

文章编号:1006-1355(2015)03-0200-04

## 噪声技术在航空发动机中的应用

陈亚农<sup>1,2</sup>, 蔡显新<sup>1,2</sup>, 吴玉萍<sup>1,2</sup>, 吴桂娇<sup>1,2</sup>

(1. 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;  
2. 航空发动机振动技术重点实验室, 湖南 株洲 412002)

**摘要:**以某民用燃气涡轮辅助动力装置为对象,研究噪声技术在航空发动机振动分析中的应用。采用课题组自行开发的频谱分析软件,对噪声测试系统获得的包含振动量信息的WAV文件数据进行计算,获得3维频谱图。对这些频谱图进行详细分析,可找出可能存在的激振频率及零件共振频率。将噪声测试获得的振动信息与传统的安装在机匣上的振动传感器的测量数据进行了对比,结果表明噪声测试方法可获得更多有用信息。

**关键词:**振动与波;航空发动机;噪声测试;频谱分析;

中图分类号:TB535

文献标识码:A

DOI编码:10.3969/j.issn.1006-1355.2015.03.043

## Application of Noise Technique to Aero Engines

CHEN Ya-nong<sup>1,2</sup>, CAI Xian-xin<sup>1,2</sup>, WU Yu-ping<sup>1,2</sup>, WU Gui-jiao<sup>1,2</sup>

(1. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, Hunan China;  
2. Key Laboratory of Aero Engine Vibration Technique, Zhuzhou 412002, Hunan China)

**Abstract:** Noise technique was applied to vibration analysis of an aero engine. Spectrum analysis of the noise measurement data in the WAV file was carried out by means of the software developed by the project team. The 3-D spectrum diagrams were obtained and analyzed to find the possible exciting frequencies and components and resonant frequencies. The information obtained by noise measurement was compared with that obtained by traditional vibration sensors. The results indicated that the noise measurement can get more useful information.

**Key words:** vibration and wave; aero engine; noise measurement; spectrum analysis

航空发动机噪声源复杂,包括风扇、压气机、涡轮和燃烧室噪声、喷气噪声以及各种振动噪声,有关航空发动机噪声技术的研究受到人们的重视。文献[1]提出了一种以降低发动机噪声和耗油率为目标的优化方法,这种方法集成了近似分析工具,适用于发动机初步设计。文献[2]研究了航空回热燃气涡轮发动机的低噪声环境问题。文献[3]采用数值仿真技术对涡扇发动机中燃烧室—涡轮—喷管系统的噪声产生和传播机理进行了研究。文献[4]研究了航空发动机燃烧室噪声产生机理及其主要影响因素,文献[5]对常规试车台上航空发动机噪声及其测量技术进行了研究,认为噪声与振动、压力脉动信号同步测量并作相干分析是识别发动机声源特征的

有效方法,验证了喷气噪声是发动机台试噪声的最主要贡献,具有低频带特性。文献[6]通过对航空发动机试车台噪声的分析得出了试车台噪声主要呈现中高频频谱特性并且是连续宽频带的空气动力性噪声的结论。文献[7]利用相似转换法则研究航空发动机在地面试验状态与空中巡航对应状态下噪声辐射声场变化规律。文献[8]对某压气机的试验结果进行了气动、振动、噪声等物理参数的特征分析,认为该型压气机工作中可能存在声共振现象。文献[9]研究了基于传声器阵列的航空发动机噪声源识别技术。文献[10]建立了民用航空发动机燃烧室噪声预测模型,利用该模型预测发动机燃烧室的声压级、总声压级、A计权声压级和感觉噪声级等参数。

利用噪声信息对涡轴、辅助动力装置(APU)等小型发动机振动问题研究得较少。涡轴、辅助动力装置等发动机的噪声主要来自于压气机、燃烧室和涡轮。在试车时虽然在机匣上安装了振动传感器,但根据振动信号难以获取气流激振等相关信息。本

收稿日期:2014-12-17

作者简介:陈亚农,男,研究员,湖北京山人,主要研究方向:发动机振动。

E-mail: newnewice@sina.com

文针对某民用燃气涡轮辅助动力装置,采用课题组自行开发的频谱分析软件,对测量的噪声数据进行3维频谱分析,获得了一些有用的结果。

### 1 发动机噪声信号采集

本文研究对象为配备某民用客机的燃气涡轮辅助动力装置,图1为其结构简图。如图所示,空气从进气段流向离心叶轮,压缩后进入燃烧室,然后从向心涡轮通过由排气段排出。离心叶轮有12个大叶片和12个小叶片,向心叶轮有14个叶片,进气端撑杆有7个,在离心叶轮机匣上有21个尺寸较小的开孔。这些结构参数或多或少对发动机产生的噪声有影响。

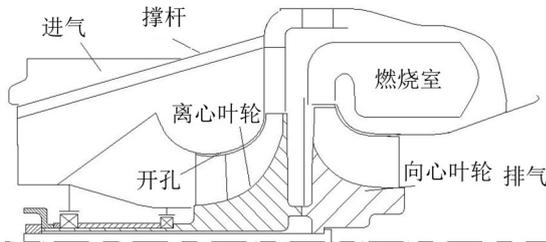


图1 某燃气涡轮辅助动力装置

在进行噪声信号采集时将传声器置于进气口处,为了防止信号超限,传声器包上隔音材料。传声器声压级为140 dB。为了获得发动机的高频信息,采集频率设置较高为65 536 Hz。

采集后的信息是以WAV文件格式保存的。WAV文件是微软公司开发的波形声音文件,WINDOWS操作系统支持这种格式。课题组按以下WAV文件格式编制音频输入部分的程序。

表1 WAV文件格式

名称	内容	字节数
块标志	“RIFF”	4
块长度	块长度值	4
块内容	数据	不定
WAV标志	“WAVE”	4
波形格式标志	“fmt”	4
格式块长度	一般=16	4
格式类别	=1	2
声道数	=1或2	2
采样频率	采样频率值	4
数据传送速率	=采样频率×每个样本字节数	4
每个样本位数	16	2
数据标志符	“data”	4
样本数据长度	样本数据长度值	不定

### 2 三维频谱分析软件

燃气涡轮发出的噪声比较复杂,一些有用的信息往往被掩埋在其他杂乱的噪音里,发动机不同运行时间段,噪声信息不一样。为此课题组开发了3维频谱分析软件,通过对软件生成的3维频谱图的各种操作及人工分析寻找有用信息。

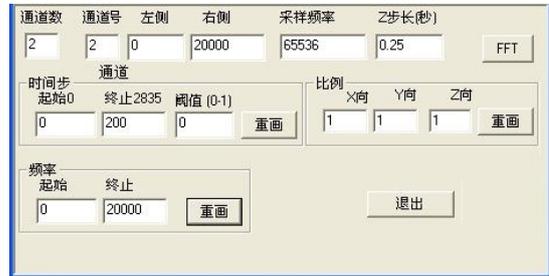


图2 参数设置界面

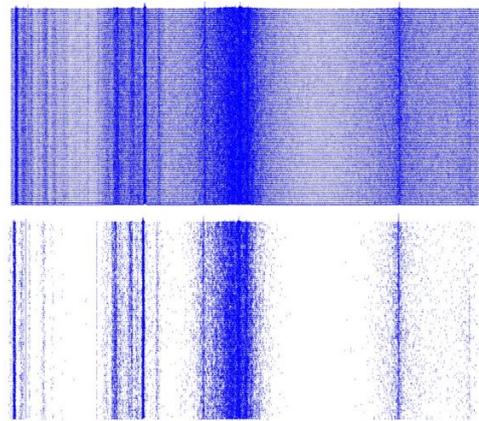


图3 阈值为0和0.5的频谱图

图2为频谱分析参数设置界面。第一行为进行快速傅立叶转换的参数,包括由WAV文件所给定的总通道数、需要进行快速傅立叶转换的通道号、进行傅立叶转换的最低和最高频率(分别为图中“左侧”和“右侧”)、由WAV文件所给定的采集频率及三维频谱图中时间维的步长。3维频谱图有3个维度分量:频率、时间、振动幅值(即体现噪声声强的量)。为了能对不同时间段进行细致的频谱分析,可以对3维频谱图中时间维度分量的起始和终止进行设定(参见图中“时间步”框)。“时间步”框中的“阈值”是对振幅维度分量的设定,即大于此设定值时才在视图中显示,从而过滤掉振动幅值过小的量,使大振幅量显示更清晰。图3所示即为阈值分别为0和0.5的图形。在图中的“比例”框内可对3维频谱图3个方向的显示比例进行设置,有助于将视图调整得更为清晰。“频率”框内的“起始”和“终止”用于设置视图中3维频谱图频率维度的起始值和终止值,有助于针对不同频率段进行细致分析。

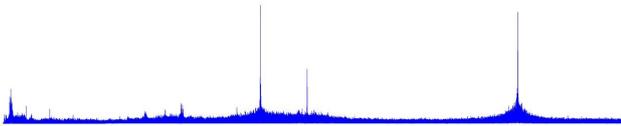


图4 2D频谱图

软件能对显示的3D频谱图通过移动鼠标进行视角的变换和平移,通过拨动鼠标上的滚轮进行图形的缩放。图4为时间维度与显示面垂直时得到的频谱图,此时即退化为一般的2D频谱图。

由于采集频率很高,采集的发动机噪声信息数据量一般很大,普通PC机处理有困难,为此软件还有对WAV文件进行分割的功能,将一个很大的WAV文件自动分割成一系列较小的WAV文件,采用普通笔记本电脑就可以分段快速地进行详细的3D频谱分析。

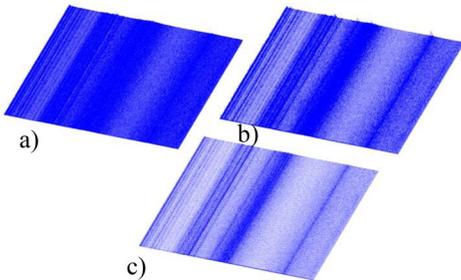


图5 点图、线图及面图示意图

3D频谱图上各个点的绘制有点图(即像素点)、线图(即用直线联接曲线上相连点)和面图(即每个时间步以平面绘出)的形式,可根据具体需要选择进行绘制,图5a)、b)、c)分别为同一视角的点图、线图和面图。

### 3 APU噪声频谱分析

#### 3.1 气流激振频率分析

由前所述可知,离心叶轮有大、小叶片各12片,涡轮叶片为14片,因此预计有 $i \times 12$ 、 $i \times 14$ 、 $i \times 24$  ( $i=1, 2, 3 \dots$ )倍转子转速频率的噪声出现,这些频率将作为尾流激振源。

图6为发动机启动阶段测得的3维频谱图。由该图可以看到,与压气机和涡轮转子叶片相关的前几阶尾流激振频率均测得。图7为通过对图形的局

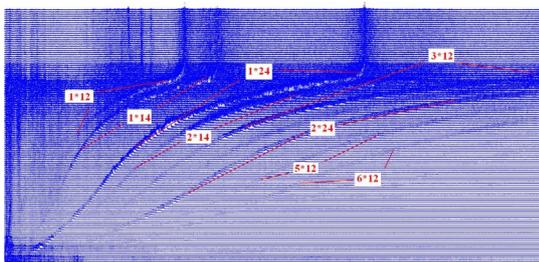


图6 启动阶段频谱图

部操作获得的1倍及2倍转子转动频率,这些频率由转子不平衡或气流沿周向不均匀所引起。

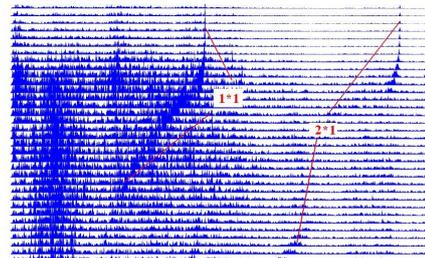


图7 转子1、2倍频

图8为测得的比较微弱的7倍频和21倍频信号的频谱图。由前述可知,进气端有7根撑杆,在离心叶轮机匣上有21个开孔,这些都可能成为气流激振源,但由于撑杆附近气流速度还较低,开孔流量有限,故测得的信号较微弱。

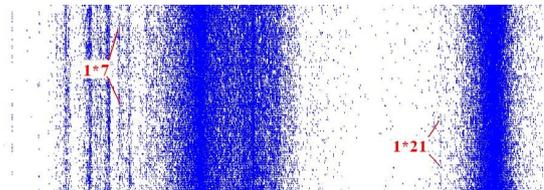


图8 7倍频和21倍频

由此可见,发动机由结构特征可能引起的气流激振频率均被测到。这对研究发动机的振动特性有帮助。

#### 3.2 叶片振动频率

对离心叶轮大小叶片进行了模态试验,并尝试性地在3维频谱图上寻找对应的信息。图9标出了与模态试验的频率平均值相近的部位。二者之间的误差列于表2。该表列出的误差虽然并不太大,但是频谱图上的峰值与模态试验值之间的对应性不是非常理想。这说明3D噪声频谱图对叶片振动频率的分析尤其是对动频的分析有一定的帮助,但不能作为唯一判定的依据。如何更好地利用3D噪声频谱图进行叶片动频分析的研究仍在进行。

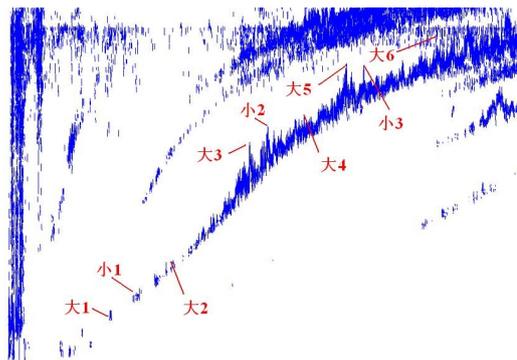


图9 叶片振动频率

表2 噪声测试与模态试验间的误差/(%)

	1阶	2阶	3阶	4阶	5阶	6阶
大叶片	3.94	7.11	7.71	4.83	1.88	1.17
小叶片	1阶	2阶	3阶	-	-	-
误差	5.81	3.74	2.104	-	-	-

## 4 与传统振动传感器的对比

发动机在试车时一般在机匣上安装振动传感器进行振动量的测试,主要目的是监视整机振动是否异常。但这种传感器采集频率一般不会设置得太高,对于发动机叶片的振动分析往往是不够的。此外被安装在机匣上,难以获得内部气流激振信息。图10为安装在机匣上的振动传感器经软件转换后获得的频谱图。图的上方标出了倍频数,1、3、5倍频比较明显,但重要的7、12、14、21等倍频信息均无法得到。

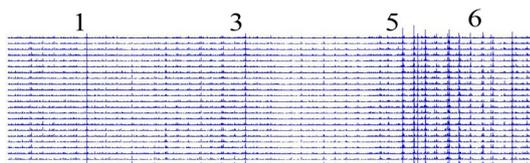


图10 机匣处获得的振动信息

## 5 结语

以某民用APU为对象,研究噪声技术在航空发动机振动分析中的应用。通过噪声测试获得的3维频谱图可揭示气流激振频率信息、叶片等零件的振动信息,有助于分析发动机振动特性。与传统振动

传感器相比,噪声测试能获得更多的气流激振频率等信息。在如何利用噪声技术准确确定叶片动频等方面,仍需作进一步的研究。

### 参考文献:

- [1] Doulgeris, Georgios, Korakianitis. Effect of jet noise reduction on gas turbine engine efficiency[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, Vol. 227 (9): 1441-1455.
- [2] Colin F. McDonald, Aristide F. Massardo, Colin Rodgers. Recuperated gas turbine aeroengines. Part III: engine concepts for reduced emissions, lower fuel consumption, and noise abatement[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2008, Vol. 80 (3): 280-294.
- [3] Dale Van Zante, Large-scale simulations for turbine engine core noise[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2010, Vol.10 (1): 75-87.
- [4] 娄小宝,沙云东,苏春峰.航空发动机燃烧室噪声产生机理及其主要影响因素[J]. *沈阳航空工业学院学报*, 2008,25(5):28-31.
- [5] 金业壮,盛元生.常规试车台上航空发动机噪声及其测量技术的研究[J]. *航空发动机*, 1997, 1 (2):24-31.
- [6] 张松岭,张松岩,高长福.航空发动机试车台噪声的分析[J]. *哈尔滨科学技术大学学报*, 1996, 1 (2):13-15.
- [7] 陈玲,夏语,纪良.民用飞机发动机噪声辐射特性研究[J]. *噪声与振动控制*, 2012, 32 (4):78-82.
- [8] 杨明绥,刘思远,王德友.航空发动机压气机声共振现象初探[J]. *航空发动机*, 2012, 38 (5):36-42.
- [9] 闫国华,任升,王玉臣.基于传声器阵列的航空发动机噪声源识别研究[J]. *中国民航大学学报*, 2013, 31(4):10-14.
- [10] 张敦煜,闫国华.民用航空发动机燃烧室噪声预测[J]. *噪声与振动控制*, 2013, 33 (6):134-138.

### (上接第188页)

多层隔振系统的稳定性分析发现,设计的隔振系统对冲击波衰减率较高,但对系统的安装精度要求较高,稳定性还需要提高,也表明隔振系统的级数不能太多。另外,文中设计和分析时空气弹簧和钢丝绳隔振器都按线性处理,计算结果的精度还需要进一步提高。

### 参考文献:

- [1] 宫国田,金辉,张姝红,等.国外舰艇抗水下爆炸研究进展[J]. *兵工学报*, 2010, 31(1):293-298.
- [2] 黄正平.爆炸与冲击电测技术[M].北京:国防工业出版社,1997.
- [3] 方斌,朱锡,张振华,等.水下爆炸冲击波数值模拟中的

参数影响[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2005, 26(4):419-424.

- [4] 张阿漫.水下爆炸气泡三维动态特性研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2006.
- [5] 黄映云,吴善跃,朱石坚.囊式空气弹簧隔振器的特性计算研究[J]. *振动工程学报*, 2004, 17(2):249-252.
- [6] 周桐,张思箭,李健.电子器件隔振设计实验研究[J]. *实验力学*, 2006, 21(3):387-392.
- [7] 洪嘉振.计算多体系统动力学[M].北京:高等教育出版社,1999.
- [8] 前联邦德国国防军舰艇建造规范(BV0430/1985冲击安全性)[Z].北京:中国舰船研究院科技发展部,1998.
- [9] 周国良,李小军,刘必灯,等.大质量法在多点激励分析中的应用、误差分析与改进[J]. *工程力学*, 2011, 28(1):48-54.