

ARJ21 客机降落阶段起落架噪声试验研究^{*}

陈 涛¹ 侯 宏¹ 陈志菲¹ 赵江楠² 姜成坤¹

(1 西北工业大学 西安 710072)

(2 中国飞行试验研究院 西安 710089)

2012 年 5 月 9 日收到

2012 年 9 月 10 日定稿

摘要 为了测量 ARJ21 客机的起落架噪声,在飞行现场分别采用改进的频域波束形成和解卷积算法对降落阶段的起落架噪声进行了测量。通过比较两种算法发现,解卷积算法比改进的频域波束形成算法具有更好的声源识别能力。为了提高传声器的利用率,设计了多臂螺旋阵,并且利用线性插值消除了多普勒效应。根据主起落架和前起落架的分布位置不同,将声源识别区域划分为两部分,在 140~800 Hz 范围内对不同频段的 1/3 倍频程的起落架噪声进行了测量。结果发现:在 250 Hz 以上频段,主起落架为主要噪声源,且在中心频率 500 Hz 的 1/3 倍频程内为唯一强声源;前起落架在中心频率 630 Hz 的 1/3 倍频程内为主要噪声源。通过试验得到了主起落架和前起落架噪声在不同频段的分布特点,为起落架降噪设计提供了支持。
PACS 数: 43.50

Landing gear noise identification in the ARJ21 aircraft landing process

CHEN Tao¹ HOU Hong¹ CHEN Zhifei¹ ZHAO Jiangnan² JIANG Chengkun¹

(1 Northwestern Polytechnical University Xi'an 710072)

(2 Chinese Flight Test Establishment Xi'an 710089)

Received May 9, 2012

Revised Sept. 10, 2012

Abstract The acoustic flyover tests are performed for an ARJ21 aircraft with the objective to measure the landing gear noise. The algorithms of improved frequency domain Conventional Beamforming (CBF) and Deconvolution Approach for the Mapping of Acoustic Sources (DAMAS) are used. It is demonstrated that DAMAS has better capability of noise source identification. In order to improve the utilization of the microphones, a multi-arms spiral array is designed and applied to the measurement. The doppler effect is removed by using linear interpolation. According to the distribution of the main landing gear and nose landing gear, the identification area is divided into two parts and is analyzed from 140 Hz to 800 Hz on 1/3 octave band. It is shown that the main landing gear is the main noise source above 250 Hz. Especially, it is the only strong noise source in 1/3 octave band of 500 Hz centre frequency, whereas the nose landing gear is the main noise source in 1/3 octave band of 630 Hz centre frequency. By this test, the noise characteristics of the main landing gear and nose landing gear are investigated in different frequency range which is significant to landing gear noise control engineering.

引言

在飞机的降落阶段,起落架处于放下状态,此时起落架噪声成为机体噪声的主要组成部分,因此,降低起落架噪声成为飞机机体降噪工作的重点。德国宇航研究院、法国航空航天局、美国国家航空航天

局、空中客车公司以及波音公司均对此进行了研究工作^[1-2]。降低噪声的前提是对主要噪声源进行识别,识别的手段有数值计算、风洞试验和飞行试验,由于起落架本身复杂的结构和周围复杂的流场,数值计算获得的噪声预测结果还存在较大误差,因此,风洞试验和飞行试验成为识别的主要手段。2009 年欧洲 SILENCER (Significantly Lower Community Expo-

^{*} 博士后基金 (2012M512027) 资助

sure to Aircraft Noise) 和 Technologies to IMProve Airframe Noise (TIMPAN) 在 DNW-LLF (German-Dutch Wind Tunnel – Large Low Speed Facility) 风洞利用常规波束形成方法对 A340 起落架噪声进行了试验分析^[3], SILENCER 项目在 DNW-LLF 风洞对全尺寸的 A340 主起落架进行噪声试验分析^[4-6], 但是风洞试验无法代替真实的飞行条件, 且起落架由于采用了模型, 忽略了其结构细节, 测量结果不能真实的反映实际声源噪声的特性, 因此利用传声器阵列对飞机起落架产生的噪声进行现场飞行测量日益成为广大研究者工作的重点^[7-11]。在算法上主要有常规波束形成算法和解卷积算法^[12], 阵列上主要有均匀圆阵、多臂螺旋阵等。本文设计了多臂螺旋阵, 采用改进的频域波束形成和解卷积算法对 ARJ 飞机降落阶段的起落架噪声进行了测量, 得到了起落架噪声在不同频段的分布特点。

1 噪声源识别原理分析

由于阵列中各传声器与声源的距离不一样, 因此各传声器接收的声场信号的相位各不相同, 且存在一定的关系, 这种关系反映了声源的时空特性。阵列信号处理技术可以利用这种时空特性实现对噪声源的识别。图 1 为平面阵测量飞机噪声原理图, 本文采用了改进的频域常规波束形成算法和解卷积算法实现对起落架噪声的识别, 下面分别介绍。

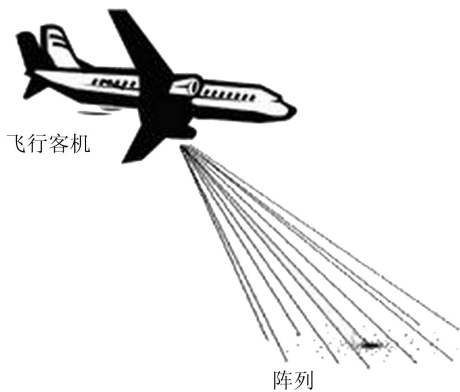


图 1 平面阵测量飞机噪声原理图

1.1 改进的频域常规波束形成算法

设传声器阵列由 M 个阵元组成, 声源识别区域网格划分为 N , 每个阵元接收的信号进行 FFT 变换, 每个数据段时间为 T , 数据段个数为 K , $P_{mk}(f, T)$ 和 $P_{m'k}(f, T)$ 分别为第 m 个阵元和第 m' 个阵元接收的第 k 个数据段信号在频率 f 处的 FFT 变换, 互谱矩阵元素表示为:

$$G_{mm'}(f) = \frac{2}{KT} \sum_{k=1}^K [P_{mk}^*(f, T) P_{m'k}(f, T)], \quad (1)$$

单边互谱由 K 个数据段进行平均, 总的信号采集时间为 KT , 互谱矩阵可用下式表示:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} & \cdots & G_{1M} \\ \vdots & G_{22} & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ G_{M1} & G_{M2} & \cdots & G_{MM} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

第 n 个网格位置的导向矢量为:

$$\hat{\mathbf{e}}_n = [e_{1n} \ e_{2n} \ \cdots \ e_{Mn}]^T, \quad (3)$$

其中, 第 m 个元素为:

$$e_{mn} = a_{mn} \frac{r_{mn}}{r_c} \exp(j2\pi f \tau_{mn}), \quad (4)$$

$$\tau_{mn} = \frac{r_{mn}}{c} = \mathbf{k}_n \cdot \mathbf{x}_{mn} / c, \quad (5)$$

矢量元素的作用是对每个传声器接收的信号进行相位转换, 然后进行同相叠加, r_{mn} 为第 n 个网格处的噪声源到第 m 个传声器的声传播距离, $\mathbf{k}_n$ 为第 n 个网格处的声传播矢量, $\mathbf{x}_{mn}$ 为第 n 个网格位置噪声源与第 m 传声器间的距离矢量, a_{mn} 为折射幅度修正, r_{mn}/r_c 的作用是将传声器接受的信号的幅值统一到标准传播距离 r_c , c 为声速, 波束形成后, 阵列的输出功率谱:

$$Y(\hat{\mathbf{e}}_n) = \frac{\hat{\mathbf{e}}_n^T \mathbf{G} \hat{\mathbf{e}}_n}{M^2}, \quad (6)$$

式 (6) 即为第 n 个网格处的频域常规波束形成 (CBF) 的输出表达式, 式 (6) 中 $\mathbf{G}$ 含有自谱部分, 每个通道的噪声与自身全相关, 因此自谱部分噪声增强, 对声源识别产生不利影响, 而不同通道的噪声不相关, 互谱部分可以抑制噪声, 因此, 需要将自功率谱去掉, 该算法又称: 去自谱波束形成算法。此时,

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & G_{12} & \cdots & G_{1M} \\ \vdots & 0 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ G_{M1} & G_{M2} & \cdots & 0 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

将新的 $\mathbf{G}$ 的表达式代入式 (6) 得到改进的频域波束形成算法的输出, 进一步提高分辨率, 需要对式 (6) 输出进行求解, 即为: 解卷积算法 (DAMAS)^[12], 下面是进一步的推导。

1.2 解卷积算法

第 m 个传声器接收的来自第 n 个声源的声压可以表示为:

$$P_{mn} = Q_n e_{mn}^{-1}, \quad (8)$$

式中, Q_n 为第 n 个声源发出的声压, 则:

$$E(P_{mn}^* P_{m'n}) = E\left((Q_n e_{mn}^{-1})^* (Q_n e_{m'n}^{-1})\right) = (e_{mn}^{-1})^* e_{m'n}^{-1} X_n, \quad (9)$$

其中, $X_n = E(Q_n^* Q_n)$ 。

第 n 个声源的模型功率谱矩阵为:

$$\hat{G}_{n\text{mod}} = X_n \begin{bmatrix} (e_{1n}^{-1})^* e_{1n}^{-1} & (e_{1n}^{-1})^* e_{2n}^{-1} & \cdots & (e_{1n}^{-1})^* e_{Mn}^{-1} \\ (e_{2n}^{-1})^* e_{1n}^{-1} & (e_{2n}^{-1})^* e_{2n}^{-1} & & \vdots \\ & & \ddots & \vdots \\ (e_{Mn}^{-1})^* e_{1n}^{-1} & & & (e_{Mn}^{-1})^* e_{Mn}^{-1} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

假设有 N 个统计独立的噪声源, 总的模型功率谱矩阵:

$$\hat{G}_{\text{mod}} = \sum_n \hat{G}_{n\text{mod}}, \quad (11)$$

代入式 (6) 得:

$$Y_{n\text{mod}}(\hat{e}_n) = \frac{\hat{e}_n^T \hat{G}_{\text{mod}} \hat{e}_n}{M^2}, \quad (12)$$

$$Y_{n\text{mod}}(\hat{e}_n) = \frac{\hat{e}_n^T \sum_{n'} X_{n'} [\]_{n'} \hat{e}_n}{M^2} = \sum_{n'} \frac{\hat{e}_n^T [\]_{n'} \hat{e}_n}{M^2} X_{n'}, \quad (13)$$

括弧内的表达式如式 (14) 所示,

$$[\]_{n'} = \begin{bmatrix} (e_{1n}^{-1})^* e_{1n}^{-1} & (e_{1n}^{-1})^* e_{2n}^{-1} & \cdots & (e_{1n}^{-1})^* e_{Mn}^{-1} \\ (e_{2n}^{-1})^* e_{1n}^{-1} & (e_{2n}^{-1})^* e_{2n}^{-1} & & \vdots \\ & & \ddots & \vdots \\ (e_{Mn}^{-1})^* e_{1n}^{-1} & & & (e_{Mn}^{-1})^* e_{Mn}^{-1} \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$Y_{n\text{mod}}(\hat{e}_n) = \hat{A} X_n, \quad (15)$$

式中, $\hat{A}$ 的元素:

$$A_{nn'} = \frac{\hat{e}_n^T [\]_{n'} \hat{e}_n}{M^2}, \quad (16)$$

结合式 (6),

$$\hat{A} \mathbf{X} = \mathbf{Y}, \quad (17)$$

式中, $\mathbf{Y}$ 为 N 个网格处的波束形成的输出组成的 N 维向量, 为式 (6) 中统计量的 CBF 的输出, $\mathbf{X}$ 为对 $\mathbf{Y}$ 求解的输出结果。

当 $\hat{A}$ 为满秩矩阵时, $\mathbf{X} = \hat{A}^{-1} \mathbf{Y}$, 可以直接求出噪声源位置和强度。

若 $\hat{A}$ 为奇异矩阵, 则可以利用迭代方法进行处理, 式 (17) 可以表示为下式:

$$A_{n1} X_1 + A_{n2} X_2 + \cdots + A_{nn} X_n + \cdots + A_{nN} X_N = Y_n. \quad (18)$$

将 A_{nn} 做归一化处理,

$$X_n = Y_n - \left[\sum_{n'=1}^{n-1} A_{nn'} X_{n'} + \sum_{n'=n+1}^N A_{nn'} X_{n'} \right], \quad (19)$$

迭代处理过程:

$$X_1^i = Y_1 - \left[0 + \sum_{n'=n+1}^N A_{1n'} X_{n'}^{(i-1)} \right], \quad (20)$$

$$X_n^{(i)} = Y_n - \left[\sum_{n'=1}^{n-1} A_{nn'} X_{n'}^{(i)} + \sum_{n'=n+1}^N A_{nn'} X_{n'}^{(i-1)} \right], \quad (21)$$

$$X_N^{(i)} = Y_N - \left[\sum_{n'=1}^{N-1} A_{Nn'} X_{n'}^{(i)} + 0 \right]. \quad (22)$$

在迭代的第一步 ($i = 1$), 令所有的 $X_n = 0$, 每一步 i 都是从 X_1^i 到 X_N^i , 再从 X_N^i 到 X_1^i , 当 $X_n^i < 0$, 则使 $X_n^i = 0$, 随着迭代次数的增加, X_n^i 将越来越趋近于真实值。

2 两种方法对声源识别的仿真分析

阵列为由 30 个阵元组成的多臂螺旋阵^[13], 起始半径为 1 m, 最大半径为 2.8 m, 螺旋角为 60° , 其示意图如图 2 所示。

两声源坐标为 (2,5,10)m 和 (4,5,10)m, 两者辐射能量相等, 多臂螺旋阵中点位于原点, 阵列到被测面的距离为 10 m, 仿真示意图如图 3 所示。

图 4 为两种方法对两个声源在 250 Hz 和 500 Hz 处的识别比较图, 由图可见, 改进的频域波束形成算法的声源识别能力受频率影响, 随着频率的降低, 识别能力下降, 而解卷积算法受频率影响小。

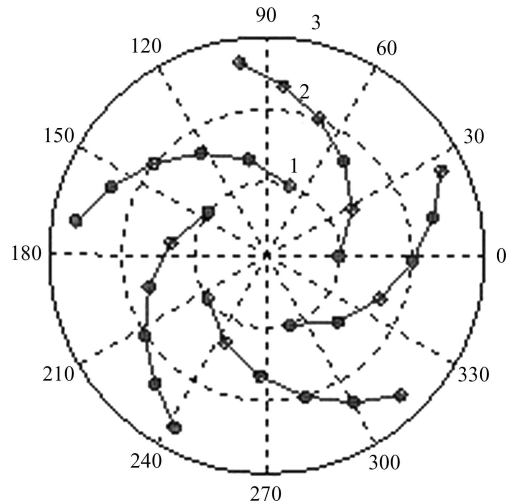


图 2 30 元多臂螺旋阵

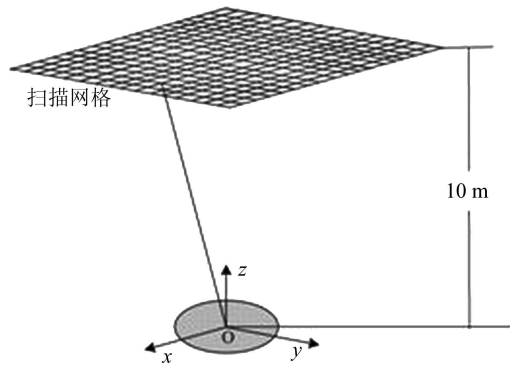


图 3 声源识别仿真示意图

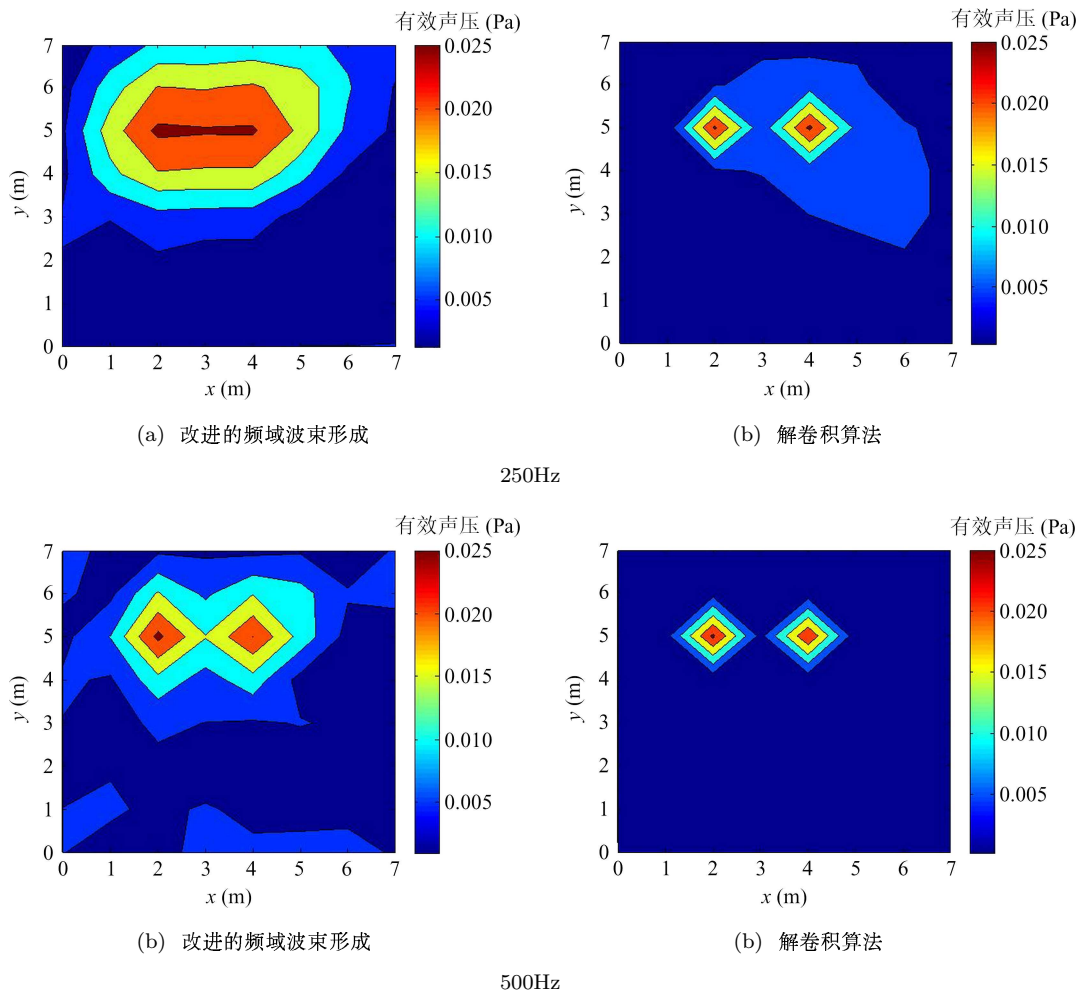


图 4 两种算法对声源的识别仿真比较图

3 试验过程

3.1 试验介绍

利用 ARJ21 客机的现场飞行试验, 对其起落架噪声进行了测量。

试验前用 B&K 校准器采集每个通道的校准信号, 以便估计各噪声源的实际辐射强度。光电经纬仪记录了飞行客机的差分 GPS 航迹, 地面采集系

统和客机差分 GPS 航迹的时间序列均统一到 UTC (Universal Time Coordinated) 时间, 地面各阵元的位置由手持差分 GPS 确定。图 5 给出了试验现场示意图, 其中气象车给出飞行当天的风速和湿度等参数, 用于修正声传播衰减。

试验中采用的传声器为 1/2 英寸声望 MP201, 采集系统为德国 Zodiac 公司的 DISC 6 磁带记录仪和笔记本电脑, 如图 6 所示。

为了消除来自地面反射声的影响, 将传声器固

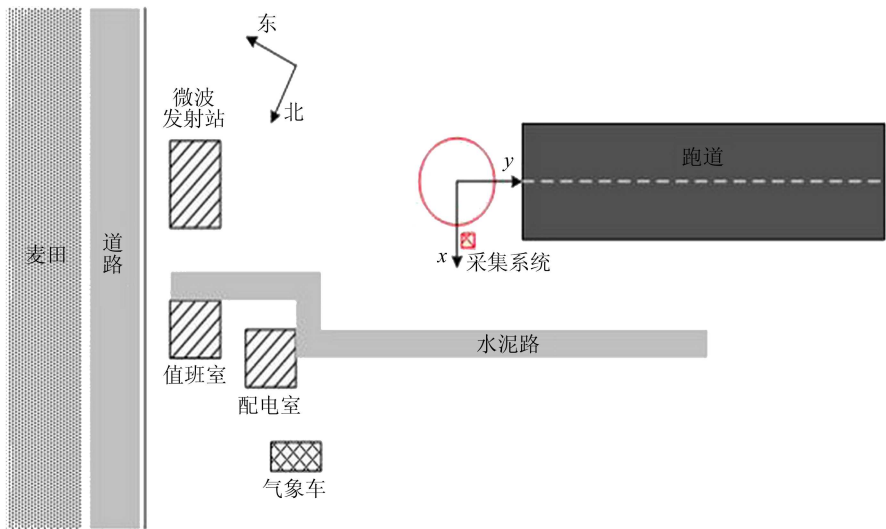


图 5 飞行试验现场示意图

定在 $60\text{ cm} \times 60\text{ cm}$ 的平面木板上, 利用水平仪进行高度和水平校准, 设计了 30 元多臂螺旋阵, 起始半径 5 m , 最大半径是 15 m , 螺旋角是 60° , 其现场实图如图 7 所示。

数据处理在飞机过顶的 0.4 s 时间内, 声源面距阵列最远为 49.8 m , 最近为 40.3 m , 表 1 和表 2 为其对应的基于利用改进的频域波束形成算法的 30 元多臂螺旋阵的声源分辨率在频域范围的变化表。通过表 1 和表 2, 可见随着频率的增加和距离的减小, 阵列的声源识别能力增强。



图 6 采集系统图



图 7 阵列图

表 1 距离 49.8 m 的空间分辨率

频率 (Hz)	140	200	300	400	500	600	700	800
分辨率 (m)	3.56	2.71	1.84	1.51	1.15	0.97	0.85	0.75

表 2 距离 40.3 m 的空间分辨率

频率 (Hz)	140	200	300	400	500	600	700	800
分辨率 (m)	2.92	2.10	1.47	1.21	0.92	0.78	0.68	0.6

3.2 数据处理

数据采集系统将传声器接收信号以接收时间进行 48 kHz 均匀采样, 为了消除多普勒效应, 对飞行客机所在平面进行网格划分, 将每个网格点近似看作点声源, 即各网格点的辐射源是近场宽带静止点声源。客机飞行中各网格点到各阵元的距离变化是不同的, 因此需要在各网格点上分别进行时域解多普勒运算。

将 WGS84 三维坐标系的原点平移到阵列中心, 并进行坐标旋转, 在过顶阶段, 飞机处于平飞状态, 飞机沿 x 坐标轴方向运动, 设客机某网格点坐标为 $(x_s + vt, y_s, z_s)$, 其中 v 为客机速度, 由机载 GPS 给出实时数据, 设阵列中的某个阵元坐标为 (x_m, y_m, z_m) , 下式给出了指定网格点上某个阵元接收信号的解多普勒结果^[13]:

$$x(t_e) = x_r(t_e + R(t_e)/c)R(t_e), \tag{23}$$

式中: $x(t_e)$ 是解多普勒并补偿传播损失后的信号, 其中 t_e 是客机该网格处产生飞行噪声的时刻, $x_r(t_r)$ 是当前阵元在 t_r 时刻的接收信号, 其中 $t_r = t_e + R(t_e)/c$ 是 t_e 时刻辐射的噪声到达当前阵元的时刻, 为已知的采样时刻, 由于飞机运动导致 t_r 时刻采集的数据

为 t_e 时刻发出的声音, 因此需要计算 t_e , 从而建立起采样数据与其发射时间的对应关系。 $R(t_e)$ 是 t_e 时刻下该网格点声音到当前阵元的传播距离, 它是一个随时间 t_e 变化的量; 要计算 t_e , 首先要计算 $R(t_e)$, 由几何关系可知:

$$R(t_e)^2 = (x_m - (x_s + vt_e))^2 + (y_m - y_s)^2 + (z_m - z_s)^2, \quad (24)$$

令: $r^2 = y^2 + z^2$, $M = v/c$ 。

将 $t_e = t_r - R(t_e)/c$ 代入式 (24) 得:

$$R(t_e) = \frac{M(x_m - x_s - vt_r) + \sqrt{(x_m - x_s - vt_r)^2 + (1 - M^2)r^2}}{1 - M^2}. \quad (25)$$

从而由 $t_e = t_r - R(t_e)/c$ 可以将接收时间 t_r 转换到发射时间 t_e , 由于 t_r 为均匀采样, 因此转换成 t_e 变成非均匀采样, 将得到的 $x(t_e)$ 进行数模转换, 进行线性插值重采样后变成均匀采样。采样频率必须至少是最高分析频率的四倍, 才能使线性插值重采样后的信噪比增益达到 35 dB^[14]。Piet 给出线性插值时幅度损失最大为^[15]:

$$\Delta \text{SPL}_{\max} = 20 \lg(\cos(\pi f/f_s)) \text{ dB}, \quad (26)$$

式中, $\Delta \text{SPL}_{\max}$ 为最大幅度损失; f 为分析频率; f_s 为采样频率。本次试验中采样频率为 48 kHz, 而机体噪声集中在 800 Hz 以下, 此时最大幅度损失 $\Delta \text{SPL}_{\max} \approx -0.018 \text{ dB}$, 因此解多普勒时的插值损失可以忽略。

进行频谱分析时, 窗长为 0.1 s, 分段重叠率为 0.875, 分段数为 15, 图 8 为一段数据的频谱图, 由图可以看出, 飞机噪声主要集中在 800 Hz 以下的频率范围内, 考虑到阵列的设计特点, 在 140~800 Hz 频率的范围内, 对飞机的起落架噪声源进行识别。

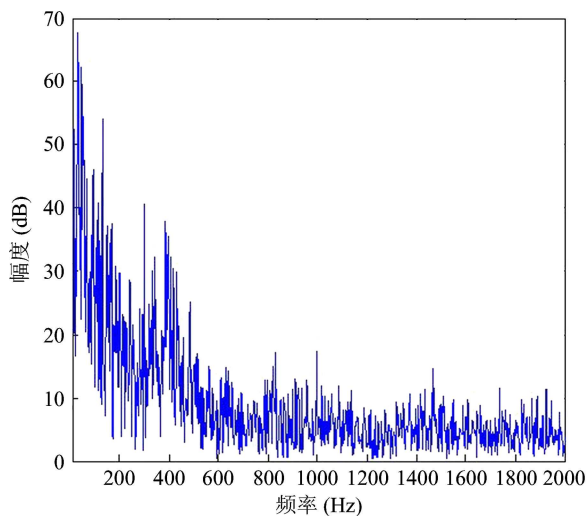


图 8 飞机噪声频谱图

飞机噪声源识别区域网格划分如图 9 所示。将 A 区域网格划分为 20×8 , 网格数为 160, 其中沿

机翼方向的分辨率为 0.5 m, 沿机体方向的分辨率为 0.5 m, 将 B 区域网格划分为 10×0 , 网格数为 100, 其中沿机翼方向的分辨率为 0.3 m, 沿机体方向的分辨率为 0.4 m。

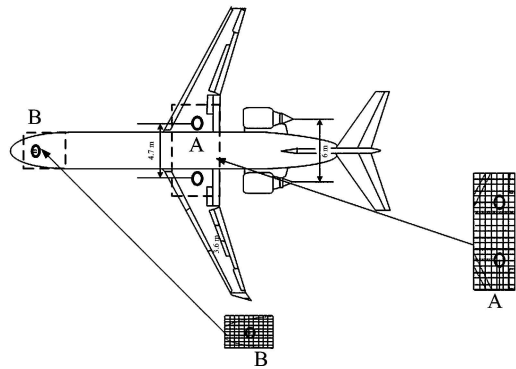


图 9 噪声识别区域划分

4 试验结果及分析

图 10 为两种算法的 160 Hz 和 200 Hz 的 1/3 倍频程范围内的起落架噪声识别比较图, 每个数据的处理中的各图均为叠加 1/3 倍频程内估计结果后得到, 等值线图是用最大声压级归一化处理后的声压级分布, 其中, (a) 为改进的频域波束形成算法的声源识别图, (b) 为解卷积算法的声源识别图。

可以看到, 在利用改进的频域波束形成算法对中心频率为 160 Hz 和 200 Hz 的 1/3 倍频程范围内的 A 区域的声源识别图中, 辐射声能量最强的部分均集中后半部分, 这部分包括后缘襟翼、主起落架, B 区域的前起落架处的噪声要比最强部分低约 7 dB, 而利用解卷积算法可以看出, 在中心频率为 160 Hz 的 1/3 倍频程范围内, A 区域辐射声能量最强的是后缘襟翼, 主起落架的噪声与之相比要低约 2 dB, B 区域的前起落架的噪声要远小于主起落架的噪声, 在中心频率为 200 Hz 的 1/3 倍频程范围内, A 区域辐射声能量最强的是主起落架, B 区域的前起落架噪声与之相比要低约 3 dB。

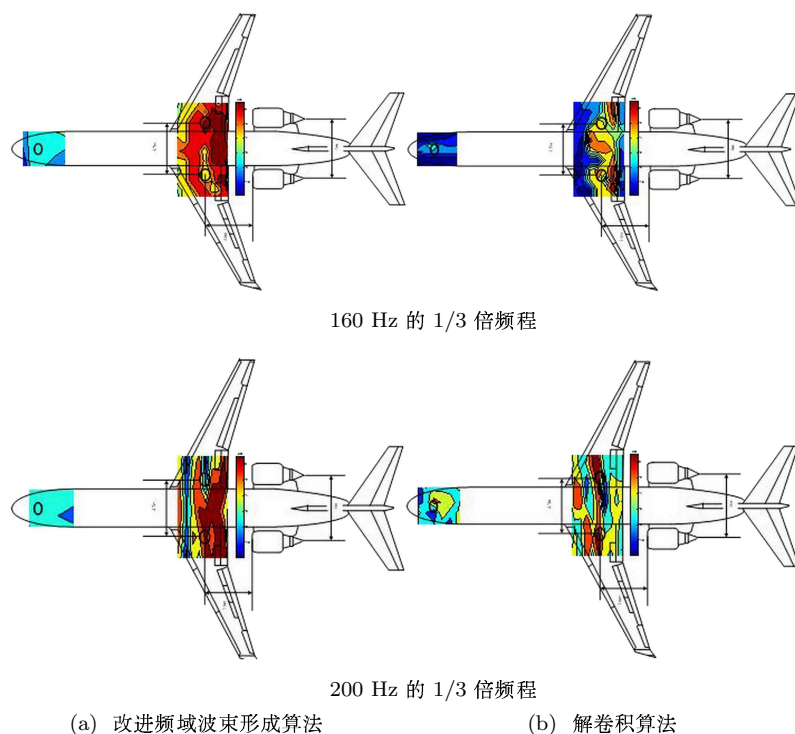


图 10 声源识别图

250 Hz, 315 Hz, 400 Hz, 500 Hz, 630 Hz 的 1/3 倍频程频段的声源识别比较图见附录, 在中心频率为 250 Hz 的 1/3 倍频程范围内, 改进的频域波束形成算法能分辨出主要噪声源在主起落架和后缘襟翼附近, 但是依然无法分辨主要噪声源, 而通过解卷积算法的噪声源识别图可以看到, 主要噪声源为后缘襟翼, 在主起落架前方位置也出现同等水平的噪声源, B 区域的前起落架噪声依然要低于主起落架噪声。在中心频率为 315 Hz 的 1/3 倍频程范围内, 改进的频域波束形成算法已能识别出 A 区域的主要噪声源为两个主起落架, 但是由于主瓣宽度较大, 因此, 后缘襟翼的噪声有可能被覆盖掉, 解卷积算法可以分辨主起落架和后缘襟翼, 可以看到, 后缘襟翼的噪声水平与主起落架相当。在中心频率为 400 Hz 的 1/3 倍频程范围内, 两种算法均可以识别出主要噪声源为两个主起落架, 且后缘襟翼的右侧 (沿机头方向) 出现强噪声源, 但前者的主瓣宽度要大于后者。在中心频率为 500 Hz 的 1/3 倍频程范围内, 两种算法依然均可以识别出主要噪声源为两个主起落架, 且主瓣宽度相当。在中心频率为 630 Hz 的 1/3 倍频程范围内, 改进的频域波束形成算法的噪声识别图中出现强声源的部位除了主起落架外, 在主起落架的前部和后缘襟翼均出现了强声源, 且前起落架位置也出现强声源, 而解卷积算法的噪声识别图中的强声源为主起落架和前起落架, 通过对比, 可以判断前者识别图中在主起落架的前部和后缘襟翼出现的

强声源有可能是旁瓣, 因此, 在此频率范围内的强声源为主起落架和前起落架。

5 结论

(1) 解卷积算法比改进的频域波束形成算法具有更好的声源识别能力, 在分析的整个频率内均可以实现对起落架噪声的识别, 而改进的频域波束形成算法在低频时, 无法实现对起落架噪声的识别, 随着频率的增加, 声源识别能力提高, 当在中心频率为 315 Hz 的 1/3 倍频程之上时, 可以实现对起落架噪声源的识别。

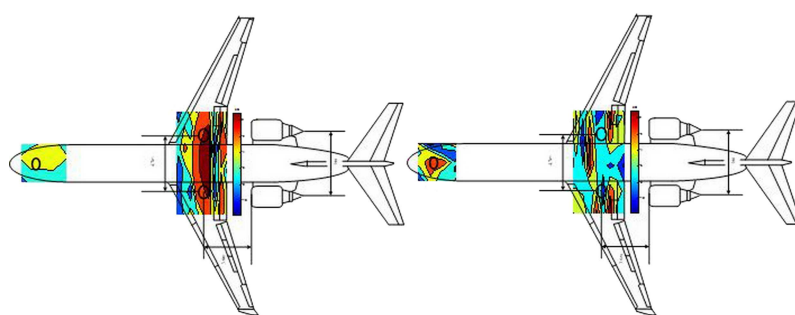
(2) 在中心频率为 160 Hz 的 1/3 倍频程范围内主起落架噪声要低于后缘襟翼噪声, 在中心频率为 250 Hz 的 1/3 倍频程范围内主要噪声源出现在后缘襟翼和主起落架前方的部位, 在其余的频率范围内, 主起落架噪声均为主要噪声源, 前起落架在中心频率为 630 Hz 的 1/3 倍频程范围内的噪声与主起落架噪声相当, 但是在其余频率范围内均要低于主起落架噪声, 由于两者具有相同的形状, 因此, 产生这种情况的原因可能与尺寸有关, 尺寸越小, 辐射的噪声频率越高。

(3) 中心频率为 500 Hz 的 1/3 倍频程范围内, 两种算法均识别主起落架为唯一强声源, 且周围的相对声压级要远低于主起落架部分噪声的相对声压级, 因此, 在此频率范围内对机体噪声降噪, 主要工作是对主起落架的降噪。

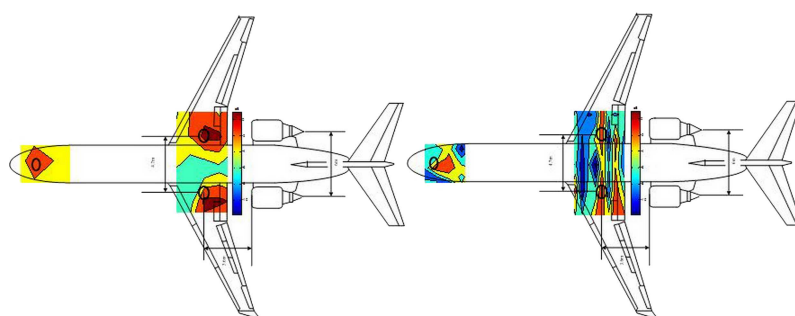
参 考 文 献

- 1 Nikolas S Zawodny, Liu Fei, Tarik Yardibi *et al.* A comparative study of a 1/4-scale gulfstream G550 aircraft noise gear model. 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2009: 3153—3167
- 2 Jaeger, Burnside, Soderman *et al.* Microphone array assessment of an isolated, 26%-scale, high-fidelity landing gear. Journal/8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, 2002: 2410—2424
- 3 Dobrzynski, Chow, Smith *et al.* Experimental assessment of low noise landing gear component design. Journal/15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference), 2009: 3276—3287
- 4 Dobrzynski, Schoning, Chow *et al.* Design and testing of low noise landing gears. Journal/11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th Aeroacoustics Conference), 2005: 3008—3012
- 5 SmithChow. Validation of a prediction model for aerodynamic noise from aircraft landing gears. Journal/8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, Breckenridge, 2002: 2581—2589
- 6 Dobrzynski, Chow, GuionShiells. Research into landing gear airframe noise reduction. Journal/8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2002: 2409—2418
- 7 Elkoby, Brusniak, Stoker *et al.* Airframe noise results from the QTD II flight test program. Journal/13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference), 2007: 3457—3474
- 8 Khorrami, Lockard, Humphreys *et al.* Preliminary analysis of acoustic measurements from the NASA-Gulfstream airframe noise flight test. Journal/14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2008: 2814—2832
- 9 GuerinSiller. A hybrid time-frequency approach for the noise localization analysis of aircraft fly-overs. Journal/14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2008: 2955—2968
- 10 Abeyasinghe, Whitmire, Nesthus *et al.* QTD 2 (Quiet Technology Demonstrator 2) main landing gear noise reduction fairing design and analysis, Journal/13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference), 2007: 3456—3473
- 11 乔渭阳, ulf.Michel. 二维传声器阵列测量技术及其对飞机进场着陆过程噪声的实验研究. 声学学报, 2001; **26**(2): 161—168
- 12 Brooks T F, Humphreys W M. A deconvolution approach for the mapping of acoustic sources (DAMAS) determined from phased microphone arrays. *Journal of Sound and Vibration*, 2004
- 13 陈涛, 侯宏. 飞机起落架噪声测量平面阵列设计仿真研究. 计算机仿真, 2011; **28**(9): 83—85
- 14 Howell G P, Bradley A J, McCormick M A *et al.* Dopplerisation and acoustic imaging of aircraft flyover measurements, 9th American Institute of Aeronautics and Astronautics and NASA, Aeroacoustics Conference, Williamsburg, VA, United States, 1984: 2355—2366
- 15 Piet J, Michel U, Bohning P. Localization of the acoustic sources of the A340 with a large phased microphone array during flight tests, 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, Breckenridge, Colorado, 2002: 2506—2516

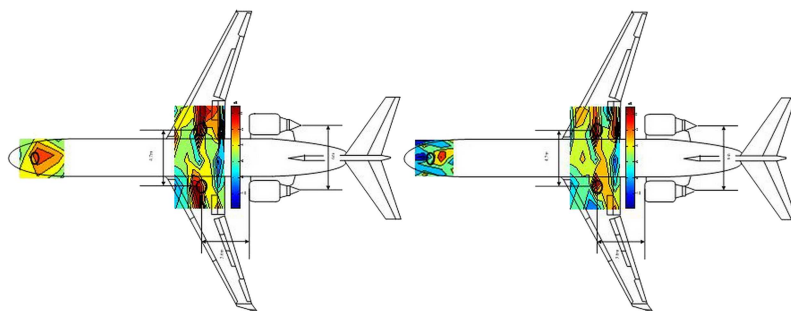
附录



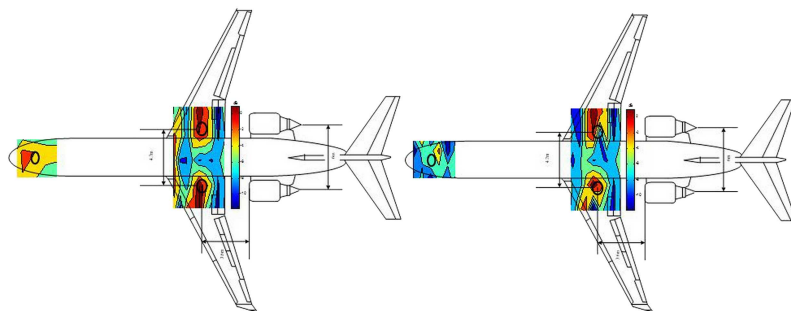
250 Hz 的 1/3 倍频程



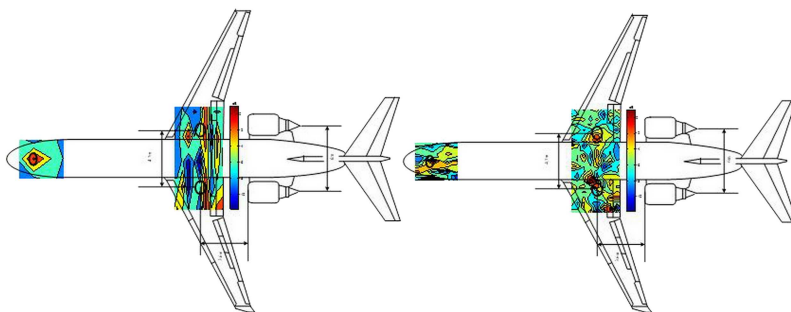
315 Hz 的 1/3 倍频程



400 Hz 的 1/3 倍频程



500 Hz 的 1/3 倍频程



630 Hz 的 1/3 倍频程