

倾转旋翼典型飞行状态气动特性的 CFD 分析

李 鹏, 招启军

(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: 针对倾转旋翼特有的悬停、巡航、过渡 3 种飞行模式, 基于 CFD 方法分别对倾转旋翼的上述 3 种典型飞行状态进行了数值模拟。首先, 基于运动嵌套网格思想建立了适合倾转旋翼运动模拟的多层运动嵌套网格系统。然后, 基于 RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes)方程建立了适用于非定常流场分析的 CFD 模拟方法。为了提高整个流场的计算效率, 时间推进采用高效的隐式 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss Seidel)方法, 并运用 SPMD(single program multiple data)并行计算模式。最后, 采用所建立的网格生成方法和流场求解器, 进行了不同飞行状态下的倾转旋翼气动特性数值分析, 验证了建立 CFD 方法的有效性并得出了多种飞行状态下的气动特性。结果表明: 悬停状态下倾转旋翼相对于直升机旋翼有更加明显的下洗流影响区域。巡航状态两旋翼中心间距为 $2.5R$ 时, 倾转旋翼之间存在明显的气动干扰。过渡状态下, 倾转旋翼提供的拉力在倾转角为 45° 前下降较快, 且在倾转角较小时, 倾转旋翼桨叶表面拉力分布仍能表现出直升机旋翼的特性。

关 键 词: 倾转旋翼; 非定常气动特性; 多层运动嵌套网格; 悬停; 巡航; 过渡状态; RANS 方程

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

CFD analyses of aerodynamic characteristics of tilt-rotor under typical flight conditions

LI Peng, ZHAO Qi-jun

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Considering three flights (hover/cruise/transitional mode) of tilt-rotor, numerical simulations on the aerodynamic characteristics of tilt-rotor under different conditions were conducted respectively. Firstly, a multi-layer moving embedded grid method was established. Secondly, the unsteady RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes) equations were taken to simulate the unsteady characteristics of the flowfield around tilt-rotor. In order to improve the computational efficiency, the implicit LU-SGS (lower upper symmetric Gauss Seidel) method and the SPMD (single program multiple data) mode of parallel computing were employed. Finally, based on the grid method generation and flow solver, the aerodynamic characteristics of tilt-rotor under different flight conditions were numerically analysed, proving that the method presented is effective to simulate the aerodynamic characteristics of tilt-rotor. Result shows that, in hover mode, the downwash of the tilt-rotor is more obvious than the helicopter rotor. The aerodynamic interference between the tilt-rotor is apparent when the distance of the tilt-rotor shafts is $2.5R$ in cruise mode. In the conversion mode, the

收稿日期: 2014-06-06

基金项目: 国家自然科学基金(11272150); 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 李鹏 (1987—), 男, 江苏靖江人, 博士生, 主要从事倾转旋翼计算流体力学、空气动力学和并行计算流体力学研究。

E-mail: lp1987@nuaa.edu.cn

通讯作者: 招启军 (1977—), 男, 江苏金湖人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事直升机旋翼空气动力学、计算流体力学、计算声学、主动流动控制等研究。E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn

thrust decreases rapidly before the 45° tilting angle, and the thrust distribution on surface of tilt-rotor blade is similar to the helicopter rotor.

Key words: tilt-rotor; unsteady aerodynamic characteristics; multi-layer moving-embedded grid; hover; cruise; conversion mode; Reynolds averaged Navier-Stokes equations

倾转旋翼作为倾转旋翼飞行器的重要组成部分,需要同时满足直升机旋翼与固定翼螺旋桨的气动性能设计要求,给设计研究工作带来了矛盾和困难^[1]. 直升机悬停时,由于倾转旋翼和直升机旋翼相比具有更大的扭转、较小的展弦比和较高的桨盘载荷特征,使得下洗流场相对于直升机旋翼有明显差别,能否正确的分析出悬停时旋翼的气动性能对倾转旋翼飞机悬停能力的评估和设计至关重要. 飞机模式巡航时,桨尖工作在跨声速状态,伴随着气流分离等一系列复杂的流动情况,能否分析出该工作状态下的气动性能对设计倾转旋翼飞机的高速前飞能力很关键. 与此同时,过渡飞行模式是衔接倾转旋翼飞机悬停和巡航两个典型状态的特殊飞行模式,该状态下旋翼气动力的变化趋势对飞行器的配平能力和安全飞行有重要影响,因此该状态下的气动特性分析精度也同样重要. 由于上述 3 个飞行状态的重要性,本文开展倾转旋翼气动特性的高精度分析研究具有重要的理论价值和实际意义.

当前针对倾转旋翼气动特性的研究方法主要包括试验研究和数值模拟两个方面. 与高成本、长周期的试验研究方法相比,随着计算机技术和数值理论不断发展,基于 N-S 方程的 CFD 数值模拟方法^[2-4]因为可以满足复杂非定常流场模拟精度的需要,而逐渐成为当前旋翼气动特性研究的重要手段. 但由于倾转旋翼的运动形式的多样性,相对于常规旋翼在 CFD 研究,其复杂程度上大幅度提高,主要表现为对网格技术和过渡流场分析方法适用性提出了更高的要求. 对于这 3 种飞行状态下倾转旋翼的气动性能方面的研究,国内外均开展了一些研究工作. 国外方面开展的研究较早^[5-7],CFD 方法得到了普遍运用,且取得了很好的成效,例如: Potsdam 等^[8]和 Lee-Rausch 等^[9]分别使用基于结构和非结构运动嵌套网格的平均雷诺方程较好预测了悬停状态下的倾转旋翼的气动性能,并分析了不同粗细的网格对数值模拟精度的影响,但仅对单独的倾转旋翼悬停性能进行了计算,未分析倾转旋翼与直升机旋翼气动

特性的差异及造成的原因. Romander^[10]通过简化的单片桨叶方法模拟了不同巡航状态下倾转旋翼的气动性能,并分析了该状态下出现的失速和激波等复杂现象. 但研究仅针对单旋翼开展,未考虑真实倾转旋翼巡航飞行状态下的双旋翼的气动干扰特性. 国外虽然方法较为成熟,但研究多集中在倾转旋翼的悬停和巡航飞行状态特性的分析上面,对过渡状态的研究仍鲜过多的涉及. 国内方面,相对于国外有一定的差距,但也取得了一定的进展. 李春华等^[11-13]使用自由尾迹方法对倾转旋翼进行了模拟,刘全等^[14-15]采用动量源的方法进行了研究,得出了一些有意义的结论. 但是国内已开展的研究仍处于探索阶段,模型较为简单,主要以势流方法和动量源模型为主,采用的方法很难精确描述倾转旋翼复杂流场的细节特征和非定常气动特性.

针对上述问题,本文首先通过在旋翼和背景网格之间引入过渡网格,并考虑并行计算的需要,建立了一套多层嵌套运动网格方法. 然后在空间上使用 2 阶中心差分格式,时间方向上采用隐式 LU-SGS 双时间方法,建立了一套基于 RANS 方程的 CFD 方法. 在网格和模拟方法建立的基础上,分别对 XV-15 倾转旋翼典型的悬停、巡航、过渡 3 种飞行状态下的气动特性进行了数值模拟,并与传统直升机旋翼的气动特性进行了对比分析,获得了一些对高性能倾转旋翼气动设计有指导价值的结论.

1 倾转旋翼多层运动嵌套网格系统

在倾转旋翼网格系统的建立方面,为了能更加准确地模拟出旋翼流场细节并保证网格间的插值精度,且对不同飞行状态均有较好的适应性. 本文在倾转旋翼周围引入了过渡网格,从而建立一套多层嵌套的运动网格系统. 这在一定程度上减少了过渡过程中为保证插值精度而直接加密背景网格带来的过大计算量问题.

整套多层网格系统由 3 层组成:第 1 层是与桨叶固连运动的 C-O 型贴体网格,倾转旋翼相对于直升机旋翼桨叶扭转较大,为了能有效地模拟

黏性效应,在桨叶前缘、后缘以及桨尖处对物面网格点进行了局部加密并在桨叶展向进行了合理光滑,并保持桨叶法向第 1 层网格距桨叶表面的距离为 $5.0 \times 10^{-6} c$ (c 为桨叶弦长),满足附面层的要求;第 2 层是固连与旋翼轴和桨盘平面的规则笛卡儿过渡网格,为了能准确模拟出桨尖涡的空间运动,该处的网格间距采用均匀尺寸 ($0.1c$). 为了减少网格运动所带来的额外计算量,本文通过对嵌套方法的改进,过渡网格只进行倾转旋翼的倾转运动;第 3 层为背景网格,此处采用均匀尺寸 ($0.2c$) 的间距,兼顾了计算效率和插值精度. 为了能在合理计算条件下准确地模拟双旋翼的特性,在对称面上应用了对称边界条件. 整个网格模型系统可以简化为单套倾转旋翼系统,如图 1 所示.

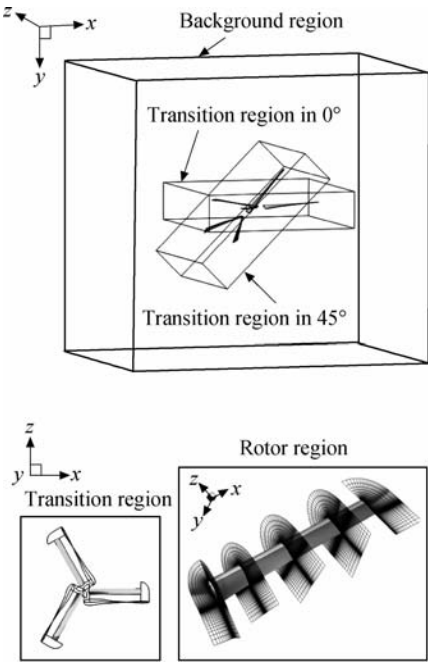


图 1 围绕 XV-15 旋翼的多层运动嵌套网格示意图
Fig. 1 Schematic diagram of multi-layer moving-embedded grids around XV-15 rotor

图 2 给出了基于本文提出的嵌套方法得出的过渡区洞边界单元所对应的贡献单元以及过渡网格在背景网格中的洞单元. 将倾转旋翼嵌套在过渡网格中作为第 1 层嵌套匹配,过渡网格嵌套在背景网格中作为第 2 层嵌套匹配. 结合并行技术,将计算网格分配到不同计算节点,各计算节点根据网格类型独立同时进行嵌套操作,并成功实现了嵌套方法的并行执行,进一步提高了数据传递和计算效率.

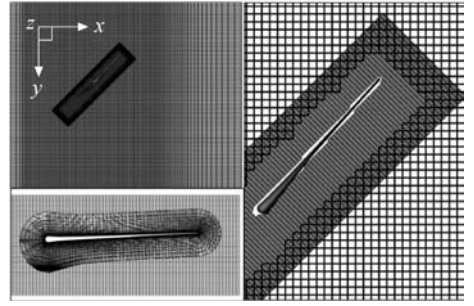


图 2 XV-15 旋翼对应的嵌套系统网格示意图
Fig. 2 Diagram of embedded system grid around XV-15 rotor

2 流场求解方法

2.1 控制方程

本文将坐标建立在固定坐标系下,采用以绝对物理量为参数的全耦合守恒积分形式的可压 N-S 方程^[14]作为主控方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F}_c \cdot \mathbf{n} ds - \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} ds = \int_{\Omega} \tilde{\mathbf{S}} d\Omega \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho(q - q_t) \\ \rho u(q - q_t) + p n_x \\ \rho v(q - q_t) + p n_y \\ \rho w(q - q_t) + p n_z \\ \rho H(q - q_t) + p q_t \\ (q - q_t) \bar{v} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} n_x + \tau_{xy} n_y + \tau_{xz} n_z \\ \tau_{yx} n_x + \tau_{yy} n_y + \tau_{yz} n_z \\ \tau_{zx} n_x + \tau_{zy} n_y + \tau_{zz} n_z \\ \Phi_x n_x + \Phi_y n_y + \Phi_z n_z \\ \frac{1}{\zeta} [\nu + (1 + C_{b2}) \bar{v}] \Delta \bar{v} \end{bmatrix}$$

$$\tilde{\mathbf{S}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \hat{s} \end{bmatrix} \quad \mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \\ \bar{v} \end{bmatrix}$$

式中 Ω 为控制体单元体积; $\partial\Omega$ 为单元面积; $\mathbf{n}$ 表示单元表面法矢量; ρ, t, k, T, E, H 分别为密度、时间、导热系数、绝对温度、总能和总焓. $\mathbf{q} = (u,$

$v, w)^T$ 为绝对速度, q_t 表示网格运动速度, $\bar{\nu}$ 为运动涡黏度, 本文 N-S 方程黏度计算采用航空上广泛运用的一方程 Spalart-Allmaras (S-A)^[16-17] 湍流模型. 源项中 $\hat{s}$ 定义为

$$\hat{s} = -\frac{C_{b2}}{\zeta} \bar{\nu} \nabla^2 \bar{\nu} + C_{b1} (1 - f_{t2}) \Omega \bar{\nu} + \left\{ C_{b1} [(1 - f_{t2}) f_{v2} + f_{t1}] \frac{1}{k^2} - C_{w1} f_w \right\} \cdot \left(\frac{\bar{\nu}}{d} \right)^2$$

(2)

式中相关参数为

$$C_{b1} = 0.1355 \quad C_{b2} = 0.622 \quad k = 0.41$$

$$C_{v1} = 7.1 \quad C_{w1} = \frac{C_{b1}}{k^2} + \frac{1 + C_{b2}}{\sigma} \quad C_{w2} = 0.3$$

$$C_{w3} = 2.0 \quad C_{t3} = 1.1 \quad C_{t4} = 2$$

2.2 方程离散及边界条件

在时间离散上采用隐式 LU-SGS 迭代格式^[18]的双时间推进方法来模拟不同飞行状态下倾转旋翼的非定常流动特性. 在空间离散上采用格心形式的 Jameson 中心差分格式. 为了避免激波和驻点附近出现非物理振荡及中心差分格式引起的奇偶失联, 引入了 2 阶、4 阶混合导数组成的人工黏性项. 通过并行加速技术^[19-21]加速了流场求解速度. 图 3 给出了本文模拟方法的流程图.

对于黏性流体, 桨叶表面采用物面无滑移边界条件, 相应的热力学和动力学边界条件分别取作法向导数为零. S-A 湍流模型边界条件为: 边界

入流取初始值, 出流则采用内场外向插值.

对于嵌套网格中的不同类型网格之间的流场信息交换则由贡献单元与相应网格之间进行三线线性插值来完成.

在旋翼对称面处, 对虚拟网格引入对称边界条件, 模拟双旋翼气动干扰的效果, 简化了整个双旋翼流场的数值模型, 提高了计算效率.

3 流场算例验证

3.1 直升机悬停状态

悬停是直升机特有的运动方式, 本文采用建立的多层运动嵌套网格方法分别对典型的 XV-15 旋翼和 Helishape 7A(7A)旋翼进行了数值模拟.

3.1.1 XV-15 旋翼

XV-15 旋翼^[1]由 3 片矩形桨叶组成, 展弦比为 10.7, 桨叶沿展向分为 5 段, 由 5 种不同的 NACA64 系列翼型组成, 桨叶具有一 36° 的非线性负扭转角. 计算状态: 桨尖马赫数 $M_{tip} = 0.69$, 总距 $\theta_{0.75} = 10^\circ$.

图 4 给出了悬停状态下不同剖面压强系数 (C_p) 与参考值^[22]的对比. 从图中可以明显看出本

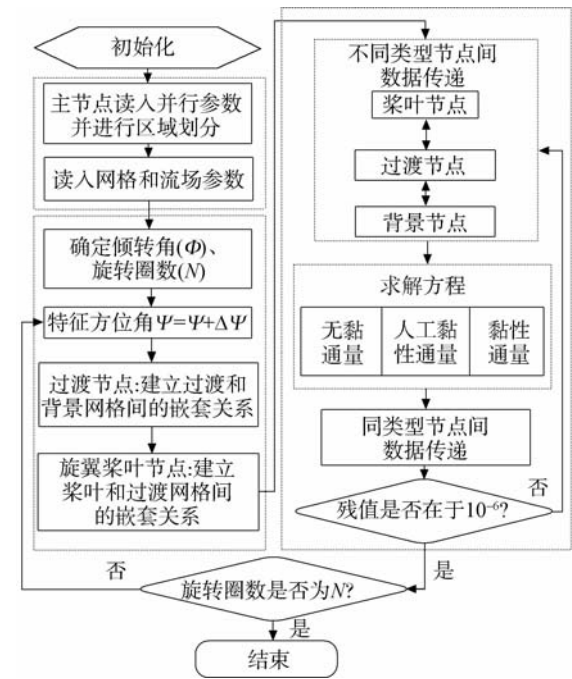
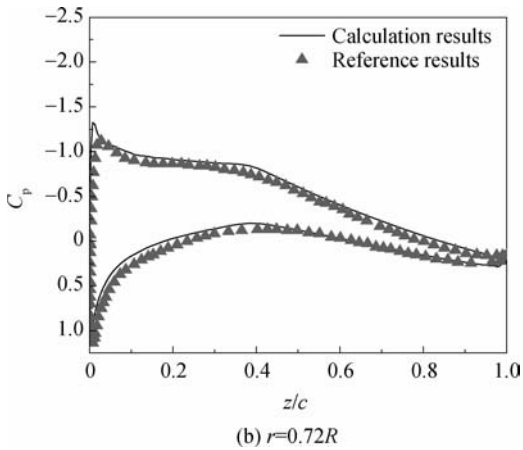
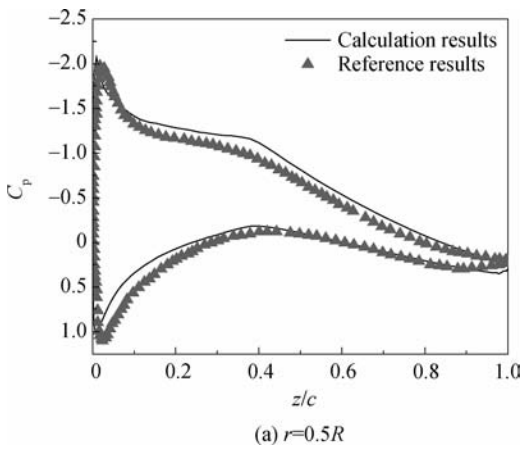


图 3 倾转旋翼流场模拟流程图

Fig. 3 Flowchart of tilt-rotor flowfield simulation



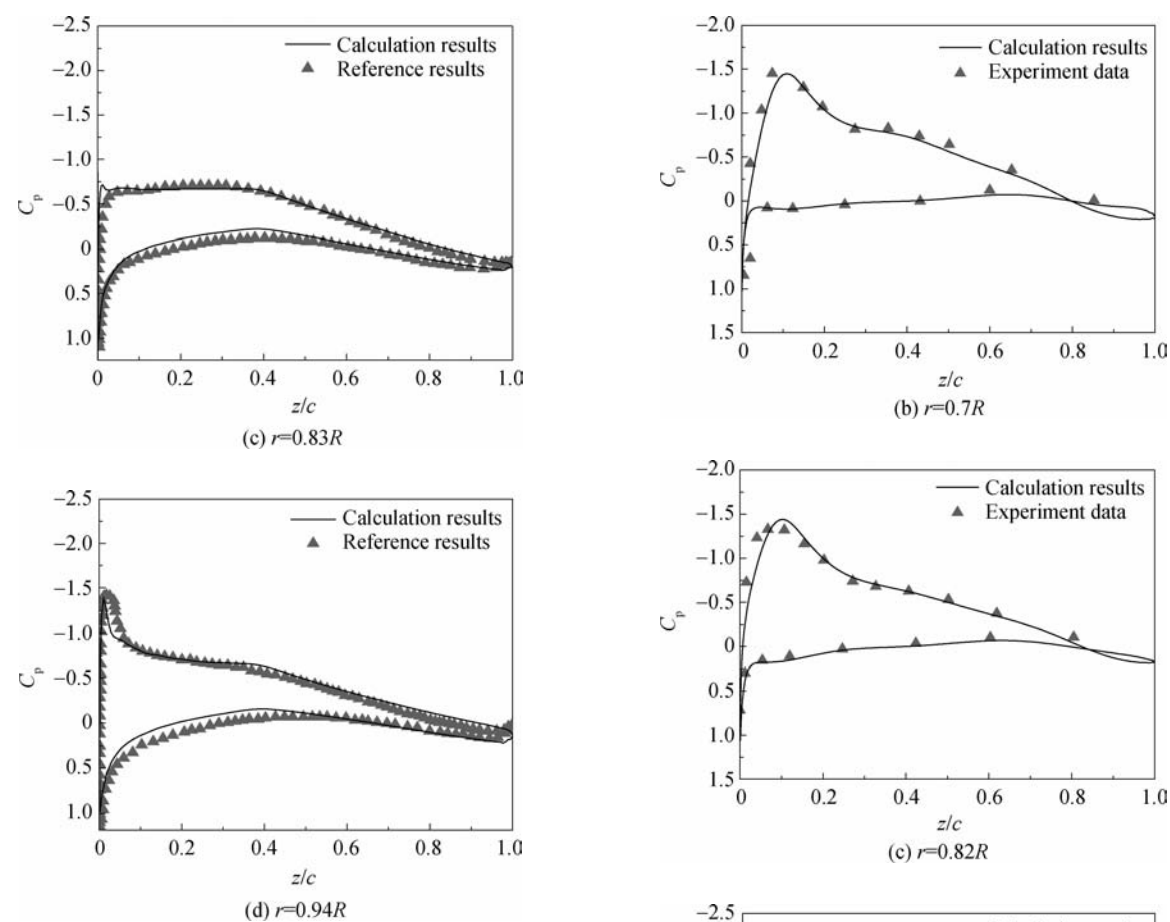


图 4 悬停状态下 XV-15 桨叶压强系数分布
Fig. 4 Pressure coefficient distributions on blade of the XV-15 in hover mode

文建立的数值方法能够有效地模拟倾转旋翼气动特性.

3. 1. 2 7A 旋翼

7A 旋翼^[23]含有 4 片矩形桨叶,桨叶展弦比为 15,桨叶展向由 3 段不同的 OA(ONERA)翼型配置构成. 计算状态: $M_{tip}=0.617$, $\theta_{0.75}=8.94^{\circ}$.

图 5 给出了该旋翼悬停状态下不同剖面压强系数与试验值的对比,可以看出计算值与试验值

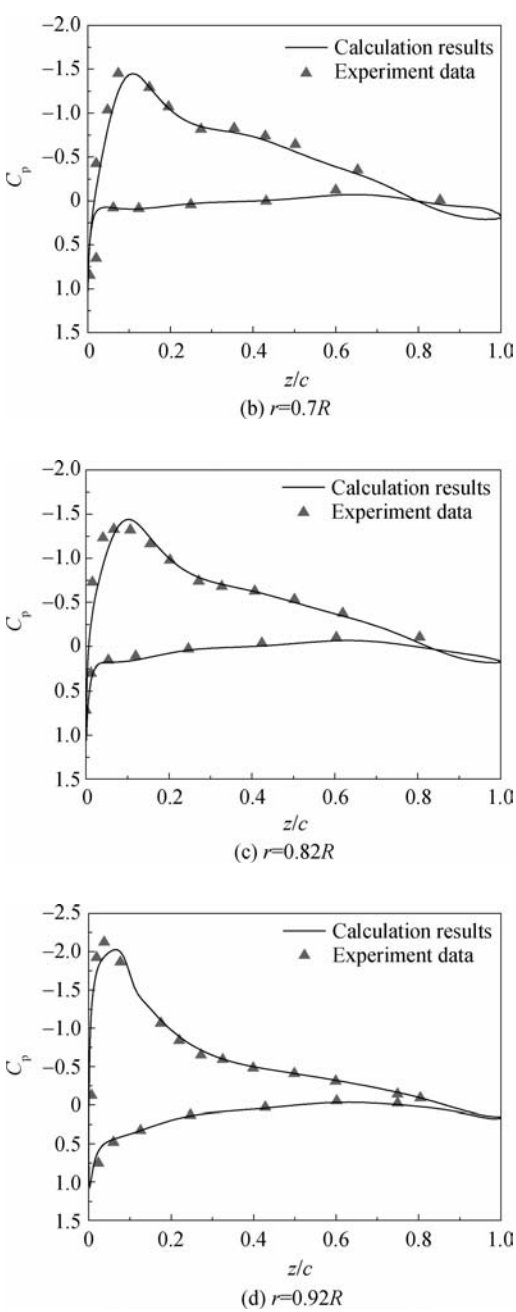
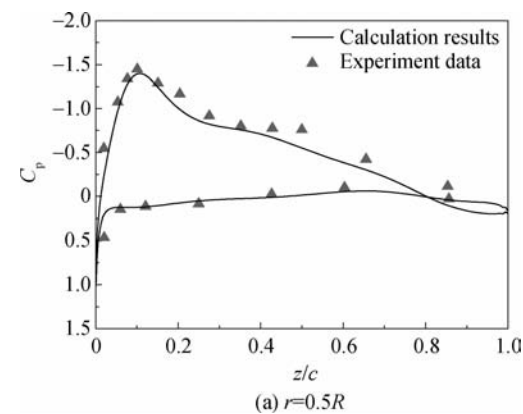


图 5 悬停状态下 7A 桨叶压强系数分布
Fig. 5 Pressure coefficient distributions on blade of the 7A in hover mode

吻合较好,表明本文建立的数值方法能够较好的模拟直升机旋翼的气动特性.

3. 1. 3 倾转旋翼与直升机旋翼气动性能比较

为了分析倾转旋翼与直升机旋翼在悬停状态下气动性能特性的不同,本文在保留 XV-15 旋翼翼型分布特性的基础上,结合 7A 桨叶的扭转分布特征,设计了一套新的 3 片桨叶的验证旋翼,本文命名为 XV-7A. 表 1 中给出了不同旋翼飞行状态下气动性能的计算结果,表中 σ 为实度, C_t 为拉力系数. 验证旋翼 XV-7A 与相同工作条件下



的其他旋翼拉力较为接近,但由于扭矩系数(C_q)的增加导致了品质因素(FM,量符号记为 F_m)明显降低.

表 1 悬停下不同旋翼模拟的气动参数表

Table 1 Aerodynamic parameters of simulations for different rotors in hovering flight

工况 编号	旋翼	M_{tip}	$\theta_{0.75}/(^{\circ})$	C_t/σ	C_q/σ	F_m
A1	XV-15	0.69	10	0.1094	0.0103	0.725
A2	XV-7A	0.69	10	0.1091	0.0119	0.627
A3	7A	0.617	8.94	0.0967	0.0085	0.711
A4	XV-7A	0.617	8.94	0.0944	0.0098	0.614

图 6 给出了不同飞行状态下桨叶展向法向力系数 Ma^2C_n 分布图,其中 Ma 为马赫数, C_n 为当地法向力系数, r 为剖面位置到旋转中心的距离, R 为桨叶半径.从图中可以明显看出直升机旋翼的气动特性:桨根到桨尖法向力系数增加幅度较大,且在近桨尖位置出现峰值(从 XV-7A 和 7A 旋翼桨叶上都可以看出).相对于直升机旋翼,倾转旋翼在展向的法向力分布则增加较为平缓,且峰值位置会略微偏向桨叶内侧,这是由于倾转旋翼桨叶相对于直升机旋翼桨叶具有更大的负扭转,使得在相同总距下,桨尖处有效迎角小于同状态下的直升机旋翼,而桨叶内侧处有效迎角则更大.采用同样的扭转分布情况下, XV-7A 旋翼法向力分布与 7A 较为接近,表明在相同扭转分布下, XV-15 的翼型配置能表现出与 7A 旋翼相近的气动特性,这是因为 XV-15 的翼型特性与 7A 旋翼采用的翼型特性较为接近所致.

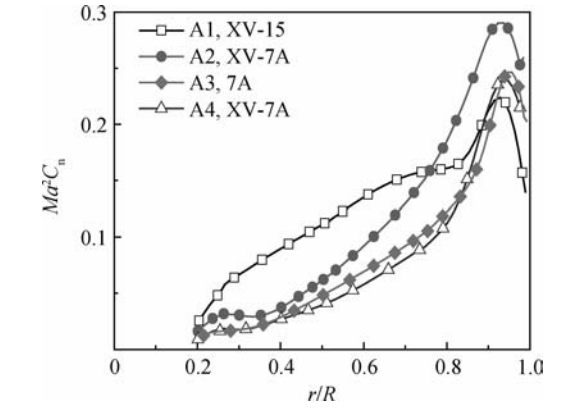


图 6 悬停状态时不同桨叶展向的法向力系数分布
Fig. 6 Distribution of spanwise normal force coefficient on different blades in hover mode

图 7 和图 8 分别给出了两种飞行状态下 XV-7A 和 XV-15 旋翼桨盘整体以及 $0.45R$ 下方的下洗速度 V 相对于理想诱导速度 V_h 分布图. XV-7A 旋翼下洗流在桨尖区域有明显的强下洗现象, XV-15 旋翼则相对较为平缓.从图中可以明显看出由于倾转旋翼大的负扭转使得在平均拉力接近条件下桨叶内侧剖面翼型在较高迎角下运行,因而下洗流相对于直升机旋翼下洗流更大,表现出更强的收缩特性,从图 8 也能看出倾转旋翼的诱导下洗流速度峰值虽然小于直升机旋翼的值,但整个影响范围内有较大的平均下洗速度.

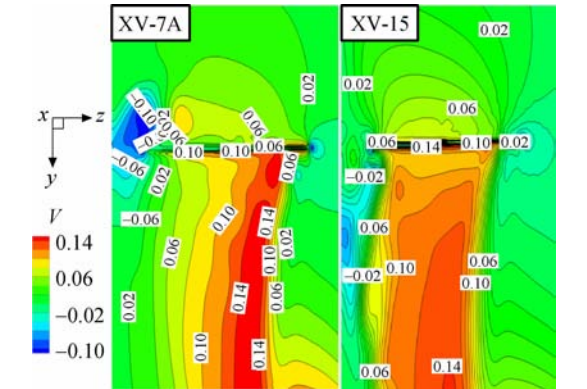


图 7 XV-7A 和 XV-15 桨盘下方下洗速度分布对比
Fig. 7 Comparison of the downwash velocity distributions under the rotor disk of the XV-7A and XV-15

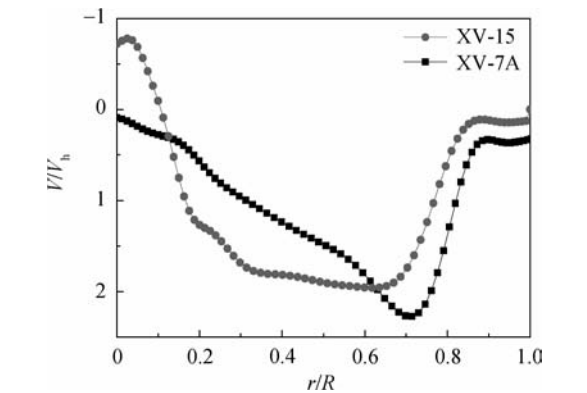


图 8 XV-15 和 XV-7A 展向下洗速度对比
Fig. 8 Comparison of the spanwise downwash velocity distributions on blade of the XV-15 and XV-7A

图 9 给出了这两种飞行状态下两种旋翼桨叶表面流线和压强分布图. XV-15 在桨叶根部有明显的气流分离,这是由于桨叶根部扭转较大引起的,故气流在翼型根部发生了气流分离. XV-7A 在桨叶尖部有明显的气流分离,这是由于该桨叶

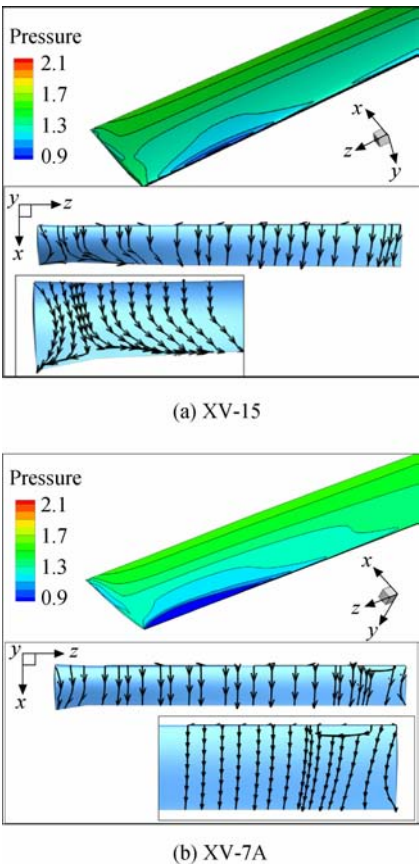


图 9 XV-15 和 XV-7A 桨叶表面流线和无量纲压强分布对比

Fig. 9 Comparison of the streamline and dimensionless pressure distributions on blade of the XV-15 and XV-7A

扭转较小且在尖部区域速度较大导致了该现象。尖部的气流分离对旋翼性能的影响大于根部失速的造成的影响,这在一定程度上减小了在旋翼转速和拉力相近时具有小负扭转旋翼的气动性能。

3.2 飞机巡航状态

为了分析倾转旋翼巡航状态下的气动特性,本文对 XV-15 旋翼飞机模式进行了模拟. 计算状态: $M_{tip}=0.69, \mu=0.15, \theta_{0.75}=15^\circ$.

图 10 给出了该飞行状态下的涡量等值面图,可以看出桨尖涡位置捕捉的较好,表明本文建立的方法能够用来很好的捕捉流场细节. 并且桨叶内侧到根部的下洗流较强,这是由于巡航飞行状态下倾转旋翼在桨根附近的迎角较大且此处的翼型选取的是高升力的厚翼型导致了该现象。

图 11 给出了巡航状态下 4 个特征方位角(Ψ)的旋翼展向法向力系数分布. 可以看出在方位角为 90° 与 180° 处旋翼的拉力系数相同,而在方位角为 270° 和 360° 处接近,并且前后有一定的

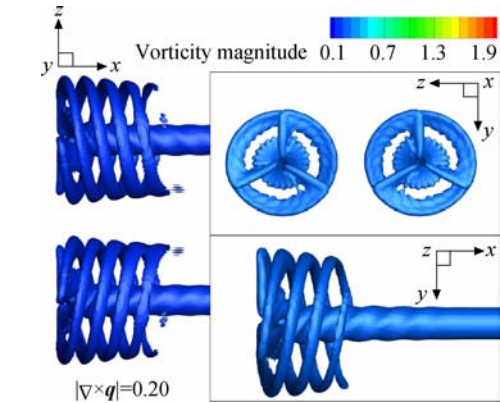


图 10 巡航状态下旋翼涡量等值面图

Fig. 10 Iso-surface diagram of rotor vorticity in cruise flight

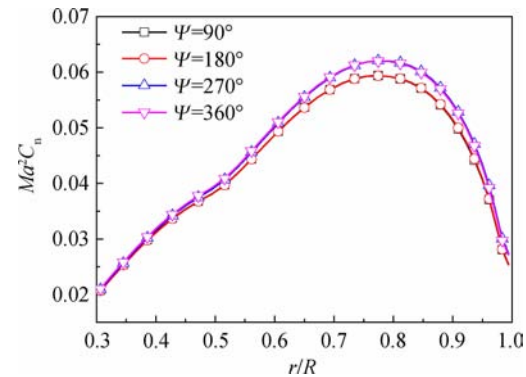
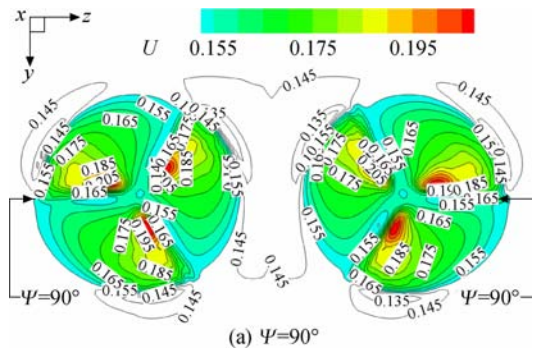


图 11 巡航状态不同特征方位角展向法向力系数分布对比

Fig. 11 Comparisons of spanwise normal force coefficient distributions of typical azimuth angles in cruise mode

差别,而前者(90° 与 180°)在整个分布区域内均明显的小于后者,且在尖部区域最为明显。

图 12 给出桨叶在不同方位角处的桨盘无量纲来流速度(U)分布. 从图中可以明显的看出在两个桨盘中间的区域(方位角为 $225^\circ \sim 360^\circ$)有明显的低速区存在,这表明双旋翼在巡航飞行状态时,相对于常规单螺旋桨巡航时两者之间会有明显的气动干扰作用. 该现象的出现,可能是由于双



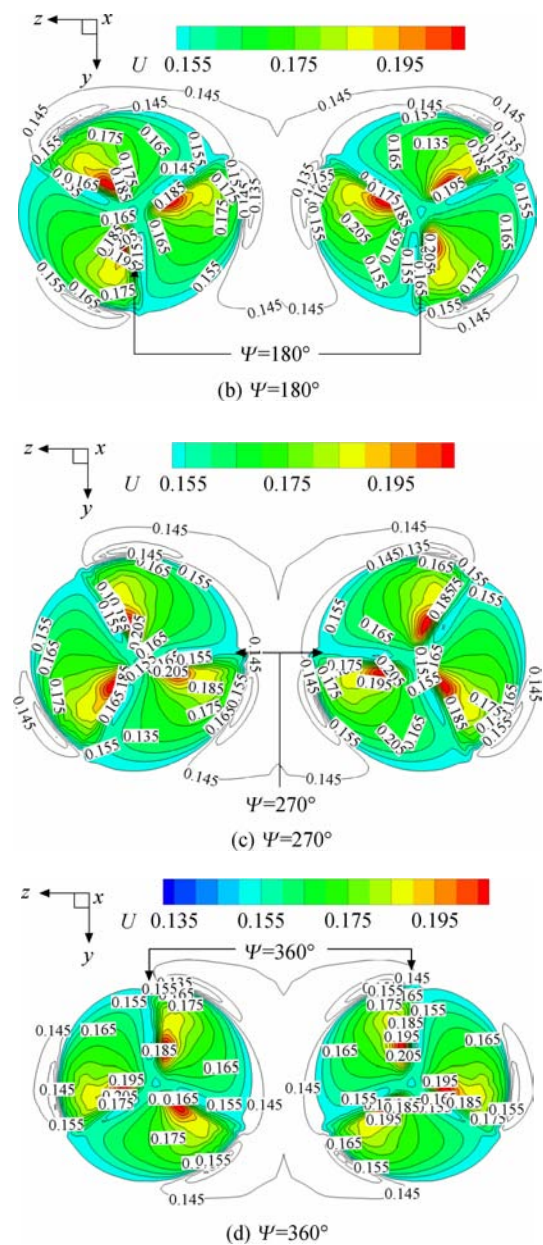


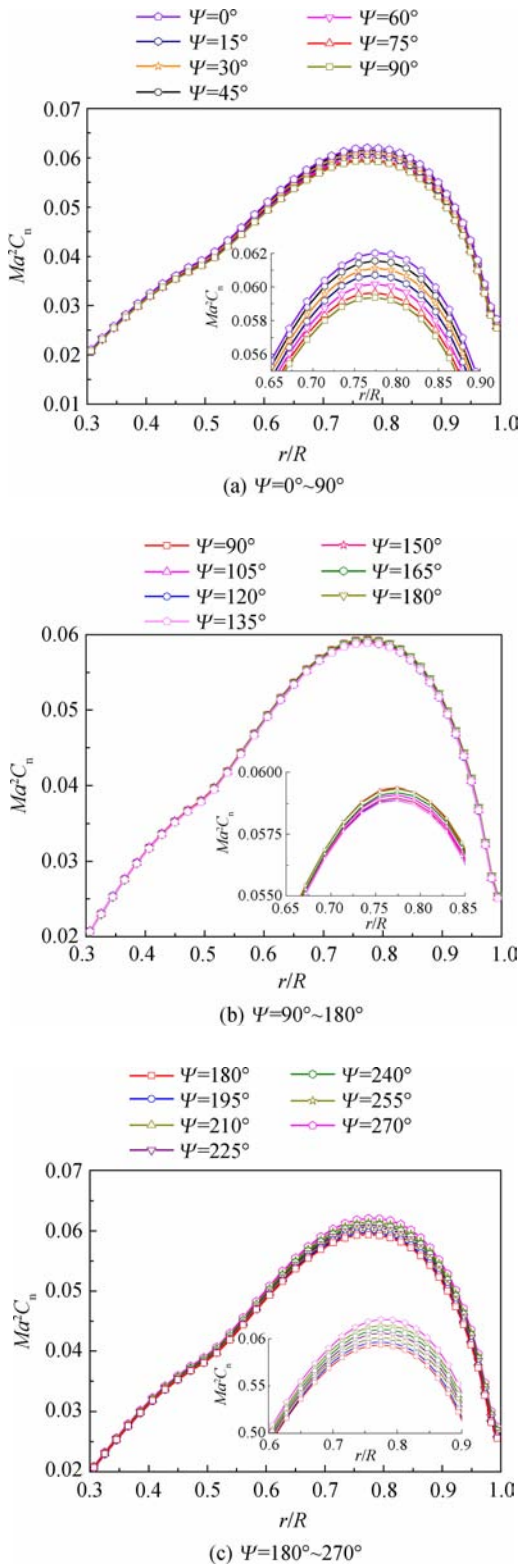
图 12 巡航状态桨叶位于不同特征方位角时桨盘处无量纲来流速度分布对比

Fig. 12 Comparisons of dimensionless inflow velocity distributions around the rotor disk of different typical azimuth angles in cruise mode

旋翼之间的气动干扰使得在两旋翼对称面处对来流有一定的阻塞作用,减小了下洗流,因而提高了该处的桨叶剖面叶素的有效迎角所导致。

为了进一步分析图 12 中存在的干扰作用对倾转旋翼气动性能的影响,图 13 还给出了不同方位角处的桨叶展向法向力系数分布。从图 13 中的法向力分布的差异性可以看出双旋翼的气动干扰作用在方位角为 $180^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 之间影响较大。从图中整体分布趋势可以看出,在该布局条件下总的展向法向力系数分布规律类似,这表明干扰作用

只在局部产生效果。该模型计算分析时,两旋翼中心间距约为 $2.5R$,从实际分析的计算结果可以得出:在该距离下两旋翼存在一定的干扰作用,在实际飞行器构型中,两旋翼间机身的存在会使得该干扰作用可能更为明显,在实际设计时需仔细考虑。



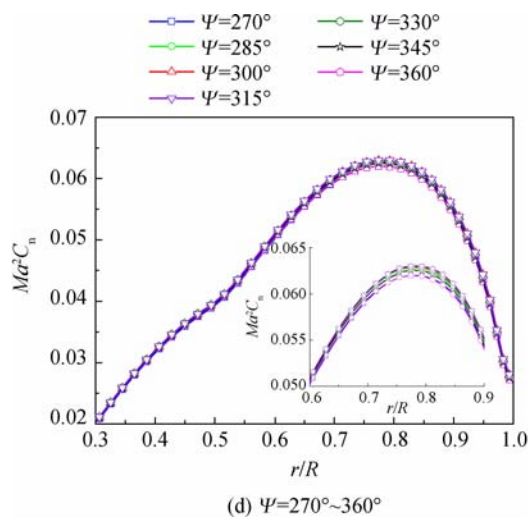


图 13 巡航状态展向法向力系数分布对比
Fig. 13 Comparisons of spanwise normal force coefficient distribution in cruise mode

3.3 过渡状态模拟

针对倾转旋翼的特殊飞行状态,本文对典型的过渡飞行状态进行了模拟,为了降低配平可能带来的额外计算误差,本文中对旋翼操纵特性进行了简化,通过设定相同旋翼总距来分析不同过渡飞行状态下的倾转旋翼气动特性. 计算状态: $M_{tip}=0.69, \mu=0.15, \theta_{0.75}=15^\circ$.

图 14 给出了不同倾转角时的旋翼拉力随旋转圈数的收敛曲线. 从图中可以明显看出,本文建立的方法能够在 3 圈内得到周期解,且随着倾转角的增加,拉力系数收敛加快. 这是由于在倾转条件下,轴流速度相对于桨盘的切向来流的比例不断增加,减弱了桨叶之间的气动干扰作用所形成的.

图 15 给出了拉力系数随倾转角(Φ)的变化趋势. 从图中可以看出,随着倾转角的增加,拉力

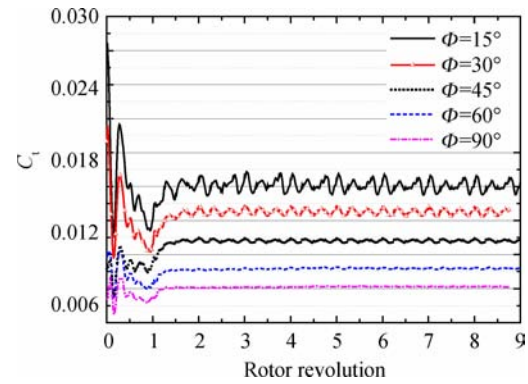


图 14 不同倾转角下 XV-15 的拉力系数收敛历程
Fig. 14 Convergence history of thrust coefficient of the XV-15 in different tilting angles

系数不断降低. 从直升机模式转换到巡航模式的过渡飞行状态中可以明显的看出,倾转角从 15° 到 45° 过程中,拉力系数呈现出明显的快速降低趋势. 当倾转角从 45° 到 90° 时,该降低趋势出现了明显的缓和减小趋势. 上述现象是由于开始倾转时主要的来流环境由桨盘切向速度决定,有效迎角主要受到诱导速度的影响;而倾转角为 45° 以后主要来流条件由桨盘轴向速度决定,诱导速度相对于来流速度较小,有效迎角主要受到轴向来流速度的影响.

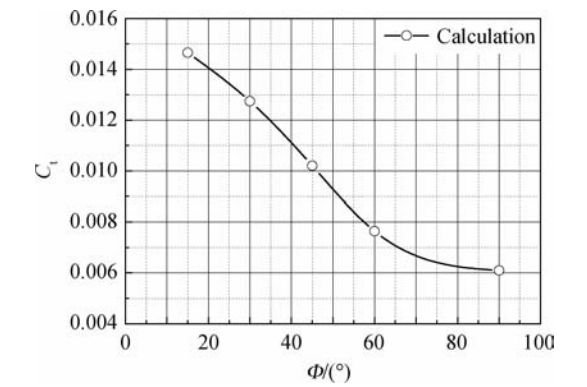
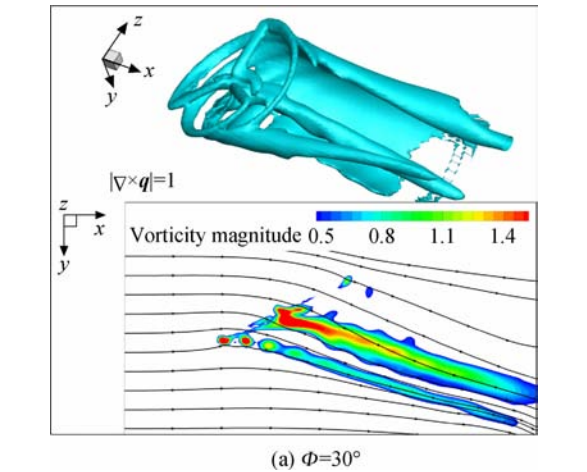
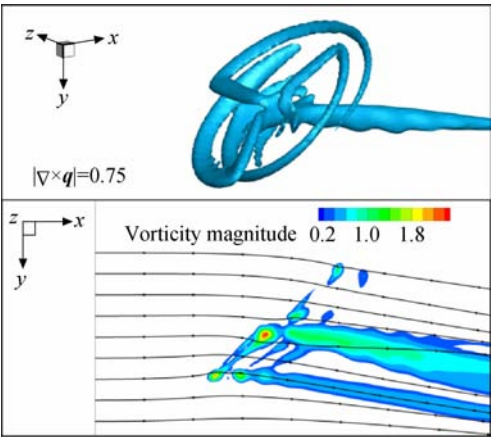


图 15 过渡模式下 XV-15 的拉力系数的变化
Fig. 15 Thrust coefficient variation of the XV-15 in transitional mode

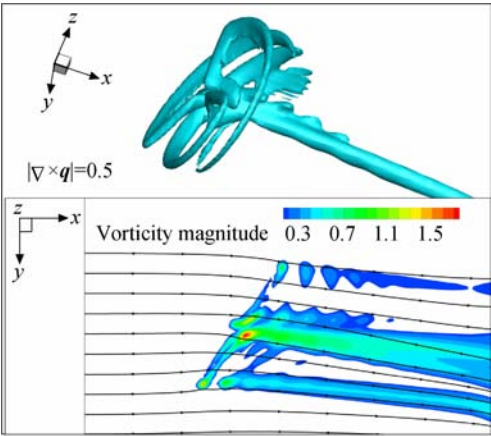
图 16 给出了不同倾转角下的涡量云图和涡量等值面图. 从图中可以看出本文建立的方法对倾转旋翼下洗涡流场有较好的捕捉作用. 图中给出了旋翼对称剖面流线分布,从流线可以明显看出随着倾转角的增加,桨盘对流场的干扰作用不断减弱,且旋翼下洗流涡量幅值明显降低.

图 17 给出了倾转旋翼前行侧不同倾转角下展向法向力系数对比,从图中可以看出随着倾转角的增加,法向拉力分布趋于平缓. 这是由于随着

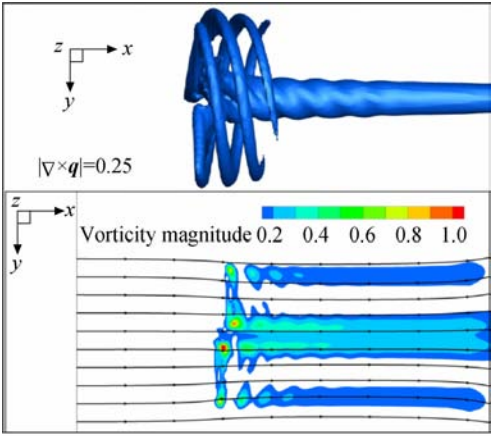




(b) $\Phi=45^\circ$



(c) $\Phi=60^\circ$



(d) $\Phi=90^\circ$

图 16 不同倾转角下的涡量云图和涡量等值面图
Fig. 16 Iso-surface diagram of vorticity and vorticity contours in different tilting angles

旋翼轴的倾转角的增加,桨盘运动的来流条件发生了明显变化:旋翼剖面切向来流速度减小,而垂向速度增加,翼型剖面的有效迎角减小,进而导致拉力的降低.从图中明显可以看出,随着倾转角的增加,旋翼拉力的分布特征逐渐由直升机旋翼的分布特性转变为螺旋桨的拉力分布特性.上述现

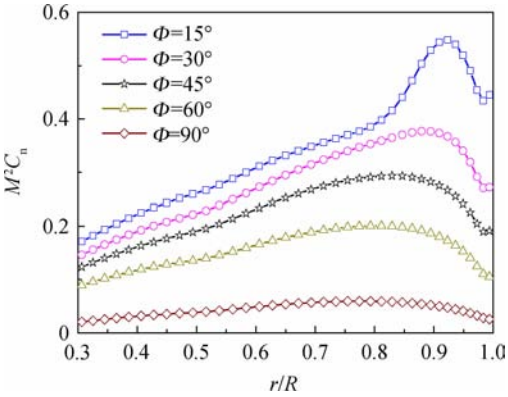


图 17 不同倾转角下 $\Psi=90^\circ$ 展向法向力系数分布对比
Fig. 17 Comparisons of spanwise normal force coefficient distributions of blade at $\Psi=90^\circ$ in different tilting angles

象,进一步表明了本文建立的方法能够很好的用来分析倾转旋翼的气动特性.

4 结 论

针对倾转旋翼飞行状态的多样性,提出了一套多层运动嵌套网格方法,并发展了相应的数值方法分别对倾转旋翼不同飞行状态非定常流场进行了数值计算,主要得到以下结论:

- 1) 本文发展的多层运动嵌套网格方法和流场数值模拟方法能适用于倾转旋翼不同飞行状态的需要,并且较好地捕捉流场细节和旋翼的气动特性,满足实际的倾转旋翼性能分析和设计要求.
- 2) 悬停状态下,倾转旋翼相对于直升机旋翼有更加明显的下洗流影响区域.巡航状态下,两旋翼中心间距为 $2.5R$ 时,倾转旋翼之间会有明显气动干扰的存在,实际设计时需要仔细考虑.
- 3) 过渡状态下,倾转旋翼提供的拉力在过渡倾转角为 45° 前下降较快,表明该过程为转换飞行时较为危险的飞行区域,需要重点考虑.在倾转角较小时,倾转旋翼桨叶表面拉力分布仍能表现出直升机旋翼的特性,而随着倾转运动的进行,旋翼对流场的扰动作用不断减弱,直至直升机旋翼的特性转化为螺旋桨特性,在设计时需综合考虑该转变特性.

参考文献:

[1] Maisel M D, Giulianetti D J, Dugan D C. The history of the XV-15 rotor research aircraft: from concept to flight[R]. NASA SP-2000-4517, 2000.

[2] ZHAO Qijun, XU Guohua, ZHAO Jinggen. Numerical simulations of the unsteady flowfield of helicopter rotors on moving embedded grids[J]. Aerospace Science and

Technology,2005,9(2):117-124.

[3] Ganti Y,Baeder J D. CFD analysis of a slatted UH-60 rotor in hover[R]. AIAA-2012-2888,2012.

[4] Economon T D,Palacios F,Alonso J J. Optimal shape design for open rotor blades[R]. AIAA-2012-3018,2012.

[5] Sankaran V, Sitaraman J, Wissink A. Application of the Helios computational platform to rotorcraft flowfields[R]. AIAA-2010-1230,2010.

[6] Wissink A, Potsdam M, Sankaran V. A coupled unstructured-adaptive Cartesian CFD approach for hover prediction[R]. Phoenix, AZ: American Helicopter Society 66th Annual Forum,2010.

[7] Choi S W, Kim J M. Investigation into the aerodynamic performance of the tilt-rotor unmanned aerial vehicle prop-rotor[J]. Journal of Aircraft,2010,47(3):1083-1086.

[8] Potsdam M, Strawn R. CFD simulations of tilt-rotor configurations in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society,2005,50(1):82-94.

[9] Lee-Rausch E M, Biedron R T. Simulation of an isolated tilt-rotor in hover with an unstructured overset-grid RANS solver[R]. Grapevine, TX: American Helicopter Society 65th Annual Forum,2009.

[10] Romander E A. Computational simulation of propellers in cruise[R]. Toronto, Canada: International Council of the Aeronautical Sciences Congress,2002.

[11] 李春华,徐国华. 悬停和前飞状态倾转旋翼机的旋翼自由尾迹计算方法[J]. 空气动力学报,2005,23(2):152-156. LI Chunhua, XU Guohua. The rotor free-wake analytical method for tilt-rotor aircraft in hover and forward flight [J]. Acta Aerodynamica Sinica,2005,23(2):152-156. (in Chinese)

[12] 李春华,徐国华. 倾转旋翼过渡状态的尾迹及气动力特性计算与分析[J]. 应用力学学报,2008,25(3):467-470. LI Chunhua, XU Guohua. Computation and analysis for wake and aerodynamic characteristics of tilt-rotor in transitional flight[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2008,25(3):467-470. (in Chinese)

[13] LI Chunhua, ZHANG Jie, XU Guohua. Computational analysis on tilt-rotor aerodynamic characteristics for transitional flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2009,27(2): 173-179.

[14] 刘全. 悬停和前飞状态倾转旋翼机流场的数值模拟分析 [D]. 南京:南京航空航天大学,2008.

LIU Quan. Numerical analysis on tilt-rotor aircraft flow-field in hover and forward flight [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2008. (in Chinese)

[15] 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. (in Chinese)

[16] 杨小权,杨爱明,孙刚. 一种强耦合 Spalart-Allmaras 湍流模型的 RANS 方程的高效数值计算方法[J]. 航空学报, 2013,33(2):201-214. YANG Xiaoquan, YANG Aiming, SUN Gang. An efficient numerical method for coupling the RANS equations with Spalart-Allmaras turbulence model equation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2013,33(2):201-214. (in Chinese)

[17] Spalart R, Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439,1992.

[18] Luo H, Baum J D, Loehner R. A fast matrix free implicit method for computing low Mach number flows on unstructured grids[R]. AIAA 99-3315,1999.

[19] Wang B, Hu Z, Zha G C. General subdomain boundary mapping procedure for structured grid implicit CFD parallel computation[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication,2008,11(5):426-447.

[20] Allen C B. Parallel flow-solver and mesh motion scheme for forward flight rotor simulation[R]. AIAA-2006-3476, 2006.

[21] 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. (in Chinese)

[22] Kaul U K, Ahmad J. Skin-friction predictions on a hovering tilt-rotor blade[J]. Journal of Aircraft,2012,49(6): 1726-1738.

[23] Steijl R, Barakos G N, Badcock K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotors[R]. AIAA-2005-5124,2005.

(编辑:王碧珺)