

文章编号:1000-8055(2013)05-1074-07

升力浮力复合型飞艇动导数分析

马东立, 叶 川

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 计算了球体和椭球体的平移、转动加速度导数, 数值模拟了 NACA0015 翼型的俯仰振荡, 验证了计算流体动力学(CFD)方法计算动导数的有效性。模拟升力浮力复合型飞艇的强迫振荡运动, 得到了全艇以及机翼、艇身、平尾和垂尾的动导数, 并与常规飞艇进行了比较分析。机翼对速度导数的贡献导致复合型飞艇升沉速度导数、滚转角速度导数较常规飞艇显著增大。常规飞艇加速度导数以惯性力成分为主, 但黏性力成分以及机翼对艇身和尾翼的干扰对复合型飞艇升沉、滚转和俯仰 3 个方向的加速度导数有重要影响, 不能将加速度导数简化为附加质量系数。

关 键 词: 飞艇; 复合型; 动导数; 计算流体动力学 (CFD); 惯性力; 黏性力

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Dynamic derivative analysis for hybrid airship incorporating lift and buoyancy

MA Dong-li, YE Chuan

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Translational and rotational acceleration derivatives of sphere and ellipsoid were calculated, and pitch oscillation of the NACA0015 airfoil was simulated. The applicability of computational fluid dynamics (CFD) method was validated. Forced oscillation of hybrid airship incorporating lift and buoyancy was simulated. The dynamic derivatives of whole airship, wing, hull, horizontal tail and vertical tail were obtained. The results were compared with those of conventional airship. The heave and roll velocity derivatives are much larger than those of conventional airship due to the contribution of wing. The viscous force and the interference of wing on hull and tail are important for the acceleration derivatives in the heave, roll and pitch directions. Consequently, the acceleration derivatives can not be simplified as additional mass coefficients.

Key words: airship; hybrid; dynamic derivatives;

computational fluid dynamics (CFD); inertia force; viscous force

升力浮力复合型飞艇融合了飞艇的静升力原理和飞机的动升力原理, 兼有飞艇经济性好、载重量大、航程长的优点和飞机速度快、易操纵的优点, 是浮空器发展的一个重要方向^[1]。目前在复合型飞艇总体设计、气动特性以及飞行性能等方面

已经开展了一些研究^[2-3], 但对于复合型飞艇气动导数的研究很少。

获得飞行器的气动导数是动稳定性分析的基础。动导数包括速度导数和加速度导数。常规飞艇和飞机的气动导数存在明显差异。以加速度导数

收稿日期: 2012-05-17

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1074_015.html

作者简介: 马东立(1966—), 男, 山东郓城人, 教授、博士生导师, 主要研究方向为飞行器总体设计、隐身设计、效能评估、无人机技术。

为例,一般认为常规飞艇的加速度导数以惯性力成分为主^[4],常规飞艇加速度导数的计算可简化为附加质量的计算.在工程上利用图表、经验公式以及基于势流理论的面元法可以比较准确地计算附加质量.但飞机加速度导数计算除惯性力成分之外,还需要考虑黏性力成分和部件干扰的影响,甚至往往黏性力成分和部件干扰的影响超过惯性力成分^[5],使用经验公式或理论方法计算复杂外形飞行器的动导数是比较困难的^[6].复合型飞艇在外形上兼有常规飞艇和飞机的特点,既具有体积较大的艇身,也具有面积较大的升力面.复合型飞艇特殊的外形必然对其气动导数产生影响.

随着 CFD 技术的发展,已经能够通过模拟非定常运动,求解非定常 Navier-Stokes (N-S) 方程来计算飞行器和潜航器的动导数^[7-10].综合文献计算结果来看,常规飞艇和潜艇加速度导数以惯性力成分为主,计算结果与试验结果误差较小.而飞行器动导数计算由于黏性成分和部件干扰的影响,计算结果往往与试验结果存在一定差异,但可通过计算得到动导数的变化趋势.

利用 CFD 方法计算了球体和椭球体的平动和转动加速度导数,模拟了 NACA0015 翼型的俯仰振荡过程,验证了动导数计算方法的有效性.计算了辅助机翼升力浮力复合型飞艇和常规飞艇的动导数,并对计算结果进行了比较分析.各种动导数数量较多,研究中主要关注某一方向的受力对此方向的速度和加速度的气动导数.

计算结果表明:常规飞艇平移速度导数中横荡和升沉速度导数数值相当,纵荡速度导数较小.转动角速度导数中俯仰和偏航角速度导数数值相当,滚转角速度导数较小.常规飞艇加速度导数的特点和速度导数类似.常规飞艇尾翼对速度导数有一定贡献,但对加速度导数的贡献较小.

复合型飞艇的横荡速度导数与常规飞艇相当,升沉速度导数明显增大,纵荡速度导数有所增大.复合型飞艇偏航角速度导数与常规飞艇相当,滚转角速度导数显著增大,3 个方向的角速度导数接近.复合型飞艇速度导数较常规飞艇的变化主要由机翼的速度导数引起.复合型飞艇的纵荡、横荡加速度导数与常规飞艇接近,但升沉加速度导数明显减小.复合型飞艇偏航角加速度导数稍大于常规飞艇,俯仰和滚转角加速度导数增大的幅度较大,尤其是滚转角加速度导数增大至偏航角加速度导数的一半.复合型飞艇加速度导数较常规飞艇的变化主要由机翼的加速度导数以及机

翼对艇身和尾翼的干扰引起.

1 动导数计算方法及验证

1.1 动导数计算方法

动导数计算求解非定常连续方程和雷诺平均 N-S 方程.飞艇飞行速度较低,计算状态下空气作为不可压流处理.

连续方程为

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

雷诺平均 N-S 方程为

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (2)$$

方程中各变量的定义见参考文献^[11].求解器为 CFD 软件 Fluent,湍流模型采用 renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ 湍流模型,压力速度耦合采用 SIMPLEC 算法,扩散项采用中心差分格式离散,对流项采用 2 阶迎风格式离散,时间离散采用 1 阶隐式方法.

采用非结构混合网格,在物面生成高度较低的三棱柱网格以满足边界层模拟的要求,其他区域生成四面体网格.建立一个将物面包裹在内的球面.当物面运动时,球面内的网格随物面一起运动,网格质量保持不变,球面外表面的四面体网格发生变形(见图 1).计算时球面设置为内部边界条件.

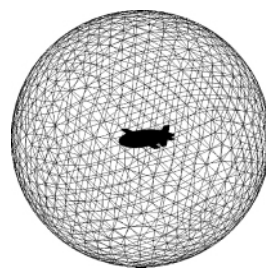


图 1 飞艇表面和球面网格

Fig. 1 Grids on airship surface and sphere surface

采用模拟物体作小幅强迫振荡运动的方法计算动导数.以等速直航状态作为基准,物体作某一自由度的强迫振荡运动.得到物体强迫振荡过程中力和力矩随时间变化的曲线之后,通过最小二乘拟合方法可以得到速度导数和加速度导数.

1.2 计算方法验证

球体和椭球体的加速度导数以惯性力成分为

主,可忽略黏性力成分的影响,认为球体和椭球体的加速度导数与附加质量系数数值相等,符号相反.计算了球体的纵向加速度导数以及长细比为3的椭球体的纵向、横向和俯仰加速度导数.球体纵向加速度导数计算值为 -0.4951 ,理论值为 $-0.5^{[12]}$,计算结果与理论值相差不到1%.椭球体纵向、横向和俯仰加速度导数与理论值的相对误差也较小,见表1.

表1 椭球体加速度导数

Table 1 Ellipsoid acceleration derivatives

动导数	计算值	理论值	相对误差/%
X'_u	-0.1221	-0.1220	0.08
Y'_v	-0.7928	-0.8030	-1.27
M'_q	-0.4567	-0.4600	-0.72

注: X, Y, Z, L, M, N 分别为力和力矩在机体坐标系上的投影; u, v, w, p, q, r 分别为速度和角速度在机体坐标系上的投影.

数值模拟了NACA0015翼型俯仰振荡的非定常流场,得到了升力系数的时滞曲线.计算时流动参数与试验参数^[13-14]保持一致,来流马赫数 $Ma_\infty=0.29$,雷诺数 $Re=1.95 \times 10^6$.参考状态翼型迎角为 4° ,振幅为 4.2° .计算得到的升力系数在迎角较大时略小于试验数据,在迎角较小时比较接近,总体上与试验数据符合得较好(见图2).

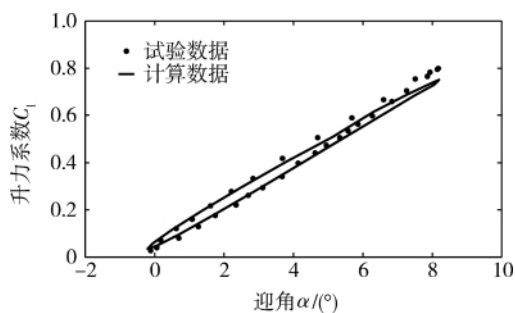


图2 NACA0015翼型升力系数时滞曲线

Fig. 2 Lagging curve of NACA0015 airfoil lift coefficient

2 飞艇动导数计算

2.1 复合型飞艇和常规飞艇外形

研究的复合型飞艇外形是一种验证性辅助机翼升力浮力复合型飞艇.这种飞艇外形具有一定的代表性,既具有体积较大的艇身,也具有面积较大的沿展向分布的升力面.这种飞艇外形还可以

方便地与常规飞艇进行比较.升力浮力复合型飞艇艇身为旋成体,十字型尾翼位于艇身后部.全艇长约8m,翼展为6.4m,机翼展弦比约为4.6,设计巡航速度为20m/s.常规飞艇外形除没有机翼之外,其他方面与复合型飞艇相同(见图3、图4).

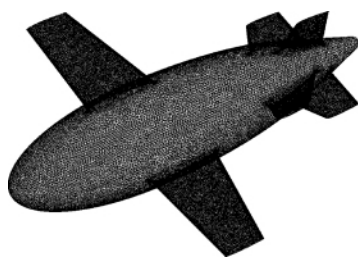


图3 复合型飞艇表面网格

Fig. 3 Grids on surface of hybrid airship

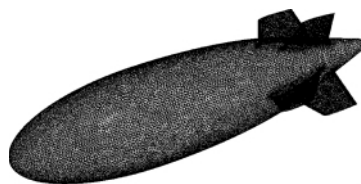


图4 常规飞艇表面网格

Fig. 4 Grids on surface of conventional airship

2.2 动导数计算结果

以设计巡航状态为基准状态,模拟飞艇小幅振荡运动,得到了各个方向的动导数.在计算过程中,单独记录艇身、机翼、平尾和垂尾等部件的受力随时间的变化,得到了每个部件的动导数.图5显示了升沉振荡过程中艇身、机翼和平尾的升力系数随时间的变化.

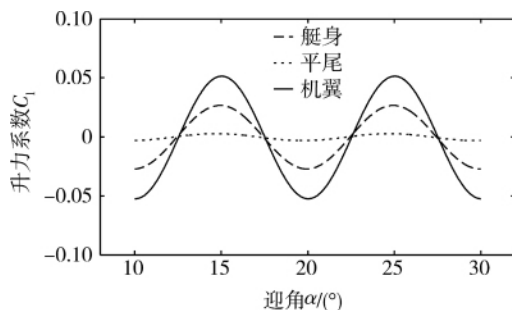


图5 升沉振荡过程中各部件升力系数随时间的变化

Fig. 5 Lift coefficients of different parts changing with time during heaving

与常规飞艇相比,复合型飞艇在纵荡、横荡、升沉、滚转和偏航5个方向的速度导数较大,但俯仰方向的速度导数略小(见表2).复合型飞艇滚

转角速度导数较常规飞艇增大了 18 倍多,与俯仰角速度导数和偏航角速度导数基本相当。升沉速度导数增大了约 4 倍,明显大于横荡速度导数。纵荡速度导数增大了约 40%,但仍明显小于横荡和升沉两个方向的速度导数。

表 2 复合型飞艇和常规飞艇速度导数比较
Table 2 Comparison of velocity derivatives of hybrid and conventional airships

动导数	常规飞艇	复合型飞艇	复合型与常规飞艇 动导数之比/%
X'_u	-0.005906	-0.008200	138.84
Y'_v	-0.118674	-0.121109	102.05
Z'_w	-0.118665	-0.585562	493.46
L'_p	-0.000862	-0.016751	1943.27
M'_q	-0.017384	-0.015202	87.45
N'_r	-0.017302	-0.017344	100.24

复合型飞艇加速度导数的特点与速度导数有所不同(见表 3)。复合型飞艇的滚转角加速度导数较常规飞艇增大了约 13 倍,大约是其偏航角加速度导数的一半;俯仰角加速度导数增大了 54%,明显大于偏航角加速度导数;升沉加速度导数减小至常规飞艇的 32%,不到横荡加速度导数的 1/3。

表 3 复合型飞艇和常规飞艇加速度导数比较
Table 3 Comparison of acceleration derivatives of hybrid and conventional airships

动导数	常规飞艇	复合型飞艇	复合型与常规飞艇 动导数之比/%
X'_u	-0.005594	-0.006042	108.01
Y'_v	-0.056765	-0.054200	95.48
Z'_w	-0.055910	-0.017838	31.90
L'_p	-0.000055	-0.000762	1385.45
M'_q	-0.001198	-0.001850	154.42
N'_r	-0.001166	-0.001307	112.16

3 计算结果分析

3.1 纵荡动导数

常规飞艇的艇身是纵荡动导数的主要来源,尾翼对纵荡动导数的影响可以忽略。与常规飞艇相比,复合型飞艇速度导数的增量主要来自机翼

的贡献。由于机翼浸润面积较大,故复合型飞艇纵荡速度导数较常规飞艇增大了约 40%。机翼对艇身和尾翼的纵荡速度导数影响很小。

复合型飞艇纵荡加速度导数变化较小。由于机翼的体积较小且在来流方向投影面积较小,机翼对复合型飞艇纵荡加速度导数的影响没有速度导数那么大。机翼对艇身和尾翼的纵荡加速度导数影响也很小。

3.2 升沉动导数

常规飞艇升沉速度导数最大的部件是艇身,其次是平尾。但升沉加速度导数主要来自于艇身的贡献,平尾对升沉加速度导数的贡献很小。

复合型飞艇升沉速度导数相对常规飞艇的变化主要由机翼引起。在复合型飞艇各部件中,机翼的速度导数最大,艇身上的压力分布受到机翼影响,艇身速度导数增大,平尾受到机翼下洗作用速度导数减小。

复合型飞艇升沉加速度导数较常规飞艇减小的原因比较复杂。复合型飞艇机翼无因次升沉加速度导数为 0.013171,符号为正。但平尾受到因机翼下洗而引起的洗流时差作用^[15],无因次升沉加速度导数从-0.003972 变为-0.015366,数值明显增大,这两种影响相互抵消。由于艇身受机翼影响加速度导数减小,全艇加速度导数减小。

复合型飞艇机翼的升沉加速度导数符号为正的原因是加速度引起的黏性力的影响大于惯性力。复合型飞艇机翼采用对称翼型,且机翼安装角为 0。飞艇升沉振荡周期为 10 s, $t=22.5$ s 时刻机翼的速度为 0,具有向下的加速度。机翼升沉加速度导数符号为正,则 $t=22.5$ s 时刻机翼受力与定常状态相比具有向下的增量。由图 6 可见,与定常状态相比,机翼上表面速度减小,而下表面速度增大,从而导致压强分布的变化,机翼上产生一个由加速度引起的向下的力。这个向下的力是黏性作用造成的。惯性力的作用是阻碍物体的加速运动,当机翼向下加速运动时,惯性力方向朝上。当机翼向下加速时,机翼的迎角不断增大,但由于边界层的迟滞作用, $t=22.5$ s 时刻机翼的迎角小于定常状态的迎角,机翼受到的向下的力大于定常状态。综上所述,加速度引起的黏性力和惯性力方向相反,但黏性力的影响较大。

与机翼类似,升沉振荡时的平尾剖面速度分布也体现了加速度引起的黏性力的作用。但平尾升沉加速度导数符号为负,这表明平尾加速运动引起的黏性力小于惯性力的影响。机翼和平尾的

这种差别可能是展弦比的差异造成的. 升力面升沉加速度导数中的黏性和惯性成分的大小都与展弦比有关.

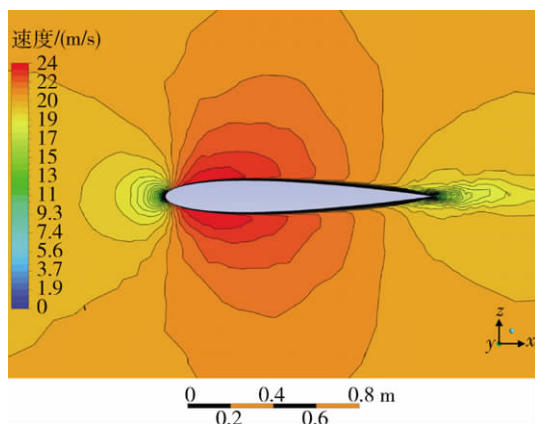


图6 升沉运动机翼剖面速度云图($t=22.5\text{ s}$)

Fig. 6 Velocity contour of wing section during heaving ($t=22.5\text{ s}$)

3.3 滚转动导数

常规飞艇艇身对滚转角速度导数和加速度导数的影响都比较小, 平尾和垂尾对滚转动导数的影响较大.

由于机翼滚转角速度导数较大, 复合型飞艇滚转角速度导数较常规飞艇大幅增加. 但复合型飞艇的平尾和垂尾滚转角速度导数符号为正. 常规飞艇平、垂尾的滚转角速度导数符号为负, 分别为 -0.000423 , -0.000417 , 复合型飞艇平、垂尾的滚转角速度导数分别为 0.000205 , 0.000133 . 这是由机翼滚转时对尾翼来流的干扰引起的.

复合型飞艇滚转时机翼分别对左右两侧平尾产生上洗和下洗, 上洗和下洗对平尾的影响超过了滚转角速度对平尾的影响. 与平尾类似, 上下垂尾分别受到向左和向右的侧洗. 飞艇滚转振荡周期为 5 s , 当 $t=10\text{ s}$ 时, 滚转加速度为 0 , 具有顺时针方向的滚转角速度(从前往后看). 从图7可见, $t=10\text{ s}$ 时刻艇身左侧垂向速度增大(向上为正), 右侧垂向速度减小, 且这种变化在展向外侧更加明显, 机翼洗流对平尾滚转力矩的影响较大.

复合型飞艇的滚转角加速度导数明显增大主要原因不是机翼滚转角加速度导数的贡献. 与常规飞艇相比, 复合型飞艇平、垂尾的滚转角加速度导数明显增大, 尾翼的滚转角加速度导数甚至超过了机翼. 常规飞艇和复合型飞艇平、垂尾的滚转角加速度导数分别为 -0.000014 , -0.000049 和 -0.000278 , -0.000299 , 而复合型飞艇机翼的

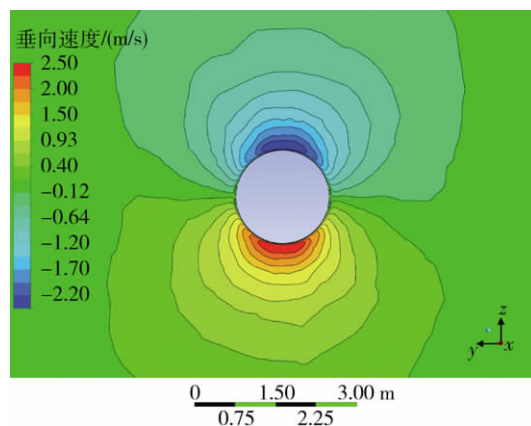


图7 平尾前方 yz 面内垂向速度云图($t=10\text{ s}$)

Fig. 7 Vertical velocity contour of yz plane in front of horizontal tail ($t=10\text{ s}$)

滚转角加速度导数仅为 -0.000179 .

复合型飞艇滚转振荡过程中机翼对平、垂尾的影响与升沉振荡中的洗流时差作用类似, 机翼对平、垂尾来流的影响增强了平、垂尾的阻尼作用. 机翼滚转角加速度导数较小的原因是: 机翼的加速度导数是黏性力和惯性力综合作用的体现, 与平尾和垂尾相比, 机翼滚转振荡时黏性力的影响较强, 一定程度上抵消了惯性力的阻尼作用.

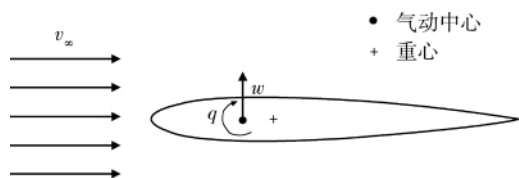
3.4 俯仰动导数

常规飞艇各部件中俯仰角速度导数最大的是平尾, 其次是艇身. 但平尾的俯仰角加速度导数远小于艇身.

复合型飞艇俯仰角速度导数较小的原因是平尾的俯仰角速度导数因受到机翼下洗作用而减小. 复合型飞艇的机翼距离重心较近, 机翼的俯仰角速度导数较小, 对全艇影响很小. 在俯仰运动中, 机翼由于绕重心转动实际迎角发生变化. 机翼向上俯仰运动时对来流产生下洗, 同时产生向上的升力.

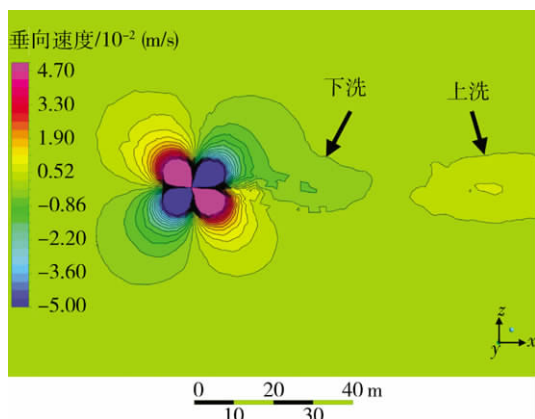
以俯仰振荡周期开始时刻为例进行说明(见图8). 此时机翼的俯仰加速度为 0 , 只具有绕 y 轴的向上的俯仰角速度. 将此俯仰角速度平移至机翼气动焦点, 则机翼具有向上的平移速度和绕气动焦点的俯仰角速度. 向上的平移速度使机翼产生向下的力. 由于黏性作用, 绕气动焦点向上的俯仰角速度使机翼上表面流速增大, 下表面流速减小, 产生向上的升力, 这是马格努斯效应的表现^[16]. 由于机翼气动焦点距重心较近, 向上的平移速度较小, 因而机翼向上俯仰运动时产生向上的升力, 并对来流具有下洗作用.

俯仰振荡时复合型飞艇机翼产生的下洗随时

图8 机翼绕 y 轴俯仰示意图Fig. 8 Sketch of wing pitching about y axis

间变化,平尾的俯仰角加速度导数受到洗流时差作用的影响,阻尼作用增强,全机俯仰角加速度导数增大,但俯仰角加速度导数增加的幅度并不太大,俯仰角加速度导数最大的部件仍然是艇身。

飞艇俯仰振荡周期为 5 s,当 $t=11.25$ s 时,俯仰角速度为 0。由 $t=11.25$ s 时刻机翼后方 xz 平面内垂向速度分布云图(见图 9)可见,机翼后方存在一个下洗区域和一个上洗区域,下洗区域是 8.75~11.25 s 时间段内机翼向上俯仰运动造成的,上洗区域是 6.25~8.75 s 时间段内机翼向下俯仰运动造成的。

图9 机翼后方 xz 平面内垂向速度云图($t=11.25$ s)Fig. 9 Vertical velocity contour of xz plane behind wing ($t=11.25$ s)

3.5 横荡和偏航动导数

常规飞艇各部件中横荡和偏航速度导数较大的是艇身和垂尾,但艇身是横荡和偏航加速度导数的主要来源,垂尾的贡献较小。

与常规飞艇相比,复合型飞艇横荡和偏航动导数的变化较小。机翼对横荡和偏航动导数的影响较小,机翼对艇身、垂尾的横荡和偏航动导数产生了一定影响,但影响比较小。

4 结论

复合型飞艇在升沉、滚转和俯仰 3 个方向的动导数与常规飞艇存在明显差异。机翼自身对动

导数的贡献以及机翼对艇身和尾翼的干扰是造成这种差异的主要原因。

黏性力成分和部件干扰对复合型飞艇升沉、滚转和俯仰 3 个方向的加速度导数的影响较大,不能将加速度导数计算简化为附加质量系数的计算。

在纵荡、横荡和偏航 3 个方向,除纵荡方向速度导数大于常规飞艇之外,复合型飞艇的动导数和常规飞艇差异较小。

参考文献:

- [1] Khoury G A, Gillett J D. 飞艇技术[M]. 王生,译. 北京:科学出版社,2008:15-17.
- [2] 叶军科,宋笔锋,李栋,等. 超高空动升力翼飞艇的气动研究[J]. 航空计算技术,2008,38(5):8-10.
YE Junke, SONG Bifeng, LI Dong, et al. Aerodynamic analysis on a superaltitude winged-airship[J]. Aeronautical Computing Technique, 2008, 38(5): 8-10. (in Chinese)
- [3] ZHANG Keshi, HAN Zhonghua, SONG Bifeng. Flight performance analysis of hybrid airship: revised analytical formulation [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47 (4): 1318-1330.
- [4] 施生达. 潜艇操纵性[M]. 北京:国防工业出版社,1995:196-197.
- [5] 埃特肯 B. 大气飞行动力学[M]. 何植岱,译. 北京:科学出版社,1979:283-285.
- [6] Rodden W P, Giesing J P. Application of oscillatory aerodynamic theory to estimation of dynamic stability derivatives[J]. Journal of Aircraft, 1970, 7(3): 272-275.
- [7] 袁先旭,张涵信,谢昱飞. 基于 CFD 方法的俯仰静、动导数数值计算[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(4): 458-463.
YUAN Xianxu, ZHANG Hanxin, XIE Yufei. The pitching static/dynamic derivatives computation based on CFD methods[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(4): 458-463. (in Chinese)
- [8] 范晶晶,阎超,李跃军. 飞行器大迎角下俯仰静、动导数的数值计算[J]. 航空学报, 2009, 30(10): 1846-1850.
FAN Jingjing, YAN Chao, LI Yuejun. Computation of vehicle pitching static and dynamic derivatives at high angles of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30 (10): 1846-1850. (in Chinese)
- [9] 庞永杰,杨路春,李宏伟,等. 潜体水动力导数的 CFD 计算方法研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2009, 30 (8): 903-908.
PANG Yongjie, YANG Luchun, LI Hongwei, et al. Approaches for predicting hydrodynamic characteristics of submarine objects[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2009, 30(8): 903-908. (in Chinese)
- [10] 李刚,段文洋,郭志彬. 复杂构型潜器附加质量的研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(7): 1145-1148.
LI Gang, DUAN Wenyang, GUO Zhibin. Added mass of

- submerged vehicles with complex shape[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2010, 42(7): 1145-1148. (in Chinese)
- [11] 张怀新, 潘雨村. CFD 在潜艇外形方案比较中的应用[J]. 船舶力学, 2006, 10(4): 1-8.
ZHANG Huaixin, PAN Yucun. Application CFD to compare submarine hull forms[J]. Journal of Ship Mechanics, 2006, 10(4): 1-8. (in Chinese)
- [12] 甘晓华, 郭颖. 飞艇技术概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 29-32.
- [13] 金琰, 袁新. 二维机翼振动非定常流场的数值模拟[J]. 清华大学学报, 2002, 42(5): 684-687.
- JIN Yan, YUAN Xin. Numerical simulation of the unsteady flow field around a two-dimensional oscillating airfoil[J]. Journal of Tsinghua University, 2002, 42(5): 684-687. (in Chinese)
- [14] Piziali R A. 2D and 3D oscillating wing aerodynamics for a range of angle of attack including stall[R]. NASA Technical Memorandum 4632, 1994.
- [15] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 223-224.
- [16] 吴子牛, 王兵, 周睿, 等. 空气动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2007: 69-70.