

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.010

共轴刚性旋翼悬停状态气动干扰机理

卢丛玲 史勇杰 徐国华 祁浩天

(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 Navier-Stokes(N-S)方程的共轴刚性旋翼气动干扰数值模拟方法。应用运动嵌套网格技术模拟双旋翼反转运动。通过与试验值对比,验证了方法的有效性。分析了共轴刚性旋翼悬停状态的气动性能和流场特征,结果表明,双旋翼气动干扰主要来自 4 个方面:双旋翼尾迹涡相互诱导引起“涡诱导效应”,使上旋翼气动性能优于下旋翼;双旋翼周期性相遇—离开过程中桨叶附着涡干扰引起“载荷效应”,对应拉力周期性升降波动;双旋翼相遇时“厚度效应”使双旋翼拉力产生相反的脉冲波动;上旋翼尾迹涡与下旋翼桨叶碰撞引起垂直“桨-涡干扰效应”,使下旋翼桨叶展向拉力分布受到干扰。

关键词: 共轴刚性旋翼;气动干扰;旋翼配平;运动嵌套网格;流场特性

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0201-07

Research on Aerodynamic Interaction Mechanism of Rigid Coaxial Rotor in Hover

LU Congling, SHI Yongjie, XU Guohua, QI Haotian

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A numerical method based on Navier-Stokes (N-S) equations is developed to simulate the aerodynamic interaction of rigid coaxial rotor. Moving overset grid is employed to account for contrary rotations of two rotors. The validity of the method is verified by comparing with the experimental data. The aerodynamic performance and flow field characteristics of a coaxial rigid rotor in hovering condition are analyzed. Results indicate that the aerodynamic interaction can be divided into four aspects. The vortex induced effect is produced by the wake vortex of the coaxial rotor, which makes the aerodynamic performance of the upper rotor superior to the lower one. Periodic meeting of the double rotor leads to the blade loading effect, which produces periodic thrust fluctuations of the upper and lower rotors. The thickness effect makes opposite pulse fluctuations of the upper and lower rotor at meeting azimuths. The vertical blade-vortex interaction effect is caused by the collision between blade tip vortex from the upper rotor and the lower rotor blade, which affects the spanwise thrust distribution of the blade.

Key words: rigid coaxial rotor; aerodynamic interaction; rotor trim; moving overset mesh; flow field characteristic

共轴刚性旋翼复合式直升机能够兼顾垂直起降和高速飞行能力,结构紧凑,具有良好的操纵性,在军用和民用方面都有很大应用前景。其主旋翼

是由两副尺寸相同、转向相反的刚性旋翼组成。在前飞状态下,共轴刚性旋翼能够利用旋翼前飞时前行侧动压大的特点,使前行侧桨叶承担绝大部分升

收稿日期: 2018-11-11; **修订日期:** 2019-03-08

通信作者: 史勇杰,男,副教授, E-mail: shiyongjie@nuaa.edu.cn。

引用格式: 卢丛玲,史勇杰,徐国华,等. 共轴刚性旋翼悬停状态气动干扰机理[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2): 201-207. LU Congling, SHI Yongjie, XU Guohua, et al. Research on Aerodynamic Interaction Mechanism of Rigid Coaxial Rotor in Hover[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 201-207.

力,而在后行侧卸载,几乎不产生升力,从而克服后行桨叶动态失速对直升机速度提升的限制。基于这种构型,美国西科斯基公司研制了X2试验验证机,其最大巡航速度可达到463 km/h,远超普通单旋翼构型直升机。因此,共轴刚性旋翼构型直升机已成为当前高速直升机的研究热点。

相对于单旋翼,共轴刚性旋翼具有两副反转的刚性旋翼,即使在悬停状态其流场也具有明显的非定常特征。此外,其双旋翼间距较小,下旋翼大部分区域处于上旋翼的下洗流和尾迹涡中,流场中存在严重的涡-涡、桨-涡干扰等复杂干扰现象。这种气动干扰对旋翼入流有重要影响,进一步影响旋翼气动性能。干扰过程中的非定常载荷还可能导致旋翼振动、噪声、结构疲劳等问题。对于悬停状态下的共轴刚性旋翼,由于双旋翼尾迹垂直叠加、相互诱导,其气动干扰尤为突出。

目前,国内外针对共轴双旋翼气动问题采用的不同方法开展了一些卓有成效的研究。Leishman等^[1-2]针对共轴旋翼改进了动量叶素理论,用于分析其气动性能与单旋翼的差别。Coleman^[3]总结了共轴旋翼气动在试验和数值模拟方面的发展情况。Leishman等^[4-6]基于自由尾迹方法对共轴双旋翼的流场和尾迹特性进行了分析。这些方法计算速度较快,在分析双旋翼整体气动性能和尾迹特征上有较好的精度,但不能模拟双旋翼桨叶反转运动及其复杂干扰流场特性,不能为深入研究双旋翼干扰产生机理提供有效的方法支撑。

计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法为共轴双旋翼气动干扰的研究提供了新途径。童自力等^[7]基于CFD方法,在流场中引入动量源项来模拟旋翼桨盘作用,计算了共轴旋翼流场,但无法模拟桨叶旋转运动细节。许和勇等^[8]建立了基于非结构嵌套网格和Eular方程,对共轴直升机悬停流场和气动性能进行了研究;叶靛等^[9]引入非结构自适应网格技术,分析了共轴旋翼的诱导速度分布及尾迹涡特征。Lakshminarayan等^[10]使用滑移网格来模拟双旋翼反转运动,初步总结了双旋翼气动干扰特性。朱正等^[11]采用运动嵌套网格方法,研究了共轴双旋翼悬停状态下给定相同总距时上、下旋翼的非定常干扰机理。在共轴旋翼试验方面,Harrington^[12]进行了两种双旋翼构型的气动力测量试验。马杨超等^[13]开展了共轴双旋翼悬停诱导速度场的粒子图像测速法(Particle image velocimetry, PIV)实验。雷瑶等^[14]进行了悬停状态下旋翼的间距对微型共轴双旋翼气动性能的影响试验。这些研究对于了解共轴旋翼的流场和干扰特

性有很大意义。但目前关于共轴刚旋翼非定常气动干扰机理的研究还不够深入,且大部分方法没有进行操纵量配平,不能真实模拟双旋翼工作状态。

鉴于此,本文建立了适合共轴双旋翼流场计算的求解器,使用运动嵌套网格来模拟双旋翼反转运动。针对双旋翼悬停所需要的扭矩配平状态,引入增量法建立高效的配平策略。在此基础上,结合试验数据验证了方法的有效性;着重分析了悬停状态下共轴刚性旋翼非定常气动性能和流场特征,以探索其干扰产生的机理,总结了共轴刚性双旋翼的4种典型干扰现象。

1 数值计算方法

1.1 流场数值模拟方法

本文所采用的共轴刚性旋翼数值模拟方法是在课题组发展的单旋翼流场模拟方法^[15]基础上发展而来的。在惯性坐标系下三维雷诺平均N-S方程可表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\partial V} \mathbf{W} dV + \oint_{\partial S} [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{G}(\mathbf{W})] dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量; $\mathbf{F}(\mathbf{W})$, $\mathbf{G}(\mathbf{W})$ 分别为无黏通量和黏性通量,其可表示为

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}(\mathbf{W}) = \begin{bmatrix} \rho(q_n - q_b) \\ \rho u(q_n - q_b) + p \hat{n}_x \\ \rho v(q_n - q_b) + p \hat{n}_y \\ \rho w(q_n - q_b) + p \hat{n}_z \\ \rho H(q_n - q_b) + p q_b \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G}(\mathbf{W}) = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \hat{n}_x + \tau_{yx} \hat{n}_y + \tau_{zx} \hat{n}_z \\ \tau_{xy} \hat{n}_x + \tau_{yy} \hat{n}_y + \tau_{zy} \hat{n}_z \\ \tau_{xz} \hat{n}_x + \tau_{yz} \hat{n}_y + \tau_{zz} \hat{n}_z \\ \Phi_x \hat{n}_x + \Phi_y \hat{n}_y + \Phi_z \hat{n}_z \end{bmatrix}$$

式中: ρ , p 为气体密度和压强; E , H 分别为单位流体总能和总焓; u , v , w 为流体3个方向的速度分量; $\mathbf{n} = (\hat{n}_x, \hat{n}_y, \hat{n}_z)$ 为单元表面的法矢; q_n , q_b 分别为流体速度和网格运动速度沿网格面法向的分量。 τ , Φ 是黏性相关项。计算中采用Roe格式^[16]计算单元交接面上的对流通量,采用二阶MUSCL格式对单元内流场进行重构。应用双时间法对流场进行求解,物理时间对应桨叶运动,伪时间采用隐式LU-SGS格式^[17]。湍流模型采用Spalart-Allmaras一方程模型^[18]。

本文采用运动嵌套网格方法模拟双旋翼桨叶

的运动。嵌套网格系统包括 C-O 型桨叶贴体网格和笛卡尔背景网格, 如图 1 所示。

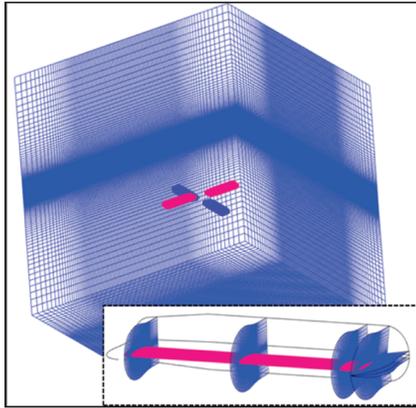


图 1 共轴旋翼运动嵌套网格系统示意图

Fig.1 Schematic of moving overset grid for coaxial rotor

1.2 数值方法验证

图 2 给出了计算的 Harrington-2 旋翼^[12]总拉力与总扭矩系数变化曲线与试验结果的对比。计算中进行了扭矩配平。可见, 两者吻合较好, 所建立的方法能够准确计算共轴旋翼气动力。

图 3 给出了某 2 m 直径模型旋翼悬停状态下, 计算结果与试验数据的对比。可见, 双旋翼拉力与扭矩系数均吻合较好, 且平衡时上旋翼产生的拉力明显优于下旋翼。

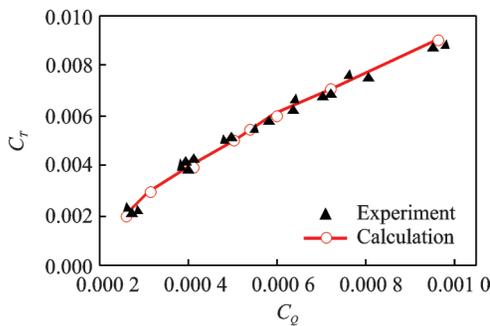


图 2 Harrington-2 旋翼气动性能计算与试验值对比

Fig.2 Comparison of calculated results with experimental data for Harrington-2 rotor

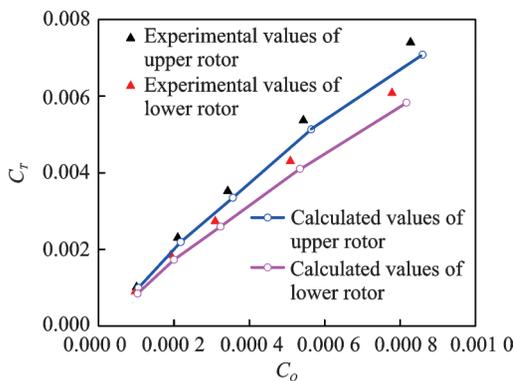


图 3 模型旋翼气动性能计算与试验值对比

Fig.3 Comparison of calculated results with experimental data for 2 m diameter rotor in this program

2 计算结果与分析

本文以 Harrington-2 旋翼为计算模型, 其轴向间距为 $0.15R$, 符合共轴刚性旋翼的小间距特征。文中共计算了其悬停状态下不同拉力系数 (C_T) 的 7 个算例, 拉力系数范围为 $0.002 \sim 0.009$, 且均进行了扭矩配平。计算中采用的背景网格尺寸为 $195 \times 168 \times 195$, 桨叶网格为 $201 \times 56 \times 89$, 总网格量约 103 万个。

2.1 涡诱导效应

共轴刚性旋翼的上、下旋翼尾迹涡之间的相互诱导会引起双旋翼诱导速度场整体增强, 使双旋翼气动性能整体发生变化。图 4 为配平状态下双旋翼总距和拉力占比变化。可见, 下旋翼总距在计算的拉力范围内总是大于上旋翼总距。这是因为下旋翼受到上旋翼下洗流的干扰有效迎角减小, 为了达到扭矩平衡, 下旋翼需要更大的总距, 但其拉力仍小于上旋翼。这种气动性能的差异主要是由双旋翼尾迹相互诱导引起的, 因此可以称为“涡诱导效应”。此外, 随着拉力系数的增大, 上、下旋翼的总距差与拉力占比基本保持不变。上、下旋翼占总拉力比率分别保持在 54% 和 46% 左右, 总距差约为 1° 。这表明随着总拉力的增大, 这种涡诱导效应并不会随之增大, 而是趋于保持稳定。

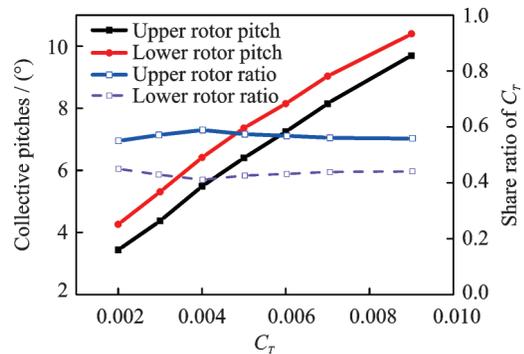
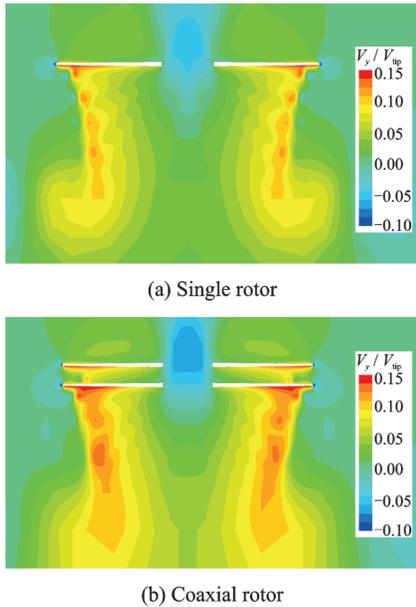


图 4 配平状态下双旋翼总距和拉力占比变化

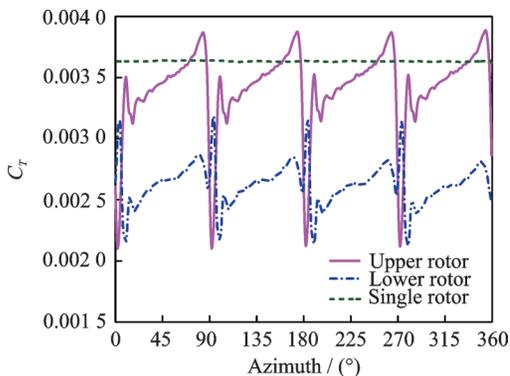
Fig.4 Variations of the collective pitch and thrust share ratio for trimmed coaxial rotor

图 5 给出了悬停状态共轴刚性旋翼和单旋翼的诱导速度 (V_y) 分布对比, 诱导速度用桨尖速度 (V_{tip}) 进行无量纲化。其中, 双旋翼扭矩配平, 单旋翼与上旋翼的总距保持一致。可见, 共轴刚性旋翼整体诱导速度明显大于单旋翼, 且桨盘下方流场径向收缩率小于单旋翼。上旋翼桨盘处诱导速度与单旋翼接近, 下旋翼桨盘处诱导速度明显增强, 这与前文所述下旋翼受上旋翼下洗流的干扰, 有效迎角减小、需用总距增大的结论一致。

图5 双旋翼与单旋翼诱导速度场($C_T=0.006$)Fig.5 Contour of V_i in radial section for coaxial rotor and single rotor($C_T=0.006$)

2.2 载荷效应

图6对比了 $C_T=0.006$ 状态下双旋翼和单旋翼在一个求解周期内的瞬时拉力系数。可见,悬停状态下的单旋翼拉力基本不随方位角变化,而共轴旋翼双旋翼拉力则呈现周期性非定常特性,其主波动周期约为 90° 。这是由于每副旋翼有两片桨叶,双旋翼启动角均在 0° ,每隔 90° 相遇一次。在 $0^\circ\sim 90^\circ$ 方位角的一个波动周期内,上、下旋翼拉力均表现为先升高后下降。这是由于上下旋翼桨叶互相结合近时,桨叶前缘的附着涡会对另一片桨叶产生上洗作用,使上、下桨叶的相对迎角和拉力都有所增加。随着双旋翼相互接近,相对的上洗流逐渐增加,拉力也随之升高。当上、下旋翼继续运动,双旋翼由相遇转为离开时,桨叶前缘附着涡产生的上洗作用会转变成后缘附着涡的下洗作用,上、下桨叶的相对迎角和拉力将会突然变小。随着两片桨叶

图6 双旋翼与单旋翼瞬时拉力系数对比($C_T=0.006$)Fig.6 Temporal variation of thrust coefficient for coaxial rotor and single rotor($C_T=0.006$)

距离增大,相互的下洗作用逐渐减弱拉力开始回升,直到两片桨叶再次相遇进入下一个波动周期。这种周期性干扰现象与桨叶载荷有关,因此可以称为“载荷效应”。

图7给出了不同拉力状态下的双旋翼瞬时拉力,可见随着总拉力的升高,桨叶载荷增大,其引起的上洗和下洗气流强度也随之增强,拉力的周期性升降波动越来越显著。

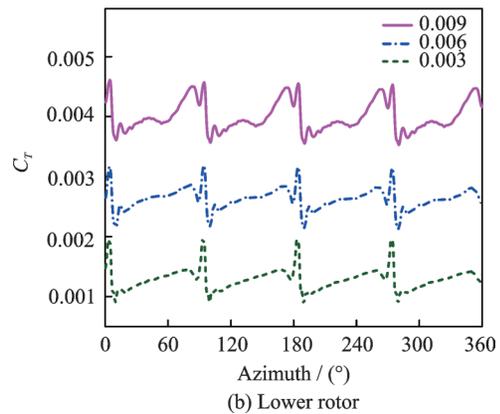
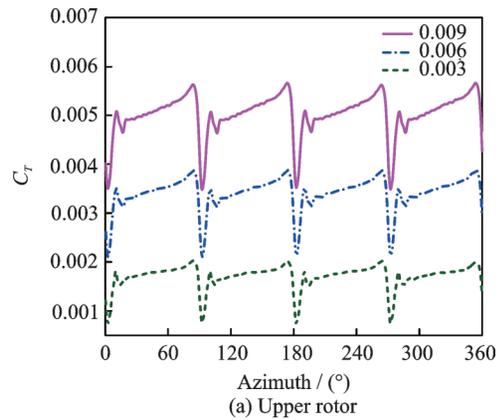


图7 共轴双旋翼不同拉力状态下的瞬时拉力

Fig.7 Temporal variation of thrust coefficient for coaxial rotor in different lift

2.3 厚度效应

由图5,7还可以看出,双旋翼拉力在相遇方位角(如 $0^\circ, 90^\circ$ 等)附近均有脉冲波动,上旋翼拉力表现为负脉冲,下旋翼拉力则为正脉冲。该现象可解释为:双旋翼相遇时,将双旋翼间的流场视为一个流管,桨叶厚度使双旋翼间的流管截面收缩。根据伯努利原理,双旋翼间气体流速增大,从而使上旋翼桨叶的下表面与下旋翼桨叶的上表面压强均减小。上旋翼桨叶会出现强烈的负脉冲波动,而下旋翼桨叶则出现正脉冲波动。这一现象主要由桨叶厚度引起,因此可以称为“厚度效应”。

为了消除载荷效应的影响,进一步研究厚度效应的干扰机理。图8给出了总距为 0° 时双旋翼瞬时拉力系数。由于桨叶采用对称翼型,总距为 0° 时

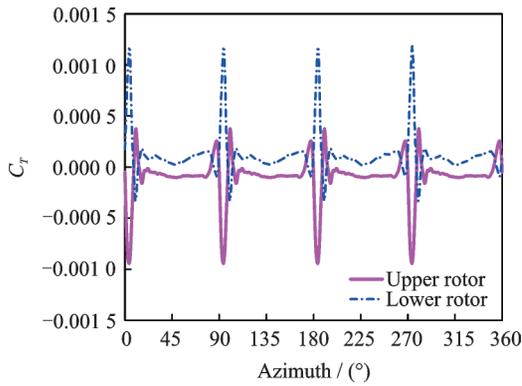


图 8 共轴旋翼瞬时拉力系数($C_T=0$)

Fig.8 Temporal variation of thrust coefficient for coaxial rotor($C_T=0$)

旋翼拉力理论值也为 0,因此,该状态下可以忽略载荷效应对旋翼拉力波动的影响。由图可见,双旋翼在每次相遇时,由于厚度效应上、下旋翼呈现幅值接近、方向相反的脉冲波动。双旋翼拉力波动可以相互抵消一部分,因此合成后的总拉力波动不大。

图 9 给出了 $C_T = 0.006$ 时上旋翼桨叶的下表面压力系数在不同方位角的分布情况。在 90° 方位角由于厚度效应的影响,上桨叶的下表面压力突降,明显低于其他两处方位角的状态。同时可看出,厚度效应在桨尖处较为显著,桨根处则影响较小。

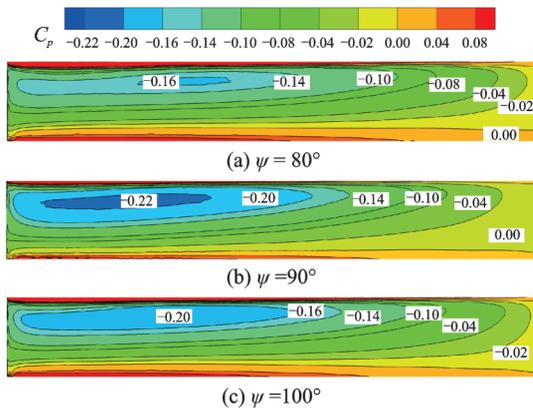


图 9 上旋翼桨叶下表面压力系数随方位角的变化($C_T=0.006$)

Fig.9 C_p contour on the bottom surface of the upper rotor at different azimuths($C_T=0.006$)

2.4 桨-涡干扰效应

共轴双旋翼在悬停状态还存在一种特殊的桨-涡干扰。这种干扰是上旋翼桨尖涡对下旋翼的垂直桨-涡干扰,与单旋翼前飞时自身的桨-涡干扰不同。图 10 给出了双旋翼对齐时,上旋翼桨尖涡与下旋翼桨叶之间的干扰情况。可见,上旋翼桨叶产生的桨尖涡,经过 180° 涡龄角作用于下旋翼的桨尖部分。

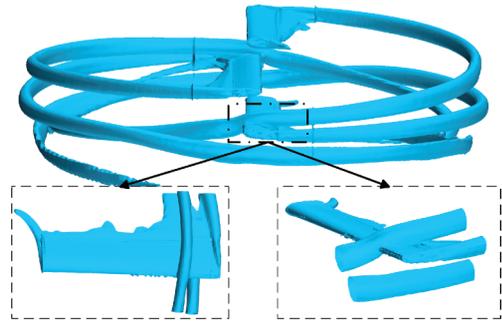


图 10 涡量等值面

Fig.10 Iso-surface of vorticity magnitude

图 11 对比了 70° 和 100° 方位角状态,下旋翼桨盘截面内的诱导速度分布云图。与 70° 方位角相比,上旋翼桨尖涡在 100° 方位角时与下旋翼有明显的干扰,使下旋翼桨叶附近内侧诱导速度增大,外侧诱导速度减小。

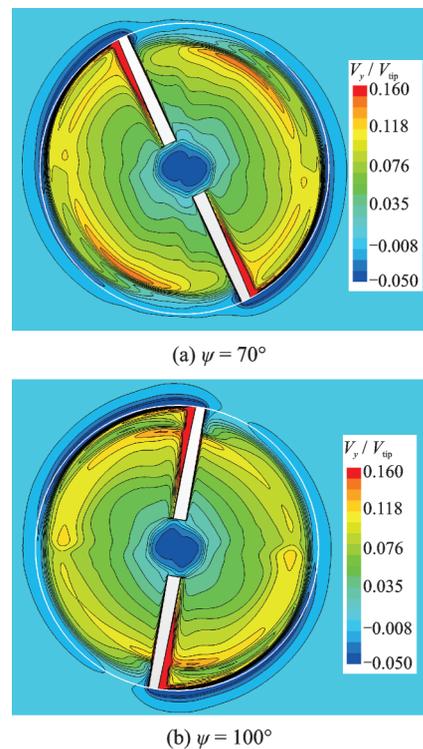


图 11 下旋翼桨盘内不同方位角诱导速度场对比
Fig.11 Contour of V_y in the lower rotor plane at different azimuths

桨叶附近诱导速度的变化会影响其气动有效迎角,从而引起桨叶剖面载荷的变化。图 12 给出了不同方位角处下旋翼桨叶展向剖面载荷分布。 100° 为上旋翼桨尖涡对下旋翼干扰的典型方位角。可见, $0.8R$ 以内,桨叶内侧 100° 方位角的桨叶剖面载荷明显小于其余两处方位角的桨叶载荷; $0.8R$ 以外, 100° 方位角的桨叶载荷则有所增大。

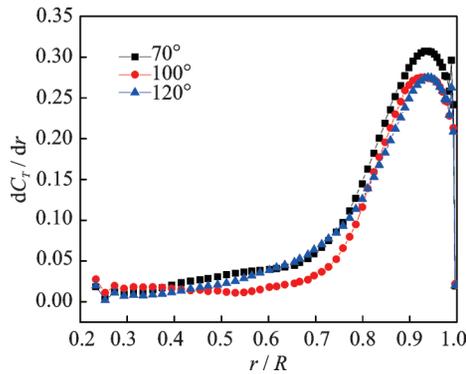


图12 下旋翼不同方位角处桨叶展向剖面载荷分布

Fig.12 Spanwise lift distributions of the lower rotor at different azimuths

3 结 论

本文建立了一个基于N-S方程的共轴刚性旋翼气动干扰数值模拟方法。针对共轴旋翼悬停状态,建立了高效的配平方法以保证扭矩平衡。通过对双旋翼与单旋翼悬停状态下气动性能和流场特性的对比分析,可以得出以下结论:

(1)在悬停状态下,共轴刚性旋翼的双旋翼尾迹涡相互诱导产生“涡诱导效应”。这种效应使其诱导速度整体大于单旋翼,上旋翼气动性能高于下旋翼,但低于单旋翼。由于受到上旋翼强烈的下洗流影响,下旋翼下方尾迹收缩率略小于单旋翼。

(2)双旋翼周期性相遇-离开过程中桨叶附着涡干扰引起“载荷效应”。这是由于双旋翼桨叶互相接近时,桨叶前缘附着涡会对另一片桨叶产生上洗作用,使双旋翼拉力增加;当两片桨叶由相遇转为离开时,由于桨叶后缘附着涡的下洗作用,双旋翼拉力又突然变小。

(3)双旋翼相遇时会产生“厚度效应”。这是由于桨叶厚度使两片桨叶间的流管收缩,上、下旋翼间气体的流速度增加。从而使上旋翼的下表面与下旋翼的上表面压强均减小,上旋翼桨叶会出现强烈的负脉冲波动,而下旋翼桨叶则出现正脉冲波动。

(4)上旋翼尾迹涡与下旋翼碰撞引起垂直“桨-涡干扰效应”。干扰位置内侧诱导速度增大、外侧减小,使下旋翼桨叶展向剖面拉力在内侧减小、外侧增大。上旋翼尾迹在下洗流作用下迅速下移,因此这种桨-涡干扰只发生在特定的方位角,在本文中 $C_T=0.006$ 状态,发生在 90° 方位角左右。

参考文献:

[1] LEISHMAN J G, ANANTHAN S. Aerodynamic optimization of a coaxial proprotor[C]//Proceeding of the 62nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Arizona: American Helicopter Society,

2006: 64-85.

- [2] LEISHMAN J G, ANANTHAN S. An optimum coaxial rotor system for axial flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2008, 53(4): 366-381.
- [3] COLEMAN C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research[R]. NASA TP-3675 Technical Paper, 1997.
- [4] LEISHMAN J G, BHAGWAT M J, BAGAI A. Free-vortex filament methods for the analysis of helicopter rotor wakes [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 759-775.
- [5] GRIFFITHS D A, LEISHMAN J G. A study of dual-rotor interference and ground effect using a free-vortex wake model[C]//Proceedings of the 58th Annual Forum and Technology Display of the American Helicopter Society International.[S.l.]:AHS, 2002.
- [6] 黄水林,徐国华,李春华.基于自由尾迹方法的共轴式双旋翼流场分析[J].南京航空航天大学学报,2008,40(6):721-726.
HUANG Shuilin, XU Guohua, LI Chunhua. Flow field analysis of coaxial twin rotors based on free wake [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(6): 721-726.
- [7] 童自力,孙茂.共轴双旋翼气动力特性的计算研究[J].航空学报,1999,20(4):348-350.
TONG Zili, SUN Mao. Navier-Stokes analysis of the aerodynamic properties of coaxial rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(4): 348-350.
- [8] 许和勇,叶正寅.悬停共轴双旋翼干扰流动数值模拟[J].航空动力学报,2011,26(2):453-457.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of interaction unsteady flows around coaxial rotors in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 453-457.
- [9] 叶靓,徐国华.共轴式双旋翼悬停流场和气动力的CFD计算[J].空气动力学学报,2012,30(4):437-442.
YE Liang, XU Guohua. Calculation on flow field and aerodynamic force of coaxial rotors in hover with CFD method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(4): 437-442.
- [10] LAKSHMINARAYAN V K, BADER J D. Computational investigation of small scale coaxial rotor aerodynamics in hover [R]. AIAA 2009-1069, 2009.
- [11] 朱正,招启军,李鹏.悬停状态共轴刚性双旋翼非定常流动干扰机理[J].航空学报,2016,37(2):568-578.
ZHU Zheng, ZHAO Qijun, LI Peng. Unsteady flow

- interaction mechanism of coaxial rigid rotors in hover [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(2): 568-578.
- [12] HARRINGTON R D. Full-scale-tunnel investigation of the static-thrust performance of a coaxial helicopter rotor[R]. NACA TN-2318, 1951.
- [13] 马杨超,于世美,邓彦敏. 共轴式双旋翼悬停诱导速度场的 PIV 实验研究[J]. *实验流体力学*, 2012, 26(1): 16-20.
- MA Yangchao, YU Shimei, DENG Yanmin. PIV experimental investigation of coaxial rotors' induced velocity field in hover[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2012, 26(1): 16-20.
- [14] 雷瑶,纪玉霞,汪长炜. 微型共轴双旋翼气动性能数值模拟与试验分析[J]. *实验流体力学*, 2017, 31(5): 67-73.
- LEI Yao, JI Yuxia, WANG Changwei. Numerical simulation and experimental study on aerodynamics of the micro coaxial rotors[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2017, 31(5): 67-73.
- [15] 樊枫,徐国华,史勇杰. 基于 N-S 方程的剪刀式尾桨前飞状态气动力计算研究[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(4): 527-533.
- FAN Feng, XU Guohua, SHI Yongjie. Computation research on aerodynamic forces of scissors tail-rotor in forward flight based on the N-S equations [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(4): 527-533.
- [16] ROE P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43(2): 357-372.
- [17] LUO H, BAUM J D. A fast, matrix-free implicit method for computing low mach number flows on unstructured grids[R]. AIAA 99-3315, 1999.
- [18] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows [R]. AIAA 92-0439, 1992.

(编辑:孙静)