

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.003

过渡状态倾转旋翼气动力模拟的高效 CFD 方法

李 鹏¹ 招启军¹ 汪正中² 王 博¹

(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. 中航工业直升机设计研究所, 景德镇, 333001)

摘要:为显著减少倾转旋翼过渡飞行时气动力 CFD 模拟的计算代价, 提出并建立了适合倾转旋翼过渡状态气动特性分析的高效混合 CFD 方法。首先, 提出了适合于过渡状态模拟的嵌套网格系统, 并发展了相应的挖洞和贡献单元搜寻方法。在此基础上, 结合叶素理论和动量理论建立了旋翼气动力模拟的简化虚拟桨盘模拟方法 (Virtual rotor model, VBM)。为了能够分析倾转旋翼气动力的细节特性, 多层运动嵌套网格系统和单指令多数据流 (Single program multiple data, SPMD) 并行技术被引入来建立精确的旋翼模拟方法 (Real blade model, RBM)。然后, 通过将 VBM 和 RBM 方法结合, 构建了适合倾转旋翼过渡状态气动特性分析的高效 (Hybrid blade model, HBM) 方法。最后, 通过对有试验值对比的悬停状态典型旋翼和 7A 旋翼分别验证了 VBM 和 RBM 方法的有效性。分别采用 3 种方法预测了过渡状态不同倾转角下旋翼的气动特性, VBM 表现出最优的计算效率, 能用于倾转旋翼总体气动性能的分析。HBM 方法在保证流场求解精度的基础上, 相对于高精度的 RBM 方法节省了 1/3 的计算时间。

关键词:倾转旋翼; 过渡状态; 气动力; N-S 方程; 混合 CFD 方法; 并行计算

中图分类号: V211.52; V211.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2015)02-0189-09

Highly-Efficient CFD Method for Predicting Aerodynamic Force of Tiltrotor in Conversion Mode

Li Peng¹, Zhao Qijun¹, Wang Zhengzhong², Wang Bo¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, China;

2. AVIC China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: Aiming at reducing the calculation amount of the CFD simulation on aerodynamic force of tiltrotor in transition flight, a new highly-effective hybrid CFD method is proposed. An embedded grid system with the corresponding digging-hole and donor element searching method is presented. By combination of blade element theory and momentum theory, a simplified momentum source technology, i. e. virtual rotor model (VBM) is established. In order to analyze the details of aerodynamic force of the tiltrotor in transition flight, the multi-layer embedded grid system and the single program multiple data (SPMD) model parallel acceleration technology are adopted in the real blade model (RBM). Then, a highly-efficient hybrid blade model (HBM) is established by combining VBM and RBM methods. Finally, a typical rotor and 7A rotor are taken as numerical examples to verify the validity of VBM and RBM respectively, and the aerodynamic force of tiltrotor in transition flight with different tilt-angles is analyzed by three methods also. It is demonstrated that VBM shows the most optimal efficiency in the sim-

基金项目: 国家高技术研究发展计划 (“八六三”计划) (2012AA112201) 资助项目。

收稿日期: 2015-01-15; **修订日期:** 2015-02-15

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

本文已收编于 2014 年全国直升机年会内部交流论文集。

ulation of the aerodynamic characteristics of the tiltrotor in conversion. One-third computation time is saved by the HBM method compared with the RBM method with the guaranteed accuracy of the flow solver.

Key words: tiltrotor; conversion mode; aerodynamic force; N-S equations; hybrid CFD method; parallel computing

倾转旋翼机作为一种独特的飞行器,将固定翼飞机和直升机的特性结合起来,同时拥有直升机的垂直起降和螺旋桨飞机的高速巡航能力^[1]。在结合直升机与固定翼飞行器优点的同时,也引入了特殊的直升机模式与飞机模式之间转换的关键过渡飞行状态。该过渡过程中,旋翼气动特性显著地不同于常规飞行状态时的旋翼特性:旋翼的来流环境不断变化,旋翼尾迹及气动力均呈现出明显的非定常特征。因此,过渡飞行状态是倾转旋翼飞行器空气动力学问题的重点与难点之一,开展过渡飞行状态的倾转旋翼气动特性分析研究有其重要的实际意义。

当前针对倾转旋翼飞行器气动问题的研究方法主要包括试验研究^[2-6]和数值模拟^[7-10]两个方面。试验方法研究固然可以较准确地获得倾转旋翼飞行器的气动特性,但其伴随着高成本、高风险、长周期等缺点。相比而言,数值模拟方法具有低成本且几乎不受气动外形的限制等优势,因而得到广泛应用。在数值模拟方面,国内外均开展了一些工作。国外方面,Poling^[11-13]等人分别采用嵌套网格的方法对倾转旋翼飞行器性能进行了研究,均给出较好的在不同状态下倾转旋翼气动特性,但由于旋翼模拟伴随着的巨大计算量限制,并未过多开展过渡模式下单独旋翼的研究。国内方面,李春华^[14-15]等人和徐恺^[16-17]等人分别采用简化模型自由尾迹和动量源方法对倾转旋翼飞行器气动特性开展了研究,得出了不同飞行状态下的尾迹形状和整体气动力随时间的变化,模拟效率较高但未能给出桨叶上的气动力变化,很难用于旋翼气动外形等的精细化设计。上述模拟研究,能为工程应用提供有力的支撑,但均并未能同时兼顾模拟精度与计算效率。因此,有必要发展一套高效的CFD模拟方法来保证流场求解精度且能够提高流场模拟效率的研究方法。

鉴于此,文中首先分别建立了倾转旋翼的虚拟旋翼动量源模型(Virtual blade model, VBM)方法和能表征桨叶细节物理特性基于嵌套网格的精确桨叶气动分析模型(Real blade model, RBM)方

法,并在上述两种方法的基础上,建立了一套新的混合VBM和RBM的混合旋翼模型(Hybrid blade model, HBM)方法。然后,分别通过典型的直升机旋翼和倾转旋翼验证了VBM和RBM方法。最后,在上述方法研究基础上,分别采用3种方法对过渡状态下倾转旋翼气动特性进行对比分析。

1 运动嵌套网格系统

1.1 过渡坐标系

CFD气动模型中,桨叶变距、挥舞、旋转和旋翼倾转运动规律为

$$\begin{aligned}\theta(t) &= \theta_0 - \theta_{1c} \cos\psi(t) - b_{1s} \sin\psi(t) \\ \beta(t) &= a_0 - a_1 \cos\phi(t) - b_1 \sin\phi(t) \\ \phi(t) &= \Omega t, \quad \phi(t) = \Omega_{\text{tilt}} t\end{aligned}\quad (1)$$

式中: θ 为总距角; θ_0 为桨距安装角; θ_{1c} 为横向周期变距; b_{1s} 为纵向周期变距; β 为挥舞角; β_0 为锥度角; a_1 为横向周期变距; b_1 为纵向周期变距; ψ 为方位角; ϕ 为倾转角(0° 为竖直位置); Ω 为旋翼旋转角速度; Ω_{tilt} 为倾转角速度; t 为物理时间。

在任一物理时间步,桨盘上任意点的坐标 L_B 和过渡网格坐标 L_T 能够通过转换坐标系统转换到其初始位置,转换关系为

$$\begin{aligned}L_B &= \mathbf{R}_{\phi(t)} \mathbf{R}_{\beta(t)} \mathbf{R}_{\theta(t)} L_B^0 = T_B L_B^0 \\ L_T &= \mathbf{R}_{\phi(t)} L_T^0\end{aligned}\quad (2)$$

式中:转换矩阵 T_B 由4个运动组成: $\mathbf{R}_{\theta(t)}$ (变距运动), $\mathbf{R}_{\beta(t)}$ (挥舞运动), $\mathbf{R}_{\phi(t)}$ (旋转运动), $\mathbf{R}_{\phi(t)}$ (倾转运动)。

1.2 虚拟桨叶网格(旋翼作用盘)

在建立的动量源方法VBM中,计算网格由两部分组成。一是表征旋翼的桨盘网格,由一系列散点组成的网格面,本文中采用的桨盘网格尺寸为 100×100 ,通过桨盘的三维运动来模拟真实的旋翼运动。二是表征整个流场的背景网格,桨盘过渡区域内进行了合理的加密用以保证桨盘与背景网格的插值精度,背景网格尺寸为 $117 \times 121 \times 85$ 。图1为动量源嵌套网格系统组成示意图,为了能够较为清晰地显现出桨盘网格结构,图中显示的桨盘网格进行了粗化处理。

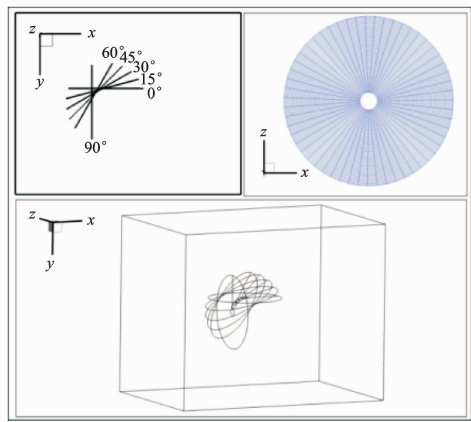
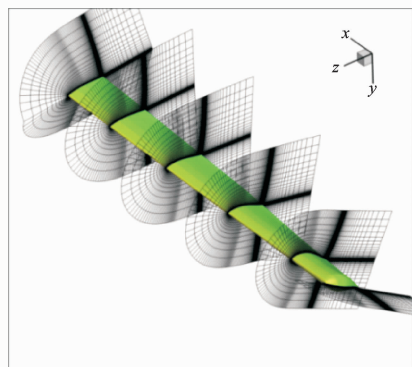


图 1 VBM 网格嵌套系统示意图

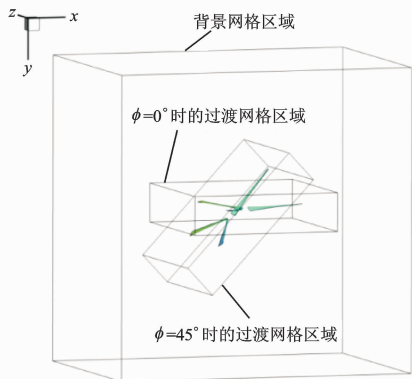
Fig.1 Schematic of embedded grid system by VBM

1.3 桨叶贴体网格

文中建立的 RBM 中,整个多层运动网格系统由围绕桨叶 C-O 型贴体网格(193×49×65)、规则的过渡网格(124×61×126)和背景网格(117×121×85)组成。为了有效地减小旋翼尾迹的耗散,过渡网格被用来捕捉桨叶运动,包括旋翼的旋转和周期变距、倾转运动;背景网格在旋翼过渡区域进行了适当的网格加密处理。图 2 给出了实际桨叶



(a) 桨叶网格特性



(b) 全局系统示意图

图 2 RBM 嵌套网格系统

Fig.2 Schematic of embedded grid system by RBM

网格特性及网格系统。

1.4 运动嵌套方法

嵌套网格方法一般分为两个部分^[18]:一方面为计算单元与非计算单元属性的区分,即挖洞过程;另一方面为贡献单元的搜索过程。当前采用了 AIM(Adaptive inverse map)方法,其步骤如下:

(1)产生覆盖于目标网格 O 上的规则笛卡尔坐标映射坐标系统(FM),并对于真实的网格特性进行动态调整来保证贡献单元高效的查找。然后辨别在 O 中的网格单元在 FM 中的位置,并仅存放其计算坐标。

(2)对于一给定的洞边界单元,搜寻其在 FM 中的相对位置,并进而预测其在 O 中的相对位置。接着,从已知位置通过三线性插值方法获得所需要的流场信息。

整个搜索公式可以表示为:

$$\begin{aligned}
 II &= C_x(x, y, z), JJ = C_y(x, y, z), \\
 KK &= C_z(x, y, z), \\
 I_{\min} &= \text{INMAP}(1, II, JJ, KK), \\
 I_{\max} &= \text{INMAP}(2, II, JJ, KK), \\
 J_{\min} &= \text{INMAP}(3, II, JJ, KK), \\
 J_{\max} &= \text{INMAP}(4, II, JJ, KK), \\
 K_{\min} &= \text{INMAP}(5, II, JJ, KK), \\
 K_{\max} &= \text{INMAP}(6, II, JJ, KK), \\
 (I, J, K) &= \text{SEEK}(I_{\min}, I_{\max}, J_{\min}, J_{\max}, \\
 &K_{\min}, K_{\max})
 \end{aligned} \tag{3}$$

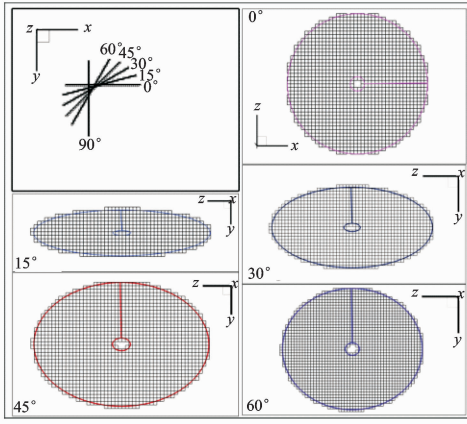
式中:(II, JJ, KK)表示相应的单元在 AIM 的计算坐标;C_x, C_y, C_z表示背景网格与 AIM 的相对位置关系;SEEK 为目标网格与 AIM 之间的联系;(I, J, K)为对应的贡献单元坐标。图 3 给出了不同嵌套网格系统示意图。从图 3(a)中可以看出,在不同的倾转角度下,文中建立的嵌套方法均能很好地在流场中寻找出桨盘的影响区域。图 3(b)中,在任意倾转角时,过渡网格保证了洞边界单元的质量,且在背景网格中有规则的形状,有利于插值效率的提高。

2 数值方法

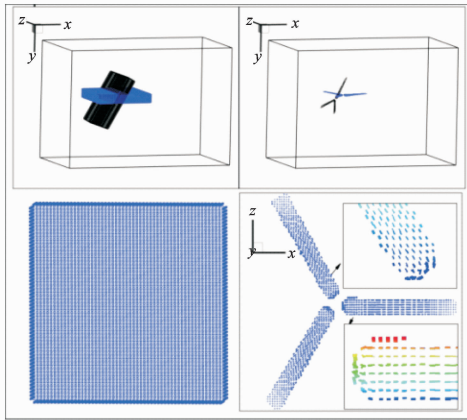
2.1 控制方程

文中将坐标建立在固定坐标系下,采用以绝对物理量为参数的积分形式 RANS 方程作为主控方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} ds = \int_{\Omega} \mathbf{J} d\Omega \tag{4}$$



(a) VBM中的贡献单元示意图



(b) RBM中的贡献单元示意图

图3 嵌套网格系统示意图

Fig. 3 Schematic of embedded grid system

$$\text{式中: } \mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}; \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + p n_x \\ \rho v V_r + p n_y \\ \rho w V_r + p n_z \\ \rho H V_r + p V_i \end{bmatrix}; \mathbf{F}_v =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} n_x + \tau_{xy} n_y + \tau_{xz} n_z \\ \tau_{yx} n_x + \tau_{yy} n_y + \tau_{yz} n_z \\ \tau_{zx} n_x + \tau_{zy} n_y + \tau_{zz} n_z \\ \Phi_x n_x + \Phi_y n_y + \Phi_z n_z \end{bmatrix}; \mathbf{n} = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}^T; \mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0 \\ f_x \\ f_y \\ f_z \\ 0 \end{bmatrix}; \Omega \text{ 为}$$

控制体单元体积; $\partial\Omega$ 为单元面积, \mathbf{n} 表示单元表面法向量; t 为时间; \mathbf{V}_r 表示相对速度; \mathbf{V}_i 表示控制体边界的运动速度; E 和 H 分别为总能和总焓。一方程 S-A 湍流模型^[19] 被用来模拟黏性作用。

采用带有人工黏性的 Jameson 二阶中心差分格式来进行空间离散。针对中心差分具有奇偶失关联及高频误差难消除等缺点, 另加入了由二、四

阶混合导数组成的人工黏性项, 同时也避免了非线性(如激波)数值振荡。对于任一网格单元, 式(4)可以写成

$$\Omega_{ijk} \frac{d}{dt} \mathbf{W}_{ijk} + \mathbf{F}_{cij} - \mathbf{F}_{vij} - \mathbf{J}_{ijk} = 0 \quad (5)$$

式中: 下标 ijk 为对应单元编号。

2.2 时间推进

在时间推进上采用双时间方法, 在伪时间步上采用隐式 LU-SGS 格式。在伪时间步上推进时, 物理时间步是固定的。因此, 式(5)残值线性化表示为

$$\left[\left(\frac{\Omega}{\Delta\tau} + \frac{3\Omega}{2\Delta t} \right) \mathbf{I} + \left(\frac{\partial \mathbf{R}_{\text{Res}}}{\partial \mathbf{W}_{ijk}} \right) \right] \Delta \mathbf{W}_{ijk} = - \frac{3\mathbf{W}_{ijk}^{n+1} - 4\mathbf{W}_{ijk}^n + \mathbf{W}_{ijk}^{n-1}}{2\Delta t} - \mathbf{R}_{\text{Res}}^m \quad (6)$$

式中: \mathbf{R}_{Res} 为残差; Δt 为物理时间步长。伪时间步长受到稳定性的限制, 对于单元允许的当地伪时间步长可以由式(7)决定

$$\Delta\tau_{i,j,k} = \min \left[\frac{2}{3} \Delta t, \frac{\text{CFL} \cdot \Omega_{i,j,k}}{\lambda_{c,i} + \lambda_{c,j} + \lambda_{c,k}} \right] \quad (7)$$

式中: $\lambda_{c,i}$, $\lambda_{c,j}$ 和 $\lambda_{c,k}$ 为雅可比矩阵在计算坐标 I , J 和 K 方向的谱半径。

式(6)采用 LU-SGS 格式离散为

$$(\mathbf{L} + \mathbf{D}) \mathbf{D}^{-1} (\mathbf{D} + \mathbf{U}) \Delta \mathbf{W}_{ijk} = - \frac{3\mathbf{W}_{ijk}^m - 4\mathbf{W}_{ijk}^n + \mathbf{W}_{ijk}^{n-1}}{2\Delta t} - \mathbf{R}_{\text{Res}}^m \quad (8)$$

式中: \mathbf{L} , \mathbf{D} , \mathbf{U} 分别为下三角、对角和上三角矩阵。

2.3 VBM 方法

文中将倾转旋翼简化成无限薄的作用盘, 桨叶对气流的作用被等效为时间平均的动量源项^[15], 加到控制方程的右侧, 即为式(4)右端项。这意味着旋翼载荷按时间平均作为定常假设, 避免了非定常计算旋翼时带来的巨大计算量。在实际模拟时, 桨盘模型作为一个特殊的边界条件引入, 并且在决定倾转旋翼对流场影响时分为两部分: 一部分为确定桨盘影响的位置, 另一部分为确定动量源项的大小。

首先, 选取桨盘上一个面积为 S_Δ 的微元为研究对象, 该微元距离旋转中心距离为 r , 并且展向长度为 dr , 周向对应的方位角间隔为 $\Delta\psi$ 。假定该微元受到的力为 $d\mathbf{F}$, 根据牛顿第三定律, 该微段对流场的反作用力为 $-d\mathbf{F}$, 并且对于 N 片桨叶的旋翼来说, 该处一个周期内受到的力为 $-Nd\mathbf{F}$ 。总的来说, 作用在微元面上的时均力可以表示为

$$\mathbf{F}_\Delta = - \frac{N \cdot d\mathbf{F}}{2\pi r dr} S_\Delta \quad (9)$$

并且,可以根据桨叶的安装角、扭转规律以及来流角,计算获得该处的气动迎角。再结合相对来流速度和翼型升阻特性计算获得该微元处的升力系数和阻力系数,从而获得微元产生的 dF 。

2.4 RBM 方法

当前研究中,从图 3 中可以看出整个流场分解为 3 个区域。第一个为桨叶周围的黏性区域,该区域采用 RANS 方程进行模拟。第二个区域为包含第一个区域的过渡网格区域。第三个为包含远离桨叶的背景网格区域。后两个区域采用欧拉方程开展模拟。为了提高计算效率,文中采用了并行单指令多数据流 (Single program multiple data, SPMD) 模型^[20]。负载平衡是提高并行效率的关键,文中通过将网格均匀分割到各个计算节点来完成。网格总量接近 400 万个。以一圈包含 10 800 次子迭代为例,相对于单计算节点的 13.4 h,采用 5 个节点只需要 3.2 h。这表明本文建立的方法加速比达到了 4.2,并行效率高于 80%。

2.5 HBM 方法

为了进一步提高倾转旋翼气动特性分析的计算效率,文中提出了一套 HBM 方法。首先,VBM 方法被用来模拟实际倾转旋翼的运动,然后将模拟得到的背景流场环境作为 RBM 方法中的初始环境,该过程可以表示为

$$W_{RBM}^0 = W_{VBM}^N \quad (10)$$

在这种方法下,过渡模式下的定点倾转可以用 RBM 和 VBM 的混合方法计算。为了模拟复杂的倾转旋翼流场,运动嵌套网格方法、双时间隐式 LU-SGS 格式、有限体积法、前文所述 VBM/RBM/HBM 方法在该处进行了结合。整个耦合过程如图 4 所示。

3 算例及结果分析

3.1 VBM 方法验证算例

计算模型选取典型两片桨叶的旋翼开展研究,旋翼参数^[21]如表 1 所示。

表 1 典型旋翼的基本参数

Tab. 1 Typical rotor parameters

桨叶参数	数值	模拟条件	数值
桨叶半径 R/m	0.914	转速 $\Omega/(rad \cdot s^{-1})$	122.2
弦长 C/m	0.1	桨距 $\theta_{0.75}/(^{\circ})$	11
负扭度/ $^{\circ}$	0	桨盘距地面高度	3.6R
桨叶根切	0.25R	桨叶片数 N	2
翼型	NACA0012		

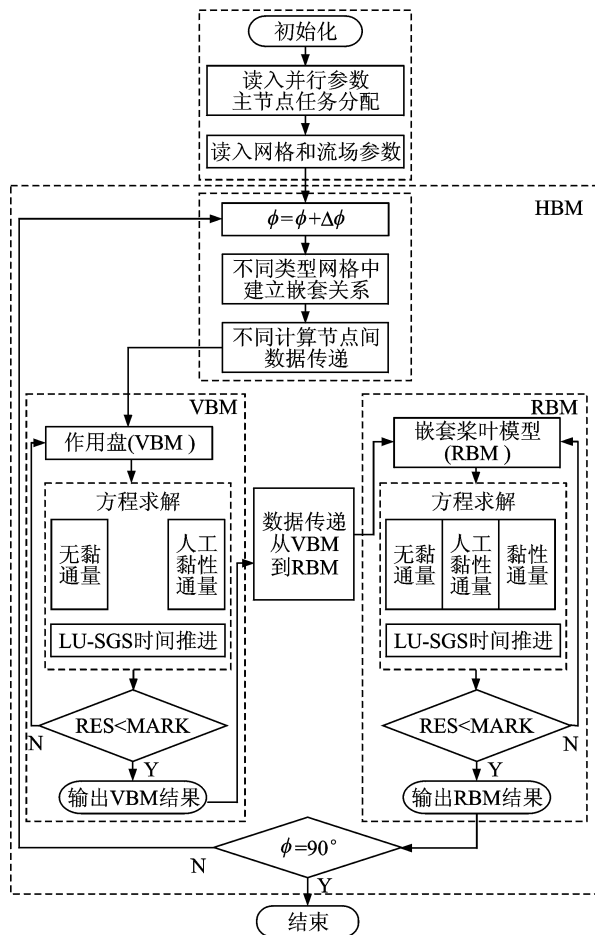


图 4 HBM 的计算流程图

Fig. 4 Flowchart of numerical simulation of HBM

图 5 给出了桨盘下方的动压计算值与试验值对比,近场动压分布的计算值与试验值吻合较好,较远处试验值与计算值有一定的差异,这是由于试验测量时,在 0.66R 区域放置了用于测压的装置造成了流场的阻塞,并使得悬停的对称流场出现了一定的偏移。但总的来说,采用动量源方法捕捉到的旋翼下洗流场的动压分布和试验值的变化趋势仍基本一致,而且计算结果给出的轴对称特性也与试验状态下的下洗流场特征相符,这表明文中建立的 VBM 方法能够合理有效地模拟旋翼的下洗流场。

3.2 RBM 方法验证算例

计算模型选取 7A 旋翼^[22-24],该旋翼由 4 片桨叶构成,桨叶展弦比为 15,桨叶展向由 3 段不同的 OA 翼型配置构成。计算状态:桨尖马赫数 $Ma_{tip} = 0.617, \theta_{0.75} = 7.46^{\circ}$ 。

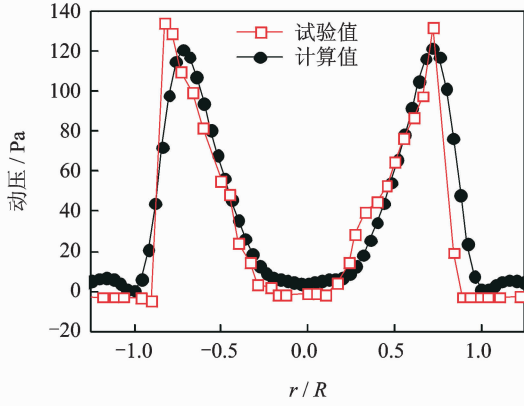
图 6 给出了不同剖面处的压强系数 C_p 与试验值的对比,两者吻合较好,表明文中建立的 RBM 方法适合旋翼气动特性的模拟。

3.3 HBM 验证算例

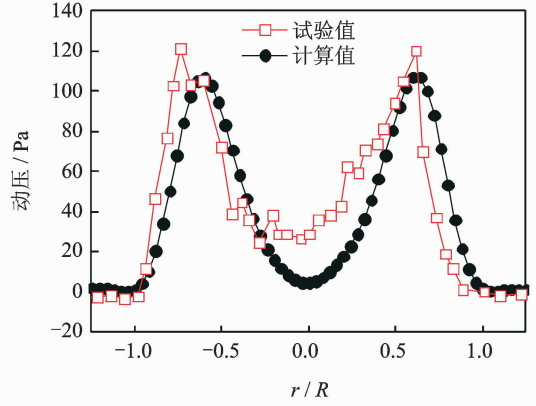
计算模型选取 XV-15 旋翼^[25-26], 该旋翼由 3 片展弦比约为 10.7 的非线性负扭转桨叶组成, 桨叶沿展向由 5 种不同的翼型组成; 桨根处安装角较

大为 35.7° , 桨尖处负安装角为 -6.8° , 预锥角为 2.5° . 计算状态为: $Ma_{tip}=0.69, \theta_{0.75}=10^\circ$, 前进比 $\mu=0.15$.

图 7 为不同过渡模式下旋翼拉力系数 C_T 的收



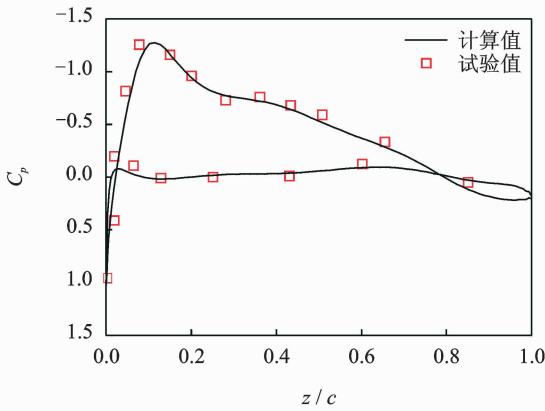
(a) $y=0.215R$



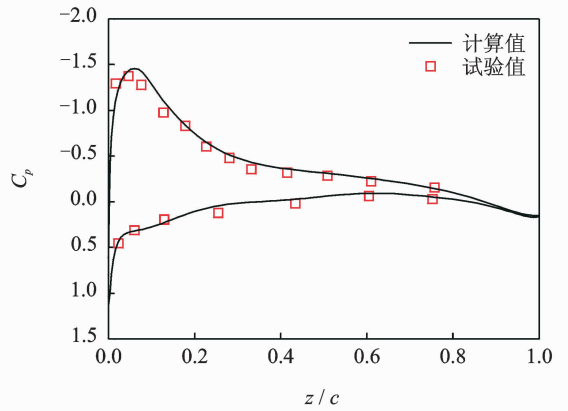
(b) $y=0.660R$

图 5 旋翼下方动压分布与试验值的对比

Fig. 5 Comparison of predicted dynamic pressure distribution with experimental data under rotor



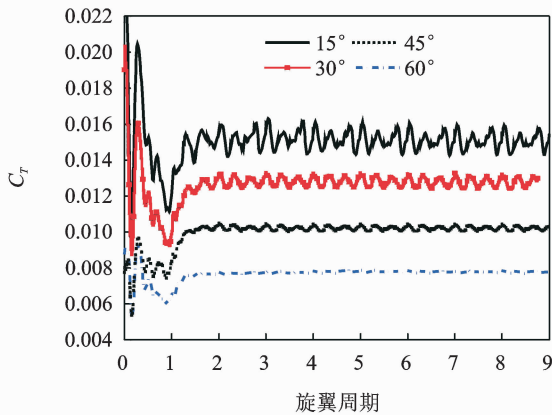
(a) $r/R=0.70$



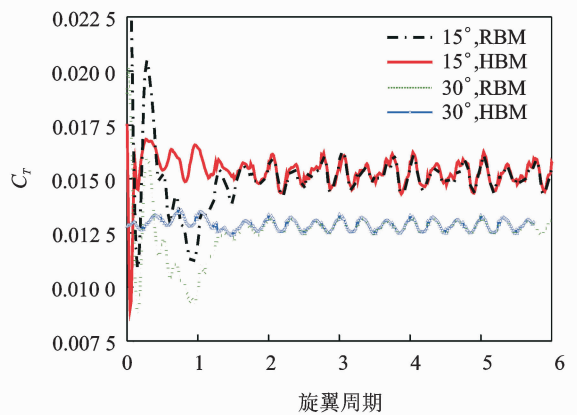
(b) $r/R=0.975$

图 6 7A 桨叶不同剖面处压强系数分布对比

Fig. 6 Comparison of predicted pressure coefficient distribution with experimental data along 7A blade



(a) RBM计算的拉力系数收敛历程



(b) RBM和HBM计算的拉力系数收敛历程

图 7 过渡模式下 XV-15 的拉力系数收敛历程分布

Fig. 7 Comparison of convergence history of lift coefficient distribution of XV-15 tiltrotor in conversion mode

敛历程对比图。由于不同流动条件的差异,在 RBM 中固定过渡模式下的 XV-15 旋翼需要至少 3 个旋转周期才能收敛到周期解,如图 7(a)所示。并且拉力幅值随着倾转角的增加下降得较为明显。这是由于随着倾转角的增加,桨叶剖面的有效迎角减小所导致的。图 7(b)给出了过渡模式下拉力系数收敛历程的对比。从两者的对比得出,由文中建立的 HBM 方法计算得到的拉力系数与 RBM 几乎完全重合。从两者的振荡收敛历程可以看出, HBM 方法可以明显地减弱拉力的初始振荡,这意味着 HBM 方法能够在更短的周期内达到收敛解。

图 8 给出了倾转角为 45°时,不同方位角的升

力系数 C_L 沿桨叶展向的分布对比。从图中可以明显看出由 RBM 方法和 HBM 方法得出的结果只在桨叶尖部有较小的差异。总的来说, HBM 方法能够较好地保持 RBM 方法的求解精度。

表 2 给出了本文建立的 3 种流场模拟方法的计算时间对比。从表 2 中可以得出 VBM 最为高效,所需时间仅为 RBM 方法的 3.1%。HBM 方法得出与 RBM 方法相同的计算结果只需要其计算时间的 66.7%,这表明 HBM 方法明显地提高了流场的模拟效率。

表 2 3 种方法下的计算时间对比

Tab. 2 Comparisons of CPU time between three solvers

计算方法	计算时间/h
VBM	0.29
RBM	9.57
HBM	6.38

图 9 给出了由 VBM/RBM/HBM 这 3 种方法计算得到的不同倾转过渡下的旋翼拉力系数 C_T 分布对比,从图中可以看出 3 种方法得到的拉力系数在不同倾转角(ϕ)下均有较好的一致性。HBM 方法在提高效率的基础上并未影响流场的求解精度,经过合理简化的 HBM 方法得出的结果与 VBM 和 RBM 方法差异较小。

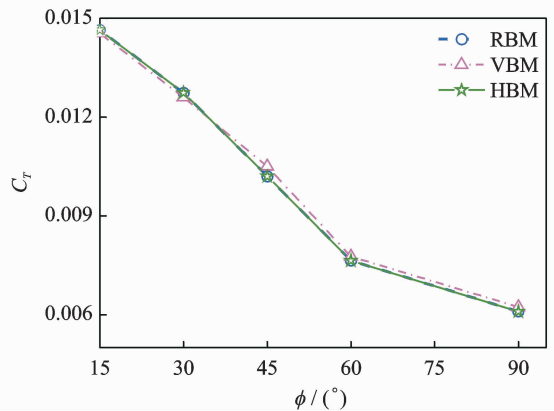


图 9 不同倾转角下拉力系数对比

Fig. 9 Comparison of lift distributions in different tilt-angles

4 结 论

文中建立了适用倾转旋翼机倾转状态的混合 CFD 模拟方法,并通过对不同倾转飞行状态数值模拟进行了算例验证。综合文中的计算结果和分析,主要得出以下几点结论:

(1)文中采用的嵌套网格系统很好地表征了倾

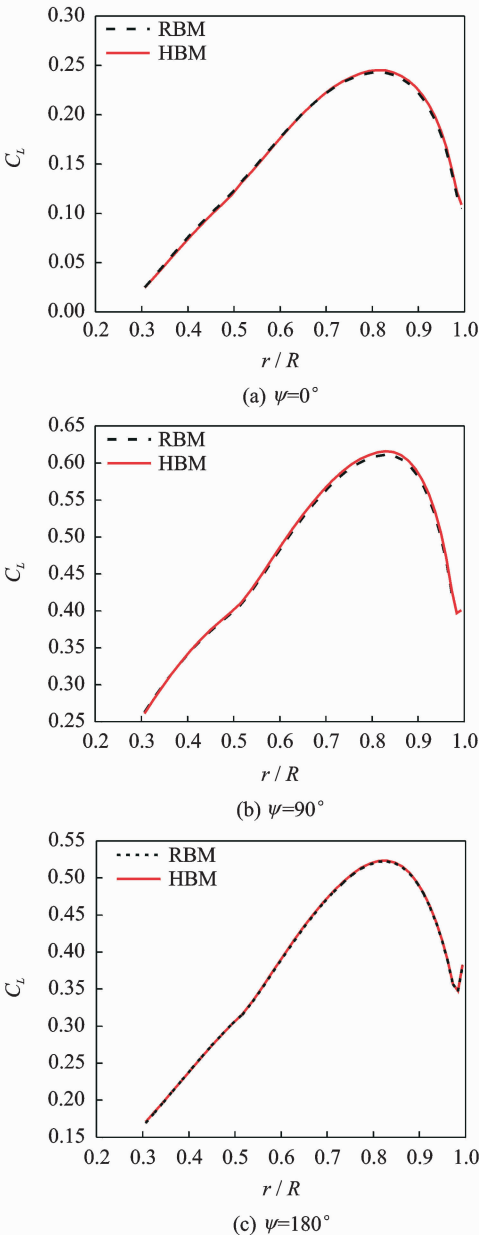


图 8 倾转 45°时不同方位角升力系数沿展向分布对比
Fig. 8 Comparisons of predicted lift coefficient distributions at different azimuth angles of 45° tilt-angle

转旋翼不同倾转角度下的运动特性,能够用于倾转旋翼过渡状态流场模拟。

(2)文中建立的VBM和RBM方法均能很好地模拟倾转旋翼气动性能。在过渡飞行模式下由VBM方法和RBM方法得出的倾转旋翼气动力较为一致,但所需时间大幅度减少。从计算效率角度出发,分析倾转旋翼整体性能时采用VBM方法较为高效。

(3)文中提出并建立的HBM方法相对于传统的RBM方法结合了VBM方法的优势,在保证流场模拟精度的基础上进一步提高了计算效率,能够有效地用于倾转旋翼气动性能的分析设计。

参考文献:

- [1] Johnson W, Yamauchi G K, Watts M E. Design and technology requirements for civil heavy lift rotorcraft [C]//Proceedings of the American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference. Alexandria, VA: American Helicopter Society, 2006.
- [2] Felker F F, Maisel M D, Betzina M D. Full-scale tilt-rotor hover performance [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986,31(2):10-18.
- [3] Maisel M. Hover tests of the XV-15 tiltrotor research aircraft [C]//AIAA/SETP/SFTE/SAE/IT-EEA/IEEE 1st Flight Testing Conference. Las Vegas, Nevada:[s. n.], 1981.
- [4] Yamauchi G K, Wadcock A J, Heineck J T. Surface flow visualization on a hovering tilt rotor blade[C]//American Helicopter Society Technical Specialists Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics. VA, Williamsburg:[s. n.], 1997:28-30.
- [5] Lau B H, Wadcock A J, Heineck J T. Wake visualization of a full-scale tilt rotor in hover[C]//American Helicopter Society Technical Specialists Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics. VA, Williamsburg:[s. n.], 1997:28-30.
- [6] Wadcock A J, Yamauchi G K, Driver D M. Skin friction measurements on a hovering full-scale tilt rotor[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1999,44(4):312-319.
- [7] Poling D R, Rosenstein H, Rajagopalan G. Use a Navier-Stokes code in understanding tilt-rotor flow-fields in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1998,43(2):103-109.
- [8] Gupta V, Baeder J. Investigation of quad tilt-rotor aerodynamics in forward flight using CFD[C]//20th AIAA Applied Aerodynamics Conference. St. Louis, MO:[s. n.], 2002.
- [9] Lee-Rausch E M, Biedron R T. Simulation of an isolated tilt-rotor in hover with an unstructured overset-grid RANS solver[C]//American Helicopter Society 65th Annual Forum. Grapevine, TX:[s. n.], 2009:27-29.
- [10] Andrew Wissink, Mark Potsdam, Venkateswaran Sankaran. A coupled unstructured-adaptive Cartesian CFD approach for hover prediction [C]//American Helicopter Society 66th Annual Forum. Phoenix, AZ:[s. n.], 2010:11-13.
- [11] Poling D R, Rosenstein H, Rajagopalan G. Use a Navier-Stokes code in understanding tilt-rotor flow-fields in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1998,43(2):103-109.
- [12] Potsdam M, Strawn R. CFD simulations of tilt-rotor configurations in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005,50(1):82-94.
- [13] Sheng Chunhua, Narramore J C. Computational simulation and analysis of Bell Boeing quad tilt-rotor aero interaction [C]//American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montreal, Canada:[s. n.], 2008.
- [14] Li Chunhua, Zhang Jie, Xu Guohua. Computational analysis on tiltrotor aerodynamic characteristics for transitional flight [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009,27(2):173-179.
- [15] 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 tiltrotor aircraft flowfield in hover and forward flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [16] 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 Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [17] 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.
Chen Baofeng. Numerical analysis on interactional field among tilt-rotor/wing/fuselage [D]. Nanjing: Nanjing University of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [18] Zhao Q J, Xu G H, Zhao J G. Numerical simulations of the unsteady flowfield of helicopter rotors on mov-

- ing embedded grids[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(2):117-124.
- [19] Spalart P R, Allmaras S R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows[C]//30th Aerospace Sciences Meeting&Exhibit. Reno, NV: [s. n.], 1992.
- [20] 都志辉. 高性能计算并行编程技术-MPI 并行编程设计[M]. 北京:清华大学出版社,2001.
- Du Zhihui. Parallel programming techniques of high performance computing MPI parallel programming design[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2001.
- [21] McKee J W, Naeseth R L. Experimental investigation of the drag of flat plates and cylinders in the slipstream of a hovering rotor[R]. NACA TN 4239, 1958.
- [22] Steijl R, Barakos G N, Badcock K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotors [C]//17th AIAA CFD Conference. Toronto: [s. n.], 2005; AIAA Paper 2005-5124.
- [23] Wake B E, Baeder J D. Evaluation of a Navier-Stokes analysis method for hover performance prediction[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1996, 41(1): 7-17.
- [24] Pomin H, Wagner S. Navier-Stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight [R]. AIAA-2001-1998, 2001.
- [25] Upender K K, Jasim A. Skin friction predictions over a hovering tiltrotor blade using OVERFLOW2[C]//29th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Hawaii, America:[s. n.], 2011.
- [26] 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.