

非定常预处理方法在倾转旋翼飞行器 悬停状态气动干扰模拟中的应用

李欢, 龚小权, 唐静, 李彬, 马明生

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对倾转旋翼飞行器的多种速度尺度并存的复杂流动问题, 发展了能够统一求解同时包含不可压缩流动和可压缩流动的非定常预处理方法和一种考虑了流场物理信息传播方向的预处理远场边界条件。结合适用于倾转旋翼飞行器的复杂外形及大位移问题的非结构混合网格技术和重叠插值技术, 建立了倾转旋翼飞行器的数值模拟方法。在此基础上, 首先通过悬停算例验证了数值方法的有效性, 确定了选择预处理截断参数的原则。然后探究了倾转旋翼飞行器直升机模式悬停状态的尾迹涡结构演化过程, 研究了“喷泉效应”和“地面效应”对倾转旋翼气动性能的影响。计算结果表明, 旋翼尾迹涡的耗散在不同方位角存在较大差异。“地面效应”抑制了旋翼尾迹的发展, 提高了旋翼整个方位角区域的升力系数, 而不仅限于机翼上方方位角区域。“地面效应”作用强于“喷泉效应”作用, 使旋翼相对于孤立旋翼拉力系数略微增大了 5.26%, 但同时整个倾转旋翼飞行器的总的向上的力只有孤立旋翼拉力的 82.46%。结论表明预处理方法和预处理远场边界条件能够较好地模拟倾转旋翼飞行器悬停状态的干扰流场, 兼顾了数值计算的耗散性和稳定性。气动干扰对倾转旋翼飞行器整体气动性能有重大影响。

关 键 词: 非定常预处理方法; 预处理边界条件; 倾转旋翼飞行器; 悬停状态; 非结构混合网格技术; 重叠插值技术

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Application of unsteady preconditioning to aerodynamic interaction simulation of tiltrotor aircraft in hover

LI Huan, GONG Xiaoquan, TANG Jing, LI Bin, MA Mingsheng

(Computation Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: To solve the tiltrotor aircraft's complicated flow problems of different speed scales, an unsteady pre-conditioning method and corresponding boundary conditions were developed for simultaneous solution of incompressible and compressible flows. Combined with the unstructured hybrid grid generation technique and the overlapping grid interpolation technique suitable for the complex configuration and large displacement of tiltrotor aircraft, a numerical simulation method for tiltrotor aircraft was presented. On this basis, the validity of the numerical method was verified by hovering case at first, and the principle of preconditioning parameter selection was determined. Then, the wake vortex structure evolution of the hovering configuration for the helicopter mode was investigated, and the effects of “fountain effect” and “ground effect” on the aerodynamic performance of tiltrotor were studied.

收稿日期: 2018-05-06

作者简介: 李欢(1993—), 男, 研究实习员, 硕士生, 主要从事计算空气动力学研究。

引用格式: 李欢, 龚小权, 唐静, 等. 非定常预处理方法在倾转旋翼飞行器悬停状态气动干扰模拟中的应用[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2): 396-409. LI Huan, GONG Xiaoquan, TANG Jing, et al. Application of unsteady preconditioning to aerodynamic interaction simulation of tiltrotor aircraft in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 396-409.

The results showed that the dissipation of the wake vortex presented different scene in different azimuthal zones. And “ground effect”, coupled with “fountain effect”, suppressed the development of rotor wake. The “ground effect” affected the entire azimuthal zone instead of the zone above the wing, causing a slight increase of 5.26% in the thrust coefficient of the installed rotor relative to the isolated rotor, but the total thrust coefficient of the whole tiltrotor aircraft were only 82.46% of the isolated rotor. The conclusion shows that the preconditioning method is able to simulate the complicated flow field in the hovering configuration of the helicopter model well. Aerodynamic interaction has a significant impact on the overall aerodynamic performance of the tiltrotor aircraft.

Key words: unsteady preconditioning method; preconditioning farfield boundary condition; tiltrotor aircraft; hovering configuration; unstructured hybrid grid technique; overlap grid interpolation technique

倾转旋翼飞行器是一种融合了垂直起降和高速巡航功能的新型飞行器,在军用和民用方面具有广泛的应用前景。目前 Bell-Boeing V-22 Osprey^[1]已服役于美国军方,AW609^[2]也已完全投入商业运营,而国内倾转旋翼飞行器的研究才刚刚起步,其非定常气动干扰问题是研究的重点和难点。对于其直升机模式悬停状态,机翼上表面受到倾转旋翼下洗流场的直接冲击而产生较大的向下载荷,这会造成倾转旋翼飞行器的有效载重降低^[3],进而影响飞行器的总体气动性能。同时,飞行器的机翼/机身会阻塞或干扰两倾转旋翼的下洗流场,悬停状态倾转旋翼的流场特性被改变,产生“喷泉效应”和“地面效应”^[4]。可以看到倾转旋翼飞行器直升机模式悬停状态的非定常气动干扰是复杂的,而复杂的气动干扰现象又直接影响飞行器的整体飞行性能等。因此,深入研究倾转旋翼飞行器的非定常气动干扰问题,具有重要的理论和实际意义。

相比于实验研究,倾转旋翼飞行器的数值模拟研究具有成本低,受外形限制小等优势,因此国内外研究人员已开展了一些具有指导意义的工作。早期及现在的大量研究工作都是基于涡流方法和动量源方法^[5-10]的,涡流方法和动量源方法具有计算效率高,但分析精度有限的特点,无法捕捉倾转旋翼/机翼附近的流动细节。对于完全采用 Navier-Stokes 方程数值求解倾转旋翼飞行器悬停状态的研究,国内外已有相关文献发表,取得了一定的进展。文献[11]分析了孤立倾转旋翼的悬停状态,但未模拟旋翼/机翼的干扰流场;文献[12-13]分析了悬停状态旋翼和机翼的干扰流场特性,但模拟的是简化的旋翼/机翼模型,未考虑机身对旋翼下洗流场的干扰;文献[14]模拟了整

个倾转旋翼飞行器悬停状态的干扰流场,对流场特性“喷泉效应”和整体气动性能进行了分析。但未研究“喷泉效应”沿机身方向的变化规律和机身对旋翼尾迹涡结构演化规律的影响。

另一方面,倾转旋翼飞行器的数值求解也面临一定的问题。由于倾转旋翼飞行器悬停状态的流场具有不可压缩低速流域和可压缩高速流域相互耦合的特点^[15],传统的可压缩方法由于稳定性限制和低速时近似因子分裂的离散误差,导致数值求解收敛困难,计算效率和计算准确性降低,计算周期长。预处理方法^[16]通过改变 Navier-Stokes 方程的时间导数项使方程的特征速度在低速保持同一数量级,消除数值刚性问题,使传统的可压缩方法能够更为高效准确地求解倾转旋翼飞行器悬停状态的流场。虽然已有国内外学者把预处理方法用于多种速度尺度并存的流动问题,但公开的文献仅限于孤立旋翼悬停状态和直升机前飞^[17-19]的数值模拟等。相比于无旋翼/机身干扰的孤立旋翼悬停状态和带有一定前飞速度的直升机前飞状态的数值模拟,倾转旋翼飞行器悬停状态干扰流场的数值求解更复杂,数值收敛更困难。同时国内外研究者^[20-23]目前大都还采用简化的预处理远场边界条件。简化的远场边界条件由于未考虑流场内信息的传播方向和物理量的守恒关系,为反射远场边界条件。反射远场边界条件数值求解收敛过程会小幅震荡,计算效率较低,只有在远场边界位置取得足够远才能够得到精度高的数值解,这进一步提高了倾转旋翼飞行器悬停状态数值求解的难度。

本文针对倾转旋翼飞行器悬停状态多种速度尺度并存的复杂流动问题,发展了能够统一求解同时包含不可压缩流动和可压缩流动的非定常预

处理方法和一种考虑了流场物理信息传播方向的预处理边界条件。结合适用于倾转旋翼飞行器的复杂外形及大位移问题的非结构混合网格技术和重叠插值技术,建立了倾转旋翼飞行器的数值模拟方法,开展了机体/旋翼间干扰流场的分析研究,对我国未来高性能倾转旋翼飞行器的气动设计有一定的参考意义。

1 计算方法

1.1 N-S 方程

本文使用的流场解算器为自主研发的 MFlow 软件^[24]。原始变量的非定常可压缩 N-S 方程如下积分形式:

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

式(1)中, Ω 表示控制体的体积, $\partial\Omega$ 表示控制体封闭面的面积, $\mathbf{F}_c$ 为无黏通量, $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量,通量定义参考文献[25]。 $\mathbf{Q}$ 为原始变量, $\mathbf{M}$ 为 $\mathbf{Q}$ 与 $\mathbf{W}$ 的转换矩阵。 $\mathbf{Q}$ 、 $\mathbf{M}$ 和 $\mathbf{W}$ 的具体形式如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= \frac{\partial \mathbf{W}}{\partial \mathbf{Q}} = \\ &\begin{bmatrix} \rho_p & 0 & 0 & 0 & \rho_T \\ \rho_p u & \rho & 0 & 0 & \rho_T u \\ \rho_p v & 0 & \rho & 0 & \rho_T v \\ \rho_p w & 0 & 0 & \rho & \rho_T w \\ \rho_p H - 1 & \rho u & \rho v & \rho w & \rho_T H + \rho C_p \end{bmatrix} \quad (2) \\ \mathbf{Q} &= [p \quad u \quad v \quad w \quad T]^T \\ \mathbf{W} &= [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T \quad (3) \end{aligned}$$

在式(2)和式(3)中, c_p 、 ρ 、 T 、 H 和 E 分别表示比定压热容、密度、温度、单位质量气体的总能量和总焓。 ρ_p 、 ρ_T 分别表示密度对压力和时间的偏导数。 u 、 v 和 w 分别表示速度在 X 、 Y 和 Z 方向的分量。

1.2 非定常预处理方程

Weiss-Smith^[26] 预处理矩阵用参数 Θ 替换式(1)中转换矩阵 $\mathbf{M}$ 中的参数 ρ_p ;由于倾转旋翼飞行器流场具有强烈的非定常特性,引入双时间步法进行时间推进求解。非定常预处理方程形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \mathbf{\Gamma} \frac{\partial}{\partial \tau} \int_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (4)$$

式(4)中, t 和 τ 分别表示真实时间和虚拟时间。 $\mathbf{\Gamma}$ 的形式如下:

$$\mathbf{\Gamma} = \begin{bmatrix} \Theta & 0 & 0 & 0 & \rho_T \\ \Theta u & \rho & 0 & 0 & \rho_T u \\ \Theta v & 0 & \rho & 0 & \rho_T v \\ \Theta w & 0 & 0 & \rho & \rho_T w \\ \Theta H - 1 & \rho u & \rho v & \rho w & \rho_T H + \rho C_p \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\Theta = \left(\frac{1}{U_p^2} - \frac{\rho_T}{\rho c_p} \right)$$

$$U_p^2 = \min[\max(U^2, k^2 U_r^2), c^2] \quad (6)$$

在式(6)中, U_p 、 U_r 、 k 和 c 分别为预处理速度、旋翼桨尖速度、截断参数和当地声速。截断参数为常数。方程的时间导数项上加入预处理矩阵以后,可以推导出新的对流特征值 λ_k ,特征值对比见表 1。由表 1 可知,当速度很低时, $\epsilon' \ll 1$,方程的特征值都保持在 U 的量级,系统的数值刚性消除;当速度超过声速时, $\epsilon' = 1$ 时,预处理方程转化为 N-S 方程。

表 1 特征值对比

Table 1 Comparison of eigenvalues

特征值	N-S 方程	定常预处理方程	非定常预处理方程
$\lambda_{1,2,3}$	U	U	$b\tilde{U}$
λ_4	$U+c$	$\frac{1}{2}[U(1+\epsilon)+c']$	$\frac{1}{2}b[\tilde{U}(1+\epsilon')+c'']$
λ_5	$U-c$	$\frac{1}{2}[U(1+\epsilon)-c']$	$\frac{1}{2}b[\tilde{U}(1+\epsilon')-c'']$

表 1 中

$$\begin{aligned} b &= (1+b_1)^{-1} \quad b_1 = (1+\phi)\Delta\tau/\Delta t \\ \epsilon &= (\Theta\gamma RT - \gamma + 1)^{-1} \\ \epsilon' &= (\Theta'\gamma RT - \gamma + 1)^{-1} \\ \Theta' &= b(\Theta + b_1\rho_p) \quad U = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ c' &= \sqrt{U^2(1-\epsilon)^2 + 4\epsilon c^2} \\ c'' &= \sqrt{U^2(1-\epsilon')^2 + 4\epsilon' c^2} \end{aligned}$$

1.3 方程离散与时间推进

方程右端项采用 Roe 格式离散,时间推进上采用双时间方法,LU-SGS 方法将离散方程分解成以下三部分

$$(\mathbf{D} + \mathbf{L})\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{D} + \mathbf{U})\Delta\mathbf{W}^n = \mathbf{R}_{es} \quad (7)$$

其中 $\mathbf{L}$ 由严格下三角矩阵组成, $\mathbf{U}$ 由严格上三角矩阵组成, $\mathbf{D}$ 是对角矩阵。上式可以分两步求逆——前扫描和后扫描, $\mathbf{L}$ 、 $\mathbf{U}$ 和 $\mathbf{D}$ 的具体形式如下:

$$\mathbf{D} = \mathbf{S}\mathbf{M}^{-1} \left(\frac{\mathbf{V}}{\Delta\tau} + \frac{1}{2} \sum \lambda_i \mathbf{S}_i \right) \quad (8)$$

$$\boldsymbol{L} = \frac{1}{2} \sum_{i \in L} S_i (\Delta \boldsymbol{F}_{c,i} - \boldsymbol{S} \boldsymbol{M}^{-1} \lambda_i \Delta \boldsymbol{W}) \quad (9)$$

$$\boldsymbol{U} = \frac{1}{2} \sum_{i \in L} S_i (\Delta \boldsymbol{F}_{c,i} - \boldsymbol{S} \boldsymbol{M}^{-1} \lambda_i \Delta \boldsymbol{W}) \quad (10)$$

$$\boldsymbol{S} = \frac{(1 + \phi) \Delta \tau \boldsymbol{M}}{\Delta t} + \boldsymbol{I} \quad (11)$$

其中 V 为控制单元体积; $\boldsymbol{R}_{es}$ 、 $\Delta \boldsymbol{F}_{c,i}$ 和 $\Delta \boldsymbol{W}$ 的具体形式见参考文献[27]。

式(7)为本文所采用的引入预处理后的时间推进格式。定常/非定常预处理方程和 N-S 方程在此种离散推进格式的数据结构上很相似,非定常预处理方法易于在原 N-S 方程程序上编写调试。

1.4 远场边界条件

Weiss-Smith 预处理矩阵的引入改变了原 N-S 方程的特征系统,因此原 N-S 方程基于特征关系式的黎曼不变量远场边界条件需要进行预处理修正。由于预处理方程的无反射边界条件复杂繁琐,大多数文献采用 Turkel 等^[28] 建议的简化边界条件。简化边界条件为反射边界条件,反射远场边界条件数值求解收敛过程会小幅震荡,计算效率较低,对于多种速度尺度并存的流动问题,本文采用一种基于特征关系式的远场边界条件 (preconditioned equation and preconditioned characteristic variable boundary condition, PEPB)。预处理方程特征关系式能够得到与 Euler 方程的 Riemann 不变量 (Riemann invariants, RI) 类似的三个不变量,定义为类黎曼不变量 (similar Riemann invariants, SRI)。SRI 和 RI 的不变量对比见表 2, $A_{3,l}$ 和 $B_{3,l}$ 的具体形式和不变量的具体推导参考文献[27]。

表 2 不变量对比

Table 2 Comparison of invariants

不变量	RI	SRI
Const 1	p/ρ^γ	p/ρ^γ
Const 2	$\frac{2c}{(\gamma-1)} + u$	$\frac{2A_{3,l}c}{(\gamma-1)} + u$
Const 3	$-\frac{2c}{(\gamma-1)} + u$	$\frac{2B_{3,l}c}{(\gamma-1)} + u$

因此本文的远场边界条件为基于 SRI 推导的 PEPB 边界条件,当预处理方程转化为 N-S 方程时, $A_{3,l} = 1$, $B_{3,l} = 1$ 远场边界条件为基于 RI 推导的无反射边界条件。保证了远场边界条件与方程形式的映射对应关系。PEPB 远场边界条件

与简化远场边界条件的收敛性对比分析详见文献[27],本文不再赘述。

2 重叠插值技术和非结构混合网格

由于倾转旋翼飞行器具有复杂的非定常流动现象,采用重叠网格技术模拟倾转旋翼飞行器;重叠网格允许各子网格区域相互重叠,对子网格区域无特殊要求,各子网格孤立,降低了网格生成难度。通过挖洞插值实现重叠区信息传递,处理灵活,适合倾转旋翼飞行器的复杂外形及大位移问题。在重叠网格方法中,在重叠网格方法中,确定洞边界过程要求具有较高的效率和鲁棒性以及完全自动化。本文中,选择“物面相交”准则作为洞边界的确定方法。在确定好洞边界之后,使用 alternating digital tree (ADT) 方法^[29] 查找洞边界映射在包裹物体子网格中的网格单元,通过子网格的坐标值搭建六维空间搜索关系。为减小重叠区域插值误差,重叠区网格尺度基本相同。

计算网格设计的合理性和生成的质量是倾转旋翼飞行器数值模拟的前提。本文倾转旋翼飞行器的计算网格采用非结构混合网格,包括三棱柱网格单元、金字塔网格单元和四面体网格单元。附面层的模拟采用三棱柱网格单元,空间流场各向同性区域的模拟采用四面体网格单元,附面层和空间流场之间的网格单元过渡采用金字塔网格单元。这种非结构混合网格技术在附面层内具有较好的黏性模拟精度,相比结构网格具有生成简单、高效、灵活的特点,适合于倾转旋翼复杂飞行器外形的模拟。

3 网格生成

TRAM 模型^[30] 是 NASA Ames 研究中心、Langley 研究中心和美国陆军合作的一个全翼展倾转旋翼飞行器气动试验模型,其大小为 V-22 倾转旋翼飞行器尺寸的 1/4。TRAM 模型旋翼采用 XN 系列的正弯度厚翼型,由于该系列翼型数据难以查到,本文采取了一些近似,为 S-TRAM (similar TRAM), TRAM 模型的具体参数参考文献[30]。

本文生成 S-TRAM 全机模型和 I-Tiltrotor 旋翼模型两个模型。整个 S-TRAM 全机模型分 5 个部分:机身、机翼、尾翼、旋翼和发动机短舱;I-Tiltrotor (isolated tiltrotor) 模型表示不含机身的孤立旋翼,由倾转旋翼和发动机短舱两部分构成。简化了发动机短舱和机翼之间的连接处。I-Til-

trotror 模型的各部分与 S-TRAM 模型各部件完全一致。

计算网格采用重叠网格方法。分别生成 I-Tiltrotor 模型的孤立旋翼网格和 S-TRAM 模型的飞行器半机网格。因为飞行器左右旋翼旋转方向相反,故左右对称,为节省网格量,只需计算半机。图 1 给出了 S-TRAM 模型的飞行器对称面的空间网格,S-TRAM 模型的飞行器半机网格由三套网格组成。红色为包裹旋翼桨叶的子网格,蓝色为包裹发动机短舱的子网格,黑色为飞行器背景网格。为准确模拟尾迹影响,对旋翼尾迹的影响区域网格加密,网格间距为 0.20 倍旋翼弦长。整个飞机背景网格、发动机短舱子网格及旋翼桨叶子网格分别为1937万、84 万和 485 万。图 2 为重叠网格截面放大图,展示了三套网格的重叠区,重叠区网格尺度基本相同。

图 3 为 I-Tiltrotor 模型的孤立旋翼网格,其表面网格与 S-TRAM 模型的飞行器半机表面网格完全一致。I-Tiltrotor 模型的孤立旋翼网格同样由三套网格组成:红色为包裹旋翼桨叶的子网格,蓝色为包裹发动机短舱的子网格,黑色为背景网格。

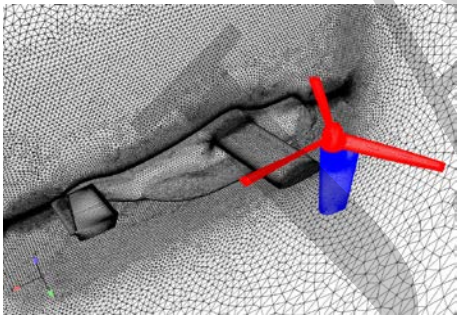


图 1 S-TRAM 模型的半机网格

Fig.1 Surface grid of half-span S-TRAM model

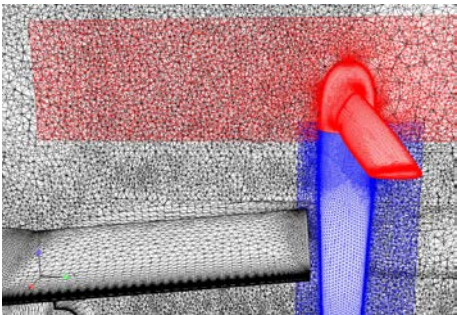


图 2 重叠网格截面放大图

Fig.2 Slice mesh enlargement

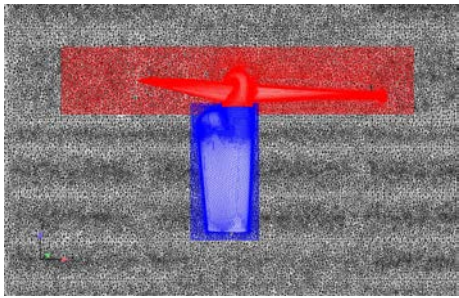


图 3 I-Tiltrotor 模型的孤立旋翼网格

Fig.3 Isolated trotror mesh of I-Tiltrotor model

4 考核算例

美国 NASA Ames 研究中心的 Caradonna-Tung 旋翼^[31]是目前旋翼 CFD 领域的标准算例之一,其公开的实验数据被广泛用于考核旋翼 CFD 领域的数值计算方法。该旋翼包含 2 片桨叶,桨叶无尖削和扭转,旋翼的翼剖面为 NA-CA0012 翼型。该旋翼桨盘半径为 1.143 m,桨叶的展弦比为 6.0;文献[32]数值模拟结果显示桨毂和连杆的影响可以忽略,因此本文计算忽略桨毂和连杆外形,桨根切除部分取为桨盘半径的 1/10。

计算网格采用重叠网格。由两套网格组成。红色为包裹旋翼桨叶的子网格,蓝色为背景网格。包裹 Caradonna-Tung 旋翼的子网格大小为 493 万,其中四面体网格,金字塔网格,三棱柱网格分别为 222 万、7 万、264 万个。背景网格为 1209 万,全部为四面体网格。尾迹区为旋翼下方 6 倍弦长,在这些区域对网格进行局部加密,网格间距为 0.1 倍弦长,如图 4 所示。

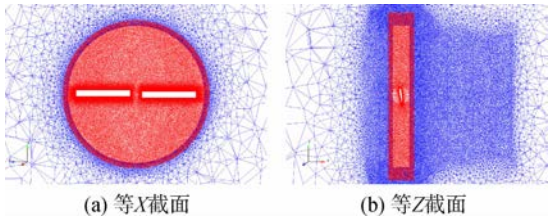


图 4 等截面空间网格分布

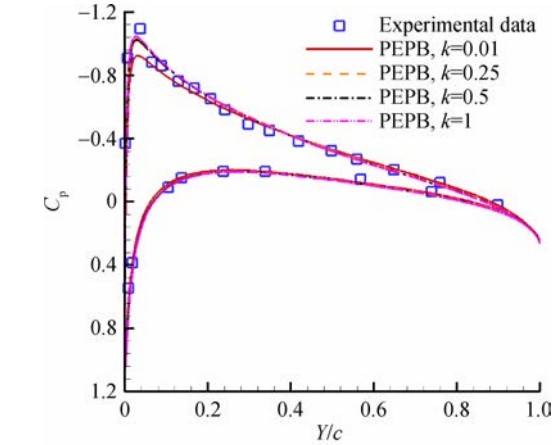
Fig.4 Slice mesh of the both zones

此算例一是考核非定常预处理方法结合多重网格方法和重叠插值技术对旋翼悬停的数值模拟能力;二是通过数值试验确定预处理截断参数的选取。Caradonna-Tung 旋翼悬停状态的参数为:桨尖马赫数 $Ma_{tip}=0.44$,总距角 $\theta_c=8^\circ$,基于桨尖速度和弦长的雷诺数 $Re=1.92\times 10^6$,采用 3

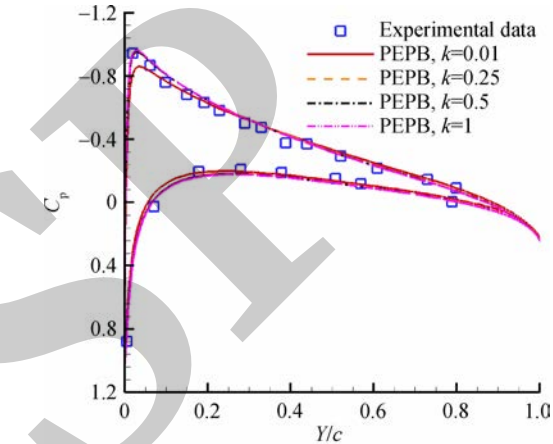
重的多重网格进行加速。

在旋翼流场的计算中,旋翼的相对来流速度沿展向是变化的,预处理方法的参考速度 U_r 通常取旋翼的桨尖速度,截断参数 k 值不同,直接影响预处理速度。这里 k 值取 1、0.5、0.25 和 0.01,探索截断参数值对旋翼流场数值模拟的影响。如图 5 所示为桨叶不同截面的压力系数分布图。 X/L 为相对展长, Y/c 为相对弦长。 k 值取 0.01 时 PEPB 预处理方法在上表面前缘的压力系数峰值低于实验值,除此之外,预处理方法计算结果相当,和实验值吻合较好。因此,从压力系数的合理性分布角度出发, k 值取较小不合适。

图 6 所示为拉力系数历程曲线,预处理方法计算的旋翼拉力系数均为 0.00525 左右。表 3 所示为一个时间步残差收敛情况。 $k=1$ 时,残差从 10^{-1} 量级降到 10^{-4} 量级; $k=0.5$ 时,残差从 10^0 量级降到 10^{-3} 量级; $k=0.25$ 时,残差从 10^0 量级降到 5×10^{-3} 量级; $k=0.01$ 时,残差从 10^0 量级降到 5×10^{-2} 量级。因此,截断参数 k 值对旋翼拉力系数影响不大,但 k 值越小,残差收敛越困难。



(c) $X/L=0.80$



(d) $X/L=0.68$

图 5 压力系数对比

Fig. 5 Comparison of surface pressure coefficient

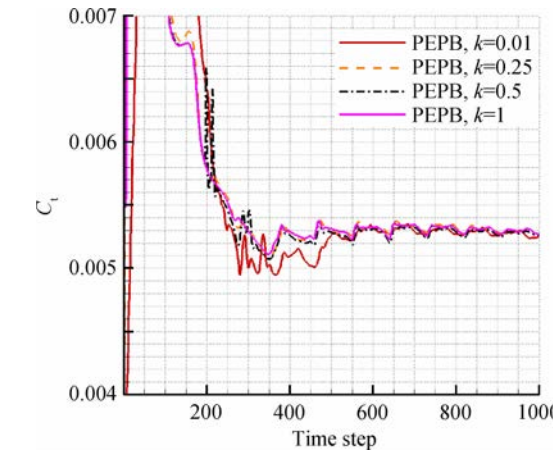


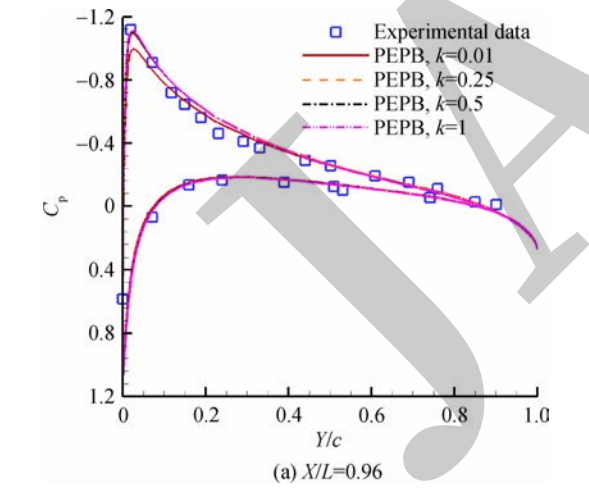
图 6 拉力系数历程

Fig. 6 History of thrust coefficient

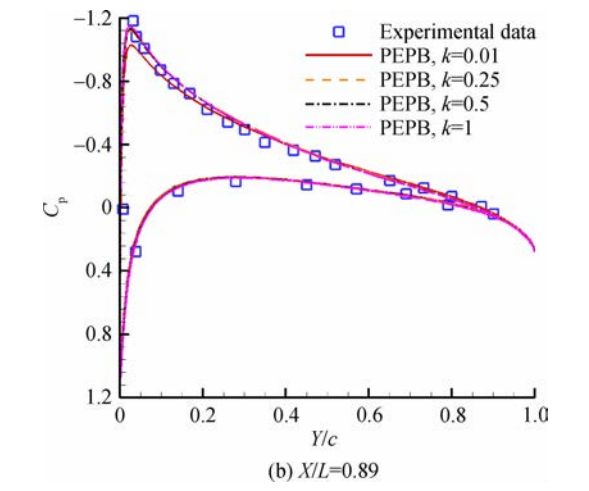
表 3 残差量级对比

Table 3 Comparison of residual magnitude

残差量级	$k=1$	$k=0.5$	$k=0.25$	$k=0.01$
始残差	10^{-1}	10^0	10^0	10^0
末残差	10^{-4}	10^{-3}	5×10^{-3}	5×10^{-2}



(a) $X/L=0.96$



(b) $X/L=0.89$

如图 7 所示为 Caradonna-Tung 旋翼空间涡量等值面图,下洗速度着色。尾涡结构为向内收缩的桨尖涡尾迹和封闭的环状启动涡尾迹。图 7(a)~图 7(d)中的涡量值为 220,图 7(e)中的涡量值为 150。图 7(a)~图 7(e)为预处理方法 PEPB,截断参数 k 值依次取 1、0.5、0.25、0.01 和 0.5 的数值模拟结果。可以看到图 7(a) 中桨尖拖出的尾涡尾迹角约为 360° ,图 7(b)~图 7(e) 中桨尖拖出的尾涡尾迹角约为 500° ,截断参数 k 值越小,尾涡结构越清晰。因此,如果考虑清晰的尾迹涡捕捉, k 值应该取较小值。图 7(f)为参考文献[32]的数值模拟结果。图 7(e)和图 7(f)对比可知,尾涡结构和尾迹角与参考文献[32]的计算结果相当。

综上所述,本文发展的预处理方法结合多重

网格方法和重叠插值技术具有模拟 Caradonna-Tung 旋翼悬停流场的能力,合理的预处理截断参数的选取能够更加细致地捕捉尾迹涡的发展,但旋翼整体受力计算两者差别不大;不同预处理截断参数 k 值的对比数值试验显示, k 值对旋翼的拉力系数影响不大, k 值较小对桨叶的压力系数分布有影响; k 值取得较小,预处理方法的数值耗散小,能够更好地模拟尾迹涡的发展,但残值收敛困难,容易发散。因此如果尾迹区无干扰且只关注气动力的计算, k 值可以取较大值。比如只关注 Caradonna-Tung 旋翼气动力的计算;如果尾迹区存在干扰或者关注尾迹的发展, k 值可取较小值。对于本文倾转旋翼飞行器旋翼与机翼的干扰流场, k 值取 0.1~0.5,同时兼顾数值计算的耗散性和稳定性。

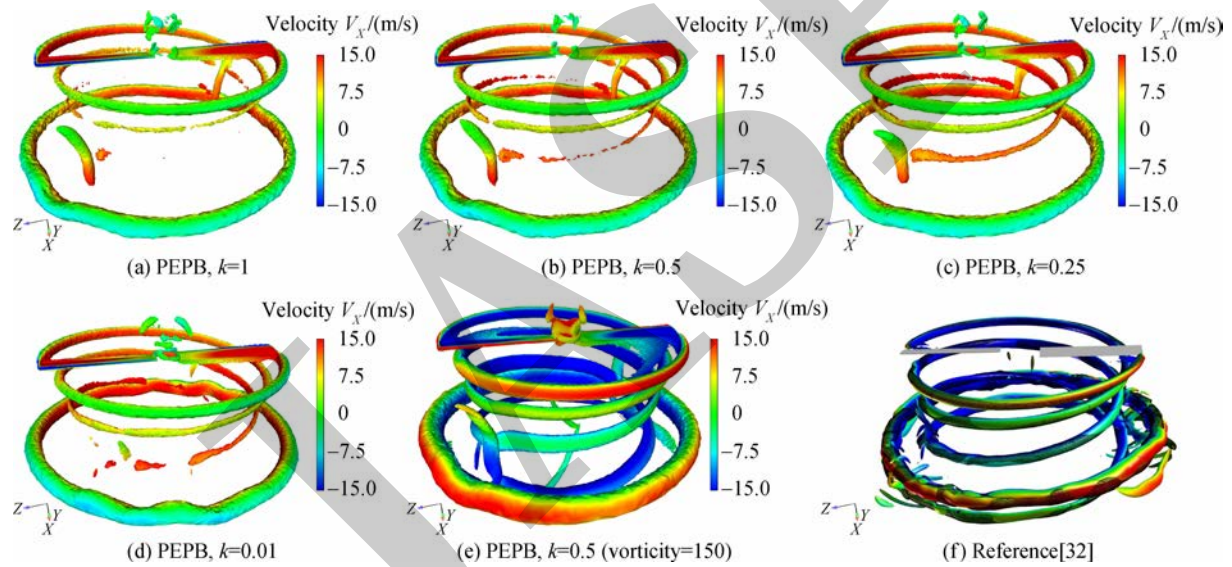


图 7 空间涡量等值面,下洗速度 V_x 着色

Fig. 7 Iso-surfaces of the vorticity colored by velocity V_x

5 倾转旋翼飞行器悬停状态

5.1 孤立旋翼流场分析

孤立旋翼流场计算采用多重网格方法加速收敛,预处理方法的截断参数 k 取 0.5,真实时间步长取每个旋转周期 180 步,即每个时间步 2° 。

如图 8 所示为 S-TRAM 模型的孤立旋翼某一时刻流场的涡量等值面($\Omega=200$)。图中可以清晰地看到旋翼尾迹结构由滑流边界上的桨尖涡、旋转轴线附近的桨根涡、桨叶附着涡沿翼展变化引起的涡面层和启动涡环构成。桨尖涡由螺旋线形状拖出,在自诱导速度作用下向下发展并向内收缩,尾迹角约为 420° 。

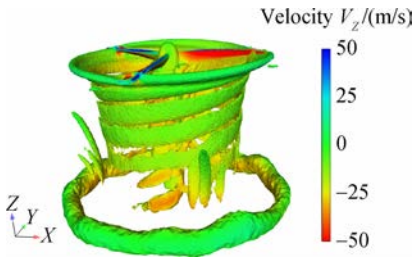


图 8 涡量等值面,下洗速度 V_z 着色

Fig. 8 Iso-surfaces of the vorticity colored by velocity V_z

图 9 为第 8 个计算周期某时刻的截面流线和空间流线图,下洗流场(最大下洗速度约为 35 m/s)发展到 $Z=-1.50$ m 位置,从后文可以看到,启动涡环的位置和下洗流场发展的位置对旋

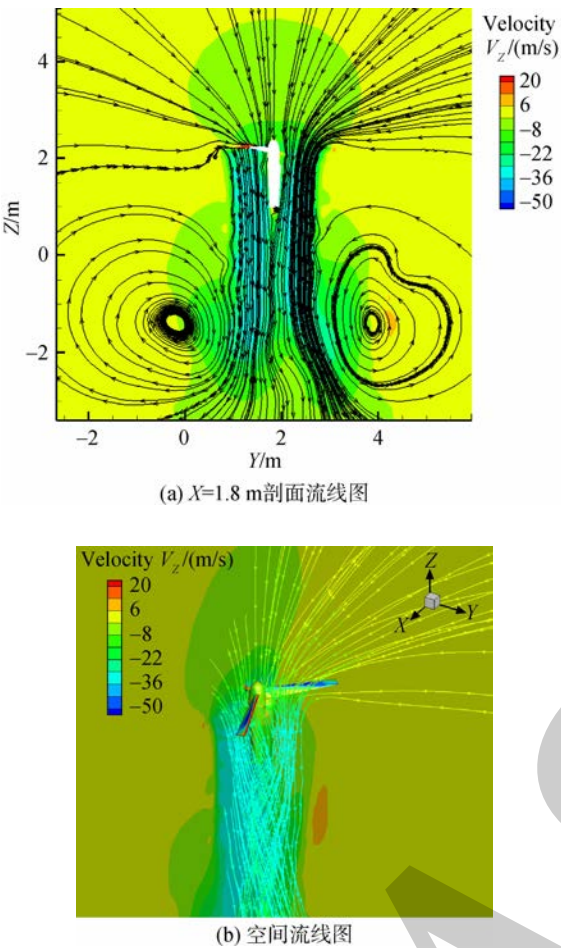


图 9 孤立旋翼流线图,下洗速度 V_z 着色
Fig. 9 Isolated rotor streamline diagram colored by velocity V_z

翼的气动力影响已经较小,虽然下洗流场并没有发展完全,但旋翼的气动力已经呈现周期性变化。

5.2 旋翼/机体干扰流场分析

旋翼/机体干扰流场计算同样采用多重网格方法加速收敛,预处理方法的截断参数 k 取 0.5,真实时间步长取每个旋转周期 180 步,即每个时间步 2° 。

如图 10 所示为直升机模式下倾转旋翼飞行器 S-TRAM 模型旋翼附近的空間流线图。图 10(a)和图 10(b)显示机翼外侧对旋翼下洗流场存在较强的干扰。旋翼附近的下洗气流冲击在机翼上表面以后沿着机翼的弦向从机翼上表面流出,在机翼处下洗速度最大,约为 35 m/s ,气流继续向下发展,下洗速度很快降低至 20 m/s ,流线存在明显的向后偏折。

如图 11 所示为直升机模式悬停状态倾转旋翼飞行器 S-TRAM 模型在 X 剖面的流线图。 X 剖面位置示意图如图 12。图 11(a)~图 11(c)为

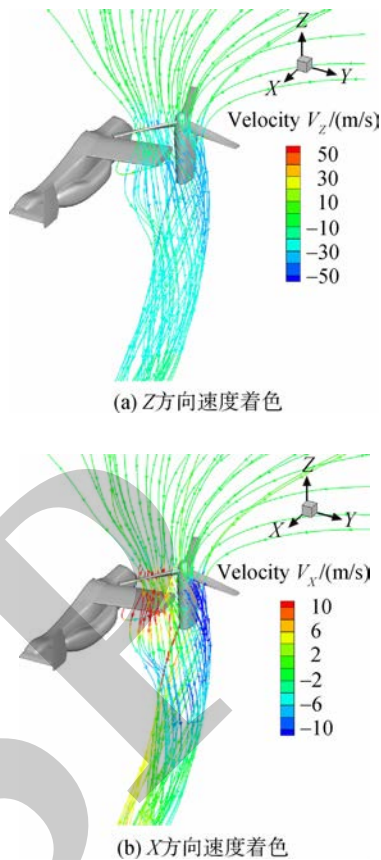


图 10 S-TRAM 模型的空間流线图
Fig. 10 Spatial streamline diagram of S-TRAM model

$X=2.05\text{ m}$ 剖面不同时刻的流线图, t_0 为计算某时刻,时间间隔 Δt 为旋翼旋转 20° 所需时长。图 11(c)~图 11(f)为同一时刻不同 X 剖面的流线图。从图 11(a)~图 11(c)可以明显看出机翼内侧对旋翼流场的影响。左右旋翼内侧的两股下洗气流受到机翼的干扰,一部分气流沿展向向机翼内侧流动,两股气流在飞行器机体的中间位置相汇向上卷起;卷起的气流向上发展高出旋翼桨盘平面后,在旋翼的抽吸作用下向下流入旋翼桨盘平面,周而复始形成稳定的循环气流,即倾转旋翼飞行器悬停状态的特征现象“喷泉效应”^[33],见图 13。可以看到,对于同一位置不同时刻的“喷泉效应”的影响范围基本不变,图 11(c)中的“喷泉效应”由于桨叶的干扰,其影响范围略微变窄;图 11(c)~图 11(f)可以看到“喷泉效应”卷起气流的高度在不同的 X 剖面是不同的。 X 剖面沿机翼到机尾,卷起气流的高度先增高,后降低。本文计算的“喷泉效应”与图 13 参考文献[33]的基本一致。

如图 14 所示为直升机模式悬停状态倾转旋翼飞行器 S-TRAM 模型机体表面的压力分布图。

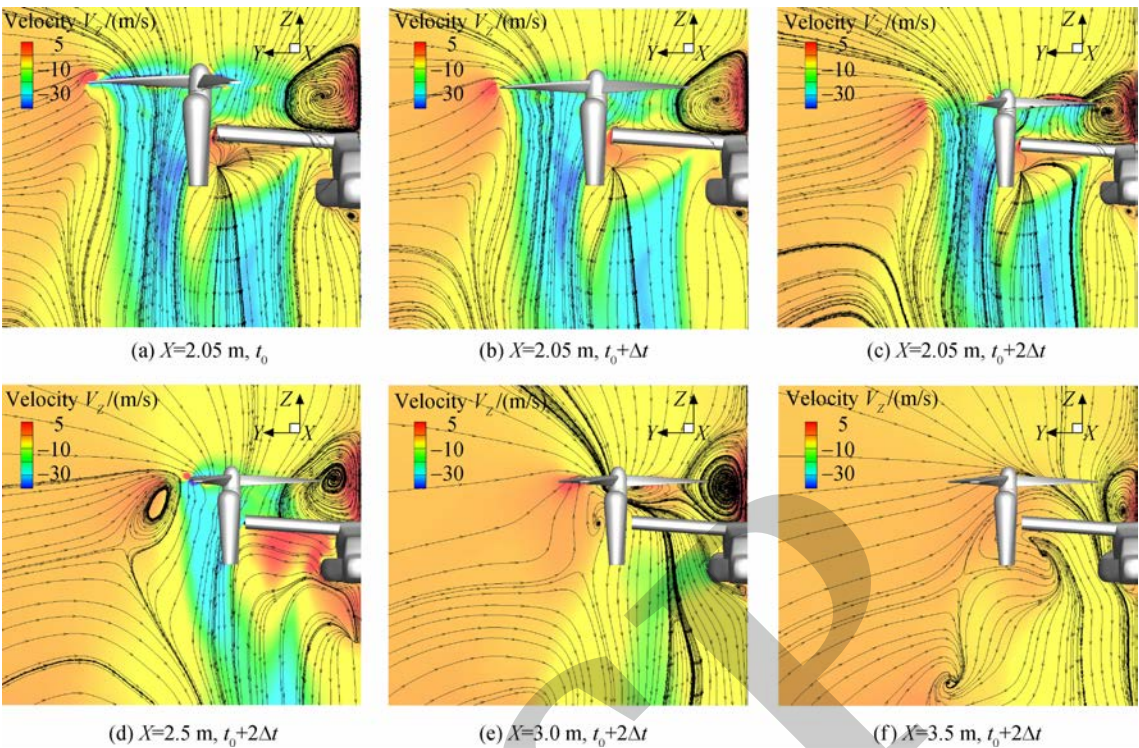


图 11 流线分布图,下洗速度 V_z 着色

Fig. 11 Streamline distribution diagram colored by velocity V_z

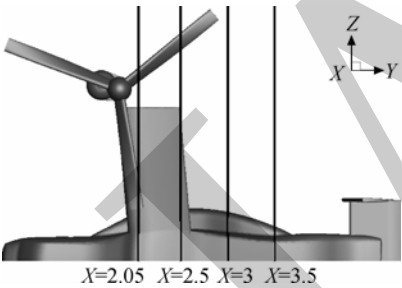


图 12 X 剖面位置示意图(单位:m)

Fig. 12 Different X-sections diagram (unit:m)

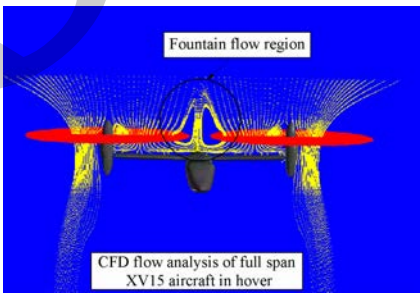


图 13 文献[33]的喷泉效应

Fig. 13 Fountain flow in reference[33]

机翼的上表面存在一个集中的高压区域,图 14 (c)中旋翼桨叶位于机翼正上方,高压区域的面积最大;因为倾转旋翼的桨叶具有尖削、大扭转和扭转分布非线性的特点,所以桨盘下洗气流速度最大处没有出现在桨叶外段,该高压区域映射旋翼下洗流速度最大区域(0.6 倍桨盘半径),与孤立旋翼的最大下洗速度范围吻合;冲击到机翼外端的下洗气流从机翼外端到机体内侧先加速后减速,在机体内侧“喷泉效应”区域形成机体上表面的第二高压区。图 14(d)中参考文献[12]的 TRAM 模型的增升装置处于展开状态,增升装置上表面存在明显低压。本文计算的机体表面压力分布形态与参考文献[12]类似。

倾转旋翼飞行器直升机模式悬停状态包含了

复杂的流动现象。图 15 展示了不同时刻的 S-TRAM模型空间 Q 值等值面($Q_{\text{criteria}}=2000$,下洗速度着色)。 t_1 为计算某时刻,时间间隔 Δt_1 为旋翼旋转一周 360° 所需时长。从图 15 中可以看到尾迹涡结构的演化情况。图 15(a)~图 15(c)显示,当尾迹的启动涡环靠近机体时,启动涡环的左端在机体表面聚集,在“喷泉效应”的作用下从机体上表面弹起。启动涡环右端由于没有和机体发生碰撞,在下洗流的作用下,向下运动,形成左高右低的涡环。当尾迹的桨尖涡靠近机体时,桨尖涡的左端沿着机翼向机体内侧滑动,并聚集在机体对称面附近;图 15(d)~图 15(f)启动涡环与机体上表面的持续相互作用下被拉伸直至破碎,封闭的启动涡环结构消失,桨尖涡的右端随着时

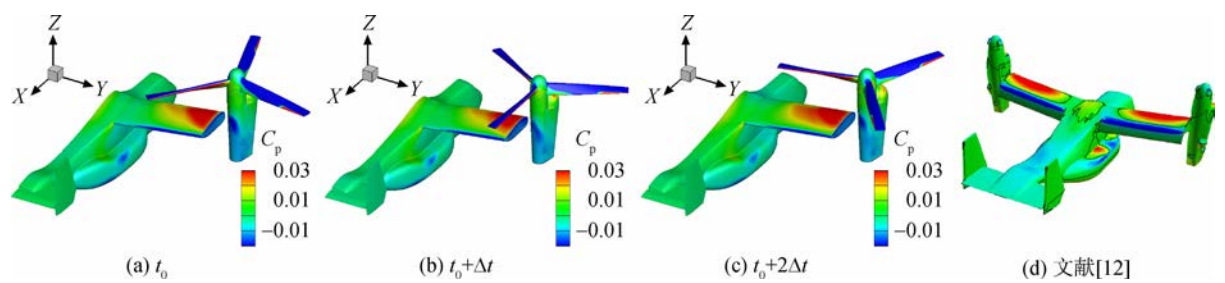
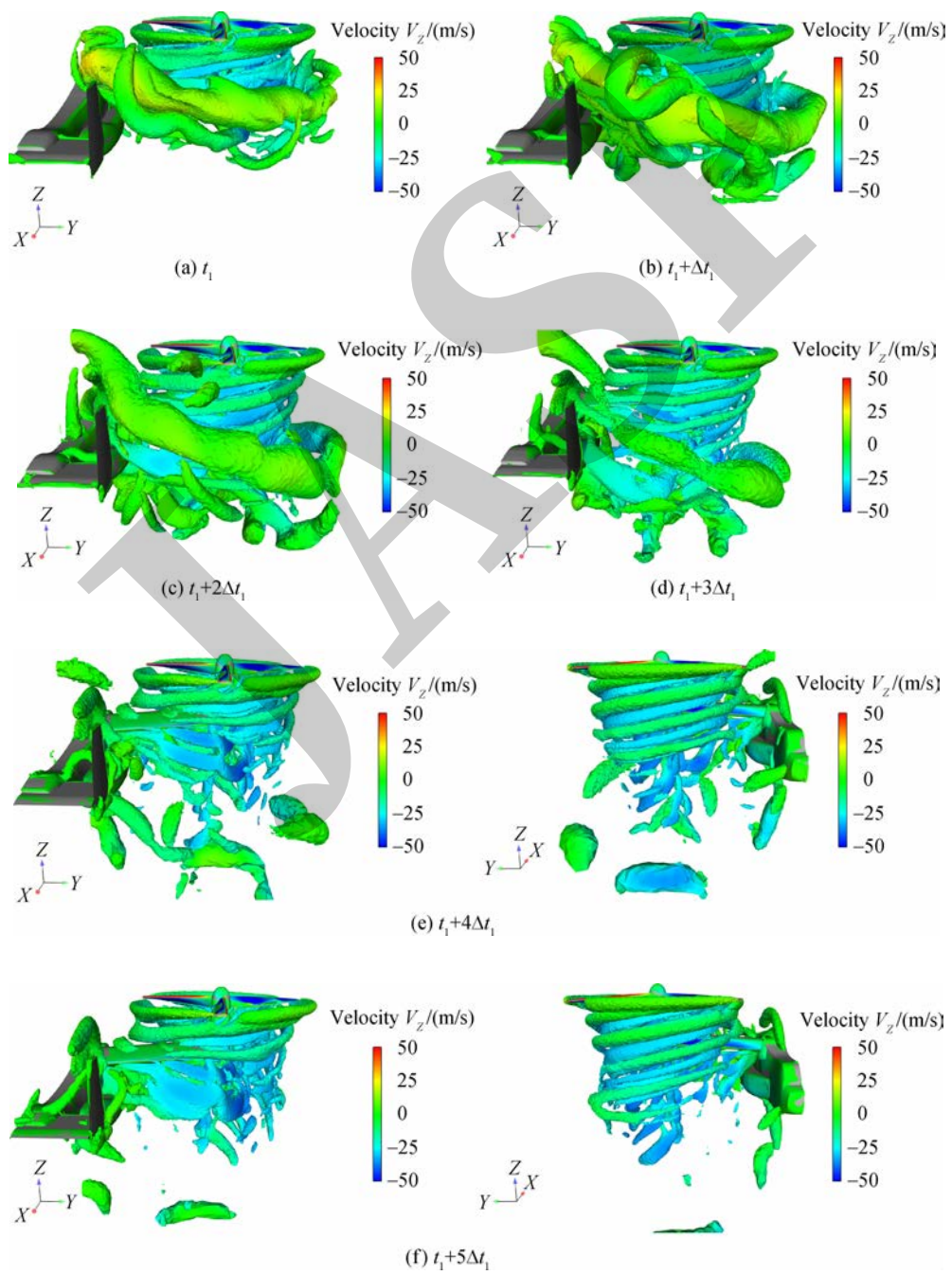


图 14 不同时刻的压力分布图

Fig. 14 Pressure distribution diagram at different times



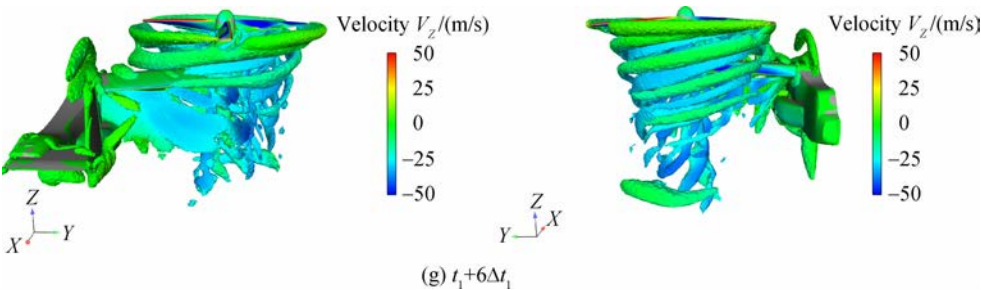


图 15 不同时刻的空间 Q 值等值面,下洗速度 V_z 着色
Fig. 15 Iso-surface of $Q_{\text{criterion}}$ at different times colored by velocity V_z

间推进持续向下发展直至破碎耗散。当启动涡环结构破碎消失后,图 15(f)~图 15(g)显示尾迹结构基本保持不变。从图 15(e)、图 15(f)或图 15(g)可以看到,靠近机体尾部的桨尖涡相比靠近机体头部的桨尖涡耗散严重,涡量强度低。图 16 涡量等值线图更直观的看到机翼前后的涡量不一致。而从图 17 可以看出前后两侧网格分布保持均匀一致,说明这个现象与网格分布无关,而由于发动机短舱位于靠近机体头部的的位置,靠近机体尾部的桨叶与机翼之间的“地面效应”^[34]更强,抑制了旋翼尾迹的发展。

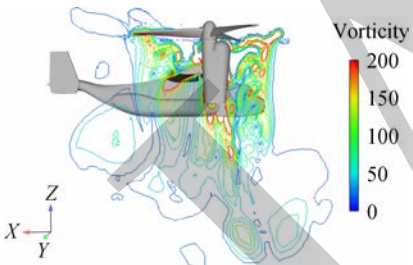


图 16 涡量等值线图
Fig. 16 Contour diagram of the vorticity

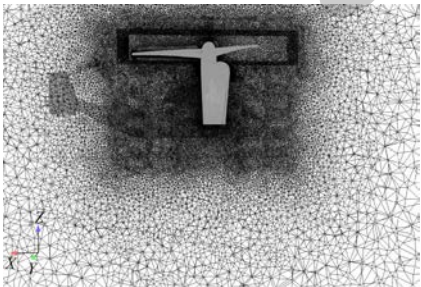


图 17 网格分布图
Fig. 17 Grid distribution diagram

5.3 旋翼/机体干扰气动力分析

图 18 为旋翼方位角示意图,图 19 所示为桨叶位于机翼上方(见图 18)时,机翼表面升力系数

分布图。 Y/L_w 为机翼的相对展长, $Y/L_w=1$ 表示机翼翼尖。从图中可以看出由于旋翼尾迹的影响,机翼承受的最大向下载荷位于旋翼内侧,这与旋翼下洗气流冲击区域相对应。从机翼翼根沿机翼展长方向,机翼的向下载荷逐渐增大至机翼翼尖附近,由于三维流动效应的影响,机翼翼尖负载大幅度减小,但机翼升力仍为负值。

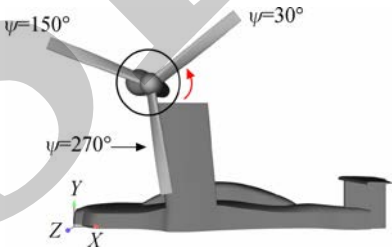


图 18 旋翼方位角示意图
Fig. 18 Rotor azimuthal angles diagram

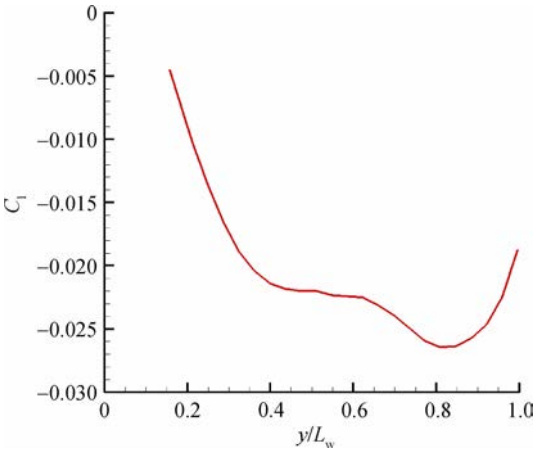


图 19 机翼表面升力系数分布
Fig. 19 Lift coefficient distributions of wing surface

图 20 给出了计算得到的直升机模式悬停状态下 I-Tiltrotor 模型的孤立旋翼和 S-TRAM 模型的旋翼桨叶表面法向力系数 C_n 分布对比,图中 Ma 为当地马赫数, R 为旋翼桨盘半径, r/R 为相

对径向位置。I-Tiltrotor 模型的孤立旋翼在三个方位角的法向力系数分布基本保持一致,而对于 S-TRAM 模型整个倾转旋翼飞行器,旋翼在三个方位角的法向力系数分布差异明显。当旋翼桨叶旋转到机身机翼上方(方位角 $\psi=270^\circ$)时,相比孤立旋翼桨叶,由于“地面效应”的作用,旋翼桨叶的最内侧($0\sim0.5R$)载荷略有增加,桨叶中间段($0.5R\sim0.75R$)载荷增加幅值较大,在 $0.82R$ 左右的桨叶位置,桨叶载荷与孤立旋翼桨叶载荷相同;由于“喷泉效应”的作用,旋翼桨叶外侧($0.82R\sim R$)载荷下降更明显。当旋翼桨叶离开机翼机身上方, 30° 方位角和 150° 方位角外侧($0.82R\sim R$)桨叶载荷与孤立旋翼保持一致,说明由“喷泉效应”造成的旋翼桨叶外侧载荷下降的现象消失;中间段($0.5R\sim0.75R$)桨叶载荷仍然大于孤立旋翼桨叶载荷, 30° 方位角中间段桨叶载荷甚至大于中间段桨叶载荷。说明残余的旋翼桨叶内侧载荷增加的现象仍然存在,“地面效应”仍有较强影响,且沿旋翼旋转方向其影响逐渐减弱。这一结论与文献[12,14]有明显不同,文献[12,14]中计算的“地面效应”的作用区域仅局限于 270° 方位角附近。这应该与 S-TRAM 模型和 TRAM 模型的差异有关。这个差异说明气动布局的改变可以进一步提高旋翼的气动性能。进一步可以分析出“喷泉效应”对旋翼桨叶的影响区域约为 $0.6R\sim R$,“地面效应”对旋翼桨叶的影响区域为 $0\sim0.85R$,因此对于 $0.6R\sim0.85R$ 的桨叶区域,“喷泉效应”和“地面效应”相互耦合,且“地面效应”作用强于“喷泉效应”作用。

如图 21 所示为 I-Tiltrotor 模型的孤立旋翼和 S-TRAM 模型的旋翼气动性能非定常变化曲线。从图中可以看到,气动性能随时间周期性变化,由于机体对旋翼的干扰,S-TRAM 模型的旋翼气动性能振幅较大,其周期为 $1/3$ 旋转周期, 120° 。图 21 还可以看出孤立旋翼的拉力系数小于 S-TRAM 模型的旋翼拉力系数,其扭矩系数大于 S-TRAM 模型的旋翼的扭矩系数。

表 4 中的拉力系数值为第 10 个旋转周期取的平均值。从表中可以看出,由于 S-TRAM 模型的旋翼受到“喷泉效应”和“地面效应”的双重影响,使旋翼相对于 I-Tiltrotor 模型的孤立旋翼拉力系数略微增大了 5.26% ,但是由于机体的机翼受到下洗流的冲击作用,产生相当于 22.80% 孤立旋翼的向下拉力,因而 S-TRAM 模型的总拉力只有孤立旋翼拉力的 82.46% 。从上述的数据

可以看出,对于 S-TRAM 模型,气动干扰对倾转旋翼飞行器整体气动性能有明显的负面影响。

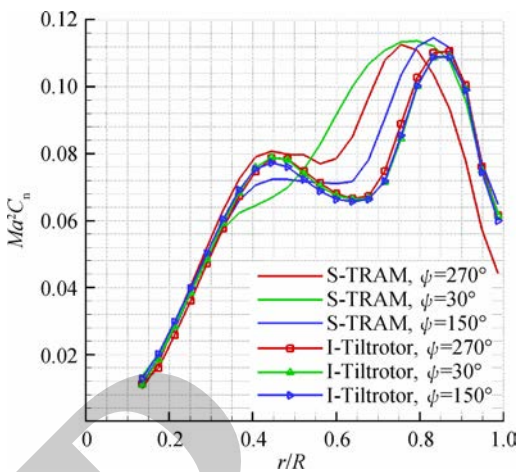


图 20 桨叶表面法向力系数分布对比
Fig. 20 Comparison of rotor surface normal force coefficient distributions

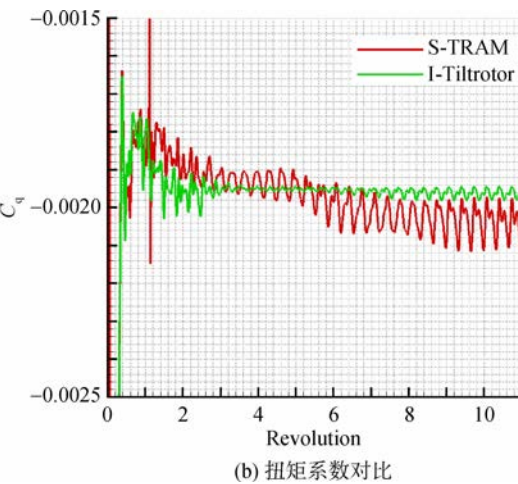
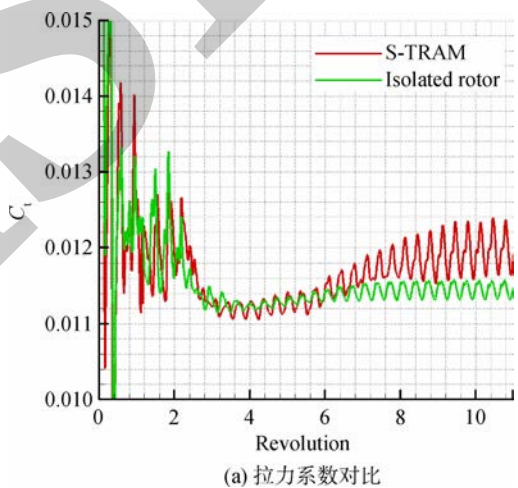


图 21 旋翼的气动性能非定常变化历程
Fig. 21 Rotor performance unsteady time histories

表 4 I-Tiltrotor 模型与 S-TRAM 模型拉力系数对比
Table 4 Comparisons of thrust coefficients between I-Tiltrotor model and S-TRAM model

状态	部件	拉力系数	合拉力系数
I-Tiltrotor	旋翼	0.0114	0.0114
	旋翼	0.0120	
S-TRAM	机体	−0.0026	0.0094

6 结 论

1) 本文发展的预处理方法结合多重网格方法和重叠插值技术具有模拟旋翼悬停流场的能力,能够细致地捕捉尾迹涡的发展,针对旋翼悬停流场,建议预处理截断参数值取 0.1~0.5,能够同时兼顾数值计算的耗散性和稳定性。

2) 直升机模式悬停状态下机翼对旋翼下洗流场存在较强的干扰,在机体和旋翼之间会形成一个循环气流,即倾转旋翼飞行器流场的特征现象“喷泉效应”。对于同一位置不同时刻的“喷泉效应”的影响范围基本不变;而对于同一时刻不同位置沿机翼到机尾,“喷泉效应”卷起气流的高度先增高,后降低。

3) 尾迹涡结构的演化结果为:靠近机体内侧的桨尖涡聚集在机体对称面附近,启动涡环结构破碎消失后,尾迹结构基本保持不变。由于地面效应抑制旋翼尾迹的发展,靠近机体尾部的桨尖涡相比靠近机体头部的桨尖涡耗散严重,涡量强度低。

4) “喷泉效应”对旋翼桨叶的径向影响区域约为 $0.6R\sim R$,方位角影响区域有限;“地面效应”对旋翼桨叶的径向影响区域为 $0\sim 0.85R$,且对整个方位角区域都有影响;对于 $0.6R\sim 0.85R$ 的桨叶区域,“喷泉效应”和“地面效应”相互耦合,且“地面效应”作用强于“喷泉效应”作用,使旋翼相对于孤立旋翼拉力略微增大了 5.26%,但机翼受到相当于 22.80%孤立旋翼拉力的向下载荷,因此旋翼拉力和机体升力的总的向上的力只有孤立旋翼拉力的 82.46%。

本文发展的预处理方法和基于特征关系式的预处理边界条件能够较好地模拟倾转旋翼飞行器直升机模式悬停状态旋翼与机翼/机身的干扰流场,兼顾了数值计算的耗散性和稳定性。下一步工作一是研究悬停状态旋翼/机体间的气动布局对“地面效应”的影响规律,二是进一步研究倾转旋翼飞行器流场中涡环与固壁相互作用的流体力

学物理问题。三是开展倾转旋翼飞行器倾转模式的干扰流场数值模拟研究。

参考文献:

[1] NARDUCCI R,JIANG F,LIU J,et al. CFD modeling of tiltrotor shipboard aerodynamics with rotor wake interactions[R]. AIAA-2009-3857,2009.

[2] HARRIS J C,SCHEIDLER P F,HOPKINS R, Fortenbaugh R L. Initial power-off testing of the BA609 Tiltrotor [C]//Proceedings of the Sixty-Sixth Annual Forum. Phoenix, Arizona: AHS,2000:1-9.

[3] 张铮,陈仁良. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰理论与试验[J]. 航空学报,2017,38(3):120196. 1-120196. 9. ZHANG Zheng,CHEN Renliang. Thoery and test of rotor/wing aero-interaction in tilt-rotor aircraft [J]. Acta Aeronoutica et Astronautica Sinica,2017,38(3):120196. 1-120196. 9. (in Chinese)

[4] DROANDI G,ZANOTTI A,GIBERTINI G,et al. Experimental investigation of the rotor-wing aerodynamic interaction in a tiltwing aircraft in hover[J]. The Aeronautical Journal,2015,119(1215):591-612.

[5] WAGNER L S. Theoretical model to calculate aerodynamic interference effects between rotor and wing of tiltrotors [C]. Proceedings of 16th European Rotorcraft Forum. Glasgow,UK:[s. n.],1990:218-227.

[6] FEJTEK I,ROBERTS L. Navier-Stokes computation of wing/rotor interaction for a tilt rotor in hover[J]. AIAA Journal,1992,30(11):2595-2603.

[7] HORMOZ T,GANESH R. A user's manual for ROT-TILT solver; tiltrotor fountain flow field prediction[R]. NASACR-1999-208973,1999.

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

[9] 朱秋炯,招启军,林永峰,等. 倾转旋翼机多部件对机翼气动干扰的分析及优化[J]. 航空动力学报,2017,32(6):1505-1514. ZHU Qiuxian,ZHAO Qijun,LIN Yongfeng,et al. Analysis and optimizations on aerodynamic interactions of tiltrotor aircraft multi-components on its wing [J]. Jounal of Aerospace Power,2017,32(6):1505-1514. (in Chinese)

[10] 李鹏,招启军,汪正中,等. 过渡状态倾转旋翼气动力模拟的高效 CFD 方法[J]. 南京航空航天大学学报,2015,47(2):189-197. LI Peng,ZHAO Qijun,WANG Zhengzhong,et al. Highly-efficient CFD method for predicting aerodynamic force of tiltrotor in conversion mode[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautic,2015,47(2):189-197. (in Chinese)

[11] UPENDER K K,JASIM A. Skin fricion predicions over a hovering tiltrotor blade using OVERFLOW2[R]. AIAA-2011-3186,2011.

[12] MEAKIN R L. Unsteady simulation of the viscous flow a-

- bout a V-22 rotor and wing in hover[R]. AIAA-1995-3463, 1995.
- [13] 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 P, ZHAO Q J. CFD calculations on the interaction flow-field and aerodynamic force of tiltrotor/wing in hover[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 361-371. (in Chinese)
- [14] POTSDAM M A, STRAWN R C. CFD simulations of tiltrotor configurations in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 50(1): 82-94.
- [15] CHAN W M, MEAKIN R L, POTSDAM M A. CHSSI software for geometrically complex unsteady aerodynamic applications[R]. AIAA-2001-0593, 2001.
- [16] PANDYA S A, VENKATESWARAN S. Implementation of preconditioned dual-time procedures in overflow[R]. AIAA-2003-0072, 2003.
- [17] POTSDAM M A, SANKARAN V, PANDYA S A. Unsteady low mach preconditioning with application to rotorcraft flows[R]. AIAA-2007-4473, 2007.
- [18] WANG Xiao, SHENG Chunhua, CHEN Jenping. Numerical study of preconditioned algorithm for rotational flows[R]. AIAA-2005-5126, 2005.
- [19] 肖中云, 江雄, 陈作斌, 等. 低速预处理方法在悬停旋翼模拟中的应用[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 321-326.
- XIAO Zhongyun, JIANG Xiong, CHEN Zuobin, et al. Application of low speed preconditioning to hovering rotor simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 321-326. (in Chinese)
- [20] 刘中玉, 张明锋, 郑冠男, 等. 基于预处理 HLLW 格式的全速域数值算法[J]. 计算物理, 2016, 33(3): 273-282.
- LIU Zhongyu, ZHANG Mingfeng, ZHENG Guannan, et al. Preconditioning HLLW scheme for flows at all Mach numbers[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2016, 33(3): 273-282. (in Chinese)
- [21] 韩忠华, 宋文萍, 乔志德. 一种隐式预处理方法及其在定常和非定常流动数值模拟中的应用[J]. 计算物理, 2009, 26(5): 679-684.
- HAN Zhonghua, SONG Wenping, QIAO Zhide. An implicit preconditioning method for steady and unsteady flows[J]. Chinese Journal of Computational physics, 2009, 26(5): 679-684. (in Chinese)
- [22] LIU Zhining, RAMAKRISHNAN S V. Preconditioned upwind schemes for simulation of low speed flows on hybrid grids[R]. AIAA 2004-1268, 2004.
- [23] TURKEL E. Preconditioning techniques in computational fluid dynamics[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1999, 31: 385-416.
- [24] 崔鹏程, 邓有奇, 唐静, 等. 基于伴随方程的网格自适应及误差修正[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 2992-3002.
- CUI Pengcheng, DENG Youqi, TANG Jing, et al. Ad-joint-based grid adaptation and error correction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 2992-3002. (in Chinese)
- [25] 肖天航, 昂海松, 余少志, 等. 预处理法求解定常/非定常混合网格的全速流场[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(4): 425-430.
- XIAO Tianhang, ANG Haisong, YU Shaozhi, et al. Using preconditioning method to simulate steady/unsteady flows at all speeds on hybrid grids[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(4): 425-430. (in Chinese)
- [26] WEISS J M, SMITH W A. Preconditioning applied to variable and constant density flows[R]. AIAA-1995-0033, 1995.
- [27] 李欢, 陈江涛, 马明生, 等. 一种基于特征关系式的预处理远场边界条件研究[J]. 航空学报, 2017, 37(10): 2992-3002.
- LI Huan, CHEN Jiangtao, MA Mingsheng, et al. Study of the farfield boundary condition for preconditioning systems based on characteristic relations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 37(10): 2992-3002. (in Chinese)
- [28] TURKEL E, VATSA V N, RADESPIEL R. Preconditioning methods for low-speed flows[R]. AIAA-96-2460-cp, 1996.
- [29] BONET J. An alternating digital tree (ADT) algorithm for 3D geometric searching and intersection problems[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1991, 31(1): 1-17.
- [30] YOUNG L A, LILLIE D, MCCLUER M, et al. Insights into airframe aerodynamics and rotor-on-wing interactions from a 0.25-scale tiltrotor wind tunnel model[C]// Proceedings of the Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Specialists' Conference of the AHS. San Francisco: AHS, 2002: 1-14.
- [31] CARADONNA F X, TUNG C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[J]. Vertica, 1981, 5(1): 149-161.
- [32] HARIHARAN N, WISSINK A, STEFFEN M, et al. Tip vortex field resolution using an adaptive dual-mesh computational paradigm[R]. AIAA-2011-1108, 2011.
- [33] HORMOZ T, GANESH R. A user's manual for rotor solver: tiltrotor fountain flow field prediction[R]. NASA CR-1999-208973, 1999.
- [34] 陈坤, 史志伟, 孙加亮. 倾转三旋翼飞行器地面效应风洞试验[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2884-2891.
- CHEN Kun, SHI Zhiwei, SUN Jialiang. Ground effect test of tri tiltrotor aircraft in wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2884-2891. (in Chinese)