

【引用格式】姚琰, 李长文, 陈瑛, 等. 水下超声速燃气喷流形态及流场结构研究[J]. 数字海洋与水下攻防, 2025, 8(3): 319-326.

水下超声速燃气喷流形态及流场结构研究

姚 琰¹, 李长文¹, 陈 瑛², 陈玮琪¹, 杨晓光¹

(1. 北京机电工程研究所, 北京 100074;
2. 上海交通大学 船舶海洋与建筑工程学院, 上海 200240)

摘 要 高温高压超声速燃气喷入水中的流动过程是一个复杂物理现象, 在气液相界面不仅存在着明显的燃气和水的运动速度差, 还存在剧烈的相变现象。基于多相流 MIXTURE 模型, 建立了考虑高温效应的非平衡相变模型, 对水下超声速燃气喷流形态变化规律及流场激波结构、压力演化、气汽液界面非稳态特性影响机理进行了研究。数值结果表明, 喷流向下游发展的过程中不断与周围水流场相互作用并发生动量交换, 对喷流形态和流动现象影响很大, 射流出现周期性颈缩振荡阶段。在小背压条件下, 射流核心的组分基本都是燃气几乎不含水, 高温射流的边缘处较容易产生相变; 随着背压的增大, 水蒸汽主要分布于射流中后部和膨胀气团中。

关键词 燃气喷流; 气液两相流; 水蒸汽; 相变

中图分类号 O342 **文献标识码** A **文章编号** 2096-5753(2025)03-0319-08

DOI 10.19838/j.issn.2096-5753.2025.03.009

Study on Shapes and Flow Field Structures of Underwater Supersonic Gas Jets

YAO Yan¹, LI Changwen¹, CHEN Ying², CHEN Weiqi¹, YANG Xiaoguang¹

(1. Beijing Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing 100074, China; 2. School of Naval Architecture, Ocean and Civil Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract The flow of high temperature and high pressure supersonic jet entering water is a complex physical process. There is not only an obvious velocity difference between gas and water at the gas-liquid interface, but also a sharp phase transition phenomenon. Based on the multiphase flow MIXTURE model, a non-equilibrium phase transition model considering the high temperature effect is established to study the change law of underwater supersonic gas jet morphology, the impact mechanism of flow field shock structure, pressure evolution, and the unsteady characteristics of the gas vapor-liquid interface. The results show that the jet continuously interacts with the surrounding flow field and exchanges momentum in the process of developing downstream, which has a great impact on the jet morphology and flow phenomenon, and the jet appears regular periodic necking oscillation stage. Under the condition of small back pressure, the components of the jet core are basically gas, and the phase transition is easy to occur at the edge of the high-temperature jet. With the increase of back pressure, water vapor is mainly distributed in the middle and rear of the jet and in the expansion air mass.

Key words gas jet; gas liquid two-phase flow; water vapor; phase transition

0 引言

将固体火箭发动机用于水下高速航行器的推进动力,可有效提高其机动能力。与火箭发动机在空气中工作环境相比,喷管外不可压缩的水流场限制了燃气的迅速扩张膨胀,这类问题属于受约束空间内的气体射流。随着喷入水中的燃气增加形成了燃气泡,并且在水中以很快的速度膨胀,形成的压力场对水下航行器的载荷和弹道稳定性产生严重的影响。燃气在水中的不断的扩散会引起复杂的气液掺混与两相界面不稳定现象,以及射流内部复杂波系结构的传递等,会引起喷管及燃气泡中的气流场和水流场中压力、温度、密度等物理量出现强烈的脉动,可能导致喷管出口激波被推回到喷管内,对发动机的推力性能产生不利的影响。因此开展水下超声速燃气喷流演化规律的研究具有重要意义。

水下超声速燃气射流属于典型的复杂多相流流动现象,目前关于水下高温高压燃气气体射流的公开发表文献不多。国外对该现象的研究开展的比较早,HOEFELE 和 BRIMACOMBE^[1]研究了气体通过直线型和收缩-扩张型喷嘴喷入水中的流场变化,发现随着气体压力的增加,流场压力脉动的频率减低,射流形态则从泡状流向射流转变。LOTH 等^[2]开展了水下无冷凝气体射流二维和轴对称实验研究,发现水下气体射流在喷管出口附近膨胀区的流动特征与气体射流相似。

国内对水下超声速燃气射流的研究开展的较晚,1992年,鲁传敬等^[3]采用 Euler-Lagrange 和时间步进的方法追踪了运动变化着的气水交界面,对喷入水中的燃气流采用简化的等压泡,实现了水、气流动和导弹运动的数值耦合求解。黄建春、叶取源等^[4]考虑了高温燃气与水之间的传热、汽化等对泡内气体流动的影响,采用基于质量和能量守恒的零维燃气泡模型对水流场、喷管流场和燃气泡流场进行求解。黄振宇等^[5]采用 $k-\varepsilon$ 和 $k-\omega$ 型的湍流模型和亚格子涡模型对湍流射流的进行了数值模拟。仲峰泉、陆夕云等^[6]提出了一种简化的模型,用于喷管内高温气体的推进,以及气囊的演化过程。戚隆溪等^[7]发展了分析欠膨胀高速湍流射流近场特性的数值方法,对不同背压比条件下声速喷管出口

附近膨胀区的波系结构进行了研究。魏海鹏等^[8]对水下气体射流的非稳态过程进行了模拟,获得了气体射流不同发展阶段的流场特性。TANG 等人^[9]用 $k-\omega$ 湍流模型模拟了水下气体射流的演变过程,获得了推进过程中的背压与环境压力相差较大,对推进性能影响较大,水下推进的总推力不仅取决于喷嘴几何形状,还取决于流场结构和相关压力分布。王宝寿等^[10-11]在压力水筒模拟了高背压水环境,研究了固体火箭发动机的水下推力矢量、流动分离等特性。汤龙生等^[12]采用水下发动机试车台试验系统研究了水下超声速燃气射流燃气泡演变过程。贾有军等^[13]通过实验研究了燃气射流演化、压力波传播等。施红辉等^[14-15]在水下超声速气体冷射流方面开展了研究,发现了水下射流存在回击现象。张春等^[16-17]开展了固体火箭发动机水下点火实验,利用高速摄影观测了燃气泡生长变化过程,并与数值计算结果进行了比较。徐祗乾等^[18]用 OpenFOAM 中软件对受限空间中脉冲爆轰燃气射流进行数值求解,获得受限空间内水下燃气射流发展特性。王佳雯等^[19]对在环境压强剧烈变化条件下的水下燃气射流流场特性和工作特性进行了研究。但关于高温燃气射流演化与发展规律的研究还较为欠缺。

水下超声速燃气喷流在气液相界面不仅存在明显的燃气和水的运动速度差,还存在剧烈的相变现象,目前学者基本都是采用气液两相流,忽略气体与液体掺混、传热传质,对水下高温燃气射流进行宏观尺度的分析研究,获得燃气泡的演化过程以及激波运动情况等,但对于固体火箭发动机水下点火喷流流场中还存在传热传质的深层机理(如非平衡相变、界面卷吸、界面湍流等)缺乏研究。本文建立非平衡相变模型对水下超声速燃气喷流流场变化规律及激波结构、压力演化、气液界面非稳态特性机理进行研究。

1 数值模型

1.1 基本控制方程

水下超声速燃气射流流动属于高雷诺数湍流流动,本文采用雷诺平均即 RANS 方法计算,控制方程中包含了湍流效应的处理。

连续性方程如下:

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

式中: ρ 为混合物密度; u_i 为速度分量。

RANS 的动量方程如下:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \\ \frac{\partial}{\partial x_i} \left(p + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) + \rho g_i \end{aligned} \quad (2)$$

式中: μ 为混合物的分子动力学粘性系数, 由各相根据体积分数加强平均得到; μ_t 为湍流粘性系数, 由湍流模型方程求解后得到; p 为压力; g_i 为重力加速度分量。

高温燃气喷流的能量输运以及燃气理想气体状态方程采用如下能量方程:

$$\frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j T)}{\partial x_j} = \frac{1}{C_p} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left(K \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) + \beta T \frac{dp}{dt} + \dot{\phi} \right] \quad (3)$$

式中: T 为混合物温度; C_p 和 K 分别为混合物的定压比热和热传导系数, 由各相加权平均得到; β 为热膨胀系数; $\dot{\phi}$ 代表能量耗散项。

物性参数的表达式如下:

$$\phi = \alpha_g \phi_g + \alpha_v \phi_v + (1 - \alpha_g - \alpha_v) \phi_l \quad (4)$$

式中: ϕ 代表物性量 ρ 、 μ 、 C_p 和 K 中的任一个; α 代表各相的体积分数; 下标 g 、 v 和 l 分别代表燃气相、水蒸汽相以及液态水相。

液态水和水蒸汽作为不可压缩流体处理, 高温燃气具有强压缩性, 采用理想气体状态方程计算其密度, 即:

$$\rho_g = \frac{p}{RT} \quad (5)$$

式中, R 为理想气体常数。

1.2 湍流模型

采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型和壁面函数封闭方程组。

湍动能 k 方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \\ G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \end{aligned} \quad (6)$$

湍动能耗散率 ε 方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\varepsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \\ C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (7)$$

式中: G_k 是由平均速度梯度引起的湍流动能产生项; G_b 是由浮力引起的湍流动能产生项; Y_M 为在可压缩湍流流动中, 振荡膨胀对耗散率的贡献; α_k 和 α_ε 分别为 k 和 ε 的反向有效 Prandtl 数。

对于高雷诺数情形, 直接采用如下的湍流粘度 μ_t 作为有效粘度 μ_{eff} :

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (8)$$

在计算过程中, 各常数取值分别为

$$C_\mu = 0.0845 \quad C_{1\varepsilon} = 1.42$$

$$C_{2\varepsilon} = 1.68 \quad \alpha_k = \alpha_\varepsilon \approx 1.393$$

1.3 非平衡相变模型

在发动机产生的高温高压超声速燃气与周围的水体掺混过程中, 认为燃气-水、水-蒸汽相间处于不平衡状态, 相间将发生热交换, 产生水体热相变的蒸发凝结过程。当混合相的温度大于水的饱和温度时, 水吸收热量汽化为水蒸汽; 当混合相的温度小于水的饱和温度时, 水蒸汽释放热量凝结成液态水。

相变过程蒸汽相的输运方程如下:

$$\frac{\partial(\rho_v \alpha_v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_v \alpha_v u_i)}{\partial x_i} = \dot{m}_{lv} - \dot{m}_{vl} \quad (9)$$

$$\dot{m}_{lv} = \begin{cases} \lambda_l \alpha_l \rho_l \frac{|T_l - T_{\text{sat}}|}{T_{\text{sat}}}, & T_l \geq T_{\text{sat}} \\ 0, & T_l < T_{\text{sat}} \end{cases} \quad (10)$$

$$\dot{m}_{vl} = \begin{cases} 0, & T_v \geq T_{\text{sat}} \\ \lambda_v \alpha_v \rho_v \frac{|T_v - T_{\text{sat}}|}{T_{\text{sat}}}, & T_v < T_{\text{sat}} \end{cases} \quad (11)$$

式中: \dot{m}_{lv} 和 \dot{m}_{vl} 分别为水相的汽化率和水蒸汽相的凝结率; 下标 l 和 v 分别表示水和水蒸汽; T_{sat} 为水的饱和温度; λ_l 和 λ_v 为时间松弛因子。

2 计算域、网格及边界条件

图 1 给出了计算域轮廓图。计算域由航行体后半段、部分燃烧室、喷管、背景水域构成。压力入口给定燃烧室的总温和总压条件; 压力出口给定外界水域背压; 燃烧室、航行体和喷管壁面设为无滑移固壁条件。

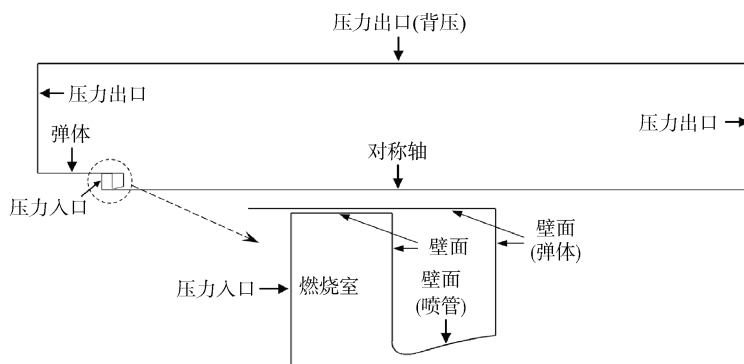


图 1 计算域及边界条件

Fig. 1 Computational domain and boundary conditions

3 网格无关性验证

本文设计了 Fine、Middle、Coarse 3 套网格进行网格独立性及稳定性研究。Fine、Middle、Coarse 网格单元总数为分别为 20 万、15 万、10 万，在喷管附近及燃气射流核心区采用细密网格，以 Middle 网格为基础进行加密和稀疏，相同计算条件下，对比了不同网格量对计算结果的影响分析。

表 1 对比了 3 种网格算例扩张段测点压力系数。可以看出，网格密度对于喷管扩张段压力的计算结果具有较大影响，随着网格数量的增加，计算结果更加精确，Middle 网格方案与 Fine 网格方案结果很接近，从节约计算时间，提高效率的角度考虑，后续我们选择 Middle 网格方案。

表 1 不同网格密度扩张段测点压力系数

Table 1 Pressure coefficient of measuring points in expansion section under different grid density schemes

测点	P1	P2	P3	P4	P5
距离喷口/mm	85	65	45	25	5
Fine	0.524 4	0.350 8	0.249 7	0.199 8	0.161 3
Middle	0.516 6	0.357 8	0.252 6	0.196 3	0.152 6
Coarse	0.454 0	0.313 6	0.206 7	0.124 0	0.123 3

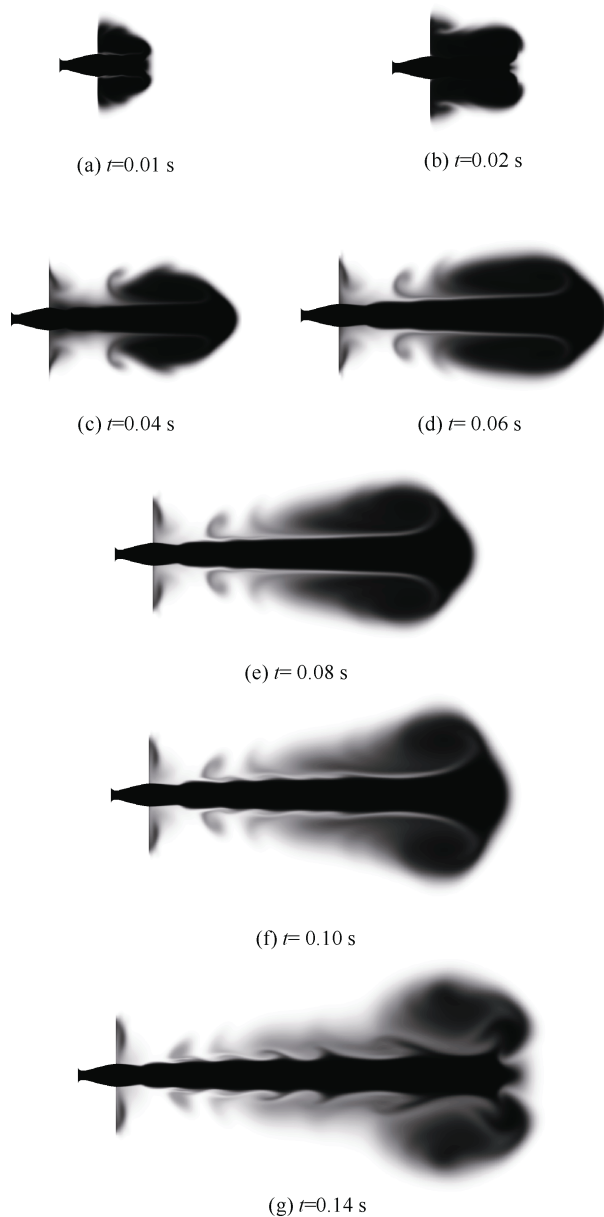
4 计算结果与分析

针对背压 0.4 MPa，分析喷流形态演化、激波结构、流场压力和界面稳定性。

4.1 喷流形态特征和演化规律

首先研究燃气喷流演化过程的形态特征和规律。图 2 给出了背压 0.4 MPa 燃气喷流演化过程的密度分布，图中以灰度显示。由于水的密度及其惯性比气体大得多，点火初始阶段燃气不能顺利排开

周围静止水介质向下游发展，在喷口附近形成水堵



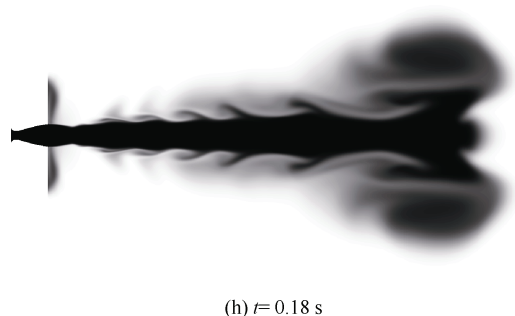


图2 燃气喷流发展过程的喷流形态

Fig. 2 Jet morphology of gas jet development process

现象,这将在之后的测点压力曲线上具体定量比较。随着水体的运动,燃烧室内压力逐渐释放,高压燃气逐步推开周围水体向下游运动。

喷流向下游发展的过程中不断与周围水流场相互作用并发生动量交换,对喷流形态和流动现象影响很大。在大约 0.03 s 时,气团已逐渐离开航行体底部,露出清晰的射流主体。从 0.06 s 开始,整个射流的水气界面出现规则的周期性的膨胀、颈缩的脉动现象,脉动幅度逐渐增大。这是由于一方面水体背压高于喷口气压,另一方面高速气流从喷口喷出,两者正向激励产生了这种典型的周期性流动现象。另外可以注意到的一个现象是:喷流外围水气混合的两相区域内,出现了明显的周期性压力和密度波传播的现象。

4.2 喷流形态特征和演化规律

本节着重分析燃气喷流马赫数分布的变化过程。将激波结构的演化分 2 个阶段(以 $t=0.1$ s 为界)显示: 1) 喷流发展前期阶段; 2) 周期性颈缩振荡阶段。

图 3 给出了喷管出口流场激波发展前期的马赫数分布云图。这一阶段为喷流发展初期,受喷管出口高压气团影响,喷管出口超声速燃气压力较低,气体被压缩出现一道强烈的激波,随着燃气喷流的不断发展,射流径向向外侧出现的流速分层现象,并在界面处开始出现振荡,到 $t=0.10$ s 时刻尚未传播到喷管出口。

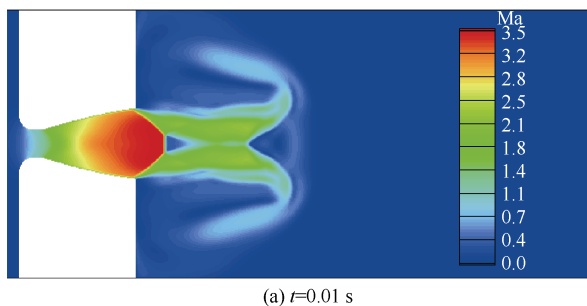
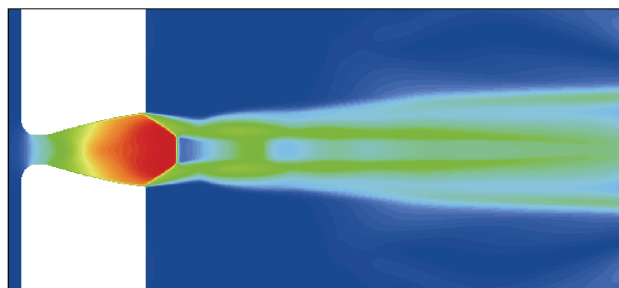
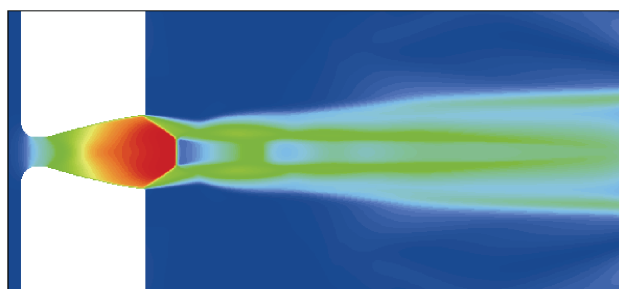
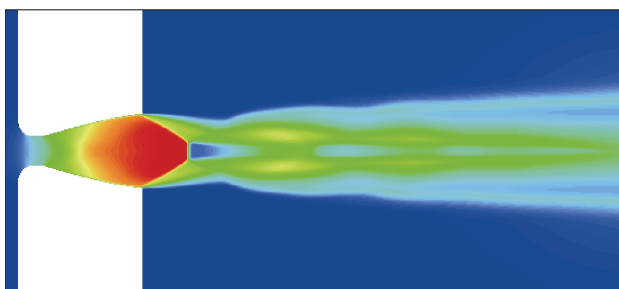
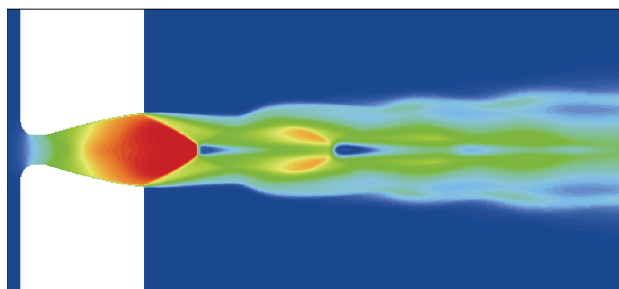
(a) $t=0.01$ s(b) $t=0.04$ s(c) $t=0.06$ s(d) $t=0.08$ s(e) $t=0.10$ s

图3 激波结构的前期发展过程

Fig. 3 Early development of shock structure

图 4 给出燃气射流出现周期性颈缩振荡时的激波结构变化过程。在这一阶段,喷管出口的激波和马赫环结构同样出现规则的周期性振荡,振荡周期大约为 0.008 s。图中,红色虚线表示此时第一道马赫环的大致位置,黑色虚线表示喷口激波波面的大致位置。结果表明,当喷口燃气充分膨胀时,出现比较清晰的马赫环激波结构,

其后伴有明显的因气体膨胀而形成的马赫数较高的区域；当喷口燃气收缩时，激波被压缩和回推，激波波面前方出现马赫数较低的局部亚声速区域。

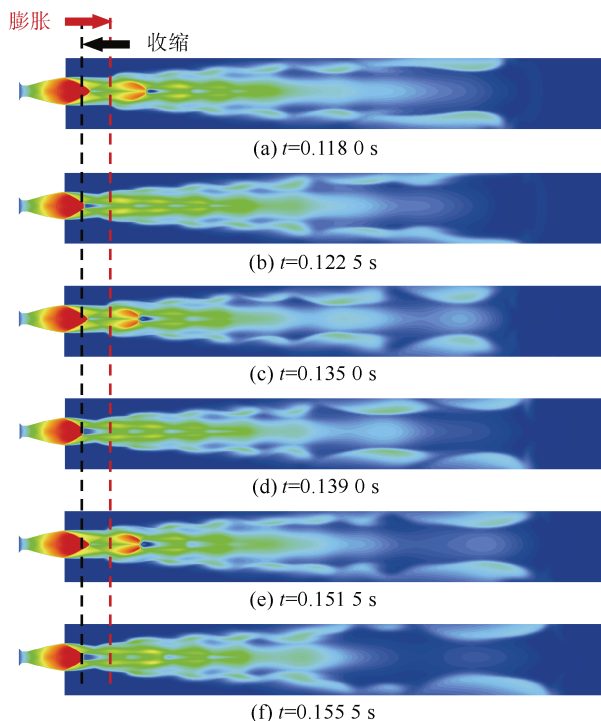


图 4 激波周期性颈缩振荡

Fig. 4 Shock wave periodic necking oscillation

4.3 流场压力

在计算过程中，实时监测了喷管壁面及喷管轴线上的压力和温度随时间的变化。测点的布置如图 5 所示，在喷管扩张段和轴线上总共布置了 25 个测点，其中 9 个沿着喷管壁面，16 个在轴线上，测点覆盖了从喷管喉部到射流核心区。

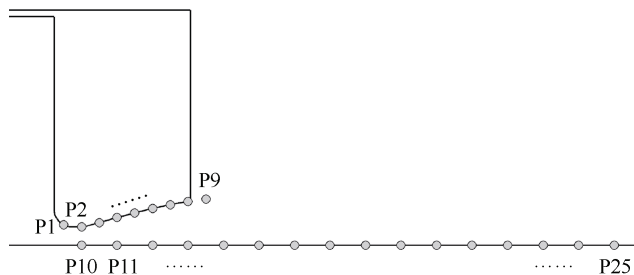
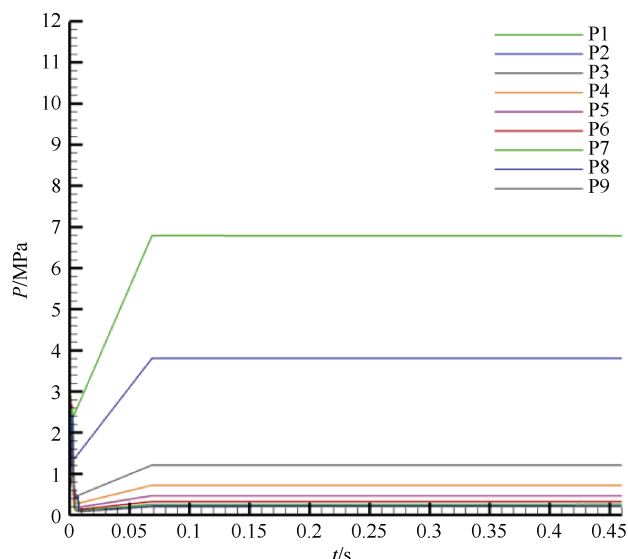


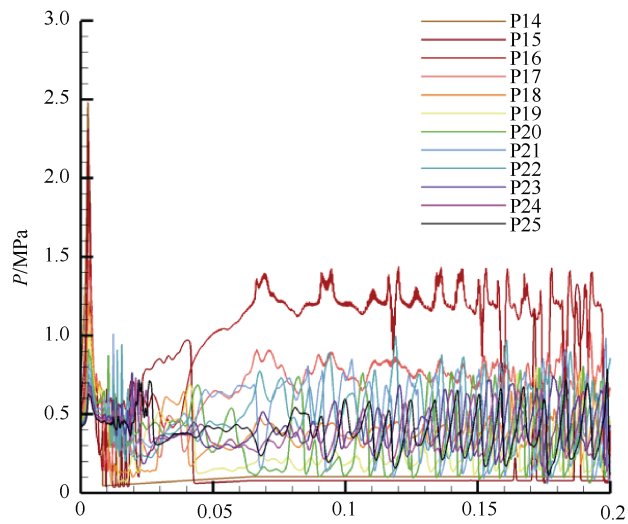
图 5 测点布置

Fig. 5 Layout of measuring points

图 6 给出了测点压力随时间的变化曲线。从测点 P1-P8 及 P9 的压力变化可以看到明：燃气喷流稳定后的喷管壁面压力保持不变，反映的规律也与图中的喷管内流场压力云图一致。射流核心区的测点 P14-P25 的压力都发生周期性振荡，振荡频率与射流形态和激波振荡一致，约为 0.008 s。



(a) 喷管壁面测点压力



(b) 喷管轴线测点压力

图 6 燃气喷流流场测点压力随时间变化曲线

Fig. 6 Pressure at measuring points of gas jet flow field varying with time

4.4 燃气喷流演化过程水蒸汽体积分数变化特征

图 7、图 8 给出了不同背压的燃气喷流演化过程中在不同时刻的热相变水蒸汽体积分数对比。

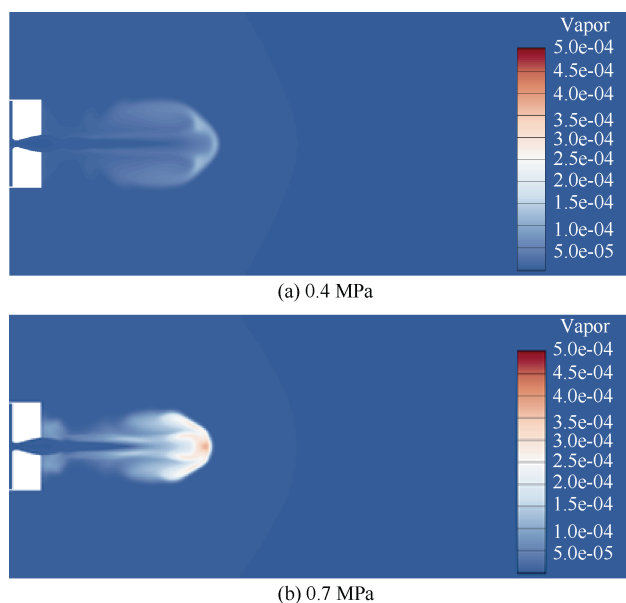


图7 不同背压的水蒸汽体积分数对比 ($t = 0.05\text{ s}$)
Fig. 7 Comparison of water vapor volume fraction under different back pressures ($t = 0.05\text{ s}$)

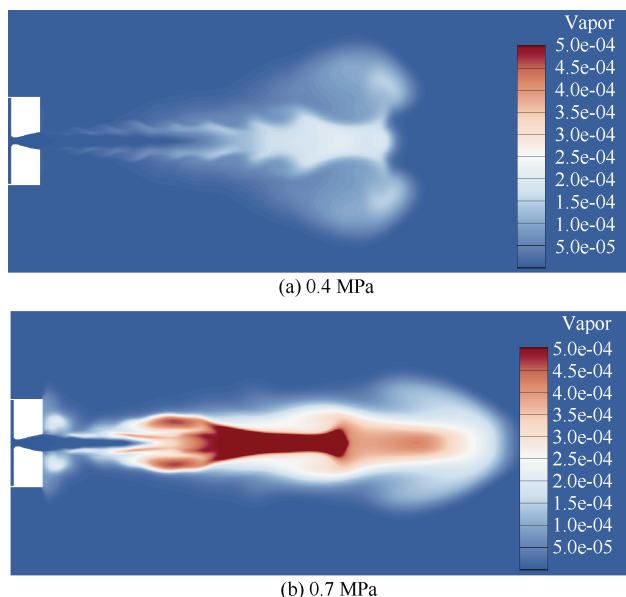


图8 不同背压的水蒸汽体积分数对比 ($t = 0.2\text{ s}$)
Fig. 8 Comparison of water vapor volume fraction under different back pressures ($t = 0.2\text{ s}$)

因高温相变而产生的水蒸汽含量都很低,但是不同背压的结果仍然差别很大。在 0.4 MPa 的背压条件下,相变蒸汽主要分布于射流中后部和膨胀气团中。对于 0.7 MPa 的高背压情况下,燃气射流被挤压在高温射流核心区附近,难以向四周扩散,因此射流周围的水在长时间的高温燃气作用下而大

量相变。另外,引起 7atm 情况的水蒸汽含量高还有一个重要因素:燃气射流间歇性地断裂脱落,使得周围水体不断地涌入射流轴线处,在射流核心的高温作用下很容易发生相变。

5 结束语

本文建立了非平衡相变模型对水下超声速燃气喷流流场变化规律及激波效应、压力演化、气液界面非稳态特性影响机理进行研究,有以下几点结论:

1) 点火初始阶段燃气不能顺利排开周围静止水介质向下游发展,在喷口附近形成水堵现象,喷流向下游发展的过程中不断与周围水流场相互作用并发生动量交换,对喷流形态和流动现象影响很大,整个射流的水气界面出现规则的周期性的膨胀、颈缩的脉动现象,脉动幅度逐渐增大。喷流外围水气混合的两相区域内,出现了明显的周期性压力和密度波传播的现象。

2) 水下超声速喷流流场激波结构的演化过程可分为喷流发展前期阶段和周期性颈缩振荡阶段,振荡周期大约为 0.008 s。

3) 射流核心区的压力发生周期性振荡,振荡频率与射流形态和激波振荡一致,约为 0.008 s,测点压力的振幅并不相同,靠近喷管出口的测点压力振荡幅度较大,而相对下游的测点压力振荡幅度略小。

4) 在小背压条件下,射流核心区温度很高,但射流核心的组分基本都是燃气几乎不含水,高温射流的边缘处较容易产生相变;随着背压的增大,气团的膨胀速度相比小背压低得多,因此其中的水分相对容易相变产生蒸汽射流越容易汽化,水蒸汽主要分布于射流中后部和膨胀气团中。

参考文献

- [1] HOEFELE E O, BRIMACOMBE J K. Flow regimes in submerged gas injection[J]. Metallurgical and Materials Transactions B, 1979, 10 (4): 631-648.
- [2] LOTH E, FAETH G M. Structure of underexpanded round air jets submerged in water[J]. International

- Journal of Multiphase Flow, 1989, 15 (4): 589-603.
- [3] 鲁传敬, 陈方, 樊泓, 等. 导弹水下点火的流体动力研究[J]. 航空学报, 1992, 13 (4): 124-130.
- [4] 黄建春, 叶取源, 朱世权. 不同发射深度下的导弹水下点火气水流体动力计算[J]. 应用力学学报, 1994, 11 (3): 19-24.
- [5] 黄振宇, 徐文灿. 湍流射流的数值模拟[J]. 北京理工大学学报, 1999, 19 (6): 691-695.
- [6] 仲峰泉, 陆夕云, 庄礼贤. 火箭水下发射复杂流场的近似数值模拟[J]. 宇航学报, 2000, 21 (2): 1-7.
- [7] 戚隆溪, 马言宝, 江先金, 等. 欠膨胀高速湍流射流近场特性的数值模拟[J]. 杭州应用工程技术学院学报, 2006, 12 (2): 6-9.
- [8] 魏海鹏, 郭凤美, 权晓波. 水下气体射流数值研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2009, 25 (2): 37-39.
- [9] TANG J N, WANG N F, SHYY W. Flow structures of gaseous jets injected into water for underwater propulsion[J]. Acta Mechanica Sinica, 2011, 27 (4): 461-472.
- [10] 王宝寿, 许晟, 易淑群, 等. 水下推力矢量特性试验研究[J]. 船舶力学, 2000, 4 (5): 9-15.
- [11] 潘哲, 王宝寿, 宋志平. 火箭发动机水下分离特性试验研究[J]. 船舶力学, 2004, 8 (4): 22-26.
- [12] 汤龙生, 刘宇, 吴智锋, 等. 水下超声速燃气射流气泡的生长及压力波传播特性实验研究[J]. 推进技术, 2011, 32 (3): 417-420.
- [13] 贾有军, 张胜敏, 尤俊峰, 等. 固体发动机水下点火尾流变化过程试验研究[J]. 固体火箭技术, 2015, 38 (5): 660-678.
- [14] 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: 物理学力学天文学, 2010, 40 (1): 92-100.
- [15] 施红辉, 汪剑锋, 陈帅, 等. 水下超声速气体射流初期流场特性的实验研究[J]. 中国科学技术大学学报, 2014, 44 (3): 233-237.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 徐祗乾, 康杨, 李宁, 等. 受限空间内水下爆轰燃气射流发展特性[J]. 水下无人系统学报, 2024, 32 (3): 572-581.
- [19] 王佳雯, 祁晓斌, 王瑞, 等. 环境压强连续变化作用下水下燃气射流数值仿真[J]. 水下无人系统学报, 2022, 30 (4): 500-506.

(责任编辑: 张曼莉)