

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.004

## 机库门开合对舰载直升机着舰域流场的影响研究

黄斌 徐国华 史勇杰

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

**摘要:**建立了一个基于纳维-斯托克斯(Navier-Stokes, N-S)方程的舰载直升机着舰域流场的分析方法。该方法可有效地用于分析着舰域旋翼/机身/舰船之间的相互干扰。在该方法中,空间方向上使用二阶迎风格式进行离散;求解方式采用“压力-速度耦合”方式;网格上运用自适应切割体网格进行划分;旋翼使用动量源模型;不规则海风运动以边界条件形式添加到整个着舰域流场的计算中。应用建立的方法,以孤立舰船流场和旋翼/机身组合流场分别作为算例,进行试验值与计算值的对比并验证了方法的有效性。在此基础上,开展了旋翼下洗流与舰船机库尾流耦合干扰特性的研究。结果表明:机库尾流漩涡的影响区域沿甲板长度方向约为机库高度的 3 倍;从空气动力学角度分析,打开机库门更有利于直升机安全着舰;直升机着舰过程中,旋翼拉力先减小后增大,机身阻力先减小而后变为负值。

**关键词:**舰载直升机;动量源;机库门;流场

中图分类号:V211.52

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2015)02-0198-07

## Research on Influence of Hangar Door Opening and Closing on Landing Flowfield for Shipborne Helicopters

Huang Bin, Xu Guohua, Shi Yongjie

(State Key Laboratory of Helicopter Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** An analytical method is developed for computing shipborne helicopter's landing flowfield based on steady Navier-Stokes equations, which can effectively be used to analyze the flowfield interaction among rotor, fuselage and ship during landing. In the method, the second-order upwind scheme is employed in the spatial discretization, and a pressure-velocity coupling method is selected in the solution. The adaptive trimmed grid generation method is used to generate the computational regions, and the rotor is replaced by a momentum-source item. A boundary condition is added into the calculation of landing flowfield to describe the irregular sea wind motion. In order to verify the developed method, an isolated ship and an interaction between rotor and fuselage are taken as examples, and the calculated values are compared with the available experimental data. Then, the coupled interaction between rotor downwash and the ship flowfield is deeply analyzed. Results show that the influence of hangar wake vortex along deck length direction is about three times the height of hangar. Opening the hangar door is safer for the landing process of helicopter from the perspective of aerodynamics. The blade tension decreases first then increases and the body resistance decreases at first and finally becomes negative during the helicopter landing process.

**Key words:** shipborne helicopter; momentum source; hangar door; flowfield

收稿日期:2015-01-15;修订日期:2015-02-15

通信作者:徐国华,男,教授,博士生导师,E-mail:ghxu@nuaa.edu.cn。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

舰载直升机由于具有反潜、反舰、空中预警、电子对抗、运输补给等突出的作用,其在海上的发展日益壮大<sup>[1]</sup>。与路基情况下着陆方式不同,直升机在舰船上着舰时,复杂的海风运动、舰船上建筑物后面的扰流等会对直升机的安全着舰产生很大的影响<sup>[2]</sup>。不仅仅是舰船尾流对直升机有影响,直升机旋翼的下洗流对舰船尾流也有一定的干扰,需要考虑舰船与直升机的双向耦合<sup>[3-4]</sup>,因此建立一套能准确分析着舰域空气流场的方法、掌握紊流场内运动规律具有重要意义。

为了分析舰船与直升机流场相互干扰的问题,通常有以下 3 种研究方法:(1)通过实船试验测量;(2)进行风洞吹风试验;(3)使用计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)数值模拟<sup>[5]</sup>。显而易见,相比于实船测量和风洞试验而言,CFD 数值模拟方法具有安全、成本低廉等诸多优点。国外在使用 CFD 方法模拟分析直升机着舰域流场方面先前已进行了不少探索。例如,在文献[6]中,Polak 进行了一系列的着舰数值模拟,他使用作用盘来代替旋翼,并添加了飞行动力学的模型,模拟了 V-22 飞行器悬停在直升机登陆攻击舰(Landing helicopter assault, LHA)飞行甲板上的情况;Alpman 等人则采用简化的 LHA 模型以及旋翼叶素理论针对舰船/直升机之间的动态干扰进行了计算对比,得出的结果对预估座舱操纵提供了重要的参考<sup>[7]</sup>。在国内,也有一些使用 CFD 方法对舰船尾流场进行数值模拟的研究。郜冶等人使用 FLUENT 软件和用户定义函数(User defined function, UDF)接口,添加了 LK 和 MMK 湍流模型,对孤立护卫舰简化船型 2(Simple frigate shape 2, SFS2)进行了数值模拟,研究了不同网格数量、求解方法对流场计算结果的影响<sup>[8]</sup>。综上所述,虽然关于孤立舰船以及孤立直升机的 CFD 研究工作已开展了不少,但是对于采用 CFD 方法进行耦合直升机和舰船之间相互干扰流场的研究还进行得比较少。

鉴于此,本文拟通过旋翼动量源的方法模拟旋翼/机身/舰船之间的复杂流场,为直升机安全着舰提供一些参考。文中以舰载型直升机 SA365N1(“海豚”)为研究对象,使用 UDF 添加海风指数函数以模拟复杂的海风运动,同时用作用盘的方法模拟旋翼,整个计算域采用非结构网格进行划分。然后,应用流场计算方法,着重对比分析了有无直升机的着舰域流场差异,研究了机库门开合程度、不同航行速度和不同高度等参数对直升机着舰域流

场的影响,得到了一些有实际意义的结论。

## 1 计算模型与方法

### 1.1 计算方法

本文通过动量源方法模拟旋翼,并将不规则的海风运动添加进整个直升机着舰域流场的计算当中。

#### 1.1.1 控制方程

在本文的动量源 CFD 计算中,采用定常不可压 N-S 方程作为主控方程。忽略体积力和热传导作用,其通用形式如下:

连续方程

$$\rho \left( \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{w}}{\partial z} \right) = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\left. \begin{aligned} \rho \left( \mathbf{u} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} + \mathbf{v} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial y} + \mathbf{w} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial z} \right) &= \\ \mathbf{u} \left( \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial p}{\partial x} + S'_x & \\ \rho \left( \mathbf{u} \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial x} + \mathbf{v} \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial y} + \mathbf{w} \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial z} \right) &= \\ \mathbf{v} \left( \frac{\partial^2 \mathbf{v}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{v}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{v}}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial p}{\partial y} + S'_y & \\ \rho \left( \mathbf{u} \frac{\partial \mathbf{w}}{\partial x} + \mathbf{v} \frac{\partial \mathbf{w}}{\partial y} + \mathbf{w} \frac{\partial \mathbf{w}}{\partial z} \right) &= \\ \mathbf{w} \left( \frac{\partial^2 \mathbf{w}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{w}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \mathbf{w}}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial p}{\partial z} + S'_z & \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: $\rho$ 为空气密度; $\mathbf{u}$ ,  $\mathbf{v}$ ,  $\mathbf{w}$ 为速度矢量; $S'$ 为动量源项,只存在于动量守恒方程中; $p$ 为压强。

#### 1.1.2 湍流模型

本文的湍流模型采用  $k-\epsilon$  两方程模型,需要求解湍动能及其耗散率方程。其湍动能  $k$  和耗散率  $\epsilon$  方程为如下形式

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (3)$$

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} G_k - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (4)$$

式中: $G_k$ 表示由于平均速度梯度引起的湍动能产生; $G_b$ 为由于浮力影响引起的湍动能产生; $Y_M$ 为可压缩湍流脉动膨胀对总耗散率的影响。作为默认值常数,  $C_{1\epsilon} = 1.44$ ,  $C_{2\epsilon} = 1.92$ , 湍动能  $k$  与耗散率  $\epsilon$  的湍流普朗特数分别为  $\sigma_k = 1.0$ 。湍流黏性系数  $\mu_t$  由以下方程得到

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (5)$$

式中:  $C_\mu = 0.09$ 。

### 1.1.3 方程离散

本文采用 Jameson 中心格式对控制方程进行离散。空间方向上使用二阶迎风格式,由于中心格式不包含耗散项,会导致最后的定常解可能出现振荡,因此需要添加人工耗散项。时间推进则采用五步 Runge-Kutta 格式。

### 1.1.4 边界条件

前方来流与距离地面的高度有关,速度由以下方程控制

$$\begin{cases} V_x = V_{1x} \times (h_{2x}/h_{1x})^p + V_{shipx} \\ V_y = V_{1y} \times (h_{2y}/h_{1y})^p + V_{shipy} \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $h_1$  为基准平面;  $V_1$  为距地面  $h_2$  高度处的平均风速;  $V_{ship}$  为舰船前进速;  $P$  代表风速的高度指数。舰船表面、机身表面以及海平面采用壁面边界条件。

## 1.2 几何建模

本文使用的舰船模型是 LPD-17 级两栖船坞登陆舰<sup>[9-11]</sup>。直升机着舰时会受到舰船尾流的影响,而舰船尾流主要是其建筑物的尾流引起的,由于直升机着舰时距离甲板上的机库最近,因而对直升机着舰域流场影响最大的就是机库。为了减少计算时间的损耗,采用简化模型,模型舰船着舰域甲板的宽度  $W$  为 18 m,长  $L$  为 23 m,机库仓门的高度  $H_1$  为 8 m。直升机参考模型是“海豚”直升机,忽略尾桨的作用,以作用盘代替旋翼。相应的舰船以及直升机机身模型见图 1。

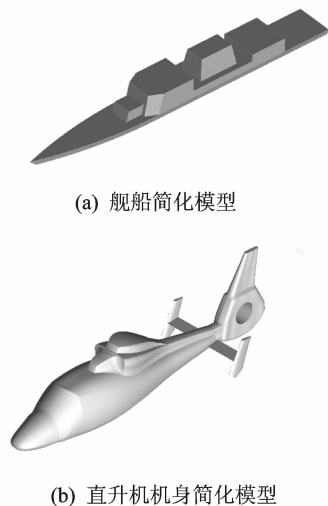


图 1 舰船以及直升机机身简化模型

Fig. 1 Simplified models of ship and helicopter fuselage

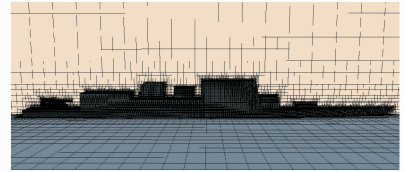
表 1 “海豚”直升机旋翼参数

Tab. 1 Helicopter rotor parameters of "Dolphin"

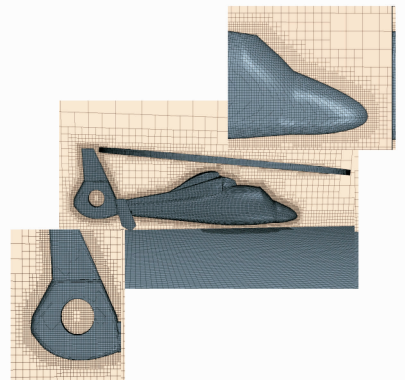
旋翼直径/ m	旋翼桨 叶片数	额定转速/ ( $r \cdot \min^{-1}$ )	旋翼实度
11.93	4	350	0.085
桨叶负扭 转/( $^\circ$ )	桨尖速度/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	旋翼翼型	弦长/m
-10	208	OA2	0.385

## 1.3 网格划分

计算中采用的混合网格由两部分组成:一是整个流场的网格,二是包围桨盘的网格。采用动量源方法模拟旋翼流场,整个桨盘区域用一个薄的圆柱体表示,桨叶根切处网格间距为 60 mm。在桨尖位置进行了加密处理,厚度设为 40 mm。机身、舰船以及整个计算域使用切割体网格,其具有数据结构简单、通量计算便捷、自适应处理能力较强等诸多优点,不仅保证了计算所需的精度,还减少了计算资源的耗费。同时,为提高计算精度,旋翼、机身以及舰船表面都进行了附面层加密,整个计算域的网格数量为 520 万,网格示意图见图 2。



(a) 舰船局部网格



(b) 直升机局部网格

图 2 机/舰耦合流场网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of helicopter / ship coupling flow field mesh

## 2 计算方法验证

### 2.1 孤立舰船流场计算

为了验证本文 CFD 方法的有效性,以 LHA 舰船作为标准算例,针对  $0^\circ$  风向角状况下的流场

“海豚”直升机旋翼的相关参数如表 1 所示。

进行了计算。图3为实验监测点<sup>[12-14]</sup>位置分布示意图。本文同样选取监测点2,4,7,8四个位置进行计算。4个测量位置高度为直升机旋翼平面高度。横坐标为坐标值与甲板宽度 $d$ 的比值,纵坐标为 $Z$ 向速度 $w$ 与入口速度 $U_{in}$ 的比值。

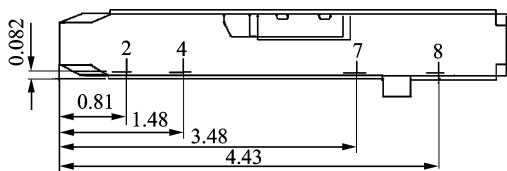


图3 监测点位置分布示意图

Fig. 3 Schematic diagram of monitoring point distribution

图4给出了 $0^\circ$ 风向角计算结果的对比。可以看出,本文的计算结果与文献<sup>[12~14]</sup>的风洞实测数据有一些误差,误差可能来自于以下两方面:一是模型舰船与实际舰船的几何误差;二是数值计算模型的误差,如空间离散格式、紊流模型等。但是采用CFD模拟得到的结果总体上仍然能够与风洞测试数据相吻合,反映流场基本特性。这表明该方法是有有效的。

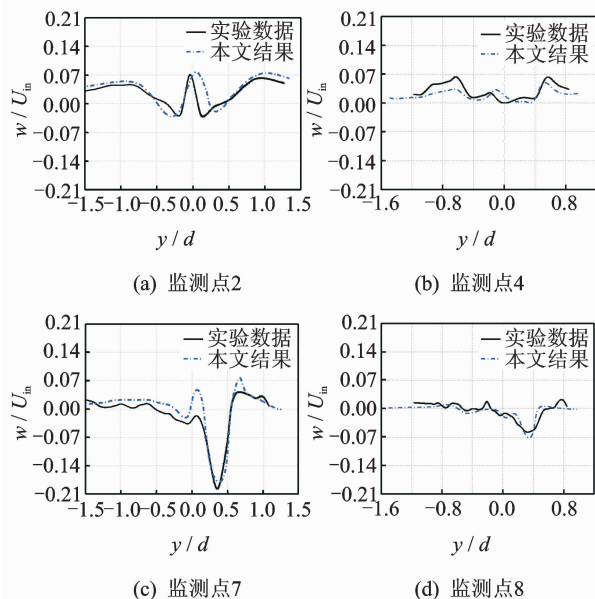


图4 不同监测点的 $0^\circ$ 风向角计算结果对比

Fig. 4 Comparison of calculation results of  $0^\circ$  direction angle of different monitoring points

## 2.2 旋翼/机身组合流场计算

为验证本文动量源方法的有效性,对前飞状态下的ROBIN机身模型进行了旋翼/机身干扰流场的数值模拟。选取前进比 $\mu=0.15$ 和 $\mu=0.23$ 分别进行计算并与试验值<sup>[15]</sup>进行对比。图5给出了

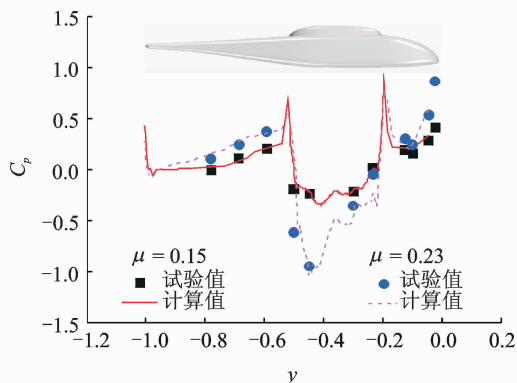


图5 机身顶端线压力分布

Fig. 5 Pressure distribution of top fuselage

机身顶端线压力系数 $C_p$ 分布的计算值和试验值的对比情况。

从图中可以看出,本文计算值与试验值吻合较好,表明文中所建立的动量源CFD模型有效。

## 3 直升机着舰状态的流场分析及参数影响

### 3.1 有无直升机的着舰域流场对比

图6为有无直升机时着舰域流场的流线图对比。从图6(a)中可以看出,无直升机着舰时,前方的来流在绕过舰船的机库到达甲板后气流会明显地向下和向内偏折,并在机库后方、甲板上方形成明显的低压区,从而产生漩涡。从计算结果来看,该漩涡的影响区域沿甲板长度方向差不多是机库高度的3倍左右,与文献<sup>[16]</sup>的风洞试验结果相吻合,很显然它会对直升机的安全着舰产生一定的影响。

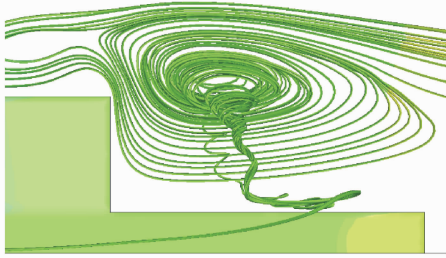
当有直升机在着舰域时,可以看到由于受旋翼下洗流的影响,原本在甲板上方的漩涡被紧紧地推向机库门所在的位置,而且整个漩涡的影响区域也被大大地压缩。由此可见,着舰域有无直升机对着舰域的影响还是较明显的。

而目前对于直升机着舰域流场的分析往往采用的是“弱耦合”方式,即将孤立舰船尾流的数据提取出来,再添加到直升机流场中,这种方法没有将直升机流场与着舰域尾流的双向耦合作用考虑进去,所以得到的结果不能完全反应真实的着舰域流场,而本文提出的方法考虑了这种双向耦合作用。

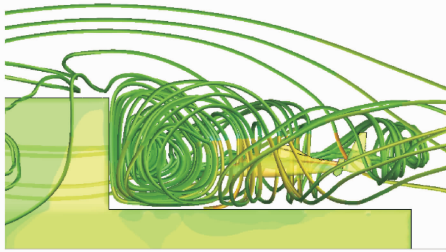
### 3.2 机库门打开程度对着舰域流场的影响

假设舰船以 $10\text{ m/s}$ 航行速度的前进,无侧向风影响,保持直升机对舰船的相对位置不变,仅仅





(a) 无直升机时着舰域流场



(b) 有直升机时着舰域流场

图6 有无直升机时的着舰域流场流线图

Fig. 6 Streamlines of landing flowfields with and without helicopter

改变仓门的开合程度,其计算结果如图7所示(由于机库门完全关闭时着舰域的流线图在图6中已经给出,此处就不再重复)。

由计算结果可见,机库门的打开与否对着舰域流场的影响较为明显。当机库门打开后,原本被机库门挡在的漩涡,在旋翼下洗流的影响下进入到机库里面,相当于拓宽了整个甲板的长度从而使直升机的着舰域气流稳定的区域相对大一点,有利于直升机的安全着舰。

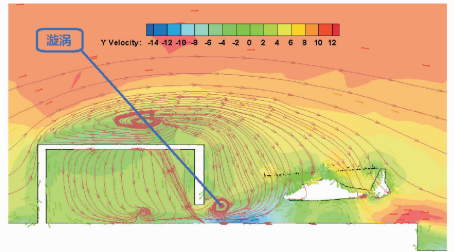
当仓门只打开1/4时,可以看到在机库门外还有一个小的漩涡,不过相比于机库门关闭时的漩涡要小得多;当仓门打开1/2到完全打开时时,整个漩涡都被推进了机库里,并且由于机库门的阻挡,几乎在机库里形成了内循环,这无疑对直升机安全着舰有着积极的影响。

随着机库门的逐渐打开,由于漩涡被逐渐推入机库当中,涡流区下洗气流与桨盘平面的夹角逐渐减小,相当于增大了直升机旋翼的迎角,使得旋翼拉力分量增大。

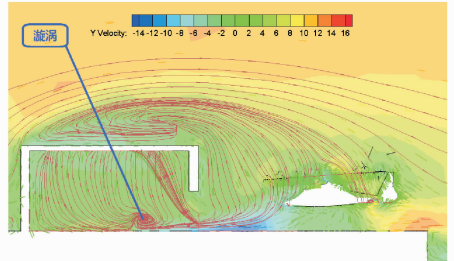
综上所述,可以得出结论:直升机着舰时,从空气动力学角度分析,打开机库门(仓门)比关闭机库门的状况更有利于直升机的安全着舰,本文的算例表明仓门打开1/2以上的程度效果最好。

### 3.3 不同航行速度对着舰域流场的影响

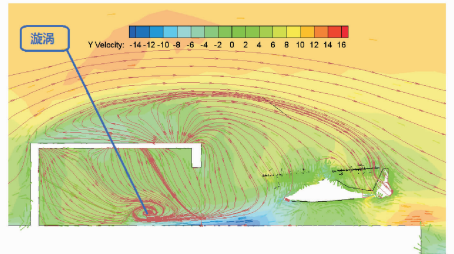
利用上述结论,使用打开1/2仓门的情况作为



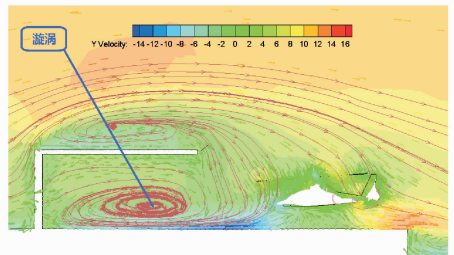
(a) 机库门打开1/4高度



(b) 机库门打开1/2高度



(c) 机库门打开3/4高度



(d) 机库门完全打开

图7 机库门不同打开状态的流场流线图

Fig. 7 Streamlines corresponding to different opening heights of hanger door

算例。保持其他条件不变,仅仅改变舰船的航行速度,进行算例计算。令离直升机最近的漩涡位置至桨毂中心的纵向距离为 $S$ (即 $X$ 方向的距离),设 $H_1$ 代表仓门的高度,且 $H_1 = 8$  m,将 $S$ 除以 $H_1$ ,进行量纲化一。在图8中,计算给出了漩涡位置随舰船航行速度的变化曲线,图中,机库仓门到桨毂中心的纵向距离为 $S/H_1 = 1.56$ ,以一条水平线表示。由图可见,随着航行速度 $V$ 的增大,漩涡中心距离桨毂中心的位置并不是单调变化的。当速度很低近乎于不动状态时,直升机相当于悬停于甲板

上,此时原来机库的绕流已不复存在了,对应地,产生的漩涡完全由旋翼下洗流撞击到甲板平面的地面效应引起;随着速度的增加,漩涡离桨毂中心的距离逐渐增大并保持相对稳定,此时漩涡已经进入机库内,这种状态是最适合直升机着舰的状态;但是当速度继续增大到 20 m/s 时,可以看出在机库的外面又产生了漩涡,此时着舰的环境又变得相对恶劣些。

因此直升机着舰时,跟舰船同步的航行速度不宜过快或者过慢,对于本文的直升机和舰船算例,最佳着舰速度在 7.5 m/s 左右,此时绕机库尾流的涡被吹进机库里,着舰域流场相对没有那么紊乱,有利于安全着舰。

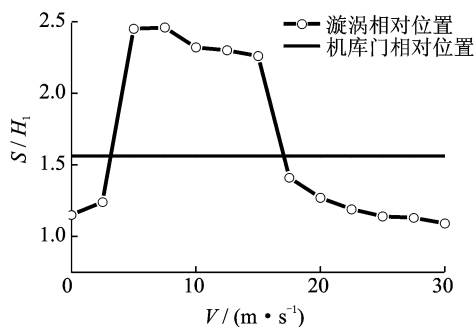


图 8 漩涡位置随航行速度的变化

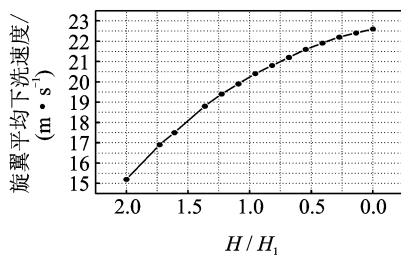
Fig. 8 Variation of vortex position with sailing speed

### 3.4 不同高度对着舰域流场的影响

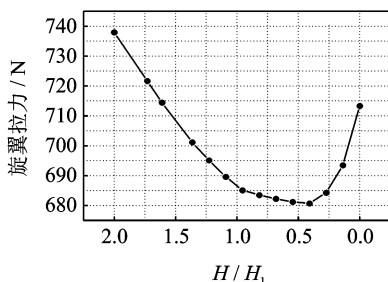
为了分析直升机由高到低着舰时着舰域流场对直升机的影响,模拟了直升机飞至舰船飞行甲板后侧随船“悬停跟进”,观察舰船运动和甲板情况,选择舰船运动的“息静期”<sup>[16]</sup>快速着舰。这个过程亦是直升机从未受扰动区过渡到涡流区的过程。

图 9 给出了直升机着舰过程中旋翼下洗流速度、旋翼拉力、机身阻力的变化曲线。从图 9(a, b)可以看出:直升机由“悬停点”进入飞行甲板时,随直升机下降,旋翼下洗气流逐步增大,而旋翼拉力则先减小然后增加,这是因为直升机进入涡流区之后受涡流区下洗气流的影响,相当于直升机桨盘前倾,使旋翼拉力中向前的分量增大。气流经过下洗流区域后,垂直分速度会使旋翼拉力有所减小,直升机的继续下降贴近甲板时受“地面效应”影响,旋翼拉力快速增大。而从图 9(c)可以看出:直升机机身阻力大小不断减小,至相对高度 0.75 时,阻力改变方向。这是因为当直升机处于在“悬停点”时,直升机位于未受扰动区,相对气流速度较大,故机身阻力较大。当进入涡流区后,由于涡流区内平均气流速度很小,且方向极不稳定,因此直升机相

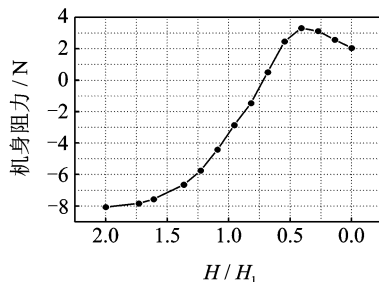
对气流速度突然减小,甚至变为负值,致使机身阻力改变方向。相当于机身增加了一个向前的作用力,使直升机“前冲”<sup>[17-18]</sup>。



(a) 旋翼平均下洗流



(b) 旋翼拉力



(c) 机身阻力

图 9 着舰过程平均下洗速度、旋翼拉力、机身阻力变化曲线

Fig. 9 Average downwash velocity, rotor lift and fuselage drag force during landing process

## 4 结 论

本文建立了一个基于 CFD 方法的舰载直升机着舰流场的分析模型,并进行了着舰状态下的流场分析及参数影响研究,可总结结论如下:

- (1) 对于本文的算例,机库尾流漩涡的影响区域沿甲板长度方向约为机库高度的 3 倍。
- (2) 当直升机在着舰域时,由于受旋翼下洗流的影响,原本在甲板上方的机库尾流漩涡被紧紧地推向机库门所在的位置,而且整个漩涡的影响区域也被大大地压缩。
- (3) 机库门的开合对直升机着舰域的流场具有一定的影响,打开机库门更有利于直升机的安全着舰,但并不是机库门打开得越大越好,可以认为机

库门打开 1/2 以上的程度最为有利。

(4)在机库门打开的情况下,直升机着舰时舰船的航行速度不宜过快或者过慢,对于本文的算例,最佳着舰的舰船速度在 7.5 m/s 左右,此时绕机库尾流中的漩涡被吹进机库里,着舰域流场相对比较稳定,有利于安全着舰。

(5)直升机着舰过程中,旋翼拉力先减小后增大,机身阻力先减小而后变为负值。因此,驾驶员在操纵直升机着舰过程中要尽量迅速一点,并注意直升机着舰时的“前冲”现象。

#### 参考文献:

- [1] 崔翰明,许建华,曾庆吉,等. 世界舰载直升机的现状与发展[J]. 直升机技术, 2009(2): 68-71.  
Cui Hanming, Xu Jianhua, Zeng Qingji, et al. Status and development of ship-borne helicopters in the world [J]. Helicopter Technique, 2009(2): 68-71.
- [2] 孙杰. 浅谈舰载直升机的海上试飞[J]. 飞行力学, 2001, 19(3): 66-69.  
Sun Jie. Flight test on the sea of warship-based helicopter [J]. Flight Dynamics, 2001, 19(3): 66-69.
- [3] Advani S K, Wilkinson C H. Dynamic interface modelling and simulation—A unique challenge[C]// Royal Aeronautical Society Conference on Helicopter Flight Simulation. London, UK: [s. n.], 2001.
- [4] Rajmohan N, Zhao J G, He C G. An efficient POD based technique to model rotor/ship airwake interaction[C]// 68th American Helicopter Society Annual Forum. Fort Worth, Texas: [s. n.], 2012.
- [5] Lee Y, Silva M. CFD modeling of rotor flowfield aboard ship [C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: [s. n.], 2010.
- [6] Polsky S A, Bruner C W S. A computational study of unsteady ship airwake[C]// 40th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibition. Reno, NV: [s. n.], 2002.
- [7] Alpman E, Long L N, Bridges D O, et al. Fully-coupled simulations of the rotorcraft/ship dynamic interface[C]// Proceedings of the American Helicopter Society 63rd Annual Forum. Virginia Beach, VA: [s. n.], 2007: 1367.
- [8] 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): 599-603.  
Gao Ye, Liu Changmeng. Numerical simulation of frigate ship airwake [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2013, 34(5): 599-603.
- [9] Camelli F, Soto O, Sandberg W C, et al. Topside LPD17 flow and temperature study with an implicit monolithic scheme [C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: [s. n.], 2003.
- [10] Guillot M J, Walker M A. Unsteady analysis of the air wake over the LPD-16[C]//18th Applied Aerodynamics Conference and Exhibition. Denver, CO: [s. n.], 2000.
- [11] Sharma A, Long L N. Airwake simulations on an LPD 17 ship[C]//15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. [S. l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001: 11-14.
- [12] Polsky S A, Bruner C W S. Time-accurate computational simulations of an LHA ship airwake[C]//18th AIAA Applied Aerodynamics Conference. [S. l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000: 14-17.
- [13] Polsky S A, Bruner C W S. A computational study of unsteady ship airwake[C]// 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, Nevada; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [14] Czerwiec R M, Polsky S A. LHA airwake wind tunnel and CFD comparison with and without bow flap [C]// 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. [S. l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [15] Mineck R E, Gorton S A. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor[R]. NASA/TM-2000-210286. [S. l.]: National Aeronautics and space Administration, 2000.
- [16] Tuttle R M. A study of helicopter landing behavior on small ships[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1976, 21(2): 2-11.
- [17] 吕开东,李新飞,姜迈,等. 舰载机着舰过程的舰尾气流场数值仿真分析[J]. 飞行力学, 2013, 31(1): 19-23.  
Lv Kaidong, Li Xinfei, Jiang Mai, et al. Simulation analysis on carrier landing disturbance model [J]. Flight Dynamics, 2013, 31(1): 19-23.
- [18] 赵维义,傅百先. 舰船空气尾流场特性研究[J]. 飞行力学, 1996, 14(1): 55-59.  
Zhao Weiyi, Fu Baixian. Characteristic of ship air wake field[J]. Flight Dynamics, 1996, 14(1): 55-59.

