

doi:10.11918/j.issn.0367-6234.2015.05.015

典型护卫舰飞行甲板空气流场数值模拟

王金玲¹, 郜 冶¹, 刘长猛²

(1.哈尔滨工程大学 航天与建筑工程学院, 150001 哈尔滨;2.中国航天科技集团公司第四研究院第四十一所, 710025 西安)

摘 要: 为研究护卫舰飞行甲板气流场特性,获得较高精度的流场数据用于飞行仿真,利用 FLUENT 对孤立简化护卫舰进行数值模拟.通过合理的网格划分以及对求解方法的验证,讨论了不同网格形式及雷诺数对计算结果的影响,分析了不同湍流模型对于舰船流场计算适用性,准确捕捉了飞行甲板处涡脱落频谱特征,提高了舰船气流场计算数据精确度.研究表明,对于一些精确度要求较高的舰船流场计算,ILES 模型较为合适.

关键词: 护卫舰;气流场;飞行甲板;数值模拟;湍流模型;机库

中图分类号: U674. 74 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2015)05-0086-05

Numerical simulation of typical frigate airwake on flight deck

WANG Jinling¹, GAO Ye¹, LIU Changmeng²

(1.College of Aerospace and Civil Engineering, Harbin Engineering University, 150001 Harbin, China;
2.The 41st Institute of the Fourth Academy of China Aerospace Science and Technology Corporation, 710025 Xi'an, China)

Abstract: To investigate the characteristics of flow field on the flight deck for the frigate ship, and obtain the high accuracy data for the piloted flight simulation, isolated simplified frigate ship was calculated using FLUENT in this paper. Specifically, through reasonable mesh generation and validated solving method, the impact on the calculation results with different grid forms as well as the Reynolds number was discussed, and the simulation applicability of different turbulence models for ship flow field was also analyzed. The spectral characteristics of vortex shedding on the flight deck were captured accurately and calculation data accuracy for ship airwake was improved significantly. The results show that ILES model is more appropriate for the ship flow field simulation with higher accuracy requirements, and the numerical simulation method for ship flowfield also provides an important reference for engineering applications.

Keywords: frigate; airwake; flight deck; numerical simulation; turbulence model; hangar

空气流过护卫舰上层建筑,与建筑物前壁面碰撞出现的上洗气流和主流区气流结合而引起的混乱的扰动气流,严重影响了飞行甲板区域的流场特征,这个具有强烈随机性且扰动极强的流动被称之为舰船空气尾流.由于贴壁物体周围存在流动分离和非稳态分离剪切层与涡旋的复杂相互作用,空气尾流包含了随时间变化的湍流结构,而此湍流结构对于舰载机降落具有重要影响.为减小舰载直升机的降落风险,操作人员必须通过冒

险和耗时的飞行试验(FOCFTs)研究舰载直升机操作限值(SHOLs)^[1-3].

典型护卫舰简化模型 SFS2 的计算研究结果逐渐得到了公布,Reddy 等^[4]使用商业 CFD 软件 FLUENT 的 $k-\varepsilon$ 湍流模型和结构化网格求解 SFS2 周围的稳态流动.对于不同网格密度,可以看到流场结构的重要变化.Liu 等^[5]使用非线性扰动方程(NLDE)对 SFS2 进行平均流场计算,获得了无粘性,非稳态结果,验证了大尺度湍流和飞行甲板涡脱落.作为舰船空气尾流中水平旋翼负载分析的一部分,Wakefield 等^[6]使用稳态 N-S 求解器计算了气流掠过 SFS2 的流动过程,风洞中得到的大尺度流动特性在 CFD 计算中得到了再现.Roper 等^[7]对 SFS2 进行了验证研究,对求解所依赖的

收稿日期: 2014-06-24.
基金项目: 国家自然科学基金(10972063).
作者简介: 王金玲(1988—),女,博士研究生;
郜 冶(1953—),男,教授,博士生导师.
通信作者: 郜 冶, gaoye66@126.com.

和海平面分别为无滑移和自由滑移壁面,出口为压力出口(101 325 Pa),计算区域顶部为速度入口,两侧为对称边界。

护卫舰模型位于计算域中的阻塞率为 0.5%。更大计算区域的模拟同时也被计算,宽度为 $25b$,垂向为 $12h$,上游为 $5l$,下游为 $11l$,此时阻塞率为 0.3%。对于两种计算区域的结果,经过对比分析发现小计算区域的阻塞率并不影响计算结果。

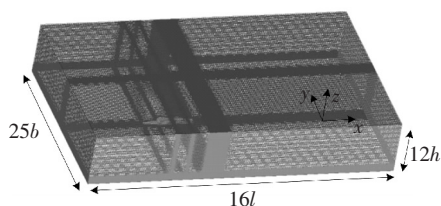


图 2 计算域设置及整体网格分布

1.3 求解方法

首先进行稳态计算,然后激活非稳态求解进行计算。基于自由来流速度和最小网格尺度并且比较了文献[14-15]中 LES 模型计算所使用的无量纲时间步长,选择时间步长为 $t = 0.002$ 。为测试求解敏感性,使用一半的时间步长($t = 0.001$)进行比较。通过飞行甲板上速度分布以及速度波动的谱分析和文献[9]的实验数据比较发现,改变时间步长对于计算求解影响很小。

为得到最佳迭代次数,进行了测试计算。结果显示每个时间步长内 10 次迭代导致残差收敛曲线下降两个阶次大小,而其他参数至少 3 个阶次。如果每次迭代数设置为 20 次并不会显著地增加收敛,却大大增加了求解运行时间。

非稳态采样开始之前为了减掉计算初期不稳定所带来的误差,首先计算了大约 20 s,接下来 10 s 的流动统计数据被进行平均化处理^[16]。一种工况 CFD 计算共计算约 18 000 个时间步长,进行了 5 000 个时间步长的监测点数据采样。每个计算在 160 个 CPU 核的并行计算集群上运行约 250 h。

1.4 网格划分

SFS2 几何体能够很容易的生成结构化网格。设置船体表面第一层网格尺度以求解粘性边界层。飞行甲板以及机库壁面附近的无量纲化距离 y^+ 为 50~500,网格增长比率为 1.3,由于网格数量的限制,船首等其他部位的网格尺度相对较大。尺度函数被应用以确保壁面周围的网格增长足够光滑,并且在飞行甲板周围生成了一个网格加密区。这个区域相似于 Spalart 所说的‘计算关注区’^[17],在此区域网格单元需要精细并且可以充分利用 LES 模型的优势。

为测试网格依赖性,使用三种网格尺度进行计算。飞行甲板处壁面附近的第一层网格高度分别为 0.01 m, 0.014 m, 0.02 m, 网格总数分别为 12.3×10^6 (网格 A), 8.8×10^6 (网格 B) (如图 3), 3.2×10^6 (网格 C)。

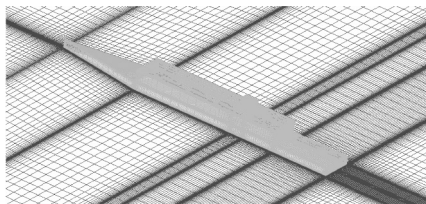


图 3 模型表面和计算域底面网格分布

2 计算结果及分析

2.1 网格分辨率对比

图 4 为不同网格 ILES 计算结果对比,由平均速度大小对比可以看出,对于不同的网格数量,速度大小没有出现较大的差异。3 种计算结果和文献[9]的实验数据均吻合较好。网格的增加没有使计算结果得到明显改善。在图 4 中,粗糙网格 C 的计算结果与实验数据吻合度也相对较高,但是由于本文目的是得到精确的流场数据以便于飞行仿真模拟器的完善。基于计算集群的计算能力同时确保计算结果的空间和时间分辨率,选取网格 B 用于下文 ILES 计算,网格 C 用于 SKE 和 MMK 计算。

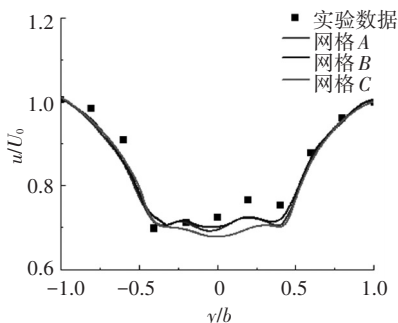


图 4 不同网格计算结果对比

2.2 雷诺数

SFS2 几何体是贴壁物体,由尖锐边界和矩形状的表面组成。通常假设流体流过这样的结构时对雷诺数的敏感性较小,因此全尺度下的流场结构能够在模型尺度下重现。CFD 计算是全尺度的,基于船宽 b 为特征尺度的雷诺数为 2.26×10^7 。为测试雷诺数敏感性,研究计算了 0° 风向角工况并与风洞工况进行对比,风洞雷诺数为 6.58×10^5 。计算结果显示流场结构本质上是相同的,而特定位置上存在一些微弱不同。文献[9]实验中飞行甲板处涡旋中心以及附着点位置为 $(0.24l', 0.6h')$ 和 $(0.45l', 0)$,而本文计算结果为 $(0.21l', 0.7h')$ 和

(0.54*l'*, 0), 如图 5 所示, *l'* 和 *h'* 分别为飞行甲板长和机库高. 这些差异对于三维流场数据的进一步应用并没有显著的影响, 即使在提取有限个数据点时, 流场特征位置的微小不同也是可以接受的.

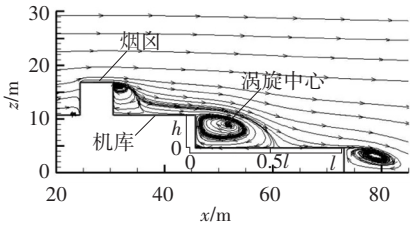


图 5 对称截面平均流线分布

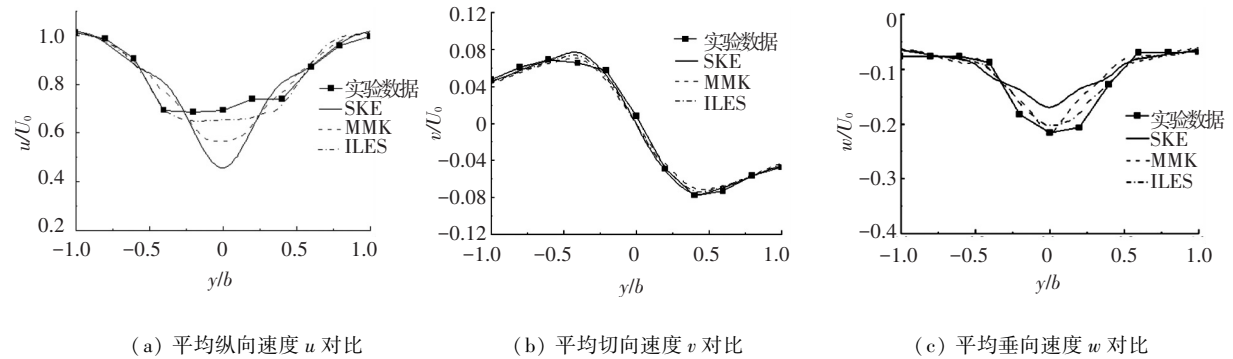
2.3 0°风向角计算结果分析

图 6 为 0°风向角时某直线位置处平均速度分量的数据对比. 直线位于甲板长度的 50%, 机库顶部位置处, 宽度为船宽的两倍. 直线位置的选择基于直升机在甲板上的悬停位置.

图 6(a) 中接近舰船中纵面区域纵向速度 *u* 出现减小, 表明曲线所在位置受到机库脱落涡的影响, 显示了机库顶部的流动分离, 在此处气流速度朝下指向甲板, 相应的切向速度下降趋势能够在图 6(b) 中看出. 对于速度 *u* 的分布, 本文计算

和文献[9] 计算结果均显示出了明显的对称性, 然而文献[9] 的实验数据却显示出了微弱的非对称性. 对于垂向速度 *w* 的预测 MMK 和 ILES 模型均得到了很好的效果, 两者差异较小. 图 6 中风洞数据展现出的整体速度趋势在 CFD 模拟中均得到了很好的重现, 并且在许多位置显示了较高的吻合度.

由图 5 流线图可以看出, 当风向角为 0°时, 飞行甲板流场结构被迎风机库边界的分离涡所控制, 机库上方的涡结构形成于烟囱上壁面边界处, 此涡结构影响范围较小并在机库上方很快附着. 但是烟囱结构引起的下洗气流仍然影响到了机库上方气流的分离. 准确预测脱落涡流场结构对于数值方法是一种挑战, 虽然分离点通常认为是尖锐边界, 但是使用涡粘湍流模型捕捉分离剪切层中强烈的流线曲率是非常困难的, 这也就导致了数值模拟难以精确预测剪切区域的流动轨迹^[13]. 在图 6 中 SKE 和 MMK 模型整体计算结果和实验数据吻合程度是可以接受的, MMK 模型能够改善涡粘湍流模型对于流动分离和附着的预测准确度, 但是对于纵向速度 *u* 中间位置的预测仍然过小.



(a) 平均纵向速度 *u* 对比 (b) 平均切向速度 *v* 对比 (c) 平均垂向速度 *w* 对比

图 6 直线上平均速度分量对比

2.4 谱特征分析

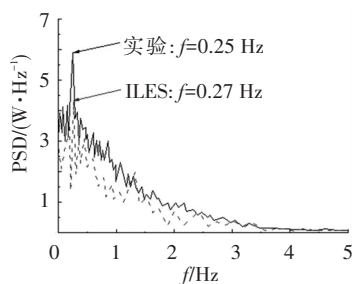
图 7(a) 和 (b) 分别显示的是监测点平均速度 *u* 和 *v* 功率谱密度对比. 谱特征是使用快速傅里叶转换 (FFT) 提取于 ILES 模型计算监测数据, 监测点位于 (0.51*l'*, *y/b* = 0.4, 0.75 *h'*).

由图 7 可以看出 ILES 和风洞得到监测点的整体谱特征趋势吻合的很好. 尽管 ILES 数据在主频率附近出现功率不足, 但主流的平均速度分量 *u* 如图 7(a) 主频率的捕捉是非常准确的. 在 *f* = 0.5~1.3 Hz 时 ILES 计算的功率仍然较小. 值得注意的是 ILES 数据在达到峰值之前出现强烈衰减, 功率值甚至降低到了 1.2. 频率波动横向平均速度分量 *v* 的实验值见图 7(b), 在 0.85 Hz 处到

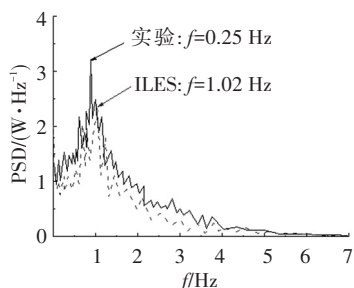
达峰值之前, 功率谱密度值是稳定增长达到峰值的, 但是 ILES 结果在 *f* = 1.02 Hz 之前出现一个峰值, 此处频率值约为 0.7 Hz, 两个峰值所对应的频率与实验值相差均不大, 本文选择 1.02 作为峰值主频. 图 7 中计算结果显示了明显的峰值, 准确预测了微弱的涡脱落周期.

ILES 模型对于舰船流场涡脱落频率的预测是比较准确的, 虽然整体功率值均小于实验数据, 但是整个衰减趋势是完全相同的. 文献[3] 提到在船尾空气流场中全尺度的湍流能量被认为是在 0.1~1 Hz 之间, 高于 2 Hz 的频率干扰对飞行员降落影响很小, 因此本文计算结果用于飞行模拟器是合适的. 对于功率预测不足的问题可能是和

网格尺度相对较大(对于 LES 计算)、数值耗散过于严重有关。



(a) 平均速度 u 功率谱密度对比



(b) 平均速度 v 功率谱密度对比

图 7 监测点平均速度分量功率谱密度对比

3 结 语

护卫舰飞行甲板气流场涡旋结构和流动特征的准确预测是空气场数值计算的关键。论文针对典型护卫舰简化模型 SFS2 进行了数值模拟,得到了精确的飞行甲板流场数据,验证了护卫舰流场 ILES 计算的可行性。ILES 模型的计算精度仅次于 LES,在工程应用上当 LES 的使用受到网格数量限制时,可以使用 ILES 模型进行计算。

参考文献

- [1] BOGSTAD M C, HABASHI W G, AKEL I, et al. Computational-fluid-dynamics based advanced ship airwake database for helicopter flight simulators [J]. Aircraft, 2002, 39(5): 830-834.
- [2] POLSKY S A, NAYLOR S. CVN airwake modeling 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: [s.n.], 2005.
- [3] ZAN S J. On aerodynamic modelling and simulation of the dynamic interface [J]. J. Aerospace Eng., 2005, 219(5): 393-410.
- [4] REDDY K, TOFFLOETTO R, JONES K. Numerical simulation of ship airwake [J]. Comput. & Fluids, 2000, 29(4): 451-65.
- [5] LIU J, LONG L N. Higher order accurate ship airwake predictions for the helicopter/ship interface problem [C]//In: Annual forum proceedings of the 54th annual forum. Washington, DC: American Helicopter Society, 1998: 58-70.
- [6] WAKEFIELD N H, NEWMAN S J, WILSON P A. Helicopter flight around a ship's superstructure [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2002, 216(1): 13-28.
- [7] ROPER D M, OWEN I, PADFIELD G D, et al. Integrating CFD and piloted simulation to quantify ship-helicopter operating limits [J]. Aeronaut J., 2006, 110 (1109): 419-428.
- [8] YESILEL H, EDIS F O. Ship airwake analysis by CFD methods [J]. Am. Inst. Phys. Conf. Proc., 2007, 936: 674-677.
- [9] SYMS G F. Simulation of simplified-frigate air wakes using a lattice-Boltzmann method [J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2008, 96: 1197-1206.
- [10] SPALART P R, JOU W H, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach [C]//In: Advances in DNS/LES. Dayton, OH: Greyden Press, 1997: 137-147.
- [11] STRELETS M. Detached eddy simulation of massively separated flows [C]//In: 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2001: AIAA 2001-0879.
- [12] RICHARDS P J, HOXEY R P, SHORT L J. Wind pressures on a 6 m cube [J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2001, 89 (14): 1553-1564.
- [13] TSUCHIYA M, MURAKAMI S, MOCHIDA A, et al. Development of a new $k-\varepsilon$ model for flow and pressure fields around bluff body [J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1997, 67: 169-182.
- [14] HEDGES L S, TRAVIN A K, SPALART P R. Detached-eddy simulations over a simplified landing gear [J]. J. Fluids Eng., 2002, 124(2): 413-423.
- [15] FORSYTHE J R, SQUIRES K D, WURTZLER K E, et al. Detached-eddy simulation of the F-15E at high alpha [J]. J. Aircraft, 2004, 41(2): 193-200.
- [16] 刘长猛, 郅冶. 滑跃式甲板气流场数值模拟 [J]. 华中科技大学学报: 自然科学版, 2012, 40(10): 68-71.
- [17] SPALART P R. Young-person's guide to detached-eddy simulation grids [R]. Washington DC: NASA, 2001: NASA/CR-2001-211032.

(编辑 张 宏)