

倾转四旋翼飞行器垂直飞行状态气动特性

王军杰, 俞志明, 陈仁良, 王志瑾, 陆嘉鑫

(南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 综合采用基于滑移网格技术的计算流体力学(CFD)方法与悬停状态气动干扰试验方法,对倾转四旋翼(QTR)飞行器垂直飞行状态的流场进行模拟与试验,研究飞行器垂直飞行状态气动特性以及部分参数对气动特性的影响。结果表明:倾转四旋翼飞行器在垂直飞行状态,前后旋翼之间干扰不明显,但旋翼与机翼的干扰明显;旋翼旋向对旋翼与机翼的干扰不同,右旋时,机翼气动阻力占旋翼拉力的15%,左旋时占旋翼拉力的9%;飞行器在垂直运动过程中,会引起在前飞方向的分力和低/抬头力矩变化;飞行器在垂直下降过程中,旋翼会进入涡环状态,机翼的存在有效降低了涡环状态的破坏作用,涡环降低气流对机翼翼尖冲击作用。该结果有助于飞行器的设计与安全飞行。

关 键 词: 倾转四旋翼(QTR)飞行器; 计算流体力学(CFD); 喷泉效应; 涡环状态; 气动干扰

中图分类号: V212.44

文献标志码: A

Aerodynamic characteristics of quad tilt rotor aircraft in vertical flight

WANG Junjie, YU Zhiming, CHEN Renliang, WANG Zhijin, LU Jiaxin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The computational fluid dynamics (CFD) method based on unstructured grid sliding grid technology and the experiment method of aerodynamic interference were used to simulate the flow field of the quad tilt rotor (QTR) aircraft in helicopter mode. The aerodynamic characteristics of the QTR aircraft in vertical flight and the effect of some parameters on the aerodynamic characteristics were studied. Results showed that the interference between the front and rear rotors of the QTR aircraft was not obvious, but the interference between the rotor and the wing was greater; the interference of the rotor rotation direction on the rotor and the wing was different, the aerodynamic force of the wing accounted for 15% of the rotor thrust in the right rotation, and 9% of the rotor thrust in the left rotation; during the vertical motion of the QTR aircraft, the rotor lift and torque change could cause changes in component force and low/head-up torque in the forward direction; during the vertical descent of the QTR aircraft, the rotor could enter into the vortex ring state. The presence of

收稿日期: 2020-07-10

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目; 国家自然科学基金(11672128);

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,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,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.

the wing effectively reduced the destructive effect of the vortex ring state, and the vortex ring reduced the impact of the airflow on the wing tip.

Key words: quad tilt rotor (QTR) aircraft; computational fluid dynamics (CFD); fountain effect; vortex ring state; aerodynamic interference

倾转旋翼飞行器结合直升机和固定翼飞行器的优势,具备垂直起降能力、运载大、续航能力强以及高巡航速度等优势,具有较强的应用前景,已成为一个国际性的研究热点。倾转四旋翼飞行器在倾转二旋翼飞行器的基础上增加一对机翼和一对倾转旋翼,因而倾转四旋翼(QTR)飞行器在载重和速度上具备一定优势,但同时飞行器结构更为复杂,关键技术和技术难点多。直升机和固定翼飞机已有的分析和设计方法已不能完全适用,同时我国对倾转四旋翼飞行器的前期研究和技术储备也相对有限,因而研究倾转四旋翼飞行器具有较大的意义。

与传统直升机和固定翼飞机相比,倾转四旋翼飞行器的机体部件众多,倾转四旋翼飞行器四个旋翼、两对机翼和机身之间会发生气动干扰,因而研究倾转四旋翼飞行器的气动特性较复杂。研究倾转四旋翼飞行器的气动特性有理论研究方法、试验研究方法和数值模拟方法。理论研究方法难以分析旋翼/机翼/机身之间的气动干扰,并且精度不高,适用于研究的初始阶段。试验研究方法,得出来的结果可信度高,但是对试验要求高,需要耗费大量的人力财力,且存在试验模型、试验器材、试验环境对试验结果的影响。随着计算机技术的发展,数值模拟方法逐渐成为一个比较热门的方法,成本低,且可以模拟比较复杂的流场。

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,对倾转旋翼飞行器的气动特性进行了研究,得出不少有价值的结论。近 40 年来,大量研究人员对倾转双旋翼飞行器进行了试验研究^[1-7],对倾转旋翼机悬停状态气动干扰特性和载荷强度进行了试验研究。2000 年以来,Wood、Schmitz、Chen 等对倾转四旋翼飞行器悬停状态和小速度前飞状态进行试验研究^[8-10]。国内外学者分别采用 CFD 方法研究旋翼与机翼之间的气动干扰以及其他气动特性^[11-16]。李春华和张铮等对干扰区的理论计算方法进行了研究^[17-18]。但是这些研究大多数是针对倾转双旋翼飞行器,而较少有针对倾转四旋翼飞行器气动特性的研究。大多文献主要研究倾转旋翼机悬停、

前飞或倾转过渡状态下的气动特性,对倾转旋翼机上升和下降过程中的气动特性研究很少。而上升/下降过程中,旋翼与机翼之间的干扰特性变化、旋翼是否会进入涡环状态,对飞行器的安全飞行与飞行器的设计具有较大影响。因而研究倾转四旋翼垂直飞行状态下的气动特性具有较强的理论意义与实践意义。

本文综合采用试验研究方法和数值模拟方法,不仅所得到的结果可信度高和效率高,而且可以通过 CFD 方法得到一些试验无法得到的流场细节。采用基于滑移网格技术生成围绕旋翼、机翼和机身的组合网格系统,建立一套适合于倾转四旋翼飞行器的数值模拟方法。通过 CFD 计算值与试验值对比,验证了该数值模拟方法的有效性。用该数值模拟方法和试验方法模拟倾转四旋翼飞行器直升机模式下悬停、不同速度垂直下降、不同速度垂直上升状态下的流场,分析了旋翼与机翼、旋翼与旋翼等之间的干扰、流场变化等气动特性,为倾转四旋翼飞行器的设计和安全飞行提供依据。

1 倾转四旋翼飞行器结构构成

倾转四旋翼飞行器属于新构型旋翼类飞行器,4 个可以倾转的旋翼短舱安装在两副固定机翼的翼尖。当每副旋翼的旋翼轴与机翼垂直时,为直升机飞行模式,当每副旋翼的旋翼轴转过 90°后,为固定翼飞机飞行模式,倾转过渡飞行模式介于直升机和固定翼飞机飞行模式之间。本文研究的倾转四旋翼飞行器设计图如图 1,主要参数如表 1。

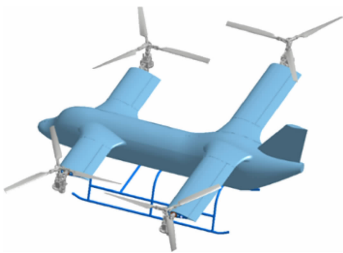


图 1 倾转四旋翼飞行器几何图

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 the QTR aircraft

参数	数值
设计总质量/kg	70
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)	2400
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
电动机动数量	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

本文的研究内容为倾转四旋翼飞行器的垂直飞行模式下的气动特性,为研究方便,现简化掉起落架和桨毂等对该状态下气动特性影响不大的部件,简化图见图 2,其中前右旋翼为 1#前旋翼,逆时针编号分别为 2#前旋翼、3#前旋翼和 4#前旋翼,机体坐标系如图 2 所示。

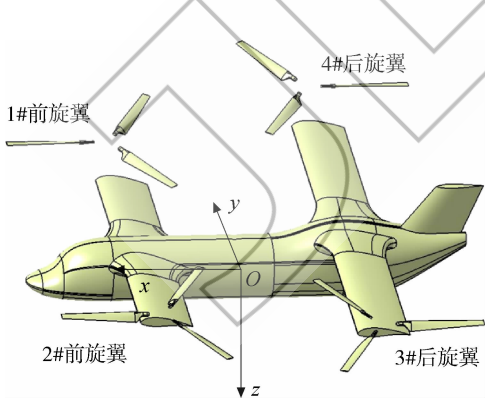


图 2 倾转四旋翼飞行器简化图

Fig. 2 Simplified diagram of the QTR aircraft

2 研究方法

2.1 CFD 方法

2.1.1 非结构滑移网格方法

倾转四旋翼飞行器的 4 个旋翼做旋转运动,机身、机翼及远场处于静止状态。本文采用非结

构滑移网格技术,将整个流场域划分为 4 个包含旋翼的动域和包含机翼和机身的静域,通过界面互换流场求解的信息。整体网格分布如图 3,飞行器表面网格分布如图 4。为降低计算工作量,对整机附近网格进行加密,远场网格稀化。旋翼、机身壁面采用棱柱网格构成桨叶和机身壁面边界层,旋翼、机身边界层层数均为 10,网格沿壁面法向增长率为 1.15, $y^+ = 1$ 。如图 5、图 6 所示。最终得到的四旋翼飞行器网格总数为 1493 万,满足计算要求。

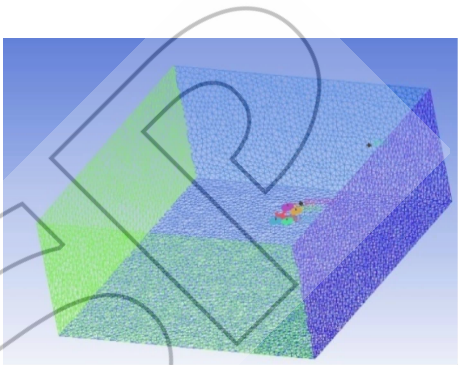


图 3 整体网格分布

Fig. 3 Overall grid distribution

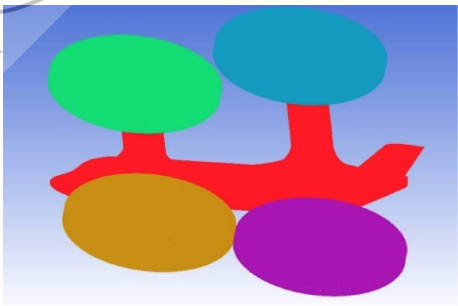


图 4 飞行器表面网格分布

Fig. 4 Aircraft surface grid distribution

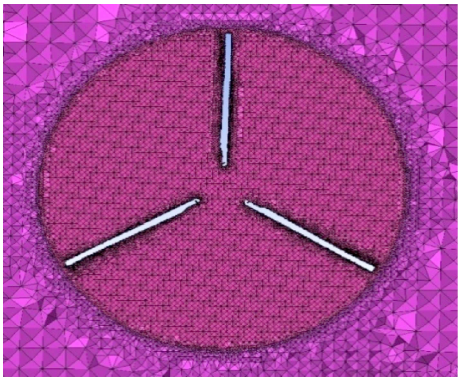


图 5 动域网格图

Fig. 5 Dynamic domain grid

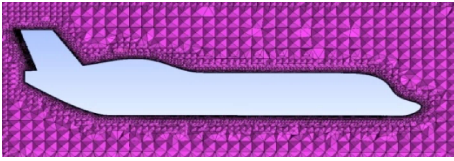


图 6 机身周围网格图

Fig. 6 Grid around the fuselage

2.1.2 数值模拟方法

主控方程选择雷诺平均 Navier-Stokes(N-S) 方程,流场中控制方程的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \int_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) ds = \int_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega \quad (1)$$

其中 $\mathbf{W}$ 为流场守恒变量, $\mathbf{F}_c$ 为对流通量, $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量, $\mathbf{Q}$ 为源项, t 为时间, 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。

守恒变量 $\mathbf{W}$ 为

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

其中 ρ 表示密度, E 为单位质量的总能量。

速度 $\mathbf{V}$ 为

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

对流通量 $\mathbf{F}_c$ 为

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

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

黏性通量 $\mathbf{F}_v$ 为

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

其中

$$\begin{aligned} \Theta_x &= n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} + k \frac{\partial T}{\partial x} \\ \Theta_y &= n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} + k \frac{\partial T}{\partial y} \\ \Theta_z &= n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} + k \frac{\partial T}{\partial z} \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \tau_{ij} &= \mu \left(\frac{\partial \mu_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \mu_j}{\partial x_i} \right) + \lambda (\nabla \cdot \mathbf{V}) \delta_{ij} \\ \lambda + \frac{2}{3} \mu &= 0 \end{aligned}$$

其中 τ_{ij} 为黏性应力张量分量, μ 为分子黏度, k 为传热系数。

考虑到计算量,本文采用有限体积法进行空间离散。空间离散方法采用迎风格式(FDS)中的 Roe 格式;时间离散采用双时间隐式 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss-Seidel)方法进行时间推进。湍流模型为 $k-\omega$ SST(shear stress transport)湍流模型,由 Menter^[19] 结合 $k-\omega$ 模型在近壁区计算的优点和高雷诺数 $k-\epsilon$ 模型在远场计算的优点,能准确模拟飞行器旋翼的流场和尾迹。

2.2 试验方法

2.2.1 试验装置

课题组设计了一套模拟倾转四旋翼悬停状态气动干扰的测量试验系统,不仅可以验证本文建立的数值模拟方法的准确性,还可以研究悬停状态下气动参数对飞行器的气动干扰特性影响。旋翼试验台为自制试验台,可以在 $0.4D \sim 1.2D$ (D 为旋翼直径)高度变化,如图 7 所示。试验台之上安装了六分量机械-应变天平用于测量旋翼气动力和扭矩,旋翼系统和机翼模型分别安装在六分量机械-应变天平上。所用六分量机械-应变天平最大量程分别 70 kg 级和 200 kg 级,各分量测量精度高于 5%。六分量机械-应变天平数据采集系统由一台动态数据采集系统和显示器组成,如图 8。给出了数据采集系统及其相应软件界面。试验中由一台 30 kW 的可调恒流恒压开关电源提供电力,地面站用来控制旋翼总距,螺距尺用来测量旋翼总距,带转速显示的遥控器用来改变转速。



图 7 自制试验台

Fig. 7 Self-made experiment stand

2.2.2 试验原理

在悬停状态下,1#前旋翼与 2#前旋翼、3#后旋翼与 4#后旋翼沿机身中线对称,因而前后旋翼之间的干扰只需研究 1#前旋翼与 4#后旋

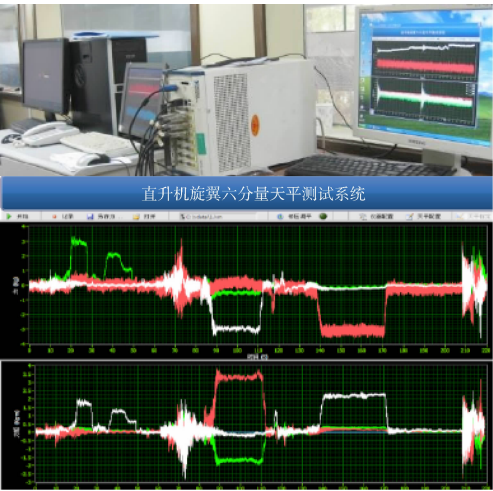


图 8 数据采集系统
Fig. 8 Data acquisition system

翼的干扰关系。如图 9(a),由试验状态中的 2 个旋翼,模拟倾转四旋翼飞行器的 1#前旋翼和 4#后旋翼,通过改变前后距离 h_1 ,前后旋翼高度差 h_2 ,来研究前后旋翼之间的干扰。倾转四旋翼飞行器的设计采用的 4 个旋翼与机翼的距离是一致的,因而只需要研究一个旋翼与机翼的干扰关系。如图 9(b),由试验中的 2 个旋翼模拟倾转四旋翼飞行器的 1#前旋翼和 2#前旋翼,1#前旋翼主要目的是平衡机翼,进而来保护天平。通过改变旋翼到机翼的距离 h_3 和旋翼到机翼的高度 h_4 ,来研究旋翼和机翼之间的干扰。

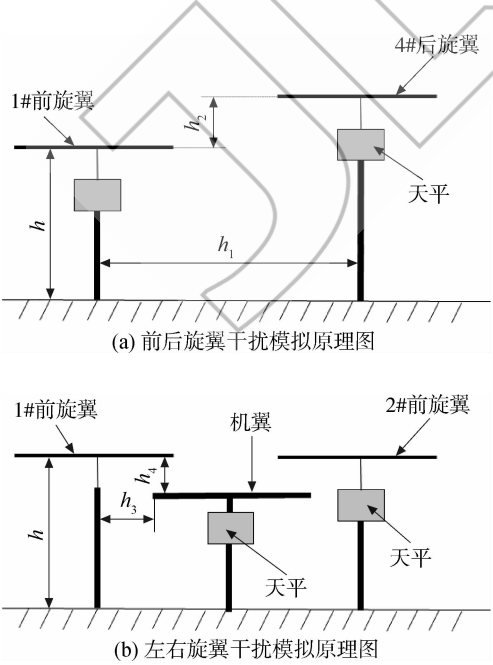


图 9 试验模拟原理图

Fig. 9 Experimental simulation schematic diagram

2.2.3 试验对象

试验模型有两副旋翼和一个机翼。旋翼系统主要由桨叶、桨毂、短舱和电动机组成。旋翼直径为 1.16m,桨叶片数 $K=3$,翼型采用 NACA(National Advisory Committee for Aeronautics) 64 系列翼型,单片桨叶质量为 0.112 kg。机翼翼型为 E748(Eppler748),弦长设计为 0.3 m,前后机翼展长分别为 1.5 m。

2.2.4 试验步骤

在试验中,在可变高度试验台上安装旋翼六分量天平,在旋翼六分量天平上安装旋翼系统,通过改变旋翼总距角和调节旋翼转速组成不同的试验状态。试验台最大高度为 $1.2D$,对旋翼总距进行 $4^\circ \sim 16^\circ$ 标定,连接旋翼六分量天平采集与处理系统,接通机身六分量天平电源和采集处理系统,对旋翼六分量天平进行采零和校对,接通无线扭矩传感器信号。

2.2.5 试验干扰分析

当直升机的旋翼离地高度小于一个旋翼直径时,则应考虑地面效应(IGE)。由于试验条件无法满足理想无地效情况,因而本文对试验台进行了地面效应试验。分别测试了总距角为 12° 时,离地高度分别为 $0.6D$ 、 $0.8D$ 、 $1D$ 、 $1.2D$,转速为 1200、1500、1800、2100、2400 r/min 时的旋翼拉力与扭矩。结果如图 10 所示。

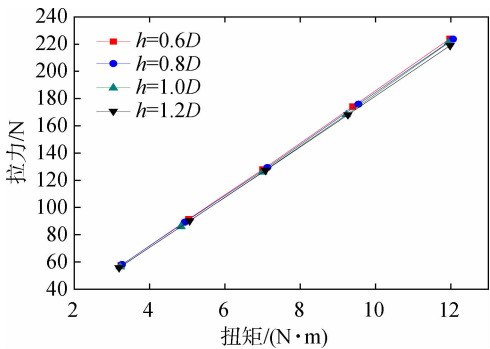


图 10 总距角为 12° 时,不同离地高度旋翼拉力随扭矩变化

Fig. 10 Relationship between rotor lift and torque at different ground clearances at collective pitch of 12°

把试验数据全部转化为无量纲,用地面效应拉力增量百分比 k_h 表示,如图 11 表示。

$$k_h = \left(\frac{T_h}{T_{1.2D}} - 1 \right) \times 100\% \quad (7)$$

其中 T_h 为旋翼实际拉力; $T_{1.2D}$ 为 $1.2D$ 高度的旋

翼拉力。由图 11 可看出,在 1D 处基本没有地面效应,可排除试验的地面效应干扰。

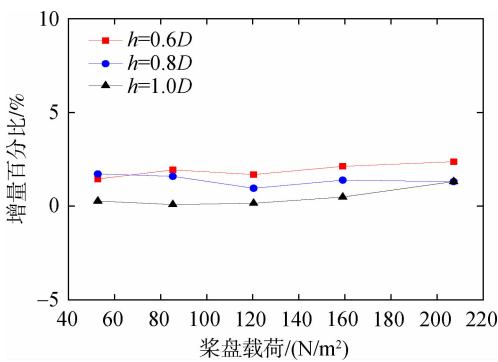


图 11 不同离地高度桨盘载荷增量百分比
Fig. 11 Percentage of incremental load on the propeller disk at different ground clearances

图 12 是两副旋翼性能对比图,两副旋翼除了转向不同,其他都一致。从中可以看出,两副旋翼性能曲线图相吻合。

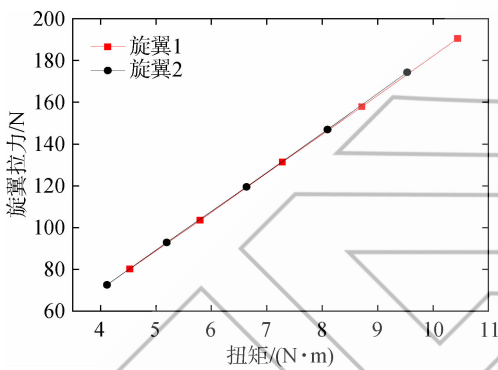


图 12 两副旋翼性能对比图
Fig. 12 Performance comparison of the two rotors

2.3 数值模拟方法验证

对 1#前旋翼、2#前旋翼与机翼构成的试验对象分别进行了 CFD 计算和试验,模拟了该研究对象的悬停状态,图 13 为旋翼扭矩和旋翼拉力的试验值和 CFD 计算值的对比图,其中横坐标为旋翼拉力,纵坐标为旋翼扭矩,可以发现拉力试验值和计算值基本上是相吻合的,但是扭矩 CFD 计算值大于试验值,随着速度的增加,误差是增大的;图 14 为机翼由旋翼下洗流引起的气动力随转速的关系,可看出误差随转速的增大而增大,其中当转速为 2200 r/min 时,CFD 计算值与试验值之间的误差小于 10%。引起误差的原因很多,一方面几何模型的建立本身就有一定的误差,第二方面计算的数值方法也是存在着误差的,第三方面试

验值也是存在一定误差的。但是总体来看,本文建立数值模拟方法能够有效模拟倾转四旋翼飞行器垂直飞行状态下的流场。

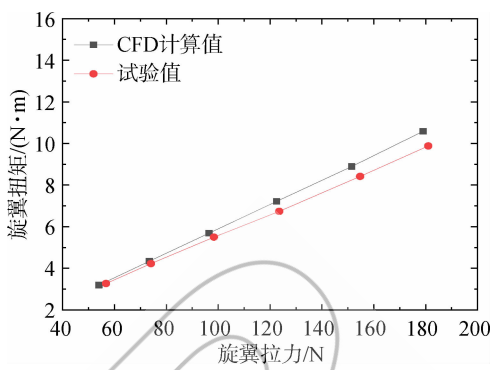


图 13 旋翼 CFD 计算值与试验值对比图
Fig. 13 Comparison of the CFD calculated and experimental values of the rotor

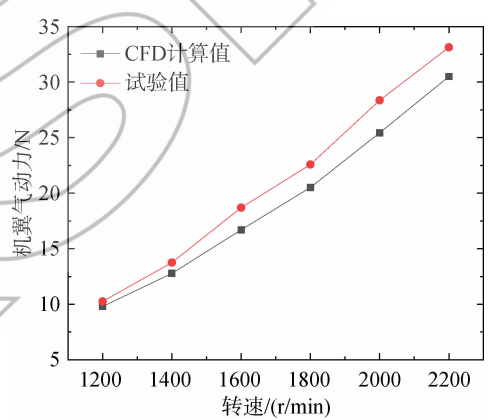


图 14 机翼气动力 CFD 计算值与试验值对比图
Fig. 14 Comparison of the CFD calculated and experimental values of the wing aerodynamic force

3 结果分析

根据课题组的配平程序^[20],直升机模式下进行悬停飞行时,旋翼转速分别为 2400 r/min,总距角分别为 14°,载重为 70 kg。分别对倾转四旋翼飞行器在悬停状态下旋翼/旋翼/机翼之间的气动干扰进行了试验研究,对倾转四旋翼飞行器在悬停状态、垂直上升状态、垂直下降状态的流场进行了数值模拟。

3.1 悬停状态下气动特性分析

3.1.1 悬停状态倾转四旋翼气动性能试验分析

在前、后旋翼气动干扰试验中,通过改变前后两个旋翼的横向距离 h_1 和垂直距离 h_2 以及不同转速来改变状态量。试验状态安排旋翼高度为

$h=1.2D$,总距角为 14° ,转速分别为 1 200、1 400、1 600、1 800、2 000、2 200 r/min,横向距离分别为 $h_1=0.9D, 1.05D, 1.2D, 1.4D, 1.7D, 2.0D, 2.2D$,垂直距离 $h_2=0D, 0.05D, 0.1D, 0.15D, 0.2D$ 。在旋翼/机翼气动干扰试验中,通过改变旋翼与机翼间的垂向距离 h_4 、横向距离 h_3 以及不同转速来改变状态量。

1) 旋翼性能受旋翼与旋翼间距的影响

图 15~图 17 分别给出了垂向距离为 $0D$ 、 $0.1D$ 和 $0.2D$ 时旋翼横向间距对 1# 前旋翼性能的影响,图中基准表示为孤立旋翼的旋翼性能, $0.9D$ 、 $1.05D$ 和 $1.2D$ 表示旋翼横向距离。从图中可以看出,旋翼扭矩和旋翼拉力整体上都呈线性关系,并且两旋翼间存在一定的气动干扰使得 1# 前旋翼性能下降。从图 15 和图 16 中能发现旋翼/旋翼气动干扰随着横向距离 h_1 增加而减弱,旋翼距离为 $1.05D$ 时,相同扭矩下旋翼拉力大约下降 4%;旋翼距离为 $1.2D$ 时,相同扭矩下旋翼拉力大约下降 2.5%,旋翼距离为 $1.4D$ 时:

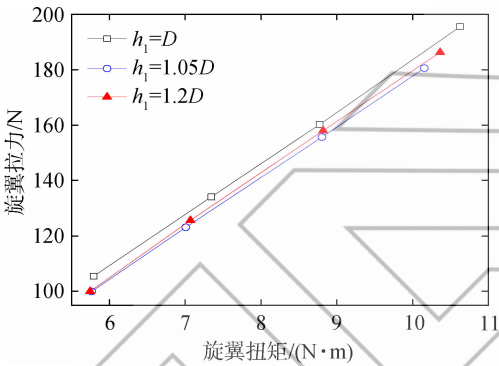


图 15 旋翼间气动干扰对旋翼性能的影响($h_2=0D$)

Fig. 15 Effect of aerodynamic interference between rotors on rotor performance ($h_2=0D$)

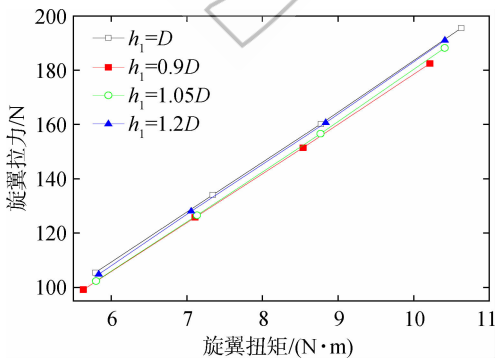


图 16 旋翼间气动干扰对旋翼性能的影响($h_2=0.1D$)

Fig. 16 Effect of aerodynamic interference between rotors on rotor performance ($h_2=0.1D$)

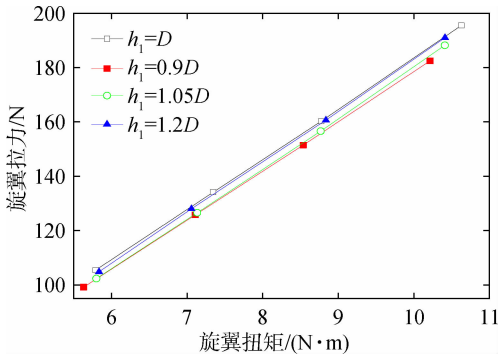


图 17 旋翼间气动干扰对旋翼性能的影响($h_2=0.2D$)

Fig. 17 Effect of aerodynamic interference between rotors on rotor performance ($h_2=0.2D$)

相同扭矩下旋翼拉力大约下降 1%。随着旋翼垂向间距 h_2 的增大,旋翼间横向距离 h_1 对旋翼性能的影响越来越小。

2) 机翼气动性能受旋翼与机翼间距的影响

图 18 可看出,在垂向距离为 $0.1D$ 且 1# 前旋翼右旋时,随着旋翼拉力的增大,机翼气动力也随之增大,机翼气动力随着旋翼到机翼的横向距离 h_3 减小而增大,这是由于旋翼到机翼的横向距离的减小会造成旋翼下洗流作用在机翼上的面积增大,从而导致机翼气动力增大。图 19 可以看出,在相同的横向距离 h_3 和垂向距离 h_4 时,机翼气动力 F_w 与旋翼拉力 T_r 的比值不会随着旋翼拉力的改变而改变,这可为飞行力学建模提供帮助。旋翼到机翼的横向距离在 $0.05D$ 时,机翼气动力占到旋翼拉力的 13%,而旋翼到机翼的横向距离在 $0.25D$ 时,机翼气动力和旋翼拉力的比值快速减小到 7%。

从图 20 可以看出,在横向距离为 $0.15D$ 且旋翼右旋时,随着旋翼拉力的增大,机翼气动力也

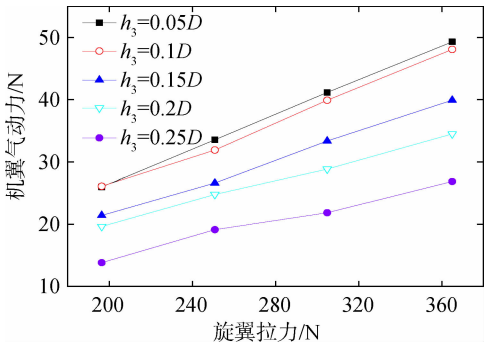


图 18 不同横向距离机翼气动力随旋翼拉力变化 ($h_4=0.1D$)

Fig. 18 Variation of wings load with the rotor lift at different lateral distances changes ($h_4=0.1D$)

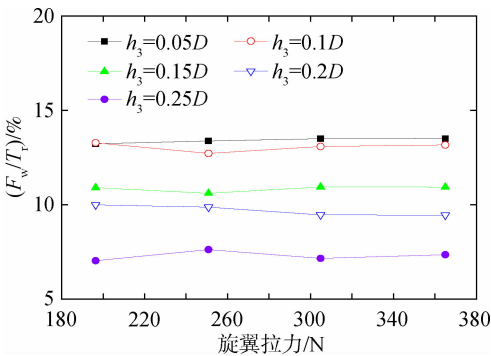


图 19 不同横向距离机翼气动力和旋翼拉力的比值
($h_4=0.1D$)

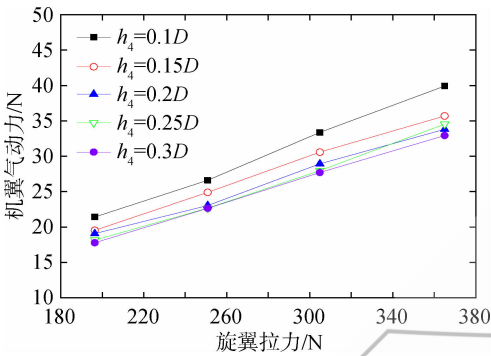


图 20 不同垂向距离机翼气动力随旋翼拉力的变化
($h_3=0.15D$)

Fig. 20 Variation of wings load with the rotor lift at different vertical distances changes ($h_3=0.15D$)

随之增大。另外,垂向距离 h_4 在 $0.1D\sim0.2D$ 之间,机翼气动力随着旋翼到机翼的垂向距离 h_4 增大而快速减小,而在 $0.2D\sim0.3D$ 之间,机翼气动力随着旋翼到机翼的垂向距离 h_4 增大而缓慢减小。图 21 给出了机翼气动力和旋翼拉力的比值

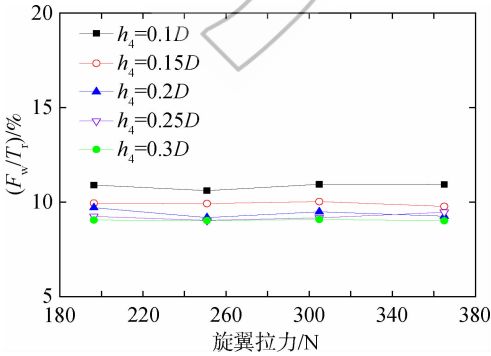


图 21 不同垂向距离机翼气动力和旋翼拉力的比值
($h_3=0.15D$)

Fig. 21 Ratio of wing load and rotor lift at different vertical distances ($h_3=0.15D$)

随旋翼拉力的变化,可以看出,在相同的横向距离 h_3 和垂向距离 h_4 时,机翼气动力和旋翼拉力的比值不会随着旋翼拉力的改变而改变。旋翼到机翼的垂向距离在 $0.1D$ 时,机翼气动力占到旋翼拉力的 11% ,而旋翼到机翼的垂向距离在 $0.3D$ 时,机翼下载荷占到旋翼拉力的 9% 。

3) 机翼位置对旋翼性能的影响

从图 22 可以看出,旋翼扭矩和旋翼拉力整体上都呈线性关系,机翼对旋翼的影响使得旋翼性能上升,这是由于机翼给旋翼类似“地面效应”作用;旋翼与机翼横向距离 h_3 越小,旋翼性能上升的更多,这是由于旋翼下洗流冲击在机翼上的面积增大而造成阻塞作用逐渐增强,该阻塞效应提高了桨盘的有效迎角,导致旋翼性能增加。图 23 可以看出,旋翼与机翼垂向距离 h_4 越小,旋翼性能上升的更多,这是由于小的垂向距离增加了地面效应作用,从而导致旋翼性能上升的更多。但是机翼对旋翼的增升作用远远小于旋翼对机翼的干扰。

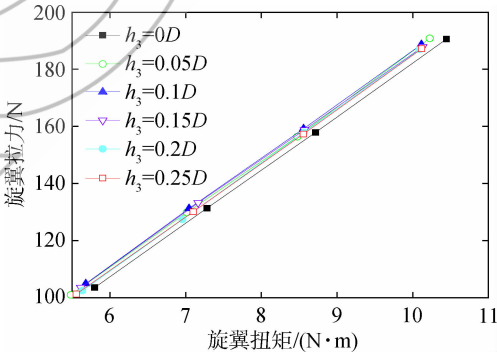


图 22 旋翼性能随旋翼与机翼横向距离 h_3 的变化

Fig. 22 Variation of rotor performance with rotor-wing lateral distance h_3

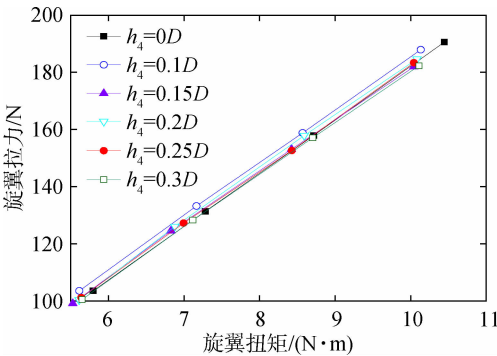


图 23 旋翼性能随旋翼与机翼垂向距离 h_4 的变化

Fig. 23 Variation of rotor performance with rotor-wing vertical distance h_4

3. 1. 2 悬停状态倾转四旋翼气动特性 CFD 分析

文中第 3. 1. 1 节的试验定量的分析了旋翼/旋翼/机翼之间的干扰关系,但是无法分析出微观的干扰机理。本节采用 CFD 的方法对倾转四旋翼的悬停状态下的气动特性进行分析。

如图 24、图 25 为倾转四旋翼飞行器的机体表面压力云图和流线图,图 26 为倾转四旋翼飞行器的速度云图,综合可以看出四副旋翼靠近机翼一侧的下方出现了明显的高压区,气流在流经旋翼尾流收缩后冲击在机翼上表面,受到了机翼的明显的阻塞作用,随后气流沿着机翼表面流去。其中沿着展向向机身中部流去的气流,左右两侧在机身中部汇聚以后又向上卷起,在卷起一定高度后受到旋翼桨盘的吸附作用再次向下流经桨盘平面,最终前后均形成较为明显的“喷泉效应”。机翼的上表面形成高压区,下表面形成低压区,机翼产生向下载荷。悬停状态下的倾转四旋翼飞行

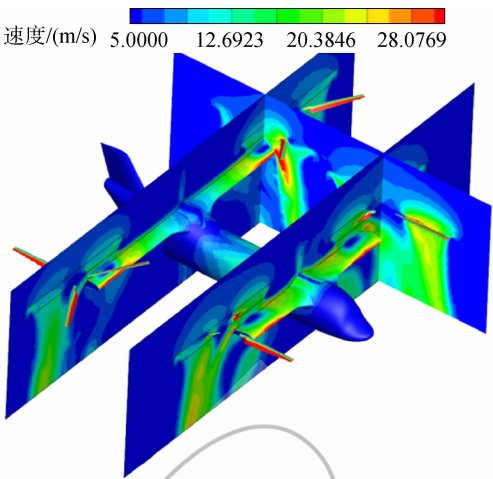


图 26 倾转四旋翼飞行器速度云图
Fig. 26 Velocity cloud of the QTR aircraft

器的主要干扰来源于旋翼对机翼产生的气动力,这与旋翼与机翼之间的干扰试验是一致的。由图 24 可看出前机翼受 1#前旋翼、2#前旋翼产生的下洗流导致的气动力大于后机翼受 3#后旋翼、4#后旋翼产生的气动力,这是由于前后机翼安装角不一致、旋翼旋转方向和旋翼与机身的距离引起的。机翼也会对旋翼有类似“地面效应”作用,对旋翼有一定的增升作用。

图 27 给出了倾转四旋翼飞行器悬停状态下前后旋翼垂向截面的压力云图和流线图,可以看出,经过旋翼的气流在桨盘下方收缩以后,受到另一旋翼气流的诱导作用再次向外发散,最终在两幅旋翼中间汇聚并一同向下流去。总的来说,该布局下,前后旋翼干扰现象并不是很明显,对旋翼性能的影响也较小,这与前文旋翼与旋翼之间的干扰试验是一致的。

倾转四旋翼飞行器在气动布局设计时,考虑

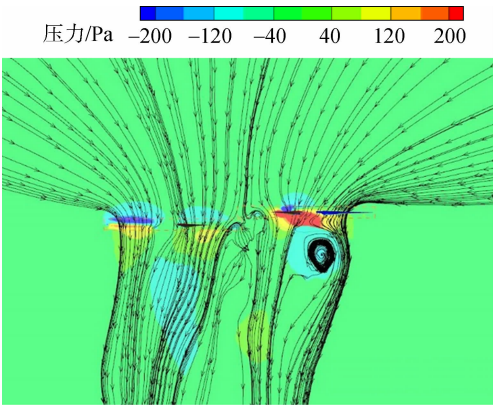


图 27 前后旋翼压力云图和流线图
Fig. 27 Pressure cloud and streamline diagram of front and rear rotors

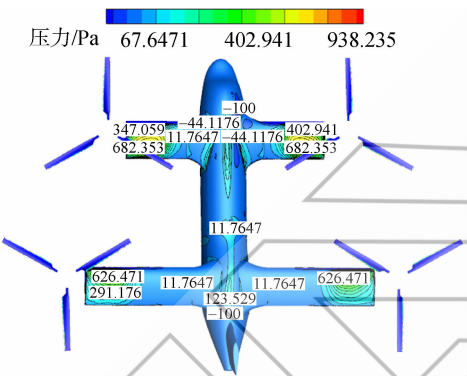


图 24 倾转四旋翼飞行器表面压力云图
Fig. 24 Surface pressure cloud of the QTR aircraft

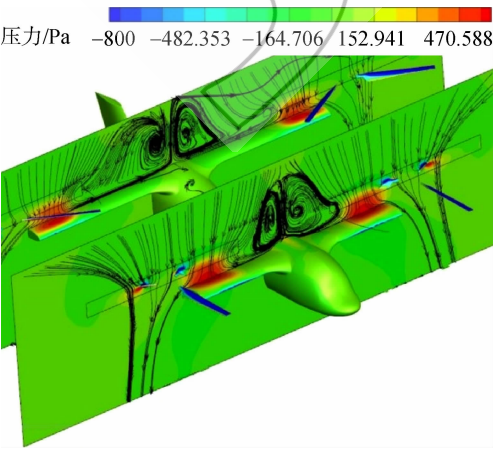


图 25 倾转四旋翼飞行器压力云图和流线图
Fig. 25 Pressure cloud and streamline diagram of QTR aircraft

到扭矩平衡和力的平衡,将 4 个旋翼布置成相邻位置旋翼旋转方向相反、对角位置旋翼旋转方向相同的布局。通过 CFD 对 2 种不同旋向的受力进行计算,前后机翼气动力的区别主要是由于在悬停状态下旋向不同导致旋翼对机翼干扰有较大区别。由图 28 和图 29 可看出,在悬停情况下,2 种前旋翼旋向对旋翼的拉力和功率影响不大,但是对机翼的向下载荷,影响较大。右旋时,机翼气动力占旋翼拉力的 15%,左旋时,占旋翼拉力的 9%,扭矩基本一致,机翼气动力差距较为明显。由图 30 和图 31,可看到这是由于机翼有一定的安装角和机翼上表面不在一个平面上,旋翼旋转导致气流以一定方向打向机翼表面,旋向不同,气流冲击机翼上表面方向不一样,因而冲击面积也不一样。在本文的悬停状态下,机身和机翼受旋翼下洗流影响产生的力占旋翼总拉力的 22%,对比孤立旋翼与机翼时大,这是因为旋翼对机身也产生了部分干扰。

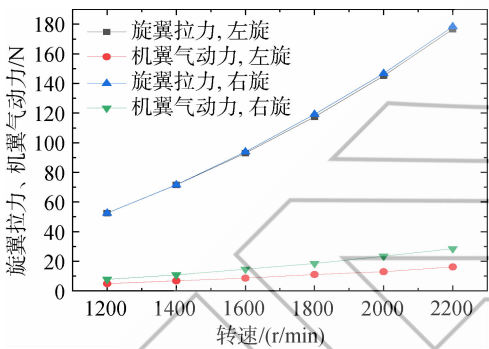


图 28 不同旋向时机翼气动力和旋翼拉力
Fig. 28 Wing load and rotor lift at different rotation directions

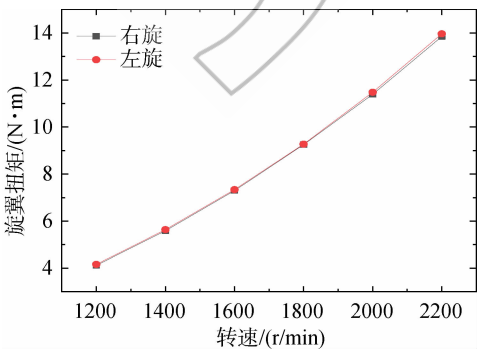


图 29 不同旋向时旋翼扭矩

Fig. 29 Rotor torque at different rotation directions

3.2 垂直上升状态飞行器气动特性 CFD 分析

本节计算的主要内容为:直升机模式下进行

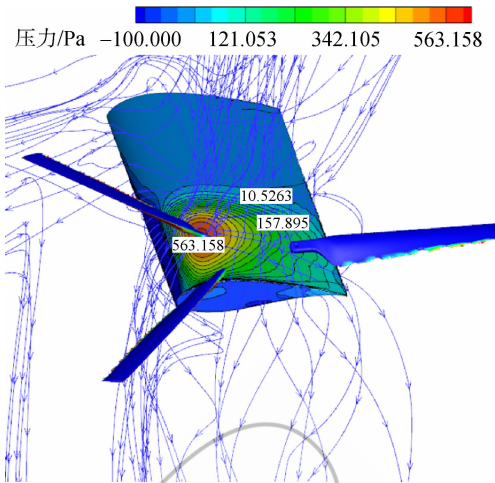


图 30 右旋时机翼流线图和压力分布
Fig. 30 Wing streamline diagram and pressure distribution during right-hand rotation

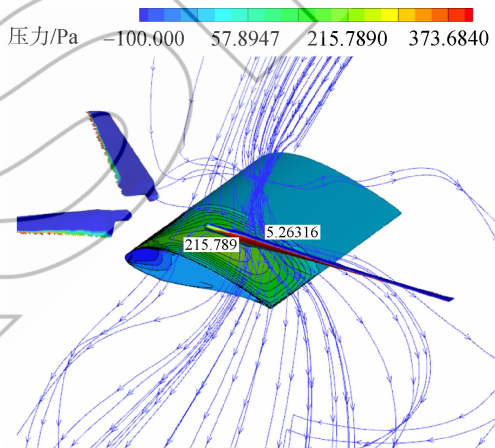


图 31 左旋时机翼流线图和压力分布
Fig. 31 Wing streamline diagram and pressure distribution during left-hand rotation

垂直上升飞行时,整机的气动特性。工况为不同的垂直飞行速度,垂直飞行速度选取 1、3、5、7、9、11 m/s,旋翼转速为 2400 r/min,总距角为 14°。

由图 32 和图 33 可知,随着垂直上升速度 V_h 的增大,旋翼拉力逐渐减小,扭矩也减小,这是由于垂直向上飞行时,垂直向下的气流,降低了旋翼的有效迎角,导致旋翼拉力降低,扭矩也相应降低。随着垂直上升速度的提高,机身与机翼的下载荷 F_z (气动力在 z 方向的分量)逐渐增大,这主要是由机翼对旋翼的下洗流的阻塞效应和机身加机翼对向下来流的阻塞效应两部分共同作用。由图 15 和图 34 对比,可看出随着垂直上升速度的增大,旋翼的下洗流对机翼的作用减弱,这说明旋翼对机翼的干扰减弱。旋翼下洗流和垂直向下的

气流对整机有一个前向的推动力 F_x (气动力在 x 方向的分量), 而此推动力随着垂直上升速度的增加而增加, 这是由于机翼留有一定的安装角。随着垂直速度的增加, 由于迎风面积大, 阻力值也很大, 这注定该飞行器垂直飞行时不会有很大的速度。

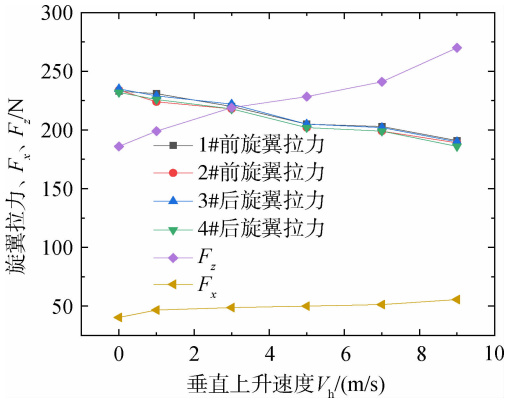


图 32 旋翼/机身机翼受力与垂直上升速度的关系
Fig. 32 Relationship between the force of rotor/fuselage wing and vertical ascent speed

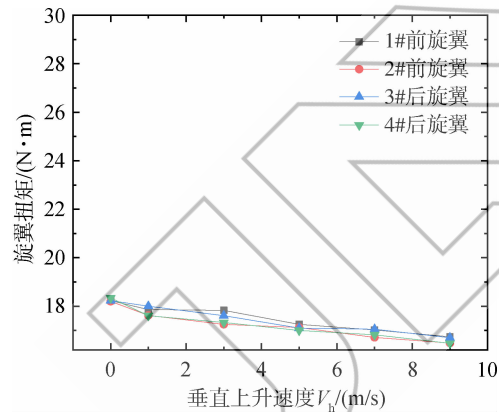


图 33 旋翼扭矩与垂直上升速度的关系
Fig. 33 Relationship between rotor torque and vertical ascent speed

如图 34 所示为垂直上升速度为 7 m/s 时, 机体表面压力云图, 旋翼下洗流仍然直接冲击机翼表面, 在机翼上表面形成高压区, 下表面形成低压区。但是对比悬停情况, 机翼上翼面正压值减小, 下翼面的负压值也减小, 说明旋翼对机翼的干扰减小, 并随着垂直上升速度的加大, 旋翼对机翼的干扰减小, 这是由于垂直上升过程中, 飞行器的有效迎角减小, 诱导速度也减小。但是机身和机翼的迎风面积大, 垂直飞行时会产生阻力, 整体阻力是随着垂直上升速度的增大而增大。由于后排机

翼面积大, 所受到的阻力相对前排机翼也大, 倾转四旋翼飞行器有一个抬头力矩, 且扭矩的大小随上升速度的增大而增大。

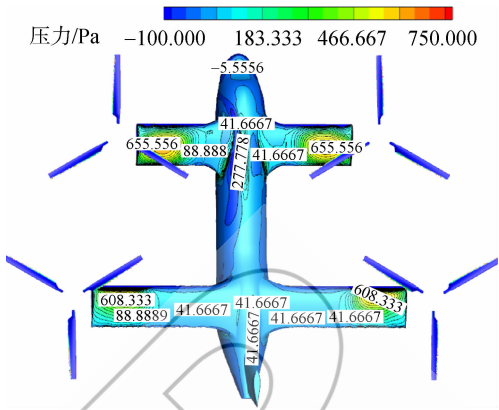


图 34 垂直向上飞行时倾转四旋翼飞行器表面压力云图
($V_h=7\text{ m/s}$)
Fig. 34 Surface pressure cloud of the QTR aircraft when flying vertically upward ($V_h=7\text{ m/s}$)

图 35 为垂直上升速度为 7 m/s 时, 飞行器的压力云图和流线图, 可看出垂直上升过程中, 喷泉效应引起的旋涡变小, 说明“喷泉效应”减弱。在机翼下翼面靠近机身位置形成低压涡。图 36 为飞行器不同剖面的速度云图, 对比图 17, 可看出整机对垂直气流的影响较大, 在机翼边缘会因为阻塞效应对气流加速。

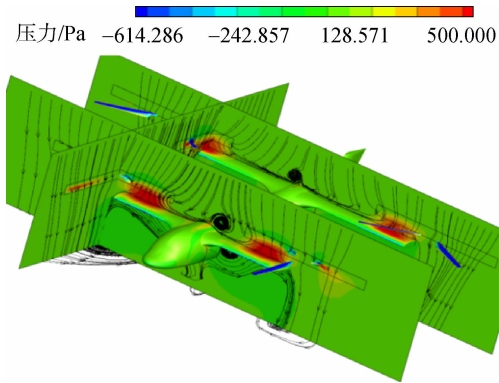


图 35 飞行器不同剖面的压力云图和流线图
($V_h=7\text{ m/s}$)
Fig. 35 Pressure clouds and streamlines diagram of different sections of the aircraft ($V_h=7\text{ m/s}$)

3.3 垂直下降状态飞行器气动特性 CFD 分析

本节计算的主要内容: 直升机模式下进行悬停下降飞行时, 整机的气动特性。工况为不同的垂直下降飞行速度, 分别选取 1、3、5、7、9、11 m/s, 旋翼转速为 2400 r/min, 总距角为 14° 。

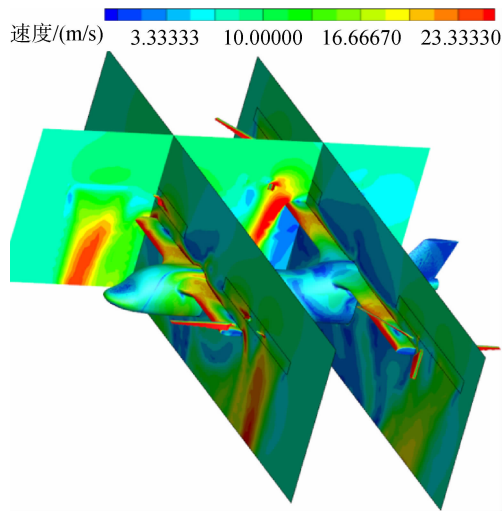


图 36 飞行器不同剖面的速度云图($V_h = 7\text{ m/s}$)
Fig. 36 Velocity clouds of different sections of the aircraft ($V_h = 7\text{ m/s}$)

由图 37 和图 38 可知,随着垂直下降速度 V_c 的增大,旋翼拉力先减小后增加,扭矩先增大后减小,这是由于垂直向下飞行时,飞行器会逐步进入涡环状态,导致旋翼拉力减小,扭矩增大;当跨过涡环状态,飞行器进入风车状态,旋翼拉力逐渐增大,扭矩逐渐减小。当垂直下降速度为 7 m/s 时,飞行器正处于涡环状态,拉力损失为 10% ,扭矩增长 10% ,但是不同旋翼之间的扭矩相差较大,会导致飞行器在偏航方向不稳定,导致飞行器失控。随着垂直下降速度的增大,机身与机翼 z 方向的气动力 F_z 逐渐减小,后转换方向,受到向上的力,这是由于机翼对旋翼的下洗流的阻塞效应和机身加机翼对向上来流的

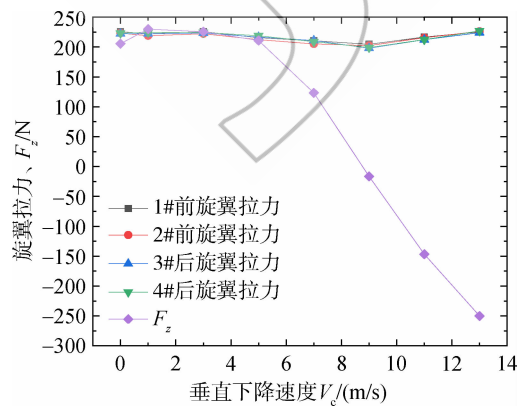


图 37 各个旋翼拉力和机身与机翼受力与垂直下降速度之间关系
Fig. 37 Relationship between the lift of each rotor or the force on the fuselage and wings and vertical descent speed

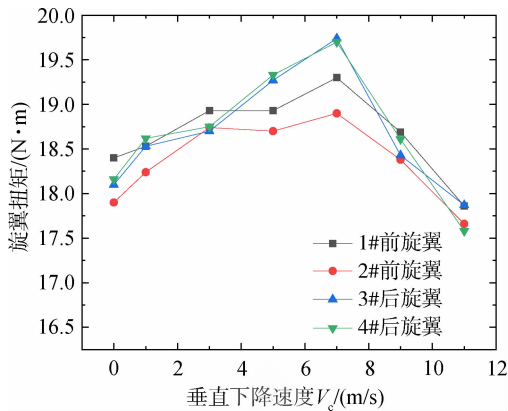


图 38 各个旋翼扭矩与垂直下降速度之间的关系
Fig. 38 Relationship between torque of each rotor and vertical descent speed

阻塞效应两部分共同作用,而随着垂直下降速度的增加,机翼对旋翼的下洗流的阻塞效应减弱,机身加机翼对向上来流的阻塞效应加强。旋翼下洗流和垂直向上的气流对整机有一个前向的推动作用,而此推动力 F_x 随着垂直下降速度的增加而减小。

对比普通四旋翼飞行器和直升机,本文研究的倾转四旋翼飞行器的前后旋翼存在高度差和机翼/旋翼干扰,因而飞行器的涡环状态有所差别。由图 39 可看出前后旋翼所处的涡环也存在一定的高度差,有利于飞行器离开涡环状态;由图 39(a)和图 39(b)可看出旋翼会进入涡环状态,对比直升机的涡环状态^[21]和四旋翼飞行器的涡环状态^[22],机翼阻挡了旋翼下洗流,使得每个旋翼所处的涡环不完整,有效降低了涡环状态的破坏作用,机翼翼尖部分处于涡环中,能减小向上气流对机翼的载荷。由图 37 可看到,在下降速度为 7 m/s 时,单个旋翼升力降低约为 5% ,扭矩增加 9.5% ,但是不同旋翼之间扭矩不平衡,会导致飞行器在偏航方向不稳定,降低飞行器的安全性。根据图 37 和图 38 旋翼的力和力矩的演变规律,为了飞行安全,可将该倾转四旋翼飞行器可控制最大下降速度为 5 m/s 。

如图 40,旋翼下洗流仍然直接冲击机翼表面,在机翼上表面形成高压区,下表面形成低压区。但是对比悬停情况,机翼上翼面正压值减小,下翼面的负压值也增大,说明旋翼对机翼的干扰减小,并随着垂直下降速度的加大,旋翼对机翼的干扰减小,机翼所受的下载荷随垂直向下的速度的增大逐步减小,后改变方向逐步增大。如图 41 所示为垂直下降速度为 7 m/s 时,

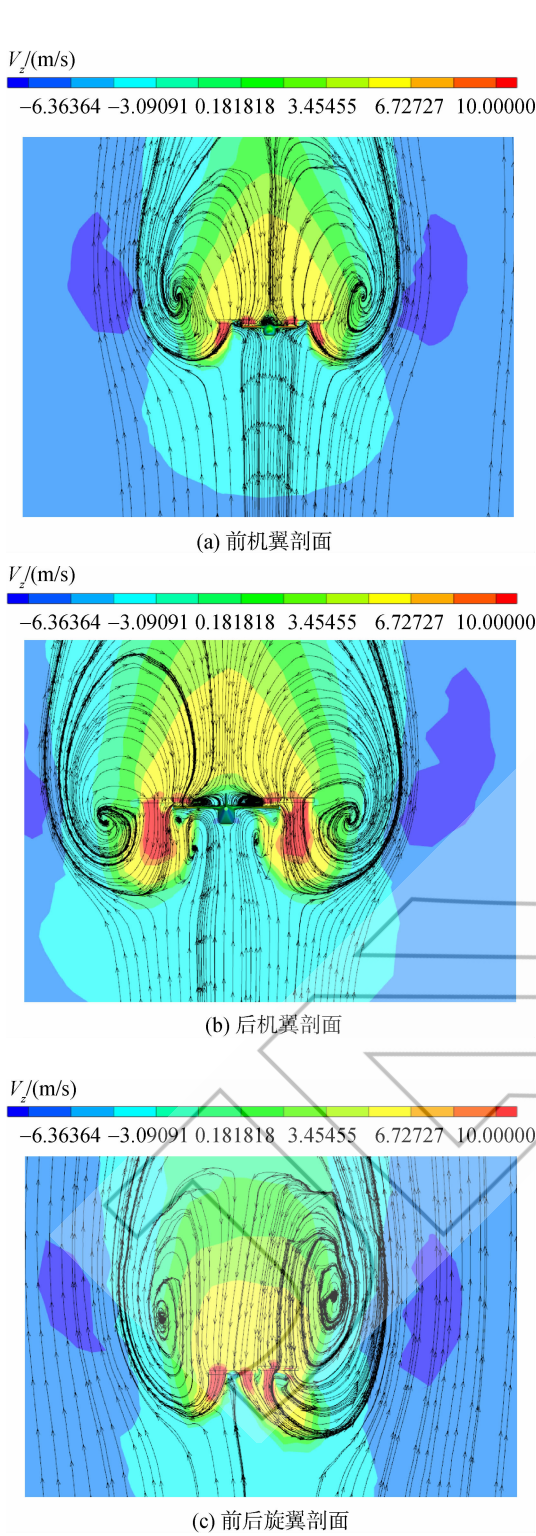


图 39 飞行器不同剖面的速度云图和流线图
($V_c = 7 \text{ m/s}$)

Fig. 39 Velocity clouds and streamlines diagram of different sections of the aircraft ($V_c = 7 \text{ m/s}$)

垂直方向速度分布云图,对比图 16 可看出旋翼与机翼的“喷泉效应”有所加强,这是由于垂直向下过程中,有部分气流沿着机身周围向上流动,与“喷泉效应”叠加。

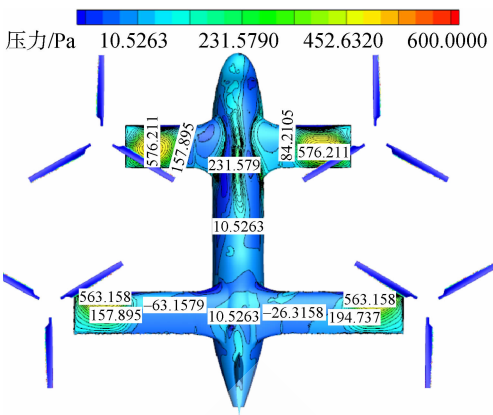


图 40 垂直向下飞行时倾转四旋翼表面压力云图
($V_c = 7 \text{ m/s}$)

Fig. 40 Surface pressure cloud of the QTR aircraft when flying vertically downward ($V_c = 7 \text{ m/s}$)

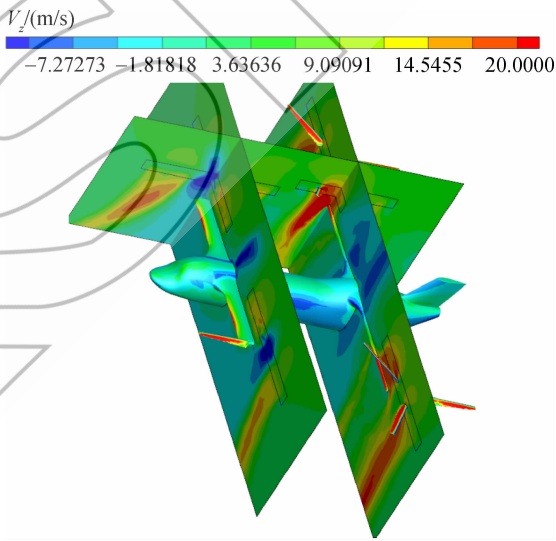


图 41 垂直向下飞行时飞行器不同剖面的速度云图
($V_c = 7 \text{ m/s}$)

Fig. 41 Velocity clouds of different sections of the aircraft when flying vertically downward
($V_c = 7 \text{ m/s}$)

4 结 论

本文建立了适用于倾转四旋翼飞行器垂直飞行状态的数值模拟方法和设计倾转四旋翼飞行器悬停状态的气动干扰试验方法,对倾转四旋翼飞行器垂直飞行状态气动特性进行了初步研究,结论可总结如下:

1) 倾转四旋翼飞行器前、后旋翼会产生气动干扰,旋翼横向距离 h_1 为 $1.05D$,垂向间距 h_2 为零时,相同扭矩下旋翼拉力大约下降 4%。前、后旋翼气动干扰随着横向距离 h_1 增加而减弱,随着

旋翼垂向间距 h_2 的增大,旋翼间横向距离 h_1 对旋翼性能的影响越来越小。

2) 倾转四旋翼飞行器的机翼与旋翼会产生气动干扰。机翼气动力随着旋翼到机翼的横向距离 h_3 减小而增大,垂向距离 h_4 在 $0.1D \sim 0.2D$ 之间时,机翼气动力随着旋翼到机翼的垂向距离 h_4 增大而快速减小,而在 $0.2D \sim 0.3D$ 之间,机翼下载荷随着旋翼到机翼的垂向距离 h_4 增大而缓慢减小;旋翼与机翼横向距离 h_3 和旋翼与机翼垂向距离 h_4 越小,旋翼性能上升的更多;机翼对旋翼的增升作用远远小于旋翼对机翼的下载荷。

3) 旋翼旋向对机翼与旋翼之间的气动干扰区别较大。区别主要在机翼承受的气动力,前2#旋翼右旋时,机翼受力占旋翼拉力的15%,左旋时,占旋翼拉力的9%,扭矩基本一致。旋翼的拉力和扭矩影响不大。

4) 倾转四旋翼飞行器在垂直上升过程中,旋翼对机翼的干扰减小,旋翼拉力和扭矩均随着垂直上升速度增大而逐渐减小,在前飞方向的分力随着增大,抬头力矩也随着增大。

5) 倾转四旋翼飞行器在垂直下降过程中,随着垂直下降速度的增大,旋翼拉力先减小后增加,扭矩先增大后减小。旋翼会进入涡环状态,机翼的存在有效降低了涡环状态的破坏作用,涡环降低了气流对机翼翼尖冲击作用。

参考文献:

- [1] MAISEL M D, HARRIS D J. Hover tests of the XV-15 tilt rotor research aircraft[R]. AIAA 81-2501, 1981.
- [2] FELKER F F, LIGHT J S. Aerodynamic interactions between a rotor and wing in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986, 31(2): 53-61.
- [3] FELKER F F, MAISEL M D, BETZINA M D. Full-scale tiltrotor hover performance[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986, 31(2): 10-18.
- [4] JOHNSON W. Airloads and wake geometry calculations for an isolated tiltrotor model in a wind tunnel[R]. Moscow, Russian; the 27 the European Rotorcraft Forum, 2001.
- [5] MC CLUER M S, JOHNSON J L. Full-span tiltrotor aeroacoustics model "FS TRAM" overview and initial testing[R]. San Francisco, CA, US; American Helicopter Society Aeromechanics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting, 2002.
- [6] YOUNG L A, LILLIE D, MC CLUER M, et al. Insights into airframe aerodynamics and rotor-on-wing interactions from a 0.25-scale tiltrotor wind tunnel model[R]. San Francisco, CA, USA; American Helicopter Society International Aerodynamics, Acoustics and Test and Evaluation Specialists Conference, 2002.
- [7] 招启军, 倪同兵, 李鹏, 等. 倾转旋翼机流动机理及气动干扰特性试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(12): 2900-2912. ZHAO Qijun, NI Tongbing, LI Peng, et al. Flow mechanism and aerodynamic interference characteristics test of tilt rotor[J]. Journal of Aerodynamics, 2018, 33(12): 2900-2912. (in Chinese)
- [8] WOOD T, COLLINS B, ISAAC M. Quad tilt rotor: a solution for intra theater lift[R]. Montreal, Canada; the 58th Annual Forum, American Helicopter Society, 2002.
- [9] SCHMITZ R. An experimental investigation of ground effect on a quad tilt rotor in hover and low speed forward flight[D]. City of College Park; University of Maryland, College Park, 2006.
- [10] CHEN K, SHI Z, TONG S, et al. Aerodynamic interference test of quad tilt rotor aircraft in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(15): 5553-5566.
- [11] HORMOZ T, GANESH R. A user's manual for ROT-TILT solver: tiltrotor fountain flow field prediction[R]. NASA CR1999-208973, 1999.
- [12] SHENG C, NARRAMORE J C. Computational simulation and analysis of bell boeing quad tiltrotor aero interaction[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(4): 042002. 1-042002. 15.
- [13] 周加松. 倾转旋翼飞行器悬停状态下旋翼/机翼干扰研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004. ZHOU Jiasong. Research on rotor/wing interference under the hovering state of tilt rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [14] 徐恺. 倾转旋翼飞行器旋翼/机翼/机身气动干扰计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007. XU Kai. Calculation of aerodynamic interference of rotor/wing/fuselage of tilt rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [15] 李鹏, 招启军. 悬停状态倾转旋翼/机翼干扰流场及气动力的CFD计算[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 361-371. LI Peng, ZHAO Qijun. CFD calculation of the disturbing flow field and aerodynamics of the tilting rotor/wing in hovering state[J]. Journal of Aeronautics, 2014, 35(2): 361-371. (in Chinese)
- [16] 陈天予. 倾转四旋翼飞行器气动特性分析及设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018. CHEN Tianyu. Researches on aerodynamic design and analyses on aerodynamic characteristics of a quad tilt rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [17] 李春华, 黄水林, 徐国华. 倾转旋翼机机翼向下载荷的计算方法及参数影响分析[J]. 实验流体力学, 2007, 21(1): 13-18. LI Chunhua, HUANG Shuilin, XU Guohua. Calculated method and parametric effect investigation of wing down-

load of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(1): 13-18. (in Chinese)

[18] 张铮, 陈仁良. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰理论与试验[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 31-39.
ZHANG Zheng, CHEN Renliang. Theories and experiments on aerodynamic interference of rotor/wing of tilt rotor aircraft[J]. Journal of Aeronautics, 2017, 38(3): 31-39. (in Chinese)

[19] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.

[20] 俞志明, 陈仁良, 孔卫红. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊分析方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2106-2113.
YU Zhiming, CHEN Renliang, KONG Weihong. Analysis method for conversion corridor of quad tilt rotor aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2106-2113. (in Chinese)

[21] 曹栋, 曹义华. 垂直下降状态下的旋翼三维流场数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(5): 641-647.
CAO Dong, CAO Yihua. Numerical simulation of the three-dimensional flow field of the rotor under vertical descent[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 641-647. (in Chinese)

[22] 王军杰, 陈仁良, 王志瑾, 等. 多旋翼飞行器涡环状态数值模拟[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 1018-1028.
WANG Junjie, CHEN Renliang, WANG Zhijin, et al. Numerical simulation of vortex ring state of multi-rotor aircraft[J]. Journal of Aerodynamics, 2020, 35(5): 1018-1028. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)