

共轴刚性旋翼气动干扰及操纵特性分析

祁浩天¹, 史勇杰¹, 徐国华¹, 黄水林²

- (1. 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;
2. 中国航空工业集团公司 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 建立了一套基于高效配平策略和嵌套网格技术的共轴刚性旋翼气动数值分析方法。流场求解采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 空间离散采用 Roe-monotone upstream-centered schemes for conservation laws (MUSCL) 格式, 湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型; 配平计算中引入“增量修正”策略。分析了共轴刚性旋翼模型在不同飞行状态下的气动干扰现象和操纵特性。结果表明: 所建立的配平方法在同等精度下, 比传统方法可显著节省计算时间; 共轴刚性旋翼间距较小, 其气动干扰明显强于普通共轴旋翼; 悬停状态下, 由于受上旋翼下洗流影响, 下旋翼总距较大但拉力较小; 小速度前飞时气动干扰引起下旋翼气流不对称性增大, 双旋翼周期变距差也变大; 采用适当的升力偏置量, 可以提高共轴刚性旋翼气动效率。

关 键 词: 共轴刚性旋翼; 旋翼配平; 气动干扰; Navier-Stokes 方程; 嵌套网格

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Analysis of aerodynamic interaction and trim characteristics of rigid coaxial rotor

QI Haotian¹, SHI Yongjie¹, XU Guohua¹, HUANG Shuilin²

- (1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Helicopter Research and Development Institute, Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: A numerical method based on high-efficient trim strategy and moving overset grid technique was developed to predict the aerodynamic characteristics of rigid coaxial rotor. To simulate the rotor's flow-field, the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations were discretized by Roe-monotone upstream-centered schemes for conservation laws (MUSCL) scheme with Spalart-Allmaras turbulence model. A delta trim method was implemented. Researches on the aerodynamic interaction and trim characteristics of a coaxial rigid rotor model were conducted. Results indicated that the delta method consumed much less time than the conventional trim method with the same accuracy. The aerodynamic interaction of rigid coaxial rotor, with a smaller rotors' distance, was much stronger than that of normal coaxial rotor. In hover condition, the lower rotor required greater collective pitch while providing less tensile force due to the upper rotor's downwash; in low speed forward flight, the aerodynamic interaction brought about a more asymmetrical airflow on the rotors' disks, leading to

收稿日期: 2016-05-30

基金项目: 国家自然科学基金(11302103); 江苏高校优势学科建设工程基金

作者简介: 祁浩天(1991—), 男, 博士生, 主要从事直升机空气动力学和旋翼计算流体力学研究。E-mail: qihaoitian@nuaa.edu.cn

引用格式: 祁浩天, 史勇杰, 徐国华, 等. 共轴刚性旋翼气动干扰及操纵特性分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 3004-3012. QI Haotian, SHI Yongjie, XU Guohua, et al. Analysis of aerodynamic interaction and trim characteristics of rigid coaxial rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 3004-3012.

greater difference of cyclic pitches. In addition, the rotor's power efficiency can be improved by a proper lift offset.

Key words: rigid coaxial rotor; rotor trim; aerodynamic interaction; Navier-Stokes equations; overset grid

直升机具有稳定悬停和垂直起降特性,在民用和军用上都有广阔的应用前景。但普通单旋翼带尾桨直升机受到前行桨叶激波和后行桨叶失速限制,而无法高速前飞。为了消除这种限制,提高直升机的飞行速度和机动性能,Cheney^[1]提出了“前行桨叶概念(advancing blade concept)旋翼”即 ABC 旋翼。共轴刚性旋翼复合式直升机即是采用 ABC 旋翼发展的一种高速直升机构型。共轴刚性旋翼包括一对反转的刚性旋翼,在大速度前飞状态下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力,而后行侧桨叶几乎不产生升力,从而克服常规直升机后行桨叶失速限制,显著提高直升机的飞行速度和飞行高度。共轴刚性旋翼构型直升机正成为未来高速直升机的重要发展方向。但是,共轴刚性旋翼的双旋翼间距较小,上、下旋翼间有强烈的气动干扰。这种干扰会直接影响旋翼的气动效率,而且干扰中产生的非定常气动力还会进一步引发旋翼振动、噪声和结构疲劳等问题。因此,建立一套适合共轴刚性旋翼气动干扰分析的计算方法,研究其气动干扰特性具有重要的意义。

目前,国内外关于共轴刚性旋翼气动问题的研究还比较少,大部分的研究是针对普通共轴旋翼。Coleman^[2]总结了共轴旋翼气动问题的早期研究情况,包括一些试验和理论方法。常用的共轴旋翼气动分析方法有动量叶素理论^[3-4],自由尾迹方法^[5-6]、动量源方法^[7]等。这些方法多是基于经验假设,而不能模拟出其非定常气动干扰细节。为了模拟双旋翼流场细节,先进的计算流体力学(CFD)方法被用于共轴旋翼的气动干扰问题研究中。许和勇等^[8]对共轴直升机悬停流场特征、总体气动性能进行了研究;叶靛等^[9]引入自适应网格技术,分析了共轴旋翼的诱导速度场及空间尾迹涡的变化特征。朱正等^[10]基于嵌套网格方法,揭示了共轴双旋翼悬停状态下给定相同总距时上、下旋翼的桨-涡、涡-涡非定常干扰机理。Lakshminarayan 等^[11]结合滑移网格和嵌套网格深入研究了共轴旋翼悬停状态的气动干扰特性,结合涡线法和 CFD 方法对旋翼进行了配平,但只局限于悬停状态。这些研究对了解共轴旋翼的流场和

尾迹特性有很大意义。但目前关于共轴刚性旋翼非定常气动干扰的研究仍然不够深入,且都没有建立完整的共轴刚性旋翼配平方法,不能反映其真实操纵特性,这对气动干扰分析存在很大影响。

鉴于此,本文在单旋翼数值模拟研究^[12]的基础上,建立了适合共轴刚性旋翼非定常干扰流场模拟的嵌套网格系统和 CFD 分析方法;针对共轴刚性旋翼的操纵特征,发展了一种基于差量法的高效配平策略;对共轴刚性旋翼的悬停和前飞状态进行了计算,分析了不同状态下的旋翼的操纵特性和气动干扰现象,以及该构型旋翼特有的升力偏置状态对旋翼操纵量和气动干扰的影响。

1 数值计算方法

1.1 共轴刚性旋翼特点

如图 1 所示,与普通单旋翼相比,共轴刚性旋翼在大速度前飞时利用旋翼前行侧桨叶动压大的特点,由前行侧桨叶提供主要的升力,后行侧桨叶提供很小的升力。这就会使旋翼升力中心偏离旋翼中心轴线。这种横向升力偏移,即升力偏置量(L_{os}),是共轴刚性旋翼的重要特征,其定义为:旋翼升力合矢量中心和旋翼轴线之间的距离与旋翼半径的比值。



图 1 普通单旋翼与 ABC 旋翼的升力分布对比

Fig.1 Comparison of the lift distribution of normal single rotor and ABC rotor

普通共轴旋翼采用铰接式旋翼,若前行侧拉力大后行侧拉力小,则上、下旋翼桨叶会因挥舞运动发生碰撞;且其上、下旋翼周期变距联动,即有相同的周期变距,不能够在双旋翼干扰下保证滚转力矩平衡。因此,普通共轴旋翼不具有升力偏置特征。相比之下,共轴刚性旋翼挥舞运动幅度较小,不会发生桨叶碰撞,且有 6 个操纵量:总距、纵、横向周期变距和差动总距、差动纵、横向周期

变距。这样就能够操纵上、下旋翼有不同的周期变距,以保证双旋翼同时存在升力偏置时产生的滚转力矩可以相互平衡。

1.2 旋翼气动模型

本文在课题组发展的基于雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程的单旋翼流场模拟方法基础上,建立了适合共轴刚性旋翼的求解方法。在惯性坐标系下,守恒型积分形式的 N-S 方程可表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} dV + \oint_{\partial \Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中向量 $\mathbf{W}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}_c$ 、 $\mathbf{F}_v$ 分别为无黏通量和黏性通量,其表达式分别为

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{V}_r \\ \rho u \mathbf{V}_r + n_x p \\ \rho v \mathbf{V}_r + n_y p \\ \rho w \mathbf{V}_r + n_z p \\ \rho H \mathbf{V}_r \end{bmatrix},$$
$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Phi_x + n_y \Phi_y + n_z \Phi_z \end{bmatrix}$$

式中 S 为控制体表面积; $\mathbf{V}$ 为控制体体积; $\mathbf{n} = [n_x \ n_y \ n_z]^T$ 为单元表面法矢量; E 、 H 、 p 和 ρ 分别为气体总能、总焓、压强和密度; $\mathbf{V}_r$ 为桨叶与流体的相对速度。采用无量纲方式进行计算,以桨叶标准弦长 c ,无穷远处来流的密度 ρ_∞ 、黏度 μ_∞ 、温度 T_∞ ,旋翼桨尖速度 V_{tip} 等作为基本参考量进行无量纲化。

数值计算中采用 Roe 格式^[13]计算无黏通量,采用二阶 monotone upstream-centered schemes for conservation laws(MUSCL)格式对单元格内的流场进行重构。由于双旋翼之间的干扰作用,其流场是非定常的。因此,需要采用双时间推进方法进行时间步进。伪时间上采用 lower-upper symmetric Gauss-Seidel(LU-SGS)格式推进至收敛。湍流模型选取 Spalart-Allmaras 一方程模型^[14]。为了模拟共轴刚性双旋翼的旋转、周期变距等运动,采用运动嵌套网格系统。该网格系统包括背景网格和桨叶贴体网格。背景网格采用笛卡尔网格,对背景网格中旋翼所处区域进行了加密。桨叶网格的桨尖部分和背景网格桨尖脱落部分也进行了加密,以捕捉桨尖附近流场细节。

1.3 配平策略

共轴刚性旋翼单副旋翼的桨距随方位角的变化可表示为

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1s} \sin \psi + \theta_{1c} \cos \psi + \cdots \quad (2)$$

式中 ψ 为方位角, θ_0 为旋翼总距, θ_{1s} 为横向周期变距, θ_{1c} 为纵向周期变距。由文中第 1.1 节所述,共轴刚性旋翼实际工作时采用差动操纵,本文直接选取上、下旋翼各对应的操纵量进行表示。

操纵量为

$$\mathbf{x} = (\theta_0^u, \theta_{1s}^u, \theta_{1c}^u, \theta_0^l, \theta_{1s}^l, \theta_{1c}^l)^T \quad (3)$$

目标量为

$$\mathbf{y} = (C_t, C_q, C_l^u, C_m^u, C_l^l, C_m^l)^T \quad (4)$$

式中 C_t 为总拉力系数, C_q 为总扭矩系数, C_l 为滚转力矩系数, C_m 为俯仰力矩系数。上标 u 表示上旋翼, l 表示下旋翼。

实际计算中,升力偏置量可表示为滚转力矩与升力的比值,即

$$L_{os} = |C_l^u - C_l^l| / C_t \quad (5)$$

操纵量和目标量间的关系可用非线性方程组表示

$$\mathbf{y} = f(\mathbf{x}) \quad (6)$$

将式(6)进行泰勒级数展开至一阶并化简,可得目标量和操纵量的迭代关系式为

$$\Delta \mathbf{x} = \mathbf{J}^{-1} \cdot \Delta \mathbf{y} \quad (7)$$

式中 $\mathbf{J}$ 为雅克比矩阵。

传统配平方法^[15]将旋翼 CFD 方法与牛顿迭代法直接结合。其雅克比矩阵的每一列均由 CFD 计算获得。对于共轴刚性旋翼而言,每次迭代需要 CFD 计算 6 次,且计算一圈耗时远大于单旋翼。可见,应用这种传统方法对共轴刚性旋翼配平效率很低。

本文在单旋翼配平方法基础上,发展了基于差量法的共轴刚性旋翼高效配平方法。其核心思想是用高效的简单气动模型代替 CFD 方法求解雅克比矩阵,以提高计算效率;同时,用 CFD 方法对简单模型进行纠正,以保证配平结果的准确性。简单模型主要包括动量叶素理论(blade element momentum theory, BEMT)和用来求解诱导速度的入流模型。本文用到的主要有均匀入流、Drees 入流^[16]等入流模型。

基于差量法的配平计算由简单气动力模型完成,CFD 求解器只对气动力进行修正,不直接参与配平迭代。假设简单模型中以目标量 $\mathbf{y}^{target}$ 进行配平得到的操纵量为 $\mathbf{x}$,将 $\mathbf{x}$ 代入 CFD 求解器

计算得到的气动力为 y^{CFD} 。由于简单模型计算的气动力有误差 $y^{CFD} \neq y^{target}$, 因此需要根据 y^{CFD} 与 y^{target} 的差值, 不断改变简单模型的目标量来更新操纵量最终达到配平状态。为了方便区分, 记简单模型中的目标量为 y^{sim} (随配平迭代而变化), 最终要达到的目标量为 y^{target} (保持不变)。图 2 给出了本文配平方法的计算流程, 具体步骤如下:

- 1) 采用简单气动模型, 根据 y^{target} 进行配平获得初始操纵量。
- 2) 将上述操纵量代入 CFD 求解器计算共轴旋翼旋转一圈, 得到旋翼气动力 y^{CFD} 。
- 3) 根据 CFD 计算的旋翼气动力对简单模型的中间目标量 y_n^{sim} (下标 n 表示迭代步数) 进行修正, 得到新的中间目标量 y_{n+1}^{sim} , 具体公式如下:
- $$\begin{cases} \Delta y_n = y^{target} - y_n^{CFD} \\ y_{n+1}^{sim} = y_n^{sim} + \Delta y_n \end{cases} \quad (8)$$
- 4) 根据新的中间目标量, 通过简单模型求解雅克比矩阵进行配平迭代, 计算出新的操纵量。
- 5) 重复步骤 2)~步骤 4) 至 CFD 计算的气动力与目标量差值满足一定的限定值, 则配平达到收敛。

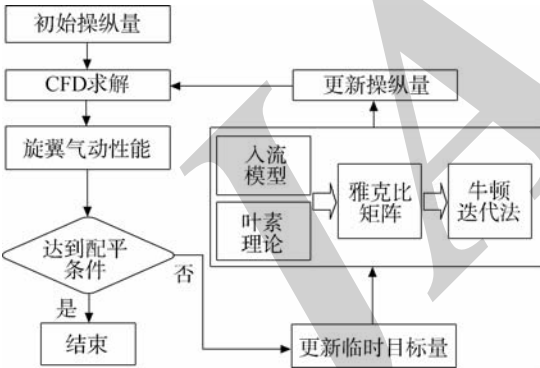


图 2 配平计算流程

Fig. 2 Flow chart for the trim procedure

1.4 方法验证

为验证所建立方法的有效性, 进行了两个算例验证。算例 1 采用“AH-1G”旋翼^[17], 计算状态如下: 前进比为 0.19, 桨尖马赫数为 0.65, 拉力系数为 0.00464。表 1 给出了该状态下本文配平计算的旋翼操纵量与文献[17]中的飞行测试数据和文献[15]中采用传统配平方法的计算值。可以看出, 本文计算的操纵量, 与文献[15]中的计算结果基本一致, 与飞行实测值相比存在一定误差。这是因为飞行实测时会受到桨叶弹性变形以及旋翼与机身、尾桨的干扰等情况的影响, 这些因素都会影响旋翼操纵量。

表 1 旋翼操纵量配平结果对比
Table 1 Comparison of control settings between flight test and calculated values

操纵量	飞行试验结果	文献[17]结果	本文计算结果
$\theta_0 / (^\circ)$	6.0	6.1	6.2
$\theta_{1s} / (^\circ)$	-5.5	-5.1	-4.8
$\theta_{1c} / (^\circ)$	1.7	1.3	1.4

图 3 给出了配平后“AH-1G”旋翼桨叶 0.6 和 0.97 截面处的法向力系数计算值与试验值的对比。图中可见, 旋翼桨叶在不同展向位置 (r/R) 和不同方位角处, 截面法向力 (C_n) 的计算值均与试验值吻合较好。

算例 2 采用 Harrington-2 旋翼^[18], 进行了悬停状态气动性能的计算。图 4 是计算的拉力系数与扭矩系数变化曲线与试验结果的对比。文献^[18]中未给定具体的操纵量配平结果, 计算中给

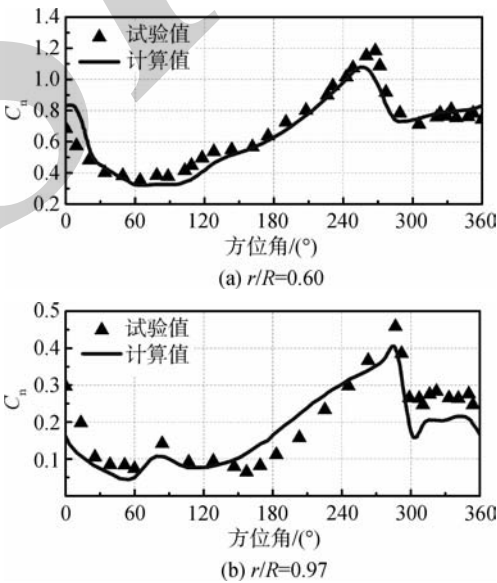


图 3 不同展向位置截面法向力计算值与试验值的对比
Fig. 3 Comparison between calculated and experimental sectional trusts at different radial locations

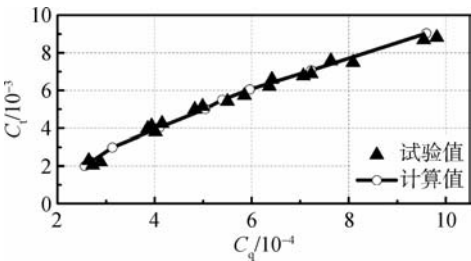


图 4 Harrington-2 旋翼气动性能计算与试验值对比
Fig. 4 Comparison of calculated performance with experimental data for Harrington-2 rotor

定一系列拉力系数,通过扭矩配平达到平衡状态再行对比。由图可见,计算值与试验结果吻合较好,表明所建立的共轴刚性双旋翼耦合配平方法有效。

图 5 给出了 Harrington-2 旋翼悬停状态, $C_t=0.09$ 时的配平历程。CFD 计算共轴双旋翼旋转 1 圈约 7.8 h。传统配平方法在求解雅克比矩阵时,每个迭代步多计算 6 圈。由图可见,给定相同的初始操纵量,两种配平方法的操纵量和目标量误差收敛历程相差不大。传统方法迭代 6 次达到配平标准,CFD 计算 42 圈,耗时 327 h;本文建立的差量配平法迭代 7 次,CFD 计算 7 圈,耗时 55 h,节省了约 83% 的计算时间。可见,本文所建立的配平方法的精度与传统方法接近,但其效率远高于传统方法。

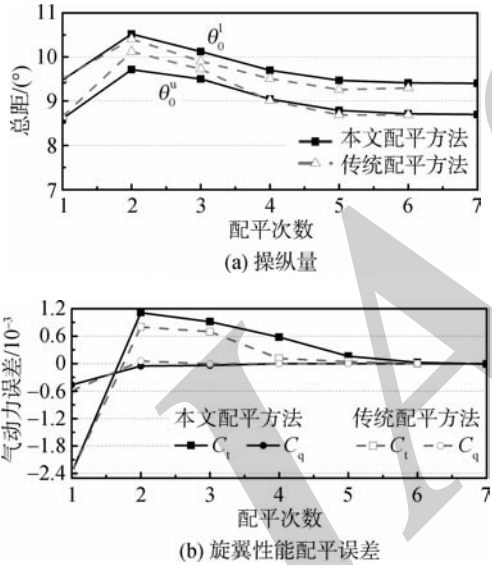


图 5 总距和旋翼气动误差配平历程
Fig. 5 History of collective pitches and rotor aerodynamic performance error during the trim procedure

2 气动特性和操纵特征分析

共轴刚性旋翼桨叶与普通旋翼桨叶在气动外形上存在一定差别,本文研究中采用的桨叶参考了 X-2 验证机桨叶的设计特点。其弦长和负扭转均为非线性分布,取 $0.7R$ 处的弦长为标准弦长则展弦比约为 12,旋翼半径为 2.0 m ,双旋翼轴向间距 $0.15R$,桨根部选取双钝头翼型,其余部分采用 OA212、OA209 翼型,桨尖马赫数为 0.588 ,每副旋翼有 4 片桨叶,双旋翼总实度为 0.2 。具体的桨叶外形和桨叶网格如图 6 所示。计算中采用

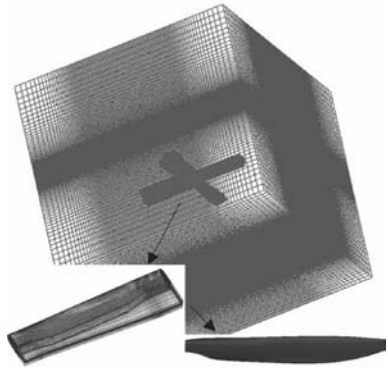


图 6 桨叶外形和运动嵌套网格示意图
Fig. 6 Schematic of blade platform and moving chimera grids

的网格尺寸为:笛卡儿背景网格 $138 \times 144 \times 138$; 每片桨叶的网格单元数约为 30 万;总网格量约为 514 万。

2.1 悬停算例分析

为研究共轴刚性旋翼悬停状态下的干扰特性,本节进行了双旋翼扭矩平衡状态下一系列目标拉力系数 ($C_t=0.002 \sim 0.009$) 的算例计算。

首先,研究了双旋翼干扰对共轴刚性旋翼的整体气动性能的影响。图 7 给出了扭矩平衡时上、下旋翼的总距及其各自拉力与总拉力的比值随拉力的变化。可以看出,下旋翼总距比上旋翼大,且总距差保持在 1° 左右;但产生的拉力却比上旋翼小。图 8 给出了共轴旋翼和单旋翼的诱导速度场对比情况。下旋翼处于上旋翼的下洗流中,旋翼有效气动迎角降低,因此扭矩平衡时下旋翼拉力较小。同时也可以发现,共轴旋翼的整体诱导速度明显大于单旋翼,且其尾迹收缩率小于单旋翼。

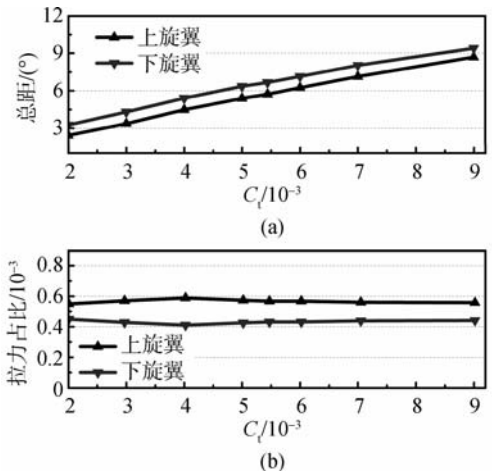


图 7 双旋翼配平总距和拉力占比随总拉力系数的变化
Fig. 7 Variations of the collective pitch and trust sharing for trimmed coaxial rotor with different C_t

图 9 给出了共轴刚性旋翼的上、下旋翼与单旋翼的气动性能对比。其中,单旋翼性能是由孤立上旋翼计算得到。产生同样的拉力时,单旋翼所需的扭矩最小、上旋翼次之、下旋翼最大;即共轴刚性旋翼的气动性能上旋翼优于下旋翼,但都比单旋翼差。这与前面图 7 和图 8 的分析结果一致。

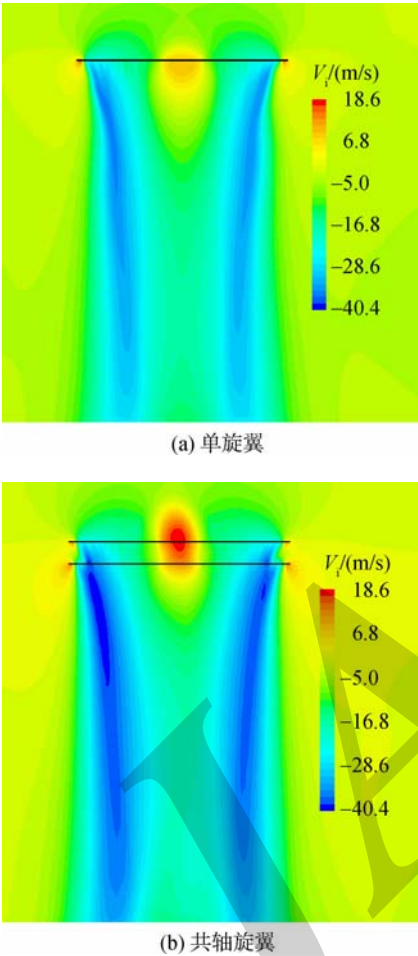


图 8 共轴旋翼与单旋翼悬停状态诱导速度场对比
Fig. 8 Comparison of induced velocity field in hover between coaxial rotor and single rotor

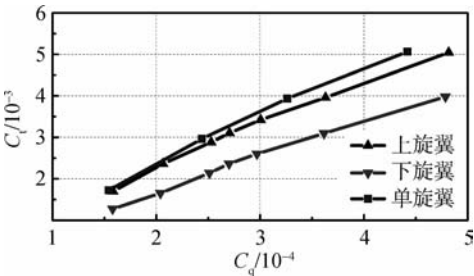


图 9 共轴刚性旋翼与单旋翼气动性能对比
Fig. 9 Comparison of rotor aerodynamic performance between coaxial rotor and single rotor

图 10 给出了 $C_l=0.009$ 时,共轴刚性旋翼的上、下旋翼与单旋翼拉力系数随方位角的变化。图中单旋翼拉力目标值取双旋翼的一半。可以看出,单旋翼拉力基本不随方位角变化;而共轴刚性旋翼的拉力有明显的非定常周期性变化。上、下旋翼的桨叶每隔 45° 相遇一次,引起拉力在一圈内有八次周期性变化。由于上下旋翼桨叶附着涡的相互作用,双旋翼在 $0^\circ\sim 45^\circ$ 靠近过程中,桨叶表面附着涡对另一桨叶产生上洗流,且随着两桨叶接近而逐渐增大,双旋翼拉力均不断增大;经过 45° 后,附着涡引起的上洗流突变为下洗流,引起旋翼拉力迅速降低,这种干扰与桨叶载荷有关,因此可称为“载荷效应”。此外,由于桨叶具有一定的厚度,桨叶每次相遇都会使其周围的流场空间受到排挤,流管截面缩小。根据伯努利原理,此时上、下旋翼桨叶间的气流流速增大,引起上桨叶下表面和下桨叶上表面的静压减小,该现象称为“厚度效应”。以上旋翼桨叶的下表面静压为例,如图 11 所示从 $80^\circ\sim 90^\circ$ 方位角处上旋翼桨叶下表面静压变小,到 100° 又恢复正常。在“厚度效应”和“载荷效应”的共同作用下,双旋翼拉力呈现出如图 10 所示的周期性变化。

与普通共轴双旋翼相比,共轴刚性旋翼间距较小,其气动干扰特性也有所差别。图 12 给出了悬停状态 $C_l=0.005$ 时,两种共轴旋翼的瞬时拉力对比。其中,两种共轴旋翼间距分别为 $0.16R$ (共轴刚性旋翼)和 $0.24R$ (普通共轴旋翼)。由图可见,普通共轴旋翼之间仍然存在与共轴刚性旋翼类似的气动干扰现象,但由于双旋翼间距较大,其干扰强度明显减弱。其中,“载荷效应”引起的干扰减弱较小,而“厚度效应”则有明显减弱。这是因为旋翼间距增加后,桨叶厚度对上下旋翼相遇时桨叶间流管截面的影响变小,引起的旋翼拉

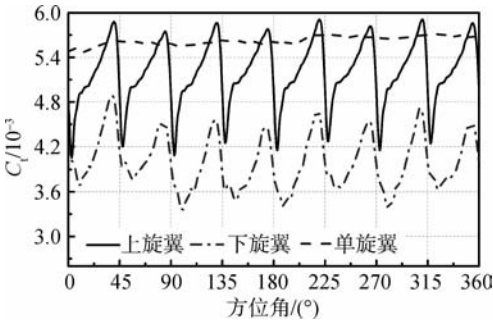


图 10 共轴刚性旋翼与单旋翼瞬时拉力系数对比
Fig. 10 Comparison of temporal trust coefficient between coaxial rotor and single rotor

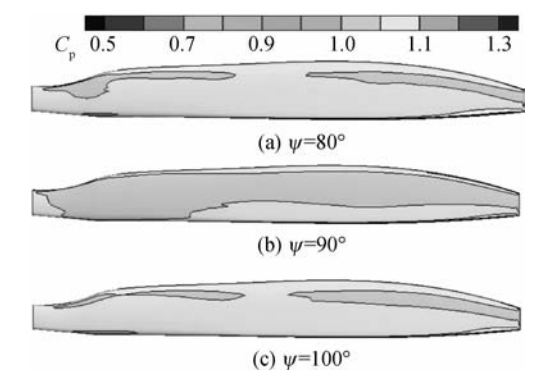


图 11 不同方位角处上旋翼桨叶下表面压强分布
Fig. 11 Pressure contours of the bottom surface of upper rotor's blade at different azimuth angles

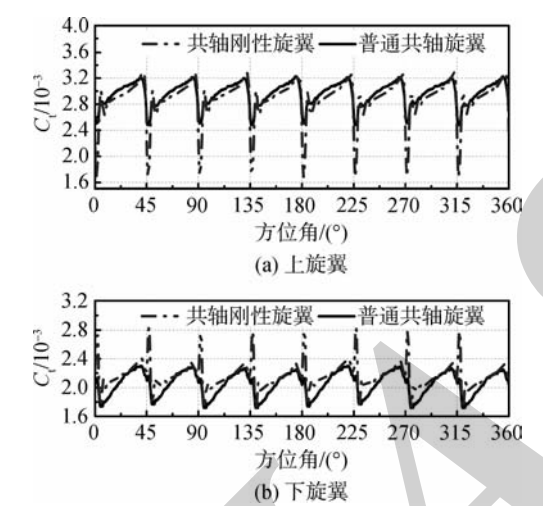


图 12 共轴刚性旋翼与普通共轴旋翼瞬时拉力系数对比
Fig. 12 Comparison of temporal trust coefficient between rigid coaxial rotor and normal coaxial rotor

力脉冲幅度也随之减小。

2.2 前飞算例分析(无升力偏置)

本文分析了共轴刚性旋翼在常规工作状态(无升力偏置)下的气动干扰特性和操纵特征。选取的计算状态为: $C_t=0.015$, $\mu=0\sim0.3$ 。其中 μ 为前进比,对单旋翼进行配平时取共轴旋翼拉力的一半作为目标拉力。图 13 给出了共轴刚性旋翼操纵量随前进比的变化。可见,悬停时由于双旋翼干扰最严重,上、下旋翼总距差也最大;随着前进比的增加,上下旋翼干扰逐渐减弱,总距差也随之减小。在 $\mu=0.1$ 时,前飞速度引起旋翼前后气流不对称,纵向周期变距 θ_{1c} 有明显的增大,上旋翼与单旋翼的配平结果接近,但下旋翼明显大于上旋翼。

图 14 给出了 $\mu=0.1$ 时共轴旋翼的诱导速度分布。由图 14(a)可见,上旋翼尾流主要作用在

下旋翼的后半部分,使下旋翼前后气流不对称性比上旋翼更显著(以逆着来流方向为前)。因此下旋翼纵向周期变距 θ_{1s} 大于上旋翼。由图 14(b)和图 14(c)可见,上旋翼桨盘处诱导速度左右不对

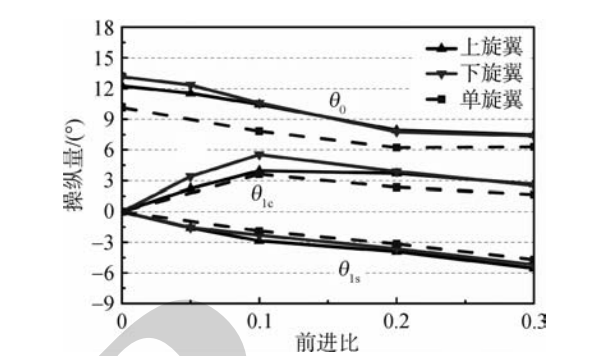


图 13 操纵量随前进比的变化
Fig. 13 Variations of the control settings for trimmed coaxial rotor with different advance ratios

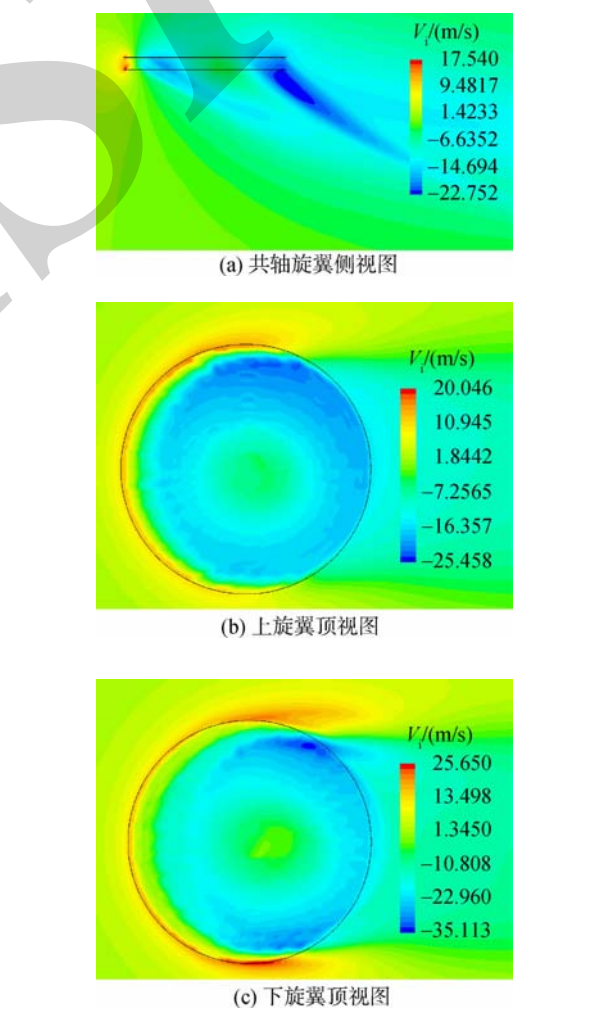


图 14 共轴旋翼前飞状态诱导速度分布图
Fig. 14 Induce velocity field of coaxial rotor at forward flight

称性较大;下旋翼桨盘处诱导速度左右不对称性较小。这是因为下旋翼后行侧受到上旋翼前行侧的尾流影响,这种叠加结果使下旋翼流场的左右不对称性得到了平衡。所以,下旋翼横向周期变距 θ_{1s} 应小于上旋翼,这与图 13 中的配平结果一致。

2.3 前飞算例分析(有升力偏置)

升力偏置是共轴刚性旋翼的特有状态,也是其与常规共轴旋翼的本质区别之一。共轴刚性旋翼在升力偏置状态下的气动特性与普通共轴旋翼有很大不同。为了研究共轴刚性旋翼前飞时升力偏置量对配平操纵量和气动干扰特性的影响,本文进行了 $\mu=0.2, C_t=0.015$ 和 $L_{os}=0\sim0.4$ 共 4 个算例的计算,操纵量配平结果如图 15 所示。根据升力偏置量的定义式(5),随着升力偏置量的增加,上、下旋翼的滚转力矩方向相反在数值上也相应增加,而横向周期变距 θ_{1s} 是主要控制旋翼滚转力矩的操纵量。因此,升力偏置量增加时 θ_0 和 θ_{1c} 变化不大, θ_{1s} 随之明显增加(由负变为正)。同时可以发现,随着升力偏置量的增大,上、下旋翼的各操纵量差值也变大。图 16 给出了不同升力偏置量时上、下旋翼和单旋翼展向拉力分布情况。对比上、下旋翼的桨叶剖面拉力分布发现,随着升力偏置量的增大,上、下旋翼载荷分布改变,前行侧桨叶载荷增大,双旋翼之间的干扰影响也随之改变,上、下前行侧桨叶拉力差较大,后行侧拉力差则较小,从而引起上、下旋翼操纵量的差别。

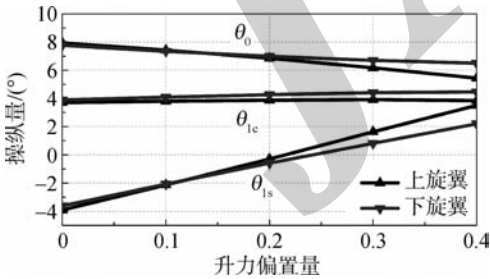


图 15 共轴旋翼配平操纵量随升力偏置量的变化
Fig. 15 Variations of the control settings of trimmed coaxial rotor with different L_{os}

从图 16 中还可以看出,后行侧桨叶展向拉力分布波动较小,前行侧桨叶展向拉力则有较大波动。这是因为前行侧桨叶受到自身旋翼脱落涡的干扰,引起桨叶在与涡碰撞的部位内侧拉力减小,外侧拉力增大。与 $L_{os}=0$ 时相比, $L_{os}=0.2$ 时前行侧桨叶剖面拉力波动幅度更大。

图 17 计算了 $\mu=0.2, 0.3$ 和 $C_t=0.015$ 时

上、下旋翼的扭矩绝对值之和随升力偏置量的变化。由图可知, $\mu=0.2, L_{os}=0.2, \mu=0.3$ 和 $L_{os}=0.3$ 时总扭矩最小;且两种前进比状态下,随着升力偏置量的增大总扭矩都是先降低后增加。可见针对特定前飞速度,升力偏置量过大或过小都不合适,只有取到合适的值才能够充分利用旋翼前行侧动压的优势,提高旋翼效率。

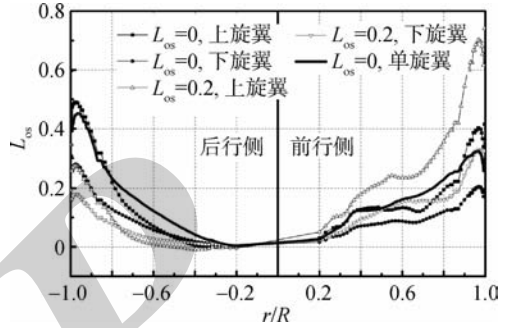


图 16 不同升力偏置量共轴旋翼与单旋翼展向拉力分布图

Fig. 16 Spanwise lift distribution of coaxial rotor and single rotor with different L_{os}

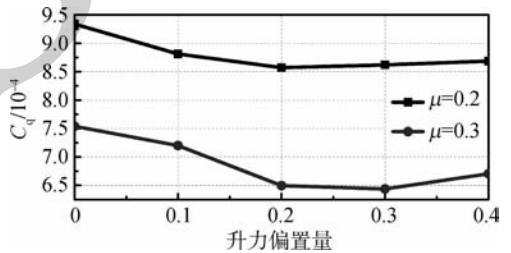


图 17 扭矩系数随升力偏置量的变化($C_t=0.015$)
Fig. 17 Variations of torque coefficient with different L_{os} ($C_t=0.015$)

3 结 论

本文针对共轴刚性旋翼的气动干扰问题,建立了基于高效配平策略的共轴刚性旋翼气动分析方法;采用该方法对共轴刚性旋翼不同飞行状态下的操纵特性和气动干扰现象进行了计算分析,得到如下结论:

1) 本文建立的共轴刚性旋翼配平方法与传统方法相比,既能保证精度,又能显著提高效率(在本文计算条件下能够节省约 83% 的计算时间)。在进行气动配平后进行旋翼流场计算,能够更准确地分析共轴刚性旋翼的气动特性。

2) 共轴刚性旋翼间距较小,其双旋翼之间的干扰明显强于普通共轴旋翼。悬停状态下上、下

旋翼桨叶的相遇-离开过程会引起上、下旋翼拉力产生强烈的周期性波动。由于双旋翼的相互干扰,扭矩平衡时下旋翼总距高于上旋翼;受到上旋翼的下洗流作用,下旋翼性能差于上旋翼。

3) 小速度前飞状态下,共轴刚性旋翼的上、下旋翼尾迹相互干扰使上、下旋翼桨盘附近气流前后不对称性增强,从而需要更大的纵向周期变距以保证气动力平衡。随着前飞速度增加,双旋翼干扰减弱,操纵量也趋于一致。

4) 升力偏置是共轴刚性旋翼区别于常规共轴旋翼的本质特征之一。升力偏置状态下,由于前行侧桨叶载荷较大,上、下旋翼气动干扰增强,其操纵量差值增大;同时产生更强烈的桨-涡干扰,引起桨叶剖面拉力的更大波动。前飞时采取适当的升力偏置量,能够充分利用共轴刚性旋翼前行侧动压大的优势,提高旋翼气动效率。

参考文献:

- [1] CHENEY M C J R. The ABC helicopter[R]. AIAA 69-0217, 1969.
- [2] COLEMAN C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research[R]. NASA-TP-3675, 1997.
- [3] GESSOW A. Effect of rotor-blade twist and plan-form taper on helicopter hovering performance[R]. NACA TN-1542, 1948.
- [4] 周国仪,胡继忠,曹义华,等. 共轴式直升机双旋翼载荷计算模型研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 343-347.
ZHOU Guoyi, HU Jizhong, CAO Yihua, et al. Mathematical model for twin rotor loads of a coaxial helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 343-347. (in Chinese)
- [5] 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.
- [6] 王强,陈铭,王保兵,等. 旋翼几何参数对共轴双旋翼悬停性能的影响[J]. 航空动力学, 2014, 29(6): 1434-1443.
WANG Qiang, CHEN Ming, WANG Baobing, et al. Effect of geometric parameters of rotor on hovering performance of coaxial rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1434-1443. (in Chinese)
- [7] 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 properties of coaxial rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(4): 348-350. (in Chinese)
- [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 co-axial rotors in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 453-457. (in Chinese)
- [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. (in Chinese)
- [10] 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. (in Chinese)
- [11] LAKSHMINARAYAN V K, BADER J D. High resolution computational investigation of trimmed coaxial rotor aerodynamics in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2009, 54(4): 42008-42031.
- [12] 樊枫,徐国华,史勇杰. 基于 CFD 方法的直升机旋翼/尾桨非定常气动干扰计算[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2633-2642.
FAN Feng, XU Guohua, SHI Yongjie. Calculation of unsteady aerodynamic interaction between main-rotor and tail-rotor of helicopters based on CFD method[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2633-2642. (in Chinese)
- [13] ROE P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [14] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [15] KIM J W, PARK S H, YU Y H. Euler and Navier-Stokes simulations of helicopter rotor blade in forward flight using an overlapped grid solver[R]. AIAA-2009-4268, 2009.
- [16] DREES J M. A theory of airflow through rotors and its application to some helicopter problems[J]. Journal of the Helicopter Association of Great Britain, 1949, 3(2): 79-104.
- [17] CROSS J L, WATTS M E. Tip aerodynamics and acoustics test: a report and data survey[R]. NASA-RP-1179, 1988.
- [18] HARRINGTON R D. Full-scale-tunnel investigation of the static-thrust performance of a coaxial helicopter rotor[R]. NACA TN-2318, 1951.

(编辑:叶青)