

基于 WENO-分段线性格式的 直升机流场数值模拟

张居晖, 陈仁良, 孔卫红

(南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 发展了一套适合于格心格式求解器的基于加权本质无振荡(WENO)-分段线性格式的旋翼/机身气动干扰高精度 CFD 计算方法。应用该方法对多种旋翼/机身组合模型前飞算例进行了数值模拟, 计算得到的机身表面压力系数分布与实验结果吻合良好, 说明了该方法对旋翼/机身气动干扰研究的有效性。之后进一步将该方法应用到悬停状态的 X3 构型复合式高速直升机旋翼/机翼/螺旋桨组合模型的复杂流场模拟中, 并与悬停状态孤立旋翼和旋翼/机翼组合模型的流场进行了对比。研究发现: 机翼对旋翼下洗流起阻滞作用, 引起机翼下方不规则流动, 且螺旋桨滑流与旋翼下洗流会相互干扰产生一定的偏折, 旋翼下洗流速度更大, 螺旋桨滑流会产生明显的向下偏折。

关 键 词: 飞行器设计; 旋翼/机身干扰; 旋翼/机翼/螺旋桨干扰; 非结构网格; 通量差分裂方法
中图分类号: V275 **文献标志码:** A

Numerical simulation for flow field of helicopters based on WENO-piecewise linear scheme

ZHANG Juhui, CHEN Renliang, KONG Weihong

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A high-precision CFD method based on WENO (weighted essentially non-oscillatory) -piecewise linear scheme was established for numerical simulation on the rotor/fuselage aerodynamics interaction flow field. And it was suitable for the CFD solver of cell-centered scheme. The pressure coefficient on the surface of the fuselage of different rotor/fuselage model examples in forward flight was calculated by the method, and the calculation results were in good agreement with the experimental results, verifying the effectiveness of the calculation method. Then, the method was extended to simulate the flow field of X3 compound high-speed helicopter rotor/wing/propeller model in hover, and the flow field was compared with flow field of single rotor and rotor/wing model in hover. The results showed that the wing acted as a retarder on the downwash of rotor, causing the irregular flow under the wing. Furthermore, the slipstream of propeller and the downwash of rotor interfered with each other to produce a certain deflection, and the speed of downwash was faster than

收稿日期: 2019-06-22

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目; 国家自然科学基金(51505216)

作者简介: 张居晖(1995—), 男, 硕士生, 主要从事直升机计算流体力学与空气动力学研究。

引用格式: 张居晖, 陈仁良, 孔卫红. 基于 WENO-分段线性格式的直升机流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2589-2598. ZHANG Juhui, CHEN Renliang, KONG Weihong. Numerical simulation for flow field of helicopters based on WENO-piecewise linear scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2589-2598.

the speed of slipstream, the downward deflection of propeller slipstream was significant.

Key words: aircraft design; rotor/fuselage interaction;
rotor/wing/propeller interaction; unstructured grid;
flux-difference splitting scheme

直升机是一种以旋翼作为主要升力来源的航空飞行器,这使得直升机能够垂直起飞和降落、近地飞行、空中悬停、向前、向后和横向飞行。这让直升机独具特色,填补了固定翼等航空飞行器的空白。由于直升机拥有独一无二的飞行能力,是唯一可以到达所有地形区域的运输工具和火力点,因此直升机的应用已经遍及军用和民用各个领域。

在悬停、小速度前飞、爬升等直升机飞行状态下,旋翼与一直处于旋翼尾迹范围内的机身之间会产生很强的气动干扰,这对直升机的振动水平和噪声水平有这很大的影响。在旋翼/机身干扰流场中,直升机机身的存在对于旋翼流场起了阻塞作用,会改变旋翼流场尾迹的形状,间接对旋翼流场的入流分布产生了影响,与孤立旋翼相比,这在很大程度上影响了旋翼的气动特性。因此,对旋翼/机身非定常干扰流场的研究是直升机技术领域的一个重点和难点,有十分重要的理论意义。

在理论研究方面,对直升机旋翼/机身气动干扰问题的研究发展经历了预定尾迹模型,旋翼自由尾迹模型,涡方法,CFD 方法等阶段。国外方面,Lorber 等^[1]在对旋翼/机身气动干扰问题的研究中运用了预定尾迹模型,虽然得到了机身表面的非定常载荷,但是他们的研究不能获得旋翼桨尖涡的位置和轨迹等流动细节。Quackenbush 等^[2]在对旋翼/机身气动干扰问题的研究中则使用了旋翼自由尾迹模型,取得了较好的模拟结果。Rajagopalan 等^[3]在用 CFD 方法研究旋翼/机身干扰问题时提出了动量源理论,将旋翼替换成了作用盘,将桨叶对流场的作用以动量源的形式来代替,降低了计算资源的消耗,获得了不错的计算结果,但是缺点是无法反映真实的桨叶表面流动细节。Park 等^[4]采用结合动量源理论的 CFD 方法,基于非结构网格对旋翼/机身干扰问题进行了研究,计算了 Georgia Tech 机身和 Robin 机身表面的压力分布,与实验数据吻合较好。Tanabe 等^[5]用全流场纯 CFD 方法对旋翼/机身干扰问题进行了数值模拟,取得了非常好的结果,相比于 CFD 方法结合动量源理论的研究手段,能更好的捕捉桨尖涡的位置和轨迹以及桨叶表面的流动细

节。国内方面,王博^[6]运用结合动量源理论的 CFD 方法对单旋翼直升机旋翼/机身气动干扰进行了研究,数值模拟了机身表面的压强分布,取得了较好的模拟结果。谢冠一^[7]采用了结合动量源理论的 CFD 方法,并建立了一个包含旋翼配平的直升机干扰立场的计算模型,机身表面压力系数的计算结果与实验值吻合较好,但是无法研究桨叶表面的流动细节。田书玲^[8]基于运动嵌套网格技术,利用 Jameson-Schmidt-Turkel (JST) 格式纯 CFD 方法对 Robin 旋翼/机身组合模型进行了数值模拟,研究了单独机身和旋翼-机身组合模型情况下桨叶不同方位角状况下机身上表面中心线压力系数的变化,但没有与实验数据对比来验证旋翼/机身干扰问题研究方法的有效性。叶靓^[9]也基于运动嵌套网格技术,利用 Roe-分段线性格式纯 CFD 方法对 Georgia tech 旋翼/机身组合模型进行了数值模拟,计算结果与实验数据较为吻合。

随着直升机技术的发展,桨叶和直升机的外形越发复杂,使用结构网格技术进行研究时会在画网格上耗费越来越多的时间,而使用非结构网格技术就能有效地解决这个问题,因此本文采用非结构网格对旋翼/机身干扰问题进行研究。

针对纯 CFD 方法能模拟旋翼/机身气动干扰中桨叶表面流动细节的特点,本文采用了适合于格性格式求解器的基于 WENO-分段线性格式的纯 CFD 方法对旋翼/机身干扰流场进行了数值模拟,在笛卡儿背景网格上采用了七阶 Roe-WENO 格式,在非结构贴体网格上采用了 Roe-分段线性格式。算例结果表明了本文方法对旋翼/机身组合模型流场模拟的有效性,而且其对于具有复杂外形的旋翼/机身组合模型涡流场的模拟也十分有效,表明了该方法的通用性。本文方法也可以用在旋翼/机翼/螺旋桨组合模型的流场研究中。

新时代的发展对直升机的飞行速度提出了更高的要求,而复合式直升机正是在这种要求下应运而生的。复合式高速直升机通常都会装有辅助螺旋桨和机翼,欧洲直升机公司的 X3 复合式高速直升机正是这种装有辅助螺旋桨和机翼的典型代表。目前,国内外对 X3 构型复合式高速直升

机的流场研究很少,黎鑫^[10]运用结合动量源理论的 CFD 方法,用动量源代替旋翼和螺旋桨,对 X3 构型复合式高速直升机流场进行了数值模拟,但没有对旋翼/机翼/螺旋桨组合模型的流场进行研究。因此,在验证本文方法对旋翼/机身组合模型流场模拟的有效性后,本文最后对 X3 构型复合式高速直升机的旋翼/机翼/螺旋桨组合模型的悬停流场进行了研究。

1 非结构运动嵌套网格方法

直升机桨叶除了旋转运动外,一般还会有挥舞、摆振、变距等运动,这使得桨叶和机身间的相对运动十分复杂,因此本文采用了运动嵌套网格技术来处理桨叶与机身之间的相对运动。运动嵌套网格技术将网格单元分为三类,分别是活动单元,插值边界单元和非活动单元,其中活动单元的变量值通过时间推进更新,非活动单元的变量值由其他网格的活动单元变量值插值得来从而更新,非活动单元变量值不更新。

现代直升机多采用紧凑的旋翼/机身气动设计,这使得旋翼和机身之间的间距比较狭小,这就给网格的生成造成了麻烦。桨叶网格在网格嵌套中的插值边界推进后很可能会使活动单元或插值边界单元进入机身物面内部,而机身网格在网格嵌套中也可能推进到桨叶物面内部,这会导致计算出现错误,要解决这个问题可以采用加密网格的方法。为了尽可能减少网格的数量以减小计算资源的消耗,提高计算的速度,可以采用局部加密方法在桨叶和机身网格相重叠的部分对网格进行加密,局部加密后的桨叶网格和机身网格示例如图 1 所示,旋翼/机身网格嵌套示例如图 2 所示。

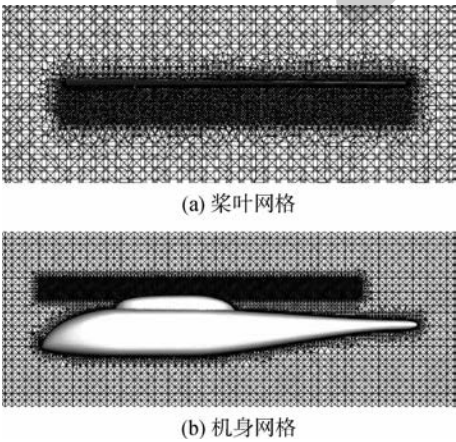


图 1 桨叶和机身网格示例
Fig. 1 Grid of blade and fuselage

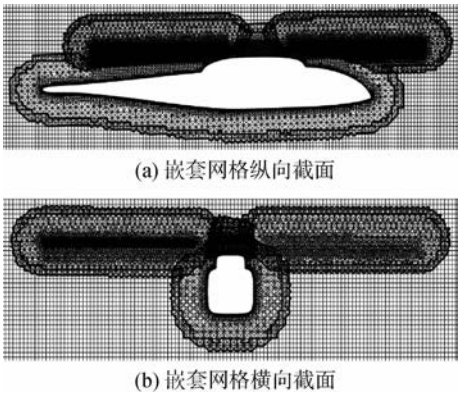


图 2 旋翼/机身网格嵌套示例
Fig. 2 Rotor/fuselage grid nesting

2 非定常流场求解

2.1 流场控制方程

Navier-Stokes 方程的守恒形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = \int_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega \quad (1)$$

式中 t 为时间, Ω 表示控制单元的体积, $\mathbf{W}$ 为守恒变量, $\mathbf{F}_c$ 为对流通量, $\mathbf{F}_v$ 为黏性项, $\mathbf{Q}$ 是源项, 这里取为 0。 $\mathbf{W}$ 、 $\mathbf{F}_c$ 、 $\mathbf{F}_v$ 分别表示为

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

式中 ρ 、 E 、 H 分别为密度、单位质量总能、单位质量总焓; u 、 v 、 w 分别为 x 、 y 、 z 方向的速度分量; V_r 为流体相对于交界面的法向速度; n_x 、 n_y 、 n_z 分别为 x 、 y 、 z 方向上交界面的单位法向量的分量; V_t 为逆变速度; τ_{xx} 、 τ_{xy} 、 τ_{xz} 、 τ_{yx} 、 τ_{yy} 、 τ_{yz} 、 τ_{zx} 、 τ_{zy} 、 τ_{zz} 表示黏性张量分量; Θ 表示黏性应力功和流体热传导的组合项。

2.2 空间离散

本文采用运动网格上的 Roe 格式^[11-14]来计算对流通量。因为本文对 N-S 方程的求解基于格心格式, 所以单元 I 和单元 J 交界面上的通量值由下式得到:

$$(\mathbf{F}_c)_{IJ} = 1/2[\mathbf{F}_c(\mathbf{W}_r) + \mathbf{F}_c(\mathbf{W}_l) - \bar{\mathbf{A}}_{\text{roe}}|_{IJ}(\mathbf{W}_r - \mathbf{W}_l)] \quad (3)$$

式中

$$\mathbf{F}_c(\mathbf{W}_r) = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho w V_r + n_z p \\ \rho H v + V_t p \end{bmatrix}_r$$
$$\mathbf{F}_c(\mathbf{W}_l) = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho w V_r + n_z p \\ \rho H v + V_t p \end{bmatrix}_l \tag{4}$$

$$|\Delta \mathbf{F}_5| = |\tilde{V} + \tilde{c} - V_t| \left(\frac{\Delta p + \tilde{\rho} \tilde{c} \Delta V}{2 \tilde{c}^2} \right) \begin{bmatrix} 1 \\ \tilde{u} + \tilde{c} n_x \\ \tilde{v} + \tilde{c} n_y \\ \tilde{w} + \tilde{c} n_z \\ \tilde{H} + \tilde{c} \tilde{V} \end{bmatrix} \tag{6}$$

其中下标 IJ 表示单元 I 和单元 J 的交界面。l,r 分别为单元交界面的左、右两侧。 $\bar{\mathbf{A}}_{\text{roe}}$ 表示 Roe 矩阵。其中 Roe 平均值定义如下：

$$\bar{\rho} = \sqrt{\rho_l \rho_r}$$
$$\bar{u} = \frac{u_l \sqrt{\rho_l} + u_r \sqrt{\rho_r}}{\sqrt{\rho_l} + \sqrt{\rho_r}}$$
$$\bar{v} = \frac{v_l \sqrt{\rho_l} + v_r \sqrt{\rho_r}}{\sqrt{\rho_l} + \sqrt{\rho_r}}$$
$$\bar{w} = \frac{w_l \sqrt{\rho_l} + w_r \sqrt{\rho_r}}{\sqrt{\rho_l} + \sqrt{\rho_r}}$$
$$\bar{H} = \frac{H_l \sqrt{\rho_l} + H_r \sqrt{\rho_r}}{\sqrt{\rho_l} + \sqrt{\rho_r}}$$
$$\bar{c} = \sqrt{(\gamma - 1) \left(\bar{H} - \frac{\bar{q}^2}{2} \right)}$$
$$\tilde{\mathbf{V}} = \bar{u} \mathbf{n}_x + \bar{v} \mathbf{n}_y + \bar{w} \mathbf{n}_z$$
$$\bar{q}^2 = \bar{u}^2 + \bar{v}^2 + \bar{w}^2 \tag{5}$$

定义 $\Delta(\cdot) = (\cdot)_r - (\cdot)_l$ 。式中 $\bar{\rho}$ 为密度的 Roe 平均值, $\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}$ 分别为 x, y, z 方向速度分量的 Roe 平均值, $\bar{c}$ 为当地声速的 Roe 平均值, $\tilde{\mathbf{V}}$ 为速度的 Roe 平均值, $\bar{q}^2$ 为速度平方的 Roe 平均值。

$$|\bar{\mathbf{A}}_{\text{roe}}|_{\text{IJ}}(\mathbf{W}_r - \mathbf{W}_l) = |\Delta \mathbf{F}_1| + |\Delta \mathbf{F}_{2,3,4}| + |\Delta \mathbf{F}_5|$$
$$|\Delta \mathbf{F}_1| = |\tilde{\mathbf{V}} - \tilde{c} - V_t| \left(\frac{\Delta p - \tilde{\rho} \tilde{c} \Delta V}{2 \tilde{c}^2} \right) \begin{bmatrix} 1 \\ \tilde{u} - \tilde{c} n_x \\ \tilde{v} - \tilde{c} n_y \\ \tilde{w} - \tilde{c} n_z \\ \tilde{H} - \tilde{c} \tilde{V} \end{bmatrix}$$
$$|\Delta \mathbf{F}_{2,3,4}| = |\tilde{\mathbf{V}} - V_t| \cdot \left\{ \left(\Delta p - \frac{\Delta p}{\tilde{c}^2} \right) \begin{bmatrix} 1 \\ \tilde{u} \\ \tilde{v} \\ \tilde{w} \\ \frac{\bar{q}^2}{2} \end{bmatrix} + \tilde{\rho} \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta u - \Delta V n_x \\ \Delta v - \Delta V n_y \\ \Delta w - \Delta V n_z \\ \tilde{u} \Delta u + \tilde{v} \Delta v - \tilde{V} \Delta V \end{bmatrix} \right\}$$

但是原始格式无法识别出声速点,为了解决这个问题,对特征值进行修改,特征值 $|\Lambda_c|$ 修正为如下公式^[15]：

$$|\Lambda_c| = \begin{cases} |\Lambda_c| & |\Lambda_c| > \delta \\ \frac{\Lambda_c^2 + \delta^2}{2\delta} & |\Lambda_c| \leq \delta \end{cases} \tag{7}$$

式中 δ 取为当地声速的 1/10。

对于交界面上流动变量左右状态值的求解本文采用了两种方法,第一种方法是七阶 WENO 格式,第二种方法是分段线性重构,其中七阶 WENO 格式应用于笛卡儿背景网格上,分段线性重构应用于非结构贴体网格上。

2.2.1 七阶 WENO 插值格式

为了减少背景网格上的数值耗散,在背景网格上使用了七阶 WENO 格式^[16] 计算交接面的左右状态值。

七阶 WENO 格式的插值示意图如图 3 所示,点 i 和点 j 分别为待插值交界面 I、J 的左右单元格心, $i', i'', i''', j', j'', j'''$ 为虚构节点,虚构节点都在 ij 延长线上,且 $i''' i'' = i'' i' = i' i = ij' j j' = j' j'' = j'' j'''$, m_1, m_2, m_3, m_4 为用来求解交界面上左状态值的四个重构模板。

四个重构模板 m_1, m_2, m_3, m_4 的表达式如下：

$$m_1 = -\frac{U_{i''}}{4} + 13 \times \frac{U_{i'}}{12} - 23 \times \frac{U_i}{12} + 25 \times \frac{U_i}{12}$$
$$m_2 = \frac{U_{i''}}{12} - 5 \times \frac{U_{i'}}{12} + 13 \times \frac{U_i}{12} + \frac{U_j}{4}$$
$$m_3 = -\frac{U_i}{12} + 7 \times \frac{U_{i'}}{12} + 7 \times \frac{U_j}{12} - \frac{U_{j'}}{12}$$
$$m_4 = \frac{U_i}{4} + 13 \times \frac{U_j}{12} - 5 \times \frac{U_{j'}}{12} - \frac{U_{j''}}{12} + \frac{U_{j''}}{12} \tag{8}$$

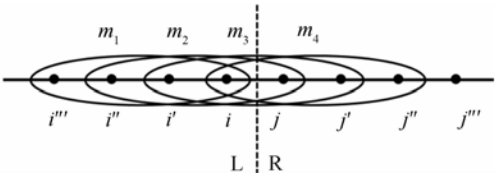


图 3 七阶 WENO 格式交界面左状态值插值示意图
Fig. 3 Seventh order WENO reconstruction for left state of the interface

用来求解交界面左状态值的加权重构公式为

$$U_{ij}^l = p_1 m_1 + p_2 m_2 + p_3 m_3 + p_4 m_4 \tag{9}$$

其中非线性加权系数表达式为

$$\begin{cases} p_k = \alpha_k / (\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 + \alpha_4) \\ \alpha_k = \frac{C_k}{(S_k + \epsilon)^2} \end{cases} \tag{10}$$
$$k = 1, 2, 3, 4$$

式中权重系数分别为 $C_1 = \frac{1}{35}, C_2 = \frac{12}{35}, C_3 = \frac{18}{35}, C_4 = \frac{4}{35}$, ϵ 为预防分母为 0 而引入的小量,可取 10^{-6} , S_k 为第 k 个模板的光滑度量系数,对于交界面 IJ 的右状态值的计算方法与上文相同,根据对称性便可计算得到。

2.2.2 分段线性重构

在贴体非结构网格上采用 Roe-分段线性格式,通过交界面左右单元格心处的流动变量值插值得到交界面面心处的左右状态值。在利用格林-高斯方法计算得到所有单元格心处原始变量的梯度后,就能够插值得到每个交界面的左右状态值。分段性重构示意图如图 4 所示。

$$U_i = U_i + \Psi_i (\nabla U_i \mathbf{r}_i)$$
$$U_r = U_j + \Psi_j (\nabla U_j \mathbf{r}_r) \tag{11}$$

式中 U_i, U_j 分别为单元 I、J 格心处的流动变量值, $\nabla U_i, \nabla U_j$ 分别为单元 I、J 格心处的流动变量梯度, $\mathbf{r}_i, \mathbf{r}_r$ 分别为从单元 I、J 格心指向交接面中心的矢量, Ψ_i, Ψ_j 是为了避免在大梯度区域产生振荡而采用的限制器^[17-18]。 Ψ_i 的表达式如下所示, Ψ_j 的表达式与之类似:

$$\Psi_i = \begin{cases} \frac{1}{\Delta_2} \cdot \frac{(\Delta_{1,\max} + \epsilon^2)\Delta_2 + 2\Delta_2^2\Delta_{1,\max}}{\Delta_{1,\max}^2 + 2\Delta_2^2 + \Delta_{1,\max}\Delta_2 + \epsilon_2} & \Delta_2 > 0 \\ \frac{1}{\Delta_2} \cdot \frac{(\Delta_{1,\min}^2 + \epsilon^2)\Delta_2 + 2\Delta_2^2\Delta_{1,\min}}{\Delta_{1,\min}^2 + 2\Delta_2^2 + \Delta_{1,\min}\Delta_2 + \epsilon^2} & \Delta_2 < 0 \\ 1 & \Delta_2 = 0 \end{cases} \tag{12}$$

式中 $\Delta_{1,\max} = U_{\max} - U_i, \Delta_{1,\min} = U_{\min} - U_i, \Delta_2 =$

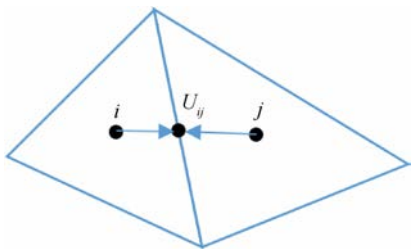


图 4 分段线性重构示意图

Fig. 4 Piecewise linear scheme reconstruction

$U_{ij} - U_i, U_{\max}$ 为单元 I 及所有单元 I 相邻单元中变量最大值, $U_{\min}$ 为单元 I 及所有单元 I 相邻单元中变量最小值。

2.3 时间离散

时间离散使用了三点后向差分进行离散

$$\frac{3\Omega \mathbf{W}^{l+1} - 4\Omega \mathbf{W}^l + \Omega \mathbf{W}^{l-1}}{2\Delta t} + \mathbf{R}(\mathbf{W}^{l+1}) = 0 \tag{13}$$

式中 Δt 表示真实时间步长, $\mathbf{R}$ 表示控制单元表面上通量的和; l 为时间步数。

时间离散迭代方法采用双时间隐式 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 方法实现时间推进^[19]。由于较低的数值复杂性以及合适的计算资源需求,使得隐式 LU-SGS 方法广泛应用于时间推进迭代。LU-SGS 迭代方法中需要实施向前和向后两次扫略。

$$\mathbf{D}\Delta \mathbf{W}_i^l = -\mathbf{R}_i^l - \sum_{j \in L(I)} \frac{1}{2} [(\Delta \mathbf{F}_c^l)_j \Delta S_{ij} - (r_A^*)_{ij} \mathbf{I} \Delta \mathbf{W}_j^l]$$
$$\mathbf{D}\Delta \mathbf{W}_i^l = \mathbf{D}\Delta \mathbf{W}_i^l - \sum_{j \in U(I)} \frac{1}{2} [(\Delta \mathbf{F}_c^l)_j \Delta S_{ij} - (r_A^*)_{ij} \mathbf{I} \Delta \mathbf{W}_j^l] \tag{14}$$

其中 $U(I), L(I)$ 分别表示单元 I 的 upper、lower 矩阵中的相邻单元, ΔS_{ij} 表示单元 I 和单元 J 交界面的面积, $\mathbf{I}$ 为单位矩阵, $\Delta \tau$ 为伪时间步长。

$$\mathbf{D} = \left(\frac{\Omega}{\Delta \tau} + \frac{\omega}{2} \overline{\Lambda_c} + \overline{\Lambda_v} \right) \mathbf{I} - \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial \mathbf{W}} \Omega$$
$$r_A^* = \omega \overline{\lambda_c} + \overline{\lambda_v}, \quad \omega \in (1, 2]$$
$$\overline{\Lambda_c} = \sum \overline{\lambda_c} = \sum \rho \left(\frac{\partial \mathbf{F}_c}{\partial \mathbf{W}} \right)$$
$$\overline{\Lambda_v} = \sum \overline{\lambda_v} = \sum \rho \left(\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \mathbf{W}} \right) \tag{15}$$

式中 $\overline{\Lambda_c}, \overline{\Lambda_v}$ 分别为单元 I 的对流通量和黏性通量的谱半径, $\overline{\lambda_c}, \overline{\lambda_v}$ 分别表示单元 I 表面的对流通量和黏性通量的谱半径。

3 算例及计算结果分析

为了验证本文计算方法的可行性与正确性,本文以有实验数据可以对比的 Georgia tech 旋翼/机身组合模型以及 NASA (national aeronautics and space administration) 的 Robin 旋翼/机身组合模型作为算例。

各算例的计算状态参数如表 1 所示。

3.1 Geogia tech 旋翼/机身组合模型前飞流场模拟

Georgia tech 旋翼/机身组合模型^[9,20]算例包

表 1 计算状态参数

Table 1 Computation state parameters

参数	Georgia tech 模型	Robin 模型
桨叶片数	2	4
桨距 θ	10	
拉力系数 C_t		0.006 59
前进比 μ	0.1	0.05
旋翼轴前倾角 $\gamma/(^\circ)$	6	2
纵向挥舞角 $/ (^\circ)$	0	0.81
横向挥舞角 $/ (^\circ)$	0	0.07

括两片桨叶和一个圆柱形机身,旋翼半径为 0.45 m,弦长为 0.086m,翼型为 NACA0012,桨叶外形为矩形,无尖削和扭转,桨距为 10°,旋翼轴前倾角为 6°,旋翼转速为 2100r/min,圆柱机身直径为 0.134 m,机身长为 0.95 m,旋翼旋转中心距离机身中轴线距离为 0.135 m,前进比为 0.1。Georgia tech 旋翼/机身组合模型如图 5 所示。

图 6 给出了本文计算得到的桨叶处于不同方位角(φ)时机身上表面中心线处的压力系数分布与实验值^[21]的比较,其中横坐标为从机身表面点到机身顶端 x 方向的距离与旋翼半径的比值(x/R),纵坐标为压力系数(C_p)。

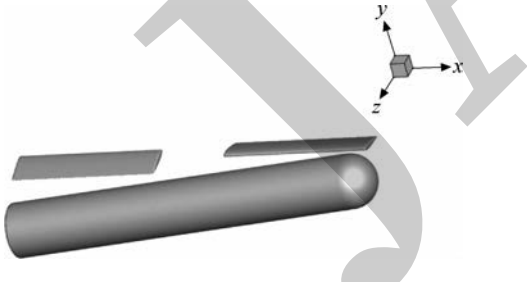


图 5 Georgia tech 旋翼/机身组合模型
Fig. 5 Georgia tech rotor/fuselage model

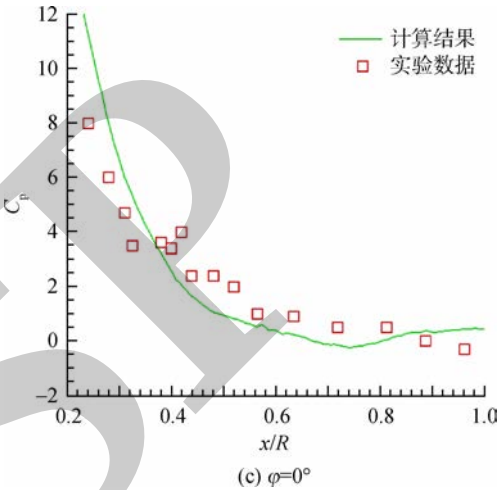
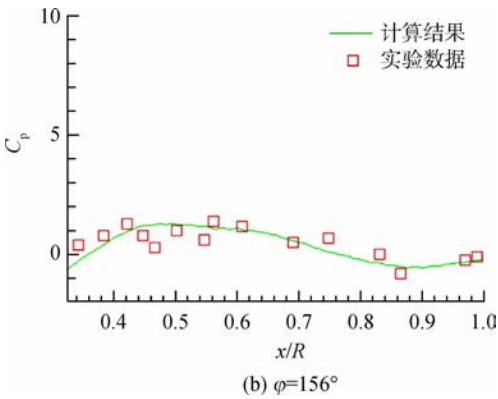
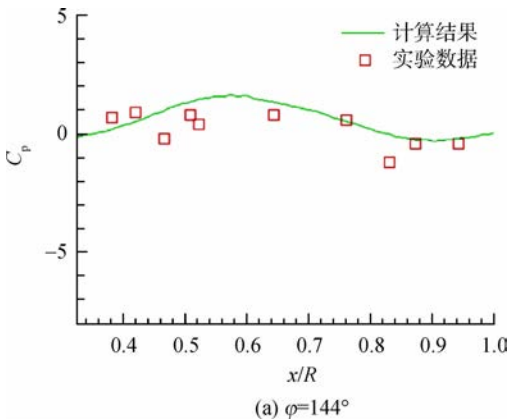


图 6 不同方位角处机身上表面中心线压力系数
计算值与实验值的对比

Fig. 6 Comparison of the calculated pressure coefficient on the upper fuselage surface centerline with the experimental data at different azimuth angles

图 7 给出了机身上表面中心线时间平均压力系数计算值与实验值的对比。

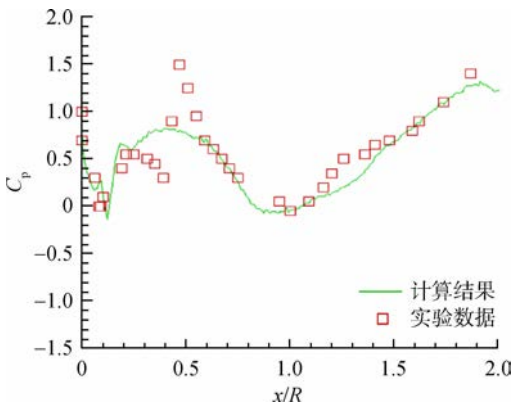


图 7 机身上表面中心线时间平均压力系数计算值与
实验值的对比

Fig. 7 Comparison of calculated time-averaged pressure coefficient on the upper fuselage surface center line with the experimental data

3.2 Robin 旋翼/机身组合模型前飞流场模拟

Robin 旋翼/机身组合模型^[22]算例包括四片桨叶和一个机身,机身长为 3.148 m,旋翼半径为 1.574 m,弦长为 0.108 m,翼型为 NASA RC-10-(B)M002,无尖削,负扭为 8°,桨距,旋翼轴前倾角为 2°,旋翼转速为 1 200 r/min,旋翼右旋,前进比为 0.05,文献给出的挥舞角为后倒 0.81°,侧倒为 0.07°,旋翼旋转中心距离机身参考线为 0.431 276 m。

图 8 为 Robin 旋翼/机身组合模型图,图 9 为 Robin 机身横截面位置示意图。图 10 为计算得到的机身不同横截面处机身左右两侧表面上时间平均压力系数与实验数据的对比。其中 y/R 和 z/R 分别为 y 方向、 z 方向的距离与旋翼半径的比值。

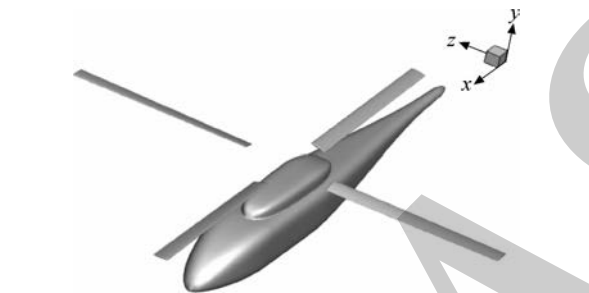


图 8 Robin 旋翼/机身组合模型
Fig. 8 Robin fuselage/rotor model

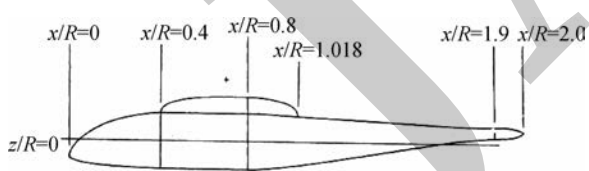
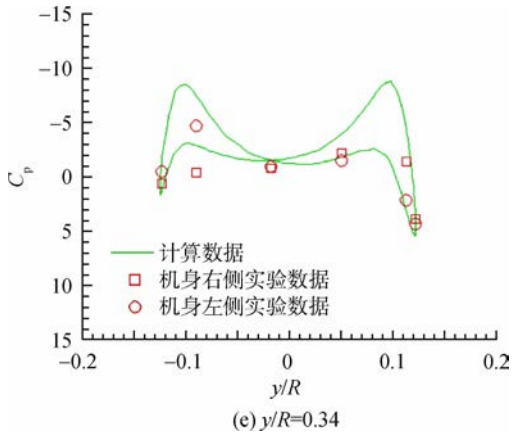
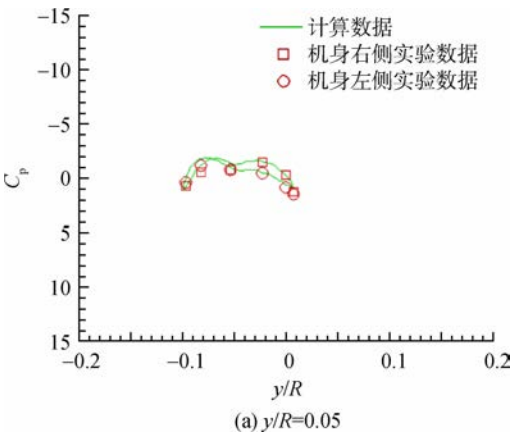
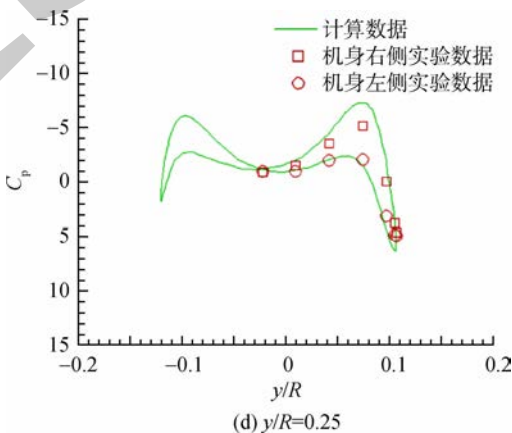
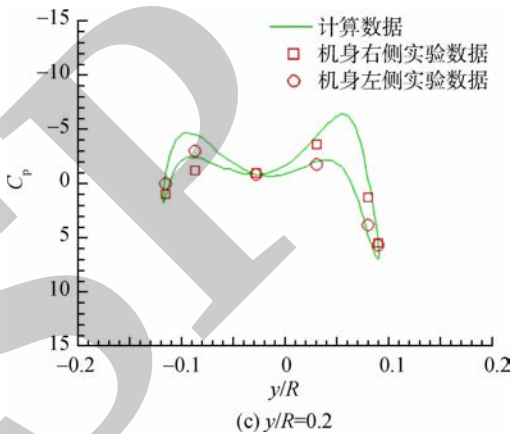
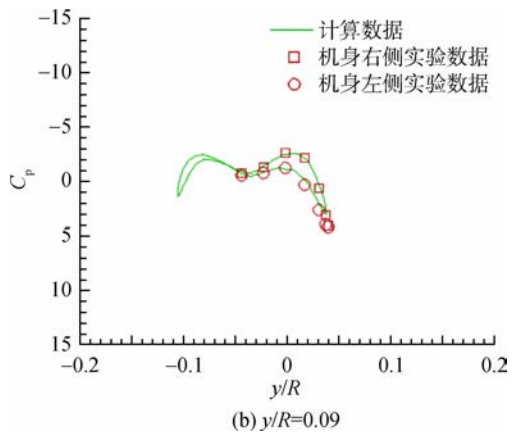


图 9 Robin 机身横截面位置示意图
Fig. 9 Cross-sectionoal position of Robin fuselage



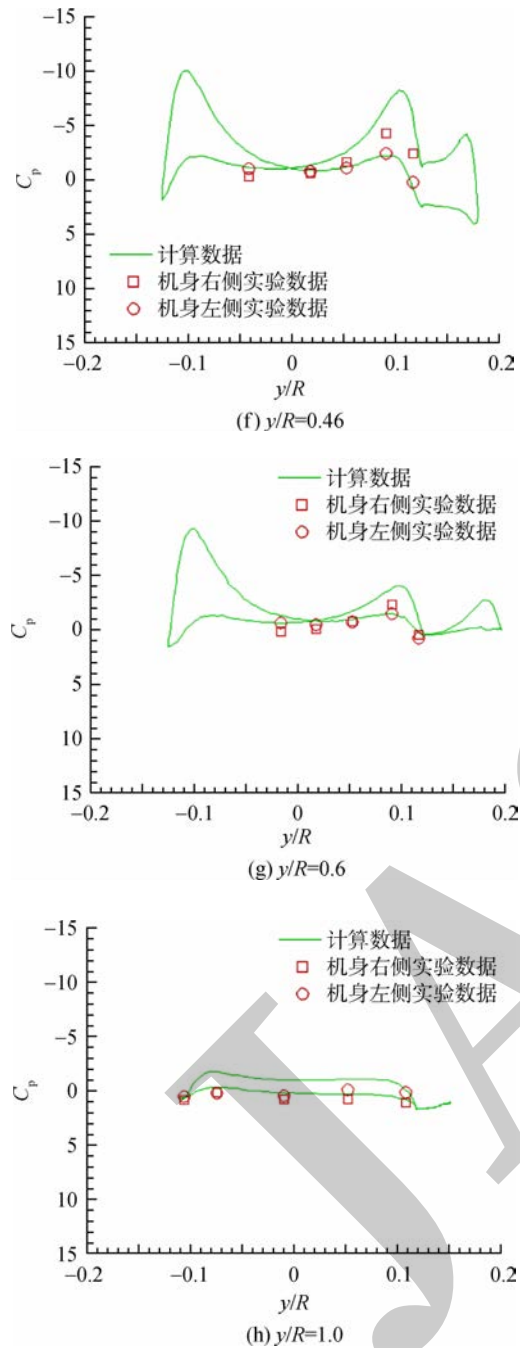


图 10 机身不同横截面处表面压力系数计算值与实验值的对比

Fig. 10 Comparison of the calculated pressure coefficient on the fuselage surface with the experimental data at different cross sections

4 X3 构型复合式高速直升机旋翼/机翼/螺旋桨组合模型悬停流场模拟

本文研究的 X3 构型复合式高速直升机旋翼/机翼/螺旋桨组合模型示意图如图 11 所示,旋翼共 5 片桨叶,旋翼右旋,桨距为 7° ,桨尖速度为

210 m/s ;辅助螺旋桨共 5 片桨叶,右侧螺旋桨右旋,桨距为 -8° ,左侧螺旋桨左旋,桨距为 8° ,桨尖速度为 210 m/s 。

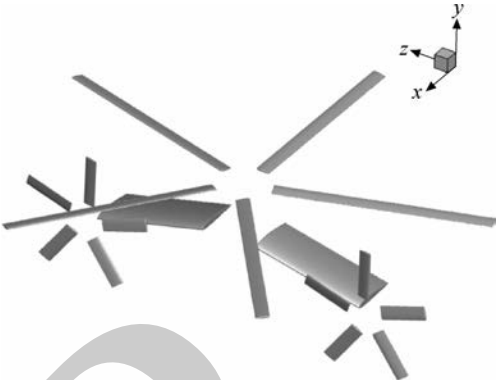
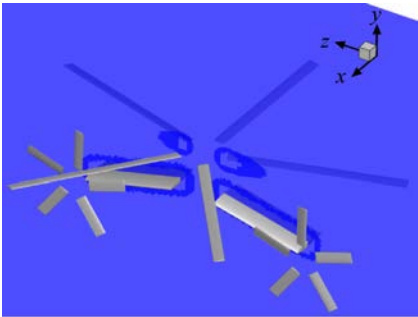


图 11 X3 构型复合式直升机旋翼/机翼/螺旋桨组合模型
Fig. 11 X3 configuration compound helicopter rotor/wing/propeller model

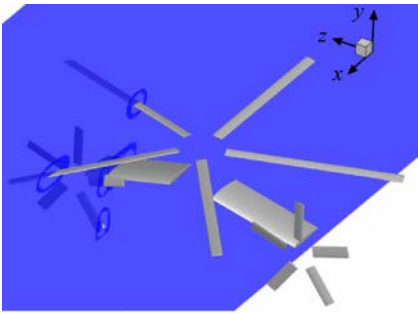
图 12 为旋翼/机翼/螺旋桨的三个截面位置示意图。

图 13 分别给出了悬停状态时,孤立旋翼,旋翼/机翼组合模型,旋翼/机翼/螺旋桨组合模型三种情况下旋翼桨盘横向截面($x=0\text{ m}$)速度流线图,此时桨叶和螺旋桨叶片所处位置如图 11 所示。

从图 13 中可以看出,孤立旋翼情况下截面上的速度流线基本是对称的;在旋翼/机翼组合模型情况下的速度流线也是基本对称的,机翼的存在



(a) $x=0\text{ m}$



(b) $z=2.5\text{ m}$

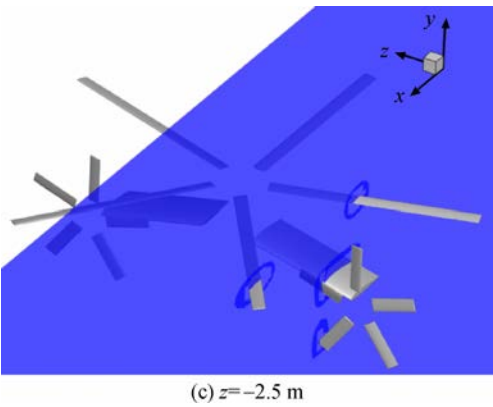


图 12 截面位置示意图
Fig. 12 Positon of the section

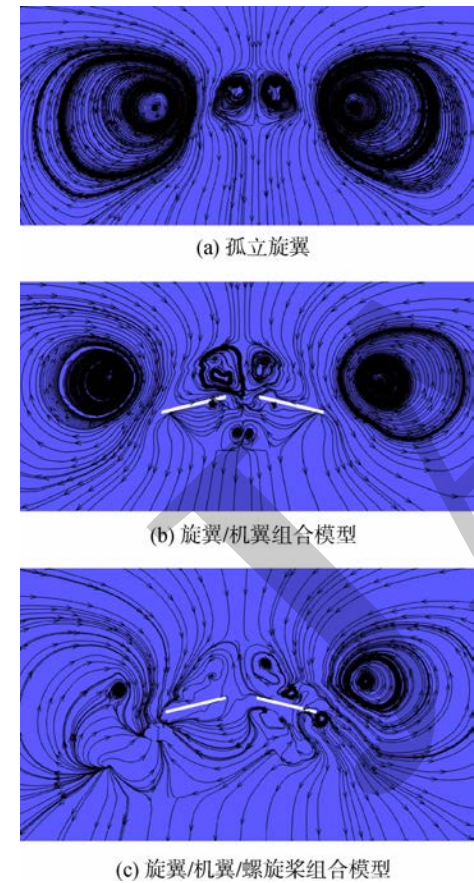


图 13 旋翼横向截面速度流线图

Fig. 13 Velocity streamline of rotor cross section

对旋翼下洗流产生了阻滞作用,使得机翼下方速度流线不规则;而在旋翼/机翼/螺旋桨组合模型情况下截面上的速度流线展现出了明显的不对称性,且左右螺旋桨后方的气流出现了周向速度,这是由左右螺旋桨迎角相反以平衡旋翼扭矩,进而螺旋桨滑流与旋翼下洗流产生相互干扰导致的。

图 14 给出了悬停状态时旋翼/机翼/螺旋桨组合模型情况下左右螺旋桨中心附近纵向截面速

度流线图。从图中可以看出螺旋桨滑流对旋翼下洗流之间的相互干扰,右螺旋桨迎角为负,拉力向后,右螺旋桨的滑流使得旋翼下洗流向偏折,且旋翼下洗流速度比螺旋桨滑流速度大很多,旋翼下洗流使得右螺旋桨滑流向大大幅度偏折;左螺旋桨迎角为正,拉力向前,左螺旋桨滑流使得旋翼下洗流向偏折,旋翼下洗流使得左螺旋桨滑流向大大幅度偏折。

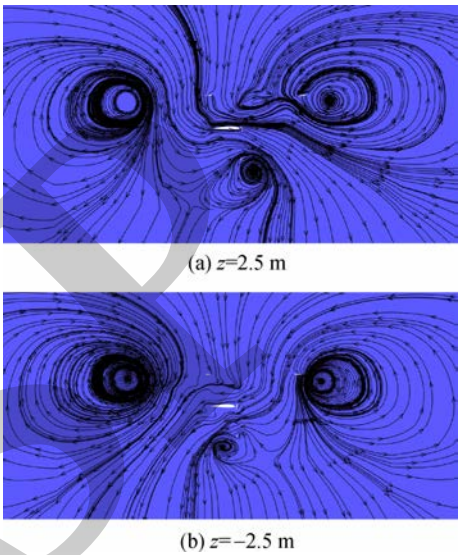


图 14 截面速度流线图($z=2.5$ 和 $z=-2.5$)
Fig. 14 Velocity streamline on the section
($z=2.5, z=-2.5$)

5 结 论

相较于旋翼/机身气动干扰研究中结合动量源理论的 CFD 方法将旋翼简化为圆盘,针对纯 CFD 方法能模拟桨叶表面流动细节的特点,本文发展了一套基于 WENO-分段线性格式的旋翼/机身组合模型流场模拟的纯 CFD 方法,并将该方法的计算结果与算例的实验数据进行了对比,之后将该方法应用于 X3 构型双辅助螺旋桨复合式高速直升机旋翼/机翼/螺旋桨组合模型的流场研究中。主要结论如下:

- 1) 本文计算方法的数值模拟结果与实验结果吻合较好,能有效对旋翼/机身干扰流场进行计算。
- 2) 本文方法也可应用于更为复杂的直升机流场模拟中,如旋翼/机翼/螺旋桨组合模型的流场模拟。
- 3) 悬停状态的旋翼/机翼组合模型流场中机翼的存在对旋翼下洗流起了阻滞的作用,使得机

翼下方产生不规则流动。

4) 悬停状态的旋翼/机翼/螺旋桨组合模型流场中螺旋桨产生的滑流与旋翼下洗流会产生相互干扰,旋翼下洗流的速度大于螺旋桨滑流的速度,螺旋桨滑流会产生明显的向下偏折,螺旋桨滑流也会使得旋翼下洗流产生一定的偏折。

参考文献:

[1] LORBER P F, EGOLF T A. An unsteady helicopter rotor-fuselage aerodynamic interaction analysis[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1990, 35(3): 32-42.

[2] QUACKENBUSH T R, LAM C M G, BLISS D B. Vortex method for the computational analysis of rotor/body interaction[C]// Washington, US; the 48th Annual Forum of the American Helicopter Society, Vertical Flight Society, 1992: 14-24.

[3] RAJAGOPALAN R G, MATHUR S R. Three dimensional analysis of a rotor in forward flight[R]. Buffalo, US; the 47th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1991.

[4] PARK Y M, NAM H J, KWON O J. Simulation of unsteady rotor-fuselage interactions using unstructured adaptive meshes[R]. Phoenix, US; the 59th Annual Forum of American Helicopter Society, 2006.

[5] TANABE Y, SAITO S, OTANI I. Validation of computational results of rotor fuselage interaction analysis using rflow3d code[R]. Japan Aerospace Exploration Agency, AXA-RR-10-001E, 2010.

[6] 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.

WANG Bo. Numerical simulation and analysis of helicopter rotor/fuselage flowfield based on CFD method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[7] 谢冠一. 直升机旋翼/机身/尾面气动干扰特性的 CFD 分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

XIE Guanyi. Analysis on aerodynamic interactions of helicopter rotor/fuselage/empennage based on CFD[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[8] 田书玲. 基于非结构网格方法的重叠网格算法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

TIAN Shuling. Investigation of overset unstructured grids algorithm[D]. Nanjing: Nanjing University of aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[9] 叶靓. 基于非结构网格的直升机旋翼流场及噪声研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.

YE Liang. Research on the flowfield and noise of helicopter rotors based on unstructured mesh[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chi-

nese)

[10] 黎鑫. 双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机干扰流场的数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

LI Xin. Numerical simulation on the interaction flow field of compound double-thrust-propeller high-speed helicopters[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

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

[12] 招启军, 徐国华. 直升机计算流体力学基础[M]. 北京: 科学出版社, 2016: 120-128.

[13] 招启军, 徐国华. 使用高阶逆风通量差分裂格式的悬停旋翼流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 186-191.

ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulations for the flowfield of helicopter rotors in hovering based on high-order upwind flux-difference splitting scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 186-191. (in Chinese)

[14] 赵国庆, 招启军, 吴琪. 旋翼非定常气动特性 CFD 模拟的通用运动嵌套网格方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 546-554.

ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun, WU Qi. A universal moving-embedded grid method for CFD simulation of unsteady aerodynamic characteristics of rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 546-554. (in Chinese)

[15] HARTEN A, HYMAN J M. Self adjusting grid methods for one-dimensional hyperbolic conservation laws[J]. Journal of Computational Physics, 1983, 50(2): 235-269.

[16] SHEN Y Q, ZHA G C. A Robust seventh-order WENO Scheme and its applications[R]. AIAA 2008-0757, 2008.

[17] VENKATAKRISHNAN V. Convergence to steady state solutions of the Euler equations on unstructured grids with limiters [J]. Journal of Computational Physics, 1995, 118(1): 120-130.

[18] BLAZEK J. Computational fluid dynamics: principles and applications(second edition)[M]. London: Elsevier, 2005: 1-4.

[19] JAMESON A, TURKEL E. Implicit schemes and LU decompositions[J]. Mathematics of Computation, 1981, 37(156): 385-397.

[20] 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.

[21] RUFFIN S M, O'BRIEN D, SMITH M J, et al. Comparison of rotor-airframe interaction utilizing overset and unstructured grid techniques[R]. AIAA 2004-0046, 2004.

[22] FREEMAN C E, MINECK R E. Fuselage surface pressure measurements of a helicopter wind-tunnel model with a 3.15-meter diameter single rotor[R]. NASA Technical Memorandum, N79-26015, 1979.