

叶片开缝和边界层抽吸耦合控制压气机 失速裕度的数值研究*

张国臣¹, 张成烽¹, 曹志远², 徐志晖¹, 孙丹¹

(1. 沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 辽宁 沈阳 110136;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 为了进一步优化压气机的整体性能, 提出三种叶片开缝和边界层抽吸的耦合流动控制方案。首先, 利用数值模拟的方法, 研究叶片开缝或边界层抽吸对跨声速轴流压气机流场结构的影响机理。然后, 详细研究了边界层抽吸分别与三种不同叶片开缝的耦合流动控制方案对压气机整体性能的影响。研究表明, 与叶片开缝或边界层抽吸的单独应用相比, 三种耦合流动控制方案都使压气机实现了更宽的稳定裕度。全叶片开缝与边界层抽吸的耦合方案稳定裕度改进量为1.27%, 中间叶高开缝的耦合方案和上半叶高开缝的耦合方案稳定裕度改进量分别为1.67%和1.35%; 在近失速点处, 相比较全叶片开缝与边界层抽吸的耦合方案, 局部开缝与边界层抽吸的耦合方案应用后, 总压损失和效率降低; 上半叶高开缝的耦合方案在三种耦合方案中稳定裕度最高, 所以叶片开缝和边界层抽吸的耦合方案是可行的。

关键词: 耦合流动控制方案; 叶片开缝; 边界层抽吸; 稳定裕度; 跨声速压气机

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 01-210689-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210689

Numerical Study on Coupling of Blade Slotting and Boundary Layer Suction to Control Compressor Stall Margin

ZHANG Guo-chen¹, ZHANG Cheng-feng¹, CAO Zhi-yuan², XU Zhi-hui¹, SUN Dan¹

(1. School of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to optimize the overall performance of compressor effectively, three coupled flow control methods with slotted blade and BLS (Boundary Layer Suction) have been introduced. Firstly, influences of slotted blade or BLS on flow structure of a transonic axial compressor have been studied respectively by numerical simulation. Furthermore, effects of the coupled flow control method with slotted blade and BLS on overall performance of the compressor have been studied in detail. Results show that all three coupled flow control methods have achieved the wider stability margin of the compressor than separate application of the slotted blade or BLS schemes. The improvement in stability margin of the coupling scheme with full blade slotted blade and boundary layer suction is 1.27%, and the improvement in stability margin of the coupling scheme with slotted blade in the

* 收稿日期: 2021-09-27; 修订日期: 2022-04-07。

基金项目: 翼型、叶栅空气动力学重点实验室基金 (614220121050125)。

通讯作者: 张国臣, 博士, 讲师, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: hngchzh@126.com

引用格式: 张国臣, 张成烽, 曹志远, 等. 叶片开缝和边界层抽吸耦合控制压气机失速裕度的数值研究[J]. 推进技术, 2023, 44(1): 210689. (ZHANG Guo-chen, ZHANG Cheng-feng, CAO Zhi-yuan, et al. Numerical Study on Coupling of Blade Slotting and Boundary Layer Suction to Control Compressor Stall Margin [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(1):210689.)

middle height and the coupling scheme with slotted blade in the upper half height is 1.67% and 1.35%, respectively. The combination of local-span slotted blade and BLS scheme have obtained the lower total pressure loss and isentropic efficiency at near stall point than the coupled scheme with full-span slotted blade and BLS scheme. The coupling scheme of slot in the upper half height has achieved the better improvement of stability margin among three coupled schemes. It has been considered that the coupled flow control method with slotted blade and BLS is feasible.

Key words: Coupled flow control method; Slotted blade; Boundary layer suction; Stability margin; Transonic compressor

1 引言

现代压气机的设计面临高效率 and 稳定裕度(SM)降低之间的矛盾,而叶片吸力面的边界层分离是导致压气机不稳定的主要原因之一。为了进一步改善压气机的内部流场,很多研究人员采取一系列的流动控制方法。其中流动控制方法大体分为主动控制方法(AFC)和被动控制方法(PFC),这两种控制方法对流场结构的控制机理不同。主动控制方法是通过额外的能量注入来改善压气机的内部流场,而被动控制方法则是通过几何结构的修改来减少总能量损失,进而提高压气机的性能^[1-3]。

如今,研究人员已经提出并研究了多种控制方法,现有的被动控制方法包括机匣处理^[4]、弓形叶片^[5]、串列叶栅^[6]和叶片开缝^[7-8]等。主动控制方法包括叶尖射流^[9]、合成射流^[10]和边界层抽吸等^[11-12]。其中,叶片开缝和边界层抽吸方法是本文的主要研究内容。叶片开缝后,在压力面和吸力面压力差的作用下,压力面附近的低动量流体会被吸入缝中形成射流,射流会喷射到吸力面的边界层中,使吸力面边界层的厚度减小,边界层分离被进一步延迟。而边界层抽吸方法则是通过端壁和叶片表面的抽吸系统将低动量流体抽除。

Rockenbach^[13]首先提出了叶片开缝方法,并做了大量的试验研究,研究表明,叶片开缝虽然优化了转子叶片的50%叶高附近的流场结构,但增加了端壁区域的速度损失。Hu等^[14-16]提出了将叶片开缝和涡流发生器耦合的流动控制方法,综合数值模拟和试验研究发现,该耦合流动控制手段应用后,叶栅吸力面流动分离现象明显改善,叶栅总压损失降低了30.9%,压气机总压比和效率分别提高了1.82%和0.88%。Wang等^[17]将边界层抽吸方法应用在S形超声速叶栅中,研究表明,当吸入槽覆盖叶片轴向长度的70%时,相比较原型压气机,增压比最大增加了17.4%;同时当设置吸入槽宽度为7mm时,压比最

大上升了24%,总压恢复系数提高了95.3%。Sun等^[18]分别在叶片表面和端壁处进行边界层抽吸,研究边界层抽吸对压气机流场结构及性能影响,研究结果表明,两种抽吸方法的总压损失均降低,此外,叶栅攻角范围至少增加了4°。Lei等^[19]将边界层抽吸方法应用于某型对转压气机,试验研究结果表明,当吸入流量为160m³/h时,效率提高1.94%,流量范围扩大4.24%。

为了进一步优化压气机内部的流场结构,大量研究人员提出了主动控制和被动控制耦合的流动控制方法。Ma等^[20]将微涡流发生器和边界层抽吸方法耦合应用在某型压气机,计算结果表明,该方法降低了总压损失,延迟压气机失速,压气机的性能进一步提高。Cao等^[21]提出了一种边界层抽吸与弓形叶片耦合的流动控制手段。研究结果表明,该方法的应用使总压损失降低了31.4%,但端壁区域的速度损失会随着抽吸系数的增加而增加。

上述研究发现,主动控制和被动控制方法的合适耦合会进一步提高压气机的气动性能。叶片开缝结构简单,流动控制效果显著,而边界层抽吸调节灵活,会进一步改善压气机内部流场结构。综上所述,本文提出了三种叶片开缝和端壁边界层抽吸耦合的流动控制方案,研究该方法对压气机内部流场结构的影响,进而获取控制机理。

2 数值方法

本文以一跨声速轴流压气机NASA Stage 35为研究对象。其中,设计流量为20.188kg/s,总压比为1.82,等熵效率为82.8%,转速为17188.7r/min,转子叶片数为36,静子叶片数为46,详细设计参数及试验数据请参照文献[22-23]。利用商业软件NUMECA进行数值模拟,研究设计转速条件下,叶片开缝和端壁边界层抽吸耦合的流动控制方案对压气机性能及流场结构的影响机理。

时间项采用中心差分格式的有限体积法,空间

项采用四阶 Runge-Kutta 方法。采用多重网格技术、局部时间步长和隐式残差光滑等手段加速收敛。将具有周期性的单个转静子通道作为计算域进行网格划分。如图 1 所示,叶片表面为 O-4-H 拓扑结构,进口、出口和上下块均采用 H 型网格,叶片表面块采用 O 型网格块。设置压气机进口总压、总温、轴向气流角以及出口平均静压。转静子叶片运用绝热无滑移边界, CFL 条件数为 3.0。为了保证较好的鲁棒性,转静子交界面采用周向守恒型连接面。由于在近失速点附近,压气机内部流场结构复杂,所以近失速点附近压气机的进口质量流量、出口质量流量、压比和效率都有较小的振荡,但此时进口流量和出口流量都差异不大,残差也保持在比较稳定的水平。图 2 为试验值与不同湍流模型计算结果比较,其中计算域网格数为 230 万。根据图中发现,Spalart-Allmaras 和 $k-\epsilon$ 模型的计算结果与试验值吻合度较好,这两种模型的预测结果也相差不大,所以在保证计算精度的前提下,为了进一步缩短计算时间,本文利用 Spalart-Allmaras 湍流模型进行数值求解。设定第一层壁面网格宽度为 $3\mu\text{m}$,以满足 Spalart-Allmaras 湍流模型 $y^+ < 10$ 的计算要求。

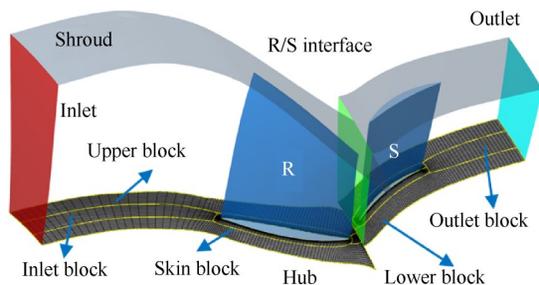


Fig. 1 Geometric configuration and mesh structure of the computation domain

为了消除网格数量对数值模拟结果的影响,本文分别对不同网格数下的 Stage 35 进行计算。设计点试验数据与三种不同网格数的模拟结果对比如图 3 所示,图中 Grid 1, Grid 2 和 Grid 3 网格数分别为 167 万、230 万和 339 万。图中数值模拟结果与试验数据基本一致,并随着网格数的增加保持不变。在保证计算精度的前提下,为了进一步缩短计算时间,本文拟采用 Grid 2 网格进行数值模拟。图 4 为 Grid 2 网格不同换算转速的数值模拟结果与试验数据的对比。其中, $100\%n_{cor}$ 最大总压比误差为 1.28%, $90\%n_{cor}$ 和 $70\%n_{cor}$ 分别为 1.63% 和 1.49%。它们的最大效率误差分别为 2.61%, 2.44% 和 2.33%。数值模拟的质量流量范围小于试验结果。根据文献[24]所述,本文

单一通道转子的定常计算是导致该误差的主要原因。除此之外,建立数值求解模型所采用的简化处理也会导致误差的出现。而本文做的是流动控制方法的对比研究,因此,认为该模拟方法计算获得的结论可用。

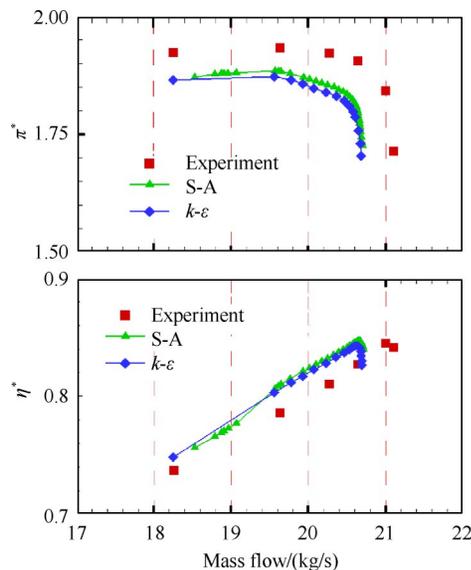


Fig. 2 Comparison of experiment and different turbulence model

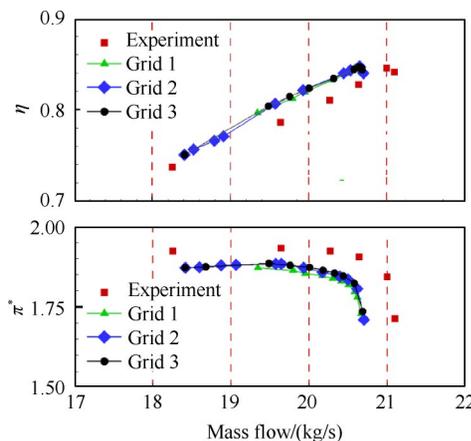


Fig. 3 Comparison between the experimental data and the numerical results with different cell number at design point

为了进一步提高射流的动能,本文叶片开缝均为收敛结构。根据课题的前期工作发现^[25],对静叶 65%~70% 弦长附近位置进行开缝,开缝进口和出口宽度分别为 2mm 和 1.3mm 时,能够较大程度地改善压气机的内部流场结构,如图 5 所示。图中, c 表示弦长, h 表示叶片高度,分别对 Stage 35 压气机静子叶片进行 3 种开缝方案,如图 5(b)~(d) 所示。

其中, Slot 1 在全叶高范围开缝, Slot 2 在 33.3%~66.6% 叶高范围内开缝, Slot 3 在 66.6%~100% 叶高范

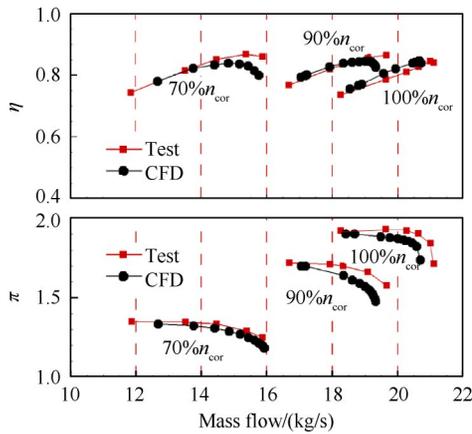


Fig. 4 Comparison between experimental data and numerical results at different percent of design rotation speed

围内开缝。在满足仿真精度的条件下,为了节约计算成本,射流缝与叶片表面连接的网格域采用非匹配连接(NMB)。射流缝内部网格结构为H型结构化网格,Slot 1, Slot 2和Slot 3射流缝内网格数分别为69840,25200和25200。

课题组曾利用相同的数值方法对叶栅进行开缝研究,如文献[26]所示。文中对射流缝的进出口及叶片表面的连接方式进行无关性验证,如图6所示。图6为两种不同连接方式叶高50%处叶片表面等熵马赫数曲线图,CON表示匹配连接;NMB表示非匹配连接; x 表示距叶片前缘点的弦向距离。两种连接方式的计算结果基本吻合,所以本文采用的网格非匹配连接方式对计算结果影响很小。

由于Stage 35压气机模型静子无叶顶间隙,所以将边界层抽吸槽设置在紧贴静子吸力面端壁处,文中用BLS表示边界层抽吸流动控制方法。抽吸槽弧度和静子叶片相同,机匣内壁为抽吸槽进口,如图7(a)为抽吸槽网格结构,图7(b)为50%弦长处剖面图。根据文献[27-28],宽度和深度均为1mm的抽吸槽能够有效改善端壁区域的流场结构,所以本文设置抽吸槽网格宽度和深度均为1mm。由于在静子吸力面100%叶高附近存在大面积低速区,所以为了对该区域低速流体进行较大程度的抽吸,抽吸槽范围为从静子叶片吸力面前缘到尾缘。内部为H型结构化网格,抽吸槽网格数为19200,抽吸流量为0.2kg/s,占Stage 35压气机总质量流量的1%。本文将抽吸槽分别与三种开缝方案进行组合应用,提出3种流动控制的耦合方案。其中,Slot 1,2和3与BLS耦合方案分别用CS 1,CS 2和CS 3表示。

3 结果与讨论

根据文献[25]所述,稳定裕度改进量 ΔSM 公式如下,它直接代表稳定裕度的提升。

$$\Delta SM = \left[\left(\frac{\pi_F^*}{\pi_B^*} \right)_{ns} \cdot \left(\frac{m_B}{m_F} \right)_{ns} - 1 \right] \times 100\% \quad (1)$$

式中 π^* 表示总压比, m 表示质量流量,下标F表示本文的流动控制结果,下标B表示Stage 35原型数据,下标ns表示近失速点。

压气机效率公式定义如下

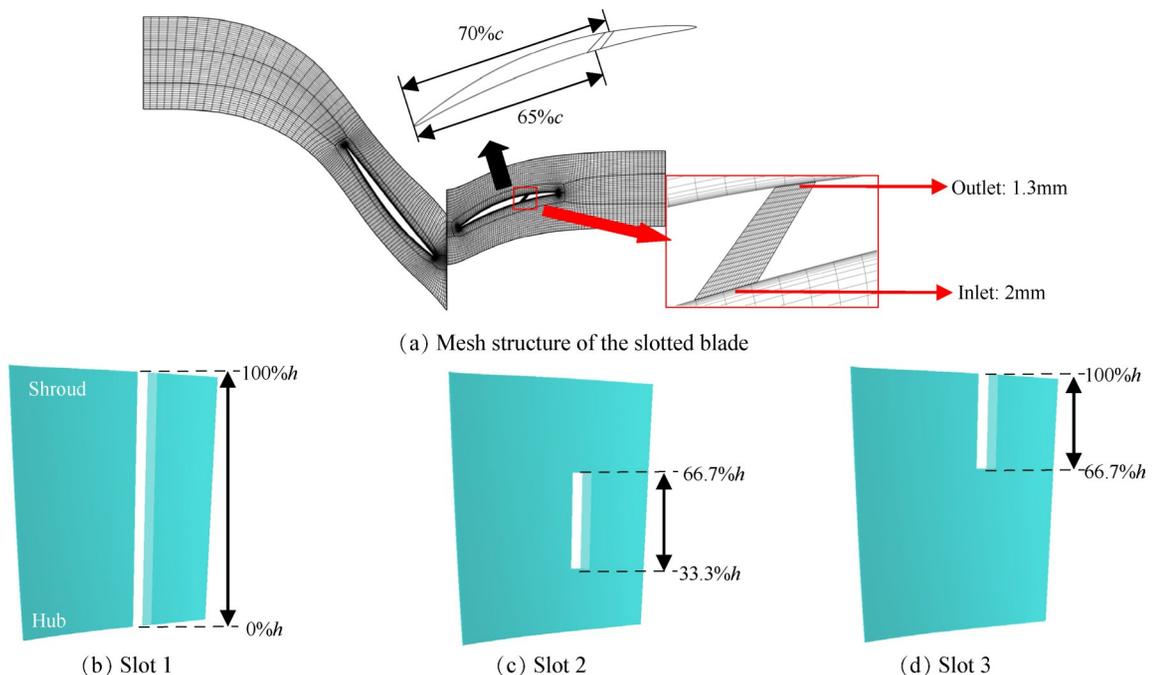


Fig. 5 Geometric configuration and mesh structure of three slotted blade schemes

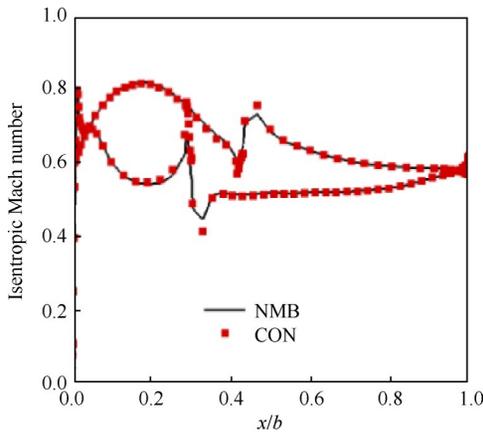


Fig. 6 Isentropic Mach number of blade^[26]

$$\eta_k^* = \frac{\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{(T_k^*/T_1^*) - 1} \quad (2)$$

式中 π_k^* 表示总压比, T_k^* 表示压气机出口总温, T_1^* 表示压气机进口总温。

图 8 为采用不同流动控制方法在压气机设计转速下的特性对比。根据图中可知, 叶片开缝和边界层

抽吸都有其各自的优势, 主动控制和被动控制方法应用后, 压气机质量流量范围增大, 叶片开缝被动控制方法使压气机效率下降, 而边界层抽吸使近失速点附近的压气机效率上升。三种开缝方案中, Slot 1, 2 和 3 稳定裕度分别提升了 1.31%, 0.59% 和 1.22%。边界层抽吸应用后, 压气机在近失速点的总压比和总效率分别提升了 0.44% 和 0.77%, 稳定裕度也提升了 1.28%。虽然边界层抽吸会造成少量的能量损失, 但是在近失速工况下, 压气机的效率和压比均增加, 所以在近失速工况下, 抽吸带来的收益大于抽吸的能量损失。

图 9 为静子通道的相对马赫数分布图, 选取了 5 个截面的流场进行分析, 其中两个位于 50% 和 99% 叶高处, 另外三个分别位于静叶 30%, 50% 和 80% 弦长处, 如图 9(a) 所示。Slot 1, 2 和 3 三种射流方案条件下, 静叶端壁区域均出现了堵塞现象, 如图 9(c)~(e)。虽然射流质量流量远远低于主流质量流量, 但是相比较 Slot 2 和 3, Slot 1 径向开缝长度较大, 射流范围较大, 较大范围的射流与主流之间相互掺混后

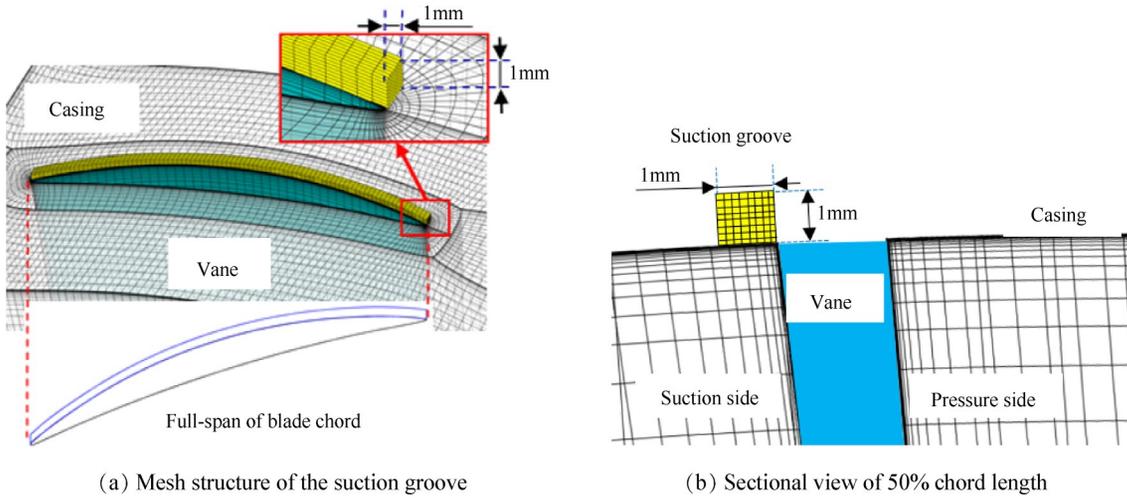


Fig. 7 Geometric configuration and mesh structure of BLS scheme

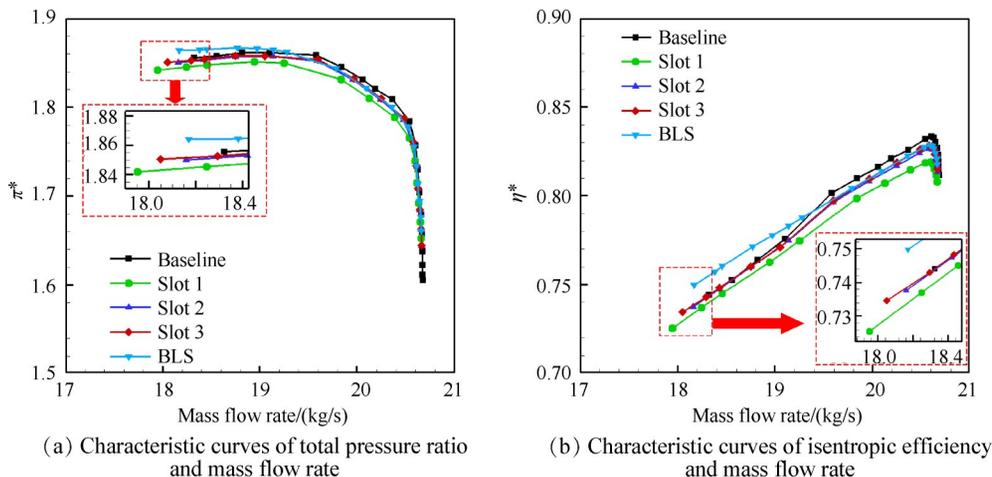


Fig. 8 Comparison of overall performance of Stage 35 with or without flow control scheme

会引发较大的流动损失,所以在轮毂到50%叶高范围内,Slot 1边界层略有增厚。综合比较发现,在增加质量流量范围方面,全叶高开缝(Slot 1)比局部(Slot 2和3)开缝效果更好,但是效率会降低。并且与Slot 2射流缝相比较,Slot 3能够更好地改善端壁区域的流场结构。除此之外,根据图9(f)发现,边界层抽吸方案能够进一步改善静子吸力面处的流场结构,这是使压气机总压比和效率提升的主要原因,但是压力面的堵塞增加又使得压气机峰值效率恶化。综合以上内容可知,射流缝虽然能够对静子吸力面边界层进行有效的吹除,但是射流缝的应用之后,静子吸力面机匣附近仍然存在较大面积的低速流体区,而边界层抽吸手段能够有效地改善该区域的流场结构,

后文将对这两种控制手段耦合应用到压气机上,探究耦合控制方案对压气机性能及流场结构的影响。

基于以上分析,在流动控制方面,主动控制方法和被动控制方法均有各自的优缺点。所以为了进一步改善压气机内部的流场,应提高压气机性能。

图10为三种耦合方案的特性比较,根据图中发现,局部叶片开缝的CS 2和CS 3兼备射流缝和边界层抽吸的优点。CS 2和CS 3质量流量范围增大,近失速点处的总压比和效率增加, ΔSM 分别为1.27%和1.67%。然而,CS 1全叶高开缝的耦合方案对压气机内部流场影响较大,压气机性能降低,CS 1在近失速点处的总压比和效率均降低,但是 ΔSM 为1.35%。

图11为静子叶片吸力面流线和静压分布图,根

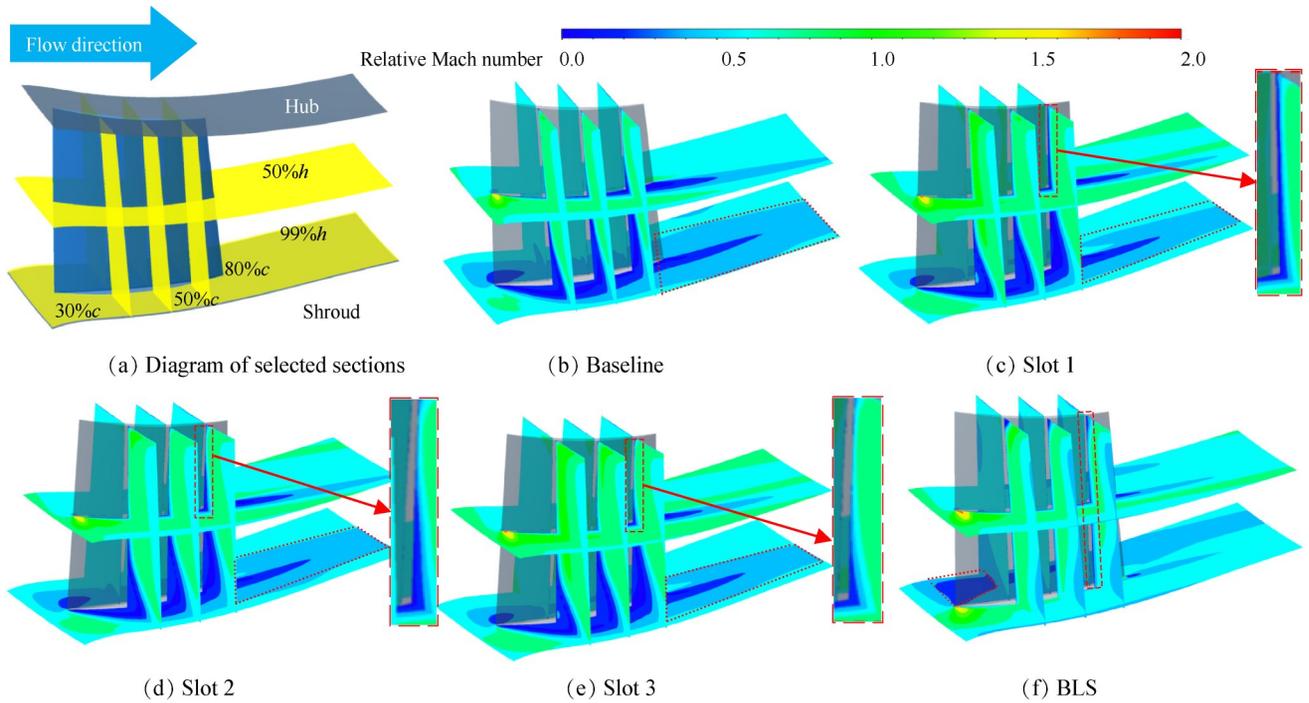


Fig. 9 Mach number distribution of the vane row

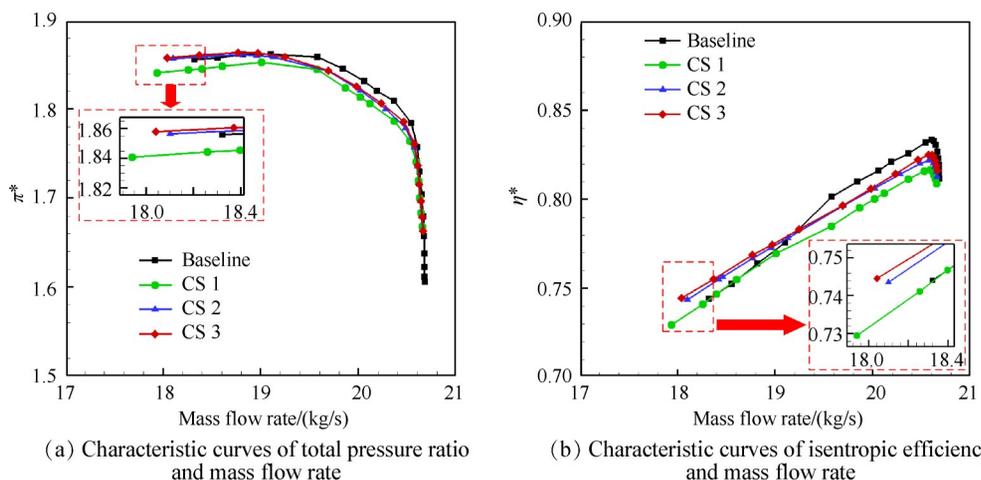


Fig. 10 Comparison of overall performance of Stage 35 with or without coupled flow control schemes

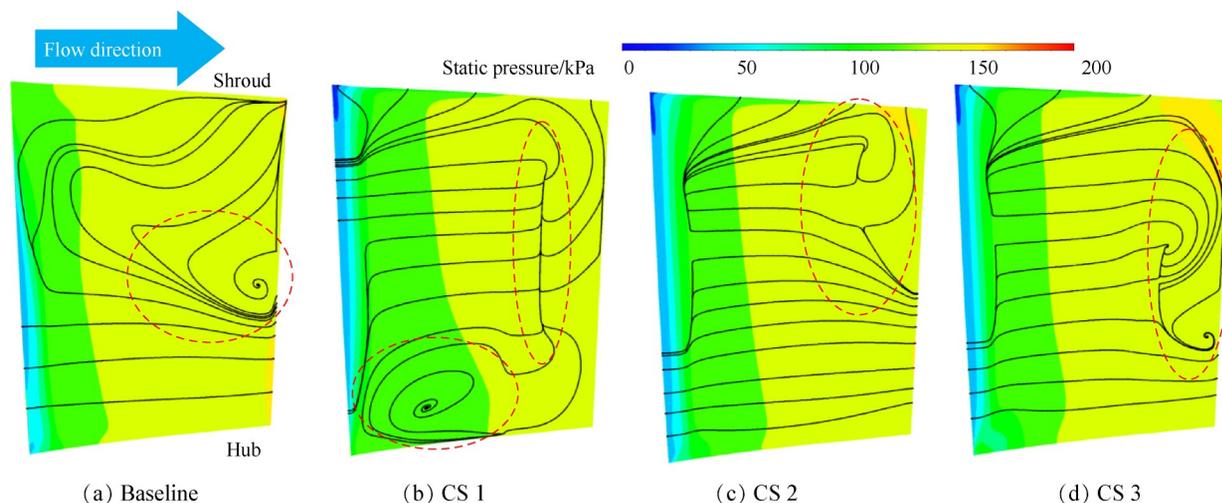


Fig. 11 Streamline and static pressure distribution on convex of the vane suction surface

据图中发现,在静子尾缘附近,三种耦合方案的高静压区均减小,吸力面附近低能流体的逆压梯度降低,轮毂附近的流线比机匣附近更加平滑。在静子吸力面边界层分离和主流的相互作用下,在 50% 叶高处,产生了由于流动分离所导致的较大尺度壁面涡。由于射流的原因,静子叶片尾缘附近边界层会被进一步吹除,并在射流缝附近形成局部的堵塞效应,所以射流缝附近的流线会积聚在一起。相比较原型流场结构,耦合方案的应用使径向流得到抑制,吸力面处的流线更加平滑。但是 CS 1 耦合方案应用之后,此时为全叶高开缝,扰乱了轮毂附近低叶高处的流线,在轮毂附近形成一个回流区,回流区的存在极大地影响了压气机的内部流场,导致压气机总压比和效率降低。所以虽然边界层抽吸能够改善压气机的内部流场,不能抵消全叶高开缝所起到的负面影响,而局部叶高开缝与抽吸槽的耦合能够实现较好的流动控制效果。

图 12 为静子叶片尾缘处的流线和马赫数分布图。由于径向流的原因,在机匣附近区域形成较大尺度的涡流,出现明显的低速区,进而堵塞机匣附近的流场,如图 12(a)所示。而根据图 12(b)~(d)所示,三种耦合方案应用后,叶尖附近流线更加平滑,低速区明显减小,堵塞现象得到极大改善。CS 1 耦合方案应用之后,叶根吸力面附近出现较大范围的低速区,这是由于全叶高开缝后,产生较大强度的射流,与轮毂附近的低速流体相互作用所导致的。而 CS 2 和 CS 3 耦合方案应用后,该现象被极大地改善。

综合以上内容得出,在流动控制机理方面,静子开缝和边界层抽吸各有自身的优势。如图 11 和图 12 所示,叶片开缝射流打破了径向流动,从而改善内部

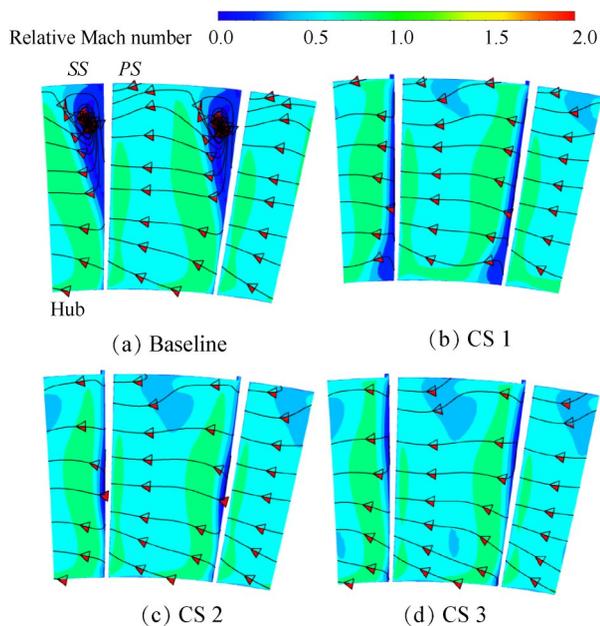


Fig. 12 Streamline and Mach number distribution on TE of the vane

的流场结构。边界层抽吸将低能流体吸入抽吸槽内,叶尖区域的低速区明显减小。同时将射流缝和边界层抽吸耦合应用后,内部流场结构会进一步改善,压气机性能明显提高。

表 1 为上述所有流动控制方案的主要特性参数,根据表 1 中数据发现,上述所有流动控制方案均实现了稳定裕度的提高。而三种耦合方案均实现了更为显著的流动控制效果,进一步说明了耦合流动控制方案的可行性,对叶尖位置流场改善效果优于叶根区域。除了 CS 1, CS 2 和 CS 3 近失速点处的总压比和效率均增加,局部叶片开缝的耦合方案对内部流场改善效果较好,压气机性能进一步提升。

Table 1 Main characteristic parameters of the compressor at near stall point

Parameter	Mass flow rate/(kg/s)	Total pressure ratio	Efficiency	$\Delta SM/\%$
Baseline	18.322	1.8558	0.7440	-
Slot 1	17.950	1.8420 ↓	0.7256 ↓	1.31
Slot 2	18.159	1.8501 ↓	0.7376 ↓	0.59
Slot 3	18.050	1.8505 ↓	0.7347 ↓	1.22
BLS	18.170	1.8640 ↑	0.7498 ↑	1.28
CS 1	17.941	1.8417 ↓	0.7296 ↓	1.35
CS 2	18.100	1.8566 ↑	0.7442 ↑	1.27
CS 3	18.042	1.8579 ↑	0.7446 ↑	1.67

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)射流缝能够对静子吸力面边界层进行有效的吹除。边界层抽吸手段会减小静子叶片吸力面附近的低速区。而边界层抽吸与静叶开缝射流的耦合应用会兼顾各自的优势,压气机内部流场得到进一步改善,整体性能得到进一步提升。

(2)除了全叶高开缝与边界层抽吸的耦合方案,中间叶高开缝与边界层抽吸的耦合方案和上部叶高开缝与边界层抽吸的耦合方案在近失速点处的总压比和效率均增加,几何结构修改较少,内部流场进一步改善,压气机性能进一步提升。

综合以上内容,局部叶片开缝和边界层抽吸的耦合方案是可行的。

致 谢:感谢翼型、叶栅空气动力学重点实验室基金的资助。

参考文献

- [1] Ziegler B. Adjoint Method-Based Inverse Design of Transonic Compressor Cascade with Boundary Layer Control [J]. *Progress in Computational Fluid Dynamics*, 2017, 17(6): 335-343.
- [2] Zhao W, Zheng Q, Jiang B, et al. A Passive Control Method of Hub Corner Stall in a 1.5-Stage Axial Compressor under Low-Speed Conditions [J]. *Energies*, 2020, 13(1).
- [3] Staats M, Nitsche W. 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): 031004.
- [4] Zhu J Q, Chu W L. The Effects of Bend Skewed Groove Casing Treatment on Performance and Flow Field near Endwall of an Axial Compressor[C]. *Reno: 43rd AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005.
- [5] Tan C Q, Zhang H L, Chen H S, et al. Flow Separation Control by Using Bowed Blade in Highly Loaded Turbine Cascades [J]. *Science in China Series*, 2009, 52(6): 1471-1477.
- [6] Liu H R, Yue S Y, Wang Y G, et al. Unsteady Study on the Effects of Matching Characteristic of Tandem Cascade on the Performance and Flow at Large Angle of Attack [J]. *Journal of Thermal Science*, 2018, 27(6): 505-515.
- [7] Tang Y M, Liu Y W. Aerodynamic Investigation of Datum and Slotted Blade Profiles under Different Mach Number Conditions[J]. *Energies*, 2020, 13(7): 1673.
- [8] Hu J G, Wang R G, Li R K, et al. Experimental Investigation on Separation Control by Slot Jet in Highly Loaded Compressor Cascade[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 232(9): 1704-1714.
- [9] Li J C, Liu Y, Du J, et al. Automatic Stability Control Using Tip Air Injection in a Multi-Stage Axial Flow Compressor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 98: 105707.
- [10] Qin Y, Song Y P, Chen F, et al. Active Flow Control by Means of Endwall Synthetic Jet on a High-Speed Compressor Stator Cascade[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2018, 232(6): 641-659.
- [11] Guo S, Chen S W, Song Y P, et al. Effects of Boundary Layer Suction on Aerodynamic Performance in a High-Load Compressor Cascade [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(2): 179-186.
- [12] Liu Y W, Sun J J, Lu L P. Corner Separation Control by Boundary Layer Suction Applied to a Highly Loaded Axial Compressor Cascade [J]. *Energies*, 2014, 7(12): 7994 - 8007.
- [13] Rockenbach R W. Single Stage Experimental Evaluation of Slotted Rotor and Stator Blading [R]. *NASA-CR-54553*, 1968.
- [14] Hu J G, Wang R G, Huang D Q. Flow Control Mechanisms of a Combined Approach Using Blade Slot and Vor-

- tex Generator in Compressor Cascade [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 78: 320–331.
- [15] Hu J G, Wang R G, Li F, et al. Experimental Assessment of a New Combine Flow Control Approach in Compressor Cascade [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2018, 97: 313–323.
- [16] Hu J G, Wang R G, Huang D Q. Improvements of Performance and Stability of a Single-Stage Transonic Axial Compressor Using a Combined Flow Control Approach [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 283–295.
- [17] Wang Z, Chang J, Zhang J, et al. Investigations on Flowfield Behavior and Resistance Backpressure Characteristics of Supersonic Cascade with Boundary Layer Suction [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 152: 588–601.
- [18] Sun J J, Liu Y W, Lu L P, et al. Control of Corner Separation to Enhance Stability in a Linear Compressor Cascade by Boundary Layer Suction [J]. *Procedia Engineering*, 2014, 80: 380–391.
- [19] Lei S, Liu B, Na Z Z, et al. Experimental Investigation of a Counter-Rotating Compressor with Boundary Layer Suction [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28 (4): 1044–1054.
- [20] Ma S, Chu W, Zhang H, et al. A Combined Application of Micro-Vortex Generator and Boundary Layer Suction in a High-Load Compressor Cascade [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(5): 1171–1183.
- [21] Cao Z Y, Liu B, Zhang T, et al. Influence of Coupled Boundary Layer Suction and Bowed Blade on Flow Field and Performance of a Diffusion Cascade [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(1): 249–263.
- [22] Reid L, Moore R D. Design and Overall Performance of Four Highly-Loaded, High Speed Inlet Stages for an Advanced, High Pressure Ratio Core Compressor [R]. *NASA Technical Paper 1978–1337*.
- [23] Reid L, Moore R D. Performance of Single-Stage Axial-flow Transonic Compressor with Rotor and Stator Aspect Ratios of 1.19 and 1.26, Respectively, and with Design Pressure Ratio of 1.82 [R]. *NASA-TP-1338*, 1978.
- [24] Cui J, Zhao B, Liu Y W, et al. Numerical Research on the Safety and Performance of Transonic Compressor with Bleed Air at Multiple Operation State [J]. *Procedia Engineering*, 2014, 80: 352–364.
- [25] Zhang G C, Gao T Y, Xu Z H, et al. Influences of Slotted Blade on Performance and Flow Structure of a Transonic Axial Compressor [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2021, 235(6): 1344–1354.
- [26] 皋天一, 张国臣, 徐志晖, 等. 转子叶尖开缝对跨声速轴流压气机性能及流场结构影响机理研究 [J]. *推进技术*, 2022, 43(3). (GAO Tian-yi, ZHANG Guo-chen, XU Zhi-hui, et al. Mechanism of Effects of Rotor Blade Tip Jet Slot on Performance and Flow Structure of Transonic Axial Compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(3).)
- [27] 张博涛, 刘波, 王何建. 端壁抽吸控制下攻角对压气机叶栅叶尖泄漏流动的影响 [J]. *航空动力学报*, 2020, 35(11): 2400–2412.
- [28] 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). (GAO Li-min, GUO Yan-chao, LI Rui-yu, et al. Flow Separation of Compressor Cascade Controlled by Boundary Layer Suction at High Subsonic Velocity [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(4).)

(编辑:梅 瑛)