

静子尾迹对转子叶片气弹稳定性的影响

张小博^{1,2}, 王延荣^{1,2}, 蒋向华^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 基于相位延迟方法,发展了一种可考虑前排静子尾迹对转子叶片气弹稳定性影响的能量法,并利用时间推进法对该方法进行了验证。对比分析了叶片不同模态和叶间相位角下,尾迹对转子叶片气动阻尼的影响。结果表明:尾迹对转子叶片气弹稳定性的影响显著,所发展的方法可准确、高效地对其进行模拟。与一阶扭转模态相比,尾迹对转子叶片一阶弯曲模态的气动阻尼影响更大;在不同叶间相位角下,尾迹使一阶弯曲模态的低气动阻尼进一步降低,使高气动阻尼有所增大,而对于一阶扭转模态,其影响则相反。

关 键 词: 叶轮机械; 气弹稳定性; 尾迹; 模态振型; 叶间相位角

中图分类号: V215.3 **文献标志码:** A

Influence of stator wake on aeroelasticity of rotor blade

ZHANG Xiaobo^{1,2}, WANG Yanrong^{1,2}, JIANG Xianghua^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: An energy method was proposed to consider the effect of the wake induced by the upstream stator on the aeroelasticity of the rotor blade based on the phase lagged method, and then validated by the time-marching method. The effects of wake on aerodynamic damping of rotor blades under different modes and interblade phase angles were investigated. The results showed that the wake had a significant effect on the aeroelasticity of the rotor blades, and can be simulated by the developed method accurately and efficiently. Compared with the first torsional mode, the wake had a more serious impact on the aeroelasticity of the first bending mode. Furthermore, for different interblade phase angles, the wake can weaken the low aerodynamic damping and strengthen the high damping for the first bending mode, in contrast to the first torsion mode.

Key words: turbomachinery; aeroelasticity; wake; modal shape; interblade phase angle

随着对航空发动机性能要求的不断提高,叶轮机械的工作条件愈加恶劣,且由于叶片采用轻质化结构,致使其因颤振引发的失效更加严重。颤振是弹性系统在气流中的气弹耦合自激振动,

属于气动弹性力学中的稳定性问题。一般认为,结构的气弹稳定性仅与固有振动特性及其诱发的非定常流动有关。因此,在叶轮机械叶片的颤振特性分析中,研究人员多采用孤立转子模型,而忽略了叶片排干涉作用的影响^[1-3]。

由于先进航空发动机紧凑设计的要求,导致级间的轴向距离进一步缩短,相邻级对转子流场的影响愈加显著。一些学者的研究表明,叶片排间的干涉作用对其气弹稳定性具有较为显著的影响。Hsu 等^[4]分别采用单通道单级和全环多级模型对一压气机转子进行颤振分析,发现单通道单级模型未能预测到试验中出现的颤振,而全环多级模型的结果与试验较为一致。一些学者通过分析多级叶片排间波的传播和反射,分析转静干涉作用对转子叶片颤振特性的影响,结果表明前后排静子对其气弹稳定性有较大的影响,且可通过选取合适的轴向间距获得最佳的气弹稳定性^[5-9]。国内学者对此也进行了一些研究,郭恩民等^[10]采用多叶片排三维半激盘模型分析了转静干涉作用对叶片颤振特性的影响,结果表明转静干涉作用使叶片更易失稳,但可通过调整叶片排的轴向位置提高叶片的气弹稳定性。黄秀全等^[11]分析了上游静子对汽轮机低压涡轮转子叶片气弹稳定性的影响。张陈安等^[12]对比了孤立转子模型和导叶-转子模型的颤振预测结果,发现当考虑进口导叶的影响时,转子叶片的气动阻尼降低,而杨慧等^[13-14]的研究结果则与之不同,认为当轴向间距较大时,上游导叶增强转子叶片的气弹稳定性,而当间距较小时,导叶将削弱叶片的稳定性。

总的来说,目前针对多级环境中叶片颤振的研究还十分有限,且对其影响机制和主控因素尚未给出明晰的解释。为了考虑转静干涉作用对叶片气弹稳定性的影响,以往研究人员一般采用多级多通道模型,利用时间推进法进行非定常流场的模拟,计算量较大。同时,目前基于相位延迟方法的气动弹性能量法,仅能计算单一扰动源(叶片振荡)的非定常流场,而当考虑静子尾迹对转子叶片气弹稳定性的影响时,需计算两个扰动源(叶片振荡和静子尾迹)的非定常流场。

为了减小计算量,本文基于相位延迟方法,发展了一种可考虑尾迹非定常效应对转子叶片气弹稳定性影响的能量法,并采用时间推进法对其有效性进行了验证。利用所发展的方法对比分析了是否考虑静子尾迹时,叶片模态振型和叶间相位

角对转子叶片气弹稳定性的影响。

1 数值模拟方法

1.1 理论基础

本文利用通用软件 CFX 求解动网格条件下的三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,其守恒型积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\partial V} \mathbf{U} dV + \oint_{\partial A} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v - \mathbf{v}_m \cdot \mathbf{U}) \cdot \mathbf{n} dA = \int_{\partial V} \mathbf{S} dV \quad (1)$$

式中 $\mathbf{U}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{F}_v$ 为对流和黏性通量项; $\mathbf{v}_m$ 为控制体表面的网格运动速度; $\mathbf{S}$ 为源项; V 、 A 、 $\mathbf{n}$ 为控制体的体积、表面积和外法向向量。

对于多个周期扰动,假设所关注的非定常扰动数为 N_d ,则周期性的流场变量可表示为

$$\mathbf{U}(x, y, z, t) = \mathbf{U}_0(x, y, z) + \sum_{i=1}^{N_d} \mathbf{U}_i(x, y, z, t) \quad (2)$$

式中 $\mathbf{U}_0$ 为时均项, $\mathbf{U}_i$ 为由第 i 个非定常扰动引起的非定常项。对每一个周期性的非定常项进行傅里叶分解可得

$$\mathbf{U}_i(x, y, z, t) = \sum_{n=1}^{N_f} [A_{ni}(x, y, z) \sin(n\omega_i t) + B_{ni}(x, y, z) \cos(n\omega_i t)] \quad (3)$$

式中 A_{ni} 、 B_{ni} 为第 i 个扰动的第 n 阶傅里叶系数; ω_i 为第 i 个扰动的基频(本文为叶片的振荡频率或转子的通过频率)。

对于单通道循环对称面上的变量可通过傅里叶逆变换表示为

$$\begin{aligned} U^l(x, y, z, t) &= U_0(x, z) + \sum_{i=1}^{N_d} \sum_{n=1}^{N_f} [A_{ni} \sin(n\omega_i t) + B_{ni} \cos(n\omega_i t)] \\ U^h(x, y, z, t) &= U_0(x, z) + \sum_{i=1}^{N_d} \sum_{n=1}^{N_f} \{A_{ni} \sin[n(\omega_i t + \sigma_i)] + B_{ni} \cos[n(\omega_i t + \sigma_i)]\} \end{aligned} \quad (4)$$

式中 U^l 、 U^h 分别为低、高循环对称面上的变量; σ_i 为第 i 个扰动的叶间相位角。一般情况下,前 5 阶傅里叶系数即可获得较为准确的周期变量^[15-16]。

值得注意的是,本文将流场变量转化为傅里叶系数时并未对其进行线性化假设。计算中通过更新和存储傅里叶系数得到随时间变化的周期解,以减小计算量。本文计算的基频为叶片振动

频率(一阶弯曲或一阶扭转频率)及其通过频率,通常两者相差得较多,由文献[17]可知,两频率之间的干扰可忽略不计。因此,计算中并未考虑 $(\omega_i + \omega_j)$, $(\omega_i - \omega_j)$, $(2\omega_i + \omega_j)$, $(2\omega_i - \omega_j)$, $\cdots$, $(i \neq j)$ 的非线性影响。

在实际应用中,所发展方法的实施步骤为:

1) 开展包含上游静子和下游转子的定常流场计算,分析得到静子出口总压、总温和速度分布(以此等效静子的尾迹分布)。

2) 将静子出口边界条件扩展为与 0 节径对应的周向分布(本文仅考查叶间相位角为 0° 的尾迹分布)。

3) 对于孤立转子的振荡流场,其进口施加步骤 2) 得到的边界条件,且其旋转速度为零,同时周期交界面施加相位延迟边界条件计算不同叶间相位角下的振荡流场。

4) 当流场稳定振荡后,提取一个振动周期内叶片表面位移及非定常气动力,并通过傅里叶分解获得叶片振动频率对应的一次谐波气动力幅值,从而获得与叶片振动相关的非定常气动力。

5) 计算转子叶片非定常气动功和气动阻尼。

通过式(5)得到叶片非定常气动力对叶片所做的功

$$W_{\text{aero}} = \int_{t_0}^{t_0+T} \int_A p \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} dA dt \quad (5)$$

式中 W_{aero} 为非定常气动功, p 为叶片表面压力, $\mathbf{v}$ 为叶片振动速度, T 为叶片的振动周期。

本文以文献[18]中的气动模态阻尼比(aero-dynamic modal damping ratio, AMDR)来表征气动阻尼的大小,可表示为

$$\zeta_{\text{aero}} = -\frac{W_{\text{aero}}}{2\pi q^2 \omega^2} \quad (6)$$

式中 q 为指定模态的正则化幅值。

1.2 计算模型

本文以压气机第一级转子及其前面的静子作为计算模型,其中静叶 42 片,转子叶片 39 片,转子转速取 100% 转速。转子叶片材料为 TC4,取其密度为 4440 kg/m^3 ,弹性模量为 109 GPa ,泊松比为 0.34。转子叶片的结构有限元模型和流场模型如图 1 所示,其中流场模型中转子叶尖径向间隙为其叶尖弦长的 1%,静子不包含叶尖间隙,其网格无关性验证见文献[19]。

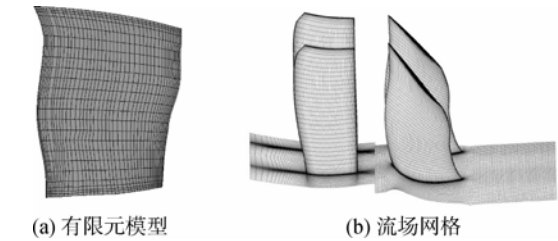


图 1 转子叶片的有限元模型及流场网格

Fig. 1 Finite element model of rotor blade and fluid grids

2 数值方法验证

本文利用时间推进法和所发展的方法,考查尾迹对转子叶片气弹稳定性的影响,并验证所发展方法的有效性。

2.1 模态分析

采用八节点六面体单元对转子叶片进行含预应力(离心载荷)的模态分析,采用叶根固支边界条件,计算得到 100% 转速下的前五阶固有动频见表 1。图 2 给出了转子叶片的前两阶振型(一阶弯曲和一阶扭转),后面将对这两阶模态的气弹稳定性进行分析。

表 1 100% 转速下的转子叶片动频
Table 1 Natural frequency of rotor blade at 100% speed

阶次	频率/Hz
1	735.0
2	1785.0
3	2476.9
4	3672.7
5	4346.0

2.2 振荡流场分析

100% 转速下转子叶片气弹稳定性分析中,指定叶片以其一阶弯曲模态振动,叶片表面流场网格的最大振幅取为叶高的 1.2%,关于振幅对气动模态阻尼比的影响可参考文献[16]。当考虑上游静子尾迹对转子叶片气弹稳定性的影响时,由于叶片的通过频率为 8750 Hz,则

$$\frac{f_{\text{bpf}}}{f_{1b}} = \frac{8750}{735} = \frac{250}{21} \quad (7)$$

式中 f_{bpf} 为叶片通过频率, f_{1b} 为叶片一阶弯曲固有振动频率。因此,为了均衡计算精度及计算量,一个振动周期取 500 个子步(保证一个叶片通过周期内的子步数不少于 30),而对于不考虑其影响的传统方法,一个振动周期可取 60 个子步。

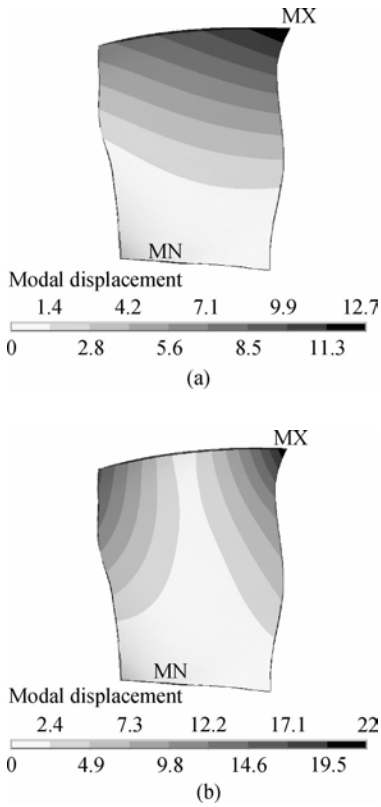


图 2 转子叶片前两阶振型

Fig. 2 First two mode shapes of the rotor blade

这里采用 3 种方法对该转子叶片近设计点 0 节径(叶间相位角为 0°)时的气动阻尼进行分析:方法 1(method 1),考虑尾迹影响的时间推进法,周期交界面采用循环对称边界条件;方法 2(method 2),所发展的考虑尾迹影响的方法,其中利用了相位延迟方法;方法 3(method 3),不考虑尾迹影响的传统方法。图 3 给出了利用方法 2 计算得到的转子进口相对流量和监控点 Mach 数随时间的变化曲线。由图可知,该非定常流场收敛得较快,故共选取 6 个叶片振动周期作为总计算时间。同时收敛曲线中出现了显著的大小周期特征,其中大周期对应叶片的振动周期,而小周期对应叶片通过周期,且一个大周期中包含约 12 个小周期,与式(7)中两个频率的比值相对应。因此,所发展的方法可考虑静子尾迹的影响。

图 4 给出了转子叶片 85%叶高、50%叶高和 10%叶高处叶片振动频率的一次谐波气动力幅值和相位分布,其中横坐标为相对轴向坐标, c 为不同叶高处的弦长,PS 和 SS 分别指压力面和吸力面。由图可知,对于同一叶高,方法 2 计算的一次谐波气动力幅值和相位的轴向分布与方法 1 的吻合得较好,且随着叶高的降低,两者计算结果的差别减小,从而验证了所发展方法的准确性。对比

方法 2 和方法 3 的计算结果可知,两者计算的一次谐波气动力幅值沿轴向分布的趋势一致,但由于模拟的激波强度和位置不同(考虑尾迹时激波位置向上游移动),导致一次谐波气动力的幅值和

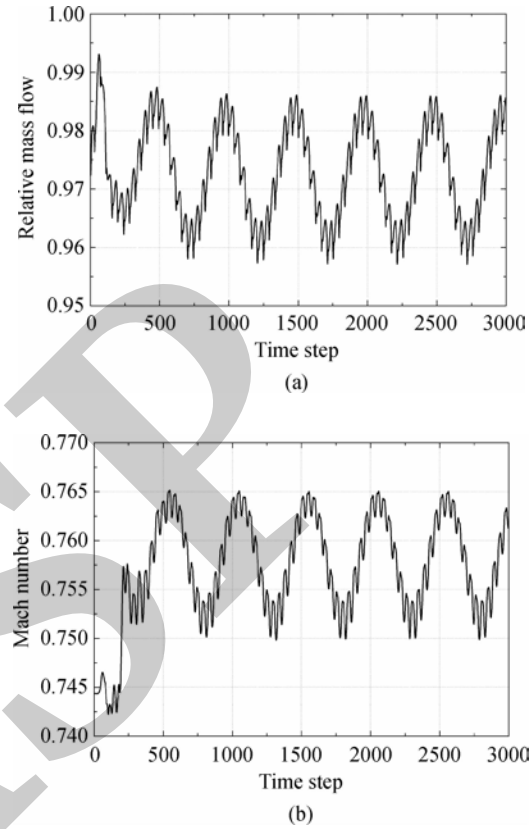
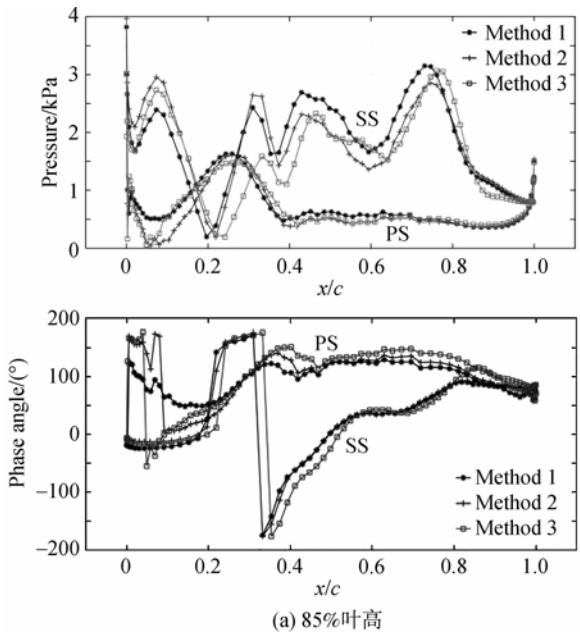


图 3 进口流量和监控点马赫数的收敛曲线

Fig. 3 Convergence curve of inlet mass flow and Mach number at monitor point



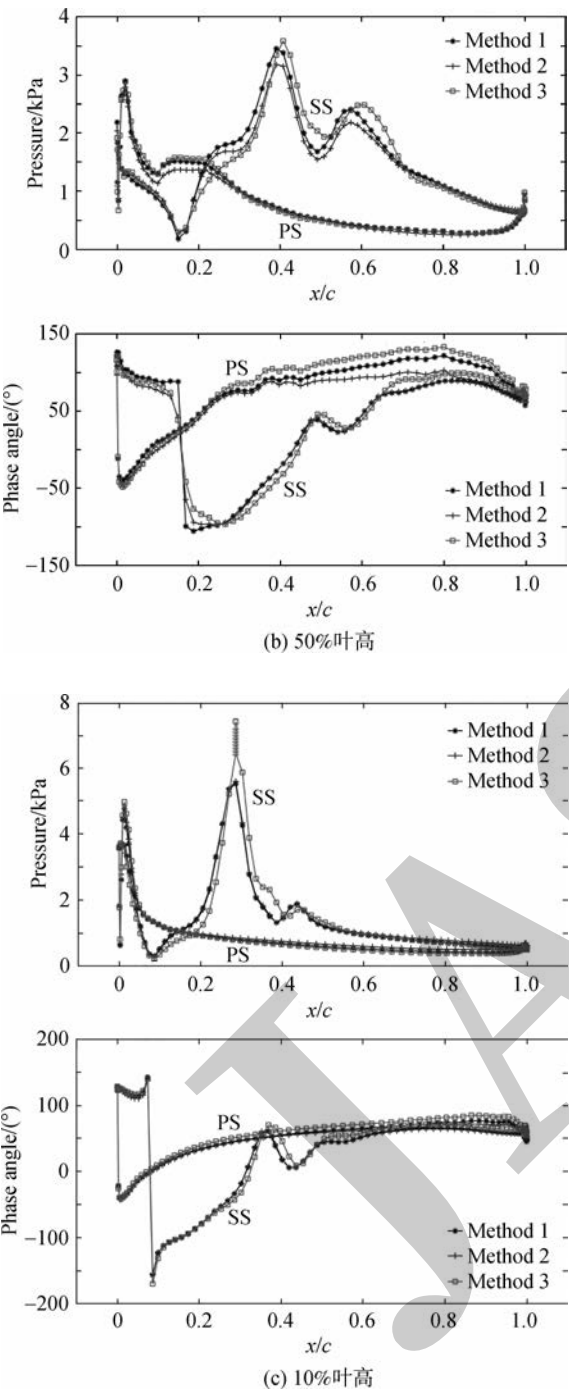


图 4 一阶弯曲模态下一次谐波气动力幅值和相位角的分布

Fig. 4 Amplitude and phase angle distribution of the first harmonic pressure under the first bending mode

相位存在差异,因而预测的非定常气动功不同。因此,在转子叶片气动阻尼的计算中,有必要考虑静子尾迹的影响。值得注意的是,激波主要集中在转子叶片的吸力面上,故尾迹对转子叶片压力面一次谐波气动力幅值和相位影响较小。

图 5 给出了方法 2 和方法 3 计算的某一时刻

50%叶高的相对马赫数分布。对比两种方法的计算结果可知,当考虑尾迹的影响时,由于进口总压、总温和速度的周期性变化与叶片的周期振荡相互作用,转子通道内相对马赫数的分布将更为复杂。同时由于尾迹中低能气流与主流的掺混,导致相对马赫数减小,尤其在吸力面约 40%弦长处更为明显,该处为激波所处位置,从而引起激波强度的降低。

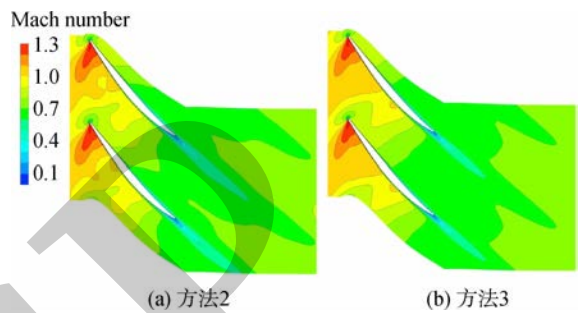


图 5 50%叶高的相对马赫数分布

Fig. 5 Relative Mach number distribution at 50% span height

3 考虑尾迹影响的颤振因素分析

3.1 叶片模态

在近设计点 0 节径下,对比分析静子尾迹对一阶弯曲和一阶扭转模态下转子叶片气弹稳定性的影响。在一阶扭转模态的振荡流场求解中,指定叶片的最大振幅为叶高的 0.6%,当考虑尾迹对转子叶片气弹稳定性的影响时,与一阶弯曲模态类似,叶片通过频率与振动频率的比值为

$$\frac{f_{bpf}}{f_{1t}} = \frac{8750}{1785} = \frac{250}{51} \tag{8}$$

式中 f_{1t} 为叶片的一阶扭转频率。因此,一个振动周期分为 250 个子步,而对于不考虑其影响的传统方法,一个振动周期通常可分为 60 个子步。

表 2 给出了一阶弯曲和一阶扭转模态下的气动模态阻尼比。从表中可知,静子尾迹降低了转子叶片的气动阻尼,且其对一阶弯曲模态的影响大于对一阶扭转模态的。与方法 3 预测的气动模态阻尼比相比,方法 2 预测的一阶弯曲模态的气动阻尼比降低了 15.6%,而一阶扭转模态的仅降低了 2.3%。图 6 给出了该两阶模态下转子叶片表面非定常气动功密度的分布。由图可知,静子尾迹对转子叶片表面非定常气动功的影响主要集中于吸力面。对于一阶弯曲模态,在吸力面叶尖靠近尾缘处,考虑静子尾迹影响时预测的正功区

的面积略大于不考虑其影响的,且在叶尖前缘处,考虑尾迹影响的负功区的幅值和面积均小于不考虑其影响的;而对于一阶扭转模态,静子尾迹对气动功幅值及其分布的影响较小。

表 2 前两阶模态下的气动模态阻尼比

Table 2 Aerodynamic modal damping ratio calculated under the first two modes

模态	$\zeta/\%$		$\frac{\zeta_{\text{method 2}} - \zeta_{\text{method 3}}}{\zeta_{\text{method 3}}}/\%$
	方法 2	方法 3	
一阶弯曲	0.162	0.192	-15.6
一阶扭转	0.666	0.682	-2.3

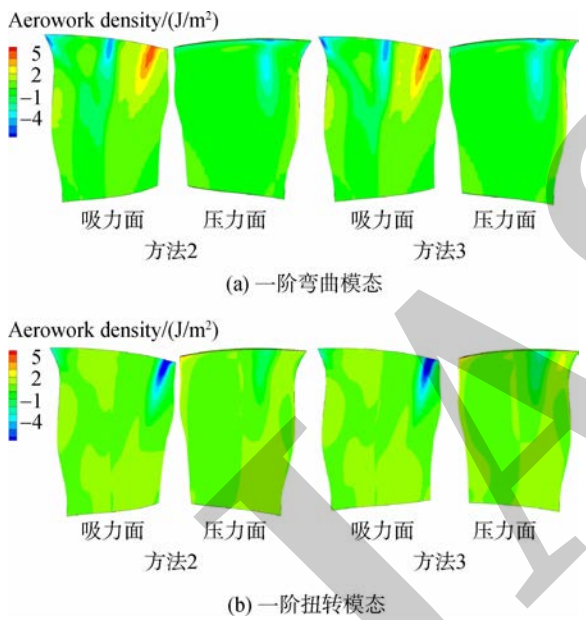


图 6 叶片非定常气动功密度的分布

Fig. 6 Distribution of unsteady aerowork density

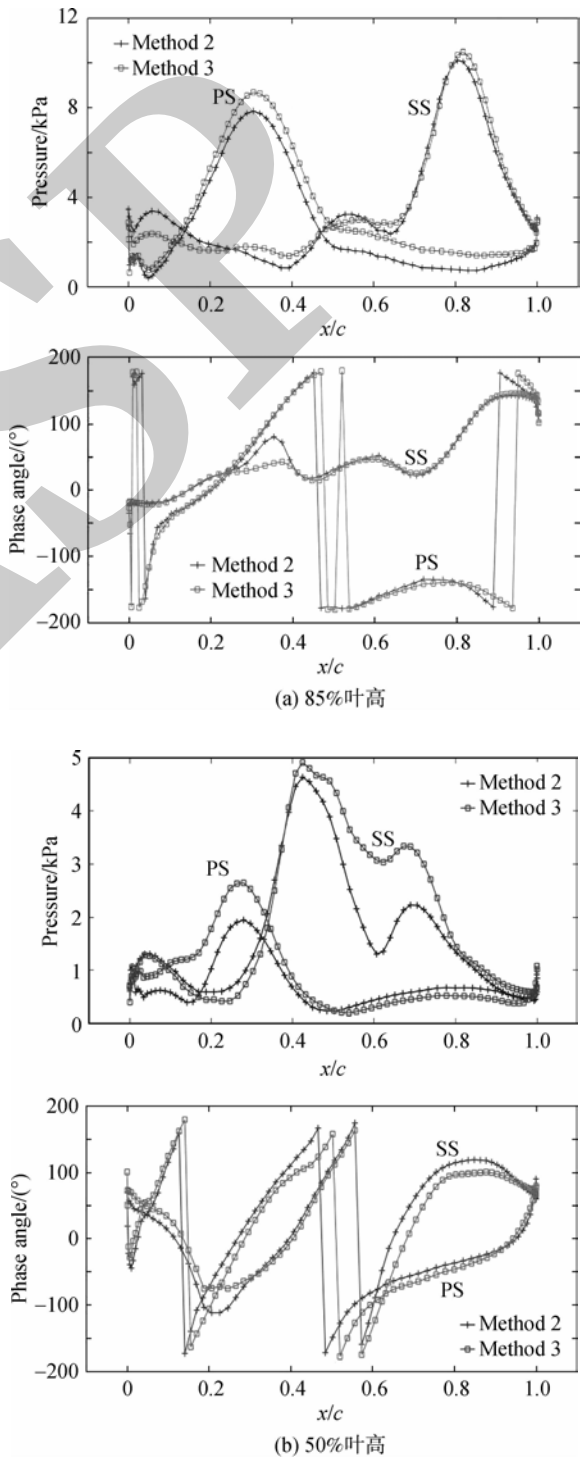
为了更清晰地对比不同模态下静子尾迹对转子叶片气动阻尼的影响,图 7 给出了一阶扭转模态下,85%叶高、50%叶高和 10%叶高一次谐波气动力幅值和相位的分布。与图 4 的结果对比可知:在 85%叶高处,一阶扭转模态下静子尾迹对转子叶片气动阻尼的影响小于一阶弯曲模态的;而在 50%叶高和 10%叶高处,一阶扭转模态的大于一阶弯曲模态的。值得注意的是,虽然在 50%叶高和 10%叶高处,静子尾迹的影响较大,但叶中以下区域的振动幅值较小,故其对气动功的影响较小。同时,图 7(b)和图 7(c)中两种方法预测的一次谐波气动力幅值在吸力面 30%弦长~80%弦长处相差较大,而该位置与一阶扭转模态的节线相近,因而同样导致尾迹对气动功的影响

较小。

综上所述,静子尾迹对一阶弯曲和一阶扭转模态的一次谐波气动力幅值和相位均有较为显著的影响。但对一阶扭转模态,由于非定常气动力幅值变化较大的区域所对应的振动位移较小,因而与一阶弯曲模态相比,静子尾迹对转子叶片气动阻尼的影响相对较小。

3.2 叶间相位角

叶轮机械叶片发生颤振时,将以固定的叶间



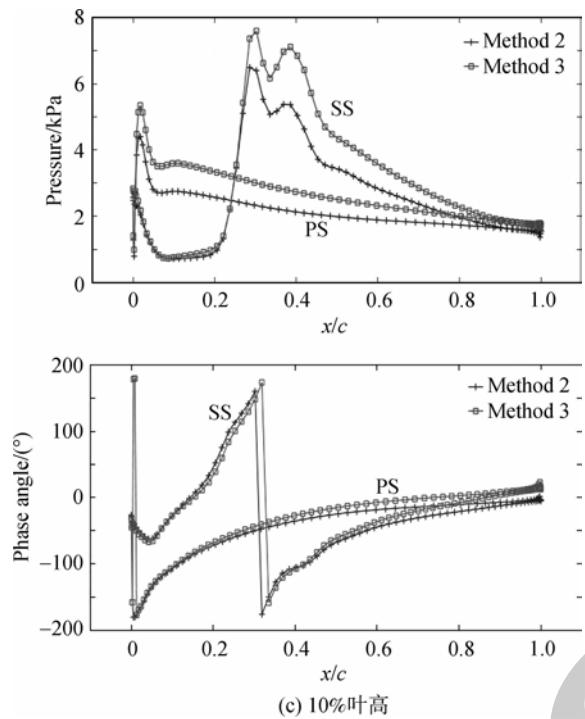


图 7 一阶扭转模态下一次谐波气动力幅值和相位角的分布

Fig. 7 Amplitude and phase angle distribution of the first harmonic pressure under the first torsion mode

相位角 σ 振动,它表征了叶片间的气动和/或结构耦合,是颤振预测的重要参数。

图 8 给出了 100% 转速一阶弯曲和一阶扭转模态下,转子叶片气动模态阻尼比随节径数的变化。由图可知,考虑静子尾迹的影响与否,预测的气动阻尼分布规律基本一致。对于一阶弯曲模态,转子叶片在 $\sigma=18.46^\circ$ (前行波) 时气动模态阻尼比最小,而对于一阶扭转模态,其在 $\sigma=36.92^\circ$ (前行波) 时最小,且上游的尾迹干扰并未改变转子叶片气弹稳定性最差时对应的叶间相位角,这一规律与文献[14]的一致。值得注意的是,尾迹降低了一阶弯曲模态的最小气动阻尼,但提高了一阶扭转模态的。与不考虑其影响的传统方法相比,对于一阶弯曲模态,阻尼比减小了 32.0%,而对于一阶扭转模态,阻尼比增加了 13.3%。对比这两阶模态的气动阻尼分布可知,尾迹对一阶弯曲模态的气动阻尼影响小于对一阶扭转模态的。对于一阶弯曲模态,尾迹使低气动阻尼($\sigma=0^\circ\sim 55.38^\circ$)进一步降低,而使高气动阻尼($\sigma=92.31^\circ\sim 258.46^\circ$)有所增大;而对于一阶扭转模态,其影响规律与一阶弯曲模态的几乎相反,使低

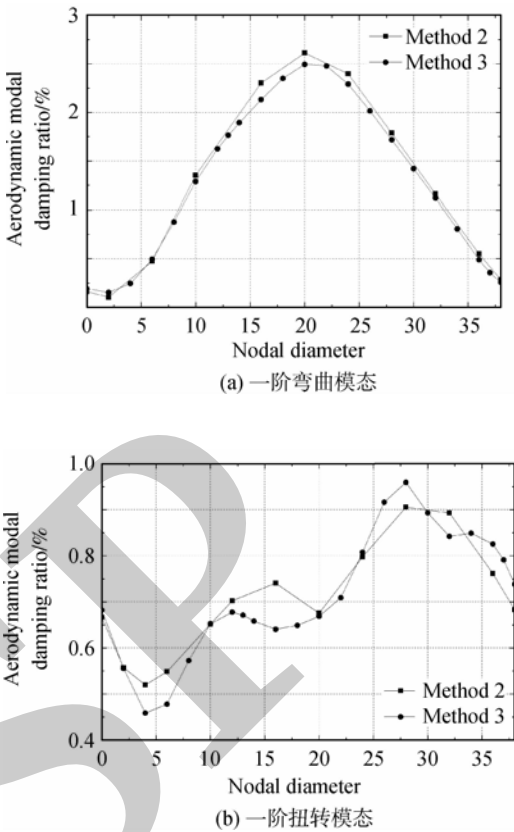


图 8 不同节径数下叶片气动模态阻尼比分布

Fig. 8 Distribution of AMDR of blade under different nodal diameters

气动阻尼($\sigma=36.92^\circ\sim 147.69^\circ$)有所提高,而使高气动阻尼($\sigma=240^\circ\sim 350.77^\circ$)有所减小。总的来说,静子尾迹降低了转子叶片一阶弯曲模态的气弹稳定性,而提高了其一阶扭转模态的气弹稳定性。

图 9 给出了最小气动阻尼(一阶弯曲模态为 $\sigma=18.46^\circ$ 和一阶扭转模态为 $\sigma=36.92^\circ$)对应的转子叶片表面非定常气动功密度的分布。由图可知,对于一阶弯曲模态,在吸力面叶尖尾缘处静子尾迹增大了正功区的幅值和面积,而在压力面叶尖前缘处其略微增大了负功区的幅值,但该影响极小;对于一阶扭转模态,在压力面叶尖前缘处静子尾迹显著减小了正功区的幅值。

图 10 给出了转子叶片 85% 叶高处,最小气动阻尼对应的一次谐波气动力幅值和相位角分布。由图可知,静子尾迹对一阶弯曲模态的一次谐波气动力幅值的影响较大,尤其对吸力面 70% 弦长处激波的强度及其位置的影响较大,且考虑其影响后预测的激波强度及波后气流分离增强,从而导致气动阻尼的降低;而静子尾迹对一阶扭

转模态气动力幅值的影响相对较小,两者预测的激波强度和位置比较接近,但在压力面 60%弦长至 90%弦长处预测的相位接近反相,致使图 9(b)中该处非定常气动功密度正负相反,从而提高了气动阻尼。

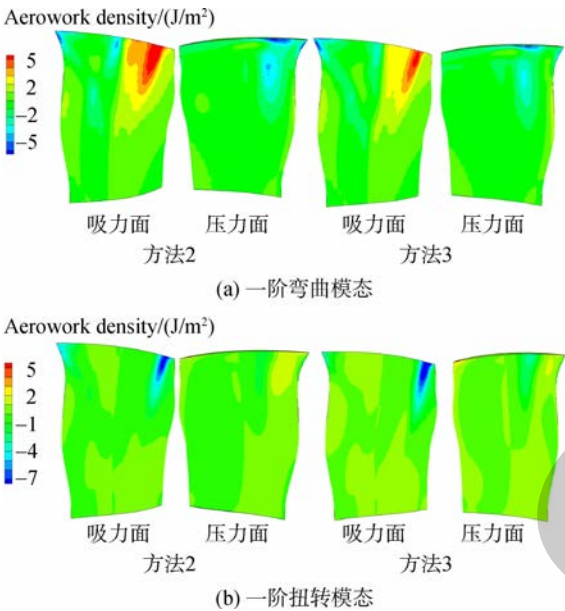


图 9 最小气动阻尼比对应的非定常气动功密度分布
Fig. 9 Unsteady aerowork density distribution corresponding to the minimal AMDR

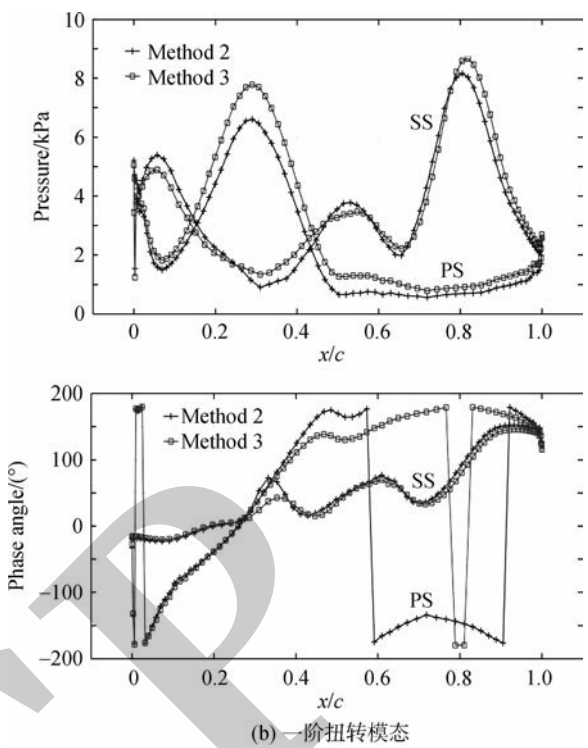
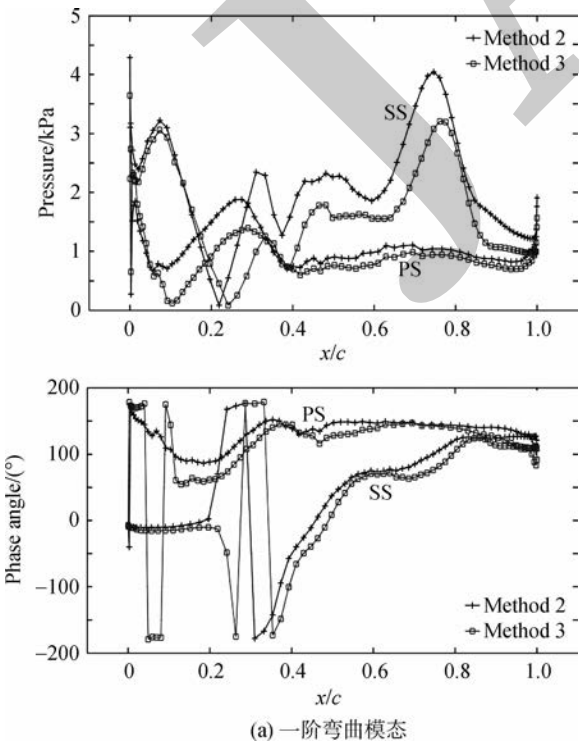


图 10 最小气动阻尼比对应的一次谐波气动力幅值和相位角
Fig10 Amplitude and phase angle distribution of the first harmonic pressure corresponding to the minimal AMDR

4 结 论

本文基于相位延迟方法,发展了一种可考虑静子尾迹对转子叶片气弹稳定性影响的方法,并利用该方法分析了考虑静子尾迹时,叶片模态和叶间相位角对转子叶片气动阻尼的影响,可得到如下结论:

- 1) 静子尾迹对转子叶片的气弹稳定性有显著影响,其作用机制为改变了吸力面激波的强度和位置。
- 2) 静子尾迹对一阶弯曲模态气动阻尼的影响比对一阶扭转模态的大,其原因为该两阶模态下转子叶片表面的非定常气动力及其振动位移的相对位置不同。
- 3) 上游的尾迹干扰并未改变转子叶片气弹稳定性最差时对应的叶间相位角。同时对于一阶弯曲模态,静子尾迹使低气动阻尼进一步降低,使高气动阻尼有所增大;而对于一阶扭转模态,其影响规律与一阶弯曲模态的几乎相反。

参考文献:

[1] HALL K C, LORENCE C B. Calculation of three-dimen-

sional unsteady flows in turbomachinery using the linearized harmonic Euler equations[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 800-809.

[2] HE L. An Euler solution for unsteady flows around oscillating blades[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4): 714-722.

[3] ZHANG X W, WANG Y R, XU K N. Mechanism and key parameters for compressor blade stall flutter[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(2): 024501. 1-024501. 4.

[4] HSU K, HOYNIK D. Full-annulus multi-row flutter analyses[R]. ASME Paper 2012-GT-68631, 2012.

[5] BUFFUM D H. Blade row interaction effects on flutter and forced response[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(2): 205-212.

[6] HALL K C, SILKOWSKI P D. The influence of neighboring blade row on the unsteady aerodynamic response of cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 85-93.

[7] LI H D, HE L. Blade aerodynamic damping variation with rotor-stator gap: a computation study using single-passage approach[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 127(3): 573-579.

[8] EKICI K, VOYTOVYCH D M, HALL K C. Time-linearized Navier-Stokes analysis of flutter in multistage turbomachines[R]. AIAA-2005-836, 2005.

[9] RAHMATI M T, HE L, LI Y S. The blade profile orientations effects on the aeromechanics of multirow turbomachines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines Power, 2015, 138(6): 062606. 1-062606. 9.

[10] 郭恩民, 周盛, 陆亚钧. 叶片排干涉对叶片颤振和强迫响应影响的研究[J]. 航空学报, 1999, 20(4): 343-347.

GUO Enmin, ZHOU Sheng, LU Yajun. Investigation on blade row interaction effect on flutter and forced response[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(4): 343-347. (in Chinese)

[11] HUANG X Q, HE L, BELL D L. Influence of upstream stator on rotor flutter stability in a low pressure steam turbine stage[J]. Journal of Power and Energy, 2006, 220(1): 25-35.

[12] 张陈安, 叶正寅, 刘锋, 等. 进口导流叶片对转子叶片颤振特性的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 335-339.

ZHANG Chenan, YE Zhengyin, LIU Feng, et al. Investigations on flutter characteristics of rotor blade with IGV/fan interaction[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 335-339. (in Chinese)

[13] 杨慧, 李振鹏. 转静干涉对转子叶片颤振特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2): 258-264.

YANG Hui, LI Zhenpeng. Influence of rotor-stator interaction on rotor blade flutter characteristics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 258-264. (in Chinese)

[14] 杨慧, 沈真, 郑赞. 上下游干涉对转子叶片颤振特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1170-1177.

YANG Hui, SHEN Zhen, ZHENG Yun. Influence of up- and downstream blades on the rotor blade flutter characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1170-1177. (in Chinese)

[15] LI H D, HE L. Single-passage analysis of unsteady flows around vibrating blades of a transonic fan under inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(2): 285-292.

[16] 付志忠. 叶轮机叶片流致振动数值预测方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016.

FU Zhizhong. Numerical prediction method for flow-induced vibration of turbomachinery blades[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[17] HE L. Method of simulating unsteady turbomachinery flows with multiple perturbations[J]. AIAA Journal, 1992, 30(11): 2730-2735.

[18] MOFFATT S, HE L. Blade forced response prediction for industrial gas turbines: Part 1 methodologies[R]. ASME Paper 2003-GT-38640, 2003.

[19] 张小博, 王延荣, 黄钟山, 等. 转静干涉下转子叶片的非定常压力频谱[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1695-1703.

ZHANG Xiaobo, WANG Yanrong, HUANG Zhongshan, et al. Frequency spectrum of unsteady pressure on rotor blade with rotor-stator interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1695-1703. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)