

DOI: 10.11918/202007139

# 主动射流控制对直升机着舰飞行的影响分析

李光印<sup>1</sup>, 徐国华<sup>1</sup>, 史勇杰<sup>1</sup>, 苏大成<sup>2</sup>

(1. 直升机旋翼动力学国家级重点实验室(南京航空航天大学), 南京 210016; 2. 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇, 333001)

**摘要:** 为改善直升机舰面起降过程中起降安全性, 基于单向耦合策略建立了一套适用于直升机/舰船动态界面(dynamic interface)研究的数值模拟方法, 针对不同主动射流方案对侧风状态下直升机着舰过程中的影响进行了分析。首先, 采用分离涡模拟(DES)方法获得不同射流方案下的舰流场数据, 随后, 将舰流场数据通过单向耦合的方式与直升机飞行动力学模型耦合, 得到直升机在着舰过程受到的气动载荷与操纵量变化。从非定常载荷水平与操纵特性的角度, 分析不同主动射流方案对舰船流场的非定常特征的影响。结果表明: 射流装置安装在机库迎风侧水平边缘及垂直边缘均可以有效抑制直升机着舰过程中的非定常载荷水平。其中, 垂直边缘射流方案能够实现舰艇流非定常特征与空间特征的解耦, 保持直升机操纵余量不会降低; 水平边缘射流方案则会增大舰流场侧洗分量, 降低脚踏操纵余量。而随着射流速度增加, 垂直边缘射流方案控制效果会不断降低; 水平边缘射流方案控制效果会先增高后降低。

**关键词:** 舰载直升机; 射流控制; 舰艇流; 非定常载荷水平; 操纵余量

**中图分类号:** V211.52      **文献标志码:** A      **文章编号:** 0367-6234(2021)12-0068-12

## Influence of active flow control on shipborne helicopter landing

LI Guangyin<sup>1</sup>, XU Guohua<sup>1</sup>, SHI Yongjie<sup>1</sup>, SU Dacheng<sup>2</sup>

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 210016, China; 2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, Jiangxi, China)

**Abstract:** To improve the take-off and landing safety of shipborne helicopters, a numerical method based on one-way coupling strategy was developed for the study of ship-helicopter dynamic interface, with which the effect of different active flow control configurations on helicopter shipboard landing was analyzed under crosswind condition. First, the ship airwake data under different jet control conditions was obtained by using detached eddy simulation (DES). Then, the unsteady airloads and control margins during the shipboard landing were obtained by coupling the ship airwake data with the flight dynamics model. The effect of the active flow control at different locations on ship-helicopter dynamic interface under crosswind condition was investigated, in terms of unsteady loading levels and control characteristics of shipborne helicopter. Results show that the two active jet control configurations could both reduce the unsteady loading levels during the lateral translation of the helicopter. For the configuration that the jet outlet located at hangar vertical edge, the decoupling of unsteady characteristics and spatial characteristics could be realized, and the helicopter control margin was not reduced. While the configuration that the jet outlet located at the horizontal edge could increase the lateral velocity component of ship airwake and reduce the pedal margin. In addition, with the jet velocity increased, the control ability of jet decreased under the first configuration, and it increased first and then decreased under the second configuration.

**Keywords:** shipborne helicopter; jet flow control; ship airwake; unsteady loading level; control margin

直升机在舰船上的起降任务极具挑战性。由于气流经过舰船时, 在钝体上层建筑及机库边缘发生气流分离, 产生的摆动剪切层与大尺度涡结构具有明显的非定常特征<sup>[1-4]</sup>, 对舰面起降中飞行员造成了极大的工作载荷。因此若对舰船艇流进行流动控制, 削弱其非定常特征, 则可降低飞行员工作载荷、

改善直升机在甲板上的起降安全性。

流动控制分为被动控制与主动控制。被动控制方案技术相对简单, 当前艇流场控制研究多集中于此。早期, 研究人员主要通过大量实验研究被动控制方案对艇流场的影响<sup>[5-7]</sup>。而随着对舰船流场特征认识的深入, 研究者开始有针对性地制定被动控制方案。Forrest等<sup>[8]</sup>根据剪切层的形成机理, 对侧风状态下在机库垂直边缘加装不同形状导流板的多种方案进行模拟对比。Shi等<sup>[9]</sup>则分析对比了不同风向角下安装在不同位置的被动控制装置对于直升机非定常载荷水平的影响。

收稿日期: 2020-07-29

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助(PAPD)

作者简介: 李光印(1995—), 男, 硕士研究生;

徐国华(1963—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 徐国华, ghxu@nuaa.edu.cn

然而被动控制方案大多无法应对实际情况进行调整。主动控制方案则通过射流的方式来改变流动特征,射流速度可调,应对不同海况方面具有明显的优势。但由于其技术复杂,研究较少。近年随着技术的发展,更多研究人员将目光转向此领域。Shafer<sup>[10]</sup>与 Matias-Garcia 等<sup>[11]</sup>在机库表面开孔对舰艇流场注入气流,来达到削弱艇流场非定常特征、减小回流区的目的。Gallas 等<sup>[12]</sup>则在某简化舰船模型机库四周安装定常射流装置进行风洞试验,研究发现此射流方案在减小回流区的同时,也会造成回流区边界湍流强度增大。流动控制的实施对于改善艇流品质具有很好的效果,然而至目前,主动控制研究中仅针对孤立舰船流场变化,尚未涉及艇流场控制对直升机着舰过程中非定常载荷以及操纵变化的研究。

鉴于此,本文开展主动射流对直升机/舰船动态界面干扰特征影响研究。首先,采用 DES 方法获得舰船艇流场数据,然后建立适用于着舰研究的直升机飞行动力学模型,构建 CFD 方法与该模型间的数据传递策略,形成一套直升机/舰船动态界面数值分析方法。应用此方法,针对机库垂直边缘射流与水平边缘射流两种主动控制方案下的机/舰动态界面进行数值模拟,在此基础上,进一步开展射流速度参数变化对艇流场控制效果影响规律的研究。

## 1 数值计算方法及验证

### 1.1 舰艇流场模拟方法

本文采用 DES 方法对舰船流场进行数值模拟以准确捕捉舰船艇流场中大尺度湍流涡结构的流动特征。该方法在近壁面边界层采用 SST  $k-\omega$  湍流模型以提高对附面层内逆压梯度的求解精度,而大尺度分离流动则采用大涡模拟(LES)方法进行模拟<sup>[13]</sup>。

SST  $k-\omega$  湍流模型  $k$  方程中,耗散项中的单位耗散率为

$$\omega = f_{\text{DES}} \omega \quad (1)$$

其中  $f_{\text{DES}}$  为 DES 方法中的系数。有

$$f_{\text{DES}} = \max\left(\frac{L_t}{C_{\text{DES}} \Delta}, 1\right)$$

式中:  $L_t$  为湍流尺度参数;  $C_{\text{DES}}$  为常数,本文计算中取 0.61;  $\Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ , 为网格中心与相邻的网格中心的最大距离。当  $f_{\text{DES}} = 1$  时,模型采用 SST  $k-\omega$  模型进行求解,而当  $f_{\text{DES}} > 1$  时,模型则采用 LES 方法求解。

### 1.2 直升机/舰船动态界面数值模拟方法

本文参考黑鹰直升机(UH-60A)建立适用于着舰飞行研究的直升机飞行力学模型<sup>[14]</sup>。其中,采用

Pitt-Peters 动态入流模型和叶素理论来计算旋翼桨叶气动力。而尾桨诱导速度与其拉力间的量化关系则采用 Bailey 模型<sup>[15]</sup>来建立。桨叶挥舞运动方程为

$$\ddot{\beta} + \left(1 + \frac{K_{\beta}}{I_{\beta} \Omega^2} + \frac{eM_{\beta}}{I_{\beta}}\right) \beta - M_T = 0 \quad (2)$$

式中:  $M_{\beta}$  为桨叶质量静矩,  $I_{\beta}$  为质量惯矩,  $K_{\beta}$  为约束弹簧刚度,  $M_T$  为桨叶气动力矩。

直升机机体动力学方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - \boldsymbol{\omega}^* \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = +\mathbf{I}^{-1} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \mathbf{I}^{-1} \boldsymbol{\omega}^* \mathbf{I} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中:  $\mathbf{I}$ 、 $\boldsymbol{\omega}^*$  分别为惯性矩阵与角速度矩阵的叉乘矩阵,如下:

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

$$\boldsymbol{\omega}^* = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -q \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$$

联立桨叶挥舞运动方程与直升机刚体动力学方程即可得到舰载直升机飞行动力学模型。该模型共 11 个运动自由度,即机体的 6 个刚体自由度、1 个桨叶挥舞自由度、3 个旋翼动态入流自由度以及 1 个尾桨动态入流自由度。

CFD 与飞行力学模型之间采用“单向耦合”策略,即仅考虑舰船艇流对直升机的影响,流场数据以线性叠加的方式耦合到飞行力学模型中。如图 1 所示,在飞行力学模型中,将旋翼和机体离散为若干气动载荷计算点。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 个气动计算点。通过向各计算点导入流场数据,进而得出舰船艇流对直升机的干扰。

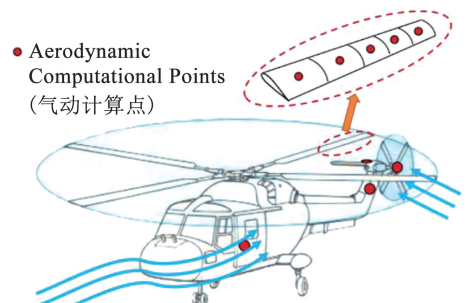


图 1 直升机气动载荷计算点分布示意

需要指出,本文 CFD 计算得到的是非定常舰艇流场,在进行直升机着舰操纵特性分析时需要对流场数据进行时均化处理;而由于采用的是非结构网格,进行直升机各部件气动中心插值计算时前,需要将着舰区域的流场结果映射到结构网格中。

### 1.3 计算方法验证

以 UH-60A 直升机为例,并与已有的飞行试验数据<sup>[16]</sup>进行对比,以验证建立的飞行动力学模型的准确性。

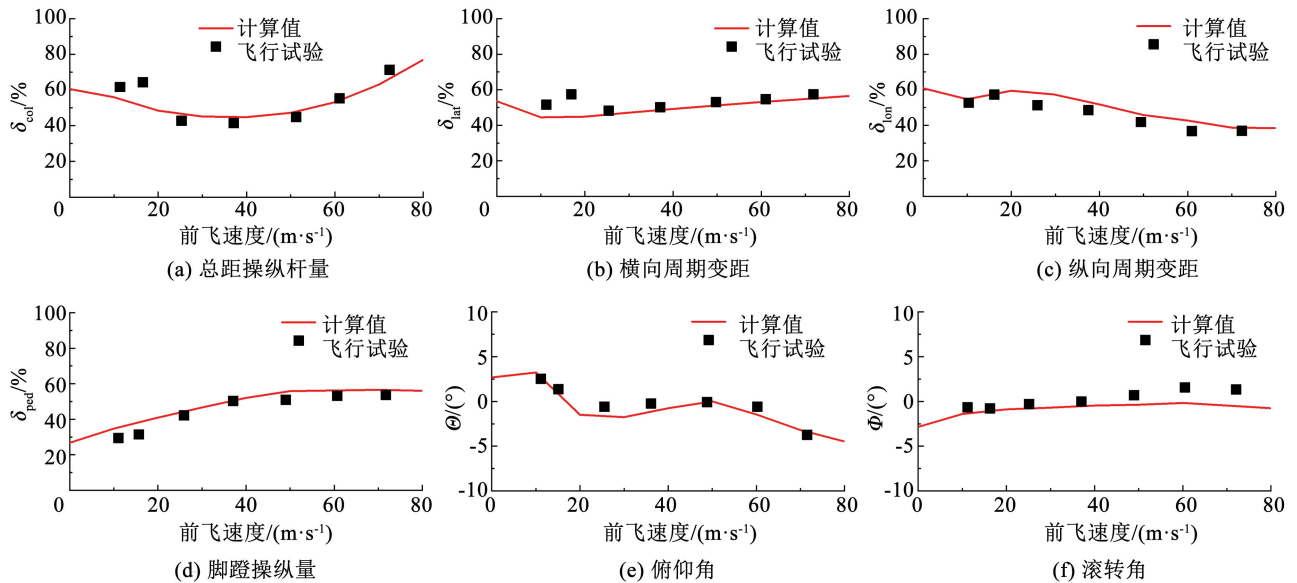


图 2 UH-60A 稳定飞行时本文配平计算结果与文献[16]飞行试验数据的对比

Fig. 2 Comparison between trim calculation results of this paper and flight test data in Ref. [16] for UH-60A under steady flight

随后,对 UH-60A /SFS2 组合下的直升机气动载荷进行计算,并与 Kääriä 等<sup>[17]</sup>的计算结果进行对比,以验证直升机/舰船动态界面数值分析方法的有效性。在文献[13]中,SFS2 艇流场采用 DES 方法求解,风向角 0°,风速 40 kts (20.58 m/s),计算使用 FLUENT 软件。将计算时间为 30 s 的艇流场数据导入至 Flightlab 软件中,得到直升机的气动力随时间变化曲线。此外,为了减少升力偏置的影响,直升机预先在定常流场中进行配平,得到的总距、纵/横向周期变距分别为 15.25°、2.36°和-2.56°,在计算过程中保持不变。本文选择相同的设置方法,计算结果如图 3 所示,本文计算得到的旋翼时均拉力系数变化趋势与 Kääriä 等<sup>[17]</sup>的文中计算结果基本一致。直升机在侧移过程中,旋翼拉力减小了 10%,这与实际着舰飞行试验相符。

### 1.4 计算设置

本文选取某型驱逐舰简化模型(命名为 Modified simple frigate shape, MSFS)与 UH-60A 组合开展主动射流对直升机/舰船动态界面影响研究。图 4 为 MSFS 简化模型示意图,几何参数见表 1。

图 2 给出了稳定飞行时直升机操纵量和姿态角的对比结果。其中,机体总质量为 7 257 kg,飞行高度 1 600 m。总体来说,计算结果与飞行试验吻合较好,这表明本文建立的直升机飞行动力学模型是有效的。图 2(a)中总距杆量和图 2(b)中横向操纵杆量在小速度时计算与试验存在明显的误差,这是由于该速度状态下存在较为严重的旋翼/机体干扰,需针对性发展非定常旋翼/机体气动干扰模型。

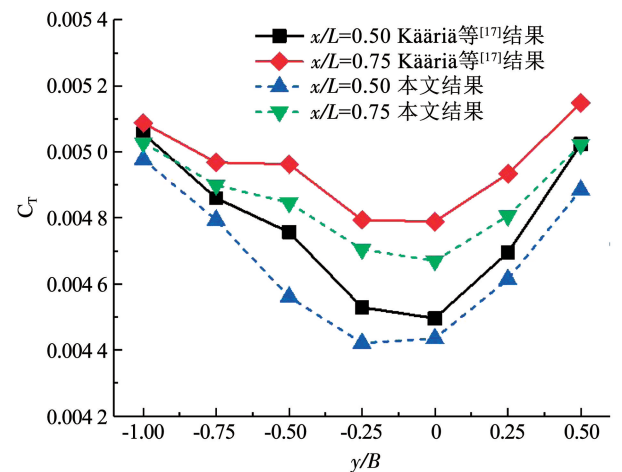


图 3 直升机在不同侧移路径下旋翼拉力系数变化对比  
Fig. 3 Comparison of rotor thrust coefficient of helicopter with different lateral translation paths

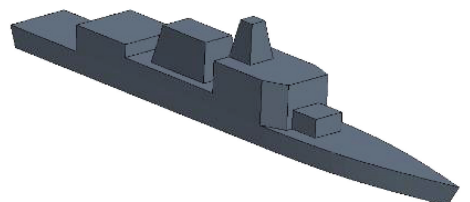


图 4 舰船模型

Fig. 4 Ship model in the paper

表 1 MSFS 舰船模型主要参数

Tab. 1 Parameters of MSFS model

舰体长度 ( $L_s$ )/m	甲板长度 ( $L$ )/m	甲板宽度 ( $B$ )/m	机库高度 ( $H$ )/m
155.7	24.0	18.5	6.92

本文采用的直升机着舰方式为标准海军着舰方案<sup>[17]</sup> (standard Royal Navy landing approach technique), 如图 5 所示。典型着舰方式分为 4 个任务科目单元: 左舷减速跟进、横向侧移进场、甲板上空悬停保持及垂直下降着舰。其中, 侧移进场阶段受舰流场非定常干扰最为严重, 因此本文将重点研究侧移进场过程中机/舰动态界面变化。

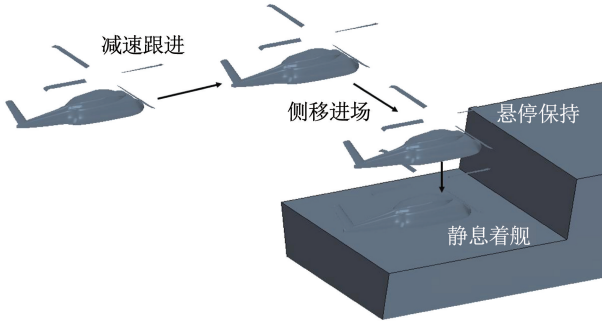


图 5 典型直升机着舰示意

Fig. 5 Schematic of standard royal navy landing approach technique

为保证捕捉到侧移过程中足够的变化, 假定直升机侧移路径为  $-1.0B \sim 0$ , 桨毂高度为  $0.85H$  与  $1.25H$ , 将直升机移动路径离散为 5 个点, 进行对比分析。基于以上要求, 舰流场导出数据域大小为  $1.0L \times 2.0B \times 1.80H$  (如图 6(b) 所示)。

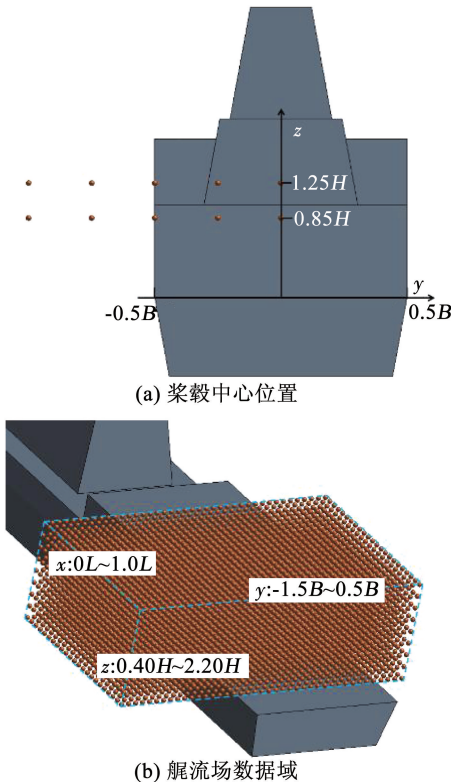


图 6 直升机侧移路径示意

Fig. 6 Schematic of lateral translation path

舰船舰流场模拟采用商业软件 STAR CCM +。计算域大小设置为  $10L \times 8L \times 6L$ , 边界层网格第 1 层厚度为  $1.5 \times 10^{-2}m$ , 以满足湍流模型的  $y^+$  要求。另外为捕捉舰流场中的湍流变化以及射流对舰流场的影响, 还需对甲板上方以及射流出口附近网格进行局部加密。最终生成网格数量为  $6.8 \times 10^6$  (如图 7 所示)。时间步长设置为  $0.01 s$ , 导出计算时间为  $30 s$ , 以充分包含舰流场的非定常信息。入口及出口边界设置为速度入口及压力出口条件, 舰体为无滑移壁面, 海平面为滑移壁面条件。由于直升机在着舰时很少会遇到  $0^\circ$  风向角情况, 因此参考 Hodge 等<sup>[18]</sup> 的研究, 侧风状态选择较为常见的右舷  $30^\circ$  风向角, 来流速度设置为  $20 m/s$ 。

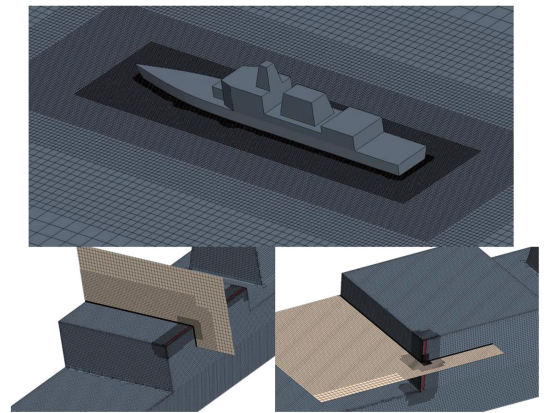


图 7 网格划分示意

Fig. 7 Mesh of the model

本文采用 Lee 等<sup>[19-20]</sup> 所提出的气动载荷分析方法来评估非定常扰动对飞行员工作载荷的影响水平。在获得直升机各部件气动载荷时间历程数据后, 对其进行快速傅里叶变换获得功率谱密度曲线 (如图 8 所示), 该曲线在  $0.2 \sim 2.0 Hz$  内积分值的平方根 (root-mean-square) 即为非定常载荷水平, 可用于评估飞行员工作载荷。

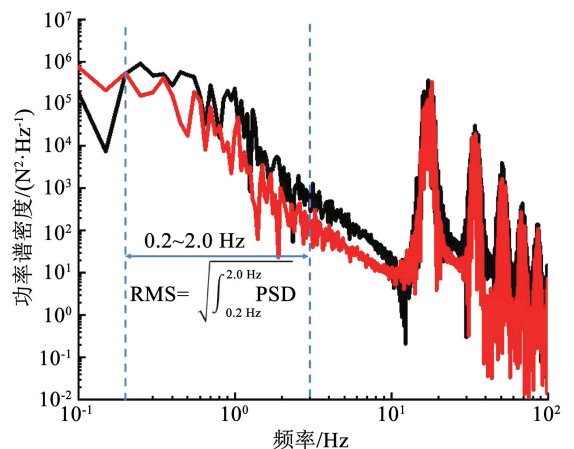


图 8 非定常载荷水平计算示意

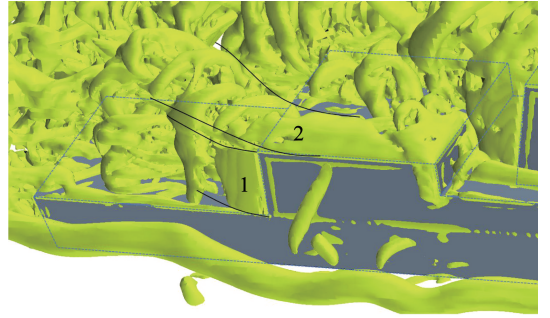
Fig. 8 Schematic of calculation for unsteady loading levels

## 2 计算结果分析与讨论

孤立舰船情况下,侧风状态中机库迎风侧边缘气流分离产生的剪切层是造成直升机载荷和姿态波动的主要原因(如图 9 所示)。在机库迎风侧边缘安装主动射流装置,通过向流场中注入能量并与剪切层产生作用,来达到改变舰流场涡结构,进而削弱流场中非定常特征的目的。

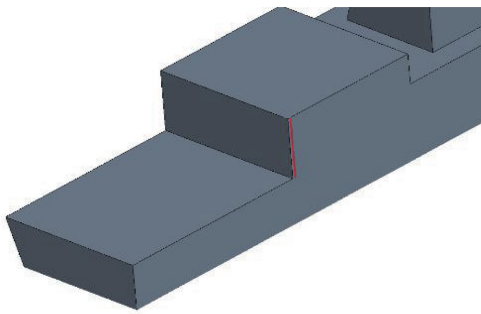
本文选择在机库迎风侧垂直边缘及上方水平边缘设置射流出口,两处射流装置宽度均为  $1/70B$ ,距离机库边缘为  $1/70B$ ,射流方向垂直于射流边界(如图 10 所示),定常射流速度取 2、4、6 m/s,分别为自由来流速度的 10%、20%、30%。从直升机非定常

载荷水平及操纵特性的角度,分析其对舰流场非定常特征的削弱作用。

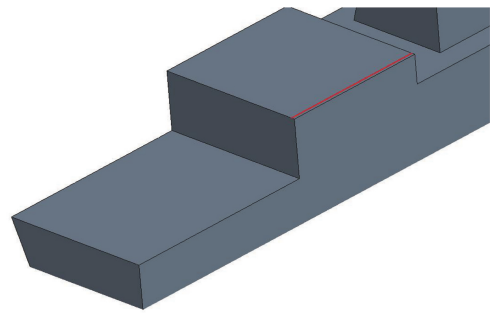


1-垂直边缘剪切层;2-水平边缘分离涡

图 9 右舷 30°情况下孤立舰船情况等值涡量图 ( $t = 35$  s)  
Fig. 9 Equivalent vorticity diagram for isolated ship under 30° starboard wind ( $t = 35$  s)



(a) 射流装置位于机库垂直边缘



(b) 射流装置位于机库上方水平边缘

图 10 射流装置位置示意

Fig. 10 Schematic of jet outlets

### 2.1 垂直边缘射流方案

图 11 给出了不同射流速度情况下直升机非定常载荷水平的变化曲线。可以看到,射流速度为  $v_s = 2$  m/s 时,垂直边缘射流方案对直升机非定常载荷水平有显著的抑制作用。在左舷附近 ( $-0.75 \leq y/B \leq -0.50$ ) 拉力 RMS 值平均降幅达到了 26.2%。而当直升机侧移至  $y/B = -0.25$  时,滚转、俯仰及偏航力矩 RMS 值最大降幅均达到了 25% 以上。直升机在甲板上方时,处于悬停保持阶段,滚转力矩 RMS 值的下降可以有效降低直升机着舰时侧翻的风险,而根据文献[21]的研究,侧风状态下,脚蹬操纵量的不断调整往往是造成飞行员工作载荷的主要因素,故偏航力矩 RMS 值的降低能够有效降低飞行员脚蹬操纵的工作载荷。

随着射流速度增加,主动射流对直升机非定常

载荷水平的抑制能力逐渐减弱。当射流速度上升至  $v_s = 4$  m/s 时,其对舰流场非定常特征抑制能力显著降低。侧移过程中俯仰力矩 RMS 值降幅低于  $v_s = 2$  m/s 情况,而旋翼拉力、滚转及偏航力矩 RMS 值仅在左舷附近 ( $-0.75 \leq y/B \leq -0.50$ ) 有一定程度降低,在甲板区域内与基准情况差别不大。而当射流速度进一步上升至  $v_s = 6$  m/s 时,此状态下的主动射流对舰非定常载荷水平抑制效果已不明显。甚至在甲板中心位置 ( $y/B = 0$ ) 还会导致更高的力矩 RMS 值。

为分析上述差异产生的原因,图 12 给出了不同射流速度下甲板上方涡量分布,图 12 中可见,无射流装置时,剪切层在甲板中部形成的涡尺度较大。而安装射流装置后, $v_s = 2$  m/s 与  $v_s = 4$  m/s 情况下剪切层中形成的涡尺度减小,强度降低。 $v_s = 6$  m/s 情况下,涡尺度有重新增大的趋势。

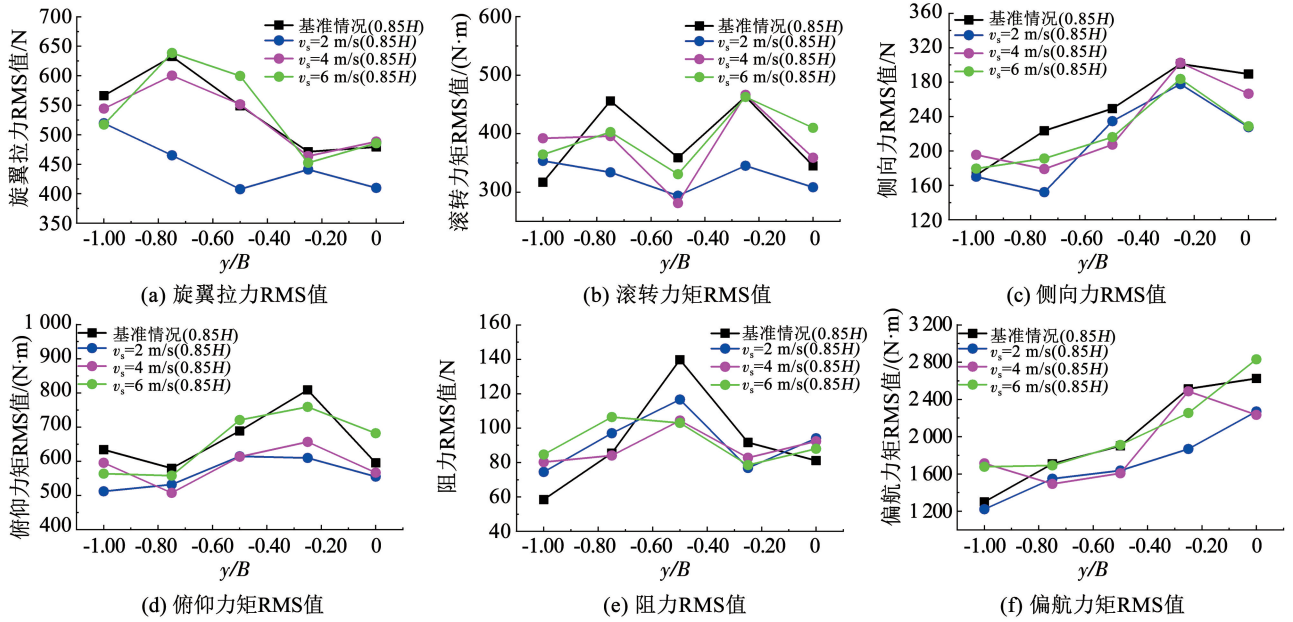


图 11 不同垂直边缘射流速度下直升机非定常载荷水平变化曲线

Fig. 11 Comparison of unsteady loading levels for different jet velocities under the first jet configuration

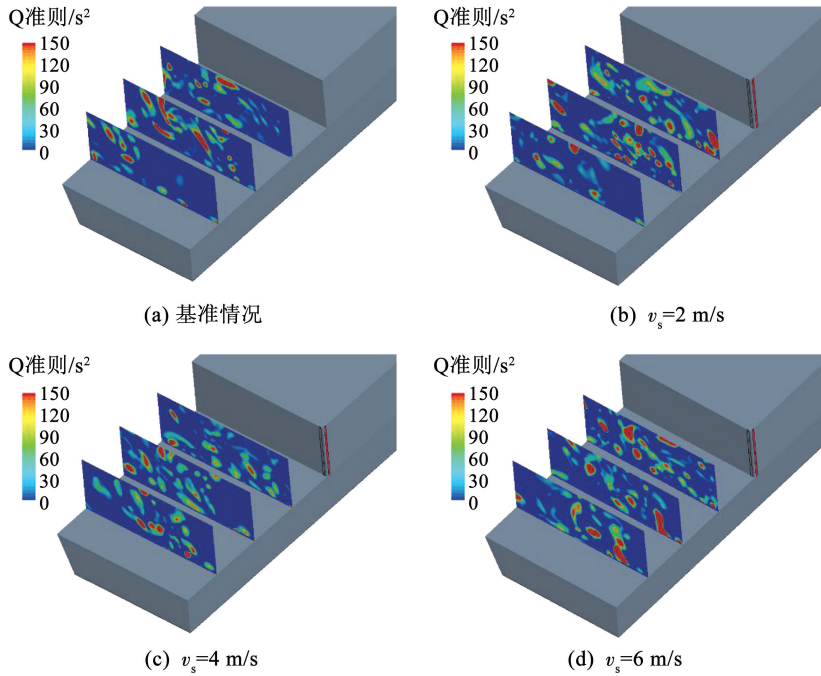


图 12 甲板上方各截面涡量分布云图 ( $t=35$  s)

Fig. 12 Instantaneous contours of vorticity for different sections on deck ( $t=35$  s)

图 13 给出了不同垂直边缘射流速度下旋翼桨盘平面附近  $z/H=0.87$  平面横向湍流强度分布,同时给出旋翼与尾桨在  $y/B=-1.00$  及  $y/B=0$  处位置。可以看到,射流速度  $v_s=2$  m/s 抑制效果最好。由机库迎风侧边缘摆动剪切层产生的横向湍流高强度区的幅值与影响范围都有一定的程度的减小,尤其是在舰船艏部,横向湍流强度有明显降低。由此造成直升机在甲板范围内( $y/B=-0.25$ )滚转及偏

航力矩 RMS 值的大幅降低。而黑鹰尾桨存在  $20^\circ$  倾角,横向湍流强度的降低同样会导致直升机俯仰力矩 RMS 值的下降。随着射流速度增至  $v_s=4$  m/s,甲板范围内( $-0.50 \leq y/B \leq 0$ )横向湍流高强度区幅值相比与  $v_s=2$  m/s 有所增大,尤其在旋翼经过的区域,因此在此范围内直升机滚转力矩 RMS 值相比基准情况降幅已不明显。而当  $v_s=6$  m/s 时,主动射流对横向湍流强度分布削弱作用微乎其微。

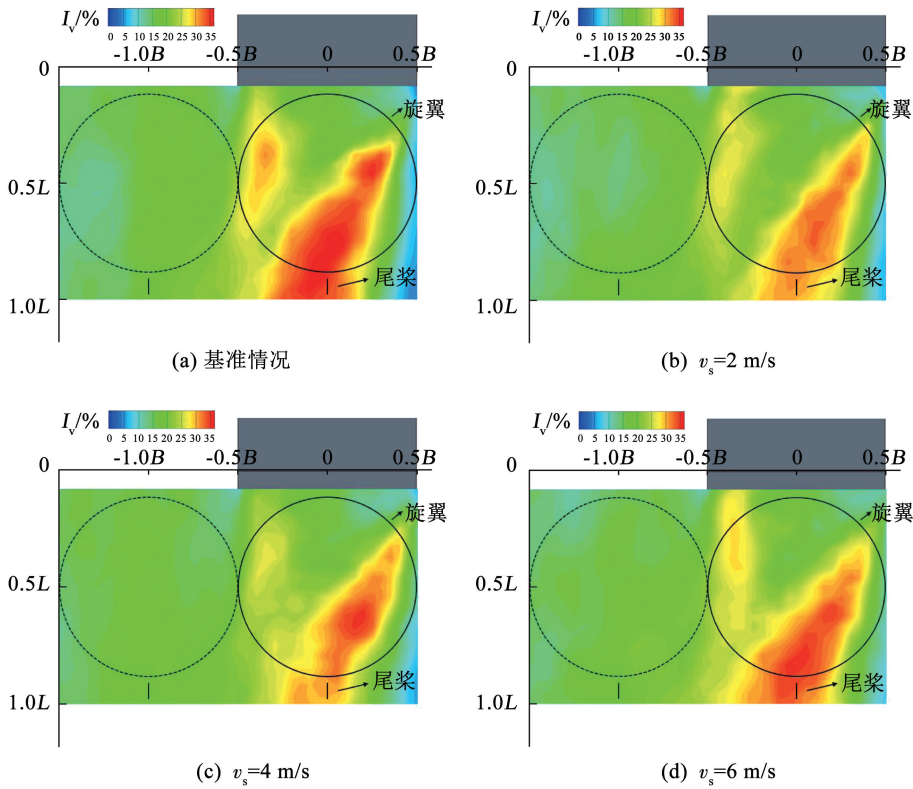


图 13 不同射流速度  $z/H=0.87$  平面横向湍流强度分布

Fig. 13 Contours of lateral turbulence intensity in the plane of  $z/H=0.87$  for different jet velocities

接下来关注射流方案对直升机着舰过程中平衡特性的影响。图 14 为直升机配平操纵量、姿态角与需用功率变化曲线。可以看到施加射流后,直升机平衡特性与基准状态基本一致。当直升机位于悬停跟进位置( $y/B = -1.00$ )时,脚踏量变化最大,但其幅度也仅有 3%。这意味着垂直边缘定常射流方案在一定速度范围内可以有效抑制直升机着舰过程中非定常载荷水平的同时不会对操纵量产生明显的负面影响,实现艇流场空间特性及非定常特性的解耦。

图 15 给出了不同射流速度下桨盘附近平面  $z/H=0.87$  的横向时均速度分布。图 15 中可见垂直边缘射流方案对艇流场时均速度分布并无显著影响。这很好验证了上面结论,与 Shafer<sup>[10]</sup> 中实验得到的结论相同。

### 2.2 水平边缘射流方案

接下来进一步来探究射流装置安装在机库上方水平边缘方案对直升机非定常载荷水平的影响。直升机侧移进场高度为  $1.25H$ 。

图 16 给出了不同射流速度下直升机侧移过程中非定常载荷水平变化示意图。与垂直边缘射流情况不同,射流速度  $v_T=4$  m/s 时,其对直升机非定常载荷水平抑制能力最好。这说明水平边缘射流方案中,主动控制效果与射流速度并非呈简单的线性关系。定量分析可知, $v_T=4$  m/s 时,在甲板范围内 ( $-0.50 \leq y/B \leq 0$ ),偏航力矩 RMS 值平均降幅达到了 12.3%。在  $y/B = -0.25$  位置,旋翼拉力与俯仰力矩 RMS 值降幅达到了 18.8% 与 22.0%。而侧向力与阻力 RMS 值却与基准情况相当。而当射流速度为  $v_T=2$  m/s,甲板外侧 ( $-1.00 \leq y/B \leq -0.50$ ) 滚转、俯仰及偏航力矩 RMS 值相比基准情况均无降低,而在甲板范围内,其平均降幅小于  $v_T=4$  m/s 情况。当射流速度为  $v_T=6$  m/s 时,旋翼拉力与俯仰力矩 RMS 值均高出基准情况,而滚转力矩与偏航力矩 RMS 值在甲板范围内依然存在一定程度降低。总体来说,水平边缘射流方案能够较为有效地抑制直升机在甲板范围内得非定常载荷水平。

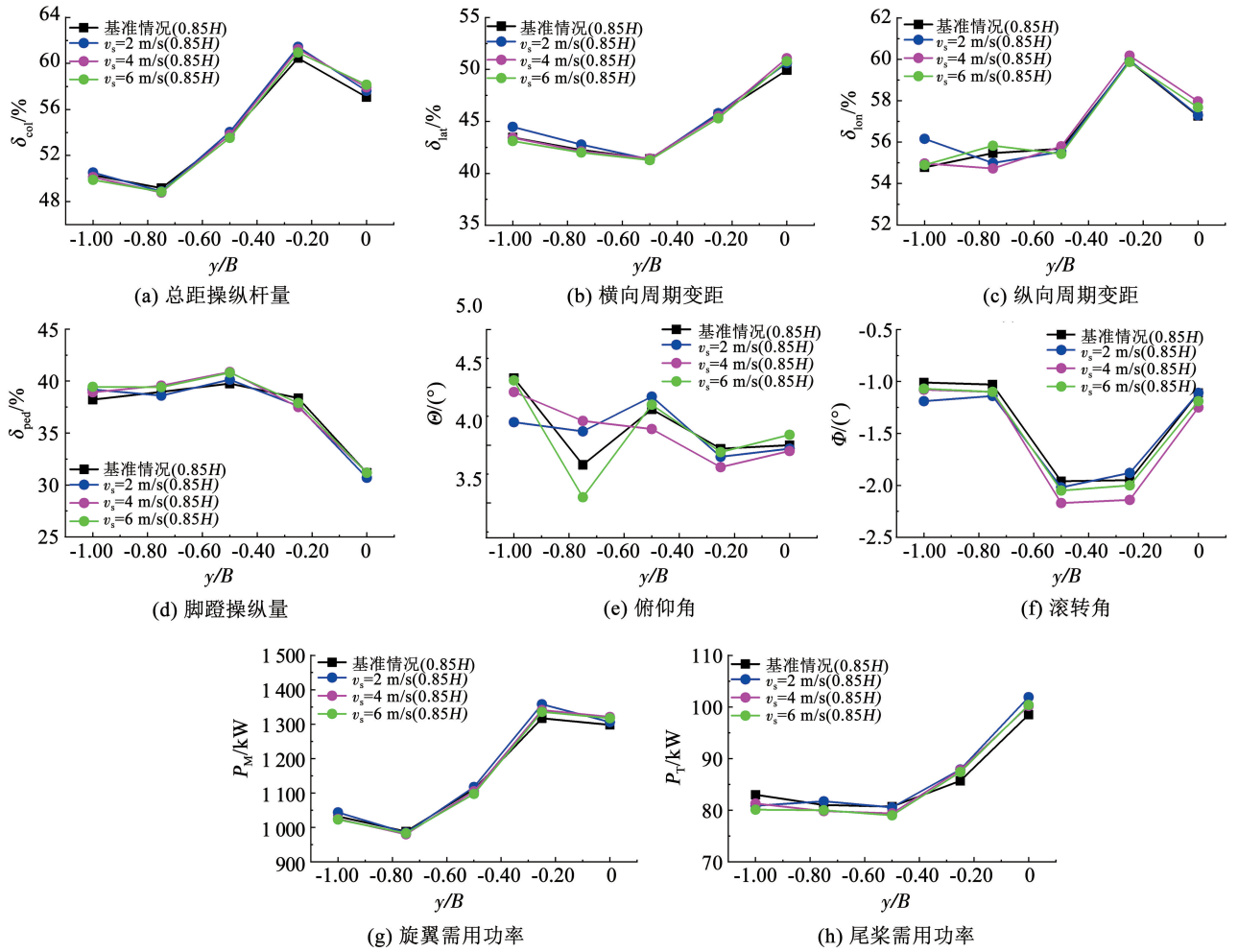


图 14 不同垂直边缘射流速度下直升机平衡特性变化曲线

Fig. 14 Comparison of helicopter trim characteristics for different jet velocities under the first jet configuration

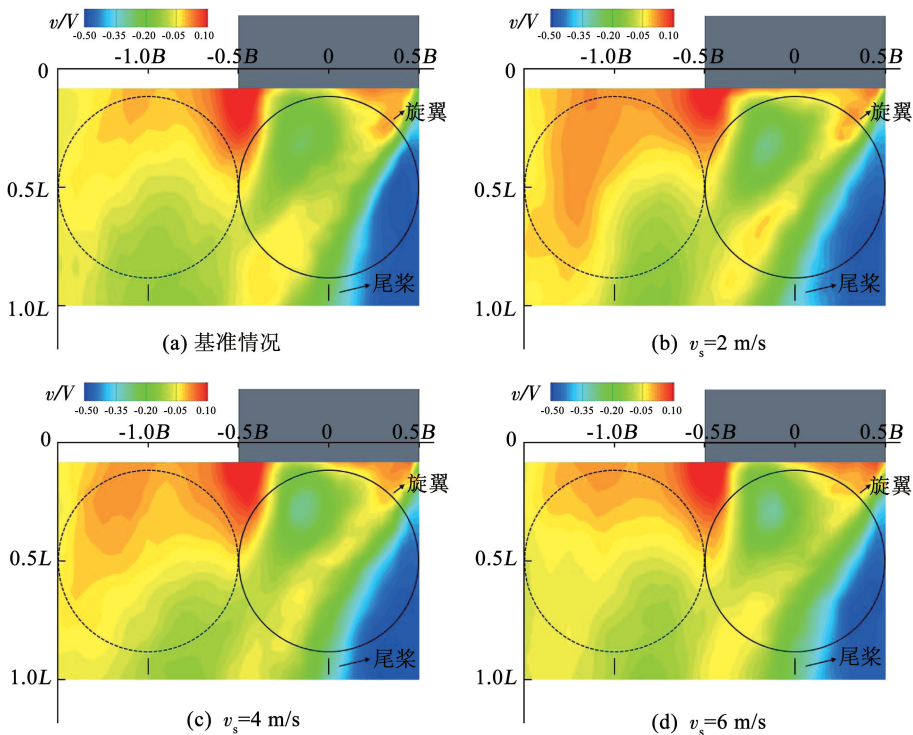


图 15 不同射流速度  $z/H=0.87$  平面横向时均速度分布

Fig. 15 Contours of lateral time-averaged velocity in the plane of  $z/H=0.87$  for different jet velocities

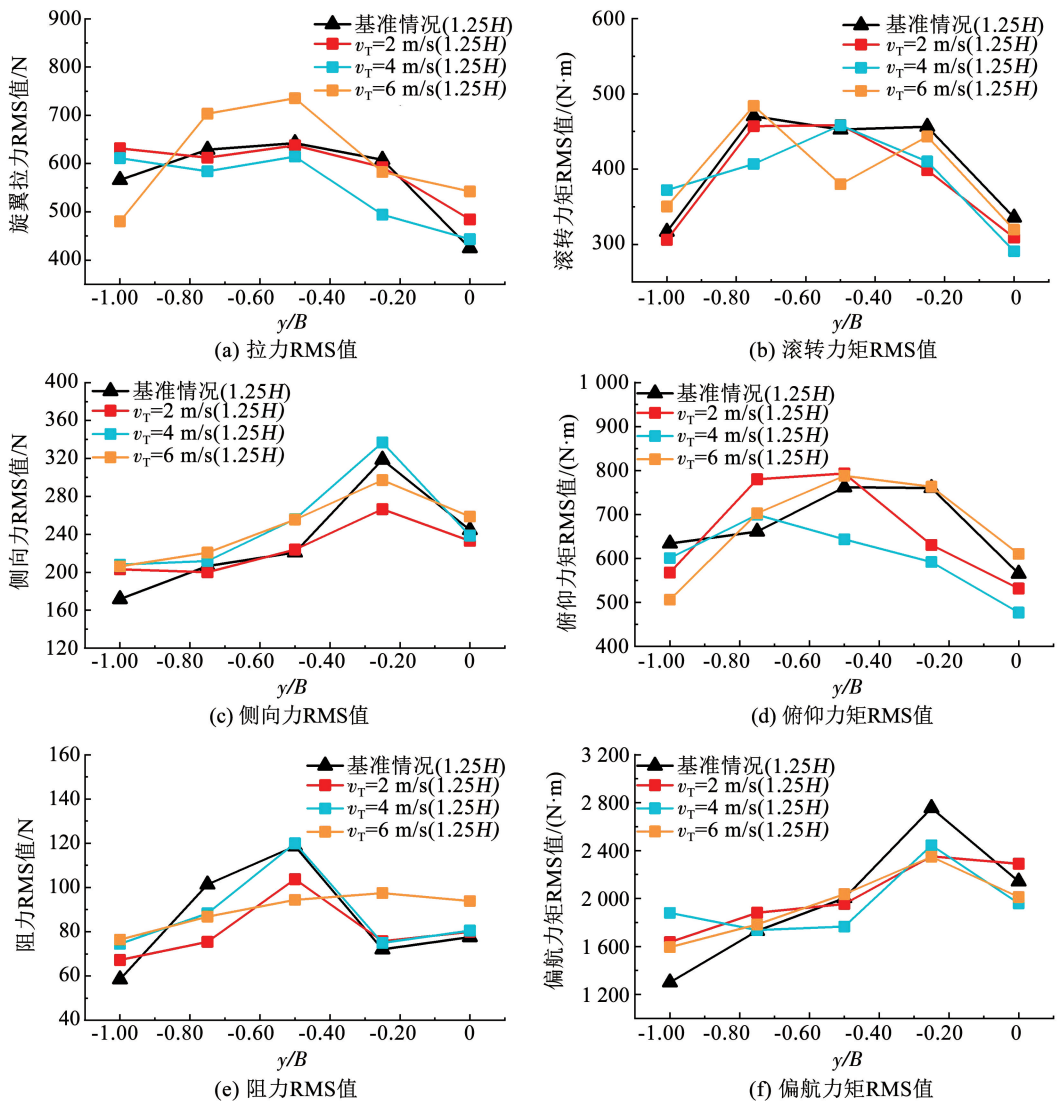


图 16 不同水平边缘射流速度下直升机非定常载荷水平变化曲线

Fig. 16 Comparison of unsteady loading levels for different jet velocities under the second jet configuration

图 17、18 给出了不同水平边缘射流速度下机库后方涡量分布与旋翼桨盘附近  $z/H = 1.30$  平面横向湍流强度分布。图中可见,与垂直射流方案相似,安装射流装置后,舰流场中机库上方水平边缘分离出的涡结构尺度减小。船舰横向湍流强度幅值均有所降低,由此导致直升机在  $y/B = -0.25$  位置,偏航力矩 RMS 值均有下降。射流速度为  $v_T = 2$  m/s 时,相比基准情况,甲板范围内 ( $-0.50 \leq y/B \leq 0$ ) 湍流高强度区幅值有所降低。当速度增加至  $v_T = 4$  m/s 时,甲板区域的横向高强度湍流区的影响范围进一步减小,但幅值略有提升。这就导致此范围内两种射流速度下滚转力矩 RMS 值无明显差异。而当射流速度进一步提升时 ( $v_T = 6$  m/s),横向湍流高强度区幅值与影响范围进一步增加,滚转力矩 RMS 值降幅进一步减小。

图 19 继续给出了水平边缘射流方案对直升机操纵量、姿态角与需用功率的影响。施加射流后脚踏操纵量及尾桨需用功率发生较为明显的变化。 $v_T = 4$  m/s 情况下,当直升机移动至甲板中线位置时,脚踏操纵量相比基准情况降低了 13.2%,操纵余量降低削弱了驾驶员处理横向非定常扰动的能力。因此,水平边缘射流方案虽然能够抑制直升机着舰的非定常载荷水平,但会降低其操纵余量。

图 20 给出了不同水平边缘射流速度下旋翼桨盘附近平面  $z/H = 1.30$  的横向时均速度分布。可以看到直升机位于甲板范围内时 ( $-0.25 \leq y/B \leq 0$ ),随着射流速度增大,尾桨路径上横向速度有较明显的降低(如图 20(c)、图 20(d)所示),这使得尾桨桨叶有效迎角减小,飞行员需要增大尾桨总距,因此脚踏操纵余量降低,而尾桨需用功率增加。

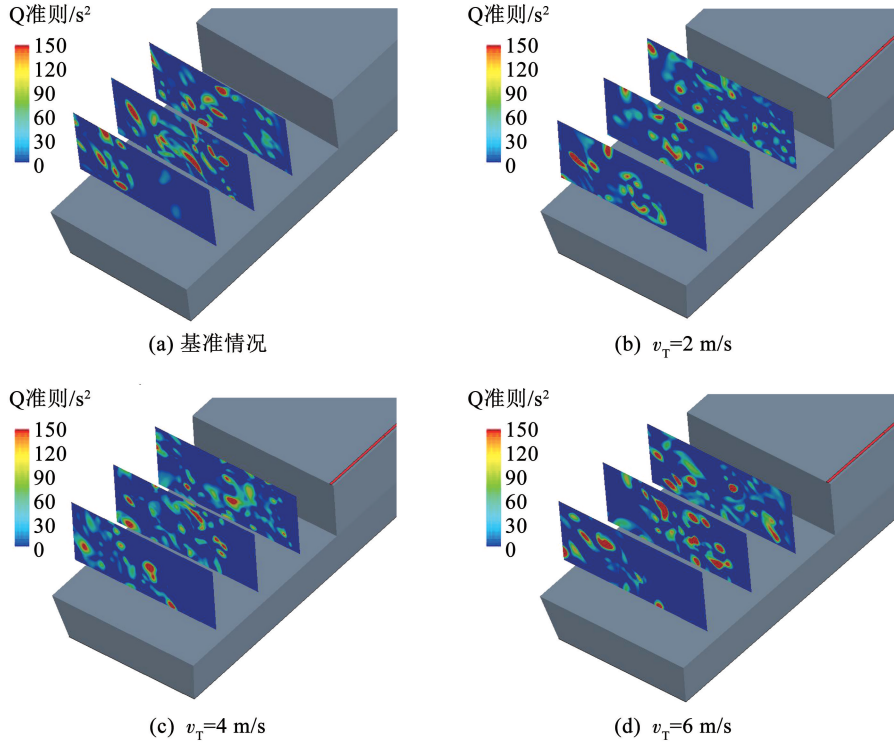


图 17 甲板上方各截面涡量分布云图 ( $t = 35$  s)

Fig. 17 Instantaneous contours of vorticity for different jet velocities

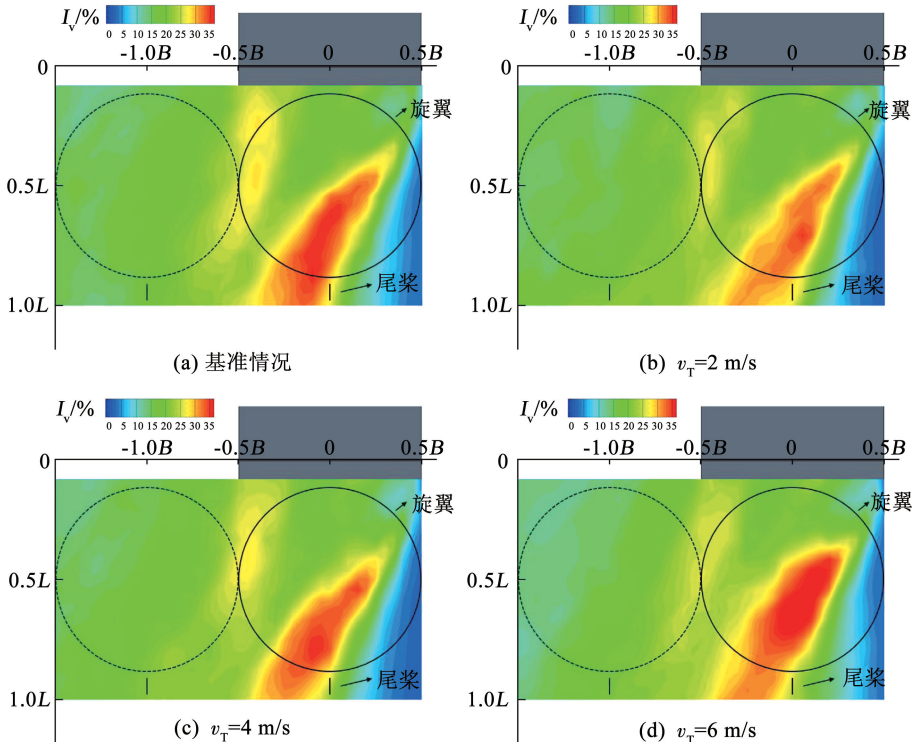


图 18 不同射流速度  $z/H = 1.30$  平面横向湍流强度分布

Fig. 18 Contours of lateral turbulence intensity in the plane of  $z/H = 1.30$  for different jet velocities

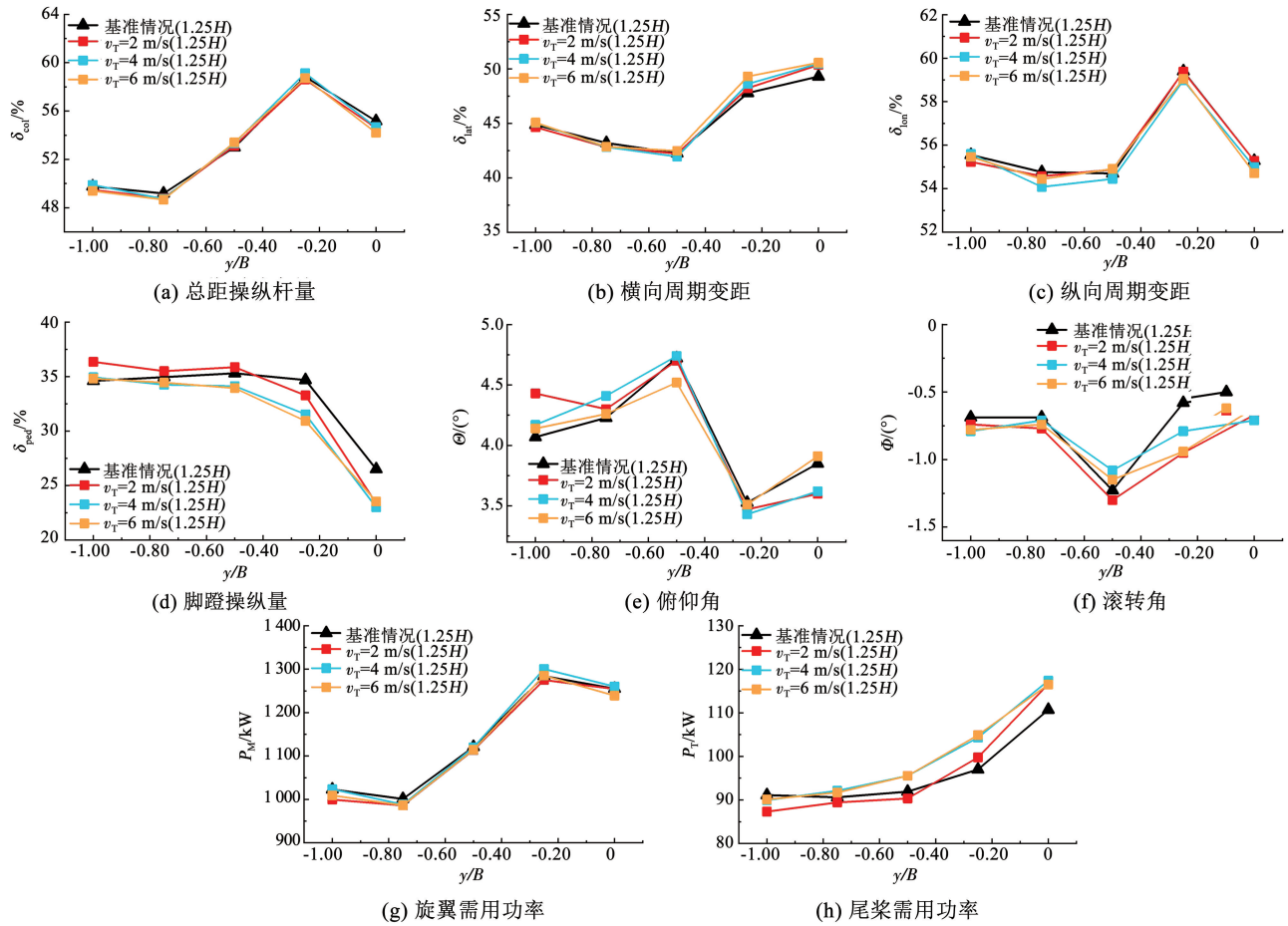


图 19 不同水平边缘射流速度下直升机平衡特性变化曲线

Fig. 19 Comparison of helicopter trim characteristics for different jet velocities under the second jet configuration

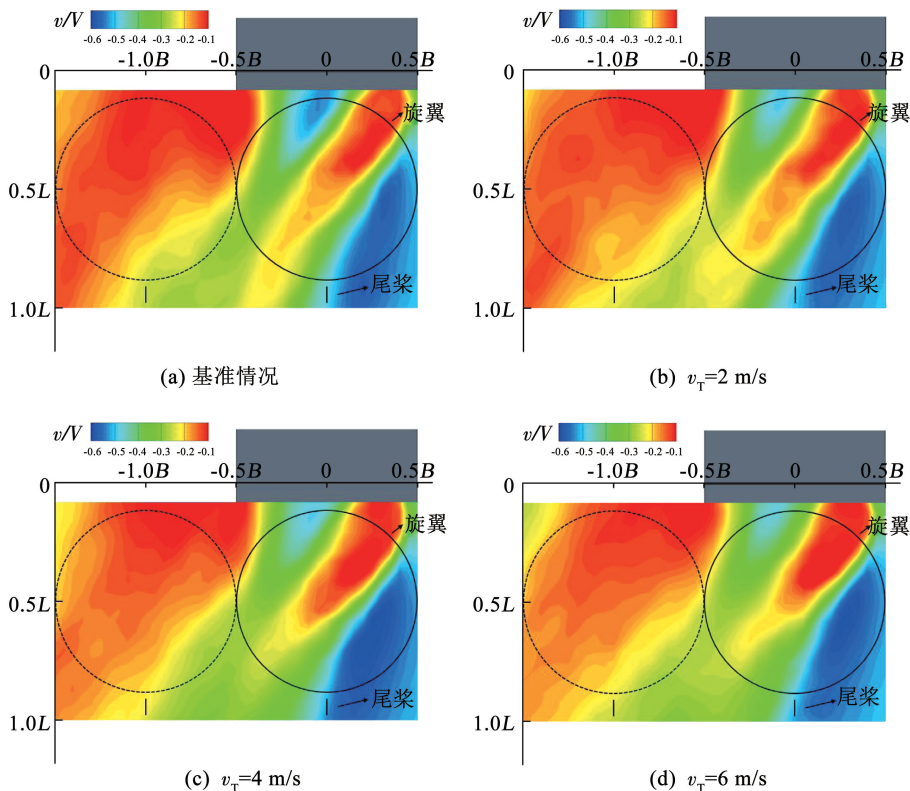


图 20 不同射流速度下  $z/H=1.30$  平面横向时均速度分布

Fig. 20 Contours of lateral time-averaged velocity in the plane of  $z/H=1.30$  for different jet velocities

### 3 结 论

1) 基于单向耦合策略, 采用 DES 方法与飞行动力学模型建立了一套适用于直升机/舰船动态界面的数值模拟方法。应用此方法探究了主动射流方案对直升机着舰过程中非定常载荷水平的抑制情况及操纵特性的影响。

2) 机库垂直边缘射流方案能够有效削弱机库垂直边缘分离的摆动剪切层强度, 显著降低直升机侧移过程中非定常载荷水平得同时, 对操纵特性影响微乎其微。然而随着射流速度增加, 射流控制效果逐渐降低, 过高的射流速度甚至会使艇流场气动环境恶化。

3) 机库水平边缘射流方案对机库上方水平边缘产生的分离涡强度展现了较好的削弱效果。甲板范围内直升机非定常载荷水平存在较为明显的降低。随射流速度增加, 控制效果先增高而后降低, 呈现出复杂的非线性关系。然而此方案会较为显著地提高船艏部侧洗分量, 使直升机脚踏操纵余量降低, 滚转角增大。这会对飞行员操纵产生不利影响。

### 参 考 文 献

- [1] ZAN S J. On aerodynamic modelling and simulation of the dynamic interface[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2005, 219(5): 393. DOI: 10.1243/095441005X30315
- [2] FORREST J S, OWEN I. An investigation of ship airwakes using Detached-Eddy Simulation[J]. Computers & Fluids, 2010, 39(4): 656. DOI: 10.1016/j.compfluid.2009.11.002
- [3] THORNER B, STARR M, DRIKAKIS D. Implicit large eddy simulation of ship airwakes [J]. Aeronautical Journal, 2010, 114(1162): 715. DOI: 10.1017/S0001924000004218
- [4] 郜冶, 刘长猛. 护卫舰气流场数值计算研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2013, 34(5): 599  
GAO Ye, LIU Changmeng. Numerical calculation of frigate ship airwake [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2013, 34(5): 599. DOI: 10.3969/j.issn.1006-7043.201206016
- [5] HEALEY J V. Control of flow over a backward facing step[D]. Monterey, CA: Naval Postgraduate School, 1990
- [6] CZERWIEC R M, POLSKY S A. LHA airwake wind tunnel and CFD comparison with and without bow flap[C]//Proceedings of the 22nd Applied Aerodynamics Conference. Rhode Island: AIAA, 2004. DOI: 10.2514/6.2004-4832
- [7] GREENWELL D I, BARRETT R V. Inclined screens for control of ship air wakes [C]//Proceedings of the 3rd AIAA Flow Control Conference. San Francisco, CA: AIAA, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-3502
- [8] FORREST J S, KÄÄRIÄ C H, OWEN I. Determining the impact of

hangar-edge modifications on ship-helicopter operations using offline and piloted helicopter flight simulation [C]//American Helicopter Society 66th Annual Forum. Phoenix: American Helicopter Society, 2010: 805

- [9] SHI Yongjie, HE Xiang, XU Yi, et al. Numerical study on flow control of ship airwake and rotor airload during helicopter shipboard landing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(2): 324. DOI: 10.1016/j.cja.2018.12.020
- [10] SHAFER D M. Active and passive flow control over the flight deck of small naval vessels [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005
- [11] MATIAS-GARCIA J C, FRANCHINI-LONGHI S N, BARDERA R. Vortex generators and active flow control in the aft-deck of a frigate [C]//Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. Madrid: Eucass Association, 2019. DOI: 10.13009/EUCASS2019-322
- [12] GALLAS Q, LAMOUREUX M, MONNIER J C, et al. Experimental flow control on a simplified ship helideck [J]. AIAA Journal, 2017, 55(10): 3356. DOI: 10.2514/1.j055902
- [13] MENTER F R, KUNTZ M, LANGTRY R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model[C]//Proceedings of the 4th Int. Symp. on Turbulence, Heat and Mass Transfer Turbulence. Antalya: Begell House, 2003: 625
- [14] HOWLETT J J. UH-60A Black Hawk engineering simulation program. Volume 1: Mathematical model; NASA-CR-166309 [R]. CT, United States: Sikorsky Aircraft Stratford, 1981
- [15] BAILEY F J J. A simplified theoretical method of determining the characteristics of a lifting rotor in forward flight; NACA Rep. 716 [R]. [S.l.]: University of North Texas Libraries, 1941
- [16] BALIN M G. Validation of a real-time engineering simulation of the uh-60a helicopter; NASA-TM-88360 [R]. Moffett Field, CA, United States: NASA Ames Research Center, 1987
- [17] KÄÄRIÄ C H, FORREST J S, OWEN I. The virtual AirDyn: A simulation technique for evaluating the aerodynamic impact of ship superstructures on helicopter operations[J]. Aeronautical Journal, 2013, 117(1198): 123. DOI: 10.1017/s0001924000008836
- [18] HODGE S J, FORREST J S, PADFIELD G D, et al. Simulating the environment at the helicopter-ship dynamic interface: Research, development and application [J]. Aeronautical Journal, 2012, 116(1185): 1155. DOI: 10.1017/s0001924000007545
- [19] 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. DOI: 10.4050/jahs.49.149
- [20] LEE R G, ZAN S J. Wind tunnel testing of a helicopter fuselage and rotor in a ship airwake[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(4): 326. DOI: 10.4050/1.3092869
- [21] 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. DOI: 10.2514/1.c031525