

低雷诺数下压气机的二次流旋涡结构

胡加国, 王如根, 李 坤, 郭飞飞

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 为了探究高空低雷诺数条件下跨声速压气机的流动规律,对 NASA Rotor37 进行单通道数值模拟,探索其在低雷诺数进气条件下二次流的旋涡结构.研究发现:马蹄涡压力面分支诱发压力面角区诱导涡,壁角涡形成了顺流和逆流的两段式结构,脱落涡由叶根角区发展起来后不断从尾缘脱落,泄漏涡近失速点仅局部破裂不是失稳触发的主要原因.通道中的激波系诱发了吸力面和压力面的两个径向涡,压力面径向涡构成闭合的气泡式分离,吸力面径向涡在叶顶的破碎诱导产生分离涡,触发了低雷诺数下压气机的失稳.流场旋涡结构由马蹄涡、壁角涡、径向涡、泄漏涡、分离涡、脱落涡 6 个大尺度旋涡以及其他小尺度旋涡组成.

关 键 词: 跨声速轴流压气机; 低雷诺数; 二次流; 径向涡; 旋涡模型

中图分类号: V231.9

文献标志码: A

Vortex structure of secondary flow in transonic axial compressor with low Reynolds number

HU Jia-guo, WANG Ru-gen, LI Kun, GUO Fei-fei

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To explore the flow pattern under conditions of high altitude low Reynolds number in transonic compressor, simulation for NASA Rotor37 was conducted to probe for its vortex structure in secondary flow at high altitude condition. The study finds that the pressure side branch of horseshoe vortex induces a small-scale vortex located on the pressure side corner area near hub, corner vortex form a two-stage vortex with downstream and upstream directions, shedding vortex is developed from blade root and shed from the trailing edge, and leakage vortex near stall point only partially rupture, not as the main reason for the instability. Channel shock waves induce two radial vortexes near suction side and pressure side, the pressure side radial vortex forms a closed bubble separation, suction side radial vortex crash in blade tip passage and induce separation vortex, triggering compressor's instability under low Reynolds number. Vortex structure is consisted of horseshoe vortex, corner vortex, radial vortex, leakage vortex, separation vortex, shedding vortex and other small-scale vortexes.

Key words: transonic axial compressor; low Reynolds number; secondary flow; radial vortex; vortex model

高空低雷诺数条件下,空气密度小、黏性大导致壁面摩擦力增大而附面层变厚,更容易发生附面层分离,二次流趋于严重,跨声速压气机效率降

低、稳定性变差.在当前高空/临近空间航空器急切需求的背景下,研究低雷诺数条件下压气机流动规律具有实际意义,因此成为研究人员的重要

收稿日期:2014-03-28

基金项目:国家自然科学基金重点项目(51336011)

作者简介:胡加国(1990—),男,湖北黄冈人,博士生,主要从事推进系统气动热力理论与工程研究.

课题。

目前,关于低雷诺数条件下压气机流动的研究主要针对叶栅的实验和仿真。Enomoto 等实验结果表明^[1],低雷诺数下压气机叶片排的流动分离和转捩是由近端壁的相对大尺度涡引起的。Schreiber 等的研究表明^[2],为了适应低雷诺数、高湍流度工况必须改变原压气机叶栅剖面的速度分布,在后续的研究中对适应低雷诺数条件的叶型进行了实验和数值研究^[3-4],通过遗传算法对某型高负荷压气机叶栅自动优化,优化后的叶型在不影响正常雷诺数下叶栅性能的基础上,能够很好地改善低雷诺数下的叶栅性能。凌代军等也进行了叶栅低雷诺数实验^[5],低雷诺数下叶片吸力面的流动分离是引起叶栅尾迹特性改变和损失系数迅速增大的主要原因。课题组的研究提出低雷诺数条件下压气机失稳触发机制^[6-7],根据该机制设计了几种流动控制和扩稳策略^[8-9],实现了不同雷诺数下稳定工作裕度的提高。

当前,研究旋涡结构及其对外界激励的响应的涡动力学,成为压气机叶栅流动控制的关键课题^[10]。基于对旋涡结构的认识^[11],对叶栅内流动加以激励、控制^[12]是叶栅设计和优化的基本方法。同样,研究人员认识到旋涡结构在跨声速压气机扩稳和流动控制方面的指导作用,展开了旋涡结构分析^[13-14]。然而,当前关于旋涡结构的研究主要集中在叶栅通道以及低速压气机。由于流动结构的复杂性,跨声速压气机没能提出一个完整的旋涡模型,尤其是针对高空低雷诺数条件。

本文从涡动力学角度出发,对跨声速轴流压气机高空低雷诺数进气条件下的流动特性进行研究。从二次流的旋涡结构分析入手,建立低雷诺数下的旋涡模型,为低雷诺数下工作的压气机的设计和流动控制提供参考。

1 数值方法

1.1 研究对象与计算方法

计算采用 NASA Rotor37 跨声速轴流压气机,该压气机作为典型的高压压气机进口级,成为流动研究的典范,其实验数据以及设计参数可参考文献^[15]。

数值计算采用软件 NUMECA/Euranus 求解三维雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,空间离散采用中心差分格式的有限体积法,时间项采用 4 阶 Runge-Kutta 法迭代求解,湍流模型为 shear stress transport (SST) + Gamma 转捩模

型,计算中辅助以多重网格、局部时间步长、隐式残差光顺等加速收敛技术。

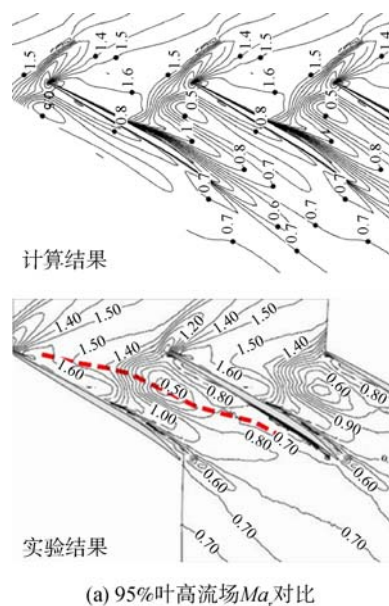
总结以往文献中对该压气机计算网格的研究^[16],转子通道中采用 H-O-H 型分块结构化网格,进口段和出口段采用 H 型网格,叶片段采用 O 型网格,在叶顶间隙内使用蝶形网格,提高网格质量,网格总数约为 220 万。第 1 层网格为 3×10^{-6} m,实际计算出 $y^+ \leq 1$,满足 SST 计算精度要求。网格块之间使用完全匹配连接,单通道的周向采用周期性边界。

边界条件设置:用高度为 20 km 的大气热力参数,创建一种气体工质。按照该高度的大气条件给定进口的总压为 5466.4 Pa、总温为 216.5 K 和轴向进气。按照简化径向平衡方程给定出口静压分布,通过调节出口静压获取不同工况。壁面设为无滑移绝热边界,进口湍流度为 5%。按照进口速度和叶片弦长,雷诺数约为 2.2×10^5 。

1.2 计算结果校核

为了检验数值方法对流场细节的预测能力,图 1(a)给出了实验状态下压气机 95% 叶高流场相对马赫数 (Ma_t) 对比,计算设置同实验条件^[15]。为了验证 SST 转捩模型对低雷诺数下分离流动计算的准确性,选取高负荷大转角扩压叶栅的原型作为计算对象,几何及实验数据参见文献^[3-4]。计算结果与实验结果的对比如图 1(b) 所示,图中 C 表示弦长, β_1 表示进气角, Re 表示进气雷诺数, Ma 表示进气马赫数, T_u 表示湍流度。

图 1(a) 中计算预测的叶顶流场与实验测量的流场结构基本一致。叶顶泄漏造成的低马赫数



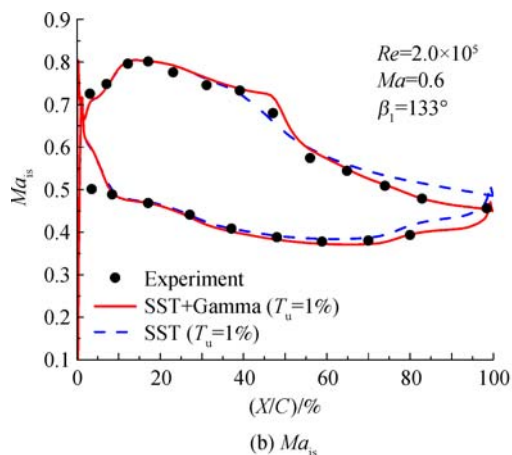


图1 低雷诺数下叶栅流场计算验证

Fig. 1 Validation of calculation for cascade flow field at low Reynolds number

区的位置和形态相同 ($Ma=0.5$), 数值模型预测的低速区长度略长; 尾缘分离区的起始位置和宽度一致 ($Ma=0.6$), 预测值的尾迹面积偏大. 图 1(b) 中计算的叶栅表面等熵马赫数 (Ma_{is}) 的与实验值准确地吻合, 其中 SST+Gamma 转捩模型的准确性更高, 能够准确捕捉到叶背的转捩点, 带转捩模型的 SST 湍流模型能够对不同雷诺数下叶栅流动总压损失系数进行准确计算, 总体上计算误差很小. 因此本文选择该湍流模型作为计算模型. 总体上, 计算对叶顶泄漏和尾缘分离的捕捉比较准确, 很好的预测了流场的结构, 满足流动细节分析的要求.

2 涡识别方法

跨声速压气机转子通道内的流动十分复杂, 为了能够准确分辨涡的结构和位置, 本文采用 Jeong 等发展的 λ_2 涡识别方法^[17].

叶轮机械中相对速度场的导数张量 $\mathbf{D}$

$$\mathbf{D} = (d_{ij})_3 = \begin{bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} & \frac{\partial u}{\partial y} & \frac{\partial u}{\partial z} \\ \frac{\partial v}{\partial x} & \frac{\partial v}{\partial y} & \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial x} & \frac{\partial w}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial z} \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中 u, v, w 分别为速度的 x, y, z 方向的分量, 改写速度分量和坐标轴为 u_i, u_j 及 x_1, x_2, x_3 , 根据 Helmholtz 速度分解定理, 速度导数张量 $\mathbf{D}$ 可以分解为应变变化率张量 $\mathbf{S}$ 与反对称张量 $\mathbf{A}$ 之和

$$d_{ij} = s_{ij} + a_{ij} \quad (2)$$

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right); \quad a_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

于是可以提取一个对称张量

$$\mathbf{K} = \mathbf{S}^2 + \mathbf{A}^2 = \text{sym}(\mathbf{D}^2) \quad (4)$$

可以证明^[17-18]

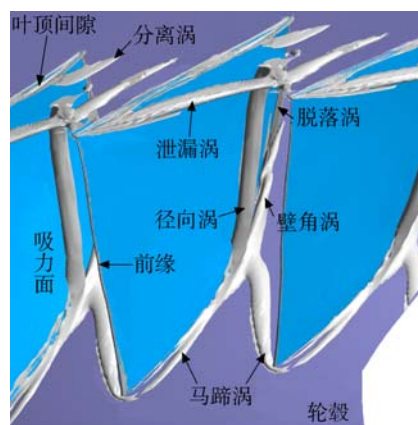
$$\mathbf{S}^2 + \mathbf{A}^2 = -(\partial \mathbf{p} / \partial x_i \partial x_j)_3 = -\mathbf{p}_1 \quad (5)$$

式(5)右边为压力 2 阶偏导数的对称张量, 由于涡心处有局部压力极小值, $\mathbf{p}_1$ 至少有两个正特征值, 即张量 $\mathbf{K}$ 至少有两个负的特征值. 令 $\mathbf{K}$ 的特征值有 $\lambda_1 \leq \lambda_2 \leq \lambda_3$, 如果涡存在则必有 $\lambda_2 < 0$. 胡子俊等通过 λ_2 识别湍流中涡^[18], 对不同的识别方法进行对比, 指出 λ_2 判据对涡心的识别能力更强.

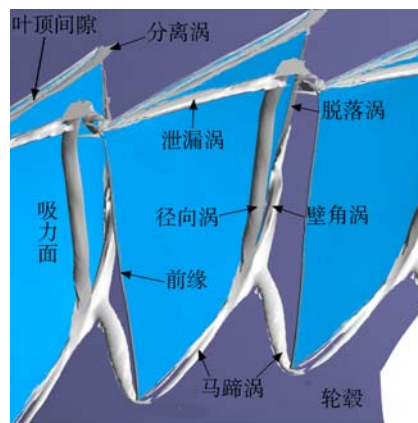
3 流场旋涡结构

3.1 旋涡的提取

根据 λ_2 涡识别准则对低雷诺数下的流场分析, 结果如图 2 所示, 图 3 为压力面补充视图.



(a) 峰值效率工况



(b) 近失速工况

图2 低雷诺数下的旋涡结构

Fig. 2 Vortexes structure under low Reynolds number

对比两种工况: 大尺度旋涡类型基本相同, 但涡的位置和大小有区别. 本文将定性分析旋涡结构, 选择近失速点工况作为研究目标提取旋涡结

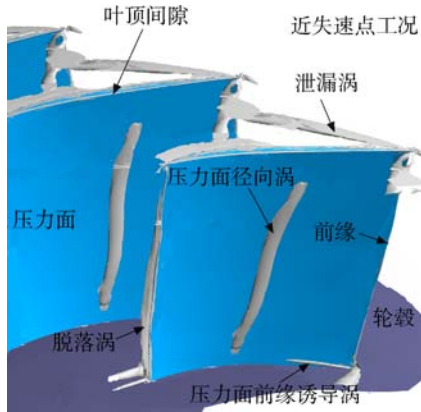


图 3 压力面视图的旋涡结构

Fig. 3 Vortexes structure from pressure side

构. 总结图 2、图 3 中的涡结构, 低雷诺数条件下流场中主要存在马蹄涡、壁角涡、径向涡、泄漏涡、分离涡、脱落涡以及其他较小的旋涡结构. 与标准进气条件相比, 低雷诺数下流场旋涡结构更为复杂.

3.2 旋涡结构分析

3.2.1 马蹄涡

图 4 中展示了马蹄涡的压力面分支和吸力面分支的发展趋势及空间位置. 压力面分支在横向压力梯度作用下斜跨通道、向相邻叶片靠近, 最终到达叶片吸力面后展向发展, 汇入到吸力面附面层中, 随尾缘分离而离开壁面. 吸力面分支沿着叶根发展, 在 $30\%C$ 截面处开始展向发展, 最终汇入吸力面径向涡.

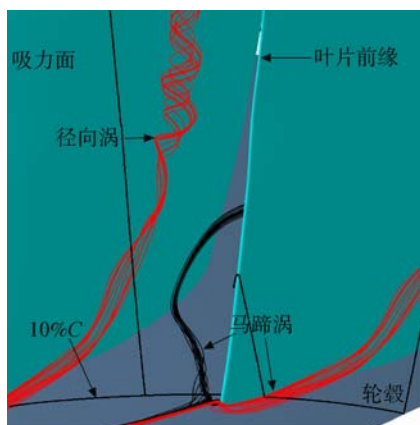


图 4 马蹄涡压力面分支的流线图

Fig. 4 Streamline diagram of pressure side of horseshoe vortex branch

马蹄涡的吸力面/压力面分支都形成了完整的旋涡结构, 如图 5 所示的速度矢量图. 图中上半部分为靠近压力面的通道 $10\%C$ 截面, 可以看到

马蹄涡以及压力面前缘诱导涡的旋涡结构. 在图 3 中可以看到, 这个尺度较小的涡靠近压力面和轮毂、自前缘处产生后顺流发展. 压力面前缘诱导涡实际上是马蹄涡压力面分支与角区附面层诱导下产生的, 其旋转方向与马蹄涡压力面分支旋转方向相反, 在约 $30\%C$ 截面处耗散, 逐渐汇入主流中. 图中下半部分为吸力面分支的速度矢量图, 相比较下尺度较小且与压力面分支旋转方向相反.

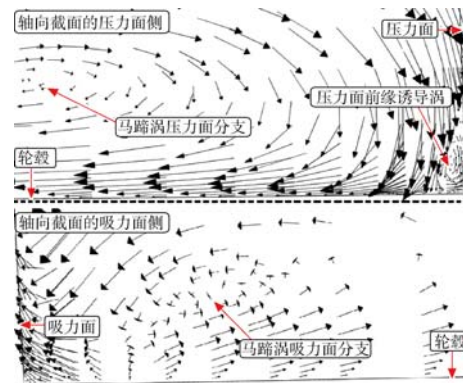


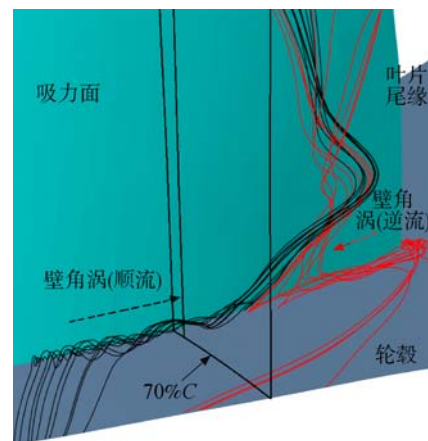
图 5 马蹄涡分支的速度矢量图

Fig. 5 Velocity vector diagram of horseshoe vortex branch

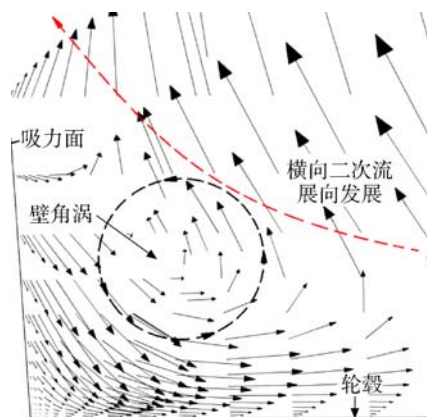
3.2.2 壁角涡

低雷诺数下壁角涡由两段组成, 如图 6 所示, 前段流动方向为顺流, 后段流动方向为逆流, 两者相撞后向吸力面发展, 形成了垂直于轮毂的旋涡结构. 壁角涡的形成原因是, 轮毂附面层在叶盆与叶背之间压力差驱动下横向潜流, 在吸力面叶根角区汇聚后向叶展发展, 横向二次流向叶展方向发展过程中跨过叶根角区时搓起壁角涡. 其原理可由图 6(b) (取自 $70\%C$) 说明.

壁角涡逆流段形成机理如图 7 所示. 在叶根



(a) 壁角涡流线



(b) 壁角涡速度矢量

图6 壁角涡流线及矢量图

Fig. 6 Streamline and vector diagram of corner vortex

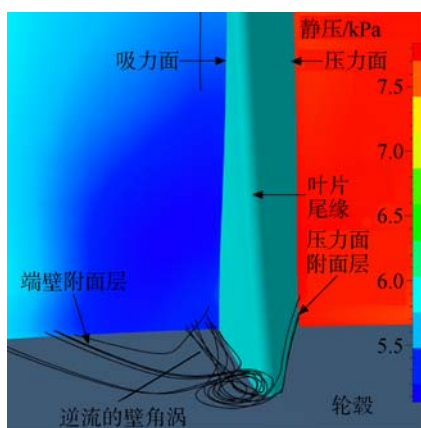


图7 壁角涡逆流段形成机制示意图

Fig. 7 Schematic diagram of corner vortex formation mechanism

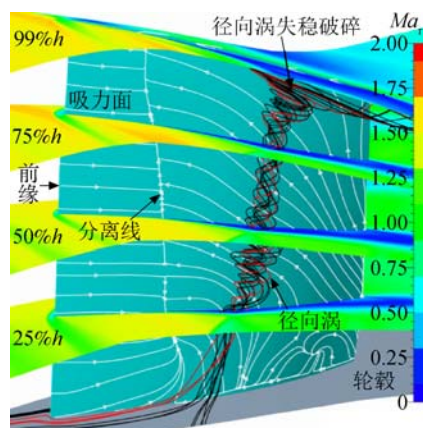
处吸力面侧,尾缘分离等二次流造成了较大面积的压力亏损,使得压力面和吸力面的静压相差极大,压差驱使着压力面侧角区的附面层流体绕过尾缘向吸力面侧流动.在尾缘处,绕流与端壁附面层相撞后形成了沿角区的逆向流动,在横向二次流的剪切作用下形成了逆流的壁角涡,这种剪切作用与图6(b)是一致的.

3.2.3 径向涡

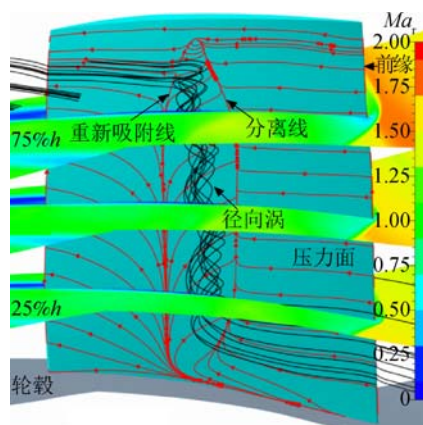
径向涡对流场有两个影响:扩大吸力面分离和促进靠近吸力面的低速流团向叶顶堆积.对压气机流场的研究还发现,低雷诺数条件下径向涡还成为了失稳的主要触发原因.另外,叶片的压力面也存在径向涡结构.

吸力面上,峰值效率工况和近失速工况下径向涡都是从叶根发展到叶顶,从图8中的流线看,径向涡是从端壁附面层和马蹄涡的吸力面分支中

发展起来的.随着工况的推进,位置前移、直径变粗,径向涡的强度在增强,由端壁附面层发展至叶顶,在叶顶区发生了剧烈的失稳破碎产生了大面积的堵塞区,该堵塞区的扩展构成了叶顶通道堵塞的主要部分,这与高雷诺数下明显不同.



(a) 吸力面



(b) 压力面

图8 近失速工况径向涡示意图

Fig. 8 Schematic diagram of radial vortex near stall working condition

压力面上,径向涡发展自表面的附面层而不是端壁的附面层,这从压力面的极限流线可以看出来,端壁与压力面被角区的重新吸附线分隔开来.由峰值效率点至失速点,径向涡直径和长度缩小,显示其强度在减弱.经分析发现,压力面径向涡同样具有促进近壁面流体向径向迁移的作用,但没能在叶顶堆积,原因在于径向涡本身在没有达到叶顶之前耗散,最高到达约95% h (堵塞工况, h 表示叶高).压力面径向涡位于低速分离区,被分离线和重新吸附线包围着;吸力面径向涡则仅有一条分离线,按照Maskell分离模式^[19],压力面径向涡是属于典型的气泡式分离,而吸力面

径向涡属于自由涡面分离。

图 9 为不同叶高截面上的相对马赫数分布及径向涡在该截面上的流谱。从马赫数云图看,径向涡在分离区内发展,50% h 处叶栅通道中吸力面和压力面处存在低速分离区,而 99% h 处仅有吸力面低速区。50% h 径向涡流线的形态都形成了典型稳定螺旋点,根据横截面流谱的拓扑规律^[20],稳定螺旋点区域的旋涡处于稳态,不会破裂,这意味着在 50% h 处两面的径向涡都处于发展壮大阶段;在 99% h 处,径向涡仅有吸力面一支存在,且处于失稳破碎状态。破碎产生堵塞区占据叶顶通道并向展向发展,而由泄漏涡破碎产生的低速区较小并且仅仅存在于 98% h 以上,可见径向涡是低雷诺数下跨声速压气机失稳触发的关键原因。

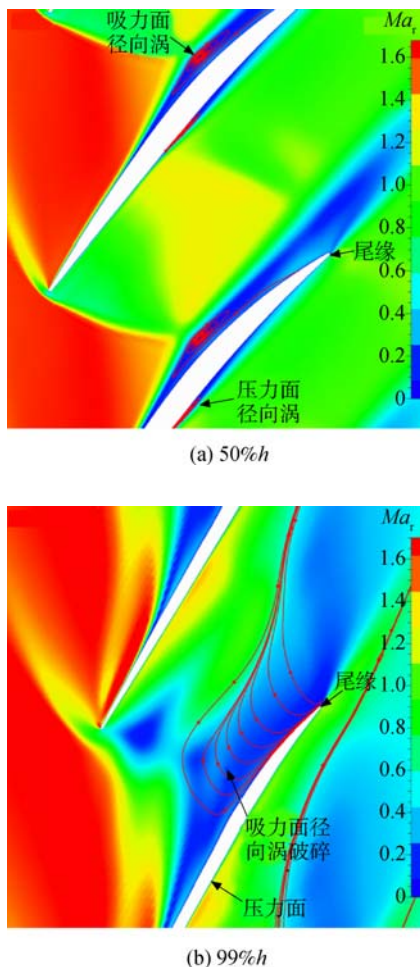


图 9 不同截面径向涡流谱及 Ma_r 分布

Fig. 9 Flow spectrum of radial vortex and distribution of Ma_r on different cross section

根据涡量输运方程,某种原因诱导流动产生有旋流后,拉伸和弯曲都会增强涡量,而黏性使得

涡量耗散。对于径向涡而言,诱导流体有旋的原因是激波与附面层的作用,流向的逆压梯度增强回流,在转子离心力的拉伸作用和叶片弯扭规律的弯曲作用下旋涡得到加强,这就是径向涡产生的机理。近壁面流线在靠近径向涡时会被吸卷向径向流动,实际上是黏性的作用,将不断消耗旋涡的转动能量,必须依靠激波不断提供能量才能够发展,因此在靠近叶顶区压力面没有激波作用后径向涡逐渐耗散。

叶栅通道中形成双径向涡是通道中双激波造成的。50% h 截面处的流动状态可以简化为图 10 所示,超声速气流在叶片前缘产生脱体激波 S_1 , S_1 入射到吸力面附面层时诱导了附面层分离,而激波诱导产生的强逆压梯度沿着亚声速的附面层向上游传播导致上游附面层增厚,对激波前超声速气流的压缩而诱导产生了弱压缩波 S_2 , S_1 与 S_2 相遇、反射产生激波 S_3 。 S_3 入射到附面层中,在边界层处反射形成了一系列膨胀波 E ,膨胀波又导致流体加速和向壁面偏转,使得下游流道变成扩张型通道。扩张通道中气流产生超声速,欠膨胀状态下产生了激波 S_4 , S_4 作用于压力面的诱发附面层分离,从而产生径向涡。然而在叶顶通道中,由于吸力面径向涡破碎以及泄漏涡等复杂二次流的存在,通道中的流动更为复杂,没有形成两道激波(图 9 中 99% h 所示),因此压力面没有出现分离及径向涡。

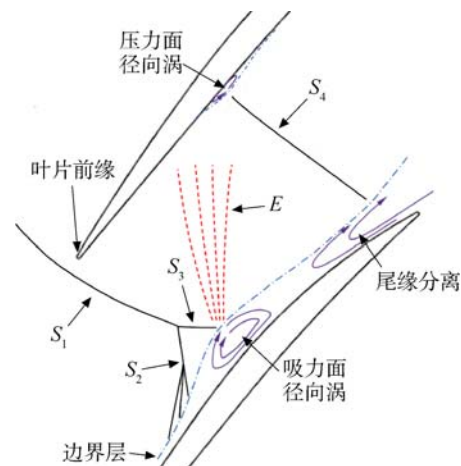


图 10 近失速点 50% h 流动状态示意图

Fig. 10 Schematic diagram of flow state on 50% h near stall point

3.2.4 脱落涡

在图 11 中可以看到,叶片吸力面尾缘处有一条径向发展的旋涡结构,即脱落涡。端壁及吸力面

的附面层向叶展方向发展,在叶片吸力面尾缘处形成径向发展的旋涡结构,向叶顶发展的过程中逐渐离开壁面,产生“脱落”现象.脱落涡大约在 $25\%h$ 处形成完整的旋涡结构,在约 $80\%h$ 处完全从吸力面脱落.

从 $30\%h$ 截面上处的流谱可以看出,脱落涡在该叶高处为稳定螺旋点,而此处的吸力面径向涡为不稳定螺旋点,两者旋转方向相同,流线交联.吸力面径向涡处于不稳定状态,在这个高度上径向涡刚刚生成(如图 8),而 $50\%h$ 处径向涡流谱显示已经形成了稳定螺旋点.脱落涡则处于稳定状态,不会发生破裂,表明该截面形成了完整的旋涡结构并且稳定发展,这也与图 11 的流线图相对应.

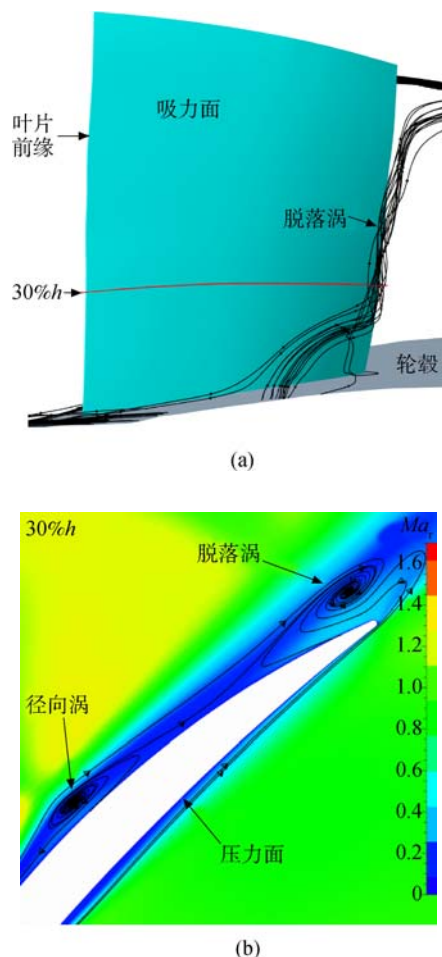


图 11 尾缘脱落涡形态及 30% h 截面流谱
Fig. 11 Forms of shedding vortex and flow spectrum on 30% h section

3.2.5 泄漏涡

叶顶泄漏涡是指叶顶泄漏诱导产生的旋涡结构,研究人员对叶顶泄漏涡感兴趣的原因在于它

是标准进气条件下压气机失稳的触发原因.

泄漏涡流动的基本规律:不同工况下,泄漏涡与吸力面夹角不变,沿流向变粗,在激波后发生破裂,泄漏涡的迹线表征着泄漏流与主流的分界线.这与标准进气条件下的规律^[16]一致.

图 12 中可见,峰值效率点泄漏涡几乎没有破碎,至近失速点局部的涡发生破裂,但产生的堵塞区相比径向涡破碎以及径向潜流引起的吸力面尾缘低速区要小得多,后者产生的低速区几乎完全堵塞整个叶顶通道,这使得叶片后段间隙产生的泄漏进入到径向涡破碎区域而不是与前段泄漏构成一个整体的泄漏涡. 图中径向涡破碎所产生的低速区远大于泄漏涡破碎产生的.

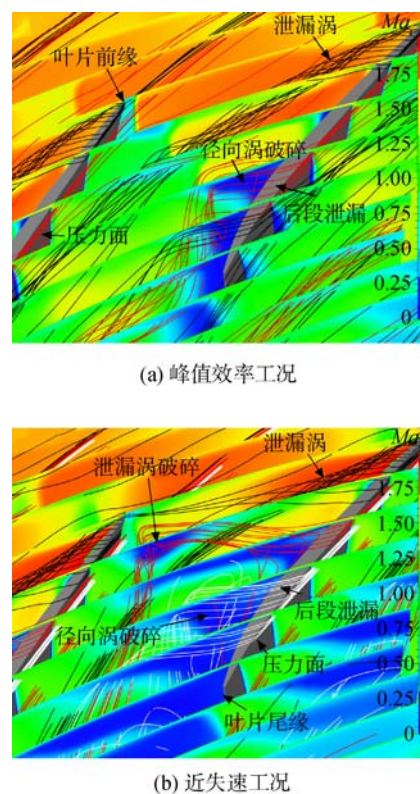


图 12 不同工况下叶顶流场结构

Fig. 12 Blade tip flow field structure on different working conditions

3.2.6 分离涡

径向涡破碎以及由径向涡引起的低速流团径向堆积,在叶顶吸力面尾缘产生了很大的低速区,由于机匣的阻挡,这些径向流动弯曲变成轴向流动,与机匣附面层剪切和后段泄漏的作用产生了叶顶吸力面尾缘的分离涡,图 13 中的截面流线完整地表现出来叶顶吸力面的分离涡结构.

图 13 中截面为垂直于轴线的轴向弦长截面,

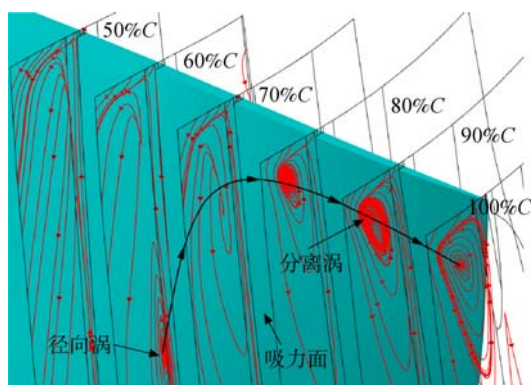


图 13 近失速点叶顶吸力面的分离涡

Fig. 13 Separation vortex of suction side of blade tip near stall point

在 50% C 截面前的截面上没有分离涡结构;60% C 截面上可以看到径向涡(与转子轴线有夹角),但在叶顶位置没有分离涡;从 70% C 截面直至出口段,贴近叶顶的吸力面角区开始产生分离涡。从截面流谱可以看到,分离涡从一开始即为不稳定螺旋点,在顺流方向上直径不断扩大,从产生开始的整个过程都处于不断膨胀状态。

4 旋涡模型构建

通过对流场的二次流的旋涡结构分析,对主要的旋涡的运动规律、形成机制和对流动的影响进行了分析,最后总结上文的研究结果,得出如图 14 所示的低雷诺数进气条件下的跨声速压气机旋涡模型。

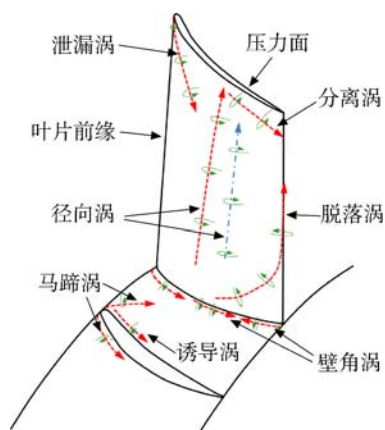


图 14 低雷诺数下跨声速压气机旋涡模型

Fig. 14 Vortex model in transonic compressor under low Reynolds number

进口来流附面层在叶片前缘分离形成马蹄涡,其吸力面分支沿着壁角顺流向发展,后向吸力面径向发展汇入径向涡。压力面分支贴近轮毂向

相邻叶片吸力面靠拢,然后向吸力面上发展汇入尾缘分离;马蹄涡压力面分支在叶片前缘压力面引起旋向相反的诱导涡;端壁附面层在横向压力梯度作用下,在角区发展形成两段式壁角涡;激波作用在吸力面和压力面上产生分离泡,在离心力、逆压梯度和叶片弯扭造型作用下,形成垂直于轴向的两条径向涡;叶顶泄漏与机匣附面层剪切形成泄漏涡;径向涡在叶顶破碎、吸力面低能流体的堆积、间隙泄漏,在叶顶角区产生低速区,在机匣附面层剪切作用下生成分离涡。

对比分析标准进气条件下压气机的流场可知,壁角涡由两段组成、压力面和吸力面出现两支径向涡、诱导涡为代表的多种小尺度的涡出现,使得低雷诺数下压气机的内部旋涡结构更复杂。与此同时,相同旋涡尺度和作用也不相同。例如,在标准进气条件下泄漏涡破碎时压气机失稳的主要触发机制^[16],而低雷诺数下大尺度的吸力面径向涡破碎以及其造成的低能流体径向堆积是造成失速的主要原因。关于低雷诺数条件下压气机的二次流特性,有待进一步深入研究。

5 结 论

1) λ_2 涡识别准则对流场分析获得的旋涡结构,与基于流场参数分析的旋涡结构很好的对应,显示该准则的可靠性。

2) 马蹄涡压力面分支在叶片前缘处诱导产生了与其旋向相反的诱导涡。壁角涡形成了上游顺流、下游逆流的两段式旋涡结构。叶顶泄漏涡在近失速点仅发生较小的失稳破碎,不是失速的关键触发原因。脱落涡由叶根角区发展起来,上升过程中不断从尾缘“脱落”。

3) 叶片前缘诱导激波在通道中形成复杂的马赫波系,激波作用于壁面附面层产生的分离泡在逆压梯度、离心力和叶片弯扭几何的作用下产生吸力面/压力面径向涡。压力面径向涡在 95% h 以下即消失,吸力面径向涡在叶顶通道破碎产生的堵塞,诱导生成分离涡结构,触发了低雷诺数下跨声速压气机的失稳。

4) 低雷诺数下流场的旋涡模型主要由马蹄涡、壁角涡、径向涡、泄漏涡、分离涡、脱落涡以及其他较小的旋涡结构组成。

参考文献:

- [1] Enomoto S, Hah C. Numerical and experimental investigation of low Reynolds number effects on laminar flow

- separation and transition in a cascade of compressor blades [R]. ASME Paper 2000-GT-276, 2000.
- [2] Schreiber H A, Steinert W, Küsters B. Effects of Reynolds number and free stream turbulence on boundary layer transition in a compressor cascade [R]. ASME Paper 2000-GT-0263, 2000.
- [3] Sonoda T, Yamaguchi Y, Arima T, et al. Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds number condition: Part 1 design and optimization [R]. ASME Paper GT2003-38458, 2003.
- [4] Schreiber H A, Steinert W, Sonoda T, et al. Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds number condition: Part 2 experimental and numerical analysis [R]. ASME Paper GT2003-38477, 2003.
- [5] 凌代军, 王晖, 马昌友. 低雷诺数亚声速扩压平面叶栅试验 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 171-179.
LING Daijun, WANG Hui, MA Changyou. Subsonic compressor plane cascade experiment at low Reynolds number [R]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 171-179. (in Chinese)
- [6] 王如根, 周敏, 赵英武, 等. 跨声速压气机低雷诺数下流动失稳机制研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 1903-1907.
WANG Rugen, ZHOU Min, ZHAO Yingwu, et al. Research on flow instability mechanism of transonic compressor at low Reynolds number [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 1903-1907. (in Chinese)
- [7] 周敏, 王如根, 赵英武, 等. 低雷诺数下跨声速压气机转子失速工况时流动失稳触发机制研究 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 414-418.
ZHOU Min, WANG Rugen, ZHAO Yingwu, et al. Research on flow instability mechanism of transonic compressor at low Reynolds number [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 414-418. (in Chinese)
- [8] 夏钦斌, 王如根, 周敏. 低雷诺数下跨音速转子流动失稳及附面层抽吸扩稳研究 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1610-1615.
XIA Qinbin, WANG Rugen, ZHOU Min. Research on flow instability of transonic compressor rotor and boundary suction effect at low Reynolds number [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1610-1615. (in Chinese)
- [9] 夏钦斌, 王如根, 周敏, 等. 低雷诺数条件下跨音速转子轴向倾斜缝处理机匣扩稳研究 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1389-1394.
XIA Qinbin, WANG Rugen, ZHOU Min, et al. Research on the effects of a transonic compressor rotor with axial skewed slots casing treatment at low Reynolds number [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1389-1394. (in Chinese)
- [10] Cornish J J. Vortex flows [R]. AIAA 83-1812, 1983.
- [11] Kang S. Investigation of the three dimensional flow within a compressor cascade with and without tip clearance [D]. Belgium: Vrije Universiteit Brussel, 1993.
- [12] 赵小虎, 吴云, 李应红, 等. 高负荷压气机叶栅分离结构及其等离子体流动控制 [J]. 航空学报, 2012, 33(2): 208-219.
ZHAO Xiaohu, WU Yun, LI Yinghong, et al. Separation structure and plasma flow control on highly load compressor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(2): 208-219. (in Chinese)
- [13] Inoue M, Kuroumaru M. Three-dimensional structure and decay of vortices behind an axial flow rotation blade row [R]. ASME Paper 83-GT-69, 1983.
- [14] Gbadebo S A, Cumpsty N A. Three-dimensional separations in axial compressors [R]. ASME Paper GT-2004-53617, 2004.
- [15] Suder K L, Celestina M L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor [R]. NASA TM-106711, 1994.
- [16] 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.
LU Xingen. Flow instability and its passive control strategies in axial-compressor [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [17] Jeong J, Hussain F. On the identification of a vortex [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 285: 69-94.
- [18] 胡子俊, 张楠, 姚惠之, 等. 涡判据在孔腔涡旋流动拓扑结构分析中的应用 [J]. 船舶力学, 2012, 16(8): 839-846.
HU Zijun, ZHANG Nan, YAO Huizhi, et al. Vortex identification in the analysis on topology structure vortical flow in cavity [J]. Journal of Ship mechanics, 2012, 16(8): 839-846. (in Chinese)
- [19] Maskell E C. Flow separation in three dimensions [R]. Royal Aeronautical Establishment, RAE Aero, Rept2565, 1955.
- [20] 张涵信, 邓小刚. 二维定常分离流和涡运动的定性分析研究 [J]. 空气动力学报, 1992, 10(1): 8-19.
ZHANG Hanxin, DENG Xiaogang. Qualitative research on two-dimensional steady separation flow and vortex movement [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1992, 10(1): 8-19. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)