

# 尾空泡对水下航行体流体阻尼力影响数值计算分析\*

尤天庆,王占莹,权晓波,鲍文春,肖鲁,程少华  
(北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

**摘要:**针对航行体尾空泡对流体阻尼力影响的问题,结合动坐标系技术和空泡多相流数值模拟方法,通过求解雷诺平均的纳维-斯托克斯方程组,进行阻尼力计算研究。试验数据对比结果表明,该方法具有较好的精度。数值计算研究表明,尾空泡会削弱航行体尾部压力的不对称性,使航行体尾部流体阻尼力减小。当尾空泡增加到一定尺寸时,流体阻尼力减小的幅度逐渐趋缓,同时尾空泡也改变了流体阻尼力随攻角的变化趋势。研究充分表明了航行体流体力设计中考虑尾空泡影响的必要性。

**关键词:**尾空泡;流体阻尼力;计算流体力学;水下航行体

**中图分类号:**V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)04-064-05

## Numerical analysis of the tail cavity effect on underwater vehicle hydrodynamic damping force

YOU Tianqing, WANG Zhanying, QUAN Xiaobo, BAO Wenchun, XIAO Lu, CHENG Shaohua  
(Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** For the influence of tail cavity on hydrodynamic damping force, a method was proposed by combing the rotating reference frames and cavity multiphase flow simulation techniques and solving the Reynolds averaged NS equations. Numerical research indicates that the unbalance of vehicle tail part pressure distribution has been relieved by tail cavity, which causes the reduction of hydrodynamic damping force. As the cavity expands, the decreasing rate trends tend to be slower. The tail cavity also changes the trend of damping force, which varies with the attack angle. Research reveals the necessary consideration of the effect of tail cavity on underwater vehicle hydrodynamic damping force design.

**Key words:** tail cavity; hydrodynamic damping force; computational fluid dynamics; underwater vehicle

航行体在水下发射过程中,如采用气体弹射,在一定的尾部外形下,弹射气体会附着在尾部形成尾空泡<sup>[1]</sup>。除此之外,采用火箭发动机为推进动力的水下航行体,火箭发动机排出的气体同样会在航行体尾部形成尾空泡。空泡的存在会对航行体表面的流场也造成不同程度的干扰<sup>[2-3]</sup>,直接影响到航行体的受力和运动。

目前针对尾空泡的研究主要是对空泡形态和压力的预示及其对航行体轴向运动的影响<sup>[4-5]</sup>。尾空泡气水界面效应改变航行体尾部流场结构,不仅影响轴向受力而且还会对法向力产生影响,进而影响俯仰运动。

航行体以一定速度做平移运动的同时,由旋转运动而产生的流体阻尼力会对航行体俯仰运动产生较大的影响<sup>[6]</sup>。流体阻尼力关系到航行体弹道稳定性及操纵性<sup>[7-8]</sup>。目前针对流体阻尼力的求解主要分为稳态和非稳态求解方法<sup>[9]</sup>。其

中,在纳维-斯托克斯(Navier-Stokes, NS)方程中加入惯性力源项的稳态计算求解方法<sup>[10-11]</sup>与目前的旋臂水池试验方法类似,比较适合于空泡流条件下的流体阻尼力求解。

本文运用动坐标系稳态计算求解流体阻尼力,并通过与试验结果对比验证了计算方法的有效性。在此基础上结合空泡流数值计算方法,对航行体尾部空泡对流体阻尼力的影响进行了数值模拟分析。

### 1 控制方程

采用令航行体做匀速圆周运动的方法计算流体阻尼力。数值计算控制方程为基于雷诺平均NS方程的质量守恒方程、动量守恒方程和 $k-\epsilon$ 湍流模型方程。该计算流场建立在旋转坐标系上,在此坐标系下,网格在计算中保持静止。旋转坐标系下质量守恒方程为:

\* 收稿日期:2015-09-12

基金项目:国防基础科研计划资助项目(A0320110015)

作者简介:尤天庆(1984—),男,黑龙江五大连池人,高级工程师,博士,E-mail:youtianqing@163.com

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程为:

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{U})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \mathbf{U}) + \rho [2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{U} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r})] = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \quad (2)$$

应力张量  $\boldsymbol{\tau}$  与应变率关系为:

$$\boldsymbol{\tau} = \mu_{\text{eff}} \left( \nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot \mathbf{U} \right) \quad (3)$$

式中:  $\mathbf{U}$  为相对旋转坐标系的时均统计下速度矢量;  $p$  为时均统计下的压力;  $\boldsymbol{\omega}$  为旋转坐标系旋转角速度矢量;  $\mathbf{r}$  为流场质点在旋转坐标系中的位置矢量;  $t$  为时间;  $\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t$  为有效黏度;  $\mu = \sum_{i=1}^{N_p} \alpha_i \mu_i$  为混合黏度;  $\mu_t$  为湍动黏度;  $\rho = \sum_{i=1}^{N_p} \alpha_i \rho_i$  为混合密度;  $N_p$  为相数;  $\alpha_i$  为相体积分。

本文采用标准  $k - \varepsilon$  湍流模型来建立流场中时均统计量和脉动量之间的关系。 $k - \varepsilon$  模型是目前比较通用的一种湍流模型,它在计算上易于处理,鲁棒性也比较强。

本文数值离散方法采用有限体积法,湍流输运方程采用一阶差分格式,时间离散为一阶隐式。压力速度耦合方式采用 SIMPLE 算法,压力及动量方程离散采用二阶迎风格式。

## 2 数值计算有效性验证

令航行体以攻角  $\alpha$  绕指定圆心做匀速圆周运动,航行体质心与圆周运动圆心距离为  $R$ ,转动角速度为  $\omega_{z1}$ ,则匀速圆周运动线速度为  $V = R\omega_{z1}$ ,  $q = 0.5\rho V^2$  为动压,  $S$  和  $l$  分别为参考面积和参考长度。航行体所受到的流体力有如下表达式。

$$qSC_{y1}(\alpha) + qSC_{y1}(\omega_{z1}) \approx qSC_{y1}^{\alpha} \alpha + qSC_{y1}^{\omega_{z1}} \bar{\omega}_{z1} = N \quad (4)$$

$$qSlm_{z1}(\alpha) + qSlm_{z1}(\omega_{z1}) \approx \quad (5)$$

$$qSlC_{m_{z1}}^{\alpha} \alpha + qSlC_{m_{z1}}^{\omega_{z1}} \bar{\omega}_{z1} = M$$

通过航行体定速圆周运动数值计算,可求得指定攻角  $\alpha$  和一系列无量纲旋转角速度  $\bar{\omega}_{z1}$  条件下的法向力  $N$  及俯仰力矩  $M$ ,其中无量纲旋转角速度  $\bar{\omega}_{z1}$  范围为  $0.05 \sim 0.25$ 。利用最小二乘法即可计算得到附加力系数  $C_{y1}^{\omega_{z1}}$  和俯仰阻力矩系数  $m_{z1}^{\omega_{z1}}$ ,在此计算中两者分别包含了附加水质量  $\lambda_{11}$  和  $\lambda_{26}$  的影响。数值计算结果与实验数据无量纲化对比结果如表 1 所示。数值计算结果表明,所采用的流体阻力数值计算方法具有较高的精度。

表 1  $C_{y1}^{\omega_{z1}}$  和  $m_{z1}^{\omega_{z1}}$  数值计算结果与试验对比

Tab. 1 Comparison of the numerical and experiment results of  $C_{y1}^{\omega_{z1}}$  and  $m_{z1}^{\omega_{z1}}$

	攻角/ (°)	数值计算	试验结果	误差/ %
$C_{y1}^{\omega_{z1}}$	0	0.594	0.565	5
	2	0.590	0.556	6
	6	0.474	0.450	5
$m_{z1}^{\omega_{z1}}$	0	-0.338	-0.347	2
	2	-0.355	-0.347	2
	6	-0.342	-0.355	4

## 3 尾部空泡对流体阻力影响分析

本文采用数值计算方法模拟火箭发动机排气形成尾空泡,如图 1 所示。受航行体圆周运动影响,尾空泡的形态明显不对称。相比全湿流状态,尾空泡的存在明显改变了航行体尾部流场结构。由弹体坐标系观察,航行体表附近流体质点,在弹尾附近不再产生流动分离而形成涡结构,而是沿着尾空泡壁面向下游运动。从对航行体周围水质点运动影响上看,尾空泡相当于航行体柱段物面向下游延伸形成有收缩段的后体。

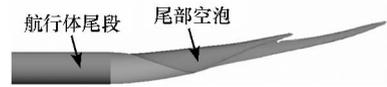


图 1 匀速圆周运动中尾空泡形态

Fig. 1 Tail cavity profile during circular motion

在不可压缩流动条件下,下游流场扰动会影响上游流场参数变化,尾空泡改变航行体尾流场结构,必定会对尾段物面压力分布产生影响。在全湿流条件下,航行体尾部存在流动分离所引起的低压。由于航行体做匀速圆周运动,尾部存在局部攻角,尾部低压区存在明显非对称性。对比而言,在存在尾空泡的情况下,航行体尾部流场压力相对较高,压力不对称性较弱,如图 2 所示。

在对数值计算结果分析时,提取了  $0^\circ$  攻角情况下有无尾空泡时,沿航行体轴线的分布附加力系数  $C_{y1pm}^{\omega_{z1}}(x)$  和分布俯仰阻力矩系数  $m_{z1pm}^{\omega_{z1}}(x)$ ,如图 3 所示,其中有尾空泡条件下无量纲通气质量  $\bar{Q} = 0.17$ 。  $\bar{Q} = Q/SV$  为通气量的无量纲形式,  $Q$  为通气体积流率。可见有无尾空泡条件下,分布阻力系数仅在航行体尾段存在差异。上述尾部流场压力分析表明,相对于全湿流情况,存在尾空泡时尾段压力不对称性较弱;不同旋转角速度下的流场数值计算进一步表明,存在尾空泡时局部

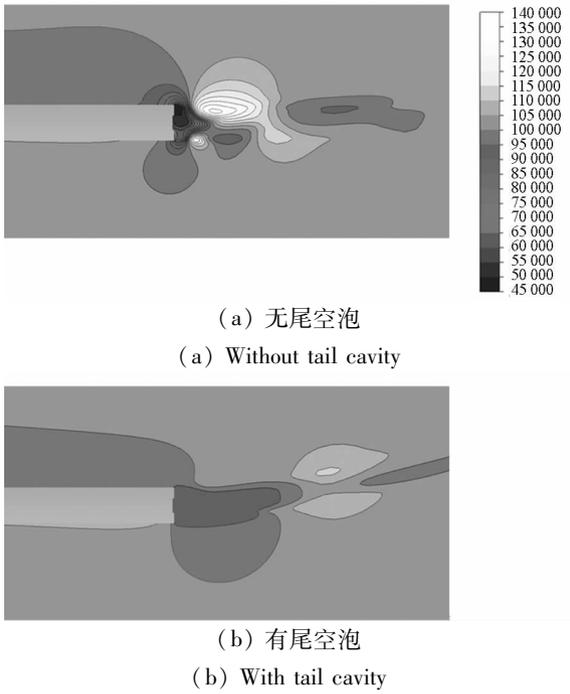


图 2  $\bar{\omega}_{z1} = 0.11$  航行体尾部流场压力云图  
 Fig. 2 Contour of pressure while  $\bar{\omega}_{z1} = 0.11$

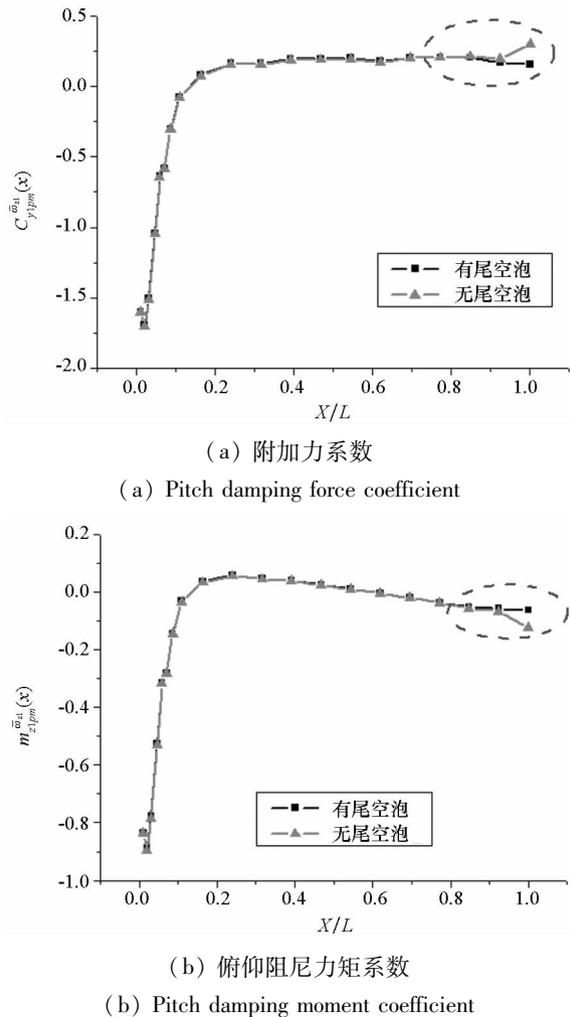


图 3 阻尼力系数沿航行体轴向分布  
 Fig. 3 Pitch damping force coefficient distribution

攻角变化对这种压力不对称性的影响也相对较弱。因此,尾空泡的存在使航行体尾段法向力减小,且随着旋转角速度的增加,其增量也较全湿流情况小,即尾空泡会使流体阻尼力绝对值减小。

航行体尾部发动机排气量会对尾空泡的大小产生影响,进一步影响尾段流体阻尼力系数分布。计算不同通气量下的尾空泡形态如图 4 所示,数值计算结果表明,随着通气量的增大,尾空泡逐渐变长。

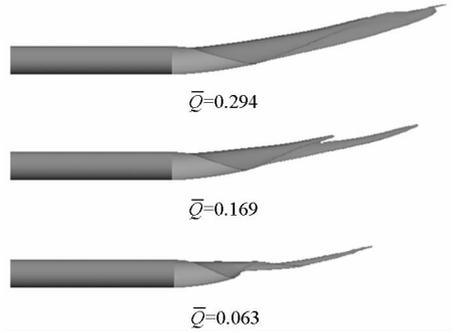
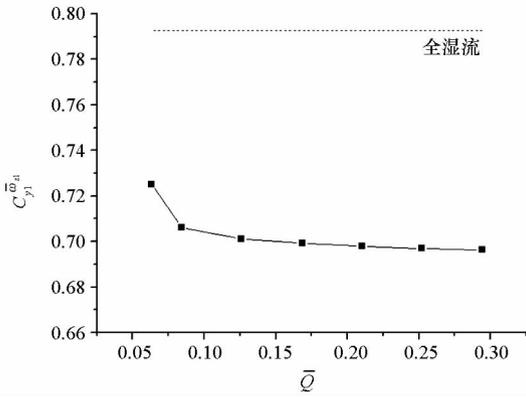


图 4 不同通气量下尾空泡形态  
 Fig. 4 Tail cavity profile with different ventilation rate

小通气量下空泡长度较短,尾空泡壁曲率变化也相对较为剧烈,尾段附近的压力不对称性相对大通气量情况较强,因此航行体尾段分布阻尼力系数比大通气量情况大,更接近于全湿流状态,如图 5 所示。尾空泡长度达到一定长度后,与航行体尾段临近部分空泡壁曲率随着通气量增大不再产生明显变化。不同通气量下航行体尾段附近的压力分布也趋近一致,即流体阻尼力系数变化幅值变小。这一现象表现在不同通气量下阻尼力系数绝对值显著减小,当通气量增大到一定值后,随着通气量的变化流体阻尼力系数减小幅值逐渐趋弱。

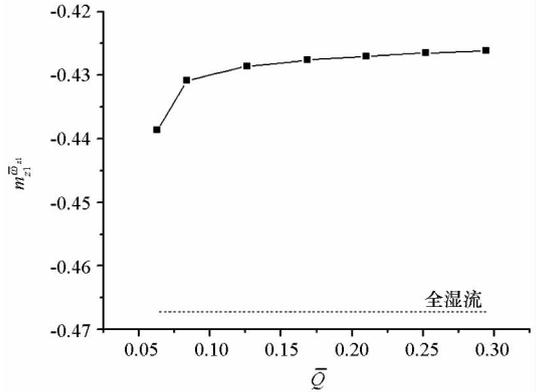
取通气量  $\bar{Q} = 0.17$  分析攻角的影响,如图 6 所示。全湿流条件下,尾部低压区存在明显非对称性,并与局部攻角变化紧密相关。表现在阻尼力系数随攻角变化曲线上,即流体阻尼力绝对值先增大后减小。尾空泡的存在削弱了尾段压力的不对称现象,这不仅使流体阻尼力的绝对值较全湿流状态下明显减小,而且也减弱了小攻角状态下流体阻尼力系数绝对值随攻角增大的趋势。

通常,流体阻尼力系数确定时,需开展旋臂水池试验,在试验过程中考虑尾空泡的影响是比较困难的。水下航行体在高速大幅度机动运动时,流体动压和姿态角速度均较大,这时流体阻尼力



(a) 附加力系数

(a) Pitch damping force coefficient

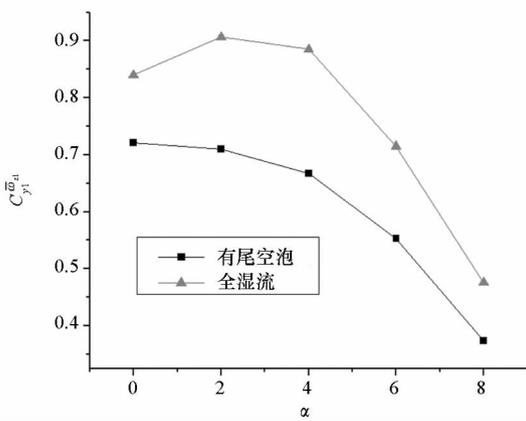


(b) 俯仰阻尼力矩系数

(b) Pitch damping moment coefficient

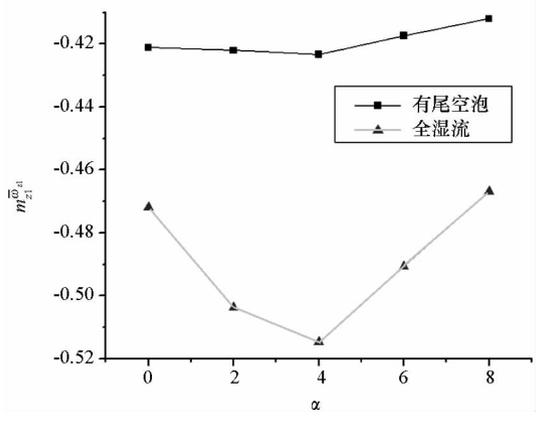
图5 不同通气量下阻尼力系数

Fig.5 Pitch damping force coefficient with different ventilation rate



(a) 附加力系数

(a) Pitch damping force coefficient



(b) 俯仰阻尼力矩系数

(b) Pitch damping moment coefficient

图6 不同攻角下阻尼力系数

Fig.6 Pitch damping force coefficient with different angle of attack

会产生较大的影响。因此,是否考虑尾空泡对力系数的影响变得尤其重要。针对本文数值计算算例,尾空泡会使附加力系数减少 15%,使俯仰阻尼力矩系数减少 10%。

### 4 结论

基于雷诺平均 NS 方程组求解,利用旋转坐标系的方法,分析了尾空泡对航行体流体阻尼力特性的影响,得到如下结论:

- 1) 相比全湿流状态,尾空泡会削弱尾段压力不对称性,使水下航行体尾段流体阻尼力减小;
- 2) 随着航行体尾部发动机排出气体量的增加,航行体所受流体阻尼力系数绝对值先显著减小,当尾空泡增加到一定长度时,流体阻尼力系数绝对值减小幅度逐渐趋缓;
- 3) 尾空泡的存在削弱了局部攻角变化对尾

段压力分布的影响,明显减小了流体阻尼力系数绝对值,小攻角状态下阻尼力系数随攻角的变化幅度也较全湿流情况降低;

4) 在尾部空泡对航行体整体流体阻尼力影响上,本文数值计算分析表明,在航行体所受动压和姿态角速度较大情况下,应在航行体流体力分析中考虑尾空泡的影响。

### 参考文献 (References)

- [1] 刘志勇, 颜开, 王宝寿, 等. 潜射导弹尾空泡从生成到拉断过程的数值模拟[J]. 船舶力学, 2005, 9(1): 43 - 50. LIU Zhiyong, YAN Kai, WANG Baoshou, et al. Numerical simulation of the development process of a trailing cavity from generation to separation [J]. Journal of Ship Mechanics, 2005, 9(1): 43 - 50. (in Chinese)
- [2] Knapp R T, Daily J W, Hammitt F G. Cavitation[M]. USA: McGraw-Hill Book Company, 1970: 63 - 139.
- [3] 黄继汤. 空化与空蚀的原理及应用[M]. 清华大学出版社, 1991: 1 - 5.

- HUANG Jitang. The principle and application of cavitation[M]. Tsinghua University Press, 1991: 1-5. (in Chinese)
- [4] 李杰, 鲁传敬. 潜射导弹尾部燃气后效建模及数值模拟[J]. 弹道学报, 2009, 21(4): 6-8.  
LI Jie, LU Chuanjing. The model of combustion gas bubble of submarine-launched missile and numerical simulation[J]. Journal of Ballistics, 2009, 21(4): 6-8. (in Chinese)
- [5] 燕国军, 阎君, 权晓波, 等. 水下航行体垂直发射尾部流场数值计算[J]. 导弹与航天运载技术, 2012, 3: 42-46.  
YAN Guojun, YAN Jun, QUAN Xiaobo, et al. Numerical study on tail flow field of underwater vehicle in vertical launching[J]. Missiles and Space Vehicles, 2012, 3: 42-46. (in Chinese)
- [6] 张宇文. 鱼雷总体设计原理与方法[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.  
ZHANG Yuwen. The principle and method of torpedo general design[M]. Xi'an: Northwest Industrial University Press, 1998. (in Chinese)
- [7] 蒋胜矩, 刘玉琴, 党明利. 基于定常 NS 方程的飞行器滚转阻尼力矩系数导数计算方法[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(1): 180-182.  
JIANG Shengju, LIU Yuqin, DANG Mingli. A calculation method of aircraft roll-damping moment coefficient derivative based on steady NS equation[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(1): 180-182. (in Chinese)
- [8] Sen D. A study on sensitivity of maneuverability performance on the hydrodynamic coefficients for submerged bodies[J]. Journal of Ship Research, 2000, 44(3): 186-196.
- [9] Park S H, Kwon J H. Comparisons of steady and unsteady methods for pitch-damping predictions[C] // Proceedings of 21st Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida, 2003; AIAA 2003-3671.
- [10] Weinacht P, Sturek W B, Schiff L B. Navier-Stokes predictions of pitch-damping for axisymmetric shell using steady coning motion[R]. AD-A285866, 1994.
- [11] Weinacht P. Navier-Stokes predictions of the individual components of the pitch-damping coefficient sum[C] // Proceedings of 20th Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2004; AIAA-95-3458-CP.