

# CVN-73 航母空气尾流主动控制技术

高杰\*, 沙恩来, 颀征, 王争

中国船舶工业系统工程研究院, 北京 100094

**摘要** 为缓解甲板风引起的航母公鸡尾流对舰载机着舰安全的影响, 提出了一种在航母尾部吹风的尾流主动控制技术。采用计算流体力学方法, 分别计算了 $0^\circ$ 甲板风条件下原始工况和采用主动控制技术下的 CVN-73 航母尾部流场特性, 并对比分析了不同吹风角度对尾流特性的影响。研究表明, 随着吹风角度的增大, 其对尾流中下洗气流的抑制作用先增强后减弱, 当吹风角度为 $30^\circ$ 或 $45^\circ$ 时, 其对下洗气流的抑制效果最佳, 可将最大下洗速度减少为原来的 $1/2$ , 有效改善了公鸡尾流环境, 对舰载机的着舰安全性提升具有重要的意义。

**关键词** CVN-73 航母; 尾流; 计算流体力学

随着世界舰船技术的发展, 航母已成为海军现代化的象征, 尤其是舰载机在航母上的出动和回收效率, 更是成为影响航母战斗力的关键因素。然而, 当执行完作战、训练、侦查等任务后, 舰载机在母舰上的安全降落却是一项非常艰巨的任务, 已成为世界性技术难题。国外大量海上飞行经验证实, 除了飞行员能力和飞机操纵性等人为和内部因素外, 相对于路基飞机而言, 外部环境尤其是恶劣的舰船环境是威胁舰载机作业安全的主要因素, 而舰船环境中由甲板风与航母尾部结构诱导产生的公鸡尾流是影响舰载机着舰安全的一个重要因素<sup>[1]</sup>。1979年, Urnes 等<sup>[2]</sup>在研究 F-4J (Phantom) 战斗机自动着舰系统 (ACLS) 时发现, 舰载机飞经舰船空气尾流区后下滑线下降了约 1.8 m, 且着舰时横向偏离理想着舰点 38 m, 对舰载机的着舰安全产生较大影响。

减小航母尾流对舰载机着舰安全影响的方法主要有两类。(1) 通过优化舰载机着舰飞行控制方法, 提高舰载机着舰安全性, 如进场动力补偿方法、直接力控制

方法、推力矢量控制等<sup>[3]</sup>。(2) 采用流场控制方法, 改变航母尾流的形状及强度, 抑制尾流对舰载机着舰安全的不利影响。流场控制方法又分为主动控制和被动控制<sup>[4]</sup>: 主动控制方法需要输入能量, 通过能量输入控制实现流动的控制; 被动控制方法需要附加的机械结构, 例如边界层加肋、开槽等方法。

目前, 国内外关于舰载机着舰飞行控制优化方法已经开展了大量研究工作<sup>[5-8]</sup>, 在驱护航及两栖攻击舰尾流控制方面也有了一定的进展<sup>[9-12]</sup>。在航母尾流控制研究方面, 美国海军研究院的 Bradley 等<sup>[13]</sup>对补齐尾甲板缺口后的 CVN-78 开展了风洞试验和数值仿真计算, 研究表明, 补齐 CVN-78 尾甲板缺口后, 其尾流环境明显好转, 为后续航母的优化设计提供了参考。

在深入调研国内外研究现状的基础上, 提出一种从甲板尾部吹风的航母尾流主动控制方法, 以美国 CVN-73 航母为研究对象, 采用计算流体力学方法对其尾流进行数值模拟, 分析主动控制技术对尾流环境的改善效果。

收稿日期: 2019-03-16; 修回日期: 2019-05-23

作者简介: 高杰, 高级工程师, 研究方向为航空保障技术, 电子信箱: gao\_jie982@aliyun.com

引用格式: 高杰, 沙恩来, 颀征, 等. CVN-73 航母空气尾流主动控制技术[J]. 科技导报, 2019, 37(13): 47-52; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.2019.13.006

# 1 物理模型及数学模型

## 1.1 物理模型

物理模型采用美国 CVN-73 航母, 舰长 332.9 m, 宽 40.8 m, 水线长 317 m, 飞行甲板长 335.6 m, 宽 76.8 m, 吃水深 11.9 m, 型深 30.63 m, 基线至桅顶高度为 74.37 m<sup>[14]</sup>。规定沿斜角甲板中心线指向尾部为  $x'$  正方向, 纵向速度为  $U'$ ; 垂直于斜角甲板中心线指向右舷为  $y'$  正方向, 横向速度为  $V'$  (图 1,  $x-y$  为舰船体坐标系)。

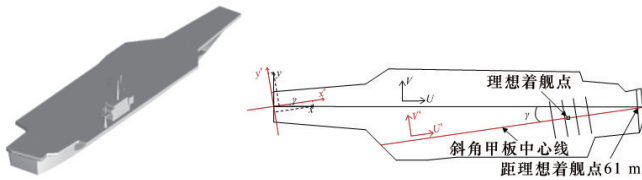


图1 CVN-73几何模型及坐标系定义

Fig. 1 Geometric model and coordinate system definition of CVN-73

尾流主动控制方法为在图 2 所示的舰船尾部设置吹风口, 定义吹气角度为  $\alpha$ , 吹气速度为  $v$ 。在舰载机着舰过程中, 通过特定角度和速度的尾部吹风改善下滑线上的尾流分布, 从而达到主动控制尾流、提高舰载机着舰安全性的目的。

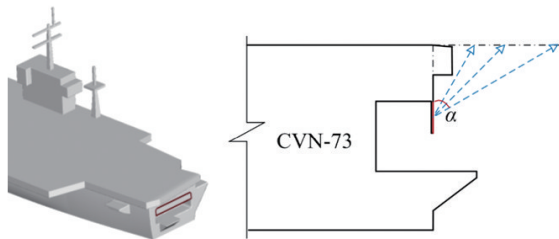


图2 物理模型及吹风角度示意

Fig. 2 Schematic diagram of the ship's physical model and blowing angle

## 1.2 数学模型

舰船尾流为三维不可压缩流动, 不考虑烟囱及舰载机发动机排气问题, 并忽略热交换, 则其控制方程为三维不可压缩雷诺平均方程

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \\ \frac{\partial (\rho \mathbf{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) = \rho \mathbf{f} + \nabla \cdot \mathbf{P} \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} E) = \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{V} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) + \nabla \cdot (k \nabla T) + S \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $\rho$  为密度 ( $\text{kg/m}^3$ );  $t$  为时间 ( $\text{s}$ );  $\mathbf{V}$  为速度矢量, 且  $\mathbf{V} = ui + vj + wk$  ( $\text{m/s}$ );  $\mathbf{f}$  为体积力矢量 ( $\text{m/s}^2$ );  $\mathbf{P}$  为作用于流体上的面应力 ( $\text{Pa}$ );  $E$  为单位质量流体所具有的总能量 ( $\text{J/kg}$ );  $k$  为流体导热系数 ( $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ );  $T$  为温度 ( $\text{K}$ );  $S$  为能量源项 ( $\text{W/m}^3$ )。

采用如式(2)中所示的标准  $k-\varepsilon$  二方程湍流模型进行数值仿真

$$\begin{cases} \frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \\ \frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \end{cases} \quad (2)$$

式中,  $u_i$  为瞬时速度;  $\mu_t$  是湍动黏度, 可表示成湍动能  $k$  和耗散率  $\varepsilon$  的函数

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3)$$

$G_k$  是由平均速度梯度引起的湍动能  $k$  的产生项

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (4)$$

$C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$  和  $C_\mu$  为经验常数;  $\sigma_k$ 、 $\sigma_\varepsilon$  分别是湍动能  $k$  和耗散率  $\varepsilon$  对应的 Prandtl 数。各系数取值为  $C_{1\varepsilon}=1.44$ ,  $C_{2\varepsilon}=1.92$ ,  $C_\mu=0.09$ ,  $\sigma_k=1.0$ ,  $\sigma_\varepsilon=1.3$ 。

为保证流场充分发展, 设置仿真计算区域边界距船首和船尾均为 10 倍船长, 距船两舷均为 30 倍船宽, 距甲板面为 10 倍船高。对计算域划分混合网格, 如图 3 所示, 将流场分为内、外两个区域, 内部区域采用小尺度非结构化网格, 外部区域采用结构化网格。

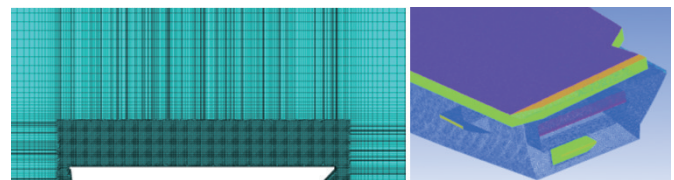


图3 混合网格

Fig. 3 Mixing grids

数值计算中, 入口为速度入口, 出口设为压力出口, 计算区域左右和上边界设定为自由边界, 舰船表面及海平面设为壁面, 基于自由来流速度并以舰船宽度为特征长度的雷诺数为  $7.90 \times 10^7$ 。甲板风风向角  $0^\circ$ , 风速  $U_0$  为 15.432 m/s, 尾部吹风角度设置为  $30^\circ$ 、 $45^\circ$  及  $60^\circ$ , 尾部吹风速度与甲板风风速一致。

## 2 仿真结果及分析

### 2.1 仿真方法的验证

验证仿真方法的风洞试验数据参考 Polsky 等<sup>[15]</sup>的实验,如图4所示,试验模型比例为1/44,采用热线风速仪测量速度。CVN-73搭载F/A-18时,舰载机理想着舰点(ideal touchdown point, ITDP)位置如图1所示,舰载机沿下滑线进入斜角甲板,理想下滑线与舰船甲板中心线的夹角为 $9^\circ$ ,与水平方向夹角为 $3.5^\circ$ 。

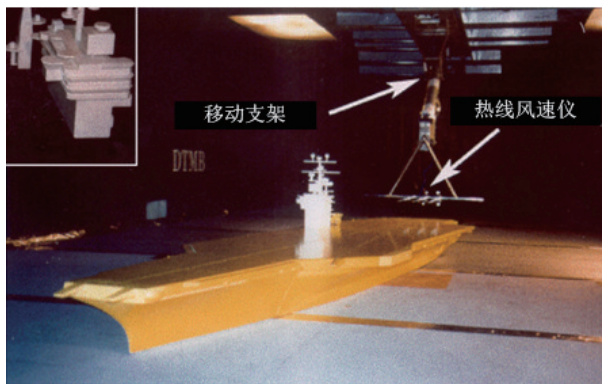
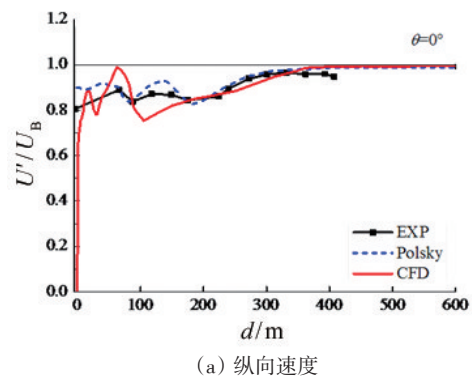


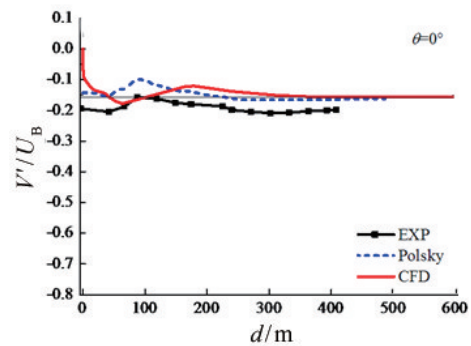
图4 CVN-73风洞实验模型

Fig. 4 Wind tunnel test model of CVN-73

CFD 仿真与风洞试验对比结果如图5所示。CFD 仿真得到的纵向和横向速度变化趋势与风洞试验及参考实验<sup>[15]</sup>的仿真结果一致,但相比于风洞试验结果而言,仿真得到的速度变化梯度均偏大。为了进一步分析产生差异的原因,图6给出了舰载机下滑线所在纵截面上的流线及垂向速度分布情况,其中垂向速度用 $W$ 表示,图中黑色斜线表示舰载机着舰的理想下滑线,其与舰船甲板中心线的夹角为 $9^\circ$ 。可以看出,流场中的下洗气流主要由舰船尾部斜坡及突扩空间产生的陡壁边缘效应所致,由于本研究采用的CVN-73几何模型来源于网络和公开文献,其与风洞及Polsky计算中采用的模型并不完全相同,这可能是导致CFD仿真速度梯度与风洞试验存在差异的一方面原因。另外,论文CFD仿真速度值均是从0开始变化的,这与壁面位置速度为0的物理事实相符合。但Polsky<sup>[15]</sup>风洞实验和CFD计算结果都不是从0开始的,风洞实验测量中运用的是热线风速仪无法实现与壁面零距离的接触,因此,风洞实验中第一点的数据实际上并不是壁面处的速度;Polsky的仿真结果不从0开始的问题在文献中没有给出解释,猜测可能其后处理取值时第1个点没有取到壁面上,按照



(a) 纵向速度



(b) 横向速度

图5 CFD结果与风洞试验及参考文献对比

Fig. 5 Comparison among CFD results, wind tunnel results, and reference datas

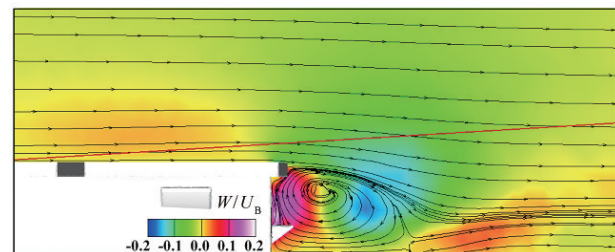


图6 下滑线所在纵截面内速度及流线分布

Fig. 6 Velocity and streamline distribution in the longitudinal section on the gliding line

此猜测,图5中风洞实验和Polsky仿真得到的速度曲线需向后平移一定的距离,这样本研究的计算结果与Polsky CFD计算结果(尤其横向速度和垂向速度)的吻合度将更高。对比分析结果证明,本文中运用的数值方法合理可信,可用于舰船空气尾流场研究。

### 2.2 尾流控制效果分析

为了分析尾部吹风对尾流环境产生的影响,对6种不同吹风角度下CVN-73尾流进行了仿真计算,仿真结

果如图7~图9所示。从图7(a)、(b)可以看出,未吹风时,舰尾后方开口区域内存在一个较大的涡,导致尾部存在较大的速度梯度,开口区域内外两个逆向旋涡相互作用,导致流场中速度变化剧烈,舰尾后方下滑线上存在明显的下洗气流。

从图7(c)~(n)可以看出,采用主动吹风控制技术后,舰尾后方流场环境有了明显的变化,尾部开口区域内的一个较大尺度的涡变为两个反向作用的涡,且尾部吹风气流与甲板风主流速度相互作用,减小了下滑

线位置的下洗速度。图7(c)~(h)显示,吹风角度小于 $45^\circ$ 时,尾部吹风与尾甲板边缘产生明显干涉,与甲板接触后气流方向发生改变,再与甲板风产生的主流速度混合;随吹风角度的增大,其对主流速度中的下洗气流抑制作用越来越明显。图7(k)~(n)显示,当吹风角度大于 $60^\circ$ 时,尾部吹风不再受尾甲板边缘的影响,但随着吹风角度增大,其对主流中下洗气流的抑制作用减弱,当吹风角度增大到 $90^\circ$ 时,其对流场下洗气流几乎不产生抑制作用。

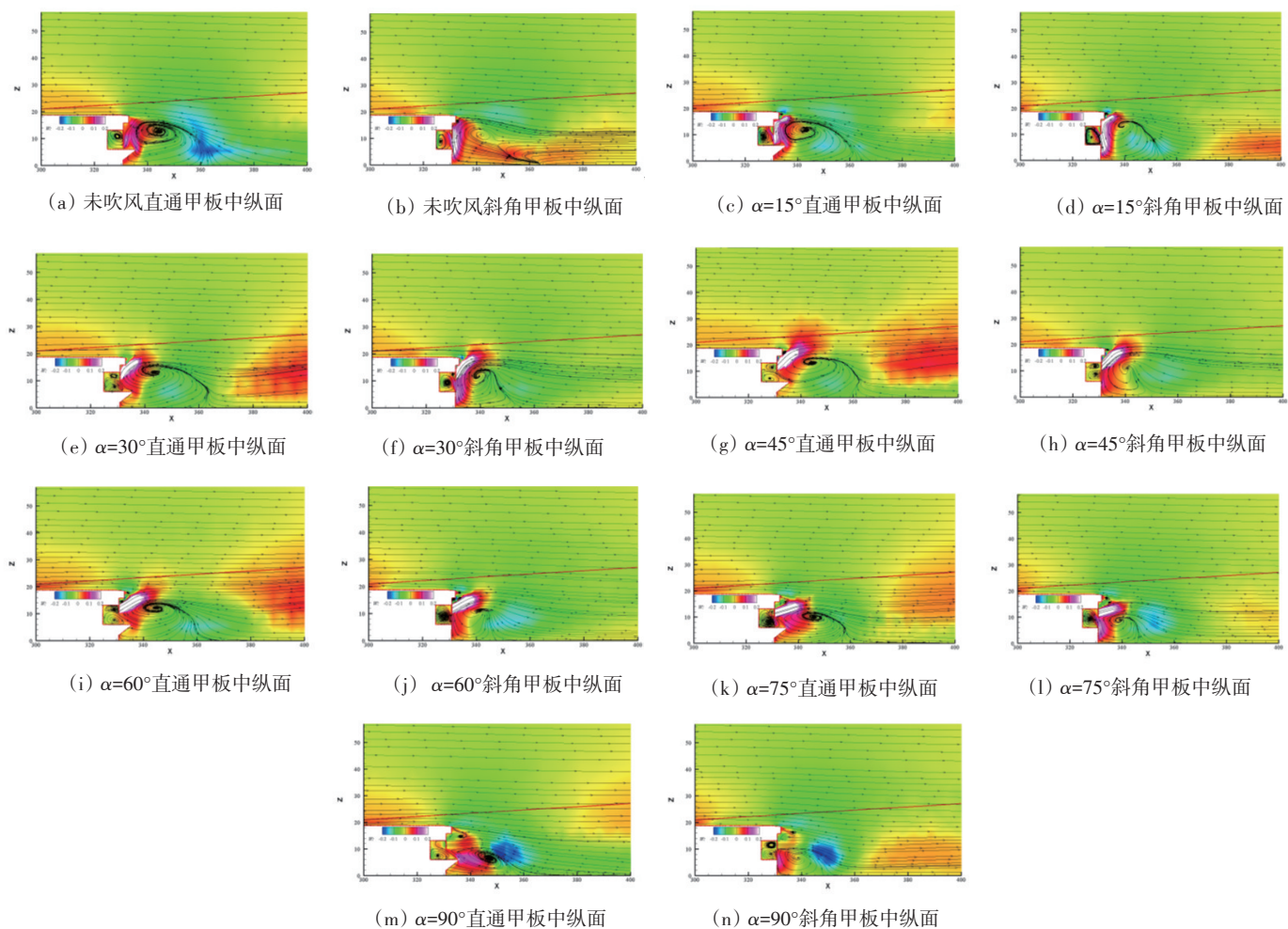


图7 不同吹风角度对尾流的影响

Fig. 7 Influence of different blowing angles on wake flow

结合图7中二维流线和图8中的三维流线分布可发现,随着尾部吹风角度的增大,在尾部开口区域内,由吹风诱导产生的漩涡尺寸逐渐增大;舰尾后方的回流区高度和长度逐渐减小,这对舰载机的着舰安全是有利的。为了进一步分析吹风角度对尾流的影响,图9给出了不同吹风角度下,F-18舰载机下滑线上的垂向速度分布。对比结果显示,7种吹风角度工况下,甲板

面上方的下滑线均处于上洗气流影响范围内,脱离飞行甲板后,受舰尾回流区的影响,上洗气流逐渐减小并出现了下洗气流,且在距着舰点约100 m的位置,下洗速度达到最大值;无吹风控制时,最大下洗速度约为 $0.092 U_0$ ;吹风角度为 $15^\circ \sim 60^\circ$ 时,下滑线上的垂向速度变化趋势相同,当 $\alpha=30^\circ$ 和 $45^\circ$ 时,最大下洗速度最小,约为 $0.04 U_0$ ,且相比无吹风工况时,最大下洗速度位置

后移了约 20 m; 当吹风角度大于  $60^\circ$  时, 垂向速度分布与无吹风状态类似, 但甲板上的上洗速度明显增大, 最大下洗速度约为  $0.06 U_0$ , 且相比于其他工况而言其上洗和下洗速度峰值前移。

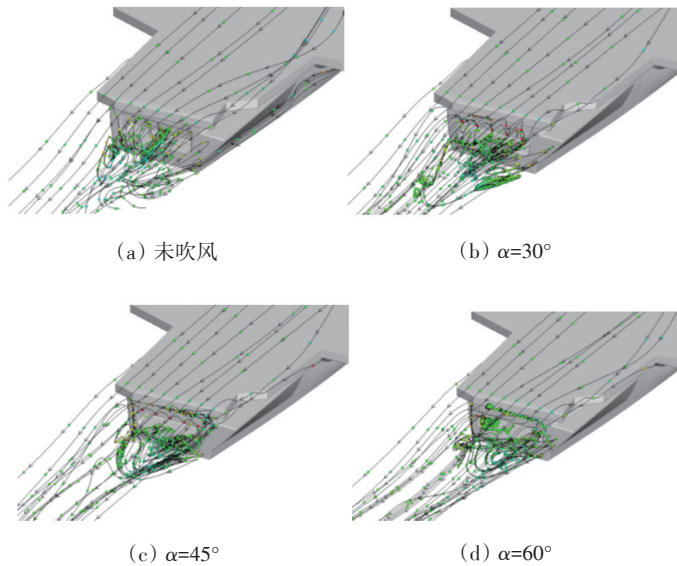


图8 不同吹风角度下舰尾三维流线分布

Fig. 8 Three-dimensional streamline distribution of the stern under different blowing angles

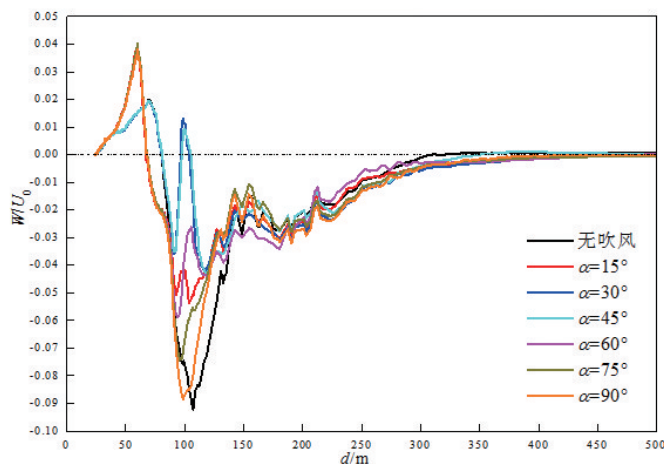


图9 不同吹风角度时下滑线上垂向速度分布

Fig. 9 Vertical velocity distribution on the gliding line at different blowing angles

综上所述, 随着吹风角度的增大, 其对主流中的下洗气流抑制作用先增大后减小。  $\alpha=30^\circ$  和  $45^\circ$  时, 其对下洗气流的抑制作用最为明显, 最大下洗速度将降为无吹风状态时的  $1/2$ ; 当  $\alpha>45^\circ$  后, 随着吹风角度的继续增大, 其对下洗气流的抑制作用越来越弱, 当  $\alpha$  增大至  $90^\circ$  时, 其对下洗气流不再产生抑制作用。

### 3 结论

通过研究尾部不同吹风角度下的 CVN-73 流场特性, 得出结论如下。

1) 通过在舰船尾部增加适当角度的吹风措施, 可减小舰尾回流区的影响范围, 有效缓解舰载机下滑线位置的下洗气流和速度梯度, 有利于提高舰载机着舰安全性。

2) 对 CVN-73 型舰而言,  $30^\circ$  和  $45^\circ$  为最优的吹风角度。

### 参考文献 (References)

- [1] 曹炎娜, 李屹东, 董庚寿, 等. 舰载飞机着舰最佳甲板风初步分析[J]. 飞行力学, 1995, 13(2): 18-32.
- [2] Urnes J M, Hess R K, Moomaw R F, et al. Development of the navy H-Dot automatic carrier landing system designed to give improved approach control in air turbulence[C]//Guidance and Control Conference, San Francisco, 1979: 491-501.
- [3] 甄子洋, 王新华, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制研究进展[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 122-143.
- [4] Shafer D M. Active and passive flow control over the flight deck of small naval vessels[D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [5] 安军. 航母尾流模拟及舰载机着舰控制的初步研究[M]. 武汉: 华中科技大学, 2012.
- [6] 巩鹏潇, 詹浩, 柳子栋. 舰尾流影响下的舰载机着舰控制与仿真研究[J]. 航空工程进展, 2013(8): 339-357.
- [7] 王延刚, 屈香菊. 舰载机进舰着舰过程仿真建模[J]. 系统仿真学报, 2008(12): 6592-6598.
- [8] 耿建中, 姚海林, 张宏. 舰尾流对舰载飞机下滑特性影响研究[J]. 系统仿真学报, 2009(9): 5940-5943.
- [9] Wang J, Jiang G, Shen J. Impact analysis of bow flap on LHA-1 ship airwake[C]//MATEC Web of Conferences, 2018, 179: 03007. <https://doi.org/10.1051/mateconf/201817903007>.
- [10] Wang J L, Jiang G W, Wang X C. Effect analysis of the hangar rear edge curvature on the ship airwake[C]//IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018, 408 (1): 012024.
- [11] Tai T. Airwake simulation of modified TTCP/SFS ship[C]//RTO AVT Symposium on "Advanced Flow Management: Part A—Vortex Flows and High Angle of Attack for Military Vehicles", Loen, Norway, 2001: 1-13.
- [12] Czerwicz R, Polsky S. LHA airwake wind tunnel and CFD comparison with and without bow flap[C]//22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, Rhode Island, 2004: 1-8.

- [13] Cherry B E, Constantino M M. The burble effect: Superstructure and flight deck effects on carrier air wake[C]//Launch, Recovery & Operations of Manned and Unmanned Vehicles from Marine Platforms. Alexandria: American Society of Naval Engineers, 2010.
- [14] 王金玲. 舰船空气尾流场特性数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2016.
- [15] Polsky S, Naylor S. CVN airwake and integration: Initial steps in the creation and implementation of a virtual burble for F-18 carrier landing simulations[C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. San Francisco, California, 2005.



## Study on the air wake field of CVN-73 carrier using active control technology

GAO Jie\*, SHA Enlai, XIE Zheng, WANG Zheng

System Engineering Research Institute of CSSC, Beijing 100094, China

**Abstract** An active control technique using blowing method at the tail of aircraft carrier is presented to mitigate the effect of cock wake caused by deck wind on carrier-based aircraft. Computational fluid dynamics is used to calculate the characteristics of the CVN-73 carrier wake field. When the deck wind angle is zero, a comparative study is carried out under working conditions with and without active control technology, respectively, and the effect of blowing angle on the flow field is also analyzed. The result shows that with the increase of blowing angle, the inhibition effect of control technology on downwash in the wake field increases first and then decreases. When the blowing angle is 30 or 45 degrees, the inhibition effect is the most obvious, and the maximum downwash speed can be reduced to half. In conclusion, the active control technique using blowing method can improve the cock wake environment and increase landing safety of carrier-based aircraft.

**Keywords** CVN-73 aircraft carrier; wake flow; computational fluid dynamics ●



(责任编辑 王志敏)