

# 基于非结构滑移网格技术的旋翼型无人机 空气动力学并行数值模拟方法

程载恒<sup>1</sup> 陈荣亮<sup>2</sup> 孙 哲<sup>1</sup>

<sup>1</sup>(江西师范大学数学与信息科学学院 南昌 330022)

<sup>2</sup>(中国科学院深圳先进技术研究院 深圳 518055)

**摘 要** 在现代飞行器设计中, 数值模拟方法以低成本、高效率和高灵活性等优点成为研究飞行器空气动力学的重要方法。在旋翼型无人机流场模拟中, 由于旋翼与机身存在相互作用, 为获得精确模拟结果需要对整个无人机的流场进行模拟, 因此, 有效地模拟旋翼与机身的相对运动是实现成功模拟的关键步骤, 这使得此类模拟问题极具挑战性。文章设计了一套求解旋翼型无人机空气动力学数值模拟问题的基于非结构滑移网格技术的高可扩展并行计算方法。该方法对控制方程的离散, 在空间方向采用非结构移动网格有限元方法, 时间推进采用全隐式二阶向后差分格式, 最后采用一种并行 Newton-Krylov-Schwarz 方法求解离散后的非线性方程组。作为应用, 文章对一个真实旋翼型无人机模型在悬停状态下的外流场进行了数值模拟, 获得了一些非常详细的流场信息。数值结果显示, 算法在天河 2 号上使用 4 096 个处理器核时仍具有接近线性的并行加速比, 这为下一步开展旋翼型无人机的高保真度快速模拟奠定了良好的基础。

**关键词** 并行流体计算; 非结构网格; 滑移网格技术; 旋翼型无人机; 区域分解算法

**中图分类号** O 241.82 O 246 **文献标志码** A

## A Parallel Numerical Simulation Method for the Aerodynamics of Rotor Unmanned Aerial Vehicles Based on Unstructured Sliding Meshes

CHENG Zaiheng<sup>1</sup> CHEN Rongliang<sup>2</sup> SUN Zhe<sup>1</sup>

<sup>1</sup>(School of Mathematics and Information Science of Jiangxi Normal University, Nanchang 330022, China)

<sup>2</sup>(Shenzhen Institutes of Advanced Technology, Chinese Academy of Sciences, Shenzhen 518055, China)

**Abstract** In modern aircraft design, numerical simulation becomes an important way to study the aerodynamics of aircraft because of its low cost, high efficiency and high flexibility. In the aerodynamic analysis of rotor unmanned aerial vehicles (UAVs), due to the interaction between rotor and fuselage, we have to model the full rotor UAVs, including the rotor and fuselage, to obtain accurate simulation results. In this kind of simulation, a key step is to effectively model the relative motion between the rotor and fuselage,

收稿日期: 2016-12-29 修回日期: 2017-02-27

基金项目: 国家 863 计划项目 (2015AA01A302); 国家自然科学基金项目 (11401564、61531166003)

作者简介: 程载恒, 硕士研究生, 研究方向为旋翼型空气动力学数值模拟算法和软件研究; 陈荣亮(通讯作者), 博士, 副研究员, 硕士研究生导师, 研究方向为计算流体力学、计算数学、高性能计算, E-mail: rl.chen@siat.ac.cn; 孙哲, 博士, 副教授, 研究方向为计算数学。

which is a great challenge. In this paper, a highly scalable parallel computing method based on unstructured sliding meshes for the aerodynamic simulation of rotor UAVs was designed. In the proposed method, an unstructured moving mesh finite element method was used to discretize the governing equations in space, a fully implicit second-order backward differentiation formula was adopted for the temporal discretization, and finally a parallel Newton-Krylov-Schwarz method was introduced to solve the discretized nonlinear equations. As a case study, we have tested the algorithm on the Tianhe II supercomputer for a rotor UAV in the hover state, and obtained some detailed flow information. Performance results show a nearly linear speedup for up to 4 096 processor cores, suggesting that our solution lays a good foundation for fast and high-fidelity aerodynamic simulation of rotor UAVs.

**Keywords** parallel computational fluid dynamics; unstructured mesh; sliding mesh method; aerodynamic of the rotor UAVs; domain decomposition method

## 1 引言

旋翼型无人机全流场的高保真度数值模拟是当前计算流体力学领域极具挑战性和重要意义的研究方向。与传统的非旋翼型飞行器空气动力学分析问题相比, 此类问题的挑战主要体现在以下几个方面: (1) 旋翼与机身之间的相对运动涉及移动网格、相对运动模拟、多物理量高精度插值等多种方法的耦合; (2) 无人机复杂的外形导致其计算网格十分复杂且网格量巨大; (3) 旋翼和机身之间的相互作用导致其流场结构极为复杂。因此, 为实现旋翼型无人机复杂外流场的高保真度数值模拟, 需要研发高效的数值计算方法。

在过去的几十年里, 由于受计算机计算能力的限制, 大部分关于旋翼型无人机外流场的研究主要集中在低保真度方法的研究。例如, 早期的动量源方法<sup>[1-3]</sup>, 其主要思想是将旋翼看成作用盘, 桨叶对气流的作用等效为时间平均的动量源项添加到控制方程中, 这样处理后就不用围绕桨叶生成贴体网格, 简化了网格生成, 大大减少了计算量, 然而牺牲了求解旋翼桨叶周围的流动细节和精度。也有一些学者采用欧拉方程<sup>[4-6]</sup>进行模拟, 其主要思想是对纳维-斯托克斯(Navier-Stokes, 以下简称 NS) 方程进行了无黏性假设简

化。然而研究<sup>[7-9]</sup>表明, 在旋翼型无人机流场分析中, 黏性对其影响很大, 采用欧拉方法难以深入地研究其流场细节。随着计算机技术的发展, 越来越多的学者将研究重点转向高保真度模拟方面, 如采用雷诺平均 NS 方程<sup>[7,8]</sup>、大涡模拟<sup>[9]</sup>方法等。雷诺平均 NS 方程的主要思想是对 NS 方程进行时间平均, 将非定常的湍流问题转化为一个定常的问题进行研究, 减少了计算量, 但只能提供湍流的平均信息。大涡模拟法通过某种滤波函数将大尺度的涡和小尺度的涡进行分离, 大尺度的涡采用直接模拟, 小尺度的涡用湍流模型来进行封闭。相对于直接求解 NS 方程, 这些方法都在计算量方面做了一定的妥协, 牺牲了一些精度。

由于高保真度数值模拟带来的巨大计算量, 通常需要借助超级计算机强大的计算能力和存储能力才能有效实现。如今, 计算机计算能力的提升不再取决于单个处理器性能的提升, 而是依赖于处理器数目的增加, 因而构造高可扩展的并行算法是旋翼型无人机高保真度数值模拟亟需解决的问题, 这也是本文重点关注的方面。并行计算方法在无人机的研究中已有一些研究成果, 如早期研究<sup>[8,10,11]</sup>可扩展到几十个处理器核。2012年, Lawson 等<sup>[12]</sup>将计算规模扩展到了 24 576 个处理器核, 但其使用的是结构化网格, 相对本文

采用的非结构网格, 虽然并行化处理相对容易, 但其无法处理复杂的外形, 因而 Lawson 等<sup>[12]</sup>对无人机的外形做了大量的简化, 这使得该算法的工程应用性大打折扣。

在旋翼与机身的相对运动模拟方面, 许多学者采用了嵌套网格技术<sup>[13-16]</sup>, 该技术是在固定区域与旋转区域之间生成重叠网格, 两个区域的解通过黎曼/狄利克雷平均来耦合。这就导致了求解时迭代次数的增加, 并且每个时间步都需要重新生成部分网格, 大大增加了计算量, 降低了求解效率, 限制了并行计算的可扩展性。基于嵌套网格的并行算法, 目前尚无公开的直接用于无人机模拟方面的文献。模拟相对运动的另一类技术是滑移网格方法, 其是在动态参考系模型和混合面法的基础上发展起来的, 可以有效地避免这些问题, 但其带来的主要问题是在交界面上的插值误差可能影响整个模拟的精度, 因而需要构造高精度的界面插值方法来减少模拟误差。滑移网格技术在风能发电机<sup>[17,18]</sup>、螺旋桨<sup>[19,20]</sup>、旋翼<sup>[5,8]</sup>等运动的数值模拟中已有一些研究, 获得了一些很好的计算结果。两类方法各有优缺点, 但很难断定某类算法一定优于另一类算法。本文将采用滑移网格方法处理相对运动。

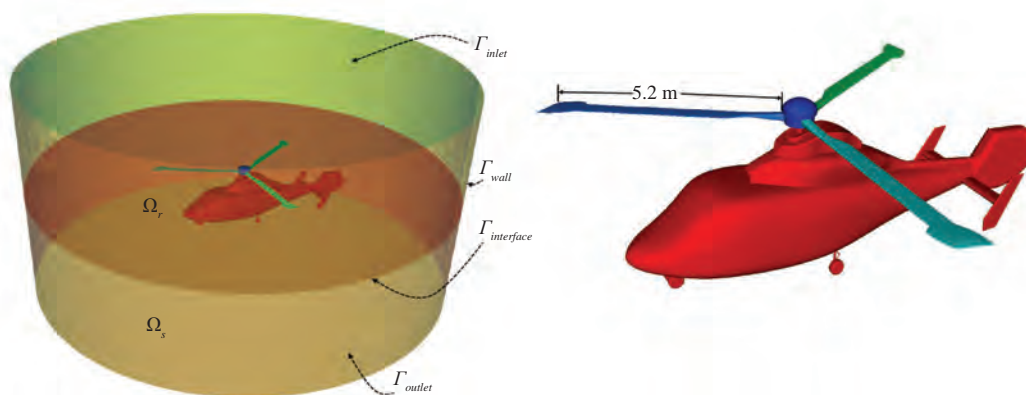
现有的滑移网格技术主要集中在面向工程应

用方面的研究, 很少有学者关注其与求解算法之间的耦合研究, 即如何设计基于滑移网格技术的高效快速并行算法, 由于缺乏相应的快速、并行求解算法, 很难快速获得高保真度的数值计算结果。本文构造了一套基于非结构滑移网格技术的旋翼型无人机空气动力学并行数值模拟方法。采用 NS 方程作为控制方程, 有限元方法进行空间离散, 一种全隐式二阶差分方法作为时间离散, 最后利用并行牛顿-克雷洛夫-施瓦兹 (Newton-Krylov-Schwarz, 以下简称 NKS) 方法求解离散后的方程组。我们在 2016 年首次提出了该套算法, 并成功地应用到了风能发电机的空气动力学数值模拟中<sup>[21]</sup>, 而本文将该算法首次引入到无人机的数值模拟中, 并针对无人机模拟具体特性做了一些修正。

本文的结构大致如下: 第二节介绍数学物理模型及离散格式; 第三节详细介绍了滑移网格技术; 第四节给出了一些数值实验结果及并行效率; 第五节为总结。

## 2 数值方法

如图 1 所示, 整个计算区域分成两个部分: 旋转区域  $\Omega_r$  和固定区域  $\Omega_s$ 。无人机旋翼部分在



注:  $\Omega_r$  为旋转区域, 包含旋翼;  $\Omega_s$  为固定区域, 包含机身;  $\Gamma_{interface}$  为旋转区域和固定区域的交界面;  $\Gamma_{inlet}$  为入流边界;  $\Gamma_{outlet}$  为出口边界;  $\Gamma_{wall}$  为固壁边界

图 1 计算区域和飞行器模型示意图

Fig. 1 The computational domain and aircraft model

旋转区域, 机身部分在固定区域, 两部分被界面  $\Gamma_{interface}$  分开。由于两个区域存在相对运动, 我们在两个区域分别采取不同的流体模型: 旋转区域由于涉及网格的移动, 采用基于任意拉格朗日-欧拉方法的不可压缩 NS 方程进行描述, 在该描述下旋翼网格可以任意移动; 固定区域采用标准的不可压缩 NS 方程进行刻画, 两者的交界处通过给定界面条件来进行关联。

## 2.1 控制方程

在固定区域, 控制方程采用欧拉描述的不可压缩 NS 方程, 其矢量形式为:

$$\nabla \cdot \mathbf{v}_s = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{d\mathbf{v}_s}{dt} = -\nabla \cdot p_s + \mu \Delta \cdot \mathbf{v}_s + \rho f \quad (2)$$

其中,  $\mathbf{v}_s$ 、 $p_s$  分别为流体的速度矢量(包含三个分量)和压力;  $\rho$  为流体密度;  $\mu$  为黏性系数;  $f$  为源项;  $\nabla$  为梯度算子;  $\Delta$  为 Laplace 算子。

同时, 为了保证流体能从出口边界  $\Gamma_{outlet}$  顺利流出, 在  $\Gamma_{outlet}$  处给定无压力边界条件:

$$(-\nabla \cdot p_s + \mu \Delta \cdot \mathbf{v}_s) \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (3)$$

其中,  $\mathbf{n}$  为  $\Gamma_{outlet}$  上的单位外法向量。

在旋转区域, 采用基于任意拉格朗日欧拉方法的不可压缩 NS 方程, 其矢量形式为:

$$\nabla \cdot \mathbf{v}_r = 0 \quad (4)$$

$$\rho \left[ \frac{\partial \mathbf{v}_r}{\partial t} \right]_Y + (\mathbf{v}_r - \boldsymbol{\omega}) \cdot \nabla \cdot \mathbf{v}_r = -\nabla \cdot p_r + \mu \Delta \cdot \mathbf{v}_r + \rho f \quad (5)$$

其中,  $\left[ \frac{\partial \mathbf{v}_r}{\partial t} \right]_Y$  表示在任意拉格朗日欧拉坐标下的时间偏导数;  $\mathbf{v}_r$ 、 $p_r$  分别为旋转区域流体的速度矢量和压力;  $\boldsymbol{\omega}$  为旋翼的旋转角速度。

同时, 由于本文关注的是悬停状态下的空气动力学分析, 为了保证流体能从入流界面  $\Gamma_{inlet}$  顺利流入, 在  $\Gamma_{inlet}$  处同样采用无压力边界条件:

$$(-\nabla \cdot p_r + \mu \Delta \cdot \mathbf{v}_r) \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (6)$$

另外, 为了保证流体在交界面两端保持速度

和压力的连续性, 需要在交界面  $\Gamma_{interface}$  上给定如下形式的连续性条件:

$$\mathbf{v}_r = \mathbf{v}_s \quad (7)$$

$$(\nabla \cdot p_s - \mu \Delta \cdot \mathbf{v}_s) \cdot \mathbf{n}_s = (-\nabla \cdot p_r + \mu \Delta \cdot \mathbf{v}_r) \cdot \mathbf{n}_r \quad (8)$$

其中,  $\mathbf{n}_s$  和  $\mathbf{n}_r$  为两个区域在交界面的外法向量, 方向均指向另一个区域。

## 2.2 控制方程的离散

由于本文研究的问题是瞬态问题, 即控制方程中的变量与时间相关, 因而需要同时在空间和时间方向对其进行离散。常用的空间方向离散方法有: 有限差分法、有限元法和有限体积法。这三种方法各有优缺点: 有限差分法是基于局部 Taylor 展开的一种离散偏微分方程的数值方法, 其优势是简单和易于构造, 缺点是只适用于计算区域比较简单的问题; 有限元法是基于变分原理的一种求解偏微分方程数值解的数值方法, 其基本思路是将连续的求解区域划分成有限个小的单元(网格), 在每个小单元上构造一个近似的插值函数, 利用在每个单元上的近似函数来分片地表示求解区域上待求解的未知函数, 适用的问题比较广泛, 可处理复杂区域上的问题; 有限体积法是基于守恒原理构造的, 对含有守恒方程的问题比较有效, 其可视为有限元法和有限差分法的中间物。目前也有基于非结构网格的有限体积法, 这种方法跟有限元一样可以处理复杂区域上的问题, 但具体实现过程相对比较复杂, 且对网格质量的要求比较苛刻。目前在流体计算中, 对低速的不可压缩流体通常使用有限元进行离散; 而对高速的可压缩流体, 有限体积法使用比较普遍。考虑到无人机复杂的外形且其对应的马赫数一般小于 0.3, 因而使用有限元对其进行离散。

时间离散方法大致可以分成三类: 显格式、半隐半显格式和全隐格式。其中, 显格式在时间推进过程中基于表达式由前一时间步的解显式地获得当前时间步的解, 相对容易实现, 且每个时间步的计算量较小; 全隐式格式不同于显示



格式, 在时间推进过程中, 每个时间步都需要求解一个非线性方程组以获得当前时间步的解, 因而计算量相对较大。但在算法的稳定性方面, 显示格式由于受柯朗-弗里德里希斯-列维 (Courant-Friedrichs-Lewy, CFL) 条件的限制 (时间步长除以空间步长小于一个常数), 通常要求时间步长充分小才能保证格式的稳定性; 而全隐格式由于是无条件稳定的, 不受 CFL 条件限制, 时间步长的选择更为灵活。半隐半显格式是介于显格式和全隐格式之间的一种方法, 其主要思想是在综合考虑显示、隐式格式的优缺点上, 构造一种快速高效的时间离散方法, 但这种方法的构造对问题的依赖性较大, 普适性较差。对于大规模高精度数值模拟问题, 由于所使用的空间离散网格步长通常比较小, 如果时间方向采用显格式, 由于受 CFL 条件中步长比的限制, 所使用的时间步长往往需要非常小才能保证算法的稳定性, 因而所需的时间步十分巨大。而隐格式由于是无条件稳定, 可以使用较大的时间步长, 因而所需的时间步数通常比显格式少几个数量级, 尽管每个时间步所用的时间较多, 但总体的计算时间一般比显格式少, 因此本文采取全隐式格式进行时间离散。

### 2.3 Newton-Krylov-Schwarz 算法

在全隐格式方法中, 每个时间步需要求解一个大非线性方程组, 我们采用一套并行 NKS 算法对其进行求解。NKS 方法主要由三部分构成: 采用非精确 Newton 法<sup>[22]</sup>处理非线性系统; 每个 Newton 步中采用 Krylov 子空间法非精确地求解 Jacobian 系统获得搜索方向; 为加速 Krylov 子空间法收敛速度, 采用 Schwarz 型预处理方法对 Jacobian 系统进行预处理。对于一般形式的非线性方程组  $F(X)=0$ , NKS 算法的大致框架如下:

步骤 1: 给定初始值  $X^{(0)}$ 。

步骤 2: 对于  $k=0, 1, 2, 3, \dots$ , 直至算法收敛。

步骤 3: 计算 Jacobian 矩阵  $J_k = \nabla F' [X^{(k)}]$ , 使用 GMRES 方法<sup>[23]</sup>非精确求解下列经过预处理的 Jacobian 系统获得搜索方向  $d^{(k)}$ 。

$$J_k M_k^{-1} s^{(k)} = -F [X^{(k)}] \quad (9)$$

其中,  $d^{(k)} = M_k^{-1} s^{(k)}$ 。此处非精确求解意为用迭代算法 GMRES 方法求解上述方程时, 只需满足下列条件即可:

$$\|F [X^{(k)}] + J_k d^{(k)}\| \leq \eta_k \|F [X^{(k)}]\| \quad (10)$$

其中,  $M_k^{-1}$  为加性 Schwarz 预条件子<sup>[24,25]</sup>;  $\eta_k$  为用于控制线性求解器 GMRES 精度的参数。

步骤 4: 通过非精确搜索获得搜索步长  $\lambda^{(k)}$ 。

步骤 5: 令  $X^{(k+1)} = X^{(k)} + \lambda^{(k)} d^{(k)}$ 。

NKS 算法中的 Schwarz 算法是一种重叠型的区域分解算法, 其首先基于计算网格将问题分成若干个小规模的问题 (子问题), 然后通过求解这些子问题并将子问题的解通过某种延拓叠加形成原问题解的一个逼近。本文采用的 Schwarz 预处理算子具体形式如下。

$$M_k^{-1} = \sum_{l=1}^N (R_l^\delta)^T B_l^{-1} R_l^\delta \quad (11)$$

其中,  $B_l^{-1}$  为定义在子区域  $\Omega_l^\delta$  上的预处理算子 (即子区域上 Jacobian 矩阵的逆或逆的一个近似);  $R_l^\delta$  和  $(R_l^\delta)^T$  分别为从区域  $\Omega$  到子区域  $\Omega_l^\delta$  的限制算子和延拓算子。 $R_l^\delta$  的定义如下: 如果与指标  $1 \leq i \leq n$  和  $1 \leq j \leq m$  相应的自由度所对应的网格点属于  $\Omega_l^\delta$ , 则  $R_l^\delta$  中第  $i$  行第  $j$  列元素  $(R_l^\delta)_{ij}$  的值为 1, 否则等于 0。

## 3 滑移网格技术

在每个时间步, 我们使用移动网格技术移动旋转区域的网格来模拟旋翼与机身的相对运动, 在交界面处添加合适的条件交换流场的信息, 然后采用全耦合的形式进行求解。由于在两个

区域上的网格在交界面上并不完全重合, 并且在  $\Gamma_{interface}$  边缘处, 固定区域的网格节点不在旋转区域网格内, 如图 2 节点  $Q$ , 因而在界面条件离散时需要采用插值技术。

为保证流体在交界面的充分连续性, 使用的插值算法必须具有较高的精度, 本文采用基于径向基函数的插值方法 (Radial Basis Function, RBF)。该方法完全脱离网格, 通过选取离待插值点最近的若干点来构造相应的插值, 理论上可以构造足够高精度的插值方法, 其具体形式如下。

$$f_s(x_s^k) = \sum_{i=1}^m \omega_i \Phi(x_s^k - x_r^i) f_r(x_r^i) \quad (12)$$

其中,  $m$  为用于插值的节点个数;  $\omega_i$  为对应插值点的权函数;  $x_s^k$  为固定区域的网格点;  $x_r^i$  为旋转区域的网格点。例如,  $p$  点的速度值  $v_p$  由  $p_1$ 、 $p_2$ 、 $p_3$  点的值插值得出。 $\Phi(\lambda) = \sqrt{1 + (\tau\lambda)^2}$  为基函数;  $\tau$  是关于网格尺寸的一个参数。RBF 方法一方面可以提高插值精度, 另一方面还能很好地处理图 2、图 3 中描述的待插值点不在网格内部的问题。值得一提的是, 在 interface 插值过程中, 我们把旋转区域的值  $v_r$  作为主元, 即  $v_s$  的值均由  $v_r$  插值给出。同时在这个步骤中只是给出插值关系式, 所有  $v_s$  和  $v_r$  是未知的, 在每一个时间步求解整个全隐式耦合系统后才能得出它们的值。

## 4 数值实验

### 4.1 测试案例

为了验证该方法的可扩展性、稳定性和可靠性, 我们以一个真实的无人机模型作为算例进行计算, 如图 1 所示。计算模型由旋翼和机身两个部分组成, 其中旋翼由三片桨叶组成, 桨叶长度为 5.2 m。此处只对直升机处于悬停状态下的流场进行计算。首先对无人机的外流场计算区域 (圆柱区域, 其中圆柱的直径为 6.5 m, 高为 14 m) 进行网格划分, 我们采用非结构四面体网格, 如图 3 所示。

为了精确捕捉无人机周围的流场细节并尽量减少计算量, 我们对无人机附近区域采用的网格尺度较小, 远离无人机区域的网格尺度相对较大。另外, 为保证交界面  $\Gamma_{interface}$  上的插值精度, 交界面附近的网格尺度也相对较小, 两层网格数量分别为 28 667 和 28 654, 整个计算区域的网格单元数约为 12 000 000。本文的所有计算都在位于国家超级计算广州中心的天河 2 号上完成。

本文只对无人机悬停状态进行计算, 即无人机旋翼围绕圆心旋转, 角速度最高为 40 rad/s, 且无其他方向的飞行速度。另外, 流体参数取大气在室温状态下对应的值, 即密度  $\rho = 1.2 \text{ kg/m}^3$ , 黏性系数  $\mu = 2.0 \times 10^{-5} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$ 。

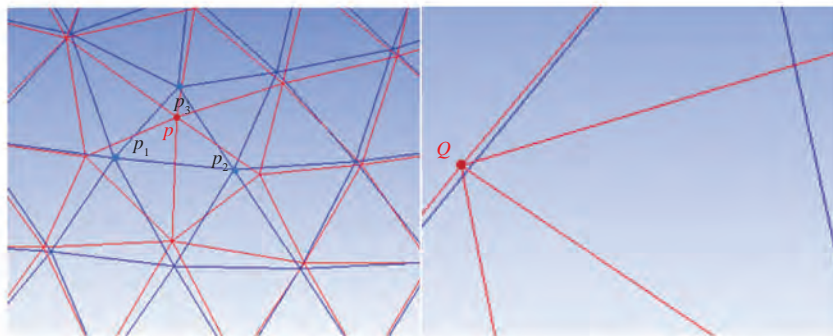


图 2 红色网格在固定区域, 蓝色网格在旋转区域

Fig. 2 The red mesh is for the stationary domain and the blue mesh is for the rotated domain

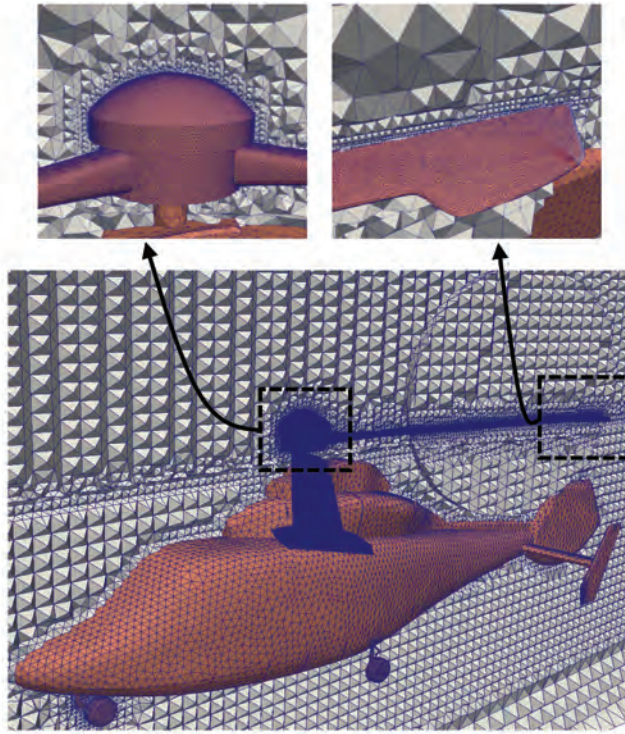


图3 计算网格示意图

Fig. 3 The schematic diagram of computational grids

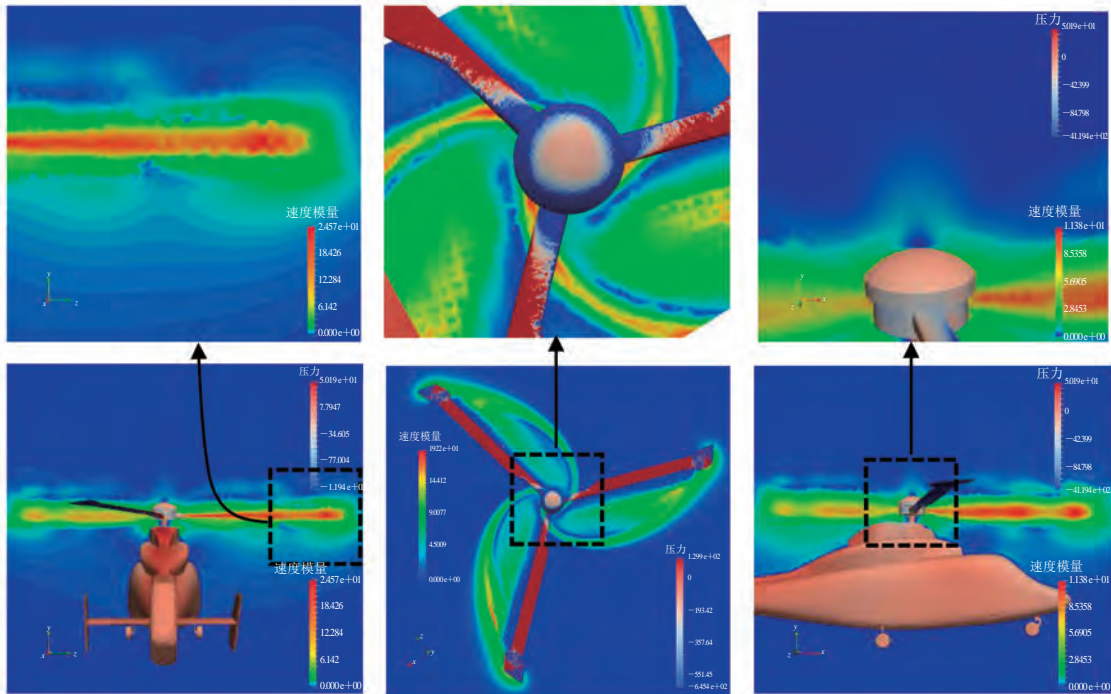


图4 三个不同切面上的速度分布图

Fig. 4 The velocity distribution on three different cross sections



图 4 为计算所得的同一时刻不同切面的速度分布图, 其中机身和旋翼表面的颜色表示压力分布, 各个切面的颜色表示速度场(速度模量: Velocity Magnitude)分布。由图 4 可以看出, 桨叶周围气流由于旋翼的作用, 被往下挤压, 形成一股向下的气流, 从而产生向上的升力; 旋翼各桨叶之间由于各股气流的相互作用形成复杂的湍流; 桨尖处流体速度比其他区域的流体速度明显大, 在中心形成一个低速低压区。图 5 显示的是在不同时刻, 速度模量的等值面图, 可以清晰地看到桨叶的尾迹, 并且尾迹向下运动。图 6 为飞行器外流场的流线分布图, 桨叶平面的流线围绕圆心形成一个螺旋向下的漩涡, 桨尖处带起一股

复杂的旋涡并与下一个桨尖处的流线缠绕在一起。这是由于桨尖处速度较大, 迅速卷起强烈的螺旋发展的桨尖涡, 可以持续较长一段时间, 有时甚至与后面的桨叶发生剧烈的桨-涡干扰, 这也是使无人机产生剧烈震动的主要原因之一。

#### 4.2 并行效率

在并行算法研究中, 算法的并行可扩展性是衡量一个并行算法重要的指标, 本小节主要分析算法的并行可扩展性。为测试算法的并行效率, 我们对两个不同规模的问题进行测试, 表 1 分别给出了两组网格数在不同核数下每个时间步的平均牛顿迭代次数、GMRES 线性迭代次数以及耗费的时间, 并根据这些数据得出相应的并

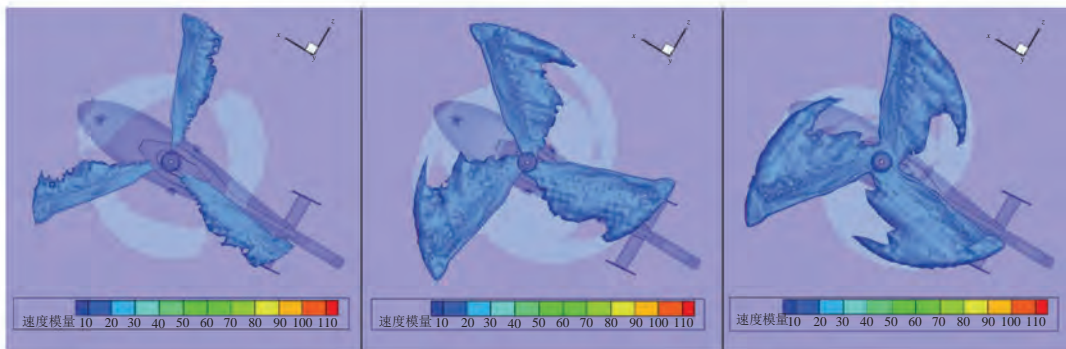


图 5 从左到右分别为 0.5 s、1.0 s 和 1.5 s 时的速度等值面图

Fig. 5 From left to right: the isosurface of the velocity magnitude at 0.5 s, 1.0 s and 1.5 s, respectively

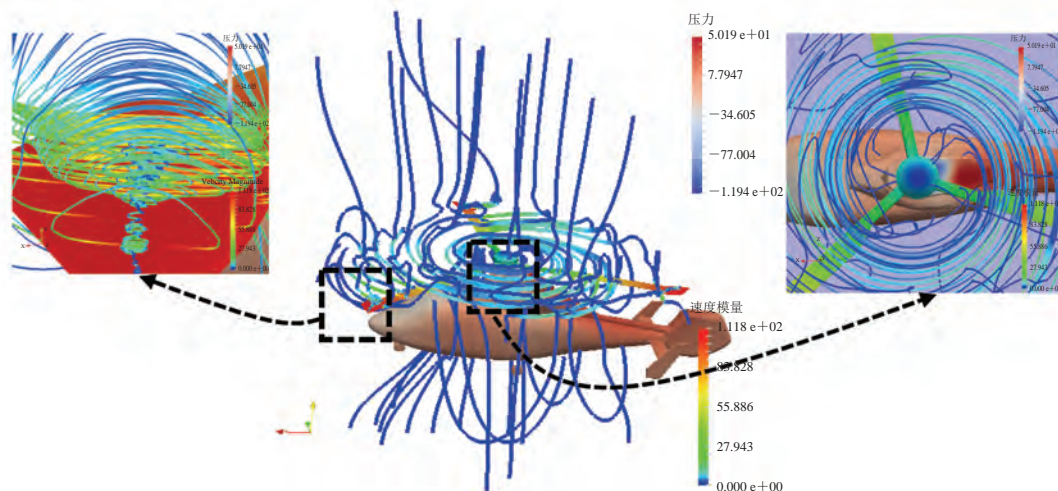


图 6 桨叶平面及各个桨尖流线图

Fig. 6 Streamline distribution around the blades



表1 算法的并行效率

Table 1 Parallel efficiency of the algorithm

网格规模	指标						
	<i>N</i>	<i>Newton</i>	<i>GMRES</i>	<i>Time</i> (s)	<i>Ideal</i>	<i>Speedup</i>	<i>Efficiency</i> (%)
<i>Mesh elements</i> = $4.0 \times 10^6$	256	2.5	100.3	80.5	1	1.0	100
	512	2.5	105.1	42.0	2	1.9	95
	1 024	2.5	110.9	23.4	4	3.4	85
	2 048	2.5	118.2	13.6	8	5.9	73.8
<i>Mesh elements</i> = $7.6 \times 10^6$	512	2.4	112.3	80.5	1	1.00	100
	1 024	2.4	118.3	43.2	2	1.86	93
	2 048	2.4	124.8	25.7	4	3.13	78.25
	4 096	2.4	137.5	16.7	8	4.82	60.25

注: *N* 为处理器核数; *Newton* 为非线性求解的迭代次数; *GMRES* 为线性求解的迭代次数; *Time* 为计算所花费的时间; *Ideal* 为理想的加速比, 即所使用的处理器核数翻倍时, 计算时间减半; *Speedup* 为实际的加速比; *Efficiency* 为并行效率, 即实际加速比与理想加速比之间的比值

行效率。在所有的测试中, 时间步长为 0.01 s, 表 1 中的数据是对前 10 个时间步的结果取平均值获得。同时, 我们利用两套不同规模的网格对算法的并行可扩展性进行了测试, 结果如表 1 所示。随着处理器数目的增加, 非线性迭代步数保持不变, 线性迭代步数缓慢增加, 计算时间迅速减少, 这与算法的理论分析结果及我们的预期保持一致。计算结果显示, 当处理器核数增加至 4 096 时, 仍然具有高达 60.25% 并行效率, 表明本文提出的算法具有利用大规模处理器核数快速求解超大规模问题的潜能。

## 5 总 语

本文构造了一套求解旋翼型无人机空气动力学数值模拟问题的基于非结构滑移网格技术的并行算法, 通过求解三维不可压缩 Navier-Stokes 方程获得旋翼型无人机周围的详细流场结构。作为测试, 我们对一个真实模型的旋翼型无人机的外流场进行了详细的数值计算。结果显示, 本文构造的算法能够快速获得一些十分详细的流场结构, 计算结果与实际物理现象基本保持一致; 算法在并行可扩展性方面, 当所使用的处理器数目达到 4 096 时, 仍具有 60% 以上的并行效率。

## 参 考 文 献

- [1] 王博. 基于 CFD 方法的直升机旋翼/机身流场模拟及分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [2] Zori LAJ, Rajagopalan RG. Navier-stokes calculations of rotor-airframe interaction in forward flight [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(2): 57-67.
- [3] 康宁, 孙茂. 旋翼近地飞行时诱导速度的 N-S 方程计算 [C] // 中国航空学会全国直升机年会, 1996: 221-225.
- [4] Nam HJ, Park YM, Kwon OJ. Simulation of unsteady rotor-fuselage aerodynamic interaction using unstructured adaptive meshes [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(2): 141-149.
- [5] Park YM, Kwon OJ. Simulation of unsteady rotor flow field using unstructured adaptive sliding meshes [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(4): 391-400.
- [6] 王彩枫, 杨永飞, 林永峰, 等. 纵列式双旋翼直升机气动力和流场的数值模拟 [J]. 直升机技术, 2012(1): 13-17.
- [7] Cao YH, Wu ZL, Huang JS. Numerical simulation of aerodynamic interactions among helicopter rotor, fuselage, engine and body of revolution [J]. Science China Technological Sciences, 2014, 57(6): 1206-1218.

- [8] Steijl R, Barakos G. Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics [J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2008, 58(5): 527-549.
- [9] Ilie M. Numerical study of helicopter blade-vortex mechanism of interaction using large-eddy simulation [J]. *Computers & Structures*, 2009, 87(11-12): 758-768.
- [10] Schwarz T, Khier W, Raddatz J. Simulation of the unsteady flow field around a complete helicopter with a structured RANS solver [C] // *Teraflop Workbench Project Workshop*, 2006: 125-137.
- [11] Behr M, Tezduyar T. Shear-slip mesh update in 3D computation of complex flow problems with rotating mechanical components [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics & Engineering*, 2001, 190(24-25): 3189-3200.
- [12] Lawson SJ, Woodgate M, Steijl R, et al. High performance computing for challenging problems in computational fluid dynamics [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2012, 52(4): 19-29.
- [13] 肖飞, 熊峻江, 冯涛. 基于运动嵌套网格的前飞旋翼桨叶气动干扰数值模拟 [J]. *应用力学学报*, 2009, 26(1): 36-39.
- [14] Lee BS, Jung MS, Kwon OJ, et al. Numerical simulation of rotor-fuselage aerodynamic interaction using an unstructured overset mesh technique [J]. *International Journal of Aeronautical & Space Sciences*, 2010, 11(1): 1-9.
- [15] 徐广, 王博, 徐国华, 等. 基于 CFD 的直升机旋翼流场及气动力计算 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43(3): 369-374.
- [16] Xu HY, Ye ZY. Numerical simulation of rotor-airframe aerodynamic interaction based on unstructured dynamic overset grids [J]. *Science China Technological Sciences*, 2012, 55(10): 2798-2807.
- [17] Hsu MC, Akkerman I, Bazilevs Y. Finite element simulation of wind turbine aerodynamics: validation study using NREL phase VI experiment [J]. *Wind Energy*, 2013, 17: 461-481.
- [18] Hsu MC, Bazilevs Y. Fluid-structure interaction modeling of wind turbines: simulating the full machine [J]. *Computational Mechanics*, 2012, 50(6): 821-833.
- [19] 王超, 黄胜, 常欣, 等. 基于滑移网格与 RNG  $k-\epsilon$  湍流模型的桨舵干扰性能研究 [J]. *船舶力学*, 2011, 15(7): 715-721.
- [20] 程钰锋, 聂万胜, 胡永平. 基于滑移网格的临近空间螺旋桨流场数值仿真 [J]. *直升机技术*, 2012(2): 9-16.
- [21] Chen R, Yan Z, Zhao Y, et al. Scalable domain decomposition algorithms for simulation of flows passing full size wind turbine [J]. Submitted, 2016.
- [22] Eisenstat SC, Walker HF. Choosing the forcing terms in an inexact Newton method [J]. *SIAM Journal on Scientific Computing*, 1996, 17(1): 16-32.
- [23] Saad Y. A generalized minimum residual algorithm for solving nonsymmetric linear systems [J]. *SIAM Journal on Scientific & Statistical Computing*, 1986, 7(3): 856-869.
- [24] Cai XC, Sarkis M. A restricted additive schwarz preconditioner for general sparse linear systems [J]. *SIAM Journal on Scientific Computing*, 1999, 21(2): 792-797.
- [25] Liu Y, Yang H, Jiang C, et al. A scalable fully implicit method with adaptive time stepping for unsteady compressible inviscid flows [J]. *Computers & Structures*, 2016, 176: 1-12.