

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.017

## 共轴刚性旋翼桨毂中间轴涡流发生器设计与减阻研究

龙海斌 吴裕平 解望

(中国直升机设计研究所,景德镇,333001)

**摘要:**为最大程度地降低共轴刚性旋翼桨毂的气动阻力,在其减阻设计方案中间轴处加装翼型截面的涡流分割器。首先设计了不同展长、弦长、安装位置和数量的涡流发生器加装方案,之后采用求解N-S方程的方法计算和分析了加装涡流发生器之后的桨毂阻力特性、表面压力和空间流动情况等。结果表明加装涡流发生器能使桨毂减阻方案的阻力降低约5%,弦长增大、涡流发生器位置向下桨毂方向移动有利于进一步降低阻力。研究结果可为涡流发生器的应用和桨毂减阻设计提供一定的参考。

**关键词:**共轴刚性旋翼;桨毂;中间轴;涡流发生器;减阻

中图分类号:V211.52

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2019)02-0244-07

## Design and Drag Reduction Research on Vortex Generator of Coaxial Rigid Rotor Hub Shaft Fairing

LONG Haibin, WU Yuping, XIE Wang

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

**Abstract:**In order to minimize the aerodynamic drag of coaxial rigid rotor hub, the airfoil cross-section vortex generator installed on the shaft fairing. The vortex generator installation programs with different expansion length, chord length, installation number and locations are designed, then calculate and analysis the drag characteristics of coaxial twin hub by the method of solving N-S equation. Finally, the surface pressure and spatial flow are analyzed. The results show that vortex generator can reduce about 5% of the drag of coaxial twin hub drag reduction program. The increment of chord length and the movement of vortex generator to lower hub is conducive to further reduce the drag. The research results can provide a reference for the application of vortex generator and the drag reduction design of rotor hub.

**Key words:** coaxial rigid rotor; hub; shaft; vortex generator; drag reduction

直升机桨毂表面结构复杂,有比较多的拉杆等小部件,因此在前飞时阻力比较大。常规单旋翼直升机桨毂阻力一般占全机阻力的20%~30%,而共轴式直升机的桨毂阻力一般占到全机阻力的50%<sup>[1]</sup>。随着高速直升机的不断发展<sup>[2]</sup>,对减阻设计的需求日益增长,因此非常有必要对桨毂进行减阻设计和研究。目前已经有很多研究机构和公司直升机桨毂进行了减阻设计,提出了

多种减阻设计方案<sup>[3]</sup>。桨毂减阻研究的主要方法有风洞试验和CFD计算等。文献[4-5]针对常规单旋翼直升机桨毂进行了减阻设计,采用数值计算得到了各减阻方案的气动阻力。文献[6-7]采用CFD方法分别对3种共轴式桨毂减阻方案进行了阻力特性计算,结果表明中间轴整流罩带后体的减阻方案阻力最小。文献[8]针对不同的共轴刚性旋翼桨毂组合模型进行了吹风试验,结果表明

收稿日期:2018-11-11;修订日期:2019-03-08

通信作者:龙海斌,男,工程师,E-mail:lhb20012@126.com。

引用格式:龙海斌,吴裕平,解望.共轴刚性旋翼桨毂中间轴涡流发生器设计与减阻研究[J].南京航空航天大学学报,2019,51(2):245-252. LONG Haibin, WU Yuping, XIE Wang. Design and Drag Reduction Research on Vortex Generator of Coaxial Rigid Rotor Hub Shaft Fairing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2):244-250.

对称光滑的桨毂是否旋转对阻力影响非常小,各整流部件间的缝隙增大会使阻力增大。文献[9]针对S-97直升机桨毂设计多种上下桨毂和中间轴整流罩减阻方案,并通过风洞试验测量了气动阻力。对旋翼桨毂中间轴进行减阻设计之后,虽然减少了中间轴尾流区的气流分离,降低了气流分离对上下桨毂的影响,但存在一定范围的仍然存在小范围的气流分离。采用涡发生器、扰流片等可以诱导产生有利的涡干扰,可以进一步推迟共轴刚性旋翼桨毂和中间轴表面的气流分离,或者改变分离尾流的轨迹,从而达到一定的减阻效果。文献[10]在X-2共轴直升机带桨毂机身风洞试验模型上加装了涡发生器,通过风洞试验发现部分涡发生器可以降低阻力。通过调整截面为翼型的涡流发生器的展长、弦长、安装位置和数量等,探索大速度前飞时共轴刚性旋翼桨毂的涡流控制减阻方法。

## 1 涡流发生器与计算模型

涡流发生器通常指的是安装在物体表面的凸出物,通常截面为翼型,在飞机上应用比较多。涡流发生器能够产生比较强的翼尖涡,高能量的翼尖涡与其下游的低能量边界层流动混合,可以向边界层注入新的涡流能量,从而使处于逆压梯度中的边界层流动继续贴在物体表面流动而不至于出现流动分离,从而达到控制流动和降低阻力的效果。涡流发生器的外形通常为翼型截面的机翼形状<sup>[11]</sup>。涡流发生器在控制边界层流动和降低总阻力的同时,本身也会产生型阻和涡阻,因此在涡流发生器设计时要控制其厚度和长度等参数。厚度太大或长度太长会对流场产生过大干扰,抵消涡发生器的减阻效果。

在参照国外先进设计经验的基础上,采用NACA0006翼型设计了一种应用于共轴刚性旋翼桨毂中间轴的涡流发生器。共轴刚性旋翼桨毂减阻方案的上下桨毂整流罩为椭圆旋成体,中间轴整流罩为“瘦腰”的圆柱带后体形状,涡流发生器安装在中间轴整流罩的中间靠尾缘位置,如图1所示。通过调整涡流发生器的展长、弦长、安装位置和数量等设计了不同的涡流发生器方案。在弦长为355 mm时,设计了3种不同展长的涡流发生器,展长为600 mm时,设计了3种不同弦长的涡流发生器,如图2所示。展长为600 mm,弦长为355 mm的单个涡流发生器在不同的安装位置以及两个涡流发生器在不同的安装位置。

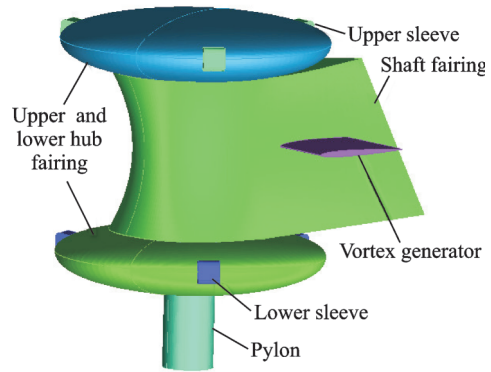


图1 涡发生器安装位置

Fig.1 Installation position of vortex generator

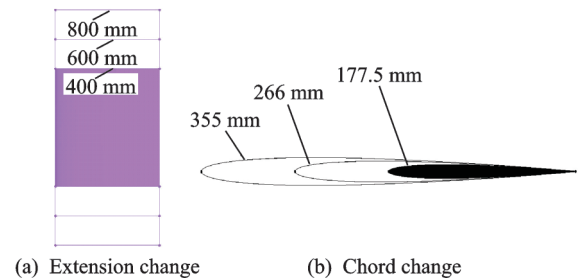


图2 尺寸变化示意图

Fig.2 Dimension change

## 2 计算网格与数值方法

目前在直升机桨毂减阻研究主要采用风洞试验和CFD计算两种得到阻力特性。其中风洞试验需要制作桨毂模型,花费的时间比较长,而CFD计算方法可以快速计算得到桨毂以及各组成部件的阻力值,同时对部分气动外形的优化改进也非常方便。CFD计算方法目前已在分离流动和支线客机气动特性计算<sup>[12-13]</sup>、曲面形栅格翼布局的减阻效果和减阻机理研究<sup>[14]</sup>等工程领域广泛应用。同时在直升机桨毂和减阻方案的阻力计算也应用比较多<sup>[15-16]</sup>。在进行CFD计算之前需要对流场进行网格划分(图3)。采用八叉树方法(Octree)进行网格划分,该方法首先划分体网格,然后生成面网

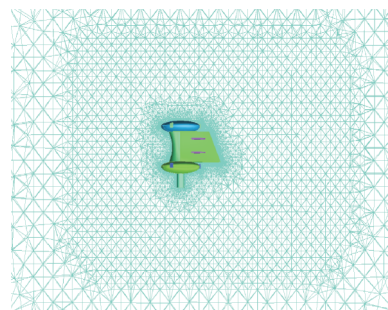


图3 计算网格划分示意图

Fig.3 Computational grid

格,适用于外形比较复杂的外形,不需要花费大量的时间用于几何修补和面网格生成。同时对物面和尾流区进行了加密处理。

流动控制的方程为N-S方程,由于该方程并不封闭,因此通常采用雷诺平均方法使其封闭并进行数值求解。求解雷诺平均N-S方程在工程领域应用比较多,方法成熟,可靠性比较高。湍流模型选用S-A模型,该模型增加了一个附加的输运方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} v_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \nu}{\partial x_j} \right] + G_{b2} \rho \left( \frac{\partial \nu}{\partial x_j} \right)^2 \right\} - Y_\nu \quad (1)$$

式中: $\tilde{\nu}$ 在近壁面以外的区域都等于湍流黏性 $\mu_t$ ;  $G_\nu$ 为湍流黏性产生项;  $Y_\nu$ 为湍流黏性耗散项;  $\sigma_\nu, C_{b2}$ 为常数;  $\mu$ 为分子黏性。

求解过程过程中采用基于密度的求解器,流量项应用隐式Roe-FDS格式,流量和黏性项选择二阶迎风格式求解。流体域外边界设置为压强远场边界条件,设置来流速度为80 m/s,桨毂整流罩和涡流发生器表面为光滑无热量交换的壁面边界条件。

### 3 风洞试验验证

为了验证CFD计算结果的准确性和可靠性,选取了无涡流发生器和加装展长800 mm涡流发生器两种状态进行了风洞试验。CFD计算与风洞试验结果对比分析如图4所示。从图中可以看出:CFD计算得到的阻力系数变化趋势与风洞试验结果相同。CFD计算与风洞试验结果误差如表1所示,从表1中可以看出两者的误差在10%左右。

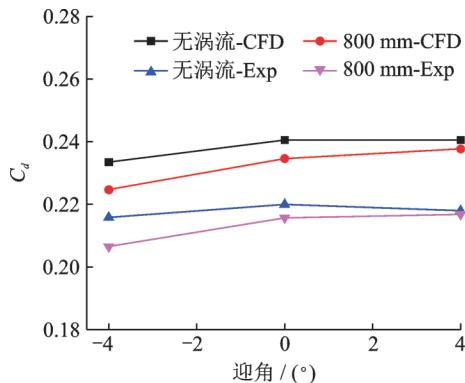


图4 与风洞试验结果对比图

Fig.4 Comparison with wind tunnel results

表1 CFD计算与风洞试验结果误差分析

Tab.1 Correlation analysis of CFD calculation and wind tunnel test

迎角/(°)	-4	0	4
无涡流	8.20	9.35	10.35
800 mm	8.81	8.78	9.66

## 4 计算结果与分析

### 4.1 展长的影响

某共轴刚性旋翼桨毂算例的涡流发生器布置在中间轴尾缘附近,展长分别为800,600,400 mm。无涡流发生器和不同展长时的桨毂总迎风面积如表2所示。从表中可以看出,在中间轴尾缘附近加装涡流发生器对桨毂迎风面积的影响比较小。共轴刚性旋翼桨毂减阻方案总阻力系数和加装不同展长涡流发生器时的减阻方案总阻力系数变化曲线如图5所示。从图中可以看出展长为600 mm时桨毂总阻力比较小,随着展长的增大或减小,桨毂总阻力都有所增大,这是由于随着展长的不断增大,迎风面积不断增大;而展长变短之后,涡流发生器对流场的干扰能力有限。在0°迎角时,加装600 mm展长的涡流发生器能使桨毂总阻力降低约4.57%。

表2 不同展长时的迎风面积(迎角0°)

Tab.2 Frontal area of different extensions at angle of attack 0°

展长	迎风面积/m <sup>2</sup>	展长/mm	迎风面积/m <sup>2</sup>
无涡流	0.656	600	0.659
800 mm	0.664	400	0.656

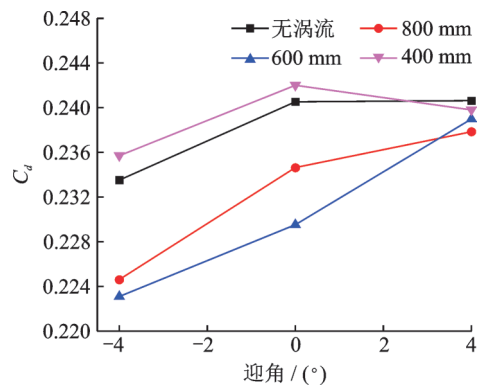


图5 变展长时桨毂阻力系数变化图

Fig.5 Hub drag coefficients varying with different extensions

由于底座、上桨毂整流罩、中间轴整流罩和下桨毂整流罩4个部件的阻力占桨毂减阻方案总阻力的97%左右,因此对0°迎角时这4个部件阻力占总阻力的百分比进行对比分析,如图6所示。从图中可以看出,加装涡流发生器和涡流发生器展长变

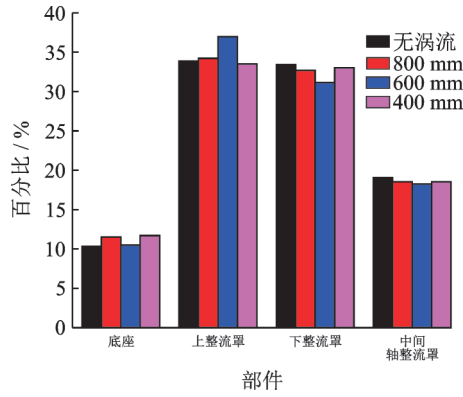


图 6 各部件阻力占桨毂阻力系数百分比图

Fig.6 Percentage of each component's drag to hub drag coefficients

化时,底座和中间轴整流罩的阻力变化比较小,但是上下桨毂整流罩的阻力变化比较大。

桨毂减阻方案和加装不同展长的涡流发生器时的桨毂尾缘表面压力分布如图 7 所示。从图中可以看出加装涡流发生器之后,桨毂中间轴整流罩尾缘的压力变化趋势比较平缓,其中展长为 600 mm 时的尾缘的压力分布变化最小,说明尾缘压力分布越平均,桨毂气动阻力最小。涡流发生器截面处的流线分布如图 8 所示,从图中可以看出,加装涡流发生器之后,气流流过中间轴整流罩最大横截面处之后往内的收缩比较小,沿着原来的方向一直向前流动。

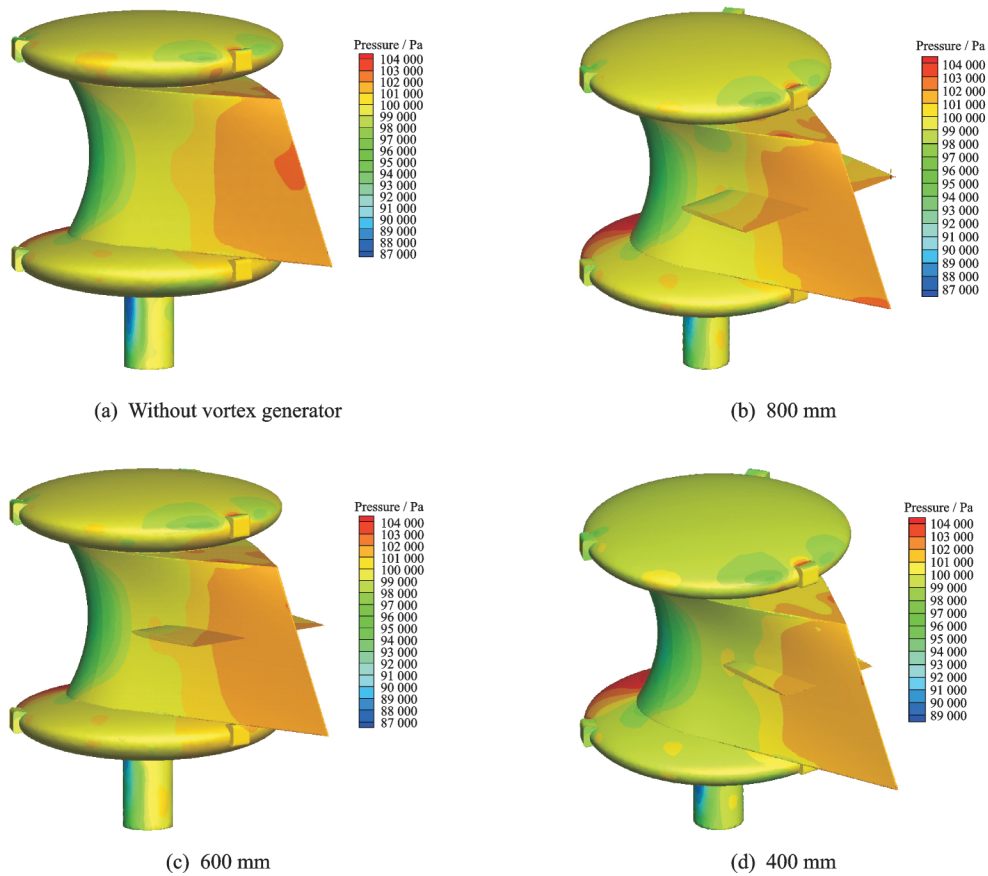
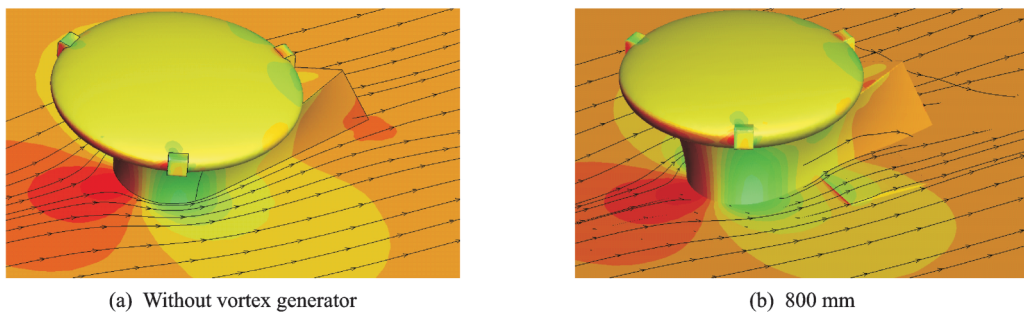


图 7 加装涡流发生器前后表面压力变化

Fig.7 Comparison of surface pressure



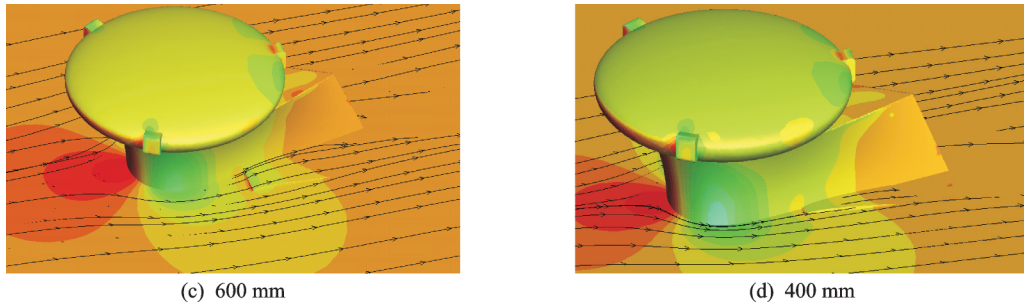


图8 展长变化时涡流发生器截面流线图

Fig.8 Flow streamlines on plane of vortex generator

4.2 弦长的影响

为了对比研究涡流发生器弦长变化对减阻效果的影响,根据展长变化时的桨毂阻力计算结果,在涡流发生器展长为600 mm时,分别设计了355, 266, 177.5 mm长度的3种涡流发生器,其中3种涡流发生器前缘中心点的位置不变。弦长变化时的共轴刚性旋翼桨毂减阻方案阻力系数变化曲线如图9所示。从图中可以看出,随着翼型弦长的不断减小,桨毂阻力不断增大,在0°迎角时,涡流发生器弦长为266 mm和177.5 mm时桨毂阻力分别增大6.37%和6.54%。随着弦长的不断变短,沿着涡流发生器表面的层流区域不断减小,因此桨毂阻力有所增大。涡流发生器截面的流线图如图10所示。

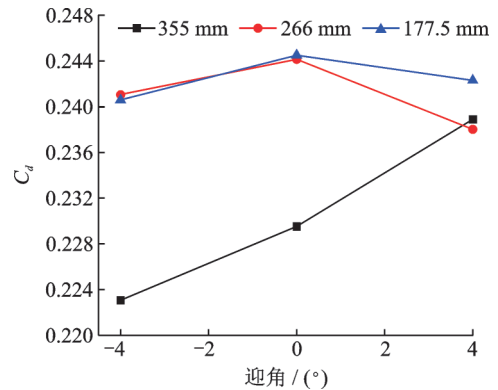


图9 不同弦长时的桨毂阻力系数

Fig.9 Hub drag coefficients varying with different chords

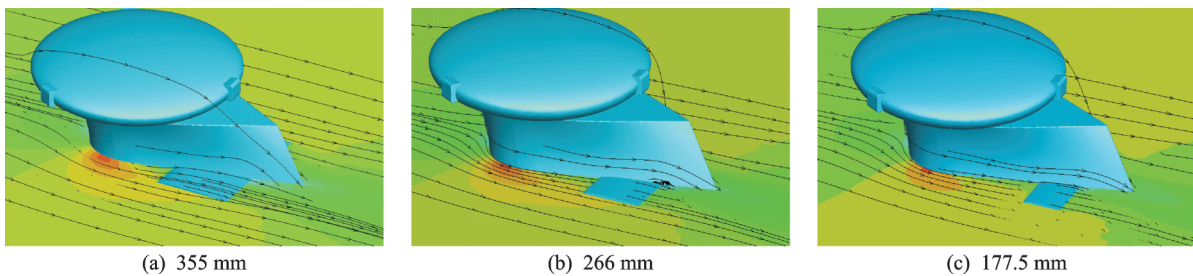


图10 弦长变化时涡流发生器截面流线图

Fig.10 Flow streamlines on plane of vortex generator

4.3 安装位置的影响

涡流发生器的安装位置对桨毂减阻方案物面周围的流动影响比较大,分别将展长为600 mm、弦长为355 mm的涡流发生器移动到靠近尾缘的后上方、后下方、正中间位置以及前缘位置,桨毂总阻力系数如图11所示。从图中可以看出,在0°迎角时涡流发生器位于靠近尾缘后下方时桨毂总阻力最小,与后中位置相比降低1.44%,而后上位置时比后中增大3.22%,说明涡流发生器在上下方向移动时,桨毂阻力变化比较小。涡流发生器在正中和前缘位置时分别比后中位置阻力增大7.42%和7.88%,说明涡流发生器安装在尾缘处有利于降低桨毂阻力。涡流发生器在不同位置时的流线图

图12所示。

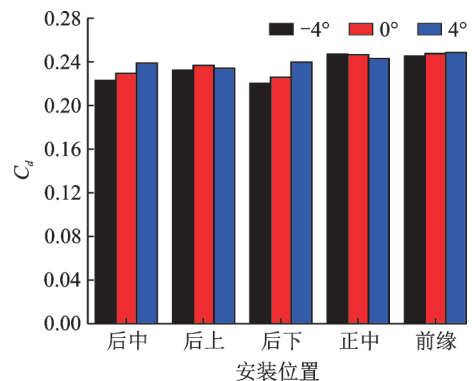


图11 安装位置变化时桨毂阻力系数图

Fig.11 Hub drag coefficients of different installation positions

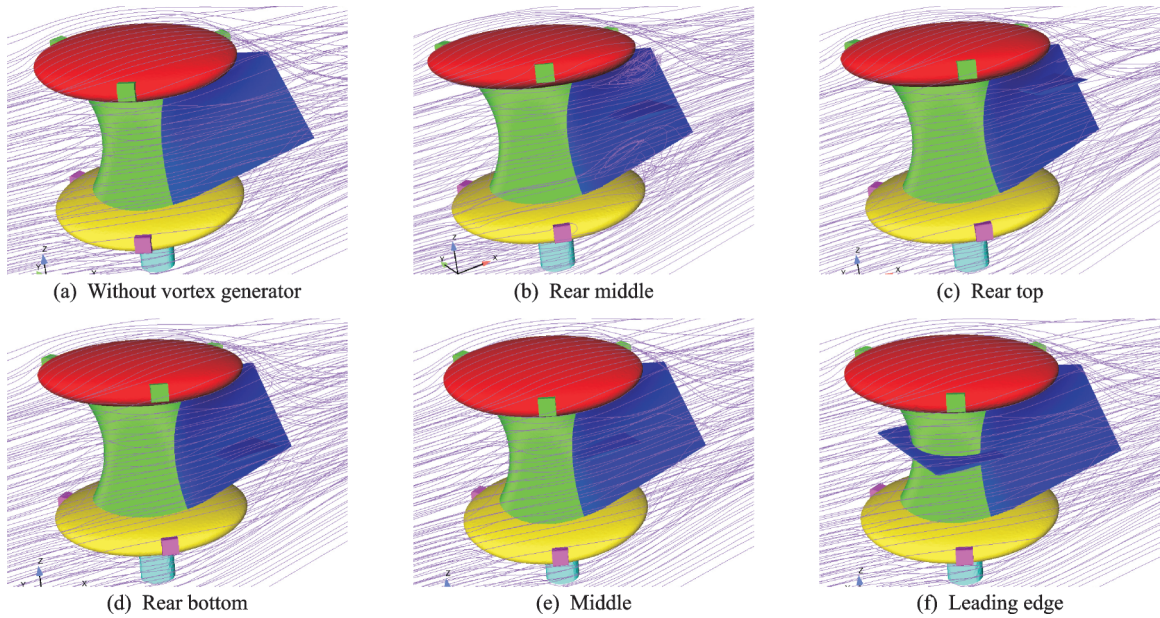


图 12 安装位置变化时的流线图

Fig.12 Flow streamlines of different installation positions

#### 4.4 安装数量的影响

安装单个涡流发生器对桨毂减阻方案周围的流动影响比较小,对流动的控制也比较有限,尝试采用安装多个涡流发生器的方式来进一步降低桨毂减阻方案的阻力。双个涡流发生器发生方式是 4.3 节中的后上和后下组合方案;双下移方案是将双个涡流发生器方案中下方的涡流发生器往尾流区移动了一段距离之后得到的。不同数量涡流发生器时的阻力系数对比情况如图 13 所示。从图中可以看出双个涡流发生器的阻力最小,在 0°迎角时阻力系数比单个涡流发生器时降低 4.04%。不同数量的涡流发生器尾缘区域的表面压力分布如图 14 所示。

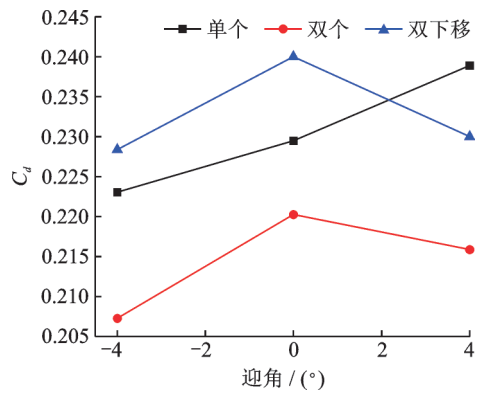


图 13 不同涡流发生器数量时的桨毂阻力系数

Fig.13 Hub drag coefficients varying with different vortex generator numbers

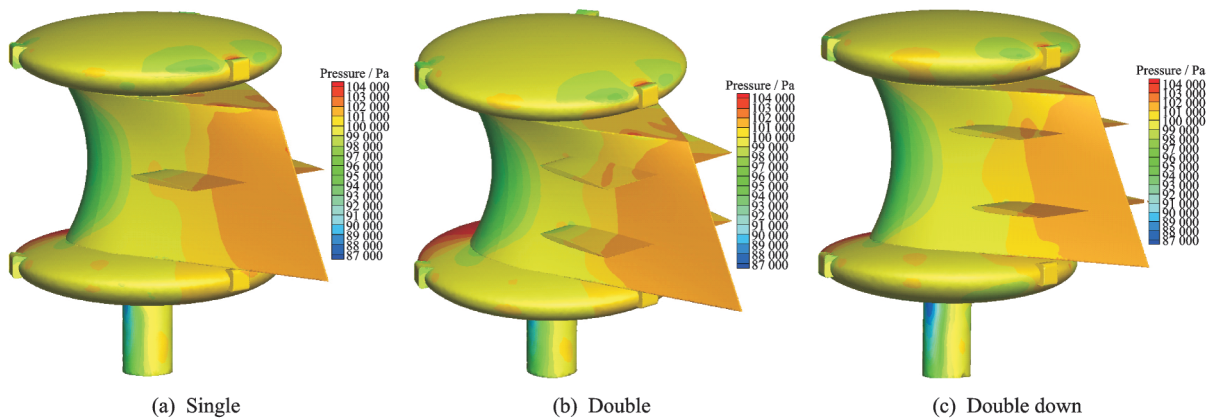


图 14 加装涡流发生器前后表面压力变化

Fig.14 Comparison of surface pressure

## 5 结 论

通过对风洞试验和 CFD 计算进行对比分析,之后采用 CFD 方法进行阻力特性进行计算,包括不同展长、弦长、安装位置和数量的涡流发生器,并

分析了各加装状态的表面压力和流线分布等,得出如下结论:

(1) 经过对某共轴刚性旋翼桨毂减阻方案加装涡流发生器前后的风洞试验和 CFD 计算结果进行

对比分析,验证了CFD计算方法的准确性和可靠性。根据CFD计算结果可以发现在共轴刚性旋翼桨毂中间轴整流罩尾缘加装翼型截面的涡分割器可以在一定程度上降低桨毂气动阻力。

(2)翼型截面涡流发生器的展长和弦长变化对减阻效果有一定的影响。确定展长时需要综合考虑对流场的控制效果和迎风面积的增长等因素,在保证制造工艺能够实施的前提下应尽量增大涡流发生器的弦长。

(3)改变涡流发生器安装位置或安装多个涡流发生器可以增强减阻的效果,特别是在靠近下桨毂整流罩的区域。

### 参考文献:

- [1] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术, 2012(3): 9-14.  
DENG Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(3): 9-14.
- [2] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.  
WU Ximing. Current status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 173-179.
- [3] 龙海斌, 吴裕平. 直升机桨毂减阻设计进展[J]. 航空科学技术, 2017, 28(5): 8-13.  
LONG Haibin, WU Yuping. Progress in drag reduction design of helicopter hub[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(5): 8-13.
- [4] HILL M J, LOUIS M E. Rotating hub drag prediction methodology [C]//American Helicopter Society Specialists' Conference on Future Vertical Lift Aircraft Design. San Francisco, California, USA: [s.n.], 2012.
- [5] KHIER W. Computational investigation of advanced hub fairing configurations to reduce helicopter drag [C]//40th European Rotorcraft Forum. Southampton, UK: [s.n.], 2012.
- [6] 曾伟, 林永峰, 黄水林, 等. 共轴双旋翼桨毂减阻初步分析研究[J]. 直升机技术, 2014, 181(4): 14-18.  
ZENG Wei, LIN Yongfeng, HUANG Shuilin, et al. Preliminary analytical study on drag reduction of coaxial rotors[J]. Helicopter Technique, 2014, 181(4): 14-18.
- [7] 龙海斌, 吴裕平, 朱仁森. 共轴式双旋翼直升机桨毂减阻设计方法研究[J]. 直升机技术, 2017(2): 22-26  
LONG Haibin, WU Yuping, ZHU Renmiao. Study on drag reduction design method of coaxial twin rotor helicopter hub[J]. Helicopter Technique, 2017(2): 22-26.
- [8] 何龙, 王畅, 唐敏, 等. 共轴刚性旋翼直升机桨毂阻力特性试验[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4): 530-535.  
HE Long, WANG Chang, TANG Min, et al. Drag characteristic test for hub of coaxial-rigid-rotor helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 530-535.
- [9] LORBER P, LAW G, O'NEILL J, et al. Overview of S-97 raider scale model tests [C]//Proceedings of American Helicopter Society 72nd Annual Forum. West Palm Beach, FL: United Technologies Research Center, 2016.
- [10] BOWLES P O, THOMAS M, GEIGER D, et al. Experimental investigation of passive and active flow control for X2 technology™ hub and fuselage drag reduction [C]//Proceedings of American Helicopter Society 72nd Annual Forum. West Palm Beach, FL: United Technologies Research Center, 2016.
- [11] WAKE B E, HAGENE, OCHS S S, et al. Assessment of helicopter hub drag prediction with an unstructured flow solver [C]//Proceedings of American Helicopter Society 65th Annual Forum. Texas Grapevine, USA: United Technologies Research Center, 2009.
- [12] 胡偶, 赵宁, 沈志伟. SST-DDES技术在大分离流动问题中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 206-211  
HU Ou, ZHAO Ning, SHEN Zhiwei. Simulation of large separated flows with SST-DDES model [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 206-211.
- [13] 武明建, 朱建辉, 肖天航, 等. 某支线客机总体方案中增升装置的设计与优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(3): 411-419.  
WU Mingjian, ZHU Jianhui, XIAO Tianhang, et al. Design and optimization of high-lift device in overall design of civil aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(3): 411-419.
- [14] 李永全, 黄勇, 陈建中, 等. 曲面形栅格翼气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(4): 536-540.  
LI Yongquan, HUANG Yong, CHEN Jianzhong, et al. Investigation of aerodynamic characteristics on circular-arc gric-fin configurations [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(4): 536-540.
- [15] CODER J G, CROSS P A, SMITH M J. Turbulence modeling strategies for rotor hub flows [C]//Proceedings of American Helicopter Society 73rd Annual Forum. Texas, USA: United Technologies Research Center, 2017.
- [16] SCHMITZ S, REICH D, SMITH M J, et al. First rotor hub flow prediction workshop experimental data campaigns and computational analyses [C]//Proceedings of American Helicopter Society 73rd Annual Forum. Texas, USA: United Technologies Research Center, 2017.