

# 低反力度跨声速转子的叶顶喷气扩稳数值研究\*

丁圣力, 陈绍文, 陈帅瞳, 王松涛

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:** 为进一步提高低反力度压气机的稳定工作范围, 以某三级低反力度高负荷压气机首级跨声速转子为研究对象, 借助三维数值模拟方法, 进行了叶顶喷气扩稳研究, 分析讨论了叶顶喷气提升低反力度压气机转子稳定性的机理, 并探讨了不同喷气轴向位置对扩稳效果及气动性能的影响。结果表明: 叶顶喷气通过削弱叶顶泄漏涡和通道激波的相互作用, 抑制了转子近失速工况下泄漏涡的破碎, 消除了叶顶通道的大面积堵塞, 拓宽了转子的稳定工作边界; 随着喷嘴的位置从叶顶前缘处沿轴向上游移动, 转子的失速裕度提升量呈现出先增大后减小的趋势, 综合扩稳效果和对压气机总性能参数的影响, 最佳喷气轴向位置为叶顶前缘上游转子5%叶顶轴向弦长处; 叶顶喷气改变了转子气动参数的径向分布, 降低了转子上15%叶高范围内的负荷, 同时也使得其它叶高区域的负荷提升。

**关键词:** 低反力度压气机; 叶顶喷气; 喷气位置; 扩稳机理; 气动性能

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 06-200773-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200773

## Numerical Investigation of Stability Enhancement with Tip Air Injection in a Low-Reaction Transonic Rotor

DING Sheng-li, CHEN Shao-wen, CHEN Shuai-tong, WANG Song-tao

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

**Abstract:** In order to further improve the stable working range of the low-reaction compressor, the effects of tip air injection on extending stall margin were studied in the first-stage transonic rotor of a three-stage low-reaction high-load compressor by three-dimensional numerical simulations. Stability-enhancing mechanism and the impact of injector axial positions on stability enhancement and aerodynamic performance of the rotor were discussed. The results show that tip air injection suppresses the breaking of the leakage vortex under the near-stall condition of the rotor by weakening the interaction between the tip leakage vortex and the passage shock wave and eliminating the large-area blockage of the blade tip passage, which result in widening the rotor's stable operating margin. As the injector moves axially upstream from the tip leading edge, the increment of stall margin presents a trend of increasing first and then decreasing. Considering the effect of stall margin improvement and the overall rotor performance parameters, the optimal injection axial position is 5% of the rotor axial chord length upstream of the tip leading edge. Tip air injection changes the radial distribution of the rotor aerodynamic parameters. The compression work of the outer 15% span is reduced, and the load of other spans increase.

**Key words:** Low-reaction compressor; Tip air injection; Injection position; Stability-enhancing mechanism; Aerodynamic performance

\* 收稿日期: 2020-10-03; 修订日期: 2021-03-01。

基金项目: 国家自然科学基金 (52076052); 国家科技重大专项 (Y2019-VIII-0013-0174)。

作者简介: 丁圣力, 博士生, 研究领域为高负荷压气机设计及扩稳。

通讯作者: 陈绍文, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械内的流动机理及控制。

引用格式: 丁圣力, 陈绍文, 陈帅瞳, 等. 低反力度跨声速转子的叶顶喷气扩稳数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(6):200773. (DING Sheng-li, CHEN Shao-wen, CHEN Shuai-tong, et al. Numerical Investigation of Stability Enhancement with Tip Air Injection in a Low-Reaction Transonic Rotor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(6):200773.)

## 1 引言

低反力度跨声速压气机<sup>[1]</sup>是一种新型的高负荷压气机气动设计理念,在实现高增压比的同时还能保持压气机的高效流动,可用于改善高推重比航空发动机压缩系统的工作性能。然而,压气机的强增压过程决定了其具有气动失稳的特性,因此确保低反力度高负荷压气机足够的稳定工作范围十分关键。张龙新等<sup>[2]</sup>提出了端壁抽吸结合串联叶栅的主/被动联合流动控制技术,使低反力度压气机静子可在宽广的攻角范围内工作。孙士珺等<sup>[3-4]</sup>对低反力度转子进行了前掠叶片设计,有效拓宽了转子的稳定工作范围,同时改善了转子的气动性能。朱伟等<sup>[5]</sup>在低反力度压气机上应用了周向槽机匣处理技术,在未造成气动性能损失的情况下提升了压气机的失速裕度。

在过去的几十年中,国内外发展了多种主、被动控制技术以拓宽压气机的稳定工作范围<sup>[6-9]</sup>,叶顶喷气是其中最具代表性的技术之一。叶顶喷气作用方式灵活多样,并且具有不降低甚至提高压气机效率的优势,Weigl等<sup>[10]</sup>对一台单级跨声速轴流压气机实施了主动失速控制,采用叶顶喷气作为控制手段,将周向均布在转子上游机匣内壁面的喷嘴通过反馈回路与可感受模态波扰动的高频传感器相连,使喷嘴产生具有模态波相位的非定常气流,抑制模态波的形成或发展,结果表明,非定常喷气对压气机失速裕度的增量大于定常喷气,但是定常喷气也具有良好的扩稳效果,且喷气结构简单、实用性更强。Suder等<sup>[11]</sup>对单个跨声速压气机转子进行了定常叶顶喷气的试验和数值研究,指出定常喷气对裕度的提升量与射流后叶尖区域的质量平均速度呈正相关。Khaleghi等<sup>[12]</sup>对 NASA Rotor 67 开展了叶顶喷气的数值研究,指出大于1.5%主流流量的喷气量可以降低叶尖负荷并将流道内的激波向后推移。Hiller等<sup>[13]</sup>通过试验的方法研究了叶顶喷气对多级压气机的作用效果,其研究表明:只有喷气量大于主流流量的2%时,叶顶喷气才能有效地提升压气机的失速裕度;叶顶喷气会显著改变压气机加功量的径向分布,影响多级压气机的级间匹配。

喷气轴向位置是开展叶顶喷气扩稳研究时关注的重要参数。Cassina等<sup>[14]</sup>对一台低速轴流压气机开展了叶顶喷气的参数化数值研究,设置了不同喷气轴向位置方案,指出当喷气位置与动叶前缘的间距从50%轴向弦长变化到100%轴向弦长时,压气机的

失速裕度有较大的提升,而间距从100%轴向弦长增加到150%轴向弦长时,压气机的失速裕度仅有微小的提升。童志庭<sup>[15]</sup>对低速轴流压气机进行了微喷气试验研究,指出当叶顶喷气位于叶顶泄漏涡起始位置之前时,喷气可抑制泄漏涡的非定常性,并将泄漏涡的起始位置向下游推移,取得良好的扩稳效果。

喷射气流的附壁能力直接决定了叶顶喷气使压气机失速裕度的提升量,使用安装在机匣上方带有一定径向角度的喷嘴会影响叶顶喷气的扩稳性能,而Weigl等<sup>[10]</sup>、Suder等<sup>[11]</sup>使用的浸入流道的可产生附壁气流的片状喷嘴无法应用到多级压气机中。St-razisar等<sup>[16]</sup>设计了一种利用科恩达原理的新型喷嘴,安装在机匣外壁面上,并可产生附着于机匣内壁面流动的气流。自此以后,许多研究者采用这种形式的喷嘴进行压气机的叶顶喷气扩稳研究<sup>[13,17-19]</sup>。

以上的研究集中于常规负荷的压气机,本文以有别于常规压气机流动特征的低反动度压气机为研究对象,对高负荷转子开展叶顶喷气的数值研究,分析叶顶喷气对转子性能参数的影响,探讨叶顶喷气的扩稳机理,并讨论不同喷气轴向位置对扩稳效果的影响。

## 2 研究对象和数值计算方法

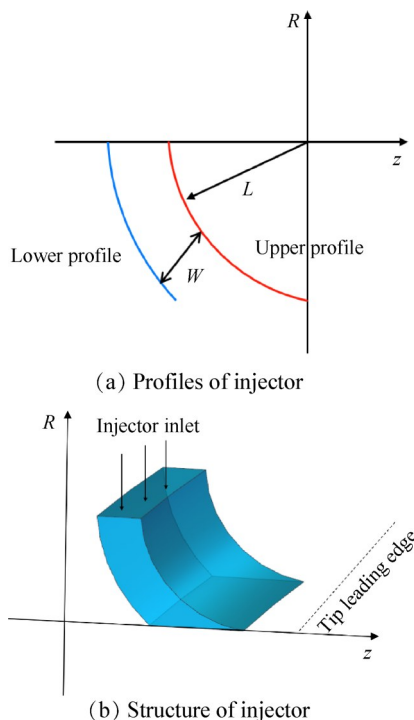
本文以某三级低反动度跨声速压气机首级转子为研究对象,为了充分挖掘其做功潜力,除激波提供扭速外,还大幅增加了激波后的气流折转,其中,叶顶处的几何折转角高达54.4°。与此同时,通过应用轴向加速有效避免了转子流道内激波/附面层干涉造成的大尺度分离流动,实现高效、高载荷工作,其设计点处质量流量为16.92kg/s,效率为93%,载荷系数为0.7,表1给出了该转子主要的几何以及气动参数。

喷嘴结构如图1所示,采用Coanda型面,上下型线为同心圆弧,图中 $L$ 为上型线半径, $W$ 为喷嘴宽度。喷气轴向偏角为0°,喷嘴个数与转子叶片数相同,即36;喷气量约为原型转子设计流量的2.15%,喷气轴向位置 $z$ 分别设置于 $0\%C_x$ 、 $-5\%C_x$ 、 $-15\%C_x$ 、 $-20\%C_x$ 处( $C_x$ 代表叶顶轴向弦长,“-”表示叶顶前缘上游)。

主流网格采用O4H拓扑结构。叶片表面为O型网格,环绕叶片表面的网格节点数为249,展向网格节点数为73;叶顶间隙采用蝶形网格,径向布置17个网格节点,流向网格节点数为249。喷嘴网格采用H型拓扑结构,网格数约为16万。首层网格厚度为 $3\mu\text{m}$ ,保证壁面 $y^+<5$ 。采用Numeca的EURANUS求解

**Table 1 Geometric and aerodynamic parameters of the compressor rotor**

Parameter	Symbol	Value
Blade number	$n$	36
Tip speed/(m/s)	$u$	370
Tip axial chord/mm	$C_x$	69
Tip camber angle/( $^\circ$ )	$\Delta\beta$	54.4
Tip clearance/mm	$g$	0.4
Aspect ratio	$AR$	0.8
Tip relative Mach number	$Ma$	1.21
Design mass flow rate/(kg/s)	$m$	16.92
Design pressure ratio	$\pi^*$	2.68
Design efficiency	$\eta$	0.93
Tip loading coefficient	$\psi$	0.7

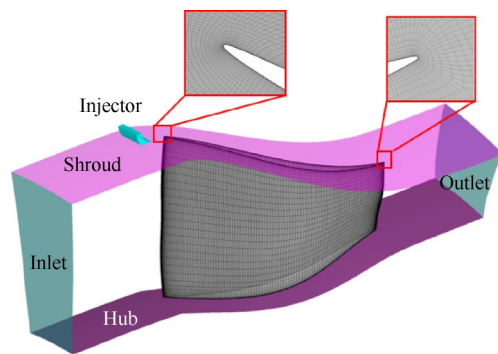


**Fig. 1 Schematic diagram of the injector structure**

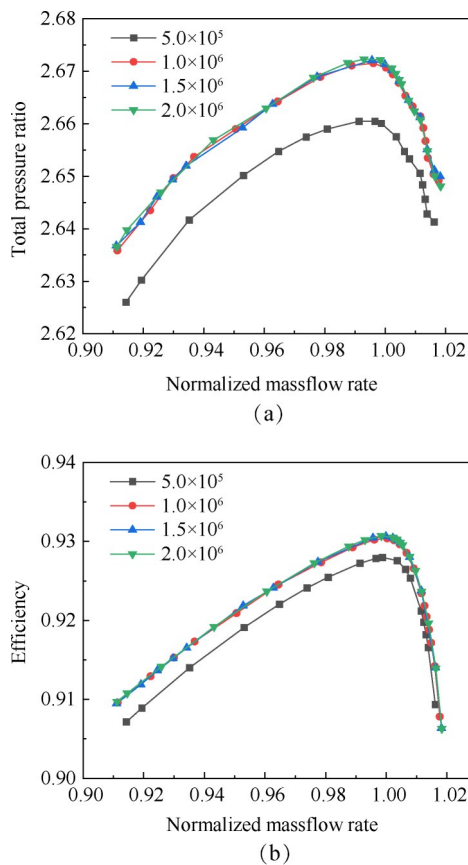
器进行三维数值计算,湍流模型选择 Spalart-Allmaras 模型,空间离散采用中心差分格式,利用多重网格技术加速收敛。主流通道进口边界给定总压 101325Pa,总温 288.15K,通道出口给定中径处静压,按照简单径向平衡方程求解获得出口静压展向分布。在所有计算条件下,喷嘴进口边界均给定总压 166kPa,总温 288.15K。固体壁面给定绝热和无滑移边界条件。在失速点附近,背压每次提高 50Pa 直至计算发散,从而得到转子的工作特性线。

图 2 为计算域及计算网格示意图。通过将转子主流通道网格总数由 50 万逐渐增加至 200 万,进行数值方法的网格无关性验证。图 3 给出了不同网格

密度下动叶的总压比和效率的特性曲线,当网格数大于 100 万时,转子的工作范围和气动性能基本不发生变化,因此,本文选取的主流通道网格数量为 100 万。



**Fig. 2 Schematic diagram of the computational domain**



**Fig. 3 Comparison of overall performance for different meshes**

### 3 结果分析

#### 3.1 叶顶喷气对转子工作特性及性能参数的影响

在计算低反力度转子特性曲线时,为了移除外部气流能量输入对转子性能的影响,总压比和绝热效率分别定义为

$$\pi^* = \frac{m_2 p_2^* - m_0 (p_0^* - p_1^*)}{m_2 p_1^*} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{(\pi^*)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\frac{m_2 T_2^* - m_0 (T_0^* - T_1^*)}{m_1 T_1^* + m_0 T_0^*} - 1} \quad (2)$$

式中  $m, p^*, T^*$  分别代表流量、总压和总温; 下标 0, 1, 2 分别表示喷嘴进口、转子主流通道的进出口;  $k=1.4$ 。

图4给出了不同轴向位置喷气对转子工作特性的影响, 横坐标为转子进口流量与喷气量之和基于原型转子的设计流量进行无量纲化处理。

从图4中可以看出, 随着喷气位置从叶顶前缘向上游移动时, 喷气影响下转子设计点的效率先减小后增大,  $0\%C_x$  处喷气对效率的提升量最大, 为  $0.148\%$ ;  $-15\%C_x$  处喷气使效率下降了  $0.145\%$ 。 $-20\%C_x$  处喷气下转子的效率特性线几乎与原型一致, 其他三个喷气位置使转子在近失速点处的效率有不同程度的提升, 其中效率最大提升量在  $-5\%C_x$  处喷气时取得, 达到  $0.389\%$ 。 $-20\%C_x$  和  $-15\%C_x$  两处喷气在大部分流量范围内提高了转子的总压比;  $-5\%C_x$  处喷气作用下转子在设计点的效率与原型持平, 将峰值压比点向特性线左侧移动并提升了峰值压比;  $0\%C_x$  处喷气使转子的总压比略有下降。不同位置的喷气方案均提升了转子在近失速点处的总压比。根据文献[11], 使用式(3)评估叶顶喷气对转子失速裕度提升量。

$$SMI = \frac{m_{stall, Baseline} - m_{stall}}{m_{stall, Baseline}} \quad (3)$$

式中  $m_{stall, Baseline}$  和  $m_{stall}$  分别表示原型转子和喷气作用下转子的近失速点流量。

采用叶顶喷气后, 转子的稳定工作范围明显提升。为了更直观地描述喷气轴向位置对扩稳效果的影响, 图5给出了转子失速裕度的提升量  $SMI$  随喷气轴向位置的变化趋势图。从图中可以看出, 随着喷气位置远离叶顶前缘, 转子失速裕度的提升量呈现出先增大后线性减小的趋势, 在  $-5\%C_x$  处喷气扩稳效果最佳, 获得了约  $3.64\%$  失速裕度增量。相比而言, 距叶顶前缘最远的  $-20\%C_x$  处喷气方案对提升转子稳定工作范围的效果不佳。综合扩稳效果和对总性能参数的影响, 可以认为叶顶前缘上游  $5\%$  轴向弦长处为最佳喷气位置。

图6给出了在原型转子近失速点流量下叶顶喷气对转子的总压比和绝热效率径向分布的影响。从

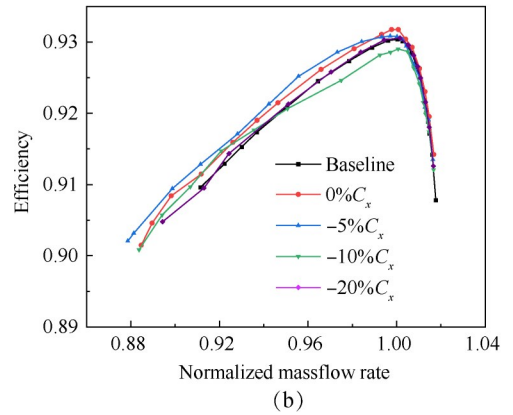
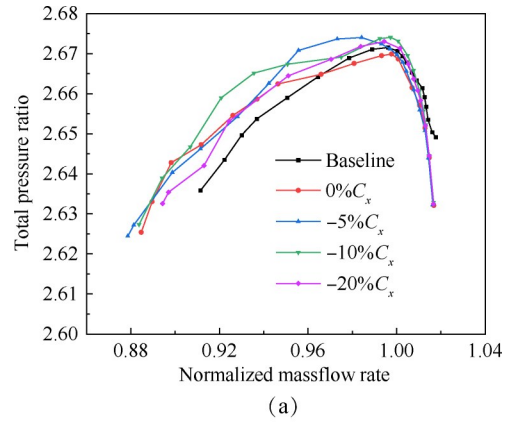


Fig. 4 Performance maps of the low-reaction rotor with different injection axial positions

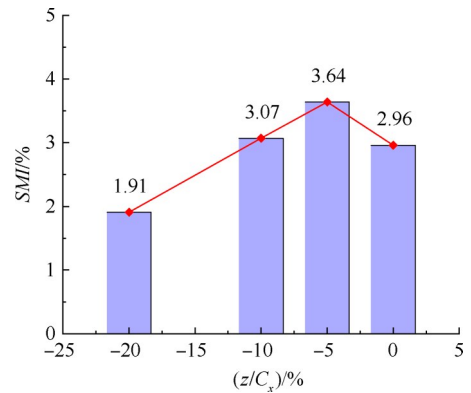


Fig. 5 Stall margin increment of the low-reaction rotor with the injection axial position

总压比径向分布图中可以看出, 在叶顶喷气的影响下转子的加功量沿径向重新分布, 上  $15\%span$  加功量降低, 包括叶顶在内的此区域的载荷减小, 而其余径向部分的加功量升高。同时叶顶喷气也改变了转子效率的径向分布, 转子  $65\%span$  至机匣部分的效率提升, 尤其是上  $99\%span$  效率提升幅度较大, 说明叶顶区域的流动得到改善; 转子下半叶高的效率有一定程度地下降, 但是体现在总性能参数上, 叶顶喷气提升了低反力度转子在近失速点处的气动性能。

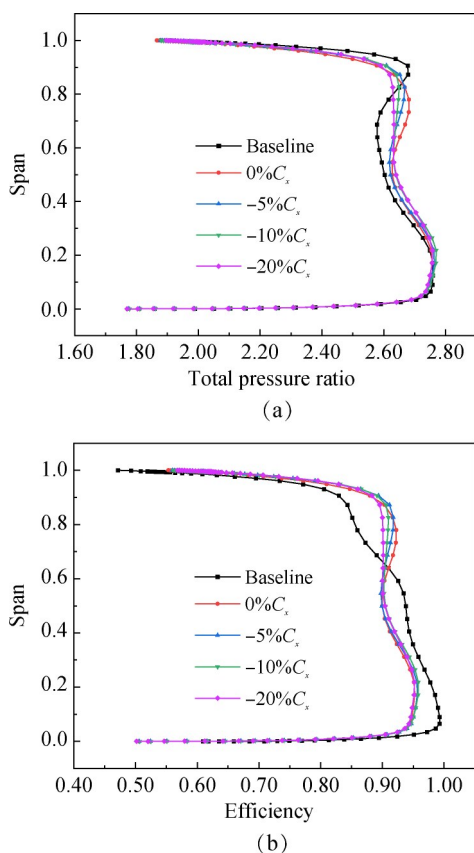


Fig. 6 Spanwise distributions of total pressure ratio and efficiency at near stall point

### 3.2 叶顶喷气对叶顶区域流动的影响

为了揭示叶顶喷气的扩稳机理,先探讨低反力度转子的失速机制。图 7 给出了低反动度转子在设计流量点、96.4% 设计流量点、近失速点这三个工况点 99% 叶高处的静压等值线分布及轴向速度  $v_z < 0$  的区域,使用黑色虚线连接吸力面附近的静压凹槽标记出叶顶泄漏涡(TLV)的涡核轨迹,使用蓝色虚线标记出通道激波的位置。从图 7 中可以看出,在设计流量点处,叶顶前缘有一道斜激波,激波后出现了尺度很小的回流区,叶顶区域的流动状况较为理想。随着转子的节流,通道激波逐渐从叶顶前缘向上游移动,激波后回流区的尺度逐渐增大,并伴随着激波前移,叶顶泄漏涡的起始位置逐渐向叶顶前缘移动,其涡核轨迹与轴向的夹角逐渐增大。在近失速点处,通道激波变为正激波,激波强度增大并发生弯曲,激波/泄漏涡干涉形成的回流区几乎堵塞整个叶顶通道,从而使低反力度转子触发失速。

在轴向加速的作用下,低反力度转子在近失速点处仍能保持较优的气动性能,但是泄漏涡的破碎致使转子不可避免地进入失速状态。图 8 给出了原型转子在近失速点处叶顶间隙进口熵云图,其中,间

隙进口通过延展叶片压力面获得。如图 8 所示,高熵区集中在叶片前缘附近,其轴向位置对应于泄漏涡作用于压力面的位置,而间隙后半段被低熵高能流体填充。因此,对于低反力度转子,改善叶顶前缘附近区域的流动状况至关重要,并可推知,在叶顶前缘之前注入高能流体可达到良好的扩稳效果。

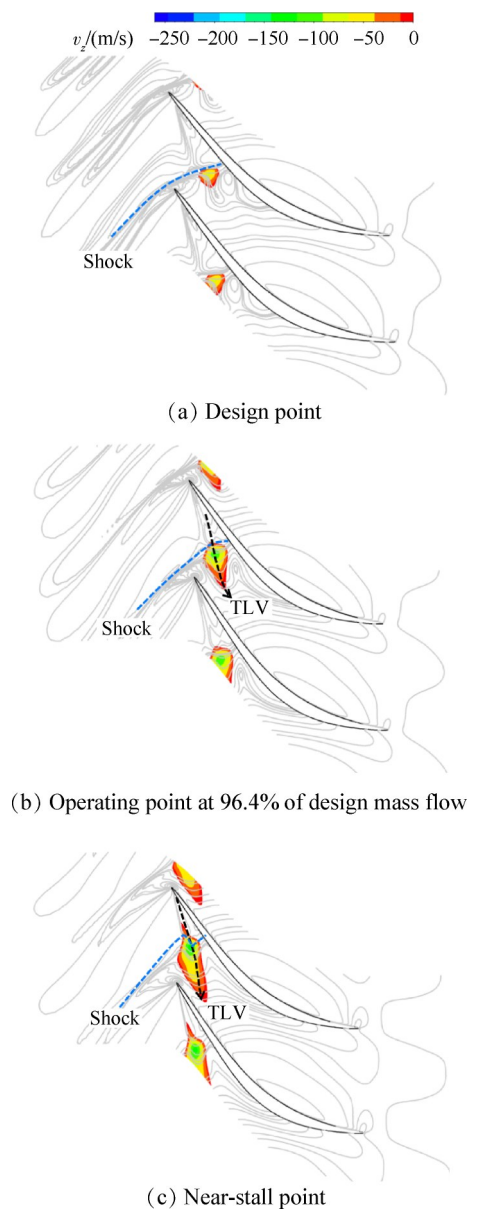


Fig. 7 Contours of static pressure and axial velocity at 99% blade span at different mass flow conditions

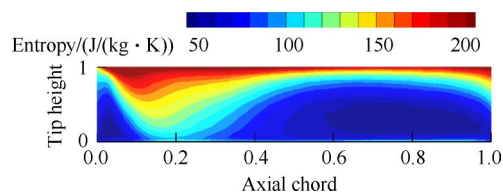


Fig. 8 Entropy contour at tip gap inlet

图9给出了不同喷气位置时99%叶高处的静压等值线分布和回流区分布,此时四种喷气方案的流量与原型转子近失速点处的流量相同。从图9中可以看出,在叶顶喷气的作用下,叶顶泄漏涡的起始位置从叶顶前缘沿着吸力面向下游移动,泄漏涡的涡核轨迹与吸力面的夹角明显减小,减小程度与各方案的扩稳效果呈正相关;叶顶区域回流区整体向通道下游偏转,并且尺度显著缩减。叶顶喷气减弱了激波和叶顶泄漏涡的相互作用,有效地抑制了叶顶堵塞,改善了叶顶区域的流动,推迟了转子失速的发生。

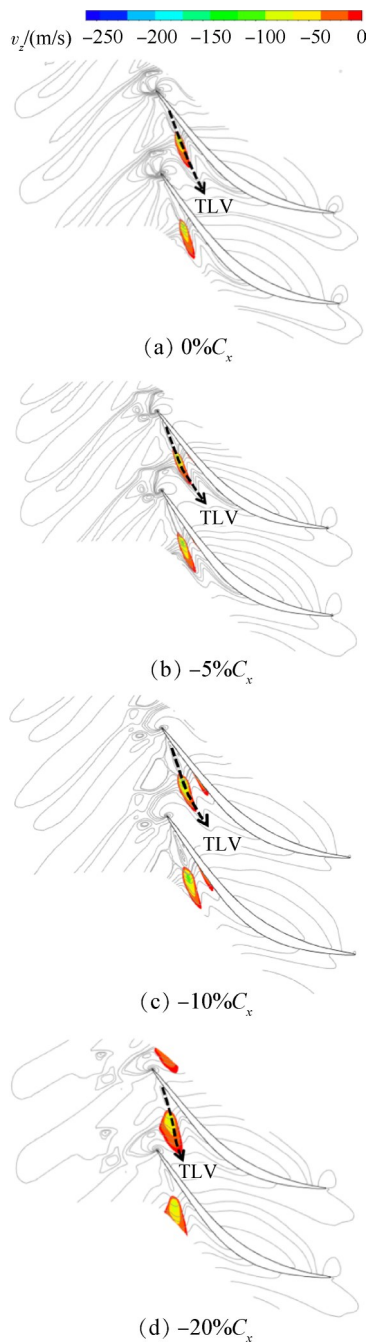


Fig. 9 Contours of static pressure and axial velocity at 99% blade span with different injection axial positions

图10给出了各叶顶喷气方案在原型转子近失速点流量下99%叶高处的叶顶泄漏流线图,流线用无量纲螺旋度进行着色,无量纲螺旋度的定义为

$$Hn = \frac{\Omega \cdot W}{|\Omega| |W|} \quad (4)$$

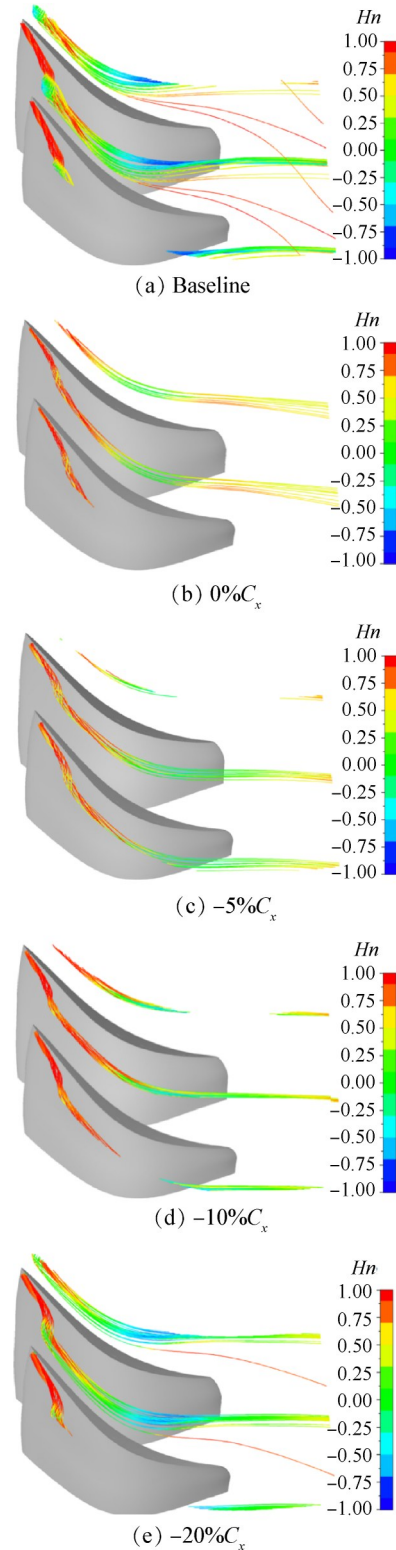


Fig. 10 Tip leakage vortex streamlines colored with normalized helicity at 99% span

式中  $\Omega$  和  $W$  分别表示流体质点的绝对涡量和相对速度。

从图 10 中可以看出,原型转子的泄漏涡通过激波后体积发生明显地膨胀,螺旋度的值由正转负,表明泄漏涡在与激波的相互作用下发生破碎。在  $0\%C_x, -5\%C_x, -10\%C_x$  处喷气作用下,泄漏涡在激波前后始终保持着集中状态,通过激波后未发生破碎,激波和附面层的相互作用被大幅度削弱,对应的三个离叶顶前缘较近的喷气位置均取得了良好的扩稳效果;而在  $-20\%C_x$  处喷气时,泄漏涡通过激波后依然发生破碎,但是泄漏涡的膨胀程度减小,激波与附面层的干涉在一定程度上被削弱。

图 11 给出了有/无喷气条件下转子 99% 叶高处相对马赫数分布,此时原型转子处于近失速状态。从图 11 中可以看出,原型转子的叶顶通道内存在大面积的低速区,低能流体几乎将叶顶完全堵塞,使转子的通流能力急剧下降,转子的性能因而恶化。在叶顶喷气的作用下,高能流体将叶顶区域内的大面积低速区气流吹除,尤其是三个靠近前缘的轴向位置处喷气增加了叶顶前缘压力面附近的气流速度,几乎消除了整个叶顶通道内的堵塞,显著地改善了该区域的流动状况,大幅提高了转子的稳定工作范围;相比之下在  $-20\%C_x$  处喷气对低速气流吹除效果较弱,其降低了叶顶通道中后部的堵塞状况,但仅仅小幅度缩减了前缘压力面低速区的范围,对应的在此轴向位置处喷气下转子失速裕度的提升量较小。

为了更好地观察叶顶喷气对叶顶区域的作用效果,图 12 给出了在  $-5\%C_x$  处喷气和无喷气影响下转子在近失速点工况的叶片通道切面上的相对总压系数分布,定义相对总压系数为

$$C_{pt} = \frac{P_t^* - P_{r,inlet}^*}{P_{r,inlet}^*} \quad (5)$$

式中  $P_t^*$  表示流体质点相对总压,  $P_{r,inlet}^*$  表示转子进口平均相对总压。

图 12 中的深蓝色区域代表相对总压的高损区,对主流造成堵塞,红色实线代表泄漏涡的轨迹。从图 12 中可以看出,对于原型转子,泄漏涡经过的区域呈现出相对总压的亏损,随着向下游的推移,相对总压亏损区逐渐向径向扩展,但是局部损失强度有所减弱。通过叶顶喷气注入高能流体后,前缘叶顶区域的高相对总压损失区沿径向和周向大幅缩减,降低了该区域的堵塞程度,并且下游叶顶损失区不再向径向扩张。可以直观地看出,叶顶喷气的作用使得转子在近失速点处叶顶区域的流动状况获得了很

大程度的改善。

图 13 展示了叶顶喷气作用前后转子在近失速点处叶顶间隙进口处的熵云图。在叶顶喷气的作用下,高能流体占据了间隙前缘附近区域,高熵集中区的尺度显著缩小并向通道下游偏移,同时尾缘附近的高熵区有小幅度的增长。由此可见,来自前缘喷嘴的

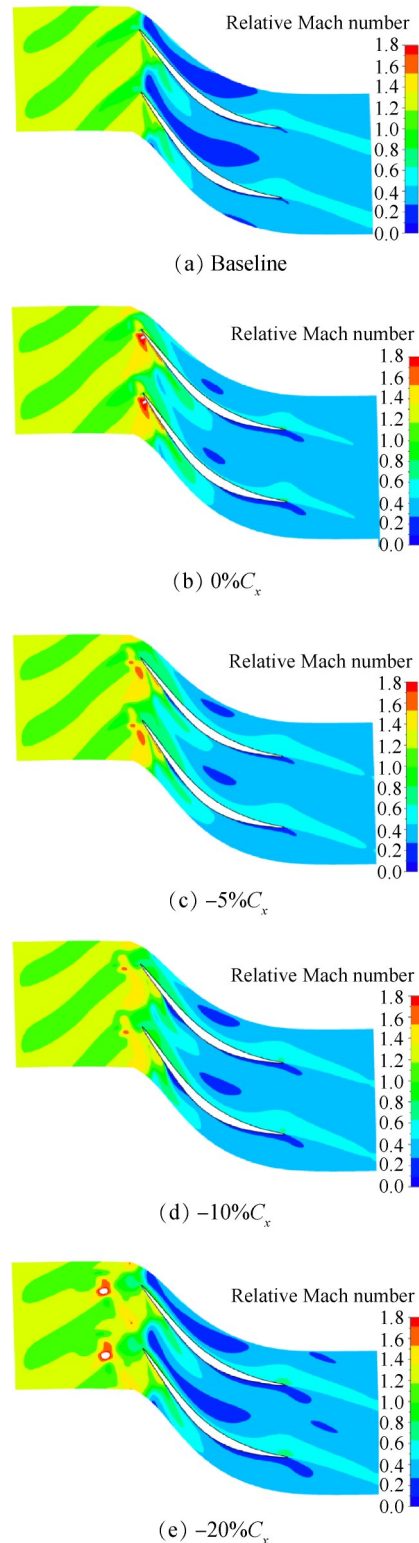


Fig. 11 Contours of relative Mach number at 99% span

高能流体改变了叶顶间隙内高熵区的分布,对聚积于前缘附近的低能流体起到了良好的吹除作用。

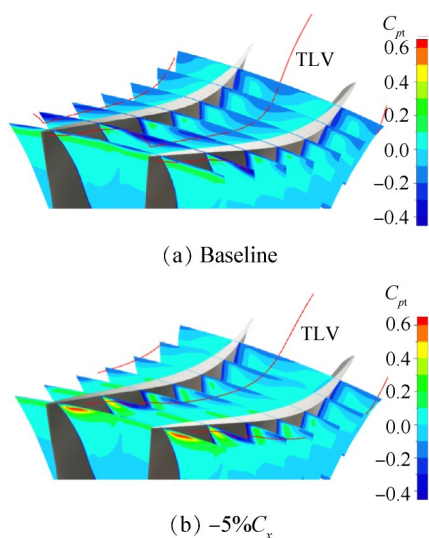


Fig. 12 Contours of relative total pressure ratio coefficient at blade passage

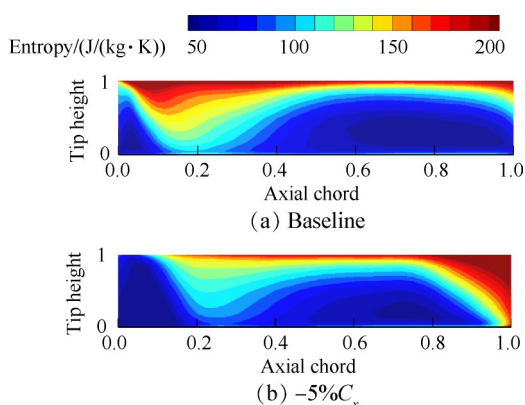


Fig. 13 Entropy contours at tip gap inlet with and without injection

## 4 结 论

本文通过数值方法研究了叶顶喷气对低反力度跨声速转子气动性能和稳定性的影响,主要得出以下结论:

(1)对于低反力度跨声速转子,激波和叶顶泄漏涡相互作用造成的叶顶通道堵塞是触发气动失稳的主要原因。在轴向加速的控制下,低反力度转子在近失速点处仍保持着较优的气动性能,间隙后半段被高能流体填充,但是间隙前缘附近聚积了大量的低能流体,在进一步的节流过程中转子将不可避免地进入失速状态。

(2)叶顶喷气的作用使得泄漏涡通过激波后不再发生破碎,回流区的尺度显著缩减并向通道下游

偏转,高能流体的注入对叶顶前缘附近区域的低能流体起到了良好的吹除效果,因而推迟了转子失速的发生,有效地拓宽了低反力度压气机的稳定工作范围。

(3)随着喷嘴位置从叶顶前缘向上游移动,叶顶喷气对转子的扩稳效果呈现出先增强后减弱的趋势,当喷嘴位于叶顶前缘上游5%转子轴向弦长时,转子的失速裕度提升量最大,获得了约3.64%的稳定裕度增量,综合对转子气动参数和扩稳效果的影响,此轴向位置为最佳喷气位置。

(4)叶顶喷气改变了转子总压比和效率的径向分布,使转子上15%叶高部分的负荷降低,其他叶展区域的负荷升高,并提升了转子在近失速工况的气动性能。

致 谢:感谢国家自然科学基金、国家科技重大专项的资助。

## 参考文献

- [1] Hu Y, Wang S, Zhang L, et al. Aerodynamic Design of a Highly Loaded Supersonic Aspirated Axial Flow Compressor Stage [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2013, 228(3): 241-254.
- [2] Zhang L, Wang S, A Combination Application of Tandem Blade and Endwall Boundary Layer Suction in a Highly Loaded Aspirated Compressor Outlet Vane [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2017, 232(2): 129-143.
- [3] Sun S J, Wang S T, Chen S W. The Influence of Diversified Forward Sweep Heights on Operating Range and Performance of an Ultra-High-Load Low-Reaction Transonic Compressor Rotor [J]. *Energy*, 2019, 194(4).
- [4] Sun S J, Wang S T, Chen S W, et al. The Impact of Various Forward Sweep Angles on the Performance of an Ultra-High-Load Low-Reaction Transonic Compressor Rotor [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 150(2): 953-966.
- [5] Zhu W, Cai L, Wang S, et al. Numerical Investigation of Circumferential Groove Casing Treatment in a Highly-Loaded Low-Reaction Transonic Compressor Rotor [J]. *Journal of Thermal Science*, 2020, 29(4): 1-12.
- [6] 王学德, 赵晓虎, 王路成. 高负荷压气机叶栅等离子体流动控制数值仿真与拓扑分析 [J]. *推进技术*, 2013, 34(10): 1321-1329. (WANG Xue-de, ZHAO Xiao-hu, WANG Lu-cheng. Numerical Investigation and Topological Analysis of Plasma Flow Control on a Highly Loaded Compressor Cascade [J]. *Journal of Pro-*



- pulsion Technology*, 2013, 34(10): 1321-1329.)
- [ 7 ] 晏松, 楚武利. 引气对跨声速压气机稳定性德影响[J]. 动力工程学报, 2020, 40(2): 123-130.
- [ 8 ] Hergt A, Meyer R, Engel K. Effects of Vortex Generator Application on the Performance of a Compressor Cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 135(2).
- [ 9 ] Cao Z, Liu B, Zhang T, et al. Non-Axisymmetric End-wall Profiling in a Highly Loaded Compressor Cascade [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2019, 233(3): 275-292.
- [ 10 ] Weigl H J, Paduano J D, Frechette L G, et al. Active Stabilization of Rotating Stall and Surge in a Transonic Single Stage Axial Compressor [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(4): 625-636.
- [ 11 ] 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).
- [ 12 ] Khaleghi H, Teixeira J A, Tousi A M, et al. Parametric Study of Injection Angle Effects on Stability Enhancement of Transonic Axial Compressors [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 1100-1107.
- [ 13 ] Hiller S J, Matzgeller R, Horn W. Stability Enhancement of a Multistage Compressor by Air Injection [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(3).
- [ 14 ] Cassina G, Beheshti B H, Kammerer A, et al. Parametric Study of Tip Injection in an Axial Flow Compressor Stage [R]. *ASME 2007-GT-27403*.
- [ 15 ] 童志庭. 轴流压气机中叶尖泄漏涡、失速先兆、叶尖微喷气非定常关联性的实验研究 [D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2006.
- [ 16 ] Strazisar A J, Bright M M, Thorp S, et al. Compressor Stall Control Through Endwall Recirculation [R]. *ASME 2004-GT-54295*.
- [ 17 ] Wang Wei, Chu Wu-li, Zhang Hao-guang. The Effect of Injector Size on Compressor Performance in Transonic Axial Compressor with Discrete Tip Injection [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2014, 228(7): 760-771.
- [ 18 ] 刘传乐, 楚武利, 王维. 叶顶喷气的喷嘴数目对轴流压气机稳定性影响的数值研究 [J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1860-1868. (LIU Chuan-le, CHU Wu-li, WANG Wei. Numerical Investigation of Injector Numbers on Stability of an Axial Compressor with Discrete Tip Injection [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1860-1868.)
- [ 19 ] Li J, 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(1).

(编辑:张贺)