

涡流发生器对轴流压气机叶顶流动不稳定性影响的实验研究^{*}

李 涛¹, 吴亚东^{1,2}, 欧阳华^{1,2}

(1. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240;

2. 上海交通大学 燃气轮机与航空发动机教育部工程研究中心, 上海 200240)

摘 要: 为了探究涡流发生器对轴流压气机叶顶流动不稳定性的影响, 在一台低速轴流压气机转子上开展了实验研究。将梯形和半球形两种涡流发生器分别安装在转子叶顶上游机匣上, 基于不同的安装角度共制定了五种控制方案。分析了气动性能的变化, 并采用频谱分析和统计分析方法考察了壁面脉动压力特性的变化。实验结果表明: 采用梯形涡流发生器后, 除安装角为 90° 的方案外, 其它方案在各工况下扩压能力均略有下降, 失速时的流量也明显减小。在流场存在旋转不稳定性或失速的工况, -45° 方案时涡流发生器增加了来流的正预旋, 增加了气流动量, 同时产生的诱导涡会径向迁移, 进而抑制了叶顶区域的旋转不稳定性或旋转失速的强度。

关键词: 轴流压气机; 旋转不稳定性; 旋转失速; 流动控制; 涡流发生器

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 12-2723-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200610

Experimental Research on Effects of Vortex Generators on Tip Flow Instability of an Axial Compressor

LI Tao¹, WU Ya-dong^{1,2}, OUYANG Hua^{1,2}

(1. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China;

2. Engineering Research Center of Gas Turbine and Civil Aero Engine, Ministry of Education, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: To investigate the effects of vortex generators on the tip flow instability of axial compressor, experimental research was conducted on a low-speed axial compressor rotor. The trapezoidal and hemispherical vortex generators were installed upstream of the rotor tip respectively, and five control schemes were proposed based on different stagger angles. The aerodynamic performance was analyzed, and the characteristics of wall fluctuating pressure were studied by means of frequency and statistical analysis. The experimental results show that the pressure rise of the compressor rotor falls off slightly at each operating point and the flow rate at stall decreases obviously after using the trapezoid vortex generators, except for the scheme with 90° stagger angle. At the operating points with rotating instability or stall, the vortex generators with 45° stagger angle increase the pre-swirl of the incoming flow and improve the momentum of the flow, meanwhile the induced vortex propagate radially. These

^{*} 收稿日期: 2020-08-14; 修订日期: 2020-09-14。

基金项目: 国家自然科学基金 (11202132); 上海市自然科学基金 (18ZR1418600)。

作者简介: 李 涛, 博士生, 研究领域为压气机非定常流动。

通讯作者: 吴亚东, 博士, 副研究员, 研究领域为航空发动机非定常流动与试验测试。

引用格式: 李 涛, 吴亚东, 欧阳华. 涡流发生器对轴流压气机叶顶流动不稳定性影响的实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(12): 2723-2733. (LI Tao, WU Ya-dong, OUYANG Hua. Experimental Research on Effects of Vortex Generators on Tip Flow Instability of an Axial Compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12): 2723-2733.)

will suppress the strength of the rotating instability and stall in the tip region.

Key words: Axial compressor; Rotating instability; Rotating stall; Flow control; Vortex generator

1 引 言

航空发动机的高负荷发展方向对压气机的稳定工作裕度提出了越来越高的要求。因此,探究压气机不稳定流动的外在表现和内在规律,并引入有效的流动控制手段加以调控,对压气机的稳定运行及性能提升具有重要意义。

在小流量高负荷工况下,旋转失速(Rotating Stall, RS)和旋转不稳定性(Rotating Instability, RI)是两种常见的流动不稳定现象。旋转失速的发生通常伴随着压升的突降,此时流道内部出现大面积的流动分离,存在周向旋转的失速团^[1-2]。旋转不稳定性一般被看作是失速前的流动扰动^[3],广泛存在于各种叶轮机^[4-6]中。旋转不稳定性扰动源的周向模态数和尺度具有时变特性,所以机匣壁面脉动压力频谱中在小于叶片通过频率的范围内会出现宽频凸起。本课题组前期已对这种不稳定现象进行了较多的研究^[7-9]。

涡流发生器(Vortex Generators, VGs)是一种常见的流动控制手段,具有结构简单、成本低廉等应用优点。Taylor^[10]最早提出了这一被动控制方法,并将其应用于机翼表面。Law等^[11]将VGs安装在高速轴流压气机转子前端,实验结果表明VGs能够激励机匣表面边界层,进而获得效率和失速裕度的提升。Hergt等^[12-13]将不同形状的VGs安装在高负荷压气机叶栅的上游或吸力面,实验结果表明VGs可以缩小角区分离的范围,减少叶栅损失,提高稳定工作范围。Rajendran等^[14]将三种VGs转子对向安装在上游机匣壁面,高度分别为0.25 δ , 0.5 δ 和 δ 。结果表明,在VGs能够抑制动叶顶部吸力面的流动分离,缓解下游的流动堵塞,且0.25 δ 的方案能获得最佳扩稳效果。吴培根等^[15]在高负荷扩压叶栅入口处加入叶片式VGs,计算结果表明VGs生成的尾涡阻挡端壁边界层由压力面向吸力面的横向迁移,改善了角区流动,显著提升了气动性能。刘艳明等^[16]在叶栅内部端壁处安装矩形叶片式VGs,对不同长度和高度的方案进行数值计

算和流场分析,并给出了基本设计原则。马姗等^[17-18]将微型涡流发生器和边界层吸气两种控制方法同时用于低速压气机叶栅,数值结果表明该方法能够减少端壁边界层厚度和二次流损失,有效改善叶栅失速工况性能。

如上所述, VGs广泛应用于轴流压气机和压气机叶栅的研究中,或是在叶顶上游机匣壁面布置,抑制流动分离,扩大稳定裕度;或是在叶根上游轮毂处布置,抑制角区分离,减少总压损失,这些研究均着眼于分析和改进研究对象的气动性能。然而, VGs对压气机动态特性有怎样的影响,这方面的研究较少有人涉及。本文将VGs应用于一台低速轴流压气机转子上游壁面,根据具体形状及安装角度,制定了多种实验方案。通过分析机匣壁面脉动压力的频谱特性和统计特性,分析VGs对叶顶流场不稳定特性的影响,探讨VGs对顶部流动过程的改变和作用机制,为后续的改进工作提供思路和参考。

2 研究对象及测量方法

2.1 压气机转子试验台

本文的实验研究在上海交通大学低速轴流压气机转子实验台上进行,其整体结构如图1所示。实验台主要部件包括:进口集流器、流量管、驱动电机、转子、上下游支板以及蝶阀。实验中通过改变末端的蝶阀开度控制运行工况。压气机转子的相关设计参数详见表1。

Table 1 Principal design parameters of compressor rotor

Parameter	Value
Outer diameter/mm	600
Hub-to-tip ratio	0.7
Number of rotor blades	21
Design speed/(r/min)	3000
Design mass flow rate/(kg/s)	4.9
Tip clearance/mm	1
Tip velocity/(m/s)	94

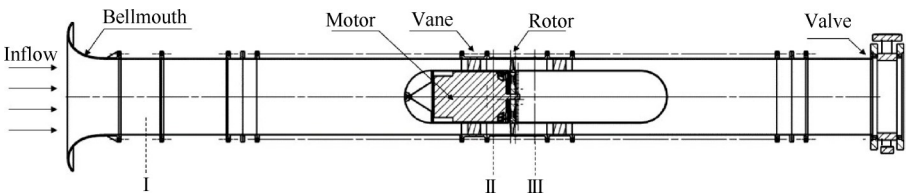


Fig. 1 Schematic of the compressor rotor rig

对于稳态性能测量,在进口集流器后方的测量平面 I (见图 1) 处周向均匀布置了 16 个静压孔,通过测量壁面静压得到压气机质量流量和换算流量。在动叶根部前缘上游 3 倍轴向弦长处的测量平面 II 处周向均匀开设了 4 个稳态压力测量孔,通过四支 5 点梳状总压探针测量进口总压。在动叶根部尾缘下游 3.5 倍轴向弦长处的测量平面 III 处开设一个稳态压力测量孔,使用一支 L 型三孔探针测量出口气动参数。稳态实验的具体操作和数据处理均根据 HB7115-94^[19]进行。

当压气机叶顶出现流动不稳定现象时,机匣壁面的非定常脉动压力特性将随之出现变化。本文采用 Kulite XCE-093 系列高频动态压力传感器测量壁面脉动压力,使用 Pin-hole 的方式安装传感器,如图 2 所示。在机匣外壁面开设螺纹孔,然后拧入转接螺栓,再将传感器伸入中心通孔内,受感面在容腔内感受内壁面小孔传递来的流场脉动压力。传感器的布置方式如图 3 所示,沿弦长等距设置 $P_1 \sim P_7$ 共 7 个测量点,其中 P_2 和 P_6 分别对应动叶顶部的前缘和尾缘。这样的布点方式可获得不稳定流动沿弦向的分布变化情况。实验时采样频率为 21kHz。

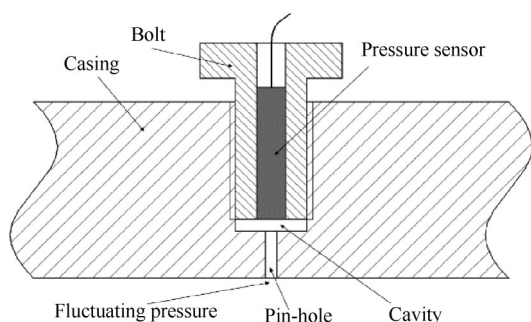


Fig. 2 Installation method of pressure sensors

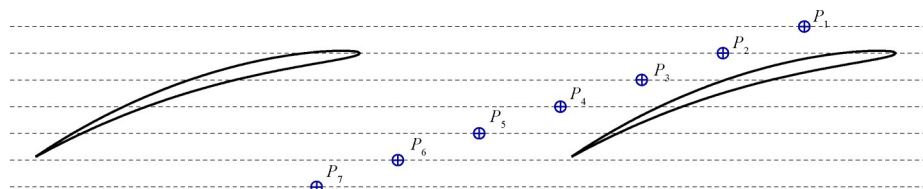
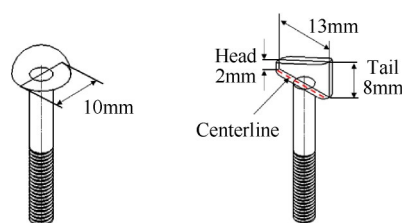
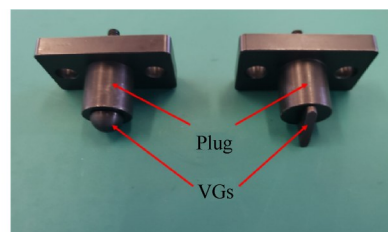


Fig. 3 Arrangement of pressure sensors



(a) Geometry



(b) Assembly

Fig. 4 Photograph of VGs

2.2 涡流发生器

本文选用梯形和半球形两种规格的涡流发生器,具体尺寸如图 4(a)所示。其中梯形两边的高度分别为 0.22δ ($\delta=9\text{mm}$, 为实验测得的此处机匣壁面边界层厚度) 和 0.89δ , 半球的直径为 1.11δ 。在动叶上游的机匣壁面,沿周向均匀开设了 14 个直径 15mm 的通孔,相应地配有 14 个堵盖,其中通孔的中心线与叶顶前缘的轴向距离为 0.64 倍叶顶轴向弦长,具体实物如图 4(b)所示。对于梯形涡流发生器,记其短边和长边分别为头部和尾部,头尾端点在底面的连线为中心线,中心线与压气机轴线的夹角为其安装角 θ 。将涡流发生器杆部插入堵盖中心的通孔,通过在锁紧螺母之前旋转螺杆的方向,可以获得不同的安装角度。涡流发生器装入机匣后的最终效果及其与叶片的相对位置如图 5 所示。

为了探究不同形状和不同安装角情况下涡流发生器对流场气动性能和不稳定流动的影响,本文选取了具有代表性的 5 种涡流发生器设计方案进行详细的分析对比,具体参数由表 2 给出。

3 实验结果与分析

3.1 总体气动性能

本文对采集得到的换算流量和进出口总压升作无量纲化处理,最终得到压气机转子的压力特性。其中流量系数 φ 和总压系数 ψ 的计算公式为

$$\varphi = \frac{4\dot{m}_c}{\rho \pi D_t^2 u_t} \quad (1)$$

$$\psi = \frac{2(p_{\text{out}}^* - p_{\text{in}}^*)}{\rho u_t^2} \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_c$ 为换算到 288.15K 和 101325Pa 环境下的

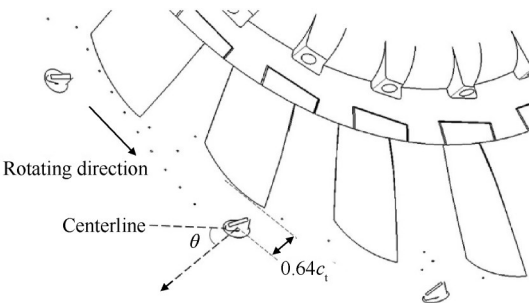


Fig. 5 Installation of VGs

Table 2 Design schemes of VGs

Scheme	Shape	Stagger angle/(°)
VGT1	Trapezoid	-45
VGT2	Trapezoid	0
VGT3	Trapezoid	45
VGT4	Trapezoid	90
VGS	Hemisphere	-

质量流量, ρ 为空气密度, D_t 为叶顶直径, u_t 为叶顶线速度, p_{out}^* 和 p_{in}^* 分别为进、出口总压。

图 6 给出了不同方案下的压气机转子压力性能曲线结果。如图中标注所示,对于原型方案,当流量系数 $\varphi=0.146$ 时,叶顶区域开始出现旋转不稳定现象;当 $\varphi=0.124$ 时,压气机进入失速。与原型方案相比,加入 VGs 后各工况下的总压系数与原型结果相差不大。在大流量工况时降幅在 4% 左右;在进入失速后,降幅在 1.9%~3.5%。VGT4 方案的总压系数在大部分工况下略高于原型方案,而其它方案在各工况下均低于原型工况。另一方面, VGs 对流道具有一定的阻塞作用,所以在同一节流阀开度下,各方案的流量系数与原型相比都有所减小。旋转不稳定起始时的流量在 VGT3 方案中降幅最明显,达到 1.6%。失速点的流量变化更为显著,其中 VGT2 方案的降幅最高,达到 4.0%。由上可以看出,在某些工况下, VGs 使压气机转子的扩压能力略有降低,但总体来说影响不大;另外也使稳定工作范围明显增大。

选取四个工况进行后续动态结果的分析,依次

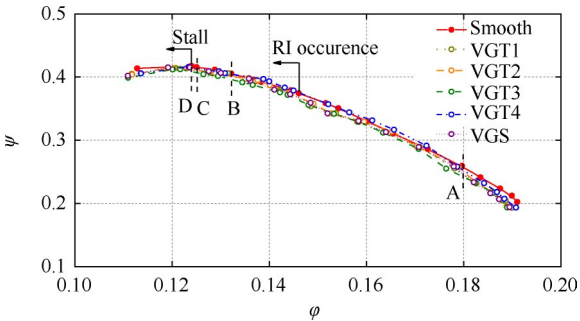


Fig. 6 Performance curves of the compressor rotor

是大流量工况 Case A, 旋转不稳定现象最为明显的工况 Case B, 近失速工况 Case C 和失速工况 Case D, 分别对应原型方案时 $\varphi=0.180, 0.132, 0.125$ 和 0.124 。各方案选择相同出口节流开度下的结果进行对比。

3.2 频域分析

首先对采集到的脉动压力进行频域分析。将弦向 7 点压力数据的频谱结果沿纵向排列,可以得到各频率沿弦向的幅值分布云图。图 7 给出了原型方案时三种工况下的云图,其中频率幅值作对数化处理,用 L_p 表示。在 Case A, 叶顶流场处于稳定状态,脉动幅度非常小,沿弦向的频谱中在转子频率 RF (Rotor Frequency) 及其整数倍频和叶片通过频率 BPF (Blade Passing Frequency) 表现出离散峰值,其它部分未出现特别的频率成分,仅为随机湍流扰动带来的背景噪声。压气机转子不断节流到达 Case B 时,在 650~900Hz 频段出现了明显的幅值升高,而尤其以对应叶顶前缘附近的 P_3 点处最为显著。根据之前的研究成果^[7],可知此时在叶顶区域出现了旋转不稳定现象,不稳定流动的强度较高。在 250Hz 左右还出现了另一块高幅值区域,此处对应着 BPF-RIF 的频带。随着流道进一步减小,到达失速工况 Case D 时,整个弦向范围都出现了 27Hz 的失速频率 RSF (Rotating Stall Frequency) 峰值及其与 BPF 的干涉调频峰值 $BPF \pm RSF$ 。同时,叶顶前缘及上游 ($P_1 \sim P_3$ 点) 的频率呈现

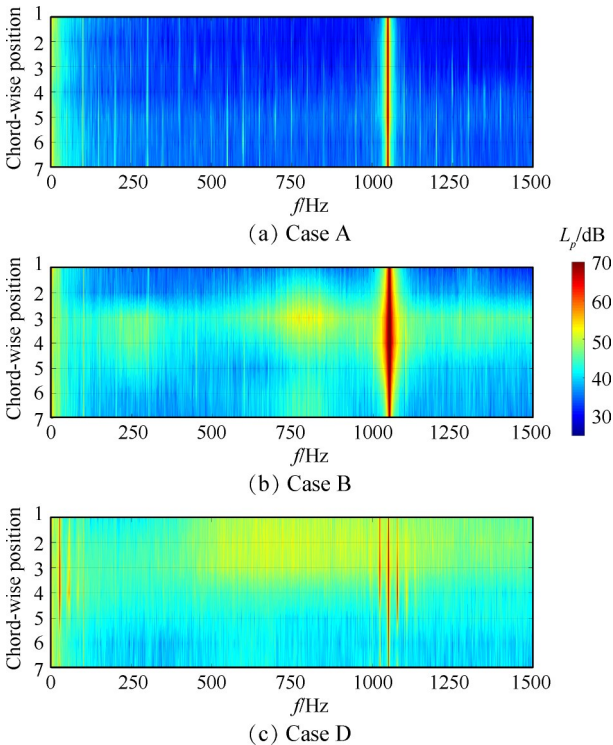


Fig. 7 Chord-wise distributions of frequency under different operating conditions

整体的幅值升高,表明这一区域的流动不稳定性非常强烈。

由于存在不稳定流动时叶顶前缘(P_2 点)是关键的位置,且此处的压力脉动特性也较为显著,因此接下来讨论加入VGs后该点的频谱变化情况。图8~图10展示了三种工况下各方案与原型频谱的对比结果。在大流量的工况 Case A, VGT4方案在BPF处频带更窄,而其它方案的频谱与原型基本一致。在 Case B, 原型方案的频谱中出现了以780Hz为中心的宽频带突起, VGT1方案与原型相比,从700Hz开始频谱幅值出现了平均5dB左右的降低,这说明旋转不稳定对应的周向扰动源的脉动幅度有所降低。VGT3方案则在宽频带突起处具有更高的幅值,在BPF处的分布基本不变。VGT4在750~850Hz内幅值略微降低,但并不明显。在失速工况 Case D, VGT1方案中RSF大幅降低了14dB,而其与BPF的干涉调频也消失不见, BPF幅值也有所减小,这说明此时失速团的

产生和传播被有效抑制。其它方案的频谱分布情况类似, RSF的幅值降低了8dB左右, 其它与原型基本一致。

一般来说,叶顶区域的来流攻角随着压气机流量的变化而变化,在这种情况下,涡流发生器放置在叶顶前缘壁面处,在不同的工况时会发挥不同的作用。VGs对下游流场的影响可以分为以下三种情况:当来流攻角与VGs的安装角相近时,其绕过VGs后会卷起流向涡传至后方,对叶顶区域的流动产生影响。随着来流攻角不断变大,涡流发生器的正面会改变来流的偏转角度,起到预旋的作用,背面则会产生一定程度的流动分离,产生分离涡流向下游。此外,还可以从另一个角度分析这一情况:VGs产生的诱导涡在流向叶片通道的过程中,会受到通道内部横向压力梯度的影响,根据角动量守恒定律,诱导涡会有径向迁移的趋势^[11]。当来流攻角与VGs安装角接近垂直时,VGs会对来流形成较强的横向阻隔作用,在侧

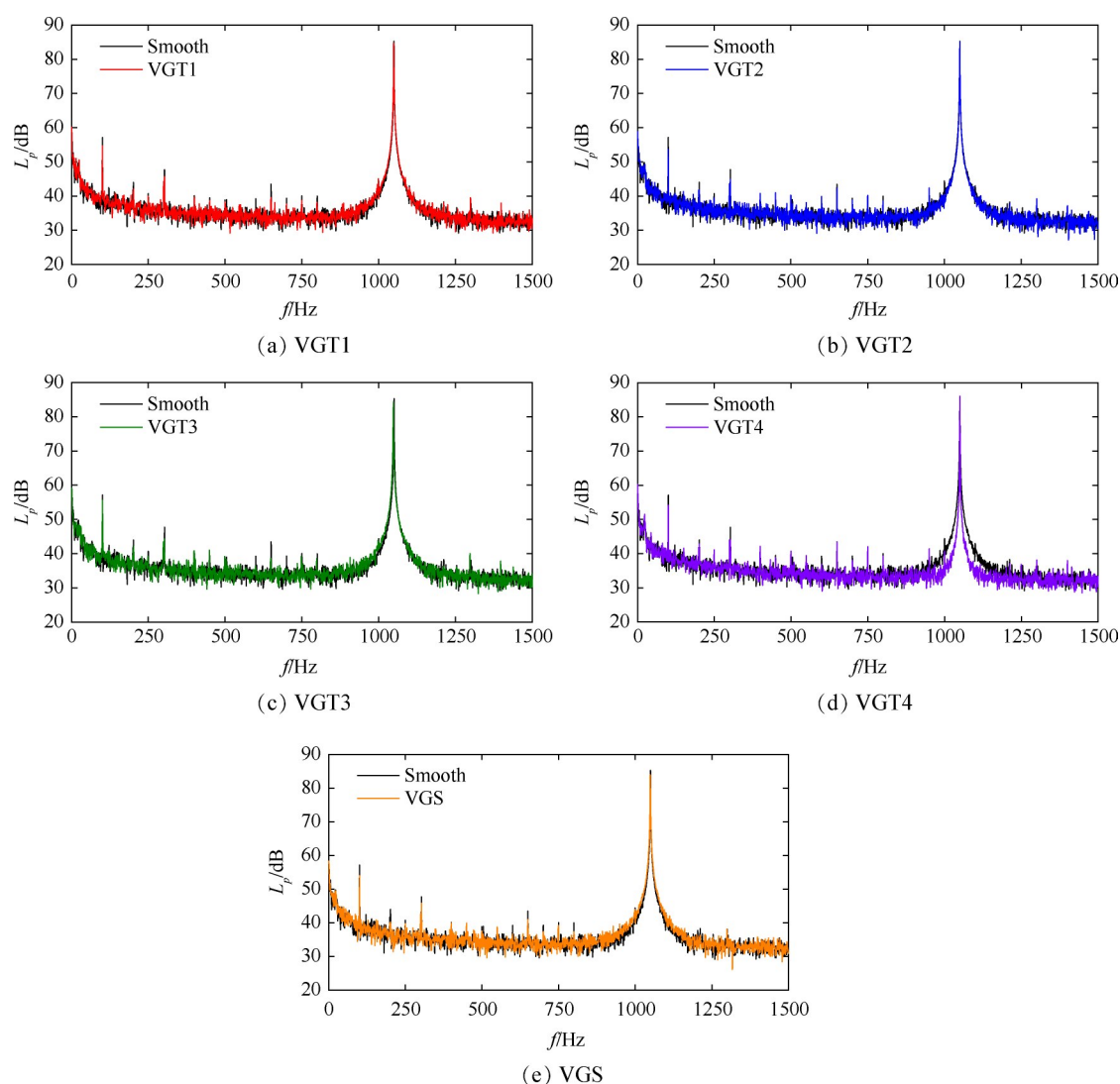


Fig. 8 Frequency spectra in Case A at P_2

边和上方翻卷起较大的脱落涡流向下游,在下游流场产生明显的掺混。当然,VGs对流场的作用还与其自身尺寸和与叶片的相对位置有很大关联。在 Case A,来流速度的轴向分量较大,VGs尺寸较小,在 VGT1和VGT3方案中对来流的预旋作用较为微弱,所以对叶顶压力的脉动特性基本没有影响。VGT4方案中VGs会产生强度相对较大的分离脱落涡流向下游,进而导致了频率特性的变化。在 Case B, VGT1方案中来流被施加了正预旋,进口相对速度变大,且VGs尾部产生的正向诱导涡^[20]受到通道内横向压力梯度的影响,将向顶部迁移,这相当于叶顶区域的来流动量增强。由之前的研究成果可知,转子顶部的旋转不稳定现象与叶顶泄漏流的周期性振荡密切相关,因而此时主流与泄漏流的作用强度将改变,在频谱中即表现为宽频带凸起处幅值下降。对于VGT3方案情况则相反,来流被施加了负预旋,进口相对速度变小,主流动量减弱,所以脉动幅值变大。在 Case

D, VGT1方案中正预旋的加入使叶片上游失速团的形成和传播将得到有效抑制,因而与失速相关的频率幅值明显减小。对于VGT3和VGT4方案,VGs所产生的涡系也与后方的失速团发生掺混作用,只是作用较弱,频率分布的变化并不明显。

3.3 统计特性分析

本节采用统计分析方法分析时域脉动压力信号的分布规律。选取标准差 σ 和偏度 γ 两种统计量,定义如下

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \quad (3)$$

$$\gamma = \frac{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^3}{\sigma^3} = \frac{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^3}{\left(\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \right)^3} \quad (4)$$

σ 能反映数据集的离散程度,标准偏差越小,这些值偏离平均值就越少。 γ 衡量数据分布的不对称

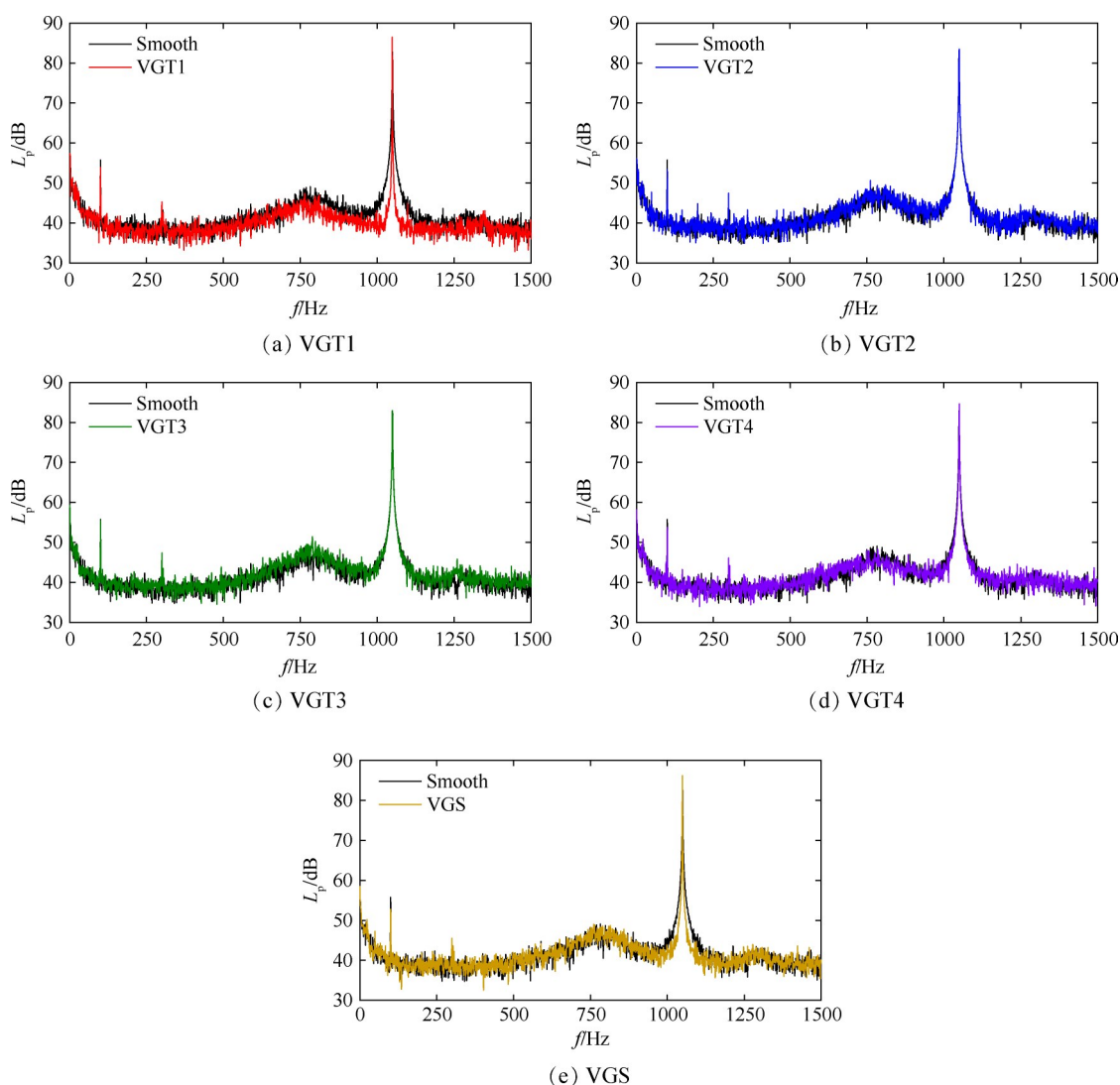


Fig. 9 Frequency spectra in Case B at P_2

性,反映了数据分布的不对称程度以及方向。在实际处理中,先对某一工况每秒的数据进行统计量计算,然后将15s的结果取平均,作为该工况下的统计量值。图11和图12分别给出了 P_1 和 P_2 点的统计特性变化情况。在位于前缘上游的 P_1 点,从最大流量工况到 $\varphi=0.138$ 工况,脉动压力 σ 的值缓慢减小,这一阶段各个方案的区别并不明显。此后 σ 开始一直上升,且增速变快,而加入VGS的各方案与原型相比,失速前偏小,失速后偏大。在 P_2 点, σ 同样先略有减小,然后不断上升直至失速,失速后则明显下降。在失速前,加入VGS的各方案中标准差较原型均有一定程度的减小,失速后则同样偏大。一般来说,在大流量情况下叶顶来流速度也较大,所以随机湍流脉动也较强;随着节流的进行,来流速度逐渐下降,随机湍流脉动强度略有减弱,因而标准差的值有所减小。当叶顶流动的不稳定性开始明显增强直至失速,压力脉动偏离平均值的程度也将越来越大。而失速后前缘已经发生溢流,所以 P_2 的值反而减小。VGS诱导的涡系均能一定程度上抑制叶顶前缘附近的总体脉动程度,但在失速后则具有相反的效果。 P_1 点的 γ 值

从大流量工况到 $\varphi=0.138$ 呈线性下降趋势。随着流量进一步减小, γ 将逐渐增大。 P_2 点的 γ 变化情况较为复杂,但依然在 $\varphi=0.138$ 时达到极小值,而在失速点达到极大值并旋即减小。这样的趋势变化与其他研究者的实验结果^[21]类似。加入VGS后偏度相比原型结果在失速附近工况明显变大,在其他工况变化较小。

为了进一步探究整个流道内脉动压力的分布及变化特性,对采集到的所有压力数据进行锁相处理,流道内相同相位的数据视为一个数据集,然后进行标准差和偏度的计算。图13和图14分别给出了Case B和Case C标准差 p_{std} 的分布云图,为了便于观察,分布情况用两个流道展示。总体来看,随着气动负荷的增大,流道内各点的压力脉动强度都有所增大。Case B, P_2 和 P_3 点之间存在压力振荡剧烈的高幅值区域,此处对应泄漏流与主流相互干涉的地方。在VGT1方案中,另外出现了一条沿弦向延伸至流道内部的高幅值区域(图中红色椭圆标记处),这反映了来流受到正预旋作用后对叶顶流场的影响。VGT2方案中压力脉动的强度发生了明显的减弱,VGT3和

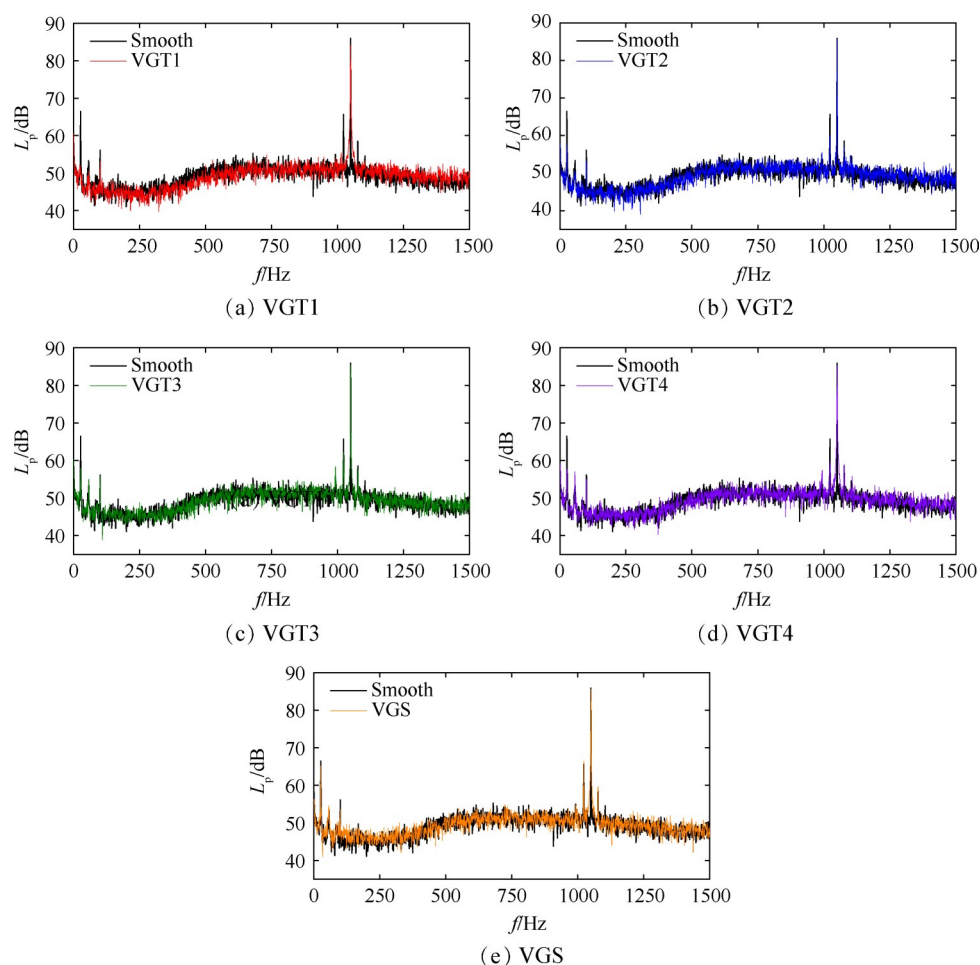


Fig. 10 Frequency spectra in Case D at P_2

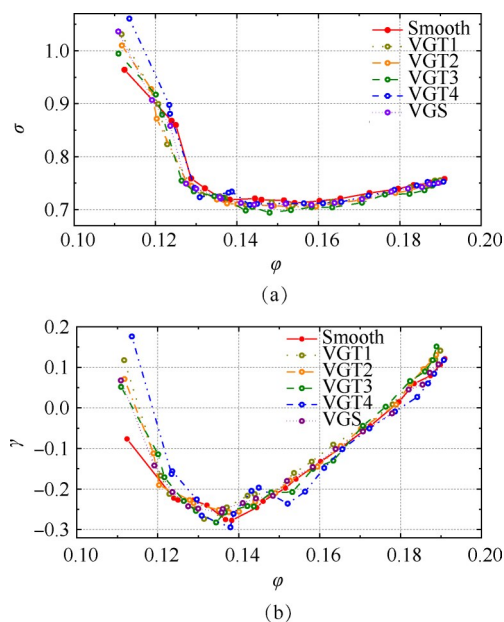


Fig. 11 Statistical characteristics under different operating conditions at P_1

VGT4方案中则有所增强,VGS方案中高脉动区域的范围扩大,但幅值略有下降。此外还可以观察到,VGT1和VGT2方案中横向分布的高脉动区域均被明显“切断”,而VGT3方案中则连接得更加“紧密”,这正反映了来流动量的强弱变化,与图10的结果相一致。在近失速工况 Case C, VGT2和VGT4方案中前缘附近的压力脉动显著增强,而VGT1和VGT3方案中则明显减弱,同时VGT1和VGS方案中均出现了沿流向分布的条状高幅值区域。由以上结果可以看出,在不同的工况中,同一种VGs对叶顶流动的影响是变化的,这是因为来流速度以及攻角与VGs的夹角在不断改变。

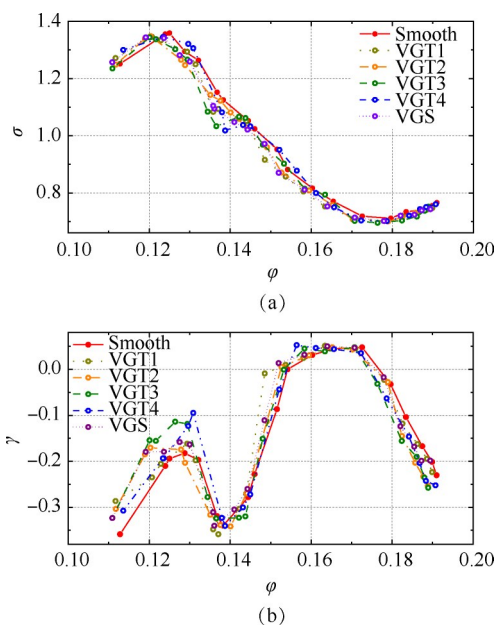


Fig. 12 Statistical characteristics under different operating conditions at P_2

图15和图16给出了Case B和Case C偏度 p_{sk} 的分布云图。可以看到偏度值较小的区域大部分集中在前端和后端,意味着这些区域的低压扰动数量较多,这是因为前端存在主流与叶顶泄漏流的相互干涉,而尾缘附近存在低能流体的径向迁移。在Case B, VGT1, VGT3和VGS方案中前端的偏度值有着不同程度的增加,说明低压扰动的数量有所减少。在Case C, VGT1方案中的分布情况与原型相差不大,而其它几种方案中偏度值低的区域均集中到了叶片上游,而尾缘附近有所减弱,以VGS方案最为明显。这可能是由于VGS方案中的诱导涡进入流道传至后端,产生了明显的掺混作用。

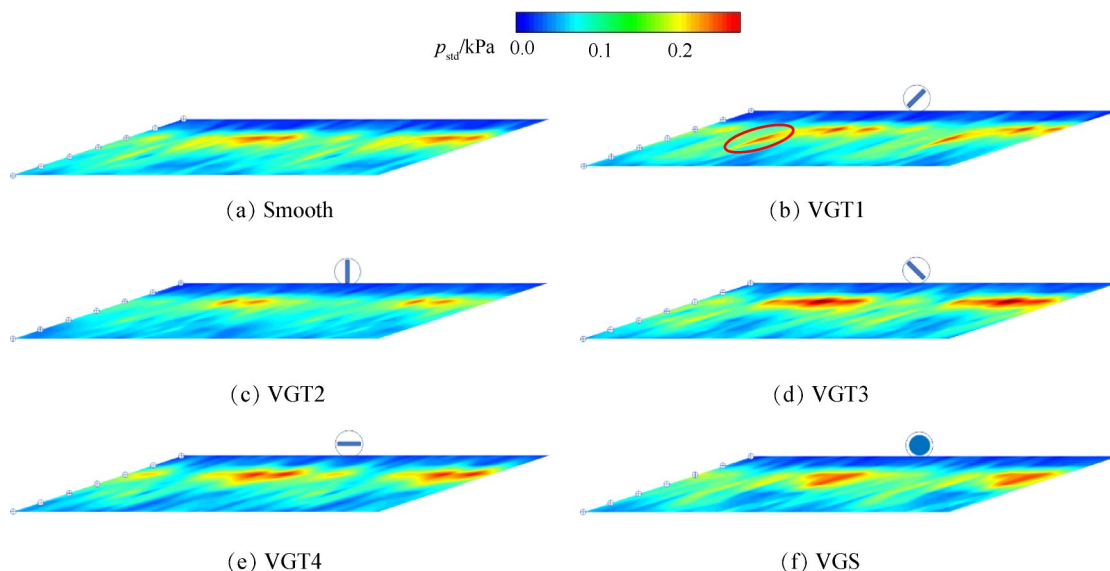


Fig. 13 Contours of standard deviation in the flow passages in Case B

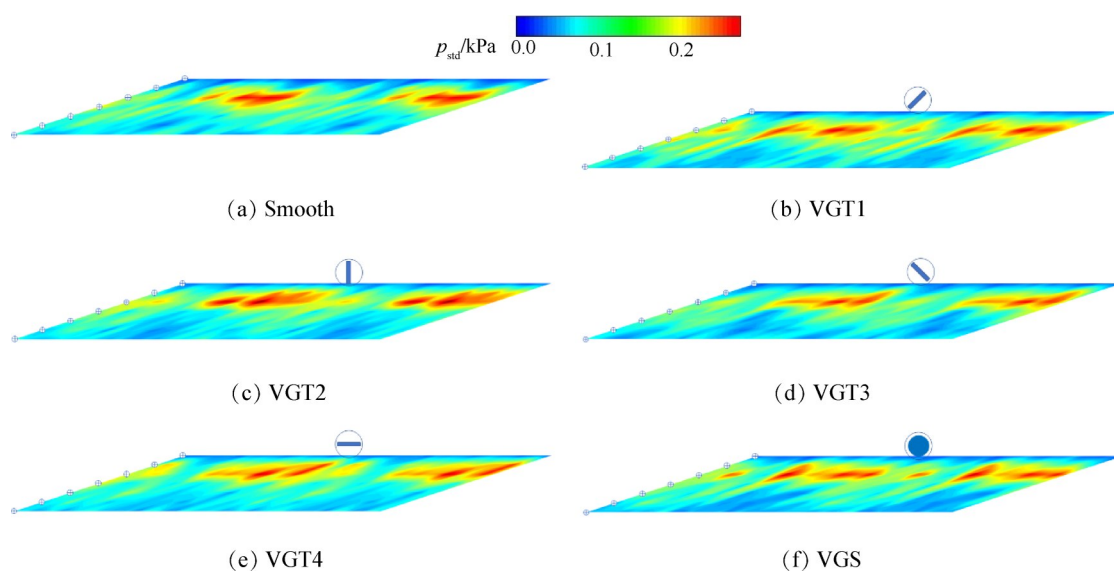


Fig. 14 Contours of standard deviation in the flow passages in Case C

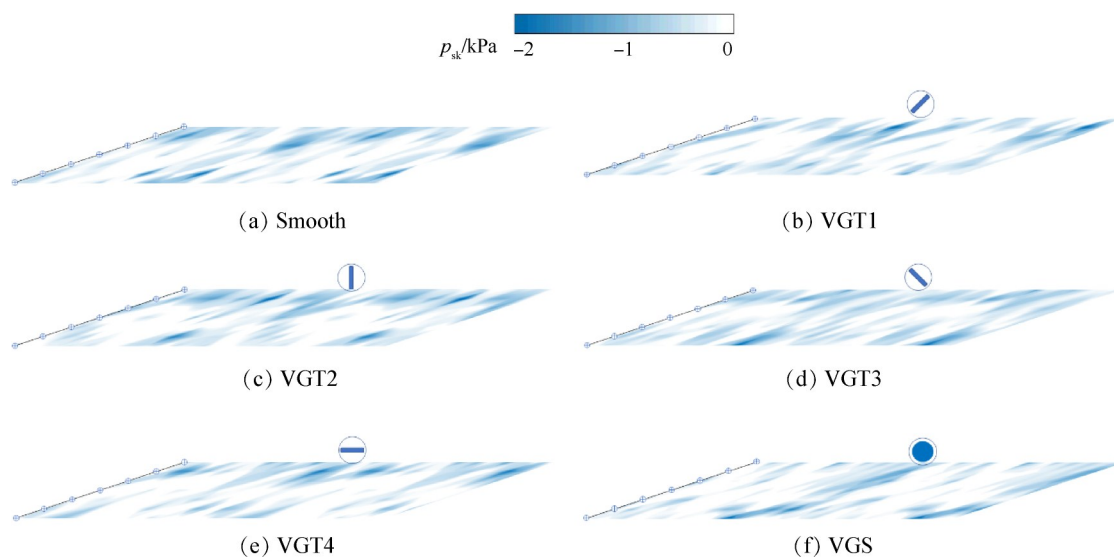


Fig. 15 Contours of skewness in the flow passages in Case B

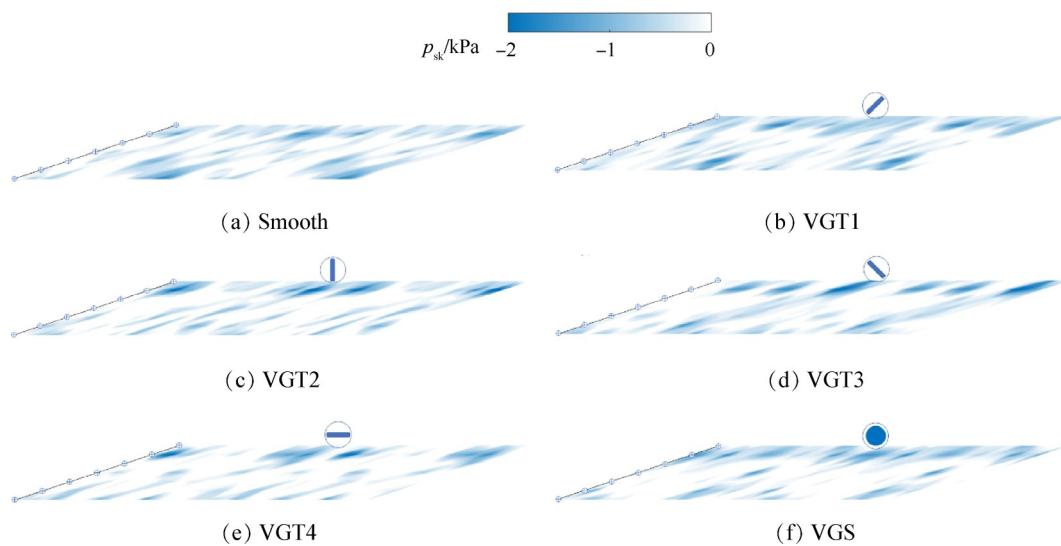


Fig. 16 Contours of skewness in the flow passages in Case C

4 结 论

本文对一低速轴流压气机转子进行了实验测量。将梯形和半球形两种涡流发生器分别安装在叶顶上游机匣上,基于不同的安装角度共制定了五种方案。可得结论如下:

(1)在气动性能方面,VGs对压气机转子的扩压能力带来一定影响。与原型相比,VGT4方案在大部分工况下扩压能力略有提高,而其它方案在各工况下总压系数均有所减小。同时各方案下失速时的流量明显减小,最高可达4.0%,扩大了稳定工作范围。

(2)对于本文的梯形涡流发生器,来流攻角与VGs的安装角在 -45° 时,VGs会对来流产生一定的预旋作用。同时产生的诱导涡会径向迁移,影响速度和动量,进而影响叶顶前缘附近的旋转不稳定性以及旋转失速的强度,频谱中表现为对应频率幅值的变化。半球形涡流发生器对流场动态特性的影响并不明显。

(3)在叶顶前缘附近,加入VGs后在失速前的不稳定工况时会使得该标准差减小,失速后则情况相反。偏度的变化较小,但失速附近明显变大,说明相对平均值的低压扰动数量变少。对经过锁相处理的数据作统计分析,可以看到由于不同工况下来流的攻角不同,所以同一种VGs对叶顶不稳定流动的影响也是变化的。

致 谢:感谢国家自然科学基金、上海市自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Cumpsty N A. Compressor Aerodynamics [M]. Essex: Longman Scientific & Technical, 1989.
- [2] Day I J. Axial Compressor Stall [D]. Cambridge: University of Cambridge, 1976.
- [3] Day I J. Stall, Surge, and 75 Years of Research [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(1).
- [4] Kameier F, Neise W. Experimental Study of Tip Clearance Losses and Noise in Axial Turbomachines and Their Reduction [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 119(3): 460 - 471.
- [5] Choi J S, McLaughlin D K, Thompson D E. Experiments on the Unsteady Flow Field and Noise Generation in a Centrifugal Pump Impeller [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2003, 263: 493-514.
- [6] Zhang L Y, He L, Stüer H. A Numerical Investigation of Rotating Instability in Steam Turbine Last Stage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(1).
- [7] Wang H, Wu Y D, Ouyang H, et al. Investigations of Rotating Instability and Fluctuating Tip Clearance Flow in a Low-Speed Axial Compressor [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 230(6): 981-994.
- [8] Tian J, Yao D, Wu Y D, et al. Experimental Study on Rotating Instability Mode Characteristics of Axial Compressor Tip Flow [J]. *Experiments in Fluids*, 2018, 59(4).
- [9] 吴亚东, 李 涛, 赖生智. POD和DMD方法分析不同间隙压气机旋转不稳定性特性[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(9): 2018-2026.
- [10] Taylor H D. The Elimination of Diffuser Separation by Vortex Generators [R]. USA: United Aircraft Corporation, R-4012-3, 1947.
- [11] Law C H, Wennerstrom A J, Buzzell W A. The Use of Vortex Generators as Inexpensive Casing Treatment [R]. SAE 1976-0925.
- [12] Hergt A, Meyer R, Müller M W, et al. Loss Reduction in Compressor Cascades by Means of Passive Flow Control [R]. ASME 2008-GT-50357.
- [13] Hergt A, Meyer R, Engel K. Effects of Vortex Generator Application on the Performance of a Compressor Cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(2).
- [14] Rajendran A K, Shobhavathy M T, Kumar R A. CFD Analysis to Investigate the Effect of Vortex Generators on a Transonic Axial Flow Compressor Stage [C]. Hyderabad: ASME 2015 Gas Turbine India Conference, 2015.
- [15] 吴培根, 王如根, 郭飞飞, 等. 涡流发生器对高负荷扩压叶栅性能影响的机理分析[J]. *推进技术*, 2016, 37(1): 49-56. (WU Pei-gen, WANG Ru-gen, GUO Fei-fei, et al. Mechanism Analysis of Effects of Vortex Generator on High-Load Compressor Cascade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(1): 49-56.)
- [16] 刘艳明, 汪 亮, 尚东然, 等. 基于端壁涡流发生器的压气机叶栅角区分离控制研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(6): 1285-1292. (LIU Yan-ming, WANG Li-ang, SHANG Dong-ran, et al. Investigation of Corner

- Separation Control for Compressor Cascade Based on End-wall Vortex Generator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(6): 1285-1292.)
- [17] 马 珊, 楚武利, 张皓光, 等. 涡流发生器和附面层抽吸相结合对于低速压气机叶栅性能的影响[J]. 推进技术, 2019, 40(3): 515-524. (MA Shan, CHU Wu-li, ZHANG Hao-guang, et al. Combined Effects of Vortex Generator and Boundary Layer Suction on Performance of Low-Speed Compressor Cascade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(3): 515-524.)
- [18] Ma Shan, Chu W, Zhang H, et al. A Combined Application of Micro-Vortex Generator and Boundary Layer Suction in a High-Load Compressor Cascade [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(5): 1171-1183.
- [19] HB 7115-94, 压气机气动性能试验[S].
- [20] 胡向嘉, 郑 覃, 羌晓青, 等. 压气机叶栅中不同安装角肋式涡流发生器的数值研究[J]. 节能技术, 2019, 37(2): 99-102.
- [21] Rückert R, Eck M, Peitsch D, et al. A Novel Stall Warning Indicator, Part I: Applications and limitations [R]. ASME 2019-GT-90242.

(编辑:梅 瑛)