

## 水下超声速气流流场非定常特性研究\*

许海雨<sup>1</sup>, 罗 凯<sup>1</sup>, 刘日晨<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航海学院, 陕西 西安 710072;  
2. 中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

**摘要:** 上浮水雷在工作过程中环境压力大幅度变化, 针对上浮水雷火箭发动机具有三种不同工作状态(欠膨胀、完全膨胀、过膨胀)的特点, 采用VOF两相流模型, 建立了水下火箭发动机在不同工作状态喷射流发展的轴对称计算模型, 分别在来流速度0m/s和50m/s两种工况下, 研究了水下发动机在不同工作状态时喷射流发展规律及流场脉动特性。结果显示, 在静水条件下, 欠膨胀工况时颈缩发生位置距喷管出口较远, 流场压力和喉部流量没有发生脉动现象, 其它工况时颈缩发生位置距喷管出口较近, 完全膨胀工况和过膨胀工况喷管出口最大压力振幅分别为5.5MPa, 7MPa; 喷管喉部流量振动幅度约为5.2%, 32.8%; 在有流速条件下, 三种工作状态发生颈缩、胀鼓和回击现象的位置距离喷管出口较远, 完全膨胀喷管出口最大压力振幅为2MPa, 喷管喉部流量未发生脉动特性, 过膨胀工况喷管出口最大压力振幅6.1MPa, 喉部流量振动幅度30.4%。

**关键词:** 水下固体火箭发动机; 水下燃气射流; 压力脉动; 多相流; 回击与胀鼓

**中图分类号:** V238 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2019) 11-2618-08

**DOI:** 10.13675/j.cnki. tjjs. 180649

## Research on Unsteady Characteristics of Underwater Supersonic Gas Jet

XU Hai-yu<sup>1</sup>, LUO Kai<sup>1</sup>, LIU Ri-chen<sup>2</sup>

(1. School of Marine Science and Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2. AECC Shenyang Engine Insititute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** The floating rocket mine experiences a large change of environment pressure during operation. In order to simulate the working process of the underwater rocket engines, utilizing the VOF multiphase model, an axisymmetric model describing gas jet in different working states (under-expansion, full-expansion, over-expansion) of underwater engine was established. By simulating the working states with 0m/s and 50m/s, the evolution of the gas jet and unsteady flow characteristics under different working conditions were studied. With velocity 0m/s, the positon of neck shrinkage is far away from the nozzle, and the pulsation of mass flow rate and pressure is not obvious in under-expansion condition. In addition, under full-expansion and over-expansion conditions-mass flow rate and pressure is not obvious in under-expansion condition. In addition, under full-expansion and over-expansion conditions, the positon of neck shrinkage is closer to the nozzle. The maximum pressure amplitudes at nozzle outlet are 5.5MPa, 7MPa, respectively. Correspondingly, oscillation amplitude of mass flow rate is 5.2%, 32.8%. With upstream velocity 50m/s, the positon of neck shrinkage, bulge and back-attack is far away

\* 收稿日期: 2018-10-17; 修订日期: 2019-05-10。

基金项目: 国家自然科学基金 (51579209; 51679202; 51805435)。

通讯作者: 许海雨, 博士生, 研究领域为超空泡飞行器。E-mail: 1945932928@qq.com

引用格式: 许海雨, 罗 凯, 刘日晨. 水下超声速气流流场非定常特性研究[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 2618-2625.  
(XU Hai-yu, LUO Kai, LIU Ri-chen. Research on Unsteady Characteristics of Underwater Supersonic Gas Jet[J].  
*Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2618-2625.)

from the nozzle. The maximum pressure amplitude at nozzle outlet under full-expansion is 2MPa, and the pulsation of mass flow rate disappears. The maximum pressure amplitude at nozzle outlet under over-expansion condition is 6.1MPa, correspondingly, and the oscillation amplitude of mass flow rate is 30.4%.

**Key words:** Underwater solid rocket motor; Submerged gas jet; Pressure oscillation; Multiphase flow; Back-attack and bulge

## 1 引言

上浮水雷是一种深水布置,使用火箭发动机上浮攻击潜艇、舰船的水中兵器,因其上浮速度快、主动攻击目标、打击威力强等优势被各国广泛使用<sup>[1-2]</sup>。固体火箭发动机在水下工作时,因环境水密度大、压力高等特点,其燃气喷射流结构远比大气中复杂<sup>[3]</sup>。当发动机所处水深较大、外部水环境压力较高时,发动机可能发生安全事故<sup>[4]</sup>。因此深入研究固体火箭发动机在变深工况下流场的不稳定特性,具有重要的理论价值和工程应用价值。

Loth等<sup>[5]</sup>采用非冷凝气体轴对称实验得到了水下射流发展充分时,喷管外部气体流场波系与喷入空气中的相似现象;Shi等<sup>[6]</sup>研究表明流体振荡与射流气相介质中的激波反馈现象有关;Tan等<sup>[7]</sup>研究表明,水下推力不仅与喷管结构有关,还与射流结构和相应的压力分布有关;Harby等<sup>[8]</sup>研究了非冷凝气体在亚声速与临界声速条件下喷射入水的动态过程,获得了喷管出口直径与 $Fr$ 数对喷气射流的夹断与气-水交界面不稳定性影响;Drew等<sup>[9]</sup>开展了不同速度、喷嘴直径的水下圆形气体射流实验;张孝石等<sup>[10]</sup>开展了有流速的水下超声速射流实验研究,获得了无水流速度与有水流速度条件下的射流形态、压力脉动特性;李婷婷等<sup>[11]</sup>对水下竖直环形喷管出口气体射流现象进行了研究,得到了颈缩后出现的夹断现象;He等<sup>[12]</sup>研究了在不同压比下,喷嘴出口处的射流状态及管外激波系移动现象;王超等<sup>[13-14]</sup>分析了水下超声速气体欠膨胀射流的流场结构,包括流场的压力和速度等参数分布以及变化规律;汪剑锋<sup>[15]</sup>分析了水下超声速气体欠膨胀射流和过膨胀射流的流场结构,以及射流喷射过程中流场的压力和速度等参数分布以及变化规律。

上浮水雷在工作过程中,固体火箭发动机会经历过膨胀、完全膨胀和欠膨胀等三种工作状态。在发动机不同工作状态时,射流结构对流场压力脉动、喷管喉部流量非稳定特性影响的研究,目前国内外公开发表文献鲜有报道。本文对火箭发动机不同工作状态射流结构及流场不稳定特性开展研究,并分

析了水流速度对射流发展和流场脉动特性的影响。

## 2 计算方法

### 2.1 数值方法

本文所有计算工作均采用西北工业大学航海学院超高速航行器创新实验室的数值模拟工作站完成。计算机配置Core i7-7700k处理器和16G内存,运算主频4.2GHz;软件版本为64位Fluent 18.0。

控制方程包括质量守恒方程、动量守恒方程、能量方程和体积运输方程<sup>[16]</sup>。本文采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对雷诺平均N-S方程进行封闭。该湍流模型适用于完全湍流流动,是针对高雷诺数的湍流计算模型<sup>[17]</sup>。采用适合于强压力梯度条件数值计算的增强壁面函数法处理近壁面流动。本文采用有限体积法离散控制方程,使用分离式求解器和压力耦合方程组的Simple算法求解控制方程,压力求解采用Body-Force-Weighted离散格式,体积分数方程采用Quick格式,其它控制方程采用一阶迎风离散格式<sup>[14]</sup>。经过时间步长无关性检验,计算步长为 $1\mu\text{s}$ 。

### 2.2 物理计算模型

#### 2.2.1 计算域及监测位置设置

为了使燃气射流发展充分并对流场参数进行较好预测,外流场区域的计算域必须足够大,流域长度为航行体长度的三倍,宽度为喷管设计出口直径 $D_e$ 的30倍,喷管进口设置为压力进口边界条件,雷体表面与流场上边界设置为壁面边界条件,左边界为速度进口条件,右边界为压力出口条件。计算域如图1所示。

$p_1 \sim p_3$ 为轴线上三个监测点,以监测压力,距离喷管出口位置分别为 $0.75D_e$ 、 $1.5D_e$ 和 $4D_e$ ,Line 1为喉部线,用以监测喉部流量,Line 2为喷管出口线,用以监测喷管出口压力。如图2所示。

#### 2.2.2 网格划分

本模型全网格采用结构化网格。由于尾喷管内部涉及高速流动,为保证计算准确,选择对喷管喉部、壁面、喷管出口区域与喷管出口外4倍喷管长度外流场区域进行网格加密,对于喷管出口远流场进行疏化处理,网格如图3所示。

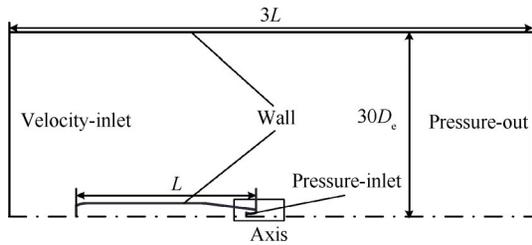


Fig. 1 Flow domain and boundary conditions

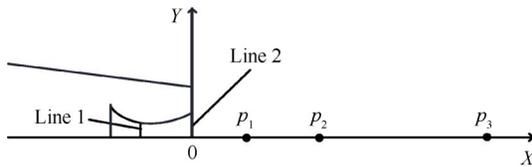


Fig. 2 Monitoring point and line

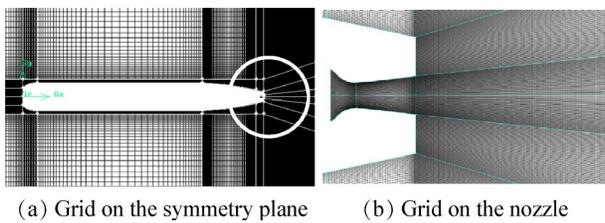


Fig. 3 Grid distribution

2.3 喷管设计及计算工况

本文设计喷管尺寸如表 1 所示,表中  $D_t, D_e$  分别表示喷管喉部和出口的直径;喷管扩张比  $\sigma$  为喷管出口面积与喉部面积之比。

Table 1 Geometries of the simulation engine

$D_t/mm$	$D_e/mm$	$\sigma$
40	48.46	1.468

固体火箭发动机燃烧室燃气组分复杂,其中还包括凝相气体与固体颗粒,为了简化计算,本文以气相组分质量分数加权得到燃气的各参数作为计算条件,燃气相对分子质量 22.47,定熵指数 1.21,定压比热容  $2131.9J/(kg \cdot K)$ 。

为了研究上浮水雷在工作过程中,固体火箭发动机经历三种工作状态时燃气射流发展规律和流场脉动特性,设计了三种工作状态的计算工况,用压比  $\pi$  表示计算工况,其中压比  $\pi$  定义为燃烧室压力  $p^*$  与环境背压  $p_b$  之比。燃烧室压力  $p^*$  为 7.5MPa,燃烧室温度  $T^*$  为 2500K,具体如表 2 所示。

3 结果与讨论

3.1 模型验证

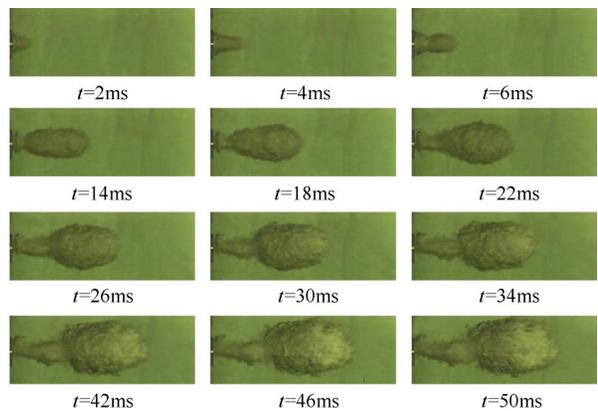
文献 [15] 在水池中进行常温空气超声速水下射

Table 2 Condition of calculation

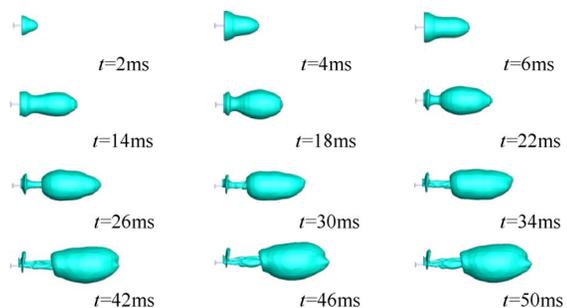
Case	$p^*/MPa$	$T^*/K$	$\pi$
Under-expansion	7.5	2500	10
Full-expansion	7.5	2500	5
Over-expansion	7.5	2500	2.5

流的实验,为了验证数值模拟的准确性,本文采用与此实验相同的实验工况进行数值仿真,并将数值模拟结果与实验结果进行对比。

图 4 为实验工况与数值模拟的燃气泡随时间发展的演变图。图中给出了在 2ms ~ 50ms 时间内燃气射流的发展过程。数值模拟数据处理时,以气相体积分数  $\alpha$  为 0.9 的等值线作为燃气空泡与水的两相交界面。结果表明,数值模拟结果可以很好地得到实验中出现的在水下高速射流特有的颈缩、胀鼓现象,并能很好地揭示流场流动的基本现象,表明数值方法的准确性,可用于后文开展水下喷射流特性研究。



(a) Experimental result



(b) Numerical result

Fig.4 Comparison of experimental and numerical results

3.2 静水条件流场非定常特性

3.2.1 静水工况燃气射流发展过程

水下高速喷射流常伴随着颈缩、断裂、胀鼓和回击四种典型现象,文中采用 A, B, C, D 分别表示这四种典型现象。图 5 给出发动机在欠膨胀工况下的燃气射流演变过程。由于水的阻滞作用,燃气泡初期径向发展速度大于轴向发展速度,并呈现内凹的形状,如 0.5ms, 1ms 云图所示;当喷管内部燃气流动稳

定,燃气转为轴向发展为主,且部分气体会翻卷并包裹航行体尾部,如4ms燃气泡形状;随着燃气的持续喷出,射流继续沿轴向发展,如25ms,40ms的燃气泡形状所示。由于气液两相流动剪切力的作用与射流的不稳定性,射流发展过程中出现了多次颈缩,胀鼓。28ms时,可明显观察到燃气流形成颈缩(A);30.5ms时,燃气由于颈缩而引起压力升高,形成胀鼓(C),同时后部燃气泡继续向前推进;34ms时,燃气泡发生断裂(B);在40ms~45ms也出现了明显的颈缩、胀鼓,但断裂与回击现象并不总是发生,这也应与颈缩引起的压力脉动强度有密切的联系。

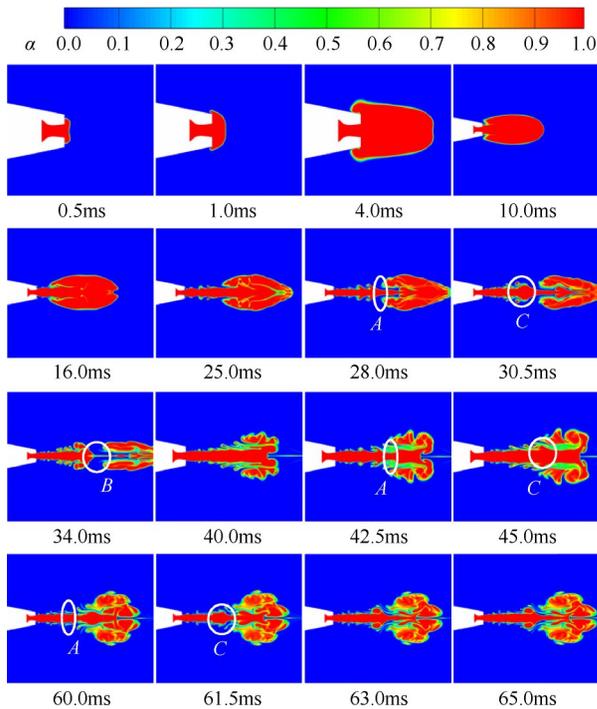


Fig. 5 Jet development of under-expansion without flow velocity

图6给出了在完全膨胀下的燃气射流演变过程。在完全膨胀时,燃气初始发展状态与在欠膨胀工况初始状态相似,燃气泡同样先沿径向发展后转为向轴向发展。在16ms时,出现明显的颈缩现象(A),并在17ms时发生断裂(B);同时出现颈缩、断裂的位置距离喷管出口的距离明显缩短;在18ms时,燃气泡持续膨胀,发生胀鼓(C);在20.75ms时,部分燃气向后发展击打航行器尾部,产生回击现象(D)。

相比较欠膨胀工况,完全膨胀下出现颈缩、胀鼓、回击的频率相比明显增多,甚至在颈缩后出现了断裂现象,并可发现出现的区域距离喷管喷口较近。

如图7所示,对于过膨胀射流,同样发现了明显

的颈缩、断裂、胀鼓、回击现象。在对应同等时间条件下,燃气泡出现典型周期的频率明显增多,相比于完全膨胀,燃气泡在径向被挤压得很窄,典型周期发

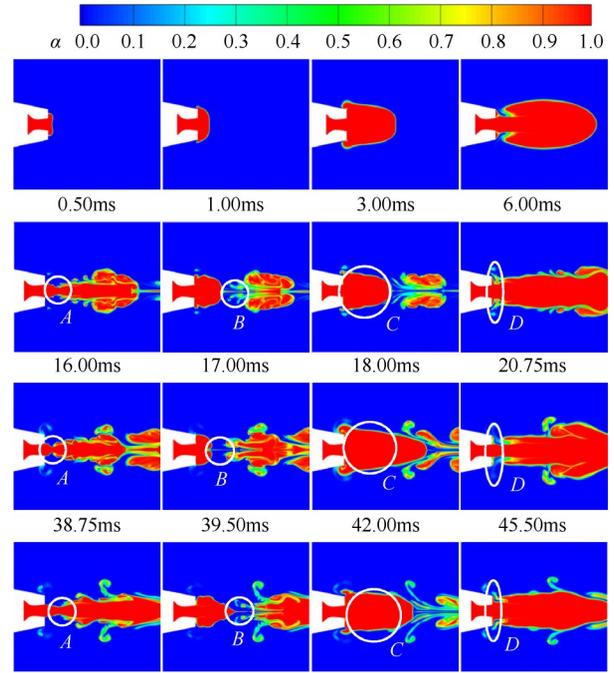


Fig. 6 Jet development of full-expansion without flow velocity

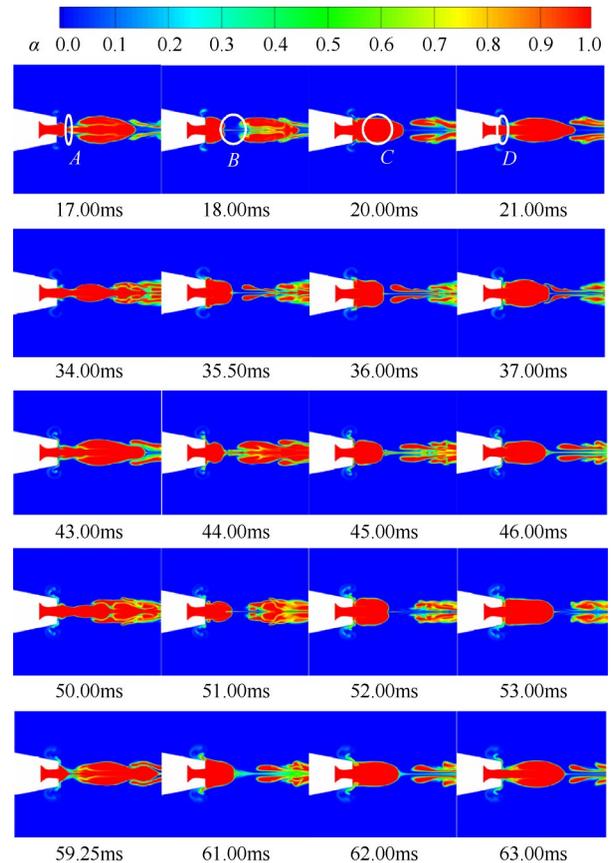


Fig. 7 Jet development of over-expansion without flow velocity

展的时间也比完全膨胀发展的时间缩短了很多,同时胀鼓持续时间很短,燃气泡膨胀的大小也明显减小。

### 3.2.2 静水工况流场压力和流量脉动特性

由图8可知,过膨胀工况时,压力脉动频率和峰值都明显高于完全膨胀与欠膨胀工况。欠膨胀工况时,喷管出口压力几乎没有出现脉动;完全膨胀工况,喷管出口压力在有些时段出现了不同程度的压力脉动,出现脉动的时间与上文所提到颈缩时间相符,证明正是压力脉动导致燃气泡形态产生颈缩现象;在过膨胀工况压力脉动频率和压力峰值明显增加,喷管出口压力峰值所出现的时间与出现颈缩现象时间相符合。

在欠膨胀工况下,出现颈缩区域远离喷管出口处,监测点处出现了不同程度的压力脉动,峰值约为2MPa;在完全膨胀与过膨胀工况下,气-水交界的不稳定性引起射流颈缩、胀鼓现象,使得同一点的压力随着时间变化非常剧烈,在完全膨胀时,峰值可达5.5MPa,在过膨胀工况下,峰值更是可达7MPa。

图9给出了三种工况下的喉部流量的时变图。在欠膨胀工况下喉部流量未发生明显变化,这是因为此工况颈缩发生处远离喷管出口,对喷管内部影响较小;而完全膨胀与过膨胀工况均发生了喉部流量脉动,与出现明显颈缩现象时所对应时间点一致。

颈缩现象影响到喷管内部工作条件时,会出现喉部流量震颤,而后由于外界压力降低及激波调节作用,喉部又会达到壅塞状态,但喉部的压力振荡将会沿收缩段进入燃烧室,对于燃烧室的稳定燃烧造成安全隐患。

### 3.3 有流速工况流场非定常特性

静水工况时,欠膨胀射流压力脉动现象不明显,喉部流量未发生脉动现象。有来流速工况下,喉部流量仍未发生脉动现象,并且流速对流场压力脉动有一定抑制作用。本文在流速工况重点关注于在静水状况下流场脉动现象显著的完全膨胀和过膨胀工况,着重讨论流速的存在对这两种工况流场非定常特性的抑制效果。

#### 3.3.1 有流速工况燃气射流发展过程

图10给出了完全膨胀燃气射流演变过程。由于流速的影响,燃气射流径向膨胀时间有限,主要沿轴向发展,且发展速度明显大于静水工况,并没有出现在静水中距喷管出口较近的颈缩、断裂、胀鼓、回击现象,燃气射流基本保持连续流动,未发生明显断流与回击现象,但在远离喷管口处的外流场区域中,燃气射流出现了类似于静水欠膨胀工况出现的胀缩现象,如图10中55ms,57ms,64ms和67ms所示。

图11给出了在过膨胀工况下燃气射流演变过程。相比于完全膨胀下,过膨胀发展速度较快,且流

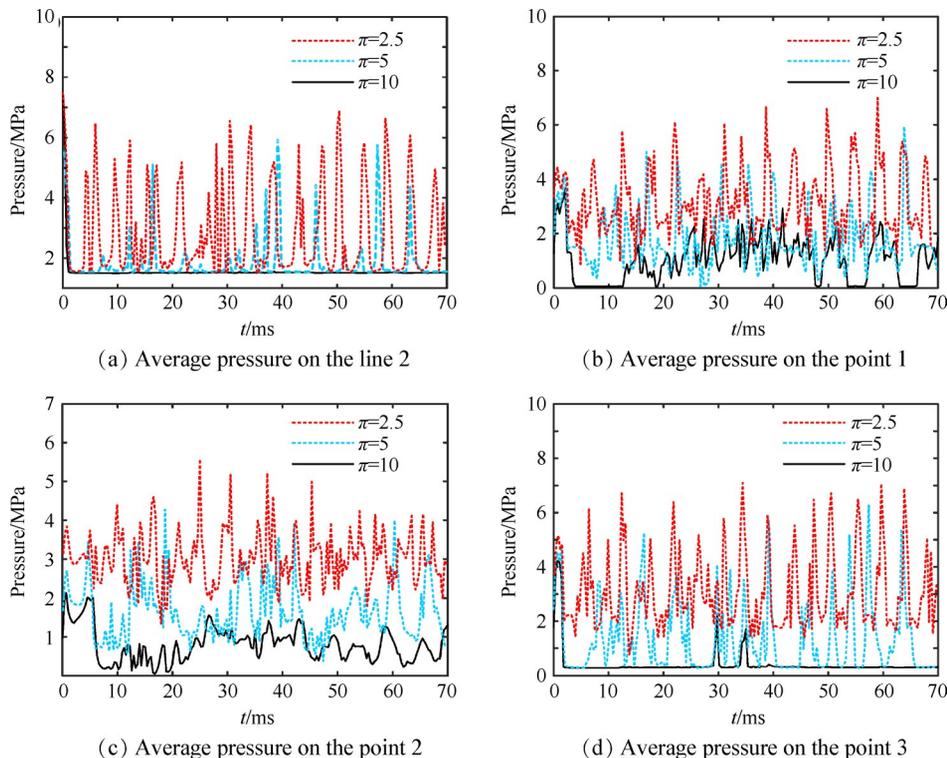


Fig. 8 Pressure on the monitoring points and lines without flow velocity

动与静水条件下的气泡发展状态相似,气泡在发展的过程中在喷管管口处出现颈缩、断裂、胀鼓、回击现象(38.5ms~40.5ms),但发生的频率相比静水下有明显的降低,并且在一些时刻胀鼓维持时间极短,气

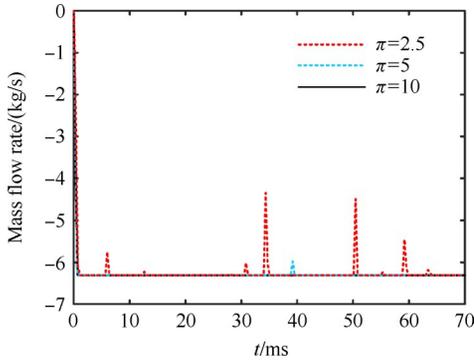


Fig.9 Mass flow rate on the line 1 without flow velocity

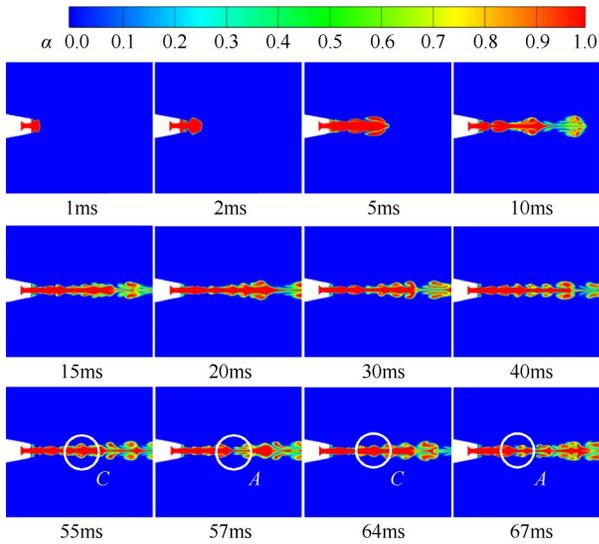


Fig.10 Jet development of full-expansion with flow velocity

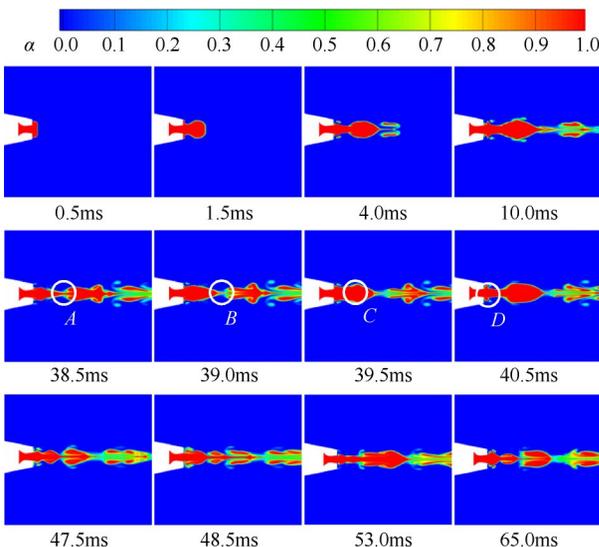


Fig.11 Jet development of over-expansion with flow velocity

泡没来得及膨胀就已经被水流冲击带动向前流动,形成多个旋涡(47.5ms,48.5ms)。

3.3.2 有流速工况流场压力和流量脉动特性

图12给出了喷管出口压力的时变曲线。从图中可知,相较于在静水工况,完全膨胀射流喷管出口压力脉动幅度明显降低,而过膨胀工况由于外界水压作用,气-水交界的不稳定性会引起较为剧烈的压力脉动,图中可明显观察到峰值几乎相同,且具有一定的周期性。

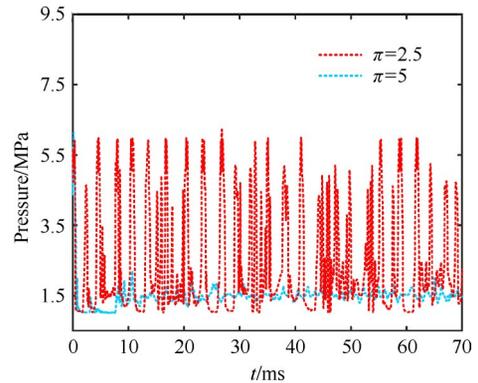


Fig.12 Average pressure on line 2 with flow velocity

图13给出了流场中监测点2,3的压力变化情况。由图13可知,在过膨胀工况下压力脉动幅值较大;两种工况流场压力峰值最高可达当地流体压力的一倍,在压力峰值处所对应的时间点也发现了气体收缩现象,这与静水条件的射流特性一致。

图14给出了在完全膨胀与过膨胀工况的喉部流量时变线图。从图14可知,完全膨胀喉部流量没有出现静水工况流量脉动的现象,说明流速减弱了喷出射流对喷管内部的影响;过膨胀喉部流量还是出现了脉动,说明外界水压力脉动仍然会影响到喉部流体参数。压力脉动峰值出现时间也呈现了一定的周期性,这与喷管出口压力脉动的周期性一致。

水下喷射流发生颈缩、胀鼓及回击现象是由高雷诺数、大密度差条件下混合层流动(K-H不稳定性(速度引起)、R-T不稳定性(密度引起))引起的流动不稳定性所造成的。水下超声速气体射流由于激波的作用引起压力振荡发生间歇性颈缩,这样气流通道便会出现梗阻而导致气体迅速聚集,因而射流发生快速膨胀;同时发生射流颈缩,当激波遇到缩小边界时,会发生激波反射,激波反馈携带气液相向上游运动发生回击现象。喷管喉部流量的脉动是由颈缩处的高压引起的,水流速的存在使得欠膨胀和完全膨胀工况发生颈缩位置远离了喷管出口,不会引起

喷管内压力的脉动,这正是两种工况喉部流量稳定的原因。

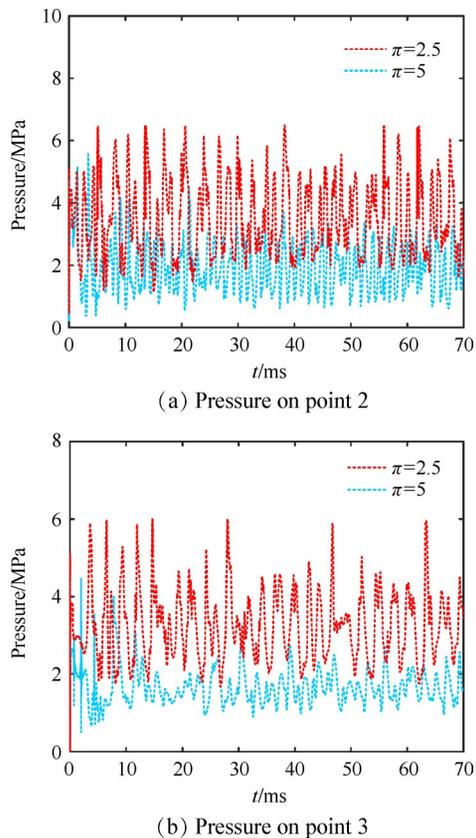


Fig.13 Pressure on the monitoring points with flow velocity

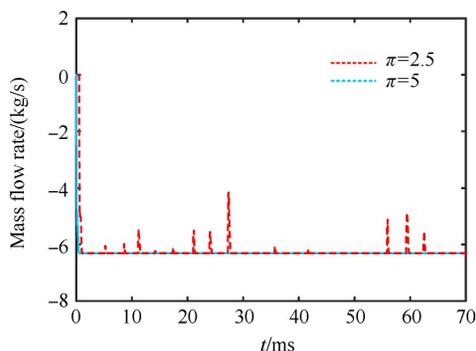


Fig.14 Mass flow rate on the line 1 with flow velocity

## 4 结论

本文对上浮水雷在工作过程中,固体火箭发动机经历的三种膨胀工况进行非稳态数值计算研究,探索了水流速度对喷射流场脉动抑制效果的影响,得到以下结论:

(1)在静水条件下,三种工况下均出现了颈缩、胀鼓、回击——典型周期现象。在欠膨胀工况时,典型周期发生位置距喷管出口较远,频率较低;在完全

膨胀与过膨胀工况时,典型周期出现频率明显增加并发生断裂现象,同时颈缩位置发生在喷管出口附近并存在回击现象。

(2)在静水条件下,欠膨胀工况时压力脉动现象不明显,喉部流量未发生脉动现象;完全膨胀工况和过膨胀工况喷管出口最大压力振幅分别为 5.5MPa, 7MPa;喷管喉部流量振动幅度约为 5.2%, 32.8%。

(3)有来流速度时,完全膨胀工况时,颈缩、胀鼓、回击现象未出现在喷管出口处而是发生在喷管后方流域;过膨胀工况时,在喷管尾部继续出现了明显的颈缩、胀鼓、回击现象,但发生的频率相比静水时有明显的降低,并且在一些时刻胀鼓维持的时间极短。

(4)有来流速度时,完全膨胀喷管出口压力脉动幅度明显降低,喷管的喉部流量没有发生脉动;在过膨胀工况,脉动仍然剧烈,但有所降低,喷管出口最大压力振幅 6.1MPa,喉部流量仍出现较大脉动。

致谢:感谢国家自然科学基金资助。

## 参考文献:

- [1] 傅金祝. 俄罗斯的火箭上浮水雷[J]. 舰载武器, 2004, 12(4): 64-65.
- [2] 倪华, 余湖清. 国外潜布水雷的现状与发展趋势[J]. 水雷战与舰船防护, 2013, 21(2): 1-8.
- [3] 张有为, 王晓宏. 导弹水下点火推力峰值问题的数值研究[J]. 应用力学学报, 2007, 24(1): 298-301.
- [4] 唐嘉宁, 李世鹏, 王宁飞, 等. 水下固体火箭发动机的负推力现象研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(3): 325-329.
- [5] Loth E, Faeth G M. Structure of Plane Underexpanded Round Air Jets Submerged in Water[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 1989, 15(4): 589-603.
- [6] Shi H H, Wang B Y, Dai Z Q. Research on the Mechanics of Underwater Supersonic Gas Jets[J]. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2010, 53(3): 527-535.
- [7] Tan G N, Wang N F, Wei S. Flow Structure of Gaseous Jets Injected into Water for Underwater Propulsion[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2011, 27(4): 461-472.
- [8] Harby K, Chiva S, Oz-Cobo J M. An Experimental Investigation on the Characteristics of Submerged Horizontal Gas Jets in Liquid Ambient[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, 53: 26-29.
- [9] Drew B P. Entrainment Characteristics of Turbulent Round Gas Jets Submerged in Water[D]. *Virginia: Vir-*

- ginia Polytechnic Institute and State University, 2011.
- [10] 张孝石, 许昊, 王聪, 等. 水流冲击超声速气体射流实验研究[J]. 物理学报, 2017, 66(5): 054702.
- [11] 李婷婷, 胡俊, 曹雪洁, 等. 环形喷管水下气体射流夹断过程的实验研究[J]. 化工学报, 2017, 68(12): 4565-4575.
- [12] He M, Qin L, Liu Y. Oscillation Flow Induced by Underwater Supersonic Gas Jets from a Rectangular Laval Nozzle[J]. *Procedia Engineering*, 2015, 99: 1531-1542.
- [13] 王超, 施红辉, 汪剑锋. 液体中可压缩气体射流的瞬态特性[J]. 化工学报, 2016, 67(6): 2291-2299.
- [14] 王超, 汪剑锋, 施红辉. 超声速气体浸没射流的数值计算和实验[J]. 化工学报, 2014, 65(11): 4293-4300.
- [15] 汪剑锋. 水下超声速气体射流喷射过程及周围复杂流场的数值计算[D]. 浙江: 浙江理工大学, 2011.
- [16] 唐嘉宁, 刘向阳, 李世鹏, 等. 水下固体火箭发动机推力特性研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2012, 35(5): 15-21.
- [17] 唐云龙, 李世鹏, 刘筑, 等. 水下固体火箭发动机的推力特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 477-485.

(编辑: 朱立影)