

反叶片角向缝机匣处理影响轴流压气机性能的机理

张皓光¹, 谭 锋¹, 楚武利^{1,2}, 吴艳辉¹, 旷海洋¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 采用试验和非定常数值模拟方法研究了反叶片角向缝机匣处理对亚声速轴流压气机性能的影响. 试验与数值计算结果均指出反叶片角向缝机匣处理后, 转子在降低12%左右最大等熵效率的基础上获得30.1%左右的失速裕度改进量. 详细的转子叶顶流场分析表明反叶片角向缝机匣处理改善了叶顶间隙泄漏流动, 消除了实体壁机匣时叶顶通道低速泄漏流形成的堵塞, 因此转子稳定性得以提高. 同时转子叶片与处理缝的相对位置变化会影响处理缝的扩稳能力. 处理缝中回流、处理缝形成的喷射流与叶顶通道主流的相互作用都造成较大的流动损失, 进而使转子等熵效率降低. 反叶片角向缝机匣处理前移约55%叶顶轴向弦长的数值研究结果表明, 与反叶片角向缝机匣处理比较, 反叶片角向缝机匣处理前移获得的失速裕度改进量降低约10.4%, 但等熵效率的恶化程度降低近64%.

关 键 词: 轴流压气机; 反叶片角向缝机匣处理; 失速裕度; 间隙泄漏流; 堵塞

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Mechanisms of affecting the performance of axial-flow compressor with athwart blade-angle slots casing treatment

ZHANG Hao-guang¹, TAN Feng¹, CHU Wu-li^{1,2},

WU Yan-hui¹, KUANG Hai-yang¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

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

Abstract: Influences of athwart blade-angle slots casing treatment on the performance of subsonic axial-flow compressor were investigated with the experimental and unsteady numerical simulation methods. The experimental and unsteady numerical calculation results showed that the rotor gained about 30.1% stall margin improvement at the cost of decreasing about 12% peak isentropic efficiency of smooth wall casing with athwart blade-angle slots casing treatment. The detailed analysis of rotor blade tip flow-field indicated that the tip clearance leakage flow was improved with athwart blade-angle slots casing treatment and the blockage created by low energy clearance leakage flow in blade tip was removed in blade tip with smooth wall casing, so the stability of rotor was improved. It was found that the ability to improve rotor stability of slot was affected by the relative position of blade and slot, and moreover, back flow in slot and the interaction of injecting flow brought by slot and

收稿日期: 2015-01-15

基金项目: 国家自然科学基金(51006084); 航空科学基金(2014ZB53014);

中央高校基本科研业务专项资金(3102014JCY01004); 陕西省自然科学基金(2015JM5202)

作者简介: 张皓光(1981—), 男, 广西宾阳人, 副教授、硕士生导师, 博士, 研究领域为叶轮机械气动热力学.

E-mail: zhg@nwpu.edu.cn

blade tip mainstream resulted in serious flow loss, leading to decline of the rotor isentropic efficiency. The numerical calculation results also showed that the stall margin improvement and the level of decreasing isentropic efficiency reduced about 10.4% and 64% respectively by making the athwart blade-angle slots casing treatment move forward about the 55% axial chord of blade tip.

Key words: axial-flow compressor; athwart blade-angle slots casing treatment; stall margin; clearance leakage flow; blockage

在恶劣的非设计工况下,轴流压气机面临旋转失速或喘振的威胁,为此压气机研究者们积极地探索扩大轴流压气机稳定工作范围的措施.机匣处理作为一种有效的扩稳措施,具有结构简单、易于在机匣上改装的特点,已在多种航空发动机上得到了应用.机匣处理主要有缝式、槽式两种结构,槽式机匣处理获得的失速裕度改进量一般在1%~10%之间^[1-6].由于缝式机匣处理以其改进压气机稳定裕度显著的特点而吸引了许多研究者的注意,其中轴向倾斜缝、叶片角向缝和轴向缝研究最多^[7-17].文献[7]开展了3种不同形式的机匣处理试验,结果表明轴向倾斜缝以7%的等熵效率损失获得20.7%的失速裕度增量,叶片角向缝和周向槽分别使失速裕度提高了17.5%,13.5%,同时等熵效率相对实体壁机匣基本不变或稍微提高.文献[8]试验指出在进口均匀下,叶片角向缝机匣处理取得的失速裕度增量仅比轴向斜缝机匣处理低3%,但其具有较小的流动损失,而轴向倾斜缝机匣处理具有较高的总压比和低的等熵效率.文献[10]对跨声速多级压气机进口级上开展了叶片角向缝、轴向倾斜缝及周向槽机匣处理试验,结果表明3种机匣处理都有效地增加了转子和级两者的总压比、等熵效率及流量范围,失速裕度改进量均为9%左右,其中轴向倾斜缝对性能的改善最高.文献[11]在高亚声速轴流压气机转子开展了有无背腔的叶片角向缝机匣处理试验研究,结果指出在3个转速下,无背腔的叶片角向缝机匣处理的失速裕度改进量比有背腔的高,前者的裕度改善范围在10%~20%之间,而后者在1%~12%之间.

目前绝大部分的缝式机匣处理研究中处理缝不是沿着轴向就是沿着叶片角度方向.若处理缝方向既不是沿着轴向,也不是沿着叶片角度方向,而是与转子叶片型线有一定的角度,那会对压气机性能有什么影响?为此,本文设计了一种反叶片角向缝,并在轴流压气机试验台上进行试验,同时开展相应的机匣处理数值研究,以期揭示反叶

片角向缝影响转子性能及内部流场的机制.

1 研究对象与数值计算方法

1.1 研究对象

本文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,转子主要设计参数见表1,该试验台由以下5个部分组成:调速直流电动机、增速器、压气机试验段、排气段和移动式锥体节气阀.

表1 转子设计参数

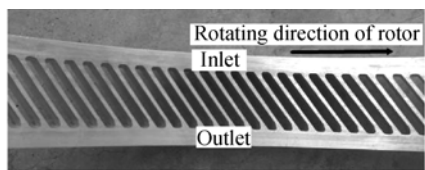
Table 1 Design parameters of rotor

参数	参数
设计流量/(kg/s)	5.6
设计等熵效率	0.905
设计总压比	1.245
设计转速/(r/min)	15 200
叶顶相对马赫数	0.78
轮毂比	0.61
叶片数	30
转子叶顶间隙/mm	0.32

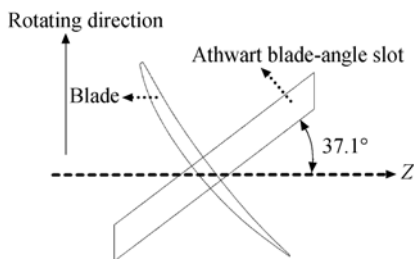
图1给出了反叶片角向缝机匣处理结构示意图,机匣处理覆盖整个叶顶轴向范围,具体的机匣处理几何参数为:处理缝数为153,缝宽为3.5 mm,缝片宽与缝宽之比约为0.5,缝深为11 mm,开缝面积比为67%,径向倾斜角为0°.

1.2 数值计算方法

数值计算中使用 NUMECA 软件包的 Euranus 求解器.采用 Jameson 的有限体积差分格式并结合 $k-\epsilon$ 湍流模型对三维雷诺时均 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,为提高计算效率,采用多重网格法、局部时间步长和残差光顺等加速收敛措施.非定常计算采用隐式双时间方法,单



(a) 反叶片角向缝机匣处理照片



(b) 反叶片角向缝与顶部叶片的相对位置示意图

图 1 反叶片角向缝机匣处理结构示意图

Fig. 1 Configuration of athwart blade-angle slots casing treatment

通道计算中转子旋转一个栅距设定 30 个物理时间步,每一物理时间步下的虚拟时间步为 20. 为节省计算时间,以定常计算结果为非定常计算初场。

计算采用分区网格技术,转子通道内使用 HOH 型贴体网格,网格分布为 25(周向)×69(径向)×217(轴向). 叶顶间隙区采用“蝶型网格”,沿径向分布 13 个节点,进出口延伸段及机匣处理内均采用 H 型网格,计算网格最小正交性大于 30°,最大展弦比、膨胀比分别小于 2 700, 2. 7. 计算中将机匣处理缝数由 153 改为 150,使得转子叶片数与处理缝数之比为 1 : 5,每个处理缝网格分布为 13(周向)×25(径向)×57(轴向),实体壁机匣、反叶片角向缝机匣处理的计算总网格数分别约为 77. 7 万、87 万。

图 2 给出该单级轴流压气机通道子午面上计算网格图. 把整个计算域分成两个部分:进口延伸段、处理缝设为静止域,转子通道及出口延伸段设为转动域,间隙网格分层方法等介绍详见文献[18]. 定常计算时,采用混合平面法对转动域与静止域之间的动静干涉面进行数据传递,非定常计算时动静干涉面使用 domain scaling 方法(两侧计算域面积相等)。

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,转子径向延伸段进口边界条件取总压为 101 325 Pa,进口总温为 288. 2 K,进口气流方向为径向. 转子下游延伸段出口边界条件设为平均静压,通过不断调整出口静压获得性能曲线. 把数值发散前的最后一个工况认为是近失速点,对应的压气机延伸段出口静压最大。

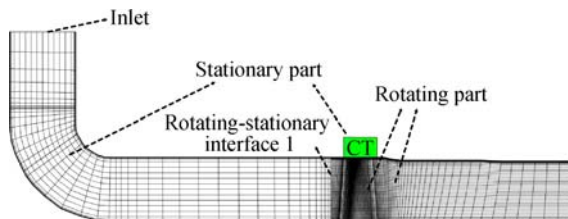


图 2 子午面网格示意图

Fig. 2 Grid in meridian plane

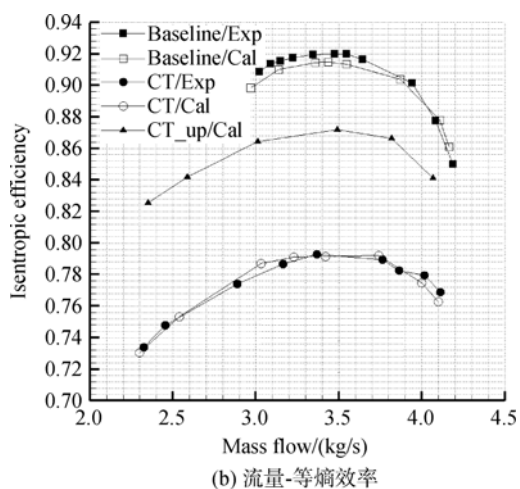
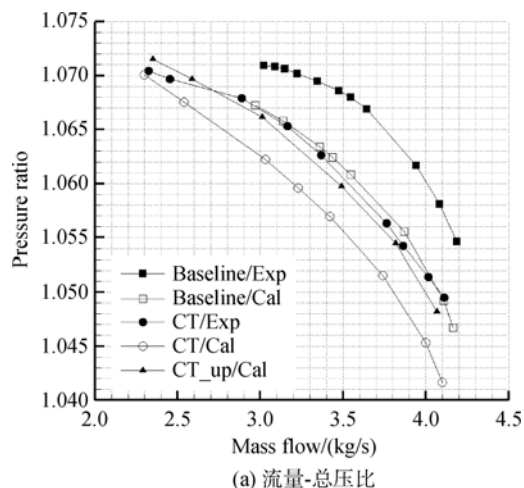
2 结果分析

试验及数值计算均在 8 130 r/min 换算转速下进行. 其相对转速为 0. 53, 文中综合失速裕度改进量的定义见文献[18].

2. 1 总性能分析

图 3 为压气机在换算转速 $N=8130$ r/min 下的总性能图, Baseline/Exp, Baseline/Cal 分别代表实体壁机匣试验、数值计算获得性能曲线; CT/Exp, CT/Cal 分别代表反叶片角向缝机匣处理(即原始机匣处理)试验、数值计算获得性能曲线, CT_up/Cal 为原始机匣处理前移的数值曲线(引入机匣处理前移的原因将在后面提到). 为了节省计算时间,文中仅对以下 5 个工况进行非定常计算,分别为实体壁机匣时近失速流量对应的 3 个工况,两种机匣处理时近失速流量对应的 2 个工况,图 3 中其他工况点取定常计算值. 在图 3 中可以看到实体壁机匣、反叶片角向缝机匣处理数值计算获得的总压比、等熵效率性能曲线在变化趋势上与试验得到的曲线符合程度很好,特别是两种机匣的等熵效率曲线,试验与数值的最大等熵效率工况点流量基本相同. 无论实体壁机匣还是机匣处理,数值得到的总压比值在整个流量范围内均比相同流量工况下试验得到的值低。

在不稳定边界预测方面,实体壁机匣、原始机匣处理的试验近失速流量分别约为 3. 02, 2. 32 kg/s,对应的数值计算分别约为 2. 97, 2. 29 kg/s,对应的近失速流量试验值与计算值相对误差均小于 1. 7%. 同时在综合失速裕度方面,机匣处理试验、数值计算的失速裕度分别约为 30. 11%, 30. 14%,通过对比可发现数值计算很好地预估了机匣处理的扩稳能力. 反叶片角向缝机匣处理有效地扩大了该轴流压气机转子的稳定工作范围,但与实体壁机匣比较,压气机的等熵效率、总压比都降低了,最大等熵效率降低约 12%. 同时机匣处理后,与试验的总压比、等熵效率下降幅度比较,数值计算很好地预测到总压比、等熵效率下降的幅度。

图3 转子性能曲线 ($N=8130 \text{ r/min}$)Fig. 3 Rotor performance curves ($N=8130 \text{ r/min}$)

与在该转子上开展过的其他几种缝式机匣处理试验类似^[11],该形式机匣处理是以牺牲等熵效率来提高压气机稳定工作范围. 由于该形式机匣处理降低等熵效率较大,根据以往的机匣处理设计经验,将原始机匣处理往转子上游前移约55%叶顶轴向弦长,并开展相应的数值计算,计算结果表明机匣处理前移获得的失速裕度改进量约为27%,最大等熵效率降低约4.3%(与实体壁机匣比较). 与原始机匣处理对比,机匣处理前移(CT_{up})后失速裕度改进量降低约10.4%,但对等熵效率的恶化程度降低近64%,同时还提高了转子的总压比,这与缝式机匣处理试验研究^[11]得到的结论相似. 值得说明的说,本文的重点在于揭示反叶片角向缝机匣影响压气机内部流动的机制,而不是对反叶片角向缝机匣处理进行结构优化,因此只引入一种前移的机匣处理说明该类机匣处理存在结构优化的潜力.

本文尝试用多种湍流模型+中心差分格式或

2阶迎风格式进行数值模拟,对近失速流量值、总压比值及等熵效率值随流量变化的规律进行评估,最后发现在达到网格无关性的前提上,无论采取何种湍流模型,在大流量—较小流量范围内的总压比都比试验的低,而采用 $k-\epsilon$ 湍流模型+中心差分格式在近失速流量、等熵效率及其变化规律等方面与试验的吻合程度最好. 湍流模型等考核不是本文的重点,因此这里不做详细地对比介绍.

2.2 压气机内部流动分析

以下主要针对实体壁机匣和原始机匣处理的压气机内部流场进行对比分析.

图4给出了转子叶顶处若干个垂直叶片吸力面的截面上相对马赫数(Ma)分布云图(时均值),图中还给出处理缝近机匣面上的轮廓示意图,两种机匣的流量近似相同,实体壁机匣近失速工况. 从图中可清楚地观察到实体壁机匣时,叶顶通道内截面1~截面7上靠近叶片压力面附近均有低速的气流区,其中截面2~截面5上低速区在叶顶通道占据的范围较其他截面大,这表明实体壁机匣近失速工况时,叶顶通道流通能力不强,特别是在进口通道近60%周向范围内都有低速气流,同时在半径方向低速区范围也较大. 原始机匣处理后,转子叶顶通道对应实体壁机匣的截面1~截面7上均无明显的低速气流区域,这意味着原始机匣处理有效地提高了叶顶通道的流通能力,特别是

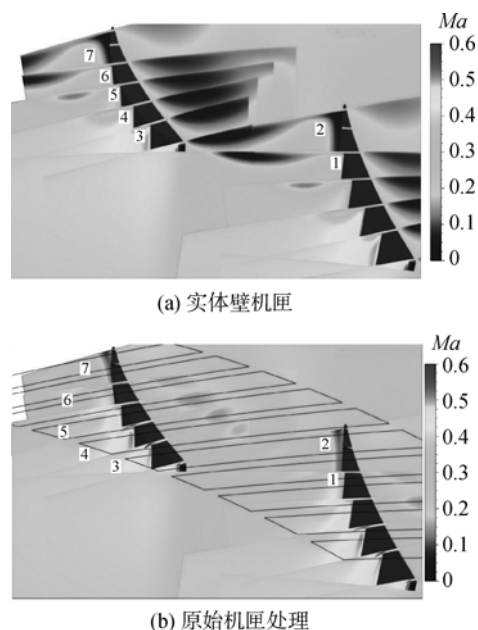


图4 转子叶顶相对马赫数分布云图

Fig. 4 Relative Mach number contour at the blade tip of rotor

改善了进口前缘处 1,2 截面上气流的流通能力。

为了展现机匣处理是如何改善叶顶处流场, 图 5 给出了约 99% 叶高处 S_1 流面上的相对速度 (W_{xyz}) 矢量图 (时均值), 3 种机匣的流量与图 4 一致。在图 5(a) 中可发现, 叶顶通道内存在较大面积的低速区域, 在图中用点线包围区域的气流流动方向与通道其他区域的气流有着明显的区别 (图中用虚线+箭头的组合来指示气流流动状况), 具体表现在该处进口部分气流方向指向叶片前缘处压力面, 下游部分气流方向近似垂直指向叶片压力面。结合图 4 的分析还可知近失速工况, 实体壁机匣的叶顶通道流动较为恶劣, 不但进口处气流不能顺畅地流入叶顶通道, 并且通道中部分区域堵塞严重, 气流轴向分速为负, 即出现逆流现象。分别采用反叶片角向缝机匣处理、前移的反叶片角向缝机匣处理措施后, 叶顶流场均有了明显的改善, 叶片上游的气流能顺利地流入叶顶通道, 没有出现气流方向指向叶片前缘或近似垂直叶片压力面的现象, 这表明这两种机匣处理措施都能消除实体壁机匣时通道内靠近叶片压力面的部分区域出现的逆流现象, 因此能提高叶顶通道的流通能力。

诸多研究表明转子叶顶间隙泄漏流对压气机的稳定性有着重要的影响, 图 6 为实体壁机匣、原始机匣处理的转子叶顶间隙内部分区域的泄漏流线示意图, 图中用虚线+箭头组合给出了泄漏流于某个位置大致沿着涡核半径方向的分布范围,

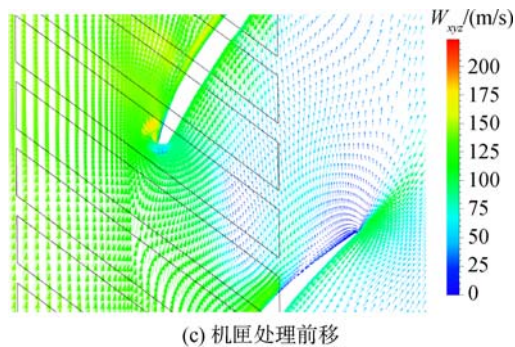
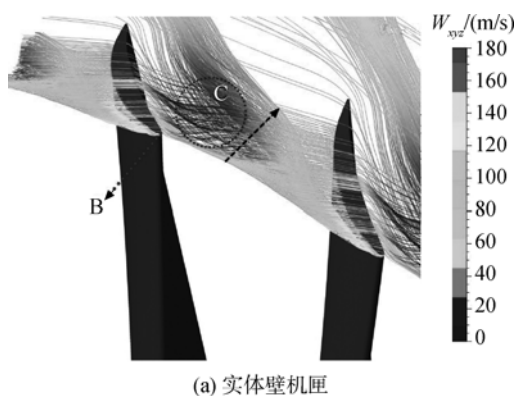
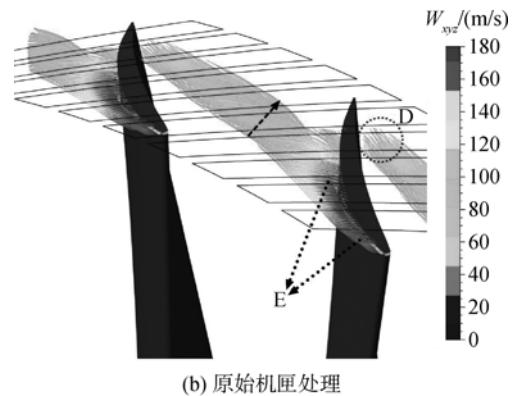


图 5 转子 99% 叶高处相对速度矢量图

Fig. 5 Relative velocity vector at the 99% blade span of rotor



(a) 实体壁机匣

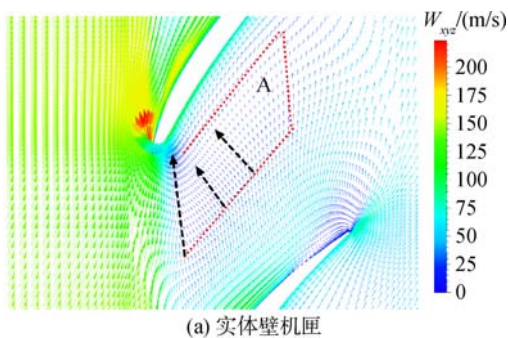


(b) 原始机匣处理

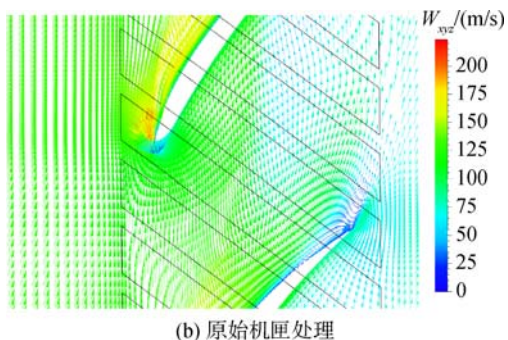
图 6 转子叶顶间隙泄漏流线示意图

Fig. 6 Tip leakage streamlines of rotor blade tip

两种机匣工况与图 4 中的一致。从图 6(a) 中可清楚地观察到, 实体壁机匣的间隙泄漏流在流向通道下游过程中涡核半径逐渐增大, 在圆形标注的 C 区域内有低流速的泄漏流体存在, 并且 C 区域靠近叶片压力面, 这与图 5(a) 中 A 区域的低能气流分布情况大致相同。在图 6(a) 中 B 区域还可看到部分叶顶间隙泄漏流在流到相邻叶片压力面过程中受到叶片型面的阻挡进而从相邻叶片叶顶间隙中流入下一个通道内。结合图 4 中叶顶相对马赫数分析及上述间隙泄漏流的流动分析表明, 转子叶顶间隙泄漏流流动恶化是造成该转子内部流



(a) 实体壁机匣



(b) 原始机匣处理

动失稳的主要原因,即触发转子失速的诱因.原始机匣处理后,叶顶间隙泄漏流动得到了改善,叶顶通道内基本上没有低速泄漏流体区出现,间隙泄漏流维持着较为集中的形态,即涡核半径比实体壁机匣时的小.在图 6(b)中还可观察到间隙泄漏流在流向通道下游的过程中流入处理缝(圆形标注 D 区域),而实体壁机匣的部分泄漏流从通道下游流出.对比图 6(a)、图 6(b)中叶顶通道中前部近叶片吸力面的泄漏流可看出采取原始机匣处理措施提高了 E 区域泄漏流的速度值.

为了揭示反叶片角向缝内部的流动,图 7 给出原始机匣处理上某个处理缝中间截面内 4 个时刻的气流速度矢量分布图,同时图中还给出约 99.2% 叶高处 S_1 流面上的静压图, T 为转子旋转一个栅距需要的时间,实体壁机匣和原始机匣处理工况与图 4 的一致.从图中可看到,在 $T/15$ 时刻,由于处理缝两端感受的通道静压大小不同,在静压差的驱动下,叶顶通道部分气流在缝的右端被抽吸入缝中,流入处理缝的部分气流在缝的左端喷射入叶顶通道,而部分气流在缝内形成明显的旋涡(图 7(a)中圆形点线标示区).随着时间向 $5T/15$ 推进,缝内靠近处理缝下端面的旋涡消失,同时缝内喷射入叶顶通道的气流分布区域变大.在 $9T/15$ 、 $13T/15$ 两个时刻,缝内喷射入叶顶通道的气流分布区域差别不大.在 $13T/15$ 时刻,近机匣面缝中部偏右处呈现了形成旋涡的趋势(图 7(d)中圆形点线标示区),此时处理缝与一叶片交于前缘,与另一叶片交于尾缘.从图中还可以清楚地看到,在 4 个时刻处理缝的左上角区域存在较大范围的低速气流区,并且叶片与处理缝的相对位置对该低速气流区的分布范围影响很小.从缝喷射入叶顶通道的气流必然与转子叶顶通道气流相互作用,给叶顶通道内低能流体提供能量,进而消除实体壁机匣叶顶通道低能气流形成的堵塞,使转子内部流场得到改善.

图 8 给出 $T/15$ 时刻时 5 个处理缝在近机匣面截面的气流径向分速(V_r)云图,同时还给了部分区域 V_r 的具体数值.从图中可看到部分截面上抽吸入缝的气流和从缝喷射入叶顶通道的气流径向分速绝对值都很大,其中抽吸流 V_r 最大数值出现在图中两叶片同时扫过的某个处理缝截面上,喷射流 V_r 最大数值出现在与叶片中部相交的某个处理缝截面上.反叶片角向缝机匣处理靠抽吸流及喷射流来激励机匣处的低能气流,进而改善叶顶通道流场,上述分析还表明叶片与处理缝的

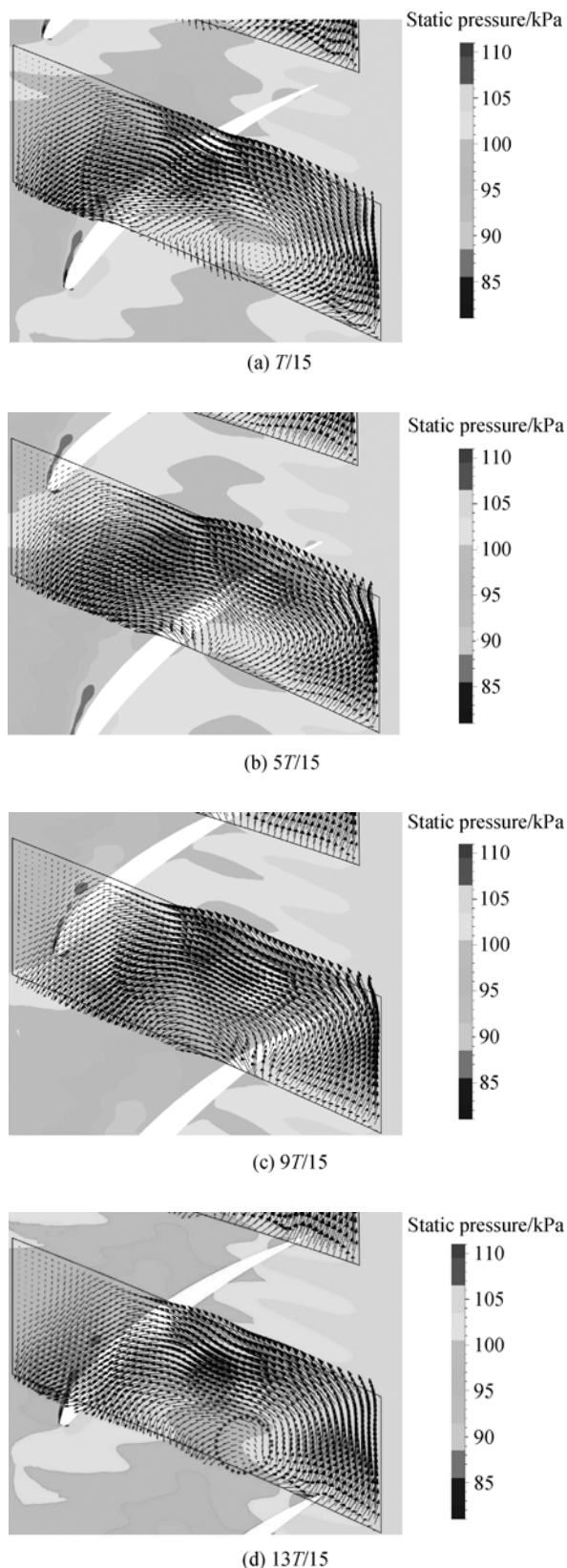


图 7 缝内气流瞬态速度矢量图及转子 99.2% 叶高处静压分布云图

Fig. 7 Instantaneous velocity vector distribution in a slot and static pressure contour at 99.2% span of rotor

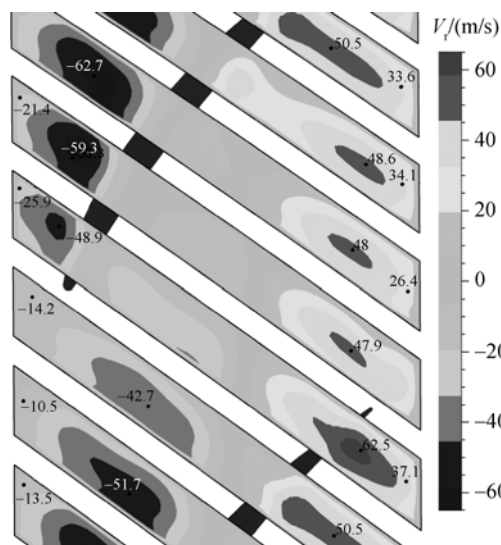


图 8 近机匣面上缝内气流径向分速云图

Fig. 8 Distribution of radial velocity in slots near shroud

相对位置变化能影响处理缝的扩稳能力,

图9给出在实体壁机匣近失速流量下3种机匣的转子通道子午面上熵的分布(周向平均,时均值),并给出缝内某个截面及叶顶通道内部分区域的流线分布(流线上带箭头方向).从图可清楚地观察到采用原始机匣处理后,处理缝中存在两个回流区域:一个在处理缝的左上角(与图7中处理缝左上角区域在4个时刻都存在较大范围的低速气流区的分析相呼应);另外一个出现在缝中部且靠近机匣面的位置.而机匣处理前移后,处理缝内只存在一个回流区,且该回流区中心与原始机匣处理相比更远离机匣面.从熵值大小程度还可看到原始机匣处理时缝内左上角的回流、叶顶前缘处喷射流与叶顶道主流相互作用造成的流动损失都很大.机匣处理前移后,处理缝内及叶顶处的熵值降低了很多,同时影响叶顶中后部的径向高度范围也减少了,这意味着机匣处理前移能降低叶顶处的流动损失,从而降低机匣处理恶化等熵效率的程度.而实体壁机匣在叶顶很大范围区域的熵值都比两种机匣处理低很多.图3的分析指出原始机匣处理降低了转子的总压比,图9的分析表明原始机匣处理给叶顶通道带来很大的流动损失,这两方面的变化使转子等熵效率降低很多.

图 10 给出了实体壁机匣、原始机匣处理的等熵效率沿叶高分布曲线,两种机匣流量近似相等,实体壁机匣近失速工况。图中纵坐标 0,1 分别代表近叶根、叶顶处。从图中可明显地看到该缝式机匣处理在叶高方向影响转子等熵效率的范围约占

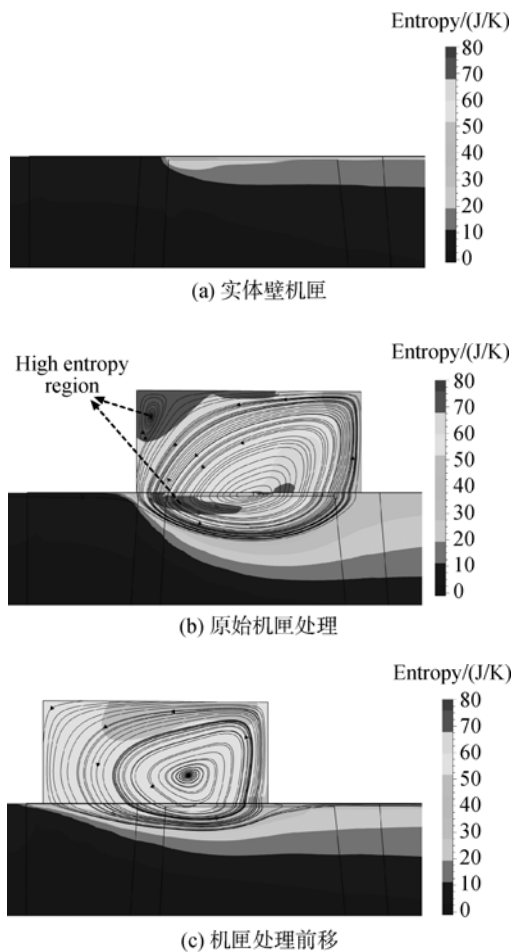


图 9 转子部分分子午面上熵分布云图

Fig. 9 Distribution of entropy in part meridional plane of rotor

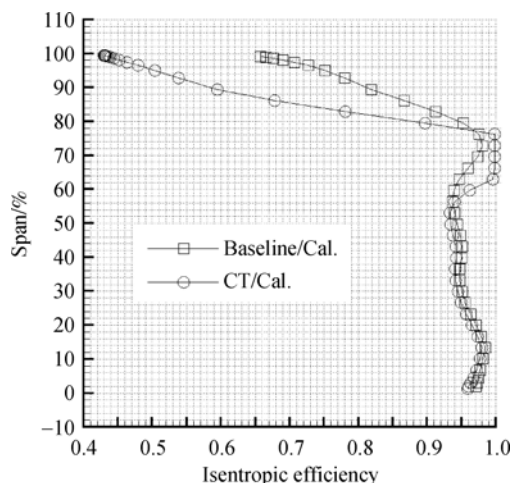


图 10 等熵效率沿叶高的分布曲线

Fig. 10 Distribution of isentropic efficiency along the span of blade

50%叶片高度,约76%叶高以上的等熵效率比实体壁机匣低,在约56%~76%叶高范围内的等熵效率比实体壁机匣时的高,但效率提高的程度比

76%叶高以上等熵效率降低的程度小,因此总体上使转子等熵效率降低。

3 结 论

论文针对亚声速轴流压气机转子,开展反叶片角向缝机匣处理对转子性能影响的试验及非定常数值研究,试验与数值结果均表明反叶片角向缝机匣处理有效扩大了转子的稳定工作范围,同时使转子的总压比、等熵效率降低。通过流场分析得到的结论如下:

1) 在实体壁机匣近失速工况,转子叶顶间隙泄漏流恶化使叶顶通道内出现较大范围的低速区,且低速区中靠近叶片压力面的部分区域存在逆流,逆流造成的堵塞是引起转子内部流动失稳的原因。

2) 反叶片角向缝机匣处理后,叶顶间隙泄漏流动得到了改善,叶顶通道内基本上没有低速泄漏流体区出现,并消除了实体壁机匣时叶顶通道低能气流形成的堵塞,使转子稳定性得以提高。同时转子叶片与处理缝的相对位置变化会影响处理缝的扩稳能力。

3) 处理缝中左上角的回流在处理缝内引起较大的流动损失,同时从处理缝喷射入叶顶前缘处的气流具有高的径向分速,其与叶顶通道主流发生相互作用也造成了较大的流动损失,进而使转子等熵效率降低。

4) 叶片角向缝机匣处理前移约55%叶顶轴向弦长可减少机匣处理在转子叶顶区造成的流动损失,与原始机匣处理比较,获得的失速裕度改进量降低约10.4%,但对等熵效率的恶化程度降低近64%,同时还提高了转子的总压比。

参考文献:

- [1] Nezym V Y. Development of new casing treatment configuration[J]. Japan Society of Mechanical Engineers International Journal Series B: Fluids and Thermal Engineering, 2004, 47(4): 804-812.
- [2] Müller M W, Schiffer H P, Hah C. Effect of circumferential grooves on the aerodynamic performance of an axial single-stage transonic compressor[R]. ASME Paper 2007-GT-27365, 2007.
- [3] Müller M W, Biela C, Schiffer H P. Interaction of rotor and casing treatment flow in an axial single-stage transonic compressor with circumferential groove[R]. ASME Paper 2008-GT-50135, 2008.
- [4] Milesin V, Brailko I. Application of casing circumferential grooves to counteract the influence of tip clearance[R]. ASME Paper 2008-GT-51147, 2008.
- [5] Houghton T, Day I. Enhancing the stability of subsonic compressors using casing grooves[R]. ASME Paper 2009-GT-59210, 2009.
- [6] 楚武利, 张皓光, 吴艳辉, 等. 槽式处理机匣开槽数目对扩稳效果影响的实验与数值研究[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 598-603.
CHU Wuli, ZHANG Haoguang, WU Yanhui, et al. Effects of grooved number of grooved casing treatment on stall margin[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 598-603. (in Chinese)
- [7] Osborn W M, Lewis G W, Heidelberg L J. Effect of several porous casing treatments on stall limit and on overall performance of an axial flow compressor rotor[R]. NASA TN D-6537, 1971.
- [8] Moore R D. Effect of casing treatment on overall and blade element performance of a compressor rotor[R]. NASA TN D-6538, 1971.
- [9] Prince D C, Wisler D C, Hilvers D E. Study of casing treatment stall margin improvement phenomena[R]. NASA CR-134552, 1974.
- [10] Urasek D C, Lewis G W, Moore R D, Jr. Effect of casing treatment on performance of an inlet stage for a transonic multistage compressor[R]. NASA TM X-3347, 1976.
- [11] 刘志伟. 缝式机匣处理的若干观察和机理探索[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1985.
- [12] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a HPC front stage with axial slots[R]. ASME Paper 2003-GT-38481, 2003.
- [13] Danner F C, Kau H P. Experimental and numerical analysis of axial skewed slot casing treatments for a transonic compressor stage[R]. ASME Paper 2009-GT-59647, 2009.
- [14] Emmrich R, Niehuis R. Time resolved investigations of an axial compressor with casing treatment; Part 1 experiment[R]. ASME Paper 2007-GT-27581, 2007.
- [15] Hembera M, Kau H, Johann E. Simulation of casing treatments of a transonic compressor stage[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2008, 44(47): 8605-8607.
- [16] Engel K, Zscherp C, Wolfrum N. CFD simulations of the TP400 IPC with enhanced casing treatment in off-design operating conditions[R]. ASME Paper 2009-GT-60324, 2009.
- [17] Madden D S, West M A. Effects of inlet distortion on the stability of an advanced military swept fan stage with casing treatment[R]. ASME Paper 2005-GT-68693, 2005.
- [18] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 轴向倾斜缝机匣处理影响压气机性能的机理[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 555-561.
ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Investigation of the flow mechanism of affecting compressor performance with axial skewed slots casing treatment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 555-561. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)