

叶尖小翼控制压气机间隙流动的研究进展^{*}

钟兢军, 韩少冰

(大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘 要: 综述了叶尖小翼控制压气机叶顶间隙泄漏流动的研究进展。首先介绍了叶顶泄漏流动对压气机气动性能的影响, 接着回顾了叶尖小翼技术在涡轮中的研究概况, 之后详细介绍了大连海事大学船舶动力工程研究所在压气机叶尖小翼技术方面开展的一系列研究工作, 分别讨论了叶尖小翼对压气机矩形叶栅、亚声速压气机转子和跨声速压气机转子气动性能的影响及其作用机制。最后给出了压气机叶尖小翼技术未来的发展方向和研究前景。

关键词: 叶尖小翼; 压气机; 间隙流动; 泄漏涡

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2017) 10-2200-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.10.005

Research Progress of Compressor Tip Leakage Flow Control Using Blade Tip Winglet

ZHONG Jing-jun, HAN Shao-bing

(Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: Review on research progress of compressor tip leakage flow control using blade tip winglet was presented. The effects of tip leakage flow on the aerodynamic performance of compressor were described firstly. After then, review on the research of blade tip winglet in turbine was presented. A series of research works of compressor blade tip winglet carried out by Institute of Ship Power Engineering of Dalian Maritime University were introduced. Furthermore, the effects of blade tip winglet on the aerodynamic performances of compressor cascade, subsonic compressor rotor and transonic compressor rotor were briefly summarized. The research prospect of compressor blade tip winglet was also presented.

Key words: Blade tip winglet; Compressor; Tip leakage flow; Tip leakage vortex

1 引 言

航空发动机具有各类高新技术集成的特征, 其技术已成为衡量一个国家科技水平和综合国力的重要标志。压气机作为航空发动机的三大部件之一, 其性能优劣对整机性能影响巨大。世界各国都把对压气机的优化设计作为改进发动机整机性能的重要途径。研制高负荷风扇/压气机已经成为风扇/压气机的发展方向, 然而追求更高的级压比往往与压气

机的高效率和高稳定工作裕度之间存在着一定矛盾, 高负荷、低展弦比的发展趋势使得压气机叶栅内部流动三维效应增强, 造成流动损失的增加, 同时压气机级负荷越高对其稳定工作条件的要求也更加苛刻。

在压气机中, 叶片和机匣或轮毂间径向间隙的存在会造成叶尖泄漏流动。自20世纪50年代以来, 叶尖间隙泄漏流动一直是压气机气动热力学领域关注的焦点。叶尖泄漏带来的泄漏损失和堵塞效应,

^{*} 收稿日期: 2017-04-30; 修订日期: 2017-06-23。

基金项目: 国家自然科学基金 (51436002; 51406021); 辽宁省高校创新团队支持计划 (LT2015004); 辽宁省博士科研启动基金项目 (201601078); 中央高校基本科研业务费专项资金 (3132017001; 3132016334)。

作者简介: 钟兢军, 男, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: zhongjj@dlmu.edu.cn

不仅会降低压气机的效率,而且会影响压气机的压升能力和稳定工作范围^[1]。Wisler^[2], Smith^[3], Baghdad^[4]分别总结归纳了叶顶间隙尺寸对压气机效率、压升性能和稳定工作裕度影响的实验数据,如图1~3所示。

随着对压气机叶尖间隙流动研究的不断深入,研究人员陆续提出了压气机机匣处理、叶顶喷气、叶尖等离子激励、弯/掠动叶、动叶尖几何修型等措施来有效调控压气机叶尖泄漏流动。作为叶轮机械叶片几何修型的一种,叶尖小翼技术在叶轮机械领域也逐渐引起关注。

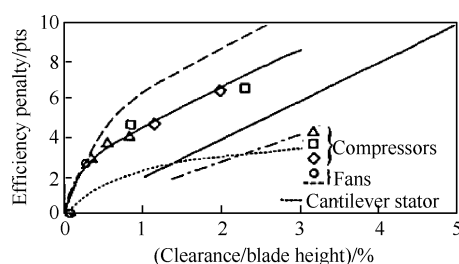


Fig. 1 Effects of tip clearance on compressor efficiency^[2]

2 “叶尖小翼”概念的引出及其特点

所谓叶尖小翼技术,是指在叶片靠近径向间隙处的叶尖处设置小翼片,小翼片沿周向方向向叶片流道内延伸,类似于局部围带。该小翼可单独设置在叶片压力面侧或吸力面侧,也可在叶片两侧同时布置。

在叶轮机中,叶尖处压力面侧流体会通过叶顶间隙泄漏到吸力面侧,进而导致泄漏流与主流发生掺混,带来泄漏损失。叶尖小翼技术的主要特点是叶尖小翼能有效调控叶尖泄漏流动及其与端壁二次流的相互作用,进而影响叶轮机的气动性能。

3 叶尖小翼技术在涡轮中的研究现状

涡轮叶尖小翼的研究已有近三十年的历史。Booth等^[5,6]最先测量了带不同几何形状小翼的涡轮叶栅,并开展了涡轮级试验测试,发现叶尖小翼可以使涡轮级效率提高0.6%~1.05%。之后,Yaras和Sjolander^[7]开展了带不同安装方式叶尖小翼的涡轮直列叶栅实验研究工作,发现当小翼同时布置在叶片吸力面和压力面时,叶栅损失系数最低。当采用单侧小翼时,吸力面小翼作用效果优于压力面小翼。Harvey和Ramsden^[8]数值研究了叶尖小翼结合叶顶凹槽对涡轮级效率的影响,发现在2%相对叶顶间隙时,涡轮效率可提高1.2%~1.8%。Dey和Camci^[9]实验研

究了带不同几何形状及安装方式叶尖小翼的涡轮动叶,如图4所示,实验结果显示压力面小翼可以有效提高涡轮效率。Saha等^[10]研究了在涡轮叶栅叶尖增设小翼和肋条时的气动及传热特性。Kusterer^[11]研究了倒角型小翼对涡轮气动影响的影响,发现前后两级动叶叶尖泄漏流强度均有降低。Stephens等^[12]实验研究了不同宽度叶尖小翼对涡轮矩形叶栅气动性能的影响。Shavalikul和Camci^[13]研究显示,存在最佳几何外形的压力面小翼使得叶栅损失最低。O'Dowd^[14]和Zhou^[15,16]分别研究了叶尖小翼结合叶顶凹槽对涡轮叶栅气动性能及传热特性的影响。笔者的研究团队^[17,18]对带叶尖小翼的涡轮叶栅开展了实验研究,发现压力面小翼在不同叶顶间隙及来流冲角条件下均可有效降低叶栅间隙泄漏损失。综合以上研究可以看出,叶尖小翼可以有效降低间隙泄漏损失、提高涡轮级效率已得到证实,但其作用机理

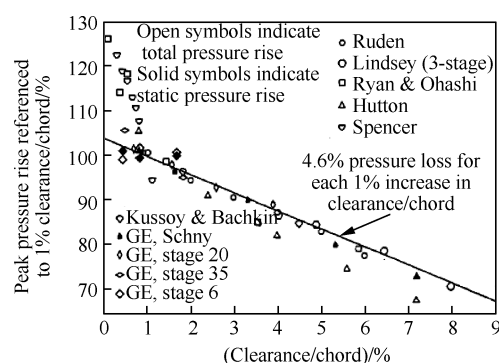


Fig. 2 Effects of tip clearance on compressor pressure rise performance^[3]

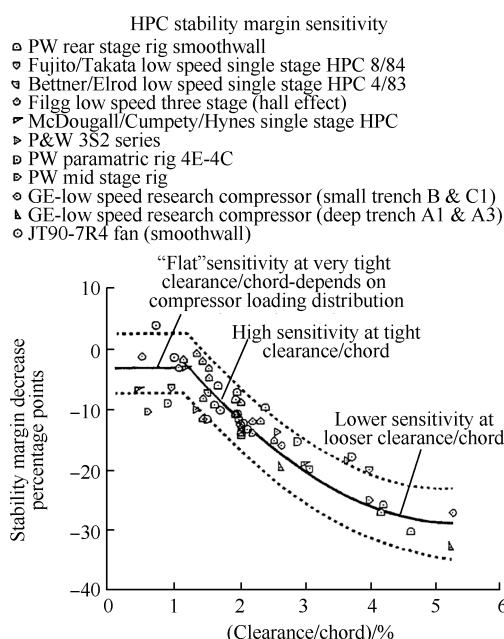


Fig. 3 Effects of tip clearance on compressor stall margin^[4]

及最佳布置方式仍存在一定分歧。值得注意的是,叶尖小翼在涡轮动叶上的应用会带来两个不可避免的问题^[19]:一、叶尖小翼布置在动叶叶尖,受间隙流的影响,该区域冷却较困难,极易烧蚀;二、叶尖小翼的加装会使得动叶的离心应力增加,小翼的脱落也会造成下排叶片的损坏。

4 叶尖小翼技术在压气机中的研究现状

转子叶尖区往往也是压气机率先失速的起源位置。机匣处理、叶顶喷气等技术能够有效延迟压气机中旋转失速的发生这一现象本身也启示人们:压气机中旋转失速的发生与压气机转子叶尖端区的三维复杂流动密切相关。笔者所在的研究团队基于对压气机转子叶尖复杂流场结构的深刻认识提出了一种压气机动叶叶尖小翼技术的概念。该技术的主要学术观点是,通过在压气机动叶叶尖增设与动叶片一体化设计的融合式叶尖小翼,调控转子叶尖区复杂流场结构,提高压气机气动性能。

4.1 叶尖小翼对带间隙的静止矩形叶栅气动性能的影响^[20,21]

在压气机矩形叶栅上开展的应用叶尖小翼技术的实验研究和数值模拟表明,叶尖小翼改变了叶尖区载荷分布及叶顶泄漏涡运行轨迹,进而影响了叶尖区各旋涡之间的相互作用,合理选择叶尖小翼的布局方式可以有效削弱叶顶泄漏涡的强度,降低叶栅气动损失及其对叶顶间隙变化的敏感性。

图5为进气冲角 2.46° ,3%相对弦长间隙下原型叶栅和带不同宽度吸力面小翼叶栅出口总压损失系数分布的实验测量结果。图中,NW表示无小翼的原型叶栅,SW1.0,SW1.5和SW2.0分别表示小翼宽度为原始叶型厚度的1.0,1.5和2.0倍的吸力面小翼。从图中可以看出,与原型叶栅相比,不同宽度的吸力面

小翼均使得对应泄漏涡所在区域的最高损失值降低,且高损失区缩小。随着吸力面小翼宽度增加,这一趋势愈加明显。这是由于吸力面小翼的存在减弱了泄漏流与主流发生剪切作用形成的泄漏涡强度,降低了叶顶泄漏涡导致的掺混损失。各吸力面小翼方案叶栅出口测量截面总的质量平均总压损失系数较原型叶栅分别降低6.9%,7.7%和8.2%。值得注意的是,在图5(d)中,吸力面小翼和叶片吸力面连接处会形成新的角区。在该角区处,叶片吸力面附面层受泄漏涡影响的径向窜流和叶尖小翼底部新生附面层流体相互作用会导致翼角涡(WCV)的产生。根据二面角原理,采用叶片/叶尖小翼融合式设计技术有望消除这一角区分离。

压气机在实际工作过程中叶顶/叶根径向间隙通常会发生一定的变化。因此,为验证叶尖小翼在变间隙工况下的作用效果,开展了具有吸力面小翼的压气机叶栅变间隙特性的实验研究工作。图6为 -2.54° 时不同间隙下叶栅出口总压损失分布。 $\tau/c=1.0\%$ 时,叶尖小翼降低了泄漏涡/流强度,使得泄漏涡/流对上通道二次流的抑制作用减弱,造成向叶片吸力面迁移的端壁附面层流体导致的高损失区和泄漏涡导致的高损失区联通。同时,翼角区和集中脱落涡(CSV)等低能流体聚集区也存在较大损失。 $\tau/c=2.0\%$ 和 $\tau/c=3.0\%$ 时,吸力面小翼有效降低了泄漏涡区高损失值,并缩小了其影响范围,但使得叶顶分离涡区、集中脱落涡区和翼角区的损失有所增加。

从图7中可以看出, $\tau/c=1.0\%$ 时,吸力面小翼在降低叶尖泄漏损失的同时却使得叶栅二次涡/流增强,压气机叶栅总损失反而增加4.9%。在此间隙下,吸力面小翼使得泄漏涡带来的流动堵塞降低,导致叶片吸力面角区分离重新出现,压气机叶栅堵塞系数增加1.8%。中等间隙($\tau/c=2.0\%$)和大间隙($\tau/c=$

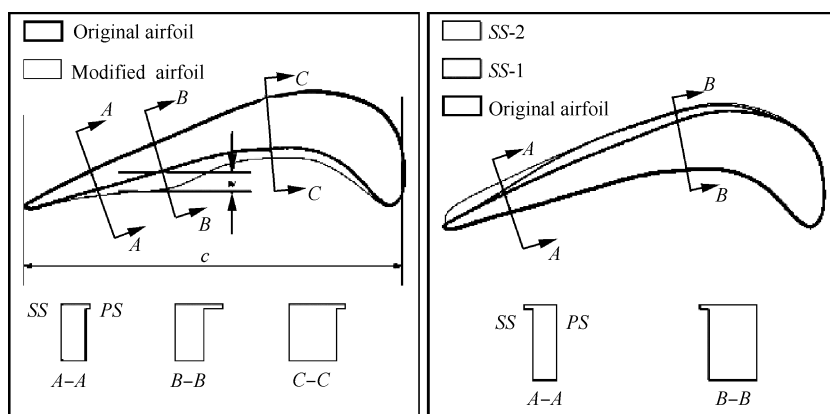


Fig. 4 Sketch of pressure-side winglet and suction-side winglet^[9]

3.0%)时,吸力面小翼有效降低了泄漏涡主导的叶尖端区流动损失和气动堵塞,压气机叶栅总损失分别降低 8.9%和 12.5%,叶栅出口堵塞系数分别降低 6.9%和 6.3%。

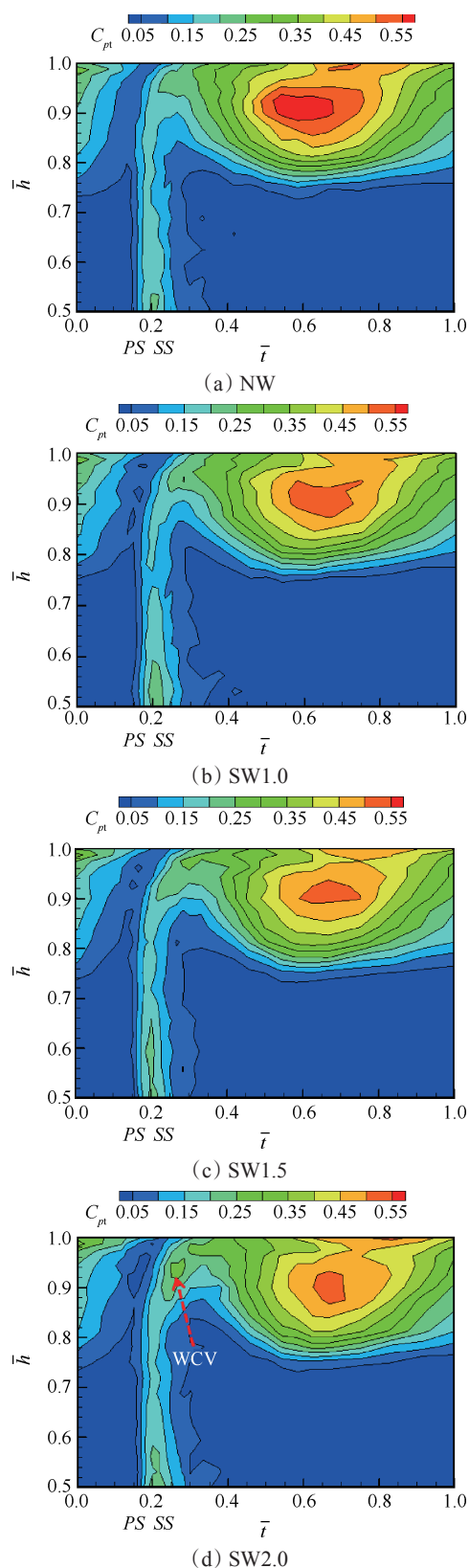


Fig. 5 Contours of total pressure loss coefficient for different winglet widths

4.2 叶尖小翼对亚声速压气机转子气动性能的影响^[22,23]

以低速压气机孤立转子为研究对象,数值研究了不同宽度吸力面小翼和压力面小翼对压气机气动

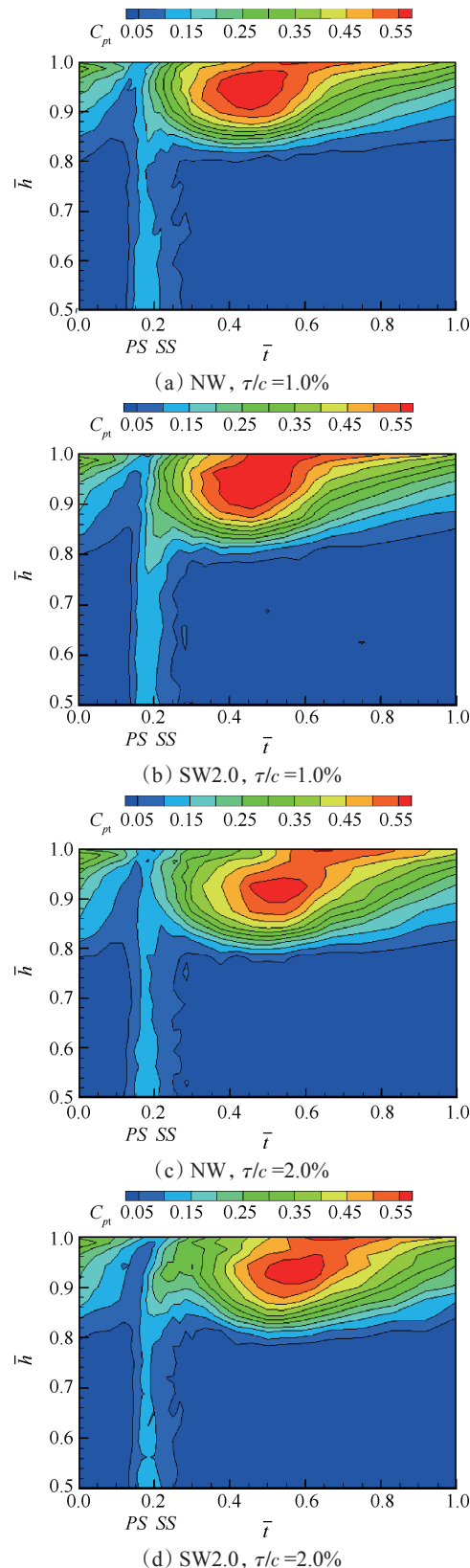


Fig. 6 Contours of total pressure loss coefficient for two different clearance sizes

性能的影响。如图8所示,较大宽度的压力面小翼方案PW2.0在转子效率略有降低的情况下可以使转子失速裕度提升8.2%。

在此基础上,针对调控转子间隙流动作用效果较好的较大宽度压力面小翼方案PW2.0,数值研究了其在不同叶顶间隙情况下的气动性能。如图9所示,在三种叶顶间隙情况下压力面小翼均使得转子最大静压升系数和效率有所降低,失速裕度分别改善

4.32%,8.20%和4.80%。不同叶顶间隙下叶尖小翼的影响机理可由图10较好解释。小叶顶间隙时($\tau=0.615\%$),如图10(a)所示,叶尖泄漏流强度较弱,其造成的低能流体区在叶尖区影响较小,叶片吸力面尾缘处存在着较为严重的附面层分离现象。压力面小翼的存在使得转子叶尖前缘增厚,降低了转子前缘对来流冲角的敏感性,从而使得叶片吸力面的附面层分离程度减弱。大叶顶间隙时($\tau=2.46\%$),如图10

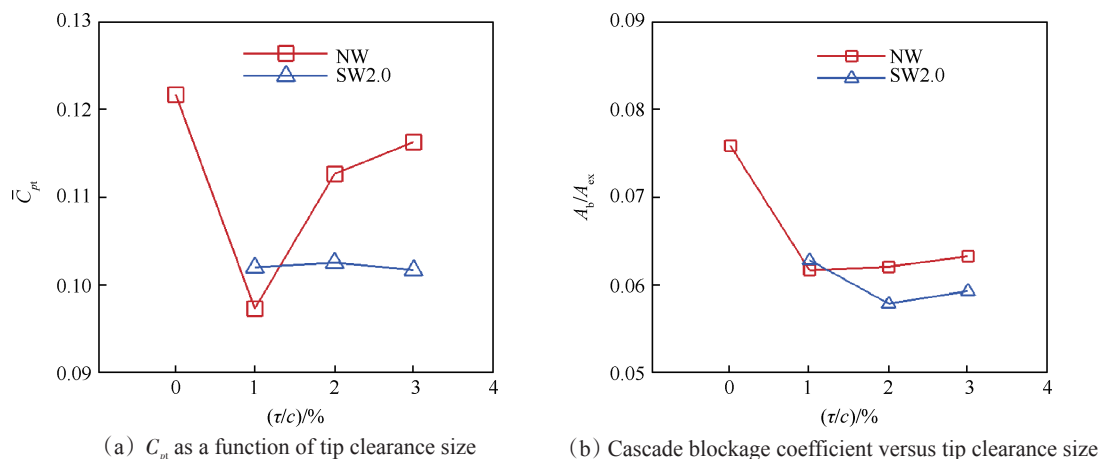


Fig. 7 Mass-averaged total pressure loss coefficient and blockage coefficient of cascade

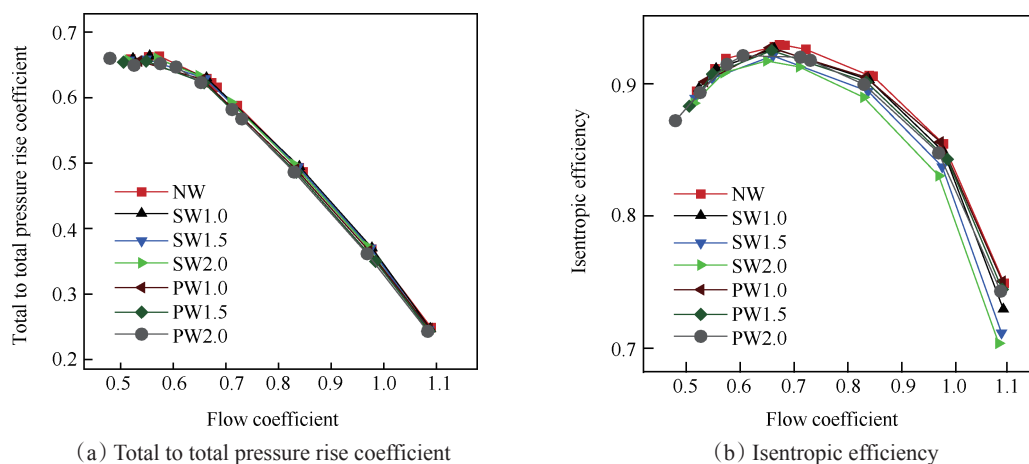


Fig. 8 Rotor performance map with different tip winglets

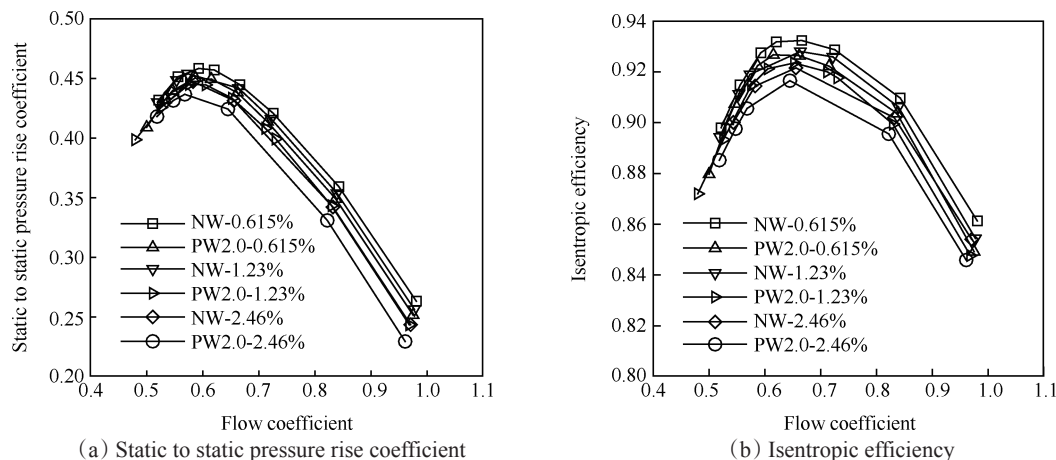


Fig. 9 Rotor performance curves at different clearance levels

(c)所示,受叶尖泄漏流动增强的影响,叶片吸力面端区的气流分离程度减弱,叶尖泄漏涡的影响范围在叶尖区发展至相邻叶片压力面侧,泄漏涡带来的低能流体主导着叶尖的气动阻塞。压力面小翼使得泄漏涡轨迹更靠近叶片吸力面侧,降低了泄漏涡对叶尖区的流动阻塞作用。

4.3 叶尖小翼对跨声速压气机转子气动性能的影响^[24,25]

以跨声速压气机转子 Rotor37 为研究对象,开展了叶尖小翼对跨声速压气机转子气动性能影响的数值研究。图 11 为设计转速下带不同叶尖小翼方案的压气机转子气动性能曲线。可以看出,吸力面小翼

方案均使得跨声速压气机转子的失速流量增加,转子失速边界右移。与之相反,不同宽度的压力面小翼均使得跨声速压气机转子稳定工作范围拓宽。

图 12 给出了影响最为显著的 SW2.0 方案、PW2.0 方案和原型转子 NW 方案在 100% 设计转速、80% 设计转速和 60% 设计转速时的压气机转子性能曲线对比。可以看出,压力面小翼使得转子失速边界线明显左移。采用 NASA 标准的压气机稳定裕度(SM)定义,压力面小翼在 100% 设计转速、80% 设计转速和 60% 设计转速下分别使转子裕度较无小翼的原型转子增加 8.1%、17.4% 和 7.1%。

图 13 为三种不同转速时的跨声速压气机转子叶

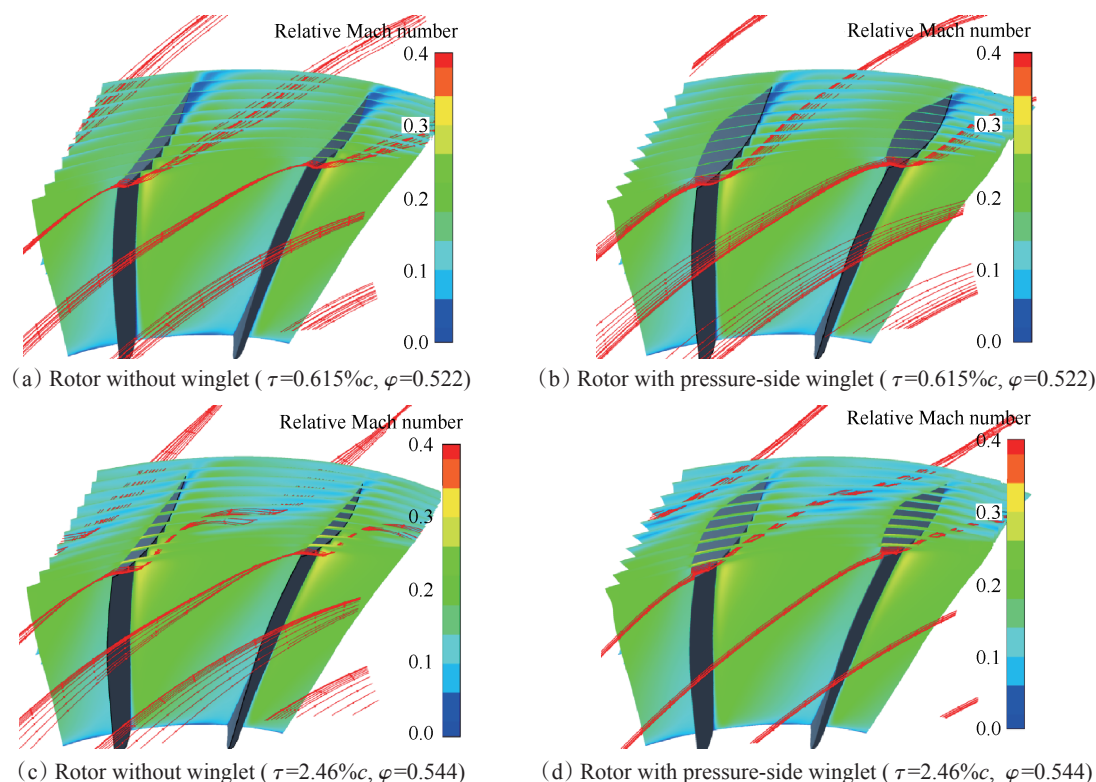


Fig. 10 Flow field in the rotor blade tip section

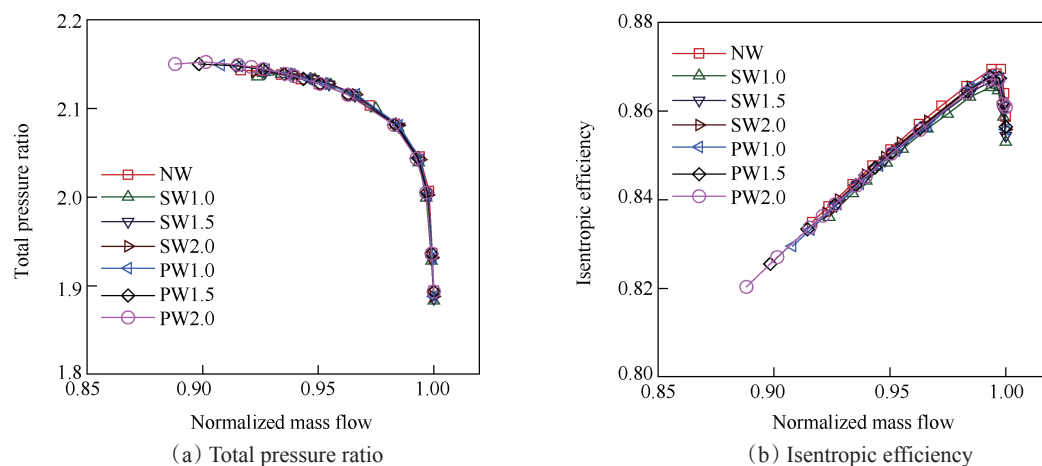


Fig. 11 Rotor performance map with different tip winglet cases at design speed condition

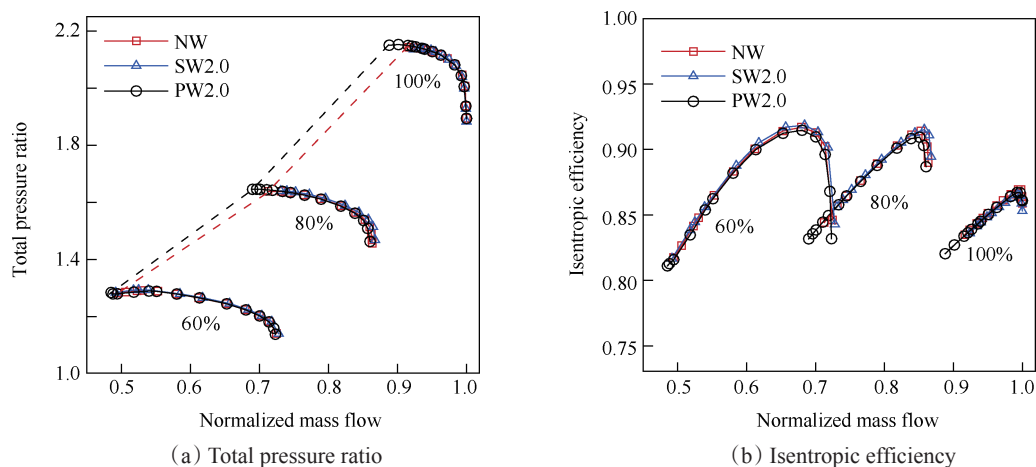


Fig. 12 Comparison of rotor performance with and without blade tip winglet

尖通道内马赫数云图切片。图中 m_{norm} 表示无量纲流量。100%和80%设计转速时,通道激波与叶尖泄漏涡相互作用导致泄漏涡破裂,造成转子叶尖区存在较大范围的内能流体区,进而造成转子失稳。压力面小翼降低了叶尖泄漏涡/流强度,降低了激波/泄漏涡的相互作用强度,使得泄漏涡破裂后产生的低能流体团减少,从而降低了转子叶尖区的流动堵塞,改善了压气机转子稳定性。与100%设计转速相比,80%设计转速时转子叶尖泄漏涡破裂后导致的低能流体团聚范围更大,压力面小翼在此转速时的作用效果更为显著,因此压气机转子裕度的改善程度也更高。60%设计转速时,转子叶片吸力面气动过载导致的大面积的分离流动,从而诱发该压气机转子流动失稳,压力面小翼降低了转子气动性能随叶尖进气角变化的敏感性,减弱了转子吸力面附面层三维分离的程度,从而使压气机转子的失速裕度有所扩大。

5 叶尖小翼技术发展方向和研究前景

为了进一步提高压气机性能,合理有效调控压气机叶尖泄漏流动是其中重要的一环。已有的研究表明,叶尖小翼技术可以通过控制压气机间隙泄漏涡/流有效调控压气机叶尖区复杂流场结构。由于叶尖小翼的作用效果受压气机叶型、间隙尺寸、转速大小及小翼自身几何形状和安装方式的影响,未来应进一步开展叶尖小翼的几何优化工作,并建立其设计准则,确定其应用条件。此外,叶尖小翼技术也可以结合叶顶凹槽、机匣处理和叶顶喷气等技术使用,以期取得控制压气机叶尖泄漏流动的最佳效果。

同时,我们注意到,叶尖小翼的加装会使得压气机转子离心力载荷增加,在实际工程应用时需对压

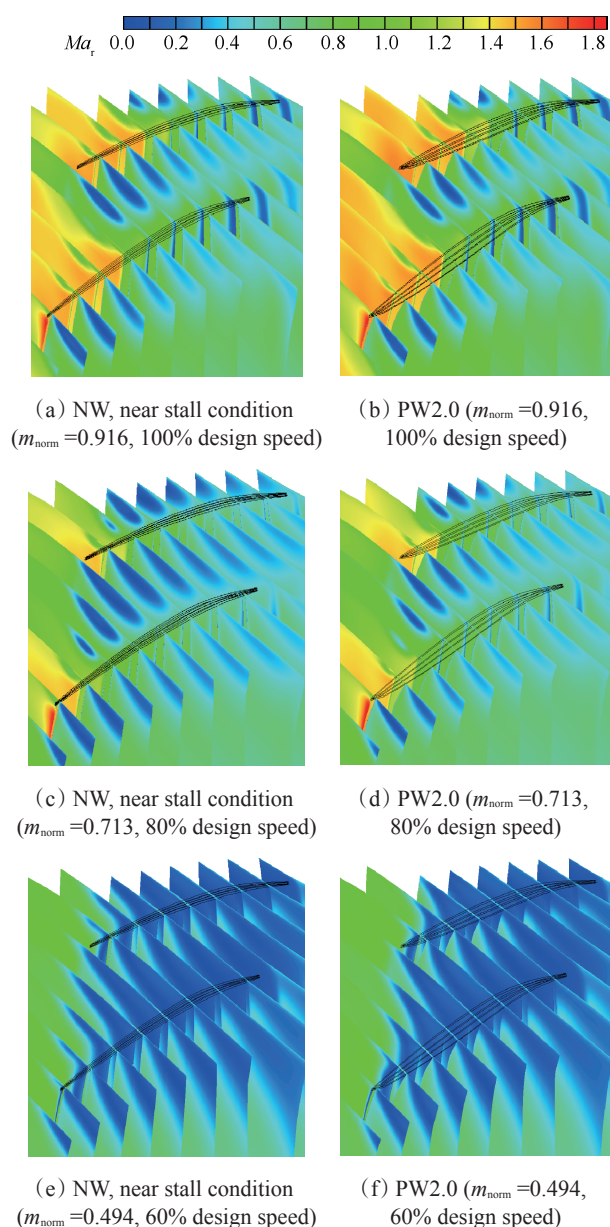


Fig. 13 Relative Mach number contours in the blade tip region

气机转子进行详细的强度校核。同时,在压气机运转过程中,叶尖小翼有可能与机匣发生碰磨,因此需要在小翼顶部与机匣表面增设耐磨涂层,以增强其工程适用性。

参考文献:

- [1] Freeman C. Tip Clearance Effects in Axial Turbomachines[R]. *Von Karman Institute Lecture Series*, 1985-05.
- [2] Wisler D C. Aerodynamic Effects of Tip Clearance, Shrouds, Leakage Flow, Casing Treatment and Trenching in Compressor Design [R]. *Von Karman Institute Lecture Series*, 1985-05.
- [3] Smith L H. The Effect of Tip Clearance on the Peak Pressure Rise of Axial-Flow Fans and Compressors[R]. *ASME Symposium on Stall*, 1958.
- [4] Baghdadi. Modeling Tip Clearance Effects in Multistage Axial Compressors[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(4): 697-705.
- [5] Booth T C, Dodge P R. Rotor-Tip Leakage: Part I -Basic Methodology[J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1982, 104: 154-161.
- [6] Wadia A R, Booth T C. Rotor-Tip Leakage: Part II -Design Optimization Through Viscous Analysis and Experiment[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1982, 104: 163-169.
- [7] Yaras M I, Sjolander S A. Measurements of the Effects of Winglets on Tip-Leakage Losses in a Linear Turbine Cascade[R]. *ISABE* 91-7011.
- [8] Harvey N W, Ramsden, K. A Computation Study of a Novel Turbine Rotor Partial Shroud[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2001, 123: 534-543.
- [9] Dey D, Camci C. Tip Desensitization of an Axial Turbine Rotor Using Tip Platform Extensions[R]. *Von Karman Institute Lecture Series*, 2004-02.
- [10] Saha A K, Acharya S, Bunker R, et al. Blade Tip Leakage Flow and Heat Transfer with Pressure-Side Winglet [J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2006, 19: 497-507.
- [11] Kusterer K, Moritz N, Bohn D, et al. Reduction of Tip Clearance Losses in an Axial Turbine by Shaped Design of the Blade Tip Region[R]. *ASME GT* 2007-27303.
- [12] Stephens J E, Corke T, Morris S C. Turbine Blade Tip Leakage Flow Control: Thick/Thin Blade Effects and Separation Line Studies[R]. *ASME GT* 2008-50705.
- [13] Shavalikul A, Camci C. A Comparative Analysis of Pressure Side Extensions for Tip Leakage in Axial Turbines[R]. *ASME GT* 2008-50782.
- [14] O'Dowd D O, Zhang Q, He L, et al. Aerothermal Performance of a Winglet at Engine Representative Mach and Reynolds Numbers[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2011, 133.
- [15] Zhou C, Hodson H, Tibbott I, et al. The Aero-Thermal Performance of a Cooled Winglet Tip in a High Pressure Turbine Cascade[R]. *ASME GT* 2011-46369.
- [16] Zhou C, Hodson H, Tibbott I, et al. Effects of Endwall Motion on the Aero-Thermal Performance of a Winglet Tip in a HP Turbine[R]. *ASME GT* 2011-46373.
- [17] 钟兢军, 魏 曼, 陆华伟. 压力面小翼对涡轮叶栅不同间隙下流场影响的实验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(1): 84-91.
- [18] 钟兢军, 魏 曼. 压力面小翼对涡轮叶栅不同冲角下流场影响的实验研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(5): 892-899. (ZHONG Jing-jun, WEI Man. Experimental Investigation of Different Pressure-Side Winglets on Tip Clearance Flow in a Turbine Cascade with Different Incidences[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(5): 892-899.)
- [19] Tallman J A. A Computation Study of Tip Desensitization in Axial Flow Turbines [D]. *Pennsylvania: The Pennsylvania State University*, 2002.
- [20] 韩少冰, 钟兢军, 陆华伟. 不同宽度吸力面小翼控制压气机叶栅间隙流动的实验研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(3): 471-478. (HAN Shao-bing, ZHONG Jing-jun, LU Hua-wei. Experimental Investigation of Compressor Cascade Tip Leakage Flow Control Using Suction-Side Winglet with Different Widths[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(3): 471-478.)
- [21] 韩少冰, 钟兢军. 带吸力面小翼的压气机叶栅变间隙特性实验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(4): 847-856.
- [22] 钟兢军, 韩少冰. 融合式叶尖小翼对低速压气机转子气动性能的影响[J]. *推进技术*, 2014, 35(6): 749-757. (ZHONG Jing-jun, HAN Shao-bing. Effects of Blended Tip Winglet on Aerodynamic Performance of a Low Speed Compressor Rotor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(6): 749-757.)
- [23] 韩少冰, 钟兢军, 杨 凌, 等. 带压力面小翼的压气机转子叶顶间隙效应研究[J]. *工程热物理学报*, 2014, 35(9): 1739-1743.
- [24] 韩少冰, 钟兢军. 叶尖小翼对跨声速压气机转子变工况性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(3): 647-658.
- [25] Han Shaobing, Zhong Jingjun. Effect of Blade Tip Winglet on the Performance of a Highly Loaded Transonic Compressor Rotor [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(3): 653-661.

(编辑:史亚红)