

水下超声速过膨胀燃气射流的流场特性

张 春, 郁 伟, 王宝寿

(中国船舶科学研究中心 水动力学重点实验室, 江苏 无锡 214082)

摘 要: 为研究水下超声速过膨胀燃气射流的流场特性,在压力水筒中开展了大扩张比锥形喷管的固体火箭发动机水下点火实验,并基于雷诺时均 Navier-Stokes(RANS)方法和流体体积(VOF)模型进行数值求解,分析了过膨胀燃气射流与水介质的相互作用过程。研究表明:超声速过膨胀燃气建立射流通道后,射流核心区长度随喷管落压比的减少而减少;射流核心区剧烈振荡,表现为高频的膨胀和收缩,振荡频率随喷管落压比的减小而增加,范围为 100~200 Hz;射流边界不断振荡,并伴随波系结构变化,当过膨胀程度较大时,激波进入喷管使其发生流动分离现象,流动分离点周期性往复移动;分离区内压力脉动没有显著的特征频率,主要集中在 100~600 Hz 的宽频带,锥形喷管水下流动分离的简易判据为喷管出口压力不低于环境背压的 0.44 倍。

关 键 词: 水下燃气射流; 过膨胀; 超声速; 动量射流; 流场特性

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Flow field characteristics of underwater supersonic over-expanded gas jet

ZHANG Chun, YU Wei, WANG Baoshou

(National Key Laboratory on Hydrodynamics,
China Ship Scientific Research Center, Wuxi Jiangsu 214082, China)

Abstract: To investigate the flow field characteristics of underwater supersonic over-expanded gas jet, ignition experiment of solid rocket motors using conical nozzles with a large expansion ratio was conducted in the pressure tank. Combined with numerically simulated results obtained by Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) and volume of fluid (VOF) model, the interactions between over-expanded gas jet and water were analyzed. The results showed that, the over-expanded gas jet formed a jet channel in the near depression area of the nozzle, and the length of the core area of the jet decreased with the decrease of drop pressure ratio. Dramatic periodic oscillation changes occurred in the core area of the jet, which was specifically manifested as the high-frequency expansion and contraction process. The oscillation frequency increased with the decrease of drop pressure ratio, within a range of 100—200 Hz. The boundary of the jet may constantly oscillate, accompanied by the synchronous change of the shock wave structure. When the degree of overexpansion was larger, the shock wave entered the nozzle to cause the flow separation phenomenon, and the flow separation point moved periodically and reciprocally. The pressure pulsation in the separation area presented the characteristic of high oscillation, but it had no significant characteristic frequency, which was mainly concentrated in the broadband of 100—

收稿日期:2021-07-14

作者简介:张春(1988—),男,工程师,博士生,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,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.

600 Hz. The simple criterion for underwater flow separation of conical nozzle is that the pressure at the nozzle exit is not less than 0.44 times of the back pressure.

Key words: underwater gas jet; over-expanded; supersonic; momentum jet; flow field characteristics

水下超声速燃气射流是固体火箭发动机燃烧产物以超声速喷射进入水环境后形成的高湍动、强瞬态动量射流。由于其在潜射导弹、火箭上浮水雷等武器中的重要应用而受到各军事强国的高度重视^[1]。一般而言,水下固体火箭发动机为获得最佳膨胀性能,喷管可能会在较长航行包线内处于过膨胀状态,高速、高温过膨胀燃气与水介质相互剧烈作用,使流场结构显著复杂化。因此,关于其流场特性的研究具有重要意义。

针对水下气体射流问题,众多学者开展了大量研究。鲁传敬等^[2]提出了边界元简化方法,但不能准确反映射流演化特征。黄楠等^[3]从理论角度分析了水下超声速气体射流的线性稳定性。实验研究方面,王宝寿等^[4]、汤龙生等^[5]、贾有军等^[6]分别研究了推力矢量、燃气泡生长、压力波传播以及尾流变化过程。施红辉等^[7]等则在冷射流方面开展了很多有价值的研究,分析了气体射流的不稳定机制。许昊等^[8]通过水洞实验探究了气体射流诱导形成尾空泡的形态特征及其机理。随着计算流体动力学(CFD)技术的快速发展,数值手段得以广泛应用。Tang等^[9]模拟了水下超声速冷射流。朱卫兵等^[10]就水下等温、热高速气体射流进行了数值求解。张春等^[11]结合固体发动机水下点火实验和数值模拟,揭示了燃气泡内部的剪切涡环和激波胞格等结构。王利利等^[12]、张小圆等^[13-14]研究了超声速气体射流流场以及深水条件下垂直气体射流结构,并分析了对推力特性的影响。侯子伟等^[15]针对水下脉冲爆轰发动机的燃气射流问题开展了研究。

超声速喷管中的流动分离是一种普遍而又重要的气体动力学现象,常呈现出强烈的非定常与非轴对称特性^[16-17]。关于过膨胀喷管在空气环境中出现的流动分离及其侧向载荷问题,国内外已开展了大量的研究^[18-19]。水下燃气流动分离特性研究方面,潘哲等^[20]在压力水筒中进行了流动分离实验研究。何森生等^[21]开展了环喉型圆锥塞式喷管的水下流动分离特性数值研究。权晓波等^[22]则通过数值方法分析了喷管在水环境下发生流动分离的非定常振荡特征。

为了进一步研究水下超声速过膨胀燃气射流的流场特性,采用大扩张比锥形喷管建立过膨胀射流流态,在压力水筒中开展了固体火箭发动机水下点火实验,结合数值仿真,研究了过膨胀燃气射流与水介质的相互作用过程,着重分析了燃气泡形态特征、喷管近场流动结构以及过膨胀喷管的水下流动分离特性。

1 实验系统与方法

水下燃气射流实验系统由压力水筒、加压设备、固体火箭发动机、点火装置、高速摄像机、数据采集以及测量系统等组成,见图1所示。

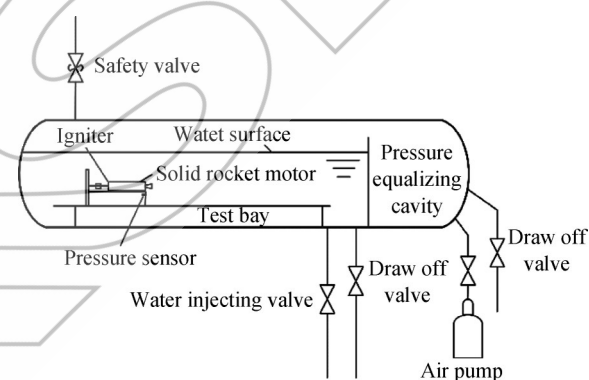


图1 水下燃气射流实验系统

Fig.1 Experimental system of underwater gas jet

压力水筒长为8.5 m,内部直径为2 m,筒内设有均压腔,可通过加压设备调节水面压力来模拟环境水深。采用锥形喷管建立过膨胀射流,喷管扩张比为14,喉部直径 D_t 为18 mm。为了获得喷管壁面的压力分布,在其扩张段布设三个静压测点,所在截面的扩张比分别为4、6、9。为了便于分析,测点名称定义为PN1-4At、PN2-6At、PN3-9At,实验发动机照片如图2所示。

实验发动机平衡压力约为10 MPa,工作时长约为2 s。实验自变量为模拟水深 H ,对应了不同的环境背压 p_a 、喷管落压比 e 以及非计算度 n ,见表1所示。利用等熵理论计算得到,当喷管落压比达到8.93时,喷管内正激波移动至出口处;落压比为112时,喷管处于完全膨胀状态。从表1可以看出,各实验工况下,喷管均处于过膨胀状

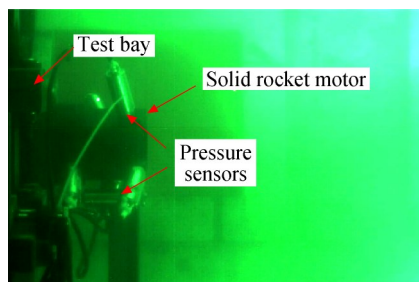


图2 实验发动机照片

Fig.2 Photograph of experimental motor

表1 水下超声速过膨胀燃气射流参数

Table 1 Parameters of underwater supersonic over-expanded gas jet

测点	H/m	p_a/MPa	e	n
1	10	0.2	50	0.40
2	30	0.4	25	0.20
3	50	0.6	17	0.14

态。随着水深的不断增加,过膨胀程度逐渐增加。

2 数学与物理模型

2.1 控制方程和数值方法

针对水下超声速燃气射流问题,以雷诺时均 Navier-Stokes 方程组和流体体积模型为流体运动控制方程,气相采用理想气体模型,液相采用不可压缩流体模型,并以液相为目标相,建立数学物理模型。连续方程、动量方程、能量方程、体积分数输运方程分别如下:

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

$$\rho_m \frac{du_i}{dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_m \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_m E) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[u_i (\rho_m E + p) \right] = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\varphi_w \rho_w) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\varphi_w \rho_w u_i) = 0 \quad (4)$$

式中 t 为时间; x_i, x_j 为坐标分量, u_i, u_j 为速度分量; ρ_m, μ_m 分别为混合相的密度和动力黏性,由体积平均方法得到; p, T 分别为流体压力和温度; E 为根据质量平均方法得到的混合相流体总能; λ_{eff} 为有效热导率; φ_w, ρ_w 分别为液相介质的体积分数和密度。

考虑到分离流的计算需要,采用切应力输运

(SST) $k-\omega$ 两方程封闭雷诺应力项。采用压力耦合的半隐式算法(SIMPLE)对压力与速度进行解耦,体积分数方程采用对流项2阶迎风插值(QUICK)格式进行离散,其他控制方程采用1阶迎风格式离散。

2.2 计算模型与边界条件

为节省计算成本,数值采用二维轴对称模型。针对实验发动机建立如图3所示的数值计算域,长、宽分别为喷管喉部直径 D_t 的350倍和200倍,可以保证燃气射流的充分发展。计算域全部采用四边形网格,对喷管壁面、喷口附近等区域的网格进行加密。

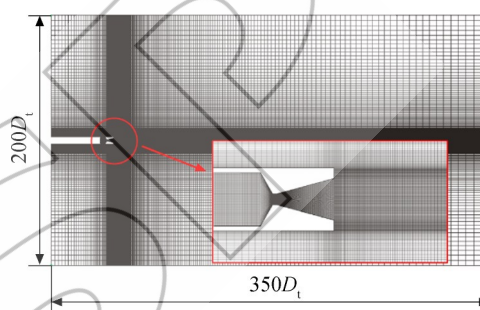


图3 数值计算域与网格

Fig.3 Computational domain and mesh

边界条件设置方面,喷管入口为总压入口边界,中心轴采用轴对称边界,喷管壁面为无滑移壁面边界,水域远场为压力出口边界。初始时刻,喷管内充满高温、高压燃气,外流场充满初始温度为300 K的静止水介质。喷管入口总压和总温分别由初始的4 MPa、1 000 K在30 ms内线性增加到10 MPa、3 000 K,从而达到稳定状态。

2.3 计算模型验证

实验在喷口正下方布置了压力测点,其与喷管中轴线的距离约为 $5D_t$ 。以 $H=30$ m 为例,给出仿真与实验结果的对比曲线,如图4所示。

从图4可以看出,仿真与实验的结果较为吻合,仿真结果基本反映出了该测点压力变化的主要特征。首先,发动机点火后迅速出现了压力峰值,这是因为喷管堵盖打开后的剧烈泄压过程对周围流场产生了扰动,喷管近场由此出现压力峰。其次,随着燃气泡的膨胀,压力会大幅度降低后再回升, $t=10$ ms 时刻压力值约为0.2 MPa,而后上升到约0.8 MPa,压力波动幅度高达4倍。最后,射流完全建立后,测点压力在环境背压附近剧烈振荡。在40~160 ms的时间段内,仿真与

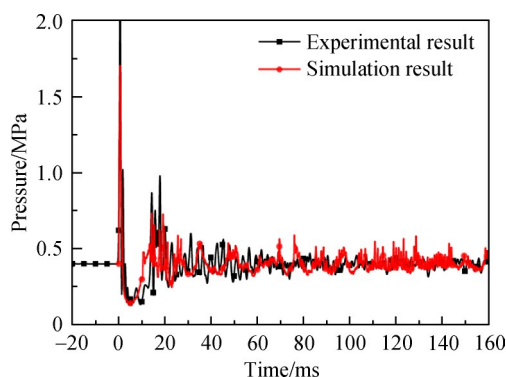


图4 仿真与实验结果对比曲线

Fig.4 Comparison curve between experimental and simulation results

实验获得的测点压力方均根分别为 0.400 5 MPa 和 0.401 9 MPa, 两者较为接近。频域特性方面, 仿真与实验的振荡频率范围分别为 0~300 Hz 和 0~450 Hz。因此, 本文的仿真模型可用于定性分析水下过膨胀燃气射流的流场特性。

3 结果与讨论

3.1 燃气泡形态特征及其演化规律

高速燃气喷射进入静水介质后会形成燃气

泡。射流充分发展后, 实验拍摄的燃气泡如图 5 所示, 时间段为 0.5~2.0 s。为了比较燃气泡随水深变化的一般规律, 对该时间段内的瞬态图像采用时间平均方法处理, 获得了相应的燃气泡平均形态。

从图 5 可以看出, 发动机排出的大量燃气介质被水介质包裹。出口燃气携带动量在喷口近场区域形成射流通道, 射流动量主要沿该通道向下游传递。由于高温燃气光谱辐射效应的影响, 靠近喷口的射流通道呈现出发光尾焰, 尾焰下游可看到大量气泡。根据等熵理论可知, 过膨胀射流出口为压缩波系, 射流出口气体温度较高。因此, 实验照片中的明亮区域基本能代表射流核心区。实验中, 喷管进入超临界状态后, 射流通道中的发光尾焰部分未出现断裂现象。对于同一工作水深, 在 0.5~1.5 s, 发动机总压平稳, 但由于高速燃气剪切作用等因素影响, 尾流一直发生小幅震荡。在 $t=2.0$ s 时刻, 发动机总压开始下降, 喷管实际落压比和喷流动量降低, 燃气泡核心区长度大幅度减少。此外, 从平均形态也可看出, 随着工作水深的不断增加, 射流受水体的压缩作用逐渐增强, 射流核心区长度不断变小。

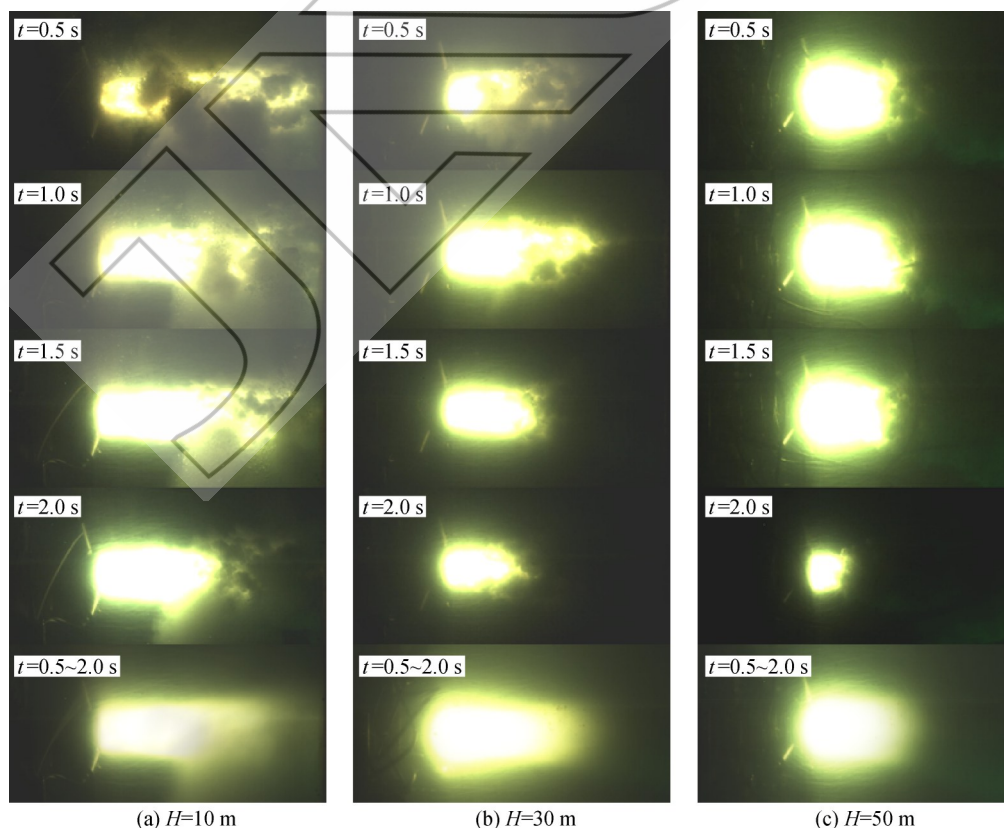


图5 水下燃气射流瞬时形态和时均形态

Fig.5 Instantaneous and time averaged forms of underwater gas jet

水下过膨胀燃气射流具有强烈的非定常特性。为了直观显示射流的振荡过程,对实验照片的红、绿、蓝三个颜色通道分别设置阈值,过滤灰暗区域后,得到相应的明亮尾焰。图 6 给出了水下燃气射流核心区的膨胀和收缩过程,其中 t_1 、 t_2 、 t_3 分别为各工况下射流典型振荡周期的起始时刻。

从图 6 可以看出,水下过膨胀燃气射流充分发展后,射流核心区会发生剧烈的周期性振荡变化,具体表现为膨胀和收缩。对比不同水深工况可知,随着工作水深的增加,射流振荡频率逐渐增加,说明射流的不稳定性随过膨胀程度的增加而增加。各实验工况中,射流核心区形态的振荡频率主要集中在 100~200 Hz。对于水下燃气射流而言,射流核心区高频振荡会伴随着喷管近场区域压力、速度等流动变量的振荡。喷管落压比是影响超声速射流流动的重要参数,因此,射流核心区高频振荡的主要诱导原因是喷管实际背压不断变化。这对发动机的水下工作性能产生重要影响,也是与其在空气环境中工作时的重要区别。

对于充分发展的水下燃气射流,受限于压力水筒观察窗尺寸以及高温燃气光谱辐射等因素的影响,实验并不能准确获得喷管近场区域内的燃气泡形态。为了研究气液相互作用过程相界面的演化规律,采用数值方法获得了燃气泡形态,典型时刻下的仿真结果如图 7 所示,图中 φ 为气相的

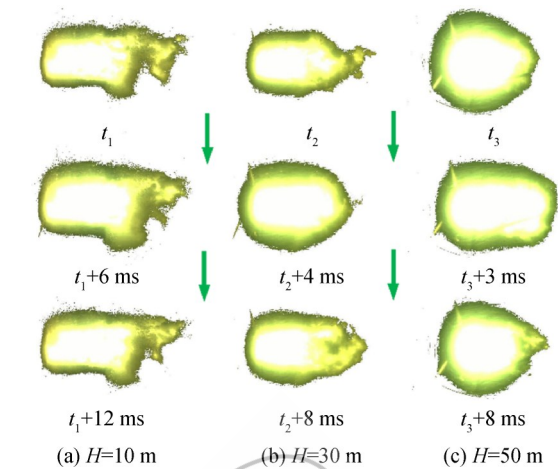


图 6 水下燃气射流核心区膨胀和收缩过程
Fig.6 Expansion and contraction process of underwater gas jet core

体积分数。从图 7 可以看出,燃气射流推动水介质迅速向四周扩展后,在喷管出口形成径向尺寸与喷管出口直径相当的射流通道的。对比同一时刻的燃气泡形态可知,燃气泡体积随喷管落压比的减小而减小。在射流剪切、动量传递以及水介质惯性约束等因素的综合作用下,气液界面拓扑结构不断变化,喷管下游局部区域出现颈缩、胀鼓等现象,其中 50 m 水深工况下尤为明显。对于水下过膨胀燃气射流而言,随着喷管过膨胀程度的增加,气

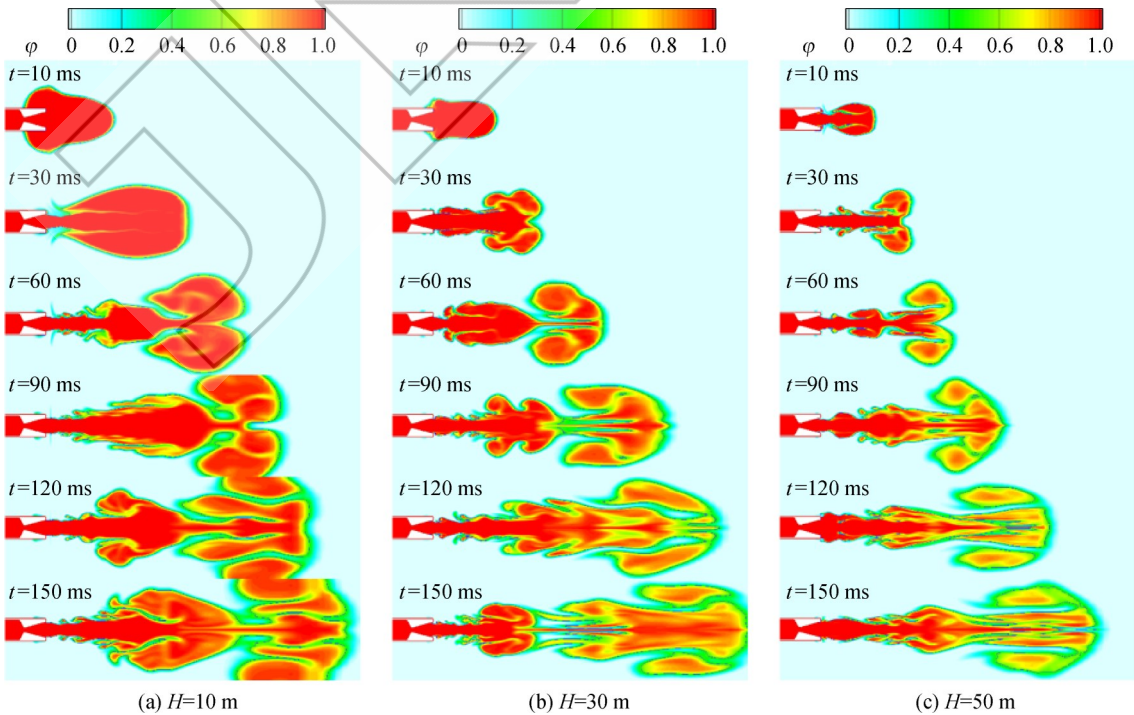


图 7 典型时刻下的燃气泡形态仿真结果
Fig.7 Simulation results of gas bubble shape at typical moments

液界面非定常运动(颈缩、胀鼓等)产生的扰动会更加靠近喷口,对射流边界和波系结构的影响也更加显著,从而更容易造成喷口区域的压力振荡,对发动机推力造成不利影响。

3.2 喷管近场流动结构与射流振荡特性

喷管近场区域的流动结构与发动机工作性能密切相关。为了定性比较不同过膨胀程度的燃气射流流动结构,并分析水环境与空气环境下射流结构的不同,给出 $t=100\text{ ms}$ 时刻的流场图,见图8所示,其中 $H=0\text{ m}$ 为地面工况, x^* 、 y^* 是以喉部直径 D_t 无量纲化的坐标, Ma 、 T 分别为马赫数和温度。

从图8可以看出,燃气射流流场中有两个不同的边界,即两相不同介质构成的相边界和超声

速燃气形成的射流边界。相边界是不同介质引起的密度间断面,而射流边界是剪切层引起的速度间断面。对比流场图中声速线与相边界的位置可知,当发动机工作于空气环境时,喷管近场区域内的射流边界与相边界基本重合。而在水介质环境中,射流边界被相边界包络在内,且两者密切相关。这说明水环境对燃气射流流动结构的影响要大于空气环境。空气环境中,高温燃气火焰很长,射流超声速段长约为 $60D_t$ 。在水环境中,由于水介质的挤压和约束,射流超声速段长度明显降低,高温燃气主要集中在 $20D_t$ 的轴向范围。此外,随着工作水深的不断增加,射流超声速段长度不断减少,即射流核心区变小,这与实验获得的结论是吻合的。

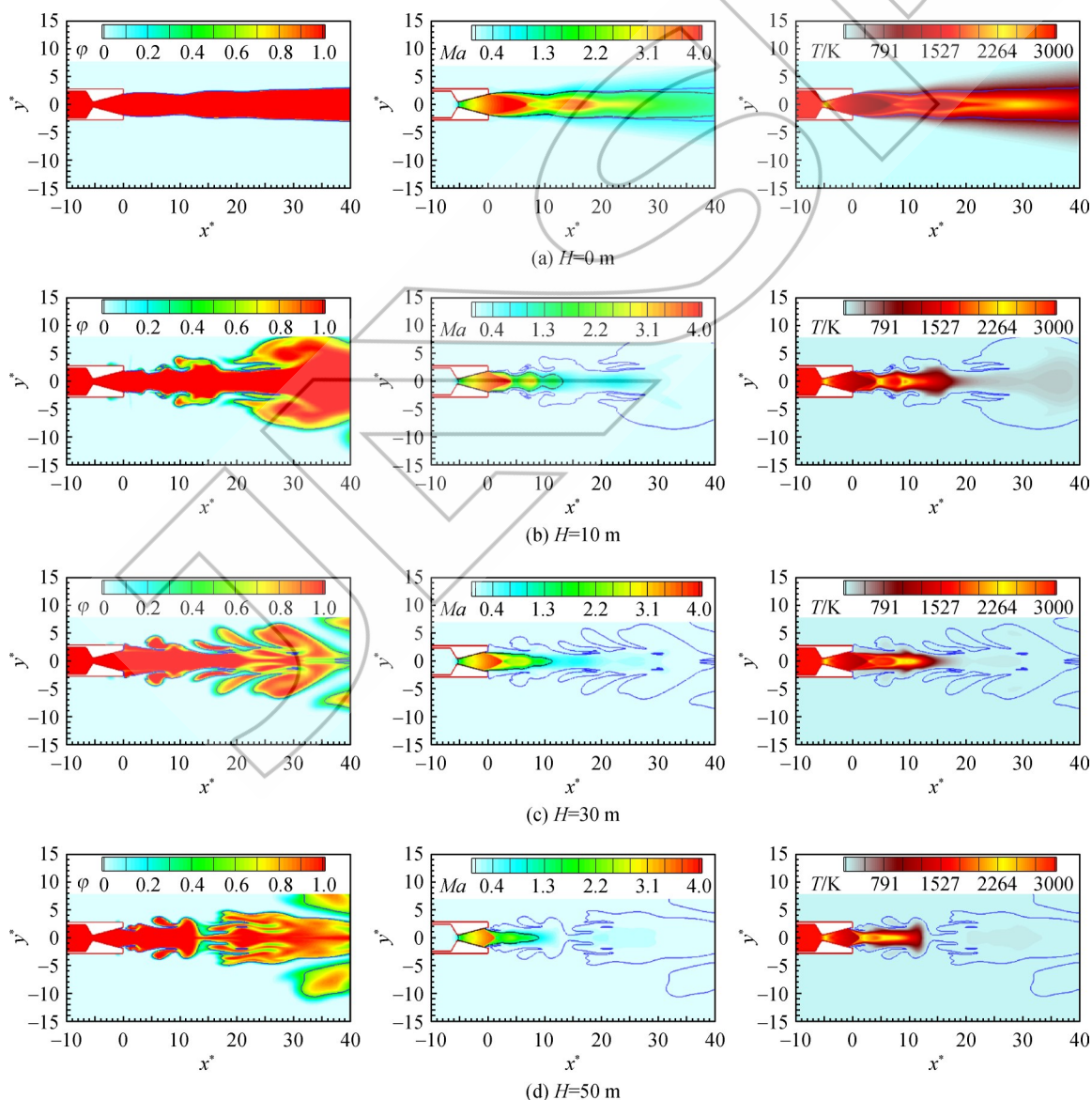


图8 $t=100\text{ ms}$ 时刻的超声速燃气射流流场图

Fig.8 Flow filed graph of supersonic jet at $t=100\text{ ms}$

从实验可知,水下过膨胀燃气射流具有强烈的非定常振荡特征。以50 m水深工况下的某个典型振荡过程为例,给出喷管近场区域与中心轴线的压力分布,如图9所示,其中 t_0 为初始时刻。

从图9可以看出,在射流振荡过程中,伴随着燃气泡的不断演化,喷管近场区域的压力分布及其存在的复杂波系结构剧烈变化,表明射流核心

区内流动具有高度的动态不稳定特性。燃气泡局部区域出现了颈缩和胀鼓现象。这两种现象通常是相继发生的,即下游出现颈缩后,上游一般会出现胀鼓。其主要原因是,燃气泡发生颈缩后,射流通面积减小,在截流的作用下,流动受到阻滞后提高了局部压力,上游随之发生胀鼓现象,见图中箭头表示。

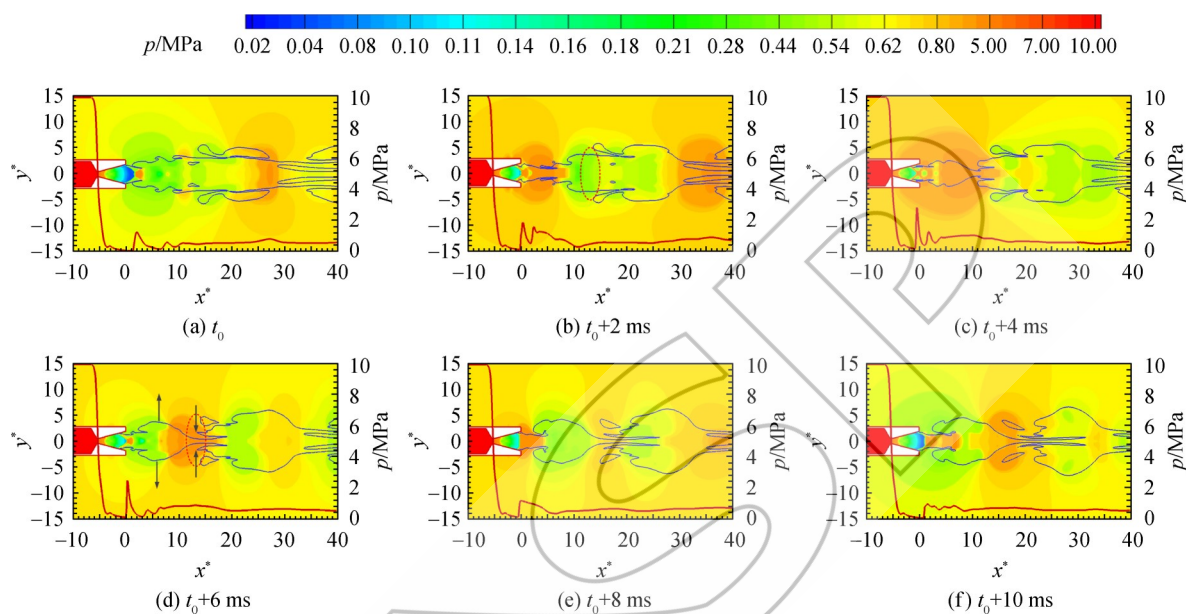


图9 典型射流振荡过程的流场压力分布

Fig.9 Pressure distribution of flow field in a typical jet oscillation process

发动机喷口压力分布是射流的出流环境,伴随着喷管近场区域压力的振荡,喷管的实际过膨胀程度会随之改变。从喷管中轴线上的压力分布情况可知,随着射流向下游发展,在距喷口约 $10D_j$ 范围内的压力剧烈变化,而后压力逐渐与环境一致。发动机喷管始终处于超临界状态,说明喷口处的动量射流通没有断裂。射流通没有断裂被高背压水介质挤压断裂,其主要原因是波系结构对射流压力场的调制作用,这改变了喷管近场区域的压力分布。当喷流压力低于环境压力一定程度后,激波进入到喷管使其发生流动分离现象,射流核心区发生收缩的同时,也提高了喷流出口压力。当喷流压力高于环境压力后,激波则向喷口方向移动,射流核心区则向下游膨胀。这是一个周期性的动态过程,即射流核心区高频的膨胀和收缩现象,与实验结果是相吻合的。

为了进一步分析射流的振荡特性,图10给出了喷管壁面的压力分布曲线,其中 p^* 是以燃烧室总压 p_c 无量纲化后的壁面压力值。

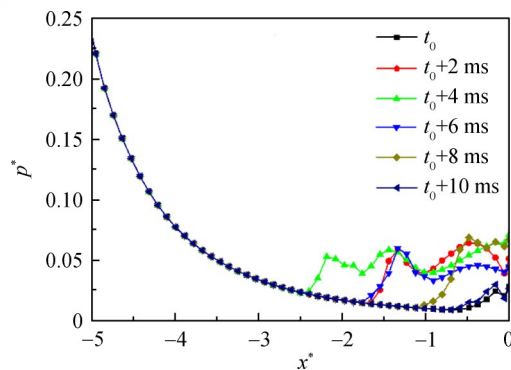


图10 典型射流振荡过程的喷管壁面压力分布曲线

Fig.10 Pressure distribution curve on nozzle wall in a typical jet oscillation process

从图10可知,由于喷管附面层内气流动能不足以克服激波前后的逆压梯度,喷管在严重过膨胀状态下发生了流动分离现象。对于分离点前的流动,压力随喷管扩张比单调递减,且不受分离区及下游流场波动影响。分离点后的压力则在分离激波作用下逐渐上升到接近环境压力。对于流动分离点位置,从 t_0 时刻开始,分离点开始向喷管内

推进;到 t_0+4 ms 时刻,分离点推移到最小喷管扩张比附近;而后分离点向外推进,流动分离点呈现推进-返回的振荡特征。因此,伴随着喷管出口流场压力分布的不断变化,流动分离点在喷管内沿扩张段周期性往复移动。

3.3 喷管水下流动分离特性与工程判据

由于仿真时间尺度较小,且对分离激波诱导压力振荡的强瞬态现象采用雷诺时均假设,可能会带来计算误差。因此,为了较好地反映喷管水下流动分离的一般规律,本小节主要基于实验结果展开分析。取 0.5~1.5 s 内的实验数据,并根据燃烧室总压 p_c 无量纲化,得到喷管扩张段壁面测点压力随时间的变化曲线,如图 11 所示。其中 PN1-4At、PN2-6At、PN3-9At 为分喷管壁面上的压力测点,Pa 为水面上的远场压力测点。

从图 11 可以看出,各水深环境下的 PN3-9At 测点压力均低于环境背压,说明喷管处于过膨胀工作状态。由等熵理论可知,超声速流动膨胀加速会伴随压力的不断降低。因此,当工作水深小于 30 m 时,高温燃气在 PN3-9At 测点前都处于超声速流动区域。由于超声速流动中扰动不能前传的原因,该区域内压力变化平稳,不受喷管出口下游射流振荡影响。当环境背压高于喷管壁面静压

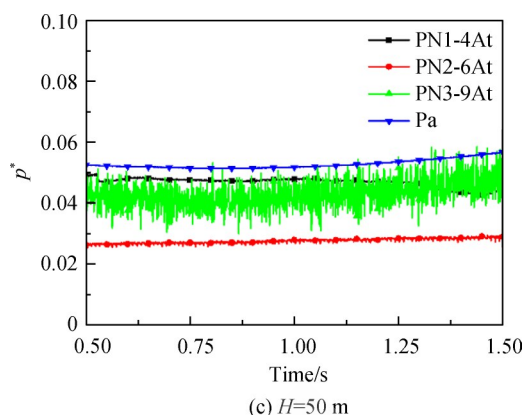
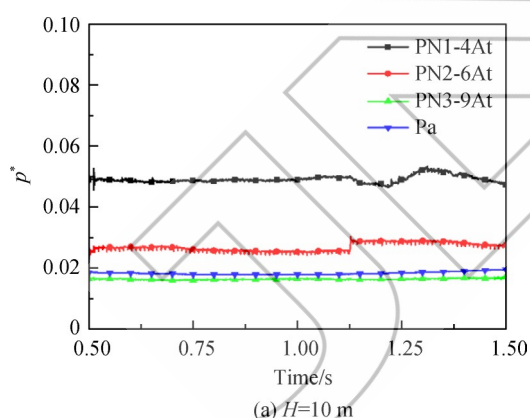


图 11 喷管壁面测点压力随时间变化曲线

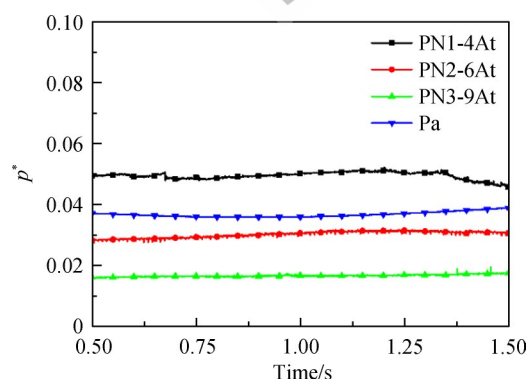
Fig.11 Curve of pressure at measuring points on nozzle wall with time

过多时,燃气会从壁面发生流动分离,这一点可从 50 m 水深下的测点压力曲线明显看出。在该水深环境下,PN2-6At 测点压力变化平稳,而 PN3-9At 测点压力出现了高频、高幅值脉动特征,且压力平均值大幅度高于 PN2-6At 测点,说明燃气没有沿扩张段壁面继续膨胀加速。

PN3-9At 测点压力的脉动幅度高达平均值的 30% 左右,最大值接近水深环境压力。对各水深下 PN3-9At 测点的压力脉动值进行频谱分析,均一化后的幅值谱如图 12 所示。从图 12 可以看出,当 PN3-9At 测点没有发生流动分离时,其压力变化平稳,基本没有压力脉动特征;而当 PN3-9At 测点位于流动分离区域后,其压力脉动的频谱非常杂乱。这说明喷管内流动发生分离后,气流会变得特别不稳定,湍流脉动效应更强。从压力脉动的频率特性来看,分离区内压力脉动没有显著的特征频率,而是主要集中在 100~600 Hz 的宽频带。



(a) $H=10$ m



(b) $H=30$ m

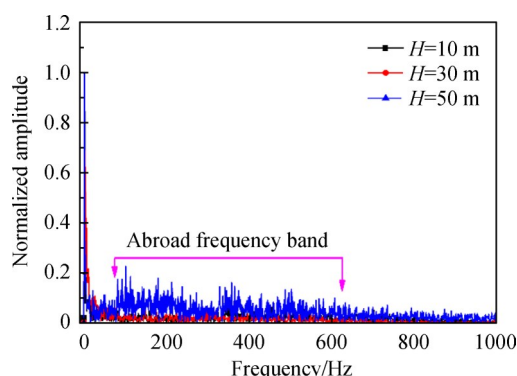


图 12 PN3-9At 测点压力幅值谱曲线

Fig.12 Amplitude spectrum curve of pressure at measuring point PN3-9At

基于准定常假设分析喷管壁面压力随扩张比 ξ 的变化规律,即对0.5~1.5 s时间段内的测点压力取算术平均,并与等熵理论解对比,如图13所示。从图13可以看出,各水深工况下,当测点位置没有发生分离时,其静压值基本是在等熵线附近的。而喷管一旦发生流动分离后,分离区内的壁面静压值就会大幅度偏离等熵线。为了定性分析喷管的流动分离位置,基于前文对分离后压力分布特性的数值分析,给出了假设的趋势线,即流动分离点位于PN2-6At测点和PN3-9At测点之间,而后压力逐渐上升到环境背压。

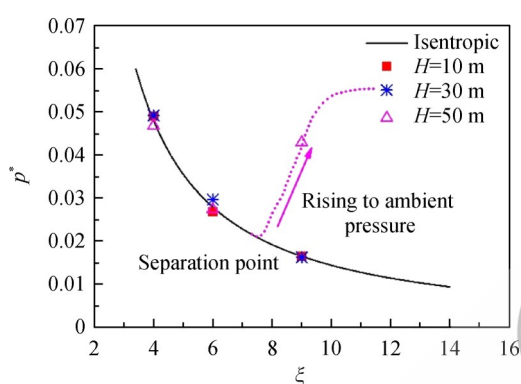


图13 喷管壁面测点压力平均值与等熵解的对比
Fig.13 Comparison of average pressure of measuring point on nozzle wall and isentropic solution

在水深为30 m的工况下,实验获得了喷管壁面由附着状态转变至流动分离状态过程的压力特征,如图14所示。从图14可以看出,在1.65 s后燃烧室压力开始下降,PN3-9At测点压力随之出现脉动特征,说明该位置开始发生流动分离,压力并没有直接跃升至环境背压附近,因此可以判断出分离点就在该点附近。借鉴喷管在空气环境中

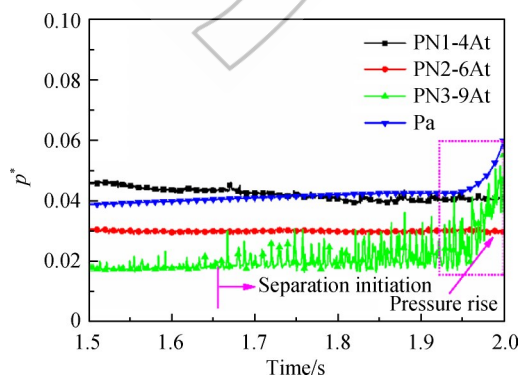


图14 喷管壁面附着状态至流动分离的压力特征
Fig.14 Pressure characteristics of nozzle wall from adhesion state to flow separation

发生流动分离现象的判据表达方式,锥形喷管水下流动分离的工程判断准则为喷管出口压力不低于环境背压的0.44倍。

4 结 论

利用大扩张比锥形喷管建立过膨胀流态,在压力水筒中开展了固体火箭发动机水下点火实验,并基于RANS方法和VOF模型进行数值模拟,研究了水下超声速过膨胀燃气射流的流场特性,可以得到以下一些结论:

1) 超声速过膨胀燃气建立射流通道后,射流核心区长度随喷管落压比的减少而减少。

2) 水下超声速过膨胀燃气射流的流场处于高度动态不稳定状态,射流核心区剧烈振荡,具体表现为高频的膨胀和收缩,振荡频率随喷管落压比的减小而增加,范围为100~200 Hz。

3) 射流边界不断振荡,并伴随波系结构变化,当过膨胀程度较大时,激波进入喷管使其发生流动分离现象,流动分离点在喷管扩张段内周期性往复移动。

4) 分离区内压力脉动没有显著的特征频率,主要集中在100~600 Hz的宽频带,锥形喷管水下燃气流动分离的简易工程判据为喷管出口压力不低于环境背压的0.44倍。

参考文献:

- [1] 张有为. 固体火箭发动机水下工作特性的研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2007.
ZHANG Youwei. Research on working characteristics of solid rocket engine in water[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2007. (in Chinese)
- [2] 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.
LU Chuanjing, CHEN Fang, FAN Hong, et al. The fluid dynamic research on the underwater ignition of missile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(4): 124-130. (in Chinese)
- [3] 黄楠, 陈志华, 王争论. 水下超声速气体射流线性稳定性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 550-559.
HUANG Nan, CHEN Zhihua, WANG Zhenglun. Linear stability of underwater supersonic gas jet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(3): 550-559. (in Chinese)
- [4] 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.
WANG Baoshou, XU Sheng, YI Shuqun, et al. Test studies of underwater thrust vector control performance[J]. Journal of Ship Mechanics, 2000, 4(5): 9-15. (in Chinese)
- [5] 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.
- TANG Longsheng, LIU Yu, WU Zhifeng, et al. Experimental study on characteristics of bubble growth and pressure wave propagation by supersonic gas jets underwater[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3):417-420. (in Chinese)
- [6] 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.
- JIA Youjun, ZHANG Shengmin, YOU Junfeng, et al. Experimental research on the changing process of underwater ignition wake of solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(5):660-678. (in Chinese)
- [7] 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 天文学, 2010, 53(3):527-535.
- SHI Honghui, WANG Boyi, 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)
- [8] 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):198-210.
- 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):198-210. (in Chinese)
- [9] TANG Jianing, TSENG Chienchou, WANG Ningfei. Flow structures of gaseous jets injected into water for underwater propulsion[R]. AIAA 2011-185, 2011.
- [10] 朱卫兵, 陈宏, 黄舜. 水下高速射流气泡变化过程数值研究[J]. 推进技术, 2010, 31(4):496-502.
- ZHU Weibing, CHEN Hong, HUANG Shun. Numerical study of the process of the evolution of bubble of high-speed jet underwater[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(4):496-502. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 王利利, 刘影, 李达钦, 等. 固体火箭发动机水下超音速射流数值研究[J]. 兵工学报, 2019, 40(6):1161-1170.
- WANG Lili, LIU Ying, LI Daqin, et al. Numerical study of underwater supersonic gas jets for solid rocket engine[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(6):1161-1170. (in Chinese)
- [13] 张小圆, 李世鹏, 杨保雨, 等. 潜航飞行体深水超音速气体射流的流动稳定性研究[J]. 兵工学报, 2019, 40(12):2385-2398.
- ZHANG Xiaoyuan, LI Shipeng, YANG Baoyu, et al. Analysis of the flow instability of supersonic gaseous jets for submarine vehicles working in deep water[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(12):2385-2398. (in Chinese)
- [14] 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 Xiaoyuan, LI Shipeng, YANG Baoyu, 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)
- [15] 侯子伟, 翁春生, 贾芳, 等. 水下爆轰燃气泡形态与激波传播过程研究[J]. 推进技术, 2021, 42(4):755-764.
- HOU Ziwei, WENG Chunsheng, JIA Fang, et al. Gas bubble shape and shock wave propagation process of underwater detonation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4):755-764. (in Chinese)
- [16] PAPAMOSCHOU D, JOHNSON A. Unsteady phenomena in supersonic nozzle flow separation[R]. AIAA 2006-3360, 2006.
- [17] JOHNSON A, PAPAMOSCHOU D. Shock motion and flow instabilities in supersonic nozzle flow separation[R]. AIAA 2008-3846, 2008.
- [18] OLSON J B, LELE S K. Low-frequency unsteadiness in nozzle flow separation[R]. AIAA 2012-2974, 2012.
- [19] 何成军, 李建强, 范召林. 单边膨胀喷管内流动分离非定常特性[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11):2339-2346.
- HE Chengjun, LI Jianqiang, FAN Zhaolin. Flow separation unsteadiness in single expansion ramp nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11):2339-2346. (in Chinese)
- [20] 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.
- PAN Zhe, WANG Baoshou, SONG Zhiping. Research on underwater rocket separation performance[J]. Journal of Ship Mechanics, 2004, 8(4):22-26. (in Chinese)
- [21] 何森生, 覃粒子, 刘宇. 环喉型圆锥塞式喷管的水下流动分离特性[J]. 推进技术, 2015, 36(11):37-46.
- HE Miaosheng, QIN Lizi, LIU Yu. Numerical investigation of flow separation in an annular conical aerospike nozzle for underwater propulsion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(11):37-46. (in Chinese)
- [22] 权晓波, 王占莹, 刘元清, 等. 水环境下喷管流动分离数值研究[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(1):8-15.
- QUAN Xiaobo, WANG Zhanying, LIU Yuanqing, et al. Numerical simulation research on the flow separation of solid rocket motor in water environment[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2020, 43(1):8-15. (in Chinese)

(编辑:秦理曼)