

基于CFD方法的四旋翼混合动力飞艇气动特性研究

陈京名 王 泽

西安明德理工学院 陕西西安 710124

摘要: 设计了一种四旋翼复合动力飞艇,并针对不同飞行环境,对该飞艇的气动特性进行了研究。通过计算流体力学方法求解了定常不可压N-S方程和k- Ω SST湍流模型,仿真分析了四旋翼复合动力飞艇在正向来流速度、迎角变化及桨叶转速变化下的气动特性,获得了相关升阻力系数变化曲线,为该混合动力飞艇气动性能的优化及控制系统的设计提供了依据。结果表明:对比传统飞艇,四旋翼混合动力飞艇由于旋翼的存在对于升力系数有较大影响,同时改善阻力系数,尤其在较大迎角状态下阻力系数有所改善;综合考虑,四旋翼混合动力飞艇对比传统飞艇升力提升较大同时在来流复杂的状态下对抗风效果有一定改善。

关键词: 复合动力飞艇; 计算流体力学; 气动特性; 总体设计

Aerodynamic characteristics of quadrotor hybrid airship based on CFD method

Jingming Chen, Ze Wang

Xi 'an Mingde Institute of Technology, Xi 'an 710124

Abstract: A four-rotor composite powered airship was designed, and the aerodynamic characteristics of the airship were studied in different flight environments. By computational fluid dynamics method to solve the unsteady incompressible Navier-Stokes equation and k - Ω SST turbulence model, the simulation analysis of the four rotor composite power airship in is always flow velocity, Angle of attack and blade speed changes of aerodynamic characteristics, obtained the relevant litres of drag coefficient curve, for the hybrid airship pneumatic performance optimization and provide a basis for the design of the control system. The results show that compared with the traditional airship, the existence of the rotor has a great influence on the lift coefficient and improves the drag coefficient, especially at a higher Angle of attack. Overall consideration, compared with the traditional airship, the lift of the quadrotor hybrid airship has been greatly improved and the wind resistance effect has been improved to some extent under the condition of complex inflow.

Keywords: Composite powered airship; Computational fluid dynamics; Aerodynamic characteristics; The overall design

传统的静浮力飞艇具有载重量大、留空时间长和能源消耗小等优点,但同时也具有抗风性不好、机动性能差等缺点^[1, 2, 3]。本四旋翼复合动力飞艇是一种将分布式旋翼和气囊相结合的复合式飞行器,通过分布安装在气囊上的旋翼可为飞艇提供各向动力和控制^[4],通过静浮力和旋翼动力^[6]的不同组合方式,可实现长航时、大载重、易操纵的设计要求。

一、物理模型

四旋翼混合动力飞艇的三维模型如图1所示。数值模拟其主要结构包括球形气囊,机架以及4个单旋翼。飞艇的主要几何参数为:气囊直径3.4m;机架由两根碳

纤维杆固定在支座上,碳纤维杆的长度为4m;文中涉及的所有旋翼桨叶的几何特性均完全相同,采用双叶桨叶,采取直径为680mm。

在计算过程中

1. 暂不考虑模型受其他部件的气动影响;
2. 流动是定常且稳定的。组合模型如图1所示。

二、理论依据

四旋翼复合动力飞艇常在大迎角条件下飞行,气囊周围存在强负压梯度,空气流动常表现为湍流流动^[3, 4]。工程上常用的湍流模型有Spalart-Allmaras模型、k- ϵ 模型、k- Ω 模型、雷诺应力模型等。其中k- Ω SST两方程

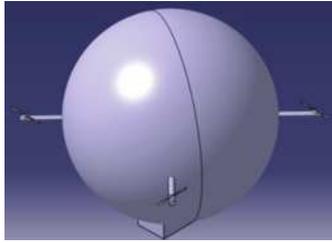


图1 四旋翼混合动力飞艇的三维模型

模型是在标准 $k-\Omega$ 模型基础上发展而来的湍流模型，可以精确地预测流动的开始和负压梯度下流体的分离。

三、网格划分

划分网格是进行CFD计算的关键预处理步骤，本文采用Workbench软件下ICEM模块进行网格划分。为降低模型复杂度，减小网格量及后期计算时间，首先对实验样机设计制作过程中建立的飞艇3D模型进行处理。

划分网格是进行CFD计算的关键预处理步骤，本文采用Workbench软件下ICEM模块进行网格划分。为降低模型复杂度，减小网格量及后期计算时间，首先对实验样机设计制作过程中建立的混合动力飞艇3D模型进行简化处理：用流线型旋转体代替电机、螺旋桨；略去固定架、电机等结构；修整合并小平面。根据计算来流方向情况，为方便边界条件设置，本文将计算域设计为长方体形状，由于模型为轴对称模型，因此对四旋翼混合动力飞艇模型进行半模处理，并建立对称边界条件；由于飞艇气囊主体为3.4m，为保证各个方向气流都能充分发展，计算域边长设计为30m，计算模型设置在计算域中心。采用四面体非结构网格对计算域离散化。网格最大尺寸参数为1000mm；计算域入口、出口及壁面网格参数均为300mm，转动区域网格大小为15mm，内部螺旋桨桨叶网格设置为8mm，最后生成的四面体非结构化网格数目为258万，平均网格质量在满足工程计算要求，计算域网格在飞艇表面的映射如图2所示。

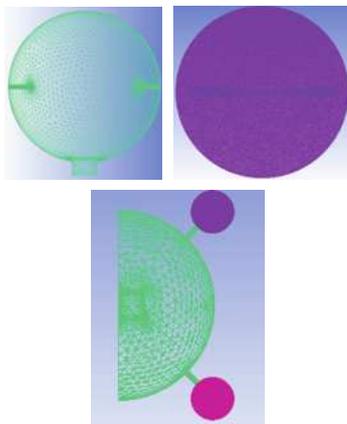


图2 网格划分

四、求解器设置

本文采用Workbench软件下Fluent模块进行仿真计算。湍流模型选择为 $k-\omega$ SST两方程模型^[5]，边界条件设置如下：飞艇表面为无滑移壁面边界，计算域入口为速度入口边界，出口为压力远场边界，其他计算域壁面为对称面边界。压力-速度耦合求解器设置为sim-ple，空间离散方法采用二阶迎风格式。重力方向为平行于入口速度向下，重力加速度为 9.8m/s^2 ，空气密度为 1.225kg/m^3 ，空气黏度为 $1.789 \times 10^{-5}\text{Pa}\cdot\text{s}$ ，参考面积根据结构变化大小取相关底面投影面积^[7]。

五、边界条件设置

本部分会观察对传统飞艇与四旋翼复合动力飞艇在正向来流速度、迎角变化情况及桨叶转速变化下的气动特性，获得了相关升阻力系数变化曲线，为该混合动力飞艇气动性能的优化及控制系统的设计提供相关依据。本文对三种飞行情况进行仿真计算：一是正向来流，通过改变流场来流方向矢量模拟飞艇改变迎角状态，迎角取 $-60^\circ \sim +120^\circ$ ，转速保持4000rpm，来流速度为10m/s，每间隔 10° 测试一组数据；二是改变来流速度，来流方向平行于xoy面，即迎角为 0° ，侧滑角取 0° ，转速保持4000rpm，来流速度为5m/s ~ 30m/s每间隔5m/s测试一组数据；三是旋翼旋转速度，来流方向平行于xoy面，即迎角为 0° ，侧滑角取 0° ，来流速度为10m/s时，转速取1000rpm ~ 6000rpm，每间隔1000rpm测试一组数据。

下图3为通过Fluent软件对正向来流为10m/s，旋翼转速为4000rpm，观察混合动力飞艇压力和速度分布，图3中除飞艇主体外所显示的截面为XOZ面。图4中所使用的截面为XOY面，分别为速度云图和速度流线图。

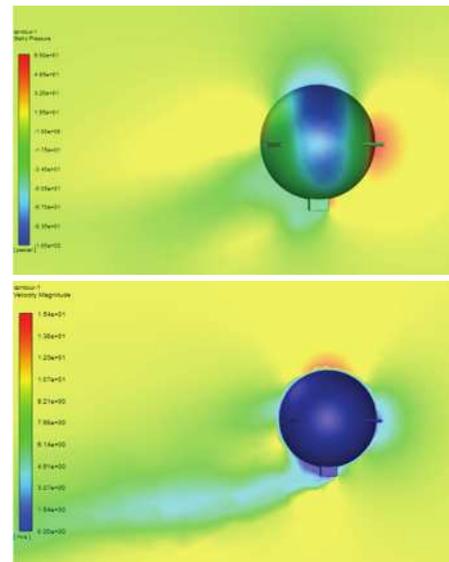


图3 正向来流

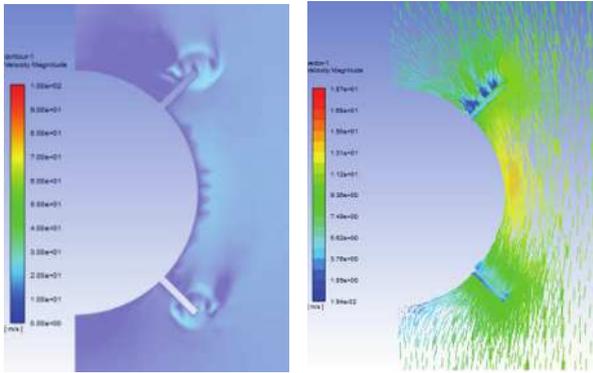


图4 XOY截面速度云图与流线图

六、仿真结果与分析

1.如图5所示为来流速度为10m/s，迎角改变量为 $-60^{\circ} \sim +120^{\circ}$ 时，在相同条件下传统飞艇升力系数与四旋翼混合动力飞艇的升力系数与阻力系数的对比，可以看出由于旋翼的加入，混合动力在升力系数的表现上有显著提升，同时由于旋翼的存在，在迎角改变的情况下会在一定程度下分解来流作用，对相同条件下于阻力系数也有一定改善。

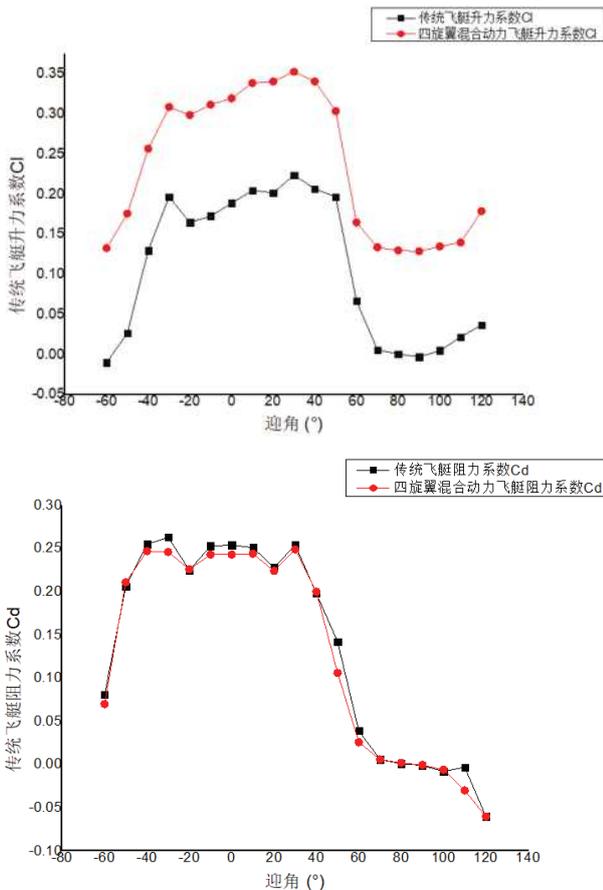


图5 不同迎角下升阻力系数曲线

2.如图6所示为来流速度为5m/s ~ 30m/s，迎角为 0° 时，在相同条件下传统飞艇与四旋翼混合动力飞艇的

升力系数与阻力系数的对比，可以看出由于旋翼的加入，混合动力在升力系数的表现上有显著提升，同时对相同条件下于阻力系数也有一定改善。

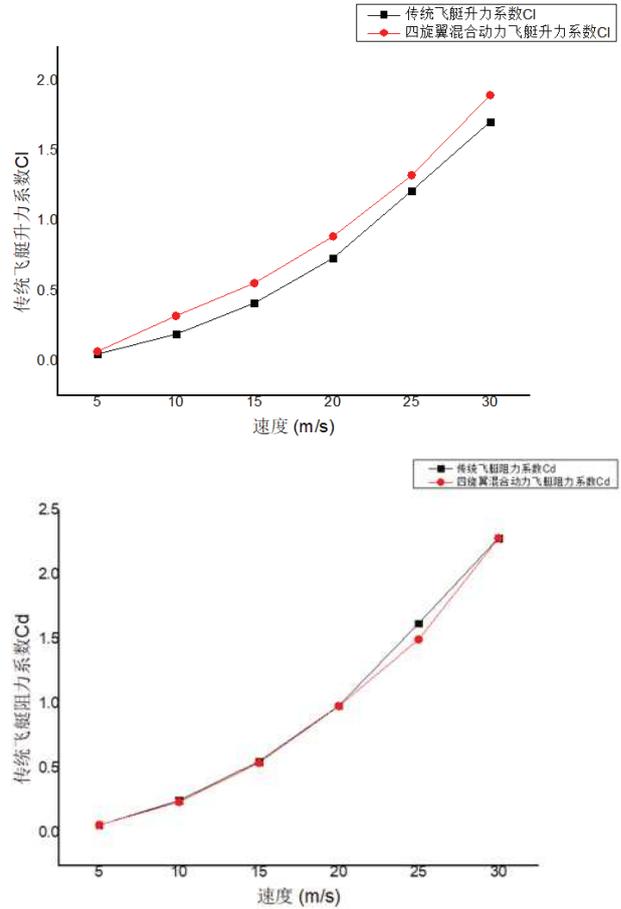
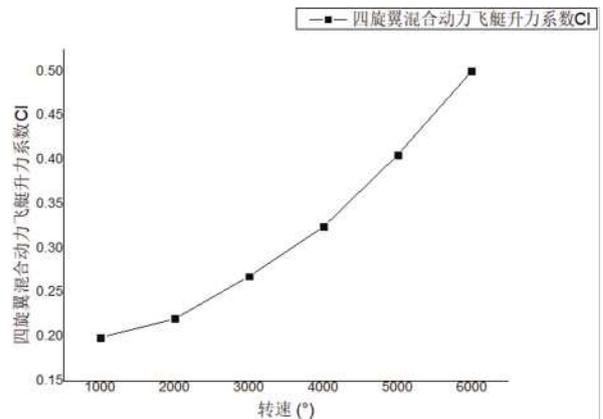


图6 不同来流速度下升阻力系数曲线

3.图7所示为来流速度为10m/s，迎角为 0° 时，改变旋翼转速取1000rpm ~ 6000rpm，在相同条件下传统飞艇与四旋翼混合动力飞艇的升力系数与阻力系数的对比，可以看出由于旋翼的加入，飞艇在飞行过程中产生大量下洗流，使混合动力在升力系数的表现上有显著提升，但旋翼所产生的作用主要作用于Z方向，对于阻力系数变化影响程度不大。



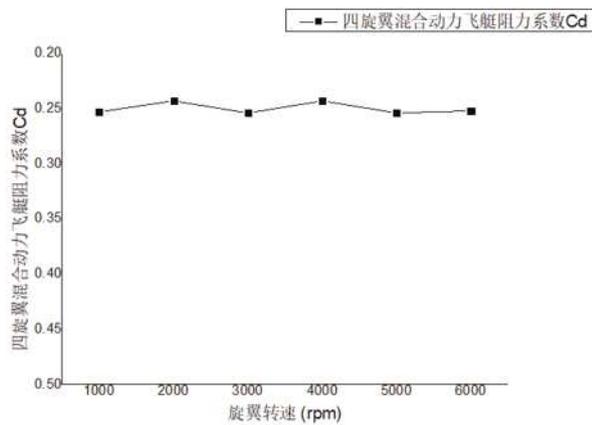


图7 不同转速下升阻力系数曲线

七、结论

1. 对于不同迎角来说, 整机的升阻力系数都会受到到影响, 由于旋翼的存在, 混合动力飞艇升力系数得到很大提升, 同时旋翼也会根据迎角变化分解一部分来流作用, 改善阻力系数提高四旋翼混合动力飞艇的抗阻能力。

2. 在迎角为 0° 时, 来流速度越大旋翼所能分解的来流作用也越大, 升力系数随速度增大而增大, 该部分主要是旋翼将来流转化为升力作用, 对升力系数产生影响, 同时降低机体所受阻力。

3. 改变旋翼转速时, 混合动力飞艇整体升力系数会随着旋翼转速增而增大, 但是对阻力系数的影响较小。

综上所述, 四旋翼混合动力飞艇对比传统飞艇升力提升较大同时在来流复杂的状态下对抗风效果有一定改善。

参考文献:

[1]丁凯.考虑损伤的飞艇蒙皮及骨架材料力学性能研究[D].上海交通大学, 2020.DOI: 10.27307/d.cnki.gsjtu.2020.001444

[2]赵达, 刘东旭, 孙康文, 陶国权, 祝明, 武哲.平流层飞艇研制现状、技术难点及发展趋势[J].航空学报, 2016, 37 (01): 45-56.

[3]肖厚地, 刘龙斌, 吕明云.X型尾翼临近空间飞艇隐身特性仿真[J].北京航空航天大学学报, 2015, 41 (01): 181-186.DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0047.

[4]李静.临近空间飞艇全数字仿真设计与实现[J].航空电子技术, 2013, 44 (04): 36-39+50

[5]乐淑玲, 王云, 刘诗鸾, 张家, 张高望.新型复合动力无人飞行器涵道系统优化分析[J].南昌航空大学学报(自然科学版), 2013, 27 (03): 44-48.

[6]王强.涵道风扇无人机气动性能数值模拟[D].国防科学技术大学, 2008.

[7]刘伟.四旋翼无人飞行器设计与实验研究[D].哈尔滨工程大学, 2011.