

倾转旋翼机多部件对机翼气动干扰的分析及优化

朱秋娴¹, 招启军¹, 林永峰², 李 鹏¹

- (1. 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;
2. 中国航空工业集团公司 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 为研究倾转旋翼机各部件对机翼的气动干扰效应,建立了一套适用于倾转旋翼机流场 CFD 求解方法,提出并生成了一套由三棱柱/四面体组成的适用于倾转旋翼机多种飞行状态的非结构混合网格系统.以三维 Navier-Stokes 方程为主控方程,采用动量源方法进行倾转旋翼的模拟,并引入了高效的 OpenMP 并行加速技术等,提出了一套新型的动量源项添加及搜索方法.计算分析了倾转旋翼机旋翼/机身/短舱对于机翼气动特性的干扰影响,得出了一些对设计有指导意义的结论.采用基于径向基函数(RBF)的代理模型方法,根据机翼不同展向位置的干扰程度对各段翼型配置进行气动优化.优化结果表明:考虑气动干扰作用,在巡航速度下优化后的全机升阻比增长达到了 36.78%.

关 键 词: 倾转旋翼机; 气动干扰; 优化设计; 混合网格; Navier-Stokes 方程; 并行策略

中图分类号: V211.52; V211.3

文献标志码: A

Analysis and optimizations on aerodynamic interaction of tiltrotor aircraft multi-components on its wing

ZHU Qiuxian¹, ZHAO Qijun¹, LIN Yongfeng², LI Peng¹

- (1. State Key Laboratory of Helicopter Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Helicopter Research and Development Institute, Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: For revealing the aerodynamic interaction mechanism between the rotor/fuselage/nacelle and wing of the tiltrotor aircraft, a CFD solution was established. The unstructured hybrid mesh system consist of triangular prism and tetrahedron meshes suitable for solving flow-field of tiltrotor aircraft under multiple flight conditions were established. Three-dimensional Navier-Stokes equations was the main control equation and the momentum source method was used to simulate the flowfield of tiltrotor, and data sharing OpenMP parallel strategy was employed to accelerate the calculation as well. A new momentum source adding and searching method was proposed. The aerodynamic interactions of tiltrotor/fuselage/nacelle on wing were simulated respectively, and some valuable conclusions for optimization were obtained. The surrogate model based on radial basis function (RBF) was used for the tiltrotor aerodynamic optimization problem. Considering the interaction effects on different sections of wing, the wing airfoils were used as the design variables in the optimization design process of tiltrotor aircraft, and

收稿日期: 2015-09-20

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

作者简介: 朱秋娴(1990—),女,硕士生,主要从事倾转旋翼机 CFD、空气动力学及气动优化等研究.

通讯作者: 招启军(1977—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事直升机计算流体力学、直升机空气动力学、隐身设计及流动控制等方面的研究. E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn

引用格式: 朱秋娴,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. Analysis and optimizations on aerodynamic interaction of tiltrotor aircraft multi-components on its wing[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(6):1505-1514.

optimized life/drag were improved by 36.78% compared with the original model.

Key words: tiltrotor aircraft; aerodynamic interaction; optimization design; hybrid mesh; Naiver-Stokes equations; parallel strategy

由于倾转旋翼机具有比直升机极限前飞速度高得多的速度和更强的续航能力,又具有常规固定翼飞机所不具备的垂直起降和悬停能力.近年来无论在军用或民用方面对倾转旋翼机的需求越来越大.然而,倾转旋翼机具有比两者更为复杂的气动干扰现象,严重影响和制约了倾转旋翼机的气动特性及性能.因此,开展倾转旋翼机复杂气动干扰的分析及气动优化设计的研究具有重要的理论和实际意义.

机翼是倾转旋翼机关键气动部件之一,为此国内外已经开展了一系列分析研究. Wagner^[1]采用涡流理论较早模拟了倾转旋翼机旋翼和机翼的气动特性,分析了悬停状态下旋翼对机翼的气动干扰特性. Hormoz 等^[2]使用动量源方法来模拟倾转旋翼对流场的影响,研究了倾转旋翼机悬停状态下典型的干扰效应——“喷泉效应”. 国内方面,李鹏等^[3-4]进一步采用运动嵌套网格方法模拟了倾转旋翼机旋翼/机翼悬停及过渡状态的干扰流场.但是,上述研究大多采用结构网格进行流场模拟,较难生成复杂的机身、短舱网格,因而只考虑到倾转旋翼单部件对机翼气动干扰规律,且大多研究主要针对悬停状态进行.

在优化方面,NASA 对倾转旋翼机 V-22 的机翼二维翼型进行了气动优化,使得最终得到的翼型升力系数比 XV-15 的翼型提高了 12%~33%^[5]. Vigevano 等^[6]对 ERICA(enhanced rotorcraft innovative concept achievement)倾转旋翼机模型的机身/机翼整流罩、机翼翼型等气动部件进行了优化,验证了模型优化后的效果. Felker 等^[7]对全尺寸的 XV-15 金属旋翼、0.658 缩比模型的 V-22 旋翼以及由 ATB(advanced technology blade)桨叶组成的波音公司旋翼进行了悬停性能测试,表明二维的优化确实提高了旋翼三维的气动性能. 薛立鹏等^[8]采用自由尾迹分析方法对桨叶气动外形进行了优化设计.但上述研究没有考虑旋翼、机身以及短舱等部件对机翼的气动干扰作用所导致的阻力增加现象,因而上述方法在进行倾转旋翼机气动外形设计时有一定的局限性.

鉴于此,为充分考虑前飞状态各部件对机翼的干扰效果,并考虑附面层黏性扰流的影响,本文首先提出并生成了由三棱柱网格和四面体网格组成的非结构混合网格系统.接着,以三维 RANS

(Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程为流场主控方程,Spalart-Allmaras 模型为湍流模型,用动量源模拟旋翼对倾转旋翼机流场的干扰影响,并提出了一种新型动量源添加和搜索方法.在此基础上,计算并分析倾转旋翼机各部件对于机翼的气动干扰规律,用于优化机翼翼型配置.采用拉丁超立方方法(LHS)选择样本点,将径向基函数(RBF)模型引入到倾转旋翼机机翼翼型的气动优化问题中.最后,得到了一些对高性能倾转旋翼机气动布局设计有指导意义的结论.

1 混合网格生成方法

本文提出并采用了一套由三棱柱和四面体网格组成的非结构混合网格^[9]方法,在物面附近采用柱状的三棱柱网格,其他区域采用四面体网格.该混合网格生成方法计算储存量大大减小,从而既满足了计算的要求,又有效地利用了计算机资源.

表 1 给出了在相同附面层高度下采用全局四面体网格和本文所采用混合网格的网格量及计算时间对比,可以看出混合网格减少了近一半的网格量,且计算时间也明显减少.

表 1 四面体网格和混合网格参数对比

Table 1 Parametes comparison of tetrahedron mesh and hybrid mesh

网格类型	网格量	计算时间(串行)/h
四面体	9 563 214	229.90
混合	4 552 781	115.21

混合网格生成方法主要包含以下步骤:

1) 计算区域划分.流场计算区域可分为附面层区、倾转旋翼扫略区、近场加密区以及远场区.选取 $8F \times 4F \times 7F$ (F 为机身长度)的长方体为倾转旋翼机流场的总计算域.

2) 物面网格生成.在倾转旋翼机表面采用三角形网格生成方法.为保证网格质量,在几何面过渡明显区域处网格进行加密,并对生成的网格进行光顺.

3) 附面层网格生成.附面层采用三棱柱网格来替代传统的非结构四面体网格,在满足计算要求的条件下显著减小了网格量.倾转旋翼机表面附面层网格层数为 15 层,第 1 层网格距物面的距离为 $10^{-5}c$ (c 为机翼翼型弦长),增长比例为 1.1.

4) 远场网格生成. 除附面层区域采用三棱柱非结构网格外, 其余区域采用四面体网格进行生成.

图 1 以倾转旋翼机机翼为例, 采用上述非结构混合网格方法生成的计算网格示意图. 黏性附面层范围采用三棱柱网格进行阵面推进, 在计算交界面通量时单独处理. 该套网格单元数为 234 009, 物面边界沿法向向外阵面推出 15 层, 附面层的网格单元数为 71 250.

图 2 给出的是本文计算所采用的适合倾转旋翼机多状态流场计算的混合网格系统. 从图中可以看出, 该套混合网格系统不仅在近场区域进行了网格加密, 对于倾转旋翼转过的整个区域又进行了二次加密, 从而满足计算精度的要求.

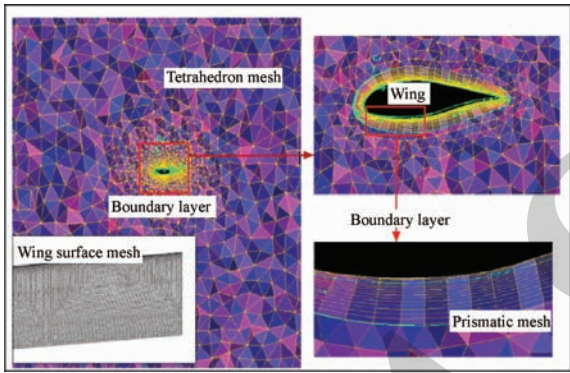


图 1 机翼非结构混合网格示意图

Fig. 1 Sketch of unstructured hybrid mesh of wing

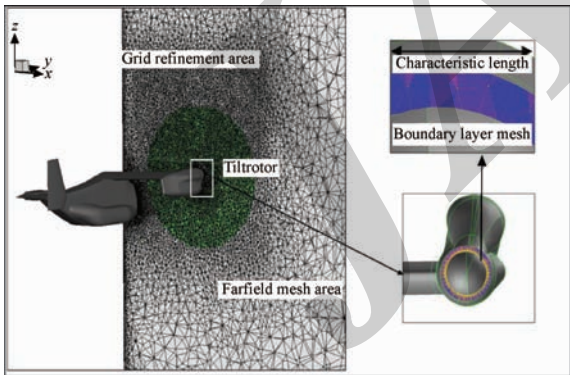


图 2 倾转旋翼机流场的混合网格系统

Fig. 2 Hybrid mesh system of tiltrotor aircraft flowfield

2 流场求解数值方法

2.1 控制方程及求解

流场数值模拟采用 RANS 方程作为主控方程, 采用 Jameson 中心格式进行空间离散, 并使用有限体积法求解控制方程.

在惯性坐标系下, 控制方程可以写为

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

$$\text{其中 } \mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{V} \\ \rho u \mathbf{V} + p \mathbf{n}_x \\ \rho v \mathbf{V} + p \mathbf{n}_y \\ \rho w \mathbf{V} + p \mathbf{n}_z \\ \rho h \mathbf{V} \end{bmatrix},$$
$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \mathbf{n}_x + \tau_{xy} \mathbf{n}_y + \tau_{xz} \mathbf{n}_z \\ \tau_{yx} \mathbf{n}_x + \tau_{yy} \mathbf{n}_y + \tau_{yz} \mathbf{n}_z \\ \tau_{zx} \mathbf{n}_x + \tau_{zy} \mathbf{n}_y + \tau_{zz} \mathbf{n}_z \\ \Phi_x \mathbf{n}_x + \Phi_y \mathbf{n}_y + \Phi_z \mathbf{n}_z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 0 \\ S_x \\ S_y \\ S_z \\ 0 \end{bmatrix}$$

式中 $\mathbf{n}$ 代表控制体面 S 的单位外法向矢量; Ω 代表控制体体积; ρ, p, e, h 分别代表气体的密度、压强、单位质量的总能和总焓; u, v, w 分别为速度 $\mathbf{V}$ 在 x, y, z 方向的分量; $\mathbf{n}_x, \mathbf{n}_y, \mathbf{n}_z$ 为法向矢量在 x, y, z 三个方向上的单位矢量; τ, Φ 均为黏性相关项; $\mathbf{Q}$ 为动量源项.

本文采用了能较好捕捉倾转旋翼机复杂三维非定常流动的 Spalart-Allmaras 湍流^[10]模型.

加入由 2 阶、4 阶混合导数组成的人工黏性项来弥补中心差分格式的缺点, 同时也避免了非线性(如激波)数值振荡.

为了进一步模拟倾转旋翼机旋翼、机翼干扰的三维非定常流场, 在时间推进上引入双时间方法, 在伪时间步上采用显式多步迭代格式.

2.2 边界条件

NS 方程物面采用无滑移条件. 远场边界条件采用 Riemann 不变量来处理. 由于倾转旋翼机模型具有对称性, 在计算时为了减少计算量可以对模型进行简化: 在对称面引入对称边界条件, 只对倾转旋翼机半模型进行流场数值计算. 在对称面边界需满足穿过对称面的流量为零.

2.3 动量源项求解及添加

动量源方法^[11]是将旋转的倾转旋翼简化成无限薄作用盘, 桨叶对气流的作用等效为时间平均的动量源项加到旋翼桨盘位置的相应网格单元内.

倾转旋翼机由于其特殊的桨盘位置的不固定性, 要求在桨盘倾转动态过程中也能进行动量源项的计算和添加. 因此本文提出了一种适用于倾转旋翼机多状态计算的新的动量源项添加和搜索方法. 具体如下:

1) 用点组成的虚拟桨盘来模拟真实倾转旋翼桨盘. 虚拟倾转旋翼桨盘在计算域内的坐标与真实倾转旋翼桨盘相同, 且过渡状态随真实倾转旋翼桨盘同步倾转;

2) 在桨盘区域建立了一套搜索所需要的笛卡儿背景网格, 搜索得到每个背景网格单元中所包含的非结构网格序号;

3) 搜索倾转旋翼桨盘点所在非结构网格序号时, 只需在桨盘点所在的背景网格包含的非结构网格中查找即可。

本文提出的新型动量源添加方法使得计算倾转旋翼机多状态飞行流场时可以使用同一套计算网格, 从而提高了动量源模拟方法的适用性和计算效率。图 3 是旋翼倾转过程中, 背景网格、非结构网格和桨盘网格点的对应关系。

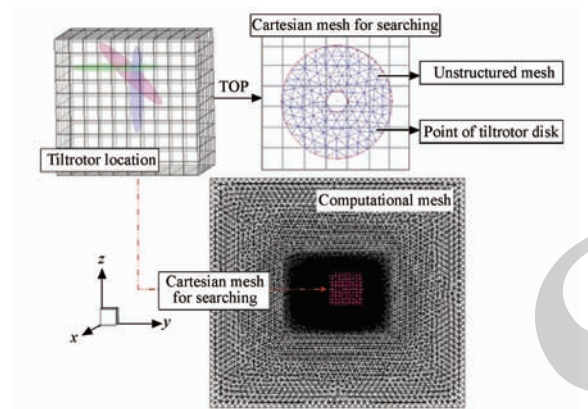


图 3 动量源网格嵌套关系示意图

Fig. 3 Sketch of embedded mesh for momentum source method

2.4 OpenMP 并行技术

考虑到将上述耦合动量源的 CFD 方法用于倾转旋翼机计算的效率问题, 本文采用基于数据共享存储体系结构的 OpenMP^[12] 并行方法进行流场求解加速。运用该方法加速倾转旋翼机 CFD 模拟时,

只需在原有串行程序基础上对有必要的计算量大的计算循环进行并行分区求解, 从而达到加速的目的。以前飞状态的倾转旋翼机为算例, 采用串行计算总耗时 115.21 h, 而采用并行计算(四线程)只需耗时 56.48 h, 加速比约为 2.04, 可以看出 OpenMP 方法明显加速了倾转旋翼机流场的求解。

2.5 优化方法

选取优化计算样本点时, 采用 LHS^[13] 公式如下:

$$x_j^{(i)} = \frac{\pi_j^{(i)} + U_j^{(i)}}{l} \quad (2)$$

其中 $1 \leq j \leq n, 1 \leq i \leq l, U$ 为 $[0, 1]$ 之间的随机数, $\pi = 0, 1, \dots, l-1$ 的独立随机排列。

当获得所有计算样本点的响应之后, 需要采用近似函数^[14] 对计算所得数据进行拟合, 本文采用 RBF 模型, 该模型具有灵活性好、结构简单、减少倾转旋翼机优化过程中的计算量等特点, 其基本形式如下:

$$f(x) = \sum_{i=1}^n w_i \cdot \phi(r^i) = w^T \phi \quad (3)$$

式中 $w = \begin{bmatrix} w_1 \\ \vdots \\ w_n \end{bmatrix}, \phi = \begin{bmatrix} \phi(r^1) \\ \vdots \\ \phi(r^2) \end{bmatrix}, w_i$ 是权系数, $\phi(r)$

是径向函数, $r^i = \|x - x^i\|$ 是待测点 X 与样本点 X^i 之间的欧氏距离。

针对倾转旋翼机机翼气动优化过程计算规模问题, 采用 LHS 和 RBF 的代理模型优化方法控制计算规模。

2.6 流程图

图 4 给出了本文所建立的倾转旋翼机气动干

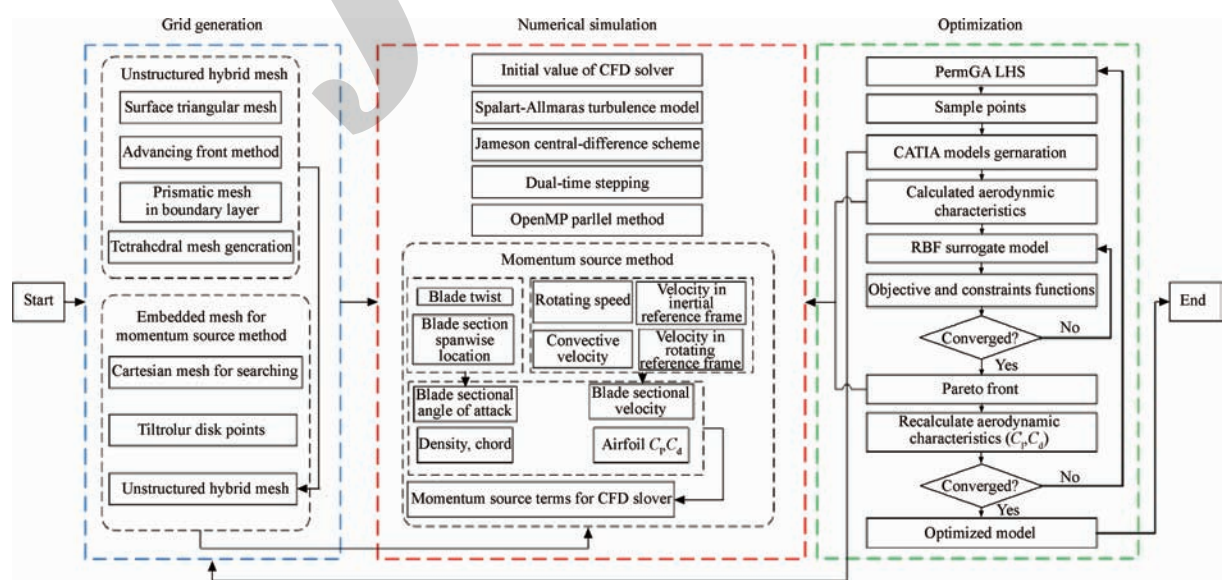


图 4 倾转旋翼机优化流程图

Fig. 4 Flowchart of tiltrotor aircraft optimization

扰及优化设计流程图. 主要可以分为 3 个模块: 网格生成模块、流场计算模块和优化模块.

3 算例验证

3.1 孤立旋翼悬停算例

本文以文献[15]中有试验结果的旋翼模型为例, 计算了悬停状态下该旋翼的流场. 图 5(a) 和图 5(b) 分别是本文计算的旋翼桨盘下方 0.215R 和 0.325R (R 为桨叶半径) 位置处的压强分布与试验结果的对比. 从图中可以看出, 采用本文动量源方法所计算出的旋翼下洗流场的压强分布与试验值的分布基本趋于一致, 表明了动量源方法可以满足旋翼下洗流场的模拟的要求.

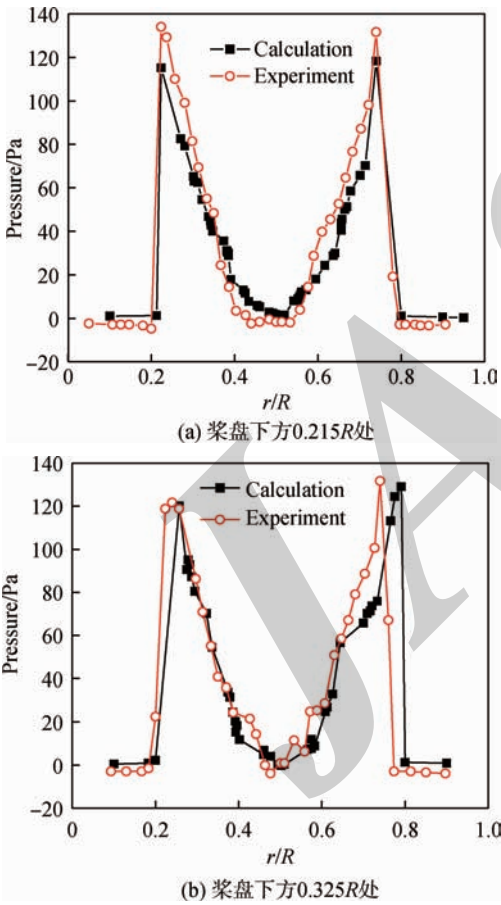


图 5 孤立旋翼压强计算值与试验值对比

Fig. 5 Comparisons of pressure distribution of isolated rotor between calculation and experiment results

3.2 倾转旋翼机悬停、过渡流场的计算

3.2.1 悬停状态

选取倾转旋翼机模型的几何及计算参数为: 桨叶半径 $R=1.45\text{ m}$, 3 片桨叶, 桨叶采用 XN 翼型, 桨尖马赫数为 0.63, 机翼翼型为 A821201, 机翼上反角为 6° , 机翼后掠角为 -6° , 机翼迎角为 4° .

图 6 为该状态下机体表面压强系数 (C_p) 和流线分布图. 可以看出, 机翼上表面中部与机身上表面对称面处出现了明显的高压区域, 倾转旋翼下洗流中心和“喷泉效应”分别对应于这两个高压区域.

同时对应于流线图, 气流从机翼上表面高压区出发, 向四处扩散流动. 其中, 一部分气流沿着机翼翼展方向向机身对称面流动, 成为形成“喷泉效应”气流的组成因素; 另一部分气流则沿机翼弦向流动, 从机翼的前缘及后缘流出机翼上表面. 从机翼根部溢出的部分沿机身向下流动, 遇到机翼下方凸台后向上卷起, 在机翼下方形成一对涡. 从机翼尖部溢出的部分主要受桨根涡的影响, 向上卷起后在机翼下表面靠尖部位置形成了一个涡, 同时由于桨尖涡的作用, 机翼下表面出现了气流分离.

图 7 分别给出了垂直于桨盘中心的横向截面的压强系数流线及涡量分布, 从这两个图中可以看出整个悬停干扰流场的气流分布情况. 悬停状态下, 左右桨盘外侧的旋翼下洗流可以无阻碍地向下流动, 而两桨盘内侧的下洗流由于受到机翼及机身的阻塞, 转为沿机翼横向流动. 从右侧的涡量图同样可以看出, 在悬停状态下, 倾转旋翼的桨尖涡较强, 其次是桨根涡. 在机身附近, 桨尖涡遇机身阻塞向对称面移动, 左右两侧气流在对称面相遇后向上卷起, 随后又被桨盘吸入形成一个循环气流, 被称为“喷泉效应”^[2,16]. 上述悬停状态计算结果表明了本文所建立的数值模拟方法能够较好地模拟倾转旋翼机流场.

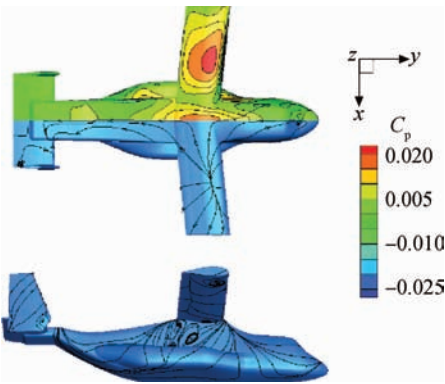


图 6 悬停状态机身表面压强系数及流线分布图

Fig. 6 Pressure coefficient and streamlines distributions of fuselage in hovering condition

3.2.2 过渡状态

由于国内外对于倾转旋翼机进行的试验较少且大多数数据未公开, 因此本文仅选取了南京航空航天大学测量的过渡状态下倾转旋翼机气动特性试验值. 过渡状态来流速度为 20 m/s , 倾转角为

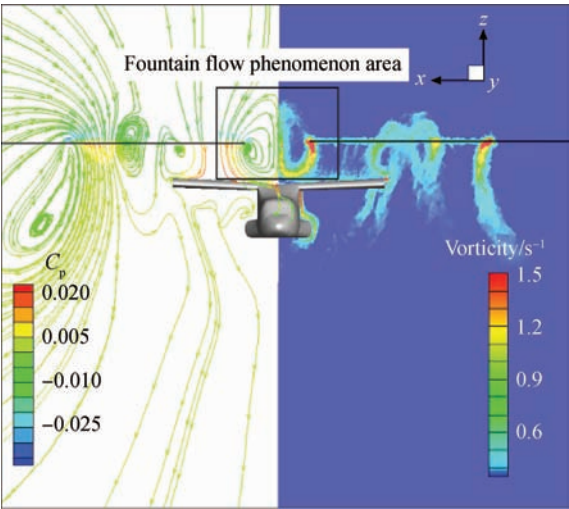


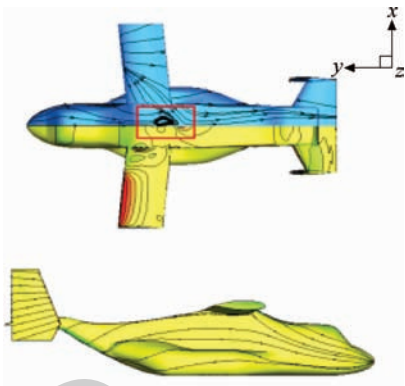
图 7 悬停状态“喷泉效应”干扰现象

Fig. 7 “Fountain flow” phenomenon in hovering condition

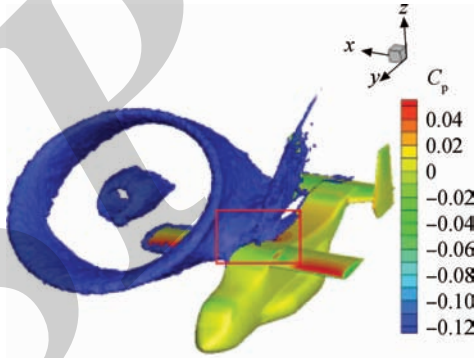
30°,旋翼总距为 20°.图 8 给出的是机翼沿展向不同剖面处压力分布对比图(L 为机翼翼展长度).可以看出,本文的计算结果与试验结果拟合较一致,由于前飞速度较小,旋翼倾转 30°时的下洗流并未完全脱离机翼上表面,此时机翼还是承受着一个向下的载荷,与真实情况吻合.

对比图 9(a)、图 9(b)中可以看出,当旋翼转过 30°时,涡量图显示旋翼桨尖涡打在了机身上

表面,与此同时,流线图也因此出现了一个很强的涡.同时,从流线图可以看出由于桨盘的倾转旋翼对机身表面的流线也起到了偏折作用.



(a) 机身压强流线图



(b) 旋翼涡量图

图 9 过渡状态机身流场细节图

Fig. 9 Flowfield details of fuselage in transition condition

4 旋翼/机身/短舱对机翼的气动干扰分析

由于倾转旋翼机要兼顾悬停、过渡、前飞等飞行状态,因此各部件之间的气动干扰现象^[17-18]是研究倾转旋翼机气动特性环节中必不可少的部分.与一般固定翼飞机不同,机翼不再处于单纯的前飞来流中,而是随着展向位置的不同,处在受到其他部件的气动干扰后的复杂来流中.为了进一步研究各部件的干扰作用,选取倾转旋翼机前飞状态为算例,分别分析了旋翼、机身、短舱的存在对于机翼气动特性的影响特性.

4.1 旋翼对机翼的气动干扰分析

旋翼作为倾转旋翼机重要的气动部件,除了在悬停状态下与机翼之间存在气动干扰,在前飞状态下,还会使机翼气动特性发生改变.

图 10 给出了旋翼的存在对机翼展向不同剖面压强系数的影响.从图中可以看出,当旋翼存在时,对机翼根部剖面($x/L=0.090$)的影响相对较

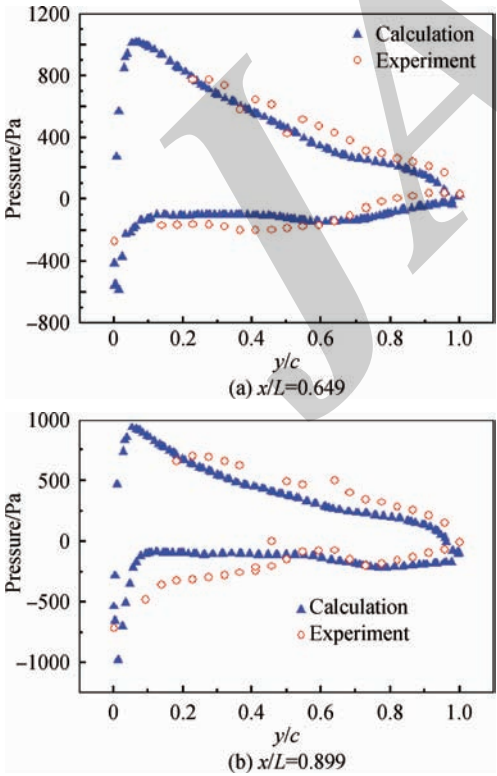


图 8 过渡状态不同机翼剖面压强计算值与试验值对比

Fig. 8 Comparison of caculated and experimental pressure distributions on different wing sections in transition condition

小,这是因为旋翼桨尖涡在拖出时会收缩,在到达机翼表面时已经不在机翼根部位置.但是在 $x/L=0.280$ 和 $x/L=0.649$ 剖面处对比有无旋翼对机翼剖面压强系数的影响可以看出,旋翼下洗流明显影响了机翼的剖面压强系数分布,相当于给机翼附加了一个来流速度,使旋翼干扰作用下机翼前飞升力有所增加.

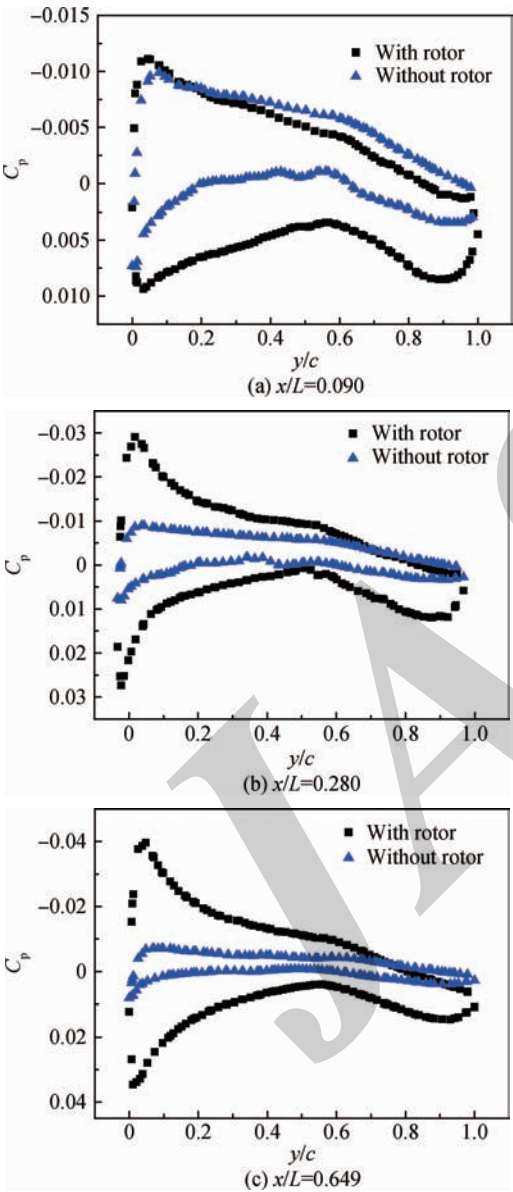


图 10 旋翼对前飞状态机翼剖面压强系数的影响
Fig. 10 Effects on pressure coefficient of different wing sections in forward condition between with and without rotor

4.2 机身对机翼的气动干扰分析

图 11 是机身存在对于机翼压强系数分布对比图,可见机身对于机翼剖面压强的影响主要集中在翼根区域.由于机身的存在,对靠近翼根位置的气流产生阻塞效应,由于机身和机翼连接采用翼身融合,从而增加了前飞状态机翼根部剖面的

升力.图 12(a)是机翼根部翼型剖面压强系数分布图,机身的存在使得机翼翼型前缘升力大幅增加,而对机翼翼型后缘影响不大,对比图 12(b)可以看出,机身的存在主要影响了机翼根部的压强系数分布,对机翼外侧影响不大.

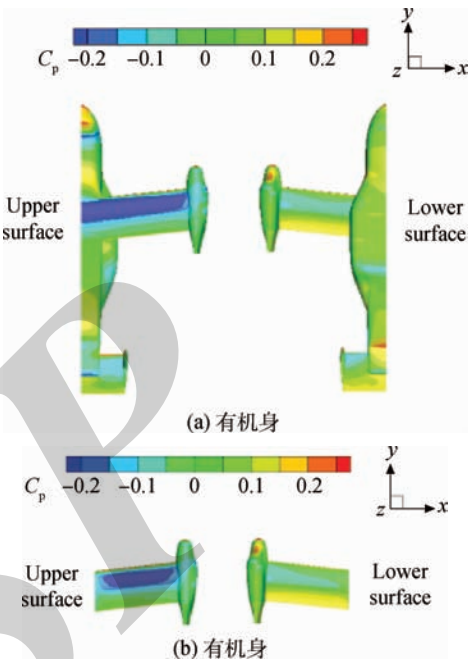


图 11 机身对自身压强系数的影响
Fig. 11 Effect of fuselage on its pressure coefficient

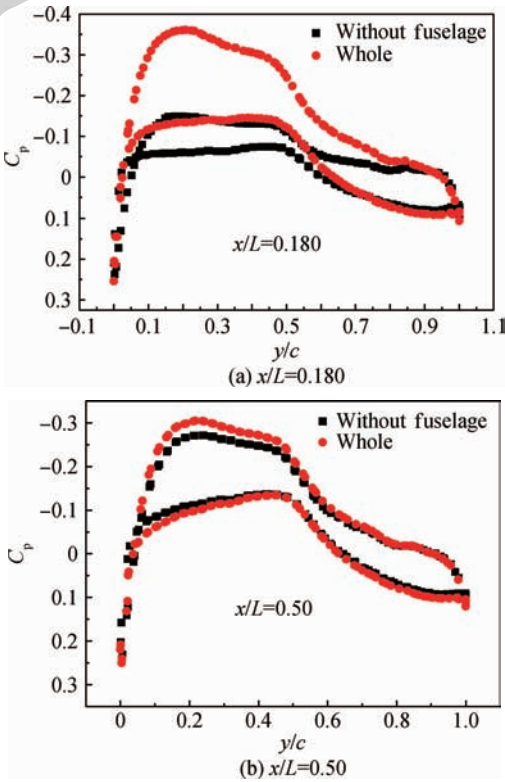


图 12 机身对机翼剖面压强系数的影响
Fig. 12 Effect of fuselage on pressure coefficient of different wing sections

4.3 短舱对机翼的气动干扰分析

图 13 是短舱对于机身压强系数影响分布对比图,从图中可以看出,短舱对于机翼剖面压强的影响主要集中在机翼尖部区域,由于短舱的存在,减缓了机翼尖部绕流,从而提高了机翼尖部翼型剖面的升力. 图 14(a)是机翼尖部翼型剖面压强系数分布图,与机身对机翼的影响相似,短舱的存在主要使得机翼尖部翼型前缘升力上下表面的压强同时增大,而对机翼翼型后缘影响不大,对比机翼根部剖面图 14(b)发现短舱存在的主要影响区域集中在机翼尖部,对机翼根部影响较小.

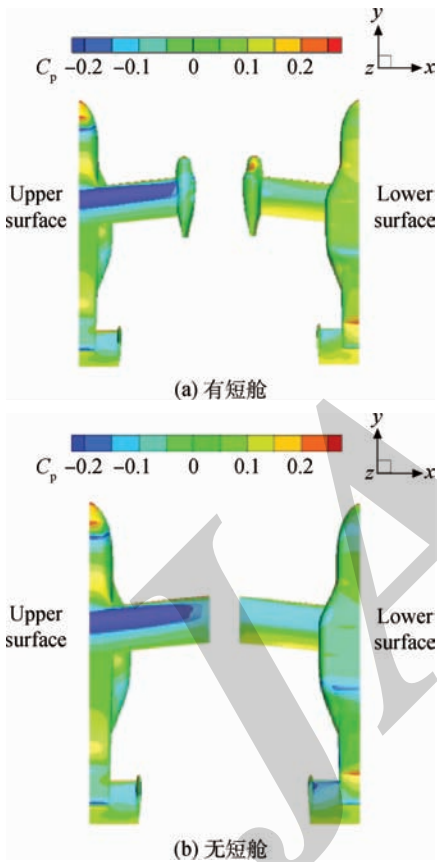


图 13 短舱对机身压强系数的影响

Fig. 13 Effect of nacelle on pressure coefficient of fuselage

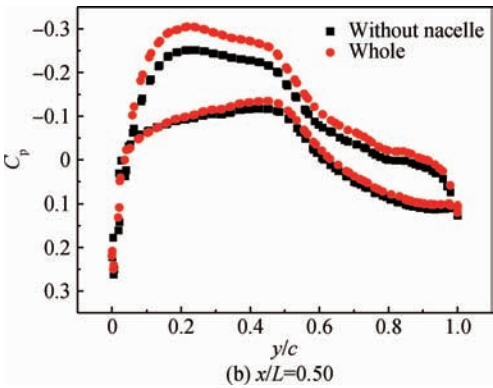
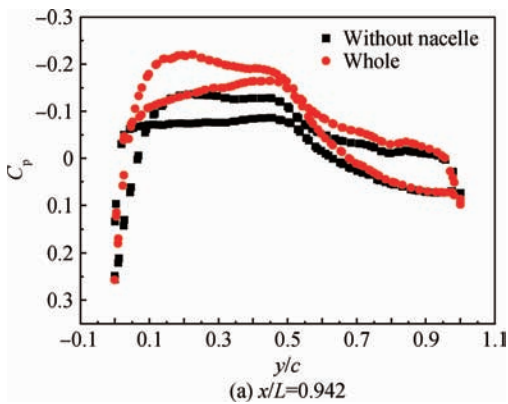


图 14 短舱对机翼剖面压强系数的影响

Fig. 14 Effect of nacelle on pressure coefficient of different wing sections

5 倾转旋翼机前飞状态机翼优化

从上述气动干扰现象计算及分析结果可以看出,在倾转旋翼机前飞时,旋翼对于机翼的影响相对较大,且主要影响的是机翼根部以外区域,机身对前飞状态机翼的气动特性影响主要集中在机翼根部,而短舱对于机翼的影响主要集中在机翼尖部. 因此,本文对倾转旋翼机机翼采用分段优化,分别考虑机身、旋翼、短舱的影响,将机翼从根部到尖部分成 3 段,对 3 个特征剖面翼型分别采用代理模型进行优化,再将各段机翼线性过渡连接生成三维机翼,分段如图 15 所示.

优化采用 NACA64A223 翼型为基准翼型,对 3 段分别选取不同的约束条件,并采用代理模型来进行二维翼型优化,设计目标、约束条件如表 2 所示,表中 C_l , C_d , C_m , t_a 分别为翼型的升力系数、阻力系数、力矩系数和厚度,下标 0 表示原始翼型的气动参数. 图 16 给出了优化后 3 段翼型与 NACA64A223 翼型气动外形对比,从图中可以

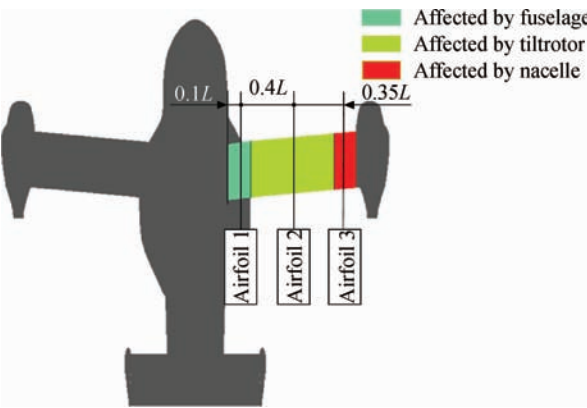


图 15 优化机翼分段示意图

Fig. 15 Sketch of optimized wing section region

看出,由于设计目标和约束条件的不同,各段翼型所具有的气动外形也不一样. 在选择机翼根部机身干扰区域的翼型时,需要考虑根部翼型扭矩的影响,同时保证结构强度,因此翼型需要保证一定的厚度;在受到旋翼下洗流影响明显的区域,利用了旋翼对机翼翼型来流加速的特点,优化后的翼型 2 弯度更大,增加了升力系数;机翼尖部由于受到旋翼桨根涡以及短舱的干扰,此处气流较紊乱,因而优化时选择的目标函数是降低阻力,从二维翼型气动特性曲线中可以看出优化后的翼型 3 的阻力系数降低到了一个非常可观的范围. 上述优化后的结果表明了本文所采用优化方法的有效性和可行性.

表 2 优化翼型的目标函数和约束条件

Table 2 Objective functions and constraint conditions of optimized airfoils

翼型	目标函数	约束条件
1	$ C_m < C_{m0} $	$t_a \geq t_{a0}$ $C_l > C_{l0}$
2	$C_l > C_{l0}$	$C_d < C_{d0}$
3	$C_d < C_{d0}$	$C_l > C_{l0}$

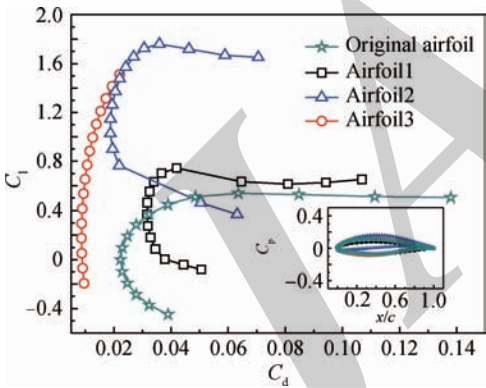


图 16 优化后分段翼型的气动特性

Fig. 16 Aerodynamic characteristics of optimized sectional airfoils

为了进一步考虑优化后的翼型配置对倾转旋翼机三维气动特性的影响,本文对优化后的倾转旋翼机模型进行了前飞状态的气动特性计算. 图 17 中给出了优化前后机体表面的压强系数分布,以及机翼根部、中部、尖部剖面压强系数分布对比. 可见相比于原始模型,优化后的模型机翼上表面压强系数降低,下表面的压强系数提高,使得优化后的倾转旋翼机机翼产生的升力更大. 从不同剖面压强系数分布图可以看出,根部剖面翼型下表面的压强系数降低,提高了翼型升力;机翼中部翼型剖面由于选择的优化目标函数是提高升力系

数,所以计算得到的三维机翼中部剖面翼型升力系数大幅提升;机翼尖部剖面的三维机翼剖面升力系数也有所提高. 上述倾转旋翼机三维气动优化结果进一步表明了考虑各部件干扰效应后机翼分段优化的有效性.

上述算例是在前飞速度为 40 m/s 时的情况,由于倾转旋翼机飞行的速度包线较宽,因此本文计算了前飞速度从 40~110 m/s 范围内的倾转旋翼机优化前后的气动特性.

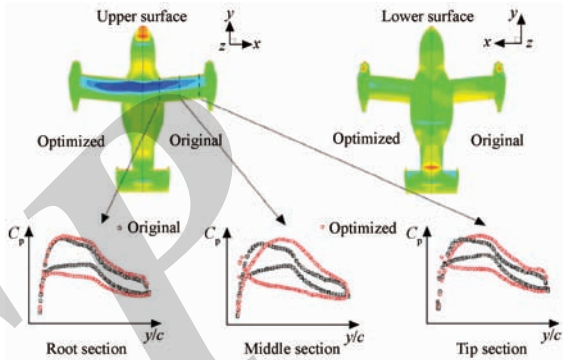


图 17 优化前后倾转旋翼机机体表面压强系数分布
Fig. 17 Distribution of tiltrotor aircraft surface pressure coefficient between original and optimized tiltrotor aircrafts

图 18 给出了在不同工作速度下,倾转旋翼机模型优化前后的气动性能对比,可以看出优化后的全机升力系数(C_l)大幅提高并随着速度的增加提高越明显. 与此同时,升阻比(C_l/C_d)在优化后也有所提高,但随着速度的增加升阻比降低,这是由于速度提高后阻力也进一步增大. 优化后,升力系数在 40 m/s 时提高 29.90%,在 110 m/s 时升力系数提高 91.73%,升阻比提高 36.78%.

上述初步优化结果表明:通过考虑机身、短舱

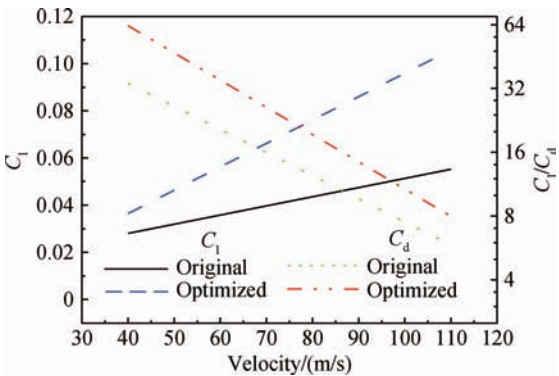


图 18 优化前后倾转旋翼机气动性能对比
Fig. 18 Comparisons of aerodynamic characteristics between original and optimized tiltrotor aircrafts

和旋翼等多部件干扰影响下的机翼气动优化设计能够有效地改进倾转旋翼机的气动特性。

6 结 论

为了分析倾转旋翼机旋翼/机身/短舱对机翼气动特性的影响,本文建立了一套基于 RANS 方程、OpenMP 并行策略和动量源方法的倾转旋翼机流场 CFD 求解方法,研究各部件对机翼的气动干扰影响,并进行优化设计。分析结果表明如下:

1) 建立的非结构混合网格生成方法,不仅满足倾转旋翼机多种飞行状态 CFD 模拟的需要,并且能较好地模拟其附面层流场特性。基于新型动量源模型的倾转旋翼机 CFD 方法能较好模拟倾转旋翼机的非定常气动特性,并捕捉到倾转旋翼机悬停状态下重要的气动干扰现象“喷泉效应”。

2) 在旋翼、机身、短舱对机翼气动干扰分析中,旋翼对机翼的气动干扰现象最为明显。旋翼的存在增加了前飞状态下机翼所处的来流速度,提高了机翼的升力特性。

3) 建立的基于 CFD 技术和代理模型的优化方法能够实现倾转旋翼机气动性能的数值模拟和优化分析研究。优化后的倾转旋翼机模型相比于原始模型其气动特性大幅提高,在巡航状态下升阻比提高了 36.78%。

参考文献:

[1] WAGNER L S. Theoretical model to calculate aerodynamic interference effects between rotor and wing of tiltrotors [R]. Glasgow, UK: The 16th European Rotorcraft Forum, 1990.

[2] HORMOZ T, GANESH R. A user's manual for ROT-TILT solver: tiltrotor fountain flow field prediction[R]. NASA CR-1999-208973, 1999.

[3] 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, 2013, 35(2): 361-371.

LI Peng, ZHAO Qijun. Calculations on the interaction flowfield and aerodynamic force of tiltrotor/wing in hover [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 35(2): 361-371. (in Chinese)

[4] 李鹏,招启军. 倾转旋翼典型飞行状态气动特性的 CFD 分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 421-431.

LI Peng, ZHAO Qijun. CFD analyses of aerodynamic characteristics of tilt-rotor under typical flight conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 421-431. (in

Chinese)

[5] FELKER F F, MAISEL M D, BETZINA M D. Full scale tiltrotor hover performance[R]. Fort Worth, TX, US: American Helicopter Society 41st Annual Forum, 1985.

[6] VIGEVANO L, BEAUMIER P, DECOURS J, et al. Tilt-rotor aerodynamics activities during the nice trip project [R]. Southampton, UK: The 40th European Rotorcraft Forum, 2014.

[7] FELKER F F, MAISEL M D, BETZINA M D. Full-scale tilt-rotor hover performance[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986, 31(2): 10-18.

[8] 薛立鹏,张呈林. 倾转旋翼气动优化设计[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 453-458.

XUE Lipeng, ZHANG Chenglin. The aerodynamic optimization design to tilt-rotor [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4): 453-458. (in Chinese)

[9] PIRZADEH S. Three-dimensional unstructured viscous grids by the advancing-layers method[J]. AIAA Journal, 2012, 34(1): 43-49.

[10] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. Reno, Nevada, US: The 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1992.

[11] RAJAGOPALAN R G, LIM C K. Laminar flow analysis of a rotor in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1991, 36(1): 12-23.

[12] CHANDRA R, MAYDAN D, KOHR D. Parallel programming OpenMp [M]. Burlington, US: Morgan Kaufmann Publisher Incorporation, 2001.

[13] HELTON J C, DAVIS F J. Latin hypercube sampling and the propagation of uncertainty in analyses of complex systems[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2003, 81(1): 23-69.

[14] QUEIPO N V, HAFTKA R T, SHYY W, et al. Surrogate based analysis and optimization[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(1): 1-28.

[15] MCKEE J W, NAESETH R L. Experimental investigation of the drag of flat plates and cylinders in the slipstream of a hovering rotor[R]. NACA TN 4239, 1958.

[16] POLAK D R, WERNER R, GEORGE A R. Effects of an image plane on the tiltrotor fountain flow[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 45(2): 90-96.

[17] CHIARAMONTE J Y, FAVIER D, MARESCA C. Aerodynamic interaction study of the propeller/wing under different flow configurations[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(1): 46-53.

[18] LEISHMAN J G, BI N P. Experimental investigation of rotor/lifting surface interactions[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(4): 846-854.

(编辑:陈 越)