

自适应处理机匣在多级轴流压气机中的应用

尹超, 银越千, 贺象
(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所
中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 设计了一种环腔导流片式自适应处理机匣,采用定常数值方法研究了不同导流片形式对亚声多级轴流压气机流场的影响。结果表明:导流片与转子弦向垂直时的处理机匣减弱了叶尖前缘溢流强度,抑制了间隙泄漏流发展,提高了转子叶尖通道的流通能力,使得压气机在 0.8 倍设计转速以上特性基本保持不变的同时,大幅度提高了低转速的稳定裕度,其中 0.7 倍设计转速时近失速点总压比增大 10.2%,近失速流量拓宽 8.5%,体现出较好的自适应扩稳能力。
关 键 词: 自适应处理机匣; 环腔; 导流片; 多级轴流压气机; 稳定性
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Application of adaptive treatment casing in multi-stage axial compressor

YIN Chao, YIN Yueqian, HE Xiang
(Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Small and Medium Aero-Engine,
Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: An adaptive treatment casing with annular cavity guide vane was designed. The influence of different guide vanes on the flow field of subsonic multistage axial compressor was studied by means of steady numerical method. Results showed that when the guide vane perpendicular to the rotor chord wise weakened the leading edge overflow intensity of the blade tip, the treatment casing restrained the development of clearance leakage flow, improved the flow capacity of the rotor blade tip passage, and made the compressor basically unchanged while the speed characteristic was above 0.8 design speed, the stability margin of low speed was greatly improved, in which the total pressure ratio at the near-stall point increased by 10.2% at 0.7 design speed and the near-stall flow rate expanded by 8.5%, showing the strong adaptive stability-expanding ability.

Key words: adaptive treatment casing; annular cavity; flow guide vane; multi-stage axial compressor; stability

早期的压气机“失速先兆”相关理论认为:在失速产生前,压气机流场中存在一定程度的失速先兆^[1-2]。当压气机内发生失速时,叶片不能承受超过其承载极限的压升,导致叶片吸力面附近出

现大面积流动分离,阻塞通道主流,引发压气机内部流动失稳。而实际上,对于多级轴流压气机而言,在转子叶片还没有达到其气动载荷极限前,叶尖可能已经出现局部流动失稳现象,这种局部流动失稳现象在多级轴流压气机低转速状态下更容易出现,它是由于叶尖附近各种复杂的流动机制及相互作用造成的。

更深入地实验研究以及数值模拟结果^[3-8]表明,在接近失速时由于出口压力提高、负荷增大,同时叶尖部位的加载位置前移,迫使叶尖泄漏涡转向相邻叶片的压力面,形成大的堵塞,而堵塞的位势作用又使来流速度更低、攻角更大、负荷更高,这反过来又对叶尖泄漏涡造成的堵塞施加了更高的逆压梯度,使堵塞前移,形成恶性循环,直至发生失速。

因此,推迟压气机叶尖失速等不稳定流动现象的发生,拓宽压气机的稳定工作范围,就成为压气机设计专家们迫切需要解决的关键问题。由于处理机匣具有结构简单、可靠性高、扩稳效果好以及抗进口畸变能力强等特点,已成为当前涡轮机械领域应用最为广泛的扩稳技术之一。文献^[9]中对半圆形轴向缝的数值模拟研究指出,处理机匣的抽吸作用可以在通道偏下游位置吸除间隙泄漏流,破坏间隙泄漏涡的结构,另一方面,上游的喷射作用蕴含的径向动量可以使间隙泄漏流转入径向,阻止其成涡。Muller, Voges 等^[10-13]结合数值计算与粒子成像实验,研究了折线缝处理机匣对跨声速压气机中激波的影响,其结果是在吸力面前缘加速区后生长出一道新激波,改变了激波结构,弱化了激波强度。Emmrich^[14-15]结合数值计算与实验的方法研究了带驻室的轴向倾斜缝对单级亚声速压气机性能的影响,在设计转速下,该单级压气机的稳定工作范围提高了将近 50%,最大效率仅降低 1.4%。但驻室的设计需要在裕度与效率之间进行权衡。

文献^[16-18]中研究了一种称为凹槽导流叶片式的处理机匣结构,其得出的结论是只有选择适当的轴向叠合量才既能获得次于缝式处理机匣的失速裕度改进,又使峰值效率略微提高。杜辉等^[19]曾对凹槽导流叶片式的处理机匣结构(轴向叠合量、容腔大小、内置导流片数目)进行了系统的结构优化实验研究,但没有对导流片偏转方向和周向倾斜角度作出针对性研究,也没有在多级轴流压气机中进行应用。德国发动机及涡轮联盟弗里德希哈芬股份有限公司(简称德国 MTU 公

司)设计了一种将传统处理机匣(如周向槽和轴向缝)的优势和流动优化几何相结合的处理机匣结构,其称为自循环处理机匣^[20],其结构与凹槽导流片式处理机匣类似,Kroeckel 等^[21]实验研究了一个带有两级此种自循环处理机匣的两级半轴流压气机性能,实验数据分析证明了多级处理机匣能够显著扩宽喘振线到更高的压比和更低的流量,同时峰值效率没有明显降低。

本文在德国 MTU 公司自循环处理机匣设计理念基础上设计了一种带有倾斜导流片的自适应处理机匣结构,其能够适应不同转速下的叶尖流场。同时对导流片的偏转方向进行了针对性研究,并将之应用于多级轴流压气机中,分析了该处理机匣对多级轴流压气机性能和稳定性的具体影响。

1 自适应处理机匣结构

本文中自适应处理机匣的作用载体为某 5 级轴流亚声速压气机,为了提高可靠性,该压气机无可调导叶,因此其在低转速下的稳定裕度尤为重要。该压气机一级转子共 29 个叶片,通过前期数值分析发现在低转速下其叶尖首先发生失速,与多级轴流压气机低转速下容易发生“前喘后堵”的现象一致,因此在其一级转子前应用了一个自适应处理机匣结构,该处理机匣由一个沿周向呈环形的腔体以及内部的导流片组成,腔体的前后壁面与轴向呈 50°夹角。本文研究了导流片不同偏转角度对压气机稳定性的影响,因此表 1 中导流片的偏转角度有 +30°和 -30°两种,+30°表示偏转方向与转子旋转方向相同,-30°则与之相反,具体如图 1 所示。下文将 -30°偏转角对应的处理机匣简称为 CT1,+30°偏转角的处理机匣则简称为 CT2,CT2 处理机匣的导流片又有 167 片和 120 片两种,分别简称为 CT2-1 和 CT2-2。处理机匣的详细参数见表 1 所示。

表 1 自适应处理机匣主要设计参数
Table 1 Main design parameters of adaptive treatment casing

参数	数值
腔体高度/mm	11.5
腔体前端与转子前缘距离/mm	11
腔体前(后)壁面与轴向夹角/(°)	50(50)
一级转子外径/mm	310.6
叶尖弦长/mm	94.3

续表

参数	数值
腔体轴向长度/mm	30
导流片数目(CT1,CT2-1,CT2-2)	167,167,120
导流片厚度/mm	1.4
导流片未偏转部长度/mm	7
导流片偏转部长度/mm	14.4
导流片整体周向倾斜角度/(°)	30
导流片偏转部与轴向夹角/(°)	±30

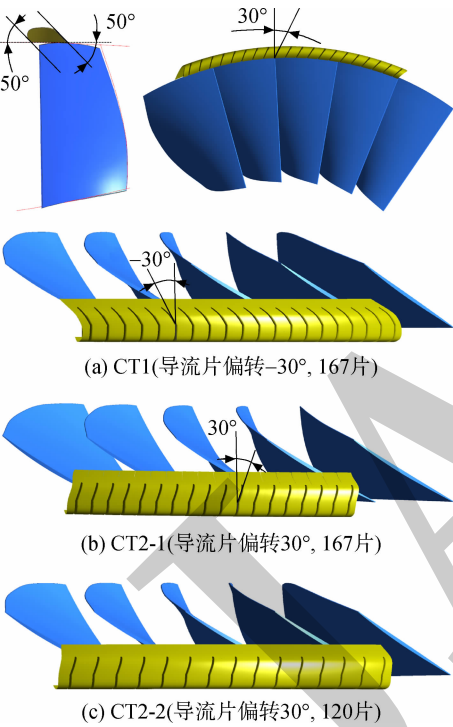


图 1 自适应处理机匣结构
Fig. 1 Adaptive treatment casing structure

2 网格划分和计算设置

针对带有自适应处理机匣的 5 级轴流压气机进行三维气动仿真。其处理机匣采用 Icem 软件进行非结构化网格划分,单通道网格量约为 23.3 万,如图 2 所示。压气机采用 TurboGrid 进行结构化网格划分,第 1 层网格厚度为 0.03 mm,5 级压气机网格量约为 156 万,处理机匣与压气机的整体网格分布如图 3 所示。

数值计算使用 ANSYS 软件包的 CFX 求解器,采用时间推进法求解雷诺时均的 Navier-Stokes 方程,湍流模型选取标准 k -epsilon 模型,modified linear profile 二阶精度的离散格式。

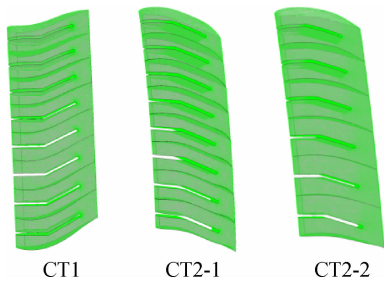


图 2 自适应处理机匣网格
Fig. 2 Adaptive treatment casing mesh

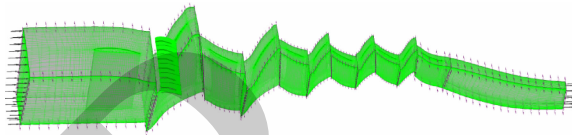


图 3 自适应处理机匣与多级轴流压气机网格
Fig. 3 Adaptive treatment casing and multi-stage axial compressor mesh

进口边界设置在压气机的进口,此处的气流条件按照标准大气设置,给定总温(288.15 K)和总压(101 325 Pa),压气机转/静子之间采用 stage (mixing-plane) 设置,压气机出口给定静压边界条件,处理机匣腔体下壁面与机匣相交的部分采用冻结转子交界面设置。

处理机匣沿周向具有周期性特点,因而将带有 1 个导流片的单通道网格的左右两个面设为周期性边界,即可用单通道网格代替整环网格。

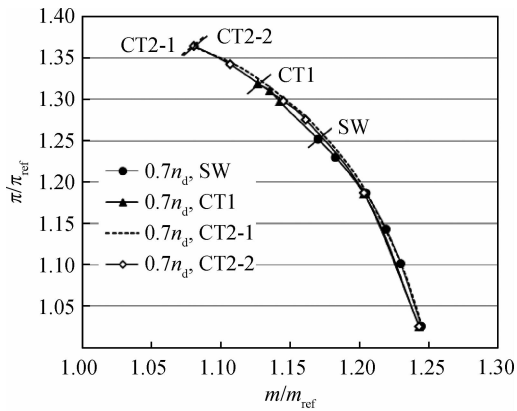
3 自适应处理机匣数值模拟分析

3.1 总性能对比

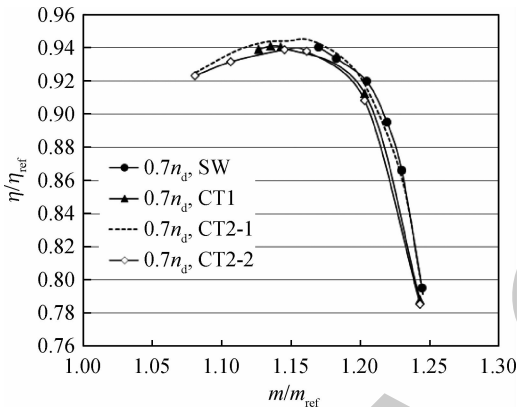
分别计算了 0.7 倍设计转速($0.7n_d$)下带有光壁机匣(简称 SW,下同)以及不同的自适应处理机匣 CT1、CT2-1 和 CT2-2 的压气机无量纲特性,如图 4 所示。图中 m/m_{ref} 、 π/π_{ref} 、 η/η_{ref} 分别表示无量纲流量、无量纲压比和无量纲绝热效率。

从图 4 中可以看出,带有处理机匣的压气机在压比特性上趋势一致,在光壁情况下数值计算得到的近失速点总压比最小,CT1 情况下则有所增加,而 CT2-1 和 CT2-2 的近失速点总压比最高,且两者压比特性几乎一致,仅在效率特性上有所区别:CT2-1 的整体效率最高,其原因在于 CT2-1 腔内导流片数目相较于 CT2-2 多 47 片,从而减弱了转子叶尖泄漏流在腔内沿周向的掺混损失。

从图 4 中还可以发现,当导流片转向与转子



(a) 流量-压比特性



(b) 流量-效率特性

图 4 压气机各处理机匣无量纲特性对比(0.7n_d)
Fig. 4 Compressor dimensionless characteristics of all treatment casings (0.7n_d)

叶尖弦向接近平行时(CT1),其低转速下的扩稳效果不如导流片与转子叶尖弦向接近垂直时的处理机匣(CT2),由此可见,导流片的偏转方向对压气机的扩稳效果而言是一个关键参数,而当前国内研究类似处理机匣的科研人员还尚鲜对此进行针对性研究,似乎默认为转向与转子弦向平行时对压气机的扩稳效果最佳(如图 5 所示)。杜辉、楚武利等^[19,22]针对凹槽导流片式处理机匣研究得出“此类处理机匣只有选择适当的轴向叠合量

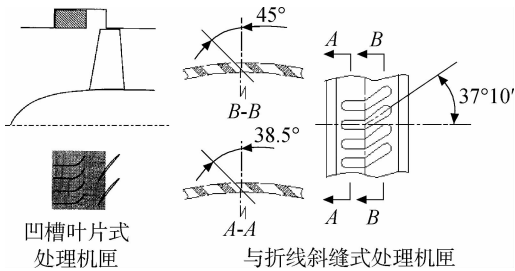


图 5 凹槽叶片式处理机匣^[19]与折线斜缝式处理机匣^[22]
Fig. 5 Groove-vane treatment casing^[18] and polyline-gap treatment casing^[24]

才能获得次于缝式处理机匣的失速裕度改进,在工程应用具有一定的局限性”的结论,而事实上 MTU 在最先进的涡桨发动机 TP400-D6 中已经应用了类似的处理机匣技术^[20],获得了巨大成功。

3.2 压气机叶尖场分析

压气机间隙泄漏流的出现和运动与转子叶尖的负荷直接相关。Vo^[3]曾研究间隙泄漏流在压气机失速过程中发挥的作用,并针对亚声速压气机中的小尺度失速先兆(突尖形)提出了两个触发准则,即所谓的前缘溢流与尾缘反流准则,如图 6 所示。所谓前缘溢流现象,是指流入叶顶通道中的间隙泄漏流-来流交界面与相邻叶片压力面前缘对齐时,气流溢出通道进入相邻通道的现象;尾缘反流是指来自邻近叶片通道的顶部间隙流在叶片尾缘顶部以下出现反流。

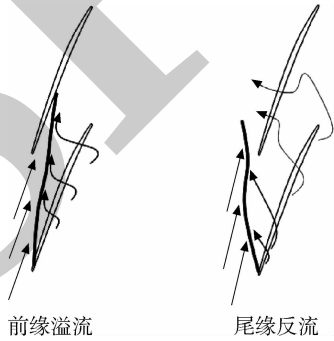


图 6 前缘溢流与尾缘反流现象
Fig. 6 Leading edge overflow and trailing edge reverse flow

值得一提的是,虽然该准则的提出是基于亚声速压气机的,在国内外众多学者后续的大多数研究^[4-11]表明,该准则在跨声速压气机中也存在,只不过大多数能在近失速点的流场观测到作为准则之一的前缘溢流现象,尾缘反流现象则并不常见。

为了研究转子尖部气动负荷对泄漏流的影响,图 7 给出了 3 种机匣对应的一级转子叶片 95%叶高和 99%叶高处的静压分布图,其中横坐标表示无量纲弦长。3 种机匣的压气机的进口流量近似相等,此时光壁机匣近失速状态。从图中可看到沿叶尖弦长方向,压差变化较大的区域位于叶片前半部分,而叶片后半部分的压差基本保持不变。从图 7(a)中可见,95%叶高上 CT1 和 SW 对应的静压分布基本一致,而 CT2-1 则减小了 95%叶高上叶片前部(方框区域)的表面压差,表明 CT1 处理机匣对 95%叶高以下区域流场的影响能力弱于 CT2-1。从图 7(b)99%叶高静压

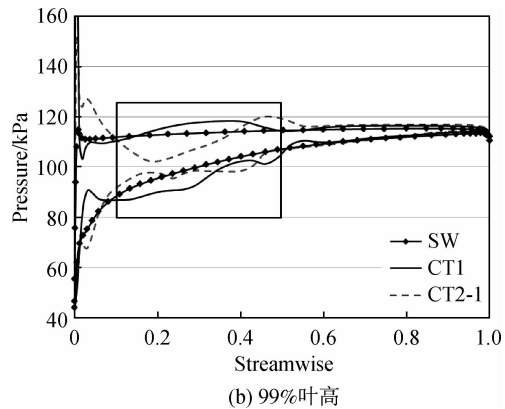
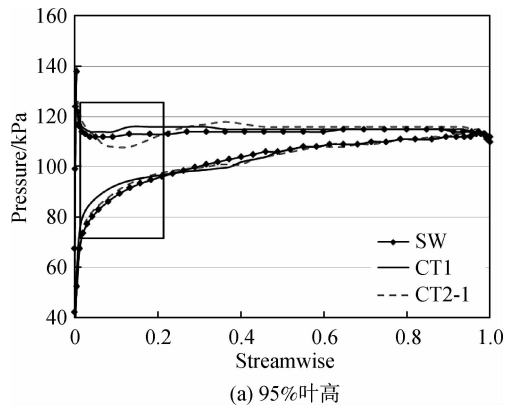


图 7 一级转子叶尖表面静压分布($0.7n_d$)
Fig. 7 Tip surface static pressure distribution in first stage rotor ($0.7n_d$)

分布则可清晰看出,CT1 虽然使得该叶高上叶片前部(虚线方框区域)的压差有所减小,但使得中部 10%~50%区域(实线方框区域)的压差明显增大,而 CT2-1 则大大减小了该中部区域内的叶片表面静压差,这将能削弱产生叶尖泄漏运动的驱动力,抑制泄漏涡在通道内的发展,必然能减少叶顶通道内的流动损失,增强叶尖区域的流通能力。

图 8 给出了 0.7 倍设计转速下不同机匣对应的压气机一级转子叶尖三维流线分布,其中 SW 对应的是其近失速点,CT1 和 CT2-1 则与 SW 的流量相同。由图 8 可分析该处理机匣改善转子叶尖流场的机理:光壁机匣下的一级转子叶尖前缘存在溢流并形成溢流涡,溢流涡核指向相邻叶片的前缘,该前缘溢流与叶尖泄漏流混合进而扩散堵塞整个叶尖通道,这与 Vo 的前缘溢流失速准则一致;在 CT1 作用下,前缘的溢流涡流向相邻叶片后部,这减缓了叶尖通道的堵塞,但是其前缘溢流涡仍然存在,表明前缘溢流的强度仍然较大;而在 CT2-1 作用下,位于叶盆区域的叶尖中部泄漏流经处理机匣内部通道整流后,再在叶尖前缘

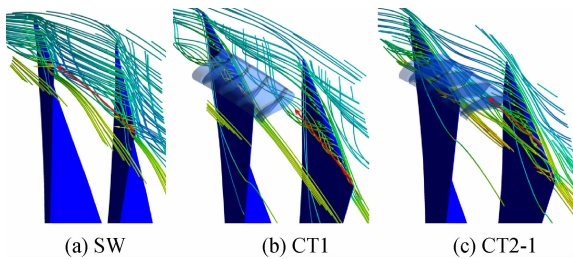


图 8 不同处理机匣一级转子叶尖流场对比
Fig. 8 Flow field comparison in the first stage rotor tip region for different treatment casings

位置沿叶背射出,一方面将位于中部弦长附近的叶尖泄漏流引导至处理机匣腔内,改善叶尖中部通道的流场,减少了流动损失;另一方面,从处理机匣腔内射向叶尖前缘的气流也消减了叶尖前缘溢流的影响,前缘溢流涡基本消失,同时腔内的射流也迫使泄漏涡向叶片后部移动,极大增强了整个叶尖通道的气流流通能力,进而提高了压气机的稳定裕度。

由前述特性分析可见,CT2-1 处理机匣对于该压气机的扩稳效果最好,且效率最高,因而下文针对 CT2-1 进行详细的流场分析。图 9 给出了 0.7 倍设计转速下,光壁机匣(SW)和带有处理机匣(CT2-1)的压气机子午马赫数云图,两者流量相同,接近 SW 的失速点流量。从图中可见,没有处理机匣时,一级转子叶尖前缘附近气流速度突降,高速气流几乎退出转子前缘,同时在叶尖中尾部出现一个约占 10%叶高的低速区,表明此时叶尖存在较强烈的气流堵塞;带有处理机匣后,叶尖前缘的高度气流沿流向逐渐减速,且中尾部的低速区大幅减小,表明此时叶尖的堵塞强度明显减弱,一级转子叶尖流通能力的增强使得压气机整体的裕度获得明显提升。图 10 和给出了不带/带处理机匣的压气机 99%叶高截面上的马赫数云

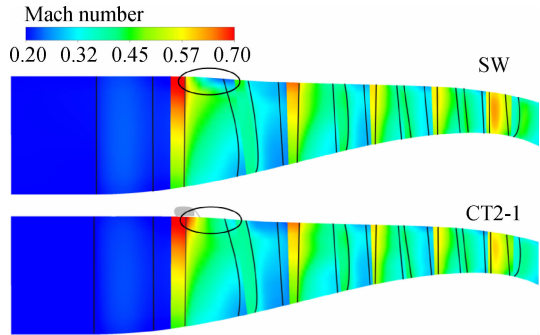


图 9 SW 和 CT2-1 近失速点子午马赫数对比($0.7n_d$)
Fig. 9 Near-stall meridian Mach number comparison for SW and CT2-1 ($0.7n_d$)

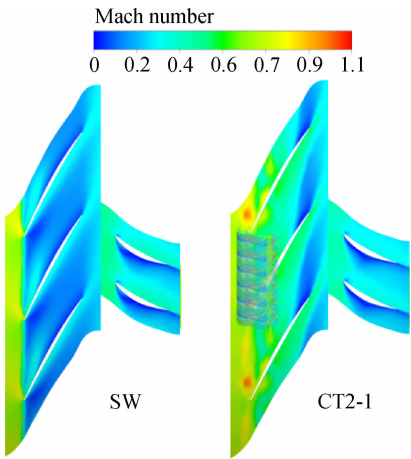


图 10 压气机一级 99%叶高截面马赫数对比
Fig. 10 Mach number comparison of the first stage 99% blade height

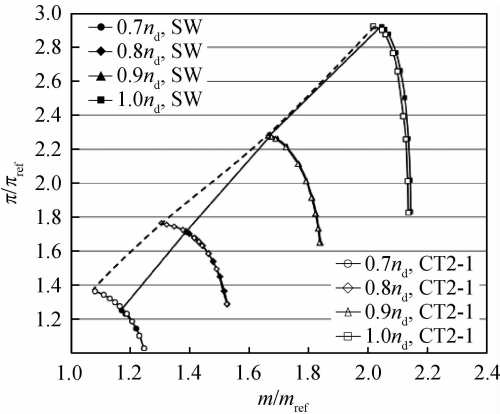
图,从中也可以明显看出,光壁机匣下转子叶尖气流堵塞了整个叶片通道,而处理机匣下转子叶尖的流场改善显著,大大提高了转子叶尖的流通能力。

3.3 多转速特性计算对比

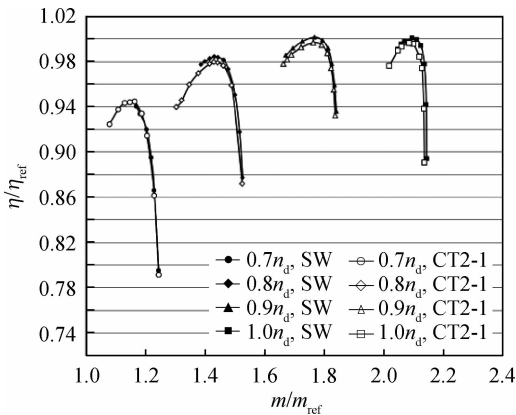
由上述分析可见,CT2-1 处理机匣对低转速下多级轴流压气机扩稳效果显著,还希望其不要过于影响高转速下压气机的特性,因此分别计算了 $1.0n_d$ 、 $0.9n_d$ 、 $0.8n_d$ 、 $0.7n_d$ 下带/不带处理机匣的压气机无量纲特性,对比如图 11 所示,其中黑色实心点线为光壁机匣特性,黑色空心点线为处理机匣 CT2-1 下的压气机特性。

从图 11 中分析可见,相比较于光壁机匣的特性,带有 CT2-1 处理机匣时

- 1) $0.9n_d$ 和 $1.0n_d$ 下的压气机特性线基本不变,相较于光壁机匣,其最高效率仅下降 0.3 个百分点,而近失速点总压比基本不变;
- 2) $0.8n_d$ 和 $0.7n_d$ 下,压气机的近失速点总



(a) 流量-压比特性



(b) 流量-效率特性

图 11 SW 和 CT2-1 对应的压气机 4 个转速无量纲特性
Fig. 11 Compressor dimensionless characteristics of four speeds for SW and CT2-1 casings

压比明显增加,其中 $0.7n_d$ 下最高总压比相对提升了 10.2%,且喘点流量相对拓展 8.5%,压气机的特性在光壁机匣特性基础上向喘振边界左上角大幅度延伸;

综上可见,该自适应处理机匣使得高转速下压气机的效率和稳定裕度基本不变,而低转速下则大大提升压气机稳定裕度,可见该处理机匣对压气机的扩稳作用随着间隙泄漏流的增强而增大,体现出较好的自适应扩稳能力。

4 结 论

采用定常数值方法研究自适应处理机匣对亚声多级轴流压气机性能的影响。数值结果表明自适应处理机匣在保持压气机高转速特性基本不变的同时,不仅能大幅度提高压气机低转速的稳定裕度,也使低转速下的等熵效率有所提高。通过叶尖区域的流场分析得到的主要结论如下:

- 1) 在 0.8 倍设计转速以下,带自适应处理机匣后多级轴流压气机的稳定工作范围得到明显增大,且绝热效率基本不下降。其中 0.7 倍设计转速时近失速点总压比增大 10.2%,近失速流量拓宽 8.5%。
 - 2) 在 0.8 倍设计转速以上,带自适应处理机匣后多级轴流压气机的特性基本保持不变,体现出强大的自适应能力。
 - 3) 自适应处理机匣减弱了叶尖前缘溢流的强度,抑制了间隙泄漏流的发展,迫使泄漏涡向叶片后部转移,使得叶顶通道内无大面积的回流循环区域存在,提高了转子顶部通道的流通能力,进而减少叶顶区的流动损失,扩大了稳定工作范围。
- 目前该处理机匣处于加工阶段,后续会进行

多级轴流压气机的处理机匣实验验证。

参考文献:

[1] MOORE F K, GREITZER E M. A theory of post-stall transients in axial compressors; Part I development of the equations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108(1): 68-76.

[2] GREITZER E M, MOORE F K. A theory of post-stall transients in axial compressors; Part II application[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108(2): 231-239.

[3] VO H D. Role of tip clearance flow on axial compressor stability [D]. Cambridge, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2001.

[4] 吴艳辉, 朱俊强, 刘志伟. 多级轴流压气机处理机匣级的探讨[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 542-548.

WU Yanhui, ZHU Junqiang, LIU Zhiwei. Research on the axial position of treated casing in multistage axial-flow compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 542-548. (in Chinese)

[5] TONG Z T, LIN F. The self-induced unsteadiness of tip leakage vortex and its effect on compressor stall inception [R]. ASME Paper GT2007-27010, 2007.

[6] DANNER F C T, KAU H P, MULLER M M. Experimental and numerical analysis of axial skewed slot casing treatments for a transonic compressor stage[R]. ASME Paper GT2009-59647, 2009.

[7] HAH C. Role of tip clearance flows on flow instability in axial flow compressors[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE-2001-1223, 2001.

[8] 张皓光, 王云鹏, 吴俊, 等. 组合型处理机匣提高轴流压气机稳定性的机理[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 228-236.

ZHANG Haoguang, WANG Yunpeng, WU Jun, et al. Mechanism of improvement on axial-flow compressor stability with assembled casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 228-236. (in Chinese)

[9] WILKE I, KAU H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a HPC front stage with axial slots[R]. ASME Paper GT2003-38481, 2003.

[10] MULLER M W. Interaction of rotor and casing treatment flow in an axial single-stage transonic compressor with circumferential grooves[R]. ASME Paper GT-2008-50135, 2008.

[11] MULLER M W. Effect of circumferential grooves on the aerodynamic performance of an axial single-stage transonic compressor[R]. ASME Paper GT2007-27365, 2007.

[12] VOGES M. Investigation of blade tip interaction with casing treatment in a transonic compressor; Part I particle image velocimetry[R]. ASME Paper GT2008-50210, 2008.

[13] VOGES M. Investigation of blade tip interaction with casing treatment in a transonic compressor; Part II numerical results[R]. ASME Paper GT2008-50212, 2008.

[14] EMMRICH R. Time resolved investigations of an axial compressor with casing treatment; Part 1 experiment[R]. ASME Paper GT2007-27581, 2007.

[15] EMMRICH R. Time resolved investigations of an axial compressor with casing treatment; Part 2 simulation[R]. ASME Paper GT2007-27582, 2007.

[16] HALL E J, CROOK A J. Aerodynamic analysis of compressor casing treatment with a 3D Navier-Stokes solver [R]. AIAA 94-2796, 1994.

[17] HALL E J, DELANEY R A. Performance prediction of end-wall treat-fan rotors with inlet distortion[R]. AIAA 96-0244, 1996.

[18] HILA A A, OURLIDAKIS A T. Computational analysis of passive stall delay through vaned recess treatment [R]. ASME Paper 2001-GT-0342, 2001.

[19] 杜辉, 朱俊强, 楚武利. 凹槽叶片式处理机匣的结构尺寸优化研究[J]. 推进技术, 1998, 19(1): 71-75.

DU Hui, ZHU Junqiang, CHU Wuli. Optimization of structural parameters of recess vaned casing treatment [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 71-75. (in Chinese)

[20] ENGEL K, ZSCHERP C, WOLFRUM N, et al. CFD simulations of the TP400 IPC with enhanced casing treatment in off-design operating conditions[R]. ASME Paper GT2009-60324, 2009.

[21] KROECKEL T, HILLER S J, ESCHKE P J. Application of a multistage casing treatment in a high speed axial compressor test rig[R]. ASME Paper GT2011-46315, 2011.

[22] 楚武利, 刘志伟, 朱俊强. 折线斜缝式处理机匣的实验研究及机理分析[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 270-274.

CHU Wuli, LIU Zhiwei, ZHU Junqiang. Experimental research and analysis of sloped slotted casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 270-274. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)