

含裂纹叶片的轴流式压气机整体 叶盘振动特性分析

陈 香, 朱 靖, 张 亚

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘 要: 某型轴流式压气机性能试验过程中出现转子叶片裂纹故障. 结合该型压气机结构特点, 分析了振动响应的时域信号、频域信号以及高频成分出现的频率波动现象, 总结了含裂纹叶片的轴流式压气机整体叶盘振动特性. 分析结果显示: 含裂纹叶片的整体叶盘使得轴流压气机振动响应呈现非线性特性; 振动频谱中出现共振峰分离现象, 表明叶片裂纹引起轴流压气机 1 级转子叶盘出现结构失谐; 随转速升高, 两个共振峰对应频率均出现波动现象(波动周期分别约为 8 s 和 9.2 s), 叶片裂纹不断扩展且数量增加, 整体叶盘失谐程度不断加深, 整体叶盘系统出现低阶模态局部化现象.

关 键 词: 叶片裂纹; 轴流式压气机; 整体叶盘; 非线性; 共振峰分离; 失谐

中图分类号: V231

文献标志码: A

Vibration characteristics analysis of blisk with cracking blades on axial flow compressor

CHEN Xiang, ZHU Jing, ZHANG Ya

(China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: Crack fault of rotor blades occurred during performance experiment of an axial flow compressor. According to the structure characteristics of the compressor, the time-domain signal, frequency-domain signal of vibration response and high-frequency fluctuation were analyzed, and vibration characteristics of blisk with cracking blades on axial flow compressor were summarized. The results show that the blisk with cracking blades can cause vibration response of the axial flow compressor to present the nonlinear characteristics and the splitting of formant in the vibration frequency range, indicating the blade crack could induce mistuning of the first-stage rotor blisk of the axial flow compressor. With the rise of the speed, the frequencies of two formants fluctuate (periods of fluctuation about 8 s and 9.2 s respectively), and the blade crack grows and the number of cracking blades increases, so the mistuning extent of the blisk increases and modal localization of low order modes of the blisk appears.

Key words: blade crack; axial flow compressor; blisk; nonlinear; splitting of formant; mistune

轴流式压气机整体叶盘系统是航空发动机的重要组成部分. 其中压气机转子叶片受较高的离心负荷、气动负荷、大气温差负荷及振动的交变负荷影响, 同时还受到发动机进气道外来物的冲击,

以及风沙、潮湿空气的侵蚀等, 因而在使用中压气机转子叶片比压气机的其他零部件故障更多. 通过近代航空发动机研制和使用过程中的故障统计发现, 压气机 1 级转子叶片裂纹引起叶尖掉块和

叶根断裂等故障屡有发生,故障原因主要包括由叶片旋转失速引起的共振疲劳损伤、由发动机结构设计引起的叶片高周疲劳损伤、叶片设计过程中存在型面尺寸超差以及叶片材料化学成分不合格等^[1]. 此类故障极有可能危及压气机后几级转子,甚至打穿机匣,导致严重的飞行事故.

近30年来国内外相关研究人员针对含裂纹叶片的振动特性做了大量研究^[2-4]. Huang^[5]研究了张开式裂纹对带冠整圈叶盘结构振动特性的影响;Chondros等^[6]采用连续裂纹梁理论对含呼吸式裂纹简支梁振动特性进行了理论分析,发现裂纹引起的特征值改变与裂纹系统的双线性特性相关;王艾伦等^[7]通过构建基于连续参数模型的含呼吸式裂纹的失谐叶盘系统数学模型,对比分析了不同类型裂纹对于叶盘系统振动特性的影响. 叶片出现疲劳裂纹,如不及时发现会在交变载荷作用下扩展、突变而引发叶盘结构失谐,国内外众多学者针对叶盘失谐以及模态局部化现象进行了研究^[8-12].

现有研究大多通过单个裂纹叶片或成组裂纹叶片振动特性的理论计算,获得了大量重要的结论和规律,为工程应用中叶片裂纹故障诊断提供了理论支持. 针对叶片裂纹要做出有效的故障识别是非常困难和复杂的,一直以来如何有效地对叶片裂纹进行在线识别是研究重点. 习惯上采用基于固有频率变化的裂纹损伤诊断方法,但由于固有频率对裂纹不敏感,也就影响了故障识别的有效性和灵敏度. 文献[13]中提出,裂纹开合作用导致的叶片振动信号非线性特征,如时域响应波形的不对称、高阶付谐波、高阶谐波以及边频等,可选作更为有效的在线监测特征量;文献[14]利用装配有含裂纹叶片失谐叶盘的某型发动机性能试验数据,研究了叶盘失谐对整机振动信号的影响,对整机振幅与裂纹长度的关系进行了总结. 在现有研究中,针对含裂纹叶片整体叶盘对轴流式压气机振动特性的影响分析较少涉及.

在某型轴流式压气机性能试验过程中,其整体叶盘的1级转子叶片多次出现裂纹,且故障出现时对应的振动特征信号具有重复性. 本文基于其中典型故障试验数据进行叶片裂纹识别和总结,结合该型压气机结构特点,通过对轴流式压气机结构动力响应的频域信号(基频、2倍频以及高频成分)、时域信号(时域响应不对称系数)以及高频成分出现频率波动现象方面进行分析,总结了含裂纹叶片的轴流式压气机整体叶盘的振动特

性. 分析结果扩展了航空发动机叶片裂纹在线识别过程中的监测特征量,为快速预警叶片裂纹故障提供了试验数据支持.

1 故障现象描述

在某型轴流式压气机进行性能试验过程中,当压气机转速升至换算转速 $n=0.8$ 左右时,压气机前振动测点所测得的振动频域信号显示出较多高频成分,且在该频率范围内的频谱成分存在明显“波动”现象,另外基频和2倍频幅值增大. 随转速升高,高频成分“波动”加剧,且振动总量无减小趋势,根据经验判断出试验件转子系统靠近前端的某级转子出现了裂纹故障. 试验中止后对该轴流式压气机进行分解检查,发现所有1级转子叶片前缘出现贯穿性裂纹,裂纹位置与叶尖前缘距离约为16 mm.

2 压气机振动响应分析

该轴流式压气机试验件主要由进气机匣组件、静子组件、转子组件、排气机匣组件以及辅助支撑组件组成,转子组件由1级至4级转子叶盘、篦齿盘以及后轴颈组成. 在压气机前后支点的垂直和水平方向各布置一支压电式加速度传感器,用于测量试验过程中压气机机匣的振动情况,其中前支点靠近1级转子叶盘,后支点靠近4级转子叶盘.

2.1 时域响应

含裂纹叶片受到振动激励的过程中,裂纹存在全开、部分开启、全闭的状态,可将裂纹的开合过程中比喻为周期性的“呼吸”过程,在此过程中,裂纹叶片刚度具有时变性. 任一时刻的裂纹叶片柔度可表示为^[15]

$$R(\omega t) = R_0 + \lambda(\omega t)(R_1 - R_0) \quad (1)$$

式中 R_0 为裂纹全闭(无裂纹)时的叶片柔度, R_1 为裂纹全开时的叶片柔度, $\lambda(\omega t)$ 为描述叶片开合过程的开合函数.

采用如下正弦函数(开合函数)可较真实地描述叶片裂纹处于全开、部分开启以及全闭状态的整个“呼吸”过程.

$$\lambda(\omega t) = 0.5 \left[1 - \cos \left(\omega t + \frac{\pi}{2} \right) \right] \quad (2)$$

利用传递矩阵法等理论计算方法分析裂纹对叶片强迫响应的影响可知,在叶片振动过程中裂纹的开合规律使得含裂纹叶片的等效刚度不对称,导致叶片振动响应呈现非线性特征. 在周期激励力作用下,含裂纹叶片时域响应波形为非简谐

周期信号,前后半周周期不等、幅值不对称。

针对疲劳裂纹叶片振动的非线性特性所进行的数值计算过程中,通常采用时域响应波形的不对称性对叶片的裂纹深度进行表征,而将不对称系数(不对称系数是指时域响应中正负半周期振幅的比值)大小用以表示裂纹扩展程度。在实际工程测试过程中,由于转子系统在运行时叶片受到的外部激励众多,因此振动时域响应波形十分复杂,难以实现采用时域响应波形中正负半周期振幅的比值来确定裂纹深度和扩展程度。已有理论、试验研究表明,叶片出现裂纹故障时,受迫响应具有非线性特征,时域响应波形呈现出不对称现象,叶片振幅变化剧烈,可据此作为判断叶片裂纹故障的条件之一。某型发动机在进行可靠性累积试车时,排气机匣振动时域信号显示出现了明显的不对称现象(见图1,图中纵坐标为加速度,为重力加速度),试验完成后,对发动机进行分解,发现部分涡轮叶片出现裂纹^[12]。

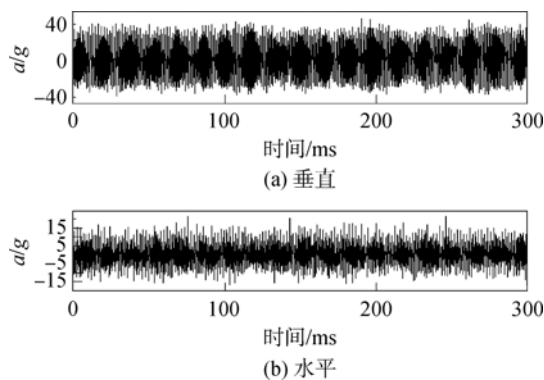


图1 某型发动机排气机匣振动时域信号

Fig. 1 Vibration time-domain signal of an engine's exhaust casing

在该轴流式压气机进行性能试验过程中,压气机前支点垂直、水平位置振动时域信号出现不对称现象。由图2可以看出,故障前时域响应波形无明显变化,振幅无较大突变;由图3可得,故障出现时,压气机前、后支点位置(图中简称压气机前/后垂直、压气机前/后水平)时域响应波形出现明显周期性突增现象,各测点的突增周期基本一致,即呈现出明显不对称现象。压气机位置振动时域响应的波峰与波谷的最大差值分别达到19, 24, 12, 5。将图2与图3进行对比可发现,故障出现后压气机位置的振幅变化剧烈,且压气机前支点位置振幅变化尤为明显,时域响应突增现象更突出。初步判断压气机前端的某级转子叶片出现

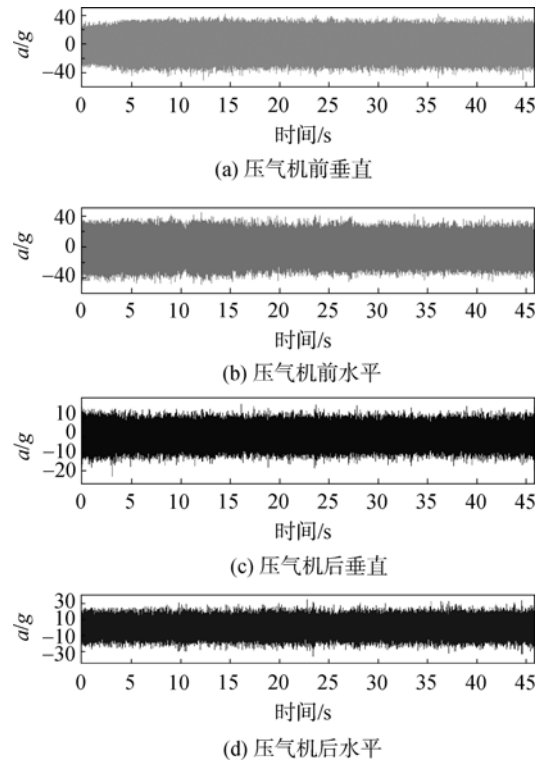


图2 故障前压气机的振动时域信号

Fig. 2 Vibration time-domain signal of compressor before fault

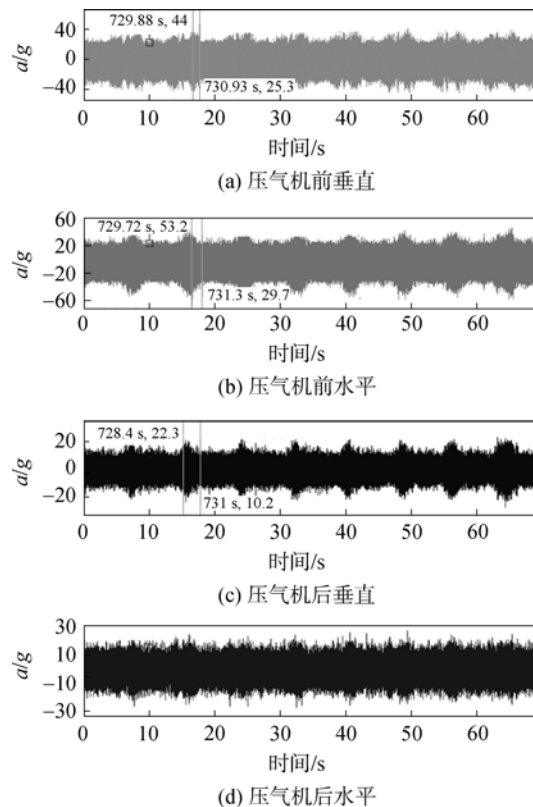


图3 故障出现时压气机的振动时域信号

Fig. 3 Vibration time-domain signal of compressor of fault

了裂纹故障。

通过多次压气机性能试验以及整机试验过程中叶片出现裂纹时的时域响应情况总结可知,含裂纹叶片的叶盘系统强迫响应呈现出非线性特征,随转速升高,裂纹转子系统时域响应波形会出现波动(这是由裂纹的开闭规律使得转子系统刚度不对称所致),且靠近含裂纹叶片的叶盘较近位置的振动测点时域响应波形波动更为显著(通过试验数据未观察到当含裂纹叶片靠近振动测点时域响应波形波动更为显著的现象),因此可根据振动测点时域响应波形的波动情况、不同测点的响应特性大致判断叶片是否出现裂纹以及含裂纹叶片的叶盘所处的位置。

2.2 频域响应

旋转机械叶片出现裂纹,一般情况下振动频谱中的基频和2倍频幅值会随裂纹加深而增大,基频幅值分散度较大(可以用此现象来区分普通不平衡引起的振动),另外还会出现振幅较大的超谐波共振现象,该现象是较为有效的叶片裂纹诊断方法。

由图4和图5可看出,压气机转速升至约为28000 r/min时,各测点基频幅值(f/g)和2倍频幅值($2f/g$)均出现较大增幅,且2倍频幅值明显大于基频幅值;压气机转速大于为29000 r/min后,各测点基频幅值和2倍频幅值呈现出波动现象,且压气

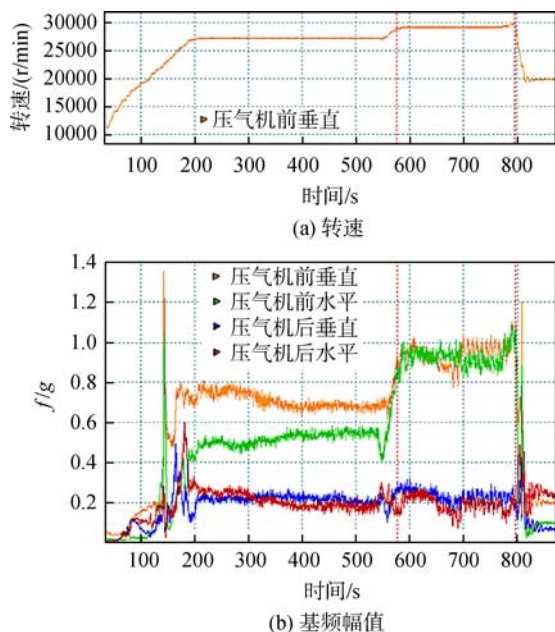


图4 转速及基频幅值随时间变化曲线

Fig. 4 Curves of speed and fundamental frequency's amplitude varying with time

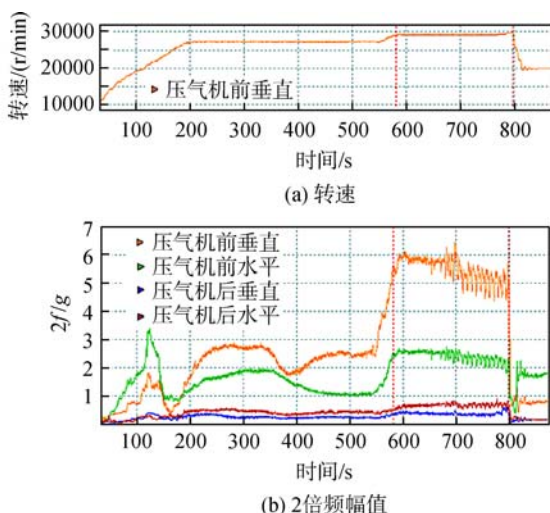


图5 转速及2倍频幅值随时间变化曲线

Fig. 5 Curves of rotor speed and double-frequency amplitude varying with time

机前支点对应基频和2倍频幅值波动现象更为显著,其中压气机前支点垂直位置幅值波动比(基频、2倍频波动幅值分别与基频、2倍频幅值的比值)最大,达20%,表明基频和2倍频幅值不稳定。

由图6可看出,时域信号首先出现波动现象,约7s后各测点2倍频幅值和基频幅值先后出现明

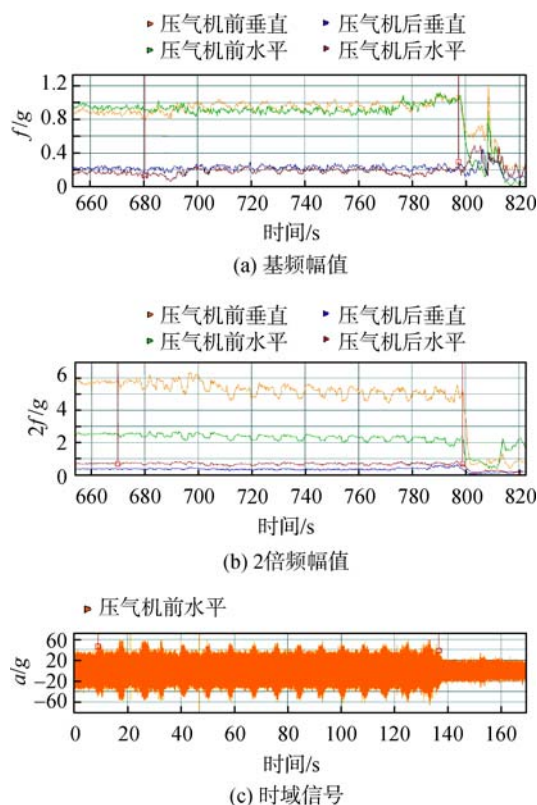


图6 基频、2倍频幅值及时域信号随时间变化曲线

Fig. 6 Curves of fundamental frequency, double-frequency amplitude and time-domain signal varying with time

显波动。由压气机前支点基频、2倍频幅值波动现象以及2倍频幅值增大的情况可进一步判断,压气机靠近前支点的某级转子叶片出现裂纹,使得整个转子系统的不平衡度增大,且由于随叶片裂纹扩展转子系统刚度呈现出不对称的非线性特性,从而使得转子系统的不平衡响应产生波动。

随转速升高,高频成分随之凸现,对应振幅明显大于其他频率成分,压气机转速为30300 r/min时,压气机前支点位置测点在高频范围出现2个明显的共振峰,对应频率为2010,2570 Hz^[16],图7中两个振幅较为突出的频率成分对应频率值分别大于和小于该1级转子叶片1阶固有频率。表明随转速升高,高压压气机前端的某级转子叶片裂纹不断扩展,压气机振动响应出现了共振频率分离现象,如图7所示。由图8可得,压气机1级转子叶片1阶弯曲振动频率约为2100 Hz,由此判断叶片裂纹引发了该级转子整体叶盘结构失谐^[9],图中右侧纵坐标及上侧横坐标上的数据表示基频的倍数。

由图8还可知在换算转速 $n=0.8$ 附近,该频率与转子旋转频率的4倍频接近。该压气机进口处有4个进气支板,存在阶次为4的流体激励。根据叶片振动应力的计算结果可知,由图9可看出,该压气机1级转子叶片前4阶振动应力主要分布在叶尖,与叶片裂纹位置接近,说明叶尖部位厚度较小、刚度不足。综合以上分析可作如下判断:由于4个进气支板引起的流体激励使得压气机1级转子叶片产生共振并疲劳失效,叶尖前缘出现裂

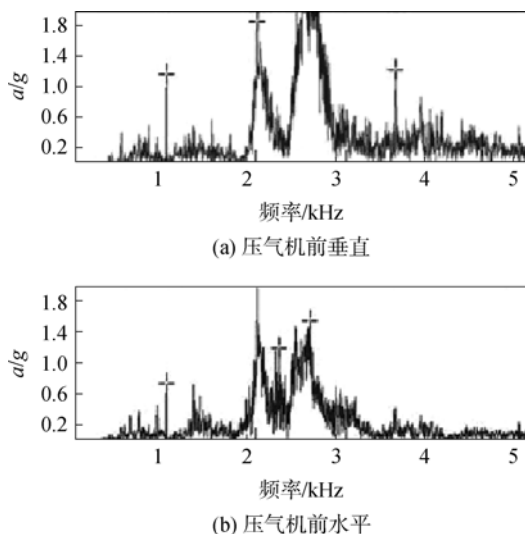


图7 压气机振动频谱图(转速为30300 r/min)
Fig. 7 Vibration frequency spectrum of compressor
(rotor speed of 30300 r/min)

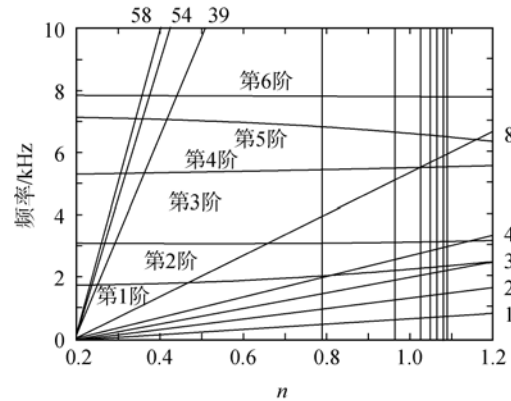
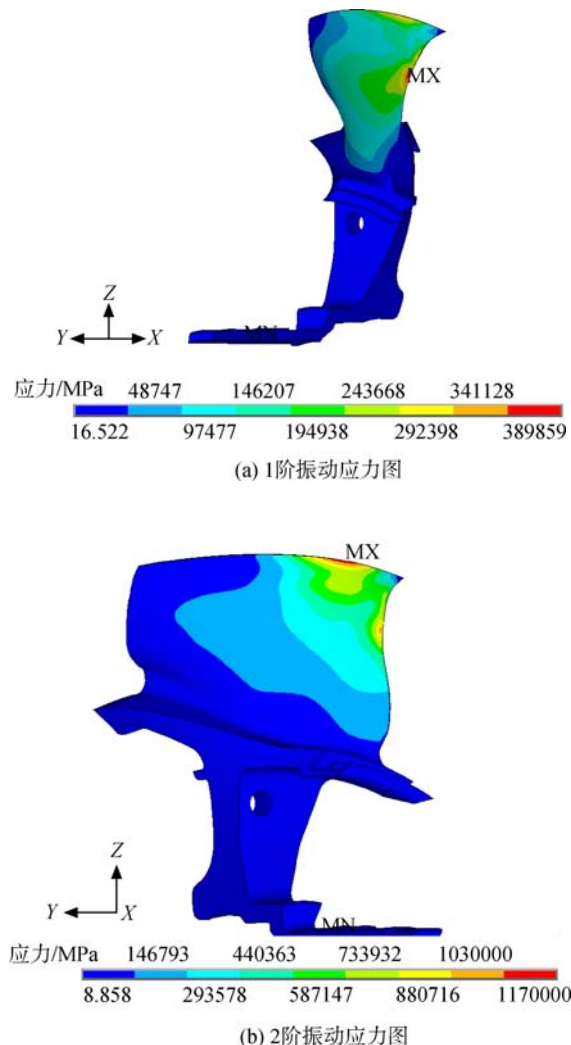


图8 压气机1级转子叶片共振转速图
Fig. 8 Resonance speed diagram of compressor's
the first rotor blade

纹;由于转子旋转过程中裂纹的开合特性,使得含裂纹叶片刚度具有时变性,转子系统响应相应呈现出非线性特性,由此影响整个转子系统的不平衡度;随转速升高叶尖裂纹在交变载荷作用下不断扩展,从而引发1级转子叶盘结构失谐。



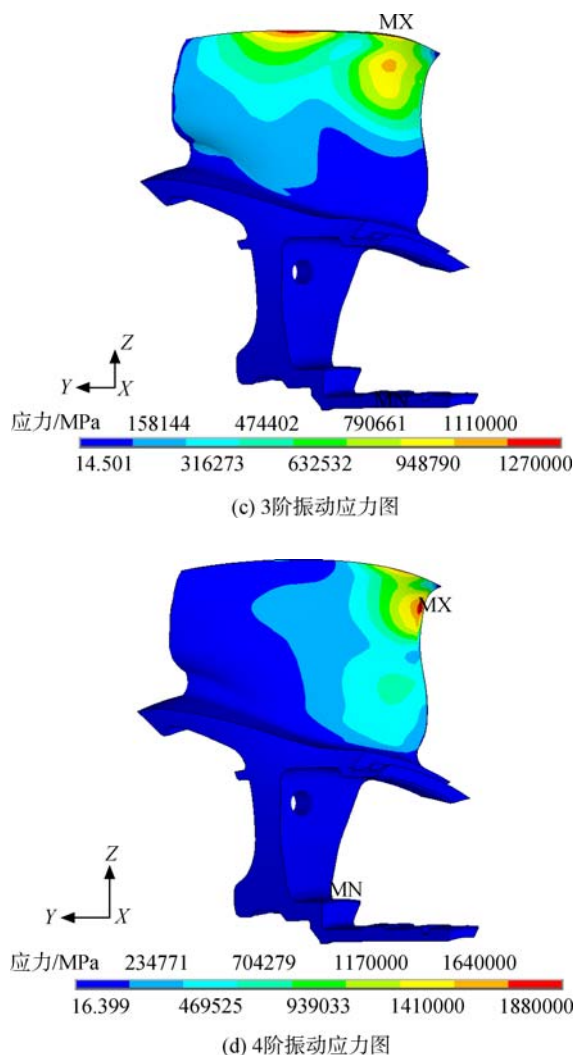


图9 压气机1级转子叶片振动应力图

Fig. 9 Vibration stress contour of compressor's the first rotor blade

2.3 共振频率波动现象分析

由于失谐的随机性,其失谐叶盘的共振频率会随失谐形式的变化有较小范围的偏移^[17],叶盘失谐量变化较大则会出现共振频率波动现象.总体上,随着叶盘失谐量的增加失谐叶盘的共振区域变宽,但失谐叶盘最大振幅的共振频率基本上仍在谐调叶盘共振频率附近.

由图10可看出,在压气机转速为29000 r/min时,压气机前支点垂直、水平位置存在2个振幅较为突出的共振谐波,对应频率分别约为2000,2500 Hz,由第2.2节分析可知,该频率为1级转子叶盘失谐后的共振频率;在该转速范围内,2个谐波均出现共振频率波动现象,且随转速升高波动幅度不断增大;压气机转速升至约为30000 r/min后,波动现象明显加剧.

针对高次谐波出现共振频率小幅波动以及波

动加剧的两个不同变化阶段,在两个对应转速范围内分别进行了振动云图的细化分析.由图11可见,在29000~30000 r/min转速范围内,压气机前支点垂直、水平位置在2个频带范围出现振幅较大的频率波动,中心频率分别对应2100,2500 Hz,频率最大波动幅度为260 Hz,频率波动周期约为8 s.由图12可以看出,在30000~30500 r/min转速范围内,频率波动幅度增大,压气机前支点垂直位置的高频成分在2100~4300 Hz的频带范围产生波动;压气机前支点水平位置的高频

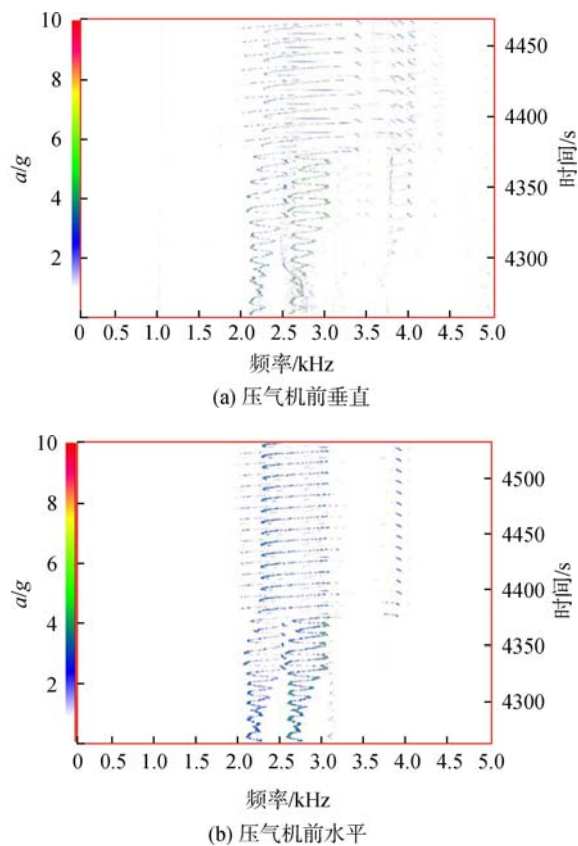
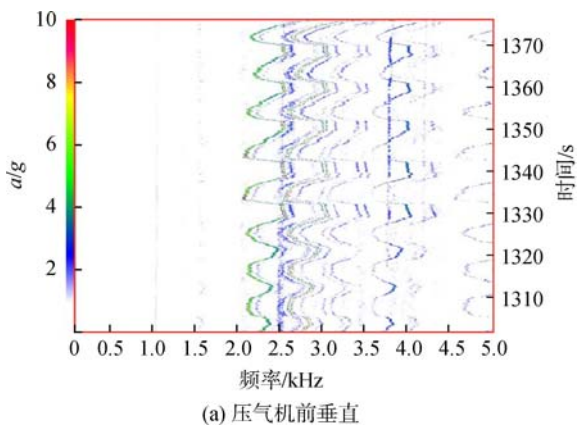


图10 振动瀑布图(29000~30500 r/min)

Fig. 10 Waterfall plot of vibration (29000~30500 r/min)



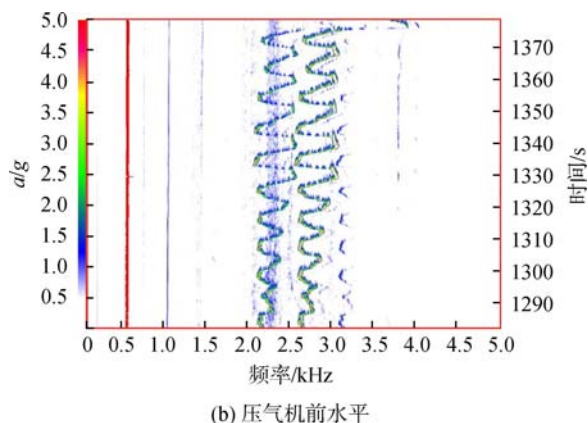


图 11 振动瀑布图(29000~30000 r/min)

Fig. 11 Waterfall plot of vibration (29000~30000 r/min)

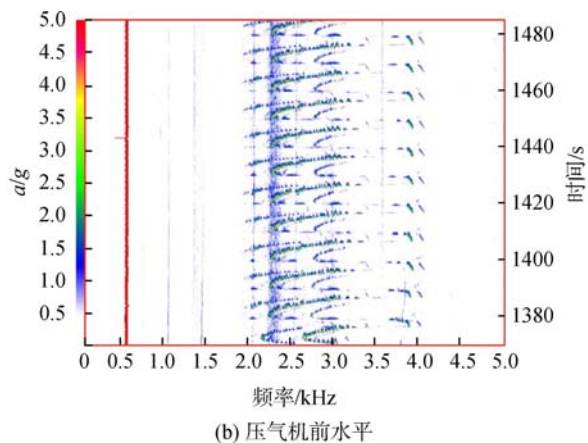
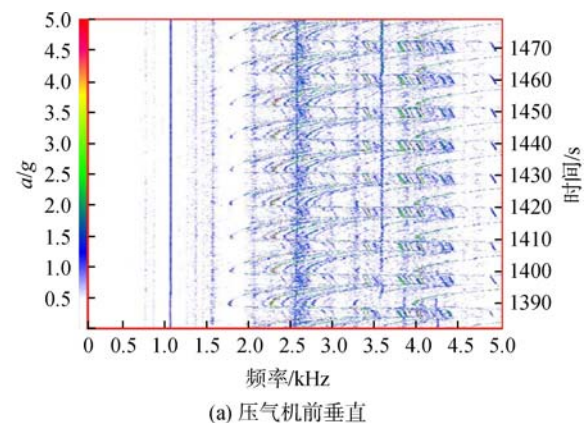


图 12 振动瀑布图(30000~30500 r/min)

Fig. 12 Waterfall plot of vibration (30000~30500 r/min)

成分在2100~3200 Hz的频带范围产生波动,频率波动周期约为9.3 s.

压气机前支点垂直、水平位置出现共振频率波动现象由于随转速升高叶片裂纹不断扩展,叶片刚度随之发生改变,从而叶片刚度失谐引发的1级转子叶盘失谐形式不断发生变化,使得1级转子叶片1阶弯曲共振频率分离程度改变.另外,

由图10~图12可看出,压气机前支点垂直、水平位置振幅较大的频率对应叶片1阶弯曲共振频率附近的频率成分,可认为结构失谐引起了1级转子叶盘低阶模态的局部化.

共振频率波动导致失谐叶盘的共振区域发生变化,共振区域变宽表明共振峰值分离程度加剧,由于共振峰值分离程度可以反映叶盘失谐程度^[18],因此可根据波动幅度判断叶盘的失谐程度和叶片裂纹的扩展程度.由压气机前支点位置随转速升高共振谐波波动幅度的变化情况可大致判断:1级转子叶片裂纹扩展过程中存在2个不同的裂纹扩展阶段,其中在29000~30000 r/min的转速范围,压气机前支点共振频率波动幅度较小,共振峰分离程度较轻,此阶段为叶片裂纹出现初期,其扩展速度较为缓慢,压气机1级转子叶盘失谐程度相对较轻;在30000~30500 r/min的转速范围,压气机前支点共振频率波动加剧,共振区域变宽,表明此阶段随着叶片裂纹深度的增加,裂纹扩展速度加快,压气机1级转子叶盘失谐程度加深.

3 结 论

本文基于某轴流压气机性能试验中1级转子叶片前缘出现贯穿性裂纹时的振动故障试验数据,针对振动监测过程中出现的异常现象,通过分析叶片裂纹故障出现时压气机的时域响应、频域响应以及压气机前支点出现的高频成分共振频率波动现象,总结了含裂纹叶片整体叶盘对轴流压气机振动特性的影响情况.分析结果总结如下:

1) 由于叶片裂纹的开合规律,在叶盘系统受到流体激励时,叶片刚度具有时变性,使得含裂纹叶片叶盘系统的振动响应呈现非线性特性.

2) 叶片裂纹使得轴流压气机1级转子叶盘出现结构失谐,在振动频谱中表现为谐波叶盘共振频率附近出现2个共振峰,即出现共振峰分离现象;随着1级转子叶盘结构失谐程度不断加深压气机前支点共振区域变宽.

3) 随转速升高,裂纹叶片数增加以及叶片裂纹不断扩展,使得叶盘失谐程度发生变化,最终导致出现共振频率波动现象;共振频率波动幅度(共振区域大小)反映叶盘失谐程度,可据此判断裂纹的扩展速度;1级转子叶盘失谐后出现系统低阶模态局部化现象.

4) 压气机振动响应非线性特征(振动幅值的周期性突增、高频成分的出现)、基频和2倍频的幅值突增和波动现象、共振频率波动现象均可作

为旋转叶片裂纹故障在线监测特征量。

5) 通过适当增加1级转子叶片厚度、调整压气机的进气支板数等改进措施,可使叶片在工作转速范围内有效避开共振区,以降低叶片疲劳失效的可能性。

参考文献:

- [1] 宋兆鸿. 航空发动机典型故障分析[J]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- [2] Saito A, Castanier M P, Pierre C. Effects of a cracked blade on mistuned turbine engine rotor vibration[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2009, 131(6): 1-9.
- [3] Huang S C, Wu M C. On the vibration of a cracked rotating blade[J]. *Shock and Vibration*, 1998, 5(1): 317-323.
- [4] Fang X, Tang J, Jordan E, et al. Crack induce vibration localization in simplified bladed disk structures[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2006, 291(1): 395-418.
- [5] Huang B W. Effect of number of blades and distribution of cracks on vibration localization in a cracked pre-twisted blade system[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2006, 48(1): 1-10.
- [6] Chondros T G, Dimarogonas A D, Yao J. Vibration of a beam with a breathing crack[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2001, 239(1): 57-67.
- [7] 王艾伦, 李帅. 含呼吸式裂纹的失谐叶盘系统响应特性研究[J]. *中国机械工程*, 2013, 24(2): 169-174.
WANG Ailun, LI Shuai. Forced response characteristics of mistuned bladed disk with breathing crack[J]. *China Mechanical Engineering*, 2013, 24(2): 169-174. (in Chinese)
- [8] Hou F J. Cracking induce mistuning in blades disk[J]. *Journal AIAA*, 2006, 44(1): 68-73.
- [9] Strehlau U, Kuhhorn A. Experiment and numerical investigations of HPC blisks with a focus on travelling waves[J]. *ASME Paper GT2010-22463*, 2010.
- [10] Ewins D J. Vibration characteristics of bladed disc assemblies[J]. *Archive: Journal of Mechanical Engineering Science*, 1973, 15(3): 165-186.
- [11] 王建军, 姚建尧, 李其汉. 刚度随机失谐叶盘结构概率模态特性分析[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(2): 256-262.
WANG Jianjun, YAO Jianyao, LI Qihan. Probability characteristics of vibratory mode of bladed disk assemblies with random stiffness mistuning[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(2): 256-262. (in Chinese)
- [12] 王红建, 贺尔铭, 赵志彬. 叶盘系统频率转向与模态耦合特性分析[J]. *航空动力学报*, 2008, 24(12): 2214-2218.
WANG Hongjian, HE Erming, ZHAO Zhibin. Characteristic analysis of frequency veering and mode interaction of bladed disks[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 24(12): 2214-2218. (in Chinese)
- [13] 徐可君, 刘启州. 裂纹叶片振动特性研究[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(2): 129-132.
XU Kejun, LIU Qizhou. Research on vibration characteristics of a cracked blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(2): 129-132. (in Chinese)
- [14] 张欢, 朱靖, 梁恩波, 等. 含裂纹叶片的失谐叶盘对航空发动机振动特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(9): 2076-2082.
ZHANG Huan, ZHU Jing, LIANG Enbo, et al. Effect of cracking induced mistuning in bladed-disks on vibration characteristics of aero-engines[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(9): 2076-2082. (in Chinese)
- [15] 杨海燕, 杨秉玉, 刘启州. 疲劳裂纹叶片振动的非线性特性研究[J]. *西北工业大学学报*, 1999, 17(2): 198-204.
YANG Haiyan, YANG Binyu, LIU Qizhou. On non-linear vibration characteristics of blade with fatigue crack[J]. *Journal of Northwest Polytechnical University*, 1999, 17(2): 198-204. (in Chinese)
- [16] 徐峰, 李春松, 罗秋生, 等. 轴流压气机整体叶盘叶片裂纹故障研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2012, 25(4): 25-29.
XU Feng, LI Chunsong, LUO Qiusheng, et al. Study on the blade crack of an axial flow compressor blisk[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2012, 25(4): 25-29. (in Chinese)
- [17] 王红建, 贺尔铭, 赵志彬. 叶片随机失谐与叶盘结构共振特性分析[J]. *西北工业大学学报*, 2011, 29(2): 189-193.
WANG Hongjian, HE Erming, ZHAO Zhibi. Investigating further resonant response characteristics of disk with randomly mistuned blades[J]. *Journal of Northwest Polytechnical University*, 2011, 29(2): 189-193. (in Chinese)
- [18] Judge J, Pierre C, Mehmed O. Experimental investigation of mode localization and forced response amplitude magnification for a mistuned bladed disk[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2001, 123(4): 940-950.