

单级风扇温和喘振演变过程及互相关时频分析 喘振辨识方法试验研究

景艳阳^{1,2}, 任三群^{2,3}, 赵巍^{1,2,3,4}, 王骥飞¹, 赵庆军^{2,3,4,5,6}, 周亦成⁷

(1. 内蒙古工业大学 能源与动力工程学院, 呼和浩特 010051;

2. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;

3. 中国科学院 轻型涡轮动力全国重点实验室, 北京 100190;

4. 中国科学院大学 航空宇航学院, 北京, 100049;

5. 济南先进动力研究所, 济南 251401;

6. 中国科学院 分布式冷热电联供系统北京市重点实验室, 北京 100190;

7. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

摘 要: 为获得单级风扇发生气动失稳时内部流动特性并发展喘振辨识方法, 在入口截面和出口截面布置动态压力传感器, 通过控制节流阀开度的方式进行不同转速下风扇喘振试验, 获得风扇发生旋转失速和喘振时的动态压力数据。通过时域信号和频域信号相结合的方法分析单级风扇旋转失速和喘振特性及喘振演变过程。试验结果表明: 单级风扇在不同转速下发生喘振时均伴随失速团的生产、发展和消失; 在节流逼喘的过程中, 存在过渡周期使得风扇由旋转失速向喘振过渡, 且退出喘振时也存在1~2个周期的恢复过程; 不同转速均存在温和喘振的现象, 该现象是由于风扇在喘振过程中气体压缩使得上游和下游产生迟滞效应所导致, 并将该风扇喘振演变过程简化为等效力学模型进行分析, 根据等效力学模型发展同一周向、不同轴向位置传感器的互相关分析, 提出基于互相关时频分析的喘振监测与辨识方法。该研究为获得风扇旋转失速及喘振演变过程、风扇喘振在线监测与故障分析提供依据, 但受限于试验条件, 并未安装更多的动态压力传感器, 无法获得关于旋转失速及喘振过程的更多细节。

关 键 词: 单级风扇; 旋转失速; 喘振; 等效力学模型; 互相关时频分析

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experimental study on the evolution process of single-stage fan mild surge and the surge identification method by cross-correlation time-frequency analysis

Jing Yanyang^{1,2}, Ren Sanqun^{2,3}, Zhao Wei^{1,2,3,4}, Wang Jifei¹,

Zhao Qingjun^{2,3,4,5,6}, Zhou Yicheng⁷

(1. College of Energy and Power Engineering,

Inner Mongolia University of Technology, Hohhot 010051, China;

2. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Light-duty Gas-turbine,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

收稿日期: 2024-11-22

基金项目: 国家科技重大专项(2019-II-0016-0037、J2019-II-0014-0035)

作者简介: 景艳阳(1999—), 男, 硕士, 主要从事压气机气动及振动研究。E-mail: 15849613607@163.com

通信作者: 赵庆军(1977—), 男, 研究员、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机气动热力学研究。E-mail: zhaoqingjun@iet.cn

引用格式: 景艳阳, 任三群, 赵巍, 等. 单级风扇温和喘振演变过程及互相关时频分析喘振辨识方法试验研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20240793. Jing Yanyang, Ren Sanqun, Zhao Wei, et al. Experimental study on the evolution process of single-stage fan mild surge and the surge identification method by cross-correlation time-frequency analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20240793.

4. School of Aeronautics and Astronautics,
University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
5. Jinan Institute of Advanced Gas-Turbine, Jinan 251401, China;
6. Beijing Key Laboratory of Distributed Combined Cooling Heating and Power System,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
7. Aero Engine Academy of China, Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

Abstract: To obtain the internal flow characteristics and develop a method for identifying flutter instability in single-stage fans, dynamic pressure sensors were installed at the inlet and outlet sections, and the fan was subjected to forced flutter experimental by controlling the throttle valve opening at different speeds. The dynamic pressure data during the fan's rotational stall and flutter were obtained. The rotational stall and flutter characteristics and the evolution process of flutter were analyzed by combining time-domain signals and frequency-domain signals. The experimental results show that when the fan experiences flutter at different speeds, the stall vortex is produced, developed, and dissipated; during the throttling flutter process, there is a transition period during which the fan transitions from rotational stall to flutter, and there is also a 1—2 cycle recovery process when exiting flutter; there are mild flutter phenomena at all speeds, which are caused by the gas compression in the flutter process that leads to a lag effect upstream and downstream, and the flutter evolution process of the fan is simplified into an equivalent force mechanical model for analysis. The mutual correlation analysis between sensors at the same circumferential and different axial positions is proposed based on the equivalent force mechanical model, and a flutter monitoring and identification method based on mutual correlation time-frequency analysis is developed. This study provides a basis for obtaining the rotational stall and flutter evolution process of the fan, as well as online monitoring and fault analysis of flutter. However, due to experimental conditions, additional dynamic pressure sensors were not installed, and more details about the rotational stall and flutter process could not be obtained.

Keywords: single-stage fan; rotational stall; surge; equivalent mechanical model;
cross-correlation time-frequency analysis

风扇作为航空发动机的核心部件,其工作特性对整机性能有着重要影响。风扇在工作过程中由于背压改变将出现流动失稳现象,影响运行效率和安全^[1-2]。为保证风扇在高压比、高效率等工况下安全、稳定运行,则需要对失稳现象及机理有清晰认识,并发展各种失稳监测及控制方法,拓宽风扇的稳定裕度。

旋转失速(rotating stall, RS)和喘振(surge)作为风扇气动失稳的主要表现形式,会引起高强度的压力脉动、振动,甚至结构共振,诱使气动性能降低和结构失效^[3],因此在运行过程中应尽量避免风扇进入失稳状态^[4]。Liu、李继超、杜娟等^[5-7]对压气机旋转失速进行数值模拟和试验研究,指出叶尖泄漏流和主流交界面的前移是导致压气机失稳的主要原因,并且旋转失速的发生通常伴随着压升突降,此时叶片周向存在一个或多个失速团。Huang 等^[8]通过对某 1.5 级高负荷压气机进行系

统的试验研究,详细阐述了压气机模态波先兆失速和突尖波先兆失速,以及喘振的发展过程。目前大部分研究关注的失稳特征局限于旋转失速^[9-10],然而航空发动机中的高压压气机,除了低转速时旋转失速的失稳现象,在高转速时失稳现象多为喘振^[11]。

喘振是气流在风扇流道中沿轴向的一维大尺度低频振荡现象,此时流量会出现剧烈脉动,甚至发生反向流动。当风扇发生旋转失速或喘振时,性能显著恶化,无法有效地实现增压作用,叶片也将由于内部流场的剧烈波动承受巨大的应力作用^[12-13]。由于压气机发生喘振时内部流场十分复杂,且数值模拟保真度较低,所以目前对于喘振的研究更偏向于试验研究^[14]。王进春等^[15]针对某十级高负荷轴流压气机采用时域分析、频域分析结合滤波分析方法研究了多级高负荷轴流压气机在不同转速下的喘振特征,且多级高负荷压气

机深度喘振主要由出口级模态波扰动引起的流动失稳导致, 并指出随着转速的提升喘振恢复时间反而降低。Yamaguchi^[16-17]的研究进一步说明单级和多级压气机喘振频率与压气机运转转速、压比等多种因素相关, 随着转速和压比的上升喘振频率下降。Yamaguchi^[18]在数值模拟中发现一个喘振周期内存在一大一小两个喘振环的现象, 他将该现象称为次谐波喘振(subharmonic surge)或称为温和喘振(mild surge), 并模拟出不同工况下喘振过程中压力振荡状态。在关于压气机喘振的众多研究中, 发现很多试验件均存在温和喘振^[15, 17]的情况, 温和喘振延长了喘振每个周期的时间, 显著降低了喘振频率。剑桥大学的 Cumpsty^[19]教授将压缩系统中的流动状态作为一维流动处理, 将压气机、流道、容腔和节流阀比做质量-刚度-阻尼系统, 解释了失稳发生的条件。

国内外压气机/发动机喘振检测方法, 主要有压力变化率法^[20]、小波分析法^[21]、微分变化率法^[22]等。李泽芃等^[23]提出了一种基于麦克风声阵列信号的航空发动机风扇喘振先兆特征识别方法, 通过开展多级风扇试验器由稳定旋转至喘振的瞬态测试试验, 利用短时傅里叶分析、频谱分析和声模态分解的方法, 对喘振先兆特征实现了辨识。Hou 等^[24]基于轴承振动信号开发了压气机的早期微弱喘振检测方法。以上方法较为复杂, 因此有必要寻求一种简单、可靠、实用的喘振检测方法。

对于温和喘振及旋转失速向喘振过渡过程, 本文通过同步监测风扇进出口动态压力, 基于时域信号以及频谱分析结果详细分析了不同设计转速下旋转失速和喘振特性及喘振演变过程, 并基于等效力学模型简化风扇喘振回路, 详细阐明温和喘振演变过程, 提出对同一周向位置、不同轴向的两支传感器进行相关性分析检测风扇喘振的方法。本文的研究结果有助于进一步加深对风扇旋转失速和喘振演变过程的了解, 通过对喘振阶段的简化等效力学模型, 获得风扇旋转失速以及喘振特征及其演化过程, 对于风扇失稳状态的特征及演化过程, 可以采用互相关分析的方法, 更为简单地实现对喘振的检测和故障判断。

1 试验装置

1.1 试验设备

试验在某单级风扇试验台上进行, 设计条件下该单级风扇的主要性能参数如下: 质量流量为

22.5 kg/s, 设计点压比为 1.4。通过调节出口节流阀开度实现对风扇流量的控制。

试验台测量系统由稳态测量系统、动态测量系统两部分组成如图 1 所示。试验分别在 A 和 B 两个截面上布置测点, 截面 A 布置 7 点梳状总压探针和动态压力传感器(0°R1L1、90°R1L2); 截面 B 布置动态压力传感器(0°R2L1、90°R2L2、180°R2L3)和 7 点耙状总压探针, 动态压力传感器位置如图 2 所示。

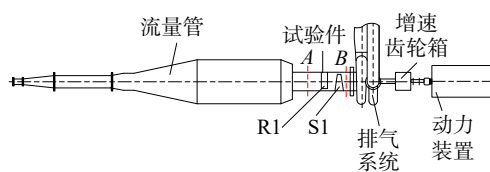


图 1 风扇部件失稳试验台

Fig. 1 Fan component instability experimental bench

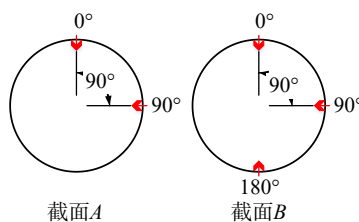


图 2 动态压力传感器周向位置

Fig. 2 Circumferential position of dynamic pressure sensor

性能试验过程分为两个阶段, 首先通过电动机将风扇带转至 70% 设计转速, 通过缓慢调节节流阀开度来控制排气面积, 从而对风扇出口进行节流, 当节流至风扇进入喘振状态后打开排气阀, 使风扇退出喘振状态; 然后将转速提升至 100% 设计转速, 继续进行节流逼喘, 最后进行退喘。

1.2 动态压力采集系统

利用动态压力传感器对风扇内部流场进行测量, 通过对信号特征的分析, 对风扇旋转失速及喘振过程的非定常流动发展演变规律进行研究, 并使用等效力学模型对单个喘振周期进行简化分析。采集动态压力信号所需要的硬件有动态压力传感器、数据采集系统和上位机等。动态传感器的选取需从频响、压力及使用温度范围等多个维度来考虑。传感器频响最小值需要满足在最高转速下, 至少测得叶片通过频率以及失速团的转动频率, 失速团的转动频率低于转频, 远远低于叶片通过频率, 因此频响上限仅考虑转频即可。本文选用的 Kulite 动态压力传感器频响超过 20 kHz^[25], 安装在机匣处贴合流道内壁面, 满足采样

要求。本文基于 NI PXI 数据采集系统和 LabVIEW 数据采集软件,实现了 5 通道 20 kHz 采样率的并行高速同步采集,数据采集结果均为绝对压力。

2 特性线及动态压力测试结果

图 3 为 70% 和 100% 设计转速时测得的风扇流量-压比特性曲线。当风扇性能到达 C 点和 D 点时,随着继续节流导致流量降低,压力呈现周期性振荡,如图 4 和图 5 所示。图 4 和图 5 分别为 70% 和 100% 设计转速喘振段出口传感器动态压力数据。由于两次喘振时均未出现气体倒流,所以两次喘振均为经典喘振。

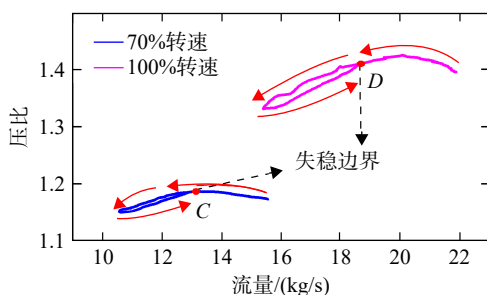


图 3 流量-压比特性曲线

Fig. 3 Flow-pressure ratio characteristic curve

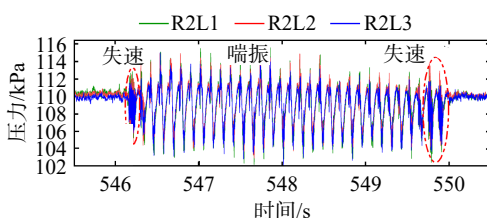


图 4 70% 设计转速出口测点失速及喘振时域信号

Fig. 4 Stall and surge time domain signals of 70% designed speed outlet measurement point

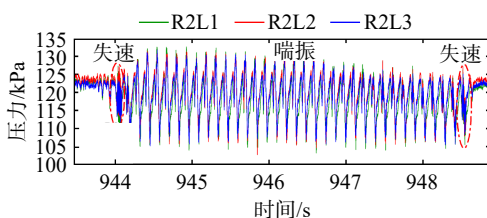


图 5 100% 设计转速出口测点失速及喘振时域信号

Fig. 5 Stall and surge time domain signals of 100% designed speed outlet measurement point

2.1 70% 设计转速时域信号分析

图 4 和图 5 给出了风扇在 70% 设计转速和 100% 设计转速通过减小排气阀开度的方式获得喘振前 1 s 至喘后 1 s 位于风扇出口的三支传感

器 R2L1、R2L2、R2L3 所测得的动态压力时域信号。其中横坐标为相对时间,以采集开始的时刻取为 0 时刻,纵坐标为所测得的静压值。

由图 6 和图 7 可以看出,在约 546.15 s 入口和出口静压均突然增加进入旋转失速,失速开始瞬间,风扇入口和出口壁面静压突然升高是由于产生的失速团在通道内旋转导致,失速周期约为 0.01 s,总失速时间约为 0.1 s。经过旋转失速后,由于继续节流的缘故使得风扇开始向喘振过渡,经过一个过渡周期后风扇进入喘振状态见图 8 所示,在向喘振过渡的一个周期内失速团迅速增多,随后进入喘振状态,喘振状态见图 9 所示,图中可以看到喘振周期中存在两个波峰,喘振周期约为 0.115 s,经过 29 个喘振周期后开始退喘;打开排气阀后,风扇由喘振状态经过两个过渡周期后迅速恢复正常运转状态,退喘过渡过程见图 10 和图 11 所示,在两个周期内失速团减少且喘振程度下降。

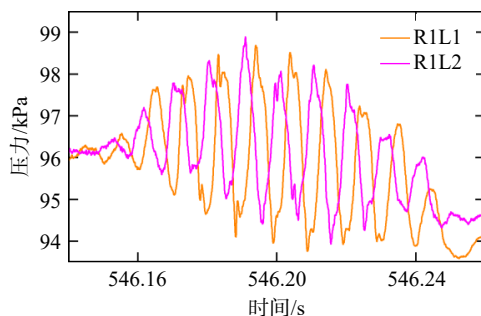


图 6 入口测点喘振前失速信号

Fig. 6 Stall signal before surge at inlet measuring point

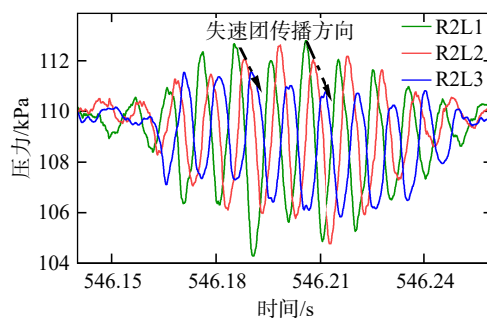


图 7 出口测点喘振前失速信号

Fig. 7 Stall signal before surge at the exit measuring point

2.2 100% 设计转速时域信号分析

当转速到达 100% 设计转速时,旋转失速和喘振的形式与 70% 设计转速大致相同,但在入口段可以明显观察到旋转失速发生前存在失速扰动信号,见图 12 所示,且出口检测到的扰动信号相对于入口有一定的时间滞后,这是因为失速团由

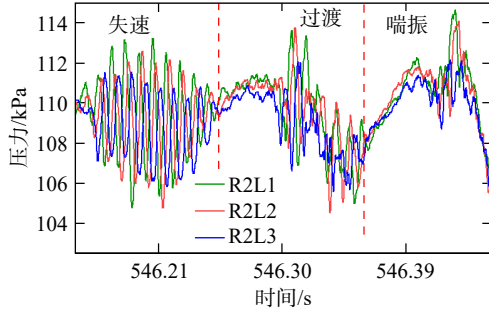


图8 失速向喘振过渡信号

Fig. 8 Stall to surge transition signal

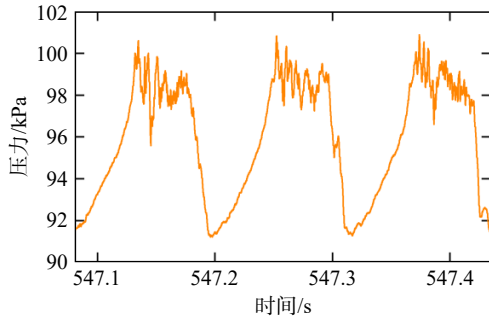


图9 入口测点喘振信号

Fig. 9 Surge signal of inlet measuring point

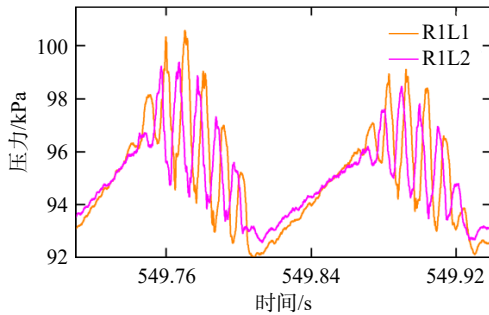


图10 退喘过渡信号

Fig. 10 Surge recovery signal

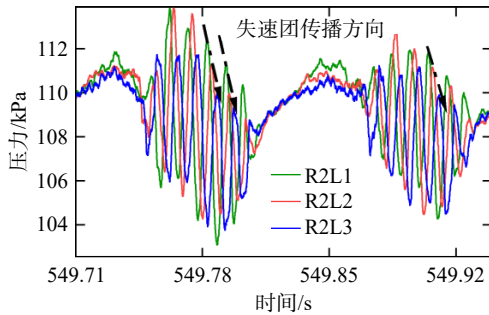


图11 出口测点退喘过渡信号

Fig. 11 Surge recovery signal of exit point

叶片前缘溢出的泄漏流产生,进而发展到相邻几个通道的叶顶,所以出口较晚监测到失速扰动信号。图13为该风扇转子模型70%和100%转速

下近失速状态数值模拟结果,图中可以看到,叶顶泄漏流即将从叶顶前缘溢出,图中红色标记处为泄漏流和主流交界面。所以相对于出口,入口将更早监测到失速引起的压力波动。

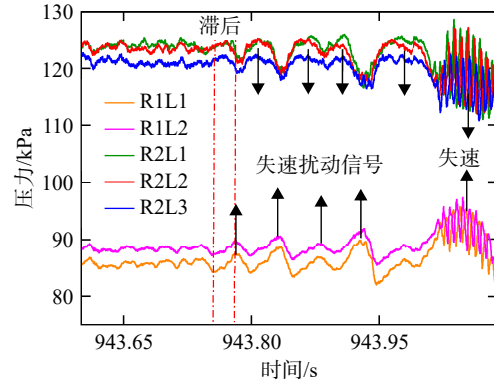


图12 失速前扰动信号

Fig. 12 Pre-stall disturbance signal

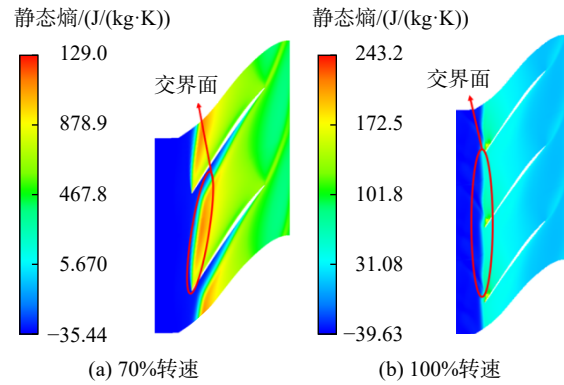


图13 70%和100%转速近失速状态熵增云图

Fig. 13 Cloud image of entropy increase near stall at 70% and 100% speed

当风扇由旋转失速向喘振过渡时存在一个过渡周期,且在喘振阶段存在两个波峰,由喘振恢复正常运转状态时同样存在两个周期的过渡,见图14和图15所示。

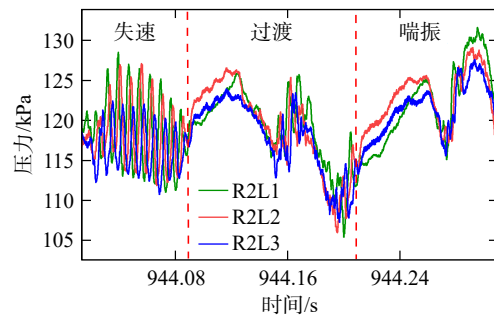


图14 出口测点失速向喘振过渡信号

Fig. 14 Transition signal from stall to surge at the exit measuring point

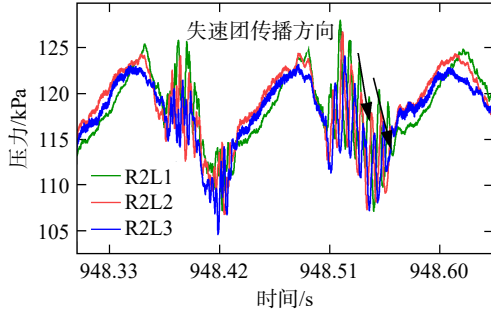


图 15 出口测点喘振过渡信号

Fig. 15 Surge recovery signal of exit point

2.3 温和喘振状态下的等效力学模型分析

由图 4 和图 5 可以看出,在喘振阶段每个喘振周期内均存在两个峰值不同的波峰,此时可以将风扇和进排气系统简化如图 16 所示,该系统的组成如下:下游为集气室;中段为风扇出口;上游包括风扇及流量管。中段交界面是划分上游和下游流动流路的重要区域。

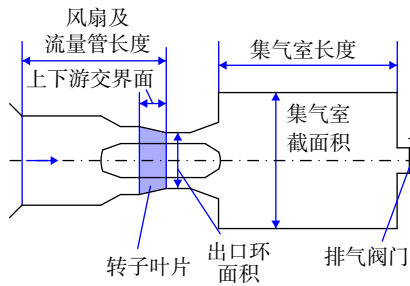


图 16 风扇系统简化图

Fig. 16 Simplified fan system

通过出口阀通道的流体运动由以式(1)给出:

$$\Delta L_v \frac{\partial W_v}{\partial t} = A_v (p_{v1} - p_{v2}) - \left(\frac{\beta_v}{\alpha_v} \right) \frac{W_v^2}{\rho_{v1} A_v} \quad (1)$$

其中 ΔL_v 为阀通道长度, W_v 是流经节流阀流体的质量流量, p_{v1} 和 p_{v2} 分别为通道上游和下游的压力, ρ_{v1} 为阀入口上游的流体密度, α_v 为阀的稳态流量系数, β_v 为流量调节因子。其中 ΔL_v 在试验中为定值, β_v 对喘振特性的变化趋势影响不大。

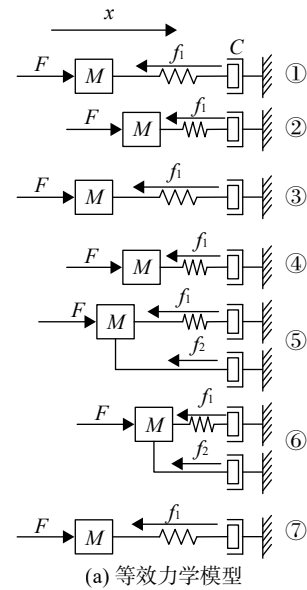
风扇喘振特征会随集气室长度和截面积的比值变化,在试验过程中均为定值。在喘振试验过程中主要影响因素为上下游压力和流体密度,基于式(1)可知,经典模型将系统内的气体密度视为定值,无法表征流动过程中的流动状态及气动失稳演化过程;等效力学模型将风扇流道-容腔-阀门的特性近似为质量-刚度-阻尼系统,系统内气体的压缩性近似为弹簧的压缩系数,用于剖析气动失稳状态演化过程,等效力学模型的分析与试

验中的失稳演变过程相吻合。图 17(a) 为等效力学模型,将旋转失速、过渡区域和第 1 个喘振周期分为 7 个阶段,见图 17(b),系统内气体的压缩性近似为弹簧的压缩系数,系统中流体的质量为 M ,等效力为 F ;节流阀的阻力做功为 W_{f1} ,喘振回复不足阶段结束后失速团的阻力做功为 W_{f2} ,以下对 7 个阶段进行分析:

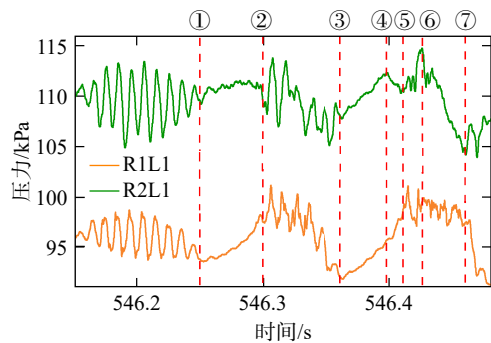
阶段①:当风扇处于旋转失速状态中如图 17(b) 中阶段①所示,由于此时风扇还能稳定运转,流道及出口集气蜗壳内流场较为稳定,通流能力并未明显减弱,且上游和下游具有较强的一致性,等效力学模型为第①个阶段,如图 17(a) 中阶段①所示,弹簧为未被压缩状态;

阶段②:当风扇由旋转失速向喘振过渡如图 17(b) 中阶段②,由图中可以看出上下游依旧存在较强的一致性,等效力学模型中由于力 F 的作用,使弹簧压缩如图 17(a) 中阶段②所示, $Fx = W_{f1}$ 。

阶段③:第②阶段结束时压力达到系统压力



(a) 等效力学模型



(b) 等效力学分析对应时域压力

图 17 等效力学分析

Fig. 17 Equivalent mechanical analysis

峰值并排出气体如图17(b)中阶段③所示,等效力学模型中弹簧恢复如图17(a)中阶段③所示, $Fx < W_{f1}$;

阶段④:此时风扇正式进入喘振循环如图17(b)中阶段④所示,整个系统通流能力大幅度减弱,由于气体存在压缩性导致风扇上游和下游产生非同步效应及出口处已经达到压力峰值而入口处压力还在上升阶段,蜗壳内的气体压力已经达到排气阈值,系统即将进行一个喘振循环中的第一次排气,如图17(a)中阶段④所示,弹簧为压缩状态, $Fx = W_{f1}$;

阶段⑤:此时已经完成一次温和喘振如图17(b)中阶段⑤所示,由于部分气体被排出使得出口位置的大量失速团进入集气蜗壳,使得蜗壳内流场更加混乱以至于造成更严重的堵塞,此时出口排气阻力增加如图17(a)中阶段⑤所示, $Fx < W_{f1} + W_{f2}$ 。

阶段⑥:到达阶段⑤后整个系统压力继续上升如图17(b)中阶段⑥所示,整个系统的压力达到喘振压力峰值,如图17(a)中阶段⑥所示,弹簧被压缩, $F \times x = W_{f1} + W_{f2}$ 。

阶段⑦:阶段⑥后集气蜗壳内气体被迅速排出如图17(b)中阶段⑦所示,由于系统如同一个被压缩的弹簧,所以对于上游来说压力不会产生突变,即上游和下游存在迟滞效应。当下游恢复正常压力后如图17(a)中阶段⑦所示,此时上游大量失速团达到下游、涌入集气蜗壳,再次造成堵塞进入下一个喘振循环。

在气体压缩环境中,受蜗壳中流体不充分积聚的影响,温和喘振回路中的压力几乎不能上升到整个系统喘振峰值压力的最高水平。不充分的恢复延长了喘振阶段的持续时间,显著降低了风扇的喘振频率。

基于气体压缩导致上游和下游的迟滞效应,对同一周向位置、不同轴向的两支传感器R1L1和R2L1、R1L2和R2L2分别进行时域信号互相关分析,互相关函数可以描述两个信号在时移中的相关性,假设有两个时域信号 $P1(t)$ 和 $P2(t)$,他们的互相关函数为:

$$R_{xy}(\tau) = E[x(t)y(t-\tau)] = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-T}^T x(t)y(t-\tau) dt \quad (2)$$

互相关函数是延迟时间 τ 的函数, T 表示积分的时间范围,两个信号的互相关系数为:

$$\rho_{xy} = \frac{R_{xy}(\tau)}{\delta_x \delta_y} \quad (3)$$

其中 $\delta_x = \sqrt{\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x^2(t) dt}$, 是随机数据的方差。互相关系数的大小直接反应两组数据的相关程度,分析结果如图18和图19所示,图中①~⑦对应图17中的7个阶段。

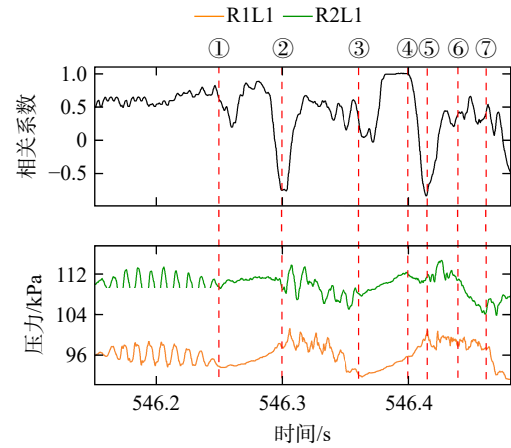


图18 R1L1和R2L1相关性分析

Fig. 18 Correlation analysis of R1L1 and R2L1

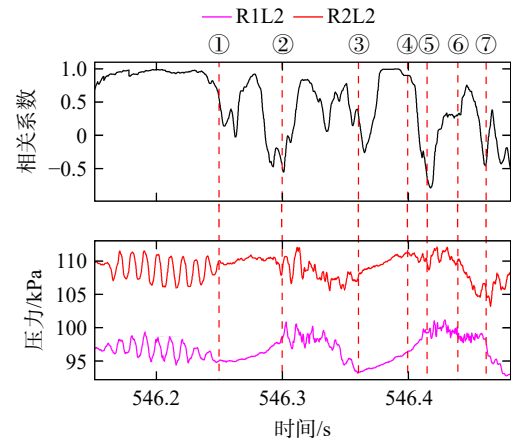


图19 R1L2和R2L2相关性分析

Fig. 19 Correlation analysis of R1L2 and R2L2

图18和图19中的两组互相关分析结果表明,在发生旋转失速时上游和下游具有良好的一致性,失速过程两支传感器呈现强相关性;互相关分析结果中的状态①代表旋转失速结束,两支传感器相关性下降。在旋转失速结束向喘振过渡的阶段,两支传感器相关性降低时代表压力达到该周期内压力峰值如状态②所示,直至温和喘振结束、上游压力达到峰值时相关性降到最低如状态③所示。随后风扇开始喘振,下游和上游压力同时上升,两支传感器相关性的上升沿代表风扇内部压力上升,下降沿代表出口压力达到峰值如状态④所示,

随后发生温和喘振;温和喘振结束后两支传感器的压力同时到达压力峰值,此时两支传感器相关性最低如图中状态⑤所示;当喘振完成后开始下一个喘振周期。由此可见,同一轴向位置两支传感器的互相关系数可以有效定位风扇喘振过程中的压力峰值,且对于两支传感器的压力变化趋势较为敏感。

由以上分析,失稳状态下可以将整个系统近似为质量-刚度-阻尼系统进行风扇内部流动状态分析,该方法能有效说明风扇内部流体运动及压缩状态,根据风扇内部流体的压缩性,进而发展基于互相关分析的喘振监测与辨识方法。

3 频域特征分析

因为互相关分析对两支传感器的趋势过于敏感,有微小扰动及有可能导致相关性急剧下降,进而干扰对风扇运转状态的判断。根据喘振和旋转失速频率量级的差异,喘振频率基本会在 5~30 Hz 之间,而旋转失速频率大约为转频的 30%~70%,所以此时通过分析相关性下降段的主频率进而判断是否发生喘振。图 20 给出了整段测试过程动态压力数据进行频谱分析后的瀑布图,结合图 21 可见大部分扰动频率为转频及其谐波分

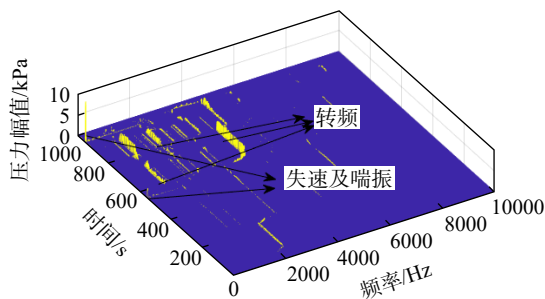


图 20 R2L1 测点动态压力数据频谱分析瀑布图
Fig. 20 Waterfall diagram of R2L1 dynamic pressure data spectrum analysis

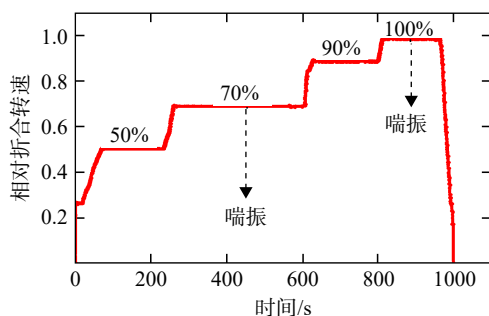


图 21 相对折合转速线
Fig. 21 Relative reduced speed line

频和叶片通过频率导致;在 546 s 和 944 s 左右的 2~3 s 范围内频率的波动主要是由风扇旋转失速和喘振导致,幅值较之前有所增加,反映了流场内非定常波动的增强。

3.1 70% 设计转速频域特征分析

取入口和出口各一支传感器动态压力数据做频谱分析,两支传感器分别为 R1L1 和 R2L1,图 22~图 25 分别为传感器 R1L1、R2L1 在 70% 设计转速下对应图 6 和图 7 喘振发生前旋转失速的频谱分析结果,图 22 和图 25 为两支传感器 0~300 Hz 频谱分析结果。由图可以看出在旋转失速开始时,低频的幅值大幅增加,频谱特征以旋转失速导致的低频为主失速频率,约为 101 Hz。

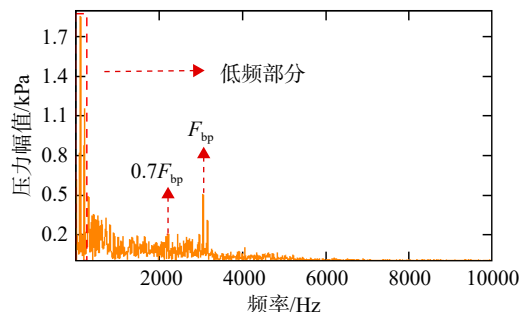


图 22 R1L1 喘振前失速频谱分析
Fig. 22 Stall spectrum analysis of R1L1 before surge

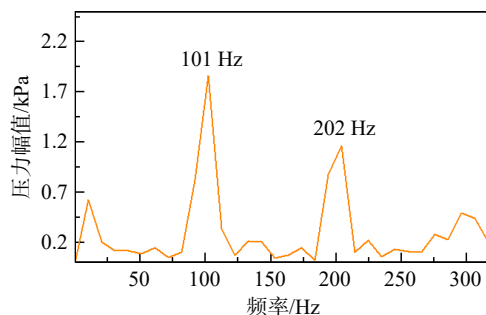


图 23 R1L1 喘振前失速频谱分析(0~300 Hz)
Fig. 23 Stall spectrum analysis of R1L1 before surge (0—300 Hz)

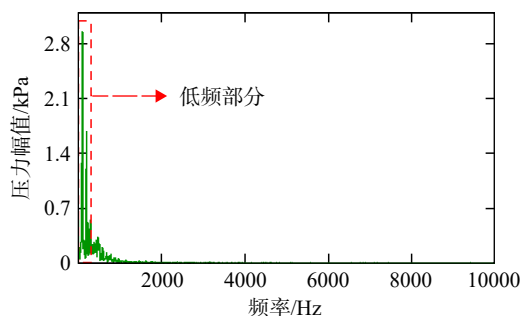


图 24 R2L1 喘振前失速频谱分析
Fig. 24 Stall spectrum analysis of R2L1 before surge

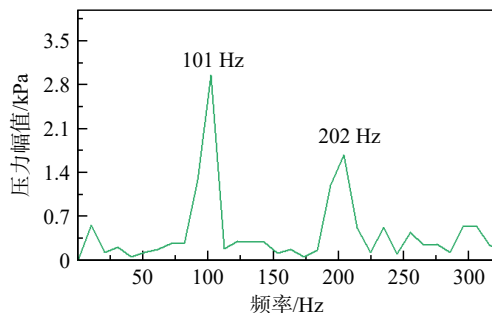


图 25 R2L1 喘振前失速频谱分析(0~300 Hz)

Fig. 25 Stall spectrum analysis of R2L1 before surge (0—300 Hz)

低频部分主要为旋转失速频率及其倍频,由于入口处存在3个支板,所以倍频成分为3个支板导致。且根据0.7叶片通过频率(blade passing frequency, BPF, 量符号记为 F_{bp})可以得到该转速下失速类型为突尖型失速,出口部分监测结果与入口相似,但叶片通过频率影响较小。

经过旋转失速后风扇进入喘振,图26和图27为旋转失速向喘振过渡周期的频谱分析结果,从图中可以看出频率主要成分为旋转失速和喘振组成,结合图8可以得出该周期正在向喘振过渡。

经过一个过渡周期后低频部分主要为喘振频率(M),但仍可以分辨出旋转失速,见图28和图29

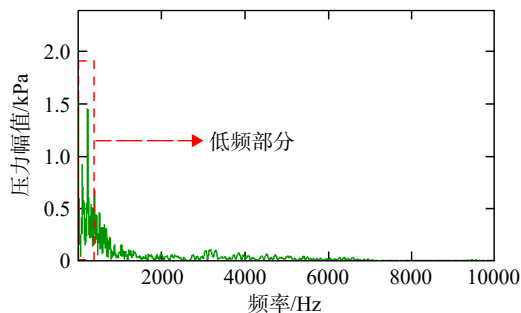


图 26 R2L1 失速向喘振过渡频谱分析

Fig. 26 Spectrum analysis of R2L1 stall to surge transition

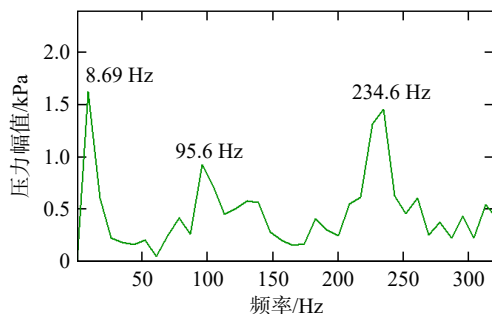


图 27 R2L1 失速向喘振过渡频谱分析(0~300 Hz)

Fig. 27 Spectrum analysis of R2L1 stall to surge transition (0—300 Hz)

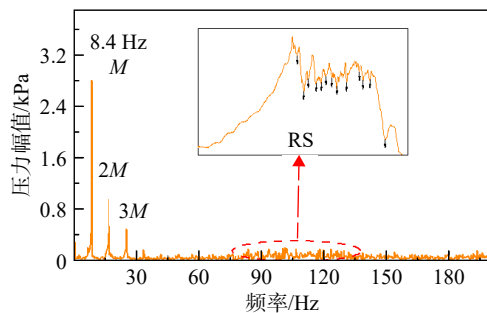


图 28 R1L1 喘振频谱分析

Fig. 28 R1L1 surge spectrum analysis

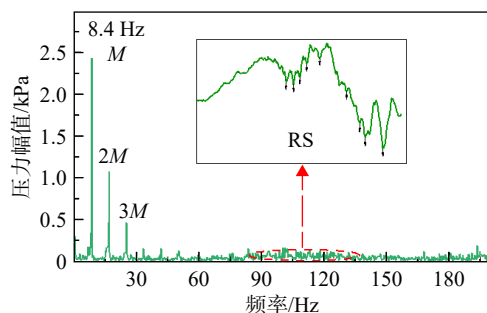


图 29 R2L1 喘振频谱分析

Fig. 29 R2L1 surge spectrum analysis

为风扇完全喘振进出口频谱分析结果,从图中可以看出主频率(8.4 Hz)为喘振频率。从动态压力信号可以观察到箭头所标示的失速团,不论是在喘振区还是在喘振恢复区均存在失速团,在喘振区压力波谷位置失速团尺度最大,喘振恢复区失速团尺度相对较小。由于不同时刻失速团表现出不同尺度,因而失速团频率分布在一个较宽的频带范围,其频带中心约为100 Hz(RS)。

打开节流阀后风扇经过两个过渡周期退出喘振,两个周期频谱分析见图30所示,图中可以看出喘振的幅值有所下降且旋转失速幅值增加,结合图11可以得出退出喘振过程存在两个周期的过渡。

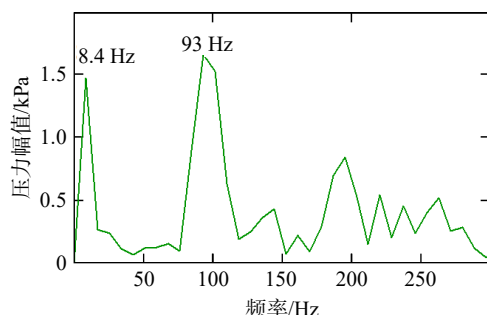


图 30 R2L1 退喘过渡频谱分析

Fig. 30 Spectrum analysis of R2L1 surge recovery transition

3.2 100% 设计转速频域特征分析

当转速提升至设计转速时,入口段频谱分析如图 31 和图 32 所示,随着转速提升导致旋转失速的频率增加至 136.7 Hz,该失速类型为突尖型失速。继续节流使风扇进入喘振,在这个阶段中峰值频率为 8.06 Hz,且失速团相比旋转失速阶段增多,影响增大,如图 33 所示。当风扇进入喘振状态后,峰值频率为 7.8 Hz 且伴随着旋转失速,如图 34 所示,喘振频率低于过渡阶段的 8.06 Hz,结合图 14 可以说明风扇在经历旋转失速后经过一个周期的过渡转为喘振,且退喘也会经历两个过渡周期,两个周期频谱分析如图 35 所示,喘振幅值下降且频率降低 0.6 Hz,旋转失速幅值上升,结合图 15

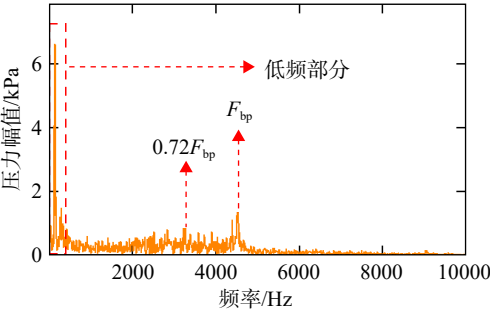


图 31 R1L1 失速频谱分析
Fig. 31 R1L1 stall spectrum analysis

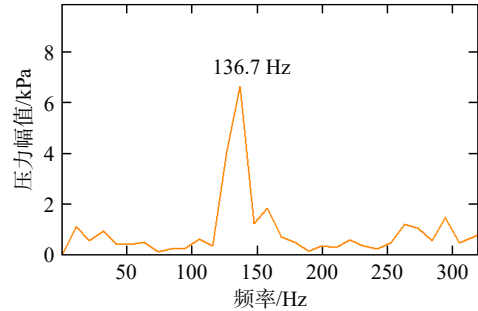


图 32 R1L1 失速频谱分析(0~300 Hz)
Fig. 32 R1L1 stall spectrum analysis (0—300 Hz)

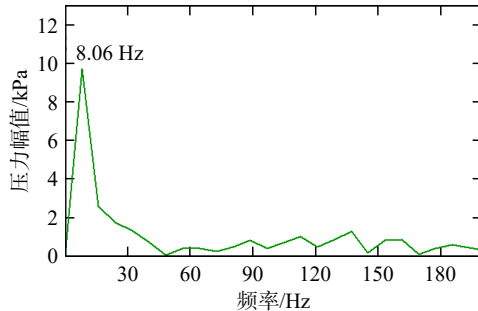


图 33 R1L1 失速向喘振过渡频谱分析
Fig. 33 Spectrum analysis of R1L1 stall to surge transition

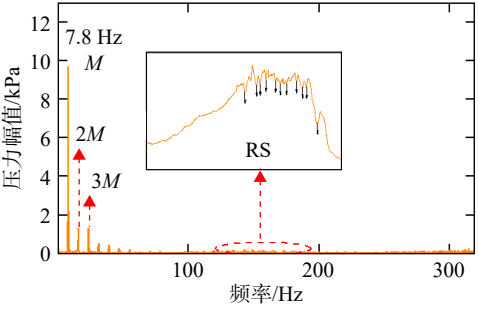


图 34 R1L1 喘振频谱分析
Fig. 34 R1L1 surge spectrum analysis

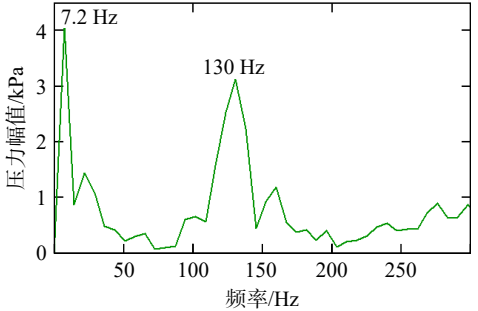


图 35 R2L1 退喘过渡频谱分析
Fig. 35 Spectrum analysis of R2L1 surge recovery

可得出退喘过程存在两个周期过渡。
结合两次试验数据可知,不同转速下由旋转失速到喘振均有一个周期的过渡,退出喘振后也会有两个周期的恢复过程,不同转速下旋转失速和喘振频率见表 1 所示。

表 1 不同转速旋转失速及喘振频率
Table 1 Rotation stall and surge frequency at different speed

转速/%	旋转失速频率/Hz	喘振频率/Hz
70	101	8.4
100	136.7	7.8

由表 1 中可以看出不同转速下旋转失速和喘振频率数值上存在较大的差异,失速频率约为转速频率的 50% 左右,喘振频率仅为 8 Hz 左右,进而可以通过对频率进行实时监测,结合同一周向位置、不同轴向位置两支传感器互相关分析的结果对风扇实时运转状态做出判断,并在风扇发生气动失稳时进行故障分析。

3.3 风扇失稳特征辨识方法

结合上述内容可知,通过在风扇进出口相同周向、不同轴向位置处布置动态压力传感器进行气动状态监测,首先基于两支传感器监测的动态压力时域信号互相关分析,可以辨识喘振压力峰;

基于辨识的喘振压力峰后, 进一步采用频域分析方法, 结合频谱中的主频范围确定失稳的组成, 辨识流程如图 36 所示。上述辨识方法可避免仅依托频域分析结果出现低频噪声干扰, 对喘振特征的误判断; 同时采用时域信号的相关性分析, 可以提高分析效率。

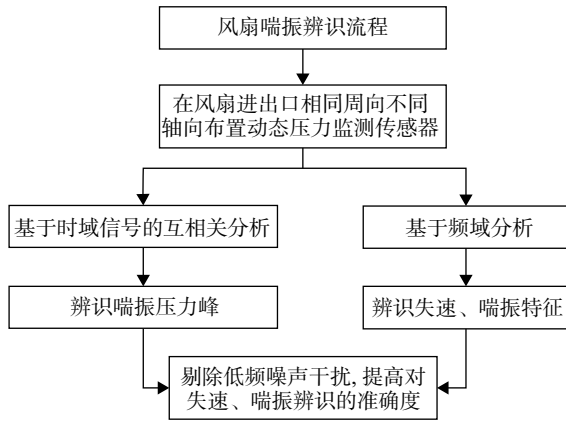


图 36 风扇失稳特征辨识流程

Fig. 36 Fan instability characteristic identification process

4 结 论

本文借助试验手段对某单级风扇机在不同转速下旋转失速及喘振特性进行分析, 采用时域分析结合频谱分析方法研究了单级风扇旋转失速和喘振特征及演变过程, 并提出一种基于互相关时频分析的喘振辨识方法。本文提出的风扇失稳特征辨识方法仅靠两支传感器便可以进行喘振监测, 避免了时域信号无法及时准确辨识失速和喘振以及频域分析响应慢的缺陷。主要结论如下:

1) 基于等效力学模型对风扇稳态-失速-喘振-失速-稳态气动演化过程进行了详细的阐述: 风扇在经历几个周期的旋转失速后, 随着继续节流在一个周期内迅速向喘振过渡, 在该周期内旋转失速逐渐失去主导位置转而变为喘振为主导; 当风扇进入喘振后出现温喘现象。

2) 本文提出一种基于互相关时频分析的喘振辨识方法: 采用在风扇进出口相同周向、不同轴向位置安装动态压力监测点, 基于时域信号的互相关分析, 对稳态运转状态、失速运转状态和喘振状态的识别; 进一步的, 基于频谱分析结果, 结合特征频率情况, 可以对失速状态和喘振状态的辨识, 进而完成对失稳状态的判断。时域信号互相关分析结合频谱分析可以减少噪声干扰, 提高对喘振等失稳状态辨识的准确性。该方法仅仅

使用两支传感器, 对喘振辨别更加简单实用。

参考文献:

- [1] Day I J. Active suppression of rotating stall and surge in axial compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(1): 40-47.
- [2] Freeman C, Wilson A G, Day I J, et al. Experiments in active control of stall on an aeroengine gas turbine[J]. *Computer Standards & Interfaces*, 1999, 21(2): 122.
- [3] Luo Shuai, Wu Sujun. Fatigue failure analysis of rotor compressor blades concerning the effect of rotating stall and surge[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2016, 68: 1-9.
- [4] Wang Ziwei, Ma Shuai, Wang Jiantao, et al. Study on rotating stall of multistage compressor using wavelets[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2022, 2280(1): 012002.
- [5] Liu Yang, Li Jichao, Du Juan, et al. Stall warning strategy based on fast wavelet analysis in a multistage axial flow compressor[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2022, 144(4): 044501.
- [6] 李继超, 雷建伟, 刘洋, 等. 周向畸变条件下压气机失速先兆分布特征[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(7): 1356-1366.
Li Jichao, Lei Jianwei, Liu Yang, et al. Distribution characteristics of compressor stall precursor under circumferential distortion[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(7): 1356-1366. (in Chinese)
- [7] 杜娟, 王恩臣, 李继超, 等. 轴流压气机叶顶泄漏流与突尖先兆失稳机理的研究进展[J]. *推进技术*, 2017, 38(10): 2208-2217.
Du Juan, Wang Sichen, Li Jichao, et al. Research progress on tip leakage flow and spike-inception stall mechanism in axial compressors[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2208-2217. (in Chinese)
- [8] Huang Song, Han Ge, Yang Chengwu. Experimental research on flow instability mechanism of a highly loaded axial compressor[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2023, 145(9): 091006.
- [9] Guan Di, Liu Yang, Zhao Dan, et al. Experimental mode decomposition investigation on 3-stage axial flow compressor stall phenomena using aeroacoustics measurements[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 139: 108386.
- [10] Zhu Mingmin, Teng Jinfang, Qiang Xiaoqing. Unsteady near-stall flow mechanisms in a transonic compressor rotor at different rotating speeds[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 119: 107124.
- [11] 李宏新, 贾博博, 陈禹西, 等. 多级高压比压气机气动失稳试验研究[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(7): 20230302.
Li Hongxin, Jia Bobo, Chen Yuxi, et al. Experimental investigation of aerodynamic instabilities in a multistage high pressure ratio compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(7): 20230302. (in Chinese)
- [12] 孙晓峰, 何晨, 刘小华, 等. 航空压气机流动稳定性预测研究进展[J]. *推进技术*, 2017, 38(10): 2172-2185.
Sun Xiaofeng, He Chen, Liu Xiaohua, et al. Research progress in prediction of flow instability of aero-compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2172-2185. (in Chinese)
- [13] 闫昭琦, 潘天宇, 孙大坤, 等. 系统响应对局部喘振发展影响的实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2022, 43(5): 1219-1225.
Yan Zhaoqi, Pan Tianyu, Sun Dakun, et al. Experimental study on effect of system response on development of partial surge initiated instability[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2022, 43(5): 1219-1225.

- 1219-1225. (in Chinese)
- [14] Zhao Hongliang, Du Juan, Zhang Wenqiang, et al. A review on theoretical and numerical research of axial compressor surge[J]. *Journal of Thermal Science*, 2023, 32(1): 254-263.
- [15] 王进春, 曹传军. 多级高负荷轴流压气机喘振特征分析[J]. *推进技术*, 2024, 45(1): 2210077.
Wang Jinchun, Cao Chuanjun. Surge behavior of a multi-stage highly loaded axial compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2024, 45(1): 2210077. (in Chinese)
- [16] Yamaguchi N. A study on the deep-surge frequencies in various conditions of axial flow compressors and flow-paths[J]. *International Journal of Fluid Machinery and Systems*, 2017, 10(4): 363-377.
- [17] Yamaguchi N. Behaviors of surge frequencies in multi-stage axial flow compressors over a wide range of speeds[J]. *International Journal of Fluid Machinery and Systems*, 2021, 14(1): 62-79.
- [18] Yamaguchi N. A comparison of surge behaviors in multi-stage and single-stage axial flow compressors[J]. *International Journal of Fluid Machinery and Systems*, 2016, 9(4): 338-353.
- [19] 尼克·坎普施缇. 压气机气动力学[M]. 张健, 杜辉, 董威, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2021.
Cumpsty N A. Compressor aerodynamics[M]. Translated by Zhang Jian, Du Hui, Dong Wei. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2021. (in Chinese)
- [20] 雷杰, 房剑锋, 雷晓波. 基于脉动压力变化率的航空发动机喘振检测方法[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2019, 32(2): 1-6.
Lei Jie, Fang Jianfeng, Lei Xiaobo. Aero-engine surge detection method based on fluctuating pressure change rate[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2019, 32(2): 1-6. (in Chinese)
- [21] Dremine I M, Fureletov V I, Ivanov O V, et al. Precursors of stall and surge processes in gas turbines revealed by wavelet analysis[J]. *Control Engineering Practice*, 2002, 10(6): 599-604.
- [22] Liskiewicz G, Kabalyk K, Jaeschke A, et al. Experimental analysis of surge-detection system based on pressure derivatives at part-speed operation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2021, 143(5): 051018.
- [23] 李泽芃, 乔百杰, 文璧, 等. 基于声阵列信号的风扇喘振先兆特征识别[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(5): 923-934.
Li Zepeng, Qiao Baijie, Wen Bi, et al. Identification of fan surge precursors based on acoustic array signals[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(5): 923-934. (in Chinese)
- [24] Hou Yaochun, Wang Yuxuan, Pan Yiran, et al. Vibration-based incipient surge detection and diagnosis of the centrifugal compressor using adaptive feature fusion and sparse ensemble learning approach[J]. *Advanced Engineering Informatics*, 2023, 56: 101947.
- [25] Hurst A M, Olsen T R, Goodman S, et al. An experimental frequency response characterization of MEMS piezoresistive pressure transducers[C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2014: 45752.

(编辑: 张 雪)