

风向对直升机旋翼与甲板流场结构影响

孙 鹏, 耿 雪, 赵 佳, 钟兢军

(大连海事大学 轮机工程学院, 大连 116026)

摘 要: 为了了解直升机旋翼流场与甲板流场的相互作用,采用数值模拟方法对船体与旋翼的复合流场进行求解.分析了不同风向时旋翼流场的流线形态、涡量分布与旋翼平衡性.详细阐述了复合流场中主要旋涡结构的产生及演变过程,并对旋涡结构进行分类.研究表明:旋翼流场与甲板流场间存在相互干扰,形成复杂的复合流场.0°风向时,旋翼的存在使得其后方甲板区域的涡流范围与气流下洗趋势增加明显;侧风会增大甲板区域涡流范围,加剧旋翼桨叶不平衡性;右舷15°风向时,旋翼升力能力与旋翼桨叶平衡性最差,该风向不利于直升机的甲板悬停.

关 键 词: 风向; 直升机旋翼; 甲板; 流场结构; CFD数值模拟; 旋涡

中图分类号: V23; O351

文献标志码: A

Influence of wind directions on the flow field structures of helicopter rotor and deck

SUN Peng, GENG Xue, ZHAO Jia, ZHONG Jing-jun

(Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: In order to study the interaction between helicopter rotor and deck flow fields, numerical simulation was carried out on a composite flow field made up of ship and rotor. Streamline patterns, vorticity distribution, and balance of the helicopter rotor with different wind directions were analyzed. The appearance and evolution of the main vortex structures were elaborated and the vortex structures were classified. Simulation results show that, the rotor and the deck interfere with each other's flow field, forming a complex composite flow field structure. The existence of the rotor, with the wind coming from 0 degree direction, markedly enlarges the vortex range and accelerates the downwash flow in the back area of the deck. Crosswinds enlarge the vortex range of the deck and intensify the imbalance of the rotor blades. It becomes unfavorable to the helicopter's hovering when the wind comes from 15 degree to the starboard, because the lifting and balance capacity of the rotor blades are the worst under this condition.

Key words: wind direction; helicopter rotor; deck; flow field structure; CFD numerical simulation; vortex

直升机以其超低空飞行能力、独有的悬停特性^[1]和高效灵活的特点越来越多地被装载于非航空型船舶,用以执行海上运输、补给、搜救^[2]等任务.船舶空气尾流场是直升机在船上起降及临近船舶作业时的主要环境条件^[3],受上层建筑及海面变化风向的影响,其流场结构复杂,影响范围

大,且具有很强的随机性^[4].不同船舶与不同海域的船舶空气尾流场特性均不相同^[5].

作为直升机的关键部件,直升机旋翼(下文简称旋翼)的流场结构和气动性能对直升机的飞行品质具有重要影响^[6].旋翼桨叶细长柔软,旋转时极易产生挥舞振动,且扫掠面积大,对外部气流变

化敏感^[7]. 甲板上方空气流场含有分离、回流、旋涡等复杂运动形式^[8], 直升机在船舶甲板上方悬停时, 旋翼诱导流与甲板空气尾流发生叠加^[9], 形成更加复杂的流场结构, 对其自身及其他停机坪位置直升机的悬停操纵及飞行安全产生很大的影响^[10].

以往的理论分析和飞行实践证明, 甲板流场中的下洗气流和涡流区对直升机起降过程的操纵性能影响最大^[5]. 但现有研究多是将甲板流场和旋翼流场分开研究^[11-13], 再结合各自的流场结构进行综合分析, 忽略了甲板流场和旋翼流场的相互作用. 本文利用数值模拟方法, 对旋翼与船舶复合流场进行求解, 分析不同风向时的复合流场结构特征, 为甲板上直升机的安全起降提供理论支持.

1 数值计算方法

1.1 研究对象及计算网格

船舶与旋翼复合模型如图 1 所示, 上层建筑位于船舶右舷. 根据直升机机身高度, 将旋翼置于某停机坪中心点正上方 5 m 处, 模拟其在甲板上的悬停状态. 坐标原点选在旋翼旋转中心. 旋翼如图 2 所示, 翼型为 NACA0012, 弦长为 1 m. 旋翼直径为 12 m, 桨叶两片, 无负扭, 总距为 10° , 转速为 350 r/min.

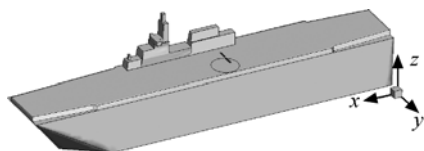


图 1 船舶与旋翼复合模型

Fig. 1 Ship and rotor composite model

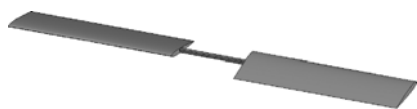


图 2 旋翼示意图

Fig. 2 Schematic of rotor

计算域的设置影响计算精度, 根据本文的研究特性及流场分析范围, 保证计算域 xy 平面的阻塞率为 0.6%, yz 面阻塞率为 0.6%, xz 面阻塞率为 2.54%, 满足计算域阻塞率的要求^[14-15].

计算域网格划分如图 3 所示, 上层建筑与旋翼周围是重点解析区域, 网格较密, 如图 4 和图 5

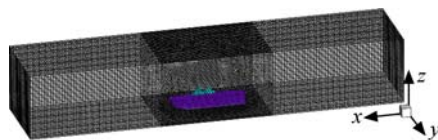


图 3 计算域网格

Fig. 3 Computational mesh domain

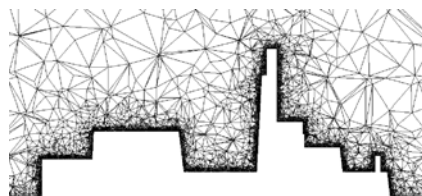


图 4 上层建筑周围加密网格

Fig. 4 Encryption mesh around the superstructure

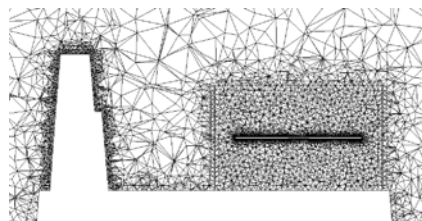


图 5 旋翼周围加密网格

Fig. 5 Encryption mesh around the rotor

所示, 船体前后远场区域网格较疏, 计算网格总数为 252 万.

1.2 计算方案与边界条件

计算中设定风速为 20 m/s, 风向分别为 0° , -15° (左舷 15° 来流) 和 $+15^\circ$ (右舷 15° 来流), 如图 6 所示. 图中上面和前面设为压力进口, 后面设为压力出口, 左面和右面则视风向不同分别设置为压力进口或压力出口, 下面、船体表面和旋翼表面均设为无滑移壁面边界.

旋翼为旋转部件, 设置其周围旋转域为以坐标原点 (即旋翼旋转中心) 为中心的圆柱体区域, 如图 7 所示. 圆柱体区域上面、侧面为内部转动域与外部静止域的交界面, 定义为 interface 进行数

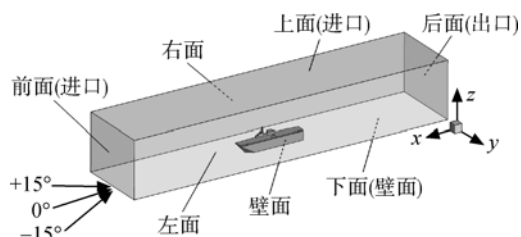


图 6 风向与边界条件

Fig. 6 Wind directions and boundary conditions

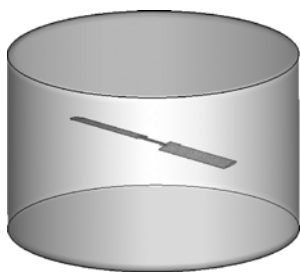


图7 旋翼旋转域

Fig. 7 Rotating rotor domain

据传递,下面为甲板表面的一部分,定义为 wall 边界.动静域设置参照多重参考系(MRF)模型,设置圆柱体区域流体转速为 350 r/min,旋翼与其周围圆柱体区域流体同步运动;计算域的其他区域流体设置为 stationary.

计算中工质选为理想气体,采用基于密度法显示求解器求解,湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 双方程模型, Courant 数设为 0.8,离散化各项均设为 2 阶迎风格式.求解过程中监视残差、升力系数、阻力系数和流场中一点平均速度的变化.

1.3 数值结果标定

为验证数值计算的合理性,进行了缩比船体模型风洞试验和数值模拟.流场截面划分如图 8 所示.风洞试验模型在风速为 15 m/s 时雷诺数约为 2.4×10^5 ,满足自模化雷诺数的要求.缩比后迎风阻塞率在风向为 0° 时约为 1.35%;侧向来风阻塞率约为 2.8%.选取上层建筑附近截面及甲板不同位置处的压力分布进行对比,结果如图 9 和图 10 所示,从图中可以看出,数值模拟与试验压力分布趋势一致,压力值相差不多,可以验证数值模拟结果的合理性.

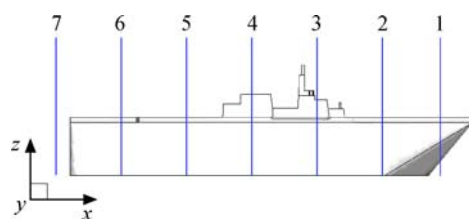
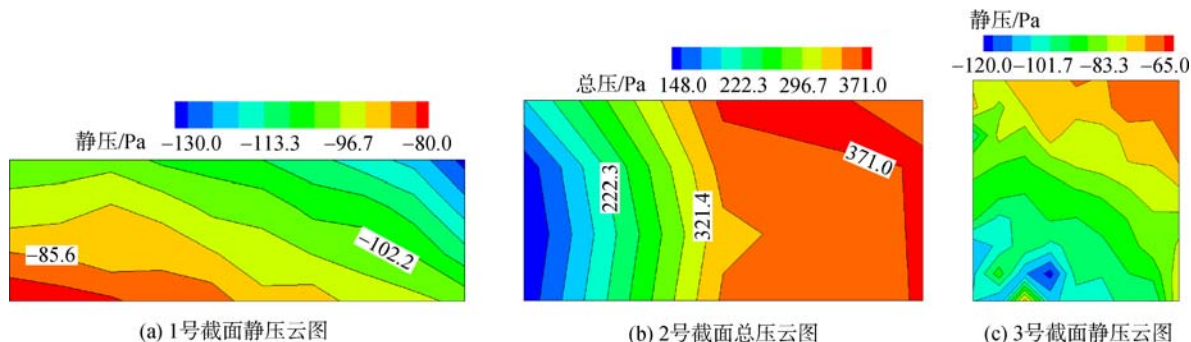


图8 甲板流场截面

Fig. 8 Cross sections of the deck flow field



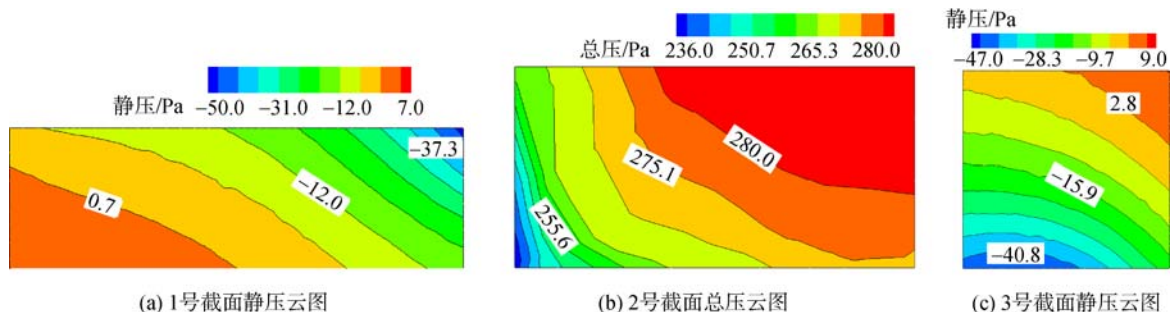
(a) 1号截面静压云图

(b) 2号截面总压云图

(c) 3号截面静压云图

图9 风洞试验结果

Fig. 9 Wind tunnel test results



(a) 1号截面静压云图

(b) 2号截面总压云图

(c) 3号截面静压云图

图10 数值模拟结果

Fig. 10 Numerical simulation results

2 计算结果分析

2.1 0° 风向复合流场结构分析

图 11 为 0° 风向流场结构图.图 11(a)、图 11

(b)、图 11(e) 为 0° 风向时复合流场的三维流线图、截面流线螺旋度^[16]图、涡量等值面图,经过分析可将复合流场中的涡系结构归为 5 类,旋涡代表符号标注在图 11(e) 涡量等值面图中.各旋涡

结构的产生及演变过程分析如下。

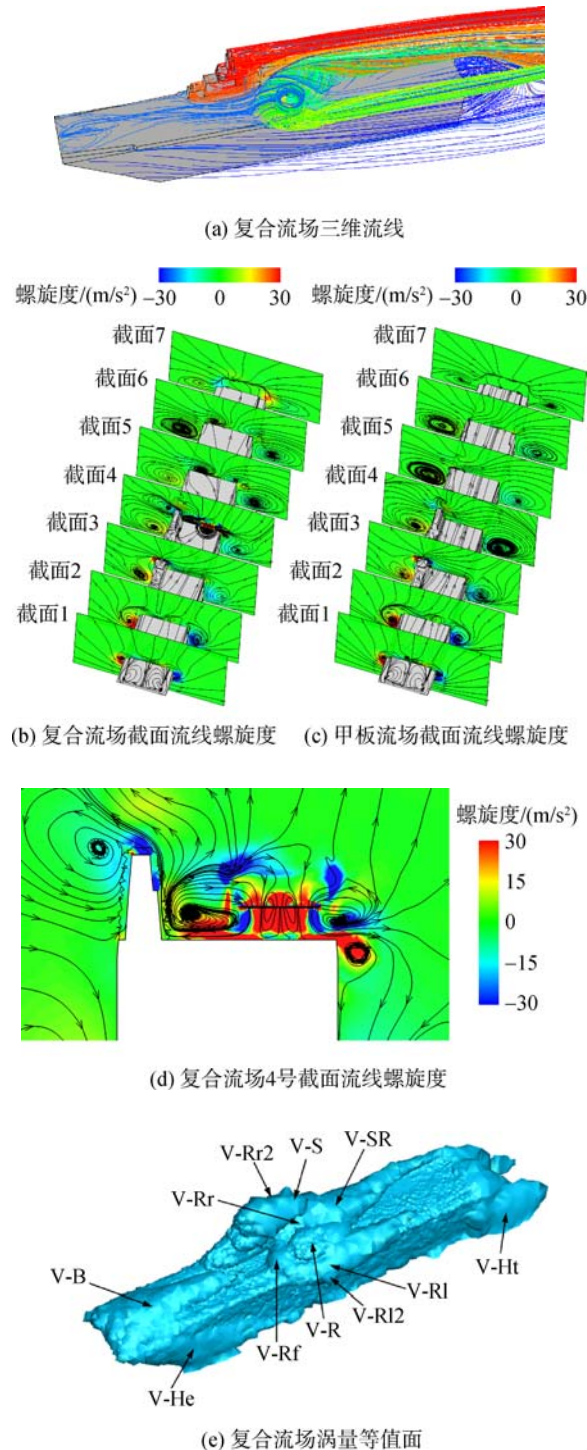


图 11 0°风向流场结构图

Fig. 11 Flow field structure with the wind against the bow

1) 船首分离涡流区(bow separation vortex, V-B):受船体前缘顿体效应的作用,来流沿船首甲板上洗,形成了一对对称的 V-B,由于黏性耗散作用,其强度和影响范围在沿甲板向后的发展过程中逐渐减弱,尾迹对旋翼流场影响不大。

2) 船体边缘分离涡流区(hull edge separation vortex, V-He):来流在船体前缘处发生分离,在船体两侧形成一对旋向相反的船体边缘分离涡流区 V-He.在沿船体向后发展的过程中,V-He 强度减弱,但尺度逐渐增加,直至从船体尾部脱落。

3) 船体尾涡流区(hull trailing vortex, V-Ht):来流绕流船体在其后方的背风面形成大尺度船体尾涡流区 V-Ht,由于位置较低,其对甲板上方气流场影响不大。

4) 旋翼周围涡流区(V-R/V-Rf/V-Rr/V-Rl/V-Rl2):旋翼周围出现大范围的涡流区,旋翼旋转涡流区(rotor rotation vortex, V-R),圆心为其旋转中心;桨叶下方气流下洗,由于旋翼到甲板距离小于旋翼直径 $1/2^{[17]}$,产生类似于地面效应的舰面效应^[18],形成了前方的涡流区 V-Rf,右侧涡流区 V-Rr 与左侧涡流区 V-Rl;由于靠近甲板边缘,V-Rl 外侧流体沿甲板边缘向下再次发生下洗,形成二次涡流区 V-Rl2(见图 11(d)和图 11(e)),受船体边缘分离涡流区 V-He 的限制作用,V-Rl2 的尺度较小. V-Rr, V-Rl 和 V-Rl2 沿甲板继续向后发展,范围先增大后减小,最后在黏性作用下耗散.就旋翼尾迹在甲板上的影响范围而言, $V-Rr > V-Rl$ 。

5) 上层建筑周围涡流区(V-S/V-Rr2/V-SR):从图 11(b)、图 11(c)中可以看到,气流绕流上层建筑,在其后方背风侧形成了上层建筑脱落涡流区(superstructure shedding vortex, V-S);由于旋翼距离上层建筑较近,旋翼周围右侧涡流区 V-Rr 一部分向上卷起后下洗,在建筑右侧形成大尺度二次涡流区 V-Rr2(见图 11(e)),另一部分与上层建筑脱落涡流区发生掺混,形成 V-SR,并沿甲板向后发展,形成长长的尾迹区。

图 11(c)为 0°风向时无旋翼甲板流场模拟结果,对比图 11(b)、图 11(c)发现,旋翼的存在使得其周围及后方甲板区域出现大范围的涡流区,气流下洗趋势也更加明显,这对在其后方甲板起降的直升机是不利的。

2.2 +15°风向复合流场结构分析

图 12 为 +15°风向时复合流场三维流线、截面流线螺旋度、涡量等值面与甲板流场截面流线螺旋度,各旋涡结构标注见图 12(e).可以看出,船首分离涡流区 V-B 与船体边缘分离涡流区 V-He 的对称性遭到破坏,均顺来流方向向左偏斜.船首分离涡流区在甲板上的影响范围变小.在船体左侧的背风面形成一个新的涡系 Lee vortex

(V-LI), 顺来流沿船体向后逐渐发展, 最后从船体脱离。

从图 12(c) 中可以看到, 无旋翼时, 受上层建筑屏蔽作用, 4 号截面位置及其后方的甲板区域存在大范围的涡流区和下洗气流区, 且甲板涡流

区面积远远超过 0° 风向无旋翼情况 (图 11(c))。有旋翼时 (图 12(b)), 前行桨叶处在上层建筑脱落涡流区 V-S 的左侧涡流区域中, 旋翼周围的右侧涡流区 V-Rr、旋翼旋转涡流区 V-R 与上层建筑脱落涡流区 V-S 发生严重掺混, 使上层建筑脱落涡流区 V-S 尺度进一步增加, 尾迹占据了后方整个甲板区域。由此可知, $+15^\circ$ 风向时, 无论有无旋翼悬停, 4 号截面及其后甲板上方均存在大范围的涡流区与下洗气流区。

2.3 -15° 风向复合流场结构分析

图 13 为 -15° 风向时流场结构图。 -15° 风向时, 船首分离涡流区 V-B 和船体边缘分离涡流区 V-He 同样不再对称, 顺来流向右侧发生偏斜。上层建筑脱落涡流区 V-S 在上层建筑右侧背风面形成, 其尾迹在船体外侧发展, 对甲板区域几乎不产生影响。气流在旋翼前行桨叶侧下洗产生的右侧涡流区 V-Rr 在甲板上的影响范围很小, 并逐渐被上层建筑尾流卷吸, 流出甲板区域。从图 13(c) 中可以看出, 受船体陡壁效应的影响, 来流沿船体上洗, 在甲板上方边缘处形成上洗气流涡流区 V-U, 尾迹几乎覆盖后方整个甲板区域。有旋翼时 (见图 13(b)), 整个旋翼都处在上述上洗气流涡流区 V-U 中, V-U 与旋翼周围旋涡发生剧烈掺混, 一部分 V-U 混入旋翼左侧涡流区 V-RI 中形成 V-RIU, 另一部分混入 V-Rr 中形成 V-RrU, 由

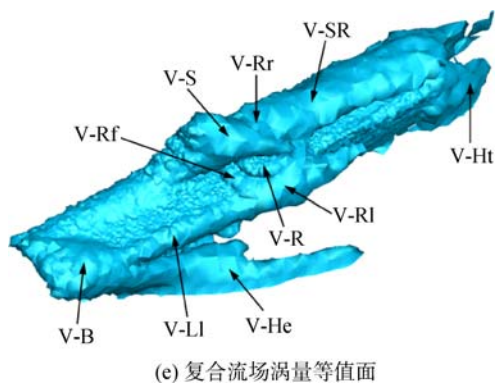
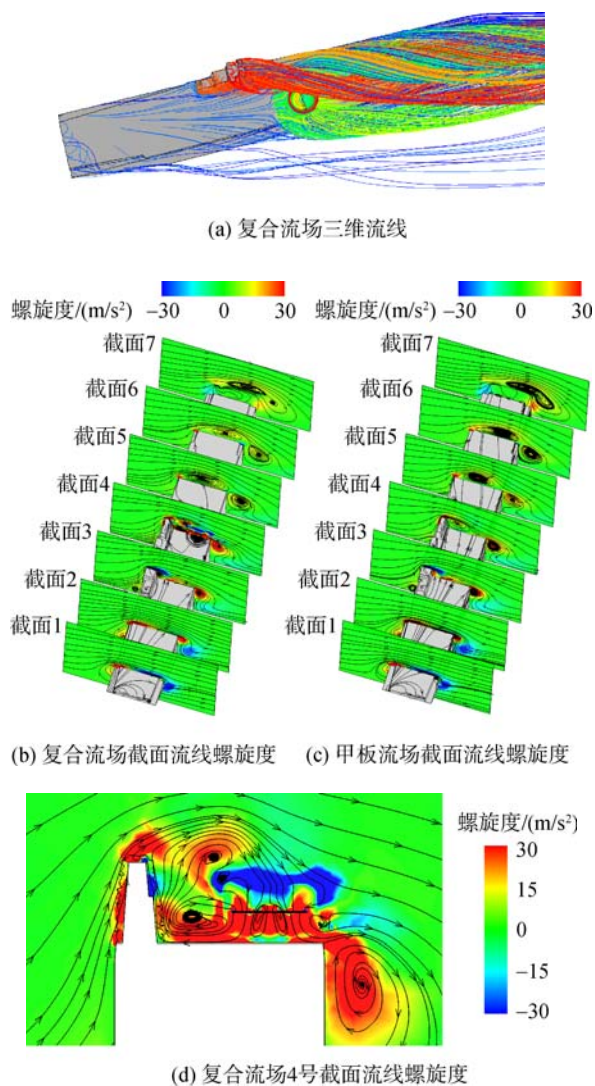
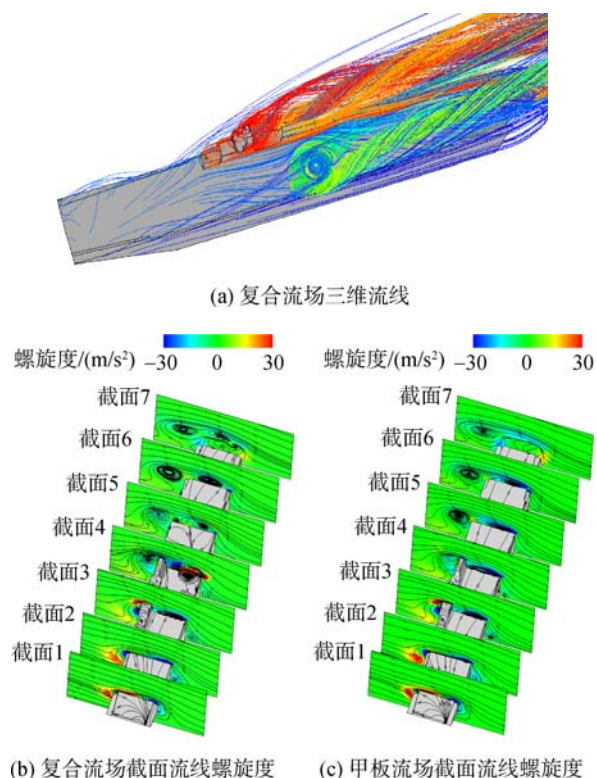
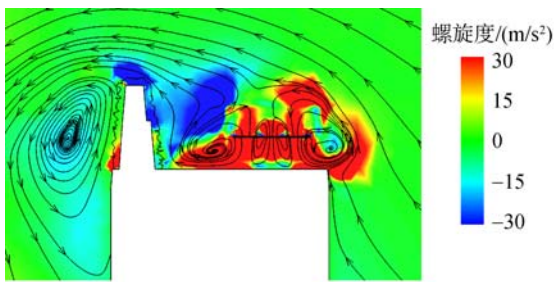


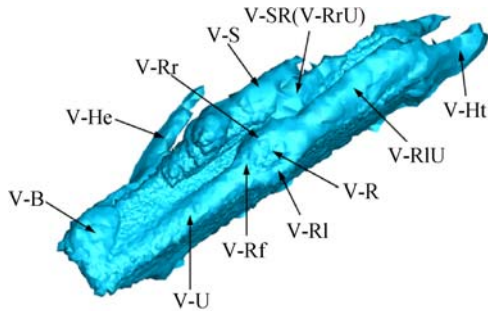
图 12 $+15^\circ$ 风向流场结构图

Fig. 12 Flow field structure with the wind from fifteen degree to the starboard





(d) 复合流场4号截面流线螺旋度



(e) 复合流场涡量等值面

图13 -15° 风向流场结构图

Fig. 13 Flow field structure with the wind from fifteen degree to the larboard

于 V-RIU 与 V-RrU 产生分离(图 13(b)中可清楚看到甲板表面极限流线的分离线), V-RIU 尺度小于无旋翼情况中 V-U 的尺度,对甲板区域的影响范围略有减小。

由图 13(b),图 13(c)可以看出, -15° 风向时,无论有无旋翼,3号截面及其后甲板区域均处于涡流区与上洗气流作用范围中。

2.4 不同风向桨叶平衡性分析

2.4.1 不同风向桨叶表面静压分布

沿 y 方向(即翼展方向)在旋翼两侧桨叶表面各截间隔 1 m 的 6 个截面,得到 12 条翼型线,如图 14 所示。

对称截面处的表面静压如图 15 所示。3 种风向分布趋势基本一致:从桨根到桨尖,静压值范

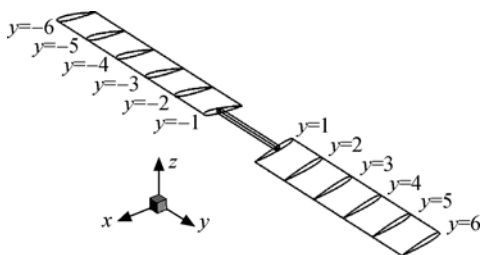
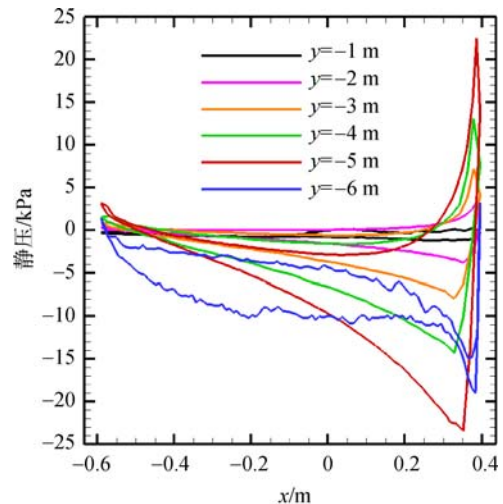
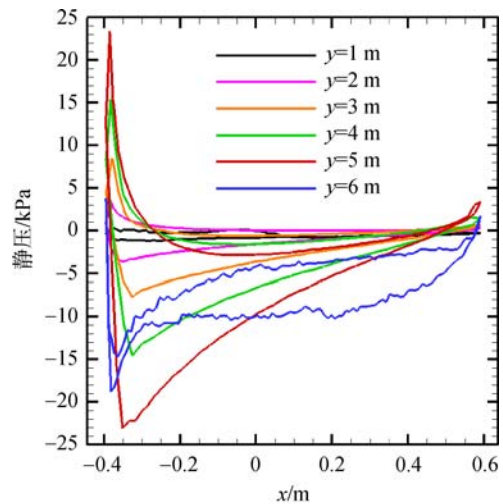


图14 旋翼各截面位置

Fig. 14 Sections of the rotor



(a) 前行桨叶



(b) 后行桨叶

图15 旋翼两侧桨叶各截面静压值

Fig. 15 Static pressure on each section line of the rotor

围均先增大后减小;在 $y = \pm 5$ m 附近,静压差最大,旋翼所能提供的升力最大;截面 $y = \pm 2, \pm 3, \pm 4, \pm 5$ m 的静压分布形态相似,只是静压值范围不同,桨根 $y = \pm 1$ m 与桨尖 $y = \pm 6$ m 处静压值形态分布异于其他截面处,尤其 $y = \pm 6$ m 截面,上下表面静压几乎全部为负值;对于每个截面位置,最大静压差均出现在靠近翼型前缘处。

选取 $y = \pm 1, \pm 6$ m 处截面与静压值变化范围最大的 $y = \pm 5$ m 截面进行对称位置静压值对比,如图 16~图 18 所示。为方便对比,将所有前行桨叶横坐标变换到后行桨叶侧,纵坐标不变。从图中可以看出,不同风向时,各截面静压值分布均不完全重合,竖直方向压差也不相同,这势必会带来旋翼两侧桨叶的升力差和力矩差,使旋翼产生振动;侧风风向时,受流场中涡流区及上洗和下洗气流影响,对称截面静压分布重合性均较 0° 风向

差,旋翼不平衡性均大于 0° 风向情况.

2.4.2 不同风向桨叶受力情况分析

为衡量旋翼不平衡程度,给出了不同风向时桨叶受力情况,如表1所示.从表中可以看出,旋翼总升力值在 -15° 风向时最大, $+15^\circ$ 风向时最小;不同风向时旋翼前行桨叶提供的升力值均大

于后行桨叶;两侧桨叶升力差在 $+15^\circ$ 风向时最大, 0° 风向时最小.结合图11(d)、图12(d)、图13(d)复合流场旋翼截面流线螺旋度可知,当桨叶一侧处在涡流区,而另一侧处于下洗气流区时,旋翼升力值降低,两侧桨叶升力差增加,旋翼受力的不平衡性增加,不利于直升机飞行安全.

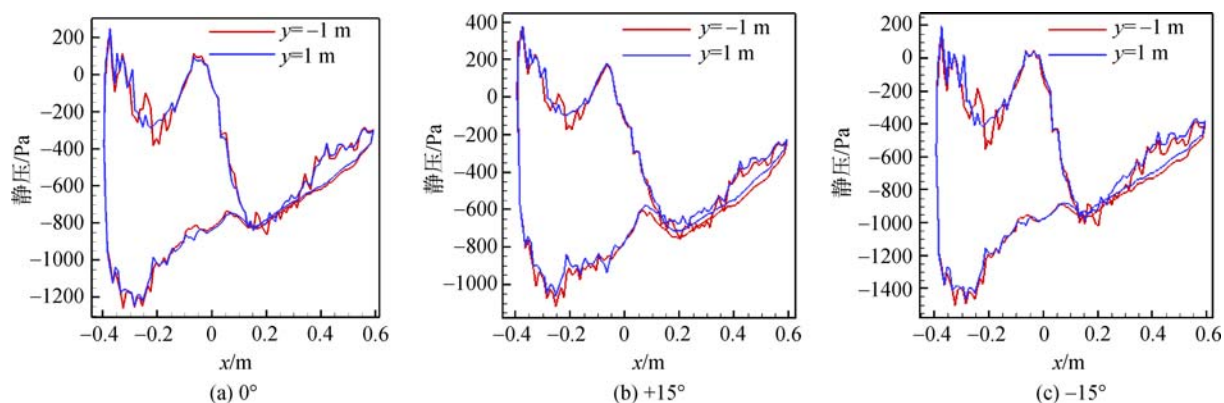


图16 不同风向桨叶 $y = \pm 1$ m 截面静压值对比

Fig. 16 Comparison of static pressure on $y = \pm 1$ m sections of blades with different wind directions

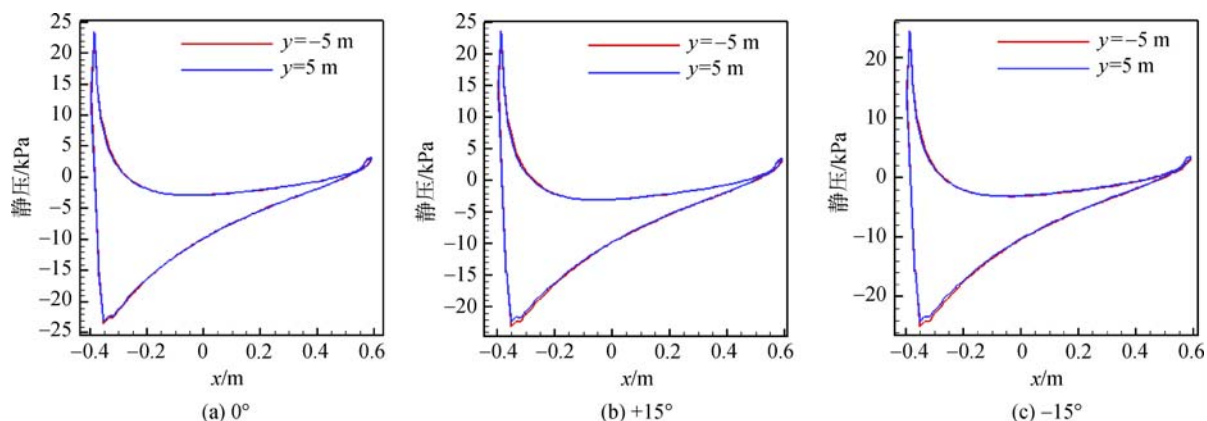


图17 不同风向桨叶 $y = \pm 5$ m 截面静压值对比

Fig. 17 Comparison of static pressure on $y = \pm 5$ m sections of blades with different wind directions

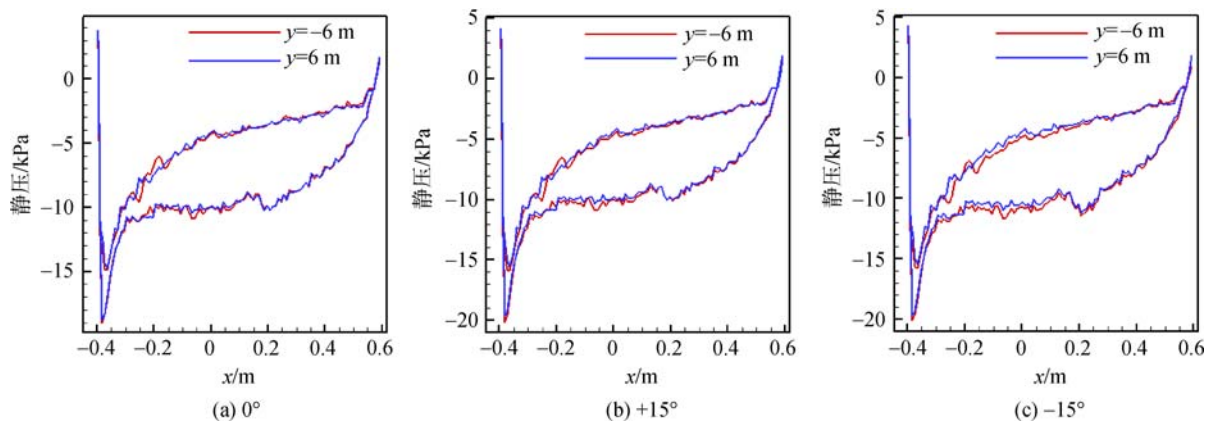


图18 不同风向桨叶 $y = \pm 6$ m 截面静压值对比

Fig. 18 Comparison of static pressure on $y = \pm 6$ m sections of blades with different wind directions

表 1 不同风向时桨叶升力
Table 1 Blade lift in different wind directions

风向角度/(°)	前行桨叶升力/N	后行桨叶升力/N	两侧桨叶升力差/N	旋翼总升力/N
0	23 038	22 999	39	46 217
+15	21 982	21 500	482	43 606
-15	24 255	23 992	263	48 448

3 结 论

本文采用数值模拟方法对船体与旋翼的复合流场进行求解,分析了不同风向时流场的流线形态、涡量分布与旋翼平衡性,详细阐述了复合流场中主要旋涡的产生及演变过程,并对旋涡结构进行分类,得到如下结论.

1) 本文研究的甲板流场的涡系结构可以归纳为:船首分离涡流区、船体边缘分离涡流区、船体尾涡流区、旋翼周围涡流区和上层建筑周围涡流区.其中,上层建筑周围涡流区、旋翼周围涡流区及两者掺混作用形成的复合流场是使甲板流场恶化的主要原因.

2) 侧风使船首分离涡流区和船体边缘分离涡流区的对称性遭到破坏. +15°风向时,流场中有新的涡系 V-L1 生成,影响甲板上方流场的涡系以上层建筑涡流区/旋翼周围涡流区和下洗气流为主;风向 -15°时,甲板流场主要受上层建筑涡流区/旋翼周围涡流区和上洗气流的影响.

3) 不同风向时,旋翼前/后行桨叶之间,以及桨叶不同位置处存在一定程度的受力不平衡性,势必引起旋翼振动和失稳.侧风时旋翼不平衡性大于 0°情况;风向 +15°时,旋翼一侧桨叶处在涡流区,另一侧桨叶处于下洗气流区,旋翼整体升力值减小,两侧桨叶升力差增为 482 N,使旋翼受力的不平衡性增加.

参考文献:

[1] Lee D, Horn J F, Sezer-Uzol N, et al. Simulation of pilot control activity during helicopter shipboard operations [C]//Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Austin: AIAA, 2003: 577-586.

[2] 王东林. 直升机海上救助的特点及方法 [J]. 航海技术, 2007(5): 32-33.

WANG Donglin. The characteristics and methods of helicopter salvage [J]. Marine Technology, 2007(5): 32-33. (in Chinese)

[3] 赵维义, 王占勇. 舰船空气尾流场对直升机着舰的影响研究 [J]. 海军航空工程学院学报, 2007, 22(4): 435-438.

ZHAO Weiyi, WANG Zhanyong. Research on the effect of warship air-wake on helicopter landing on shipboard [J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2007, 22(4): 435-438. (in Chinese)

[4] 吕红. 舰船周围气流场数值模拟方法及分布规律的研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2008.

LÜ Hong. The study on the numeric simulation method and the distributed law of airflow field around naval ship [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2008. (in Chinese)

[5] 赵维义, 傅百先, 陈新民. 舰船空气尾流场特性研究 [J]. 飞行力学, 1996, 14(1): 54-59.

ZHAO Weiyi, FU Baixian, CHEN Xinmin. Characteristic of ship air wake field [J]. Flight Dynamics, 1996, 14(1): 54-59. (in Chinese)

[6] 招启军, 徐国华. 基于嵌套网格和计入尾迹影响的旋翼流场数值模拟 [J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 675-679.

ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulation of rotor flowfield based on embedded grids and incorporated wake effects [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 675-679. (in Chinese)

[7] 王海. 计入桨叶结构弹性的新型桨尖旋翼流场数值模拟研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.

WANG Hai. Numerical simulation for the flowfield of new-tip rotors with effect of blade elasticity [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

[8] 赵永振. 大型船体定常与非定常气流场数值模拟 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.

ZHAO Yongzhen. Numerical simulation of steady and unsteady air flow field around large ship [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012. (in Chinese)

[9] 赵维义. 直升机旋翼与舰船复合流场试验方法研究 [J]. 飞行力学, 2007, 25(2): 72-74.

ZHAO Weiyi. Research on test approach to complex wake between the helicopter rotor induced flow and the warship airwake [J]. Flight Dynamics, 2007, 25(2): 72-74. (in Chinese)

[10] 邵冶, 谢辉松. 滑跃起飞过程舰体周围流场的数值模拟 [J]. 空气动力学学报, 2008, 26(4): 513-518.

GAO Ye, XIE Huisong. The numerical simulation of flow around the warship during ramp ski-jump take-off [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2008, 26(4): 513-518. (in Chinese)

- [11] 吴裕平. CFD在舰船甲板流场计算与特性研究中的应用[J]. 直升机技术, 2006, 147(3): 1-4.
WU Yuping. The research and applications of CFD to calculation the flow field on warship deck[J]. Helicopter Technique, 2006, 147(3): 1-4. (in Chinese)
- [12] 陆超, 姜治芳, 王涛. 两种飞行甲板形式的舰船空气流场特性比较[J]. 舰船科学技术, 2009, 31(7): 29-31.
LU Chao, JIANG Zhifang, WANG Tao. A comparison of ships' airwakes with different flight decks[J]. Ship Science and Technology, 2009, 31(7): 29-31. (in Chinese)
- [13] 陆超, 姜治芳, 王涛. 基于舰载机起降限制的舰船气流场特性评估方法初探[J]. 中国舰船研究, 2010, 5(1): 39-42.
LU Chao, JIANG Zhifang, WANG Tao. Simplified evaluation of ship airwake characteristics for takeoff/landing of shipborne aircraft[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2010, 5(1): 39-42. (in Chinese)
- [14] 孙晓颖, 许伟, 武岳. 钝体绕流中的计算域设置研究[C]//第十三届全国结构风工程学术会议论文集. 北京: 中国土木工程学会桥梁与结构工程分会风工程委员会, 2007: 1036-1041.
- [15] 孙传伟, 高正, 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, GAO Zheng, SUN Wensheng. Analysis of unmanned helicopter hovering in ship flow field over flight deck[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 31(6): 614-619. (in Chinese)
- [16] 陆慧娟, 高守亨. 螺旋度及螺旋度方程的讨论[J]. 气象学报, 2003, 61(6): 684-691.
LU Huijuan, GAO Shouting. On the helicity and the helicity equation[J]. Meteorologica Sinica, 2003, 61(6): 684-691. (in Chinese)
- [17] 李明, 王玉成. 直升机动态地效空气动力学试验研究[J]. 直升机技术, 2008, 155(3): 116-120.
LI Ming, WANG Yucheng. Experimental study on helicopter dynamic aerodynamics in ground effect[J]. Helicopter Technique, 2008, 155(3): 116-120. (in Chinese)
- [18] 叶靓. 基于非结构网格的直升机旋翼流场及噪声研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
YE Liang. Research on the flowfield and noise of helicopter rotors based on unstructured mesh[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)