

倾斜式周向槽机匣处理对压气机稳定性的影响

龚文琴¹, 周佳星², 辛佳³, 王伟韬³, 何振鹏³

(1. 天津仁爱学院 计算机科学与技术系, 天津 301636; 2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;
3. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 为分析倾斜周向槽机匣处理对跨声速轴流压气机 NASA Rotor 37 稳定性的影响, 采用数值仿真方法研究了光壁机匣和倾斜周向槽机匣的扩稳效果。结果表明: 经过周向槽机匣处理后, 叶尖泄漏流被诱导进入周向槽, 抑制了低速区的发展且泄漏流经过周向槽流出后能够吹除低能区, 改善低速区造成的流道堵塞情况, 扩大压气机的稳定工作范围; 在设计转速下, 5 种不同形式的周向槽机匣处理都能够提高压气机的稳定裕度, 其中, CT3 的扩稳效果最好, 稳定裕度提高 2.86%, 而峰值效率降低最少, 仅降低 0.7%; 通过正交试验优化设计方法发现, 样本 9 对于提升转子的稳定裕度效果最为明显, 能够将稳定裕度提升 2.95%, 但会使峰值效率降低 1.56%; 当周向槽轴向倾斜方式不同时, 会使得周向槽的周向截面及槽内流动发生改变, 从而对压气机的稳定裕度和峰值效率造成影响。

关键词: 倾斜周向槽; 机匣处理; 跨声速轴流压气机; 数值模拟; 稳定裕度; 峰值效率; 航空发动机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.009

Influence of Inclined Circumferential Groove Casing Treatment on Compressor Stability

GONG Wen-qin¹, ZHOU Jia-xing², XIN Jia³, WANG Wei-tao³, HE Zhen-peng³

(1. Department of Computer Science and Technology, Tianjin Renai College, Tianjin 301636, China;
2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: To analyse the influence of the inclined circumferential groove casing on the stability of a transonic axial compressor, NASA Rotor 37, the stability enhancement effect of the smooth wall casing and the inclined circumferential groove casing was studied by numerical simulation. The results show that after the circumferential groove casing treatment, the tip leakage flow is induced into the circumferential groove, which inhibits the development of the low-speed zone. After passing through the circumferential groove, the leakage flow can blow away the low-energy zone, which can decrease the flow path blockage caused by the low-speed zone, and improve the stability of the compressor. Under the design speed, 5 different types of circumferential groove casing treatment can all improve the stability margin of the compressor. Among them, the CT3 has the best stability enhancement effect, with a stability margin increase of 2.86% and the least reduction in peak efficiency of 0.7%. Through the orthogonal design of experiments optimization, it is found that Sample 9 has the most obvious effect on improving the stability margin of the rotor, with a 2.95% stability margin increase, but the peak efficiency reduction is 1.56%. When the circumferential grooves are different in axial inclination, the flow in the circumferential section of the circumferential groove and the flow in the grooves are changed, thereby affecting the stability margin and peak efficiency of the compressor.

Key words: Inclined circumferential groove; casing treatment; transonic axial compressor; numerical simulation; stability margin; peak efficiency; aeroengine

0 引言

压气机作为航空发动机核心机部件, 其工作稳定性决定了发动机整体的稳定性。如何在保证压气机

效率的同时提升工作过程稳定性, 是现代航空发动机亟待解决的一大难题。机匣处理作为一种易于实现、结构简单且扩稳效果较好的方法已在各类航空发动机上广泛应用。Koch^[1]在试验中发现, 机匣开孔后压

收稿日期: 2022-09-16 基金项目: 天津市科技局科技计划项目(No.20YDTPJC01720)、省部级重点专项(2021EEDSCXSFQZD009)资助
作者简介: 龚文琴(1985), 女, 硕士, 讲师。

引用格式: 龚文琴, 周佳星, 辛佳, 等. 倾斜式周向槽机匣处理对压气机稳定性的影响[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 64-71. GONG Wenqin, ZHOU Jiaxing, XIN Jia, et al. Influence of inclined circumferential groove casing treatment on compressor stability[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 64-71.

气机稳定工作范围显著扩大。自此,经过多年研究,产生了周向槽式、轴向缝式和自循环式机匣等多种扩稳方式^[2]。

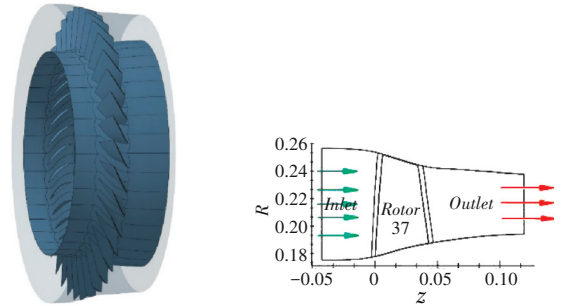
国内外学者对机匣开槽开展了大量研究。Müller等^[3]在单级跨声速压气机转子上加周向槽,表明在提高压气机稳定裕度的同时仅使效率降低约0.4%;Wilke等^[4]研究了机匣处理对叶顶流动的影响,指出周向槽和轴向缝均可削弱或抑制间隙泄漏涡的产生,推迟涡的破碎,从而起到扩稳效果;Kim等^[5]对NASA Rotor 37转子的研究发现,在转子设计间隙为0.356 mm时,最有效的槽深范围在14倍间隙左右;Choi等^[6]采用基于神经网络的方法对周向槽槽深进行综合优化,结果显示槽深为13.75倍设计间隙时,可达到最佳扩稳效果;Houghton等^[7]发现周向槽的轴向位置对稳定裕度有很大影响;Nezym^[8]研究了不同尺寸周向槽扩稳效果;何文博等^[9]发现周向单槽机匣处理对缓解转子叶尖流动堵塞状况有明显影响;徐志晖等^[10]研究了压气机子午面不同深度组合型周向槽机匣处理的扩稳效果,表明带周向槽机匣处理的转子综合稳定裕度有不同程度的提高;吴艳辉等^[11]针对亚声速单级轴流压气机试验台,通过正交试验设计了9种周向槽机匣处理结构,系统地研究了槽式机匣几何结构参数对扩稳效果的影响;楚武利等^[12]研究表明,周向槽处理机匣对叶顶间隙泄漏涡形成和发展的抑制是周向槽机匣处理扩稳的主要因素;张皓光等^[13-15]研究表明,周向槽机匣处理能减小产生叶尖泄漏运动的驱动力,并且具有抽吸或吹除机匣端壁区低相对总压流体的能力,周向槽轴向位置位于50%叶片弦长时,对应的叶顶通道流通能力最强,扩稳效果最好;南希等^[16]提出了一种用于快速比较不同轴流压气机周向槽机匣扩稳能力的分析方法,确定了以动叶端区轴向动量作为衡量不同周向槽对压气机稳定性影响的特征量;段真真等^[17]发现采用周向槽机匣处理可以显著提高转子的稳定裕度,且裕度增量与槽深度呈“双峰”关系。上述研究大多是对压气机周向槽机匣处理扩稳开展的研究,而对倾斜周向槽扩稳机理以及应用设计研究的公开报道较少。

本文通过探讨不同倾斜角度周向槽的扩稳效果,以明确控制机匣处理结构的各参数与压气机稳定裕度的相互关系,可用于指导工程应用^[18]。

1 研究对象与数值方法

1.1 研究对象

以跨声速压气机转子NASA Rotor 37为研究对象,从文献[19]中可知其详细设计参数与试验结果数据,NASA Rotor 37几何结构参数如图1所示,设计参数见表1。图中, R 为子午面半径; Z 为轴向距离。



(a) NASA Rotor 37 3维结构

(b) 子午面流道

图1 NASA Rotor 37几何结构参数

表1 NASA Rotor 37设计参数

Parameter	Value
Number of blades	36
Imported wheel ratio	0.7
Tip clearance/mm	0.35
Design speed/(r/min)	17188.7
Design pressure ratio	2.106
Peak efficiency	0.889
Imported tip speed/(m/s)	454.14
Tip relative Mach number	1.48
Design flow/(kg/s)	20.19
Blocking flow/(kg/s)	20.93

1.2 数值计算方法

利用商业软件进行仿真计算,采用IGG/AutoGrid5进行结构化网格划分。主流道划分H型和O型组合网格,叶尖间隙划分蝶形网格,周向槽内划分H型网格并将其与机匣面进行完全非匹配连接,所有固壁边界网格进行加密处理,近壁面第1层网格高度设为 3×10^{-6} , $y^+ \approx 1$ 满足湍流模型要求。

周向槽机匣处理结构设计参数见表2。从文献[9]中可知,以10%与5%叶尖轴向弦长分别设置槽宽与槽间距时,可以使7槽机匣处理结构完全覆盖叶尖区域。但叶尖前缘和尾缘处的周向槽会形成较大的回流涡,严重影响叶尖间隙流动,因此选择5个周向槽机匣处理进行研究。

$L_a=27.70$ mm, $L_c=0.356$ mm,周向槽的覆盖范围从叶尖前缘15% L_a 到85% L_a ,槽宽 $w=10\%L_a$,槽间距 $b=$

表2 周向槽机匣处理结构设计参数

Parameter	Symbol
Axial distance from the leading edge	a
Groove width	w
Groove spacing	b
Groove depth	d
Tip axial chord length	L_a
Tip clearance	L_c
Circumferential groove angle	θ

5% L_a ,槽深 $d=14L_c$,周向槽倾斜角 θ 分别为 0° 、前倾 $60^\circ(-60^\circ)$ 、前倾 $30^\circ(-30^\circ)$ 、后倾 $60^\circ(60^\circ)$ 及后倾 $30^\circ(60^\circ)$,周向槽机匣处理如图2所示。

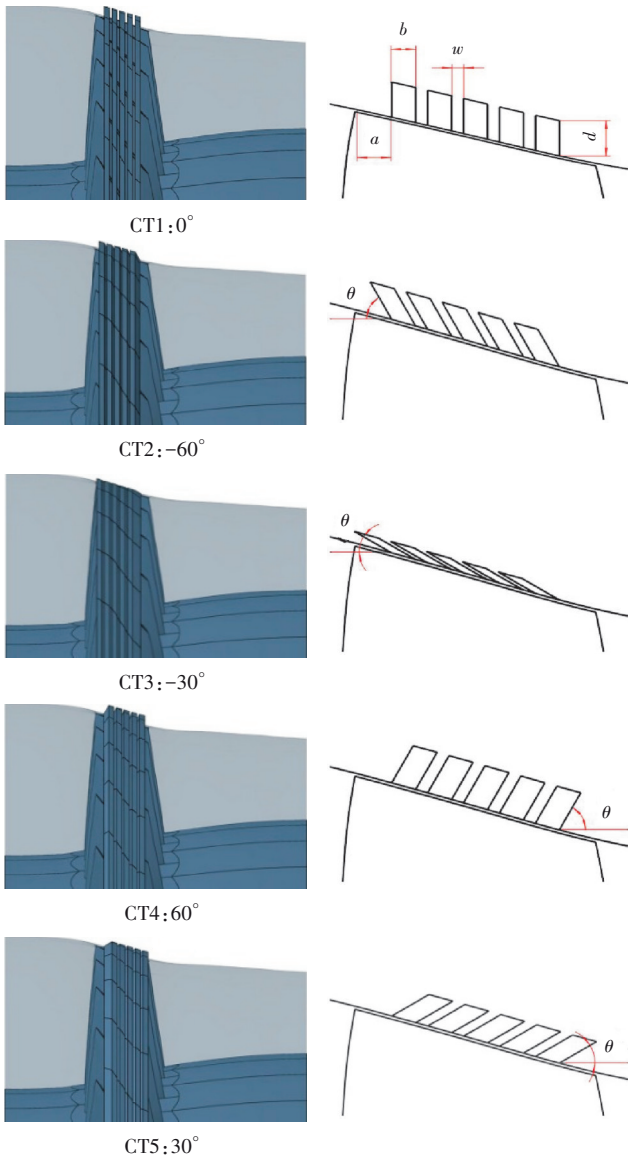
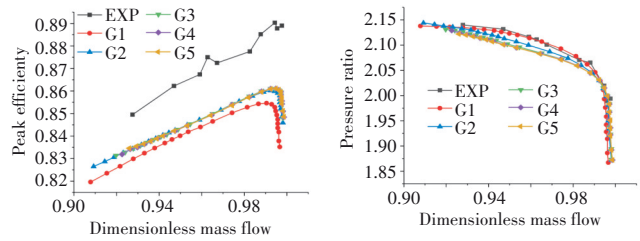


图2 周向槽机匣处理

湍流模型采用SA模型。进口边界设为轴向进气,总温设为288.15 K,总压设为101325 Pa;出口边界条件给定平均静压。通过不断提高背压来模拟节

流过程,当计算发散时停止增压,将计算发散前的工况作为近失速工况,得到压气机特性曲线。

为验证网格无关性,划分5种不同数目的网格,试验数据与数值模拟数据对比如图3所示。从图中可见,G1、G2、G3、G4和G5网格总数分别为64万、82万、106万、130万和153万。研究结果表明,网格数在106万时的仿真结果已经达到网格无关性要求,仿真得到的压比曲线跟试验结果较吻合,效率曲线与试验结果误差在3%左右。参考工程应用标准,认为数值结果在可接受范围,研究中以106万的网格作为标准。



(a) 效率特性

(b) 压比特性

图3 试验数据与数值模拟数据对比

2 计算结果与分析

2.1 光壁机匣失速机理

Hembara^[20]提出了分离因子 B_p 和堵塞因子 B_s ,下标分别表示2种失速形式,对跨声速压气机的失速情况进行分类。 B_p 越接近1,发生叶片分离型失速的可能性较大; B_s 越接近1,发生堵塞型失速的可能性越大。

B_p 与 B_s 计算公式为

$$B_p = \frac{\alpha - \xi}{\chi - \xi} \quad (1)$$

式中: α 为主流与轴向的夹角; ξ 为泄漏涡轨迹与轴向的夹角; χ 为叶片的安装角。

$$Ma_{2n,crit} = Ma_1 \tan(90^\circ - \beta) \cos(180^\circ - (\alpha + \beta)) \quad (2)$$

式中: $Ma_{2n,crit}$ 为激波后临界马赫数; Ma_1 为来流马赫数; β 为激波与轴向的夹角; n 为法向量。

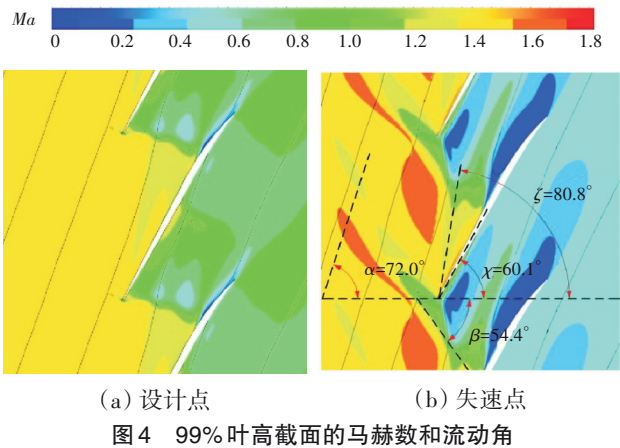
$$Ma_{2n}^2 = \frac{2 + (k-1)Ma_{1n}^2}{2kMa_{1n}^2 - (k-1)} \quad (3)$$

式中: Ma_{2n} 为激波后马赫数的法向分量; k 为比热比; Ma_{1n} 为来流马赫数的法向分量。

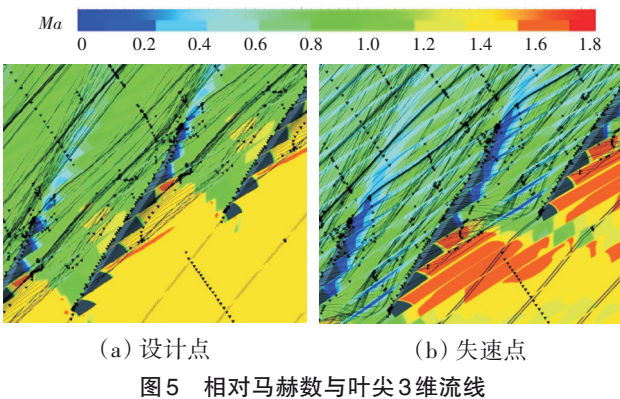
$$B_s = \frac{Ma_{2n,crit}}{Ma_{2n}} \quad (4)$$

在设计 and 近失速工况下,99%叶高截面的马赫数

和流动角如图 4 所示。计算得出 B_p 与 B_s 的值分别为 0.4251 和 0.6734, B_s 的值更接近 1, 说明压气机的失速类型是由泄漏涡引起的堵塞型失速。从图中可见, 在近失速工况下, 激波强度增大并向上游移动, 由于激波产生的强逆压梯度导致叶尖压力面前半段形成了小区域的低速区域, 叶尖吸力面后半段形成了大面积的低速区域, 低速区域紧贴于叶尖吸力面。



相对马赫数与叶尖 3 维流线如图 5 所示。从图中可见, 在近失速工况下, 泄漏流强度增强, 特别是叶尖前缘和叶尖后缘的泄漏涡强度明显增加。由于叶尖前缘激波对气流的阻塞作用, 导致泄漏涡破碎, 在叶尖压力面形成低速区。由于激波的强逆压梯度作用, 导致叶尖后缘吸力面附面层分离, 产生较大的低速区。通过叶片的旋转带动叶尖前缘压力面的低速区转动, 与吸力面的低速区相互作用, 使得主流通道完全堵塞, 造成压气机失速。



轴向相对速度 W_z 、径向相对速度 W_r 和周向相对速度 W_t 沿叶高分布如图 6 所示。从图中可见, 在失速工况下, 轴向速度从叶根部至叶尖部明显低于设计工

况, 降幅达 50 m/s, 轴向流动减弱, 进一步说明 NASA Rotor 37 失速类型为堵塞

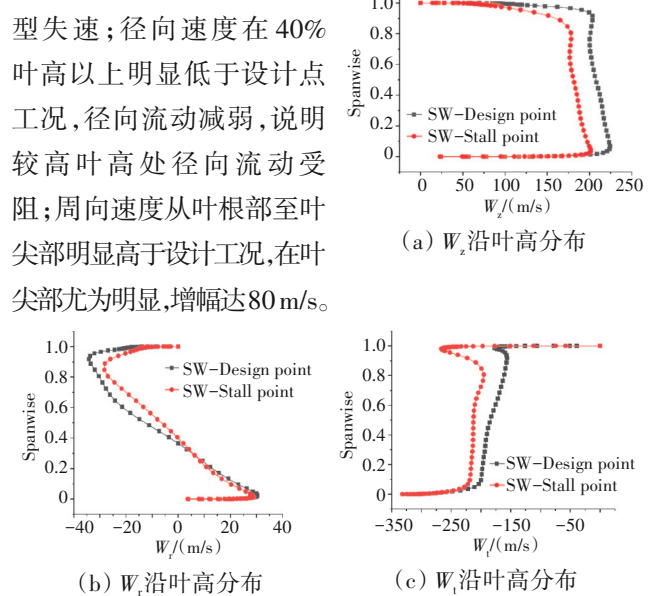


图 6 W_z 、 W_r 和 W_t 沿叶高分布

2.2 周向槽机匣处理扩稳机理

根据文献[14-15], 利用稳定裕度 S_M 衡量压气机稳定性

$$S_M = \left(\frac{m_d \cdot \pi_s^*}{m_s \cdot \pi_d^*} - 1 \right) \times 100\% \quad (5)$$

式中: m_d 和 π_s^* 分别为质量流量和压比; 下标 d 和 s 分别为设计工况和近失速工况。

NASA Rotor 37 机匣处理前后特性如图 7 所示。从图中可见, 5 种机匣处理形式均降低了堵塞流量和效率, 扩大了压气机稳定工作范围; 设计点附近机匣处理前后压气机的压比变化很小, 采用 CT1、CT2、CT4 和 CT54 种机匣处理较光壁机匣在失速点前压比低, 失速点之后压比高, 采用 CT3 机匣处理形式的压比总是高于光壁机匣; 在整个稳定工作范围内, 机匣处理前后的工作效率差距明显, 采用 CT1、CT2、CT4 和 CT54 种机匣处理形式的压气机效率降低明显, 采用 CT3 的压气机效率降低较少。

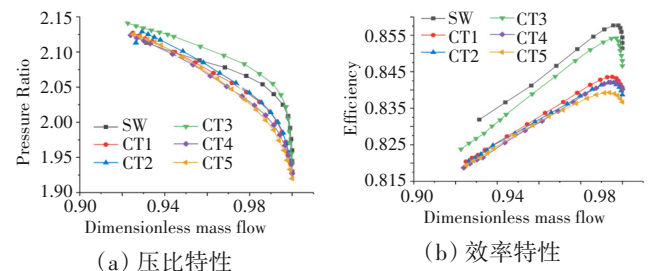


图 7 NASA Rotor 37 机匣处理前后特性

NASA Rotor 37 机匣处理前后特性数据见表3。从表中可见,5种机匣处理形式均提高了压气机稳定裕度,其中,CT3的提升幅度最大,提高了2.86%;压气机峰值效率均有所降低,其中,CT3降低幅度最少,降低了0.7%;机匣处理前后压气机的稳定裕度和工作效率都有所变化,但 B_s 仍然更接近1,所以压气机的失速类型并没有发生变化,仍然为堵塞型失速。

表3 NASA Rotor 37 机匣处理前后特性数据

Casing type	Stability margin/%	Peak efficiency/%	B_p /%	B_s /%
SW	15.04	86.12	0.4251	0.6734
CT1	17.56	84.76	0.2775	0.6800
CT2	16.83	84.20	0.2727	0.6711
CT3	17.90	85.42	0.3049	0.6777
CT4	16.56	84.21	0.2501	0.6717
CT5	17.63	83.93	0.3820	0.6456

不同机匣处理前后 W_z 、 W_r 和 W_t 沿叶高分布如图8所示。从图中可见,5种开槽形式在失速工况下轴向速度在80%叶高以上均有提高,其中,CT3最为明显,说明5种开槽形式均能提高该叶高位置的轴向流通能力;在失速工况下,在80%叶高以上,CT1、CT2和CT3径向速度有所提高,径向流动增强,CT4和CT5径向速度有所降低,径向流动受阻,说明周向槽前倾能够提高较高叶高处的径向流通能力,周向槽后倾会降低80%叶高处的径向流通能力;失速工况下在90%叶高以上,5种开槽形式均能降低周向速度,其中,CT2最明显。

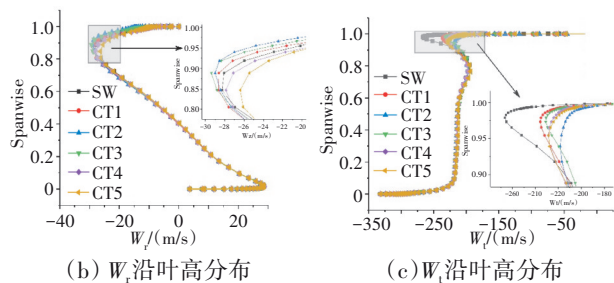


图8 不同机匣处理前后 W_z 、 W_r 和 W_t 沿叶高分布

近失速点98%叶高压力面(PS)和吸力面(SS)静压分布如图9所示。横坐标 Z 为动叶通道无量纲轴向距离。从图中可见,机匣处理前后转子98%叶高表面静压分布发生明显变化;压力面静压沿着轴向呈波浪

形分布,在前3个周向槽这种形貌特别明显,在后2个槽静压都略高于光壁机匣,周向槽进口压力较低,出口压力较高,5个周向槽进出口压差沿轴向逐渐降低;吸力面静压分布总体趋势在机匣处理前后差异不大,但是在第3个槽处压力降低较为明显。

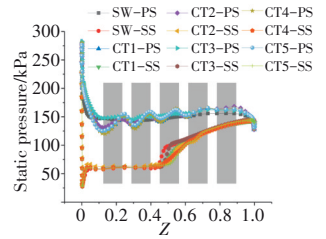


图9 近失速点98%叶高压力面和吸力面静压分布

失速点98%叶高相对马赫数如图10所示。从图中可见,5种机匣处理形式都能够抑制叶尖前缘压力面泄漏涡破碎和叶尖后缘吸力面附面层分离导致的大面积低速回流区,这也是机匣处理扩稳的主要原因。与其他4种机匣处理形式相比,CT4对于抑制叶尖前缘压力面泄漏涡破碎和叶尖后缘吸力面附面层分离导致的大面积低速回流区具有更好的效果。

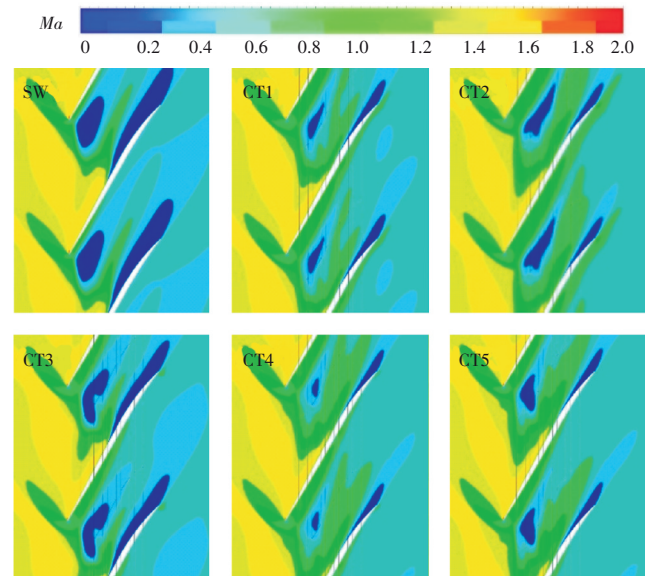


图10 失速点98%叶高相对马赫数

近失速点间隙泄漏流相对速度如图11所示。从图中可见,机匣处理后,叶尖泄漏流的相对速度方向更偏向于轴线方向,并且在周向槽覆盖区域的叶尖间隙泄漏流会明显向叶片S偏转,然后沿轴向向下游扫掠,这样泄漏流免于受到转子干扰形成泄漏涡破碎;周向槽覆盖区域的叶尖泄漏流可以免于受到涡破碎形成的低速区域的干扰,避免进一步扩大低速区,故流道的流通能力得到显著改善。

近失速点周向槽与机匣交界面的径向速度分布如图12所示。从图中可见,由于叶尖区域压力面和

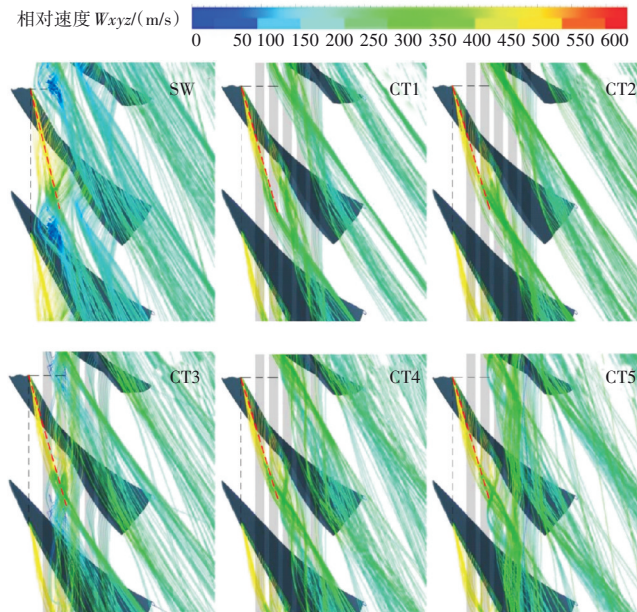


图 11 近失速点间隙泄漏流相对速度

吸力面之间存在压差,使得流体从压力面以较高速度流入周向槽,在槽内经过周向输运后从吸力面流出,对泄漏涡的发展有一定的抑制作用;CT4 和 CT5 在压力面的进气速度更大,前 3 个周向槽尤其明显;CT3 由于前倾角度较大,与机匣的交界面有效面积较小,进气速度较小。

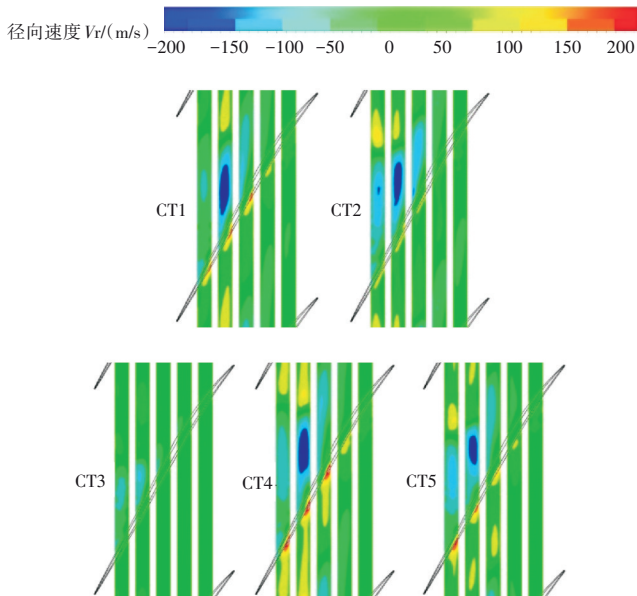


图 12 近失速点周向槽与机匣交界面的径向速度分布

峰值效率点周向平均熵的分布与流线如图 13 所示。从图中可见,机匣未经处理时,熵增主要出现在叶尖间隙泄漏流区域;机匣处理后,周向槽的存在增大了流阻,导致能量损失,熵增区域明显沿径向扩大,

周向槽的底部熵增最为明显;CT1 和 CT2 泄漏流从槽的后部流入,然后从槽的前部流出,在槽内形成逆时针的旋涡;CT3 由于与机匣夹角较小,泄漏流从槽的任意部位都能流入,然后经过周向输运从吸力面流出;CT4 的前 3 个槽,泄漏流仍然从槽的后部流入,在后 2 个槽,泄漏流从槽的中前部流入;CT5 的第 1 个槽,泄漏流从中部流入,然而由于在第 3 个槽位置出现 1 个逆时针的涡系,导致第 2 个槽泄漏流从中前部流入,第 2 个槽泄漏流从后部流入,后 2 个槽从前部流入。

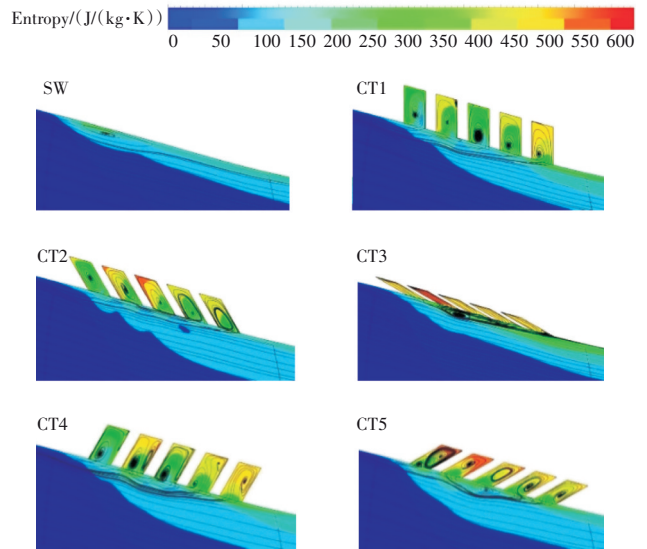


图 13 峰值效率点周向平均熵的分布与流线

综合上述分析可知,倾斜周向槽机匣处理可以将叶尖泄漏流径向上移,抑制转动使得泄漏涡破碎发展成低速区。同时,泄漏流流出周向槽后对叶尖低能区有着吹除效应,明显改善了低速区造成的流道堵塞情况,提高压气机的稳定工作裕度。因此,在进行倾斜周向槽机匣处理设计时,需要着重考虑开槽倾角与叶尖气流的夹角以及周向槽与泄漏涡的相对位置。

3 正交试验优化设计

为分析倾斜周向槽机匣处理对压气机稳定性的影响,结合正交试验优化设计方法,研究了周向槽槽宽 w/A 、槽深 d/B 及槽倾角 θ/C 对压气机性能的影响规律。正交试验设计见表 4,正交试验方案及试验结果见表 5,极差分析见表 6。

从表 5 中可见,9 个试验样本中样本 9 中转子的稳定裕度效果提升最为明显,能够将稳定裕度从 15.04% 提升至 18.02%,但峰值效率从 86.12% 降低至 84.56%。

表4 正交试验设计

因素	$w/\%$	$d/\%$	$\theta/(\circ)$
水平1	$6L_a$	$6L_c$	60
水平2	$10L_a$	$14L_c$	0
水平3	$14L_a$	$22L_c$	-60

表5 正交试验方案及试验结果

因素	A	B	C	空列	失速裕度/%	峰值效率/%
1	1	1	1	1	17.08	85.98
2	1	2	2	2	17.70	85.04
3	1	3	3	3	17.70	85.06
4	2	1	3	3	17.19	85.37
5	2	2	2	1	17.54	84.76
6	2	3	1	2	17.35	85.59
7	3	1	2	2	16.68	85.10
8	3	2	1	3	16.80	85.45
9	3	3	3	1	18.02	84.56

表6 极差分析

指标		$w/\%$	$d/\%$	$\theta/(\circ)$
失速裕度	K_1	17.16	16.99	17.08
	K_2	17.36	17.34	17.31
	K_3	17.49	17.69	17.64
	R	0.33	0.70	0.56
峰值效率	K_1	85.36	85.48	85.67
	K_2	85.24	85.08	84.99
	K_3	85.04	85.07	84.97
	R	0.32	0.41	0.70

从表6中可见,各因素对失速裕度这一指标的影响权重排序为:槽深>槽倾角>槽宽,最优组合为B3C3A3,恰好为试验样本的第9个样本;对峰值效率这一指标的影响权重排序为:槽倾角>槽深>槽宽,最优组合为C1B1A1,恰好为试验样本的第1个样本,该样本对应的开槽模型稳定裕度提升2.04%,峰值效率降低0.14%。

为更清楚地了解各因素对周向槽机匣处理2个指标的影响规律,展示指标趋势变化情况。影响因素与峰值效率、稳定边界变化如图14、15所示。从图中

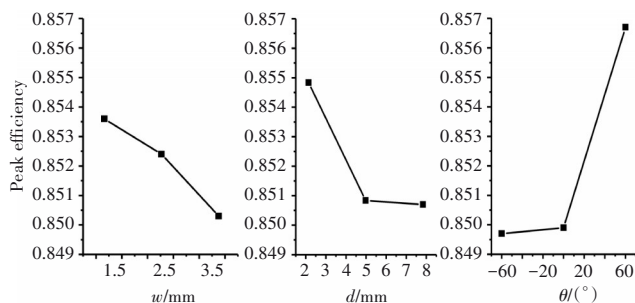


图14 影响因素与峰值效率变化

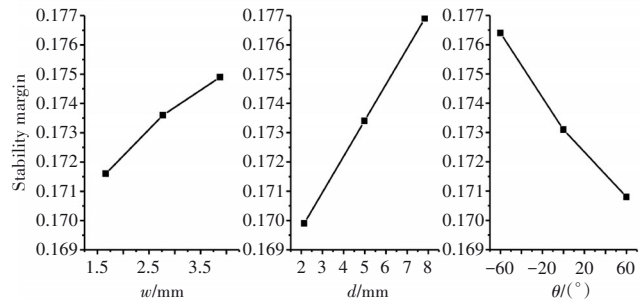


图15 影响因素与稳定边界变化

可见,峰值效率随槽宽和槽深的增大而降低,相反稳定裕度随槽宽和槽深的增大而提高;周向槽后倾能够提高峰值效率,但会降低稳定裕度。

4 结论

(1)机匣未经处理时,NASA Rotor 37 转子在近失速点的堵塞因子 $B_s=0.6734$,相比分离因子 B_p 更接近1,所以失速类型为堵塞型失速;经过5种不同形式的机匣处理后,失速类型并未改变,仍然为堵塞型失速。

(2)经过周向槽机匣处理后,叶尖泄漏流被诱导进入周向槽,防止泄漏涡破碎形成低速区,抑制了低速区的发展;泄漏流经过周向槽流出后能够吹除低能区,改善低速区造成的流道堵塞情况,从而提高压气机的稳定工作范围。

(3)本文研究的5种机匣处理形式均提高了压气机的稳定裕度,其中,CT3的提升幅度最大,提高了2.86%,且对峰值效率的降幅最小,降低了0.7%。

(4)通过正交试验设计确定了周向槽3个重要参数对稳定裕度和峰值效率的影响权重排序,分别为槽深>槽倾角>槽宽,槽倾角>槽深>槽宽,对应的最优组合分别为B3A3C3,C1B1A1。

参考文献:

- [1] Koch C C. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of single stage axial flow compressor, part 6 final report[R]. NASA-CR-1970-54590.
- [2] 张皓光,谭锋,安康,等. 缝式机匣处理及其轴向偏转角对跨声速轴流压气机稳定性的改善[J]. 航空学报, 2018, 39(8): 113-127.
ZHANG Haoguang, TAN Feng, AN Kang, et al. Effect of slot casing treatment and its axial deflection angle on stability of transonic axial flow compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(8): 113-127. (in Chinese)
- [3] 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[C]//ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air. Berlin: American Society of Mechanical Engineers, 2008: 67-78.
- [4] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage[C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam: American Society of Mechanical Engineers, 2002: 1155-1165.
- [5] Kim J H, Choi K J, Kim K Y. Aerodynamic analysis and optimization of a transonic axial compressor with casing grooves to improve operating stability[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 29(1): 81-91.
- [6] Choi K J, Kim J H, Kim K Y. Design optimization of circumferential casing grooves for a transonic axial compressor to enhance stall margin[C]//ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. Glasgow: American Society of Mechanical Engineers, 2010: 687-695.
- [7] Houghton T, Day I. Enhancing the stability of subsonic compressors using casing grooves[J]. Journal of Turbocasingry, 2011, 133(2): 021007-1-10.
- [8] Nezym V Y. Development of new casing treatment configuration[J]. JSME International Journal Series B Fluids and Thermal Engineering, 2004, 47(4): 804-812.
- [9] 何文博, 史磊. 跨声速轴流压气机转子 Rotor37 周向槽机匣处理的数值研究[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(28): 164-169.
HE Wenbo, SHI Lei. Numerical investigation of the transonic compressor Rotor37 with circumferential casing treatment[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(28): 164-169. (in Chinese)
- [10] 徐志晖, 洪林. 组合型周向槽机匣处理优化方案的数值研究[J]. 流体机械, 2017, 45(9): 40-44, 39.
XU Zhihui, HONG Lin. Numerical investigation of optimized schemes of the combined circumferential groove casing treatment[J]. Fluid Machinery, 2017, 45(9): 40-44, 39. (in Chinese)
- [11] 吴艳辉, 张皓光, 楚武利, 等. 槽式处理机匣几何结构参数的正交试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 825-829.
WU Yanhui, ZHANG Haoguang, CHU Wuli, et al. Orthogonal experimental investigation of geometry structure of grooved casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 825-829. (in Chinese)
- [12] 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(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(1): 100-105. (in Chinese)
- [13] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 带周向槽机匣处理的轴流压气机叶顶流场数值研究[J]. 西北工业大学学报, 2008(2): 200-204.
ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Exploring flow mechanism of effect of circumferential grooved casing treatment on performance of subsonic axial flow compressor[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008(2): 200-204. (in Chinese)
- [14] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉. 周向槽机匣处理的数值研究及扩稳机理分析[J]. 机械科学与技术, 2010, 29(3): 346-350, 357.
ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui. Numerical investigation of the circumferential grooved casing treatment and analysis of the mechanism of improving stall margin[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2010, 29(3): 346-350, 357. (in Chinese)
- [15] 张皓光, 安康, 吴艳辉, 等. 周向槽轴向位置影响机匣处理扩稳能力的机理[J]. 推进技术, 2016, 37(12): 2296-2302.
ZHANG Haoguang, AN Kang, WU Yanhui, et al. Mechanism of affecting ability of casing treatment to improve stall margin with varying axial position of circumferential grooves[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(12): 2296-2302. (in Chinese)
- [16] 南希, 刘乐, 马宁, 等. 动叶端区控制体分析方法在跨音轴流压气机周向槽机匣处理中的应用[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(4): 728-732.
NAN Xi, LIU Le, MA Ning, et al. The control volume analysis of the rotor tip region and its application in circumferential grooves for transonic axial compressors[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(4): 728-732. (in Chinese)
- [17] 段真真, 柳阳威, 陆利蓬. 周向槽机匣处理对某跨音转子性能的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2163-2173.
DUAN Zhenzhen, LIU Yangwei, LU Lipeng. Influence of circumferential casing grooves on transonic compressor rotor performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8): 2163-2173. (in Chinese)
- [18] 王亮, 孙颖. 航空发动机测试数据准确性和可靠性保证[J]. 航空发动机, 2023, 49(5): 64-77.
WANG Liang, SUN Ying. On ensuring the accuracy and reliability of aeroengine test data[J]. Aeroengine, 2023, 49(5): 64-77. (in Chinese)
- [19] Dunham J. CFD validation for propulsion system components[R]. AGARD-AR-2016-355.
- [20] Hembera M, Danner F, Kau H P, et al. Numerical design and optimization of casing treatments for transonic axial compressors[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Hartford: AIAA, 2008: 5063-1-12.

(编辑: 兰海青)