

文章编号: 1007-7294(2024)04-0479-06

高速水洞中超空泡稳定性与 通气率定量试验研究

李 鹏, 陈炜烨, 王 志, 张 珂, 颜 开
(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:超空泡航行体通气规律对空泡形态控制具有重要意义。本文描述了在高速水洞中建立水下航行体通气率对超空泡形态及稳定性影响的一种试验研究方法。基于不同空化器和模型攻角条件下的空泡形态及通气率测量试验结果,总结得到无量纲通气率计算的的经验表达式。通过对有、无尾翼条件下的通气率试验进行比较,初步获得尾翼对超空泡泄气的影响规律。研究表明,通气率需要保持在一定范围内方可获得形状稳定、边界清晰的通气超空泡。依据试验结果给出了超空泡稳定性的判别方法。

关键词: 通气超空泡; 圆盘空化器; 通气率; 水洞试验

中图分类号: O235 **文献标识码:** A **doi:** 10.3969/j.issn.1007-7294.2024.04.001

Experimental study of supercavity stability and ventilation rate in high speed water tunnel

LI Peng, CHEN Wei-ye, WANG Zhi, ZHANG Ke, YAN Kai

(National Key Laboratory of Science and Technology on Hydrodynamics, China Ship Scientific
Research Center, Wuxi 214082, China)

Abstract: Ventilation law of supercavitating vehicles plays an important part in cavity shape control. This paper presents the development of an experimental method in high speed water tunnel to study the supercavity stability which describes the relationship between cavity shape and ventilation rate. An empirical formula was established based on test results of cavity shape and ventilation flow rate under different cavitator sizes and angles of attack of the model. By making analysis and comparison of the experiment results with and without tail wings, the influence of tail wing on ventilation law was preliminarily obtained. The results show that ventilation rate needs to be kept in certain range in order to maintain a steady and smooth ventilated supercavity.

Key words: ventilated supercavity; disk cavitator; ventilation rate; water tunnel experiment

0 引 言

空泡形态控制问题是人工超空泡减阻技术的核心问题之一。为了维持航行体稳定航行所需的空泡尺度,需要确定能够与尾部泄气量相匹配的通气量,通气量过小则无法形成超空泡,而过大的通气量是以消耗大量燃料为代价,并且有可能造成空泡的不稳定。研究超空泡航行体通气规律,掌握维持所需空泡尺度的通气率对控制空泡形态具有重要意义。水洞试验和理论分析是超空泡航行体通气率

收稿日期: 2023-10-29

作者简介: 李 鹏(1987-),男,硕士,高级工程师,通讯作者,E-mail: lipengcssrc@163.com。

和空泡形态研究的重要手段,Reichardt^[1]最早提出采用通气的方法产生人工超空泡,并给出了计算空泡尺度的理论公式;Epshtein^[2]开展了双涡管泄气模式理论研究,提出了相应的通气系数公式;Logvinovich^[3]提出并完善了空泡截面独立膨胀原理,并基于实验数据和量纲分析提出了通气率的半经验公式;Semenenke^[4]总结了针对三种不同闭合模式的通气系数公式;Paryshev^[5]建立了非定常空泡数学模型,研究了通气率过大时空泡失稳机理;Spurk^[6-7]针对回射流泄气模式,建立了高傅汝德数下超空泡泄气理论;张嘉钟^[8]通过水洞试验研究了回射流对空泡形态的影响;Kawakami^[9]研究了不同支撑方式下通气率对空泡形态的影响;Savchenko^[10]考虑航行体的影响,通过理论分析获得了通气率的估算公式;杨武刚等^[11]发展了 Spurk 的方法,并通过试验分析指出模型直径增大将使临界通气率增大;张纪华等^[12]通过试验研究了通气量对超空泡生成与维持的影响。上述文献中基于理论分析和不同试验条件给出的通气预报结果存在一定差异,尚未形成统一的通气率预报方法,还需要深入开展更多通气率与空泡形态关系的研究工作。

本研究在高速水洞中开展不同通气和模型参数条件下空泡形态测量试验,在较大的参数变化范围内获得通气率与空泡形态的对应关系,分析通气率变化规律及其对空泡稳定性的影响,并比较有、无尾翼条件下的通气规律,得到了通气流率增大到一定条件时空泡边界变得不再光滑稳定、附加尾翼穿刺空泡条件下超空泡泄气率明显增大的初步结论。

1 试验设备

试验在中国船舶科学研究中心高速水洞中开展,如图 1 所示。水洞工作段横截面为 350 mm×350 mm 的正方形,工作段长 2.5 m。该水洞可实现高流速和低空化数,流速可调节范围是 14~35 m/s,最低来流空化数为 0.03。试验使用 $D=50$ mm 超空泡航行体模型开展研究,如图 2 所示。模型前端为圆盘型空化器,空化器后方设通气碗,平直段占总长的比例 $L_s/L \approx 0.5$,试验模型包括尾部布置十字尾翼和不安装尾翼两种外形,利用尾部支撑杆固定于水洞工作段内。采用外置压缩空气为模型头部提供通气气源,利用通气管路将气体通入锥段气腔。模型锥段外表面开测压孔,与布置在模型内腔的压力变送传感器连通,用于测量模型表面压力。以往研究结果表明,超空泡内绝大部分区域压力可以认为是均匀的^[13],因而测得的模型表面压力即为空泡内压力。模型攻角可利用更换尾部调角块的方式调节。



图 1 高速水洞工作段

Fig.1 Working section of high speed water tunnel

主要测试设备构成的试验系统见图 3。利用收缩段与工作段测得的压力差换算得到高速水洞试验流速 V ,采用压力传感器 A、B 分别获得水洞壁面静压 p_∞ 和空泡内部压力 p_c 。压缩空气储罐的最高压力为 1.0 MPa,作为通气气源,采用气体流量计获得标态下的通气体积流量率 \dot{Q}_s 。利用高速相机获得空泡图像,对空泡图像分析获得空泡

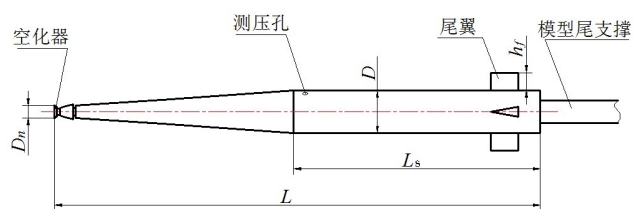


图 2 试验模型示意图

Fig.2 Schematic drawing of the model for test

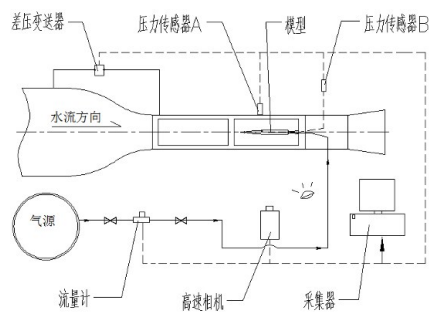


图 3 试验系统示意图

Fig.3 Schematic drawing of test system

边界。试验中,同步进行压力测量和拍摄空泡图像,并存储到记录器。

本试验中,通过变换圆盘空化器的直径 D_n 调整空化器与后体直径 D 的比例,变化的范围是 $D_n/D = 0.20 \sim 0.32$ 。弗劳德数定义为

$$Fr = V/\sqrt{gD_n} \tag{1}$$

本试验中 Fr 数的范围是 61.8~83.3,使得在模型尾部空泡的上浮影响可以忽略。模型攻角 $\alpha = 0^\circ \sim 1^\circ$,通气流率 \dot{Q}_s 的范围是 50~1000 L/min。试验工况如表 1 所示,在不同的 α 、 D_n/D 和 \dot{Q}_s 条件下开展超空泡形状和通气参数测量试验。

表 1 试验工况

Tab.1 Experiment conditions

编号	D_n/D	$\alpha/(^\circ)$	$\dot{Q}_s/(L \cdot \text{min}^{-1})$	尾翼布局
1-1	0.20	0,0.2,0.4,0.6	100~1000	
1-2	0.24	0,0.2,0.4,0.6	70~1000	十字尾翼
1-3	0.28	0,0.2,0.4,0.6,0.8,1.0	50~1000	展长 $h_f=0.2D$
1-4	0.32	0,0.6,0.8,1.0	50~1000	
2-1	0.24	0	15~250	无尾翼

2 试验结果

首先分析有尾翼作用的试验工况,以 $\alpha=0^\circ$ 、 $D_n/D=0.20$ 为例的典型试验图像如图 4 所示,通气系数(无量纲通气流率) C_Q 的定义为

$$C_Q = \dot{Q}_c / (V \cdot D_n^2) \tag{2}$$

式中, \dot{Q}_c 为泡内压力下的通气气体体积流率,将试验测得的气体体积流率 \dot{Q}_s 、空泡压力 p_c 和通气温度 T_c 代入气体状态方程,得

$$\dot{Q}_c = \dot{Q}_s \cdot p_0 \cdot T_c / (T_0 \cdot p_c) \tag{3}$$

式中, p_0 、 T_0 分别为标准大气压力和温度,单位分别为 Pa、K。由试验结果可得到,对于一定尺寸的空化器,空泡尺度随通气系数 C_Q 的提高而增大,空泡由不能完全包覆模型后体发展到充分包覆。当 C_Q 增大到一定的程度时,空泡边界整体变得模糊,表明空泡边界表面形成径向脉动。

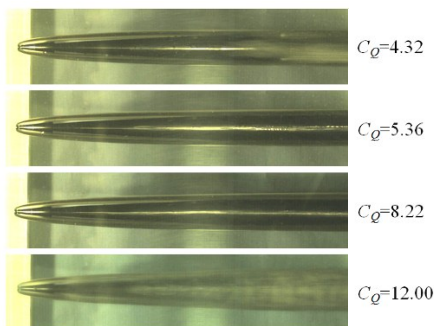


图 4 不同通气系数试验照片 ($D_n/D=0.20$)

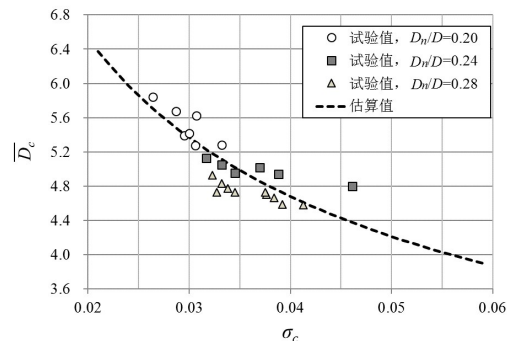


图 5 空泡尺度与空化数的关系

Fig.4 Cavity photos at different ventilation rates

Fig.5 Relationship between cavity size and cavitation number

以无量纲最大空泡直径 \bar{D}_c 来衡量空泡尺度, $\bar{D}_c = D_c/D_n$ 。试验获得 \bar{D}_c 与空化数 σ_c 的关系如图 5 所示,通气空化数 σ_c 定义为

$$\sigma_c = (p_\infty - p_c) / (0.5 \cdot \rho V^2) \tag{4}$$

由图 5 可知,空泡尺度随着空化数的减小而增大。 \bar{D}_c 的理论估算公式^[4]为

$$\bar{D}_c = \sqrt{C_x / \sigma_c} \tag{5}$$

式中, C_x 为空化器阻力系数。利用公式(5)估算的结果与试验结果较为吻合, 如图5所示。

由试验数据给出空泡稳定状态下通气系数 C_Q 与 σ_c / σ_v 的关系如图6所示, 自然空化数

$$\sigma_v = (p_\infty - p_v) / (0.5 \cdot \rho V^2) \tag{6}$$

式中, p_v 为饱和蒸汽压。图中试验结果的变化趋势用拟合曲线显示。由图6(a)可知, 当攻角 $\alpha=0^\circ$ 时, 对于一定的 D_n/D 条件, σ_c / σ_v 随着 C_Q 的增加而减小, 其中空化数的比值 $\sigma_c / \sigma_v = (p_\infty - p_c) / (p_\infty - p_v)$, 表征了通气所引起泡外与泡内压差的变化。在相同 σ_v 和 C_Q 条件下, D_n/D 变化对空化数 σ_c / σ_v 有一定影响, 这与尾翼的作用有关(见后文分析), 但相对于整体趋势线的偏移并不十分显著。

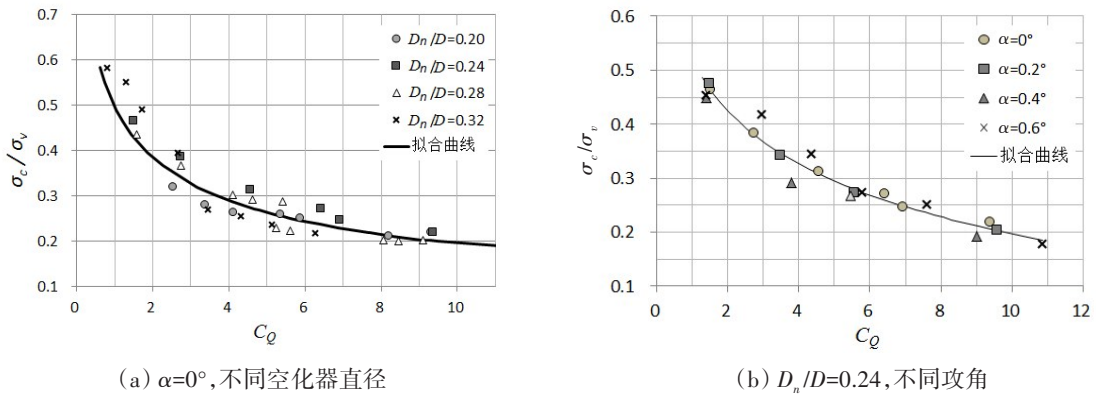


图6 不同空化器直径和不同攻角的试验数据

Fig.6 Test data for different cavitator diameters and attack angles

以 $D_n/D=0.24$ 为例, 见图6(b)所示, 当航行体攻角变化时, 通气系数 C_Q 与空化数 σ_c / σ_v 基本符合相同的变化规律。不同的模型攻角会形成空泡尾部不同闭合状态。当 $D_n/D=0.24$ 、 $\sigma_v=0.10$ 、 $C_Q=1.4\sim 1.5$ 时, 不同攻角下的空泡边界形状如图7所示。对于一定的通气流量 C_Q , 攻角为 0° 时空泡可近乎轴对称地包覆航行体; 随着攻角的增大, 空泡与航行体表面形成干涉, 并且干涉交界位置逐渐前移。结合图6(b)和图7可知, 尽管空泡尾部闭合状态发生变化, 但对于一定 σ_v 条件, 空化数 σ_c 和空泡形状(特别是空泡上边界)并未发生显著改变。因此, 航行体攻角引起空泡闭合状态的变化对 σ_c 和背流面空泡形状无显著影响。

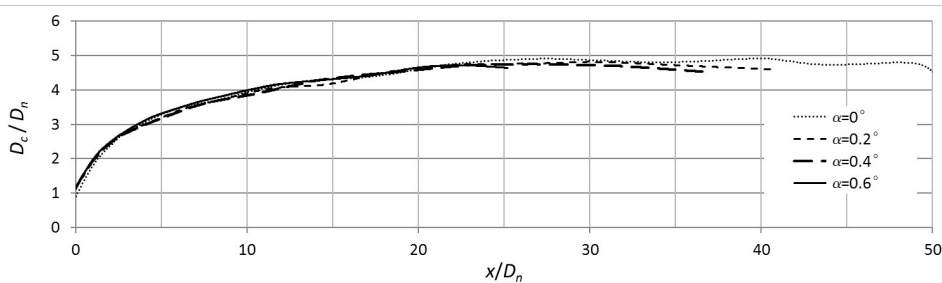


图7 不同攻角的空泡形状($D_n/D=0.24$, $C_Q=1.4\sim 1.5$, $\sigma_v=0.10$)

Fig.7 Cavity profile under different attack angles

由以上分析可知, C_Q 和 σ_c / σ_v 之间关系受参数 D_n/D 和 α 的影响不明显, 将 $D_n/D=0.20\sim 0.32$ 、 $\alpha=0^\circ\sim 1^\circ$ 的全部试验数据绘制成图, 并拟合成曲线, 如图8所示。从图中数据特性可以看出: 大致以 $C_Q=10$ 和 $\sigma_c / \sigma_v = 0.19$ 为分界, σ_c / σ_v 随 C_Q 的变化规律显著不同: 当 $C_Q < 10$ 、 $\sigma_c / \sigma_v > 0.19$, 即试验数据处于象限 II 时, C_Q 与 σ_c / σ_v 的关系符合拟合曲线(1); 当 $C_Q > 10$ 、 $\sigma_c / \sigma_v < 0.19$, 即试验数据处于象限 IV 时, σ_c / σ_v 随 C_Q 的进一步增大而在本试验范围内呈线性减小的趋势, 二者关系符合拟合曲线(2)。在试验状态 $\sigma_v = 0.09\sim 0.17$ 的范围内, 由曲线(1)、(2)拟合的 C_Q 计算表达式为

$$C_Q = \begin{cases} k_q \cdot \left(\frac{1}{\sigma_c} + 1\right) \left(\frac{\sigma_v}{\sigma_c} - 1\right), & \sigma_c / \sigma_v \geq 0.19 \\ 0.025 \cdot (0.438 - \sigma_c / \sigma_v), & 0.06 < \sigma_c / \sigma_v < 0.19 \end{cases} \quad (7)$$

式中,系数 $k_q=0.043\sim 0.076$ 。由试验结果发现,象限II和象限IV范围内空泡形态有明显不同,如图9所示。当 $C_Q < 10, \sigma_c / \sigma_v > 0.19$,即试验状态处于图8中的象限II时,空泡形态稳定、边界清晰;当通气率增大到一定程度使得 $C_Q > 10, \sigma_c / \sigma_v < 0.19$,即试验状态位于图8中的象限IV时,空泡边界出现明显脉动且界面模糊。分析认为,通气率过大导致空泡失稳的原因在于随着空泡内气流动量的增加,泡内气流冲击空泡壁面形成扰动,泡内流动模式由以环流为主的类型转变为以涡流为主的类型,从而导致空泡的不稳定^[14]。

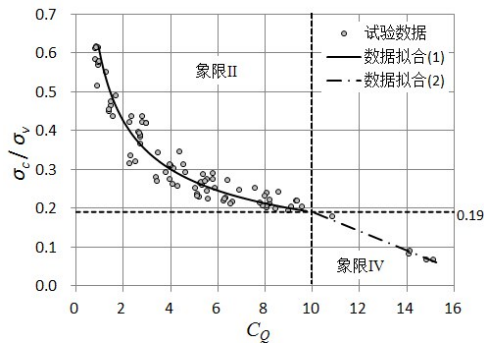


图8 空化数与通气系数的关系

Fig.8 Relationship between cavitation number and ventilation rate

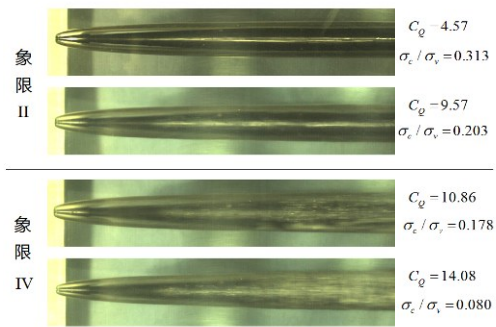
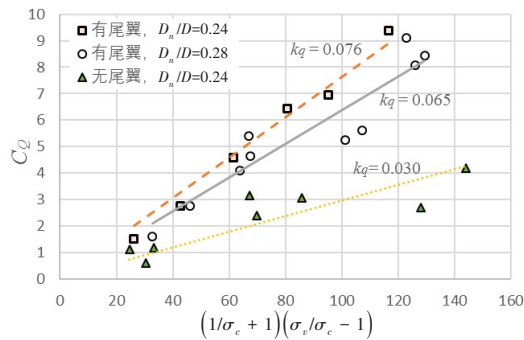
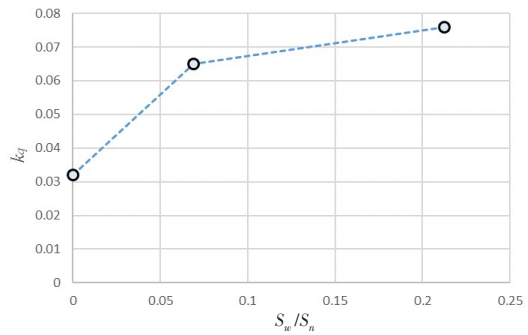


图9 象限II和IV的典型空泡图像

Fig.9 Typical cavity images related to the conditions in quadrant II and IV



(a) C_Q 与 $(1/\sigma_c + 1)(\sigma_v / \sigma_c - 1)$ 关系



(b) 系数 k_q 随尾翼浸湿面积的变化

图10 不同尾翼条件下的试验结果比较

Fig.10 Experimental results comparison with different fin states

将无尾翼模型试验结果与安装尾翼的试验结果进行比较,给出典型工况下流率系数 C_Q 与空泡数相关项 $(1/\sigma_c + 1)(\sigma_v / \sigma_c - 1)$ 的关系,如图10(a)所示。结合式(3)可知,对于 $D_n / D = 0.24$ 的情况,有尾翼条件下 $k_q = 0.076$,无尾翼时 $k_q = 0.032$ 。 D_n / D 由0.24增加到0.28时,相同通气条件的空泡尺度增大,尾翼穿刺长度减小,对应的系数 k_q 也越小。定义 S_w 为尾翼穿刺空泡浸湿面的横截面积, S_n 为空化盘面积,本文试验范围内 k_q 随 S_w / S_n 的变化见图10(b)。由此可见,尾翼穿刺空泡引起了通气超空泡泄气的显著增加,穿刺尺度越大则泄气率越高。尾翼附近的空泡图像见图11,尾翼穿刺主体空泡后在其外侧生成向后拉长的片空泡,片空泡与主体空泡连通增加了超空泡的整体泄气面,从而增大了泄气率。

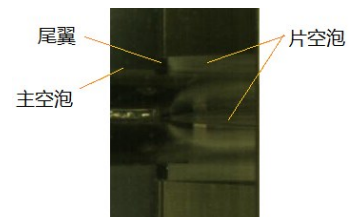


图11 尾翼附近空泡图像

Fig.11 Photo of cavity near tail wing of the model

3 结 论

本文建立了一种通气率和航行体攻角变化情况下的超空泡试验装置和高速水洞中测量方法,在不同通气和模型参数条件下获得了较为精细的空泡图像及特征物理参量测量结果,并基于试验结果分析了通气率与空化数变化规律。

试验观测到空泡边界稳定与不稳定的两种有显著区别的状态,分别对应了不同的试验参数区间。当 $\sigma_c/\sigma_v > 0.19$ 时,空泡形状稳定、边界较为清晰;当通气流率增大到 $C_Q > 10$,空化数比值 $\sigma_c/\sigma_v < 0.19$ 时,试验条件下空泡边界变得模糊、不再光滑稳定。

根据试验结果,给出了不同 σ_c/σ_v 条件下流率系数 C_Q 的计算表达式, $C_Q = f(\sigma_c, \sigma_v)$ 。对于本试验中 $\sigma_c/\sigma_v > 0.19$ 的参数范围,结果显示:当航行体攻角在一定小角度范围内变化导致空泡闭合状态改变时,通气规律变化并不显著;当航行体尾翼形成穿刺主体空泡状态,与无尾翼条件相比超空泡泄气率明显增加,穿刺空泡尾翼浸湿部分的横截面越大,则泄气率越高,本文初步给出了反映尾翼对泄气影响的经验系数变化。

本文试验获得的通气率和空泡参数基于来流自然空化数在0.09~0.17范围,可用以反映该范围的泄气规律,更广泛范围的适用性还有待研究。试验采用了模型尾部支撑的固定方式,尾支杆对超空泡泄气将有一定的影响,本文暂未考虑这些影响。鉴于试验工况有限,尾翼穿刺空泡对泄气的影响规律仍是初步的,有必要后续做进一步的研究分析。

参 考 文 献:

- [1] Reichardt H. Laws of cavitation bubbles at axially symmetric bodies in a flow[R]. Arlington, VA: Ministry of Aircraft Production Volkenrode, MAP-VG, Reports and Translations 766, Office of Naval Research, 1946.
- [2] Epshtem L A. Characteristics of ventilated cavities and some scale effects[C]//Proc. of Int. Symposium IUTAM, Moscow, 1973.
- [3] Logvinovich G V. Hydrodynamics of flows with free boundaries[M]. Kiev: Naukova Dumka Publishing, 1969.
- [4] Semenenko V N. Artificial supercavitation. Physics and calculation[R]. Brussels, Belgium: RTO AVT Lecture Series on Supercavitating Flows, Von Karman Institute, 2001.
- [5] Paryshev E V. Mathematical modeling of unsteady cavity flows[C]//Proceedings of Fifth International Symposium on Cavitation, Osaka, Japan, 2003.
- [6] Spurk J H. On the gas loss from ventilated supercavities[J]. Acta Mechanica, 2002, 155: 125-135.
- [7] Spurk J H. Effect of gas temperature on the gas loss from ventilated cavities[J]. Acta Mechanica, 2004, 172: 75-81.
- [8] Zhang Jiazhong, Zhao Jing, Wei Yingjie, et al. Re-entrant jet and its effect on the shape of ventilated supercavity[J]. Journal of Ship Mechanics, 2010, 14(6): 571-576.
- [9] Kawakami F. Investigation of the behavior of ventilated supercavities[D]. Minnesota: University of Minnesota, 2011.
- [10] Savchenko Y N, Savchenko G Y. Gas flow in ventilated supercavities[M]. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2012.
- [11] 杨武刚, 杨振才, 温凯歌, 等. 超空化航行体气体流量率的确定方法研究[J]. 力学学报, 2012, 35(9): 136-139.
Yang Wugang, Yang Zhencai, Wen Kaige, et al. Determination of entrainment rate for supercavitation vehicle[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 35(9): 136-139.
- [12] 张纪华, 张宇文, 朱 灼. 通气量对超空泡生成与维持影响实验研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 56-59.
Zhang Jihua, Zhang Yuwen, Zhu Zhuo, Experimental study on critical ventilation of supercavitation generation and maintenance[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 56-59.
- [13] Michel J M. Ventilated cavities: A contribution to the study of pulsation mechanism[C]//IUTAM Symp, Leningrad, 1971.
- [14] 王 志, 李 鹏, 许统华, 等. 通气空泡内部流场结构实验研究[J]. 船舶力学, 2016, 20(11): 1355-1360.
Wang Zhi, Li Peng, Xu Tonghua, et al. Experimental research of inner flow field structure for ventilated cavity[J]. Journal of Ship Mechanics, 2016, 20(11): 1355-1360.