

DOI: 10.11883/bzycj-2018-0279

带制退器的膛口射流噪声数值模拟与实验研究*

赵欣怡¹, 周克栋¹, 赫雷¹, 陆野¹, 王佳²

(1. 南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094;

2. 中国兵器工业第 208 研究所, 北京 102202)

摘要: 为了研究膛口装置对膛口噪声气动特性的影响, 对带膛口制退器的某小口径武器的膛口射流噪声进行了数值模拟和实验研究。采用计算流体力学 CFD (computational fluid dynamics)-计算气动声学 CAA (computational aeroacoustics) 耦合算法对膛口噪声进行数值模拟, 即对膛口流场进行瞬态 CFD 模拟, 获取流场数据, 然后利用所得到的结果采用声学方程模拟声源信息求解声场。基于数值模拟结果, 分析了膛口流场变化及噪声的指向性分布, 并与实验结果进行了对比。研究表明: 膛口制退器的安装改变了膛口流场结构, 影响了膛口射流噪声的指向性分布。计算结果与实验结果的误差小于 9%, 验证了该计算方法的可行性。研究结果可为膛口射流噪声的预测及膛口制退器的设计提供一定的参考。

关键词: 射流噪声; 计算气动声学; 膛口制退器; 噪声指向性

中图分类号: O389; TB533

国标学科代码: 13035

文献标志码: A

轻武器射击过程中, 大量的火药燃气在弹丸尾部脱离膛口的瞬间喷射而出, 在武器周围形成了高压、高速、高温的复杂非定常流场。膛口制退器的安装, 改变了侧孔附近气流流向, 使其向后偏转, 减少了后坐总冲量, 因此得到了广泛的应用。但同时也带来一些负面效应, 即膛口侧方和侧后方冲击波及脉冲噪声强度增高, 给射手带来了严重的生理及心理危害, 也增大了装备的防护难度。

目前在对膛口装置及膛口流场的研究中, 有关膛口气流噪声的研究相对比较薄弱。一方面, 单纯的实验手段不能全面揭示膛口噪声场的发展及传播规律, 至今只能依赖简单的工程计算, 没有形成精确的膛口噪声计算模型和预测方法; 另一方面, 声场的数值计算需要克服计算域大, 精度要求高, 计算格式保持无耗散、无色散和各向同性等困难。因此, 采用快速精确的预测方法认识膛口装置对枪口噪声的强度和指向性的影响规律, 认识枪口噪声的声源和传播特性, 对优化枪械性能具有重要理论意义和工程价值。

早期的膛口气流和经典理论很少涉及膛口气流噪声的计算与预测, 近年来随着计算气动声学 (computational aeroacoustics, CAA) 的兴起, 数值模拟方法被广泛用于射流噪声的研究^[1-6], 对于膛口噪声的产生及发展机理的相关研究也逐渐得到了开展。Bin 等^[7]认为膛口噪声的声源有膛口冲击波噪声、膛口射流中的湍流噪声、弹头激波噪声等, 并通过二维数值模拟对膛口流场的发生机理及特性进行了分析, 但未考虑膛口装置的复杂边界条件对膛口噪声的影响。Lee 等^[8]对比分析了 CFD (computational fluid dynamics) 和 CAA 各自的适用性及优缺点, 提出了一种 CFD-CAA 混合计算方法并将其应用于膛口噪声的研究, 同时在此基础上建立了包含简易消声器的膛口二维模型, 讨论了消声器安装及其结构参数的变化对噪声场的影响, 但由于计算域的限制仅讨论了部分小角度范围的远场声压级变化。Rehman 等^[9]分析了某大口径坦克炮产生的高压脉冲噪声, 基于 SA (Spalart-Allmaras) 湍流模型, 采用 CFD 技术模拟并对比了包含和不包含消声器的情况, 分析了膛口附近位置的声压变化, 并未进行远场噪声预测。王杨等^[10]通过 CFD-CAA 耦合算法模拟了不带膛口装置的某小口径枪的射流噪声场, 并根据计算结果绘制了噪声

* 收稿日期: 2018-08-08; 修回日期: 2018-11-05

基金项目: 联合基金 (6141B02040208)

第一作者: 赵欣怡 (1991—), 女, 博士研究生, x.zhao@njust.edu.cn;

通信作者: 周克栋 (1964—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, zkd81151@126.com。

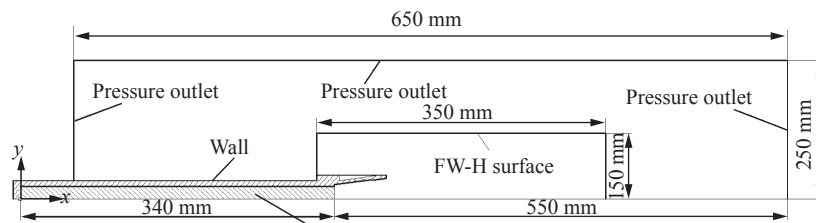
云图,对噪声指向性进行了分析。路宽等^[1]采用数值模拟方法获得了某大口径榴弹炮炮口流场分布,并在此基础上求解 FW-H (Ffowcs Williams-Hawkings) 方程分析了炮口周围噪声场的分布规律。目前,关于考虑膛口装置的远场膛口气流噪声三维数值模拟的相关工作相对较少。

考虑到膛口制退器结构及膛口流场波系的复杂性,本文中只对膛口射流引起的湍流噪声开展研究,通过数值模拟和实验验证相结合的方法,首先对带制退器的某型小口径武器的膛口流场进行非稳态计算,然后通过求解 FW-H 方程获得声源信息,对膛口噪声场进行数值模拟,并与实验结果对比分析,探究带膛口制退器的膛口射流噪声的传播特性和发展规律,以期为准测量膛口噪声和膛口装置的优化提供一定的参考。

1 数值模拟

1.1 模型与边界条件

计算模型及边界条件设置如图 1 所示。模型取射流方向为 x 轴正方向,膛底截面中心点为坐标原点。边界条件包含壁面边界和压力出口边界,即枪管及膛口装置的外表面为壁面边界,中心线为轴对称边界,两侧为圆周对称边界,其他边界为压力出口边界。



The flow field in the barrel is initialized by UDF

图 1 计算区域示意图及边界条件

Fig. 1 Schematic diagram of computational domain and boundary condition

将弹丸底部离开膛口、火药气体向外流出的时刻,即内弹道结束时刻作为膛口流场计算的初始时刻。此时初始条件如膛内的压力、速度等分布情况由内弹道方程计算得到,结果如图 2 所示,膛内温度取平均温度,膛口外区域初始化为常温常压大气条件。

以某型小口径武器为研究对象,考虑到其膛口制退器为圆周对称,如图 3 所示,因此选取模型的 1/6 进行数值模拟。整体结构网格划分采用混合网格方法,即膛口装置部分结构复杂的区域采用非结构网格,其余部分则采用结构化网格,并且对膛口制退器和射流区域网格进行了加密。网格尺寸变化均匀,总网格数为 125 万,如图 4 所示。

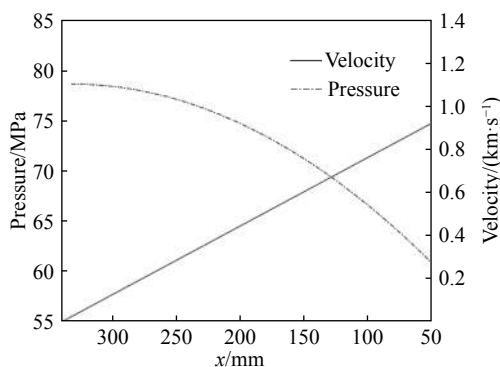


图 2 初始条件

Fig. 2 Initial conditions

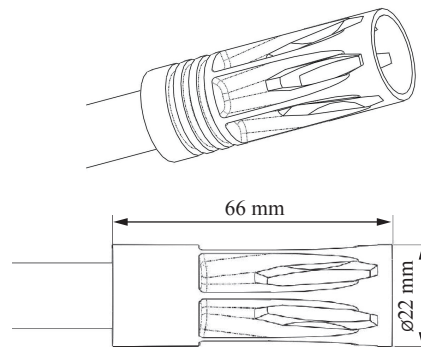


图 3 膛口制退器示意图

Fig. 3 Schematic diagram of muzzle brake

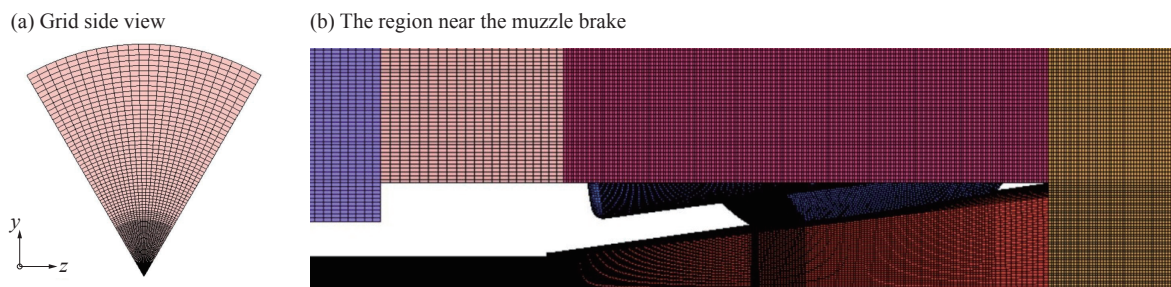


图 4 计算区域网格划分

Fig. 4 Grid model of computational domain

1.2 控制方程

1.2.1 大涡模拟方程

大涡模拟 (large eddy simulation, LES) 方法的基本思想是对牛顿流体的 Navier-Stokes (N-S) 方程进行空间加权平均, 具体为通过空间滤波的方法将大尺度湍流结构与小尺度湍流结构的计算分开处理, 从流场中过滤掉小于某个尺度的漩涡, 仅对大涡进行计算, 小涡的解则通过求解附加方程获得。网格滤波之后的连续性方程和 N-S 方程可以表示为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

式中: \bar{u}_i 为滤波后的平均速度分量。分子黏性引起的应力张量 σ_{ij} 及亚格子应力 τ_{ij} 定义如下:

$$\sigma_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \quad (3)$$

$$\tau_{ij} = \rho \bar{u}_i \bar{u}_j - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j \quad (4)$$

式中: δ_{ij} 为 Kronecker 函数。本文中采用 Smagorinsky 亚格子模型^[12] 对亚格子应力进行模拟。

1.2.2 FW-H 声类比方程

FW-H 方程可根据连续方程和动量方程推出, 如下所示:

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} \{ [P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f) \} + \frac{\partial}{\partial t} \{ [\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f) \} \quad (5)$$

式中: c_0 、 ρ_0 分别为环境介质的声速和密度; p' 为远场声压; T_{ij} 为 Lighthill 应力张量; P_{ij} 为可压流体应力张量; u_n 为流体在垂直于声源面 $f=0$ 面上的法向速度分量; v_n 为声源面速度法向分量; $H(f)$ 为 Heaviside 阶跃函数; $\delta(f)$ 为狄利克雷函数。FW-H 方程右边分别代表 3 个声辐射源项: 第 1 项为四极子噪声源, 表示如涡扰动、激波、当地声速变化等湍流应力所引起的非线性噪声源; 第 2 项为偶极子噪声源, 表示施加在某些界面上非定常应力引起的噪声; 第 3 项为单极子噪声源, 表示进入到流体中的非稳定质量流诱导的噪声。

1.3 求解方法

本文中采用 LES/FH-W 两步法进行膛口噪声场的数值模拟: 第 1 步, 利用 LES 湍流模型, 求解获得声源面上声场计算所需的流体信息, 如速度、密度和压力等; 第 2 步, 求解声类比方程 FW-H, 获得声源信息并计算声监测点处的声压信号, 最终得到瞬态声场。声源积分面的选择如图 1 中的 FW-H 面所示, 声监测点位置分布如图 5

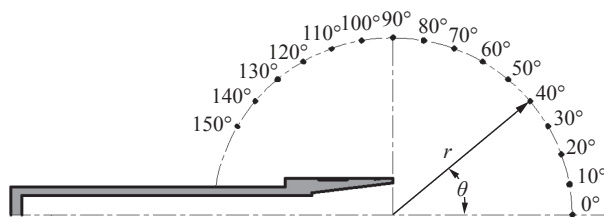


图 5 声监测点俯视图

Fig. 5 Top schematic diagram of receiver locations

所示,即以膛口制退器前端面中心点为圆心,射流下游方向为起始方向,分别在半径 $r=0.2, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5$ m,每隔 10° 的位置设置一个监测点监测声场的变化。此外,为了与实验测点对应,在 45° 位置的 6 个不同半径处也设置了监测点。

2 实验研究

实验以带膛口制退器的某型小口径武器为研究对象,在中国兵器工业第 208 研究所测试实验中心的半消音室中进行,房间的 6 个面中除地面外,各面(墙壁、天花板)都铺设了吸声材料。消声室内部有效空间为 $9.32\text{ m}\times 7.84\text{ m}\times 5.26\text{ m}$,具有良好的隔声和隔振性能,本底噪声小于 30 dB 。

测试系统主要由压力传感器、采集控制系统等组成,如图 6 所示。

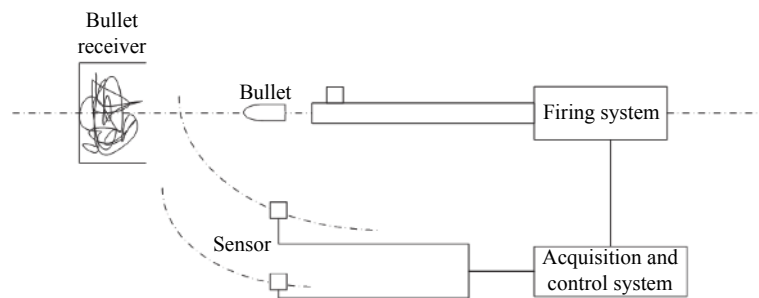


图 6 实验方案示意图

Fig. 6 Schematic diagram of experimental scheme

实验采用 G.R.A.S 公司的 Type46 BE 1/4 英寸声学传感器和 B&K 公司的型号为 Type4231 的声校准器。采集控制系统及数据预处理模块采用西门子公司 LMS SC310-UTP。采集到的数据使用 LMS Test.Lab 软件进行处理。实验所用声学传感器安装在三脚架上,敏感面朝上,未使用防风罩,其动态范围为 $40\sim 168\text{ dB}$ 。调整三脚架使其上安装的声学传感器高度与枪管轴线处于同一水平面,距地面 1 m 。实验过程中每射击一发进行一次数据采集,为保证测量准确,在完全相同的情况下重复射击 10 发。测试系统对声信号的采样频率为 $102\ 400\text{ Hz}$,采样时间为 2 s 。

各测点的位置如图 7 所示:以制退器前端面中心点为圆心,测量半径 $r=1.0, 1.5, 2.0, 2.5\text{ m}$;测量角度以射流下游方向为起始方向逆时针旋转 $\theta=0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ 。实验现场如图 8 所示。

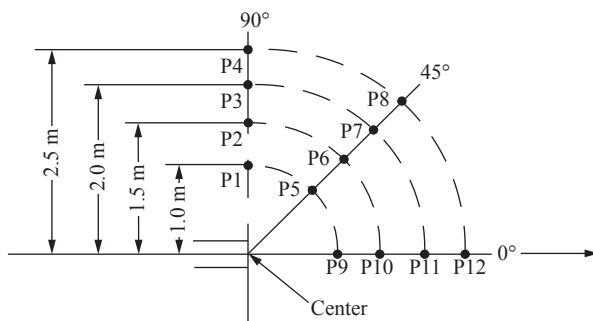


图 7 膛口位置测点分布图

Fig. 7 Layout of measurement points in the far field



图 8 实验现场

Fig. 8 Photos of experimental field

3 结果与分析

声压指的是声波扰动所产生的大气压强变化。为计算方便,将人耳听觉分辨的最弱音($2\times 10^{-5}\text{ Pa}$)到最强音(20 Pa)按对数方式分成等级,以此来衡量声音的大小,称为声压级 L_{sp} (sound pressure level,

SPL)。声压级是噪声的主要物理量, 枪炮噪声的总声压级 L_{oasp} (overall sound pressure level, OASPL) 是指声压级在各个频率上的叠加。各参数的计算公式分别为:

$$L_{\text{sp}} = 20 \lg \frac{p'}{p_{\text{ref}}} \tag{6}$$

$$L_{\text{oasp}} = 10 \lg \left(\sum_i 10^{\frac{L_{\text{sp},i}}{10}} \right) \tag{7}$$

式中: p' 为脉动声压; p_{ref} 为基准声压, 取 $p_{\text{ref}} = 2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$; $L_{\text{sp},i}$ 为第 i 谐波声压级。

3.1 数值模拟结果分析

与直接流向大气环境相比, 膛内燃气流入膛口制退器的过程要复杂得多, 图 9 所示为 $t=0.5 \text{ ms}$ 时膛口制退器内的截面气体流线图。从图中可以清晰地看出膛口制退器的分流作用, 使部分气体自侧孔排出, 改变了侧向的气流分布。经过 LES 计算得到的不同时刻膛口制退器周围的压力和密度等值线图如图 10 所示。

当流场计算处于准稳态时, 利用流场的数值计算结果作为声源数据求解 FW-H 声学方程, 从而得到各接收点处的声压信号, 随后通过频谱分析获得总声压级数值, 最终绘制的噪声总声压级指向分布如图 11 所示。

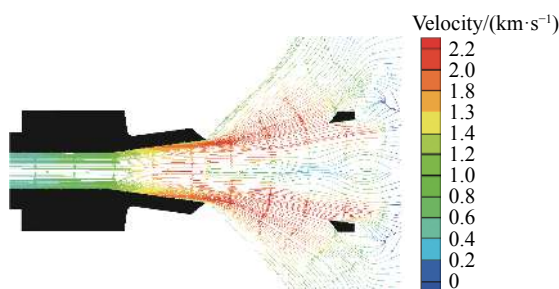


图 9 $t=0.5 \text{ ms}$ 时膛口制退器截面流线分布
Fig. 9 Streamlines in muzzle brake at $t=0.5 \text{ ms}$

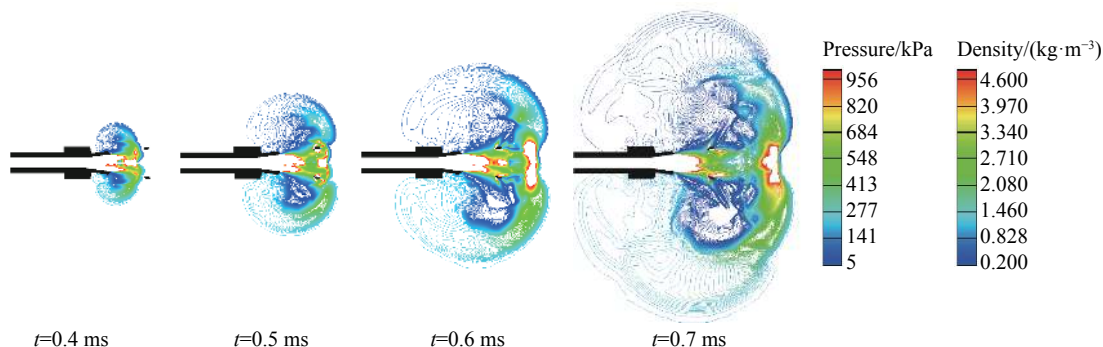


图 10 压力等值线(上半部分)和密度等值线(下半部分)
Fig. 10 Pressure contours in the upper half and density contours in the lower half

分析图 11 发现, 从半径 $r=0.2 \text{ m}$ 时的声压级随角度变化曲线可以看出明显的四极子声源指向性, 在 $\theta=40^\circ$ 的位置达到最大值 149.3 dB , $r=0.5 \text{ m}$ 上的接收点在 $\theta=50^\circ$ 的位置达到最大值 137.1 dB , 而随着半径的增大, 峰值位置所处的角度逐渐向侧后方变化, $r=1.0, 1.5, 2.0, 2.5 \text{ m}$ 均在 $\theta=90^\circ$ 的位置才达到最大值。这一方面是因为 $r=0.2 \text{ m}$ 位置上的接收点处于射流的势核区域, 起主导作用的是四极子声源, 指向性明显, 半径 $r=0.5 \text{ m}$ 上的接收点已随着距离的增加远离了该区域, 指向性并不明显, 而 $r=1.0, 1.5, 2.0, 2.5 \text{ m}$ 则完全离开了该区域, 因此并没有体现出四极子

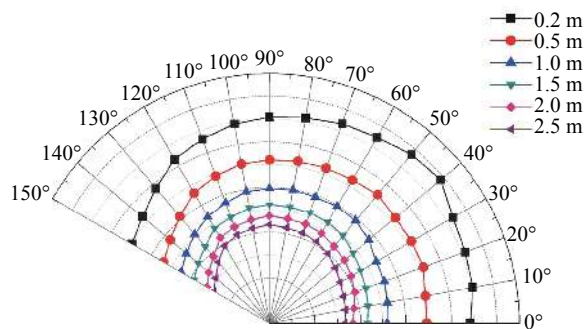
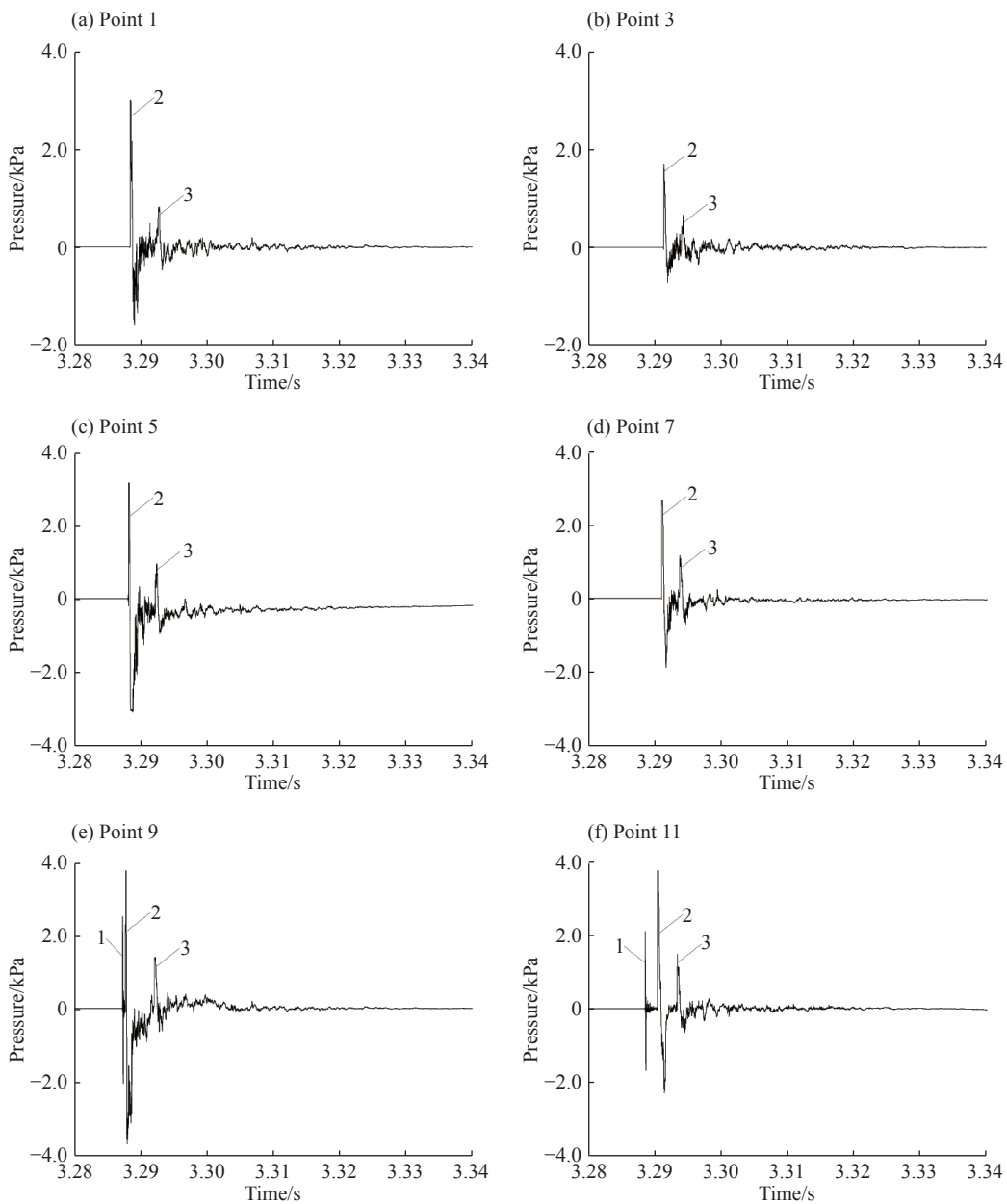


图 11 射流噪声总声压级指向分布
Fig. 11 Directional distribution of overall sound pressure level (OASPL) of jet noise

声源的指向性。另一方面,膛口噪声的特性与膛口流场有密切的关系。在以往无膛口装置枪炮膛口噪声的研究中,通过大量实验得知枪炮噪声具有较强的指向性,在被测武器中大部分声能都集中在 $\pm 75^\circ$ 方位角范围内,在 90° 方位的声压级大致等于圆周上的平均声压级^[13]。然而膛口制退器的安装使一部分气流从侧孔向侧后方流出,改变了流场结构,因此距离膛口较远位置上的接收点在 $\theta=90^\circ$ 达到峰值。从图 11 还可以看出,除 $r=0.2\text{ m}$ 外的接收点在 $\theta=50^\circ\sim 80^\circ$ 的范围内声压级变化缓慢,衰减量几乎为零。产生这种在某个范围内声压级变化微弱的现象的原因是在气流作用下声传播介质向下游运动,造成了声波的叠加,从而导致了流场下游声压级相对较高。

3.2 实验结果分析

实验获得的 10 发数据呈现相同的规律,不失一般性,这里以第 6 发为例进行分析。图 12 所示为射击过程中部分测点处的压力波形图。



1. Initial shock wave; 2. Muzzle blast; 3. Noise wave

图 12 测点压力波形

Fig. 12 Pressure-time curves at measurement points

膛口流场的结构极其复杂,混合了各种冲击波和噪声波,因此实验过程中各测点声传感器采集到的压力波形既包含膛口冲击波(初始冲击波、火药燃气冲击波、地面反射波),又包含脉冲噪声波(射流噪声、弹头激波和机械噪声),还包含高温火药燃气流等。从图 12 可以看出,图 12(a)~(d)中既有火药燃气冲击波等强非线性流动现象,也记录了湍流边界脉动与射流激波系及冲击波相互作用形成的一系列气流脉冲噪声波,而图 12(e)、(f)中所示的测点位于膛口射流方向,因此其压力波形图中除火药燃气冲击波和噪声波外还可以看到初始冲击波。

考虑到本文主要研究的是膛口气流脉冲噪声的总声压级,在处理实验数据时,首先需要区别冲击波与脉冲噪声波。根据膛口流场的性质可知,初始冲击波、火药燃气冲击波先于火药燃气射流形成,且传播速度远大于火药燃气射流速度,因此图 12 中所示的压力波形图在数据处理时需将冲击波的波形图去掉,例如图 12(a),脉冲噪声需从 3.294 ms 之后开始计算。去除冲击波后,还需对波形图进行时频变换,具体为将各测点的 10 组数据分别进行快速傅里叶变换(fast Fourier transform, FFT)后去除最大值及最小值再进行总体平均,处理后得到的总声压级如表 1 所示。

表 1 噪声总声压级的实测数据平均值

Table 1 Average of measured data for overall sound pressure level

测点	测点位置		L_{oasp}/dB	测点	测点位置		L_{oasp}/dB	测点	测点位置		L_{oasp}/dB
	r/m	$\theta/(\text{°})$			r/m	$\theta/(\text{°})$			r/m	$\theta/(\text{°})$	
P1	1.0	90	126.26	P5	1.0	45	131.73	P9	1.0	0	132.77
P2	1.5	90	124.83	P6	1.5	45	130.18	P10	1.5	0	131.01
P3	2.0	90	123.34	P7	2.0	45	128.65	P11	2.0	0	130.08
P4	2.5	90	121.82	P8	2.5	45	125.60	P12	2.5	0	128.64

3.3 数值模拟与实验结果对比分析

表 2 为实验得到的各测点总声压级与数值计算结果的对比。可以看到,在 $\theta=90^\circ$ 和 $\theta=45^\circ$ 的方向上两者误差分别在 2% 和 6% 之内,吻合较好,而在 $\theta=0^\circ$ 的方向上则误差相对较大,在测点 12 误差达到 8.8%。误差产生的原因:(1) 实验记录的脉冲噪声包括初始射流和火药燃气射流噪声、弹丸飞行和机械噪声,而数值模拟仅考虑了射流噪声,没有考虑运动弹丸等其他因素对流场的影响,因此位于射流下游尤其是 $\theta=0^\circ$ 方位上的接收点处的声压会受影响,导致计算结果偏低;(2) 一个声波波长需要 6~8 个网格才能解析,数值模拟中模型积分面使用的网格尺寸对声源频率的预测具有上限^[14],由于计算条件有限,本次数值模拟中网格对声源高频段的解析频率不够,从而引起误差。但总的来说,本文数值模拟得到的结果与实验数据之间的误差小于 9%,说明此方法是可行的。

表 2 总声压级计算结果与实验结果的对比

Table 2 Comparison between calculated and experimental overall sound pressure levels

测点($\theta=90^\circ$)	L_{oasp}/dB		误差/%	测点($\theta=45^\circ$)	L_{oasp}/dB		误差/%	测点($\theta=0^\circ$)	L_{oasp}/dB		误差/%
	实验	计算			实验	计算			实验	计算	
P1	126.26	128.72	-1.9	P5	131.73	128.96	2.1	P9	132.77	125.89	5.2
P2	124.83	126.01	-0.9	P6	130.18	124.51	4.4	P10	131.01	121.57	7.2
P3	123.34	123.65	-0.3	P7	128.65	121.87	5.3	P11	130.08	119.23	8.3
P4	121.82	121.47	0.3	P8	125.60	119.44	4.9	P12	128.64	117.84	8.4

4 结 论

采用 CFD-CAA 耦合算法对带膛口装置的某小口径武器的射流噪声进行了数值模拟和实验研究, 获得主要结论如下:

(1) 仅在离膛口半径 $r=0.2$ m 的范围内表现出明显的四极子声源指向性, 随着半径的增大, 指向性减弱, 在 $r=1.0$ m 的范围之外的接收点均在 $\theta=90^\circ$ 的位置达到峰值, 说明膛口制退器的安装改变了流场结构, 从而影响了声场的传播特性;

(2) 在气流的作用下, 声传播介质向下游运动使声波产生了叠加, 从而导致流场下游声压级相应地有所提高, 因此在有限的角度范围内声压级只表现出微弱的变化;

(3) 本文采用数值模拟方法得到的结果与实验数据误差小于 9%, 证明本文所采用的数值模拟方法是可行的。

参考文献:

- [1] BOGEY C, MARSDEN O, BAILLY C. Effects of moderate Reynolds numbers on subsonic round jets with highly disturbed nozzle-exit boundary layers [J]. *Physics of Fluids*, 2012, 24(10): 53. DOI: 10.1063/1.4757667.
- [2] BOGEY C, MARSDEN O, BAILLY C. Influence of initial turbulence level on the flow and sound fields of a subsonic jet at a diameter-based Reynolds number of 105 [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, 701(6): 352–385. DOI: 10.1017/jfm.2012.162.
- [3] WAN Zhenhua, ZHOU Lin, YANG Haihua, et al. Large eddy simulation of flow development and noise generation of free and swirling jets [J]. *Physics of Fluids*, 2013, 25(12): 564–587. DOI: 10.1063/1.4833215.
- [4] WAN Zhenhua, ZHOU Lin, SUN Dejun. A study on large coherent structures and noise emission in a turbulent round jet [J]. *Science China: Physics, Mechanics and Astronomy*, 2014, 57(8): 1552–1562. DOI: 10.1007/s11433-013-5291-2.
- [5] BRÈS G A, JAUNET V, RALLIC M L, et al. Large eddy simulation for jet noise: the importance of getting the boundary layer right [C] // Proceedings of 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2015. DOI: 10.2514/6.2015-2535.
- [6] LORTEAU M, CLÉRO F, VUILLOT F. Analysis of noise radiation mechanisms in hot subsonic jet from a validated large eddy simulation solution [J]. *Physics of Fluids*, 2015, 27(7). DOI: 10.1063/1.4926792.
- [7] BIN J, KIM M, LEE S. A numerical study on the generation of impulsive noise by complex flows discharging from a muzzle [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2010, 75(8): 964–991.
- [8] LEE I C, LEE D J, KO S H, et al. Numerical analysis of a blast wave using CFD-CAA hybrid method [C]// Proceedings of 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006. DOI: 10.2514/6.2006-2701.
- [9] REHMAN H, HWANG S H, FAJAR B, et al. Analysis and attenuation of impulsive sound pressure in large caliber weapon during muzzle blast [J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2011, 25(10): 2601–2606. DOI: 10.1007/s12206-011-0731-2.
- [10] 王杨, 姜孝海, 杨绪普, 等. 小口径膛口射流噪声的数值模拟 [J]. *爆炸与冲击*, 2014, 34(4): 508–512. DOI: 10.11883/1001-1455(2014)04-0508-05.
WANG Yang, JIANG Xiaohai, YANG Xupu, et al. Numerical simulation on jet noise induced by complex flows discharging from small caliber muzzle [J]. *Explosion and Shock Waves*, 2014, 34(4): 508–512. DOI: 10.11883/1001-1455(2014)04-0508-05.
- [11] 路宽, 赵俊利, 雷红霞, 等. 高温高压大口径火炮膛口噪声场分布特性研究 [J]. *河北农机*, 2014(1): 59–60. DOI: 10.3969/j.issn.1002-1655.2014.01.030.
LU Kuan, ZHAO Junli, LEI Hongxia, et al. Distribution characteristics of muzzle noise field of high temperature and high pressure large caliber guns [J]. *Hebei Farm Machinery*, 2014(1): 59–60. DOI: 10.3969/j.issn.1002-1655.2014.01.030.
- [12] LILLY D K. A proposed modification of the Germano subgrid-scale closure method [J]. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 1992, 4(3): 633–635. DOI: 10.1063/1.858280.
- [13] 王秉义. 枪口噪声的声源和物理特性 [J]. *兵工学报*, 1987, 8(4): 1–9.

- WANG Bingyi. The sound source and physical characteristics of the muzzle noise [J]. *Acta Armamentarii*, 1987, 8(4): 1–9.
- [14] VEN T V D, LOUIS J, PALFREYMAN D, et al. Computational aeroacoustic analysis of a 1/4 scale G550 nose landing gear and comparison to NASA and UFL wind tunnel data [C] // *Proceedings of 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006: 33–45. DOI: 10.2514/6.2009-3359.

Numerical simulation and experimental study on jet noise from a small caliber rifle with a muzzle brake

ZHAO Xinyi¹, ZHOU Kedong¹, HE Lei¹, LU Ye¹, WANG Jia²

(1. *School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China;*

2. *No.208 Research Institute of China Ordnance Industries, Beijing 102202, China*)

Abstract: In order to investigate the influence of the muzzle device on the characteristics of muzzle aeroacoustic noise, simulation analysis and experimental research were performed on the jet noise induced by the complex flows discharging from a small caliber rifle with a muzzle brake. A CFD (computational fluid dynamics)-CAA (computational aeroacoustics) hybrid method was applied. The muzzle flow field was calculated by using large eddy simulation and the jet noise was determined by the FW-H (Ffowcs Williams-Hawkings) equation based on the obtained source data. Based on the numerical results, the jet noise directivity was analyzed and the comparison to the experimental results was conducted. Results indicate that the muzzle flow field was changed by the muzzle brake and the directional distribution of the jet noise was also affected. The errors between the calculated and experiment results are less than 9%, therefore the numerical method applied in the paper is feasible. The research result can provide a reference for the prediction of muzzle noise and the design of muzzle brakes.

Keywords: jet noise; computational aeroacoustics; muzzle brake; noise directivity

(责任编辑 张凌云)