

文章编号: 1000-4750(2014)08-0024-08

飞艇大攻角绕流气动特性模拟及湍流模型与参数影响研究

吴小翠, 王一伟, 黄晨光, 杜特专, 于娴娴, 廖丽涓

(中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 飞艇大攻角绕流作为一种典型的分离与漩涡流动, 相关研究具有较高难度和十分重要的意义。该文基于数值模拟方法, 研究了飞艇大攻角绕流条件下的气动特性, 分析了湍流模型选择和湍流强度设置等关键因素对模拟结果的影响。气动力、压力系数、流场显示细节等结果表明: SST $k-\omega$ 模型和 Realizable $k-\varepsilon$ 均能较准确地模拟飞艇周边流体流动现象, 计算得到的气动参数和实验结果吻合良好, 而 S-A 模型和实验存在较大差异; 同时发现湍流强度对飞艇气动力存在较大影响, 升阻力系数在湍流强度 $I > 0.5\%$ 时随之线性增长。进一步引入了等效雷诺数的概念, 证明与原始雷诺数类似, 等效雷诺数对气动力影响存在相应的敏感区间, 在计算和实验中值得加以注意。

关键词: 分离流动; 飞艇; 数值模拟; 湍流模型; 湍流强度

中图分类号: V274 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2013.02.0140

AERODYNAMIC SIMULATION OF AIRSHIP AMBIENT FLOWS WITH HIGH ATTACK ANGLES AND ANALYSIS ON TURBULENCE MODELS AND PARAMETERS

WU Xiao-cui, WANG Yi-wei, HUANG Chen-guang, DU Te-zhuan, YU Xian-xian, LIAO Li-juan

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Airship ambient flows with high attack angles were studied, including separated flows and vortex motions. In this paper, aerodynamic characteristics of airship ambient flows with high attack angles were investigated numerically. Turbulence models and turbulence intensity were also considered. Numerical results provided detailed aerodynamic information of flows around the airship, such as distributions of circumferential and radial pressure coefficients, oil flow distributions and aerodynamic forces with different turbulence models. Results show that SST $k-\omega$ and Realizable $k-\varepsilon$ are more suitable for the aerodynamic simulation than S-A. Moreover, lift and drag coefficients vary linearly with the turbulence intensity I when $I > 0.5\%$. The concept of equivalent Reynolds number is introduced, which is found to have great effects on aerodynamic characteristics within a certain range.

Key words: separated flows; airship; numerical simulation; turbulence models; turbulence intensity

飞艇凭借其长期滞空、定点悬停和重复使用等优势在通信保障、情报收集和侦察监视等方面应用

逐渐广泛。飞艇的气动力计算和分析对飞艇有效的控制操作、稳定性分析、合理的设计等方面起着重

收稿日期: 2013-02-05; 修改日期: 2013-10-17

基金项目: 国家自然科学基金青年基金项目(11202215)

通讯作者: 王一伟(1983), 男, 河北人, 助研, 博士, 从事计算流体力学研究(E-mail: wangyw@imech.ac.cn).

作者简介: 吴小翠(1985), 女, 河北人, 博士生, 从事计算流体力学研究(E-mail: wuxiaocui@imech.ac.cn);

黄晨光(1963), 男, 湖北人, 研究员, 博士, 博导, 从事冲击动力学, 流体结构耦合动力学研究(E-mail: huangcg@imech.ac.cn);

杜特专(1983), 男, 福建人, 助研, 硕士, 从事计算流体力学研究(E-mail: dutezhuan@imech.ac.cn);

于娴娴(1987), 女, 山东人, 博士生, 从事水下动力学研究(E-mail: yuxianxian110@mails.ucas.ac.cn);

廖丽涓(1983), 女, 山西人, 助研, 博士, 从事结构动力学研究(E-mail: ljl@imech.ac.cn).

要的作用,因此研究飞艇气动特性具有十分重要的意义^[1]。飞艇作为类回转体,虽然几何形状简单,但在大攻角下的绕流问题却非常复杂,包括由壁面卷起的三维边界层分离流动和在旋转体背风面形成的集中漩涡流动,而头部形状、攻角、来流速度、湍流强度等多种因素彼此相互诱导,作用形态非常复杂,使得背涡的形成机理、流场结构、发展及演变特性等的研究存在很大困难^[2],从而增加了飞艇气动力计算的难度。

在回转体绕流的研究中,前人做了很多的工作:德国斯图加特大学的 FOGL 小组采用风洞实验方法来研究 LOTTE 飞艇的流动分离问题,获得了一系列非常重要的实验数据^[3-5]; Emre 和 Lyle 采用非结构网格 Reynolds 应力模型研究湍流状态下 6-1 椭球体绕流的流动分离问题^[6];侯国祥等采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型对某回转体做了三维绕流数值计算^[7];上海理工大学张丹等人采用基于压力的 SIMPLE 算法和 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型模拟平流层双轴椭球体飞艇绕流的流动情况^[8],着重分析与飞艇轴线垂直的截面的周向摩擦阻力系数和压力分布情况,飞艇背部的分离流动特点,物面剪切层分离流动规律,空间流态,以及它们随攻角的变化规律。国防科技大学胡国昌等人利用 MATLAB 软件平台对平流层飞艇的静升力进行仿真分析,分析飞行高度、温度变化等因素对静升力的影响规律^[9],建立了能够准确描述各因素对静升力影响的模型;清华大学任一鹏等人针对地面及大气边界层、多边形外形以及副气囊喷流与主流干扰等问题对飞艇周边流场进行初步数值模拟^[10],指出需要进一步解决的问题;上海交通大学王晓亮等人采用有限基本解方法与工程估算方法组合的气动力工程计算方法来计算平流层飞艇的气动力^[11-12],考虑尾翼气动力的变化和尾翼对艇身气动力的干扰作用,得出一种可以快速、准确的计算飞艇所受气动力的方法;上海交通大学的刘建闽等人采用基于有限体积法的压力修正 SIMPLE 算法,采用 SIP 法迭代求解来模拟飞艇的三维流场分布^[13],结果显示无论是气动参数量、流场压力图,还是流动结构显示等方面,该方法都具有较好的可靠性和准确性,能够满足工程要求。西北工业大学谢飞等人通过求解雷诺平均 N-S 方程,采用 SST 两方程湍流模型,研究了蒙皮以不同波长、频率以及波幅作波动时对飞艇流场特性产生的影响^[14];在此基础上,还模拟了具有驻点

引射流动飞艇绕流流场,探讨了不同尺寸孔径以及不同的入口形状的流动状态^[15]。可见当前国内外针对飞艇气动特性的研究已取得了很好的成果,但气动特性计算的难度和不确定性导致其在技术上尤其是工程应用上仍然有一些问题需要进一步探讨和确定。

本文在以往飞艇绕流气动特性数值模拟方法的基础上,进一步研究湍流模型、湍流强度等参数对飞艇气动参数的影响,将计算结果和已有实验结果进行比对,确定适合飞艇气动力计算的模型和设置参数,积累飞艇气动计算经验,为后续飞艇气动力计算提供依据。

1 物理模型

德国斯图加特大学的 LOTTE 飞艇^[4]是目前风洞实验中飞艇结构参数和气动实验数据最为完备的,也是各国做飞艇气动力数值模拟研究验证的标本。飞艇总体积 109m^3 ,长度 16m ,最大直径 4m 。Lotte 飞艇的母线方程为:

$$\bar{r}_1(\bar{x}) = c\sqrt{\bar{x}}, \quad 0 < \bar{x} < 0.08 \quad (1)$$

$$\bar{r}_2(\bar{x}) = c_0 + c_1\bar{x} + c_2\bar{x}^2 + c_3\bar{x}^3 + c_4\bar{x}^4 + c_5\bar{x}^5, \quad 0.08 < \bar{x} < 1 \quad (2)$$

其中: $\bar{r} = r/L$, r 为沿飞艇径向方向长度,单位为 m ; $\bar{x} = x/L$, L 为风洞实验飞艇模型总长 0.8m , x 为沿飞艇轴线方向长度,单位为 m ; \bar{x} , \bar{r} , \bar{r}_1 , \bar{r}_2 为分别对应的无量纲长度。

上式各系数的取值见表 1。

表 1 母线方程系数取值
Table 1 Values of the equation parameters

c	c_0	c_1	c_2	c_3	c_4	c_5
0.2277	0.0197	0.7184	-2.3751	5.0166	-5.8339	2.4551

L 为飞艇实验模型的轴向长度。其余参数为实验条件参数,是计算的输入条件。

2 数值方法

本文采用 FLUENT 对飞艇绕流的流动情况进行数值模拟计算。采用 ICEM 软件对飞艇进行建模和网格划分。飞艇为轴对称结构,为减小计算量,只针对 $1/2$ 飞艇进行建模计算。

2.1 控制方程

本文控制方程采用雷诺平均 N-S 方程(RANS),即将流动变量用平均值与脉动值之和来代替:

$$u = U + u' \quad (3)$$

式中， $U = (U, V, W)$ 为代表三个方向的速度对时间的平均值，而上标“'”代表脉动值。

连续方程：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (4)$$

动量方程：

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U U) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \nabla \cdot (\mu \nabla U) + \left[-\frac{\partial(\overline{\rho u'^2})}{\partial x} - \frac{\partial(\overline{\rho u'v'})}{\partial y} - \frac{\partial(\overline{\rho u'w'})}{\partial z} \right] + S_{M_x} \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho V)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V U) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \nabla \cdot (\mu \nabla V) + \left[-\frac{\partial(\overline{\rho v'^2})}{\partial y} - \frac{\partial(\overline{\rho u'v'})}{\partial x} - \frac{\partial(\overline{\rho v'w'})}{\partial z} \right] + S_{M_y} \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho W)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho W U) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \nabla \cdot (\mu \nabla W) + \left[-\frac{\partial(\overline{\rho w'^2})}{\partial z} - \frac{\partial(\overline{\rho u'w'})}{\partial x} - \frac{\partial(\overline{\rho v'w'})}{\partial y} \right] + S_{M_z} \quad (7)$$

式中： x, y, z 表示三个方向； ρ 为流体密度； P 为压力； t 为时间； μ 为粘度系数； $S_{M_x}, S_{M_y}, S_{M_z}$ 为动量方程的源项。

利用 Boussinesq 的涡粘假定，引入涡粘性系数 μ_t ，建立 Reynolds 应力相对于平均速度梯度的关系，即 Reynolds 应力可以表述为：

$$\overline{\rho u'u'} = -\mu_t (\nabla U + \nabla^T U) \quad (8)$$

其中：

$$\nabla U = \begin{pmatrix} \frac{\partial U}{\partial x} & \frac{\partial U}{\partial y} & \frac{\partial U}{\partial z} \\ \frac{\partial V}{\partial x} & \frac{\partial V}{\partial y} & \frac{\partial V}{\partial z} \\ \frac{\partial W}{\partial x} & \frac{\partial W}{\partial y} & \frac{\partial W}{\partial z} \end{pmatrix}, \nabla^T U = \begin{pmatrix} \frac{\partial U}{\partial x} & \frac{\partial V}{\partial x} & \frac{\partial W}{\partial x} \\ \frac{\partial U}{\partial y} & \frac{\partial V}{\partial y} & \frac{\partial W}{\partial y} \\ \frac{\partial U}{\partial z} & \frac{\partial V}{\partial z} & \frac{\partial W}{\partial z} \end{pmatrix} \quad (9)$$

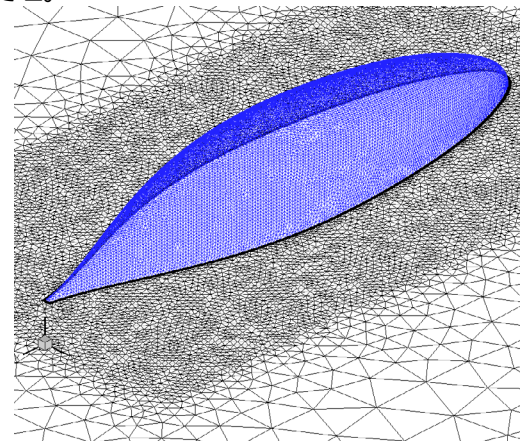
FLUENT 中应用 Boussinesq 涡粘假定的湍流方程有 S-A 模型、 $k-\varepsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型，三种模型分别采用不同方法对涡粘系数进行求解，均为目前较为成熟的湍流模型。限于篇幅，本文中对湍流模型不做详细的说明，具体求解方程见参考文献[16]，下面采用这三种湍流模型分别对飞艇进行气动力计算。

2.2 网格划分

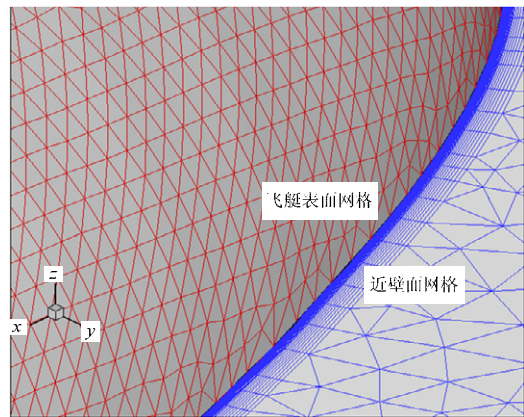
1) 网格设置。

飞艇周边属于典型的湍流流场，近壁存在边界

层分离问题。近壁数值处理方法可分为两种：壁面函数方法和直接求解法。壁面函数法的主要思想是在粘性底层不求解三维 N-S 方程，而用一维数学模型代替，该方法能大大降低计算资源的使用，但对边界层内部流动刻画不够准确。本文由于关注飞艇近壁边界层分离等现象，故采用了直接求解法，即从粘性层起始直接对 N-S 方程进行求解。在粘性底层中，速度梯度很大，须在粘性底层中布置较多节点，即通过近壁网格细化，保证 y^+ 在 1 范围内。图 1 为网格的局部细节展示，为保证计算精度，在飞艇表面和飞艇近壁面区域进行网格加密和划分边界层处理。



(a) 飞艇周边网格



(b) 飞艇艇体表面及近壁区域网格

图 1 飞艇计算用网格

Fig.1 Computational mesh

2) 网格无关性验证。

表 2 为不同网格划分方法得到的飞艇气动力计算结果。8 种情况对应的边界层总高度相同，对边界层由近壁面按照 1.2 的增长率外推进行层数划分。模型尺寸 $L=0.8\text{m}$ ，进口风速 24m/s ，对应的雷诺数为 1.3×10^6 ，属于湍流流动范畴。计算时取用的湍流模型为 Realizable $k-\varepsilon$ ，压力速度耦合形式

SIMPLE，离散格式为二阶迎风。从结果中可以看出 y^+ 对计算结果影响很大，直接关系到计算结果的正确与否；当 y^+ 在 1 左右时，计算结果和实验结果最接近，而且当 $y^+ < 1$ 后，再减小 y^+ 的值对计算结果没影响。此外，350 万网格计算结果和 730 万网格计算结果偏差仅 1%，可见计算结果已经达到了网格无关系的要求，即计算结果不再随着网格数量的增加而发生变化。因此选用网格数量是 350 万，边界层数为 40 层的网格进行后续的计算。

表 2 不同网格划分方法计算结果汇总
Table 2 Results with different meshes

攻角 20°(实验数据 ^[5] 为 $C_l=0.148, C_d=0.087, v=24\text{m/s}$)				
网格数量/万	边界层层数	y^+	升力系数 C_l	阻力系数 C_d
150	0	80.8	0.106	0.078
150	10	7.43	0.152	0.093
350	20	3.21	0.148	0.089
350	30	1.35	0.146	0.088
350	40	0.4	0.146	0.088
730	20	0.9	0.145	0.087
730	30	0.14	0.145	0.087
730	40	0.02	0.145	0.087

2.3 边界条件设置

本文将计算区域的边界条件分为进口边界条件、出口边界条件、壁面边界条件和对称边界条件，如图 2 所示。

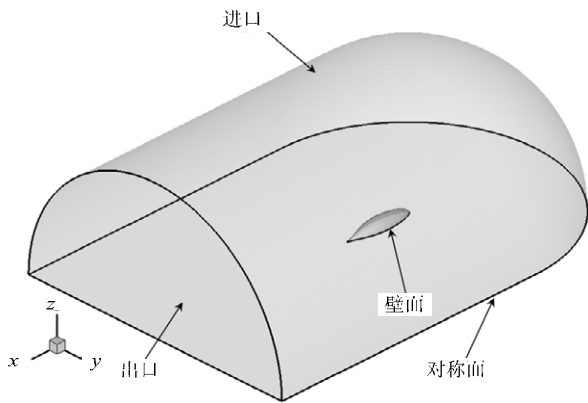


图 2 计算域与边界条件

Fig.2 The computational domain and boundary conditions

进口边界条件为速度进口，速度的定义方法采用给定速度大小和方向。通过改变速度的方向来模拟不同攻角情况下飞艇的气动力和流场分布情况。已知飞艇风洞实验的风洞直径为 1.75m，风速为 24m/s，空气密度 1.225kg/m^3 ，动力粘度 $1.809 \times 10^{-5}\text{kg/ms}$ ，则计算得到风洞流场中流体的长度尺度为 0.1225m，湍流强度为 2.5%，湍动能为 $0.539\text{m}^2/\text{s}^2$ ，湍流耗散率为 $0.530\text{m}^2/\text{s}^3$ 。

出口边界条件为压力出口，表压为 0。壁面采用无滑移边界条件。对称边界条件采用对称面。

3 不同湍流模型计算对比

表 3 为几种不同湍流模型的计算结果和实验结果的比较。

表 3 不同湍流模型计算得到的气动力参数比较

Table 3 Comparison of numerical results with different turbulence models

攻角 20°(实验数据 ^[5] 为 $C_l=0.148, C_d=0.087, v=24\text{m/s}$)			
湍流模型	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	y^+
Realizable $k-\varepsilon$	0.146	0.088	0.42
S-A	0.166	0.118	0.44
SST $k-\omega$	0.146	0.087	0.42

表 3 中数据，Realizable $k-\varepsilon$ 模型和 SST $k-\omega$ 模型计算得到的气动力很接近，和实验结果也很接近，误差均在 1%左右，而 S-A 模型的计算结果偏大，尤其是阻力系数的计算结果比实验结果高出了 36%。

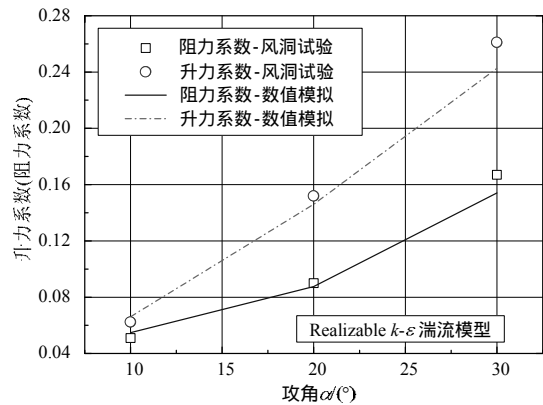


图 3 飞艇升阻力系数随攻角的变化

Fig.3 The lift and drag coefficients with different angles of attack

图 3 为采用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型计算得到的飞艇升阻力系数随攻角的变化曲线，其中实验数据来源于 Thorsten LUTZ^[5]的风洞实验结果。从曲线中看出，在计算的三种工况($\alpha=10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$)条件下，数值结果和实验结果的吻合程度还是令人满意的，无论是升力系数还是阻力系数都随着攻角的增大而呈现出增大的趋势。

除了气动力参数外，对于飞艇设计同样非常重要的评价指标是看模拟方法能否反应飞艇边界层分离流动和在背风面形成的集中漩涡流动，因此下面从细节出发将三种湍流模型的计算效果进行分析，而 20° 攻角为典型大攻角情况，流场显示与测量结果较多，以下将其作为典型工况进行对比。

3.1 艇体截面周向表面压力系数比较

图 4 是飞艇不同 x/L 位置关系图，为了对不同模型计算结果进行比较，分别将不同 x/L 位置处对应的周向压力系数和实验结果进行比对，绘制出如下所示的关系曲线。

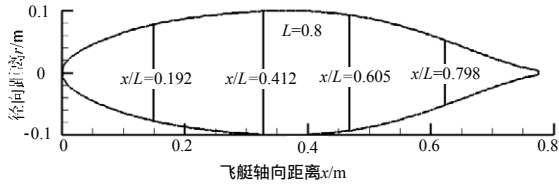


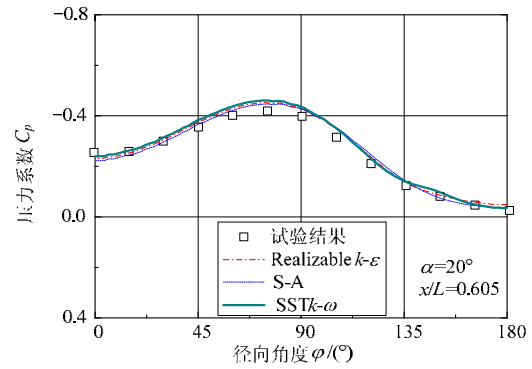
图 4 飞艇不同 x/L 位置关系图

Fig.4 The x/L positions on the surface

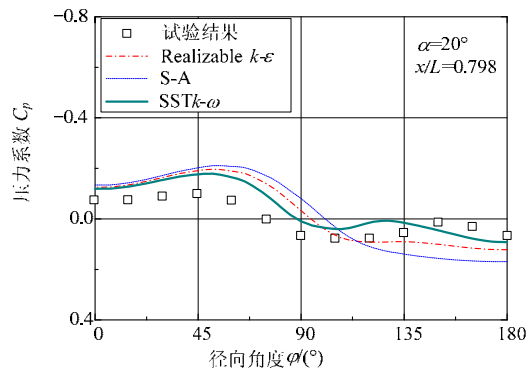
图 5 为三种不同的湍流模型 Realizable $k-\varepsilon$ 、S-A 和 SST $k-\omega$ 计算得到的飞艇不同截面位置处周向表面压力系数分布和实验结果的比较，从图中可以看出，在 $x/L=0.192$ 、 $x/L=0.412$ 、 $x/L=0.605$ 位置处，Realizable $k-\varepsilon$ 模型和 SST $k-\omega$ 模型和实验结果吻合良好，S-A 模型的计算结果与实验差异较大。而在 $x/L=0.798$ 位置处，三种模型和实验结果皆出现较大的偏差，可见该处发生了边界层分离与再附现象，而对于基于雷诺应力的湍流模型而言很难捕捉到边界层的再附着现象。

3.2 艇体轴向表面压力系数比较

图 6 为飞艇轴向曲线位置分布，其中 $\varphi=45^\circ$ 为侧视图中飞艇下部水平舵和垂直舵的中轴线，而



(c) $x/L=0.605$



(d) $x/L=0.798$

图 5 三种湍流模型计算结果与实验结果比较

Fig.5 Pressure coefficient distributions on different x/L positions

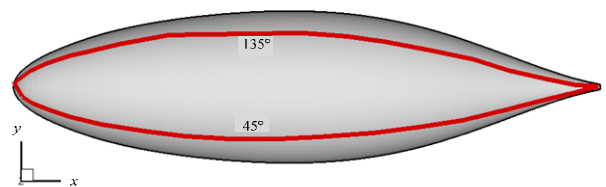


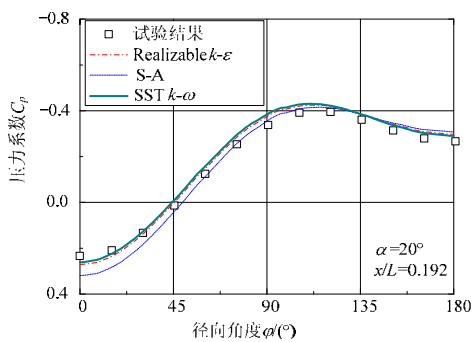
图 6 飞艇轴向曲线位置分布

Fig.6 The positions of axial curves on the surface

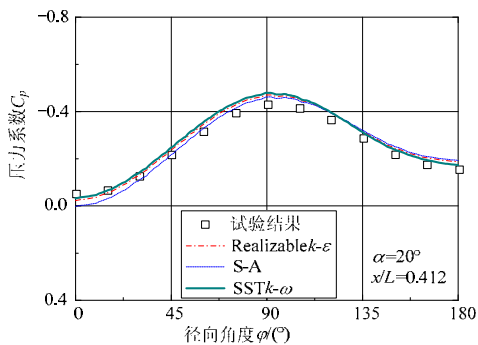
$\varphi=135^\circ$ 为侧视图中飞艇上部水平舵和垂直舵的中轴线。下面将分别比较不同模型得到的沿 $\varphi=45^\circ$ 、 $\varphi=135^\circ$ 分布的压力系数分布。

图 7 为三种模型计算得到的飞艇轴向压力系数计算结果和实验结果的比较， $\varphi=135^\circ$ 线上的压力系数在 $x/L=0.00\sim 0.75$ 范围内都处于负压的区域内，当 $x/L>0.75$ 后压力系数转变为正值，而此时正是数值计算结果和实验结果开始出现分歧的地方。从图中可以看出，Realizable $k-\varepsilon$ 模型的计算结果要优于 SST $k-\omega$ 模型和 S-A 模型。

$\varphi=45^\circ$ 轴线上的压力系数呈现出来先增加再减小的趋势，在 $x/L=0.625$ 位置处出现拐点，对应压力系数的最小值，出现了逆压力梯度，说明该位置



(a) $x/L=0.192$



(b) $x/L=0.412$

处发生了流体的分离现象。三种模型中 Realizable $k-\varepsilon$ 模型和 S-A 模型计算得到的逆压力梯度小于实验值,说明这两种模型计算得到的流体分离地点应该晚于实验情况,相比之下 SST $k-\omega$ 模型计算得到的逆压力梯度和实验结果更加吻合。可见 Realizable 模型和 SST 模型各有优缺点,但是均比 S-A 模型计算结果和试验结果更接近。因为

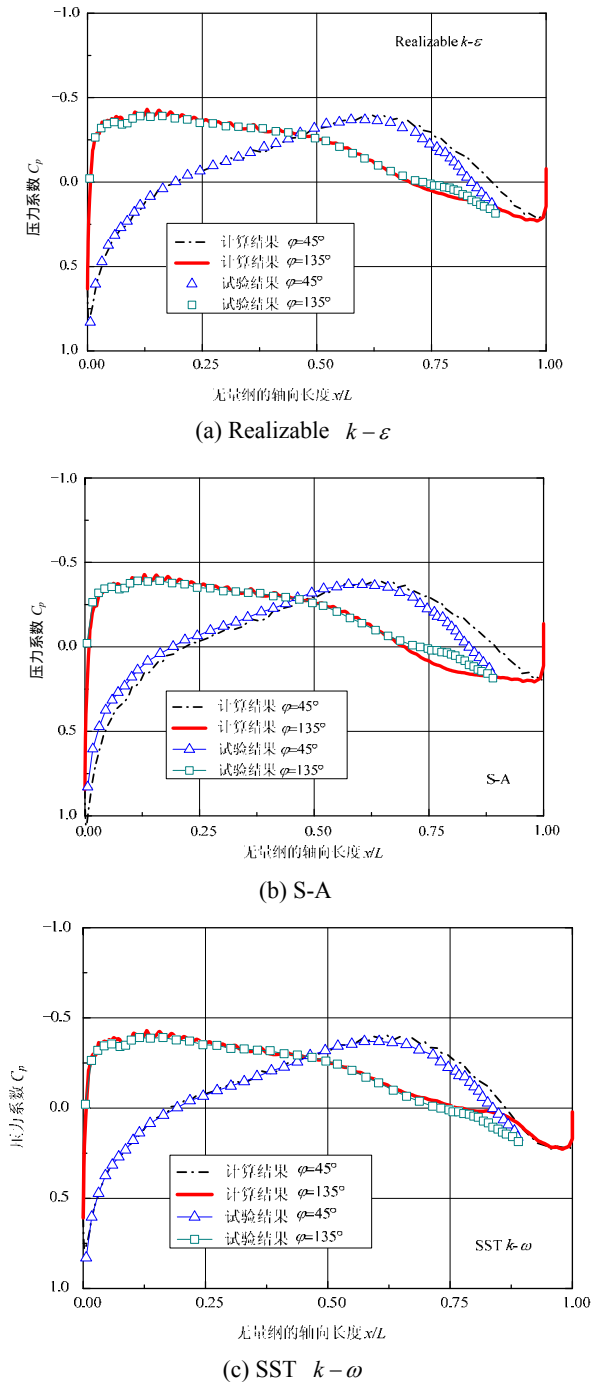


图 7 三种模型轴向压力系数计算结果与实验结果比较

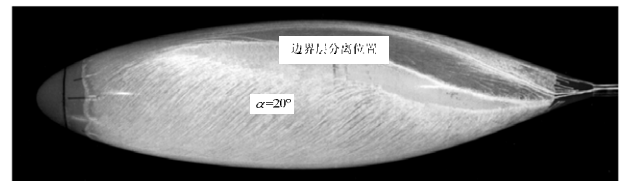
Fig.7 Pressure coefficient distributions on the axial curves

S-A 模型更适用于流体系非分离情况模拟,对于飞

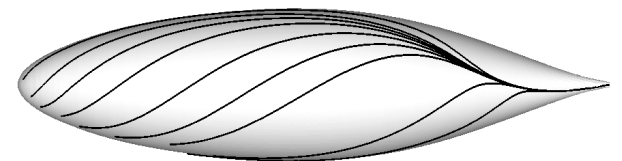
艇大攻角绕流这种带有明显分离流动的模拟效果并不理想。

3.3 油流谱对比

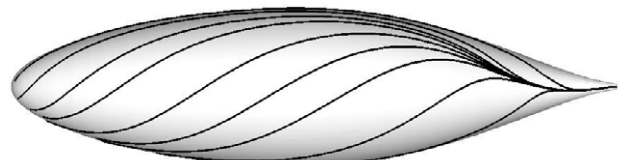
图 8 为三种模型油流谱分布情况与实验结果比较,图 8(a)中高亮曲线为边界层分离位置,如图所示,分离位置上部较深颜色区域应为负压区域。通过对比发现,SST $k-\omega$ 模型和 Realizable $k-\varepsilon$ 模型对应的油流谱线分布与实验结果最为接近,分离位置上部的负压区域和实验结果较吻合。S-A 模型得到的边界层分离位置和实验结果相比偏上,负压区域不如实验结果明显。因此,SST $k-\omega$ 模型和 Realizable $k-\varepsilon$ 模型在细节刻画方面较 S-A 模型出色。



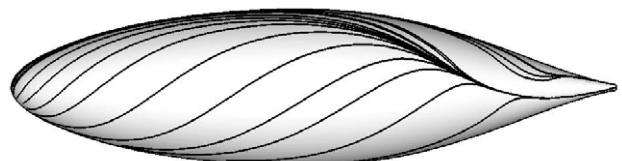
(a) 实验结果



(b) Realizable $k-\varepsilon$



(c) S-A



(d) SST $k-\omega$

图 8 三种模型油流谱线分布情况与实验结果比较

Fig.8 Numerical oil flow distribution compared with the experimental results

4 湍流强度对计算结果的影响

湍流强度是对流体流动状态的描述,定义式为 $I = \frac{u'}{u}$,是湍流脉动速度与平均速度的比值,和流体的初始状态、流场结构参数等相关。一般情况下

湍流强度小于 1%为低湍流强度，高于 10%为高湍流强度。

在风洞实验中，来流的湍流强度在一定程度上是可以预测和控制的，但是在实际情况下，来流的湍流强度难以估计，因此需要关注飞艇气动力对湍流强度的敏感性。图 9 为气动参数随湍流强度的变化曲线，湍流模型(Realizable $k-\varepsilon$)、压力速度耦合形式(SIMPLE)、离散格式(二阶迎风)。从图 9 可以看出，当流体的湍流强度为低湍流强度范畴时，阻力系数和升力系数受湍流强度的影响很弱。当湍流强度 $I > 1.0\%$ 时随着湍流强度的增加，升力系数和阻力系数呈近似线性的规律增长。

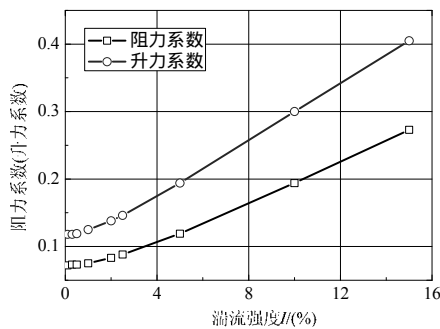


图 9 气动参数随湍流强度的变化曲线

Fig.9 Lift and drag coefficients with turbulence intensity

在 RANS 方程中，粘性阻力由 μ 和 μ_t 共同构成，其中 μ 为流体物性参数，仅和温度相关， μ_t 为考虑涡粘假设引入的湍流粘度， $\mu_t = 1.225 \rho C_\mu^{0.25} u l l$ ，与湍流强度 I 呈线性关系，随着湍流强度的增加，湍流粘度线性增加。为了深入研究图 9 中出现的气动参数随湍流强度的变化规律，引入等效雷诺数的概念，等效雷诺数为考虑湍流粘性后的雷诺数， $Re_{eff} = \frac{\rho u L}{\mu + \mu_t}$ ，图 10 为等效雷诺数随湍流强度的变化规律，随着湍流强度的增加， $1/Re_{eff}$ 呈线性增加的趋势。

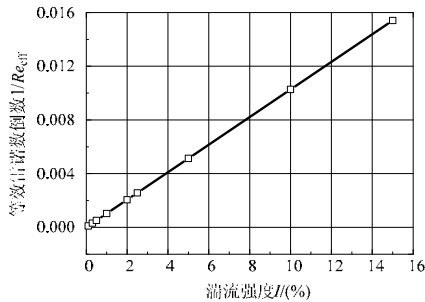


图 10 等效雷诺数随湍流强度的变化

Fig.10 Effective Reynolds number with turbulence intensity

对于原始的雷诺数， $Re = \frac{\rho u L}{\mu}$ ，为惯性力与粘

性力的比值，一般认为存在临界雷诺数，当雷诺数大于一定值后，其对无量纲气动力的影响可忽略。等效雷诺数对气动力也应有类似的影响规律，所以当湍流强度 $I [0.1\%, 0.5\%]$ 时，随着湍流强度的增加，湍流脉动引起的粘性效应项和惯性效应项相比依然可以忽略，即 μ_t 的引入对等效雷诺数的影响可以忽略，但当湍流强度 $I > 1.0\%$ ， $1/Re_{eff}$ 出现了线性增加的趋势，说明此时相比于惯性效应项而言，粘性效应项对湍流雷诺数的影响逐渐凸显，湍流粘度的影响占了主导地位，所以导致此时的升力系数和阻力系数也线性增加。

为了进一步研究湍流强度的变化对飞艇气动参数的影响机理，以下对飞艇进行详细的受力分析。飞艇受力由两部分构成：压差阻力和摩擦阻力，其中压差阻力是由于流体粘性消耗动能从而在飞艇首尾部分形成压力差而产生的；摩擦阻力是由于空气的粘性作用在飞艇表面形成边界层，边界层内部流体具有很大的速度梯度，继而在飞艇表面形成很大的摩擦阻力。图 11 为飞艇受力随湍流强度的变化曲线，从图中可以看出，飞艇受力中压差阻力远大于摩擦阻力，而且随着湍流强度的增强，摩擦阻力基本不变，而压差阻力呈现出明显增加的趋势，说明湍流强度对压差阻力的影响更加突出。

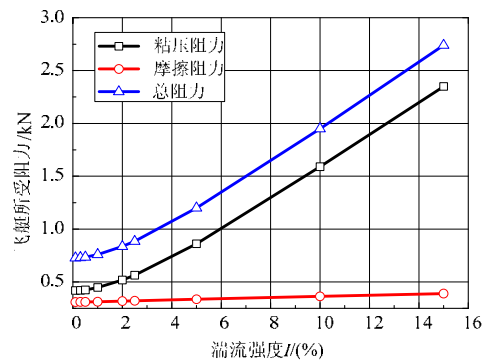


图 11 飞艇所受总阻力随湍流强度的变化曲线

Fig.11 Drag with turbulence intensity

压差阻力来源于飞艇表面压力的变化，因此截取飞艇 $\varphi = 0^\circ$ 轴线压力分布曲线，如下图 12 所示， $\varphi = 0^\circ$ 的位置参见图 6。从图中可以看出，在飞艇前半部分 ($0 < x < 0.4$)，湍流强度越大，压力越高，飞艇后半部分 ($0.4 < x < 0.8$)，湍流强度越大，对应的艇体表面压力越小，即湍流强度越大，飞艇前后压差越大。说明了湍流强度增加实际提高了压力沿流线

的损失,即控制方程 3.1 中压力梯度 $\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i}$ 项,从而

加大了飞艇前后压差,而导致压差阻力升高。而摩擦阻力主要形成于表面边界层的切向速度分布,仍是介质粘性起主要作用,因而湍流强度对其影响较小。

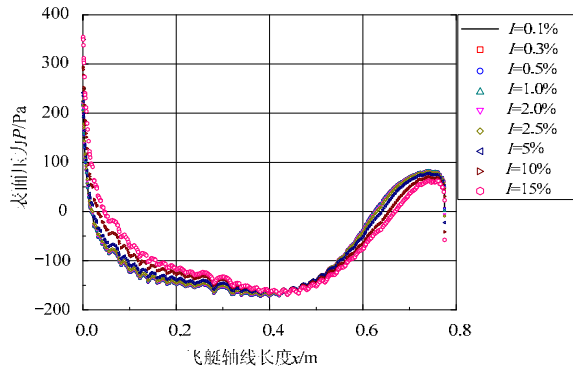


图 12 飞艇 $\varphi = 0^\circ$ 轴线压力分布随湍流强度的变化

Fig.12 Pressure distributions at the curve $\varphi = 0^\circ$ varied with turbulence intensity

5 结论

(1) 通过对 Realizable $k-\varepsilon$ 、S-A、SST $k-\omega$ 三种湍流模型的计算结果分析发现, SST $k-\omega$ 模型和 Realizable $k-\varepsilon$ 均能较准确的模拟飞艇周边流体流动现象,计算得到的气动参数和实验结果吻合良好,而 S-A 模型和实验存在较大差异。这主要是因为 S-A 模型更适用于流流体非分离情况模拟,对于飞艇大攻角绕流这种带有明显分离流动的模拟效果因而并不理想。

(2) 飞艇气动力对湍流强度存在敏感区域,当湍流强度 $I < 0.5\%$ 时,可以认为飞艇的气动参数不受湍流强度的影响,但随着湍流强度的继续增加,升力系数和阻力系数呈近似线性的规律增长,此时湍流脉动引起的粘性效应项和惯性效应项相比将不容忽视。湍流强度对气动力的影响主要是改变了飞艇表面的压力分布,随着湍流强度的增加,飞艇所受粘压阻力发生明显的变化。

(3) 引入等效雷诺数的概念用以衡量惯性效应和粘性效应的相互关系,对于飞艇模型,必然存在等效雷诺数以及湍流强度影响气动力的临界敏感区间。而飞艇气动参数对湍流强度的敏感性也正是导致飞艇缩比实验结果和真实飞行情况出现差异的原因之一。

参考文献:

- [1] 张涵信. 分离流与漩涡运动的结构分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 15-20.
Zhang Hanxin. Structural analysis of separated flows and vortex motion [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2005: 15-20. (in Chinese)
- [2] 刘建闽, 薛雷平, 鲁传敬. 平流层飞艇绕流场与柔性变形的数值模拟[J]. 力学季刊, 2006, 27(3): 440-448.
Liu Jianmin, Xue Leiping, Lu Chuanjing. Coupling computation of ambient flow and deformation of elastic membrane body [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2006, 27(3): 440-448. (in Chinese)
- [3] Thorsten Lutz, Peter Funk. Aerodynamic interference effects of airships [C]. Second International Symposium on Transdisciplinary Fluid Integration, 2005, Hyuga, Miyazaki: 10-15.
- [4] Peter Funk, Thorsten Lutz, Siegfried Wagner. Experimental investigations on hull-fin interferences of the LOTTE airship [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 8(7): 603-610.
- [5] Lutz Th, Funk P, Jakobi A, Wagner S. Summary of aerodynamic studies on the lotte airship [C]. 4th International Airship Convention and Exhibition. Cambridge, England, 2002: 101-110.
- [6] Emre A, Lyle N L. Separated turbulent flow simulations using a reynolds stress model and unstructured meshes [C]. AIAA 43rd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV, 2005: 25-31.
- [7] 侯国祥, 张黎, 吴崇健, 陈荣. 回转体绕流场数值计算分析[J]. 中国舰船研究, 2007, 2(2): 1-4.
Hou Guoxiang, Zhang Li, Wu Chongjian, Chen Rong. Numerical analysis on ambient flow of axisymmetric body [J]. Chinese Journal of Ship Research, 2007, 2(2): 1-4. (in Chinese)
- [8] 张丹, 郭雪岩. 平流层双轴椭球体飞艇绕流场的数值分析[J]. 力学季刊, 2008, 29(4): 556-564.
Zhang Dan, Guo Xueyan. Numerical analyses on ambient flow of a double-axis ellipsoidal stratospheric airship [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2008, 29(4): 556-564. (in Chinese)
- [9] 胡国昌, 夏辉, 吴美平. 平流层飞艇静力分析[J]. 计算机仿真, 2010, 27(12): 60-64.
Hu Guochang, Xia Hui, Wu Meiping. Analysis on static lift of stratospheric airship [J]. Computer Simulation, 2010, 27(12): 60-64. (in Chinese)
- [10] 任一鹏, 田中伟, 吴子牛. 飞艇空气动力学及其相关问题[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 431-443.
Ren Yipeng, Tian Zhongwei, Wu Ziniu. Some aerodynamics problems of airship [J]. Acta Aeronauticae Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 431-443. (in Chinese)

(参考文献[11] [16]转第 69 页)

- and Sciences, 2011, 79(1): 1–29.
- [9] Zheng C J, Matsumoto T, Takahashi T, Chen H B. A wideband fast multipole boundary element method for three dimensional acoustic shape sensitivity analysis based on direct differentiation method [J]. *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 2012, 36(3): 361–371.
- [10] 姚振汉, 王海涛. 边界元法[M]. 北京: 高等教育出版社, 2010: 101–150.
Yao Zhenghan, Wang Haitao. *Boundary element methods* [M]. Beijing: Higher Education Press, 2010: 101–150. (in Chinese)
- [11] Burton A J, Miller G F. The application of integral equation methods to the numerical solution of some exterior boundary-value problems [J]. *Proceedings of the Royal Society of London*, 1971, 323(1553): 201–210.
- [12] Chen L L, Zheng C J, Chen H B. A wideband FMBEM for 2D acoustic design sensitivity analysis based on direct differentiation method [J]. *Computational Mechanics*, 2013, 52(3): 631–648.

(上接第 31 页)

- [11] 王晓亮, 单雪雄, 陈丽. 平流层飞艇流固耦合分析方法研究[J]. *宇航学报*, 2011, 32(1): 22–28.
Wang Xiaoliang, Shan Xuexiong, Chen Li. Study on fluid-structure coupled computational method for stratosphere airship [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(1): 22–28. (in Chinese)
- [12] 王晓亮, 单雪雄. 平流层飞艇空气动力估算[J]. *力学季刊*, 2006, 27(2): 296–304.
Wang Xiaoliang, Shan Xuexiong. Aerodynamic estimation for stratosphere airship [J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2006, 27(2): 296–304. (in Chinese)
- [13] 刘建闽. 平流层飞艇绕流场与膜结构大变形的耦合计算[D]. 上海: 上海交通大学, 2008: 25–40.
Liu Jianmin. Coupling computation of the flow field and the large deformation of membrane structure of stratosphere airships [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008: 25–40. (in Chinese)
- [14] 谢飞, 叶正寅. 蒙皮波动对飞艇阻力的影响[J]. *工程力学*, 2009, 26(1): 250–256.
Xie Fei, Ye Zhengyin. The influence of surface fluctuation on the drag of the airship [J]. *Engineering Mechanics*, 2009, 26(1): 250–256. (in Chinese)
- [15] 谢飞, 叶正寅. 驻点引射飞艇减阻数值模拟[J]. *工程力学*, 2010, 27(2): 222–227.
Xie Fei, Ye Zhengyin. The simulation of the airship flow field with injection channel for the drag reduction [J]. *Engineering Mechanics*, 2010, 27(2): 222–227. (in Chinese)
- [16] Pope S B. *Turbulence flows* [M]. New York: Cambridge University Press, 2010: 30–45.