

舰面流场中起动位置对旋翼瞬态 气弹响应影响

赵嘉琛, 韩 东, 于 雷, 桑玉委

(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: 为研究舰面流场中直升机起动位置对旋翼瞬态气弹响应影响,通过 CFD 方法模拟得到舰面流场速度分布信息。旋翼动力学建模采用非线性准定常气动模型和中等变形梁假设,结合不同起动位置对动力学方程进行求解。结果表明:直升机起动位置越靠近舰艏和左舷,桨叶负向挥舞越大。在甲板中心 1 m 范围内,最靠近舰艏和左舷的位置负向最大位移可达 15.9% 旋翼半径,中心处负向最大位移仅为 8.5% 旋翼半径,源于靠近舰艏和左舷位置垂向气流变化梯度明显高于舰艉和右舷。研究表明舰面流场垂向气流变化梯度对旋翼瞬态气弹响应影响明显,改变直升机起动位置能有效降低旋翼瞬态气弹响应。

关 键 词: 直升机; 舰面流场; 瞬态气弹响应; 起动位置; 气流变化梯度

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Influence of starting position of ship surface flow field on rotor transient aeroelastic response

ZHAO Jiachen, HAN Dong, YU Lei, SANG Yuwei

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

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

Abstract: In order to study the influence of starting position of helicopter on rotor transient aeroelastic response in ship surface flow field, the velocity distribution information of ship surface flow field was simulated by CFD method. Nonlinear quasi-steady aerodynamic model and moderately deformed beam assumption were used in rotor dynamics modeling, and the dynamic equations were solved by combining different starting positions. The results showed that if the starting position of helicopter was closer to the bow and the port side, the negative swing of blade was greater. Within 1 m of the deck center, the maximum negative displacement near the port side of the bow can reach 15.9% of the rotor radius, while the maximum negative displacement at the center was only 8.5% of the rotor radius. The vertical airflow gradient near the port side and the bow was obviously higher than that near the starboard side and the stern. The results show that the vertical airflow gradient has a significant effect on the transient aeroelastic response of the rotor. Changing the starting position

收稿日期: 2019-07-31

基金项目: 旋翼空气动力学重点实验室开放基金(RAL20180201-1); 国家自然科学基金面上项目(11972181);
2018 年研究生创新基地(实验室)开放基金(KFJJ20180106); 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 赵嘉琛(1994—),男,博士生,主要从事直升机动力学研究。

引用格式: 赵嘉琛,韩东,于雷,等. 舰面流场中起动位置对旋翼瞬态气弹响应影响[J]. 航空动力学报,2020,35(1):144-152. ZHAO Jiachen, HAN Dong, YU Lei, et al. Influence of starting position of ship surface flow field on rotor transient aeroelastic response[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 144-152.

of helicopter can effectively reduce the transient aeroelastic response of the rotor.

Key words: helicopter; ship surface flow field; transient aeroelastic response; starting position; airflow gradient

舰面流场下舰载直升机起动时,旋翼转速较低,离心刚度较小,挥舞限位块解放,旋翼挥舞方向瞬态气弹响应易出现过值,即出现桨帆效应,可能导致桨叶与机体碰撞的事故,不利于舰载直升机的安全起降。针对这个问题,研究人员对舰面流场中旋翼起动和停转过程中的瞬态气弹响应进行了一系列深入研究。

Newman^[1]建立了表述直升机桨叶运动的数值模拟方法并通过实验进行验证。Geyer 等^[2]基于哈密顿原理和有限单元法,应用弹性梁假设建立了舰面直升机起动和停转过程中旋翼瞬态气弹响应的计算模型,并与实验数据对比验证了模型正确性,进一步提高了瞬态气弹响应计算的准确性。Keller^[3]模拟了舰面直升机起动和停转过程旋翼瞬态气弹响应并研究了被动控制与反馈控制对瞬态气弹响应的抑制,提出了能较好降低旋翼瞬态气弹响应的扰流板方法和自动倾斜器反馈控制方法。Czerwiec 和 Polsky^[4]通过实验和 CFD 计算对比了通用两栖攻击舰 (landing helicopter assault, LHA) 模型加装甲板整流板后舰面流场与原流场的区别,研究表明可通过加装整流板达到控制舰面流场的目的。Kang 和 He^[5]建立了舰船运动过程中直升机起动和停转时旋翼瞬态气弹响应计算模型,计算结果更贴近真实工作环境。Roper 等^[6]使用 CFD 计算舰面流场并通过飞行操纵模拟绘制了舰载直升机的风限图。Forrest 等^[7]在 CFD 计算中使用分离涡方法计算舰面流场分布并与风洞实验结果对比验证了计算方法的正确性,提高了舰面流场计算结果的准确性。Han 等^[8]分析了舰载直升机起动和停转过程舰船运动对旋翼瞬态气弹响应的影响,研究表明舰船纵摇和升沉运动会对旋翼瞬态气弹响应产生较大影响。Khouli 等^[9]设计六自由度甲板模型进行实验,并分析了舰船运动对旋翼瞬态气弹响应的影响。Kaaria 等^[10]采用风洞实验测试了不同甲板上层建筑对直升机气动力的影响,研究表明可通过改变甲板上层建筑外形控制桨叶气动力。Groom 等^[11]研究了旋翼在舰面流场中起动和停转过程瞬态气弹响应,证明了舰面流场对旋翼瞬态气弹响应影响明显。Khouli 等^[12]通过实验和模拟研究了柔性桨叶在舰面流场中的瞬态气弹响

应,研究表明旋翼总距改变会导致桨尖位移增大。Zhang 等^[13]研究了直升机在海上钻井平台起动和停转的瞬态气弹响应,研究表明机身和桨叶初始方位角都会对旋翼瞬态气弹响应产生影响。Han 等^[14]进行了舰载直升机起动过程旋翼瞬态气弹响应抑制研究,研究表明加装主动格尼襟翼可以有效抑制旋翼瞬态气弹响应。Watson 等^[15]通过计算和实验研究了伊丽莎白女王号航母甲板的非定常流动,提出了新的延迟分离涡 CFD 模拟方法。

国内,康浩和高正^[16]建立了舰面直升机起动和停车过程旋翼瞬态气弹响应分析方法。韩东等^[17-20]研究了舰船运动对旋翼瞬态气弹响应的影响,并分析了铰接式与跷跷板式旋翼舰面瞬态气弹响应特性,提出了抑制跷跷板式旋翼过大响应的机械措施和操纵方法。吉洪蕾等^[21]建立了基于直升机舰面起降动态仿真的风限图计算方法,捕捉到不同起降点对风限图的影响。

以往的瞬态气弹响应研究选用的流场模型多为均匀流、线性流或梯形流,忽略了不同起动位置旋翼瞬态气弹响应在真实舰面流场中的差异性。为分析舰面流场中起动位置对旋翼瞬态气弹响应的影响,本文首先建立舰面起动过程旋翼瞬态气弹响应计算模型并验证其正确性,通过 CFD 方法得到舰面流场分布情况,最后结合起动位置计算旋翼瞬态气弹响应并分析影响产生的原因。

1 动力学建模

1.1 气动模型建立

模型的建立采用文献[8]中的方法。坐标系如图 1 所示, i_{ship} 、 j_{ship} 、 k_{ship} 为舰船坐标系, i_s 、 j_s 、 k_s 为桨毂坐标系, Ψ 为桨叶方位角, Ψ_{wod} 为入流角, V_{wod} 为入流速度。

桨叶旋转过程中,挥舞、摆振和扭转变形之间会产生非线性耦合效应,为描述桨叶几何非线性特性,采用中等变形梁假设处理桨叶弹性变形。

由中等变形梁假设得到的应变为

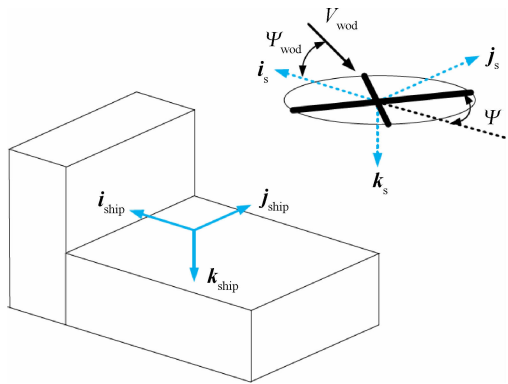


图 1 坐标系

Fig. 1 Coordinate system

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} &= u' + \frac{v'^2}{2} + \frac{w'^2}{2} + (\psi\phi')' + \\ &\frac{1}{2}(\eta^2 + \zeta^2)\phi'^2 - y\left[v''\left(1 - \frac{\phi^2}{2}\right) + w''\phi\right] - \\ &z\left[-v''\phi + w''\left(1 - \frac{\phi^2}{2}\right)\right] \quad (1) \\ \epsilon_{x\eta} &= (\psi_\eta - \zeta)(\phi' + v''w'') \quad (2) \\ \epsilon_{x\zeta} &= (\psi_\zeta + \eta)(\phi' + v''w') \quad (3) \end{aligned}$$

式中 x 为轴坐标, y, z 为原坐标系截面坐标, ϵ_{xx} 为轴应变, $\epsilon_{x\eta}$ 为摆振方向剪应变, $\epsilon_{x\zeta}$ 为挥舞方向剪应变。 u 为轴向弹性位移, v 为摆振弹性位移, w 为挥舞弹性位移。 η, ζ 为变形坐标系下的截面坐标, ψ 为翘曲函数, ϕ 为应力函数。 ψ_η, ψ_ζ 分别为翘曲函数对 η, ζ 的导数。

由此可得梁的弹性势能为

$$\delta U = \sum_{i=1}^n Q_i^e \delta q_i = \int_A^{\infty} (E\epsilon_{xx}\delta_{xx} + G y_{x\eta}\delta y_{x\eta} + G y_{x\zeta}\delta y_{x\zeta}) dAdl \quad (4)$$

式中 U 为应变能, Q_i^e 为弹性势能引起的广义力, q_i 为广义坐标, E 为弹性模量, δ_{xx} 为轴向应变, G 为切变模量, A 为桨叶截面积, l 为桨叶长度。

为描述旋翼桨叶的弹性挠度和刚性转动之间的非线性耦合特性,采用基于广义力形式的动能计算方法并采用递推方法得到广义力向量、切线质量、阻尼和刚度矩阵。

动能引起的广义力为

$$Q_i^k = \int_A^{\infty} -\rho \dot{\mathbf{R}} \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dAdl dq_i \quad (5)$$

式中 $\mathbf{R}$ 为位置矢量, $\dot{\mathbf{R}}$ 为加速度矢量, ρ 为桨叶密度。

同样重力引起的广义力为

$$Q_i^g = \int_A^{\infty} \rho \mathbf{g} \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dAdl \quad (6)$$

式中 $\mathbf{g}$ 为重力加速度矢量。

气动力计算采用基于翼型气动特性查表方法,由桨叶剖面来流速度、迎角进而算出桨叶剖面升力、阻力和俯仰力矩。

气动力产生的广义力为

$$Q_i^a = \int_l \left(\mathbf{F}_a \frac{\partial \mathbf{R}_s}{\partial q_i} + \mathbf{M}_a \frac{\partial \mathbf{a}_s}{\partial q_i} \right) dl \quad (7)$$

式中 $\mathbf{F}_a$ 为力矢量, $\mathbf{M}_a$ 为力矩矢量, $\mathbf{R}_s$ 和 $\mathbf{a}_s$ 分别为相对于舰船坐标系的位置矢量和角度矢量。

有限转角模拟桨叶绕铰及随机体等刚性运动,采用常刚度角弹簧模拟挥舞限位块。根据 Hamilton 原理得到基于广义力形式旋翼非线性动力学隐式微分方程包括四部分:弹性势能、动能、重力势能和气动力所做的功,方程为

$$\begin{aligned} Q_i^e(\mathbf{q}) + Q_i^k(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}}, t) + Q_i^g(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) + \\ Q_i^a(\mathbf{q}) = 0 \quad (i = 1, \dots, n) \quad (8) \end{aligned}$$

式中 Q 为广义力,上标 e, t, a, g 分别为弹性势能、动能、气动力和重力引起的广义力, $\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}}$ 为广义位移、速度和加速度矢量。

1.2 气动模型验证

Newman^[1]进行了旋翼瞬态气弹响应的实验,跷跷板模型旋翼桨叶选用刚性桨叶,文献[1]中跷跷板旋翼参数如表 1 所示。

表 1 跷跷板模型旋翼参数^[1]

Table 1 Seesaw rotor parameters^[1]

参数	数值
桨叶片数	2
桨叶密度/(kg/m ³)	0.2035
旋翼转速/(r/min)	600
旋翼半径/m	0.7224
桨叶弦长/m	0.07442
扬起和下坠角度/(°)	[−11, +23]
桨叶负扭角度/(°)	0
桨叶洛克数	6.1
翼型	NACA0012
桨根/%	14

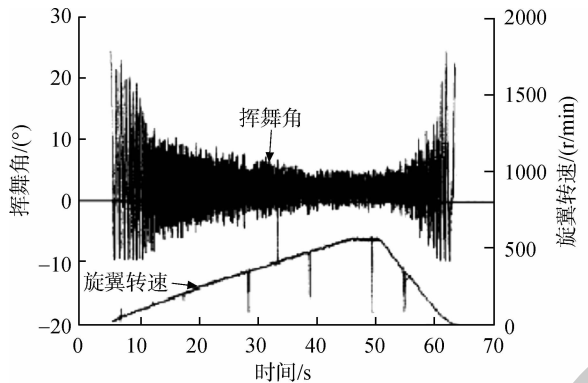
流场选用与舰船纵向中心线成 90°的自由来流舰面流场。通过旋翼转速的变化模拟旋翼的启动和停转过程,旋翼转速在 42s 内从 0r/min 线性加速到 600r/min,并维持此状态 10s,最后 10s 内从 600r/min 减速到 0r/min。在模型舰船甲板上横向五个位置处(A、B、C、D、E)获得了平均入流

速度、入流倾斜角和跷跷板旋翼角度响应等实验数据。由于舰面流场的不稳定性,引入湍流速度 V'_i , 则流场速度 V_i 表示为

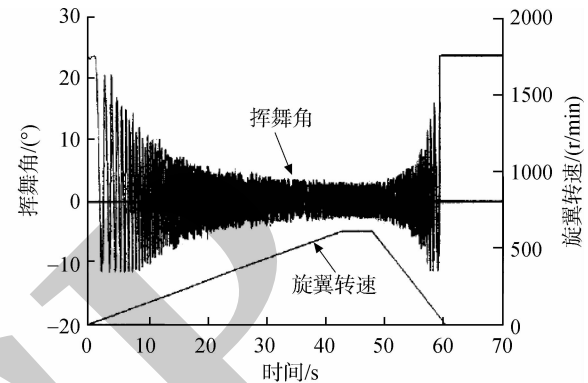
$$V_i = \bar{V}_i + V'_i \tag{9}$$

稳态部分为 T 时段内的时均流动,表达式为

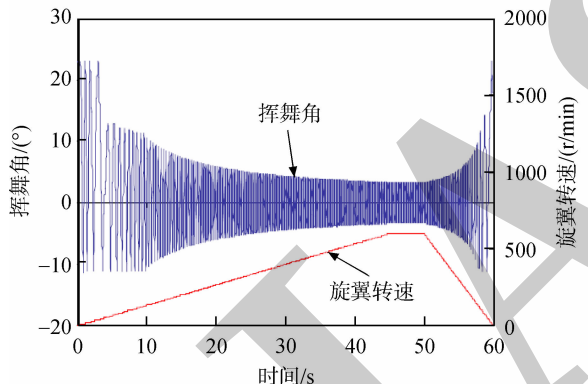
$$\bar{V}_i = \lim_{T \rightarrow \infty} \int_{t_0}^{t_0+T} V_i dt \tag{10}$$



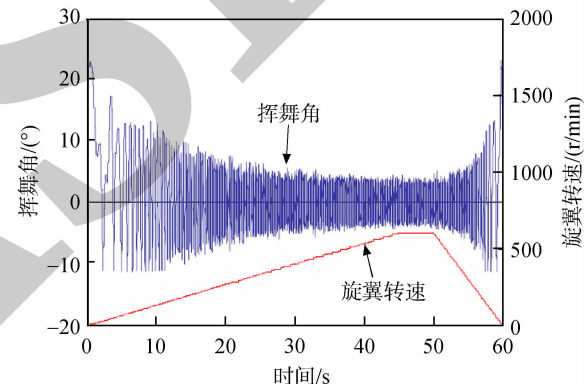
(a) 测量值^[1]



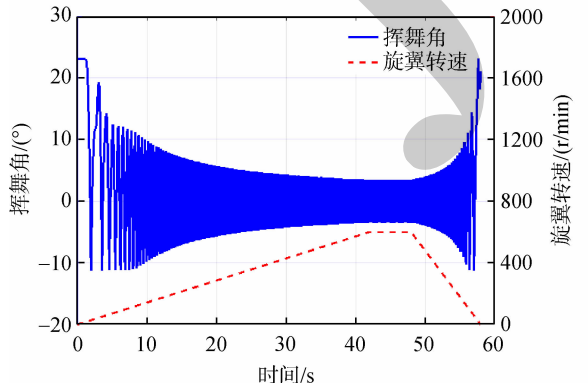
(b) 模拟值^[1]



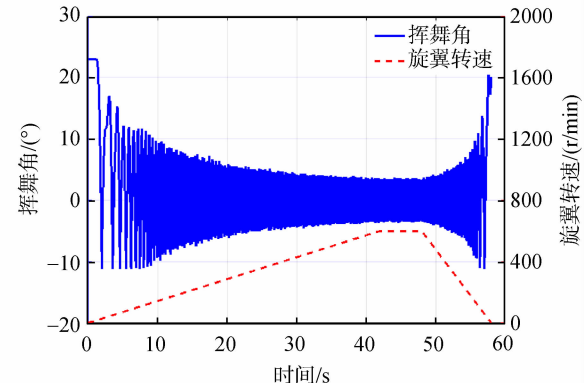
(c) 0%湍流强度的模拟值^[3]



(d) 20%湍流强度的模拟值^[3]



(e) 本文0%湍流强度的模拟值



(f) 本文20%湍流强度的模拟值

图 2 C 点旋翼瞬态气弹响应对比

Fig. 2 Comparison of transient aeroelastic responses at point C

2 流场数值模拟

2.1 流场模型建立与验证

本文流场计算采用文献[4]的方法,舰船模型

湍流部分为

$$V'_i = \sigma_i R(t) \tag{11}$$

式中 σ_i 为湍流系数, $R(t)$ 是高斯分布随机数。

取湍流系数为 0.2 时,本文的模拟值与 Keller^[3] 的模拟值和实验值^[1] 表现出良好的吻合性,见图 2,表明该模型可用来预测舰面旋翼瞬态气弹响应。

选用特征舰船(SFS2)模型,SFS2 模型结构相对简单,产生的舰面流场符合典型护卫舰的各项参数,且国内外对该模型的相关风洞实验已经相当成熟,因此实验数据有较高可信度。SFS2 模型尺

寸如图 3 所示。网格划分采用非结构化网格,网格划分如图 4 所示。假设海面为刚性平面,壁面条件设定为无滑移壁面,入口设定为速度入口条件,出口设定为压力出口条件,湍流模型选用 Spalart-Allmaras 模型。CFD 求解的平均速度垂向分量与文献[4]中的风洞实验数据对比如图 5 所示。所测量的直线位于与机库等高的飞行甲板长度 1/2 处,长度为甲板宽度的 2 倍。图 5 中横坐标为甲板宽度方向坐标 y_{ship} 与甲板宽度 b 的比值,纵坐标为垂向速度 w 与来流速度 V_∞ 的比值。

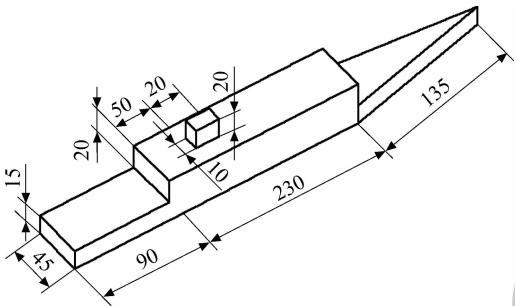


图 3 舰船模型尺寸(单位:m)
Fig. 3 Ship model size (unit:m)

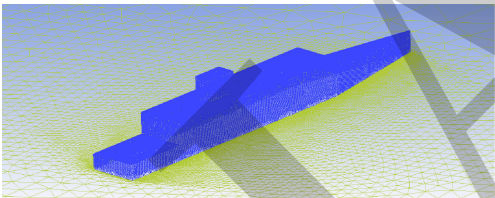


图 4 舰船模型网格划分
Fig. 4 Mesh generation of ship model

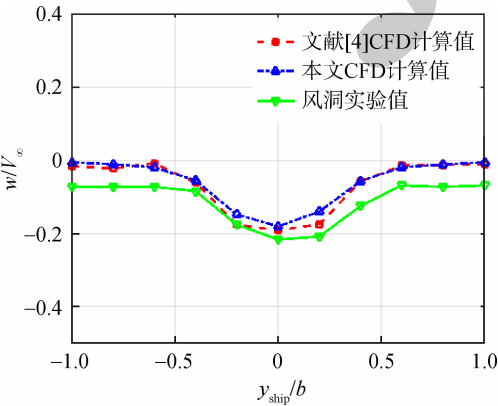


图 5 垂向速度分量计算结果与文献[4]数据
Fig. 5 Vertical velocity component of simulation and data in Ref. [4]

本文计算结果与文献[4]CFD 计算结果精度相当,CFD 计算数据与风洞实验数据表现出较好的吻合性,因此该方法可模拟舰面流场分布。

2.2 流场模拟的必要性

文献[4]中常用的均匀流、线性流或梯形流是将舰面流场简化为桨盘平面的规则流场。均匀流是方向向上、速度不变的流场,线性流和梯形流与真实流场对比如图 6 所示。

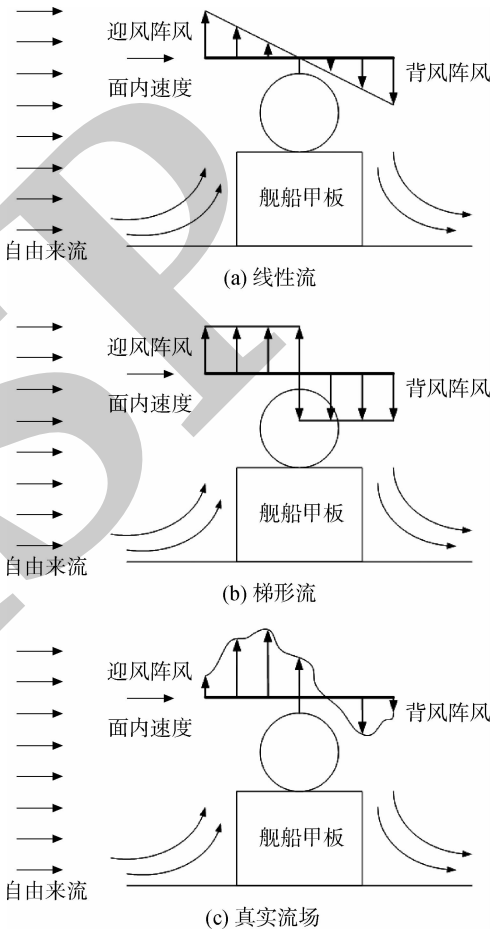


图 6 线性流、梯形流与真实流场对比
Fig. 6 Comparison of linear flow, step flow and measured flow

舰面流场分布不均匀,均匀流、线性流和梯形流忽略了不同位置舰面流场区别。为更贴近真实状况,分析舰面流场中起动位置对旋翼瞬态气弹响应影响,需采用模拟得到的真实流场信息。

3 舰面流场中起动位置对旋翼瞬态气弹响应的影响

3.1 90°来流瞬态气弹响应分析

来流选用与舰船纵向中心线成 90°的左侧自

由来流,来流速度 $V_\infty = 20\text{ m/s}$,以甲板中心点为原点,指向舰艏方向为 x_{ship} 轴正方向,指向右舷方向为 y_{ship} 轴正方向建立桨毂位置坐标系。舰面坐标系与甲板流场图如图 7 所示。

对起动位置取距离原点 $x_{\text{ship}}、y_{\text{ship}}$ 方向 $\pm 1\text{ m}$ 范围内的各点进行计算,各点桨尖挥舞位移(s_{tip})计算结果如图 8 所示,其中 R 为旋翼半径。

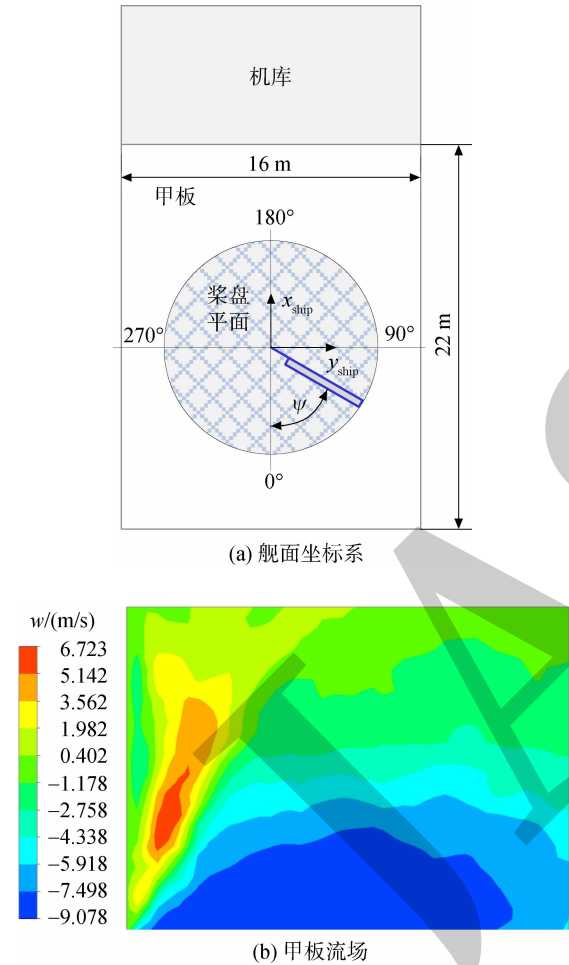


图 7 舰面坐标系与甲板流场
Fig. 7 Ship coordinate system and ship airwake

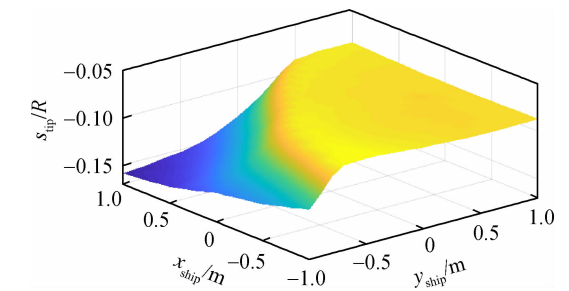


图 8 各起动位置最大负向位移计算结果
Fig. 8 Calculation results of maximum negative displacement at each starting position

从图 8 可知,在距离原点 $x_{\text{ship}}、y_{\text{ship}}$ 方向 $\pm 1\text{ m}$ 的范围内,各位置处负向最大位移相差较大,其中 $(1,-1)、(0,0)$ 和 $(-1,-0.5)$ 三个起动位置的瞬态气弹响应曲线如图 9 所示。

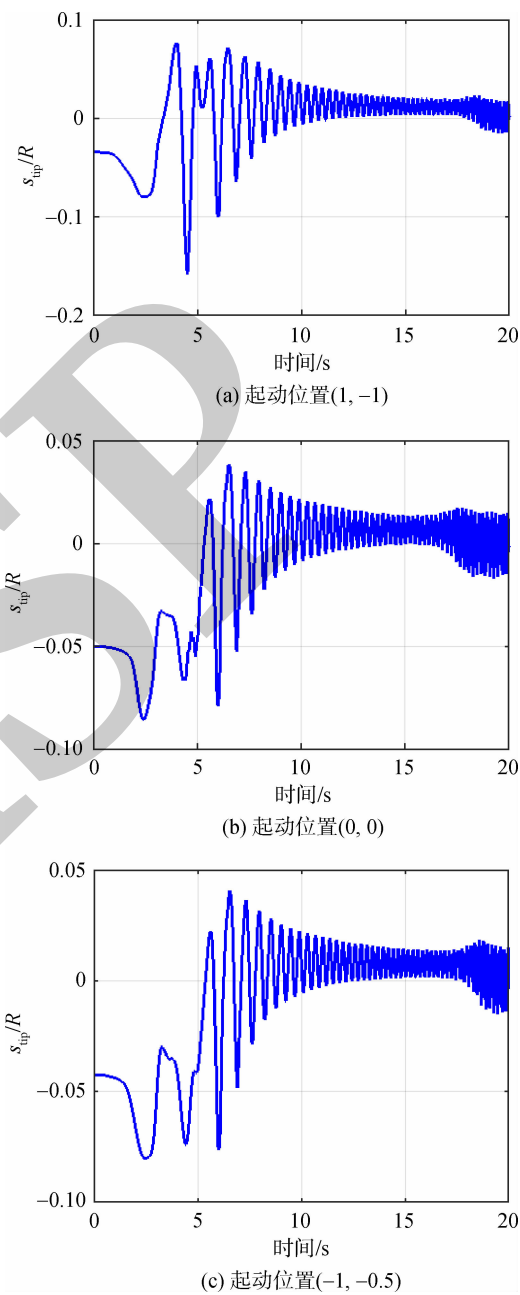


图 9 三个起动位置瞬态气弹响应曲线
Fig. 9 Transient aeroelastic response curves of three strating positions

在 $(1,-1)$ 起动位置旋翼瞬态气弹响应达到最大值,桨叶负向最大位移为 $15.9\%R$,原点位置桨叶负向最大位移为 $8.5\%R$,在 $(-1,-0.5)$ 位置旋翼瞬态气弹响应为最小值,桨叶负向最大位移为 $8.1\%R$ 。由此可看出,小范围内改变起动位置,能有效降低桨叶负向最大位移,最大相差

96%，说明舰面流场中起动位置对旋翼瞬态气弹响应影响明显。

当桨叶为刚性时，弹性变形不计，桨尖位移只与挥舞角和桨叶长度有关。以起动位置(1, -1)为例，挥舞角变化如图 10 所示。

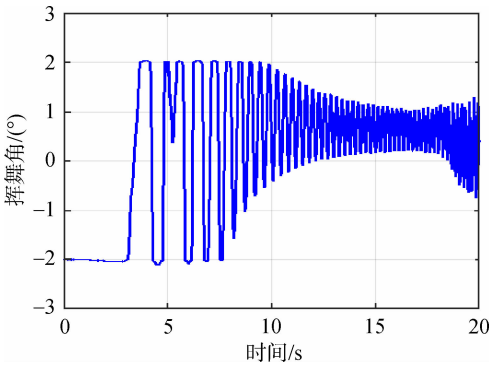


图 10 起动位置(1, -1)处挥舞角

Fig. 10 Flap angle at starting position (1, -1)

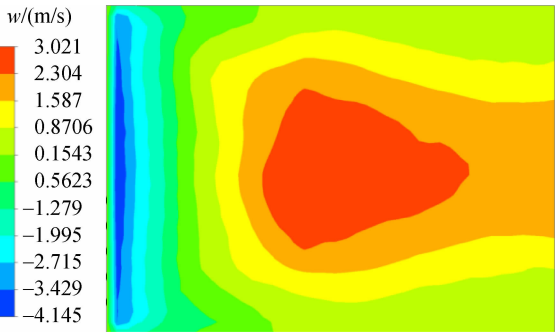
由图 10 可看出在起动位置(1, -1)处挥舞较受挥舞限位块限制，挥舞角最大为 2°，此时刚性桨叶桨尖最大位移为 3.5%R，弹性桨叶桨尖最大位移计算结果为 15.9%R，由此可见气弹响应对桨尖位移影响较大。

左舷横向来流条件下，舰载直升机桨毂位置越靠近舰艏和左舷处，桨叶负向挥舞越大。从甲板流场图(图 7(b))可知，越靠近舰艏和左舷位置垂向气流变化梯度越大。舰面流场对于旋翼瞬态气弹响应影响的主要原因是，垂向气流变化梯度分布不均匀，垂向气流变化梯度越大，对桨叶挥舞产生的气弹激振力越大，从而导致旋翼桨叶负向最大位移越大，越不利于舰载直升机的安全起降。

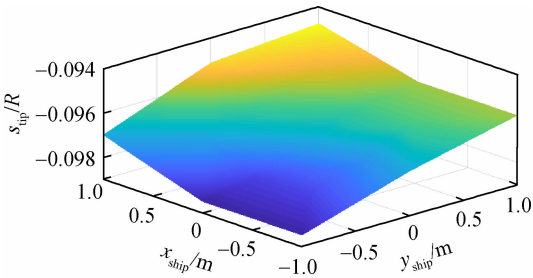
3.2 不同来流环境瞬态气弹响应分析

改变来流方向为舰艏来流，来流速度不变，流场分布与计算结果如图 11 所示。

由 CFD 计算得到的 0°来流角流场关于甲板



(a) 舰面流场分布



(b) 舰面流场计算结果

图 11 来流角为 0°时舰面流场分布与计算结果
Fig. 11 Ship flow field and calculated results at inflow angle of 0 degree

纵向中心线对称，而对称位置瞬态气弹响应有明显差异，原因是对称位置桨盘流场分布关于纵向中心线对称，但桨叶旋转方向没有关于纵向中心线对称而是保持相同旋转方向不变，从而产生差异。从这一点可证明不同来流角时瞬态气弹响应计算，关于纵向中心线对称的来流角并不能忽略。

每隔 30°选取一个来流方向，对各个不同来流方向时各点的瞬态气弹响应进行计算，计算结果如图 12 所示，其中 Δs_{tip} 为桨尖挥舞位移变化范围。

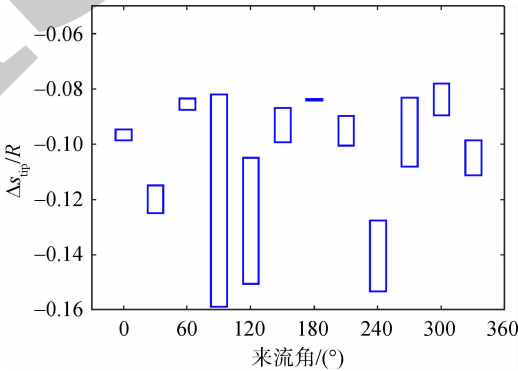


图 12 不同来流角对桨尖挥舞位移变化范围影响
Fig. 12 Influence of inflow angle on the range of blade tip displacement

任意来流角下，改变起动位置能有效减小旋翼瞬态气弹响应。原因是来流经过舰船时发生绕流，在局部产生较大垂向速度梯度，经过甲板平面时受来流影响，垂向速度梯度快速减小。改变起动位置能有效避免桨盘平面垂向速度梯度过大，从而减小旋翼瞬态气弹响应。

图 12 中 0°、60°和 180°来流角时旋翼瞬态气弹响应受起动位置影响较小，0°和 180°来流角结果较小的原因是当来流角为 0°和 180°时，舰面流场垂向速度变化较小，尤其在来流角为 180°，舰

面流场无甲板上层建筑影响,垂向速度几乎无变化,因此瞬态气弹响应受起动位置影响很小。来流角为 60° 时,舰面流场如图13所示。

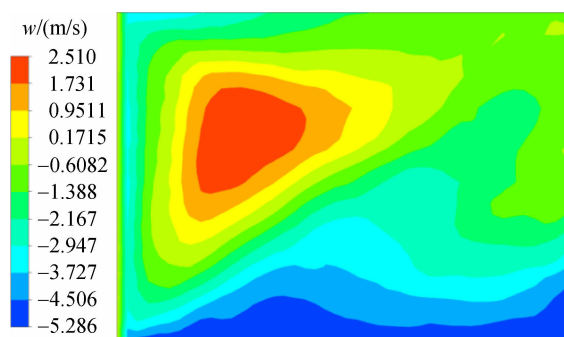


图13 来流角为 60° 舰面流场分布

Fig. 13 Ship flow field at inflow angle of 60°

由图13可知在相对于来流方向的桨盘前行侧受向下的垂向速度影响,前行侧桨叶迎角减小;后行侧受向上的垂向速度影响,后行侧桨叶迎角增大。该流场减小了前行侧与后行侧桨叶气动力不均,使该起动位置瞬态气弹响应偏小。起动位置计算范围内,垂向速度变化梯度较大的位置集中在来流方向且经过原点的直线附近,前行侧与后行侧位置流场分布随起动位置变化较小,因此在起动位置变化时瞬态气弹响应变化较小。

以上三个来流角时,各位置旋翼瞬态气弹响应整体偏小,改变起动位置可降低旋翼瞬态气弹响应5%左右。除以上三个来流角外,其余来流角改变起动位置可降低旋翼瞬态气弹响应超过11%,最大可降低96%。综合以上结论,通过改变起动位置减小旋翼瞬态气弹响应是一种较有效的方法。

4 结 论

本文建立了舰面流场下旋翼瞬态气弹响应计算模型,通过与国外文献中的实验值和计算值对比验证了计算模型的正确性。结合起动位置进行舰面旋翼瞬态气弹响应分析,得到以下结论:

1) 在左舷横向来流条件下,舰载直升机起动位置越靠近舰艏和左舷,桨叶负向挥舞越大。在甲板中心1 m范围内,最靠近舰艏和左舷的位置负向最大位移达到15.9%R,中心处负向最大位移仅为8.5%R。

2) 舰面流场对于旋翼瞬态气弹响应影响的主要原因是垂向气流变化梯度分布不均匀,垂向气流变化梯度越大导致桨叶负向挥舞越大。

3) 任意来流角下,改变起动位置都能有效减小旋翼瞬态气弹响应。来流角为 0° 、 60° 和 180° 时改变起动位置可有效降低旋翼瞬态气弹响应,除以上三个来流角外,其余来流角改变起动位置可进一步降低旋翼瞬态气弹响应。通过改变起动位置减小旋翼瞬态气弹响应是一种较有效的方法。

参考文献:

- [1] NEWMAN S J. An investigation into the phenomenon of helicopter blade sailing[D]. Southampton, United Kingdom: University of Southampton, 1995.
- [2] GEYER W P, SMITH E C, KELLER J A. Aeroelastic analysis of transient blade dynamics during shipboard engage/disengage operations[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(3): 448-453.
- [3] KELLER J A. Analysis and control of the transient aeroelastic response of rotors during shipboard engagement and disengagement operations[D]. State College, Pennsylvania, US: The Pennsylvania State University, 2001.
- [4] CZERWIEC R M, POLSKY S A. LHA airwake wind tunnel and CFD comparison with and without bow flap[R]. AIAA-2004-4832, 2004.
- [5] KANG Hao, HE Chengjian. Modeling and simulation of rotor engagement and disengagement during shipboard operations[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 60th Annual Forum. Maryland, US: American Helicopter Society, 2004: 315-324.
- [6] ROPER D M, OWEN I, PADFIELD G D. Integrating CFD and piloted simulation to quantify ship-helicopter operating limits[J]. The Aeronautical Journal, 2006, 110(1109): 419-428.
- [7] FORREST J S, OWEN I. An investigation of ship airwakes using detached-eddy simulation[J]. Computer and Fluids, 2010, 39(4): 656-673.
- [8] HAN Dong, WANG Haowen, GAO Zheng. 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.
- [9] KHOULI F, WALL A S, AFAGH F F, et al. Influence of ship motion on the aeroelastic response of a froude-scaled maritime rotor system[J]. Ocean Engineering, 2012, 54(1): 170-181.
- [10] KAARIA C H, WANG Yaxing, WHITE M D, et al. An experimental technique for evaluating the aerodynamic impact of ship superstructures on helicopter operations[J]. Ocean Engineering, 2013, 61(15): 97-108.
- [11] GROOM M, THORNER B, VIO G A. Isolated rotor engagement and disengagement simulations in ship airwake[R]. Perth, Australia: 20th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2016.
- [12] KHOULI F, AFAGH F F, LANGLOIS R G. Design, simulation, and experimental results for flexible rotors in a ship

airwake[J]. *Journal of Aircraft*,2016,53(1):262-275.

[13] ZHANG Jianhua, SMITH E C, ZAJACZKOWSKI F. Analysis of rotor start-up and shutdown on a sea-based oil rig[J]. *Journal of Aircraft*,2017,54(1):20-35.

[14] HAN Dong, YU Lei, GEORGE N B. Transient aeroelastic response control of shipboard rotors during engagements by gurney flaps[J]. *Journal of Aircraft*,2018,56(2):837-841.

[15] WATSON N A, KELLY M F, OWEN I. Computational and experimental modelling study of the unsteady airflow over the aircraft carrier HMS Queen Elizabeth[J]. *Ocean Engineering*,2019,172(15):562-574.

[16] 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)

[17] 韩东,高正,王浩文. 舰船升沉运动对旋翼瞬态气弹响应影响分析[J]. *空气动力学学报*,2007,25(4):449-453.

HAN Dong, GAO Zheng, WANG Haowen. Effects of heave of ship on rotor transient aeroelastic response[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*,2007,25(4):449-453. (in Chinese)

[18] 韩东,王浩文,高正. 舰船纵横摇运动对旋翼瞬态气弹响应影响分析[J]. *直升机技术*,2007,151(3):34-38.

HAN Dong, WANG Haowen, GAO Zheng. Influences of pitch or roll of ship on transient aeroelastic response of rotor blade[J]. *Helicopter Technique*,2007,151(3):34-38. (in Chinese)

[19] 韩东,高正,王浩文,等. 铰接式旋翼舰面瞬态气弹响应及参数研究[J]. *空气动力学学报*,2007,25(1):7-11.

HAN Dong, GAO Zheng, WANG Haowen, et al. Analysis of transient aeroelastic response for shipboard articulate rotor[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*,2007,25(1):7-11. (in Chinese)

[20] 韩东,高正,王浩文,等. 跷跷板旋翼舰面瞬态气弹响应分析及抑制方法[J]. *航空动力学报*,2006,21(4):700-705.

HAN Dong, GAO Zheng, WANG Haowen, et al. Analysis and control of transient aeroelastic response of teetering rotor on the shipboard[J]. *Journal of Aerospace Power*,2006,21(4):700-705. (in Chinese)

[21] 吉洪蕾,赵辉,陈仁良. 基于直升机舰面起降动态仿真的风限图计算[J]. *航空学报*,2018,39(11):122-156.

JI Honglei, ZHAO Hui, CHEN Renliang. Wind-over-deck envelope calculation based on simulation of helicopter ship-board operations [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*,2018,39(11):122-156. (in Chinese)

(编辑:叶 青、陈 越)