

文章编号:1000-8055(2019)11-2377-10

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2019.11.009

共轴刚性双旋翼/机身干扰流场数值模拟

柳家齐, 陈荣钱, 程佳铭, 林 威, 尤延铖

(厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361102)

摘 要: 采用滑移网格技术求解 Navier-Stokes (RANS) 方程的方法, 研究了共轴刚性双旋翼/机身的干扰问题。通过 Caradonna-Tung 旋翼、Robin 直升机、Maryland 直升机旋翼/机身干扰和 Harrington 2 共轴双旋翼等算例, 验证了所提出的旋翼流场数值模拟方法的正确性。在此基础上, 以 Maryland 机身为原型, 分析了不同桨距的共轴刚性双旋翼与机身之间的干扰特性。结果表明: 所提出的数值模拟方法能够很好地模拟共轴刚性双旋翼/机身的气动干扰特性; 由于机身对于共轴刚性双旋翼下洗流场的阻滞作用, 旋翼的悬停效率增加 5% 左右, 并且随着拉力系数的增大使得悬停效率的增量更加明显; 旋翼的悬停效率增加主要来源于下旋翼 0° 方位角附近的桨叶升力系数的增大, 并且拉力系数的增量由桨根向桨尖方向逐渐减小。

关键词: 共轴刚性双旋翼; 旋翼/机身干扰; 滑移网格; 气动干扰; 高速直升机

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

Numerical simulation of flow field under coaxial rigid rotor/fuselage interaction

LIU Jiaqi, CHEN Rongqian, CHENG Jiaming, LIN Wei, YOU Yancheng

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen Fujian 361102, China)

Abstract: The method of solving the Navier-Stokes (RANS) equation by the sliding mesh technique was studied, and the interaction problem of the coaxial rigid rotor/fuselage was analyzed. The correctness of the numerical simulation of the flow field related to rotor was verified by the examples of Caradonna-Tung rotor, Robin helicopter, Maryland helicopter rotor/fuselage interaction, and Harrington 2 coaxial rotors. On this basis, with the Maryland fuselage as the model prototype, the interference characteristics between the coaxial rigid rotor with different pitches and the fuselage were analyzed. Results showed that numerical simulation method can simulate the aerodynamic interference characteristics of the coaxial rigid rotor/fuselage very well; the hovering efficiency of the rotor increased by about 5% due to the blockage of the airflow field of the coaxial rigid rotor, and the increase of the hovering efficiency was more obvious with the increase of the pulling coefficient; the increase of the hovering efficiency of the rotor was mainly related to the increase of the blade lift coefficient near the 0° azimuth of the lower rotor, and the increment of the tensile coefficient was

收稿日期: 2019-06-03

基金项目: 国家自然科学基金(11602209); 航空动力基金(6141B09050347); 装备预研领域基金(61402060205); 旋翼空气动力学国家重点实验室开放课题

作者简介: 柳家齐(1995-), 男, 硕士生, 主要研究方向为计算流体力学、飞行器气动设计。

通信作者: 陈荣钱(1983-), 男, 副教授, 博士, 主要从事计算流体力学和飞行器气动设计方面的研究。

E-mail: rqchen@xmu.edu.cn

引用格式: 柳家齐, 陈荣钱, 程佳铭, 等. 共轴刚性双旋翼/机身干扰流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2019, 34(11): 2377-2386. LIU Jiaqi, CHEN Rongqian, CHENG Jiaming, et al. Numerical simulation of flow field under coaxial rigid rotor/fuselage interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2377-2386.

gradually reduced from the root of the blade to the tip of the blade.

Key words: coaxial rigid rotor; rotor/fuselage interaction; sliding mesh; aerodynamic interaction; high speed helicopter

共轴刚性双旋翼直升机是一种高速直升机构型。它通过上下旋转方向相反的旋翼,实现扭矩平衡,而不需要尾桨,提高了发动机效率。另外,由于其能够充分发挥前行桨叶的升力性能,使得直升机可以实现高速前飞^[1],因此近年来共轴刚性双旋翼直升机成为研究的热点。国际上开展了大量共轴双旋翼直升机的研究^[2-4],研制了 X2^[5]和 S97^[6]等高速直升机构型。由于共轴刚性双旋翼与机身的距离较近,旋翼产生的尾涡会与直升飞机机身撞击,使得机身的表面压力发生波动。同时旋翼也会受到机身的影响,使得旋翼的气动性能发生变化。由于共轴刚性双旋翼与机身之间的气动干扰会影响直升机的气动性能,因此对于该构型直升机,开展共轴刚性双旋翼/机身之间干扰研究具有重要意义。

国内外对于常规直升机的旋翼/机身干扰开展了较多的数值模拟和试验研究,但是对于共轴刚性双旋翼/机身干扰的研究还比较少。邓彦敏等^[7]、唐正飞等^[8]、Coleman 等^[9]和 Harrington 等^[10]对于共轴刚性双旋翼进行了风洞试验。Leishman 等^[11]将动量叶素理论应用于共轴双旋翼的干扰流场研究。童自力^[12]和孙茂^[12]采用了动量源项法对共轴双旋翼的流场干扰进行了计算,该方法虽然计算效率高,但是难以精细模拟上下旋翼及旋翼与机身间的气动干扰细节特征。许和勇和叶正寅^[13]采用非结构重叠网格求解 Euler 方程的方法研究了悬停状态下共轴双旋翼干扰流动特性,叶靓、招启军等^[14-15]则采用非结构嵌套网格结合网格自适应技术求解 Navier-Stokes 方程对共轴双旋翼在悬停状态下的流场进行了模拟,计算其气动力。另外,陈龙^[16]、余智豪^[17]和程载恒等^[18]采用非结构滑移网格对于常规旋翼的空气动力学问题进行了研究,黄超^[19]采用非定常滑移网格与松弛自由尾迹法对复合式直升机旋翼的基本气动特性进行了描述及计算。滑移网格技术对于直升机旋翼流场的流动细节捕捉有较好的效果,并且计算效率较高,因此在直升机旋翼流场的数值分析中有广泛的应用前景。

本文采用基于滑移网格技术求解 Navier-Stokes 方程的方法,开展了共轴刚性双旋翼/机身干扰数值模拟研究。

1 数值模拟方法

1.1 Navier-Stokes 方程及求解方法

共轴刚性双旋翼/机身干扰模拟采用可压缩的 Navier-Stokes 方程,形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

式中 W 是守恒变量, \mathbf{F}_c 、 \mathbf{F}_v 分别是无黏通量和黏性通量,形式如下:

$$W = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{F}_c = \begin{pmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho w V_r + n_z p \\ \rho H V_r + V_i p \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \theta_x + n_y \theta_y + n_z \theta_z \end{pmatrix}$$

其中 u 、 v 、 w 表示 x 、 y 、 z 方向速度, ρ 、 p 、 T 、 E 、 H 分别表示密度、压强、温度、单位质量总焓、单位质量总焓。 n_x 、 n_y 、 n_z 是控制体表面的单位法向矢量分量, V_r 是流体相对网格的速度, V_i 为网格移动的法向速度, τ_{ij} 表示黏性应力张量的分量, θ_i 表示黏性应力功和流体热传导的组合项。方程中参数的详细含义参见文献^[20]。

Navier-Stokes 方程的求解采用有限体积法,空间离散采用 Roe 格式,其表达式为

$$\begin{cases} \mathbf{F} = \frac{1}{2} [\mathbf{F}(Q_r) + \mathbf{F}(Q_l) - |\mathbf{A}| (Q_r - Q_l)] \\ \mathbf{Q} = [\rho \quad u \quad v \quad w \quad T]^T \end{cases} \quad (4)$$

式中 \mathbf{F} 为控制面上的对流通量, $\mathbf{F}(Q_r)$ 和 $\mathbf{F}(Q_l)$ 分别为控制面两侧的对流通量, $|\mathbf{A}|$ 为 Roe 矩阵。

在进行 Roe 格式空间离散时,网格面两侧的流场变量的重构采用 2 阶线性插值重构的方法,公式如下:

$$\Phi_i = \Phi + \psi(\nabla\Phi \cdot \mathbf{r}) \quad (5)$$

其中 Φ_i 表示网格面两侧的变量, Φ 表示网格中心

的变量, ϕ 为限制器函数, $\nabla\phi$ 表示网格中心处变量的梯度, r 表示从网格中心指向网格面中心的矢量。网格中心变量的梯度 $\nabla\phi$ 计算采用最小二乘法。

黏性通量采用 2 阶中心差分格式离散。时间离散采用 2 阶双时间步长推进进行非定常计算。湍流模拟采用 Spalart-Allmaras 模型。物面采用无滑移边界条件, 远场采用无反射边界条件。

1.2 滑移网格方法

共轴刚性双旋翼流场模拟采用滑移网格技术, 计算网格包括静止区域网格和运动区域网格, 两者通过交界面相连。旋翼旋转时只需要包含旋翼的网格旋转即可, 从而能够模拟物体间具有大幅相对运动的流动问题。滑移网格的静止域和运动域之间的数据传递通过将交界面两侧的数据插值进行传递。

图 1 为本文 Robin 直升机数值模拟采用的计算网格, 静止域网格与包含旋翼的运动域网格均为结构网格。

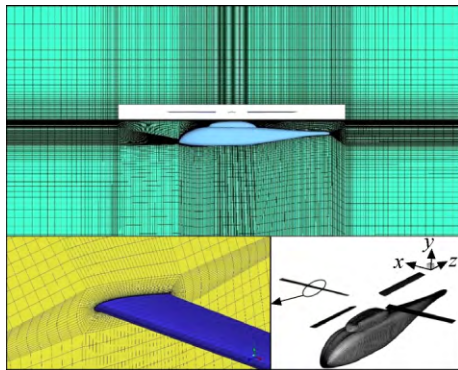


图 1 Robin 直升机采用的滑移网格示意图

Fig.1 Schematic diagram of the sliding mesh used by the Robin helicopter

2 数值模拟方法验证

为了验证本文共轴刚性双旋翼/机身气动干扰数值模拟方法的正确性, 本文对 Caradonna-Tung(C-T)旋翼, 悬停状态的 Robin 直升机和前飞状态的 Maryland 直升机的旋翼/机身干扰等算例进行数值模拟, 与试验数据进行对比。

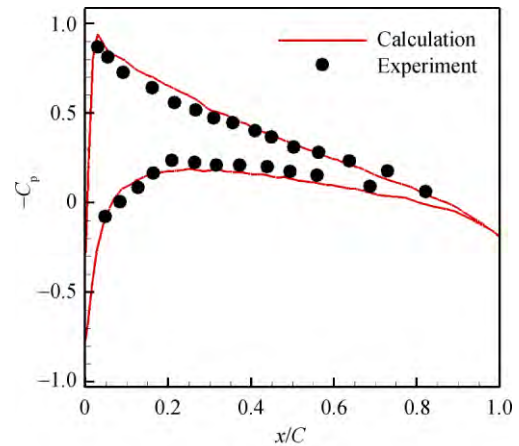
2.1 Caradonna-Tung 旋翼

Caradonna-Tung 旋翼^[21]采用 NACA0012 翼型, 半径 $R=1.143\text{m}$, 弦长为 0.1905m , 桨根切除比为 $0.1R$, 总距角为 8° , 转速为 2500r/min , 桨尖马赫数为 0.877 。图 2 为 C-T 旋翼展向 $0.50R$ 、

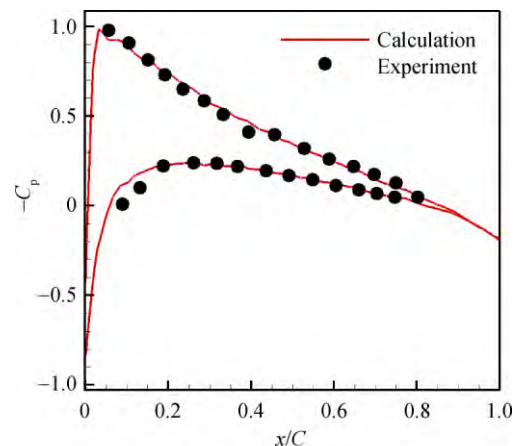
$0.68R$ 、 $0.89R$ 和 $0.96R$ 站位的表面压力系数计算值和试验值的对比。图中 C_p 为压力系数, x/C 为弦线的无量纲位置, r 表示旋翼桨叶剖面距离桨毂中心的距离。由图可以看出, 两者吻合良好, 从而验证了旋翼流场数值模拟方法的正确性。

2.2 悬停状态的 Robin 直升机旋翼/机身干扰

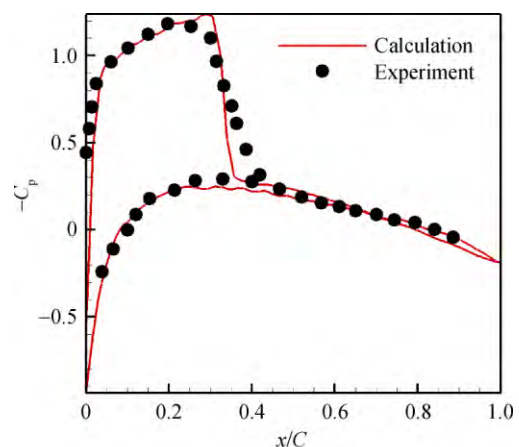
为了验证旋翼/机身干扰数值模拟能力, 本文对悬停状态 Robin 直升机旋翼/机身干扰流场进



(a) $r/R=0.50$



(b) $r/R=0.68$



(c) $r/R=0.89$

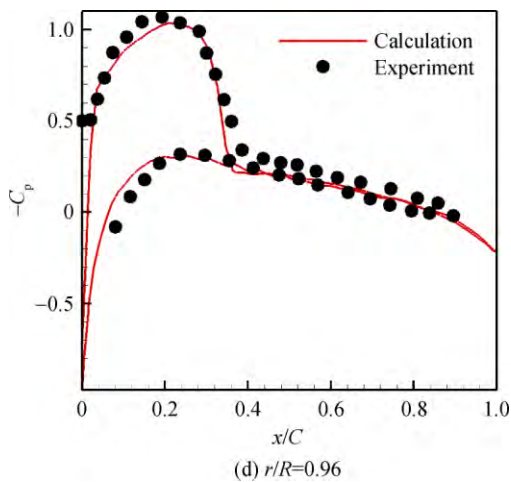


图 2 桨叶不同截面的表面压力系数分布图
Fig. 2 Surface pressure coefficient distribution at different sections of the blade

行模拟。其中机身采用文献[22]中的模型参数,长度为 2 m,机身迎角为 0°。旋翼翼型为 NA-CA0012 翼型,桨叶数目为 4,半径为 0.86 m,桨根切除比为 0.24R,弦长为 0.066 m,桨叶的线性扭度为 -8°,转速为 2000 r/min,旋翼与机身的间距为 0.125 m。

图 3 是某时刻 Robin 直升机机身表面压力分布云图。其中 D6、D9、D14、D17 是文献[23]中压力传感器的位置。可以看出由于旋翼气流的下洗作用导致机身的上表面压力较大。图 4 是悬停状态下 Robin 直升机旋翼/机身干扰流场的涡量等值面图。可以看出旋翼产生的桨尖涡向旋翼下方发展,与机身存在相互干扰,从而使得机身的表面压力系数发生动态变化。

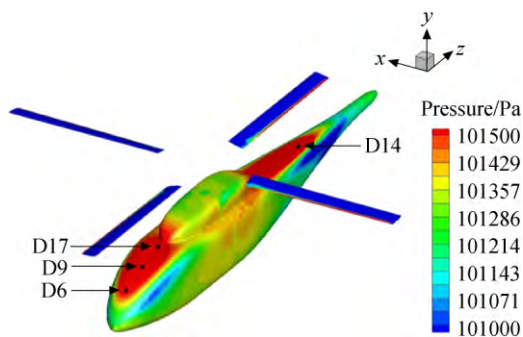


图 3 Robin 直升机机身表面压力分布图
Fig. 3 Surface pressure distribution of Robin helicopter fuselage

图 5 是 Robin 机身各监测点的表面压力系数随方位角变化曲线,图中 x/l 表示监测点在机身长度方向的相对位置,其中 l 表示机身长度的一半。试验值由图可以看出监测点得到的机身表面

压力系数随着方位角呈现周期性变化,计算值与文献[23]的试验值吻合很好,表明本文数值模拟方法对于旋翼/机身干扰细节具有很好的捕捉能力。同时可以看到旋翼旋转一周,监测点的表面压力系数波动了 4 个周期,与旋翼桨叶数目 4 是相吻合的。

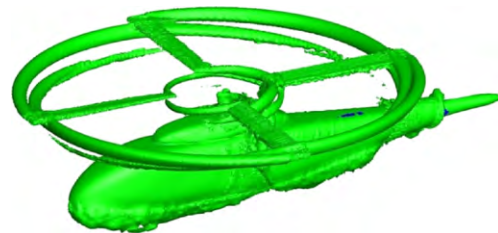
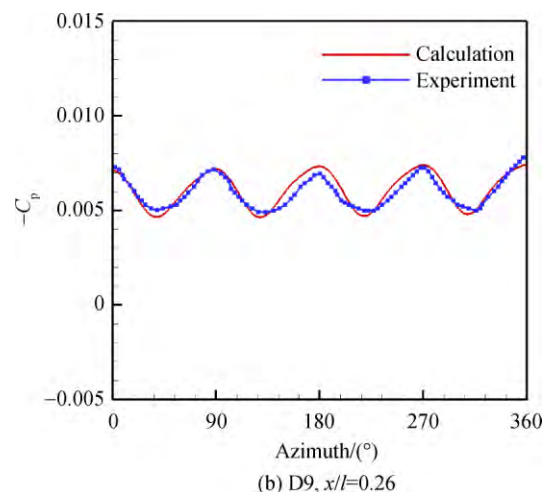
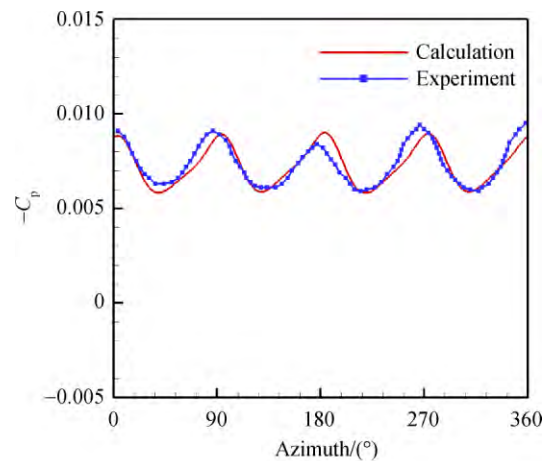


图 4 Robin 直升机涡量等值面
Fig. 4 Iso-surface of vorticity magnitude of Robin helicopter

2.3 前飞状态 Maryland 直升机旋翼/机身干扰

本文进一步对 Maryland 直升机在前飞状态下旋翼/机身干扰流场进行模拟。直升机的前进比为 0.1。机身采用文献[24]的模型参数,机身长度为 1.943 m,旋翼翼型为 NASA RC410 翼型,桨叶



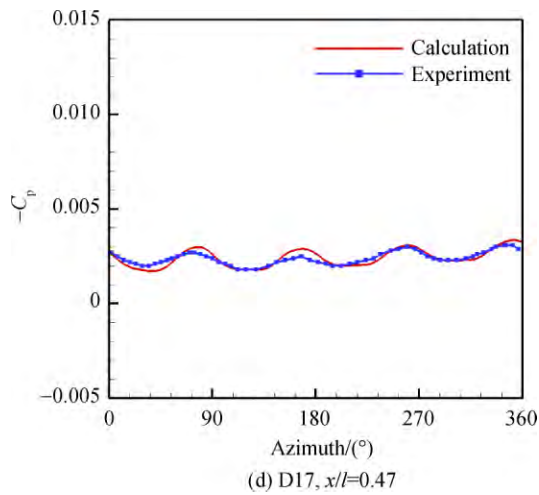
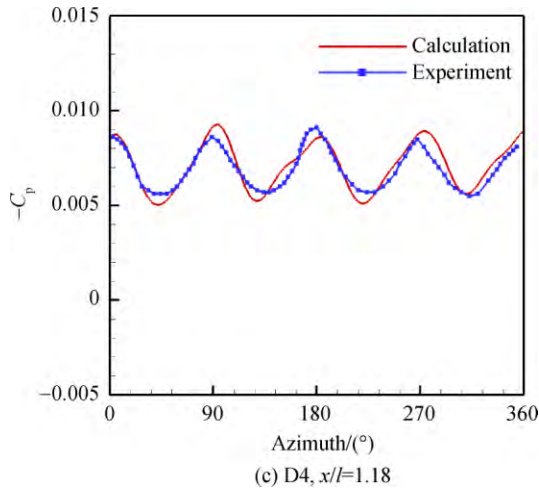


图 5 Robin 机身表面各监测点的表面压力系数随方位角变化曲线

Fig. 5 Surface pressure coefficient of each monitoring point on the surface of Robin's fuselage varies with azimuth

数目为 4,弦长为 0.0635 m,旋翼半径为 0.83255 m,总距角为 6°,桨叶线性扭度为 -12°,桨根切除比为 0.10R,旋翼与机身间距为 0.117 m,桨盘迎角为 6°,转速为 1860 r/min。

图 6 是 Maryland 直升机表面压力分布图。可以看出由于旋翼气流的下洗作用使得机身的上表面压力较大,由于直升机前飞使得机身前缘点的压力值更大。

图 7 是 Maryland 直升机机身各监测点的表面压力系数随方位角变化曲线,其中监测点选取文献[24]中位于机头和机身尾部的 D1 号和 D11 号压力传感器的位置,如图 6 所示。可以看出计算得到的机身表面压力系数随方位角变化曲线与试验值吻合较好,进一步验证了直升机旋翼/机身干扰数值模拟的正确性,为共轴刚性双旋翼/机身

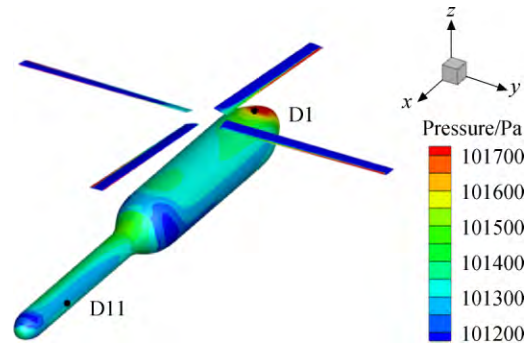


图 6 Maryland 直升机表面压力分布图
Fig. 6 Surface pressure distribution of Maryland helicopter

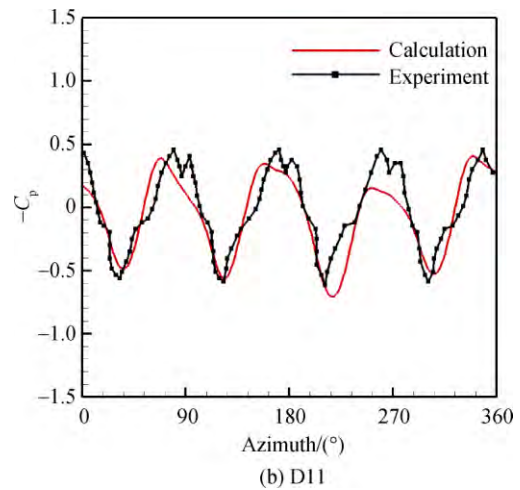
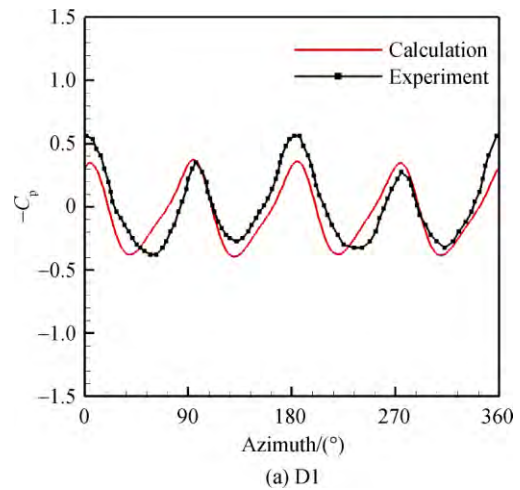


图 7 Maryland 机身表面各监测点压力系数随方位角变化曲线

Fig. 7 Surface pressure coefficient of each monitoring point on the surface of Maryland fuselage varies with azimuth

干扰流场模拟打下基础。

2.4 共轴双旋翼 Harrington 2

为了验证本文数值模拟方法同样适用于共轴刚性双旋翼气动计算,本节选取共轴双旋翼 Har-

rington 2 进行验证。共轴双旋翼模型采用文献 [25] 的参数,旋翼翼型为 NACA0012 翼型,旋翼半径为 3810 mm,弦长为 457.2 mm,上下旋翼的间距为 609.6 mm,桨根切除为 762 mm,桨叶的线性扭度为 0° ,总距角为 1° ,桨尖马赫数为 0.2929。图 8 是计算模型示意图。

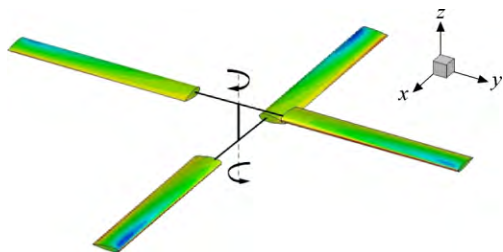


图 8 Harrington 2 模型示意图

Fig. 8 Model schematic diagram of Harrington 2

图 9 是 Harrington 2 共轴双旋翼扭矩系数随拉力系数的变化曲线,其中 C_q 为扭矩系数, C_t 为拉力系数。从图中可以看出,计算值与试验值吻合较好,表明了本文数值模拟方法能够很好应用于共轴刚性双旋翼气动计算。

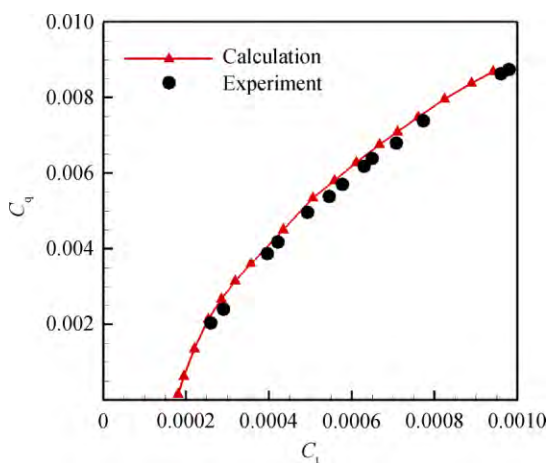


图 9 Harrington 2 扭矩系数-拉力系数曲线

Fig. 9 Curve of torque coefficient-thrust coefficient for Harrington 2

3 Maryland 共轴刚性双旋翼/机身气动干扰

共轴刚性双旋翼/机身气动干扰研究,采用 Maryland 机身,旋翼的几何参数和文中第 2.3 节的一致,桨盘迎角为 0° ,上下旋翼的间距 $d = 0.15R$,上下旋翼初始位置如图 10 所示,图中 ψ 表示方位角,上旋翼绕着 $+z$ 轴旋转,下旋翼绕着

$-z$ 轴旋转,转速为 2000 r/min。计算网格由 3 套组成:包含上旋翼的旋转网格,包含下旋翼的旋转网格以及包含 Maryland 机身的背景网格。旋翼表面和机身表面的第一层网格 $y^+ = 30$,装配完成的网格总量约为 1500 万。旋翼非定常计算时间步长为旋翼旋转 1° 的时间,内迭代步数为 30,计算总周期达到 20 圈。

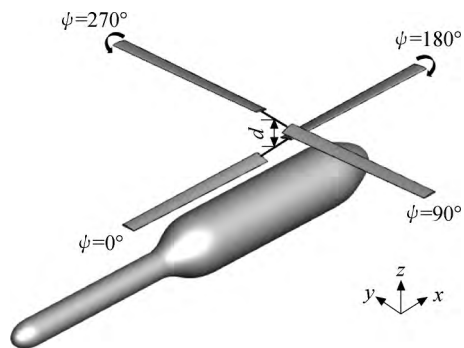


图 10 Maryland 共轴刚性双旋翼模型

Fig. 10 Model of Maryland coaxial rigid rotor

图 11 为机身纵剖面的压力分布云图。从图中可以清楚看到共轴刚性双旋翼流场计算,滑移网格交接面上的流场信息传递是连续的。

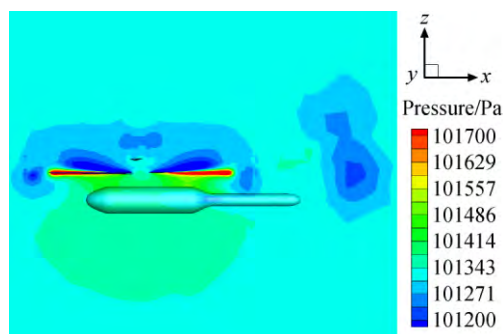


图 11 Maryland 共轴刚性双旋翼表面压力分布图

Fig. 11 Surface pressure distribution of Maryland coaxial rigid rotor

图 12 和图 13 分别是共轴刚性双旋翼上、下桨盘的瞬时诱导速度云图,图中 V_i 为桨盘轴向诱导速度。由图可以看出,单独共轴刚性双旋翼的上下桨盘诱导速度均大于带有机身时上下桨盘的诱导速度,这是由于旋翼下方的机身对于旋翼下洗流产生阻滞作用所造成的,并且机身对于下旋翼的干扰更明显。

共轴刚性双旋翼的扭矩系数 C_q ,拉力系数 C_t 以及悬停效率 η ,如式(6)~式(8)所示,计算结果如表 1 所示。

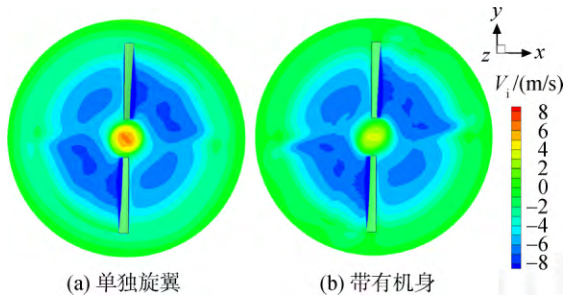


图 12 共轴刚性双旋翼上桨盘瞬时诱导速度云图

Fig. 12 Instantaneous induced velocity cloud of the upper coaxial rigid rotor disk

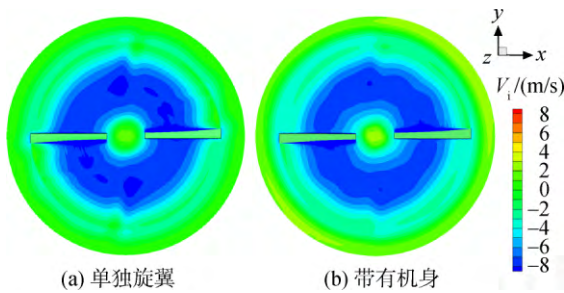


图 13 共轴刚性双旋翼下桨盘瞬时诱导速度云图

Fig. 13 Instantaneous induced velocity cloud of the lower coaxial rigid rotor disk

表 1 不同状态下旋翼 C_q, C_t, η 表

Table 1 C_q, C_t, η of rotor in different states

总距角/ (°)	状态	C_t	C_q	η	$\Delta\eta/\%$
6	单独旋翼	0.0042	0.00082	0.2347	
6	带有机身	0.0043	0.00081	0.2462	4.9
8	单独旋翼	0.0072	0.00119	0.3630	
8	带有机身	0.0074	0.00118	0.3815	5.09
10	单独旋翼	0.0109	0.00161	0.4967	
10	带有机身	0.0112	0.00159	0.5271	6.13
12	单独旋翼	0.0133	0.00191	0.5678	
12	带有机身	0.0139	0.00190	0.6099	6.90

$$C_q = \frac{Q}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R} \quad (6)$$

$$C_t = \frac{T}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R} \quad (7)$$

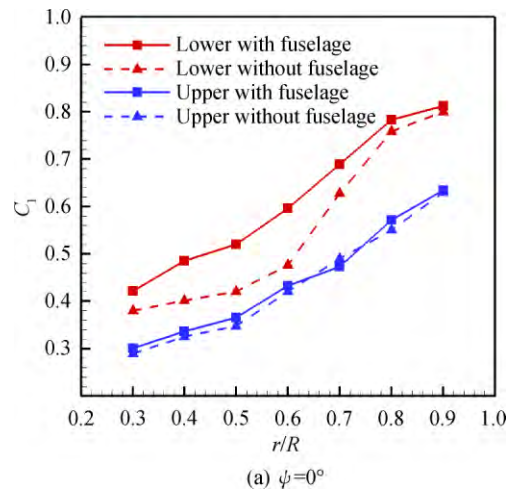
$$\eta = \frac{(C_t)^{3/2}}{\sqrt{2} C_q} \quad (8)$$

式中 Q 为扭矩, T 为拉力, Ω 为旋翼角速度, R 为旋翼半径。

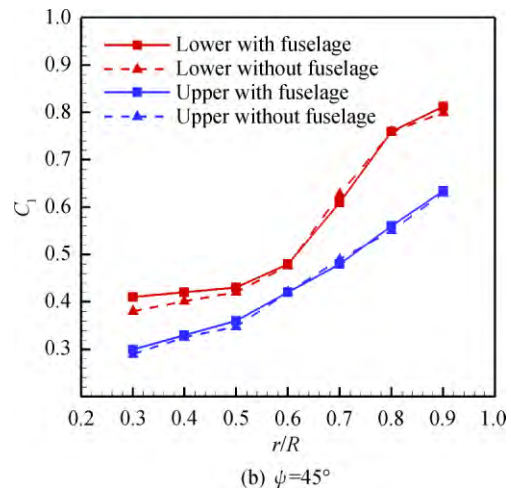
从表 1 可以看出没有机身干扰时,共轴刚性双旋翼的悬停效率都高于同一状态下有机身干扰时的悬停效率。桨叶总距角为 $6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ 和 12° 时,悬停效率分别增加了 4.90%、5.09%、6.13% 和 6.90%。随着拉力系数的增大,机身对于旋翼性能的影响有所增加,这也说明在直升机设计过程中需要考虑机身干扰的影响。

为了探究旋翼悬停效率增大的原因,选取总距角为 10° 的悬停状态进行计算,对有/无机身干扰的不同方位角的桨叶展向各截面的升力系数进行分析。图 14 是不同方位角的旋翼各截面的升力系数对比, C_l 为升力系数。

其中方位角是以上旋翼的方位角作为标准。由于旋翼流场在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 方位角的变化与在 $360^\circ \sim 180^\circ$ 方位角的变化有相似性,因此文中只展示 $0^\circ \sim 180^\circ$ 方位角的变化情况。可以看到,当 0° 方位角时,有/无机身旋翼不同截面升力系数变化明显;在 180° 方位角时,在靠近桨根部分有略微变化;而 45° 和 90° 方位角时,有/无机身桨叶不同截面升力系数变化很小。当存在机身干扰时,



(a) $\psi=0^\circ$



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

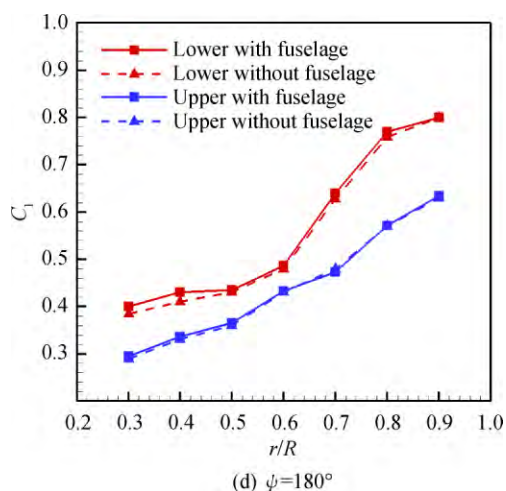
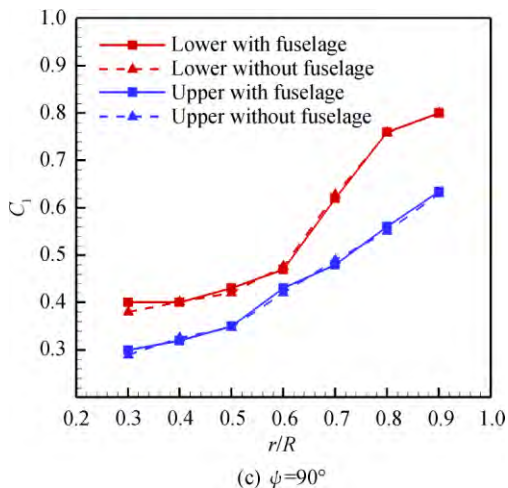


图 14 不同方位角的旋翼各截面的升力系数
Fig. 14 Lift coefficient of different sections at different azimuths

上旋翼桨叶不同截面升力系数相比没有机身干扰时的变化很小,而下旋翼桨叶不同截面升力系数比没有机身干扰时的大,并且靠近桨根的升力系数增量大于桨尖部分。

图 15 是下旋翼桨叶分别位于 0° 和 180° , 上旋翼桨叶分别位于 90° 和 270° 时, 机身对称面顶端线的表面压力系数分布, 横坐标 x/L 表示机身的相对位置, L 为机身长度。可以看出在机头、尾梁前端和末端等截面面积发生突变的部位, 机身表面压力系数发生了突变, 使得机身的气动力和气动力矩发生突变。由于旋翼旋转产生的气动力和力矩是高度非定常的, 会对直升机的动稳定性产生影响。因此, 在设计直升机控制系统时, 也应该考虑旋翼与机身之间的气动干扰。

图 16 是下旋翼桨叶位于方位角为 0° 时, 桨叶各截面的表面压力系数对比图。可以看到 $r/R =$

$0.3, 0.6$ 截面的表面压力系数增量比 $r/R = 0.9$ 截面的增量更大, 并且位于机身上方的桨叶升力系数增量比位于尾梁上方的桨叶升力系数增量更大。

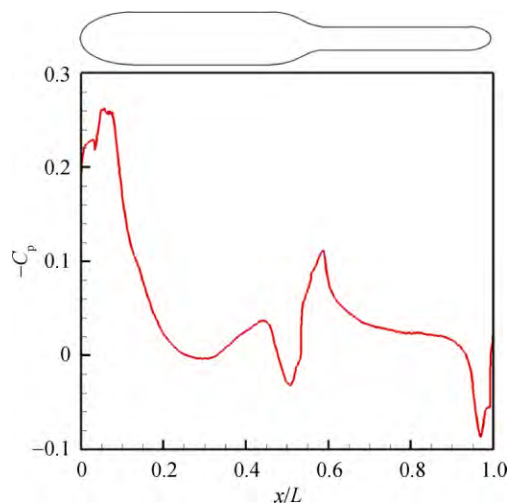
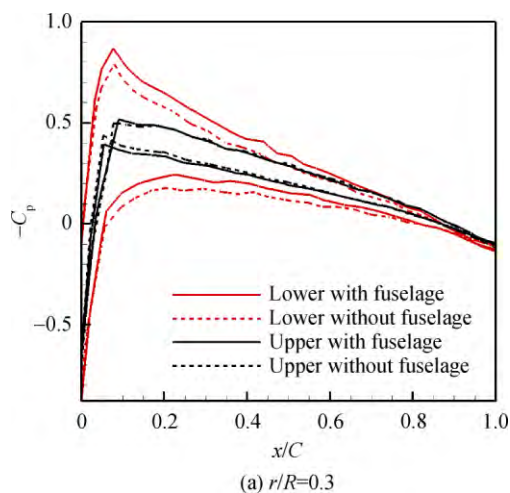
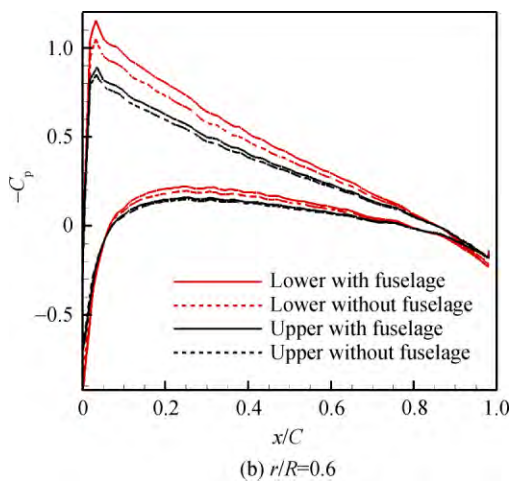


图 15 机身顶端线的压力系数分布

Fig. 15 Pressure coefficient distribution of the top line of the fuselage



(a) $r/R=0.3$



(b) $r/R=0.6$

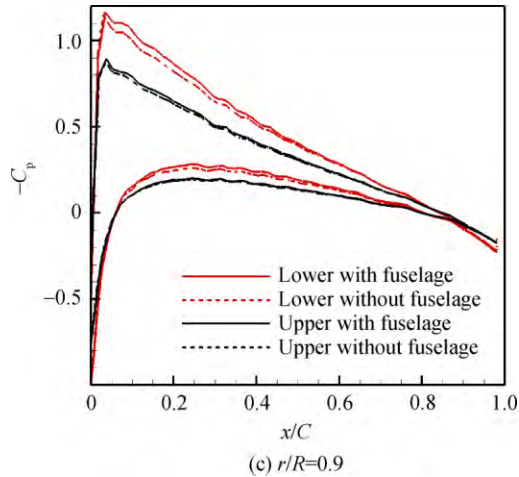


图 16 方位角为 0° 时桨叶各截面的表面压力系数分布
Fig. 16 Surface pressure coefficients distribution of different sections of the blade at 0° azimuth

4 结 论

本文采用滑移网格技术求解 Navier-Stokes 方程的方法对共轴刚性双旋翼/机身气动干扰问题进行数值模拟研究,可以得到以下结论:

1) 通过对 C-T 旋翼、Robin 直升机、Maryland 直升机以及共轴双旋翼 Harrington 2 等标准算例进行计算,验证了本文的数值模拟方法能够很好地应用于共轴刚性双旋翼/机身干扰流场的模拟。

2) 悬停状态下由于机身阻滞作用的影响,共轴刚性双旋翼的悬停效率增加 5% 左右,并且随着拉力系数的增大,机身对于共轴刚性双旋翼的气动性能的影响增强,使得悬停效率增益更大。

3) 旋翼的悬停效率增益主要来源于下旋翼 0° 方位角附近的桨叶拉力系数的增大,并且呈现出远离桨叶根部的拉力系数增量逐渐减小的趋势。

参考文献:

[1] BAGAI A. Aerodynamic design of the X2TM technology demonstrator main rotor blade[C]//Proceeding of American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montreal, Canada; American Helicopter Society (AHS), 2008: 211-242.

[2] CAMERON C, KARPATNE A, SIROHI J. Performance and vibratory hub loads of a mach-scale coaxial rotor in hover[C]//Proceedings of American Helicopter Society 70th Annual Forum. Montreal, Canada; American Helicopter Society(AHS), 2014: 1-9.

[3] CAMERON C, SIROHI J. Performance and loads of a model coaxial rotor: Part I wind tunnel testing[C]//Pro-

ceedings of American Helicopter Society 72nd Annual Forum. West Palm Beach, FL; American Helicopter Society (AHS), 2016: 1-15.

[4] FEIL R, RAULEDER J. Aeromechanics analysis of a coaxial rotor system in hover and high-advance-ratio forward flight[C]//Proceedings of the AIAA Applied Aerodynamics Conference. Washington; AIAA, 2016: 1-19.

[5] WALSH D, WEINER S, ARIFIAN K, et al. High airspeed testing of the Sikorsky X2 Technology™ demonstrator [R]. Virginia Beach, VA; the 67th American Helicopter Society(AHS) Annual Forum, 2011.

[6] SUZAN D, WILLIAM E, EREZ E. S-97™ adaptive survivability[R]. Phoenix, AZ; the American Helicopter Society 69th Annual Forum, 2013.

[7] 邓彦敏,陶然,胡继忠. 共轴式直升机上下旋翼之间气动干扰的风洞实验研究[J]. 航空学报, 2003, 24(1): 10-14. DENG Yanmin, TAO Ran, HU Jizhong. Experimental investigation of the aerodynamic interaction between upper and lower rotors of a coaxial helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(1): 10-14. (in Chinese)

[8] 唐正飞,李锋,高正,等. 用三维激光多普勒测速仪对共轴双旋翼悬停流场的测定[J]. 流体力学实与测量, 1998, 12(1): 81-87. TANG Zhengfei, LI Feng, GAO Zheng. Measurement of the coaxial-rotor flow field in hovering using 3-D laser doppler velocimeter. [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(1): 81-87. (in Chinese)

[9] COLEMAN C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research [R]. NASA-3675, 1997.

[10] HARRINGTON R D. Full-scale-tunnel investigation of the static-thrust performance of a coaxial helicopter rotor [R]. NACA TN-2318, 1951.

[11] LEISHMAN J G, ANANTHAN S. An optimum coaxial rotor system for axial flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2008, 53(4): 366-381.

[12] 童自力,孙茂. 共轴式双旋翼流动的 N-S 方程模拟[J]. 航空学报, 1998, 19(1): 1-5. TONG Zili, SUN Mao. Navier-Stokes calculations of coaxial rotor aerodynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(1): 1-5. (in Chinese)

[13] 许和勇,叶正寅. 悬停共轴双旋翼干扰流动数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 453-457. XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of interaction unsteady flows around coaxial rotors in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 453-457. (in Chinese)

[14] 叶靓,徐国华. 共轴式双旋翼悬停流场和气动力的 CFD 计算[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(4): 437-442. YE Liang, XU Guohua. Calculation on flow field and aerodynamic force of coaxial rotors in hover with CFD method [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(4): 437-442. (in

- Chinese)
- [15] 招启军,朱正,原昕. 桨叶外形对共轴刚性旋翼悬停性能影响的 CFD 分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(5): 653-661.
ZHAO Qijun, ZHU Zheng, YUAN Xin. CFD analyses on effects of blade shape on hover performance of coaxial rigid rotors[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(5): 653-661. (in Chinese)
- [16] 陈龙. 基于 CFD/CSD 耦合的旋翼气动弹性数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
CHENG Long. Numerical simulation of rotor aeroelastic using CFD/CSD coupling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [17] 余智豪. 基于 CFD/CSD 耦合的共轴刚性双旋翼振动载荷分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
YU Zhihao. Computational analysis on vibration loads of coaxial rigid rotors based on CFD/CSD coupling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [18] 程载恒, 陈荣亮, 孙哲. 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[J]. 集成技术, 2017, 6(3): 83-90.
CHENG Zaiheng, CHEN Rongliang, SUN Zhe. A parallel numerical simulation method for the aerodynamics of rotor unmanned aerial vehicles based on unstructured sliding meshes[J]. Journal of Integration Technology, 2017, 6(3): 83-90. (in Chinese)
- [19] 黄超. 复合式直升机旋翼气动建模与计算[R]. 北京: 北京力学学会第 23 届学术年会, 2017: 15-16.
- [20] BLAZEK J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. Oxford: Elsevier Science Limited, 2001.
- [21] CARADONNA F X, TUNG C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[J]. Vertica, 1980, 5(2): 149-161.
- [22] RAYMOND E M, SUSAN A G. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor[R]. NASA-TM-2000-201286, 2000.
- [23] PHELPS A E III, BERRY J D. Description of the U. S. Army small-scale 2-meters rotor test system[R]. NASA TM 87762, 1987.
- [24] BI N P, LEISHMAN G. Experimental study of rotor/body aerodynamic interactions[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(9): 779-788.
- [25] HARRINGTON R D. Full-scale-tunnel investigation of static-thrust performance of a coaxial helicopter rotor[R]. NACA TN-2318, 1951.

(编辑: 王碧珺)