

# 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\*

王 广<sup>1</sup>, 楚武利<sup>1,2</sup>, 陈向艺<sup>1</sup>, 迟志东<sup>1</sup>, 张皓光<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;  
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

**摘要:** 为了削弱叶顶泄漏流的不利影响, 扩大轴流压气机的稳定工作范围, 提出了一种改进的轴向偏转型自循环机匣处理结构, 偏转角为叶片顶部弦长与压气机轴向的夹角。以高速轴流压气机的孤立转子为研究对象, 设计了正偏和反偏2种轴向偏转型自循环机匣处理方案, 进行了单通道非定常数值模拟。结果表明: 相对于实壁机匣, 压气机在正偏、反偏自循环机匣处理时的综合稳定裕度分别增加了11.52%, 10.15%, 峰值效率仅分别下降了0.32%, 0.59%。轴向正偏型自循环机匣处理比轴向反偏型自循环机匣处理的扩稳效果更好, 而且效率下降更少。

**关键词:** 轴流压气机; 自循环机匣处理; 轴向偏转角; 数值模拟; 机理分析

**中图分类号:** V231.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2020) 12-2691-09

**DOI:** 10.13675/j.cnki. tjjs. 190697

## Influence Mechanism of Axial Deflection Self-Circulating Casing Treatment on Stability Enhancement of High-Speed Compressor

WANG Guang<sup>1</sup>, CHU Wu-li<sup>1,2</sup>, CHEN Xiang-yi<sup>1</sup>, CHI Zhi-dong<sup>1</sup>, ZHANG Hao-guang<sup>1</sup>

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;  
2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

**Abstract:** In order to weaken the negative effect of tip leakage flow and expand the stable working range of axial compressor, an improved axial deflection self-recirculating casing treatment structure was proposed. The deflection angle is the angle between the chord length of the blade top and the axial direction of the compressor. Taking an isolated rotor of high-speed axial compressor as the research object, two kinds of treatment schemes of deflection type self-recirculation casing, positive and reverse deflection, were designed firstly, and then a single channel unsteady numerical simulation was carried out. The results show that, compared with the solid wall casing, the comprehensive stability margin of the compressor increased by 11.52% and 10.15%, respectively when it is treated with positive and negative deflection self-recirculation casing, and the peak efficiency only decreases by 0.32% and 0.59%, respectively. Compared with the axial negative deflection self-recirculation treatment, the

\* 收稿日期: 2019-10-10; 修订日期: 2019-11-19。

基金项目: 国家自然科学基金 (51576162); 国家自然科学基金重点项目 (51536006)。

作者简介: 王 广, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: wangguang@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者: 楚武利, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: wlchu@nwpu.edu.cn

引用格式: 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 Wu-li, CHEN Xiang-yi, 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.)

axial positive deflection self-recirculation has better stability expansion effect and less efficiency reduction.

**Key words:** Axial flow compressor; Self-recirculating casing treatment; Axial deflection angle; Numerical simulation; Mechanism analysis

## 1 引言

航空发动机的压气机由于工作环境复杂或者运行时间较长而造成性能衰退,有时面临综合稳定裕度不足的问题,因此,需要采取一定的措施扩大稳定工作范围。机匣处理以其结构简单、加工方便、扩稳效果较好等显著特点,成为一种常用的扩稳方法,并在多种型号航空发动机压气机上得到了应用<sup>[1]</sup>。多年来,针对压气机机匣处理的实验和数值模拟在国内外都得到了广泛的研究。机匣处理主要有周向槽、轴向缝和自循环机匣处理等结构形式,其中,槽、缝类机匣处理虽然结构简单、扩稳效果理想,但对压气机效率的影响较大(槽类机匣处理的扩稳裕度约为10%,峰值效率降低约1%;缝类机匣处理的扩稳裕度约为20%,峰值效率降低约2%),对于综合稳定裕度要求较高、效率要求不高的压气机来说也许是不二之选,但对综合稳定裕度和效率要求均较高的高性能压气机来说可能得不偿失。近年来发展起来的自循环机匣处理由于其扩稳效果较好且对效率影响较小,受到越来越多的重视。国外方面,Hathaway<sup>[2]</sup>、Yang等<sup>[3]</sup>、Strazisar等<sup>[4]</sup>、Weichert等<sup>[5]</sup>对自循环机匣处理进行了实验或数值研究。国内方面,西北工业大学楚武利教授课题组作了开创性的研究,张皓光等<sup>[6-10]</sup>分别以高亚声速压气机和跨声速压气机为对象进行了数值模拟;王维等<sup>[11-12]</sup>优化设计了自循环抽吸、喷嘴和桥路通道,在单级高速压气机转子和两级轴流压气机上分别进行了18组自循环机匣处理实验研究和缝式-自循环耦合型机匣处理的数值研究。中国科学院工程热物理研究所聂超群课题组随后也从不同角度作了深入探索,李继超等<sup>[13-14]</sup>先后在低速压气机和跨声速压气机上分别进行了不同引气方式的自循环机匣处理的实验研究和基于自循环机匣处理的叶顶喷气实验研究。

纵观前人关于自循环机匣处理对压气机稳定性影响的研究可以发现,以往的自循环机匣处理结构都是轴向布置的。针对不同动量流体之间掺混作用的研究,Storer等<sup>[15]</sup>曾给出了一个简化模型,认为两种流体的流动方向夹角是影响掺混损失的最主要因素,夹角越大,损失越大。以往的自循环机匣处理时,从喷嘴喷出的高速气流必然与压气机主流在轴向存在一个夹角,因此,可能导致了较大的掺混损

失,造成了较大的效率下降。试想,如果减小喷嘴出口气流方向与压气机通道主流的夹角,是否可以减小掺混损失,弥补部分效率下降?值得借鉴的是,在轴流压气机叶顶喷气研究中,Khaleghi等<sup>[16]</sup>发现喷嘴偏转角度对喷气效果有很大影响;童志庭等<sup>[17]</sup>在低速轴流压气机转子上进行了3个轴向偏转角度的叶顶喷气实验后指出,偏转方向与叶顶弦长方向一致时,压气机综合稳定裕度增加,压升系数提高;贾惟等<sup>[18]</sup>以Rotor 37为对象进行叶顶喷气数值研究后也发现,喷嘴与轴向成65°时效果最好。

本文设计了正偏和反偏2种轴向偏转型自循环机匣处理结构,以一个高速轴流压气机为研究对象进行非定常数值模拟,通过分析压气机性能和叶顶流场变化情况,揭示轴向偏转型自循环机匣处理对压气机稳定性的影响机理,以期自循环机匣处理优化设计和深化应用提供参考。

## 2 研究对象和数值计算方法

### 2.1 研究对象

本文的研究对象是西北工业大学轴流压气机实验台的孤立转子,实验台主要由调速直流电机、增速器、压气机实验段、排气段和自动控制的移动式锥体节气阀门等部件组成。以往对该转子的研究显示<sup>[19-20]</sup>,诱发该转子的失速原因为叶顶泄漏流引发的顶部阻塞,失速先兆为典型的突尖波,因此,该转子适合作为机匣处理方法的研究对象。该转子设计状态下的性能以及几何主要参数如表1所示。

**Table 1 Main parameters of compressor rotor**

Parameters	Value
Maximum mass flow/(kg/s)	5.6
Total pressure ratio	1.245
Isentropic efficiency	0.905
Maximum speed/(r/min)	15200
Tip relative Mach number	0.78
Tip clearance/mm	0.3
Hub-tip ratio	0.61
Blades number	30

### 2.2 自循环机匣处理设计

利用自行开发的自循环机匣处理造型软件设计引气口、喷嘴和桥路的型线,引气口、喷气口均采用

Coanda型面,气流进、出自循环结构的几何角度均为 $10^\circ$ ,以保证尽量贴壁流动,引气位置位于叶顶尾缘处,喷嘴位置位于叶顶前缘上游 $10\%C_a$ 处,喷嘴喉道高度为4倍叶顶间隙,自循环机匣处理周向覆盖比例为10%,连接抽吸口和喷嘴的桥路采用线性过渡。轴向正偏型自循环机匣处理结构(CT1)与叶顶弦长平行、与叶顶轴向成 $52^\circ50'$ 夹角(该夹角即为叶顶安装角)。将CT1顺时针旋转两个叶顶安装角,得到与CT1对称于轴向方向、且偏转方向与叶顶安装方向相反的轴向反偏型自循环机匣处理结构(CT2)。图1给出了2种轴向偏转型自循环机匣处理结构示意图。

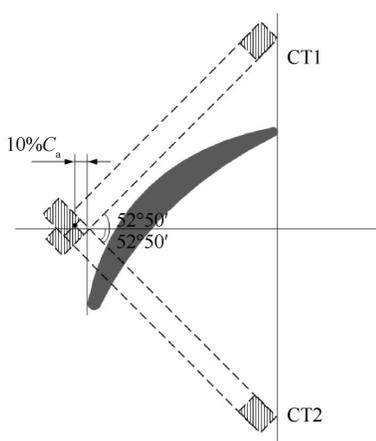


Fig. 1 Structure of self-recirculation casing treatment

### 2.3 数值计算方法及校核

利用 NUMECA 软件的 IGG/Autogrid 模块创建计算域和划分网格。主通道采用 O4H 型拓扑结构,叶顶间隙采用蝶形网格,自循环机匣处理通道和压气机转子进出口延伸段均采用 H 型网格。为了减小计算量,采用了单通道计算。不带自循环机匣处理的压气机通道网格数约为 127 万,带轴向偏转自循环机匣处理结构 CT1, CT2 的网格数约为 174 万,如图 2 所示,网格数量满足无关性要求。

利用 NUMECA 软件的 Fine/Turbo 模块进行数值

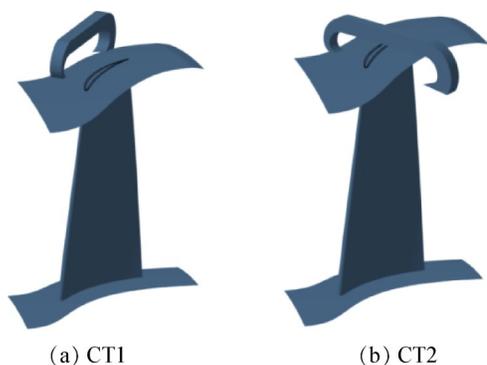


Fig. 2 Configuration of self-recirculation casing treatment

计算。前人对该压气机转子进行了大量的实验研究和数值模拟,并对湍流模型进行了验证,结果表明:采用 Spalart-Allmaras 湍流模型的计算结果与实验结果误差最小<sup>[11,21]</sup>,因此,本文也选择该湍流模型求解三维雷诺时均 N-S 方程,空间离散格式为二阶迎风格式,时间项采用四阶显式 Runge-Kutta 离散格式。非定常计算时的物理时间步长为  $8.2\mu\text{s}$ ,相当于转子转过一个栅距所用时间的 1/30,每个物理时间步内嵌 20 个虚拟时间步。进口边界条件给定绝对总温为 288.15K,绝对总压为 101.325kPa,出口边界条件给定平均静压,通过不断调整出口静压获得压气机在不同工况点的性能。

本文数值计算均在  $8.13 \times 10^3 \text{r/min}$  换算转速下进行。采用实壁机匣的实验结果与计算结果对数值方法的准确度进行校核。图 3 给出了实验和数值模拟的压气机总性能图,从图中可以看出,数值计算得到的压比、效率曲线与实验总体上吻合很好,对近失速点流量和峰值效率预测比较准确,同时也存在一定误差,数值模拟的压比整体上比实验略低,效率比实验略高,其原因可能来自数值模拟时采用理想气体假设、叶片表面光滑、湍流模型选取和实验测量误差等方面。图 4 给出了近失速工况点实验和数值模拟的压气机出口测量截面处压比沿叶高的分布图,可以看出,虽然在叶中展以下有欠预估现象,在叶中展以上有过预估现象,但数值模拟结果的整体趋势与实验测量结果基本一致,对叶顶附近的偏转也预测较为准确。因此,可以认为本文建立的实壁机匣数值模型具有较高的精度,在此基础上添加自循环机匣处理模块,进行本文的研究。

### 3 结果分析

为了比较实壁机匣和自循环机匣处理的压气机总性能,引入综合稳定裕度改变量  $\Delta SM$  和峰值绝热效率改变量  $\Delta \eta$  两个指标<sup>[22]</sup>,定义为

$$\Delta SM = \left( \left( \frac{\pi_{CT}}{\pi_0} \right)_{ns} \left( \frac{m_0}{m_{CT}} \right)_{ns} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

$$\Delta \eta = \left( \frac{\eta_{CT}}{\eta_0} - 1 \right) \times 100\% \quad (2)$$

式中下标 CT 表示带机匣处理的压气机性能参数,0 表示实壁机匣的性能参数,ns 表示近失速点。

#### 3.1 总性能分析

图 5 给出了实壁机匣(文中均用 Baseline 表示)和轴向偏转型自循环机匣处理的压气机总性能对比图。从图中可以看出,2 种轴向偏转型自循环机匣处

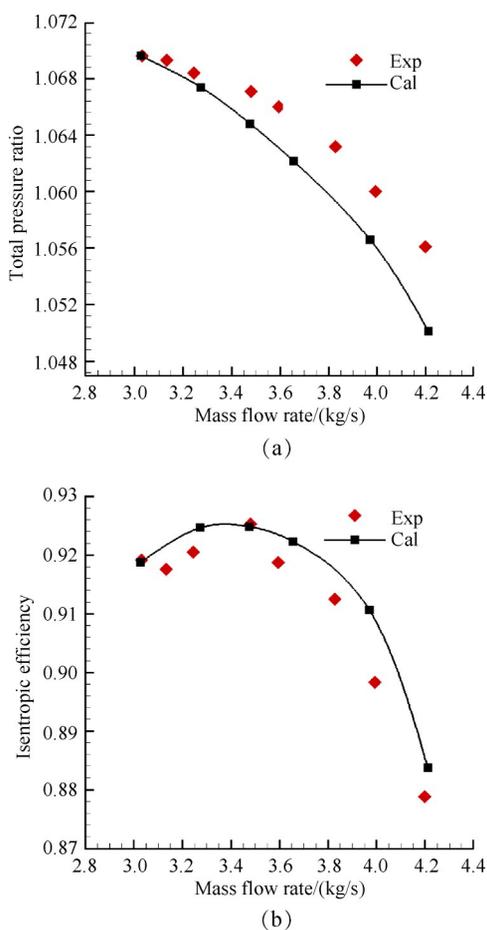


Fig. 3 Total performance of compressor between experiment and simulation

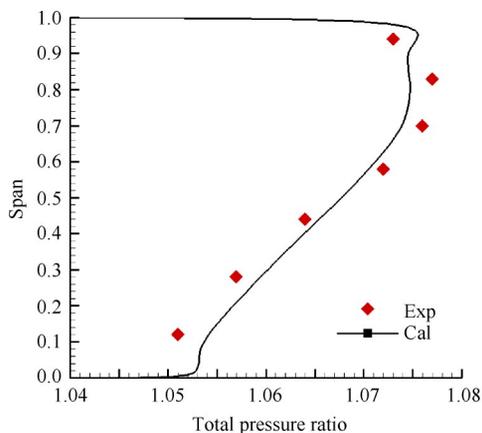


Fig. 4 Total pressure ratio distribution at compressor outlet

理结构均扩大了压气机的综合稳定裕度,计算表明,CT1轴向正偏型、CT2轴向反偏型机匣处理的压气机综合稳定裕度改进量分别为11.52%,10.15%,同时,两者的峰值效率分别仅下降了0.32%,0.59%。同时,从图中还可以看出,2种轴向偏转型自循环机匣处理的压比在大流量时与实壁机匣时相当,而在小流量状态,CT1轴向正偏型机匣处理的压比则略有提升。

再看效率,CT2轴向反偏型机匣处理在全流量范围内均有所下降,而CT1轴向正偏型机匣处理的效率则下降较少,特别是在实壁机匣近失速点流量时的效率与实壁机匣相当。

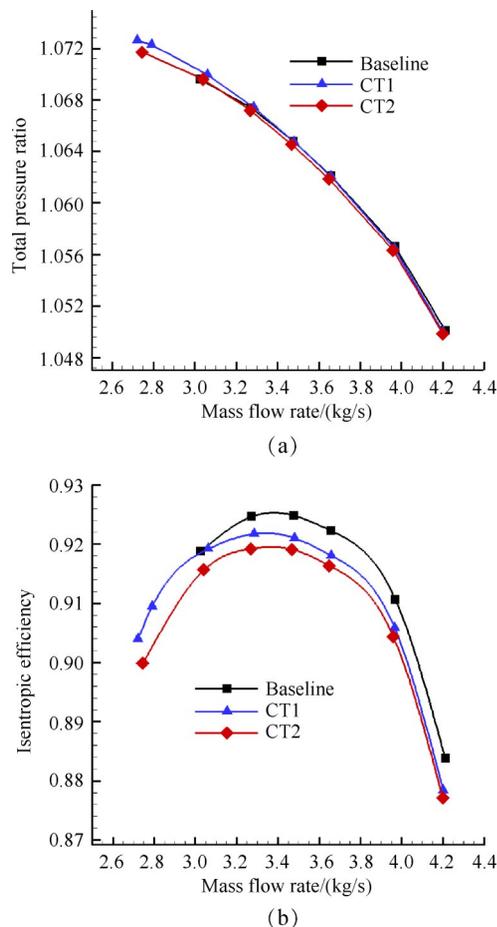


Fig. 5 Total performance of compressor between baseline and casing treatment

### 3.2 内部流场分析

图6给出了99%叶高处的相对马赫数分布图,图中边框表示自循环机匣处理的引气和喷气位置(下同),3种情况的压气机流量近似相等,此时,实壁机匣处于近失速状态。从图中可以看出,实壁机匣时,压气机顶部通道中存在着大面积低速流体,几乎已将叶顶完全阻塞,使转子进口来流不能顺利通过,呈现出典型的泄漏流阻塞叶顶通道而诱导的突尖型失稳特征。轴向偏转型自循环机匣处理后,由于引气位置位于叶片通道尾缘,对阻塞区域后部的低速气流直接进行抽吸,使得叶顶阻塞大大缓解。特别是CT1轴向正偏型机匣处理时,叶顶通道中的低速气流区域面积大幅度缩小,叶顶前缘的高速气流区域面积增加,这是因为除了引气口的抽吸作用外,喷嘴喷出的高速气流与压气机进口主流方向一致,增大了

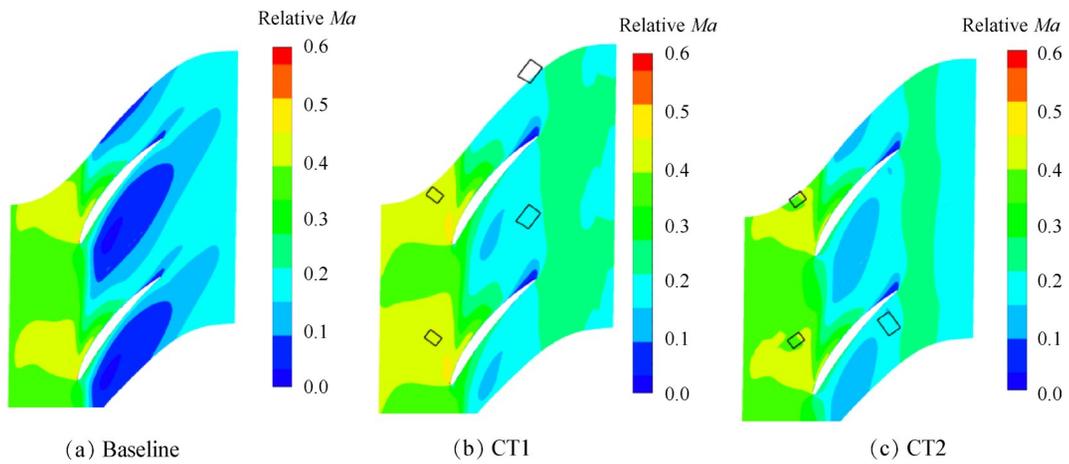


Fig. 6 Distribution of relative Mach number at 99% span

压气机进口来流速度,通过将叶顶泄漏流和低速气流周期性地吹向下游,消除了叶顶阻塞,而CT2轴向反偏型机匣处理时,由于喷嘴的高速射流不是对准叶顶通道低速气流方向,而近似垂直吹向叶顶前缘,抑制了部分叶顶前缘泄漏流,从而起到扩稳作用,但对叶顶低速气流吹除作用较弱,因此,流场改善不如CT1轴向正偏型机匣处理,相应地压气机综合稳定裕度改进量要小。

为了更加准确地定量分析压气机阻塞区域大小,定义衡量阻塞程度的参数 $B^{[23]}$ ,将密流小于平均密流的区域视为阻塞区,具体定义为

$$A = \int_b (1 - \frac{\rho V}{\bar{\rho V}}) dx dy \quad (3)$$

$$B = \frac{A}{S} \quad (4)$$

式中 $A$ 为阻塞面积, $b$ 为密流小于平均密流的区域, $\rho, V$ 分别为当地密度和相对轴向速度; $\bar{\rho V}$ 为所选截面密流的质量平均值; $S$ 为所选截面的面积,用于阻塞区面积的无量纲化。值得注意的是,该积分仅在区域 $b$ 内进行。

图7给出了阻塞参数 $B$ 沿轴向的分布图,3种情况的压气机流量近似相等,此时,实壁机匣处于近失速状态,坐标横轴用叶顶轴向弦长无量纲处理,图中还标出了叶顶前缘(LE)和尾缘(TE)位置。从图中可以看出,2种轴向偏转型机匣处理后,阻塞参数 $B$ 相对于实壁机匣都减小了,特别是CT1轴向正偏型机匣处理时 $B$ 的数值更小,这说明2种轴向偏转型机匣处理结构均减小了压气机通道内的堵塞,流通能力增强,使得压气机综合稳定裕度扩大,但CT1轴向正偏型机匣处理时,叶顶堵塞程度更小,说明其流通能力更强,因而扩稳效果也更好。

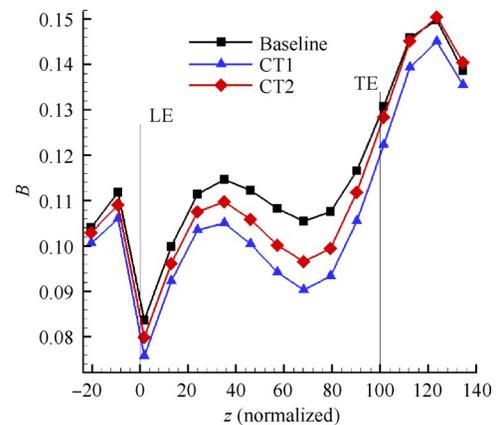


Fig.7 Distribution of blocking parameter  $B$  along the axial direction

为了揭示压气机叶顶阻塞发生变化的原因,图8给出了99%叶高处相对速度 $W_{xyz}$ 矢量图,3种情况的压气机流量近似相等,此时,实壁机匣处于近失速状态。从图中可以看出,实壁机匣叶顶通道中存在着轴向分速度为负值的气流,同时在周向也可清楚观察到高低气流分界线基本与额线平行,通过前述的分析可知,此时叶顶通道内阻塞情况严重,流通能力弱,压气机即将进入失速状态。2种轴向偏转型自循环机匣处理时,气流速度大幅提高,高低气流分界线明显向通道中移动,并且CT1轴向正偏型机匣处理时高低气流分界线的向后移动幅度比CT2轴向反偏型机匣处理时大,这是因为引气位置处于叶片顶部尾缘,直接抽吸低能流体,削弱了通道阻塞。另外,自循环喷嘴高速气流的喷射作用不容忽视,CT1喷嘴处的高速气流与主流方向一致,两股气流汇合后,叶顶通道中的气流速度明显增大,压气机通流能力增强,而CT2喷嘴处的气流与主流方向存在一定夹角,对叶顶通道中低能气流的吹除作用不如CT1,还加大了掺

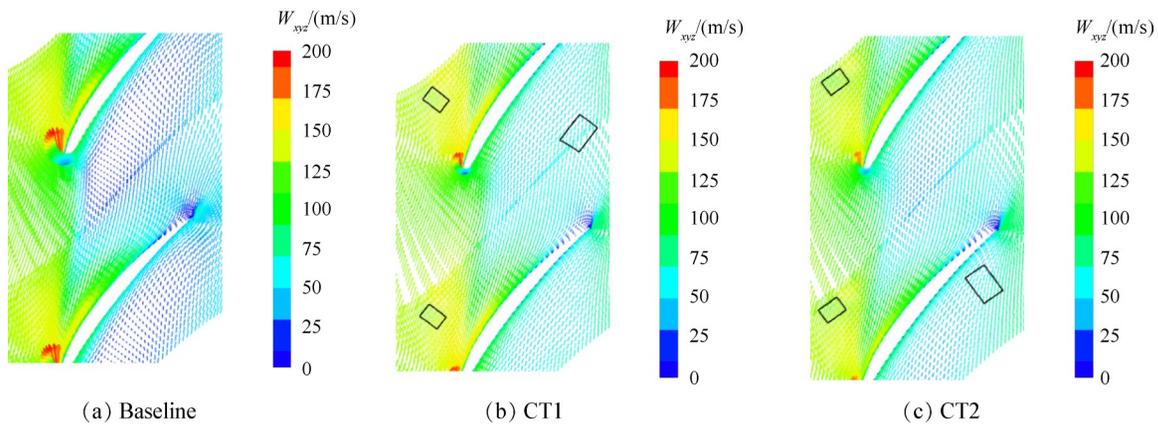


Fig. 8 Distribution of  $W_{xyz}$  at 99% span

混损失,因此,效率提升也不如CT1显著。

定义静压系数  $C_p$  为

$$C_p = \frac{p - p_{ref}}{0.5\rho U_m^2} \quad (5)$$

式中  $p$  为当地静压值,  $p_{ref}$  为参考压力,此处取标准大气压,  $U_m$  为叶片中径处的旋转线速度。

图9给出了99%叶高处叶片吸力面和压力面的静压系数分布,此时3种情况的压气机流量近似相等,实壁机匣处于近失速状态。从图中可以看出,轴向偏转型机匣处理后,相对于实壁机匣,吸力面静压减小、压力面静压增大,静压曲线的包络面积增大,这说明自循环机匣处理后,由于引气口的抽吸和喷嘴的射流作用,压气机的扩压和做功能力增强,叶顶通道流通能力提高,相应地堵塞程度减小、综合稳定裕度增大。仔细观察可以看出,CT1轴向正偏型机匣处理的压力面静压增加量和吸力面静压减小量比CT2轴向反偏型机匣处理的更多,这间接说明CT1轴向正偏型机匣处理后,压力面逆压梯度增大更多而吸力面逆压梯度减小更多,压气机通流能力更强、堵塞更少、裕度更大。另外,机匣处理后,吸力面最低

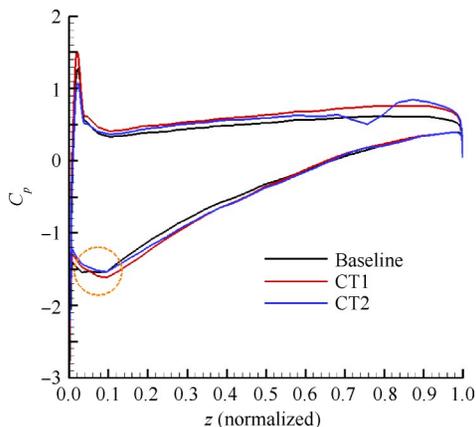


Fig. 9 Distribution of static pressure coefficient at 99% span

压力点由约3%弦长位置推后至约10%弦长位置(图中圆圈所示),吸力面逆压梯度点位置的变化表明吸力面负荷后移,吸力面流通能力增强,这正是轴向偏转型机匣处理后,喷嘴高速气流直接吹除叶顶前缘低速气流的结果。

图10给出了叶顶泄漏流线图,3种情形下的压气机流量近似相等,此时,实壁机匣处于近失速状态。从图中可以看出,实壁机匣时,叶顶前缘发出的泄漏流在叶顶通道中遭遇压气机主流后受到阻塞而膨大缠绕,一部分流向通道下游,一部分越过相邻叶顶。轴向偏转型自循环机匣处理后,叶顶泄漏流基本能够顺利流向下流,但CT1轴向正偏型机匣处理和CT2轴向反偏型机匣处理的作用方式并不相同。CT1轴向正偏型机匣处理时,由于喷嘴高速射流的吹除作用,将叶顶前缘发出的泄漏流沿着叶顶弦长方向直接吹向下流,因此,叶顶泄漏流相对更加集中;而CT2轴向反偏型机匣处理时,喷嘴的高速射流则是正对叶顶前缘,迎面将部分叶顶泄漏流吹向转子叶片的压力面,起到抑制和削弱叶顶泄漏流的作用,因此,叶顶泄漏流则比CT1轴向正偏型机匣处理时扩散更大、膨胀更多。从图中也可以直观看出,CT2的叶顶前缘泄漏流速度比实壁机匣和CT1更小,便是其对叶顶前缘泄漏流部分抑制的佐证。

熵是压气机损失和效率变化的直接反映。图11给出了99%叶高处的熵分布图,3种情形的压气机流量近似相等,此时,实壁机匣处于近失速状态。从图中可以看出,实壁时,由于从叶顶前缘发出的泄漏流在逆压梯度作用下,在通道中堆积膨大而形成叶顶泄漏涡,并将部分主流卷入其中,因此在叶顶通道中形成了高熵增区。轴向偏转型自循环机匣处理时,高熵增区域范围明显缩小,CT1轴向正偏型机匣处理时,由于喷嘴的高速射流与压气机主流方向一致,结

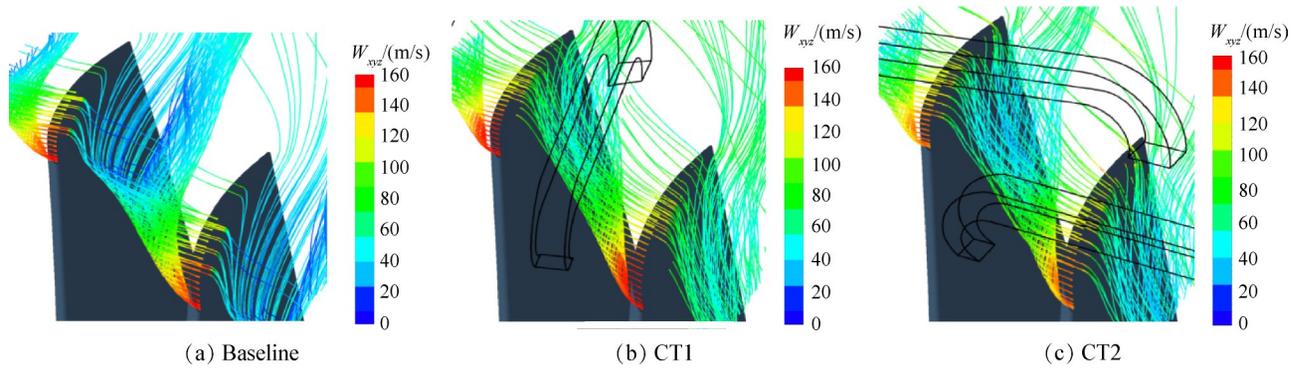


Fig.10 Distribution of leakage flow streamlines

合图 10(b)可知,叶顶泄漏流在向下游运动过程中,扩散程度更小,因此,熵增更少,相应地压气机的效率损失也更小,反观 CT2 轴向反偏型机匣处理时,由于喷嘴的高速射流与叶顶前缘泄漏流对向,将部分叶顶前缘泄漏流吹向压力面,降低了泄漏流速度,也减少了前缘泄漏流量,因此,在叶顶前缘处熵增相对较小,也正是因为如此,叶顶泄漏流在向下游运动过

程中,扩散程度更大,因而熵增更多,导致了压气机较多的效率下降。

图 12 给出了轴向偏转型机匣处理近失速点 99% 叶高处  $W_{xyz}$  分布图。对比图 8(a) 实壁机匣相同位置的  $W_{xyz}$  分布图可知,在实壁近失速工况下,叶片吸力面贴壁处仅在尾缘存在轴向反流,吸力面分离对流道的阻塞作用较弱,此时的流动失稳主要是由于泄漏涡诱导出的阻塞团阻塞流道。而轴向偏转型机匣处理后,近失速工况的吸力面流动情况与实壁工况存在很大差异,此时在 CT1 轴向正偏型机匣处理大约 60% 弦长处开始、CT2 轴向反偏型机匣处理大约 70% 弦长处开始,吸力面表面已经出现了轴向反流,与实壁近失速工况相比,吸力面分离所诱导出的阻

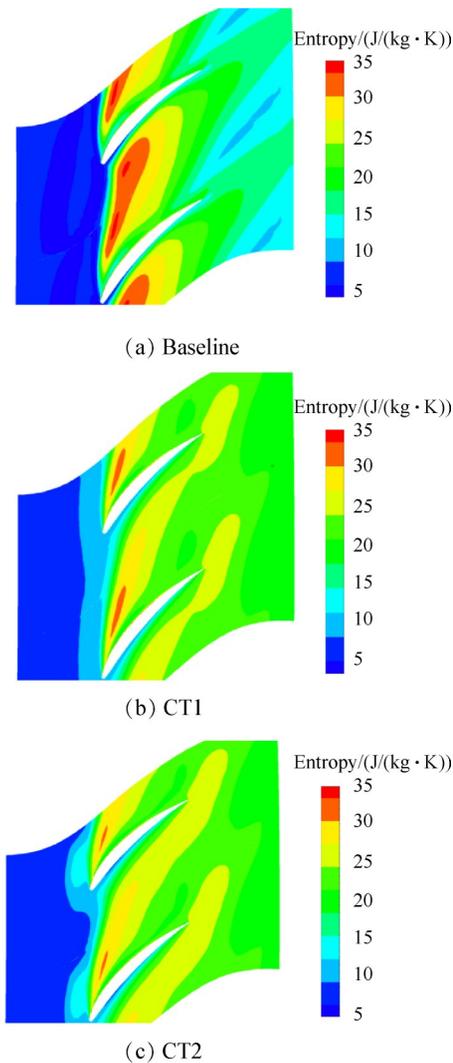


Fig. 11 Distribution of entropy at 99% span

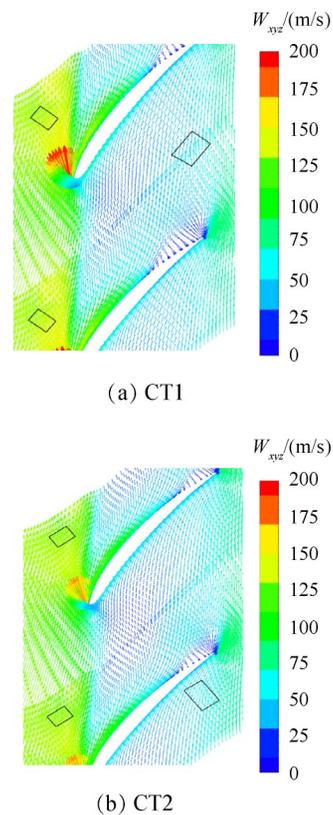


Fig. 12 Distribution of  $W_{xyz}$  at 99% span at near stall point

塞团在阻塞流道的过程中发挥了更大的作用。可见,自循机匣处理前后的压气机失稳触发因素发生了变化。

## 4 结 论

通过本文研究,得出如下结论:

(1)相对于实壁机匣,压气机在轴向正偏、反偏型机匣处理时的综合稳定裕度分别增加了 11.52%, 10.15%,而峰值效率仅分别下降了 0.32%, 0.59%,相对于槽、缝类机匣处理结构,这种机匣处理结构的扩稳效果好、对效率影响更小,具有一定的工程应用价值。

(2)轴向偏转型机匣处理的扩稳机理在于:轴向正偏型机匣处理时,喷嘴的高速喷射气流直接将叶顶低速气流吹向下游,叶顶阻塞减轻,压气机流通能力增强;轴向反偏时,喷嘴的高速喷射气流将叶顶前缘泄漏流吹向转子压力面,削弱了叶顶泄漏流的不利影响。

(3)轴向正偏型机匣处理时,喷嘴的喷射流与压气机通道主流方向一致,增大了进口速度,减小了两股气流的掺混损失,而轴向反偏型机匣处理时,喷射流与主流存在夹角,掺混损失较大,因此,轴向正偏比反偏的效率降低更少。

本文的研究对象是高亚声速轴流压气机转子,得到的结论是否对单级、多级和超、跨声速压气机具有适用性还有待验证。因此,下一步将开展以下两个方面的工作:一是在该转子后增加静子,凑成一级进行试验研究;二是继续开展超、跨声速压气机轴向偏转型自循环机匣处理扩稳研究。

**致 谢:**感谢国家自然科学基金、国家自然科学基金重点项目的资助。

## 参 考 文 献

[ 1 ] 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.

[ 2 ] Hathaway M D. Self-Recirculating Casing Treatment Concept for Enhanced Compressor Performance [R]. ASME GT 2002-30368.

[ 3 ] Yang H, Nuernberger D, Nicke E, et al. Numerical Investigation of Casing Treatment Mechanisms with a Conservative Mixed-Cell Approach [R]. ASME GT 2003-38483.

[ 4 ] Strazisar A J, Bright M M, Thorp S, et al. Compressor Stall Control Through Endwall Recirculation [R]. ASME

GT 2004-54295.

- [ 5 ] Weichert S, Day I, Freeman C. Self-Recirculating Casing Treatment for Axial Compressor Stability Enhancement [R]. ASME GT 2011-46042.
- [ 6 ] 张皓光. 轴流压气机机匣处理的试验与数值研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2008.
- [ 7 ] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 压气机端壁自适应流通延迟失速的数值分析[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 202-208. (ZHANG Hao-guang, CHU Wu-li, WU Yan-hui, et al. Numerical Investigation of the Flow Mechanism of Compressor Stall Delay Through End Wall Self Recirculation [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 202-208.)
- [ 8 ] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 自适应流通机匣处理改善压气机性能的机理[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 301-308. (ZHANG Hao-guang, CHU Wu-li, WU Yan-hui, et al. Flow Mechanisms of Improving Compressor Performance Through Self Recirculation Casing Treatment [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 301-308.)
- [ 9 ] 张皓光, 吴俊, 楚武利, 等. 带自适应流通处理机匣的轴流压气机全通道数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(7): 918-924. (ZHANG Hao-guang, WU Jun, CHU Wu-li, et al. Full-Annulus Numerical Investigation of Axial Flow Compressor with Self Recirculation Casing Treatment [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(7): 918-924.)
- [ 10 ] 张皓光, 吴俊, 王云鹏, 等. 自适应流通处理机匣喷气位置对压气机性能的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1149-1158.
- [ 11 ] 王维. 轴流压气机叶顶喷气和自循环机匣处理的设计规律及流动机理研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2016.
- [ 12 ] 王维, 楚武利, 张皓光, 等. 高负荷两级轴流压气机耦合型机匣处理的设计研究[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2365-2373. (WANG Wei, CHU Wu-li, ZHANG Hao-guang, et al. Study of Design of a Coupled Casing Treatment for a Two-Stage High-Loaded Axial Flow Compressor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2365-2373.)
- [ 13 ] 李继超, 刘乐, 张宏伟, 等. 低速单级轴流压气机自引气扩稳实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2577-2584.
- [ 14 ] 李继超, 林峰, 刘乐, 等. 跨音轴流压气机自循环喷气扩稳试验研究 [J]. 机械工程学报, 2014, 50(8): 135-143.
- [ 15 ] Storer J A, Cumpsty N A. An Approximate Analysis and

- Prediction Method for Tip Clearance Loss in Axial Compressors [R]. *ASME 93-GT-140*.
- [16] Khaleghi H, Teixeira J A, Tousi A M, et al. Parametric Study of Injection Angle Effects on Stability of Transonic Axial Compressors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 1100-1107.
- [17] 童志庭, 聂超群, 朱俊强. 微喷气提高轴流压气机稳定性的研究[J]. *工程热物理学报*, 2006, 27(1): 121-124.
- [18] 贾 惟, 刘火星. 叶顶喷气对跨声转子近失速点流动的影响[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(12): 2731-2740.
- [19] Wu Yanhui, Chu Wuli, Lu Xingen. Behavior of Tip Leakage Flow in an Axial Flow Compressor Rotor [R]. *ASME GT 2006-90399*.
- [20] 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.
- [21] 旷海洋. 轴流压气机端区流动分离与失速的控制策略研究[D]. 西安:西北工业大学, 2018.
- [22] 楚武利, 刘前智, 胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2009.
- [23] Choi M, Vahdati M, Imregun M. Effects of Fan Speed on Rotating Stall Inception and Recovery[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 133(4): 1396-1402.

(编辑:朱立影)