

航空发动机转子叶片的声振疲劳特性试验

王 琰^{1,2}, 郭定文^{1,2}

(1. 中国航空工业集团公司 中国飞机强度研究所 五室, 西安 710065;

2. 中国航空工业集团公司 中国飞机强度研究所
航空噪声与动强度航空科技重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 由于振动载荷、声载荷等会造成航空发动机转子叶片的高周疲劳失效,通过试验研究了发动机转子叶片的声振疲劳特性. 首先研究了叶根边界条件对发动机转子叶片声响应特性的影响,对 3 组叶片施加不同的顶紧力,由低到高施加声载荷,试验得到不同叶根边界条件下叶片的声响应与声载荷的关系,并且得出叶根边界条件对转子叶片声响应大小有影响的结论. 随后研究了叶片的声振疲劳特性,得出以下结论:声载荷作用下,叶片确实可以发生破坏. 在两种不同的激励方式(随机振动激励与正弦振动激励)作用下叶片的频率下降略有不同,并且在动应力水平相同的条件下,发动机转子叶片在正弦振动激励下的寿命远大于其在随机振动激励下的寿命.

关 键 词: 转子叶片; 声激励; 振动激励; 声响应; 声振疲劳特性

中图分类号: V232.2

文献标志码: A

Experiment on acoustic vibration fatigue properties of the aero-engine rotor blade

WANG Yan^{1,2}, GUO Ding-wen^{1,2}

(1. The Fifth Department, Aircraft Strength Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710065, China;

2. Aviation Science and Technology Key Laboratory of Aircraft Noise and Vibration
Engineering, Aircraft Strength Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: Vibration load, sound load and other factors may result in high cycle fatigue of aero-engine rotor blade. The acoustic vibration fatigue properties of aero-engine rotor blades were studied experimentally. Firstly, the effects of blade root boundary conditions on the acoustic responsiveness properties of aero-engine rotor blade were studied. Three different clamping forces were applied to three groups of rotor blades. Then sound loads were applied to each group of blades from low to high. The relationship between the acoustic responsiveness and the sound pressure under different boundary conditions was therefore got. The results showed that blade root boundary condition was an important influential factor to the blade acoustic responsiveness. Then the acoustic vibration fatigue properties of the blade were studied. Conclusions could be drawn as follows: rotor blade could be damaged under sound loads; blade frequency decrease is slightly different when applying two different vibration excitations to two rotor blades, i. e. random vibration and sinusoidal vibration. The

lifespan of blade under sinusoidal excitation is much longer than under random excitation if both are at the same dynamic stress level.

Key words: rotor blade; sound excitation; vibration excitation;
acoustic responsiveness; acoustic vibration fatigue properties

叶片是航空发动机中重要零件之一,由于功能的关系,其所处的工作环境十分严峻.受较高的离心负荷、气动负荷、高温和大气温差负荷以及振动的交变负荷等影响,叶片容易产生故障.据统计,振动故障率占发动机中总故障率的 60% 以上,而叶片故障又占振动故障的 70% 以上^[1].相关研究人员针对含裂纹的叶片的振动特性及裂纹的存在对发动机产生的影响做了大量的研究^[2-3],研究表明,含裂纹的叶片会严重影响发动机的安全性.

Anthony 等人^[4]指出造成发动机叶片失效的主要原因之一是高周疲劳,而导致高周疲劳失效的主要原因有空气动力载荷、机械振动、声载荷等.林左鸣等人^[5]在研究中指出声波激励是转子叶片振动的另一个振源,高声强噪声中所包含的高强声波可能促成叶片振动损坏,对发动机结构件的破坏不可忽视.尹红顺等人^[6]研究指出发动机高压压气机分离区内强烈的气流脉动是其噪声产生的根源,且较高能量的宽频噪声或宽频激励源会对结构件产生声疲劳破坏.国内外相关研究人员提出了有限元方法^[4,7]、概率论方法^[8-9]等研究叶片的高周疲劳问题,并针对发动机叶片的振动特性^[10-11]、振动应力^[12-13]及振动疲劳寿命^[14-17]等问题进行了大量的研究,但这些研究中只考虑了机械振动的影响,没有考虑声载荷对叶片疲劳寿命的影响.高声强噪声对发动机转子叶片的影响引起了学者的重视,并进行了相关的研究.金奕山等人^[18]对发动机结构声振疲劳特性的分析方法提出了建议.周扬、张国治等人^[19-20]通过有限元的方法研究了声载荷对转子叶片响应特性的影响.但是目前针对转子叶片在声载荷作用下的疲劳特性的研究甚少.

本文通过试验的方法研究了发动机转子叶片的声振疲劳特性.首先研究了叶根边界条件对转子叶片声响应特性的影响,对 3 组不同叶根边界条件的叶片分别施加窄带随机噪声激励和单频声激励;随后研究了叶片声振疲劳特性,对一个叶片施加窄带随机噪声激励,对一个叶片施加窄带随机振动激励,另两个叶片施加正弦振动激励.

1 声响应特性

1.1 声响应特性试验方法

叶片声响应试验在行波管中进行,叶片通过榫头插入榫槽,在榫槽底部用两个机械性能为 8.8 级的 M8 螺栓顶紧叶片,夹具固定在行波管的下壁面.

一般进行叶片振动特性及振动响应试验研究时,都是使用螺栓顶紧方式模拟叶根边界,且常用方法仅是将螺栓拧紧来模拟固支边界,不同的研究机构使用的螺栓直径大小、机械性能等级不尽相同.在研究中发现,螺栓的直径和机械性能等级与螺栓的拧紧力有很大的关系,无法实现真正的固支边界,同一个叶片分别使用两个 M3, M6 的螺栓完全顶紧时,其 1 阶共振频率分别为 650, 682 Hz. 因此首先通过力传感器和测力扳手对两个机械性能为 8.8 级 M8 的螺栓顶紧力与拧紧力矩进行了标定,得到了顶紧力 F 与拧紧力矩 T 的关系如式(1)所示

$$F = -30.93T^2 + 2444.79T - 6808.89 \quad (1)$$

本文研究了 3 组不同的叶根边界对叶片声响应特性的影响,对应的螺栓拧紧力矩分别为 7, 12, 18 N·m, 根据相应的边界条件将叶片分为 A, B, C 三组.通过改变螺栓拧紧力矩的大小来施加不同的边界条件,给 3 组叶片分别施加 60 Hz 带宽的窄带随机噪声激励、单频声激励,研究在相同的激励作用下,边界条件对叶片声响应特性的影响,试验现场照片如图 1.

首先测得叶片的第 1 阶共振频率(3 组叶片的频率如表 1 所示,本次研究中没有测试同一个



图 1 试验现场照片

Fig. 1 Photo of testing field

叶片在不同顶紧力下的共振频率,由于叶片个体之间的差异,因此1阶共振频率随螺栓顶紧力的变化规律不明显;其次以1阶共振频率为中心频率,设定60 Hz带宽,总声压级分别为146,152,158,164,170 dB(由于应变片测试量程的限制,C组最高总声压级为167 dB)的随机噪声进行激励;最后以叶片的第1阶共振频率,施加总声压级为146,152,158,164,170 dB(C组最高总声压级为167 dB)的单频声激励。

表1 1阶共振频率

Table 1 First resonance frequency

叶片分组	拧紧力矩/(N·m)	1阶共振频率/Hz
A	7	640,656,653
B	12	668,664,648
C	18	662,648,653

试验前,通过有限元软件 MSC. Nastran 分析得到叶片应力响应最大点在叶片距根部2 mm,距叶片进气边26 mm处,在此位置粘贴应变片,应变片的0°方向与叶片的宽度方向平行,应变片的90°方向与叶片的长度方向平行,用WBK516A动态应变仪来采集应变信号,试验结束后,将应变信号转换为应力。

1.2 声响应特性试验结果

3组不同边界条件下,叶片声响应与声压的关系如图2所示,声压级 L_p 与声压 p 的关系如式(2)所示。从图中可以看出,激励相同,顶紧力越大,叶片的声响应越大。边界条件相同,不同激励下声响应与声压的关系如图3所示。从图中可以看出,边界条件相同,转子叶片在随机噪声激励下均方根应力远小于单频声激励。两种激励发生非线性响应时的总声压级相同。

$$L_p = 20 \lg(p/p_e) \quad (2)$$

式中 p_e 为参考声压,一般取为 2×10^{-5} Pa。

螺栓拧紧力矩越大,叶片的根部边界条件越

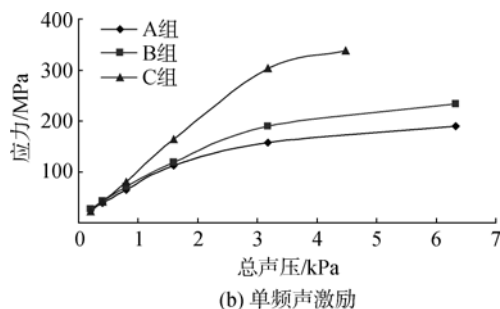
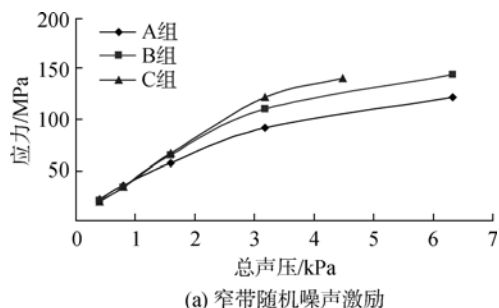


图2 不同边界条件下声响应与声压的关系

Fig. 2 Relationship between acoustic responsiveness and sound pressure under different boundary conditions

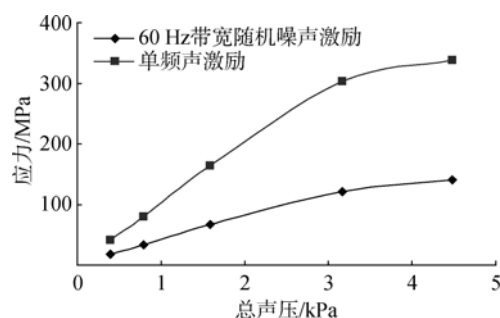


图3 不同声激励作用下声响应与声压的关系

Fig. 3 Relationship between acoustic responsiveness and sound pressure under different sound excitations

接近于固支,叶片的支持刚度随之增大,从而叶片的声响应增大。

本文通过螺栓顶紧方式模拟叶根边界,通过标定得到螺栓拧紧力矩与顶紧力的关系,对螺栓施加不同的拧紧力矩从而实现不同的叶根边界。试验研究表明顶紧力越大,叶片的声响应越大。

2 转子叶片声振疲劳特性

从声响应试验研究中可以看出,在高量级声激励作用下,叶片根部可以产生很大的动响应,所以声振疲劳特性的研究就显得特别重要。用4片叶片来研究叶片的声振疲劳特性,编号分别为I号、II号、III号、IV号。

2.1 转子叶片声疲劳试验

从声响应特性研究中得出:在60 Hz随机噪声激励作用下,总声压级为167 dB时转子叶片最大均方根应力为150 MPa,并且得出叶根边界条件是影响叶片声响应的重要因素。因此在总声压级不变的情况下,为了提高叶片的响应,可以采取两方面措施:①将加载带宽变为30 Hz,这样能量

更集中,可以提高叶片的动响应;②修改试验夹具,使用两个 M10 的螺栓顶紧叶片,增加叶根的顶紧力。

I 号叶片在带宽为 30 Hz,总声压级为 167 dB 的随机噪声激励下进行声疲劳试验,叶片在此条件下最大均方根应力为 200 MPa。由于试验在行波管中进行,无法用激光测振仪等设备监测叶片频率的变化,在整个试验过程中应变片也无法全程监测叶片频率的变化,所以未得到叶片准确的声疲劳寿命。声疲劳试验进行一段时间后,叶片的频率下降 11.79%,在叶片的根部发现一条 23 mm 长的裂纹。本研究证明在声载荷作用下,转子叶片确实能发生破坏。

2.2 转子叶片振动疲劳试验

一般认为,动应力相同的情况下,无论是声载荷作用还是振动载荷作用,结构的寿命是相同的。由于声疲劳试验的特殊性,目前很难准确获得叶片的寿命,为此通过振动试验来研究不同的激励方式(随机振动激励与正弦振动激励)对叶片疲劳特性的影响。

边界条件与声疲劳试验相同,对 II 号叶片施加带宽为 30 Hz,动响应与随机噪声激励相同的随机振动激励。图 4 为两种不同激励下响应频谱图,图中 0° , 45° , 90° 分别为应变片的 3 个方向。从图中可以看出,两种不同激励作用下,动应变频谱图趋势是相同的。因此采用振动激励代替声激励

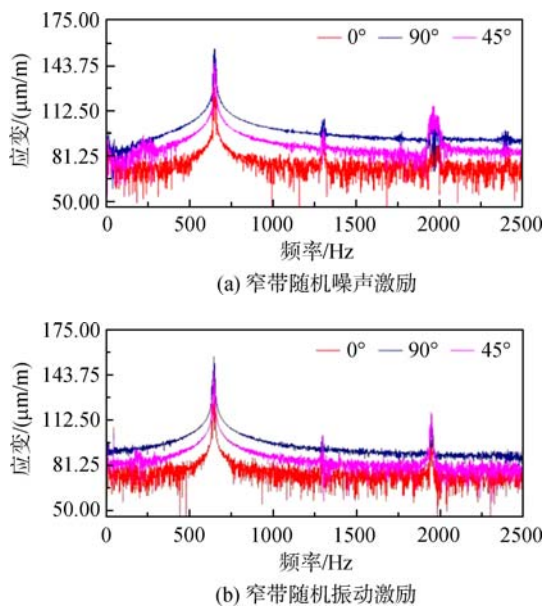


图 4 两种不同激励作用下动应变频域幅值谱图

Fig. 4 Strain amplitude figure in frequency field under two different excitations

是可行的。

II 号叶片进行随机振动疲劳试验,在整个试验过程中用激光测振仪监测叶片频率的变化,50 min 时叶片的频率下降 1.03%,63 min 时叶片的频率下降 12.3%。

边界条件相同,对 III 号叶片进行正弦振动激励,正弦振动激励使叶片产生的动响应与随机振动激励使叶片产生的动响应相同,进行振动疲劳试验。在试验过程中用激光测振仪监测频率的变化,监测发现,叶片的共振频率下降非常缓慢,试验进行 240 min 后,频率只下降了 0.13%。

边界条件相同,对 IV 号叶片正弦振动激励进行调整,使其同样安装条件下 167 dB 单频声激励产生的动应力相同,最大均方根应力为 300 MPa,进行疲劳试验。试验过程中激光测振仪监测叶片的 1 阶共振频率,341 min 后叶片的 1 阶共振频率下降 1.57%,着色渗透检查,在叶片根部发现 1 条 12 mm 长的裂纹。

图 5 为两种不同振动激励方式(随机振动激励与正弦振动激励)下叶片的频率变化与时间的关系。从图中可以看出正弦振动激励下,叶片的 1 阶共振频率在初始阶段下降非常慢,但是当 1 阶共振频率下降超过 0.8% 后,1 阶共振频率下降非常快,与随机振动激励下叶片的 1 阶共振频率下降略有不同。

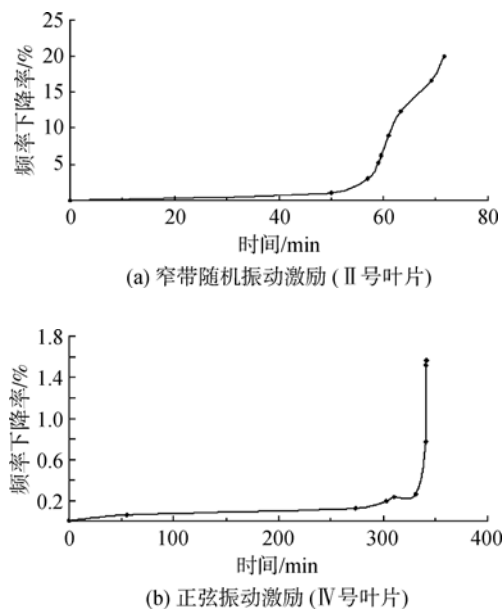


图 5 不同激励方式下叶片的频率下降率与时间的关系

Fig. 5 Relationship between the frequency decrease rate and time of blades under different excitations

3 结 论

本文初步研究了发动机转子叶片的声振疲劳特性,研究结果表明:

1) 叶根边界条件对发动机转子叶片的声响应特性影响较大。

2) 单独声载荷作用下,发动机转子叶片确实可以发生破坏,其声疲劳破坏特性还需进一步研究。

3) 相同的均方根应力水平下,随机振动激励下发动机转子叶片的振动疲劳寿命明显小于正弦振动激励下发动机转子叶片的振动疲劳寿命。

4) 随机振动激励与正弦振动激励下发动机转子叶片的频率下降略有不同。

参考文献:

- [1] 宋兆泓. 航空发动机典型故障分析[M]. 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] 陈香, 朱靖, 张亚. 含裂纹叶片的轴流式压气机整体叶盘振动特性分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1141-1147.
CHEN Xiang, ZHU Jing, ZHANG Ya. Vibration characteristics analysis of blisk with cracking blades on axial flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1141-1147. (in Chinese)
- [4] Anthony P, Rakesh P. Combined experiment and analytical study of HCF in turbine blades using simplified geometry [R]. AIAA-2003-1755, 2003.
- [5] 林左鸣, 李克安, 杨胜群. 航空发动机压气机转子叶片声激励试验研究[J]. 动力学与控制学报, 2010, 8(1): 12-18.
LIN Zuoming, LI Kean, YANG Shengqun. Experimental research on sound waves excitation to aero-engine compressor rotor blade[J]. Journal of Dynamics and Control, 2010, 8(1): 12-18. (in Chinese)
- [6] 尹红顺, 王永明, 余华蔚, 等. 压气机叶片气流流动发声机理的初步试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(4): 1-7.
YIN Hongshun, WANG Yongming, YU Huawei, et al. Experimental investigation of the sound generated from the compressor blade airflow[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(4): 1-7. (in Chinese)
- [7] 洪杰, 刘书国, 张大义, 等. 小型短寿命涡扇发动机涡轮叶片疲劳失效分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 604-609.
HONG Jie, LIU Shuguo, ZHANG Dayi, et al. Fatigue failure analysis of turbine blade in miniature short-life turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 604-609. (in Chinese)
- [8] Cesare M, Sues R, Wu Y T. Probabilistic high cycle fatigue (HCF) of jet engine blades[R]. AIAA-2001-1379, 2001.
- [9] Elseifi M A. Directional simulation for the probabilistic analysis of high cycle fatigue in jet engine blades [R]. AIAA-2002-1709, 2002.
- [10] 李克安, 林左鸣, 杨胜群, 等. 航空发动机转子叶片振动方程及其频率计算[J]. 航空学报, 2013, 34(12): 2733-2739.
LI Kean, LIN Zuoming, YANG Shengqun, et al. Vibration equation and frequency computation of an aero-engine rotor blade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(12): 2733-2739. (in Chinese)
- [11] 魏武国, 侯宽新, 尚永锋. 高压压气机转子叶片振动特性分析[J]. 机械设计与制造, 2012(9): 207-209.
WEI Wuguo, HOU Kuanxin, SHANG Yongfeng. Vibration characteristics analysis of high-pressure compressor rotor blade[J]. Machinery Design and Manufacture, 2012(9): 207-209. (in Chinese)
- [12] 寇海军, 张俊红, 林杰威. 航空发动机风扇叶片振动特性分析[J]. 西安交通大学学报, 2014, 48(11): 109-114.
KOU Haijun, ZHANG Junhong, LIN Jiewei. Aero-engine fan blade vibration characteristic analysis[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2014, 48(11): 109-114. (in Chinese)
- [13] 孙瑞杰, 闫晓军, 聂景旭. 基于复合疲劳试验的涡轮叶片振动应力反推法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 289-294.
SUN Ruijie, YAN Xiaojun, NIE Jingxu. Inverse method for estimating the vibration stress of turbine blades based on combined high-and-low cycle fatigue tests[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2): 289-294. (in Chinese)
- [14] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 189-193.
LI Jing, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. Study on the vibration fatigue life for aero-engine compressor blade[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 189-193. (in Chinese)
- [15] 杨强, 邵闯, 方可强. 航空发动机复合材料叶片振动疲劳特性研究[J]. 实验力学, 2014, 29(3): 361-367.
YANG Qiang, SHAO Chuang, FANG Keqiang. Vibration fatigue characteristic study of aeroengine composite blade[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2014, 29(3): 361-367. (in Chinese)
- [16] 李全通, 通旭东, 高星伟. 基于试片超高周疲劳试验的叶片高周疲劳寿命估算方法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2471-2475.
LI Quantong, TONG Xudong, GAO Xingwei. Estimation method of blade high cycle fatigue life based on ultra-high cycle fatigue test of specimen[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2471-2475. (in Chinese)
- [17] Witek L, Bednarsz A, Stachowicz F. Fatigue analysis of compressor blade with simulated foreign object damage [J]. Engineering Failure Analysis, 2015, 58(1): 229-237.
- [18] 金奕山, 李琳. 关于航空发动机结构声疲劳寿命估算方法的探讨[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 373-377.

- JIN Yishan, LI Lin. Sonic fatigue life prediction of aero-engine structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 373-377. (in Chinese)
- [19] 周扬, 李克安, 陈岭, 等. 转子叶片在声波激振作用下的谐响应数值仿真分析[J]. 湖南理工学院学报: 自然科学版, 2014, 27(2): 54-57.
- ZHOU Yang, LI Kean, CHEN Ling, et al. Harmonic response numerical simulation analysis of rotor blade under the acoustic excitation[J]. Journal of Hunan Institute of Science and Technology: Natural Sciences, 2014, 27(2): 54-57. (in Chinese)
- [20] 张国治, 沙云东, 朱林, 等. 薄壁板结构随机声激励振动响应计算与分析[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(4): 23-28.
- ZHANG Guozhi, SHA Yundong, ZHU Lin, et al. Calculation an analysis on vibration response of thin-panels under random acoustic load[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2014, 31(4): 23-28. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)