

亚音速飞行目标气动噪声方位角估计技术*

王磊¹, 陈昭男¹, 张君^{2,3}, 周唯¹, 佟健飞³

(1. 中国人民解放军91550部队, 辽宁大连 116023; 2. 西北工业大学自动化学院, 陕西西安 710129;

3. 中国科学院声学研究所, 北京 100190)

摘要:亚音速飞行弹道气动声源是宽带非平稳噪声。提出基于小波函数的波达方向估计算法, 并采用时频分析方法进行特征分析, 获取气动噪声显著目标特性。通过优化时间-空间谱特征, 对在时频域空间谱的目标信号进行优化, 从而增强目标信号在空间谱上的显著性, 最终有效实现亚音速飞行弹道气动声源的角度估计。实验数据验证表明, 基于时频分析阵列信号处理模型, 可以更好地实现亚音速飞行目标气动噪声方位角估计。

关键词:亚音速; 气动噪声; 方位角估计

中图分类号: P229 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2021)06-163-07

Azimuth angle estimation technology of subsonic flight vehicle

WANG Lei¹, CHEN Zhaonan¹, ZHANG Jun^{2,3}, ZHOU Wei¹, TONG Jianfei³

(1. The PLA Unit 91550, Dalian 116023, China; 2. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

3. Institute of Acoustics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The aerodynamic noise of subsonic flight trajectory is wideband non-stationary noise. A new direction of arrival estimation algorithm based on wavelet function was proposed. The time-frequency analysis method was used to obtain the significant characteristics of the aerodynamic noise. By optimizing the characteristics of space-time spectrum, the target signal in time-frequency domain was optimized to enhance the significance of the target signal in space spectrum, effectively realizing the azimuth angle estimation of the aerodynamic noise of the subsonic flight vehicle finally. The experimental data shows that array signal processing model based on time-frequency analysis can better achieve the azimuth angle estimation of aerodynamic noise of subsonic flight vehicle.

Keywords: subsonic; aerodynamic noise; azimuth angle estimation

亚音速弹道声学测量以亚音速飞行弹体为目标, 在亚音速飞行过程中, 弹体与气流之间会产生“气动噪声”。气动噪声是指空气流动或者物体在空气中运动引起空气产生旋涡、冲击或者压力突变而导致空气扰动所形成的噪声, 属于宽带非平稳的噪声源^[1-2]。

由于亚音速弹体的信号显著性特征不清晰, 对于超音速弹体弹道声学测量的相关研究较多^[3-4], 关于亚音速弹道声学测量分析的相关研究较少。对于低空飞行目标的小尺寸传感器高精度定向方面, 文献[5]首次将压差式矢量声传感器引入低空目标侧向研究中, 提出基于矢量传感器阵的宽带相干信号子空间最优波束形成算法。

文献[6]在亚音速末弹道声学落点研究中,

采用快速傅里叶变换与拉普拉斯小波分析技术对末端亚音速弹道噪声进行了信号特征建模, 提出了弹丸在亚音速飞行时, 光滑弹体和气流之间会产生气动噪声, 并结合大量测试数据, 得到了亚音速飞行弹丸气动噪声特点。但弹丸的气动特性并非一致的, 对于亚音速飞行的弹丸而言, 弹体在飞行过程中气动特性和弹体外形、体积和飞行速度等因素有关^[7-8], 因此弹体和气流作用产生的宽带非平稳气动噪声的声源显著特性不易获取。

针对该类宽带噪声, 经典的谱分析技术不能显著地刻画其信号特征, 合适的时频分析手段, 对于目标的信号特征分析会更有效^[9]。本文采用时频分析的方法提取气动噪声的声学特性, 并基于时频分析模型对气动噪声的方位角进行估计。

* 收稿日期: 2020-07-14

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金资助项目(6181481, 4191415)

作者简介: 王磊(1979—), 男, 辽宁抚顺人, 高级工程师, 博士, E-mail: 13050513211@163.com;

陈昭男(通信作者), 男, 高级工程师, 博士, E-mail: chzhnan12@163.com

1 亚音速气动噪声及声学特性

图 1 所示为一弹体发射后的飞行过程。

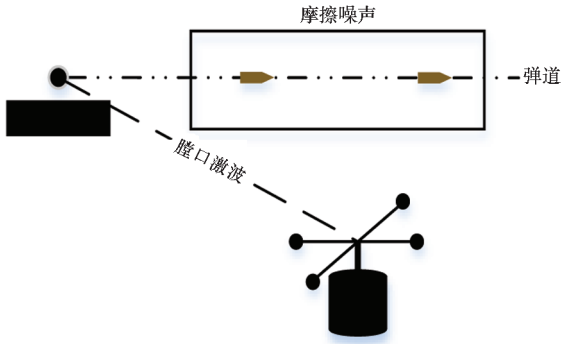
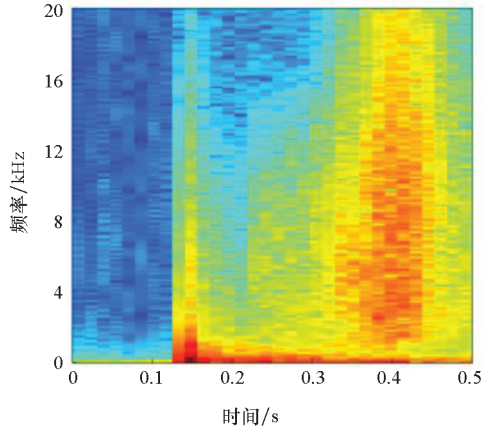


图 1 弹体亚音速飞行过程

Fig. 1 Subsonic flight process of projectile

弹体发射时,火药在窄小的空间内燃烧产生高温、高速的爆炸气流将弹丸推出膛膛,在弹体出膛后,喷出膛口的气流形成膛口激波,以声速从枪口向四周传播(近似为球面波)。随后弹体作亚音速飞行,弹体和空气气流之间产生气动噪声,即高速气流、不稳定气流以及弹体之间相互作用产生的噪声。

图 2 为某次炮弹实验采集的实际信号的时域图和时频谱图。从时域图中可以看出,0.1 ~ 0.2 s 之间的冲击波形为膛口激波,0.3 ~ 0.5 s 之间的波形为弹体飞行过程中产生的气动噪声,其中膛口激波的强度大于气动噪声。从信号时频谱图中可以看出,膛口激波主要集中在 100 ~ 600 Hz 的频带范围内,气动噪声则主要分布在 1 ~ 14 kHz 的频带范围内。由于膛口激波和气动噪声处于不同频段范围内,对采集的信号使用不同的滤波器滤波,可实现两种波形的分离。实验数据滤波后的波形如图 3 所示,当原始信号通过带通滤波器后,气动噪声被削弱,从而保留了膛口激波;当原



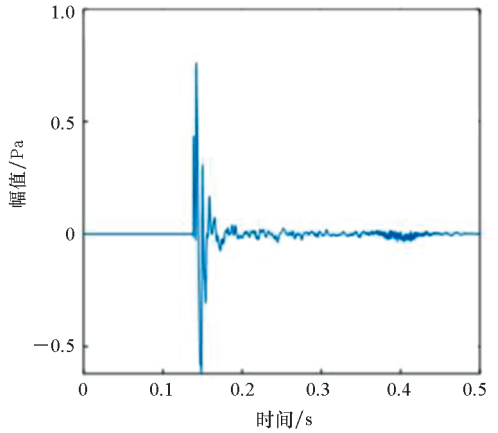
(b) 原始波形时频谱图

(b) Time-frequency spectrum of original waveform

图 2 实验数据时域波形及时频谱图

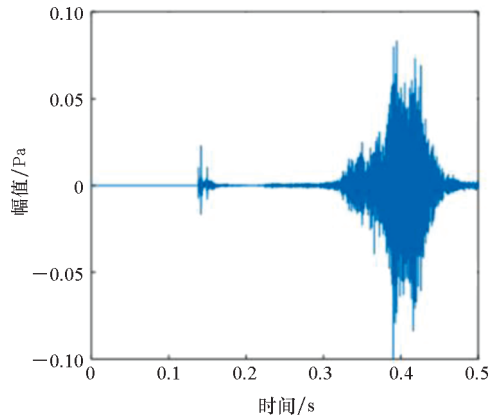
Fig. 2 Time-domain waveform and time-frequency spectrum of experimental data

始信号经过高通滤波器后,膛口激波被削弱,气动噪声被保留。



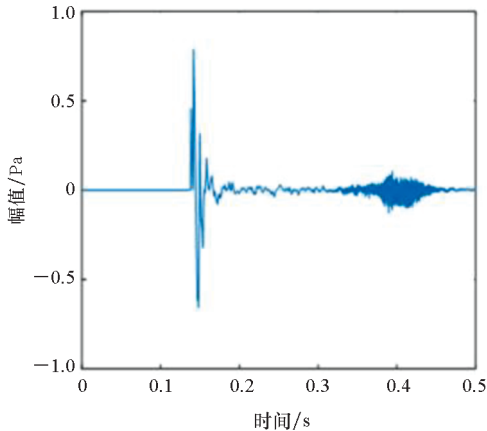
(a) 经过带通滤波器后的波形——膛口波

(a) Waveform after bandpass filtering of muzzle wave



(b) 经过高通滤波器后的波形——气动噪声

(b) Waveform after high pass filtering of aerodynamic noise



(a) 原始波形时域图

(a) Time-domain diagram of original waveform

图 3 实验数据滤波后的波形

Fig. 3 Waveform results after filtering of experimental data

2 基于小波变换的气动噪声波达方向估计

2.1 小波分析

气动噪声属于宽带非平稳信号,其时域和频域声学特征不显著,随着时间变化,其统计特性也随之发生变化。此时,传统的傅里叶变换已经不能够满足分析要求。而小波变换是一种信号的时间频率分析方法,它具有多分辨特点,在时域和频域同时具有良好的局部性质^[10-11]。连续小波变换能够同时对信号的低频和低频信息进行分析,因此更加适用于气动噪声信号的处理。

对于任意函数 $s(t) \in L^2(R)$ 的连续小波变换定义为:

$$\begin{aligned} WT_s(a, b) &= \langle s(t), \psi_{a,b}(t) \rangle \\ &= \frac{1}{\sqrt{a}} \int_{-\infty}^{\infty} s(t) \psi^* \left(\frac{t-b}{a} \right) dt, a > 0 \end{aligned} \quad (1)$$

表1 不同类型小波函数

Tab.1 Different types of wavelet functions

| 小波函数 | 时域数学形式 | 频域数学形式 |
|-------------|--|---|
| Morlet 小波 | $\psi(t) = \exp(j\omega_0 t) \exp\left(-\frac{1}{2}t^2\right)$ | $\Phi(\omega) = \sqrt{2\pi} \exp\left[-\frac{1}{2}(\omega - \omega_0)^2\right]$ |
| Mexh 小波 | $\psi(t) = (t^2 - 1) \exp\left(-\frac{1}{2}t^2\right)$ | $\Phi(\omega) = \sqrt{2\pi} \omega^2 \exp\left(-\frac{1}{2}\omega^2\right)$ |
| Gaussian 小波 | $\psi(t) = \exp\left(-\frac{1}{2}t^2\right)$ | $\Phi(\omega) = \sqrt{2\pi} \exp\left(-\frac{1}{2}\omega^2\right)$ |

根据不同小波函数的时频谱图可以看出,以 Morlet 小波作为分析小波获得的时频谱图与气动噪声特性对应,且基于 Morlet 小波下的时频聚集性较好,能够更好地提取出弹道波。根据不同尺度下分解的信号可以看出, Morlet 小波在 2 尺度下的信号幅值较其他尺度下的小,且在高尺度下已经滤除膛口波,而 Mexh 小波和 Gaussian 小波的效果并不如 Morlet 小波。除此之外,与图 3 所示的实验信号通过高通滤波器获取的结果对比, Morlet 小波依然分析较优。根据以上结论,采用 Morlet 小波作为分析小波,对亚音速飞行气动噪声进行波达方向(Direction of Arrival, DOA)估计。

2.2 气动噪声 DOA 估计流程

设计四元十字阵,各阵元坐标分别为 $(d, 0)$ 、 $(0, d)$ 、 $(-d, 0)$ 以及 $(0, -d)$,考虑存在 K 个宽带声源分别以 $\theta_i (i = 1, \dots, K)$ 的方位角入射到该十字阵,可得第 m 个阵元的接收信号为:

$$x_m(t) = \sum_{k=1}^K s_k(t - \tau_{mk}) + n_m(t), m = 1, 2, 3, 4 \quad (2)$$

式中, a 为尺度因子, b 为时间平移,而小波变换的基函数 $\psi_{a,b}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}} \psi\left(\frac{t-b}{a}\right)$ 是由母小波 $\psi(t)$ 经过尺度伸缩和时间平移产生的。

在小波分析过程中,使用的小波函数不具有唯一性。同一个工程问题,使用不同的小波函数进行分析,结果不完全相同。因此,小波函数的选择是小波分析应用到实际中的关键问题,目前小波函数的选择常通过经验或不断实验来确定。主要选取的小波函数有 Morlet 小波、Mexh 小波以及 Gaussian 小波,它们的时域、频域数学形式见表 1。

对图 2 所示的炮弹实验采集到的数据分别使用 Morlet 小波、Mexh 小波及 Gaussian 小波进行分析,可得表 2 中不同小波函数下的小波时频谱图以及各尺度下分解出的信号,其中尺度和频率成反比。

式中, $\tau_{mk} = (x_m \cos \theta_k + y_m \sin \theta_k) / c$ 表示第 k 个声源入射到第 m 个阵列所引起的时延, $n_m(t)$ 为第 m 个阵元的量测噪声。

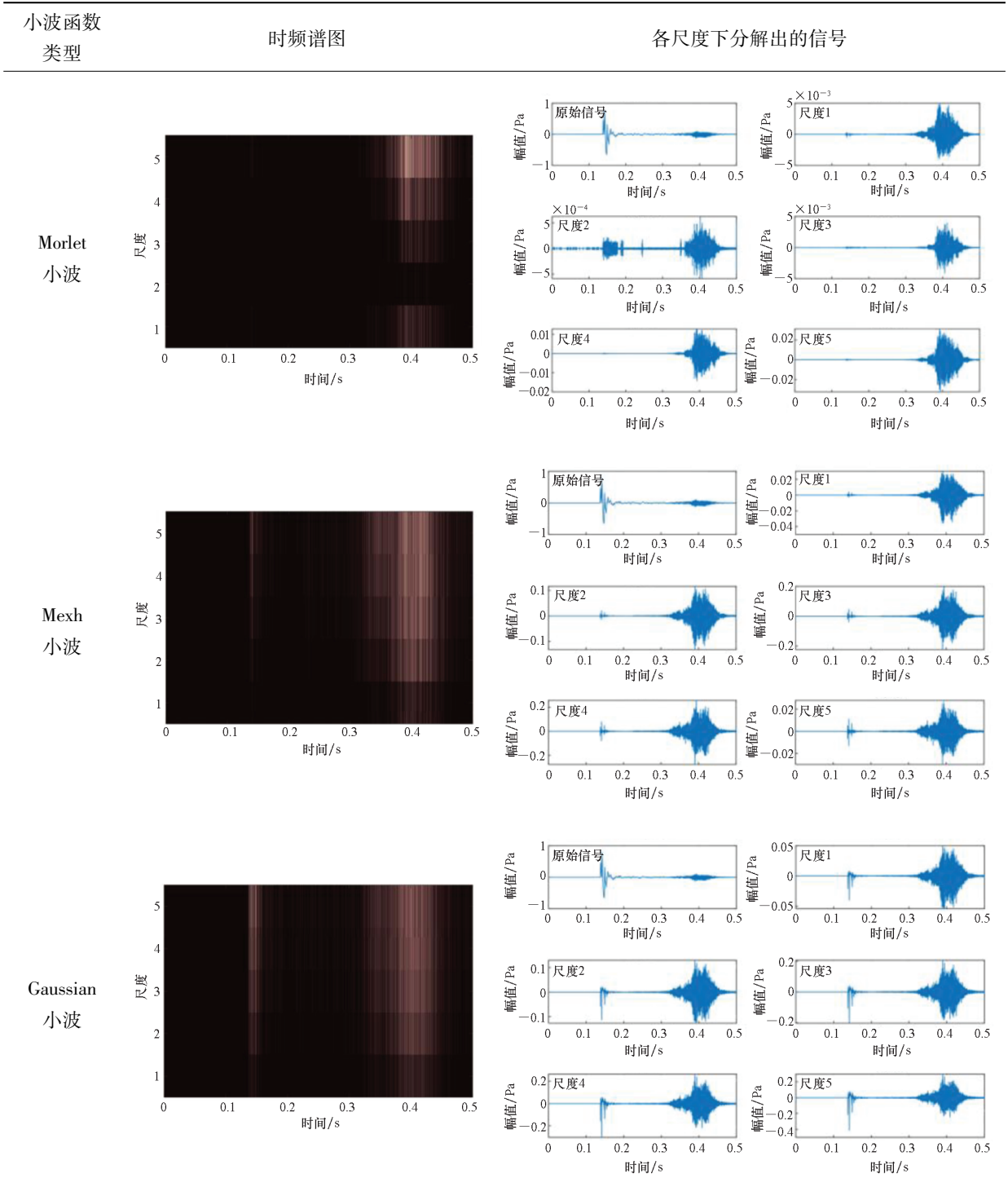
对式(2)第 m 个传声器采集数据进行小波变换,借助小波变换的线性叠加性并根据 Parseval 定理,可将小波变换公式化简为:

$$\begin{aligned} WT_m(a, b) &= \frac{1}{\sqrt{a}} \int \left[\sum_{k=1}^K s_k(t - \tau_{mk}) + n_m(t) \right] \psi^* \left(\frac{t-b}{a} \right) dt \\ &= \frac{\sqrt{a}}{2\pi} \left[\sum_{k=1}^K \int S_k(\omega) \psi^*(a\omega) e^{j\omega(b - \tau_{mk})} d\omega + \int N_m(\omega) \psi^*(a\omega) e^{j\omega b} d\omega \right] \\ &= \sum_{k=1}^K y_k(b - \tau_{mk}) + y_n(b) \\ &= \sum_{k=1}^K y_k(b) e^{-j\omega a, b \tau_{mk}} + y_n(b) \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $S_k(\omega)$ 、 $N_m(\omega)$ 分别表示信号 $s_k(t)$ 和量测噪声 $n_m(t)$ 的傅里叶变换; $y_k(b - \tau_{mk})$ 为 $\sqrt{a} S_k(\omega) \psi^*(a\omega)$ 对 $b - \tau_{mk}$ 的反傅里叶变换; $y_n(b)$ 依然为噪声分量,在此不加以叙述。根据上述推导,可得

表 2 不同小波函数下的小波时频谱图及分解信号对比

Tab. 2 Wavelet time-frequency spectrum and decomposition signal contrast under different wavelet functions



十字阵列接收数据在 a_i 尺度下的小波变换的时频信号模型。

$WT(a_i, b) = A(a_i, \theta)Y(a_i, b) + Y_n(a_i, b)$ (4)
 式中: $Y(a_i, b)$ 表示信号 $s_k(t)$ ($k = 1, \dots, K$) 经过小波变换后得到的小波系数向量; $A(a_i, \theta)$ 表示 a_i 尺度下的 $4 \times K$ 维的阵列流型; $Y_n(a_i, b)$ 为噪声小波系数向量, 由于量测噪声为零均值平稳高斯随机白噪声, 其经过小波变换后依然为高斯分

布, 因此 $Y_n(a_i, b)$ 的分布为高斯分布, 且与信号互不相关, 噪声方差为 σ_i^2 。

$$Y(a_i, b) = [y_1(a_i, b), \dots, y_k(a_i, b)]^T$$

$$A(a_i, \theta) = \begin{bmatrix} e^{(-j\omega_0/a)\tau_{11}} & \dots & e^{(-j\omega_0/a)\tau_{1K}} \\ e^{(-j\omega_0/a)\tau_{21}} & \dots & e^{(-j\omega_0/a)\tau_{2K}} \\ \vdots & & \vdots \\ e^{(-j\omega_0/a)\tau_{41}} & \dots & e^{(-j\omega_0/a)\tau_{4K}} \end{bmatrix}$$

因此可使用多信号分类 (Multiple Signal

Classification, MUSIC)算法在小波域上进行声源的来向估计。常规 MUSIC 算法主要利用信号和噪声子空间的正交性进行参数估计,而对于本文所示的非平稳信号,使用连续小波变换同时对信号时域和频域进行分析,从而获取多分辨时频阵列信号模型,并引入 MUSIC 算法中以提高 DOA 估计性能。获取式(4)所示阵列接收数学模型的协方差矩阵。

$$R = E \{ WT(a_i, b) \cdot WT^H(a_i, b) \} = A(a_i, \theta) R_{a_i} A^H(a_i, \theta) + \sigma_i^2 I \quad (5)$$

对协方差矩阵进行特征分解,获得信号子空间 $U_Y(a_i)$ 与噪声子空间 $U_N(a_i)$,并借助信号子空间与噪声子空间的正交性,根据 MUSIC 算法获取声源来向。将信号转换到小波域,假设存在 I 个尺度,即可得到式(5)所示空间,遍历整个角度范围,搜索空间谱最大值所对应的角度即为入射声源的方位角。

$$P_{CWT_MUSIC}(\theta) = \frac{1}{\sum_{i=1}^I A^H(a_i, \theta) U_N(a_i) U_N^H(a_i) A(a_i, \theta)} \quad (6)$$

3 实验验证

2018 年 5 月在靶场进行外场实验,实验采集火箭弹发射的声信号,验证本文算法的可行性。

实验阵列为 1 m 孔径平面传声器阵列(BK4189)。具体实验过程如图 4 所示,火箭炮在距离立靶 211 m 处发射,四元传声器阵列位于弹道垂直距离 30 m、与立靶的距离 102 m 处,其中令 1 号传声器对应方向为正 x 轴方向,2 号传声器对应方向为正 y 轴方向。

对实验过程进行时间切片,截取弹体飞行到距离立靶 14 m 时刻的数据,估计方位角 θ 。实际上,该时刻弹体相对于阵列的角度为 205° 。使用

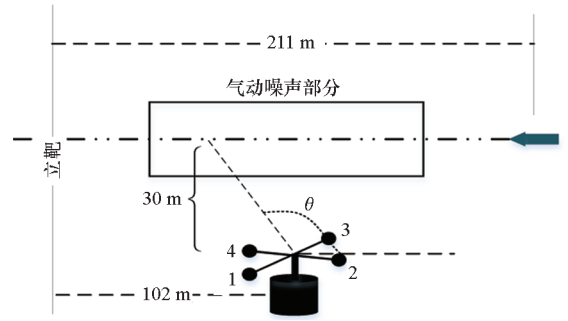


图 4 实验过程

Fig. 4 Experimental verification process

常规宽带 MUSIC 算法估计方位角 θ ,如图 5 所示。常规宽带 MUSIC 算法获得的空间谱最大值所对应的方位角为 223° ,该结果与真实方位角相差较大,已经不能估计出弹体相对于传声器的方位角。

现分别基于 Morlet 小波、Mexh 小波、Gaussian 小波进行方位角估计,其估计结果如图 6 所示。基于 Mexh 小波的估计结果为 225° ,该结果已超过误差允许范围;基于 Gaussian 小波的空间谱图结果,已经出现了较多伪峰,完全估计不出方位角结果;基于 Morlet 小波的空间谱图中可得截取时刻的角度为 204° ,该结果在误差允许范围内,从而验证了 Morlet 小波作为分析小波时,可有效地估计弹体方位角。除此之外,使用基于时延估计的广义互相关(Generalized Cross-Correlation, GCC)算法进行了方位角计算,用以参考,GCC 算法获取的角度结果为 206° ,与实际结果相差 1° ,估计结果较好。

由于 Morlet 小波作为分析小波时可有效地估计弹体方位角。因此选择使用 Morlet 小波对整个弹体运动角度进行估计,获取图 7 所示的基于 Morlet 小波的弹体角度估计结果。除此之外,使用 GCC 算法进行角度估计,与基于 Morlet 小波算法的估计结果进行对比,验证了本文所提算法的优势。

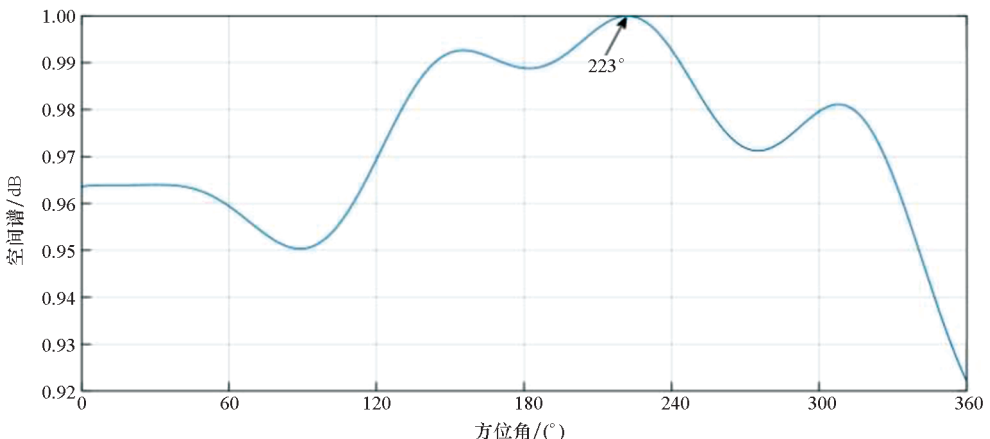
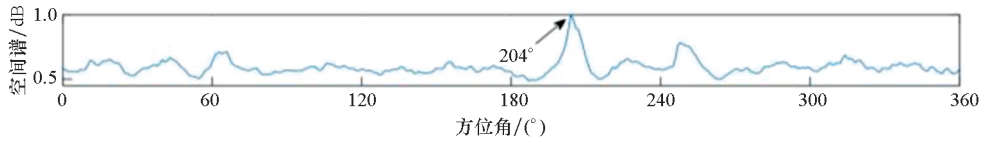
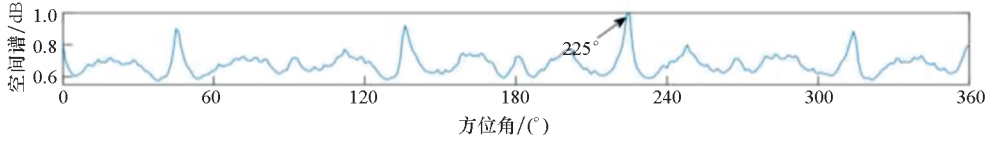


图 5 宽带 MUSIC 算法空间谱估计结果

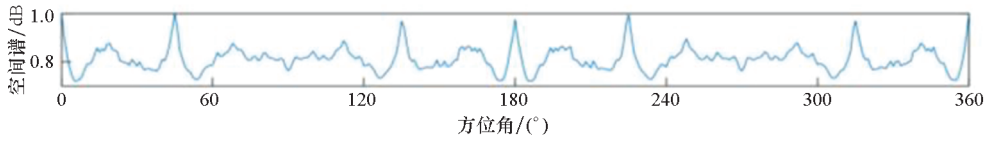
Fig. 5 Spatial spectrum estimation results of wide-band MUSIC algorithm



(a) 基于 Morlet 小波的空间谱估计结果
(a) Spatial spectrum based on Morlet wavelet



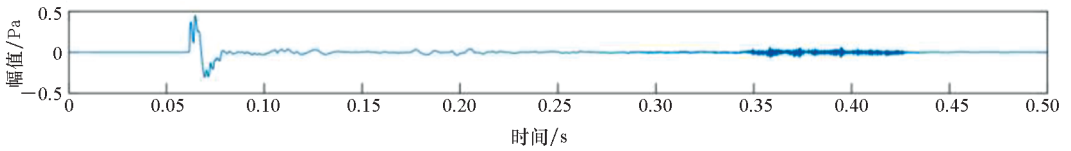
(b) 基于 Mexh 小波的空间谱估计结果
(b) Spatial spectrum based on Mexh wavelet



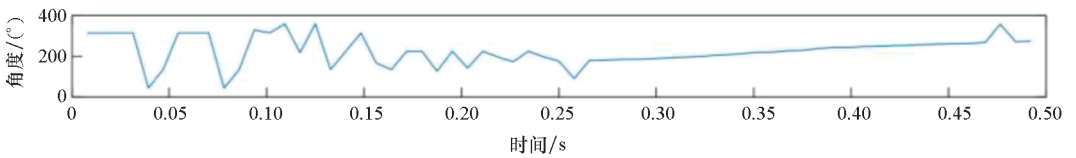
(c) 基于 Gaussian 小波的空间谱估计结果
(c) Spatial spectrum based on Gaussian wavelet

图 6 基于不同小波函数的 MUSIC 算法空间谱图

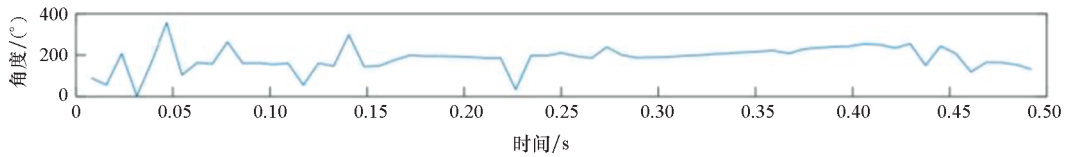
Fig. 6 Spatial spectrum of MUSIC algorithm based on different wavelet functions



(a) 信号时域波形图
(a) Signal time-domain waveform



(b) 基于 Morlet 小波的估计结果
(b) Estimation results based on Morlet wavelet



(c) GCC 算法的估计结果
(c) Estimated result of GCC algorithm

图 7 基于 Morlet 小波的弹体角度估计结果

Fig. 7 DOA estimation results of projectile based on Morlet wavelet

由于整个实验过程主要是对弹体运动过程产生的气动噪声进行估计获取弹体运动角度轨迹,因此只估计传声器阵列采集到气动噪声的时间段的角度的结果。图 7 为信号时域波形图,由图 7 可得,气动噪声部分为 0.3 ~ 0.5 s 之间,理论上幅

值最大时刻应该为传声器与弹道的垂直位置附近(相对于传声器 225° 附近)。GCC 算法在 0.3 ~ 0.4 s 之间的估计结果较为平稳地从 180° 运动到 243°,之后的估计结果则远离了真实轨迹。基于 Morlet 小波的角度估计结果可得:在采集到气动

噪声的时间段内,所提算法的估计结果比较平稳地从 175° 运动到 275° ,也就是传声器与弹道距离为 30 m 时,可有效估计出弹体与传声器的最远距离为 46.7 m。

4 结论

本文提出基于小波函数的 MUSIC 算法,将亚音速飞行的弹体产生的气动噪声转换到小波域,并通过 MUSIC 算法实现弹体的方位角估计。该算法的处理过程中,需要对信号进行预处理,将其转换到小波域,而在分析小波的选择中,由实验数据分析结果可得 Morlet 小波较 Mexh 小波、Gaussian 小波在气动噪声处理更具优势。外场实验验证了所提算法的可行性和分析结果的正确性:使用不同小波下的 MUSIC 算法进行角度估计,可得 Morlet 小波下的估计结果更加准确,趋于真实结果。

参考文献 (References)

- [1] WILLIAMS J E F, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London Series A, Mathematical and Physical Sciences, 1969, 264 (1151): 321 - 342.
- [2] 张强. 气动声学基础 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
ZHANG Qiang. Basics of aeroacoustics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [3] 刘德耀, 陈志菲, 郭心伟, 等. 基于声学传感网络的弹着点定位系统[J]. 弹道学报, 2017, 29(2): 85 - 89.
LIU Deyao, CHEN Zhifei, GUO Xinwei, et al. Measurement system for projectile impact-points based on acoustic sensor network[J]. Journal of Ballistics, 2017, 29(2): 85 - 89. (in Chinese)
- [4] VOLGYESI P, BALOGH G, NADAS A, et al. Shooter localization and weapon classification with soldier-wearable networked sensors[C]//Proceedings of the 5th International Conference on Mobile Systems, Applications and Services, 2007: 113 - 126.
- [5] 陈华伟. 低空目标声测无源定向理论与算法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004: 77 - 102.
CHEN Huawei. On passive acoustic direction finding for low altitude targets [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004: 77 - 102. (in Chinese)
- [6] 张亚辉, 王玉龙, 刘皓挺, 等. 一种基于终点弹道气动噪声及落地声分析的未爆弹探测技术[J]. 兵工学报, 2015, 36(8): 1525 - 1532.
ZHANG Yahui, WANG Yulong, LIU Haoting, et al. UXO detection based on terminal ballistics acoustic signal analysis of aerodynamic noise and landing sound [J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(8): 1525 - 1532. (in Chinese)
- [7] 王洪超, 闻泉, 刘治旺, 等. 弹头引信外形对小口径亚音速弹气动特性影响[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(6): 113 - 118.
WANG Hongchao, WEN Quan, LIU Zhiwang, et al. Investigation of aerodynamic characteristics of small-caliber subsonic grenade with different nose fuze shape[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(6): 113 - 118. (in Chinese)
- [8] 曾必强, 姜春兰, 茶晓燕. 子弹头部对亚音速气动特征影响数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(5): 173 - 176.
ZENG Biqiang, JIANG Chunlan, CHA Xiaoyan. Numerical simulation of influence of submunition nose on aerodynamic characteristics under subsonic speed [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(5): 173 - 176. (in Chinese)
- [9] MALLAT S. Wavelet bases[M]//A Wavelet Tour of Signal Processing. Amsterdam: Elsevier, 1999: 263 - 370.
- [10] 马玉祥. 基于连续小波变换的波浪非线性研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2010.
MA Yuxiang. Study on nonlinearity of waves by continuous wavelet transform [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2010. (in Chinese)
- [11] 罗光坤. Morlet 小波变换理论与应用研究及软件实现[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
LUO Guangkun. A study on morlet wavelet transform theory and application with software implementation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)