

文章编号:1000-8055(2011)11-2623-07

进气畸变与旋转失速诱导叶片振动的相关性分析

杜建建, 李舜酩, 方立成

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了定量地分析进气畸变与旋转失速两种气动载荷之间以及两者单独激励下叶片位移响应之间的相关程度, 基于双级低速轴流压气机试验器上进行的进气畸变试验与旋转失速试验所得的流场数据, 对叶片在两者单独激励下的振动特性进行仿真计算, 并从统计学的角度对变量之间的相关性进行分析。结果表明: 两种流场压力数据之间相关性极高, 说明两者共享的特征较多; 节点位移响应之间的相关程度低于两种压力载荷之间的相关程度; 同一叶型截面上节点位移响应之间的相关系数曲线大致成不对称的 V 字型; 沿叶身截面从叶根至叶尖节点位移响应之间的相关系数逐渐降低, 主要与边界条件有关。

关 键 词: 相关分析; 叶片振动; 进气畸变; 旋转失速; 数值仿真

中图分类号: V231.92

文献标志码: A

Correlation analysis of blade vibration induced by inlet distortion and rotating stall

DU Jian-jian, LI Shun-ming, FANG Li-cheng

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: To analyze correlation degree between inlet distortion and rotating stall quantitatively, as well as blade displacement responses induced by them, blade vibration characteristics were simulated under inlet distortion or rotating stall by software ANSYS based on measurement data obtained from two stage low speed axial compressor, and correlation analysis between variables was made with statistics theories. The results indicate: two flow pressure data are highly related, and many characteristics are shared by them. Correlation degree between displacement responses is lower than that between inlet distortion and rotating stall. Correlation coefficient curve between displacement responses of the same section is of roughly asymmetrical V shape. Correlation coefficient between displacement responses of blade body from root to tip decreases gradually as it is mainly related to boundary conditions.

Key words: correlation analysis; blade vibration; inlet distortion; rotating stall; numerical simulation

航空发动机压气机进口流场的压力、速度、温度等流动参数的不均匀性, 即流场畸变。这种畸变

不仅影响发动机的性能、气动稳定性及结构完整性^[1], 还会引起复杂的多种谐波激振成分, 使叶片

收稿日期: 2010-12-11; 修订日期: 2011-06-10

基金项目: 国家自然科学基金(50675099)

作者简介: 杜建建(1987—), 女, 辽宁锦州人, 硕士, 主要从事航空发动机压气机叶片振动响应相关性分析研究。

的振动水平增加,并可能导致叶片振动疲劳破坏。因此,畸变诱导叶片振动方面的研究越来越受重视。其中,Danforth^[2]对气动力诱发叶片振动的问题进行了全面的总结,认为周向总压畸变通常是导致叶片振动的最主要的气动载荷,由于流场畸变可能使转子叶片的振动水平增加几倍。文献[3]中着重从力学响应方面评价了进气畸变的可接受性,并提出了一种计算畸变气流作用在叶片上的激振力和共振响应的方法。文献[4]中通过流场计算定量地分析了进气畸变下叶片表面压力分布特点,并分析了在不同畸变水平下对应应力的变化趋势。Rabe等人^[5]通过试验测量了周向总压畸变条件下叶片表面的非定常压力及振动响应。文献[6]中讨论了周向总压畸变下激振力谐波的计算方法,并结合试验分析了进气畸变下叶片的振动应力,结果表明叶片振动响应与畸变指数成正比。

旋转失速的发生是由于附面层承受逆压力梯度的有限能力造成的。对于叶片而言,它在正常气流状态与失速状态下所受的气动力是不同的。这样,当叶片交替地通过正常区与失速区,叶片就会受到周期性激振力。若该周期性激振力的频率与叶片自振频率相吻合,则将发生共振会造成叶片损坏等故障。文献[7]中详细地介绍了旋转失速与叶片振动的基本理论,建立了两者之间的联系,并认为随着航空发动机对压缩系统级负荷、性能、可靠性、寿命等要求的不断提高,有必要在这两个领域开展更多的试验及理论研究。文献[8]中关于压气机旋转失速对叶片振动影响方面进行了试验研究,结果发现失速状态下叶片的振动应力明显增大,噪声也随之加强。

但是长期以来,由于非定常气动力和阻尼难以预估^[9],国外多采用以试验数据为基础的半经验法来预测气流激振强度以及由此造成的强迫振动水平,国内在这方面还急需开展相关的试验进行进一步的研究^[10]。目前,虽然已经能够进行三维非定常流固耦合的数值模拟,但要进入工程应用还需取得更大的突破^[11]。本文基于实测轴流压气机畸变试验与旋转失速试验所得的流场压力数据,对压气机转子叶片分别在两种气动载荷激励下的振动特性进行仿真分析,并从统计学的角度对两者之间的相关性进行一些探讨。

1 相关性分析基本理论

一般两个随机变量 $x(t)$ 和 $y(t)$ 在时域波形上只能进行定性分析,而不能进行定量分析。为了

找出它们之间的相互关系,在统计学中定义了互相关函数,其表达式为

$$R_{xy}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x(t) \cdot y(t + \tau) dt \quad (1)$$

互相关函数不仅反映随机信号在不同时刻取值的相关程度,也反映了随机信号的幅度与功率,但幅度与功率要受系统增益的影响。为了消除随机信号的幅度与功率的影响^[12],引入归一化相关函数的概念,即为相关系数,其表达式为

$$\rho_{xy}(\tau) = \frac{R_{xy}(\tau)}{\sqrt{R_{xx}(0)R_{yy}(0)}} \quad (2)$$

式中 ρ_{xy} 只是一个比率并没有单位,在 $-1 \sim +1$ 范围内变动。相关程度就取决于 ρ_{xy} 的大小。表1显示了相关系数与相关程度的对应关系。

表1 相关程度划分
Table 1 Correlation degree

相关系数	相关程度
$\pm 0.00 \sim \pm 0.30$	微相关
$\pm 0.30 \sim \pm 0.50$	实相关
$\pm 0.50 \sim \pm 0.80$	显著相关
$\pm 0.80 \sim \pm 1.00$	高度相关

2 进气畸变与旋转失速的相关性分析

2.1 流场的试验模拟

试验是在南京航空航天大学的低速轴流压气机试验器上进行的。该试验器采用轴向进气径向排气的结构布局,整个气流流道沿轴向为等截面的直环形通道。其系统参数为:外径 $D=900$ mm, 轮毂比 $\bar{a}=0.6$, 设计点转速 $n=1500$ r/min, 在小于 1500 r/min 的范围内转速无级可调;主动力源为 200 kW 直流电机,辅助动力源为 75 kW 直流电机,辅助气源为 75 kW 离心风机。在离转子进口上游约 3 倍 D 的位置安装了插板模拟静态进口畸变,插板的结构如图1所示,图中黑色部分 H 表示插板遮挡部分。气动界面 AIP (aerodynamic interface plane) 位于转子叶片前小于 $0.1 D$ 处,通过 AIP 界面上布置的传感器测量畸变情况下的动态压力。图2即为按照从压气机进口看,AIP 界面上 6 个高频动态压力测量传感器沿周向均布的示意图。

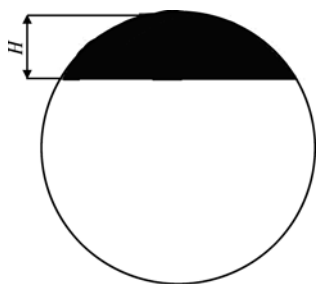


图 1 插板结构示意图

Fig. 1 Interceptor structure

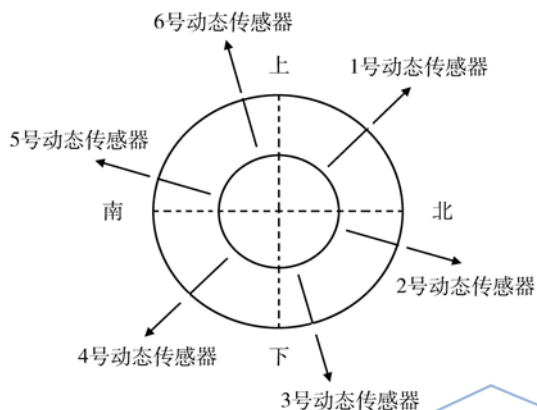


图 2 AIP 界面动态压力测量传感器周向分布

Fig. 2 Circumferential distribution of pressure sensors in AIP section

2.2 试验数据分析

在进气畸变情况下,压气机工作于转速 1200 r/min 时,AIP 界面上 1 号压力传感器测量所得动态压力的变化情况如图 3 所示.由图 3(a)时域分析可知,进气畸变下压力波形的变化大致呈现周期性进行波动.由图 3(b)频域分析可知,在相当宽的频域上都有压力幅值出现,即进气畸变下包含多种谐波激振成分.同时,压力幅值随着频率的增加而逐渐衰减.

在进气畸变试验模拟的基础上,拆除转子进

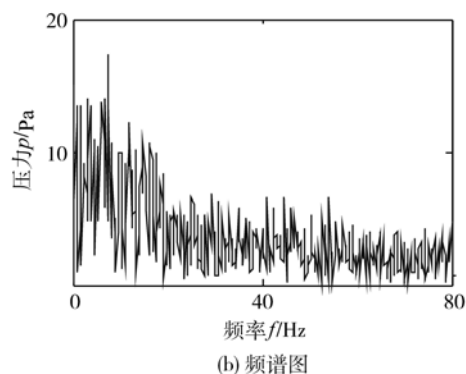
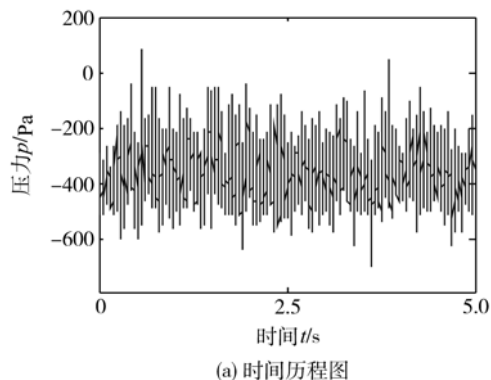


图 3 进气畸变下压力时间历程图及频谱图

Fig. 3 Pressure-time and pressure-spectrum of inlet distortion

口上游安装的插板,此时压气机处于均匀进气的状态.然后,调节节流阀对压气机进行喘振试验,并实时记录压气机从稳定工作状态进入不稳定工作状态这一过程的失速信号.当压气机失速后将在转子叶片通道内出现部分转子旋转速度的失速团,在动态压力测量中将会出现很明显的失速波形,经过 Fourier 变换可以看出失速团的特征频率.

图 4 为压气机工作于转速 1200 r/min 时,

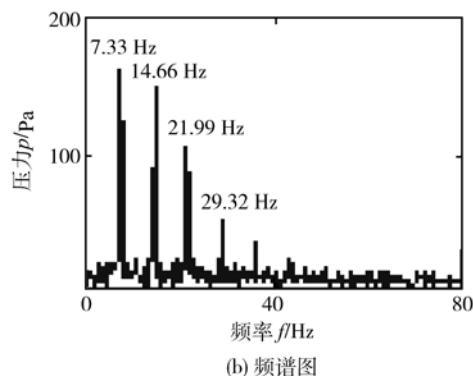
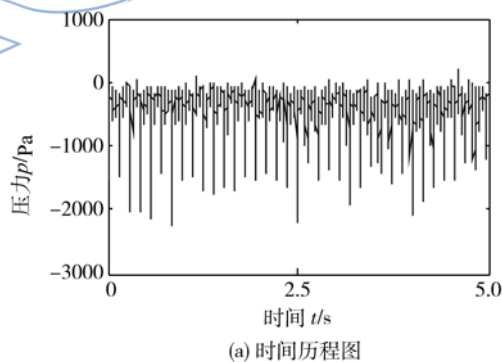


图 4 旋转失速下压力时间历程图及频谱图

Fig. 4 Pressure-time and pressure-spectrum of rotating stall

AIP界面上1号压力传感器测量所得失速后动态压力的变化情况.从图4(a)时域分析可以看到明显的失速波形,该波形具有一定的周期性,大致呈现一系列的反脉冲,即波峰较平波谷很尖,说明非失速的宽度较大,速度低的失速团区域较小.从图4(b)频域分析可以看到在基频及其倍频处出现幅值较大的特征扰动信号,即失速团的旋转扰动信号.该特征扰动信号的幅值随着倍频的增加逐渐衰减.失速团的特征频率为7.33 Hz,即439.8 r/min,约为转子旋转速度(1200 r/min)的36.7%.

图5为进气畸变与旋转失速下两种压力载荷的相关性分析图.互相关系数的最大值是0.8264,对应的相关程度为高度相关.由此可见,两种试验所得的流场压力数据相关性极高,说明两种压力载荷共享的特征较多.

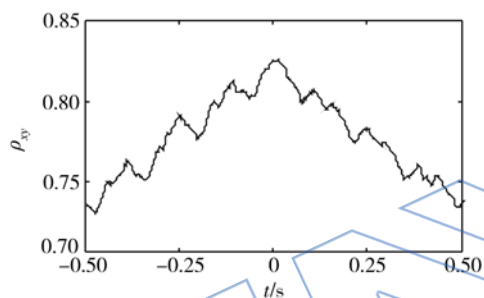


图5 激励的相关性分析

Fig. 5 Correlation analysis of exciting force

3 叶片的振动响应特性分析

将上述进气畸变试验与旋转失速试验所得的流场压力数据分别施加到叶片表面作为力边界条件,对叶片的振动响应特性进行分析.

3.1 叶片模型及参数

基于压气机转子叶片复杂的结构特点,利用Unigraphics NX软件根据已给的叶型参数创建叶片实体,然后导入到ANSYS中做进一步分析.

叶片材料取为钛合金,密度为 4500 kg/m^3 ,弹性模量为110 GPa,泊松比为0.34.假设结构的总阻尼比 ζ 为0.01,折合Rayleigh阻尼系数 α 为83.4407, β 为 9.2615×10^{-7} .选择SOLID45单元并采用体扫略网格划分的方法对叶片进行网格划分,得到结构均匀节点分布合理的六面体结构网格,如图6所示.该模型共有4945个单元、6708个节点.计算时位移边界设置为叶片根部固支.

3.2 叶片振动响应特性

求得叶片在进气畸变与旋转失速两种压力载

荷单独激励情况下,载荷步为1024时位移响应的分布云图如图7所示.由图可以看出,两种气动

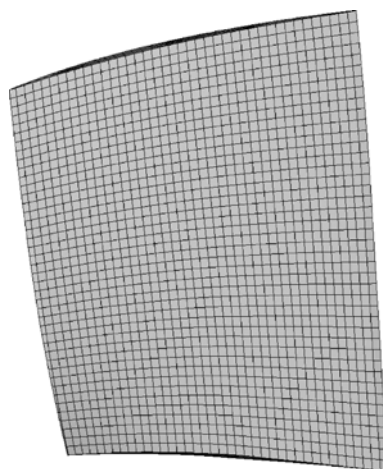
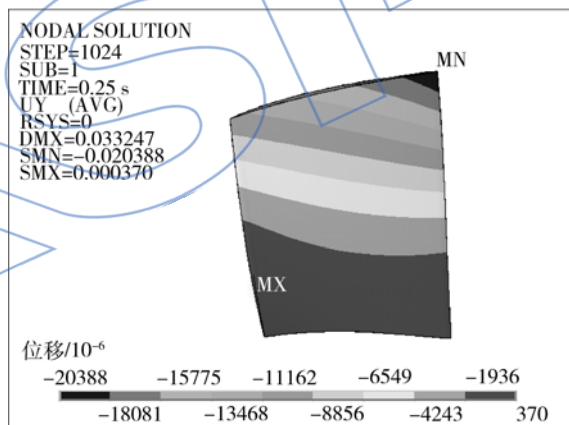
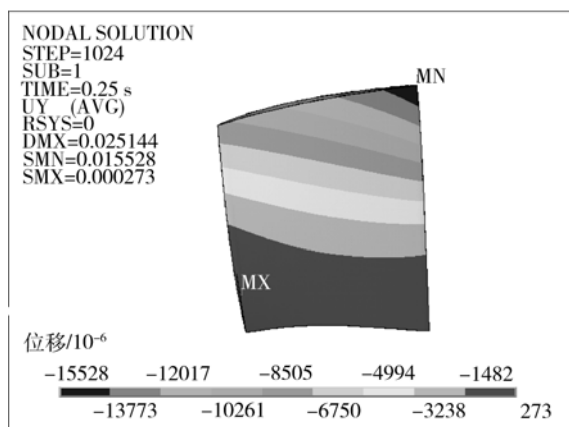


图6 叶片的有限元模型

Fig. 6 Finite element model of blade



(a) 进气畸变激励下位移分布



(b) 旋转失速激励下位移分布

图7 叶片振动响应位移分布云图

Fig. 7 Blade vibration contours

载荷激励下,转子叶片的振动形式均近似为一阶振型(弯曲振动),位移变化量在同一叶型截面上由前缘至尾缘逐渐增加,最大值均出现在叶尖截面靠近尾缘处。

由计算结果绘制进气畸变与旋转失速两种气动载荷单独激励下,叶尖靠近尾缘处位移响应最大点(node 1285)的位移随时间变化曲线及相应的频谱分别如图 8 和图 9 所示。由图 8 可知:进气畸变下位移响应曲线在时域内可近似为周期性波动的波形;而通过频域分析可见,位移响应在相当宽的频域上都有幅值出现,并且位移幅值随着频率的增加而逐渐衰减。由图 9 可知:旋转失速下位移响应曲线在时域内呈现一系列的脉冲,即波峰较尖波谷较平;而由频域分析可见,位移响应主要由 7.33 Hz 及其倍频的频率成分组成,并且位移幅值随着倍频的增加而逐渐衰减。此外,这两种压力载荷激励情况下,位移响应的频域成分均与压力载荷的频域成分相对应。

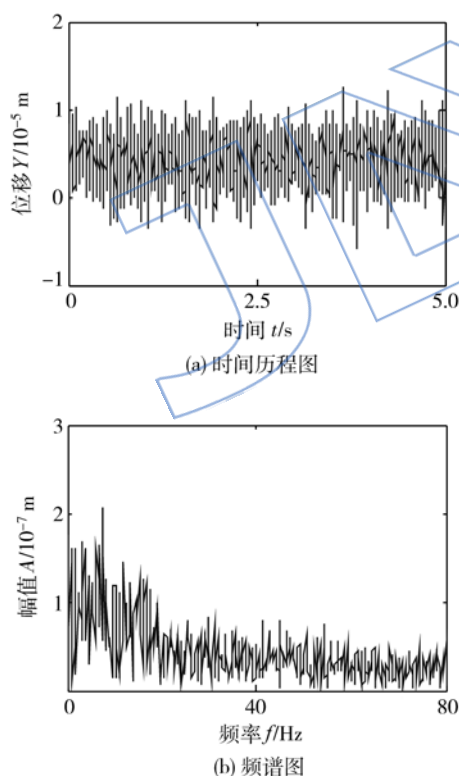


图 8 进气畸变下位移响应时间历程图及频谱图
Fig. 8 Displacement-time and displacement-spectrum of inlet distortion

3.3 叶片振动响应的相关性分析

图 10 为进气畸变与旋转失速两种压力载荷单独激励下,node 1285 的位移响应之间相关性分

析图。互相关系数最大值是 0.6124,对应的相关程度为显著相关。

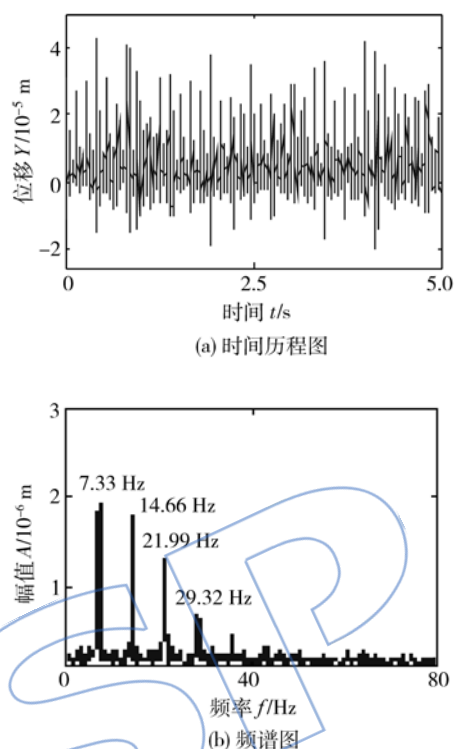


图 9 旋转失速下位移响应时间历程图及频谱图
Fig. 9 Displacement-time and displacement-spectrum of rotating stall

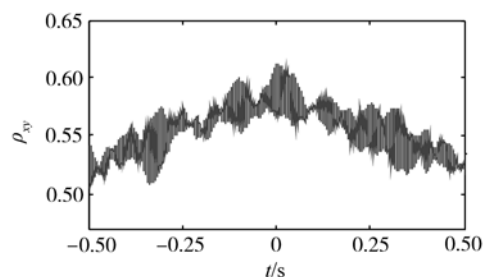


图 10 位移响应的相关性分析
Fig. 10 Correlation analysis of displacement response

为了进一步分析在进气畸变与旋转失速两种压力载荷单独激励下转子叶片表面上其他节点位移响应之间互相关系数最大值的变化情况,分别提取叶片压力面与吸力面的叶尖截面、叶中截面和近叶根截面(10%叶高)上不同相对弧长处各节点的位移响应进行分析。

图 11 给出了各节点位移响应之间互相关系数最大值的变化情况。由图 11 可知:在两种压力

载荷单独激励下,压力面与吸力面的叶尖截面、叶中截面和近叶根截面上节点位移响应之间的互相关系数由前缘至尾缘均是先降低再升高,且前缘处节点位移响应之间的互相关系数略大于尾缘处节点位移响应之间的互相关系数,即曲线大致成

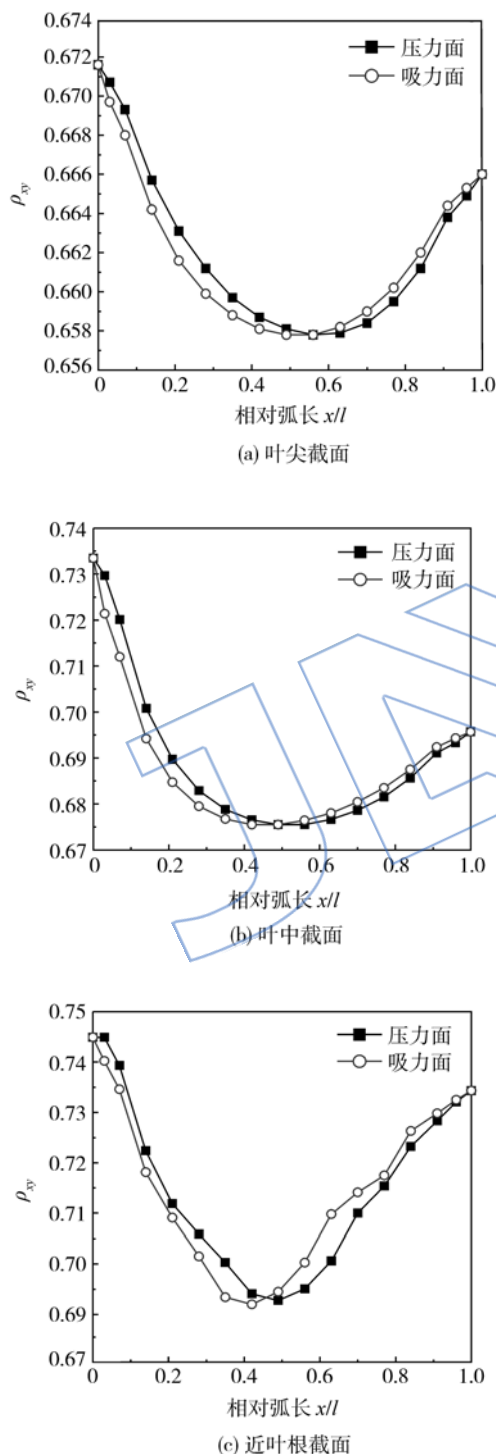


图 11 节点位移响应相关性分析
Fig. 11 Correlation analysis of node displacement response

不对称的 V 字型;对比图中 11(a)~(c)可知,沿叶高方向由近叶根至叶尖,节点位移响应之间的互相关系数逐渐降低,这主要是由于叶片根部固支,所以在靠近叶根处节点的位移响应很小趋近于零,固相似程度较高,即互相关系数较大。此外,尽管各节点位移响应之间的互相关系数略有不同,但对应的相关程度同为显著相关,与两种压力载荷之间的相关程度相比要弱。

4 结 论

本文通过对进气畸变与旋转失速以及两种压力载荷单独激励下叶片的位移响应进行相关性分析,得到具体结论如下:

- 1) 在进气畸变与旋转失速激励下,转子叶片振动形式均近似为第一阶振型,且位移响应的频域成分与激励载荷的频域成分一致;
- 2) 进气畸变试验与旋转失速试验所得压力载荷之间相关性极高,即共享的特征较多;
- 3) 位移响应之间的相关性较激励载荷之间的相关性要差;
- 4) 同一叶型截面节点位移响应之间互相关系数最大值的变化曲线大致成不对称的 V 字型;叶身截面沿叶高方向由叶根至叶尖,节点位移响应之间的互相关系数逐渐降低,这与叶片根部固支的边界条件有关。

参考文献:

- [1] Yao J X, Gorrell S E, Wadia A R. A time-accurate CFD analysis of inlet distortion induced swirl in multistage fans [R]. Cincinnati, OH: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [2] Danforth C E. Distortion-induced vibration in fan and compressor blade[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(4): 216-225.
- [3] 欧阳绍泽. 航空发动机第一级压气机叶片对进口气流畸变的振动响应分析和计算[J]. 西北工业大学学报, 1984, 2(1): 115-129.
OUYANG Shaoze. Analysis and calculation of vibration response induced by inflow distortion in the first-stage compressor blading of turbo-engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1984, 2(1): 115-129. (in Chinese)
- [4] 陈群, 杜少辉, 李文兰. 进气畸变对某压气机一级叶片振动的影响[J]. 航空动力学报, 1990, 5(4): 339-342.
CHEN Qun, DU Shaohui, LI Wenlan. Effect of inlet distortion on blade vibration and inlet distortion tolerance [J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(4): 339-342. (in Chinese)
- [5] Rabe D, Bolcs A, Russler P. Influence of inlet distortion on

- transonic compressor blade loading[R]. San Diego, CA: 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1995.
- [6] 杜少辉. 航空发动机进气畸变诱导叶片振动的研究[J]. 航空发动机, 2003, 29(3): 30-34.
- DU Shaohui. Investigation of blade vibration induced by inlet distortion in an aero-engine[J]. Aeroengine, 2003, 29(3): 30-34. (in Chinese)
- [7] Engeda A. Rotating stall in centrifugal compressor and its effect on inducing vibration [R]. Indianapolis, IN: 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1994.
- [8] 戚先萍, 杨秉玉, 胡璧刚. 压气机旋转失速对叶片振动影响的实验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1998, 11(2): 24-26.
- QI Xianping, YANG Bingyu, HU Bigang. Experimental investigation of the influence of compressor rotating stall on vibration of blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998, 11(2): 24-26. (in Chinese)
- [9] 王梅, 江和甫, 吕文林. 在尾流激振情况下叶片振动应力预估技术[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 608-613.
- WANG Mei, JIANG Hefu, LÜ Wenlin. Method to predict the blade vibration stress induced by wake flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 608-613. (in Chinese)
- [10] Falk E A, Darbe R P. Investigation of 2D IGV-rotor interactions in a F109 turbofan engine[R]. AIAA 2003-4981, 2003.
- [11] 程荣辉. 轴流压气机设计技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 1-8.
- CHENG Ronghui. Development of design technology for axial compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 1-8. (in Chinese)
- [12] 高晋占. 微弱信号检测[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.