DOI:10.11918/202201050

射流主动流动控制对舰船甲板流场的影响

赵嘉琛1,韩东1,于雷2

(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.中山大学 航空航天学院,广州 510006)

摘 要:随着舰船的发展和大量应用,舰船甲板流场的分析与控制的重要性进一步凸显出来。为改善舰船甲板流场,提出了 一种新型的基于射流装置的主动流动控制方法,并以直升机桨盘位置为例分析了不同射流装置参数对于直升机桨盘流场优 化的效果。首先基于 Navier-Stokes 方程建立了舰载直升机甲板流场的数值模型,以研究基于射流主动流动控制对舰船甲板流 场的影响。然后该方法选取 k-s 湍流模型,并通过算例验证了方法的有效性。最后模拟得到添加射流装置的舰船甲板流场流 线与速度分布,结合流场信息对旋翼受力的影响对比分析了加装射流装置对舰船甲板流场的流动控制作用。结果表明:上射 流的添加可以使得甲板流场中回流区的影响范围减小,从而使得桨盘流场速度梯度减小;桨盘流场速度梯度的减小可以有效 降低旋翼气动力变化和响应水平;不同的来流角下添加上射流装置均能通过控制甲板流场从而减小响应,提高直升机的安全 性。射流速度对流场控制效果影响显著,应结合射流装置安装位置选取最优射流速度从而达到较好的控制效果。

关键词:舰载直升机;甲板流场;数值模拟;射流;主动流动控制 中图分类号: V211.3 文献标志码:A 文章编号:0367-6234(2023)04-0026-09

Active flow control of ship deck coupled flow field based on jet flow

ZHAO Jiachen¹, HAN Dong¹, YU Lei²

(1. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 210016, China;
 2. School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-Sen University, Guangzhou 510006, China)

Abstract: The rapid development and extensive application of ships highlight the vital role of the analysis and control of ship deck flow field. To improve the flow field of ship deck, a novel active flow control method based on jet is proposed, and by taking the position of helicopter rotor disk as an example, the effect of different jet device parameters on the optimization of helicopter rotor disk flow field is analyzed. First, the numerical simulation model of the flow field of the ship deck was established to examine the influence of active flow control on the ship deck flow field based on the Navier-Stokes equation. Then, the k- ε turbulence model was chosen and the effectiveness of the method was validated. Finally, the streamline and velocity distribution of ship deck flow field with jet device were simulated. Combined with the influence of flow field information on rotor force, the flow control effect of jet device on ship deck flow field was compared and analyzed. The results show that the addition of upper jet can reduce the influence range of reflux zone in the deck flow field and the velocity gradient of rotor disk flow field accordingly. The reduction of the velocity gradient of the rotor disk flow field tends to effectively reduce the response and improve the safety of the helicopter by controlling the deck flow field. As the jet velocity exerts a significant influence on the flow field control effect, the optimal jet velocity should be selected with reference to the installation position of the jet device to achieve better control effect.

Keywords: shipboard helicopter; flow field of deck; numerical simulation; jet flow; active flow control

由于海上气流流速较大,流经上层建筑时会产 生强烈的湍流区,使得舰船甲板流场环境恶劣。直 升机在舰船甲板起降过程中易受到恶劣甲板流场环 境的影响,使得飞行员的操作难度增大,降低了直升 机的安全性^[1]。舰面来流流经舰船上层建筑后拖 出紊乱的旋涡^[2],这些紊乱的旋涡对直升机舰面安

收稿日期: 2022-01-13;录用日期: 2022-08-09;网络首发日期: 2023-03-07

网络首发地址: https://kns.cnki.net/kcms/detail/23.1235.T.20230306.1657.005.html

基金项目:国家自然科学基金面上项目(11972181);旋翼空气动力学重点实验室开放基金(2005RAL20200104);江苏省第十五批"六大人才高峰"高层次人才项目(GDZB-013);江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)

作者简介:赵嘉琛(1994—),男,博士;韩 东(1979—),男,教授,博士生导师

全起降产生了严重的影响,例如舰面起动阶段的旋 翼有可能产生过度的桨尖挥舞位移^[3]。尽管国内、 外学者对舰面流场特征的研究很多^[49],但很少有人 对舰载直升机所面对的复杂流场的流动控制和改善 流场的不稳定性进行过研究。

流场流动控制分为被动流动控制和主动流动控 制。被动流动控制是指对舰船的上层建筑或舰船甲 板边缘的几何外形进行一定的程度改进,以减小舰 船甲板流场中的不稳定性或消除不被期望出现的流 动特征。目前,大多数学者对舰船甲板流场流动控 制的研究都集中于此。Czerwiec 等^[10] 通过风洞实 验和 CFD 模拟的方法研究了舰艏安装导流板的有 效性,结果表明向下偏转的导流板能大幅减小舰艏 气流分离从而改善甲板区域流场流动。Greenwell 等[11]通过风洞实验研究了舰船甲板流量控制装置 的有效性,研究表明安装在机库门周围的倾斜多孔 滤网能有效降低甲板流场的湍流强度和下洗速度。 Findlay 等^[12]通过风洞实验研究了机库周围增加围 栏对甲板流场的影响,研究表明在前方来流时增加 围栏可通过减小局部流动中的平均动量损失和湍流 强度从而达到改善甲板流场的作用,随着偏航角增 大,控制效果不再明显。Shi 等^[13]研究了不同外形 的流动控制装置对甲板旋翼气动载荷的影响,研究 表明流动控制装置能有效提升直升机舰面起降安全 性。Shafer 等^[14]在舰船甲板的四周安装了不同形 状和材料的控制装置,通过风洞试验发现该装置虽 然能够增加甲板上方流场的稳定性,但是略高于机 库流场的湍流强度会增加。主动流动控制则是通过 某些装置将不被期望出现的流动特征(例如高度紊 流区)移动至对舰载直升机安全影响较小的区域。 目前国内、外关于此方面的研究较少。

舰船甲板流场流动控制的目的在于减小直升机 操纵的危险,提升直升机起降安全性。已有的研究 表面旋翼在舰面启动过程中,旋翼气弹响应受流场 分布影响明显^[15-20]。为研究基于射流的舰船甲板 流场主动流动控制,建立了舰船 CFD 模型并通过与 实验数据对比验证模型的正确性。通过对比添加射 流前后舰船甲板流场信息分析了加装射流装置对舰 船甲板流场的流动控制作用,并对比了射流速度,射 流装置布置和来流方向对射流装置流动控制作用的 影响。

1 计算方法与模型

1.1 数值方法

本文采用的 k-e 湍流模型适用于完全湍流的流动过程模拟,能很好的模拟甲板流场流动分离过程。

k-e 湍流模型是一种双方程湍流模型,通过湍动能 方程和湍流耗散率方程对湍流过程进行模拟。湍动 能运输方程(k 方程)是通过精确推导得出的精确方 程,方程为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (1)$$

湍流动能耗散率 *ε* 的方程是一个经验公式,方 程为

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial\varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - Y_M + S_\varepsilon \quad (2)$$

式中: u_i 为各方向上的速度分量, G_k 为由层流速度 梯度产生的湍动能, G_b 为由浮力引起的湍动能, Y_M 为在可压缩湍流中过度的扩散产生的波动, S_k 、 S_s 为自定义参数。方程中的 C_{1s} 、 C_{2s} 和 C_μ 为可调的经 验参数,可以使计算更加趋于合理,取值分别为: $C_{1s} = 1.44$ 、 $C_{2s} = 1.92$ 和 $C_\mu = 0.09$; σ_k 、 σ_s 分别为湍 动能运输方程和湍动能耗散率方程的湍流普朗特 数,分别为 $\sigma_k = 1.0$ 和 $\sigma_s = 1.3$ 。

由层流速度梯度产生的湍动能 k 的产生项 G_k 表达式为

$$G_{k} = \left(\frac{\partial u_{i}}{\partial x_{j}} + \frac{\partial u_{j}}{\partial x_{i}}\right)\frac{\partial u_{i}}{\partial x_{j}}$$
(3)

对于不可压缩流体,由于浮力而引起的湍动能 k的产生项 $G_b = 0$,脉动扩张 $Y_M = 0$ 。

湍流黏度 μ_i 可以表示成湍动能k和湍流耗散率 ε 的函数,即

$$\mu_{\iota} = \rho C_{\mu} \frac{k^2}{\varepsilon} \tag{4}$$

1.2 几何建模

本文所采用的舰船模型是已经被国际学者广为 认知并标准化的 SFS2(simple frigate ship)模型。 SFS2模型把真实的舰船模型进行了较大的简化,只 保留了简单的上层建筑。SFS2模型尺寸如图1所示。



本文提出的舰船甲板流场主动流动控制方法采 用射流装置。以分布于上边缘的上射流装置和下边 缘的下射流装置为例研究射流装置对于甲板流场的 流动控制作用。射流装置位置如图2所示。



Fig. 2 Location of the jet device

网格划分采用非结构化网格, 网格划分如图 3 所示。假设海面为刚性平面, 壁面条件设定为无滑 移壁面, 人口设定为速度入口条件, 出口设定为压力 出口条件, 湍流模型选用 *k-e* 湍流模型。上、下射流 装置在计算过程中设定为速度入口条件, 模拟恒定 速度的射流。为得到甲板流场的复杂流动信息, 对 甲板附近网格进行了局部加密。



图 3 模型舰船网格划分 Fig. 3 Mesh generation of ship model

1.3 网格无关性验证

为验证模型网格的无关性,采用了 150 万节点 (网格1)、260 万节点(网格2)和410 万节点(网格 3)的结果进行对比。3 种不同数量的网格的 CFD 求解平均速度的分量与文献[16]中的风洞实验数 据和 CFD 计算数据对比如图4 所示。

监测的直线位于与机库等高的飞行甲板长度的 1/2 处,宽度与甲板相同。横轴表示坐标除以甲板 宽度 b 后的量纲一的位置,纵轴为各方向速度分量 除以自由来流速度的量纲一的速度。从图 4 可看出 在 410 万节点网格下所得到的 CFD 计算结果与文 献中的风洞实验数据和 CFD 计算数据均表现出良 好的吻合性,因此采用 410 万节点网格模型对流场 进行计算。

1.4 计算方法验证

SFS2 模型作为被广泛使用的舰船简化模型,国

内、外进行了大量的试验和模拟,已有的研究^[10]表 明 SFS2 模型产生的甲板流场可以用来模拟真实甲 板流场的各项流动特征。成熟的风洞试验使得该模 型的验证对比数据具有较高的可信度。0°来流时, CFD 求解的平均速度垂向分量与文献[10]中的数 据对比如图 5 所示。

所测量的直线位于与机库等高的飞行甲板长度的 1/2 处,宽度为甲板宽度的 2 倍。图中横轴表示 坐标与甲板宽度 b 的比值,纵轴为垂向的量纲一的 速度。从图 5 可以看出,本文计算结果与文献[10] 的 CFD 计算结果精度相当,CFD 计算结果与风洞试 验数据表现出良好的一致性。



图 4 各方向速度分量与文献数据对比







图 5 垂向速度分量计算结果与文献[10]数据对比

Fig. 5 Comparison between calculation results of vertical velocity component and data in Re. [10]

当来流方向改变时,甲板流场会产生显著变化, 为验证模型在不同来流方向时的有效性,以右侧 45°来流为例,CFD 计算结果与风洞试验结果^[17]对 比如图 6 所示。





Fig. 6 Comparison between calculation results of vertical velocity component and data in Re. [17]

当来流方向为右侧 45°来流时,本文计算结果 与文献的 CFD 计算结果精度相当,与风洞试验数据 表现出良好的一致性,因此该方法可以用来模拟舰 船甲板流场。

2 舰船甲板流场主动流动控制研究

2.1 射流系统的有效性

为了控制横跨整个甲板的涡流区,射流装置的 宽度设置为与甲板同宽d = W = 16 m,射流装置高度 设置为 $h_1 = h_2 = 1$ m。首先以只安装上射流装置为 例,分析射流安装后对甲板流场的流动控制作用,并 对比不同射流速度的流动控制效果。来流方向为 0°风向角,来流速度为 20.0 m/s,上射流装置工作 且射流速度分别为 7.0,10.0,15.0 m/s,上射流速 度方向与机库门夹角为 90°。

图 7(a)、7(b)展示了 SFS2 模型在没有射流装 置影响时的甲板流场速度分布和流场流线。流线图 的背景为下洗速度,白线为流场再附着点位置,甲板 流场分布选取舰载机停靠在甲板时桨盘高度水平 面。从图中可以看出空气流过机库时,由于诱导作 用使得机库附近甲板流场产生了涡。再附着点位于 距离机库门14.2 m 位置。涡的存在直接影响了直 升机在舰船甲板起降时旋翼受到的气动力,使得旋 翼受力情况复杂,影响了直升机甲板起降的安全性。 而本文所提出的流场控制方法就是为了减小流场对 旋翼气动力的影响。

图7(c)、7(d)所示的是加装射流速度为 7.0 m/s的上射流装置时甲板流场速度分布和流线 分布。在甲板流场分布图可看出位于回流区的范围 减小,甲板流场流速略有增大。从流线图中可看出 由于射流的存在,回流区高度显著降低。再附着点 位于距离机库门13.8 m 位置。这是由于射流装置 的存在,回流区在射流加速作用下涡强度增大,回流 区能量增大而影响范围减小。图7(e)、7(f)所示是 加装上射流装置,上射流速度为10.0 m/s时的甲板 流场和流线分布图。从甲板流场分布图中可看出随 着射流速度的增大,甲板流场速度进一步增大,位于 回流区的范围进一步减小。再附着点位于距离机库 门 13.0 m 位置。图 7(g)、7(h) 所示是加装上射流 装置,上射流速度为15.0 m/s时的甲板流场和流线 分布图,从图中可看出,当上射流速度增大至15.0 m/s 时,甲板流场分布与之前相比有了较大的变化,这是 由于随着上射流速度的不断增大,回流区形成过程 中涡强度不断增大,回流区影响范围更加集中,进而 使得甲板流场在靠近两侧边缘的位置流场速度显著 增大。此时再附着点位于距离机库门12.3 m 位置, 涡的范围显著减小。

由于流动控制主要目的是对旋翼气动力的控制,对比桨盘位置流场分布更能直观地体现流动控制的效果。因此取直升机位于甲板中央时桨盘位置流场图进行分析。

从图 8 可看出随着射流速度的增大,桨盘流场 速度逐渐增大,结合图 7 中流线图所示的流场流向 可对旋翼气动力进行分析。由于上射流的加入,甲 板流场流速增大,位于回流区的范围减小,因此在桨 盘位置流场速度梯度有所减小。随着射流速度的增 大,桨盘位置流场速度梯度进一步减小。已有研 究^[19-20]表明舰载直升机启动过程中旋翼气动力受 舰面流场速度梯度影响明显。当舰面流场速度梯度 较大时,旋翼气动力变化较大,桨叶旋转过程中可能 会出现过大的气弹响应,影响直升机的安全起降。 因此桨盘位置流场速度梯度的减小有效的减小了旋 翼在旋转过程中的气动力变化,从而减小旋翼响应 和操纵力变化。



Fig. 7 Comparison of velocity distribution and streamline of deck flow field with different jet velocities



Fig. 8 Rotor disk flow field with different jet velocities

结果表明上射流装置可以对舰船甲板流场进行 控制,从气动力变化方面验证了射流系统对于流场 主动控制的有效性。

2.2 射流系统参数研究

由于射流系统可对甲板流场进行控制,而不同 射流安装方式和射流方向组成的不同射流系统方案 可能会对甲板流场产生不同的控制效果,因此对射 流系统参数进行研究。来流角0°,来流速度20.0 m/s, 不同射流系统的布置见表1。

表1 射流系统布置方案

Tab. 1 Jet system layout schemes			
方案	射流装置 安装位置	射流速度/ (m・s ⁻¹)	射流角度(射流与 机库门夹角)/(°)
0	无射流	-	-
1	上射流	7.0	60
2	上射流	7.0	90
3	上射流	7.0	120
4	下射流	7.0	60
5	下射流	7.0	90

不同射流系统甲板流场速度分布与流线对比如 图9所示。从甲板流线图对比可看出上射流与机库 门夹角对流场影响较小,从甲板流场图可看出在选 择不同的上射流装置与机库门夹角时,方案1再附 着点位于距离机库门14.0 m 位置,方案2 再附着点 位于距离机库门13.8 m 位置,方案3 再附着点位于 距离机库门 14.0 m 位置。方案 2 即上射流与机库 门夹角为90°时回流区对流场影响最小。当选择下 射流装置时,从甲板流线图可看出在下射流的影响 下,回流区变为两个方向相反的涡,一个是在经过机 库边缘的自由来流诱导下产生的涡,一个是下射流 诱导产生的涡。下射流诱导产生的涡与自由来流诱 导产生的涡互相影响,使得甲板流场受回流区影响 增大。当下射流与机库门夹角为 60°时,射流对自 由来流诱导产生的涡产生影响,致使射流诱导产生 的涡与自由来流产生的涡分解并不明显,互相干扰。 当下射流与机库门夹角为90°时,射流产生的涡与 自由来流产生的涡边界清晰,互相干扰较小,且射流 不会直接对自由来流产生的涡产生影响,因此下射 流与机库们夹角为90°时甲板流场受回流区影响更大。



Fig. 9 Comparison of velocity distribution and streamline of deck flow field in different schemes

桨盘流场模拟结果如图 10 所示,从图中可以看 出,在上射流的不同射流角度中,与机库门夹角为 90°时桨盘流场具有最小的速度梯度,旋翼气动力变 化较小,具有较小的响应。因此上射流装置与机库 门夹角为90°时可以产生较好的流动控制效果。下 射流的存在使得桨盘流场速度梯度增大,可能会造成更大的旋翼气动力变化,引起响应和操纵等一系列的问题。因此在 0°来流角时射流装置设计过程中应选用与机库门夹角为 90°的上射流对甲板流场进行流动控制。



图 10 不同方案桨盘流场

Fig. 10 Rotor disk flow field in different schemes

为对比不同射流系统布置方案时射流速度对流 场控制效果的影响,在表1方案的基础上增加射流 速度为10.0,15.0 m/s的模拟。以速度梯度为关 键参数对不同方案和不同射流速度下桨盘流场不同 相位角处的速度进行对比。

图 11 中横坐标为桨盘的相位角,纵坐标为各相 位角处桨盘边缘流场速度与桨盘中心点流场速度的 量纲一的差值。当曲线平缓且靠近 x 轴时桨盘具有 较小的速度梯度。从图中可看出方案 1 时桨盘处流 场速度梯度相比原流场有所减小,随着射流速度的 增大,速度梯度进一步减小。方案2时桨盘处流场 速度梯度相比原流场有所减小,随着射流速度的增 大,速度梯度先增大后减小。方案3时桨盘处流场速 度梯度相比原流场有所减小,随着射流速度的增大,速 度梯度增大。方案4时桨盘处流场速度梯度相比原流 场有所增大,随着射流速度的增大,速度梯度有所减 小。方案5时桨盘处流场速度梯度相比原流场有所增 大,随着射流速度的增大,速度梯度有所减小。







射流速度对流场控制效果具有显著影响,在不同的射流装置设置情况下,射流速度对流场控制效果的影响有所不同。因此在射流速度的选择中应结合射流装置设置从而取得更好的控制效果。

2.3 不同来流角时射流的有效性

舰船航行过程中来流方向并非一成不变,为验证不同来流角时射流系统的有效性,以上射流装置, 射流速度7.0 m/s,射流方向与机库门垂直为例对不同来流角时的流场进行模拟。来流角选取0°、 90°、180°和270°。

图 12 显示了各个来流角度下添加射流装置时 的流场与原流场的对比,在 0°时添加射流装置显著 的减小的回流区对甲板流场的影响。来流角为 90°、270°时,上射流对由机库拖出的涡具有加速作 用,使得回流涡强度增大。随着回流涡强度的增大, 涡的黏性增强,因此影响范围有所减小。从甲板流 场图看出在添加射流装置时,低速范围即回流区减 小。来流角为 180°时,由于机库的阻塞作用,在靠 近机库位置产生回流区,此时添加射流装置会降低 自由来流的绕流速度,减小诱导涡的产生,因此涡的 范围减小,即回流区范围减小。从甲板流场图可看 出在添加射流装置时,流场回流区减小。

桨盘边缘速度对比如图 13 所示, 桨盘流场模 拟结果如图 14 所示,图 13 中横坐标为桨盘的相位 角,纵坐标为各相位角处桨盘边缘流场速度与桨盘 中心点流场速度的量纲一的差值。从图中可看出在 射流影响下各个来流方向时桨盘范围速度梯度都有 所降低,其中180°来流时射流对流场的控制效果较 差。0°来流时桨盘范围速度最高处在射流装置影响 下有微小的增大,增大了 0.895%,速度最低处在射 流装置影响下升高 39.952%。90°来流时桨盘范围 速度最高处在射流装置影响下有微小的增大,增大 了 0.774%, 而速度最低处在射流装置影响下有显 著升高,升高66.228%。180°来流时桨盘范围速度 最高处在射流装置影响下降低 9.386%,速度最低 处在射流装置影响下升高 8.150%。270°来流时桨 盘范围速度最高处在射流装置影响下有微小的增 大,增大了1.541%,速度最低处在射流装置影响下 增大94.658%。

在各个来流角度下,添加上射流装置均能有效 减小桨盘流场速度梯度。速度梯度的减小使得旋翼 气动力变化较小,从而减小响应。因此在不同的来 流角下添加上射流装置均能通过控制甲板流场从而 减小响应,提高直升机的安全性。



Fig. 14 Rotor disk flow field of different inflow directions

3 结 论

1)0°来流角时,上射流的添加可以使得再附着 点位置靠近机库门,与机库门的距离减小超过 13%,甲板流场中回流区的影响范围减小,从而使得 桨盘流场速度梯度减小。

2)0°来流时,上射流与机库门夹角对控制效果 影响较小,在90°夹角时控制效果相比60°夹角和 120°夹角更好。下射流无法达到预期的流动控制 效果。

3)射流速度对流场控制效果具有显著影响,在 不同的射流装置设置情况下,射流速度对流场控制 效果的影响有所不同。在射流速度的选择中应结合 射流装置设置从而取得更好的控制效果。

4)不同来流角时上射流的添加均能减小回流 区的影响范围,从而使得桨盘流场速度梯度减小。 因此在不同的来流角下添加上射流装置均能通过控 制甲板流场从而减小响应,提高直升机起飞时的安 全性。

参考文献

- [1] KELLER J A, SMITH E C. An experimental and theoretical correlation of helicopter rotor blade droop impacts [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 443. DOI: 10.2514/2.2450
- [2] GAONKAR G H. On modeling and simulation of airwake and airwake-downwash turbulence for helicopter shipboard operations [C]//Proceedings of the 69th American Helicopter Society International Annual Forum. Phoenix, AZ: American Helicopter Society International Inc., 2013
- [3] HAN Dong, YU Lei, BARAKOS G N. Transient aeroelastic response control of shipboard rotors during engagements by gurney flaps[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56 (2): 837. DOI: 10. 2514/ 1. C035282
- [4] BROWNELL C J, LUZNIK L, SNYDER M R, et al. Velocity measurements in a ship airwake with crosswind [C]//Proceedings of the 42nd Fluid Dynamics Conference and Exhibit. New Orleans, Louisiana: AIAA, 2012. DOI: 10.2514/6.2012 - 2851
- [5] RAJAGOPALAN G, SCHALLER D, WADCOCK A J, et al. Experimental and computational simulation of a model ship in a wind tunnel[C]//Proceedings of the 43rd Aerospace Science Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2005: 1. DOI: 10.2514/6. 2005 - 1347
- [6] ROSENFELD N C, KIMMEL K R, SYDNEY A J. Investigation of ship topside modeling practices for wind tunnel experiments [C]// Proceedings of the 53rd Aerospace Science Meeting. Kissimmee, Florida: AIAA,2015: 1. DOI: 10.2514/6.2015 - 0245
- [7] POLSKY S A, BRUNER C W S. Time-accurate computational simulations of an LHA ship airwake [C]//Proceedings of the 18th Applied Aerodynamics Conference. Denver: AIAA, 2000. DOI: 10.2514/6.2000 - 4126
- [8] SHARMA A, LONG L N. Airwake simulations on an LPD 17 ship [C]//Proceedings of the 15th Computational Fluid Dynamics

Conference. Anaheim, CA: AIAA, 2001: 1. DOI: 10. 2514/ 6.2001-2589

- [9] FORREST J S, HODGE S J, OWEN I, et al. An investigation of ship airwake phenomena using time-accurate CFD and piloted helicopter flight simulation [C]//Proceedings of the 34th European Rotorcraft Forum. Liverpool, UK: [s. n.], 2008: 1961
- [10] 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 and Exhibit. Providence, Rhode Island: AIAA, 2004: 1. DOI: 10.2514/6.2004 - 4832
- [11] 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, California: AIAA, 2006: 1. DOI: 10. 2514/6.2006 - 3502
- [12] FINDLAY D B, GHEE T. Experimental investigation of ship airwake flow control for a US navy flight II-A class destroyer(DDG)
 [C]//Proceedings of the 3rd Flow Control Conference. San Francisco, California: AIAA, 2006: 1. DOI: 10.2514/6.2006 3501
- [13] 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
- [14] SHAFER D M, GHEE T A. Active and passive flow control over the flight deck of small naval vessels [C]//Proceedings of the 35th Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Toronto, Ontario: AIAA, 2005: 1. DOI: 10.2514/6.2005 - 5265
- [15] YU Lei, HAN Dong, ZHAO Jiachen. Numerical investigation of flow field for shipboard rotors [C]//Proceedings of the 7th Asian/ Australian Rotorcraft Forum. Jeju Island: [s. n.], 2018
- [16] MENGOTTI R B, GRAND F D, RAGAZZI A, et al. AW139 ship interface: Experimental trails and simulations [C]//Proceedings of the 69th American Helicopter Society International Annual Forum. Phoenix: American Helicopter Society International Inc., 2013
- [17] FORREST J, 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
- [18]赵嘉琛,王雪枫,韩东. 阿利伯克驱逐舰舰面流场特性试验分析[C]//第三十六届全国直升机年会论文集.景德镇:中国航空学会直升机分会,2020
 ZHAO Jiachen, WANG Xuefeng, HAN Dong. Experimental analysis of the wake characteristics of Arleigh Burke class destroyer
 [C]//Proceedings of the 36th China helicopter Academic Exchange Conference. Jingdezhen: Helicopter Branch of China Aviation Society, 2020
- [19]赵嘉琛,韩东,于雷,等. 舰面流场中起动位置对旋翼瞬态气 弹响应影响研究[J]. 航空动力学报,2020,35(1):144
 ZHAO Jiachen, HAN Dong, YU Lei, et al. Influence of starting position of ship surface flow field on rotor transient aeroelastic response[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1):144.
 DOI: 10.13224/j. cnki.jasp.2020.01.017
- [20] ZHAO Jiachen, HAN Dong. Transient aeroelastic response of a rotor on a sea-based oil rig during engagement operations [J]. Aerospace Science and Technology, 2021,118: 107010. DOI: 10. 1016/j. ast. 2021. 107010