

舰艇流时/频特征对直升机飞行特性影响研究

邓景辉

(中国直升机设计研究所,江西景德镇 333001)

摘要:发展了一套能够耦合非定常舰船流场的直升机飞行动力学模型。采用 DES 方法以获得高精度非定常舰船流场,并基于“单向耦合”思想构建了 CFD 向飞行力学模型的数据传递策略。以 SFS2 舰船模型和 UH-60A 直升机组为研究对象,从直升机操纵余量和非定常载荷水平两方面分析了着舰过程中舰艇流场对常规单旋翼直升机的扰动特征。时均研究结果显示:对于右旋旋翼直升机,在右侧风情形下飞行员能够具有更多的总距操纵余量,但由于尾桨受侧洗流的影响,脚踏余量相较于 0° 风向角情形会大幅降低。非定常水平结果表明:侧风情形下舰艇流场湍流脉动强度增大,使得飞行员的工作载荷要显著高于 0° 风向角情形;常规单旋翼直升机在其旋翼轴方向的气动力和力矩(即拉力和偏航力矩)的非定常波动是导致着舰过程中飞行员工作载荷增大的主要因素。

关键词:直升机;舰船流场;飞行动力学;操纵余量;非定常水平

中图分类号:V211

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2021)05-1087-10

气流流经舰船时,在其边缘发生流动分离,形成大尺度的湍流涡结构,使得着舰飞行过程中直升机、舰船和近舰面空气流场三者形成的耦合动态界面(dynamic interface)^[1-2]具有严重的干扰和非定常特征,飞行员必须持续调整操纵杆量输入以维持直升机姿态的稳定,导致其工作载荷增大;不仅如此,来流受到上层建筑的阻塞作用后,会在其背风侧形成范围较大的低速回流区,受此影响,旋翼拉力会显著降低,出现所谓的拉力损失现象(thrust deficit)^[3],飞行员还必须增大总距杆量输入以维持高度稳定,这无疑使得着舰操纵更加复杂。正因如此,舰艇流时/频特征对直升机飞行特性的影响一直是研究者关注的重点。

早期的研究者主要通过研究孤立流场特征以定性分析舰艇流场对直升机气动载荷特征的影响,这对于预测着舰飞行显然是不足的。随着 CFD 技术及计算水平的提升,一些研究者基于“速度耦合”^[4-6]的思想,将直升机飞行力学与 CFD 相结合,发展了可用于着舰飞行研究的机/舰动态界面数值模拟方法。其中,舰艇流场数据由 CFD 计算获得,通过线性叠加的方式导入到飞行动力学模型中。通过该方

法,Hodge 等^[7]成功地模拟了着舰过程中飞行员操纵量变化的时间历程。然而,由于在该方法中仅考虑了舰艇流场对直升机的影响(因此也称为“单向耦合”),对于直升机近舰面的强耦合现象(例如环流)无法模拟。正因如此,研究者又提出了“双向/速度耦合”法,即首先进行机/舰耦合流场的模拟,再将干扰流场信息传递至飞行动力学模型中。Alpman 等^[8]采用动量源模型对机/舰动态界面进行了模拟,成功捕捉到了旋翼与机库间的环流现象。Bridge 等^[9]则综合分析了无耦合、单向耦合以及双向耦合对着舰飞行过程中操纵载荷的影响。结果发现,相较于单向耦合,在大部分位置上双向耦合对计算结果精度并没有实质性的提升。

由于机/舰动态界面数值模拟对 CFD 方法、飞行动力学模型及计算机性能均有较高的要求,国内在该领域的研究起步较晚,但也取得了一些有价值的成果。孙鹏等^[10]基于 FLUENT 软件对不同风向角情形下的旋翼/舰船气动干扰特征进行了研究,并分析了舰艇流场干扰对桨盘拉力分布的影响。孙传伟、章晓冬等^[11-12]研究了舰艇流场对直升机操纵量的影响,初步分析了直升机进入着舰域后的操纵策

略。杨俊^[13]进一步研究了舰艇流场对共轴双旋翼直升机操纵量的影响,并定性地分析了共轴双旋翼直升机操纵量、姿态角对风速及风向的敏感性。上述研究对于认识直升机着舰时的气动及飞行力学特性有良好的价值,然而这些研究侧重于分析着舰过程中飞行员操纵量的变化规律,对于艇流场对直升机的作用机理以及各因素对着舰操纵影响程度等问题的研究则涉及较少。鉴于上述原因,本文开展直升机/舰船动态界面数值方法及非定常干扰机理研究。首先,建立适合于着舰飞行研究的直升机飞行动力学模型,构建 CFD 与飞行动力学间的数据传递策略,从而形成一套直升机/舰船动态界面数值分析的方法。然后,基于所建立的方法,分别从直升机平衡特性及非定常气动载荷的角度分析着舰过程中的操纵余量及飞行员的工作载荷变化特征,以揭示直升机/舰船动态界面的干扰机理。

1 直升机/舰船动态界面数值分析方法

1.1 基于分离涡模型 (DES) 的高精度舰船流场数值方法

舰船流场包含不稳定剪切层、大尺度脱落涡结构等非定常特征,对其进行高精度模拟、获得高置信度的非定常艇流场数据是开展流动机理分析以及机/舰动态界面研究的前提。为兼顾计算精度和计算效率,本文采用 DES 方法来对舰船流场进行数值模拟。该方法的基本思想是在舰船边界层内采用雷诺平均 N-S 方程 (RANS) 进行求解,而在湍流充分发展区域采用大涡模拟 (LES) 进行求解。由于 RANS 方法允许附面层网格具有各向异性,这就显著减少了网格总量,从而提高计算效率。

在 DES 方法中,通过将当地网格尺度与 RANS 计算得到的网格中心到壁面的法向距离进行比较从而进行 RANS 方法和 LES 方法之间的转换。DES 方法中的长度尺度可以定义为

$$\tilde{d} = \min(d_{RANS}, C_{DES}\Delta) \tag{1}$$

式中: C_{DES} 为常数,本文舰船流场计算中可取 $C_{DES} = 0.5$; Δ 为网格单元的特征尺度, $\Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 。当 $d_{RANS} < C_{DES}\Delta$, 计算模型采用 RANS 方法; 而当 $d_{RANS} > C_{DES}\Delta$ 时,则采用 LES 方法进行求解。

依据 Polsky 等^[14] 的研究成果,本文选取 $k-\omega$

SST 湍流模型以提高 RANS 方法对于舰船边界层流动的模拟精度。在应用 $k-\omega$ SST 湍流模型时,还涉及到 k 和 ω 的选取,其初始值可根据湍流强度 I 以及湍流尺度 l 来确定

$$k \approx \frac{3}{2}(\bar{v}I)^2$$

$$\omega = \frac{\sqrt{k}}{l\beta^{*1/4}} \tag{2}$$

式中: \bar{v} 为平均速度或参考速度。在舰船流场研究中,通常取 $I = 0.05 \sim 0.2, l = 0.1L; L$ 为船长。

1.2 耦合舰船流场的直升机飞行动力学模型

本文基于“单向耦合”思想建立机/舰动态界面分析方法。在该方法中,旋翼和机体被离散为若干气动计算点,如图 1 所示。其中,每片桨叶上有 10 个气动计算点,机身、平尾、垂尾、尾桨各一个,共 44 个气动载荷计算点。通过向各点导入流场数据以模拟艇流场对直升机的干扰。

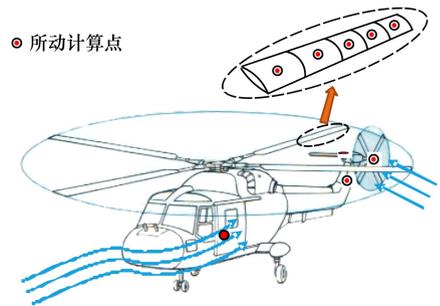


图 1 直升机气动载荷计算点示意图

以桨叶微段为例,假设在时刻 t_0 , 艇流场的瞬时速度场为 $W_{gust}(t_0, u_{c0}, v_{c0}, w_{c0})$, 桨叶微段在桨叶坐标下的坐标为 $(t_0, x_{b0}, y_{b0}, z_{b0})$, 旋翼桨毂中心在机体坐标系下的坐标为 (x_{MR}, y_{MR}, z_{MR}) , 则其在舰船坐标系下的坐标可表示为

$$\begin{bmatrix} x_{c0} \\ y_{c0} \\ z_{c0} \end{bmatrix} = T_{CE} T_{EB} \left(T_{BH} T_{HR} T_{Rb} \begin{bmatrix} x_{b0} \\ y_{b0} \\ z_{b0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{MR} \\ y_{MR} \\ z_{MR} \end{bmatrix} \right) \tag{3}$$

式中, $T_{Rb}, T_{HR}, T_{BH}, T_{EB}$ 以及 T_{CE} 分别表示桨叶坐标系到旋翼旋转坐标系转换矩阵、旋翼旋转坐标系到桨毂坐标系转换矩阵、桨毂坐标系到机体坐标系转换矩阵、机体坐标系到惯性坐标系转换矩阵、惯性坐标系到舰船坐标系转换矩阵。

在获得桨叶微段在舰船坐标系下的位置坐标

后,采用距离加权方法对艇流场数据进行插值,即可得到微段中心在舰船坐标系下的艇流场扰动速度分量,然后将该速度分量转换到桨叶坐标系下即完成了一次插值过程。转换后微段中心的艇流场速度分量为

$$\begin{bmatrix} u_{GLO} \\ v_{GLO} \\ w_{GLO} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{bR} \mathbf{T}_{RH} \mathbf{T}_{HB} \mathbf{T}_{BE} \mathbf{T}_{EC} \begin{bmatrix} u_{GCO} \\ v_{GCO} \\ w_{GCO} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, $\mathbf{T}_{bR}, \mathbf{T}_{RH}, \mathbf{T}_{HB}, \mathbf{T}_{BE}, \mathbf{T}_{EC}$ 分别为矩阵 $\mathbf{T}_{Rb}, \mathbf{T}_{HR}, \mathbf{T}_{BH}, \mathbf{T}_{EB}$ 以及 \mathbf{T}_{CE} 的逆矩阵。

通过坐标转换将舰船流场速度分量变换到桨叶坐标系下,然后通过线性叠加的方式将艇流场分量以扰动的形式添加到微段气动计算点,获得桨叶微段在舰船艇流场扰动下的速度分量后即可进一步求解旋翼气动。其他部件气动计算点与此类似,在此不再赘述。将各部件气动力及力矩在机体重心处进行合成,即可得到机体坐标系下直升机重心所受的合力 F_x, F_y, F_z 及合力矩 L, M, N 。由牛顿第二定律及动量矩定理即可得直升机重心移动及其绕重心转动的动力学方程。将桨叶挥舞运动方程与刚体动力学方程联立即可得直升机飞行动力学方程,其简化形式为

$$\dot{X} = f(t, U, X, W_{gust}) \quad (5)$$

式中: t 是时间变量; X, U 分别为直升机状态变量和操纵变量; W_{gust} 为艇流场引起的直升机各部件相对速度。

1.3 算例验证

本文以具有丰富飞行试验数据的 UH-60A 直升机为算例^[15]来验证直升机飞行动力学模型的准确性。此外,对 UH-60A /SFS2 组合下的直升机气动载荷进行计算,并与 Kääriä 等^[16]的计算结果进行对比,以验证本文所建立的直升机/舰船动态界面数值分析方法的有效性。

1) UH-60A 直升机飞行力学模型验证

图 2 给出了直升机稳定飞行时直升机操纵量和姿态角与飞行试验数据^[15]的对比。其中,直升机总质量为 7 257 kg,飞行高度为 1 600 m。可以看到,计算结果与飞行试验吻合较好,表明本文建立的直升机飞行动力学模型是有效的。

2) 机/舰动态界面数值方法有效性验证

采用 DES 方法对 SFS2 艇流场进行求解,风速为 20.58 m/s,风向角为 0°,SFS2 计算域网格总量约

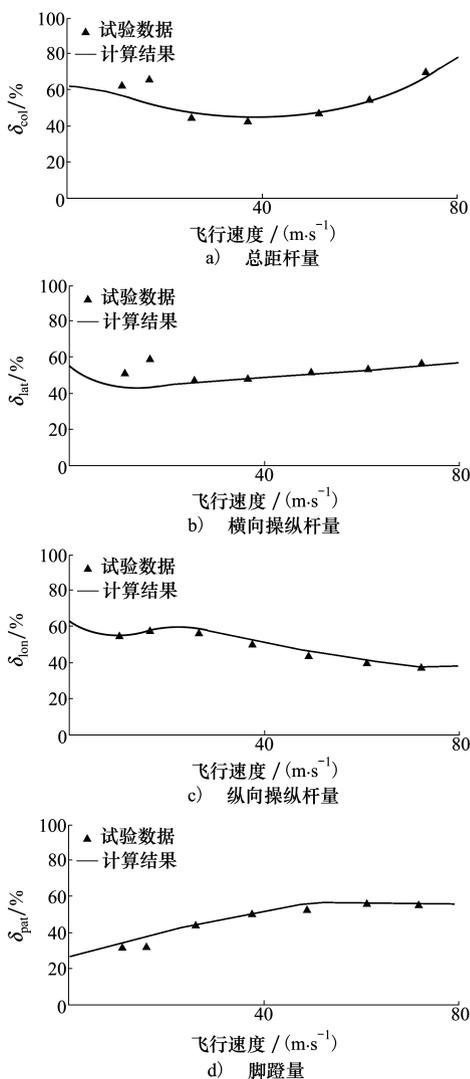


图 2 直升机稳定飞行时配平结果与飞行试验数据对比

为 7×10^6 。计算过程中,首先采用 RANS 方法求解定常流场以缩短计算时间,然后继续采用 DES 方法计算非定常舰船流场,5 s 后流场拓扑结构基本稳定,继续计算 30 s 并输出非定常流场数据。将获得的艇流场数据导入到飞行力学模型中,初始的总距、纵/横向周期变距值分别为 $15.25^\circ, 2.36^\circ$ 和 -2.56° ,计算结果如图 3 所示。可以看到,本文计算得到的旋翼时均拉力变化趋势与 Kääriä 等^[16]的计算结果基本一致。进一步分析时均拉力可以看出,在移动至着舰域中心 ($y/B=0.0$) 过程中,旋翼拉力减小了 10%,这也与实际着舰飞行试验相符。这充分说明了本文所建立的直升机/舰船动态界面数值方法的有效性。

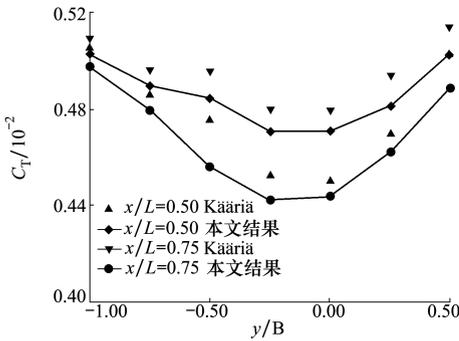


图 3 直升机时均拉力系数变化曲线

2 舰艏流场时空特性对直升机着舰飞行特性影响研究

2.1 计算模型及网格划分

一般而言,直升机着舰可划分为 4 个阶段:减速跟随阶段、相对悬停跟进阶段、横向侧移阶段以及垂直下降阶段,如图 4 所示。由于在横向侧移阶段,直升机受舰流场空间特性及非定常湍流结构影响加强,容易诱发着舰安全事故,因此,本文以 UH-60A 和 SFS2 舰船为组合,重点围绕直升机横向侧移过程展开研究。

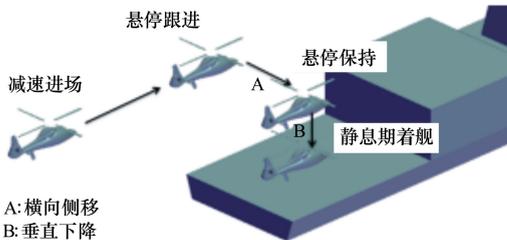


图 4 舰载直升机标准着舰技术示意图

采用网格生成软件生成 $10L_s$ (长) $\times 8L_s$ (宽) $\times 6L_s$ (高) 的矩形计算域网格 (L_s 为舰船长度)。入口及出口边界分别设定为速度入口和压力出口条件,舰体为无滑移壁面。海平面及其他计算域表面均设定为滑移壁面。舰体表面边界层网格对舰艏流动特征影响较小,只需保证在边界层内有足够层数网格单元即可。因此在各工况条件下,边界层第一层网格厚度为 1.5 mm (y^+ 值范围为 25~320),保证满足湍流模型计算所使用的壁面函数的 y^+ 条件,边界层网格增长率为 1.1。舰体附近网格尺寸 (Δ_0/H) 约为 4.5×10^{-2} 以保证对舰船附近流动特征的精细捕捉,最终 SFS2 计算模型的总网格数量为 7.2×10^6 。舰船

坐标系原点位于甲板与机库交线的中点上, x 轴指向舰尾, y 轴指向右舷, z 轴垂直甲板指向上方,如图 5a) 所示。

舰流场数据域长度为 $1.0L$, 宽为 $2.0B$, 高为 $2.0H$, 覆盖了直升机横向侧移及在各位置处姿态变化所经历的空间范围。其中, L, B, H 分别为甲板的长、宽以及机库高度,如图 5b) 所示。舰流场数据采用 DES 方法进行数值模拟获得,数据时长为 30 s,时间步长 Δt 为 0.01 s (即 100 Hz),输出频率设为 $4\Delta t$ (即 25 Hz)。

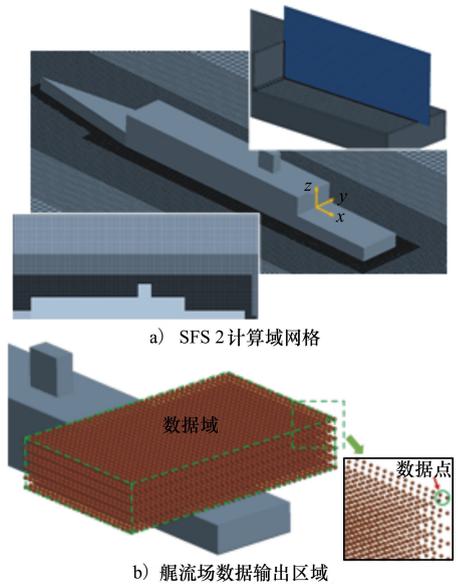


图 5 SFS2 舰船模型计算域网格及舰流场数据输出区域

在获得直升机各部件气动载荷时间历程后,采用 Lee 和 Zan^[17] 所提出的方法以评估非定常扰动对飞行员工作载荷的影响水平:对气动载荷时间历程数据进行 FFT 变换获得功率谱密度 (PSD) 曲线,该曲线在飞行员闭环响应带宽 (0.2~2 Hz) 内积分值的平方根即为非定常载荷水平 (文中以 RMS 表示),可用于评估飞行员工作载荷,如图 6 所示。

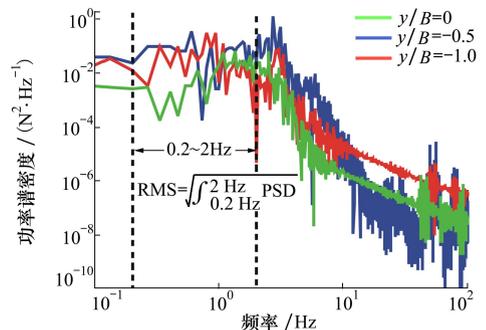


图 6 非定常载荷水平计算示意图

为了便于说明,本文采用国外标准海军术语^[18]来描述舰船相对来流方向,即当来流分别从右舷和左舷吹来时,定义为“Green”和“Red”。因此,右舷和左舷 30°来流可分别表示为 G30、R30 WOD(wind-over-deck), 0°风向角表示为 0 WOD。

2.2 舰流场空间特性对直升机平衡特性影响研究

图 7 给出了 0 WOD 及 G30 WOD 情形下直升机在不同高度(100H, 1.25H)进行侧移时,其配平操纵量的变化曲线。在 0 WOD 情形下,随着直升机向着舰域中心移动,飞行员输入的总距杆量不断增加(见图 7a))。在 G30 WOD 情形下,直升机的总距杆

量要明显小于 0 WOD 情形,这表明在该情形下,直升机能够具有更多的总距操纵余量。值得注意的是,在 G30 WOD 情形下,流场中的侧洗分量会导致尾桨拉力降低,从而使得该过程中的脚踏余量大幅降低(见图 7d))。由于 UH-60A 直升机尾桨有 20°的侧倾角,尾桨拉力的迅速下降($-0.5 \leq y/B \leq 0.0$)还会导致低头力矩显著减小,飞行员需要施加向前的纵向操纵杆量使得桨盘前倾以抵消此影响。因此,从图 7c)可以看到,在此范围内直升机配平的纵向杆量迅速减小。

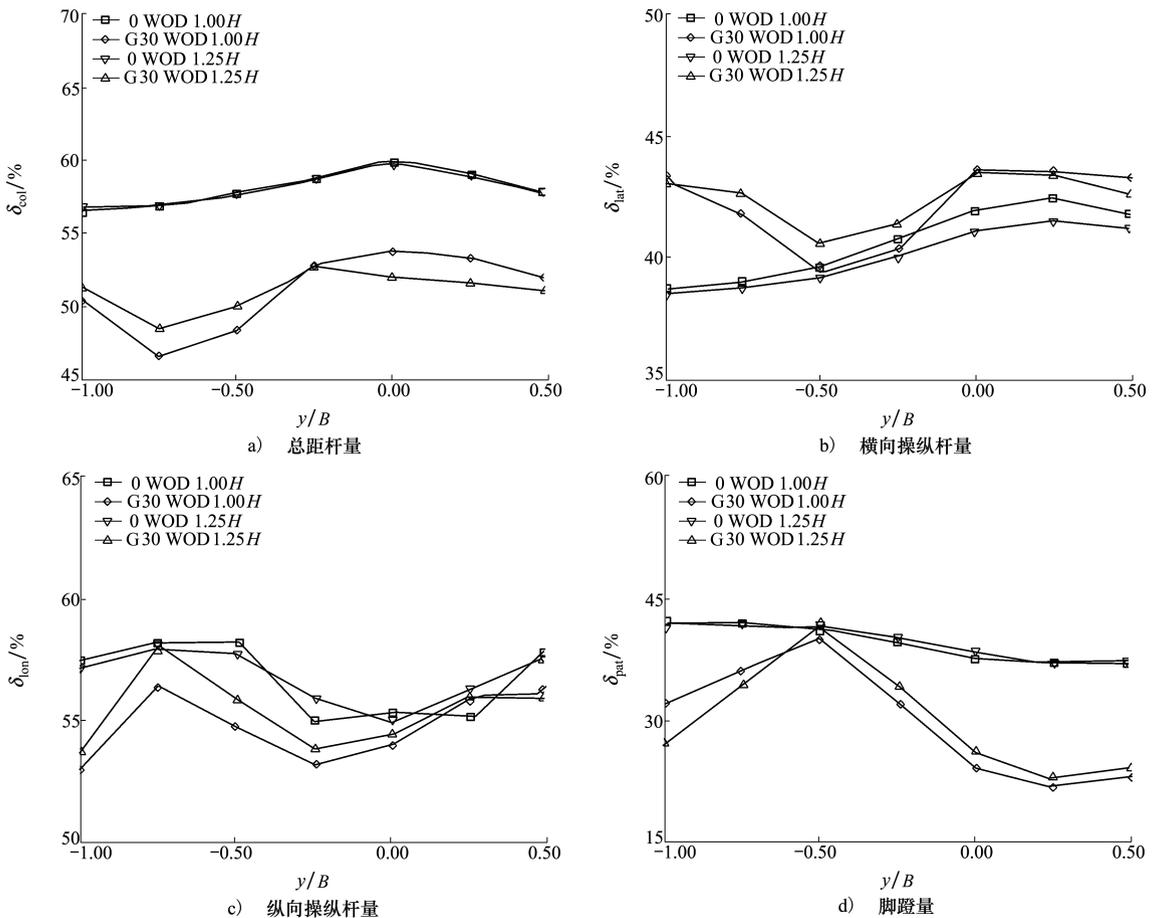


图 7 不同风向角及侧移路径高度下直升机平衡特性变化曲线

图 8 给出了 0 WOD 和 G30 WOD 情形下 $z/H = 1.0$ 平面内的横向时均速度分量分布云图,图中还标示出了旋翼和尾桨的相对位置。在侧风情形下,从机库迎风侧垂直边缘形成的摆动剪切层结构将着舰域划分为横向速度区别较为明显的 2 个区域(见图 8),图中分别标示为 I 和 II。受剪切层与主流动量交换的影响,区域 II 内的横向速度明显小于区域

I,即剪切层对自由来流中的侧洗有显著的削弱作用。从图 8 中可以看到,在 G30 WOD 情形下,尾桨逐渐进入侧洗较强的主流区 I,这就使得该过程中的脚踏量逐渐降低(见图 7d))。而着舰域内的下洗速度进一步加剧了尾桨拉力损失现象,飞行员需要施加更多的脚踏操纵以保持机头朝向的稳定。

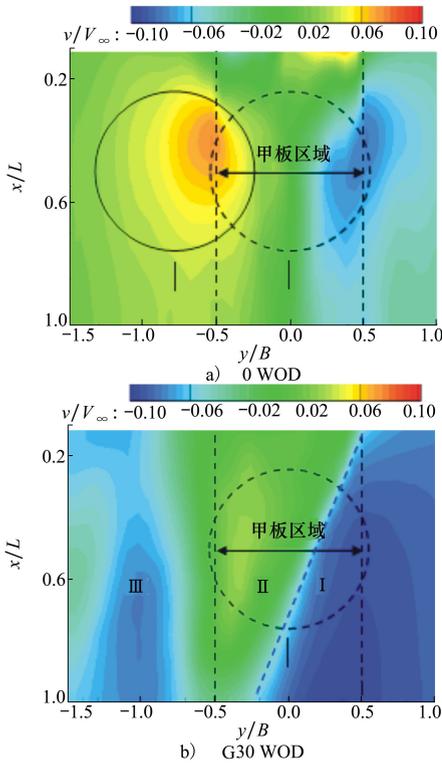


图 8 不同风向角下 $z/H=1.0$ 平面内横向时均速度分量分布云图

2.3 舰流场时/频域特性对直升机非定常载荷水平影响研究

从飞行员实际着舰经历可知,舰流场中湍流涡结构引起的非定常扰动是危及着舰安全的重要因素。因此,针对此非定常干扰现象,本节继续开展直升机/舰船动态界面干扰特征研究。

图 9 显示了 0 WOD 情形下,尾桨 (C_{TT}) 拉力系数时间历程曲线。可以直观地看到,受舰流场中湍流涡结构的影响,尾桨拉力出现显著非定常波动;且随着直升机向甲板中部移动,其所受非定常干扰的强度有增大的趋势。值得注意的是,当直升机位置由 $y/B=-1.0$ 移动到 $y/B=-0.5$ 时,尾桨拉力时均值基本保持不变,这表明两位置处舰流场空间特性基本一致。然而其所受非定常扰动幅度显著增大。

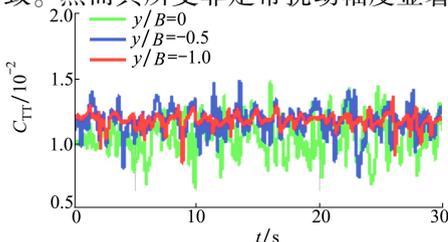


图 9 不同位置处尾桨拉力系数时间历程曲线

这说明仅从直升机配平特性(即操纵余量)角度无法准确预估着舰过程中所面临的风险。

图 10 进一步给出了横向侧移路径上不同位置处尾桨拉力功率谱密度(PSD)曲线。可以看到,尾桨非定常拉力波动在飞行员闭环响应带宽(0.2~2 Hz)范围内具有较大能量(即 RMS 值)。这表明飞行员必须持续调整脚踏量以保持直升机航向的稳定。

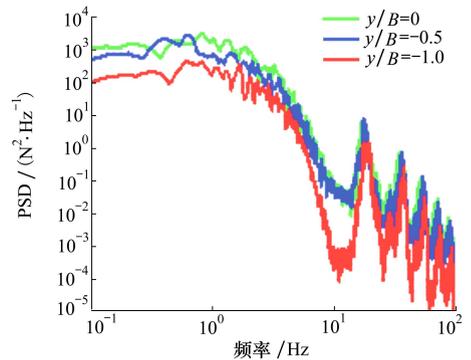


图 10 不同位置处尾桨拉力功率谱密度(PSD)曲线

图 11 给出了该风向角情形下不同高度侧移路径时的旋翼、尾桨拉力 RMS 值变化曲线。此外,图中还给出了 0 WOD 情形下的旋翼、尾桨拉力 RMS 值作为对比。从整体上看,在此侧风情形下飞行员工作载荷要显著高于 0 WOD 情形。尤其在横向侧

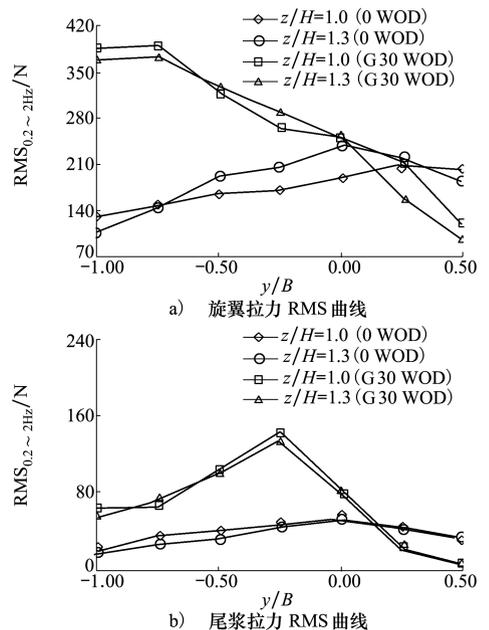


图 11 横向侧移过程中旋翼、尾桨拉力 RMS 值变化曲线

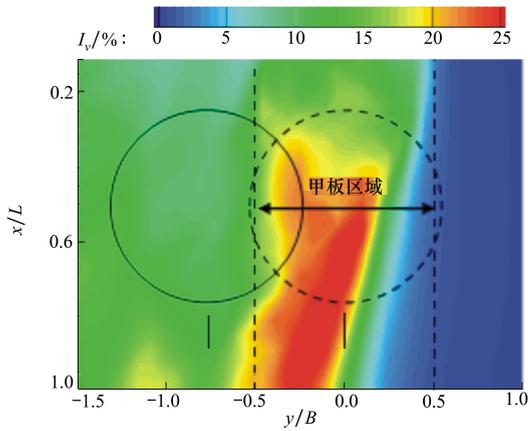
移初始位置,旋翼拉力 RMS 值达到 0WOD 情形的 2.35 倍。不仅如此,此位置也处于直升机悬停跟进路径上(即着舰阶段(2)),这就意味着在右舷风情形下,若飞行员仍采用标准着舰方案进行着舰操纵,则其在着舰域外侧就会受到较强的垂向非正常扰动。由于此时直升机距海面高度较低,飞行员必须持续调整总距操纵杆量以保持高度稳定。这会使得飞行员难以保持相对悬停跟进状态。

为分析此差异的形成机理,图 12 示出了 $z/H=1.0$ 平面横向及垂向的湍流强度云图,图中还标示出了直升机在 $y/B=-0.75$ 和 $y/B=-0.5$ 时旋翼和尾桨相对飞行甲板的位置。图中右列给出的是 2 种风向角情形下,离机库不同距离处的湍流强度分布以进行定量对比分析。可以清晰地看到,在 G30 WOD 情形下,舰船流场湍流脉动水平相对较高。这就导致在此风向角情形下飞行员工作载荷显著高于 0 WOD 情形。

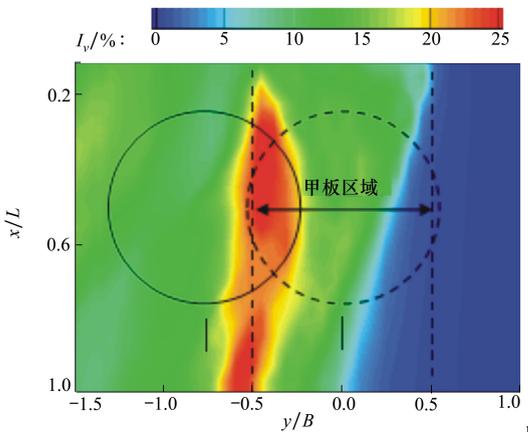
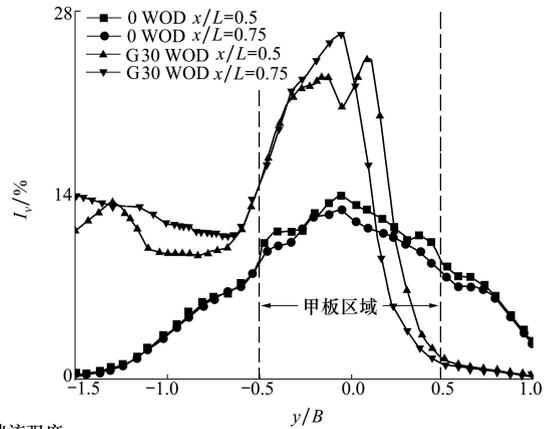
从图 12b) 可以看到,此风向角情形下垂向湍流

强度主要集中在甲板左舷。垂向速度大幅脉动能直接导致桨叶有效迎角振荡,因此当桨叶经过此区域时,旋翼拉力会产生显著非定常波动。图中可见,在 $y/B \leq -0.75$ 范围内,旋翼前行侧完全浸没在强垂向速度脉动区域;而随着直升机向甲板中部移动,其旋翼右侧部分逐渐离开此区域,至 $y/B=0.0$ 时,前行侧桨叶已部分处于均匀流环境。这就使得在此过程中,旋翼拉力 RMS 值呈递减的变化趋势。

此外,尾桨拉力 RMS 值在横向侧移过程中呈现先增大后减小的变化趋势,并在 $y/B=-0.25$ 位置达到峰值。由图 12a) 可知,在 G30 WOD 情形下,横向侧移过程中,尾桨逐渐进入到此强横向速度脉动区域,由于横向速度分量直接影响尾桨桨叶有效迎角,这导致尾桨拉力 RMS 值迅速增大,并在 $y/B=-0.25$ 位置达到峰值;而随着直升机继续向着舰域中部移动,尾桨逐渐离开该区域,使得尾桨拉力 RMS 值开始下降。



a) 横向湍流强度



b) 垂向湍流强度

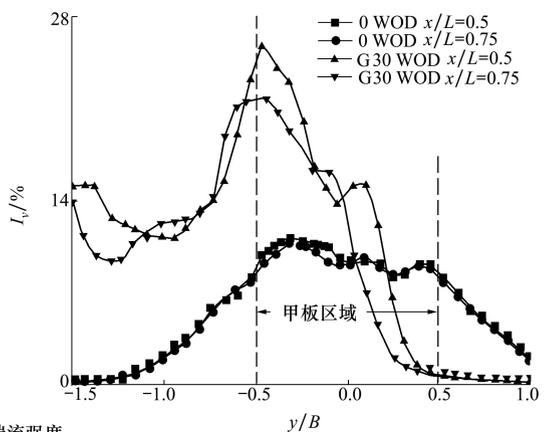


图 12 G30 WOD 情形下 平面横向及垂向湍流强度分布

图 13 给出的是 2 种风向角情形下直升机在左舷及着舰点上方时的气动力和力矩 RMS 值对比。与上文研究结果类似, G30 情形下直升机在各方向上的气动载荷 RMS 值均高于 0 WOD 情形。不仅如此, 图中显示在着舰过程中, 直升机偏航力矩所受的非定常扰动最为显著。尤其是 G30 WOD 情形, 在着舰点上方时, 直升机偏航力矩 RMS 值分别达到其滚转力矩、俯仰力矩 RMS 值的 5.3 倍和 3.8 倍, 且直升机在左舷上方时也有相似的结果(见图 13b))。这就意味着相较于滚转及俯仰姿态角, 直升机在进入着舰域后其航向姿态将发生更为显著的非定常振荡, 飞行员必须不断调整脚踏操纵以保持直升机机

头朝向的稳定。此外, 图 13a) 显示, 旋翼拉力所受的非定常扰动水平同样远高于其他坐标轴方向的气动力, 在着舰点上方时, 直升机拉力 RMS 值分别达到其侧向力、阻力 RMS 值的 1.9 倍和 6.2 倍。综上所述可得出结论, 常规单旋翼直升机在其旋翼轴方向气动力和力矩(即拉力和偏航力矩)的非定常波动是导致着舰过程中飞行员工作载荷增大的关键因素。

3 结 论

本文建立了常规单旋翼直升机/舰船动态界面特性的数值分析方法。采用该方法针对直升机着舰过程的横向侧移阶段, 从平衡特性和非定常载荷水平的角度深入分析了艇流场对直升机操纵和飞行员工作载荷的干扰特征及作用机理, 可总结结论如下:

- 1) 对于右旋直升机, 在右侧风情形下飞行员能够具有更多的总距操纵余量, 但由于尾桨受侧洗流的影响, 脚踏余量相较于 0 WOD 情形会大幅降低。
- 2) 在侧风条件下, 机库背风侧区域流场的湍流脉动强度显著增大。这使得此风向角情形下的飞行员工作载荷要显著高于 0 WOD 情形。
- 3) 相较于 0 WOD 情形, 侧风条件下着舰域流场紊乱区域向船舷移动。若直升机仍从背风侧着舰, 则在靠近舰船阶段就会受到较强的气动干扰。
- 4) 常规单旋翼直升机在其旋翼轴方向的气动力和力矩(即拉力和偏航力矩)的非定常波动是导致着舰过程中飞行员工作载荷增大的主要因素。

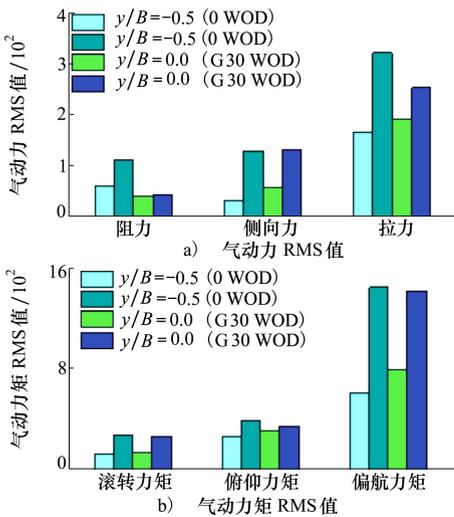


图 13 2 种风向角情形下直升机在左舷及着舰点上方时的气动载荷 RMS 值对比

参考文献:

- [1] ADVANI S K, WILKINSON C H. Dynamic interface modelling and simulation: a unique challenge[C]//Royal Aeronautical Society Conference on Helicopter Flight Simulation, London, 2001
- [2] BLACKWELL J, ARNEY A M, GILBERT N E, et al. Modelling the helicopter/ship dynamic interface for the seahawk/FFG-7 [C]//Australian Aeronautical Conference, 1993
- [3] KÄÄRIÄ C H, WANG Y, PADFIELD G D, et al. Aerodynamic loading characteristics of a model-scale helicopter in a ship's airwake[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(5): 1271-1278
- [4] RAJAGOPALAN G, NIAZI S, WADCOCK A J, et al. Experimental and computational study of the interaction between a tandem-rotor helicopter and a ship[J]. American Helicopter Society, 2005, 61(1): 729
- [5] BUNNELL J W. An integrated time-varying airwake in a UH-60 black hawk shipboard landing simulation[C]//AIAA modeling and simulation technologies conference and exhibit, Montreal, Canada, 2001: 6-9
- [6] ROSCOE M F, THOMPSON J H. JSHIP's dynamic interface modeling and simulation system; a simulation of the UH-60A helicopter/LHA shipboard environment task [C] // Proceedings 59th Annual Forum of the American Helicopter Society, Phoenix, 2003
- [7] HODGE S J, ZAN S J, ROPER D M. Time-accurate ship airwake and unsteady aerodynamic loads modeling for maritime heli-

- copter simulation[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(2): 022005
- [8] ALPMAN E, LONG L N, BRIDGES D O, et al. Fully-coupled simulations of the rotorcraft/ship dynamic interface[C]//Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society, American Helicopter Society, 2007, 63(2): 1367
- [9] BRIDGES D O, HORN J F, ALPMAN E, et al. Coupled flight dynamics and CFD analysis of pilot workload in ship airwakes [C]//Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Hilton Head, 2007
- [10] 孙鹏,耿雪,赵佳,等. 风向对直升机旋翼与甲板流场结构影响[J]. 航空动力学报, 2015(8): 1802-1810
SUN Peng, GENG Xue, ZHAO Jia, et al. Influence of wind directions on the flow structures of helicopter rotor and deck[J]. Journal of Aerospace Power, 2015(8): 1802-1810 (in Chinese)
- [11] 孙传伟, 孙文胜. 舰面流场对直升机着舰时悬停操纵的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(6): 614-619
SUN Chuanwei, SUN Wensheng. Analysis of unmanned helicopter hovering in ship flow field over flight deck[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1999, 31(6): 614-619 (in Chinese)
- [12] 章晓冬, 侯志强, 胡国才, 等. 某型舰载直升机着舰风限图的计算[J]. 四川兵工学报, 2012, 33(10): 30-33
ZHANG Xiaodong, HOU Zhiqiang, HU Guocai, et al. Calculation of save operation envelope of a shipboard helicopter[J]. Journal of Ordnance Equipment, 2012, 33(10): 30-33 (in Chinese)
- [13] 杨俊. 共轴式直升机舰面起降风限图计算[J]. 海军航空工程学院学报, 2017, 32(1): 149-153
YANG Jun. Calculation of save operation envelope of a coaxial helicopter on shipboard[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2017, 32(1): 149-153 (in Chinese)
- [14] POLSKY S A. A computational study of unsteady ship airwake [C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, 2002
- [15] BALIN M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter[R]. NASA-TM-88360, 1987
- [16] KÄÄRIÄ C H, FORREST J S, OWEN I, et al. Simulated aerodynamic loading of an SH-60B helicopter in a ship's airwake[C]//35th European Rotorcraft Forum, Hamburg, Germany, 2009
- [17] LEE R G, ZAN S J. Unsteady aerodynamic loading on a helicopter fuselage in a ship airwake[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(2): 149-159
- [18] FORREST J S, OWEN I, PADFIELD G D, et al, Ship-helicopter operating limits prediction using piloted flight simulation and time-accurate airwakes[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(4): 1020-1031

Investigation on effects of time-frequency characteristics of ship airwake on helicopter flight characteristics

DENG Jinghui

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: A conventional helicopter flight dynamics model, which can be coupled with ship airwake data, is developed in this study. In the method, the ship airwake data is obtained by the high-accuracy DES model, and a strategy which can transmit CFD data to the flight dynamics model is established based on the "one-way" coupling idea. Then, the SFS2 ship model and UH-60A helicopter are chosen as a combination to investigate the influences of the spatial and temporal characteristics of ship airwake from the aspects of control margins and unsteady level. The time-averaged simulation results show that for the counterclockwise-rotor helicopter, although pilot could have more collective pitch margin under crosswind condition compared to the headwind condition, he might possess much less pedal margin due to the sidewash in the airflow. The unsteady results indicate that the unsteady loading level of the helicopter would increase significantly under the crosswind condition compared to the headwind condition due to the increase of turbulent density in the airwake. Furthermore, for the conventional helicopter, the disturbances on the forces and moments which along the rotor hub (i.e., thrust and yaw moment) are the critical factors that increasing the pilot workload during the landing procedure.

Keywords: helicopter; ship airwake; flight dynamics model; control margin; unsteady level

引用格式: 邓景辉. 舰艇流时/频特征对直升机飞行特性影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(5): 1087-1096

DENG Jinghui. Investigation on effects of time-frequency characteristics of ship airwake on helicopter flight characteristics [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(5): 1087-1096 (in Chinese)