

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.012

前飞速度和升力偏置量对共轴刚性旋翼气动特性影响分析

原 昕 招启军 朱 正 王 博

(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: 共轴刚性旋翼前飞状态的气动特性主要由工况环境中的来流速度、密度和桨叶的翼型配置、弦长分布和扭转分布等气动布局参数决定。气动布局参数的综合影响决定了共轴刚性旋翼的升力偏置量。了解前飞速度和升力偏置量对前飞性能的影响规律有利于设计更适合于高速飞行的共轴刚性旋翼。因此,本文通过求解可压雷诺平均 N-S(Reynolds-averaged Navier-Stokes,RANS)方程对 4 m 直径的由两副 2 片矩形桨叶旋翼构成的共轴刚性旋翼模型的前飞流场进行了数值模拟,获得了不同前进比下的气动力并对不同升力偏置量下的旋翼性能进行了对比。数值模拟结果表明,随前进比增大,桨叶展向拉力分布更加趋于合理,拉力中心向桨叶中段移动,可以充分给桨尖卸载;旋翼升力主要由前行侧桨叶提供,升力偏置量过大容易产生激波诱导失速,不利于高速前飞。

关键词: 共轴刚性旋翼;前进比;升力偏置;数值模拟;气动性能

中图分类号: V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0213-07

Flow-Field Characteristics Measurements of Coaxial Rigid Rotor in Forward Flight

YUAN Xin, ZHAO Qijun, ZHU Zheng, WANG Bo

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Forward aerodynamic performance of coaxial rigid rotors mainly depends on flow velocity and density in working condition, and airfoil configuration, chord distribution and twist distribution in aerodynamic configuration parameters. Synthesis effects of rotor aerodynamic configuration parameters reflect on the value of lift-offset. It facilitates designing coaxial rigid rotors suited to fly in high speed to investigate influence principles that flow velocity and lift-offset impose on forward performance. Therefore, forward flow-field of a 4 m diameter coaxial rotor composed of two 2-blade rotors are numerically simulated by solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations. Aerodynamic forces at different advance ratios and performance with different lift offset are obtained. The results show that thrust distribution on the blade spanwise is more reasonable, and thrust center moves toward middle blade part which could offload the blade tip. The lift of rotor is mainly provided by the advancing side of each rotor and large lift-offset leads to shock wave stall, which has adverse effect on high-speed forward flight.

Key words: coaxial rigid rotor; advance ratio; lift offset; numerical simulation; aerodynamic characteristics

共轴式刚性旋翼的在高速直机构型上取得 成功的核心是前行桨叶概念的应用。主旋翼由两

收稿日期:2018-11-11;修订日期:2019-03-08

通信作者:招启军,男,教授,博士生导师,E-mail:zhaqijun@nuaa.edu.cn。

引用格式:原昕,招启军,朱正,等.前飞速度和升力偏置量对共轴刚性旋翼气动特性影响分析[J].南京航空航天大学学报,2019,51(2):213-219. YUAN Xin, ZHAO Qijun, ZHU Zheng, et al. Flow-Field Characteristics Measurements of Coaxial Rigid Rotor in Forward Flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2):213-219.

副共轴、反向旋转的旋翼构成,高速前飞时前行侧桨叶贡献了大部分升力,后行侧几乎不产生升力从而避免或减缓了动态失速,即升力偏置——每副旋翼上升力的前行侧和后行侧的非对称现象。高速前飞是共轴刚性旋翼最重要的工作状态,此时前行侧桨叶出现激波失速,后行侧桨叶大部分处于反流区,造成阻力的激增。这些现象势必对共轴旋翼气动性能产生重要影响。因此,研究前飞速度和升力偏置量对前飞状态下共轴刚性旋翼气动特性的影响,可以为接下来进行高性能的共轴刚性旋翼气动外形设计奠定理论基础。

共轴旋翼流场模拟在单旋翼方法基础之上进一步发展起来的,同样大致经历了理论模型、尾迹方法和CFD数值模拟计算阶段。国内外学者都对于前飞状态的共轴旋翼气动特性计算做了一系列研究工作。Leishman等^[1]和Bagai等^[2]发展了自由尾迹方法来研究共轴旋翼的涡尾迹特性和气动性能。Johnson^[3]应用动量理论等理论模型对共轴旋翼的悬停和高速前飞性能进行了分析和优化,着重计算了升力偏置量对气动性能的影响。Kim等^[4]建立了适合共轴旋翼的涡输运模型的气动特性分析方法。Wachspress等^[5]基于单旋翼涡丝理论建立了适合于共轴旋翼悬停和前飞状态的气动特性计算方法。近年来,学者们尝试通过CFD方法来研究共轴刚性旋翼的流场和气动特性。Ruzicka等^[6]建立了基于RANS方程的共轴旋翼流场求解方法。Lakshminarayan等^[7]建立了适合于共轴旋翼流场分析的CFD程序——Overturns。

国内也在共轴旋翼流场和气动特性计算方面有所研究,王适存等^[8]和陈铭等^[9]分别建立了共轴旋翼悬停状态和前飞状态下固定尾迹的分析方法。黄水林等^[10]建立了适合于共轴旋翼气动特性分析的自由尾迹方法。童自立等^[11-12]在CFD方法中将旋翼对流场的影响用桨叶对流体施加的动量来代表。Xu等^[13]基于非结构滑移网格技术、通过求解Euler方程对前飞状态下的共轴旋翼的气动特性进行了数值模拟。谭剑锋等^[14]建立了基于黏性涡粒子法的共轴刚性旋翼尾迹模型,进行了共轴刚性旋翼的气动干扰分析。朱正等^[15]通过CFD方法对共轴刚性旋翼的悬停状态干扰机理进行了研究。

考虑到分析模型和自由尾迹等方法的精度有限以及近年来CFD方法的发展,本文建立了一套适用于共轴刚性旋翼前飞气动特性模拟的高效、高精度CFD数值模拟方法,进行了高速前飞状态下的共轴刚性旋翼气动特性计算和参数分析。分别

对不同前飞速度的共轴刚性旋翼性能进行了计算,给出了升阻比性能曲线,进而分析了不同前飞速度时的上、下旋翼之间的气动特性,并研究了升力偏置量对共轴刚性旋翼气动性能的影响规律。

1 共轴旋翼数值模拟

1.1 运动嵌套网格

共轴旋翼由两副对转旋翼构成,其运动嵌套网格包含围绕上下旋翼各片桨叶的网格和包围桨叶网格的背景网格。为保证网格之间流场信息的传递,需要保证任一时刻上下旋翼桨叶网格外边界出现交叉问题。计算使用的共轴刚性旋翼桨叶网格数量为 $197 \times 36 \times 79$,前飞状态计算使用的背景网格数量为 $241 \times 101 \times 281$ 。

图1给出了桨叶结构网格及翼型剖面网格示意图。图2给出了共轴旋翼运动嵌套网格示意图,这种网格尺寸设置保证了旋转周期内上旋翼桨叶贴体网格不会穿过下旋翼桨叶、下旋翼桨叶贴体网格也不会与上旋翼桨叶表面发生接触。

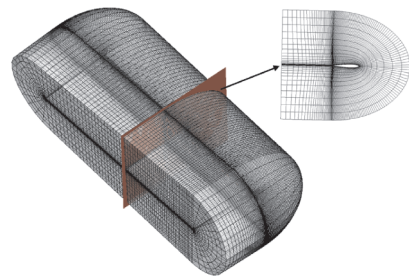


图1 桨叶结构网格及翼型剖面网格示意图
Fig.1 Blade structural grid and airfoil section blade

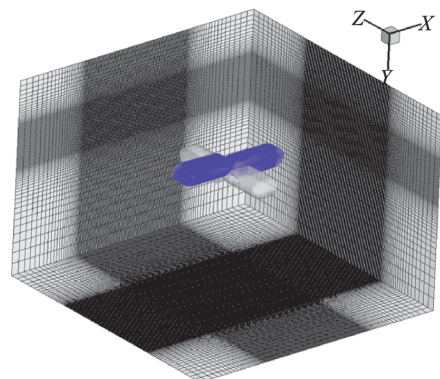


图2 共轴旋翼运动嵌套网格示意图
Fig.2 Moving-embedded grid system of coaxial rigid rotor

1.2 非定常流场求解

对共轴刚性旋翼的非定常流场,建立以绝对物理量为参数的守恒积分形式的可压非定常RANS方程,方程如下

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} W d\Omega + \iint_{\partial\Omega} (F_c - F_v) dS = 0 \quad (1)$$

守恒变量 W , 对流通量 F_c 和黏性通量 F_v 分别为

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} \quad F_c = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_x p \\ \rho v V + n_y p \\ \rho w V + n_z p \\ \rho H V + V' p \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $V = (V - V_\omega) \cdot n = (u - u_e)n_x + (v - v_e)n_y + (w - w_e)n_z$; Ω 为控制体体积; S 为控制体表面积; $V_\omega = (u_e, v_e, w_e)$ 为牵连速度; $V = (u, v, w)$ 为气流速度; $n = (n_x, n_y, n_z)$ 为单元表面法矢量; ρ, p, E 和 H 分别为密度, 压力, 总能和总焓; $\tau_{(,)}$ 和 $\Theta_{(,)}$ 为黏性应力张量项和热通量项, 其中各分量定义为

$$\begin{cases} \tau_{xx} = 2\mu u_x - \frac{2}{3}\mu \nabla \cdot V & \tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu(u_y + v_x) \\ \tau_{yy} = 2\mu u_y - \frac{2}{3}\mu \nabla \cdot V & \tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu(v_z + w_y) \\ \tau_{zz} = 2\mu u_z - \frac{2}{3}\mu \nabla \cdot V & \tau_{zx} = \tau_{xz} = \mu(u_z + w_x) \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \Theta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + \kappa \frac{\partial T}{\partial x} \\ \Theta_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + \kappa \frac{\partial T}{\partial y} \\ \Theta_z = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + \kappa \frac{\partial T}{\partial z} \end{cases} \quad (4)$$

式中: μ, κ, T 分别为黏性系数、热传导系数和绝对温度; $u_{(,)}, v_{(,)}, w_{(,)}$ 下标表示对该方向的偏导数。

空间离散上采用精度高、耗散低的 Roe-MUSCL 格式, 时间推进采用高效隐式 LU-SGS 算法, 湍流模型为 Spalart-Allmaral 模型。共轴旋翼系统中操纵量配平采用 Newton-Raphson 迭代法。

1.3 数值方法验证

选取有试验结果可供对比的 Harrington-2 旋翼^[16]进行了气动特性计算验证。图3给出了悬停状态 Harrington-2 共轴旋翼拉力系数随扭矩系数的变化曲线。从图中可见, 总体来看计算值与试验值吻合较好, 表明了本文建立的共轴旋翼流场模拟方法能够有效地用于共轴刚性旋翼的气动性能计算。

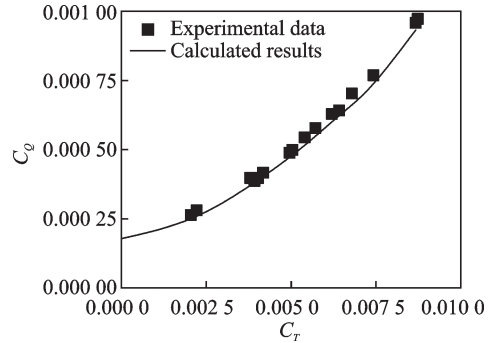


图3 Harrington-2 共轴旋翼气动性能计算值与试验值的比较

Fig.3 Comparison of calculated results and experimental data of aerodynamic characteristics of Harrington-2

2 旋翼模型

2.1 共轴旋翼参数定义

共轴旋翼当量升阻比 L/D 定义为

$$L/D = \frac{C_L}{C_D + C_Q/\mu} \quad (5)$$

式中: $C_L = C_L^{up} + C_L^{low}$ 表示升力系数, $C_D = C_D^{up} + C_D^{low}$ 表示阻力系数, $C_Q = |C_Q^{up}| + |C_Q^{low}|$ 表示扭矩系数, μ 表示前进比。

升力偏置量 (Lift offset, LOS) 的定义为

$$LOS = \frac{C_M}{C_L \cdot R} \quad (6)$$

式中: $C_M = |C_M^{up}| + |C_M^{low}|$ 表示滚转力矩。

2.2 桨叶模型参数及计算状态

计算采用的共轴刚性旋翼模型由两副同轴、反转的旋翼构成, 每副旋翼由两片外形完全相同的桨叶组成。设置上旋翼为右旋, 下旋翼为左旋。上旋翼两片桨叶初始方位角设置为 $90^\circ, 270^\circ$; 下旋翼两片桨叶初始方位角设置为 $0^\circ, 180^\circ$ 。

模型桨叶的半径 (R) 为 2.0 m, 基准弦长 0.2 m。上下旋翼的轴间距定为 $0.15R$ 。桨叶扭转分布设置为线性 -10° 扭转 (从旋转中心到桨尖), 采用单一 NACA0012 翼型。桨叶平面形状为矩形, 无下反。图4给出了初始时刻共轴刚性旋翼位置示意图。

本文拟针对共轴旋翼不同前进比和不同升力偏置量下的流场模拟和气动特性开展分析计算。前飞时设定桨尖旋转马赫数桨尖旋转马赫数为 0.528, 即桨尖旋转速度为 179.55 m/s。由于本文计算的共轴刚性旋翼前飞状态均为水平前飞, 且旋翼轴倾角为 0° , 因此拉力系数 C_T 和升力系数 C_L 在数值上相同。

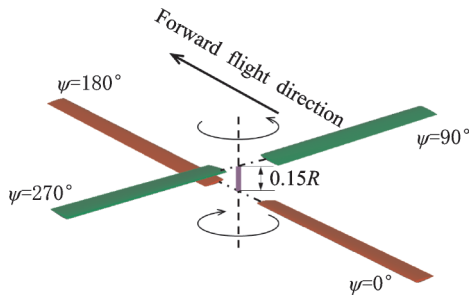


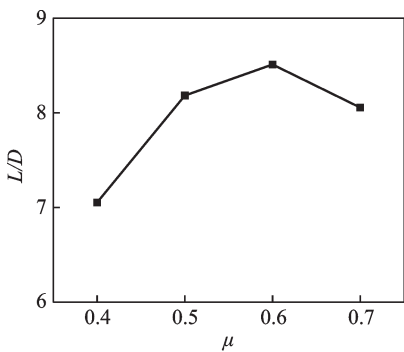
图4 模型旋翼的初始位置示意图

Fig.4 Initial positions of model rotor blades

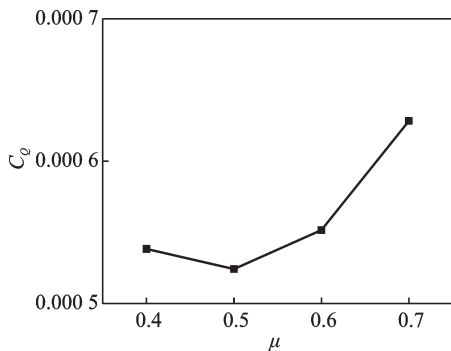
3 前飞速度影响分析

本文计算了前进比为0.4, 0.5, 0.6和0.7状态下的气动力。图5给出了4种状态下的共轴旋翼升阻比和力矩系数的变化曲线。可见,共轴旋翼前飞升阻比随前进比的增大先增大后减小,这与单旋翼的前飞气动特性相类似。在当前的计算状态中,升阻比最大的状态是前进比0.6。扭矩系数随前飞速度先减小后缓慢增大,在前进比0.5左右达到最小。

选取前进比0.6状态进行不同方位角处的展向拉力输出,图6给出了该状态下上下旋翼前行侧不同方位角处桨叶展向拉力分布。图中的 C_T 表示



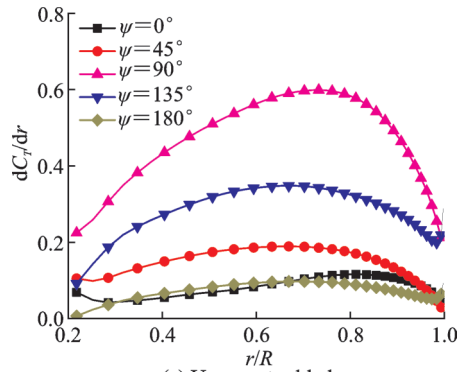
(a) Variation of lift/drag ratio with advance ratio



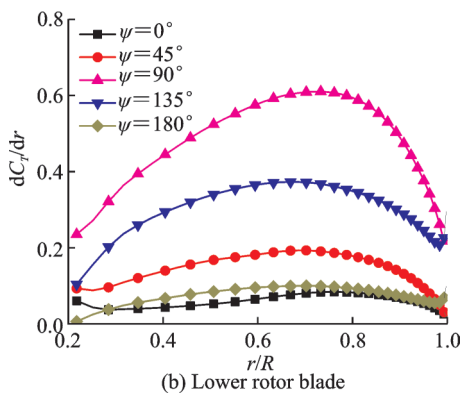
(b) Variation of torque coefficient with advance ratio

图5 升阻比和力矩系数随前进比的变化

Fig.5 Variations of lift/drag ratio and torque coefficient with advance ratio



(a) Upper rotor blade



(b) Lower rotor blade

图6 前进比为0.6时前行侧不同方位角处桨叶展向拉力分布

Fig.6 Rational thrust distribution in advancing side with advance ratio 0.6

瞬态拉力系数。上旋翼和下旋翼的主要升力均产生在前行侧,尤其是90°方位角桨叶产生升力最大。由于前飞来流速度较大,上旋翼下洗流和桨尖涡对下旋翼桨叶的影响较小,因此上桨叶和下桨叶在前行侧的气动力曲线几乎完全一致。从展向拉力图中可看出,对升力贡献最大的区域是前行侧桨叶0.7R至0.8R段。

桨叶前行侧90°方位角处产生的拉力较大,可以较好地反映不同前进比时旋翼气动力特性。图7给出了不同前进比下90°方位角处上下旋翼桨叶展向拉力分布。随着前进比的增大,从展向看,桨叶负压区域从桨叶尖部向桨叶中段移动。在前进比较小时,负压区域比较集中,且靠近桨尖前缘,这使得桨叶拉力集中于桨尖前缘,不利于桨尖卸载和旋翼操纵。从展向拉力分布图中可看出,在大前进比时,桨叶展向拉力分布更加趋于合理,拉力中心趋于桨叶中段,可以充分给桨尖卸载。前进比较小时,上旋翼桨叶和下旋翼桨叶在90°的展向拉力分布差别较大,这说明前进比较小时上、下旋翼桨叶所受气动干扰较大,导致气动特性产生明显差异。

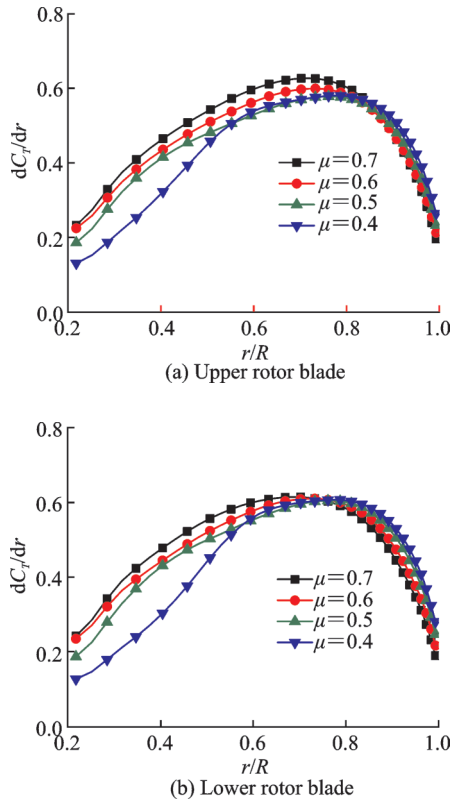


图 7 不同前进比下上下旋翼桨叶 90°方位角处展向拉力分布
Fig.7 Rotational thrust distribution at position $\psi=90^\circ$ with different advance ratios

4 升力偏置量影响分析

根据不同前进比的气动力结果,以升阻比较大的 0.6 前进比为典型状态,计算 0.30, 0.35, 0.40 三个升力偏置量下的升阻比,结果如表 1 所示。可见升力偏置量过大时升阻比反而会降低。图 8 给出了不同升力偏置量时上旋翼前行侧桨叶表面流线分布。升力偏置量较大时,前行侧桨叶存在着明显的气流分离,激波与附面层流动的干扰诱导了桨叶表面气流的分离,将会进一步导致激波失速的出现。升力偏置量较小时,气流分离范围在展向和弦向的范围均明显减小,有效缓解前行侧桨叶表面气流分离,降低了前飞功耗,从而提高了旋翼效率。

图 9 和图 10 分别给出了前进比为 0.6 时不同升力偏置量下旋翼瞬态拉力系数和滚转力矩系数

表 1 0.6 前进比下不同升力偏置量下的升阻比

Tab.1 Lift/drag ratio of different lift offset conditions at advance ratio 0.6

LOS	Lift/drag ratio
0.30	9.11
0.35	8.52
0.40	8.00

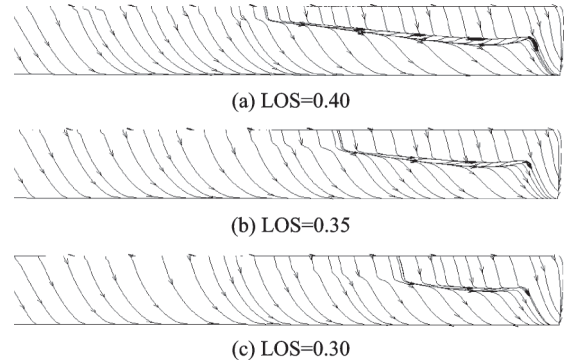


图 8 不同升力偏置量时前行侧桨叶表面流线分布
Fig.8 Streamline distribution of upper blade surface in the advancing side with different LOS

比较。图 11 和图 12 分别给出了前进比为 0.6 时不同升力偏置量下前行侧和后行侧桨叶表面压强系数云图。在当前较大的前进比状态下,上下旋翼之间气动特性差别较小,因此只给出上旋翼桨叶的结果。从拉力系数曲线可看出,升力偏置量较大时,旋翼桨叶前行侧承受更大的拉力载荷,而后行侧的拉力载荷明显较小。这点也可从桨叶压强分布图中看出,升力偏置量较大时桨叶前行侧上表面负压区域较大、且靠近桨叶外侧,而升力偏置量较小时前行侧桨叶上表面负压区域范围较小、且靠近桨叶内侧。对于滚转力矩而言,在总拉力相同的情况

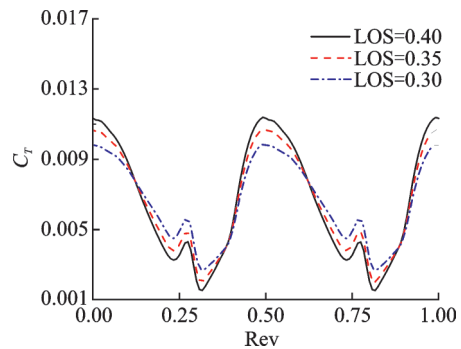


图 9 不同升力偏置量时旋翼瞬态拉力系数($\mu=0.6$)
Fig.9 Instantaneous thrust coefficient of coaxial rotor with different LOS($\mu=0.6$)

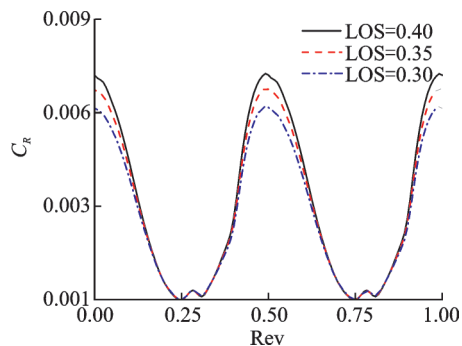


图 10 不同升力偏置量时瞬态滚转力矩系数($\mu=0.6$)
Fig.10 Instantaneous torque coefficient of coaxial rotor with different LOS($\mu=0.6$)

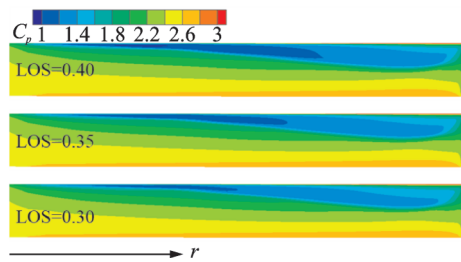


图11 不同升力偏置量时前行侧桨叶表面压强系数云图 ($\mu=0.6$)

Fig.11 Blade surface pressure coefficient contour in advancing side with different LOS($\mu=0.6$)

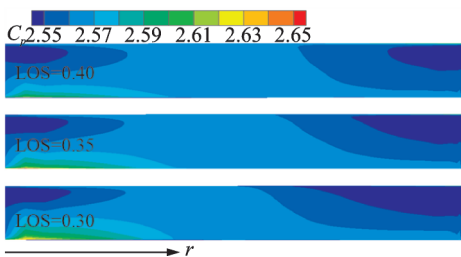


图12 不同升力偏置量时后行侧桨叶表面压强系数云图 ($\mu=0.6$)

Fig.12 Blade surface pressure coefficient contour in retreating side with different LOS($\mu=0.6$)

下,滚转力矩系数和升力偏置量成反比。从滚转力矩系数图中可看出,由于前行侧拉力较大,因此滚转力矩之间的差异也主要体现在前行侧。

5 结 论

通过本文建立的共轴刚性旋翼流场CFD求解方法对不同状态参数下的共轴旋翼进行了数值模拟,得到以下结论:

(1)由于前行桨叶概念的应用,共轴刚性旋翼桨叶的升力大部分由前行侧桨叶提供,后行侧几乎不产生拉力。与单旋翼类似,随前进比增加,共轴刚性旋翼的升阻比先增大后减小,力矩系数先增大后减小。

(2)前飞速度对提供主要升力的前行侧桨叶展向拉力分布有比较明显的影响,特别是对桨叶根部和中部段的影响尤为明显。随着前进比增大,前行侧桨叶的展向拉力分布而向桨叶中部段移动,对桨尖卸载,更有利于高速飞行。

(3)适当的升力偏置量能最佳地发挥前行桨叶的升力潜能,但是升力偏置量过大会使得前行侧桨叶更容易发生激波失速,对前飞性能有所降低,因此共轴刚性旋翼的设计时需要限制升力偏置量。

参考文献:

[1] LEISHMAN J G, ANANTHAN S. Aerodynamic

optimization of a coaxial proprotor [C]//Proceedings of the 62th Annual Forum of the American Helicopter Society. Phoenix: American Helicopter Society, 2006: 64-85.

[2] BAGAI A, LEISHMAN J G. Free-wake analysis of tandem, tilt-rotor and coaxial rotor configurations [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1996, 41 (3): 196-207.

[3] JOHNSON W. Influence of lift offset on rotorcraft performance[R]. NASA TP 2009-215404, 2009.

[4] KIM H W, BROWN R E. Coaxial rotor performance and wake dynamics in steady and manoeuvring flight [C]//Proceedings of the 62nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Phoenix: American Helicopter Society, 2006: 20-40.

[5] WACHSPRESS D A, QUACKENBUSH T R. Impact of rotor design on coaxial rotor performance, wake geometry and noise [C]//Proceedings of the 62nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Phoenix: American Helicopter Society, 2006: 41-63.

[6] RUZICKA G C, STRAWN R C. Computational fluid dynamics analysis of a coaxial rotor using overset grids [C]//AHS Specialists' Conference on Aeromechanics 2008. San Francisco, CA: American Helicopter Society, 2008: 378-396.

[7] LAKSHMINARAYAN V K, BAEDER J D. High-resolution computational investigation of trimmed coaxial rotor aerodynamics in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(4): 42008.

[8] 王平, 王适存, 郭才根. 共轴式双旋翼气动特性的固定尾迹分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29 (6): 114-117.

WANG Ping, WANG Shicun, GUO Caigen. Rigid-wake analysis of coaxial rotor in hover aerodynamics [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Aeronautics, 2009, 54(4): 114-117.

[9] 陈铭, 胡继忠, 曹义华. 共轴双旋翼前飞气动特性固定尾迹分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30 (1): 74-78.

CHEN Ming, HU Jizhong, CAO Yihua. Rigid-wake analysis of coaxial rotor aerodynamics in forward flight [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Aeronautics, 2004, 30(1): 74-78.

[10] 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, 2009, 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 & Aeronautics, 2009, 40(6): 721-726.

[11] 童自力, 孙茂. 共轴式双旋翼流动的N-S方程模拟

- [J].航空学报,1998,19(1):1-5.
TONG Zili, SUN Mao. Navier-Stokes calculation of coaxial rotor aerodynamics [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(1): 1-5.
- [12] 童自力,孙茂.共轴式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 of coaxial rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(4): 348-350.
- [13] XU H Y, YE Z Y. Numerical simulation of unsteady flow around forward flight helicopter with coaxial rotors [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(1): 1-7.
- [14] 谭剑锋,孙义鸣,王浩文,等.共轴刚性双旋翼非定常气动干扰载荷分析[J].北京航空航天大学学报,2018,44(1):50-62.
TAN Jianfeng, SUN Yiming, WANG Haowen. Analysis of rigid coaxial rotor unsteady interactional aerodynamic loads [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Aeronautics, 2018, 11(1): 50-62.
- [15] 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
- [16] HARRINGTON R D. Full-scale-tunnel investigation of the static-thrust performance of a coaxial helicopter rotor[R]. NACA TN-2318, 1951.

(编辑:孙静)