

基于 FW-H 声学模型的飞机机体气动噪声仿真

王洪涛¹, 邵 斌¹✉, 王观虎¹, 厉 东¹, 袁俊山², 孙从功³

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 中部战区空军工程质量监督站, 北京, 100022;
3. 93735 部队, 天津, 100014)

摘要 目前,利用发动机地面试车噪声特性预测飞机起飞着陆噪声级往往忽略了飞机机体气动噪声的影响。针对这一点,对机场飞机噪声进行了分析,提出利用 Ffowcs-Williams&Hawkings 声学模型对飞机机体气动噪声进行预测,并以空客 A380 飞机为例,采用 Ansys Fluent 仿真平台对其机体噪声进行了仿真分析,获得了流场流线和声压强度图。结果表明,飞机机体噪声是一种宽频噪声,漩涡强度和声压脉动主要集中在机翼和机腹面,由翼根至翼尖逐渐增大,在翼尖区域达到最大值,飞机正下方合成声压级远高于其他方向。

关键词 声学;机体噪声;FW-H 模型;漩涡强度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.03.005

中图分类号 V37;X827 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)03-0024-06

Research on Simulation of Airframe Aerodynamic Noise Based on FW-H Acoustic Model

WANG Hongtao¹, SHAO Bin¹, WANG Guanhu², LI Dong¹, YUAN Junshan², SUN Conggong³

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Air Force Engineering Quality Supervision Station of Central war zone, Beijing 100022, China

3. Unit 93735, Tianjin 100014, China)

Abstract: Aimed at the problems that aerodynamic noise of specific airframe is often neglected in predicting the flight noise level of aircraft during taking off and landing by the data of ground check, this paper analyzes the airport noise and puts forward a method to predict aerodynamic noise of specific airframe by using Ffowcs-Williams & Hawkings acoustic model. Taking the A380 aircraft as an example, simulated and analyzed by Ansys Fluent, the streamline of flow field and sound pressure intensity are obtained. The results show that the airframe noise is a broadband noise, the vortex intensity and pressure fluctuation are mainly concentrated in the ventral wing and aircraft's underside, increasing gradually from root to tip and reaching the maximum value in the tip region, this phenomenon causes the synthetic sound pressure level which is below the plane is much higher than that on the any other directions.

Key words: acoustics; airframe noise; FW-H model; swirl intensity

收稿日期: 2017-11-08

作者简介: 王洪涛(1993—),男,湖北宜昌人,硕士生,主要从事机场规划研究. E-mail:18291432274@163.com

通信作者: 邵 斌(1972—),男,江苏高邮人,副教授,主要从事机场规划研究. E-mail:kgysaobin@126.com

引用格式: 王洪涛,邵斌,王观虎,等.基于FW-H声学模型的飞机机体气动噪声仿真[J].空军工程大学学报(自然科学版),2018,19(3):24-29. WANG Hongtao, SHAO Bin, WANG Guanhu, et al. Research on Simulation of Airframe Aerodynamic Noise Based on FW-H Acoustic Model[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(3): 24-29.

随着我国航空运输业的飞速发展,机场噪声污染问题越来越受到关注。因此,如何科学高效地对机场噪声进行预测和评价具有十分重要的意义。国外许多科研机构对此进行了长期的研究,如 FAA (Federal Aviation Administration) 研发的 INM 模型(Integrated Noise Model)、DOD (Department of Defense) 设计的 Noise Map 模型以及 NASA (National Aeronautics and Space Administration) 支持的 RNM 模型(Rotorcraft Noise Model)^[1-4],这些模型使用广泛且具有很高的精度。但是,由于这些模型都是基于自身数据库进行预测,而其他机型在进行噪声预测时需要输入大量数据,预测效率和精度都受到很大的影响。近年来,国内对机场噪声也进行了一系列的研究,刘洲、陈海燕等采用了机器学习的方法对机场噪声进行了预测^[5-9],机器学习的方法计算精度高,但是需要大量的实测数据。刘锦虎、闫国华等研究了基于试车噪声数据的机场噪声预测^[10-12],这种方法以飞机地面噪声数据为基础来推测飞机起飞着陆噪声,操作简单,但是忽略了飞机飞行时的气动噪声,目前还很不完善。针对这一点,本文利用 Ffowcs-Williams & Hawkins 声学模型(FW-H),基于 Ansys Fluent 平台对飞机不同状态下气动噪声进行仿真研究,分析飞机机体噪声产生与传播特点,为进一步完善机场噪声预测奠定基础。

1 机场噪声计算

1.1 机场噪声分析

机场噪声主要包含4类:起飞噪声、着陆噪声、滑行噪声以及试车噪声,它具有频率高、影响范围广、不确定性等特点,其中不确定性是指飞机噪声的产生时间和持续时间等。由于飞机外形参数、飞行姿态、飞行条件等因素的不断变化,机场噪声具有很大的差异性。

一般来说,飞机噪声的产生主要包含发动机振动噪声和机体气动噪声。目前,常见的发动机分为涡喷和涡扇发动机,其主要噪声源有:风扇、压气机向前和向后辐射的噪声,喷气混合噪声和激波噪声,燃烧室噪声,以及涡轮噪声^[13]。发动机噪声的大小与发动机推力大小直接相关,图1为空客 A380 飞机噪声随发动机推力大小变化曲线,图中测点设置在 1 000 ft、2 000 ft 和 4 000 ft 位置,从图中不难发现发动机推力越大产生的噪声也越大。飞机机体噪声一般指的是飞机飞行过程中,飞机表面包括机翼、机身、起落架等受空气高速摩擦产生的噪声。许多

飞机噪声预测程序都采用了以气动声学为指导的半经验方法^[14-15]:

$$\langle \bar{P}^2 \rangle = \frac{\Pi}{R^2} \frac{D(\theta, \varphi) S(\eta)}{R^2 (1 - M_a \cos \theta)^4} \quad (1)$$

式中: $\langle \bar{P}^2 \rangle$ 为均方声压; Π 为声源声功率; $D(\theta, \varphi)$ 为指向性函数; θ, φ 分别为极方向角和方位方向角; $S(\eta)$ 为频谱函数; η 为噪声频率; R 为预测点距离; M_a 为飞行马赫数。

此外,许多文献也采用了式(2)的修正公式^[12],但式(2)只把风速作为唯一变量,计算结果明显不具有针对性。

$$\nabla S = 50 \lg(V_{\text{ref}}/V_{\text{test}}) \quad (2)$$

式中: ∇S 为飞机机体声压修正值; V_{ref} 是经批准的标准飞行状况下的基准风速; V_{test} 是测量风速。

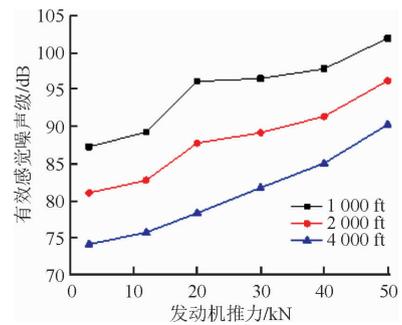


图1 A380飞机噪声随发动机推力变化曲线

Fig. 1 A380 aircraft noise varying with engine thrust

1.2 气动噪声计算原理

在飞机起飞爬升和进场着陆阶段,飞机机体噪声由机翼噪声、尾翼噪声、增升装置噪声及起落架噪声等组成^[16],从表1可以看出,不同噪声源对机体噪声的总体噪声水平影响程度相当,因此,机体噪声预测可以对其中一部分进行仿真计算,进而推测整体噪声水平。

表1 不同噪声源降低程度对总声压级影响

Tab. 1 The influence of different noise sources on the total sound pressure level

噪声源	SPL ₁	SPL ₂	SPL ₃	SPL ₄
后缘	80	70	0	76
增升装置	80	80	80	76
起落架	80	80	80	76
总声压级	84.78	84.62	83.0	80.79

目前,气动噪声模拟主要有3种方法,直接计算气动声学模型(Computational Aeroacoustics,简称CAA模型)、FW-H模型及宽频噪声模型(Broadband Noise Source Model)。其中,Fluent计算气动噪声就是采用的FW-H声学模型。Fluent采用时域积分的方法,通过面积分计算指定位置的噪声^[16-18]。同时也

可以选择多个源面和任意接受位置。

FW-H 方程如下:

$$\left(\frac{\partial^2}{c^2 \partial t^2} - \frac{\partial^2}{\partial x_i^2}\right) p'(x_i, t) =$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \{[\rho_0 v_n + \rho(\mu_n - v_n)] \delta(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[-P'_{ij} n_j + \rho u_i (\mu_n - v_n)] \delta(f)\} + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (3)$$

式中: $\left(\frac{\partial^2}{c^2 \partial t^2} - \frac{\partial^2}{\partial x_i^2}\right)$ 为波动算子; $p'(x_i, t)$ 为观测点在 t 时刻的声压强级; ρ 、 μ_i 、 P_{ij} 分别为密度、速度和应力张量; f 为运动物体边界的控制面函数; T_{ij} 为 Lighthill 张量; δ_{ij} 为克罗内克符号; $H(f)$ 为 Heaviside 函数; $\delta(f)$ 代表 Dirac 函数, 并满足:

$$H(f) = \begin{cases} 1 & f(x_i, t) > 0 \\ 0 & f(x_i, t) < 0 \end{cases} \quad (4)$$

$$\delta(f) = \partial h(f) / \partial f \quad (5)$$

在式(3)中, 右边分别表示单极子声源, 偶极子声源, 四极子声源^[16]。Fluent 计算接受处噪声基于两步法, 见图 2。首先采用 CFD 方法(Computational Fluid Dynamics)在噪声源周围精确的计算瞬态流场, 其次是从声源处到接收处噪声传播通过求解波动方程获得^[19]。



图 2 Fluent 噪声计算模型

Fig. 2 Noise computing model of Fluent

2 建模与仿真

2.1 基本参数

为研究飞机机体气动噪声产生与传播特点, 本文以空客 A380 飞机为研究对象, 飞机主要参数为: 机长 79.75 m、翼展 72.75 m、机翼面积 845 m²、停放高度 24.09 m、主起落架间距 31.88 m、实用升限 13.10 km、空重 276.80 t、巡航速度 0.85Ma、最大巡航速度 0.89Ma、最大起飞重量 560 t、起飞滑跑距离 2 750 m。

在起飞着陆过程中, 飞机机体噪声的传播过程是一个十分复杂的非定长过程, 不同阶段, 飞机的飞行姿态包括攻角、偏航角等往往不同, 因而机体产生的气动噪声存在很大的差异^[20]。为便于计算, 把飞机飞行航迹分解为若干区间, 同一区间内假设飞机的飞行姿态、飞行状态保持不变。图 3 为飞机起飞过程不同阶段飞行状态图, 本文主要针对飞机在第 3 阶段进行了仿真分析。

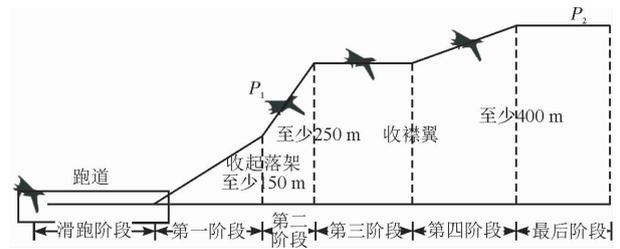


图 3 飞机不同阶段飞行状态图

Fig. 3 The flying attitude of different phases

2.2 模型建立与网格划分

2.2.1 飞机三维模型建立

建立飞机三维模型是一个十分复杂的工程, 高精度的 3D 模型虽然理论上能够提高飞机机体噪声的仿真精度, 但是会大大增加仿真计算的时间, 同时对计算机性能要求很高。因此, 适当简化飞机的结构, 不仅能最大程度体现飞机的气动特征, 同时也能提高解算的效率。

本文利用 SolidWorks 软件对 A380 飞机进行分析建模, 图 4 为 A380 飞机三维仿真模型。

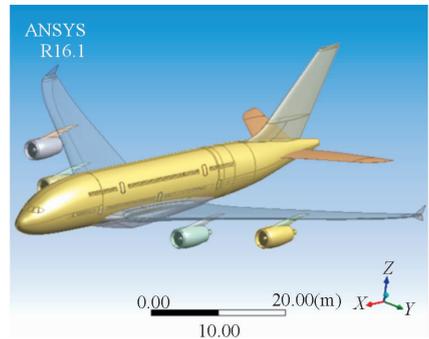


图 4 A380 飞机三维仿真模型

Fig. 4 The 3-D model of the A380

2.2.2 网格划分

将建立好的飞机三维仿真模型导入 Ansys 软件进行网格划分, 见图 5。本文采用了非结构化的网格来进行处理, 虽然这种网格相对结构化网格不易收敛, 但针对本文相对复杂的机体模型, 采用非结构化网格可以大大提高计算效率。

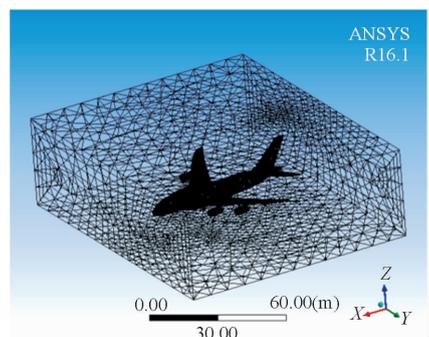


图 5 飞机网格划分

Fig. 5 The mesh of the aircraft

飞机周围湍流强度大,要求精度高,因此对这一区域的网格进行了加密处理。对于周围网格,为了提高仿真效率,对周围包围流场划分精度较低。

2.3 流场模拟

2.3.1 湍流模型选择

对该型飞机起飞过程飞参数数据进行处理,该型飞机在起飞阶段飞行速度在 $0.85Ma$ 范围内,因此可以把空气作为不可压流来处理。

计算高度取第 3 阶段某一飞行状态,飞行高度 300 m,此高度下在 15°C 时空气密度为 1.1892 kg/m^3 ,粘性系数为 $1.822 \times 10^{-5}\text{ Pa}\cdot\text{s}$ 。根据公式(6)本次计算雷诺数取 $Re=1.187 \times 10^9$ 。

$$Re = \rho v L / \mu \quad (6)$$

式中: L 为参考弦长; ρ 为流体密度; μ 为粘性系数; v 为平均流速。本文湍流模型选择 S-A 模型(Spalart-Allmaras 模型)。

2.3.2 边界条件

飞机起飞中一直处于加速过程,飞机与空气处于相对运动状态。为便于计算,假设来流风速即为飞机运动速度,飞机设定为静止。本计算模型的数值计算区域的边界有壁面边界、外边界及对称边界。假设入口边界具有相同大小的风速,且来流方向始终与机身方向平行,不考虑垂直机身风速的影响,设置入口边界为速度入口,来流速度为 250 m/s 。设置出口边界为压力出口,出口压力等于大气压强,壁面边界条件取无滑移的绝热固壁边界条件。

2.3.3 求解方法

求解方法选择 Segregated Solver 求解器进行求解,压力速度耦合选择压力隐式算法 PISO 与 PRESTO,计算时间步长为 5×10^6 ,迭代步数为 12 000 步,计算的流动时间段为 $0 \sim 0.06\text{ s}$ 。

2.4 声场模拟

2.4.1 声学模型设置

打开 FW-H 声学模型,设置飞机机体为噪声源,计算噪声源数据。在飞机重心位置正下方 100、150、200、250、300 m 分别设置一个噪声预测点,同时在机头、机尾和飞机正上方 250 m 处各设置一个噪声预测点,一共设置 8 个噪声预测点。迭代步数设置为 9 000 步。

2.4.2 远场噪声计算

按照声音传播的波动方程,将获得的噪声源数据导入到之前定义的噪声源与噪声预测点,计算预测点位置的噪声值。

2.4.3 噪声信号处理

利用快速傅里叶变换(FFT),将预测点噪声信号转换为频域信号,计算其噪声功率谱密度和声压级,得到预测点的功率谱密度图和声压级频谱图。

3 结果分析

3.1 流场结果分析

气流经过飞机表面的速度流线见图 6~8,其中图 7 为飞机机背面气流流线图,图 8 为飞机机腹面气流流线图。

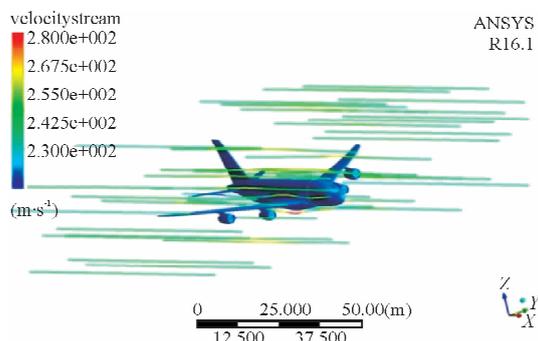


图 6 飞机表面流线图

Fig. 6 The flow line on the aircraft surface

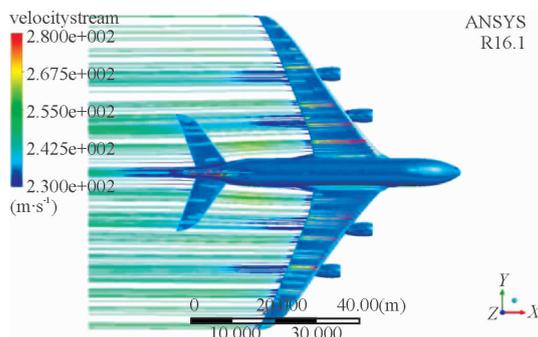


图 7 飞机机背流线图

Fig. 7 The flow line on the back aircraft

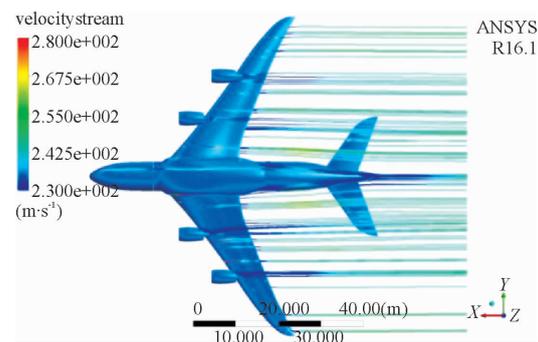


图 8 飞机机腹面流线图

Fig. 8 The flow line on the aircraft belly

从图 7~8 的对比可以看出,飞机机体背面气流流速明显大于机腹面,机背面的气流变化幅度更大,在主翼、竖翼、尾翼后易形成大的湍流。在机翼上下表面,由于上表面的弧度大于下表面,气流在流经上表面时速度变化大于下表面。同时,结合图 6 可以发现,机翼与机身的过渡部位气流速度变化明显,气流流线更加复杂。

3.2 声场结果分析

图 9~11 为飞机表面声压脉动时均值云图,从图中可以看出,在机头、机翼前缘、后缘部位压力梯度出现较大变化。飞机高速飞行时,机头正对来流方向,气流在机头最前端的区域开始受到阻碍,形成正压区,同时在鼻尖处形成一个驻点,该位置压力最大(忽略发动机部位)。从图 10~11 中可以看出飞机机腹面声压脉动差值在机翼前缘与后缘最剧烈,且由翼根向翼尖逐渐增大,在翼尖处达到最大值,在机腹与机翼交界位置声压脉动值明显增强,对比图 7~8 飞机机腹面气流流线图可以发现,两者分布规律十分相似,表明飞机气动噪声大小与气流变化强度有直接关系。

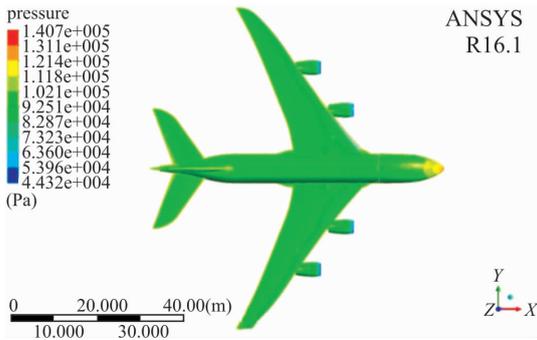


图 9 飞机机背面声压脉动时均值云图

Fig. 9 The mean cloud diagram of the sound pressure pulsation on the back

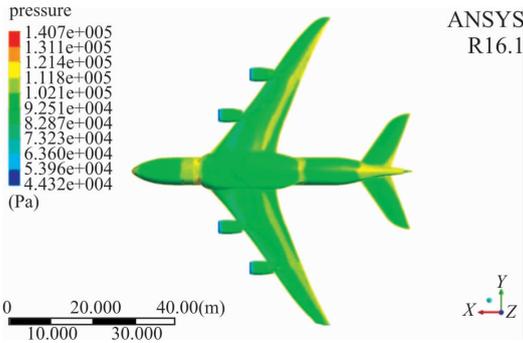


图 10 飞机机腹面声压脉动时均值云图

Fig. 10 The mean cloud diagram of the sound pressure pulsation on the belly

表 2 为飞机噪声预测点合成声压级。对比各预测点合成声压级可以看出,飞机正下方区域噪声最大,其次是机尾方向,飞机前方噪声级相对较小,此点与现实情况相符。在飞机正下方区域,随着距离的增加,声压级逐渐减小,对飞机正下方预测点距离与声压级拟合可以得到式(7)的关系,表明飞机正下方声压级 S 与 $\lg L$ 负相关。

$$S = -0.198(\lg L)^3 + 3.62(\lg L)^2 - 28.9\lg L + 177.0 \quad (7)$$

式中: S 为预测点处合成声压级(dB); L 为预测点至飞机重心的距离。

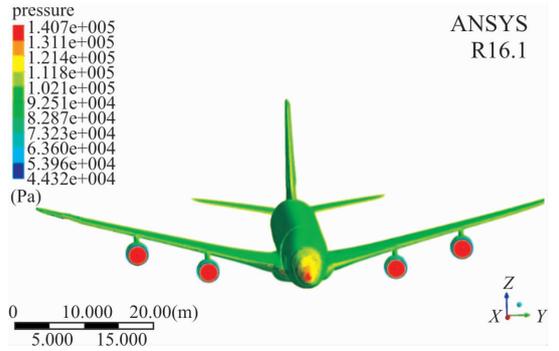


图 11 飞机正面声压脉动时均值云图

Fig. 11 The mean cloud diagram of the sound pressure pulsation on the frontage

表 2 飞机噪声预测点合成声压级

Tab. 2 The sound pressure level of the monitoring points

预测点位置/m	声压级/dB	
机头	250	88.3
正下方	100	132.1
	150	98.1
	200	96.0
正上方	250	94.4
	300	93.1
	250	90.6
机尾	250	91.1

图 12 为正下方 250 m 处预测点的功率谱密度频谱图,图 13 为正下方 250 m 处的声压级频谱图。由图 13 可以看出飞机机体噪声是一种宽频带噪声。图 12 表明噪声主要集中在中高频范围内,在频率低于 7 kHz 时噪声功率谱密度明显较低。

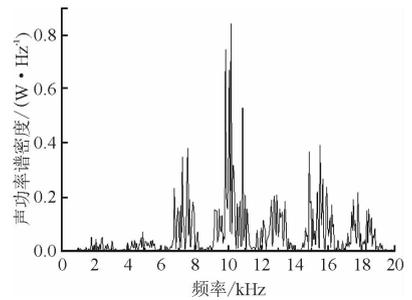


图 12 预测点 250 m 处功率谱密度频谱图

Fig. 12 The power spectral density of the 250 m point

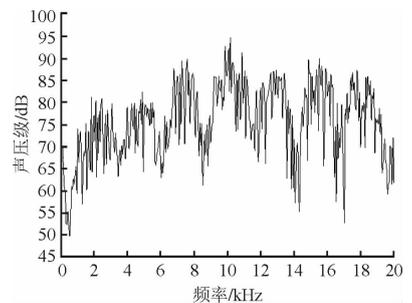


图 13 预测点 250 m 处声压级频谱图

Fig. 13 The sound pressure level of the 250 m point

4 结论

1)飞机机体噪声是机场噪声污染的一个重要因素,对飞机噪声进行预测时必须同时考虑发动机噪声和机体噪声。

2)飞机上下翼面附近的气流流速差值由翼根至翼尖逐渐增大,在翼尖区域达到最大值,噪声声压脉动也由翼根至翼尖逐渐增大,在翼尖区域达到最大值,二者相符,表明翼尖区域是飞机气动噪声的主要来源之一。

3)飞机机腹面声压脉动强于机背面。飞机机体噪声辐射具有很强的方向性。相较于飞机前方、上方和正后方,在相同距离条件下正下方处的合成声压级明显较高。

4)飞机机体噪声是一种宽带噪声,主要集中在中高频范围。

参考文献(References):

- [1] FAA. FAR150 Airport Noise Compatibility Planning [S]. [S. l.]:FAA,2006.
- [2] HOSDER S. Airframe Noise Modeling Appropriate for Multidiscipline Design and Optimization [Z]. AIAA 2004-6982.
- [3] LOCKHARD D P, LILLEY G M. The Airframe Noise Reduction Challenge[Z]. NASA/TM 2004-6982.
- [4] BENTES F M, HELENO T A, SLAMA J G. Analysis of Airport Noise Exposure Around Viracopos International Airport Using Geographic Information Systems[J]. Journal of Air Transport Management, 2013,31:15-17.
- [5] 刘洲,蔡良才,陈黎明,等.飞机噪声预测与仿真技术研究[J].噪声与振动控制,2013,33(1):77-82.
LIU Z, CAI L C, CHEN L M, et al. Study on Technique of Prediction and Simulation of Aircraft Noise[J]. Noise and Vibration Control,2013,33(1):77-82. (in Chinese)
- [6] 陈海燕,杨冰欣,徐涛,等.基于模糊支持向量回归的机场噪声预测[J].南京航空航天大学学报,2013,45(5):722-726.
CHEN H Y, YANG B, XU T, et al. Airport Noise Prediction Based on Fuzzy Support Vector Rerression [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics&Astronautics,2013,45(5): 722-726. (in Chinese)
- [7] 杜继涛,张育平,徐涛.一种BP神经网络机场噪声预测模型[J].计算机工程与应用,2013,49(9):236-239.
DU J T, ZHANG Y P, XU T. Airport Noise Prediction Model Based on BP Neural Network[J]. Computer Engineering and Applications, 2013, 49(9): 236-239. (in Chinese)
- [8] 温冬琴,王建东.基于奇异谱分析的机场噪声时间序列预测模型[J].计算机科学,2014,41(1):267-270.
WEN D Q, WANG J D. Prediction Model for Airport-Noise Time Series Based on SSA[J]. Computer Science,2014,41(1):267-270. (in Chinese)
- [9] 丁建立,周磊.基于航迹分割的航空器噪声预测模型

[J].航空学报,2014,35(4):1102-1110.

DING J L, ZHOU L. Aircraft Noise Prediction Model Based on Flight Track Segmentation [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 1102-1110. (in Chinese)

- [10] 刘锦虎,闫国华,谢福.利用航空发动机静态远场噪声数据预测飞行噪声级[J].噪声与振动控制,2012,32(2):91-94,118.
LIU J H, YAN G H, XIE F. Prediction of Flight Noise Level by Using Far Field Noise Data of the Engine in Static Testing[J]. Noise and Vibration Control, 2012,32(2):91-94. (in Chinese)
- [11] 闫国华,刘勇.喷气式发动机地面静态噪声测试数据的修正方法[J].噪声与振动控制,2014,34(6):71-74.
YAN G H, LIU Y. Correction Method of the Measurement Data of Jet Engine Noise in Static Testing [J]. Noise and Vibration Control,2014,34(6):71-74. (in Chinese)
- [12] 陈智强,闫国华,陈智华,等.基于静态发动机噪声测试数据的飞行噪声预测技术[J].航空维修与工程,2012(3):52-54.
CHEN Z Q, YAN G H, CHEN Z H, et al. Prediction of Flight Noise Levels Based on Static Engine Test [J]. Aviarion Maintenance&Engineering, 2012(3):52-54. (in Chinese)
- [13] 唐狄毅,李文兰,乔渭阳.飞机噪声基础[M].西安:西北工业大学出版社,1995:37-104.
TANG D Y, LI W L, QIAO W Y. Aircraft Noise [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press,1995:37-104. (in Chinese)
- [14] PHILIP J M. The Reduction of Advanced Military Aircraft Noise[R]. Philadelphia :Pennsylvania State University,2011.
- [15] DEKKERS J E C, STRAATEN J W V D. Monetary Valuation of Aircraft Noise: A Hedonic Analysis Around Amsterdam Airport[J]. Ecological Economics, 2009,68(11):2850-2858.
- [16] 刘志仁.二维多段翼型缝翼缝道参数对远场噪声的影响分析[D].上海:上海交通大学,2011.
LIU Z R. Far-Field Aero Acoustic Analysis for Slat Setting of a Two-Dimensional High-Lift Configuration[D] Shanghai: Shanghai Jiaotong University for the Degree of Master. (in Chinese)
- [17] CRIGHTON D G. Airframe Noise[J]. Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory & practice, 1991, 1 :391-447.
- [18] ZHANG X. Aircraft Noise and Its Nearfield Propagation Computations [J]. Acta Mechanica Sinica, 2012,28(4):960-977.
- [19] 刘雄,罗文博.风力机翼型气动噪声优化设计研究[J].机械工程学报,2011,47(14):134-139.
LIU X, LUO W B. Research on the Aerodynamic Noise Optimization of Wind Turbine Airfoil[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(14): 134-139. (in Chinese)
- [20] FEDJA N. Contemporary Measures for Noise Reduction in Airport Surroundings[J]. Applied Acoustics, 2012,73:1076-1085.