

跨声轴流压气机等离子体控制实验

张文强^{1,2}, 李继超², 李 钢², 聂超群²

(1. 中国科学院大学, 北京 100049;

2. 中国科学院 工程热物理研究所 先进能源动力实验室, 北京 100190)

摘 要: 为了有效地拓宽压气机的失稳裕度, 在一台跨声轴流压气机上进行了基于介质阻挡放电 (DBD) 等离子体激励扩稳的实验研究. 实验中分别选取了正弦交流电源和纳秒脉冲电源提供激励, 并在跨声压气机 40% 设计转速和 65% 设计转速下对其扩稳效果和效率进行了对比分析. 结果表明: 在 40% 设计转速时, 正弦交流电源和纳秒脉冲电源均能有效拓宽压气机流量范围, 其中正弦交流电源激励方式能够使压气机综合失速裕度改善 (SMD) 达到 15.33%. 在 65% 设计转速时, 两种激励方式的扩稳效果明显减弱, 此时纳秒脉冲电源激励方式的扩稳效果更好. 在压气机效率方面, 纳秒脉冲电源对压气机设计点的效率影响更小, 在 40% 设计转速时甚至能略微提升其设计点效率. 实验结果表明, 合理地选择激励方式有助于提高等离子体激励的扩稳效果, 为实际压气机中基于介质阻挡放电等离子体激励扩稳措施的设计提供参考.

关 键 词: 压气机; 介质阻挡放电; 等离子体激励; 扩稳; 正弦交流; 纳秒脉冲

中图分类号: V231

文献标志码: A

Experiments of plasma flow control in a transonic axial compressor

ZHANG Wen-qiang^{1,2}, LI Ji-chao², LI Gang², NIE Chao-qun²

(1. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

2. Key Laboratory of Advanced Energy and Power,

Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences,
Beijing 100190, China)

Abstract: In order to improve the stall margin, experiments were conducted in a transonic axial compressor with dielectric barrier discharge (DBD) plasma actuators. Power supplies of sinusoidal alternating current (AC) and nanosecond (NS) pulse were chosen to provide excitation. Improvement of the stall margin and efficiency of the compressor at 40% and 65% of its design speed were compared and analyzed. At 40% of design speed, AC and NS can extend the flow range of the compressor, and AC excitation got a stall margin improvement (SMI) of 15.33%. Effects of both actuations were significantly weakened at 65% of the design speed and the effects of NS excitation were better than AC excitation. In terms of efficiency, NS excitation had a smaller impact and even slightly improved the efficiency at 40% of the design speed. Experimental results show that appropriate choice of power supply can help to improve the effects of stall margin improvement and provide reference for the design of DBD plasma actuator in a real compressor.

Key words: compressor; dielectric barrier discharge; plasma actuation;

收稿日期: 2014-10-23

基金项目: 国家国际科技合作专项对 R 项目 (2013DFR61080); 国家自然科学基金 (50906085)

作者简介: 张文强 (1990-), 男, 山东东营人, 硕士, 主要从事叶轮机械内部流动控制与测量.

stall margin improvement; sinusoidal alternating current;
nanosecond pulse

随着飞机和发动机性能的不断提高,叶轮机机械内部流动控制技术发挥了越来越重要的作用。流动控制可以分为被动控制和主动控制。机匣处理作为一种典型的被动控制技术,如周向槽和轴向缝等,能够提升压气机的运行范围,但是往往会造成效率的下降;一些主动控制技术如喷气等,则需要引入复杂的机械装置^[1]。介质阻挡放电(dielectric barrier discharge,缩写为DBD)等离子体流动控制可以利用微量的、局部的气流扰动来对流场产生有利干扰,同时还有结构简单、没有运动部件和动态响应迅速等优点^[2]。目前介质阻挡放电主要有两种激励电源:高频高压交流电源(AC-DBD)和纳秒脉冲电源(NS-DBD)。Roupassov等^[3]通过实验研究表明,前者主要通过电场力形成等离子体射流,从而对近壁面流体起到动量注入和加速作用;后者则依靠局部的快速加热形成压缩波进而造成主流和附面层的流体掺混和动量交换。

前期等离子体激励的研究主要集中在外部流动控制中,如Corke, He等^[4-5]的研究表明,等离子体激励能够抑制翼型流动分离,起到增升降阻的作用;Rethmel等^[6]通过分析压力面布置热膜的功率信号,实现了真实飞行时起降雷诺数和马赫数下控制叶型表面流动分离的等离子体主动控制系统;Thomas等^[7]通过实验表明等离子体激励器能够减弱钝体流动分离和非定常涡脱落,从而有利于飞行噪声控制;Nishihara等^[8]通过实验证实,纳秒脉冲电源产生的压缩波能够增大激波脱体距离,从而实现对激波的主动控制;目前从公开发表的文献来看,通过改变激励器的布置位置和激励方式,从亚声到超声流动的等离子体激励流动控制均有涉及。

近些年,国内外的学者们在等离子体叶轮机机械内部流动控制方面也开始了数值模拟和实验研究的工作。Vo^[9]通过数值模拟验证了AC-DBD激励器对抑制压气机旋转失速的作用机理;结果表明在叶片前缘布置等离子体激励器能够推后主流/间隙泄漏流交界面,不仅可以抑制突尖型失速,也能够抑制模态波失速^[10];并且为了维持扩稳效果,激励强度需要随着转子转速的增加而增大。吴云等^[11]通过等离子体主动控制在低速压气机中的实验研究认为并证明其作用原理主要为:

等离子体激励通过在压气机叶顶端壁区诱导沿进口方向流动的气流,一方面能够起到抑制叶尖泄漏流的发生、改善端壁区域的流通能力,另一方面减小了气流的进气攻角,抑制叶片吸力面的流动分离。Matsunuma等^[12]通过在叶顶布置等离子体激励器,能够在低速涡轮模型中抑制泄漏流。

由于目前叶轮机机械等离子体主动控制的研究主要集中在低速压气机和涡轮中^[12-16]。高亚声等离子体主动控制的实验和数值计算研究目前比较少见。Vo等^[10]通过数值计算表明,当压气机叶尖转速马赫数分别为0.2和0.5时,正弦交流电等离子体激励均可以取得一定的扩稳效果,然而其模型采用的体积力与实际激励器所产生的体积力并不一致。Jothiprasad等^[14]通过数值计算认为等离子体激励在低速压气机中可以取得一定的扩稳效果,同时对跨声压气机中取得相同效果所需的体积力进行了预测。由于目前数值模拟方法难以准确建立等离子体激励模型,因此对等离子体控制的实验研究也就显得更加重要。在此基础上,本文在一台跨声轴流压气机上考察了不同转速条件下等离子体激励控制的扩稳效果,主要研究内容集中于以下两点:

1) 通过在机匣内壁面镶嵌等离子体激励器,以实验手段对比有无等离子体激励时轴流压气机压比和效率的变化,探究等离子体激励对于压气机运行稳定性的影响。

2) 对目前最常用的两种激励方式AC-DBD与NS-DBD在轴流压气机不同转速时扩稳效果进行比较。

1 实验系统

实验系统由等离子体激励器、电源、压气机实验台和等离子体放电参数的测量仪器组成。等离子体激励器镶嵌在跨声压气机的机匣内壁,通过聚四氟乙烯套管引出机匣与电源连通。示波器通过电压探头和电流探头测量放电的电压和电流。实验系统总的布置如图1所示。

1.1 等离子体激励器设计

实验中所选取了基于介质阻挡放电原理的激励器,在绝缘材料两侧非对称地布置两片金属电极,一片电极裸露在空气中,另一片电极掩埋在绝缘材料里。等离子体激励器的裸露电极与电源的

高压线相连,掩埋电极与地线相连.表 1 为激励器的几何参数,其结构示意图如图 2 所示.在压气机中,等间隔布置了 4 块等离子体激励器,激励器裸露电极位于叶片前缘,其在压气机中的布置如图 3 所示.激励器表面和压气机内壁面平齐,用硅胶填充激励器周围的缝隙. Vo^[9]认为,电极应尽可能靠近叶片以增强激励器效果.考虑到间距太小时容易发生爬电现象,因此裸露电极与叶片前缘的距离定为 20 mm.

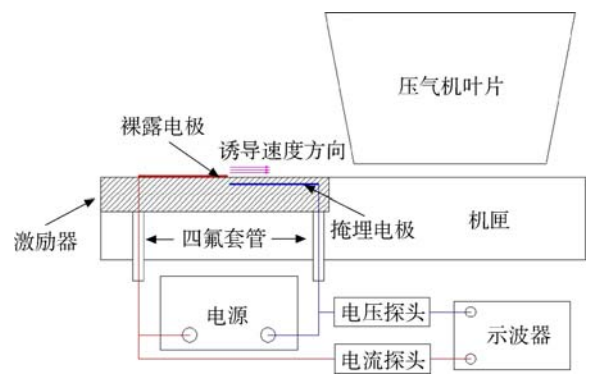


图 1 实验整体布局图(子午面视图)
Fig.1 Schematic of plasma actuation system
(meridian plane)

表 1 等离子体激励器设计参数
Table1 Parameters of the plasma actuator

设计参数	数值
裸露电极宽度 d_1 /mm	5
掩埋电极宽度 d_2 /mm	5
电极厚度 h_1 /mm	0.035
阻挡介质厚度 h_2 /mm	2
两电极水平间距 a /mm	1

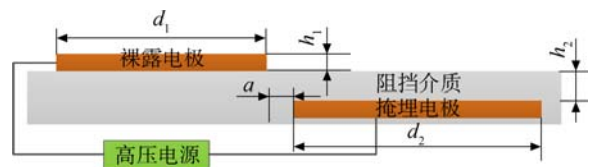


图 2 等离子体激励器结构
Fig.2 Sketch of the plasma actuator

图 3 为安装了等离子体激励器的机匣,从图中可以看到激励器嵌于机匣内壁,位于转子前缘.激励器导线通过聚四氟乙烯套筒引出机匣,并且导线外部外包一层硅胶管,能够更好地起到绝缘作用,必要的地方采用聚酰亚胺胶带进行固定.激

励器放电时如图 4 所示,此时为丝状放电状态.由于 4 块激励器之间有间隔,故放电在周向并不连续.

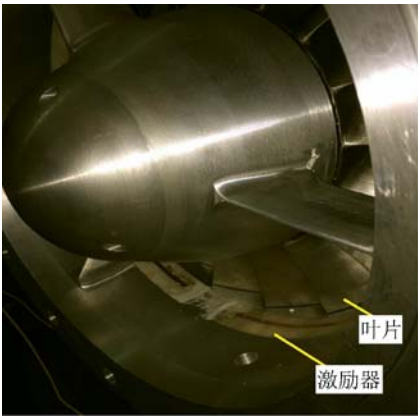


图 3 激励器在压气机中的布置
Fig.3 Layout of actuators in the compressor

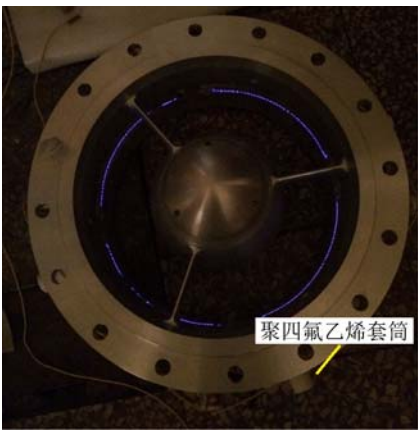


图 4 激励器放电时的现象
Fig.4 Image of the discharge of actuators

1.2 电源及其放电参数

实验中使用的正弦交流电源为南京苏曼生产的 CTP-2000KP 低温等离子体电源,其工作时可以产生高频高压的正弦交流电.在高压电的作用下,掩埋电极上方生成弱电离的低温等离子体,通过离子与中性分子的碰撞向边界层输送能量,使周围空气形成静流量为零的水平方向射流^[10],如图 5 所示.吴云等^[11]在低速压气机的实验表明,增大放电电压,可以增强等离子体射流强度从而获得更好的扩稳效果.实验选取的压气机放电频率为 15 kHz,该频率时电源输出电压稳定性较好.为了获得更好的扩稳效果,压气机转速升高时,放电电压值由 12.5 kV 升高到 14 kV.另外,考虑到绝缘材料的厚度和电气特性,进一步升高电

压则可能在实验过程中导致爬电或击穿现象的发生,所以施加的电压不再升高。

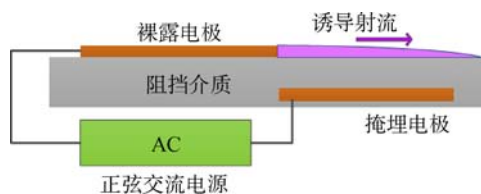


图5 正弦交流电源放电诱导的射流

Fig. 5 Plasma-induced jet by AC power supply

另一种电源为纳秒脉冲电源,其工作原理如图6所示。纳秒脉冲电源释放的脉冲可以短时间内对激励器表面空气进行快速加热,诱导产生强的冲击波,从而达到增强主流和附面层动量交换和掺混的目的^[1]。其中纳秒脉冲电源稳定工作频率范围为100~2000 Hz,脉冲宽度为200 ns。由于纳秒脉冲电源比普通正弦交流电源更容易发生爬电现象,所以放电电压始终为12.5 kV,整个实验过程中保持不变。

实验时放电参数如表2所示。表中 n 为设计转速。

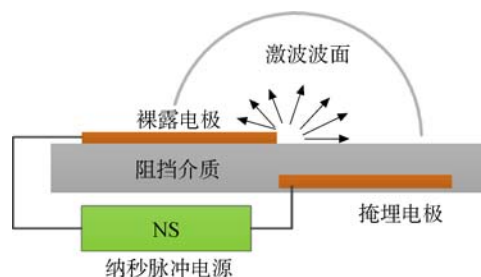


图6 纳秒脉冲电源放电产生的激波

Fig. 6 Shock wave generated by nanosecond power supply

表2 实验放电参数

Table 2 Electrical parameters in experiments

电源	电压/kV	频率/kHz
正弦交流	12.5(压气机40% n), 14(压气机65% n)	15
纳秒脉冲	12.5	2

1.3 实验台

本文实验台为北京航空航天大学J69跨声单级轴流压气机。压气机转子的动力由一台航空发动机驱动自由涡轮提供,设计转速可达到

24 000 r/min。其中进气部分采用轴向进气,由进口防尘过滤网、进口流量管、扩压段、节流阀、稳压箱以及压气机实验件组成,如图7所示。压气机实验段的排气系统采用垂直向上排气,由排气收集器、排气管路和排气气动调节蝶阀组成。进出口总压采用梳状总压探针测得。进口总压探针安装孔距离叶片前缘81 mm,出口总压探针距离叶片前缘173 mm。在增速齿轮箱与排气收集器之间装有一台相位差电讯号扭矩转速仪,测量压气机的转速和扭矩,以获得输入功率等参数。压气机叶顶间隙为0.85 mm,其具体的气动结构参数如表3所示。

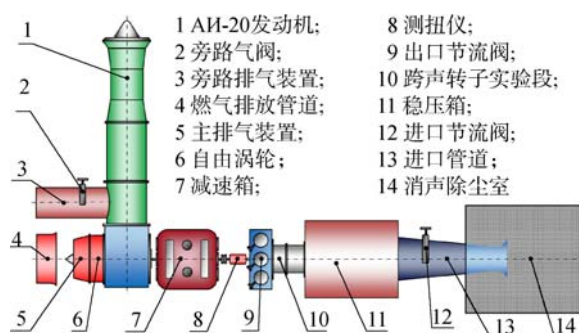


图7 J69跨声压气机实验台结构

Fig. 7 J69 transonic compressor test rig

表3 跨声(单级)压气机气动结构参数

Table 3 Parameters of transonic compressor (single stage)

参数	数值
叶片数	17
流量/(kg/s)	12.5
进口外径/mm	355.8
压比	1.6
叶中弦长/mm	80.5
叶根进口相对马赫数	0.963
展弦比	0.956
叶尖进口相对马赫数	1.404
轮毂比	0.565
设计转速/(r/min)	22 000
叶尖稠度	1.24
叶尖切线速度/(m/s)	409.85

1.4 测量系统

等离子体激励器的放电电压、电流和频率通过电压探头和电流探头由泰克DPO3034示波器

采集;由于 Kulite 动态传感器在放电期间受到较大干扰无法使用,故压气机转子进出口总压采用稳态梳状探针进行测量,压气机进口流量则由稳态流量管获得.实验过程中采集的稳态参数主要有压气机转速、扭矩以及进出口总压和流量.采集系统由 LabVIEW 编写,其图形化界面能够实时绘制压气机节流过程中的特性线,并且对整个系统各个部件的温度、震动等参数进行监控.

2 实验结果分析

本压气机实验台进行过大量的实验研究,其特性线重复性可靠^[17].根据多次重复性实验所制定的特性线基准,在节流过程中,当工况点稳定在基准点处才开始进行数据采集,在近失速工况进行连续采集以精确地捕捉失速点.测量系统采集误差为 0.5%,实验在压气机 40% n 和 65% n 下进行,对应的叶尖切向速度分别为 163.94 m/s 和 266.40 m/s.

压比定义为

$$\pi^* = \frac{p_1^*}{p_0^*} \quad (1)$$

式中 p_1^* 为级后总压, p_0^* 为进口总压.

效率定义为

$$\eta^* = \frac{\frac{\kappa}{\kappa-1} RT_1^* \dot{m} (\pi^{*\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1)}{Mn} \quad (2)$$

式中 κ 为空气等熵指数, R 为气体常数, T_1^* 为进口空气总温, $\dot{m}$ 为质量流量, π^* 为压气机压比, M 为扭矩.

根据以上定义计算并绘制出压气机在不施加等离子体激励和施加等离子体激励时的流量-压比和流量-效率性能曲线,如图 8 和图 9 所示.

在压气机 40% n 时,施加等离子体激励有利

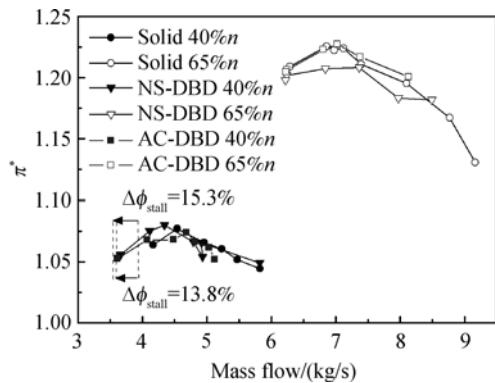


图 8 流量-压比性能曲线对比

Fig. 8 Mass flow-pressure rate characteristic

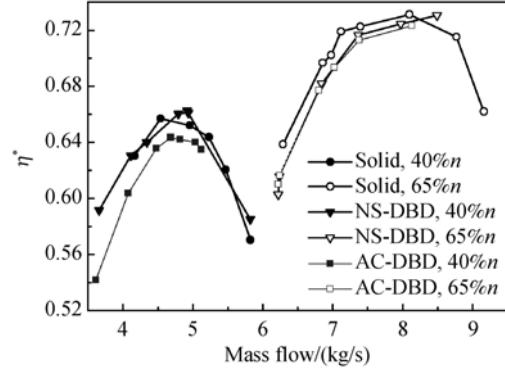


图 9 流量-效率性能曲线对比

Fig. 9 Mass flow-efficiency characteristic

于压比的抬升,在相同的激励电压下,纳秒脉冲电源的激励效果要好于正弦交流电源;随着转速的升高,在 65% n 下,施加等离子体激励已经看不到明显效果.说明随着转速的升高,同等放电强度的激励效果减弱.

在图 9 中,使用正弦交流电源施加等离子体激励时,压气机效率始终略低于不施加等离子体激励的工况.在 40% n 和 65% n 时,随着流量的降低,纳秒脉冲电源施加激励时,效率高于不施加等离子体激励的情况,即在大流量下可以有增效作用,但是随着流量进一步降低,效率相对不施加等离子体激励时变差.同时随着转速的升高,等离子体激励对压气机内部流场产生的作用也相对越来越微弱,因此反映在曲线上两者的效率曲线也与不施加等离子体激励的曲线逐渐重合.

定义流量失速裕度的改善($\Delta\phi_{\text{stall}}$)为

$$\Delta\phi_{\text{stall}} = \left(\frac{\dot{m}_{\text{stall}}^*}{\dot{m}_{\text{stall}}^{\text{plasma}}} - 1 \right) \times 100\% \quad (3)$$

定义综合裕度的改善(stall margin improvement, Δ_{smi})为

$$\Delta_{\text{smi}} = \left(\frac{\dot{m}_{\text{stall}}^*}{\dot{m}_{\text{stall}}^{\text{plasma}}} \cdot \frac{\pi_{\text{stall}}^{\text{plasma}}}{\pi_{\text{stall}}^*} - 1 \right) \times 100\% \quad (4)$$

式中 $\dot{m}_{\text{stall}}^*$, π_{stall}^* 为光壁失速点流量系数、压比; $\dot{m}_{\text{stall}}^{\text{plasma}}$, $\pi_{\text{stall}}^{\text{plasma}}$ 为施加等离子体激励失速点流量系数、压比.

通过公式可以计算出两种激励方式的扩稳效果.在 40% n 时,正弦交流电源和纳秒脉冲电源的流量裕度的改善分别为 15.33% 和 13.83% (综合裕度的改善分别为 14.09% 和 12.97%); 65% n 时,正弦交流电源和纳秒脉冲电源的流量裕度的改善分别为 1.06% 和 1.12% (综合裕度的改善分别为 0.70% 和 0.19%).由此可见,通过在叶片前缘布置等离子体激励器,能够使其工作范围得到

进一步的拓宽.不同的激励方式以及激励强度都会对激励器扩稳效果产生影响,而且随着转速的升高,激励器的扩稳效果逐渐减弱.

3 结 论

本文中采用实验手段,通过在跨声压气机转子前缘布置介质阻挡放电等离子体激励器,采用正弦交流电源和纳秒脉冲电源两种激励方式验证了等离子体激励对压气机运行的扩稳效果,实验结果表明:

1) 在转子前缘布置等离子体激励能够有效扩大压气机的稳定工作范围,在单级轴流跨声压气机 $40\%n$ 时,使用正弦交流电源和纳秒脉冲电源提供激励,可以分别获 15.33% 和 13.83% 的流量扩稳裕度;同时在压气机大流量的运行工况下,效率也有微弱的提升.

2) 随着压气机转速的升高,等离子体激励的效果减弱,同时压气机效率也略低于不施加激励的情形.为了维持扩稳效果,在压气机转速升高时,需要同时增大激励强度.

3) 离子体激励可以实现很小的功耗取得一定的扩稳效果;在此次实验中,压气机 $65\%n$ 时,施加峰-峰值 14 kV 正弦交流电源激励的功耗约为 30 W ,远远小于压气机自身耗功.

以上结果表明,等离子体激励能够扩大压气机稳定运行范围,同时没有效率的明显降低,这与机匣处理的扩稳手段相比具有一定的优势;如何能够进一步增大激励强度同时避免爬电或者击穿现象的发生将是接下来的研究重点.随着等离子体激励电源的小型化以及飞行器中绝缘复合材料的发展和应用,等离子体激励将会在空气流动控制中发挥更大的作用.

参考文献:

- [1] Li G, Xu Y, Yang L, et al. Low speed axial compressor stall margin improvement by unsteady plasma actuation[J]. Journal of Thermal Science, 2014, 23(2): 114-119.
- [2] Adamovich I, Little J, Nishihara M, et al. Nanosecond pulse surface discharges for high-speed flow control[R]. AIAA-2012-3137, 2012.
- [3] Roupasov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulsed-periodic discharge[J]. AIAA Journal, 2009, 47(1): 168-185.
- [4] Corke T C, Post M L. Overview of plasma flow control: concepts, optimization, and applications[R]. AIAA-2005-563, 2005.
- [5] He C, Corke T C, Patel M P. Plasma flaps and slats: an application of weakly ionized plasma actuators[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 864-873.
- [6] Rethmel C, Little J, Takashima K, et al. Flow separation control over an airfoil with nanosecond pulse driven DBD plasma actuators[R]. AIAA-2011-487, 2011.
- [7] Thomas F O, Kozlov A, Corke T C. Plasma actuators for landing gear noise reduction[R]. AIAA-2005-3010, 2005.
- [8] Nishihara M, Takashima K, Rich J W, et al. Mach 5 bow shock control by a nanosecond pulse surface dielectric barrier discharge[J]. Physics of Fluids, 2011, 23(6): 066101. 1-066101. 11.
- [9] Vo H D. Rotating stall suppression in axial compressors with casing plasma actuation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(4): 808-818.
- [10] Vo H D, Cameron J D, Morris S C. Control of short length-scale rotating stall inception on a high-speed axial compressor with plasma actuation[R]. ASME Paper GT2008-50967, 2008.
- [11] 吴云, 李应红, 朱俊强, 等. 等离子体气动激励扩大低速轴流式压气机稳定性的实验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2025-2030.
WU Yun, LI Yinghong, ZHU Junqiang, et al. Experimental investigation of using plasma aerodynamic actuation to extend low-speed axial compressor's stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2025-2030. (in Chinese)
- [12] Matsunuma T, Segawa T. Active control of tip leakage flow for low-pressure turbine by ring-type plasma actuators[R]. AIAA-2013-2726, 2013.
- [13] Segawa T, Matsunuma T. Applications of string-type DBD plasma actuators for flow control in turbomachineries[J]. AIAA-2014-1126, 2014.
- [14] Jothiprasad G, Murray R C, Essenhig K, et al. Control of tip-clearance flow in a low speed axial compressor rotor with plasma actuation[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(2): 021019. 1-021019. 9.
- [15] Van Ness D K, Corke T C, Morris S C. Tip clearance flow visualization of a turbine blade cascade with active and passive flow control[R]. ASME Paper GT2008-50703, 2008.
- [16] Li Y, Wu Y, Zhou M, et al. Control of the corner separation in a compressor cascade by steady and unsteady plasma aerodynamic actuation[J]. Experiments in Fluids, 2010, 48(6): 1015-1023.
- [17] Tuo W, Lu Y, Yuan W, et al. Experimental investigation on the effects of unsteady excitation frequency of casing treatment on transonic compressor performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(2): 021014. 1-021014. 6.

(编辑:叶 青)