

级间进出口几何角度对压气机 气动性能和封严效果的影响*

王 广¹, 楚武利^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘要: 为了削弱级间泄漏流对压气机性能的不利影响, 提出了一种基于Coanda型几何进出口的级间结构, 并以一个亚声速单级轴流压气机为研究对象, 数值模拟了5°, 10°, 20°三种不同级间进出口几何角度对压气机性能的影响。结果表明: 改进后的级间进出口几何结构使得压气机流量和效率均略有提升。分析原因是级间出口泄漏流以较小角度与主流汇合, 增大了静叶进口气流的轴向速度、径向速度, 使得静子通道流动堵塞程度减轻, 总压损失减小, 扩压能力增强。同时, 新结构还减小了级间泄漏流的流量系数, 改善了级间封严效果。5°, 10°, 20°角度下的压气机效率最大分别提升了0.68%, 0.63%, 0.62%。

关键词: 压气机; 级间封严; 气动性能; 流量系数; 数值模拟

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 05-1063-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190254

Influence of Geometric Angle of Inter-Stage Inlet and Outlet on Aerodynamic Performance and Sealing of Compressor

WANG Guang¹, CHU Wu-li^{1,2}

(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: In order to weaken the adverse effect of the inter-stage leakage flow on the performance of the compressor, an inter-stage structure based on Coanda type geometry inlet and outlet is proposed. Then, taking a subsonic single-stage axial flow compressor as the research object, the effects of three different geometric angle of 5°, 10° and 20° of inter-stage inlet and outlet on the performance of the compressor were numerically simulated. The results show that the improved inter-stage inlet and outlet geometry makes the compressor flow and efficiency slightly improved. The reason for the analysis is that the leakage flow of the inter-stage outlet merges with the main flow of the compressor at a smaller angle, which increases the axial and radial velocity of the stator passage, so that the flow blockage of the stator passage is weakened, the total pressure loss is also reduced, and the diffuser capability of stator passage is enhanced. At the same time, the new structure also reduces the discharge coefficient of inter-stage leakage flow and improves the sealing effect. The isentropic adiabatic efficiency of the

* 收稿日期: 2019-04-26; 修订日期: 2019-06-20。

基金项目: 国家自然科学基金(51576162); 国家自然科学基金重点项目(51536006)。

作者简介: 王 广, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: wangguang@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者: 楚武利, 博士, 教授, 博士生导师, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: wlchu@nwpu.edu.cn

引用格式: 王 广, 楚武利. 级间进出口几何角度对压气机气动性能和封严效果的影响[J]. 推进技术, 2020, 41(5):1063-1071. (WANG Guang, CHU Wu-li. Influence of Geometric Angle of Inter-Stage Inlet and Outlet on Aerodynamic Performance and Sealing of Compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5):1063-1071.)

single stage compressor at three angles (5° , 10° , 20°) rise by 0.68%, 0.63% and 0.62%, respectively at the maximum.

Key words: Compressor; Inter-stage seal; Aerodynamic performance; Discharge coefficient; Numerical simulation

1 引言

为了提高航空发动机的性能,以往的许多研究都集中在对部件进行优化设计或改进,然而,随着部件性能接近极限,发动机整机性能的提高越来越困难,因此,对部件以外的其他系统,比如内流空气系统中的封严泄漏流、盘腔内流动、冷却流路等进行深入研究和优化设计,显得越来越重要。压气机静子叶片根部一端上常用罩筒(带冠静子)来防止气流变化引起叶片过大的振动,同时,在转子鼓筒上有缺槽来容纳静子冠,这个区域被称为压气机级间。压气机中的气流经过静叶通道时减速增压,在静叶前后压力梯度的驱动下,极小部分气流会从级间封严间隙反向泄漏,流回压气机主通道。级间泄漏会减小主流流量,直接影响压气机的效率。为了防止过多的气流从级间间隙反向泄漏,在转子和静子冠内环之间常用篦齿进行封严。图1为某压气机级间封严结构图。

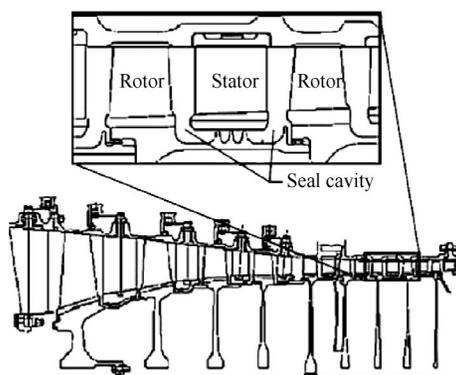


Fig. 1 Inter-stage seal structure of a compressor

多年来,研究人员对压气机级间封严进行了大量的实验和数值模拟研究。纵观以往研究成果,主要分为两个方面:一方面,一些学者积极寻求新型封严篦齿结构,减少泄漏流动的影响。Wellborn等^[1-2]在低转速下实验研究了压气机级间封严流路中流动参数的变化,结果表明,腔的转速和静子出口的周向速度会影响级间流路中的旋流。另外,通过分析静子带环罩的级间封严流场,Wellborn建立了一维算法来计算泄漏流量和温升等参数。Scott等^[3]对级间盘腔进行了结构简化,数值研究了上下游盘腔的

周向速度和径向速度分布。Ozturk等^[4]数值研究了一系列盘腔优化结构,分析了级间盘腔的转速和压力变化。孔晓洽^[5]利用数值计算和实验研究了不同齿形、齿数、齿顶间隙等参数下级间流动的泄漏特性、温升特性和旋流特性。另一方面,一些学者则深入研究泄漏流与主流掺混及其对压气机性能的影响。Lejambre等^[6]建立了一个泄漏流的简化模型,并将其加入到压气机数值模拟中,有效提高了计算精度,结果表明,级间泄漏可以改变叶片展向阻塞分布情况,也影响静叶出气角度,下游气封口对主流有抽吸作用,上游气封口的泄漏流体有射流作用,并且射流对主流的影响更大,因此,Lejambre认为,多级压气机设计必须考虑级间泄漏流的影响。Jefferson和Turner^[7]研究了级间泄漏对多级压气机性能的影响后指出,随着级间篦齿齿顶间隙增大,级间泄漏流量增大,压气机气动性能明显降低。Heidegger等^[8]数值研究了一系列级间结构的流动特性和泄漏流与主流的掺混损失,并指出篦齿间隙是影响泄漏流量的重要结构参数,上游盘腔出口处的周向速度会严重影响掺混损失。Demargne等^[9]通过实验和数值计算研究了级间泄漏对压气机静叶性能的影响,他分析了压气机静子叶排的压力损失和气流角度变化后指出,随着泄漏流的增大,静子气动性能下降。马文生等^[10]以1.5级压气机为对象进行数值模拟,如图2所示,通过增加上游气封口几何削角 θ ,改变泄漏流的流出方向,削弱了对主流的干扰,改善了静叶端壁区的流动,减少了阻塞和损失,计算得到一个 25° 最佳削角,使压气机效率提高了0.47%。

从以上分析可以看出,目前对级间封严的研究主要还是集中在封严篦齿的齿形、齿数、齿位置及其对主流的影响等方面^[11-15],对级间封严进出口的几何

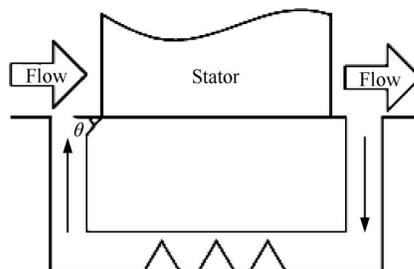


Fig. 2 Geometric cutting angle of airflow seal of stator

结构研究很少,而从文献[10]的结论可知,级间封严进出口几何结构对压气机性能显然是有影响的。Storer等^[16]指出,两种流体的流动方向是影响掺混损失的最主要因素。因此,如果能减小二者流动方向夹角,则可能会削弱压气机端区流动堵塞,增大有效流通面积,减小泄漏流对主流的干扰及其二者的掺混损失。

Coanda效应也被称为附壁作用或者科恩达效应,它是指流体有离开本来的流动方向、改为随凸出的物体表面流动的倾向。当流体与它流过的物体表面之间存在摩擦时,只要曲率不大,流体就会顺着物体表面流动。根据牛顿第三定律,物体施与流体一个偏转的力,则流体也必定要施与物体一个反向偏转的力。Coanda效应在航空领域得到了完美的应用,比如,波音公司的YF-14技术验证机和苏联的安-72飞机都采用了Coanda效应设计,安装在机翼前缘上方的发动机,在襟翼放下时,吹出的气流向下偏转,不仅增大了机翼升力,还缩短了飞机起飞降落时的滑跑距离。

受Coanda效应启发,本文以一个亚声速单级轴流压气机为研究对象,将静子的级间进出口几何结构设计为Coanda形状,尽量使得泄漏流贴壁流入和流出,减小泄漏流与主流之间的夹角,以期进一步减小损失、提高效率。

2 研究对象和数值计算方法

2.1 研究对象

本文的研究对象是亚声速单级轴流压气机,主要设计参数如表1所示。

Table 1 Main design parameters of single stage axial flow compressor

Parameters	Rotor	Stator
Design mass flow/(kg/s)	5.6	
Design total pressure ratio	1.249	
Design isentropic efficiency	0.905	
Design speed/(r/min)	15200	
Blades number	30	44
Chord length/mm	30	30
Blade root installation angle	59°50'	19°20'
Average radius installation angle	48°30'	13°50'
Blade top installation angle	37°10'	16°30'
Aspect ratio	1.925	1.845
Tip clearance/mm	0.3	0.3
Blade root diameter/mm	182	182

2.2 Coanda型级间结构设计

本文的目的是研究级间进出口不同角度的影响,因此,为了便于比较,在不改变级间封严篦齿几何结构和级间间隙距离的前提下,将如图3(a)所示的原型级间进出口几何形状重新设计为如图3(b)所示的Coanda型结构。为了表述方便,文中将原型结构命名为ORI。

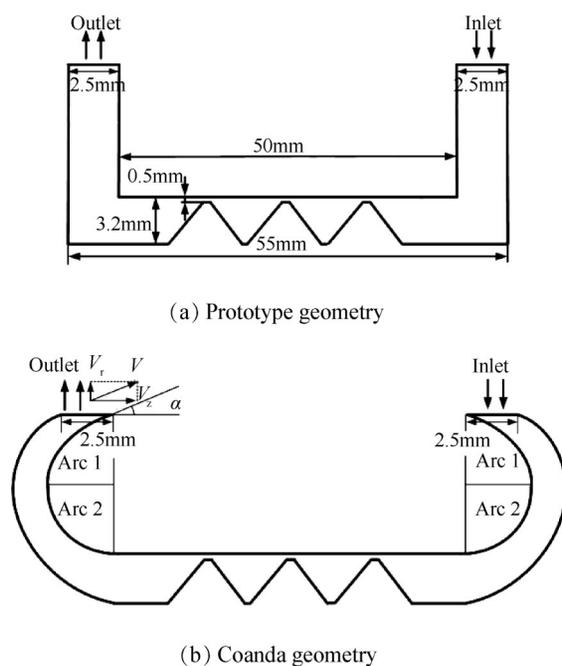


Fig. 3 Geometric structure of inter-stage seal

Coanda型级间进出口结构的二维几何形状由内壁面的两段曲线和外壁面曲线组成,内壁面曲线Arc1为Coanda效应的气动作用段,其几何型线要保证喷射气流尽可能附着壁面,内壁面曲线Arc2为几何过渡段,其作用是连接Arc1和泄漏流道,Arc1和Arc2通过相切连接。在设计内壁面曲线Arc1时,将内、外壁面看作是平面叶栅的吸力面和压力面,这样,内壁面和相邻的外壁面组成了静子叶片。评价该Coanda型级间进出口结构性能的主要指标是出口气流与壁面的贴合程度,因为出口角度越小,说明气流越贴近壁面。因此,采用出口气流的绝对出口气流角 α 作为评价指标。以 α 为目标函数,采用NUMECA软件的Design3D模块对叶片型线进行优化。

其中,出口气流角 α 定义如下

$$\alpha = \arctan\left(\frac{V_r}{V_z}\right) \quad (1)$$

式中 V_r 和 V_z 分别为出口速度的两个分量。

外壁面的作用是诱导气流方向和增加气流速度,以便提高出口气流的动量,由于级间泄漏流的速

度为亚声速,因此,外壁面的设计只需保证其流道为收缩型,由此可以借鉴的一种设计方式是将该流道看作是航空发动机的收敛型尾喷管,利用尾喷管的成熟设计经验对外壁面进行设计。Coanda型级间进出口结构的具体设计过程请参考文献[17]。

利用自行开发的Coanda型几何结构参数计算软件对内外壁型面进行优化设计。本文设计了 5° 、 10° 、 20° 三种角度的Coanda型级间进出口几何结构,加上原型级间结构,共对4种情况进行了数值模拟。

2.3 数值计算方法

采用NUMECA软件的IGG/AutoGrid5模块生成单级压气机流道网格。转子通道内采用O4H型网格,其中,O型网格绕叶片、周向和径向的节点数为 $205 \times 17 \times 73$,4H型网格的节点数分别为 $17 \times 17 \times 73$ 、 $93 \times 17 \times 73$ 、 $113 \times 17 \times 73$ 和 $17 \times 17 \times 73$,转子叶顶间隙采用蝶形网格轴向、周向和径向,间隙内沿叶高方向布置17个网格点。静子通道内也采用O4H型网格,其中,O型网格绕叶片、周向和径向的节点数为 $153 \times 17 \times 73$,4H型网格在轴向、周向和径向的节点数分别为 $17 \times 17 \times 73$ 、 $93 \times 17 \times 73$ 、 $77 \times 13 \times 73$ 和 $17 \times 17 \times 73$ 。压气机进、出口延伸段和级间封严泄漏区域均采用H型网格。计算域网格总数约为300万,其中,压气机流道网格数约为233万,泄漏流道网格数约为67万。

采用NUMECA软件Fine/Turbo模块的Euranus求解器进行计算,选择S-A湍流模型,求解相对坐标系下的三维雷诺时均N-S方程。空间项离散采用二阶迎风格式,时间项离散采用四阶Runge-Kutta法进行推进,转、静交界面采用混合平面法进行数据传递。轮毂、机匣以及叶片等固壁上给定绝热无滑移边界条件,进口边界条件设置为:总压101325Pa,进口总温288.15K,静子下游延伸段出口边界条件设置为平均静压,通过不断增加出口背压获得压气机特性,当出口背压调整到某一数值、迭代一定步数后,各物理量不收敛时,计算中止。为了提高计算效率,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措施。

本文的数值计算均是在8130r/min的换算转速下进行的。采用不考虑级间泄漏流时压气机总性能的数值模拟结果和实验测量结果进行比较,如图4所示。从图中可以看出,数值模拟与实验测量的结果总体上吻合很好,说明本文建立的数值模型具有很高的精度,这为后面进一步开展级间进出口结构优化的数值模拟分析奠定了基础。同时,可以看到,数值模拟近失速点的流量值比实验值稍大,这可能是

由于数值模拟时没考虑静叶与轮毂之间的间隙造成的,这与文献[18]中的对比结果是一致的。

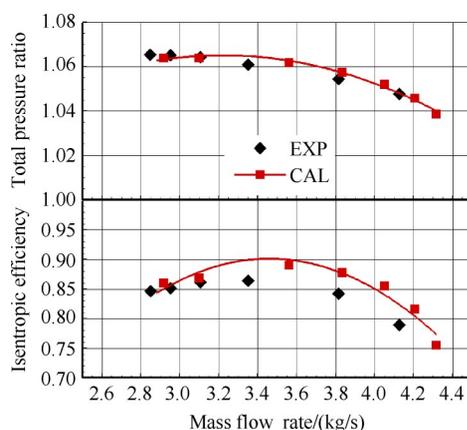


Fig. 4 Comparison between experimental and numerical simulation of compressor performance curves

3 结果分析

3.1 压气机总性能分析

图5为原型结构和3种Coanda型级间进出口结构的压气机总性能曲线图。从图中可以看出,由于进出口几何结构的改变,与原型结构相比,3种Coanda型级间结构均略微提升了压气机的流量和效率。这是因为原型结构时,泄漏流流入、流出级间间隙时,几乎是垂直与主流汇合,造成了较大的掺混损失,导致了压气机效率下降,而级间进出口结构改变后,由于经过优化设计,泄漏流流入级间间隙时更加自然、平顺,流出时也是以较小的角度与主流几乎同向汇合,其对主流的阻塞程度减小,使得压气机的气动性能有所提升。经过计算,出口反压为105kPa时,压气机效率提升幅度最大,进出口气流角为 5° 、 10° 、 20° 时,效率分别提升了0.68%、0.63%、0.62%,比文献[8]提出的削角方法提升幅度更大。但值得一提的是,3个Coanda型级间进出口角度下,压气机性能提升差别不大,这是因为相对于主流来说,泄漏流的流量较小,3个角度下的泄漏流动量差别不大,因此,效率提升的幅度相近。另外,结合文献[6,16]的结论可知,泄漏流由于在级间出口附近与主流掺混,这种射流作用对主流有较大影响,因此,本文主要分析级间进出口泄漏流与主流的相互作用及其对压气机性能的影响。

3.2 压气机通道内流动分析

由于压气机在出口反压为105kPa时的效率提升最为显著,而且在级间不同进出口角度下的压气机

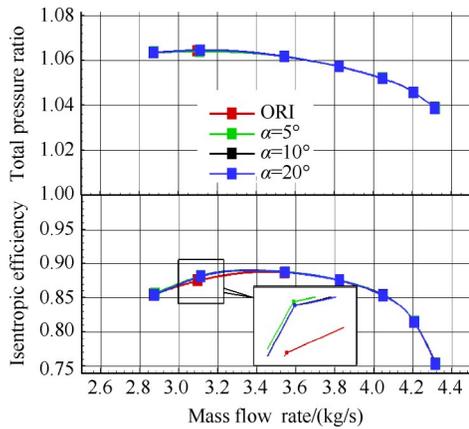


Fig. 5 Compressor performance curves at different leakage flow angles

性能变化不大,所以,在进行压气机通道内流动分析时,选择该反压下效率提升最大的5°级间进出口结构与原型结构的流场进行比较分析。

静子进口处是受到泄漏流和主流相互作用后影响的关键位置,因此,选择静叶进口处进行气动参数分析。图6给出了该位置的气动参数分布图(经过周向平均),从图6(a)中可以看到,级间出口结构改变后,静子进口前的轴向速度增大、进气角减小。这是因为原型结构时,泄漏流以较大的上扬角与主流汇合,使得级间出口后的端壁区域的边界层变厚。而

级间出口结构改变后,泄漏流进入主流前,由于Coanda型面的诱导作用,已经预先具有一定的轴向速度,因此,气流沿着斜坡较平缓地进入主流,对主流的阻塞减小,使得静叶前的轴向速度增大,端壁区的边界层变薄,熵增减少,因此,相应地进口气流角减小(图6(d)),静温降低(图6(e))。图6(b)显示,级间出口结构改变后,气流的径向速度增大,原因也是因为泄漏流以更小角度与主流汇合,在此过程中与主流的掺混程度较弱,使气流仍然保持了较大的径向速度。图6(c)表明,静子进口前气流的周向速度减小,原因则可能是级间出口改变后,动叶轮盘侧壁面与间隙出口距离增大,壁面粘性对气流的旋转带动作用减弱,导致出口气流的周向速度减小。

为了更全面细致地观察压气机静子通道内流动变化状况,图7,图8分别给出了静子1%,99%叶高处的马赫数云图。从图7可以看出,级间结构改进后,在1%叶高处,原型级间出口的两个低马赫数区域消失,叶片前缘和通道中的马赫数明显增大,原型结构时通道中连成一体的低马赫数区域被分割成两部分,说明静叶通道中的叶根区域气流速度增大,流动堵塞情况减轻。而在99%叶高处,情形相似,通道中的马赫数增大,从图9相对速度矢量图中可以清楚地

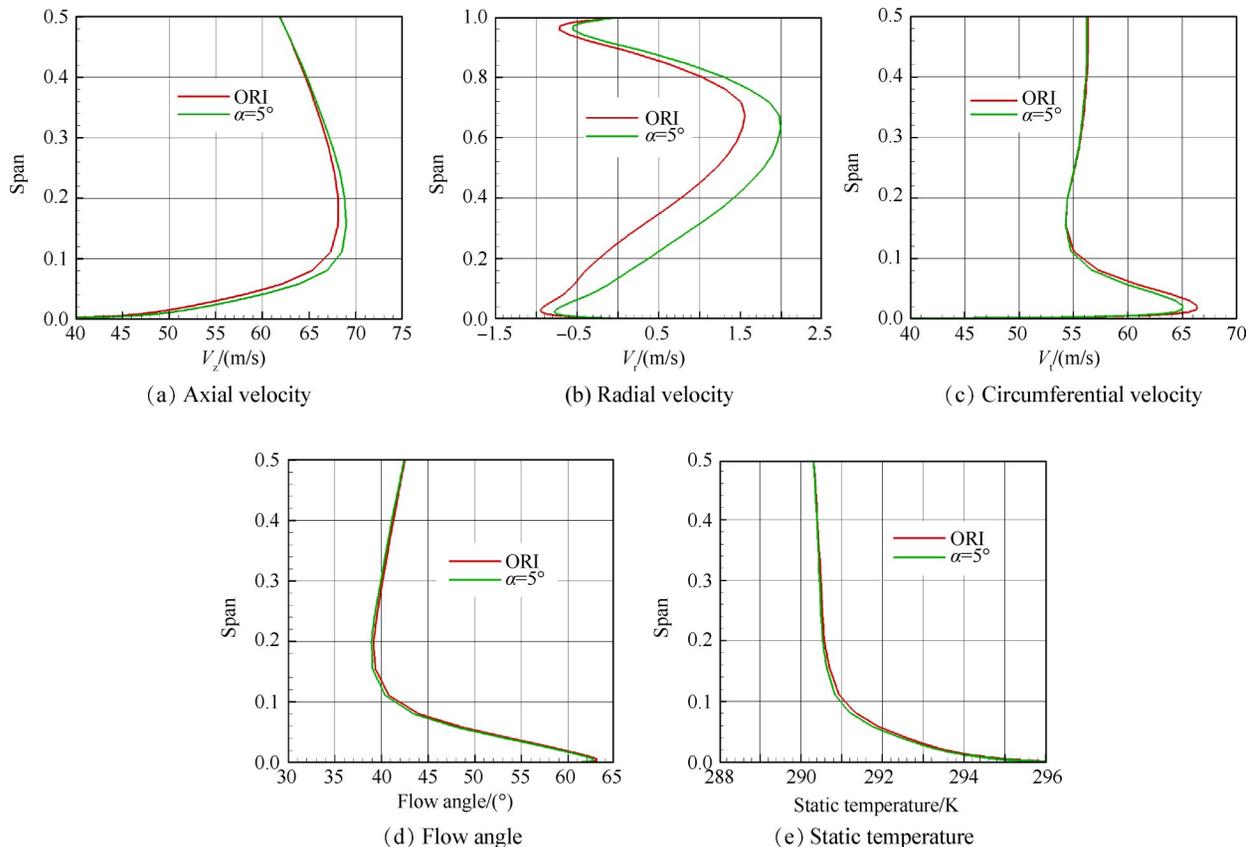


Fig. 6 Parameters distribution at stator inlet

看到通道内低能气体的流动细节,原型结构时,气流在叶片吸力面尾缘出现了大面积的分离和回流,而级间结构改变后,分离和回流区域向叶片尾缘移动,且分离面积明显缩小,通道中的堵塞面积相应减小,结合图6(b)可知,这是级间结构改变后,气流轴向速度和径向速度增大共同影响的结果。

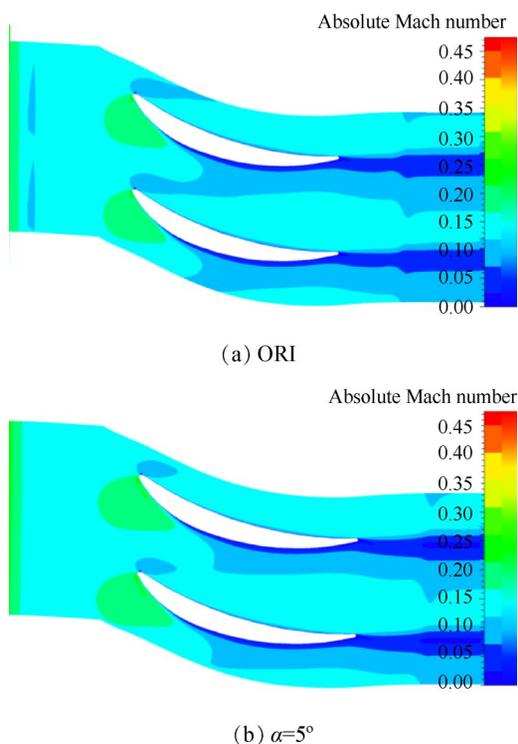


Fig. 7 Mach contour at 1% span

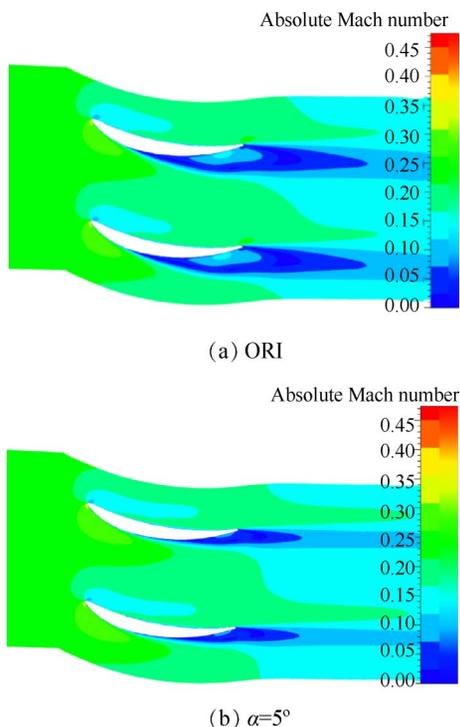


Fig. 8 Mach contour at 99% span

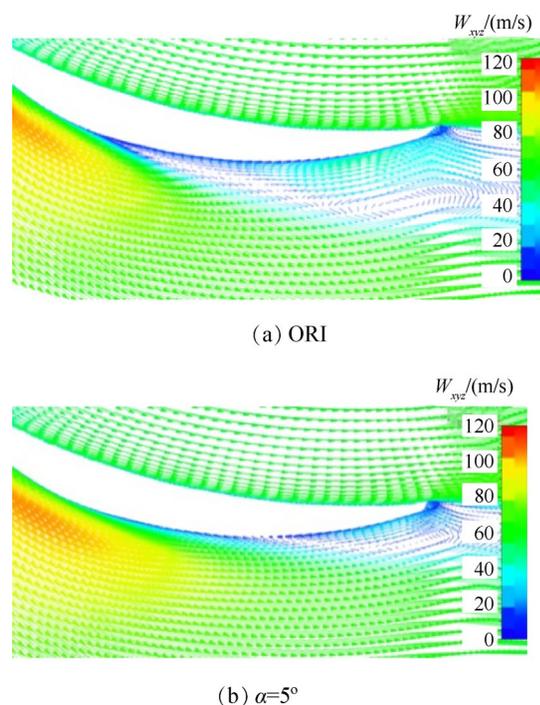


Fig. 9 Distribution of W_{xyz} at 99% span

图10给出了静子叶片吸力面的极限流线图。从图中可以看出,原型结构时,叶根与端壁形成的角区内存在大尺度分离,分离形式为起始于前缘鞍点的闭式分离结构。另外,叶顶吸力面尾缘出现了一个螺旋节点,这意味着在静子通道叶顶尾缘出现了集中脱落涡,它是由于壁面的附面层无法承受逆压梯度而从壁面脱离形成的。级间结构改进后,从近端壁区的极限流线可以看出,进气角略有减小,这与图6(d)的描述是一致的。角区流动分离点和分离强度变化不大。而叶顶吸力面尾缘脱落涡的位置不仅向叶片尾缘移动,而且还向叶顶区域移动,脱落涡的强度和分离范围也明显缩小。说明此时静叶顶部堵塞程度减轻,流通能力增强,分离损失也相应减小。

叶栅通道的扩张程度和叶片的气动负荷控制常用扩散因子 D 来评定,其物理意义是表征流过叶栅的

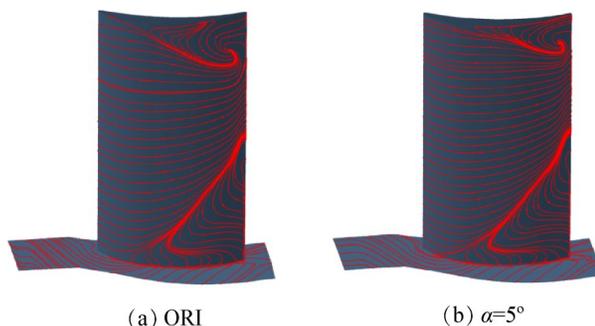


Fig. 10 Limit streamlines on the suction surface of stator blade

相对扩压程度的大小,静叶的扩散因子 D 一般不超过 0.6。

定义扩散因子 D 如下

$$D = 1 - \frac{\omega_2}{\omega_1} + \frac{\Delta\omega_u}{2\omega_1\tau} \quad (2)$$

式中 ω_1, ω_2 分别为进、出口的相对速度, $\Delta\omega_u$ 为转速, τ 为稠度。

图 11 给出了静叶扩散因子 D 沿叶高的分布图,从图中可以看出,两种情况下 D 的数值均未超过 0.6,说明此时压气机不是处在近失速状态。级间结构改变后,扩散因子 D 增大,而两种情况下的压气机反压相等,进、出口条件相同,说明此时静叶通道分离程度相比原型结构时已经减轻,损失减小,相应地,静叶通道的扩压能力则更强。

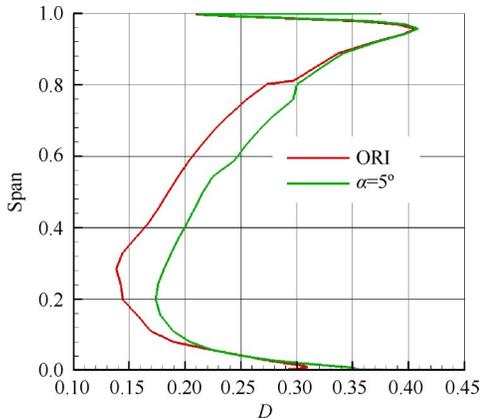


Fig. 11 Distribution of diffusion factor D

3.3 级间泄漏流动分析

图 12 给出了泄漏流道内的马赫数云图,并对级间进、出口区域进行了局部放大。从图中可以看出,级间结构改变后,封严篦齿及其前后通道内气流速度变化不大,但在通过 Coanda 型级间进、出口位置时,气流速度都有所提高,分布也更加均匀,并以更小的角度流出级间间隙与主流汇合,这为静叶通道流场改善提供了条件。

图 13 给出了级间上游出口位置的流线图。从图中可以看到,级间结构改变后,原型结构中的涡消失,气流能够更加顺畅地流出级间上游出口,而且出口角度明显减小,对主流的阻塞程度也相应减弱,静子通道内的有效流通面积有所增加,这将相应地增大级间出口后的气流速度。

级间封严进出口压比 π 为进口总压 p_1^* 与出口静压 p_2 之比,定义如下

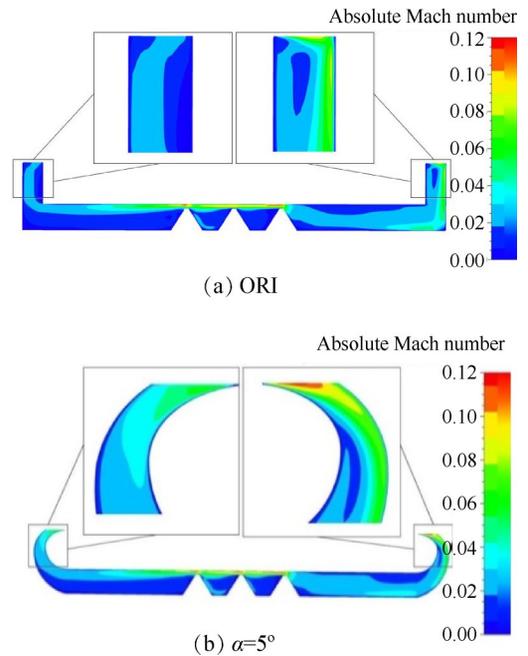


Fig. 12 Mach contour of leakage flow

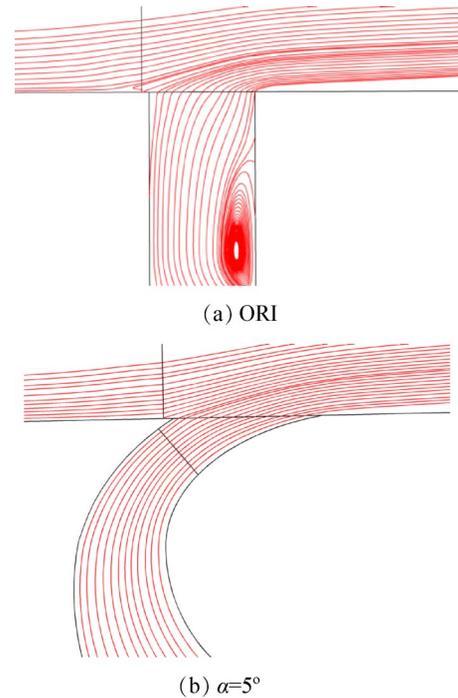


Fig. 13 Streamlines at outlet of inter-stage seal

$$\pi = \frac{p_1^*}{p_2} \quad (3)$$

压比的高低决定了气流的流动马赫数,而马赫数的大小则反映了气流的可压缩性,对气体流动损失的影响很大。

在级间封严结构中,常用流量系数反映泄漏特性,也可在一定程度上反映封严结构的流动损失大小,流量系数 C_d 定义如下

$$C_d = \frac{m}{m_{ideal}} \quad (4)$$

式中 m 为实际质量流量, m_{ideal} 为理想质量流量。定义理想质量流量 m_{ideal} 如下

$$m_{ideal} = \frac{p_1^* A}{\sqrt{T_1^* R}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_2}{p_1^*}\right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_2}{p_1^*}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad (5)$$

式中 T_1^* 为进口总温, R 为气体常数, κ 为等熵指数, A 为篦齿齿顶的最小流通面积。

图 14 给出了压气机流量工作范围内级间泄漏流的流量系数 C_d 与压比 π 的变化关系图。从图中可以看出, 级间进出口几何结构改变后, 流量系数-压比曲线的趋势没有变化, 只是整体向右移动。这说明级间结构改变后, 随着气流轴向速度、径向速度增大, 泄漏流的进、出口压比升高, 而流量系数则随之减小, 这也预示着级间泄漏流的流量减小, 封严效果得到了一定程度的改善。

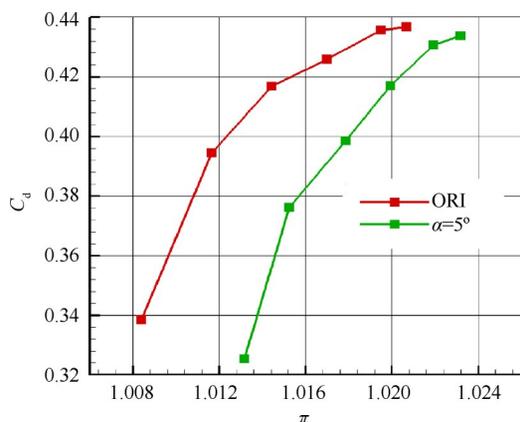


Fig. 14 Diagram of discharge coefficient-pressure ratio

4 结论

在不改变封严篦齿和级间间隙距离等参数的前提下, 本文提出了一种采用 Coanda 型几何的级间进出口结构, 以一个亚声速单级轴流压气机为对象进行了数值模拟, 主要得到以下结论:

(1) 采用该新结构后, 由于减小了泄漏流与主流的汇合角度, 增大了气流的轴向速度和径向速度, 削弱了泄漏流对主流的干扰, 改善了静叶端壁区域的流动, 减少了静子角区阻塞和总压损失, 在本文计算的 $5^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ 三种级间进出口气流角度结构下, 压气机的效率最大提升分别达到了 0.68%, 0.63%, 0.62%。

(2) 级间结构改进后, 泄漏流道内的流量系数减小, 说明泄漏流的流量减小, 封严效果得到改善。压气机性能的提升和级间泄漏流动的改善说明该方法

是可行的。

应当指出的是, 该方法仅是从气动设计角度出发的, 没有考虑静叶根部几何结构的限制和应力集中等问题, 仍需根据级间封严具体结构约束对有关参数进行进一步优化设计和计算。

致谢: 感谢国家自然科学基金、国家自然科学基金重点项目的资助。

参考文献

- [1] Wellborn S R, Tolchinsky I, Okiishi T H. Modeling Shrouded Stator Cavity Flows in Axial-Flow Compressors [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 122(1): 55-61.
- [2] Wellborn S R. Details of Axial Compressor Shrouded Stator Cavity Flows[R]. ASME 2001-GT-0495.
- [3] Scott R M, Childs P R N, Hills N J. Radial Inflow into the Downstream Cavity of a Compressor Stator Well [R]. ASME 2000-GT-0507.
- [4] Ozturk H K, Turner A B, Childs P R N, et al. Stator Well Flows in Axial Compressors [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2000, 21(6): 710-716.
- [5] 孔晓治. 压气机级间封严泄漏、旋流和风阻温升特性研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
- [6] Lejambre C R, Zacharias R M, Biederman B P, et al. Development and Application of a Multistage Navier-Stokes Solver, Part II: Application to a High Pressure Compressor Design [R]. ASME 95-GT-343.
- [7] Jefferson J L, Turner R C. Some Shrouding and Tip Clearance Effects in Axial Flow Compressors [J]. *International Ship Building Progress*, 1958, (5): 78-101.
- [8] Heidegger N J, Hall E J, Delaney R A. Parameterized Study of High-Speed Compressor Seal Cavity Flow [R]. AIAA 96-2087.
- [9] Demagne A A J, Longley J P. The Aerodynamic Interaction of Stator Shroud Leakage and Mainstream Flows in Compressors [R]. ASME 2000-GT-570.
- [10] 马文生, 禄堃, 顾春伟. 压气机静叶气封几何优化与流动分析 [J]. *工程热物学报*, 2009, 30(8): 1288-1290.
- [11] 王旭, 张文平, 来亮, 等. 指尖密封泄漏流动的数值仿真分析 [J]. *航空动力学报*, 2005, 20(4): 590-594.
- [12] 纪国剑. 航空发动机典型篦齿封严泄漏特性的数值和实验研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [13] 刘高文, 蒋兆午, 务卫涛, 等. 基于数值模拟的矩形凹槽对直通型篦齿封严特性影响研究 [J]. *推进技术*, 2013, 34(2): 181-186. (LIU Gao-wen, JIANG Zhao-wu, WU Wei-tao, et al. Investigation on Effects

- of Rectangular Groove on Leakage of Straight-Trough Labyrinth Seal Based on Numerical Simulation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(2): 181-186.)
- [14] 张 勃, 吉洪湖, 杜发青, 等. 篦齿封严尺寸缩放与气流温度变化对流动与传热影响试验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(2): 304-310. (ZHANG Bo, JI Hong-hu, DU Fa-qing, et al. Experimental Investigation of Scaling and Temperature Effects on Flowing and Heat Transfer Characteristics in Labyrinth Seals [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(2): 304-310.)
- [15] 张 衍, 傅 鑫, 曹永华. 基于逆向射流抑制封严篦齿泄漏流动的数值及实验研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 73-83.
- [16] Storer J A, Cumpsty N A. An Approximate Analysis and Prediction Method for Tip Clearance Loss in Axial Compressors[R]. *ASME 93-GT-140*.
- [17] 王 维. 轴流压气机叶顶喷气和自循环机匣处理的设计规律及流动机理研究[D]. 西安:西北工业大学, 2016.
- [18] 左志涛, 朱阳历, 张冬阳, 等. 静叶轮毂间隙对高压压气机气动性能的影响[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 329-338. (ZUO Zhi-tao, ZHU Yang-li, ZHANG Dong-yang, et al. Numerical Investigation of the Stator Hub Gap Effects on Aerodynamic Performance of a High-Pressure Compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(3): 329-338.)

(编辑:梅 瑛)