

# 桥式槽处理机匣的扩稳机理研究

黄书超<sup>1,2</sup>, 袁巍<sup>1,2</sup>, 韩乐<sup>1,2</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;  
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

**摘要:**利用数值模拟的手段对桥式槽处理机匣的失速机制和扩稳机理进行研究。通过与实壁机匣和全通槽处理机匣的对比分析结果表明:叶尖泄漏和叶片吸力面的分离均会引起叶尖通道堵塞,进而诱发失速。在实壁机匣情况下叶尖泄漏流堵塞叶尖通道是诱发失速的主要原因;全通槽和桥式槽处理机匣均能减弱叶尖泄漏流强度,但是全通槽处理机匣加剧了吸力面的分离,这造成了较大的效率损失;而桥式槽处理机匣能够通过改变抽吸区和喷气区的面积大小控制泄漏流和分离流引发的流道堵塞,从而在裕度提升和效率损失之间取得平衡。研究表明:喷气区面积越大,叶尖攻角越大,吸力面分离越强,压气机效率越低;抽吸区面积越大,泄漏流越弱,压气机的失速裕度越大。

**关键词:**压气机扩稳;失速机制;桥式处理机匣;喷气区;抽吸区;航空发动机

**中图分类号:** V231.3

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.01.009

## Investigation on Mechanisms of Stall Margin Improvement of Casing Treatment with Bridge Structure

HUANG Shuchao<sup>1,2</sup>, YUAN Wei<sup>1,2</sup>, HAN Le<sup>1,2</sup>

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine & Aero-Thermodynamics, Beihang University, Beijing 100191, China; 2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Numerical investigation was performed on the casing treatment with bridge structure to explore the mechanism of stall and margin improvement. The results show that both of the tip leakage flow and the separation flow on suction side of blade can block the rotor tip passage which will lead to stall. The tip leakage flow is the main reason of stall in compressor with smooth shroud. Both of arc skewed slot and bridge casing treatment can reduce the strength of tip leakage flow. But arc skewed slot enhances the separation flow on suction side which lead to heavy efficiency loss. Bridge casing treatment can balance the margin improvement and efficiency loss by restrict both the tip leakage flow and the separation flow by changing bleeding area and injecting area. The enlargement of the injecting area will magnify the attack angle and enhance the separation flow on suction side and the efficiency loss. The bigger the bleeding area is, the better the tip leakage meliorated and the more the stall margin improved.

**Key words:** compressor stall margin improvement; stall mechanism; casing treatment with bridge structure; injecting area; bleeding area; aeroengine

## 0 引言

在跨声压气机中,叶尖泄漏涡与激波相互作用发生破碎形成低速区堵塞叶尖流道,被认为是压气机失速的重要原因之一<sup>[1-4]</sup>。自 Koch C C<sup>[5-9]</sup>发现处理机匣可以扩大压气机稳定裕度至今,已经发展出众多形式的处理机匣,处理机匣成为压气机/风扇扩稳的重要

手段之一。传统的处理机匣包括轴向槽、周向槽和弦向槽等形式<sup>[10-16]</sup>, Greitzer<sup>[10]</sup>总结发现,传统处理机匣均为“扩稳降效”型; Osborn<sup>[11]</sup>研究发现,轴向直槽、轴向斜槽和弦向槽均能扩大压气机稳定裕度,但伴随着较大的效率损失。在 90%设计转速下,轴向直槽使压气机失速裕度提高 15.8%,效率降低 6%;在 45%设计转速下,轴向斜槽使压气机失速裕度提高 15.3%,效率

收稿日期:2016-11-16 基金项目:北京航空航天大学科研基金(YWF-15-GJSYS-018)资助

作者简介:黄书超(1991),男,硕士,研究方向为叶轮机械气动力学;E-mail:hscbuaa@163.com。

引用格式:黄书超,袁巍,韩乐,等.桥式槽处理机匣的扩稳机理研究[J].航空发动机,2018,44(1):44-51. HUANG Shuchao, YUAN Wei, HAN Le, et al. Investigation of the mechanisms of stall margin improvement of casing treatment with bridge structure[J]. Aeroengine, 2018, 44(1): 44-51.

降低 5%;Prince<sup>[12]</sup>研究发现,轴向斜槽使压气机失速裕度提高 15.3%,相应的峰值效率降低 1.5%;而弦向槽使压气机失速裕度提高 15%,峰值效率降低 1.4%;Müller<sup>[13]</sup>在单级跨声压气机转子上加周向槽,结果显示周向槽在提高压气机稳定裕度的同时使效率下降小于 0.4%;李相君<sup>[14]</sup>在跨声压气机转子叶尖不同轴向位置加周向浅槽处理机匣,结果显示使用周向浅槽可以在全局效率下降不到 1%而压比略有提升的情况下有效地对压气机进行扩稳;卢新根<sup>[15]</sup>利用轴向槽和周向槽对跨声单级压气机进行扩稳研究,结果显示压气机失速裕度提升分别为 23.6%和 5.06%,绝热效率下降分别为 5.01%和 0.54%;张皓光<sup>[16]</sup>在研究轴向倾斜缝机匣处理对压气机性能的影响机理中发现,轴向倾斜缝机匣处理扩大了转子的稳定工作范围,试验和计算得到的稳定裕度改进量分别为 46.6%和 35.2%,机匣处理降低了压气机转子的效率,试验与计算的最高效率分别下降了 7.6%和 5.1%。

为了兼顾处理机匣对效率的影响,Hathaway<sup>[17]</sup>提出自适应流通处理机匣,其结构和传统处理机匣不同,自适应流通处理机匣包含一段与压气机主流隔离的外部气流通,主流下游的高压流体被处理槽吸入后,由压差驱动经外部气流通在叶片前缘喷出。研究表明,该处理机匣在扩大稳定裕度的同时,对压气机效率基本没有影响;王卓奇<sup>[18]</sup>设计的驻涡式处理机匣与自适应流通处理机匣类似,在跨声速压气机扩稳上也得到了较好的结果;陆亚钧设计了新型圆弧斜槽处理机匣结构,试验表明这种处理槽扩稳效果显著,且对压气机效率的影响小于传统处理机匣<sup>[19-21]</sup>。

结合自适应流通处理机匣的结构特点,本文在圆弧斜槽处理机匣的基础上设计出 1 种桥式槽处理机匣,以某跨声压气机为首级研究对象,利用数值模拟方式研究桥式槽处理机匣的扩稳效果。桥式槽处理机匣从通道后方抽吸低能流体,从叶片前缘喷出,对比全通槽处理机匣,桥式槽的掺混损失更小,并且明显减弱了处理槽下游的分离回流,对效率的影响低于全通槽。本文研究了桥式槽处理机匣不同面积吸气/喷气区情况下的扩稳效果,进一步阐述了桥式槽处理机匣的扩稳机理。

## 2 物理模型和数值方法

### 2.1 模型及网格

圆弧斜槽处理机匣 (arc skewed slot casing treatment, ASCT) 的结构如图 1 所示,其中搭接量用处理槽占转子叶尖弦长子午面投影百分比  $\lambda$  表示

$$\lambda = C_e/L \quad (1)$$

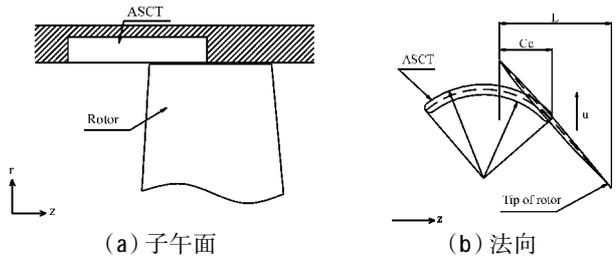


图 1 圆弧斜槽处理机匣

桥式槽处理机匣 (casing treatment with bridge structure, CTBS) 的结构如图 2 所示。处理槽由抽吸区 (bleeding area)、桥式气流通 (bridge channel) 和喷气区 (injecting area) 3 部分组成,流体由流道后部高压区进入抽吸区,经桥式气流通回流至通道前,然后经由喷气区向主流注入。

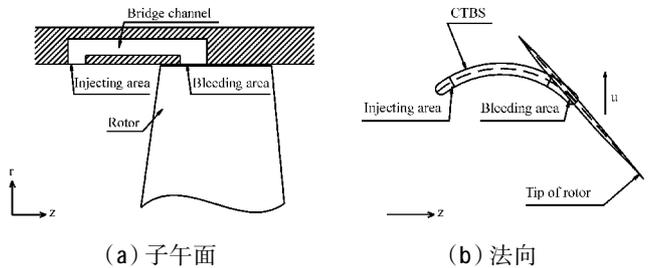


图 2 桥式槽处理机匣

本文对跨声速压气机转子进行数值模拟,转子叶片数为 37,设计转速为 12036 r/min,叶尖相对马赫数约为 1.3。

本文分别模拟了实壁机匣 (smooth wall, SW)、全通槽处理机匣 (ASCT, 图 1) 和桥式槽处理机匣 (CTBS, 图 2) 3 种情况。处理机匣搭接量为 45%,槽数为 111,转子叶片数与槽数之比为 1:3,采用单通道计算,以减少计算量。转子叶片、圆弧斜槽处理机匣和桥式槽处理机匣网格分别如图 3-5 所示。在处理槽和机匣之间设置过渡层网格。

### 2.2 数值方法

采用商业软件 ANSYS-CFX 求解 3 维流场的雷诺平均 NS 方程,湍

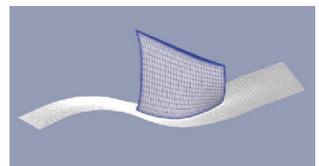


图 3 叶片网格

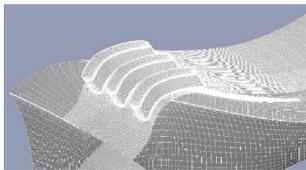


图 4 圆弧斜槽处理机匣网格

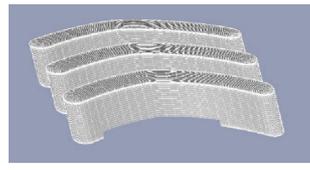


图 5 桥式槽处理机匣网格

流模型选用了 Shear Stress Transport 2 方程模型,为满足该湍流模型的要求,调整第 1 层网格距壁面的距离,以保证  $Y_{plus}$  小于 1。

### 2.3 边界条件

本文的计算均在设计转速下进行,进口边界给定标准大气条件,轴向进气。出口边界条件给定满足径向平衡方程的静压条件,通过调整出口静压大小获得不同工况点性能。过渡层上表面与处理槽交界面是内部连接条件,下表面与主流区机匣部分交界面设置为转静交界面,定常计算使用了固结转子(frozen rotor)方法。

## 3 计算结果与讨论

### 3.1 实壁机匣压气机失速机理分析

实壁机匣压气机的特性曲线如图 6 所示。峰值效率 (peak efficiency, PE) 为 90.856%, 在近失速点 (near stall, NS) 最大压比为 1.9569。实壁机匣的裕度为 10.54%。

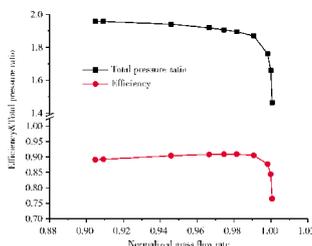


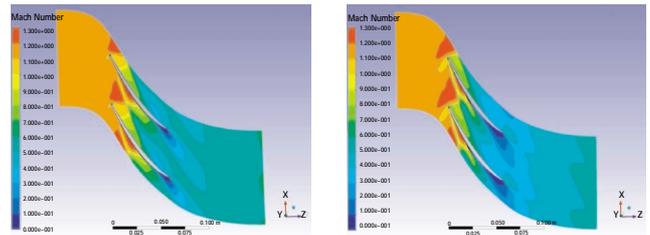
图 6 实壁机匣压气机特性

失速裕度  $\phi$  为

$$\phi = \left( \frac{\pi_{ns}^* / m_{ns}^*}{\pi_{pe}^* / m_{pe}^*} - 1 \right) \times 100\% \quad (2)$$

式中:  $\pi_{pe}^*$  和  $\pi_{ns}^*$  分别为设计点和失速临界点对应的总压比;  $m_{pe}^*$  和  $m_{ns}^*$  分别为设计点和失速临界点对应的质量流量。

从图中可见,实壁机匣 PE 点和 NS 点近叶尖相对马赫数如图 7 所示,叶尖的相对马赫数最大在 1.3 左右,从叶片的结构可见,叶尖存在一定的弯度,表明叶尖前部的激波增压和后部的通道扩张增压同时存在,吸力面存在分离流动,叶尖泄漏和叶片吸力面的分离均会引起叶尖堵塞。随着叶片背压的升高,压比增大,吸力面的激波位置逐渐前移,叶尖泄漏涡的影响范围逐渐前移,叶片吸力面的分离流动范围逐渐增



(a) 最高效率点

(b) 近失速点

图 7 实壁机匣近叶尖相对马赫数

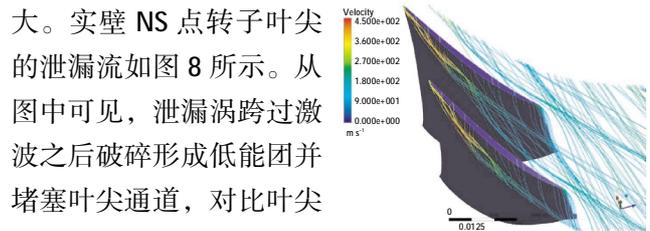


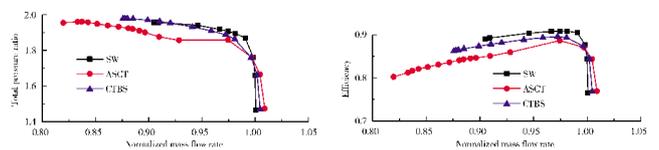
图 8 近失速点叶尖泄漏流

大。实壁 NS 点转子叶尖的泄漏流如图 8 所示。从图中可见,泄漏涡跨过激波之后破碎形成低能团并堵塞叶尖通道,对比叶尖泄漏和吸力面的分离两方面引起的叶尖堵塞可以发现,在失速的诱因中,泄漏流对叶尖通道的堵塞占主导地位。

在了解单级压气机失速机制的情况下,考虑引入全通槽和桥式槽处理机匣对单级压气机进行扩稳,分析不同形式的处理机匣对单级压气机性能的影响。

### 3.2 处理机匣压气机的失速机理

SW、ASCT 和 CTBS 3 种机匣条件下的特性对比如图 9 所示,并见表 1。从表中可见,所列的 ASCT 和 CTBS 条件下处理机匣的搭接量均为 45.5%。与 SW 相比,ASCT 的失速裕度提升非常显著,增加了 14.51%,但是效率却降低了 2.207%;在 ASCT 的基础上,CTBS 的失速裕度有所减少,但仍保持了 15% 以上,而效率损失却比 ASCT 改善了 0.913%。对比实壁机匣效率仍然是降低的。



(a) 流量 - 总压比

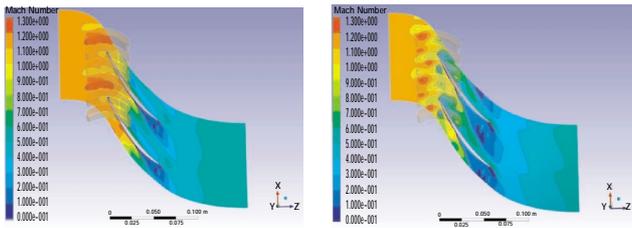
(b) 流量 - 效率

图 9 实壁、圆弧斜槽处理机匣和桥式槽处理机匣特性对比

表 1 实壁、圆弧斜槽处理机匣和桥式槽处理机匣特性对比

	搭接量	PE/%	$\phi$ /%
SW		90.856	10.54
ASCT	45	88.649	25.05
CTBS	45	89.562	16.42

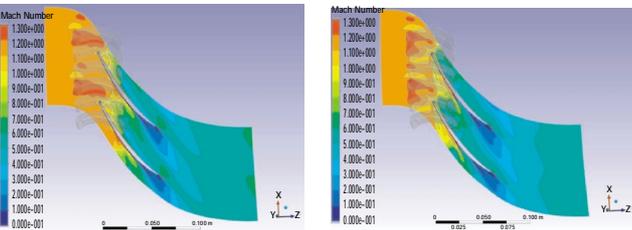
ASCT 条件下的近叶尖相对马赫数如图 10 所示。从图中可见,在最高效率点(最高效率点指处理机匣情况下与实壁机匣最高效率点等流量点,下文同)和实壁近失速点流量下(实壁近失速点指处理机匣情况下与实壁机匣近失速点等流量点,下文同),ASCT 吸力面的分离均比 SW 情况下严重(图 7),特别在实壁 NS 流量点,吸力面分离形成的低速区几乎充斥了整个叶尖通道。



(a) 最高效率点 (b) 实壁近失速流量点

图 10 全通槽处理机匣近叶尖相对马赫数

CTBS 条件下近叶尖相对马赫数如图 11 所示。对比图 10、11 可见,与 ASCT 相比,CTBS 明显减弱了叶片吸力面的分离区域,特别是近实壁 NS 流量点分离区没有明显扩大,未造成大范围流道堵塞,在很大程度上减弱了分离带来的损失。



(a) 最高效率点 (b) 实壁近失速流量点

图 11 桥式槽处理机匣近叶尖相对马赫数

实壁 NS 流量点下动叶进口相对周向速度 ( $W_t$ )、轴向速度 ( $W_z$ ) 以及相对速度与轴向夹角 ( $\beta$ ) 的分布如图 12 所示。从

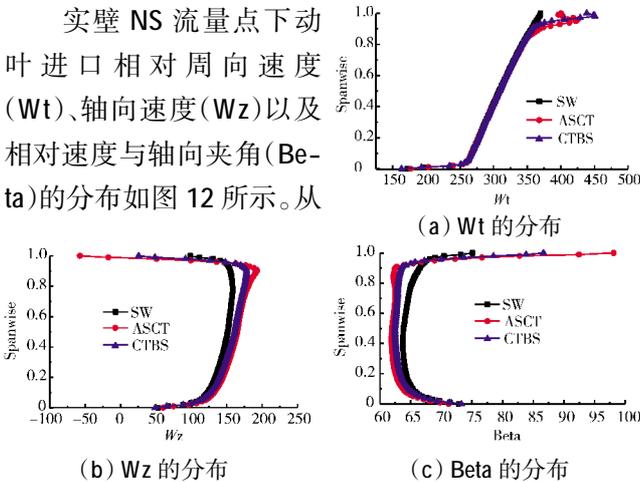


图 12 周向速度、轴向速度以及相对速度与轴向夹角沿叶高方向的分布

图中可见,处理机匣的引入使流体在叶片前喷出,ASCT 和 CTBS2 种情况下增大了 95% 叶高以上位置的  $W_t$ ,减小了  $W_z$ ,降低了叶尖处的流通能力;但在 95% 叶高以下位置,处理机匣的引入增加了  $W_z$ ,加强了绝大部分叶高的流通能力。与 CTBS 相比,ASCT 使近叶尖轴向速度改变更多,攻角增大得更多,在接近机匣的位置,甚至出现了倒流,对应吸力面分离区显著增大。

SW、ASCT 和 CTBS 3 种条件下近叶尖处的壁面静压分布如图 13 所示。CTBS 和 ASCT 均减小了叶片前缘到 30% 轴向弦长位置近叶尖压力面和吸力面的压差,故处理机匣均有减弱泄漏流的作用,但是 CTBS 条件下叶片压力面和吸力面的压差比 ASCT 条件下的压差大,所以 ASCT 的泄漏流强度比 CTBS 弱。

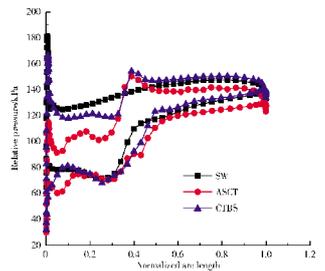


图 13 实壁近失速流量点近叶尖壁面静压

实壁近失速流量点处理机匣叶尖泄漏流如图 14 所示。从图中可见,在实壁 NS 流量点,虽然 CTBS 条件下的泄漏流比 ASCT 条件下的更强(由图中流线的颜色也可看出),但是由于 ASCT 条件下叶尖攻角较大,所以 ASCT 条件下叶片前缘泄漏流更斜,泄漏流横跨多排叶片堵塞流道,同时 50% 弦向位置之后可以看到明显的分离回流;而 CTBS 条件下前缘泄漏流倾斜较小,多数泄漏流随主流沿流道中间流走,同时叶片吸力面的分离也相对较弱。实壁 NS 流量点近叶

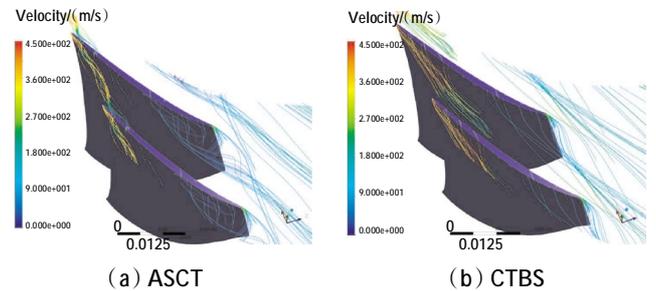
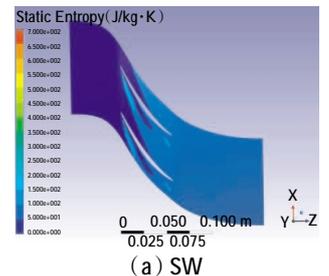


图 14 实壁近失速流量点处理机匣叶尖泄漏流

尖熵增对比如图 15 所示。从图中可见,ASCT 和 CTBS 的喷射流体与主流掺混均引起熵增,这是造成效率损失的原因之一。对比二者的熵增云图,



(a) SW

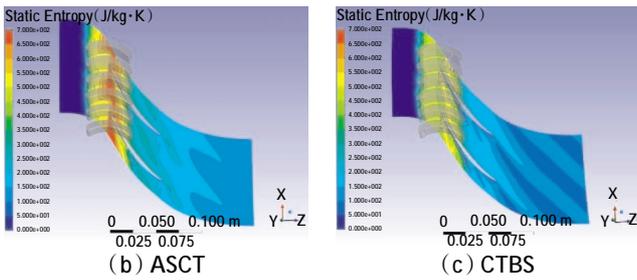


图 15 实壁近失速流量点实壁、圆弧斜槽处理机匣和桥式槽处理机匣近叶尖熵增

CTBS 与主流连接面积小, 槽内流体与主流掺混较少, 掺混损失比 ASCT 的小;同时 CTBS 改善了 ASCT 吸力面分离,减小了分离造成的损失,所以 CTBS 的熵增较小。

由前面的分析可知,SW 条件下叶尖的阻塞主要来源于叶尖泄漏流,ASCT 条件下叶片吸力面分离和叶片前缘泄漏流均会造成通道堵塞。综上所述,对比全通槽处理机匣,桥式处理机匣通过控制泄漏流和分离两方面引发的流道堵塞,可以在保证失速裕度的同时减小效率损失。

### 3.3 桥式槽处理机匣的抽吸 / 喷气机理分析

6 种不同面积抽吸区和喷气区的桥式槽处理机匣见表 2。利用控制变量的方法,分别保证抽吸区面积不变改变喷气区面积和保证喷气区面积不变改变抽吸区面积,来探究不同抽 / 喷气区面积对桥式处理机匣扩稳效果的影响。其中 CTBS1、CTBS2、CTBS3 和 CTBS4 为保持抽吸区面积不变,改变喷气区面积的 4 种不同结构桥式槽处理机匣;CTBS3、CTBS5 和 CTBS6 为保持喷气区面积不变,改变抽吸区面积的 3 种不同结构桥式处理机匣。

表 2 不同面积抽吸区和喷气区的桥式槽处理机匣

	CTBS 1	CTBS 2	CTBS 3	CTBS 4	CTBS 5	CTBS 6
喷气区面积 /%	5	8	13	21	13	13
抽吸区面积 /%	25	25	25	25	11	18

#### 3.3.1 喷气区面积的影响

在抽吸区面积相同的条件下,采用不同喷气区面积的桥式槽处理机匣的压气机流量效率特性曲线如图 16 所示并见表 3。结合图、表可见,随着喷气区面积的增大,压气机的效

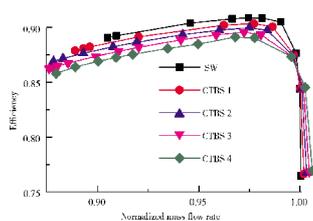
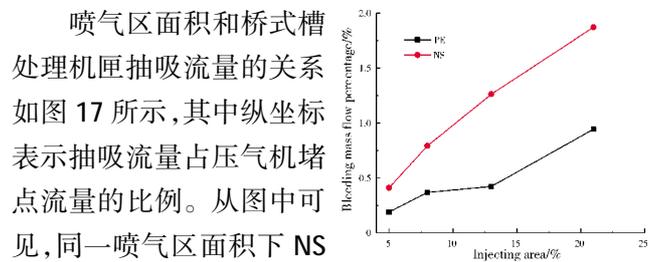


图 16 喷气区面积不同的桥式槽处理机匣特性

率逐渐减小。当喷气区面积为 21%时,效率损失最大为 1.741%;当喷气区为 5%时,效率损失最小为 0.52%。失速裕度随着喷气区面积的增大先增加后减小,但在喷气面积超过 8%以后变化不大,与 SW 相比,其失速裕度提高 5%~6%。

表 3 不同喷气区面积桥式槽处理机匣特性

	喷气区面积 /%	抽吸区面积 /%	PE /%	$\phi$ /%
SW			90.856	10.54
CTBS1	5	25	90.336	14.45
CTBS2	8	25	89.971	15.84
CTBS 3	13	25	89.562	16.42
CTBS4	21	25	89.115	15.50



喷气区面积和桥式槽处理机匣抽吸流量的关系如图 17 所示,其中纵坐标表示抽吸流量占压气机堵点流量的比例。从图中可见,同一喷气区面积下 NS 点抽吸流量大于 PE 点。图 17 不同面积喷气区桥式槽处理机匣抽吸流量

桥式槽处理机匣的抽吸流量均随着喷气区面积的增大而增大,在喷气面积为 21%时,PE 点抽吸流量达到最大流量的 0.94%,NS 点抽吸流量占堵点流量的 1.87%。

实壁 NS 流量点下不同喷气区面积桥式槽处理机匣叶尖泄漏流如图 18 所示。随着喷气区面积增大,泄漏流逐渐由沿主流通道中顺利流出变为横跨叶片

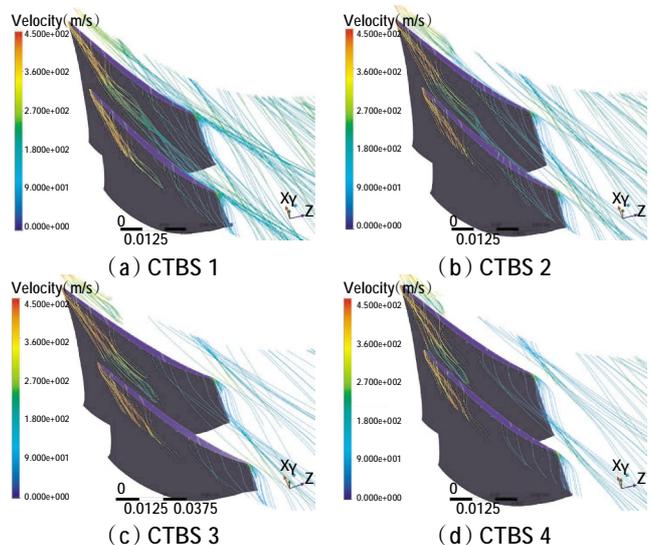


图 18 实壁近失速流量点不同面积喷气区桥式槽处理机匣泄漏流

通道阻塞叶尖流道。

3 种不同面积喷气区情况下近叶尖处的熵增对比如图 19 所示。从图中可见 CTBS2、CTBS3 和

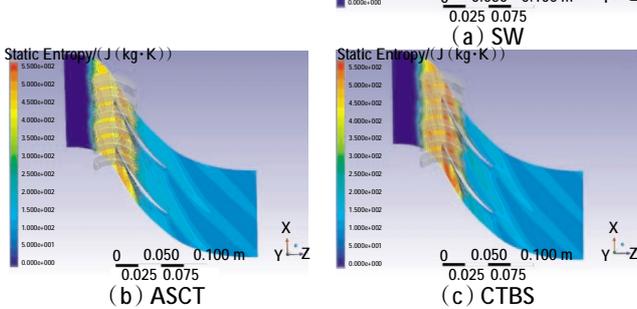


图 19 实壁近失速流量点实壁、圆弧斜槽处理机匣和桥式槽处理机匣近叶尖熵增

CTBS4 的喷气区面积依次增大,处理槽的抽吸流量增大,槽中喷出的流体与主流的掺混损失随之增大,所以熵增依次增大,效率损失依次增大。不同喷气区面积下喷流与主流掺混对动叶进口相对速度和攻角的影响如图 20 所示。在近叶尖位置,喷气区面积越大,喷气流量越大,动叶进口的相对周向速度越大,轴向速度越小,攻角越大;而在 95%叶高以下位置,喷气区面积越大,轴向速度越大,攻角越小,即喷气区面积越大,近叶尖流通能力越小,而在 95%叶高以下位置的流

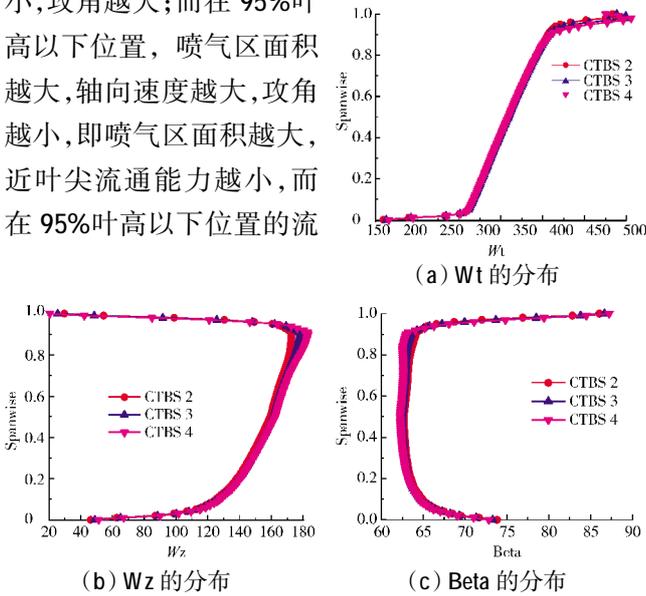


图 20 实壁近失速流量点不同面积喷气区桥式槽处理机匣周向速度、轴向速度以及相对速度与轴向夹角沿叶高的分布

通能力越大。

最高效率点动叶近叶尖外气流脱轨角如图 21 所示。表示相对速度与叶片吸力面所成的夹角,可以表征叶背分离情况。从图中可见,随着喷气区面积的增

加,叶片分离点逐渐提前,分离范围增大。由前面的分析可知,喷气区面积越大,动叶近叶尖处攻角越大,势必会引起叶背分离区的增大。

根据本节分析可知,保持桥式槽处理机匣抽吸区面积不变,喷气区的面积越大,处理槽抽吸流量越大,叶片近叶尖的攻角越大,叶背的分离区越大,分离堵塞越发严重,峰值效率越低,同时叶尖的泄漏流逐渐发展为横跨流道的堵塞流动。

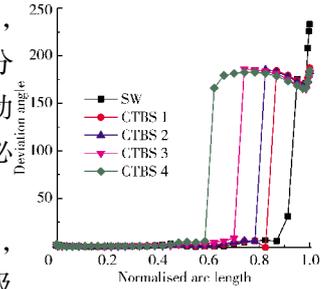


图 21 不同面积喷气区桥式槽处理机匣近叶尖处叶背脱轨角

### 3.3.2 抽吸区面积的影响

考虑到 CTBS3 在喷气区面积为 13%时裕度提升最大,因此接下来分析桥式槽处理机匣的喷气区面积保持在 13%时,不同抽吸区面积对桥式槽处理机匣扩稳效果的影响。

采用不同抽吸区面积桥式槽处理机匣的压气机特性曲线如图 22 所示,结合图、表可见,保持喷气区面积不变,随着抽吸区面积的增大,压气机失速裕度逐渐增大,效率变化较小,当 CTBS3 的抽吸区面积

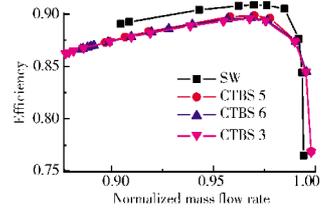


图 22 不同面积抽吸区桥式槽处理机匣特性

表 4 不同面积抽吸区桥式槽处理机匣特性

	喷气区面积 /%	抽吸区面积 /%	PE /%	$\phi$ /%
SW			90.856	10.54
CTBS5	13	11	89.849	13.04
CTBS6	13	18	89.618	15.19
CTBS 3	13	25	89.562	16.42

为 25%时,失速裕度最大。

不同面积抽吸区桥式槽处理机匣的抽吸流量如图 23 所示。从图中可见,在 PE 点和 NS 点,抽吸区的面积变化对桥式处理槽的抽吸流量影响较小,所以桥式槽处理机匣的抽吸能力主要由喷气区面积决

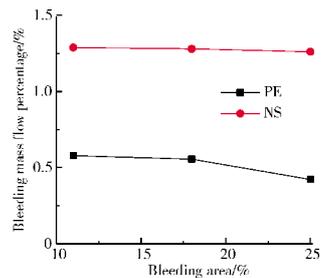


图 23 不同面积抽吸区桥式槽处理机匣的抽吸流量

定。不同抽吸区面积对叶片吸力面分离的影响如图 24 所示。由于桥式处理槽的抽吸流量变化不大,与喷气区面积相比,叶片吸力面分离位置对抽吸区面积的变化并不敏感。

CTBS5、CTBS6 和 CTBS3 在 CTBS5 近失速流量点条件下近叶尖处的相对马赫数如图 25 所示。从图 25(a)中可见,叶尖近失速工况下通道堵塞集中在 2 个区域:一个是泄漏涡与激波相互作用发生破碎形成低速区造成流道堵塞,另一个是叶片吸力面的分离产生的流道堵塞,二者共同堵塞了叶尖通道,从而引发压气机失速。对比 CTBS5、CTBS6 和 CTBS3 发现,随着抽吸区面积增大,叶片吸力面分离堵塞范围变化不大,而叶尖泄漏流引发的堵塞逐渐减弱,这表明随着抽吸区面积的增大,泄漏流获得了显著的改善,因此压气机裕度也随之提高。

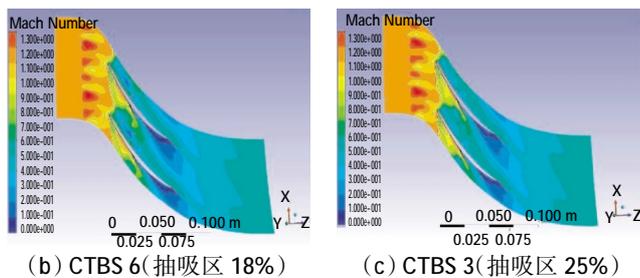


图 25 CTBS 5 近失速点各桥式槽处理机匣近叶尖相对马赫数

根据本节分析可知,桥式槽处理机匣的抽吸区面积主要影响压气机的失速裕度:抽吸区面积越大,失速裕度也越大。与喷气区相比,抽吸区面积的变化对抽吸流量影响较小,进而对叶片吸力面分离的影响较小,因此对效率的影响较小。

## 4 结论

本文针对相对马赫数为 1.3 量级的跨声压气机进行了数值模拟,尝试利用全通槽和桥式槽对其进行扩稳,得到如下结论:

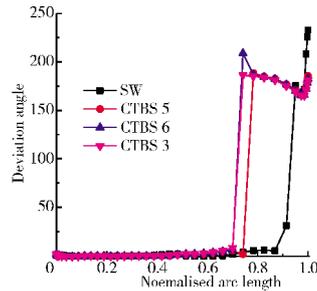


图 24 不同面积喷气区桥式槽处理机匣近叶尖处叶背脱轨角

(1)针对相对马赫数不太高的跨声压气机(本文为  $Ma=1.3$ ),动叶叶尖存在一定的弯度,吸力面存在分离流动,叶尖泄漏和叶片吸力面分离均会引起叶尖堵塞,从而对失速产生影响。

(2)实壁机匣情况下叶尖泄漏流造成的叶尖堵塞是诱发失速的主要原因。全通槽处理机匣条件下叶尖前缘泄漏和流体在吸力面的分离共同造成了通道堵塞进而诱发压气机失速。桥式槽处理机匣通过抽吸区和喷气区实现了对吸力面分离堵塞的控制,从而平衡了泄漏流和分离两方面引发的堵塞,在保证失速裕度的同时减少了效率的损失。

(3)桥式槽处理机匣抽吸区面积不变,喷气区面积越大,桥式槽抽吸流量越大,近叶尖的攻角越大,叶片吸力面的分离区也越大,效率越低,同时分离堵塞逐渐增强;此外叶尖的泄漏流逐渐发展为横跨流道的堵塞流动。桥式槽处理机匣喷气区面积不变,抽吸区面积越大,由叶尖泄漏引发的流道堵塞越弱,因此压气机的失速裕度越大;与喷气区面积相比,抽吸区面积变化对抽吸流量影响较小,所以对叶片吸力面分离的影响较小,因此效率损失较小。

## 参考文献:

- [1] Wlike I, Kau H P, A numerical investigation of the flow mechanisms in a HPC front stage with axial slots[R]. ASME 2003-GT-38481.
- [2] Wlike I, Kau H P, A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage [R]. ASME 2002-GT-30642.
- [3] Hoffman W H, Ballman J. Some aspects of tip vortex behavior in a transonic turbocompressor[J]. ISABE 2003-1223.
- [4] Hoffman W H, Ballman J. Tip clearance vortex development and shock-vortex-interaction in a transonic compressor rotor [R]. AIAA-2002-0083.
- [5] Koch C C, Smith L H. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of a single stage axial flow compressor, part II-performance of plain casing insert configuration with undistorted inlet flow and boundary layer trip[R]. NASA /CR- 1968-54588,.
- [6] Koch C C, Smith L H. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of a single stage axial flow compressor, part III-performance of blowing insert configuration No.1[R].NASA /CR-1968-54589, .
- [7] Koch C C, Smith L H. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of a single stage axial flow compressor, part IV-performance of plain bleeding insert configuration No.3[R]. NASA/ CR-1968-54590.
- [8] Koch C C, Smith L H. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of a single stage axial flow compressor, part V-performance of plain casing insert configuration with distorted inlet flow [R]. NASA /CR- 1969-54591.
- [9] Koch C C, Smith L H. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of a single stage axial flow compressor, part VI-final report[R]. NASA /CR-1970-54592,
- [10] Greitzer, E M, Nikkanen, J P, Haddad, D E, et al. A fundamental

- critterion for the application of rotor casing treatment [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1979, 101(4): 237-243.
- [11] Osborn W M, Lenis G W, Heidelberg L J. Effect of several porous casing treatment on stall limit and on overall performance of an axial flow compressor rotor[R]. NASA /TND-1971-6537,
- [12] Prince D C, Wisler D C, Hilvers D E. A study of casing treatment stall margin improvement phenomena[R]. ASME 1975-GT-60,
- [13] Müller M W, Biela C, Schiffer H P, et al. Interaction of rotor and casing treatment flow in an axial single-stage transonic compressor with circumferential grooves[R]. ASME-2008-GT-50135.
- [14] 李相君, 楚武利, 张皓光. 高负荷跨声速轴流压气机周向浅槽处理机匣扩稳机理[J]. *推进技术*, 2013, 34(5): 629-637.  
LI Xiangjun, CHU Wuli, ZHANG Haoguang. Stabilizing mechanism of shallow circumferential grooves on a high loaded transonic axial-flow compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(5): 629-637. (in Chinese)
- [15] Lu Xingen, Chu Wuli, Zhu Junqiang. Mechanism of the interaction between casing treatment and tip leakage flow in a subsonic axial compressor[R]. ASME 2006-GT-90077.
- [16] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 轴向倾斜缝机匣处理影响压气机性能的机理[J]. *推进技术*, 2010, 31(5): 555-561.  
ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Investigation of the flow mechanism of affecting compressor performance with axial skewed slots casing treatment [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(5): 555-561. (in Chinese)
- [17] Hathaway M D. Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance[R]. ASME 2002-GT-30368.
- [18] 王卓奇, 陆利蓬, 袁巍, 等. 驻涡式处理机匣对跨声速压气机扩稳的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2014(12): 2948-2956.  
WANG Zhuoqi, LU Lipeng, YUAN Wei, et al. Numerical simulation on stall margin improvement of transonic compressor by a trapped vortex casing treatment [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014(12): 2948-2956. (in Chinese)
- [19] 李玲, 于清, 陆亚钧. 处理机匣在单级跨声速风扇上的实验研究[J]. *推进技术*, 2000, 21(3): 49-52.  
LI Ling, YU Qing, LU Yajun. Experimental research of casing treatment on single-stage transonic fan[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(3): 49-52. (in Chinese)
- [20] 张燕东, 陆亚钧. 圆弧斜槽处理机匣的实验研究[J]. *航空动力学报*, 1998(03): 254-258.  
ZHANG Yandong, LU Yajun. An experimental investigation on arc skewed slot casing treatment [J]. *Journal of Aerospace Power*, 1998(03): 254-258. (in Chinese)
- [21] 袁巍. 处理机匣的几何结构对压气机特性的影响研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2003.  
YUAN Wei, The research on the influence of casing treatment geometry on compressor characteristic[D]. Beijing: Beihang University, 2003. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)