

文章编号: 1000-8055(2024)12-20220892-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220892

倾转四旋翼飞行器地面效应和 水面效应数值模拟

王军杰^{1,2}, 陈仁良², 俞志明³, 王志瑾², 陆嘉鑫²

- 江苏科技大学 机械工程学院 燃气轮机与流体机械实验室, 江苏 镇江 212000;
- 南京航空航天大学 航空学院 直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016;
- 南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

摘 要: 采用基于滑移网格技术生成围绕旋翼、机翼、机身的组合网格, 流体体积 (VOF) 模型识别多相流, 建立适用于两栖倾转四旋翼飞行器的非定常数值方法, 并设计试验进行验证。研究了倾转四旋翼飞行器在地面、水面作用下的气动性能, 并与无地面效应情况进行比较。结果表明: 受地面、水面阻塞影响, 在旋翼下方均会产生高压区, 增加倾转四旋翼飞行器旋翼的升力, 减小机翼负升力, 增加机身升力, 但当离地/水面高度大于旋翼直径时, 可认为无影响; 水表面受到来自旋翼的下洗流冲击, 形成柔性“水坑”, 加大了旋翼与阻塞面之间的距离, 使得相同离地高度时, 水面效应增升作用低于地面效应, 但强于无地面效应状态; 水面效应流场更复杂, 沿着的排水区凹表面的气流在旋翼周围形成旋涡环流。

关 键 词: 倾转四旋翼飞行器; 地面效应; 喷泉效应; 水面效应; 气动干扰

中图分类号: V212.44

文献标志码: A

Numerical simulation of ground effect and water surface effect of quad tilt rotor aircraft

WANG Junjie^{1,2}, CHEN Renliang², YU Zhiming³, WANG Zhijin², LU Jiaxin²

- Laboratory of Gas Turbine and Fluid Machinery, School of Mechanical Engineering, Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang Jiangsu 212000, China;
- National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
- School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: A combined grid around the rotor, wing and fuselage was generated based on the sliding grid technology. The volume of fluid (VOF) model was used to identify the multiphase flow. An unsteady numerical simulation method suitable for the amphibious quad tilt rotor (QTR) aircraft was established and verified by design tests. The aerodynamic performance of the QTR aircraft under the ground and water surface effect was studied and compared with that without the ground effect. The results showed that, due to the blockage of the ground and water surface, there existed a high-pressure zone under the rotor, which may increase the lift of the rotor, reducing the negative lift of the wing, and increasing the lift of the fuselage of the QTR. However, when the height above the ground/water surface was greater than rotor diameter, no ground effect can be considered; the water surface was impacted by the downwash flow from

收稿日期: 2022-11-21

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目; 江苏省研究生科研与实践创新计划项目 (KYCX20_0217)

作者简介: 王军杰 (1990—), 男, 博士生, 主要从事旋翼类飞行器空气动力学和总体设计研究。

通信作者: 陈仁良 (1963—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事直升机飞行力学和空气动力学研究。E-mail: crlae@nuaa.edu.cn

引用格式: 王军杰, 陈仁良, 俞志明, 等. 倾转四旋翼飞行器地面效应和水面效应数值模拟[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220892. WANG Junjie, CHEN Renliang, YU Zhiming, et al. Numerical simulation of ground effect and water surface effect of quad tilt rotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220892.

the rotor, forming a flexible “drainage area”, which increased the distance between the rotor and the blocking surface, so that at the same distance from the ground, the increased lift under the water surface effect was lower than that under the ground effect but stronger than that without ground effect; the water surface effect flow field was more complex, the airflow along the concave surface of the drainage area formed a vortex circulation around the rotor.

Keywords: quad tilt rotor aircraft; ground effect; fountain effect; water surface effect; aerodynamic interference

随着人类对海洋资源开发竞争的加剧,快速机动、安全性高的海上交通需求越来越迫切,不同类型的水陆两栖飞行器成为各国博弈、竞争的新飞行平台。水陆两栖飞行器可同时兼顾水面和陆地起降,可广泛满足军事侦察、交通运输、水面搜救等民事和军事用途^[1]。当飞行器具备水面起降能力后,一方面,可减少舰载飞行器海面上空中盘旋时间,节省能量消耗,增加任务时长,提高执行任务效率;另一方面,减少了对固定机场的依赖,使用范围更为广泛^[2]。

水陆两栖飞行器发展至今,水面起飞和降落问题以及其导致的结构、水密性等问题,始终是制约其发展的关键技术之一。其水面起飞和水面降落过程涉及飞行器、空气和水之间的耦合,涉及到流体介质的突变、自由水面的形态变化,近水面因地面效应(IGE)导致的飞行动力动态耦合变化,研究难度大。发展至今,以 AG600 为代表的固定翼两栖飞行器因航程大、载重大、航时长和飞行速度快等性能优势,成为现阶段的研究主流,但其存在起飞降落速度大、冲击载荷大,对飞行器气动/水动外形、机构强度要求高、对起降水域的相对要求严格和悬停特性的缺乏等弱点^[3]。近年来,四旋翼飞行器发展迅速,具备垂直起降(VTOL)功能,具有机动能力强、姿态稳定性好等优势^[4-5],应用广泛。四旋翼气动布局比单旋翼气动布局具有更大的时间常数,较大的时间常数意味着控制系统有更多的时间对发散模式做出反应并进行必要的修正,可控性更好^[6];四旋翼分布式气动布局具有可悬停,稳定性好等优势,一方面能降低水面降落时的冲击载荷,一方面能抵抗海上复杂海面环境的干扰,降低飞行器水上起降的难度,广泛用于跨介质飞行器^[7-10]。而倾转四旋翼飞行器(QTR)结合了四旋翼飞行器和固定翼飞行器的优势,不仅具备固定翼运载大、续航能力强以及高巡航速度等优势,而且也具备四旋翼飞行器可悬停、姿态稳定性好、可缓慢水面起降等优

势^[11],可作为水陆两栖飞行器平台,降低水面起飞与降落的难度。

水陆两栖倾转四旋翼飞行器近地飞行和近水面飞行,是必须经历的飞行阶段,例如水陆倾转四旋翼飞行器在舰船甲板和水面上起降阶段,其地面效应和水面效应能够在一定范围内会影响飞行器的动力变化和气动效率,也会对其起降过程中的稳定性造成影响。而水面和地面物理性质存在巨大的差异,当倾转四旋翼飞行器接近水面时水面会发生相应的形变,使其水面效应的确定更加困难。因此,研究倾转四旋翼飞行器地面效应、水面效应对气动性能的影响及影响机理,对倾转四旋翼飞行器的设计和舰面起降、水面起降时的安全飞行具有重要意义。

国内外学者分别从试验、理论计算和数值模拟计算 3 个方面,对直升机的地面效应的影响和影响机理研究较多^[12-13],为本文的研究提供基础,但关于倾转四旋翼飞行器的地面效应研究较少^[14-15]。大多数关于飞行器水面效应影响研究集中在固定翼地面效应飞行器方面,Qu 等^[16-18]模拟了具有不同静态和动态水面效应的配置的气动性能,将结果与试验进行了对比,这些研究证明了数值方法计算飞行器地面效应的有效性。Mi^[19]研究了涵道风扇在地面效应、水面效应下的影响规律,相关研究方法可为本文提供借鉴。一方面,两栖倾转四旋翼飞行器在水面和地面起飞与降落时,地面、水面、复杂水气两相流^[20],对其气动力布局设计、稳定性分析等方面均产生直接影响;另一方面,考虑旋翼与旋翼、旋翼与机翼干扰情况下,两栖倾转四旋翼飞行器的气动力变化尤其复杂,其力学机理并未完全掌握。因此,有必要进一步明晰倾转四旋翼飞行器地面、水面效应对飞行器性能的影响和影响机理,为两栖倾转四旋翼飞行器、四旋翼跨介质飞行器设计提供理论基础。

本文的研究目的是在考虑旋翼与机翼、旋翼与旋翼的干扰情况下,明晰地面效应和水面效应

对两栖倾转四旋翼飞行器气动性能的影响规律,并结合流场的结构和变化机理对气动力的变化进行更深入的剖析。采用基于滑移网格技术生成围绕旋翼、机翼、机身的组合网格系统,VOF 模型识别多相流,建立适用与两栖倾转四旋翼飞行器的非定常数值模拟方法,并设计试验进行了验证,具体研究了两栖倾转四旋翼飞行器在地面、水面作用下的气动性能,并与无地面效应情况进行了比较,明晰了其作用机理。该研究可为两栖倾转四旋翼飞行器的设计和地面、水面起降安全飞行提供指导。

1 研究对象及计算方法

1.1 计算模型及简化

水陆两栖倾转四旋翼飞行器,在起降过程中,短舱倾转为四旋翼模式,相邻旋翼转速方向相反。飞机两侧沿机身中轴线对称。研究的倾转四旋翼飞行器设计图如图 1 所示,主要参数见表 1。

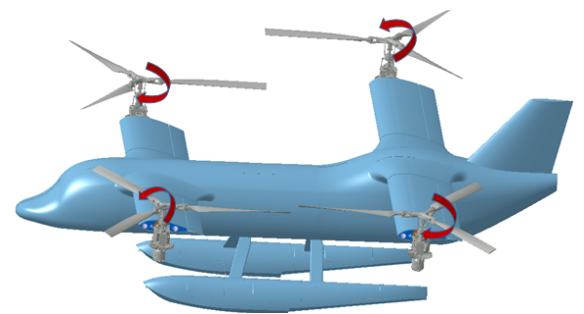


图 1 倾转四旋翼飞行器几何图
Fig. 1 Design drawing of QTR aircraft

表 1 倾转四旋翼飞行器主要参数
Table 1 Main parameters of QTR aircraft

参数	数值
设计总质量/kg	80
半径/m	0.58
特征弦长/m	0.057
桨叶片数	3
旋翼实度	0.076
短舱倾转角/(°)	0~90
旋翼转速/(r/min)	2 400
前、后机翼展长/m	1.6, 2.2
前、后机翼弦长/m	0.3, 0.3
前、后机翼安装角/(°)	6.5, 3
电动机数量	4
单个电动机功率/kW	4.8
机身特征长度/m	2.4
机身特征面积/m ²	0.12

研究重点为倾转四旋翼飞行器的地面效应和水面效应,为研究方便,现简化掉浮筒、桨毂等对该状态下气动特性影响不大的部件,其气动外形沿机翼中轴线对称,采用对称的方法进行计算。因此计算模型可简化为包含机身、旋翼与机翼的半飞机模型,机体坐标系如图 2 所示。

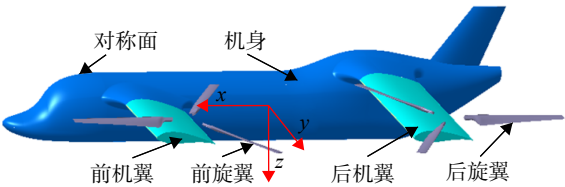


图 2 倾转四旋翼飞行器简化图
Fig. 2 Simplified diagram of QTR aircraft

1.2 网格划分

决定 CFD 计算精度的基础是网格质量。研究对象涉及到航行器、空气和水之间的耦合作用下高速旋转的问题,难点在于如何选择合适的旋翼边界层网格划分方法、耦合区域网格划分方法以提高计算精度;正确处理流场边界关系和控制网格数量以提高计算效率。进行网格划分之前,先确定边界条件,地面效应、水面效应,对流场域的边界划分有一定区别,但倾转四旋翼飞行器网格设置是相同的,边界条件分别如图 3、图 4 所示。

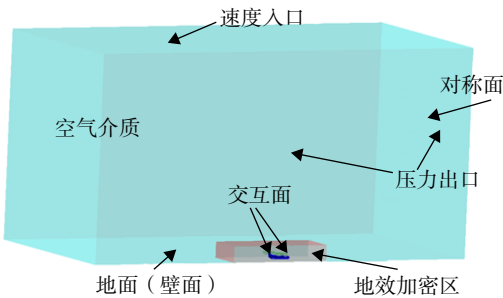


图 3 地面效应边界条件
Fig. 3 Boundary conditions under ground effect

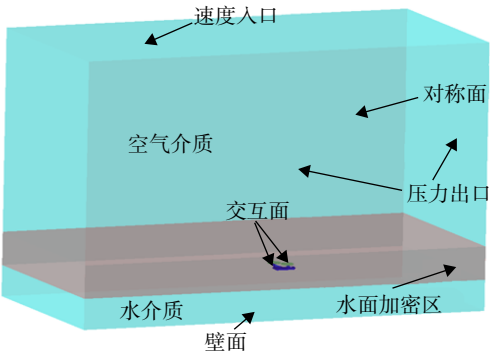


图 4 水面效应边界条件
Fig. 4 Boundary conditions under water surface effect

整体计算域设置为长方体,为了更好模拟旋翼流场与地面、水面之间耦合期间发生的复杂流动结构,在地面效应区域生成小长方体的加密区,提高计算效率与模拟分辨率。

根据倾转四旋翼飞行器存在“前后旋翼运动,机翼、机身静止”的特点,将计算域划分为包含旋翼的旋转域和包含机身和机翼的静域,采用滑移网格技术模拟旋翼网格运动,避免网格运动时边界层网格的畸变。计算难度在于旋翼升力和扭矩的求解,研究的旋翼的雷诺数均处于 $10^5 \sim 10^6$ 范围,雷诺数较低,旋翼边界层的流动均属于黏性流动,边界层具有较为复杂的流动结构,需要适当的边界层网格来更好地模拟边界层内的黏性相互作用。为了提高网格划分效率,旋翼网格采用非结构网格,如图 5 所示;第 1 层网格设置为 0.000 03 m,增长率为 1.2,如图 6 所示。

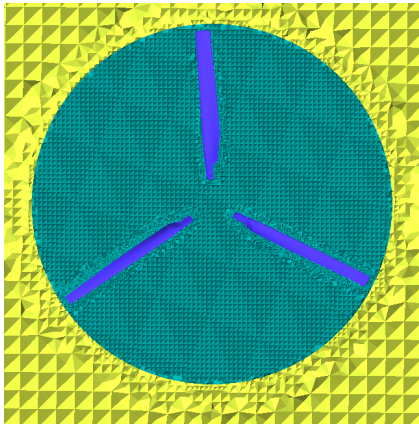


图 5 旋翼非结构网格

Fig. 5 Dynamic domain grid of rotor

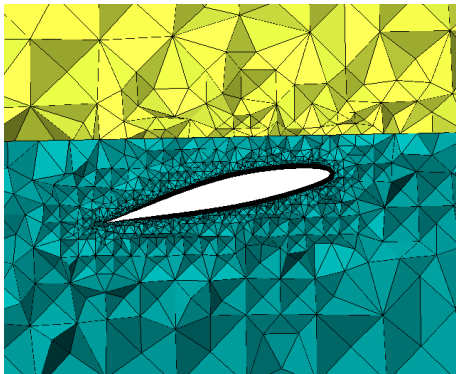


图 6 旋翼边界层网格

Fig. 6 Boundary layer grid of rotor

涉及到对飞行器离地高度的调整,为了提高网格划分效率,采用非结构网格。机身机翼边界层网格采用棱柱体网格生成,以产生更好的黏性边界层网格,以捕捉更符合实际情况的近壁流动,

提高计算精度,其他部分网格计算域由四面体网格填充,如图 7 所示。

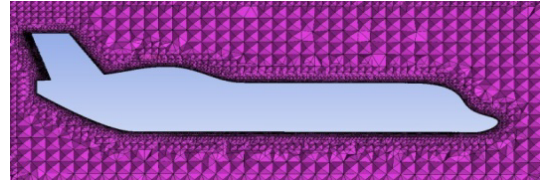


图 7 机身周围网格图

Fig. 7 Grid around fuselage

1.3 控制方程

Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS)方法是飞行器地面效应区水气动性能计算广泛使用的湍流模拟方法,使用 RANS 方程对整个计算域求解并共享气液两相的物性,流场中控制方程的积分形式为^[21]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \int_{\partial\Omega} (F_c - F_v) ds = \int_{\Omega} Q d\Omega \quad (1)$$

其中 t 为时间, Q 为源项, Ω 为控制体的体积, $d\Omega$ 为控制体表面, ds 为控制体的微元面积。

流场守恒变量 W 为:

$$W = [\rho \quad \rho u \quad \rho w \quad \rho E]^T \quad (2)$$

其中 ρ 为密度, E 为单位质量的总能量, u 、 v 、 w 为绝对速度的分量。

速度 V 为:

$$V = [u \quad v \quad w]^T \quad (3)$$

对流通量 F_c 为:

$$F_c = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_x p \\ \rho u V + n_y p \\ \rho w V + n_z p \\ \rho H V \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中 p 为流体静压, H 为单位质量总焓, $H = E + \frac{p}{\rho}$, 面上法向速度 $V = V \cdot n = n_x u + n_y v + n_z w$, 微元单位法向量 $n = [n_x \quad n_y \quad n_z]^T$ 。

黏性通量 F_v 为:

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中 τ_{ij} 为黏性张量分量, Θ 为黏性和热传导相关项。

1.4 湍流模型

倾转四旋翼飞行器的旋翼具有相对较低的雷诺数,为了准确模拟旋翼的桨尖涡和尾流,并准确模拟旋翼尾迹与地面、水之间的耦合流场,采用 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型^[22-23]。 $k-\omega$ SST 湍流模型建立在标准 $k-\omega$ 湍流模型基础上,考虑了 $k-\omega$ 湍流模型的优势。 $k-\omega$ 模型能准确模拟湍流边界层底层流动,用于模拟边界层黏性,此模型对逆压梯度流动较敏感,能够模拟大尺度分离涡; $k-\omega$ 模型稳定性较好,用来模拟附面层以外的流场,能够有效降低对自由来流的敏感程度,兼顾流场中交叉扩散造成的能量衰减效应,其对存在逆压梯度的流动具有良好的适应性^[24]。 $k-\omega$ SST 湍流模型较适合两栖倾转四旋翼飞行器的非定常两相流的数值模拟,湍动能输运方程和比耗散率输运方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + Y_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (7)$$

其中 G_k 和 G_ω 分别为由平均速度梯度产生的湍动能 k 项和比耗散率 ω 项; Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的有效扩散项, D_ω 为交叉扩散项, Y_k 为 k 的耗散项, Y_ω 为 ω 的耗散项。

湍流模型对旋翼流场特性的影响主要表现在对边界层流场的模拟,直接关系到升力和扭矩的计算精度,使用 $k-\omega$ SST 湍流模型计算的边界层流速分布如图 8 所示,沿旋翼壁面法线方向速度从 0 m/s 增长到 80 m/s,变化趋势符合边界层理论,可验证采用 SST 湍流模型的合理性。

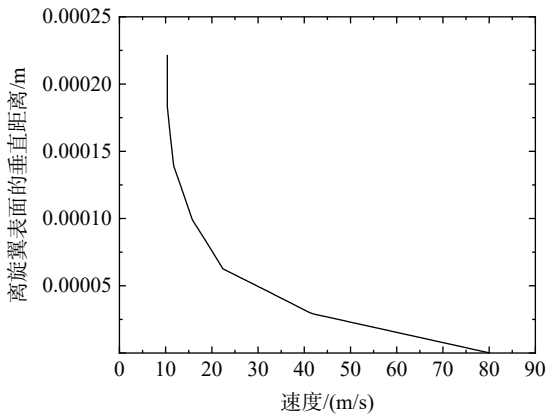


图 8 旋翼边界层流速分布

Fig. 8 Boundary layer velocity distribution of rotor

1.5 VOF 模型

尽管倾转四旋翼飞行器靠近水面的空气湿度很高,但两相仍有清晰的界面,认为是相互不渗透的,对水气交界面的捕捉是两相流问题,可通过求解一个相的体积分数连续性方程来实现对交界面的跟踪。其中对时刻变化的水气交界面的捕捉精度直接影响两相流问题的求解精度,而 VOF 模型是两相流问题普遍采用的方法,用来捕捉流动界面的变化。

在 VOF 模型中, α_q 用于表示网格单元中第 q 个流体的体积分数。 α_q 由 0 到 1, 表示网格单元中从没有第 q 个流体到充满第 q 个流体。两相共享流场的所有变量和属性,可通过计算各相在每个位置的体积分数来分配。体积分数的连续性方程为:

$$\frac{\partial \alpha_q}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla \alpha_q = 0 \quad (8)$$

其中 $\mathbf{v}$ 为有效断面上的平均速度。

在每个控制体积中,所有相的体积分数总和为 1, 基于该约束,可计算初级相的体积分数为:

$$\sum_{q=1}^n \nabla \alpha_q = 1 \quad (9)$$

混合相密度的计算公式为:

$$\rho = \alpha_2 \rho_2 + (1 - \alpha_2) \rho_1 \quad (10)$$

不可压缩流体的运动方程,应满足如下动量方程:

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \mu (\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T) + \rho \mathbf{g} + \mathbf{F} \quad (11)$$

其中 $\mathbf{v}$ 为流体速度矢量, $\mathbf{g}$ 为重力加速度, μ 为流体的动力黏度, $\mathbf{F}$ 为表面张力的等价体积力形式。

采用几何重建方法求解界面捕捉问题时,利用 Fluent 中的标准插值格式,计算出当一个单元完全充满一个或另一个相时的面通量。当单元靠近两相之间的界面时,使用几何重建方案,该方案适用于非结构化网格。该方法采用分段逼近的方法追踪界面,假设两种流体之间的界面在每个单元内具有线性斜率,并使用该线性形状计算流体通过单元面的对流。

1.6 求解方法

涉及到二相流瞬态问题计算,所需的计算资源较多,采用 PISO (pressure-implicit with splitting of operators) 算法求解压力-速度耦合方程,动量方

程只需初始迭代时使用一次,可提高计算效率,且该算法稳定性较好。采用有限体积法在空间和时间上单独离散,空间对流项离散采用 2 阶迎风格式。为了提高求解非定常流场的效率,采用双时间隐式 LU-SGS 迭代法进行时间离散。

2 试验分析与验证

2.1 试验设计

课题组设计了一套考虑气动干扰、模拟倾转四旋翼飞行器悬停状态地面效应的测量试验系统,主要由试验台、数据采集系统、交流转直流电源柜、旋翼控制系统组成,试验原理如图 9 所示。采用旋翼离地面的高度 h 与旋翼直径 D 的比值来形容离地高度。旋翼试验台可以在 $0.6D \sim 1.2D$ 高度变化,如图 10 所示。试验台可分为旋翼试验台和机翼试验台,分别安装六分量天平用于测量气动力和扭矩,天平的测量精度高于 5‰。数据采集系统由动态数据采集系统和显示器组成。试验中由一台 30 kW 的交流转直流电源柜提供电力。旋翼控制系统采用地面站控制旋翼总距,带转速显示的遥控器控制转速。试验模型有正反两副旋翼和一个机翼,相关参数与 CFD 计算模型参数一致。

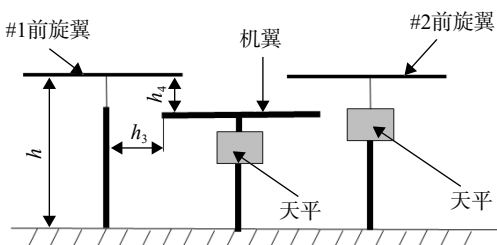


图 9 试验原理示意图

Fig. 9 Schematic diagram of experimental principle



图 10 自制试验台

Fig. 10 Self-made test stand

2.2 网格和时间步长灵敏性验证

在进行对比验证之前,需要对研究对象进行 CFD 计算。为了计算的准确性,需要对 CFD 计算

影响因素进行验证。主要影响因素为网格数量和时间步长。网格数量过少影响计算精度,网格数量过大,影响计算效率,因此需要选择合适的网格数量。在研究网格数量对计算结果的影响中,分别采用基准、动域加密、加密区加密、整体加密、整体稀化的方式生成 5 种数量的网格。网格总数分别为 1 300 万、1 800 万、2 300 万、2 800 万和 800 万。通过前后 2 次计算结果 $L_{oldmesh}$ 、 $L_{newmesh}$ 的相对误差 I_{error} ,来表征网格数量的影响,如式(12)所示。图 11 为旋翼转速为 2 400 r/min、总距角为 14° 时,不同网格数量的计算结果及迭代误差,可看出旋翼周围网格数量对计算结果的影响较大,其次是地面效应区。综合权衡计算精度和计算效率,选用 2 300 万个网格来计算倾转四旋翼飞行器的地面效应和水面效应。

$$I_{error} = \frac{L_{newmesh} - L_{oldmesh}}{L_{newmesh}} \times 100\% \quad (12)$$

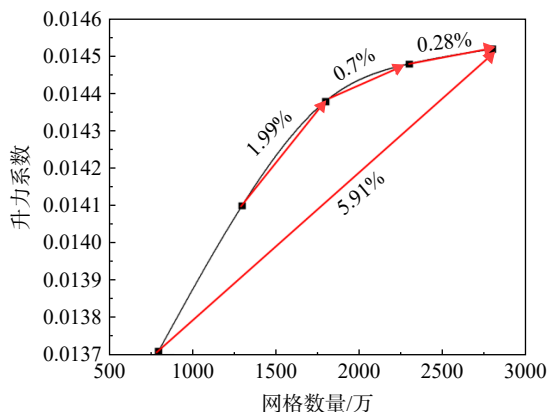


图 11 旋翼升力系数与网格数量的关系

Fig. 11 Relationship of lift coefficient of rotor and mesh density

由于考虑了旋翼与旋翼、旋翼与机翼的干扰,以及地面效应、水面效应,流场具有明显的非定常特性,而库朗数与计算稳定性和收敛性关系密切,时间步长太小,影响收敛性,时间步长太大,计算易发散,影响稳定性,因此有必要研究时间步长对计算结果的影响。水面效应界面随旋翼转速呈动态变化,因此水面效应对时间步长更敏感。计算了旋翼转速为 2 400 r/min、总距角为 14° 、离水面 $0.8D$ 时飞行器的气动特性,时间步长 Δt 分别设置为 0.000 07 s (1°)、0.000 175 s (2.5°)、0.000 35 s (5°)。为了方便比较,选取一个周期内的机翼升力,计算结果如图 12 所示。当时间步长小于 0.000 175 s 时,结果接近,所以时间步长取为 0.000 175 s。

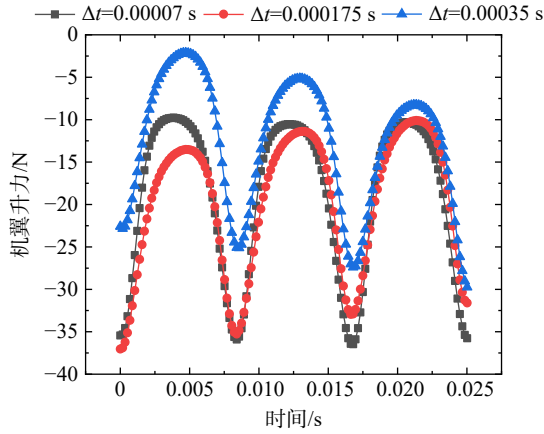


图 12 机翼升力与时间步长的关系

Fig. 12 Relationship of lift history of wing and time steps

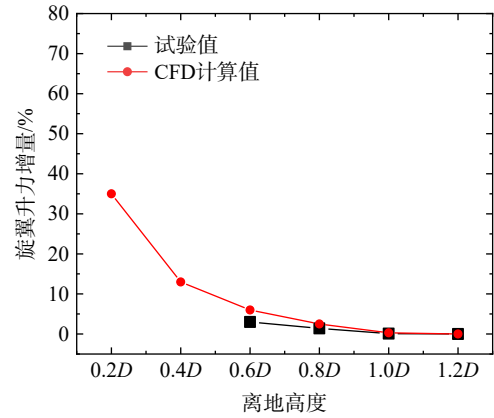
2.3 试验分析与验证

对倾转四旋翼飞行器地面效应分别进行 CFD 和试验模拟。参考直升机的地面效应规律, 当旋翼离地高度小于旋翼直径 D 时, 需要考虑地面效应影响, 因此选用离地高度为 $1.2D$ 的旋翼升力 $T_{1.2D}$ 作为参考值, 旋翼升力增量 k_h 表示地面的增升作用, 定义如式(13)所示:

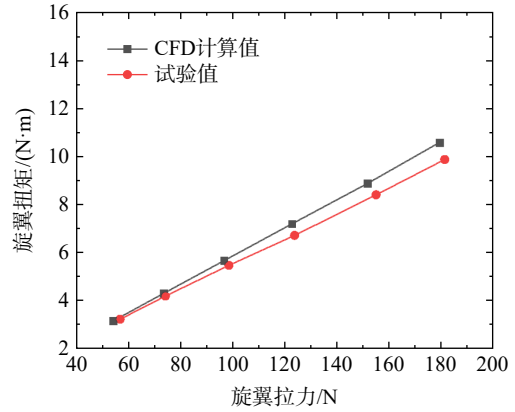
$$k_h = \left(\frac{T_h}{T_{1.2D}} - 1 \right) \times 100\% \quad (13)$$

其中 T_h 为旋翼实际升力。

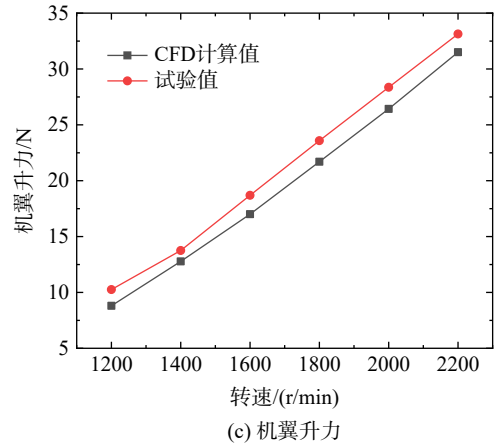
图 13(a) 为旋翼升力增量随地面高度变化图, 可看出 CFD 计算值与试验值基本吻合, 随着离地高度的增大, 旋翼升力增量 k_h 减小, 在旋翼离地高度大于 $1D$ 时, 升力基本保持不变, 此时的地面效应影响可以忽略不计, 与文献基本一致^[25]。图 13(b) 为离地高度为 $1.2D$ 时, 旋翼扭矩和升力的试验值和 CFD 计算值的对比, 可看出旋翼升力试验值和 CFD 计算值基本吻合, 但是扭矩 CFD 计算值大于试验值, 随着转速的增加, 误差是增大的, 但误差结果均小于 5%。图 13(c) 为离地高度为 $1.2D$ 时, 机翼升力随转速的关系, CFD 计算值与试验值之间的误差小于 10%, 本方法对气动干扰的计算也是合理的。引起误差的原因如下: 首先, 试验过程中, 对总距角的标定、转速的测量存在一定误差; 其次, 由于旋翼和机翼之间的气动干扰^[26], 叠加地面效应的影响, 数值模拟方法本身存在一定计算误差。总体来看, 本文建立数值模拟方法不仅能够模拟倾转四旋翼飞行器旋翼与机翼之间的气动干扰影响, 也能模拟倾转四旋翼飞行器的地面效应影响。



(a) 旋翼升力增量



(b) 旋翼扭矩



(c) 机翼升力

图 13 CFD 计算值与试验值对比

Fig. 13 Comparison of the CFD calculated and experimental values

3 数值模拟结果分析

计算地面效应, 是模拟水陆两栖倾转四旋翼飞行器在舰面或地面上的起降过程; 将地面换成水面, 可模拟倾转四旋翼飞行器水面起降过程。根据无地面效应悬停状态的试验数据^[27], 地面效应、水面效应在非定常计算中, 旋翼转速设置为 2400 r/min , 总距为 14° 。

3.1 地面效应

图 14 为倾转四旋翼飞行器在离地高度为 $0.8D$ 时的各部件的非定常气动力和扭矩分布。可看出:

1) 前旋翼升力和扭矩均大于后旋翼, 形成较大的俯仰力矩, 这是因为前后旋翼离地高度的区别, 前旋翼受地面效应的影响更严重, 产生的旋翼升力增量更大。

2) 前后旋翼升力因旋翼与机翼的干扰整体呈周期性的分布, 但由于地面效应的影响, 流场呈非定常变化, 升力出现了细微波动。

3) 前后机翼均在下洗流的冲击下, 由于三维阻塞效应产生了周期性的负升力, 变化频率是转速与桨叶片数的乘积, 可预判旋翼对地面也产生了周期性的激振力。

4) 机身在地面效应的影响下, 其大小占比总升力的 6.4%, 这说明地面效应对机身有一定的增升作用。

通过对比无地面效应情况下飞行器的空间流

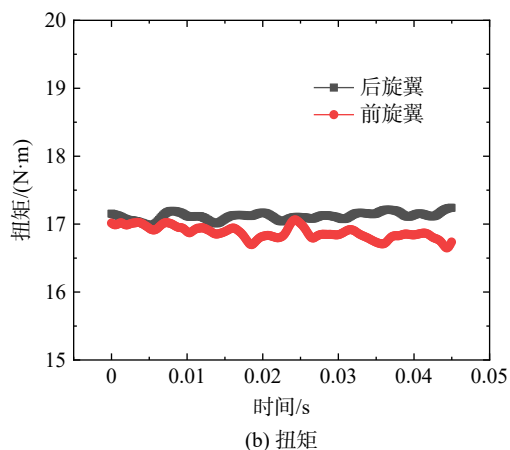
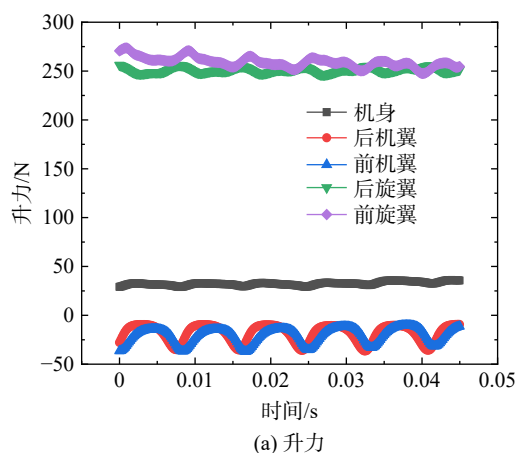


图 14 地面效应下各部件的非定常气动载荷

Fig. 14 Unsteady aerodynamic load of components under ground effect

线和压力云图^[27], 进一步分析倾转四旋翼飞行器的地面效应影响机理。图 15 为倾转四旋翼飞行器机体流场图, 可看出:

1) 4 个旋翼的下洗流经旋翼后尾流收缩, 部分气流以 90° 的入流角冲击前后机翼上表面, 由于机翼的三维阻塞效应, 上表面产生高压区, 下表面产生低压区, 使得机翼产生负升力, 同时机翼也对旋翼有类似“地面效应”作用, 对旋翼有一定的增升作用。但对比无地面效应情况, 机翼下

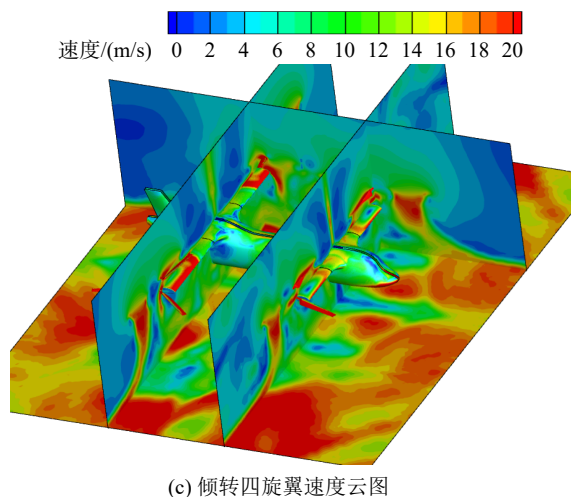
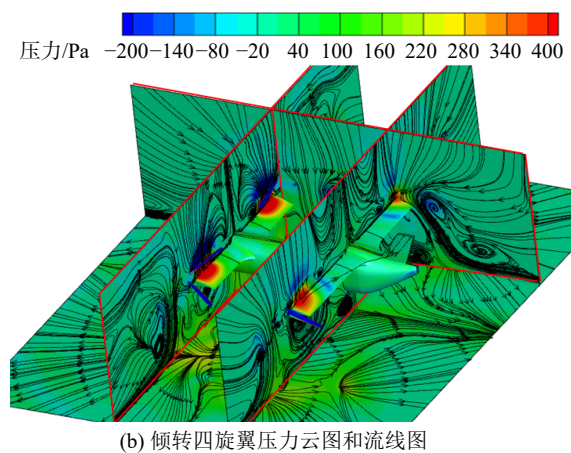
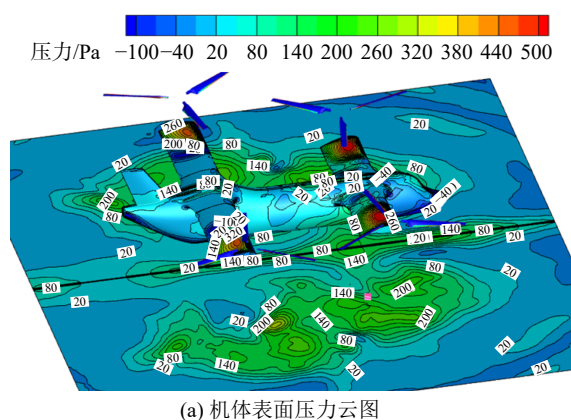


图 15 地面效应下倾转四旋翼流场图

Fig. 15 Flow field diagram of QTR under ground effect

方的低压区减小, 机翼受到的负升力减弱。

2) 当 4 个旋翼的部分下洗流冲击前后机翼之后, 向四周扩散, 沿着前后机翼展向向内扩散的气流在机身中轴线处汇集, 转而向上卷起, 在卷起一定高度后受到旋翼桨盘的吸附作用再次流经桨盘平面, 最终前后机翼中轴线处均形成 2 处较为明显的“喷泉效应”。

3) 旋翼的另一部分下洗流, 以 90° 的入流角冲击地面, 沿地面展向扩散, 形成展向流, 随后四股气流在机身下方中轴线处和前后旋翼的中线处相遇, 向上卷起, 在卷起一定高度后随着尾流再次冲向地面, 形成地面涡, 在 4 处形成与在机翼上方相似的“喷泉效应”。

4) 下洗流冲击地面, 在旋翼与地面之间形成一个高压区, 类似旋翼漂浮在高压区上, 上下表面的压差增大, 导致旋翼有部分升力增量。

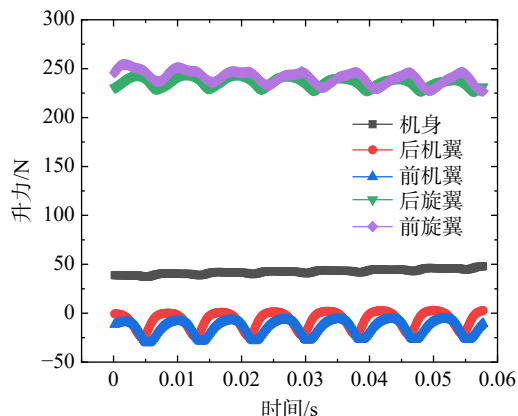
5) 在机身下方中轴线处, 四股气流向上卷起, 形成“喷泉效应”的过程中, 为机身提供一个额外的升力, 这是因为向上卷起的气流冲击机身, 形成了高压区, 托起机身。

3.2 水面效应

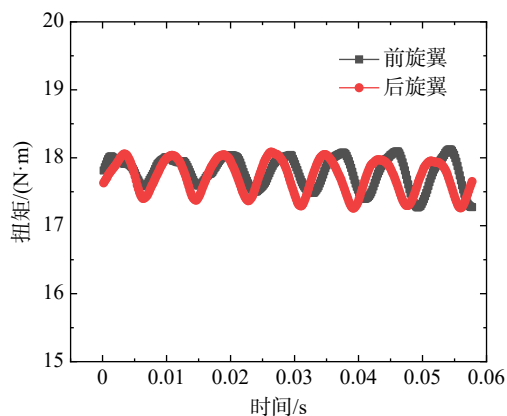
图 16 为倾转四旋翼飞行器在离水面高度为 $0.6D$ 时的各部件的非定常气动力和扭矩分布。可以看出:

1) 水面对倾转四旋翼性能的影响规律与地面效应类似, 与无地面效应情况相比, 旋翼升力和扭矩增大, 但增升效应弱于地面效应。与地面效应一样, 前旋翼升力和扭矩均大于后旋翼, 形成较大的俯仰力矩, 这是因为前后旋翼离水面高度不一致, 前旋翼受水面效应的影响更严重, 产生的旋翼升力增量更大。

2) 前后旋翼升力整体呈周期性的分布, 但由于水面效应的影响, 流场呈非定常变化, 升力出现了波动幅度较大, 说明水面效应的流场环境更



(a) 升力



(b) 扭矩

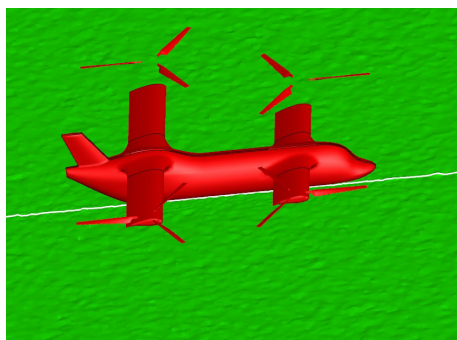
图 16 水面效应下各部件的非定常气动载荷

Fig. 16 Unsteady aerodynamic load of components under water surface effect

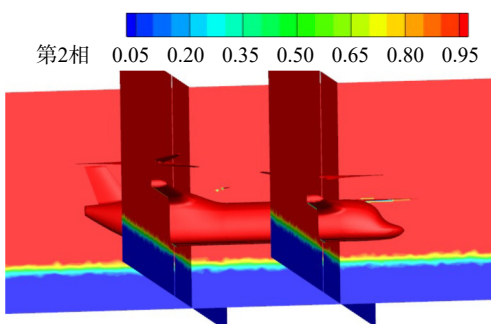
加复杂。

3) 机身在水面效应影响下, 产生了 8.51% 的正升力, 这说明水面效应对机身有一定的增升作用。

在水面效应影响下, 水面的存在改变了倾转四旋翼飞行器旋翼下洗流的变化, 相关气动性能与地面效应存在一定差异, 水面效应的增升效果劣于地面效应。主要差异在水面的形状很容易受到旋翼运动的影响和改变。图 17 为旋翼旋转前后的水面形状对比图。当旋翼旋转时, 旋翼下洗



(a) 旋转前相等值图 ($\alpha_q=0.5$)



(b) 旋转前相云图

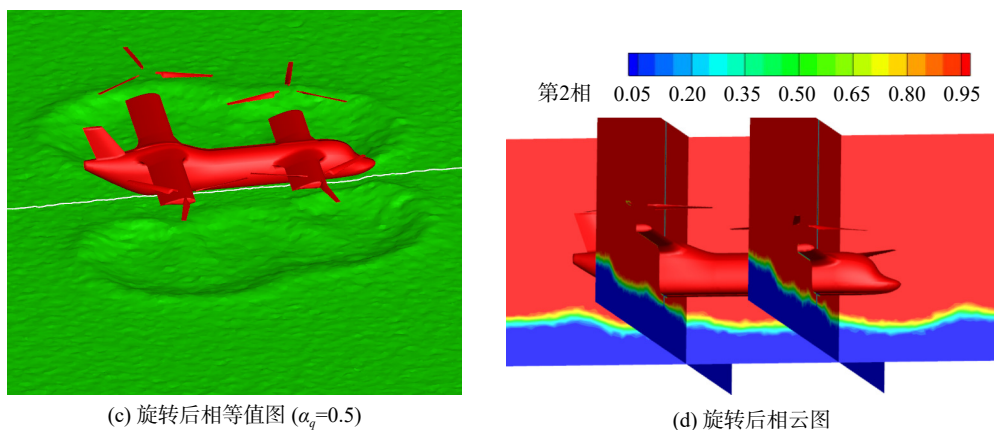
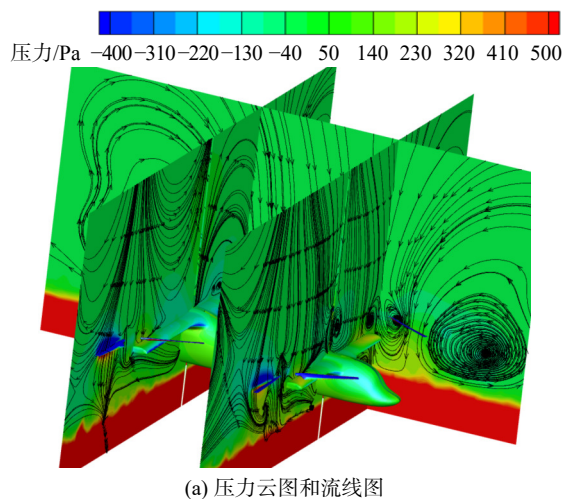


图 17 旋翼旋转前后水面变化

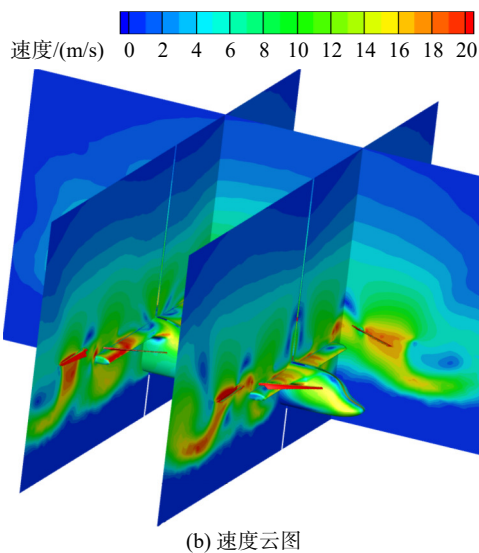
Fig. 17 Change of water surface before and after rotor rotation

流撞击水面并向四周反弹,在水面附近形成高压区,产生“水坑”。倾转四旋翼飞行器产生了 4 个“水坑”,受机翼干扰,不是规则的圆坑。前旋翼离水面近,产生的“水坑”面积小但深度深;后旋翼离水面远,产生的“水坑”面积大,但深度浅。“水坑”本质上改变了水面与旋翼之间的实际距离,从而削弱了高压区对飞行器的影响。因此,水面效应旋翼升力相对于无地面效应情况下升力增大,但这一增量小于地面效应。

通过对比无地面效应和水面效应情况下的空间流线和压力云图,进一步分析倾转四旋翼飞行器的水面效应影响机理(见图 18)。由图 18(a)与图 15(b)对比,主要区别如下:沿着排水区表面的气流在旋翼周围形成旋涡环流,再次被吸入到旋翼内,形成涡环现象。但由于“排水区”弧形底部柔性水面改变了流线的方向,削弱了气流速度和涡流速度,涡环状态对旋翼的影响较弱,对比无地面效应状态,仍是增升作用。水面对倾转四旋翼飞行器升力的影响与旋翼与水面间隙区域的



(a) 压力云图和流线图



(b) 速度云图

图 18 水面效应下倾转四旋翼流场图

Fig. 18 Flow field diagram of QTR under water surface effect

“高压区”有关,该高压区会增大旋翼上下表面的压差,增加旋翼升力。但水面的改变吸收了部分流动能量,水面效应旋翼的压差小于地面效应旋翼的压差。同理,机翼也由于该高压区,机翼下方压力增大,减小了机翼的负升力,但减少量小于地面效应。机身也由于该高压区,产生了机身升力。

3.3 气动性能影响比较分析

地面效应和水面效应对倾转四旋翼飞行器的气动性能影响较大,进一步比较和分析离地/水面高度对其气动性能的影响规律。倾转四旋翼飞行器的设计,采用的 4 组旋翼与机翼,除了距离上的差别,其他参数是一致的,为了提高计算效率,只研究一个旋翼与机翼与离地高度的关系。

图 19 为旋翼和机翼升力和扭矩与离地高度的关系。可以看出,地面效应和水面效应对倾转

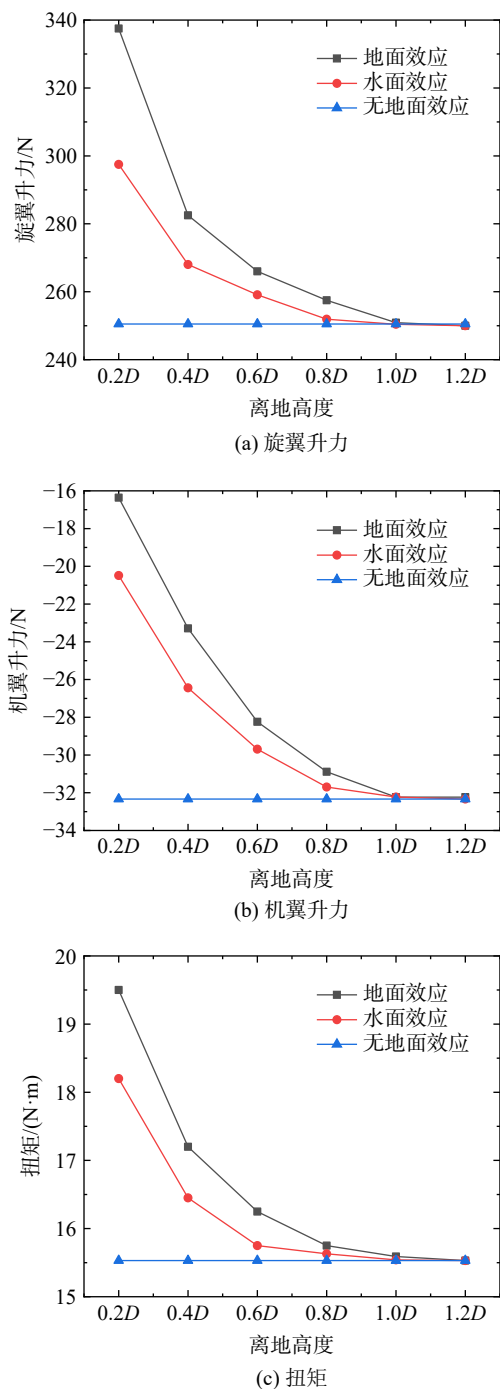


图 19 旋翼和机翼升力和扭矩与离地高度的关系

Fig. 19 Relationship of rotor and wing lift and torque and different ground clearances

四旋翼飞行器气动性能的影响规律相似,旋翼下洗流均会受到界面阻塞产生高压区,增加旋翼升力和扭矩,减小机翼产生的负升力。随着地面、水面与飞行器之间距离的不断增大,地面、水面效应的影响都会减弱,最终使得倾转四旋翼飞行器的气动性能与无地面效应状态下一致,当离地/水面高度大于 $1D$ 时,可认为无影响。但水面效应产生的增升作用弱于地面效应,所需的扭矩也

弱于地面效应。在界面与系统距离相同的情况下,地面效应产生的增升作用和需用扭矩最大,其次是水面效应,无地面效应状态最小。

4 结 论

本文建立了适用于模拟两栖倾转四旋翼飞行器地面效应和水面效应的数值模拟方法,同时设计了地面试验对方法进行了验证,主要对倾转四旋翼飞行器的地面效应和水面效应进行了数值研究,结论如下:

1) 倾转四旋翼飞行器由于前后旋翼高度不一致,受地面效应影响不一样,前旋翼升力和扭矩大于后旋翼,前机翼由于阻塞效应产生的负升力小于后机翼,机身产生了 6.8% 的升力。机理为飞行器与地面之间形成了一个高压区,增加了旋翼的升力,减小了机翼负升力,增加了机身的升力。

2) 水面的阻塞作用与地面的阻塞作用相似,均会产生高压区,有一定的增升作用,但其程度弱于地面。机理为水表面受到来自旋翼的下洗流冲击,形成柔性“水坑”,加大了旋翼与阻塞面之间的距离。

3) 由于柔性“水坑”的影响,水面效应流场对比地面效应更为复杂,沿着的排水区凹表面的气流在旋翼周围形成旋涡环流,再次被吸入到旋翼内,形成类似涡环现象。

4) 随着地面、水面与飞行器之间距离的不断增大,地面、水面效应的影响都会减弱,最终使得倾转四旋翼飞行器的气动性能与无地面效应状态下一致,当离地/水面高度大于 $1D$ 时,可认为无影响。但水面效应产生的增升作用弱于地面效应,所需的扭矩也弱于地面效应,但强于无地面效应状态。

参考文献:

- [1] 孙卫平, 杨康智, 秦何军. 大型水陆两栖飞机吹气襟翼设计与分析验证[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 903-909.
SUN Weiping, YANG Kangzhi, QIN Hejun. Design and test of a jet flap for a large amphibian[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 903-909. (in Chinese)
- [2] 赵立杰, 田孟伟, 李景奎, 等. 水上电动飞机浮筒设计及起飞滑行[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 624590.
ZHAO Lijie, TIAN Mengwei, LI Jingui, et al. Float design and take-off taxiing of electric seaplanes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 624590. (in Chinese)
- [3] DUAN Xupeng, SUN Weiping, CHEN Cheng, et al. Numerical investigation of the porpoising motion of a seaplane planing on water with high speeds[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 980-994.

- [4] 杜晓琼, 李斌, 罗琳胤. 水陆两栖飞机高支柱起落架的刹车振动行为[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 526199.
DU Xiaojiong, LI Bin, LUO Linyin. Braking vibration behavior of high strut landing gear of amphibious aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 526199. (in Chinese)
- [5] 卢昱锦, 肖天航, 邓双厚, 等. 着水初始条件对水陆两栖飞机着水性能的影响[J]. 航空学报, 2021, 42(7): 124483.
LU Yujin, XIAO Tianhang, DENG Shuanghou, et al. Effects of initial conditions on water landing performance of amphibious aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(7): 124483. (in Chinese)
- [6] B B V L D, SINGH P. A survey on design and development of an unmanned aerial vehicle (quadcopter)[J]. *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, 2016, 4(2): 70-106.
- [7] QI Duo, FENG Jinfu, LI Yongli. Dynamic model and ADRC of a novel water-air unmanned vehicle for water entry with in-ground effect[J]. *Journal of Vibroengineering*, 2016, 18(6): 3743-3756.
- [8] DREWS P L J, NETO A A, CAMPOS M F M. Hybrid unmanned aerial underwater vehicle: modeling and simulation[C]//Proceedings of 2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, US: IEEE, 2014: 4637-4642.
- [9] ALZU'BI H, AKINSANYA O, KAJA N, et al. Evaluation of an aerial quadcopter power-plant for underwater operation[C]//Proceedings of 2015 10th International Symposium on Mechatronics and its Applications. Piscataway, US: IEEE, 2015: 1-4.
- [10] LU Di, XIONG Chengke, ZENG Zheng, et al. Adaptive dynamic surface control for a hybrid aerial underwater vehicle with parametric dynamics and uncertainties[J]. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 2020, 45(3): 740-758.
- [11] GOVDELI Y, MOHEED BIN MUZAFFAR S, RAJ R, et al. Unsteady aerodynamic modeling and control of pusher and tilt-rotor quadplane configurations[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 94: 105421.
- [12] LAKSHMINARAYAN V K, KALRA T S, BAEDER J D. Detailed computational investigation of a hovering microscale rotor in ground effect[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(4): 893-909.
- [13] HAN Han, XIANG Changle, XU Bin, et al. Experimental and computational investigation on comparison of micro-scale open rotor and shrouded rotor hovering in ground effect[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 235(5): 553-565.
- [14] HWANG J Y, KWON O J. Assessment of S-76 rotor hover performance in ground effect using an unstructured mixed mesh method [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 84: 223-236.
- [15] SUGIURA M, TANABE Y, SUGAWARA H, et al. Numerical simulations and measurements of the helicopter wake in ground effect[J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(1): 209-219.
- [16] QU Qiulin, JIA Xi, WANG Wei, et al. Numerical study of the aerodynamics of a NACA 4412 airfoil in dynamic ground effect[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 38: 56-63.
- [17] QU Qiulin, HUANG Liewei, LIU Peiqing, et al. Numerical study of aerodynamics and flow physics of the 30P30N three-element airfoil in dynamic ground effect[R]. AIAA 2016-3722, 2016.
- [18] QU Qiulin, LU Zhe, LIU Peiqing, et al. Numerical study of aerodynamics of a wing-in-ground-effect craft[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(3): 913-924.
- [19] MI Baigang. Numerical investigation on aerodynamic performance of a ducted fan under interferences from the ground, static water and dynamic waves[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 100: 105821.
- [20] HE Wei, PÉREZ J M, YU Peng, et al. Non-modal stability analysis of low-Re separated flow around a NACA 4415 airfoil in ground effect[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92: 269-279.
- [21] STEIJL R, BARAKOS G. Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2008, 58(5): 527-549.
- [22] MENTER F. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows[R]. AIAA1993-2906, 1993.
- [23] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [24] BLAZEK J. Spatial discretisation[M]//Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 2001: 129-179.
- [25] ROVERE F, BARAKOS G, STEIJL R. Safety analysis of rotors in ground effect[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 129: 107655.
- [26] CHEN Kun, SHI Zhiwei, TONG Shengxiang, et al. Aerodynamic interference test of quad tilt rotor aircraft in wind tunnel[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(15): 5553-5566.
- [27] 王军杰, 俞志明, 陈仁良, 等. 倾转四旋翼飞行器垂直飞行状态气动特性[J]. 航空动力学报, 2021, 36(2): 249-263.
WANG Junjie, YU Zhiming, CHEN Renliang, et al. Aerodynamic characteristics of quad tilt rotor aircraft in vertical flight[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(2): 249-263. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)