

跨声速轴流压气机径向涡现象与失稳机理

胡加国, 王如根, 李少伟, 甘 甜
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 对 NASA Rotor 37 进行数值模拟并与实验结果对比, 计算了堵塞点到失稳点的全部工况, 详细探究了跨声速轴流压气机附面层分离规律与失稳机理。研究发现: 激波后的吸力面附面层中存在一条径向涡, 它增强了附面层分离, 使部分靠近吸力面的主流向叶尖堆积。随着工况向失稳点推进, 压气机转子叶尖出现两块堵塞区, 由叶尖泄漏涡与激波作用引起的堵塞区位于压力面前端, 由叶尖泄漏涡与径向附面层分离涡耦合作用引起的堵塞区位于吸力面 50% 弦长后, 两块堵塞区的叠加作用最终引起压气机失稳。

关 键 词: 跨声速轴流压气机; 流动分离; 径向涡; 叶尖间隙泄漏; 失稳机理

中图分类号: V231.9

文献标志码: A

Radial vortex phenomenon and instability mechanism of transonic axial-flow compressor

HU Jia-guo, WANG Ru-gen, LI Shao-wei, GAN Tian

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Numerical investigation was made on NASA Rotor 37 and the result was compared with an experiment. Working conditions from blocking point to stall point were calculated to study the rules of boundary layer separation and the instability mechanism of transonic axial-flow compressor. The research discovers a radial vortex behind passage shock wave in suction side boundary layer, which facilitates boundary layer separation and converges part of airflow near suction side to blade tip. With working conditions go to stall point, blade tip passage is jammed by two pieces of blocking zone; one located in the front of blade pressure side is caused by the interference of clearance leakage vortex and passage shock, while the other located on suction side after 50% chord is caused by the interference of radial vortex and leakage flow. The two blocking zones' expansion arouses instability of the compressor.

Key words: transonic axial-flow compressor; flow separation; radial vortex; tip clearance leakage; instability mechanism

压气机/风扇不断向着高负荷、高效率的方向快速发展, 追求更高的单级增压比和效率是压气机发展的必然趋势。然而, 压气机的工作性能受到稳定工作范围的巨大限制, 失稳问题成为制约其向着更加高效、高负荷方向发展的关键问题之一, 也是一直以来的研究热点。

近年来, 针对压气机失稳和扩稳问题的研究

取得了较大的进展。国外研究者认为, 对于跨声速轴流压气机(下文简称压气机), 近失稳工况下激波与叶尖泄漏涡耦合作用使得叶尖泄漏涡破裂, 导致了压气机失稳先兆的出现^[1-3], 当相邻叶片压力面前缘出现溢流时压气机开始失稳^[4]。国内方面, 大量数值仿真和实验测量的研究也认为, 叶尖泄漏涡是造成压气机失稳的重要诱因, 并且进行了大量的

扩稳方面的研究^[5-8]. 这些研究都认为压气机失稳的诱因可能是叶尖泄漏流. 然而, 研究者们的目光主要集中在激波与叶尖泄漏流的耦合作用, 忽略了叶尖泄漏流与吸力面尾缘分离区的相互作用.

叶尖通道的堵塞主要是由两块低能流团造成的, 其中压力面前缘由激波与叶尖泄漏流耦合作用造成的堵塞已被广泛接受, 而针对吸力面、由分离区引起的堵塞则鲜被详细研究. 然而, 研究者通过对转子叶片吸力面抽吸^[9-10], 取得了良好的扩稳效果说明, 压气机失稳的发生不仅与叶尖泄漏流有关, 也与附面层分离息息相关. 正是基于这种考虑, 本文对吸力面附面层分离做了详细的研究, 分析附面层分离结构和层内流动规律, 探究其与叶尖泄漏流相互作用的规律和它对叶尖通道堵塞的“贡献”力度, 从而说明其对压气机失稳的影响.

在前期针对压气机内流的研究过程中发现了压气机转子叶片吸力面存在一条径向涡^[10-12], 位于激波后, 由叶尖延伸至叶根, 对低雷诺数下压气机稳定性产生了巨大影响. 本文在前期研究成果的基础上, 深入探究径向涡现象, 研究附面层分离和其对压气机稳定性的影响.

1 研究对象

本文的研究对象为 NASA Rotor 37, 它是典型跨声速轴流压气机转子, 1978 年 NASA Lewis 研究中心设计的 4 个高压压气机进口级之一, 其设计参数和实验数据可见文献^[13-14]. 1993 年美国机械工程师学会 (ASME) 将 Rotor 37 作为 CFD 代码的盲题测试, 以评估数值计算程序对叶轮机械性能和流场细节模拟的能力, 之后该转子就成为叶轮机械领域的标准测试案例之一. 该转子的基本参数见表 1.

表 1 Rotor 37 基本参数

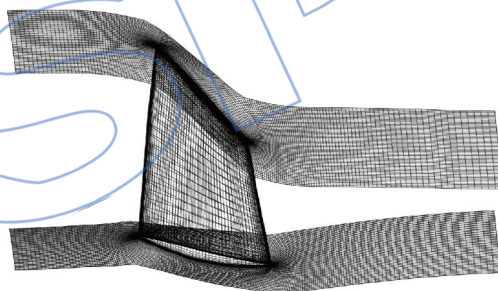
Table 1 Basic parameters of Rotor 37

参数	数值
设计点流量/(kg/s)	20.19
堵塞点流量/(kg/s)	20.93
设计压比	2.106
转速/(r/min)	17188.7
叶尖间隙/mm	0.356
进口轮毂比	0.7
叶尖稠度	1.29
叶尖切向速度/(m/s)	454.14

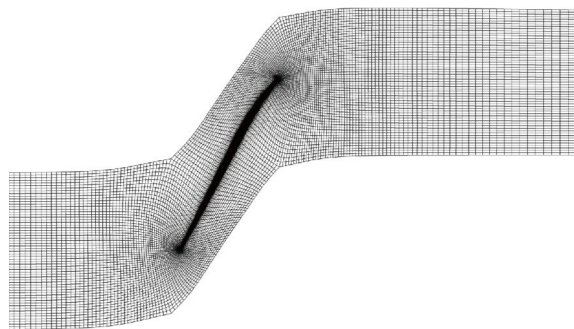
2 数值方法

本文数值计算采用 Euranus 求解器求解三维雷诺平均 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 Spalart-Allmaras 模型^[6-7], 计算中辅助以多重网格、局部时间步长、隐式残差光滑等加速收敛技术.

网格划分采用分块网格法, 主通道内采用 H-O-H 型网格, 视情对局部加密, 主通道左右均为周期性边界. 转子叶尖间隙区采用“蝶形网格”以提高网格质量. 网格质量报告显示, 主通道内总网格数达到 117 万, 最小正交角度大于 30° , 通过局部加密, 保证了近壁面 $y^+ < 2$. 图 1 给出了网格示意图, 其中图 1(a)为固壁网格, 图 1(b)为叶尖(包括间隙)通道网格.



(a) 固壁网格



(b) 通道网格

图 1 计算网格示意图

Fig. 1 Sketch map of calculation mesh

边界条件设定如下: 进口边界给定总温、总压及气流角; 出口边界按简单径向平衡给定静压; 固壁边界设为绝热无滑移边界. 雷诺数为 3.1×10^6 .

3 结果及分析

3.1 计算结果校核

对 Rotor 37 进行从堵塞点到失稳点的全部

工况数值模拟.从堵塞点开始,压气机出口取较小静压(80 kPa),然后逐步提高.当背压提高到较大值,随着迭代次数的增加,流量和效率不断下降,此时为失稳边界.在近峰值效率点和失稳边界附近小步长增加背压、密集地取计算点以确定效率峰值和失稳边界.

表2为总体参数对比表,图2为计算与实验的压气机特性对比图,实验数据取自文献[14].通过数表和曲线对比可见,计算能够较好地捕捉压气机的各个极限指标值,增压比的计算值和实验值很好地吻合,而峰值效率有2.4%的偏差,与其

表2 总体参数对比

Table 2 Overall parameters comparison

参数	数值		
	设计	实验	计算
堵塞点流量/(kg/s)	20.93	20.8798	20.93
峰值效率	0.876	0.891	0.869
失稳边界流量/(kg/s)	19.60	19.235	19.202

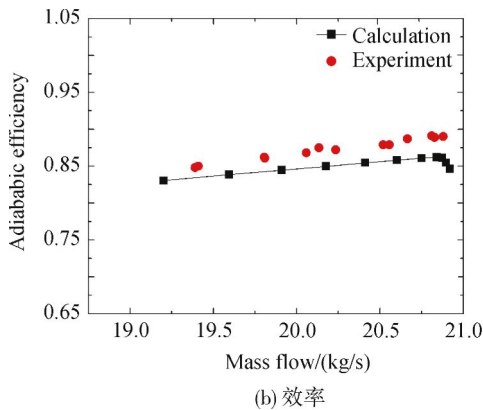
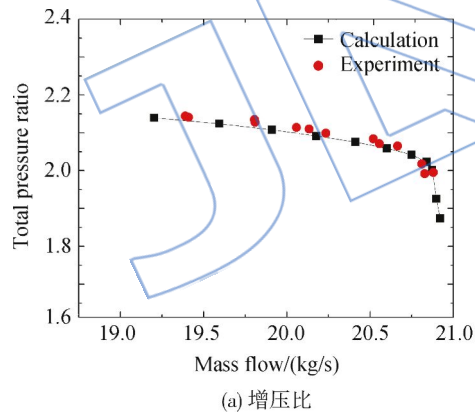


图2 计算与实验的压气机特性对比

Fig. 2 Compressor performance comparison of calculation and experiment

他学者计算值一致^[2-3,5-7],其中卢新根^[6]、周敏^[7]针对该计算的湍流模型深入探讨发现,Spalart-Allmaras 湍流模型能够较好地捕捉 Rotor 37 内部气流流动特性和损失特性.另外要指出的是,本文的计算峰值效率与 1978 年 NASA 报告^[13]中给出的实验数据偏差为 0.7%.总体上,数值模拟满足精度要求.

3.2 径向涡现象探究

为了研究径向涡对压气机稳定性的影响,首先进行径向涡的基本特性分析.图3是流量分别为 20.93 kg/s(堵塞点)、20.19 kg/s(设计点)和 19.202 kg/s(近失稳点)时,转子吸力面径向涡的分布(h 为叶高).压气机由堵塞点向近失稳点发

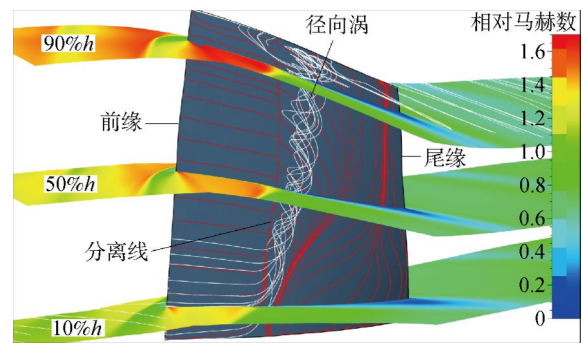
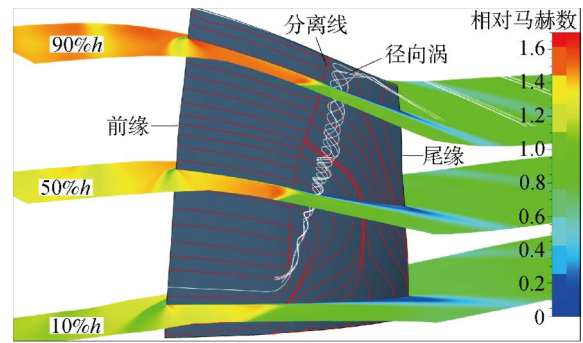
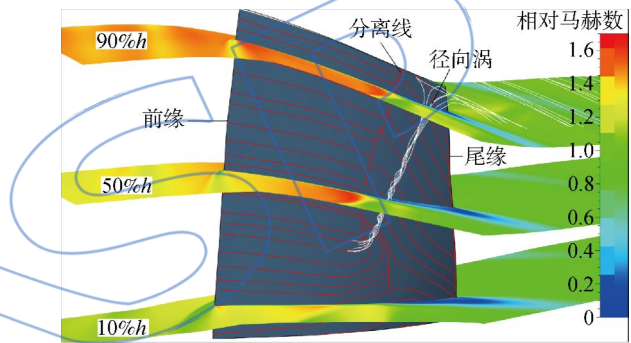


图3 转子吸力面径向涡分布

Fig. 3 Radial vortex distribution of rotor suction side

展,径向涡具有以下特点:①展向截面内,径向涡位于由激波作用于固壁而引起的分离泡内,与激波距离沿展向上递增,而激波较弱的截面无径向涡(如图 3(a)的 $10\%h$);②径向涡的径向位置从约 $40\%h$ 至叶尖发展到叶根至叶尖;轴向位置向前推进,由原来向叶片后缘倾斜发展到垂直于轴向,且直径在增大,说明随工况的推进,径向涡的强度在增大;③径向涡的涡矢量方向为叶根指向叶尖,旋转方向为逆时针。

图 4 为近失稳点叶高截面相对马赫数与相对流线分布。 $20\%h$ 截面径向涡位于激波后方,较弱

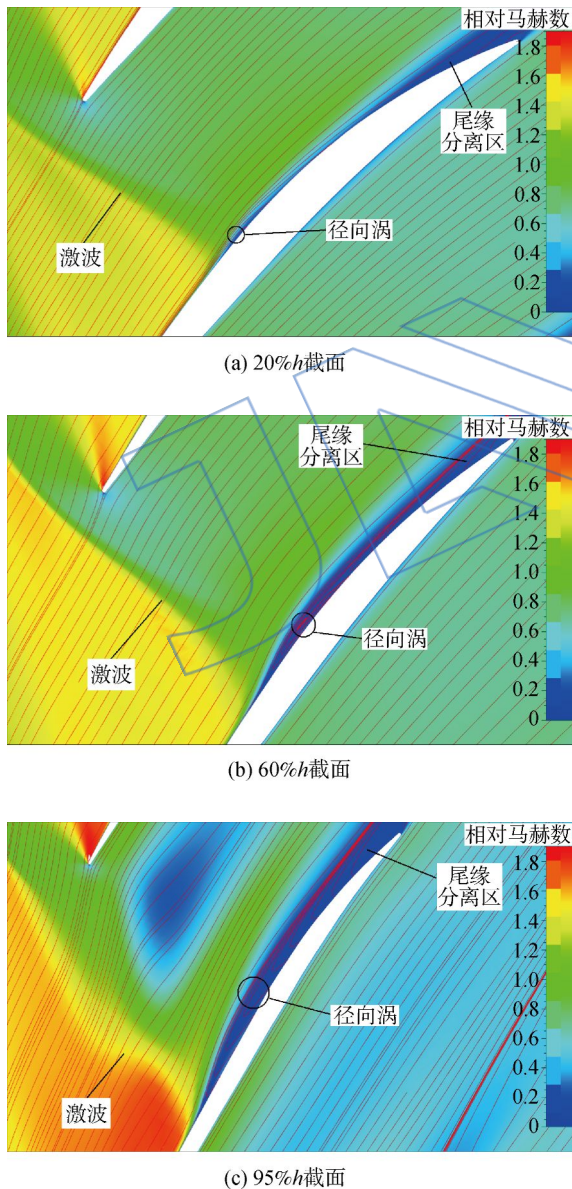


图 4 近失稳点叶高截面相对马赫数与相对流线分布
Fig. 4 Distribution of relative Mach number and relative streamlines on blade height section near instability point

的涡仅增厚了涡后与尾缘分离区之间附面层厚度而没有在该区域产生分离; $60\%h$ 截面明显有径向涡产生并且在涡后使原本无分离的区域产生分离,该分离区域连接了尾缘分离区; $95\%h$ 截面径向涡与尾缘分离区已经连接到一起,从分离区内的相对流线看前后分离区内产生了整体的较大尺度的涡,造成极大分离损失。可见,沿展向向叶尖,径向涡的直径明显增大,且涡核位置远离激波,逐渐与尾缘分离区连接并扩大总分离区。

图 5 展示了径向涡对压气机通道流场的影响。从损失系数 C_p^* 分布看,径向涡位置的损失最大,由于扩大了分离区,其造成的损失区域也被扩大。从相对流线看,当靠近叶片表面的正常相对流线经过径向涡附近时,被径向涡吸卷进入分离区,流动方向发生改变,由原来轴向、平行于叶片表面的流动转向径向、叶尖方向汇聚。其中,离径向涡较远的流团受作用较小,经过径向涡后轴向分速度仍较大、径向速度较小而通过叶片尾缘流向下游,离径向涡近的流团则被径向涡赋予较大径向速度而减小轴向速度,通过径向涡后向叶尖汇聚。由于这种效应,沿径向叶栅分离在扩大,损失系数也在增加。

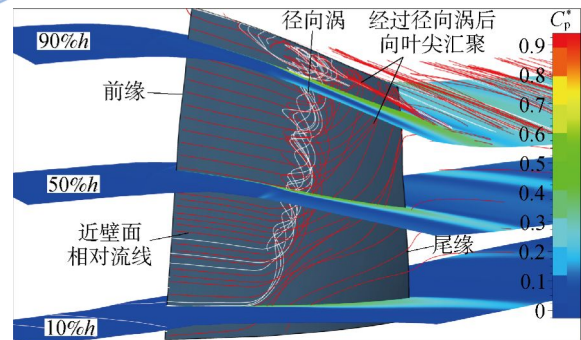


图 5 总压损失及近壁面相对流线分布

Fig. 5 Distribution of total pressure loss and relative streamlines near wall

从上述的分析可见,径向涡不仅扩大了叶片吸力面附面层分离,增加分离损失,而且使得叶片通道内近壁面的流团向叶尖汇聚,对压气机的稳定性产生影响。文献[10-12]研究发现,低雷诺数下径向涡对压气机的稳定性有重要影响,本节的结论对此做出合理的解释。

3.3 失稳机理的研究

压气机叶尖通道存在两块堵塞区,如图 6 所示。堵塞 A 区是由于叶尖泄漏涡与激波作用,使叶尖泄漏涡发生破裂,产生低速区形成的。堵塞 B

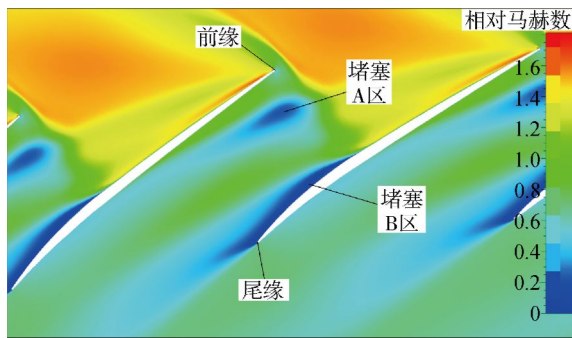
图6 设计点99% h 截面相对马赫数分布

Fig. 6 Distribution of relative Mach number on 99% blade height section at design point

区是由于叶尖泄漏流与径向流掺混,扩大叶栅分离区形成的.为了探究各自堵塞形成机理,本节分两个小节分别加以叙述.

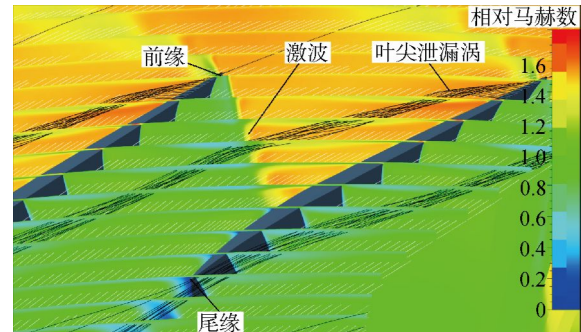
3.3.1 堵塞A区形成机理

图7给出了3种典型工况下压气机叶尖泄漏涡形成堵塞区的过程.近峰值效率点(如图7(a))激波从叶片前缘延伸至相邻叶片吸力面约2/3弦长处,激波倾斜度较大,强度较弱;叶尖泄漏流在叶尖通道内形成规则、稳定的叶尖泄漏涡,叶尖泄漏涡通过斜激波后流动方向略微改变,由于流体是黏性的,向下游流动过程中逐渐耗散,但没有剧烈破裂及与相邻叶片发生作用,整个通道内流通顺畅.

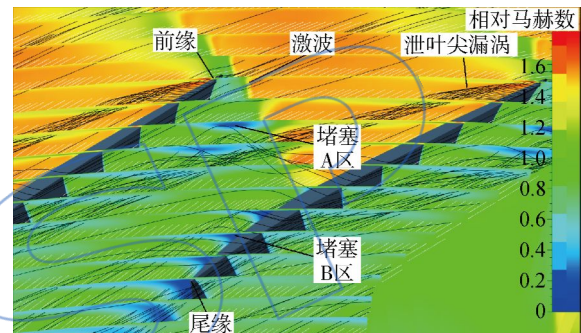
设计点(如图7(b))激波作用于相邻叶片约1/2弦长处,逐渐变成正激波,强度增大;叶尖泄漏涡与激波作用后部分破裂,在激波后形成小面积的堵塞区,由于此时主流逆压梯度较小,叶尖泄漏涡破裂程度较小,大部分叶尖泄漏涡仍然以涡的形式向下游流动,在流动过程中逐渐耗散,部分泄漏流被吸入叶尖间隙而进入相邻通道,叶尖泄漏流在叶片1/2弦长处开始出现周向运动.此时,叶尖通道堵塞较小,相对比较流畅.

近失稳点(如图7(c))激波变成脱体正激波,强度较大;叶尖泄漏涡通过脱体正激波后发生强烈破碎,在激波后产生较大的低速区.由于此时主流逆压梯度较大,并且正激波的作用使叶尖通道主流轴向速度减小,主流攻角增大,整个叶尖泄漏流轴向速度较小,通过一个叶尖通道后仍然被吸入相邻叶尖间隙,从而大大增大了叶尖泄漏强度.攻角增大和泄漏强度增加推动着堵塞区向临近叶片压力面靠拢,最终在压力面前缘形成较大堵塞区.随着压气机向着失稳工况的推进,主流逆压梯度不断增大,该低速区向径向、周向和轴向扩大,

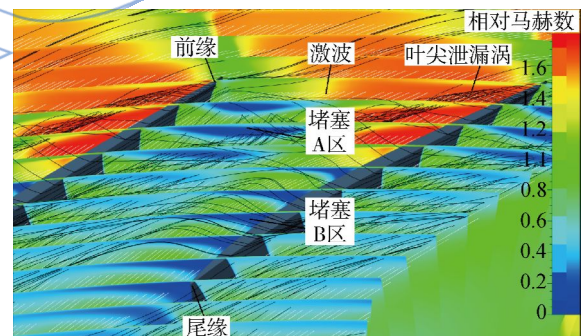
形成巨大堵塞,成为导致压气机失稳的主要原因之一.



(a) 近峰值效率点



(b) 设计点



(c) 近堵塞点

图7 叶尖泄漏涡形成堵塞区的过程

Fig. 7 Blocking zone development process caused by tip leakage vortex

3.3.2 堵塞B区形成机理

由文中3.2节的分析知,径向涡的一个作用是将近壁流吸卷向叶尖堆积,从而增大了叶尖叶栅的负荷,形成堵塞区,加速失稳的发生.图8为3种工况下径向95% h 截面,99.5% h 截面处相对马赫数分布图,左、右两图的几何位置对应相同.99.5% h 截面位于叶尖间隙之间.对比左、右两图,叶尖间隙内的低速区从规模和形态上都明显区别于常规的叶栅分离,说明堵塞B区不是常规的叶栅分离.

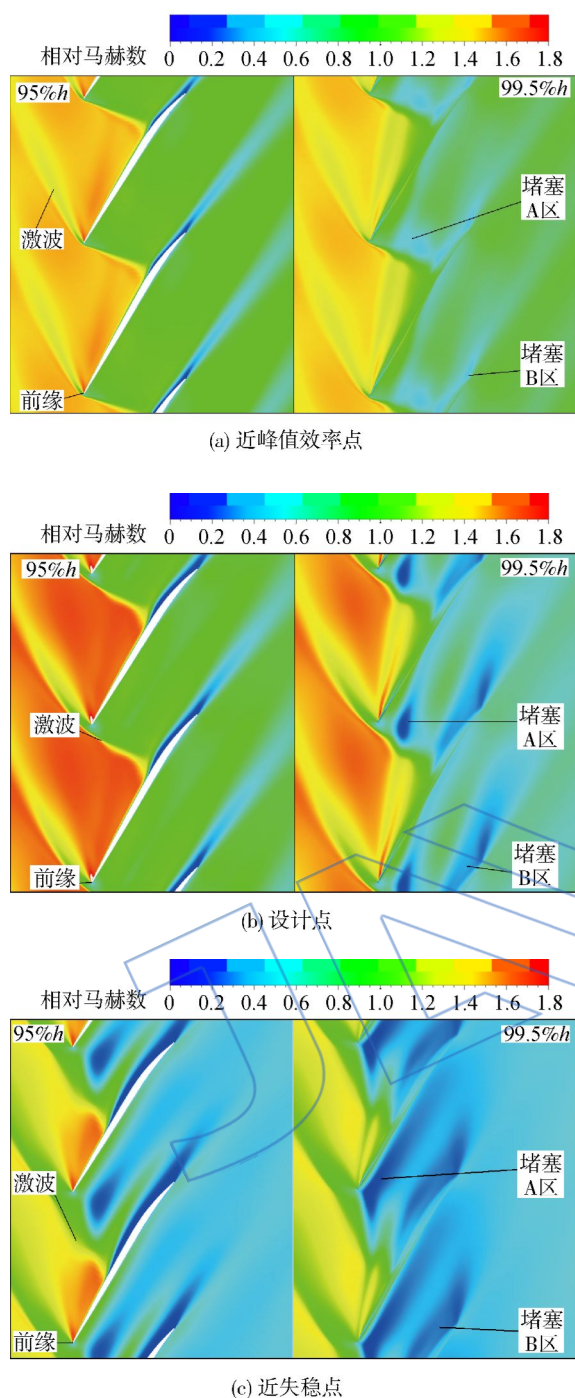


图 8 叶尖截面相对马赫数分布

Fig. 8 Distribution of relative Mach number on blade tip section

观察 $95\%h$ 截面的分离区发展过程,随着工况向着失稳点的推进,叶片吸力面分离区在明显增大,但其分离范围始终被压缩在激波后方靠近吸力面,分离区还不足以堵塞整个叶栅通道.因此认为叶栅分离不是堵塞失稳的主要原因.

观察 $99.5\%h$ 截面的堵塞区发展趋势,近峰值效率点堵塞 B 区基本没有形成,轴流的叶尖泄漏流有效吹除了径向涡引起的堆积.在设计点,堵

塞 B 区先于堵塞 A 区形成,产生大范围的通道堵塞.可能的原因是,设计点叶尖泄漏流开始产生周向运动(如图 7(b))而对堆积流团的吹除效果减弱,同时主流逆压梯度的增大进一步增强了分离和堆积效应.近失稳点,堵塞 B 区向轴向上游、周向扩大,并且与堵塞 A 区连接,二者约各占 50% 面积,整个叶尖通道几乎完全被堵塞.

图 9 展示了近失稳点径向流与叶尖泄漏流的相互作用.径向涡和由径向涡卷起的近壁流组成的径向流与叶尖泄漏流在叶尖附近掺混,由于二者的速度大小、方向不一致,并且径向流带有强烈的涡旋运动,掺混导致能量消耗而造成该区域流动阻滞,从图中明显看出叶尖区 3 种相对流线的交织变化,径向流在叶顶通道中占据较大的通道空间.因此,堵塞 B 区是由径向涡及卷起的径向流团在叶尖堆积,并与叶尖泄漏流相互作用引起,它扩大了叶尖通道的堵塞,成为失稳的一个重要原因.

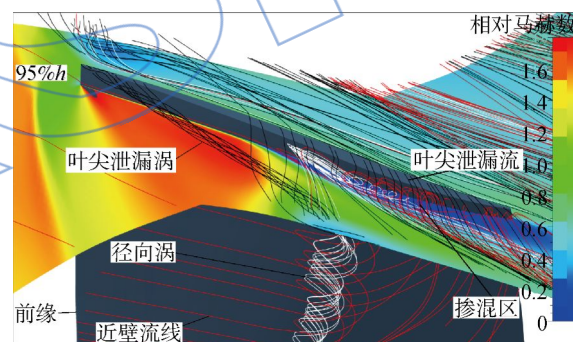


图 9 近失稳点径向流与叶尖泄漏流掺混示意图

Fig. 9 Sketch map of mixing of radial flow and tip leakage flow near instability point

图 10 为近失稳点叶片 50% 弦长切面相对马赫数与绝对涡量分布图,从该图能够看出低速区和绝对涡量沿展向的变化趋势.左图中低速区沿展向方向增大,在靠近叶尖时迅速扩大,形成大片堵塞并且与由叶尖泄漏流/激波作用引起的堵塞区连接成一片,这说明叶尖通道的堵塞是两块区域的叠加作用.绝对涡量越大表明涡的强度越大,右图中涡范围沿展向增大,强度也在增大,在叶尖处范围迅速扩大,而强度稍有减弱,这是由于两股流体掺混造成的.叶根处的较大绝对涡量是近端壁涡流^[15].

从总体的发展趋势看,随着堵塞 B 区的率先形成,堵塞了叶尖通道下游,然后堵塞 A 区开始快速增大,即堵塞 B 区前期扩展较快而堵塞 A 区

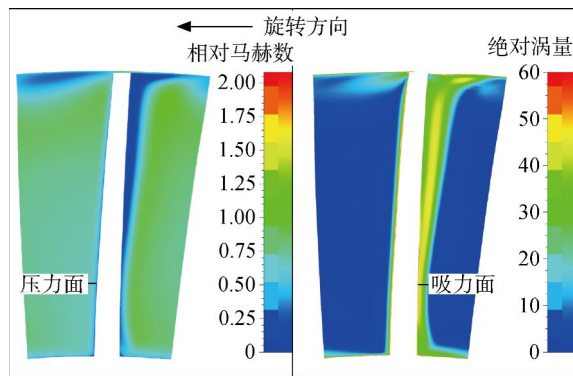


图10 叶片50%弦长切面相对马赫数与绝对涡量分布
Fig. 10 Distribution of relative Mach number and absolute vorticity on 50% chord profile

后期扩展较快,可能的原因是通道下游的堵塞增大了主流的逆压梯度,而主流逆压梯度是导致叶尖泄漏涡失稳破碎的主要原因之一^[16]。因此认为径向涡导致叶尖通道下游堵塞,加速了叶尖泄漏涡破碎堵塞区的形成,二者共同作用,从而加快了失稳的发生。

最后,本文关于径向涡的研究是在前期的研究基础上进行的^[7,10-12],而对 NASA Stage 35、某型2级半高负荷风扇的内流分析中均发现这一特殊的流动机理,可见径向涡并不是偶然现象。但径向涡产生的条件和机理、与叶尖通道中复杂流场的耦合作用等问题,尚需要进一步详细研究,并且期待实验手段对这一现象加以证实。

4 结 论

通过对径向涡现象详细研究和对叶尖通道内流的分析,发现了径向涡对通道内流的作用和规律,探究了跨声速轴流压气机失稳机理:

1) 径向涡位于激波与吸力面作用产生的分离泡内,它扩大了附面层的分离区,增加分离损失,使得近壁面轴向流团向叶尖堆积,而且这种作用随着节流的加深而增强。

2) 叶尖泄漏涡与激波干涉,造成叶尖泄漏涡破碎,在叶尖通道靠近叶片压力面产生低速堵塞区,随着压气机节流加深,堵塞区扩大,成为失稳的一个主要原因。

3) 径向涡导致的吸力面近壁面的径向流动,引起了叶尖通道约50%弦长后吸力面低速流团堆积产生堵塞区,该区的形成先于由叶尖泄漏涡破碎引起的堵塞,首先形成了较大的低速区,然后促进了叶尖泄漏涡引起的堵塞区的发展,近失稳时叶尖泄漏涡破碎引起的堵塞发展较快,最终在

低速流团中各占约50%面积,二者叠加作用导致失稳的发生。

参考文献:

- [1] Schlechtriem W E, Lotzerich M. Breakdown of tip leakage vortices in compressors at flow conditions close to stall [R]. ASME Paper 97-GT-41, 1997.
- [2] Hoffman W H, Ballman J. Some aspects of tip vortex behavior in a transonic turbo compressor [R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE Paper 2003-1223, 2003.
- [3] Hoffman W H, Ballman J. Flow mechanisms in a transonic turbo compressor at conditions near stall [R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE Paper 2005-1139, 2005.
- [4] Hah C, Rabe D C. Role of tip clearance flows on flow instability in axial flow compressors [R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE Paper 2001-1223, 2001.
- [5] 张燕峰, 楚武利, 卢新根. 跨音速轴流压气机近失速状态的间隙泄漏流动特性 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1293-1298.
ZHANG Yanfeng, CHU Wuli, LU Xingen. Numerical simulation of the flow characteristic of tip leakage flow in a transonic axial-flow compressor at a near stall condition [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1293-1298. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 周敏. 低雷诺数下跨音速压气机流动失稳及附面层控制策略研究 [D]. 西安: 空军工程大学, 2009.
ZHOU Min. Flow instability mechanism of transonic compressor at low Reynolds number and boundary layer control strategies [D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2009. (in Chinese)
- [8] 王沛, 朱俊强, 黄伟光, 等. 间隙流触发压气机内部流动失稳机制及周向槽扩稳机理 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1067-1071.
WANG Pei, ZHU Junqiang, HUANG Weiguang, et al. Role of tip leakage flow on flow instability and its control with circumferential groove casing treatment [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1067-1071. (in Chinese)
- [9] Merchant A A. Design and analysis of axial aspirated compressor stage [D]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [10] 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 suc-

- tion effect at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1610-1615. (in Chinese)
- [11] 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, 2009, 24(2): 414-419.
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, 2009, 24(2): 414-419. (in Chinese)
- [12] 周敏, 王如根, 白云, 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过程研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1379-1384.
ZHOU Min, WANG Rugen, BAI Yun, et al. Research on flow instability triggering process at stall condition of transonic compressor rotor at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1379-1384. (in Chinese)
- [13] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced, high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA TP-1337, 1978.
- [14] Boretti A. Experimental and computational analysis of a transonic compressor rotor[R]. Auckland: 17th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2010.
- [15] Dawes W N. A numerical analysis of the three-dimensional viscous flow in a transonic compressor rotor and comparison with experiment [J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 83-90.
- [16] 于宏军, 刘宝杰, 刘火星. 设计状态下压气机转子叶尖泄漏涡流动研究[J]. 航空学报, 2004, 25(1): 1-8.
YU Hongjun, LIU Baojie, LIU Huoxing. Investigation of tip leakage vortex in compressor on design condition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(1): 1-8. (in Chinese)