

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.008

直升机动态着舰流场下的旋翼气动载荷分析

陈华健, 徐国华, 史勇杰

(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: 直升机着舰流场复杂多变, 严重影响着旋翼的气动环境, 进而影响直升机着舰安全。本文基于计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)技术建立了一个直升机动态着舰的数值模拟方法, 并以此研究直升机着舰过程中的气动载荷变化。该方法以 N-S 方程作为控制方程, 并选取 $k-\omega$ 湍流模型来提高对涡流场的捕捉精度, 采用动量源方法模拟旋翼。应用所建立的方法, 着重分析了直升机侧弦进场、垂直降落过程中的耦合流场特征和气动载荷变化。结果表明: 直升机侧弦进场时旋翼会与甲板舷涡以及舰船艏部的涡回流区发生较强的涡干扰, 导致拉力显著降低, 在舰面效应的影响下易产生一个附加的滚转力矩, 影响直升机姿态稳定; 垂直降落时在上述干扰的综合作用下, 旋翼拉力呈现出先减小、后增大的特点, 各气动载荷在接近甲板时会出现剧烈的波动, 加大了着舰风险。

关键词: 直升机; 舰船; 动态着舰; 舰流场; 气动载荷

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2020)02-0232-08

Aerodynamic Load Analysis of Helicopter Rotor in Dynamic Landing's Ship Air Wake

CHEN Huajian, XU Guohua, SHI Yongjie

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Ship air wake flow field has complex structures, which seriously affects the aerodynamic environment of rotor and the landing safety of helicopter. This paper proposes the numerical simulation method of helicopter's dynamic landing based on computational fluid dynamics (CFD), and studies the changes of helicopter's aerodynamic load in the landing process. The N-S equation is used as the governing equation. The $k-\omega$ model is selected as the turbulence model to improve the simulation accuracy of the vortex field and the rotor adopts the momentum source method. Based on the above method, the characteristics of the coupled flow field and the aerodynamic load changes during the helicopter's landing are analyzed. The results show that when the helicopter enters the field from ship's one side, the rotor will have strong eddy interference with deck-edge vortices and large recirculation zone, which leads to a significant reduction of thrust. An additional roll moment can be easily produced because of the shipboard effect, which affects the stability of the helicopter. Under the combined effect of the above interference, the rotor thrust is reduced at first and then increases. The aerodynamic load will fluctuate sharply when the helicopter approaches the deck, which will increase the risk of landing for shipboard helicopter.

Key words: helicopter; ship; dynamic landing; air wake; aerodynamic load

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程基金资助项目。

收稿日期: 2018-09-28; **修订日期:** 2019-04-23

通信作者: 徐国华, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: ghxu@nuaa.edu.cn。

引用格式: 陈华健, 徐国华, 史勇杰. 直升机动态着舰流场下的旋翼气动载荷分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 232-239. CHEN Huajian, XU Guohua, SHI Yongjie. Aerodynamic load analysis of helicopter rotor in dynamic landing's ship air wake[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 232-239.

舰船舰流空气流场是直升机着舰的主要飞行环境,其对舰载直升机的起降过程有着重要的影响。当舰船在海面上航行时,气象状况复杂,风向多变,气流流经上层建筑以及机库时会发生气流分离,产生大量紊乱的涡流^[1-4],严重影响着旋翼的气动环境。随着直升机飞临甲板上方,旋翼与舰船的涡流又相互掺混,形成复杂的耦合流场,这对旋翼的气动特性和驾驶员的操纵都会带来不利的影响。

目前,世界上各个国家正在加强对舰船流场的研究工作。在舰载环境下,旋翼气动载荷分析对于保持直升机的平衡与稳定更是显得尤为重要^[5]。不少国内外学者已经对舰船舰流场下的直升机气动与飞行特性开展了不少研究。例如,Labows^[6]针对UH-60黑鹰直升机进行了机载飞行试验,探讨了机库后方的湍流环境对其平衡特性的影响;Derek等^[7]则提出了一种耦合飞行力学和计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)的方法,分析了非定常舰流场对飞行员工作载荷的影响,并与试验值进行对比。在国内,早在1999年,孙传伟和高正等^[8]就利用实验修正的方法研究了由于机库等钝体存在而引起的“陡壁效应”对直升机舰面起降时操纵量的影响;徐广、胡国才等^[9]则针对直升机着舰过程中的下滑进场环节,从舰船舰流场的流场特性对直升机的影响出发,研究了直升机着舰策略。然而实船测量以及风洞试验不仅周期长,而且经费高昂。而采用CFD方法进行数值模拟分析,侧重点往往集中于研究舰船舰流对着舰过程中直升机旋翼的影响,但是舰船流场与旋翼流场是一个双向耦合的过程,而不是简单的叠加。此外,已有的研究工作又往往选取特定的状态(如悬停)或者特定的位置来对直升机着舰的气动特性做一些初步分析,缺乏对动态着舰过程中直升机气动载荷的系统研究,具有较大的局限性^[10]。

与先前工作不同的是,本文基于CFD数值模拟方法,研究直升机动态着舰流场下的旋翼气动载荷特性。文中以简化后的登陆舰 Landing platform dock-17 (LPD-17)舰船和“海豚”直升机作为研究对象,以作用盘代替直升机旋翼的作用,同时将作用盘和直升机机身联结在一起,通过运动嵌套网格方法来模拟直升机动态着舰的过程,并分析直升机/舰船耦合流场的特征,以此研究舰面流场下直升机着舰时气动载荷的变化情况,从而为直升机安全着舰提供重要的参考。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

鉴于黏性对旋翼空气特性的影响,本文将采用

三维非定常的 Navier-Stokes 方程作为控制方程,具体表达式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V W dV + \iint_S (F_c \cdot n - F_v \cdot n) dS = \iiint_V R dV \quad (1)$$

式中: W 、 F_c 和 F_v 分别代表守恒变量、对流量和黏性通量; R 则代表动量源项,其具体表达式如下所示。 S 代表控制单元表面积, n 为控制单元外法向矢量。

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} \quad F_c = \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + n_x p \\ \rho v U + n_y p \\ \rho w U + n_z p \\ \rho H U \end{bmatrix}$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Phi_x + n_y \Phi_y + n_z \Phi_z \end{bmatrix} \quad R = \begin{bmatrix} 0 \\ R_x \\ R_y \\ R_z \\ 0 \end{bmatrix}$$

式中: ρ 、 p 、 E 和 H 分别为密度、压强和单位体积的总能和总焓; u 、 v 、 w 分别为速度在 x 轴、 y 轴和 z 轴3个方向的分量; U 为桨叶在计算位置上与流体的相对速度; τ 为黏性应力; R_x 、 R_y 、 R_z 则代表动量源项在 x 轴、 y 轴和 z 轴方向的分量,且对于理想气体,总焓和总能可以表示为

$$H = E + \frac{p}{\rho} \quad (2)$$

$$E = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)} + \frac{V^2}{2} \quad (3)$$

为了显著提高动态着舰过程中旋翼流场计算效率,采用“动量源模型”对直升机旋翼进行模拟。其基本思想是以作用盘代替旋翼,将旋翼桨叶对空气周期性的扰动作用通过时间平均的方法转化为“准定常”流动。采用动量源方法能够在保证旋翼下洗流场的本质属性的前提下,避免求解旋翼桨叶周围流场的流动细节所带来的巨大计算量^[11]。动量源项的具体表达式为

$$R = \frac{N_b \cdot dF}{2\pi r dr} \cdot S \quad (4)$$

式中: dF 为桨叶剖面对气流的作用力; dr 为旋翼桨盘平面中在半径 r 处微面的径向长度; N_b 为桨叶的片数。

湍流模型采用航空领域应用较多的 $k-\omega$ 两方程模型,以提高对耦合流场特征的捕捉精度;时间离散方法采用双时间推进,以提高流场的计算效率。

1.2 数值计算设置及网格划分

在数值模拟计算中,为了保证流场的求解精度和船体周围的流体充分发展,应合理选取计算控制

区域。在本文中,所取计算区域边界为 $10L \times 8L \times 8L$ (L 为舰船的特征长度)的长方体。舰船模型位于计算域纵向对称平面内,位于底面前端约 $3L$ 处。来流面设置为速度入口边界条件,舰船和机身表面使用无滑移壁面条件,海平面则为滑移壁面(不考虑黏性),其余表面设置为压力出口边界条件。

图1给出了孤立舰船的网格示意图,同时为了保证舰船周围流场的计算精度,对舰船周围区域以及飞行甲板上方进行局部网格加密设置。图2是以作用盘代替旋翼的网格划分示意图。

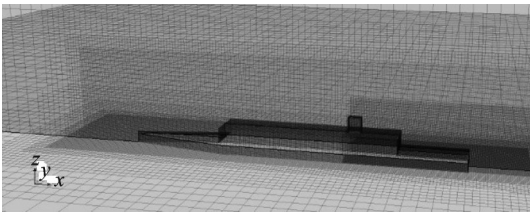


图1 孤立舰船流场网格划分

Fig.1 Grid of isolated ship's flow field

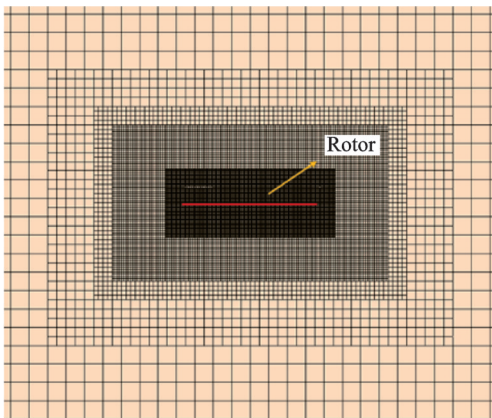


图2 孤立旋翼网格划分示意图

Fig.2 Sketch of isolated rotor's grid

2 算例验证

2.1 孤立舰船及孤立旋翼的数值方法验证

为了验证数值计算方法的准确性,本文针对孤立护卫舰简化船型(Simple frigate ship 2, SFS2)和文献[12]中旋翼的悬停状态进行分析。SFS2的主要尺寸为长138.7 m,宽13.7 m,高16.8 m,具体尺寸详见文献[13]。旋翼的主要参数如表1所示。

假设舰船静止不动,气流正向流过船体(风向角为 0°),设置来流速度为20 m/s。图3为本文CFD计算的飞行甲板上方空间直线上的速度分布曲线与文献数据[14]的对比结果。该直线位于飞行甲板纵向对称平面内,与机库顶端等高。横轴为 y 向坐标与飞行甲板宽度 b 的比值,纵轴为各速度分量与来流速度的无量纲化比值。从图中可以看出,计算结果的趋势与实验值吻合较好。

表1 旋翼参数

Table 1 Rotor parameters

参数	数值
旋翼半径 R/m	0.914
旋翼根切 R_c/m	0.228 5
弦长 c/m	0.1
桨叶翼型	NACA0012
桨叶片数	2
桨距/ $^\circ$	11
负扭转	0
旋翼转速/ $(\text{rad}\cdot\text{s}^{-1})$	122.2

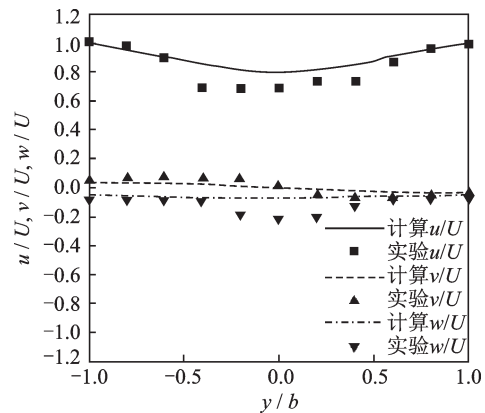
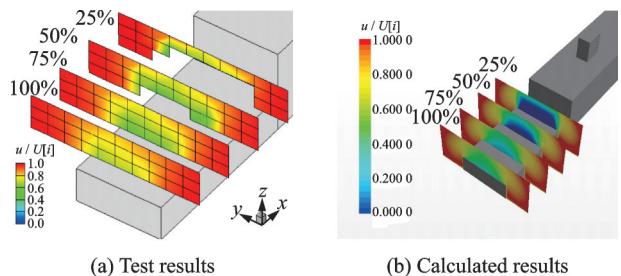


图3 与机库等高度处甲板上方各流向速度分布计算与试验结果的比较

Fig.3 Comparison of velocity distributions between calculated and test results at a height as high as hangar above the deck

为了清晰地显示出孤立舰船流场的速度空间分布,将在甲板上方设置4个截面,且截面距离机库门的距离分别为甲板长度的25%,50%,75%和100%。图4为这4个截面处的纵向来流速度分量的计算结果与风洞试验结果[15]的对比图,图中纵坐标为纵向来流速度分量 u 与相对来流速度 $U[i]$ 的无量纲化,纵轴为各速度分量 u, v, w 与来流速度 U 的量纲化为一的比值。从图中可以看出,在这4个截面处,纵向速度分量的速度梯度空间分布的计算结果与试验值相吻合。



(a) Test results

(b) Calculated results

图4 不同截面处沿来流速度方向速度云图计算与试验结果的比较

Fig.4 Comparison of calculated and test results of stream-wise velocities distributions at different planes

图 5 则是采用动量源方法模拟旋翼,计算了旋翼桨盘下方不同位置处的动压分布,并与试验值^[12]进行了对比。可以看出,采用动量源方法捕捉到的旋翼下洗流场的动压分布与试验值吻合较好,尽管存在一定的误差,但两者总体变化趋势相同,由此验证了本文计算方法的有效性。

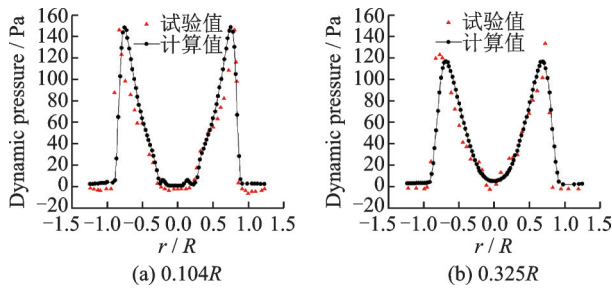


图 5 桨盘下方不同位置处动压分布

Fig.5 Dynamic pressure distributions at different positions below the rotor disc

2.2 直升机动态着舰的数值方法验证

由于缺少相关直升机着舰过程的试验数据,本文以算例验证中的舰船和旋翼模型,计算了旋翼在直升机动态着舰过程中的拉力变化,并与旋翼在舰船相应固定位置的拉力值进行对比。其中舰船缩比模型为 1:4,旋翼初始位置位于舰船左侧 4.8 m,示意图如图 6 所示。

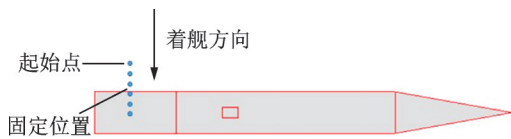


图 6 直升机动态着舰及相应悬停位置示意图

Fig.6 Sketch of helicopter's dynamic landing and corresponding hovering location

图 7 给出了应用本文方法计算得到的拉力值与相应位置的对比结果。从图中可以看出,本文构建的动态着舰数值模拟方法能够较好地捕捉到气

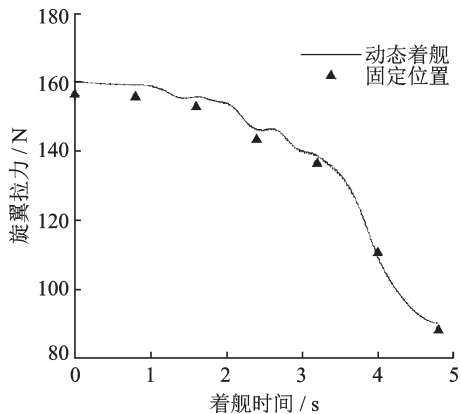


图 7 动态着舰与相应固定位置的旋翼拉力对比

Fig.7 Comparison of thrust between dynamic landing and corresponding hovering position

动载荷的变化规律,与相应固定位置处的气动载荷吻合较好。这表明本文所建立的数值方法可靠,尽管局部存在一定误差,这可能是由于侧滑速度带来的影响。

3 直升机/舰船动态着舰的气动载荷分析

直升机舰上起降是研究机-舰动态配合的主要内容,它是直升机起降安全和充分发挥其潜力的有力保证^[16]。本节拟采用 LPD-舰船和“海豚”直升机作为研究对象,同时为了更好地捕捉动态着舰流场的细节,除在舰船和机身表面加密外,也对直升机的着陆路径区域进行了加密。网格划分示意图如图 8 所示。

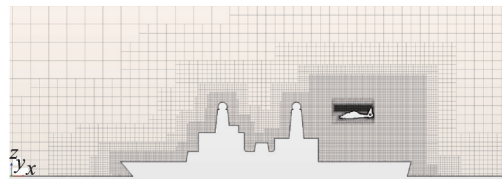


图 8 直升机动态着舰网格划分示意图

Fig.8 Sketch of helicopter's dynamic landing's grid partition

通常情况下,舰载直升机着舰主要分为 3 个过程:返航进场、悬停跟进和快速着舰^[17]。为方便进行直升机着舰飞行研究,本节采用典型的侧舷入场着舰方式,以此探讨复杂着舰环境下舰艇流场对旋翼及其他部件气动载荷的影响,如图 9 所示。

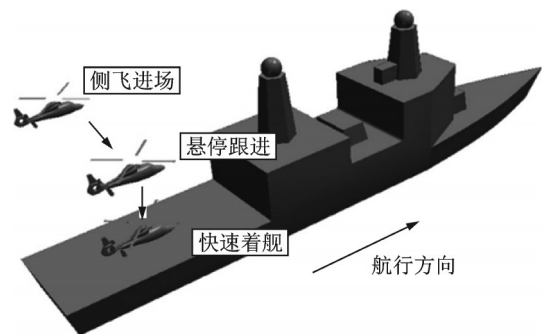


图 9 直升机着舰过程示意图

Fig.9 Sketch of helicopter's landing

当舰载直升机到达侧飞进场位置点处时,此时直升机的机体构造基准线与舰船的纵向基准线保持平行。为了提高计算结果的准确性和加快收敛速度,在进行左舷侧飞进场时,需要对流场进行初始化。如图 10 所示为初始化后的舰船甲板上方纵向截面速度流动分布矢量图。图中显示,由于机库陡壁效应的影响流线会向下偏折,到达甲板后会从两侧向上折返。

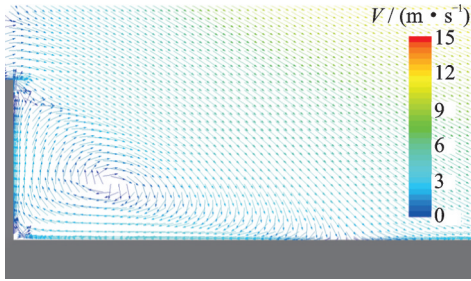


图10 甲板上方纵向截面速度流动分布图

Fig.10 Velocity flow distribution of longitudinal cross section above deck

首先,保持直升机相对于舰船静止(悬停跟进状态)。此时,直升机位于舰船左侧15 m处,来流速度为15 m/s,选择定常状态进行计算。在迭代8 000步以后,舰船流场相对稳定,初始化完成。紧接着进行左舷进场的动态着舰研究,直升机以1 m/s的侧滑速度向甲板着舰点处靠近。同时基于乃奎斯特判据^[18],时间步长取0.005 s,以满足求解的稳定性与收敛性。

直升机左舷进场的过程中,旋翼流场与舰船艇流场相互耦合,流场异常复杂,同时旋翼经历了未进入、半进入和完全进入舰面的过程,气动力会发生明显地变化,严重危及飞行安全。如图11所示为着舰过程中不同位置处的涡量云图(Solution time代表求解时间;Vorticity: Magnitude指涡量大小,颜色越深,涡量越大)。

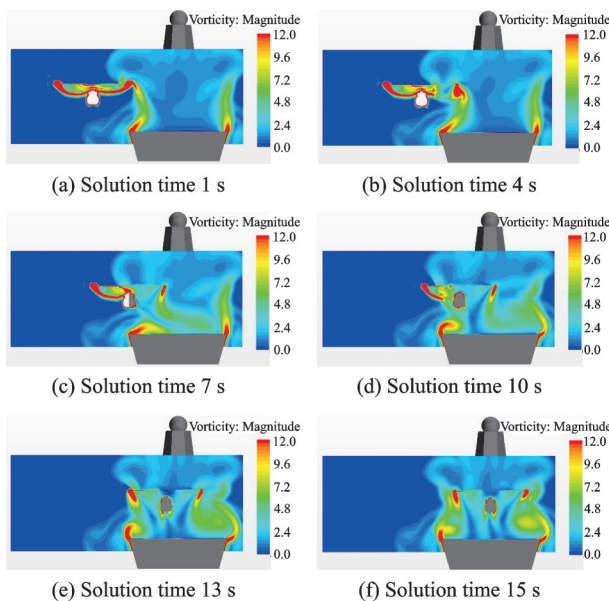


图11 左舷着舰过程中不同位置处的涡量云图

Fig.11 Vorticity contours at different positions in the process of landing on the port side

图中可明显看出旋翼和船舷之间有较强的涡干扰。当直升机位于左舷定点位置准备着舰时,并未完全进入舰船艇流,处于一个低湍流强度的海上

空气流场中。当直升机侧飞进场并逐渐靠近着舰域上方时,旋翼右侧最先与左舷涡发生干扰。待直升机处于甲板边缘时,此时旋翼一半位于海面上方,一半位于舰面上方,旋翼气动力极其不稳定,桨盘平面上的气动载荷不对称度最大,飞行员需要进行适当的操纵才能保持直升机的姿态相对平衡。当直升机继续侧飞直至完全到达中央着舰区域时,可以看出旋翼尾流受舰船甲板上方的低压作用逐渐向内偏转,此时旋翼受舰面效应和陡壁效应等综合影响。因此,在整个侧飞路径上,舰船艇流场的空间特征会对旋翼的气动载荷产生不利的影响。

图12给出了旋翼在侧飞进场过程中气动力随时间历程变化的曲线图。

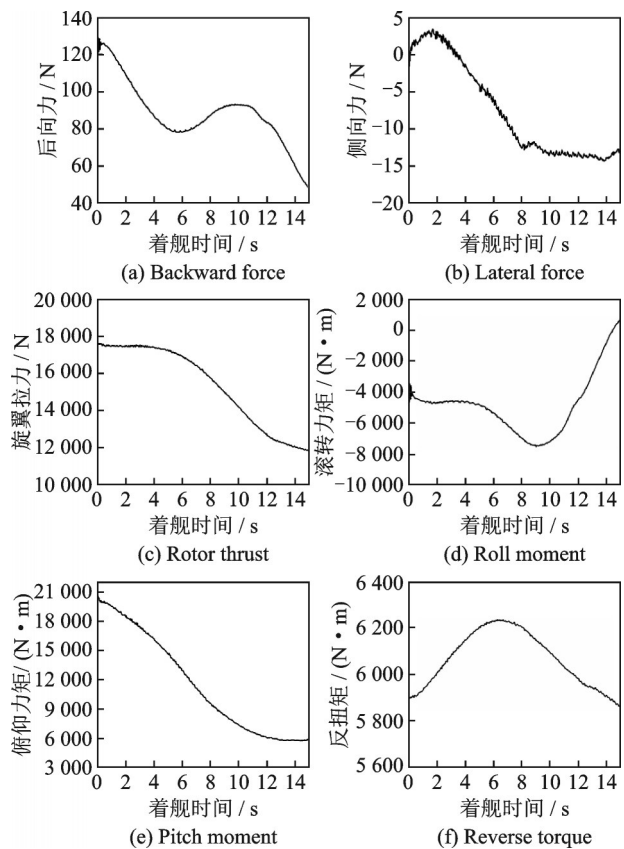


图12 侧飞进场过程中各气动力随时间历程变化的曲线图

Fig.12 Aerodynamic forces varying with time during the process of landing from the port side

图中后向力和侧向力呈现出整体减小的趋势,后向力主要由于旋翼一开始并未进入舰船艇流区,来流速度相对平稳,在侧飞进场过程中流场下冲气流分量变大,旋翼来流速度相对减小导致旋翼后倾角减小,从而后向力降低,严重则会导致直升机低头前冲^[19]。而侧向力由于直升机向右侧滑进场,会有相对向左的来流速度,导致侧向力逐渐增大,侧滑速度叠加上舰船艇流场的影响也会使侧向力波动地更加剧烈。旋翼拉力的减小主要是由于下

冲气流的增大,导致旋翼剖面的有效迎角减小。同时左舷进场过程中会产生一个附加的滚转力矩,主要因为 6 s 后旋翼开始进入甲板上方,旋翼一部分在水面上空,一部分在舰面上空,出现舰面-水面效应,导致右侧由于舰面效应作用拉力增大,从而出现一个附加的滚转力矩,影响直升机姿态稳定。旋翼反扭矩跟旋翼所需功率是直接挂钩的,一开始直升机侧飞进场时,旋翼跟船弦涡发生较强的相互干扰,旋翼又逐渐进入非线性、不均匀的复杂流场中,导致旋翼反扭矩增大,但是当舰船进入甲板上方后,甲板风从舰首吹来,旋翼处于迎风风向,所受侧风较小,导致旋翼需用功率又相对降低。

为了进一步探讨舰载直升机从“未受扰动区”到“尾流区”,直至“涡流区”所受的影响,接下来研究直升机垂直着舰的过程。这一过程受机库陡壁效应、舰面效应等因素的综合影响,是直升机着舰降落的关键阶段。此时,直升机位于甲板上方 15 m 处,以 1 m/s 的速度降落,最终平稳降落在舰船甲板上,总计 15 s。在着舰过程中,每隔 1 s 提取一次流场的信息并保存,图 13 所示为不同时刻飞行甲板上方的流线图。从图中可以看出,该方法能够清楚地捕捉到动态着舰过程中流场的细节变化以及机-舰之间的相互干扰。随着直升机高度的下降和旋翼下洗流的影响,直升机与舰船舰流发生较强烈的干扰,涡流区也被压缩,涡核中心向机库推近。

在此过程中,对旋翼拉力、后向力、侧向力以及

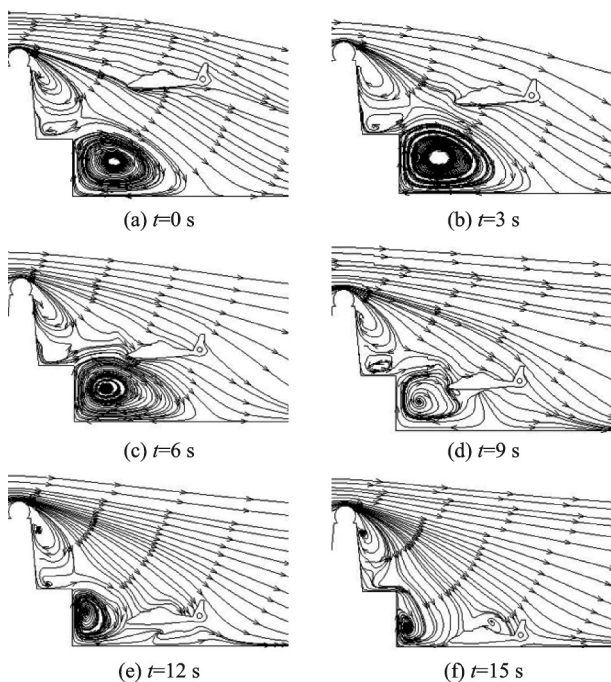


图 13 不同时刻处飞行甲板上方流线图

Fig.13 Streamlines over the flight deck at different landing time

机身阻力进行了实时监测,如图 14 所示。

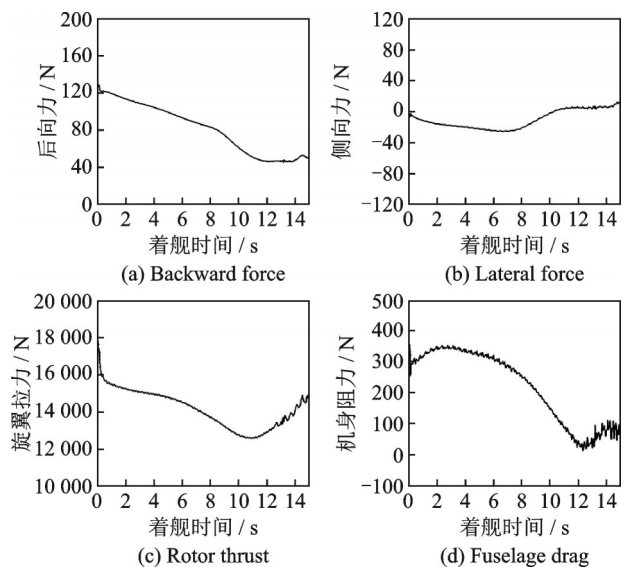


图 14 垂直降落过程中各气动力随时间历程变化的曲线图

Fig.14 Aerodynamic forces varying with time during the process of vertical landing

从图中可以看出,旋翼拉力总体呈现先减小后增大的趋势。直升机在下降过程中,由“未受扰动区”进入“尾流区”,而尾流区存在明显的下冲气流,并且高度越低越严重,使得旋翼的剖面迎角降低,从而导致旋翼拉力急剧下降。当直升机继续下降时,会出现“舰面效应”,导致旋翼拉力有所上升。随着进入“陡壁效应”涡流区,同时受到旋翼强下洗流的作用,会使得涡流区的漩涡强度增强,旋翼桨盘平面向下的速度分量显著变大,此时下洗气流的影响超过“舰面效应”的作用,因此旋翼的拉力可能相对减小^[10]。

而机身的阻力同样呈现出先增大后减小再增大的趋势,在接近甲板时甚至出现了剧烈地波动。这可能因为直升机位于初始位置时,一方面悬停跟进,另一方面着舰降落,迎风面积相对较大。随着进入“尾流区”,由于舰船上层建筑的影响导致相对来流速度减小,因此机身阻力又不断地降低。当直升机进入“涡流区”后,舰船流动分离产生的脱落涡和自由剪切层会对周围的速度场产生影响,气流相对紊乱,机身阻力进一步降低,甚至出现前冲现象。待直升机下降至一定高度时,不断被压缩的涡流区无法继续向前压缩(从图 13 中也可看出),再叠加“陡壁效应”“舰面效应”和旋翼强下洗流的影响,涡流区漩涡强度显著增强,会对直升机产生向后的推力,因此机身阻力明显增大并伴随着剧烈的波动。

纵观旋翼后向力和侧向力,后向力明显地减

小,而侧向力呈先减小后增大的趋势。这说明直升机在着舰过程中,随着距离涡流区越来越近,受到紊乱气流的影响,姿态极其不稳定,会发生左右摇晃、前冲等状况,这对直升机的操纵也是极其不利的。

综上所述,直升机在动态着舰的过程中,舰船艏流场和旋翼流场是一种相互作用的过程,这就使得甲板上方着舰域的流场极其复杂,导致气动载荷发生明显的变化,严重影响直升机姿态稳定,需要驾驶员不停地进行调整操纵。

4 结 论

本文主要针对直升机侧弦进场和垂直降落过程中的机/舰流场进行实时的CFD数值模拟,充分考虑了直升机/舰船流场之间的相互耦合关系。发展了一套基于“动量源”和“运动嵌套网格”的数值模拟方法,以作用盘代替旋翼作用,同时将其与机身联结在一起以运动嵌套的方式模拟直升机动态着舰的过程。具体结论如下:

(1)算例表明,本文提出的方法能够有效地模拟直升机动态着舰的过程,捕捉到旋翼及机身气动载荷在着舰过程中的变化,适合于直升机着舰流场研究,并具有较高的计算效率。

(2)直升机侧弦进场的过程中,旋翼与甲板舷涡发生较强的“涡-涡干扰”,并且逐渐进入舰船艏部涡流区,导致旋翼拉力显著降低;在此过程中,受舰面效应的影响,会产生一个附加的滚转力矩,严重影响直升机姿态稳定。

(3)受到机库陡壁效应、舰面效应以及旋翼强下洗流等因素的综合影响,垂直降落过程中旋翼拉力总体呈现先减小、后增大的特点,同时旋翼后向力以及机身阻力的减小,易使直升机发生“前冲”现象。尤其在接近甲板时,直升机各气动载荷会发生明显的振荡,这将导致飞行员的工作载荷显著增加。

参考文献:

[1] SEZERUZOL N, SHARMA A, LONG L N. Computational fluid dynamics simulations of ship airwake [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2005, 219 (5): 369-392.

[2] LEE R G, ZAN S J. Unsteady aerodynamic loading on a helicopter fuselage in a ship airwake[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2004, 49 (2): 149-159.

[3] BROWNELL C J, LUZNIK L, SNYDER M R, et al. In situ velocity measurements in the near-wake of a

ship superstructure[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49 (5): 1440-1450.

- [4] FORREST J S, OWEN I, PADFIELD G D, et al. Ship-helicopter operating limits prediction using pilot-ed flight simulation and time-accurate airwakes[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 9(4): 1020-1031.
- [5] CROZON C, STEIJL R, BARAKOS G N. Numerical study of helicopter rotors in a ship airwake[J]. *Journal of aircraft*, 2014, 51(6): 1813-1832.
- [6] LABOWS S J. UH-60 blackhawk disturbance rejection study for hover low speed handling qualities criteria and turbulence modeling[D]. California: Naval Postgraduate School, 2000.
- [7] BRIDGES D O, HORN J F, ALPMAN E, et al. Coupled flight dynamics and CFD analysis of pilot workload in ship airwakes[C]//*Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Reston: AIAA, 2007: 6485.
- [8] 孙传伟,高正,孙文胜. 舰面流场对直升机着舰时悬停操纵的影响[J]. *南京航空航天大学学报*, 1999, 31 (6): 614-619.
- SUN Chuanwei, GAO Zheng, SUN Wensheng. Analysis of unmanned helicopter hovering in ship flow field over flight deck[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 1999, 31(6): 614-619.
- [9] 徐广,胡国才,王允良. 舰载直升机在复杂流场环境中的着舰策略[J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48 (2): 194-199.
- XU Guang, HU Guocai, WANG Yunliang. Landing strategy of shipborne helicopter in complicated airflow environment[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2016, 48(2): 194-199.
- [10] 黄斌. 直升机/舰船耦合流场的CFD模拟及风限图计算[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
- HUANG Bin. Numerical study of coupled flowfield and flight envelop for shipborne helicopters[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [11] 招启军,徐国华. 直升机计算流体动力学基础[M]. 北京:科学出版社, 2016.
- ZHAO Qijun, XU Guohua. Foundations of helicopter computational fluid dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2016.
- [12] MCKEE J W, NAESETH R L. Experimental investigations of the drag of flat plates and cylinders in the slipstream of a hovering rotor: NACA TN 4239[R]. Washington: NACA, 1958.
- [13] SYMS G F. Simulation of simplified-frigate airwakes

- using a lattice-Boltzmann method[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2008, 96(6): 1197-1206.
- [14] 郜冶, 刘长猛. 护卫舰气流动数值计算研究[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2013, 34(5): 599-603.
- GAO Ye, LIU Changmeng. Numerical calculation of frigate ship airwake[J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2013, 34(5): 599-603.
- [15] ZHANG F, XU H, BALL N G. Numerical simulation of unsteady flow over SFS2 ship model[C]//*Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Reston: AIAA, 2009: 81.
- [16] 胡涛. 舰艇空气流场及舰-机动态配合仿真技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
- HU Tao. An investigation of ship airwakes and ship-helicopter dynamics interface simulation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [17] 徐广, 胡国才, 王允良. 直升机-舰船动态配合着舰仿真研究[J]. *飞行力学*, 2016, 34(2): 20-23.
- XU Guang, HU Guocai, WANG Yunliang. Research on shipborne helicopter-ship dynamic interface and simulation of landing on the flight deck[J]. *Flight Dynamics*, 2016, 34(2): 20-23.
- [18] 马鸿儒, 孙文胜, 穆志韬, 等. 应用于直升机/舰动态配合的舰面流场建模仿真关键技术[J]. *海军航空工程学院学报*, 2014, 29(5): 455-460.
- MA Hongru, SUN Wensheng, MU Zhitao, et al. Simulation key techniques of helicopter/ship dynamics combining for shipboard flow modeling[J]. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*, 2014, 29(5): 455-460.
- [19] 吕开东, 李新飞, 姜迈, 等. 舰载机着舰过程的舰尾气流场数值仿真分析[J]. *飞行力学*, 2013, 31(1): 19-23.
- LYU Kaidong, LI Xinfei, JIANG Mai, et al. Simulation analysis on carrier landing disturbance model[J]. *Flight Dynamics*, 2013, 31(1): 19-23.

(编辑:刘彦东)