

基于嵌套网格的舰载直升机流场仿真及风限图计算

谭文渊, 曹义华
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为保证舰载直升机的安全,本文基于嵌套网格方法,针对 CG-47 提康德罗加级巡洋舰搭载 UH-60“黑鹰”直升机的机舰组合进行了流场仿真。研究了此组合在不同风向角及风速下的着舰流场,并结合飞行力学模型计算了直升机操纵量和姿态角。根据安全着舰判据,绘制了此组合的理论风限图。结果表明:滚转角及周期变距操纵量均随来流速度增加,俯仰角则受到来流和舰上建筑的多重影响。风向角越小,最大着舰速度越大,且总体左侧大于右侧。

关 键 词: 舰载直升机; 安全着舰; 嵌套网格; 飞行力学; 理论风限图

中图分类号: V212.4 **文献标志码:** A

Simulation of flow field and calculation of safe operating envelope of shipborne helicopter based on chimera grid

TAN Wenyuan, CAO Yihua
(School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to ensure the shipboard helicopter safety, based on the chimera grid method, the flow field of CG-47 Ticonderoga class cruiser with UH-60 Black Hawk helicopter was simulated. The flow field of this combination under different wind direction angles and speed conditions was studied. The flight dynamics model was used to calculate manipulated variable and attitude angle. Finally, according to the safe landing criterion, the theoretical safe operating envelope of this combination was drawn. The results showed that the roll angle and periodic pitch control increased with the incoming velocity, while the pitching angle was affected by the incoming flow and the ship structure. The smaller wind direction angle meant the greater maximum landing speed. Generally, the left side speed was larger than the right side speed.

Key words: shipborne helicopter; safe landing; chimera grid; flight mechanics; theoretical safe operating envelope

直升机以旋翼旋转作为飞行动力,相比于常规的固定翼飞机,具有高度的灵活性,可以做出垂直起降、悬停、低空低速飞行等动作,在海上执行

多种其他飞行器无法执行的任务。然而舰船飞行甲板面积狭小,附近空域会受到海风、波浪、舰船上层建筑紊流等因素的共同影响,导致舰载直升

机起降条件差,飞行环境复杂,危险系数很大^[1]。因此,认真研究舰船飞行甲板附近的流场特性以及流场对舰载直升机的影响,对指导舰载直升机安全飞行具有很积极的意义。

1 研究背景与现状

自 20 世纪 60 年代起,针对舰载直升机在起降区域流场特性的研究逐渐展开。在研究过程中逐渐发展出三类主流研究方法:实船测量、风洞试验和数值模拟。实船测量基本能完全再现舰载直升机实际的使用场景,结果误差较小,真实可信,有很强的参考价值。但需要大量的试验仪器和装备的配合,耗费大量人力物力财力,成本居高不下且有一定的危险性,可执行程度低,通常作为补充验证。风洞试验在针对舰载直升机附近流场的研究中应用广泛,其具有安全性高、适应性广的特点。但是由于采用缩比模型,同时还有风洞壁面和测量设备的影响,在试验结果上可能会有一定误差。随着计算机技术以及性能不断提升,数值模拟方法被越来越多地应用在针对舰载直升机流场的研究中。其成本低廉,可模拟各种不同的、复杂的应用场景。在计算方法不断进步的今天,数值模拟的计算精度也有大幅提升。数值模拟方法已经成为舰载直升机流场研究中非常重要的一环。

国外针对舰载直升机流场研究起步较早,且主要是针对飞行甲板处的流场研究。Johns 等^[2]利用可视化烟雾研究了 DD-963 驱逐舰在风洞中的流场形态,并观察到在舰船锐边产生的非定常分离流动。Cheney 和 Zan 等^[3-4]提出了重要的简化护卫舰模型(SFS)和 SFS2,并针对其缩比模型进行了一系列风洞试验,得到了甲板附近的流场流态、平均速度及湍流强度等。Nacakli 和 Stargel 等^[5-6]利用 SFS 模型和四旋翼模型进行了风洞试验,得到了旋翼与舰船之间相互干扰的数据。Forrest 等^[7]采用非结构网格的 DES(detached-eddy simulation)方法,针对 SFS2 模型和皇家海军护卫舰 T23,在多种风场条件下,研究模拟了飞行甲板上方的流场情况,并将模拟结果与风洞试验及实船测量结果相对比,表明 CFD 方法的结果与试验结果基本相似,但在风向角较大时有一定差异。Brownell 等^[8]针对 YP-676 型舰船,测量了在 0°和 15°右舷风下飞行甲板附近流场的速度和雷诺应力。

早期的直升机/舰船耦合流场数值研究出于简单的考虑,大多不考虑与舰载机的耦合(单向耦

合),即把孤立舰船的流场信息提取出来,再添加到旋翼流场的计算当中,只考虑舰船航流场对直升机流场的气动干扰。这样,飞行动力学和 CFD 可以分开单独计算,避免复杂的建模要求,降低计算成本。如 Forrest 等^[9]将采用 DES 方法计算得到的非定常舰船空气流场数据导入到 FlightLab 飞行仿真软件里,分析“山猫”、“海鹰”舰载直升机模型在 DIPES(deck interface pilot effort scale)评定标准下的飞行员操纵环境和起降飞行包线。Kääriä 等^[10]将时间精确计算的舰船航流场数据集成到 FlightLab 模拟环境,记录在舰船航流场单向作用下直升机模型在不同甲板位置处旋翼的气动载荷变化曲线,从而分析旋翼的操纵性能和潜在的飞行员工作载荷。但是通过与试验数据对比可知,直升机的控制输入参数存在较大的差异,这是由于没有考虑到直升机流场对舰船航流场的反向作用。Roper 等^[11]在直升机舰面起降飞行动力学模型的基础上采用六自由度飞行模拟器进行驾驶员在环的直升机舰面起降飞行仿真,在仿真中采用线性插值的方式计入稳态舰船尾流对直升机飞行特性的影响,并通过驾驶员的主观评价确定起降风限图。结果表明,虽然只考虑到稳态舰船尾流的作用,但驾驶员在环飞行仿真能捕捉到舰船前方来流的风速、风向变化和直升机操纵行程限制对起降风限图的影响。

随着 CFD 数值模拟技术的发展,双向耦合的着舰域流场的数值研究工作逐渐开展。Tattersall 等^[12]采用均匀的作用盘方法对舰船与舰载机(直升机)旋翼、机身的交互稳态气流场进行研究。英国利物浦大学的 Crozon 等^[13]利用 CFD 方法和作用盘方法研究了海王直升机主旋翼对加拿大某型号巡逻护卫舰的着舰域流场的影响,并且着重研究了旋翼处在前飞状态和靠近甲板悬停时候的流场。并将动量源方法计算的耦合定常计算结果与“单向耦合法”的计算结果进行对比,指出了当直升机在近舰面空气流场操纵时,舰船流场和旋翼尾流场之间会发生严重的耦合作用。

国内在舰船流场方面的研究起步较晚,不过也取得了一定的成果。赵维义等^[14-15]应用粒子图像测速技术(PIV)针对某型护卫舰的缩比模型进行了风洞试验,在不同风场的工况下研究了机库门开合等对流场的影响,并且探讨说明了缩比模型风洞试验的结果与舰船真实流场基本一致。陆超等^[16]利用 ANSYS CFX 软件针对 landing helicopter assault (LHA)护卫舰缩比模型进行了不

同风向角的情况下的 CFD 模拟,通过对比多个起降点的风场模拟数据得出风向角对舰面空气流场形态有较大影响的结论,并且越靠近上层建筑区域气流变化越剧烈。宗昆等^[17]分别利用 Navier-Stokes (N-S) 方程 (Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型) 和 monotone integrated large eddy simulation (MILES) 方法对 SFS2 模型的舰船流场进行 CFD 模拟,并将结果与国外风洞试验结果相对比,研究表明两种方法都能较为准确的模拟流场信息,并且 MILES 方法对尾流场的模拟预测精度较 S-A 模型更高。

本文从 CFD 数值模拟方法出发,跳出了以前单纯模拟舰船飞行甲板附近流场,得到结果再分析对舰载直升机影响的思路。利用嵌套网格方法,直接将可模拟真实旋翼转动的直升机模型放置在飞行甲板的起降区域,建立起直升机-舰船的耦合流场并进行模拟分析,得到舰载直升机的一些飞行特性,可为舰载直升机的安全起降提供一定的参考。

2 计算方法与模型

2.1 流动控制方程

流动控制方程包括连续方程、动量方程和能量方程,是在质量、动量及能量三大守恒定律上建立起来的计算流体力学的基本方程。通常,对非定常可压缩的流体,流动控制方程可表达为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = \rho f_i - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(h + \frac{1}{2} u_i^2 \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_j \left(h + \frac{1}{2} u_i^2 \right) \right] = \\ \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(u_i \tau_{ij} + \lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \end{aligned} \tag{3}$$

式中 ρ 为流体密度, u_i 为流体在 i 方向的速度分量, f_i 为单位体积流体受到的体力, p 为流体压强, h 为流体的焓, τ_{ij} 为应力张量的分量, T 为流体温度。

以 N-S 方程作为主控方程在流动数值模拟中占据了主要地位,但直接求解 N-S 方程计算量很大,非常困难。因此在对直升机-舰船耦合流场进行数值模拟时,本文使用求解雷诺平均 N-S 方程(RANS)的方法。即把 N-S 方程中的瞬态变量分为平均量和脉动量两部分,可表达为

$$\phi_i = \bar{\phi}_i + \phi_i' \tag{4}$$

式中 ϕ_i 可表达为速度、能量、压力等各个变量。

将其代入前述控制方程,取平均值即可得到可压缩流体流动的质量加权平均控制方程。

2.2 湍流模型

湍流是典型的非线性随机过程,在数值模拟中可选择的湍流模型有很多。考虑到重点关注的对象为舰船飞行甲板附近的直升机,流体速度较低,并带有真实旋翼转动,本文选用 renormalization group(RNG) $k-\epsilon$ 模型^[18],以避免标准 $k-\epsilon$ 模拟旋流和绕流时的缺陷。RNG $k-\epsilon$ 模型的输运方程可表达为

k 方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial \left(\sigma_k u_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right)}{\partial x_j} + \\ G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \end{aligned} \tag{5}$$

ϵ 方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j \epsilon)}{\partial x_j} = \frac{\partial \left(\sigma_\epsilon u_{\text{eff}} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right)}{\partial x_j} + \\ C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon + S_\epsilon \end{aligned} \tag{6}$$

式中 k 和 ϵ 是两个基本变量, G_k 是由平均速度梯度引起的湍流动能 k 的产生项, G_b 是由浮力引起的湍流动能 k 的产生项, Y_m 代表了可压缩湍流中的脉动扩张对整体湍流动能耗散率的贡献, $C_{1\epsilon}$ 、 $C_{2\epsilon}$ 和 $C_{3\epsilon}$ 是常数, σ_k 和 σ_ϵ 分别为 k 和 ϵ 的湍流 Prandtl 数, S_k 和 S_ϵ 是用户定义的源项。

2.3 嵌套网格方法

在先前的研究中,为了得到舰载直升机在飞行甲板附近的飞行特性,往往采用两种方法:①先单独分析孤立的舰船流场,再将飞行甲板附近的流场数据提取出来,代入到直升机模型中进行分析。②将舰载直升机的旋翼部分简化为固定的动量源项,即作用盘,再一同分析直升机-舰船的组合格模型。这两种方法可以提高效率,节省计算资源,但存在一定的局限性,不能很好地刻画舰载直升机周围流场的流动特点。为方便进行对旋翼-机身-舰船一体化模型的数值模拟,可采用嵌套网格技术。首先将计算区域分为若干个子区域,独立生成网格,然后将有区域重叠嵌套部分的网格之间设置重叠网格交界面,进行网格装配。本文生成一套非结构的嵌套网格。整套网格主要包括三部分:①代表旋翼桨叶的贴体网格,可随旋翼一起进行转动;②代表直升机机身、舰船及其上部建

筑等复杂外形的贴体网格,可静止不动也可根据需要进行移动;③代表整体空间流场的背景网格,并在直升机附近和飞行甲板上方等重点观测区域进行了网格加密。

2.4 飞行力学模型

建立一个完整准确的直升机动力学模型是对其进行平衡特性计算、稳定性分析和操纵响应研究的基础。本文以 UH-60 直升机为研究对象,其总体布局为单旋翼带尾桨。本文将直升机主要气动部件分为主旋翼、尾旋翼、机身、水平和垂直安定面,采用各部件分别建模的方法,考虑各个部件间存在的运动耦合和气动干扰,最终得到直升机整体的非线性动力学模型。建模中使用到的气动数据采用风洞试验结果。

在分析直升机的基本运动学方程和动力学方程时,为方便和简化直升机动力学方程的推导,假定直升机为一刚体,做如下假设:①忽略直升机的弹性振动及变形的影响;②假定地球固定于空间,忽略地球自传与公转的影响;③假定直升机本身的质量及质量分布保持不变;④假定直升机是左右对称的。

在上述假定下,直升机的运动可以看成是 6 个自由度的刚体运动,即包括质心沿 3 个轴的线运动(航向的进退、升降和横向的左右侧飞)和 3 个轴的转动(滚转、俯仰和偏航)。下面给出几个主要部件的建模过程。

1) 主旋翼气动模型

主旋翼是直升机最主要的操纵面,是直升机的主升力面,也提供着直升机纵向、横向的操纵力。在本文中,以叶素理论和旋翼升力线理论为基础,推导建立旋翼各方向的力和力矩方程。

先给出旋翼翼尖轨迹平面运动学方程为

$$\ddot{\mathbf{a}} + \tilde{D}\dot{\mathbf{a}} + \tilde{K}\mathbf{a} = \tilde{\mathbf{f}} \quad (7)$$

其中 $\mathbf{a} = (a_0, a_1, b_1)^T$, 列向量的各参数分别代表挥舞角、后倒角和侧倒角。 $\ddot{\mathbf{a}}, \dot{\mathbf{a}}$ 分别为 $\mathbf{a}$ 向量的一阶和二阶导数,之后依据旋翼动量理论和叶素理论,建立了积分格式的旋翼气动模型,推导得到旋翼的拉力、侧向力、后向力以及三个方向上的力矩(T, H, Y, M, L, Q)的计算公式。再进行坐标系转换即可得到体轴系下的力和力矩的表达式。

2) 尾桨旋翼气动模型

尾桨主要产生偏航力矩,为直升机提供航向操纵力,且用来平衡主旋翼的反扭矩。尾桨的建模与主旋翼建模大致相同,但由于尾桨角速度较大,在考虑尾桨的挥舞运动时,这里假定其挥舞系

数稳定不变,其表达式如下:

$$a_{1tr,c} = \frac{1}{\Delta_{tr,c}} \cdot \left[K_{1tr} \left(1 + \frac{3}{2} \mu_{tr,c}^2 \right) f_{1tr,c} - \left(1 + \frac{\mu_{tr,c}^2}{2} \right) f_{2tr,c} \right] \quad (8)$$

$$b_{1tr,c} = \frac{1}{\Delta_{tr,c}} \left[K_{1tr} \left(1 + \frac{1}{2} \mu_{tr,c}^2 \right) f_{2tr,c} + \left(1 - \frac{\mu_{tr,c}^2}{2} \right) f_{1tr,c} \right] \quad (9)$$

其中

$$\Delta_{tr,c} = 1 - \frac{\mu_{tr,c}^4}{4} + K_{1tr}^2 \left(1 + \frac{\mu_{tr,c}^2}{2} \right) \left(1 + \frac{3}{2} \mu_{tr,c}^2 \right) \quad (10)$$

$$f_{1tr,c} = \frac{4}{3} \mu_{tr,c} \alpha_{0tr} - \frac{16}{\gamma_{tr} \Omega_{tr}} \rho_{tr,cw} - \frac{q_{tr,cw}}{\Omega_{tr}} \quad (11)$$

$$f_{2tr,c} = \frac{8}{3} K_{1tr} \mu_{tr,c} \alpha_{0tr} + \frac{16 q_{tr,cw}}{\gamma_{tr} \Omega_{tr}} - \mu_{tr,c} \left(\frac{8}{3} \theta_{0tr} + 2 \theta_{tr} + 2 \lambda_{tr} \right) - \frac{p_{tr,cw}}{\Omega_{tr}} \quad (12)$$

式中 K_{1tr} 为尾桨旋翼俯仰-挥舞耦合系数, α_{0tr} 为尾桨旋翼锥度角, γ_{tr} 为尾桨旋翼洛克数, θ_{0tr} 为尾桨桨叶叶根安装角, θ_{tr} 为尾桨桨叶扭度, λ_{tr} 为尾桨旋翼入流比。

尾桨旋翼的当地来流速度还需要考虑主旋翼的下洗影响,其表达式如下:

$$u_{tr} = u_b$$

$$v_{tr} = v_b + p_b (C_{wl,tr} - C_{wl,cg}) - r_b (C_{sta,tr} - C_{sta,cg})$$

$$w_{tr} = w_b + q_b (C_{sta,tr} - C_{sta,cg}) + w_{i,tr} \quad (13)$$

式中 C_{sta}, C_{wl} 分别为地面坐标系分量, cg 表示直升机质心, $w_{i,tr}$ 即为主旋翼的下洗诱导速度,由风洞数据插值得到。

3) 机身气动模型

由于机身的形状不规则,目前并没有直接计算机身气动力和力矩的理论公式,本文主要利用直升机机身的大量风洞试验数据进行模拟,假定机身产生的力和力矩是迎角和侧滑角的函数,最后通过回归算法计算得到机身上的力和力矩。

首先定义机身处的迎角与侧滑角

$$\alpha_f = \theta_w = \tan^{-1} \frac{w_f}{|u_f|} \quad (14)$$

$$\beta_f = -\phi_w = \tan^{-1} \frac{v_f}{\sqrt{u_f^2 + w_f^2}} \quad (15)$$

其中机身的各速度分量为

$$u_f = u_b$$

$$v_f = v_b - r_b (C_{sta,f} - C_{sta,cg})$$

$$w_f = w_b + q_b (C_{sta,f} - C_{sta,cg}) - w_{i,f} \quad (16)$$

式中 $w_{i,t}$ 是主旋翼对机身的诱导速度项。之后通过对风洞数据的插值计算得到机身的力和力矩表达式。

通过上述介绍的各部件建模,我们可以得到各部件上的气动力和气动力矩,再加上全机的重力载荷,忽略发动机产生的力矩,便可以通过叠合成得到全机上的合力和合力矩表达式。其全机动力学方程为

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_r = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u}_b \\ \dot{v}_b \\ \dot{w}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r_b & q_b \\ r_b & 0 & -p_b \\ -q_b & p_b & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u_b \\ v_b \\ w_b \end{bmatrix} \right)$$

(17)

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_r = \mathbf{I}_b \cdot \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_b \\ \dot{q}_b \\ \dot{r}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r_b & q_b \\ r_b & 0 & -p_b \\ -q_b & p_b & 0 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{I}_b \cdot \begin{bmatrix} p_b \\ q_b \\ r_b \end{bmatrix} \right)$$

(18)

其中 $\mathbf{I}_b$ 为直升机的惯性矩阵

$$\mathbf{I}_b = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

(19)

最后附加直升机姿态角和角速度间的关系

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\sin\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_b \\ q_b \\ r_b \end{bmatrix}$$

(20)

在稳定飞行状态下,令直升机上的全部外力和外力矩合成为零,采用牛顿迭代法对方程组进行迭代求解,即可得到直升机在该状态下所需的操纵量和姿态角。

2.5 研究对象

本文采用美国 CG-47 Ticonderoga 级巡洋舰搭载 UH-60“黑鹰”直升机的模型进行计算分析。主要参数见表 1 和表 2。

采用前述的网格生成方法,利用 ANSYS ICEMCFD 软件,分别针对旋翼、直升机及舰船、背景部分进行网格划分,效果如图 1 所示,其中飞行甲板附近加密网格部分如图 2 所示。

表 1 CG-47 巡洋舰的主要参数
Table 1 Main parameters of CG-47 cruiser

参数	数值	参数	数值
舰长/m	173	航速/(km/h)	60.19
型宽/m	16.8	最大吃水深度/m	10.2

表 2 UH-60 直升机的主要参数
Table 2 Main parameters of UH-60 helicopter

参数	数值	参数	数值
总长度/m	19.76	主旋翼半径/m	8.18
机身长度/m	15.27	主旋翼桨叶数	4
机身宽度/m	2.36	旋翼面积/m ²	210
高度/m	5.13	尾桨半径/m	1.68
总质量/kg	7438.91		

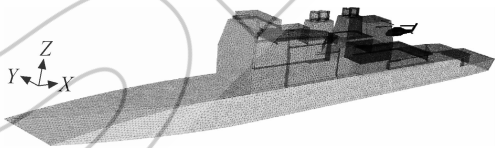


图 1 舰载直升机整体网格
Fig. 1 Global grid of shipborne helicopter

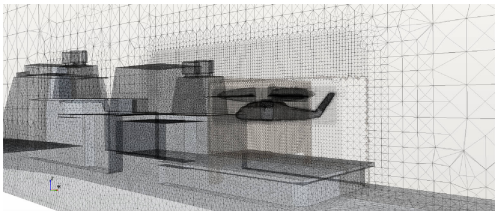


图 2 飞行甲板附近加密网格
Fig. 2 Increased density grid near the flight deck

2.6 计算设置

流场仿真计算采用 STAR-CCM+ 软件。计算区域大小设置以舰长 l 和型宽 c 为依据。前部长度为 $4l$,后部长度为 $6l$,左右宽分别为 $10w$,高度依据舰上建筑物的典型高度 h ,设为 $10h$ 。计算域前方入口边界条件为速度入口,后方出口为压力出口。上部为速度入口,左右均为对称面,考虑到模型复杂程度,为简化计算量,下部即海平面为无滑移壁面。直升机及舰船均为无滑移壁面。计算方法是三维非定常隐式求解方法,湍流模型是 RNG $k-\epsilon$ 模型,流体模型是理想气体,时间离散格式选为 2 阶精度。

3 算例及结果分析

3.1 验证算例

采用国际通用的简化护卫舰模型 SFS2 进行

算例验证,SFS2 模型长为 138.68 m,宽为 13.72 m,高为 16.76 m,具体造型如图 3 所示。建模分析方法均采用前文所述的相同方法,模型网格如图 4 所示。

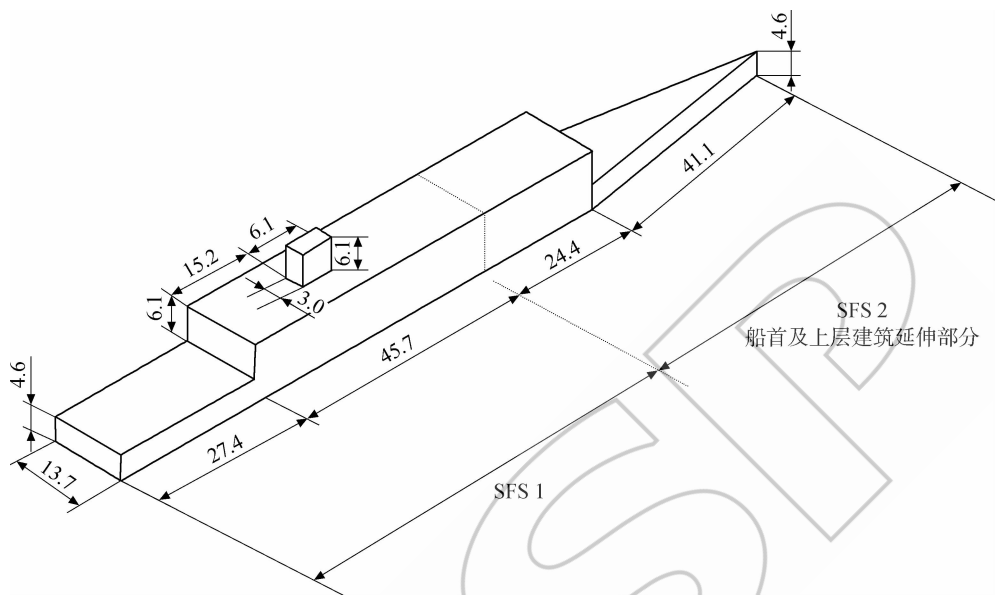


图 3 SFS2 护卫舰模型尺寸参数(单位:m)^[19]
Fig.3 SFS2 frigate model size parameters (unit,m)^[19]

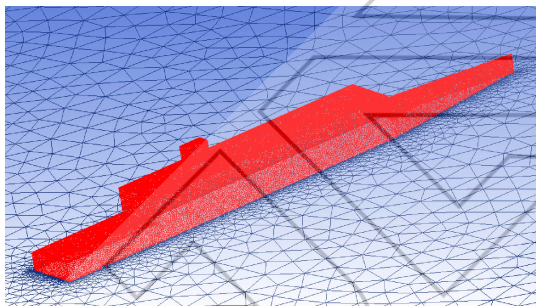


图 4 SFS2 护卫舰模型网格
Fig.4 Grid of SFS2 frigate model

以 0°正前方来流速度为 15 m/s 为例,在舰艉甲板长 1/2 处,机库高度处,设置一条两倍于甲板宽度的横向观察线,线上布置一系列观察点,分别取得各观察点的 X、Y、Z 三向气流速度,与文献[14]中同条件下的风洞试验数据进行对比,结果如图 5 所示,其中横轴代表当前观察到甲板对称面的距离 y 与甲板宽度 b 的比,纵轴代表当前观察点某向分速度与远方来流入口速度 v_1 的比。可以看出对于舰艉甲板附近的流场状态,数值模拟方法和风洞试验的结果基本吻合,两种方法各方向分速度比之差基本小于 0.2,仅在速度 u 的个别点误差较大,但整体在可接受的范围内,可

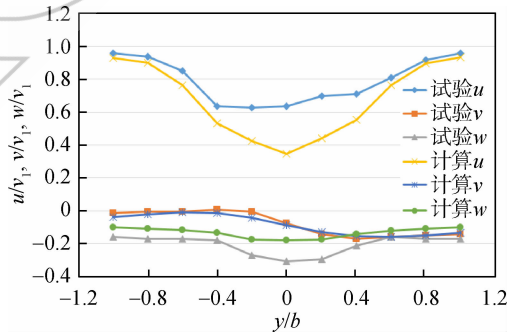


图 5 观察点三向速度试验值与计算值对比图
Fig.5 Comparison of test and calculated value of observation point three-way speed

以用来探究直升机的着舰过程。

3.2 舰载直升机算例

本文采用前述 CG-47 和 UH-60 组合模型进行多组计算,包括风向角 α_w 为 0°、左右侧 30°、60°、90°下的多组不同速度工况,并根据每个工况下的气动力对舰载直升机进行飞行力学分析,得到了不同工况下的舰载直升机周围流场情况、机身姿态和操纵量情况。

3.2.1 流场情况

以风向角 0°工况为例,图 6 绘制了风向角为

0°,来流速度为 60 km/h 工况舰船纵向对称面的速度云图。图 7 绘制了风向角为 0°,来流速度为 60 km/h 工况不同视角下的等值涡量图,包括飞行甲板附近视图和飞行甲板俯视图,并以当地速度进行着色。由图可见,利用嵌套网格方法处理直升机,模拟真实的旋翼转动,可以较为准确地捕捉到旋翼产生的桨尖涡及涡向后脱落发展的痕迹。由于 CG-47 型舰船上层建筑复杂,远前方来流首先要绕过上层建筑,速度降低,已经产生一定的涡旋,使均匀来流变为乱流。再流动到飞行甲

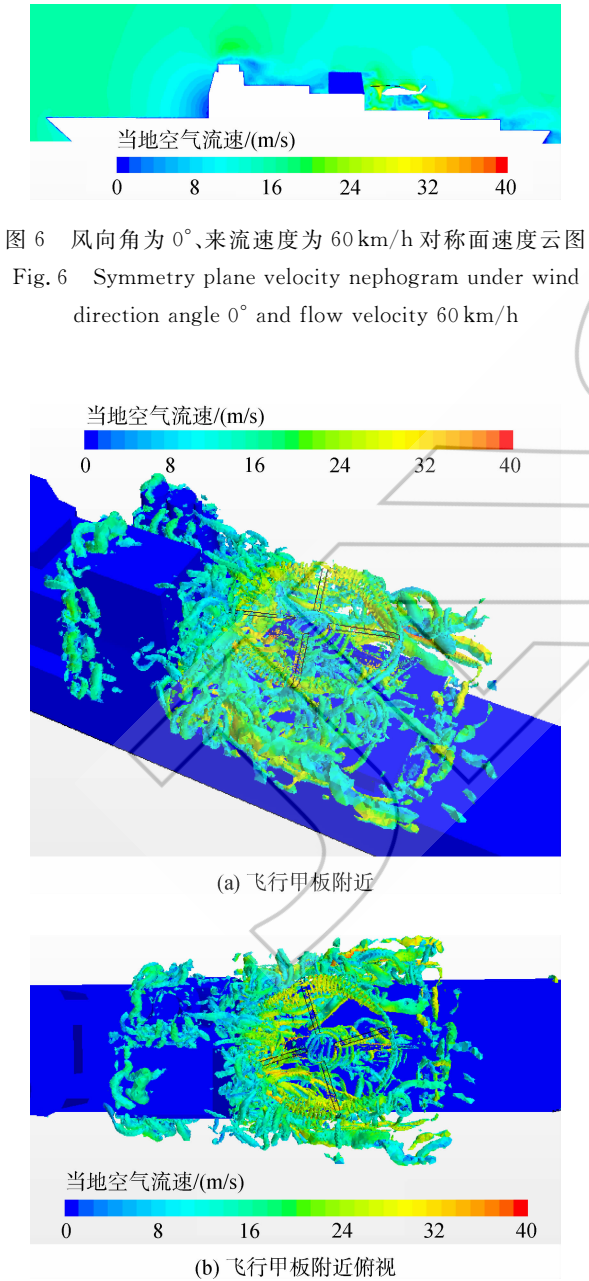


图 7 风向角为 0°、来流速度为 60 km/h 涡量图

Fig. 7 Vortex nephogram under wind direction angle 0° and flow velocity 60 km/h

板区域受到直升机旋翼的作用,产生更大范围的复杂涡旋。同时,直升机在这种乱流中悬停或降落,都是非常危险的,困难程度远超在地面的情况。因此,很有必要对舰载直升机的飞行力学特性进行分析,了解直升机的操纵量和姿态角变化,为安全飞行提供指导。

3.2.2 来流风速对直升机着舰的影响

采用前述方法,在 MATLAB 软件中搭建好飞行力学模型,将不同工况下计算得到的舰载直升机流场数据代入到飞行力学模型中,使用牛顿迭代法进行配平,得到初步配平结果。再利用初步配平结果对 CFD 模型进行姿态修正,继续计算得到修正后的流场数据再次进行配平。如此反复耦合配平直到结果变化小于收敛条件,可求得直升机在着舰过程中,受到各方向海风和舰船前部建筑及甲板的共同影响下,稳定时的机身姿态和操纵量。

在风向角为 0°工况下,选取来流速度为 55、60、65、70 km/h 进行观察。在风向角左侧 30°工况下,选取来流速度为 60、65、70、75 km/h 进行观察。图 8 给出了滚转角的变化情况,其中横轴代表远前方来流速度,纵轴代表当前工况下配平滚转角。由图可见,在同一风向角下,直升机的平衡滚转角都有随速度逐渐增大的趋势,这对于需要平稳降落的直升机是非常不利的。且曲线斜率也随速度有所增加,这说明在大风速下直升机的滚转姿态平衡会迅速恶化,导致安全事故。同样,图 9 给出了俯仰角的变化情况。风向角不同时,平衡俯仰角随速度产生了不同的变化趋势,这说明直升机在飞行甲板上方准备降落时,平衡姿态并不和来流速度呈简单的线性关系,而是受到来流

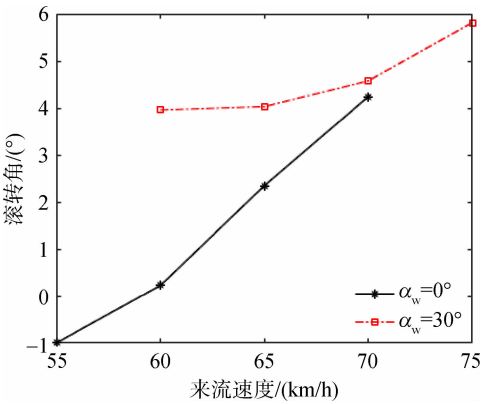


图 8 风向角为 0°和左侧 30°工况配平滚转角

Fig. 8 Trimming roll angle under wind direction angle 0° and left 30°

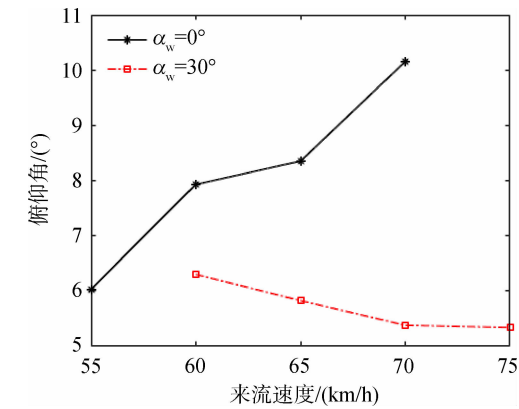


图 9 风向角为 0°和左侧 30°工况配平俯仰角
Fig. 9 Trimming pitch angle under wind direction angle 0° and left 30°

方向和舰上建筑的多重影响。
对于操纵量,同样选取前述工况,图 10~图 12 给出了不同风向角下直升机主要操纵量的变化情况,其中横轴代表远前方来流速度,纵轴代表

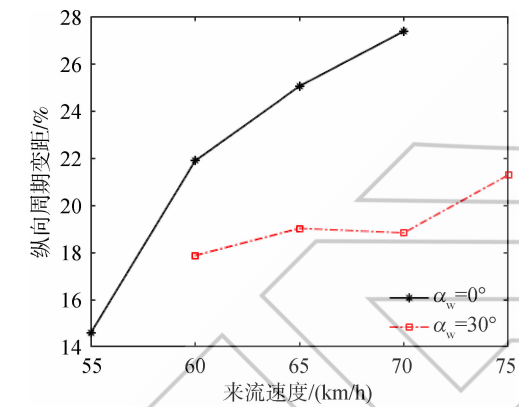


图 10 风向角为 0°和左侧 30°工况配平纵向周期变距
Fig. 10 Longitudinal cycle pitch under wind direction angle 0° and left 30°

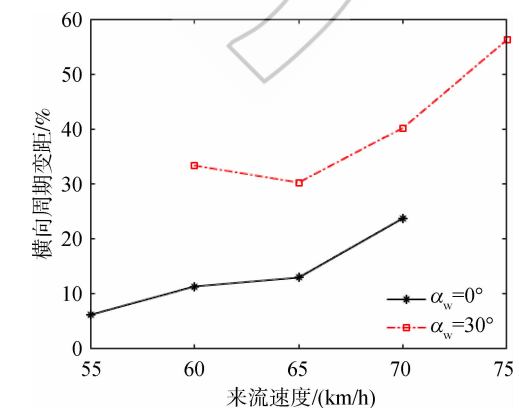


图 11 风向角为 0°和左侧 30°工况配平横向周期变距
Fig. 11 Lateral cycle pitch under wind direction angle 0° and left 30°

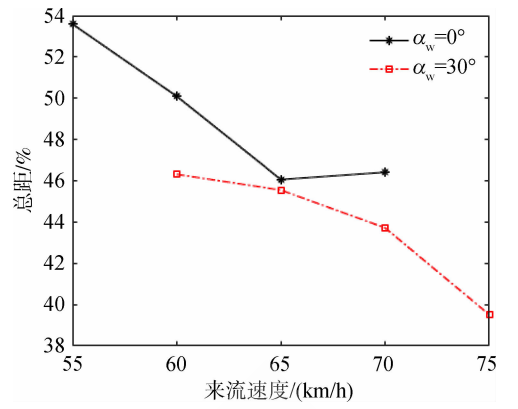


图 12 风向角为 0°和左侧 30°工况配平总距
Fig. 12 Collective pitch under wind direction angle 0° and left 30°

各个操纵量占设计最大值的百分比。由图可见,纵向、横向周期变距操纵量在相同的风向角下,均随速度的增加有所增长。这是因为随着速度增加,直升机的机身姿态更加偏离基准位置,需要更大的操纵量来维持姿态。但在飞行甲板附近时,为了安全考虑,全机的载荷和垂向降落速度基本不会发生很大变化,所以总距操纵量则是随速度增加有所下降。

3.2.3 来流风向角对直升机着舰的影响
在相同速度下,对不同风向角的配平情况进行对比。随着风向角增大,即侧风风速增加而正面风速降低,直升机的姿态角有着显著变化。俯仰角逐渐减小,而滚转角则逐渐增加且偏向来流侧风的方向。这种趋势同时也反映在操纵量上,纵向周期变距操纵量减小而横向周期变距的操纵量增大。至于总距则是略微有所下降,主要还是与风速有关。

总体来看,根据常见的直升机着舰安全准则,各个操纵量虽然变化幅度不小,但都在安全裕度之内。反而是滚转角和俯仰角容易超出安全限制,成为影响直升机安全着舰的重要指标。

3.3 理论风限图绘制

在各种海面环境、气象条件以及进场方式等等状况下,某一具体直升机在某一舰船上起降时的,不同风向下的最大速度,即安全边界即为舰载直升机的风限图。这个风限图是综合反映机舰动态配合安全性的参考标准。

综合直升机陆基操作规范和前人的研究经验,确定 CG-47 巡洋舰搭载 UH-60 直升机理论风限图直升机安全着舰判据见表 3。

表 3 直升机安全着舰判据
Table 3 Helicopter safety landing criterion

变量	数值
滚转角/(°)	$< 5 $
俯仰角/(°)	$< 8 $
纵向操纵量/%	<85
横向操纵量/%	<85
总距推进量/%	<85
脚踏位移量/%	<80

结合前述流场计算与飞行力学配平的方法,依据表 2 中安全着舰判据,可分别求出不同风向角下直升机可着舰作业的最大风速。将不同角度的最大风速边界以极坐标的形式绘制出来,即可得到理论风限图。针对本文选取的 CG-47 巡洋舰搭载 UH-60 直升机这一机舰组合,理论风限图如图 13。其中 0°方向为舰船船头方向,风速单位为 km/h。

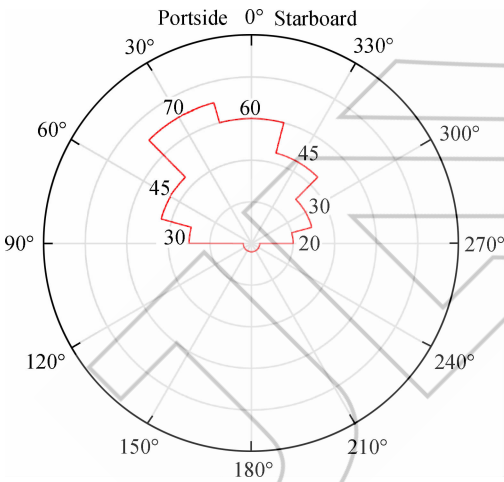


图 13 CG-47 巡洋舰搭载 UH-60 直升机理论风限图
(单位:km/h)

Fig. 13 Theoretical safe operating envelope of CG-47 cruiser with UH-60 helicopter (unit:km/h)

由图 13 可见,同一机舰组合,在不同风向角下的最大着舰风速差别较大,总的来说,来流风向越靠近船头航向,最大着舰风速越大。侧向风则会导致最大着舰风速快速减小。左右对比来说,风限图并不对称。侧滑角绝对值相同的情况下,左侧来流的最大着舰风速普遍大于右侧,这与直升机的构型有关。UH-60 直升机为右旋旋翼,尾桨拉力向右,所以对左侧风的抵抗能力较强。

4 结 论

本文基于嵌套网格方法,对 CG-47 巡洋舰搭载 UH-60 直升机这一机舰组合的流场特性和飞行力学特性进行了分析研究,并结合安全着舰判据绘制了理论风限图,结果表明:

- 1) 利用嵌套网格方法对舰载直升机进行数值模拟,可以较为准确的刻画舰船尾流场和直升机旋翼的相互作用。
- 2) 在同一风向角下,直升机的平衡滚转角都有随来流速度逐渐增大的趋势,平衡俯仰角并不和来流速度呈简单的线性关系,而是受到来流方向和舰上建筑的多重影响。纵向、横向周期变距操纵量在相同的风向角下,均随速度的增加有所增长。
- 3) 在同一速度下,随着风向角增大,俯仰角逐渐减小,而滚转角则逐渐增加且偏向来流侧风的方向。这种趋势同时也反映在操纵量上,纵向周期变距操纵量减小而横向周期变距的操纵量增大。
- 4) 绘制了 CG-47 巡洋舰搭载 UH-60 直升机的理论风限图。风向角越小,最大着舰风速越大,且总体左侧大于右侧。最大值出现在左侧风 30°附近,约为 70 km/h。

参考文献:

[1] 邹元振,于志刚.舰载直升机的飞行安全[J].直升机技术,1994(4):43-49.
ZHOU Yuanzhen,YU Zhigang. Flight safety of shipboard helicopter[J]. Helicopter Technique, 1994(4): 43-49. (in Chinese)

[2] JOHNS M K. The airwake of a DD-963 class destroyer [J]. Naval Engineers Journal,1989,101(3):36-42.

[3] CHENEY B T,ZAN S J. CFD code validation data and flow topology for the technical co-operation program AER-TP2 simple frigate shape [M]. Ottawa, Canada: National Research Council Canada, Institute for Aerospace Research,1999.

[4] ZAN S J. Surface flow topology for a simple frigate shape [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2001, 47(1):33-43.

[5] NACAKLI Y, LANDMAN D. Helicopter downwash/frigate airwake interaction flowfield PIV surveys in a low speed wind tunnel[C]//Proceedings of American Helicopter Society International 67th Annual Forum and Technology Display. Virginia Beach, USA: American Helicopter Society,2011:2988-2998.

[6] STARGEL D, LANDMAN D. A wind tunnel investigation

of ship airwake/rotor downwash coupling using design of experiments methodologies[C]// Proceedings of 50th American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, USA; American Institute of Aeronautics and Astronautics,2012:767.

[7] FORREST J S,OWEN I. An investigation of ship airwakes using detached-eddy simulation[J]. Computers and Fluids, 2010,39(4):656-673.

[8] BROWNELL C,LUZNIK L,SNYDER M, et al. Velocity measurements in a ship airwake with crosswind[C]// Proceedings of 42nd American Institute of Aeronautics and Astronautics fluid dynamics conference and exhibit, New Orleans,USA; American Institute of Aeronautics and Astronautics,2012:2851.

[9] FORREST J S,HODGE S J,OWEN I, et al. Towards fully simulated ship-helicopter operating limits: the importance of ship airwake fidelity[C] // Proceedings of American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montreal,Canada; American Helicopter Society,2008:339-351.

[10] KÄÄRIÄ C H,FORREST J S,OWEN I, et al. Simulated aerodynamic loading of an SH-60B helicopter in a ship's airwake[C] // Proceedings of 35th European Rotorcraft Forum, Hamburg,Germany;German Society for Aeronautics and Astronautics,2009:1001-1013.

[11] ROPER D,OWEN I,PADFIELD G D, et al. Integrating CFD and piloted simulation to quantify ship-helicopter operating limits[J]. Aeronautical Journal,2006,110(1109): 419-428.

[12] TATTERSALL P,ALBONE C M,SOLIMAN M M, et al. Prediction of ship air wakes over flight decks using CFD [C]// Proceedings of North Atlantic Treaty Organization Research and Technology Organization Applied Vehicle Technology Symposium on “Fluid Dynamics Problems of Vehicles Operating near or in the Air-Sea Interface”. Amsterdam,Netherlands;North Atlantic Treaty Organization Research and Technology Organization,1998:5. 1-5. 11.

[13] 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.

[14] 赵维义. PIV 测量舰船空气尾流场[J]. 实验流体力学, 2007,21(1):31-35.
ZHAO Weiyi. PIV measurements of the warship air-wake [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(1):31-35. (in Chinese)

[15] 赵维义,王占勇. 舰船空气尾流场对直升机着舰的影响研究[J]. 海军航空工程学院学报,2007,22(4):435-438.
ZHAO Weiyi,WANG Zhanyong. Research on the effect of warship air-wake on helicopter landing on shipboard[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute,2007, 22(4):435-438. (in Chinese)

[16] 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]. Ship Science and Technology,2009,31(9):38-42. (in Chinese)

[17] 宗昆,赵鹏程,王金玲,等. SA 与 MILES 模型在 SFS2 舰船空气流场中的模拟应用[J]. 船舶工程,2017,39(9):83-87.
ZONG Kun,ZHAO Pengcheng,WANG Jinling, et al. Simulation application of S-A and MILES model in SFS2 ship airwake[J]. Ship Engineering,2017,39(9):83-87. (in Chinese)

[18] YAKHOT V,ORSZAG S A. Renormalization group analysis of turbulence: I basic theory[J]. Journal of scientific computing,1986,1(1):3-51.

[19] ROPER D M,OWEN I,PADFIELD G D. CFD investigation of the helicopter-ship dynamic interface[C]//Proceedings of American Helicopter Society 61st Annual Forum, Grapevine,USA; American Helicopter Society,2005:1985-2002.

(编辑:张 雪)