

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.005

直升机在复杂舰面流场中的悬停研究

徐 广 胡国才 王允良 柳 泉

(海军航空工程学院飞行器工程系,烟台,264001)

摘要:针对舰面流场非线性、非均匀的特性,把旋翼桨盘离散成空间有限单元,将当地流场风速叠加到叶素剖面相对气流中,改进了叶素气动力计算模型,提高了旋翼载荷的计算精度;采用 CFD 方法计算了某型母舰甲板上方的气流场,其下冲气流是影响直升机安全的主要因素;计算了 UH-60A 直升机在该舰甲板 4 个直升机起降位上方流场中的悬停配平,通过与陆基环境计算结果的对比,分析了舰面流场环境对直升机舰面悬停性能的影响;同时,计算了直升机在舰面流场中的响应,通过对 MIL 流场模型响应的对比验证了本文计算模型。

关键词:直升机;舰面流场;舰面悬停;飞行动力学

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2015)02-0205-07

Research on Helicopter Hover on Flight Deck in Complicated Airflow Field

Xu Guang, Hu Guocai, Wang Yunliang, Liu Quan

(Department of Airborne Vehicle Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai, 264001, China)

Abstract: As for the characteristics of nonlinear and inhomogeneous airflow field, rotor disk is divided into elements by the method of spatial discretization. Local speed of flow field is superimposed to the element relative flow, the calculation model of element aerodynamic force is improved, and the calculation precision of rotor loads is increased. The airflow field on the deck is calculated by CFD method, and the downwash airflow is the key influence factor on helicopter safety. Taking UH-60A helicopter for example, the trim values of helicopter in hover are calculated in four landing zones on flight deck. By contrast with the results in ground-based condition, the influence and the causation of airflow field on hover characteristics are analyzed. In addition, the helicopter flight response in airflow field on the deck is also calculated and compared with the response in MIL models, which proves the proposed model.

Key words: helicopter; airflow field on the deck; hover on the deck; flight dynamics

流场环境是影响直升机飞行安全的重要因素,特别是在舰船流场等复杂环境中飞行时,由于流场的非线性、不均匀性等特点,会影响直升机各部件的气动载荷,增加直升机着舰的风险。直升机在下滑到舰面附近时,须观察母舰和甲板情况,待机着舰。在相对舰面悬停的过程中,保持直升机在舰面流场环境下的平衡尤为重要。因此,研究直升机在舰面流场中的悬停能力和特性,是直升机舰面飞行仿真、机-舰适配性研究的基础。

建立一个适用于复杂舰面流场环境的直升机飞行动力学模型,保证直升机飞行状态量和操纵量的计算精度,是开展直升机飞行力学研究的基础。国内外学者对流场中的直升机飞行动力学建模做了大量工作。国外最早采用的是一种机体紊流计算模型^[1],该模型是将流场风速通过矢量分解的方法叠加到机体运动速度上,通过改变各部件的气动力体现流场对直升机的影响,这种处理方式简单有效,但是由于旋翼桨盘直径远大于流场尺度,对旋

基金项目:航空科学基金(20145784010)资助项目。

收稿日期:2015-01-15;**修订日期:**2015-02-15

通信作者:胡国才,男,教授,博士生导师,E-mail:guocaihu11@sina.com。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

翼载荷的计算不够准确,影响了模型的精度。McFarland^[2-4]等人研究了一种旋翼叶素紊流模型,该模型采用空间离散的思想划分旋翼桨盘,将流场速度叠加到每一处叶素剖面的相对气流上,提高了旋翼载荷计算精度。但是由于该模型仅是一个旋翼模型,并未考虑与机体模型的耦合,其计算结果与实际风测值略有偏差。Gaonkar^[5-7]等人采用了一种桨叶紊流模型,通过在桨叶上取一些离散点,由离散点之间的相关性计算紊流速度并将其叠加到桨叶相对来流上,其缺陷是计算量较大,用于时域的飞行仿真计算较为困难。

国内方面,陈仁良^[8]建立了一种适用于大机动飞行的直升机动力学模型,对旋翼桨盘进行了空间划分,但对于流场的处理,在本质上仍是一种机体紊流模型。章晓冬^[9]提出了一种将舰面流场垂向气流简化成傅里叶级数的形式叠加到旋翼入流的方法,该方法重点考虑了垂向气流对旋翼的影响,处理简单有效,但只能针对特定的流场环境,且在计算之前需要将流场处理成傅里叶级数形式,增加了工作量。

本文在旋翼桨盘空间离散的基础上,采用叶素紊流模型,考虑了流场因素对叶素气动力的影响,提高了旋翼载荷的计算精度,同时,考虑了旋翼/机体耦合的影响,建立了一种适用于复杂流场的直升机动力学模型。

1 飞行动力学建模

1.1 坐标系定义与转换

机体坐标系取机体重心作为原点, x 轴平行于机体构造基准线,由机体重心指向直升机头部, $x-z$ 平面为机体纵向对称面,其中 z 轴垂直于 x 轴,向下取正, y 轴由右手法则确定。旋翼轴固定坐标系,取桨毂中心作为原点, z 轴沿旋翼轴向下为正, $x-y$ 平面固定于桨毂旋转平面内, x 轴由桨毂中心指向机头, y 轴由右手法则确定。其中,旋翼轴固定坐标系与机体坐标系之间的转换如图1所示。图1中,HUB为桨毂中心;CGB为机体重心; $ox_b y_b z_b$ 为体轴系; $ox_H y_H z_H$ 为桨毂坐标系; $ox_s y_s z_s$ 为旋翼轴固定坐标系。

桨叶旋转坐标系的原点、 z 轴和 $x-y$ 平面与旋翼轴固定坐标系一致。旋翼旋转时,该坐标系绕 z 轴与桨毂一同以角速率 Ω 旋转, y 轴由旋翼轴中心指向挥舞铰方向,并与旋翼轴固定坐标系在 x 轴负向上存在相位角 ψ_R , x 轴满足右手法则。其中,桨叶旋转坐标系与旋翼轴固定坐标系之间的转换

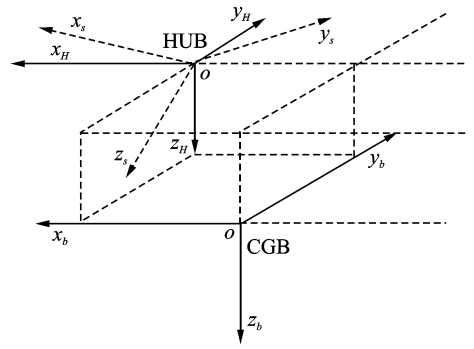


图1 体轴系与旋翼轴系的转换示意图
Fig. 1 Body axes to shaft axes transformation

如图2所示。图2中,Hinge为挥舞铰; e 为挥舞铰偏置量; β, ζ 分别为挥舞角和摆振角; $ox'_s y'_s z'_s$ 为桨叶旋转坐标系。

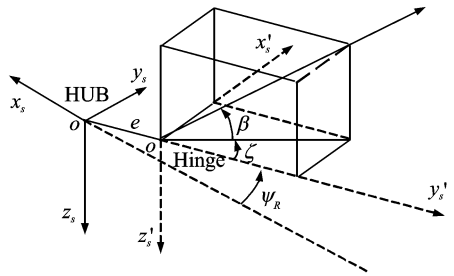


图2 旋翼轴系与桨叶旋转坐标系的转换示意图
Fig. 2 Shaft axes to rotating blade span axes transformation

1.2 旋翼/机体耦合建模

本文采用空间离散的思想划分旋翼桨盘。其中,周向采用均匀划分准则,径向采用等圆环面积法作为叶素划分的准则,这种方法可以保证计算精度的同时使叶素数目最少化,提高计算效率。

旋翼模型以叶素理论为基础,每片叶素的速度由机体运动速度、桨叶运动速度和旋翼诱导速度3部分确定,通过坐标转换得到叶素的速度分量,用以计算该片叶素处的合速度、当地马赫数、侧滑角及偏流角,并在此基础上进行桨叶气动力的计算。其中,第 i 片桨叶在第 j 处分段的叶素任意剖面气流速度在切向、垂向和径向的无量纲形式可由以下函数形式表示

$$U_{T,P,R}^i = f(\mu_{x,y,z}, p, q, r, v_i, \beta_i, \zeta_i, \psi_i) \quad (1)$$

式中: $\mu_{x,y,z}$ 为前进比; (p, q, r) 为机体角速度; v_i 为旋翼诱导速度; $(\beta_i, \zeta_i, \psi_i)$ 分别为第 i 片桨叶的挥舞角、摆振角和方位角。

气动力模型方面,采用准定常非线性气动力模

型建立了每一处叶素的二维迎角、侧滑角和马赫数的查表函数,通过查表获得每片叶素的气动力,通过累加得到旋翼的气动载荷。

单片桨叶的载荷由气动力和惯性力组成,通过累加所有桨叶的载荷可得到旋翼总载荷。

在桨叶运动方面采用了旋翼桨叶挥舞摆振耦合的刚性桨叶二阶动力学模型,并用一个经验的二阶动力学模型来模拟桨叶扭转自由度,旋翼入流采用动态入流理论^[10-12],能够模拟入流的动态响应过程。

机身、平尾和垂尾的气动载荷采用迎角、侧滑角和马赫数的查表函数的形式求得。尾桨采用简单的 Bailey 模型^[13]进行计算。同时,用一个基于经验的近似方法考虑了旋翼尾迹对机身、平尾、垂尾和尾桨,机身尾迹对平尾垂尾和尾桨的尾迹干扰^[14]。

1.3 流场对动力学模型的影响

机体紊流模型的实质是将机体质心处的流场风速替代直升机所有气动部件的流场数值,在复杂流场环境下,这种模型的计算结果不够准确,集中体现在旋翼载荷计算中。由于桨叶直径远大于流场尺度,桨叶不同分段处的流场风速各不相同,其梯度变化也较大,对叶素气动载荷计算结果的影响不可估量,会对整体旋翼的气动载荷造成影响,从而改变了直升机的气动特性。

流场风速只影响直升机的气动载荷,不影响惯性载荷。因此,本文从桨叶剖面的相对气流速度项出发,通过修改叶素的相对气流速度,改变相应的迎角、侧滑角、马赫数和动压,从而重新计算加入流场风速后的旋翼气动载荷。

对桨叶任意叶素剖面气流速度计算公式作适当修改,将旋翼的前进比细化为每片桨叶不同分段位置处的当地前进比 $\mu_{x,y,z}^{ij}$,在当地前进比中考虑当地的流场风速矢量 $\mathbf{W}_{x,y,z}^{ij}$,其计算公式为

$$\mu_{x,y,z}^{ij} = \frac{V_{x,y,z} - \mathbf{W}_{x,y,z}^{ij}}{\Omega R_T} \quad (2)$$

式中: $V_{x,y,z}$ 为机体速度; R_T 为旋翼半径; Ω 为旋翼转速。则第*i*片桨叶的第*j*处分段叶素任意剖面气流速度的无量纲形式可由式(1)可转化为

$$U_{T,P,R}^{ij} = f(\mu_{x,y,z}^{ij}, p, q, r, v_i, \beta_i, \zeta_i, \psi_i) \quad (3)$$

流场对机身、尾翼和尾桨模型的影响可采用简化的方法,将各自部件质心位置处的流场风速矢量叠加到部件的相对速度中,重新计算各自的迎角、侧滑角和动压,得到各部件在流场中的气动载荷。

1.4 直升机状态方程组

直升机运动方程组包括机体运动方程、旋翼桨

叶挥舞运动方程、旋翼桨叶摆振运动方程、旋翼动态入流方程和尾桨入流方程,均为非线性常微分方程。同时考虑舰面流场风速矢量对直升机气动载荷的影响,直升机的非线性状态方程可表示为

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{W}, t) \quad (4)$$

式中:状态向量 $\mathbf{X} = \begin{bmatrix} u, v, w, p, q, r, \varphi_b, \psi_b, \lambda_0, \lambda_c, \lambda_s, \lambda_{TR}, \\ \beta_{1,\dots,NBS}, \dot{\beta}_{1,\dots,NBS}, \zeta_{1,\dots,NBS}, \dot{\zeta}_{1,\dots,NBS}, \\ \Omega, \psi_R, \theta_{Dytip} \end{bmatrix}$ 。其中

(u, v, w)及(p, q, r)为机体线速度和角速度;($\varphi_b, \psi_b, \lambda_0, \lambda_c$ 及 λ_s, λ_{TR} 分别为旋翼与尾桨的入流比; $\beta_{1,\dots,NBS}, \dot{\beta}_{1,\dots,NBS}$ 为旋翼挥舞量; $\zeta_{1,\dots,NBS}, \dot{\zeta}_{1,\dots,NBS}$ 为旋翼摆振量; Ω, ψ_R 为旋翼中心轴的旋转状态量,分别为旋翼转速与方位角; θ_{Dytip} 为桨叶弹性扭转角,与旋翼气动力相关,影响气动迎角; $\mathbf{U} = [\theta_{col}, \theta_{lat}, \theta_{lon}, \theta_{ped}]$ 为操纵输入; \mathbf{W} 为流场风速矢量。

2 舰面流场仿真与特性分析

2.1 流场计算模型

本文以国外某型母舰为例,计算其舰面甲板上方的流场。对舰上建筑与部件的形状作适当简化,忽略对舰面流场影响较小的建筑与部件。对母舰甲板上方流场的 CFD 计算,通过 FLUENT 有限体积法求解器完成。将整个流场看作不可压有粘流动,遵循流体力学运动的基本原理,控制方程采用定常不可压 N-S 方程,并应用分离涡模拟湍流模型,捕捉精密网格区域的大尺度湍流结构。

2.2 网格划分与边界条件

如图3所示,在计算域中心设置一个扁圆柱体作为放置船体模型的子区域,这种拓扑结构通过控制外边界纵轴和横轴的速度分量改变风向角,可避免重新划分网格。柱体计算域半径取4.5倍模型长度,高度取0.75倍模型长度,在该计算域内,可认为计算边界不受舰船附近气流流动的影响。计算域采用混合非结构网格:采用棱柱单元捕捉边界层,在椭圆体子区域内采用四面体子单元,计算域的其余部分则采用非结构网格。使用尺寸函数确保随着远离船体网格尺寸逐渐增大,同时在母舰甲板上方附近进行网格局部加密,以精确模拟甲板上方的气流场。

舰船表面的流场速度设置为与物面相切,假定控制域气流入口和出口的位置离舰船足够远,来流未受舰体扰动的影响,将控制域入口设为速度入口,出口设为压力出口。

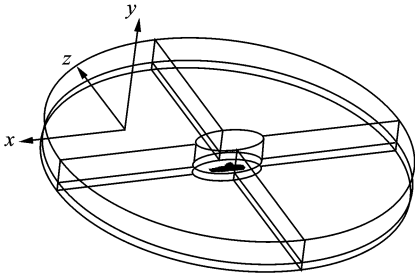


图3 用于CFD计算的网格拓扑结构

Fig.3 Network topology structure for CFD

2.3 仿真结果与分析

以风向角为 60° ，相对甲板风速为 15 m/s 形成的舰面流场环境为例，进行舰面流场的仿真计算。本文研究的母舰甲板上方共有4个直升机起降位，图4给出了其中一个直升机起降位离舰面停机位上方约 3 m 处的区域的流场分布情况。

由图4可知，纵向气流和横向气流的分布较为均匀，其气流速度的变化幅度保持在 1 m/s 左右，

而垂向气流速度的变化幅度则超出了 2 m/s ，且随着船体纵轴方向沿舰艏到舰尾方向不断增大。经大量研究表明，该下冲气流是海风经高层建筑后由于陡壁效应引起的，是舰面流场环境下影响直升机安全起降和平稳飞行的重要因素。

同时，本文对母舰甲板上方附近进行了网格局部加密，由图4可以看出，该片区域相邻 1 m 内的空间均能被网格覆盖，能够较好地模拟流场数值。这样的网格划分能够在一定程度上减少计算网格数量增加的数量，保证数值模拟的计算效率，同时提高了计算结果的精度。

3 直升机舰面悬停研究

3.1 样例直升机与流场

本文采用了UH-60A黑鹰直升机作为样例直升机。作为单旋翼带尾桨结构的战术通用机，UH-60A直升机采用4片桨叶铰接式旋翼，桨叶采用SC-1095翼型，其全机、旋翼、尾桨和尾翼的具体数据参考文献[14]，其中尾桨与直升机纵向对称面存在 20° 偏置角，采用全动平尾结构，平尾初始安装角由平尾控制系统决定[14]。

舰面甲板停机坪上方区域是直升机在起降过程中必须经过的气流场环境，也是影响直升机舰面起降安全的重要区域，因此，本文选用了停机坪甲板上方 3 m 处的区域作为配平计算的舰面气流场环境。

在甲板风速 15 m/s 条件下，计算得到不同风向角情况下的舰面流场，在此基础上，提取4个起降区域的流场数值，对直升机进行配平计算。同时，为体现舰面流场环境与陆基环境的不同，以陆基环境周向风中的配平值作为对比。

3.2 直升机悬停配平与分析

图5~12分别给出了旋翼总距、旋翼诱导速度、纵向周期变距、机体俯仰角、横向周期变距、机体滚转角、尾桨总距和尾桨诱导速度随甲板风向角的变化趋势。分析图5~12可得到以下结论：

(1) 总体而言，舰基和陆基环境的计算结果在纵向、横向、航向方面基本一致，只是在总距和旋翼诱导速度方面，存在一定差距。在4个起降区(No.1~No.4)中，1号区的曲线变化趋势与陆基较为接近，这是因为1号区相比其余3个起降位而言，受到舰面流场环境的影响较小。

(2) 在总距方面，当来流相对舰右舷吹来时，经过舰面高层建筑后形成了下冲气流，所需旋翼诱导速度减小，旋翼总距变大；当来流相对舰左舷吹来

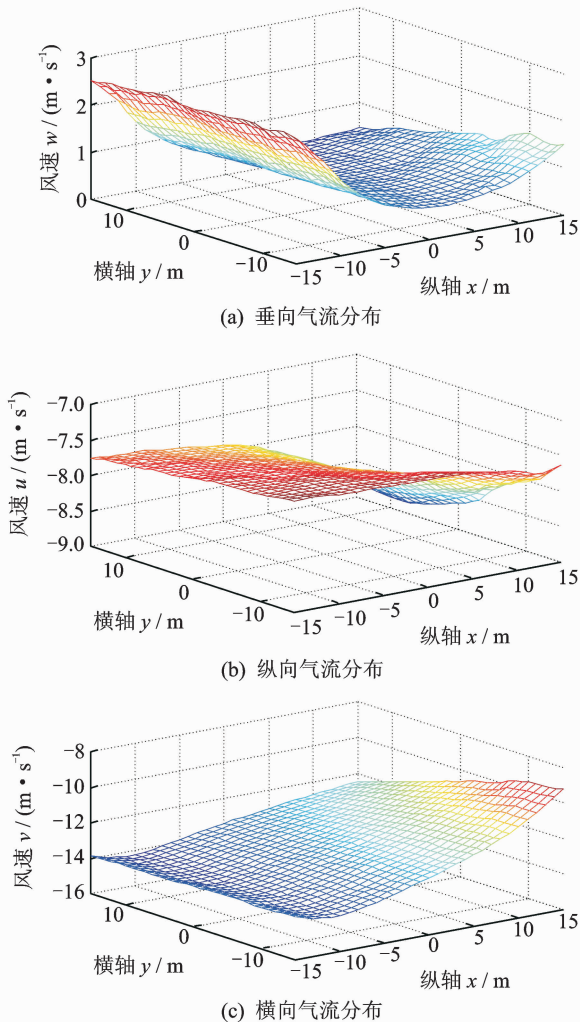


图4 起降位风速分布图

Fig.4 Distribution of velocity in landing zone

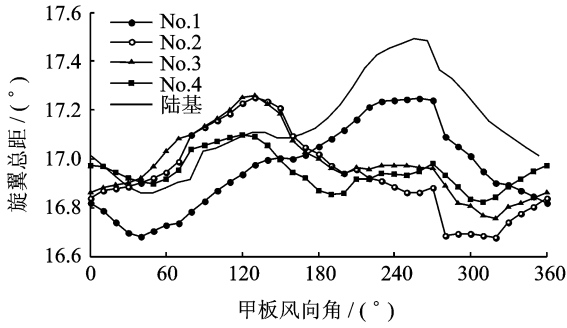


图 5 旋翼总距变化趋势图

Fig. 5 Variation of rotor collective pitch

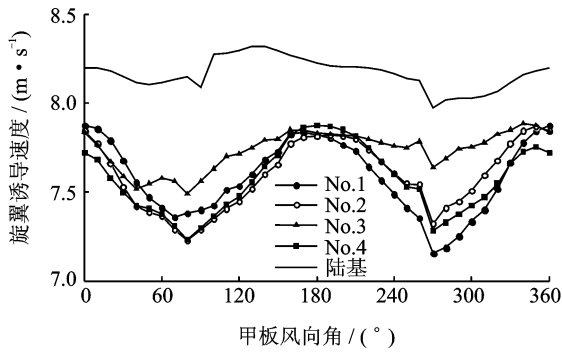


图 6 旋翼诱导速度变化趋势图

Fig. 6 Variation of rotor induced velocity

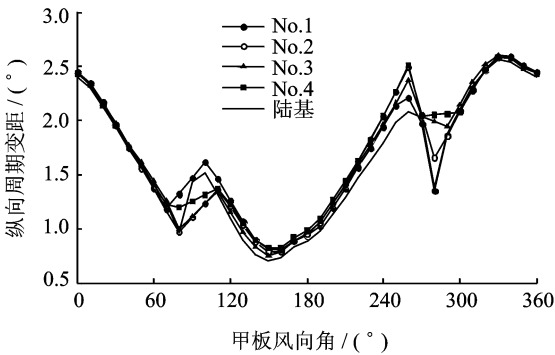


图 7 纵向周期变距变化趋势图

Fig. 7 Variation of longitudinal cyclic pitch

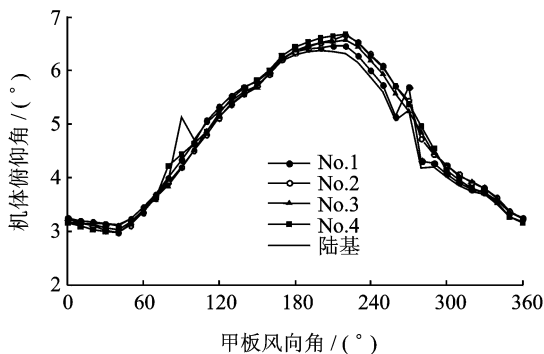


图 8 机体俯仰角

Fig. 8 Variation of pitch angle

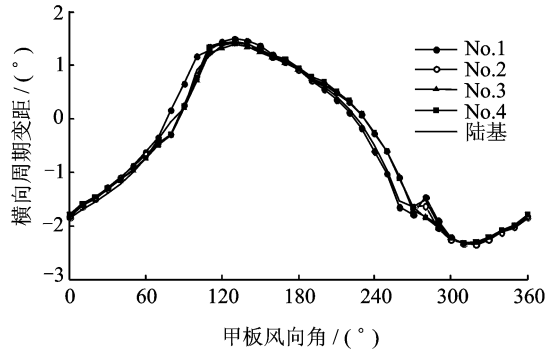


图 9 横向周期变距变化趋势图

Fig. 9 Variation of lateral cyclic pitch

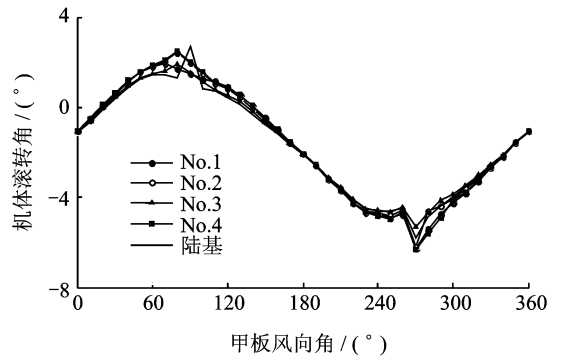


图 10 机体滚转角变化趋势图

Fig. 10 Variation of roll angle

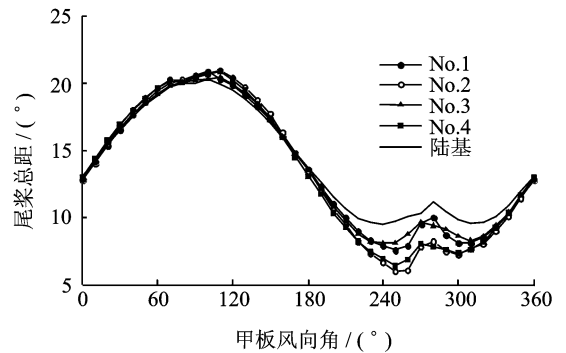


图 11 尾桨总距变化趋势图

Fig. 11 Variation of tail rotor collective pitch

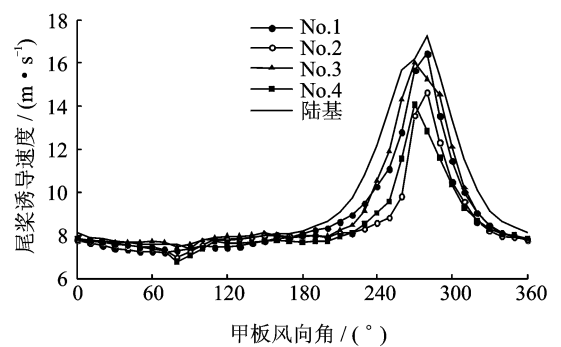


图 12 尾桨诱导速度变化趋势图

Fig. 12 Variation of tail rotor induced velocity

时,相应的会形成上冲气流,所需旋翼诱导速度增大,旋翼总距变小。由图看出,3号起降区受到的影响较大。

(3)在纵向配平方面,当来流相对舰艏方向吹来时,由于纵向气流速度有所增强,舰基的机体俯仰角计算结果略大于陆基,纵向周期变距也相应变大;当来流相对舰尾方向吹来时,由于纵向气流速度有所减弱,舰基的机体俯仰角计算结果略小于陆基,纵向周期变距也相应变小。

(4)在横航向配平方面,当来流相对舰右舷吹来时,部分气流横向速度转化成了纵向和垂向速度,气流横向速度相比陆基有所减弱,机体向右滚转的幅度减小,横向周期变距也相对较小,同时,由于尾桨入流的减小,为平衡旋翼反扭矩,需增加尾桨总距;当来流相对舰左舷吹来时,气流横向速度相比陆基有所增加,机体向左滚转的幅度减小,横向周期变距也相对较大,同时,由于尾桨入流的增加,所需尾桨总距响应应减小。其中,2,3,4起降区

的气流横向速度均受到不同程度的影响,由图看出,3号起降区的计算结果受到影响最大。

3.3 模型验证与分析

参考工程计算常用的美军标 MIL-F-8785C 的舰尾流模型^[1],选取其在3号起降区域飞行甲板上方的气流场作为本文舰面流场的对比模型。分别计算直升机在本文流场模型和 MIL 模型下的角速率、线速率响应,采用分段平均周期图法^[15](Bartlett 法)转化成功率谱密度的形式进行对比。

图13给出了欧拉角速率、机体线速率响应的功率谱密度(Power spectral density, PSD)。由图可知,本文流场模型对欧拉角速率响应的计算结果要略高于 MIL 流场模型计算结果,机体线速率响应的计算结果则相反。此外,直升机的俯仰角速率响应能量略大于滚转和偏航角速率响应能量,垂向速率响应能量略大于纵向和横向速率响应能量。但总体而言,两者的响应曲线还是较为接近,表明本文的计算模型基本满足工程计算的要求。

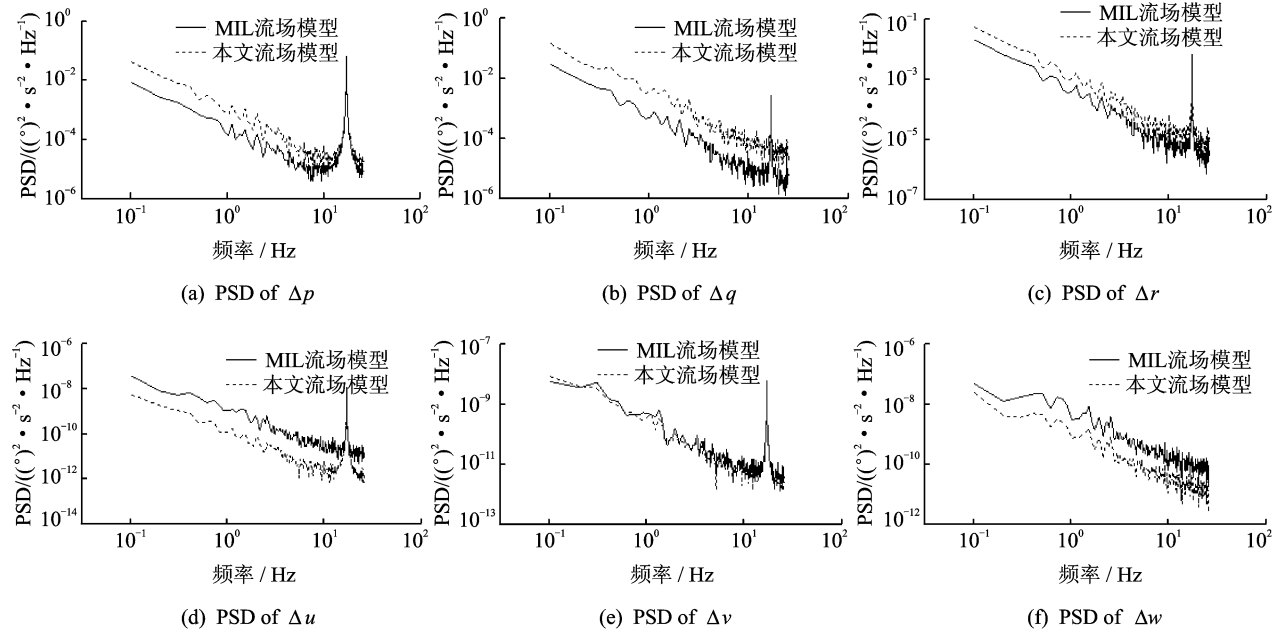


图13 欧拉角速率、机体线速率响应功率谱密度

Fig. 13 PSD of Euler angular rate and linear velocity responses

4 结 论

(1)采用了空间离散方法对旋翼桨盘进行径向和周向的划分,考虑了复杂流场非线性、不均匀的特性对动力学模型的影响,引入了当地前进比的概念,将流场气流速度通过旋翼分段的位置叠加到每一处叶素中,修正了叶素气动力的计算公式,提高了旋翼载荷的计算精度,建立了适用于复

杂舰面流场环境的直升机飞行动力学模型。

(2)建立了某型母舰的 CFD 仿真模型,通过数值仿真得到了不同甲板风条件下的母舰甲板上方的流场分布,分析可知,由于机库等高层建筑的存在改变了流场的结构,在甲板上方形成了下冲气流,影响直升机的悬停起降和平稳飞行。

(3)以 UH-60A 直升机为例,计算了直升机在舰面甲板4个起降位上方悬停的平衡操纵量和

机体姿态,同时以陆基环境的计算结果作为对比,研究了舰面流场对直升机舰面悬停的影响。同时,计算了直升机在舰面流场中对风场的响应,转化成 PSD 谱图的形式,通过与直升机在 MIL 流场模型中的响应对比,验证了本文模型的准确性。

参考文献:

- [1] United States Department of Defense MIL-F-8785C. Military specification flying qualities of piloted airplanes[S]. Washington DC:[s. n.], 1981.
- [2] McFarland R E, Duisenberg K. Simulation of rotor blade element turbulence[R]. NASA TM-108862, 1995.
- [3] McFarland R E. Finite element aircraft simulation of turbulence[R]. NASA-TM-110437, 1997.
- [4] Dulsenberg K, McFarland R E. System and method for finite element simulation of helicopter turbulence [P]. United States;ZL5860807, 1999.
- [5] Dang Y Y, Gaonkar G H, Prasad J V R, et al. Parallel methods for turbulence simulation and helicopter response prediction[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1996, 41(3): 219-231.
- [6] George V V, Gaonkar G H, Prasad J V R, et al. Adequacy of modeling turbulence and related effects on helicopter response[J]. AIAA Journal, 1992, 30(6): 1468-1479.
- [7] Costello M, Gaonkar G H, Prasad J V R, et al. Some issues on modeling atmospheric turbulence experienced by helicopter rotor blades[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1992, 37(2): 71-75.
- [8] 陈仁良. 直升机飞行动力学数学建模及机动性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1998.
- [9] Chen Renliang. Research on helicopter flight dynamic mathematics model and maneuverability[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [9] 章晓冬. 大气流场中舰载直升机响应及平衡特性分析[D]. 烟台: 海军航空工程学院, 2012.
- [9] Zhang Xiaodong. Shipboard helicopter dynamic response and trim characteristics in airwake[D]. Yantai: Naval Aeronautical and Astronautical University, 2012.
- [10] Pitt D M, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives[J]. Vertica, 1981, 5(1): 21-34.
- [11] He C J. Development and application of a generalized dynamic wake theory for lifting rotors[D]. Atlanta, Georgia: Georgia Institute of Technology, 1989.
- [12] Peters D A, Boyd D D, He C J. Finite-state induced-flow model for rotors in hover and forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(4): 5-17.
- [13] Bailey F J. A simplified theoretical method of determining the characteristics of a lifting rotor in forward flight[R]. NASA-TR-716, 1941.
- [14] Howlett J J. UH-60A Black Hawk engineering simulation program [R]. NASA-CR-166309, 1981.
- [15] 李晓峰, 周宁, 傅志忠, 等. 随机信号分析[M]. 北京: 电子工业出版社, 1993: 63-78.
- [15] Li Xiaofeng, Zhou Ning, Fu Zhizhong, et al. Stochastic signal analysis [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 1993: 63-78.

