

来流边界层对跨声速压气机转子流场影响的研究

牛 汗,陈 江,向 航,杜 刚

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 100191)

摘 要:为了研究来流边界层对跨声速压气机转子气动性能及流场的影响,针对 Rotor37 进行了不同来流边界层进口条件下的跨声速压气机流场数值模拟。结果表明:来流边界层引起其内部的激波结构变化,进而影响 60% 叶高以上流场,造成该展向范围内的流量分布发生再分配;在来流边界层具有相同的厚度时,总压亏损越大,以 60% ~ 90% 叶高激波损失为主体的附加损失越高;来流边界层弱化了叶尖泄漏涡系的强度,通过同时改变叶尖负荷和叶尖泄漏流来源流体能量影响泄漏强度,进而影响泄漏涡系的形成和发展。

关 键 词:来流边界层;跨声速压气机转子;叶尖;泄漏流;泄漏涡

中图分类号:V231.3 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.09.008

[引用本文格式]牛 汗,陈 江,向 航,等. 来流边界层对跨声速压气机转子流场影响的研究[J]. 热能动力工程,2021,36(9): 60-68. NIU Han, CHEN Jiang, XIANG Hang, et al. Investigation of incoming boundary layer effects on the flow field of transonic compressor rotor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 60-68.

Investigation of Incoming Boundary Layer Effects on the Flow Field of Transonic Compressor Rotor

NIU Han, CHEN Jiang, XIANG Hang, DU Gang

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing, China, Post Code: 100191)

Abstract: In order to investigate the influence of incoming boundary layer on the aerodynamic performance and flow field of transonic compressor rotor, the numerical simulation of the transonic compressor flow field with different incoming boundary layer was inlet conditions carried out for rotor 37. The results show that the incoming boundary layer causes the change of shock wave structure inside the boundary layer, and then affects the flow field above 60% span, resulting in the redistribution of the mass flow in the spanwise. When incoming boundary layer thickness is the same, the greater the total pressure deficit is, the higher the additional loss with 60% to 90% span shock loss as the main body is. The incoming boundary layer weakens the strength of tip leakage vortex system, which influences the leakage strength by simultaneously changing tip load and tip leakage flow source fluid energy, and thus affects the formation and development of the leakage vortex system.

Key words: incoming boundary layer, transonic compressor rotor, tip leakage flow, tip leakage vortex

引 言

航空发动机压气机的工作状态与飞机的飞行高

度、速度和飞行姿态有着密切的联系,来流条件的变化严重影响压气机的效率和稳定工作范围,其中来流边界层的影响尤为突出,其厚度和总压亏损变化

收稿日期:2021-03-25; 修订日期:2021-05-06

基金项目:国家科技重大专项(2017-I-0011-0012)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-I-0011-0012)

作者简介:牛 汗(1992-),男,黑龙江哈尔滨人,北京航空航天大学博士研究生。

通讯作者:陈 江(1963-),男,四川开江人,北京航空航天大学研究员。

都会导致压气机内流动结构改变,进而影响性能。

对来流边界层的研究主要集中在压气机叶栅和低速孤立转子上。针对叶栅的研究中,韩万金等人^[1]通过叶栅实验发现,来流边界层带来原损失,二次流会导致原损失重新分布。钟兢军等人^[2]研究表明,通过增加叶栅来流边界层厚度使端区二次流损失提高,旋涡运动加强。孙士珩等人^[3-4]通过研究表明,边界层厚度的增加导致叶栅角区分离的范围增大,叶栅损失增加,变攻角性能下降,李龙婷等人^[5]也得出了相同的结论。Lei 等人^[6]在研究轴流压气机角区失速判定准则时发现,轮毂角区失速对进口边界层的变化不敏感。王子楠等人^[7]在研究来流边界层对叶栅角区流场的影响中发现,来流边界层增厚会提前引起角区失速,文献[7-8]都表明,角区失速内部的涡结构不受来流边界层的影响。针对低速孤立压气机转子的研究中,Wagner 等人^[9-10]通过研究表明,较厚的来流边界层使端壁堵塞增大,高损失流体向叶中位置迁移,较薄的来流边界层产生的影响不大。Hunter 等人^[11]发现,较厚的来流边界层引起的端壁附近局部流线曲率效应提高了转子静压升,但是会导致转子失速流量增大。

叶尖泄漏流的形成一般受4种因素影响:吸/压力面压差、机匣边界层、叶片和机匣相对运动以及叶尖间隙^[12]。来流边界层除自身直接影响外,也可以通过改变叶尖负荷间接影响叶尖泄漏流的形成和发展。而在跨声速压气机转子中,激波、叶尖泄漏流(TLF)、叶尖泄漏涡(TLV)以及来流边界层之间产生的强烈的相互作用,当来流边界层发生变化时,这种相互作用必然发生变化。已有的研究没有系统化研究来流边界层对跨声速转子叶尖流动的影响,本文以Rotor37为研究对象,采用数值模拟方法研究峰值效率点来流边界层对损失生成和叶尖流动结构及结构之间复杂相互作用的影响机理。

1 物理模型

使用美国航空航天局格伦研究中心设计的跨声速进口级 Stage37 的 Rotor37,如图1所示。详细设计和实验数据参见文献[13-14],其基本设计参数如表1所示。以原始几何流道为基础,取转子上游

1 倍弦长,下游 1.5 倍弦长为计算模型进出口边界。

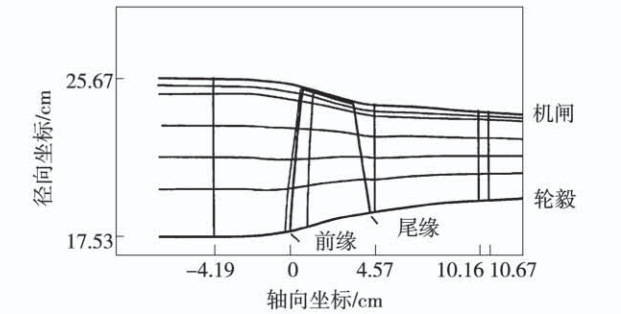


图1 原始模型子午流道^[15]
Fig.1 Meridian passage of original model^[15]

表1 Rotor37 设计参数
Tab.1 Design parameters of Rotor 37

参 数	数 值
叶片数	36
设计转速/ $r \cdot \min^{-1}$	17 188.7
设计压比	2.106
设计流量/ $kg \cdot s^{-1}$	20.19
设计绝热效率	0.877
叶尖稠度	1.288
叶尖间隙/mm	0.356
进口轮毂比	0.7
展弦比	1.288

2 数值模拟方法

数值模拟采用 ANSYS CFX 19.2 求解器,利用有限体积法对三维雷诺平均 N-S 方程进行定常计算,并且运用了全隐式网格耦合求解技术。

利用 ANSYS CFX 对 Rotor37 进行的数值研究有很多,其数值有效性已经被广泛证实。在湍流模型的选取上,由于剪切应力运输(SST)模型能更精准预测逆压梯度流动,所以本文选用 SST 模型计算,其针对 Rotor37 计算的有效性被文献[16-18]所证实。

文献[19]进行了详细的网格无关性验证,200 万网格满足网格无关性要求。文献[18]的计算则使用了更为精细的 293.6 万网格,并进行了网格收敛性分析。根据已有研究,综合计算精度、计算速

度、进出口段网格密度等各方面因素,最终使用 280 万网格,叶尖间隙内给定 33 个网格点,相邻通道交界面采用匹配连接,网格拓扑结构如图 2 所示。壁面第一层网格尺度 10^{-6} m,经计算验证,壁面 y^+ 基本在 1 附近,边界层内网格点数在 10 以上,完全满足 SST 湍流模型对于网格精度的要求。

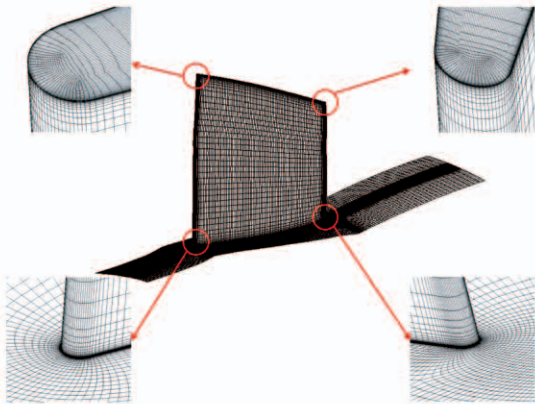


图 2 计算模型网格拓扑结构

Fig.2 The grid topology of the calculation model

在不同进口条件下进行单通道定常计算,工质为理想空气。对于无来流边界层算例,进口边界给定总温 288.15 K,总压 101 325 Pa,轴向进气,进口湍流度 5%,出口给定平均静压。叶片表面和轴向坐标为 $-2.64 \sim 45.21$ mm 的轮毂壁面给定转子转速,其余壁面静止。所有壁面采用绝热无滑移边界条件。计算得出峰值效率点,定为基准算例 C_0 。

采用文献[20-21]的总压边界层方法给定来流边界层,如图 3 所示。总压边界层的方程为:

$$-\Delta p/\Delta L^2 \cdot y^2 = x$$

(1)

式中: Δp —主流总压与端壁总压之差,Pa; ΔL —总压边界层厚度,mm; x,y —流向和径向坐标。方程在图 3 中原点处与 y 轴相切。

在 CFX 前处理设置中设定剖面边界条件,进口总温沿展向恒定为 288.15 K,进口主流总压为 101 325 Pa。由于研究目标是叶尖流动,为减小其他位置流场的干扰,对轮毂处来流不设置总压边界层。所有给定机匣来流边界层的算例、出口边界条件及其他计算设置与基准算例保持一致。具体算例设置方案如表 2 所示,其中 BLR 表示总压边界层厚度与进口流道高度的比值。

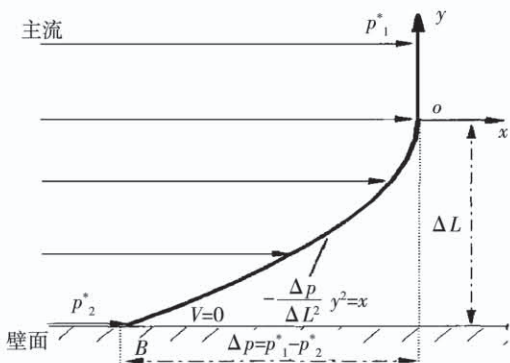


图 3 来流总压边界层定义^[20]

Fig.3 Definition of total incoming pressure boundary layer^[20]

表 2 不同来流总压边界层算例设置

Tab.2 Example setting with different total incoming pressure boundary layer

算例	$\Delta p/\text{Pa}$	BLR
C_0	0	0
C_1	8 000	0.10
C_2	16 000	0.10

3 数值模拟结果及分析

3.1 整体性能

在轴向坐标为 -2.64 和 45.21 mm 处分别建立测量站 A 和 B,对转子叶片前后参数进行采集分析。表 3 给出了各算例的性能参数,可以看出,针对来流边界层设置,边界层总压亏损增加使流量不断下降。与 C_0 相比, C_1 和 C_2 的流量分别下降了 0.61% 和 1.23%。同时,等熵效率也随之降低, C_1 和 C_2 分别下降 0.19% 和 0.54%,下降速率随总压亏损增加而加快。由表 3 可知,总压比的变化很微弱,可以忽略不计。

表 3 不同来流总压边界层算例性能

Tab.3 Example performance with different incoming total pressure boundary layer

算例	流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	等熵效率/%	总压比
C_0	20.889	85.57	1.970
C_1	20.762	85.38	1.971
C_2	20.632	85.03	1.966

3.2 流场

图 4 为质量平均熵(简称为熵)沿轴向发展示意图。由图可知,不同算例所展现出的熵发展趋势是相同的,气流通过进口段产生的损失不大,进入转子通道后计算切面与激波相交,而激波损失较大,因此熵迅速增大。达到 M 位置后激波损失降低,吸力面分离的流动损失占据主导地位,熵增速率降低,通过 N 位置(叶片通道出口)后,尾迹、二次流等在流动中的掺混造成了损失的增加,但增速大幅降低。

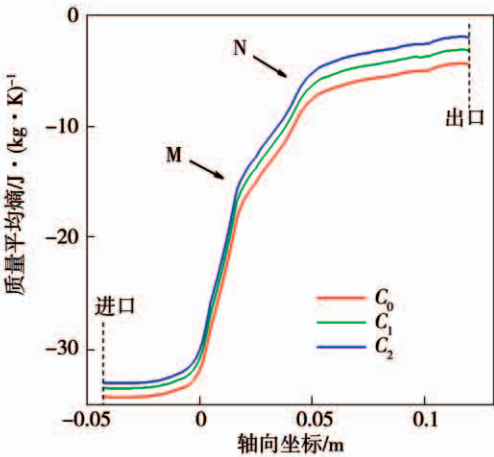


图 4 沿流程质量平均熵分布

Fig. 4 The mass average entropy along the plow path

在进口处可以看出,当设定来流边界层时,熵会随着边界层内总压亏损程度的增加而明显增大,这也就是文献[1]中所提到的边界层的原损失,这表明 3.1 节中的等熵效率下降不仅仅是由新增流动损失(即附加损失)引起的,也包含来流边界层本身带来的损失。

由于原损失不同,为了更好地探究新增损失,将 C_1 和 C_2 的熵减去 C_0 的熵得到熵相对量 ΔS_1 和 ΔS_2 ,如图 5 所示。由图可知,当来流边界层总压亏损较高时,A 测量站之前流道中的流动损失也会有轻微增加。来流边界层对转子内流动的影响是熵增的主要来源,且增量随边界层总压损失的升高而增大。在 B 测量站附近, ΔS_2 还有一次比较明显的升高,其升高起始位置约为叶尖尾缘后部。 ΔS_1 在该位置变化不大,说明当来流边界层升高时,流动结构的变化会导致该位置产生更大的损失。

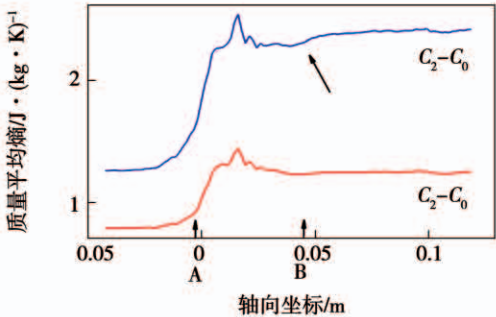


图 5 沿流程质量平均熵差分布

Fig. 5 The mass average entropy difference along the flow path

图 6 为密流(AVD)的展向分布,从 A 测量站数据可以看出, C_1 和 C_2 在转子前的密流亏损所占展向高度与边界层厚度基本一致,90% 叶高以下所有展向位置密流稍有增加,流通能力略有增强。

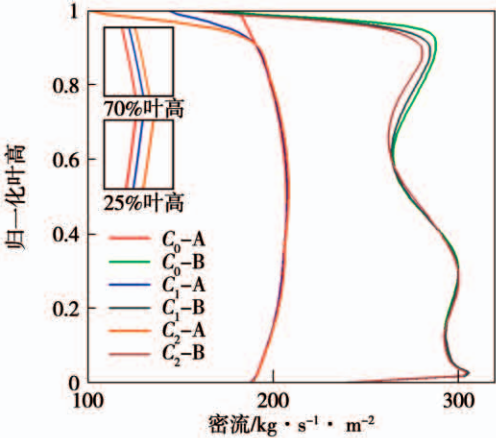


图 6 密流展向分布

Fig. 6 The spanwise distribution of AVD

对于 C_0 算例,当气流通过转子通道后,由于展向流动以及不同叶高的流通面积发生变化,AVD 的展向分布形状发生改变。当存在来流边界层时,60% 叶高以下 AVD 基本不变,而 60% 叶高以上流量在展向发生再分配。从进口 90% 叶高以下的 AVD 分布来看,来流边界层对该展向范围流通能力的影响不大,甚至还有微弱提高。同时,出口 90% 叶高以上的 AVD 亏损程度已经远小于进口,这说明叶片出口 60% ~ 90% 叶高 AVD 的下降是低展向位置流体向叶尖流动,弥补来流边界层的质量亏损造成的。在此展向范围内,AVD 降低程度随来流边界层总压亏损的增加而增大。流量发生再分配的展向范围与来流边界层总压亏损程度无关,均为 60% 以上叶高。

通过实际对比可知,从 C_1 到 C_2 ,来流边界层总压亏损的增大所引起的流动结构的变化趋势相同,因此仅对 C_0 和 C_2 进行分析。

图 7 为叶片压力面和吸力面静压云图。由图可知, C_2 中叶尖吸力和压力面近前缘区域的压力变化剧烈,影响范围达到整个展向高度。结合图 8 所示的吸力面极限流线,图 8 中的定位点位于 C_0 分离线上,其中绿色点约在 60% 叶高,60% 叶高以下的压力场受机匣来流边界层的影响较小, C_2 分离线位置仅有微弱的后移。而在 60% ~ 90% 叶高,由于压力场的改变以及气流向叶尖的径向移动,激波向前移动且趋向于正激波,强度增加,损失增加。同时,造成激波后吸力面边界层分离范围的增大。

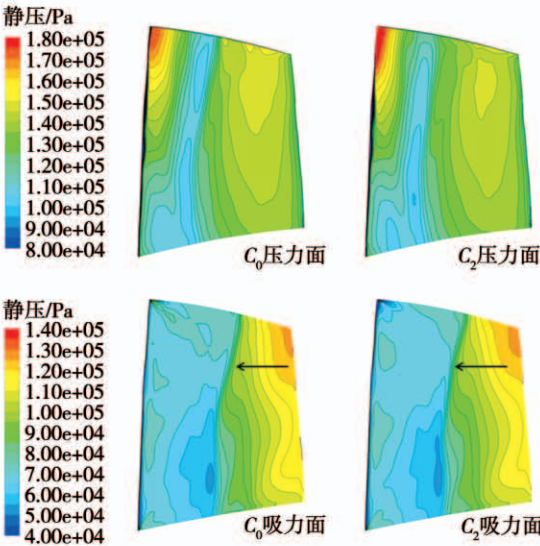


图 7 叶表静压云图

Fig. 7 Pressure contours of blade surface

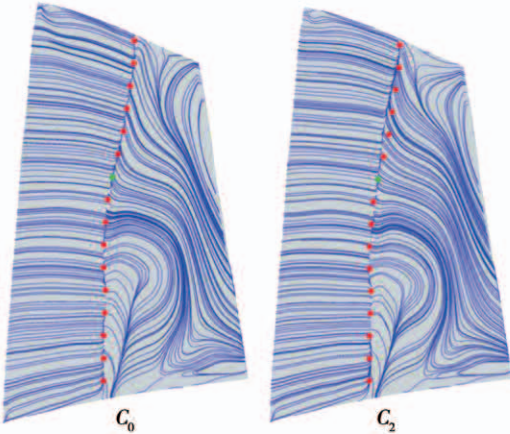


图 8 吸力面极限流线

Fig. 8 Limiting streamlines on suction side

图 9 为转子通道出口近尾缘截面的相对速度云图,60% ~ 90% 叶高的尾迹速度亏损加剧,尾迹掺混损失增大。对于 90% 叶高以上流场,其变化不遵循上述规律。综上,来流边界层所引起的性能变化主要取决于 60% 叶高以上流动结构的改变。

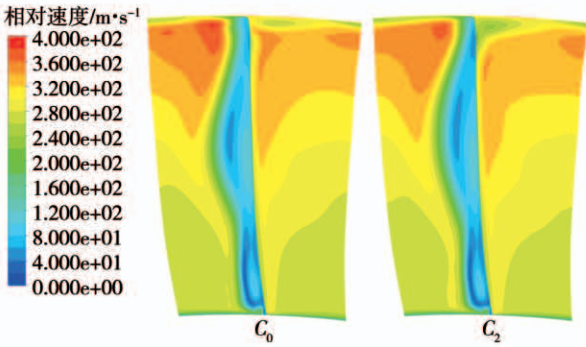


图 9 尾缘后截面速度云图

Fig. 9 Velocity contours after trailing edge

图 10 为 95% 叶高和 99% 叶高的叶表静压分布,为避免由 TLF 引起的压力卸载导致叶表压力失真,采用 95% 叶高静压作为叶尖泄漏流驱动力。

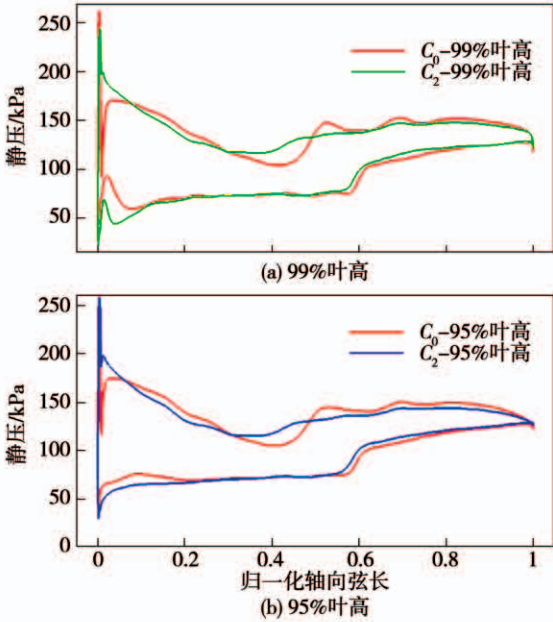


图 10 95% 和 99% 叶高静压分布

Fig. 10 The static pressure distribution at 95% and 99% span

总体上,两种叶高展向位置的叶表静压发展趋势基本一致,结合图 7 可以看出,由于 C_2 前缘压力面静压升高,吸力面静压降低,压差增大。在压力面

约 40% 轴向弦长位置,压力分布得到了明显改善,静压上升更为平缓,逆压梯度减小,与此同时吸力面静压分布变化不大。在 95% 叶高处,20% 轴向弦长至激波前 C_2 吸力面静压无变化。在 99% 叶高处,10% 轴向弦长至激波前 C_2 吸力面静压无变化。两种叶高的 C_2 的激波位置有轻微提前,在后 40% 轴向弦长, C_2 的压差低于 C_0 。

图 11 为 99% 叶高截面的静压等值线图,由于来流边界层的质量亏损, C_0 比 C_2 的来流速度高,波前马赫数较大(如图 12 所示)。因此, C_2 激波较弱,其激波后的低静压流场也是导致低展向位置流体向叶尖流动的驱动力,证明了图 6 得出的气流径向迁移的结论。同时,这些低叶高处的高压流体改善了叶尖的逆压梯度,使压力上升较为平缓。这种激波结构的变化本质上是由来流条件变化引起的,因此变化范围与边界层厚度一致,且越接近机匣变化越大。

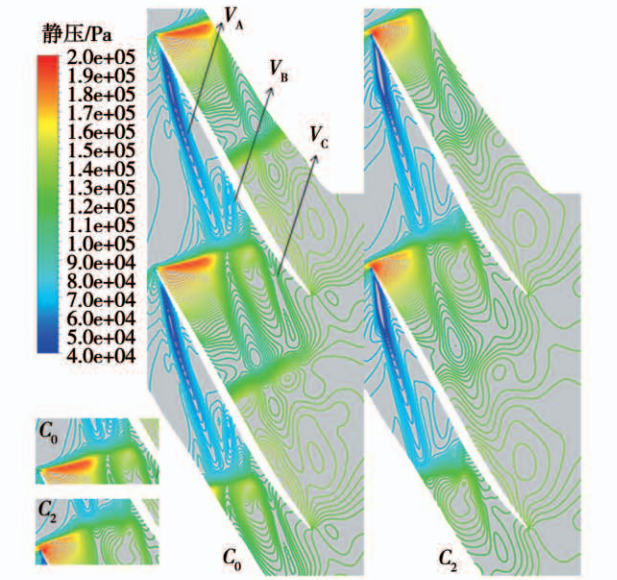


图 11 99% 叶高静压等值线

Fig. 11 The static pressure isolines at 99% span

利用静压等值线斜槽发展轨迹代替 TLV 轨迹^[22]。在图 11 的 C_0 中可以看出,当无来流边界层设定时,叶尖区域可以明显识别的有 3 个 TLV,依次为 1 个一次泄漏涡 V_A , 2 个二次泄漏涡 V_B 和 V_C 。 V_A 起始于前缘附近,此处的吸力面与压力面压差较大。 V_B 起始于约 50% 弦长位置,此处的压力面侧有强逆压梯度,使压力面静压激增,增大的压差是形

成 V_B 的原因。 V_C 约起始于激波和吸力面边界层相互作用位置。 V_A 和 V_B 合并后尺寸发生膨胀,在相邻叶片约 50% 弦长压力面附近受到强逆压梯度影响,但仍能保持涡的形态,发展至相邻叶片压力面近尾缘处时几乎被主流完全掺混。

在 C_2 中,由于受到来流边界层影响,激波结构改变,前缘压差激增, V_A 的形成更早,更接近前缘,这与 Brandt^[23] 的研究结果一致。 V_A 的发展方向与额线夹角减小,由于压力面 50% 弦长位置的逆压梯度降低,压力增幅下降,压差降低,没能识别出明显的 V_B 。 V_A 在通过激波后,在相邻叶片压力面逆压梯度作用下的衰减减少,发展至相邻叶片近尾缘处时更贴近压力面。同样,由于压差降低,泄漏强度下降使 V_C 更加分散,不如 C_0 中的形态集中。

图 12 为 99% 叶高处截面的相对马赫数云图,所呈现的 TLV 主要特征与图 11 相同。在 C_2 中,虽然激波强度下降,但 V_A 在涡波干涉后膨胀,形成了更大范围的低速区,这说明激波前涡的强度相对较弱,激波对其衰减作用较大。同时,由于 V_A 的发展方向更偏向额线,在相邻叶片吸力面后段聚集大片低能流体。

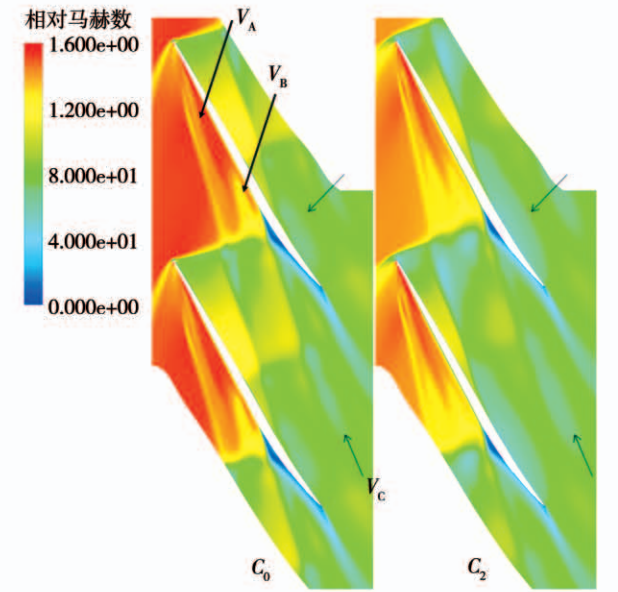


图 12 99% 叶高相对马赫数云图

Fig. 12 Relative Mach number contours at 99% span

对比 C_0 和 C_2 中的 V_C , C_2 由于驱动力下降形成的 V_C 较弱。因此,尽管其受到逆压梯度较低,但形成的低速区范围更大。

从尾迹上看, C_2 激波强度的减弱使激波边界层干涉强度降低, 吸力面分离程度减弱, 且分离位置稍有提前, 吸力面侧汇入尾迹的低能流体减少。结合图 9 可知, 尾迹宽度及速度亏损均有减小。

为了更加清晰地探究 TLV 在叶片通道内的生成和发展情况, 采用 Hunt 等人^[24] 在 1988 年提出的 Q 准则, 其定义为:

$$Q = \frac{1}{2}(\|\Omega\|^2 - \|S\|^2) \quad (2)$$

式中: Ω 和 S —速度梯度的反对称张量(旋转)和对称张量(变形); Q —旋转和变形的相互平衡, 当其为正值时则表明该处流场主导运动为旋涡。

图 13 为流向向各截面 Q 值云图, 其中左上为 V_A 的局部放大图, 右下为流道中部各个涡系的局部放大图。从图中可以清晰识别出前文所分析的 V_A , V_B , V_C 等泄漏涡, 在 V_B 和 V_C 之间还存在空间尺度更小的 TLV, 命名为 V_D 。

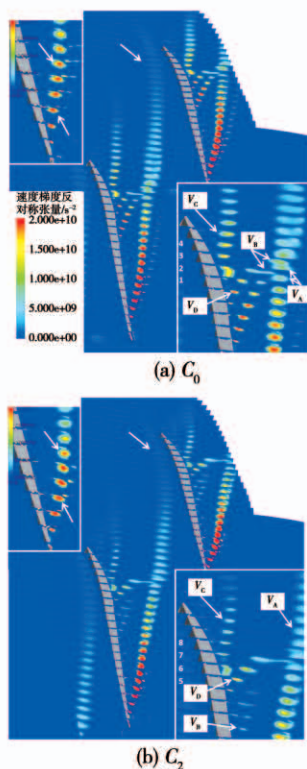


图 13 流向切片截面 Q 值云图

Fig. 13 Q criterion contours of the streamwise slices

由 C_0 右下局部图可知, 2, 3 两截面上 V_A 分别在激波上游和下游; 1, 2 两截面上 V_B 和 V_C 分别在激波上游和下游。在 C_0 中, V_D 形成于 V_B 和 V_C 之间, 发展方向比 V_B 更偏向额线。 V_A 和 V_B 形成并

发展一段距离后, 强度已经下降, 经过激波后本应进一步下降, 但在激波后两者却被进一步增强(2, 3 截面对比), 从图中也可看出 V_D 在泄漏流动的驱使下汇入 V_B , V_B 又增强了 V_A 。激波后 3 和 4 两截面进行对比, V_A 增强, V_B 减弱。综合以上 TLV 的强度变化可以得出, 从 V_D 到 V_B 再到 V_A 有一个能量传递的过程, TLV 在能量传递时所释放的能量要比单纯 TLF 高很多。 V_B 与 V_A 虽然距离较近, 但涡核轨迹在空间上交叉而不相交, V_B 更靠近机匣, 在激波后两涡仍然保持独立发展、相互作用的状态, 发展一段距离后才合并为单涡。

由 C_2 右下局部图可知, 6, 7 两截面上 V_A 分别在激波上游和下游; 5, 6 两截面上 V_D 分别在激波上游和下游。与 C_0 内的相应 TLV 相比, V_B 的强度较弱, 在激波前即被 TLF 吹散而不具备集中涡的形态; V_D 通过激波后尺度增大, 强度下降, 最终直接汇聚至 V_A 并消失。

C_0 中的 V_A 和 V_D 在流出转子通道后仍发展一段距离, 而 C_2 中的两涡在尾缘处几乎被完全掺混, 不存在流出通道后的掺混损失, 而且叶尖的尾迹深度较浅(图 12), 结合图 9 表明 60% ~ 90% 叶高的尾迹和 TLV 在出口后的掺混损失是图 5 中 ΔS_2 在 B 测量站附近的升高原因。

整体上, 机匣边界层仅增强了 V_A 的生成强度, 对于其他 TLV 的生成以及整个 TLV 涡系的发展起到了弱化作用。

从左上局部图内的 V_A 发展对比来看, C_2 的 V_A 形成更早, 涡的强度也更大, 但在 25% 弦长之后, C_2 的 V_A 强度低于 C_0 的 V_A 。同时其他 TLV 强度都有所下降, 这就说明 C_2 中涡核轨迹偏移导致 TLF 向 V_A 传递能量的距离拉长, 传递过程损失增大并不是 C_2 中 V_A 强度下降速度更快的唯一原因。

图 14 为叶尖间隙出口截面 C_2 与 C_0 的泄漏速度差值云图。与 C_0 相比, C_2 近前缘约 0 ~ 1.5% 弦长处泄漏速度低, 这是由于此处泄漏流速度为来流速度, 泄漏流几乎不受压差驱动加速。1.5% ~ 5.5% 弦长处泄漏速度迅速升高到高于 C_0 。结合图 10, 虽然在该范围内来流速度较低。但在高前缘压差的驱动下, 泄漏速度增幅较大, 又因前缘正驱动力范围约为 0 ~ 15%, 这表明对于 TLF 的形成和发展,

作为其来源的流体能量和压差驱动力同样重要,两者相辅相成才能强化泄漏流动。在 5.5% ~ 55% 弦长,从图 10 看,压差有升有降,均无法为低速来流提供足够驱动力,泄漏速度轻度降低。后 55% 弦长的泄漏速度严重下降,一是由于 V_A 轨迹偏向相邻叶片压力面侧,衰减更快,在相邻叶片压力面侧聚集大片低速流体,TLF 的来源流体能量较低。二是压差降低,驱动能力下降。

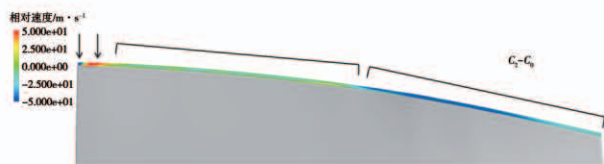


图 14 叶尖间隙出口截面速度差值云图

Fig. 14 Velocity difference contour at outlet section of tip clearance

4 结 论

利用数值模拟方法研究了来流边界层对跨声速压气机转子流场的影响,详细分析了 TLF 形成和发展的变化,得出结论:

(1) 来流边界层引起的效率下降由两部分组成,一是来流边界层原损失,二是来流边界层影响流动结构产生的附加损失。

(2) 来流边界层改变了边界层内的激波结构,同时压力场的变化又使边界层以外的激波结构发生改变,并引起 60% ~ 90% 叶高范围的流量展向分布的再分配。

(3) 对于 60% 以上叶高的流动,来流边界层内激波减弱,吸力面边界层分离减轻,尾迹损失降低;来流边界层外激波增强,叶片吸力面边界层分离强度增大,尾迹损失增大。

(4) 60% ~ 90% 叶高范围的激波损失是附加损失中最大组成部分,当边界层总压亏损增加时,尾迹掺混损失对附加损失的贡献逐渐增大。

(5) 来流边界层对于 TLF 涡系整体的形成和发展起到了弱化作用,TLF 来源流体能量是影响泄漏强度的重要因素,来流边界层造成的叶尖负荷变化和来流能量变化会同时影响 TLF 与 TLV 的形成和发展。

参考文献:

- [1] 韩万今,吕红卫,芦文才,等. 进口附面层厚度对大转角弯叶片损失的影响[J]. 工程热物理学报,1994,15(4):391-394.
HAN Wan-jin, LYU Hong-wei, LU Wen-cai, et al. The influence of thickness of inlet boundary layers on losses in cascades of high-turning curved blades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1994, 15(4): 391-394.
- [2] 钟兢军,刘毓国,苏杰先,等. 进口附面层厚度对弯叶片扩压叶栅损失的影响[J]. 工程热物理学报,1997,18(5):553-557.
ZHONG Jing-jun, LIU Yu-guo, SU Jie-xian, et al. The effect of inlet boundary layer thickness on the loss of curved blade compressor cascades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1997, 18(5): 553-557.
- [3] 陈绍文,孙士珺,兰云鹤,等. 来流附面层对吸附式压气机叶栅影响的数值研究[J]. 机械工程学报,2014,50(24):158-163.
CHEN Shao-wen, SUN Shi-jun, LAN Yun-he, et al. Numerical investigations on effects of inlet boundary layer characteristics on aspirated compressor cascade[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(24): 158-163.
- [4] 孙士珺. 来流附面层特性对吸附式压气机叶栅影响的数值研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.
SUN Shi-jun. Numerical investigation on effects of inlet boundary layer characteristics on aspirated compressor[D]. Cascade. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.
- [5] 李龙婷,宋彦萍,陈 浮,等. 不同来流附面层特性下端壁射流对弯曲叶栅内流场的影响[J]. 推进技术,2017,38(6):84-92.
LI Long-ting, SONG Yan-ping, CHEN Fu, et al. Effects of endwall jet on flow fields in bowed compressor cascades at different inlet boundary layers[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(6): 84-92.
- [6] LEI V M, SPAKOVSKY Z S, GREITZER E M. A criterion for axial compressor hub-corner stall[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3):1001-1006.
- [7] 王子楠,耿少娟,张宏武. 来流边界层对压气机平面叶栅角区流动的影响[J]. 推进技术,2017,38(1):60-66.
WANG Zi-nan, GENG Shao-juan, ZHANG Hong-wu. Effects of inlet boundary layer on corner flow in a linear compressor cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(1): 60-66.
- [8] ZHANG Y F, MAHALLATI A, BENNER M. Experimental and numerical investigation of corner stall in a highly-loaded compressor cascade[C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, Düsseldorf, Germany, 2014: V02AT37A052.
- [9] WAGNER J H, DRING R P, JOSLYN H D. Inlet boundary layer effects in an axial compressor rotor: Part I-Blade-to-blade effects[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1985, 107(2): 374-380.
- [10] WAGNER J H, DRING R P, JOSLYN H D. Inlet boundary layer

- effects in an axial compressor rotor: Part II-Throughflow effects [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1985, 107(2): 381–386.
- [11] HUNTER I H, CUMPSTY N A. Casing wall boundary-layer development through an isolated compressor rotor[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1982, 104(4): 805–817.
- [12] 杨 策, 马朝臣, 王延生, 等. 透平机械叶尖间隙流场研究的进展[J]. *力学进展*, 2001, 31(1): 70–83.
YANG Ce, MA Chao-chen, WANG Yan-sheng, et al. A review of studies on turbomachinery tip gap leakage flow[J]. *Advances in Mechanics*, 2001, 31(1): 70–83.
- [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, Washington D. C., U. S. A., 1978.
- [14] MOORE R D, REID L. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26 respectively, and with design pressure ratio of 2.05 [R]. NASA – TP – 1659, Washington D. C., U. S. A., 1980.
- [15] DUNHAM J. CFD Validation for propulsion system components [R]. AGARD-AR-355, Paris, France, 1998.
- [16] BENINI E, BIOLLO R, PONZA R. Efficiency and stall margin enhancement in transonic compressor rotors using synthetic jets; A numerical investigation [C]//ASME 2009 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, Lake Buena Vista, USA, 2009: 831–840.
- [17] EPSIPHA P, MOHAMMAD Z, KAMARUL A A. CFD investigation of transonic axial compressor rotor blade at various off-design conditions[J]. *Pertanika Journal of Science and Technology*, 2016, 24(2): 451–463.
- [18] STRACCIA M, HOFMANN R, GUMMER V. New methods for secondary flow phenomena visualization and analysis [C]//ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, Phoenix, U. S. A., 2019.
- [19] LI Z, LIU Y, AGARWAL R K. Uncertainty quantification of geometric and flow variables affecting the performance of a transonic axial compressor [C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee, U. S. A., 2018: 0068.
- [20] 张永军, 冯国泰, 陈 浮, 等. 进口边界层对采用弯叶片的平面扩压静叶栅流场性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(2): 32–38.
ZHANG Yong-jun, FENG Guo-tai, CHEN Fu, et al. Influence of inlet boundary layer on flow field performance of the 2D compressor bowed stator vane[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(2): 32–38.
- [21] CAO Z Y, LIU B, ZHANG T, et al. Influence of coupled boundary layer suction and bowed blade on flow field and performance of a diffusion cascade[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(01): 249–263.
- [22] INOUE M, KUROUMARU M. Structure of tip clearance flow in an isolated axial compressor rotor [J]. *Journal of turbomachinery*, 1989, 111(3): 250–256.
- [23] BRANDT H, FOTTNER L, SAATHOFF H, et al. Effects of the inlet flow conditions on the tip clearance flow of an isolated compressor rotor [C]//ASME/IGTI Turbo Expo, Amsterdam, GT – 2002 – 30639.
- [24] HUNT J C R, WRAY A A, MOIN P. Eddies, stream, and convergence zones in turbulent flows [R]. Center for Turbulence Research Report CTR – S88, 1988: 193–208.

(刘 颖 编辑)