DOI: 10.11883/1001-1455(2015)05-0735-06

轻型火箭发射噪声场的分布特性*

张 磊[1],阮文俊[1],王 浩[1],王鹏新[2]
(1.南京理工大学能源与动力工程学院,江苏 南京 210094;
2.中国白城兵器试验中心,吉林 白城 137001)

摘要:为了解小火箭发射噪声特性及其在喷口外围的声压场分布规律,针对燃气射流产生噪声问题进行了实验研究和数值计算。讨论了超声速射流噪声的 3 个主要成分(湍流混合噪声、啸音和宽带激波相关噪声)及相关特点,指出它们产生的根本原因是湍流射流的速度扰动。通过分析不同实验测点的射流噪声声压级峰值,得到了燃气射流噪声在轴向和径向上的分布规律,即随着离喷口距离的增大,轴向噪声的衰减程度大于径向。在实验基础上,利用大涡模拟与 FW-H(Ffowcs Williams-Hawkings)声学比拟相结合的方法对燃气射流噪声的声学特性进行计算。结果表明,此方法获得的计算结果与实验结果吻合较好,可为进一步研究射流噪声控制提供参考。

关键词:流体力学;声压级;大涡模拟;火箭发射噪声;燃气射流
中图分类号:O354 **国标学科代码**:13025 **文献标志码**:A

一般武器发射时都会产生强烈的脉冲噪声,对人体、仪器设备、机械结构都可能带来损伤,甚至影响发射的安全性[1]。对于单兵火箭更为突出,它的尾喷管出口离射手和地面都较近,其发射环境会给射手身体和心理带来严重危害。因此,关于火箭发射噪声的研究一直备受关注。火箭发射噪声主要是指火箭燃气射流噪声,其主要是由高速燃气射流和周围相对静止的大气剧烈地掺混而形成的,燃气射流形成噪声的物理机制非常复杂,涉及到湍流、涡流等方面的内容。对燃气射流噪声已有较多研究。D. Gely 等[2]对 Ariane 5 运载火箭发射过程中产生的燃气射流噪声进行了系统实验研究。S. A. Mcinerny[3]对固体推进剂火箭系统所产生的喷流噪声进行了初步研究。张彬乾等[4]对亚音速和非设计状态超音速射流噪声场进行了实验研究。徐强等[5]对单室双推力复合推进剂火箭发动机射流近场噪声进行了实验与分析。汪海洋等[6]研究了喷嘴唇口的厚度、形状对超音速喷流噪声中啸音成分的影响。韩磊等[7]通过实验讨论了喷管尺寸对火箭发动机喷流噪声的影响。马宏伟等[8]对便携式火箭的脉冲噪声问题进行了实验测试,分析了发射噪声的形成过程。虞悦威[9]利用小波分析理论分析了单兵肩射式火箭燃气射流脉冲噪声信号,并设计了相应的噪声抑制器。这些研究大多是通过实验分析喷管下游的声场,未涉及喷口上游,且数值方法研究较少。

本文中主要以单兵火箭发射为背景,针对火箭燃气自由射流脉冲噪声近场的分布规律及其特性进行实验研究;考虑到人机工程问题,重点讨论火箭燃气射流在喷口外围的声学特性;运用大涡模拟与 FW-H 声学模型相结合的方法计算得到射流羽流场和噪声场分布,并与实验结果进行对比。

1 实验装置与测试方法

本实验是在地形开阔的空地上进行的,湿度小于 50%;环境温度为 24 ℃左右;风速小于 3 级。实验装置系统的布局如图 1 所示,主要是由发射管、火箭发动机、传感器以及瞬态记录仪组成。在实验中采用压电式传感器测量火箭发射噪声,其集电荷放大器于一身。实验时主要采用 KISTLER 系列 211B4 和 211M150 两种型号的传感器,固有频率为 500 kHz,其主要是利用石英晶体的压电效应原理

* **收稿日期**:2014-02-19;**修回日期**:2014-07-10
基金项目:国家自然科学基金项目(51305204)
第一作者:张 磊(1987—),男,博士研究生,13770568711@163.com。

来测量的。由于火箭发射噪声具有极强的脉动特性，使得采集系统要具备频带宽、采样频率高、存储容量大等特点，实验时采用 JV5200 瞬态记录仪。喷管喉径 $D_t=78$ mm，出口直径 $D_e=115$ mm，见图 2。

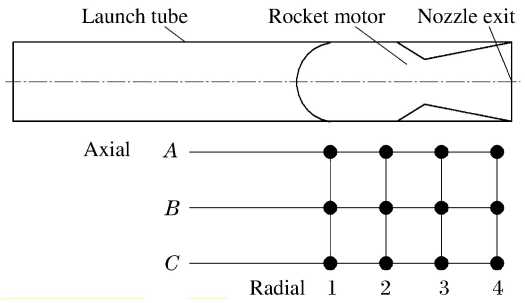

图 1 实验系统布局

Fig. 1 Schematic layout of experimental system

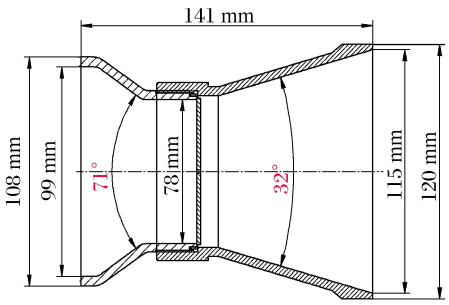

图 2 喷管结构示意图

Fig. 2 Schematic structure of the nozzle

实验中，为了探讨火箭燃气射流在喷口上游的声场分布特性，超压传感器沿着发射管轴向和径向布置，以喷口中心为基点，测点具体布置位置如表 1 所示，轴向和径向测点都是均匀分布的。

实验工作原理：利用电点火装置点燃填充在燃烧室里的火药，产生高温高压的燃气；当燃烧室的压力增加到一定水平时，喷管喉部的堵盖突然释放，燃气射流形成一个前沿激波；紧接着这个前沿激波的，是静止的空气与高温、高压推进剂燃气之间的接触面，该接触面以超音速运动形成初始冲击波；当冲击波经过压力传感器时，传感器将采集到的冲击波压力信号转换为电信号，经过电荷放大器放大处理后，再传输到瞬态记录仪。

表 1 测试点的位置坐标（x/D_e，y/D_e）

Table 1 Position coordinates measurement points（x/D_e，y/D_e）

测试点	1	2	3	4
A	(11.37,2.17)	(7.88,2.17)	(4.41,2.17)	(0.93,2.17)
B	(11.37,5.65)	(7.88,5.65)	(4.41,5.65)	(0.93,5.65)
C	(11.37,9.13)	(7.88,9.13)	(4.41,9.13)	(0.93,9.13)

2 实验结果及分析

图 3 是火箭发射时在 *A*3、*A*2 以及 *A*1 点测得的脉冲噪声声压-时间曲线。从 *A*2（射手耳朵位置）曲线可以明显看出，它由 3 部分组成：第 1 部分是湍流混合噪声，是火箭发动机燃烧产物流出超音速气流的边界湍流层形成的强噪声部分，峰值强度为 17.68 kPa，其后形成一负压区；其次是位于图中的离散纯音成分，即啸声，其峰值 27.55 kPa 明显高于其他部分，说明啸声在喷口上游占主导地位；在啸声右边的是宽带激波相关噪声，与其他部分超声速射流噪声的特点不同。宽带激波相关噪声和啸声都是由于燃气射流的不完全膨胀所导致的[10]。

在测点 *A*3 和 *A*1 的图中也能清楚看到湍流混合噪声、啸声以及宽带激波相关噪声 3 种成分。随离喷口距离的增加，2 个峰值都减小，特别是啸声峰值衰减更明显，在测点 *A*1 处减小到 13 kPa，而湍流混合噪声峰值减小到 12.4 kPa。离喷口距离越近，2 个峰值越提前出现，但其出现的时间间隔基本不变，约 2 ms，啸声峰值在测点 *A*3 的图中出现在 2 ms之前，其延迟到 3.6 ms 时才在测点 *A*1 的图中出现。

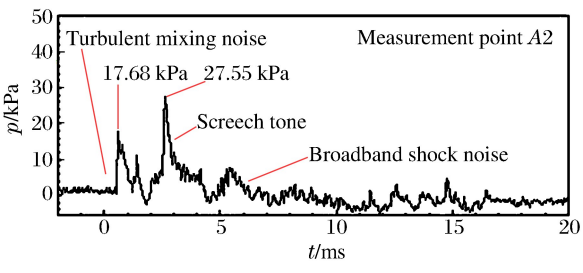

图 3(a) 测点 *A*2 处噪声声压时域信号

Fig. 3(a) Time-domain signals of noise sound pressure at measurement point *A*2

图 3 中的纵坐标代表测点的超压值，其声压级

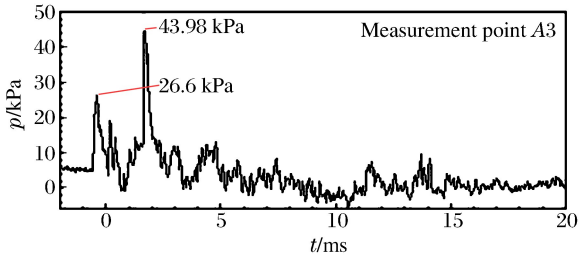

图 3(b)　测点 $A3$ 处噪声声压时域信号

Fig. 3(b)　Time-domain signals of noise sound pressure at measurement point $A3$

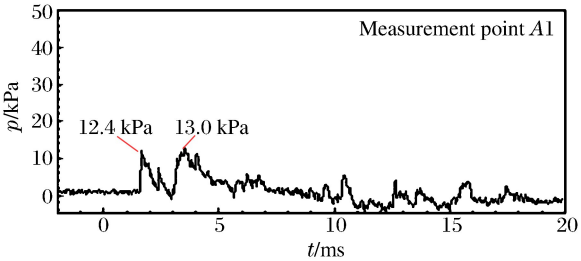

图 3(c)　测点 $A1$ 处噪声声压时域信号

Fig. 3(c)　Time-domain signals of noise sound pressure at measurement point $A1$

大小可以表示为：

$$L_p = 20\lg(p/p_0)$$

式中：p 为有效声压值；基准声压 $p_0 = 2\times10^{-5}$ Pa。

图 4 为在轴向上燃气射流噪声声压级峰值的分布曲线图，测点的噪声声压级峰值随着测点离喷口距离的增大呈衰减趋势。由图中曲线的变化可以看出，随着离发射管的径向距离变大，射流噪声声压级峰值在轴向上的衰减程度逐渐减小。在轴向 A 位置，$A4$ 处的噪声声压级峰值为 194.7 dB，到 $A1$ 处时，其降低为 176.3 dB；而在轴向 C，噪声声压级峰值由 187.1 dB 衰减到 177.2 dB。燃气射流噪声声压级峰值在径向上的变化趋势如图 5 所示，随着离喷口轴向距离的增加，声压级峰值在径向的衰减趋势逐渐减弱，直到径向 1 时，$A1$、$B1$、$C1$ 处的声压级峰值分别为 176.3、176.0、177.2 dB，变化较小。以 $A4$ 点为基准，经过轴向距离 $3.48D_e$（点 $A3$）后声压级峰值衰减到 186.8 dB，而经过径向距离 $3.48D_e$（点 $B4$）后声压级峰值衰减到 191.3 dB；同样以 $A4$ 点为基准，经过轴向距离 $6.95De$（$A2$ 点）后声压级峰值衰减到 182.8 dB，而经过径向距离 $6.96De$（点 $C4$）后声压级峰值衰减到 187.1 dB。因此，噪声声压级峰值在轴向上衰减比径向上快。

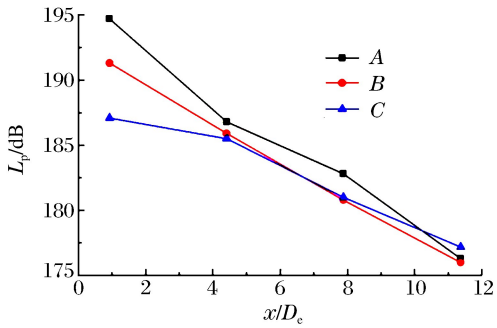

图 4　噪声声压级峰值随轴向距离的分布

Fig. 4　Peak of sound pressure level along the axial direction

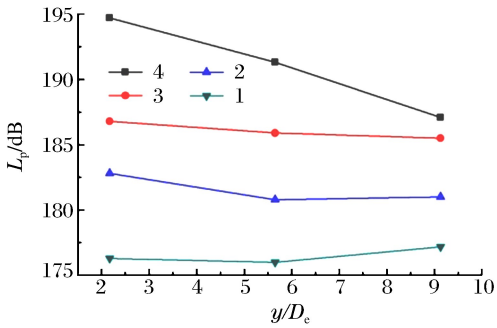

图 5　噪声声压级峰值随径向距离的分布

Fig. 5　Peak of sound pressure level along the radial direction

3　数学模型与数值方法

对非稳态流场采用大涡模拟方法，其基本思想是直接计算湍流中的大尺度脉动，而对小尺度脉动作模型假设。大涡模拟的控制方程是对 N-S 方程在波数空间或者物理空间进行过滤得到的。过滤的过程是去掉比过滤宽度或者给定物理宽度小的涡旋，从而得到大涡旋的控制方程[11]：

$$\frac{\partial\rho}{\partial t} + u\frac{\partial\rho\bar{u}_i}{\partial x_i} = 0, \qquad \frac{\partial}{\partial t}(\rho\bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\overline{u_iu_j}) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu\frac{\partial\bar{u}_i}{\partial x_j}\right) - \frac{\partial\bar{p}}{\partial x_j} - \frac{\partial\tau_{ij}}{\partial x_j}$$

式中：ρ 为流体密度，t 为时间，u_i、u_j 为流体速度分量；τ_{ij} 为亚网格应力，$\tau_{ij} = \rho\overline{u_iu_j} - \rho\bar{u}_i\bar{u}_j$；带有上划线的变量为滤波后的场变量。

亚格子尺度模型选用 Smagorinsky 涡黏性模型。在非稳态流场的基础上,通过求解 FW-H 方程,来获得远场某点的噪声,是计算声学的基本过程。FW-H 方程表达式可以写成如下形式[12]:

$$\frac{1}{a_0^2}\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2}-\nabla^2 p'=\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\{T_{ij}H(f)\}-\frac{\partial}{\partial x_i}\{[P_{ij}n_j+\rho u_i(u_n-v_n)]\delta(f)\}$$

$$+\frac{\partial}{\partial t}\{[\rho_0 v_n+\rho(u_n-v_n)]\delta(f)\}$$

式中:p'为远场声压;a_0 为远场的声速;u_i、ρ、P_{ij} 分别为流体的速度、密度、应力张量;u_n 为流体在 $f=0$ 面上的法向速度;v_n 为物面速度的法向分量;T_{ij} 为 Lighthill 应力张量,满足 $T_{ij}=\rho u_i u_j+P_{ij}-a_0^2(\rho-\rho_0)\delta_{ij}$;$H(f)$为 Heaviside 函数;$\delta(f)$为狄利克雷函数。

从方程的结构可以发现,方程求解主要是面积分和体积分的求解,其右边的 3 项分别代表四极子、偶极子和单极子声辐射源。当高速燃气喷射到静止空气中时,湍流产生大量旋涡,方程右边第 1 项中的应力张量发生变化,会产生四极子辐射源。因此,火箭燃气射流噪声的主要声源是四极子。

对燃气射流非稳态流场的计算主要采用有限体积法对方程进行离散。为了提高计算精度,基于通量差分分裂法,利用二阶中心差分格式对黏性通量进行求解,对无黏通量采用三阶精度的 MUSCL 格式[13]。

4 计算结果与实验结果的比较

为了验证计算方法和模型的有效性,将燃气射流噪声实验结果和计算结果进行比较。计算模型与实验模型的结构和尺寸都相同。由于燃气的黏性效应,会对喷管出口周围相对静止的大气产生引射作用,进而对喷管上游产生影响,因此计算区域还应包含部分喷管上游区域。计算区域的轴向长度 $60D_e$,径向取 $30D_e$,如图 6 所示。在喷管入口处选择压力入口边界,总压为 28 MPa,总温为 2 400 K;外场边界条件采用压力出口,压力为 101.325 kPa,温度为 300 K;喷管壁面采用绝热、无滑移壁面条件,选用标准壁面函数处理边界湍流,声源面则采用内部边界条件,燃气近似为可压理想气体。选择 5×10^{-6} s 作为非稳态计算的时间步长。为了划分结构网格,将整个计算区域分割成若干个子区域,在喷管出口及声源面内部对网格加密,其尺寸要小于 1/6 波长,具体如图 7 所示。噪声接受点按照图 1 中 A、B 轴向分布,共布置了 8 个监测点,其坐标点如表 1 所示。

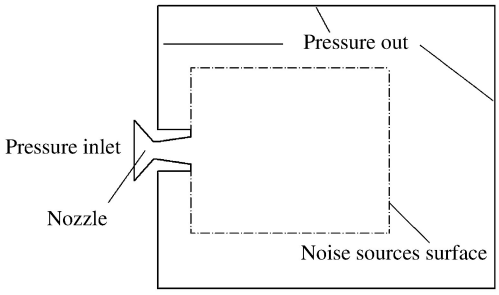

图 6 计算区域及边界条件

Fig. 6 Computational domain and boundary conditions

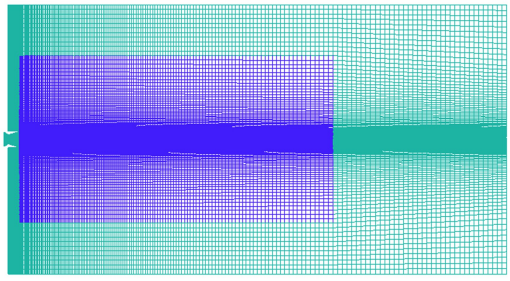

图 7 计算区域网格划分

Fig. 7 Grid of computational domain

图 8 是燃气射流在喷口上游的 A、B 轴向的声场分布,可以看出计算得到的声压级峰值与实验值整体分布规律基本一致,且出现的时间也较接近。随着离喷口的轴向距离变大,测点的声压级峰值逐渐减小。在 A 轴向上从 A4 到 $A1$ 噪声声压级峰值减小了 15.6 dB,而在 B 轴向经过相同的距离才衰减 10.8 dB,可以很明显地看出噪声声压级峰值在 A 轴向衰减的速度比 B 轴向快。在 A 轴向上 $A2$ 处计算值与实验值的声压级相差最大,其差值只有 5 dB,相对误差仅为 2.6%,在 B 轴向上两者的相对误差在3%以内,其主要是由计算中网格质量和实验各种外界因素造成的,满足工程要求。总体来说,这种方法较好地预测了燃气射流在喷口上游声场的分布。

图 9 为射流流场的涡量分布图,从图中可以明显看到大涡的发展、形成和配对的过程。当燃气从喷

口流出时，气流冲击和剪切附近的静止空气，由于 Kelvin-Helmholtz 不稳定效应，卷吸周围的非湍流流体，从而形成涡的结构，见图 9(a)。随着向下游的运动，大涡开始脱落(图 9(b))，受到亚谐扰动的作用，相邻的两涡相互靠近，逐渐形成涡的合并配对(图 9(c))，并在此过程中大涡自身诱导破裂。大涡向小涡的撕裂过程是产生射流噪声的主要声源之一[8]，因此选取的声源面要包含主要的涡结构。

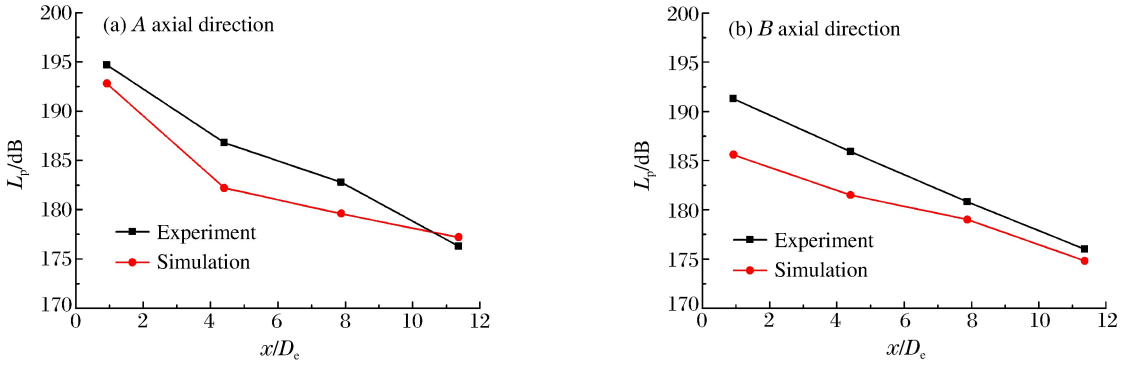

图 8　计算与实验结果的比较

Fig. 8　Comparison of calculated and experimental values

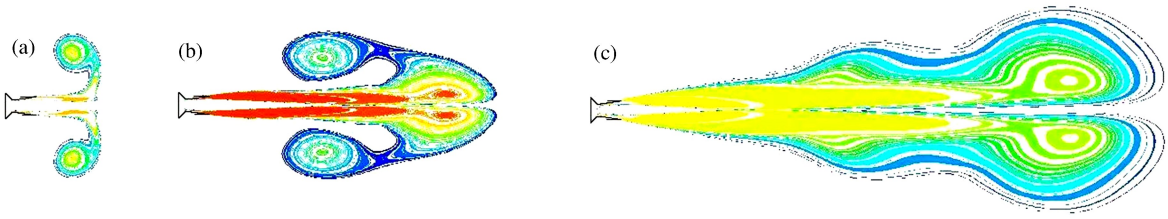

图 9　瞬态涡量分布

Fig. 9　Instantaneous vorticity structure

5　结　论

(1)利用大涡模拟与 FW-H 相结合的声类比法计算得到的射流噪声与实验结果在变化趋势上是基本一致的，两者的相对误差在 3%以内，噪声在 B 轴向比 A 轴向衰减速度快。说明采用该方法能够有效地预测自由射流噪声，可为后续的燃气射流噪声理论研究奠定基础。

(2)火箭燃气射流噪声是由燃气射流与周围静止大气剧烈掺混而产生的，主要包含湍流混合噪声、啸声和宽带激波相关噪声等。啸声峰值明显高于其他部分，在喷口上游占主导地位。随着离喷口距离的增大，2 个峰值都减小，其出现的时间也都延迟，但 2 个峰值的时间间隔基本不变。

(3)在喷口上游，随着离喷口距离的增大，射流噪声声压级峰值在轴向的衰减逐渐变弱，在径向的衰减也逐渐变小。以 $A4$ 点为基准，经过距离 $3.48D_e$、$6.96D_e$ 时，噪声在轴向上的衰减比径向上快。

今后的工作重点将是根据文中燃气射流流场涡量和噪声分布，提出相应的措施通过改变流场结构和湍流强度来降低射流噪声。

参考文献：

[1]　Sutherland L C. Progress and problems in rocket noise prediction for ground facilities[R]. AIAA 93-4383.

[2]　Gely D, Elias G, Bresson C. Reduction of supersonic jet noise: Application to the Ariane 5 launch vehicle[R]. AIAA 2000-2026.

[3]　Mcinerny S A. Characteristics and prediction of far-field rocket noise[J]. Journal of Noise Control Enginering, 1992,38(1):5-16

[4]　张彬乾，张正科，姜正行. 射流噪声场特性的试验研究[J]. 西北工业大学学报，1993,11(4):494-498.
Zhang Bin-qian, Zhang Zheng-ke, Jiang Zheng-xing. Experimental study of characteristics of jet noise field[J].

Journal of Northwestern Polytechnical University, 1993,11(4):494-498.

[5] 徐强,廖光煊,李军,等.火箭燃气射流近场噪声特性实验研究[J].推进技术,2002,23(4):318-320.
Xu Qiang, Liao Guang-xuan, Li Jun, et al. Experimental study of near field rocket noise in exhausted flow field [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002,23(4):318-320.

[6] 汪海洋,李晓东.超音喷流啸音发声机理的实验研究[J].工程热物理学报,2006,27(2):232-234.
Wang Hai-yang, Li Xiao-dong. On the generation mechanisms of supersonic jet screech tones[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006,27(2):232-234.

[7] 韩磊,胡春波,李佳明,等.喷管尺寸对超声速喷流噪声影响研究[J].固体火箭技术,2012,35(3)352-355.
Han Lei, Hu Chun-bo, Li Jia-ming, et al. Impact study of nozzle size on the supersonic jet noise[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012,35(3):352-355.

[8] 马宏伟,陶钢,刘礼军,等.便携式火箭发射器发射噪声测试分析[J].弹箭与制导学报,2004,24(2):331-334.
Ma Hong-wei, Tao Gang, Liu Li-jun, et al. The analysis and measurements of launching noise on the light rocket launch[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004,24(2):331-334.

[9] 虞悦威.单兵肩射式火箭燃气射流脉冲噪声特性的理论分析与实验研究[D].南京:南京理工大学,2004.

[10] 张统.航天发射污染控制[M].北京:国防工业出版社,2013.

[11] 吴堃,梁雷欣,黄亮亮,等.蒸汽喷射器射流噪声的数值模拟[J].建筑热能通风空调,2010,29(2):41-44.
Wu Kun, Liang Lei-xin, Huang Liang-liang, et al. Numerical simulation of aerodynamics noise for the steam jet of ejector[J]. Building Energy and Environment, 2010,29(2):41-44.

[12] 龙双丽,聂宏,许鑫.不同雷诺数下圆柱绕流气动噪声数值模拟[J].声学技术,2011,30(2):111-116.
Long Shuang-li, Nie Hong, Xu Xin. Numerical simulation of noise induced by flow around a cylinder at different Reynolds number[J]. Technical Acoustics, 2011,30(2):111-116.

[13] 胡声超,李昂,鲍福廷,等.多喷管燃气降噪方案可行性数值研究[J].固体火箭技术,2012,35(2):198-202.
Hu Sheng-chao, Li Ang, Bao Fu-ting, et al. Numerical research on jet noise reducing with multi-nozzle geometry [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012,35(2):198-202.

Distribution characteristics of rocket launching noise field

Zhang Lei[1], Ruan Wen-jun[1], Wang Hao[1], Wang Peng-xin[2]

(1. *School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing* 210094, *Jiangsu, China*;
2. *China Baicheng Weapon Test Centre, Baicheng* 137001, *Jilin, China*)

Abstract: To investigate the characteristics of rocket launching noise and the acoustic distribution around the nozzle, the gas jet noise was studied experimentally and numerically. Three main components (turbulent mixing noise, screech tone and broadband shock noise radiation) and respective features of supersonic jet noise were explored, which revealed that the speed disturbance of the turbulent jet is the principal factor influencing noise radiation. The sound pressure level peaks of the jet noise at different test points were analyzed, and the distribution rule of the jet noise was got in the axial and radial directions. The investigated results show that with increasing the distance from the nozzle exit, the attenuation of noise in the axial direction is higher than that in the radical direction. Based on the experiments, the sound pressure level peaks of the supersonic jet noise were calculated by large eddy simulation and Ffowcs Williams-Hawkings acoustic analogy. The calculated results are in agreement with the experimental ones, which can provide reference for further study of controlling jet noise.

Key words: fluid mechanics; sound pressure level; large eddy simulation; rocket launching noise; gas jet

(责任编辑 张凌云)