

可调进口导叶和叶片角向缝处理机匣相互作用的 实验研究及机理分析^{*}

楚武利^{1,2}, 申 凯¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 可调进口导叶和叶片角向缝处理机匣都能扩大压气机的稳定工作范围, 为了分析同时采用这两种措施对压气机稳定性的影响及二者之间相互作用的机理, 在单转子轴流压气机实验台上对不同导叶弯角下实壁机匣和叶片角向缝机匣进行了详细的实验测试。同时, 对导叶弯角为+10°的每一种机匣结构和导叶0°的实壁机匣结构进行了数值模拟, 数值模拟结果与实验结果符合良好, 相对于导叶0°的实壁机匣, 实验及数值模拟结果均表明, 导叶正弯角结合叶片角向缝机匣处理结构能更好地扩大压气机的稳定工作裕度。对转子流场进行对比分析可得, 导叶正预旋能抑制叶背气流的分离, 提高压气机的稳定工作范围, 但仍然没有改变转子叶尖部诱发失速的流动现象, 而叶片角向缝主要是通过对叶顶气流的抽吸作用抑制了间隙泄漏流达到扩稳效果, 因此耦合时能独立发挥各自的扩稳作用, 从而能获得比单独使用任何一种方法都要更大的稳定工作范围的提升。

关键词: 可调导叶; 机匣处理; 轴流压气机; 失速裕度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-4055 (2014) 09-1209-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2014.09.009

Experiment Investigation and Mechanism Analysis of Interaction of Variable Inlet Guide Vanes and Axial Skewed Slots Casing Treatment

CHU Wu-li^{1,2}, SHEN Kai¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The variable inlet guide vanes and axial skewed slots casing treatment are effective measures that can extend the operating range of compressor. In order to analyze the mechanism of the interaction of these two measures, the different guide vanes angle with original smooth wall as well as slots configuration were tested on a single-rotor compressor. At the same time, the guide vane angle of 10° with each casing configuration and the guide vane angle of 0° with original smooth wall configuration are simulated. The results of experiment and calculation show that the introduction of these two kinds of measures can gain greater improvement of the stall margin. The difference of the flow fields of the rotor was analyzed. The positive angle of the inlet guide vane can weaken the separation of suction part flow, but it does not change the phenomenon of the stall induced at tip of the rotor blade. The axial skewed slots can weaken the structure of tip leakage vortex to get the improvement of the stall margin. The different mechanism of these two measures can make sure that using these two measures at the same

^{*} 收稿日期: 2013-10-10; 修订日期: 2014-11-01。

基金项目: 国家自然科学基金重点项目 (51236006)。

作者简介: 楚武利 (1963—), 男, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: wlchu@nwpu.edu.cn

time can gain greater improvement of the stall margin.

Key Words: Variable inlet guide vanes; Casing treatment; Axial flow compressor; Stall margin

1 引 言

可调叶片技术与机匣处理技术均是日前得到广泛采用的扩稳措施。由于静叶可调结构简单,且通常情况第一级叶排性能的好坏直接影响着后面级,故一般都采用可调进口导叶来改善压气机的性能。可调进口导叶又分为不变弯度和变弯度两种^[1]。文献[2]对变弯度进口导叶进行了实验研究,分析了其对压气机性能及基元级性能的影响。国外也针对这种变几何导叶开展过广泛深入的试验研究^[3~6]。机匣处理技术是国内外均广泛研究并采用的扩稳技术,文献[7]在总结前人研究工作基础上明确了机匣处理可以提高压气机的裕度,但同时也降低了压气机的效率。对于叶片角向缝这类缝式处理机匣^[8],文献[9]给出了缝式处理机匣对转子基元性能的影响,文献[10,11]给出了国外对缝式机匣的实验研究。国内对此也做过大量研究^[12~15],文献[12]对亚声速压气机转子通道与处理机匣的耦合作用进行了非定常分析,进一步揭示了处理机匣的扩稳机理。文献[15]研究了结合轴向斜缝和叶片角向缝优点设计的折线缝式机匣的扩稳机理。虽然对可调叶片和处理机匣技术都做过大量的研究,但对他们相互作用的研究几乎没有,很有必要开展一些基础性的研究,因此本文针对可调导叶与叶片角向缝之间的相互作用机理进行研究。

2 实验研究

2.1 压气机试验台和变几何导叶及处理机匣结构

本文的研究对象为西北工业大学单级轴流压气机试验台的孤立转子,该转子的主要结构参数:叶片数30,转子顶部直径0.298m,进口轮毂比0.61,平均展弦比1.94,叶顶稠度0.96。其主要设计参数:设计流量为5.6kg/s,总压比1.249,转速15200r/min,叶尖相对马赫数0.78,绝热效率0.92。实验时的换算转速为8130r/min,相对换算转速 $\bar{n}=0.54$ 。该转子的不稳定工况首先在叶尖部诱发,然后波及全叶高。实验前将静子叶片后移,仅起整流作用,对孤立转子进行实验。

可调进口导流叶片的结构如图1,该导叶是一个

两段式的可变弯度导流叶片,前段为固定部分,后段可绕其自身轴旋转,从而改变出口气流方向,实验时通过机匣上的刻度来反映导叶角度改变的大小。进口导叶的主要几何参数为:叶片数28,从根部到尖部的弦长均为0.03m,轮毂直径0.182m,叶片尖部直径0.298m,导叶尾缘与转子根部前缘点距离为0.025m。角向缝处理机匣的结构如图2所示,其主要结构参数:开缝面积比为67%,缝片厚与缝宽之比约为0.5,缝深为11mm。其中角向缝与轴向成 $37^{\circ}10'$ 夹角。143道角向缝覆盖了30个转子叶片通道,其宽度覆盖了转子叶顶的整个轴向宽度。

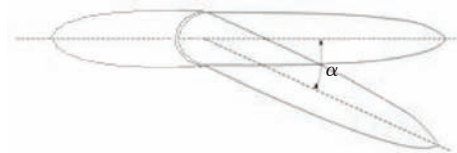


Fig. 1 Diagram of two section type variable inlet guide vane

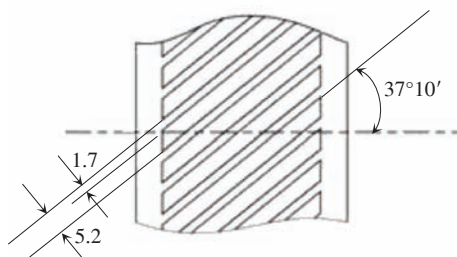


Fig. 2 Schematic diagram of axial skewed slots casing treatment(mm)

2.2 实验结果及分析

本文对导叶弯角(以速度预旋与转子切线速度同向者定为正,反之为负)为 $-10^{\circ}, 0^{\circ}, +10^{\circ}, +20^{\circ}$ 的叶片角向缝处理机匣和实壁机匣结构及不带导叶的两种机匣结构进行了实验研究。为了便于分析比较可调导叶和叶片角向缝处理机匣结构对总性能的影响,采用了如下几个参数。失速裕度改进量为

$$SM = \left(\frac{\pi_c / m_c}{\pi_s / m_s} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

π_c, m_c 采用改进技术后压气机近失速点的压比与流量; π_s, m_s 原始的不加可调导叶的实壁机匣压气机近失速点的压比与流量。

峰值效率改进量的百分数 $\bar{\eta}_m$, 它按下式定义

$$\bar{\eta}_m = \left[\frac{(\eta_m)_c}{(\eta_m)_s} - 1 \right] \times 100\% \quad (2)$$

$(\eta_m)_c$, $(\eta_m)_s$ 分别采用改进技术的和原始的压气机转子的峰值效率。

图3(图中SW表示实壁机匣;“/”后跟的数字代表导叶弯角)给出了不同导叶弯角下实壁机匣的转子特性曲线,从图中分析可得:在实验所测的角度范围内随着导叶弯角从负角度到正角度的变化,转子压比减小,边界点左移,效率变化并没有呈现一定的规律性。这种变化趋势与冲角变化对转子性能的影响是一致的。导叶角度向正方向偏斜,与零弯角相比,转子在正预旋条件下工作,冲角为负冲角,冲角减小,在气流不发生分离的前提下,转子出口落后角变化不大,叶型损失变化也不大,所以, ΔW_u 减小,进而,转子压比减小。而由效率公式 $\eta_k^* = L_{ad,k}^*/L_u$, L_u 减小了,但是 $L_{ad,k}^*$ 也随着变化,所以效率的变化依赖于

$L_{ad,k}^*$ 的变化幅度。从表1的数据也可以看出对安装叶片角向缝处理机匣结构的压气机转子同样能得到这一规律。

Table 1 Improvement of stall margin and peak efficiency that various improvement measures are compared with the original isolated rotor

Method	SM/%	$\bar{\eta}_m$ /%
No inlet guide vane, axial skewed slots	21.0	-10.9
Guide vane angle -10° , smooth wall	-4.0	-5.0
Guide vane angle 0° , smooth wall	-0.1	-2.4
Guide vane angle $+10^\circ$, smooth wall	9.0	-4.8
Guide vane angle $+20^\circ$, smooth wall	29.8	-0.6
Guide vane angle -10° , axial skewed slots	15.0	-10.2
Guide vane angle 0° , axial skewed slots	29.8	-3.5
Guide vane angle $+10^\circ$, axial skewed slots	43.2	-10.1
Guide vane angle $+20^\circ$, axial skewed slots	68.9	-9.6

图4(图中CT表示叶片角向缝处理机匣,其他含义和图3相同)给出了导叶弯角 0° 和 $+10^\circ$ 两种机匣结

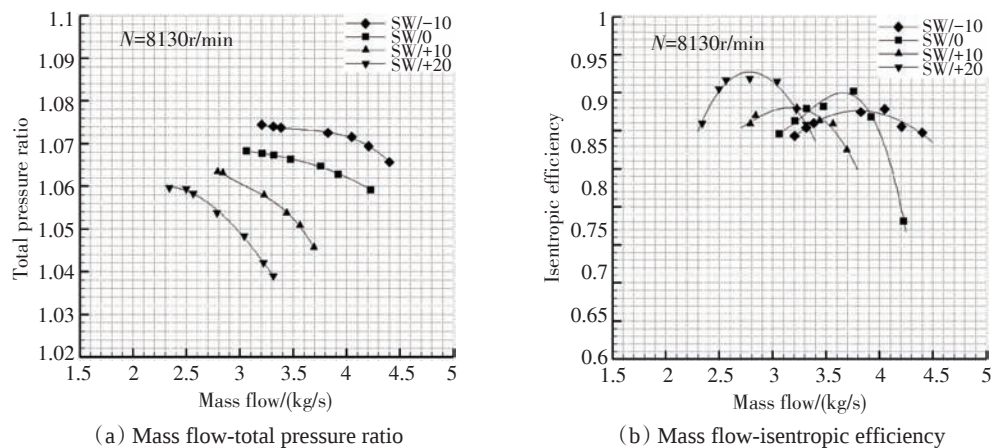


Fig. 3 Performance curve of different degrees of guide vanes angle with smooth wall

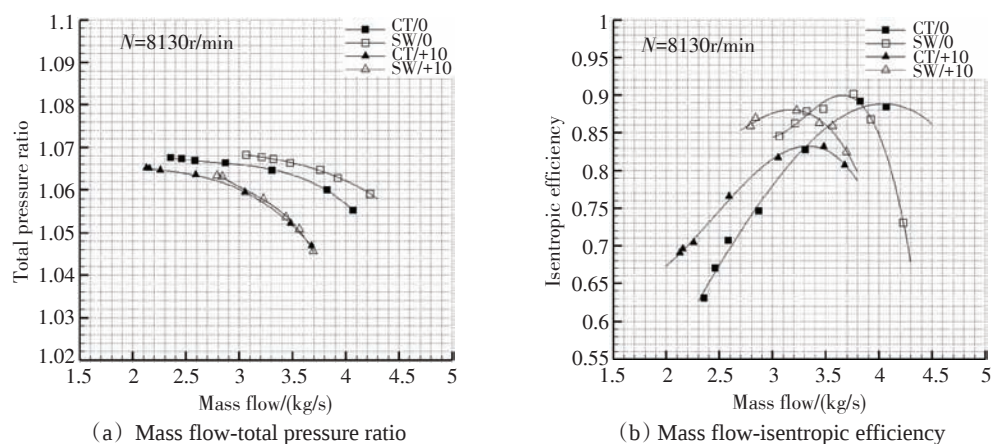


Fig. 4 Performance curve of 0° and $+10^\circ$ of guide vane angle with two kinds of casing configuration

构转子的特性曲线,结合表1的数据分析可得:在实验 $\bar{n}=0.54$ 转速下,对于相同进口导叶预旋角度,叶片角向缝处理机匣明显提高了压气机的失速裕度但同时伴随着峰值效率的降低,该结果也进一步证明对于流动失稳首先在叶尖部位诱发的压气机转子,采用机匣处理扩稳效果显著。从图4还可以看出:导叶弯角+10°叶片角向缝处理机匣结构的失速点流量最小,峰值效率也最低,表1的数据也表明其失速裕度改进量比导叶弯角+10°的实壁机匣结构和导叶弯角0°的叶片角向缝处理机匣结构的都要大,且比这二者的代数和还要大一些。分析表1的其他数据可以得到,对于即采用叶片角向缝处理机匣同时又采用导叶正弯角的情况,比单独只采用一种措施时能获得更大的失速裕度改进量。

3 数值模拟

为了能进一步对同时采用可调导叶和叶片角向缝处理机匣结构时,二者之间相互作用的机理进行分析,本文对导叶弯角为+10°的每一种机匣结构和导叶0°的实壁机匣结构进行了数值模拟,对模拟得到的转子内部流场进行分析。

3.1 数值计算方法

本文的数值计算采用的是商用计算流体力学软件 Numeca Fine 软件包中的 Euranus 求解器。采用 Jameson 的有限体积中心差分格式,并结合 Baldwin-Lomax(B-L)湍流模型对相对坐标系下的三维雷诺时均 Navier-Stokes 方程进行求解,采用显式4阶 Runge-Kutta 法时间推进以获得定常解,还采用了多重网格法、局部时间步长和残差光顺等加速收敛方法提高计算效率。

为了减少计算量,计算中将叶片角向缝处理机匣的真实缝数143改为150,使得处理机匣缝数与转子叶片数之比约化为5:1,从而使得采用单通道计算时只需一个叶片通道和五个处理机匣槽道。导叶和转子通道采用了O4H网格拓扑结构,导叶网格数约为30万,转子网格数约为70万,处理机匣网格数约为60万。

计算中,轮毂、机匣以及叶片等固壁上给定绝热无滑移边界条件,导叶上游进口边界条件设定为:总压101325 Pa,总温288.15 K,进口气流方向为沿轴向。转子下游延伸段出口边界条件设为平均静压,根据实验测量数据通过不断调整出口背压获得该压气机的稳定特性线。当出口背压调整到数值计算经过一定迭代步数后各物理量不收敛时,认为该压气机进入了失速工况。

3.2 计算结果与分析

图5给出了该压气机在换算转速8130r/min下实验和计算得到的总性能图(其中:EXP表示实验;CAL表示计算;SW表示实壁机匣;CT表示叶片角向缝处理机匣;数字+10表示导叶弯角+10°;数字0的表示导叶弯角0°)。总的来看,计算得到的总压比特性线与实验值符合较好,等熵效率特性线的趋势与实验一致,二者存在一定的差距,本文主要分析两种措施对压气机稳定性的影响,对效率不做过多关注。其中存在的差距是由于计算模型中的轴对称假设、完全气体假设、定常假设等和试验本身误差共同导致的结果。

从图中可以看出,导叶+10°带叶片角向缝处理机匣的情况下,虽然压比略有降低,绝热效率略有下降,但失速点流量相对于导叶0°的实壁机匣来说有

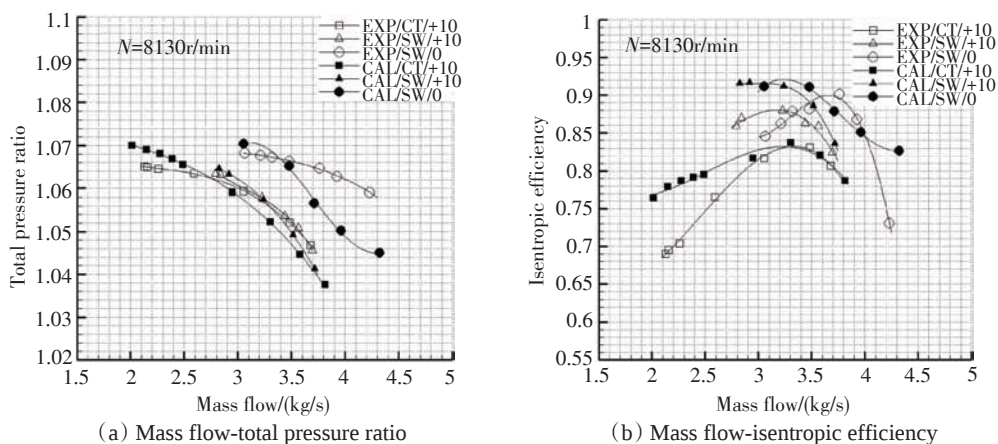


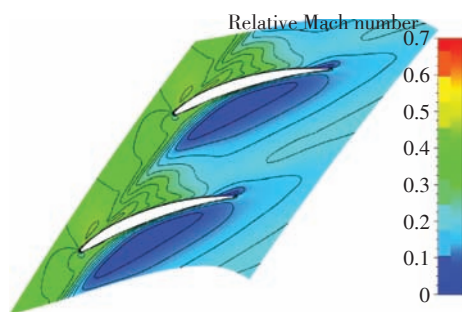
Fig. 5 Computed and measured rotor performance at 0.54 relative speed

大幅度的降低,跟实验得到的结果完全一致,表2给出了数值计算得到的失速裕度和峰值效率的改进量。总体来说,采用导叶正弯角结合叶片角向缝处理机匣结构的情况,可以获得很大的稳定工作范围的提升,但伴随着一定的效率损失。

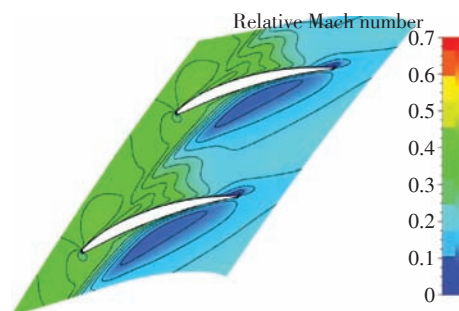
Table 2 Numerical improvement of stall margin and peak efficiency

Method	SM/%	$\bar{\eta}_m$ /%
Guide vane angle +10°, smooth wall	7.5	-0.4
Guide vane angle +10°, axial skewed slots	41.5	-9.0

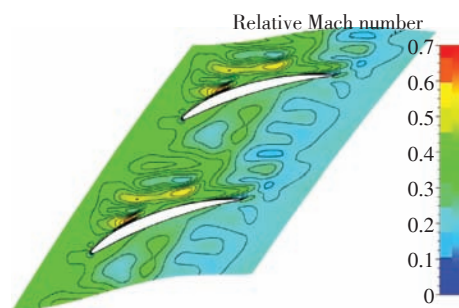
图6给出了导叶0°实壁机匣结构、导叶弯角+10°实壁机匣和导叶弯角+10°叶片角向缝处理机匣在相同流量下(原始结构的近失速点流量3.07kg/s)99%转子叶高处的相对马赫数分布图。从图6(a)可以看出导叶0°实壁机匣结构中由于间隙泄漏涡的影响,形成了较大的堵塞,低速流团占据一半左右的叶片通道。从图6(b)可以看出导叶正弯角的情况下,由于处于负攻角的状态工作,减小了气流与叶片的冲角,使得进口相对速度增大,对叶背的气流分离起到了一定的抑制作用,从而扩大了稳定工作范围。从图6(c)可以看出由于叶片角向缝的作用,通道内流场低速流动情况得到很大改善。由图7机匣内密流及速度矢量分布图,可以明显看到处理槽内由于转子叶片上游与下游区域之间压力梯度作用下形成的逆时针回流,该回流将转子叶片下游的低能流不断地抽吸进入槽内,并由于压力梯度的作用向转子上游输运。文献[15]指出对于这类缝式处理机匣来说,缝内的回流能将间隙泄漏涡向转子尾缘推移,有效的消除了间隙泄漏涡所导致的阻塞,延迟了该压气机转子失速通常伴随间隙泄漏涡向转子上游推移的现象,从而扩大了压气机的稳定工作范围,一般来说回流越强,扩稳效果越显著。



(a) Guide vane angle 0°, smooth wall



(b) Guide vane angle +10°, smooth wall



(c) Guide vane angle +10°, axial skewed slots casing treatment

Fig. 6 Relative Mach number of 99% rotor blade span

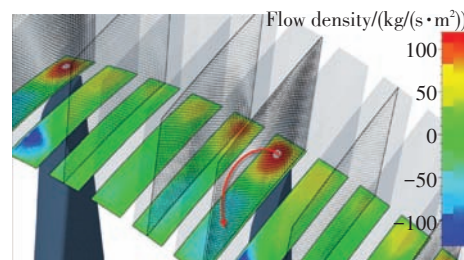
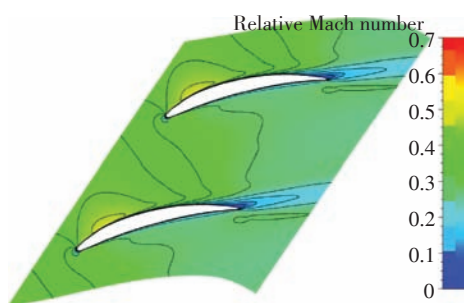
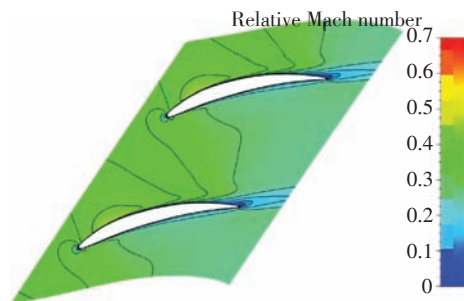
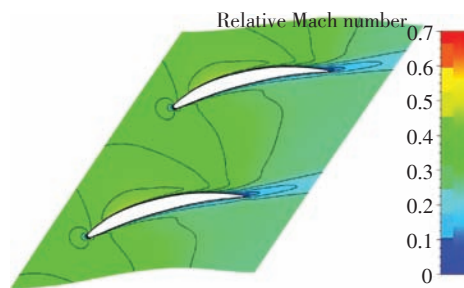
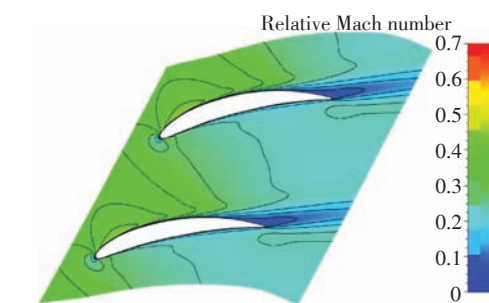
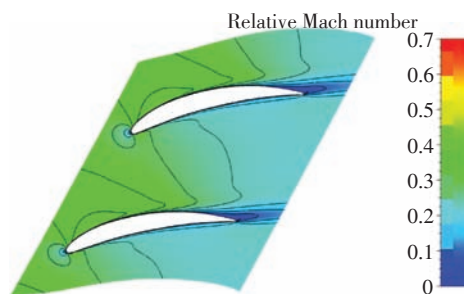
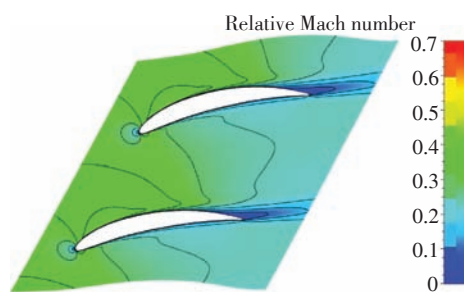


Fig. 7 Flow density and velocity vector distribution at axial skewed slots casing

图8和图9分别给出了导叶0°实壁机匣结构、导叶弯角+10°实壁机匣和导叶弯角+10°叶片角向缝处理机匣在相同流量下(原始结构的近失速点流量3.07kg/s)80%和50%转子叶高处的相对马赫数分布图。从图中可以看出导叶正弯角对80%和50%叶高处的流场有一定的改善作用,对叶背的气流分离起到了一定的抑制作用;而叶片角向缝对其并没有明显的影响。从图6(b),图8(b),图9(b)可以看出,导叶正预旋并没有改变该转子叶尖部诱发失速的流动现象,而叶片角向缝主要是通过叶顶气流的抽吸作用抑制了间隙泄漏流达到扩稳效果,因此它们耦合时能独立发挥各自的扩稳作用,从而能获得比单独使用任何一种方法都要更大的稳定工作范围的提升。

(a) Guide vane angle 0° , smooth wall(b) Guide vane angle $+10^\circ$, smooth wall(c) Guide vane angle $+10^\circ$, axial skewed slots casing treatment**Fig. 8 Relative Mach number of 80% rotor blade span**(a) Guide vane angle 0° , smooth wall(b) Guide vane angle $+10^\circ$, smooth wall(c) Guide vane angle $+10^\circ$, axial skewed slots casing treatment**Fig. 9 Relative Mach number of 50% rotor blade span**

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)实验和计算结果均表明,对于流动失稳首先在叶尖部位诱发的压气机转子,采用叶片角向缝机匣处理能获得20%左右稳定裕度的提升,扩稳效果显著;导叶正预旋 10° 能获得10%左右稳定裕度的提升,同时效率变化在1%以内;导叶正弯角结合叶片角向缝机匣处理结构,能获得40%左右稳定裕度的提升,比单独使用任何一种方法的扩稳效果都要好;

(2)由数值模拟的流场分析可知,导叶弯角的变化会影响全叶高范围的流场,而叶片角向缝仅对叶尖流场有明显作用。对于流动失稳首先在叶尖部位诱发的压气机转子,只要对其叶尖部流场有很好改善作用的措施,就能获得较好的扩稳效果;

(3)导叶弯角对流场的影响是由于冲角的变化引起的,而叶片角向缝对流场的影响是由于对叶尖低速流的抽吸作用,因此二者在叶尖流场处的影响作用可以叠加,从而导致了同时采用导叶正弯角和叶片角向缝机匣处理结构,能获得较大的稳定工作范围的提升。

参考文献:

- [1] Grahl k, Tabakoff W. Off-Design Behavior for Axial Flow Compressor Stages with Invariable and Variable Geometry Blades [R]. AD 767265, 1973.
- [2] 楚武利, 朱俊强. 变几何叶片对压气机特性影响的实验研究及分析 [J]. 应用力学学报, 2003, 20(1):78-80.
- [3] Linder C G, Jones B A. Single-Stage Experimental Evaluation of Variable Geometry Guide Vanes and Stators. Part II: Annular Cascade Investigations of Candidate Variable Geometry Designs [R]. NASA CR-54555, 1997.
- [4] Serovy G K, Kavanagh P. Considerations in the Design of Variable-Geometry Blading for Axial-Flow Compressor

- Stages [J]. *AGARD CP*, 1988, 34(2):56-62.
- [5] Okiishi T H, Junkhan G H. Experimental Performance in Annular Cascade of Variable Trailing-Edge Flap, Axial-Flow Compressor Inlet Guide Vanes [R]. *ASME 70-GT-106*.
- [6] Potonides H C, Mebes M J. Effect of Variable Inlet Guide Vanes on Operating Characteristics of a Tilt Nacelle Inlet/Powered Fan Model [R]. *AIAA 84-1938*.
- [7] 卢新根, 楚武利, 朱俊强, 等. 轴流压气机机匣处理研究进展及评述 [J]. *力学进展*, 2006, 36(2):222-232.
- [8] 卢新根. 轴流压气机内部流动失稳及其被动控制策略研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- [9] Moore R D. Effect of Casing Treatment on Overall and Blade Element Performance of a Compressor Rotor [R]. *NASA TN D-6538*, 1971.
- [10] Orasek D C, Lewis G W, Moore R D. Effect of Casing Treatment on Performance of an Inlet Stage for a Transonic Multi-stage Compressor [R]. *NASA TM X-3347*, 1976.
- [11] Johnson M C, Greitzer E M. Effect of Slotted Hub and Casing Treatment on Compressor Endwall Flowfield [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1987, 109(2):380-387.
- [12] 卢新根, 楚武利, 朱俊强, 等. 轴向斜缝机匣处理与转子通道之间耦合流动分析 [J]. *工程热物理学报*, 2006, 27(2):226-228.
- [13] 刘志伟, 张长生. 缝式机匣处理研究—性能及喷射流的作用机理 [R]. 中国航空科技文献, *HJB870558*, 1988.
- [14] 刘志伟, 张长生. 倾斜缝机匣处理轴向位置对压气机性能影响的研究 [J]. *工程热物理学报*, 1987, 18(1):156-160.
- [15] 卢新根, 楚武利, 吴艳辉. 轴流压气机折线缝式机匣处理扩稳机理 [J]. *推进技术*, 2006, 27(6):505-509. (LU Xin-gen, CHU Wu-li, WU Yan-hui. Mechanism of Axial-Flow Compressor Stall Margin Improvement Associated with Bend Skewed Slots Casing Treatment [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(6):506-509.)

(编辑:梅 瑛)