文章编号：1006-1355(2015)02-0091-05

航空涡扇发动机喷气噪声分离技术

闫国华，金宗亮

（中国民航大学，天津 300300）

摘 要：涡扇发动机尾喷是飞机的主要噪声源之一，其噪声大小不仅影响飞机的适航取证，更是评价发动机性能的重要指标之一。为了实现发动机的降噪设计，需要将发动机的整机噪声分解到各部件，从而针对部件进行降噪设计。基于三个远场麦克风数据的喷气噪声分离算法，使用MATLAB进行编程，以GE公司的某型发动机噪声静态测试的数据作为输入数据，从发动机整机噪声中分离出喷气噪声，得到喷气噪声声压的自相关谱。根据喷气噪声声压的自相关谱，计算喷气噪声的声压级。分离得到的喷气噪声数据对发动机尾喷的降噪设计有重要意义。

关键词：声学；涡扇发动机；喷气噪声；噪声分离；MATLAB编程

中图分类号：X593 **文献标识码**：A DOI编码：10.3969/j.issn.1006-1335.2015.02.022

Study on Jet Noise Separation Technique of Turbofan Engines

YAN Guo-hua , JIN Zong-liang

(Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract : Turbofan engine nozzle is one of the main sources of aircraft noise. The noise generated by the nozzle has a negative effect on airworthiness certification of aircrafts. It is also an important indicator of engine performance. In order to realize the noise reduction design of the engine, it is necessary to separate the noise of each component from the total engine noise to reduce its noise individually. In this paper, the jet noise separation method was proposed based on the engine noise data acquired by 3 far-field microphones. The program for this method was developed in MATLAB. With the use of the engine noise test data of the General Electric Company as the input data, the jet noise was separated from the total engine noise to obtain the self-correlation spectra of the jet noise sound pressure and calculate SPL of the jet noise. The jet noise data obtained by this method is important for the noise reduction design of engine nozzles.

Key words : acoustics ; turbo fan ; jet noise ; noise separation ; MATLAB programming

随着民航飞机适航审定关于噪声要求的逐渐提高，民用航空飞机发动机的噪声问题在发动机的研发过程中占有重要的地位，发动机噪声是否达标成为装备该型发动机的飞机能否取得适航证的先决条件[4]。随着我国商用飞机发动机项目的启动，标志着我国自主创新研发民用航空发动机已进入实质性操作阶段。

航空发动机的尾喷是低涵道比涡扇发动机最强的噪声源，随着涡轮风扇发动机涵道比不断提高，发动机的排气速度逐渐减小，当代大型高涵道比发动机的喷气噪声已经基本降低到与风扇噪声相当的量级[7]。但是，喷气噪声仍然在涡扇发动机整机噪声中占较大比重，直接影响到飞机的适航取证。为了实现发动机的降噪设计，首先需要将发动机的整机噪声分解到各部件，分离出主要的噪声源，从而针对部件进行降噪设计。因此，喷气噪声分离对于发动机尾喷的降噪设计有重要意义。此外，分离得到的喷气噪声数据更是评价发动机性能的重要指标之一。

基于上述目的，本文通过对涡扇发动机喷气噪声的分离方法进行研究，使用某型发动机噪声静态测试的远场噪声数据作为输入数据，利用MATLAB进行编程，实现了对某型涡扇发动机喷气噪声的分

收稿日期：2014－09－16

基金项目：大型民用客机发动机噪声合格符合性标准体系研究(400686)

作者简介：闫国华(1963－)，男，天津人，中国民航大学教授，主要从事民用航空发动机噪声适航研究。

通讯作者：金宗亮(1988－)，男，天津人，在读硕士研究生，主要从事民用航空发动机噪声和推进系统运行与维护研究。

E-mail: jinzongliang1204@163.com

离。利用该方法可分离得到沿半径为45.72 m的远场圆弧，各角度上喷气噪声声压的自相关谱。利用喷气噪声声压的自相关谱，计算喷气噪声的声压级。

1 喷气噪声分离算法

航空发动机部件噪声的分离方法主要分为两类：一类是基于发动机不同部件噪声的时域信号的相关性或频域信号的相干性，使用若干传声器测量噪声数据，利用信号处理的方法，分离不同部件的噪声。另一类是使用传声器阵列测量噪声数据，利用波束形成[6]或声源成像反卷积[3]等算法处理数据，从而实现对发动机各部件噪声识别和分离。

本文以美国国家航空航天局（NASA）的关于噪声与排放适航技术报告[5]中提到的部件噪声分离方法为基础，对涡扇发动机的喷气噪声进行分离。

1.1 噪声的相关性

喷气噪声主要是由高速的喷气与周围相对静止的介质急剧混合产生的。在发动机噪声静态测试中，喷气噪声源相对于传声器是移动的。由于多普勒效应，喷气噪声的频率在不同传播方向上是不同的。风扇噪声源与核心机噪声源相对于传声器是静止的。风扇噪声与核心机噪声的频率在不同传播方向上是恒定的。因此，在不同的角度上测得的风扇噪声与核心机噪声是相关的，在不同的方向上测得的喷气噪声是不相关的。相关性是对于时域信号而言的，在频域中可以用相干函数[1]来度量不同信号的相关程度。

1.2 基于三个远场麦克风信号的分离算法

1.2.1 建立方程组

该算法用于分离相关的噪声和不相关的混入噪声，如图1所示。

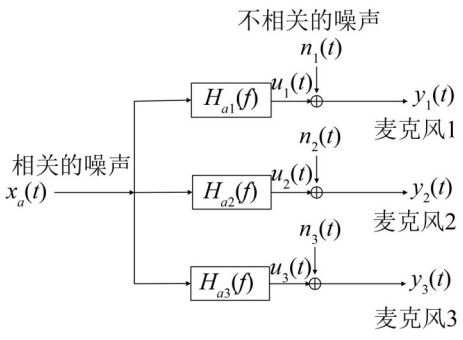


图1 算法应用原理图

假设风扇噪声和核心机噪声的混合噪声是相关的噪声，喷气噪声是不相关的混入噪声。此时，该算法对这三个部件产生的混合噪声进行分离，得到喷气噪声。

其中：$x_a(t)$ 表示相关的噪声声压；

$y_i(t)$ 表示麦克风 i 测得的噪声声压；

$n_i(t)$ 表示不相关的噪声声压；

$H_{ai}(f)$ 表示系统的传递函数。

在噪声传播过程中，噪声声压的幅度会随距离的增大而减小，系统的传递函数用于描述噪声传播过程中声压的幅度的改变。

如图1所示，第 i 个麦克风接收到的总噪声为

$$y_i(t)=u_i(t)+n_i(t) \tag{1}$$

对方程(1.1)进行傅里叶变换，得到频域的表达式

$$Y_i(f,T)=U_i(f,T)+N_i(f,T) \tag{2}$$

其中 f 表示噪声的频率(Hz)；

T 表示有限时间区间(s)。

噪声声压的自相关谱和互相关谱为

$$G_{y_iy_i}=\frac{2}{T}E\left[Y_i(f,T)^*Y_i(f,T)\right]=G_{u_iu_i}+G_{n_in_i} \tag{3}$$

$$G_{y_iy_j}=\frac{2}{T}E\left[Y_i(f,T)^*Y_j(f,T)\right]=G_{u_iu_j} \tag{4}$$

其中

$G_{y_iy_i}$ 表示测得的总噪声声压的自相关谱；

$G_{y_iy_j}$ 表示测得的总噪声声压的互相关谱；

$G_{u_iu_i}$ 表示风扇与核心机混合噪声声压的自相关谱；

$G_{u_iu_j}$ 表示风扇与核心机混合噪声声压的互相关谱；

$G_{n_in_i}$ 表示喷气噪声声压的自相关谱。

由于 $u_i(t)$ 与 $u_j(t)$ 是相关的，因此它们的相干函数的值为1[2]。

$$\gamma_{ij}=\frac{\left|G_{u_iu_j}\right|^2}{G_{u_iu_i}G_{u_ju_j}}=1 \tag{5}$$

其中，自相关谱为复数

$$G_{y_iy_j}=\left|G_{y_iy_j}\right|e^{i\varphi_{ij}} \tag{6}$$

$$G_{u_iu_j}=\left|G_{u_iu_j}\right|e^{i\alpha_{ij}} \tag{7}$$

方程(3)至(5)中，自相关谱与互相关谱可以通过测量的噪声数据计算得到，其他的量是未知量。根据上面的方程，可以建立如下方程组

$$\begin{cases}G_{y_iy_i}=G_{u_iu_i}+G_{n_in_i}\\ G_{y_iy_j}=G_{u_iu_j}\\ \left|G_{u_iu_j}\right|=G_{u_iu_i}+G_{u_ju_j}\end{cases}\quad i=1,2,3 \tag{8}$$

1.2.2 求解方程组

由表1可知，方程组中方程的数量等于未知数

表 1 方程组数量与未知数数量

方程	数量	未知数	数量
$G_{y_iy_i}=G_{u_iu_i}+G_{n_in_i}$	3	$G_{u_iu_i}$	3
$G_{y_iy_j}=G_{u_iu_j}$	6	$G_{n_in_i}$	6
$\left\|G_{u_iu_j}\right\|^2=G_{u_iu_i}G_{u_ju_j}$	3	$G_{u_iu_j}$	3
总数	12	总数	12

的数量，且方程相互独立，因此方程组可以求解。

由方程(6)(7)和方程组组(8)可以得到风扇噪声与核心机噪声的混合噪声声压的自相关谱

$$G_{u_1u_1}=\frac{\left|G_{y_1y_2}\right\|G_{y_1y_3}\right|}{\left|G_{y_2y_3}\right|} \tag{9}$$

$$G_{u_2u_2}=\frac{\left|G_{y_1y_2}\right\|G_{y_2y_3}\right|}{\left|G_{y_1y_3}\right|} \tag{10}$$

$$G_{u_3u_3}=\frac{\left|G_{y_1y_3}\right\|G_{y_2y_3}\right|}{\left|G_{y_1y_2}\right|} \tag{11}$$

将方程(9)至(11)代入方程(3)得到喷气噪声声压的自相关谱

$$G_{n_1n_1}=G_{y_1y_1}-\frac{\left|G_{y_1y_2}\right\|G_{y_1y_3}\right|}{\left|G_{y_2y_3}\right|} \tag{12}$$

$$G_{n_2n_2}=G_{y_2y_2}-\frac{\left|G_{y_1y_2}\right\|G_{y_2y_3}\right|}{\left|G_{y_1y_3}\right|} \tag{13}$$

$$G_{n_3n_3}=G_{y_3y_3}-\frac{\left|G_{y_1y_3}\right\|G_{y_2y_3}\right|}{\left|G_{y_1y_2}\right|} \tag{14}$$

1.2.3 计算喷气噪声的声压级

首先，根据喷气噪声声压的自相关谱计算喷气噪声声压。

$$p_n=\sqrt{G_{nn}} \tag{15}$$

其中 p_n 表示喷气噪声声压(Pa)。

然后，根据喷气噪声声压计算喷气噪声的声压级。

$$\mathrm{SPL}=20\lg\frac{p_n}{p_0} \tag{16}$$

其中 p_0 为基准声压(2×10^{-5} Pa)。

2 喷气噪声分离技术应用

2.1 程序开发

MATLAB 具有良好的算法开发、数据可视化和数据分析功能以及强大的数值计算能力。此外，MATLAB 自带内置的傅里叶变换函数，为程序开发带来很大方便。

开发的程序可将分离得到的喷气噪声的三分之一倍频程声压级数据存入 Excel 表格中，形成不同转速下，沿半径为 45.72 m 的远场圆弧，各角度上的不同中心频率的喷气噪声声压级数据汇总表。利用 MATLAB 的数据可视化功能分析喷气噪声随角度和频率的变化，从而得到喷气噪声的指向性与频谱特性。

2.2 应用实例

2.2.1 实验数据

为了保证实验数据的可靠性，本文使用 GE 公司的某型航空涡扇发动机噪声静态测试数据作为实验数据。数据类型为沿半径为 45.72 m 远场圆弧，20 度到 160 度不同角度上的噪声声压信号，角度间隔为 5 度。数据测量条件如表 2 所示。

表 2 发动机噪声测试条件

参量名称	数值
海拔高度/m	327.66
相对湿度/(%)	70
环境温度/R	532.84
环境压强/psi	14.134
麦克风数量	29
麦克风与发动机距/m	45.72
麦克风排列方式	Polar Arc

2.2.2 数据前期处理

在应用上述算法时，需要对测量的时域声压信号进行处理，计算发动机总噪声声压的自相关谱和互相关谱。数据前期处理的参数如表 3 所示。

2.2.3 分离结果

本文使用上述算法计算出不同转速下，沿半径为 45.72 m 的远场圆弧，各角度上的不同中心频率的喷气噪声声压级。下文以转速为 4 000 r/min 的计算结果为例，展示了喷气噪声的指向性和频谱特性。

表 3 和图 2 展示了看出频率为 2 000 Hz 的喷气噪声声压级随角度的变化，即喷气噪声的指向性。表四和图 3 展示了看出 θ =130 °角度上的喷气噪声声压级随频率的变化，即喷气噪声的频谱特性。

3 分离的准确性

风扇噪声与核心机噪声是由两个不同的噪声源产生的两种相关的噪声。但是，当风扇噪声的 SPL 与核心机噪声的 SPL 大小相差 10 dB 以上时，可以把风扇噪声与核心机噪声的混合噪声作为同一个噪声源产生的相关的噪声 [5]。

表 3 频谱估计参数

参量名称	数值
信号长度s	20
取样区间内的取样点数N	4 096
取样率r	48 000
区间长度T_d=N/r，s	0.085 3
取样间隔△t=1/r，s	2.083 3×10^{-5}
频率步长△f=1/T_d，Hz	11.718
上限频率f_c=1/2△t=r/2，Hz	24 000
频率点数L_y=f_c/△f=N/2	2 048
时间延迟 τ =6 323/48 000，s	0.131 7
重叠率	50 %
独立的样本数量	234

表 4 r =45.72 m，f =2 000 Hz的SPL(θ)

θ /°	SPL/dB	θ /°	SPL/dB
20	63.78	95	73.89
25	64.85	100	74.45
30	65.95	105	74.68
35	65.51	110	73.52
40	65.85	115	74.96
45	67.29	120	76.67
50	68.04	125	74.51
55	67.91	130	71.90
60	68.42	135	71.46
65	69.11	140	72.77
70	70.86	145	72.87
75	70.55	150	69.96
80	70.82	155	68.76
85	71.61	160	68.76
90	72.17		

表 5 r=150 m，θ =130 °的 SPL(f)

f/Hz	SPL/dB	f/Hz	SPL/dB
50	82.36	800	77.87
63	81.34	1 000	76.54
80	83.04	1 250	75.39
100	85.41	1 600	73.78
125	86.05	2 000	71.90
160	84.79	2 500	70.28
200	84.32	3 150	68.86
250	83.62	4 000	66.65
315	82.57	5 000	66.15
400	81.21	6 300	64.00
500	80.27	8 000	61.47
630	79.34	10 000	57.71

使用基于五个远场麦克风信号的分离算法可以分离得到风扇噪声的声压级和核心机噪声的声压级，如图4所示。

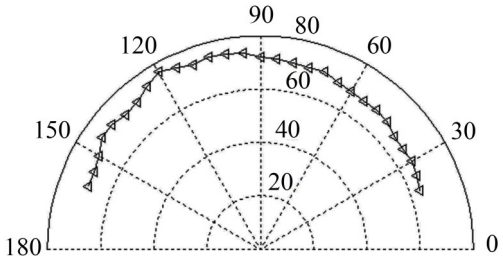


图 2 r=45.72 m，f=2 000 Hz的SPL(θ)

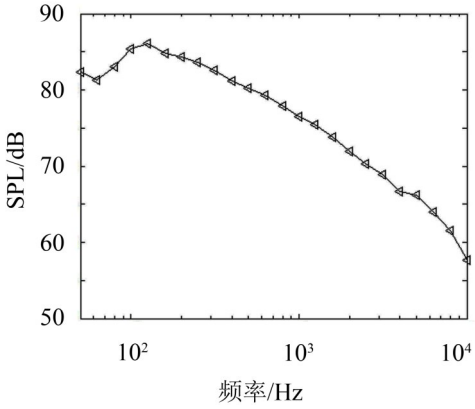


图 3 r=10 m，θ =130 °的SPL(f)

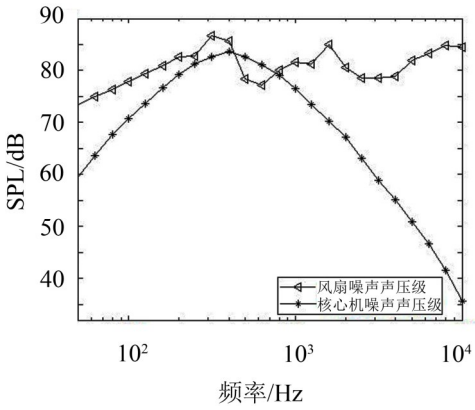


图 4 r=10m，θ =130°, 风扇噪声与核心机噪声的对比

从图4中可以看出，在1 600 Hz到10 000 Hz频段，发动机风扇噪声远大于核心机噪声，且SPL值相差超过10 dB。因此，本文假设风扇噪声与核心机噪声的混合噪声是一种相关的噪声是可行的。

通过与发动机制造商提供的喷气噪声数据进行对比，该算法在50 Hz到1 250 Hz频段的精度在－5 dB到+5 dB之间，在1 250 Hz到10 000 Hz频段的精度在－3 dB到+3 dB之间，具有很高的精确度。

4 结 语

关于发动机部件噪声的分离方法，NASA从20

世纪70年代开始展开，并且进行了深入的研究。然而，我国在这方面的研究起步较晚，研究成果很少。本文的喷气噪声分离方法具有如下优势和前景：

(1) 具有很高的精确度；

(2) 适用范围广。对于大多数涡扇发动机，风扇噪声所占比重远大于核心机噪声。因此，本方法适用于目前大多数涡扇发动机；

(3) 在本方法的基础上，根据声压的幅度与传播半径的关系，可以计算沿任意半径的圆弧上，不同角度下喷气噪声的SPL；

(4) 可以在本算法的基础上进一步推导基于多个远场麦克风数据的部件噪声分离方法，用于从发动机总噪声中分离出风扇噪声、核心机噪声和喷气噪声。

参考文献：

[1] Belur N. Shivashankara. High bypass ratio engine noise component separation by coherence technique[J]. **Journal of Aircraft,** 1983, Vol. 20, No. 3: 236-242.

[2] Minami T , Ahuja K K. Five-microphone method for separating two different correlated noise sources from far-field measurements contaminated by extraneous noise[C]. Proceedings of the 9 th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, May 12-13, 2003.

[3] Thomas F. Brooks. A deconvolution approach for the mapping of acoustic sources (DAMAS) determined from phased microphone arrays[J]. **Journal of Sound and Vibration,** 2006, Vol. 294, Issues4-5:856-879.

[4] CCAR36部. 航空器型号和适航审定噪声规定[S]. 2007.

[5] NASA/CR-2008-215225. Engine validation of noise and emission reduction technology[R]. No. 211384A. 2008: 182-187.

[6] 杨洋，褚志刚. 除自谱的互谱矩阵波束形成的噪声源识别技术[J]. **噪声与振动控制**，2011，31(4)：145-148.

[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.

（上接第50页）

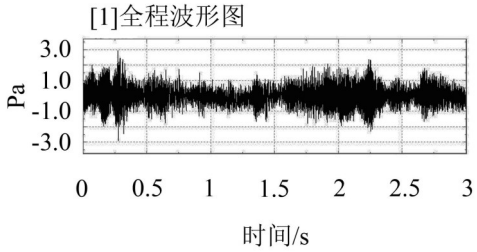


图9 安装车轮降噪环车辆噪声典型时域图

（3）等效A声级结果

经计算得出未安装车轮降噪环车辆与安装车轮降噪环车辆的等效A声级结果，经做差计算为降噪量结果，见表2。

表2 等效A声级结果/dB（A）

项目	未安装车轮降噪环车辆	安装车轮降噪环车辆	降噪量
A声级	93.8	83.8	10.0

从计算结果可以看出在1 Hz～8 000 Hz范围内安装车轮降噪环车辆与未安装车轮降噪环车辆降噪量为10.0 dB。

8 结 语

通过对10号线运营车辆车轮降噪片换装降噪环各项研究与测试工作，得出以下结论：

（1）现有镟轮机床经过加装专用刀具，能够满足对运营车辆车轮进行降噪环安装沟槽加工工作。

（2）实施现有安装降噪片车辆换装降噪环，能够避免由于降噪片螺栓断裂产生的运营安全隐患。

（3）经安装降噪环列车运营状态噪声测试，安装降噪片车辆能够满足列车降噪的要求。

参考文献：

[1] 张衡，孟磊. 北京地铁10号线钢轨波磨段打磨前后减振效果分析[M]. 北京：中国城市轨道交通关键技术论坛文集，中国土木工程学会城市轨道交通技术工作委员会，2013年，328-333.

[2] 楚永萍，唐永明. 地铁车轮降噪研究[J]. **中国铁道科学**，2012，23(1)：98-102.

[3] 唐华平，杜磊. 不同结构地铁车轮的噪声特性测试和对比分析[J]. **应用科学学报**，2009，27(6)：586-591.

[4] 丁振宇，陶晨. 弹件车轮与刚性车轮噪声特性试验对比研究[J]. **铁道机车车辆**，2002，2：14-17.

[5] 沈圣，陆正刚. 地铁车轮振动声辐射特性和车轮降噪[J]. **计算机辅助工程**，2002，22(5)：19-24.

[6] 叶贵鑫. 高速动车组噪声测试及其声品质客观参量分析[J]. **噪声与振动控制**，2011，31(3)：85-88.

[7] 马慧，失野隆. 关于社会声学研究的回顾[J]. **噪声与振动控制**，2007，(3)：6-10.