

可控转速机匣对设计转速下亚声速 压气机级性能的影响

赵润涵, 钟兢军, 吴宛洋
(上海海事大学 商船学院, 上海 201306)

摘 要: 采用数值模拟方法, 研究了亚声速压气机级中不同转向与转速的可控转速机匣对压气机性能的影响。结果表明: 当可转动环段转向与转子转向相同时, 转速的增大将导致稳定工作裕度和峰值效率下降, 可转动环段向叶顶泄漏流施加反向作用力, 泄漏流速度降低, 流道堵塞情况加剧。当可转动环段转向与转子转动方向相反时, 转速的提高使得稳定工作裕度扩大, 可转动环段向叶顶泄漏流施加同向作用力, 泄漏流速度增加, 近失速工况的流道流通能力提升。可转动环段在 100% 转子转速且其转动方向与转子转动方向反向时, 压气机级的稳定工作裕度提高了 16.34%, 同时压气机级的压比提高了 0.12%。

关 键 词: 亚声速压气机; 机匣处理; 可控转速机匣; 转动特性; 稳定工作裕度

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Influence of controllable speed casing on performance of subsonic compressor stage at design rotational speed

Zhao Runhan, Zhong Jingjun, Wu Wanyang

(Merchant Marine College, Shanghai Maritime University, Shanghai 201306, China)

Abstract: This study employed numerical simulations to investigate the influence of controllable speed casing treatment with different rotational directions and rotational speeds on the performance of a subsonic compressor stage. The results indicated that when the rotational direction of the rotatable ring segment rotated in the same direction as the rotor, an increase in rotational speed led to a reduction in both the stable operating margin and peak efficiency. The rotatable ring segment exerted a reverse force to the tip leakage flow, thereby reducing the leakage flow velocity and exacerbating flow blockage of the flow channel. Conversely, when the rotational direction of the rotatable ring segment rotated opposite to the rotor, an increase in the rotational speed expanded the stable operating margin. The rotatable ring segment exerted a co-directional force to the tip leakage flow, thereby increasing the leakage flow velocity and improving the flow capacity of the flow channel under near stall conditions. When the rotatable ring segment rotated at 100% of the rotor speed in the opposite direction, the stable operating margin of the compressor stage improved by 16.34%, and its pressure ratio increased by 0.12%.

Keywords: subsonic compressor; casing treatment; controllable speed casing;
rotational characteristics; stable operating margin

收稿日期: 2025-03-21

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(52236005); 航空发动机及燃气轮机基础科学中心重点项目(P2022-B- II -007-001)

作者简介: 赵润涵(2000—), 女, 硕士生, 主要从事压气机气动热力学研究。E-mail: 18816523858@163.com

通信作者: 吴宛洋(1990—), 女, 副教授, 博士, 研究领域为发动机气体热动力学。E-mail: wywu@shmtu.edu.cn

引用格式: 赵润涵, 钟兢军, 吴宛洋. 可控转速机匣对设计转速下亚声速压气机级性能的影响[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20250141. Zhao Runhan, Zhong Jingjun, Wu Wanyang. Influence of controllable speed casing on performance of subsonic compressor stage at design rotational speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20250141.

燃气轮机凭借其高效节能和灵活环保等特点,在航空航天、船舶动力和工业驱动等领域已经取得了广泛的工程应用^[1]。作为燃气轮机的核心组件,轴流式压气机的性能对其高效运行存在较大影响^[2]。然而气流在压气机级增压时的流动过程非常复杂^[3],导致压气机在不同工况下的运行并不稳定^[4]。在实际工程应用的极端工况下,其往往因旋转失速导致的喘振而无法正常工作^[5],造成燃气轮机骤停甚至损坏^[6]。现阶段,全球相关领域的研究者都在致力于探索压气机的扩稳技术^[7],如何提高压气机的稳定工作裕度已经成为了当下的研究热点和亟需解决的问题^[8]。

机匣处理结构作为一种效果明显、可靠性强的扩稳技术,已经被业界广泛研究并达成了一定的共识^[9],其通过轴向缝、周向槽以及自循环机匣等技术对叶顶间隙的低能流体团进行整流,改善了流场环境,提高了压气机的稳定工作裕度^[10-12]。Ba 等^[13]对轴向缝子午面进行了优化,发现在上下游压差的作用下,轴向缝隙能够通过抽气和射流作用清除叶顶低能流体,增强压气机稳定性。王广等^[14]针对自循环机匣的偏置方向进行了研究,发现正向和反向偏置分别有助于将叶顶前缘的阻塞流体导向下游和压力面,减轻了阻塞效应,实现了压气机的稳定性提升。

可控转速机匣处理技术为在转子对应机匣处加入可转动环段(如图 1 所示),可转动环段沿周向旋转,其旋转速度和方向可以控制调节^[15]。这种机匣处理方式能够调节可转动环段的转动特性(转速和转向),对叶顶间隙的流场结构实现更精确的控制^[16],其能够在适应更多工况的同时更大程度上实现扩稳^[17]。赵佳诣等^[18-21]在跨声速轴流压气机转子中对可控转速机匣进行了研究,发现可转动环段能够抑制激波脱体、削弱泄漏涡强度,改善叶顶区域流场,稳定工作裕度改进量最大可达

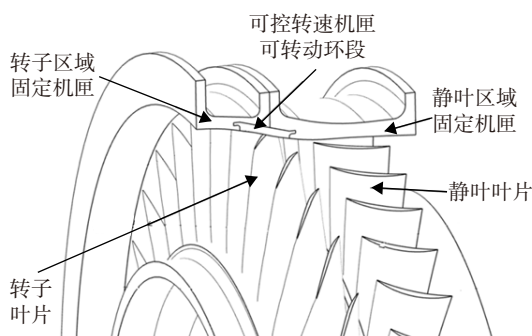


图 1 可控转速机匣结构^[15]

Fig. 1 Controllable speed casing structure^[15]

52.56%。胡义等^[22]以轴流式高负荷压气机级为研究对象,探究了可控转速机匣在不同特性参数下的扩稳效果和影响机制,结果表明与转子同向旋转的可转动环段使叶顶泄漏流动的原始驱动力降低,流道流通能力增强,稳定工作裕度最大可提升 45.44%。然而,目前可控转速机匣扩稳的研究大都是针对跨声速压气机,其在亚声速压气机是否具有同样的扩稳效果仍具有很好的研究价值。

对此,本文首次开展了可控转速机匣应用于亚声速压气机级的研究,旨在提高压气机的稳定工作裕度从而改善其在不同方案下的性能表现。采用数值模拟方法,探究不同转动特性(转向与转速)的可控转速机匣对于亚声速压气机级性能的影响,这将为压气机扩稳技术的发展及工程推广提供一定的理论依据和数据支撑。

1 研究方法

1.1 研究对象

可控转速机匣处理技术是在保持机匣内壁面型线不变的条件下,将原本整体的机匣分为两部分:一部分是可转动环段结构(rotatable ring),其他部分为固定静止机匣(stationary ring),结构如图 1 所示。可转动环段结构位于压气机级转子叶顶部分机匣,起始于转子叶顶前缘,终止于转子叶顶尾缘,机匣其他部分属于固定静止结构。可转动环段结构可调整旋转速度和方向,静止机匣部分保持固定。数值模拟时,假设可转动环段结构与固定静止机匣之间为无摩擦接触。

本文以团队自主设计的轴流式亚声速压气机级为研究对象(如图 2 所示),该压气机级由一系列动叶和一系列静叶组成,转子的设计转速为 6 000 r/min。主要几何及结构参数如表 1 所示。

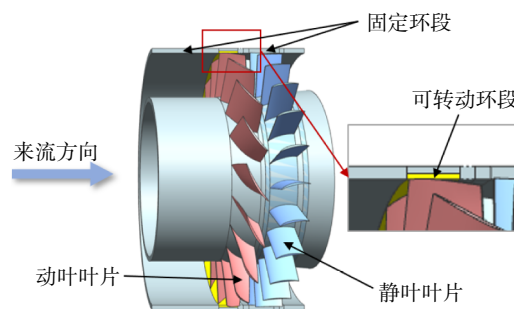


图 2 亚声速压气机级

Fig. 2 Subsonic compressor stage

1.2 数值模拟方法

采用 Numeca 中基于有限体积法的高精度离

表1 亚声速压气机级主要几何及结构参数

Table 1 Main geometric and design parameters of subsonic compressor stage

参数	数值
设计转速/(r/min)	6 000
转子叶片数	18
转子轮毂比	0.648
静子叶片数	24
静子轮毂比	0.670
叶尖相对切线速度/(m/s)	169.65
叶顶间隙/mm	1

散格式以及多重网格和隐式残差光滑技术的 EURANUS 求解器开展计算。选择 Spalart-Allmaras 一方程模型作为湍流模型,空间离散化采用中心差分格式,固体壁面设置为绝热和无滑移边界条件。主流通道的入口边界设定总压为 101 325 Pa,总温为 288.15 K;出口边界设定轮毂处的背压以调节质量流量(下文简称流量)范围。接近失速点时,背压间隔设置为 10 Pa 直至计算发散,从而获得压气机级的工作特性曲线。叶片、轮毂以及机匣中可转动环段部分被赋予转速,其余机匣部分设定为静止状态。

1.3 网格无关性验证

计算域采用 Numeca/AutoGrid 5 模块为网格划分工具,网格拓扑结构为 O4H 型结构化网格,如图 3 所示。

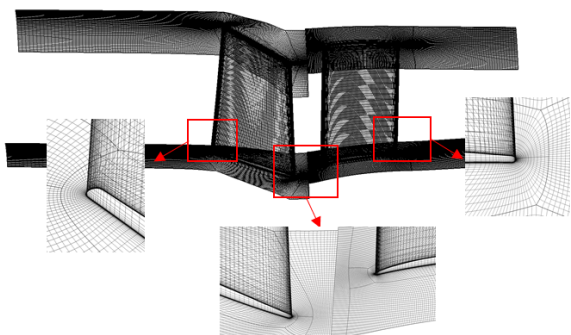
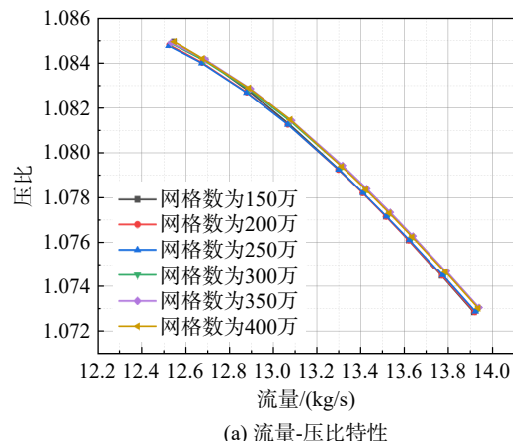


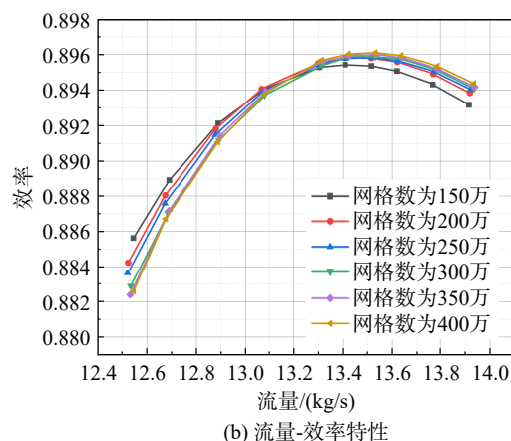
图3 亚声速压气机级计算域及网格划分

Fig. 3 Computational domain and mesh division of subsonic compressor stage

为分析网格数对计算结果产生的影响,分别采用 150 万、200 万、250 万、300 万、350 万和 400 万这 6 种网格数对压气机级进行网格无关性验证,第 1 层网格高度为 $3.2 \mu\text{m}$, y^+ 值均小于 1.5。6 种网格计算得到的压气机特性曲线如图 4 所示。随着网格数增加至 300 万时,计算得到的压气机



(a) 流量-压比特性



(b) 流量-效率特性

图4 不同网格数的压气机级特性曲线

Fig. 4 Compressor stage characteristic curves with different grid numbers

级压比、绝热效率及稳定工作流量范围与 350 万、400 万网格方案相比无明显变化,为保证数值计算准确性的同时节约计算成本,采用 300 万网格方案进行数值计算。6 种可控转速机匣处理方案的网格拓扑和网格总数与原型压气机级方案保持一致。

2 结果与分析

2.1 压气机级性能分析

在对压气机级的分析中,分别简称原型静止机匣方案(stationary casing)与可转动机匣方案(rotating casing)为 SC 与 RC。保持转子为设计转速,将可转动环段设置为以 60%、80%、100% 转子转速的转速旋转,方向与转子反向或同向。命名 3 种转速的可转动环段反向方案为 RC-0.6、RC-0.8、RC-1.0,同向方案为 RC+0.6、RC+0.8、RC+1.0,共 6 种可转动机匣方案与原型静止机匣对比。

图 5 为可转动环段的转动方向与转子反向时

亚声速压气机级的特性曲线。图 5(a) 的流量-压比特性显示 RC-0.6、RC-0.8 和 RC-1.0 这 3 种方案压比均有提升,且随着可转动环段转速从 60%~100% 的提高,这一范围内压比也逐步提高;图 5(b) 显示可转动环段反向旋转时,近失速点流量明显小于原型静止机匣,且随可转动环段转速增加,近失速点流量减小,说明可转动环段反向旋转能够有效地扩大亚声速压气机级的稳定工作流量范围。

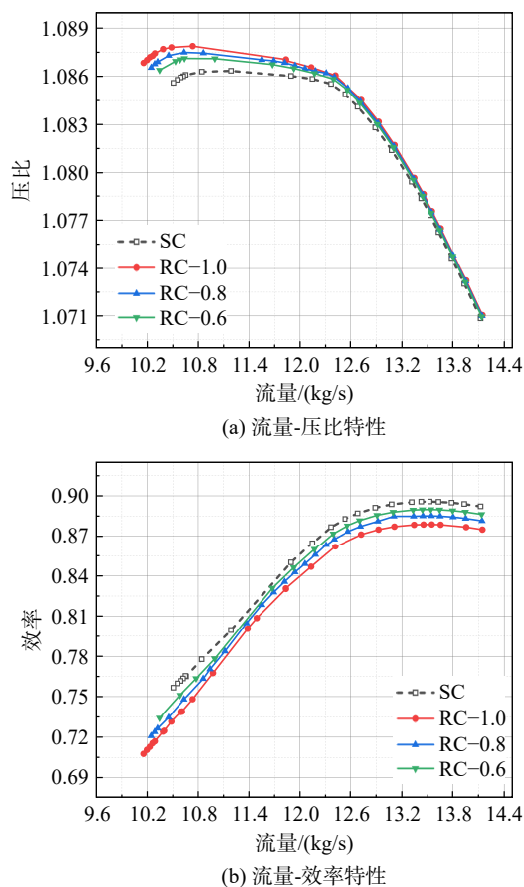


图 5 可转动环段转动方向与转子反向时压气机级特性曲线
Fig. 5 Compressor stage characteristic curve when the direction of rotation of the rotatable ring segment is opposite to the rotor

图 6 为可转动环段的转动方向与转子同向时亚声速压气机级的特性曲线。如图所示, RC+0.6、RC+0.8 和 RC+1.0 方案的压比和效率均略有下降,稳定工作流量范围较原型方案稍有缩小,且随着可转动环段转速的增加,压比、效率及稳定工作流量范围逐步下降。

为进一步分析可控转速机匣对亚声速压气机级的性能影响,分别定义稳定工作裕度(SM, 量符号记为 M_s)、稳定工作裕度改变量(SMI, 量符号

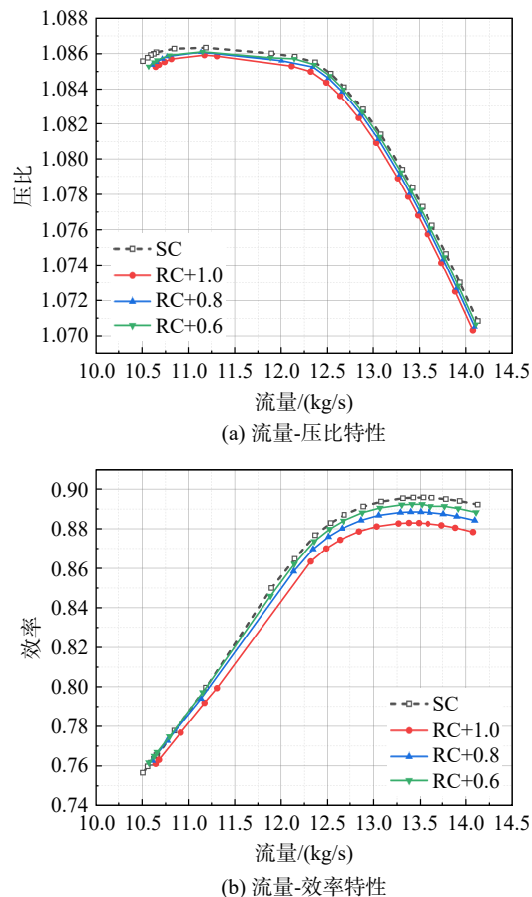


图 6 可转动环段转动方向与转子同向时压气机级特性曲线
Fig. 6 Compressor stage characteristic curve when the rotating direction of the rotatable ring segment is in the same direction with the rotor

记为 ΔM_s)、近失速点压比改变量 $\Delta\pi$ 以及峰值效率改变量 $\Delta\eta$ 如下:

$$M_s = \left(\frac{\pi_{\text{stall}}/\dot{m}_{\text{stall}}}{\pi_{\text{peak}}/\dot{m}_{\text{peak}}} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

$$\Delta M_s = \left(\frac{M_{s,RC} - M_{s,SC}}{M_{s,SC}} \right) \times 100\% \quad (2)$$

$$\Delta\pi = \left(\frac{\pi_{RC} - \pi_{SC}}{\pi_{SC}} \right) \times 100\% \quad (3)$$

$$\Delta\eta = \left(\frac{\eta_{RC} - \eta_{SC}}{\eta_{SC}} \right) \times 100\% \quad (4)$$

式中 π 和 $\dot{m}$ 分别表示压比和流量, η 表示峰值效率点效率, 下标 stall 和 peak 分别表示近失速工况以及峰值效率点工况, SC 和 RC 分别表示原型静止机匣方案与可转动机匣方案。

由图 7 和表 2 可以看出, RC-0.6、RC-0.8 与 RC-1.0 方案在不同程度上提高了压气机级稳定工作裕度, 且与可转动环段的转速呈正相关, 其

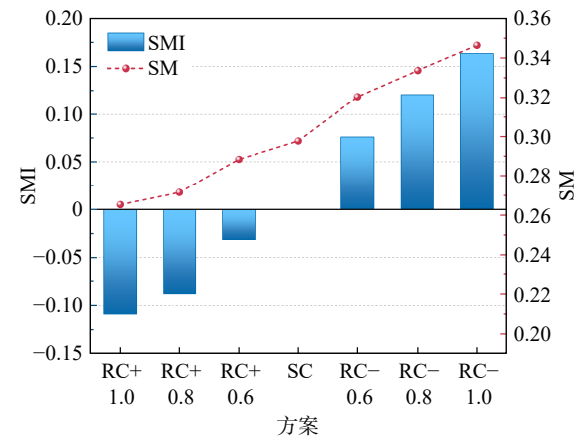


图 7 可控转速机匣不同转向与转速下的 SM 和 SMI

Fig. 7 SM and SMI under different rotational directions and speeds of controllable speed casing

表 2 各种可转动环段方案下亚声速压气机级的特性变化

Table 2 Characteristic changes of subsonic compressor stage under various rotatable ring segment schemes %

方案	SM	SMI	$\Delta\pi$	$\Delta\eta$
SC	29.77			
RC-0.6	32.04	7.61	0.07	-0.66
RC-0.8	33.37	12.07	0.09	-1.18
RC-1.0	34.64	16.34	0.12	-1.89
RC+0.6	28.84	-3.13	-0.02	-0.38
RC+0.8	27.15	-8.80	-0.02	-0.81
RC+1.0	26.53	-10.89	-0.03	-1.43

中 RC-1.0 方案的稳定工作裕度最高可达 34.64%，对应的稳定裕度改变量为 16.34%，同时近失速点压比改变量也为正，最高可达 0.12%，这与高负荷压气机级中采用可控转速机匣时的情况有所不同^[24]。RC+0.6、RC+0.8 与 RC+1.0 方案的压气机级稳定工作裕度均有所下降，随可转动环段转速的增加而降幅增大，RC+1.0 方案的稳定工作裕度改变量最大为-10.89%，近失速点压比略有降低。另外，可转动环段与转子转动方向同向或反向转动均使峰值效率改变量为负，但效率的改变量均在 2% 以内。

2.2 可转动环段转向与转子反向时扩稳机理分析

图 8 显示了可转动环段不同转速下近失速点 ($\dot{m}=10.51\text{ kg/s}$) 叶顶区域相对周向速度 (W_x)，反映出可转动环段对叶顶间隙流场的附加周向力作用，速度为正值时代表与转子同向。图 8(a) 原型静止机匣方案中转子前缘近压力面叶顶区域的流体周向速度大小集中在 20~50 m/s 之间，由于压力面与吸力面压差驱动，泄漏流方向与转子反向。图 8(b)、图 8(c)、图 8(d) 的 RC 方案中，随着可

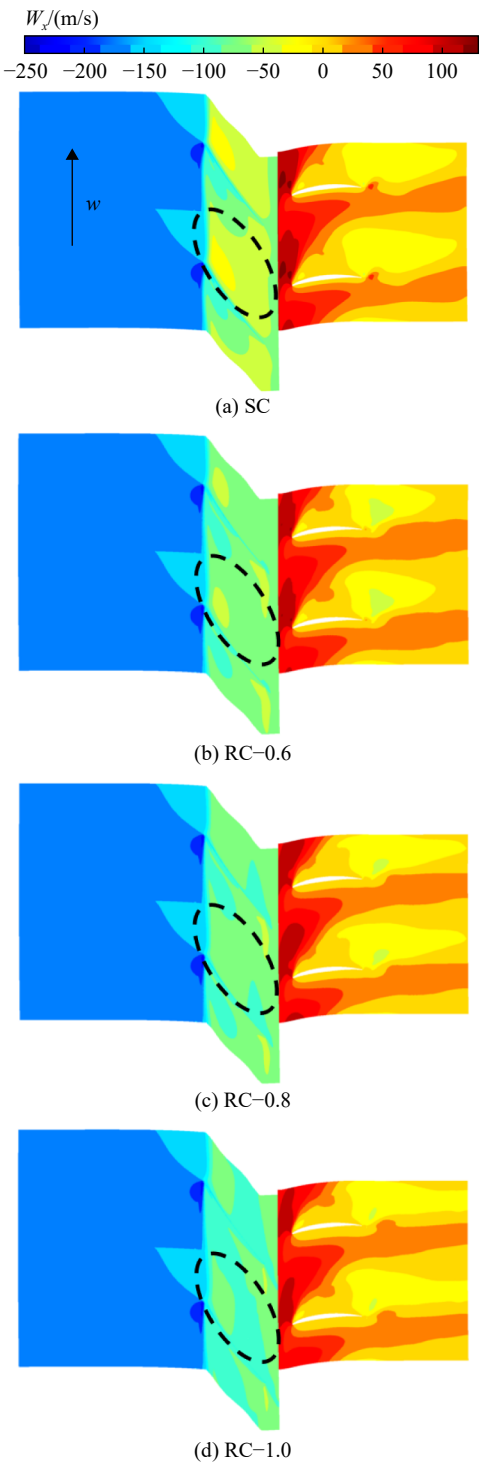


图 8 可转动环段转动方向与转子反向时近失速点 99% 叶高相对周向速度云图

Fig. 8 Relative circumferential velocity contours at 99% span near stall point when the rotating direction of the rotatable ring segment is opposite to the rotor

转动环段转速的上升，转子区域泄漏流周向速度大小提升至 50~130 m/s 附近。可转动环段旋转方向与叶顶间隙泄漏流相同，可转动环段对泄漏流施加了周向作用力，向流体注入了附加的动能，

叶顶间隙阻塞情况被削弱,延迟了失速的发生。

近失速点时($\dot{m}=10.51\text{ kg/s}$)不同方案的叶顶泄漏流线可以更直观地显示出叶顶间隙中泄漏流的分布情况(见图 9),流线采用相对速度 W_{xyz} 渲染。如图 9 所示,叶顶部分气流由于压力驱动自叶片压力面绕过叶顶流向吸力面卷吸形成泄漏涡,大部分流速在 50 m/s 以下。随着向下游传播,叶片通道内不断有泄漏流的注入,且主流区域和叶表附面层的低能流体同时被卷入泄漏涡,使得流

动堵塞愈发严重占据了大面积流道进而失速。在加装可转动环段后,通过图 9(b)、图 9(c)、图 9(d)与图 9(a)的对比可以发现,由于可转动环段的旋转方向与叶顶泄漏流方向一致,给叶顶泄漏流施加了周向作用力,使泄漏流速增加,涡核向远离吸力面方向发展,叶顶间隙中和叶片通道中的低能流体减弱,泄漏流流速随转动环段转速增大而升高,RC-1.0 方案流道中泄漏流流速增快至 $110\sim 170\text{ m/s}$,大幅改善了流道堵塞情况。

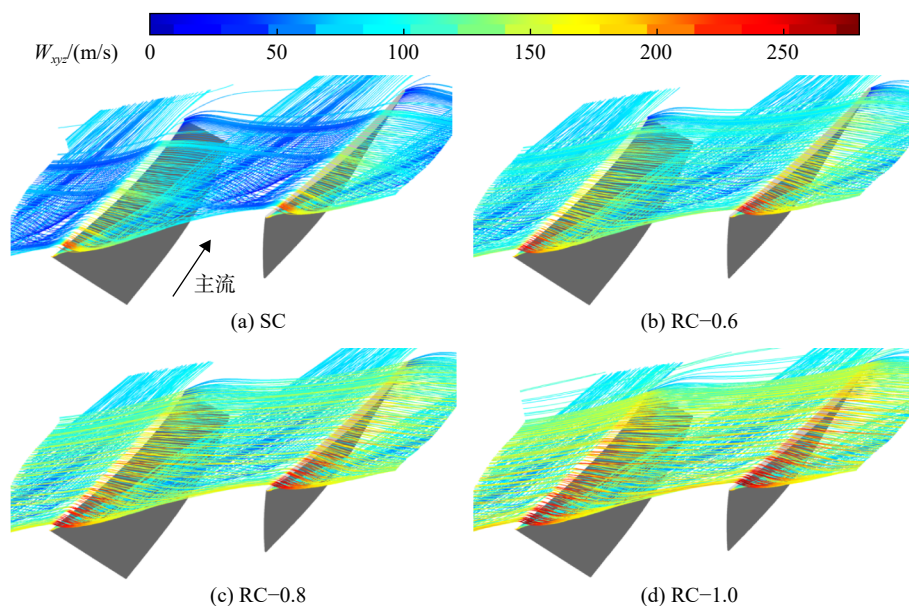


图 9 可控转速机匣不同转速下转子叶顶泄漏流线

Fig. 9 Rotor tip clearance leakage streamlines under different speeds of controllable speed casing

结合图 10 不同可转动环段转速下叶顶间隙泄漏流相对速度沿转子轴向弦长的分布情况,泄

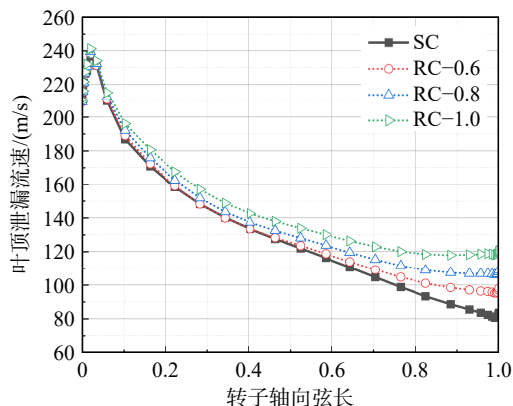


图 10 可转动环段转动方向与转子相反时叶顶泄漏流速度沿转子轴向弦长分布

Fig. 10 Tip leakage velocity distribution along with axial chord of the tip clearance when the rotating direction of the rotatable ring segment is opposite to the rotor

漏流方向近似垂直于叶片表面,速度向下游方向由 240 m/s 逐渐减小至 100 m/s 左右。可转动环段反向时,全弦长范围内的泄漏流速度随可转动环段速度的上升而提升。在后 50% 弦长范围内泄漏流速度显著增大,可转动环段的转动使转子出口处流体动能增大,促进低能流体形成的泄漏涡向下游方向卷吸耗散,减小了泄漏涡强度,起到稳定气流、改善流场的作用。

静压系数(static pressure coefficient, 量符号记为 C_p) 是一个重要的无量纲参数,用于描述流场中的压力分布情况,其定义如下:

$$C_p = \frac{p_x - p_{\text{inlet}}}{\frac{1}{2}\rho U^2} \quad (5)$$

式中 p_x 是流场中测点的静压(Pa), p_{inlet} 是进口处静压(Pa), 分母 $\frac{1}{2}\rho U^2$ 为来流动压(Pa), 其中 ρ 是流体密度(kg/m^3), U 是来流速度(m/s)。

图 11 为 SC、RC-0.6、RC-0.8 和 RC-1.0 方案时 99% 转子叶高处静压系数沿轴向弦长的分布情况。数据显示,叶顶附近转子压力面静压系数集中在 0.2~0.4; 转子吸力面静压系数随着向下游方向移动而升高。对比 SC 与 RC 的压力面和吸力面压差, RC 方案中转子压力面压力较 SC 增大,且随可转动环段转动速度的增大而上升,而转子吸力面压力基本保持一致,这样就导致吸力面和压力面的压差扩大,叶片负荷增大,叶顶泄漏流的原始驱动力增强,这与图 9 泄漏流线图所描述趋势一致。同时,因转子叶片压力面和吸力面压差的扩大,压气机级的压比得到提升。

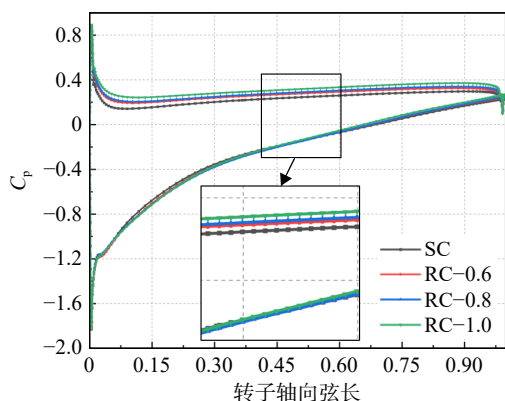


图 11 可转动环段转动方向与转子反向时 99% 转子叶高静压系数随轴向弦长分布

Fig. 11 Static pressure coefficient distribution at rotor blade 99% span along with axial chord when the rotating direction of the rotatable ring segment is opposite to the rotor

图 12 给出了叶顶区域熵分布情况。由图 12 可以看出, SC 中熵值集中于 0~50 J/(kg·K), 3 种 RC 方案中前 20% 转子弦长范围内有明显熵增,熵值集中在 70~110 J/(kg·K)。这表明流体在相应部位由于流体微团不均匀性而导致的黏性耗散提高,动叶向气体做功过程伴随着更多不可逆损失,导致压气机级峰值效率下降。同时,根据 Gouy-Stodola 方程^[25],表明叶片向气体传递了更多焓,使得压气机级的压比提高的同时扩大了稳定工作裕度。

综上所述,可控转速机匣处理方式使得亚声速压气机级稳定工作裕度扩大的原因为:位于动叶上方的可转动环段与转子反向旋转时,与叶顶间隙中的泄漏流流向相同,可转动环段向叶顶泄漏流施加了附加的周向作用力,使叶顶泄漏流及低能流体动能增加,促进低能流体形成的泄漏涡

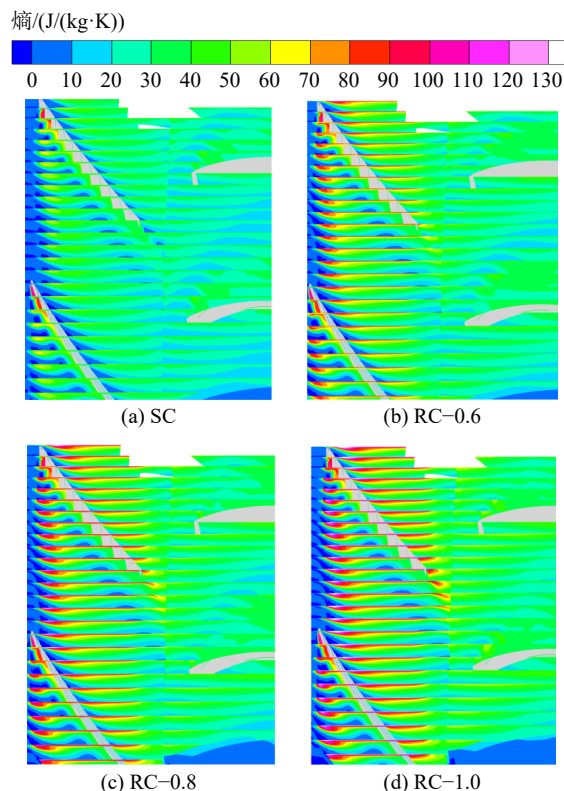


图 12 转子叶顶区域熵云图

Fig. 12 Entropy contours of rotor blade tip region

向下游方向卷吸耗散,减小了泄漏涡强度,主流速度增加,近失速流场中的阻塞情况被削弱,延迟了失速的发生。

2.3 可转动环段转向与转子同向时流场分析

图 13 显示了压气机级近失速时 ($\dot{m}=10.65$ kg/s) 可转动环段转动方向与转子同向时 99% 叶高截面的相对周向速度 (W_x) 分布,速度为正值时代表与转子同向。通过 SC 与同向 RC 方案对比,转子前缘压力面流体速度大小由 60 m/s 下降至 10 m/s 附近。由于周向旋转的可转动环段与泄漏流方向相反,可转动环段向流体施加反向的附加周向作用力,机匣壁面附近流体动能降低,表明 RC 抑制了叶顶间隙泄漏流的周向迁移,低能流体团堆积于流道顶部,对主流造成严重的堵塞效应。

图 14 展示了可转动环段转动方向与转子同向时近失速点 ($\dot{m}=10.65$ kg/s) 50% 转子轴向弦长处的相对马赫数云图。如图 14 所示, SC 方案流道中主流区吸力面 (SS) 附近流体流速较快,相对马赫数可达 0.6 左右,压力面 (PS) 侧流体速度相对较慢;由于叶顶压差的存在,叶顶间隙集中的大量低能流体随叶顶泄漏流动卷吸为泄漏涡。RC-0.6、RC-0.8、RC-1.0 与 SC 相比叶顶区域低能流体团面积变大,其所占面积大小与 RC 转速

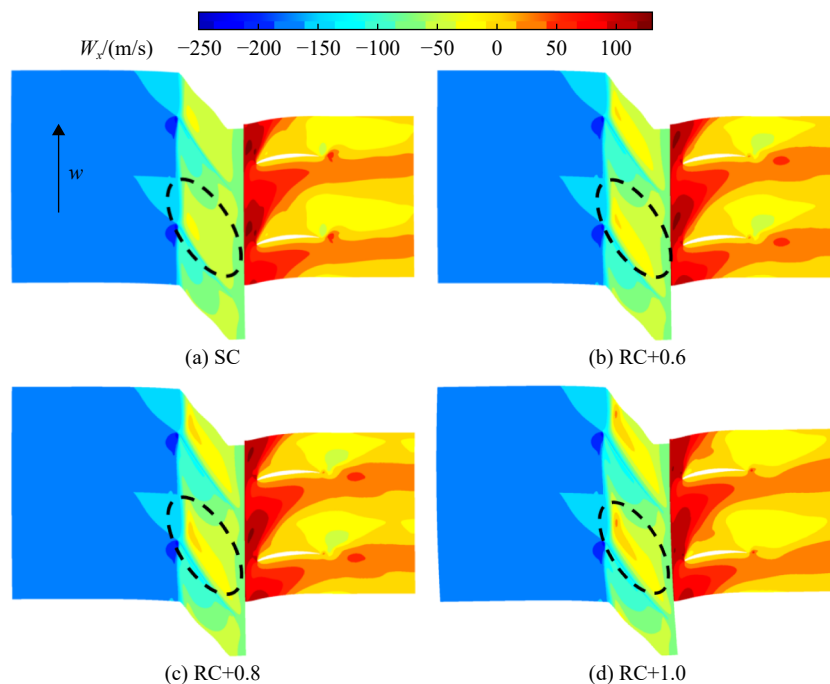


图 13 可转动环段转动方向与转子同向时近失速点 99% 叶高的相对周向速度云图

Fig. 13 Relative circumferential velocity contours at 99% span near stall point when the rotating direction of the rotatable ring segment is in the same direction with the rotor

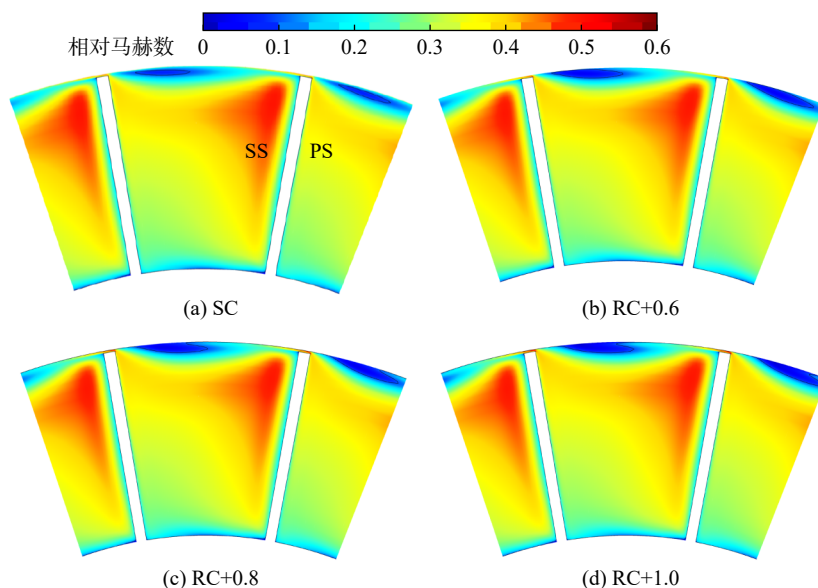


图 14 可转动环段转动方向与转子同向时近失速点 50% 轴向转子弦长的相对马赫数云图

Fig. 14 Relative Mach number contours of 50% axial rotor chord length near stall point when the rotating direction of the rotatable ring segment is in the same direction with the rotor

呈正相关。加装与转子转动方向同向的可转动环段后,可转动环段转动方向与叶顶泄漏流方向相反,低能流体阻塞更加严重。

图 15 为可转动环段转动方向与转子同向时可转动环段各转速下的近失速点叶顶泄漏流线图($\dot{m}=10.65 \text{ kg/s}$),流线采用相对速度 W_{xyz} 渲染。由图 15(a) 的 SC 泄漏流线图可见,叶顶间隙中的泄

漏流流速大部分集中在 $60 \sim 120 \text{ m/s}$ 之间,在叶顶压力面与吸力面的压差驱动下泄漏流卷吸为泄漏涡,形成低能流体团集中在流道内。加装与转子同向旋转的可转动环段后,如图 15(b)、图 15(c)、图 15(d) 所示,泄漏流以及卷吸形成的泄漏涡等低能流体流速有不同程度下降,泄漏涡速度大部分集中在 $10 \sim 80 \text{ m/s}$ 之间。随可转动环段转速的

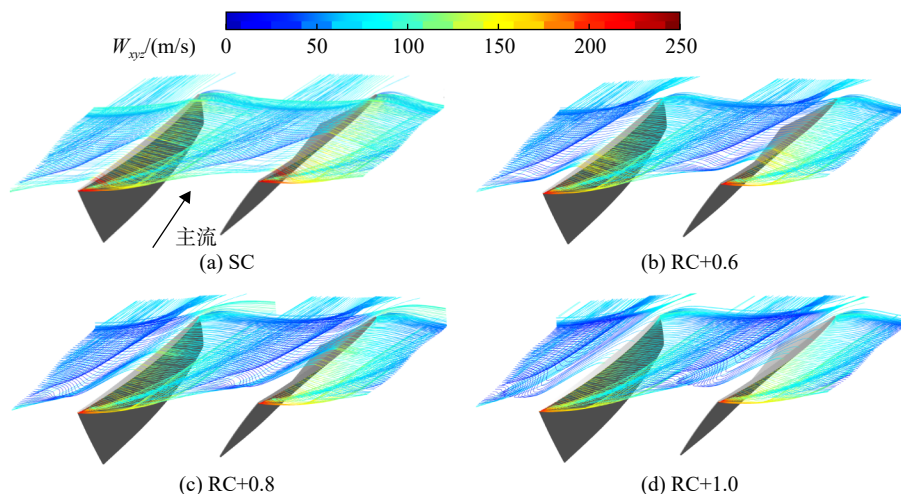


图 15 可转动环段转动方向与转子同向时近失速点叶顶泄漏流线

Fig. 15 Tip leakage streamlines near stall point when the rotating direction of the rotatable ring segment is in the same direction with the rotor

增加, 泄漏涡核向远离压力面方向移动, 流道中低能流体混乱程度增加。可转动环段转动方向与叶顶泄漏流流向相反, 向泄漏流施加反方向周向作用力, 一定程度上抑制了机匣端壁附近的附面层分离, 此时泄漏流能量较弱难以将堆积在叶顶的低能流体带走, 从而集中了更多低能流体困于流道中, 使流通情况恶化, 压气机级向不稳定方向发展。

图 16 为可转动环段转动方向与转子转动方向相同时 99% 转子叶高静压系数沿轴向弦长的分布, 可更为直观地分析可转动环段对叶顶负荷带来的影响。如图 16 所示, 在 0.15~0.9 转子轴向弦长内, RC+0.6、RC+0.8、RC+1.0 方案的压力

面压力明显低于 SC, 平均静压系数下降约为 0.04, 基本不随转速的增大而变化; 转子吸力面压力与 SC 方案基本保持一致, C_p 沿叶片轴向弦长逐渐上升至 0.256。结合图 15 泄漏流线图的分析, 随可转动环段转速的增加, 泄漏涡向下游发展的中心方向与吸力面的夹角变小, 向远离压力面的方向发展。压力面附近气流速度上升, 压力降低, 与吸力面的压差也随之减小, 导致叶顶负荷降低, 压比随之降低, 从而影响了压气机级的气动性能。

3 总结与展望

本文通过改变可转动环段的转动方向和转动速度以探究对亚声速压气机级的性能影响, 采用数值模拟方法分别计算了 SC、RC-0.6、RC-0.8、RC-1.0、RC+0.6、RC+0.8 和 RC+1.0 共 7 种方案的压气机级性能, 得到以下结论:

1) 可转动环段转动方向与转子转向相反时, 不同转速的可控转速机匣均改善了亚声速压气机级稳定工作范围, 且随着可转动环段转速的上升, 压气机级内部流通情况得到改善, RC-1.0 方案的稳定工作裕度改变量最高可达 16.34%, 近失速点压比改变量为正, 与稳定工作裕度改变量趋势相同, 最高可达 0.12%。

2) 可转动环段转动方向与转子转向相反时, 叶顶间隙中的低能流体被加速。可转动环段的转动方向与叶顶泄漏流方向一致, 向泄漏流施加了附加的周向作用力, 泄漏流速增加, 改善了近失速工况的流通能力, 延迟了失速的发生。可转动环段的加入增大了转子叶片近叶顶处吸力面与压

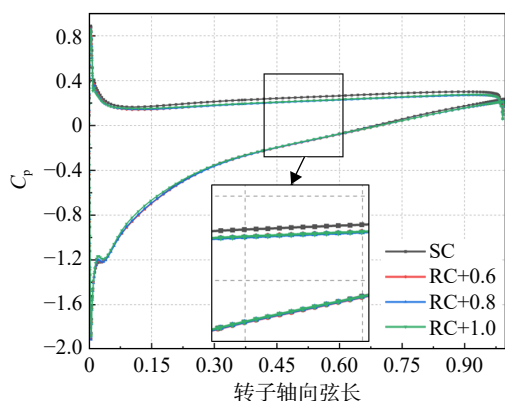


图 16 可转动环段转动方向与转子同向时 99% 转子叶高静压系数沿轴向弦长分布

Fig. 16 Static pressure coefficient distribution at rotor blade 99% span along with axial chord when the rotating direction of the rotatable ring segment is in the same direction with the rotor

力面压差, 叶片负荷增大, 这增强了泄漏流的驱动力, 提升了压气机级的压比。

3) 可转动环段转动方向与转子转向相同时, 不同转速的可转动环段对压气机级流场改善情况均为负面效果, 且随着可转动环段转速的增加, 压气机级流场堵塞情况加剧, 稳定工作裕度改变量为负, RC+1.0 方案的最低为-10.89%。

4) 可转动环段转动方向与转子转向相同时, 此时可转动环段转动方向与叶顶泄漏流流向相反, 向泄漏流施加了附加的反向周向作用力, 抑制了机匣端壁附近的附面层分离, 使泄漏流速度降低, 难以将堆积在叶顶的低能流体带走, 低能流体阻塞更加严重。随 RC 转速的增加, 泄漏涡向下游发展的中心方向与吸力面的夹角变小, 向远离压力面的方向发展, 压力面附近的流速上升, 导致压力面侧压力降低, 与吸力面的压差减小, 叶顶负荷降低, 压比也随之降低。

后续工作如下:

1) 在本亚声速压气机试验示范平台中开展可控转速机匣对压气机级的性能影响试验研究。

2) 在实际试验环境中, 改变壁面粗糙度, 探究其对流体近壁面的附面层厚度、湍流涡结构、流动分离范围等的影响。

3) 优化可控转速机匣的结构及转动特性, 如改变可转动环段的起始及终止位置、可转动环段内端壁的结构曲线等, 使不可逆损失减小, 在扩大稳定工作裕度的同时减小峰值效率下降的程度。

参考文献:

- [1] 吴亚东, 李涛. 压气机旋转不稳定性的研究进展[J]. *推进技术*, 2021, 42(1): 68-81.
Wu Yadong, Li Tao. Research progress on rotating instability of compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(1): 68-81. (in Chinese)
- [2] Lakshminarayana B, Zaccaria M, Marathe B. The structure of tip clearance flow in axial flow compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1995, 117(3): 336-347.
- [3] Stauter R C. Measurement of the three-dimensional tip region flow field in an axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(3): 468-476.
- [4] Hoying D A, Tan C S, Vo H D, et al. Role of blade passage flow structures in axial compressor rotating stall inception[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(4): 735-742.
- [5] Emmons H W, Pearson C E, Grant H P. Compressor surge and stall propagation[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1955, 77(4): 455-467.
- [6] Taylor J V, Miller R J. Competing three-dimensional mechanisms in compressor flows[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(2): 021009.
- [7] 张健, 杜娟, 陈泽, 等. 高负荷压气机叶栅流动分离的主动控制方法综述[J]. *工程热物理学报*, 2022, 43(5): 1190-1202.
Zhang Jian, Du Juan, Chen Ze, et al. Active flow control concepts of secondary flow on a highly loaded compressor cascade[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2022, 43(5): 1190-1202. (in Chinese)
- [8] 白冰, 耿少娟, 李继超, 等. 间隙和转速对轴流压气机非定常叶顶泄漏流周向传播特性影响的实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2016, 37(7): 1404-1410.
Bai Bing, Geng Shaojuan, Li Jichao, et al. Experimental study of effects of tip clearance and shaft speed on circumferential propagation characteristics of unsteady tip leakage flow[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2016, 37(7): 1404-1410. (in Chinese)
- [9] 卢新根, 楚武利, 朱俊强, 等. 轴流压气机机匣处理研究进展及评述[J]. *力学进展*, 2006, 36(2): 222-232.
Lu Xingen, Chu Wuli, Zhu Junqiang, et al. A review of studies on casing treatment of axial-flow compressor[J]. *Advances in Mechanics*, 2006, 36(2): 222-232. (in Chinese)
- [10] 楚武利, 卢新根, 吴艳辉. 带周向槽机匣处理的压气机内部流动数值模拟与试验[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(1): 100-105.
Chu Wuli, Lu Xingen, Wu Yanhui. Numerical and experimental investigations of the flow in a compressor with circumferential grooves[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(1): 100-105. (in Chinese)
- [11] Cao Zhiyuan, Yang Jing, Gao Xi, et al. Pitchwise casing treatment for effects of grooves on dynamics of vortices and loss of blade tip region of a compressor cascade[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 131: 107977.
- [12] 徐文峰, 孙鹏, 杨国刚. 机匣仿生顶室对压气机间隙流动影响研究[J]. *工程热物理学报*, 2021, 42(9): 2275-2283.
Xu Wenfeng, Sun Peng, Yang Guogang. Effect of casing with bionic tip chamber on compressor clearance flow[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2021, 42(9): 2275-2283. (in Chinese)
- [13] Ba Dun, Zhang Qianfeng, Du Juan, et al. Design optimization of axial slot casing treatment in a highly-loaded mixed-flow compressor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106262.
- [14] 王广, 楚武利, 陈向艺, 等. 轴向偏转型自循环机匣处理对高速压气机扩稳效果的影响机理[J]. *推进技术*, 2020, 41(12): 2691-2699.
Wang Guang, Chu Wuli, Chen Xiangyi, et al. Influence mechanism of axial deflection self-circulating casing treatment on stability enhancement of high-speed compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12): 2691-2699. (in Chinese)
- [15] 钟兢军, 吴宛洋. 一种用于压气机转子的可转动内端壁机匣: CN201910069085.1[P]. 2019-05-07.
- [16] 赵佳诣. 跨声速轴流压气机转子中可控转速机匣的扩稳机制研究[D]. 上海: 上海海事大学, 2023.
Zhao Jiayi. Research on stability expansion mechanism of the controllable speed casing in transonic axial flow compressor rotor[D]. Shanghai: Shanghai Maritime University, 2023. (in Chinese)
- [17] Wu Wanyang, Zhao Jiayi, Zhong Jingjun. Influence of the rotating direction and speed of controllable speed casing on the flow stability of a transonic compressor rotor under design condition[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 126: 107630.
- [18] 钟兢军, 赵佳诣, 吴宛洋. 可控转速机匣转速对跨声速压气机转子流动稳定性的影响[J]. *推进技术*, 2022, 43(9): 210218.
Zhong Jingjun, Zhao Jiayi, Wu Wanyang. Effects of speed of controllable speed casing on flow stability for transonic compressor ro-

- tor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(9): 210218. (in Chinese)
- [19] Zhao Jiayi, Wu Wanyang, Zhong Jingjun. Impact of the ending position of controllable speed casing on the flow stability in a transonic compressor rotor[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2023, 237(5): 845-856.
- [20] 赵佳诣, 吴宛洋, 钟兢军. 可控转速机匣起始位置对跨声速压气机转子流动稳定性的影响[J]. *工程热物理学报*, 2024, 45(5): 1341-1349.
- Zhao Jiayi, Wu Wanyang, Zhong Jingjun. Effect of the starting position of the controllable speed casing on the flow stability for a transonic compressor rotor[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2024, 45(5): 1341-1349. (in Chinese)
- [21] Zhao Jiayi, Wu Wanyang, Zhong Jingjun, et al. Flow mechanism study on the effect of controllable speed casing with different axial starting points on transonic compressor rotor stability[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2025, 147: 011007.
- [22] Hu Yi, Wu Wanyang, Zhao Ao, et al. Influence of the rotation characteristics of the controllable speed casing on the flow stability of a high-load compressor stage[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 141: 108575.
- [23] 钟兢军, 胡义, 赵傲, 等. 可控转速机匣转动方向对高负荷压气机级稳定性的影响[J]. *推进技术*, 2023, 44(8): 2206042.
- Zhong Jingjun, Hu Yi, Zhao Ao, et al. Effects of controllable speed casing rotation direction on stability of high load compressor stage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(8): 2206042. (in Chinese)
- [24] 胡义, 赵傲, 吴宛洋, 等. 可控转速机匣转动速度对设计工况下压气机级流动稳定性的影响[R]. 杭州: 2022年中国工程热物理学会热机气动热力学与流体机械学术会议, 2023.
- [25] Liu Shaoyan, Zhang Jiabo, Sun Zuoyu, et al. Effects of temperature and pressure fluctuations on exergy loss characteristics of hydrogen auto-ignition processes[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2023, 48(97): 38484-38495.

(编辑: 秦理曼)