



# 水下超音速燃气射流推力特性实验研究

王安华, 赵子杰\*, 刘霄汉, 周标军, 侯典俸, 戴琪

(南京理工大学 瞬态物理全国重点实验室, 江苏 南京 210094)

**摘要:** 水下超音速燃气射流在过膨胀状态下引发的大幅值、低频推力振荡, 严重制约了水下推进系统的运行稳定性, 然而现有研究在真实高温工况及高精度实验数据方面仍存在显著空白。本文在大型开阔水域环境中开展系统性实验, 针对欠膨胀、设计工况及过膨胀 3 种状态下的固体火箭发动机, 实现高频推力信号与高速流场图像的同步采集。实验结果表明, 扩张比是决定射流稳定性的关键参量, 欠膨胀与设计工况表现出稳定的推力输出与较深的穿透距离, 过膨胀工况则呈现出显著的“弛豫振荡”特征, 其推力频谱主导频率约为 28 Hz; 多物理场耦合分析证实, 该振荡源于外部流体动力学驱动的“颈缩-鼓胀”周期性形态演化, 与燃烧室内部压力波动无关。具体而言, 环境水压驱动的射流颈缩导致上游燃气积聚, 在喷管出口形成正向压差推力; 而惯性主导的过膨胀鼓胀形成低压空腔, 产生负向压差推力。所得结果揭示了高温燃气射流推力振荡的内在物理机制, 明确了射流失稳的流体力学边界, 为水下推进系统的稳定性设计提供了确凿的实验依据。

**关键词:** 水下超音速燃气射流; 推力特性; 扩张比; 推力振荡

中图分类号: TJ6; O358

文献标志码: A

文章编号: 1000-1093(2026)07-251083-XXX

## Experimental Study on Thrust Characteristics of Underwater Supersonic Gas Jets

WANG Anhua, ZHAO Zijie\*, LIU Xiaohan, ZHOU Biaojun, HOU Dianfeng, DAI Qi

(National Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China;)

**Abstract:** Large-amplitude, low-frequency thrust oscillations induced by over-expanded underwater supersonic gas jets significantly compromise the operational stability of underwater propulsion systems. However, there remains a notable scarcity of high-fidelity experimental data obtained under authentic high-temperature operating conditions in existing literature. To address this gap, a systematic experimental study was conducted in a large-scale unconfined water environment. Synchronous acquisition of high-frequency thrust signals and high-speed flow field imagery was achieved for a solid rocket motor operating under under-expanded, design, and over-expanded conditions. Experimental results indicate that the nozzle expansion ratio is a critical parameter governing jet stability. The under-expanded and design conditions exhibited stable thrust output and deep penetration capabilities. In contrast, the over-expanded condition demonstrated distinct "relaxation oscillation" characteristics, characterized by a dominant spectral frequency of approximately 28 Hz. Coupled multi-physics analysis confirmed that these oscillations originate from a periodic "necking-bulging" morphological evolution driven by external hydrodynamics, independent of internal combustion chamber pressure fluctuations. Mechanistically, ambient-pressure-driven jet necking induces upstream gas accumulation, generating a positive pressure differential thrust at the nozzle exit; conversely, inertia-dominated over-expansion bulging creates a low-pressure cavity, resulting in a negative pressure differential thrust. This study elucidates the underlying physical mechanisms of thrust oscillation in high-temperature gas jets and delineates the hydrodynamic boundaries of jet instability, providing a robust experimental foundation for the stability design of underwater propulsion systems.

**Keywords:** underwater supersonic gas jet; thrust characteristics; expansion ratio; thrust oscillation<sup>1</sup>

### 0 引言

水下超音速气体射流是下一代海洋技术发展的基础, 在国防和民用领域都具有重要的战略意义。由于能够提供较高的推力, 该技术成为高速水下航

行器、鱼雷等水下发射系统相关应用不可或缺的一部分<sup>[1]</sup>。另外在民用领域如深海钻井和海底采矿<sup>[2]</sup>, 高温燃气射流也具有重要应用价值。因此, 深入揭示水下燃气射流复杂的物理机理, 是推动上述前沿

应用发展的关键所在。

水下超音速气体射流，是指气体介质经喷管加速至超音速后射入水环境所形成的复杂流动过程。射流与环境流体间强烈的相互作用，诱发了一系列高度非定常的多相流现象，主要表现为气液界面的显著失稳、喷管内激波结构的周期性演变以及伴随的流动分离。其中，推力振荡已成为制约该技术工程应用的关键瓶颈。这种载荷波动不仅影响水下航行器的结构完整性与姿态稳定性，还极易导致材料疲劳失效及控制系统故障，从而显著降低系统的整体可靠性。鉴于此，相关学者已针对水下气体射流的复杂流场形态及其时空演化机理开展了广泛而深入的研究。

Fronzco 等<sup>[3]</sup>对不同密度环境介质中的气体射流进行了数值研究。结果揭示了密度对水下燃气射流穿透深度的影响，并区分了典型的水下射流特征区域。Gong 等<sup>[4]</sup>数值研究了不同深度下水下气体射流的演变过程。结果显示，随水深增加，环境背压逐渐升高，射流由欠膨胀状态过渡到过膨胀状态。同时，射流的气液界面也从光滑转变为波浪状，并能观察到明显的“颈缩”和“回击”现象。Tang 等<sup>[5]</sup>对固体火箭发动机的水下气体射流进行了数值模拟。结果发现，过膨胀射流会经历扩张、膨胀、颈缩/破碎和回缩 4 个特征阶段；而高度欠膨胀射流由于扩张激波对回流的阻碍，无法冲击壁面，并表现出一种准回缩行为。He 等<sup>[6]</sup>通过数值模拟揭示了大水深(160~360 m)条件下超音速气体射流的变化规律。结果表明，在所有测试工况下，射流均表现出周而复始的“鼓胀-颈缩”循环。Xu 等<sup>[7]</sup>数值研究了不同膨胀条件下水下超音速气体射流的非定常行为。研究发现，流场中会显著出现“颈缩”、“破碎”、“鼓胀”和“回击”等现象，并伴有强烈的压力脉动。在完全膨胀和过膨胀工况下，喷管附近的非定常性会诱发内部激波传播，这不仅增加了压力波动和质量流量，也因此严重影响了发动机的性能。Jana 等<sup>[8-9]</sup>数值研究了水下高速气体射流的特性，重点关注了不同运行条件下其流场结构和推力性能的演变。该研究专门探讨了两个关键参数的影响：压力比（定义为气体射流出口压力与环境压力之比）和水深。其模拟结果同样显示，水下气体射流的流场压力呈振荡波动。此外，在喷管出口附近压力的时程图中，观察到了周期性的高压峰值。Liu 等<sup>[10]</sup>采用三维数值模拟研究了水下超音速气体射流，并分析了相关的流场演化特征。结果表明，背压越大，射流中的激波结构就越不稳定。Yu 等<sup>[11]</sup>建立了大涡模拟模型对欠膨胀和理想工况下的水下射流进行了模拟。王

德友等<sup>[12]</sup>通过数值模拟分析了扩张型面类型和关键参数对水下燃气射流的喷管近场流动结构、流动分离特征和推力振荡特性的影响

除数值模拟外，部分学者亦采用实验方法对水下射流流场的演变规律进行了研究。王超等<sup>[13]</sup>对三维淹没超音速气体射流开展了实验和数值研究，揭示了射流气泡从产生、增长、聚并到破碎的动态演变过程。他们认为射流内部存在的激波和膨胀波结构强烈影响了局部的压力和速度分布，并导致了“鼓胀”和“回击”现象。Zhang 等<sup>[14]</sup>结合数值模拟与实验手段，研究了水下垂直超音速射流的流场特性。喷管出口附近间歇性的“膨胀—颈缩”行为，会诱发靠近壁面的流场产生压力振荡，同时液态水的局部冲击会进一步加剧过膨胀效应。这些周期性现象被归因于剪切层中巨大的速度和密度梯度所引发的开尔文-亥姆霍兹(KH)不稳定性。Yang 等<sup>[15]</sup>通过实验探究了来流速度、弗劳德数( $F_r$ )和射流压力比对气体射流流场结构及喷管出口截面压力的影响。Lian 等<sup>[16]</sup>在闭环空化水洞中，针对  $F_r=2.86$  的工况开展了射流演化实验。该实验分析了不同喷管压力比(NPR)和面积比下的多相流结构、背压及喷管推力，并揭示了它们之间的相互关系。研究发现，降低 NPR 或增大面积比，会削弱射流抵抗浮力的能力，并加剧喷管出口处的羽流积聚。Saadedipour 等<sup>[17]</sup>采用实验和可压缩两相流模拟相结合的方法，研究了水下高速气体射流过程中的“回击”现象。他们发现，提高射流速度可以稳定激波单元结构，使能量向下游转移，并降低“回击”现象的频率。

目前，实验与数值模拟研究已达成共识：水下射流表现出一种特征性的周期循环，包含 4 个清晰的阶段：气体羽流的初始扩张、鼓胀、颈缩，以及最终的破碎。这一循环过程已被确认为是主导水下射流整体结构和动力学的主要机制。此外，研究还表明，该循环对运行工况尤其是环境背压高度敏感。已有研究表明，随着水深增加，射流倾向于从相对稳定的欠膨胀状态转变为高度不稳定的过膨胀状态，这种转变会加剧并加速流场的周期性演变。这些形态变化的根本原因通常被归结为大尺度的流体动力学不稳定性，例如在气液界面高剪切层中发展的开尔文-亥姆霍兹(K-H)不稳定性。

许多学者还针对水下超音速气体射流的推力特性开展了研究。2021 年，张小圆等<sup>[18]</sup>采用二维模拟方法研究了垂直气体射流的结构与推力特性。结果表明，在深水条件下，由界面扩张和收缩引发的水锤效应会持续冲击发动机尾壁，导致发动机推力连续振荡。2024 年，Li 等<sup>[19]</sup>使用数值模拟方法，研究

了带喷管堵盖耦合作用的水下火箭发动机的推力特性。激波系统的不稳定运动被认为是推力脉动的主导因素。为研究水下工作的固体火箭发动机的多相流特性和推力行为, Li 等<sup>[20]</sup>针对水下燃气射流的研究发现, 随水深增加, 环境压力对射流结构的影响更强, 同时水下发动机的推力会剧烈波动, 振荡幅度随深度增加而减小。这些发现为水下点火固体火箭发动机的设计提供了重要的理论支持。

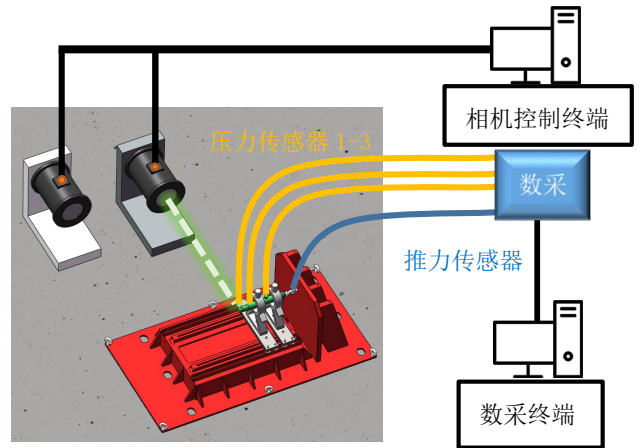
综上所述, 现有研究已对水下超音速气体射流复杂的流场结构有了较为深入的认识。然而, 针对其动态推力特性的研究仍显不足, 特别是严重影响水下推进系统稳定性的大幅值、低频推力振荡问题。尽管数值模拟普遍表明射流周期性的“颈缩—膨胀”循环与推力波动密切相关, 但目前仍缺乏真实工况下直接且精细的实验数据予以佐证。造成这一研究空白的主要原因在于实验观测面临诸多挑战, 如受限空间内的壁面阻塞效应, 且既往研究多采用简化冷射流, 其物理特性与固体火箭发动机的高温燃气射流存在显著差异。因此, 本文开展了系统性的实验研究, 在无约束环境下建立超音速水下燃气射流时空演化与推力特性的直接关联。本文通过分析射流在设计、欠膨胀及过膨胀工况下的具体行为, 评估扩张比对射流稳定性及性能的影响, 从而为揭示推力振荡机制提供确凿的实验依据。

## 1 实验设置与方法

### 1.1 实验设置与模型

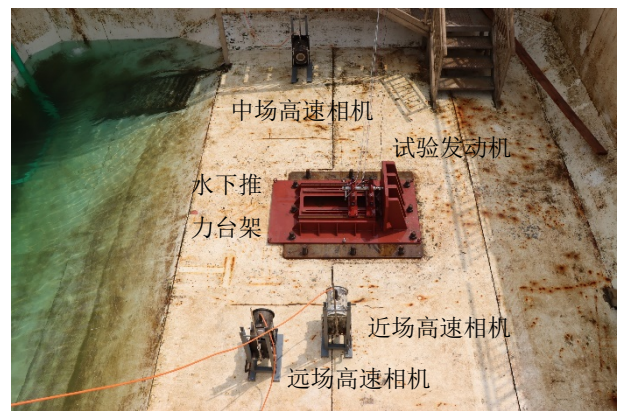
实验在长、宽、高分别为 10 m、10 m 和 6 m 的大型水池中开展。固体火箭发动机水平安装, 其轴线距离水池底部 0.5 m (约为拉瓦尔喷管喉部直径的 55 倍); 水池注水深度为 5.5 m, 对应的发动机浸没深度为 5 m。

图 1(a)展示了水下燃气射流测试系统, 主要包含两大系统: 用于流场观测的高速摄影系统和用于推力及压力测量的数据采集系统。如图 1(b)所示, 高速摄影系统由三台同步拍摄水下高速相机组成, 以 2 500 帧/s 的采样帧率和 1 024×800 像素的分辨率, 分别捕捉远场、中场和进场的水下燃气射流演化过程。



(a) 水下燃气射流测试系统示意图

(a) Schematic diagram of the underwater gas jet test system



(b) 水下燃气射流测试系统实物图

(b) Photograph of the underwater gas jet test system

图 1 水下超音速燃气射流测试系统

Fig.1 Underwater high-speed image acquisition system

图 2 展示了实验所用固体火箭发动机的结构示意图。该发动机主要由前端盖、主燃烧室和拉瓦尔喷管三部分构成。前端盖内设有空腔以容纳点火药包, 并通过侧壁预留孔引出点火线路; 燃烧室内装填管状“双铅-2”推进剂药柱, 采用内外表面同时燃烧的模式。为确保入水后的密封性, 喷管出口处预置了防水堵盖。此外, 发动机沿轴向布置了 3 个压力传感器, 分别用于监测燃烧室中部、喷管喉部及扩张段内的压力变化。

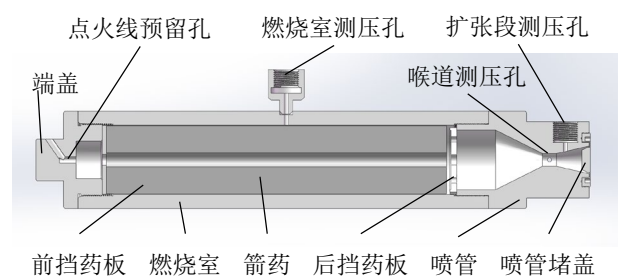


图 2 实验固体火箭发动机结构

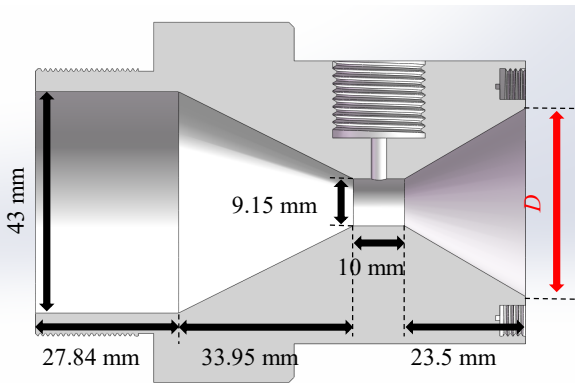
Fig.2 The structure of the experimental solid rocket motor

本文采用的拉瓦尔喷管几何构型如图 3 所示，包含实物图(a)、模型图(b)及关键几何参数定义(c)。在所有测试工况中，图 3 中黑色双箭头标识的几何参数均保持恒定：收缩段长度为 33.95 mm，入口直径为 43 mm；喉部直径为 9.15 mm，且包含长度为 10 mm 的轴向等直段；扩张段长度亦固定为 23.5 mm。图 3 中， $D$  为喷管出口直径。扩张段出口直径为唯一的变量，表 1 列出了 3 种不同工况下的出口直径数值及其对应的扩张比。



(a) 试验喷管实物图

(a) Photograph of the experimental nozzle



(b) 试验喷管关键尺寸

(b) Key internal dimensions of the experimental nozzle

图 3 喷管外形与内部尺寸

Fig.3 Nozzle shape and internal dimensions

表 1 实验喷管参数

Table 1 Parameters of the nozzles

序列号	工况	出口直径/mm	扩张比
A	设计工况	26	2.84
B	欠膨胀工况	20	2.19
C	过膨胀工况	36	3.93

喷管的最佳扩张比基于一维等熵流动理论计算得出。设计目标是实现燃气射流在出口处的完全膨胀，即喷管出口压力  $p_e$  与环境背压  $p_a$  保持一致。计算设定的运行条件参考了课题组项目实验数据：燃烧室总压  $p_c$  设定为 10 MPa，喉部直径  $D_t$  为 9.15 mm；环境背压  $p_a$  取 5 m 工作水深处的静水压力，即 151

325 Pa。

首先确定理想膨胀条件下所需的出口马赫数  $Ma_e$ 。对于等熵过程，燃烧室总压与出口静压之比由出口马赫数决定，关系如下：

$$\frac{p_c}{p_e} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

式中：燃烧室总压  $p_c$  近似等于喷管喉部的压力  $p_t$ ； $\gamma$  为比热比，其值约为 1.25。将理想膨胀条件下的已知压力比和  $\gamma$  值代入方程，计算出所需的出口马赫数值约为 3.4。

随后，利用出口马赫数和比热比计算相应的喷管扩张比。扩张比与马赫数的关系如下：

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{Ma_e} \left[ \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right) \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_e^2\right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (2)$$

式中： $A_e$  为喷管出口面积； $A_t$  为喉部面积。

代入对应参数数值：

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{3.40} \left[ \left(\frac{2}{2.25}\right) \left(1 + \frac{0.25}{2} (3.40)^2\right) \right]^{\frac{2.25}{2(0.25)}} \quad (3)$$

$$\frac{A_e}{A_t} \approx \frac{1}{3.40} \cdot 29.7 \approx 8.7 \quad (4)$$

基于上述分析，设计工况下的最佳喷管出口直径  $D$  与喉部直径之比约为 2.84。需要明确的是，本文中“扩张比”定义为喷管出口直径与其喉部直径之比。在设计工况下，发散段直径为 26 mm，扩张比为 2.84；在欠膨胀工况下， $D$  值为 20 mm，扩张比为 2.19；在过膨胀工况下， $D$  值为 36 mm，扩张比为 3.93。

图 4 展示了推力与压力测量系统的整体布置。该测试装置主要由水下推力台架、主推力传感器以及 3 个水下压力传感器构成。图 5 给出了本文中所用传感器的实物照片。

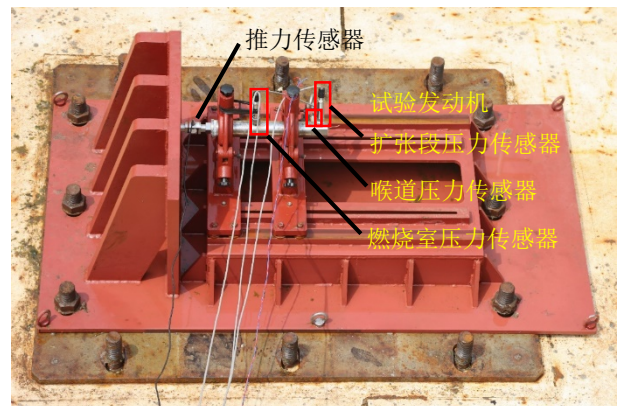


图 4 测推测压系统

Fig.4 Pressure and thrust test system



图5 推力传感器与压力传感器

Fig.5 Image of the thrust and pressure sensors

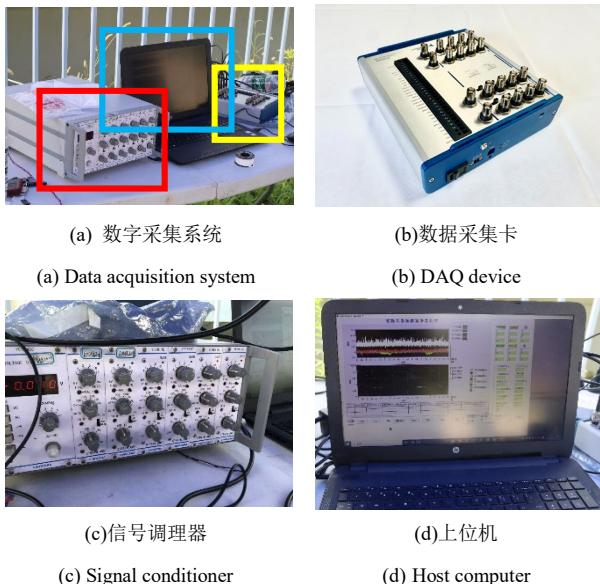
在传感器选型方面，推力测量采用柱式拉压传感器（量程 200~1 000 kg，额定输出 2.0 mV/V  $\pm$  2% mV/V，响应频率 10 kHz）；压力测量则选用定制型号传感器（量程 0~600 bar，额定输出 1.0 mV/V  $\pm$  0.5% mV/V，响应频率 10 kHz）。值得注意的是，所有测点布置的 3 个压力传感器均为同一型号。各传感器的详细规格参数参见表 2。

表 2 推力传感器与压力传感器参数

Table 2 Parameters of the thrust sensor and pressure sensors

参数	推力传感器	压力传感器
量程	200~1 000 Kg	0~600 Bar
额定输出 (mV·V <sup>-1</sup> )	2.0 $\pm$ 2%	1.0 $\pm$ 0.5%
响应频率/kHz	10	10

图 6 展示了本实验专用的数据采集系统，用于同步记录所有瞬态测量数据。推力传感器与水下压力传感器输出的原始信号首先接入 YE3817C 信号调理器。该调理器将毫伏级微弱信号放大至较高电压范围，从而在模数 (A/D) 转换之前显著提升信噪比。随后，处理后的模拟信号经由 NI USB-6366 数据采集卡转换为数字信号。整体测试流程由一台运行定制 LabVIEW 应用程序的主机（上位机）控制，该系统同时负责实现发动机点火与数据采集的同步触发。



(a) 数字采集系统

(a) Data acquisition system

(b) 数据采集卡

(b) DAQ device

(c) 信号调理器

(c) Signal conditioner

(d) 上位机

(d) Host computer

图 6 数据采集系统及其组成部分

Fig.6 Data acquisition system and its components

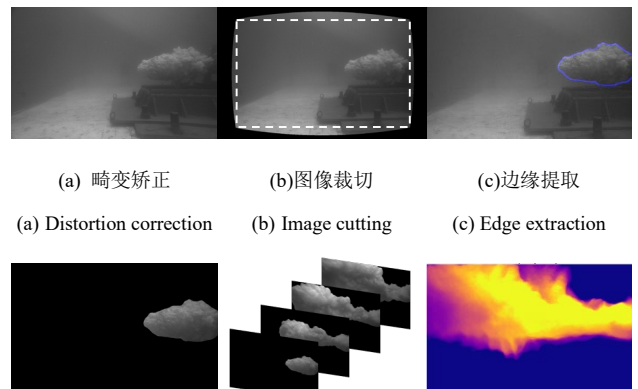
## 1.2 数据处理

### 1.2.1 图像数据处理

为准确提取射流瞬态行为的定量特征，本文建立了一套多阶段自动化图像处理流程，该流程能够批量处理数千帧图像，从而有效保障分析结果的客观性与可重复性。在处理初始阶段，为消除广角镜头引入的显著空间畸变并确保空间测量精度，需要对原始图像进行几何校正。校正过程基于 Brown-Conrady 标准多项式模型，该模型可有效补偿镜头的径向与切向畸变。利用一组多角度拍摄的平面棋盘格标定图像预先解算相机的内参和外参矩阵，随后将变换矩阵应用于每一帧高速图像，实现从畸变像素坐标系到物理坐标系的精确映射。

完成图像校正后，选取角点所形成的矩形对图像进行裁剪，保留中心区域。然后对射流进行边缘提取，这一步的核心难点在于瞬态射流边界的精准识别，由于水下环境光照条件复杂，射流与背景流体对比度低且边界梯度模糊，导致 Canny 或 Sobel 等传统边缘检测算法难以适用。为突破这一局限，本文引入了基于深度学习的 DeepLab V3 语义分割网络。通过构建包含人工精细标注的自定义数据集对网络进行训练，模型能够将感兴趣区域内的像素精确分类为射流或背景，即便在弱光照区域也能准确捕捉复杂多变的射流形态。

分割步骤输出每帧图像的二值掩模，由此提取的高精度外轮廓为计算射流穿透深度和射流尖端瞬时速度提供了可靠依据。基于分割结果，本文进一步开展了两项分析：1) 直接利用提取的轮廓坐标进行定量运动学计算；2) 为直观展示射流的空间统计分布，利用二值掩模自动遮蔽背景区域，仅保留射流区域内的原始灰度信息。随后对全序列掩模图像进行时间平均处理生成平均图像，图中高亮黄色区域即代表射流流体在事件持续期间出现频率最高的位置。图 7 为图像处理过程。



(a) 畸变矫正

(a) Distortion correction

(b) 图像裁切

(b) Image cutting

(c) 边缘提取

(c) Edge extraction

(d)遮罩 (e)时间平均 (f)热图  
 (d) Masking (e) Time average (f) Hot image

图 7 图像处理流程

Fig.7 Image processing

### 1.2.2 稳态频谱分析

为探究系统在欠膨胀、设计及过膨胀 3 种工况下的稳态频率特性,本文采用快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform, FFT)算法进行了频谱分析。实验采集的时间序列数据采样频率为 10 000 Hz。在数据预处理阶段,为隔离目标频带并有效抑制噪声,所有信号均通过一个 3 阶数字巴特沃斯带通滤波器。该滤波器的通带频率设定为 10~500 Hz,并采用零相位滤波技术,以确保滤波过程不会引入时间相移。随后对滤波后的信号施加汉明窗函数处理,此步骤对于抑制频谱泄漏至关重要,可有效避免因信号截断引起的伪影,从而显著提高频谱估计的精度。

经过预处理的时域信号经由变换算法转换至频域,所得复数谱进一步转化为实值的单边振幅谱。具体计算流程包括提取变换系数的模值,依据数据点总数进行归一化处理,并对正频率幅值进行比例缩放以严格遵循信号总能量守恒原则。最终生成的振幅谱直观展示了信号幅值随频率的变化规律,通过将 3 种工况的数据绘制于同一坐标系,实现了 0~500 Hz 范围内主导频率成分的直接对比。

### 1.2.3 瞬态时频分析

本文通过多步骤信号处理与分析流程,探究了 3 种工况下压力信号的动态特性。原始数据包含时间序列及对应的 3 个压力测量分量,处理首先是对各压力数据集执行线性去趋势操作,旨在消除基线漂移并有效分离脉动分量。随后,为优化信号质量,设计并应用了 4 阶巴特沃斯带通滤波器;考虑到 10 000 Hz 的采样频率,将通带范围设定为 1~1 000 Hz,并引入零相位滤波技术以杜绝相位失真,从而确保时域波形特征的真实性和完整性。在此基础上,进一步采用五点移动平均算法对滤波后的数据进行平滑处理,以显著提升信噪比。

数据分析的核心环节在于利用连续小波变换(Continuous Wavelet Transform, CWT)解析非平稳信号,研究选用解析 Morlet 小波作为基函数以生成高分辨率的时频分布。该技术通过将信号投影至一系列多尺度小波基上,实现了信号能量在时频平面上的精细映射。最终,将 1~1 000 Hz 范围内的变换系数模值可视化时为时频尺度图,并特别采用对数频率坐标轴以增强低频瞬态特征的分辨率。为确保跨工况分析的严谨性,所有尺度图均统一了颜色映射标尺,从而支持对不同流体状态下的时频结构差异进

行直接且定量的比较。

## 2 结果与分析

### 2.1 过膨胀工况下推力振荡机理分析

图 8 展示了固体火箭发动机在过膨胀、设计工况及欠膨胀 3 种不同喷管状态下的水下推力-时间曲线。尽管工况各异,但各条推力曲线呈现出一致的总体演化趋势。点火伊始,推力迅速跃升至峰值,随后在 0.1 s 内伴随高频振荡衰减并逐步趋近平均推力水平。此后,发动机进入稳态工作阶段,该阶段以小幅度的推力脉动为主要特征。至 1 s 时刻发动机关机,推力随之急剧下降,并最终在 1.2 s 附近归零。

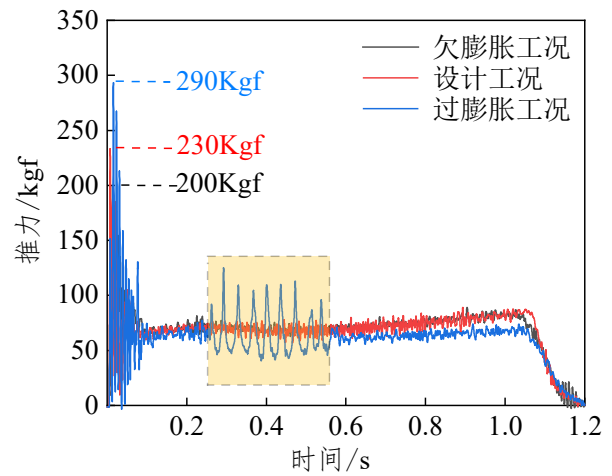


图 8 不同工况下推力-时间曲线

Fig.8 Underwater thrust-time diagram under different conditions

推力曲线初始阶段的高频振荡主要源于试验台架系统的机械动力学特性。结合图 4 所示的实验装置可知,火箭发动机端面与推力传感器直接接触,并通过预紧装置施加初始载荷,同时利用两组环形对中夹具将发动机运动严格约束于轴向。点火瞬间的推力激增导致发动机剧烈撞击传感器,随后的反作用力迫使发动机向后回弹并瞬间脱离接触,致使测量推力数值急剧跌落。在燃气射流推力与预紧力的共同恢复作用下,发动机再次前移并与传感器重建接触,导致测量推力回升。这种周期性的分离-再接触机械相互作用在点火初期反复发生,从而引发了观测到的高频振荡现象。

进一步对比分析发现,随着喷管扩张比的增大,点火瞬间的峰值推力亦呈现增加趋势。然而,3 种工况下的发动机总工作时长与稳态阶段的平均推力水平基本保持一致。值得特别关注的是,在过膨胀工况下,推力曲线在 0.25~0.55 s 的时间区间内出现了显著的大幅值低频振荡现象,这与设计工况及欠膨胀工况下的表现形成了鲜明对比。

图9详细展示了3种工况在0.25~0.55 s时间窗口内的推力时序曲线，该区间对应于图8中的淡黄色高亮区域。图9中特别针对过膨胀工况，利用绿色和橙色方框分别标识了其波峰与波谷，共7个周期。针对过膨胀工况推力曲线的定量分析揭示，其呈现出一种围绕64.5 kgf均值波动的非正弦周期性振荡模式。统计数据显示，其平均峰值推力高达109 kgf，相对于均值的正向偏差为44.5 kgf；而平均谷值推力为44.5 kgf，其负向偏差仅为20 kgf。此外，振荡周期表现出显著的时间非对称性，波峰阶段的平均持续时间约为0.013 s，而波谷阶段则显著延长至0.022 s。

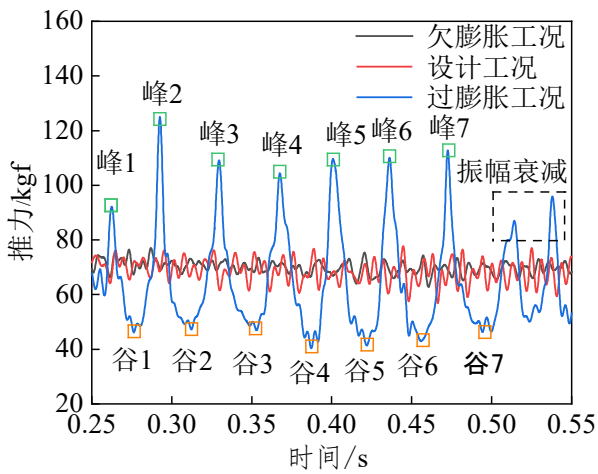


图9 特征区间内的推力振荡

Fig.9 Thrust-time curve at characteristic oscillation range

波峰与波谷的形态上也存在差异，波峰呈现为尖锐且陡峭的脉冲状，而波谷形态则相对平缓宽阔，且在极小值附近伴随有微幅扰动。综合幅值非对称性、时间非对称性及波形特征判断，该推力振荡曲线具有典型的弛豫振荡特征。这种弛豫振荡现象是系统内在非线性动力学特性的直接体现，其揭示了在推力振荡过程中存在着一种双阶段循环机制，即势能的缓慢累积过程以及在达到特定阈值后的快速释放过程。

图10展示了水下射流在3种不同喷管背压比工况下推力振荡的频域特性，该频谱数据系通过对

推力时序测量值执行FFT获得。频谱分析结果揭示了3种工况下振荡行为的显著差异，其中最突出的特征体现于过膨胀工况。该工况下的推力振荡由强烈的低频成分主导，在约28 Hz处显现出一个尖锐且清晰的主峰，其归一化幅值高达11.8；此外，在约50 Hz处还可观测出一个幅值约为4的次级峰值。

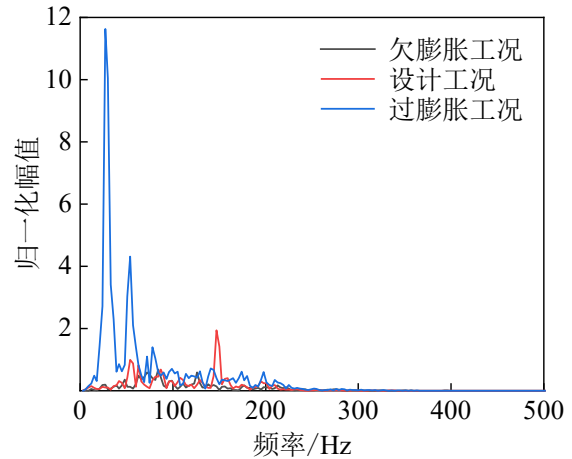
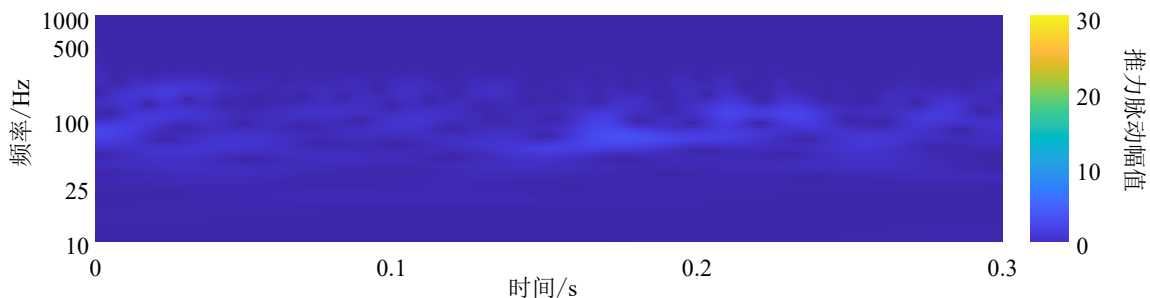


图10 3种工况下特征区间内的推力振荡频域特性

Fig.10 Frequency domain characteristics of thrust oscillation under three conditions

相比之下，欠膨胀和设计工况均展现出更为平稳的动力学特征。两者的振幅谱整体呈现为低幅值的宽带脉动形态，归一化幅值在大部分分析频带内均低于1.0。唯一例外是设计工况在161 Hz的较高频段处出现了一个轮廓清晰、幅值为2.0的中等强度峰值。而欠膨胀射流在整个分析频带内未显示任何显著峰值，基本保持平坦的宽带噪声特征。

为深入解析不同工况下推力振荡的瞬态特征，本文对实测推力信号进行了CWT分析。图11展示了对应的时频尺度图，其中图(a)、图(b)、图(c)分别对应欠膨胀、设计工况及过膨胀状态。图11中横轴截取了0~0.3 s的典型工作时段，纵轴采用1~1 000 Hz的对数频率坐标；右侧的颜色映射条表示归一化的推力脉动数幅值，蓝色区域对应低推力脉动，而黄色区域则代表高推力脉动。



(a) 欠膨胀工况

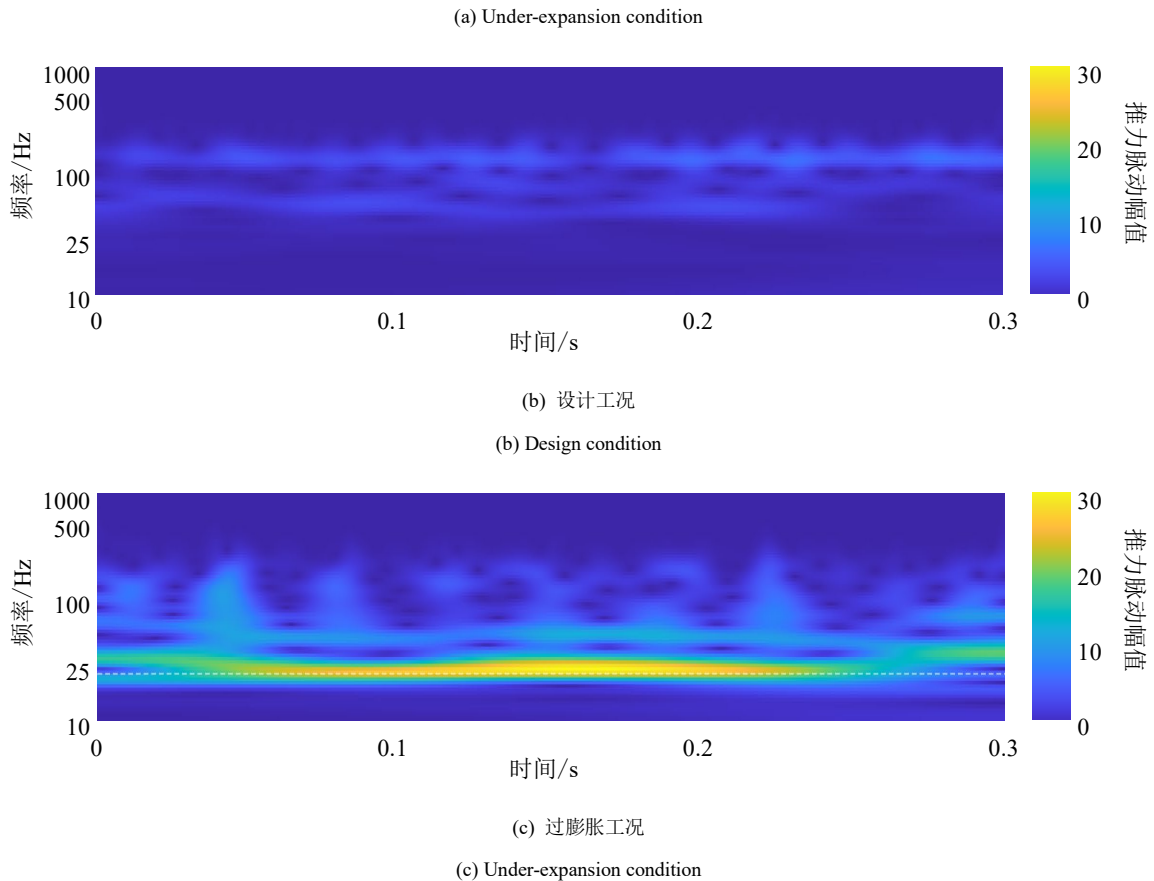


图 11 3 种工况下推力振荡的 CWT 时频图

Fig.11 The CWT spectra of the thrust under three conditions

针对图 11(a)所示的欠膨胀工况，尺度图整体呈现大面积深蓝色背景，表明推力信号以低幅脉动为主。时频平面内仅零星分布着微弱且间歇性的浅蓝色条带，反映出振荡能量微弱且具有偶发性。该结果与欠膨胀射流的流体动力学机制高度吻合，即在此工况下，超音速排气羽流在远离喷管出口处形成了相对稳定的激波结构，因而产生的推力波动极小。

如图 11(b)所示，在设计工况下，燃气射流实现完全膨胀并与环境背压达到平衡，从而最大限度地抑制了激波诱导的不稳定性。时频图谱同样反映了这一稳态特征，整体以低幅振荡为主。然而对比欠膨胀工况，设计工况下的浅蓝色频带虽然强度中等，但在时间轴上表现出更强的连续性。这种持续存在的脉动可能源于射流剪切层与周围静止流体相互作用引发的固有开尔文-亥姆霍兹不稳定性。

与上述两种工况形成鲜明对比，图 11(c)所示的过膨胀工况展现出截然不同的动力学行为。图谱中显现出一种极强且持续的振荡模式，具体表现为一条中心频率约 25 Hz、幅值极高且呈亮黄色的清晰频带。这一主导振荡模态贯穿整个观测时段，与图 10 FFT 分析中识别出的 28 Hz 主峰形成直接对应。此外，在 50 Hz 附近还可观测到一条幅值较低的次级谐波带，这与 FFT 频谱中的次峰吻合，进一步揭

示了该振荡系统中高阶模态的存在。

为揭示引起推力振荡的内在物理机理，本文结合流场的时空演化特性进行了深入分析。高速水下图像分析表明，在距喷管出口特定距离  $L$  处，射流呈现出周期性的颈缩-鼓胀循环模式，且该流体动力学循环频率与实测推力振荡频率高度一致。如图 12 所示，推力峰值对应射流颈缩阶段，而推力谷值则对应射流膨胀阶段。表 3 详细列出了推力峰谷值与射流形态极值的时间点，值得注意的是，射流颈缩时刻较推力峰值出现时刻提前约 4 ms，且膨胀时刻相对于推力谷值亦存在类似的相位超前现象。通过图像分析进一步发现，该特定距离  $L$  约为 7.5 倍喷管出口直径，正对应二次鼓胀包根部所在位置。

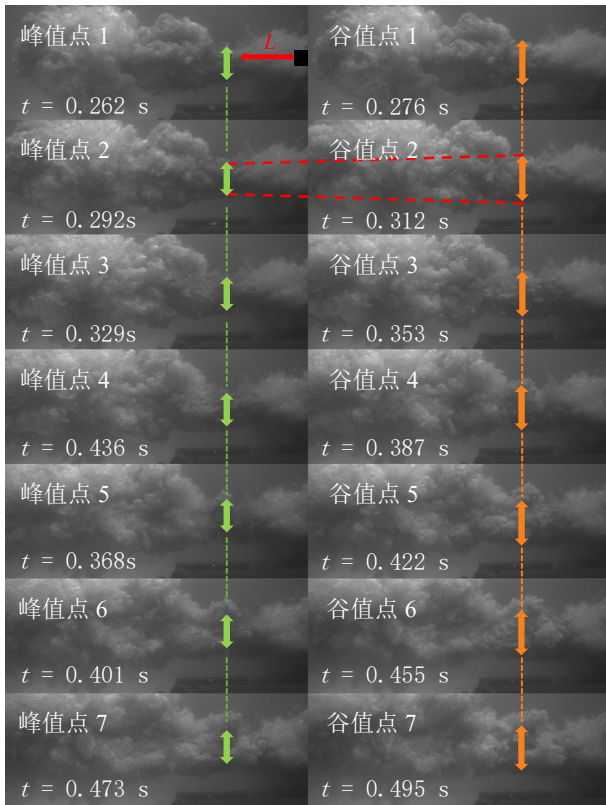


图 12 峰值与谷值时刻射流流场

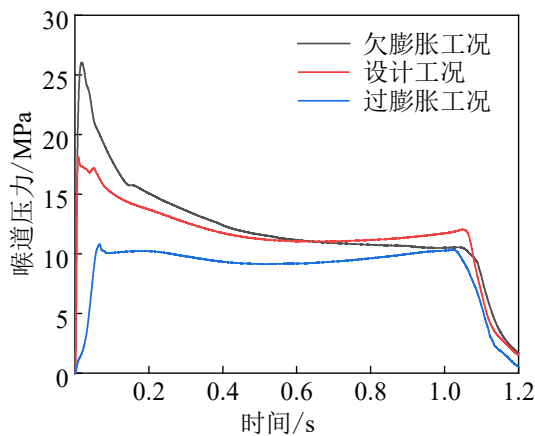
Fig.12 Flow field snapshot at the moment of thrust peak and trough

表 3 特征区间峰值推力与谷值推力值

Table 3 Peak thrust and trough thrust at the characteristic range

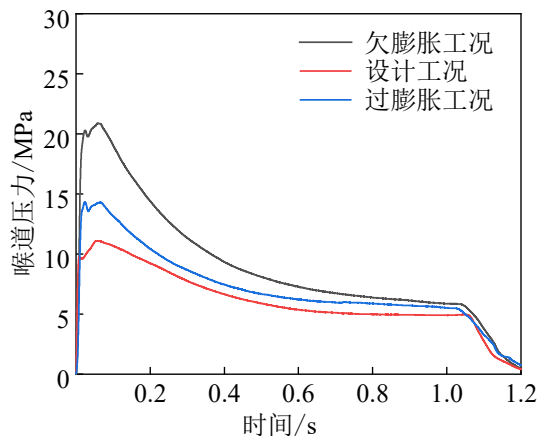
振荡周期及平均值	峰值推力/kgf	谷值推力/kgf
1	92.2	46.2
2	124.9	47.2
3	109.2	47.0
4	104.4	40.6
5	109.5	41.4
6	110.0	42.9
7	112.8	46.3
平均值	109	44.5

为进一步厘清射流振荡的原因，本文对实验压力特性进行了深入分析。图 13 展示了 3 种工况下的燃烧室压力时程曲线，结果显示所有工况在 0.1 s 后均维持了 10 MPa 左右的稳态压力。这一现象符合拉瓦尔喷管一维等熵流动原理，即在收敛段与喉部面积固定的前提下，10 MPa 的室压足以确保气流在喉部达到壅塞状态。因此，可判定各工况下气体在进入扩张段前的状态完全一致，扩张段内的后续流动特性仅取决于喷管背压比，故喷管扩张比构成了实验中唯一的控制变量。此外，图 13(b)和图 13(c)表明喉部及扩张段内的压力在整个工作周期内保持稳定。综上所述，观测到的推力振荡与燃烧室工作状态或喷管内部流动无关，其根源主要在于外部流场压力的动态变化。表 4 为推力振荡特征时间点，其中  $t_P$  表示推力峰值时刻； $t_N$  表示颈缩时刻； $t_T$  表示推力谷值时刻； $t_B$  表示膨胀时刻。



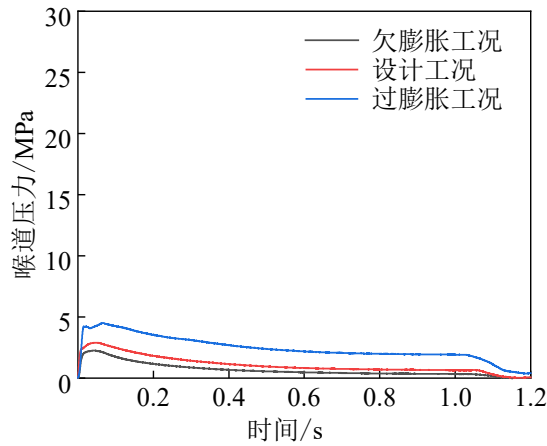
(a) 燃烧室压力-时间曲线

(a) Combustion chamber pressure-time curve



(b) 喉道压力-时间曲线

(b) Throat pressure-time curve



(c) 扩张段压力-时间曲线

(c) Expansion section pressure-time curve

图 13 不同工况下的压力-时间曲线

Fig.13 Pressure-time curves under different operating conditions

表 4 推力振荡特征时间点

Table 4 Characteristic time of the thrust oscillation

振荡周期	$t_p/s$	$t_N/s$	$t_T/s$	$t_B/s$
1	0.262	0.257	0.276	0.272
2	0.292	0.287	0.312	0.308
3	0.329	0.325	0.353	0.347
4	0.368	0.364	0.387	0.383
5	0.401	0.395	0.422	0.417
6	0.436	0.431	0.455	0.451
7	0.473	0.469	0.495	0.491

现有研究表明，水下过膨胀射流的推力振荡源

于射流结构的周期性形态演化，特别是颈缩与鼓胀现象的交替循环。在过膨胀状态下，由于射流出口压力低于环境背压，径向压差驱动周围流体向射流轴心汇聚，迫使射流形成颈缩。该结构对流动产生显著阻滞效应，导致上游区域压力升高；经过短暂积聚，升高的压力足以克服外部流体阻力，致使射流发生突发性径向扩张并进入鼓胀阶段。这种流体形态的往复循环是诱发推力振荡的直接原因。图 14 直观展示了射流形态与推力响应之间的强相关性，即射流颈缩阶段对应推力峰值，而膨胀阶段则对应推力谷值。

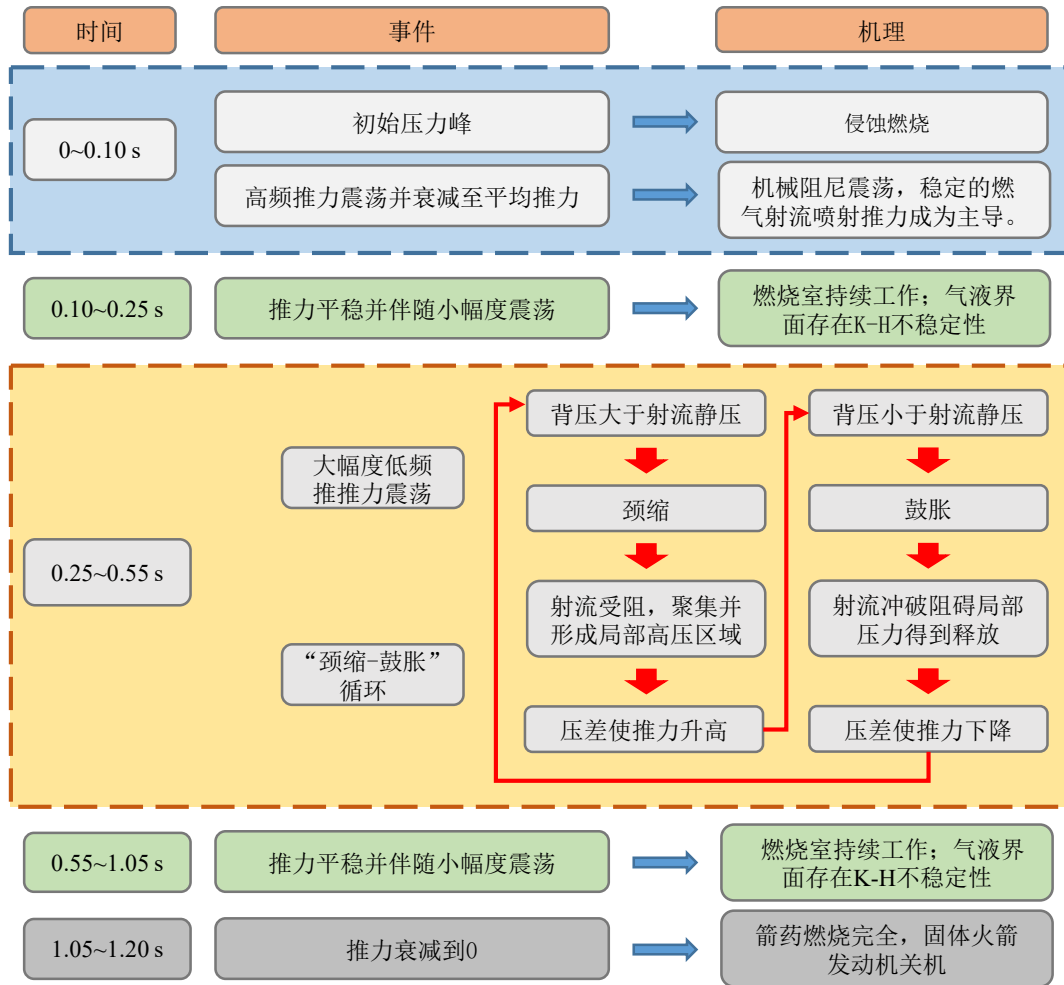


图 14 过膨胀射流振荡主要事件与机理解释

Fig.14 Main characteristics and corresponding mechanisms of over-expansion conditions

通过对比表 4 中推力振荡时间点与射流颈缩鼓胀的时间节点中的相位滞后现象,可以进一步推断,推力振荡是由外部流场动力学变化所诱发的。从推力构成角度分析,总推力由喷射气体的动量推力项与作用在喷管出口截面的压差推力项共同决定。在振荡周期内,动量推力分量保持相对恒定,因此总推力的大幅波动主要归因于压差推力的周期性变化。相位滞后的存在,正是由于流场压力梯度的建立与释放受限于流体惯性,属于非瞬时过程。

推力振荡的内在物理机理可归纳如下:首先,环境水压高于射流静压迫使过膨胀射流在下游特定位置发生颈缩。该收缩断面形成有效的气动阻塞,导致连续喷射的燃气在喷管出口与颈缩点之间积聚,进而引起局部压力急剧升高。这一高压区作用于喷管出口平面产生显著的正向压差推力,叠加于动量推力之上致使总推力达到峰值。随后,当颈缩点处的射流静压超过环境压力时,驱动周围水体径向扩张,射流突破流体束缚进入鼓胀阶段。受加速水体的惯性作用,膨胀过程发生过冲现象,致使内部压力降至环境压力以下,从而产生负向压差推力,令

总推力跌落至谷值。最终,较高的外部压力再次迫使水体向内回流,导致低压气泡溃灭并触发新一轮颈缩,从而重置振荡循环。

值得注意的是,推力振荡在时域上表现出的两个特殊现象有待阐明:即 0.10~0.25 s 区间的振荡缺失以及 0.55 s 后的振荡终止。针对前者,尽管发动机在 0.10 s 时已建立稳态室压,但外部流场结构仍处于演化发展阶段。诱发振荡的流体不稳定性机制并非瞬时建立,其压力反馈回路的形成与饱和需要经历一段有限的时间历程,因此在初始稳态阶段表现出振荡滞后现象。

0.55 s 后振荡现象的消失则归因于有效环境背压的动态演变。维持射流颈缩-鼓胀循环的核心驱动力在于颈缩特征位置中心高速燃气射流与周围环境之间存在的显著压差。然而,随着颈缩鼓胀循环的重复发生,其附近的局部流场环境发生了根本性改变,逐渐形成了一个持久且大范围的气液混合区。该区域主要由高温燃气与微气泡构成,其平均密度远低于液态水。这意味着射流所面临的有效背压由原有的静水压力转变为混合区内的较低压力。有效

背压的降低使得维持振荡所需的背压比降至临界阈值以下，颈缩-鼓胀循环机制即告失效，最终导致推力振荡自然衰减直至完全消失。

## 2.2 水下燃气射流流场时空演化特征分析

如图 15 所示，水下气体射流的时空演化过程主要涵盖初始膨胀、后续发展及最终扩散 3 个阶段，各阶段均表现出独特的形态特征。

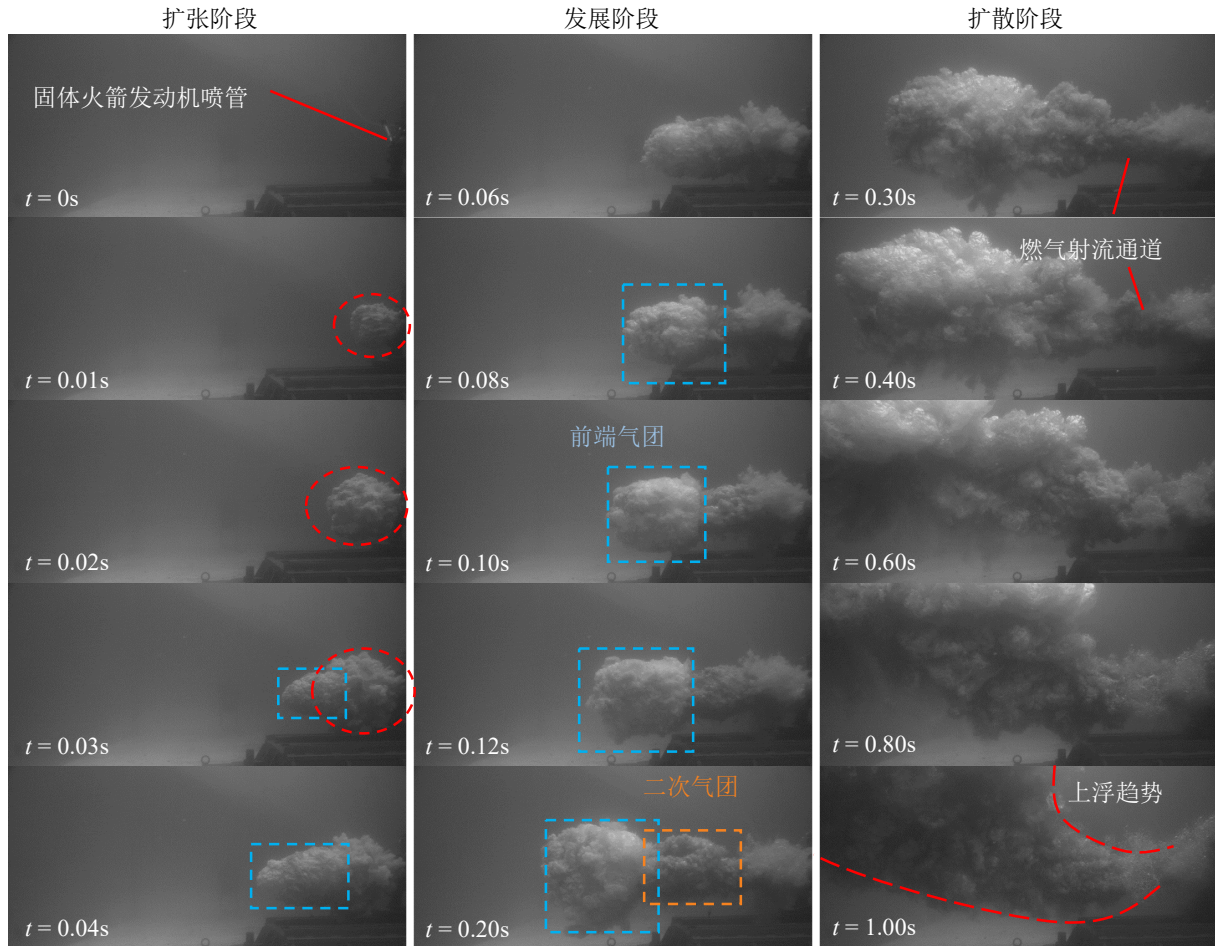


图 15 水下燃气射流时空演化

Fig.15 The spatiotemporal image of the underwater gas jet

初始膨胀阶段如图 15 左列所示， $t=0.01\text{ s}$  时，高温燃气喷出并形成一初始呈球形的膨胀气泡，完全包覆喷管出口；随后在轴向动量的主导作用下，该气泡于  $t=0.02\text{ s}$  时逐渐拉伸为椭球体。至  $t=0.03\text{ s}$ ，气泡前端演化出一个显著的轴向突出结构，如图中蓝色虚线框所示，并在  $t=0.04\text{ s}$  时进一步沿轴向伸长，而其径向尺寸则基本保持恒定。

发展阶段的形态演变如图 15 中列所示。 $t=0.06\text{ s}$  时，射流在红色箭头指示位置发生明显的颈缩现象，该收缩效应将整体气体结构分割为两部分。在  $0.06\sim 0.12\text{ s}$  区间内，前文蓝色虚线框所示的前端气团沿射流轴向向下游推进，体积持续增大并在后方形成连续的射流通道。至  $t=0.20\text{ s}$  时，在前端气团与初始颈缩点之间涌现出一个新的鼓胀结构，如图中橙色虚线框所示，这表明受周围流场压力挤压影响，射流发生了二次收缩与再膨胀。

最终扩散阶段如图 15 右列所示。 $t=0.30\text{ s}$  时，前导气团与中间膨胀结构体积均显著增大，并于  $t=0.40\text{ s}$  呈现融合趋势；与此同时，射流轴向运动速度减缓，受浮力效应影响开始表现出明显的上浮特征。在  $0.60\sim 1.00\text{ s}$  期间，近喷管区域的射流通道形态维持相对稳定，而持续的燃气补给主要作用于射流末端，促使其膨胀与上浮轨迹更为剧烈。至  $t=1.00\text{ s}$ ，射流整体呈现出鲜明的喇叭状形态，深刻反映了流场主导机制的空间转换，即颈缩点上游的近喷管区域受动量主导保持近水平轨迹，而下游区域则转为浮力主导，致使射流向上弯曲并朝水面扩散。

图 16 描绘了欠膨胀、设计工况及过膨胀 3 种状态下水下气体射流穿透距离随时间的演化规律。受限于观测视场范围，本文仅聚焦于起始  $0.25\text{ s}$  内的射流行为，穿透距离在此定义为喷管出口至气泡前缘的轴向间距。实验结果显示，欠膨胀射流表现出

最强的穿透能力，设计工况次之，而过膨胀射流的穿透距离则相对最短。

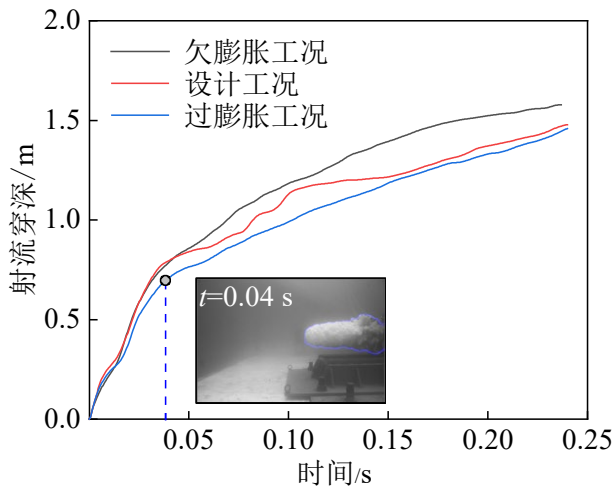


图 16 0.245 s 内穿透深度-时间曲线

Fig.16 The penetrate distance of the underwater gas jet before 0.245 s

为深入解析射流动力学机制，图 17 给出了穿透速度的时间历程曲线。3 种工况下的速度演化均呈现出高度相似且复杂的瞬态特征：初始阶段穿透速度急剧攀升至约 40 m/s 的峰值，随后经历陡峭的减速过程，于  $t \approx 0.012$  s 时跌落至 10~15 m/s 的局部极小值；紧接着射流发生二次加速，在  $t \approx 0.025$  s 时刻达到约 30 m/s 的次级峰值，继而进入末端减速期，速度在  $t \approx 0.05$  s 附近降至约 5 m/s 的谷值，此后曲线转入持续振荡状态。

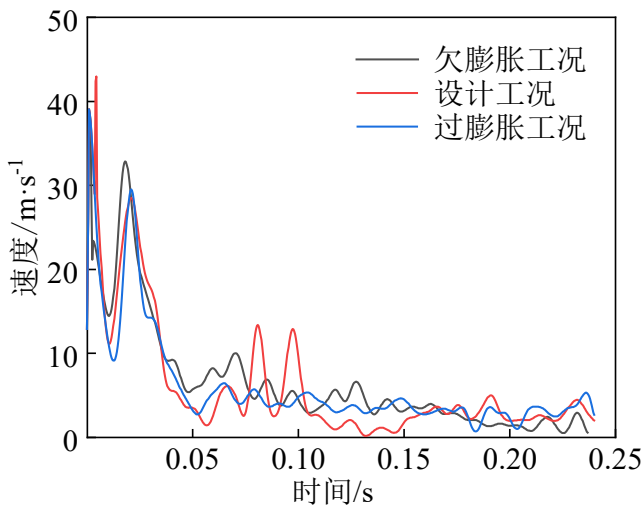


图 17 0.245 s 内穿透速度-时间曲线

Fig.17 The penetrate velocity of the underwater gas jet before

这种复杂的速度波动特征可结合燃气泡的形态演化加以阐释。初始穿透速度的激增对应于点火药包燃气所形成的初始气泡的快速膨胀；至  $t=0.012$  s 时，随着发动机完全启动，主装药产生的高能燃气开始填充并驱动初始气泡，促使穿透速度发生回升。 $t \approx 0.025$  s 出现的第二速度峰值标志着主燃气射流成功突破初始点火气泡的前缘边界。此后，受环境水压钳制，初始气泡发生收缩并对射流通道形成阻塞效应，导致穿透速度显著衰减，该过程持续至  $t \approx 0.05$  s（对应穿透距离约 0.8 m）。随后的速度回升则归因于射流通道的再贯通，使射流轴向动量得以恢复并持续增长。

图 18 展示了 3 种不同工况下水下射流的时空演化特性，其中  $\theta_1$ 、 $\theta_2$ 、 $\theta_3$  分别为过膨胀、设计和欠膨胀工况下射流稳定喷射时的开角。经测量，值分别为  $25^\circ$ 、 $20^\circ$  和  $15^\circ$ ，说明扩张比越小，射流轴向喷射越集中。左侧子图呈现了从火箭发动机启动至关机全过程的时间平均图像，图中的彩色云图定量表征了射流在各空间位置的时间占比。高亮黄色区域对应射流流体长时间驻留的核心区，其强度值趋近 100，而静止背景流体则以深蓝色表示，介于二者之间的低时间占比区域呈现为紫色。此外，图中利用蓝色矩形框明确标示了发动机喷管的安装位置。

对比分析揭示了不同工况下流场结构的显著差异。设计工况与欠膨胀工况在喷管出口近场区域均展现出轮廓清晰且边界光滑的锥形核心结构。相比之下，过膨胀射流在下游特定轴向位置呈现出明显的形态突起，且该区域表现为较低的时间占比，这一特征直观反映了过膨胀状态下固有的强射流振荡及边界不稳定性。值得注意的是，3 种工况下均观测到包裹于发动机外部的准圆形气罩，这表明点火初期形成的滞留气泡结构在整个观测周期内始终存在并未消散。

作为时间平均数据的有效补充，图 18 右侧子图展示了水下高速相机在 0.5 s 时刻捕捉的射流瞬时远场形态。这些瞬时图像为提取射流准稳态运行阶段的扩散角等关键定量参数提供了直接依据。从瞬时图像中可以观察到一个明显的演化趋势，即随着喷管背压比的降低，射流扩散角显著减小，其径向扩张程度亦随之降低

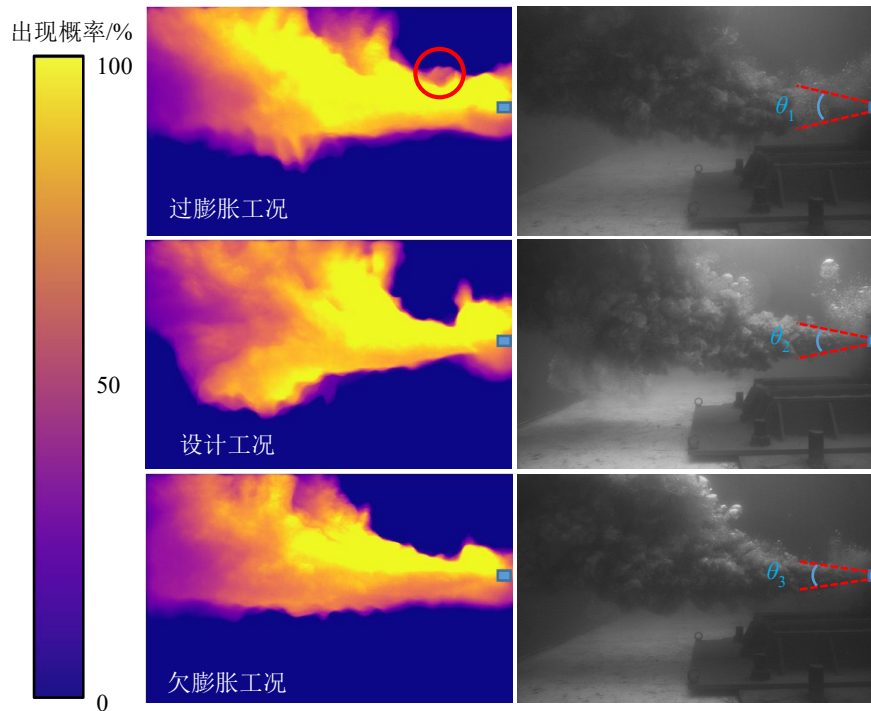


图 18 水下燃气射流热图（左为时均热图，右为 0.5s 时刻燃气射流流场图）

Fig.18 Time-averaged thermal map of the underwater gas jet (The left is the time-average heat map, and the right is the photograph of the gas jet flow field at 0.5s.)

### 3 结论

本文依托大型开放水域实验平台，对水下超音速固体火箭发动机燃气射流的推力特性及流场演化规律进行了系统研究。本文通过提供真实高温工况下的高时间分辨率实验证据，填补了该领域实验验证的空白。得出主要结论如下：

1) 研究证实了射流形态演化与推力振荡的直接因果关联。实验测得的燃烧室压力在全过程中保持稳定，有效排除了燃烧不稳定性是振荡成因的可能性。这一结果确证了推力振荡属于由过膨胀状态引起的纯粹外部流体动力学现象。

2) 揭示了过膨胀射流推力的“弛豫振荡”物理机理。研究发现过膨胀射流的推力响应呈现出典型的“弛豫振荡”特征，该过程由两个截然不同的物理阶段构成：

1、储能阶段（对应推力波谷）：射流处于“鼓胀”形态。受流体惯性主导，水体过度膨胀形成低压空腔，对喷管出口面产生负向压差推力，从而形成波谷。此时环境水压逐渐压缩空腔，为下一周期积蓄势能。

2、释能阶段（对应推力波峰）：射流处于“颈缩”形态。当外部水压将空腔压缩至极限并触发颈缩效应时，射流受阻导致上游压力瞬时激增。这在喷管出口面形成强正向压差推力，产生尖锐的推力波峰。随后，高压再次驱动射流进入鼓胀阶段，完

成振荡循环的重置。

### 参考文献 (References)

- [1] CHENG Y S, LIU H. A coupling model of water flows and gas flows in exhausted gas bubble on missile launched underwater[J]. Journal of Hydrodynamics, 2007, 19(4): 403-411.
- [2] ZHAO Y T, ZHANG X H, TONG X T, et al. Research on the mixing characteristics of the bottom blowing molten pool based on flow characteristics and mixing uniformity[J]. Physics of Fluids, 2024, 36(2):025166.
- [3] FRONZEO M, KINZEL M P. An investigation of compressible gas jets submerged into water [C]//Proceedings of the 46th AIAA Fluid Dynamics Conference. Washington, D.C.,:AIAA 2016.10.2514/6.2016-4253.
- [4] GONG Z X, LU C J, LI J, et al. The gas jet behavior in submerged Laval nozzle flow[J].Journal of Hydrodynamics,Ser.B, 2017, 29(6): 1035-1043.
- [5] TANG Y L, LI S P. The mechanism for the quasi-back-attack phenomenon of gas jets submerged in water[J]. International Journal of Aeronautical Space Sciences, 2019, 20(1): 165-171.
- [6] HE X, LIU Z, YUAN Z, et al. Study on wake field and noise of underwater solid rocket engine[J]. Journal of

- Vibroengineering, 2021, 23(8): 1856-1869.
- [7] XU H Y, LIU R C, WANG C. Analysis of the unsteady flow characteristics of underwater supersonic gaseous jets[J]. Physics of Fluids A Physics of Fluids, 2024, 36(10):102123.
- [8] JANA A, HOSKOTI L, SUCHEENDRAN M M. An analysis of flow structures of underwater supersonic gas jets: a numerical study[J]. Shock Waves, 2023, 33(5): 429-447.
- [9] JANA A, LOKANNA H, SUCHEENDRAN M M. A numerical study of the flow field driven by a submerged, high-speed, gaseous jet[J]. Journal of Fluids Engineering, 2022, 144(11): 111208.
- [10] LIU J, CONG S, SONG Y, et al. Flow structure and acoustics of underwater imperfectly expanded supersonic gas jets[J]. Shock Waves, 2022, 32(3): 283-294.
- [11] YU W, WANG B S, ZHANG C. A numerical simulation of the underwater supersonic gas jet evolution and its induced noise[J]. Applied Sciences, 2023, 13(14): 8336.
- [12] 王德友, 李世鹏, 郭宝俊, 等. 超声速喷管扩张型面对水下喷气推进振荡特性的影响[J]. 兵工学报, 2025, 46(2): 240103.
- WANG D Y, LI S P, GUO B J, et al. Effect of divergent section contour of supersonic nozzle on oscillation characteristics of underwater jet propulsion[J]. Acta Armamentarii, 2025, 46(2): 240103.(in Chinese)
- [13] 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.
- WANG C, GE J F, SHI H H. Numerical simulation and experiments on submerged supersonic gas jets[J]. CIESC Journal, 2014, 65(11): 4293-4300.(in Chinese)
- [14] ZHANG X Y, LI S P, YANG B Y, et al. Flow structures of over-expanded supersonic gaseous jets for deep-water propulsion[J]. Ocean Engineering, 2020, 213: 107611.
- [15] YANG Q, XU H, WANG C, et al. Experimental investigation on flow structure and pressure characteristics of submerged high-speed gaseous jets under co-flow conditions[J]. Ocean Engineering, 2022, 266(Part 1): 112726.
- [16] LIAN X, XU H, ZHANG S Q, et al. A joint experimental study of the flow evolution and thrust characteristics of underwater supersonic gas jets[J]. Ocean Engineering, 2024, 304: 117862.
- [17] SAEEDIPOUR M, PUTTINGER S. New insights into the back-attack phenomenon in submerged massive gas injection: complementary experimental and numerical investigations[J]. Physics of Fluids, 2025, 37(2):023396.
- [18] 张小圆, 李世鹏, 杨保雨, 等. 水下固体火箭发动机垂直气体射流结构和推力影响研究[J]. 推进技术, 2021, 42(5): 961-969.
- ZHANG X Y, LI S P, YANG B Y, et al. Flow structures of vertical gaseous jets and effects of thrust of underwater solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(5): 961-969.(in Chinese)
- [19] WANG D Y, LI S P, JIN G, et al. Numerical study on ignition start-up process of an underwater solid rocket motor across a wide depth range[J]. Chinese Journal of Aeronaut, 2024, 37(10):136-157.
- [20] LI Y Q, LIANG R H, LÜ P, et al. Numerical study of supersonic jet characteristics of underwater solid rocket engine[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2025, 62(1): 34-43.