

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220824-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220824

水下垂直运动航行体的尾喷流特性实验

张 春, 许统华, 刘新辉, 王宝寿

(中国船舶科学研究中心 水动力学全国重点实验室, 江苏 无锡 214082)

摘 要: 针对水下航行体尾部绕流与超声速气体射流相互作用的流动问题, 开展了水下垂直运动航行体的尾喷流特性实验, 通过高速摄像系统记录空泡形态演变过程, 并采用动态测力系统测量空泡流发展过程中航行体底部压力的脉动特征。结果表明: 静水环境中超声速气体射流形成的空泡主体形态逐渐演变为类椭圆球状气囊, 局部发生 Rayleigh-Taylor 失稳后出现鼓包现象, 射流贯穿距离随喷管扩张比的增加而减少; 剪切绕流中通气启动阶段可能形成不对称空泡壁面, 绕流与射流相互作用进而导致空泡发生摆动, 稳定工作阶段空泡摆动现象逐渐消失; 射流对喷管近场不断产生扰动, 航行体底部压力相继呈现瞬态冲击压力峰值、初期宽幅脉动、工作阶段高频脉动、出水后停止脉动的特征; 航行体高速运动形成的剪切绕流可以抑制尾喷流高频振荡, 200~1 200 Hz 频段内的压力振荡信号显著减少。

关 键 词: 水下航行体; 垂直运动; 尾喷流; 空泡; 多相流; 流场特性

中图分类号: V475.1; TJ762.4; O358; O359

文献标志码: A

Experiment on the tail supersonic jets characteristics of an underwater vertically moving vehicle

ZHANG Chun, XU Tonghua, LIU Xinhui, WANG Baoshou

(National Key Laboratory of Hydrodynamics,

China Ship Scientific Research Center, Wuxi Jiangsu 214082, China)

Abstract: Considering the interaction between the flow around underwater vehicles and the supersonic gas jets, supersonic gas jets submerged in ambient liquid environment from a vertically moving vehicle were experimentally studied. In the experiments, a high-speed camera system was used to observe the evolution of the gas jet bubbles, and a dynamic pressure measurement system was used to measure the pressure fluctuation at underwater vehicle bottom. The results showed that the main shape of the cavity formed by the supersonic gas jets in still water gradually changed into quasi-ellipsoid ones. Due to the influence of Rayleigh-Taylor instability, the bulge phenomenon occurred in some domains close to the nozzle outlet. The jet penetration distance decreased with the increase of nozzle expansion ratios. For the tail jets characteristics of an underwater vertically moving vehicle, asymmetric cavity walls may be formed at the start-up stage of ventilation. The interaction between the flow around underwater vehicles and supersonic gas jets led to the cavity oscillations, which gradually disappeared in the working stage. The supersonic gas jets continuously disturbed the near-field flow, and the vehicle bottom pressure successively presented the characteristics of transient impact pressure peak, wide fluctuation in the initial stage, high frequency fluctuation in the working stage, and stable atmospheric pressure after water exit. The shear flow generated by the high-speed motion of the vehicle can suppress the high frequency oscillation of the tail jets, and the pressure oscillation in the 200—1 200 Hz frequency band was

收稿日期: 2022-10-30

作者简介: 张春(1988—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事水下发射技术方面的研究。E-mail: zh_ch_@live.cn

引用格式: 张春, 许统华, 刘新辉, 等. 水下垂直运动航行体的尾喷流特性实验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220824. ZHANG Chun, XU Tonghua, LIU Xinhui, et al. Experiment on the tail supersonic jets characteristics of an underwater vertically moving vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220824.

significantly reduced.

Keywords: underwater vehicle; vertically moving; tail supersonic jet; cavity; multiphase flow; flow field characteristics

水下航行体采用固体火箭发动机作为动力推进装置,不仅具有较高的机动性和灵活性,更有利于长期战备执勤^[1]。对于水下喷气推进的航行体,固体火箭发动机产生的高温燃气不断从尾部喷射进入水环境,气液两相流过程涉及到湍流混合、复杂波系传播、气液界面失稳以及大尺度流动分离等物理现象^[2-3]。因此,水下航行体的尾喷流特性是具有重要学术价值的研究课题。

国内外学者对超声速气体与液体的相互作用已有较为广泛的研究。施红辉等^[4]基于实验研究提出了流场振荡与射流气体中激波反馈相关的假设。Zhang 等^[5-6]研究了深水环境下超声速气体射流结构的演化过程,指出气液界面由初期波动结构逐渐演化为稳态锥形结构。张春等^[7-8]结合固体火箭发动机静态点火实验和数值模拟,研究了水下欠膨胀和过膨胀超声速燃气射流的流场特性。针对采用水下喷气推进的航行体,部分人员研究了气体射流与通气空泡的干扰特性。Paryshev^[9]给出了不可压缩流体射流与空泡耦合作用下空泡闭合的数学模型,并总结了流体滞止压力比及动量比两个主要判据。何晓等^[10]对喷气推进与空泡流耦合问题的尺度效应进行了数值计算研究。Kirschner 等^[11]将空泡中的气体射流分为“刚性”和“柔性”两类,并进一步考虑了射流的推进效率问题。Kinzel 等^[12]通过数值分析了射流与主动通气空泡的耦合作用,指出气体射流改变了空泡闭合方式,并使得通气空泡更为细长且不稳定脉动。张孝石等^[13]对有水流速度影响的超声速气体射流进行了实验研究,发现射流与水流相互作用形成的剪切涡在向下游发展过程中卷入射流剪切层,从而形成较大尺度的涡结构。许昊等^[14]通过水洞实验得到了回转体由高速气体射流诱导形成尾空泡的形态,并将尾空泡划分为泡沫状、完整、部分破碎和脉动泡沫状四类。赵静等^[15]通过水洞实验研究了尾喷流的振荡现象,并进一步推断尾喷流在外部来流状态下可能产生的减阻机理。权晓波等^[16]建立了流体动力与弹道耦合数值仿真计算模型,分析了航行体推力矢量控制下的非定常流场特性。对于水下超空泡航行体,赵小宇等^[17-18]通过实验观察到通气空泡与尾

喷流耦合作用过程包含的射流完全补气、部分泄气和完全泄气三种模式。

就水下喷气推进的航行体而言,由于航行体的快速运动,发动机喷流实际处于航行体尾部绕流环境中,即多相流场结构的演化主要来自于气体射流、尾部绕流以及浮力效应的耦合。然而,目前关于尾部绕流与超声速气体射流相互作用的研究较少。针对该流动问题,本文通过开展水下垂直运动航行体的尾喷流特性实验,研究了欠膨胀和过膨胀超声速气体射流在航行体尾部剪切绕流影响下的流动特性,并分析了空泡流发展过程中航行体底部压力的脉动特征。

1 实验系统与方法

实验系统主要由水箱、垂直拖曳装置、实验模型、实验发动机、通气系统、高速摄像系统、数据采集以及测量系统等组成,如图 1 所示。

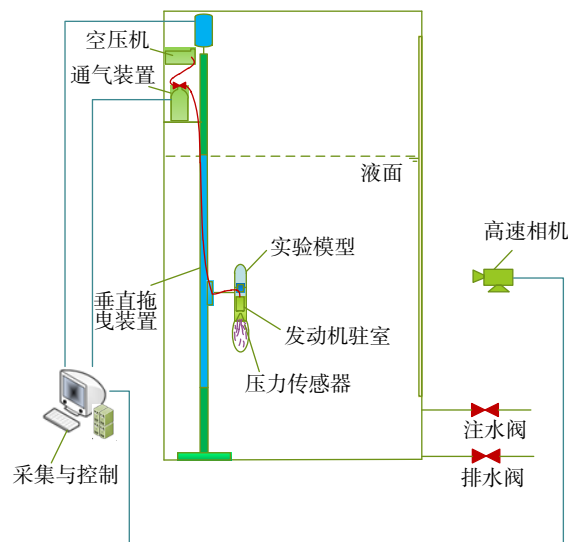


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of the experimental setup

水箱高度约为 5 m,其横截面是边长约为 2.5 m 的正方形。实验发动机安装在模型尾部,外接气源通入发动驻室后经 Laval 喷管形成超声速冷喷流。实验时,模型运动、高速摄像以及压力采集等同步触发,而后模型经历“启动加速—匀速运动—减速停止”的运动过程。当模型匀速运动至距离水面约 1.5 m 时,航行体尾部开始形成喷流

流动。根据空泡形态捕捉及脉动压力采集的需要, 相机帧率为 1 000 帧/s, 数据采样频率为 5 kHz。由于帧率较高、曝光时间短, 通过增加光照强度保证实验照片的清晰度。

实验模型是由铝制成的回转体, 长度 $L=460$ mm, 直径 $D=80$ mm。为了获得通气过程中航行体底部压力的变化历程, 在模型底部布置了微型动态压力传感器, 型号为 CYG500。综合考虑通气系统供气能力以及实验模型尺寸, 喷管喉部直径设计为 $d_t=5$ mm, 航行体底部压力测点与喷管中心轴线的距离为 $3.5d_t$ 。模型内部结构如图 2 所示。

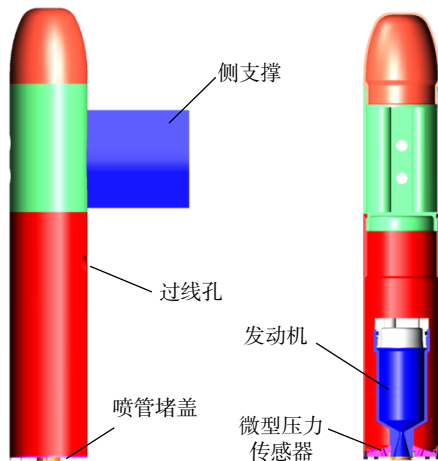


图 2 实验模型结构示意图

Fig. 2 Schematic of the experimental model

为了形成不同流态的超声速射流, 实验设计了三种由直线段构成的锥形 Laval 喷管, 喷管扩张比 ξ_e 分别为 1.5、4 和 12。实验气源为常温空气, 假设流动是一维等熵的, 则喷管出口流动参数的理论计算结果见表 1 所示。其中 Ma 、 p 、 T 、 ρ 分别为喷管出口处马赫数、压力、温度和密度, p_0 、 T_0 、 ρ_0 则分别为入口处压力、温度和密度。

发动机驻室压力设定为 $p_c=1$ MPa, 航行体垂直运动速度范围为 $0\sim 6$ m/s, 每间隔 2 m/s 设定为一个速度工况, 对应弗劳德数范围为 $2.26\sim 6.78$, 通气流量系数^[14] 范围为 $0.855\sim 2.565$ 。以 1.5 m

表 1 喷管出口流动参数理论计算结果

Table 1 Theoretical results of flow parameters at nozzle outlet

ξ_e	Ma	p/p_0	T/T_0	ρ/ρ_0
1.5	1.854	0.160 2	0.592 6	0.270 3
4	2.940	0.029 8	0.366 4	0.081 3
12	4.127	0.005 6	0.226 9	0.024 5

水深处的静压为参考值, 根据表 1 中的等熵计算结果可知, 扩张比 $\xi_e=1.5$ 的喷管处于欠膨胀状态, 而扩张比 $\xi_e=4, 12$ 的喷管则处于过膨胀状态。

图 3 给出了典型工况下发动机驻室压力的变化曲线。由图 3 可知, 高压气体冲破喷口膜片后, 驻室压力快速上升至稳定值, 与设定压力的最大偏差在 6% 以内。为了便于描述总压与气体射流的关系, 根据总压变化将通气过程分为启动阶段、工作阶段以及关机阶段。各工况下, 启动阶段时长范围约为 $50\sim 100$ ms, 工作阶段时长约为 1 s, 关机阶段时长约为 250 ms。

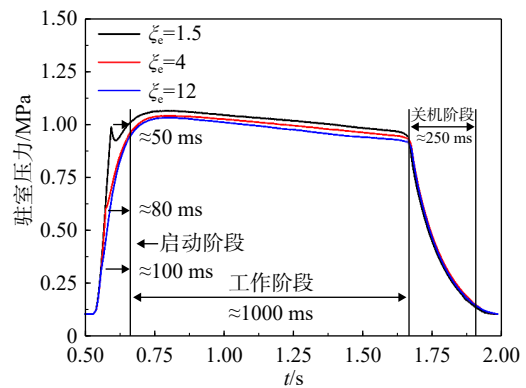


图 3 典型工况下驻室压力的变化曲线

Fig. 3 Pressure curves of the stationary chamber

2 实验结果与分析

2.1 静水环境通气空泡形态演化特性

在高速气体与水介质动量交换的过程中, 空泡形态会随之不断演化。对于静水环境中垂直向下的气体射流, 持续通气形成的空泡在浮力作用下会逐渐掩盖喷管出口流态。因此, 本小节主要分析通气启动阶段的空泡形态演化特性。

以喷口膜片打开为零时刻, 图 4 给出了静水环境中通气启动阶段的空泡形态演化过程。从图 4 可以看出, 由于强湍流、水汽掺混等对光线的散射作用, 空泡呈现白色不透明状。对于扩张比 $\xi_e=1.5$ 和 $\xi_e=4$ 的喷管, 空泡以射流中心轴线为对称轴不断向外扩展, 其演化规律具有一定的相似性。在图 4(a)中, 空泡形态具有如下主要特征。首先, 在 $\tau=9$ ms 时刻, 随着空泡沿轴向的不断拉伸, 空泡体积不断增加, 局部区域压力也随之降低, 导致空泡沿航行体底部壁面向内收缩。其次, 在 $\tau=25$ ms 时刻, 空泡中部出现了颈缩和胀鼓现象, 与文献 [13] 中针对水平气体射流实验得到的射流振荡现象类似, 主要是由于超声速射流气体

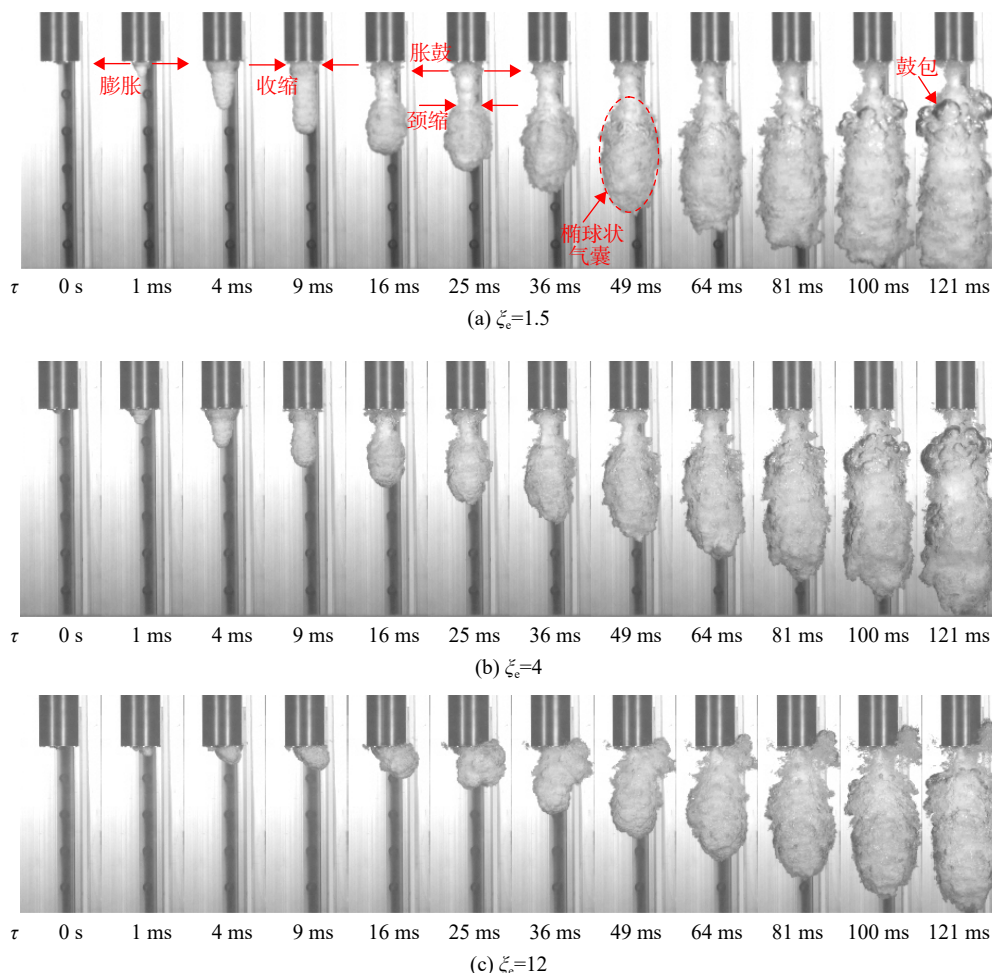


图 4 静水环境中通气启动阶段的空泡形态演化过程

Fig. 4 Evolution of cavity during the start-up stage of ventilation in still water

存在波系结构,空泡颈缩后致使上游气体堆积从而产生胀鼓,其下游则相应地形成椭球状气囊。随着射流的发展,大部分射流气体则进入气囊,并推动其不断向四周扩展。最后,在 $\tau=100\text{ ms}$ 时刻,空泡表面局部区域由于缺少射流能量的补充,在 Rayleigh-Taylor 不稳定性的影响下逐渐失稳并出现鼓包现象。对于扩张比 $\xi_e=12$ 的喷管,空泡形态在 $\tau=0\sim 16\text{ ms}$ 的时间段内向一侧偏斜。空泡不对称扩展的原因可能包含两个方面:一方面是喷口膜片在高压气体冲击过程中被非均匀破坏;另一方面是由于大扩张比喷管发生了流动分离。在 $\tau=25\text{ ms}$ 后,随着射流气体动能的不断增加,空泡也逐渐恢复轴对称发展。

为了定量分析通气空泡的形态,以喷管扩张比 $\xi_e=1.5$ 的工况为例,提取实验照片中模型与空泡轮廓的像素点坐标,并依据像素点坐标与实际坐标转换关系,根据喷管喉部直径拟合出无量纲化的空泡轮廓曲线,如图 5 所示。由图 5 可见,随

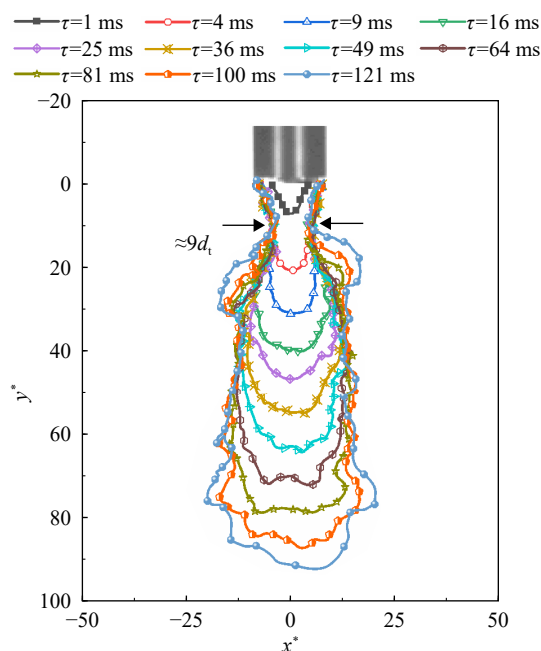


图 5 静水环境中通气启动阶段的空泡轮廓曲线

Fig. 5 Profiles of cavity during the start-up stage of ventilation in still water

着射流不断向下游发展, 空泡体积持续增加, 并在距离喷口约 $10d_i$ 处形成较为稳定的最小横断截面, 径向尺寸约为 $9d_i$ 。该最小横断截面的直径显著高于喷管出口直径 ($1.22d_i$), 高速气流流经后持续向主体气囊充气, 从而提供能量以维持气囊向四周扩展。

定义空泡末端与喷口相隔的最大轴向长度为射流贯穿距离, 图 6 给出了不同扩张比喷管的射流贯穿距离变化曲线。从图 6 可以看出, 气体携带动能喷射进入水介质后, 通气空泡沿轴向迅速扩展, 使得射流贯穿距离随射流时间的增加而增加。与此同时, 随着空泡体积的增加以及射流前端动量的衰减, 空泡轴向扩展速度会逐渐减缓。当空泡不再沿射流方向扩展后, 即达到最大射流贯穿距离。对比不同扩张比喷管的曲线可知, 射流贯穿距离与喷管扩张比负相关, 即喷管扩张比越大, 则射流贯穿距离越小。

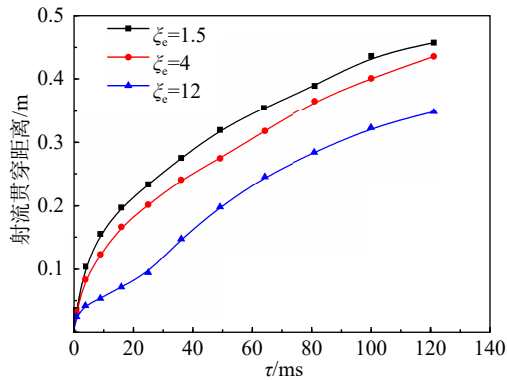


图 6 不同扩张比喷管的射流贯穿距离变化曲线

Fig. 6 Curves of jet penetration distance of nozzles with different expansion ratios

2.2 剪切绕流中的通气空泡形态演化特性

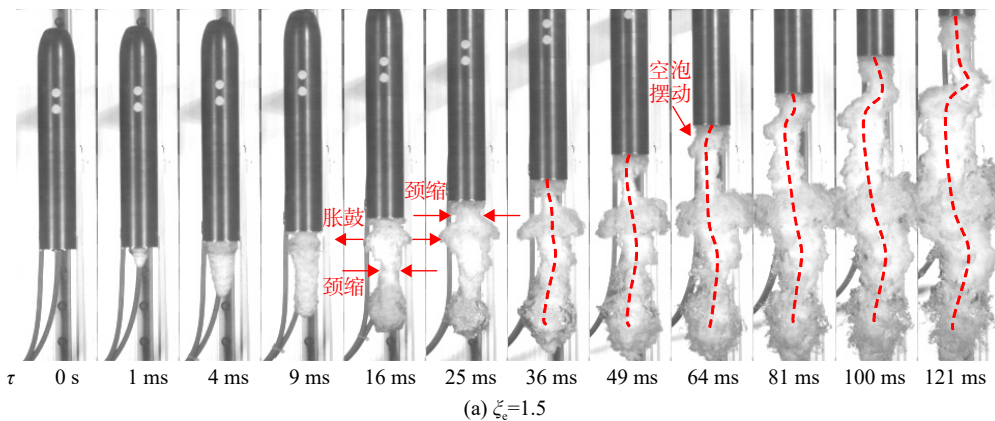
水下垂直运动航行体的尾喷流是高速气体射流、剪切绕流以及环境降压共同作用下的多相流

动过程。实验模型在匀速状态下开始通气, 其运动速度将对空泡流的发展有显著影响。首先, 以垂直运动速度 $V_d = 4$ m/s 为例, 通气启动阶段的空泡形态演化过程如图 7 所示。

由图 7 可见, 高速气体射流在航行体尾部形成了很长的多相流尾迹。对于扩张比 $\xi_e = 1.5$ 的喷管, 空泡在 $\tau < 16$ ms 内基本为轴对称发展, 并可观察到颈缩和胀鼓现象。在 $\tau > 16$ ms 后, 空泡出现了非轴对称、不稳定摆动现象, 空泡摆动幅度较大, 持续时长约为 80 ms。对于扩张比 $\xi_e = 4$ 的喷管, 在 $\tau > 16$ ms 也能观察到类似的不对称摆动现象, 持续时长较短。而对于扩张比 $\xi_e = 12$ 的喷管, 除了在启动阶段初期的偏斜排气外, 基本没有出现摆动现象。因此, 空泡不稳定摆动现象的出现与射流状态相关, 欠膨胀气体射流发展过程中更易诱导产生较大幅度的空泡摆动现象。同时, 摆动位置位于喷管出口下游约 $10d_i$, 说明射流摆动的扰动源位于近喷口区域, 该尾流场的三维特征可能会使得航行体尾部产生非对称受力。

针对喷管扩张比 $\xi_e = 1.5$ 、垂直运动速度 $V_d = 4$ m/s 工况, 以航行体为参考系, 图 8 给出了通气启动阶段的空泡摆动过程。由图 8 可见, 在 $\tau = 13$ ms 时刻, 空泡发生颈缩和胀鼓现象后, 由于剪切绕流的作用, 尾部形成低压回流区, 并使得部分气体逐渐向回流区集聚。该过程形成的非对称空泡壁面相当于航行体尾部的延伸, 破坏了绕流的对称性, 见 $\tau = 48$ ms 时刻。非对称绕流与射流作用后促使射流通道发生弯曲, 从而使得空泡发生摆动。因此, 空泡摆动现象是空泡流演化过程中射流与绕流相互作用所表现出的宏观不稳定特征。

空泡在经历通气启动阶段的多次摆动后, 在通气工作阶段将逐渐恢复对称性。以 $\tau = 0.25 \sim$



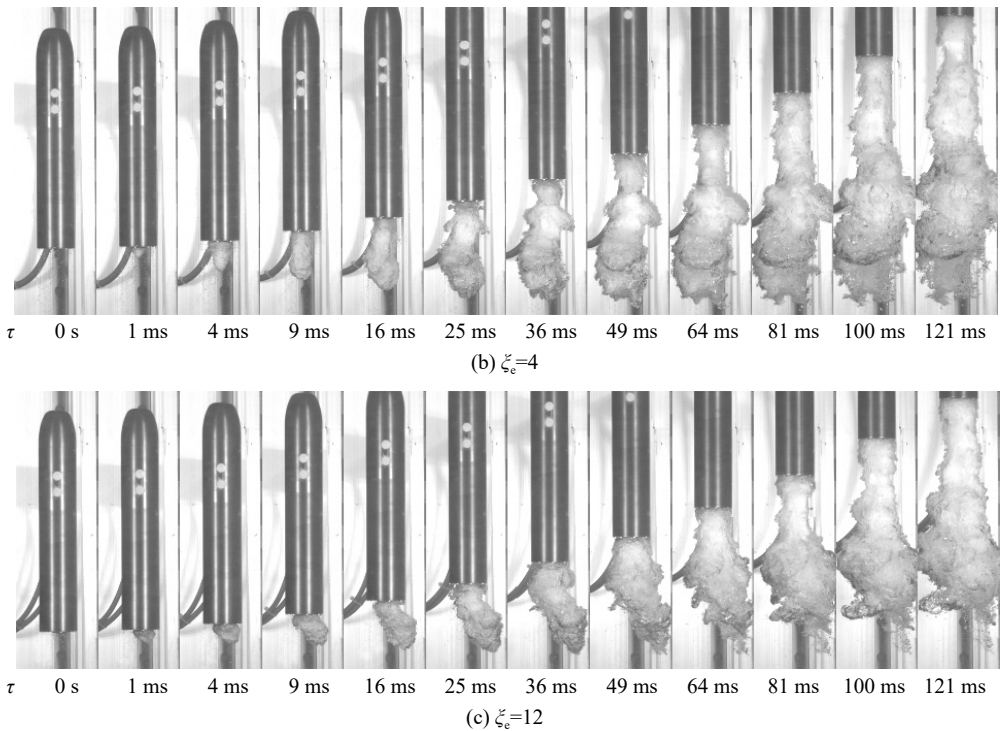


图 7 $V_d=4$ m/s 工况下通气启动阶段的空泡形态演化过程

Fig. 7 Evolution of cavity during the start-up stage of ventilation at $V_d=4$ m/s

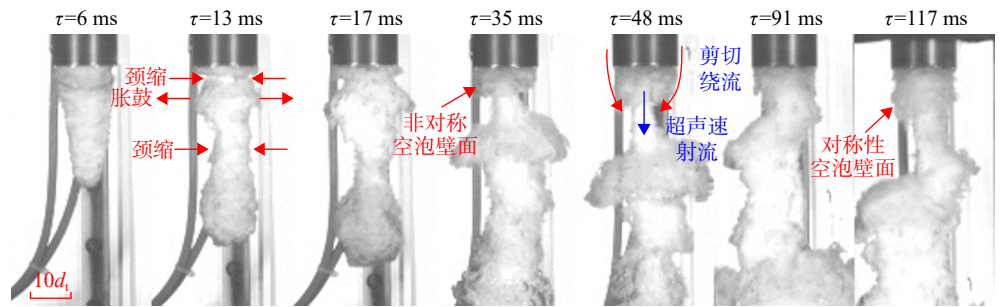
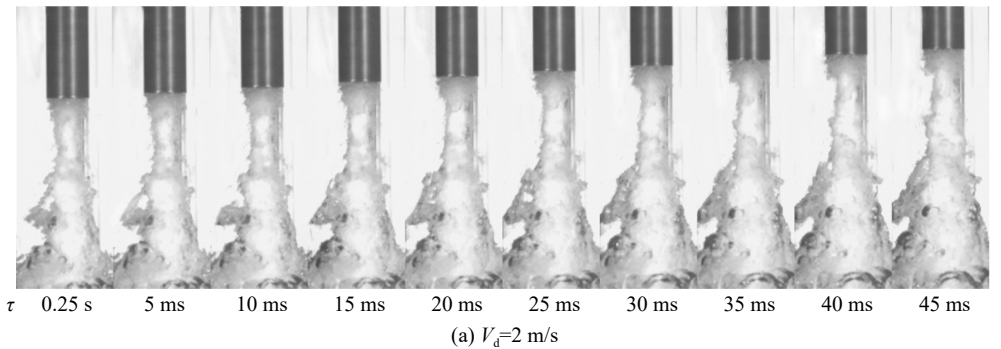


图 8 通气启动阶段的空泡摆动过程

Fig. 8 Cavity oscillation during the start-up stage of ventilation

0.3 s 时间段为例,图 9 给出了不同垂直运动速度下通气工作阶段的空泡形态演化过程。从图 9 中可以看出,气体射流在航行体尾部形成了相对稳定的射流通道,高速气体主要沿射流通道向下游喷出。但由于水体惯性约束及其与气体射流的剪

切作用,空泡流动会间歇性出现振荡特征。近喷口区域内,由于尾部回流区大小的不同,航行体高速运动时形成的射流通道较宽,最小横断面直径与航行体直径相当。同时,空泡壁面由于存在速度差异,不断形成向下游倾斜的小尺度 Kelvin-



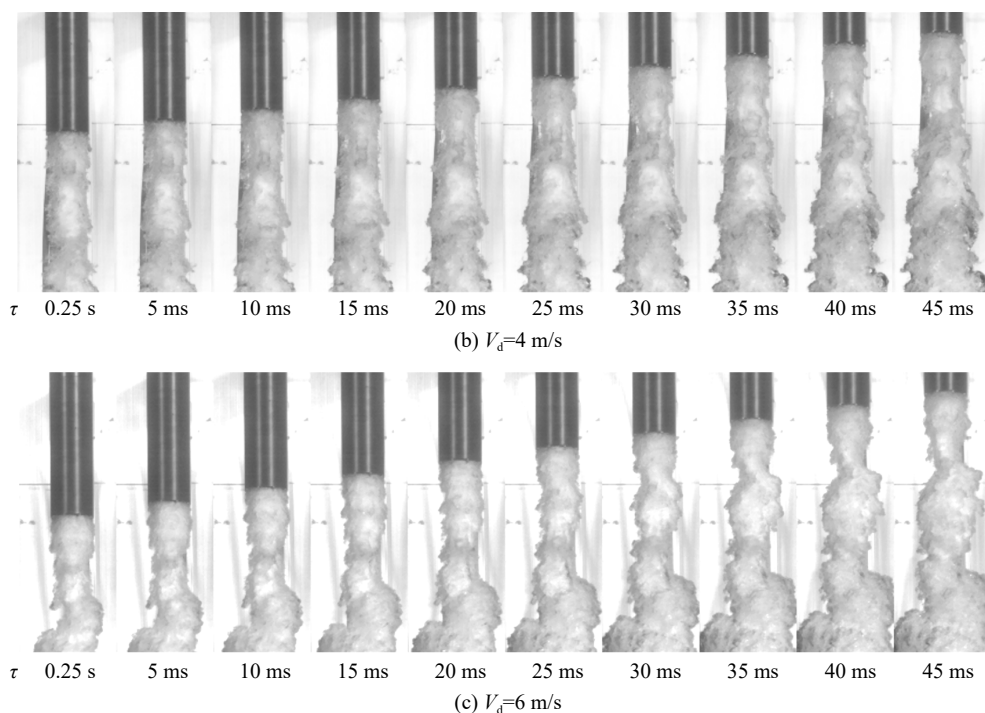


图 9 通气工作阶段的空泡形态演化过程

Fig. 9 Evolution of cavity during working stage of ventilation

Helmholtz 剪切涡。

对于水下垂直运动航行体的尾喷流, 其非常特性与流场中旋涡结构的演化密切相关。通常而言, 旋涡结构是在剪切层中产生并发展的。尾喷流中剪切层的形成主要有两方面原因: 一方面, 类似于后向台阶流动, 分离区与自由来流之间存在较大的速度差; 另一方面, 由于高速射流与环境流体的速度不同, 从而形成速度梯度很大的射流剪切层。为了较为清晰地展示尾流中的大尺度涡结构, 基于相对运动原理给出了水下垂直运动航行体的尾部流场结构示意图, 如图 10 所示。由图 10 可见, 当航行体为全湿流状态时, 自由来流在航行体尾部台阶拐点处与壁面分离, 并在向下游发展过程中形成低压回流区, 流动的主要空间结构是离开物面的边界层卷起形成的大尺度分离涡。当航行体为带喷流运动状态时, 空泡内部主要由高速气体的射流区以及低速气体的旋涡区组成。在航行体对称面内, 尾部绕流与喷流形成了大小不同、方向相反的旋涡结构, 两者相互作用, 从而形成具有强非线性的局部多相流动。空泡流发展过程中, 剪切绕流相当于给流场加入了背景涡, 两种不同方向的旋涡会出现生成、配对和合并等复杂现象, 对射流结构的非定常演化起着重要作用。

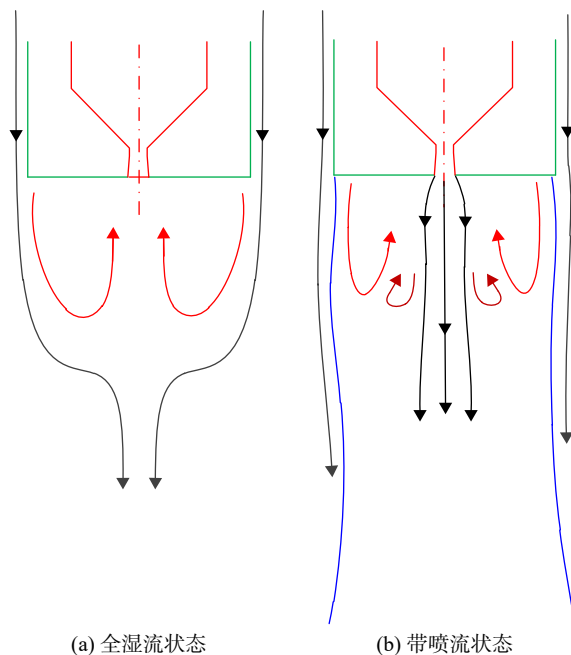


图 10 水下航行体的尾部流场结构示意图

Fig. 10 Flow structure pattern of the tail of underwater vehicles

2.3 气体射流诱导航行体底部压力脉动特征

航行体尾部通气空泡不断演化和发展过程中, 与之关联的压力、速度等也会随之变化。对于静水环境中的气体射流, 图 11 给出了典型工况下通气过程中航行体底部压力的变化曲线。

从图 11 可以看出, 在高速喷流发展过程中,

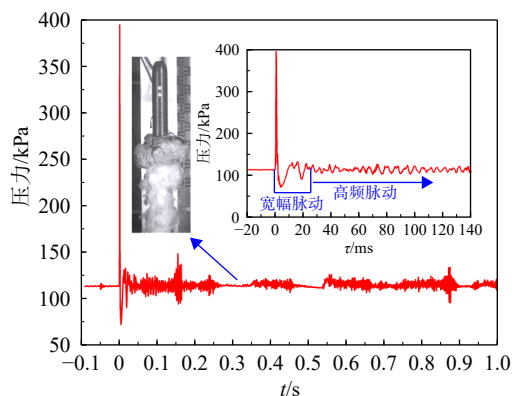


图 11 静水环境中通气过程航行体底部压力变化曲线

Fig. 11 Curves of pressure at vehicle bottom during ventilation in still water

航行体底部压力相继出现压力峰值、宽幅脉动和
高频脉动的特征。其中,压力峰值、宽幅脉动出
现在通气启动过程,压力振荡的最高峰值和最低

谷值分别为 395 kPa 和 72 kPa。高频脉动则出
现在工作阶段,最大压力振荡幅度为 55 kPa。在通
气工作阶段,持续通气形成的空泡在浮力影响下
不断上浮,并会逐渐掩盖喷管出口流态。当覆盖
航行体尾部的空泡体积较大时,射流类似于在气
相环境中发展,对航行体底部的扰动较小,即航
行体底部压力没有出现脉动。

图 12 给出了不同运动工况下的航行体底部
压力变化曲线。从图 12 可以看出,各实验工况下,
航行体底部压力的变化规律基本一致。首先,在
不通气阶段,即航行体为全湿流状态时,其底部
压力近似线性地降低,没有出现脉动特征。其次,
剪切绕流中通气后,射流对喷管近场不断产生扰
动,导致航行体底部压力在随环境压力下降的同
时不断剧烈振荡,并相继呈现瞬态冲击压力峰值、
初期宽幅脉动、工作阶段高频脉动的特征,这与

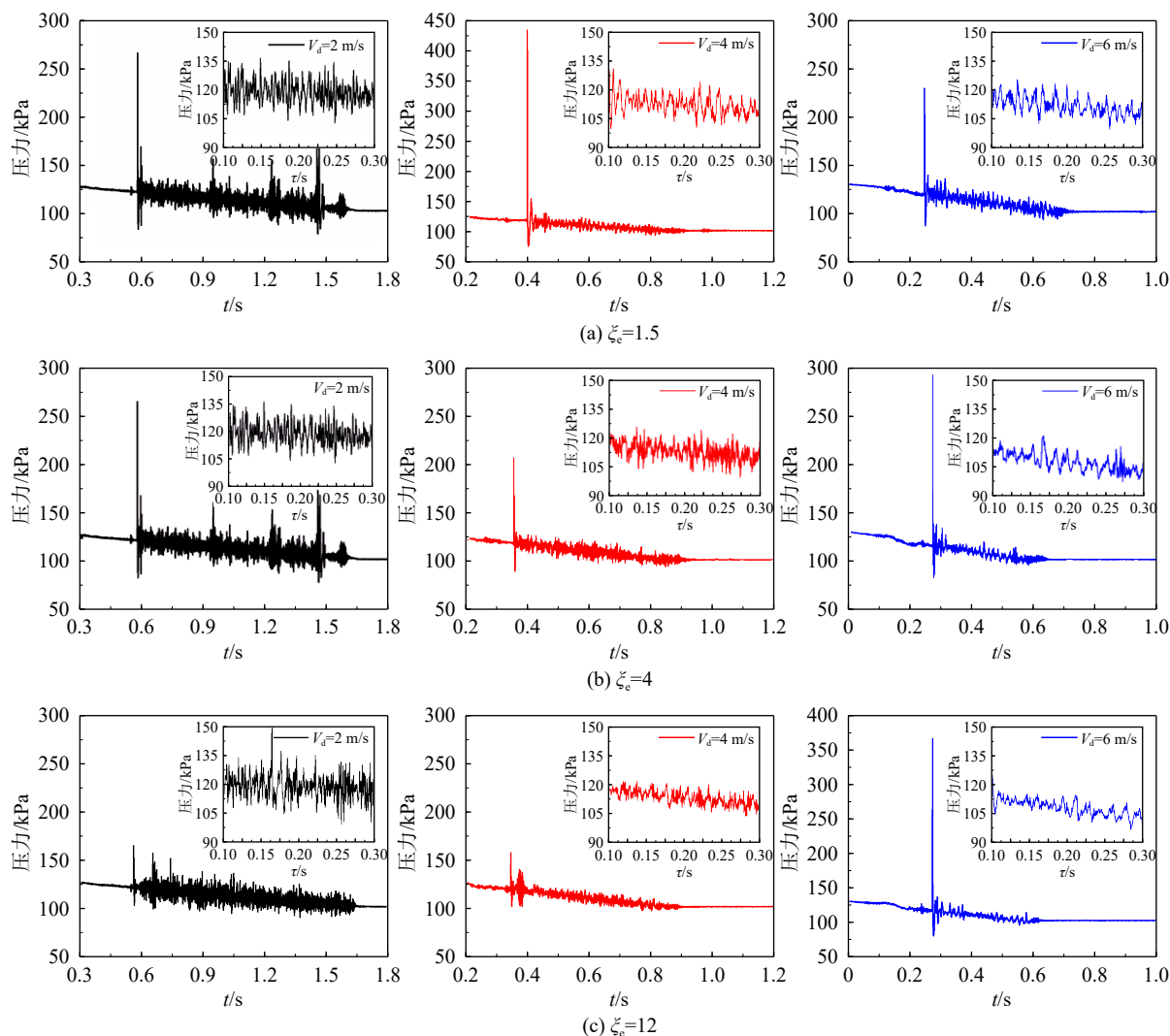


图 12 不同运动工况下的航行体底部压力变化曲线

Fig. 12 Curves of pressure at vehicle bottom under different velocities

静水环境中的振荡规律是一致的。最后,当航行体尾部出水后,虽然通气过程仍在持续,但航行体底部压力没有出现脉动。各工况下,通气启动阶段中航行体底部压力的最高峰值和最低谷值分别为环境背压的 2~5 倍、0.7~0.85 倍,工作阶段的最大振荡幅度约为环境背压的 15%~50%。

为了评估航行体底部压力的脉动特性,以当地平均静压 $\bar{p}$ 为参考,引入无量纲压力脉动系数 $\tilde{p}_i$,并将其均方根差定义为脉动强度 I (其中 N 为采样次数),如下所示:

$$\tilde{p}_i = \frac{p_i - \bar{p}}{\bar{p}} \quad (1)$$

$$I = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \tilde{p}_i^2} \quad (2)$$

取 $\tau=0.1\sim 0.3$ s 时间段内的数据分析压力振荡情况,以便消除上浮气体、启动冲击等对分析结果的影响。图 13 给出航行体底部压力脉动强度随垂直运动速度的变化曲线。从图 13 可以看出,对于扩张比 $\xi_e=1.5$ 的喷管,射流处于欠膨胀状态,航行体底部压力的脉动强度随垂直运动速度的增加而逐渐减少。而对于扩张比 $\xi_e=4$ 和 12 的喷管,射流处于过膨胀状态,航行体底部压力脉动随垂直运动速度的增加呈先增大后减小的趋势。总的来说,航行体高速运动时,绕流形成的低压回流区减弱了超声速气体射流对航行体底部的扰动,从而降低了其压力脉动强度。

进一步对 $\tau=0.1\sim 0.3$ s 时间段内的压力脉动系数进行傅里叶变换,从而获得航行体底部压力脉动的幅值谱 ϕ ,如图 14 所示。由图 14 可见,在 $V_d=2$ m/s 工况下,航行体底部压力振荡存在较宽

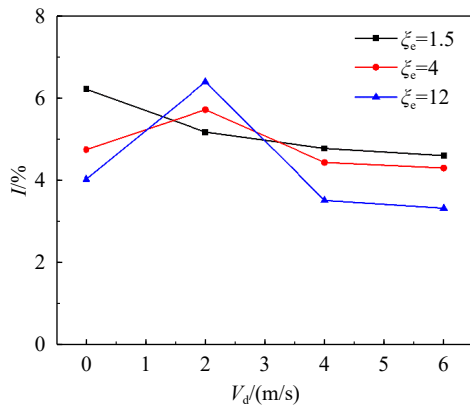
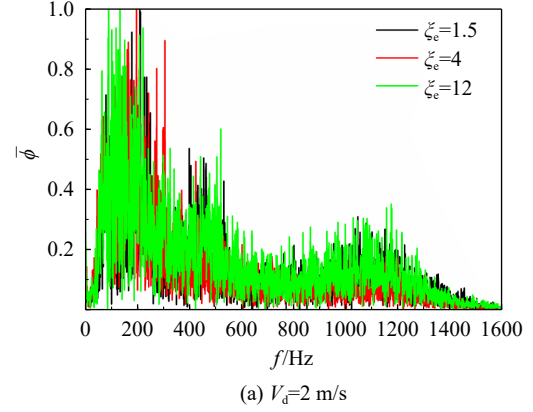
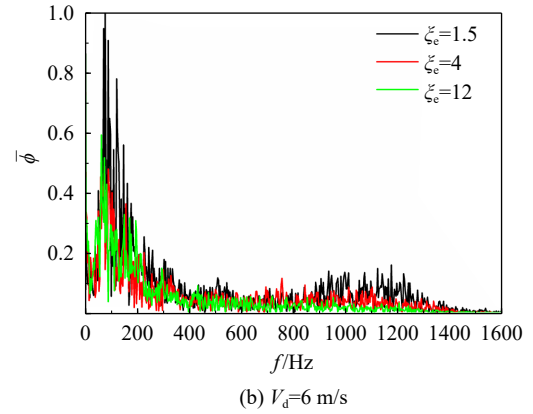


图 13 航行体底部压力脉动强度随垂直运动速度的变化曲线

Fig. 13 Curves of pressure pulsation intensity at vehicle bottom with vertical velocity



(a) $V_d=2$ m/s



(b) $V_d=6$ m/s

图 14 航行体底部压力脉动的幅值谱图

Fig. 14 Amplitude spectrum of pressure pulsation at vehicle bottom

的频带,其主频率范围基本集中在 0~600 Hz 和 800~1 200 Hz,特征主频约为 200 Hz。而在 $V_d=6$ m/s 工况下,航行体底部压力脉动则主要集中在 0~200 Hz 的频带范围。航行体高速运动时,200~1 200 Hz 频带段内的压力振荡信号显著减少,进一步说明其剪切绕流可以抑制尾喷射流的高频振荡,有助于提高气体射流的稳定性。

3 结 论

本文通过开展水下垂直运动航行体的尾喷流特性实验,研究了欠膨胀和过膨胀超声速气体射流在航行体尾部剪切绕流影响下的空泡流特性,得到以下主要结论:

1) 在静水环境中,超声速气体射流形成的空泡主体形态逐渐演变为椭球状气囊,空泡中部出现颈缩和胀鼓现象,局部发生 Rayleigh-Taylor 失稳从而出现鼓包现象,射流贯穿距离随喷管扩张比的增加而减少。

2) 剪切绕流中通气启动阶段可能出现的空泡摆动现象与射流状态相关,欠膨胀超声速气体

射流可诱导形成不对称空泡壁面, 绕流与射流相互作用进而导致空泡发生摆动, 稳定工作阶段的空泡摆动现象逐渐消失。

3) 超声速气体射流对喷管近场流动不断产生扰动, 航行体底部压力相继呈现瞬态冲击压力峰值、初期宽幅脉动、工作阶段高频脉动、出水后停止脉动的特征, 工作阶段最大振荡幅度约为环境背压的 15%~50%。

4) 高速运动产生的剪切流动可以抑制尾喷流高频振荡现象, 绕流形成的低压回流区减弱了超声速气体射流对航行体底部的扰动强度, 200~1 200 Hz 频带段内的压力振荡信号显著减少。

参考文献:

- [1] 唐云龙, 李世鹏, 刘筑, 等. 水下火箭水平射流初期特征研究[J]. 物理学报, 2015, 64(23): 234702.
TANG Yunlong, LI Shipeng, LIU Zhu, et al. Horizontal jet characteristics of an underwater solid rocket motor at the beginning of working[J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(23): 234702. (in Chinese)
- [2] TANG Jianing, TSENG C C, WANG Ningfei, et al. Flow structures of gaseous jets injected into water for underwater propulsion [R]. AIAA-2011-185, 2011.
- [3] GONG Zhaoxin, LU Chuanjing, LI Jie, et al. The gas jet behavior in submerged Laval nozzle flow[J]. Journal of Hydrodynamics, 2017, 29(6): 1035-1043.
- [4] 施红辉, 王柏懿, 戴振卿. 水下超声速气体射流的力学机制研究[J]. 中国科学: 物理 力学 天文学, 2010, 53(3): 527-535.
SHI Honghui, WANG Baiyi, DAI Zhenqing. Research on the mechanics of underwater supersonic gas jets[J]. Scientia Sinica: Physica, Mechanica and Astronomica, 2010, 53(3): 527-535. (in Chinese)
- [5] ZHANG Xiaoyuan, LI Shipeng, YANG Baoyu, et al. Flow structures of over-expanded supersonic gaseous jets for deep-water propulsion[J]. Ocean Engineering, 2020, 213: 107611.
- [6] ZHANG Xiaoyuan, LI Shipeng, YU Dian, et al. The evolution of interfaces for underwater supersonic gas jets[J]. Water, 2020, 12(2): 488.
- [7] 张春, 郁伟, 王宝寿. 水下超声速燃气射流的初期流场特性研究[J]. 兵工学报, 2018, 39(5): 961-968.
ZHANG Chun, YU Wei, WANG Baoshou. Research on the initial flow field characteristics of underwater supersonic gas jets[J]. Acta Armamentarii, 2018, 39(5): 961-968. (in Chinese)
- [8] 张春, 郁伟, 王宝寿. 水下超声速过膨胀燃气射流的流场特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1633-1642.
ZHANG Chun, YU Wei, WANG Baoshou. Flow field characteristics of underwater supersonic over-expanded gas jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1633-1642. (in Chinese)
- [9] PARYSHEV E V. Approximate mathematical models in high-speed hydrodynamics[J]. Journal of Engineering Mathematics, 2006, 55: 41-64.
- [10] 何晓, 鲁传敬, 陈鑫. 喷气推进航行体空泡流的尺度效应研究[J]. 水动力学研究与进展, 2010, 25(3): 367-373.
HE Xiao, LU Chuanjing, CHEN Xin. The scale effect of national cavitating flow and exhausted gas of an underwater vehicle[J]. Chinese Journal of Hydrodynamics, 2010, 25(3): 367-373. (in Chinese)
- [11] KIRSCHNER I N, MOENY M J, KRANE M H, et al. Jet-supercavity interaction: Insights from physics analysis[R]. Lausanne, Switzerland: The 9th International Symposium on Cavitation (CAV2015), 2015.
- [12] KINZEL M P, KRANE M H, KIRSCHNER I N, et al. A numerical assessment of the interaction of a supercavitating flow with a gas jet[J]. Ocean Engineering, 2017, 136: 304-313.
- [13] 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.
ZHANG Xiaoshi, XU Hao, WANG Cong, et al. Experimental study on underwater supersonic gas jets in water flow[J]. Acta Physica Sinica, 2017, 66(5): 054702. (in Chinese)
- [14] 许昊, 王聪, 陆宏志, 等. 水下超声速气体射流诱导尾空泡实验研究[J]. 物理学报, 2018, 67(1): 14703.
XU Hao, WANG Cong, LU Hongzhi, et al. Experimental study on submerged supersonic gaseous jet induced tail cavity[J]. Acta Physica Sinica, 2018, 67(1): 14703. (in Chinese)
- [15] 赵静, 徐志程, 陆宏志, 等. 水下尾部喷流对航行体流体动力特性的影响[J]. 强度与环境, 2020, 47(5): 60-64.
ZHAO Jing, XU Zhicheng, LU Hongzhi, et al. Effect of underwater tail jet on hydrodynamic characteristics of vehicle[J]. Structure & Environment Engineering, 2020, 47(5): 60-64. (in Chinese)
- [16] 权晓波, 程少华, 秦吉良, 等. 基于摆动喷管的水下航行体推力矢量控制流场特性仿真研究[J]. 船舶力学, 2020, 24(8): 136-144.
QUAN Xiaobo, CHENG Shaohua, QIN Jiliang, et al. Multiphase flow field simulation of underwater thrust vector control based on gimbaled nozzle[J]. Journal of Ship Mechanics, 2020, 24(8): 136-144. (in Chinese)
- [17] 赵小宇, 向敏, 刘波, 等. 通气空泡与超音速尾喷流耦合作用实验研究[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(5): 53-60.
ZHAO Xiaoyu, XIANG Ming, LIU Bo, et al. Experimental study on the coupling effect of ventilated cavity and supersonic tail jet[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2011, 43(5): 53-60. (in Chinese)
- [18] 赵小宇, 向敏, 张为华, 等. 超音速尾流作用下通气空泡稳定性及闭合位置数值研究[J]. 力学学报, 2021, 53(12): 3298-3309.
ZHAO Xiaoyu, XIANG Ming, ZHANG Weihua, et al. Numerical study on the stability and closure position of ventilated cavity with a supersonic tail jet[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2021, 53(12): 3298-3309. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)