

文章编号: 1674-8190(2022)04-048-09

应用CFD方法的舰载直升机舰面气弹响应计算与分析

张冉¹, 徐国华¹, 史勇杰¹, 王清²

(1. 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)

(2. 兰州理工大学 能源与动力工程学院, 兰州 730050)

摘要: 舰载直升机所处的环境恶劣, 易出现旋翼桨尖过度挥舞及机身碰撞等事故, 研究直升机舰面气弹响应可预防此类事故的发生。应用CFD方法获得舰船流场数据, 结合桨叶动力学模型, 综合提出旋翼气弹响应计算分析方法, 研究不同来流速度、悬停位置与风向角下旋翼的气弹响应。结果表明: 本文提出的气弹响应计算方法正确可行; 舰船来流速度的增加会引起桨尖响应最大值的增大, 速度从20 m/s变为40 m/s时, 响应幅值增加了8.35%; 悬停位置主要影响桨尖位移响应沿桨盘方位角的分布; 来流风向角的变化会显著影响旋翼气弹响应, 桨尖挥舞位移最大值与舰船尾流场的垂向速度分布有关, 变化梯度越大桨尖挥舞最大值亦越大。

关键词: 舰载直升机; 舰船流场; 气弹响应; CFD

中图分类号: V211.52; V271.4+92

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.04.05

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Calculation and Analysis of Shipboard Helicopter Aero-elastic Response Using CFD Method on Ship-deck

ZHANG Ran¹, XU Guohua¹, SHI Yongjie¹, WANG Qing²

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

(2. College of Energy and Power Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

Abstract: The shipboard helicopter is in a harsh environment, which can cause the accidents of rotor tip over-swing and body collision. The research on the aero-elastic response on the ship surface of the helicopter can prevent such accidents. The computational fluid dynamics (CFD) method is used to obtain the data of ship flow field. Combining with blade dynamic model, a comprehensive calculation and analysis method of rotor aero-elastic response is proposed, and the aero-elastic response of the rotor under different inflow speed, hovering position and wind direction is studied. The results show that the proposed aero-elastic response calculation and analysis method is correct. The maximum response of rotor tip is increased with the increase of ship inflow speed. When the speed is changed from 20 m/s to 40 m/s, the response amplitude is increased by 8.35%. The hovering position mainly can affect the distribution of tip displacement response along the azimuth angle of the rotor disc. The change of inflow wind direction angle significantly affects the aeroelastic response of the rotor. The maximum flapping displacement of the blade tip is related to the vertical velocity distribution of the ship's wake flow field. The greater the change gradient is, the greater the maximum flapping of the blade tip is.

Key words: shipboard helicopter; ship flow field; aeroelastic response; CFD

收稿日期: 2021-08-24; 修回日期: 2021-11-18

基金项目: 国防科技重点实验室基金(JZX7Y201911SY004001)

通信作者: 徐国华, ghxu@nuaa.edu.cn.

引用格式: 张冉, 徐国华, 史勇杰, 等. 应用CFD方法的舰载直升机舰面气弹响应计算与分析[J]. 航空工程进展, 2022, 13(4): 48-56, 64.

ZHANG Ran, XU Guohua, SHI Yongjie, et al. Calculation and analysis of shipboard helicopter aero-elastic response using CFD method on ship-deck[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 48-56, 64. (in Chinese)

0 引言

舰载直升机执行侦察、救援、反潜反舰^[1]等作战任务的能力出众,世界各国在发展驱逐舰、护卫舰等舰船的同时,也在全力研发适应各种任务的舰载直升机^[1]。由于无规则的海风、甲板尺寸的限制、船体的不规则运动、旋翼/舰船流场耦合等因素的影响,舰载直升机旋翼所处环境恶劣程度与流场复杂程度要明显大于路基环境。直升机旋翼桨叶一般形态细长,质地较为柔软,对外部气流变化敏感,在此环境下旋转时,旋翼桨尖易产生过度挥舞位移,进而与机身发生碰撞等安全事故,因此开展旋翼舰面气弹响应研究十分必要。

目前对舰船流场研究主要包括试验方法与CFD数值模拟的理论分析。在实船试验领域,W. D. Jr Reddy^[2]通过对比激光测速装置等装置在舰船流场速度测量上的结果,研究了舰船尾流测量与流场可视化的方案选择;B. T. Cheney等^[3]对SFS2等舰船缩比模型进行多次风洞试验,所获得的流场速度与压力结果为后续CFD研究提供宝贵的验证数据^[4]。CFD数值模拟方面,D. M. Roper等^[5-6]通过商用CFD软件对SFS2舰船尾流流场开展了相应的数值计算,得出了与实际较吻合的结果。在舰载旋翼动力学研究方面,S. J. Newman^[7]先是推导桨叶的挥舞运动方程,再运用模态叠加等方法开展研究,在考虑了重力和离心力的作用下,使用准定常空气动力学理论计算桨叶气动力载荷^[8],结果表明在风速为50 kn(1 kn=0.514 444 m/s)、垂向速度为15 kn时,桨叶超过了挥舞极限,会与机身发生碰撞。

在国内,曲飞等^[9]首先通过CFD软件模拟了LHA-2舰船模型流场,并将所得定常数据与风洞试验结果及实船测量数据进行对比,得到了较好的拟合度,证实CFD技术的可行性;陆超等^[10]更进一步,对不同风向角时的LHA流场数值计算结果进行了分析比较,发现风向角的变化对舰船附近空气流场有显著影响。但是这些研究并未考虑直升机桨叶在流场所受的影响。郑兆昌等^[11]进行了直升机旋翼/机体耦合系统的气弹响应分析,采用中等变形梁模型,同时引入桨叶绕挥舞铰等的

刚性运动计算旋翼/机体的耦合响应;杨卫东等^[12]以中等变形梁为基础研究了带后掠桨尖旋翼的气弹响应和稳定性分析。但上述研究并未考虑旋翼在舰船环境流场下的响应。康浩等^[13]完成舰面旋翼瞬态响应分析方法的建立,研究了舰面旋翼启动、停车过程中的气弹响应,但没有计入舰船非均匀尾流的影响。

鉴于以往研究的不足,本文应用CFD方法获得不同条件下更详细的舰面流场信息,根据尾流场信息运用桨叶动力学模型求解旋翼舰面气弹响应,进而提出旋翼舰面气弹响应分析方法,并通过与相关算例进行对比验证其正确性;通过改变流场来流速度、旋翼悬停位置与来流风向角等,分析不同参数对舰船流场与旋翼舰面气弹响应的影响与产生的原因,得到一些有意义的结论。

1 旋翼气弹响应计算分析方法

1.1 动力学建模

为了提高计算模拟效率,本文采用中等变形梁假设,将桨叶等效为一维梁与二维截面模型的组合,由位移应变关系可得桨叶展向应变^[14]为

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} = & u'_x + \frac{1}{2} (v'_x)^2 + \frac{1}{2} (w'_x)^2 - v_x'' [\eta \cos(\beta + \phi) - \\ & \zeta \sin(\beta + \phi)] - w_x'' [\eta \cos(\beta + \phi) - \\ & \zeta \sin(\beta + \phi)] + \frac{1}{2} (\eta^2 + \zeta^2) (\phi'_x)^2 + \\ & \eta (\bar{\gamma}'_{x\eta} + \tau_0 \bar{\gamma}'_{x\zeta}) + \zeta (\bar{\gamma}'_{x\zeta} + \tau_0 \bar{\gamma}'_{x\eta}) \end{aligned} \quad (1)$$

$$\gamma_{x\eta} = \bar{\gamma}_{x\eta} - \zeta (\phi'_x + \phi_0) \quad (2)$$

$$\gamma_{x\zeta} = \bar{\gamma}_{x\zeta} - \eta (\phi'_x + \phi_0) \quad (3)$$

式中: ϵ_{xx} , $\gamma_{x\eta}$, $\gamma_{x\zeta}$ 分别为轴向应变,摆振、挥舞方向剪应变; u , v , w 为对应方向弹性位移; ζ , η 为截面坐标; ϕ 为应力函数。

桨叶运动方程可由广义Hamilton原理^[15]得出:

$$\delta \Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (4)$$

式中: δU , δT , δW 分别为升机旋翼桨叶应变能、动能以及气动力等外力虚功的变分形式,具体表达式如式(5)所示。

$$\begin{cases} \delta U = \iiint_V (E\epsilon_{xx}\delta\epsilon_{xx} + G\epsilon_{xy}\delta\epsilon_{xy} + G\epsilon_{xz}\delta\epsilon_{xz})dV \\ \delta T = \frac{1}{2} \int_0^R \iint_A \rho V \cdot V d\eta d\xi dx \\ \delta W = \int_l \iint_A \rho g \delta R dA dl + \int_l (\delta R_p \cdot F_A + \delta \varphi_A \cdot M_A) dl \end{cases} \quad (5)$$

式中: E 为拉伸弹性模量; G 为扭转弹性模量; ρ 为桨叶线密度; g 为重力加速度; $\delta R_p, F_A, \delta \varphi_A, M_A$ 分别为广义位移, 广义气动力, 广义转角, 广义力矩。

1.2 舰船流场 CFD 数值模拟与数据传输方法

由于本文研究的气体流动具有黏性, 各区域间无能量交换, 因此采用雷诺平均 N-S 方程作为控制方程。

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (6)$$

动量方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\overline{\rho u'_i u'_j}) \end{aligned} \quad (7)$$

式中: u_i 为速度常量; p 为流体微元表面压力; μ 为动力黏度; $-\overline{\rho u'_i u'_j}$ 为雷诺应力。

在考虑流体压缩性与流场模拟精度等因素后选择 $k-\omega$ 两方程模型, 该模型在反压力梯度下, 边界层性能有所改进且此情况下无需计算壁面距离, 可以更好模拟复杂的流动。

其湍流动能 k 对应方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \\ G_k + G_b - \rho \beta^* f_\beta (\omega k - \omega_0 k_0) + S_k \end{aligned} \quad (8)$$

经模拟后的单位耗散率 ω 的传输方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ G_\omega - \rho \beta f_\beta (\omega^2 - \omega_0^2) + S_\omega \end{aligned} \quad (9)$$

式中: S_k, S_ω 为指定源项; k 为湍动能; ω 为单位耗散率; σ_k, σ_ω 分别为 k 和 ω 的湍流普朗特数, $\sigma_k = 0.5$,

$\sigma_\omega = 0.5$ 。

将式(8)和式(9)组合, 即为标准 $k-\omega$ 双方程湍流模型。

舰船模型选用国际通用的简化护卫舰模型 SFS2^[16]。该模型结构外形简单, 且有较为丰富的风洞试验数据用于对比验证, 舰船建模如图 1 所示。

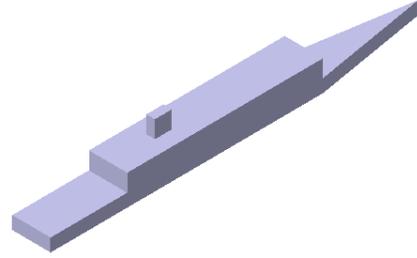


图 1 SFS2 舰船模型
Fig. 1 SFS2 ship model

本文采集 CFD 方法计算所得的流场信息, 并通过旋翼附近探测点所获取的流场数据, 组成流场速度数据库。然而在真实环境下舰面尾流场并不稳定, 因此本文加入准定常湍流速度^[17-18], 尽可能模拟真实的舰船流场, 则流场速度可表示为

$$V_i = \overline{V}_i + V'_i \quad (10)$$

式中: \overline{V}_i 为定常稳定速度; V'_i 为准定常湍流速度。

V'_i 的表达式为

$$V'_i = \sigma_i R(t) \quad (11)$$

式中: σ_i 为流场湍流系数; $R(t)$ 为满足正态分布的随机数。

在计算旋翼气动力时, 根据桨叶微段截面位置插入舰船流场速度信息, 将 CFD 方法与桨叶动力学模型相结合, 进而综合成本文使用的旋翼舰面气弹响应计算分析方法, 让动力学模型求解结果计入舰船尾流场对直升机旋翼的影响, 最终完成旋翼舰面气弹响应计算与分析。

2 旋翼气弹响应计算分析方法验证

2.1 模型气弹响应验证

为了验证模型气弹动力学分析的正确性与可靠性, 选用文献[19]给出的前飞状态的旋翼为算例, 旋翼具体参数如表 1 所示。

表 1 算例旋翼参数
Table 1 Example rotor parameters

参数	数值
旋翼半径/m	2
桨叶弦长/m	0.11
洛克数	5.5
桨叶片数	4
旋翼转速/(rad·s ⁻¹)	109.013 2

计算可得算例旋翼在前进比为 0.3 时的桨尖气弹响应计算值,与文献[19]的对比结果如图 2 所示,其中桨尖响应位移为无量纲量。

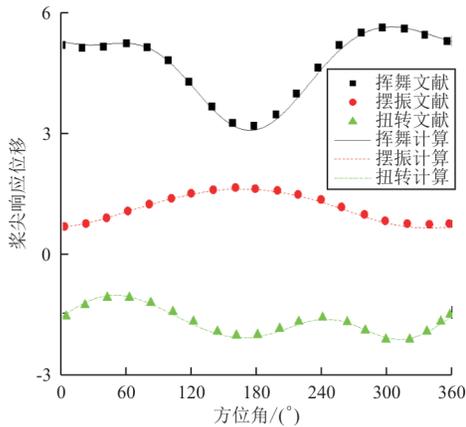


图 2 旋翼桨尖响应曲线图

Fig. 2 Rotor tip response curve

从图 2 可以看出:桨尖响应在挥舞、摆振与扭转方向位移总体较小,其中挥舞位移占总位移比重最大,整体满足桨叶中等变形的条件。同时,计算所得的桨尖响应结果与文献值吻合较好,说明本文建立的桨叶动力学模型在计算旋翼气弹响应时的正确性与有效性。

2.2 CFD 数值模拟方法验证

根据文献[3]的风洞试验,舰船来流速度为 12 m/s,来流风向角为 0°,设置计算域入口边界条件来流速度 12 m/s,与舰船夹角为 0°。在 50% 甲板位置,沿舰船甲板横向与机库等高,考虑此处流场的三方向速度分布,CFD 计算结果与试验测量结果如图 3 所示,可以看出:CFD 数值模拟计算结果与试验基本相同,虽有少许误差,数据大体上吻合较好,说明本文所使用数值模拟方法的正确性。

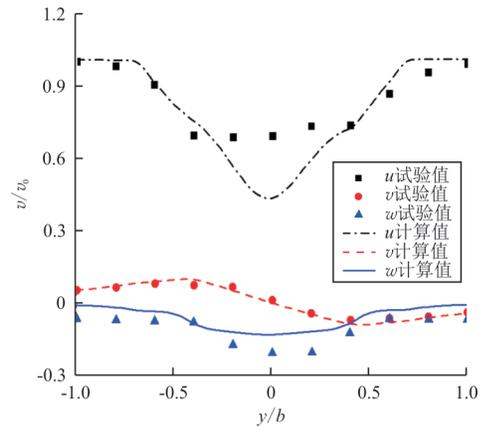


图 3 速度分量计算值与试验值

Fig. 3 Calculated value and test value of velocity component

3 舰面气弹计算结果与分析

第 2 节完成了旋翼气弹响应计算与 CFD 数值模拟方法的建立,并通过与参考文献试验数据进行对比验证了研究方法的准确性。本节将运用这些方法,针对舰载直升机旋翼在舰面环境下进行流场分析与气弹响应研究,并分析来流速度、旋翼悬停位置和来流风向角等不同参数对旋翼气弹响应的影响。

3.1 旋翼舰面气弹模拟

选择“山猫”HMA.MK8 直升机的简化旋翼为具体研究对象。“山猫”为英国海军型直升机,机身高度为 3.67 m,无铰式旋翼且旋向为右旋,具体参数如表 2 所示。

表 2 “山猫”旋翼桨叶参数
Table 2 Parameters of HMA.MK8 rotor blade

参数	数值/型号
旋翼直径/m	12.80
桨叶弦长/m	0.4
洛克数	5.25
截面翼型	OA209
旋翼转速/(rad·s ⁻¹)	38.0

通过改变旋翼转速,计算桨叶在不同转速下的频率,可得桨叶共振图如图 4 所示,可以看出:在旋翼工作转速下,桨叶各低阶模态频率区别明显,此时桨叶各阶模态耦合情况较弱,不易发生共振现象,表明本文研究的旋翼对象结构设计较为合理,可以进行更为深入的气弹响应研究。

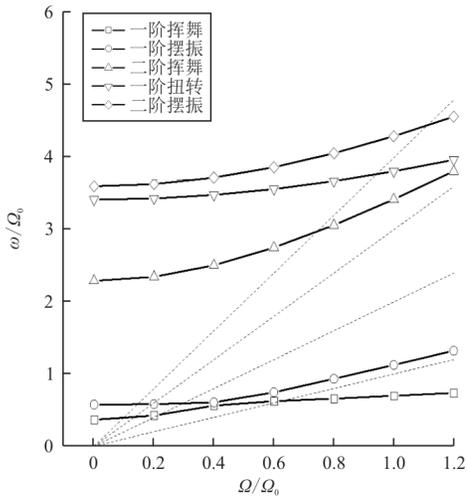


图 4 桨叶共振示意图

Fig. 4 Schematic diagram of blade resonance

采用上述研究方法对舰船流场进行流场仿真并收集旋翼附近流场信息,调整舰船前方来流速度和旋翼位置等参数后再进行旋翼气弹模拟。

3.2 来流速度对旋翼气弹响应的影响

由于海上流动不规则的海风,舰船在现实中行驶会遇到不同海风天气的环境,而一般舰船航行速度为 30 kn(约 15.43 m/s),规定船尾至船首方向为 0°风向角,选取来流速度 20、30、40 m/s,风向角为 0°,对不同来流速度下舰船流场进行数值计算,所得结果如图 5 所示,可以看出:在前方来流条件下,甲板区域分为靠近机库的前方低压区与甲板中后部靠近船尾的高压区;而由于靠近机库低压区的存在,流向甲板中后段的气流不会全部流出甲板区域,部分靠近低压区的气流会由于压力差改变流向,进而形成机库附近的气流回流区;甲板中后部的高压区域则是流过机库的气流改变流向后冲击到甲板壁面所致,随着来流速度的增加,甲板前后两区域的压力差逐渐增大。



(a) 来流速度 20 m/s



(b) 来流速度 30 m/s

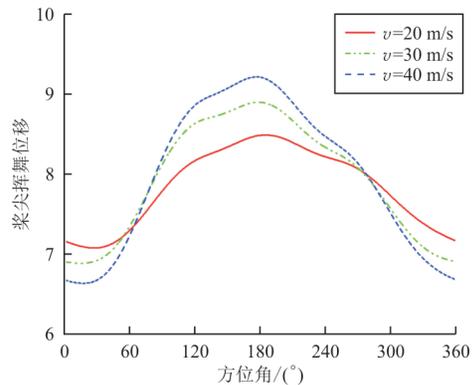


(c) 来流速度 40 m/s

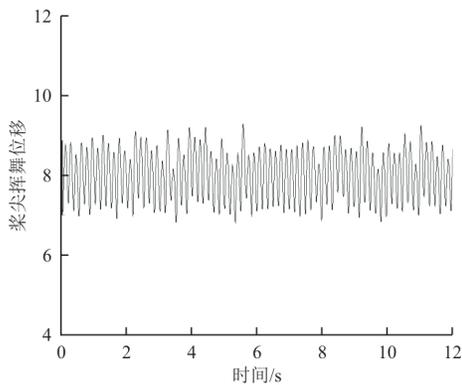
图 5 不同来流速度下甲板区域压力云图

Fig. 5 Deck area pressure cloud at different inlet velocities

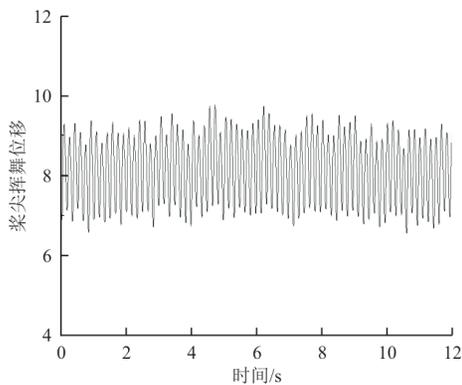
由于旋翼中心位于甲板纵向中轴线上,距离机库 12 m 且在甲板平面高度 5 m,即 0B、H5 位置处,将旋翼附近的流场信息采集并计算不同来流速度下,旋翼桨叶的气弹响应,所得结果如图 6 所示,其中桨尖挥舞位移为无量纲量。从图 6(a)可以看出:随着来流速度的增加,旋翼桨尖响应位移幅值逐渐增大,最大位移从 8.50%R(20 m/s)变化为 9.21%R(40 m/s),响应幅值增加了 8.35%;桨尖位移变化沿方位角分布趋势一致,来流速度的改变对旋翼气弹响应的幅值影响更明显,远大于对幅值分布相位的影响。而在非定常流场下,桨叶在不同来流速度下的气弹响应响应最大值均有所增加,但波形趋势基本一致。因此可以得出,舰船流场来流速度对旋翼气弹响应影响较大,速度幅值越大,桨尖的挥舞位移最大值越大。



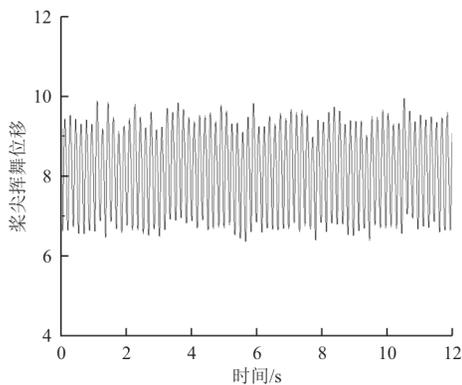
(a) 一周期内桨尖挥舞响应曲线



(b) 来流速度 20 m/s



(c) 来流速度 30 m/s



(d) 来流速度 40 m/s

图 6 不同来流速度下旋翼气弹响应
Fig. 6 Rotor aeroelastic response at different inlet velocities

3.3 悬停位置对旋翼气弹响应的影响

考虑到舰载直升机在着舰过程中,其旋翼所处位置并非一成不变,为了研究旋翼悬停位置对旋翼气弹的影响,选取旋翼四个不同位置状态(如图 7 所示),即位于距机库 12 m,甲板中轴线高 5 m(即图 7 中 H5 位置)、10 m(H10)两处以及距机库

12 m,高 5 m,左舷距甲板中轴 6.858 m(即图中 0.5B 位置)与 13.716 m(1B)两处。

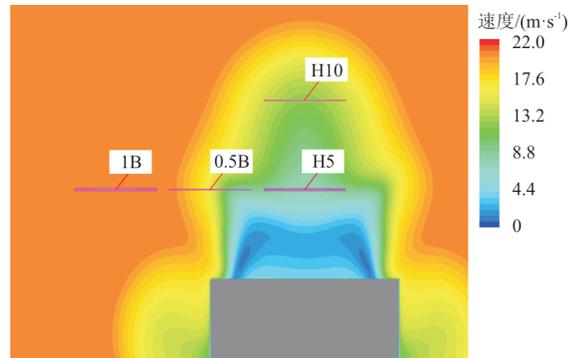
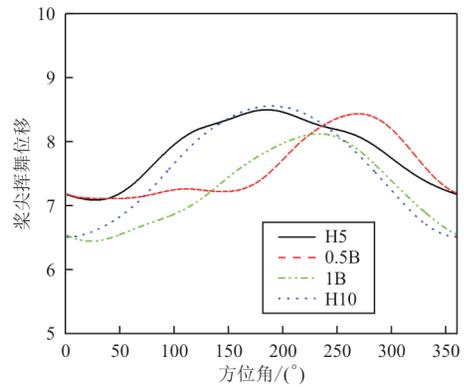


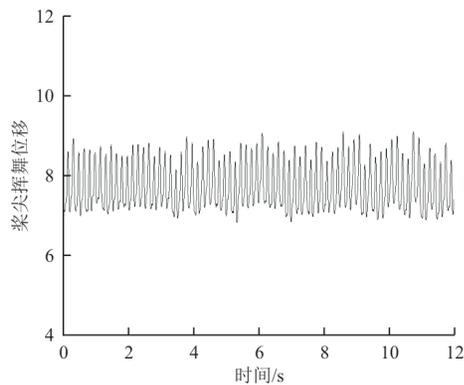
图 7 旋翼中心截面速度云与位置示意图
Fig. 7 Rotor center section speed cloud and position diagram

图 7 中截面距机库 12 m,为了清晰表示旋翼中心位置,图中旋翼尺寸并非真实计算尺寸。计算并分析在 0°风向角,来流 20 m/s 条件下,旋翼在 0B,5 m 位置的气弹响应,计算结果如图 6(b)所示。

不同悬停位置下旋翼瞬态气弹响应如图 8 所示,其中桨尖挥舞位移为无量纲量。



(a) 一周期内桨尖挥舞响应曲线



(b) 0.5B,5 m 高度

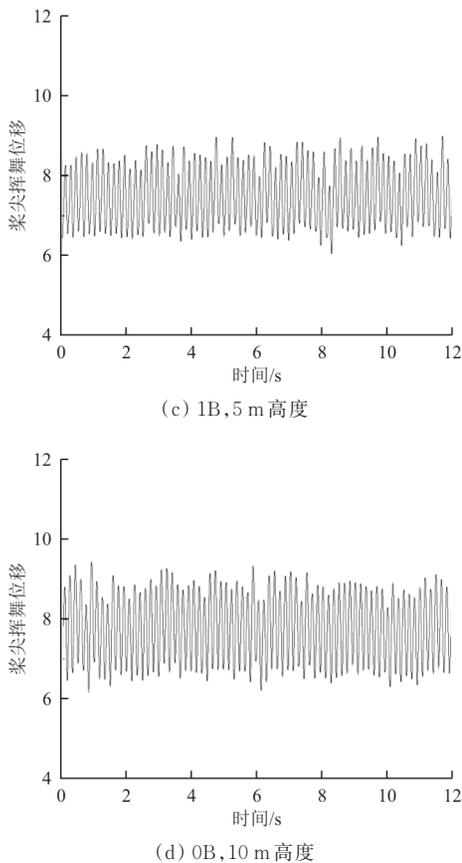


图 8 不同悬停位置下旋翼瞬态气弹响应
Fig. 8 Rotor transient aeroelastic response at different hovering positions

从图 8 可以看出:当旋翼处于 0B, 5 m 位置时,由于流场分布沿甲板中轴线对称,桨尖气弹响应沿 180°方位角对称分布,且由于舰船尾流并不均匀,挥舞位移最大值与最小值过渡并不平缓;在 0B, 10 m 位置处,前方来流没有机库等建筑的遮挡,速度幅值增大,但垂向速度分量有所减小,故气弹响应分布依旧沿 180°方位角对称,挥舞位移最大值较 0B, 5 m 位置几乎一致,最小值减小 8.32%。同时由于该处流场分布较为均匀,位移最大值与最小值过渡更为平缓。

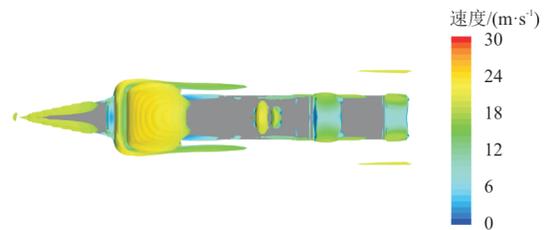
与 0B, 5 m 位置相比,0.5B, 5 m 位置气弹响应位移最大值、最小值与其基本一致,只在响应方位角分布有明显区别,这是由于旋翼处于 0.5B, 5 m 位置时,有一半旋翼在甲板外,因此该位置挥舞位移最大值出现在 270°附近,并且位移响应分布更为集中;当旋翼位于 1B, 5 m 位置时,由于此时旋翼已逐渐脱离舰船尾流场,左侧基本远离舰船流场,只在靠近甲板的旋翼右侧受舰船尾流影响,则此时

旋翼气弹响应最大值与 0B, 5 m 位置相比,减小 4.5%,且出现在方位角 230°附近。不难得知,旋翼悬停位置主要影响桨尖位移响应沿桨盘方位角的分布与最大值出现的桨盘方位角,对响应幅值影响不大。

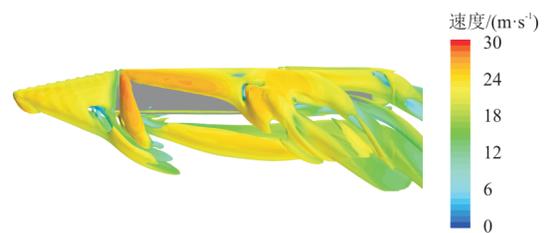
3.4 风向角对旋翼气弹响应的影响

由于海上风向不固定,不同风向角下的甲板流场并不相同。选取舰船流场在 0°风向角、右舷 30°风向角、右舷 60°风向角三种工况,来流速度 20 m/s,旋翼在 0B, 5 m 位置条件下,对舰船流场等值涡量进行仿真计算。

在 $Q=0.5$ 的情况下,以速度幅值着色^[20]的舰船流场等值涡量图如图 9 所示。当来流为 0°风向角时,流场中涡结构关于舰船首尾方向对称,并且主要集中与建筑形状改变较大,出现气流分离的位置,这与 3.2 节速度云图所得结论一致。而当来流角变为右舷 30°时,流场漩涡结构向左倾斜,大量集中在船首与船尾部分位置。来流经过机库右侧后,向甲板区域发展出大量复杂的湍流涡,并向左后方继续发展逐渐远离甲板左侧。随着来流风向角继续增大,舰船上区域逐渐被侧方来流在舰体边缘气流分离产生的漩涡结构覆盖。此刻甲板区域受流经机库处的气流影响减小,虽然在侧方气流所形成的涡环境下,流场依旧较为复杂,但是在甲板右后区域漩涡结构数量有所降低,并且分布较风向角 30°也更为均匀。



(a) 0°风向角



(b) 30°风向角

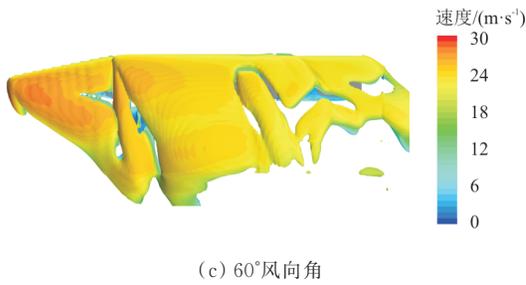


图 9 不同风向角下舰船流场等值涡量图
Fig. 9 Equivalent vorticity diagram of ship flow field at different wind direction angles

为了对甲板区域流场进行更加细致的研究,本文于不同来流角度情况下,在50%甲板位置,机库高度处,检测流场垂向速度分布,所得结果如图10所示。

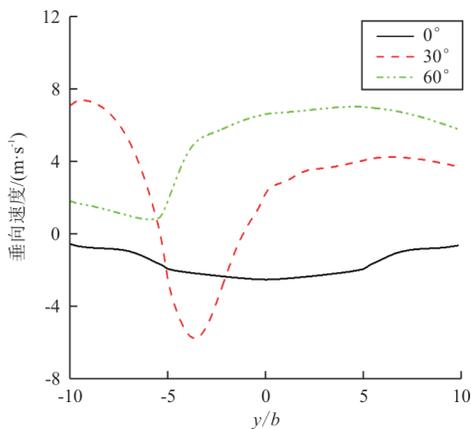
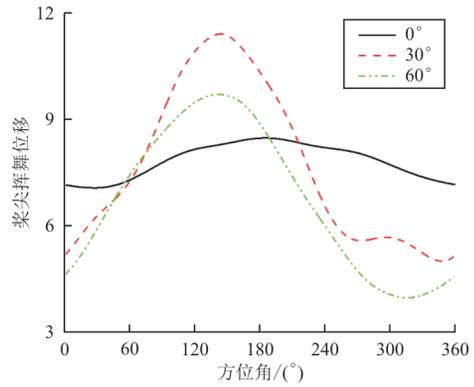


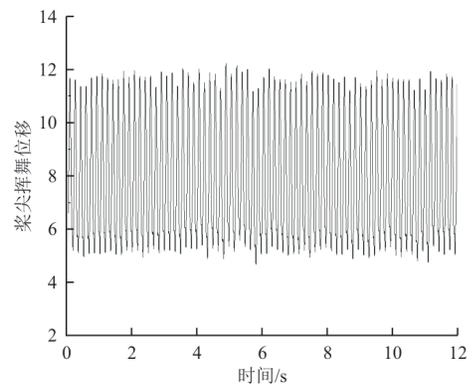
图 10 不同风向角下垂向分速度分布曲线
Fig. 10 Vertical Velocity Distribution Curves at Different Wind Angles

从图10可以看出:随着来流角度的增大,甲板区域上方流场垂向速度分布不再对称,且与0°、60°来流角相比,30°来流角下垂向速度变化分布更陡峭,这与前面流场分析结果一致。

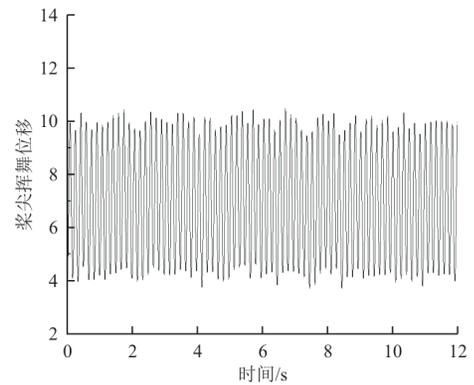
不同风向角下旋翼桨尖的挥舞位移响应曲线如图11所示,其中桨尖挥舞位移为无量纲量,可以看出:来流角度的增加对旋翼气弹响应变化有较大影响,与0°风向角8.50%R最大桨尖位移相比,30°与60°风向角气弹响应位移最大值为11.44%R、9.72%R,分别增大了34.59%和14.35%,且最大值所在方位角变为140°附近。



(a) 一周期内桨尖挥舞响应曲线



(b) 30°风向角



(c) 60°风向角

图 11 不同风向角下旋翼气弹响应曲线
Fig. 11 Rotor aeroelastic response curves at different wind directions

30°风向角下计算所得气弹响应最大,峰值较60°风向角结果大17.70%左右,这是由于风向角30°时,旋翼所处位置垂向速度分布极不均匀,桨盘整体处于紊乱的舰船尾流中,导致旋翼气弹响应位移最大值变大。而当风向角为60°时,虽然垂向速度均值略有增大,但沿桨盘分布更均匀,故桨尖

位移响应有所减小。不难得知,来流风向角对旋翼气弹响应的影响非线性变化,它与着舰域流场分布息息相关,因此需要将舰船尾流场与旋翼气弹响应分析相结合,才能为舰载直升机起降安全提供建议与保障。

4 结 论

(1) 前飞状态旋翼气弹响应与孤立船身的算例验证表明,本文提出的旋翼气弹响应计算分析方法的正确性,能够准确地模拟计算出舰载直升机旋翼舰面气弹响应。

(2) 在 0° 来流角的条件下,来流速度越大,桨尖挥舞最大值越大,响应最大位移从 $8.50\%R$ (20 m/s)变化为 $9.21\%R$ (40 m/s),响应幅值增加了 8.35% 。

(3) 在同一流场环境下,旋翼悬停位置的改变,对旋翼气弹响应幅值影响并不大。不同的旋翼位置,主要改变的是桨尖挥舞响应沿桨盘方位角的分布与最大值在桨盘的出现位置。

(4) 来流风向角的改变会显著影响旋翼气弹响应,且该影响为非线性,气弹响应幅值并非随着来流角增大而增大,与舰船尾流场的垂向速度分布有关,变化梯度越大,桨尖挥舞最大值越大,因此需要结合舰船流场信息展开研究。

参 考 文 献

- [1] 崔翰明,许建华,曾庆吉,等.世界舰载直升机的现状与发展[J].直升机技术,2009(2):68-71.
CUI Hanming, XU Jianhua, ZENG Qingji, et al. Present situation and development of world shipboard helicopters [J]. Helicopter Technique, 2009(2): 68-71. (in Chinese)
- [2] Jr REDDY W D. Ship airwake measurement and flow visualization[C]//6th AIAA Biennial Flight Test Conference. Hilton Head: AIAA, 1992: 1-6.
- [3] CHENEY B T, ZAN S J. CFD code validation data and flow topology for the technical co-operation program AERTP2 simple frigate shape: LTR-A-035 [R]. US: NRC-CNRC, 1999.
- [4] 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,2015.
HUANG Bin. Numerical study of coupled flowfield and flight envelop for shipborne helicopters[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [5] 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.
- [6] HODGE S J, ZAN S J, ROPER D M, et al. Time-accurate ship airwake and unsteady aerodynamic loads modeling for maritime helicopter simulation[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(2): 22005.
- [7] NEWMAN S J. A theoretical model for predicting the blade sailing behavior of a semi-rigid rotor helicopter[J]. Vertica, 1990, 4(4): 531-544.
- [8] 于雷.舰面流场分析及旋翼瞬态气弹响应抑制研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
YU Lei. Analysis of ship flow field and investigation of transient aeroelastic response control of shipboard rotors [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [9] 曲飞,陆超,姜治芳,等.舰船舰面空气流场的CFD数值模拟探讨[J].中国舰船研究,2009(5):23-27.
QU Fei, LU Chao, JIANG Zhifang, et al. CFD numerical simulation of ship air-wake[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2009(5): 23-27. (in Chinese)
- [10] 陆超,姜治芳,王涛.不同工况条件对舰船舰面空气流场的影响[J].舰船科学技术,2009,31(9):38-42.
LU Chao, JIANG Zhifang, WANG Tao. Influences of different airflow situations for ship airwake[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2009, 31(9): 38-42. (in Chinese)
- [11] 郑兆昌,程永明,任革学.直升机旋翼/机身耦合系统的气弹响应分析(二)方程的求解[J].应用力学学报,1999,16(1):33-39.
ZHENG Zhaochang, CHENG Yongming, REN Gexue. Aeroelastic response analysis of a coupled rotor/fuselage system (II) solution of the equations [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1999, 16(1): 33-39. (in Chinese)
- [12] 杨卫东,张呈林,王适存.后掠桨尖旋翼气弹响应及载荷分析[J].南京航空航天大学学报,1999,30(1):52-58.
YANG Weidong, ZHANG Chenglin, WANG Shicun. Response and loads analysis of helicopter rotor blades with swept tips[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 30(1): 52-58. (in Chinese)
- [13] 康浩,高正.舰面直升机旋翼瞬态气弹响应分析[J].航空动力学报,2000,15(1):67-70.
KANG Hao, GAO Zheng. Aeroelastic response analysis of helicopter rotor during shipboard operation [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 67-70. (in Chinese)
- [14] HAN D, WANG H W, GAO Z. Aeroelastic analysis of a shipboard helicopter rotor with ship motions during engagement and disengagement operations [J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 16(1): 1-9.
- [15] ARNOLD V I. Mathematical methods of classical mechanics[M]. Berlin: Springer, 1989.