

适用于倾转旋翼机气动分析的新型嵌套网格方法

李 鹏, 招启军, 尹江离, 朱秋烟, 王 博

(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: 为克服围绕复杂倾转旋翼机生成高质量一体化结构网格的困难, 将分块网格策略与嵌套网格方法融合, 提出并建立了一套适用于倾转旋翼机气动干扰分析的新型嵌套网格生成方法。该方法中, 将整体网格按照倾转旋翼机结构特性进行了分块生成, 在保证插值精度的基础上降低了网格规模。为高效连接不同部件网格, 首先, 引入 Inverse-Map 方法来辅助部件网格定位, 采用新颖的多向投影方法保证了部件间洞边界的连续性; 其次, 基于独立挖洞嵌套策略完成机身与背景网格的组合, 并使用了相应的辅助计算坐标进行背景边界网格标识。在贴体网格区域采用基于 S-A(Spalart-Allmaras)湍流模型可压缩 RANS(雷诺平均 Navier-Stokes)方程求解流场, 背景网格区域采用欧拉方程, 并运用了 SPMD(single program, multiple data)模式的并行加速技术, 建立了适合倾转旋翼机气动干扰特性分析的高效混合 CFD 方法。采用 Robin 直升机机身作为数值算例, 验证了 CFD 方法的有效性。在此基础上着重对倾转旋翼机在悬停、过渡和前飞巡航模式下的干扰流场进行了数值分析研究, 分别得出了悬停状态下倾转旋翼机典型的“喷泉效应”干扰现象、过渡状态下的非定常气动干扰特性以及巡航状态下的部件气动变化特性, 计算结果表明建立的新型嵌套网格方法能够较好地表征倾转旋翼机外形特性, 并能够有效地用于倾转旋翼机的气动特性分析, 加速比能超过 5.0。

关 键 词: 倾转旋翼机; 气动干扰; 运动嵌套网格; Navier-Stokes 方程; 并行计算

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

New embedded grid method for aerodynamic analyses of tiltrotor aircraft

LI Peng, ZHAO Qijun, YIN Jiangli, ZHU Qiuxian, WANG Bo

(National Key Laboratory of Science and Technology Helicopter Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To overcome the difficulties in generating high quality integrative structured grids around the tiltrotor aircraft, the multi-block grid strategy and embedded grid method were combined to establish a new embedded grid generation method, which was suitable for aerodynamic interaction analyses of tiltrotor aircraft. On the basis of keeping the interpolation accuracy, the whole grid system composed of the multi-block grids was used to reduce the size of the grids. Firstly, the Inverse-Map method was introduced for auxiliary localization, and the new multi-directional projection method was proposed to ensure the continuity

收稿日期: 2016-01-12

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; 气动噪声控制重点实验室开放课题(ANCL20160201)

作者简介: 李鹏(1987—), 男, 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, 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

引用格式: 李鹏, 招启军, 尹江离, 等. 适用于倾转旋翼机气动分析的新型嵌套网格方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2145-2159.
LI Peng, ZHAO Qijun, YIN Jiangli, et al. New embedded grid method for aerodynamic analyses of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2145-2159.

of the hole boundaries among the multi-block grids. Then, the independent embedded grid strategy was used in completing the combination of the airframe and background grids, and the assistant coordinates were adopted in the identification of the background boundary grids. Compressible RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) equations with S-A (Spalart-Allmaras) turbulence model were employed in the body-fitted region, and Euler equations were chosen to simulate the background region. In the present method, the SPMD (single program, multiple data) model parallel acceleration technology was adopted to improve the computational efficiency. On this basis, Robin airframe was taken as the numerical example to verify the validity of the present CFD method. Then the interaction flowfields of tiltrotor aircraft in different modes were investigated emphatically, and several simulated results (special fountain effect phenomenon in hover, special flowfield in conversion mode, and variations of the aerodynamic characteristics of the tiltrotor aircraft in cruise) were obtained. The proposed embedded grid method and the numerical method were demonstrated to be effective in investigating the aerodynamic configuration of the tiltrotor aircraft, laying a good foundation for analyzing aerodynamic characteristics of the tiltrotor aircraft, with the speedup greater than 5.0.

Key words: tiltrotor aircraft; aerodynamic interaction; moving-embedded grids; Navier-Stokes equations; parallel computing

典型变体旋翼飞行器倾转旋翼机成功^[1-4]结合了直升机的悬停能力以及螺旋桨飞机的高速巡航性能,从而具有更大的适用范围以及更远的运输半径,在军民用方面均有较大发展前景.因此,开展倾转旋翼机的研究成为近年来研究的热点.但较广的用途使得倾转旋翼机构型相对于常规飞行器有较为复杂的气动布局及气动干扰特性.相对于传统的试验及理论方法,CFD方法为该类游戏器的研究提供了较为灵活与精准的研究手段.而围绕飞行器的高质量网格是CFD模拟研究的基础和前提.因此,建立围绕倾转旋翼机高质量的网格并开展相应的流动干扰机理分析研究具有重要的理论与实际意义.

当前,基于CFD方法的倾转旋翼机研究中,网格类型主要有非结构和结构型两类网格^[5-11].非结构网格对复杂外形适应性较强,且易于空间填充,因而得到了广泛的应用.例如:Ruith^[5]采用非结构网格模拟了不同飞行状态下的倾转旋翼机气动特性,定性得出了该飞行器的外部流场特性,未进行气动干扰分析. Sheng等^[6]基于非结构网格分析了前飞状态四旋翼倾转旋翼机的气动特性,计算结果与Bell直升机公司的估算值得到了较好的对应,但非结构型网格较难在小网格规模下保证物面流动的捕捉能力^[7].结构网格相对于非结构网格,具有拓扑容易、较易保证流场计算精度和效率、物面黏性特性捕捉强等优点^[8].但对于构型复杂的研究对象,采用单块结构网格会导致

空间拓扑关系和网格质量较难同时保证.鉴于此,结构嵌套网格技术被提出来解决这个问题.

Meakin^[9]首先采用运动嵌套网格方法完成了前飞状态倾转旋翼机的模拟,初步得出了倾转旋翼机表面的压强分布特性.该方法基于Newton迭代方法进行逐点搜寻贡献单元,如果将该方法推广应用到非定常过渡状态下的流场模拟,将严重制约嵌套网格中贡献单元的搜寻效率. Potsdam等^[10]采用CFD方法基于结构运动嵌套网格较好地分析了悬停状态下的倾转旋翼机气动力与流场特性,但机身采用了多块网格搭接方法形成,搭接网格边界位置及插值需要较多的人工干预,限制了网格的通用性. Jennifer等^[11]分别使用OVERFLOW和FUN3D计算软件分析了一系列前飞状态下孤立的MV-22机身气动特性,计算结果与Boeing风洞结果得到了较好的对应. 但该研究并未涉及倾转旋翼对机身气动特性的影响,且研究仅限于前飞巡航状态. 上述建立的网格方法在通用性及自动化程度方面仍存在的一些不足,且已有的CFD分析研究大多针对倾转旋翼机单一飞行状态,对于不同飞行状态下的全机干扰流动分析仍然较为缺乏.

针对上述不足,基于结构运动嵌套网格思想,本文提出并建立了围绕倾转旋翼机的新型嵌套网格方法,解决了单块结构网格方法较难围绕倾转旋翼机生成高质量网格的难题;为克服部件间洞边界可能出现的不连续性,提出并建立了多向投

影方法,提高了洞边界生成质量和效率。然后,基于 N-S 方程/Euler 方程、并行技术和隐式时间迭代格式的混合 CFD 方法,发展了适合于变体飞行器气动干扰分析的高效数值模拟方法,并通过模拟典型的直升机机身验证了方法的有效性。最后,分析了不同飞行状态(悬停、过渡、前飞巡航)下的倾转旋翼机气动干扰特性,为进一步应用研究打下基础。

1 三维结构网格生成

1.1 网格生成方法

网格的贴体性和正交性是高质量网格生成的关键。常用的代数法生成的结构网格受经验制约,往往难以得到高质量的网格。为了使生成的网格具有良好的正交性且满足黏性计算需要(通常第一层网格的无量纲间距为 10^{-5} 以下),以三维 Poisson 方程^[12]为网格生成的控制方程,并采用推广到三维的 Hilgenstock 方法^[13]获得源项。三维 Poisson 方程如下:

$$\alpha_1(\mathbf{r}_{\xi\xi} + \varphi_p \mathbf{r}_{\xi}) + \alpha_2(\mathbf{r}_{\eta\eta} + \varphi_q \mathbf{r}_{\eta}) + \alpha_3(\mathbf{r}_{\zeta\zeta} + \varphi_r \mathbf{r}_{\zeta}) + 2(\beta_{12} \mathbf{r}_{\xi\eta} + \beta_{23} \mathbf{r}_{\eta\zeta} + \beta_{31} \mathbf{r}_{\zeta\xi}) = \mathbf{0} \quad (1)$$

其中 φ_r, φ_q 和 φ_p 是源项; $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \beta_{12}, \beta_{23}$ 和 β_{31} 为坐标变换参数。

1.2 抛物型法向外推法

当生成围绕复杂外形几何体网格时,初始外边界对 Poisson 方程的生成的网格质量有较大影响。因此,有必要发展一种从物面网格点出发的法向外推法,降低由于人工布置外边界点导致的网格生成失败的风险。鉴于此,在 Thompson 和 Soni 发展的抛物型外推方法^[14]基础上,采用 Hilgenstock 方法控制源项,取得了较好效果。设远离物面方向为 ζ 轴正方向,则内外边界源项迭代公式为

$$\begin{cases} \varphi_p^{(\lambda+1)} = \varphi_p^{(\lambda)} - \sigma \arctan(\theta_{\xi r} - \theta_{\xi}) \\ \varphi_q^{(\lambda+1)} = \varphi_q^{(\lambda)} - \sigma \arctan(\theta_{\eta r} - \theta_{\eta}) \\ \varphi_r^{(\lambda+1)} = \varphi_r^{(\lambda)} + \sigma \arctan(d_r - d) \end{cases} \quad (2)$$

式中 λ 为迭代次数; θ_{ξ} 和 θ_{η} 为物面上过该网格点的 ξ 轴和 η 轴分别与 ζ 轴的夹角; d 为第一层网格间距; $\theta_{\xi r}, \theta_{\eta r}$ 和 d_r 为正交网格的期望值, σ 为阻尼系数。

图 1 为采用上述方法生成的半模 Robin 机身网格。从网格可知,此网格方法能同时有效地避免凸角处网格线的发散和凹角处网格线的交叉,而且能够满足近物面黏性计算的正交性条件。

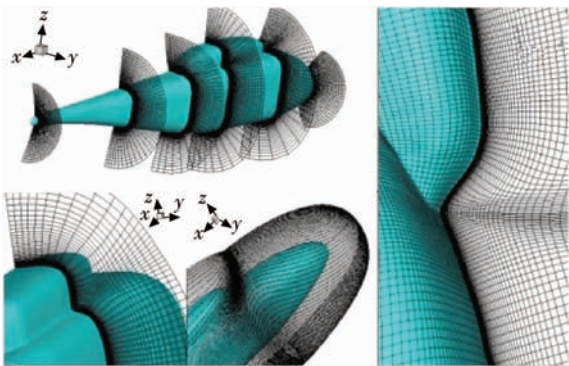


图 1 围绕 Robin 机身的网格

Fig. 1 Schematic of grids around Robin airframe

2 流场求解方法

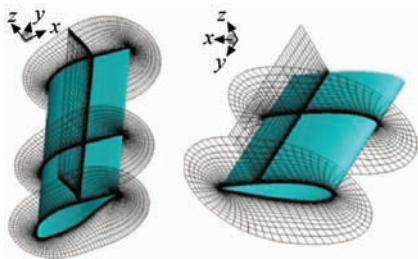
2.1 机体网格生成

由于倾转旋翼机具有不同的飞行状态,且飞行器的部件间会存在明显的相对运动^[15]。如采用一体化全机网格或多块对接网格,往往牵一发而动全身:当机身上某一部件位置发生改变,则整套飞行器网格需要重新生成,导致了工作量的增加。为了解决这种问题,发展了一套新型结构嵌套网格方法,将倾转旋翼机整机网格分解,针对其组成部件(机身、机翼、平尾、垂尾、短舱)分别生成独立网格,然后通过嵌套网格方法组合形成一套完整的飞行器网格系统。由于典型飞行状态下倾转旋翼机具有明显的对称性。因此,通过引入对称性边界条件,只需对半构型开展研究。图 2 给出了组成部件的网格,建立上述法向外推网格生成方法较好的生成了各部件网格。

将以上各部件网格进行组合得出全机贴体嵌套结构网格系统,如图 3 所示。从图中可以看出,形成的全机网格能较好表征倾转旋翼机的构型特征。

2.2 背景网格生成

此外,为了能够模拟不同飞行状态下外部流场对飞行器气动特性的影响,引入规则的直角背景网格^[16-19]来模拟背景流场。由于倾转旋翼机在不同飞行模式下空间跨度较大,为了在一定网格



(a) 机翼和平尾网格

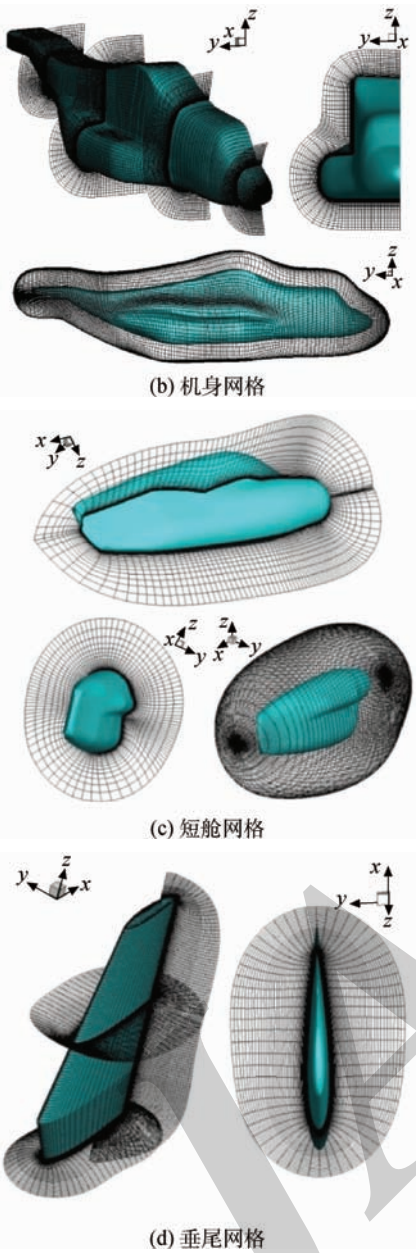


图 2 倾转旋翼机组成部件网格

Fig. 2 Grids around components of the tiltrotor aircraft

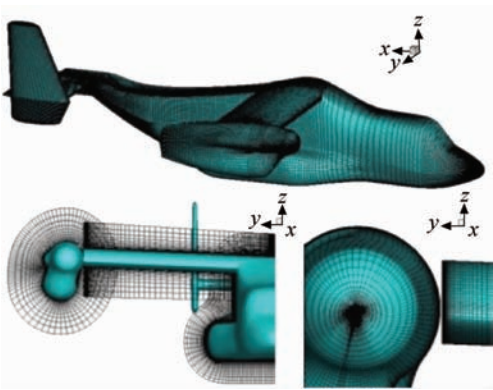


图 3 倾转旋翼机全机网格组合图

Fig. 3 Combined grids around the whole tiltrotor aircraft

量下保持插值精度,倾转旋翼机附近的背景网格需要保证足够的网格密度。若采用单块的直角背景网格,则导致整体网格量较大,大幅增加了模拟所需时间。因此,背景网格系统采用了多块直角网格搭接的方式,对流场不同区域采用了疏密不同的网格块,有效地减少了背景网格数量。图 4 所示为多块搭接背景网格系统,倾转旋翼机位于编号为 5 的背景网格块中。图 4 右上角显示了背景网格之间搭接关系,不同网格块之间可采用虚拟网格技术进行数据传递来保证流场精度。表 1

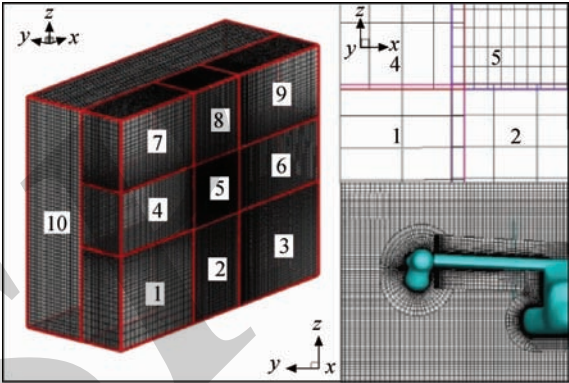


图 4 背景网格搭接示意图

Fig. 4 Schematic of connections of background grids

表 1 网格系统参数

Table 1 Parameters of the grid system

Grid name	Grid size	Grid number
Wing (W1)	124×48×101	601 152
Horizontal tail (HT)	63×52×41	134 316
Fuselage (FU)	81×42×184	625 968
Nacelle (NA)	99×45×81	360 855
Vertical tail (VT)	63×55×111	384 615
Carte 1 (C1)	31×31×31	29 791
Carte 2 (C2)	41×41×41	68 921
Carte 3 (C3)	31×51×31	49 011
Carte 4 (C4)	31×31×31	29 791
Carte 5 (C5)	70×178×144	1 794 240
Carte 6 (C6)	31×61×51	96 441
Carte 7 (C7)	31×31×31	29 791
Carte 8 (C8)	51×51×51	132 651
Carte 9 (C9)	61×61×61	226 981
Carte 10 (C10)	31×61×61	115 351
Background		2 572 969
Total		4 679 875

给出了搭接嵌套网格系统的各子网格尺寸。从表中可以看出,机身网格处的网格块 5 占整个背景网格的比例为 69.7%,表明基于搭接网格方法的背景网格在同网格量的条件上能保证机身周围有较高背景网格密度。此外,机身网格占总网格比例达到了 45%,倾转旋翼机周围总网格量达到了 83.4%,表明建立的网格系统能够保证飞行器周围有较高的分辨率。

2.3 组合嵌套网格方法

针对变体飞行器网格的分布特性,建立了一套组合嵌套的网格连接方法:机身部件之间采用

相互切割嵌套装配;背景网格块之间采用搭接方法连接;整体机身与背景网格采用独立嵌套组合。图 5 给出了组合嵌套方法的流程图。

建立的网格系统有多种独立网格块,不同网格间的联系可以具体分为以下三种类型。

1) 机身部件之间的连接

首先,搜索各个部件物面网格的三维坐标方向的最大和最小坐标,并以此为基础生成围绕物面网格的封闭空间数组 $D(1:6)$ 。分析任一部件 A 的物面网格点 $P(X_P,Y_P,Z_P)$ 是否落入其他任一部件 B 的封闭空间内,若满足该条件,此时两

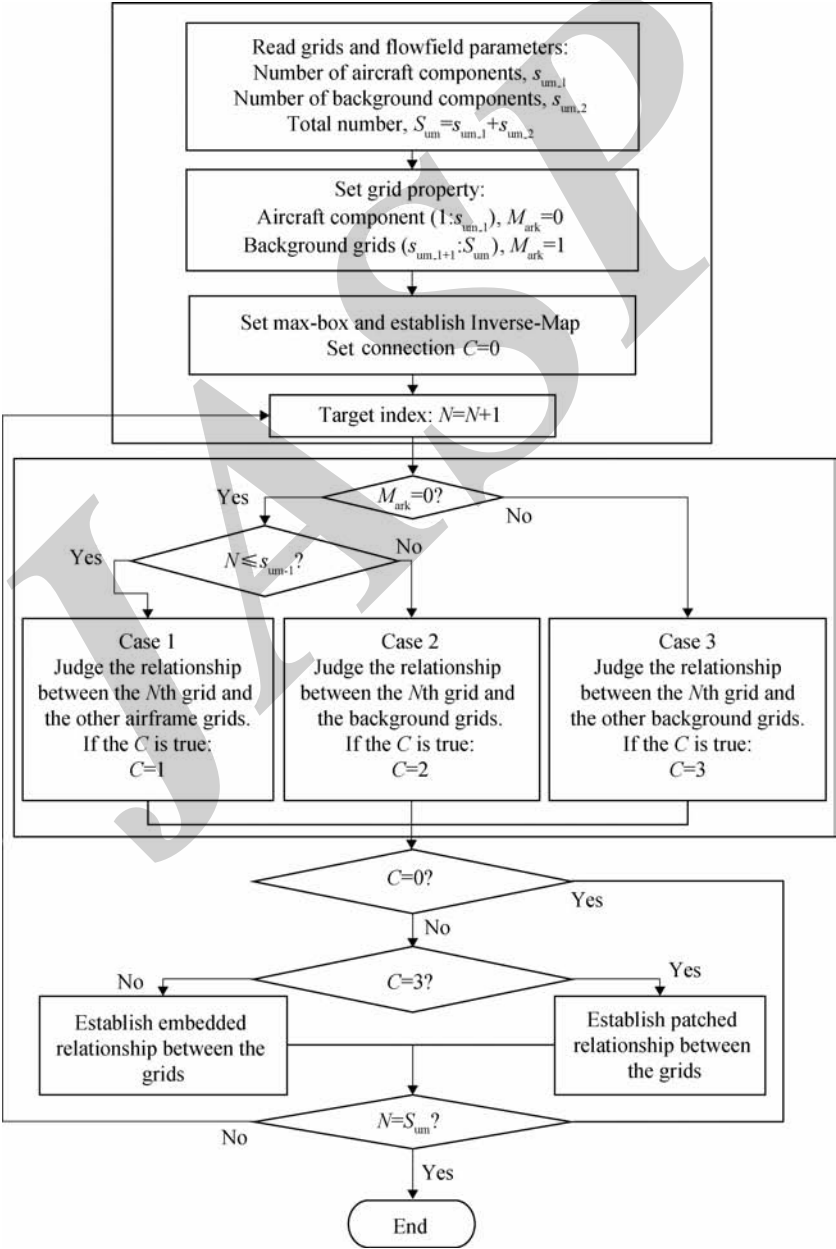


图 5 组合嵌套网格方法流程图

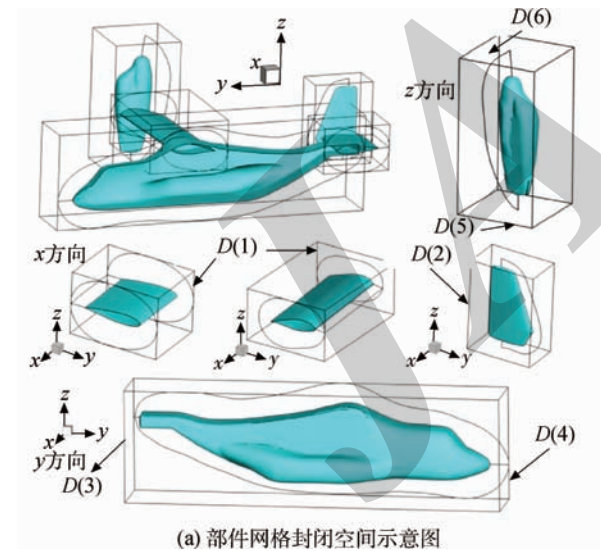
Fig. 5 Flow chart of the combined embedded-grid method

部件网格之间存在相互切割关系,则连接关系数组 $C(A,B)$ 的值为 1,公式如下:

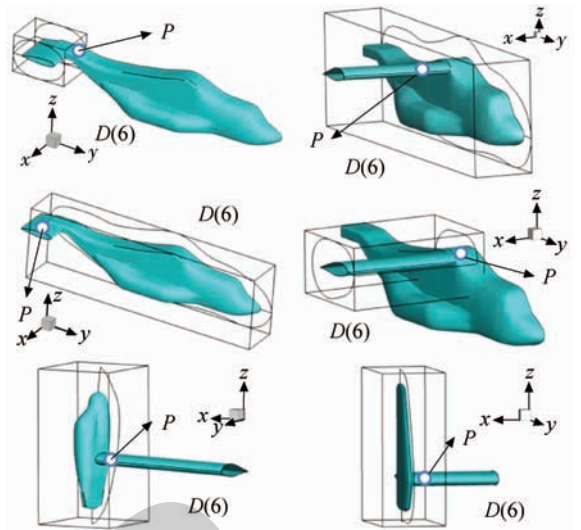
$$\begin{cases} D(1)_B \leq X_P \leq D(2)_B \\ D(3)_B \leq Y_P \leq D(4)_B, \\ D(5)_B \leq Z_P \leq D(6)_B \end{cases}$$
$$C(A,B) = 1 \quad (3)$$

图 6(a)给出了围绕部件网格的封闭空间示意图。从图中可以看出建立的方法能够较好地生成围绕部件的直角网格。图 6(b)给出了部件联系示意图。从该图中可以明显地看出,机翼与短舱和机身、平尾与机身和垂尾存在明显的嵌套关系。

然后,为了能高效准确地进行单元的锁定和标识,采用了高效的 Inverse-Map 来辅助部件网格单元定位。在前面建立的封闭空间网格的基础上,引入合理网格间距 $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$,生成了围绕部件网格的高分辨率的直角虚拟网格,用数 I_{map} 存放规则直角网格对应复杂部件网格的计算坐标范围, (I, J, K) 为部件计算坐标值, (I_i, J_i, K_i) 为 Inverse-Map 上的计算坐标值。图 7 给出了各部件对应的 Inverse-Map 网格以及相应的贡



(a) 部件网格封闭空间示意图



(b) 部件网格连接关系示意图

图 6 部件网格位置示意图

Fig. 6 Schematic of the positions of the component grids
献单元搜索过程。为清晰地显示出各个部件相对于 Inverse-Map 网格的分辨率,此处对显示的规则网格进行了粗化处理。从图中看出,部件网格单元与 Inverse-Map 网格之间联系较为直接。

最后,采用改进的 Top-Map 方法在各个组成部件网格中标记出由于相邻部件存在而形成的洞单元,并开展相应洞边界单元的搜寻。此外,为了避免由于部件网格在交叉位置处疏密程度的不同可能导致的不封闭洞边界。在实际标记过程中采用了沿计算坐标系 (I, J, K) 多向投影切割网格的方法进行洞单元标记,洞单元属性数组 $I_{\text{blank}}(i, j, k)$ 标识为 0。以在部件 B 中切割出部件 A 中形成洞单元为例,仍采用 A 物面网格上任意物面点 P 对应的洞单元 (I, J, K) 来说明建立的多向投影 Top-Map 方法。以 I 方向为例,使用 I_{top} 数组来存放 I 方向的洞单元范围, J_{top} 和 K_{top} 数组类似,下标 min, max 分别表示计算坐标方向下的最小和最大值。洞单元判断原则为

$$\begin{cases} I_{\min} = I_{\text{top}}(1, J, K), \\ J_{\min} = J_{\text{top}}(1, I, K), \\ K_{\min} = K_{\text{top}}(1, I, J), \\ \text{if } I \in (I_{\min}, I_{\max}) \quad J \in (J_{\min}, J_{\max}) \end{cases}$$

图 8 给出了采用嵌套切割策略得出的不同倾转旋翼机部件网格上的洞单元,切割嵌套方法能够很好的表征不同部件之间的连接关系。

2) 机身与背景嵌套连接

由于倾转旋翼机组部件较多,机身部件在背景网格嵌套时采用了独立挖洞嵌套的策略。首

$$\begin{cases} I_{\max} = I_{\text{top}}(2, J, K) \\ J_{\max} = J_{\text{top}}(2, I, K) \\ K_{\max} = K_{\text{top}}(2, I, J) \\ K \in (K_{\min}, K_{\max}), I_{\text{blank}}(I, J, K) = 0 \end{cases} \quad (4)$$

先,基于所有部件物面网格在背景网格中独立勾画出部件的外形。然后,合并所有部件在背景网格中的洞单元形成封闭的机身洞边界单元。最后,针对所有洞边界单元在对应部件网格中寻找出合适的贡献单元。洞单元的标识如下:

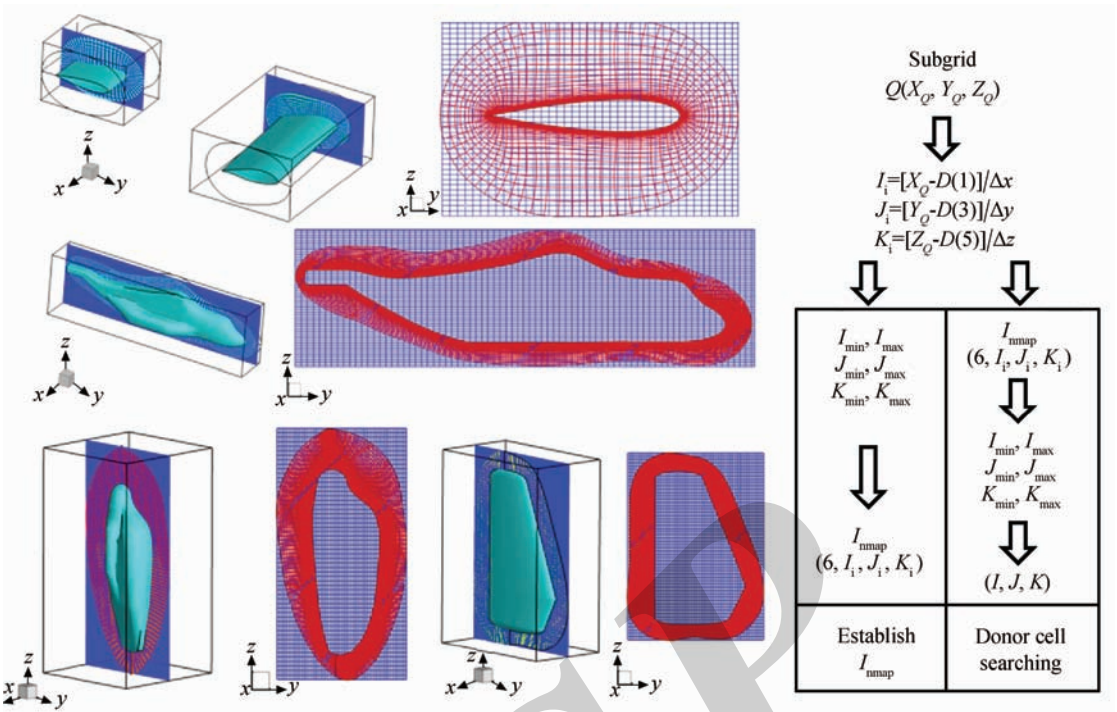


图 7 Inverse-Map 示意图
Fig. 7 Schematic of the Inverse-Map

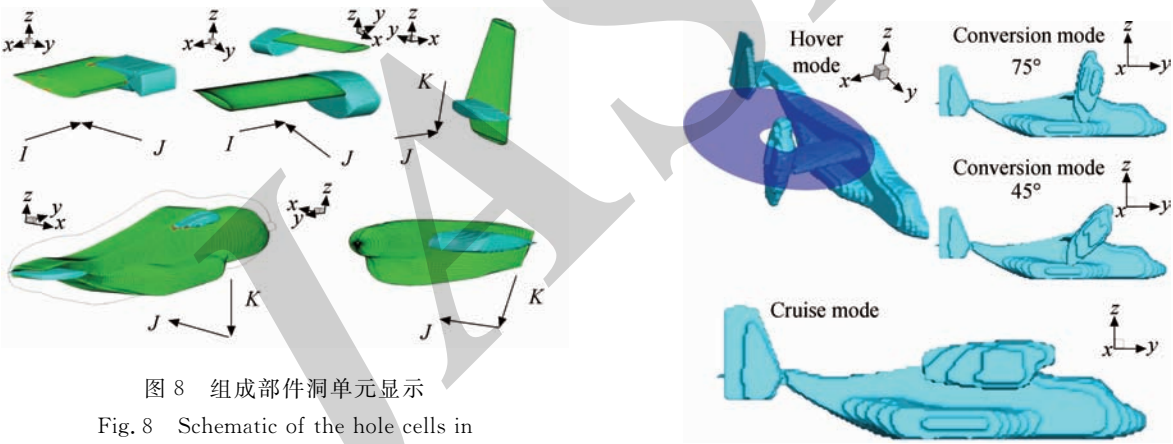


图 8 组成部件洞单元显示
Fig. 8 Schematic of the hole cells in
the component grids

图 9 倾转旋翼机全机背景网格中的洞单元
Fig. 9 Schematic of the hole cells in the
background grids of tiltrotor aircraft

$$\sum_{N_{airframe}}^{N_{subgrid}} I_{blank}(I, J, K) = I_{blank}(I, J, K)_{airframe} = 0$$

(5)

式中 $N_{subgrid}$ 和 $N_{airframe}$ 分别为子网格数和机身网格数。

图 9 给出了机体网格在背景网格中挖出的洞单元。从图中可以看出,洞单元形状能够很好地在背景网格中显示出倾转旋翼机的轮廓,证明了建立的嵌套网格方法的有效性。

3) 背景网格块之间的连接

背景网格采用搭接网格技术在一定程度上很好地减小了网格的规模,提高了数值模拟效率。但由于对背景网格分块较多,不同网格块之间需

要进行位置关系判断。图 10 给出了建立的不同背景网格块与其相邻的背景网格块示意图。

在背景网格块中引入封闭空间数组 $D(6)$ 进行位置标识,并采用数组 O 存储计算坐标,可以高效地将子背景网格与相邻网格块联系起来,实现背景网格的模块化组合。以背景网格上任意两块子网格块 C, D 为例

$$\begin{aligned} \text{if } D(1:6)_C \cap D(1:6)_D &\neq \emptyset, \\ C(C, D) &= 3 \\ O(1:3, n) &= i, j, k \end{aligned}$$

(6)

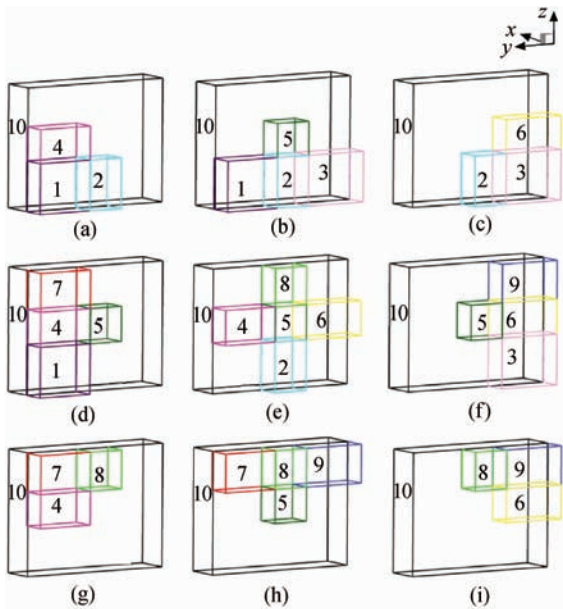


图 10 背景子网格间连接图

Fig. 10 Schematic of the relationship between the background subgrids

3 流场求解方法

3.1 控制方程

采用固定坐标系,以绝对物理量为参数的守恒的积分形式的可压 N-S 方程作为主控方程^[20-21]

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F}_c ds - \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F}_v ds = \int_{\Omega} \mathbf{J} d\Omega \quad (7)$$

其中 $\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}$, $\mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + p n_x \\ \rho v V + p n_y \\ \rho w V + p n_z \\ \rho H V + p V_r \end{bmatrix}$,

$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} n_x + \tau_{xy} n_y + \tau_{xz} n_z \\ \tau_{yx} n_x + \tau_{yy} n_y + \tau_{yz} n_z \\ \tau_{zx} n_x + \tau_{zy} n_y + \tau_{zz} n_z \\ \Phi_x n_x + \Phi_y n_y + \Phi_z n_z \end{bmatrix}$, $\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0 \\ f_x \\ f_y \\ f_z \\ 0 \end{bmatrix}$

式中 Ω 为控制体单元体积; $\partial\Omega$ 为单元面积; $\mathbf{J}$ 为动量源项^[22]; (n_x, n_y, n_z) 表示单元表面法矢量; ρ, t, k, T 分别为密度、时间、导热系数和绝对温度。相对速度 $V = n_x u + n_y v + n_z w$, V_r 表示控制体边界的牵连速度; E 和 H 分别为总能和总焓。黏性应力张量各分量以 x 方向为例定义 $\tau_{xx} = 2\mu u_x - (2/3)\mu \nabla \cdot (\mathbf{V} + \mathbf{V}_r)$, $\tau_{xy} = \mu(u_y + v_x)$ 和 $\tau_{xz} = \mu(u_z + w_x)$ 。黏性相关项为 $\Phi_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + k\partial T/\partial x$ 。

3.2 方程离散及湍流模型

在时间离散上采用 LU-SGS (lower-upper symmetric-Gauss-Seidel) 格式,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,引入了二、四阶混合导数组成的人工黏性项。速度采用无量纲桨尖速度,压强基于无量纲远场压强。N-S 方程黏度采用一方程 Spalart-Allmaras 湍流模型^[23-24]。

3.3 边界条件

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:远场边界入流取初始值,远场边界条件则使用基于黎曼不变量的远场边界条件;出流则采用内场外向插值。壁面气体温度根据绝热壁条件给定。

对于嵌套网格系统中部件网格之间、部件网格与背景网格之间、背景网格块之间的流场信息交换均通过在贡献单元与相应网格之间采用三线插值来完成。机身部件和背景网格对称面采用了对称边界条件从而实现模型的合理简化。

3.4 并行计算

采用的总网格量超过 460 万,单一的计算节点较难满足上述的计算量。为了提高流场的求解效率,采用了 SPMD 并行模式^[25-28],不同网格之间采用点对点非阻塞通信进行数据交换。但实际分析可知不同网格块之间数据传递量及网格量的差异较大,并且不同的网格采用了不同的控制方程,因此必须同时综合考虑以上三点进行合理的负载分配,才能得出较高的并行效率。表 2 给出了不同计算节点下的计算负载分配方案。

表 2 分区方案

Table 2 Partition schemes

Case	CPU index	Grid number	Grid index
1 CPU	0	4 679 875	All grids
2 CPUS	0	3 563 311	C1~C10, NA, HT
	1	1 611 735	WI, VT, FU
4 CPUS	0	1 076 135	WI, C8, C9, C10
	1	929 714	FU, C1~C4, C6, C7
	2	1 794 240	C5
	3	879 786	HT, NA, VT
8 CPUS	0-1	1 076 135	WI, C8, C9, C10
	2-3	929 714	FU, C1~C4, C6, C7
	4-5	1 794 240	C5
	6-7	879 786	HT, NA, VT

图 11 给得出了采用上述分配方案得出的加速比。从图中可以看出在计算节点较少时,通过合理的分配负载,呈现出了线性加速的特性。但随着节点的增加,为了能够达到负载平衡,需要将部件网格进行进一步分割。此时,增加了网格间的通信量,降低了负载均衡度,进而导致了加速比的下降。但总的加速效率仍较为明显,能达到高效模拟的目的。

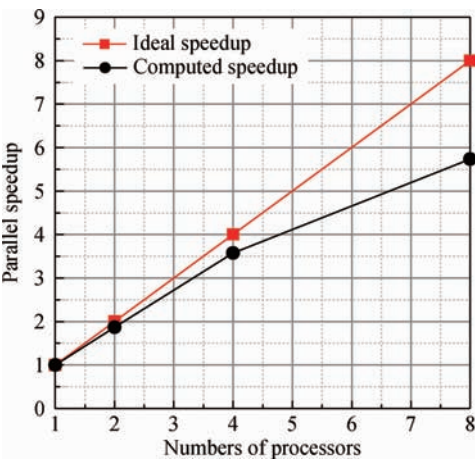


图 11 并行加速比
Fig. 11 Parallel speedup

4 流场算例验证

4.1 Robin 直升机机身模拟

为验证建立的数值方法的有效性,对孤立的 Robin 机身流场进行了模拟,并将计算结果与试验值^[29-31]进行了对比。计算状态:来流马赫数为 0.3,迎角 $\alpha=0^\circ$ 和 -5° 。

图 12 分别给出了 Robin 机身不同横截面处的位置,在该图中, Y 为沿机身纵向离开机头起始点的距离, Z 是 Y 固定的某一截面上点的垂直地面方向上的坐标, L 为半机身长度。这些截面分别对应着机身上头部向凸台过渡段的截面、凸台开始截面、凸台中段、凸台结束段以及尾梁截面。

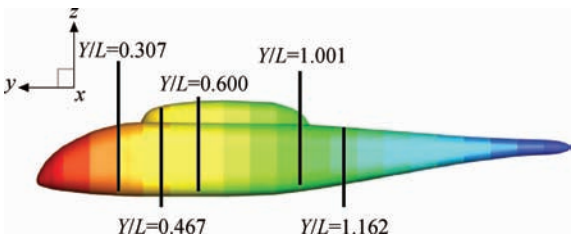
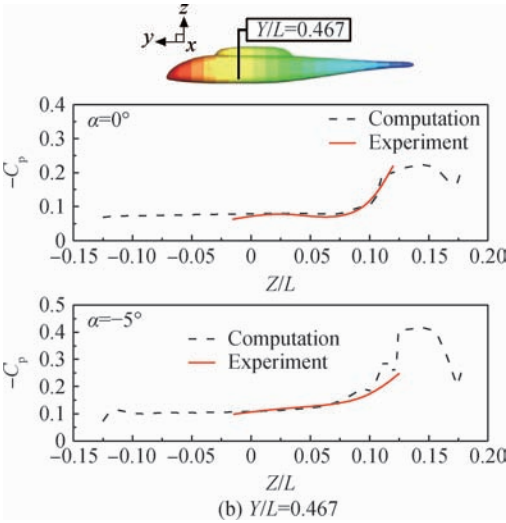
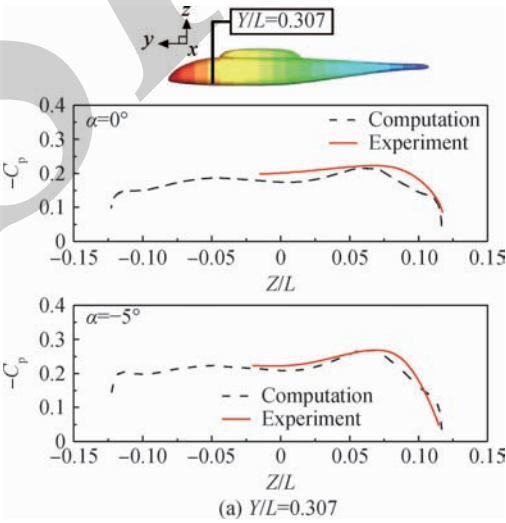


图 12 Robin 机身横截面位置示意图
Fig. 12 Schematic of the cross sections of the Robin airframe

从图 13 可以看出,在两种迎角下计算得到的在机身的起始截面到凸台中段之间,在机身的上表面和下表面的压强系数(C_p)值与试验值均吻合得较好。但是在接近凸台结束段的截面上,机身底部和顶部计算值与试验值均出现了明显差异;凸台结束段顶部的差异可能来自于凸台转折存在导致流场出现复杂的流动分离现象;由于测量时存在的模型支架对试验结果造成一定的影响,导致了底部的差异。但计算值能够很好地贴合试验值,建立的方法能够有效地分析飞行器的气动特性。

图 14 给出了不同迎角下的机身对称剖面流线和压强系数分布图。从图中可以看出在相同来流速度下,两种迎角在短舱开始处均有略微的气流分离,在短舱结束段, 0° 相对于 -5° 有更为明显的气流分离,这是由于在 0° 短舱结束段气流转折较大,减弱了气流的附着性。



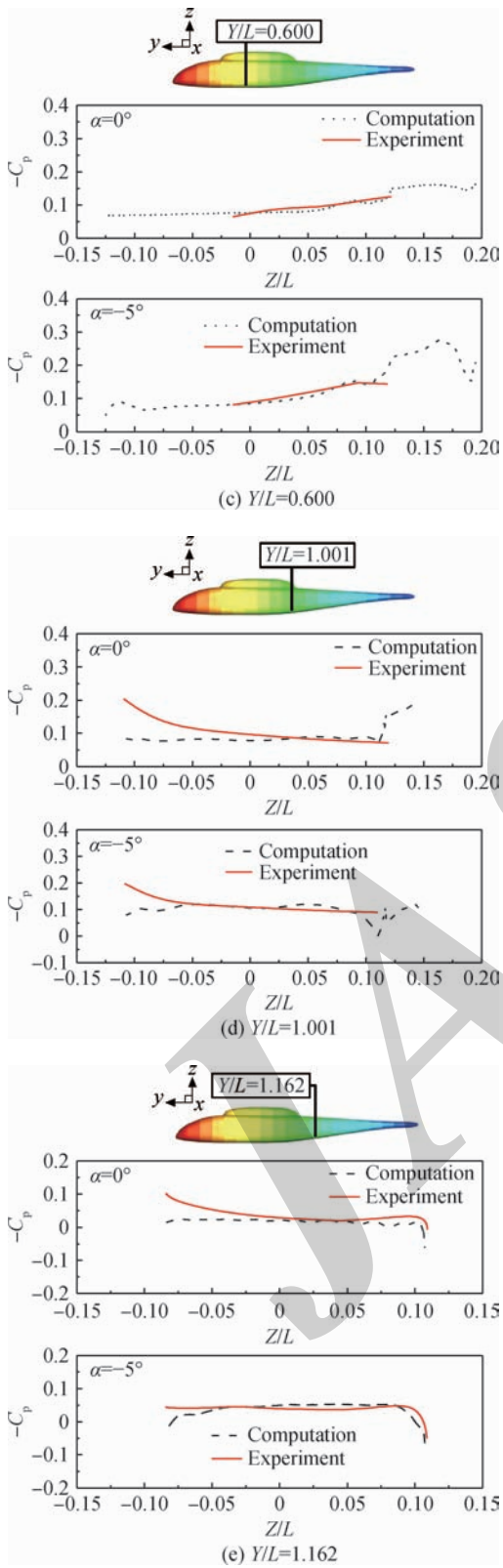


图 13 机身横截面上的表面压强系数分布的对比
Fig. 13 Comparison of the pressure coefficient distribution on the cross sections of the airframe

4.2 倾转旋翼机悬停模式

选取典型的 V-22 倾转旋翼机悬停飞行状

态:桨尖速度为 231.2 m/s,总距为 14°。图 15 为悬停状态下横向对称剖面流线及无量纲压强(p')分布特性。从图 15(a)中可以看出在倾转旋翼机中心对称面处出现了显著的喷泉现象,并且在机翼和机身下表面有明显的涡出现。在右侧的剖面中可以看出位于机翼上方的旋翼相对于远离机身的一侧的旋翼,在旋翼内侧的下方有更为明显的低压区,表明位于机翼上方会使得旋翼在内侧产

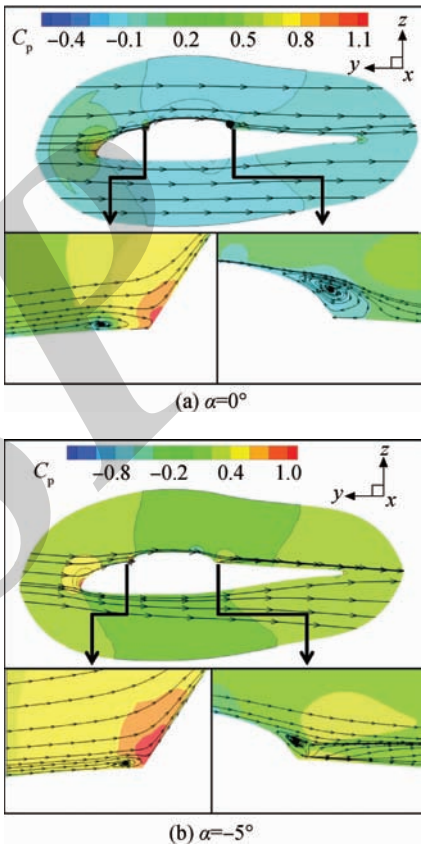
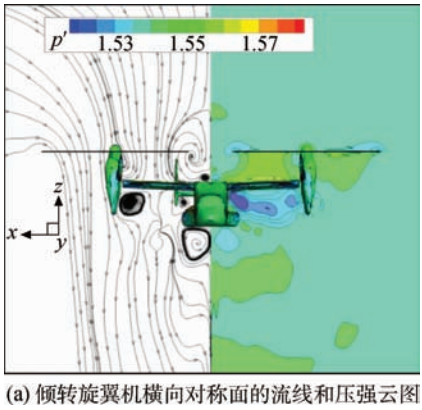


图 14 不同迎角下机身对称面压强等值线和
流线分布对比
Fig. 14 Comparisons of the pressure coefficient distribution and streamlines on the symmetrical plane under different angles of attack



(a) 倾转旋翼机横向对称面的流线和压强云图

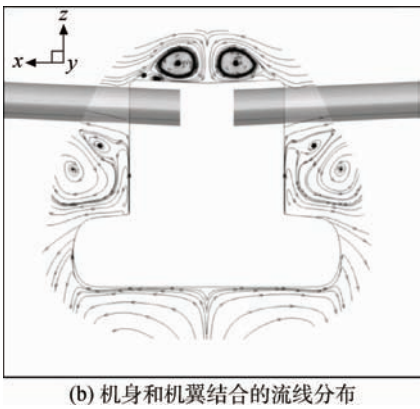


图 15 悬停状态下倾转旋翼机横向对称面流动特性
Fig. 15 Flow characteristics on the cross symmetrical plane of tiltrotor aircraft in hover mode

生的拉力大于孤立桨叶。但是位于机翼上方的旋翼所对应的尖部低压区明显大于孤立旋翼,这表明在尖部旋翼拉力相对于孤立旋翼有明显下降。

观察可以看出,在贴近机翼表面处有明显的小的卷起涡出现,为了能进一步分析该现象的原因,图 15(b)给出了该处区域的局部放大的流线图。由于研究采用的模型对原始构型 V-22 在翼身融合面处进行了一定的修改,使得机翼的安装部位处于机身顶部的下方,这使得在机翼和机身顶部交接处形成了明显的台阶。该台阶的存在,使得旋翼冲击到机翼表面的气流沿台阶向上卷起,并在对称面处最终形成了顺时针的旋涡。此外,从机翼上面的压强云图可以得出,由于旋翼下洗流的冲击使得机翼上面形成了明显的高压区,并且由于机翼的阻挡绕流作用,在机翼尖部和根部均形成了明显的低压区,最终导致了机翼受到了明显的向下气动载荷。

为了进一步研究悬停状态下的倾转旋翼机流场特性,图 16 给出了在俯视和侧视情况下的悬停状态倾转旋翼机表面流动特性。从图 16(a)中可以看出,机翼上表面靠近尖部处出现了明显的下洗载荷,这是由于在该旋翼总距下倾转旋翼中部下洗流较强,并且机翼有明显的上反角增加了在旋翼尖部到机翼的间距,上述特征共同作用导致该现象的产生。在机身凸台处也有明显的高压区存在,这是旋翼下洗流冲击到机翼的绕流撞击所形成的。图 16(b)给出了倾转旋翼机的侧视图,从图中可以看出,由于机翼的阻挡使得机翼下方有明显的涡对出现,并且该涡对明显地偏向机身尾部。这是由于倾转旋翼机的机翼有明显的前掠,旋翼下洗流通过机翼前部的速度明显大于后

部所形成的。从短舱表面的压强分布可以看出,旋翼根部的下洗流向短舱有明显的偏转,这导致了在短舱靠近机翼的部分出现了明显的高压区。从垂尾和平尾的压强分布得出倾转旋翼机悬停时,旋翼下洗流对该两部件的影响较小。

为了能够明显地得出桨盘上的气动力分布特性,桨盘上采用了 100×480 网格点。图 17 给出了悬停状态下的桨盘展向无量纲拉力(T)分布对比。从图中可以看出位于机翼上方的左侧桨盘拉

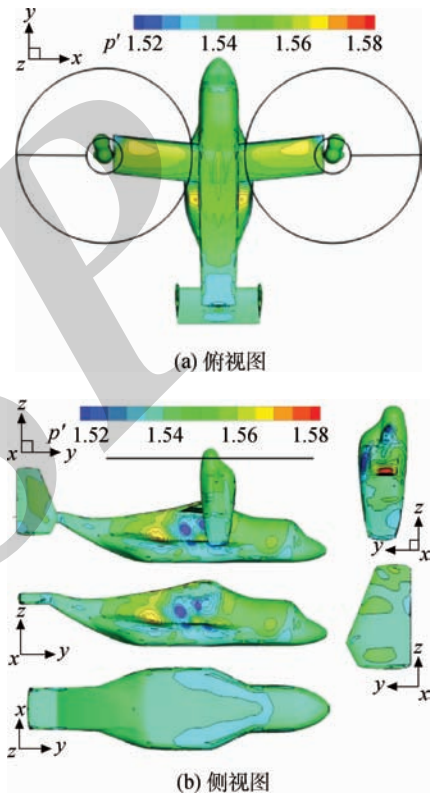


图 16 悬停状态下倾转旋翼机表面流动特性
Fig. 16 Flow characteristics on the airframe of tiltrotor aircraft in hover mode

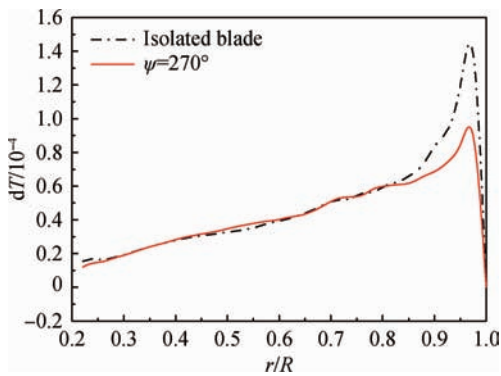


图 17 悬停状态桨叶展向拉力分布对比
Fig. 17 Comparison of tension distribution of the blade along spanwise in hover mode

力在尖部明显的小于右侧。这是由于喷泉效应的影响使得位于尖部的拉力相对于孤立旋翼有明显的拉力下降。

4.3 倾转旋翼机过渡模式

选取 V-22 倾转旋翼机过渡起始飞行状态开展研究:桨尖速度为 231.2 m/s,前飞速度为 43.5 m/s,倾转角 75°,总距为 25°,横向周期变距 5°,纵向周期变距为 -20°,机身迎角为 0°。

图 18 为过渡状态下流经机身周围的流线及涡量分布。从图 18(a)中可以看出流经过桨盘有明显的偏转,且在机翼前缘上端有明显的低压区存在,表明建立的方法能够较好地模拟该状态下的倾转旋翼机流场。从图 18(b)中可以看出,由桨盘脱落的涡冲击短舱,导致了在侧向有了明

显的涡流动。该涡流可能撞击垂尾和平尾,在实际设计垂尾和平尾位置时,应合理设计来避免该现象的产生。

4.4 倾转旋翼机前飞模式

选取典型的 V-22 倾转旋翼机巡航飞行状态开展研究:来流速度为 110 m/s,桨尖速度为 201.75 m/s,机身迎角分别为 0°,2°,4°。

图 19 为 0°迎角下各部件表面无量纲速度 (V') 云图,各个组成部件上的低速区域形状可以清晰看到部件间的相互影响关系,证明了嵌套方法的有效性。

图 20 所示为 0°下倾转旋翼机全机表面压强分布云图。从图中可以明显看出机头以及机身迎风面有明显的高压区存在,符合真实的流场特性。

图 21 所示为 0°迎角下全机的流线图。由

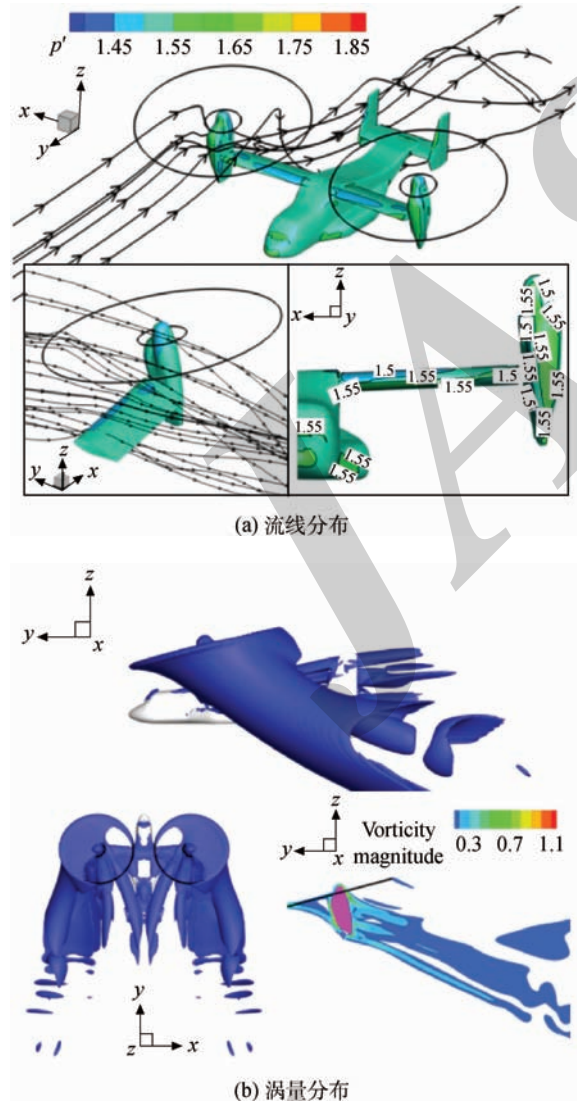
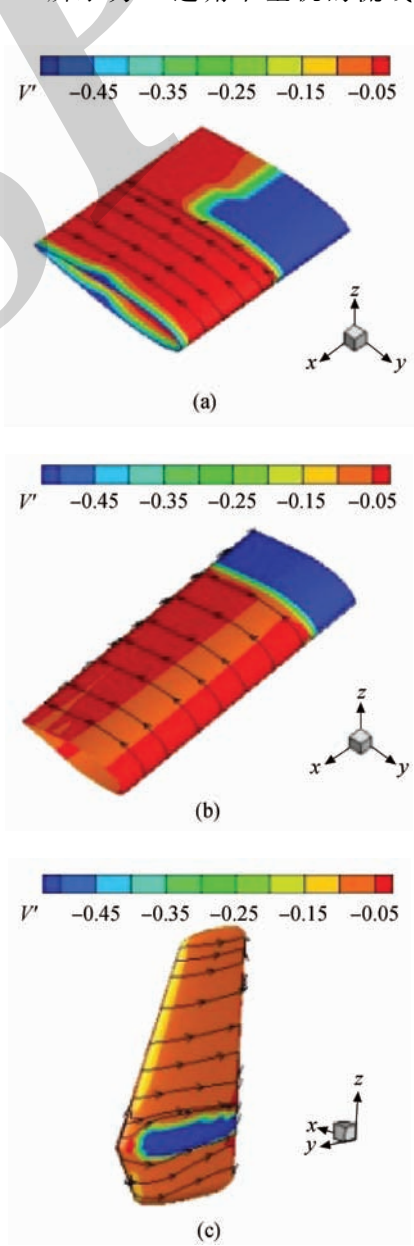


图 18 过渡状态下倾转旋翼机流场特性

Fig. 18 Flowfield characteristics of the tiltrotor aircraft in conversion mode



(c)

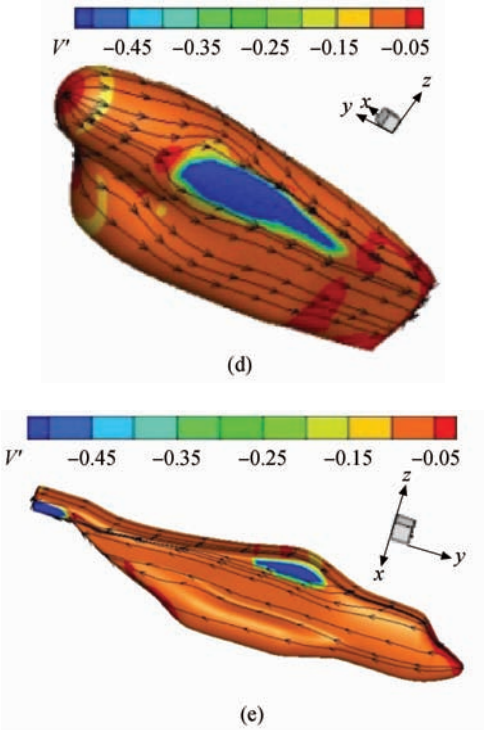


图 19 各部件表面速度云图($\alpha=0^\circ$)
Fig. 19 Velocity contours on the surface of different components ($\alpha=0^\circ$)

图 21(a)中可以看出外部流线流经飞行器时有明显的偏转和加速过程,表明建立的机身网格与背景网格之间的嵌套联接能够很好地在流场中呈现出倾转旋翼机的构型特征。从图 21(b)全机表面流线图可以发现,流线在翼身融合和垂尾处有明

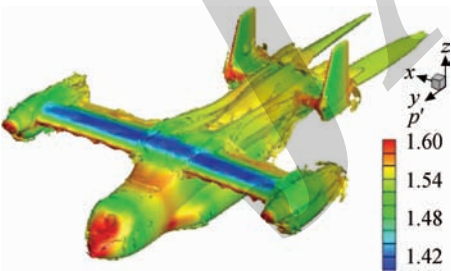
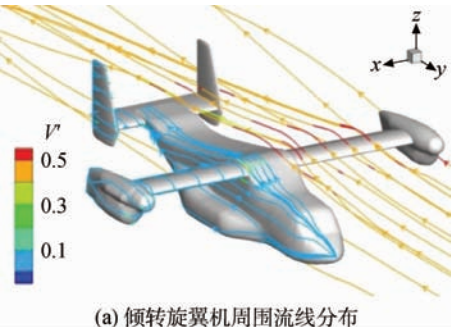
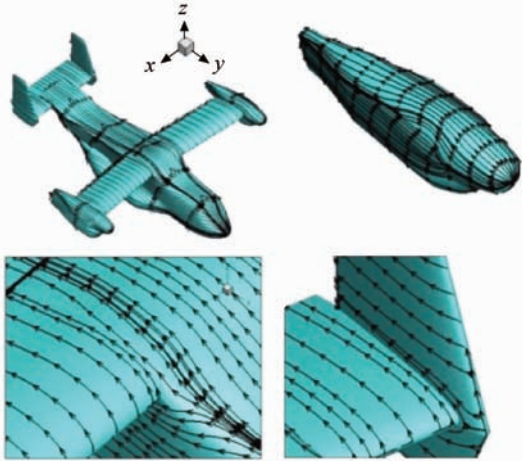


图 20 机身表面压强分布云图
Fig. 20 Pressure contour on the surface of airframe



(a) 倾转旋翼机周围流线分布



(b) 倾转旋翼机表面流线分布

图 21 倾转旋翼机流线图($\alpha=0^\circ$)
Fig. 21 Streamlines around the tiltrotor aircraft airframe ($\alpha=0^\circ$)

显的连续绕流特性,表明嵌套网格方法将各独立部件真实地结合在一起,建立的数值方法能够很好模拟出流场细节。

图 22 所示为 0° 迎角下倾转旋翼机纵向对称面内的流场压强分布和流线图。从图中可以看出,在机头和尾部有明显高压区,说明此处流动速度较低;在机身中部有一个明显的低压区,这是由于此处机翼与机身的融合结构机体转折较大,使得流经该处的气流有明显的加速所形成的。

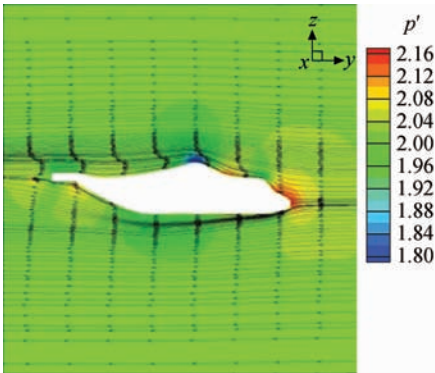


图 22 纵向对称面压强分布及流线图($\alpha=0^\circ$)
Fig. 22 Pressure and streamline distribution on the longitudinal symmetrical plane ($\alpha=0^\circ$)

图 23 计算得到倾转旋翼机各部件升、阻力比例随迎角的变化。从图中可以看出倾转旋翼机升力主要由机翼提供。在一定范围内,随着机身迎角增大,机翼提供的升力变大,但是所占比重减少;机身提供升力比重逐渐增加;短舱和平尾能提

供较小的升力,但比重较小;垂尾由于其功能的特点对升力影响不大。倾转旋翼机阻力由各部件共同提供,机身、机翼和短舱为全机阻力的主要来源。在一定攻角范围内,随着机身迎角增大,机身和短舱相对机翼阻力的增加幅度较大,导致了机翼占全机比重的下降。从图中可以得出,作为倾转旋翼机主要升力部件的机翼受到的阻力占总阻力的比例较高,且作为阻力主要来源的机身在一定程度上能提供一部分升力。因此,对机翼和机身进行减阻增升可以使气动性能得到明显提高。此外,短舱在全机阻力方面所占份额较大,通过对短舱构型进行减阻优化设计能进一步提高飞行器气动性能。

5 结 论

本文提出并建立了一种新型结构嵌套网格系统方法,并发展了相应的流场数值模拟方法,然后开展了不同飞行状态下的变体倾转旋翼机气动干扰特性分析,主要得出以下几点结论:

1) 建立的新型嵌套网格方法解决了复杂变体飞行器的高质量网格生成难题;多块网格策略降低了总的网格规模和网格生成难度,提出的多向投影方法能够合理地保证洞边界的连续性,引入的 Inverse-Map 方法能高效地连接不同网格块,通用性和自动化程度均较好,且在不同飞行器上得到了较好的应用。

2) 基于 N-S 方程/Euler 方程混合 CFD、并行技术和隐式时间迭代方法,建立的数值方法能够有效的模拟不同飞行状态下的倾转旋翼机气动干扰特性。且在并行方法中通过合理地分配网格数量及通信负担,得到了较为理想的并行效率,从而明显地提高了流场模拟效率。

3) 悬停状态下倾转旋翼与机身有明显的气动干扰特征,降低了飞行器的气动性能,通过合理设计机翼和机身的交接面,可以提高倾转旋翼机的悬停气动性能;过渡状态下的通过合理分布倾转旋翼机垂尾和平尾的位置,会对倾转旋翼机过渡飞行时的气动性能有较大的改善;前飞巡航状态下,通过对机翼增升、机身和短舱的减阻可以明显的提高飞行器的气动性能。

参考文献:

[1] MILLER G. On fairey wings[J]. Helicopter World,1999, 18(10):19-21.

[2] CHENEY M C. The ABC helicopter[R]. AIAA 69-217,1969.

[3] JOHNSON W, LAU B, BOWLES J. Calculated performance, stability, and maneuverability of high speed tilting proprotor aircraft[J]. Vertica,1987,11(12):317-339.

[4] JOHNSON W, YAMAUCHI G K, WATTS M E. NASA heavy lift rotorcraft system investigation[R]. NASA TP 2005-213467,2005.

[5] RUIITH M R. Unstructured, multiplex rotor source model with thrust and moment trimming Fluent's VBM model [R]. AIAA-2005-5217,2005.

[6] SHENG C H, JIM C N. Computational simulation and analysis of Bell Boeing quad tiltrotor aero interaction[J]. Journal of the American Helicopter Society,2009,54(3): 042002. 1-042002. 15.

[7] YEO H, JOHNSON W. Aeromechanics analysis of a heavy lift slowed-rotor compound helicopter[J]. Journal of Aircraft,2007,44(2):501-508.

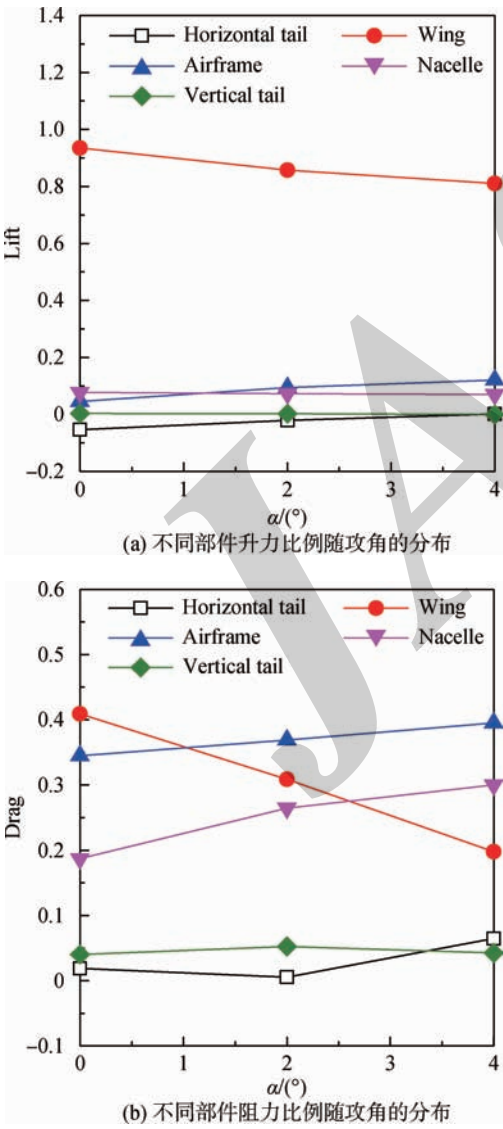


图 23 不同迎角下部件升、阻力分布特性
Fig. 23 Distributions of the lift and drag characteristics of different components under different angles of attack

- [8] ANDREW W, POTSDAM M, SANKARAN V. A coupled unstructured-adaptive Cartesian CFD approach for hover prediction[R]. Phoenix, US: Proceedings of 66th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2010.
- [9] MEAKIN R L. Moving body overset grid methods for complete aircraft tiltrotor simulations[R]. AIAA 93-3350-CP, 1993.
- [10] POTSDAM M, STRAWN R. CFD Simulations of tiltrotor configurations in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 82-94.
- [11] JENNIFER A, ROBERT N. Analysis of CFD modeling techniques over the MV-22 tiltrotor[R]. Phoenix, US: 66th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2010.
- [12] SPEKREIJSE S P. Elliptic grid generation based on Laplace equations and algebraic transformations[J]. Journal of Computational Physics, 1995, 118(1): 38-61.
- [13] HILGENSTOCK A. A fast method for the elliptic generation of three-dimensional grids with full boundary control [C]// Numerical Grid Generation in Computational Fluid Mechanics. Swansea, UK: Pin-Bridge Press Limited, 1988: 137-146.
- [14] THOMPSON D S, SONI B K. Semistructured grid generation in three dimensions using a parabolic marching scheme [R]. AIAA-2000-1004, 2000.
- [15] 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)
- [16] 王博, 招启军, 徐广, 等. 一种适合于旋翼前飞非定常流场计算的新型运动嵌套网格方法[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 14-21.
WANG Bo, ZHAO Qijun, XU Guang, et al. A new moving-embedded grid method for numerical simulation of unsteady flow-field of the helicopter rotor in forward flight [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 14-21. (in Chinese)
- [17] MEAKIN R L. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids[R]. AIAA 91-1586, 1991.
- [18] KIM N, CHAN W M. Automation of hole-cutting for overset grids using the X-rays approach [R]. Honolulu, US: 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2011.
- [19] ZHAO Qijun, XU Guohua, ZHAO Jingeng. Numerical simulations of the unsteady flowfield of helicopter rotors on moving embedded grids [J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(2): 117-124.
- [20] YASHWANTH G, JAMES D B. CFD analysis of a slatted UH-60 rotor in hover[R]. AIAA-2012-2888, 2012.
- [21] STEIJL R, BARAKOS G N, BADCOCK K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotors[R]. AIAA-2005-5124, 2005.
- [22] DANIEL P G, KANCHAN G, GANESH R R. Simulation of landing maneuvers of rotorcraft in brownout conditions [J]. AIAA-2013-4266, 2013.
- [23] SÉBASTIEN D, PHILIPPE D, PAULO D E, et al. Development and application of Spalart-Allmaras one equation turbulence model to three-dimensional supersonic complex configurations [J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6(3): 171-183.
- [24] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [25] SITARAMAN J, FLOROS M, WISSINK A, et al. Parallel domain connectivity algorithm for unsteady flow computations using overlapping and adaptive grids[J]. Journal of Computational Physics, 2010, 229(12): 4703-4723.
- [26] ALLEN C B. Parallel flow-solver and mesh motion scheme for forward flight rotor simulation[R]. AIAA-2006-3476, 2006.
- [27] 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.
- [28] ALLEN C B. Parallel flow-solver and mesh motion scheme for forward flight rotor simulation[R]. AIAA-2006-3476, 2006.
- [29] FREEMAN C E, RAYMOND E M. Fuselage surface pressure measurements of a helicopter wind-tunnel model with a 3.15-meter diameter single rotor[R]. NASA TM 80051, 1979.
- [30] WEBSTE R S, CHEN J P, WHITFIELD D L. Numerical simulation of a helicopter rotor in hover and forward flight [R]. AIAA 95-0193, 1995.
- [31] 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.

(编辑:陈 越)