

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.02.003

倾转旋翼机小速度前飞的尾迹涡演化及其对平尾的影响

朱文庆¹, 仲唯贵¹, 张威^{1,2}

(1. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333000;
2. 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: 采用基于运动嵌套网格的 CFD 方法计算了倾转旋翼机直升机状态和过渡状态下的流场, 研究了在小速度前飞下的尾迹涡演化及其对平尾气动力的影响。直升机状态下, 前飞速度 ≤ 4 m/s 时, 旋翼尾迹主要在机翼附近, 与机翼干扰形成喷泉效应, 但对平尾无影响。随着前飞速度增大, 喷泉效应与自由来流的综合作用形成喷泉涡, 喷泉涡产生于机翼上表面, 呈流向涡形式向下游输运, 从平尾上方通过。前飞速度进一步增大 (≥ 16 m/s), 产生于桨盘边缘的旋翼尾迹侧缘涡开始增强, 从平尾侧边通过, 并在平尾附近的流动中占据主导地位。喷泉涡和侧缘涡均在平尾处产生上洗流动, 使平尾产生低头力矩。从直升机状态到固定翼状态, 旋翼尾迹侧缘涡逐渐减弱, 对平尾的影响也减弱。

关键词: 倾转旋翼机; 旋翼尾迹涡; 平尾俯仰力矩; 气动干扰

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)02-0203-08

Wakes of Tilt-Rotor Aircraft in Small Forward Velocity Flight and Its Effects on Horizontal Tail

ZHU Wenqing¹, ZHONG Weigui¹, ZHANG Wei^{1,2}

(1. AVIC Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333000, China; 2. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The CFD method with moving overset grid scheme is used to simulate the flow-field of a tilt-rotor aircraft during helicopter mode and conversion mode in small forward velocity flight. The wakes from different flight conditions are investigated and their effects on the horizontal tail are explored. In helicopter mode, when the aircraft is in hover or small forward velocity flight (≤ 4 m/s), the rotor wakes, which form fountain flow effects due to the presence of wing, focus in the vicinity of wing and have few effects on the horizontal tail. With the increase of forward velocity, a pair of stream-wise vortexes called fountain vortexes, which dominates the flow around the horizontal tail, is formed by the interaction between the fountain flow and the freestream. When the forward velocity is further enlarged (≥ 16 m/s), the edge vortexes of rotor wakes move downstream and have significant effects on the horizontal tail. The fountain vortexes are generated from the upper surface of wing; the edge vortexes are from the edge of rotor disc. Although their production mechanisms are different, both the fountain vortexes and edge vortexes cause an upwash near the horizontal tail, and therefore a pitch down moment for the aircraft. In addition, the edge vortexes of rotor wakes are weakened and the pitch down moment is reduced, with the flight condition changing from helicopter mode to fixed-wing mode.

收稿日期: 2021-08-10; **修订日期:** 2021-12-16

通信作者: 朱文庆, 男, 工程师, E-mail: Zhuwq51888@163.com。

引用格式: 朱文庆, 仲唯贵, 张威. 倾转旋翼机小速度前飞的尾迹涡演化及其对平尾的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 203-210. ZHU Wenqing, ZHONG Weigui, ZHANG Wei. Wakes of tilt-rotor aircraft in small forward velocity flight and its effects on horizontal tail[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 203-210.

Key words: tilt-rotor; rotor wake vortices; horizontal tail pitch moment; aerodynamic interaction

倾转旋翼机综合了常规直升机和固定翼飞机的优点,既具有出色的垂直起降能力和悬停能力,又具有较大的巡航速度,是一种非常有潜力的构型,受到世界各国的重视。倾转旋翼机独特的构型决定了其具有复杂的气动干扰现象,如旋翼/机翼干扰,旋翼/平尾干扰等,影响倾转旋翼机的效率和飞行安全^[1]。

倾转旋翼机气动干扰问题已得到国内外的广泛关注和研究。如 Felker 等^[2-3]通过实验研究了倾转旋翼机旋翼和机翼之间的气动干扰。Matos 等^[4]通过实验提出偏转襟翼来降低机翼的下洗载荷。徐凯^[5]和刘全^[6]利用动量源 CFD 方法进行了倾转旋翼机悬停和前飞的流场计算。李亚波^[7]和王琦等^[8]基于嵌套网格技术对悬停状态下旋翼/机翼干扰问题进行了模拟;成宝峰^[9]则对过渡状态下旋翼/机翼/机身干扰流场进行了数值模拟。李鹏等^[10-11]提出了更为高效的混合 CFD 方法计算悬停状态和过渡状态气动力。但是,这些研究大多侧重于旋翼在机翼和机身上形成的载荷和旋翼本身的拉力变化,对倾转旋翼机中的尾迹涡系及对平尾的影响关注的较少。刘正江等^[12]设计了倾转旋翼机的旋翼、机身及尾面组合模型风洞实验,使用了测力测压和 PIV 测试方法,但未能给出详细的分析结果。Jung 等^[13]使用 CFD 方法计算了旋翼和尾翼之间的干扰,但只关注了侧风影响下的偏航力矩和滚转力矩变化。

事实上,当倾转旋翼机发生气动干扰时,机翼大部分位于旋翼的尾迹里,旋翼的下洗流直接作用在机翼上产生下洗载荷,而平尾则位于旋翼尾迹的边缘,产生更复杂的气动干扰。Marr 等^[14-15]在 XV-15 风洞实验研究中发现了小速度飞行下喷泉效应会在平尾的上方形成对转的流向涡对。Li 等^[16]使用非定常 CFD 方法计算了倾转旋翼机过渡状态时的气动干扰,计算中发现旋翼尾迹侧缘涡从平尾外端通过,侧缘涡使平尾产生了低头力矩。Marr 等和 Li 等研究中的前飞速度不同,旋翼/尾翼的干扰机理也不同^[14-16]。目前,作者没有发现相关文章对此类现象做详细讨论,而提高该方面的认识对倾转旋翼机的气动布局设计至关重要。

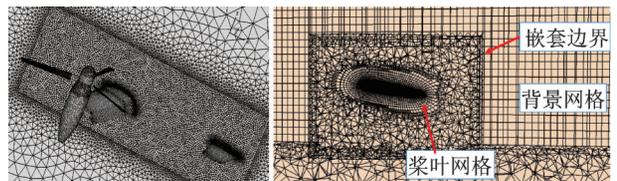
本文采用基于嵌套网格的 CFD 方法对倾转旋翼机简化模型进行数值模拟,研究直升机状态下悬停、前飞和过渡状态下的尾迹涡,探索尾迹涡变化对平尾的影响规律。

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型

本文采用的倾转旋翼机简化模型如图 1(a)所示,包含了旋翼桨叶、机翼、平尾、垂尾和短舱。该模型中存在旋翼尾迹与机翼、平尾之间的气动干扰机理,同时又不包含机身等其他部件对平尾的干扰。计算模型中旋翼半径为 R ,桨毂中心距机翼 1/4 弦线 $0.4R$,距平尾翼梢前缘流向距离为 $1.5R$,展向距离为 R ,垂向距离 $0.4R$ 。旋翼桨叶采用 OA3/OA4 系列翼型,机翼采用 GOE 系列翼型,平尾翼型为 NACA4412,垂尾翼型为 NACA0012。为更好地还原倾转旋翼机的流动特点,机翼的襟翼向下偏转 30° 。

本文重点关注旋翼与平尾的气动干扰,需要精细计算旋翼的尾迹结构,因此采用非定常计算方法,桨叶采用贴体网格,网格随桨叶旋转做刚体运动,桨叶网格和背景网格之间采用嵌套策略,如图 1(b)所示。单片桨叶网格单元数 101 万个,背景网格单元数 328 万个。



(a) Object surface grid (b) Blade grid and nesting relationship

图1 计算模型和计算网格

Fig.1 Calculation model and grid

1.2 数值方法

本文求解任意拉格朗日-欧拉形式的非定常 RANS 方程。流场中存在大面积的不可压缩流动区域,为改善计算稳定性和计算精度,使用带预处理的控制方程,其形式如下

$$\Gamma \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} q d\Omega + \int_S (F_c - Qv_g - F_v) \cdot dS = 0 \quad (1)$$

式中: q 为原始变量, Q 为守恒变量, v_g 为网格运动速度, Ω 为风格单元体积, S 为风格单元表面积, F_c 和 F_v 为对流通量和黏性通量, Γ 为预处理矩阵,形式为

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Theta & 0 & 0 & 0 & \rho_T \\ \Theta u & \rho & 0 & 0 & \rho_T u \\ \Theta v & 0 & \rho & 0 & \rho_T v \\ \Theta w & 0 & 0 & \rho & \rho_T w \\ \Theta H - 1 & \rho u & \rho v & \rho w & \rho_T H + \rho c_p \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\Theta = \frac{1}{U_r^2} - \rho_T c_p, \quad \rho_T = \left. \frac{\partial \rho}{\partial T} \right|_p \quad (3)$$

式中: ρ , p , T , H 分别为流场中密度、压强、温度和总焓; u , v , w 为速度分量; U_r 为指定的参考速度; c_p 为定压比热容。

在湍流模拟方法上,采用 SA 湍流模型模拟湍流黏性;在空间离散上,无黏通量采用基于有限差分的二阶 Roe 格式,黏性通量采用二阶中心格式;时间离散采用含有牛顿子迭代的 LU-SGS 方法,具有二阶精度。

1.3 验证算例

为了表明本文计算方法的计算能力,采用有实验结果的 Georgia Tech (GT) 旋翼-机身干扰模型^[17]作为验证算例。GT 旋翼共有 2 片桨叶,翼型为 NACA0015,旋翼半径 $R = 0.45$ m,桨叶展弦比 5.3,桨尖速度为 100 m/s。机身采用带球形钝头的圆柱代替,圆柱半径 $r/R = 0.149$ 。取桨叶 1/4 弦线与旋转轴的交点为桨毂中心,则桨毂中心距机身最前缘的流向距离 $\Delta x = R$,距机身轴线垂向距离 $\Delta H = 0.3 R$ 。

为模拟前飞状态,旋翼轴前倾 6° 。计算状态为旋翼总距 10° ,前进比 $\mu = 0.1$,旋转中无周期变距,挥舞运动为 $\beta = -1.94 \cos(\psi) - 2.02 \sin(\psi)$, ψ 为旋翼桨叶相位角,流向方向对应 0° 相位。计算网格如图 2(a) 所示,网格生成方式和密度分布与倾转旋翼机模型相似。图 2(b) 给出了以 $Q = 10(U_\infty/R)^2$ 表示的流场图,表明该计算方法能够捕捉到桨尖涡,侧缘涡等旋翼尾迹结构,足以预测旋翼/机身的气动干扰。

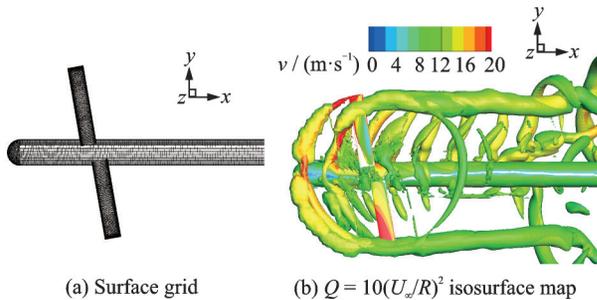


图 2 GT 旋翼-机身干扰模型网格和流场图
Fig.2 Grid and flow field diagram of GT rotor-fuselage interference model

图 3 给出了机身表面上中垂面上的压力分布系数 C_p 计算值和实验值^[17]的对比。图 3(a) 给出了桨叶处于 0° 相位角时瞬时压力分布系数,图 3(b) 给出了该截面上的平均压力分布系数,两者均与实验符合良好,说明本文采用的计算方法和计算网格可靠。

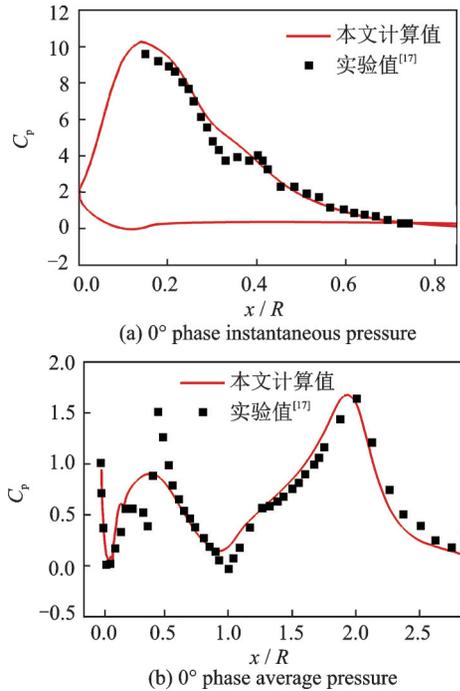


图 3 机身表面截面(中垂面)压力分布系数计算值与实验值^[17]对比

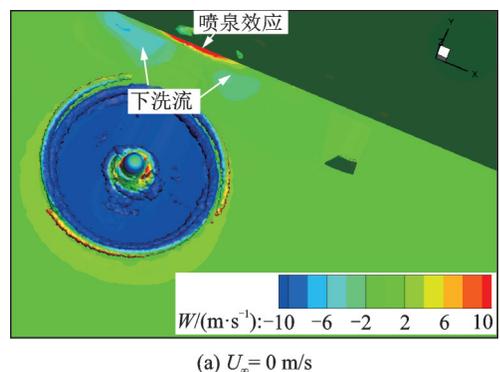
Fig.3 Comparison between calculated values and experimental values^[17] of pressure distribution coefficient of fuselage surface section (middle vertical surface)

2 计算结果和分析

本文首先保持倾转机构倾角 90° (直升机模式),从 0 m/s 逐步增大飞行速度,研究直升机模式下的尾迹涡和对平尾的影响规律,此过程中通过调节总距,保持旋翼拉力系数不变;然后逐步减小倾转机构倾角至 0° ,研究过渡状态下的尾迹涡变化和对平尾的影响。

2.1 直升机状态

图 4 给出了不同前飞速度下旋翼尾迹涡的变化,图中涡由 $Q = 20(U_\infty/R)^2$ 等值面表示,云图代表垂向截面 ($z = 0$) 上平均垂向速度分量 W 的分布。图 5 则给出了不同前飞速度下,机翼、平尾和对称面上的流线,云图表示平均压强 p 的分布。



(a) $U_\infty = 0$ m/s

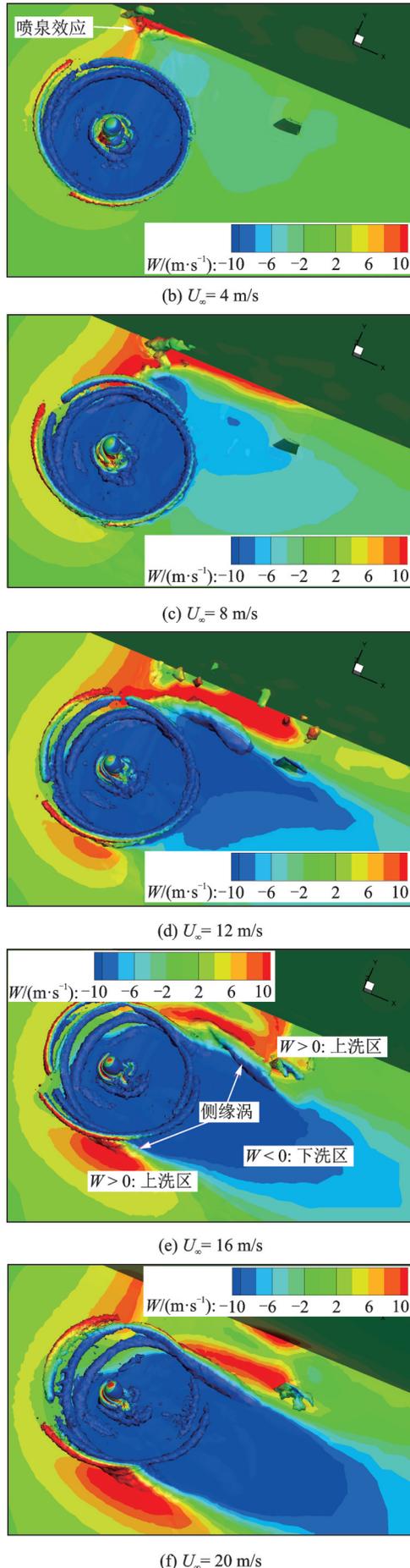
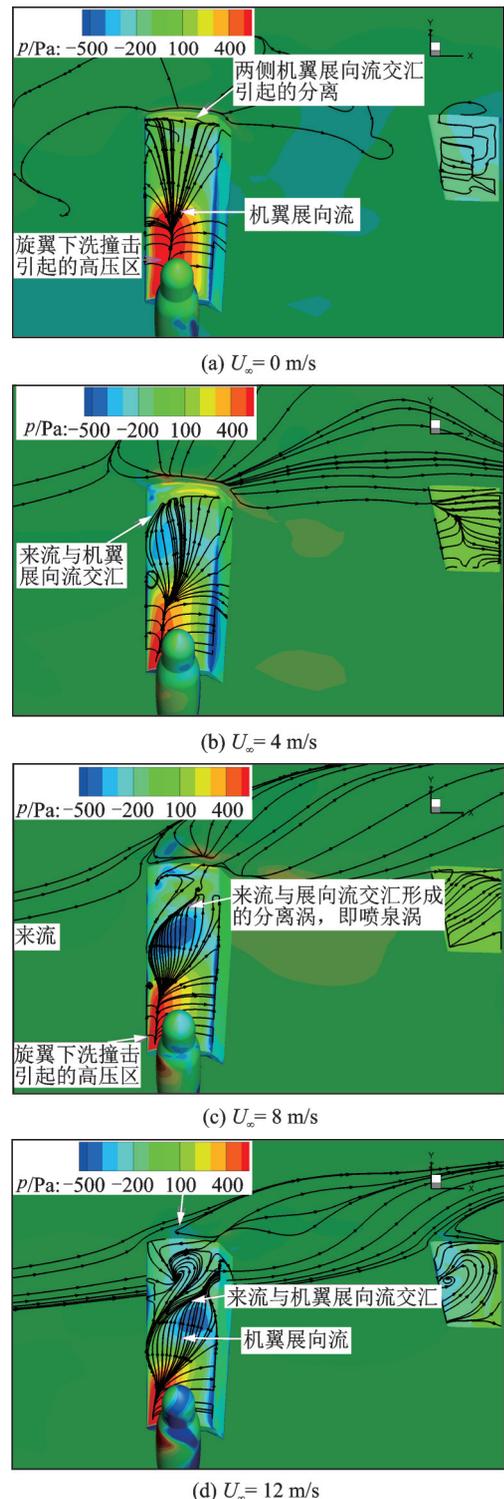


图4 旋翼尾迹随飞行速度的变化(Q等值面图,以W染色)
Fig.4 Variation of rotor wake with flight speed (Q isosurface map, stained with W)

悬停状态时(图4(a)、图5(a)),旋翼下洗流在机翼上表面引起展向流动,在机翼对称面处交汇,形成上洗流动,即喷泉效应。从表面流线图中可以看出,喷泉效应导致机翼根部形成了一个分离区。当 U_∞ 增大到4 m/s时(图4(b)、图5(b)),机翼上表面的展向流具有前行分量的部分与自由来流相互作用而分离,扩大了机翼根部的分离涡,其余部分则在对称面附近形成喷泉效应。这两种飞行状态下,旋翼尾迹和喷泉效应均对平尾附近流场无明显影响。



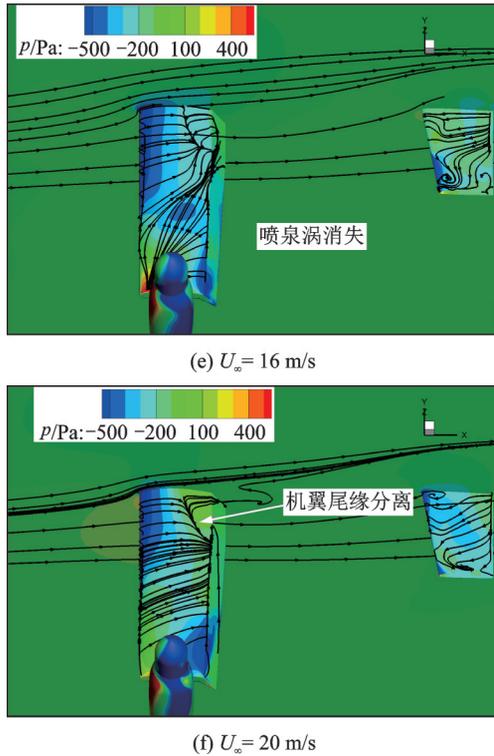


图 5 机翼、平尾和对称面上的表面流线

Fig.5 Surface streamline on wing, flat tail and symmetry plane

前飞速度继续增大至 8 m/s,由机翼展向流和自由来流交汇形成的分离区扩大,并在分离区的边缘形成分离涡,从机翼前缘斜向延伸至襟翼处,如图 5(c)所示。该分离涡在机翼尾缘处变为流向涡,在对称面处诱导出大范围的上洗流动,在靠近旋翼一侧诱导出下洗流动,如图 4(c)所示。此现象仍为喷泉效应,可理解为机翼展向流动在自由来流的输运下,于机翼下游交汇,故本文将此流向涡称做喷泉涡。喷泉涡通过平尾中段,在平尾根部诱导出上洗流动,在平尾翼梢诱导出下洗流动,但平尾表面无大范围分离(图 5(c))。当前飞速度增大至 12 m/s 时(图 4(d)、图 5(d)),机翼上的分离区进一步增大,喷泉涡向旋翼靠近,平尾上受上洗流动影响的区域扩大,开始出现分离现象。

当飞行速度 U_∞ 增大至 16 m/s 时,由于旋翼尾迹与机翼干扰减弱,形成的展向流动能量不足,与自由来流交汇形成的分离区和相应的喷泉涡消失,如图 5(e)所示。但旋翼尾迹侧缘涡抬升至平尾附近,从平尾外侧通过,在平尾上形成大面积的上洗流动(图 4(e)),其上表面流动全部分离(图 5(e))。 $U_\infty = 20 \text{ m/s}$ 时的流动特征与 $U_\infty = 16 \text{ m/s}$ 时相似,如图 4(f)、图 5(f)所示。

为比较喷泉涡和侧缘涡,图 6 给出了前飞速度为 8 m/s 和 16 m/s 时的空间流线和流向截面($x/R =$

1.5)的二维流线图,清楚地展示了喷泉涡或者侧缘涡诱导的流动和其空间位置变化。 $U_\infty = 8 \text{ m/s}$ 时,喷泉涡占主导,该涡产生于机翼上表面,从平尾中部的上方流过。Marr 等^[14-15]在 XV-15 的风洞实验中发现了类似的现象。 $U_\infty = 16 \text{ m/s}$ 时,旋翼尾迹侧缘涡占主导,该涡从平尾外侧通过,对应于 Li 等^[16]研究中的旋翼/平尾干扰。

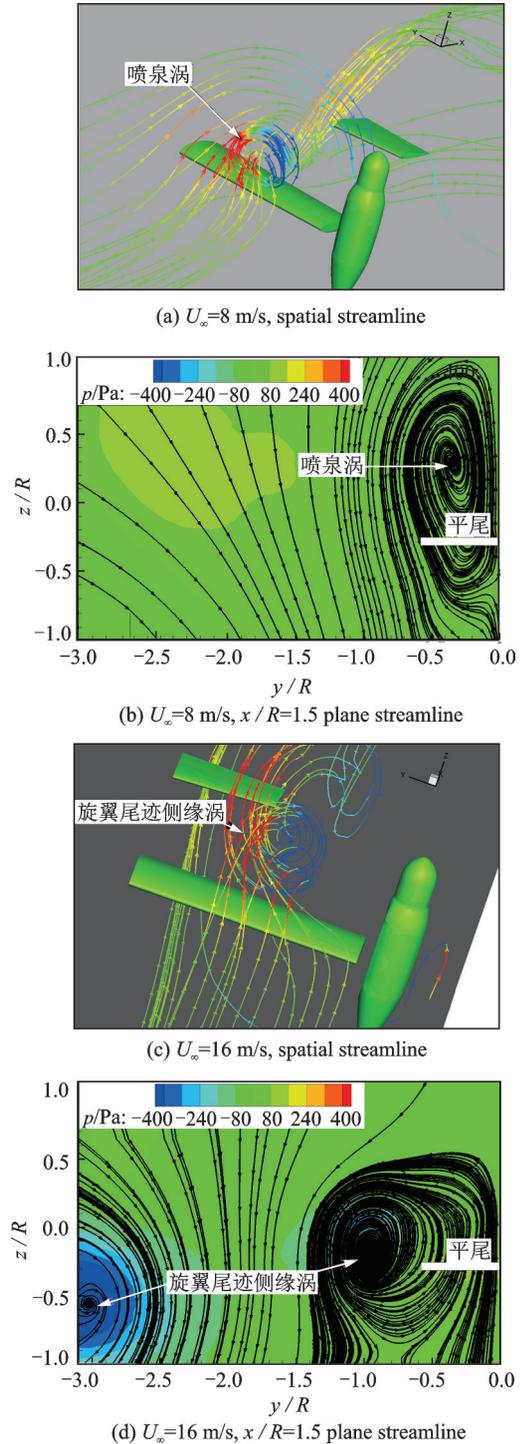


图 6 不同来流下的流线图(流线颜色表征速度分量 W ,截面云图为平均压强 p)

Fig.6 Streamline diagram under different incoming flows (Streamline color represents velocity component W , and cross-sectional cloud diagram shows average pressure p)

图7给出了不同前飞速度下喷泉涡或侧缘涡核随流向的演化。 y/R 为机翼展向方向, z/R 为垂直方向。 $U_\infty=8\text{ m/s}$ 和 12 m/s 时,平尾主要受喷泉涡影响,喷泉涡从机翼表面卷起,向下游运动,受喷泉效应影响,其涡核沿流向运动的同时向上方移动。 $U_\infty=12\text{ m/s}$ 与 8 m/s 相比,喷泉涡在展向更靠近旋翼,且喷泉涡向上输运的斜率变小。 $U_\infty\geq 16\text{ m/s}$ 时,喷泉涡消失,流场中旋翼尾迹的侧缘涡占主导。侧缘涡从桨盘边缘开始脱出,向斜下方输运。在展向方向,旋翼侧缘涡的涡核始终在平尾外侧,在 20 m/s 时位置最靠外;在垂向方向,前飞速度越大,旋翼侧缘涡位置越高。

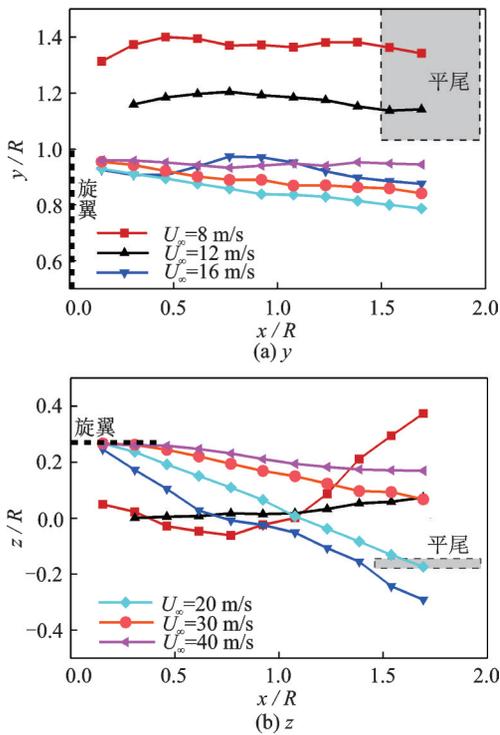


图7 桨毂中心与对称面之间的流向涡核位置演化
Fig.7 Evolution of flow direction vortex core position between hub center and symmetry plane

图8给出了机翼升力和平尾引起的俯仰力矩随前飞速度 U_∞ 的变化情况,作为对比,图中还给出了无旋翼时的情况。结果中,以倾转机构的转动轴为俯仰力矩参考轴,抬头为正,即平尾负升力提供正的俯仰力矩。为便于不同前飞速度下的比较,气动力以旋翼桨尖速度为参考速度,桨盘面积为参考面积,旋翼半径为参考长度进行无量纲化。

首先观察机翼升力,在 0 m/s 时,旋翼尾迹垂直向下,其下洗流造成了机翼的负升力。随着速度的增大,旋翼尾迹向下游移动,其与机翼的干扰逐步减弱,表现为机翼产生的负升力减小,在 $16\text{ m/s} \leq U_\infty \leq 30\text{ m/s}$ 时旋翼尾迹甚至增加了机翼的升力。

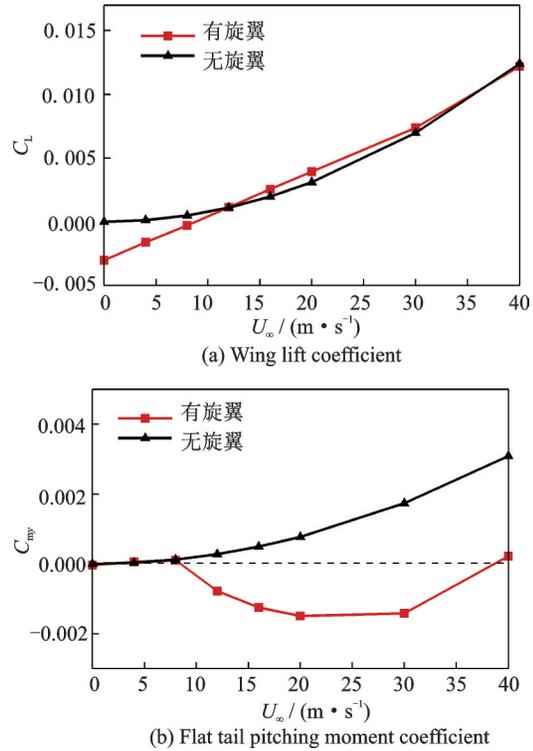


图8 机翼升力系数和平尾引起的俯仰力矩系数随前飞速度的变化
Fig.8 Variation of pitch moment caused by wing lift and flat tail with forward flight speed

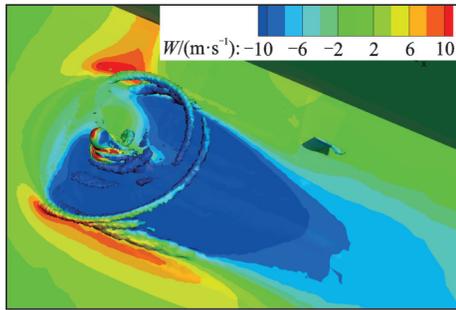
而旋翼和平尾的干扰则显得更为复杂, $U_\infty \leq 8\text{ m/s}$ 时,有旋翼和无旋翼情况下的平尾俯仰力矩相同,都表现为抬头力矩。与图4、图5相对应, $U_\infty = 0, 4\text{ m/s}$ 时旋翼尾迹涡对平尾无影响; $U_\infty = 8\text{ m/s}$ 时,喷泉涡通过平尾中段,在翼根引起上洗流,在翼尖引起下洗流,两者相互抵消,故有旋翼和无旋翼情况,平尾的俯仰力矩相近。速度增大至 12 m/s 时,喷泉涡或旋翼尾迹侧缘涡在平尾附近产生大面积的上洗流动,使其呈现低头力矩,且前飞速度越大,低头力矩越大,直至 20 m/s 。 $U_\infty \geq 30\text{ m/s}$ 时平尾的低头力矩开始减小,这时侧缘涡开始远离平尾。

2.2 过渡状态

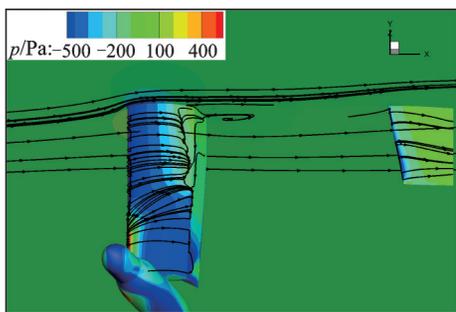
图9给出了短舱倾角为 $60^\circ, 30^\circ$ 和 0° 时旋翼尾迹和机身表面流线的对比,此时前飞速度为 20 m/s 。随着短舱倾角的减小,旋翼尾迹侧缘涡逐步减弱,对平尾的影响减小;短舱倾角为 60° 时,平尾上表面已无短舱倾角 90° 时(图5(f))出现的大范围分离现象,但仍能观察到旋翼尾迹侧缘涡的影响,继续减小短舱倾角,平尾上表面的流动接近均匀流动。

图10给出了机翼升力和平尾引起的俯仰力矩随倾转角度的变化。从直升机模式到固定翼模式

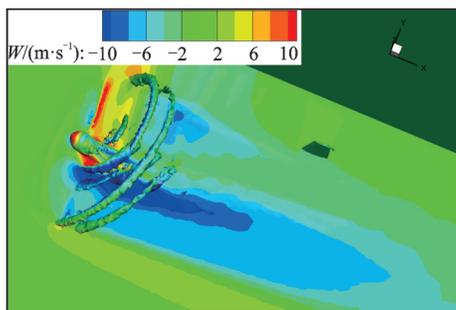
的转换中, 机翼升力逐渐提高, 平尾引起的低头力矩降低, 固定翼模式时转变为抬头力矩, 与无旋翼时的值接近。



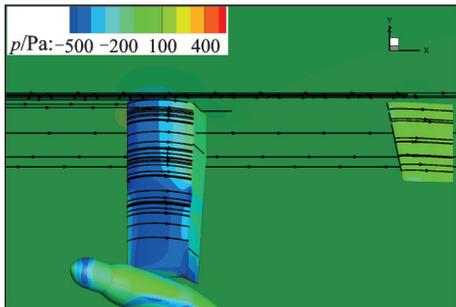
(a) Tilt angle 60°, rotor wake streamline



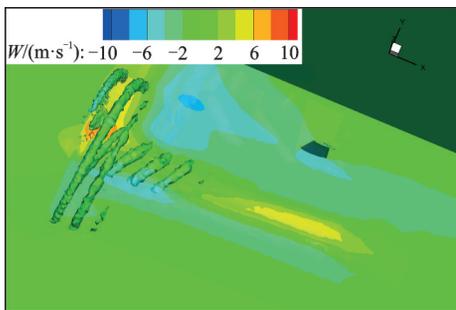
(b) Tilt angle 60°, surface streamline



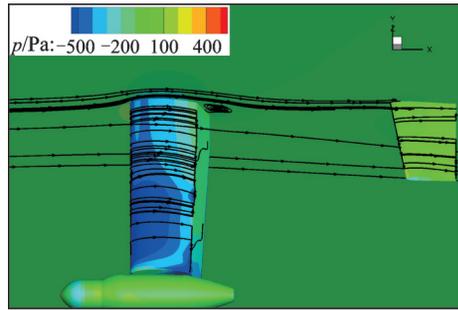
(c) Tilt angle 30°, rotor wake streamline



(d) Tilt angle 30°, surface streamline

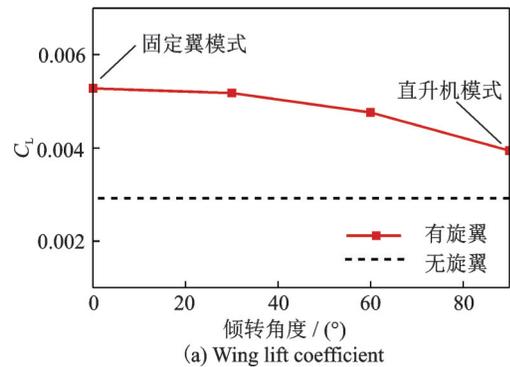


(e) Tilt angle 0°, rotor wake streamline

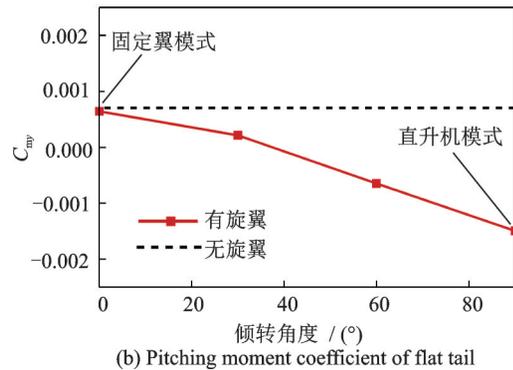


(f) Tilt angle 0°, surface streamline

图 9 旋翼倾角变化时旋翼尾迹、机翼和平尾上的流线
Fig.9 Streamlines of rotor wake, wing and flat tail at different rotor tilt angles



(a) Wing lift coefficient



(b) Pitching moment coefficient of flat tail

图 10 机翼升力系数和平尾引起的俯仰力矩系数随倾转角度的变化

Fig.10 Variation of wing lift coefficient and pitching moment coefficient of flat tail with tilt angle

3 结 论

本文采用 CFD 方法研究了倾转旋翼机尾迹的涡系演化及其对平尾的影响, 包括了直升机状态和过渡状态, 总结了其影响规律, 探索了相应的流动机理。

首先, 采用具有实验数据 GT 旋翼-机身干扰模型对所使用的计算方法进行验证, 计算得到的机身表面压力分布与实验符合良好, 说明本文采用的计算方法和计算网格是可靠的。

然后, 研究了倾转旋翼机直升机状态下的尾迹涡和其对平尾的干扰。悬停和小速度前飞时 ($U_\infty \leq 4 \text{ m/s}$), 尾迹涡主要表现为旋翼桨尖涡, 对平尾无影响; $8 \text{ m/s} \leq U_\infty \leq 12 \text{ m/s}$ 时, 旋翼尾迹在

机翼上表面引起的展现流动,与自由来流交汇引起喷泉涡,喷泉涡流经平尾上方,使平尾产生低头力矩; $U_\infty \geq 16$ m/s时,喷泉涡消失,旋翼尾迹侧缘涡主导平尾附近流动,使平尾处于上洗流区域,同样产生低头力矩。 $U_\infty \geq 30$ m/s时,旋翼尾迹侧缘涡开始远离平尾,其产生的低头力矩开始减小。

最后,研究了倾转旋翼机过渡状态下的尾迹和其对平尾的影响。随着倾转角度的减小,旋翼尾迹侧缘涡逐渐减弱。相应的,平尾引起的低头力矩逐步减小,倾转角度为0时,旋翼尾迹对平尾俯仰力矩无影响。

参考文献:

- [1] PADFIELD G D. Helicopter flight dynamics [M]. 3rd ed. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc., 2018.
- [2] FELKER F, LIGHT J. Aerodynamic interaction between a rotor and wing in hover[C]//Proceedings of the 42nd AHS Annual Forum. Washington D C: AHS, 1986.
- [3] FELKER F. Wing download results from a test of a 0.658-Scale V-22 rotor and wing[C]//Proceedings of the 47th AHS annual Form. Arizonal: AHS, 1991.
- [4] MATOS C, REEDY U, KOMERATH N. Rotor wake/fixed wing interaction and flap deflection[C]//Proceedings of the 55th AHS Aerodynamics Specialists Meeting. Atlanta, GA: AHS, 2000.
- [5] 徐恺. 倾转旋翼飞行器旋翼/机翼/机身气动干扰计算[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.
XU Kai. Calculation of the aerodynamic interaction between rotor/wing/fuselage of tilt-rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [6] 刘全. 悬停和前飞状态倾转旋翼机流场的数值分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
LIU Quan. Numerical analysis on tilt-rotor aircraft flowfield in hover and forward flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [7] 李亚波. 基于自适应网格方法的倾转旋翼流场数值模拟[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
LI Yabo. Numerical simulations for flowfield of tilt-rotor based on adaptive grid method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [8] 王琦,曾祥伟. 倾转旋翼机旋翼与机翼干扰数值模拟分析[J]. 南昌航空大学学报,2012,26(4):26-30.
WANG Qi, ZENG Xiangwei. Numerical analysis of aerodynamics interference between the rotor and wing of the tilt-rotor aircraft[J]. Journal of Nanchang Hangkong University(Natural Sciences), 2012, 26(4):26-30.
- [9] 成宝峰. 倾转旋翼机旋翼/机翼/机身干扰流场的数值分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.
CHENG Baofeng. Numerical analysis on interactional field among tilt-rotor/wing/fuselage [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [10] 李鹏,招启军,汪正中,等. 过渡状态倾转旋翼气动力模拟的高效CFD方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2):189-197.
LI Peng, ZHAO Qijun, WANG Zhengzhong, et al. Highly efficient CFD method for predicting aerodynamic force of tiltrotor in conversion mode[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2):189-197.
- [11] 李鹏,招启军. 悬停状态倾转旋翼/机翼干扰流场及气动力的CFD计算[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 361-371.
LI Peng, ZHAO Qijun. Calculations on the interaction flowfield and aerodynamic force of tilt-rotor/wing in hover [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 361-371.
- [12] 刘正江,李尚斌,陈卫星,等. 倾转旋翼/机身/尾面组合模型风洞试验设计技术研究[J]. 直升机技术, 2015, 3: 45-48.
LIU Zhengjiang, LI Shangbin, CHEN Weixing, et al. Research on tilt-rotor, fuselage and tail-plane compound model wind test design [J]. Helicopter Technique, 2015, 3:45-48.
- [13] JUNG Y S, YOU J Y, KWON O J. Numerical investigation of prop-rotor and tail-wing aerodynamic interference for a tilt-rotor UAV configuration[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, 28 (7): 2609-2617.
- [14] MARR R L, RODERICK W E B, Handling qualities evaluation of the XV-15 tiltrotor aircraft [C]// Proceedings of the 30th annual forum of the AHS. Washington D C: AHS, 1974.
- [15] MARR R L, GAMBELL K W, NEAL G T. V/STOL tilt rotor study—Volume VI Hover, low speed and conversion tests of a tilt rotor aeroelastic model: NASA CR-114615[R]. [S.l.]:NASA, 1973.
- [16] LI Huan, WU Xiaojun, JIA Hongyin, et al. Calculation and analysis of interaction flowfield over tiltrotor aircraft in conversion mode[C]// Proceedings of IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Guangzhou, China:[s.n.], 2021.
- [17] BRAND A G, MCMAHON H M, KOMERATH N M. Surface pressure measurements on a body subject to vortex wake interaction [J]. AIAA Journal, 1989, 27(5): 569-574.