

水下高速气体射流诱导脉动压力场的实验测量

姚 琰¹, 罗金玲¹, 王柏懿², 毛鸿羽¹

(1.中国航天科工集团公司三院三部, 北京 100074)

(2.中国科学院力学研究所, 北京 100080)

Experimental Measurement of Fluctuation Pressure fields Induced by High-speed Gas-jets under Water

YAO Yan¹, LUO Jing-lin¹, WANG Bo-yi², MAO Hong-yu¹

(1. The Third Research Academy of CASIC, Beijing 100074)

(2. Institute of Mechanics Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

摘要: 在小型水槽中, 利用缩比模型和高速空气射流模拟潜射导弹水下点火喷气推进装置的工作环境, 进行了喷流诱导脉动压力场的实验研究。模拟实验中采用高频压阻传感器研究了水下与空中两种背景环境中, 不同出口马赫数喷管分别在适配、欠膨胀与过膨胀三种工况运行时产生的脉动压力场; 给出了导弹直接裸露于背景环境中及嵌套在发射筒内两种结构配置条件下, 导弹后体侧壁上三个测点、发射筒端底面上三个测点与侧壁上二个测点以及射流流场内十二个测点处的脉动压力值。

关键词: 潜射导弹, 点火, 喷流噪声, 脉动压力, 模拟实验

Abstract : To simulate the operation environments for propulsion systems of subsurface missiles, a small glass-sided water flume was used for the experiments. The fluctuating pressure fields induced by high-speed gas jets from five nozzles at different exit-Mach-number, which are installed in two scaled models, were measured by pressure transducer with high frequency response. The simulation experiments were conducted respectively in air and under water. Every nozzle was operated respectively at the design, under-expansion and over-expansion conditions. In addition, there were two different structure arrangements: the missile is exposed to the environmental atmosphere and covered with the launching cylinder. The measurements were performed at three points on the side wall of the missile, three and two points respectively on the base and side walls of the launching cylinder, and twelve points in the flow field of the jet.

Keywords: Subsurface missile, firing under water, Jet noise, Fluctuation pressure, Simulation test.

0 引言

众所周知, 火箭发动机喷流噪声是导弹噪声的一个主要来源, 高频噪声将导致导弹仪器舱的振动, 严重时可能引起元器件失效甚至结构损坏。发动机空中喷流的噪声研究得较多^{(1)~(3)}, 但是高温燃气喷入水中的气、水两相流动的噪声实验模拟, 未曾见到报道。

本研究采用高速空气射流来模拟火箭发动机喷流, 使之射入静止的水体, 从而激励出脉动压力(或者说喷流噪声)。根据潜艇变深度垂直自力发射导弹出筒, 向上水中运行等特点, 加工了两组不同缩比的实验模型, 设计了导弹直接裸露于背景环境中及嵌套在发射筒内两种不同的结构配置, 测量了水下与空中两种背景环境中五个不同出口马赫数喷管的高速气体射流所激励产生的脉动压力场。这里, 脉动压力测点分别设置在导弹后体与发射筒尾部结构表面上以及射流流场

内, 而超声速喷管则分别有适配、欠膨胀和过膨胀三种运行工况(后两种亦称为失配工况)。本项研究可以为导弹点火发射期间环境条件以及弹上仪器设备设计运行要求的制定提供必要的依据。

1 实验装置、模型和测试系统

整个实验系统由水槽、模型、供气系统、流场测压探针、移动支架以及测试系统等部分组成。

1.1 水槽

小型水槽长300cm, 宽65cm, 高55cm。实验时, 充水深度一般不超过40cm。为解决高马赫数喷流实验中涌流外泄问题, 在水槽一端隔有溢水室, 为便于观察射流流场, 水槽的四个侧壁和底部均为有机玻璃, 安装在钢制框架内。

1.2 模型

缩比模型为发动机喷管、导弹后体和发射筒尾部的组合体（参见图 1），缩比有 1:10 和 1:8 两种。

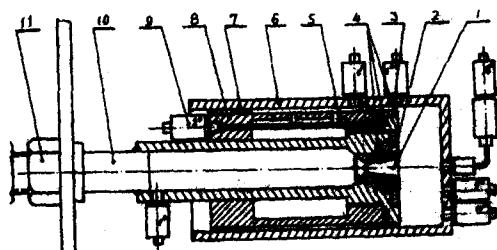


图 1. 实验模型结构示意：1. 喷管组件；2. 定位法兰；3. 导弹后体组件本体；4.O型密封圈；5. 测压孔引管；6. 发射筒尾部组件；7. 垫片；8. 导弹后体组件外壁筒；9. 导弹后体组件侧壁压力传感器；10. 喷管驻室；11. 固定螺母；12. 固定螺母；13. 气源接头。

喷管组件、导弹后体组件和发射筒尾部组件之间可以以不同的方式方便地装拆，组合：(1) 导弹直接裸露于背景环境中时，不加设发射筒尾部组件，而且导弹后体组件内可以置换不同出口马赫数的喷管组件。(2) 导弹嵌套在发射筒内时，可以将导弹后体组件套入发射筒尾部组件内，而且可以调节二者之间的相对位置。此时，导弹后体组件内的喷管组件仍可以按马赫数要求进行置换。

1.3 供气系统

本研究中，供气系统由 CZ-20/30FZK 型空气压缩机、DN700 型储气罐、YQK-16 型空气减压阀和 ZCT-15 型电磁阀等部分组成。

1.4 流场测压探针

射流流场中脉动压力的分布特性，是采用静压探针排来获取的。它具有三个间距为 12mm 的全同静压探针（均由 1.5mm 外径的不锈钢管制成），安装在铝制的探针排管座前方。此外，我们还设计加工了流场总压探针，它亦由 1.5mm 外径的不锈钢管制成。

1.5 移动支架

本研究中采用的移动支架是二维的，可以精细地调节水平方向和垂直方向上的位置。

1.6 测试系统

脉动压力的测试系统由压力传感器、数据采集系统和微机等部分组成。本研究中使用了两类压力传感器。其中 Setra280E 型压力

传感器是电容式的，它在必要时用于测量喷管驻室总压（当喷管出口马赫数给定时，总压基本是恒定不变的）。我们主要使用的 NS-2 小型压力传感器则是压阻式，可以测量出高频的脉动压力。本实验中的 NS-2 压阻传感器采用了水封技术，既可以在空中实验中又可以在水下实验中工作。其响应频率为 30 kHz。

2 模拟实验

模拟实验要分别对于导弹后体组件直接裸露于环境中与嵌套在发射筒组件内部两种不同的结构配置进行，相应的实验布局有所不同。对于第一种配置情况，高速气体射流直接喷出到背景环境中（空气或水体），测量导弹后体侧壁上和射流流场中的脉动压力分布。导弹后体组件侧壁上的三个测压孔设置在同一条母线上，它们距喷管出口端面的距离分别为 10mm, 30mm 和 50mm（对于 1:10 缩比模型）以及 12.5mm, 37.5mm 和 62.5mm（对于 1:8 缩比模型）。射流流场中脉动压力由静压探针排获取，本实验一共选取了四个探针排轴向位置并分四次实验取得。测点距喷管出口端面的轴向距离 x 分别为 13mm, 23mm, 33mm 和 43mm（相应于位置 1, 2, 3, 4），因此射流流场中共有 12 个测点。每次实验中，我们采用电容式传感器和数字电压表测量喷管驻室压力，采用压阻式传感器和数据采集记录仪获取导弹后体组件侧壁三个测点、射流流场中三个静压探针测点处的数据，分别给出六条压力一时间曲线。此配置情况下测点及探针排位置的布置参见图 2 所示。

对于第二种配置情况，高速气体射流不是直接喷入背景环境中而是首先冲击到发射筒尾部组件的端底面，然后沿导弹后体组件与发射筒尾部组件之间的缝隙泄放出去，前一种情况中的射流流场不再出现。这样，我们在实验中需要测量的是导弹后体组件侧壁上三个测孔处（与前一种配置的实验相同）以及发射筒尾部组件侧壁二个测孔与端底面三个测孔处的脉动压力值。这八个测点处的压力值皆由压阻式传感器和数据采集记录仪获得、记录并处理，每次实验有八条记录曲线。在这些实验中，喷管驻室总压仍由电容

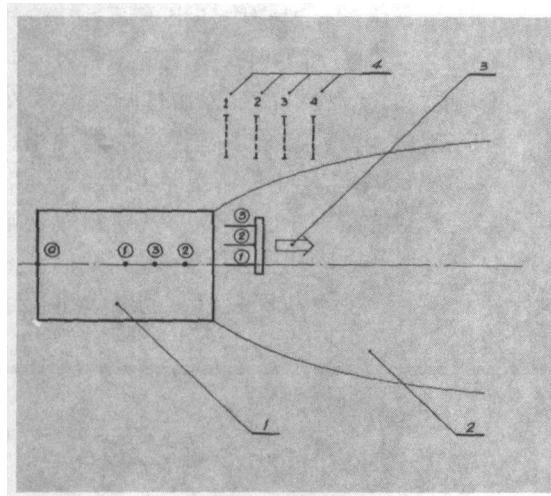


图 2. 裸露结构配置中测压点及探针排位置示意图: 1. 导弹后体组件; 2. 射流流场; 3. 探针位移方向; 4. 探针排位置。

式压力传感器和数字电压表获取。模拟实验要求改变发射筒端底面与导弹的相对位置, 设定了三个位置, 位置 1、2 和 3 对应于导弹后体组件中喷管出口端面与发射筒尾部组件端底面间距分别为 30mm, 20mm 和 10mm(对于 1:10 缩比模型) 以及 37.5mm, 25mm 和 12.5mm(对于 1:8 缩比模型)。为使发射筒与导弹相对位置调整时, 仍维持发射筒尾部组件侧表面上测压孔位置相似, 我们在该侧壁上沿同一条母线按相应比例开有等间距的五个测孔(A, B, C, D, E), 每次实验根据要求选择二个测孔安装传感器, 其余三个采用堵头封为盲孔。发射筒尾部组件测压孔位置及侧壁上测压孔相对于不同导弹后体安装位置的选取情况如图 3 所示。

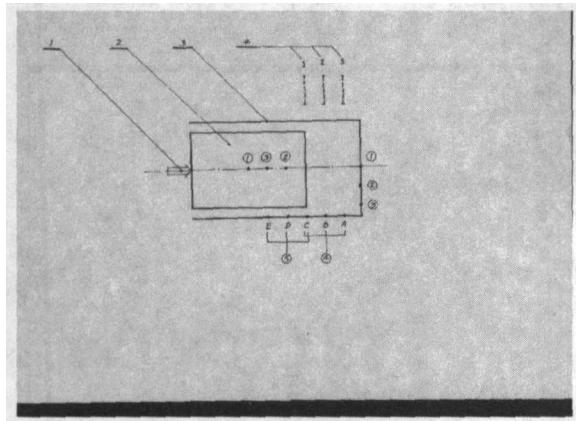


图 3. 嵌套结构配置中测压点及导弹后体组件位置示意图: 1. 导弹后体位移方向; 2. 导弹后体组件; 3. 发射筒尾部组件。

模拟实验中, 实验工况的变化有如下五种调整方案: (1) 改变环境背景, 即对每

个模型分别进行空中和水下实验。(2) 改变模型缩比, 即分别采用缩比为 1:10 和 1:8 两套模型进行空中和水下的模拟实验。(3) 改变喷管出口马赫数, 即对于每种缩比模型分别采用马赫数 $M=0.5, 1.0, 1.5, 2.0$ 和 2.5 等五个喷管进行空中和水下的模拟实验。(4) 改变喷管运行工况, 即对于每个超声速喷管分别采用适配 ($p_e/p_a=1$)、欠膨胀 ($p_e/p_a>1$) 和过膨胀 ($p_e/p_a<1$) 等三种工况进行空中和水下的模拟实验。这里, p_e 为喷管出口处气体压力, 而 p_a 为环境背景压力(在我们实验中可以取 $p_a=1.0 \times 10^5$ Pa)。对于失配工况, 本实验取压比为 1.2, 具体而言, $p_e/p_a=1.2$ (对于欠膨胀工况) 或 $p_a/p_e=1.2$ (对于过膨胀工况)。(5) 改变导弹后的结构配置, 即分别在裸露和嵌套两种条件下试验。应当说明的是, 对于第二种配置情况只进行适配喷管实验。

模拟实验中数据采集记录仪使用手动触发/瞬态采样模式。我们在实验中使用的采样频率有 200 kHz, 20 kHz 和 2 kHz 三种, 对于每一个稳定的流动状态, 均重复实验一次, 分别以 200 kHz 和 20 kHz(或 2 kHz) 频率对脉动压力场进行采样。

3 实验曲线

我们在小型水槽中共进行了 500 余次模拟实验。图 4 出示水下高射气体射流随时间的演化过程, 流动图像是采用 CCD 摄相系统获取的, 每幅图像间隔为 1/60s。

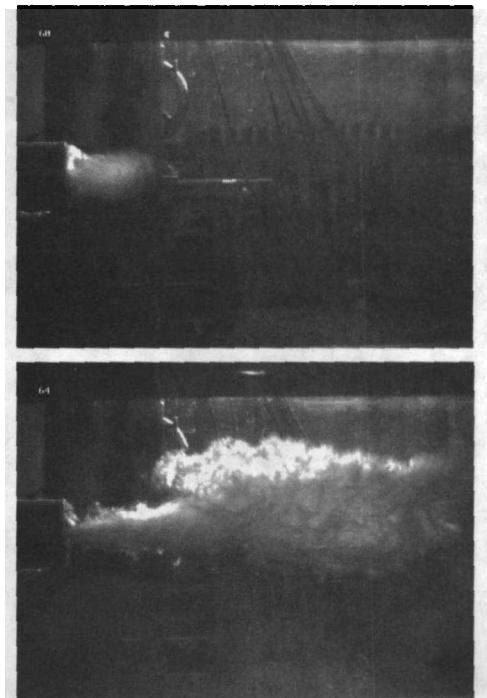


图 4. 高速气体射流在水体中的演化过程。

在这些实验中，我们利用相应的探针、传感器和测量系统分别测定了高速气体射流在流场中和结构表面上诱导的压力的最大值、最小值、平均值、有效值（即均方根值）和峰峰值。

显然，有效值便是射流诱导压力场的脉动量之均方根值。本研究主要关心脉动压力的均方根值。因为，从考虑流体动力噪声源而言，射流流场中的脉动压力均方根值反映了可能辐射的最大强度。而从考虑导弹系统的结构响应而言，壁面测点处的压力均方根值则代表了环境流体脉动压力场作用的总强度。为便于分析研究，我们选择一些典型结果绘出。

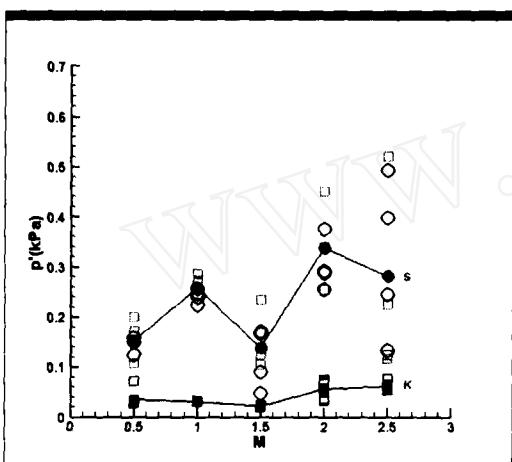


图 5. 裸露配置结构中适配喷管在导弹后体侧壁诱导的脉动压力随马赫数的变化（模型缩比为 1:10）：● 水下（S）；■ 空中（K）。

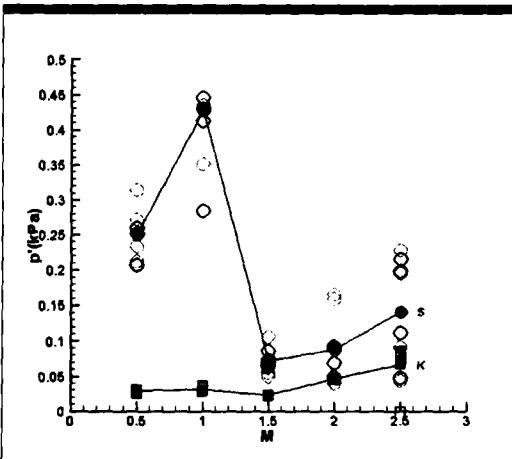


图 6. 裸露配置结构中适配喷管在导弹后体侧壁诱导的脉动压力随马赫数的变化（模型缩比为 1:8）：● 水下（S）；■ 空中（K）。

图 5 和图 6 给出裸露配置结构中适配喷管在导弹后体侧壁点 2 处诱导的脉动压力随

马赫数的变化，并对空中和水下两种情况进行了比较。图 7 则给出裸露配置结构及水环境中适配及失配喷管在导弹后体侧壁点 2 处诱导的脉动压力，比较了超声速喷管的出口马赫数为 1.5 和 2.0 两种情况下的结果。图 8 给出嵌套配置结构及水环境中发射筒尾部端底面中心点处脉动压力随马赫数的变化，对导弹后体的三个不同安装位置的结果进行了比较。

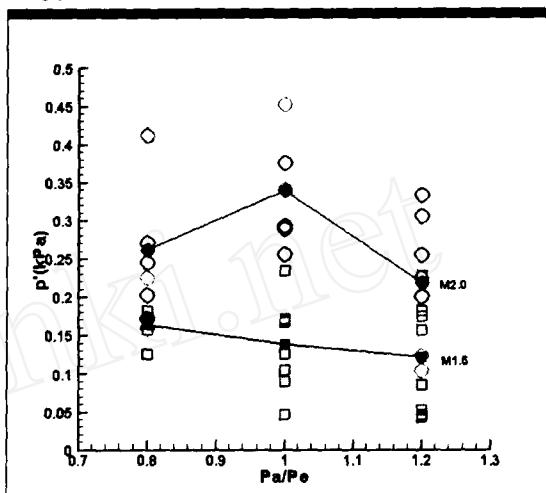


图 7. 裸露配置结构及水环境中导弹后体侧壁脉动压力随喷管工况的变化（模型缩比为 1:10）：
■ M=1.5；● M=2.0。

图 9 则给出嵌套配置结构及水环境中导弹后体侧壁点 2 处脉动压力随马赫数的变化，同样比较了三个不同安装位置的实验结果。对于 1:10 缩比模型，图 10 和 11 给出裸露配置结构下适配喷管在空中和水下诱导的射流流场中心线上脉动压力随距喷管出口截面距离的变化，比较了不同马赫数喷管的结果。

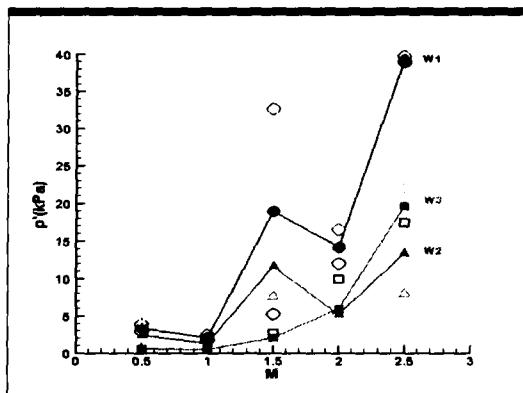


图 8. 嵌套配置结构及水环境中发射筒尾部底面中心点脉动压力随马赫数的变化（模型缩比为 1:10）：● W1 (d=3cm)；▲ W2 (d=2cm)；■ W3 (d=1cm)。

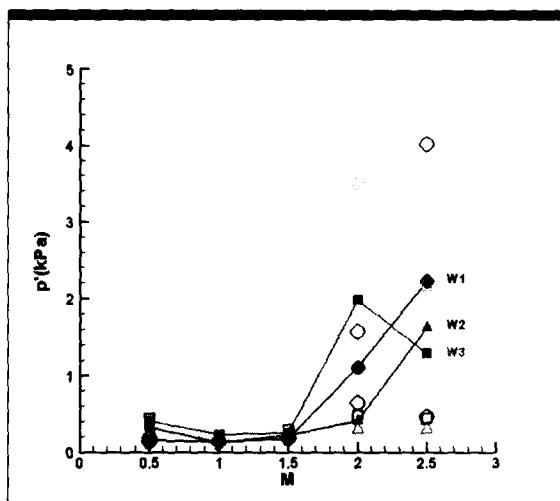


图 9. 嵌套配置结构及水环境中导弹后体侧壁脉动压力随马赫数的变化 (模型缩比为 1:10):

● W1 ($d=3\text{cm}$); ▲ W2 ($d=2\text{cm}$); ■ W3 ($d=1\text{cm}$)。

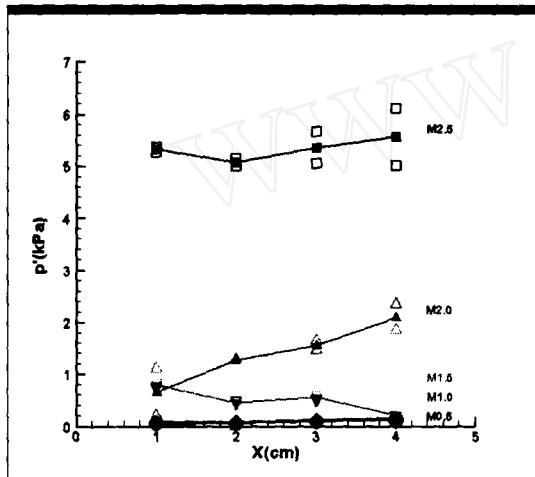


图 10. 适配喷管在空中诱导的射流流场中心线脉动压力分布 (模型缩比为 1:10): ■ M=2.5; ▲ M=2.0; ▼ M=1.5; ◆ M=1.0; ● M=0.5。

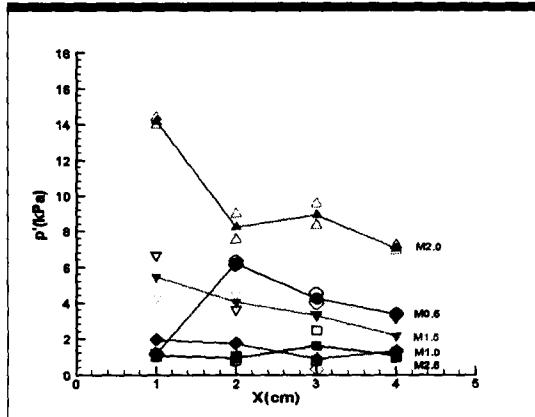


图 11. 适配喷管在水下诱导的射流流场中心线脉动压力分布 (模型缩比为 1:10): ■ M=2.5; ▲ M=2.0; ▼ M=1.5; ◆ M=1.0; ● M=0.5。

4 结语

分析这些结果,可以得知:

(1) 空中试验数据点相当一致,从而表明本研究中所发展的测试技术是可行的。

(2) 水下试验数据点相对分散,这可能是自由水面、喘哮喷射等现象所致,因此,而言,本实验给出的是器壁处动态压力值。

(3) 同样气体射流条件下,在水下诱导的器壁处脉动压力可能比空中相应值增加约一个数量级。

(4) 同样气体射流条件下,导弹后体侧壁处脉动压力在嵌套配置结构中的取值可能比裸露配置结构中相应值增加约一个数量级。

(5) 同样气体射流条件下,在空中和水下诱导的射流流场中心线上脉动压力大体在同一个数量级,因为本实验测量的射流场范围尚处于气相核心区内。

(6) 对于本实验所考虑的两个模型缩比,在同样气体射流条件下(具体而言,喷管的出口马赫数和运行工况相同),不同缩比模型诱导的脉动压力大体在同一个数量级。

(7) 在本研究考虑的参数范围内,脉动压力场最大取值情况如下: 导弹后体侧壁处约为 10 kPa,发射筒尾部底面中心点处约为 40 kPa,射流中心线处约为 15 kPa。

(8) 本项工作是对于潜射导弹水下实验技术和测试方法的一种新尝试,相关的模拟准则和实验原理尚有待深入细致地探究。

参 考 文 献

- [1]. Panda J and Seasholtz. RG . Experimental investigation of density fluctuations in high-speed jets and correlation with generated noise. *J. Fluid Mechanics*, Vol.450, pp.97~130.
- [2]. Krothapalli .A.et al.1999 Flow field and noise characteristics of a supersonic impinging jet. *J. Fluid Mechanics*, Vol.392, pp.155~181.
- [3]. Tani, CKW. 1995 Supersonic jet noise. *Ann. Rev. Fluid Mech.* Vol.27, pp. 17~43.