第 40 卷 第 1 期 实 验 流 体 力 学 Vol. 40, No. 1
2026 年 2 月 Journal of Experiments in Fluid Mechanics Feb., 2026

文章编号：1672-9897(2026)01-0079-09 doi: 10.11729/syltlx20250081

飞机典型运行状态声源识别及其声功率估计

宋亚辉*

中国飞行试验研究院 飞机飞行试验技术研究所，西安 710089

摘要：识别飞机典型运行状态下的主要声源并估计其声功率，对飞机低噪声设计与噪声污染评估具有重要意义。基于波束形成方法，发展了利用声阵列估算飞机外部气动声源声功率的算法和声贡献量分析方法，并设计了以“声–飞机–环境”参数综合测试为核心的飞行试验总体技术方案。针对某型歼击机地面开车和某大型运输类飞机低空飞行 2 种场景，分别采用非均匀线阵列和多臂螺旋声阵列，开展已知声源条件下的算法验证，以及飞机实际运行条件下的应用分析。结果表明，所提方法能准确识别 200～2000 Hz 频率范围内的主要声源，完成对发动机和机身声源辐射声功率的估算，并可进一步确定各声源对总声能量的贡献量。

关键词：飞机噪声；声源识别；声功率估计；声贡献量；飞行试验

中图分类号：V211.71；V217+.1 **文献标识码：**A

Identification of sound sources and estimation of their radiated sound power of aircraft in typical operating status

SONG Yahui*

Aircraft Flight Test Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Identifying the main sound sources under typical aircraft operating status and estimating their radiated sound power are of great significance for aircraft low-noise design and noise pollution assessment. In this study, a beamforming algorithm is employed to develop a method that utilizes a sound array to identify the external main airframe sound sources and estimate their radiated sound power levels during both aircraft ground operation and low-altitude flight. Additionally, a method for analyzing the contribution of these main sound sources is proposed. A flight test technical plan is then presented, which centers around the measurement of sound–aircraft–environment parameters. The proposed methods are validated through a series of sound tests conducted on a fighter plane and a large transport aircraft, utilizing a well-designed non-uniform linear acoustic array and a planar multi-arm spiral acoustic array. The results demonstrate the efficacy of the proposed methods in accurately identifying the main sound sources within the frequency range of 200–2000 Hz, as well as estimating the radiated sound power levels of the aircraft engine and airframe sound sources, thereby enabling the determination of their respective contributions to the overall sound power.

Keywords: aircraft sound; sound source identification; sound power estimation; sound contribution; flight test

0 引 言

常规波束形成（CBF）方法是一种常见的相控阵列信号处理方法，它将时域傅里叶谱估计推广至空域，其输出的空间谱包含声源强度信息，能够反映不同声源的相对辐射强度[1-4]。研究者已发展了一系列

收稿日期：2025-09-22；**修回日期**：2025-11-14；**录用日期**：2025-11-19

* 通信作者 Email: songyahuilym@163.com

引用格式：宋亚辉. 飞机典型运行状态声源识别及其声功率估计 [J]. 实验流体力学, 2026, 40(1): 79-87.
SONG Y H. Identification of sound sources and estimation of their radiated sound power of aircraft in typical operating status[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2026, 40(1): 79-87.

CBF 改进方法，例如解卷积方法（DAMAS）[5]、最小方差方法（MVDR）[6] 和相干源清除方法（CLEAN-SC）[7] 等。在国外，基于阵列技术的飞机声源识别试验已广泛开展[8-10]，如美国波音公司与 NASA 开展的 QTD 系列项目和 ecoDemonstrator 项目，对波音 B777 与 B787 飞机进行了大量声源识别试验；德国 DLR、法国 ONERA 等机构也对 A340、A320–200、727–300、757–200、A319 等多种机型开展了大规模试验。国内也进行了相关技术研究，并针对运输类飞机及其主要发声部件，开展了一系列声源识别飞行试验和风洞试验[11-14]。

CBF 的波束输出结果可反映目标声源在阵列面上的相对声压贡献，但仅能估计声源间的相对能量强度，无法直接得到声源的实际能量。针对静止声源，Hald[15] 提出了声强缩放理论，建立了 CBF 空间谱与静止声源强度之间的关系；褚志刚等[16] 通过修正 Hald 声强缩放理论，给出了声源局部声功率的计算方法。岳舒[17-18] 和王思源[19] 等进一步研究了基于线阵列的运动声源声强缩放理论模型，并将其应用于水下声源辐射声功率的估计。然而，上述工作尚未推广至平面阵列，且缺少在飞机实际运行条件下的应用验证。

面向飞机在地面开车和飞行状态下对外部机体声源的识别需求，本文基于 CBF 及其改进方法 CLEAN-SC 进行关键部位声源识别，并选用能更好保留声能量信息的 CBF 方法，构建基于线阵列和平面螺旋声阵列的声强缩放模型，进而实现部位声源声功率的估计和声源贡献量的定量分析。为此，设计了以“声–飞机–环境”参数综合测试为核心的飞行试验技术方案，通过开展歼击机地面开车和大型运输类飞机低空飞行试验，对所提方法进行验证。

1 基于波束形成的声源识别及其声功率估计

1.1 常规波束形成方法

CBF 方法通过对每个阵元接收的信号进行延迟加权求和来实现。其输出$\boldsymbol{y}(t)$可表示为：

$$\boldsymbol{y}(t)=\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}(\theta)\boldsymbol{x}(t)/M \tag{1}$$

式中：M为阵元个数，θ为阵列搜索角度，t为时间；$\boldsymbol{x}(t)=[x_0(t),x_1(t),\cdots,x_{M-1}(t)]^{\mathrm{T}}$为阵列接收信号向量，其中$x_i(t)$为第 i 个阵元接收的信号，上标 T 表示矩阵转置；$\boldsymbol{w}(\theta)=[w_0(\theta),w_1(\theta),\cdots,w_{M-1}(\theta)]^{\mathrm{T}}$为加权系数向量，其中$w_i(\theta)$为第 i 个阵元的加权系数；上标H表示矩阵共轭转置。

阵列输出功率 P_{CBF} 可表示为：

$$P_{\mathrm{CBF}}(\theta)=\boldsymbol{w}^{\mathrm{H}}(\theta)\boldsymbol{X}\boldsymbol{w}(\theta)/M^2 \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{X}=E[\boldsymbol{x}(t)\boldsymbol{x}^{\mathrm{H}}(t)]$，其中$E[\,]$表示数学期望。

1.2 CLEAN-SC 方法

CLEAN-SC 方法旨在提高 CBF 的空间分辨能力并抑制旁瓣。该方法基于主瓣与旁瓣的相干特性，通过迭代方式去除与主瓣峰值相干的旁瓣成分。其流程可概括为：首先，找出 CBF 输出中的最大谱峰及其位置，计算该位置的点扩散函数，并从当前空间谱中减去该函数；然后，重复上述步骤，直至前次迭代结果的 1 范数小于新生成的阵列协方差矩阵。迭代结束后，CLEAN-SC 的空间谱结果 $P_{\text{CLEAN-SC}}$ 为[7]：

$$P_{\text{CLEAN-SC}}=\sum_{i}^{N}Q^i+P^N \tag{3}$$

式中：$i=1,2,\cdots,N$，为迭代序号；N为总迭代次数；P^K为残余空间谱；Q^i为第 i 次迭代的替代谱峰。

$$Q^i=P_{\max}^{i-1}10^{-\beta\left|\left|\varepsilon_j-\varepsilon_{\max}\right|\right|^2} \tag{4}$$

式中：$P_{\max}^{i-1}$为在第$i-1$次迭代的最大谱峰幅度，ε_j和$\varepsilon_{\max}$分别为第 j 个搜索网格点和第 $i-1$ 次迭代最大谱峰对应网格点的坐标，β为距离加权系数，$||*||^2$为 Frobenius 范数。

1.3 基于线阵列的声源辐射声功率估计

CBF 的空间谱可视为声源辐射能量的一种等效空间分布，声能量可近似认为主要集中于波束形成空间谱的主瓣内。声强缩放方法建立了阵列波束输出与声源局部辐射声功率之间的换算关系，其核心是采用一个与声压无关的缩放系数，将阵列空间谱输出转化为等效声强。该等效声强在主瓣半径内的积分，即为声源在阵列侧的半球辐射声功率。

考虑如图 1 所示的阵元间距为 d 的 M 元均匀线阵列，该阵列位于二维坐标系 $O_1x_1y_1$ 中。设原点 O_1 处参考声压为p_{e}，入射声源的角频率、波长和声速分别为 ω、λ 和 c，第 m 个阵元 $(m=0,1,\cdots,M-1)$ 的位置为$\boldsymbol{r}_{\boldsymbol{m}}$，聚焦方向波数$k=\omega/c$。图中，$L$ 为声源到阵列中心的距离，R 为声源到搜索点的距离。在满足平面波假设的远场条件下，阵列在搜索角度 θ 上的 CBF 波束输出 B_0 为：

$$|B_0(\theta,\omega)|^2=\frac{1}{M^2}|p_{\mathrm{e}}|^2\left|\frac{\sin(Mkd\sin\theta/2)}{\sin(kd\sin\theta/2)}\right|^2 \tag{5}$$

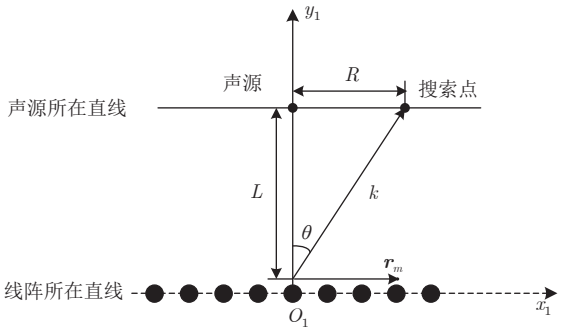


图 1　基于线阵列的声源识别与声功率估计模型

Fig. 1　Model of sound source identification and its radiated sound power estimation based on linear array

阵列模式的零点出现在$|B_0(\theta,\omega)|^2=0$时，即：

$$Mkd\sin\theta_1/2=n\pi,\ kd\sin\theta_1/2\neq n\pi,\ n=1,2,\cdots \tag{6}$$

阵列波束输出的第一零点θ_1满足：

$$Mkd\sin\theta_1/2=\pi \tag{7}$$

当主瓣较窄且L足够大时，θ较小，可作近似$\sin\theta\approx\tan\theta=R/L$，此时阵列波束输出近似为：

$$|B_0(R,\omega)|^2=|p_{\mathrm{e}}|^2\left|\frac{\sin[MkRd/(2L)]}{M\sin[kRd/(2L)]}\right|^2,\ R\leqslant R_1 \tag{8}$$

主瓣半径R_1可表示为：

$$R_1\approx L\sin\theta_1=\lambda L/Md \tag{9}$$

定义缩放系数α，将线阵列的波束输出转化为等效声强I_{scaled}：

$$I_{\mathrm{scaled}}(R,\omega)=\alpha|B_0(R,\omega)|^2 \tag{10}$$

波束输出在主瓣半径内的积分W_{h}为：

$$\begin{aligned}W_{\mathrm{h}}&=\int_{-R_1}^{R_1}\alpha|B_0(R,\omega)|^2\mathrm{d}R\\&=\alpha|p_{\mathrm{e}}|^2\int_{-R_1}^{R_1}\left|\frac{\sin[MkRd/(2L)]}{M\sin[kRd/(2L)]}\right|^2\mathrm{d}R\end{aligned} \tag{11}$$

则声源在阵列侧的半球辐射声功率有：

$$W_{\mathrm{h}}=2\pi L^2\,|p_{\mathrm{e}}|^2/(\rho c) \tag{12}$$

式中：ρ为声传播介质密度。声功率级以分贝（dB）表示，参考基准$W_0=1$ pW。根据式（11）和（12），可得线阵列的缩放系数α：

$$\alpha=2\pi L^2/\left\{\rho c\int_{-R_1}^{R_1}\left|\frac{\sin[MkRd/(2L)]}{M\sin[kRd/(2L)]}\right|^2\mathrm{d}R\right\} \tag{13}$$

通过数值方法可得α的积分结果。α仅取决于阵列参数、测试距离以及声源频率。

综上，基于线阵列的声功率估计流程为：进行波束形成，结合阵列参数与声源频率特性计算各频点的声强缩放系数，对波束输出进行缩放得到等效声强，并在主瓣半径内积分，最终获得声源在阵列侧的半球辐射声功率。

1.4　基于螺旋声阵列的声源辐射声功率估计

图 2 为基于平面螺旋声阵列的运动声源识别与声功率估计模型。以阵列中心O_2为原点建立坐标系$O_2x_2y_2z_2$，声源与阵列的距离满足远场条件。

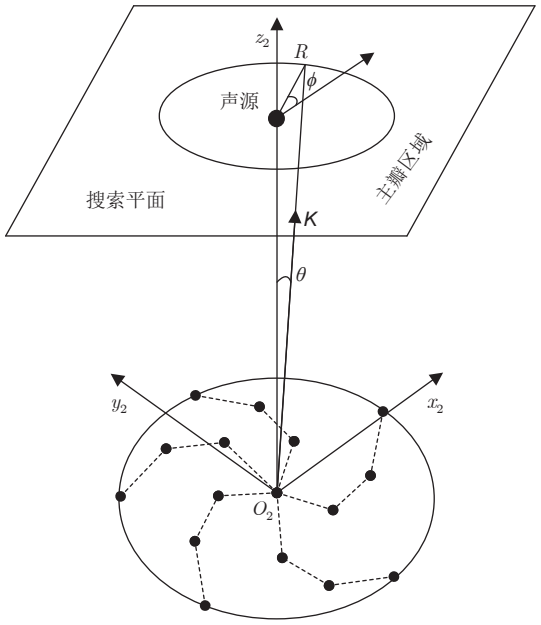


图 2　基于螺旋声阵列的声源识别与声功率估计模型

Fig. 2　Model of sound source identification and its radiated sound power estimation based on spiral array

定义阵列模式$W(\boldsymbol{K})$，表示声阵列在搜索平面内各搜索点的波束输出，其中$\boldsymbol{k}$和$\boldsymbol{k}_0$分别为聚焦方向与声源入射方向的波数向量，且$\boldsymbol{K}=\boldsymbol{k}-\boldsymbol{k}_0$。在聚焦方向$\boldsymbol{k}$上的波束输出为：

$$B^2(\boldsymbol{k},\omega)=|p_{\mathrm{e}}|^2\,|W(\boldsymbol{K})|^2 \tag{14}$$

其中，

$$|W(\boldsymbol{K})|\equiv\frac{1}{M}\sum_{m=0}^{M-1}\mathrm{e}^{j\boldsymbol{K}\cdot\boldsymbol{r}_m}=\frac{1}{M}\sum_{m=0}^{M-1}\mathrm{e}^{j(\boldsymbol{k}-\boldsymbol{k}_0)\cdot\boldsymbol{r}_m} \tag{15}$$

对于均匀对数螺旋声阵列，其阵列模式可近似为：

$$|W(\boldsymbol{K})|\approx|W(K)|=2J_1(KD/2)/(KD/2) \tag{16}$$

式中：D为阵列孔径，K为$\boldsymbol{K}$在xOy平面投影的取模。一阶贝塞尔函数$J_1(KD/2)$的第 1 个零点ξ_1满足：

$$\xi_1=K_1D/2=1.22\pi \tag{17}$$

式中，K_1为对应的K值。

阵列波束输出在 xOy 平面的投影可近似为：

$$B(\boldsymbol{k},\omega)\approx p_{\mathrm{e}}\overline{W}(\boldsymbol{k}\sin\theta) \tag{18}$$

式中：$\overline{W}$ 为阵列模式 $W(\boldsymbol{K})$ 的平均值。

如图 2 所示，用每个网格点到 z_2 轴的距离 R 和方位角 ϕ 来描述主瓣半径内的波束输出。当波束主瓣较窄且 L 足够大时，θ 较小，主瓣半径内的波束输出近似为：

$$B(R,\phi)\approx p_{\mathrm{e}}\overline{W}(kR/L),\ R\leqslant R_1 \tag{19}$$

主瓣半径 R_1（对应波束输出第 1 个零点位置）的表达式为：

$$R_1=L\sin\theta_1\approx\frac{LK_1}{k}\approx\frac{2\xi_1 L}{Dk}\approx 1.22\frac{\lambda L}{D} \tag{20}$$

利用缩放系数 α 对主瓣半径内的波束输出进行积分，并令其等于阵列侧的半球辐射声功率：

$$\int_0^{R_1}\int_0^{2\pi}\alpha|B(R,\phi)|^2R\mathrm{d}R\mathrm{d}\phi=2\pi L^2|p_{\mathrm{e}}|^2/(\rho c) \tag{21}$$

由此可得缩放系数 α：

$$\alpha=L^2/\left[\rho c\int_0^{R_1}\overline{W}^2(kR/L)R\mathrm{d}R\right] \tag{22}$$

令 $u=(kR/L)(D/2)$，则：

$$\int_0^{R_1}\overline{W}^2(kR/L)R\mathrm{d}R=\left(\frac{2L}{kD}\right)^2\int_0^{\xi_1}\left[2\frac{J_1(u)}{u}\right]u\mathrm{d}u \tag{23}$$

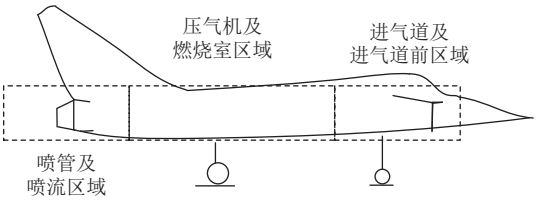
缩放系数 α 可简化为：

$$\alpha\approx 5.88(D/\lambda)^2/(\rho c) \tag{24}$$

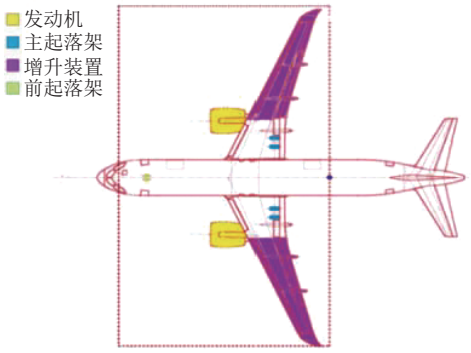
因此，基于螺旋声阵列的声功率估计流程与线阵列类似：进行波束形成，根据阵列参数和声源频率特性计算缩放系数，将波束输出转化为等效声强，并在主瓣半径内积分，从而得到声源在阵列侧的半球辐射声功率。

1.5 飞机关键部位声源贡献量分析

根据各部位声源的声功率估计结果，可计算飞机各部位声能量及其总和，二者之比即为各部位声源对总声能量的贡献量。图 3(a)展示了歼击机地面开车时的声源贡献量分析实例，声源分区包括喷管及喷流区域、压气机及燃烧室区域、进气道及进气道前区域。对于飞行状态下的飞机，需先进行多普勒修正，再进行部位声源辐射声功率估计，进而分析各部位声源的贡献量。图 3(b)为大型运输类飞机的主要声源分区方式示例。



(a) 歼击机



(b) 大型运输类飞机

图 3 典型的飞机声源贡献量分析分区方式

Fig. 3 Typical partitioning methods of sound sources contribution analysis of aircraft

2 “声–飞机–环境”参数综合测试飞行试验技术方案

基于“声–飞机–环境”综合测试的飞行试验技术方案如图 4 所示。通用试验资源包括试验对象、通用保障资源（机场及其保障飞行运行的基础设施）以及试验场地等。试验对象（飞机）是飞行试验的核心资源，需在试验前完成其飞行能力评估及测试设备的加改装。试验场地应具备适宜的气象与声学环境，背景噪声低，并拥有开阔平坦的地形。

飞行试验的动作设计主要涉及确定飞行状态、航迹与飞机构型等要素。试验对象的构型、飞行状态和航迹共同决定了其噪声特性。航迹设计通常需综合考虑试验对象的飞行性能、空域限制和试验场地条件。试验动作采用航迹切入程序实施，典型动作包括爬升、下滑和稳定平飞等。如图 5 所示，飞机从切入点切入预设的目标航迹，保持目标飞行状态直至采集到足够数据，随后调整飞行状态与航迹，以相同方式执行下一个动作。航迹切入程序可连续实施，有助于减少飞行起落次数，并提高数据采集的一致性。

3 方法验证

3.1 歼击机地面开车试验验证

以歼击机为对象，开展地面开车场景下的静态

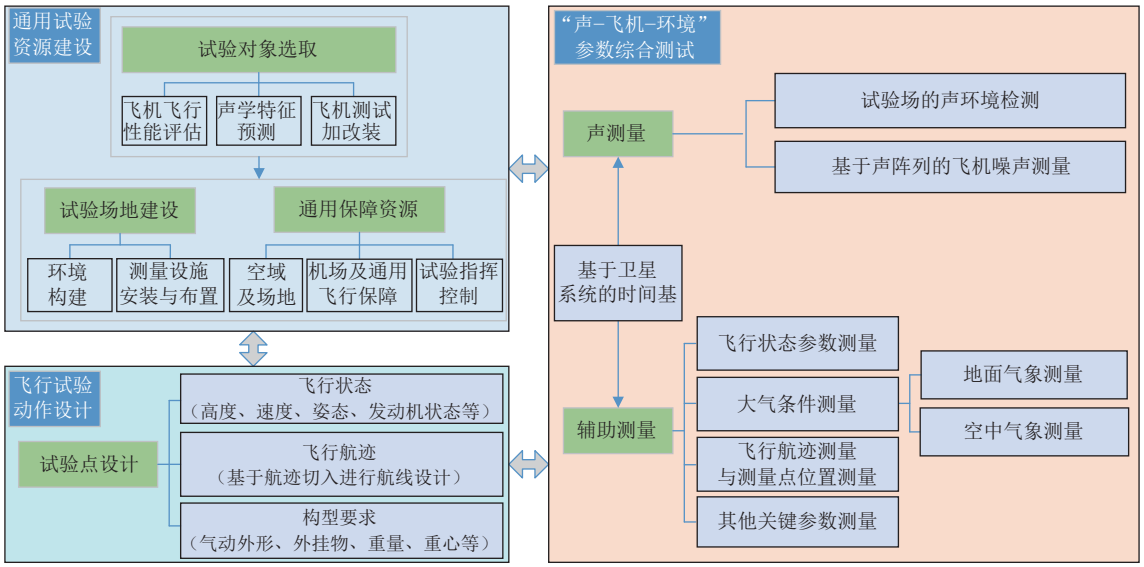


图 4　飞行试验技术方案

Fig. 4　Technical scheme of flight test

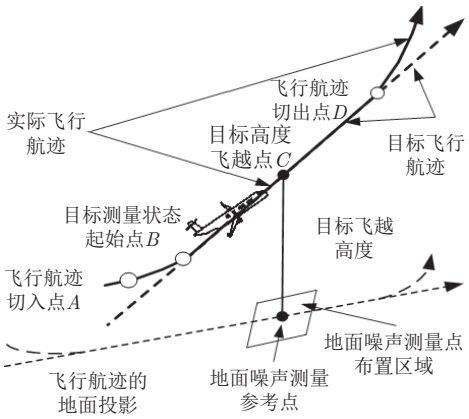


图 5　采用航迹切入程序进行飞行试验动作设计

Fig. 5　Design of flight test maneuvers using flight path intercept procedure

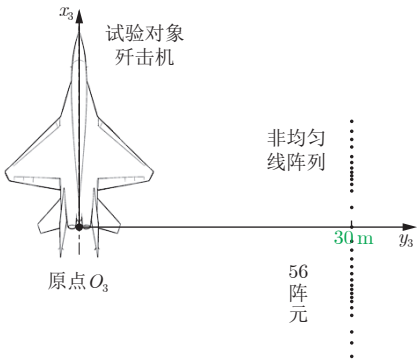


图 6　歼击机地面开车试验方案

Fig. 6　Ground operation experimental scheme of fighter plane

声源识别与声功率估计技术验证。试验方案如图 6 所示：采用 56 阵元的非均匀线阵列，阵列孔径为 35 m，阵列中心对准飞机参考原点 O_3（双发尾喷口中心连线与机体纵轴的交点），此时试验对象的坐标系定义为 $O_3x_3y_3$，阵列与飞机纵轴的水平距离为30 m。目标识别频段为 200～2000 Hz，在此频段内主瓣宽度优于 1.0 m，动态范围大于 8 dB。

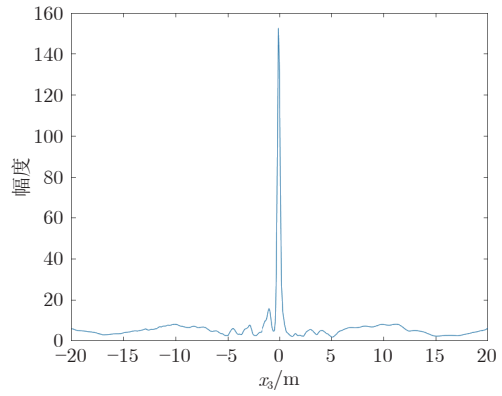
首先，使用发射粉红噪声的球声源进行验证。该球声源安装在发动机尾部喷口处（即图 6 中的原点 O_3），高度与发动机喷口齐平。图 7 为在 CBF 基础上应用 CLEAN-SC 算法得到的声源识别结果。表 1 则基于图 3(a)的分区方式给出了声功率估计和贡献量分析结果。结果表明，该方法在 200～2000 Hz 频段内实现了准确的声源定位。声功率估计和贡献量分析显示主要声源位于喷管及喷流区域，与试验设定一致，从而验证了静态声源条件下所提方法的正确性。

随后，开展发动机大功率运行状态下的声源识别和声功率估计，结果见图 8 和 9。发动机喷管及喷流区域为最主要的声源区，其声功率贡献量占比超过 85%。

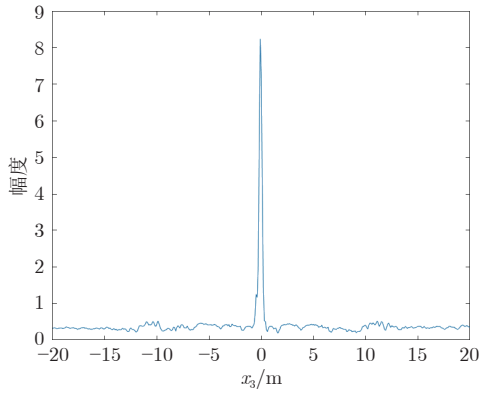
3.2　大型运输类飞机飞行试验验证

以一架双发常规布局大型运输类飞机为研究对象开展飞行试验，验证运动声源识别及声功率估计方法。试验方案如图 10 所示，采用直径为 40 m 的 126 阵元平面螺旋阵列，目标频段设计为 200～2000 Hz，主瓣宽度优于 3.0 m，动态范围大于 10 dB。表 2 列出了试验状态点，试验中同步采用差分卫星定位系统测量飞行航迹，其精度 ≤ 0.5 m。

参照中国民用航空适航规章 CCAR–36–R3 的



（a）200～250 Hz



（b）1 600～2 000 Hz

图 7 粉红噪声源定位结果

Fig. 7 Experimental results of pink sound source location

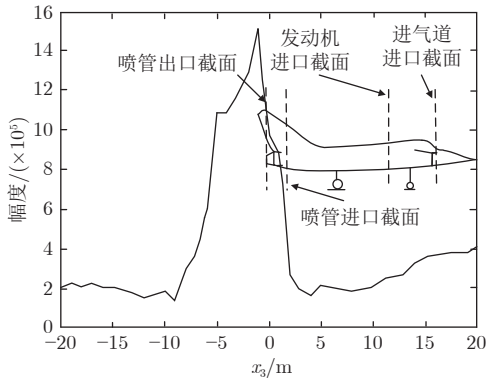
表 1 歼击机声功率估计与贡献量分析结果

Table 1 The radiated sound power estimation and their contribution analysis of the fighter plane

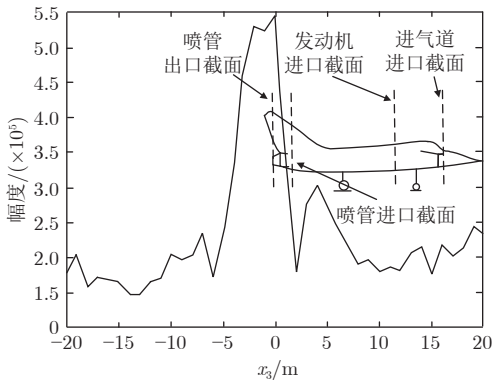
频率/Hz	喷管及喷流区域/dB	压气机及燃烧室区域/dB	进气道及进气道前区域/dB
125～250	132.95	101.26	100.56
250～500	133.01	101.73	99.96
500～1000	133.37	100.95	100.01
1000～2000	133.24	100.83	99.87
总声功率/dB	139.17	107.23	106.13
贡献量	99.886%	0.064%	0.050%

附件 A[20]，对实测阵列数据进行频响修正和传播修正后，进行声源识别和声功率估计[8, 14, 21-22]。数据处理基本流程如图 11 所示。

在表 2 的 A1 状态中，飞机以较大发动机功率飞行。发动机风扇作为旋转声源会产生显著的纯音，其一阶通过频率可根据转速确定，空间位置则由卫星定位系统测量的飞行航迹和姿态得出。2 台发动机（简称“左发”“右发”）目标功率设置相同，其辐射声功率应相当。因此，通过对发动机风扇声源进行识别和声功率估计，可验证所提方法的有效性。



（a）250～315 Hz



（b）1 250～1 600 Hz

图 8 歼击机发动机地面最大功率运行的典型声源识别结果

Fig. 8 Typical sound sources identification results for fighter engine during maximum power ground operation

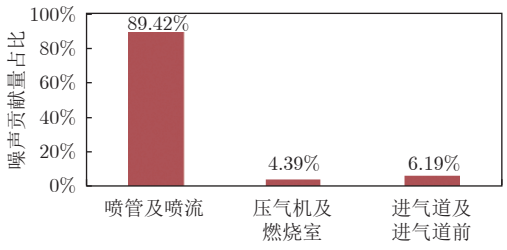


图 9 歼击机发动机地面最大功率运行部位声源贡献量分析

Fig. 9 Sound sources contribution analysis of fighter engine components under max power ground operation

图 12 给出了 A1 状态的识别结果。在 2 个发动机位置识别出了强度相当的显著声源，声能量主要集中在 400～500 Hz 频段，这与发动机的实际参数设定及其发声特性一致。发动机声源辐射声功率的估计结果见表 3，其中 400～500 Hz 频段的声功率最强，且左右发动机的估计结果相近，也与 2 台发动机的功率设置相符。上述结果验证了本文方法对飞机真实飞行场景下运动声源的适用性和正确性。

图 13 给出了 A2 状态主要部件声源的识别结果，图 14 则给出了 A1 和 A2 这 2 种飞行状态的声贡献量分析结果。可以发现，主要声源包括发动机、起

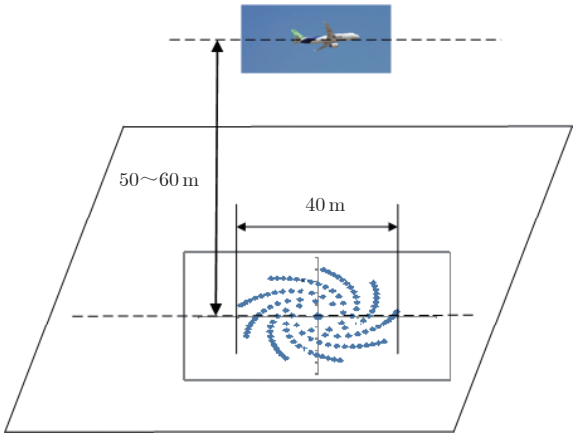


图 10　大型运输类飞机飞行试验方案

Fig. 10　Flight test scheme of the large transport category aircraft

表 2　大型运输类飞机飞行试验状态点设计

Table 2　Flight maneuver test design of the large transport category aircraft

序号	状态	左发功率/(%N1)	右发功率/(%N1)	飞行速度/(m·s^{-1})	高度/m	构型
A1	匀速平飞	65.5	65.8	91.0	53.9	增升装置起飞状态，起落架收起
A2	匀速平飞	62.0	62.2	77.7	50.4	增升装置进场状态，起落架放下

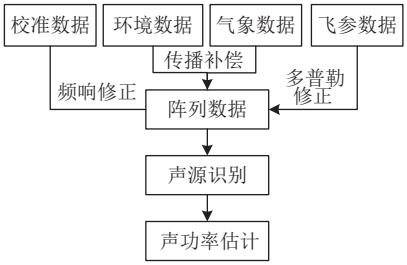


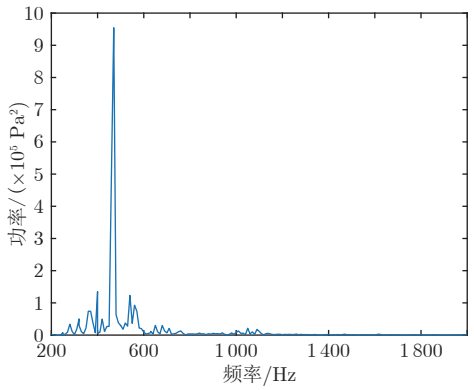
图 11　测试数据处理基本流程

Fig. 11　Basic processing flow diagram of experimental data

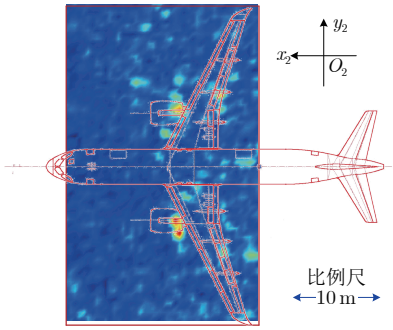
落架和增升装置。对于起飞构型(A1)，起落架收起，增升装置打开角度较小，最显著的声源是发动机，其次是增升装置。对于降落构型(A2)，起落架放下，增升装置打开角度较大，尽管发动机功率与 A1 状态相当，但起落架和增升装置成为主要声源，两者对总声功率的贡献量超过 80%。这一结果定量给出了飞机不同部位声源的贡献量，并实现了贡献量排序。

4　结　论

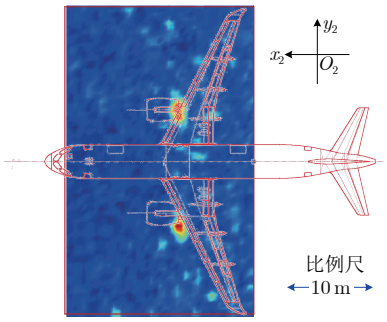
本文基于波束形成方法，通过飞行试验实现飞机外部机体声源识别和声功率估计，设计了“声–飞机–环境”参数综合测试飞行试验技术方案，提出了基于声强缩放法的飞机关键部件声功率估计算法和声贡献量分析方法。利用所设计的线阵列和多臂螺旋阵列，结合歼击机地面开车和大型运输类飞机低空飞行 2 种场景，分别开展了已知声源条件下的方法验证和飞机实际运行条件下的应用分析。结果表



(a) 发动机声源的典型声功率频谱



(b) 400～500 Hz频段发动机声源识别（CBF）



(c) 400～500 Hz频段发动机声源识别（CLEAN-SC）

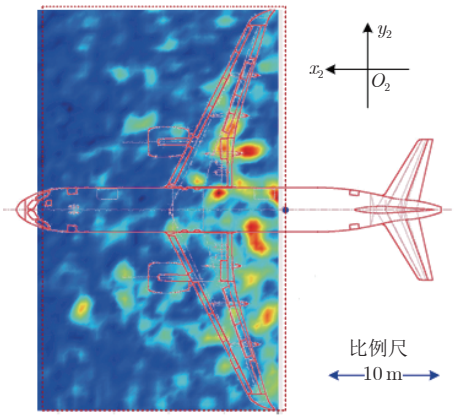
图 12　试验动作 A1 的代表性发动机声源识别结果

Fig. 12　Typical sound sources identification results of run A1 of the large transport category aircraft engines

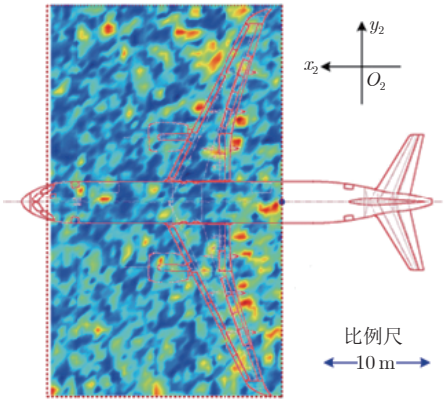
表 3　A1 状态的发动机声源辐射声功率估计

Table 3　The radiated sound power estimation of the large transport category aircraft engines

频率/Hz	左发声功率/dB	右发声功率/dB
250～315	147.0	146.3
315～400	151.3	151.7
400～500	158.2	157.5
500～630	152.7	151.9
630～800	147.7	148.4



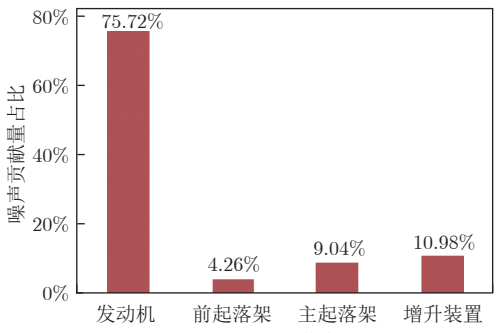
（a） 250～315 Hz



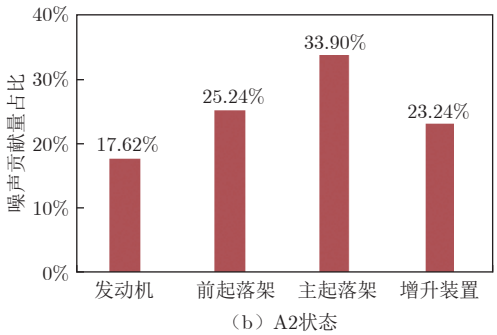
（b） 400～500 Hz

图 13 试验动作 A2 典型的关键部位声源识别结果

Fig. 13 Typical sound sources identification results of run A2



（a）A1状态



（b）A2状态

图 14 A1、A2 状态关键部位声源贡献量分析结果

Fig. 14 Sound source contribution analysis for key components in A1 and A2 conditions

明，所提方法能够准确识别 200～2000 Hz 频率范围内的主要噪声源，估算飞机发动机和机身噪声源的辐射声功率，进而确定各声源对总声能量的贡献量。

本文方法实现了对飞机实际运行环境中关键部位声源的识别和声功率估计，可定量分析各部位声源对总声功率的贡献，对飞机声学指标分配、低噪声优化设计和噪声污染评估具有重要意义。未来将尝试把所提声源识别及辐射声功率估计方法推广至声学标量–矢量阵列信号处理，以提升对更宽频带（如低于 200 Hz 和高于 2000 Hz）飞机声源的识别能力。

参考文献：

[1] HARKER B M, GEE K L, NEILSEN T B, et al. Source characterization of full-scale tactical jet noise from phased-array measurements[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2019, 146(1): 665-680.
doi: 10.1121/1.5118239

[2] YARDIBI T, BAHR C, ZAWODNY N, et al. Uncertainty analysis of the standard delay-and-sum beamformer and array calibration[J]. Journal of Sound and Vibration, 2010, 329(13): 2654-2682.
doi: 10.1016/j.jsv.2010.01.014

[3] 陈心昭. 噪声源识别技术的进展[J]. 合肥工业大学学报 (自然科学版), 2009, 32(5): 609-614.
CHEN X Z. Progress of techniques for noise source identification[J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science), 2009, 32(5): 609-614.
doi: 10.3969/j.issn.1003-5060.2009.05.001

[4] 陈志菲. 信号相位匹配原理的波达方向估计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
CHEN Z F. Research of the direction of arrival estimation method based on signal phase matching principle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010.

[5] STOICA P, HÄNDEL P, SÖDERSTRÖM T. Study of Capon method for array signal processing[J]. Circuits, Systems and Signal Processing, 1995, 14(6): 749-770.
doi: 10.1007/BF01204683

[6] BROOKS T F, HUMPHREYS W M. A deconvolution approach for the mapping of acoustic sources (DAMAS) determined from phased microphone arrays[C]//Proc of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2004: 2954.
doi: 10.2514/6.2004-2954

[7] SIJTSMA P. CLEAN based on spatial source coherence [C]//Proc of the 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). 2007: 3436.
doi: 10.2514/6.2007-3436

[8] ELKOBY R, BRUSNIAK L, STOKER R W, et al. Airframe noise test results from the QTD Ⅱ flight test program [C]//Proc of the 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). 2007: 3457.
doi: 10.2514/6.2007-3457

[9] PIET J, MICHEL U, BÖHNING P. Localization of the acoustic sources of the A340 with a large phased microphone array during flight tests[C]//Proc of the 8th AIAA/CEAS

Aeroacoustics Conference & Exhibit. 2002: 2506.
doi: 10.2514/6.2002-2506

[10] CHOW L C, MAU K, REMY H. Landing gears and high lift devices airframe noise research[C]//Proc of the 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. 2002: 2408.
doi: 10.2514/6.2002-2408

[11] 潘薇. 面向飞行器复杂声场环境的声源识别方法研究及其应用[D]. 北京: 北京科技大学, 2024.
PAN W. Research and application of sound source identification methods for complex acoustic field environments of aircraft[D]. Beijing: University of Science and Technology Beijing, 2024.

[12] 徐康乐, 陈迎春, 江渊, 等. 基于相控麦克风阵列的民机主起落架气动噪声源识别技术研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(4): 523-529.
XU K L, CHEN Y C, JIANG Y, et al. Aerodynamic noise source detection for main landing gear based on phased microphone array technique[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(4): 523-529.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2013.0112

[13] 周家检, 郝璇, 张卫民, 等. 相阵列技术在民机机体气动噪声研究中的应用[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(1): 91-97.
ZHOU J J, HAO X, ZHANG W M, et al. Application of phased array technique in the research of civil airplane airframe noise[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(1): 91-97.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.063

[14] 乔渭阳, MICHEL U. 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[J]. 声学学报, 2001, 26(2): 161-168.
QIAO W Y, MICHEL U. A study on landing aircraft noise based on the fly-over measurements with a planar microphone array[J]. Acta Acustica, 2001, 26(2): 161-168.
doi: 10.15949/j.cnki.0371-0025.2001.02.013

[15] HALD J. Estimation of partial area sound power data with beamforming[C]//Proc of the 2005 Congress and Exposition on Noise Control Engineering. 2005.

[16] 褚志刚, 杨洋. 基于波束形成缩放声强的声源局部声功率计算[J]. 声学学报, 2013, 38(3): 265-271.
CHU Z G, YANG Y. Calculation of the partial area sound power based on the scaled beamforming sound intensity[J]. Acta Acustica, 2013, 38(3): 265-271.
doi: 10.15949/j.cnki.0371-0025.2013.03.003

[17] YUE S, HOU H. Method for estimating the radiated sound power of moving sound sources with linear array beamforming[J]. Applied Acoustics, 2021, 182: 108191.
doi: 10.1016/j.apacoust.2021.108191

[18] 岳舒, 侯宏, 于佳雨, 等. 线阵声强缩放方法在水下声源辐射功率估算中的应用[J]. 声学学报, 2021, 46(2): 246-254.
YUE S, HOU H, YU J, et al. The application of linear array sound intensity scaling method in underwater sound source radiated power estimation[J]. ACTA ACUSTICA, 2021, 46(2): 246-254.
doi: 10.15949/j.cnki.0371-0025.2021.02.009

[19] 王思源. 基于缩放声强的水下运动声源辐射噪声测量方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2023.
WANG S Y. Sound power measurement for underwater-moving sound source based on scaling of sound intensity [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2023.
doi: 10.27060/d.cnki.ghbcu.2023.000691

[20] 中华人民共和国交通运输部. 航空器型号和适航合格审定噪声规定: CCAR–36[S]. 北京: 交通运输部, 2022.

[21] MICHEL U. History of acoustic beamforming[C]//Proc of the Berlin Beamforming Conference. 2006.

[22] BRUSNIAK L, UNDERBRINK J, STOKER R. Acoustic imaging of aircraft noise sources using large aperture phased arrays[C]//Proc of the 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). 2006.
doi: 10.2514/6.2006-2715



作者简介：

宋亚辉（1985—），男，河南鹿邑人，高级工程师。研究方向：航空声学，航空器结构动力学飞行试验技术。

Email: songyahuilym@163.com

（编辑：秦虹）