

文章编号:1000-8055(2011)12-2731-10

叶顶喷气对跨声转子近失速点流动的影响

贾 惟, 刘火星

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 利用数值模拟的方法研究了叶顶喷气对跨声转子性能及近失速点流动的影响. 研究表明: 在 $+65^\circ$ 的喷气角度下, 喷气能保持效率不降低的同时使转子喘振裕度的绝对值提高 4.48%. 此外喷气还能改善转子叶片吸力面的流动, 减弱叶尖泄漏涡的强度, 同时使泄漏涡的轨迹更贴近叶片吸力面, 这也是喘振裕度大幅提高的物理原因.

关 键 词: 跨声转子; 叶顶喷气; 近失速; 泄漏涡; 喘振裕度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of tip injection on the flow of near-stall condition in a transonic rotor

JIA Wei¹, LIU Huo-xing¹

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Effect of tip injection on the performance and the flow of near-stall condition of transonic axial compressor rotor was investigated numerically. The result shows that the stall margin of this transonic rotor gains an absolute improvement of 4.48% by tip injection while the efficiency remains unchanged at the injection angle of $+65^\circ$. Furthermore, the separation on the suction side of the rotor and intensity of the tip leakage vortex are both weakened. Besides, the trajectory of the tip leakage is more inclined to the suction side of the blade which mainly leads to the increase of stall margin.

Key words: transonic rotor; tip injection; near stall; leakage vortex; stall margin

在压气机中, 叶顶间隙的泄漏流动是一种重要的流动现象, 它是压气机中损失和堵塞的主要来源之一, 也是影响压气机稳定工作的主要因素. 因此深入研究叶顶区域的泄漏流动对全面认识压气机内部复杂流动现象具有重要意义. 长期以来, 有关压气机叶顶泄漏流动的控制方法一直是流动控制领域研究的热点问题之一. 随着对泄漏流动物理机制认识的不断深入, 提出了许多改善叶顶区域流动的方法, 其中主要包括处理机匣技术和

叶片表面抽吸气技术.

压气机叶顶喷气是近年来发展起来的一种新的流动控制技术, 它是通过在转子叶顶喷入高能的气体来改善叶顶区域的流动, 从而达到改善压气机性能、提高稳定工作范围的目的. 国外已经对该技术展开了相关的工作, 并取得了一些研究成果. Pouagare 等人^[1]使用 NACA65 系列叶栅, 在其顶部中心线位置连续开小孔进行径向喷气并进行了试验研究, 结果表明喷气减小了泄漏流和损

收稿日期: 2010-01-13; 修订日期: 2011-03-10

基金项目: 重点实验室基金(9140C4103091003)

作者简介: 贾惟(1986—), 男, 天津人, 博士生, 主要从事叶轮机气动力学研究.

失,喷气的效果与喷气角度和喷气孔的分布有关;Leinhos 等人^[2]在某型涡扇发动机第一级低压压气机转子上游沿周向均布 10 个喷气口,研究结果表明 5% 的喷气流量能够使喘振裕度增加近一倍;Sheng 等人^[3]对 Rotor35 在 80% 转速和 100% 转速两种情况下进行的数值模拟表明喷气能够增加转子的喘振裕度;Suder 等人^[4]用离散喷嘴对某一跨声轴流压气机转子进行了研究,结果表明喷气降低了叶顶区域的攻角和叶片负荷,喘振裕度与喷嘴的周向分布无关,而与喷嘴出口的轴向速度密切相关,当喷嘴出口处于堵塞状态($Ma=1$)时裕度增加的最多;Weigl 等人^[5],Koch 和 Smith^[6],Lee 和 Greitzer^[7]认为喷嘴位置恰当的情况下,定常喷气就可以增加喘振裕度;除了喷气速度之外,Khaleghi 等人^[8]发现喷气角度(俯仰角和偏转角)对喷气效果亦有很大影响,俯仰角和正的偏转角(与叶片旋转方向相同)对喘振裕度都有不利的影响;Beheshti 等人^[9]对带有处理机匣的 Rotor 37 采取转子上游直接喷气,数值模拟的结果表明效率和喘振裕度都有了不同程度的提高,并指出当喷气的方向与转子叶顶前缘中弧线重合时喷气效果最好.相比国外,国内对这种流动控制方法的研究还非常有限.中科院童志庭、徐刚和聂超群等人^[10-11]对低速轴流压气机叶顶微喷气进行了试验研究,结果表明微喷气能够改变泄漏涡的轨迹,增加喘振裕度;耿少娟等人^[12-13]还详细研究了喷气对低速离心压气机和轴流压气机的影响;马文生等人^[14]认为喷气能够提高压气机的喘振裕度,但是效率会有所下降.

已有的研究表明,各种形式的叶顶喷气都能在一定程度上拓宽转子的稳定工作范围,不同的喷气流量、喷气角度以及喷嘴的分布方式对喷气效果有着重要的影响.但是喷气对压气机转子性能影响的机理尚不清楚,喷气对叶顶区域流动的影响有待进一步研究.

1 数值计算方法

1.1 研究对象

本文的研究对象为 Rotor 37,它是一个非常典型的跨声级压气机转子,主要设计参数见表 1.本文采用带有全环周向槽处理机匣的叶顶喷气方案,如图 1 所示.处理机匣高 1 mm,其上游和下游分别距叶顶前缘和尾缘 20% 叶顶弦长的距离,在处理机匣的上游喷入高能气体.本文主要研究在设计转速下叶顶喷气对跨声压气机转子性能和近

失速点流动的影响.

表 1 Rotor37 主要设计参数

Table 1 Rotor37 design parameters

参数	数值
叶片数	36
设计转速/(r/min)	17 188.7
设计流量/(kg/s)	20.19
展弦比	1.19
叶顶稠度	1.288
设计压比	2.106
多变效率	0.889
叶尖切线速度/(m/s)	454.14
进口轮毂比	0.7
叶尖相对进口马赫数	1.48
轮毂相对进口马赫数	1.13
叶尖间隙/mm	0.356

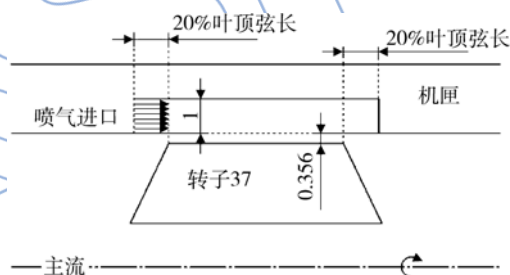


图 1 叶顶喷气示意图(单位:mm)

Fig. 1 Schematic of tip injection(unit:mm)

1.2 计算网格和数值方法

采用 CFX 软件自带的网格生成模块生成计算网格.第一块为 Turbogrid 软件生成的 H-O-H 型转子通道网格(图 2),其中间隙部分采用蝶型网格,网格总数约为 102 万;第二块为 ICEM 软件生成的 H 型处理机匣网格(图 3),网格总数约为 21 万.

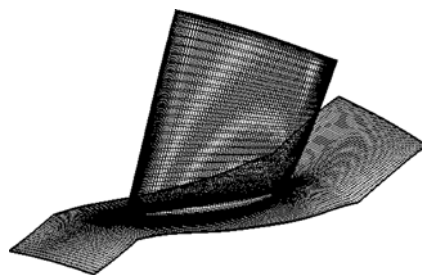


图 2 通道网格

Fig. 2 Passage grid



图 3 处理机匣网格

Fig. 3 Casing treatment grid

数值模拟在 Linux 系统下 CFX-Solver 求解器中完成. 求解三维定常黏性雷诺平均的 N-S (Navier-Stokes) 方程, 数值方法采用时间推进的有限体积法, 空间离散采用二阶迎风格式, 时间离散应用二阶后差欧拉格式. 工质为空气, 壁面为无滑移绝热壁面, 使用带有可变壁面函数的两方程 $k-\epsilon$ 湍流模型.

边界条件设置的情况为: 转子通道部分的计算域给定进口总压、进口总温、进口绝对气流角、进口湍流度和出口静压; 喷气进口给定喷气总压、喷气总温、喷气进口绝对气流角, 喷气流量为无喷气时堵塞流量的 2.5%, 喷气角度为 0° , $+30^\circ$, $+45^\circ$, $+60^\circ$ 和 $+65^\circ$, 与转子旋转方向相同规定为正方向.

2 计算结果与分析

通过对比分析喷气与无喷气两种情况下的结果来研究转子上游直接喷气对跨声速压气机转子近失速点流动的影响. 假设喷嘴出口处于堵塞状态 ($Ma=1$)^[4], 喷气流量为无喷气时堵塞流量的 2.5%, 等熵压缩过程中空气经过一级压气机后总温大约增加 32 K ^[15], 这样通过流量公式(1)就可以计算出喷气进口的总压, 其中 A 为喷气进口的面积, K 为与气体有关的常数.

$$\dot{m} = K \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} A q(\lambda) \quad (1)$$

2.1 喷气对转子性能的影响

图 4 和图 5 给出了压比和绝热效率随折合流量变化的关系, 其中 smooth 表示无喷气的情况. 由于喷入的气体与主流通道进口的气体状态不同 (总温和总压不同), 所以根据公式(2)将喷入的气体流量折合为与主流通道进口状态相同的流量, 这样两者之和即为喷气后进口总流量, 用这个流量值进行无量纲化, 其中 st 表示标准状态, injection 表示喷气状态.

$$\dot{m}_{\text{total}} = \dot{m}_{\text{main}} \times \frac{\sqrt{T_{\text{inlet}}^*/T_{\text{st}}^*}}{p_{\text{inlet}}^*/p_{\text{st}}^*} + \dot{m}_{\text{injection}} \times \frac{\sqrt{T_{\text{injection}}^*/T_{\text{st}}^*}}{p_{\text{injection}}^*/p_{\text{st}}^*} \quad (2)$$

从图 4 中可以看出, 喷气降低了转子的压比, 但是喷气角度对压比的影响趋势并不明显, 这可能因为喷气角度不是影响压比的主要因素, 影响压比变化的主要因素有待进一步深入研究. 对于具体工况 (不同的喷气角度) 来说, 在近失速点附近压比有小幅地下降, 但是变化趋势基本不变. 从图 5 中可以看出, 不同的喷气角度对效率的影响不同, 喷气角度为 $+60^\circ$ 和 $+65^\circ$ 时, 效率有明显地上升, 峰值点效率分别比无喷气时的 87.5% 增加了 0.5% 和 1.29%. 但需要说明的是这里计算所得到的效率并没有考虑对喷入气体所做的功, 从公式(3)^[16]中可以估算出, 考虑对喷入气体做功这个因素后峰值效率下降不到 1%, 其中 W_j 为喷气流量, W_{out} 为压气机出口总流量, p_j 为喷气进口总压, p_{amb} 为大气压.

$$\eta' = \frac{\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\left[\frac{T_{\text{out}}}{T_{\text{in}}} - 1 \right] + \frac{W_j}{W_{\text{out}}} \left[\left(\frac{p_j}{p_{\text{amb}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (3)$$

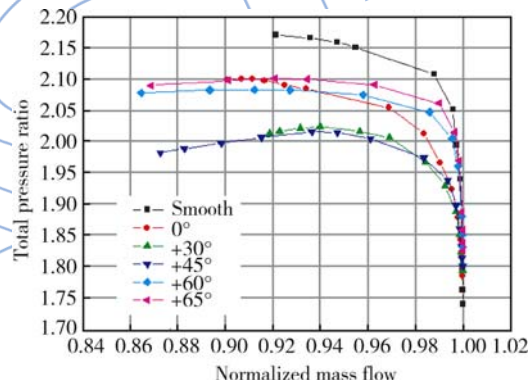


图 4 压比特性曲线

Fig. 4 Pressure ratio characteristic line

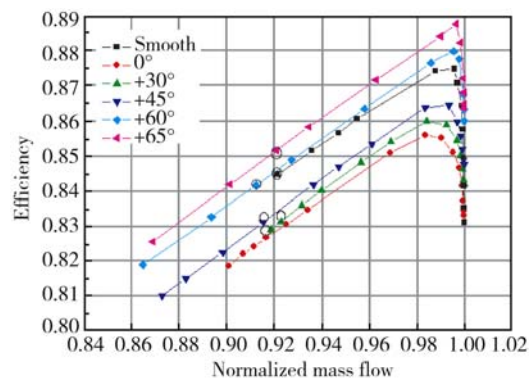


图 5 效率特性曲线

Fig. 5 Efficiency characteristic line

喷气对喘振裕度的影响如图 6 和图 7 所示. 一般来说对裕度主要有两种评价方法, 传统的定义方法为^[17]

$$\text{Stall margin} = \left(\frac{\pi_{\text{stall}}}{\pi_{\eta_{\text{max}}}} \times \frac{\dot{m}_{\eta_{\text{max}}}}{\dot{m}_{\text{stall}}} - 1 \right) \times 100\% \quad (4)$$

而另一种与流量有关的参数定义为^[18]

$$\text{Stable range extension} = \frac{(\dot{m}_{\text{choke}} - \dot{m}_{\text{stall}})_{\text{injection}} - (\dot{m}_{\text{choke}} - \dot{m}_{\text{stall}})_{\text{smooth}}}{(\dot{m}_{\text{choke}} - \dot{m}_{\text{stall}})_{\text{smooth}}} \times 100\% \quad (5)$$

从图6中可以看出在某个角度之下叶顶喷气可以明显增加转子的失速裕度 SM(stall margin),特别是当喷气角度为+60°时,裕度绝对值增加了将近5%。图7中的SRE(stable range extension)是用堵点流量与失速点流量之差的相对变化来判定裕度的变化,当喷气角度为+60°时,SRE的值达到了73.66%,也就是说喷气之后的流量范围是无喷气时的流量范围的1.7倍。所以喷气能够大幅提高转子的失速裕度。

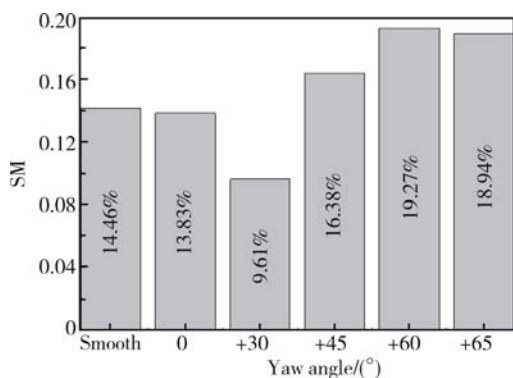


图6 各种工况下SM值比较

Fig. 6 Values of stall margin under all conditions

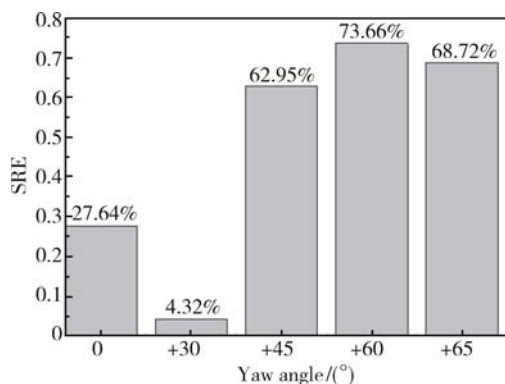


图7 各种工况下SRE值比较

Fig. 7 Values of stable range extension under all conditions

综合压比、效率和失速裕度三者的变化,在本算例所设置的条件下,+65°喷气效果最好,它使

喘振裕度提高4.48%,效率提高1.29%,压比下降1.76%。

图8和图9中所示结果相应的工作点在图5中给出(圆圈表示),对于无喷气情况选取的是近失速点,而对于喷气的情况则选取与无喷气时近失速点无量纲流量相近的点。图8为扩散因子沿展向分布,图9为80%叶高以上扩散因子的分布。从整个叶高来看,喷气大幅降低了扩散因子的大小,这样就减小了逆压梯度,从而使分离减弱,边界层厚度变薄,增大了进口流量,推迟了失速的发生。特别是+65°喷气时,相比其他几种工况,叶顶区域(96%叶高以上)的扩散因子也有大幅下降,这样就降低了逆压梯度,减小了流动的分离,同时从速度三角形示意图(图10)也可以看出,+65°喷气时喷气进口的相对速度最小,这样喷入的气体与叶顶区域气体的掺混损失相对较小,在这两种因素的共同作用下使效率有了较大幅度的提高。

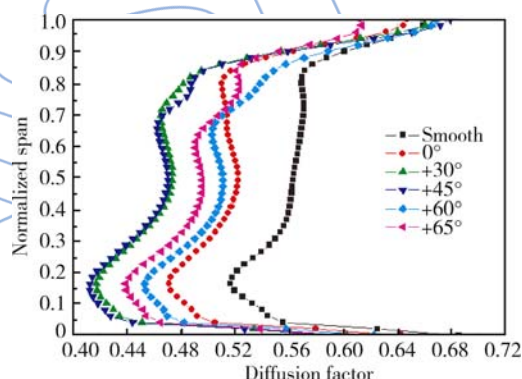


图8 扩散因子沿展向分布

Fig. 8 Spanwise distribution of diffusion factor

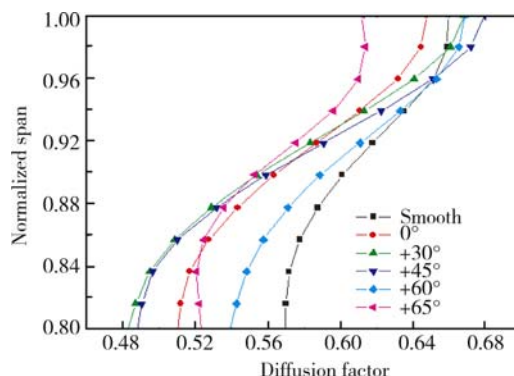


图9 扩散因子在叶顶处分布

Fig. 9 Spanwise distribution of diffusion factor in tip region

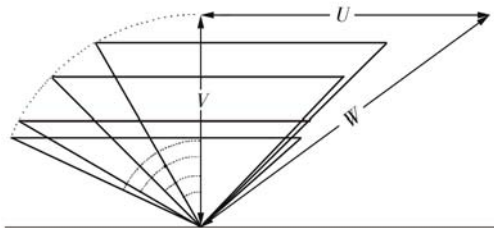


图 10 速度三角形示意图

Fig. 10 Schematic of velocity triangles

2.2 喷气对吸力面流动的影响

由于 $+60^\circ$ 喷气与 $+65^\circ$ 喷气的流场差别相对较小,所以选取除 $+65^\circ$ 喷气以外的几种工况进行分析,重点研究不同的喷气角度对流动的影响,所选工况点如图 5 所示。图 11(a)~图 11(e)为无喷气、 0° 、 $+30^\circ$ 、 $+45^\circ$ 和 $+60^\circ$ 喷气时吸力面极限流线分布图。从图 11 中可以看出,在激波后出现了贯穿整个叶高的分离线。相比其他工况,近失速点的分离线前移,使激波造成的损失区域更大。喷气消除了叶中以上区域的分离线,明显增加了激波

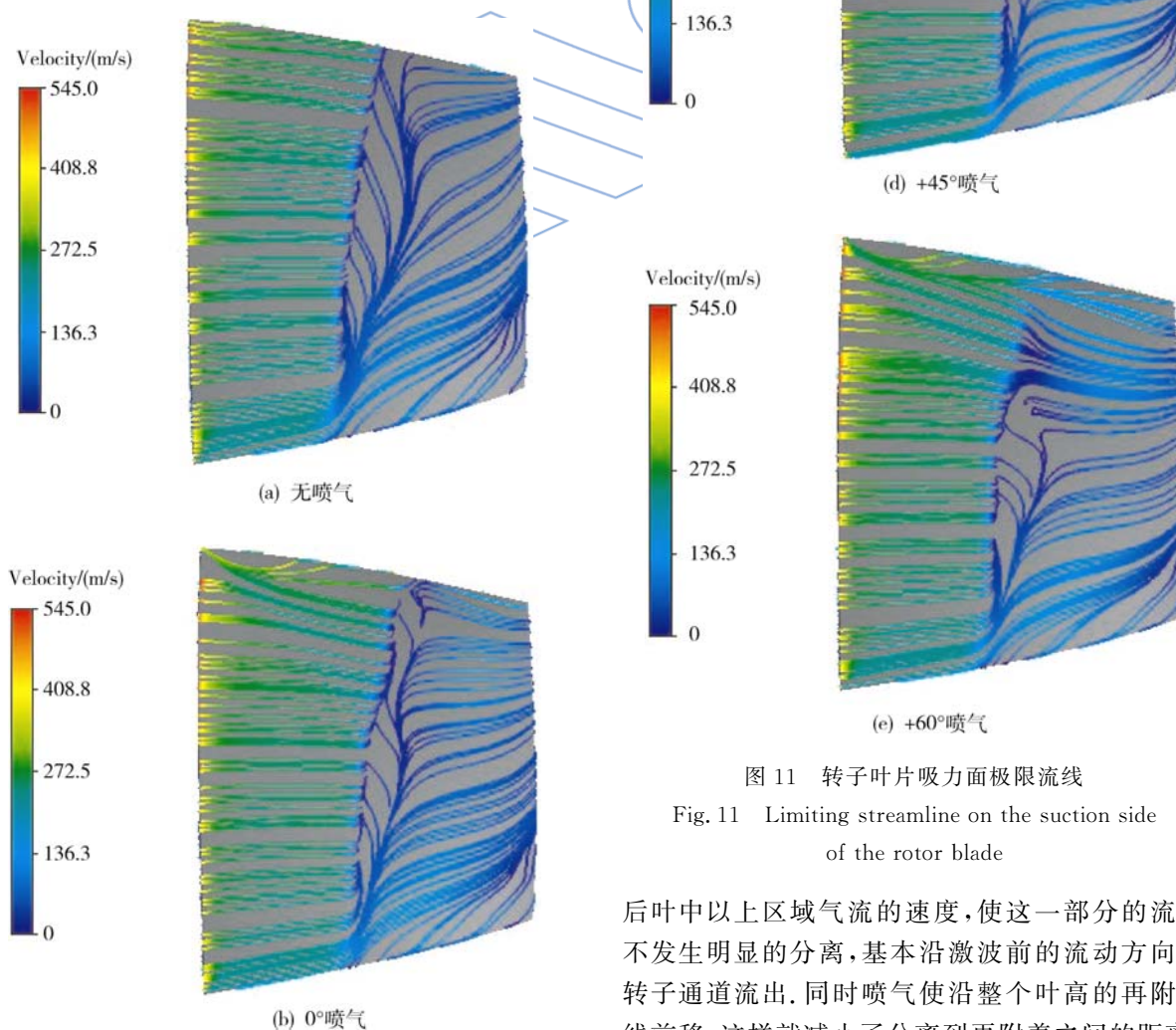


图 11 转子叶片吸力面极限流线

Fig. 11 Limiting streamline on the suction side of the rotor blade

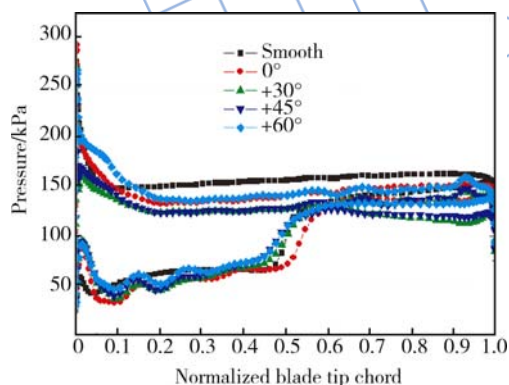
后叶中以上区域气流的速度,使这一部分的流动不发生明显的分离,基本沿激波前的流动方向沿转子通道流出。同时喷气使沿整个叶高的再附着线前移,这样就减小了分离到再附着之间的距离,

从而减小了与激波相互作用所带来的损失. 喷气还抑制了吸力面上靠近轮毂区域流体的径向迁移, 对角区的分离流动也有一定积极的作用. 此外, 从图8中可以看出, 喷气明显改善了扩散因子沿展向的分布, 但是从吸力面极限流线分布图来看并不明显. 这主要是因为扩散因子是根据平均结果计算得到的, 而吸力面极限流线体现的是局部的流动, 但是两者始终保持着相同的变化趋势. 从以上的分析可以看出, 喷气明显改善了吸力面叶中以上区域的流动, 但是不同喷气角度对吸力面流动的影响并没有很大的差别.

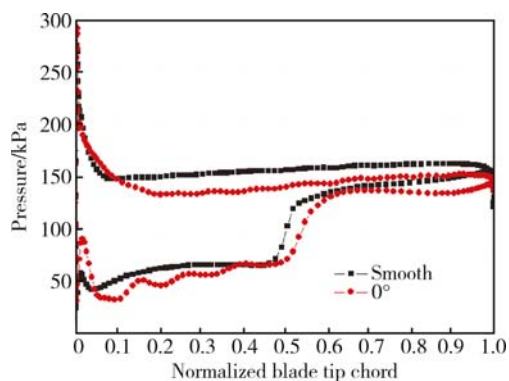
2.3 喷气对泄漏流的影响

在叶顶压力面和吸力面两侧压差的作用下, 一小部分流体从叶顶吸力面一侧流出形成泄漏流, 在泄漏流与主流相互作用下, 这两者之间的薄剪切层卷起形成了泄漏涡. 影响泄漏涡的因素很多, 包括间隙的大小、叶片的几何造型、进口边界条件、叶顶区域的叶片负荷等等, 但是通过数值模拟和试验分析, 泄漏涡的压力驱动特性和无黏特性已被大多数研究者所接受, 而黏性只对泄漏涡的发展有一定的作用.

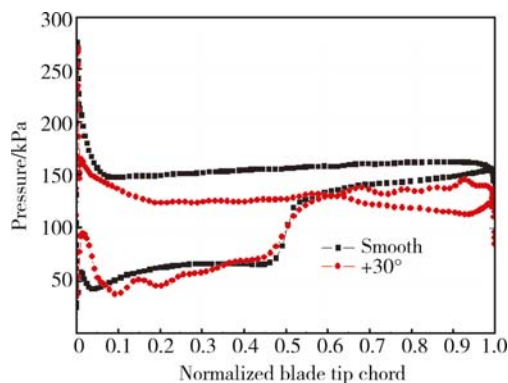
同样选取除 $+65^\circ$ 喷气以外的几种工况进行分析, 所选工况点如图5所示. 图12(a)~图12



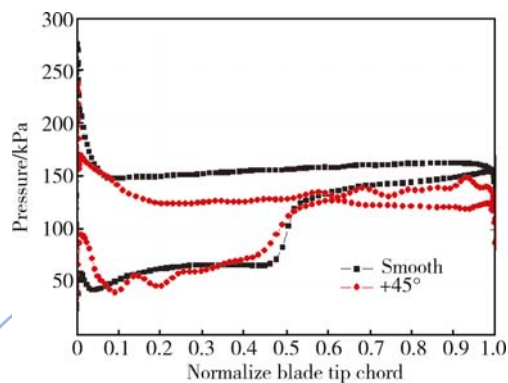
(a) 所有工况点



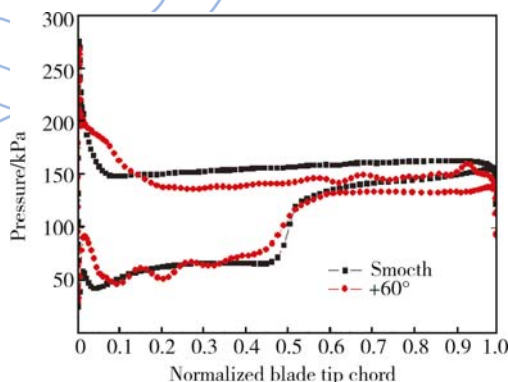
(b) 0° vs. 无喷气



(c) $+30^\circ$ vs. 无喷气



(d) $+45^\circ$ vs. 无喷气



(e) $+60^\circ$ vs. 无喷气

图12 99%叶高叶片表面静压分布

Fig. 12 Static pressure distribution at 99% rotor blade span

(e)为99%叶高处叶片表面静压分布. 从图中可以看出, 喷气对99%叶高叶片表面负荷分布的影响分为三部分: 第一部分为前缘5%叶顶弦长部分, 喷气减小了压力面的压力, 增加了吸力面的压力, 这样就减小了前缘附近的压力差, 从而降低了起始于前缘的泄漏流的速度和强度, 而 $+60^\circ$ 喷气时压力面和吸力面的压力同时增加, 对前缘部分的负荷没有明显改善; 第二部分为5%~40%叶顶弦长部分, 喷气明显降低了压力面的压力, 而吸力面的压力有微小的降低, 所以叶顶两侧的压力

差减小,泄漏流的速度和强度减弱;第三部分为40%叶顶弦长至叶片尾缘,压力面压力有大幅的下降,而吸力面压力也有所减小,总的作用是叶片两侧压力差基本没有变化,只是在靠近尾缘处的压差有一个较明显的增加.而40%叶顶弦长左右的位置恰好为槽道激波的位置,也就是说喷气能明显降低激波前靠近叶顶区域的负荷,而对激波后的区域并无明显影响.此外随着喷气角度的增加,叶顶区域的负荷呈现先减小后增大的趋势,这可能与喷入的气体与泄漏涡和激波的相互作用有关,这方面的流动机理需要进行进一步的研究.

图 13(a)~图 13(e)为转子通道总压分布云图,图 14(a)~图 14(e)为转子通道轴向涡量分布

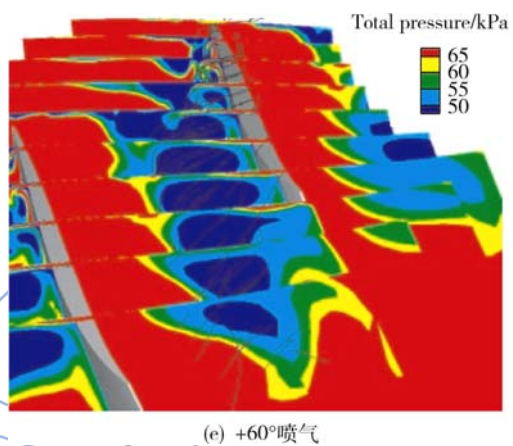
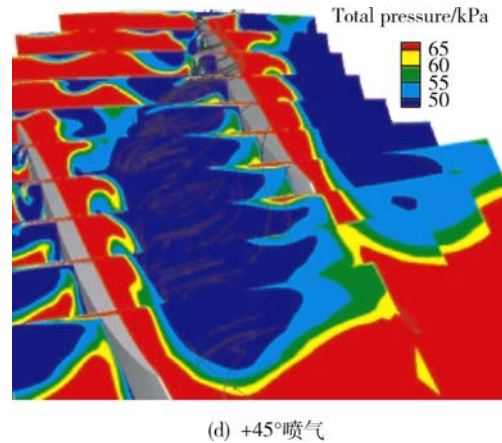
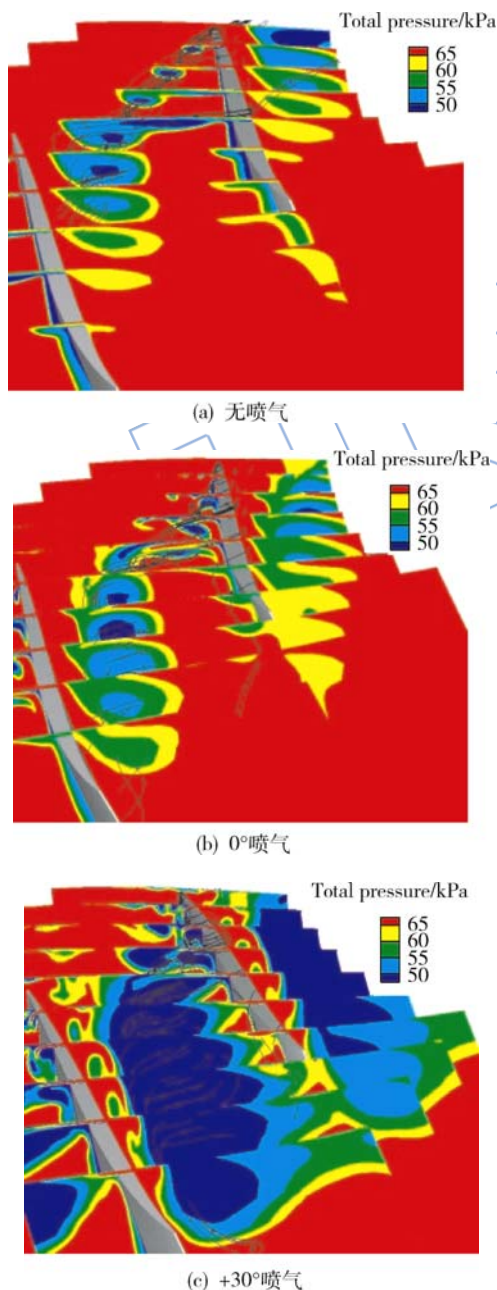
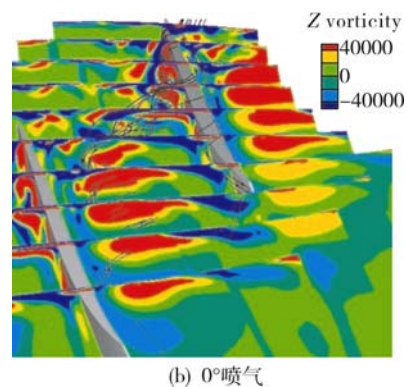
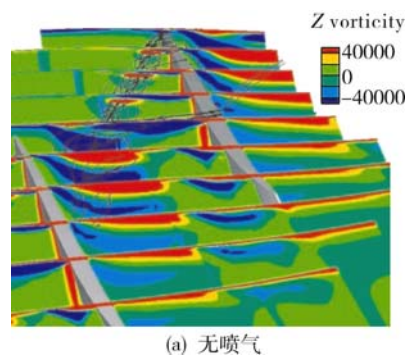
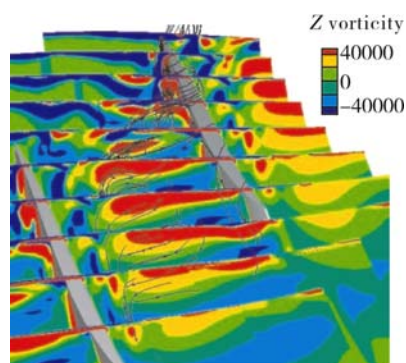


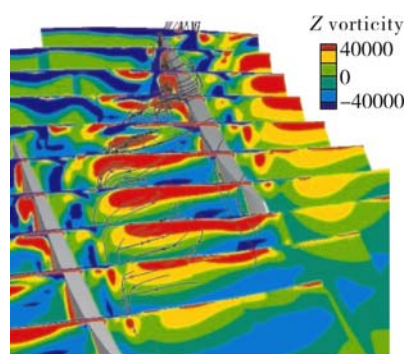
图 13 转子通道总压分布云图

Fig. 13 Total pressure distribution of rotor blade passage

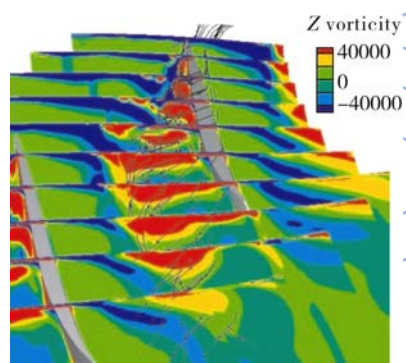




(c) +30°喷气



(d) +45°喷气



(e) +60°喷气

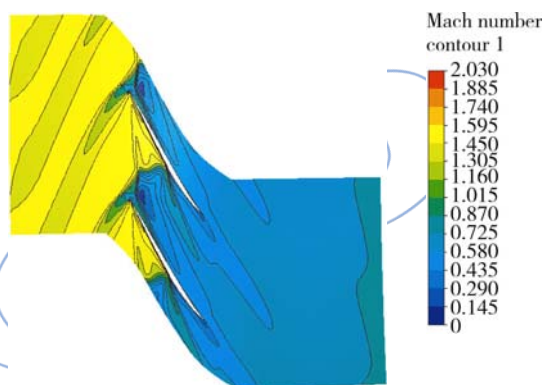
图14 转子通道轴向涡量分布云图

Fig. 14 Axial vorticity distribution in rotor blade passage

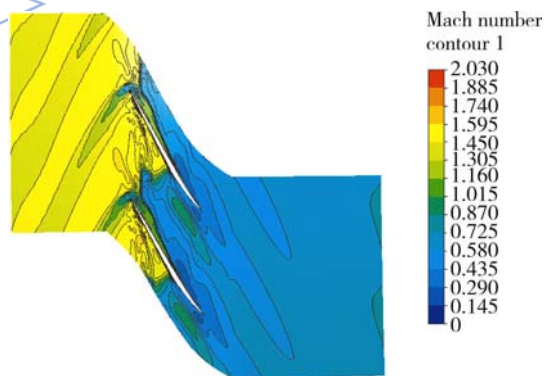
云图.从图13~图14中可以看出喷气明显改变了泄漏涡的轨迹,在激波前泄漏涡更贴近吸力面,随着喷气角度的增加,与激波作用之后泄漏涡也随之向吸力面靠近. +60°喷气时泄漏涡的轨迹基本控制在通道中靠近吸力面的一侧,从而沿主流方向流出转子通道,这样就不会出现泄漏涡从相邻的叶片顶端再次泄漏的现象,达到推迟失速发生增大裕度的目的.同时泄漏涡涡核所经过的流场的总压损失沿周向和径向均有所增大,特别是在激波后面的区域.相比+30°和+45°喷气,当喷气角度为0°和+60°时,喷气使激波前的流场产生了较小的损失,这可能是因为0°和+60°所对应的

相对喷气角度更接近叶顶区域气流的相对流动方向,这样两股流动之间因为相对流动方向不同而产生的剪切作用减弱,所以损失也减小.相比激波之前的泄漏涡,当泄漏涡与激波发生相互作用之后,涡核所经过的流场总压损失增加.

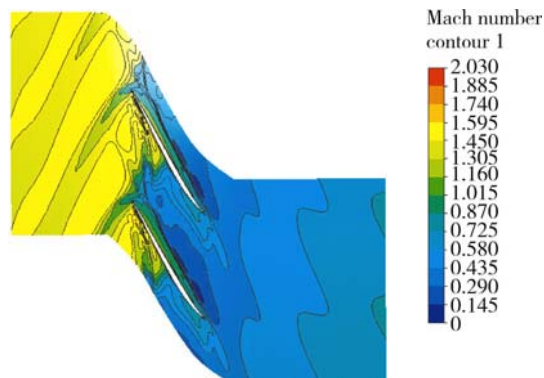
图15(a)~图15(e)为99%叶高截面相对马赫数分布云图,喷气使激波后靠近叶片前缘的低速区消失,但是在压力面附近又产生了一道斜激波,在这道斜激波之后出现了一个新的低速区,随着喷气角度的不同,这个低速区的大小和范围也发生着变化,当喷气角度为+60°时,这个新的低速区基本消失,斜激波的强度也减弱,同时整个压



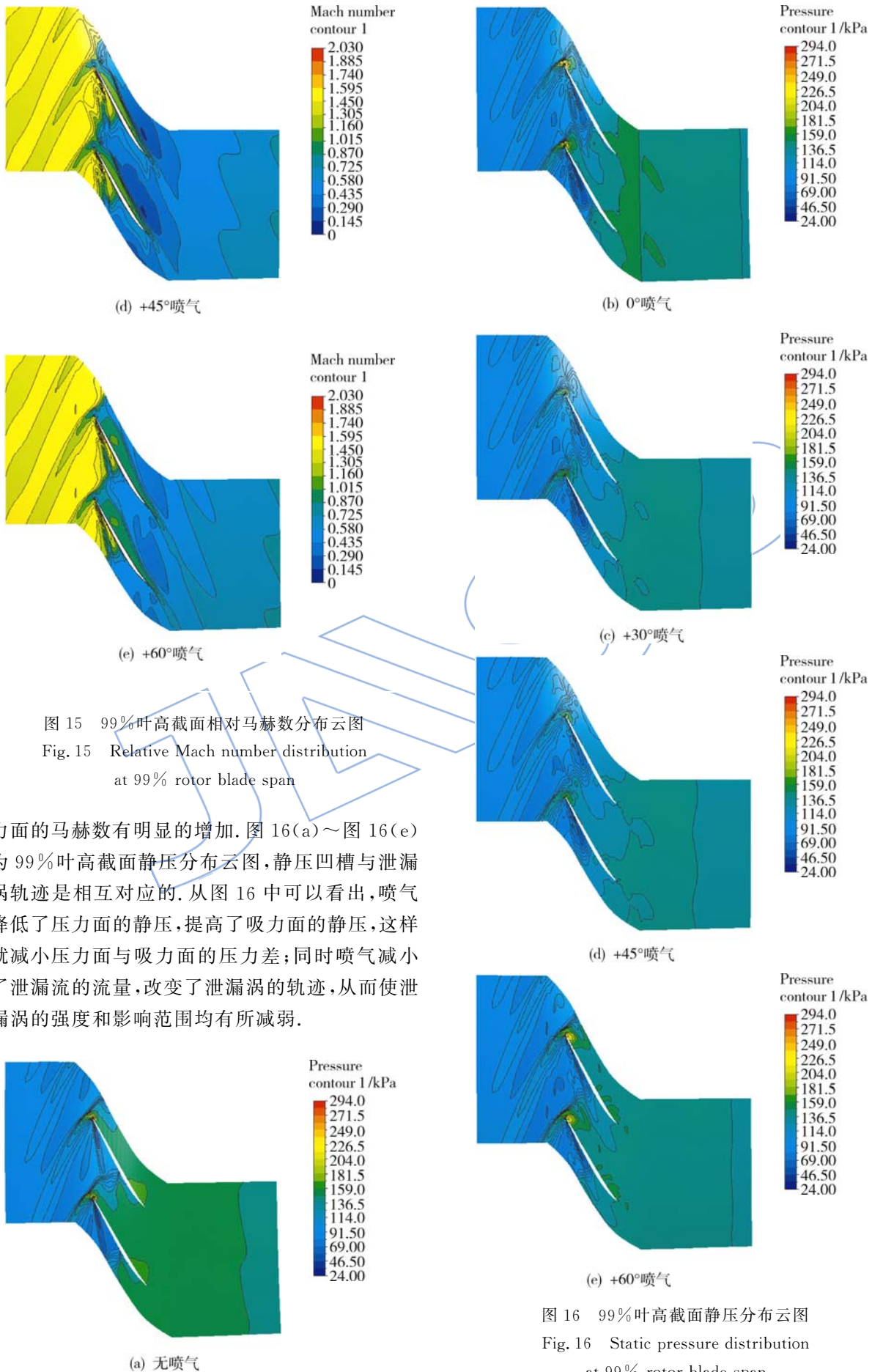
(a) 无喷气



(b) 0°喷气



(c) +30°喷气



3 结 论

本文以 Rotor 37 为研究对象,通过数值模拟的方法研究了叶顶直接喷气对跨声压气机转子性能和近失速点流动的影响,得到如下结论:

1) 喷气能保持效率基本不变的同时大幅提高跨声转子的喘振裕度,但是压比会有所下降.在本算例中, $+65^\circ$ 喷气效果最好,它可以将喘振裕度的绝对值提高 4.48%,压比降低 1.76%,不考虑喷气对效率影响的情况下,效率增加 1.29%.

2) 喷气明显改善吸力面叶中以上区域的流动,但是喷气角度对吸力面表面的流动影响并不大.

3) 喷气消除了激波后的低速区,减小了泄漏流量,降低了激波前叶顶区域的负荷,从而减弱了泄漏涡的强度;同时喷气改变了泄漏涡的轨迹,减少了二次泄漏的发生,这是喘振裕度增加的主要物理原因,但是喷入的气体与激波以及泄漏涡的相互作用会带来一定的总压损失,产生损失的机理需要进一步研究.

参考文献:

- [1] Pouagare M, Lazarus K, Weinhold W P. Tip leakage reduction through tip injection in turbomachines [R]. AIAA-1986-1746, 1986.
- [2] Leinhos D C, Scheidler S, Fottner L. Active stabilization of a low pressure compressor in a turbofan engine with constant air injection [R]. AIAA-2001-3312, 2001.
- [3] SHENG Chunhua, Remotigue M. Numerical simulation of rotor 35 with and without tip injection using an arbitrary Mach number flow solver [R]. AIAA-2004-372, 2004.
- [4] Suder K, Hathaway M D, Thorp S A, et al. Compressor stability enhancement using discrete tip injection [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1): 14-23.
- [5] 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.
- [6] Koch C C, Smith L H. Experimental evaluation of outer casing blowing or bleeding of single stage axial flow compressor Part IV: performance of bleed insert configuration No. 3 [R]. NASA-CR-54590, 2008.
- [7] Lee N K W, Greitzer E M. Effects of endwall suction and blowing on compressor stability enhancement [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(1): 133-144.
- [8] Khaleghi H, Teixeira J A, Tousi A M, et al. Parametric study of injection angle effects on stability of transonic axial compressors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 1100-1107.
- [9] Beheshti B H, Ghorbanian K, Farhanieh B, et al. A new design for tip injection in transonic axial compressors [R]. ASME Paper GT 2006-90007, 2006.
- [10] 童志庭, 聂超群. 微喷气提高轴流压气机稳定性的研究 [J]. 工程热物理学报, 2006, 27(3): 121-123.
TONG Zhiting, NIE Chaoqun. Investigation on micro tip injection improving the stability of an axial compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(3): 411-413. (in Chinese)
- [11] 徐纲, 聂超群, 黄伟光, 等. 低速轴流压气机顶部微量喷气控制失速机理的数值模拟 [J]. 工程热物理学报, 2004, 25(1): 37-40.
XU Gang, NIE Chaoqun, HUANG Weiguang, et al. Numerical simulation of micro injection in a low-speed axial compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(1): 37-40. (in Chinese)
- [12] 耿少娟, 朱俊强, 戴冀, 等. 叶尖喷气影响低离心压气机特性的数值分析 [J]. 工程热物理学报, 2006, 27(3): 411-413.
GENG Shaojuan, ZHU Junqiang, DAI Ji, et al. Numerical study of the effects of steady tip injection on the performance of low-speed centrifugal compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(3): 411-413. (in Chinese)
- [13] 耿少娟, 张宏武, 朱俊强, 等. 喷气对低速轴流压气机转子叶顶区域流动的影响 [J]. 工程热物理学报, 2007, 28(3): 395-398.
GENG Shaojuan, ZHANG Hongwu, ZHU Junqiang, et al. Effects of micro air injection on rotor tip flow in a low-speed isolated axial compressor rotor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(3): 395-398. (in Chinese)
- [14] 马文生, 顾春伟. 轴流压气机跨声级转子叶顶喷气的流动特性 [J]. 推进技术, 2009, 30(3): 302-307.
MA Wensheng, GU Chunwei. Tip injection in transonic axial compressor rotor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3): 302-307. (in Chinese)
- [15] Khalrghi H, Boroomand M, Teixeira J A, et al. A numerical study of the effects of injection velocity on stability improvement in high-speed compressors [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A: Journal of Power and Energy, 2008, 222(2): 189-198.
- [16] Leihman B A, Cumpsty N A, Denton J D. Effects of bleed rate and endwall location on the aerodynamic behavior of a circular hole bleed off-take [R]. ASME Paper GT-2004-54719, 2004.
- [17] Moove R D, Moore, Lonnie R. 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 2.05 [R]. NASA Technical Paper 1659, 1980.
- [18] Hathaway M D. Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance [R]. ASME Paper GT 2002-30368, 2002.