

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.03.012

## 基于 Simulink 的某型无人直升机舰面悬停特性分析

唐宏清, 王华明

(南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

**摘要:** 应用 Matlab/Simulink 对单旋翼带尾桨直升机在舰船尾流场中悬停时的平衡特性进行建模和仿真分析。首先采用 CFD 软件计算 SFS2 舰在不同风速和风向向下尾部甲板上方的流场。然后将其与旋翼流场相耦合, 在 Simulink 软件中建立单旋翼带尾桨直升机舰面起降飞行动力学模型, 应用 Simulink 线性分析工具箱, 对某型无人直升机在 SFS2 舰尾部甲板上方悬停时的平衡特性进行了仿真分析。最后总结了舰面流场对该无人直升机近舰面悬停时操纵量和姿态角的影响。

**关键词:** 直升机; 舰面起降; 舰船尾流; Simulink

**中图分类号:** V212.4      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2021)03-0408-07

## Analysis of Shipboard Hovering Characteristics of Unmanned Helicopter Based on Simulink

TANG Hongqing, WANG Huaming

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The balance characteristics of single-rotor helicopter with tail rotor hovering in ship airwake are modeled and simulated by using Matlab/Simulink. Firstly, the CFD software is used to calculate the airwake above the stern deck of the SFS2 ship at different wind speeds and directions. Then, the airwake is coupled with the rotor flow field to establish the flight dynamics model of helicopter shipboard operations in Simulink software. By using Simulink linear analysis tool, the balance characteristics of an unmanned helicopter hovering above the stern deck of the SFS2 ship are simulated and analyzed. Finally, the influence of the ship airwake on the control and attitude angle of the unmanned helicopter hovering near the ship surface is summarized.

**Key words:** helicopter; shipboard operations; ship airwake; Simulink

舰载直升机近舰面跟进悬停是其舰面起降的重要阶段,在此期间其平衡特性受舰面流场环境影响显著。目前常用的研究手段是:首先通过数值仿真确定舰面流场,其次采用叶素理论将直升机的主要气动面(旋翼、尾桨)离散成若干微元,通过舰面流场与旋翼(尾桨)流场的耦合获得微元气动中心的总流场速度,进而确定旋翼(尾桨)气动力,建立适用于舰面起降的直升机飞行动力学模型<sup>[1-5]</sup>。将所建模型作为仿真对象,进而可以研究无人直升机

的舰面起降仿真及风限图计算,对于设计自主起降控制率和保障舰面起降安全具有重要的工程价值。

目前 Matlab、C、Fortran 等程序设计语言仍是直升机飞行动力学建模的主要实现方式,由此建立的程序语言类模型不仅缺少层次感、可重用性,而且很难与后续的直升机飞行控制系统设计与验证进行对接。Simulink 是整合于 Matlab 中的系统建模和仿真专用平台,借助其建模有如下特点及优势:以块作为基本建模单元,只需依据系统的描述

**收稿日期:** 2020-04-08; **修订日期:** 2021-05-20

**通信作者:** 王华明,男,教授, E-mail: hm\_wang@nuaa.edu.cn。

**引用格式:** 唐宏清,王华明. 基于 Simulink 的某型无人直升机舰面悬停特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(3): 408-414. TANG Hongqing, WANG Huaming. Analysis of shipboard hovering characteristics of unmanned helicopter based on Simulink[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(3): 408-414.

形式(一般为微分方程)用信号线连接不同功能的块,即可建立块图形式的仿真模型;其航空航天块库将航空航天领域系统建模与仿真的常用操作、计算程序封装成一系列可直接使用的块,显著地提升了建模效率;其线性分析工具箱克服了牛顿迭代法<sup>[6]</sup>和优化求解法<sup>[7]</sup>的缺点,可直观、高效地对模型进行配平计算。国内学者应用Simulink研究直升机飞行动力学模型的建立、配平和线化虽起步较晚,但仍取得了较大的成果。2006年,于志等借助Simulink平台搭建了黑鹰(UH-60)直升机的飞行动力学模型,并通过模型配平获得了该机的平衡特性,最后指出应用Simulink平台建立直升机飞行动力学模型可以极大地提升模型的封装性、层次性和可拓展性<sup>[8]</sup>;随后,翁智勇也以UH-60直升机为研究对象,应用Simulink建立了该机的飞行动力学仿真模型,以研究直升机悬停和前飞时的操纵响应<sup>[9]</sup>。从公开发表的文献来看,目前国内鲜有学者应用Simulink研究无人直升机的舰面起降飞行动力学建模及配平仿真。

本文采用CFD软件计算SFS2舰在不同风速和风向向下尾部飞行甲板上方的流场,在Simulink平台中建立单旋翼带尾桨式直升机的舰面起降飞行动力学仿真模型,并使用其专用配平工具——线性分析工具箱,对某型无人直升机悬停于载舰飞行甲板上方时的平衡特性进行仿真计算,以分析舰船尾流场风向、风速对该机近舰面悬停时的影响。

## 1 舰船流场计算

### 1.1 计算模型

为了模拟舰面的气动环境,建立了护卫舰SFS2的外形数模(图1),采用CFD软件STAR-CCM+计算了来流风向角在 $-90^{\circ}\sim 90^{\circ}$ (间隔 $15^{\circ}$ )变化时,舰船飞行甲板上方流场。SFS2舰长 $l_{sh}=138.7\text{ m}$ ,其他相关数据参考文献<sup>[3]</sup>。

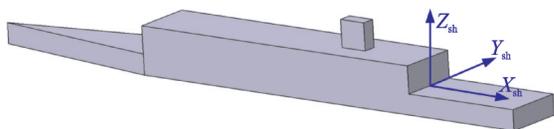


图1 SFS2舰船外形数模

Fig.1 Mathematic model of SFS2 ship contour

### 1.2 边界条件与网格生成

流场计算域采用长方体(长为 $10l_{sh}$ 、宽为 $7l_{sh}$ 、高为 $5l_{sh}$ ),以简化后续的网格划分及入口风向设置。计算域的边界条件为:速度入口、压力出口、滑

移壁面和无滑移壁面。为了使生成的流体网格大部分为计算性能较好的六面体网格,本文采用Star-CCM+中的切割体网格生成器进行网格划分。同时,为了能捕捉到飞行甲板和舰船周围的流场信息,本文使用混合尺寸网格划分策略,在计算域内部从里到外设置了3个长方体网格加密区,以实现飞行甲板和舰船周围的网格密度控制,最终生成的流体网格数量约为343万个(图2)。另外,针对舰船尾流场雷诺数高和极不稳定的特点,本文采用K-Epsilon模型模拟尾流场的湍流分量。

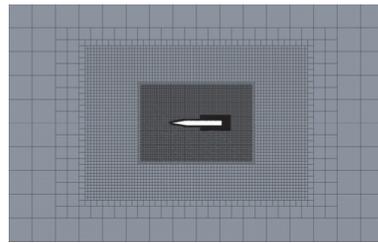


图2 计算域网格划分

Fig.2 Grid division of computing domain

### 1.3 流场计算结果

图3展示了来流风向角 $0^{\circ}$ 、风速 $V_w=10\text{ m/s}$ 时,SFS2舰船纵向对称面内的X方向速度云图。从图3中可知,由于该舰船高层建筑的阻挡作用,导致了气流分离的产生,形成了4个大尺度的涡流区(图3中青色区域)。

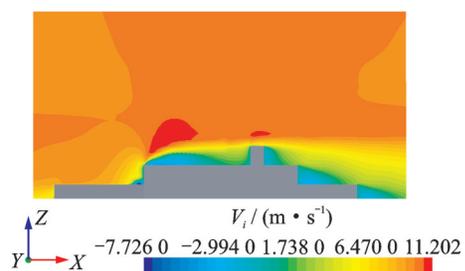


图3 舰船纵向对称面内X方向速度云图

Fig.3 Velocity cloud chart in X-direction in longitudinal symmetry plane of ship

图4~5展示了舰船机库后方15 m处横截面内X、Z方向的速度分布云图。由图4~5可知,X、Z方向的速度基本呈现对称分布,与实际情况基本一致:机库后方形成了涡流区(图4中颜色由青色逐渐变为蓝色),在甲板正上方产生了较大的下冲气流(图5中蓝色区域)。

为了验证本文计算结果的正确性,选取机库后方6.858 m处横截面(25%甲板长度)的X方向速度计算结果与文献<sup>[10]</sup>的试验结果进行对比。图6为该截面内高10.668 m(35 ft)处的对比结果,从图

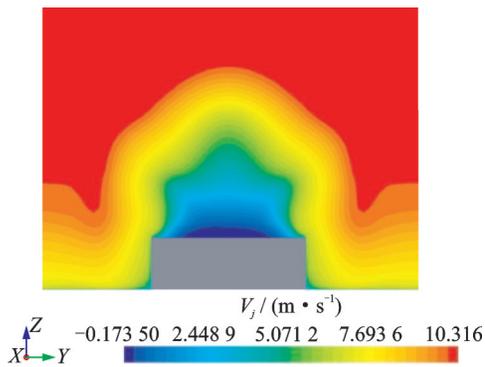


图4 机库后方15 m处横截面内X方向速度云图

Fig.4 Velocity cloud in X-direction in cross section 15 m behind the hangar

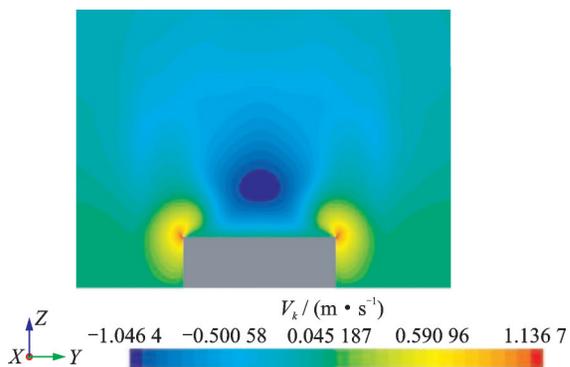


图5 机库后方15 m处横截面内Z方向速度云图

Fig.5 Velocity cloud in Z-direction in cross section 15 m behind the hangar

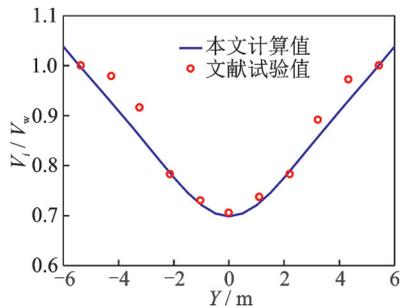


图6 25%甲板长度X方向速度计算结果对比

Fig.6 Comparison of calculation results of X-direction velocity at 25% deck length

6中可以看出,本文的计算结果与试验结果吻合良好。

#### 1.4 流场数据处理与应用

由于混合尺寸网格的使用,Star-CCM+导出的流场速度分量为流体域内各个非均匀网格节点的计算结果。为了简化流场数据使用,精简数据容量,提高计算效率,本文使用 Tecplot 软件的线性插值功能实现流场速度分量从非均匀网格节点至均匀网格节点的映射,最终完成了舰船尾流场数据库的建立。

为了验证均匀映射后流场的正确性,选取机库

后方15 m处横截面内高5 m处的位置,应用 Tecplot 软件对 Star-CCM+ 计算的非均匀网格节点速度与映射后的均匀网格节点速度( $V_x$ 、 $V_z$ )进行了对比,如图7所示,可以看出两者十分吻合。

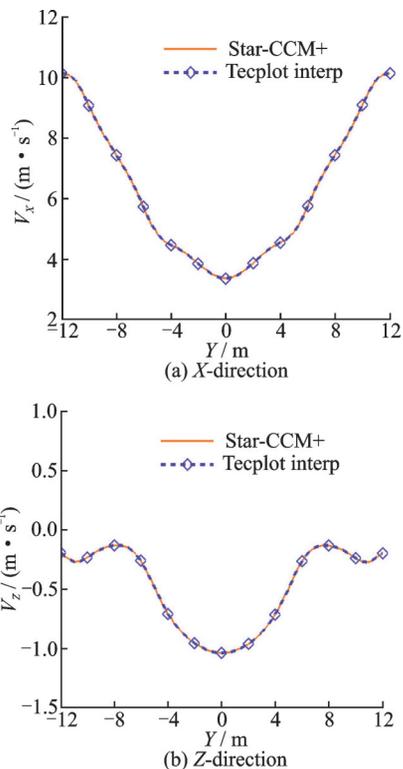


图7 X方向和Z方向节点速度对比

Fig.7 Comparison of node speed in X- and Z-directions

当直升机在舰船附近飞行时,根据实时计算出的气动中心(如桨叶单元中心、尾桨桨毂中心等)位置矢量进行插值,便可从流场数据库中获得气动中心处的流场速度。将插值获得的流场速度叠加至气动中心的原速度上,从而将舰船尾流场耦合至直升机舰面起降飞行动力学模型。

## 2 直升机舰面起降飞行动力学建模

### 2.1 坐标系

图8展示了本文建模使用的部分坐标系及其位置。舰船坐标系(下标sh)的原点与载舰机库门下方的中点重合, $X_{sh}$ 轴为舰船纵向对称轴,指向船尾为正, $Z_{sh}$ 轴与 $X_{sh}$ 轴垂直且正向朝上, $Y_{sh}$ 轴依据右手法则确定。机体坐标系(下标B)的原点与机体重心重合, $X_B$ 轴沿机身纵向对称轴且正向朝前, $Z_B$ 轴与 $X_B$ 轴垂直且正向朝下, $Y_B$ 轴由右手法则确定。地面坐标系(下标E)的 $X_E$ 轴指向直升机初始航向, $Z_E$ 轴指向地心, $Y_E$ 轴由右手定则确定,原点与舰船坐标系的原点重合,因为本文暂不考虑舰船的纵摇、横摇和沉浮运动,且将舰船的航行速度等

价为舰船静止而气流沿反方向从船前吹来。飞行动力学建模涉及的其他坐标系参考文献[11]。

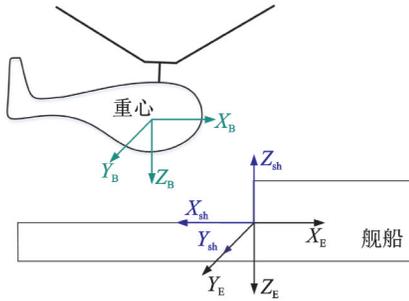


图 8 建模坐标系

Fig.8 Coordinate systems of modeling

### 2.2 Simulink 建模

本文利用 Simulink 平台基于组件的建模特点,同时结合单旋翼带尾桨式直升机飞行动力学建模的理论方法<sup>[6,12-13]</sup>,将整个模型分成旋翼、尾桨、机身、平尾和垂尾 5 个顶层组件,先用 Simulink 分别建立各组件的气动力计算模型并进行验证,然后组装成直升机舰面起降飞行动力学模型。

旋翼的气动力与诱导速度、桨叶挥舞运动和舰面流场密切相关,本文采用动力入流方程<sup>[14-16]</sup>计算旋翼的诱导速度,采用锥度角、后倒角和侧倒角描述桨叶的挥舞运动<sup>[17]</sup>,利用 Matlab Function 块建立旋翼诱导速度模型和桨叶挥舞运动模型。为了计入舰船尾流对旋翼气动载荷的影响,将桨盘沿周向和径向离散成若干叶素,先计算各叶素相对地面坐标系的位置矢量,然后从数据库中提取舰船尾流信息,通过三维插值获得各叶素处的舰面气流速度,将其与旋翼流场合成后计算各叶素气动力,最终获得整个旋翼的气动力。为了便于定义循环次数和

提取每次循环的计算结果,本文使用 For Each Subsystem 块实现单个仿真时间步上的叶素方位角循环计算。

尾桨气动力计算原理与旋翼类似,可以通过对旋翼组件的重用完成尾桨组件的建模。机身、平尾和垂尾组件通过各自的实时流场信息及气动力系数插值表实现气动力的计算。在计入舰船尾流场对尾桨、机身等组件的气动力影响时,首先根据各组件气动中心相对地面坐标系的位置矢量进行插值获得气动中心处的舰面气流速度,然后将其与气动中心的原速度叠加获得合气流速度,进而根据合气流速度计算各组件的气动力。

将直升机近舰面飞行视为刚体运动,应用 Simulink 航空航天块库中的 6-DOF(Euler angles) 块构建直升机运动微分方程(如式(1~2)所示),输入量为直升机在机体坐标系下的合力及合力矩,输出量为直升机的位置、姿态、速度和加速度,即有

$$F_B^{sum} = M_h(\dot{V}_B + \omega_B \times V_B) \quad (1)$$

$$M_B^{sum} = I_h \dot{\omega}_B + \omega_B \times (I_h \omega_B) \quad (2)$$

式中:  $V_B = (u, v, w)^T$  为直升机的运动线速度,  $\omega_B = (p, q, r)^T$  为角速度,  $m_h$  为直升机的质量,  $I_h$  为直升机的惯量矩阵,  $F_B^{sum} = (F_x, F_y, F_z)^T$  为机体坐标下直升机各组件气动力与重力的总和,  $M_B^{sum} = (M_x, M_y, M_z)^T$  为机体坐标系下各组件气动力矩的总和。

最终建立的直升机舰面起降飞行动力学 Simulink 模型如图 9 所示。

图 9 中旋翼模型(Main\_Rotor)的内部结构如图 10 所示,图 10 中 cal\_elem\_force\_moment 子系统即为一个 For Each Subsystem 块。

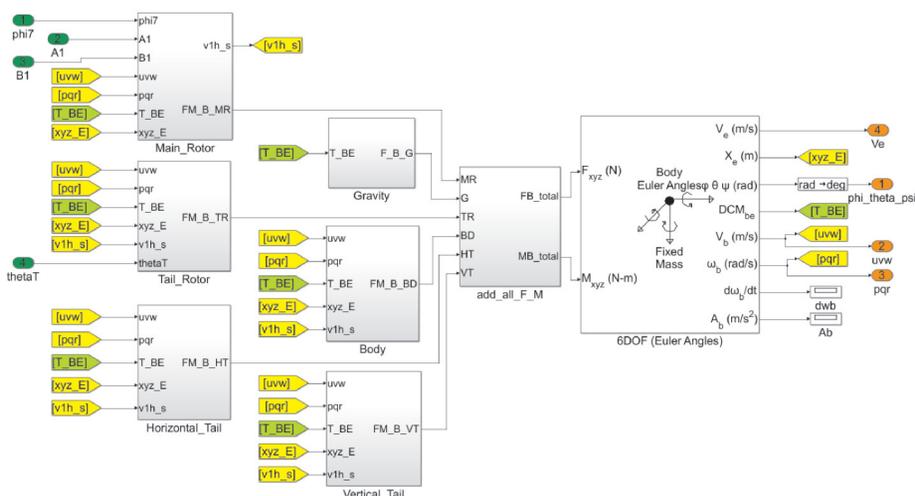


图 9 直升机舰面起降飞行动力学模型 Simulink 块图

Fig.9 Simulink block diagram of flight dynamics model of helicopter shipboard operations

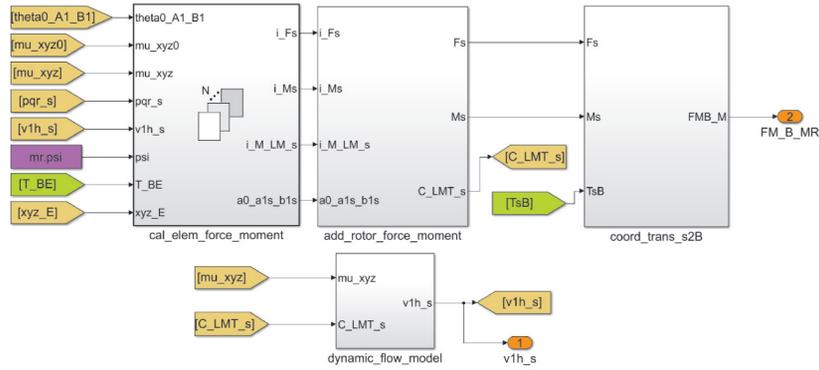


图10 旋翼模型 Simulink 块图  
Fig.10 Simulink block diagram of main rotor model

### 3 直升机舰面悬停平衡特性仿真

#### 3.1 算例直升机与流场环境

本文以某型单旋翼带尾桨式的无人直升机为算例,以研究该机的舰面悬停平衡特性。算例无人直升机旋翼构型为跷跷板式,总质量为420 kg,旋翼和尾桨主要参数如表1所示。

表1 旋翼和尾桨的主要参数

Table 1 Main parameters of rotor and tail rotor

参数	旋翼	尾桨
直径/m	6.4	1.28
转速/(rad·s <sup>-1</sup> )	62.00	311.82
旋翼实度	0.043 8	0.119 3
桨叶片数	2	2
桨叶弦长/m	0.22	0.12
桨叶扭转/(°)	-8	0

本文假设近舰面悬停时,算例无人直升机重心在SFS2舰船坐标系中的位置坐标为(15 m, 0 m, 4 m),以该点为中心,并结合算例直升机的全机尺寸,从SFS2舰船的流场数据库中选取一个长方体区域作为配平计算的舰面流场环境。

#### 3.2 基于线性分析工具箱的配平计算

线性分析工具箱是 Simulink 专门用于配平、线性化动力学模型的工具。相比于常用的配平方法,线性分析工具箱的动力学模型配平方法不仅形象简单、求解速度快,而且对操作点的初值要求极低。因此,本文使用 Simulink 线性分析工具箱作为直升机飞行动力学模型的配平工具。

应用该工具箱配平主要包含两个步骤:一是约束操作点,即对模型状态量、根输入和根输出的属性添加适当约束;二是优化求解,即利用解算函数 findop 计算出给定约束下的平衡操作点。其配平的关键和难点在于根据直升机的飞行状态对 Simulink 模型施加适当合理的操作点约束,而且约束不能重复。

#### 3.3 舰面悬停平衡特性分析

将建立的舰船尾流场数据库作为飞行环境,应用线性分析工具箱对算例直升机展开近舰面悬停配平仿真,获得了相应的平衡特性如图11~16所示。图11展示了算例直升机旋翼总距在不同风向、风速下的平衡计算结果。图11显示结果曲线具有对称性的特点。当甲板上方以正向来流为主时(即较小的风向角),随着风速的增加,总距逐渐减小;而在大侧风下,随着风速的增大,旋翼总距先减小后增大,其原因是该风况下舰尾飞行甲板上方存在较大的侧风分量,直升机的废阻显著增大,进而引起了旋翼总距增大。在0°风向角时,旋翼总距基本不变是图5所示的下冲气流引起的,即甲板上方下冲气流抵消了桨盘平面流量增大造成的总距减小。

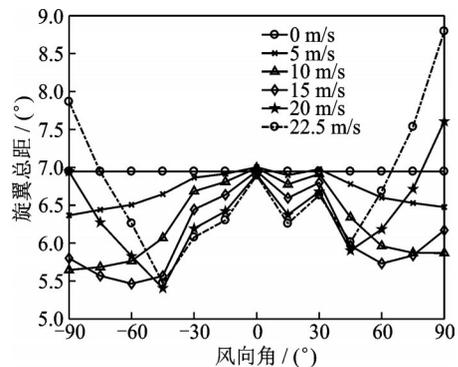


图11 旋翼总距随风向和风速变化曲线  
Fig.11 Variation curves of rotor collective pitch with wind direction and wind speed

图12~13展示了算例直升机横向平衡特性随风向、风速的变化。由图12可知,横向周期变距和滚转角随风向、风速的变化趋势,呈现出反对称的特点。当甲板上方以右侧风为主时(即风向角小于0°),直升机的横向周期变距、滚转角随着风速的增大均增大(分别对应右压杆、右滚);而左侧风为主时(风向角大于0°),则相反。上述现象与实际飞行

一致,即右侧风吹向甲板可以视为大气静止而直升机往右侧飞行,因而需要右压杆操纵,产生右滚姿态。图 13 显示甲板侧风对算例直升机的滚转姿态影响显著,原因是该风况下的机身、垂尾出现了较大的横向阻力,故需要重力提供反向的横向力分量以维持横向平衡,从而形成了较大的滚转姿态。但由于尾桨拉力(向右)也参与直升机的横向平衡,所以大风向、风速下的直升机左滚姿态比右滚姿态更大。

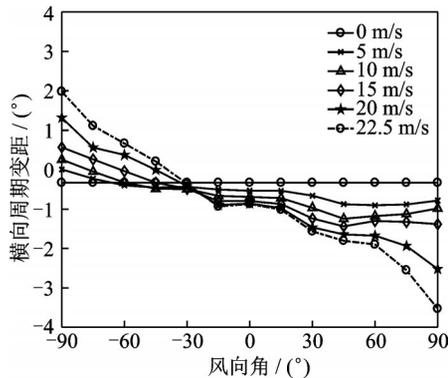


图 12 横向周期变距随风向和风速变化曲线

Fig.12 Variation curves of lateral cyclic pitch with wind direction and wind speed

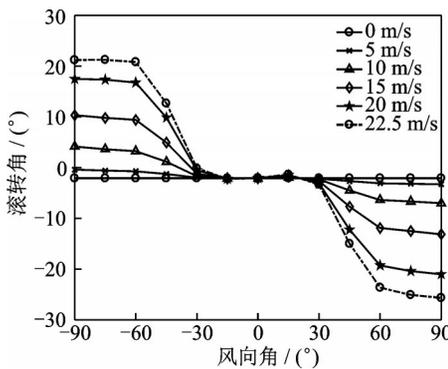


图 13 滚转角随风向和风速变化曲线

Fig.13 Variation curves of roll angle with wind direction and wind speed

图 14~15 展示了算例直升机纵向平衡特性随风向、风速的变化。由图 14 可知,纵向周期变距、俯仰角随风向及风速的变化趋势,呈现出一定的对称性。当甲板上方以正向来流为主时(即较小的风向角),直升机的纵向周期变距、俯仰角随风向、风速的变化不大,因为此时舰船高层建筑的阻挡减弱了抵达舰面悬停处的正向来流速度,故直升机的纵向平衡特性变化较小。大侧风下的俯仰角变化是由该风况下机身复杂的气动特性引起的。算例直升机机身在大侧风下提供了较大的前向力,故需重力向后倾斜产生反向分量以维持纵向力平衡,因而直升机产生了较大的抬头姿态。

图 16 展示了算例直升机尾桨总距在不同风

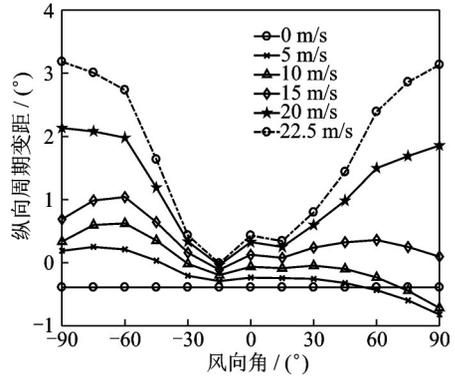


图 14 纵向周期变距随风向和风速变化曲线

Fig.14 Variation curves of longitudinal cyclic pitch angle with wind direction and wind speed

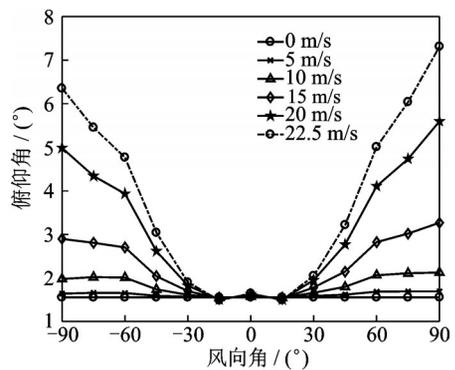


图 15 俯仰角随风向和风速变化曲线

Fig.15 Variation curves of pitch angle with wind direction and wind speed

向、风速下的平衡计算结果。由图 16 可知,结果曲线也呈现出反对称的特点。右侧风时,尾桨总距随着风速的增大逐渐增大;而左侧风时,则相反。上述现象的出现与侧风吹来时尾桨拉力的变化密不可分。当甲板上方以右侧风为主时,尾桨桨叶剖面迎角的减小致使其拉力不足以维持航向力矩平衡,故需增大尾桨总距;再者,尾桨拉力还需平衡机身、垂尾产生的较大偏航力矩(向右),进而需进一步地增大尾桨总距。

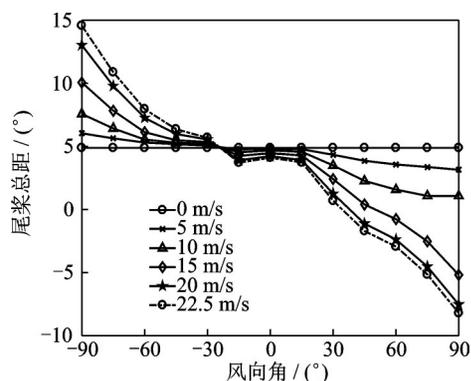


图 16 尾桨总距随风向和风速变化曲线

Fig.16 Variation curves of tail rotor collective pitch with wind direction and wind speed

## 4 结 论

本文利用 Simulink 平台建立了耦合舰面流场的直升机舰面起降飞行动力学仿真模型,并使用该平台的线性分析工具箱对算例无人直升机进行了配平仿真,得到了该机近舰面悬停时的平衡特性:

(1)较小的来流风向、风速时,直升机气动面受正向来流影响不大,致使其操纵量与姿态角随风向、风速的变化较小,但旋翼总距受 $0^\circ$ 风向角时甲板下冲气流的影响较大,导致其随风速的增大基本不变。

(2)随着风向、风速的增大,尾流侧向速度分量对旋翼、机身和垂尾的气动力、力矩产生了较大影响,直升机操纵量、姿态角随之产生了较大的变化,特别是尾桨操纵与滚转角。

(3)直升机横向周期变距、尾桨总距及滚转角随着来流风向、风速的变化趋势,呈现出反对称的特点,而其余操纵及姿态的变化趋势则表现出一定的对称性。

由此可见,本文建立的舰面起降飞行动力学 Simulink 模型,能够较好地捕捉到算例无人直升机近舰面悬停时舰面流场对其平衡特性的影响,可以用于开展舰面起降仿真及风限图计算相关的研究。

### 参考文献:

- [1] MCFARLAND R E, DUISENBERG K. Simulation of rotor blade element turbulence: NASA TM-108862 [R]. [S.l.]: NASA, 1995.
- [2] 徐广, 胡国才, 王允良, 等. 直升机在复杂舰面流场中的悬停研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 205-211.  
XU Guang, HU Guocai, WANG Yunliang, et al. Research on helicopter hover on flight deck in complicated airflow field [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 205-211.
- [3] ROPER D M, OWEN I, PADFIELD G D, et al. Integrating CFD and piloted simulation to quantify ship-helicopter operating limits[J]. Aeronautical Journal, 2006, 110: 419-428.
- [4] 吉洪蕾. 直升机舰面起降风限图与驾驶员操纵负荷研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.  
JI Honglei. Research on helicopter shipboard windover-deck envelope and pilot workload [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [5] LEE D. Simulation and control of a helicopter operating in a ship airwake [D]. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2005.
- [6] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 25-73.
- [7] 欧飞. 共轴式直升机配平和飞行性能计算方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.  
OU Fei. Research on trimming and flight performance calculation method of coaxial helicopter [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [8] 于志, 申功璋, 杨超. 基于 Simulink 的直升机动力学仿真模型[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(10): 2730-2733.  
YU Zhi, SHEN Gongzhang, YANG Chao. Helicopter flight dynamics simulation model based on Simulink [J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(10): 2730-2733.
- [9] 翁智勇. 基于 Matlab Simulink 平台的直升机飞行实时仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.  
WENG Zhiyong. Research on helicopter real-time flight simulation system based on the environment of Matlab Simulink [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [10] ZHANG F, XU H, BALL N G. Numerical simulation of unsteady flow over SFS 2 ship model [C]//Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2009.
- [11] 曾广鉴. 不同复杂程度的直升机飞行动力学建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
ZENG Guangjian. Research on methods of helicopter flight dynamics modeling with different complexity [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [12] HOWLETT J J. UH-60 Black Hawk engineering simulation program: Volume I—Mathematical model: NASA CR-166309 [R]. [S.l.]: NASA, 1981.
- [13] 沙虹伟. Simulink 中倾转旋翼机飞行力学模型研究[J]. 飞行力学, 2012, 30(5): 389-392.  
SHA Hongwei. Research on flight dynamics of tilt rotor aircraft base on Simulink [J]. Flight Dynamics, 2012, 30(5): 389-392.
- [14] PITT D M, PETERS D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives [J]. Vertica, 1981, 5(1): 21-34.
- [15] GAONKAR G H, PETERS D A. Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight [J]. Vertica, 1988, 12(3): 213-242.
- [16] CHEN R T N. A survey of nonlinear inflow models for rotorcraft flight dynamics and control applications: NASA-TM-102219 [R]. [S.l.]: NASA, 1989.
- [17] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京: [s.n.], 1985: 83-96.