http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0660

民机大尺寸全机缩比模型机体噪声风洞试验研究

周国成[1,2,*]，孙一峰[3]，包安宇[1,2]，丁存伟[1,2]

(1. 中国航空工业空气动力研究院，哈尔滨 150001；2. 空气动力噪声及其控制黑龙江省重点实验室，哈尔滨 150001；
3. 中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院，上海 200135)

摘 要：采用大尺寸模型开展风洞试验是准确掌握民机机体噪声特性、验证降噪设计效果的重要手段。基于8 m×6 m大型声学风洞及其配套的试验支撑设备和测试设备，采用民机大尺寸全机缩比模型进行了机体噪声风洞试验，并利用地面线阵、1/4圆弧阵、地面麦克风相位阵列等对其过顶噪声、边线噪声及噪声源分布进行测试；介绍了试验所采用的试验设备及试验方法，并分析了机体噪声随风速、迎角、增升装置偏度、有无起落架等参数的变化规律。研究结果表明：民机机体噪声整体呈现为宽频噪声，在不同频段符合不同的马赫数幂次律关系；增升装置对民机机体总噪声的贡献与起落架接近，并随着迎角、襟缝翼偏度增大而增大；机体噪声在飞跃和横侧方向均表现出一定的指向性，在横侧方向的指向性更强；不同构型下机体噪声源分布特性具有较大差异，大襟翼偏度下襟翼边缘噪声将成为高频段的主要声源之一。

关 键 词：民用飞机；机体噪声；风洞试验；远场噪声；声源定位
中图分类号：V211; O424
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2026)11-3712-12

随着世界航空运输业的快速发展，民机噪声成为影响机场附近居民生活质量的主要环境问题之一[1-3]。针对民机的外部噪声问题，国际民航组织(International Civil Aviation Organization，ICAO)、美国联邦适航局和中国民用航空局均颁布了相应的噪声适航标准，要求民机必须满足噪声限值的要求。2018年起，国际民航组织开始采用第五阶段的适航噪声标准，进一步提高了民机外部噪声要求。

民机气动噪声主要包括发动机噪声、机体噪声及安装效应噪声等。随着大涵道比发动机、消声短舱和声衬等先进技术的广泛应用，发动机噪声已经大幅度降低，机体噪声的重要性在飞机外部噪声中逐渐凸显出来[4-5]，成为当前民机噪声控制的主要问题。机体噪声通常分为增升装置噪声和起落架噪声2个主要部分。机体噪声的产生与分离流动、尾流与机体结构干扰等复杂流动现象密切相关，具有产生机理复杂、控制困难的特点。准确掌握民机机体噪声特性是评判其噪声水平和进行降噪优化的基础。

针对民机机体噪声的评估及降噪设计的验证，目前的主要手段仍是风洞试验。国内外开展了大量的机体噪声风洞试验研究，这些试验按照模型尺寸或简化程度，通常可分为小尺寸部件模型噪声试验[6-8]、大尺寸/全尺寸部件模型试验[9-12]及大尺寸全机模型噪声试验[13-15]。由于模型缩比对气动噪声试验结果有着重要影响，气动噪声风洞试验通常希望在大型声学风洞中采用大尺寸模型进行试验。

欧美国家的大型航空声学风洞建设较早，气动噪声试验技术成熟，以DNW LLF、NASA Ames中心的12.2 m×24.4 m风洞为代表的多座声学风洞开展了多期大尺寸全机缩比模型机体噪声试验研究。Dobrzynski等[13]采用缩比为1∶7.5的A320飞机模型在DNW LLF风洞中开展了全机缩比模型噪声试验，对增升装置的脉动压力、噪声源分布及远场噪

收稿日期：2024-09-05；**录用日期**：2024-11-14；**网络出版时间**：2024-12-04 08:50
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241203.0858.001
*通信作者. E-mail：zhougc@avic.com

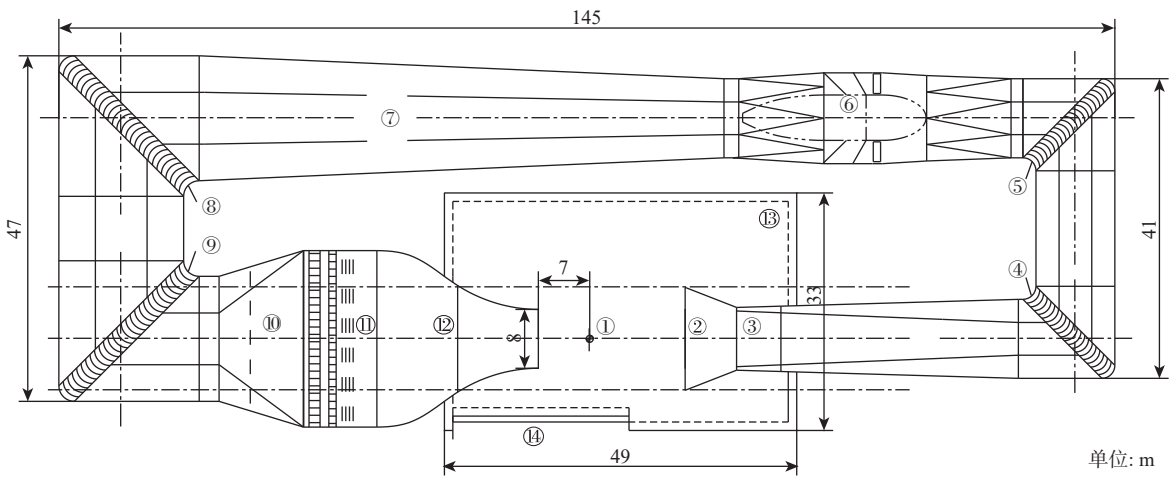
引用格式：*周国成，孙一峰，包安宇，等. 民机大尺寸全机缩比模型机体噪声风洞试验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2026，52(11)：3712-3723. Zhou G C，Sun Y F，Bao A Y，et al. Experimental research on airframe noise of large-scale full-scaled civil aircraft model in wind tunnel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2026，52(11)：3712-3723 (in Chinese).*

声进行了测量, 通过试验准确识别了民机机体主要噪声源分布与特性, 为民机机体噪声快速预估方法研究提供了基准数据。Oerlemans 等[14] 采用 1∶10.6 的 A340 飞机模型在 DNW LLF 风洞的开口试验段和闭口试验段分别进行噪声源定位试验, 并将功率积分方法应用于不同降噪方案的区域量化评估, 研究表明, 采用互谱矩阵对角元素移除与功率谱积分相结合, 能够更好地评估降噪设计在局部与总体的降噪效果。Horne 等[15] 采用 26% 缩比的波音 777 飞机半模模型在 NASA Ames 中心的 12.2 m×24.4 m 风洞中开展试验, 并采用固定阵列与移动阵列相结合的方法对不同噪声源进行对位和对比, 重点评估了端板、整流罩、翼尖延伸、缝翼凹腔填充、涡流发生器等降噪措施的降噪效果。Khorrami 等[16] 采用 18% 缩比的湾流公务机半模模型在 NASA Langley 中心的 4.4 m×6.6 m 风洞中进行气动力和气动噪声测试, 验证了多孔结构、声衬结构、襟翼翅片、连式襟翼等多种襟翼降噪措施, 取得了 2～4 dB 的降噪效果, 并发现这些降噪措施对增升装置气动性能的影响几乎可以忽略。中国的大型航空声学风洞建设较晚, 相应的气动噪声试验技术研究起步也晚, 因此, 在大尺寸全机模型气动噪声风洞试验方面的研究较少。宋玉宝等[17] 采用展长为 3.695 m 的民机标模全机模型, 在 5.5 m×4 m 的声学风洞中用翼展 3.69 m 的全机缩比模型开展增升装置噪声试验研究, 用 1/4 圆弧阵对远场噪声进行测量, 并用 3 m 量级麦克风相位阵列对噪声源进行定位, 分析增升装置噪声随迎角、风速等参数的变化规律, 并发现随迎角增加, 增升装置噪声在中高频段总体上呈增加趋势, 随着风速增加, 模型辐射噪声相应明显增大, 并呈现出良好的马赫数相似性。

2019 年, 中国航空工业空气动力研究院的 8 m×6 m 大型低速风洞(FL-10 风洞)完成了消声室的建设和校测[18], 具备了气动噪声风洞试验条件, 并先后开展了全机缩比、起落架、半模等气动噪声试验研究[19]。本文基于 FL-10 风洞开展了翼展 4.5 m 的民机大尺寸全机缩比模型机体噪声风洞试验研究, 采用地面麦克风相位阵列、1/4 圆弧阵及地面线阵对模型气动噪声进行测量, 并分析了风速、迎角、襟翼偏度、有无起落架等对模型气动噪声的影响, 以及不同增升装置构型下的噪声源分布特性。相关研究工作可为民机机体噪声特性研究与降噪设计等提供参考。

1　FL-10 风洞概况

试验在中国航空工业空气动力研究院 FL-10 风洞中进行。FL-10 风洞是一座常压低速回流式航空声学风洞, 总体轮廓如图 1 所示。FL-10 风洞建有闭口与开口 2 个试验段, 配备净空间为 47 m(长)×31 m(宽)×22 m(高)、截止频率为 80 Hz 的全消声室。开口试验段尺寸为 8 m(宽)×6 m(高)×20 m(长), 最大风速为 85 m/s, 80 m/s 风速下的背景噪声为 76.6 dB(A)(A 表示声级, 测量距离 12.8 m), 为本文试验所使用试验段。



①开口试验段; ②收集器; ③第一扩散段; ④第一拐角; ⑤第二拐角; ⑥动力段; ⑦第二扩散段; ⑧第三拐角; ⑨第四拐角; ⑩大角扩散段; ⑪稳定段; ⑫收缩段; ⑬消声室; ⑭隔声门。

图 1　FL-10 大型低速风洞平面图

Fig. 1　Sketch of FL-10 large low speed wind tunnel

2　试验模型与支撑系统

采用的风洞试验模型为某型民机全机缩比模型, 模型缩比为 1∶7.636, 缩比后模型展长为 4.5 m(不包括翼梢小翼)。模型采用 7075 铝和 30CrMnSi 合金结构钢等材料制作, 由机身、机翼(含增升装置

和翼梢小翼)、通气短舱、起落架、角度块等部件组成,试验时未安装尾翼。

采用FL-10风洞的液压尾撑系统来支撑试验模型(见图2),模型与尾撑系统通过翼型支杆连接,并采用背部支撑的方式将模型支撑到风洞试验段中心,以降低翼型支杆对气动噪声测试的影响。为降低尾撑系统的噪声干扰,FL-10风洞液压尾撑系统配有专用的声学整流罩,将液压尾撑装置复杂结构外形与风洞高速气流隔离开。声学整流罩外表面包裹有柔性声学材料,进一步降低高速气流与整流罩相互作用产生的噪声。安装整流罩后,尾撑系统的迎角变化范围为−2°～12°。

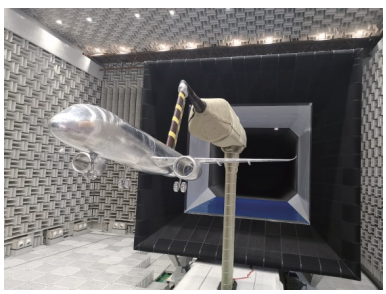


图2 全机缩比模型在风洞中的安装

Fig. 2 Installation of a scaled model in a wind tunnel

由于模型的缩比,使得相同风速下风洞试验的雷诺数要远低于飞行状态,进而导致机翼表面层流与湍流区域分布和真实飞行状态有所差异。为了更加准确地模拟飞机机翼表面流态,试验时对模型进行转捩控制[20],分别在机翼、机头、短舱等前缘位置采用锯齿形转捩带进行处理(见图3)。其中,机翼转捩位置为缝翼30%弦长位置,机头和短舱转捩位置距前缘33 mm。



图3 全机缩比模型机翼及短舱强制转捩处理

Fig. 3 Forced transition treatment on wing and nacelle of scaled model

3 噪声测试系统

分别采用地面线阵、1/4圆弧阵来测量模型的远场噪声,采用地面麦克风相位阵列测量模型的噪声源分布。此外,采用内式天平对模型的气动力进行测量,以供有效迎角修正使用。

3.1 地面线阵

地面线阵用来测量模型的过顶噪声,布置在模型的正下方,位于风洞试验段左右对称面上,距离地面高度为2.5 m,距离试验模型高度差为7.5 m。地面线阵上的麦克风布置如图4所示。地面线阵共有19个测试通道,测量角度范围为40°～130°,按5°等角度间隔布置,试验时,每个麦克风均指向试验段中心,以消除麦克风测量角度的影响。其中,第11通道位于机体模型的正下方,指向角为90°。地面线阵上每个麦克风均配备防风球,以降低风洞开口试验段回流对噪声测试结果的影响。

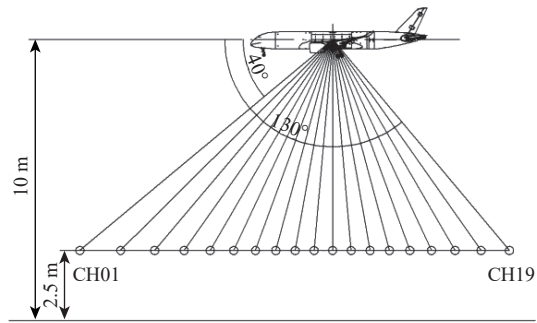


图4 地面线阵布置(侧视)

Fig. 4 Ground line array layout (side view)

3.2 1/4圆弧阵

1/4圆弧阵用来测量模型的边线噪声,如图5所示。1/4圆弧阵的测量半径为7 m,测量角度范围为90°,共布置有19个麦克风,按5°等角度间隔布置。1/4圆弧阵可沿底部导轨平行于风洞轴线移动,以得到整个扫描面上的噪声数据。底部移测架的长度为14 m,可用的轴向移测范围为12 m。

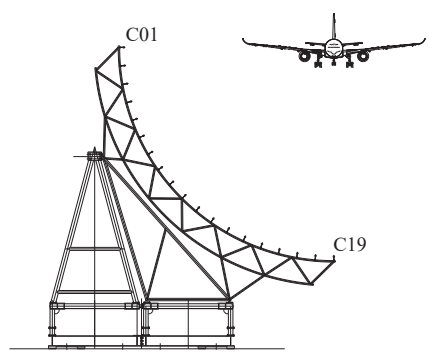


图5 1/4圆弧阵布置(正视)

Fig. 5 1/4 Arc array layout (front view)

3.3 地面麦克风相位阵列

地面麦克风相位阵列用来对机体噪声源分布进行定位,阵列总通道数为143通道,采用多臂螺旋形式,共分为13条旋臂,每条旋臂上布置11个麦克风。考虑机体模型的对称性,试验时,麦克风相位阵列位于左侧机翼下方,一方面避免与地面线阵干涉,另一方面改善对增升装置噪声源定位的效

果。地面麦克风相位阵列与机翼模型的位置关系如图 6 所示, 阵列中心到风洞轴线的距离为 2.5 m, 到机体模型的高度差为 7.5 m。

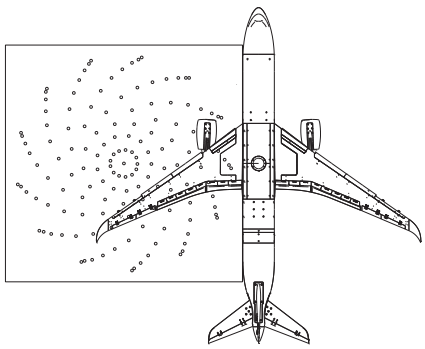


图 6　地面麦克风相位阵列阵元分布与布置(俯视)

Fig. 6　Distribution and arrangement of ground microphone phase array element (top view)

3.4　麦克风与数据采集系统

本文共采用 181 支麦克风进行噪声测试, 所采用的麦克风均为 B&K 4954A 型麦克风, 该型麦克风具有高频率、高声压级、宽频带的特点。数据采集系统为 NI 公司 PXIe 高速并行采集系统, 采样率设置为 81 920 Hz, 采样时长为 10 s, 采样块数为 100 块, 单块点数为 8 192 点。

3.5　试验总体布置

试验模型及上述 3 种测试阵列在 FL-10 风洞消声室中的布置如图 7 所示。地面麦克风相位阵列位于模型左侧机翼正下方, 地面线阵位于机体模型的正下方, 1/4 圆弧阵列位于模型机翼的右下方。

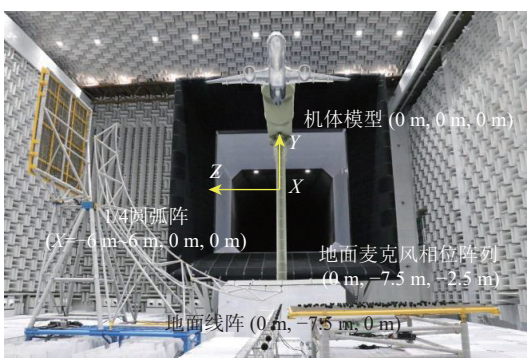


图 7　全机缩比模型气动噪声风洞试验总体布置

Fig. 7　Layout of aerodynamic noise wind tunnel test of full-scaled model

4　数据处理与修正方法

本文主要对模型的噪声源分布及远场噪声特性等进行分析, 采用了频谱分析、声源定位、射流剪切层影响修正、远场噪声数据修正、迎角修正、高通滤波等相关数据处理与修正方法。

4.1　声源定位算法

试验采用经典波束形成算法对模型的噪声源进行定位[21]。为对阵列及定位算法进行检验, 正式试验前, 在试验模型机翼表面粘贴 3 个小型扬声器, 扬声器在模型上的粘贴位置和效果如图 8 和图 9 所示。在无来流条件下, 采用功放驱动扬声器发出不同频率的纯音噪声, 利用地面麦克风相位阵列对每个声源进行定位, 并与真实声源位置进行对比, 作为后续声源定位结果判断的参考。试验测得的校准声源定位结果如图 10 所示, 可以看出, 声源定位结果与校准扬声器的真实安装位置吻合良好, 证明本文所采用的噪声源定位算法能够准确识别声源位置。

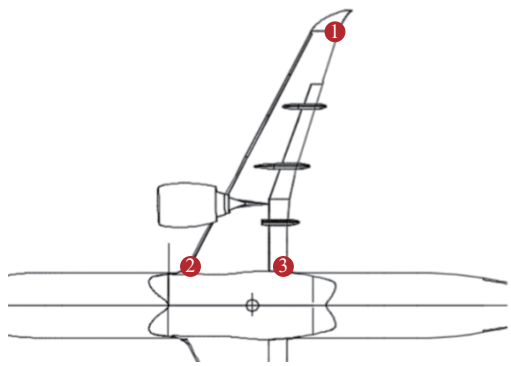


图 8　校准扬声器在模型表面的布置位置

Fig. 8　Position of calibrated speakers on model surface

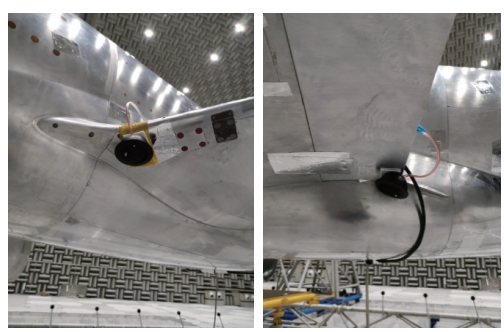


图 9　校准扬声器在模型表面的安装效果

Fig. 9　Installation of calibrated speaker on model surface

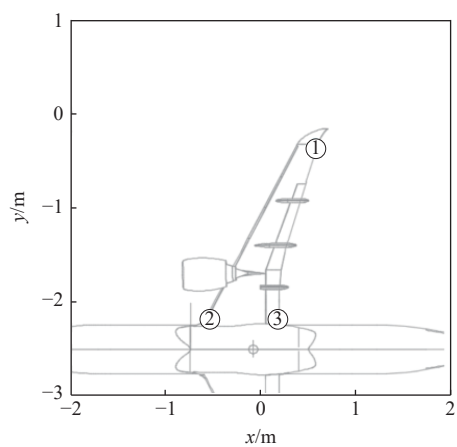


图 10　校准扬声器声源定位结果

Fig. 10　Sound source localization results of calibration speaker

4.2 射流剪切层影响修正方法

当声波穿过开口试验段射流剪切层时，将发生折射与散射等声学现象，进而影响声源定位与指向性测量结果。针对射流剪切层的影响，本文采用基于 Amiet 的射流剪切层影响修正方法[22]。该方法假设开口试验段射流剪切层是无穷薄的涡流层，且两侧介质均匀，基于 Snell 定律构建声折射方程可得

$$\frac{c_{\mathrm{i}}}{\cos\theta_{\mathrm{r}}}+U=\frac{c_{\mathrm{a}}}{\cos\theta} \tag{1}$$

式中：c_{i}和c_{a}分别为气流内部和外部声速；θ为折射角；θ_{r}为修正角；U为开口试验段试验风速。

如图 11 所示（图中，WFa 表示空气中的波前，WFi 表示气流中的波前，U_{T}为风洞中流速），结合传播路径之间的几何关系，可以得出

$$\tan\theta_{\mathrm{c}}=\frac{\zeta}{X_{\mathrm{m}}+(1+X_{\mathrm{m}})^2\cos\theta} \tag{2}$$

式中：θ_{c}为入射角；X_{m}为沿流场方向传声器距声源距离；$\zeta=\sqrt{(1-X_{\mathrm{m}}\cos\theta)^2-\cos^2\theta}$。

通过迭代求解，可以得到入射角θ_{c}和折射角θ，进而得出修正角θ_{r}。在计算得到入射角和折射角后，能够对声波的传播距离及因散射引起的幅值变化进行修正。

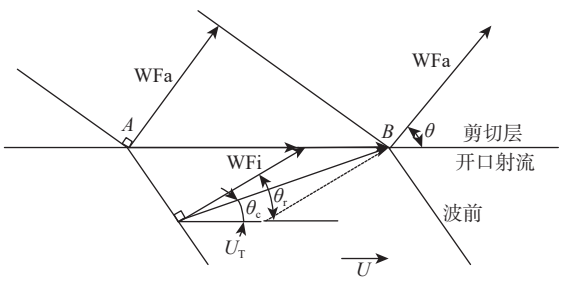


图 11 射流剪切层构建 Snell 定律示意图

Fig. 11 Scheme of Snell law in jet shear-layer

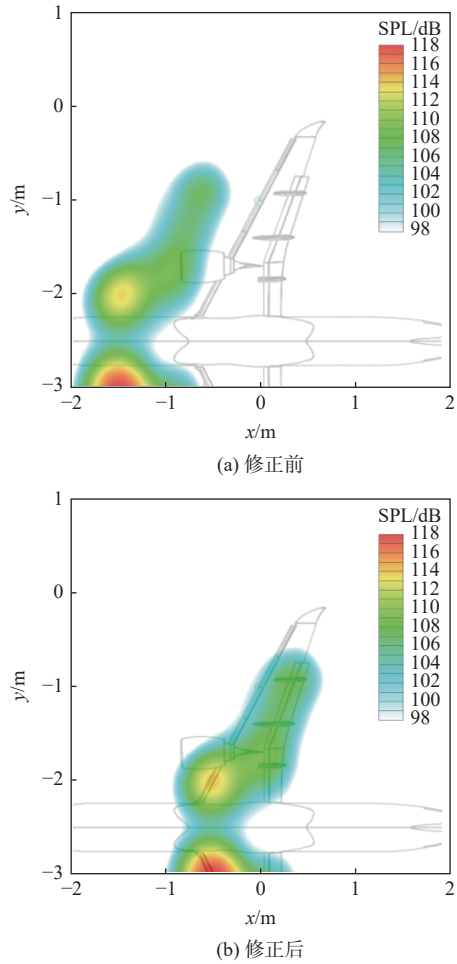
该方法被分别应用于声源定位结果的修正及远场噪声指向性的修正。图 12 给出了射流剪切层影响修正前后的增升装置噪声源定位结果对比。图中：SPL 表示声压级。可以看出，未进行射流剪切层影响修正时，声源定位结果整体向上游偏移明显，修正后的声源定位结果能够与模型部件位置相重合，证明了射流剪切层影响修正方法的可靠。

4.3 远场噪声数据修正

气动噪声风洞试验时，射流剪切层、麦克风频响、大气衰减等多种因素均会对试验结果产生影响。针对远场噪声数据，分别进行下述修正，以去除测试设备、试验环境等带来的影响。

1）麦克风频响修正。基于 B&K 公司提供的麦克风频响曲线进行修正。

2）防风球影响修正。基于同一声源、有无防风球下的麦克风测量结果进行修正。



(a) 修正前

(b) 修正后

图 12 射流剪切层影响修正前后声源分布对比

Fig. 12 Comparison of sound source distribution before and after correction for influence of jet shear layer

3）射流剪切层影响修正。采用基于 Amiet 的射流剪切层影响修正方法进行修正，得到修正后的传播距离及指向角。

4）大气衰减修正。采用 GB/T 17247.1—2000[23]中给定的方法进行修正，修正时传播路径为考虑射流剪切层影响的实际传播路径。

5）传播距离修正。按照点声源自由场衰减规律，将不同测量点的声压级修正到 7.5 m 距离，修正时，传播距离为考虑射流剪切层影响的实际传播距离。

4.4 有效迎角修正

在开口试验段试验时，由于模型的下洗作用，会导致其真实的气流迎角小于机构迎角，因此，需要对模型的有效迎角进行修正。本文通过测量开口试验段下试验模型的升力系数，并以闭口试验段中试验模型的迎角和升力系数为基准，反推出升力系数相等下开口试验段中对应的机构迎角，建立机构迎角和有效迎角的关系。表 1 给出了着陆构型有效迎角和机构迎角之间的对应关系，可以看出，受气流下洗的影响，要达到相同的升力系数，需要

表 1　着陆构型有效迎角和机构迎角之间的对应关系

Table 1　Correspondence between effective attack angle and mechanism attack angle of landing configuration

有效迎角/(°)	机构迎角/(°)
0	0
3	3.3
6	6.6
9	10.0

采用更大的机构迎角。

4.5　高通滤波

考虑低频段下所测得的噪声，以风洞背景噪声为主，在进行远场噪声数据分析时，采用 500 Hz 高通滤波对试验数据进行滤波处理，滤波器的频谱曲线如图 13 所示，该滤波器在 1 000 Hz 处的幅值衰减量为−1.07 dB。

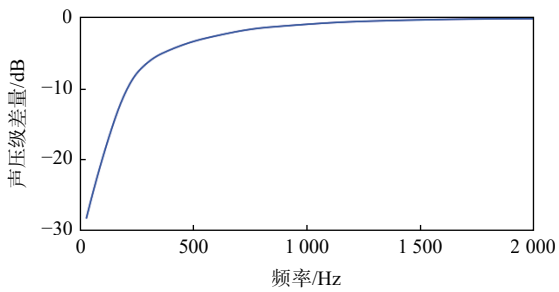


图 13　500 Hz 高通滤波器频谱曲线

Fig. 13　Frequency spectral curve of 500 Hz high pass filter

5　试验数据分析

本文测试了某民机全机缩比模型巡航构型、起飞构型及着陆构型在有效迎角为 0°、3°、6°、9°下的噪声。其中，着陆构型与起飞构型缝翼偏度相同，但襟翼偏度增大了 15°。试验共有 50 m/s、60 m/s、70 m/s 这 3 个不同风速。下文针对风速、迎角、构型等参数对远场噪声和声源分布特性的影响进行分析。

5.1　试验数据重复性精度与信噪比分析

采用 60 m/s 风速、起飞构型下 7 次试验的频谱曲线及总声压级结果来对测试重复性精度和信噪比进行分析，图 14 给出了地面线阵过顶测点(CH11)7 次测试结果的频谱曲线对比结果。可以看出，7 次测试结果的频谱曲线很好地重叠在一起，具有很好的重复性。通过对 7 次测试的总声压级(频率范围为 500～40 906 Hz)进行均方根误差分析，得到本次试验过顶噪声的重复性精度优于 0.32 dB。此外，试验数据在 1 000 Hz 以上频段、起飞构型的信噪比超过 10 dB。着陆构型增升装置偏度增大，机体噪声增大，因此，信噪比相对起飞构型也更大。重复性精度与信噪比数据说明本次试验数据具有很高的质量。

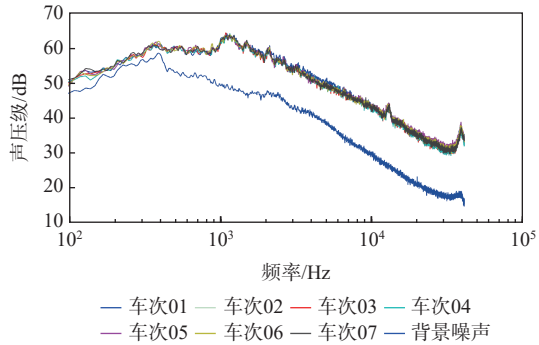


图 14　起飞构型过顶噪声频谱重复性(风速 60 m/s, 迎角 6°)

Fig. 14　Spectral repeatability of overhead noise in takeoff configuration (wind speed is 60 m/s, angle of attack is 6°)

5.2　增升装置噪声随马赫数变化规律

选取着陆构型无起落架状态在 50 m/s、60 m/s、70 m/s 这 3 个试验风速下、3°迎角的噪声数据，来分析噪声随马赫数的变化规律。该状态下增升装置是主要机体噪声源。

图 15 给出了不同风速下噪声频谱数据。可以看出，在这 3 个试验风速下，增升装置噪声整体表现为宽频噪声，频谱上未出现明显的纯音峰值，噪声幅值随着风速的增大而增大。其中，风速 70 m/s 时，在 400 Hz 附近出现了一个峰值，该峰值在后续 70 m/s 风速、不同构型下的远场噪声中均存在，经分析，该频率对应风洞风扇的叶频噪声，主要由风洞动力段风扇引起，属于风洞的背景噪声成分。

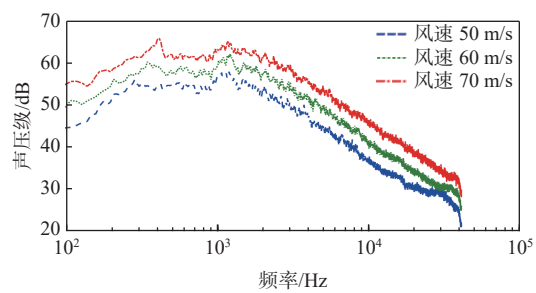


图 15　着陆构型无起落架状态不同风速下噪声频谱曲线(迎角 3°)

Fig. 15　Noise spectrum curves of landing configuration without landing gear at different wind speeds (angle of attack is 3°)

进一步对试验数据进行无量纲处理，先将频率转化为斯特劳哈尔数：

$$St = fD/U \tag{3}$$

式中：f 为频率；D 为特征长度，取为机翼的气动弦长；U 为试验风速。

然后，对声压级进行无量纲化处理，方法如下：

$$L_{p,s} = L_{p,e} - 10m\lg(Ma) \tag{4}$$

式中：$L_{p,e}$ 为风洞试验所测得的声压级；$L_{p,s}$ 为无量纲处理后的声压级；Ma 为试验的来流马赫数；m 为

声压级与 *Ma* 数之间的幂次律系数，调整 *m* 的数值，可以改变各频段下频谱曲线的重合程度，进而确定相应频段的幂次律关系。

图 16 给出了不同幂次律系数下噪声无量纲频谱曲线的对比情况。可以看出，当 *m*=6.5 时，无量纲频谱曲线在 *St*=1～4 范围内重合较好；当 *m*=5 时，无量纲频谱曲线在 *St*=4～20 范围内重合较好；当 *m*=4 时，无量纲频谱曲线在 *St*=20～200 范围内重合较好。因此，增升装置噪声在不同频段遵循不同的无量纲幂次律，在研究机体噪声特性时有必要分频段构建相应的幂次律关系。

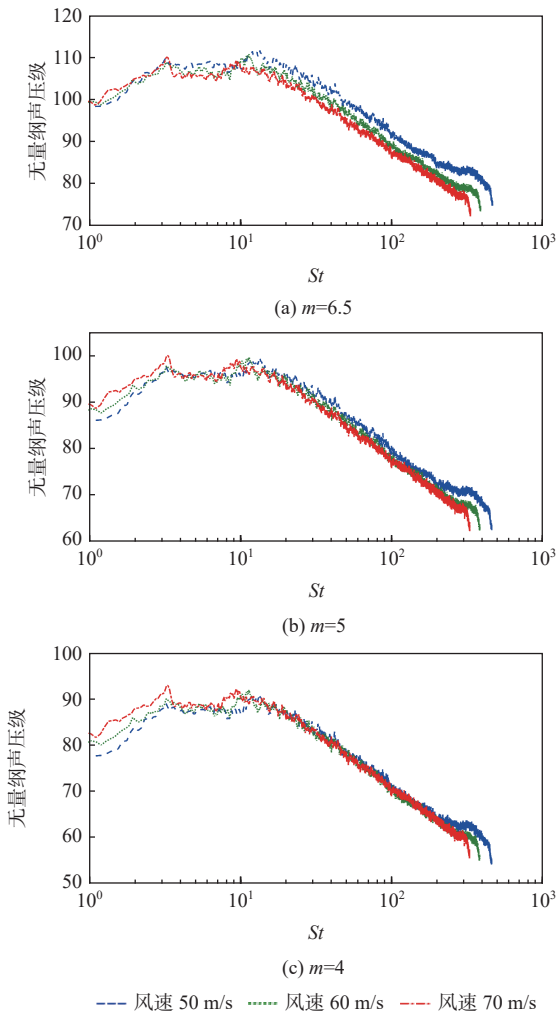


图 16 着陆构型无起落架状态噪声马赫数幂次律分析(迎角 3°)

Fig. 16 Mach power law analysis of noise in landing configuration without landing gear (angle of attack is 3°)

5.3 机体噪声随迎角变化规律

对比试验风速 *U*=70 m/s 下不同有效迎角的机体噪声频谱，如图 17 所示。可以看出，着陆构型下，迎角对机体噪声幅值的影响并不明显，随着迎角的增大，中高频段的噪声幅值略有增大。表 2 给出了不同构型和迎角下 500～40 000 Hz 范围内总声压级相对于 0°迎角的增量数据。可以看出，着陆构型总噪声随迎角的变化量在 0.3 dB 左右。对于起飞构型起落架收起状态，噪声随迎角的变化量更大，总噪声的幅值变化超过 1 dB，这种增量主要由高频段贡献，由频谱可以看出高频段幅值增量超过了 2 dB。分析认为，起飞构型下襟翼偏度更小，迎角变化对襟翼区域流动影响更大，噪声增幅也较大；而着陆构型下襟翼偏度增大，流动处于深度分离状态，迎角变化对襟翼区域流动影响减小，对噪声的影响也变小。

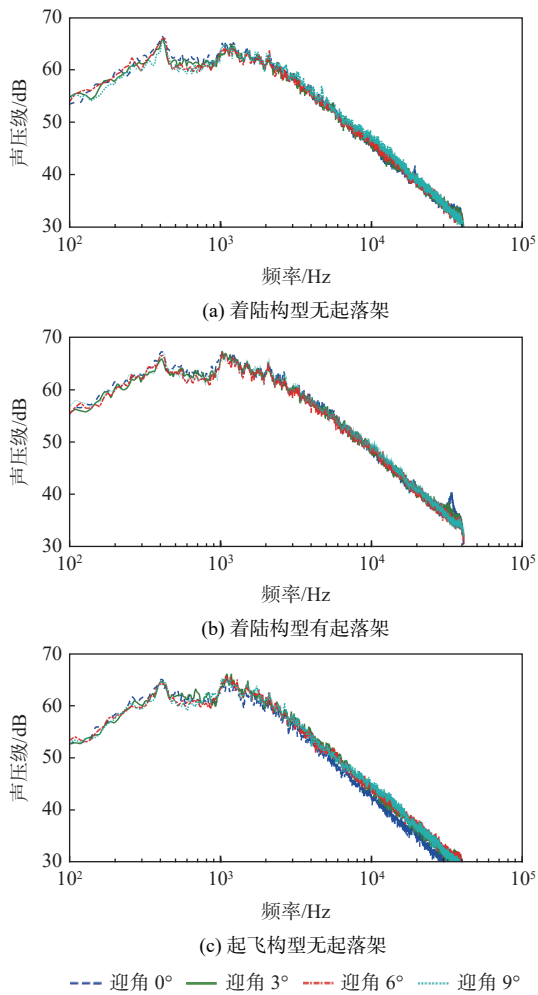


图 17 机体噪声随迎角变化规律分析(风速 70 m/s)

Fig. 17 Variation of aircraft noise with angle of attack (wind speed is 70 m/s)

表 2 不同构型和迎角下总声压级增量

Table 2 Increment of overall sound pressure level under different configurations and angles of attack

迎角/(°)	相对于0°迎角下的总声压级增量/dB		
	着陆构型 起落架放下	着陆构型 起落架收起	起飞构型 起落架收起
3	−0.28	0.08	1.14
6	−0.31	−0.16	0.87
9	0.19	0.22	1.06

5.4　起落架噪声影响

起落架噪声也是主要的机体噪声源之一。为获取起落架本身的噪声数据，将增升装置收起为巡航构型，并在模型上安装起落架模型进行风洞试验，测得噪声主要为起落架噪声。图 18 给出了巡航构型下有无起落架时噪声频谱的对比结果，以评估起落架噪声特性。可以看出，有起落架时，机体噪声幅值显著增大，起落架引起的噪声增量达 10～15 dB。

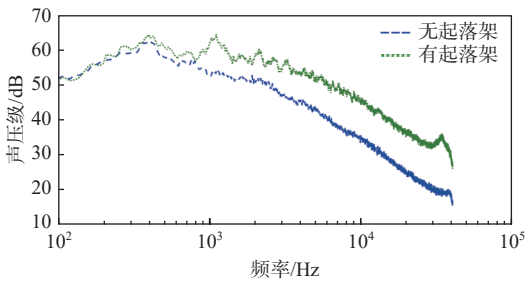


图 18　巡航构型有无起落架噪声频谱对比
（风速 70 m/s，迎角 3°）

Fig. 18　Comparison of noise spectrum of cruise configuration with and without landing gear (wind speed is 70 m/s, angle of attack is 3°)

图 19 给出了着陆构型下有无起落架时噪声频谱的对比结果，并加入了巡航构型有起落架时的噪声频谱。可以看出，起落架噪声与增升装置噪声量级相当，在 4 000 Hz 以下要比增升装置噪声稍低。着陆构型下，有起落架相对于无起落架，其噪声幅值增加 3 dB 左右。

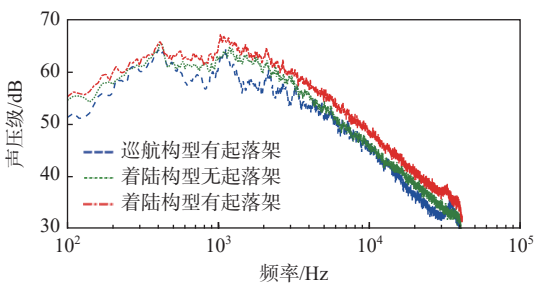


图 19　着陆构型有无起落架噪声频谱对比
（风速 70 m/s，迎角 3°）

Fig. 19　Comparison of noise spectrum of landing configuration with and without landing gear (wind speed is 70 m/s, angle of attack is 3°)

5.5　襟翼偏度影响

进一步对比起飞构型与着陆构型下增升装置噪声并分析襟翼偏度对噪声的影响，如图 20 所示。相对于起飞构型，模型缝翼偏度没有变化，但襟翼偏度增大了 15°。襟翼偏度的增大导致机体噪声明显增大，并主要集中于高频段（4～40 kHz）。

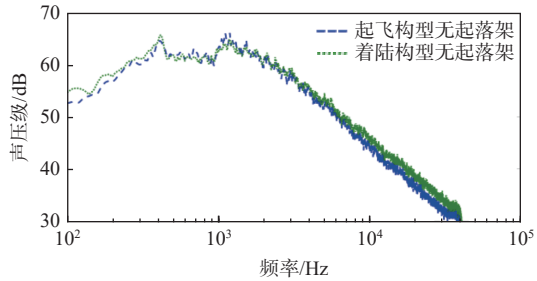


图 20　起飞与着陆构型增升装置噪声频谱对比
（风速 70 m/s，迎角 3°）

Fig. 20　Comparison of noise spectrum of high lift device between takeoff and landing configuration (wind speed is 70 m/s, angle of attack is 3°)

结合下文的噪声源定位结果可以看出，这部分噪声增量主要由襟翼边缘噪声增大引起。

5.6　机体噪声指向性分析

绘制巡航构型有起落架在迎角 3°、风速 70 m/s 下地面线阵指向性和 1/4 圆弧阵指向性，如图 21、图 22 所示。图中，各测量点的测试距离均换算到 7.5 m。可以看出，过顶噪声的总声压级最大值在 105°，而最小值在 65°，幅值差为 2.5 dB。边线噪声的指向性要比过顶噪声更为明显，在 10°～15°方向总声压级最强，在 90°方向总声压级最小，幅值差为 3.4 dB。

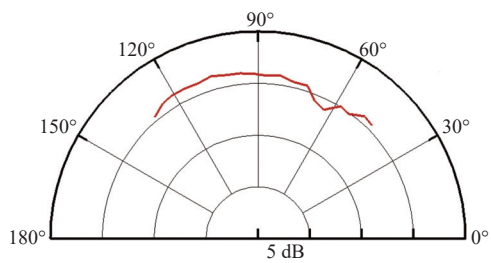


图 21　地面线阵指向性曲线

Fig. 21　Directionality curve of ground linear array

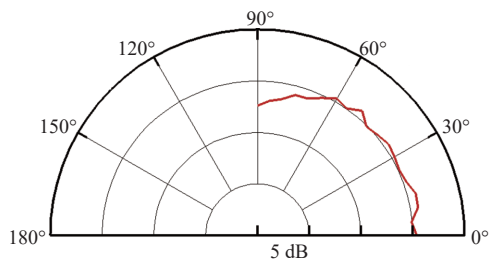


图 22　1/4 圆弧阵指向性曲线

Fig. 22　Directionality curve of 1/4 arc array

5.7　噪声源定位结果

采用经典波束形成算法对地面麦克风相位阵列的数据进行分析处理，得到了起飞构型（无起落架）和着陆构型（有起落架）在不同频段下的噪声源分布，如图 23 和图 24 所示。图中，声压级均为各

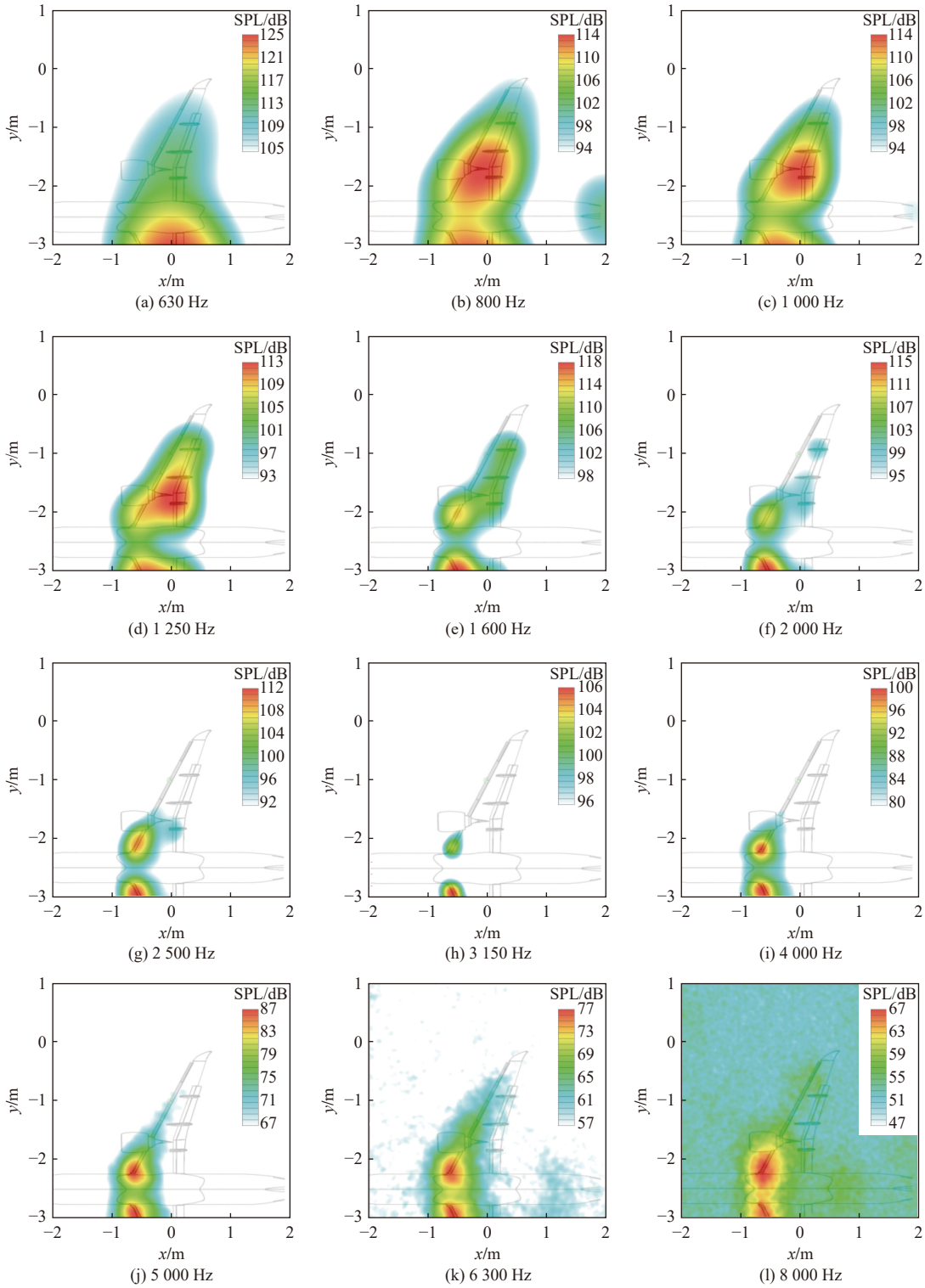


图 23 起飞构型噪声源定位结果(无起落架, 风速 70 m/s, 迎角 3°)

Fig. 23 Noise source localization results of takeoff configuration (without landing gear, wind speed is 70 m/s, angle of attack is 3°)

个中心频率对应频段的总声压, 渲染范围均设置为20 dB。在 8 000 Hz 及以上频段, 由于阵列动态范围的减小, 导致在相同渲染范围内旁瓣增多, 声源分布图像受到影响。

在起飞构型(无起落架)下, 630～1 250 Hz 的噪声源主要分布在短舱及内侧襟翼区域, 其中, 短舱区域的噪声主要由增升装置和短舱的干扰引起。在 1 600 Hz 及以上频段, 噪声源主要集中在内侧缝翼区域。同时, 随着频率增加, 外侧缝翼噪声源也逐渐显现出来。

在着陆构型(有起落架)下, 630～1 250 Hz 的噪声源分布区域进一步扩展到主起落架和前起落架区域。由于襟翼偏度的增大, 一方面内侧襟翼的噪声贡献增大, 在 2 000～4 000 Hz 频段成为与缝翼噪

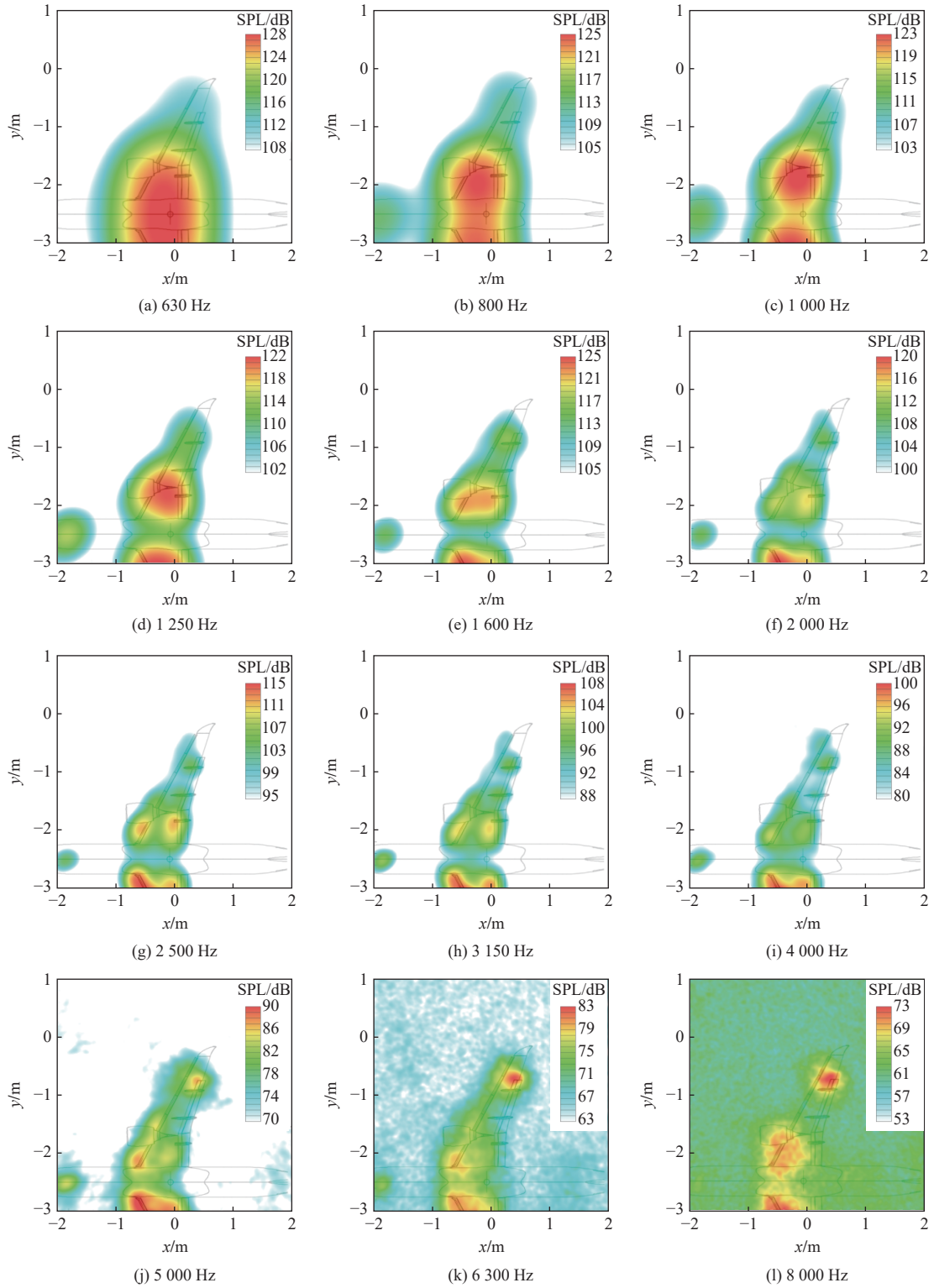


图 24　着陆构型噪声源定位结果(有起落架，风速 70 m/s，迎角 3°)

Fig. 24　Noise source localization results of landing configuration (without landing gear, wind speed is 70 m/s, angle of attack is 3°)

声幅值相近的声源；另一方面，大襟翼偏度下，由襟翼上下表面压差引起的上卷涡强度增大，与襟翼侧缘的相互作用增强，由此产生的襟翼侧缘噪声也显著增强，成为主要噪声源之一。由于襟翼边缘噪声对应的特征长度为襟翼边缘厚度，这部分噪声主要集中在高频段，在图 20 中的频谱曲线及图 24 中声源定位结果中均得以体现。

6　结　论

本文介绍了在 FL-10 大型低速风洞中开展民机大尺寸全机缩比模型气动噪声试验研究情况，以及试验所采用的风洞、支撑设备、模型、测试设备和数据处理与修正方法。通过试验研究了风速、迎角、起落架、襟翼偏度等对民机机体远场噪声的影

响，并分析了机体噪声源分布特性。结果表明：

1）机体噪声在不同频段满足不同的马赫数幂次律关系，在 St=1～4 范围内，幂次律系数约为 6.5，在 St=4～20 范围内，幂次律系数约为 5；在 St=20～200 范围内，幂次律系数约为 4。

2）迎角对起飞构型噪声的影响更明显，总声压级变化超过 1 dB，对着陆构型噪声的影响相对较小，噪声变化约为 0.3 dB。

3）机体噪声在过顶和边线方向均表现出指向性，且边线方向的指向性更强；起落架噪声与着陆构型下增升装置噪声量级接近，对飞机机体噪声的贡献相当。

4）增升装置与短舱的干扰在低频段引起了明显的噪声源分布；起飞构型下，缝翼是机体噪声的主要噪声源，尤其是靠近机身的内侧缝翼；着陆构型下，缝翼、起落架、襟翼是机体噪声的主要噪声源，在高频段外侧襟翼边缘噪声增加明显。

参考文献（References）

[1] Dobrzynski W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve?[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 353-367.

[2] 李强, 陈迎春, 李亚林, 等. 民用飞机增升装置气动噪声学风洞试验初步研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(3): 6-11.
Li Q, Chen Y C, Li Y L, et al. Preliminarily investigation on high lift system aerodynamic noise in wind tunnel tests of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013(3): 6-11(in Chinese).

[3] 刘沛清, 李玲. 大型飞机增升装置气动噪声研究进展[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(1): 1-10.
Liu P Q, Li L. Development of investigation on high-lift device noise for large aircrafts[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2019(1): 1-10(in Chinese).

[4] Rackl R G, Miller G, Guo Y P, et al. Airframe noise studies-review and future direction: NASA/CR-2005-213767[R]. Washington, D. C. : NASA Langley Research Center, 2005.

[5] Dobrzynski W, Ewert R, Pott-Pollenske M, et al. Research at DLR towards airframe noise prediction and reduction[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(1): 80-90.

[6] Brooks T F, Humphreys W M. Flap-edge aeroacoustic measurements and predictions[J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 261(1): 31-74.

[7] 周国成, 谭啸, 陈宝. 襟翼边缘噪声的端板抑制技术试验研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(3): 379-385.
Zhou G C, Tan X, Chen B. Experiment research of the noise reduction technology based on flap edge side fence[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 379-385(in Chinese).

[8] Humphreys W, Brooks T. Noise spectra and directivity for a scale-model landing gear[C]//Proceedings of the 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston: AIAA, 2007: 3458.

[9] Schmitz F H, Allmen J R, Soderman P T. Modification of the Ames 40- by 80-foot wind tunnel for component acoustic testing for the second generation supersonic transport: NASA-TM-108850[R]. Washington, D. C. : NASA Ames Research Center, 1994.

[10] Dobrzynski W, Chow L C, Smith M, et al. Experimental assessment of low noise landing gear component design[C]//Proceedings of the 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston: AIAA, 2009: 3276.

[11] Bergmann A. The aeroacoustic wind tunnel DNW-NWB[C]//Proceedings of the 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston: AIAA, 2012: 2173.

[12] 赵鲲, 梁俊彪, Kopiev Victor, 等. 基于大型声学风洞的飞行器起落架噪声试验研究[J]. 振动与冲击, 2022, 41(22): 160-172.
Zhao K, Liang J B, Victor K, et al. Experimental study on the aircraft landing gear noise in a large-scale aeroacoustic wind tunnel[J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(22): 160-172(in Chinese).

[13] Dobrzynski W, Gehlhar B, Buchholz H. Model and full scale high-lift wing wind tunnel experiments dedicated to airframe noise reduction[J]. Aerospace Science and Technology, 2001, 5(1): 27-33.

[14] Oerlemans S, Sijtsma P. Acoustic array measurements of a 1: 10.6 scaled airbus A340 model[C]//Proceedings of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston: AIAA, 2004: 2924.

[15] Horne W C, Burnside N J, Soderman P T, et al. Aeroacoustic study of a 26%-scale semi-span model of a Boeing 777 wing in the NASA Ames 40 by 80 feet wind tunnel: NASA/TP-2004-212802[R]. Washington, D. C. : NASA, 2004.

[16] Khorrami M R, Humphreys W M, Lockard D P, et al. Aeroacoustic evaluation of flap and landing gear noise reduction concepts[C]//Proceedings of the 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston: AIAA, 2014: 2478.

[17] 宋玉宝, 张俊龙, 唐道锋, 等. 大型飞机增升装置噪声特性风洞试验[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(6): 14-28.
Song Y B, Zhang J L, Tang D F, et al. Wind tunnel experimental study of noise characteristics of large aircraft high-lift devices[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(6): 14-28(in Chinese).

[18] 周国成, 陈宝, 李周复, 等. 大型航空声学风洞消声室建设与校测[J]. 应用声学, 2022, 41(6): 891-900.
Zhou G C, Chen B, Li Z F, et al. Anechoic chamber establishment and calibration of large scale aeroacoustic wind tunnel[J]. Journal of Applied Acoustics, 2022, 41(6): 891-900(in Chinese).

[19] Zhou G C, Bao A Y, Chen B, et al. An overview of aero-acoustic experimental technology in AVIC FL-10 wind tunnel[C]//Proceedings of the 33rd ICAS Congress. [S.l.]: ICAS, 2022.

[20] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
Fan J C. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002(in Chinese).

[21] Mueller T J. Aeroacoustic measurements[M]. Berlin: Springer, 2002.

[22] Amiet R. Correction of open jet wind tunnel measurements for shear layer refraction[C]//Proceedings of the 2nd Aeroacoustics Conference. Reston: AIAA, 1975: 532.

[23] 声学 户外声传播衰减 第 1 部分: 大气声吸收的计算[S]. GB/T 17247.1—2000.
Acoustics-attenuation of sound during propagation outdoors-Part 1: calculation of the absorption of sound by the atmosphere[S]. GB/T 17247.1—2000(in Chinese).

Experimental research on airframe noise of large-scale full-scaled civil aircraft model in wind tunnel

ZHOU Guocheng[1, 2, *]，SUN Yifeng[3]，BAO Anyu[1, 2]，DING Cunwei[1, 2]

(1. AVIC Aerodynamics Research Institute，Harbin 150001，China；
2. Aerodynamic Noise and Control Key Laboratory of Heilongjiang Province，Harbin 150001，China；
3. Shanghai Aircraft Design and Research Institute，COMAC，Shanghai 200135，China)

Abstract：Carrying out aero-acoustic experiments using a large scale model is an important means to accurately grasp the noise characteristics of civil aircraft airframes and validate the effectiveness of noise reduction strategies. The airframe noise experiment for a large-scale civil aircraft model is conducted in the 8 m × 6 m aero-acoustic wind tunnel using its associated measuring and support equipment. The ground linear array, 1/4 arc array, and horizontal microphone phase array are adopted to measure flyover noise, sideline noise and noise source distribution. The experimental equipment and methods adopted are introduced in this paper, and the influence of wind speed, angle of attack, and configuration on airframe noise is analyzed. According to the test results, civil aircraft airframe noise poses broadband characteristics; different Mach number scaling laws apply for different frequency ranges. The lift device and landing gear both contribute to the overall airframe noise. The airframe noise increases with angle of attack and flap deflection angle, and presents certain directionality in flyover and lateral directions. Source distribution of different configurations has significant differences, and the flap side edge noise becomes major noise source in the high frequency range at large flap deflection angles.

Keywords：civil aircraft; airframe noise; wind tunnel experiment; far field noise; source localization

Received：2024-09-05；**Accepted**：2024-11-14；**Published Online**：2024-12-04 08：50
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241203.0858.001

* **Corresponding author**. E-mail：zhougc@avic.com