

文章编号:1000-6893(2008)03-0534-08

大型客机起飞着陆过程噪声辐射特性对比分析

乔渭阳¹, 许开富¹, 武兆伟¹, 黄文超², 秦浩明²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

(2. 中国一航飞机强度研究所 飞机噪声研究室, 陕西 西安 710065)

Noise Radiation of Large-scale Commercial Aircraft in Take-off and Landing

Qiao Weiyang¹, Xu Kaifu¹, Wu Zhaowei¹, Huang Wenchao², Qin Haoming²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. China Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

摘要: 基于准稳态假设和分布点声源模型, 并采用最新发展的噪声源半经验参数预测公式, 发展和完善了用于飞机飞行过程中噪声辐射预测的计算模型和方法。该计算方法能够预测飞机起飞、着陆过程中的适航噪声, 并能够对飞机不同噪声源的噪声辐射特性(声级、频谱特性和指向性等)进行计算分析。以某大型客机为对象, 对飞机进场着陆过程和起飞过程中飞机噪声源进行了计算分析, 计算结果表明, 飞机进场着陆和起飞过程中, 不同噪声源对远场噪声级的影响有明显的差异, 起飞过程中发动机风扇噪声源是最主要的噪声辐射源, 而在进场着陆过程中飞机机体噪声(包括起落架和襟翼等)是重要的飞机噪声源。文中也给出了不同噪声源频谱特性和指向特性等。

关键词: 噪声预测; 发动机噪声; 机体噪声; 飞机噪声; 噪声预测

中图分类号: V21 **文献标识码:** A

Abstract: Based on the assumption of quasi-steady model, and with the using of the new developed semi-empirical prediction formula for aircraft noise source, an improved model and a method to predict the flyover noise of the large-scale commercial aircraft with turbofan engine are developed in this paper. The centralized point source model is changed to the distributed point source model in the prediction procedure. The new semi-empirical prediction formula of the fan noise and jet noise are used to suit for the advanced ultra-high bypass (UHB) engines. This improved prediction method and code can be used in the system optimization and assessment study of modern large-scale commercial aircraft, and be used to predict the spectrum and directivity for each source on aircraft. The noise radiation from a large wide-body commercial aircraft with two aisles and four turbofans in take-off and landing is computed and analyzed. It is shown that the influence of engine noise source is different from that of airframe noise source in both take-off and landing. The engine noise radiation is the main noise source in take-off, but the airframe noise radiation is the main noise source in landing. The spectra and directivities of aircraft noise for each source are also predicted and analyzed.

Key words: noise prediction; engine noise; airframe noise; aircraft noise; noise prediction

20 世纪 50~60 年代, 当第 1 代喷气式客机开始投入使用时, 飞机噪声问题就引起了人们的重视, 1971 年美国国会通过联邦航空规章的新章程——FAR Part36, 从此, 民航噪声作为飞机适航取证的强制性指标, 必须得到遵守。当前, 随着人类环境保护意识的不断增强, 对飞机噪声强制性指标的要求越来越高, 特别是随着世界经济一体化发展的加快, 空中运输在迅速膨胀, 飞机在提高飞行速度和大型化发展方向上, 与人类环保追

求的低噪声要求产生了越来越突出的矛盾, 使得飞机噪声问题成为目前航空界重要的前沿研究领域和研究的技术难点之一。

大型客机外部噪声预测研究是大型客机声学设计中的一项重要研究课题^[1-2]。早在 20 世纪 80 年代, 美国 NASA 就率先成功开发了著名的第 1 代飞机噪声预测系统——ANOPP (Aircraft Noise Prediction Program)^[2], 该计算机软件对飞机噪声研究工作起到了重要的促进作用, 在国际航空界产生了很大的影响。

近年来, 随着航空技术的迅速发展, 特别是随着飞机声学设计技术的不断发展, 各种新技术在

收稿日期:2007-05-29; 修订日期:2007-11-18
基金项目:国防科技工业民用飞机专用科研项目
通讯作者:乔渭阳 E-mail: Qiaowey@nwpu.edu.cn

飞机气动设计和发动机设计中得到了广泛使用,这一方面大大降低了飞机的噪声辐射,同时也使得早期发展的第1代飞机噪声预测模型的适应性逐渐降低^[3],例如,NASA Langley 研究中心对 ANOPP 的应用发现,第1代 ANOPP 预测涡扇发动机飞机的过顶噪声明显偏大^[3-4]。为此,从20世纪90年代后期开始,包括美国 NASA 等国外许多研究机构和飞机公司以新一代大涵道比涡扇发动机的实验数据为基础,对 ANOPP 等飞机噪声预测系统进行了一系列的改进和发展^[5-8]。

本课题组长期进行飞机噪声的基础研究工作,于20世纪90年代,在对 ANOPP 分析研究的基础上,成功地开发了中国的飞机噪声预测系统^[1]。但是,由于当时技术的限制,无论是飞机噪声源模型还是噪声预测方法等都有很大的局限和不完善的方面。2006年开始,在国防科技工业民用飞机专用科研项目的支持下,针对原有飞机噪声预测模型和方法的缺陷和不足,重新发展和完善了新一代飞机噪声预测方法和软件,并基于发展的模型和软件,对当代大型客机进场着陆和起飞过程中的飞机噪声辐射特征进行了详细的计算分析,比较了不同噪声源在飞机着陆和起飞过程中量级的差异、噪声随辐射角度变化的情况以及飞机不同噪声源噪声频谱的变化情况,获得了当代大型客机噪声辐射特征的深入认识。

1 飞机噪声预测模型和方法

1.1 飞机飞行过程噪声辐射计算的准稳态模型

飞机飞行过程中的噪声辐射问题是一个复杂的非定常过程,影响飞机声源噪声辐射的3个主要因素都是随时间变化的。①决定飞机噪声源强度的飞行速度、飞行姿态和发动机功率状态等都是随时间变化的;②影响飞机噪声传播的飞机声源到观测点的距离、极方向角和方位方向角等参数都是随时间变化的;③影响运动声源声波多普勒频移和对流放大等的飞机速度、声源相对几何关系是随时间变化的。

飞机噪声预测就是用数值模拟的方法,模化上述复杂的物理过程,求得特定观测点处接收的噪声频谱的时间历程,并考虑到人的主观反应,计算适航噪声审定所需的有效感觉噪声级。显然,如果直接按照随时间变化的非定常过程计算飞机噪声,将是一个很难实现的数值计算任务,因此,对这个复杂的非定常过程进行简化,就成为数值

预测必然的选择。

目前广泛采用图1所示的准稳态模型,模化飞机飞行过程中的噪声辐射。如图1所示,把飞机飞行航迹分解为若干单元过程(图中圆圈表示),并假定在每个飞行单元,飞机飞行状态、发动机的工作状态、飞机与观测点的几何关系等都是稳态的,可以按照气动声源的稳态模型计算每个单元各噪声源的噪声辐射。当完成了对所有准稳态单元噪声辐射计算后,也就得到了飞机飞行过程中噪声辐射的时间历程,如图所示。因为对地面某观测点噪声影响最大的总是与观测点最近的一段飞行航迹,而且观测点的有效感觉噪声级也是以最大噪声及小于最大噪声级10 dB的范围计算(图1),因此,为了节省计算时间,对每个观测点的噪声计算一般选取距其最近的一段航迹,如图中从 t_s 到 t_e 时间段的飞行航迹。

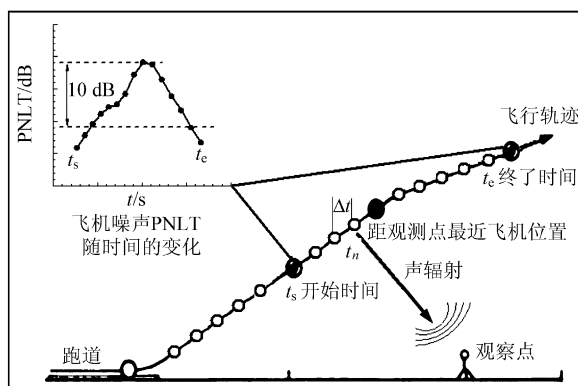


图1 飞机噪声预测的准稳态模型

Fig. 1 Quasi-steady model of aircraft noise radiation

1.2 飞机表面“分布点声源”模型

在大型客机外部噪声预测时,地面观测点接收的声压信号将是飞机表面各个噪声源噪声辐射的总和,如图2(a)所示,飞机噪声源是分散在整架飞机机体之上的不同位置处,由于大型客机往往是具有近百米范围的大尺寸飞行器,在飞机起飞、着陆阶段,相对于飞机噪声传播距离,飞机几何尺寸并不是小量。因此,在建立飞机噪声预测模型时,本文改进了传统的远场点声源模型(即将飞机所有噪声源都集中在飞机中心),对飞机表面不同位置的噪声源按照分布点声源的方式进行模拟。发动机噪声分为发动机进口噪声(风扇进口噪声源)和发动机出口噪声(风扇出口噪声、喷流噪声、燃烧噪声和涡轮噪声),起落架噪声源分为前起落架和主起落架噪声源,主起落架是在不同位置,机翼、襟翼和缝翼噪声源分布在机翼中部位

置,尾翼噪声源分布在尾翼中部位置,如图 2(b)所示。对上述每一个噪声源采用点声源假设,将不同声源对地面观测点辐射噪声进行叠加,就获得飞机总噪声辐射。

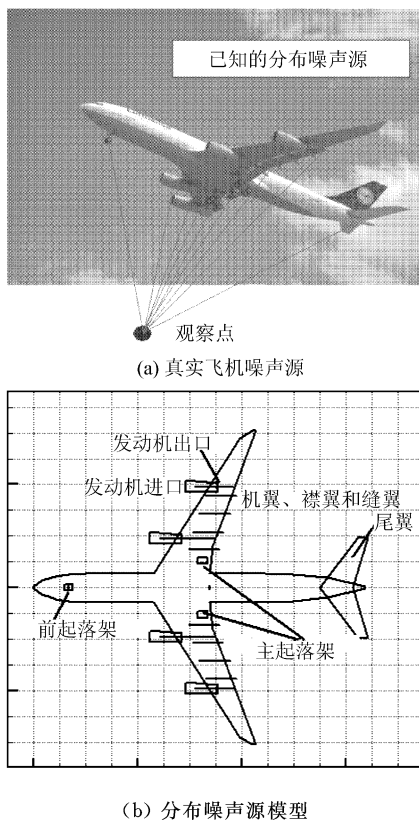


图 2 飞机外部噪声预测的“分布点声源”模型

Fig. 2 Distributed point sources model for aircraft noise prediction

1.3 飞机噪声源计算模型

飞机噪声源的声学特性计算均是在声学远场点声源假设下(即声源至地面观测点的距离远大于声波波长)、基于气动声学理论指导下建立的半经验方法,声源辐射的自由场均方声压作为声源气动/几何参数及频率和指向角的函数给出。

(1) 涡扇发动机部件噪声计算方法

涡扇发动机各部件产生的距离声源半径为 R_s 处的自由场均方声压,其计算公式可以写成如下的一般形式:

$$\langle \overline{p^2} \rangle = \frac{A_s \Pi}{4\pi R_s^2} \frac{D(\theta, \phi) s(\eta \dots)}{[1 - Ma \cos \theta]^a} \quad (1)$$

式中: A_s 为声源的特征面积; Π 为声源功率; $D(\theta, \phi)$ 为指向性函数,其中 θ 和 ϕ 为指向角和方位方向角; $s(\eta \dots)$ 为频谱函数,其中 η 为与声波频率有关的频率参数; $(1 - Ma \cos \theta)^a$ 为飞机飞行造成的多普勒频移修正因子, Ma 为马赫数,不同声源

其修正因子的指数 a 不同; R_s 为声传播距离。

(2) 飞机机体噪声计算方法

机体噪声预测也采用远声场点源假设,计算公式可以类似上述发动机噪声计算公式,即

$$\langle \overline{p^2} \rangle = \frac{\Pi}{4\pi R_s^2} \frac{D(\theta, \phi) F(s)}{[1 - Ma \cos \theta]^4} \quad (2)$$

式中: 频谱函数 $F(s)$ 的频率采用 Strouhal 数作为频率参数,其定义为

$$S = \frac{fL}{Ma C_\infty} (1 - Ma \cos \theta) \quad (3)$$

式中: f 为声频率; L 为声源特征尺寸; C_∞ 为大气声速。

机体噪声的指向性与发动机部件噪声的指向性不同,它一般不是轴对称的,要根据不同类型的典型气动声源(如单极子、偶极子、四极子声源)的指向性和;实验数据修正综合而成。

(3) 飞机噪声源计算模型

如前所述,为了适应飞机和发动机声学设计技术的不断改进,预测飞机噪声源特性的半经验计算模型必须不断改进和完善。本文对以前的飞机噪声源声源模型做了改进和完善,使得计算方法适应当前民用大型客机设计水平。表 1 为计算采用的各声源计算模型的说明。

表 1 飞机噪声源远场噪声计算模型

Table 1 Prediction method of aircraft noise source

声源	远场声压谱计算方法	备注
风扇噪声	GE 公司改进模型(Kontos, Janardan and Gliebe, 1996 ^[5])	基于 Heidmann 模型 ^[10]
核心噪声	NASA 噪声模型 ^[2]	ANOPP 方法
涡轮噪声	NASA 噪声模型 ^[2]	ANOPP 方法
喷流噪声	改进的 Stone 模型 ^[9]	
机体噪声	Lockheed 公司改进模型 (Rawls and Yeager, 2004 ^[8])	基于 Fink 模型 ^[11]

2 大型客机噪声特性预测结果及分析

以某型双通道、四发动机的典型大型商用客机为对象,应用上述飞机噪声预测方法,对飞机起飞、进场着陆过程噪声辐射进行了数值计算和分析。表 2 是该型飞机有关机体及其发动机的主要设计参数。

按照噪声适航审定的要求,飞机起飞噪声和进场着陆噪声适航测定均有一个标准航迹,对某大型客机噪声计算的航迹均按这个标准航迹给定。本文首先分析飞机噪声源分布情况,然后对飞机各声源的噪声频谱和指向特性进行分析比较。

表2 飞机机体/发动机设计参数

飞机/发动机	参数	数值(SI)
飞机机体	机翼总面积/m ²	372.51
	翼展/m	18.61
	襟翼总面积/m ²	81.84
	襟翼展长/m	10.08
	主起落架个数	2
	前起落架轮胎直径/m	0.89
	前起落架支架长度与轮胎直径比	3.93
	主起落架轮胎直径	1.27
	主起落架支架长度与轮胎直径比	3.46
	台数	4
发动机	空气流量/(kg·s ⁻¹)	118.49
	涵道比	6.02
	风扇压比	1.443
	涡轮前温度/K	1467.78
	核心喷流温度/K	968.22
	外涵喷流温度/K	330.67
	核心喷流速度/(m·s ⁻¹)	349.76
	外涵喷流速度/(m·s ⁻¹)	253.72

2.1 飞机起飞与着陆时噪声源分布的比较

飞机起飞时适航噪声测量点在飞机跑道中心线6500m位置,进场着陆时适航噪声测量点在飞机跑道中心线-2000m位置,如无特殊说明,以下关于飞机起飞和进场过程噪声计算结果都是针对适航噪声观测点而言。

图3分别给出起飞和进场着陆过程中,数值预测的飞机表面声源分布情况,图中的结果是当飞机与地面观测点最近时(即飞机近似在观测点上空)时刻的噪声分布计算结果,图中飞机表面不同位置声源的总声压级以不同灰度表示,箭头所指位置为最大声级位置,需要指出的是,图3中的声压级大小是以规格化1m距离描述的辐射向观测点的声源噪声级。由图3可以看出,飞机起飞噪声声源最大声级大于进场着陆,因为起飞过程发动机是在大工况下工作,因此发动机风扇和喷流噪声都很明显。而在飞机进场着陆过程,由于发动机功率状态较小,发动机转速较低,这时风扇噪声就不明显,而飞机机体噪声在整架飞机的噪声中表现很明显,图中可以清楚地分辨出起落架、机翼、尾翼等的噪声源。

2.2 飞机不同噪声源频谱特性的比较

图4分别给出了飞机在起飞过程中,当飞机距地面观测点最近(即飞机近似在观测点上空)时的发动机和机体主要噪声源的频谱,图中横坐标为1/3倍频程中心频率,用对数坐标表示。

由图4可以看出,飞机不同噪声源的频谱特性具有明显的差异,发动机的风扇和涡轮部件是高速旋转部件,因此,强噪声级主要集中在高频范围内;而核心噪声和喷流噪声的强噪声级主要是在中低频范围。机体噪声源在低频范围内具有

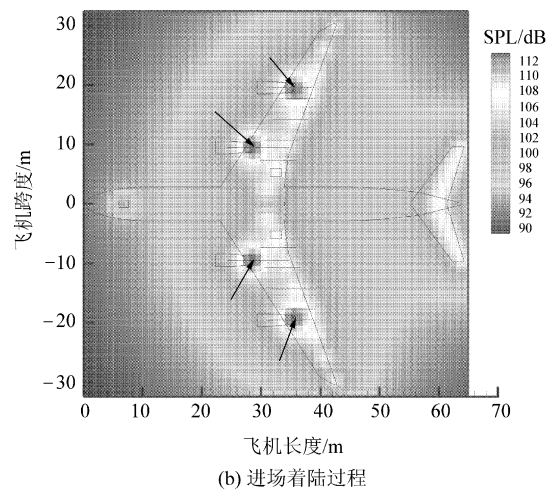
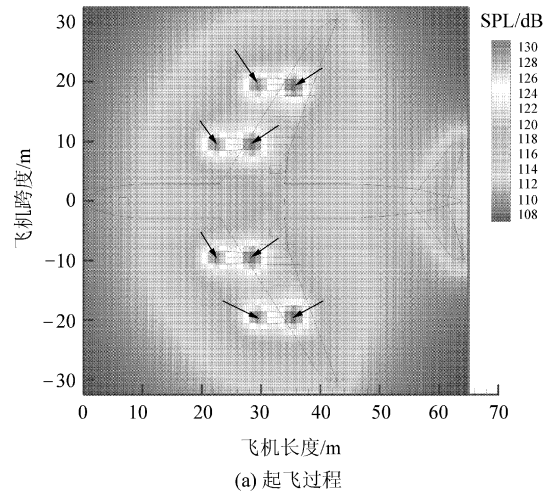
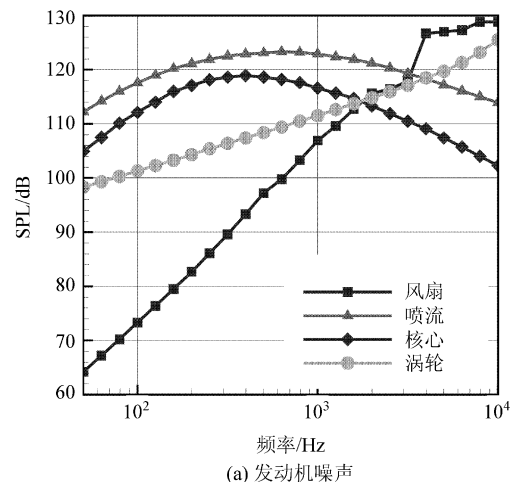


图3 飞机起飞和进场着陆过程中的声源声压级分布
Fig.3 Distributions of sound pressure levels of a large-scale commercial aircraft in take-off and landing



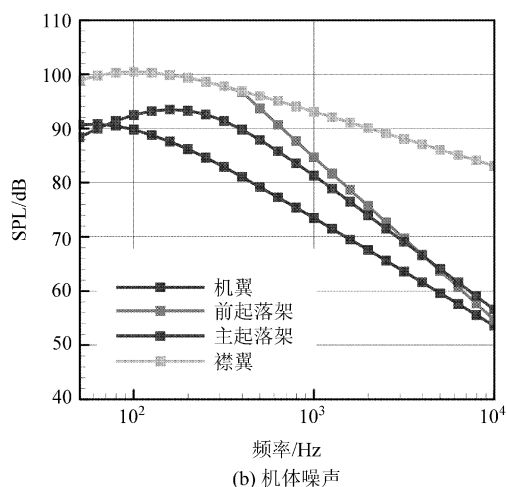
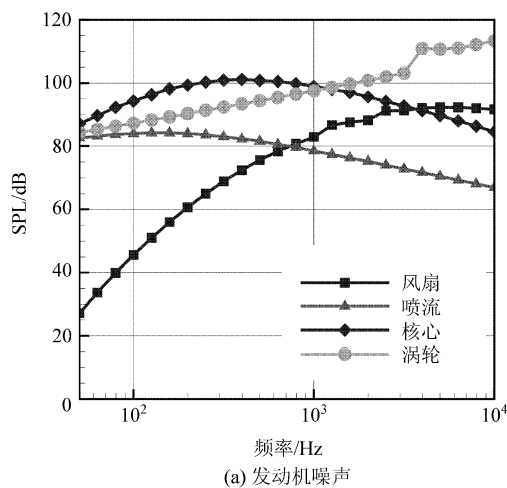


图4 飞机起飞过程中各噪声源的频谱特性

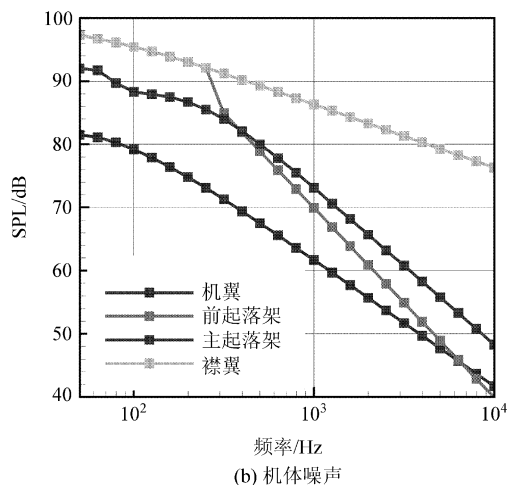
Fig. 4 Spectra of the aircraft noise in take-off

强的噪声级,主起落架和襟翼噪声在机体噪声中占支配地位。

图5则分别给出了飞机在进场着陆过程中,当飞机距地面观测点最近时的发动机和机体主要噪声源的频谱。



(a) 发动机噪声



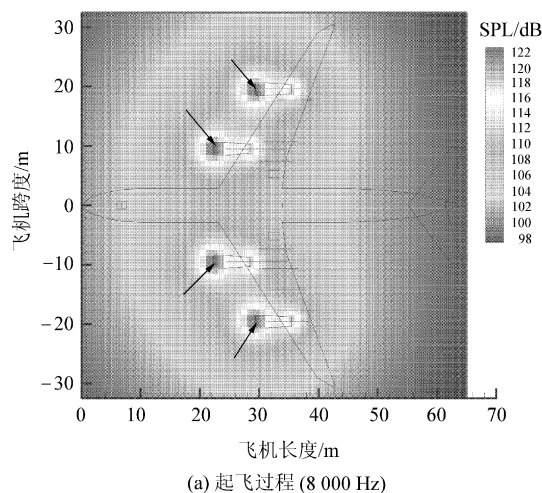
(b) 机体噪声

图5 飞机进场着陆过程中各噪声源的频谱特性

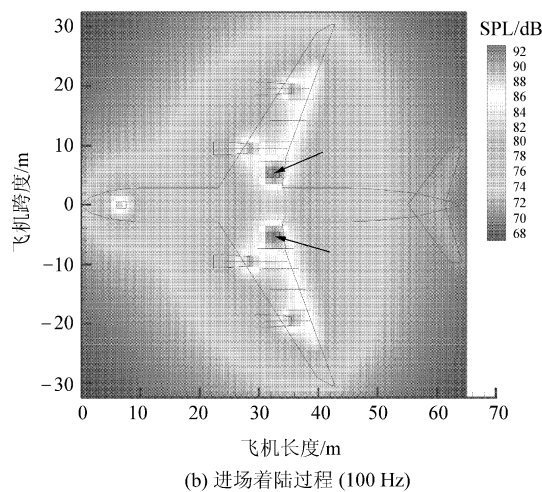
Fig. 5 Spectra of the aircraft noise in landing

由图5与图4比较可以看出,在飞机进场着陆过程中,由于发动机处于慢车工作状态,发动机噪声明显降低,尽管风扇和涡轮转子部件的高频噪声仍然较大,但声级不如飞机起飞时那样强烈。从飞机机体噪声的频谱图可以看出,由于飞机速度减小,低频噪声成分在机体噪声中更加突出。

对于上述的频谱特性,同样可以用飞机表面噪声源噪声级的分布云图表示,图6给出飞机起飞时1/3倍频程中心频率8000 Hz和飞机进场着陆时1/3倍频程中心频率100 Hz等两种典型情况下飞机表面不同噪声级的分布情况。



(a) 起飞过程(8 000 Hz)



(b) 进场着陆过程(100 Hz)

图6 飞机噪声源在不同频率时的分布声源情况

Fig. 6 Distributions of sound pressure levels at frequencies of 8 000 Hz and 100 Hz

由图6可以看出,在不同的频率范围,飞机不同声源噪声辐射的强度明显不同,通常在低频范围,起落架、机翼等飞机机体噪声辐射较为强,而在高频范围发动机噪声辐射最为强。

2.3 飞机噪声的指向特性

图 7 和图 8 分别表示飞机起飞及进场着陆过程中当飞机位于不同位置时从地面观测点感受到的飞机不同声源的噪声辐射强度的变化情况。图中方向角度是指飞机中心点到地面观测点的方向矢量与飞机飞行轨迹(前飞方向)夹角,当飞机位于地面观测点的前方,即飞机还未飞到地面观测点并趋近观测点上空时,指向角小于 90° ;当飞机掠过地面观测点上空时,指向角定义为 90° ;当飞机飞过地面观测点并远离观测点时,指向角定义为大于 90° 。

图 7 和图 8 的计算结果表明,飞机噪声源都有明显的辐射指向性,当飞机相对于地面观测点处于不同方位时,不同声源的辐射强度将会发生变化。如图 7 所示,在飞机起飞过程中,当飞机位

于观测点前方并趋向观测点上空时,风扇噪声是最大的噪声源;而当飞机在观测点后面并飞离观测点上空时,发动机出口噪声(喷流噪声)成为飞机对观测点的主要噪声辐射源。由图 8 可见,在飞机进场着陆过程中,由于发动机转速降低,风扇噪声不再是最大的声源,发动机出口噪声、起落架噪声等对观测点都是重要的声源,而且当飞机位于观测点前方并趋向观测点上空时,起落架和机体噪声辐射强度更大一些。

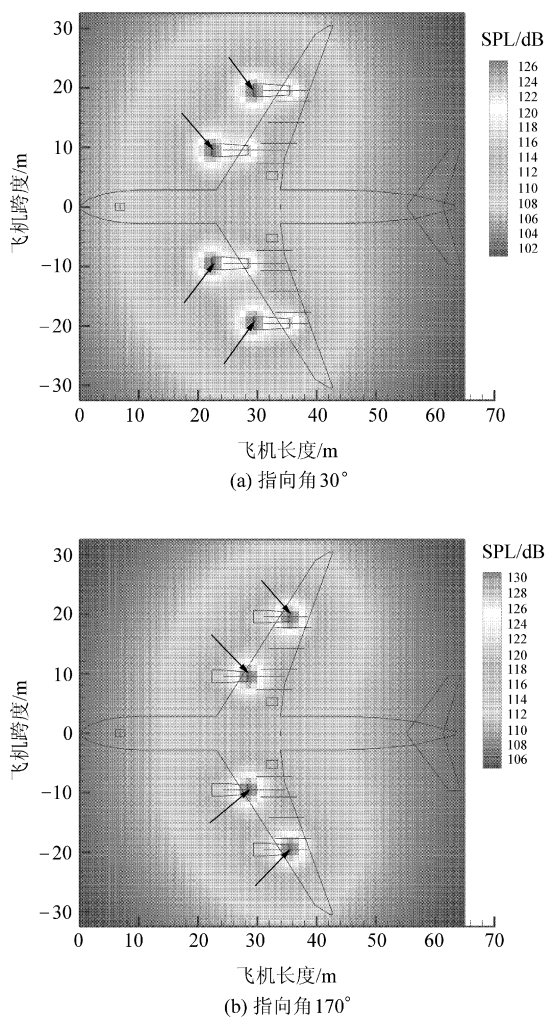


图 7 飞机起飞过程不同方位噪声源分布情况
Fig. 7 Distributions of sound pressure levels at emission angles of 30° and 170° in take-off

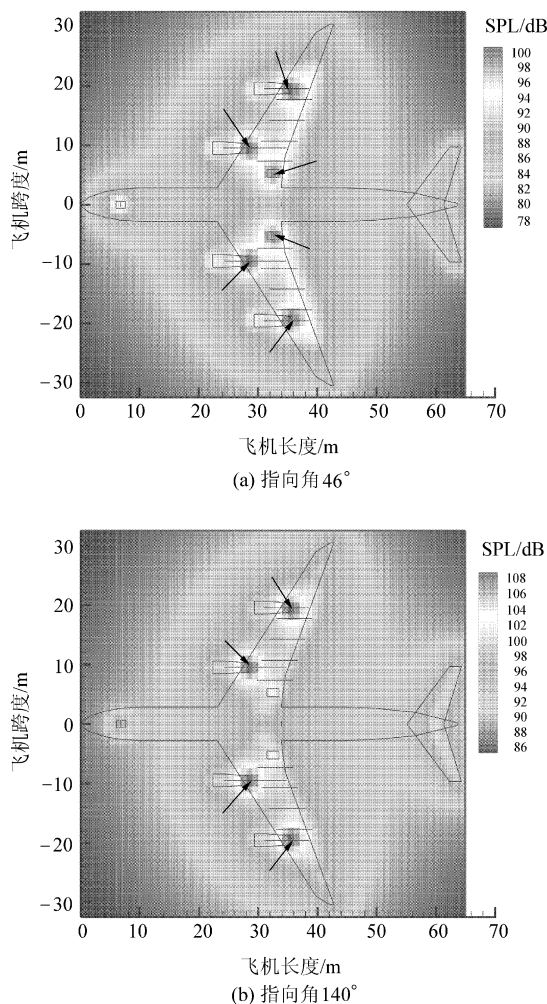


图 8 飞机进场着陆过程不同方位噪声源分布情况
Fig. 8 Distributions of sound pressure levels at emission angles of 46° and 140° in landing

图 9 和图 10 则分别给出了飞机起飞和着陆过程中各噪声源的指向特性曲线。图中横坐标是声源辐射角度(即指向角,定义与图 8、图 9 的定义相同),纵坐标则表示的是声源辐射的总声压级(总声压级均用同一的参考距离规范化处理)。

由图 9 和图 10 可以看出,在起飞过程中,发

动机的风扇和喷流是最强的噪声源;在飞机进场着陆过程中,发动机中的涡轮噪声和核心噪声较强(发动机处于慢车工作);飞机机体噪声中,噪声辐射强度是主起落架、前起落架和襟翼噪声依次减小,机翼噪声在 $80^{\circ}\sim 140^{\circ}$ 之间最大,但在其他指向角度范围较小。

不同声源的指向特性有明显差异,由图9和图10可以看出,风扇噪声源在 40° 和 130° 的指向时辐射噪声最强,而喷流噪声在大约 150° 的指向角度时辐射噪声最强。涡轮噪声在 110° 时最强烈,然后在前后辐射角度都迅速下降。核心噪声随辐射角度的增加逐渐增大,观测点位于飞机后方时核心噪声较强。起落架和襟翼噪声在指向角 90° 左右(即飞机在观测点顶部)时较强,离开过顶位置,辐射强度减小;而机翼噪声在 110° 指向角时最强,离开这个位置,噪声辐射强度减小。

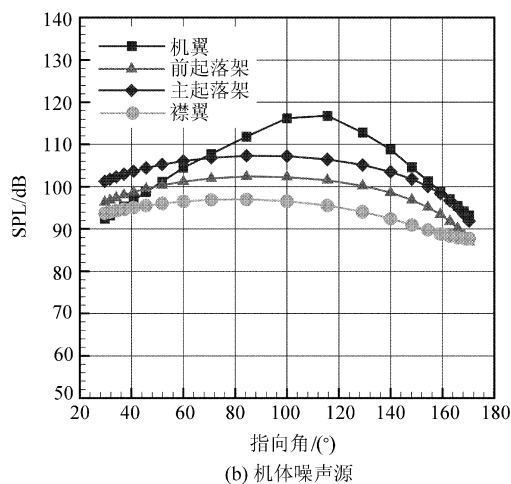
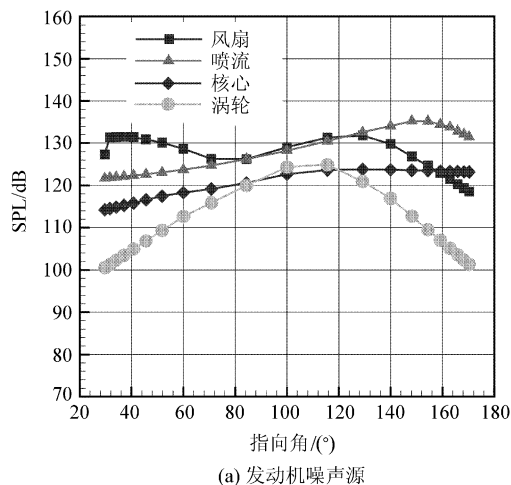


图9 飞机起飞过程不同噪声源的指向特性
Fig. 9 Directivities of the sound pressure levels of aircraft noise in take-off

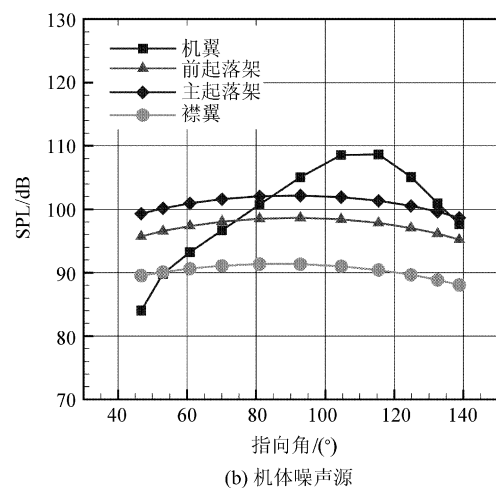
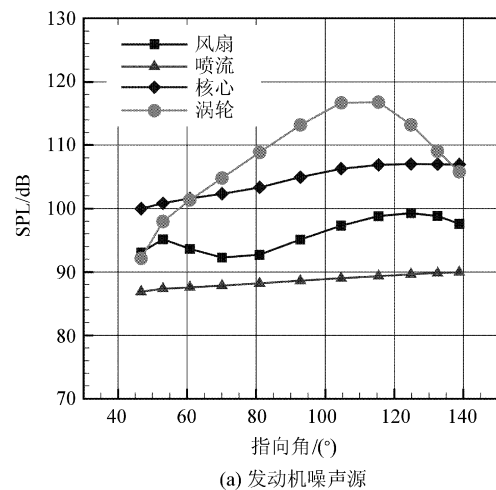


图10 飞机进场着陆过程不同噪声源的指向特性
Fig. 10 Directivities of sound pressure levels of aircraft noise in landing

3 结论

(1) 提出并发展了预测飞机飞行过程中噪声辐射的准稳态模型和分布点声源模型,该计算模型和软件能够预测飞机在起飞、着陆过程中不同噪声源对地面任意观测点的噪声辐射大小,能够预测各噪声源的频谱特性和指向特性。

(2) 对某大型客机起飞和进场过程适航噪声观测点的噪声计算表明,在起飞和进场过程中,不同声源对地面观测点的噪声辐射强度是不相同的,起飞过程中发动机风扇和喷流是主要噪声源,而在进场着陆过程中,机体噪声(机翼、起落架等)和发动机噪声具有相当的辐射强度,都是重要的噪声源。

(3) 发动机高速旋转部件(风扇、涡轮)噪声频谱中高频噪声是主要的,而飞机机体噪声中低频成分占主要。

(4) 飞机噪声源都具有明显的辐射指向性,当飞机相对于地面观测点处于不同方位时,不同飞机噪声源对地面噪声辐射强度和在总噪声中占的比例都会发生变化。

参 考 文 献

- [1] 唐狄毅,李文兰,乔渭阳. 飞机噪声基础[M]. 西北工业大学出版社,1995.
Tang Diyi, Li Wenlan, Qiao Weiyang. The elements of aircraft noise[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995. (in Chinese)
- [2] Zorumski W E. Aircraft noise prediction program[R]. NASA TM-83199, 1982.
- [3] Gustavo D F, Joao R B. Analysis of turbofan empirical noise prediction methods[R]. AIAA-2005-3076, 2005.
- [4] Baralon S, Eriksson L E, Billson M. Evaluation of advance prediction methods for aero engine exhaust noise[R]. ISABE-2005-1190, 2005.
- [5] Kontos K B, Janardan B A, Gliebe P R. Improved NASA-ANOPP noise prediction computer code for advanced subsonic propulsion systems, Volume 1: ANOPP evaluation and fan noise model improvement[R]. NASA CR 195480, 1996.
- [6] Rawls J W, Yeager J C. High speed research noise prediction code (HSRNOISE)[R]. NASA CR-2004-213014, 2004.
- [7] Lieber L. Small engine technology (SET) -Task 13 ANOPP noise prediction for small engines (jet noise prediction module, wing shielding module, and system studies results)[R]. NASA CR-2000-209706, 2000.
- [8] Lieber L, Elkins D. Small engine technology (SET) - Task 33 final report airframe, integration, and community noise study[R]. NASA CR-2002-211670, 2002.
- [9] Stone J R, Krejsa E A, Clark B J. Jet noise modeling for coannular nozzles including the effects of chevrons[R]. NASA CR-2003-212522, 2003.
- [10] Heidmann M F. Interim prediction method for fan and compressor source noise[R]. NASA TM X-71763, 1975.
- [11] Fink M R, Schlinker R H. Airframe noise component interaction studies[R]. AIAA-79-0668, 1979.

作者简介:

乔渭阳(1963—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空燃气涡轮发动机气动热力学、气动声学。

Tel:029-88492195

E-mail:Qiaowuy@nwpu.edu.cn

(责任编辑:刘振国)