

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.02.014

基于 CFD 与飞行动力学耦合方法的舰载直升机着舰平衡分析

孟晓伟 徐国华 史勇杰 黄斌

(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:将计算流体力学(Computational fluid dynamics,CFD)模型与飞行动力学模型相结合,建立了适用于舰载直升机着舰飞行的平衡分析方法。在满足气动力计算精度的前提下,为提高计算效率,CFD 模型使用 Euler 方程作为主控方程,并采用动量源项代替旋翼对其流场的作用。将 CFD 计算所得气动力对飞行动力学模型计算所得气动力进行修正迭代,并根据牛顿迭代法求解飞行动力学平衡方程,最终求得平衡参数。应用所建立的方法,首先进行了算例验证,以表明方法的有效性;然后着重对舰载直升机着舰飞行进行了平衡计算与分析,为直升机着舰飞行提供参考。

关键词:舰载直升机;动量源;CFD 模型;飞行动力学模型;平衡

中图分类号:V211.52 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2016)02-0238-06

Balance Analysis of Shipboard Helicopter Landing by CFD and Flight Dynamics Coupling Model

Meng Xiaowei, Xu Guohua, Shi Yongjie, Huang Bin

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

Abstract: A method for analyzing the balance of shipboard helicopter landing is established by combining CFD model with flight dynamics model. On the premise of meeting calculation requirement of aerodynamic forces, Euler equations are used as governing equations for CFD model to improve calculative efficiency, and the momentum-source term is used to describe the effects of rotor and tail rotor on its flow-field. Aerodynamic forces calculated by the flight dynamics model are corrected by forces calculated by the CFD model. Furthermore, according to the Newton iteration method, trim parameters are obtained by solving the flight dynamics trim equations. By the proposed method, a validation example is given to show the effectiveness of the method. And then, the balance calculation of shipboard helicopter landing is performed.

Key words: shipboard helicopter; momentum-source; CFD model; flight dynamics model; balance

舰载直升机相比于陆地飞行器有着“腿长”的优点,可以搭载舰船到较远的海域执行护航、反舰等任务^[1]。但直升机在舰船甲板着舰时,由于舰船的运动、舰船上的建筑物以及海风的影响,使

基金项目:国家自然科学基金(11302103)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2015-10-01;**修订日期:**2016-01-01

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:孟晓伟,徐国华,史勇杰,等.基于 CFD 与飞行动力学耦合方法的舰载直升机着舰平衡分析[J].南京航空航天大学学报,2016,48(2):238-243. Meng Xiaowei, Xu Guohua, Shi Yongjie, et al. Balance analysis of shipboard helicopter landing by CFD and flight dynamics coupling model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 238-243.

得舰载直升机着舰域流场更为复杂,因此为了确保直升机安全着舰,对直升机着舰的平衡特性进行分析具有重要的意义。

直升机在着舰时,影响其平衡的主要因素有风向、风速、舰船运动、直升机相对于舰面的姿态角等。直升机在着陆时,由于其自身存在的旋翼/机身干扰^[2]以及地面效应的影响,直升机周围流场通常会变得比较复杂,而着舰相比于着陆飞行,由于舰船上层建筑物对气流的影响,一般会在直升机着舰区域产生涡流,使得直升机周围流场变得更为复杂,对直升机的平衡操纵带来了挑战。在国外,过去主要通过对直升机进行多次舰载试飞,测量其在不同状态下的操纵量,并通过所测量结果给定该直升机的风限图^[3]。但试验周期长、成本高、并有一定的风险。在中国国内,对于直升机着舰的研究并不是很多。文献[4]给出了直升机着舰时旋翼迎角、滚转角、总距、周期变距及尾桨总距的计算模型,并以此模型介绍了理论风限图的确定方法,进而阐述了舰/机组合试验的原则及要求,且说明了试验内容及实施方法。在此基础上,进一步指出了完善理论风限图计算工作的重要性。而理论风限图确定的前提是要进行直升机着舰的平衡计算。

鉴于此,本文将计算流体力学(Computational fluid dynamics,CFD)模型与飞行动力学模型相结合,首先采用牛顿迭代法对飞行动力学平衡方程进行求解,得出初次配平的直升机操纵量及姿态角等,然后再将这些量作为输入,分别根据飞行力学模型和 CFD 模型计算直升机各部件气动力。以 CFD 所计算气动力对平衡方程所计算气动力进行修正并迭代,得出更为准确的气动力,进而通过牛顿迭代法求得保持平衡所需的操纵参数。本文与先前的研究不同之处在于:在直升机飞行动力学平衡方程求解的基础上,增加了 CFD 模型进行修正迭代。应用所建立的方法,以 UH-60 直升机作为样例模型,针对其在着舰时不同状态下的平衡参数进行了计算分析,得到了一些有意义的结果。

1 配平方法与模型

1.1 CFD 模型

在流场求解方面,为了提高计算效率,本文以欧拉方程^[5]作为主控方程,其微分表达式为

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量; \mathbf{F} 、 \mathbf{G} 和 \mathbf{H} 为对流量,具体表达式如下

$$\begin{aligned} \mathbf{W} &= [\rho, \rho u, \rho v, \rho w]^\top \\ \mathbf{F} &= [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho wu]^\top \\ \mathbf{G} &= [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw]^\top \\ \mathbf{H} &= [\rho w, \rho vw, \rho wv, \rho w^2 + p]^\top \end{aligned} \quad (2)$$

式中: ρ 、 p 分别为流体密度和压强; u 、 v 、 w 分别为速度在 3 个方向的速度分量。

采用有限体积法进行空间离散,网格采用非结构型的四面体网格。对于每个单元体应用积分形式的欧拉方程进行求解。时间推进使用五步显式 Runge-Kutta 进行迭代。远场边界条件采用的是无反射边界条件^[6],使用当地时间步长进行加速收敛。

旋翼和尾桨的流场采用动量源方法^[7]进行模拟,首先将桨叶各段的来流迎角作为输入,根据叶素理论计算求得气流对该段的气动力的 $d\mathbf{F}$,由牛顿第三定律可得此段对气流的作用力为 $-d\mathbf{F}$,则当旋翼旋转一周时,单位时间内对气流的作用力为 $-d\mathbf{F} \cdot (\Delta\theta/2\pi) \cdot N$,其中 $\Delta\theta$ 为桨叶段在桨盘平面所占的夹角, N 为桨叶片数。此力即为动量源项 \mathbf{S} , $\mathbf{S} = [0, S_x, S_y, S_z]$,将其加入欧拉方程,则旋翼流场的控制方程可表示为

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \mathbf{S} \quad (3)$$

根据 CFD 方法可计算求得舰/机组合下的直升机各部件的气动力。

1.2 飞行力学模型

直升机具有 6 个运动自由度,即 x 、 y 、 z 三个方向的直线运动及滚转,由平衡条件可得直升机运动的平衡方程为^[8]

$$\left. \begin{aligned} \sum F_x &= F_x - G \sin\theta = 0 \\ \sum F_y &= F_y - G \cos\theta \cos\gamma = 0 \\ \sum F_z &= F_z - G \cos\theta \sin\gamma = 0 \\ \sum M_x &= 0 \\ \sum M_y &= 0 \\ \sum M_z &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中: F_x 、 F_y 、 F_z 分别为 3 个方向上直升机所受的气动力,包括机身、旋翼、尾桨、平尾和垂尾; M_x 、 M_y 、 M_z 则为这些气动力对直升机的力矩; G 为直升机总重力, $G = mg$; θ 、 γ 分别为直升机俯仰角和侧倾角。

本文的直升机模型为单旋翼带尾桨式,因而平衡计算所需的外力及外力矩来自下列气动力及直升机自身重力^[8],如表 1 所示。

表1 直升机外力及外力矩

Tab. 1 Outside forces and moments of helicopter

旋翼	旋翼拉力、后向力、侧向力、反扭矩及俯仰和滚转桨毂力矩
尾桨	尾桨拉力和反扭矩
平尾	平尾升力、阻力
垂尾	垂尾升力、阻力
机身	机身升力、阻力、侧向力及机身俯仰、滚转和偏航力矩

直升机的气动力由叶素理论^[9]、经验公式等计算得出,这里以旋翼气动力模型为例。对旋翼气动力的计算,首先通过叶素理论求得桨叶翼型剖面上的微元力,再沿桨叶展向进行积分,可求得桨叶气动力,然后根据方位角关系可求得旋翼气动力,假定旋翼桨盘处的诱导速度均匀分布,那么旋翼的拉力系数、后向力系数、侧向力系数以及反扭矩系数可表示为^[8]

$$C_T = \kappa a_\infty \sigma \left[\left(\frac{1}{3} + \frac{1}{2} \mu^2 \right) \theta_0 + \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \theta_1 - \frac{1}{2} (\bar{v}_0 - \lambda_0) - \frac{1}{2} \mu B_1 \right] \quad (5)$$

$$C_H = \frac{1}{2} \sigma C_x \mu + \frac{1}{3} \kappa a_\infty \sigma a_{1s} \left\{ \theta_0 + \frac{3}{4} \theta_1 + \frac{9}{4} (\bar{v}_0 - \lambda_0) - \frac{1}{2} \frac{a_0 b_{1s}}{a_{1s}} + \frac{1}{4 a_{1s}} \mu \left[\frac{1}{2} (a_0^2 + a_{1s}^2) + (\bar{v}_0 - \lambda_0) (2\theta_0 + \theta_1) \right] \right\} - \frac{1}{3} \kappa a_\infty \sigma \left\{ \frac{3}{4} [\mu a_{1s} + (\bar{v}_0 - \lambda)] B_1 - \frac{1}{2} a_0 A_1 \right\} \quad (6)$$

$$C_s = \frac{1}{3} \kappa a_\infty \sigma b_{1s} \left\{ \left(\theta_0 + \frac{3}{4} \theta_1 \right) \left(1 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) + \frac{9}{4} \left[\frac{1}{3} \mu a_{1s} - (\bar{v}_0 - \lambda) \right] - \frac{9}{4} \frac{a_0}{b_{1s}} \mu \left[\left(\theta_0 + \frac{3}{4} \theta_1 \right) + 2(\bar{v}_0 - \lambda) \right] + \frac{1}{2} \frac{a_0 b_{1s}}{a_{1s}} (1 - 6\mu^2) \right\} - \kappa a_\infty \sigma \left\{ \frac{1}{4} [\mu a_{1s} - (\bar{v}_0 - \lambda)] A_1 - \frac{1}{6} \left[a_0 (1 + 3\mu^2) - 3\mu b_{1s} \right] B_1 \right\} \quad (7)$$

$$m_k = \frac{1}{2} \sigma C_x (1 + \mu^2) + \kappa a_\infty \sigma \left\{ \left(\frac{1}{3} \theta_0 + \frac{3}{4} \theta_1 \right) (\bar{v}_0 - \lambda) - \frac{1}{4} \mu^2 a_0^2 - \frac{1}{8} \left(1 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) a_{1s}^2 - \frac{1}{8} \left(1 + \frac{1}{2} \mu^2 \right) b_{1s} + \frac{1}{3} a_0 \mu b_{1s} - \frac{1}{2} [(\bar{v}_0 - \lambda)^2 - (\bar{v}_0 - \lambda) \mu a_{1s}] - \left[\frac{1}{6} \mu a_0 - \frac{1}{8} b_{1s} \left(1 + \frac{1}{2} \mu^2 \right) \right] A_1 - \left[\frac{1}{8} a_{1s} \left(1 - \frac{1}{2} \mu^2 \right) + \frac{1}{4} \mu (\bar{v}_0 - \lambda) \right] B_1 \right\} \quad (8)$$

式中: a_0, a_{1s}, b_{1s} 分别表示为旋翼锥度角、后倒角以及侧倒角; θ_0, θ_1 表示桨叶根部安装角和桨叶扭度;

μ, λ_0 表示旋翼前进比和流入比;其他参数定义参考文献^[8]。

根据拉力系数定义^[9]可得拉力 $T = (1/2) \rho \pi R^2 \cdot (\Omega R)^2 \cdot C_T$,后向力 B 和侧向力 C 同理求出。反扭矩可根据公式 $75N = (1/2) \rho \pi R^2 (\Omega R)^3 \cdot m_k$ 得出。上面所得力和力矩是在桨轴系坐标内,再将其转换到体轴系坐标

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \delta & -\sin \delta & 0 \\ \sin \delta & \cos \delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -B \\ T \\ C \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \delta & \sin \delta & 0 \\ \sin \delta & \cos \delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{Gx} \\ -M_k \\ M_{Gz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_z y - F_y z \\ F_x z - F_z x \\ F_y x - F_x y \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: δ 为旋翼轴倾角; x, y, z 代表旋翼桨毂中心在体轴系的位置; M_{Gx}, M_{Gz} 为桨毂力矩, $M_{Gx} = k(e/2) M_b \Omega^2 b_{1s}$, $M_{Gz} = k(e/2) M_b \Omega^2 a_{1s}$; e 为挥舞铰偏置量。

将CFD方法所得气动力对飞行动力学方法所得计算力进行修正迭代,得出新的气动力,再代入平衡方程,可计算出对应状态下直升机的各操纵量。具体步骤如图1所示。

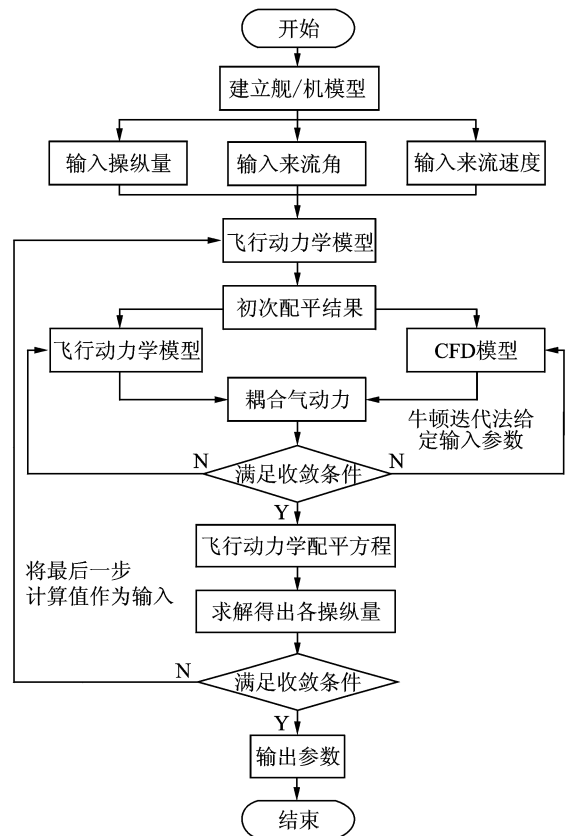


图1 计算流程图

Fig. 1 Scheme of calculation procedure

1.3 计算模型

本文以 UH-60 直升机为参考模型进行着舰计算,具体参数^[10]如表 2~4 所示,机体坐标系中心在直升机重心位置处,舰船采用简化的舰船模型。

表 2 旋翼参数

Tab. 2 Parameters of rotor

参数	数值
旋翼半径/m	8.177 8
旋翼转速/(rad · s ⁻¹)	27
旋翼轴倾角/(°)	3
桨叶弦长/m	0.527 3
桨叶片数	4
挥舞铰外伸量/m	0.381
负扭转/(°)	-13
翼型升力线斜率	5.73
旋翼实度	0.082 1
桨叶挥舞铰质量矩	385.66
桨叶挥舞铰惯性矩	2 050.81
桨毂中心位置(x, y, z)/m	(0.239, 1.808, 0)

表 3 尾桨参数

Tab. 3 Parameters of tail rotor

参数	数值
尾桨半径/m	1.676 4
尾桨转速/(rad · s ⁻¹)	124.62
桨轴偏斜角/(°)	20
桨叶片数	4
桨叶负扭转/(°)	-18
翼型升力线斜率	5.73
尾桨实度	0.187 5
尾桨桨毂中心位置(x, y, z)/m	(-9.438 6, 1.968 5, 0)

表 4 平尾及垂尾参数

Tab. 4 Parameters of horizontal tail and vertical tail

平尾气动中心位置(x, y, z)/m	(-8.718, 0.005, 0)
垂尾气动中心位置(x, y, z)/m	(-8.588 6, 0.741 7, 0)

2 配平方法的验证

为了验证本文方法的有效性,以 UH-60 直升机飞行试验^[11]作为验证算例,因为未查询到相关着舰数据,因此文中与 UH-60 直升机平飞试验数据^[11]作对比,虽然此对比并不是绝对的合理,但具有一定的参考价值。图 2 给出了使用本方法计算的不同来流速度下脚蹬量与试验值的对比结果。从图中可以看出,本文计算的结果与试验值有一定的吻合,表明该方法可以用来进行直升机着舰的配平分析,引起两者差别的主要原因是舰船的影响及计算方法的误差。

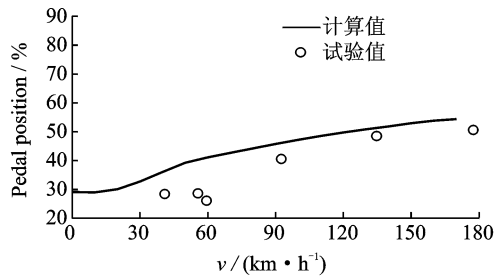
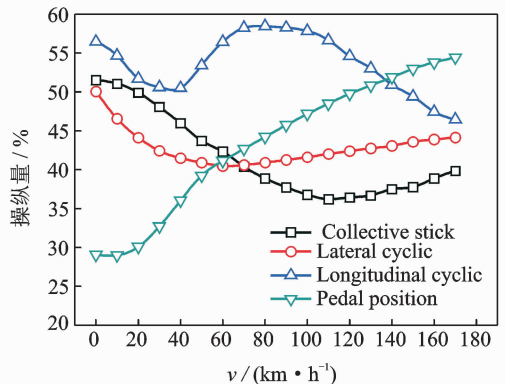


图 2 脚蹬量计算值与试验值对比

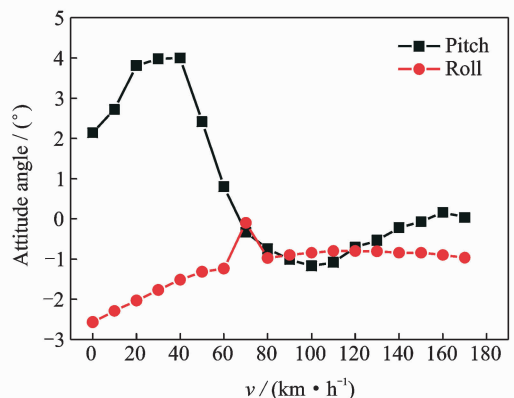
Fig. 2 Comparison between calculation result and testing result of pedal position

3 直升机着舰配平计算分析

直升机在实际着舰过程中,海况相比陆地情况较为复杂,海风风向来自四面八方,为了更好地分析直升机在着舰过程中的平衡性,本节计算了直升机在着舰时,不同风向角及风速状态下,直升机为了保持平衡所需要的各操纵量。图 3 给出了 0° 风向角下不同来流速度对直升机操纵的影响。从图 3(a)可以看出,随着风速的变化,各操纵量发生了明显的变化。当风速小于 130 km/h 时,在各操纵



(a) Control versus inflow velocity

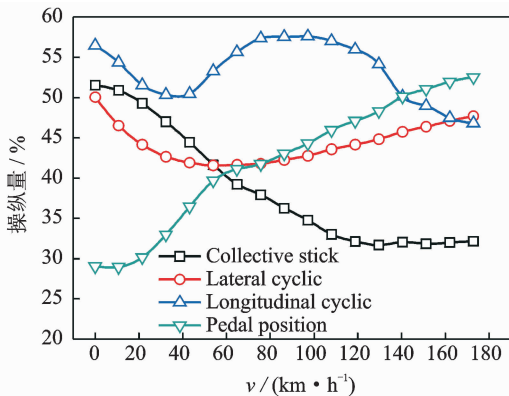


(b) Attitude angle versus inflow velocity

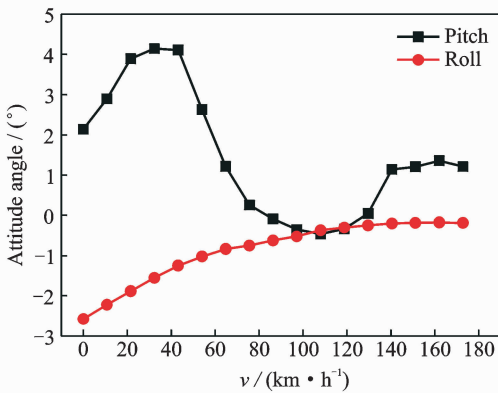
图 3 0° 风向角时来流速度对直升机操纵量及姿态角的影响

Fig. 3 Influence of inflow velocity on helicopter control and attitude angle with wind direction angle of 0°

量中,纵向周期变距杆操纵量基本最大;但当风速大于 130 km/h 时,脚蹬量变得较大,这是因为随着风速的增加,直升机反扭矩逐渐增大,为了平衡反扭矩,尾桨总距需相应地增加,且尾桨总距操纵量是变化较为快速地,这也直接给直升机操纵带来了难度。从图 3(b)可以看出,在较小风速下,直升机处于抬头状态,且俯仰角较大,本文算例在风速 40 km/h 时,俯仰角最大,约为 4°,这对直升机着舰的平衡而言,是很不利的,须加以控制。而侧倾角相对变化较小,在 100 km/h 左右风速时,两者大小基本相同。图 4 进一步给出了 30°风向角下的操纵变化。可以看出,与正前方来流相比,直升机操纵量与姿态角变化大致相同,且风速越小吻合度越高,这说明了风速较小时,两者操纵更加地一致,这符合于文献[12]计算的风限图结果。两者较大的区别之处在于,风速大于 100 km/h 时,30°风向角下的总距杆操纵较小,且变化较为平缓。



(a) Control versus inflow velocity



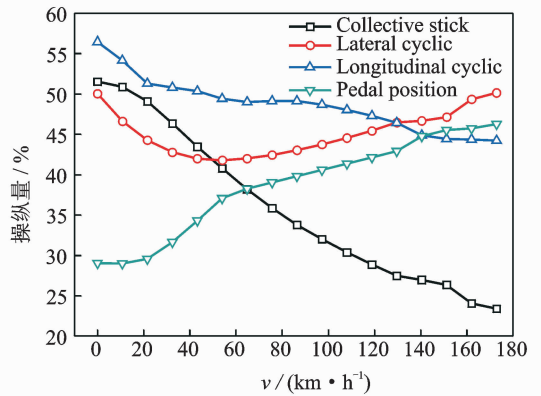
(b) Attitude angle versus inflow velocity

图 4 30°风向角时来流速度对直升机操纵量及姿态角的影响

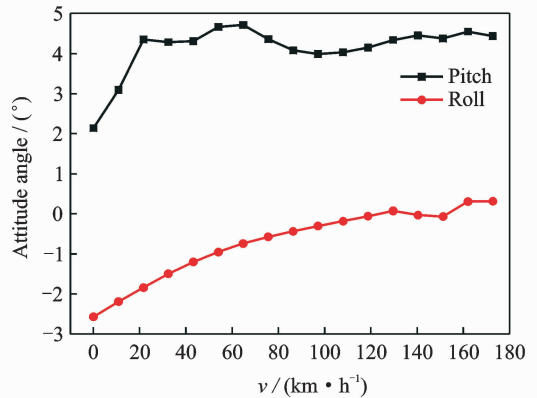
Fig. 4 Influence of inflow velocity on helicopter control and attitude angle with wind direction angle of 30°

上述计算状态的风向角处于较小范围内,为了进一步分析风向角再次增大时的着舰操纵特性,图

5 给出了风向角为 75°时的操纵变化。可以看出,纵向周期变距杆操纵量和俯仰角变化规律有了明显的变化。且俯仰角明显增大,这直接增大了操纵负担。



(a) Control versus inflow velocity



(b) Attitude angle versus inflow velocity

图 5 75°风向角时来流速度对直升机操纵量及姿态角的影响

Fig. 5 Influence of inflow velocity on helicopter control and attitude angle with wind direction angle of 75°

由前文分析结果得出,由于风向角增大,俯仰角会相应增大。图 6 给出了不同风向角下所出现的最大俯仰角。可以看出,随着风向角的增大,出现的最大俯仰角呈上升趋势。

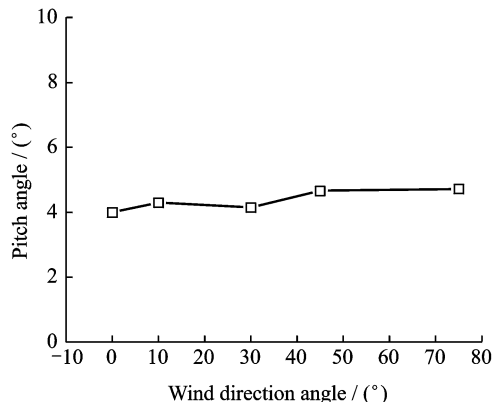


图 6 不同风向角下所出现的最大俯仰角

Fig. 6 The greatest pitch angle with different wind direction angles

4 结 论

本文将CFD模型与飞行动力学模型相结合,建立了一个适用于直升机着舰飞行的平衡方法,并以UH-60直升机为算例,对其在不同风向角、不同风速等着舰状态下进行了平衡计算,得出了以下结论:

(1) 直升机悬停着舰时,风向及风速的变化会使直升机操纵及姿态角出现较为明显的变化,随着风速的增加,各操纵量并非单调增大。当风向变化较小且属于同一象限时,本文计算的各操纵量随风速的变化规律大致相同。当风向角较大时,直升机总距操纵量、纵向周期操纵量及俯仰角随风速的变化规律发生变化。

(2) 对于本文的计算状态,随着风向角的增加,风速变化出现的最大俯仰角呈上升趋势。这说明风向角增加引起的俯仰角增加会直接增大飞行员的操纵负担。

(3) 算例计算及着舰配平计算结果与相关飞行试验数据的对比表明,本文建立的直升机着舰飞行平衡方法有效。

参考文献:

- [1] 黄斌,徐国华,史勇杰. 机库门开合对舰载直升机着舰域流场的影响研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2):198-204.
Huang Bin, Xu Guohua, Shi Yongjie. Research on the influence of hangar door opening and closing on landing flowfield for shipborne helicopters[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2):198-204.
- [2] 樊枫,林永峰,黄水林,等. 基于混合网格的直升机旋翼/机身非定常干扰流场数值模拟方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2):180-188.
Fan Feng, Lin Yong, Huang Shuilin, et al. Numerical simulation on rotor/fuselage unsteady interaction flowfield based on hybrid grid[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2):180-188.
- [3] Lee D, Horn J F. Simulation and control of helicopter shipboard launch and recovery operations[C]// Proceedings of the AHS Flight Controls and Crew System Design Specialists' Meeting. Alexandria;

AHS, 2002:1-10.

- [4] 赵维义,刘航,傅百先. 舰载直升机风限图及其试飞[J]. 飞行力学, 2002, 20(4):48-50.
Zhao Weiyi, Liu Hang, Fu Baixian. Safe operating envelopes of onboard helicopter and its flight test[J]. Flight Dynamics, 2002, 20(4):48-50.
- [5] 陆志良. 空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009.
Lu Zhiliang. Aerodynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2009.
- [6] Whitfield D L, Janus J M. Three-dimensional unsteady euler equations solution using flux vector splitting[R]. AIAA 84-1552, 1984.
- [7] 王博,招启军,徐国华. 基于动量源方法的直升机旋翼/机身流场数值模拟[J]. 直升机技术, 2008(3):25-30.
Wang Bo, Zhao Qijun, Xu Guohua. Numerical simulations for the flowfield of helicopter rotor/fuselage based upon momentum-source method[J]. Helicopter Technique, 2008(3):25-30.
- [8] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社, 2003.
Gao Zheng, Chen Renliang. Helicopter flight dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2003.
- [9] 王适存,徐国华. 直升机旋翼空气动力学的发展[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(3):203-211.
Wang Shicun, Xu Guohua. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 33(3):203-211.
- [10] 宗昆. 应用CFD方法的舰载直升机着舰空气流场及风限图研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
Zong Kun. Research on the shipboard helicopter's landing airflow and operating envelope by CFD method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [11] Ballin M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter[R]. NASA TM-88360, 1987.
- [12] Sun Wensheng, Gao Zheng, Xin Hong. Investigation of air flow on flight deck and shipboard operation envelope[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 12(1):45-51.

