

收缩间隙分布对跨声速压气机性能及流场结构影响机理研究

吴永惠¹, 张成烽², 丁冠东²

(1. 中国航发沈阳发动机研究所 辽宁 沈阳 110015; 2. 中国航发燃气轮机有限公司 辽宁 沈阳 110002)

摘要: 为了进一步拓宽压气机稳定裕度, 基于平行间隙分布方案提出 25% c , 50% c , 75% c 和 100% c 4 种收缩间隙分布方案。利用定常数值模拟的方法, 探究收缩间隙分布对压气机性能及流场结构的影响机理。研究结果表明: 收缩间隙分布能够促进泄漏涡向下游移动, 使泄漏涡远离转子叶尖前缘; 随着收缩段范围的增加, 泄漏涡尺度和压力面附近涡团范围增大, 间隙区域的堵塞效应增强; 与其他 3 种收缩间隙分布方案相比, 25% c 方案能够有效抑制间隙区域的堵塞效应, 近失速点总压比和效率基本不变, 压气机流量范围得到明显拓宽, 压气机稳定裕度改进量(SMI)提升 2.28%。

关键词: 叶尖间隙; 收缩间隙分布; 跨声速压气机; 间隙改型

中图分类号: TK474.8

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.09.003

[引用本文格式] 吴永惠, 张成烽, 丁冠东. 收缩间隙分布对跨声速压气机性能及流场结构影响机理研究[J]. 热能动力工程, 2024, 39(9): 23-30. WU Yonghui, ZHANG Chengfeng, DING Guandong. Study on mechanism of the effect of shrinkage clearance distribution on the performance and flow field structure of transonic compressors[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(9): 23-30.

Study on Mechanism of the Effect of Shrinkage Clearance Distribution on the Performance and Flow Field Structure of Transonic Compressors

WU Yonghui¹, ZHANG Chengfeng², DING Guandong²

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang, China, Post Code: 110015;

2. AECC Gas Turbine Co., Ltd., Shenyang, China, Post Code: 110002)

Abstract: In order to further expand the stability margin of the compressor, four shrinkage clearance distribution schemes of 25% c , 50% c , 75% c and 100% c were proposed based on the parallel gap distribution scheme. The mechanism of the influence of shrinkage clearance distribution on compressor performance and flow field structure was explored using steady-state numerical simulation methods. The research results indicate that the shrinkage clearance distribution can promote the downstream movement of the leakage vortex, keeping it away from the leading edge of the rotor blade tip. As the range of the contraction section increases, the scale of the leakage vortex and the range of vortex clusters near the pressure surface increase, and the blockage effect in the gap area increases. A comprehensive comparison of the four shrinkage clearance distribution schemes finds that the 25% c scheme can effectively suppress the blockage effect in the gap area, and the total pressure ratio and efficiency near the stall point remain basically unchanged. The compressor flow range is significantly expanded, and the compressor stability margin improvement (SMI) is increased by 2.28%.

Key words: tip clearance, shrinkage clearance distribution, transonic compressor, clearance modification

收稿日期: 2024-01-03; 修订日期: 2024-03-19

作者简介: 吴永惠(1987-), 女, 中国航发沈阳发动机研究所工程师。

通信作者: 张成烽(1996-), 男, 中国航发燃气轮机有限公司助理工程师。

引 言

压气机转子叶尖端壁附近流场结构复杂多变,存在叶尖泄漏流、壁面附面层分离、二次流和多次泄漏流等多种涡系干涉,这些复杂的流动现象会造成较大的流动损失,是导致压气机旋转不稳定的主要原因之一^[1-2]。其中,转子间隙流动是较为突出的流动现象,Storer 等人^[3]指出,约有 30% 的总空气动力损失归因于转子间隙流动。

为了改善转子间隙区域的流场结构,大量研究人员利用流动控制方法进一步提高压气机性能,流动控制方法大体可分为主动控制方法和被动控制方法^[4-7]。主动控制方法是通过注入额外的能量来改善压气机间隙区域的流场结构,该方法可以高效抑制气流分离现象,提高气流的轴向动能,但通常需要辅助设备,实现起来非常复杂^[8-10]。被动控制方法相对简单,通过几何结构的修改来减少总能量损失,进而提高压气机的性能,不需要额外的辅助设备,该技术已经被广泛应用于各领域^[11-13]。

除上述流动控制方法外,少数研究人员发现,转子叶尖间隙改型能够在一定程度上抑制间隙泄漏流强度,降低压气机间隙区域的流动损失,提高压气机性能。Li 等人^[14]利用多目标遗传算法,将平行间隙分布进行线性扩张和收缩改型,使压气机峰值效率和喘振裕度分别提高 0.64% 和 48.18%。Zhang 等人^[15]以某典型跨声速压气机为研究对象,提出线性扩张和收缩间隙分布方案,研究结果表明,线性扩张间隙分布能够使泄漏流与主流交界面后移,压气机稳定裕度和峰值效率明显提高。MA 等人^[16]以 NASA Rotor 37 为研究对象,提出 3 种复杂间隙分布改型,研究发现,“平行-扩张”间隙分布能够强化间隙泄漏流强度,进一步延迟叶尖附近的附面层分离,端壁附近的堵塞效应得到明显抑制。张国臣等人^[17]在“平行-扩张”间隙分布的基础上,将周向机匣槽与“平行-扩张”间隙分布组合,使压气机喘振裕度提高 0.648%。Goswami 等人^[18]在设计间隙值的基础上提出“正弦型”和“余弦型”间隙分布,将压气机喘振裕度提升 3.9%。张成烽等人^[19]在设计间隙 τ 和较优间隙值 0.5τ 的基础上,提出“渐变式”和“阶梯式”间隙分布,研究结果表明,压气机在较优间隙值条件下,两种间隙分布的喘振裕度分别提升 1.12% 和 1.61%。随后,张成烽等人^[20]又提

出“凸”间隙和“凹”间隙分布,对不同间隙分布叶尖间隙区域的流场结构进行深入分析,研究发现,“凸”间隙分布方案对压气机叶尖区域的流场结构改善较好。

间隙改型能够在一定程度上改善压气机端壁区域的流场结构,拓宽喘振裕度,提高压气机的性能。但在现有研究中,缺少对间隙改型作用机理的深入分析,鲜有关于简单收缩间隙分布的研究。此外,现有压气机间隙改型结构也相对复杂,改型的最小间隙值均小于设计间隙,这样增加了压气机转子的磨损风险及工艺制造成本。因此,为了减小现有间隙改型所带来的负面影响,本文以 NASA Stage 35 为研究对象,在最小间隙值为设计间隙的条件下,提出 4 种收缩间隙分布方案,利用定常数值模拟的方法,对不同间隙分布方案的压气机性能和流场结构进行深入分析,获取收缩间隙分布对压气机性能及流场结构的影响作用机理,为压气机转子叶尖间隙改型提供参考。

1 研究对象和数值方法

1.1 研究对象

以 NASA Stage 35 跨声速轴流压气机为研究对象,主要设计参数如下:设计转速为 17 188.7 r/min,设计点质量流量为 28.188 kg/s,转子叶片数为 36,静子叶片数为 46,叶尖速度为 454.456 m/s,设计间隙值 $\tau = 0.408$ mm^[21-22]。

1.2 网格划分

利用商业软件 NUMECA 中 Autogrid 5 模块对计算域进行网格划分,对具有周期性的单一通道计算域进行 O4H 结构化网格划分,如图 1 所示。

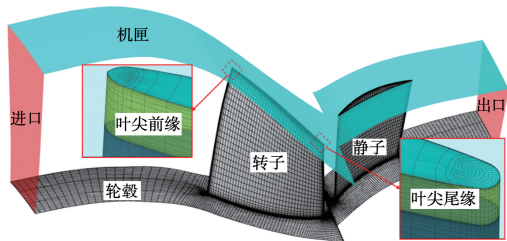


图 1 计算域三维模型及网格结构

Fig. 1 3D model and grid structure in computational domain

可以看到,进出口采用 H 型网格,叶片表面采用 O 型网格,各网格块之间采用周期性完全匹配连接,转子叶尖间隙处采用蝶形网格环绕控制并进行

网格加密处理。时间项和空间项分别采用4阶Runge-Kutta方法和中心差分格式的有限体积法迭代求解,运用绝热无滑移壁面,采用多重网格技术、局部时间步长和隐式残差光顺手段加速收敛,设置库郎数为3.0。利用S-A湍流模型进行数值求解,边界条件给定进口总温和总压,选取轴向进气方式,不断增加出口背压来减小压气机流量直至计算发散,选取最后一个计算收敛的点为最小流量点。

表1为数值模拟结果和试验数据对比。由表1可知,不同网格数值模拟结果与试验值基本相差不大,最小流量点质量流量大于试验值,峰值效率与试验值相差不大。综合比较发现,网格1计算结果与试验值误差较大,网格2、网格3和网格4计算结果与试验值误差相对较小,为了降低计算成本,选取网格2进行后续计算。

表1 网格无关性验证
Tab. 1 Grid independence vevification

参数	总网格	间隙处径向	子午面径向	最小流量点	峰值
	数/万	网格数	网格数	质量流量/ kg·s ⁻¹	效率/ %
试验值	-	-	-	18.26	84.50
网格1	167	9	57	18.80	84.65
网格2	246	17	73	18.69	84.59
网格3	338	29	93	18.70	84.60
网格4	447	40	129	18.71	84.63

注:表中“-”表示无意义。

除了求解计算的简化处理和转静子交接面的均匀数据传输等产生的误差外,王子维等人^[23]针对误差进行了深入研究,指出数值模拟过程中将Stage 35转子轮毂设为转动部件,然而试验时仅为部分转动。从理论上分析,在轴向进气的情况下,若是转子轮毂不转,则入口处的附面层方向与主流方向平行;在转子轮毂转动的情况下,在靠近附面层底端,平行于主流方向的轴向速度很小,而平行于转动方向(垂直于主流方向)的切向速度相对很大。此时,附面层内的绝对速度方向基本平行于转动方向,即叶根处于大攻角流动,流量变小,会造成堵塞点流量降低、稳定裕度降低的现象。综合以上内容,虽然计算结果存在误差,但均在可接受范围内,本文计算方法可信。

2 改型方案

在保证最小间隙值为设计间隙的前提下,提出4种收缩间隙分布方案,如图2所示。其中,收缩间隙分布方案中转子前缘段间隙为渐缩式分布,尾缘段间隙为平行间隙分布,最大间隙值为 1.5τ ,最小间隙值为 τ , c 代表收缩式分布与平行式分布的交界。收缩间隙分布方案25% c 、50% c 和75% c 分别表示在0~25%、0~50%和0~75%弦长范围为收缩段,在25%~100%、50%~100%和75%~100%弦长范围为平行段。

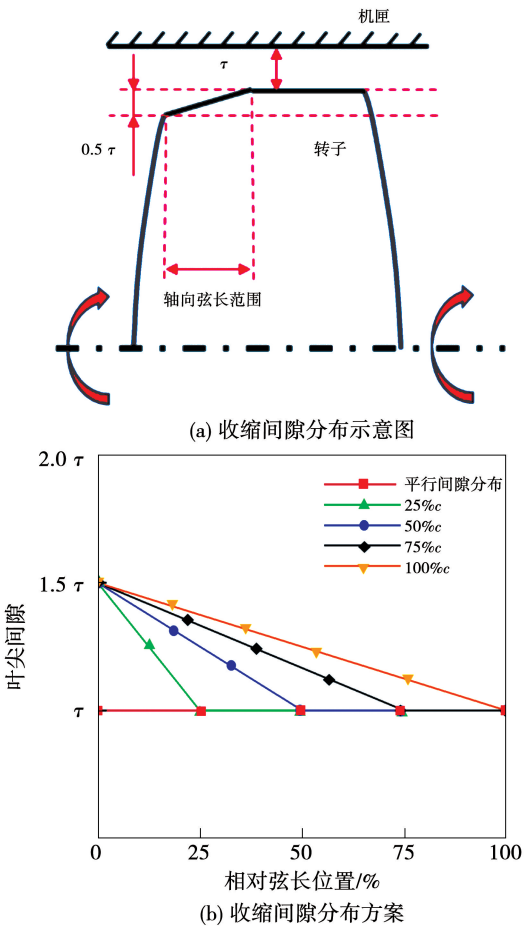


图2 收缩间隙分布方案示意图
Fig. 2 Schematic diagrams of shrinkage clearance distribution scheme

3 计算结果分析

3.1 压气机性能分析

图3为不同间隙分布方案压气机特性对比。由图3可知,相比平行间隙分布,收缩间隙分布方案25% c 最大流量基本变化不大,最小流量明显减小,

质量流量范围拓宽 0.474 kg/s,近失速点总压比增加,效率基本不变,压气机性能明显提高。而 50% c, 75% c 和 100% c 收缩间隙分布方案堵塞点流量减小,最小流量明显增加,压气机质量流量范围明显变窄,压气机性能明显下降。随着收缩段范围的增加,压气机性能下降趋势更加显著。

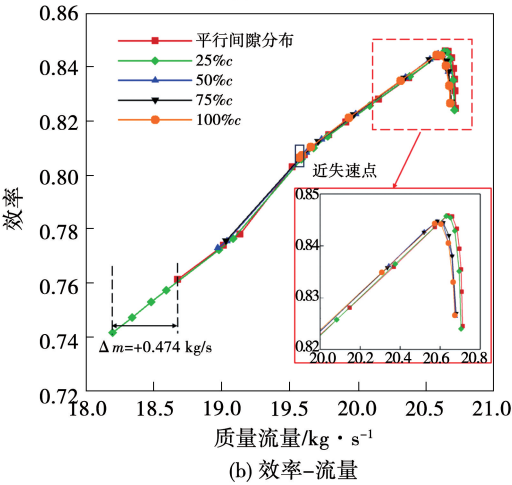
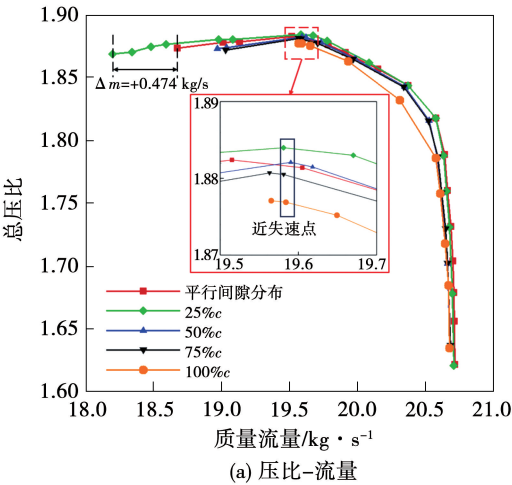


图 3 不同间隙分布方案压气机特性曲线

Fig. 3 Compressor characteristic curves in different clearance distribution schemes

为了定量反映压气机最小流量点稳定裕度的改进量,定义稳定裕度改进量 SMI 为:

$$SMI = \left[\left(\frac{\pi_c^*}{\pi_B^*} \right) \times \left(\frac{m_B}{m_c} \right) - 1 \right] \times 100\% \quad (1)$$

式中: π^* —总压比; m —质量流量; 角标 B—Stage 35 原型; 角标 c—收缩改进方案。

图 4 为稳定裕度改进量对比。由图 4 可知, 相比平行间隙分布, 25% c 方案的 SMI 提升了 2.28%,

质量流量范围拓宽 0.474 kg/s 是引起 25% c 方案 SMI 提升的主要原因。而 50% c, 75% c 和 100% c 方案的 SMI 则分别下降了 1.65%, 2.05% 和 4.46%。

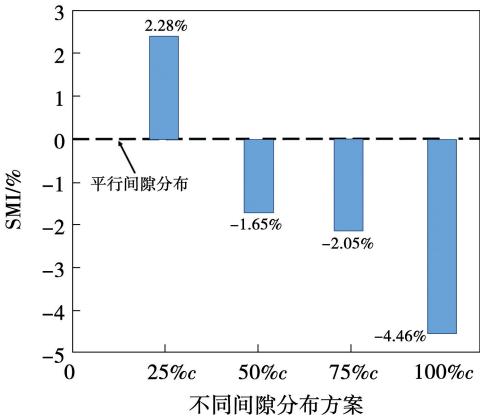


图 4 稳定裕度改进量 SMI 对比图

Fig. 4 Comparison chart of stability margin improvement (SMI)

3.2 流场结构分析

图 5 为近失速点间隙泄漏量沿弦长分布。由图 5 可知, 相比平行间隙分布, 25% c 方案在 0 ~ 25% 弦长范围内间隙值增加, 在 25% ~ 100% 弦长范围间隙值一致。所以在 0 ~ 25% 弦长范围内的间隙泄漏量明显大于平行间隙分布, 而 25% ~ 100% 弦长范围内的间隙泄漏量基本与平行间隙分布相同。随着收缩段范围的增加, 收缩段弦长范围的间隙泄漏量明显增加。由此可以得出, 不同弦长范围内的间隙泄漏量与间隙值呈正相关。

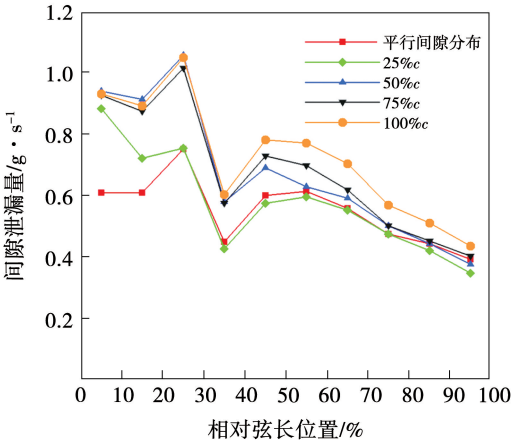


图 5 近失速点间隙泄漏量沿弦长分布

Fig. 5 Distribution of the gap leakage near the stall point along the chord length

图 6 为近失速点叶尖间隙区域相对速度流线分布。由图 6 可知,叶尖泄漏流起始于叶尖前缘,以涡的形式向下游发展,遇到脱体激波后发生破裂,同时间隙泄漏流卷入其中形成泄漏涡,并伴随着大面积低能流体出现。通过对比发现,由于收缩间隙分布方案叶尖前缘附近泄漏量增加的原因,叶尖附近的低能流体通过间隙流到相邻转子通道,泄漏涡进一步远离转子叶尖前缘,间隙区堵塞效应得到抑制。然而,随着收缩段间隙范围的增大,间隙泄漏量也进一步增大,泄漏涡得到进一步强化,泄漏涡尺度明显增加,压气机堵塞效应加剧,导致 50% *c*, 75% *c* 和 100% *c* 方案的 SMI 逐渐降低。综合比较发现, 25% *c* 方案泄漏涡尺度略小于平行间隙分布方案,

泄漏涡远离转子叶尖前缘,对间隙区域流场结构改善效果较好。

为了直观表达间隙附近的涡团,利用 Hunt 等人^[24]提出的 *Q* 判据准则理论:

$$Q = -\frac{1}{2}(\mathbf{e}_{ij}\mathbf{e}_{ji} + \mathbf{\Omega}_{ij}\mathbf{\Omega}_{ji}) = \frac{1}{2}(\mathbf{\Omega}_{ij}\mathbf{\Omega}_{ij} - \mathbf{e}_{ij}\mathbf{e}_{ji}) = \frac{1}{2}(\|\mathbf{\Omega}\|^2 - \|\mathbf{E}\|^2) \tag{2}$$

式中: $\mathbf{e}_{ij}, \mathbf{\Omega}_{ij}$ —应变速率张量和涡量张量, $\mathbf{\Omega}_{ij} = -\mathbf{\Omega}_{ji}$; 其中, $\|\mathbf{E}\| = e_{ij}e_{ji}$, $\|\mathbf{\Omega}\|^2 = \mathbf{\Omega}_{ij}\mathbf{\Omega}_{ji} = 0.5|\omega|^2$ 。

当 $\|\mathbf{\Omega}\|^2 > \|\mathbf{E}\|^2$ 时,涡区域内流体的旋转对角应变率起主导作用,即 $Q > 0$ 的区域可定义为涡结构,取 $Q = 9 \times 10^7$ 。

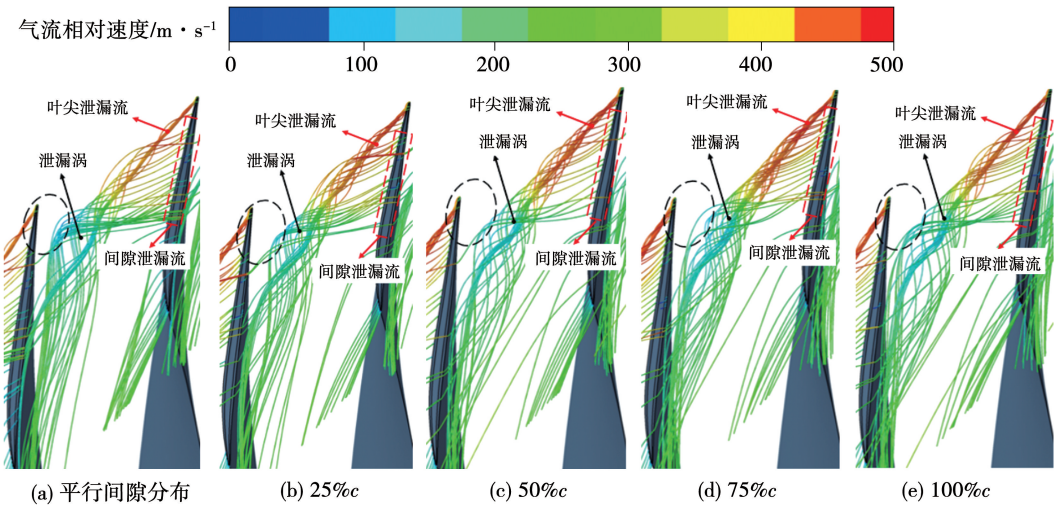


图 6 近失速点间隙区域相对速度流线分布

Fig. 6 Distributions of relative velocity streamline in gap area near stall point

图 7 为近失速点相对马赫数和 *Q* 准则涡量识别图。通过对比发现,收缩间隙分布在叶尖前缘附近的涡团范围明显小于平行间隙分布方案,泄漏涡远离叶尖前缘是引起该现象的主要原因。然而,由于受到泄漏涡较大尺度的影响,在相邻转子叶尖压力面附近出现加大范围的涡团,随着收缩段间隙范围的增加,压力面附近的低能流体涡团逐渐变粗,间隙区域堵塞效应加剧。虽然 25% *c* 方案压力面附近的涡团范围大于平行间隙分布方案,但转子叶尖前缘涡团减少所产生的积极效应大于压力面涡

团增加所产生的负面影响,所以,25% *c* 方案能够明显拓宽压气机稳定裕度。

图 8 为近失速点 99% 叶高处相对马赫数分布图。由图 8 可知,受到泄漏涡的影响,转子叶尖前缘附近出现大范围的低速区。通过对比发现,由于 25% *c* 方案泄漏涡尺度略小于平行间隙分布方案,所以 25% *c* 方案叶尖前缘附近低速区范围小于平行间隙分布方案,而 50% *c*, 75% *c* 和 100% *c* 方案低速区范围却明显大于平行间隙分布方案。

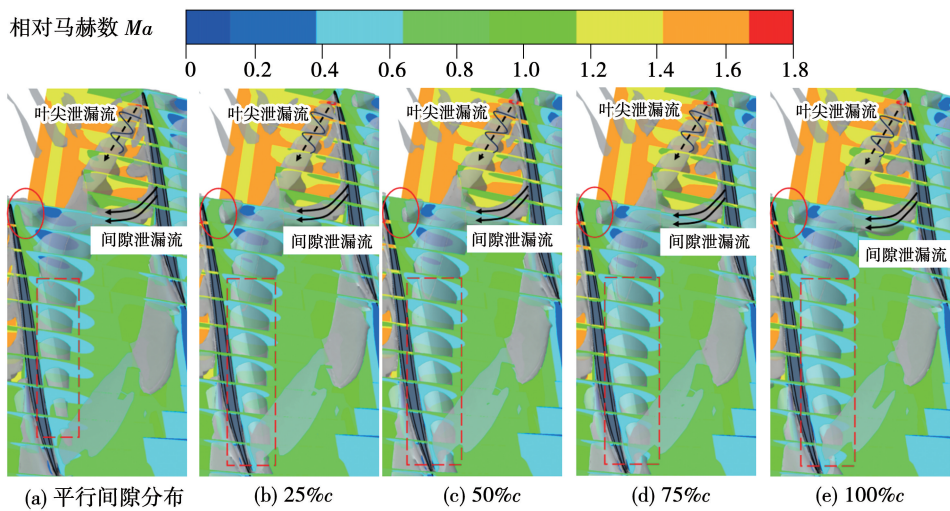


图 7 近失速点相对马赫数和 Q 准则涡量识别图

Fig. 7 Identification diagrams of relative Mach number and Q criterion vorticity near stall point

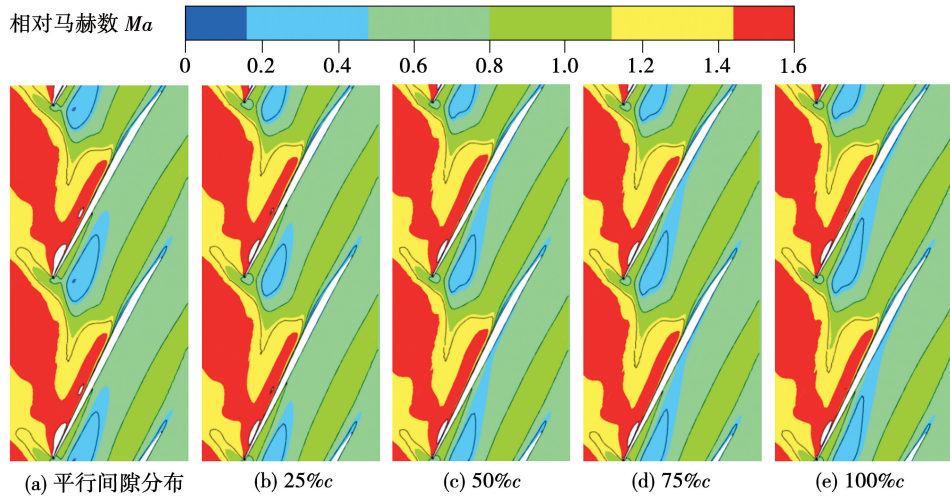


图 8 近失速点 99% 叶高处相对马赫数分布图

Fig. 8 Distribution maps of relative Mach number at 99% blade height near stall point

为了分析泄漏涡强度,定义绝对涡量 ξ_n ,绝对涡量能够清楚地表达涡强度,公式如下:

$$\xi_n = |\xi|/2\omega \quad (3)$$

式中: ω 和 $|\xi|$ —转子角速度和绝对涡向量。

图 9 为近失速点绝对涡量分布图。由图 9 可知,高涡量区与泄漏涡位置基本一致。通过对比发现,收缩间隙分布方案泄漏涡均明显向下游移动。50% c 、75% c 和 100% c 方案泄漏涡的径向尺度大于平行间隙分布方案,而 25% c 方案泄漏涡径向尺度略小于平行间隙分布方案。

为了得到转子叶尖间隙附近的静压分布,定义静压系数 C_p 如下:

$$C_p = \frac{p_s - p_{s,in}}{p_{t,in} - p_{s,in}} \quad (4)$$

式中: p_s —不同位置的静压; p_t —总压;下标 in—压气机进口。

图 10 为近失速点 99% 叶高处静压系数分布。通过对比发现,25% c 方案能抑制泄漏涡尺度,促使泄漏涡向下游移动。在压力面侧 5% ~ 40% 弦长范围内,25% c 方案静压系数明显大于平行间隙分布方案,25% c 方案在该弦长范围内叶片载荷增加,转子叶片对空气的做功能力增强,而 50% c 、75% c 和 100% c 方案在该弦长范围内静压系数却小于平行间隙分布方案。在转子压力面 0 ~ 5% 和 40% ~ 100% 弦长范围内,各间隙分布方案静压系数基本相

差不多。在吸力面侧 55% ~ 70% 弦长范围内,25% c 方案和平行间隙分布方案静压系数基本一致,而 50% c 、75% c 和 100% c 方案的静压系数小于 25% c 方案和平行间隙分布方案。

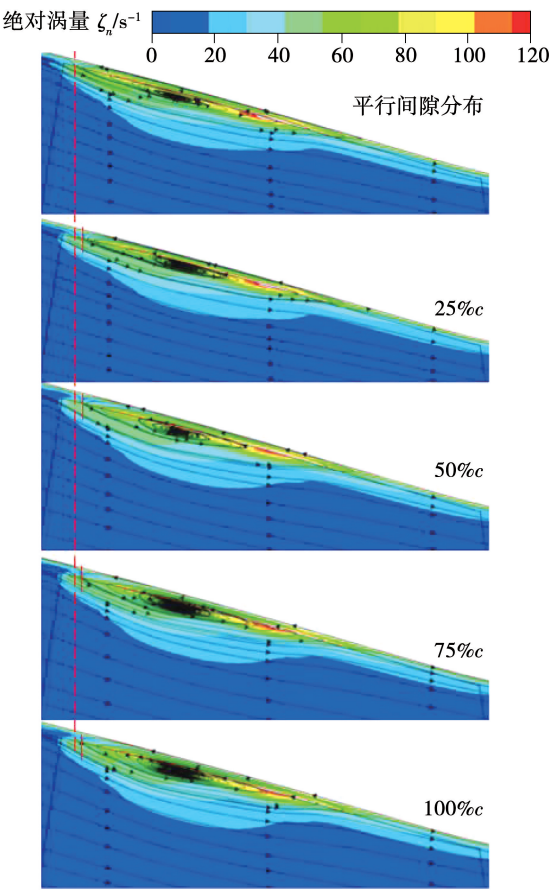


图9 近失速点绝对涡量分布图

Fig. 9 Distribution map of absolute vorticity near stall point

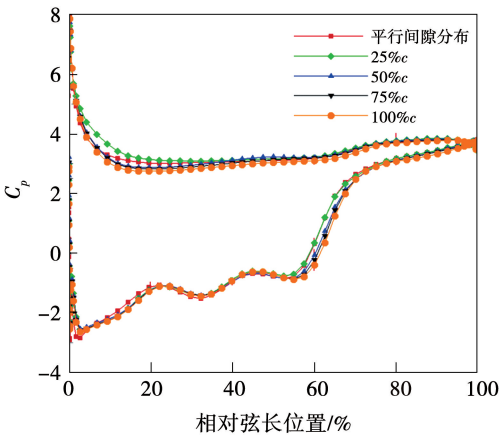


图10 近失速点99%叶高处静压系数分布图

Fig. 10 Distribution map of static pressure coefficient at 99% blade height near stall point

为了直观反映间隙泄漏流向上游偏转的程度,定义间隙泄漏角 β_k 如下:

$$\beta_k = \begin{cases} 90^\circ + \arctan\left(\frac{|w_z|}{|w_y|}\right) \times 180^\circ/\pi, w_z \leq 0 \\ 90^\circ - \arctan\left(\frac{|w_z|}{|w_y|}\right) \times 180^\circ/\pi, w_z > 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中: w —气流相对速度; z —轴向; y —周向。

图 11 为近失速点叶尖泄漏角沿弦长的分布。通过对比发现,由于收缩间隙分布方案能够促使泄漏涡向下游移动远离转子叶尖前缘,所以在 0 ~ 30% 弦长范围内,收缩间隙分布方案叶尖泄漏角小于平行间隙分布方案。在 30% ~ 100% 弦长范围内,25% c 方案叶尖泄漏角小于平行间隙分布方案,而 50% c 、75% c 和 100% c 方案因受到压力面附近较大范围涡团的影响,叶尖泄漏角大于平行间隙分布方案。由此得出,25% c 方案叶尖泄漏角较小,进而能有效抑制压气机间隙区域的堵塞效应,使压气机性能得到进一步提升。

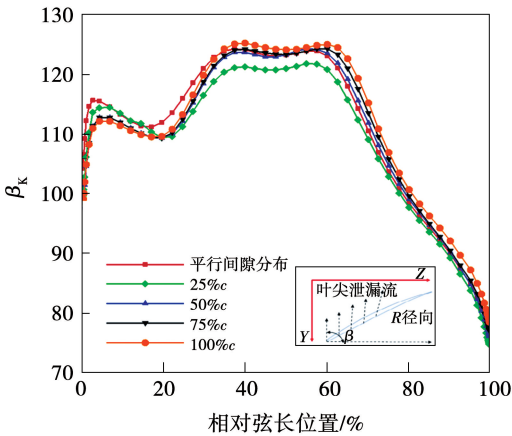


图11 近失速点转子叶尖泄漏角沿弦长的分布

Fig. 11 Distribution of leakage angle of rotor tip near stall point along chord length

4 结 论

利用定常数值模拟的方法,探究收缩间隙分布对压气机性能及流场结构的影响机理,得出结论如下:

(1) 收缩间隙分布能够促使泄漏涡向下游移动,使泄漏涡进一步远离转子叶尖前缘。随着收缩段范围的增加,间隙泄漏量增加,泄漏涡尺度和压力

面附近涡团范围增大,加剧间隙区域的堵塞效应。

(2) 相比平行间隙分布方案,25% c 方案的 SMI 提升了 2.28%,压气机质量流量范围拓宽 0.474 kg/s。50% c 、75% c 和 100% c 方案的 SMI 分别下降了 1.65%、2.05% 和 4.46%。

(3) 相比平行间隙分布方案,25% c 方案泄漏涡尺度减小,压力面侧 5% ~ 40% 弦长静压系数增大,0 ~ 100% 弦长叶尖泄漏角减小,间隙区域的堵塞效应得到明显抑制。综合比较 4 种收缩间隙分布方案,25% c 方案对流场结构改善效果较好。

参考文献:

- [1] YE S B, ZHAO Q J, CUI W W, et al. An improved model for tip clearance loss in transonic axial compressors[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2018, 232(4): 295–314.
- [2] LIU Xiaohua, WU Zihao, SI Changxin, et al. Role of unsteady tip leakage flow in acoustic resonance inception of a multistage compressor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(10): 165–181.
- [3] STORER J A, CUMPSTY N A. An approximate analysis and prediction method for tip clearance loss in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(4): 648–656.
- [4] ZHENG S, WEI M, ZHOU Y, et al. Tangential leakage flow control with seal-grooves on the static scroll of a CO₂ scroll compressor[J]. Applied Thermal Engineering, 2022, 208(1): 118213–118226.
- [5] ZHENG X, ZHANG Y, YANG M, et al. Stability improvement of high-pressure-ratio turbocharger centrifugal compressor by asymmetrical flow control—Part II: Nonaxisymmetrical self-recirculation casing treatment[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(2): 021006–021015.
- [6] MA S, CHU W, ZHANG H, et al. Study of combined flow control strategies based on a quantitative analysis in a high-load compressor cascade[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93: 105346.1–105346.13.
- [7] CHEN S, TU T, ZENG C, et al. Modal analysis of compressor cascades with sweeping jet actuator and pulsed jet for active flow control based on large eddy simulation[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 131(7): 107997.
- [8] WANG G, CHU W, ZHANG H, et al. Parametric study on active flow control of a transonic axial compressor rotor using endwall synthetic jet[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2022, 236(10): 2031–2043.
- [9] WANG G, CHU W, LIU W. Numerical study on end wall synthetic jet to improve performance and stability margin of a high-speed subsonic axial compressor rotor[J]. Journal of Applied Fluid Mechanics, 2023, 16(6): 1269–1280.
- [10] ZHANG B, LIU B, HAN C, et al. Control and entropy analysis of tip leakage flow for compressor cascade under different clearance sizes with endwall suction[J]. Entropy, 2020, 22(2): 128–145.
- [11] TANG Y M, LIU Y W. Aerodynamic investigation of datum and slotted blade profiles under different mach number conditions[J]. Energies, 2020, 13(7): 1673–1695.
- [12] YU M, SHI L, YU P, et al. Robust design of a fan rotor blade by sweep and lean optimization with surface roughness[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2023, 237(4): 914–924.
- [13] CAO Z, ZHANG F, ZHANG X, et al. Comparative study of unsteady flow mechanisms for swept and radially stacked rotors in a dual-stage counter-rotating compressor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2022, 236(23): 11180–11195.
- [14] LI Z, LIU Y, JI L, et al. Effect of nonuniform tip clearance on the performance of transonic axial compressors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2018, 34(3): 808–818.
- [15] ZHANG B, LIU B, MAO X, et al. Combined control of variant clearance and casing aspiration on tip flow field and instability of a transonic compressor[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 127(8): 107702–107717.
- [16] MA H, LI B. Effects of axial non-uniform tip clearances on aerodynamic performance of a transonic axial compressor[J]. Journal of Thermal Science, 2008, 17(4): 331–336.
- [17] 张国臣, 李志鹏, 曹志远, 等. 周向槽与间隙改型组合控制间隙流场数值模拟[J/OL]. 航空动力学报, 1–14[2024–08–20]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220895>.
ZHANG Guochen, LI Zhipeng, CAO Zhiyuan, et al. Numerical simulation of clearance flow field controlled by a combination of circumferential groove and clearance modification[J]. Journal of Aerospace Power, 1–14[2024–08–20]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220895>.
- [18] GOSWAMI S, MALHOTRA A. Impact of sinusoidal tip gaps on axial compressor rotor performance: A flow field investigation[C]//Gas Turbine India Conference. American Society of Mechanical Engineers, 2019.
- [19] 张成峰, 张国臣, 徐志晖, 等. 转子叶尖间隙形状对跨声速轴流压气机性能影响机理分析[J]. 航空发动机, 2023, 49(3): 66–74.
ZHANG Chengfeng, ZHANG Guochen, XU Zhihui, et al. Analysis of effect mechanism of rotor tip clearance shapes on transonic axial compressor[J]. Aeroengine, 2023, 49(3): 66–74.