

共轴双旋翼非定常流场干扰特性

卢丛玲, 祁浩天, 徐国华
(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: 直升机共轴双旋翼相遇过程的非定常气动干扰在其周期性干扰中最为强烈。为了研究该过程中的干扰特征, 建立了一个基于非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程的气动干扰数值方法, 双旋翼的反转运动采用运动嵌套网格进行模拟。为了探究双旋翼相遇时的气动干扰机理, 以两个相对运动的双翼型系统来模拟双旋翼特定展向截面的非定常相遇过程。分析了双旋翼和双翼型相遇时的气动特性和流场特征, 并对双翼型系统进行了参数影响研究, 结果表明: 双旋翼上下桨叶相遇时, 上下旋翼拉力均会出现先增后减的变化趋势且波动幅值分别为其对应总拉力的 30% 和 22%, 双翼型系统的升力波动趋势与之相似; 间距增大使上下翼型间的气动干扰减小, 且上下翼型升力波动对间距变化的敏感时间不同; 翼型相对厚度增大使双翼型升力波动幅值增大, 并出现二次波动; 有附加来流时, 相对来流速度较小的翼型升力波动的幅值与范围更大。

关 键 词: 共轴双旋翼; 气动干扰; 翼型; 运动嵌套网格; Navier-Stokes 方程
中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A

Unsteady flow field interaction of coaxial rotor

LU Congling, QI Haotian, XU Guohua
(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The aerodynamic interaction of coaxial rotor during the meeting of blades is most intense in the periodic interaction. In order to explore the characteristics of the flow field interference during the meeting of upper and lower blades of coaxial rotor, a numerical simulation method for aerodynamic interaction based on the unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) equations was established. Moving overset grid was applied to simulate the motion of the coaxial rotor. The motion of two airfoils with relative horizontal translations in the flow field was simulated to investigate the characteristics of flow field interference at a specific cross section of coaxial rotor. The variation of aerodynamic performance and the characteristics of flow field for the coaxial rotor and two airfoils system were analyzed, and the parameter effects of two airfoils system on the aerodynamic interaction were discussed. Results indicated that the lift increased first and then decreased dramatically during approaching of blades of the coaxial rotor and two airfoils system, and finally became stable. The lift fluctuation amplitude of upper and lower rotors was 30% and 22%, respectively. The aerodynamic interaction between the upper and lower airfoils decreased with the increase of the separation distance, and the lift fluctuation of the upper and lower airfoils changed differently to the variation of separation distance. The amplitude of the lift fluctua-

tion of the two airfoils rose with the relative thickness of airfoil, and the secondary fluctuation occurred. The amplitude and range of the lift fluctuation of the airfoils with smaller relative inflow velocity were larger when there was extra inflow.

Key words: coaxial rotor; aerodynamic interaction; airfoil; moving overset mesh; Navier-Stokes equations

相对于传统单旋翼直升机,共轴旋翼直升机在不影响悬停效率的基础上具有高速前飞的能力。后行侧桨叶失速和前行侧桨叶的激波效应是限制传统单旋翼直升机前飞速度的主要因素。共轴双旋翼由两幅转向相反、尺寸相同的旋翼构成,前飞时前行侧桨叶承担大部分升力,使得后行侧桨叶卸载,克服了单旋翼高速前飞时的失速限制,提高了直升机的前飞速度。此外,转向相反的上下旋翼实现了扭矩平衡,减少了尾桨所需的结构重量和功率,因此共轴双旋翼直升机成为当前高速直升机的研究热点。由于双旋翼的下旋翼位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。上下旋翼间的气动干扰产生的非定常载荷还可能引起旋翼振动、噪声、结构疲劳等问题。因此,对双旋翼间的气动干扰,尤其是上下桨叶相遇过程中气动干扰机理进行研究是十分必要的。

国内外针对共轴旋翼气动干扰开展了诸多研究。在试验研究方面,Harrington^[1]早在 1951 年对两副共轴旋翼进行了悬停气动性能初步测试;1973 年,Landgrebe 等^[2]开展了共轴双旋翼桨叶空间位置关系和总距变化对气动特性及尾迹形状的影响研究。在理论分析方面,Coleman^[3]较全面地总结了 1997 年之前的共轴旋翼的试验和数值研究结果,并且建立了一套有效的共轴旋翼气动性能预测方法,但他的方法不适用于分析上下桨叶相遇过程中的气动干扰。Ramasamy^[4]进行了共轴双旋翼气动性能试验,并进一步发展了 Coleman 的共轴旋翼气动性能预测方法。Leishma 等^[5]又基于动量叶素理论进行了共轴双旋翼的悬停气动性能优化。近年来,Brown 和 Kim 等^[6-7]针对共轴刚性旋翼涡流场的特征,建立了基于涡输运模型的气动特性分析方法,对共轴刚性旋翼气动特性、尾迹形状等方面进行了一些研究。然而,无论是动量叶素理论还是涡运输模型均无法模拟桨叶附近流场细节,因而不能满足深入探究共轴旋翼间气动干扰机理的需求。计算流体力学(CFD)的发展为共轴旋翼气动性能计算提供了新方法,

Lakshminarayan 等^[8-9]建立了适用于共轴旋翼流场分析的 CFD 程序,计算了悬停状态下双旋翼间的气动干扰特性。国内对共轴双旋翼间气动干扰的研究也逐渐增多,黄水林和王强等^[10-11]发展了基于自由尾迹和升力线方法的共轴旋翼气动模型并进行了悬停状态下的气动性能研究。叶靛和朱正等^[12-13]使用嵌套网格对共轴旋翼间的气动干扰机理进行了探究。但至目前为止,对共轴双旋翼间气动干扰的研究多集中于其周期性干扰特性上。双旋翼上下桨叶相遇过程中强烈的气动干扰,还没有过针对性的研究。

鉴于此,本文在所建立的共轴双旋翼气动干扰数值方法的基础上,引入两个相对运动的双翼型系统来模拟双旋翼特定展向截面的相遇过程,以着重研究共轴双旋翼上下桨叶相遇过程中的非定常气动干扰机理。首先分析了共轴刚性旋翼相遇过程中的两种典型干扰特征,通过对比双旋翼桨叶剖面 and 双翼型相遇过程的拉力变化发现两者具有相似的波动趋势。因此,采用双翼型系统来深入研究双旋翼相遇过程的干扰机理是合理的。同时,由于二维双翼型系统的气动流场干扰特征便于分析、计算周期短,本文进行了双翼型系统的间距、迎角、马赫数、翼型厚度和来流速度等多种参数对双翼型气动干扰特性的影响,为双旋翼气动干扰参数影响提供参考。其中,不同马赫数下的双翼型系统可以用来模拟双旋翼不同展向截面;具有来流速度的双翼型系统可以用来模拟前飞状态下的双旋翼截面。

1 计算方法

1.1 双旋翼流场模拟方法

本文应用的共轴旋翼气动模型是在课题组单旋翼流场数值模拟方法^[14]基础上发展而来的。在惯性坐标系下三维 RANS 方程可表示为

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

其中

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho w V_r + n_z p \\ \rho H V_r \end{bmatrix},$$
$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Phi_x + n_y \Phi_y + n_z \Phi_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中 $\mathbf{W}$ 为守恒变量, $\mathbf{F}_c$ 和 $\mathbf{F}_v$ 分别为无黏和黏性通量。 ρ 、 p 为流体密度和压强, u 、 v 、 w 为流体速度分量, V_r 为相对速度, E 为单位流体内能, $\mathbf{n}=(\hat{n}_x,\hat{n}_y,\hat{n}_z)$ 为控制面的法向矢量; 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 是与黏性相关的物理量。

为减小非物理耗散的影响,提高流场计算精度,采用 2 阶 monotone upstream-centered schemes for conservation laws(MUSCL)格式对单元内流场进行重构,并采用逆风格式(Roe 格式)^[15]计算网格交接面上的对流通量。由于双旋翼干扰流场是非定常的,需要采用双时间法进行时间推进,在伪时间方向上使用隐式 lower-upper symmetric Gauss-Seide(LU-SGS)格式^[16]进行时间推进以提高流场的计算效率。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型^[17]。

本文采用运动嵌套网格方法模拟双旋翼桨叶的运动,如图 1 所示。由于共轴刚性旋翼上下旋翼间距较小,需要对背景网格中旋翼所处区域进行加密。同时,对桨叶网格桨尖部分和背景网格中桨尖涡分布区域进行加密,以更好地捕捉桨尖涡。

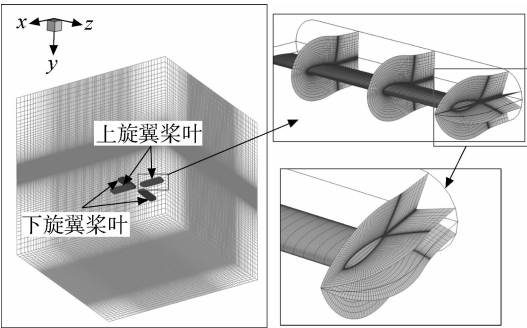


图 1 双旋翼运动嵌套网格系统示意图
Fig. 1 Moving overset mesh system for the coaxial rotor model

1.2 双翼型流场模拟方法

将上述的三维 RANS 方程转化为二维即可用于计算双翼型流场。主控方程与式(1)相同。其中,守恒变量 $\mathbf{W}$ 、无黏通量 $\mathbf{F}_c$ 和黏性通量 $\mathbf{F}_v$ 二维形式为

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho H V_r \end{bmatrix},$$
$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} \\ n_x \Phi_x + n_y \Phi_y \end{bmatrix} \quad (3)$$

采用运动嵌套网格方法模拟双翼型的平移运动,如图 2 所示。其中,在翼型经过的区域,对背景网格进行了加密,网格尺寸约为 $0.06c$, c 为翼型弦长。

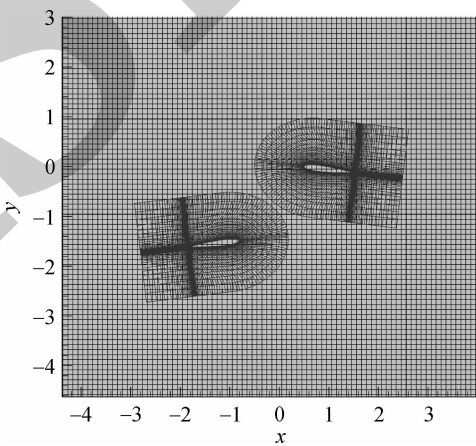


图 2 双翼型运动嵌套网格系统示意图
Fig. 2 Moving overset mesh system for the two airfoils system

1.3 算例验证

本节采用 Harrington-2 旋翼^[1]进行悬停状态下的气动性能验证,将旋翼的拉力系数 C_l 随功率系数 C_q 的变化与试验值进行了对比,如图 3 所示。在旋翼拉力系数较小时,计算值与试验值稍有偏差,其他计算状态与试验值吻合良好。二维双翼型的流场模拟方法采用 NACA0012 翼型进行验证,图 4 给出了马赫数 0.3,迎角(angle of attack, AOA) $\alpha=4.04^\circ$ 状态下的翼型表面压力系数 C_p 沿桨叶弦长位置 x 分布与实验值对比。可见,计算值与实验值较为接近。图 5 为马赫数为 0.4 时,不同迎角下翼型升力系数 C_l 计算值与试

验值对比。升力系数计算值与实验值较为相符。可见,本文所建立的方法能够有效模拟双旋翼和翼型的气动性能。

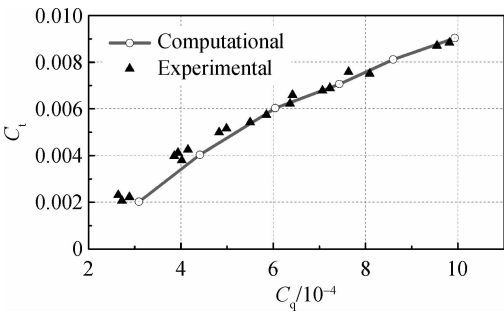


图 3 Harrington-2 旋翼气动性能计算与试验值对比
Fig. 3 Aerodynamic performance comparison between calculation and experimental data of Harrington-2 rotor

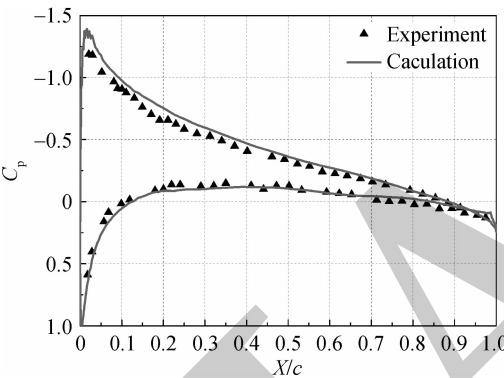


图 4 NACA0012 翼型表面压力系数计算值与试验值对比
Fig. 4 Comparison between calculation and experimental data of pressure coefficient distribution for NACA0012 airfoil

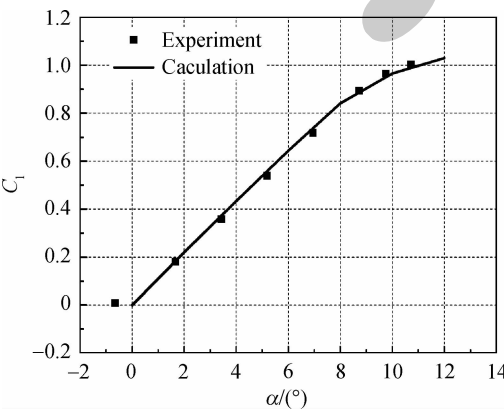


图 5 NACA0012 翼型升力系数计算值与试验值对比
Fig. 5 Comparison between calculation and experimental data of NACA0012 airfoil lift coefficient

2 结果分析

2.1 共轴双旋翼相遇过程气动干扰

本节以 Harrington-2 共轴旋翼为计算模型, 计算了其在悬停状态下的干扰流场和气动性能。该旋翼参数如表 1 所示, 其桨叶截面均为对称翼型, 厚度沿展向呈线性分布。计算中采用的背景网格节点数为: $248 \times 192 \times 248$, 桨叶网格节点数为 $186 \times 48 \times 92$ 。采用祁浩天等^[18]所建立的共轴双旋翼配平方法进行扭矩配平。目标拉力系数为 0.009 时, 上、下旋翼总距分别为 9.7° 和 10.4° 。图 6 给出了上下旋翼和单旋翼(单独的上旋翼)瞬时拉力系数随方位角的变化。上下旋翼旋转方向相反, 图中的方位角对应其各自的旋转方向。 0° 方位角时上下桨叶 $1/4$ 弦线对齐。旋翼旋转一周, 上下桨叶相遇四次, 拉力和扭矩也随之产生四次剧烈波动。如图, 上旋翼总拉力为 0.005 0, 下旋翼为 0.004 1, 这是由于下旋翼一直处于上旋翼的尾流之中, 有效迎角减小, 所以下旋翼总距比上旋翼大, 其拉力却较小。上下旋翼拉力在相遇前后变化趋势相似: 均为相遇前拉力增加, 相遇中拉

表 1 Harrington-2 共轴双旋翼参数
Table 1 Parameters of Harrington-2 coaxial rotor

参数	数值
旋翼半径 R/m	3.81
旋翼间距 D/m	0.6096
桨叶弦长 c/m	0.4572
桨叶根切	0.2R
桨叶片数	2+2

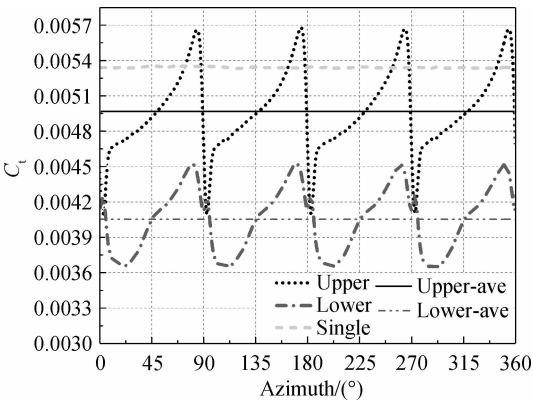


图 6 共轴双旋翼和单旋翼瞬时拉力系数
Fig. 6 Lift coefficient temporal variations of coaxial and single rotors

力骤减,相遇后拉力逐渐恢复。上、下旋翼的周期性拉力波动幅值分别为 0.0015 和 0.0009,相对于上、下旋翼拉力的 30% 和 22%,可见共轴旋翼相遇时刻的拉力波动十分显著。相较于上旋翼,下旋翼的拉力波动幅值较小,但波动更加复杂。

图 7 截取了双旋翼相遇过程中,上下旋翼桨盘截面的压力系数分布,并与单旋翼进行对比。与单旋翼相比,双旋翼相遇前,上旋翼桨盘截面的压强受到下旋翼干扰,在下旋翼桨叶的投影位置压强明显降低;同时,下旋翼桨盘截面压强也会受到上旋翼的影响,在上下两片桨叶间的压强有所升高。图 8 进一步给出了双旋翼相遇时桨叶表

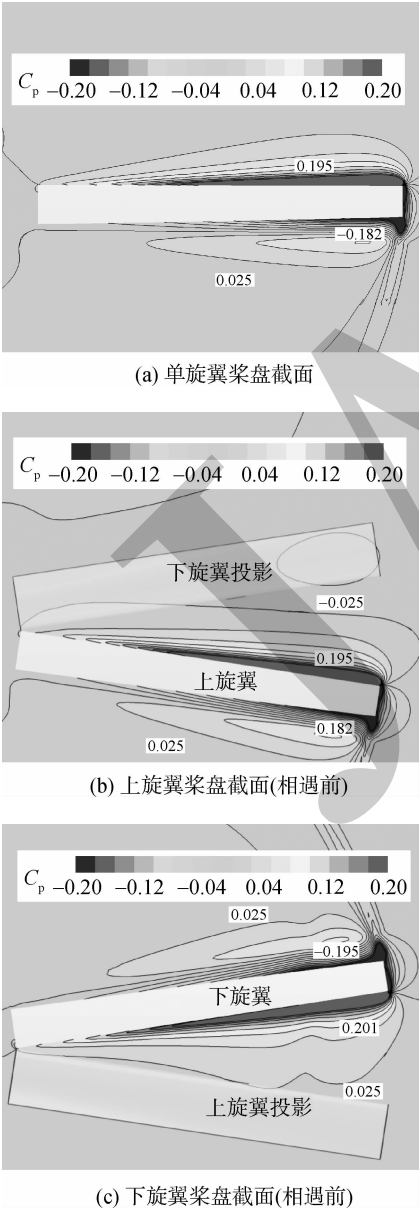


图 7 单旋翼与双旋翼桨盘截面压力系数分布

Fig. 7 Pressure coefficient distribution of single rotor and coaxial rotor plane

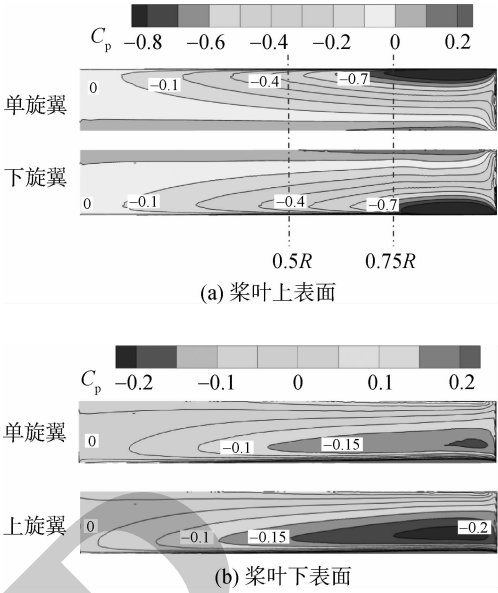


图 8 单旋翼与双旋翼桨叶表面压力系数分布

Fig. 8 Pressure coefficient distribution on the blades of single and coaxial rotors

面压力系数与单旋翼的对比。上旋翼桨叶下表面压强明显低于单旋翼桨叶,导致其上下表面压强差减小,拉力降低,与图 6 中的拉力系数波动相符。这是由于上旋翼下表面受到了下旋翼桨叶上方低压的影响。同时,由于上旋翼下方高压的影响,下旋翼桨叶上表面的压强稍有增大,下旋翼桨叶拉力减小。

2.2 双翼型相遇过程气动干扰

为了更深入地分析双旋翼相遇过程的气动干扰机理,本节用相对平移运动的二维翼型模拟双旋翼相遇时的特定展向截面。截取 2.1 节中的 Harrington-2 旋翼展向 0.6R 截面作为参考,双翼型弦长和间距与双旋翼截面对应,其弦长 $c = 0.4572\text{ m}$,上下间距 $D = 1.33c$ 。由于该旋翼厚度随展向变化,采用 NCA0012 翼型代替该处真实翼型。首先,计算了双翼型在马赫数 $Ma = 0.47$ 、迎角 $\alpha = 7^\circ$ 状态下相遇时的气动力变化。图 9 为双翼型和双旋翼剖面的升力变化图。其中,图 9(a) 的横坐标为翼型的运动时间 t ,将上下翼型相遇时刻设置为零时刻,双旋翼剖面则在 90° 方位角位置相遇。由图可见,双翼型相遇时的拉力变化趋势相似,在相遇前均有所增加,相遇时升力骤减,相互分离后又逐渐回升,且上翼型与上旋翼剖面均出现尖锐的拉力波动脉冲。二维翼型相遇时的升力变化趋势与双旋翼剖面基本一致。由此可见,利用双翼型来研究双旋翼上下桨叶相遇过程的气动干扰机理是行之有效的。在相遇后,上翼

型的升力波动幅值大于下翼型,上翼型的升力系数最小值为 0.59,而下翼型则为 0.76,可见上翼型受到的干扰较为强烈。

翼型上表面低压区的相互作用使得前者减小而后者增加,因此双翼型上下表面压强差均减小,升力也都随之减小。可见,双翼型诱导速度场与压力场的相互干扰,引起了双翼型升力的波动。

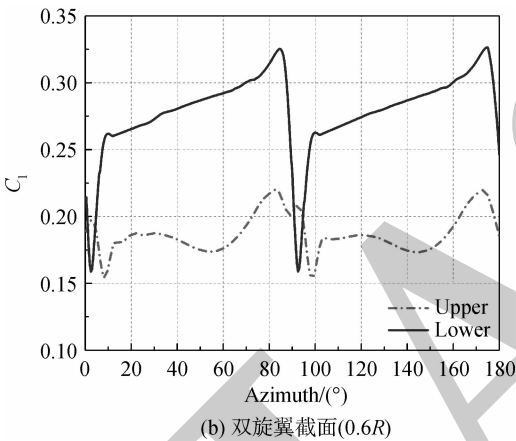
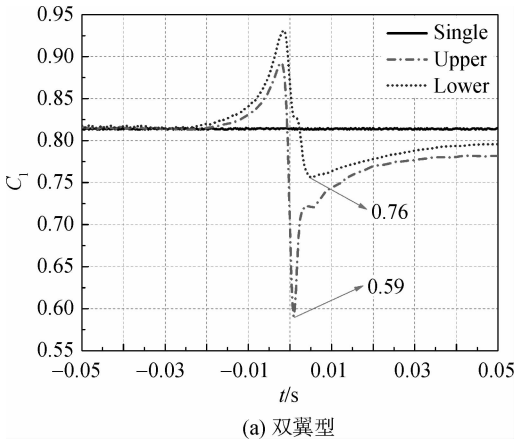


图 9 双翼型和双旋翼剖面升力波动
Fig. 9 Lift variations of two airfoils system and cross section of coaxial rotor

为了探究双旋翼的气动干扰机理,对双翼型相遇过程的流场进行分析。图 10 为双翼型相遇前后的诱导速度(V_i)分布图,诱导速度使用翼型平移速度对其进行无量纲化。如图,双翼型相遇前,翼型前缘的附着涡会对另一片桨叶产生上洗作用,使得上下翼型相对迎角增大,因此升力增加。随着翼型相互接近,上洗流的强度逐渐增强,直至两翼型相遇时翼型前缘的上洗作用会突然转变成后缘的下洗作用,翼型的相对迎角突然减小,升力骤降。上下翼型相遇后逐渐分离,下洗作用减弱,升力慢慢回升。由图 11 双翼型相遇时的压力系数分布亦可见,上下翼型相遇前,两翼型上表面的低压相互促进,使得两翼型的上表面低压区增大,翼型上下表面压强差增大导致升力增加。双翼型相遇时,由于上翼型下表面的高压区与下

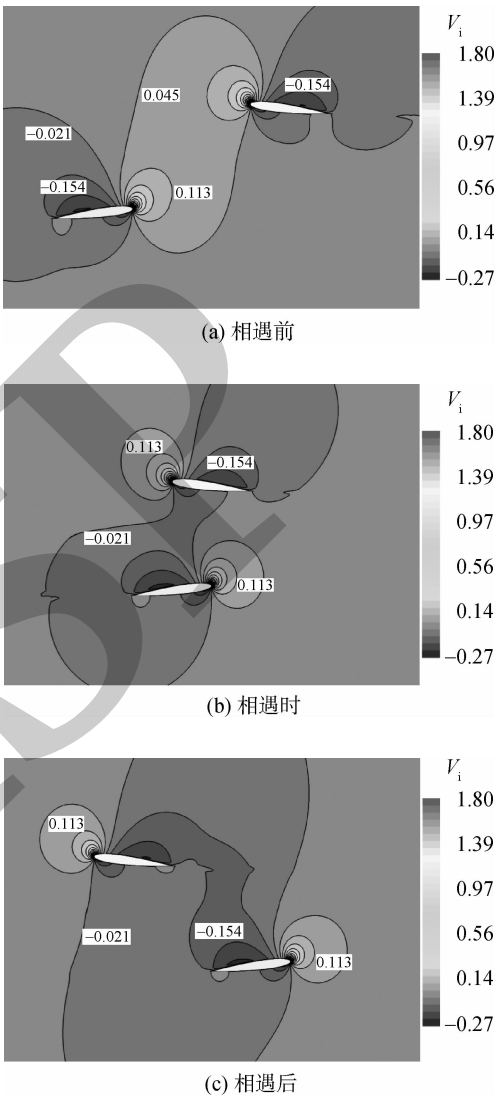
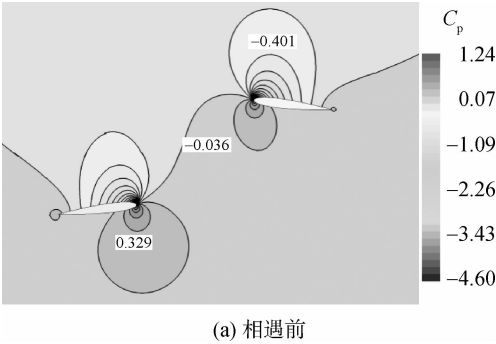


图 10 双翼型相遇过程的诱导速度分布
Fig. 10 Induced velocity distribution during the meeting of two airfoils



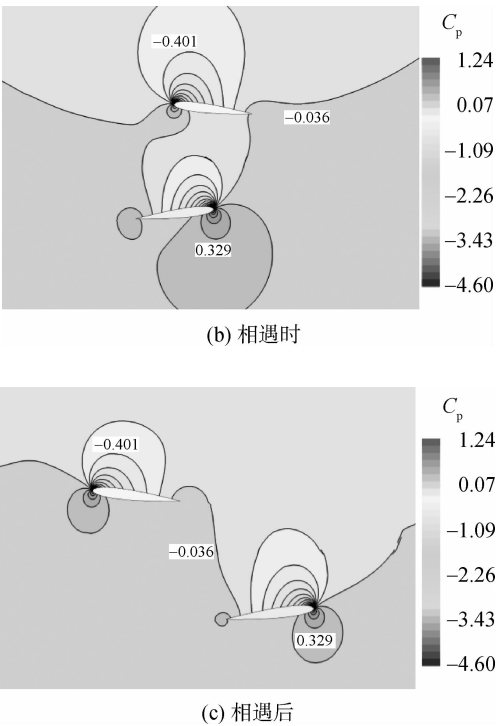


图 11 双翼型相遇过程的压力系数分布
Fig. 11 Pressure coefficient distribution during the meeting of two airfoils

2.3 双翼型干扰参数变化影响

为了给共轴双旋翼上下桨叶相遇时的气动干扰参数影响研究提供参考,本节研究了不同间距 D 、迎角、翼型运动马赫数、翼型相对厚度 T 以及来流速度下双翼型相遇过程的气动干扰现象。算例参数设置如表 2 所示,双翼型所有算例均采用 NACA00XX 系列对称翼型,翼型厚度为 12 代表采用 NACA0012 翼型。为了模拟双旋翼上下桨叶相遇时不同截面的干扰特征,计算了不同马赫数下的双翼型算例。具有来流速度的双翼型可用于模拟前飞状态下的双旋翼截面。

2.3.1 双翼型间距影响

图 12 为不同间距下(算例 1~4)的双翼型相遇时的升力波动。当双翼型间距逐渐减小时,上下翼型的升力波动幅值均增大。上翼型在相遇时的升力最小值变化较为剧烈,而下翼型则是相遇前的升力最大值变化较为剧烈。由此可见,上下翼型对间距变化的敏感时间是不同的。图 13 为上下翼型相遇过程中,升力波动的最大值与最小值之差随间距的变化曲线。当双翼型间距较小时,上翼型的升力波动差值远大于下翼型,随着间距增大,上下翼型的升力波动差值均减小且趋于一致,在间距为 $4.5c$ 时,双翼型的升力波动差值

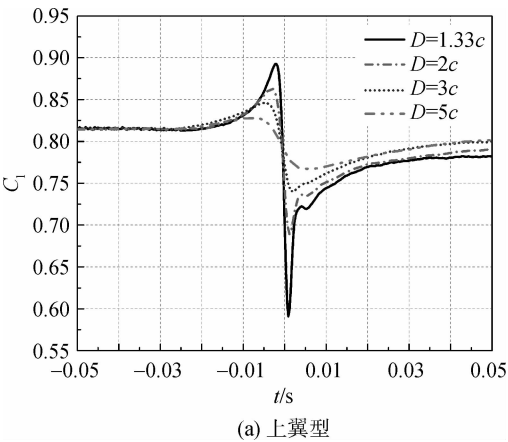
表 2 双翼型参数影响研究算例设置
Table 2 Calculation settings of the parameter research on two airfoils system

算例 编号	D/c	迎角/ ($^{\circ}$)	翼型 马赫数	T/c	来流 马赫数
1	1.33	7	0.47	0.12	0
2	2	7	0.47	0.12	0
3	3	7	0.47	0.12	0
4	5	7	0.47	0.12	0
5	1.33	0	0.47	0.12	0
6	1.33	3	0.47	0.12	0
7	1.33	5	0.47	0.12	0
8	1.33	7	0.1	0.12	0
9	1.33	7	0.2	0.12	0
10	1.33	7	0.3	0.12	0
11	1.33	0	0.47	0.06	0
12	1.33	0	0.47	0.18	0
13	1.33	0	0.47	0.26	0
14	1.33	7	0.47	0.12	0.1
15	1.33	7	0.47	0.12	0.3

基本相同。

2.3.2 迎角影响

图 14 为不同迎角下(算例 1、5~7)双翼型升力变化。由图可见,翼型迎角越大,升力波动幅值越大,升力波动范围也越大。对比上下翼型的升力变化图可见,随着迎角的减小,上翼型的升力变化趋势保持一致,均是先增后减。而下翼型的升力波动趋势发生变化,下翼型的升力波动在迎角为 7° 和 0° 两种状态下是相反的。在下翼型上下



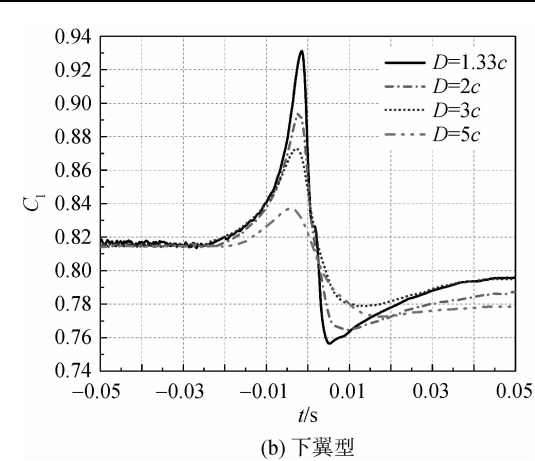


图 12 不同间距下的上下翼型相遇时升力变化
Fig. 12 Lift variations during the meeting of two airfoils at different separation distances

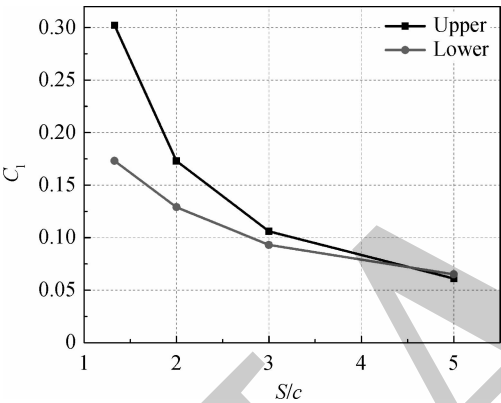


图 13 不同间距状态双翼型的升力波动差值
Fig. 13 Difference between maximum and minimum Lift at different separation distances

表面附近选取一点进行压强监测,图 15 为监测点在相遇过程中的压力系数变化图,可见,随着迎角从 0° 增加到 7° ,下翼型上表面附近压强波动幅值增大,波动趋势愈加复杂,而下表面附近压强波动趋势一致,幅值随迎角增大,而迎角 $\alpha=0^\circ$ 时,压强

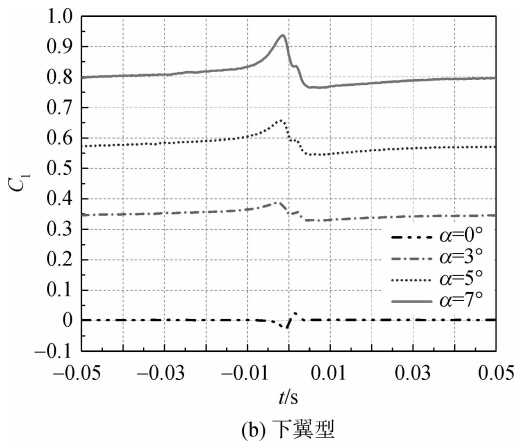
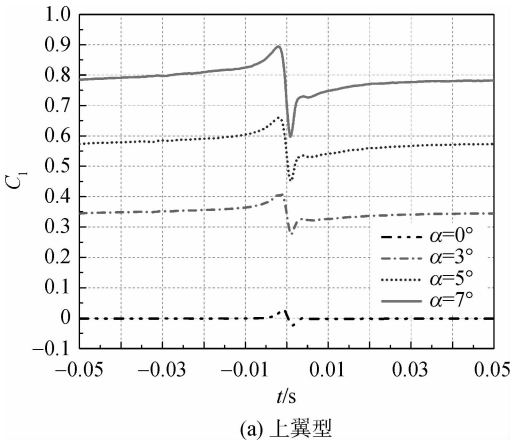


图 14 不同迎角下的上下翼型相遇时升力变化
Fig. 14 Lift variations during the meeting of two airfoils at different angle of attack

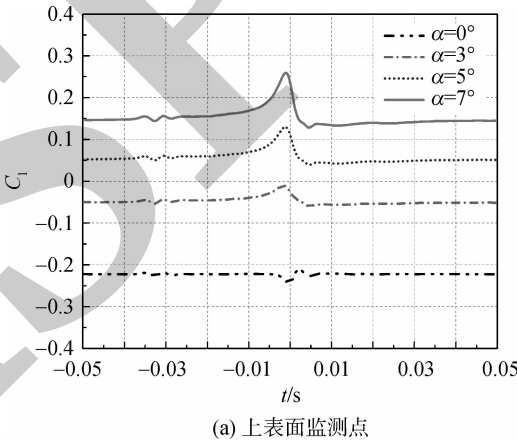


图 15 下翼型表面附近压力系数相遇过程变化
Fig. 15 Variations of pressure coefficient near the surface of the lower airfoil

变化趋势突变。可见,双翼型相遇时下翼型的升力系数随着迎角的变化,主要受其上表面压强波动影响,而 $\alpha=0^\circ$ 的突变主要由下表面压强波动引起。图 16 为 $\alpha=0^\circ$ 状态的上下翼型相遇时升力变

化,两翼型升力变化幅值相等,正负相反。如图 17,由其压力分布云图可见,上下翼型压力呈现对称特征,上翼型的上下表面压强分布与下翼型的下表面和上表面压力分布相同,因此上下翼型的升力大小相同,正负相反。

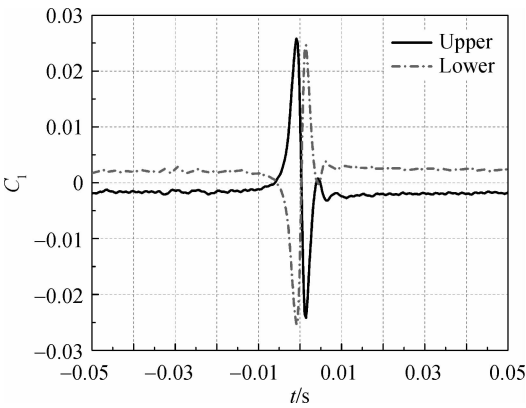


图 16 上下翼型相遇时升力变化($\alpha=0^\circ$)

Fig. 16 Lift variations during the meeting of two airfoils ($\alpha=0^\circ$)

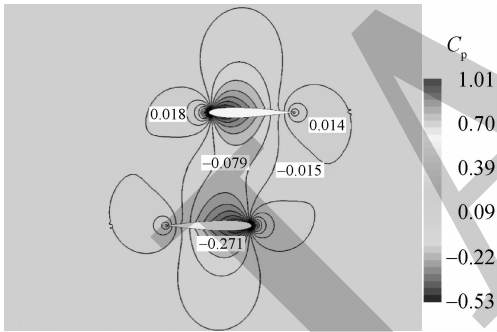


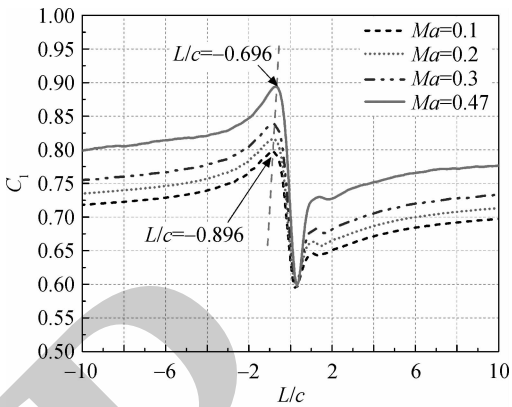
图 17 双翼型相遇时压力系数分布($\alpha=0^\circ$)

Fig. 17 Pressure coefficient distribution during the meeting of two airfoils ($\alpha=0^\circ$)

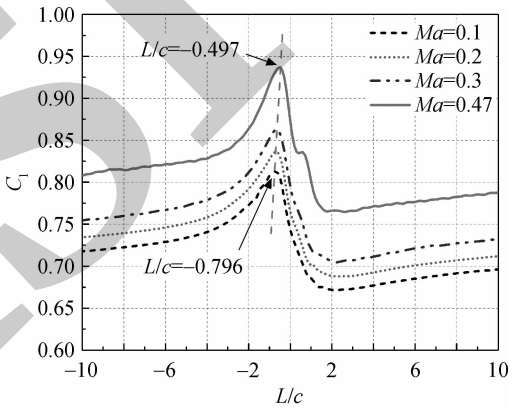
2.3.3 马赫数影响

不同马赫数的双翼型相对运动可以用来模拟双旋翼相遇时沿桨叶展向的不同截面。图 18 为不同马赫数(算例 1、8~10)下的上下翼型相遇时升力变化。为了便于比较不同马赫数下的上下翼型气动干扰范围,用翼型弦长对运动位置 L 进行处理,使不同速度的双翼型均在零点位置相遇。由图可见,随着双翼型相对运动速度增加,上下翼型升力系数波动幅值随之增加。图上标注了上下翼型在相遇前升力系数增加的峰值位置,马赫数为 0.1 时,上翼型升力系数最大值位置为 $L/c = -0.896$,下翼型为 $L/c = -0.796$;马赫数为 0.47 时,上翼型升力系数最大值位置为 $L/c =$

-0.696 ,下翼型为 $L/c = -0.497$ 。可见马赫数越大,升力系数最大峰值产生的越晚,越靠近相遇位置。此外,上下翼型升力波动的范围基本不受马赫数变化影响,保持不变。



(a) 上翼型



(b) 下翼型

图 18 不同马赫数的上下翼型相遇时升力变化

Fig. 18 Lift variations during the meeting of two airfoils at different Mach number

2.3.4 翼型厚度影响

图 19 为不同厚度的双翼型(算例 1、11~13)在相遇时的升力波动变化,为了排除翼型厚度对升力大小的影响,将翼型迎角设为 0° 。由图可见,上下翼型厚度越大,相遇时产生的升力波动幅值也越大。如图,NACA0026 翼型升力波动的起始时间为 -0.007 s,而 NACA0006 翼型的起始时间为 -0.004 s,翼型厚度的增加使得升力波动的起始时间提前,即升力波动范围增大。由图 20 中不同厚度双翼型相遇时的压力分布可见,厚度较大的翼型周围的压力系数变化明显比厚度较小的翼型更为剧烈,因此厚度大的翼型干扰强度与范围均较厚度小的翼型大。此外,除了在相遇时发生的幅值变化剧烈的主要波动外,NACA0026 翼

型在主波动结束后会产生一个较小的二次波动，其幅值约为主波动的 10%。

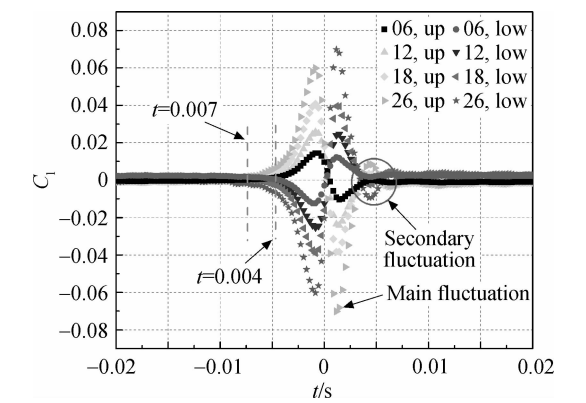


图 19 不同厚度翼型下的上下翼型相遇时升力变化
Fig. 19 Lift variations during the meeting of two airfoils at different airfoil thicknesses

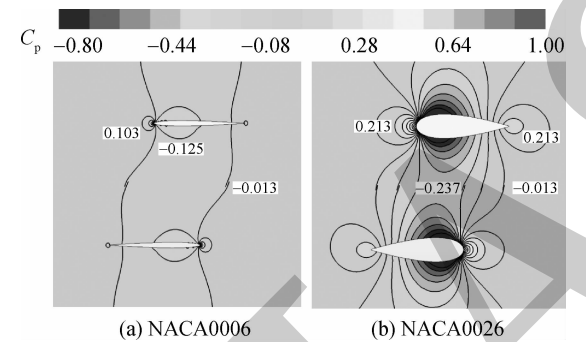


图 20 不同厚度双翼型相遇时压力系数分布
Fig. 20 Pressure coefficient distribution during the meeting of two airfoils at different airfoil thicknesses

2.3.5 来流速度影响

在双翼型流场中附加额外的来流 M_i ，来流速度方向与上翼型运动方向相反，可用来模拟共轴旋翼前飞状态下，上旋翼处于前行侧时上下桨叶相遇时的截面。图 21 为不同来流速度(算例 1、14~15)下的上下翼型相遇时升力变化。由图可见，随着来流速度的增大，上翼型相对来流速度也随着增加，升力系数呈现先增后减的变化，这是由于相对来流速度过大而产生激波，翼型升力系数下降明显。来流速度增大使得下翼型的相对来流速度减小，动压减小，因此升力系数逐渐减小。此外，随着来流速度增大，下翼型在相遇状态下的升力波动幅值随之增大，而上翼型与之相反。当来流马赫数为 0.3 时，上翼型升力基本不受影响，而下翼型升力变化剧烈。由图 22 可见，此时的上翼

型周围压强分布几乎不受影响，而下翼型周围压强则完全由上翼型主导。因此，当上下翼型的相对来流速度不同时，流场由动压大的翼型主导，相对来流速度较小的翼型的动压小，受到的干扰强，升力在相遇时产生的波动幅值大、范围广。相对来流速度较大的翼型则与之相反。

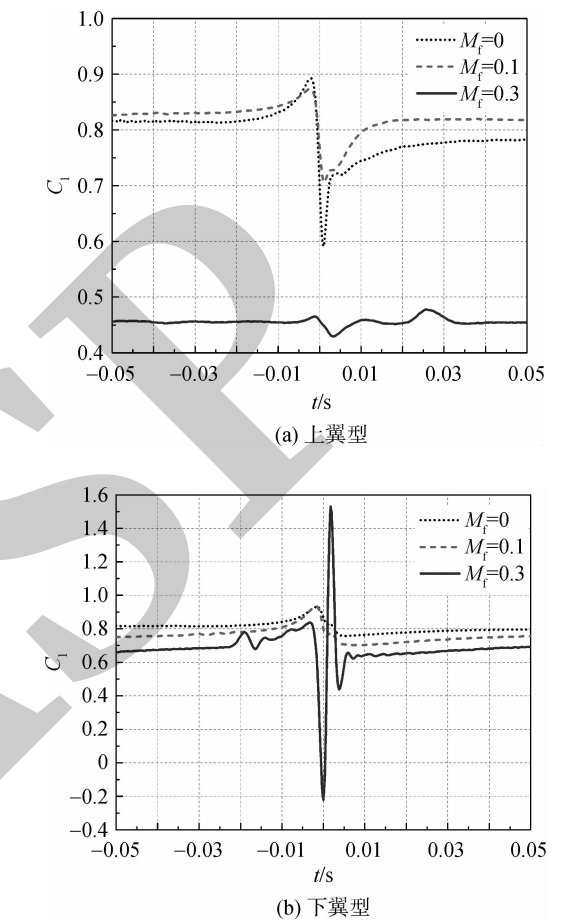


图 21 不同来流下的上下翼型相遇时升力变化
Fig. 21 Lift variations during the meeting of two airfoils at different inflow velocities

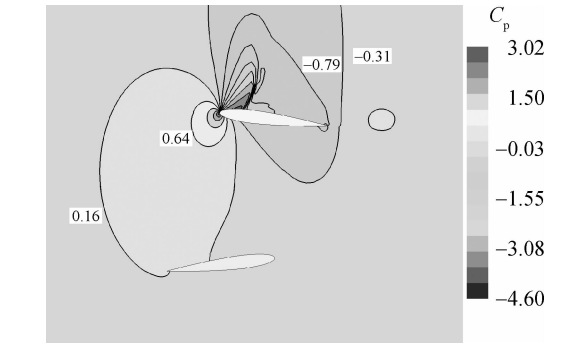


图 22 双翼型相遇过程压力分布 ($M_i=0.3$)
Fig. 22 Pressure coefficient distribution during the meeting of two airfoils ($M_i=0.3$)

3 结 论

本文利用运动嵌套网格构建了一套适合于双旋翼气动干扰模拟的数值方法,分析了双旋翼上下桨叶相遇过程中的气动干扰特性,为进一步研究双旋翼相遇过程中的干扰机理,模拟了双翼型的相遇过程的气动性能和流场的变化,并进行了参数影响研究,得到以下结论:

1) 双旋翼上下桨叶重合时,上下旋翼拉力均出现先增后减的变化趋势,这是双旋翼流场相互干扰导致的。由于下旋翼处于上旋翼的下洗流中,总体气动性能变差。

2) 上下翼型以相同速度相对运动,相遇过程中升力变化趋势一致,相遇前增长,相遇时升力骤减。上翼型受到的干扰强于下翼型。这与双旋翼干扰引起的拉力波动特征相符。双翼型升力变化是由其附着涡所引起的流场相互干扰所导致的。

3) 双翼型间距增大使上下翼型间的气动干扰逐渐减小,升力波动幅值均减小。上翼型相遇前的升力最小值与下翼型的升力最大值对间距变化较为敏感。

4) 双翼型迎角减小使得升力波动幅值和范围减小。上翼型升力变化趋势保持一致,下翼型升力变化趋势改变明显,这主要是下翼型上表面压强改变所引起的。

5) 马赫数增大使双翼型升力波动幅值增大且最大值出现的时间有所延迟。翼型厚度增加,使双翼型变化幅值和范围均增加,且翼型相对厚度达到 26% 时,双翼型升力在相遇时出现二次波动。

6) 双翼型流场附加来流可用来模拟双旋翼前飞时上下桨叶相遇截面。来流速度改变了上下翼型的相对来流速度和动压,动压较小的翼型升力波动的幅值与范围更大。

参考文献:

- [1] HARRINGTON R D. Full-scale-tunnel investigation of the static-thrust performance of a coaxial helicopter rotor[R]. NASA TN-2318, 1951.
- [2] LANDGREBE A J, BELLINGER E D. Experimental investigation of model variable-geometry and ogee tip rotors [R]. NASA CR-2275, 1973.
- [3] COLEMAN C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research[R]. NASA TP-3675, 1997.
- [4] RAMASAMY M. Measurements comparing hover performance of single, coaxial, tandem, and tilt-rotor configurations[R]. Phoenix, US: 67th American Helicopter Society Annual Forum, 2009.

- [5] 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.
- [6] KIM H W, BROWN R E. Coaxial rotor performance and wake dynamics in steady and manoeuvring flight [R]. Phoenix, US: 62nd American Helicopter Society Annual Forum, 2006.
- [7] KIM H W, KENYON A R, BROWN R E, et al. Interactional aerodynamics and acoustics of a hingeless coaxial helicopter with an auxiliary propeller in forward flight[J]. Aeronautical Journal, 2009, 113(1140): 65-78.
- [8] LAKSHMINARAYAN V K, BAEDER J D. High-resolution computational investigation of trimmed coaxial rotor aerodynamics in hover[R]. San Francisco: 63rd American Helicopter Society Annual Forum, 2007.
- [9] LAKSHMINARAYAN V, BAEDER J. Computational investigation of small scale coaxial rotor aerodynamics in hover[R]. AIAA 2009-1069, 2009.
- [10] 黄水林, 李春华, 徐国华. 基于自由尾迹和升力面方法的双旋翼悬停气动干扰计算[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(3): 390-395.
HUANG Shuilin, LI Chunhua, XU Guohua. An analytical method for aerodynamic interactions of twin rotors based upon free-vortex and lifting-surface models[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 390-395. (in Chinese)
- [11] 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]. 航空动力学报, 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)
- [12] 叶颀, 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)
- [13] 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)
- [14] 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. Calculations 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)

[15] ROE P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.

[16] LUO H, BAUM J D, LÄHNER R. A fast, matrix-free implicit method for computing low Mach number flows on unstructured grids[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2000, 14(2): 133-157.

[17] SPALART P, ALLMARAS S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. Washington: 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1992.

[18] 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. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅、张雪)