航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jan. 15 2018 Vol. 29 No.01 37-41

基于静态试验的发动机自由场声压级计算方法

宋亚辉*，张晓亮，秦浩
中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：分析通过喷气式发动机静态噪声试验数据获得其自由场声压级的数据修正方法。通过对点声源在刚性地面和有限声学阻抗地面上的分析，得到了基于地面试验数据的自由场声压级修正量计算方法。在此基础上，将点声源模型推广到复杂的喷气式发动机分布式声源模型，得到了可以考虑喷气式发动机喷气声源分布模型的自由场声压级修正量的计算方法。最后，采用参考文献中喷气式发动机噪声数据对该方法进行验证。结果表明，在考虑发动机声源特性和地面阻抗特性的情况下，该方法计算结果与参考文献中结果基本一致，可用于喷气式发动机静态噪声试验中自由场声压级的计算。

关键词：发动机静态噪声试验；自由场声压级；地面影响；噪声数据修正；反射声

中图分类号：V216.5+4，TB533+.1　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.037

全尺寸的喷气式发动机静态噪声试验难以在全消声室中进行，噪声传感器通常布置在室外地面上，实际上噪声传感器测得的是发动机噪声在半空间中传播的噪声，所测得的噪声至少包含有两部分[1~3]：一是由发动机噪声源发出的噪声直接入射到传感器的直达声，二是发动机噪声源发出的噪声经地面反射后传播到传感器的反射声。因此，常规的发动机静态噪声试验一般不能直接得到发动机自由场噪声。通常，获得喷气式发动机自由场噪声在分析发动机降噪效果、分离发动机噪声源、比较装机后噪声与静态噪声、比较模型噪声级与全尺寸噪声级，以及设计发动机噪声试验方法等方面具有重要意义[1~6]。在军用飞机发动机噪声试验的相应国军标[7]中，要求通过发动机静态试验获得发动机自由场声压级。在民用飞机噪声型号和适航合格审定中，允许使用发动机地面噪声试验数据预测飞机飞行中的噪声级（Ground to Flight Status Equivalent Mapping，GTFE）[4~6]，从而确定发动机进行声学更改后的衍生型飞机噪声级，这同样需要获得发动机的自由场声压级。

为获得发动机自由场声压级，需要设计特定的试验方法，通过理论方法结合经验公式计算修正量，通过对静态噪声试验数据的修正得到自由场声压级。C. I. Chessel[3]，C. A. Yoerkie[8]，P. A. Franken[9]对噪声源在刚性和阻抗地面上的传播进行了研究，提出了得到自由场声压级的方法。国际自动机工程师学会（Society of Automotive Engineers International，SAE International）在AIR 1327[2]中对理论计算方法进行了总结，并指出了理论计算方法应用的限制条件；在AIR 1672[1]中对通过地面噪声试验获得发动机自由场声压级的方法进行了介绍，给出了斯奈克玛（SNECMA）、波音（Boeing）、普拉特－惠特尼（Pratt & Whitney）和罗尔斯·罗伊斯（Rolls Royce）等发动机和飞机设计生产单位的试验方法和数据处理方法。由于发动机声源的复杂性、试验条件的限制和地面阻抗条件的不同，自由空间声压级修正量（即发动机静态试验中测得的含地面影响的声压级与发动机自由空间声压级的差值）的获得较为复杂，实际上难以得到工程上适用的考虑到所有影响因素的精确理论计算方法[8]，只能考虑简化的模型。同样，在通常的发动机静态噪声试验中，不同的得到自由空间声压级修正量的方法只适用于特定的试验条件和特定的发动机[1]。因此，在工程中应该对得到自由场声压级修正量的理论方法进行对比分析，结合现有试验场地的条件和发动机噪声源特性，设计试验方案和选择自由场声压级修正量计算

收稿日期：2017-11-13　　退修日期：2017-11-29；　　录用日期：2018-01-04
* 通信作者 .Tel.：029-86838125　　E-mail：songyahuilym@163.com
引用格式：Song Yahui, Zhang Xiaoliang, Qin Hao. Calculation methods to obtain free-field sound pressure levels of jet-engine from static noise test [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01)：37-41. 宋亚辉，张晓亮，秦浩．基于静态试验的发动机自由场声压级计算方法 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (01)：37-41.

方法。

本文首先从点声源模型出发，分析了基于实测噪声数据的自由场声压级修正量理论计算方法；随后将该方法向喷气式发动机复杂空间分布声源推广，得到了适用于任意声源分布喷气式发动机的自由空间声压级修正量的理论计算方法；最后，采用参考文献 [8] 中的数据对计算方法进行了分析验证。

1 点声源的声压级修正量计算方法

1.1 刚性地面的声压级修正量计算

设定点声源不受外界影响稳定产生噪声，地面为声学硬地面，忽略地面附近风速梯度、温度梯度、尘埃、大气湍流和太阳对地面的加热等因素的影响同时忽略入射噪声与散射噪声传播路程差上的大气声吸收效应，点声源声波传播模型如图 1 所示，则传感器处自由空间声压级为：

$$\mathrm{SPL}_{i\mathrm{free}}=\mathrm{SPL}_{i\mathrm{test}}-\Delta\mathrm{SPL}_i \tag{1}$$

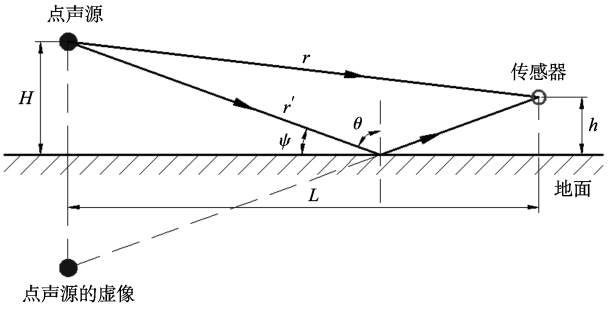

图 1 点声源声波传播模型

Fig.1 Sound wave propagation model of point source

式中：i 为频谱分析的频带序号，$\Delta\mathrm{SPL}_i$ 为传感器测得的带地面影响的声压级 $\mathrm{SPL}_{i\mathrm{test}}$ 与自由空间声压级 $\mathrm{SPL}_{i\mathrm{free}}$ 的差值，简称声压级修正量 [1,2]，公式为：

$$\Delta\mathrm{SPL}_i=10\lg\left(1+\frac{1}{Z^2}+\frac{2}{Z}C_\tau\right) \tag{2}$$

式中：Z 为几何参数，且：

$$Z=\frac{r'}{r}=1+\frac{\Delta r}{r} \tag{3}$$

其中：r 为直达声传播距离，r' 为反射声传播距离，$\Delta r=r'-r$ 表示反射声与直达声传播距离差，且：

$$\Delta r=\sqrt{L^2+(H+h)^2}-\sqrt{L^2+(H-h)^2} \tag{4}$$

式 (2) 中，

$$C_\tau=\int_{f_a}^{f_b}\omega(f)\cos(2\pi\tau f)\mathrm{d}f\Big/\int_{f_a}^{f_b}\omega(f)\mathrm{d}f \tag{5}$$

其中：$\tau=\Delta r/c_0$ 表示反射声与直达声传播时间差，c_0 为声速，f 为声波频率，$\omega(f)$ 为频谱密度。C_τ 表示直达声波与反射声波在频段 (f_a,f_b) 内与频谱密度 $\omega(f)$ 和时间差 τ 有关的自相关因子。

根据 P. Thomas[9] 对频谱密度 $\omega(f)$ 的影响的分析，对于纯音分析，式 (5) 变换为：

$$C_\tau=\cos\left[2\pi(\Delta r/\lambda_i)\right] \tag{6}$$

式中：$\lambda_i=c_0/f_i$，即波长。

对于恒定带宽频谱分析，式 (5) 变换为：

$$C_\tau=\frac{\sin\left[\pi(\Delta f/f_i)(\Delta r/\lambda_i)\right]}{\pi(\Delta f/f_i)(\Delta r/\lambda_i)}\cos\left(2\pi\frac{\Delta r}{\lambda_i}\right) \tag{7}$$

式中：$\Delta f=f_b-f_a$，即带宽；$f_i=(f_a+f_b)/2$，即中心频率。

对于恒定带宽比频谱分析，式 (5) 变换为：

$$C_\tau=\frac{\sin\left[\alpha(\Delta r/\lambda_i)\right]}{\alpha(\Delta r/\lambda_i)}\cos\left[\beta(\Delta r/\lambda_i)\right] \tag{8}$$

式中：$\alpha=\pi(\Delta f/f_i)$，$\beta=2\pi\sqrt{1+(\Delta f/2f_i)}$。

1.2 阻抗地面的声压级修正量计算

若地面存在阻抗，必须考虑地面阻抗对声波传播的影响，声压级修正量为 [1~3]：

$$\Delta\mathrm{SPL}_i=10\lg\left[1+\left(\frac{|Q_i|}{Z}\right)^2+2\frac{|Q_i|}{Z}C_\tau\right] \tag{9}$$

对于纯音分析，为：

$$C_\tau=\cos\left[2\pi(\Delta r/\lambda_i)+\delta_i\right] \tag{10}$$

对于恒定带宽频谱分析，为：

$$C_\tau=\frac{\sin\left[\pi(\Delta f/f_i)(\Delta r/\lambda_i)\right]}{\pi(\Delta f/f_i)(\Delta r/\lambda_i)}\cos\left[2\pi(\Delta r/\lambda_i)+\delta_i\right] \tag{11}$$

对于恒定带宽比频谱分析，为：

$$C_\tau=\frac{\sin\left[\alpha(\Delta r/\lambda_i)\right]}{\alpha(\Delta r/\lambda_i)}\cos\left[\beta(\Delta r/\lambda_i)+\delta_i\right] \tag{12}$$

式 (9) 中：Q_i 为虚像声源强度，δ_i 为幅角，且：

$$Q_i=|Q_i|\mathrm{e}^{\mathrm{j}\delta_i}=R_{ci}+F_i(\omega_i)(1-R_{ci}) \tag{13}$$

其中：j 为虚数单位，$F_i(\omega_i)$ 为边界损失因子，且：

$$F_i(\omega_i)=1+\mathrm{j}\sqrt{\pi\omega_i}e^{-\omega_i}\mathrm{erfc}\left(-\mathrm{j}\sqrt{\omega_i}\right) \tag{14}$$

其中：erfc( ) 为误差函数的补函数，ω_i 称为“数值距离”，且：

$$\omega_i=\frac{jk_ir'(1+\varsigma_i\sin\psi)^2}{2\varsigma_i(\varsigma_i+\sin\psi)} \tag{15}$$

其中：k_i 为声波的波数，角度 ψ 的定义如图 1 所示，ζ_i 为地面法向入射声特性阻抗比，且 $\zeta=Z_n/(\rho_0c_0)$，ρ_0 和 c_0 分别为大气密度和声速，Z_n 为声阻抗。

式（13）中：R_{ci} 为平面波反射因子，且：

$$R_{ci}=(\varsigma_i \sin\psi-1)/(\varsigma_i \sin\psi+1) \tag{16}$$

2 喷气式发动机的自由空间声压级修正量计算方法

2.1 刚性地面的声压级修正量计算

首先，认为排气噪声是喷气式发动机的最重要的声源，且声源集中分布在发动机喷管轴线上[8]，如图 2 所示，具体分布随发动机不同而不同，参考文献 [8] 中的某款发动机噪声源分布存在如下经验表达式：

$$St=C_0 N_D^{-C_1} \tag{17}$$

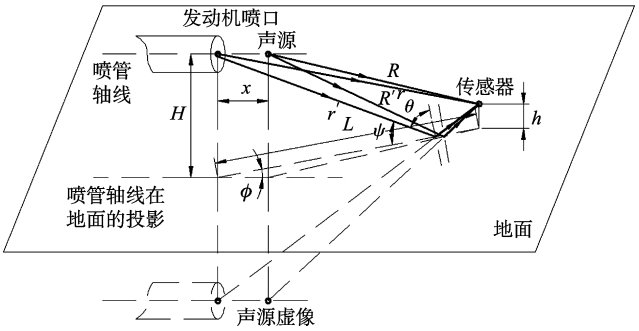

图 2 喷管轴线分布声源传播模型

Fig.2 Sound wave propagation model of jet-engine whose sound sources distribute at nozzle axis

式中：C_0 和 C_1 为与发动机相关的常数；$N_D=X/D$，D 为发动机喷管直径，X 为发动机轴线上的频率为 f_i 的声源距发动机喷口中心点的距离；St 是斯特劳哈尔数（Strouhal Number），且 $St=f_iD/V$，V 为发动机喷气速度。则声压级修正量 $\Delta \mathrm{SPL}_i$ 仍具有如式（2）的表达式：

$$\Delta \mathrm{SPL}_i=10\lg\left(1+\frac{1}{Z_X^2}+\frac{2}{Z_X}C_\tau\right) \tag{18}$$

式中：$Z_X=R'/R=1+\Delta r_X/R$，且：

$$\Delta r_X=\sqrt{X^2+L^2-2XL\cos\phi+(H+h)^2}-\sqrt{X^2+L^2-2XL\cos\phi+(H-h)^2} \tag{19}$$

式中：ϕ 为传感器方位角度。

对于恒定带宽频谱分析，为：

$$C_\tau=\frac{\sin\left[\pi(\Delta f/f_i)(\Delta r_X/\lambda_i)\right]}{\pi(\Delta f/f_i)(\Delta r_X/\lambda_i)}\cos\left[2\pi(\Delta r_X/\lambda_i)\right] \tag{20}$$

对于恒定带宽比频谱分析，为：

$$C_\tau=\frac{\sin\left[\alpha(\Delta r_X/\lambda_i)\right]}{\alpha(\Delta r_X/\lambda_i)}\cos\left[\beta(\Delta r_X/\lambda_i)\right] \tag{21}$$

可以看出，与点声源不同，发动机轴线分布式声源的不同频率的声源的反射声与直达声传播距离差随声源距离喷口距离 X 和传感器方位角度 ϕ 不同而不同[2]。

根据式（4）和式（19），若发动机距离地面足够高（$H>10D$）时，$|\Delta r_X-\Delta r|$ 将趋向于可忽略的小量，仍可以将发动机声源近似看作位于发动机喷口中心点的点声源，采用式（2）计算声压级修正量。

通常，发动机距离地面不满足 $H>10D$，这时不仅要考虑声源沿轴线的分布，还需要考虑声源沿与发动机喷流速度垂直的截面的分布。如图 3 所示，近似将声源看作分布在截面 S' 上，距喷口中心为 X 的截面 S' 上分布有 N 个相互独立或不相关的频率为 f_i 的声源。则声压级修正量 $\Delta \mathrm{SPL}_i$ 的表达式为：

$$\Delta \mathrm{SPL}_i=10\lg\left(1+\frac{1}{Z_X^2}+\frac{2}{NZ_X}\sum_{k=1}^{N}C_{\tau k}\right) \tag{22}$$

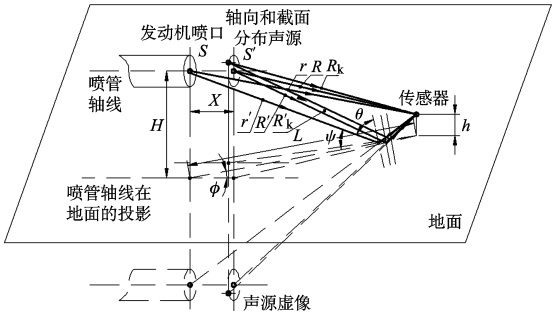

图 3 沿喷管轴线和喷流截面分布声源传播模型

Fig.3 Sound wave propagation model of jet-engine whose sound sources distribute at nozzle axis and nozzle flow area sections

对于恒定带宽频谱分析，为：

$$C_{\tau k}=\frac{\sin\left[\pi(\Delta f/f_i)(\Delta r_k/\lambda_i)\right]}{\pi(\Delta f/f_i)(\Delta r_k/\lambda_i)}\cos\left(\frac{2\pi\Delta r_k}{\lambda_i}\right) \tag{23}$$

对于恒定带宽比频谱分析，为：

$$C_{\tau k}=\frac{\sin\left[\alpha(\Delta r_k/\lambda_i)\right]}{\alpha(\Delta r_k/\lambda_i)}\cos\left[\beta(\Delta r_k/\lambda_i)\right] \tag{24}$$

对于发动机喷流，距离喷口 X 处的喷流区域截面 S' 的直径为：

$$D_X=D+2X\tan\theta_s \tag{25}$$

式中：θ_s 为喷流扩散角，与发动机喷管结构和发动机工作状态相关。

2.2 阻抗地面的声压级修正量计算

若地面存在阻抗，同点声源推到过程，考虑发动机声源分布的影响，则声压级修正量的表达式为：

$$\Delta \mathrm{SPL}_i = 10\lg\left\{\begin{array}{l}1+\left(|Q_i|/Z_X\right)^2\\ +2\left(|Q_i|/NZ_X\right)\sum_{k=1}^{N}C_{\tau k}\end{array}\right\} \tag{26}$$

式中：虚像声源强度 Q_i 和相位角 δ_i 的计算方法同式（13）~式（16）。

对于恒定带宽频谱分析，为：

$$C_{\tau k} = \frac{\sin\left[\pi\left(\Delta f/f_i\right)\left(\Delta r_k/\lambda_i\right)\right]}{\pi\left(\Delta f/f_i\right)\left(\Delta r_k/\lambda_i\right)}\cos\left[2\pi\left(\Delta r_k/\lambda_i\right)+\delta_i\right] \tag{27}$$

对于恒定带宽比频谱分析，为：

$$C_{\tau k} = \frac{\sin\left[\alpha\left(\Delta r_k/\lambda_i\right)\right]}{\alpha\left(\Delta r_k/\lambda_i\right)}\cos\left[\beta\left(\Delta r_k/\lambda_i\right)+\delta_i\right] \tag{28}$$

3 计算方法验证

C. A. Yoerkie 和 R. S. Larson[8] 结合某款喷气式发动机静态噪声系列试验结果对声压级修正量的计算方法进行了分析和研究，本文根据其分析结果对上述计算方法进行了验证。如图 4 所示，发动机喷口直径 D=0.91m，喷流扩散角 θ_s=7°，发动机喷管轴线平行于地面且离地高度 H=4.9m，传感器离地高度 r=4.9m，传感器距发动机喷口中心直线距离为 L=45.7m 的圆上，方位角 ϕ=100°。试验采用了已知阻抗特性的碎石地面，碎石地面的阻抗率如图 4 所示[8]。

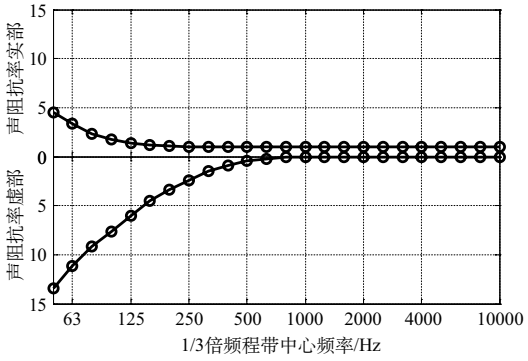

图 4 碎石地面阻抗特性

Fig.4 Specific normal acoustic impedance ratio for the crushed stone surface

由于阻抗地面的声压级修正量是在声学硬地面的基础上考虑阻抗地面对入射声波的散射作用来计算的，这里直接对阻抗地面的声压级修正量进行计算和验证。图 5 为在图 4 所示的阻抗特性的碎石地面情况下计算的声压级修正量曲线与 C. A. Yoerkie 等在参考文献 [8] 中的结果对比，发动机声源分布模型采用图 3 所示的沿喷管轴线和喷流截面分布声源模型。可以看出，不论是点声源还是分布声源，本文计算结果都与 C. A. Yoerkie 等在参考文献 [8] 中的结果基本一致。

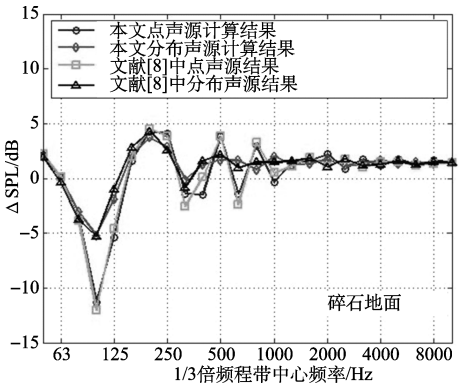

图 5 △ SPL 在本文的计算结果与参考文献 [8] 中的结果对比

Fig.5 Comparison of △ SPL between present and reference [8]

4 结论

本文在考虑发动机声源特性和地面阻抗特性的情况下，给出了一种满足工程应用精度的用于喷气式发动机静态噪声试验中计算自由场声压级的方法，并通过文献中的数据验证了计算方法的正确性。实际应用中需严格控制试验条件（如发动机状态、大气条件、地面阻抗特性、声源－地面－传感器空间几何关系等），考虑发动机声源特性和声源分布的情况，可得到满足工程精度要求的声压级修正量。

不同声源模型、不同地面声学特性情况下的声压级修正量计算的具体方法不同，声压级修正量与发动机推力状态、噪声源分布、地面阻抗特性、大气环境以及声源－地面－传感器的空间几何关系等多种因素有关。由于不同发动机的声源特性和声源分布不同，甚至同一发动机的不同推力状态声源特性和声源分布也不同，应结合发动机地面静态噪声试验和声学预测技术对自由场声压级的数据修正方法进行进一步验证。

参考文献

[1] SAE Committee A-21. SAE aerospace information report 1672B：Practical methods to obtain free-field sound pressure levels from acoustical measurements over ground surfaces[S]. Warrendale：SAE，2012.

[2] SAE Committee A-21. Aerospace information report 1327A：Acoustic effects produced by a reflecting plane[S]. Warrendale：SAE，2012.

[3] Chessel C I. Propagation of noise along a finite impedance boundary[J]. Journal of the Acoustical Society of America，1977，62(5)，825-834.

[4] 中国民用航空局 .CCAR-36-R1 航空器型号和适航合格审定噪声规定 [S]. 中国：中国民用航空局，2007.

Civil Aviation Administration of China. CCAR-36-R1 Noise standards：aircraft type and airworthiness certification[S]. China：Civil Aviation Administration of China，2007.（in Chinese）

[5] 中国民用航空局 . AC-36-AA-2008-04 航空器型号和适航合格审定噪声规定 [S]. 中国：中国民用航空局，2008.
Civil Aviation Administration of China. AC-36-AA-2008-04 Advisory circular to noise standards：aircraft type and airworthiness certification[S]. China：Civil Aviation Administration of China，2008.（in Chinese）

[6] International Civil Aviation Organization Secretariat General. Doc 9501 Environmental technical manual on the use of procedures in the noise certification of aircraft（The third edition）[S]. Montreal：ICAO，2004.

[7] 中国人民解放军总装备部 . GJB 241—2010 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范 [S]. 北京：中国人民解放军总装备部，2010.
General Equipment Department of the Chinese People's Liberation Army. GJB 241-2010 Engine aircraft turbojet and turbofan general specification for[S].Beijing：General Equipment Department of the Chinese People's Liberation Army，2010.（in Chinese）

[8] Yoerkie C A，Larson R S. Prediction of free field noise levels from pole microphone measurements[R]. New York：AIAA-80-1058，1980.

[9] Franken P A. A theoretical analysis of the field of a random noise source above an infinite plane[R]. NACA T. N. 3557. Washing：NACA，1955.

（责任编辑 樊丹丹）

作者简介

宋亚辉（1985— ）男，硕士，工程师。主要研究方向：飞行器结构动力学，航空声学。

Tel：029-86838125

E-mail：songyahuilym@163.com

Calculation Methods to Obtain Free-field Sound Pressure Levels of Jet-Engine from Static Noise Test

Song Yahui*，Zhang Xiaoliang，Qin Hao

Chinese Flight Test Establishment，Xi'an 710089，China

Abstract: The calculation methods to obtain free-field sound pressure levels from static noise test over ground surfaces of jet-engine were studied. Based on the analysis of theoretical basis of ground reflection effects of point source model，the basic methods were deduced. Then the theoretical basis were applied to jet-engines static test data to obtain the correction of free-field sound pressure levels. The methods were applicable to complicated sound source distribution of jet-engine. At last，the calculation methods were validated by noise data from literature. In consideration of the jet-engine sound source characteristics and ground surface impedance characteristics，present results were basically consistent with the results in literature. The method can be used to calculate free-field sound pressure levels of the jet-engine based on static noise tests.

Key Words: engine static noise test；free-field sound pressure level；ground reflection effect；noise data correction；reflected sound

Received: 2017-11-13; **Revised:** 2017-11-29; **Accepted:** 2018-01-04

***Corresponding author.Tel.:** 029-86838125 **E-mail:** songyahuilym@163.com