

组合机匣处理对跨音压气机流动特性的影响

刘家璇, 杨福胜, 邓建强, 张早校

(西安交通大学化学工程与技术学院, 710049, 西安)

摘要: 针对当前单一流动控制技术在压气机优化方面存在影响范围不大、性能提升有限的不足,提出了一种轴向倾斜缝和抽吸槽相结合的组合机匣处理结构,采用定常数值模拟研究了两种流动控制技术的结合对跨音压气机流场特性及性能的影响。模拟结果表明:应用该组合机匣处理结构后,转子在峰值效率下降 2.5% 的前提下使失速裕度提高了 5.52%,明显改善了转子的性能;组合机匣处理除了能同时改善叶顶和端壁的流动之外,两种结构的复合影响使激波强度降低、流体分离减弱,低速范围明显减小;尽管两种结构的相互作用能为低能流体提供能量,但射流与主流流动发生的掺混带来了一定的掺混损失,增加了主流的切向动量及二次流损失,引起转子效率降低。

关键词: 跨音压气机;轴向倾斜缝;端壁抽吸;组合机匣处理

中图分类号: V235.12 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202004021 **文章编号:** 0253-987X(2020)04-0173-06



OSID 码

Influence of Combined Casing Treatment on Flow Characteristics of Transonic Compressor

LIU Jiakuan, YANG Fusheng, DENG Jianqiang, ZHANG Zaoxiao

(School of Chemical Engineering and Technology, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To expand the influence range of flow control technology and further improve the performance of rotor, a combined casing structure with axial skewed slots and suction slots is presented, and the influences of the combination of two flow control technologies on the flow field characteristics and performance of the transonic compressor are investigated numerically by steady state simulation. The results show that the stall margin is increased by 5.52% while the peak efficiency reduces by 2.5%, which indicates the significantly improved performance of the rotor. In addition, the flows at both blade tip and end wall are ameliorated; the combined effect of the two structures weakens shock wave intensity and fluid separation, and reduces the area of low velocity region. Although the interaction between the two structures can provide energy for the low-energy fluid, the mixing of the jet flow and the mainstream flow causes a certain mixing loss and increases the tangential momentum and secondary flow loss to lower the rotor efficiency.

Keywords: transonic compressor; axial skewed slot; end-wall suction slot; combined casing treatment

随着航空航天、能源和化工领域的发展,人们对轴流压气机在实际应用场景中的要求不断提高。考

虑到结构与材料的限制,通过提高转速来增加载荷并提高稳定性的传统方法已经不能满足压气机进一

收稿日期: 2019-07-31. 作者简介: 刘家璇(1996—),男,硕士生;杨福胜(通信作者),男,副教授. 基金项目: 国家重点研发计划资助项目(2017YFB0903600).

网络出版时间: 2019-12-11

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20191211.1314.004.html>

步发展的需要,并且在高载荷以及跨音速的情况下,压气机内部流动会变得更为复杂,气动损失的比重也进一步增加^[1]。

在叶轮机机械中,流动损失直接决定了机组效率,为减少流动损失并提高运行稳定性,国内外学者提出了一系列叶轮机机械流动分离的控制技术,而流动控制技术大体分为主动流动控制和被动流动控制。主动控制包括射流式旋涡发生器^[2]、合成射流^[3]以及附面层抽吸^[4]等,被动控制技术包括叶片的弯和掠^[5]、吸力面/端壁开槽^[6]以及通流部分几何变形^[7]等。

端壁开槽技术作为一种被动流动控制技术,具有易于实现、结构简单和控制效果明显等诸多优点,在叶轮机机械内部流场的流动控制中被广泛应用。Dilipkumar 等研究结果表明,不同轴向叠合量、开缝面积比以及背腔的折线倾斜缝机匣处理均扩大了压气机的稳定工作范围^[8]。Mark 等研究了高速单级轴流压气机周向槽壳处理对性能和失速裕度的影响,结果表明,沿槽的弦向范围,失速裕度随动量通量的增加呈线性增加^[9]。卢新根等设计了一种半圆形机匣槽,使用该新型机匣处理结构可对压气机设计点效率影响不大的同时有效提高压气机的失速裕度^[10]。党春宁等设计了一种周向槽处理机匣结构,通过抑制叶尖间隙泄漏涡和叶片吸力面附面层径向涡的发展提高了其稳定工作范围^[11]。

被动流动控制方法由于没有涉及外部能量的引入,对实际应用的工况条件有一定限制。附面层抽吸作为主动流动控制技术,能够减轻或消除附面层分离流动,在跨音速压气机中,附面层抽吸不仅可以推迟分离,而且可以削弱激波-附面层的干涉。Kerrebrock 等对两级吸附式无导叶对转风扇进行了实验研究^[12]。李勇等发现在压气机转子叶片吸力面叶顶附近处进行抽吸,可以很好地抑制附面层径向涡的发展,压气机转子的稳定工作范围明显扩大^[13]。张皓光等用全通道非定常计算方法研究了自适应机匣处理对亚声速轴流式转子稳定工作范围的影响^[14]。

国内外学者对于单一流动控制技术的研究较为全面,然而端壁开缝结构主要针对在叶顶处的流动控制,对叶片下半区流动分离的改善存在一定限制,而且应用时往往以效率的降低为代价提高工作稳定性,需要考虑效率与稳定性的平衡。附面层抽吸能够明显改善叶根流动,并且能根据工况进行调整以保证较高的压比和效率。基于此,本文以高负荷的跨音速压气机转子为研究对象,将端壁开槽与附面

层抽吸两种控制手段相结合,采用定常数值模拟的手段,研究组合机匣处理对流动特性的影响,揭示了组合机匣处理对叶栅内部流动损失的控制机理,对以后流动控制的相关研究提供参考。

1 物理模型与计算方法

1.1 几何参数

本文以 NASA Rotor67 为研究对象。作为 NASA 设计的低展弦比跨音速进口级之一,NASA Rotor67 具有高性能转子的典型流场结构,叶片数为 22,设计转速为 16 043 r/min,设计压比为 1.63,详细的几何数据以及测试结果见文献^[15]。

对于 NASA Rotor67 的流动特性的研究已较为全面,而对轴向缝、轴向倾斜缝以及叶片角向缝 3 种机匣处理的实验表明,在开缝面积比和缝长相同的条件下,轴向倾斜缝的扩稳效果最好^[16]。因此,本文针对其叶尖失速^[17]的特性,采用了一种轴向倾斜缝的机匣处理结构,如图 1 所示,主要结构参数见表 1。其中,将处理机匣中心与转子叶排中心的轴向位置差与叶尖轴向弦长之比定义为中心偏移度,并在已有实验及模拟^[18]的基础上对相关参数进行了调整。

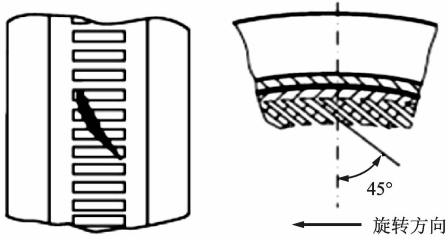


图 1 轴向倾斜缝几何结构

表 1 轴向倾斜缝基本参数

参数	数值
倾斜缝深度/mm	11
中心偏移度	0
开缝面积/%	50
径向倾角/(°)	45

此外,通过在下端壁增加抽吸缝结构来抑制端壁的流动分离并且减少低能流体的影响。为了能对分离区内的回流产生影响,将抽吸缝置于 90%弦长处,结构如图 2 所示。其中,缝宽为 1 mm,抽吸时给定出口静压,再通过计算得到抽吸流量。

1.2 数值模型

采用 ANSYS Workbench 中的网格划分软件

TurboGrid 生成叶栅通道的结构化网格,用 ICEM 软件分别生成斜沟槽和抽吸缝的网格,叶片前缘网格如图 3a 所示。对于流道网格保证最大无量纲壁面距离 y^+ 小于 10,网格节点总数约为 120 万,单个斜沟槽的网格数约为 2 万,单个流道内的抽吸缝网格数约为 1.5 万。为保证计算精度,对机匣交界面处的网格进行了细化,如图 3b 所示。需要说明的是,对于网格无关性已提前进行了验证,在此不再赘述。

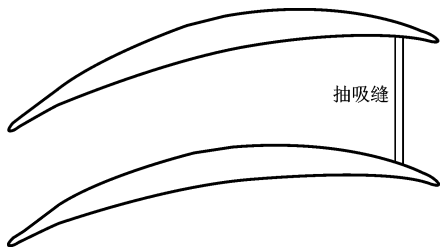
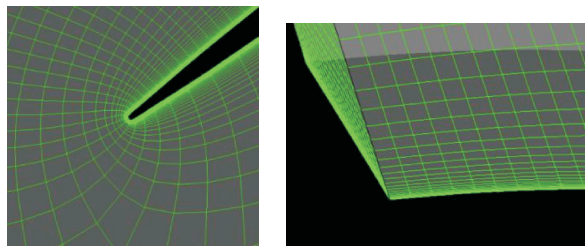


图2 抽吸缝几何结构



(a) 叶片前缘网格

(b) 交界面处网格

图3 叶栅通道的结构化网格数据

数值计算采用 ANSYS CFX 17.0。湍流模型采用 SST 模型,计算时,进口进气方向为轴向,给定总温、总压边界条件,出口给定静压边界条件,并通过逐渐提高背压以得到压气机的失速点,进而计算得到性能曲线。壁面设为无滑移、绝热条件,并在叶片、倾斜缝以及抽吸缝的两侧均设置周期性边界条件,在抽吸缝出口给定静压边界条件,采用双精度计算,计算结果的后处理在 CFX-Post 中进行。

需要注意的是,进行边界层抽吸之后,流道进出口的质量流量不再相同,因此一般的等熵效率公式不再适用,下面推导考虑到抽吸作用的等熵效率公式。

转子内进出口质量流量守恒

$$m_{in} = m_{out} + m_s \quad (1)$$

式中: m_{in} 为进口质量流量; m_{out} 为出口质量流量; m_s 为抽吸流量。

采用边界层抽吸之后,实际所需的等熵压缩功为

$$W_{ad} = m_{out} \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_{in} \left(\left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (2)$$

式中: W_{ad} 为所需等熵压缩功; γ 为比热容比; R 为气体常数; T_{in} 为进口温度; P_{out} 为出口压力; P_{in} 为进口

压力。

转子实际对气体所做的功为

$$W = m_{out} c_p (T_{out} - T_{in}) + m_s c_p (T_s - T_{in}) \quad (3)$$

式中: c_p 为比定压热容; T_s 为抽吸缝出口温度。从而得到考虑抽吸引起的流量以及做功变化后的等熵效率为

$$\eta_s = \frac{W_{ad}}{W} = \frac{(P_{out}/P_{in})^{\gamma-1/\gamma} - 1}{(T_{out}/T_{in}) + (m_s/m_{out})(T_s/T_{in} - 1)} \quad (4)$$

1.3 数值验证

对未进行机匣处理的 NASA Rotor67 转子进行计算,实验中测得在设计转速下堵塞流量为 34.96 kg/s,本文数值计算得到的堵塞流量为 34.55 kg/s,相对误差为 1.2%,在允许的误差范围之内,性能曲线与实验值的对比如图 4 所示^[10]。从图中可以看出,在设计转速下计算得到的转子等熵效率低于实验值,但偏差基本在 3% 以内,且曲线的整体变化趋势与实验结果吻合,说明本文所采用的数值方法具有较好的计算精度,能满足通过计算结果分析主要的流动现象及其基本规律的要求。

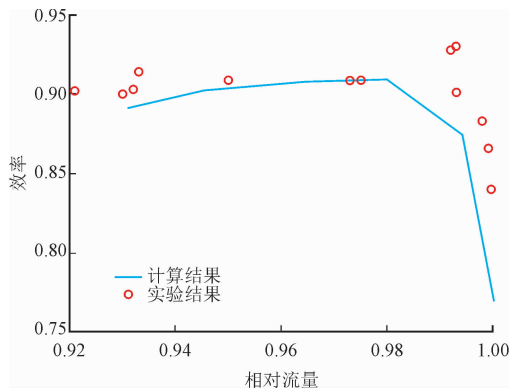


图4 NASA Rotor67 转子性能验证

2 结果与讨论

为了量化描述叶片性能,引入失速裕度的评价指标^[19],失速裕度定义为

$$S_M = \left(\frac{\pi_{NS}^* m_{NPE}^*}{\pi_{NPE}^* m_{NS}^*} - 1 \right) \times 100\% \quad (5)$$

式中: π_{NS}^* 和 m_{NPE}^* 表示近失速点的压比和流量; π_{NPE}^* 和 m_{NS}^* 表示近最高效率点的压比和流量。

2.1 总性能分析

图5所示为原始 NASA Rotor67 转子与组合机匣处理后转子的性能对比。以类似机匣处理^[15]的计算结果作为参考,加入组合式机匣处理后,与原始转子相比,转子整体效率降低约 2.5%,但是在小流

量的工况下整体效率提高,显著增加了转子的稳定工作流量范围。由计算不同方案的失速裕度可以得到,原型方案的失速裕度为 7.32%,组合机匣处理方案的失速裕度为 12.84%,可见组合式机匣处理明显扩大了转子稳定工作范围,提高了转子性能。

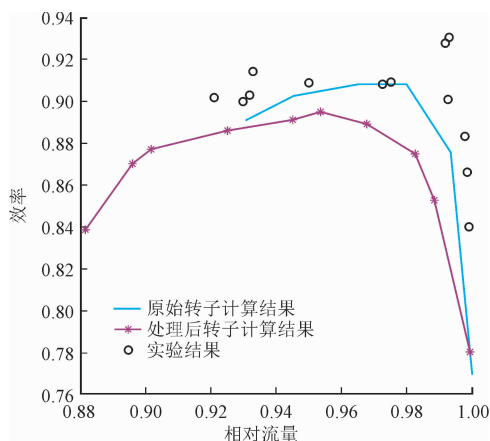


图5 原始转子与组合机匣处理后转子的性能对比

2.2 流动特性分析

如图6所示为轴向倾斜缝内部的反向流线分布。从图中可以明显看出,倾斜缝产生了抽吸喷射的作用,即利用转子通道内的压差抽吸机匣处理尾部的低速阻塞气流,然后从机匣处理的前缘喷射出来进入转子通道,增加低能流体动量、防止泄漏,因此使叶顶流动得到改善。一般来说,机匣的扩稳能力与缝内的回流有关,缝内回流越强,产生的扩稳效果越好^[20]。由于转子两侧压力分布不同,倾斜缝产生的效果也不同,叶顶的流动会变得更加复杂,控制效果对转子运行时的主流流动和激波强度的影响在之后进行讨论。

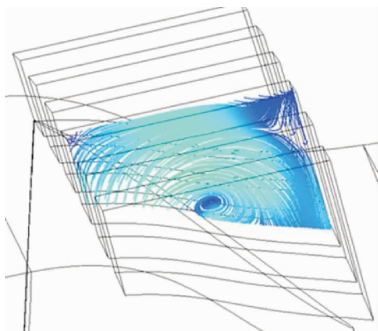
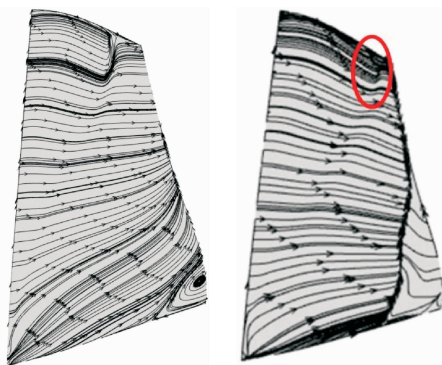


图6 轴向倾斜缝内反向流线分布

图7所示为最高效率点下两种方案的叶片表面极限流线的对比。由图7b看出,进行组合机匣处理之后,角区低能流体明显减少,降低了分离区内低能流体的能量,壁角涡已经消失,抑制了角区的流动分离,同时由于轴向倾斜缝的抽吸作用,使叶顶激波后

的分离位置向后缘移动,并且削弱了附面层分离,叶顶流动也得到了改善。从图中还可以看出,与原型转子相比,由于轴向倾斜缝与抽吸缝都具有一定减少流体的作用,使得组合机匣处理后流动的剪切作用加强,增强了涡向径向发展的趋势,增加了二次流损失。

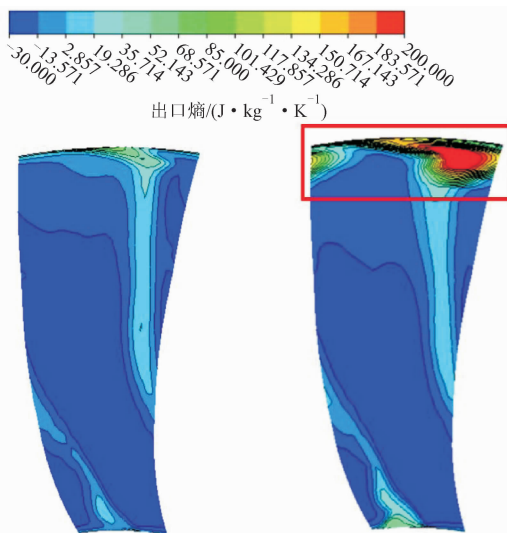


(a)原始计算结果 (b)处理后计算结果

图7 叶片吸力面处表面极限流线对比

实际上,叶顶的喷射流在射入时会增加主流的切向动量,其大小与倾斜缝的倾角及缝内静压差有关^[20]。切向动量的增加会在转子叶顶通道中引起横向流动,这也是在使用组合机匣处理之后二次流增强的原因,随之带来的二次流损失也会增加,引起转子效率降低。

图8为最高效率点下两个方案的出口熵分布云图。从图8b可以看出,尽管抽吸缝的作用使得低能高熵流体从角区内被吸除,但是由于抽吸缝以及叶顶倾斜缝的双向抽吸作用,使得二次流动得到增强,表现在根部的熵增有一定增大。叶顶倾斜缝的抽吸

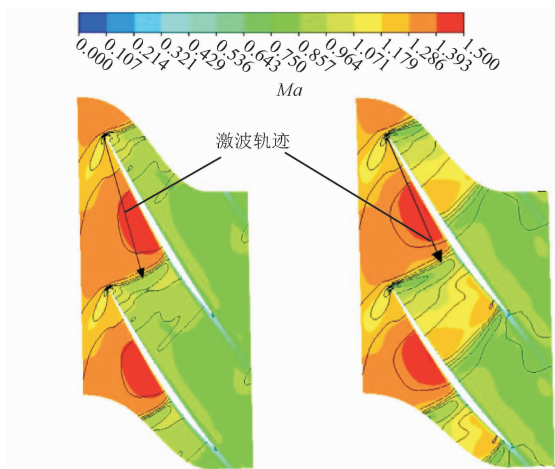


(a)原始计算结果 (b)处理后计算结果

图8 两个方案出口熵分布云图对比

作用使得叶顶流动变得混乱,尤其是靠近倾斜缝的叶顶处容易受到缝内回流的影响,因此叶顶处出现了明显的熵增区域。整体来看,组合机匣处理结构使得出口流体整体不均匀性提高,使得流动损失增加。

图9所示为两个方案在80%叶高处的相对马赫数云图及静压等值线。原型方案如图9a所示,在叶片前缘出现的斜激波和通道波成“λ”形状,激波后附面层增厚,激波后出现大面积的低速区,并在尾缘处出现流动分离;从轨迹看,其向着偏离吸力面并向压力面偏转的方向移动。组合机匣处理后计算结果如图9b所示,可以看出,叶片前缘激波强度减小,激波与压力面的相交位置向前缘移动,轨迹更加贴近吸力面,偏转了约 5° ,附面层厚度明显减薄,主流通道内的流动速度整体提高,低速区范围明显减小。此外,在尾缘处的分离尾迹变短,流动得到明显改善。



(a)原始计算结果

(b)处理后计算结果

图9 80%叶高处压力等值线与马赫数云图对比

实际上,倾斜缝结构在叶顶的作用最为显著,并随着叶高降低效果逐渐减弱;抽吸缝结构改善了叶根处角区流动,还对整个叶高的三维流场均有不同程度上的影响,但会随着半径的增加而逐渐减弱^[21]。与缝式结构其他相关研究^[20]对比可以发现,相比于单一倾斜缝结构,组合机匣处理不仅改变了轨迹方向,还在叶片通道内产生了马赫数大于1的区域,两个结构的相互作用使得对激波结构的影响得到进一步增强。

从以上分析可以看出,尽管组合机匣处理结构对激波特征以及流动特性起到了一定的改善作用,但由于叶顶斜槽及端壁开缝的抽吸作用增加了通道内的二次流损失。因此,可以考虑通过将抽吸缝改为射流缝的方式弥补抽吸部分流体带来的负面影响,进一步提高控制效果。

3 结 论

本文以 NASA Rotor67 为研究对象,采用将倾斜缝以及抽吸缝相结合的组合机匣处理方法,对跨音压气机转子的流动特性进行了分析,讨论了两种控制方法的相互作用及其对转子性能和流场的复合影响,揭示了其影响机理,主要得到以下结论。

(1)组合机匣处理后转子在峰值效率降低约2.5%的基础上失速裕度提高了5.52%,稳定工况范围得到明显扩大,综合性能得到提升。

(2)组合机匣处理使叶顶和端壁的流动均得到了改善,消除了泄漏涡,两种结构的相互作用使得激波范围减小、强度降低,流体分离减弱,改善了叶片通道内的流动。

(3)组合机匣处理对叶顶通道内的流体产生了抽吸和射流作用,进而给叶顶通道内的低能流体提供能量,消除了堵塞,但同时又与主流流动发生相互掺混,增加了主流的切向动量使得二次流增强,使转子效率降低。

参考文献:

- [1] WENNERSTROM A J. Highly loaded axial flow compressors: history and current developments [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4): 567-578.
- [2] HERGT A, MEYER R, ENGEL K. Effects of vortex generator application on the performance of a compressor cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(2): 21-26.
- [3] BENINI E, BIOLLO R, PONZA R. Efficiency enhancement in transonic compressor rotor blades using synthetic jets: a numerical investigation [J]. Applied Energy, 2011, 88(3): 953-962.
- [4] DING J, CHEN S W, XU H, et al. Control of flow separations in compressor cascade by boundary layer suction holes in suction surface [C] // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2013: V06AT35A012.
- [5] TANG M Z, JIN D H, GUI X M. Modeling and numerical investigation of the inlet circumferential fluctuations of swept and bowed blades [J]. Journal of Thermal Science, 2017, 26(1): 1-10.
- [6] HOUGHTON T, DAY I. Stability enhancement by casing grooves: the importance of stall inception mechanism and solidity [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(2): 021003.

- [7] CHU W L, LI X J, WU Y H, et al. Reduction of end wall loss in axial compressor by using non-axisymmetric profiled end wall: a new design approach based on end wall velocity modification [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 55: 76-91.
- [8] ALONE D B, KUMAR S S, THIMMAIAH S, et al. Performance characterization of the effect of axial positioning of bend skewed casing treatment retrofitted to a transonic axial flow compressor [C]// *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*. New York, USA: ASME, 2014: GT2014-26099.
- [9] ROSS M H, CAMERON J D, MORRIS S C, et al. Axial compressor stall, circumferential groove casing treatment, and the tip-clearance momentum flux [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(1): 146-152.
- [10] 卢新根, 楚武利, 张燕峰. 跨音速压气机间隙流与处理机匣相互作用分析 [J]. *西安交通大学学报*, 2006, 40(11): 1357-1360, 1364.
LU Xingen, CHU Wuli, ZHANG Yanfeng. Numerical investigation of interaction between casing treatment and tip leakage flow in a transonic compressor rotor [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2006, 40(11): 1357-1360, 1364.
- [11] 党春宁. 周向槽机匣处理对跨声速轴流压气机影响分析 [J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2008, 21(3): 18-25, 12.
DANG Chunning. Analysis of the effects of circumferential groove casing treatment on a transonic axial flow compressor [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2008, 21(3): 18-25, 12.
- [12] MERCHANT A, KERREBROCK J L, ADAMCZYK J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(1): 43-51.
- [13] 李勇, 王如根, 夏钦斌. 对跨音速转子附面层发展控制研究 [J]. *汽轮机技术*, 2010(1): 32-34.
LI Yong, WANG Rugen, XIA Qinbin. Research on boundary development control at transonic compressor rotor [J]. *Turbine Technology*, 2010(1): 32-34.
- [14] 张皓光, 王云鹏, 吴俊, 等. 组合型机匣处理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.
- [15] CHIMA R V, STRAZISAR A J. Comparison of two- and three-dimensional flow computations with laser anemometer measurements in a transonic compressor rotor [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1983, 105(3): 596-605.
- [16] 刘志伟, 张长生, 时静珣, 等. 倾斜缝机匣处理轴向位置对压气机性能影响的研究 [J]. *工程热物理学报*, 1987, 8(1): 52-54.
LIU Zhiwei, ZHANG Changsheng, SHI Jingxun, et al. A study on effects of axial positions of skewed slots casing treatment on compressor performance [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1987, 8(1): 52-54.
- [17] 杨宵毅, 宁方飞. 飞轴流压气机失速点流场特性数值研究 [J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2011, 24(1): 29-34, 41.
YANG Xiaoyi, NING Fangfei. Numerical investigation of flow field characteristics at near stall condition in axial compressor [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2011, 24(1): 29-34, 41.
- [18] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉. 缝式处理机匣轴向位置对压气机特性影响的机理 [J]. *航空动力学报*, 2011, 26(1): 92-98.
ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui. Mechanism of influences of axial positions of axial skewed slot casing treatment on a compressor performance [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(1): 92-98.
- [19] 郑覃, 卢少鹏, 羌晓青, 等. 动叶局部弯曲对压气机流场和性能的影响 [J]. *流体机械*, 2015, 43(7): 27-31, 21.
ZHENG Tan, LU Shaopeng, QIANG Xiaoqing, et al. Influence of partially bowed rotor blades on the flow field and performance in a compressor [J]. *Fluid Machinery*, 2015, 43(7): 27-31, 21.
- [20] 张皓光, 谭锋, 安康, 等. 跨音速轴流压气机逆向角缝机匣处理及其轴向位置的研究 [C]// *中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集*. 北京: 中国航天第三专业信息网, 2017: 302-313.
- [21] 安鑫. 跨音压气机边界层抽吸控制方法研究 [D]. 北京: 中国科学院研究生院(工程热物理研究所), 2015: 40-42.

(编辑 杜秀杰)