

弯曲静子叶片对叶尖射流扩稳效果的影响

王 前¹, 胡 骏¹, 李 亮², 屠宝锋¹, 李璧宇¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108)

摘 要: 为了研究压气机弯曲静子叶片对叶尖射流扩稳效果的影响,在一台低速轴流压气机上,采用实验方法,对比分析了第1级静子叶片分别为弯曲叶片和直叶片时叶尖射流的扩稳效果以及压气机内部流场信息.结果表明:第1级静子叶片由直叶片改为弯曲叶片后,在压气机失速过程中,模态波主要集中在叶尖区域,而叶尖射流恰好是通过改善叶尖区域的流场来拓宽压气机的稳定工作范围的,所以第1级弯曲静子叶片使得叶尖射流的扩稳效果更加显著.

关 键 词: 压气机; 叶尖射流; 静子叶片; 弯曲叶片; 稳定裕度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of bowed stator blade on stability enhancement by tip injection

WANG Qian¹, HU Jun¹, LI Liang², TU Bao-feng¹, LI Bi-yu¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 201108, China)

Abstract: In order to study the effect of bowed stator blade on stability enhancement by tip injection, the experimental research on a low-speed axial flow compressor was carried out. The effect of stability enhancement by tip injection and the compressor internal flow field information were comparative analyzed when the first stage stator blades were bowed and straight stator blades. Results show that, the first stage straight stator blades replaced by bowed blades, the effect of stability enhancement by tip injection is more significant, this is because in the process of compressor stall, the modal wave mainly concentrates in the tip region, and the tip injection can broaden stable working range of the compressor by improving the flow field in the tip region.

Key words: compressor; tip injection; stator blade; bowed blade; stability margin

压气机作为发动机的三大核心部件之一,其稳定性决定了发动机的稳定性,它的工作效率直接影响整套发动机的效率.发动机的高性能要求迫使其工作点靠近稳定边界^[1-3],而战斗机的机动

性以及飞机的安全性又要求发动机留有足够的可用稳定裕度,高性能与高稳定性不可兼得而又缺一不可.因此,在不降低气动性能的同时发展能够有效提高压气机稳定性的方法,就显的十分必要.

三维叶片设计技术和叶尖射流扩稳技术近年来受到广泛的关注和应用^[3-4]. 叶片的三维设计是指在考虑了积叠线空间变化的基础上,不再认为沿叶高不同半径上的叶型孤立地由当地的进气条件决定,而是将叶片作为一个整体,考虑叶片表面连续变化的静压影响. 弯曲叶片引入了叶片的径向分力,使得叶片吸力面端壁处的附面层在径向压力梯度的作用下往叶中的方向流动,从而减轻低能流体的堆积^[5-10]. 叶尖射流是通过提高叶尖区域的动量,将叶尖泄漏涡向下游推移,推迟失速先兆的产生,众多研究表明,叶尖射流是一种行之有效的扩稳方法,采用被动和主动方式都能取得较好的效果^[11-16].

Roy 等^[3]在一台轴流风扇上研究转子叶片为直叶片和掠叶片时叶尖射流的扩稳效果,结果表明:叶尖射流在直叶片压气机上的扩稳效果更加明显,掠叶片压气机对叶尖射流无响应. 在研究叶尖射流对压气机迟滞效应的影响时^[4],Roy 等又研究了转子叶片保持为直叶片不变,而静子叶片分别为直叶片和掠叶片时,叶尖射流的扩稳效果,结果表明:直转子叶片和掠静子叶片的组合可以获得更宽广的工作范围,且叶尖射流的扩稳效果也更明显. 可见,叶片掠设计和叶尖射流扩稳技术直接叠加,并不一定总能获得更好的扩稳效果.

关于弯曲静子叶片的减损效果和叶尖射流的扩稳效果,国内外学者开展了大量的研究工作,但是在弯曲静子叶片压气机上进行叶尖射流扩稳的研究至今鲜见报道. 鉴于此,本文在一台双级低速轴流压气机上,详细分析了第 1 级静子叶片分别是直叶片和弯曲叶片时叶尖射流的扩稳效果和压气机内部流场信息,为这两种扩稳技术的组合发展提供有益的指导.

1 实验设备和测量方案

实验在一台双级低速轴流压气机上进行,详细的压气机相关设计参数以及直静子叶片和弯曲静子叶片的设计参数见文献^[17]. 图 1 给出了两级低速轴流压气机的结构及各测量位置简图,图中 R1, S1, R2, S2 分别表示第 1 级转子、第 1 级静子、第 2 级转子、第 2 级静子.

1) 在 A-A 截面上沿周向均匀布置了 4 个直径 2 mm 的壁面静压孔,用来测量该截面的平均静压以确定压气机稳定工作状态下的流量.

2) 在 B-B 截面上沿周向均布 6 根总压测量耙,每个耙上有 6 个位于等环面中心位置的总压

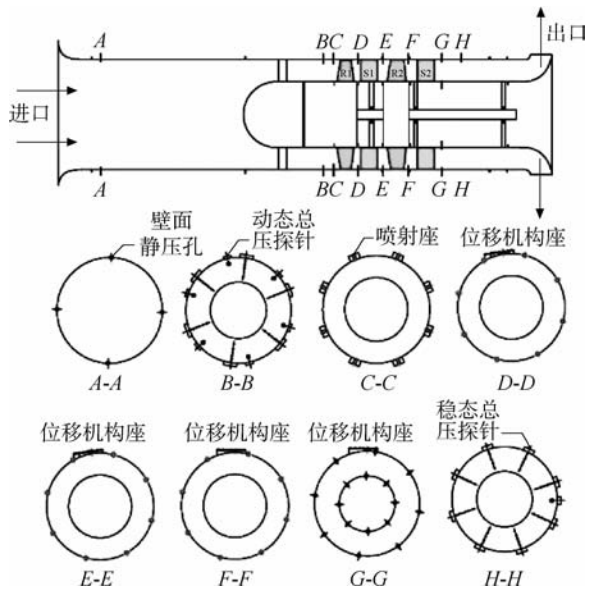


图 1 压气机结构及压力测量位置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of configuration of compressor and measurement position of pressure

测点,可求出压气机进口截面的平均总压值. 在该截面 90% 叶高处周向均布了 6 个高频响的动态总压探针 B1~B6,测量压气机进口的总压脉动.

3) 在 D-D 截面上设有位移机构座,可用于安装位移机构,带动四孔探针测量该截面上的气流速度和角度. 在该截面的 10% 叶高和 90% 叶高位置,各安装有一个高频响的动态总压探针,测量第 1 级转子出口叶根和叶尖的总压脉动.

4) G-G 截面在外机匣和轮毂上分别均布 8 个壁面静压孔,用以测量压气机出口截面的平均静压.

喷射系统^[16]主要包括空气压缩机、储气罐、压力计、控制阀、流量计、集气管和喷嘴. 其简图如图 2 所示. 第 1 级转子叶尖前缘约 1 倍弦长处的外机匣上(图 1 中 C-C 截面)周向均布 8 个喷嘴,喷嘴结构如图 3 所示. 喷嘴出口与机匣内壁相平.

压气机进口流量系数 Φ 的定义为

$$\Phi = \frac{C_a}{U_m} \tag{1}$$

其中 C_a 为压气机进口(图 1 中 B-B 截面)轴向速度, U_m 为转子中径处的线速度.

压气机总静压升系数的定义为

$$\Psi_{ts} = \frac{p_{out} - p_{B-B}^*}{\frac{1}{2} \rho_0 U_m^2} \tag{2}$$

其中 p_{out} 为压气机出口静压, p_{B-B}^* 为压气机进口平均总压.

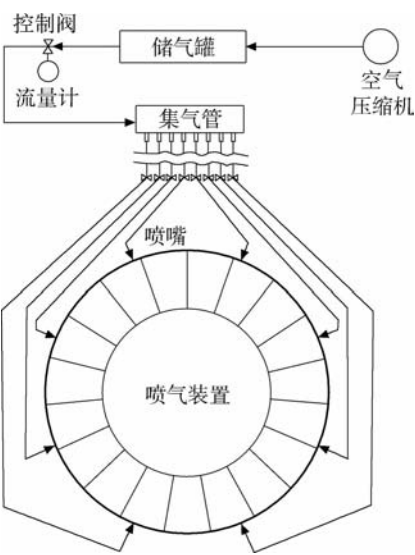


图 2 喷射系统简图
Fig. 2 Sketch of injection system

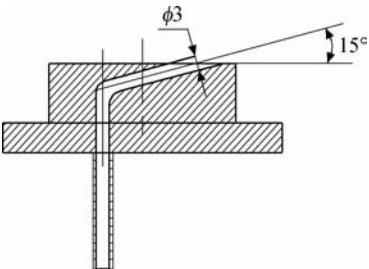


图 3 喷嘴结构示意图(单位:mm)

Fig. 3 Schematic diagram of injector structure (unit:mm)

流量裕度增加量 $\Delta \dot{m}_s$ 定义为

$$\Delta \dot{m}_s = \left(\frac{\dot{m}_{s, inj}}{\dot{m}_{s, noinj}} \right) \times 100\% \quad (3)$$

其中 $\dot{m}_{s, inj}$ 和 $\dot{m}_{s, noinj}$ 分别代表有喷气和无喷气时压气机近失速点流量。

相对喷射流量 φ 定义为总喷射流量与压气机设计流量的比值。

2 实验结果和分析

2.1 叶尖射流在直静子叶片压气机上的扩稳效果

在压气机的近失速点附近开始喷气,在直静子叶片压气机(下文简称直叶片压气机)上,有无喷射时的压气机特性线如图 4,从图中可以看出,当相对喷射流量为 0.03% 时,流量裕度增加量为 5.8%;相对喷射流量增加到 0.04% 时,流量裕度增加量达到 10.1%;随着喷射流量的增加,稳定裕度增加量明显增大。从图中还可以看出,喷射打开后,总静压升系数(Ψ_{ts})和效率(η^*)依然呈现出下降的趋势,也就是说叶尖射流没有改变压气机

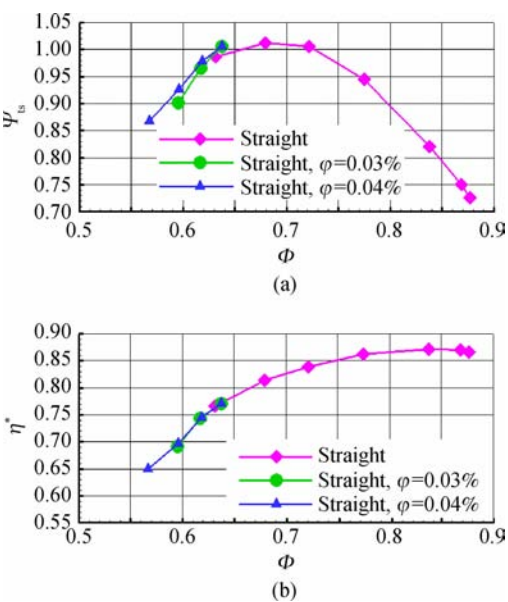


图 4 有无喷射时的直叶片压气机特性线
Fig. 4 Straight blade compressor characteristic lines with and without injection

的总静压升系数和效率的变化趋势。

无喷射和相对喷射流量为 0.03% 时,第 1 级转子出口的轴向速度(V_a)沿叶高的分布如图 5 所示,从图中可以看出,在直叶片压气机上叶尖射流的作用主要集中在叶尖区域,对压气机内流场的影响很小。Suder 等^[11]的研究结果表明,叶尖射流扩稳的关键在于提高叶尖区域的轴向速度,增大射流速度可以提高射流的扩稳效果。在这一点上,本文的实验结果和 Suder 的结论是一致的。

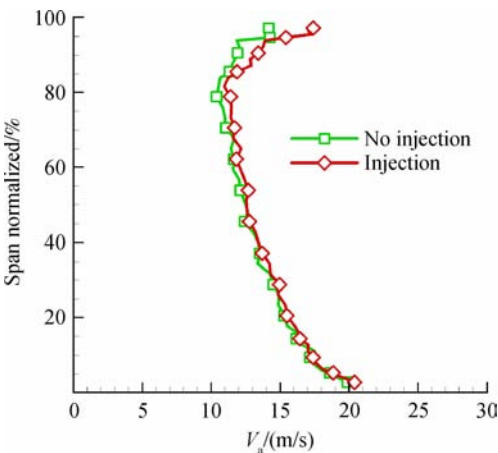


图 5 第 1 级转子出口轴向速度沿叶高分布^[14]
Fig. 5 Axial velocity of the first stage rotor outlet along span

2.2 弯曲静子叶片对叶尖射流扩稳的影响

图 6、图 7 分别给出相对喷射流量为 0.03% 和 0.04% 时,弯曲静子叶片压气机(下文简称弯

曲叶片压气机)和直叶片压气机有无喷射时的特性线对比。从图中可以看出,无喷射时,在小流量工况下,弯曲叶片压气机的总静压升系数要比直叶片压气机高。喷射打开以后,弯曲叶片压气机的总静压升系数和效率都高于直叶片压气机,说明在有喷射的情况下,弯曲叶片的减损效果比无喷射的时更加明显,这是因为弯曲叶片具有减小通道涡损失的作用^[17-18],而流量越小通道涡损失越大,弯曲叶片的减损效果就越好。

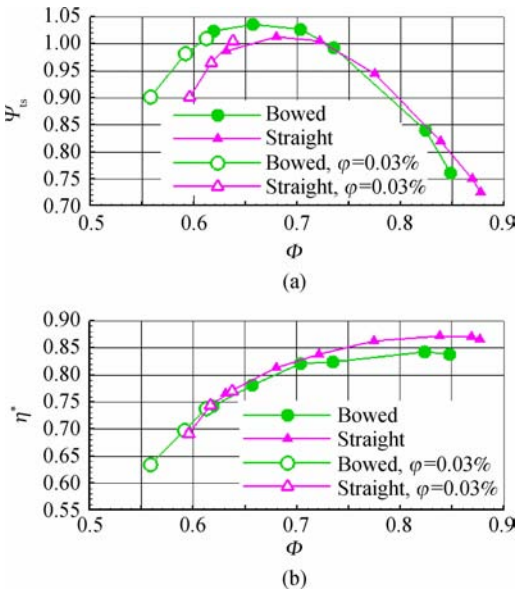


图 6 有无喷射时的压气机特性线($\phi=0.03\%$)
Fig. 6 Compressor characteristic lines with and without injection ($\phi=0.03\%$)

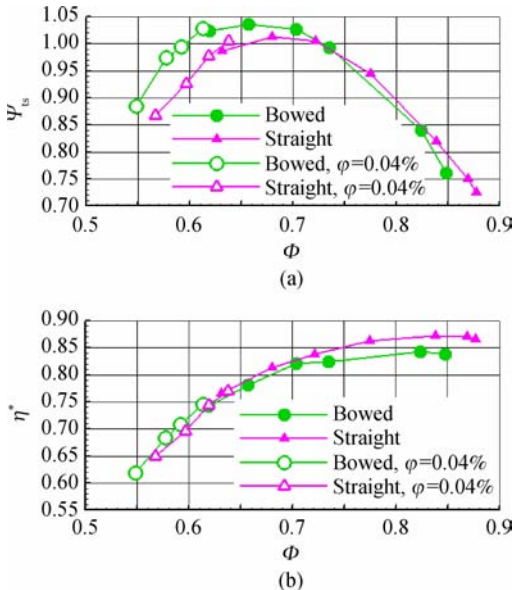


图 7 有无喷射时的压气机特性线($\phi=0.04\%$)
Fig. 7 Compressor characteristic lines with and without injection ($\phi=0.04\%$)

图 8 给出了相对喷射流量为 0.03% 和 0.04% 时,叶尖射流在直叶片压气机和弯曲叶片压气机上扩稳效果的对比,从图中可以看出,相比于直叶片压气机,叶尖射流在弯曲叶片压气机上的扩稳效果更为显著。

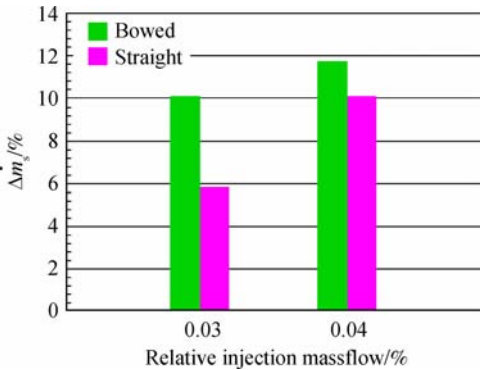
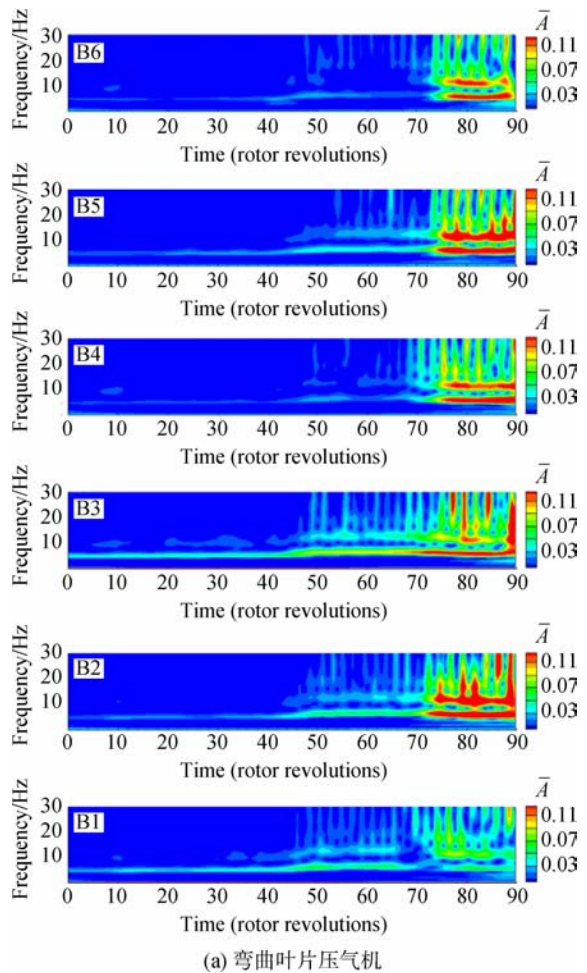


图 8 叶尖射流扩稳效果对比
Fig. 8 Comparison of effect of stability enhancement by tip injection

图 9 为动态失速过程中压气机进口脉动总压时频图,横坐标为时间,用转子转数衡量,纵坐标



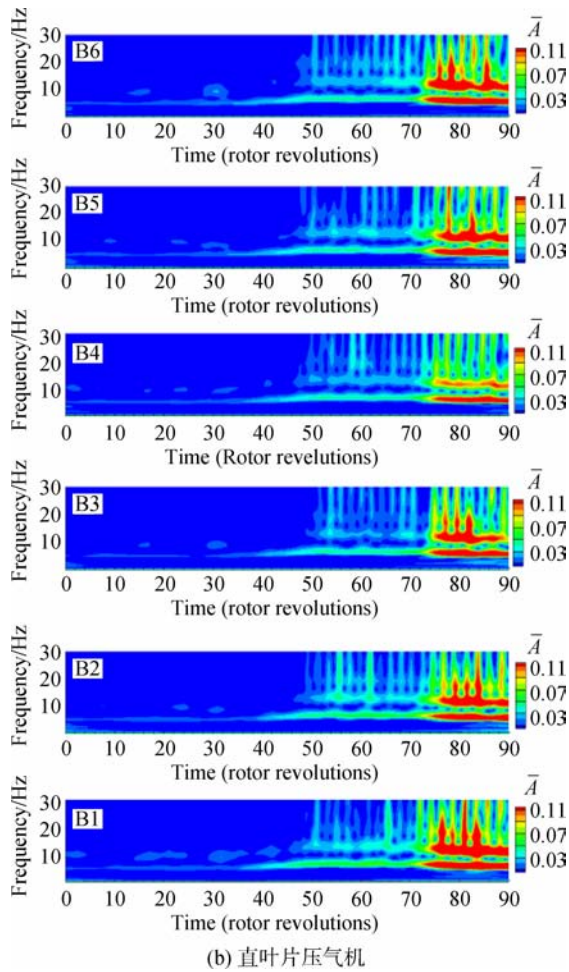


图 9 动态失速过程中压气机进口脉动总压时频图
Fig. 9 Compressor inlet total pressure pulsation time-frequency graph in the process of dynamic stall

为频率,色谱表征对应时间、对应频率的波的无量纲幅值($\bar{A}$).当第 1 级静子叶片为弯曲叶片时,压气机进口首先出现相对频率为 36% 的模态波扰动,经过几十圈的发展,逐渐变成相对频率为 42% 的失速团信号.对比直叶片压气机的实验结果,可以看出第 1 级静子叶片由直叶片改为弯曲叶片后,动态失速过程中扰动信号的类型和频率基本没有改变.

图 10 为动态失速过程中第 1 级转子(R1)出口距轮毂 10% 叶高(叶根)和 90% 叶高(叶尖)处的脉动总压时频图,从图中可以清楚的看出,在动态失速过程中,弯曲叶片压气机的模态波主要集中在叶尖处,而叶尖射流恰好是通过改善叶尖区域的流场来拓宽压气机的稳定工作范围的,所以第 1 级弯曲静子叶片使得叶尖射流的扩稳效果更加显著.

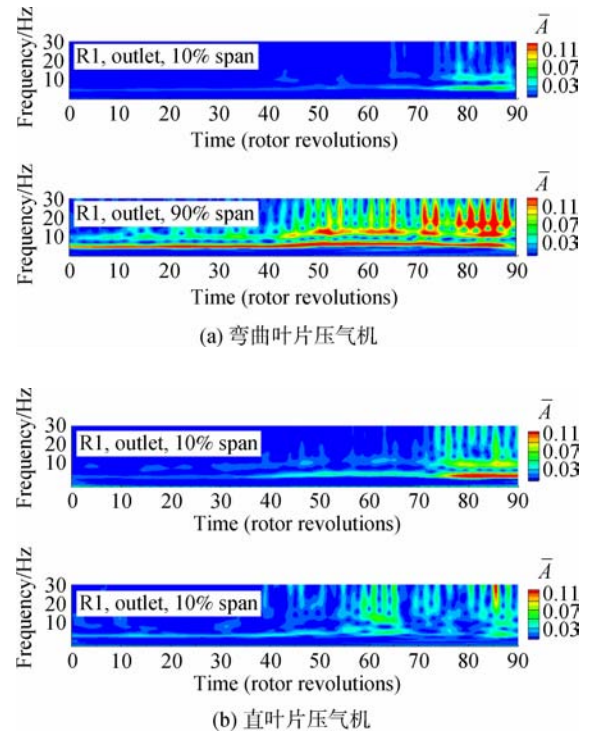


图 10 动态失速过程第 1 级转子出口叶根和叶尖脉动总压时频图
Fig. 10 Total pressure pulsation time-frequency graph in tip and hub of the first stage rotor outlet in the process of dynamic stall

3 结 论

本文采用实验方法,研究了第 1 级弯曲静子叶片对叶尖射流扩稳效果的影响,对比分析第 1 级静子叶片分别为直叶片和弯曲叶片时射流的扩稳效果和压气机内部流场信息,得出如下结论:

- 1) 叶尖射流可以改善第 1 级转子叶尖的流动情况,拓宽压气机的稳定工作范围,喷射流量越大,射流的扩稳效果越显著.
- 2) 压气机流量越小,通道涡损失越大,弯曲叶片的减损效果就越好,所以第 1 级静子叶片由直叶片换成弯曲叶片,喷射打开后压气机的效率有所提高.
- 3) 第 1 级静子叶片由直叶片改为弯曲叶片后,在压气机失速过程中,模态波主要集中在叶尖区域,而叶尖射流恰好是通过改善叶尖区域的流场来拓宽压气机的稳定工作范围的,所以第 1 级弯曲静子叶片使得叶尖射流的扩稳效果更加显著.

参考文献:

[1] 屠宝锋. 风扇/压气机动态失速过程和多尺度非定常气动

稳定性研究[D]. 南京:南京航空大学,2009.

TU Baofeng. Dynamic stall inception and multi-scale unsteady aerodynamic stability investigation of fan/compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2009. (in Chinese)

[2] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2006.

[3] Roy B,Chouhan M,Kaudinya K V. Experimental study of boundary layer control through tip injection on straight and swept compressor blades[R]. ASME Paper GT2005-68304,2005.

[4] Roy B,Veraarapu S. Stability enhancement and hysteresis improvement of axial flow fan by discrete and distributed tip injection schemes[R]. ASME Paper GT2008-50075,2008.

[5] Sasaki T,Breugelmans F. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance[J]. Journal of Turbomachinery,1998,120(3):454-463.

[6] 邹正平,赵令德,陈懋章,等. 叶轮机叶片的三维造型及其对叶片气动负荷的影响[J]. 航空动力学报,1998,13(3):235-240.

ZOU Zhengping,ZHAO Lingde,CHEN Maozhang,et al. Three-dimensional blading and its influence on blade aerodynamic loading[J]. Journal of Aerospace Power,1998,13(3):235-240. (in Chinese)

[7] Fischer A,Riess W,Seume J R. Performance of strongly bowed stators in a 4-stage high speed compressor[R]. ASME Paper GT-2003-38392,2003.

[8] Weingold H D,Neubert R J,Behlke R F,et al. Bowed stators: an example of CFD applied to improve multistage compressor efficiency [J]. Journal of Turbomachinery,1997,119(2):161-168.

[9] Gummer V,Wenger U,Kau H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressors [J]. Journal of Turbomachinery,2001,123(1):40-48.

[10] Gallimore S J,Bolger J J,Cumpsty N A,et al. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading:Part II low and high speed designs and test verification[J]. Journal of Turbomachinery,2002,124(4):533-541.

[11] Suder K L,Hathaway M D,Thorp S A,et al. Compressor stability enhancement using discrete tip injection[J]. Journal of Turbomachinery,2001,123(1):14-23.

[12] Weigl H J,Paduano J D,Frechette L G,et al. Active stabilization of rotating stall and surge in a transonic single stage axial compressor [D]. Cambridge, Massachusetts Massachusetts Institute of Technology,1997.

[13] Khaleghi H,Teixeira J A. Numerical study of discrete tip injection in a transonic axial compressor[R]. ASME Paper BT2010-23608,2010.

[14] Hathaway M D,Strazisar A J. Impact of discrete tip injection on stabilization of a transonic compressor rotor[R]. Norfolk,VA:21st Army Science Conference,1998.

[15] Nie C,Xu G,Cheng X,et al. Micro air injection and its unsteady response in a low-speed axial compressor [R]. ASME Paper GT2002-30361,2002.

[16] 李亮. 叶尖射流对压气机稳定性影响研究[D]. 南京:南京航空大学,2013.

LI Liang. The effect of tip injection on the compressor stability[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

[17] 罗钊. 高性能风扇/压气机三维叶片气动设计与实验研究[D]. 南京:南京航空大学,2013.

LUO Ju. Aerodynamic design of three-dimensional blades and experimental investigation for advanced fan/compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

[18] 罗钊,胡骏,李亮,等. 弯曲叶片对压气机轮毂-角区失速的影响[J]. 南京航空航天大学学报,2012,44(2):139-145.

LUO Ju,HU Jun,LI Liang,et al. Bowed blade effect on hub-corner stall [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012,44(2):139-145. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)