

# 飞越适航噪声时域信号预测方法研究

闫国华, 白伟伟

(中国民航大学, 天津 300300)

**摘要:** 以往对发动机有效感觉噪声级的预测研究是通过 1/3 倍频程谱进行计算, 从而得到发动机地面预测有效感觉噪声级, 而使用时域噪声数据进行发动机有效感觉噪声级预测的研究相对较少。研究了飞机起飞飞越过程中的噪声传播特性的计算方法, 使用该方法来模拟计算飞机一台发动机在起飞飞越过程中地面飞越噪声测量点接收到的时域噪声信号数据。根据 ANP 数据库数据计算飞机起飞飞越航迹, 使用声线法计算使用某时刻噪声声压信号传递的路程和时间, 根据飞机速度方向与飞越地面噪声测量点的角度来确定该时刻噪声信号的最大声压值, 最后得出飞机发动机在起飞飞越过程中部分时间内地面噪声测量点接受的时域信号数据, 对飞机噪声适航审定提供一定的理论依据。

**关键词:** 起飞飞越; 发动机噪声; 时域信号

中图分类号: TB53

文献标识码: A

文章编号: 1000-3630(2018)-06-0589-07

DOI 编码: 10.16300/j.cnki.1000-3630.2018.06.014

## Research on signal prediction method of fly-over airworthiness noise in time domain

YAN Guo-hua, BAI Wei-wei

(Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** In the past, the prediction of the effective perceived engine noise level is calculated by one-third octave spectrum, and there are relatively few studies of using the engine noise data in time-domain to do so. This paper studies the method of calculating the noise propagation characteristics during the aircraft take-off and fly-over. The method is used to simulate the engine noise data in time-domain, which are received at the ground fly-over noise measurement point during aircraft take-off and fly-over. The flight path of the aircraft during take-off and fly-over is calculated according to ANP database data. And the sound ray method is used to calculate the travel distance and time of the noise signal at a certain moment. The maximum sound pressure value of the noise signal at this moment is determined according to the angle between the aircraft engine axis (i.e. the aircraft velocity direction) and the ground noise measurement point. Finally, the time-domain engine noise data in part time of aircraft take-off and fly-over are obtained at the ground noise measurement point, which provides a theoretical basis for airworthiness validation of aircraft noise.

**Key words:** flyover; noise of engine; time-domain signal

## 0 引言

随着社会的发展, 人们生活水平逐步提高, 对生活环境的要求越来越高。航空运输在人们日常的出行中起到越来越重要的作用, 飞机噪声也是越来越成为人们关心的话题。要想减少和控制飞机噪声, 就要研究和了解飞机噪声产生的原因和飞机噪声的传播特性。飞机发动机的噪声和飞机机体的噪声是飞机噪声的主要来源, 其噪声的产生原因和传播特性成为飞机噪声研究的重要内容。发动机是飞机噪声的主要来源, 其在飞行中产生的噪声对飞机

适航测量中有效感觉噪声级的大小有重要的影响。

## 1 飞机飞越噪声计算理论

在 NASA 的报告中, 给出了飞机在飞越过程中, 考虑了声源点相对于地面噪声测量点运动, 地面噪声测量点接收信号的计算方式<sup>[1]</sup>, 声波的波动方程通常可以表示为

$$c_0^2 \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - \nabla^2 p = q(\mathbf{x}, t) \quad (1)$$

其中,  $c_0$  表示声源点所在媒介的声速,  $p$  表示声源点辐射的声压场,  $q(\mathbf{x}, t)$  表示声源点函数,  $\nabla^2$  表示拉普拉斯算符:

$$\nabla^2 = \nabla \cdot \nabla = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \quad (2)$$

如果在源函数  $q(\mathbf{x}, t)$  中考虑了源的运动, 那么

收稿日期: 2017-11-27; 修回日期: 2017-12-28

作者简介: 闫国华(1964—), 男, 陕西韩城人, 博士, 研究方向为飞机噪声适航与排放。

通讯作者: 白伟伟, E-mail: m13672127100@163.com

上述波动方程的解可以用体积积分表示为:

$$p(x,t) = \frac{1}{4\pi} \int_{|y-x| < c_0 t} \frac{q(y, t - \frac{|y-x|}{c_0})}{|y-x|} dV(y) \quad (3)$$

其中,  $V$  表示运动的声源点所在区域,  $y$  是每个声源点的位置向量。假设可以认为声源是单个移动点, 并且满足  $x = x_s(t)$ , 那么声源点函数  $q(x, t)$  表示为

$$q(x, t) = Q(\theta, \varphi, t) \delta[x - x_s(t)] \quad (4)$$

式中,  $Q(\theta, \varphi, t)$  表示  $t$  时刻与声音接收位置夹角为  $\theta$  和  $\varphi$  声源点的声强。则波动方程的体积积分的解可以写成:

$$p(x_R, t) = \left( \frac{r_m}{|r(\tau)|} \right) \frac{p_m(\theta, \varphi, \tau)}{1 - M \cdot n_r} \quad (5)$$

式中,  $p(x_R, t)$  表示在  $t$  时刻、 $x_R$  位置处接收到的声压,  $r(\tau)$  表示在  $\tau$  时刻声源点与声音接收器之间的位置矢量,  $p_m(\theta, \varphi, \tau)$  来描述在参考距离  $r_m$  处的声源点的压力场,  $M$  表示  $\tau$  时刻瞬时马赫数向量,  $n_r$  表示  $r(\tau)$  的单位方向向量。这种情况的几何描述如图 1 所示。式(5)在其推导中没有做均匀运动的假设, 所以其对于一般飞行轨迹是有效的。与式(5)相对应的接收时间  $t$  和发射时间  $\tau$  其可以表示为

$$t = \tau + \frac{|r_r|}{c_0} \quad (6)$$

本文将根据飞机飞越噪声信号计算方法, 通过模拟飞机在飞越过程中发动机的产生的噪声信号来计算地面接收点收到的对应噪声信号。

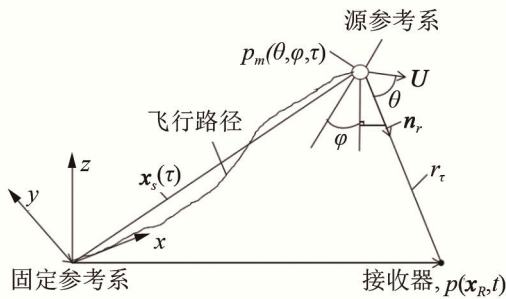


图 1 飞机一般飞越轨迹几何图  
Fig.1 General fly-over geometry trajectory of the aircraft

## 2 声线法

声线是自声源发出, 代表声能传播方向的曲线。在各种同性的媒质中, 声线代表波的传播方向, 处处与波阵面垂直。由于存在折射和反射现象, 声线不一定是直线, 可以是折线或曲线, 但声线与波阵面始终正交。使用声线法可以求出声波传播的实际路径和到达时间。本文在计算发动机地面噪声时

域数据时, 由于 CCAR36 规定飞机在噪声适航审定中风速很小, 故不考虑风速对声波传递路径的影响<sup>[2]</sup>, 计算在声波从声源发出, 经过二维平面到达地面测量点<sup>[3]</sup>。由于飞机的噪声是在地表附近的空气中传播, 可以忽略声音的衍射。但随着海拔高度的增加, 音速减小, 而声音在不同音速层中分界面会发生折射, 声折射符合 Snell 法则:

$$\frac{c_1}{\sin\theta_1} = \frac{c_2}{\sin\theta_2} = \frac{c_3}{\sin\theta_3} \quad (7)$$

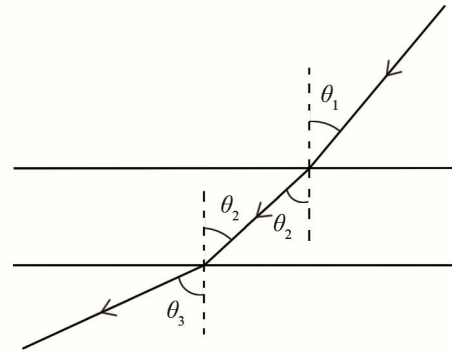


图 2 不同声速介质的声线折射符合 Snell 法则  
Fig.2 The sound-ray refraction conforming to the Snell's law in different sound velocity media

在离地高度 10 km 以内, 声速随高度线性减少:

$$c(z) = c_0 - \left( \frac{z}{H} \right) \Delta c, \quad (0 < z < 10 \text{ km}) \quad (8)$$

式中,  $c_0 = 340 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ,  $H = 10 \text{ km}$ ,  $\Delta c = 40 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

设声源位于离地 10 km 以内, 仅考虑  $z < 10 \text{ km}$ , 即在声速分布线性变化的介质中, 声线的轨迹(如图 3 所示)可以表示为

$$(x - x_c)^2 + (z - z_c)^2 = R \quad (9)$$

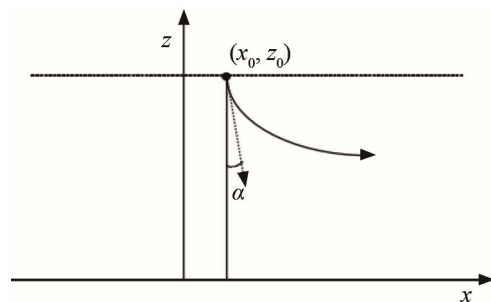


图 3 位于  $(x_0, z_0)$  声源发出的声线  
Fig.3 The sound ray emitted by the sound source at  $(x_0, z_0)$

式(9)中,  $(x_c, z_c)$  为声线轨迹的圆心坐标,  $(x, z)$  为声线轨迹上的点坐标。声线的圆心和半径分别为:

$$\begin{cases} x_c = x_0 - \frac{H}{\Delta c} \frac{c(z_0)}{\tan\alpha} \\ z_c = \frac{H}{\Delta c} c_0 \end{cases} \quad (10)$$

$$R = \frac{H}{\Delta c} \frac{c(z_0)}{\sin\alpha} \quad (11)$$

声波传播的另外一个重要的参数是传播时间，声波在传播路径上的总时间  $t$  由各个三角形的传播时间  $\Delta t_i$  的总和求得，即：

$$t = \sum_{i=1}^n \Delta t_i \quad (12)$$

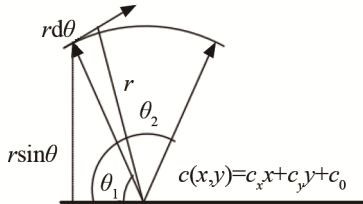


图 4 声线为弧线时传播时间的计算  
Fig.4 The travel time calculation for arc sound ray

声线为弧线时，传播时间为三角形内声线的积分：

$$\Delta t = \int_{\theta_1}^{\theta_2} \frac{rd\theta}{c(\theta)} = \int_{\theta_1}^{\theta_2} \frac{rd\theta}{\sqrt{c_x^2 + c_y^2} r \sin \theta} = \frac{1}{2\sqrt{c_x^2 + c_y^2}} \left| \ln \frac{1 + \cos \theta_1}{1 - \cos \theta_1} \frac{1 - \cos \theta_2}{1 + \cos \theta_2} \right| \quad (13)$$

### 3 飞机飞越过程中发动机噪声的计算

飞机在起飞飞越过程中发动机的噪声是其噪声的主要来源，本文计算的目标是使用发动机地面试车时与发动机在空中转速相同的时域信号，通过飞行修正后，作为发动机在飞行过程中噪声时域信号，用声线法计算得到地面噪声测量点接收到的发动机噪声时域信号。由于无法收集到发动机地面试车时噪声时域信号，故用发动机地面试车时 1/3 倍频程数据来模拟计算宽带噪声时域信号。发动机噪声时域信号包括宽带噪声和纯音噪声，所以用计算得到的宽带噪声来替代发动机时域噪声存在一定的误差，但是可以通过该数据来进行模拟计算。现在用发动机地面试车数据来近似计算发动机在飞机起飞飞越过程中的噪声时域信号。

发动机在地面试车时，在半径为 150 ft (1 ft=0.304 8 m) 的半圆上，与其轴线夹角从 20°~160° 范围每隔 5° 放置一个麦克风，来测量发动机在各种转速下该角度的时域噪声信号，进而计算出该角度下 1/3 倍频程数据。麦克风摆放位置示意图如图 5 所示，图 5 中  $\beta$  表示麦克风摆放位置与发动机轴线的夹角。

使用地面得到的 1/3 倍频程数据，需进行噪声源的振幅修正(它是指由于噪声源即飞机发动机相

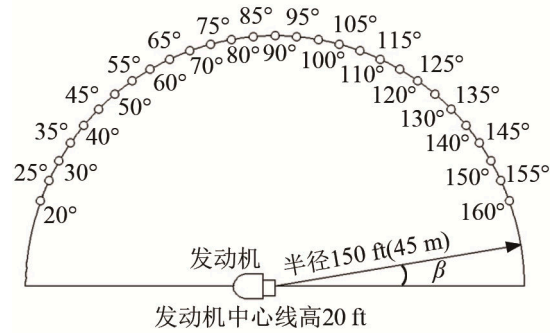


图 5 发动机地面试车时麦克风摆放位置  
Fig.5 Microphone placement in engine ground test

对于观测点移动的，所以需要进行声压级的修正)。用式(14)进行修正：

$$L_{spf} = L_{sts} - K \lg(1 - M \cos \beta) \quad (14)$$

其中： $L_{spf}$  为飞行声压级； $L_{sts}$  为静态声压级； $\beta$  和  $M$  是指飞机发动机与地面噪声测量点的夹角和该角度下飞机飞行的马赫数。噪声源的理论  $K$  值为常数， $K=40$ 。本文使用经过噪声源的振幅修正后的 1/3 倍频程数据模拟出该角度下的时域噪声信号。

在空中由发动机和地面飞越噪声测量点所在的跑道延长线组成的平面内，计算飞机发动机和地面噪声测量点之间声压信号传播的路程和时间。

计算出飞机起飞飞越过程的航迹数据。根据飞机在起飞飞越过程中的航迹数据，计算在飞机飞越过程的某时刻，以发动机为圆心、150 ft 为半径的圆弧的各角度的噪声时域信号，用修正后各角度的 1/3 倍频程数据计算得到的噪声时域数据代替。根据飞机在飞越过程中的噪声计算理论，计算该时刻空中的声时域信号传递到地面噪声测量点的实际噪声时域信号，从而计算出飞机起飞飞越过程中，地面噪声测量点得到的实际噪声时域信号。

### 4 飞机发动机飞越噪声计算实例

根据 ANP 数据可计算某型飞机的某次标准起飞航迹，表 1 为某次起飞航迹计算中的某些参数，其中设定的功率可以用发动机低压转子的实际转速与最大转速之比的百分数表示。本次计算中选取该型飞机某次起飞过程中的最大起飞功率和最大爬升功率下发动机的低压转速，分别为 6 100 r·min<sup>-1</sup> 和 5 600 r·min<sup>-1</sup>。用该两种转速下的发动机试车噪声数据来进行计算，从而模拟出飞机在飞越过程中发动机的噪声数据。

表 2、表 3 分别为与该发动机同一系列的发动机在地面试车时转速为 5 600 r·min<sup>-1</sup> 的 1/3 倍频程

噪声数据和经过飞行修正后的 1/3 倍频程噪声数据。其中第一列为 24 个 1/3 倍频程的中心频率，第一行表示麦克风摆放位置与发动机轴线之间的夹角。

现在根据经过飞行修正的 1/3 倍频程数据来近似计算发动机在该角度下的时域噪声信号数据，使用数字信号滤波器方法重构发动机的时域信号<sup>[4]</sup>。该方法是通过设计一个数字信号滤波器来描绘发动机噪声的功率谱，然后用这个滤波器的时域传递函数与具有随机相位的白噪声做卷积运算，从而得到发动机噪声的时域信号。在随机过程理论中，一个平稳的随机过程的功率谱密度可以用另一个平稳

表 1 飞机在起飞飞越的过程中各阶段参数  
Table 1 Parameters in each period of aircraft take-off and fly-over

阶段	飞机状态	功率设定
1	起飞	最大起飞
2	爬升	最大起飞
3	加速	最大爬升
4	爬升	最大爬升
5	加速	最大爬升
6	爬升	最大爬升
7	爬升	最大爬升
8	爬升	最大爬升

表 2 某转速下发动机地面试车的 1/3 倍频程的噪声数据  
Table 2 One third octave data of ground test at a certain engine speed

中心频率/ Hz	噪声级/dB(A)					
	$\beta=20^\circ$	$\beta=25^\circ$	$\beta=30^\circ$	$\beta=35^\circ$	$\beta=40^\circ$	$\beta=45^\circ$
50	80.0	79.8	79.9	79.7	80.1	81.0
63	81.2	80.7	80.8	80.9	81.5	82.3
80	82.8	82.2	82.4	82.9	83.4	84.1
100	83.2	82.6	82.9	83.4	84.1	84.9
125	83.9	83.7	84.1	84.5	85.1	85.9
160	84.4	84.6	85.2	85.3	86.1	86.9
200	85.1	84.9	85.5	85.9	86.6	87.3
250	85.2	85.1	85.7	86.1	86.9	87.7
315	85.5	85.3	85.9	86.4	87.2	87.8
400	84.8	84.8	85.4	85.8	86.7	87.5
500	84.3	84.3	84.8	85.2	86.0	87.0
630	83.4	83.4	83.9	84.5	85.2	86.2
800	82.9	83.0	83.6	84.0	84.7	85.7
1 000	82.6	82.7	83.2	83.7	84.5	85.6
1 250	82.3	82.5	83.1	83.7	84.3	85.7
1 600	80.9	80.5	80.7	81.7	83.0	84.2
2 000	81.5	82.2	82.6	82.7	84.3	85.4
2 500	82.1	82.8	83.3	83.7	85.0	85.6
3 150	83.0	83.8	84.4	85.4	86.1	86.1
4 000	84.1	84.7	85.5	87.1	87.2	86.6
5 000	83.9	85.3	85.8	86.9	88.1	88.3
6 300	83.1	83.7	84.3	85.9	88.5	88.1
8 000	81.2	81.3	82.3	83.1	85.1	84.8
10 000	79.9	79.8	80.9	81.3	84.0	83.8

表 3 某转速下飞行修正后发动机 1/3 倍频程的噪声数据  
Table 3 One third octave data at a certain engine speed after flight correction

中心频率/ Hz	噪声级/dB(A)					
	$\beta=25^\circ$	$\beta=30^\circ$	$\beta=35^\circ$	$\beta=40^\circ$	$\beta=45^\circ$	$\beta=50^\circ$
50	85.5	85.4	84.9	85.0	85.5	86.1
63	86.4	86.3	86.1	86.4	86.8	87.6
80	87.9	87.9	88.1	88.3	88.6	89.1
100	88.3	88.4	88.6	89.0	89.4	90.0
125	89.4	89.6	89.7	90.0	90.4	90.9
160	90.3	90.7	90.5	91.0	91.4	91.6
200	90.6	91.0	91.1	91.5	91.8	91.9
250	90.8	91.2	91.3	91.8	92.2	92.3
315	91.0	91.4	91.6	92.1	92.3	92.4
400	90.5	90.9	91.0	91.6	92.0	92.1
500	90.0	90.3	90.4	90.9	91.5	91.7
630	89.1	89.4	89.7	90.1	90.7	90.9
800	88.7	89.1	89.2	89.6	90.2	90.3
1 000	88.4	88.7	88.9	89.4	90.1	90.3
1 250	88.2	88.6	88.9	89.2	90.2	90.1
1 600	86.2	86.2	86.9	87.9	88.7	89.6
2 000	87.9	88.1	87.9	89.2	89.9	90.5
2 500	88.5	88.8	88.9	89.9	90.1	90.6
3 150	89.5	89.9	90.6	91.0	90.6	92.3
4 000	90.4	91.0	92.3	92.1	91.1	93.6
5 000	91.0	91.3	92.1	93.0	92.8	93.5
6 300	89.4	89.8	91.1	93.4	92.6	91.8
8 000	87.0	87.8	88.3	90.0	89.3	89.4
10 000	85.5	86.4	86.5	88.9	88.3	88.0

过程和一个线性时不变滤波器的传递函数表示，表达式为

$$S_2(\omega) = |H(\omega)|^2 \cdot S_1(\omega) \tag{15}$$

式中，发动机噪声的功率谱密度  $S_2(\omega)$  以被看作是一个未知的输入信号的功率谱密度  $S_1(\omega)$  经过滤波器滤波后的输出。如果假设这个未知的输入信号是均值为 0、方差为 1 的白噪声，那么，滤波器频域响应的平方  $|H(\omega)|^2$  就等于  $S_2(\omega)$ 。这种情况下，可以把发动机噪声的功率谱密度  $S_2(\omega)$  作为滤波器频域响应的平方来设计这个滤波器。由此可设计一个有限单元冲击响应滤波器(Finite Impulse Response, FIR)，它的系数可以用发动机噪声功率谱的平方根逆快速傅里叶变换(Inverse Fast Fourier Transform, IFFT)计算得到。模拟的发动机噪声声压  $p_2$  可以由一个 FIR 滤波器与一个白噪声声压  $p_1$  的卷积计算得到，表达式为

$$p_2(n) = \sum_{k=-\infty}^{k=+\infty} h(k) \cdot p_1(n-k) \tag{16}$$

上面介绍了发动机噪声模拟的方法。现已有的数据是 1/3 倍频程声压级的数据，由于傅里叶变换

是基于恒定带宽的，因此首先需要将 1/3 倍频程的数据修正转换成恒定的频带宽度的数据<sup>[5]</sup>。

根据数字滤波器的方法对进行过飞行修正后的 1/3 倍频程数据修正为恒定带宽数据，这里选用参考文献[6]计算 1/3 倍频程谱的方法进行修正，图 6 为其计算 1/3 倍频程谱的数据流程<sup>[6]</sup>。

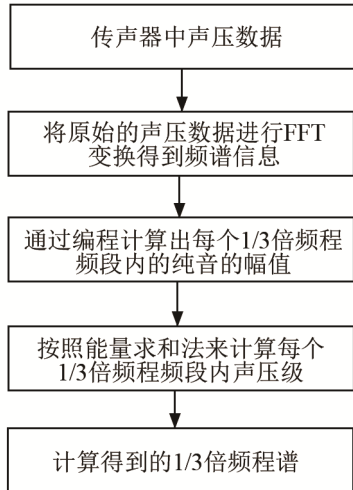


图 6 计算 1/3 倍频程谱的流程图  
Fig.6 The flow chart of calculating 1/3 octave spectrum

该计算方法的原理为计算出 1/3 倍频程每个带宽中的纯音，通过能量求和法计算该带宽中的能量。根据该算法，将带宽中能量进行修正，计算出作为恒定带宽的功率谱数据。因为有限单元冲击响应滤波器(FIR)的系数  $h(k)$  可以用发动机噪声功率谱的平方根逆快速傅里叶变换(IFFT)计算得到。通过计算得到的 FIR 滤波器的系数  $h(k)$  与均值为 0、方差为 1 的白噪声做卷积后，可以得到该 1/3 倍频程数据对应的噪声时域信号，从而计算出时域噪声的最大声压。因为该方法计算得到的噪声时域信号与选定的恒定带宽宽度有关，故该方法计算有一定的误差。

根据数字滤波器的方法，计算得到经过飞行修正后发动机噪声时域信号的声压数据，每个角度下发动机噪声的最大声压值如表 4 所示。

根据两个角度之间的声压差值来线性估计每隔 1°的发动机最大声压值数据。根据 NASA 的报告，现在假定飞机发动机的噪声时域信号的周期为 0.04 s，使用以下函数来模拟发动机在空中与其相距 150 ft 处产生的时域信号，具体计算公式为

$$p_{m1}(\theta, \varphi, \tau) = \sum_{n=1}^{N_H} A_n \cos \left[ 2\pi f_n \tau + (n-1) \frac{\pi}{2} \right] \quad (17)$$

$$P_m(\theta, \varphi, \tau) = \frac{p_{m1}(\theta, \varphi, \tau) \cdot P_{\max}}{p_{m1}(\theta, \varphi, \tau)_{\max}} \quad (18)$$

表 4 发动机地面试车中各角度对应的最大声压值  
Table 4 The maximum sound pressure value corresponding to each angle in the engine ground test

角度/(°)	最大声压 $P_{\max}$ /Pa	角度/(°)	最大声压 $P_{\max}$ /Pa
25	1.832 2	95	1.953 3
30	1.848 0	100	1.953 6
35	1.873 1	105	1.978 6
40	1.924 5	110	2.026 4
45	1.945 0	115	2.070 5
50	1.984 4	120	2.123 7
55	1.987 8	125	2.179 4
60	1.975 6	130	2.250 1
65	1.943 2	135	2.333 3
70	1.943 3	140	2.463 3
75	1.927 3	145	2.401 7
80	1.941 1	150	2.355 7
85	1.927 2	155	2.240 4
90	1.944 2	160	2.062 2

其中， $N_H=500$ ； $f_1=25$  Hz，其余频率为  $f_n=25 \cdot n$  ( $n=2, \dots, N_H$ )； $A_1=1$ ， $A_n=0.75A_{n-1}$ ； $\tau$  为噪声源时间。将构造好的声压函数  $p_{m1}(\theta, \varphi, \tau)$  除以其最大值  $p_{m1}(\theta, \varphi, \tau)_{\max}$  后与该角度下的最大声压值  $P_{\max}$  相乘，得到该角度下声压随时间的变化函数  $P_m(\theta, \varphi, \tau)$ 。根据接收到的瞬时声压信号需要进行 1/3 倍频程分析所需要的噪声声压点数来确定每个时间  $\tau$  的取值。

根据 ANP 数据库中关于某型飞机起飞的各种参数和数据，可以计算出该型飞机的某个标准起飞航迹<sup>[7]</sup>。该型飞机起飞的重量为 83 520 lb(1 lb = 0.453 6 kg)，该起飞重量与我们使用的地面试车发动机的数据对应的飞机起飞重量相同。飞机航迹图计算结果如图 7 所示。

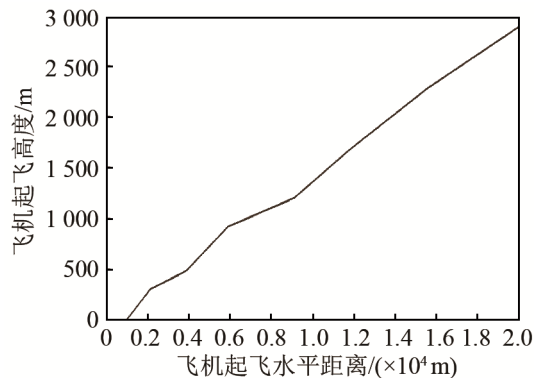


图 7 某型飞机某次起飞飞越航迹图  
Fig.7 The plot of a certain aircraft during take-off and fly-over test

在飞机起飞飞越噪声测量中,飞越噪声测量点位于跑道中心线延长线上,与飞机起飞滑跑点之间的距离为 6 500 m,在该测量点上放置麦克风来测量飞机起飞飞越过程中的时域噪声数据,进而计算出飞机飞越有效感觉噪声级。飞机在起飞飞越过程中,一般认为飞机在起飞飞越过程中,除了飞机在刚离开地面起飞状态外,飞机沿固定的角度进行爬升,所以认为飞机在爬升和加速时,飞机的飞行速度方向与飞机的航迹方向相同,即认为飞机某时刻速度与水平方向的夹角与该时刻所在阶段的航迹与水平方向的夹角相同。

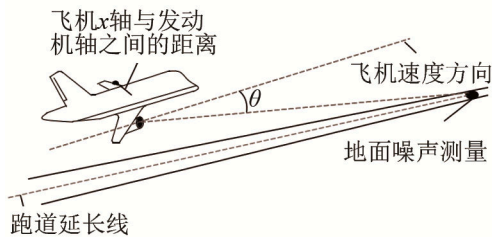


图8 飞机速度方向与地面噪声测量点的所夹角示意图  
Fig.8 Schematic diagram of the angle between the aircraft engine axis and the ground noise measurement point

根据发动机轴线与飞机轴线之间的垂直距离  $d$ 、飞机在某时刻跑道延长线竖直上平面内的坐标位置  $(x,y)$  和跑道延长线上噪声测量点  $(6\ 500,0)$  的位置,来计算某时刻飞机发动机速度方向与地面噪声测量点之间的夹角  $\theta$  (如图8中所示) 和声波的传递路径。

通过计算出该时刻飞行马赫数向量与地面噪声测量点之间的夹角  $\theta$ , 以及飞机发动机轴线与声线初始入射单位向量之间的夹角来确定该时刻声压的最大值  $P_{\max}$ 。代入噪声计算公式式(5)、(17)、(18)中,即可计算出飞机坐标为  $(x,y)$  时,发动机空中噪声的时域信号传递到噪声测量点处的实际噪声的时域信号。

预测发动机地面噪声测量点接收声压信号,是为了计算发动机在起飞飞越过程中的有效感觉噪声级。按照 CCAR-36 部的要求,需要计算每隔 0.5 s 时域信号的 24 个 1/3 倍频程内的瞬时声压级,所以本次计算中将 FFT 分析中的采样率设定为  $f_s = 24\ 000\ \text{Hz}$ ,即在 0.5 s 的时间段内每隔  $1/24\ 000\ \text{s}$  取一个声压值。首先每隔 0.000 0001 s 计算一次地面噪声测量点接收的时域信号,根据地面噪声的测量点开始接收到模拟发动机噪声时域信号时刻开始,将每个 0.5 s 的时间段内按  $1/24\ 000\ \text{s}$  的时间间隔截取 12 000 个声压信号,经过 FFT 变换后计算该段时间内 24 个 1/3 倍频程内的瞬时声压级,进而根据

CCAR-36 部的要求继续计算得到有效感觉噪声级。图9为模拟计算得到的第一个 0.5 s 内,地面接收点接收到的噪声时域信号。

图10中横纵坐标分别为地面噪声测量点接收的信号时间和声压。地面噪声测量点从飞机起飞离开地面开始计时,发动机轴线与该时刻声线的夹角在  $20^\circ \sim 160^\circ$  之间计算地面噪声测量点得到的噪声时域信号。因为本次计算中每个 0.5 s 的时间内等间隔取 12 000 个声压值,所以在图10中显示的数据较多,为连续的声波波形分布。

根据预测的飞越噪声时域信号,按照 CCAR36 部规章规定的计算方法<sup>[7]</sup>,在每个 0.5 s 的时间段上,计算出 24 个 1/3 倍频程内的瞬时声压级,最终可以得到有效感觉噪声级。

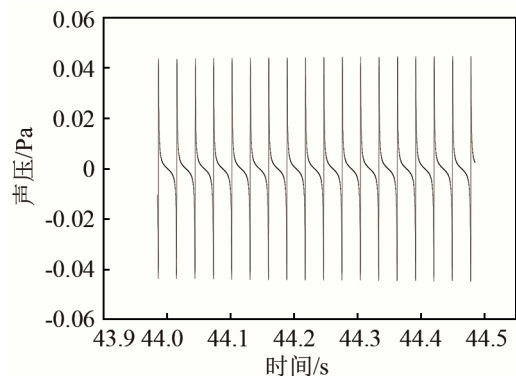


图9 模拟计算得到的第一个 0.5 s 内的噪声时域信号  
Fig.9 The first 0.5 s noise data in time-domain which obtained from simulation

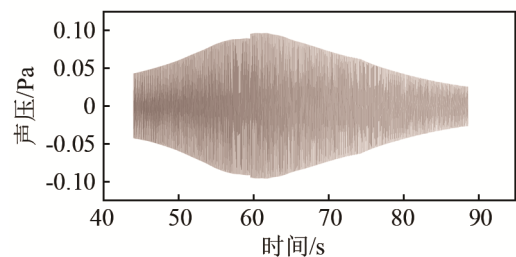


图10 计算得到的地面噪声测量点接收的发动机时域噪声信号  
Fig.10 The calculated time-domain engine noise signal which are received at the ground noise measurement point

## 5 结论

本文通过研究飞机噪声信号传播特性的计算方法,使用发动机地面试车数据,近似计算了飞机发动机在起飞飞越过程中地面噪声测量点接收的部分噪声时域信号数据,对进一步研究发动机噪声对飞机适航噪声测量结果的影响有一定理论意义。如果能收集到地面发动机噪声测量的时域信号数据,并通过修正换算到发动机空中噪声的时域数

据, 则通过该方法能获得更加准确的发动机飞越噪声的时域数据, 由该数据可以计算出发动机在起飞飞越过程中的有效感觉噪声级。根据发动机和飞机的噪声时域数据和有效感觉噪声级数据, 更加准确地研究发动机噪声对飞机起飞飞越过程中的噪声适航审定的影响。

#### 参 考 文 献

- [1] Jeffrey J. Kelly. Sigal Processing of Aircraft Flyover Noise[R]. Virginia.NASA. 1991.
- [2] 陈聃. 风场和温度场下影响下的空气中声波传播的特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2009: 22-25.  
CHEN Dan. The study of sound wave propagation characteristics under the influence of wind and temperature field in the air[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009: 22-25.
- [3] 姜薇, 李太宝. 三维声线追踪的正三棱锥前向伸展算法[J]. 声学学报, 2005, 30(5): 405-408.  
JIANG Wei, LI Taibao. A three-dimensional sound ray tracing method by deploying regular tetrahedrons[J]. Acta Acustica, 2005, 30(5): 405-408.
- [4] SHIN H C, HALL C, CRICHTON D. Auralisation of turbofan engine noise components[C]//12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Cambridge, Massachusetts, 2006.
- [5] 金宗亮. 航空发动机喷气噪声分解方法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2014: 29-32.  
JIN Zongliang. Research on methods to separate jet noise from engine noise[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2014: 29-32.
- [6] 张攀登, 高志强. 噪声 1/3 倍频程计权声级算法[J]. 河南理工大学学报(自然科学版), 2013, 32(6):709-712.  
ZHANG Pandeng, GAO Zhiqiang. Study of 1/3 octave spectrum and weighted sound level[J]. Journal of Henan Polytechnic University(Natural Science), 2013, 32(6):709-712.
- [7] 张凤, 闫国华. 飞机起飞航迹计算方法研究[J]. 装备与制造技术, 2011(11): 15-16.  
ZHANG Fen, YAN Guohua. Research on Aircraft Track Calculation Method[J]. Equipment and manufacturing technology, 2011(11): 15-16.
- [8] 中国民用航空局. 航空器型号和适航合格审定噪声规定, 附件 B-根据第 36. 103 条运输类和喷气式飞机的噪声[S]. 北京: 中国民用航空局, 2007.  
CAAC. Aircraft types and airworthiness approval of qualified noise regulations, Annex B- According to the article 36.103 of the transportation and the noise of jet planes[S]. Beijing: CAAC, 2007.