

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.006

共轴刚性旋翼桨毂阻力特性及流动机理

梁勇^{1,2} 何龙² 王畅² 唐敏²

(1.西北工业大学航空学院,西安,710072; 2.中国空气动力研究与发展中心,绵阳,621000)

摘要: 共轴刚性旋翼直升机在高速飞行时,桨毂流动复杂、分离强、阻力大。为明晰其阻力特性和流动机理,采用 CFD 方法针对已完成风洞试验的共轴桨毂组合模型进行数值模拟研究,获得了桨毂组合模型各单独部件的阻力、表面流动和空间流场特征,阐明了产生阻力最大的部件和影响阻力的主要因素,揭示了中间轴整流罩和塔座设计参数的减阻机制。分析结果表明:上、下旋翼桨毂是产生阻力的主要部件;中间轴和塔座的分离尾流对桨毂表面流动产生较大的干扰作用,使桨毂整流罩表面受干扰区域产生气流分离;具有较缓和逆压梯度的中间轴整流罩和塔座能有效减小分离尾流对桨毂整流罩的干扰,从而降低整个共轴桨毂系统的阻力。

关键词: 共轴刚性旋翼;高速直升机;阻力特性;桨毂整流;RANS 方程

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0171-07

Drag Characteristics and Flow Mechanism for Coaxial Rigid Rotor

LIANG Yong^{1,2}, HE Long², WANG Chang², TANG Min²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China; 2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, 621000, China)

Abstract: When the coaxial rigid rotor helicopter is flying at high speed, the hub has complicated flow, strong separation and large drag. In order to clarify its drag characteristics and flow mechanism, the CFD method is used to carry out numerical simulation research on the coaxial rotor hub model which has been tested in wind tunnel. The drag distribution, surface flow and spatial flow field characteristics of each component of the rotor hub are obtained. The components with the greatest drag and the main factors influencing the drag are explained. The drag reduction mechanism of the design parameters of the intermediate shaft fairing and pylon is revealed. The analysis results show that the hub of the upper and lower rotor blades is the main component of drag. The separation wake of the intermediate shaft and pylon has a great interference effect on the surface of the hub fairing, which causes the flow separation on the surface of the hub fairing. The intermediate shaft fairing and pylon with moderate reverse pressure gradient can effectively reduce the interference of the separated wake flow to the hub fairing and reduce the drag of the whole coaxial rotor hub system.

Key words: coaxial rigid rotor; high speed helicopter; hub drag; hub fairing characteristics; RANS equations

共轴刚性旋翼(即前行桨叶概念旋翼)由上下两副同轴反转的旋翼组成,其基本原理是在高速前飞时利用旋翼前行侧桨叶提供主要升力,而后行侧

桨叶卸载,同时适当降低旋翼转速,进而突破常规直升机飞行速度的极限。该构型的高速直升机充分保留并发展了常规直升机的技术特点,具有结构

收稿日期:2018-11-11;修订日期:2019-03-08

通信作者:梁勇,男,助理研究员,E-mail:liangyong@nwpu.edu.cn。

引用格式:梁勇,何龙,王畅,等.共轴刚性旋翼桨毂阻力特性及流动机理[J].南京航空航天大学学报,2019,51(2):171-177. LIANG Yong, HE Long, WANG Chang, et al. Drag Characteristics and Flow Mechanism for Coaxial Rigid Rotor [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 171-177.

紧凑、机动性和操纵性好等优点,是有较高应用前景的高速直升机^[1-2]。

相对于单旋翼,共轴刚性旋翼桨毂阻力问题突出。共轴刚性旋翼有两个旋转方向相反的桨毂头,外形复杂,且比常规旋翼桨毂高,其阻力通常约占全机废阻力的一半^[2]。大的桨毂阻力是共轴刚性旋翼高速直升机实用化面临的严峻挑战。

发展桨毂减阻手段是提高共轴刚性旋翼直升机飞行速度的关键技术,国内外已在桨毂阻力特性、桨毂整流减阻方面开展了大量研究。文献[3-6]分别针对单旋翼常规直升机旋翼轴倾角、不同部件间缝隙、主轴塔座高度、桨毂不同减阻外形等情况进行了阻力特性研究;文献[7]以1/5缩比和全尺寸的XH-59A机身为研究对象,研究了整流前后共轴刚性旋翼直升机桨毂的阻力特性;Young等在文献[5-6]的基础上研究了共轴刚性旋翼直升机桨毂减阻特性,并对比了其与传统旋翼的异同^[8];文献[9]对不同主轴塔座外形的减阻效果进行了研究;Wake等在文献[5]的研究基础上,采用CFD方法对共轴双桨毂(桨毂不旋转)的阻力特性进行了计算分析,并形成了相应的设计评估体系^[10-11]。国内曾伟等对不同形状的共轴刚性旋翼桨毂模型进行了计算分析,对比得出了桨毂阻力随中间轴整流罩和桨毂整流罩外形变化的一般规律,并指出钝椭圆+翼型形状的桨毂构型具有较好的减阻效果^[12]。

中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所于2015年开展了共轴刚性旋翼桨毂阻力特性风洞试验研究,采用天平测力的方式在1.4 m×1.4 m直流低速风洞中对不同构型的共轴双桨毂组合模型进行了风洞试验^[13]。试验测量了一系列具有不同中间轴整流罩和塔座外形的桨毂组合构型的阻力特性,试验结果表明对中间轴和塔座区域整流可显著降低桨毂系统的合阻力。由于该试验采用的是下置外式天平整体测力的方式,并未获得各个部件的阻力分布,且未开展流场测量试验,缺乏桨毂组合模型表面清晰的流动分离情况和尾流场空间分布特征。因此,仅依据试验结果尚不能很好地揭示共轴刚性旋翼桨毂系统的阻力分布特性和产生机制,需要进一步对试验获得的最优构型的减阻机理开展分析,以明确共轴桨毂减阻设计方向。

故此,为进一步揭示共轴刚性旋翼桨毂阻力特性及流动机理,阐明桨毂系统的阻力分布特性及其贡献因素,揭示试验中最优构型的减阻机理,本文针对上述已开展的部分试验状态开展数值模拟研

究,分析共轴刚性旋翼桨毂阻力分布和流场特征,揭示影响桨毂阻力形成的主要因素,并分析构型参数对桨毂减阻的作用机理。

1 共轴桨毂缩比模型风洞试验

1.1 试验内容

文献[13]采用“一种双旋翼同步反转装置”^[14]共对6种模型组合(图1)进行了试验,组合A为基准构型(桨毂整流罩长轴半径为170 mm,短轴半径为34 mm),其余构型针对中间轴或塔座增加了整流措施。试验风速范围为18~32 m/s, $Re=0.38 \times 10^6 \sim 0.68 \times 10^6$ 。

试验测量的内容为:

- (1) 测量不同桨毂模型组合构型的阻力;
- (2) 比较桨毂整流罩旋转与否的阻力差别;
- (3) 部件间缝隙对总阻力的影响。

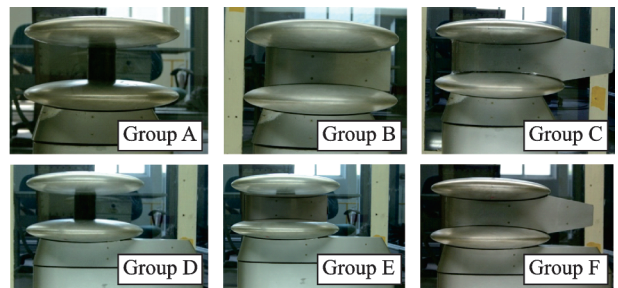


图1 试验模型组合

Fig.1 Test model groups

1.2 试验数据处理

为衡量不同组合模型所受阻力大小,将试验测量得到的阻力数据处理成阻力面积的形式。阻力面积定义为阻力与动压之比,表达式为

$$C_x S = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2} = \frac{DRT}{\frac{1}{2} p v^2} \quad (1)$$

式中: D 为阻力, p 为压强, T 为实时采集温度,气体常数 $R=287.053 \text{ m}^2/(\text{s}^2 \cdot \text{K})$ 。

1.3 试验结果

试验结果表明:

(1) 对称光滑桨毂整流罩的阻力受旋转运动的影响可忽略不计;

(2) 部件间缝隙对桨毂组合模型所受总阻力影响较大,缝隙越小,桨毂总阻力越小;

(3) 部件后缘的分离流对其他部件的气动干扰较大,导致阻力激增;

(4) 适当增加主轴塔座和中间轴整流罩的弦长有利于抑制或推后桨毂模型后缘气流分离,进而减小桨毂模型所受压差阻力。

2 共轴桨毂阻力特性数值模拟

2.1 计算方法

本文使用了CFX软件作为流场求解器。考虑到黏性对桨毂气动特性的影响,采用雷诺平均N-S (Reynolds averaged N-S, RANS)方程作为主控方程,方程可表达如下

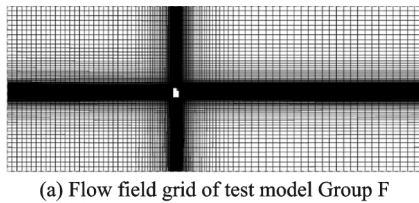
$$\frac{\partial y}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint_{\partial V} (F_c - F_v) dS = 0 \quad (2)$$

式中: V 为网格控制体; \mathbf{W} , F_c , F_v 分别为守恒变量, 对流通量和黏性通量。

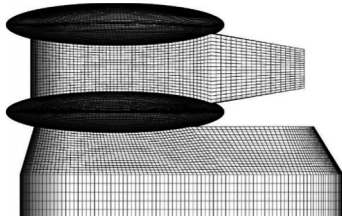
鉴于流场中可能存在对桨毂阻力特性影响较大的分离、再附等现象, 使用对强逆压梯度有较好模拟能力的 SST 模型来模拟全流场的湍流结构。空间离散选用二阶迎风 Roe 格式。

2.2 计算网格

计算网格采用 ANSYS ICEM 对流场进行结构化网格划分, 黏性底层的 y^+ 取为 1。图 2 给出了组合模型 F 的结构网格流场剖面图和表面网格图, 其网格单元总量为 950 万个。



(a) Flow field grid of test model Group F



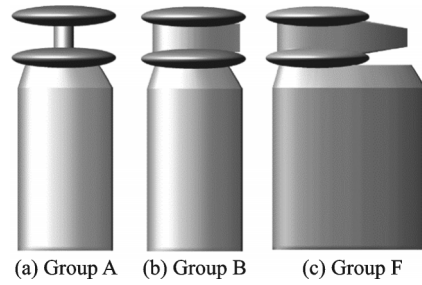
(b) Surface grid of test model Group F

图 2 计算网格

Fig.2 Calculation grids

2.3 计算状态

本文选取了风洞试验结果中 3 种典型的桨毂组合模型开展了数值模拟分析, 外形示意如图 3 所示。由于风洞阻塞度的限制, 试验模型是在桨毂真实尺寸上缩小了 1/3, 所以, 为较准确地分析真实尺寸桨毂的阻力特性和流动机理, 本文的计算模型外形尺寸为风洞试验缩比模型的 3 倍。桨毂整流罩长轴半径为 510 mm, 短轴半径为 102 mm; 短中间轴整流罩长度为 846 mm, 长中间轴整流罩长度 1 266 mm, 高度均为 201 mm; 短塔座长度为 930 mm, 长塔座长度为 1 500 mm, 高度均为 201 mm。计算风速 v 为 30 和 130 m/s。



(a) Group A (b) Group B (c) Group F

图 3 计算模型组合

Fig.3 Calculation model groups

2.4 数值计算与试验结果对比

图 4 给出了 30 m/s 风速下桨毂组合模型试验值和计算值的对比图, 组合 A, B, F 的阻力面积分别为 0.18, 0.14 和 0.09 m²。由于计算模型尺寸是试验模型的 3 倍, 故此处试验得到的阻力面积值在原基础上乘以 9。由图 4 可以看出, 阻力计算值与试验值趋势一致, 但各组合构型的阻力计算值均小于试验值, 误差约为 14%。分析其原因, 试验中为了将桨毂组合模型的气动力传递至天平, 测力模型下端与风挡之间必然存在一定的缝隙, 此缝隙在塔座模型空腔内会产生较大的阻力, 这是试验值比计算值偏大的主要原因。另外, 由于计算模型尺寸大, 其雷诺数必定大于试验值, 这也是造成试验值偏大的原因。

由图 4 还可以看出, 具有圆形柱状截面中间轴的组合 A 产生的桨毂阻力最大; 将中间轴替换为翼型截面的整流罩后, 组合 B 的阻力值得到了降低; 将中间轴整流罩及塔座的弦向长度增加后, 组合 F 获得了各构型中最优的减阻效果。

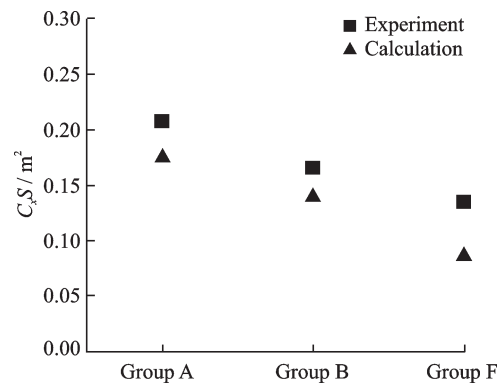


图 4 试验值与计算值对比

Fig.4 Comparison between calculated and experiment results

3 共轴刚性旋翼桨毂阻力成分分析

组合 A 在 30 和 130 m/s 风速下的摩擦阻力面积和压差阻力面积分布计算结果如图 5 所示。由

图5可以看出,不同风速下,组合A的阻力面积略有不同, $v=30\text{ m/s}$ 时阻力面积为 0.18 m^2 , $v=130\text{ m/s}$ 时阻力面积为 0.20 m^2 ;所有部件的压差阻力均显著大于摩擦阻力, $v=30\text{ m/s}$ 时压差阻力面积占总阻力面积的92%, $v=130\text{ m/s}$ 时压差阻力面积占总阻力面积的94%;中间轴、短塔座的压差阻力面积占比较大,仅受很小的摩擦阻力,表明中间轴和塔座的气流分离程度较大;而且,上桨毂整流罩与下桨毂整流罩产生的阻力面积占总阻力面积比重大($v=30,130\text{ m/s}$ 时均约为73%),故共轴刚性旋翼桨毂减阻的关键在于降低上、下桨毂整流罩的阻力。

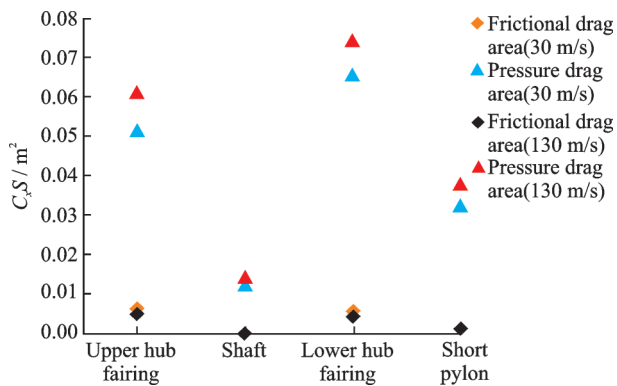


图5 组合A的阻力面积分布计算值

Fig.5 Calculated value of drag area distribution of Group A

图6为组合B的阻力面积分布计算值。经中间轴整流以后,各部件的阻力面积分布产生了显著变化。中间轴整流罩的阻力增加近4倍,而上、下桨毂整流罩的压差阻力却大幅减小。由于组合B的中间轴整流罩翼型截面相对厚度较大,其自身产生了较大的分离阻力,但对上、下桨毂整流罩产生的干扰阻力降低($v=30\text{ m/s}$ 时上、下桨毂整流罩阻力面积占总阻力面积的55%, $v=130\text{ m/s}$ 时上、下桨毂整流罩阻力面积占总阻力面积的52%),从而降低了桨毂组合模型的整体阻力。

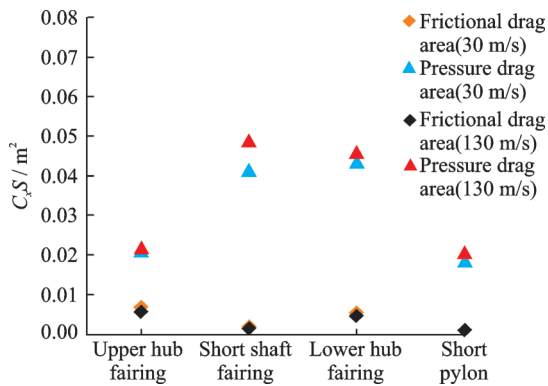


图6 组合B的阻力面积分布计算值

Fig.6 Calculated value of drag area distribution of Group B

图7为组合F的桨毂阻力面积分布。组合F加长了中间轴整流罩的长度(组合B为849 mm,组合F为1280 mm),其中间轴整流罩自身的压差阻力面积大幅减小,并且上、下桨毂整流罩的阻力面积进一步降低($v=30\text{ m/s}$ 时上、下桨毂整流罩阻力面积为 0.65 m^2 , $v=130\text{ m/s}$ 时上、下桨毂整流罩阻力面积为 0.66 m^2)。此外,其塔座区域也采用了长整流罩,降低了塔座阻力面积。最重要的是,中间轴整流罩和塔座对上、下桨毂整流罩产生的干扰阻力面积降至最低,从而使组合F的总阻力面积达到最小。

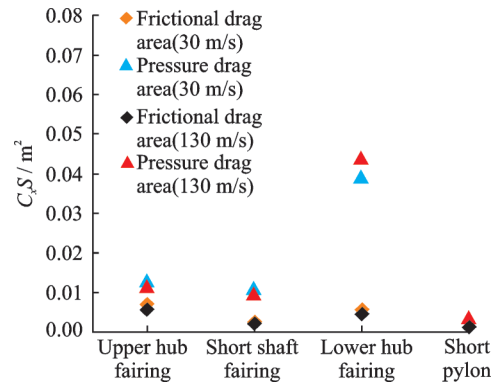


图7 组合F的阻力面积分布计算值

Fig.7 Calculated value of drag area distribution of Group F

4 共轴刚性旋翼桨毂流动机理分析

图8为组合A的表面涡量云图。由图8可以看出,气流在圆柱形中间轴最大厚度位置附近出现了分离,其分离区面积约占其表面积的1/2;塔座的气流分离线从其上部斜向下延伸,且贴近于下桨毂整流罩的区域发生分离较早。

上桨毂整流罩下表面和下桨毂整流罩上表面均产生了V形气流分离区,下桨毂整流罩在塔座分离位置后也产生了类似的分离流动,此部分分离面积占比较大,表明气流分离严重,导致了上、下桨毂整流罩阻力激增。下桨毂整流罩的上、下表面分别受中间轴和塔座尾流干扰,因此下桨毂整流罩的阻力面积大于上桨毂整流罩。

图9给出了组合模型A,B和F在风速 30 m/s 时的空间流线图。由图9可以看出,组合A的上、下桨毂整流罩和塔座后方的流线均向中间轴后部卷起,并形成了较大的紊流区。而对组合A增加短中间轴整流罩后,后缘分离区明显减小,极大抑制了中间轴后部较大范围的空间分离流动,但塔座后方的分离区明显增加。而采用长中间轴整流罩和长塔座后,除下桨毂整流罩后部以外,其他部件后方紊流区基本消失,表明增加中间轴整流罩和塔座的弦长,有助于抑制桨毂模型后部的空间流场

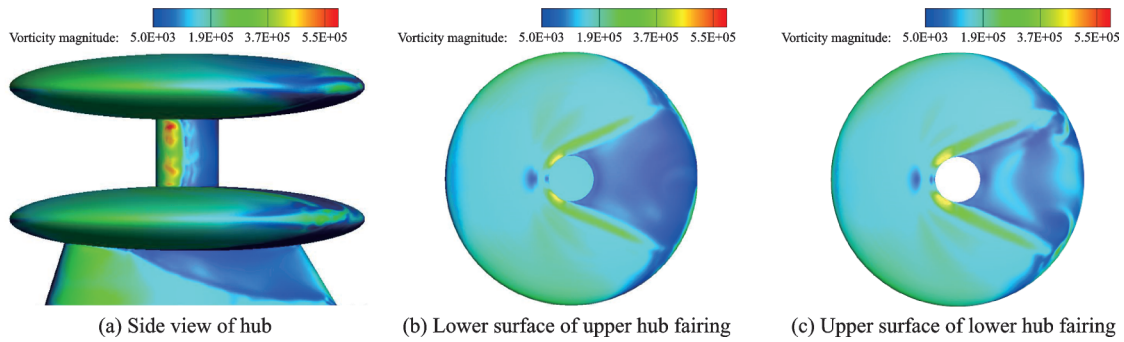


图 8 组合 A 的表面涡量分布 (30 m/s)

Fig.8 Surface vorticity distribution of Group A (30 m/s)

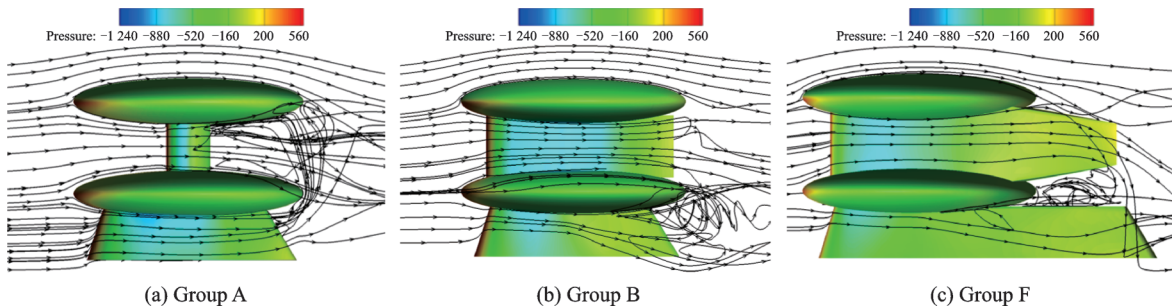


图 9 不同整流罩组合模型空间流线 (30 m/s)

Fig.9 Spatial streamline of different fairing groups(30 m/s)

分离。

为进一步阐明桨毂组合模型表面流动机理,图 10—12 分别给出了组合 A,B 和 F 的不同部件在风速 30 m/s 时的表面流线图。由图 10 可以看出,圆柱形中间轴最大厚度位置存在一明显的气流分离线(与图 8(a)的分离位置一致),导致了上桨毂整流罩下表面和下桨毂整流罩上表面后部形成了大面积的 V 形分离区。且由于中间轴后部气压较低,导致塔座后缘气流向上偏移,故塔座表面几乎未产生分离。

由图 11 可知,增加了短中间轴整流罩后,其表面分离被完全抑制,上桨毂整流罩下表面和下桨毂整流罩上表面后部分离区也明显减小。但是,由于短中间轴整流罩后部的低压区基本消失,故塔座后缘的气流不再上偏,而在塔座最大厚度靠后的位置产生了一条明显的气流分离线。

而具有长中间轴整流罩和长塔座的组合 F,其后缘的分离进一步后移(图 12),上桨毂整流罩下表面、下桨毂整流罩上表面和下桨毂整流罩下表面的分离区基本消失。表明加长中间轴整流罩、塔座后,整流截面翼型的相对厚度减小,缓和了最大厚度后的逆压梯度,推迟了中间轴整流罩与塔座的分离位置,并降低了其后缘气流分离程度,进而大幅降低了上桨毂整流罩、中间轴整流罩

和塔座自身的压差阻力,促使桨毂模型整体阻力大幅下降。

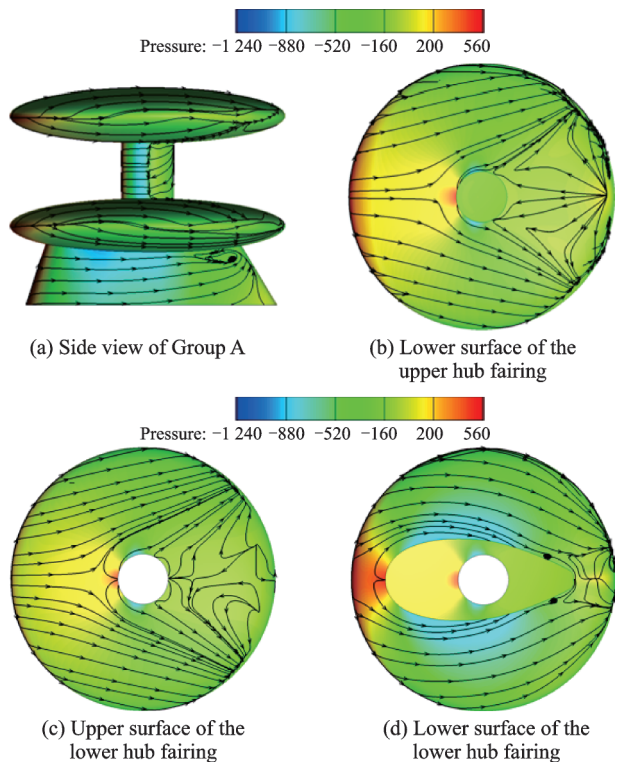


图 10 组合 A 不同部件的表面流线 (30 m/s)

Fig.10 Surface streamline on different components of Group A(30 m/s)

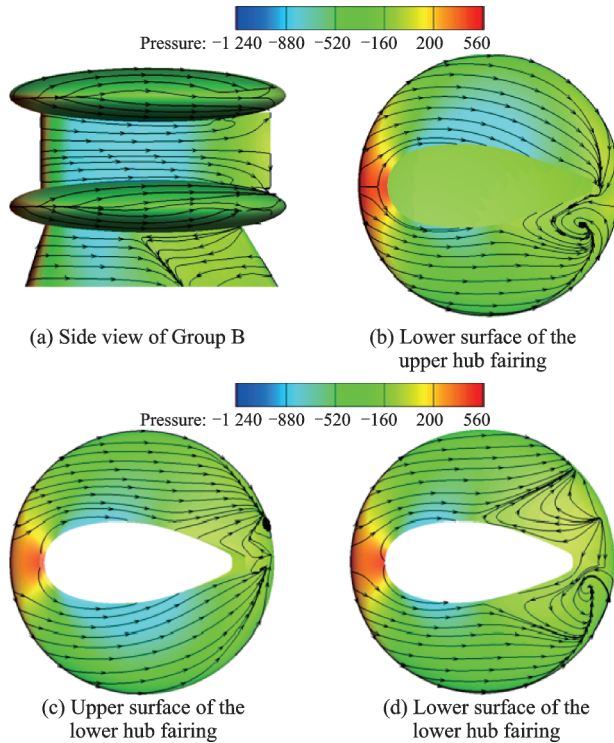


图11 组合B不同部件的表面流线(30 m/s)

Fig. 11 Surface streamline on different components of Group B(30 m/s)

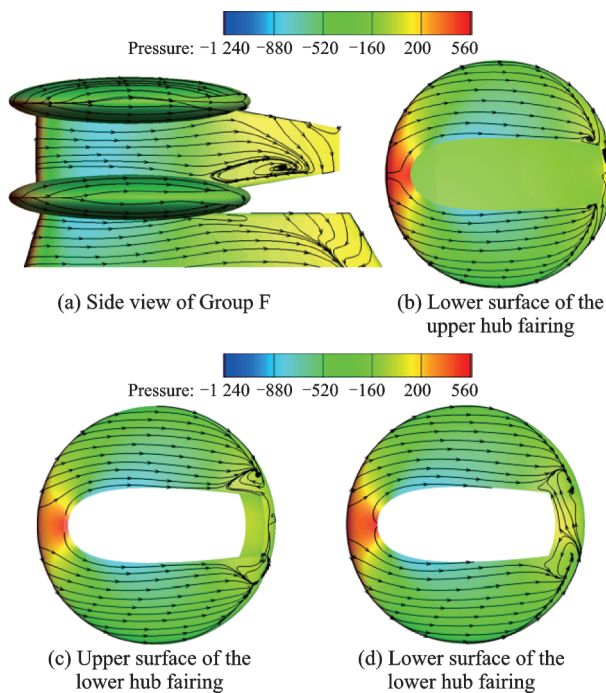


图12 组合F不同部件的表面流线(30 m/s)

Fig. 12 Surface streamline on different components of Group F(30 m/s)

5 结 论

为了分析共轴刚性旋翼桨毂阻力特性及流动机理,本文采用CFD方法针对已开展的共轴双桨毂组合模型风洞试验结果开展了进一步的数值模

拟研究,获得了桨毂组件的各部件的阻力分布和表面流动及空间流场特征,阐明了产生阻力最大的部件和影响阻力的主要因素,揭示了中间轴整流罩和塔座设计参数的减阻机制。

(1)共轴刚性旋翼桨毂组合中产生阻力面积最大的部件为上、下桨毂整流罩。

(2)受中间轴和塔座分离尾流的干扰作用,上、下桨毂整流罩表面后部区域会产生V形的分离区,产生了较大的压差阻力面积。

(3)增加中间轴整流罩和主轴塔座的长度,可使其截面翼型的相对厚度减小,一定程度上缓和了逆压梯度,推迟了其气流分离的发生,降低了中间轴整流罩和主轴塔座的阻力面积。

(4)中间轴整流罩和主轴塔座的气流分离推迟,可使得上、下桨毂整流罩表面受分离尾流干扰面积减小,降低了桨毂所受的干扰阻力,因而显著降低了桨毂模型的合阻力。

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): 175-179.
WU Ximing. Current status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 175-179.
- [3] SHEEHY T W. A general review of helicopter rotor hub drag data [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1977, 22(2): 2-10.
- [4] LOGAN A H, PROUTY R W, CLARK D R. Wind tunnel tests of large-and small-scale rotor hubs and pylons[R]. USAAVRADCOM-TR-80-D-21, 1981.
- [5] STROUB R H, YOUNG L A, GRAHAM D R, et al. Investigation of generic hub fairing and pylon shapes to reduce hub drag[R]. NASA-TM-100008, 1987.
- [6] SUNG D Y, LANCE M B, YOUNG L A, et al. An experimental investigation of helicopter rotor hub fairing drag characteristics [R]. NASA-TM-102182, 1989.
- [7] FELKER F F. An experimental investigation of hub drag on the XH-59A [R]. AIAA-85-4065, 1985.
- [8] YOUNG L A, GRAHAM D R, STROUB R H. Experimental investigation of rotorcraft hub and shaft fairing drag reduction[J]. Aircraft, 1987, 24(12): 110-

- 123.
- [9] MARTIN D M, MORT R W, YOUNG L A, et al. Experimental investigation of advanced hub and pylon fairing configurations to reduce helicopter drag [R]. NASA-TM-4540,1993.
- [10] WAKE B E, HAGEN E, 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.
- [11] OCHS S S, MATALANIS C G, WAKE B E. Evaluation of helios CFD toolset for faired rotor-hub drag prediction[C]//Proceedings of American Helicopter Society 67th Annual Forum. Virginia Beach, USA: United Technologies Research Center, 2011.
- [12] 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(4): 14-18.
- ZENG Wei, LIN Yongfeng, HUANG Shuilin, et al. Preliminary analytical study on drag reduction of coaxial rotors hub[J]. Helicopter Technique, 2014(4): 14-18.
- [13] 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
- [14] 何龙, 王畅, 唐敏, 等. 一种双旋翼同步反转装置: 中国专利, ZL201610874591.4 [P]. 2016-09-30.

(编辑:夏道家)