

轴流压气机叶尖射流扩稳试验

时培杰, 乔渭阳, 王良锋, 陈伟杰, 许坤波

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用转子叶尖射流对轴流压气机进行了扩稳试验研究. 试验中对无射流的轴流压气机失速起始类型进行了测量, 发现该轴流压气机以尖峰波的形式进入旋转失速; 之后采用叶尖射流发现射流对压气机的失速起始过程没有明显影响. 试验中对射流孔数目、射流孔周向分布和射流偏转角 3 个参数对压气机扩稳效果的影响进行了分析. 测量结果发现: 保持总射流流量不变, 增加射流孔数目会降低轴流压气机扩稳效果; 而在单个射流孔流量不变的情况下, 增加射流孔数目会增大扩稳效果; 射流孔周向分布越均匀扩稳效果越明显; 射流扩稳效果与转子相对坐标系下的气动参数有直接关系, 故采用相对坐标系下射流零攻角方向的动量分量与主流动量比值对扩稳效果进行了关联.

关 键 词: 叶尖射流; 扩稳; 压气机; 旋转失速; 关联关系

中图分类号: V231

文献标志码: A

Experiment on axial-compressor stability enhancement by blade tip injection

SHI Pei-jie, QIAO Wei-yang, WANG Liang-feng,
CHEN Wei-jie, XU Kun-bo

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Experimental study of blade tip injection effects on the stability of a axial-compressor was carried out. The rotating stall signal was verified and spike type stall inception was detected when there was no injection, and it was found that the type of the stall inception signal did not change after tip injection was used. The effects of the number of tip injectors, circumferential distribution of injectors and yaw angle of injector on the effectiveness of stability enhancement were measured and analyzed. From the experimental results, it can be concluded that the stability was enhanced by either decreasing the number of injectors while keeping the total mass flow of injectors constant, or by increasing the number of injectors under the condition that the mass flow of a single injector keeps constant, and the stability was decreased by increasing the unevenness of injectors. It was also found that effectiveness of stability enhancement by tip injection was related to the parameters of injection flow in the relative frame of rotor. The association relation between the momentum component of the injection flow along the flow direction of zero incidence angle in the relative coordinate, which is scaled by the momentum of main flow, and effectiveness of stability enhancement was built.

Key words: blade tip injection; stability enhancement; compressor;
rotating stall; association relation

旋转失速和喘振是轴流压气机的两类气动失稳现象,其中旋转失速可以引起喘振.由于气动失稳会限制轴流压气机的稳定工作范围,并且气动失稳可能对压气机乃至整个发动机带来严重危害,国内外的广大科研工作者一直致力于使轴流压气机失稳边界尽量远离工作点,从而扩大压气机的稳定边界^[1-4].叶尖射流因其耗能小、扩稳效果明显近十多年来受到很大关注^[5-13].例如:Day^[8]采用占压气机主流流量1%的射流流量,获得了稳定工作范围4%~6%的提升;Suder等^[9]在设计转速下采用2%的主流流量使失稳边界左移了6%,而在70% n (转速)下采用1%的主流流量使失稳边界左移了30%,展现出了叶尖射流扩稳良好的应用前景.

由于在真实发动机中,采用叶尖射流会损失压气机自身的一部分能量,因此人们期望采用尽量小的射流流量和射流能量以获得最大的稳定性提升.影响叶尖射流扩稳效果的因素除了射流流量,还有射流孔数目、射流孔的周向分布以及射流角度等.目前人们对这些参数对扩稳效果的影响研究还不充分,还没有形成一致的认识. Suder等^[9]发现射流孔数目大于4个时扩稳效果便不再随射流孔的增加而增加;而Kefalakis等^[11]则发现射流孔数由12个增加到23个扩稳效果仍有明显增加. Suder等^[9]通过试验发现射流孔数目为8,6个和3个时,扩稳效果与射流孔的周向分布无关;而当射流孔为2个时,扩稳效果则与射流孔的周向分布有关. Suder认为压气机的扩稳效果与射流的轴向速度有直接关系^[9],然而多位学者发现,射流孔偏转一定角度会具有更好的扩稳效果,而偏转一定角度后射流孔的轴向速度则会明显降低^[11-13].因此为了对影响叶尖射流扩稳效果的因素有更清楚的认识,本文在单级低速轴流压气机上对不同的射流孔数、射流孔周向分布和射流偏转角所产生的扩稳效果进行试验测量和分析,并根据射流偏转角对扩稳效果的影响尝试采用相对坐标系下射流在转子叶片零攻角方向的动量分量对扩稳效果进行了关联.

1 试验设备和测量系统

1.1 压气机试验台

试验是在西北工业大学的单级低速轴流压气机上进行的.表1中显示了该压气机的主要设计参数.图1显示了该压气机试验台的简图.

表1 轴流压气机主要设计参数

Table 1 Main design parameters of axial-compressor

设计参数	数值
转子叶片数目	19
静子叶片数目	18
设计转速/(r/min)	3 000
设计点流量/(kg/s)	6.3
设计点总压比	1.02
轮毂比	0.57
转子展弦比	1.2
静子展弦比	1.2

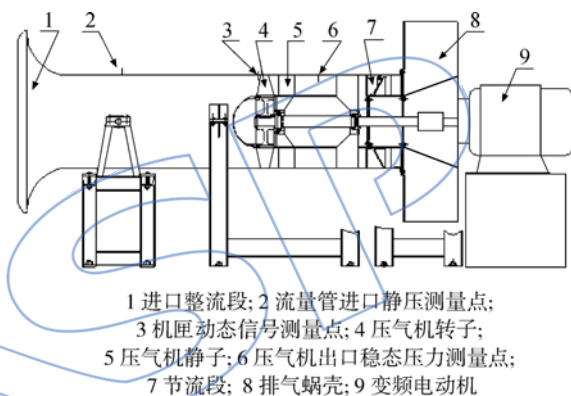


图1 轴流压气机实验台简图

Fig. 1 Schematic of axial-compressor facility

1.2 射流装置

射流喷嘴的气流经由活塞式空气压缩机、稳压气罐以及流量计后进入射流喷嘴.射流喷嘴采用矩形出口,出口宽为1.5 mm,长为24 mm,射流喷嘴的实物图和剖面图如图2所示.图3显示了射流喷嘴安装的简图.射流喷嘴出口与机匣内壁面平齐,以尽量减少射流喷嘴对轴流压气机进口气流的干扰.射流喷嘴位于转子上游机匣90%转子叶片弦长位置.气流与轴向成15°夹角喷入轴

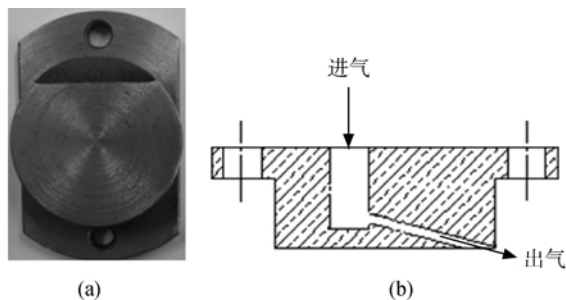


图2 射流喷嘴实物图和剖面图

Fig. 2 Photo and section of tip injector

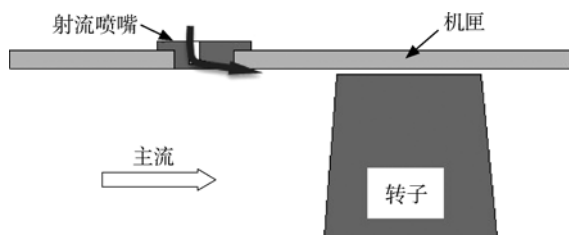


图3 射流喷嘴安装简图

Fig. 3 Installation schematic of tip injection

流压气机内部。射流喷嘴可以沿着转子转动方向转动,从而可以改变射流相对于转子叶片的攻角。本文射流喷嘴最大数目为9个,沿着周向均匀分布。

1.3 失速信号监测与测量

对转子叶尖前缘的压力信号动态变化采用BSWA MPA401型微型麦克风进行监测和测量,微型麦克风最大测量声压级为165 dB,传声器的灵敏度为5 mV/Pa。微型麦克风接Müeller BBM MK II数据采集系统。该数据采集系统最大同步采集32路传感器信号,最大采样频率可达102.4 kHz。试验中采集系统的采样频率均设为16.4 kHz。本文在机匣同一轴向位置,沿周向布置3个微型麦克风,它们与转子叶尖前缘的轴向距离约为20%叶片弦长。从转子上游观察,微型麦克风的周向位置如图4所示。微型麦克风紧贴机匣壁面安装,3个微型麦克风(M1, M2, M3)周向夹角分别为90°,120°和150°。

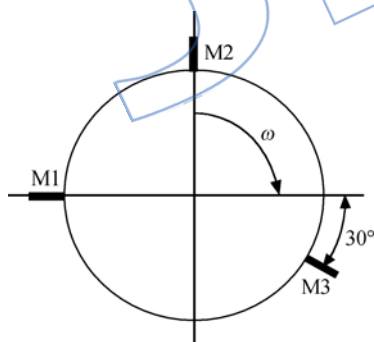


图4 微型麦克风测量点周向位置

Fig. 4 Circumferential distribution of micro microphone

2 失速信号测量结果与分析

根据3个微型麦克风测量的压力动态变化,图5显示了40%转速下无射流时轴流压气机的旋转失速起始静压脉动信号。轴流压气机采用不断节流的方式进入失速。从图5可以看出,无射流时轴流压气机的失速起始类型为典型的尖峰型失速起始,旋转失速起始信号的周向旋转速度约为

75% n ,经过7~10转后发展为完全失速团,完全失速团的周向旋转速度约为54% n 。以尖峰型起始进入失速的轴流压气机,均是由转子叶尖位置引起失速^[14],因此对于该轴流压气机采用叶尖射流确保了射流扩稳的有效性。图6显示了40% n 下周向布置9个射流孔时轴流压气机的旋转失速起始静压脉动信号。在节流的过程中,轴流压气机失速前射流孔已经打开。射流的总流量为40% n 近失速点流量的0.7%,在此射流流量下压气机具有明显的扩稳效果,扩稳效果将在第3节中详细讨论。从图6可以看出:有射流下轴流压气机的失速起始类型仍为典型的尖峰型失速起始,失速起始信号的旋转速度发展为完全失速团所需时间和完全失速团的旋转速度均与无射流下的相接近,因此叶尖射流在实现扩稳的同时并没有改变轴流压气机失速起始信号的发展变化。

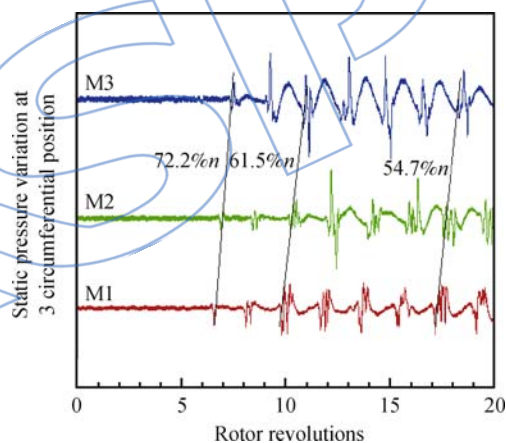


图5 无射流时轴流压气机旋转失速起始信号

Fig. 5 Stall onset signal without injection on axial-compressor

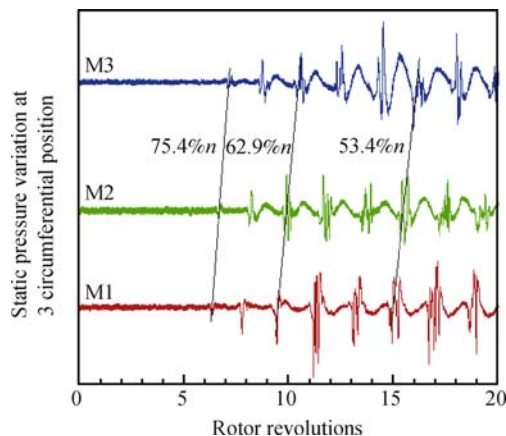


图6 有射流时轴流压气机旋转失速起始信号

Fig. 6 Stall onset signal with injection on axial-compressor

为了进一步分析轴流压气机失速起始信号的脉动变化,对3个微型麦克风测量的压力变化采用空间傅里叶变换(SFT),SFT的系数表达式如下:

$$a_m(t) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N p(n, t) \cdot \exp(im\theta_n) \quad (1)$$

其中 N 为麦克风数目, $p(n, t)$ 为第 n 个麦克风在 t 时刻测量的压力信号, θ_n 为第 n 个麦克风的周向角度, m 为模态数. 图7显示了有无射流两种情况下失速起始过程中 SFT 的 1 阶模态振幅. 从图中可以看出,有无射流两种情况下 SFT 的 1 阶模态振幅大小很接近,最大值均约为 200 Pa,即射流对压气机失速起始过程中压力脉动大小亦没有明显的影响.

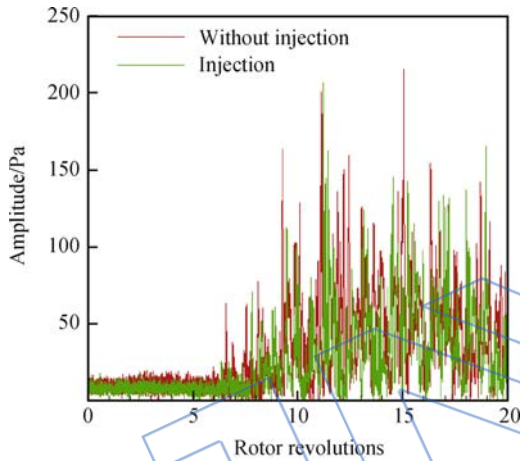


图7 有无射流下失速起始过程中 SFT 1 阶模态振幅
Fig. 7 Amplitude of 1st mode of SFT for the stall onset signal with and without injection

3 射流参数对扩稳效果的影响

为了分析叶尖射流参数对轴流压气机稳定边界的影响,轴流压气机稳定工作范围增加量采用如下公式进行计算:

$$\Delta \dot{m}_{\text{stall}} = \frac{(\dot{m}_{\text{stall}})_{\text{no injection}} - (\dot{m}_{\text{stall}})_{\text{injection}}}{(\dot{m}_{\text{stall}})_{\text{no injection}}} \quad (2)$$

其中 $(\dot{m}_{\text{stall}})_{\text{no injection}}$ 为无射流下轴流压气机失速起始点的进口折合流量, $(\dot{m}_{\text{stall}})_{\text{injection}}$ 为有射流下轴流压气机失速起始点的进口折合流量与射流折合流量之和.

3.1 射流孔数目变化对扩稳效果的影响

本文首先研究和分析了射流孔数目对扩稳效果的影响,试验在3条转速下进行,分别为 $40\% n$, $60\% n$ 和 $80\% n$. 图8显示了总射流流量相同、射流偏转角均为 0° (射流角度定义如图11所示) 情况下,3,6个和9个射流孔数对扩稳效果的影

响. 总射流流量为 $40\% n$ 近失速点流量的 0.7% . 图8中还显示了3种孔数下射流孔的周向分布. 从图上可以看出,在3个转速下,射流孔数目越少,扩稳效果越明显;并且在相同射流孔数目下,压气机转速越低,扩稳效果越明显,这些表明射流扩稳效果不仅与射流本身的参数有关,还与轴流压气机内部的流动参数有关. 因此若要对扩稳效果进行参数化关联,所要关联的参数不仅要含有射流的参数,还要包括压气机内部流动的参数.

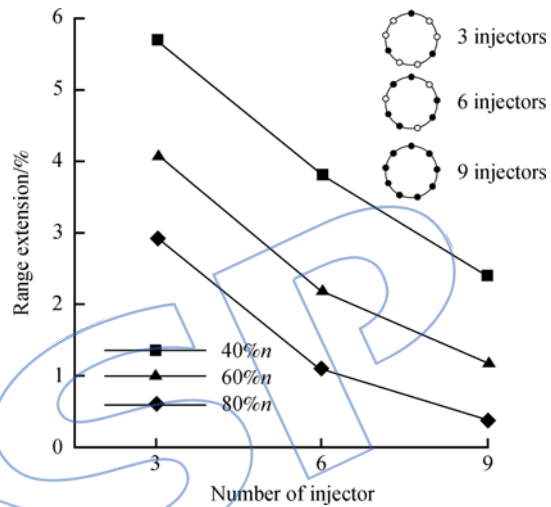


图8 3种转速下射流孔数目对扩稳效果影响
Fig. 8 Effect of number of injector on the stability enhancement at three speeds

为进一步研究射流孔数目对扩稳效果的影响,在 $40\% n$ 下,保证单个射流孔流量不变,对改变射流孔数目对扩稳效果的影响进行了试验测量. 单个射流孔的流量为 $40\% n$ 近失速点流量的 0.077% . 图9显示了2~9个射流孔时的扩稳效

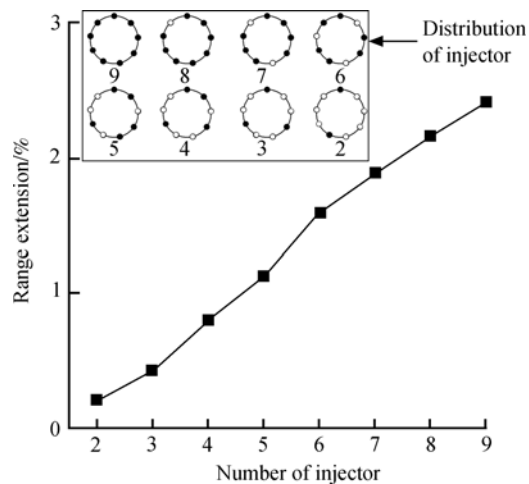


图9 不同射流孔数目对扩稳效果影响
Fig. 9 Effect of number of injector on the stability enhancement

果以及射流孔的周向分布,射流角度均为 0° . 从图中可以看出,在保证单个射流孔流量不变的情况下,增加射流孔的数目能够增大压气机的扩稳效果,这与 Kefalakis 的结论一致.

3.2 射流孔周向分布对扩稳效果的影响

本文分别采用3个和6个射流孔的不同周向分布分析其对扩稳效果的影响,试验在 $40\%n$ 下进行,两种射流孔数下总射流流量一样,均为 $40\%n$ 近失速点流量的 0.7% ,射流角度均为 0° . 对于射流孔的不均匀分布程度采用周向不均匀度 D 表示,其定义如下:

$$D = \frac{\sqrt{\frac{1}{X} \sum_{i=1}^N l_i^2}}{\sum_{i=1}^N l_i / X} \quad (3)$$

其中 X 为射流孔数目, l 为相邻射流孔之间的周向距离. 图10显示了3个和6个射流孔时,射流孔周向分布不均匀度对扩稳效果的影响. 从图10可以看出,射流孔周向位置对扩稳效果具有明显的影响,射流孔周向分布越均匀扩稳效果越好,这与 Suder 等的射流孔数目多于两个时周向分布对扩稳效果无影响的结论明显不同.

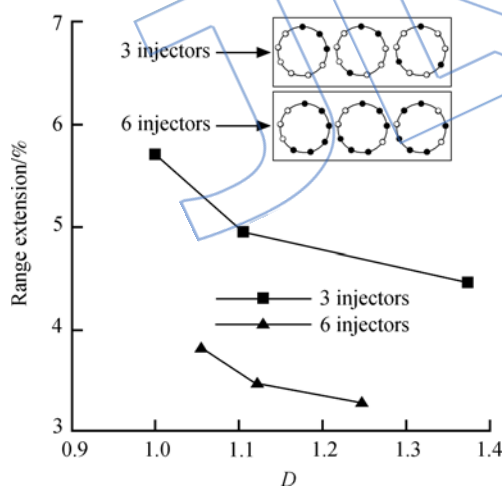


图10 射流孔不均匀度对扩稳效果的影响

Fig. 10 Effect of unevenness of injector on the stability enhancement

3.3 射流偏转角对扩稳效果的影响

本文比较了3个射流偏转角度对扩稳效果的影响. 射流偏转角的定义如图11所示,本文中3个射流偏转角分别为 15° , 0° 和 -15° . 图12显示了 $40\%n$ 和 $60\%n$ 下分别采用3个和6个射流孔时不同射流偏转角对扩稳效果的影响. 射流孔的

周向分布与图8中的相同. 试验中射流孔的总流量保持不变,为 $40\%n$ 近失速点流量的 0.7% . 从试验结果中可以看出,除了在 $60\%n$, 6个射流孔布置下,其他3种情况的扩稳效果均是随射流偏转角的增大而增大. 由于射流偏转角从 15° 至 90° 范围内,扩稳效果不可能随射流偏转角的增大而一直增加,则在该范围内会存在最优射流偏转角使叶尖射流具有最好的扩稳效果. 而在 $60\%n$, 6个射流孔情况下,射流偏转角为 0° 时具有最好的扩稳效果. 出现这种现象的原因很可能是随着射流孔的增加(射流速度降低)以及转速的提升,最优射流偏转角向 0° 附近移动.

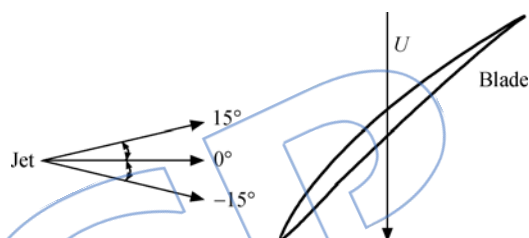


图11 射流偏转角定义

Fig. 11 Definition of yaw angle of injector

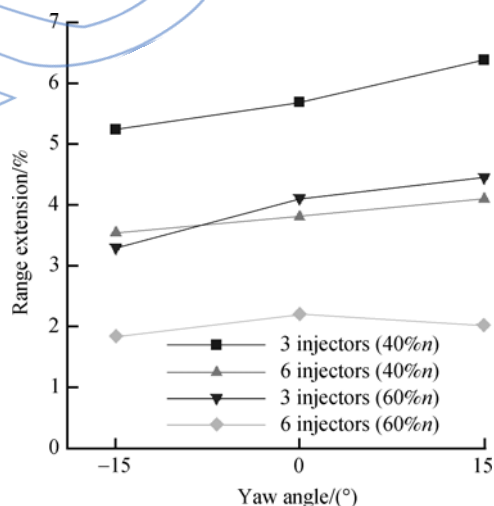


图12 射流偏转角对扩稳效果的影响

Fig. 12 Effect of yaw angle of injector on the stability enhancement

射流速度的降低和转速的变化均会影响射流相对于叶片的攻角变化,因此射流偏转角的变化很可能是改变了转子相对坐标系下的气动参数而引起扩稳效果变化. 对于尖峰型轴流压气机失速起始,是由于转子叶尖间隙泄漏流在叶片前缘溢出,导致通道堵塞而引起失稳^[15-16]. 移除堵塞的方法之一是沿着叶片通道方向注入速度更高的射流,使轴流压气机堵塞区的低能流体向下游移动,

从而实现扩稳.而在转子叶片前缘,移除堵塞的最佳气流流动方向则是零攻角方向,如图13所示.因此本文尝试采用转子相对坐标系下射流在零攻角方向的动量分量对扩稳效果进行关联.

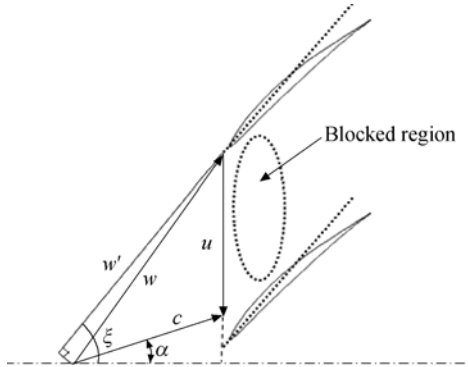


图13 相对坐标系下射流在零攻角方向上的速度分量
Fig. 13 Velocity component along the zero incidence angle of the jet in relative coordinate

根据速度三角形关系,射流相对速度在零攻角方向的分量

$$w' = \cos \left[\xi - \arctan \left(\frac{u + c \cdot \sin \alpha}{c \cdot \cos \alpha} \right) \right] \cdot w \quad (4)$$

其中 ξ 为叶片中弧线前缘切线与轴线的夹角, u 为轮缘速度, c 为射流绝对速度大小, w 为叶尖位置射流相对速度大小, α 为射流偏转角. 又由于扩稳效果与压气机内部流动参数还有关,因此本文对射流在零攻角方向的动量分量采用近失速点压气机转子相对坐标系下进口气流的动量进行无量纲化,则得到无量纲值

$$\Omega = \cos \left[\xi - \arctan \left(\frac{u + c \cdot \sin \alpha}{c \cdot \cos \alpha} \right) \right] \cdot \frac{\dot{m}_{\text{jet}} \cdot w}{\dot{m}_{\text{stall}} \cdot w_{\text{inlet}}} \quad (5)$$

其中 $\dot{m}_{\text{jet}}$ 为射流的流量, $\dot{m}_{\text{stall}}$ 为压气机近失速点的流量, w_{inlet} 为压气机进口气流的相对速度.

根据3.1节和本节测量的结果,每个测量结果的无量纲参数 Ω 与扩稳效果的关系如图14所示,从图14可以看出扩稳效果随 Ω 的增大而增大,变化趋势接近线性变化.采用最小二乘法对两参数的变化关系拟合了一条一次曲线,则根据该曲线可以对不同射流孔数目(射流孔的不同会引起射流速度或射流流量的不同)和不同射流角度所产生的扩稳效果进行简单粗糙的综合评估.根据图14中曲线的变化可以看出,当 Ω 大于阈值 s_0 时射流才具有扩稳效果,即要使射流具有扩稳效果,当射流在最优偏转角度下,需

$$\frac{\dot{m}_{\text{jet}} \cdot w}{\dot{m}_{\text{stall}} \cdot w_{\text{inlet}}} > s_0 \quad (6)$$

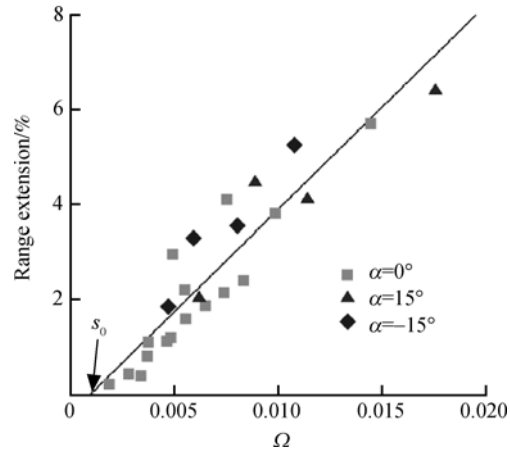


图14 无量纲系数 Ω 与扩稳效果的关系
Fig. 14 Relationship of Ω and stability enhancement

4 结论

本文对轴流压气机叶尖射流扩稳进行了试验研究,试验中分析了射流对尖峰型旋转失速起始信号的影响,并研究了不同射流孔数目、射流孔周向分布和射流偏转角对扩稳效果的影响,研究结果表明:

1) 如果在轴流压气机进入旋转失速前引入叶尖射流,那么射流在实现轴流压气机扩稳的同时对轴流压气机原有的尖峰型失速起始发展过程没有明显影响,对失速团的周向旋转速度也没有明显影响.

2) 在总射流流量不变的情况下,增加射流孔数目会降低轴流压气机扩稳效果;而在保证单个射流孔流量不变的情况下,增加射流孔个数会增大扩稳效果.

3) 射流扩稳效果随射流孔的周向不均匀度增大而降低.

4) 射流扩稳效果与转子相对坐标系的气动参数有直接关系,采用相对坐标系下射流在零攻角方向的动量分量与主流动量的比值可对扩稳效果进行较好的关联.

参考文献:

- [1] 刘大响,叶培梁,胡骏,等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与技术评定[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [2] Schobeiri M T, Attia M. Active control of compressor instability and surge by stator blades adjustment[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(2): 312-317.

- [3] Crook A J, Greitzer E M, Tan C S, et al. Numerical simulation of compressor endwall and casing treatment flow phenomena[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(3): 501-512.
- [4] Yeung S, Wang Y, Murray R M. Bleed valve rate requirements evaluation in rotating stall control on axial compressors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(5): 781-791.
- [5] Nie C Q, Tong Z T, Geng S J, et al. Experimental investigations of micro air injection to control rotating stall[J]. *Journal of Thermal Science*, 2007, 16(1): 1-6.
- [6] Nie C Q, Xu G, Chen X B, et al. Micro air injection and its unsteady response in a low-speed axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(4): 572-579.
- [7] Weigl H J, Paduano J D, Frechette L G. Active stabilization of rotating stall and surge in a transonic single stage axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(4): 625-636.
- [8] Day I J. Active suppression of rotating stall and surge in axial compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(1): 40-47.
- [9] 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.
- [10] Lim H S, Bae H J, Lim Y C, et al. Injection profile effects on low speed axial compressor stability enhancement[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2011, 25(6): 1501-1507.
- [11] Kefalakis M, Papailiou K D. Active flow control for increasing the surge margin of an axial flow compressor[R]. ASME Paper 2006-GT-90113, 2006.
- [12] Khaleghi H, Teixeira J A, Tousi A M, et al. Parametric study of injection angle effects on stability of transonic axial compressors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 1100-1107.
- [13] 徐纲, 程晓斌, 聂超群, 等. 两级低速轴流压气机的喷气试验的非定常响应[J]. *工程热物理学报*, 2002, 23(1): 27-30.
XU Gang, CHENG Xiaobin, NIE Chaoqun, et al. Unsteady response to the tip injection in a low-speed axial compressor[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2002, 23(1): 27-30. (in Chinese)
- [14] 吴艳辉, 楚武利, 张皓光. 轴流压气机失速初始扰动的研究进展[J]. *力学进展*, 2008, 38(5): 571-584.
WU Yanhui, CHU Wuli, ZHANG Haoguang. A review of studies on stall precursors in axial-flow compressor[J]. *Advances in Mechanics*, 2008, 38(5): 571-584. (in Chinese)
- [15] Vo H D, Tan C S, Greitzer E M. Criteria for spike initiated rotating stall[R]. ASME Paper 2005-GT-68374, 2005.
- [16] Bennington M A, Cameron J D, Morris S C, et al. Investigation of tip-flow based stall criteria using rotor casing flow visualization[R]. ASME Paper 2008-GT-51319.