

文章编号: 1000-8055(2022)11-2627-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220292

导叶非均匀布局对气动激励的影响

郑 赞, 崔 健, 高庆哲, 金秀博

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 导叶非均匀布局是抑制下游转子叶片气动激励的重要方法, 对半均分的非均匀布局既能以叶片数为设计参数也能以通道面积为设计参数。推导了对半均分布局下的气动激励理论解, 比较了两种设计方案的差别; 以某 1.5 级压气机为例, 对比两种非均匀方案下的气动激励特性, 分析转子叶片表面非定常气动力的频谱特性, 探究激励特性与通道面积的关系, 揭示对半均分布局气动激励的分频机理。结果表明: 导叶叶排通道面积的变化导致气动激励分频, 气动激励具有一定传播规律进而影响转子叶片气动响应幅值分布, 两种非均匀方案下气动激励的空间分布和频域特征不同, 以通道面积为设计参数时能够获得准确的非均匀激励模式。

关 键 词: 导叶非均匀布局; 对半均分布局; 设计方法; 通道面积; 激励特性

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Effects of inlet guide vanes asymmetry layouts on aerodynamic excitation

ZHENG Yun, CUI Jian, GAO Qingzhe, JIN Xiubo

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: A key technique for reducing the aerodynamic excitation of downstream rotor blades is the asymmetry layout of inlet guide vanes. The half and half layout divided can be defined in terms of both the number of blades and the vane spacing. This study derives a theoretical solution to aerodynamic excitation with half and half layout and compares the two design schemes' differences. We compare the aerodynamic excitation properties under two asymmetry schemes using a 1.5-stage compressor as an example, examine the spectral properties of the aerodynamic forces on the rotor blade surface, investigate the relationship between the excitation properties and the vane spacing, and identify the frequency separation mechanism of the aerodynamic excitation for half and half layout. The findings demonstrate that altering the guide vane row's vane spacing causes the aerodynamic excitation to be frequency divided, the amplitude distribution of the aerodynamic response of rotor blades is affected by the propagation law of aerodynamic excitation, and that the spatial distribution and frequency domain characteristics of the pneumatic excitation differ between the two asymmetry schemes.

Keywords: asymmetry layout of inlet guide vanes; half and half layout; design methodology; vane spacing; excitation characteristics

现代航空发动机设计趋向更紧致的轴向间距和更大的推质比, 这使叶排间的相互干涉加剧, 强迫振动问题更加突出^[1]。强迫振动是指叶片在周期性外力作用下发生的受迫振动^[2], 通常压气

收稿日期: 2022-04-30

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0009-0023)

作者简介: 郑赞(1971—), 男, 讲师, 博士, 主要从事计算流体力学研究。

引用格式: 郑赞, 崔健, 高庆哲, 等. 导叶非均匀布局对气动激励的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2627-2635. ZHENG Yun, CUI Jian, GAO Qingzhe, et al. Effects of inlet guide vanes asymmetry layouts on aerodynamic excitation[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2627-2635.

机转子叶片会受到来自上游叶排的非定常气动激励,当气动激励频率和叶片的自然频率一致时就可能诱发共振^[3]。

目前已经发展了多种强迫振动控制技术^[4-6],主要包括改变叶片振动特性^[7]、增大机械阻尼^[8]和导叶非均匀布局^[9]等,而非均匀布局是很多研究人员的关注重点。Kemp 等^[10]通过理论分析和实验对比研究了静子叶片排在不同分布方式下气动激励的变化,认为将叶片分为不同扇区且每个扇区通道面积大小不同最多可以降低 68% 的气动激励幅值。牛永红等^[11]研究了不对称静子布局对于转子叶片响应幅值的影响,并且预测不对称叶片布局可以最多降低 51% 的振动应力。Kaneko 等^[12]认为上游静子叶片扇区中的不对称叶片布局可以降低多级压气机中转子叶片振动应力,并且当分区数量为 2 时最多可以降低约 50%。孟越等^[13-15]通过改变分区数量和分区内的叶片数量研究了不同的非均匀方案,认为采用对半均分布局且两扇区叶片数相差 1 时,气动激励幅值降低最大。Clack 等^[16]认为静子非均匀布局不应改变静子叶片数量。Monk 等^[17]选取对半均分布局且两扇区叶片数相差 2 的非均匀方案,使气动激励的 1 阶幅值降为 0。总的来说,当前国内外的研究认为采用对半均分的非均匀布局能使单一频率的气动激励分散为多个频率,进而抑制转子叶片振动。

常规的对半均分布局以叶片数为设计参数,两扇区叶片数相差 1 或 2,每个扇区内叶片均匀分布,使叶排产生的气动激励出现分频现象^[13-15,17],但此方案下叶排存在 3 种通道面积,本文称其为三通道非均匀方案。为探究对半均分布局气动激励分频现象与通道面积变化的关系,本文提出了以通道面积为参数的设计方法,使每个扇区内叶片通道均匀分布,依此设计出只含两种通道面积的非均匀叶排,称其为两通道非均匀方案。通过分析尾迹和势干扰的流场分布得到气动激励的传播规律;基于数学模型计算对半均分布局气动激励理论解;对比两种非均匀方案下的气动激励和对半均分布局的理论解,得到通道面积变化影响气动激励分频的机理。

1 数值方法

1.1 控制方程

本文采用自研程序 HGAE(hybrid grid aeroelasticity environment)^[18-21],流体域基于混合结构网格/

多块结构网格离散的有限体积方法,求解三维可压缩非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = \int_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega \quad (1)$$

式中 t 为时间, S 为面积, Ω 为控制体积, $\partial\Omega$ 为边界条件, $\mathbf{W}$ 为守恒变量, $\mathbf{F}_c$ 为对流通量, $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量, $\mathbf{Q}$ 为源项。

采用具有 2 阶时间精度双时间步推进方法,牛顿子迭代数为 12;对流通量分裂采用 Roe 迎风格式,并使用了 MUSCL(monotone upstream-centred schemes for conservation laws)方法提高精度;湍流模型选择 Spalart-Allmaras 模型。

1.2 动静交界面处理

计算多排问题时会涉及转静交界面的问题,在本文中,定常计算时使用掺混面^[22]模型,此模型采用通量平均的方法,保证全局及当地的通量守恒;非定常计算采用双线性插值的滑移面^[23]模型,在满足通量守恒性的同时,能保留上游的非定常信息,模拟真实的流动情况。

2 研究对象

2.1 模型介绍

本文使用的某三维 1.5 级压气机级模型如图 1 所示,进口导叶(IGV,记为 S0)叶片数为 19,转子(记为 R1)叶片数为 23,静子(记为 S1)叶片数为 30,导叶和转子叶片排之间的设计轴向间隙在轮毂处为 40 mm,转子叶片排和静子叶片排为 35 mm,其余几何参数如表 1 所示。

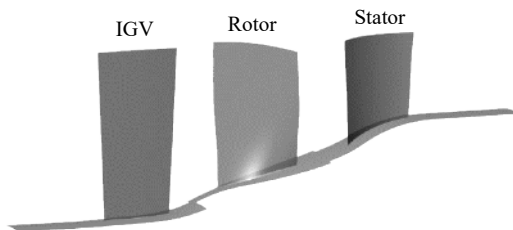


图 1 压气机模型

Fig. 1 Compressor model

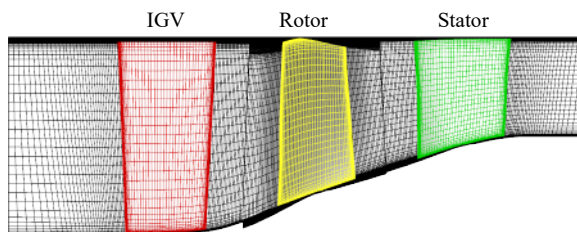
表 1 压气机几何参数

Table 1 Compressor geometry parameters

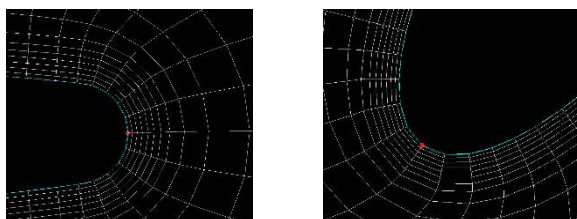
参数	数值
导叶叶高/mm	110
转子叶高/mm	90
静子叶高/mm	69
转子设计转速/(r/min)	17 000
转子叶尖间隙/mm	0.593

2.2 计算网格

图 2 为商业软件 NUMECA AutoGrid5 生成的结构化单通道流体网格, 拓扑结构为 O4H。导叶、转子和静子网格节点数分别为 31 万、40 万和 32 万, 全环网格由单通道网格复制、旋转和拼接组成。



(a) 单通道网格



(b) 导叶尾缘和转子前缘网格放大

图 2 网格以及细节图

Fig. 2 Mesh and detail

2.3 特性曲线与坎贝尔图

分别使用商业软件 NUMECA 和自研程序 HGAE 对该 1.5 级压气机模型进行单通道定常计算, 图 3 和图 4 表明两种程序对于总压比计算结果基本吻合, 而近失速点的总效率计算略有误差。NUMECA 计算的近堵质量流量和 HGAE 相同, 均为 15.8 kg/s, NUMECA 计算的最高效率为 88.3%, HGAE 计算的最高效率为 89.3%。

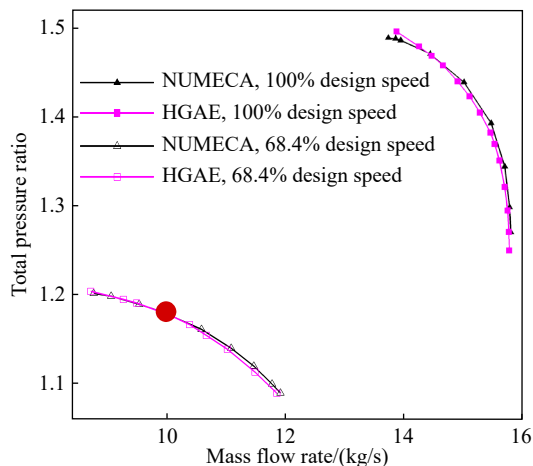


图 3 总压比-质量流量曲线

Fig. 3 Characteristic curves of total pressure ratio and mass flow rate

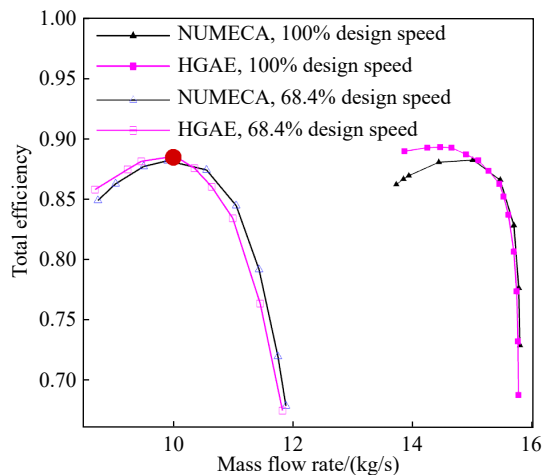


图 4 总效率-质量流量曲线

Fig. 4 Characteristic curves of total efficiency and mass flow rate

图 5 为转子叶片的坎贝尔图, 转子叶片的模态分析由商业软件 ANSYS 完成。图中 m1~m6 分别表示固体的 1~6 阶自然频率, 18EO(engine order)、19EO、20EO 分别表示导叶数为 18、19、20 时产生的气动激励频率。19EO 与转子叶片第 6 阶固有频率在 68.4% 设计转速处有交点, 此转速下可能诱发共振, 对应转子叶片的固有频率约为 3 685 Hz; 选取该转速下的最高效率点作为气动工况, 对应背压为 108 kPa。

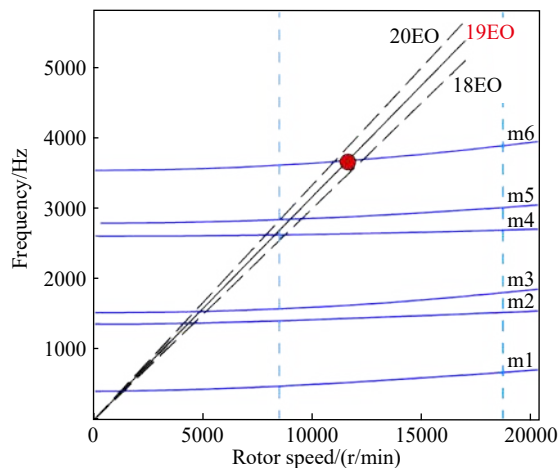


图 5 坎贝尔图

Fig. 5 Campbell diagram

3 非均匀布局理论分析

当导叶叶片周向均匀分布时, 叶片表面的气动激励可以写为^[24]

$$F(t) = C_0 + \sum_{n=1}^{\infty} C_n \sin(2\pi N \omega t + \varphi_n) \quad (2)$$

式中 C_0 为时均项, C_n 为气动激励的第 n 阶谐波分量的幅值; ω 为转子转速; N 为导叶叶片数; φ_n 为第 n 阶谐波分量的相位, $N\omega$ 通常称为激振力的基频。

气动激振力脉动项由不同阶次的谐波组成, 通常第 1 阶脉动分量幅值最大, 当忽略其他阶次气动激励和相位角的影响时, 式(2)可转化为

$$F(t) = C_0 + C_1 \sin(2\pi N\omega t) \quad (3)$$

令 $x=2\pi\omega t$, 则

$$F(x) = C_0 + C_1 \sin(Nx) \quad (4)$$

对半周分非均匀布局叶排的气动激励为

$$F(x) = \begin{cases} C_{01} + C_{11} \sin(N_1 x) & 0 < x \leq \pi \\ C_{02} + C_{12} \sin(N_2 x) & \pi < x < 2\pi \end{cases} \quad (5)$$

式中 N_1 和 N_2 为两扇区中的叶片按照各自扇区的叶片间夹角扩散为整圈后的叶片个数, C_{01} 和 C_{02} 分别为叶片数为 N_1 和 N_2 的气动激励时均项, C_{11} 和 C_{12} 分别为叶片数为 N_1 和 N_2 的气动激励的第 1 阶谐波分量的幅值。对式(5)进行傅里叶级数展开可得

$$F(x) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} [a_n \cos(nx) + b_n \sin(nx)] \quad (6)$$

式中 a_0 、 a_n 、 b_n 均为系数。由此可得

$$C_{N_1} = \sqrt{a_{N_1}^2 + b_{N_1}^2} \quad (7)$$

$$C_{N_2} = \sqrt{a_{N_2}^2 + b_{N_2}^2} \quad (8)$$

$$C_n = \sqrt{(a_{N_1} + b_{N_1})^2 + (a_{N_2} + b_{N_2})^2} \quad (9)$$

经过积分和化简最终可得

1) 当 $n=0$ 时

$$C_0 = \frac{C_{01}}{2} + \frac{C_{02}}{2} \quad (10)$$

2) 当 n 为偶数时($n \neq N_1$ 或者 N_2)

$$C_n = 0 \quad (11)$$

3) 当 n 为奇数时

$$C_n = \sqrt{(a_{N_1} + b_{N_1})^2 + (a_{N_2} + b_{N_2})^2} \quad (12)$$

$$\begin{cases} ca_{N_1} = \frac{-2N_1}{(n+N_1)(n-N_1)} \cdot \frac{C_{11}}{\pi} \\ b_{N_1} = \frac{2}{n} \cdot \frac{C_{01}}{\pi} \\ a_{N_2} = \frac{2N_2}{(n+N_2)(n-N_2)} \cdot \frac{C_{12}}{\pi} \\ b_{N_2} = -\frac{2}{n} \cdot \frac{C_{02}}{\pi} \end{cases} \quad (13)$$

随着 n 的逐渐增大, 激励幅值先主要受时均项的影响, 当 n 接近 N_1 或 N_2 的倍数时幅值受脉动项 C_{n1} 或 C_{n2} 的影响较大。

4 数值计算与分频机理探究

4.1 进口导叶布局形式

本文研究的进口导叶布局形式如图 6 所示, 其中图 6(a) 为均匀方案, 图 6(b) 为以叶片数为设计参数的三通道非均匀方案, 图 6(c) 为以通道面积为设计参数的两通道非均匀方案, 具体的叶片通道参数如表 2 所示。当导叶均匀分布时(如图 6(a)), 叶片间夹角 β 约为 18.95° ; 当以叶片数为设计参数时(如图 6(b)), 叶片在各自扇区内均匀分布, 一个扇区叶片数为 9, 另一个扇区叶片数为 10, 叶片间夹角 α 和 γ 分别为 20° 和 18° ; 当以通道面积为设计参数时(如图 6(c)), 叶片通道在各自扇区内均匀分布。

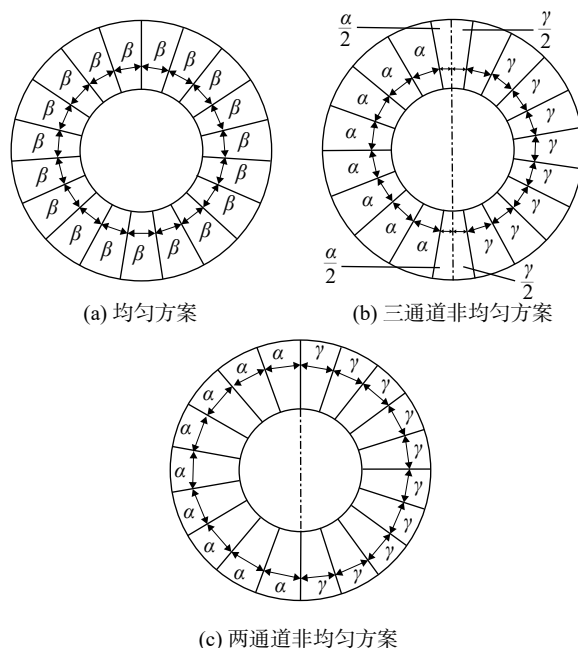


图 6 进口导叶布局形式

Fig. 6 Layouts of inlet guide vane

表 2 进口导叶参数

Table 2 Parameters of inlet guide vane

参数	数值
$\alpha / (^\circ)$	20
$\beta / (^\circ)$	18.95
$\gamma / (^\circ)$	18

4.2 均匀方案激励特性分析

均匀方案下导叶 50% 叶高轴向流场(以来流参数作为基本无量纲量)如图 7 所示, 其中图 7(a)

为流场的熵云图,说明导叶产生的尾迹被转子叶片前缘切割,并穿过转子叶片向下游传播。静压云图(图 7(b))表明导叶产生的势干扰主要作用于转子前缘并向下游传递。对导叶出口的熵值进行空间傅里叶变换可得用于表征尾迹激励的熵节径云图(图 8(a)),同理可得用于表征势干扰激励的静压节径云图(图 8(b)),可以观察到尾迹与势

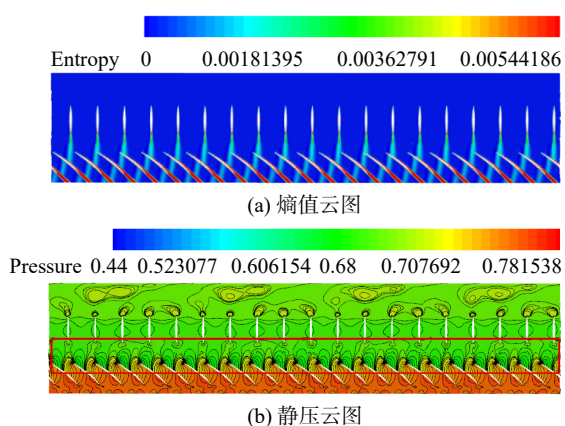


图 7 50% 叶高轴向云图

Fig. 7 Axial contour at 50% span

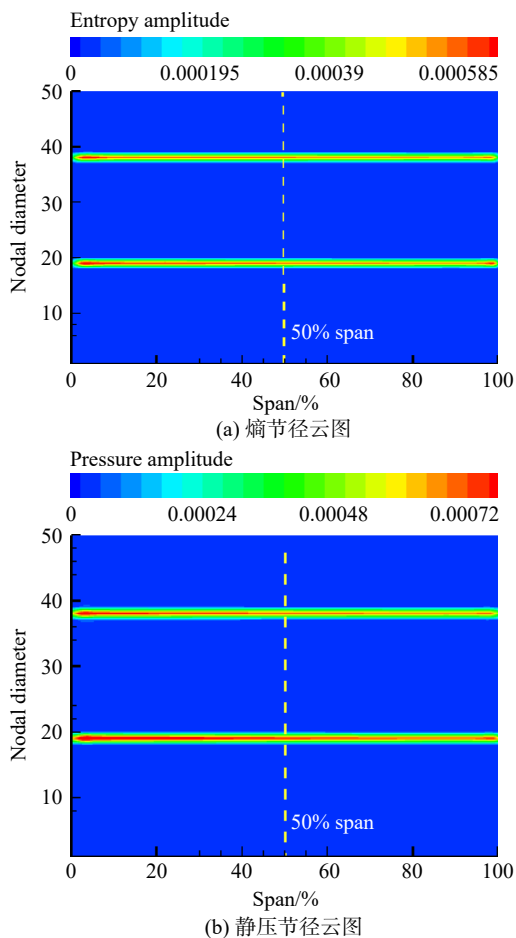


图 8 导叶出口空间节径云图

Fig. 8 Nodal diameter contour at outlet guide vane

干扰的节径(nodal diameter, ND)数均为 19 和 38(记为 19ND 和 38ND),并且 19ND 激励幅值大于 38ND, 19ND 激励幅值由叶根向叶尖先减弱后增大,在叶尖位置显著增大。图 9 为导叶出口 50% 叶高节径谱。

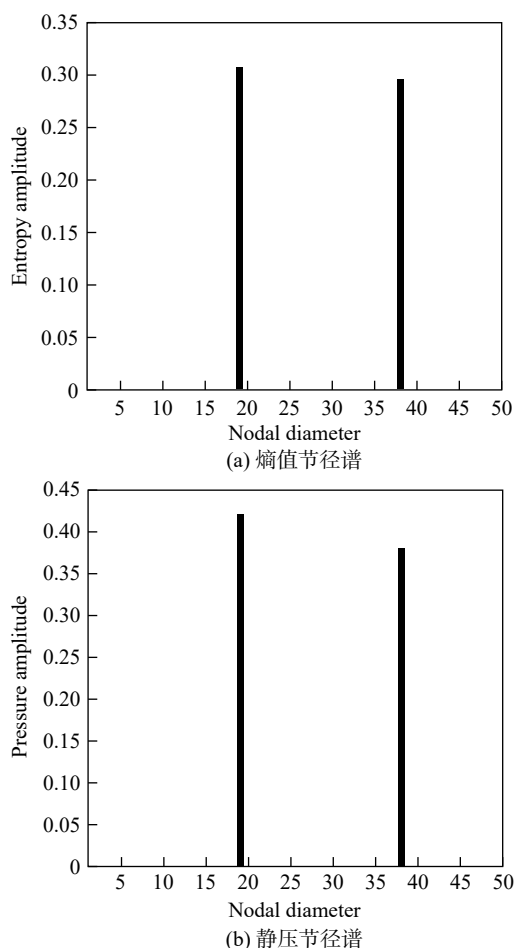


图 9 导叶出口 50% 叶高节径谱(均匀方案)

Fig. 9 Nodal diameter at 50% span at outlet guide vane (symmetry scheme)

图 10 为 19 EO 频率下转子叶片表面非定常压力的幅值分布,图 10(a)表明转子吸力面前缘 30% 叶高处气动激励幅值最大。图 11(a)为气动激励幅值最大点在一个转动周期内的非定常压力变化曲线,图 11(b)为该曲线对应的频谱图(用频率除以转频可得激励阶次),可以看出转子所受气动激励阶次为 19 EO 及其倍频 38 EO,并且 19 EO 幅值是 38 EO 幅值的 3.5 倍。对比图 9 和图 11(b)的幅值大小可知,激励由导叶出口传递到转子前缘的过程中,高阶次激励衰减速度更快。由于 19 EO 与转子叶片 6 阶固有频率有交点,因此降低 19 EO 的气动激励有重要的工程意义。

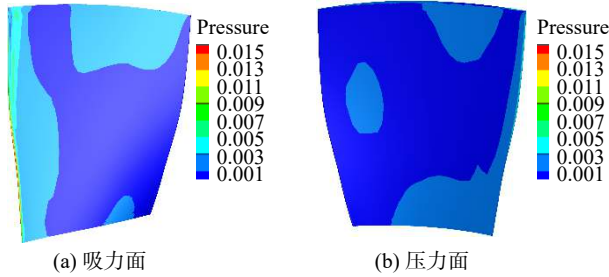
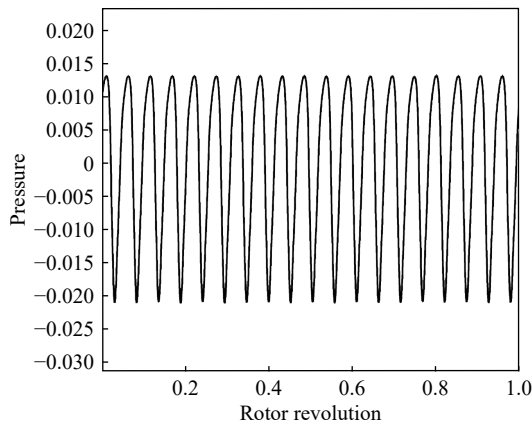
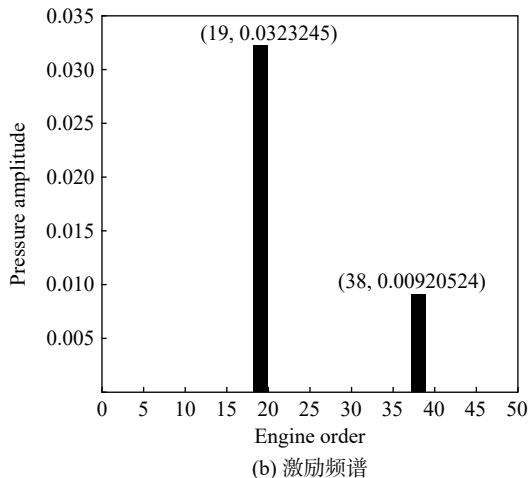


图 10 转子叶片表面压力云图

Fig. 10 Contour of pressure at rotor blade surface



(a) 非定常压力曲线



(b) 激励频谱

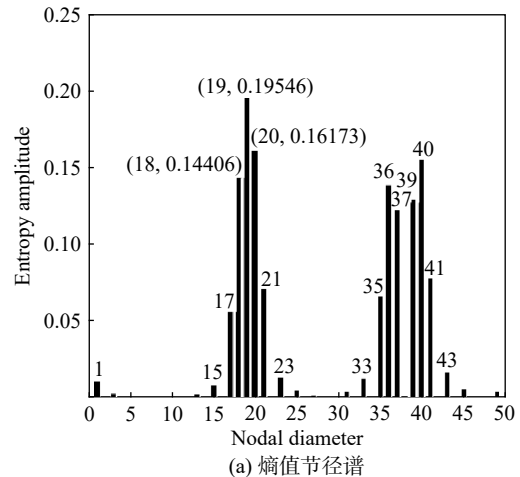
图 11 压力时域曲线和频谱图(均匀方案)

Fig. 11 Time-history and frequency characteristic of pressure (symmetry scheme)

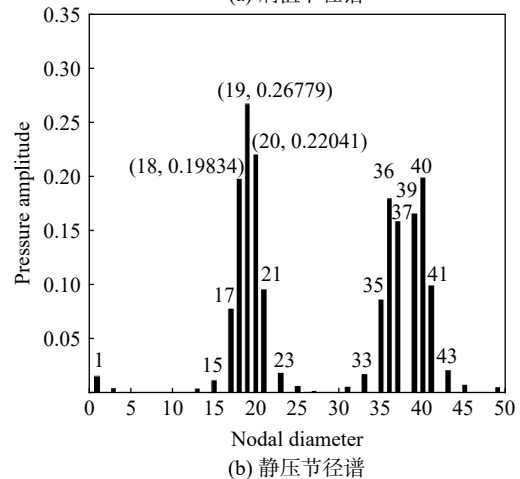
4.3 三通道非均匀方案激励特性分析

图 12 为三通道非均匀方案(图 6(b))下导叶出口 50% 叶高处熵值和静压的空间节径谱,与图 9 对比可知,此方案下气动激励由单一节径变为多节径,具体节径数为不规则的某些奇数(如 1、3、5、11、...)和 N_1 与 N_2 的倍数;尾迹激励 19ND 幅值相比均匀方案降低约 36.5%,势干扰激励 19ND 幅值降低约 36.3%,两者在 38ND 幅值均降低为 0。图 13(a)为此方案下气动激励幅值最大点非定常压力曲线,结果表明转子叶片在一个转动周期

内所受到的气动激励发生改变。分析图 11(b)和图 13(b)可知,此方案下气动激励阶数由 19EO 转变为多个阶数,19EO 激励幅值降低约 36.5%。观察图 12 与图 13 可以发现,由于高阶激励能量衰减速度更快,导致转子所受气动激励的 18EO 幅值和 20EO 幅值接近,但 36EO 幅值大于 40EO 幅值。



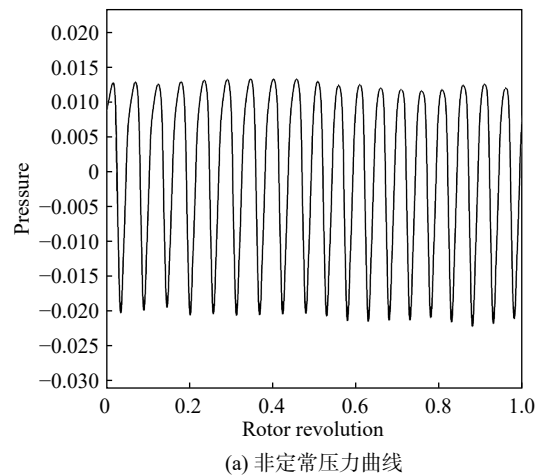
(a) 熵值节径谱



(b) 静压节径谱

图 12 导叶出口 50% 叶高节径谱(三通道非均匀方案)

Fig. 12 Nodal diameter at 50% span at outlet guide vane (asymmetry scheme with three-vane spacing)



(a) 非定常压力曲线

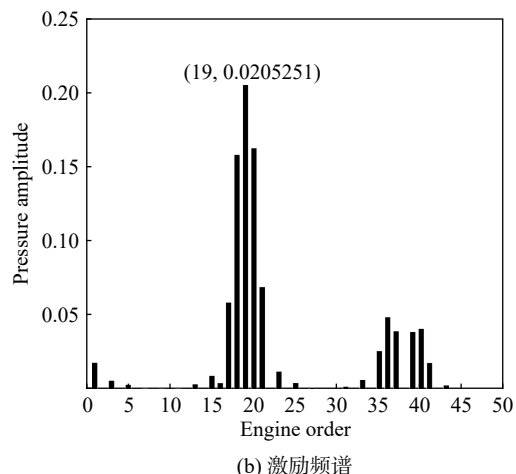


图 13 压力时域曲线和频谱图(三通道非均匀方案)

Fig. 13 Time-history and frequency characteristic of pressure (asymmetry scheme with three-vane spacing)

4.4 两通道非均匀方案激励特性分析

图 14 为两通道非均匀方案下(图 6(c))导叶出口 50% 叶高处熵值和静压的空间节径谱, 此方

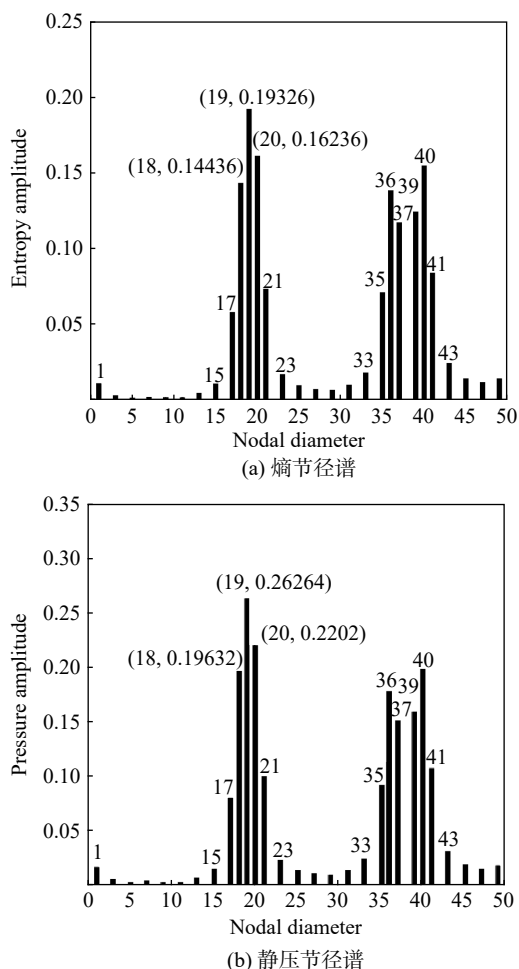


图 14 导叶出口 50% 叶高节径谱(两通道非均匀方案)

Fig. 14 Nodal diameter at 50% span at outlet guide vane (asymmetry scheme with two-vane spacing)

案下气动激励的节径数为等差奇数(如 1、3、5、7、9、...)和 N_1 与 N_2 的倍数; 尾迹激励比均匀方案 19ND 幅值降低约 37.2%, 38ND 幅值降低为 0; 势干扰的 19ND 幅值降低约 41.3%, 38ND 幅值降低为 0。图 15 为压力时域曲线和频谱图。图 15 (b) 为此方案下气动激励幅值最大点的频谱图, 对比图 11 (b) 可知转子所受气动激励在 19EO 幅值降低约 37.5%, 气动激励分频规律与图 14 基本一致, 其中高阶次激励幅值受传播距离影响较大。

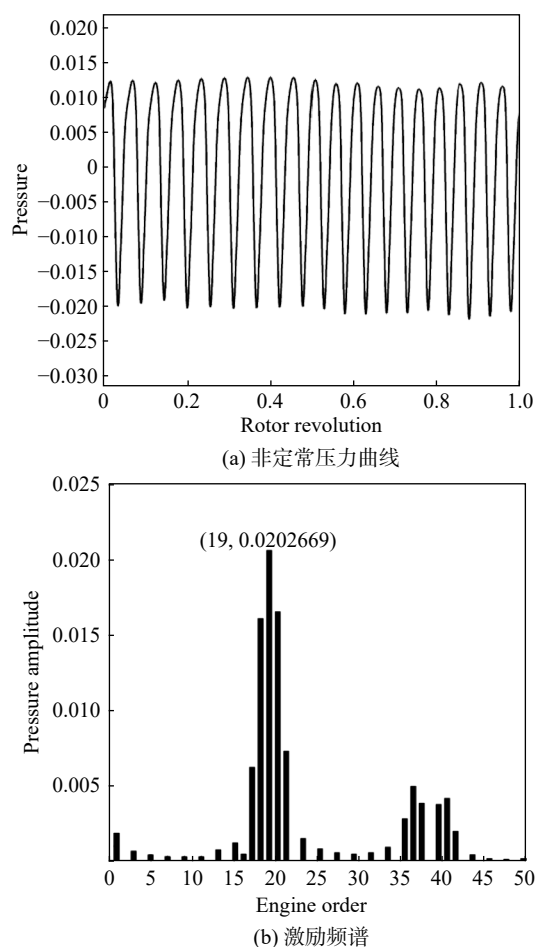


图 15 压力时域曲线和频谱图(两通道非均匀方案)

Fig. 15 Time-history and frequency characteristic of pressure (asymmetry scheme with two-vane spacing)

4.5 气动激励分频机理探究

前文对 3 种方案下的流场进行了分析, 结果表明两种非均匀方案下气动激励的空间分布和频域特性均不同。为探讨通道面积与激励特性的关系, 分别对导叶数为 18、20 的两种均匀方案气动激励进行分析, 最终可得导叶数为 18、19 和 20 的气动激励脉动项第 1、2 阶谐波分量幅值。表 3 说明导叶数与气动激励的各阶谐波分量幅值成正比; 将表 3 中的第 1、2 阶尾迹与势干扰激励幅

值代入式(2)~式(6)的对应位置中,可得对半均匀布局气动激励理论解。图 16 为非均匀布局简化公式计算的理论空间节径谱。

表 3 不同均匀布局导叶出口 50% 叶高处激励幅值
Table 3 Excitation amplitude at 50% span at outlet guide vane with different symmetric layouts

激励阶次	导叶数为 18	导叶数为 19	导叶数为 20
1 阶尾迹	0.289 85	0.307 75	0.326 36
2 阶尾迹	0.279 82	0.296 47	0.313 90
1 阶势干扰	0.395 34	0.420 24	0.444 15
2 阶势干扰	0.358 43	0.380 73	0.401 51

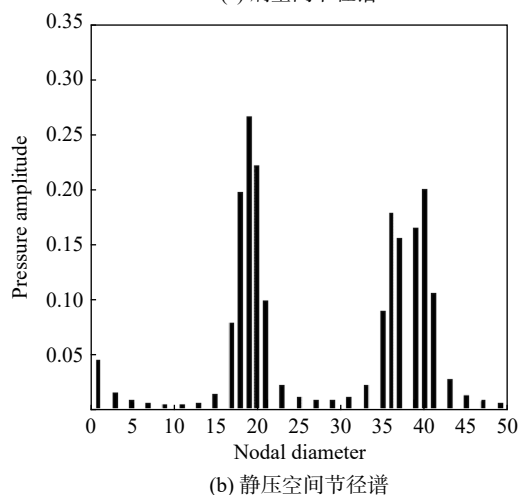
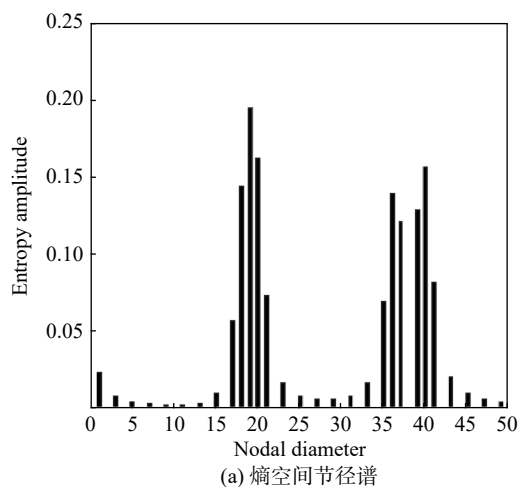


图 16 非均匀布局简化公式计算的理论空间节径谱

Fig. 16 Calculation of theoretical nodal diameter by simplified formula of asymmetric layout

分析图 12 与图 16 可知,理论解包含等差奇数节径(1、3、5、7、…),而三通道非均匀方案中一些奇数节径(7、9、11、29、…)幅值为 0 或很小。观察图 14 和图 16 可发现,理论解与两通道非均匀方案下的气动激励空间分布规律几乎一致。以上结果说明理论解所对应的布局形式应为两通道

非均匀方案,叶排只存在两种通道面积,转子叶片在一个转动周期内将经历两种气动激振力的激振。

综上所述,在对半均匀布局中,由于两分区气动激励脉动项频率和幅值不同,使整个叶排气动激励出现分频现象。当以叶片数为设计参数时,通过改变叶片数使通道面积发生变化,但同时会引入与理论不符的叶片通道,使叶排存在 3 种通道面积,气动激励特性发生改变。本文提出的以通道面积为参数的设计方法使整个叶排只存在两种通道面积,能准确获得对半均匀布局的激励特性,更利于探究其他非均匀布局形式下的转子叶片气动响应。

5 结 论

本文提出了以通道面积为参数的非均匀布局设计方法,开展了对半均匀布局气动激励的理论分析,研究了两种非均匀方案下导叶气动激励特性。通过分析气动激励的空间分布和转子叶片表面气动响应分布,得到气动激励在流场中的传播规律;通过对比两种非均匀方案下的激励特性和对半均匀布局理论解,阐明通道面积与激励特性的关系,揭示了对半均匀布局气动激励的分频机理。

1) 导叶诱导的势干扰主要作用于转子叶片前缘,尾迹既能作用于转子叶片前缘还能向下游传播,其中高阶次激励随距离增加衰减速度更快;势干扰与尾迹的激励强度由叶根向叶尖先减小后增大,且叶尖处增大较为明显,两者共同影响下游转子叶片表面非定常压力的分布。

2) 在对半均匀布局中,叶排通道面积的改变使激励特性发生变化,两扇区气动激励脉动项不同导致转子所受气动激振力由原来的单一频率高幅值转化为多频率低幅值。

3) 在设计对半均匀布局时,以叶片数为设计参数会使叶排存在 3 种通道面积,使激励特性与理论分析不相符;本文提出的以通道面积为参数的设计方法,能够获得准确的对半均匀布局气动激励模式,更利于探究更多的非均匀布局形式,从而降低下游转子叶片气动响应幅值。

参考文献:

- [1] SANDERS A J, FLEETER S. Blading response to potential field interactions in axial and radial flow turbomachinery[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(2): 199-207.
- [2] 宋兆泓. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京: 北京航

- 空 航 天 大 学 出 版 社, 1988.
- [3] LENG Y. Preliminary design tools in turbomachinery: non-uniformly spaced blade rows, multistage interaction, unsteady radial waves, and propeller horizontal-axis turbine optimization[D]. West Lafayette, US: Purdue University, 2016.
- [4] RIVAS-GUERRA A J, MIGNOLET M P. Local/global effects of mistuning on the forced response of bladed disks[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, 126(1): 131-141.
- [5] LIM S H, PIERRE C, CASTANIER M P. Predicting blade stress levels directly from reduced-order vibration models of mistuned bladed disks[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(1): 206-210.
- [6] 辛健强, 王建军. 失谐流体激励下叶盘结构响应特性[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(4): 801-810.
XIN Jianqiang, WANG Jianjun. Forced response characteristic of blade disk with aerodynamic mistuning[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 27(4): 801-810. (in Chinese)
- [7] 王建军. 航空发动机叶盘结构流体激励耦合振动[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [8] PANNING L, SEXTRO W, POPP K. Optimization of the contact geometry between turbine blades and underplatform dampers with respect to friction damping[R]. Amsterdam, Netherlands: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2002.
- [9] GOTTFRIED D, FLEETER S. Passive detuning for HCF reduction[R]. Indianapolis, Indiana: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2002.
- [10] KEMP R H, HIRSCHBERG M H. Theoretical and experimental analysis of the reduction of rotor blade vibration in turbomachinery through the use of modified stator vane spacing[R]. NACA-TN-4373, 1958.
- [11] 牛永红, 侯安平, 张明明, 等. 非均匀静子布局对转子叶片振动的影响[J]. *推进技术*, 2015, 36(7): 1078-1084.
NIU Yonghong, HOU Anping, ZHANG Mingming, et al. Effects of asymmetric vane spacing on rotor blade vibration[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 1078-1084. (in Chinese)
- [12] KANEKO Y, MORI K, OKUI H. Study on the effect of asymmetric vane spacing on vibratory stress of blade[R]. Vienna, Austria: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2004.
- [13] 孟越, 李琳, 李其汉. 气动非谐对叶片表面非定常气动激振力影响研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(7): 1060-1064.
MENG Yue, LI Lin, LI Qihan. Study on the influence of aerodynamic mistuned on unsteady aerodynamic force of blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(7): 1060-1064. (in Chinese)
- [14] 孟越, 李琳, 李其汉. 不对称静子尾迹流场激振力分析及计算方法研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2007, 33(9): 1005-1008.
MENG Yue, LI Lin, LI Qihan. Investigation of force under asymmetry stator wake[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 33(9): 1005-1008. (in Chinese)
- [15] 孟越, 李琳, 李其汉. 不对称静子叶片非谐方案研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(12): 2083-2088.
MENG Yue, LI Lin, LI Qihan. Asymmetry stator mistuned blade design and research[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(12): 2083-2088. (in Chinese)
- [16] CLARK J P, AGGARWALA A S, VELONIS M A, et al. Using CFD to reduce resonant stresses on a single-stage, high-pressure turbine blade[R]. Amsterdam, Netherlands: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2002.
- [17] MONK D J, KEY N L, FULAYTER R D. Reduction of aerodynamic forcing through introduction of stator asymmetry in axial compressors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(1): 134-141.
- [18] ZHENG Y, HUI Y. Coupled fluid-structure flutter analysis of a transonic fan[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24(3): 258-264.
- [19] 肖大启, 郑赟, 杨慧. 轴向间距对转子叶片气动激励的影响[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(10): 2307-2313.
XIAO Daqi, ZHENG Yun, YANG Hui. Effect of axial spacing on aerodynamic excitation of rotor blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(10): 2307-2313. (in Chinese)
- [20] 郑赟, 王静. 错频对叶片的气动弹性稳定性影响[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(5): 1029-1036.
ZHENG Yun, WANG Jing. Influence of frequency mistuning on aeroelastic stability of blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(5): 1029-1036. (in Chinese)
- [21] 郑赟, 田晓, 杨慧. 跨声速风扇叶片变形对气动性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(7): 1621-1627.
ZHENG Yun, TIAN Xiao, YANG Hui. Impact of blade deflection on aerodynamic performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(7): 1621-1627. (in Chinese)
- [22] CHIMA R. Calculation of multistage turbomachinery using steady characteristic boundary conditions[R]. Reston, US: 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1998.
- [23] MATHUR S. Unsteady flow simulations using unstructured sliding meshes[R]. Reston, US: 25th AIAA Fluid Dynamics Conference, 1994.
- [24] SUN T, HOU A, ZHANG M, et al. Analysis on the reduction of rotor blade vibration using asymmetric vane spacing[R]. Montreal, Canada: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2015.

(编辑: 秦理曼)