

多旋翼飞行器涡环状态数值模拟

王军杰, 陈仁良, 王志瑾, 陆嘉鑫
(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 旋翼类飞行器在进入涡环状态时极易发生安全事故。采用基于非结构网格的滑移网格技术对多旋翼飞行器的气动特性进行了数值模拟, 并进行了试验验证。分别模拟了多旋翼飞行器垂直下降状态和 30°斜向下降状态时的流场, 得到该状态下多旋翼飞行器的气动特性和滑流区流场规律, 并分析了力与功率的变化规律。研究发现: 多旋翼飞行器在垂直下降状态和 30°斜向下状态均会进入涡环状态, 在垂直下降速度为 4 m/s 时, 多旋翼飞行器已经处于涡环状态, 旋翼的拉力损失会达到 15%, 旋翼功率随下降速度的增大先增大后减小, 且不同旋翼拉力大小和功率大小不一致。当 30°斜下降速度为 4~6 m/s 时, 多旋翼飞行器处于涡环状态。该结论可为多旋翼无人机的安全飞行提供参考。

关 键 词: 多旋翼飞行器; 气动特性; 悬停工况; 涡环状态; 气动干扰

中图分类号: V211.44 **文献标志码:** A

Numerical simulation of multi-rotor aircraft in vortex ring state

WANG Junjie, CHEN Renliang, WANG Zhijin, LU Jiaxin
(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A dynamic grid technology based on unstructured grid was used to simulate the aerodynamic characteristics of multi-rotor aircraft in the descent state, and experimental verification was performed. This method was used to simulate the flowfield of the aircraft in the vertical descent state and the 30° oblique descent state. The aerodynamic characteristics of the multi-rotor aircraft and the law of the flowfield in the slipstream region were obtained in this state, and the variations of force and power were also obtained. The study found that the multi-rotor aircraft would enter the vortex ring state in both vertical descent and 30° oblique descent. When the vertical descent speed dropped to 4 m/s, the multi-rotor aircraft was already in the vortex ring state, the loss of the thrust reached 15%, the rotor power increased first and then decreased with the increase of vertical descent speed, the thrust and power of different rotor of the aircraft were not consistent. When the 30° oblique descent speed reached 4—6 m/s, the multi-rotor aircraft was in vortex ring state. This conclusion can provide a reference for the safe flight of multi-rotor drones.

Key words: multi-rotor aircraft; aerodynamic characteristics; in hover state; vortex ring state; aerodynamic interference

收稿日期: 2019-11-01
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)
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, 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 multi-rotor aircraft in vortex ring state[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1018-1028.

涡环状态是指在动力系统工作状态下,旋翼类飞行器作垂直下降或小速度下滑时,旋翼的诱导速度与相对气流方向相反,此时如果下降率较大超过了一定数值,沿旋翼周围形成的环状的漩涡流动状态。直升机的旋翼涡环状态使直升机周围气流不均匀、不稳定,不仅升力变化,俯仰和滚转力矩也有改变,使得直升机颠簸摇晃,极易发生坠机事故^[1-2]。多旋翼无人机的升力装置主要是螺旋桨。螺旋桨在下降状态也会产生诱导速度,因此螺旋桨类的旋翼飞行器也会在下降过程中进入涡环状态,在下降状态也会影响操纵,不能稳定飞行甚至导致坠机。在工程实践中,旋翼类飞行器陷入涡环状态的事故并不少见。据美国国家运输安全部统计,仅 1982~1997 年的 15 年间,由于直升机陷入涡环状态而引发的严重坠机事故多达 32 起,美国海军陆战队的 V-22 倾转旋翼机的几起坠机事故也与涡环有关。多旋翼飞行器螺旋桨和直升机旋翼相比,没有变总距和变周期变距,且螺旋桨一般是刚性的,因而空气动力学特性与直升机有一定不同。多旋翼飞行器桨盘平面是由多个螺旋桨组合而成且螺旋桨之间有一定的间距,螺旋桨与螺旋桨之间气动干扰复杂,因而多旋翼飞行器涡环状态研究相对比较困难。研究多旋翼飞行器垂直下降或者陡下降时的气动特性,了解流场的变化规律,准确预测多旋翼的涡环边界具有重要意义。这不仅能为多旋翼飞行器避开涡环状态提供基础,减少人力物力的损失,能根据解析判据提出进入后如何改出涡环状态,也能为多旋翼无人机的稳定控制打下基础^[3]。

国内外研究人员采用多种方法对直升机垂直下降状态气动特性进行了大量研究,如:伯克利大学的学者在水洞中开展了旋翼涡环状态流动显示^[4],英国 Glasgow 大学开展了涡环状态 PIV 流场测量试验^[5],Johnson^[6]用于涡环中旋翼的风洞和飞行试验数据,并给出了参数化的涡环模型,它是动量理论的延伸,南京航空航天大学的辛宏等^[7-8]利用直升机旋翼动力学重点实验室的旋臂机对直升机垂直下降的涡环状态开展了试验研究,北京航空航天大学的曹栋等^[9]对直升机垂直下降状态下的旋翼三维流场进行了数值模拟,南京航空航天大学的陆洋等^[10-12]对直升机涡环状态边界进行了飞行试验研究,海军航空工程学院的孙文胜等^[13-15]对直升机涡

环边界进行了理论分析,结合试验数据,Prasad 等^[16]提出了一个类似的模型环形涡流模型,可以实时使用仿真,浙江大学的李成龙等^[17]用理论计算的方法,得出了多旋翼飞行器的涡环边界,中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所的黄明其等^[18]进行了垂直下降状态气动特性风洞试验,得到了旋翼气动载荷信息和流动细节信息,进行了旋翼垂直下降状态的流动机理分析。这些研究都极大程度地促进了人们对垂直下降飞行以及涡环状态的认识。但是国内外学者大部分采用的试验或理论计算的方法,很少采用 CFD 的方法;大部分针对直升机涡环状态进行研究,很少有人针对多旋翼飞行器进行研究。最近 CFD 方法发展迅速,广泛应用于航空航天的气动计算^[19-20]。

旋翼进入涡环状态是一种不稳定的空气动力学现象,入流模型不能在滑流理论中进行了解释^[21],理论较难对其进行描述;多旋翼飞行器旋翼与旋翼之间气动干扰复杂,理论计算比较复杂。本文采用基于非结构网络的滑移网格技术对多旋翼飞行器流场进行模拟,其中考虑旋翼之间的相互干扰。对多旋翼飞行器垂直下降和斜向下时的气动特性进行了初步研究,对涡环状态的演变过程、力与功率的变化规律进行了分析。

1 网格划分方法

1.1 几何建模

本文主要目的是研究多旋翼飞行器下降时的气动特性。为了简化研究,暂不研究机身与旋翼之间的干扰,简化掉机身,对本文涡环研究结果影响不大。螺旋桨采用课题组常用的 66.04 cm(26 英寸)T-motor螺旋桨,实物模型如图 1。四旋翼飞行器模型如图 2 所示,X 型布局,主要参数如表 1。



图 1 T-motor 螺旋桨实物模型
Fig. 1 T-motor propeller physical model

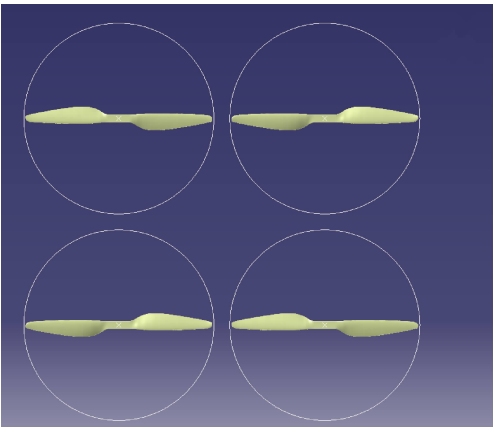


图 2 四旋翼飞行器模型
Fig. 2 Four-rotor aircraft model

表 1 多旋翼飞行器的主要参数值

Table 1 Main parameters of multi-rotor aircraft

参数	数值
螺旋桨直径/cm	66.04
螺旋桨间距/cm	82.5
转速/(r/min)	2840

1.2 网格划分

由于本文研究的是多旋翼飞行器,有多个旋转对象,本文采用多重参考系模型(MRF)^[22]。如图 3 所示,包扩旋翼在内深色区域是旋转域,外侧是静止域。场控制方程可以在各个子计算域中独立求解,之后通过交界面互换流场求解的信息。

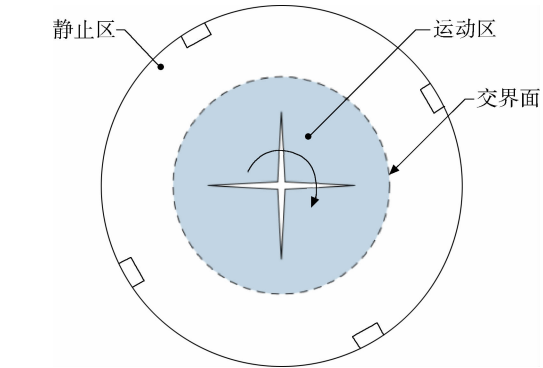
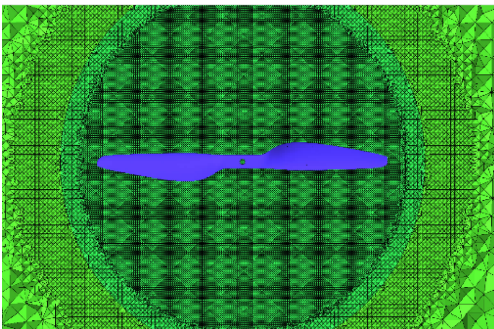


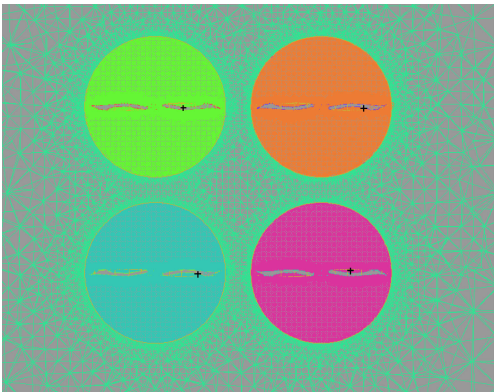
图 3 单个旋翼两个区域
Fig. 3 Two regions of a single rotor

将流体域分为一个静止区和多个运动区,静止区包围多个运动区。一个运动区为包含一个旋翼的一个圆柱形区域,其交互界面为圆柱形结构的外表面,圆柱形能完全包住旋翼,运动区网格加密,使得该处的网格有较好的质量。采用非结构网格对多旋翼飞行器进行网格划分,采用棱柱网

格构成边界层。螺旋桨的边界层层数为 5,边界层网格延壁面增长率为 1.1,壁面 $y^+=1$ 。整个流场区域分为 4 个运动区域和 1 个静止区域,最终得到的四旋翼飞行器网格如图 4,网格总数 875 万,满足计算要求。



(a) 单桨网格



(b) 四旋翼飞行器网格

图 4 网格图

Fig. 4 Grid diagram

2 数值方法

2.1 求解方法

本文研究低雷诺数下低速的多旋翼飞行器的气动性能,采用准定常、不可压、有黏雷诺时均 Navier-Stokes(N-S) 方程^[23]模拟整个旋翼流场。雷诺时均 N-S 方程,表达形式见式(1)。

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{V}\phi) = \text{div}(\Gamma_\phi \text{grad}\phi) + S_\phi \quad (1)$$

其中 ϕ 是广义通量, ρ 为空气密度, $\mathbf{V}$ 为速度矢量, Γ_ϕ 为广义扩散系数, S_ϕ 为源项。

为了准确模拟无人机旋翼的流场和尾迹,本文使用了 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型。SST $k-\omega$ 模型综合了 $k-\omega$ 模型在近壁区计算的优点和 $k-\epsilon$ 模型在远场计算的优点,同时增加了横向耗散导数项,在湍流黏度定义中考虑了

湍流剪切应力的输运过程,适用更广。

考虑到计算量,本文采用有限体积法对方程进行离散。迭代方法采用工程上广泛使用的交错网格的 simple 算法,也就是求解压力耦合方程的半隐式解法。

2.2 试验验证

为了验证本文所采用的数值模拟方法的合理性,本课题组设计了一套旋翼静拉力和扭矩测量试验系统。试验台由动力系统、测量系统、底座、辅助系统 4 部分构成。试验螺旋桨直径为 66 cm 的 T-motor 螺旋桨,与本文 CFD 计算采用的螺旋桨模型一致;本次试验选择了一款 KV(额定转速与额定电压的比值)值为 100,额定电压为 44.4 V 的电动机。试验台立柱高度为 60 cm,直径为 8 cm。试验原理是用地面试验来模拟孤立旋翼的悬停状态,采用物理方法来测量力、电压、电流,如图 5 所示。将旋翼安装在地面稳定的底座上,用电机驱动旋翼旋转,通过电调来控制通过电机的电流,从而控制转速,用手持光电测速仪测试试验电机的转速,再根据压力传感器读取压力值计算得到旋翼产生的拉力大小,同时记录电压表、电流表数值并计算得到功率的大小,试验系统如图 6 所示。此试验台装置简单,桨盘竖直放置相对于水平放置,剔除了大部分地面效应产生的升力,使得结果更加接近于真实情况,这是由于螺旋桨产生的尾流呈收缩状,且旋翼离地面有一定的高度。试验台立柱沿桨盘平面的投影面积占桨盘平面的 7.8%,会阻挡少部分气流,产生地面效应。由于投影面积占比不大,拉力的增大也不大,试验误差在可接受的范围内。

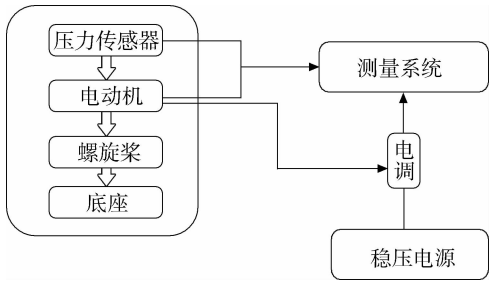


图 5 试验原理图
Fig. 5 Experimental schematic

试验分别测量了旋翼转速从 1 670~4 000 r/min 的拉力、电压与电流,最后得到不同转速下旋翼产生的拉力及消耗功率试验值。通过本文采用的 CFD 方法,计算得出了孤立旋翼在不同转速

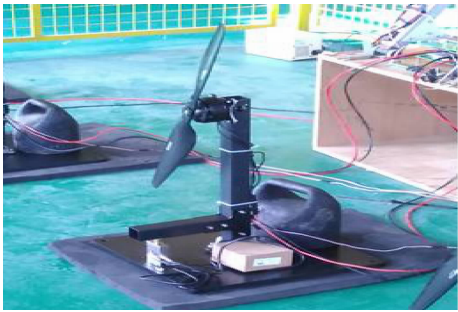


图 6 拉力测量试验台
Fig. 6 Pull measurement test bench

下悬停状态的拉力与功率。与试验值进行了对比,如图 7、图 8 所示,结果走向是一致的。计算拉力值和功率值比试验值稍小,当转速提高的时候,误差逐渐增大,但在转速低于 3 500 r/min 时,误差均在 5% 以内。总体来说,本文建立的 CFD 方法适用于多旋翼飞行器的流场的模拟。

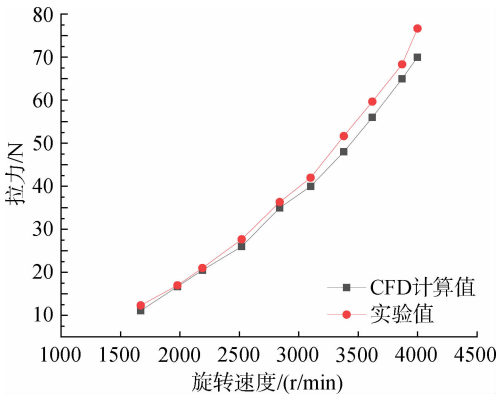


图 7 孤立螺旋桨拉力试验值与计算值对比
Fig. 7 Comparison of experimental values of isolated propeller pull and calculated values

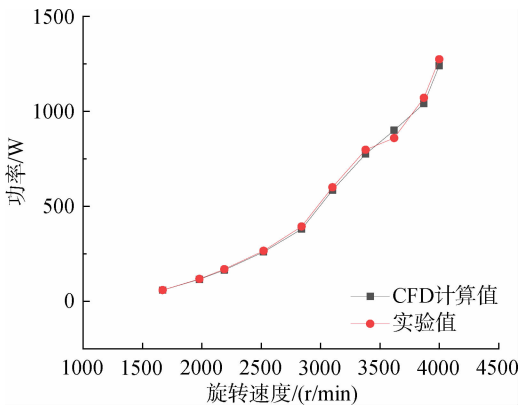


图 8 孤立螺旋桨功率试验值与计算值对比
Fig. 8 Comparison of experimental and calculated values of isolated propeller power

3 多旋翼飞行器垂直下降涡环状态研究

本节对四旋翼飞行器的垂直下降时的气动特性进行了研究,其中四旋翼飞行器的旋翼间距为 $2.5R$ 。本文分别模拟了四旋翼飞行器在旋翼转速为 2840 r/min 时以不同的下降速度下降时的旋翼流场。在转速为 2840 r/min 时,四旋翼飞行器悬停时拉力为 115.88 N 。根据旋翼动量理论,可得旋翼拉力 T

$$T = 2\rho\pi R^2(V_0 + v_h)v_h \tag{2}$$

式中 V_0 为自由来流速度, ρ 为空气密度, R 为桨盘平面半径, v_h 为四旋翼飞行器的诱导速度(在速度云图中表现为 Y_{velocity})。悬停状态 $V_0 = 0\text{ m/s}$ 。本文计算得到 v_h 约为 5.72 m/s 。

图 9 为四旋翼飞行器以不同下降速度 V_c (包括 $1, 3, 5, 7, 9, 11, 13\text{ m/s}$)垂直下降时的流线图,其中红色线为桨盘平面。

由图 9 的 $V_c = 1\text{ m/s}$ 和 $V_c = 3\text{ m/s}$ 时,可以看出由于下降率较小,旋翼旋转产生的下洗流的影响大于向上的气流,直到桨盘下方较远处下洗流速度有所减弱后,两股相对气流对冲才卷起较大的涡,此时环状涡的特点是离桨盘平面下方较远、离桨尖处也较远,环状涡体积较大,环状涡中心在桨盘平面的外侧下方,对多旋翼飞行器的气动性能影响较小。图 10 给出了 $V_c = 1\text{ m/s}$ 时的速度云图和速度矢量图,明显可以看出旋翼的下洗速度占主导地位,仅仅在离桨盘周围很远处才有向上的速度分布。向上的速度分布在 4 个旋翼的外侧,相邻旋翼之间的空间的气流较少部分向上,这与孤立旋翼的流场有很大区别,这是由于相邻旋翼之间下洗流相互诱导与桨尖涡相互干扰导致的。相邻旋翼均会产生桨尖涡,它们之间会相互碰撞,分别阻止对应的涡流向上耗散,因而旋翼之间空间只有少部分气流向上。由图 9(f)可看到涡环是绕四旋翼飞行器的外部一圈(每个旋翼只

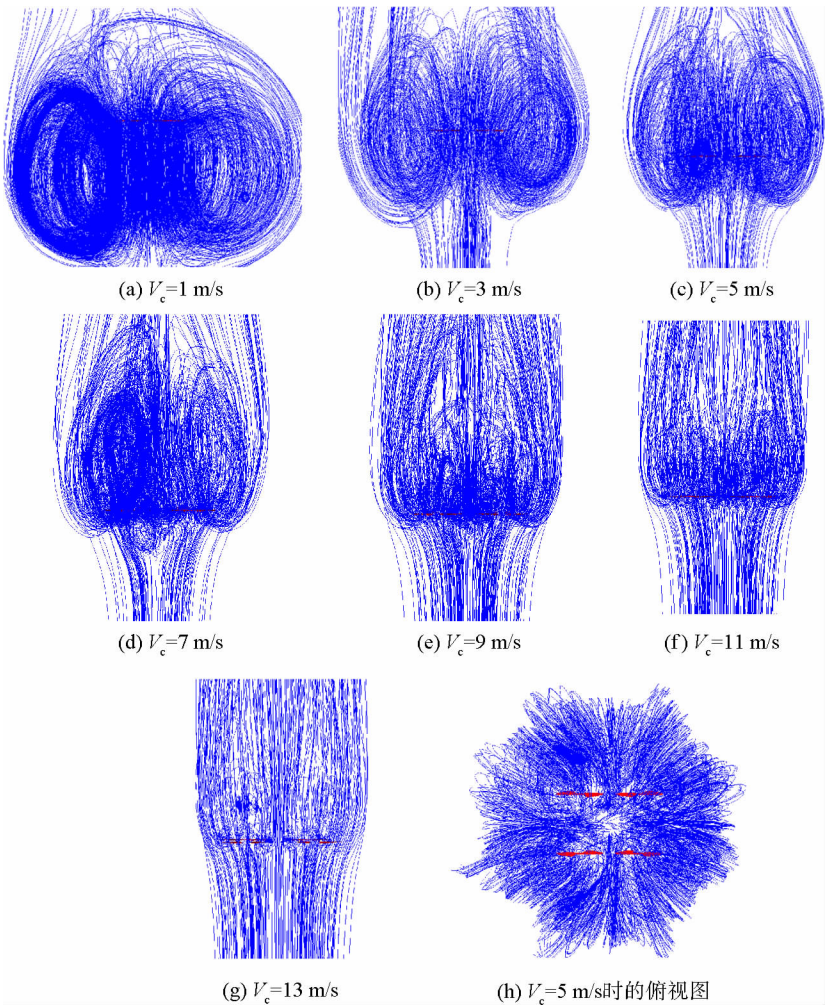


图 9 不同下降速度时的旋翼流场流线图

Fig. 9 Flow diagram of the rotor flow field at different descent speeds

有部分在涡环中),而不是 4 个单旋翼涡环的叠加。根据图 10 速度云图,可看到小速度下降时旋翼上方和旋翼的下方的速度鞍点(速度为 0 m/s 的点),证明了小速度下降时,旋翼上方由于流场不连续所导致的非定常特性,随着下降速度的增大,非定常特性会更加明显。

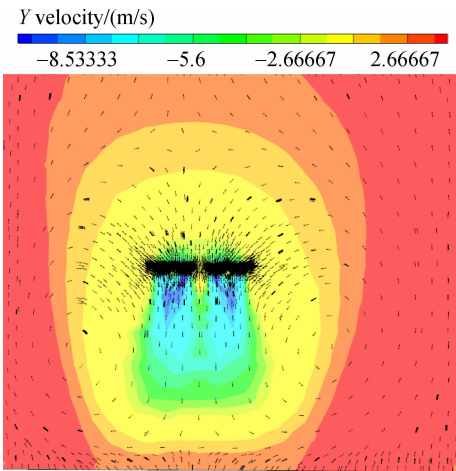


图 10 速度矢量图和速度云图($V_c=1\text{ m/s}$)
Fig. 10 Speed vector and speed cloud ($V_c=1\text{ m/s}$)

一般认为当 $V_c=0.7V_h^{[9]}$ 时,旋翼进入涡环状态。根据涡环的演变规律,可以认定图 9 中 $V_c=5\text{ m/s}$ 时已处于涡环状态。图 11 为下降速度为 5 m/s 时桨盘垂直截面垂直方向速度云图。

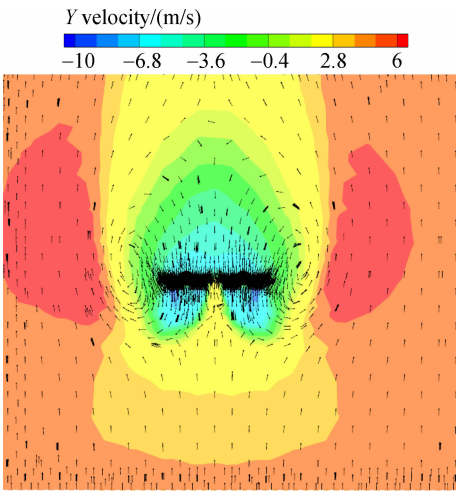


图 11 速度矢量图和速度云图($V_c=5\text{ m/s}$)
Fig. 11 Speed vector and speed cloud ($V_c=5\text{ m/s}$)

由于四旋翼飞行器下降速度的增大,向上的自由流使桨尖涡螺旋线堆积在桨盘平面下方,桨尖涡开始呈辐射状从多旋翼桨盘向四周发展,形成了靠近桨盘外围的环状情形。当下降率继续增加时,桨尖涡环有所缩小并逐步靠近桨盘,形成成

熟的涡环状态。由于旋翼的不断旋转,涡环强度不断累积,出现不对称的情况,且四旋翼飞行器有 4 个旋翼,旋翼与旋翼之间会相互干扰,会导致整个流场的非定常特性十分明显。 $V_c=7\text{ m/s}$ 时,旋翼向上的自由流速度占主导地位。

可以看出 $V_c=9\text{ m/s}$ 时即将离开涡环状态,形成的涡环穿过桨盘平面,上移至桨盘的上方,旋翼进入紊流状态,在这种状态下,气流仍然会有高水平的扰动,因为桨盘处的速度向上,穿过旋翼的环流少了很多。旋翼仍然承受着由于湍流造成的颠簸,但没有涡环状态明显。图 12 为下降速度为 9 m/s 时,多旋翼飞行器的速度矢量图和速度云图。

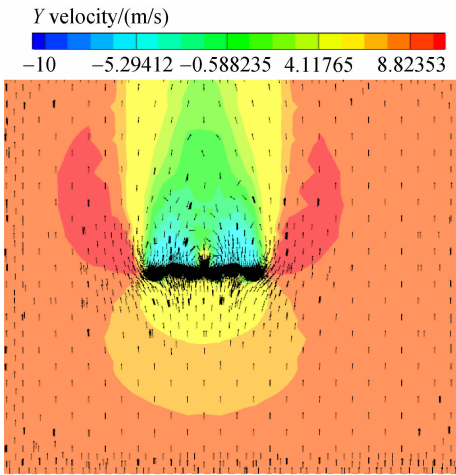


图 12 速度矢量图和速度云图($V_c=9\text{ m/s}$)
Fig. 12 Speed vector and speed cloud ($V_c=9\text{ m/s}$)

稳定的风车状态(一般 $V_c\geq|1.8v_h|$),当 $V_c=11\text{ m/s}$ 时,此时气流从桨盘下方向上穿过桨盘平面,流场变得趋于稳定。由于来流速度较大,完全抵消了旋翼的下洗速度,流场相对于气流的方向已完全向上。图 13 为下降速度为 $V_c=13\text{ m/s}$ 时,多旋翼飞行器的速度矢量图和速度云图。

从图 14 中可以看出,多旋翼飞行器在涡环状态存在拉力(F)损失,并且在完全涡环状态时出现了最大拉力损失,即 $-0.7\geq V_c/v_h\geq-1.05$ (在本文中为下降速度为 4~6 m/s 时),此时拉力损失 15%,此时对应的流线图对应的图 9(c),可看到旋翼四周完全被涡环所围绕。当进入紊流状态及风车状态时,此时对应的流线图对应的图 9(d)、图 9(e)、图 9(f)、图 9(g),可看到向上的气流穿过桨盘平面,向上的气流占据主导地位,旋翼从向上的相对气流中获得能量,因此拉力会随下降速度线性变大。当下降速度为 5 m/s 时,各个旋翼拉

力大小差距较大,达到了单个旋翼拉力的 5%,说明旋翼周围流场不均匀稳定,会引起飞行器的颠簸或坠毁,跟前文的非定常现象相对应。根据涡环的演变规律,为了飞行安全,应将诱导速度为 5.72 m/s 的多旋翼飞行器最大下降速度限制在 4 m/s 内。

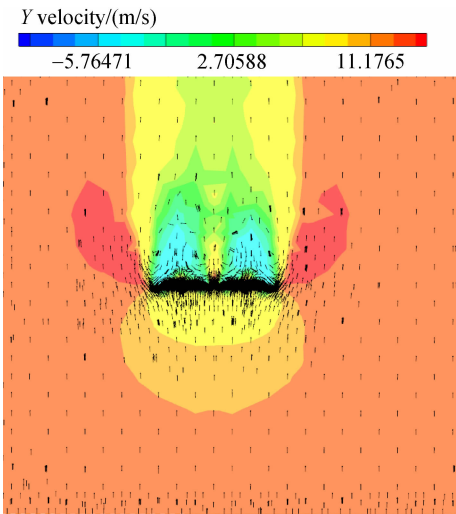


图 13 速度矢量图和速度云图($V_c=13\text{ m/s}$)
Fig. 13 Speed vector and speed cloud ($V_c=13\text{ m/s}$)

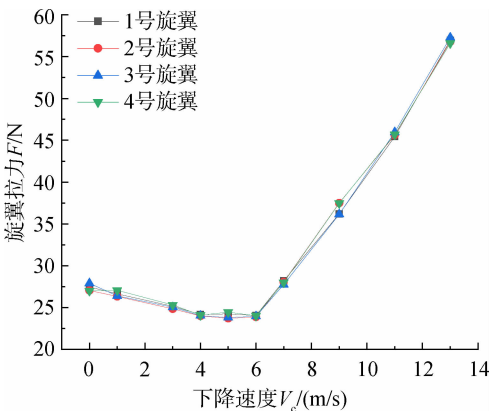


图 14 各个旋翼拉力与下降速度之间的关系
Fig. 14 Relationship between the tension of each rotor and the speed of descent

图 15 为各个旋翼功率(P)与下降速度之间的关系,由图 15 可以看出,螺旋桨在涡环状态和紊流状态消耗的功率都大于悬停时的功率,直到进入风车状态螺旋桨的功率才小于悬停时的功率,这是由于在风车状态,相对气流自下而上穿过旋翼,给旋翼提供能量,旋翼周围有稳定的滑流,类似于直升机的自转下滑。所以消耗的功率减小。在下降速度为 7 m/s 时,功率达到最大状态,且各个旋翼的功率大小不一样,说明气动环境较复杂。

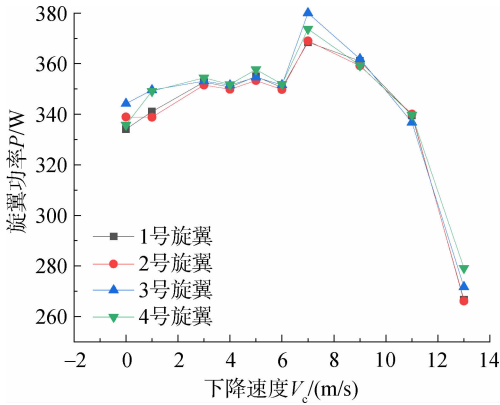


图 15 各个旋翼功率与下降速度之间的关系
Fig. 15 Relationship between individual rotor power and descent speed

4 多旋翼飞行器斜下降涡环状态研究

本节对四旋翼飞行器的 30° 斜下降时的气动特性进行了研究。本节分别用本文采用的方法模拟了四旋翼飞行器在旋翼转速为 2 840 r/min 时以斜向下 30° 、不同的下降速度下降时的旋翼流场。图 16 为四旋翼飞行器以不同下降速度 V_c (包括 1、2、3、4、5、7、9、11、13 m/s)垂直下降时的流线图,其中黑色线为桨盘平面。

对应于图的 $V_c=1\text{ m/s}$ 和 $V_c=2\text{ m/s}$ 的情况,同垂直下降时一样,可以看出由于下降率较小,旋翼自身的下洗流的影响大于向上的气流,直到桨盘斜下方较远处下洗流速度有所减弱后,两股相对气流对冲才卷起较大的涡,此时环状涡的特点是离桨盘平面下方远、离桨尖处也较远,环状涡体积较大,涡核在桨盘平面的外侧下方,对旋翼的性能影响不是很大,但是和垂直下降时比较,前排旋翼(X 布局,来流方向前面的旋翼,1、2 号旋翼)产生的环状气流大于后行旋翼(X 布局,来流方向后面的旋翼,3、4 号旋翼)。图 17 给出了 $V_c=1\text{ m/s}$ 时的多旋翼飞行器速度云图和速度矢量图,明显可以看出旋翼的下洗速度占主导地位,仅仅在离桨盘周围很远处才有向上的速度分布。向上的速度分布在 4 个旋翼的外侧,相邻旋翼之间的空间的气流大部分是向下的,这与孤立螺旋桨的流场有很大区别,这是由于相邻旋翼之间桨尖涡干扰的影响。当速度达到 3 m/s 时,后排桨叶的环形气流变小,依附在后排旋翼的周围。前排旋翼产生的环流,慢慢有包裹后排旋翼的趋势。此时,四旋翼飞行器的 4 个环状气流开始产生相

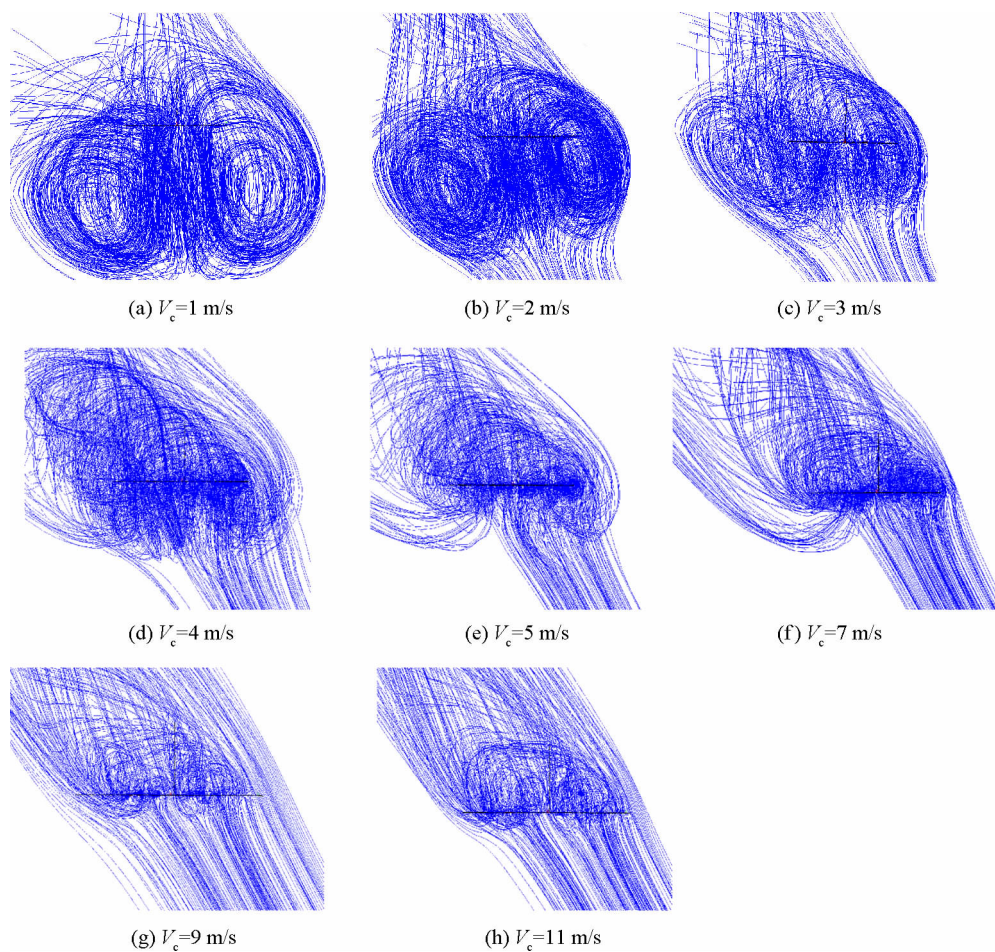


图 16 不同斜下降速度时的旋翼流场流线图

Fig. 16 Flow diagram of the rotor flow field at different oblique descending speeds

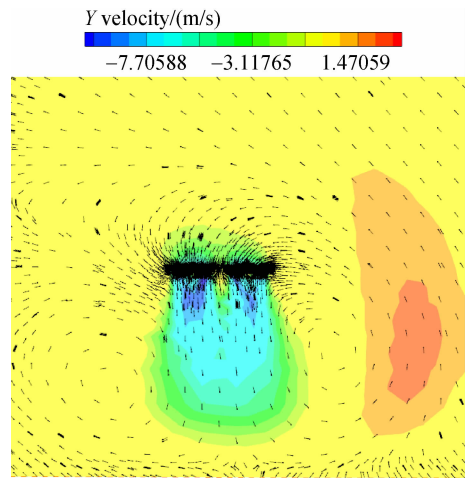


图 17 多旋翼飞行器速度云图和速度矢量图
($V_c = 1 \text{ m/s}$)

Fig. 17 Multi-rotor aircraft speed cloud and speed vector ($V_c = 1 \text{ m/s}$)

互干扰,使得四旋翼飞行器气动环境更加复杂。

随着速度增大,旋翼进入涡环状态。由图 16 可以认定图中 $V_c = 4 \text{ m/s}$ 时已进入涡环状态。后

排旋翼的环状气流变小,前排旋翼的环状气流不仅把前行旋翼包裹住,有部分气流流向后行旋翼,形成一个大环将整个桨盘平面包裹住。图 18 为下降速度为 4 m/s 时桨盘垂直截面垂直方向速度云图和速度矢量图。

由于下降速度增大,向上的自由流使桨尖涡螺旋线堆积在桨盘下方,桨尖涡开始呈辐射状从多旋翼桨盘向四周发展,形成了靠近桨盘外围的环状情形。当下降率继续增加时,桨尖涡环有所缩小并逐步靠近桨盘,形成成熟的涡环状态。由于旋翼的不断旋转,涡环强度不断累积,出现左右不对称的情况,整个流场的非定常特性十分明显。图 19 为下降速度为 7 m/s 时桨盘垂直截面垂直方向速度云图和速度矢量图。

图 20 可以看出 $V_c = 9 \text{ m/s}$ 时即将离开涡环状态,形成的涡环上移至桨盘的斜上方,旋翼进入紊流状态,在这种状态下,气流仍然会有高水平的扰动,因为桨盘处的速度斜向上,穿过旋翼的环流少了很多。旋翼承受着由于湍流造成的颠簸,但

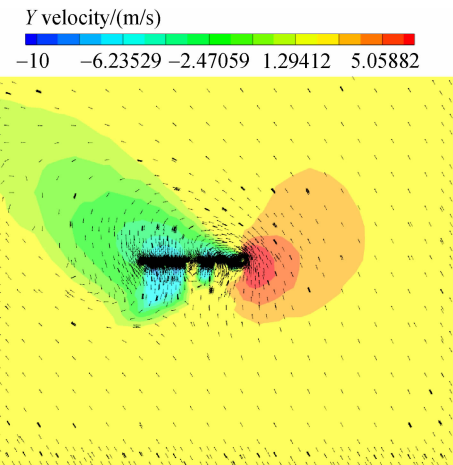


图 18 多旋翼飞行器速度云图和速度矢量图
($V_c=4\text{ m/s}$)
Fig. 18 Multi-rotor aircraft speed cloud and speed
vector ($V_c=4\text{ m/s}$)

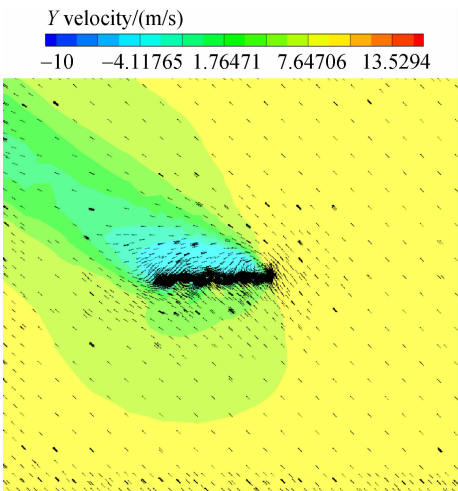


图 20 多旋翼飞行器速度云图和速度矢量图
($V_c=9\text{ m/s}$)
Fig. 20 Multi-rotor aircraft speed cloud and speed
vector ($V_c=9\text{ m/s}$)

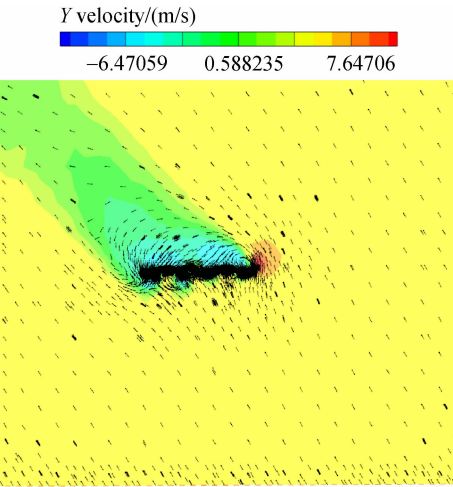


图 19 多旋翼飞行器速度云图和速度矢量图
($V_c=7\text{ m/s}$)
Fig. 19 Multi-rotor aircraft speed cloud and speed
vector ($V_c=7\text{ m/s}$)

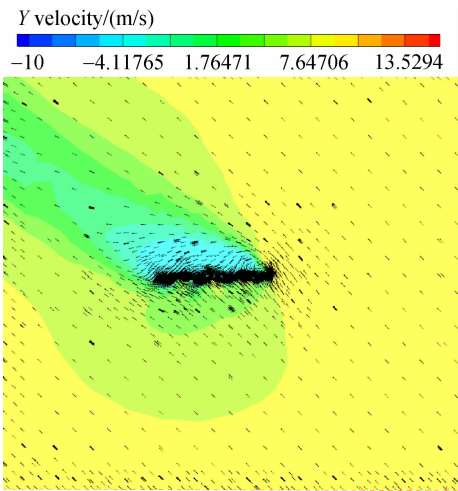


图 21 多旋翼飞行器速度云图和速度矢量图
($V_c=11\text{ m/s}$)
Fig. 21 Multi-rotor aircraft speed cloud and speed
vector ($V_c=11\text{ m/s}$)

没有涡环状态明显。图 20 为 $V_c=9\text{ m/s}$ 时多旋翼飞行器速度云图和速度矢量图。

稳定的风车状态(一般 $V_c \geq |1.8v_h|$),当 $V_c=11\text{ m/s}$ 时,如图 21 所示,此时气流从桨盘下方向上穿过桨盘平面,流场变得趋于稳定。由于来流速度较大,完全抵消了旋翼的下洗速度,流场相对于气流的方向已完全向上。

从图 22 中可以看出,当下降速度增大时,多旋翼飞行器前排旋翼拉力大于后排旋翼,这是由于前排旋翼在前,影响了后排旋翼的气流流入量,由图 17(a)可看到前后排旋翼气流流入桨盘平面方向不一致。当斜向下速度从 1 m/s 到 3 m/s 时,

对应图 16(a)、图 16(b)、图 16(c),后排旋翼拉力不断减小,前排旋翼拉力基本不变,这主要是由于前排旋翼影响了后排旋翼的气流流入量。当速度从 4 m/s 到 6 m/s 时,所有的旋翼拉力都有下降,然后拉力增大,此时旋翼是处于涡环状态,跟图 17(e)、图 17(f)中的流线图是吻合的。在此状态下,多旋翼飞行器不仅存在拉力损失,而且 4 个旋翼的拉力大小差距也较大,即多旋翼飞行器处于不稳定状态。随着速度增大,多旋翼飞行器进入紊流状态及风车状态时,斜向上的气流占据主导地位,螺旋桨从向上的相对气流中获得能量,因此拉力会随下降速度线性变大,且前排旋翼、后排旋

翼的拉力大小差距不大,说明飞行器逐渐处于稳定状态,此时对应图 16(g)、图 16(h)、图 16(i)。

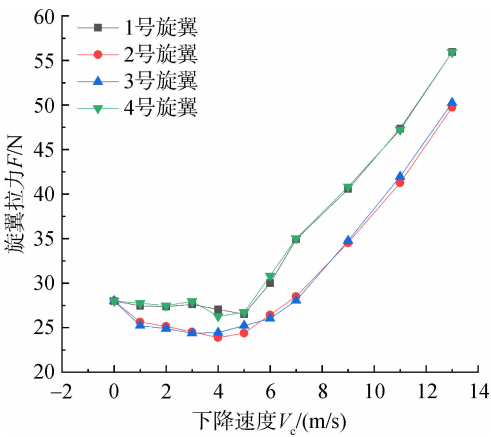


图 22 斜下降时旋翼拉力与下降速度之间的关系
Fig. 22 Relationship between rotor pull and descent speed when tilting down

图 23 为多旋翼飞行器各个旋翼功率与下降速度之间的关系,可以看出,旋翼在涡环状态和紊流状态消耗的功率都大于悬停时的功率,直到进入风车状态螺旋桨的功率才小于悬停时的功率,这是由于在风车状态,相对气流自下而上穿过旋翼,给旋翼提供能量,旋翼周围有稳定的滑流,类似于直升机的自转下滑。当斜下降速度为 1 m/s 到 7 m/s 时,前排旋翼功率大于后排旋翼;当速度从 8 m/s 到 13 m/s 时,后排旋翼的功率大于前排旋翼。前排旋翼功率在 1 m/s 到 4 m/s 时功率不断增大,4 m/s 后不断减小,后排旋翼的功率在下降速度为 9 m/s 到 11 m/s 时,功率达到最大状态。在下降速度为 4 m/s 到 9 m/s 时,各个旋翼的功率大小不一样,说明气动环境复杂,非定常特性

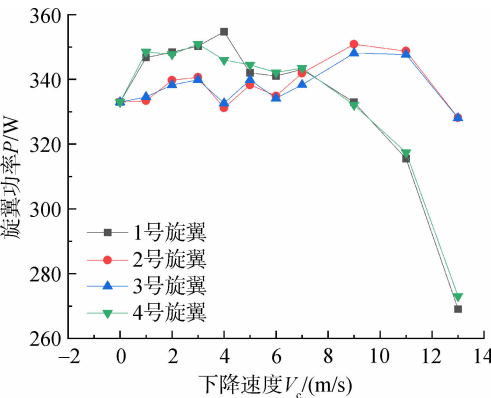


图 23 斜下降时旋翼功率与下降速度之间的关系
Fig. 23 Relationship between rotor power and descent speed when ramping down

明显。

根据涡环的演变规律,为了飞行安全,应将诱导速度为 5.72 m/s 的多旋翼飞行器最大 30°斜下降速度限制在 4 m/s 内。

5 结 论

本文采用基于非结构网络的旋转网格技术对多旋翼飞行器流场进行模拟,其中考虑旋翼之间的相互干扰。对多旋翼飞行器垂直下降和斜向下时的气动特性进行了初步研究,对涡环状态的演变过程、力与功率的变化规律进行了分析,得出了以下结论:

1) 多旋翼飞行器垂直下降速度为 4 m/s 时,与直升机一样都会进入涡环状态,并得到了涡环的演变过程。在该状态,旋翼产生的拉力减小且各个旋翼拉力大小不同,消耗的功率增大,震荡加剧,不利于在飞行中的操控。为了飞行安全,应将最大垂直下降速度限制在安全速度内;

2) 多旋翼飞行器 30°斜下降时,速度约为 4 m/s 会进入涡环状态,并得到了涡环的演变过程。此时不同旋翼拉力减小且大小不同,功率变大,进入不稳定状态。为了飞行安全,应将最大斜下降速度限制在安全速度内;

下一步可能要研究多旋翼飞行器在不同斜向下角度下的气动特性,得出多旋翼飞行器的涡环包线,从而得出多旋翼飞行器的安全飞行包线。

参考文献:

[1] JOHNSON W. Helicopter theory [M]. Princeton, US: Princeton University Press,1980.
[2] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京:航空工业出版社, 1985:135.
[3] MIRANDA L, BRENNAN J. Aerodynamic effects of wingtip-mounted propellers and turbines[R]. AIAA 86-221,1986.
[4] JAMES S. Experimental investigation of rotor vortex wakes in descent[R]. AIAA-2004-297,2004.
[5] GREEN R B, GILLIES E A, BROWN R E. The flow field around a rotor in axial descent[J]. Journal of Fluid Mechanics,2005,534(1):237-261.
[6] JOHNSON W. Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics[R]. San Francisco, US; American Helicopter Society,2004.
[7] 辛宏,高正. 直升机涡环状态速度边界的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报,1995,27(4):439-444.
XIN Hong,GAO Zheng. An experimental investigation on the boundary of helicopter vortex-ring state[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronaut,1995,

27(4):439-444. (in Chinese)

[8] 辛宏,高正. 直升机涡环区域边界包线的确定[J]. 气动实验与测量控制,1996(1):14-19.
XIN Hong,GAO Zheng. Determination of the boundary envelope of the helicopter vortex ring area[J]. Pneumatic experiment and measurement control,1996(1):14-19.

[9] 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. Three dimensional numerical simulation of rotor in vertical descent flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5):641-647. (in Chinese)

[10] 陆洋,高正. 直升机涡环状态边界与飞行安全[J]. 航空科学技术,2008,15(5):14-17.
LU Yang, GAO Zheng, Helicopter vortex ring state boundary and flight safety[J]. Aviation Science and Technology,2008,15(5):14-17. (in Chinese)

[11] LU Yang,GAO Zheng. Determination of the state boundary of the utility vortex ring of helicopter[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003,20(1):6-11.

[12] 陆洋,高正,黄文明,等. 直升机涡环状态边界的飞行试验研究[J]. 南京航空航天大学学报,2001,33(5):405-409.
LU Yang, GAO Zheng, HUANG Wenming, et al. Flight test investigation of helicopter vortex-ring state boundary [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2001,33(5):405-409. (in Chinese)

[13] 孙文胜. 海事直升机垂直下降涡环状态实验研究[J]. 实验力学,2008,23(4):317-376.
SUN Wensheng. Experimental study of vertical-descent vortex-ring state for shipboard helicopter[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2008, 23(4): 371-376. (in Chinese)

[14] 孙文胜,林明. 直升机涡环状态试验数据处理研究[J]. 流体力学实验与测量,2011,18(1):20-23.
SUN Wensheng, LIN Ming. Research on data process of helicopter vortex-ring test[J]. Fluid mechanics experiment and measurement,2004,18(1):20-23. (in Chinese)

[15] 孙文胜,林明. 直升机飞行中的涡环状态研究[J]. 系统工程与电子技术,2004,26(9):165-168.
SUN Wensheng, LIN ming. Research of vortex-ring state of helicopter flight[J]. Systems Engineering and Electronics,2004,26(9):165-168(in Chinese)

[16] PRASAD J V R,CHEN C. Prediction of vortex ring state using ring vortex model for single-rotor and multi-rotor configurations[R]. AIAA-2006-6632,2006.

[17] LI Chenglong,YANG Zuqiang,GOU Jiangchuan. Analysis on attitude fluctuation in vertical descent of multi-rotor UAVs[J]. Conference Series; Materials Science and Engineering,2018,428(1):1-6.

[18] 黄明其,兰波,何龙. 旋翼模型垂直下降状态气动特性风洞试验[J]. 哈尔滨工业大学学报,2019,51(4):131-137.
HUANG Mingqi,LAN Bo,HE Long. Wind tunnel test on aerodynamic characteristics of rotor model in vertical descent[J]. Journal of Harbin Institute of Technology,2019, 51(4):131-137. (in Chinese)

[19] 许和勇,叶正寅. 涵道螺旋桨与孤立螺旋桨气动特性的数值模拟对比[J]. 航空动力学报,2011,26(12):2820-2825.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation and comparison of aerodynamic characteristics between ducted and isolated propellers[J]. Journal of Aerospace Power,2011, 26(12):2820-2825. (in Chinese)

[20] 苏运德,叶正寅,许和勇. 桨尖间隙和双桨间距对涵道螺旋桨气动性能的影响[J]. 航空动力学报,2014,29(6):1468-1475.
SU Yunde, YE Zhengyin, XU Heyong. Influence of tip clearance and propeller separation space on aerodynamic performance of ducted propeller[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(6):1468-1475. (in Chinese)

[21] INNOCENTI M. Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and simulation modeling [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1999, 22(2):383-384.

[22] HARIHARAN N. High order simulation of unsteady compressible flows over interacting bodies with overset grids [D]. Atlanta,US:Georgia Institute of Technology,1995.

[23] 杨爱明,乔志德. 悬停旋翼粘性绕流 N-S 方程数值模拟[J]. 西北工业大学学报,2000,18(4):83-86.
YANG Aiming,QIAO Zhide. A new way of simulating the flow field of a lifting rotor in hover[J]. Journal of North-western Polytechnical University,2000,18(4):83-86. (in Chinese)

(编辑:张 雪)