

## 航空航天装备

## 喷管结构对航行体喷气入水降载效果的影响

侯杰<sup>1,2</sup>, 冯和英<sup>1\*</sup>, 向敏<sup>2</sup>, 彭叶辉<sup>1</sup>, 房玲<sup>1</sup>

(1.湖南科技大学 机械设备健康维护湖南省重点实验室, 湖南 湘潭 411201;

2.国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

**摘要:** **目的** 探索跨介质航行体高速入水时头部喷气降载方法的有效性, 并优化喷管结构, 以减少航行体内外部件破坏的风险。**方法** 为探索降载效果较好的喷管构型, 基于 VOF (Volume of Fluid) 多相流模型和 Realizable  $k-\epsilon$  湍流模型, 研究等直径型、收缩型、扩张型喷管对喷气入水降载效果的影响, 通过结合各种管型的优势进行喷管改型和降载优化结构设计, 最终获得一种降载效果最好的拉瓦尔喷管结构参数。**结果** 航行体头部喷气降载方法的降载效果随喷管直径的增大而增强, 但超过一定尺寸后, 继续增加喷管直径并不会增加射流轴向冲击力, 降载效果增益不大。收缩和扩张型喷管分别会受到出口流量、喷口激波的限制, 导致降载效果均不如等直径型喷管。结合了等直径、收缩、扩张管优势, 又能避免其缺陷的拉瓦尔喷管设计, 对喷气性能和降载效果的影响较大, 其降载率可达 71.01%, 比同等条件下的等直径喷管提升了 4.84%。**结论** 头部喷气入水是一种有效的主动降载方法, 而喷管结构对降载效果有显著影响。拉瓦尔喷管设计因其综合优势在降载效果上表现最佳, 能够有效提升航行体的安全性和可靠性。

**关键词:** 跨介质航行体; 高速入水; 冲击载荷; 头部喷气; 多相流; 载荷控制; 喷管结构

**中图分类号:** TJ630 **文献标志码:** A **文章编号:** 1672-9242(2025)03-0008-10

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2025.03.002

## Impact of Nozzle Structure on Deceleration of Vehicles during Water Entry with Gas Ejection

HOU Jie<sup>1,2</sup>, FENG Heying<sup>1\*</sup>, XIANG Min<sup>2</sup>, PENG Yehui<sup>1</sup>, FANG Ling<sup>1</sup>

(1. Hunan Provincial Key Laboratory of Health Maintenance for Mechanical Equipment, Hunan University of Science and Technology, Hunan Xiangtan 411201, China; 2. College of Aerospace Science, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**ABSTRACT:** The work aims to investigate the efficacy of nose jet deceleration methods for trans-medium vehicles during high-speed water entry and to optimize the nozzle structure to mitigate the risk of damage to internal and external components of the vehicles. To explore nozzle configurations with superior deceleration effects, based on the Volume of Fluid (VOF) multiphase flow model and the Realizable  $k-\epsilon$  turbulence model, the impact of equal diameter, convergent, and divergent nozzles on the de-

收稿日期: 2024-12-24; 修订日期: 2025-02-09

Received: 2024-12-24; Revised: 2025-02-09

基金项目: 国家自然科学基金 (52475100, 12261131502); 湖南省自然科学基金 (2022JJ30249)

Fund: The National Natural Science Foundation of China (52475100, 12261131502); Hunan Provincial Natural Science Foundation Project (2022JJ30249)

引文格式: 侯杰, 冯和英, 向敏, 等. 喷管结构对航行体喷气入水降载效果的影响[J]. 装备环境工程, 2025, 22(3): 8-17.

HOU Jie, FENG Heying, XIANG Min, et al. Impact of Nozzle Structure on Deceleration of Vehicles During Water Entry with Gas Ejection[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(3): 8-17.

\*通信作者 (Corresponding author)

celeration performance during jet water entry was studied. By integrating the advantages of various nozzle types for nozzle modification and optimizing the structural design of deceleration, the optimal Laval nozzle structural parameters with the best load reduction effect were ultimately obtained. The results showed that the deceleration effect of the vehicle's nose jet deceleration method was found to increase with the enlargement of the nozzle diameter. However, beyond a certain size, further increasing the nozzle diameter did not enhance the axial thrust of the jet, yielding diminishing returns in deceleration performance. Convergent and divergent nozzles were constrained by outlet flow rate and nozzle shock waves, respectively, leading to inferior deceleration effects compared with equal-diameter nozzles. The Laval nozzle design, which combined the advantages of equal diameter, convergent, and divergent nozzles while avoiding their drawbacks, significantly influenced the jet performance and deceleration effect, achieving a deceleration rate of 71.01%, which was a 4.84% improvement over the equal diameter nozzle under the same conditions. It is concluded that nose jet water entry is an effective active deceleration method, and the nozzle structure significantly impacts the deceleration effect. The Laval nozzle design, due to its comprehensive advantages, demonstrates the best deceleration performance and can effectively enhance the safety and reliability of the trans-medium vehicle.

**KEY WORDS:** trans-media vehicle; high-speed water entry; impact load; nose jet; multiphase flow; load control; nozzle structure

跨介质航行体是一种能同时在空中、水中自主连续航行的海陆空一体作战武器,其执行作战任务需经历空中干飞、高速入水、水下航行等阶段,高速入水是航行体从空中弹道转换到水下弹道的过渡阶段。航行体高速入水过程中,撞水瞬间将遭遇气-水介质密度突变带来的巨大冲击过载<sup>[1-2]</sup>,极易导致外部结构破坏、内部器件失灵甚至功能失效,严重危害航行体的安全性、弹道稳定性和作战能力。因此,亟需开展跨介质航行体高速入水降载研究。目前,常见的入水降载方法可分为被动降载法和主动降载法两大类,它们在应对不同入水速度和工况时各有优劣,且相互关联、相互补充,共同推动着入水降载技术的发展。

1) 被动降载法主要包括结构优化和添加缓冲头帽 2 种方式。早期,研究人员通过优化航行体的头部形状来实现降载。如 Sui 等<sup>[3]</sup>通过实验研究,发现截锥形射弹的头部形状参数对其斜入水空泡和弹道特性影响显著,射弹轨迹稳定性高度依赖头部沾湿表面大小。Guo 等<sup>[4]</sup>研究了 4 种头部外形对超空泡运动体入水冲击载荷特性的影响,发现平面弹丸在水下弹道稳定性和速度衰减规律方面表现良好。然而,随着航行体入水速度的增加,仅靠头型优化的降载效果逐渐减弱。为弥补这一不足,研究人员开始在航行体头部添加缓冲材料或吸能装置。施瑶等<sup>[5]</sup>通过试验研究了带缓冲头帽的圆柱弹体的入水过程,分析了不同梯度密度缓冲头帽材料对弹体入水动力学问题的影响,证明了该缓冲结构能有效降低入水冲击载荷,但附加装置会增加航行体的质量,同时可能改变其质心位置,对入水姿态会产生一定影响。Li 等<sup>[6]</sup>通过数值计算,研究了航行体在使用不同材料缓冲罩壳保护下的高速入水过程,得到了不同材料缓冲罩壳动态破坏过程的区别,且缓冲泡沫材料的选择对数值计算结果的影响较大。因此,这种被动降载方式对材料要求很高,且会对航行体的空气动力特性和水动力特性产生不

利影响。

2) 在被动降载法面临瓶颈之际,Chuang 等<sup>[7]</sup>发现物体入水过程中底部与液面之间存在空气垫的现象,这为入水降载研究开辟了新思路,即主动降载法中的头部喷气降载法。该方法通过在航行体头部喷气,稳定提供缓冲气垫,有效缓解入水冲击。Jiang 等<sup>[8]</sup>通过实验研究了头部前向喷气模型的降载效果,结果表明,喷气模型最大冲击加速度可降低 90%,入水速度降低约 10%。Speirs 等<sup>[9]</sup>实验研究了头部气射流冲击液面形成的空腔对航行体入水载荷的影响,发现存在能够实现最优降载效果的临界喷射体积。Elhimer 等<sup>[10]</sup>利用实验结合数值模拟的方法,研究了刚性锥体对通气体体表面的冲击载荷问题,发现液面通气能有效减小锥体入水产生的冲击力以及撞击系数,且随着通气量的增加降载效果逐渐增强。Mai 等<sup>[11]</sup>采用某方形平板撞击纯净的充气水面,研究了通气对波浪冲击的影响,发现与在纯水中相比,在充气水中撞击的峰值冲击载荷显著降低,且通气水的压力和压力脉冲也显著减小。Ceccio 等<sup>[12]</sup>研究了带空化器外形的水下航行体在头部持续通气的情况下,航行体周围的流场结构与表面的受力情况。研究发现,只要气体持续供应,从喷嘴流出的气体就能将整个航行体包裹在特定的气体通风量下。该方法不仅可以减小冲击力,还可以减小入水后期的摩擦阻力。

由以上研究可知,头部喷气可缓解入水冲击压力,延长冲击时间,降低冲击载荷,且不会增加航行体的质量和改变航行体外形,是一种有效的主动降载方法<sup>[7-12]</sup>,且喷气量对流动特性、空腔尺寸的影响较大<sup>[13]</sup>。如 Wang 等<sup>[14]</sup>、Kamali 等<sup>[15]</sup>以及 Yang 等<sup>[16]</sup>的研究均表明,增加通气量会改变空腔的稳定性、结构形态等。另一方面,喷管形状对喷气射流出口速度、射流流量、射流长度、能量集中程度等存在较大影响。如文献<sup>[17-18]</sup>的研究显示,相较于圆柱形喷管,收敛

形喷管对射流的穿透距离、前沿速度和径向扩散大小有很大影响,随着喷管收敛角的减小,稳定后的喷气射流会出现更大的发散现象。文献[19-20]的研究则表明,具有不同段型面的扩张型喷管对射流流动结构、流动分离特征和推力振荡特性影响较大,且管内气流分离激波结构高度不稳定。结合了收缩和扩张喷管特点的拉瓦尔型喷管结构,可使气流从亚音速加速到音速甚至跨音速<sup>[21-22]</sup>。然而,目前关于喷管形状对航行体高速入水过程中射流冲击形成的空腔形态、尺寸、载荷特性等影响的研究还相对较少,这为未来入水降载技术的深入探索提供了新的方向。

基于以上分析,本文研究几种等直径型喷管对航行体喷气入水过程流动及载荷特性的影响规律,并采用收缩、扩张、拉瓦尔型对喷管进行改形,以获得出口流量、射流长度、能量集中程度以及降载效果较优的喷管构型,为跨介质航行体高速入水喷气降载方法提供喷管设计依据。

## 1 计算方法

数值模拟基于均质平衡多相流理论,运用计算流体力学(CFD)分析软件 Fluent 开展数值模拟仿真。采用流体体积(VOF)多相流隐式模型来捕捉自由液面的演化和运动过程中的三相耦合作用,压力速度耦合采用 Coupled 算法,动量和能量方程采用二阶迎风格式进行离散。航行体入水过程则采用动网格技术结合 Schnerr and Sauer 空化模型和 Realizable  $k-\varepsilon$  模型进行数值模拟。

由于 VOF 模型能够较好地捕捉相间界面,普遍适用于计算分层流动、自由液面流动以及任何液-气界面的稳态或瞬态追踪,且考虑到本文需要对空泡轮廓进行分析,因此本文基于均质混合流理论处理入水过程的多相流场,采用 VOF 模型实现对运动相界面的追踪。模型设有空气相、液相和水蒸气相,通过各相的体积分数来描述不同流体,并假设所有非混相流体都共享速度场和压力场。

$$\frac{\partial \alpha_q}{\partial t} + \mu_i \frac{\partial \alpha_q}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

当  $\alpha_q = 0$  时,表示该控制单元内全为液相;  $\alpha_q = 1$  表示该控制单元内全为空气相;  $0 < \alpha_q < 1$  则为水蒸气相。

Realizable  $k-\varepsilon$  模型是一种雷诺时均的湍流模型,具有较高的精度和数值稳定性,适用于多相流耦合、非定常问题的流场模拟,且该模型计算精度更高、收敛更快,可用于解决本文所研究的问题。

湍动能  $k$  和湍动耗散率  $\varepsilon$  的运输方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right] \frac{\partial k}{\partial x_j} + G_b + G_k - \rho \varepsilon - Y_m + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (3)$$

式中:  $G_k$  为时均速度梯度引起的湍动能;  $G_b$  为浮力引起的湍动能;  $Y_m$  为脉动扩张在总湍流耗散率所占当量;  $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$  为预测常数;  $\sigma_k$ 、 $\sigma_\varepsilon$  分别为  $k$  和  $\varepsilon$  的湍流普朗特常数;  $S_k$ 、 $S_\varepsilon$  为源项。

航行体高速入水过程常伴随着自然空化现象的出现,空化对流场特性有着不可忽视的影响。因此,本文采取基于 Rayleigh-Plesset 气泡方程导出的 Schnerr and Sauer 模型进行求解,该方法具有形式简单、计算效率高、数值稳定性强的特点,故以该模型模拟入水过程中的空化现象。水蒸气相的质量运输方程:

$$\frac{\partial \alpha_v}{\partial t} + \frac{\partial(\alpha_v u_i)}{\partial x_i} = F_{\text{vap}} \frac{2\alpha_{\text{nuc}}(1-\alpha_v)\rho_v}{R_B} \sqrt{\frac{2(p_v-p)}{3\rho_l}} - F_{\text{cond}} \frac{3\alpha_v \rho_v}{\rho_l} \sqrt{\frac{2(p-p_v)}{3\rho_l}} \quad (4)$$

式中:  $R_B$  为气核半径;  $\alpha_{\text{nuc}}$  为非凝结气体体积分数;  $F_{\text{vap}}$  为气化系数;  $F_{\text{cond}}$  为凝结系数;  $p_v$  为饱和蒸汽压。

## 2 模型设置

### 2.1 几何模型

本文所设计的航行体模型如图 1a 所示,模型总长  $L=200$  mm,由头部段和主体段 2 部分组成。头部段形状为锥形,锥头直径  $d=20$  mm,锥底和主体段直径均为  $D=40$  mm。同时还设计了 4 种喷气模型,即在锥头内部设置一个长为  $L_1=20$  mm 的等直径型、收缩型、扩张型、拉瓦尔型喷气管道,如图 1b~e 所示。

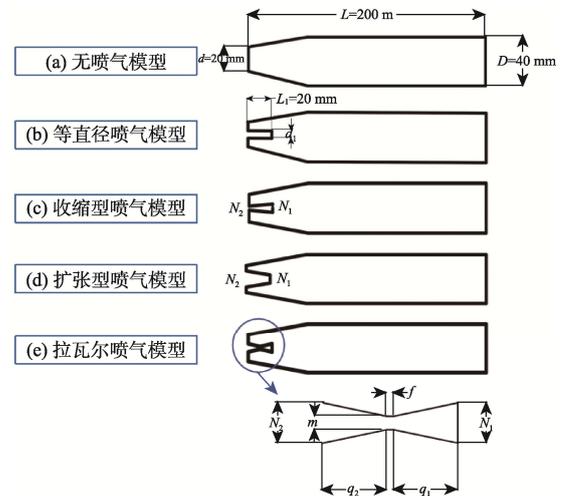


图 1 不同航行体几何模型

Fig.1 Different vehicle geometric models

表 1 列出了本文所呈现的各模型设计参数, 其中拉瓦尔喷管参数是在综合分析等直径型、收缩型、扩张型喷管优势的基础上, 经过反复试探和比较设计出来的。各模型具体描述如下: 模型 1 是作为对照组的无喷气模型; 模型 2 为降载效果不错的等直径喷气模型, 直径  $d_1=6$  mm; 模型 3 为收缩型喷气模型, 其喷气入口直径  $N_1=6$  mm, 喷气出口直径  $N_2=2$  mm; 模型 4 为扩张型喷气模型, 其喷气入口直径  $N_1=6$  mm, 喷气出口  $N_2=12$  mm; 模型 5~8 为拉瓦尔喷气模型, 由收缩段、喉部 (等直径)、扩张段 3 部分组成。

表 1 不同喷气模型设计参数  
Tab.1 Parameters of different jet schemes

模型	喷管类型	喷管直径 $d_1$ /mm	喉口直径 $m$ /mm	入口直径 $N_1$ 、出口直径 $N_2$ /mm
1	无喷气型	—	—	—
2	等直径型	6	—	—
3	收缩型	—	—	6、2
4	扩张型	—	—	6、12
5	拉瓦尔型	—	1	6、6
6		—	4	6、6
7		—	4	9、6
8		—	4	6、5

由于喉部直径、收缩角、扩张角对拉瓦尔喷管喷气性能的影响较大<sup>[21-22]</sup>, 本文在综合分析了等直径型、收缩型、扩张型喷管对航行体喷气入水过程流动及载荷特性影响的基础上, 计算了多组结构参数组合, 最终选定效果较好的模型 5~8 的结构参数作为对照组。其中, 模型 5、6 旨在对比喉部直径  $m$  对降载效果的影响, 模型 7、8 则对比收缩、扩张角度对降载效果的影响。

参考文献[23-25], 对于高度对称的回转体垂直入水问题, 为节约计算资源, 可用二维轴对称模型代替三维模型进行仿真计算。为此, 本文的物理模型与计算域的相对位置以及所采用的边界条件如图 2 所示 (实际计算域为图 2 的左半部分)。整个计算域高 2.5 m, 宽 1.5 m, 其中空气域高度为 1 m, 水域深 1.5 m。数值计算的初始条件和边界条件: 头部距离水面为 0.2 m, 以 50 m/s 的初始速度垂直入水; 喷气入水时初始喷气压力为 0.4 MPa; 喷气入口处采用压力入口边界条件, 计算域上端为压力出口, 航行体表面及计算域左侧和水域下侧均设为无滑移壁面, 计算域右侧设为轴对称边界条件。

## 2.2 网格划分及无关性验证

采用 ICEM CFD 作为网格划分工具对模型进行结构化网格划分, 并确保网格正交质量均保持在 0.9 以上。利用重叠网格结合 6DOF (六自由度动网格) 方法通过插值计算来实现流场的信息交换, 从而对整

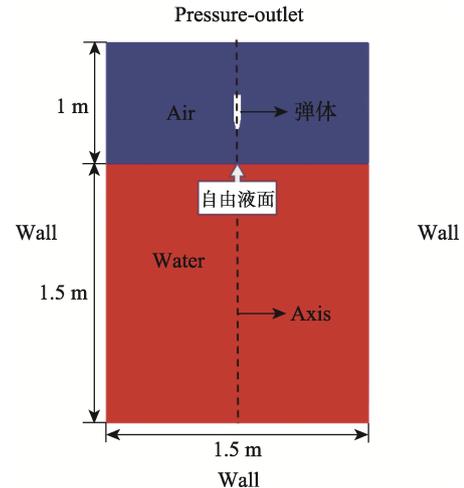


图 2 物理模型与边界条件  
Fig.2 Physical model and boundary conditions

体进行求解, 同时不涉及网格变形和重新生成, 显著提高了网格生成的灵活性和质量, 且 6DOF 模型能精确模拟航行体 3 个方向的平动自由度和转动自由度, 计算航行体运动过程中的受力情况和运动轨迹、姿态的变化。为确保计算精度, 前景网格中对航行体表面边界进行加密处理, 背景网格中对弹道和气液交界处进行局部加密, 并开启动态网格自适应, 以便在计算过程中自动识别网格大小以加密, 如图 3 所示。

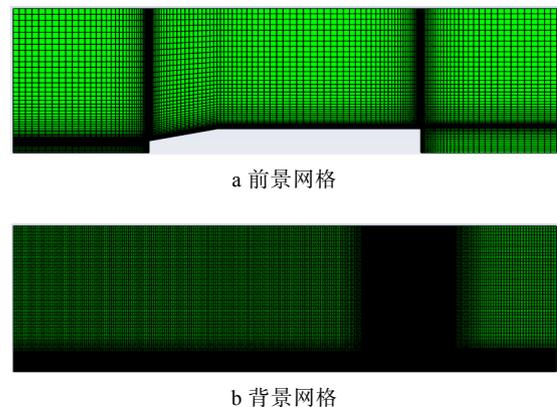


图 3 计算网格

Fig.3 Calculation grid: a) prospect grid; b) background grid

为了排除网格密度因素的干扰, 确保计算结果的准确性与可靠性, 本文针对计算模型设置了网格数量分别为 70 000、140 000、210 000 由稀到密的 3 套网格加以验证。航行体以 100 m/s 的初始速度垂直入水过程中, 3 套不同密度网格下速度随时间的变化曲线如图 4 所示。可以看出, 3 种不同网格密度下, 航行体速度变化趋势基本一致, 最大平均误差仅为 0.16%, 满足网格无关性要求, 因此本文选择中等密度的网格 (140 000) 进行仿真计算。

## 2.3 计算方法验证

为验证本文所建立数值计算方法的准确性, 针对

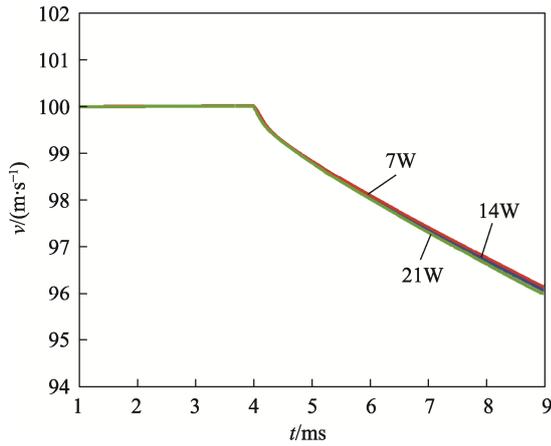


图4 不同网格密度下航行体入水速度随时间变化曲线  
Fig.4 Variation curves of underwater vehicle's entry speed over time under different mesh density

直径为 6 mm，长 24 mm，质量为 4.88 g 的平头圆柱体（与文献[26]中的物理模型完全一致），采用二维轴对称模型进行垂直入水仿真计算，并与文献[26]的实验结果进行对比。航行体入水空泡形态和位移时变曲线的数值结果和实验结果如图 5 和图 6 所示。

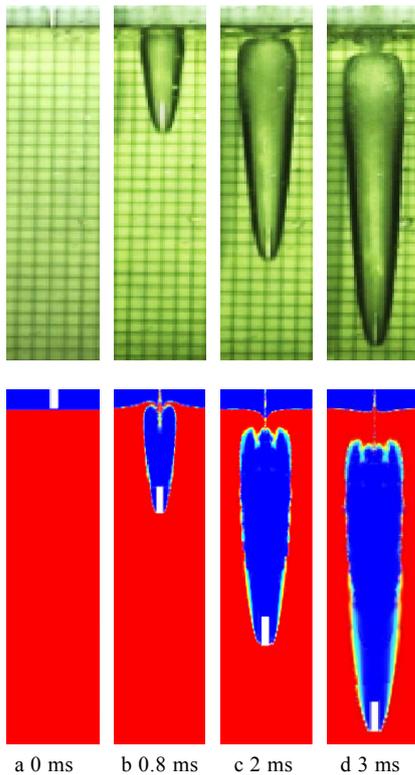


图5 圆柱体入水空泡形态数值模拟与实验图像对比  
Fig.5 Comparison of numerical simulation and experimental images of cavity shape during water entry of cylinder

### 3 结果与分析

#### 3.1 喷管结构对喷气入水卸载效果的影响

本节主要对比无喷气模型 1、等直径模型 2、收

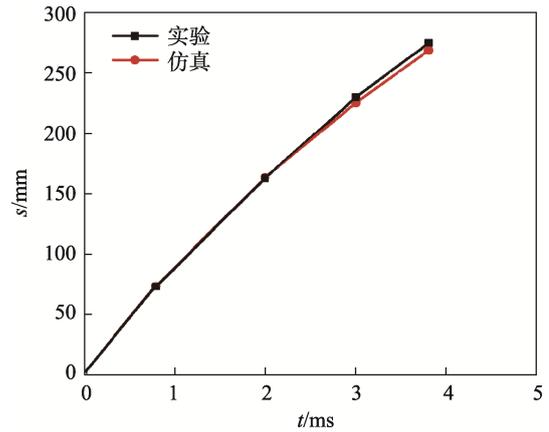


图6 圆柱体入水过程位移的数值模拟与实验结果对比  
Fig.6 Comparison of numerical simulation and experimental results for cylinder displacement during water entry

缩模型 3 和扩张模型 4 的卸载效果，并从喷气射流核心速度、射流长度、能量集中程度等角度分析等直径和收缩扩张模型的优缺点。在对比各模型卸载效果之前，需要选取合适的喷管直径。不同喷管直径喷气方案航行体入水全过程头部所受冲击压力随时间的变化（所测压力为头部触水平面的平均压力）如图 7 所示。可以看出，头部喷气射流冲击液面形成的空腔延缓了航行体撞水的时间，也有效降低了撞水瞬间头部所受的冲击压力，且随着喷管直径的增加，航行体头部撞水时间逐渐延后，头部所受最大压力峰值也逐渐降低。相比无喷气模型 1，上述等直径喷气方案最大压力峰值分别降低了 44.41%、51.06%、62.83%、69.67%、72.17%，说明卸载效率随着喷管直径的增加而增大，但增速逐渐趋于平缓。另外，喷气量增大对航行体撞水时间的延迟作用也在不断减小，如喷管直径为 9、12 mm 时，航行体几乎同一时刻撞水。

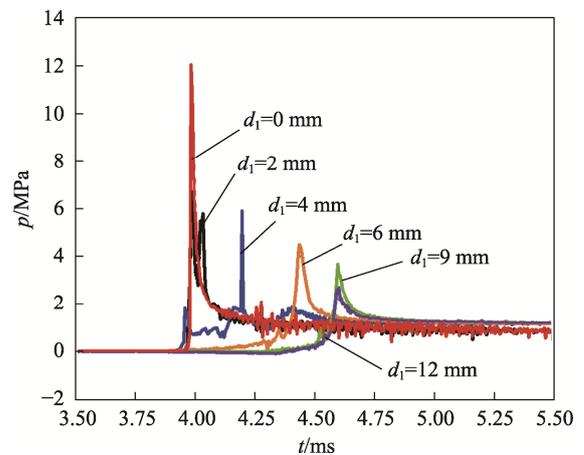


图7 不同喷管直径方案航行体入水过程压力时变曲线  
Fig.7 Pressure transient curves of vehicle during water entry for various nozzle diameter designs

结合上述压力特点分析，图 8 研究了在 3.8、11.6 ms 时刻下，喷管直径对航行体入水过程空泡变化和流体动力特性的影响。可以看出，航行体运动至

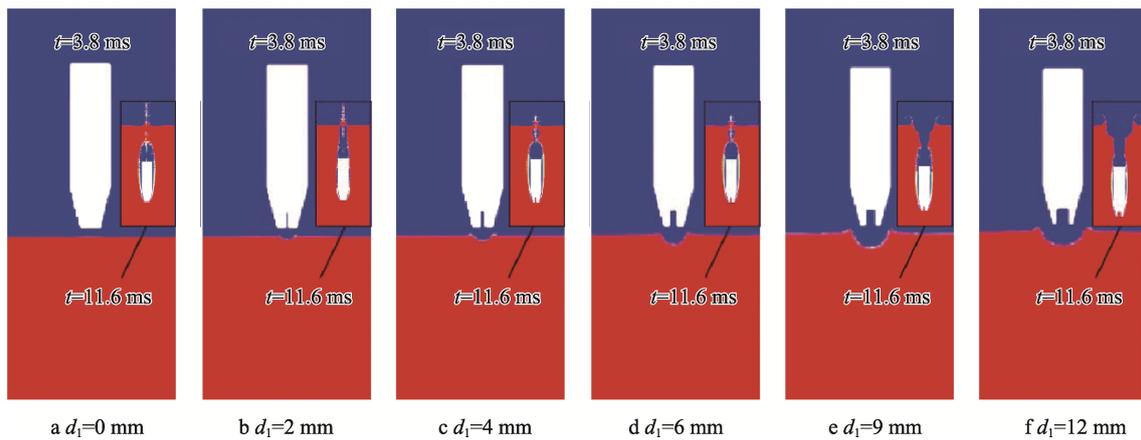


图 8 不同喷管直径下航行体入水过程空泡变化

Fig.8 Cavity evolution during water entry of vehicle with different nozzle diameters

接近水面处时,在无喷气情况下,航行体尚未对自由液面造成可见的影响。航行体头部喷气情况下,由于出口流量随着喷管直径的增加而增加,高速气流对液面做功,使得气体与液体发生激烈的能量交换,液面周围形成隆起的液冠,中间则形成凹陷的空腔,且空腔的深度和宽度都随着喷管直径的增加而增大。当喷管直径由 6 mm 增大到 12 mm 时,气射流冲击形成的空腔宽度变化较大,但深度变化却非常小。这是因为喷气入口压力有限,当喷管直径增大到一定程度后,气射流流速反而会下降<sup>[27]</sup>,冲击效果无法继续高速增加。在  $t=11.6$  ms 时刻,航行体入水后只是空泡发生表面闭合与水下深闭合的时刻被延迟了,而入水深度变化不大,这一现象更加说明了这一点。

由以上分析可知,继续扩大喷管直径,航行体受到的冲击载荷也不会再显著降低,卸载收益不高。另一方面,增加喷管直径意味着航行体头部喷管内径与外径之间的厚度变薄,这将导致头部的抗压性能及承载能力降低。因此,采用对喷管结构进行优化的设计方法,探索不同的喷管构型,以期获得更好的卸载效果。

由上文可知,文中喷管直径为 6 mm 时,处于卸载率增长幅度由大到小的过渡尺寸,因此选择喷管直径 6 mm 为等直径喷气模型 2,作为后续喷管改型的基础。本文在模型 2 的基础上设计了收缩型喷管(模型 3)和扩张型喷管(模型 4)。

$t=0.3$  ms 时刻,模型 2~4 的喷气射流特征如图 9 所示,模型 1~4 入水过程航行体的轴向加速度峰值。此时,喷气射流已达到稳定状态,但由于距离自由液面较远,尚未对液面造成明显扰动。从图 9 中可以看出,等直径喷管模型 2 喷口处射流核心区速度高达 578 m/s,射流长度较长,但射流发生明显扩散,形成了宽度较大的流动混合区,加剧了能量的损失,使得射流强度无法集中用于冲击液面形成较深空腔;采用收缩喷管的模型 3 可将核心射流区流速加速至 509 m/s,且核心射流区能量较为集中,但因喷管出

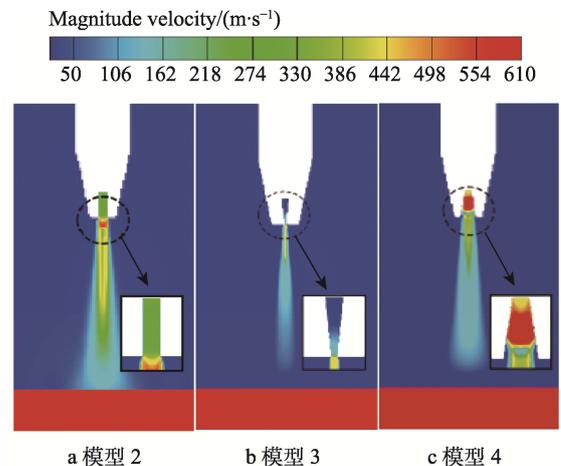


图 9  $t=0.3$  ms 时刻模型 2~4 的喷气射流特性  
Fig.9 Jet spray characteristics of models 2~4 at  $t=0.3$  ms:  
a) models 2; b) models 3; c) models 4

口截面变小,喷气流量随之减少,使得射流核心区长度较模型 2 明显变短;扩张型喷管模型 4 可将管内气流加速至 604 m/s,但超音速气流在接近出口时会受到外界反压的影响而产生封口正激波<sup>[28]</sup>,使得气流速度瞬间降为亚音速流动,导致能量严重损失,射流长度也小于模型 2。从图 10 可以看出,各模型相对于无喷气入水模型 1 都具有良好的卸载效果,但是模型 3 和模型 4 的轴向冲击加速度峰值明显高于模型 2。由此可以推断,通过单一的收缩或扩张喷管改型方法无法提升卸载效果,甚至不如等直径喷管。

### 3.2 拉瓦尔喷管卸载优化设计及机理分析

由 3.1 节分析可知,对等直径喷管做收缩、扩张改型未能达到预期的卸载效果,但收缩扩张喷管的特点为管型优化设计提供了思路。为此,在综合考虑等直径型、收缩型、扩张型喷管优势的基础上,经反复试探,本节选取了 4 个拉瓦尔喷管(模型 5~8)作为代表,分析其卸载效果和卸载机理。为便于比较,压力和速度取值范围量程均保持一致。

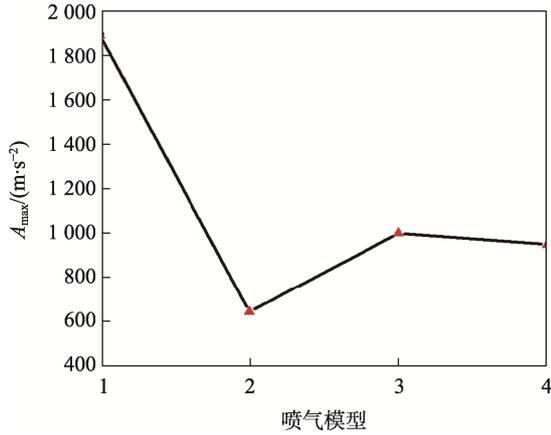


图 10 模型 1~4 入水轴向冲击加速度峰值  
Fig.10 Peak axial impact acceleration of models 1~4 during water entry

在  $t=0.3\text{ ms}$  时刻, 模型 5~8 的喷气射流特征 (将等直径模型 2 放在一起以便于更直观地比较) 如图 11 所示。可以看出, 结合了收缩型和扩张型特点的

拉瓦尔喷管模型 5 未能形成有效喷气射流。虽然气流在喷管收缩段可加速至音速 (喉口), 并在扩张段继续加速, 但瞬间就降至亚音速, 气流加速段比上节扩张型喷管模型 4 更短。这是因为喉口直径太小, 气流通过喉口时形成雍塞, 仅有少量气流进入扩张段, 导致出口压力远小于环境反压, 模型 5 受激波干扰程度较上节扩张型喷气模型 4 更严重。在模型 5 的基础上, 增大喉口直径设计获得的模型 6 没有产生封口正激波, 气流在喷管内全程加速, 出口速度达  $573\text{ m/s}$ , 射流核心区长度也较大, 可与等直径喷管模型 2 相媲美。因此, 拉瓦尔喷管喉口直径对喷气射流影响较大。在模型 6 的基础上, 通过改变喷管入口/出口直径设计得到了模型 7 和模型 8。模型 7 很好地发挥了拉瓦尔喷管对气流的加速优势, 气流在收缩段被加速至音速, 在扩张段被继续加速, 且出口压力接近外界环境反压, 气流以稳定超音速喷出, 流速高达  $611\text{ m/s}$ , 且核心射流长度较长, 能量也相对集中。采用缩小扩张比设计的模型 8, 出口流速、核心区射流长度、能量集中程度都不如模型 7。

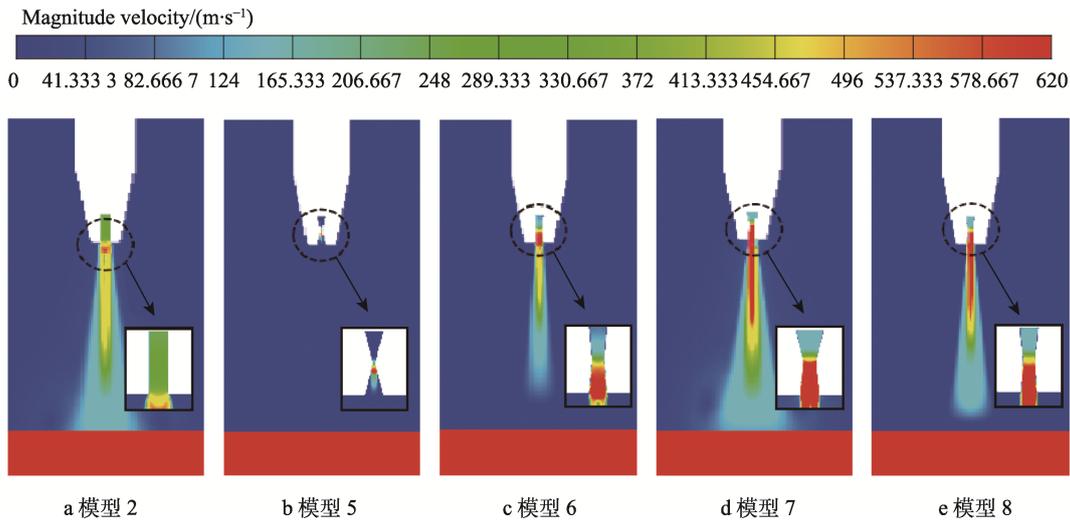


图 11 各喷气模型在  $t=0.3\text{ ms}$  时刻的喷气射流特性  
Fig.11 Jet spray characteristics of jetmodels at  $t = 0.3\text{ ms}$ : a) models 2; b) models 5; c) models 6; d) models 7; e) models 8

在  $t=3.8\text{ ms}$  时刻, 模型 2 和模型 5~8 的流场特性如图 12 所示。此时, 各喷气模型均运动至接近自由液面处 (距离液面约  $10\text{ mm}$ )。图 12 中左半部分为用流线描述的喷气射流对自由液面的冲击情况, 右半部分为用压力云图表示的射流冲击形成的空腔情况。可以看出, 射流冲击自由液面形成的空腔尺寸与喷管出口流速、核心区射流长度、能量集中程度密切相关。如喷管出口流速、核心区射流长度、能量集中程度都最占优势的模型 7, 其冲击形成的空腔最深、最宽, 且在空腔底部形成了能够稳定维持空泡形态的驻点高压, 而且出口射流流线也最为集中, 并在空腔内出现了大量回流导致空腔壁面出现了明显波动现象 (这种波动与气液之间的剪切作用和湍动射流压力脉动有关<sup>[29]</sup>)。反观受封口正激波干扰导致能量严重损失的模型 5, 其射

流流线发散, 且无法冲击形成具有稳定高压区的空腔。在  $t=6\text{ ms}$  时刻, 模型 2 和模型 5~8 航行体头部所受压力情况 (右半部分) 如图 13 所示。此时, 各喷气模型已入水约  $1/2$  弹体深度 (左半部分), 被排开的水流在空泡内外压差作用下迅速聚拢并在航行体表面发生闭合。由于所设置的喷气压力不足以影响航行体的入水速度, 因此 7 个模型在同一时刻的入水深度几乎一致。从图 13 中可以看出, 在强大的水动力作用下, 航行体头部形成了局部高压区, 且头部所受压力大小与图 12 中空腔尺寸成反比。如图 12 中射流冲击没有形成稳定空腔的模型 5, 航行体头部高压区面积最大, 压力峰值高达  $1.3\text{ MPa}$ ; 射流冲击形成空腔尺寸最大的模型 7, 其头部高压区面积最小, 压力峰值小于  $1.1\text{ MPa}$ 。

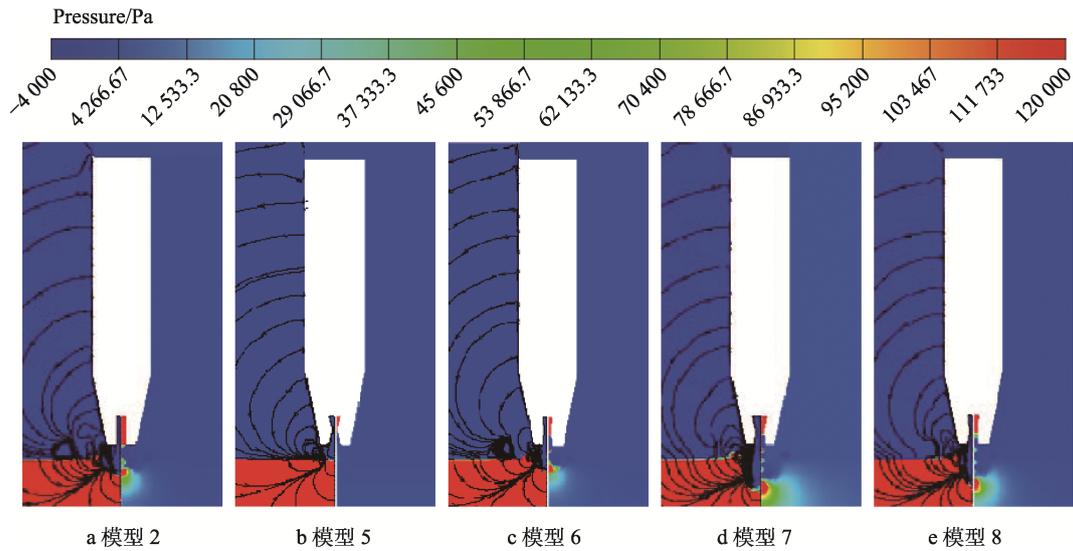


图 12 模型 2~8 在  $t=3.8\text{ms}$  时刻的流场特性

Fig.12 Flow field characteristics of models 2~8 at  $t=3.8\text{ms}$ : a) models 2; b) models 5; c) models 6; d) models 7; e) models 8

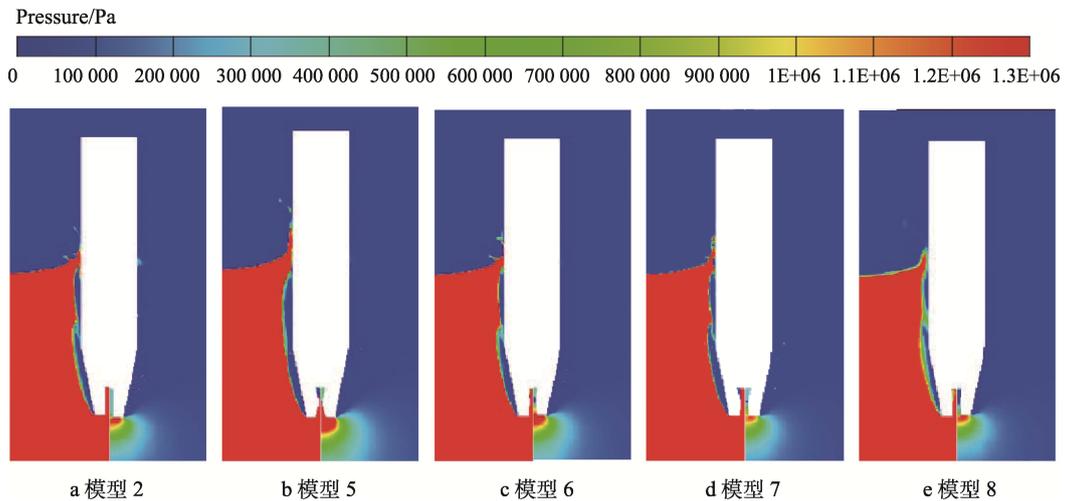


图 13 模型 2~8 在  $t=6\text{ms}$  时刻航行体头部所受压力情况

Fig.13 Pressure distribution on vehicle nose of models 2~8 at  $t=6\text{ms}$ : a) models 2; b) models 5; c) models 6; d) models 7; e) models 8

各航行体模型入水过程中, 轴向冲击加速度随时间的变化情况如图 14 所示, 表 2 则对比了本文所有模型的轴向加速度峰值和降载效率。从图 14 和表 2 可以看出, 相较无喷气模型 1, 各喷气模型入水轴向加速度峰值均有降低, 峰值出现时间均有滞后, 验证了头部喷气方法的缓冲作用和降载作用。除拉瓦尔喷气模型 7 和模型 8 外, 其余喷管改型方案 (模型 3~6) 的轴向加速度峰值均大于等直径喷气模型 2, 因此降载效果都不如模型 2。从图 11~12 可知, 这是因为模型 3~6 的喷气射流强度不够, 射流冲击形成的空腔不如模型 7 和 8 稳定。模型 7 所受轴向冲击加速度峰值最小, 触水时刻最晚, 降载效果也最好。结合图 11~13 可知, 在该设计方案下, 喷管的出口流速、核心区射流长度、能量集中程度都表现最优。因此, 喷气射流排开水的能力最强, 形成的空气垫最稳定, 航行体头部所受压力最小。

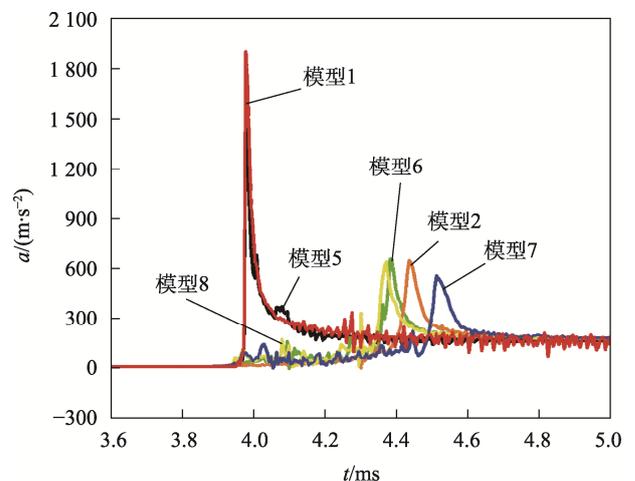


图 14 各喷气模型入水过程轴向加速度随时间的变化  
Fig.14 Temporal variation of axial acceleration for jet models during water entry

表2 模型1~8入水轴向加速度峰值与降载效率对比  
Tab.2 Comparative analysis of peak axial acceleration and load reduction efficiency for models 1~8 during water entry

模型	轴向加速度峰值/( $m \cdot s^{-2}$ )	绝对降载量/( $m \cdot s^{-2}$ )	相对降载率/%
1	1 893.92	—	—
2	640.72	1 253.20	66.17
3	997.85	896.07	47.31
4	947.85	945.35	49.91
5	1 522.73	371.19	19.60
6	649.15	1 244.77	65.72
7	549.01	1 344.91	71.01
8	634	1 259.92	66.52

## 4 结论

本文研究了喷管结构对航行体喷气入水降载效果的影响,并获得了较优的降载构型。在研究了几种等直径型喷管降载效率的基础上,采用收缩型、扩张型以及拉瓦尔结构对喷管形状进行优化,并从流场特性的角度对降载效率优劣进行解析。主要得到了以下结论:

1) 相较于无喷气入水,采用头部喷气的主动降载方法可以显著降低航行体头部所受冲击载荷,且喷管结构形状对喷气入水降载效果的影响较大。

2) 于等直径型喷管而言,出口流量和降载效果均随着喷管直径的增加而增大,但后期增速变缓,且喷管直径过大会影响航行体头部刚度,增加入水时头部被破坏的风险。

3) 收缩型喷管会降低出口流量,扩张型喷管也因喷口激波干扰导致射流强度较小,使得气射流冲击形成的空气垫大小都不如等直径型喷管,因而两者的降载效果不佳。

4) 拉瓦尔喷管对喷气性能影响较大,合理的喉口直径和收缩/扩张角设计能够使得拉瓦尔喷管发挥出优于等直径型喷管的降载性能。如本文设计的拉瓦尔喷气模型7,其降载率达到了71.01%,较等直径模型2提高了4.84%。

### 参考文献:

- [1] LIU X Y, LUO K, YUAN X L, et al. Numerical Study on the Impact Load Characteristics of a Trans-Media Vehicle during High-Speed Water Entry and Flat Turning[J]. Ocean Engineering, 2023, 273: 113986.
- [2] 孟庆昌, 易文彬, 胡明勇, 等. 高速射弹垂直入水空泡形态及水动力特性研究[J]. 中国造船, 2019, 60(3): 12-26.  
MENG Q C, YI W B, HU M Y, et al. Study on Cavity Profile and Hydrodynamics of High-Speed Vertical Water

- Entry of Projectile[J]. Shipbuilding of China, 2019, 60(3): 12-26.
- [3] SUI Y T, LI S, MING F R, et al. An Experimental Study of the Water Entry Trajectories of Truncated Cone Projectiles: The Influence of Nose Parameters[J]. Physics of Fluids, 2022, 34(5): 052102.
- [4] GUO Z T, ZHANG W, WANG C. Experimental and Theoretical Study on the High-Speed Horizontal Water Entry Behaviors of Cylindrical Projectiles[J]. Journal of Hydrodynamics, Ser B, 2012, 24(2): 217-225.
- [5] 施瑶, 刘振鹏, 潘光, 等. 航行体梯度密度式头帽结构设计及降载性能分析[J]. 力学学报, 2022, 54(4): 939-953.  
SHI Y, LIU Z P, PAN G, et al. Structural Design and Load Reduction Performance Analysis of Gradient Density Head Cap of Vehicle[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(4): 939-953.
- [6] LI Y, ZONG Z, SUN T Z. Crushing Behavior and Load-Reducing Performance of a Composite Structural Buffer during Water Entry at High Vertical Velocity[J]. Composite Structures, 2021, 255: 112883.
- [7] CHUANG S L. Experiments on Flat-Bottom Slamming[J]. Journal of Ship Research, 1966, 10(1): 10-17.
- [8] JIANG Y H, ZOU Z H, YANG L L, et al. Reduction of Water Entry Impact Force by a Gas Jet[J]. Physical Review Fluids, 2023, 8(6): 064005.
- [9] SPEIRS N B, BELDEN J, PAN Z, et al. The Water Entry of a Sphere in a Jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2019, 863: 956-968.
- [10] ELHIMER M, JACQUES N, EL MALKI ALAOUI A, et al. The Influence of Aeration and Compressibility on Slamming Loads during Cone Water Entry[J]. Journal of Fluids and Structures, 2017, 70: 24-46.
- [11] MAI T, MAI C, RABY A, et al. Aeration Effects on Water-Structure Impacts: Part 1. Drop Plate Impacts[J]. Ocean Engineering, 2019, 193: 106600.
- [12] CECCIO S L. Friction Drag Reduction of External Flows with Bubble and Gas Injection[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2010, 42: 183-203.
- [13] DING Y Y, WANG C, SUN T Z, et al. Experimental Study of the Structural and Hydrodynamic Noise Characteristics of Jet-Induced Supercavities[J]. 2024, 36(7): 073320.
- [14] WANG Y J, DU T Z, HUANG J, et al. Experimental and Numerical Study on Ventilated Cavitation of High-Speed Projectile[J]. 2024, 36(3): 033317.
- [15] ALI KAMALI H, PASANDIDEHFARD M. Investigating the Interaction Parameters on Ventilation Supercavitation Phenomena: Experimental and Numerical Analysis with Machine Learning Interpretation[J]. Physics of Fluids, 2023, 35(11): 113325.
- [16] YANG Q, WANG C, WEI Y J, et al. Experimental Study on the Collapse of Tail Cavity Induced by Underwater Ventilation[J]. 2022, 34(11): 112111.
- [17] ZHUO C F, DING H M, REN X B, et al. Effects of the

- Nozzle Structure and Fluidized Gas Composition on the Gas-Particle Two-Phase Jet Characteristic in a Powder Fuel Scramjet[J]. *Particuology*, 2024, 92: 166-179.
- [18] CHIVAPORNTHIP P. A New Artificial Staggered-Grid Central Difference Solution for Checkerboard Problem in Incompressible, Steady, Inviscid, and Quasi-One-Dimensional Flow through Convergent Nozzle[J]. *Key Engineering Materials*, 2023, 971: 159-168.
- [19] YU S H, YIN B F, CHEN C, et al. A Comprehensive Investigation on the Internal Flow and Outflow Characteristics of GDI Elliptical Divergent Nozzles[J]. *International Journal of Engine Research*, 2024, 25(6): 1146-1156.
- [20] FANG B X, GAO X, ZHAO Q. Asymptotic Analysis of Transonic Shocks in Divergent Nozzles with Respect to the Expanding Angle[J]. *Journal of Differential Equations*, 2024, 379: 290-314.
- [21] ZHANG Y Z, CHENG M, LIU X Y, et al. The Influence of Plug Nozzle and Laval Nozzle on the Flow Field and Performance of Non-Premixed Rotating Detonation Combustor[J]. *Physics of Fluids*, 2024, 36(5): 056107.
- [22] DRIVER L, DOUGLAS K, LUCAS D I, et al. Developing a Predictive Model for Low-Temperature Laval Nozzles with Applications in Chemical Kinetics[J]. 2024, 36(7): 076128.
- [23] RAHUL KRISHNA H, ISSAC M T, EBENEZER D D. Numerical Investigation of Two-Dimensional Axisymmetric and Three-Dimensional Flow Simulations over a Benchmark Underwater Vehicle[J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(1): 015149.
- [24] 潘龙, 王焕然, 姚尔人, 等. 头部喷气平头圆柱体入水缓冲机制研究[J]. *工程热物理学报*, 2015, 36(8): 1691-1695.
- PAN L, WANG H R, YAO E R, et al. Mechanism Research on the Water-Entry Impact of the Head-Jetting Flat Cylinder[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36(8): 1691-1695.
- [25] 刘华坪, 余飞鹏, 韩冰, 等. 头部喷气影响航行体入水载荷的数值模拟[J]. *工程热物理学报*, 2019, 40(2): 300-305.
- LIU H P, YU F P, HAN B, et al. Numerical Simulation Study on Influence of Top Jet in Object Water Entering Impact[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2019, 40(2): 300-305.
- [26] CHEN T, HUANG W, ZHANG W, et al. Experimental Investigation on Trajectory Stability of High-Speed Water Entry Projectiles[J]. *Ocean Engineering*, 2019, 175: 16-24.
- [27] TALVISTE R, JÕGI I, RAUD J, et al. The Effect of Dielectric Tube Diameter on the Propagation Velocity of Ionization Waves in a He Atmospheric-Pressure Micro-Plasma Jet[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2016, 49(19): 195201.
- [28] TUNIK Y V, GERASIMOV G Y, LEVASHOV V Y, et al. Numerical Simulation of Detonation Combustion of Kerosene Vapors in an Expanding Nozzle[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2020, 56(3): 344-352.
- [29] JIANG Y H, SHAO S Y, HONG J R. Experimental Investigation of Ventilated Supercavitation with Gas Jet Cavitator[J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(1): 012103.