航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jul. 25 2025 Vol. 36 No.7 19-25

缩比宽弦风扇叶片颤振相似性研究

杨明明[1]，黄璜[2]，陈美宁*[3]，贾新凯[4]
1.太行国家实验室，四川 成都 610000
2.天目山实验室，浙江 杭州 311115
3.中国航发商用航空发动机有限责任公司，上海 200241
4.西北工业大学，陕西 西安 710129

摘　要：由于受到试验台尺寸以及流量的限制，大涵道比宽弦风扇气动性能测试常采用缩比模型试验件。但是缩比风扇和全尺风扇是否具有颤振相似性尚无定论。本文从定常流场、振动特性、声波传播特性和气弹特征值4个方面探讨了缩比风扇与全尺寸原型风扇之间的相似性。运用气弹特征值法对缩比风扇和原型风扇的颤振特性参数进行分析。结果表明，缩比风扇和原型风扇前三阶模态的气弹特征值实部误差小于0.16%，虚部误差小于7.33%，且前三阶模态的气动阻尼系数曲线高度吻合。因此，缩比风扇模型与原型全尺风扇具有较高的颤振相似性。

关键词：风扇叶片颤振；几何缩比；相似性；气弹特征值法；影响系数法

中图分类号：V231.3　　**文献标识码：**A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2025.07.003

风扇是民用涡扇发动机的关键部件之一，对发动机的推力、耗油率、重量等有着决定性的影响。近年来，随着民机推力、总压比、耗油率、成本和可靠性等技术指标的逐步提升，导致发动机的涵道比和风扇直径越来越大[1]。为测试风扇部件的气动性能，通常将全尺寸风扇按几何比例缩小，以降低成本、缩短研发周期或满足试验台的尺寸以及流量限制。

几何缩比可能导致颤振特性发生改变。Rahtika等[2]通过试验研究了薄平板的颤振速度，并基于量纲分析基本原理提出了关于4个无量纲参数的经验关系式来预测颤振速度。Colomer[3]和Bendiksen[4]等探讨了飞机机翼缩比对气动弹性的影响，并改进了在跨声速条件下飞行机翼的颤振相似准则。

在过去几十年中，风扇叶片的颤振机理得到广泛研究。无量化的折合频率是评估颤振是否发生的重要经验参数[5]。经验表明，对于一阶弯曲模态振型，折合频率大于0.2时不会发生颤振；而对于一阶扭转模态振型，折合频率大于0.6时不会发生颤振。Vahdati等[6]研究了振动模态对颤振的影响，将风扇叶片的一阶弯曲模态分解为扭转模态和平动模态，发现扭转模态引起的非定常气动升力是导致颤振的主要因素。Kielb等[7]提出了一种基于折合频率和模态振型的低压涡轮颤振风险评估方法——扎染图法。此外，Vahdati等[8]研究了进气道开口声波反射对风扇气动阻尼的影响机理。然而，几何缩比对风扇叶片颤振特性的影响研究在公开文献中仍然较少。

本文以某大涵道比宽弦风扇气动性能缩比试验件为研究对象，从定常流场、振动特性、声波传播特性和气弹特征值等方面探讨了缩比风扇与全尺寸原型风扇之间的相似性，给出了缩比模型与原型风扇颤振特性相似的重要依据，从而指导原型风扇的颤振安全设计。

1 算例简介

如图1所示，该风扇具有18个采用复合弯掠设计的宽弦叶片。为满足试验台的尺寸限制，气动性能试验件按原型风扇的0.3倍比例进行几何缩比制造，几何缩尺比$K=0.3$。风扇转子采用整体叶盘设计、钛合金加工而成，其结构阻尼可忽略不计，气弹稳定性主要由气动阻尼决定。在气动性能试验中，风扇叶片在多个转速的近失速工作点发生了1F2ND的颤振[9]。

收稿日期：2024-12-23；退修日期：2025-03-03；录用日期：2025-04-03
基金项目：航空科学基金(2020Z039053004)
引用格式：Yang Mingming, Huang Huang, Chen Meining, et al. Investigation on flutter similarity of scaled wide chord fan blade [J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(7): 19-25. 杨明明，黄璜，陈美宁，等. 缩比宽弦风扇叶片颤振相似性研究[J]. 航空科学技术，2025，36(7)：19-25.

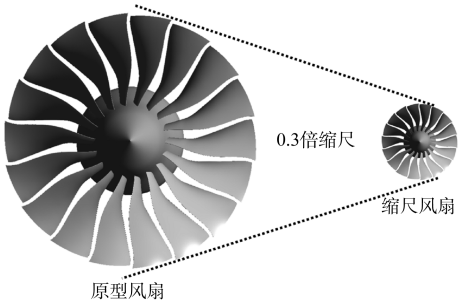


图1 风扇转子正视图

Fig.1 Front view of fan rotor

2 气弹特征值方法

气弹特征值法[10]从结构动力学方程出发，通过引入非定常气动力的影响系数，将气弹稳定性问题转化为特征值问题。依据气弹特征值虚部的正负号判断是否发生颤振。

叶轮机叶片气弹问题的特征方程为

$$(\boldsymbol{\Omega}-\boldsymbol{C})\boldsymbol{\Phi}=\lambda^2\boldsymbol{\Phi} \tag{1}$$

式中，$\boldsymbol{\Omega}$为对角阵，其对角线值为固有角频率的平方；$\boldsymbol{C}$为非定常气动力影响系数矩阵，可通过影响系数法[11]计算得到；$\boldsymbol{\Phi}$为模态位移向量。特征方程的特征值一般为复数，即$\lambda=\omega(1+\mathrm{i}\zeta)$，其中实部为叶片振动角频率，虚部与气动阻尼相关。虚部为正，表明气动阻尼为正，叶片不会发生颤振；虚部为负，表明气动阻尼为负，存在颤振风险。

气弹特征值方法的关键在于如何计算叶片振动产生的非定常气动力影响系数矩阵$\boldsymbol{C}$。影响系数法是Hanamura于1980年提出的一种测量叶片表面非定常气动力的方法，该方法同样适用于数值仿真计算。如图2所示，计算域包括多个叶片通道，中间通道的叶片进行简谐振动，计算可获得所有叶片表面的非定常气动力，即影响系数。

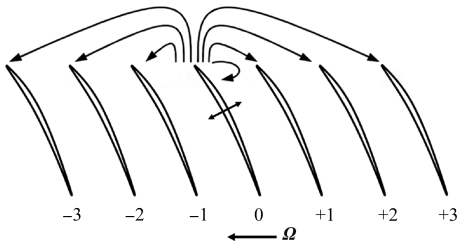


图2 影响系数法示意图

Fig.2 Diagram of influence coefficient method

3 颤振相似性研究

3.1 定常流场相似分析

缩比风扇的计算网格如图3所示，此网格的网格无关性已在文献[9]中得到验证。原型风扇网格是通过对该网格进行放大而获得的。

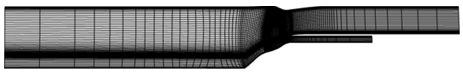


图3 计算网格

Fig.3 Computing mesh

原型风扇和缩比风扇颤振计算均考虑80%转速的近失速工作点。表1对比了两个风扇颤振点的归一化外涵流量（采用缩比风扇外涵流量进行归一化处理）、外涵压比、75%叶高迎角和75%叶高叶型弦长雷诺数。对于两个相似的压气机，其流场中对应点的密度ρ和速度V相等，原型风扇和缩比风扇的迎风面积之比为$K^2=0.09$，故缩比风扇流量为原型风扇的0.09倍，数值模拟结果的归一化外涵流量之比为0.090 44，与理论分析值相近。原型风扇和缩比风扇对应点的压力和气流角相等，故两者压比和各叶高截面的迎角相等，数值模拟结果的外涵压比和75%叶高迎角比值均近似为1∶1。两个风扇的雷诺数均大于临界值$Re_{cr}=(1.5\sim2)\times10^5$，处于“自模化区”。

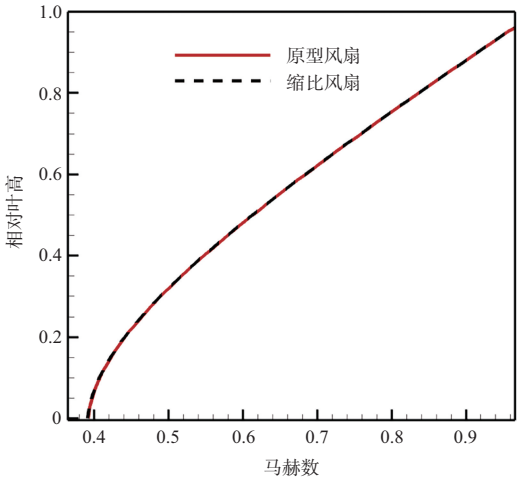
表1 原型风扇和缩比风扇气动参数对比

Table 1 Comparison of aerodynamic parameters between prototype and scaled fan

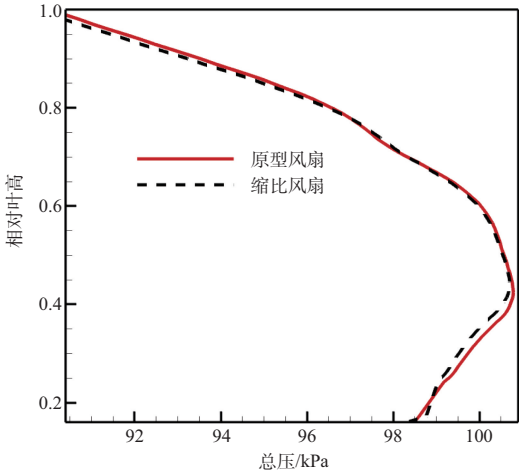
参数	缩比风扇	原型风扇	缩比/原型
归一化外涵流量	1.0	11.0564	0.090 44
外涵压比	1.3243	1.3273	0.997 74
迎角（75%叶高）	10.6	10.2	1.039 21
雷诺数	3.02×10^6	1.01×10^7	$\geqslant Re_{cr}$

马赫数是风扇流场相似的关键参数，必须确保原型风扇和缩比风扇的进口马赫数相等。图4 (a)对比了原型风扇和缩比风扇的进口马赫数沿叶高分布，可以看出两者的进口马赫数分布一致。图4 (b)为外涵道出口总压径向分布对比，可以看出总压在40%叶高以上区域基本相等；而在40%叶高以下，两者存在微小差异。此区域靠近内外涵道分流环，流动结构较为复杂，总压损失可能存在差异。总体而言，原型风扇和缩比风扇的进口马赫数分布和外涵出口总压分布基本相同。图5对比了原型风扇和缩比风扇在50%和90%叶高的叶片表面压力载荷分布，结果表明两者的叶片表面压力载荷一致。

通过流量、压比、迎角、进口马赫数分布、出口总压分布和叶片表面静压分布的对比，表明原型风扇和缩比风扇的定常流场具备相似性。



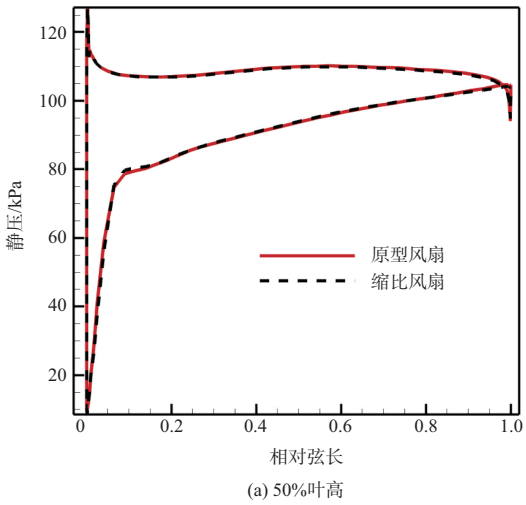
(a) 进口马赫数



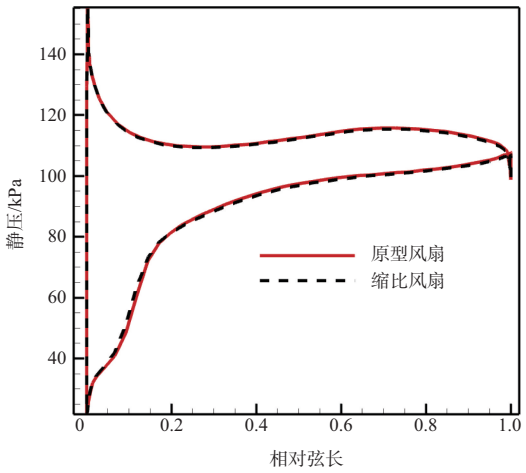
(b) 外涵出口总压

图4 流场气动参数对比

Fig.4 Comparison between aerodynamic parameters of flow field



(a) 50%叶高



(b) 90%叶高

图5 叶片表面载荷对比

Fig.5 Comparison of blade surface load

3.2 振动特性相似分析

本节采用某仿真软件对风扇叶片进行振动模态分析。图6为原型风扇转子整体叶盘的单个扇区有限元网格，风扇盘的周期对称面处施加了循环对称边界条件，而风扇盘与轴交界面处施加轴向和周向位移约束。模态分析中考虑了离心力和气动力的预应力效应。缩比风扇的有限元网格是通过对原型风扇有限元网格进行缩小获得的。

图7对比了原型风扇和缩比风扇的前三阶模态振型，分别为一弯(1F)、二弯(2F)和一扭(1T)。叶片的模态位移采用质量矩阵归一化处理，即

$$\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\boldsymbol{\Phi}=1 \tag{2}$$

式中，$\boldsymbol{\Phi}$为模态位移矢量，$\boldsymbol{M}$为质量矩阵。原型叶片和缩比叶片的材料属性一致，故模态位移相似比与几何缩尺比满足

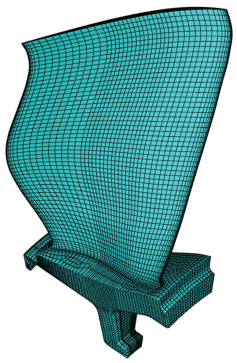
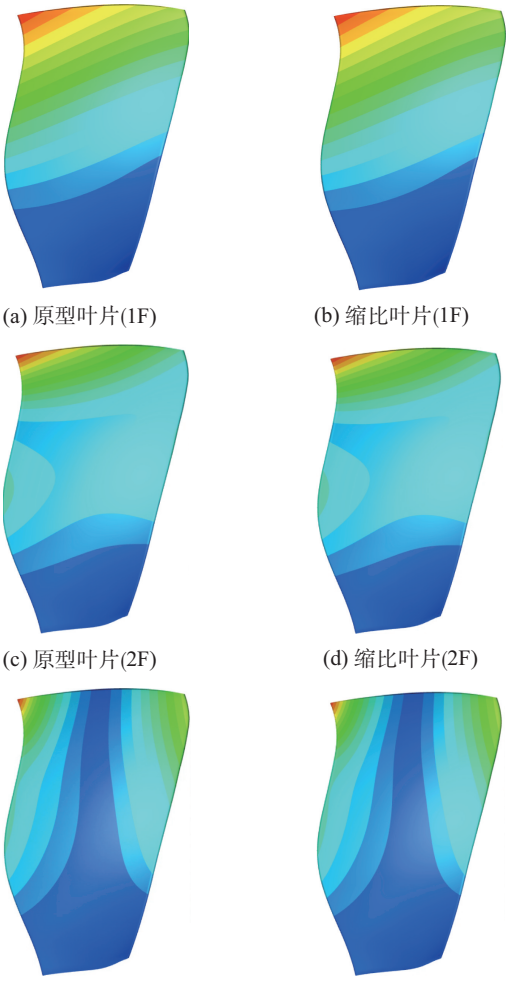


图6 有限元计算网格

Fig.6 Computing mesh for finite element

$$\frac{\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{s}}}{\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{p}}}=\frac{1}{\sqrt{K^3}} \tag{3}$$

式中，$\boldsymbol{\Phi}$为模态振型。



(a) 原型叶片(1F) (b) 缩比叶片(1F)

(c) 原型叶片(2F) (d) 缩比叶片(2F)

(e) 原型叶片(1T) (f) 缩比叶片(1T)

图7 原型风扇和缩比风扇模态振型对比

Fig.7 Comparison between modeshape between prototype and scaled fan

模态保证准则(MAC)是量化两个模态振型相似度的一种方法,其定义式如下

$$\mathrm{MAC}(\mathrm{p},\mathrm{s})=\frac{[(\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{p}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{s}}]^2}{[(\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{p}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{p}}][(\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{s}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{s}}]} \tag{4}$$

MAC的基本思想是用一个模态振型矢量作为基准矢量,计算另一个模态振型矢量在该基准上的投影,以评估两个模态的相似度。MAC值的范围为[0,1]。当两个模态矢量方向完全相同时,MAC值为1;当两个模态向量方向完全相反时,MAC值为0。一般认为MAC >0.9,两个模态振型相似[12]。

为更准确评估两个风扇模态振型之间的相似性,表2列出了风扇前三阶模态振型在三个坐标方向分量的MAC值。结果显示,前三阶模态各坐标分量的MAC值均大于0.9993,因此,原型风扇和缩比风扇的前三阶模态振型相似。

表2 原型风扇和缩比风扇模态振型MAC值

Table 2 MAC value of the modeshape of the prototype and scaled fan

阶次	模态分量	MAC
一阶(1F)	*X*方向	0.999 731
	*Y*方向	0.999 884
	*Z*方向	0.999 832
二阶(2F)	*X*方向	0.998 358
	*Y*方向	0.999 312
	*Z*方向	0.999 626
三阶(1T)	*X*方向	0.999 658
	*Y*方向	0.999 767
	*Z*方向	0.999 776

表3展示了风扇叶片前三阶模态的固有频率计算结果。缩比风扇与原型风扇的固有频率之比与几何缩尺比例成反比。

表3 原型风扇和缩比风扇固有频率对比

Table 3 Comparison of natural frequencies between prototype and scaled fan

阶次	缩比风扇/Hz	原型风扇/Hz	缩比/原型
一阶(1F)	190.3	57.1	$\frac{1}{0.3005}$
二阶(2F)	450.4	135.1	$\frac{1}{0.299\,96}$
三阶(1T)	735.2	220.6	$\frac{1}{0.3005}$

如前所述,无量纲化的折合频率是评估叶片颤振的关键参数,定义式如下

$$k=\frac{\omega c}{V} \tag{5}$$

式中,ω为叶片振动角频率;c为叶片特征截面弦长;V为特征截面的气流速度。表4对比了原型风扇叶片和缩比风扇叶片的前三阶振动模态的折合频率。其中,特征截面选取75%叶高截面。原型风扇和缩比风扇前三阶模态的折合频率基本相等,表明两者可能具有颤振相似性。

表4 原型风扇叶片和缩比风扇叶片折合频率对比

Table 4 Comparison of reduced frequency between prototype and scaled fan

阶次	缩比风扇叶片	原型风扇叶片
一阶(1F)	0.6512	0.6483
二阶(2F)	1.5413	1.5340
三阶(2F)	2.5159	2.5048

3.3 声传播特性相似分析

风扇叶片振动产生的声波在流道中的传播状态,无论是导通还是截止,都会影响风扇的颤振特性[8]。表征声波

传播状态的无量纲参数为导通比

$$\sigma=\frac{2\pi f+m\Omega}{ck_{r\theta}\sqrt{1-Ma_x^2}} \tag{6}$$

式中，f为叶片固有频率，Ω为叶片转速，c为声速，$k_{r\theta}$为径向–轴向波数，Ma_x为轴向马赫数。导通比大于1，声波处于导通状态；导通比小于1，声波则处于截止状态。图8对比了原型风扇和缩比风扇的前传与后传声波的导通比，图中蓝色虚线为导通比等于1。对于零节径，声波永远处于导通状态。而所有负节径的导通比均小于1，声波处于截止状态。向上游传播的声波有多个正节径处于导通状态，向下游传播的声波只有+1节径和+2节径处于导通状态。原型风扇和缩比风扇的导通比曲线重合，表明两者之间的声波传播特性相似。

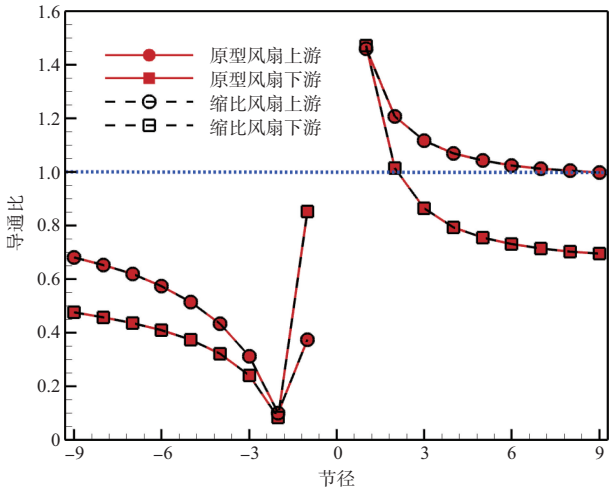


图8 原型风扇和缩比风扇上下游声波导通比对比

Fig.8 Comparison of upstream and downstream acoustic cut-on ratio between prototype and scaled fan

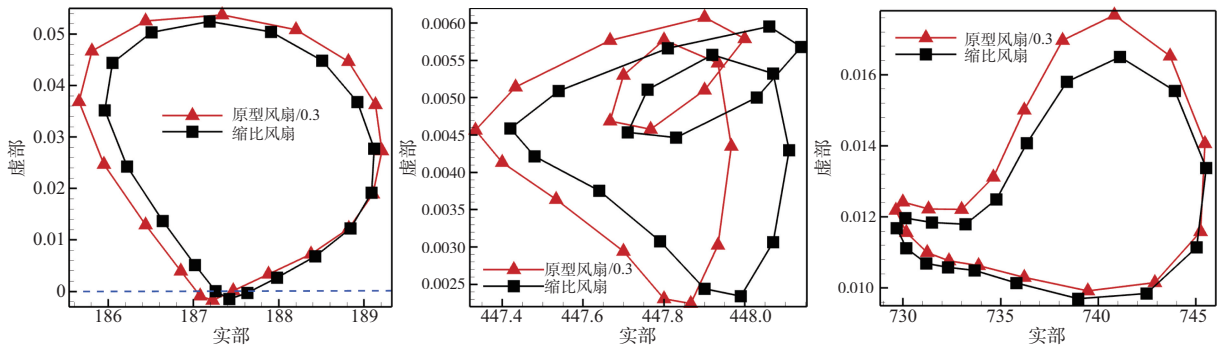
3.4 颤振相似分析

本节采用气弹特征值方法计算原型与缩比风扇的气弹特征值。图9对比了原型风扇和缩比风扇的前三阶模态的气弹特征值计算结果。为便于展示，原型风扇的气弹特征值均除以几何缩尺比$K=0.3$。原型风扇和缩比风扇一阶模态的气弹特征值吻合较好，实部的最大相对误差为0.16%，虚部的最大相对误差为2.64%。两者的虚部均存在小于零的点，故原型风扇和缩比风扇均会发生颤振。

对于二阶模态，气弹特征值实部的最大相对误差为0.04%，虚部的最大相对误差为5.45%。三阶模态的气弹特征值实部差异较小，最大相对误差为0.07%；而虚部的差异较大，最大相对误差为7.33%。值得注意的是，二阶和三阶模态的所有气弹特征值的虚部均大于零，不会发生颤振。

原型风扇和缩比风扇的气弹特征值的实部和虚部几乎成等比例关系，满足相似性。如果缩比风扇叶片发生颤振，原型风扇叶片也将发生颤振；反之，如果缩比风扇叶片稳定，原型风扇叶片同样也稳定。

基于气弹特征值计算结果，图10对比了原型风扇和缩比风扇前三阶模态的气动阻尼系数随节径变化曲线。两者的一阶模态气动阻尼系数曲线在高节径处存在差异，在+3和+4节径处也略有不同。原型风扇+3节径的气动阻尼系数为负值，而缩比风扇为正值。这种差异可能源于近失速点气动阻尼系数对质量流量的变化较为敏感。两个风扇的最小气动阻尼系数均出现在2节径，且均小于零，表明两者均会发生颤振。第二阶模态气动阻尼系数曲线基本一致。气动阻尼系数均为正值，不会发生颤振。第三阶模态所有节径的气动阻尼系数均为正值，且高于第二阶模态的气动阻尼系数，也不会发生颤振。综上所述，原型风扇和缩比风扇的气动阻尼系数曲线基本一致，两个风扇的颤振特性相似。



(a) 一阶模态 (b) 二阶模态 (c) 三阶模态

图9 原型风扇和缩比风扇气弹特征值对比

Fig.9 Comparison of aeroelastic eigenvalues between prototype and scaled fan

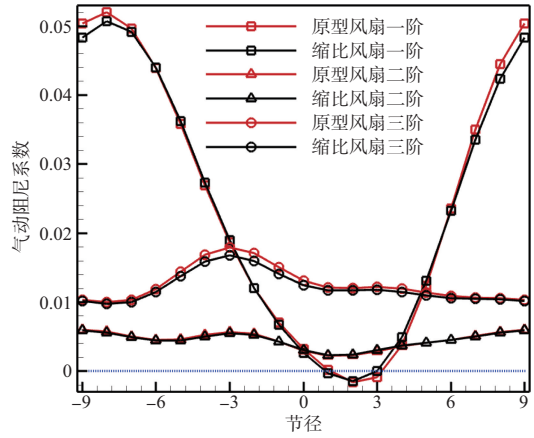


图10 原型风扇和缩比风扇前三阶模态气动阻尼系数曲线对比

Fig.10 Comparison of aerodynamic damping coefficient curves of the first three modes of the prototype and the scaled fan

4 结论

本文从原型风扇与缩比风扇的定常流场、振动特性、声波传播特性以及气弹特征值4方面探讨了几何缩比风扇的颤振相似性，主要结论如下：

（1）原型风扇和缩比风扇的外涵质量流量之比满足缩尺比的平方，外涵压比相等，75%叶高气流迎角相等，雷诺数均大于“自模化区”临界雷诺数。两个风扇叶片的进口马赫数和出口总压分布曲线基本重合，表明其定常流场相似。

（2）原型风扇和缩比风扇的前三阶模态振型完全一致，分别为一弯、二弯和一扭模态，其对应点的模态位移之比满足缩尺比的–3/2次方，MAC值大于0.9993。两者的固有频率之比与几何缩尺比成反比，折合频率相等，表明其振动特性相似。

（3）原型风扇和缩比风扇的导通比随节径的变化曲线基本重合，显示两者的声波传播特性相似。

（4）原型风扇和缩比风扇前三阶模态的气弹特征值实部误差小于0.16%，虚部误差小于7.33%，气动阻尼系数曲线基本一致，因此，两个风扇叶片的颤振特性相似。 AST

参考文献

[1] 李惠莲, 纪福森, 伊锋, 等. 大涵道比宽弦风扇叶片连接结构设计及分析研究[J]. 航空科学技术, 2011 (5): 33-36.
Li Huilian, Ji Fusen, Yi Feng, et al. The machinery design and analysis of the wide chord fan blade in huge bypass ratio aeroengine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011 (5): 33-36. (in Chinese)

[2] Rahtika I P G S, Wardana I N G, Sonief A A, et al. Experimental investigation on flutter similitude of thin-flat plates[J]. Advances in Acoustics and Vibration,2017,1: 7091425.

[3] Colomer J M, Bartoli N, Lefebvre T, et al. Aeroelastic scaling of flying demonstrator: flutter matching[J]. Mechanics & Industry, 2021, 22: 42.

[4] Bendiksen O. Improved similarity rules for transonic flutter[C]. 40th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, 1999: 1350.

[5] Belz J, Hennings H. Experimental flutter investigations of an annular compressor cascade: influence of reduced frequency on stability[J]. Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroclasticity of Turbomachines, 2006: 77-91.

[6] Vahdati M, Cumpsty N. Aeroelastic instability in transonic fans [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(2): 022604.

[7] Panovsky J, Kielb R E. A design method to prevent low pressure turbine blade flutter[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines Power, 2000, 122(1): 89-98.

[8] Vahdati M, Lee K B, Sureshkumar P. A review of computational aeroelasticity of civil fan blades[J]. International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems, 2020, 11(4): 22-35.

[9] Huang Huang, Yang Mingming, Wang Dingxi. Uncovering the root causes of stall flutter in a wide chord fan blisk[J]. International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power, 2022, 7(4): 30.

[10] Srinivasan A V, Tavares G G. Direct use of unsteady aerodynamic pressures in the flutter analysis of mistuned blades [J]. Journal de Physique III, 1995, 5(10):1587-1597.

[11] Hanamura Y, Tanaka H, Yamaguchi K. A simplified method to measure unsteady forces acting on the vibrating blades in cascade[J]. Bulletin of JSME, 1980, 23(180):880-887.

[12] 孙万峰, 王禹, 孙宇, 等. 基于FSDD和MAC的复杂工况滚动轴承在线故障诊断方法[J]. 机电工程, 2023, 40(1):55-61.
Sun Wanfeng, Wang Yu, Sun Yu, et al. Online fault diagnosis method of rolling bearings with complex working conditions based on FSDD and MAC[J], Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2023, 40(1):55-61. (in Chinese)

Investigation on Flutter Similarity of Scaled Wide Chord Fan Blade

Yang Mingming[1], Huang Huang[2], Chen Meining[3], Jia Xinkai[4]

1. Taihang Laboratory, Chengdu 610000, China

2. Tianmushan Laboratory, Hangzhou 311115, China

3. AECC Commerical Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China

4. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China

Abstract: Due to the limitations of the test rig size and flow rate, the aerodynamic performance tests of high bypass ratio wide chord fans often use scaled model test specimen. However, it is still uncertain whether the scaled fans and full-scale fans have flutter similarity. This paper discusses the similarity between the scaled fan and the full-scale prototype fan from four aspects: steady flow field, vibration characteristics, acoustic wave propagation characteristics, and aeroelastic eigenvalues. The flutter characteristic parameters of the scaled fan and the prototype fan are analyzed using the aeroelastic eigenvalue method. The results show that the real part error of the aeroelastic eigenvalues of the first three modes of the scaled fan and prototype fan is less than 0.16%, and the imaginary part error is less than 7.33%. Moreover, the aerodynamic damping coefficient curves of the first three modes are highly consistent. Therefore, the flutter characteristics of the scaled model have a high similarity to the prototype fan.

Key Words: fan blade flutter; geometric scale; similarity; aeroelastic eigenvalue method; influence coefficient method

Received: 2024-12-23； **Revised:** 2025-03-03； **Accepted:** 2025-04-03

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2020Z039053004)