

文章编号: 1000-8055(2023)03-0640-15

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210459

缝式机匣处理对对转压气机的扩稳机理

高丽敏^{1,2}, 王磊^{1,2}, 茅晓晨^{1,2}, 郭彦超^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

2. 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710129)

摘 要: 为探索缝式机匣处理在对转压气机中的适用性, 采用数值模拟的方法研究了缝式机匣处理对对转压气机气动性能和稳定裕度的影响。通过分析缝式机匣处理对压气机总体性能和叶尖流场的影响, 以揭示缝式机匣处理在对转压气机中的扩稳机理。研究表明: 缝式机匣处理可以提高对转压气机的失速裕度, 机匣处理的轴向位置对对转压气机的气动性能和失速裕度有显著的影响。随着机匣处理的前移, 对转压气机峰值效率的亏损逐渐减小, 而失速裕度改善程度相差不大。机匣处理缝的抽吸和射流效应减弱了转子 R2 叶顶通道的堵塞程度, 通过抑制叶尖泄漏流和二次泄漏流的发展以推迟失速的发生, 进而实现扩稳。此外, 缝式机匣处理时可能改变该对转压气机的最先失速级, 同时也证明了缝式机匣处理在变工况下扩稳的有效性。

关 键 词: 对转压气机; 缝式机匣处理; 扩稳机理; 轴向位置; 失速裕度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Mechanism of stability improvement with slot casing treatment in counter-rotating compressor

GAO Limin^{1,2}, WANG Lei^{1,2}, MAO Xiaochen^{1,2}, GUO Yanchao^{1,2}

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. The National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to explore the applicability of slot casing treatment in counter-rotating compressors, the effects of slot casing treatment on the aerodynamic performance and stability margin of a counter-rotating compressor were investigated by numerical simulation. The effect of the slot casing treatment on overall performance of the compressor and tip flow field was analyzed to reveal the stall margin improvement mechanism of the slot casing treatment in the counter-rotating compressor. The study showed that the slot casing treatment can improve the stability margin of the counter-rotating compressor, and the axial position of the casing treatment had a significant impact on the aerodynamic performance and stability margin of the counter-rotating compressor. With the forward movement of the casing treatment, the peak efficiency loss of the counter-rotating compressor gradually decreased, while the stall margin improvement was not much different. The combined effect of bleed and injection of the slots slowed down the degree of blockage in the rotor R2 blade tip passage, and achieved stability improvement by suppressing the development of tip leakage flow and secondary leakage flow. In addition, the slot casing treatment may change the first stall stage of this counter-rotating compressor, demonstrating the

收稿日期: 2021-08-19

基金项目: 国家自然科学基金重大项目(51790512); 国家自然科学基金(52106057); 国家科技重大专项(J2019-II-0016-0037);
中央高校基本科研业务费(D5000210483)

作者简介: 高丽敏(1973—), 女, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学方面的研究。E-mail: gaolm@nwpu.edu.cn

引用格式: 高丽敏, 王磊, 茅晓晨, 等. 缝式机匣处理对对转压气机的扩稳机理[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 640-654. GAO Limin, WANG Lei, MAO Xiaochen, et al. Mechanism of stability improvement with slot casing treatment in counter-rotating compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 640-654.

effectiveness of slot casing treatment in the expansion of stability under variable operating conditions.

Keywords: counter-rotating compressor; slot casing treatment; mechanical of stability improvement; axial position; stall margin

现代航空发动机不断向大推质比发展,为实现这一发展需求,研究人员提出了具有潜力的对转技术。采用对转技术的压气机,由于取消了两排转子间的静叶,可大幅度降低航空发动机的总质量和缩短轴向尺寸,具有级数少、负荷高等特点,被认为是进一步提高航空发动机推质比的重要技术途径之一^[1]。

对转压气机结构特殊、内部流动更加复杂,通过探究对转压气机内部的流动特性,了解对转压气机内部流动机理,为压气机设计和流动控制提供参考,国内外学者针对对转压气机开展了大量的研究。印度科学技术研究所的 Mistry 等^[2]和 Manas 等^[3]对低速对转风扇进行了实验研究,结果发现比转速和轴向间距对风扇的整体性能有显著的影响,后排转子的抽吸效应对整级失速起重要作用。麻省理工学院的 Kerrebrock 等^[4]设计并实验了对转吸附式压气机,结果表明在减轻质量的同时可以获得较高的效率。通过热线实验,德国宇航中心 Meyer 等^[5]发现前排转子的尾迹会延伸到后排转子进口,并在前排转子的频谱图中发现了后排转子叶片的通过频率,证实了两排转子间存在相互影响。西北工业大学针对对转压气机开展了一系列研究^[6-11],相关研究^[10-11]表明转速比、叶尖间隙会影响压气机的最先失速级。通过对转子尾迹的研究,中国科学院工程热物理研究所的徐强仁等^[12]发现低压转子尾迹涡以“对涡”的形式在高压转子通道中输运,叶尖泄漏流与主流交界面形状呈现波浪形。

高负荷压气机稳定裕度较窄,而机匣处理在提高失速裕度方面具有较大潜力。缝式机匣处理具有结构简单、易于加工、扩稳效果好^[13-14]等优势,是压气机工程实际中应用广泛的扩稳技术之一^[15]。国内外学者开展了大量有关缝式机匣处理几何参数的研究,并对其扩稳机理进行了深入的探索。通过对周向槽、缝式机匣处理研究, Müller 等^[16]发现在设计转速下缝式机匣处理的扩稳效果最佳,但峰值效率会有所下降。Wilke 等^[17-18]以 NASA Rotor 37 为研究对象,针对缝式机匣处理的轴向位置展开研究,结果表明将机匣处理前移后获得了较大的裕度改善同时降低了效率损失。国内的研究^[19-20]也表明机匣处理前移能

够一定程度上减小对效率的亏损。基于半圆型轴向倾斜缝机匣处理几何参数的研究, Brignole 等^[21]认为较长、较窄的轴向缝可以提升压气机的效率和压比。基于缝式机匣处理几何参数对压气机裕度及峰值效率的影响, Djeghri 等^[22]发现开度比增大扩稳能力增强,峰值效率会有所下降;缝长增加失速裕度提高,对效率的影响较小;缝的轴向位置对失速裕度的影响较小,但往下游移动峰值效率亏损较大;每个通道中缝的数目对失速裕度以及峰值效率影响很小。Zhang、Kuang 等^[23-24]通过对压气机内部流场的分析,揭示了缝式机匣处理影响轴流压气机性能和稳定裕度的流动机理。

Pundhir 等^[25]率先开展了机匣处理在低速对转压气机中的研究,研究表明槽类机匣处理可以在很大范围内提升压气机的效率,而缝式机匣处理对对转压气机的压比产生了负面影响,该研究并未对机匣处理的扩稳机理进行深入探究。Mao 等^[26-27]基于对转压气机开展了周向槽机匣处理的数值研究,结果表明周向槽机匣处理几乎不影响压气机的峰值效率,而周向槽的位置对扩稳能力有显著影响,同时发现机匣处理后该对转压气机的扩稳效果并不显著。

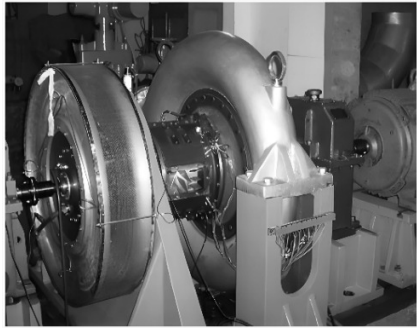
以上研究表明机匣处理的研究主要集中在常规压气机中,并且取得了良好的效果,而针对对转压气机的相关研究较少,同时由于对转压气机前后排转子叶尖泄漏流可以发生更强的直接干涉作用;受叶尖泄漏流影响,在近失速点后排转子叶顶通道的堵塞更加严重且具有更强的非定常效应,两排转子间存在强烈的动-动干涉效应,转子间流场变得更加复杂,在此情况下不同形式机匣处理的扩稳潜力和机理尚不明确。因此在对转压气机中,缝式机匣处理的有效性及其扩稳机理值得进一步研究。为此,本文以某两级对转压气机为研究对象,探索缝式机匣处理在高速对转压气机中的扩稳效果,针对缝式机匣处理轴向位置变化,通过数值模拟揭示缝式机匣处理对对转压气机性能的影响规律及其扩稳机理。

1 研究对象与数值方法

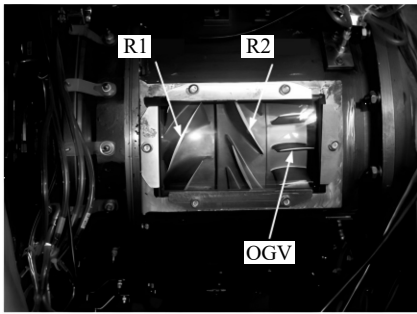
1.1 对转压气机与缝式机匣处理

本文以西北工业大学双级对转轴流压气机为

研究对象,主要包括进口导叶(IGV)、出口导叶(OGV)以及两排反向旋转的转子叶排,具体结构如图 1 所示。转子 R1 叶片数为 19,从进口气流方向看为顺时针旋转;转子 R2 包含 20 个叶片,逆时针旋转。主要设计参数如表 1 所示。



(a) 全局视图



(b) 局部放大视图

图 1 对转轴流压气机

Fig. 1 Counter-rotating axial flow compressor

表 1 转子的主要设计参数

Table 1 Main design parameters of the rotors

设计参数	转子 1(R1)	转子 2(R2)
转速 $N/(\text{r/min})$	8 000	-8 000
叶片数 n	19	20
叶顶间隙 τ/mm	0.5	0.5
叶尖弦长 C/m	0.083 2	0.076 9
叶尖速度 $U_{\text{tip}}/(\text{m/s})$	167.6	167.6
进口轮毂比	0.485	0.641

先前研究表明^[28]设计转速下该对转压气机最终失速触发的位置为转子 R2 叶尖,因此可以在后排转子上采用机匣处理来提高该对转压气机的失速裕度^[29]。为了揭示缝式机匣处理对对转压气机性能的影响规律及其扩稳机理,此外由于缝式机匣处理的轴向位置对压气机性能及其扩稳能力的影响较显著,因此本文设计了 3 种不同轴向位置的缝式机匣处理(axial slot casing treatment, ASCT),分别命名为 ASCT1、ASCT2、ASCT3。为

描述缝式机匣处理的轴向位置,参考文献^[30]引入中心偏移度,其定义为机匣处理中心与转子叶尖轴向弦长中点的轴向位置差与叶尖轴向弦长之比(机匣处理前移为正)。根据以往机匣处理的相关研究^[31-33],缝长选为 $100\%C_a$ (C_a 为叶尖轴向弦长),可以使缝最大程度的感受叶顶压差。缝深的选取参考已有研究进行选取,而不对其进行研究。结合该对转压气机的结构特点,缝的中心偏移度分别选为 0、21% 及 42%, ASCT2 方案距转子 R2 叶尖前缘轴向长度 l_1 为 $21\%C_a$, ASCT3 方案距转子 R2 叶尖前缘轴向长度 l_2 为 $42\%C_a$,每个叶片通道设置 6 个缝,详细的缝式机匣处理的几何参数如表 2 所示,表中 W_1 表示缝片宽, L 表示缝的长度,图 2 为缝式机匣处理的示意图。需特别说明的是,本文重点研究缝式机匣处理的适用性及其扩稳机理,因此缝的径向夹角和轴向夹角设置为 0° 。

表 2 缝式机匣处理几何参数

Table 2 Geometry parameters of slot casing treatment

参数	缝式机匣处理类型		
	ASCT1	ASCT2	ASCT3
缝长 $(L/C_a)/\%$	100	100	100
缝宽 W/mm	7.4	7.4	7.4
缝深 D/mm	12	12	12
缝数(单通道缝数) m	6	6	6
中心偏移度	0	0.21	0.42
W/W_1	2/1	2/1	2/1

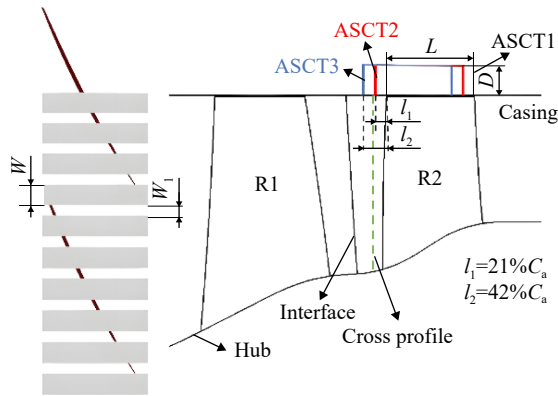


图 2 缝式机匣处理几何示意图

Fig. 2 Schematic diagram of slot casing treatment

1.2 数值方法

考虑计算成本,本文只针对两排转子叶片展开数值计算。网格的生成和计算均采用商业软件 NUMECA 来实现。计算域网格通过 AUTOGRID5 模块生成,采用与文献^[34]相同的网格拓扑结构,

网格拓扑结构采用 O4H 型。计算域进出口网格为 H 型, 叶片周围计算域采用 O 型网格。叶尖间隙采用蝶形网格拓扑结构, 内层为 O 型网格, 外层为 H 型网格, 径向网格点数为 25^[34]。整个计算域在轴向、径向和周向的网格点数依次是 257、81、49, 近壁面网格进行了加密处理, 网格数约为 160 万。第 1 层网格厚度为 5×10^{-6} m, 保证 $y^+ < 2.0$, 转子叶片网格示意图如图 3 所示。

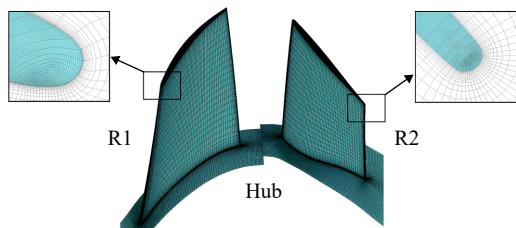


图3 转子叶片网格示意图

Fig. 3 Schematic diagram of rotor blade grid

缝式机匣处理的网格通过商业软件 NUMECA 中的 IGG 模块划分, 均采用 H 型网格拓扑结构, 对近壁面网格进行了加密。同时, 为了实现计算数据的准确传递, 在主通道的叶顶处增添了两层很薄的 H 型网格块, 总径向高度为叶尖间隙的 1/20。下层薄块底部网格与转子叶顶部网格进行非匹配连接, 上层薄块顶部网格与缝式机匣处理底部网格进行非匹配连接^[34], 通过插值进行数据的传递, 网格示意图如图 4 所示。考虑网格数量对数值计算结果的影响, 对压气机计算域网格进行了无关性验证。图 5 给出了验证结果, 设置了 7 套计算网格, 计算结果表明当网格数量超过 146 万时, 压气机效率在数值上没有出现较大的差异, 当网格数量约为 160 万与 207 万时, 效率的相对差别为 0.422%, 为兼顾数值模拟的精度与计算成本, 本文选取的叶片通道网格数量约为 160 万。缝式机匣处理的网格量约为 20 万, 因此, 本文数值计算采用的总网格量约为 180 万。

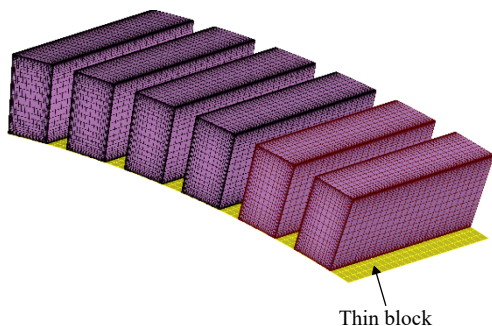


图4 机匣处理网格示意图

Fig. 4 Schematic diagram of casing treatment grid

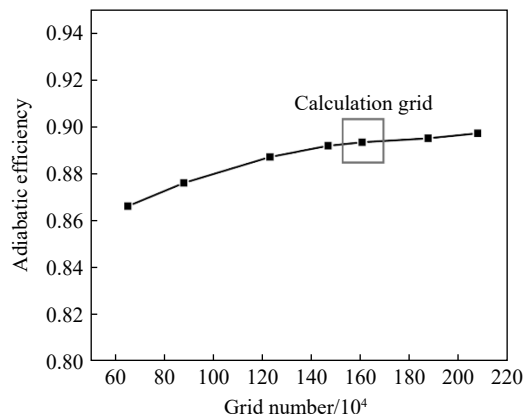


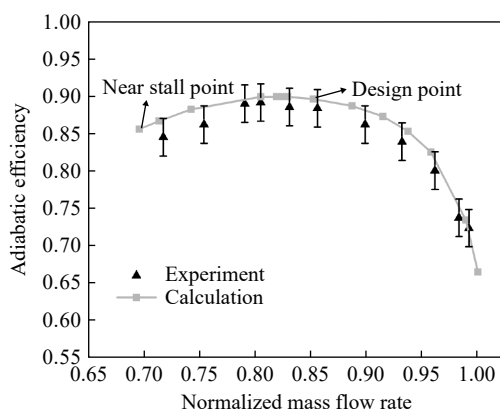
图5 计算域网格无关性验证

Fig. 5 Grid independence verification of computational domain

通过 NUMECA/FINE 模块进行数值计算, 圆柱坐标系下的三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程采用有限体积法进行求解。湍流模型选择 Spalart-Allmaras 模型, 空间项使用中心差分格式进行离散, 时间项的求解采用 4 阶 Runge-Kutta 方法, 此外, 隐式残差光滑方法和多重网格技术用于加速收敛过程。两转子间的交界面采用混合平面, 利用周向平均法进行数据传递。进出口边界条件的给定与文献 [34] 一致, 进口边界条件给定总压 (101 325 Pa)、总温 (288.15 K), 采用轴向进气; 出口给定平均静压, 壁面为绝热无滑移边界条件, 各通道设为周期性边界条件^[34]。为了尽可能准确地捕捉压气机工作范围的边界点, 本文采用了压力二分法来确定近失速点和近堵塞点^[7], 通过改变出口静压来获得对转压气机的特性线及流场参数的分布, 并将最后一个计算稳定点作为压气机的近失速点。

1.3 数值验证

根据以上计算设置, 开展对转压气机的数值模拟计算。为验证数值模拟的准确性, 图 6 给出了对转压气机总特性的实验与数值结果的对比。



(a) 绝热效率

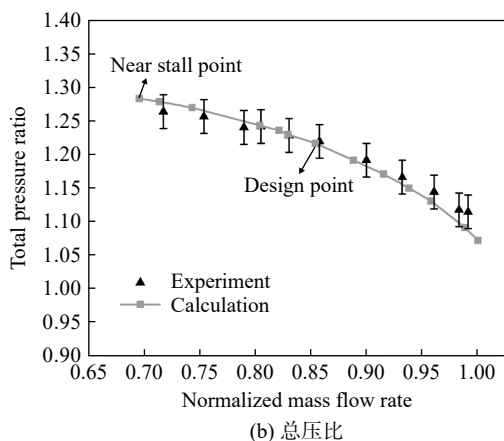


图 6 实验和数值计算压气机总性能对比

Fig. 6 Overall performance comparison between experiment and numerical calculation results of compressor

从对转压气机总压比曲线的对比可以看出,数值计算的总压比与实验值吻合较好。对于压气机的效率而言,由于实验中温升效应造成的误差,使得数值计算得到的效率略高于实验值。总体上看,数值计算的效率曲线与实验结果趋势吻合较好。

2 结果与分析

2.1 总性能分析

为了评估不同轴向位置的缝式机匣处理对压气机总性能和稳定性的影响程度,给出了失速裕度改进量 SMI(stall margin improvement, 量符号记为 V_{SMI})和峰值效率提升量 PEI(peak efficiency improvement, 量符号记为 V_{PEI})。SMI 和 PEI 的定义如下:

$$V_{SMI} = \left[\left(\frac{\pi_{ASCT}}{\pi_{SC}} \right)_{NS} \cdot \left(\frac{m_{SC}}{m_{ASCT}} \right)_{NS} - 1 \right] \times 100\% \quad (1)$$

$$V_{PEI} = \left[\left(\frac{\eta_{ASCT}}{\eta_{SC}} \right)_{PEP} - 1 \right] \times 100\% \quad (2)$$

式中下标 ASCT 代表缝式机匣处理,下标 SC 代表实壁机匣,NS 代表近失速工况,PEP 代表峰值效率点。

图 7 给出了不同缝式机匣处理方案下对转压气机总性能曲线的对比图,用实壁机匣堵塞点的流量进行无量纲化。图中 SC 代表实壁机匣,ASCT1、ASCT2、ASCT3 分别代表中心偏移度为 0、0.21、0.42 的缝式处理机匣,NSPCT 代表机匣处理下近失速工况,NSPSC 代表实壁机匣下近失速工况,DP 表示设计工况。图 7 表明在 3 种机匣处理方案下,均能在一定程度上拓宽压气机的工作范围。

相比于实壁机匣,3 种机匣处理方案下可以显著减小失速点的流量 SMF(stall mass flow, 量符号记为 M_{SMF}),压气机可以在更小的流量工况下工作。在 ASCT1 与 ASCT2 方案下,压气机的效率曲线整体都低于实壁机匣,而 ASCT3 方案仅在近失速工况下提升压气机的效率。3 种方案均在近失速点提升了压气机的总压比,在堵塞工况下 3 种方案均能略微拓宽堵塞边界,但堵塞工况下扩稳效果并不明显,这说明机匣处理主要通过近失速工况发挥扩稳潜力。

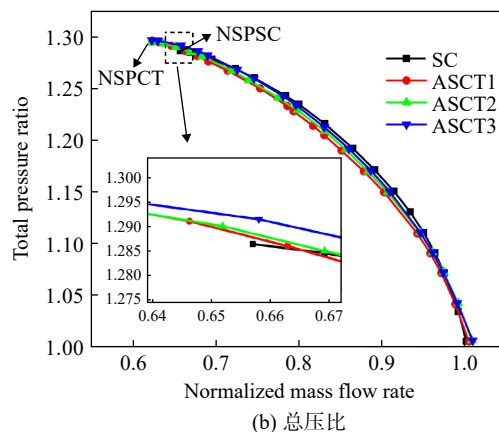
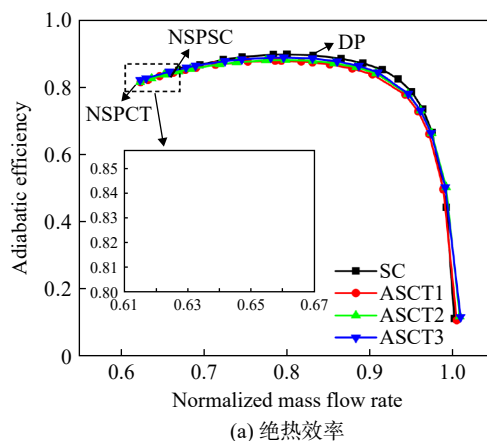


图 7 对转压气机总特性对比

Fig. 7 Comparison of the overall performance of counter-rotating compressor

表 3 为缝式机匣处理扩稳效果评估,图 8 为机匣处理不同轴向位置下 V_{SMI} 和 V_{PEI} 对比,比较了 3 种不同轴向位置的缝式机匣处理方案。随着机匣处理向上游前移,压气机对应的最小稳定工作流量逐渐减小,3 种机匣失速裕度提高的差异并不明显,相关内在作用机理将在接下来的小节中进行分析。在 ASCT3 方案下获得 6.29% 的失速裕度改进量;随着机匣处理向上游前移,峰值效率点的亏损逐渐减小,最小为 -0.99%。这表明

轴向位置会影响缝式机匣处理的扩稳效果以及压气机的气动性能,并且随着机匣处理前移,失速裕度改善程度相差不大,而峰值效率亏损逐渐降低。

表3 缝式机匣处理扩稳效果评估

Table 3 Evaluation of stability expansion effect of slot casing treatment

机匣类型	$M_{SMF}/(\text{kg/s})$	$V_{SMI}/\%$	$V_{PEI}/\%$
ASCT1	4.81	6.23	-2.15
ASCT2	4.806	6.15	-1.82
ASCT3	4.807	6.29	-0.99

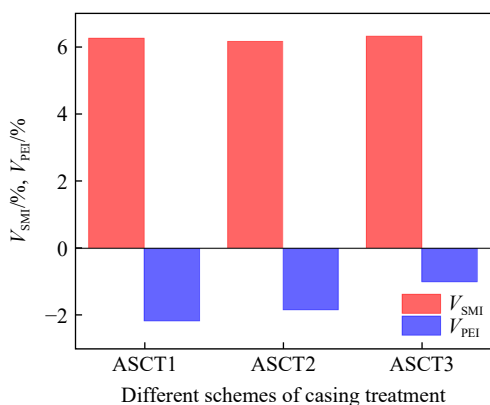


图8 3种方案下 V_{SMI} 和 V_{PEI} 的比较

Fig. 8 Comparison of V_{SMI} and V_{PEI} under three schemes

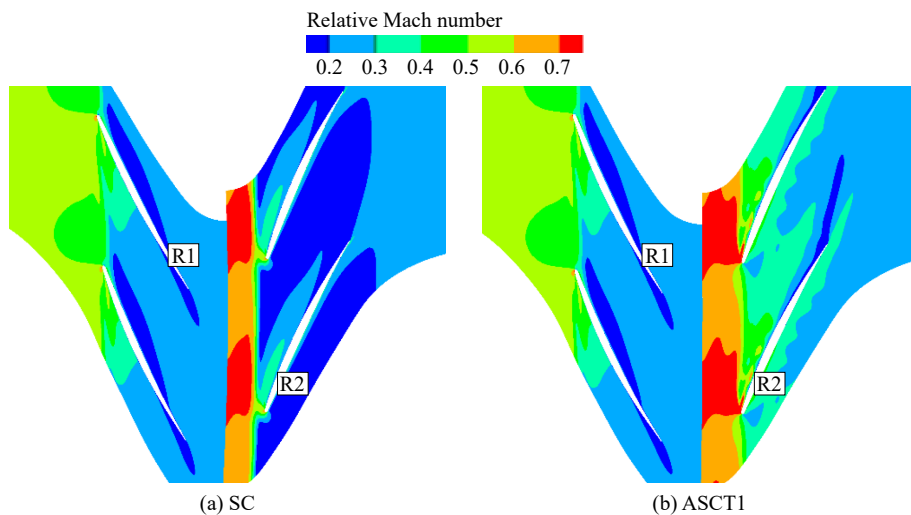
2.2 叶尖流场分析

为进一步探究缝式机匣的扩稳机理,以下将对叶尖流场展开分析。图9为有无机匣处理方案下0.99倍叶高相对马赫数分布云图,均为实壁机匣近失速工况。图9(a)表明在实壁机匣下,压气机进入近失速工况后,相比于转子R2,转子R1叶

片通道内存在小面积的低速区,且流动状况相对较好,而转子R2内部流动相对较恶劣,叶片通道内存在大面积的低速区,是由于叶尖间隙泄漏流与机匣端壁附面层相互掺混所形成的,大量的低能流体使得叶片通道被堵塞,最终诱发压气机进入失稳状态,这也进一步证明了为转子R2配置处理机匣的合理性。

图9(b)~图9(d)表明相比于实壁机匣,机匣处理后转子R2叶尖流场有了明显的改善,3种机匣处理方案均能有效减轻转子内部堵塞,低速区的面积大幅减小,ASCT1方案改善效果最显著,只有叶片尾缘处存在小面积的低速区。随着机匣处理向转子R2上游前移,3种机匣处理能够有效抑制叶尖间隙泄漏流的发展,吸除了转子R2叶顶叶片弦长中后部范围内的低能流体;由于机匣处理的前移,对叶顶尾缘通道内低能流体的抽吸作用减弱,使得叶顶尾缘通道内低速区的面积随着机匣处理的前移而增大;叶片前缘上游处高速区随着机匣处理的前移而减小,ASCT1方案下的高速区最大。

图10给出了实壁机匣近失速流量工况下,叶尖间隙泄漏流分布情况,图中叶尖泄漏流(TLF)用红色实线表示,黑色实线表示叶尖二次泄漏流(DLF)。图10(a)表明在实壁机匣近失速工况下,在叶片吸力面与压力面压差的驱动下,转子叶片叶顶通道内形成叶尖泄漏流以及二次泄漏流,相比于转子R1,转子R2叶顶通道内泄漏流的分布情况更加复杂。转子R2叶顶中部弦长处泄漏流向上游偏转且部分泄漏流从相邻叶片的前缘溢出,使得叶尖前缘处部分泄漏流并未向通道下游流动,而是越过相邻叶片前缘向下游传播,导致叶片前



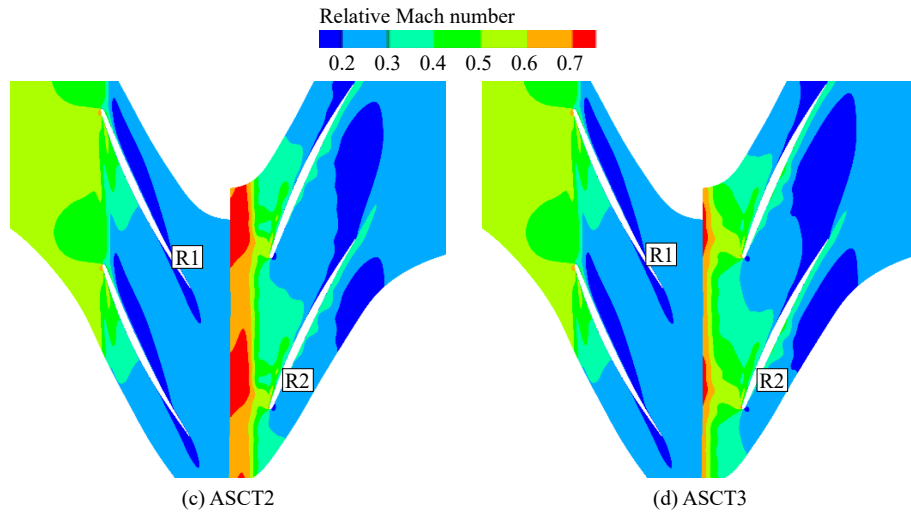


图 9 0.99 倍叶高相对马赫数分布

Fig. 9 Mach number distribution at 0.99 times span

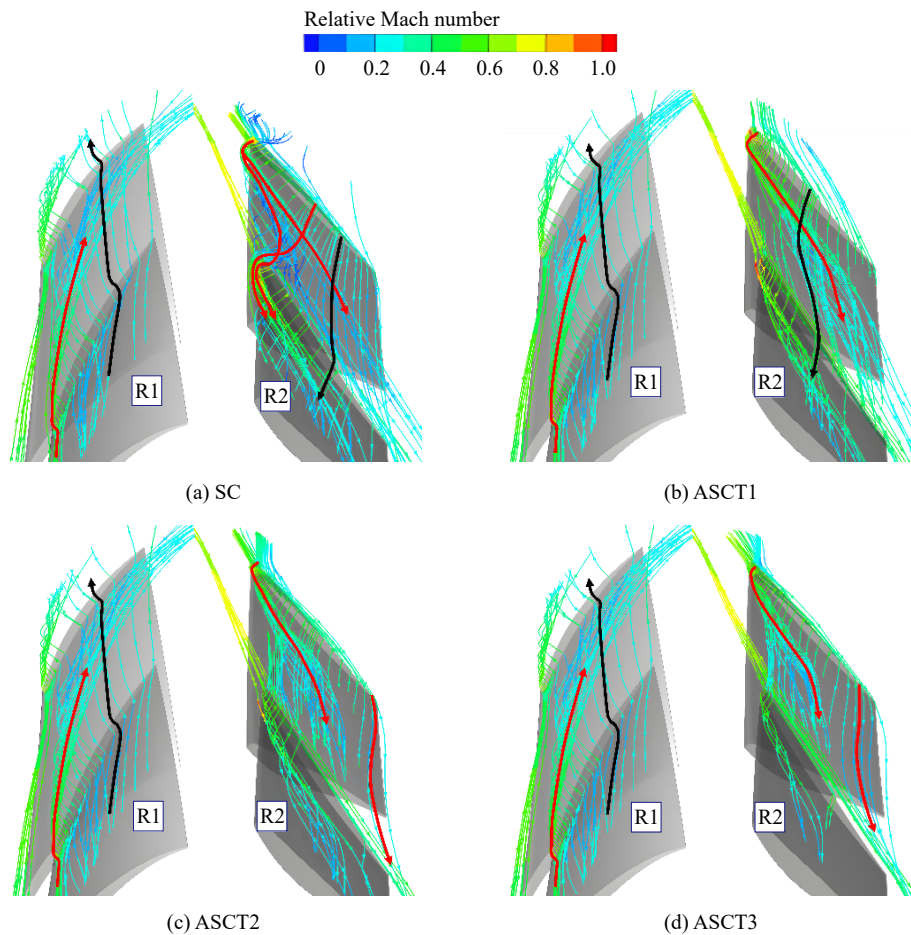


图 10 实壁机匣近失速点下叶顶间隙泄漏流分布

Fig. 10 Distribution of tip leakage flow at near stall point of solid casing

缘通道内堵塞不断堆积,造成主流无法顺利进入通道内,并且与泄漏流发生相互作用。随着进口流量的进一步减小,主流和泄漏流的交界面不断前移,前缘溢流不断加剧,最终触发突尖失速。

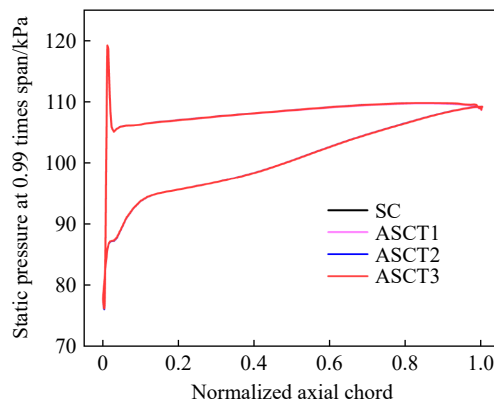
近失速工况下,转子 R1 和转子 R2 叶顶通道内都存在双泄漏的现象,由于转子 R2 叶片负荷更高,叶尖二次泄漏流的强度也更大。叶尖二次泄漏流的出现会加剧叶片通道内的堵塞和损失的增加,

先前研究表明叶尖二次泄漏流在诱发压气机失速中起着重要的作用^[35]。

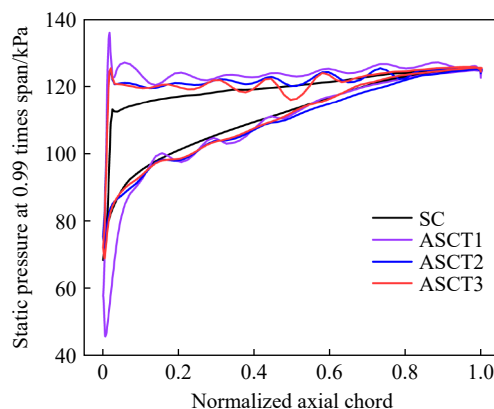
机匣处理后对转子 R1 叶尖泄漏流的影响并不明显,而使转子 R2 叶尖泄漏流的流动发生明显变化。在轴向压差的作用下,机匣处理将泄漏流造成的低能流体从缝的尾部抽吸入腔体内,之后从缝的前部喷射入主流,通道内的低速区明显减小,显著减弱了叶顶堵塞的程度,并且减缓了前缘溢流的现象,从而改善了转子叶顶通道内的流动情况。图 10 显示,在采用机匣处理后转子 R2 叶尖泄漏流轨迹发生改变,这正是由于缝式机匣处理对泄漏流的抽吸与射流共同作用而引起的。随着机匣处理向转子 R2 上游前移,使得叶顶通道内的二次泄漏流逐渐减缓。由于叶顶通道内堵塞程度与叶尖二次泄漏流强度的减弱,从而使得压气机可以在更小的流量工况下工作;随着机匣处理向转子 R2 上游前移,机匣处理对转子叶片靠近尾缘处叶尖泄漏流的抽吸作用减弱,使得靠近尾缘处泄漏流的泄漏范围和强度有所增加。

实壁机匣近失速流量工况下,实壁机匣与 3 种机匣处理方案中转子 0.99 倍叶高叶片表面的静压分布如图 11 所示。由图可知,机匣处理后对转子 R1 叶尖静压分布的影响并不明显,而使转子 R2 叶尖静压分布产生了明显的变化。图 11(b) 显示,相比于实壁机匣,采用机匣处理后叶片吸力面的静压总体上减小,压力面的静压总体上增大,相应的静压曲线包络面积增大,这表明采用机匣处理后由于缝式机匣处理的抽吸和射流作用,使转子 R2 叶尖负荷增大,叶片的做功和扩压能力增强。ASCT1 方案在转子 R2 叶尖的负荷要明显大于 ASCT2 与 ASCT3 方案,ASCT1 方案机匣处理为叶尖泄漏流提供的驱动力是最大的,对应泄漏流的强度也较大,泄漏流与主流相互作用发展为泄漏涡,因此产生的流动损失也是最大的,从而增加了压气机的效率损失。

图 12 给出了间隙内气流的径向平均轴向速度与切向速度沿轴向弦长的分布,从图 12(a)中可以看出,实壁机匣下由于压气机处于近失速状态,出现前缘溢流现象,流过间隙内的气流其轴向速度为负值,速度的绝对值较大,尤其在前缘至 0.4 倍弦长范围内,因此该区域出现回流现象。机匣处理后在前缘至 0.6 倍弦长范围,间隙内气流的轴向速度发生明显变化,气流轴向速度的绝



(a) 转子 R1



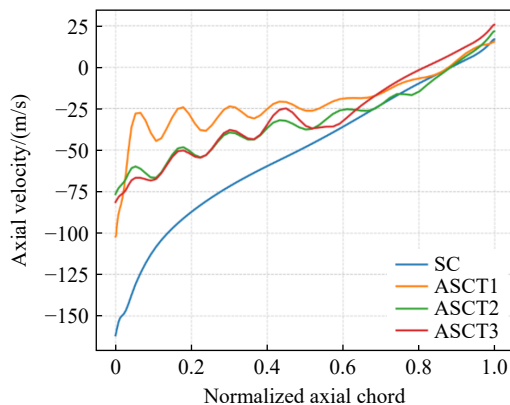
(b) 转子 R2

图 11 转子 0.99 倍叶高叶片表面静压分布

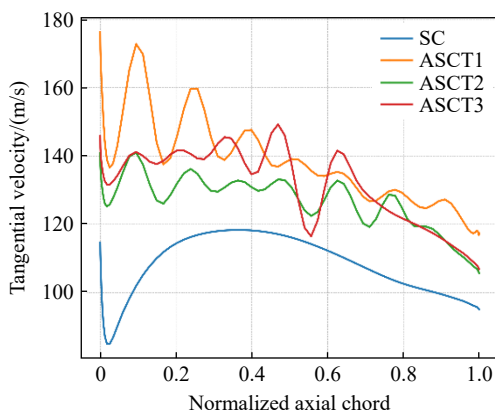
Fig. 11 Static pressure distribution on the blade surface of rotor at 0.99 times span

对值减小,这表明气流向通道内流动的轴向动量增加,可以抑制叶顶通道内的堵塞,同时减缓前缘溢流。从图 12(b)中可以明显看到机匣处理后泄漏流的切向速度增大,泄漏流的强度增大,主要是由于叶片表面的静压差增大,泄漏流的驱动力增加,使得泄漏流的轴向速度和切向速度增大,而泄漏流的轨迹由这两个速度分量共同决定的,由于以回流形式存在的负轴向速度分量绝对值减小,因此其合速度会使泄漏流的轨迹偏向叶片通道内,减缓了前缘溢流的程度,进而提高了叶顶的流通能力。

图 13、图 2 所示截面处 (cross profile) 转子 R2 进出口轴向速度沿叶高的分布,图 13(a)中显示实壁机匣下,转子 R2 进口叶顶区域轴向速度为负值,而机匣处理后叶尖处气流轴向速度增大,气流向通道内流动的轴向动量增加,这也说明了机匣处理减弱了叶顶进口堵塞的程度,改善了进口流动状况。ASCT3 机匣处理由于向转子 R2 上游前移距离较长,在 0.6 倍叶高以上,气流轴向速



(a) 轴向速度



(b) 切向速度

图 12 间隙泄漏流轴向与切向速度沿弦长分布

Fig. 12 Gap leakage flow axial and tangential velocity distribution along the chord length

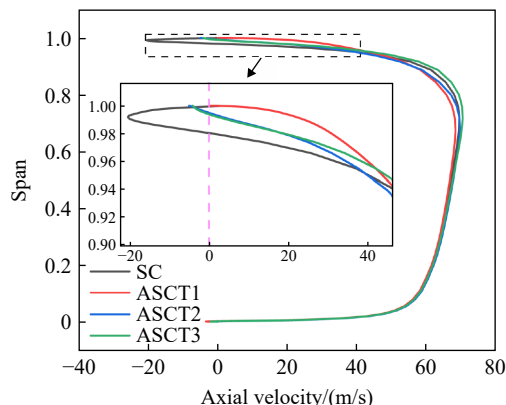
度较大,对叶尖泄漏流的溢流抑制作用更强,有利于气流更好的流入通道内。从图 13(b)中可以看出相比于实壁机匣,机匣处理后在 0.65 倍叶高以上,转子 R2 出口轴向速度增大,表明机匣处理后提高了叶顶通道内的流通能力。

图 14 给出了图 2 所示截面处转子 R2 进口相对气流角沿叶高的分布,进口相对气流角的定义如式(3)所示。

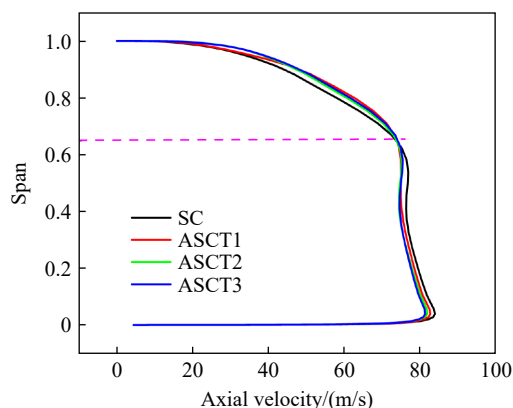
$$\beta_1 = \begin{cases} \arctan\left(\frac{W_y}{W_z}\right) \times \frac{180^\circ}{\pi} & W_z > 0 \\ 180^\circ - \arctan\left(\frac{W_y}{W_z}\right) \times \frac{180^\circ}{\pi} & W_z < 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中 W_y 、 W_z 分别为相对速度的切向分量与轴向分量。

从图 14 中可以看到实壁机匣下,由于前缘溢流,叶尖进口堵塞严重,进口相对气流角较大,而机匣处理后减缓了前缘溢流,减弱了叶尖进口的堵塞程度,叶尖进口相对气流角有明显的减小,



(a) 进口轴向速度



(b) 出口轴向速度

图 13 转子 R2 进出口轴向速度沿叶高分布

Fig. 13 Rotor R2 inlet and outlet axial velocity distribution along the blade span

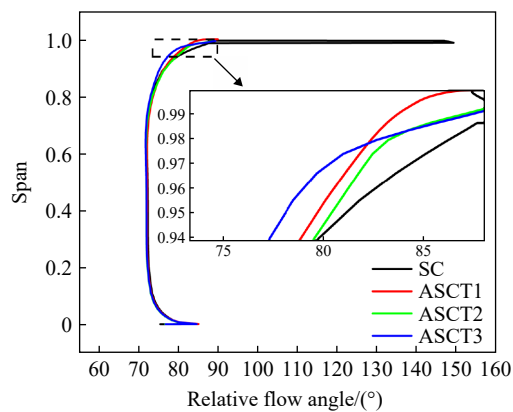


图 14 转子 R2 进口相对气流角沿叶高分布

Fig. 14 Rotor R2 inlet relative flow angle distribution along the blade span

气流更易流入通道内。机匣处理后转子 R2 进口相对气流角变化趋势与进口轴向速度的变化趋势一致。

图 15 给出了实壁机匣近失速流量工况与机匣处理 ASCT1 近失速流量工况下 0.99 倍叶高处的流场分布。由图 15(a)可以看出在实壁机匣的

近失速流量工况下, 转子 R2 叶顶通道内的堵塞程度更加严重, 而图 15(b) 表明在机匣处理 ASCT1 的近失速流量工况下, 转子 R1 叶顶通道内出现了大面积的低能流体区, 此时转子 R1 叶顶通道内的堵塞更加严重, 流动情况更加恶劣, 这与实壁机匣近失速流量工况下的堵塞情况正好相反, 主要是由于机匣处理的抽吸和射流作用改善了转子 R2 叶顶通道内的堵塞程度, 随着进口流量的进一步减小, 使得转子 R1 通道内的堵塞愈发严重。图 15(c) 可以看出在实壁机匣近失速流量工况下, 叶尖泄漏流与主流相互掺混形成的交界面

到达叶片前缘, 并在叶片前缘发生溢流现象, 此时转子 R2 为最先失速级, 而图 15(d) 表明在机匣处理 ASCT1 的近失速流量工况下, 由相邻叶片中部弦长处的泄漏流引起转子 R1 前缘出现前缘溢流现象, 但此时在转子 R2 通道内并未出现明显的前缘溢流现象, 再加之转子 R1 叶顶通道内的堵塞更加严重, 由此可以初步判断在机匣处理后, 该对转压气机的最先失速级有可能发生转换, 由转子 R2 转换为转子 R1。至于机匣处理是否改变该对转压气机的最先失速级还需要后续进一步的验证。

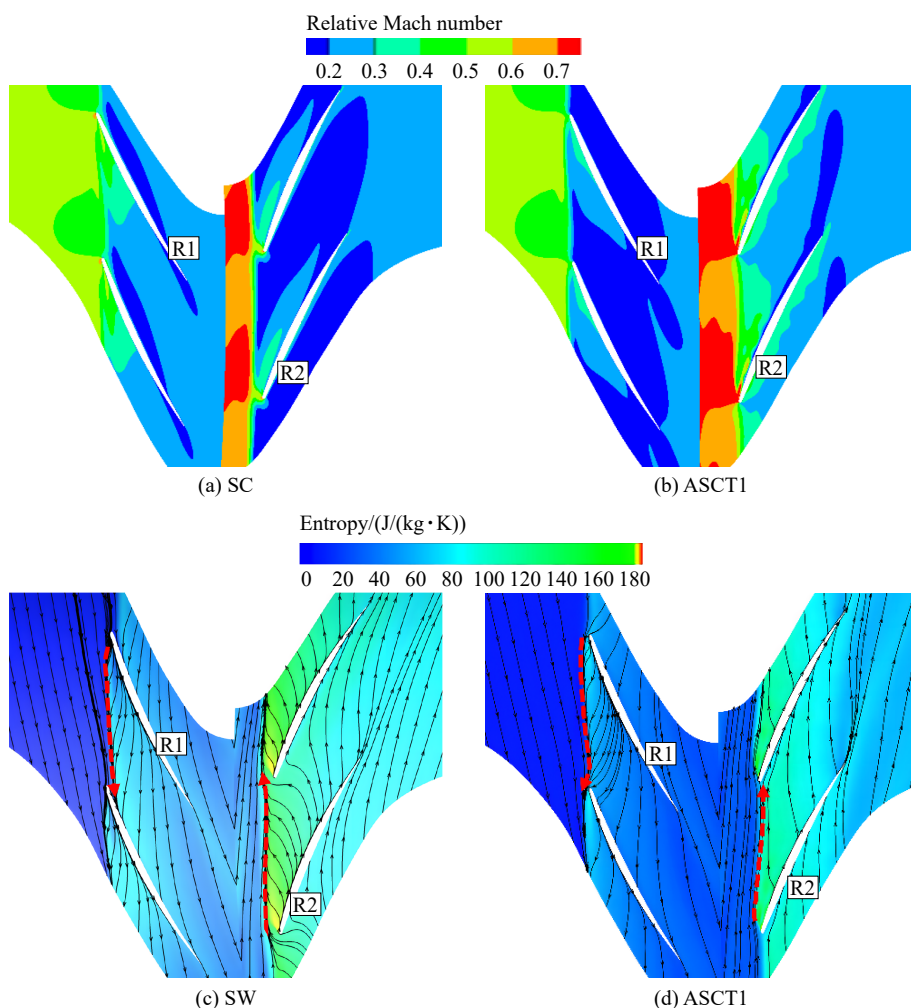


图 15 实壁机匣近失速工况与机匣处理近失速工况下 0.99 倍叶高处流场

Fig. 15 Flow field at 0.99 times blade span at near stall point of solid casing and casing treatment

2.3 机匣处理轴向位置对效率的影响

图 16 给出了设计点下子午面上熵分布及其流动情况。从图中可以看出, 压气机内的高熵区主要集中在转子叶顶区域以及机匣处理缝内部。机匣处理时由于其抽吸和射流作用会在缝内形成回流区, 一方面会导致缝内流动损失的增加, 另

一方面会与叶尖主流进行掺混导致流动损失增加, 这两方面都会影响压气机的效率。随着机匣处理的前移, 子午面上高熵值不断减小, 缝内回流区产生的涡核向缝内部移动, 降低了与主流的掺混损失, 减小了对压气机效率的亏损。为进一步量化机匣处理对压气机效率的影响, 图 17 给出了实

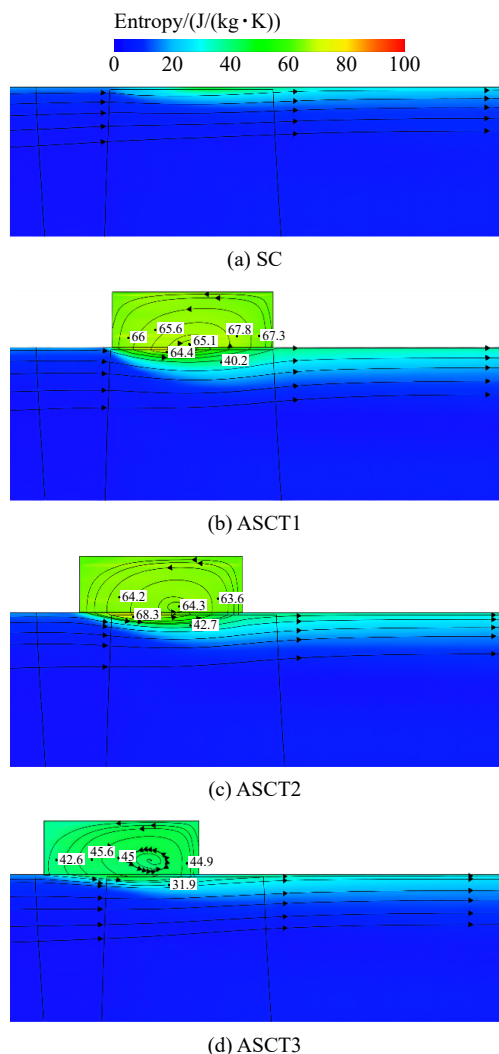


图 16 子午面熵及流线分布

Fig. 16 Distribution of entropy and streamlines in the meridian plane

壁机匣与机匣处理下周向平均熵的积分值 I , 其定义如式(4)所示。

$$I = \int \bar{S} dA \quad (4)$$

式中 $\bar{S}$ 代表周向平均熵, A 为子午面面积, 熵的定义如式(5)所示。

$$S = \frac{c_p}{\gamma} \log \left[\left(\frac{p}{p_{\text{ref}}} \right)^{(1-\gamma)} \left(\frac{T}{T_{\text{ref}}} \right)^{\gamma} \right] \quad (5)$$

式中 S 代表熵, p 、 T 分别为当地静压与静温, p_{ref} 、 T_{ref} 分别为参考压力与参考温度, γ 表示比热比。

图 17 中显示机匣处理后熵值增大, 意味着机匣处理后压气机的效率产生了亏损。随着机匣处理前移, 熵值减小, 压气机效率的亏损降低, 这与图 8 中峰值效率提升量的变化趋势一致。

图 18 为实壁机匣近失速流量工况下, 3 种机

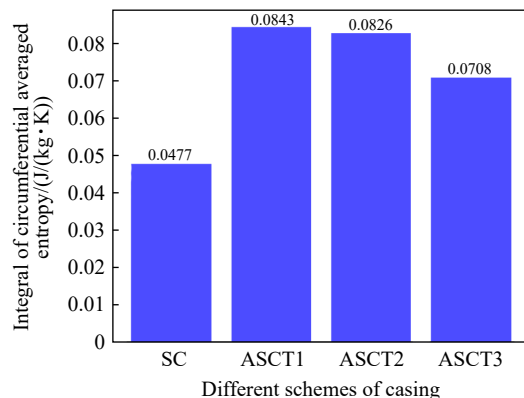


图 17 不同机匣下周向平均熵的积分值

Fig. 17 Integral of circumferential averaged entropy with different casings.

匣处理方案中机匣处理开口面处绝对速度径向分量 V_r 的分布, 其中速度为正表示气流进入缝内, 代表机匣处理的抽吸作用, 速度为负表示气流出缝内, 代表机匣处理的喷射作用。图中 TE 表示前缘, LE 表示尾缘。图 18 表明, 相比 ASCT2、ASCT3 方案, ASCT1 方案在近叶片吸力面的几个缝开口面局部处的径向速度较大, 代表了该机匣处理局部的射流作用较强, 这也解释了图 9(b) 中为何出现较大面积的高马赫数区。机匣处理缝感受到的静压差越大, 缝前部的射流速度越大, 射流速度较大增强了泄漏流下洗的趋势, 引起流动损失的增加; 结合图 10 可以看出部分泄漏流并未被抽入缝内, 依然存在二次泄漏现象, 由泄漏流造成的损失仍然较大。一方面, ASCT3 方案下尾部近叶片压力面的几个缝内局部的径向速度较大, 缝内形成的回流区向缝内移动, 回流区对气流有带动作用, 使得进入缝后部的气流速度增加, 缝局部抽吸能力较强, 可以将泄漏流吸入缝内, 抑制了泄漏流的发展, 降低了由泄漏流所引起的损失。另一方面, 缝前部的径向速度相对较小, 与主流造成的掺混损失相对较大, 由图 9(d) 可以看出, 转子前缘上游的高速区减小。综上所述, 在缝式机匣处理后该对转压气机效率的下降是由缝的抽吸和射流以及缝内回流共同作用的结果。

通过对机匣处理缝内流动的定量分析, 图 19 给出了 3 种机匣处理方案下缝的抽吸量与射流量的分布。从图中可以看出, 3 种机匣处理方案下缝的抽吸量与射流量均较小。随着机匣处理的前移缝的抽吸量、射流量的差异均不显著, 同时这也解释了随着机匣处理的前移失速裕度提高差异不明显的原因。

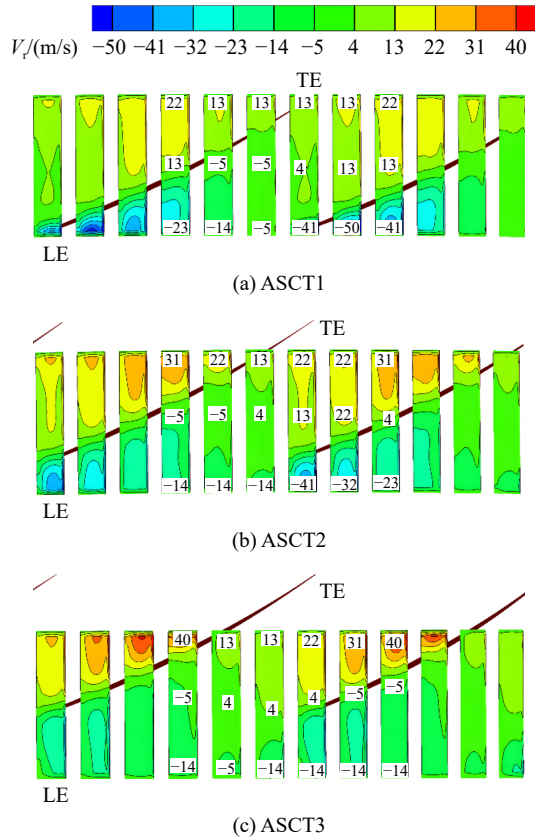


图 18 机匣处理开口面处绝对速度径向分量分布

Fig. 18 Distribution of radial component of absolute velocity at open face of casing treatment

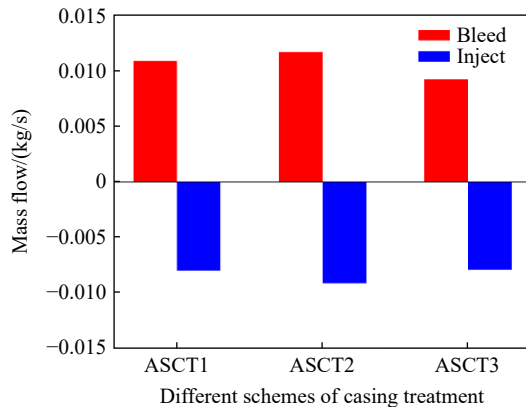


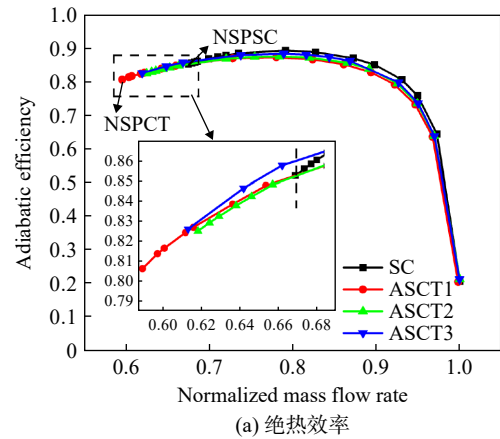
图 19 3种机匣处理方案下缝的抽吸量与射流量的分布

Fig. 19 Distribution of bleed and inject mass flow in the slots with the three casing treatment schemes

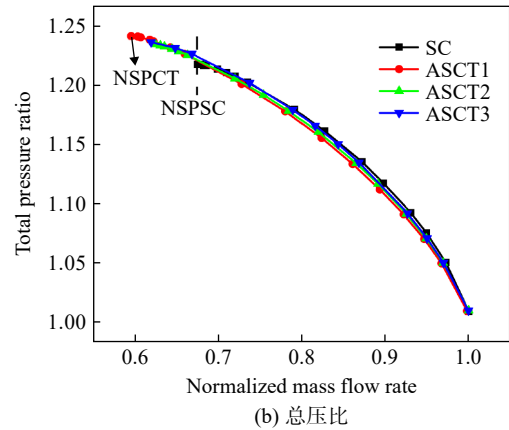
2.4 变转速比工况下机匣处理的扩稳效果

图 20~图 21 分别给出了 R2 转子与 R1 转子转速比为 1.25、1.11 时实壁机匣与缝式机匣处理下对转压气机的总性能曲线对比图。从图中可以看出, 3 种机匣处理方案均能拓宽压气机的工作范围, 提高了压气机的失速裕度。图 22 给出了 R2 转子与 R1 转子转速比为 1.25、1.11 时 SMI 和

PEI 的对比图, 图中表明两种转速比下随着机匣处理的前移, 压气机峰值效率的亏损均减小, 这与转速比为 1 时的变化规律一致。对转压气机的总性能曲线图以及 SMI 和 PEI 的对比图证明了机匣处理在对转压气机不同转速比下的有效性, 表现出了较佳的扩稳潜力。



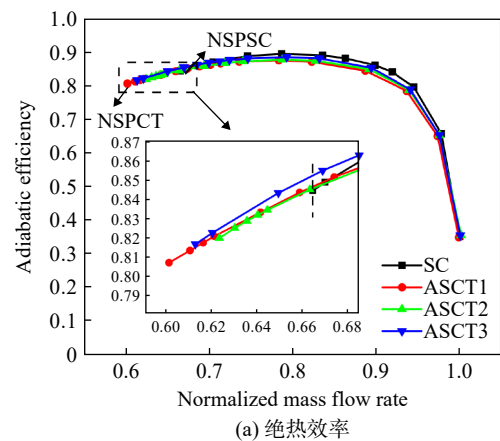
(a) 绝热效率



(b) 总压比

图 20 转速比为 1.25 时实壁机匣与缝式机匣处理下对转压气机总特性

Fig. 20 Comparison the overall performance of compressor at speed ratio of 1.25 under solid casing and slot casing treatment



(a) 绝热效率

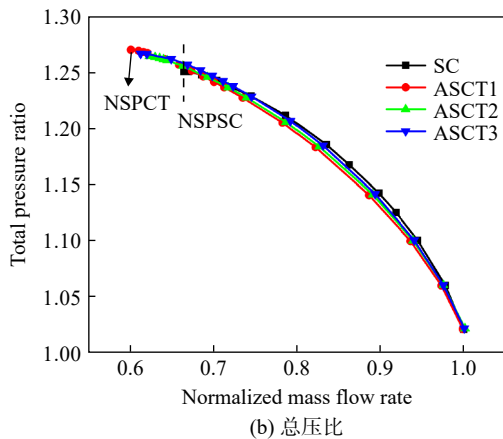
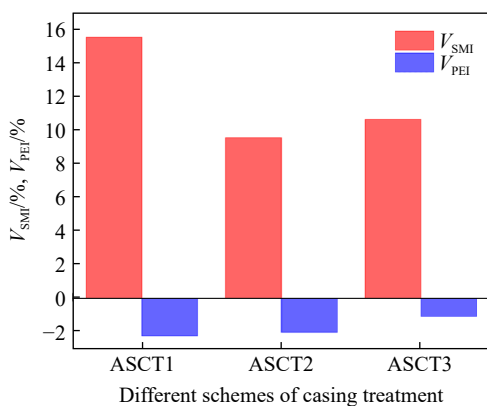
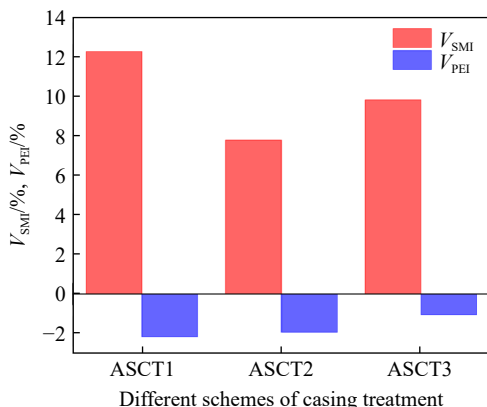


图 21 转速比为 1.11 时实壁机匣与缝式机匣处理下对转压气机总特性

Fig. 21 Comparison the overall performance of compressor at speed ratio of 1.11 under solid casing and slot casing treatment



(a) 转速比为 1.25



(b) 转速比为 1.11

图 22 两种转速比下 V_{SMI} 和 V_{PEI} 的比较

Fig. 22 Comparison of V_{SMI} and V_{PEI} at two speed ratios

3 结 论

本文通过采用数值计算的方法探索缝式机匣处理在对转压气机中的扩稳效果,研究了缝式机匣处理对压气机性能和稳定裕度的影响,并详细

分析了不同机匣处理方案下叶尖流场的变化,得出的主要结论如下:

1) 与常规压气机类似,机匣处理可以明显提高该对转压气机的失速裕度,且使压气机的效率有一定程度的下降;缝式机匣处理通过其抽吸和射流效应减缓了转子 R2 叶顶通道内的堵塞程度,并且抑制了叶尖间隙泄漏流和二次泄漏流的发展,减缓了前缘溢流的程度,改善了近失速工况进而实现扩稳;随着处理机匣的前移,机匣处理后压气机峰值效率点的亏损逐渐下降,而对失速裕度提高的差异并不明显;ASCT3 方案在获得可观的失速裕度改进量的同时还能降低对压气机峰值效率的亏损。

2) 缝式机匣处理使得转子 R2 叶尖负荷增大,提高了压气机的扩压和做功能力,但使泄漏流的驱动力增大,相应流动损失增加。随着机匣处理的前移,一方面机匣处理缝的局部抽吸作用增强,有效改善了转子 R2 叶顶通道上游的流动情况,同时叶尖负荷减小,降低了由泄漏流造成的损失,并且缝内回流与主流的掺混损失逐渐降低。另一方面机匣处理缝的射流速度减小,增加了与主流的掺混损失。该压气机效率的下降是由缝的抽吸和射流效应以及缝内回流共同作用的结果。

3) 缝式机匣处理可能会改变该对转压气机的最先失速级。对转压气机转速比变化后,缝式机匣处理仍表现出较佳的扩稳潜力,证明了缝式机匣处理在变工况下扩稳的有效性。

本文主要分析了缝式机匣处理对对转压气机的扩稳机理和缝的轴向位置对其扩稳能力的影响,后续将进一步验证缝式机匣处理是否改变该对转压气机的最先失速级,同时开展缝式机匣几何参数对压气机性能的影响研究,并进行优化设计,力图在获得理想扩稳裕度的同时以减小对压气机效率的亏损。

参考文献:

- [1] JOLY M, VERSTRAETE T, PANIAGUA G. Full design of a highly loaded and compact contra-rotating fan using multidisciplinary evolutionary optimization[R]. ASME Paper GT2013-94433, 2013.
- [2] MISTRY C, PRADEEP A M. Effect of variation in axial spacing and rotor speed combinations on the performance of a high aspect ratio contra-rotating axial fan stage[J]. *Journal of Power and Energy*, 2013, 227(2): 138-146.
- [3] MANAS M P, PRADEEP A M. Stall inception mechanisms in a

- contra-rotating fan operating at different speed combinations[J]. *Journal of Power and Energy*, 2019, 234(8): 1014-1052.
- [4] KERREBROCK J L, EPSTEIN A H, MERCHANT A A, et al. Design and test of an aspirated counter-rotating fan[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(2): 293-302.
- [5] MEYER T, KNOBLOCH K, LINDEN J. Hot-wire measurements in a high speed counter rotating turbo fan rig[R]. ASME Paper GT2010-22569, 2010.
- [6] CHEN Y Y, LIU B, XUAN Y, et al. A study of speed ratio affecting the performance of a contra-rotating axial compressor[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2008, 222(7): 985-991.
- [7] 高丽敏, 苗芳, 李瑞宇, 等. 动/静干涉效应对叶片非定常负荷的影响[J]. *航空学报*, 2014, 35(7): 1874-1881.
- GAO Limin, MIAO Fang, LI Ruiyu, et al. Effect of rotor/rotor interactions on blades unsteady loading[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(7): 1874-1881. (in Chinese)
- [8] MAO X, LIU B, ZHAO H. Effects of tip clearance size on the unsteady flow behaviors and performance in a counter-rotating axial flow compressor[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 233(3): 1059-1070.
- [9] YUE S, WANG Y, WEI L, et al. Experimental investigation on the development process of large-scale low-speed stall disturbance in contra-rotating compressor[J]. *Journal of Thermal Science*, 2020, 29(5): 1282-1291.
- [10] GAO L, LI X, JIAN X, et al. The effect of speed ratio on the first rotating stall stage in contra-rotating compressor[R]. ASME Paper GT2012-68802, 2012.
- [11] 刘波, 茅晓晨, 张鹏, 等. 对转压气机叶尖间隙效应对其性能影响的研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(5): 815-825.
- LIU Bo, MAO Xiaochen, ZHANG Peng, et al. Research on effects of tip clearance on performance of a contra-rotating compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(5): 815-825. (in Chinese)
- [12] 徐强仁, 刘智远, 马英群, 等. 高负荷对转压气机尾迹涡对叶顶泄漏流的影响[J]. *工程热物理学报*, 2020, 41(4): 822-828.
- XU Qiangren, LIU Zhiyuan, MA Yingqun, et al. The impact of wake vortices on the tip clearance flow in a high-load counter-rotating compressor[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2020, 41(4): 822-828. (in Chinese)
- [13] MOORE R D. Effect of casing treatment on overall and blade element performance of a compressor rotor[R]. NASA TN D-6538, 1971.
- [14] OSBORN W M, LEWIS G E, HEIDELBERG L J. Effect of several porous casing treatments on stall limit and on overall performance of an axial flow compressor rotor[R]. NASA TN D-6537, 1971.
- [15] 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]. *Advance in Mechanics*, 2006, 36(2): 222-232. (in Chinese)
- [16] MULLER M W, SCHIFFER H P, VOGES M, et al. Investigation of passage flow features in a transonic compressor rotor with casing treatments[R]. ASME Paper GT2011-45364, 2011.
- [17] WILKE I, KAU H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a HPC front stage with axial slots[R]. ASME Paper GT 2003-38481, 2003.
- [18] WILKE I, BRIGNOLE G, AKAU H P. Numerically aided design of a high-efficient casing treatment for a transonic compressor[R]. ASME Paper GT2005-68993, 2005.
- [19] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉. 缝式处理机匣轴向位置对压气机特性影响的机理[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(1): 92-98.
- ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui. Mechanism of influences of axial positions of axial skewed slot casing treatment on a compressor performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(1): 92-98. (in Chinese)
- [20] ZHOU X, ZHAO Q, CUI W, et al. Investigation on axial effect of slot casing treatment in a transonic compressor[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 126: 53-69.
- [21] BRIGNOLE G A, DANNER F, KAU H P. Time resolved simulation and experimental validation of the flow in axial slot casing treatments for transonic axial compressors[R]. ASME Paper GT2008-50593, 2008.
- [22] DJEGHRI N, VO H D, YU H. Parametric study for lossless casing treatment on a mixed-flow compressor rotor[R]. ASME Paper GT2015-42750, 2015.
- [23] ZHANG H G, ZHANG X D, WU Y H, et al. Flow mechanism of affecting an axial flow compressor performance and stability with cross-blade slot casing treatments[J]. *Journal of Power and Energy*, 2019, 233(1): 17-36.
- [24] KUANG H, CHU S W, ZHANG H, et al. Flow mechanism for stall margin improvement via axial slot casing treatment on a transonic axial compressor[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2017, 10(2): 703-712.
- [25] PUNDHIR D S, SHARMA P B, CHAUDHARY K K. Effect of casing treatment on aerodynamic performance of a contrarotating axial compressor stage[J]. *Journal of Power and Energy*, 1990, 204(11): 47-55.
- [26] MAO X, LIU B, ZHAO H. Numerical analysis of the circumferential grooves casing treatment in a counter-rotating axial flow compressor[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 130: 29-39.
- [27] MAO X, LIU B, TANG T, et al. The Impact of casing groove location on the flow instability in a counter-rotating axial flow compressor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 76: 250-259.
- [28] 李晓军, 高丽敏, 谢建, 等. 双级对转压气机的失速机理[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(1): 188-194.
- LI Xiaojun, GAO Limin, XIE Jian, et al. Rotating stall mechanism of dual-stage contra-rotating compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(1): 188-194. (in Chinese)
- [29] GREITZER E M, NIKKANEN J P, HADDAD D E, et al. A Fundamental criterion for the application of rotor casing treatment[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1979, 101(2): 237-243.
- [30] ZHANG S, CHU W, YANG J. Effect of axial short slot casing treatment and its center deviation on stability of a transonic axial flow compressor[R]. ASME Paper GT2020-14588, 2020.
- [31] MA N, NAN X, LIN F. Numerical study on effects of axial-slot casing treatment on peak efficiency of axial compressors[R]. ASME Paper GT2016-56554, 2016.
- [32] 张皓光, 谭锋, 安康, 等. 进口畸变下缝式机匣处理改善轴流压气机性能的研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(1): 46-58.
- ZHANG Haoguang, TAN Feng, AN Kang, et al. Investigation of performance improvement for axial flow compressor with slots casing treatment with inlet distortion[J]. *Journal of Propulsion Tech-*

- nology, 2018, 39(1):46-58. (in Chinese)
- [33] BA D, ZHANG Q, LI Z, et al. Design optimization of axial slot casing treatment in a highly-loaded mixed-flow compressor[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106262.1-106262.12.
- [34] 郭彦超, 高丽敏, 杨冠华, 等. 对转压气机中自循环机匣处理扩稳机理的研究[J]. 航空动力学报, 2022, 37(1): 191-203.
GUO Yanchao, GAO Liming, YANG Guanhua, et al. Study on the mechanism of stability improvement of the self-circulating casing treatment in a counter-rotating compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(1): 191-203. (in Chinese)
- [35] GAO L, LI R, MIAO F, et al. Unsteady investigation on tip flow field and rotating stall in counter-rotating axial compressor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(7): 072603.1-072603.11.

(编辑: 王碧琚)