压比,在大型燃气轮机中应用广泛,跨声速叶栅内部存在激波,易产生激波/边界层干涉等现象^[22-24],流场较为复杂。目前有少量学者对跨声速叶栅抽吸进行了研究。Li 等^[25]研究不同抽吸位置对跨声速叶栅激波及流动分离的控制能力,槽道分别沿弦向、周向、展向分布,槽宽均为 1 mm,结果发现 3 种单一抽吸方案都可以有效降低通流损失;Wang 等^[26]同时对抽吸/吹气进行数值模拟,抽吸/吹气槽在吸力面侧沿展向布置,槽宽为 1.5 mm,研究发现在激波下游进行抽吸时激波向下游移动,在抽吸流量为进口流量的 1.2% 时,总压恢复系数提高了 10%,落后角降低了 5°,表明抽吸有效地改善了跨声速叶栅性能。

综上所述,目前国内外有关亚声速叶栅的抽吸研究已经较为成熟且取得较好成果,而跨声速叶栅的抽吸研究较少,且抽吸位置、抽吸流量、抽吸槽形状等参数对跨声速叶栅抽吸效果的影响暂时没有统一的归纳总结,此外大量文献采用 1~2 mm 较小的槽宽进行抽吸,可能导致抽吸槽堵塞、流量无法增大等问题。因此,为维持跨声速叶栅试验的二维性,提高试验结果的准确性,对附面层抽吸开展进一步研究是十分重要的。本文以某跨声速叶栅为研究对象,设计一种 5 mm 槽宽的矩形端壁抽吸槽,探究抽吸槽采用不同弦向位置、不同抽吸流量等方案时,对叶栅气动性能、流场结构的影响,并总结其中规律。

1 研究对象与方案

1.1 叶栅参数及抽吸方案

本文选取某 F 级重型燃气轮机跨声速压气机首级动叶的 30% 叶高处叶栅作为研究对象,叶栅的设计工况气流角为 56°,设计马赫数为 0.9,其主要参数见表 1,平面叶栅结构及其参数定义如图 1 所示。

表 1 平面叶栅详细几何参数
Table 1 Detailed geometric parameters of the planar cascade

参数	数值
叶片安装角 $\beta_b/(^{\circ})$	52.54
进口安装角 $\beta_{1A}/(^{\circ})$	52.29
出口安装角 $\beta_{2A}/(^{\circ})$	27.18
弦长 c/mm	47.15
轴向弦长 c_{ax}/mm	37.43
栅距 t/mm	32.63
稠度	1.44
展弦比	2.12

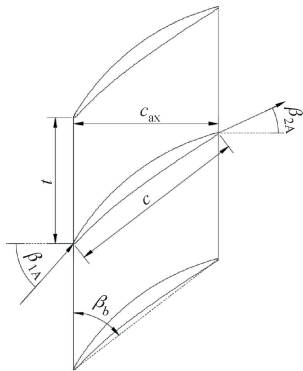


图 1 平面叶栅结构及其参数定义
Fig. 1 Structure and definition of cascade

平面叶栅试验中叶栅端壁角区分离显著,导致轴向密流比(AVDR,设为 A_{VDR})较大,因此本文在平面叶栅端壁靠近吸力面侧沿弦向设计抽吸槽。沿弦向不同位置附面层分离程度以及流场结构不同,因此为探究不同位置抽吸效果的优劣,本文沿不同轴向弦长 c_{ax} 设计矩形抽吸槽,抽吸槽位置分别位于距叶片前缘 60% c_{ax} 、40% c_{ax} 、20% c_{ax} 处设置为方案 1、2、3,抽吸槽轴向宽度为 30% c_{ax} ,同时将不带抽吸槽的方案作为对比设置为原型。为防止抽吸槽较窄、边界层厚而产生抽吸槽堵塞、抽吸流量过小的问题,抽吸槽宽 s_a 设置为 5 mm。具体抽吸方案参数设置见表 2,各抽吸方案模型示意图如图 2 所示。

表 2 各抽吸方案参数设置
Table 2 Parameters of each suction scheme

参数	数值
抽吸槽距吸力面周向距离 s_0/mm	1.5
抽吸槽宽 s_a/mm	5
抽吸槽轴向宽度 b	30% c_{ax}
方案 1 抽吸槽轴向位置 p_1	60% c_{ax}
方案 2 抽吸槽轴向位置 p_2	40% c_{ax}
方案 3 抽吸槽轴向位置 p_3	20% c_{ax}

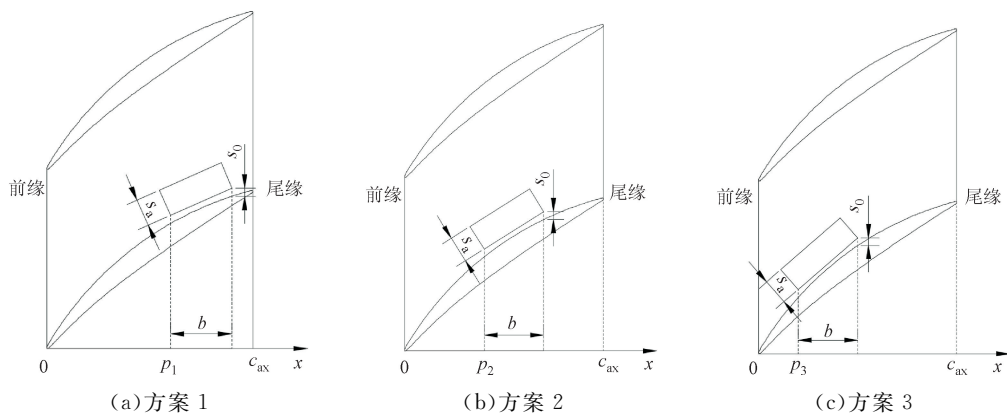


图 2 各抽吸方案模型示意图

Fig. 2 Schematic diagrams of each suction scheme model

1.2 网格拓扑及数值计算设置

本文采用 ICEM 软件生成结构化网格。流道及抽吸槽网格采用 H 型拓扑结构,叶片表面网格采用 O 型拓扑结构。计算采用单通道计算域,因此计算域前后设置为周期性边界,计算域进出口延长段设置为 1.5 倍弦长。为降低计算成本,单通道计算域高度为叶高 H 的 $1/2$,中间叶高平面设置为对称性边界。端壁及叶片表面设置为无滑移绝热壁面,并进行附面层网格加密处理。叶片表面设置 50 层附面层网格,前缘尾缘网格节点加密,且第一层网格高度设置为 0.001 mm ,壁面无量纲距离 $y^+ \approx 1$,满足计算要求。抽吸模型计算域网格如图 3 所示。

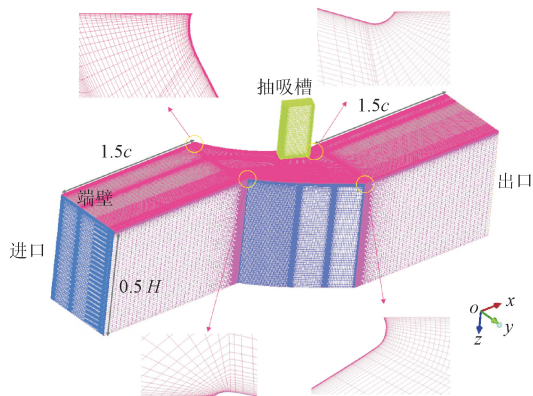


图 3 抽吸模型计算域网格

Fig. 3 Computational domain grid of suction model

本文计算流体动力学 (CFD) 数值计算采用 Fluent 软件进行三维、稳态数值模拟,求解器为密度基双精度,湍流模型采用 S-A 模型。工质选用理想气体。边界条件数值设置参考叶栅设计工况试验数值。其中进口边界条件设置为压力远场,流道出口以及抽吸槽出口边界条件设置为压力出口,通过

调节抽吸槽出口静压更改抽吸流量。

1.3 网格无关性验证与数值计算方法验证

本节选取方案 1 对网格模型进行无关性验证。通过调整模型网格节点密度得到网格数为 190 万~960 万等 7 套网格模型。图 4 给出叶栅中间叶高截面静压比与出气角随网格数变化的情况,其中静压比定义为

$$\pi = \frac{p_{s2}}{p_{s1}} \quad (1)$$

式中: p_{s2} 为出口静压; p_{s1} 为进口静压。从图 4 中可以看出,叶栅静压比 π 与出气角 β_2 数值在网格数达到 530 万时逐渐趋于平稳,表明此时计算结果与网格数无关,因此为节省计算成本并保证计算精度要求,本文选取 530 万网格进行数值计算。

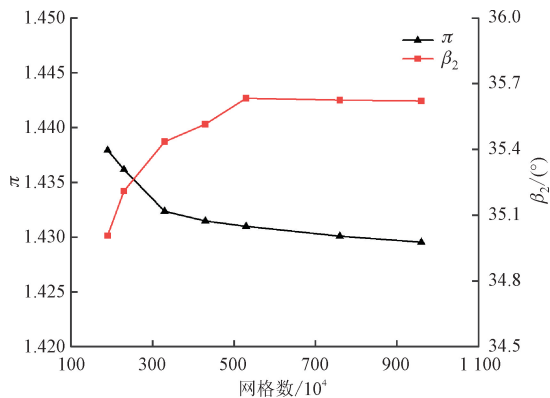
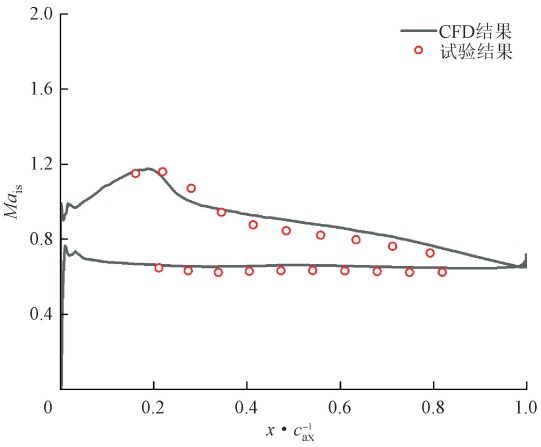


图 4 网格无关性验证

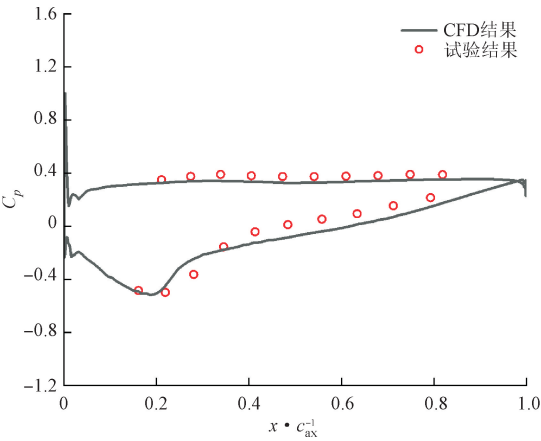
Fig. 4 Grid independence verification

为验证本文 CFD 数值计算方法的可靠性以及准确性,图 5 给出该叶栅原型的 CFD 与平面叶栅试验结果^[27]的对比。其中数值模拟边界条件参考试验数值进行设置,进口马赫数为 0.85,进气角为 56° 。观察图 5 发现二者叶片表面等熵马赫数 Ma_{is}

以及压力系数 C_p 分布一致,表明本文的数值计算方法是可靠的,能够准确描述跨声速叶栅内部流场情况。



(a)叶片表面等熵马赫数分布



(b)叶片表面压力系数分布

图 5 数值计算方法验证

Fig. 5 Verification of numerical calculation method

2 数值计算结果分析

2.1 不同抽吸位置对气动性能的影响分析

A_{VDR} 定义为出口轴向密流与进口轴向密流之比,即

$$A_{\text{VDR}} = \frac{\rho_2 v_{2a}}{\rho_1 v_{1a}} \tag{2}$$

式中: ρ_1 、 ρ_2 分别为进、出口密度; v_{1a} 、 v_{2a} 分别为进、出口轴向速度。 A_{VDR} 可用来判定平面叶栅流场与理想二维流场接近的程度。本文叶栅试验的 A_{VDR} 在 1.4 左右,远大于 1,表明叶栅试验流场与二维流场不一致,因此采用抽吸方案对 A_{VDR} 进行控制。

为探究不同抽吸方案下跨声速叶栅总压损失、静压比、出气角等气动性能的变化规律,图 6 首先展

示各方案中间叶高截面的 A_{VDR} 、静压比以及抽吸负压^[12] 的对比。为保证单一变量,方案 1、2、3 的相对抽吸流量 $\dot{m}_r$ 均控制在 3.5%。

总压损失定义为

$$\omega = \frac{p_{t1} - p_{t2}}{p_{t1} - p_{s1}} \tag{3}$$

式中: p_{t1} 、 p_{t2} 分别为进口总压、出口总压。

抽吸负压定义为

$$p_r = \frac{p_a - p_{s2}}{p_{t1}} \tag{4}$$

式中: p_a 为大气压; p_{s2} 为抽吸出口静压。

相对抽吸流量定义为

$$\dot{m}_r = \frac{\dot{m}_{\text{slot}}}{\dot{m}_{\text{in}}} \tag{5}$$

式中: $\dot{m}_{\text{slot}}$ 为抽吸出口流量; $\dot{m}_{\text{in}}$ 为进口流量。

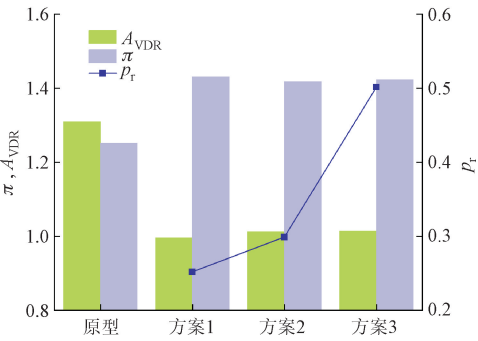


图 6 静压比、 A_{VDR} 以及抽吸负压对比

Fig. 6 Comparison of static pressure ratio, A_{VDR} and suction negative pressure

图 6 中 3 种抽吸方案静压比相较原型均存在不同程度的增大,其中方案 1 静压比最高,比原型增大 14.4%; A_{VDR} 相较原型大幅降低且都在 1 附近,其中方案 1 比方案 3 的 A_{VDR} 更接近 1,说明采用抽吸能够保证叶栅的二维性。

抽吸负压反映抽吸时需要外界提供能量的大小,抽吸负压越小,对设备成本要求越低。对比 3 种抽吸方案的抽吸负压可知,方案 1 的抽吸负压最小,方案 3 的抽吸负压最大,因此方案 1 在相同的流量下更节省成本。

为探究抽吸对展向流场气动性能的影响,图 7 给出不同抽吸方案与原型以及二维叶栅沿叶高方向的出气角与总压损失分布。其中将原型的端壁面以及中间叶高截面设置为周期性边界作为二维模型进行计算^[12]。图 7(a)原型出气角沿展向变化较大,呈现先增大后减小的趋势,且越靠近端壁变化越显著,表明在近端壁区域低能流体迅速聚集,叶片表面附

面层快速增厚,使得气流流动逐渐偏转,出气角显著增大。抽吸后附面层厚度降低,出气角变化较小,与二维流动接近。对比 3 个不同的抽吸方案发现:方案 1 最接近二维流动,其出气角从中间叶高截面至端壁逐渐减小;方案 2、3 出气角分布皆呈现先增大后减小的趋势。

图 7(b)展示了叶栅总压损失沿展向的变化,其中原型在中间叶高处的总压损失与其他方案差距较小,而在相对叶高 30% 以下越靠近端壁总压损失越大,表明流动分离从 30% 叶高截面处开始影响流场,使得损失增大,流场品质降低。抽吸后总压损失沿展向数值变化小,与二维结果相近,流场品质得到明显改善。

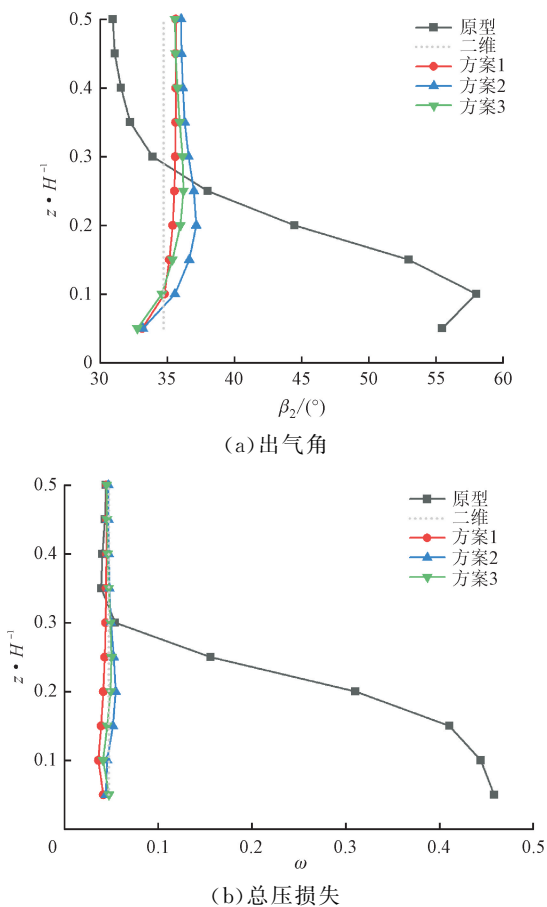


图 7 出气角及总压损失沿展向变化

Fig. 7 Spanwise variation of outlet flow angle and total pressure loss

为进一步分析抽吸对总压损失的影响规律,图 8 给出出口截面的总压损失分布。图 8(d)原型在端壁附近存在明显的高损耗区($\omega > 0.2$)。抽吸后出口流道内高损耗区范围显著减小,近端壁区域总压损失降低,流体通流面积增大。与方案 2、3 相比,方

案 1 中沿展向分布的条状损失带更窄且分布更均匀。

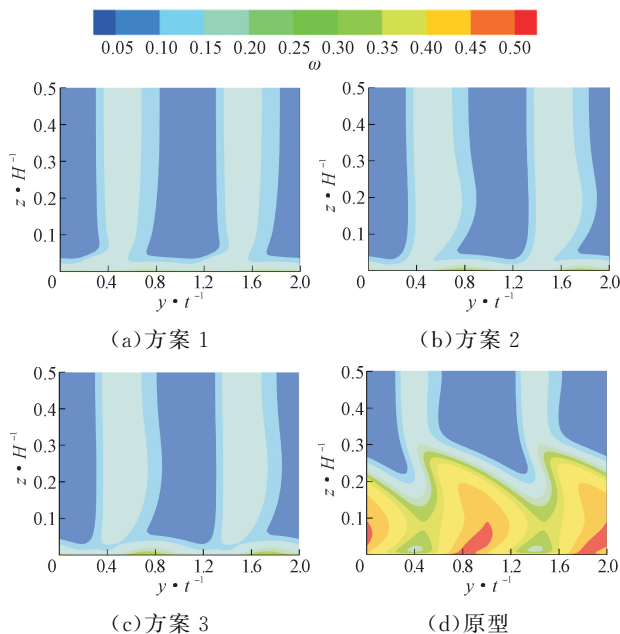


图 8 出口总压损失分布

Fig. 8 Distribution of total pressure loss at outlet

综合上述对总压损失、静压比、出气角以及 A_{VDR} 等气动性能的分析可知:本文的抽吸方案能够显著改善叶栅的气动性能,其中方案 1 的叶栅流动相较其他方案与二维流动更一致,气动性能更好,且需要的设备成本也更低。

2.2 不同抽吸方案流场结构分析

2.2.1 流场分离结构分析

本节分析抽吸对流场分离结构的影响规律。图 9 为吸力面及端壁的极限流线与静压云图。图中叶片高度为总叶高的 1/2,顶部为中间叶高截面。图 9(d)原型叶栅在吸力面侧有较大角涡,分离线从前缘约 2.7% c_{ax} 处延伸至尾缘,展向高度约占 32% 叶高,漩涡运动造成大量能量耗散,使得低能流体在角区聚集,通流面积大幅降低,流道静压沿展向分布不均匀。抽吸后,聚集在端壁的低能流体被吸除,吸力面及端壁角涡影响范围减小,吸力面静压沿展向分布均匀,分离线竖直平行于尾缘线,表明抽吸能够有效控制轴向密流比,使流场结构与理想二维流场更加吻合。

对比不同抽吸方案,发现图 9(a)方案 1 中分离泡尺寸约占 70% 叶高,图 9(b)方案 2 中分离泡尺寸约占 85% 叶高且宽度增加,图 9(c)方案 3 中抽吸槽靠近前缘导致前缘激波受到影响,激波边界层干涉区域扩大,其分离泡贯穿整个叶高,宽度在 3 个抽吸方案中最大,激波边界层干涉造成的损失增大。比

较 3 种方案分离线可知;图 9(a)方案 1 中抽吸槽位于尾缘附近,有效将尾缘角涡削弱,分离线后角涡范围最小,约占 10%叶高,31% c_{ax} ;图 9(b)方案 2 中分离线整体向前缘移动,角涡最宽处约占 22%叶高,44% c_{ax} ;图 9(c)方案 3 中分离线跟随抽吸槽位置向前缘移动,与激波边界层干涉产生的分离泡相交,使得吸力面流动分离位置相较方案 1、方案 2 更接近前缘,随着分离线的前移,角区分离范围也大幅增加。综合上述分析可知,抽吸槽越靠近前缘,受激波影响越大,吸力面以及端壁角区分离情况越严重,流场品质越差。

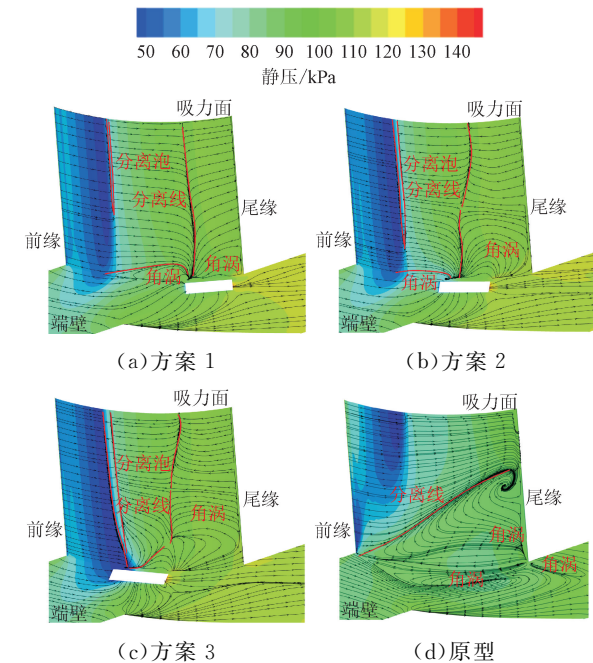


图 9 吸力面、端壁极限流线以及静压分布

Fig. 9 Distribution of limit streamlines and static pressure on suction surface and the endwall

为进一步探究流道内部流场结构及分离情况,图 10 给出流道 S_3 流面的马赫数分布云图。每个图共有 11 个截面,各截面之间间隔相同的轴向弦长距离。观察图 10(d)原型叶栅的马赫数分布发现,从前缘至尾缘角涡面积逐渐增大,占据大量流道空间,使得通流面积减小。前缘激波主要出现在叶中截面附近,近端壁区域附面层较厚激波强度较小,叶栅三维效应较强,使得增压能力下降,静压比减小。抽吸后角区分离显著减小,三维效应被削弱,轴向密流比得到控制。

图 10(a)方案 1 吸力面侧近端壁区域低能流体相较其他方案最小,其面积占据 70% c_{ax} ~100% c_{ax} 4 个截面;图 10(c)方案 3 低能流体所占的截面数最

多,其面积占据 50% c_{ax} ~100% c_{ax} 6 个截面。另发现方案 3 抽吸槽靠近前缘部分的马赫数较大,这是由于端壁部分附面层流体被吸除,附面层厚度减小,气流速度增大,前缘激波入射点后移,使得抽吸槽处流动分离加剧,损失增大。综上所述,当抽吸槽越靠近前缘,对流动分离的控制效果越差。

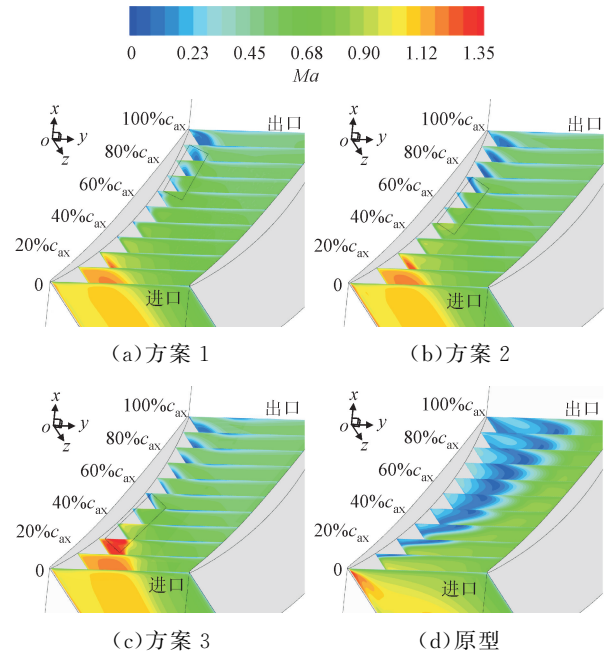
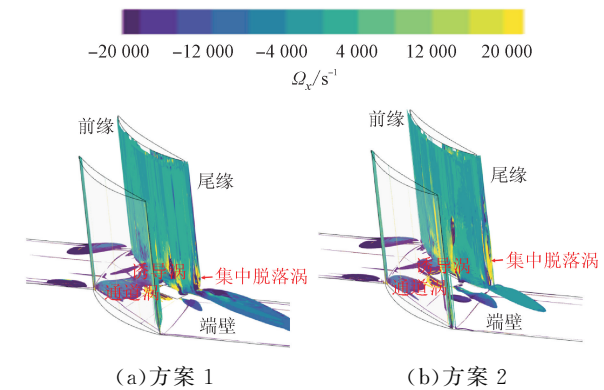
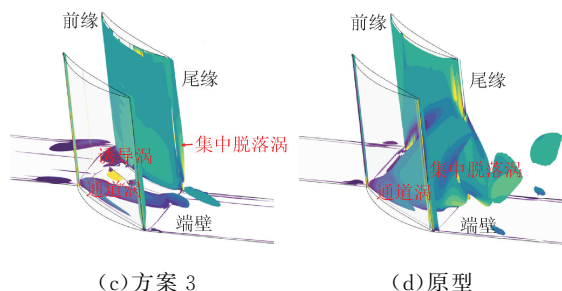


图 10 S_3 流面马赫数分布

Fig. 10 Distribution of Mach number on S_3 flow surface

图 11 展示了流道内三维漩涡结构,本文选取 Q 准则为 10^7 等值面显示三维涡系,图 11 中等值面颜色表示轴向涡量 Ω_x 的大小。对比原型与抽吸方案的涡系结构,发现抽吸后大型角涡被去除,集中脱落涡尺度显著减小,流道通流面积增加。表明抽吸能够有效去除角涡,并削弱集中脱落涡的影响。此外,抽吸槽诱导产生了位于抽吸槽上游的诱导涡,3 个抽吸方案的诱导涡尺度相近,其位置取决于抽吸槽位置。





(c) 方案 3

(d) 原型

图 11 三维涡系结构

Fig. 11 3D vortex structure

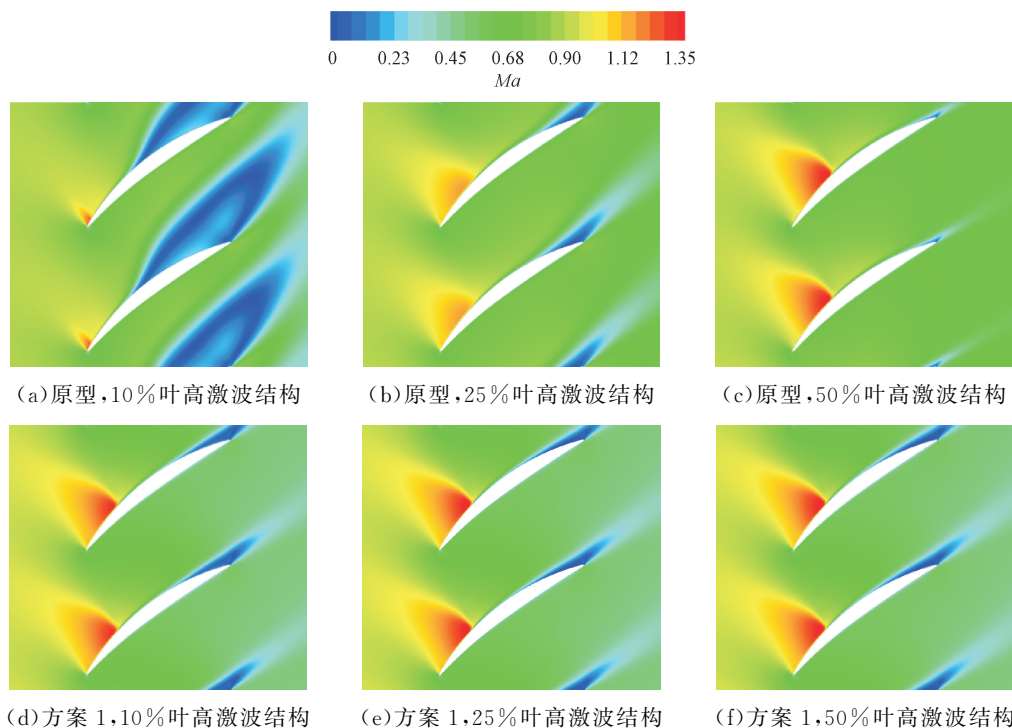
对比 3 个抽吸方案的涡系结构,发现方案 3 有较大尺度通道涡,该通道涡从压力面前缘一直延伸至尾缘,而方案 1 及方案 2 的通道涡尺度较小且靠近前缘。此外,随着抽吸槽位置逐渐靠近前缘,叶片尾缘的集中脱落涡影响范围逐渐扩大,位置向叶中截面移动,抽吸对流动分离的控制作用逐渐减弱。

综合上述对极限流线、流道马赫数以及三维涡系结构的分析得到:本文抽吸方案能够显著去除角涡结构,使得叶栅通流面积增加,流场品质提高。相比另两种方案,方案 3 的流场结构更加复杂,吸力面以及角区分离面积较大,涡结构影响范围较大,其对流场的控制效果更差。结合 2.1 节气动性能的分析可知,当抽吸槽靠近尾缘的时候,抽吸效果更好,因此本文的方案 1 是最优方案。

2.2.2 流场激波结构分析

为探究抽吸对激波结构的影响规律,本文选取

抽吸效果最好的方案 1,相对抽吸流量设置为 3.5% 进行激波结构分析。图 12 为原型及方案 1 在 10%、25%、50% 叶高处激波结构以及叶片表面等熵马赫数分布。如图 12(c)、12(f) 所示,在 50% 叶高截面处,原型及方案 1 均表现出较强的通道正激波,原型超声速区域在 24% c_{ax} 处最大马赫数可达 1.327,方案 1 在 21% c_{ax} 处最大马赫数为 1.303,抽吸后激波向前缘移动。另外对比二者尾迹可以看到,方案 1 尾迹范围变大,这是由于抽吸后叶栅 A_{VDR} 减小,流道宽度增大,此时激波后的亚声速气流减速增压不再受到抑制,逆压梯度增大,导致尾缘附面层厚度增大,进而使得尾迹变宽^[28]。如图 12(b)、12(e) 所示,在 25% 叶高截面处,原型超声速区域面积减少,通道激波强度明显下降,激波位置向前缘移动;抽吸后,通道激波强度及位置相较于 50% 叶高截面基本没有变化。如图 12(a)、12(d) 所示,在 10% 叶高截面处,原型激波位置移动至前缘,激波强度微弱;抽吸后,通道激波强度以及位置相较于 50% 叶高截面基本没有变化,表明抽吸可维持展向激波强度,使得叶栅流动与二维流动更一致。另外观察图 12 中吸力面尾迹分离情况可知,原型在 10% 叶高截面处分离范围已超过 c_{ax} 的 1/2,占据大面积的流道区域,使得气流堵塞,损失增大,而抽吸后尾迹面积在不同叶高截面上基本没有变化,表明抽吸能够有效吸除低能流体,削弱叶栅三维效应,减小尾迹范围。



(a) 原型, 10% 叶高激波结构

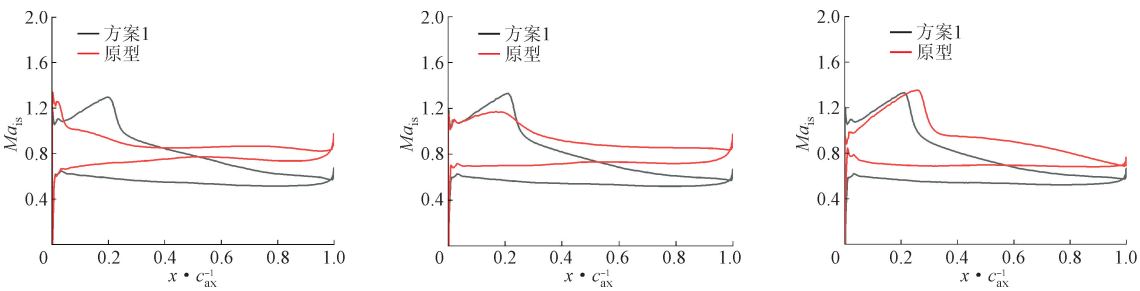
(b) 原型, 25% 叶高激波结构

(c) 原型, 50% 叶高激波结构

(d) 方案 1, 10% 叶高激波结构

(e) 方案 1, 25% 叶高激波结构

(f) 方案 1, 50% 叶高激波结构



(g)10%叶高等熵马赫数分布 (h)25%叶高等熵马赫数分布 (i)50%叶高等熵马赫数分布

图 12 方案 1 及原型 10%、25%、50%叶高激波结构以及叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 12 Shock patterns and Mach number distribution of slot1 scheme and origin blade at 10%, 25%, 50% blade height

图 12(g)~12(i)给出叶片表面等熵马赫数分布。可以看出:抽吸后 50%叶高截面处通道激波向前缘移动,吸力面与压力面的等熵马赫数数值整体相较原型下降;在 25%叶高截面处,原型激波的等熵马赫数峰值减小,尾缘部分等熵马赫数升高,抽吸后激波结构相较中间叶高截面几乎没有变化;在 10%叶高截面处,原型激波移至前缘,且吸力面侧与压力面侧等熵马赫数数值相近,几乎失去增压能力,抽吸后的叶片表面等熵马赫数分布仍能维持较好的激波强度,与原型相差较大。以上结果均表明,抽吸使得近端壁激波强度增大,提高了叶栅的增压能力。

2.3 不同抽吸流量对抽吸效果的影响分析

上述分析过程均控制相对抽吸流量为 3.5%,为探究不同抽吸流量对叶栅性能以及流场结构的影响,本节取抽吸方案 1,改变其相对抽吸流量进行分析。

表 3 给出方案 1 在 5 种不同相对抽吸流量下,中间叶高截面的出气角、静压比、总压损失以及 A_{VDR} 的数值。通过表 3 可以看出,当抽吸流量改变时,流场气动性能数值随之改变。其中,随着流量的减小,出气角、静压比以及总压损失都减小,而 A_{VDR} 增大。

表 3 方案 1 不同相对抽吸流量的气动性能

Table 3 Numerical of aerodynamic performance of different relative suction flow of slot1 scheme

相对抽吸流量/%	出气角/(°)	静压比	总压损失	A_{VDR}
3.935 8	35.781 7	1.433 1	0.045 5	0.990 1
3.688 9	35.696 4	1.431 9	0.045 2	0.993 2
3.500 0	35.632 5	1.431 0	0.045 0	0.995 6
3.105 2	35.475 7	1.431 0	0.044 8	1.000 5
2.877 1	35.394 5	1.427 4	0.044 2	1.004 6

图 13 给出方案 1 中不同相对抽吸流量下叶栅

气动性能沿展向的变化情况。如图 13(a)所示,叶栅的 A_{VDR} 自 25%叶高截面至端壁逐渐增大;随着流量的减小, A_{VDR} 逐渐增大,但 A_{VDR} 均在 1 附近,各流量方案之间相差小。图 13(b)中,出气角自 25%叶高截面至端壁之间逐渐减小;不同流量之间出气角变化差异较小,而 15%~50%叶高以内随着相对抽吸流量的增大,出气角逐渐增大。图 13(c)中总压损失在不同相对抽吸流量下变化趋势一致;当流量增大时,在 15%~50%叶高以内总压损失逐渐增大但各流量方案之间差异较小。图 13(d)中叶栅静压比在不同相对抽吸流量下变化趋势一致,由中间截面至端壁呈现出先减小后增大的趋势;随着相对抽吸流量的增大,静压比逐渐增大,其中 $\dot{m}_r = 2.88\%$ 时,静压比明显小于其他流量, $\dot{m}_r = 3.11\%$ 以及 $\dot{m}_r = 3.50\%$ 的方案在 35%~50%叶高截面处静压比大小基本一致。

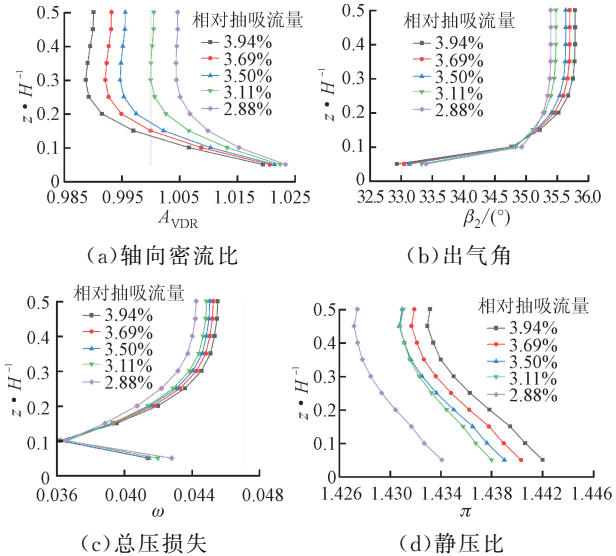


图 13 方案 1 不同相对抽吸流量叶栅气动性能沿展向变化
Fig. 13 Cascade aerodynamic performance of slot1 scheme with different relative suction flow varies along the spanwise direction

- 5102.
- JIANG Hongde, REN Jing, LI Xueying, et al. Status and development trend of the heavy duty gas turbine [J]. Proceedings of the CSEE, 2014, 34(29): 5096-5102.
- [2] 陈升, 邱超, 宋华芬. 涡轮平面叶栅变几何试验研究 [J]. 热能动力工程, 2011, 26(1): 7-12.
- CHEN Sheng, QIU Chao, SONG Huafen. Variable geometry experimental study of a turbine plane cascade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2011, 26(1): 7-12.
- [3] 刘壮, 阚晓旭, 陆华伟, 等. 跨音速涡轮平面叶栅气动性能试验研究 [J]. 大连海事大学学报, 2013, 39(2): 123-127.
- LIU Zhuang, KAN Xiaoxu, LU Huawei, et al. Experimental investigation of aerodynamic parameters in transonic turbine linear cascade [J]. Journal of Dalian Maritime University, 2013, 39(2): 123-127.
- [4] 魏巍, 任思源, 马护生, 等. 亚声速压气机平面叶栅雷诺数影响试验 [J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 1020-1029.
- WEI Wei, REN Siyuan, MA Husheng, et al. Experiment of Reynolds number effects on subsonic compressor plane cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 1020-1029.
- [5] 张庆典, 马宏伟, 杨益, 等. 平面叶栅气动试验研究进展与展望 [J]. 力学学报, 2022, 54(7): 1755-1777.
- ZHANG Qingdian, MA Hongwei, YANG Yi, et al. Progress and prospect of aerodynamic experimental research on linear cascade [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(7): 1755-1777.
- [6] 陈萍萍, 乔渭阳, LIESNER K, 等. 边界层吸气对压气机叶栅角区分离损失的控制 [J]. 航空学报, 2014, 35(11): 3000-3011.
- CHEN Pingping, QIAO Weiyang, LIESNER K, et al. Boundary layer suction on hub-corner separation loss in a linear compressor cascade [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 3000-3011.
- [7] 丁均梁, 吴云, 张海灯, 等. 典型布局端壁等离子体激励抑制高负荷扩压叶栅角区分离实验 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(4): 1-7.
- DING Junliang, WU Yun, ZHANG Haideng, et al. An experimental study of highly-load compressor cascade corner separation with typical end-wall plasma actuation layouts [J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2018, 19(4): 1-7.
- [8] 苏丽蓉, 羌晓青. 波纹叶片控制扩压叶栅流动分离的DES数值模拟 [J]. 节能技术, 2020, 38(1): 16-20.
- SU Lirong, QIANG Xiaoqing. DES investigation on compressor cascade flow control using undulating blade [J]. Energy Conservation Technology, 2020, 38(1): 16-20.
- [9] 张龙新, 王松涛, 王宇峰, 等. 槽道构型对吸附式叶栅损失及流场结构的影响 [J]. 工程热物理学报, 2017, 38(9): 1855-1861.
- ZHANG Longxin, WANG Songtao, WANG Yufeng, et al. Influence of aspiration slot shape on the loss and flow structures of an aspiration compressor cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(9): 1855-1861.
- [10] 陈华寅, 楚武利, 董杰忠, 等. 端壁造型与附面层抽吸耦合流动控制对压气机叶栅的性能影响 [J]. 推进技术, 2023, 44(2): 51-62.
- CHEN Huayin, CHU Wuli, DONG Jiezhong, et al. Effects of profiled end wall and boundary layer suction coupled flow control on compressor cascade performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(2): 51-62.
- [11] 刘宝, 杜政师, 周逊. 端壁抽吸槽道布置对边界层抽吸压气机平面叶栅性能的影响 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(4): 84-93.
- LIU Bao, DU Zhengshuai, ZHOU Xun. Influence of endwall suction slot arrangement on performance of the aspirated compressor plane cascade [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(4): 84-93.
- [12] 李聪, 江达林, 韩吉昂, 等. 扩压叶栅中端壁附面层抽吸对流场品质调控的研究 [J]. 热能动力工程, 2021, 36(12): 14-23.
- LI Cong, JIANG Dalin, HAN Ji'ang, et al. Study on flow field quality control of end wall boundary layer suction in compressor cascade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(12): 14-23.
- [13] 陆华伟, 张永超, 刘俊, 等. 附面层抽吸对高负荷扩压叶栅变冲角性能影响 [J]. 工程热物理学报, 2017, 38(4): 726-732.
- LU Huawei, ZHANG Yongchao, LIU Jun, et al. Investigation of boundary layer suction on compressor cascade incidence [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(4): 726-732.
- [14] 陈绍文, 孙士珺, 兰云鹤, 等. 来流附面层对吸附式压气机叶栅影响的数值研究 [J]. 机械工程学报, 2014, 50(24): 158-163.
- CHEN Shaowen, SUN Shijun, LAN Yunhe, et al. Numerical investigations on effects of inlet boundary

- layer characteristics on aspirated compressor cascade [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2014, 50(24): 158-163.
- [15] 茅晓晨, 刘波, 张鹏, 等. 组合抽吸对高负荷压气机叶栅流动分离控制的研究 [J]. *推进技术*, 2016, 37(1): 8-17.
- MAO Xiaochen, LIU Bo, ZHANG Peng, et al. Research on flow separation control for a highly loaded compressor cascade with combined boundary layer suction [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(1): 8-17.
- [16] 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): 011004.
- [17] LIANG Tian, LIU Bo, SPENCE S W T. Effect of boundary layer suction on the corner separation in a highly loaded axial compressor cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(6): 061002.
- [18] CAO Zhiyuan, LIU Bo, ZHANG Ting. Control of separations in a highly loaded diffusion cascade by tailored boundary layer suction [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part C Journal of Mechanical Engineering Science*, 2014, 228(8): 1363-1374.
- [19] 高丽敏, 郭彦超, 李瑞宇, 等. 高亚声速下附面层抽吸控制压气机叶栅流动分离的研究 [J]. *推进技术*, 2022, 43(4): 138-147.
- GAO Limin, GUO Yanchao, LI Ruiyu, et al. Flow separation of compressor cascade controlled by boundary layer suction at high subsonic velocity [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(4): 138-147.
- [20] 陈劲帆, 周正贵. 端壁吸气控制平面叶栅密流比研究 [J]. *机械制造与自动化*, 2022, 51(3): 191-195.
- CHEN Jinfan, ZHOU Zhenggui. Control of axial velocity density ratio in compressor cascade by endwall boundary layer suction [J]. *Machine Building & Automation*, 2022, 51(3): 191-195.
- [21] 魏巍, 任思源, 李学臣, 等. 跨声速压气机转子叶栅变静压比实验方法 [J]. *航空动力学报*, 2024, 39(11): 167-176.
- WEI Wei, REN Siyuan, LI Xuechen, et al. Experimental method of varying static pressure ratio for a transonic compressor rotor cascade [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(11): 167-176.
- [22] LICHTFUSS H J, STARKEN H. Supersonic cascade flow [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1974, 15: 37-149.
- [23] CLEMENS N T, NARAYANASWAMY V. Low-frequency unsteadiness of shock wave/turbulent boundary layer interactions [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2014, 46: 469-492.
- [24] BIOLLO R, BENINI E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 56: 1-18.
- [25] LI Bai, MU Guangyuan, LUO Lei, et al. Effect of combined boundary layer suction on the separation control in a highly loaded transonic compressor cascade [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part A Journal of Power and Energy*, 2024, 238(2): 217-231.
- [26] WANG Yangang, RAOA G, EITELBERG G. Study of shock wave control by suction & blowing on a highly-loaded transonic compressor cascade [J]. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2013, 30(1): 79-90.
- [27] MENG Fanjie, LI Kunhang, GUO Penghua, et al. Experimental and numerical investigations of shock-wave boundary layer interactions in a highly loaded transonic compressor cascade [J]. *Journal of Thermal Science*, 2024, 33(1): 158-171.
- [28] 马亚男, 周正贵. 密流比对压气机叶栅性能影响研究 [J]. *机械制造与自动化*, 2021, 50(2): 13-17.
- MA Ya'nan, ZHOU Zhenggui. Numerical study on influence of axial velocity density ratio on performance of compressor cascades [J]. *Machine Building & Automation*, 2021, 50(2): 13-17.

(编辑 武红江)