尾翼楔角对通气超空泡特性影响试验研究

邢彦江，张嘉钟，曹 伟，王 聪，王柏秋

（哈尔滨工业大学 航天学院，150001 哈尔滨）

摘 要： 为优化通气超空泡航行体流体动力布局，通过水洞试验，研究了航行体尾翼对通气超空泡航行体流体动力的影响. 细致分析了通气超空泡的生成和发展过程，给出了尾翼、尾翼楔角对通气超空泡航行体流体动力的影响规律. 试验结果表明：航行体尾翼增大了通气超空泡航行体阻力系数与升力系数. 通气超空泡航行体阻力系数与升力系数分别随自然空化数减小而减小. 通气超空泡航行体阻力系数与升力系数随通气率增大先小幅增加后减小. 尾翼楔角越大，通气超空泡航行体升力系数越大.

关键词： 超空泡；航行体；流体动力；升力系数；阻力系数

中图分类号： O35 TV131.3 **文献标志码：** A **文章编号：** 0367－6234(2013)01－0025－05

Experimental investigation of the effect of tail wings wedge angle on ventilated supercavity hydrodynamic

XING Yanjiang, ZHANG Jiazhong, CAO Wei, WANG Cong, WANG Baiqiu

(College of Astronautics, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China)

Abstract: To optimize hydrodynamic layout of ventilated supercavity vehicle, the experiments have been done in a ventilated cavitation tunnel to study the relationship between tail wings and hydrodynamic of ventilated supercavity vehicle. Forming process of ventilated supercavity was recorded and analyzed. The influences of the tail wings and its wedge angle on the hydrodynamic of ventilated supercavity vehicle were obtained. Experimental results show that the tail wings increase drag coefficient and lift coefficient. Drag coefficient and lift coefficient decrease with the decrease of nature cavitation number. When increasing ventilation rate, drag coefficient and lift coefficient first increase a little and then decrease. The smaller drag coefficient and the bigger lift coefficient can be achieved at bigger tail wing wedge angle.

Key words: supercavity; vehicle; hydrodynamic; lift coefficient; drag coefficient

在空化充分发展阶段，当形成完全包裹航行体的超空泡时，航行体阻力减小90%以上[1]. 由于运动介质不同，超空泡航行体流体动力特性与普通航行体有很大不同，尤其是浮力丧失，使航行体稳定问题更为复杂[1-3]. 航行体流体动力直接影响到航行体的稳定与弹道特性，因此应认真研究超空泡航行体流体动力特性，为超空泡航行体流体动力布局设计与航行体弹道特性评估提供参考[4-6]. 张嘉钟[7-9]等对通气超空泡航行体减阻与尾部流体动力进行研究，得到航行体减阻特性. 邓飞[10]，罗凯[11]对超空泡航行体流体动力原理进行研究，为优化超空泡航行体流体动力布局提供依据. 裴譞[12]得到了尾翼位置与后掠角对航行体流体动力影响. 目前发表文献多是对超空泡航行体减阻进行研究，对超空泡航行体升力、偏航、俯仰力矩等流体动力研究较少，没有水平尾翼对通气超空泡航行体流体动力影响试验研究.

本文开展了航行体尾翼对通气超空泡航行体流体动力影响的试验研究，得到尾翼、尾翼楔角对通气超空泡航行体流体动力的影响规律.

收稿日期： 2012－01－12.
基金项目： 国家自然科学基金资助项目(51149003).
作者简介： 邢彦江(1975—)，男，博士研究生；
张嘉钟(1945—)，男，教授，博士生导师；
王 聪(1966—)，男，教授，博士生导师.
通信作者： 邢彦江，xing10@sina.com.

1　试验设备与主要参数

1.1　实验设备

通气超空泡试验系统由水洞工作段,工作段流速与压力测试与控制系统,试验模型,模型测力系统,通气控制系统,照明及图像采集系统等组成. 通气超空泡水洞,水洞工作段 2 m×0.2 m. 工作段流速(流量)与压力测试与控制系统:利用系统本身的电磁流量计测量流量,进而间接测量出工作段的流速,工作段压力由安装在工作段上的压力传感器测出. 工作段流速为0~18 m/s;工作过程自然空化数调节范围0.9~0.5,压力0~4 MP. 超空泡航行体缩比试验模型分为头段、锥台段、圆柱段和尾段,主要由空化器、通气装置、测力天平、尾翼及支撑等部分组成. 试验模型的外形示意图如图1. 其中,天平数据线,通气管和测压管都从尾支撑处引入. 可更换不同楔角的尾翼和空化器. 缩比试验模型设计直径 40 mm,长度 500 mm. 空化器直径为8~20 mm. 尾翼高度约20 mm;尾翼楔角调节范围0~9°. 通气控制系统提供满足试验要求的通气流量,通气量调节范围0~2 L/s. 测力系统由安装于模型内部的六分力天平、多通道动态应变仪、集线器、信号采集与记录系统(包括软件与硬件)等部分组成. 通过天平信号可以计算该状态下模型的流体动力,包括阻力、升力、偏航力及力矩. 高速摄像机,专业摄像照明系统,以及监控与存贮用计算机等组成图像采集系统.

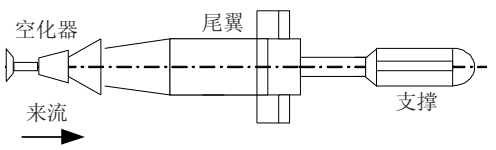


图1　试验模型

1.2　主要参数

通气超空泡试验主要包括自然空化数 σ,弗劳德数 Fr,通气率 $\overline{Q}$,阻力系数 C_d,升力系数 C_c 等主要参数.

自然空化数定义为

$$\sigma = \frac{2(P_\infty - P_v)}{\rho V^2}. \tag{1}$$

其中 P_∞ 与 V 分别表示水洞压力(Pa)与速度(m/s),P_v 为饱和蒸汽压,ρ 为液体密度(kg/m^3).

弗劳德数 Fr 定义为

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{gD_0}}. \tag{2}$$

其中 D_0 为特征长度取模型直径(m).

通气率 $\overline{Q}$ 定义为

$$\overline{Q} = \frac{Q}{VD_0^2}. \tag{3}$$

式中 Q 为通气量(m^3/s).

阻力系数 C_d,升力系数 C_l 分别定义为

$$C_d = \frac{F_d}{0.5\rho V^2 A}, \tag{4}$$

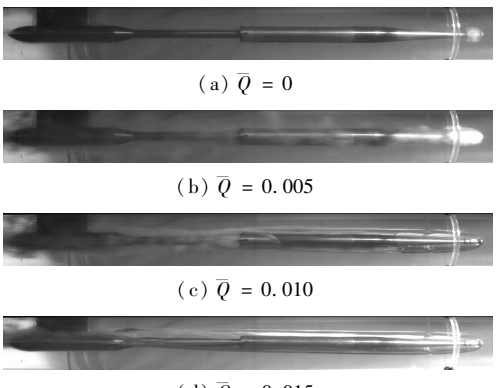
$$C_l = \frac{F_l}{0.5\rho V^2 A}. \tag{5}$$

其中 F_d 表示阻力(N),F_l 表示升力(N),A 表示模型截面积(m^2).

2　试验结果与分析

2.1　空泡形态与流体动力特性

通气超空泡形态主要受工作段速度、工作段压力、阻塞比、空化器直径、空化器攻角、通气率、通气角度等因素影响. 试验通过改变工作段流速,空化器直径,通气率,尾翼楔角,得到空泡不同闭合形态与航行体流体动力,进而分析得到空泡形态与航行体流体动力变化规律. 图2为流速恒定,尾翼楔角不变,不同通气率下的空泡形态,可以看出通气超空泡随通气率增加的形成过程. 试验研究表明,自然超空泡的形成过程是随着自然空化数降低经次空泡、片状空泡、云状空泡等阶段最后发展形成自然超空泡,而通气超空泡的形成过程是当通气空化数降至临界值,通气空泡形态发生跳变,形成稳定的通气超空泡. 试验发现,在通气超空泡的形成过程中,气体由通气孔进入到由空化器产生的次空泡内,空泡的长度变化较小,它随通气率的增加而缓慢增加(见图2(b)),空泡变得更浑浊. 通气率达到临界值时,空泡形态变得极其不稳定,头部出现小部分透明,尾部出现剧烈振荡. 一旦将通气率再提高一点,空泡长度发生跳变,形成形态稳定,像玻璃一样透明的空泡,称之为"通气超空泡"(见图2(c)).



(a) $\overline{Q}$ = 0

(b) $\overline{Q}$ = 0.005

(c) $\overline{Q}$ = 0.010

(d) $\overline{Q}$ = 0.015

图2　通气空泡形态随通气率变化

图 3 为航行体阻力与升力系数随通气率变化曲线,与图 2 空泡形态变化相一致. 未通气条件下,工作段流速较低,自然空化较小,航行体阻力系数较高,升力系数较小. 当气体通入到空化器后低压区内,小的空泡开始形成,空泡增长缓慢,空泡形态如图 2(b). 航行体阻力系数有小幅增加,这是由于局部空泡增加了航行体横截面积,增大了压差阻力,而摩擦阻力减小很少,总阻力系数上升;航行体升力系数基本不变. 随通气空化数小于临界值,空泡形态跳变,通气超空泡形成,由于空泡包裹了航行体大部分表面,航行体粘性阻力大幅减小,其总阻力系数迅速减小. 由于通气空泡非对称性,航行体上表面被空泡包裹较大,航行体升力系数迅速增大. 当通气超空泡将航行体上表面完全包裹,而航行体下表面部分沾湿如图 2(c),航行体升力系列达到最大值,航行体总阻力系数接近零. 当航行体整体被通气超空泡完全包裹,航行体升力系数减小至零,由于航行体沾湿面积变化很小,航行体阻力系数保持不变.

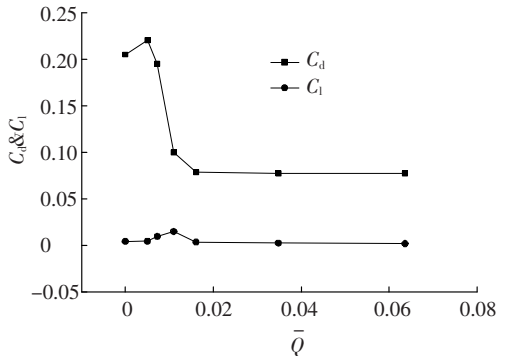


图 3　航行体流体动力与通气率关系曲线

2.2　尾翼对通气航行体流体动力影响

试验采用有尾翼与无尾翼两种缩比模型,通过改变通气量,得到不同通气率下空泡形态与航行体流体动力. 图 4 给出了有尾翼与无尾翼航行体阻力系数随通气率变化规律曲线. 可以看出,有尾翼与无尾翼模型阻力系数随通气率变化趋势基本一致,先小幅增大,然后迅速减小,当通气率达到 0. 17 时阻力系数基本保持不变. 没有产生空泡时,有尾翼模型阻力系数明显大于无尾翼模型阻力系数. 这是由于尾翼增加了模型横截面积,进而增大了压差阻力,同时也增加了沾湿面积,增大了粘性阻力. 当无尾翼模型阻力系数达到最小值,而有尾翼模型阻力系数持续减小,下一工况才达到最小值. 通过试验观察发现,当通气空化数小于临界值时,对于无尾翼模型,空泡迅速增长形成包裹模型的超空泡. 而对有尾翼模型,当空泡增长到尾翼附近速度明显减慢,下一工况才形成包裹模型的超空泡. 分析认为,是由于水翼前端形成高压区,阻碍了空泡发展,所以在水翼附近空泡增长速度变缓. 而形成包裹模型的超空泡后,模型粘性阻力基本为零,有尾翼与无尾翼模型阻力系数基本相同. 有尾翼模型比无尾翼模型阻力系数增大 60% ~200%,空泡闭合在尾翼附近模型阻力系数相对增大 200%.

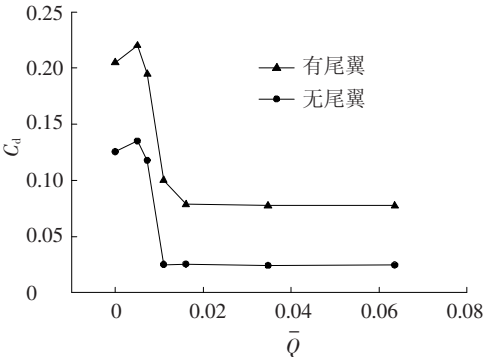


图 4　有尾翼无尾翼阻力系数比较

图 5 给出了有尾翼与无尾翼航行体升力系数随通气率变化规律曲线. 可以看出,有尾翼模型升力系数大于无尾翼模型升力系数. 通气率为零条件下,两种模型升力差异较大. 空泡增长到尾翼附近,模型阻力系数接近最小值,而升力系数达到峰值. 有尾翼模型比无尾翼模型升力系数增大 40% ~400%,空泡闭合在尾翼附近升力系数相对增大 400%.

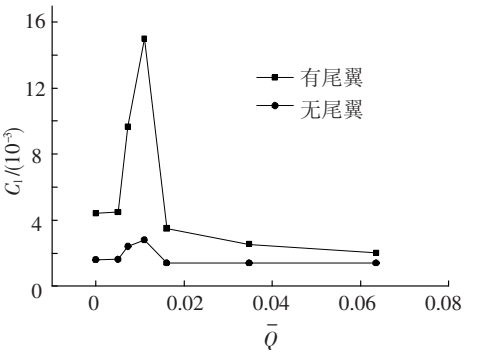


图 5　有尾翼无尾翼升力系数比较

综上所述,尾翼可以有效提高模型升力系数,空泡闭合在尾翼附近效率最高;同时尾翼增加了模型阻力系数. 为得到高效的升力系数,相对小的阻力系数应对尾翼形状进一步研究.

2.3　尾翼楔角对通气超空泡航行体流体动力影响

2.3.1　航行体流体动力随流场参数变化规律

试验采用 0、3、6、9 四种不同楔角尾翼模型,

改变来流速度,记录不同工况下空泡形态,测量流体动力. 图6给出了不同尾翼楔角航行体阻力系数随速度变化规律曲线. 可以看出,模型阻力系数随自然空化数减小而减小;相同自然空化数下,尾翼楔角越大,阻力系数越小;楔角越大,阻力系数随自然空化数减少越明显;不同尾翼楔角阻力系数减小5% ~50%,自然空化数越大阻力系数减小效率越大.

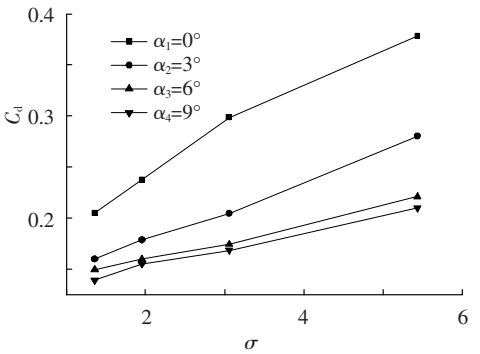


图6　不同尾翼楔角阻力系数与自然空化数关系曲线

图7给出了不同尾翼楔角航行体升力系数随速度变化规律曲线. 可以看出,模型升力系数随自然空化数减小而减小;尾翼楔角越大升力系数越大;楔角越大升力系数随自然空化数减小越明显;不同尾翼楔角升力系数增大200% ~1 000%,自然空化数越大升力系数增加效率越大.

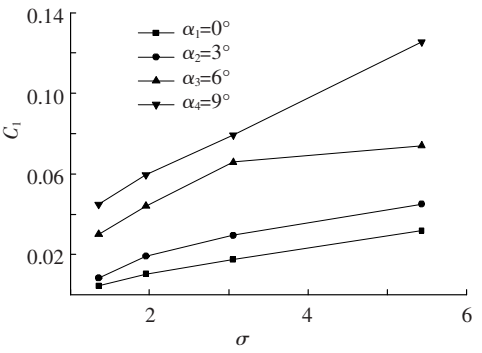


图7　不同尾翼楔角升力系数与自然空化数关系曲线

综上所述,模型阻力系数与升力系数随自然空化数减小而减小;尾翼楔角越大,阻力系数越大升力系数越小. 这是由于尾翼楔角越大,尾翼受力水平分量越小,竖直分量越大. 所以尾翼形状截面固定,楔角越大,升力系数越大,阻力系数越小,尾翼效率越高.

2.3.2　航行体流体动力随通气率变化规律

试验通过改变通气率,记录不同工况下空泡形态,测量流体动力. 图8给出了不同尾翼楔角,阻力系数随通气率变化曲线. 可以看出,不同尾翼楔角模型阻力系数随通气率变化规律相一致,模型阻力系数随通气率增加不断减小达到最小值;小通气率下,阻力系数减小缓慢;中间阻力系数减小迅速;后段阻力系数最小保持不变;相同通气率下,楔角越大阻力系数越小;不同尾翼楔角,阻力系数减小30% ~70%,通气率越大阻力系数减小效率越小. 对比试验现象,分析认为小通气率下,空泡较小,模型沾湿面积较大,粘性阻力减小很少,总阻力减小很少. 通气率增大,形成超空泡包裹模型,粘性阻力达到最小值,总阻力最小.

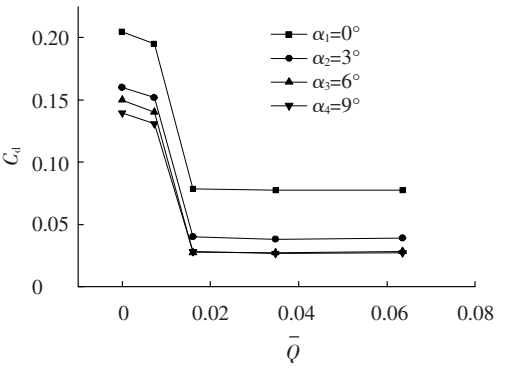


图8　不同尾翼楔角阻力系数随通气率变化关系曲线

图9给出了不同尾翼楔角,升力系数随通气率变化曲线. 可以看出,不同尾翼楔角模型升力系数随通气率变化规律相一致,模型升力系数随通气率增大,升力系数小幅增大后迅速减小,达到最小值;相同通气率下,尾翼楔角越大,升力系数越大. 试验分析认为,小通气率下,空泡包裹的不对称性增加了模型升力系数;而随着通气率的增加,空泡完全包裹模型,模型升力系数降为最小值. 不同尾翼楔角,升力系数增加400% ~1 000%.

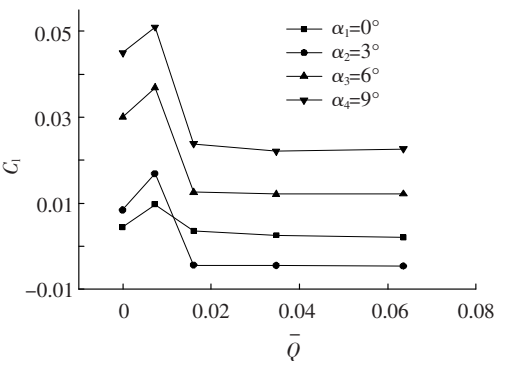


图9　不同尾翼楔角升力系数随通气率变化关系曲线

综上所述,模型阻力系数随通气率增大而减小,尾翼楔角越大阻力系数越小;模型升力系数随通气率增大先增大后减小,尾翼楔角越大升力系数越大.

3　结　论

通过对通气超空泡航行体流体动力特性研究,可得到如下结论:

1）空泡初始阶段,模型阻力系数与升力系数小幅增加;随空泡形态迅速增大,阻力系数减小升力系数增大;空泡闭合到模型尾部,阻力系数近似最小,升力系数最大;空泡完全包裹模型,模型阻力系数升力系数达到最小值.

2）尾翼增大了模型阻力系数与升力系数.

3）随自然空化数减小,模型阻力系数与升力系数减小;尾翼楔角越大阻力系数越小,升力系数越大.

4）随通气率增大,模型阻力系数减小、升力系数先增大后减小;尾翼楔角越大阻力系数越小,升力系数越大.

参考文献

[1] SAVCHENKO Y N. Expermental investigation of supercavitating motion of bodies[R]. Brussels: VKI Special Course on Supercavitating Flows, 2001.

[2] KIRSCHNER I N, KRING D C, STOKES A W. Control strategies for supercavitating vehicles[J]. JVC/Journal of Vibration and Control, 2002, 8(2): 219 – 242.

[3] SAVCHENKO Y N. Control of Supercavitation flow and stability of supercavitating motion of bodies [R]. Brussels: VKI Special Course on Supercavitating Flows, 2001.

[4] SEMENENKO V N. Artificial supercavitation physics and calculation[R]. Brussels: VKI Special Course on Supercavitating Flows, 2001.

[5] CHOI J Y, RUZZENE M. Stability analysis of supercavitating underwater vehicles with adaptive cavitator [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2006, 48(12): 1360 – 1370.

[6] NG K W. Overview of the ONR supercavitating high-speed bodies program [C]//Collection of Technical Papers-AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2006. Keystone:[s. n.], 2006: 3088 – 3091.

[7] 蒋增辉，于开平，张嘉钟，等. 水下航行体通气超空泡形态及阻力特性试验研究[J]. 工程力学，2007，24(04)：152 – 158.

[8] 王海斌，张嘉钟，魏英杰,等. 水下航行体通气超空泡减阻特性实验研究[J]. 船舶工程，2006，28(03)：14 – 17.

[9] 贾力平，张嘉钟，于开平，等. 空化器线形与超空泡减阻效果关系研究[J]. 船舶工程，2006，28(02)：20 – 23.

[10] 邓飞，张宇文，袁绪龙，等. 水下超空泡航行体流体动力设计原理研究[J]. 西北工业大学学报，2004，22(06)：806 – 810.

[11] 罗凯，段鹏，高亚强. 一种新型的超空泡航行器流体动力布局[J]. 计算机仿真，2009，25(11)：38 – 40.

[12] 裴譞，张宇文，袁绪龙，等. 尾翼对超空泡航行器形态及力学特性影响实验研究[J]. 实验流体力学，2011，25(01)：23 – 28.

（**编辑**　张　宏）