

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.002

基于混合网格的直升机旋翼/机身非定常干扰流场 数值模拟方法

樊 枫¹ 林永峰¹ 黄水林¹ 徐国华²

(1. 中航工业直升机设计研究所, 景德镇, 333001;

2. 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:基于混合网格建立了一个适合于直升机旋翼/机身非定常干扰流场的数值模拟方法。其中,采用混合网格系统生成旋翼/机身干扰流场网格以降低网格生成难度;将二阶 MUSCL 格式和 Roe 格式相结合进行空间离散以提高流场的计算精度;同时引入隐式 LU-SGS 时间格式和 OpenMP 并行模式以提高干扰流场的计算效率。应用建立的计算方法,对 Georgia 和 Robin 旋翼/机身模型进行了数值模拟和分析,与试验结果良好的相关性表明了该方法的有效性。

关键词:直升机;混合网格;旋翼;机身;干扰流场;CFD

中图分类号:V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2015)02-0180-09

Numerical Simulation on Rotor/Fuselage Unsteady Interaction Flowfield Based on Hybrid Grid

Fan Feng¹, Lin Yongfeng¹, Huang Shuilin¹, Xu Guohua²

(1. AVIC China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A numerical simulation method for helicopter rotor/fuselage unsteady interaction flowfield is established based on the hybrid grid. In this method, the hybrid grid system is used to generate flowfield grid to reduce the difficulty of grid generation, the combination of the second-order MUSCL scheme and Roe scheme is employed for spatial discretization to improve precision, and the implicit LU-SGS scheme and OpenMP parallel strategy are introduced to enhance efficiency. Based on the developed method, simulations for Georgia and Robin rotor/fuselage model are conducted, and the good agreement between simulation results and experimental data demonstrates the effectiveness of the presented method.

Key words: helicopter; hybrid grid; rotor; fuselage; interaction flowfield; CFD

旋翼/机身非定常干扰流场的数值模拟一直是直升机空气动力学领域中具有挑战性的研究内容之一^[1]。现代直升机的设计趋势正朝着大桨盘载荷和紧凑的结构设计方向发展,这预示着更加强烈的旋翼下洗流以及更小的旋翼/机身间距,这会引起愈加严重的旋翼/机身干扰问题。机身的存在阻

碍了旋翼尾迹的自由发展,从而对旋翼的气动性能产生一定影响。反过来,机身处于紧靠旋翼桨盘的下方,旋翼产生的下洗流将直接打在机身上,这会使得机身产生一定的向下载荷;同时,旋翼桨尖涡在向下游运动的过程中也常常与机身靠近通过,甚至直接与机身相碰,由此引起的涡-面干扰会使机

收稿日期:2015-01-15;修订日期:2015-02-15

通信作者:樊枫,男,工程师,E-mail: fanfeng@nuaa.edu.cn。

身产生较严重的振动载荷。因此,围绕旋翼/机身干扰问题展开深入的研究具有重要的学术意义和实际应用价值。

在旋翼/机身干扰数值研究方面,由于计算资源以及计算方法的限制,早期的计算研究均采用尾迹方法对旋翼/机身干扰问题进行分析^[2-3]。尾迹方法计算效率高,但存在明显的不足,主要是,其计算精度常常依赖于涡核半径、桨尖涡拖出位置等经验参数,且在处理涡-面碰撞时,需要引入涡畸变模型进行修正等。近年来,随着 CFD 技术以及计算机技术发展,EULER 方程和 RANS 方程开始应用到旋翼/机身干扰流场的计算研究中^[4-8]。然而,直升机旋翼/机身干扰流场的复杂性也对 CFD 求解方法提出了更高的要求。在网格技术方面,围绕具有复杂外形的机身生成高质量网格十分困难,并且旋翼与机身间存在复杂的相对运动关系,因此生成一套有效的网格系统是旋翼/机身干扰流场求解的关键之一;在求解精度方面,准确地模拟旋翼桨尖涡的生成及发展是直升机干扰流场分析的关键之处,这不仅要求生成高质量的网格,更重要的是提高求解器的计算精度,其中涉及到空间离散格式的计算精度、耗散特性等,此外,选择合适的湍流模型对准确模拟附面层流动和桨尖涡的生成也是值得重视的;在求解效率方面,一般情况下,为减小流场求解的数值耗散,要求流场网格在直升机附近以及旋翼的尾迹区域均具有很细的网格尺度,而这会使得计算量和计算时间激增,因此,如何提高直升机干扰流场的求解效率也是一个重要的研究方面。

本文拟从网格技术、流场求解精度和求解效率方面着手,建立一个适合于直升机旋翼/机身非定常干扰流场的数值计算模型,并重点开展旋翼下洗流场下机身表面非定常压力的计算研究。

1 网格系统

为有效地模拟直升机干扰流场,本文针对直升机各部件的几何外形特点,分别采取不同的网格类型生成各部件的贴体网格。在旋翼桨叶网格方面,由于旋翼桨叶外形相对简单,对其生成结构网格难度不大,因此采用结构网格形式生成围绕旋翼桨叶的贴体网格以提高桨叶网格的生成质量,可有效地保证桨叶附近流场,尤其是附面层内流动的模拟精度;在机身网格方面,由于直升机机身具有更复杂的几何外形,如包含发动舱、平尾、垂尾等,本文采

用非结构网格形式生成直升机机身网格,这可以大大降低网格生成难度。需要指出的是,对于某些外形简单的机身模型,如 Georgia 机身^[9]和 Maryland 机身^[10]等,仍可采用结构网格形式生成其网格。为便于对背景网格(结构网格)、桨叶网格(结构网格)和机身网格(非结构网格)的统一计算,本文将结构网格按照非结构网格的数据结构和存储方式进行处理,最终形成一套混合网格系统。同时,针对建立的混合网格系统,给出一套高效的、且完全自动化的嵌套网格方法以模拟直升机各部件间复杂的相对运动规律。

1.1 旋翼桨叶网格生成方法

对于桨叶网格可采用三维结构网格生成方法直接生成单块网格,但鉴于旋翼桨叶外形的特殊性,一般不采取这种方法。桨叶翼型是构成桨叶的基石,本文针对旋翼桨叶外形的特点,将桨叶分解为二维翼型和一维梁模型,首先生成二维翼型结构网格,然后沿展向进行平铺、扭转、插值等变换,最终得到结构化的三维桨叶网格。图 1 给出的是本文围绕 UH60 旋翼桨叶生成的 C-O 型结构网格示意图。

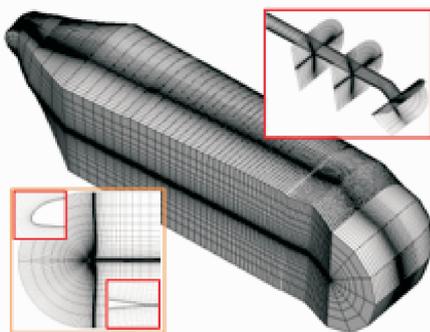


图 1 桨叶结构网格示意图

Fig. 1 Schematic of grid system

1.2 机身网格生成方法

如前文所述,直升机机身外形的复杂性使得围绕机身生成结构网格很困难,因此,对于具有复杂外形的机身,本文采用非结构网格生成围绕机身的贴体网格。另外,对于外形较为简单的机身模型,仍可以采用结构网格对机身流场空间进行填充,这既可提高网格质量,又不会增加太多难度。

图 2 给出了本文围绕 Robin 机身^[11]生成的非结构网格。由于本文采用的是嵌套网格方法来描述旋翼与机身间复杂的相对运动,因此,所生成的

机身网格外边界相对较小。图3给出了围绕 Maryland 机身^[10]生成的结构网格。

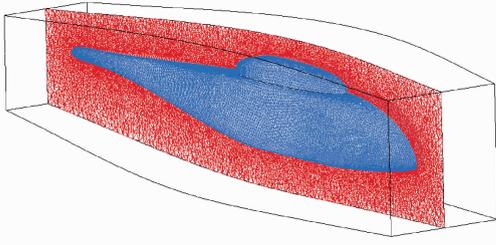


图2 围绕 Robin 机身生成的非结构网格

Fig. 2 Unstructured grid around Robin fuselage

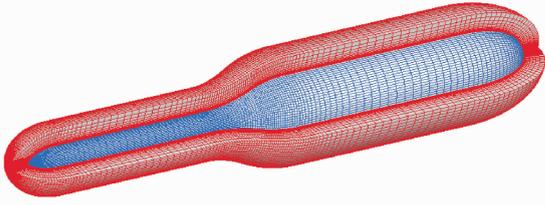


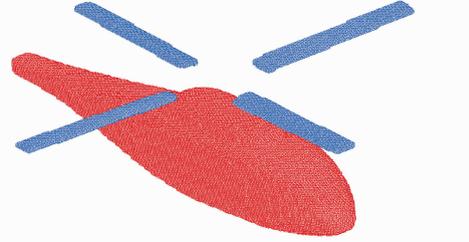
图3 围绕 Maryland 机身生成的结构网格

Fig. 3 Structured grid around Maryland fuselage

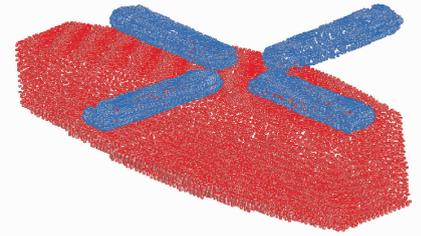
1.3 运动嵌套网格方法

本文采用运动嵌套网格方法以计及旋翼/机身间复杂的相对运动关系。运动嵌套网格方法的核心技术包括:挖洞和贡献单元搜索。由于旋翼运动过程中在每个计算站位(方位角)处都需要进行挖洞和贡献单元搜索,因此这两个过程的计算效率显得尤为重要。另外,由于本文的旋翼桨叶网格采用的是六面体网格,而机身网格采用的是四面体非结构网格,因此,所采用的挖洞和贡献单元搜索方法应同时适用于六面体和四面体网格。针对本文所使用网格系统的特点,这里提出了一种挖洞和贡献单元搜索新的组合策略,其特点是自动化和计算效率高,且同时适用于四面体和六面体网格。挖洞采用 Hole Map 方法^[12],该方法的基本思路是:利用笛卡尔网格的有序性,在背景网格上粗略地重现物面的几何外形。而贡献单元搜索则采用文献^[13]提出的“逆向搜索”方法,该方法具有完全自动化的特点,同时适合结构和非结构网格,且无需预先生成类似 Inverse Map^[14]的辅助网格,这可以大大减少人工干预,从而使得贡献单元搜索过程完全自动化。计算实践表明,本文提出的挖洞和贡献单元搜索组合策略的计算量很小,所需要的时间与总的流场计算时间相比可忽略不计。

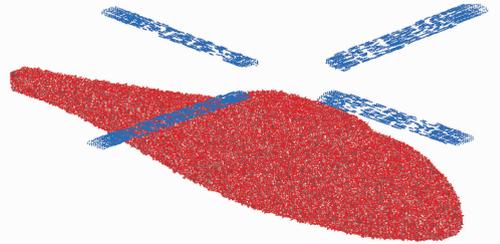
图4为旋翼/机身流场计算中挖洞和贡献单元搜索结果示意图,其中图4(a)为旋翼和机身在背景网格中形成的洞边界单元示意图,图4(b)是旋翼和机身贴体网格外边界单元的贡献单元示意图,而图4(c)给出的则是背景网格的洞边界单元的贡献单元示意图。从图中可以看出,本文发展的嵌套网格技术可适用于同时包含四面体和六面体网格的混合网格系统。



(a) 背景网格洞边界单元示意图



(b) 贴体网格外边界单元的贡献单元示意图



(c) 背景网格洞边界单元的贡献单元示意图

图4 旋翼/机身干扰计算时挖洞和贡献单元搜索结果示意图

Fig. 4 Schematic of results of hole-cutting and donor-searching of rotor/fuselage interaction calculation

2 计算方法

旋翼/机身干扰流场是高度非定常的,因此,流场控制方程采用三维非定常雷诺平均 N-S 方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_{\partial S} [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{G}(\mathbf{W})] dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量; $\mathbf{F}(\mathbf{W})$ 、 $\mathbf{G}(\mathbf{W})$ 分别为无黏通量和黏性通量。

采用二阶 MUSCL 格式对单元内流场进行重构,并采用低耗散逆风格式——Roe 格式^[15] 计算网格面上的无黏通量,以减小非物理耗散的影响和提高流场计算精度。网格面上的通量可以由下式得到

$$\mathbf{F}_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\mathbf{F}(\mathbf{W}_R) + \mathbf{F}(\mathbf{W}_L) - |\mathbf{A}_{\text{Roe}}|_{i+1/2} (\mathbf{W}_R - \mathbf{W}_L)] \quad (2)$$

式中:下标 $i+1/2$ 表示单元交界面;下标 L 和 R 分别表示交界面的左右两侧; \mathbf{A}_{Roe} 为交界面上以 Roe 平均量为变量的无黏通量的雅克比矩阵。

采用双时间法模拟旋翼/机身非定常干扰流动现象,同时,在伪时间方向上使用隐式时间格式——无矩阵储存的 LU-SGS 格式^[16] 进行时间推进以提高流场的计算效率。该方法分两步进行,即:

向前扫略

$$\Delta \mathbf{W}_i^* = \mathbf{D}^{-1} \left[-\mathbf{R}_i - \sum_{j:i < j} \frac{1}{2} (\Delta \mathbf{F}(\mathbf{W}_j^*, \mathbf{n}_{ij}) - |\lambda_{ij}| |\Delta \mathbf{W}_j^*| |S_{ij}|) \right] \quad (3)$$

向后扫略

$$\Delta \mathbf{W}_i = \Delta \mathbf{W}_i^* - \mathbf{D}^{-1} \sum_{j:i > j} \frac{1}{2} (\Delta \mathbf{F}(\mathbf{W}_j^*, \mathbf{n}_{ij}) - |\lambda_{ij}| |\Delta \mathbf{W}_j^*| |S_{ij}|) \quad (4)$$

式中:对角矩阵 $\mathbf{D} = (\frac{V_i}{\Delta t} + \frac{1}{2} \sum_j |\lambda_{ij}| |S_{ij}| + \frac{3V_i}{2\Delta t}) \cdot \mathbf{I}$, \mathbf{I} 为单位矩阵; $|\lambda_{ij}|$ 为通量雅克比矩阵的谱半径,包括黏性影响; $|S_{ij}|$ 为交界面面积。

湍流模型采用 SA 一方程模型^[17], 计算过程中湍流模型方程和流场方程解耦求解。为提高流场计算效率,本文除采用高效的隐式时间格式外,还进一步采用基于共享内存体系结构的 OpenMP 并行计算方法对直升机流场求解过程进行加速。该并行方法的主要思路是对计算过程中每个循环计算进行并行处理,其优势在于对原有串行程序改动较少。

3 算例验证

为表明本文方法的有效性,这里选择了 Georgia^[9] 和 Robin^[11] 算例进行验证计算,这两个算例也是当前直升机旋翼/机身干扰研究领域的标准算例。

3.1 Georgia 旋翼/机身算例

Georgia 旋翼/机身气动干扰试验中,旋翼模

型采用的是一副具有两片桨叶的跷跷板旋翼,旋翼半径 R 为 0.457 2 m,桨叶弦长 0.086 m,翼型为 NACA0015,桨叶根切为 2.7%。试验中,整个试验过程均保持桨叶总距为 10° ,且无周期变距。机身模型采用的是外形简单的圆柱体和半球形机身头部,其中机身长度约为 $3R$,圆柱体直径为 0.134 m。旋翼桨毂中心到圆柱体轴线的距离等于 $0.3R$ 。试验模型示意图如图 5 所示。

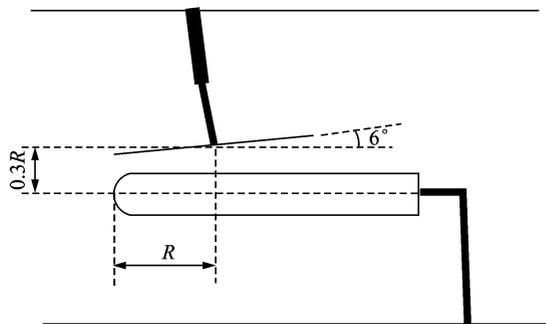


图 5 Georgia 旋翼/机身试验模型示意图

Fig. 5 Schematic of experimental model of Georgia rotor/fuselage interaction

本文针对试验中进行的 4 个前飞状态进行了计算,试验测量的桨叶挥舞运动系数如表 1 所示,整个试验过程中旋翼桨盘倾角均为 -6° 。

表 1 Georgia 旋翼/机身试验中的桨叶挥舞运动系数

Tab. 1 Blade flap harmonics for Georgia rotor/fuselage interaction experiment

前飞状态	μ	$\beta_{1c}/(^{\circ})$	$\beta_{1s}/(^{\circ})$
1	0.075	-1.89	-1.76
2	0.10	-1.94	-2.02
3	0.15	-2.08	-2.33
4	0.20	-3.39	-2.62

图 6 给出了不同前进比 μ 时机身顶端平均压力系数 C_p 的计算值与试验值的对比结果。从图中可以明显看出,旋翼的下洗作用会对机身的气动特性产生显著的干扰影响,本文的计算结果与试验结果在各状态下均能吻合得较好。在旋翼干扰下,机身顶端线的平均压力系数分布存在两个峰值,这明显是由旋翼尾迹与机身的碰撞引起的。随着前进比的增加,旋翼桨尖涡沿来流方向的运动速度也增大,这使得机身顶端压力峰值后移。另外,随着前进比的增加,旋翼尾迹倾斜角也增加,使得尾迹与机身间的干扰距离亦增大,最终导致旋翼对机身

的干扰影响减小。

图7给出了前进比 $\mu=0.10$ 时,不同方位角 Ψ 下,旋翼桨叶运动至机身附近时机身顶端瞬态压力

系数的变化情况。由图可见,随着桨叶不断接近机身,机身前端的正压峰值也不断增大,这显然是由于桨叶通过效应引起的;而当桨叶远离机身时,桨

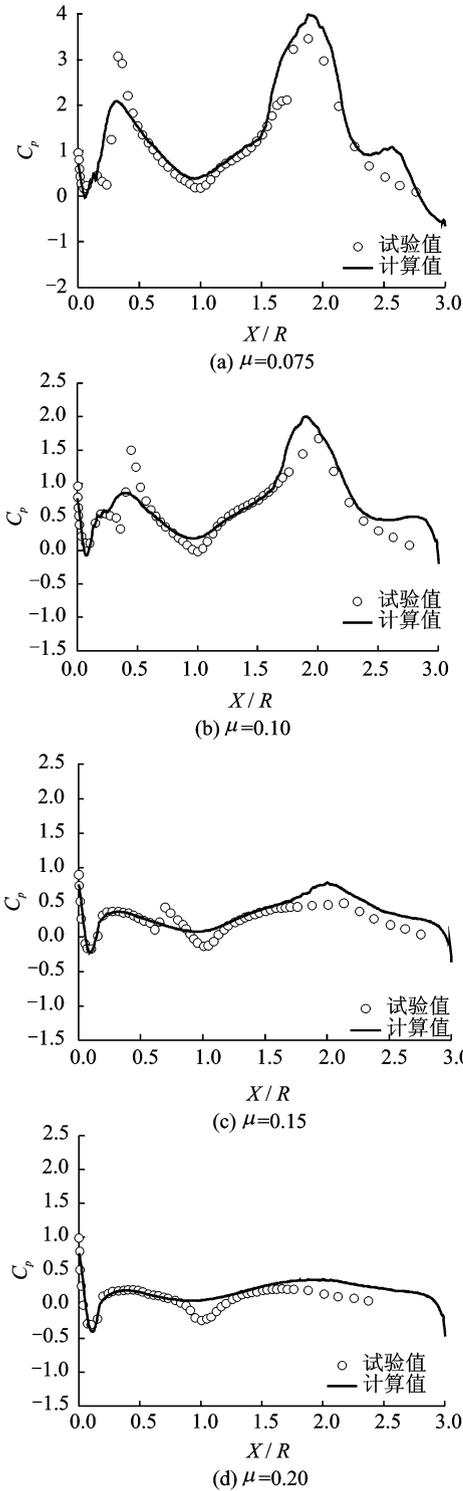


图6 不同前进比时 Georgia 机身顶端平均压力系数计算值与试验值的对比结果

Fig. 6 Comparison results of averaged pressure coefficients on top line of fuselage between calculation value and test data at different advanced ratios

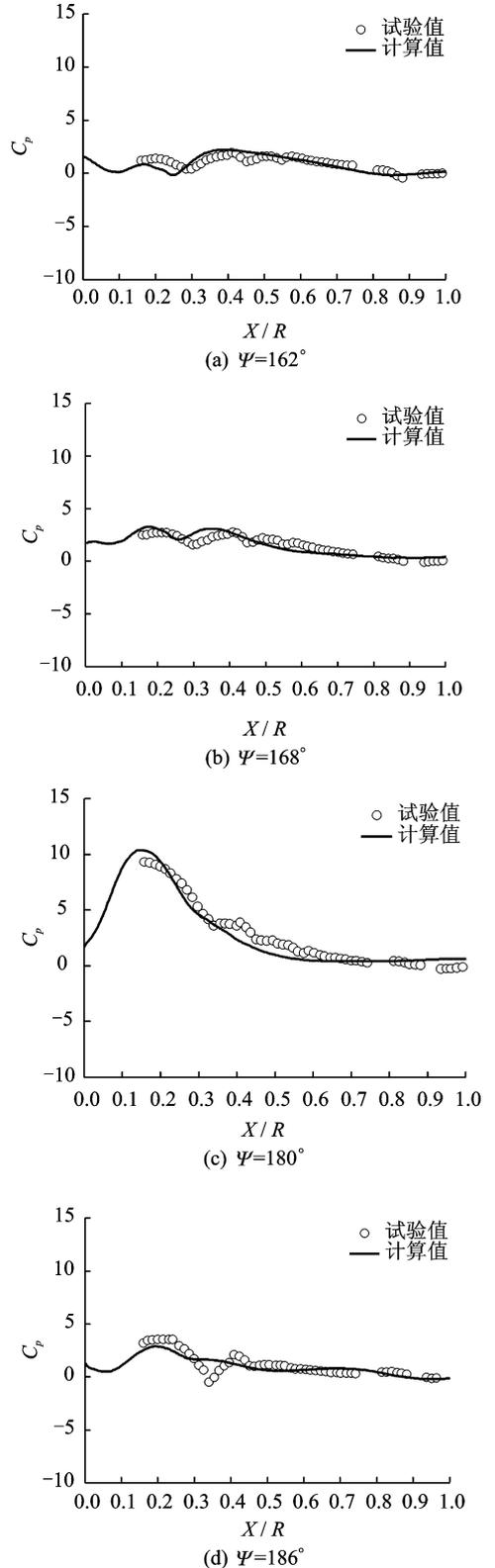


图7 机身顶端瞬态压力变化

Fig. 7 Instantaneous pressure coefficients on top line of fuselage varying with azimuthal angle

叶通过效应逐渐减弱,正压峰值也显著减小(如图7(e)所示)。另外,在 $X/R=0.3$ 附近存在一个较为明显的压力峰谷,这是由前面桨叶拖出的桨尖涡与机身顶部相靠近导致的,这也是文献[10]提到的所谓“涡-面干扰”影响。综合图7可以看出,当桨叶靠近机身时,桨叶通过效应占主导地位;而当桨叶远离机身时,涡-面干扰影响占主要地位。从图中的计算值与试验值的对比结果中可以看出,本文的计算结果能够较为准确地体现出由桨叶通过效应和涡-面干扰引起的机身表面压力的瞬态变化。

图8给出了前进比 $\mu=0.10$ 状态时旋翼不同方位角处机身对称面的涡量等值线图,图中“热点”表示桨尖涡在机身对称面的位置。从图中可以清晰地看到,在桨尖涡运动的过程中,机身的存在阻碍了桨尖涡的垂向运动。当桨尖涡接近机身时,桨尖涡形状也发生了畸变,由自由状态的圆形慢慢被机身压扁而发展为椭圆;同时,当桨尖涡贴近机身表面时,在桨尖涡被机身不断挤压的过程中,桨尖涡也缓慢地沿着机身表面向后运动,这也会在一定

程度上增加机身阻力。从图中还可以看出,机身前部和后部对旋翼桨尖涡运动的影响程度不同,其中机身前部对桨尖涡的影响要大,对桨尖涡的挤压也更强烈,这是因为机身前部一直处于旋翼的下洗流中,而在机身后部,桨尖涡随着来流向后方运动,桨尖涡也逐渐远离旋翼桨盘,其本身的垂向运动也变缓些。

3.2 Robin 旋翼/机身算例

为充分检验本文方法的计算能力,在 Georgia 算例的基础上,这里进一步对 Robin 算例的干扰流场和机身非定常压力进行了验证计算。Robin 算例因其机身模型具有更接近真实直升机的外形,且提供了大量可供计算对比的试验数据,而成为 CFD 方法在旋翼/机身干扰流场应用中最为常用的验证算例。计算中,拉力系数保持 0.006 4,旋翼总距和周期变距则取自文献[18]。

图9给出了本文计算的前进比 $\mu=0.15$ 时旋翼/机身干扰流场的示意图。从图中可以清晰地看到,本文求解器成功地捕捉到了机身范围内由旋翼各片桨叶拖出的桨尖涡,这对计算机身表面非定常压力变化至关重要,也充分体现了本文方法对直升机复杂干扰流场的计算能力。

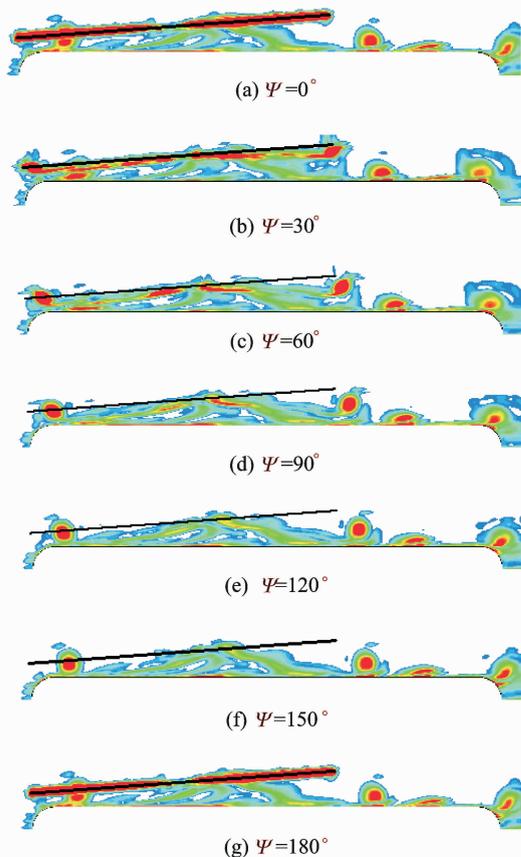
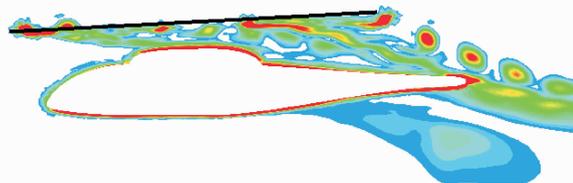


图8 机身干扰状态下旋翼桨尖涡的运动轨迹

Fig. 8 Trajectory of rotor blade-tip vortex under fuselage/rotor interaction condition



(a) 旋翼/机身干扰流场等涡量图



(b) 旋翼/机身干扰流场对称面涡量分布图

图9 本文方法计算的 Robin 旋翼/机身干扰流场图

Fig. 9 Simulation flowfield of Robin rotor/fuselage interaction by presented method

在 Robin 试验中,对机身表面诸多位置测量了旋翼干扰引起的非定常压力变化,测量位置以及测量点编号见文献[18]。本文在求解干扰流场的基

基础上,针对机身表面各测量点的非定常压力变化进行了详细计算,限于篇幅,这里只给出了一些典型结果。

图 10 分别计算了悬停及前飞状态时 Robin 机身顶端多个测量点($D6, D17, D22, D14, D15$)处的非定常压力变化,图 11 则给出了前进比为 0.15 时机身两侧多个测量点($D3, D4, D19, D12$)处的非定常压力变化。由于试验中机身表面压力感应器与桨叶运动存在一定的相位差(机身前部相位差为 35° ,尾梁处为 28°),因此,图中给出的是相位平移后的试验结果。从与试验值的对比结果中可以看出,在各来流状态时,大多数测量点处非定常压力

变化的计算值均能与试验值吻合得很好。但在某些观测点处,计算的非定常压力的平均值与试验值存在一些偏差,这应该是由本文采取的旋翼总距操纵量与试验给出的不相同引起,而这种现象在国外大多数相关计算结果中都出现过,如文献[4,18]。除去平均值的差异,本文计算的各测量点处压力变化的非定常部分与试验值在幅值和相位方面都能吻合得很好,而压力变化的非定常部分恰恰体现了旋翼及其尾迹运动对机身表面载荷产生的非定常干扰现象的特征,这也充分展示了本文计算方法对旋翼干扰下机身表面非定常气动载荷的有效性。

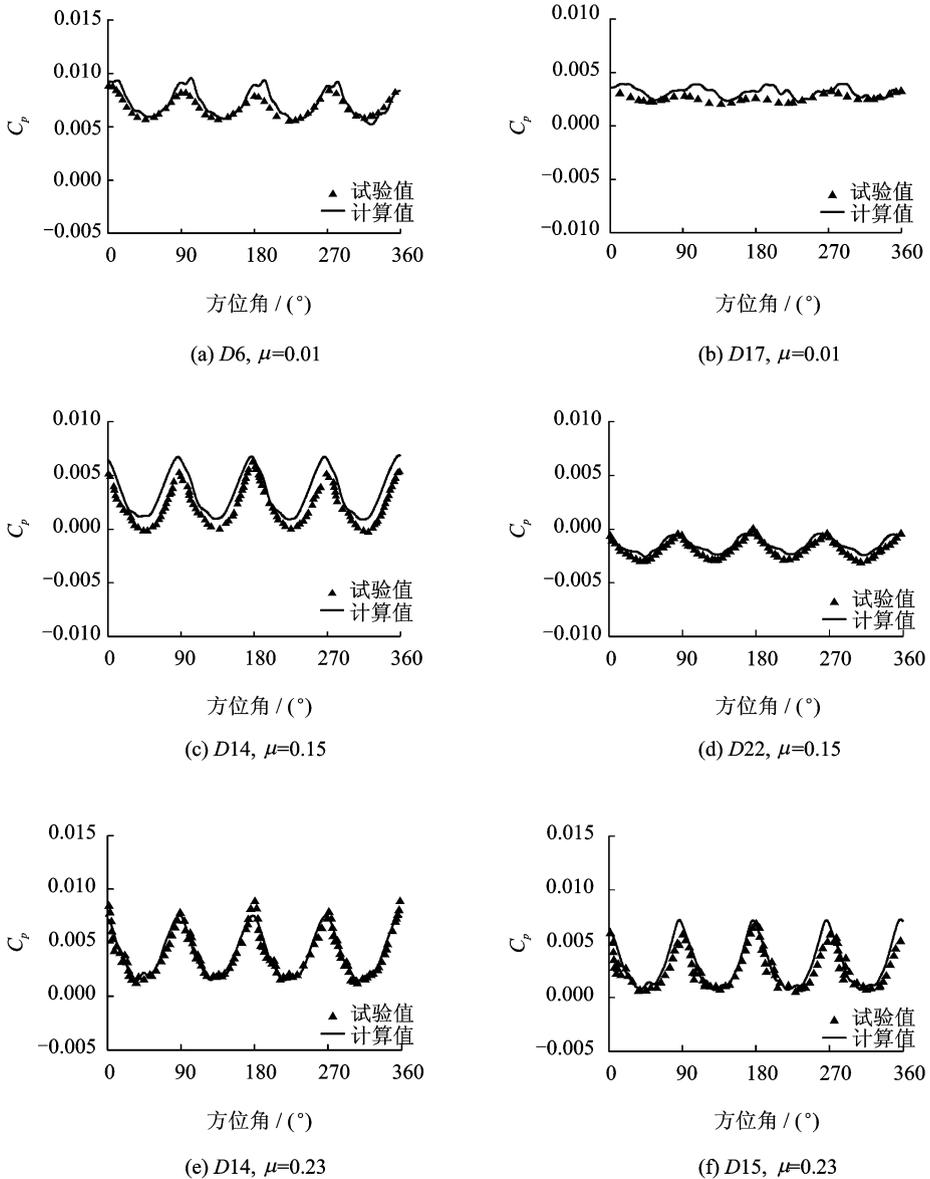


图 10 Robin 机身顶端非定常压力计算值与试验值的对比

Fig. 10 Comparison of instantaneous pressure coefficients on top line of Robin fuselage between calculation value and experimental data

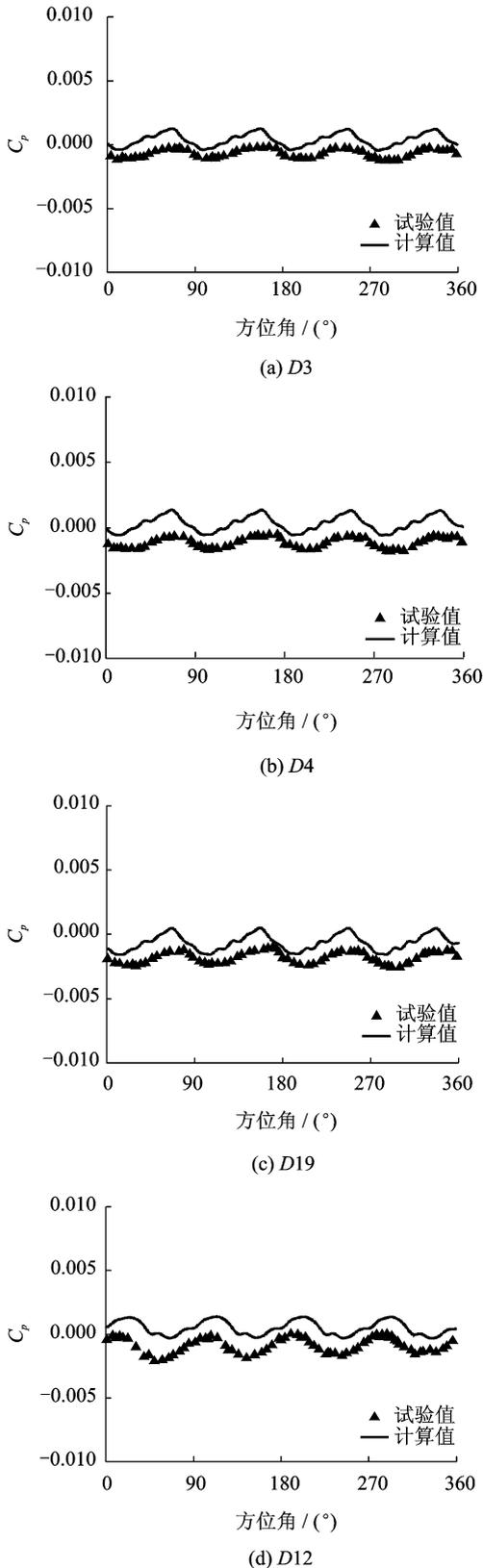


图 11 Robin 机身两侧测量点非定常压力计算值与试验值的对比

Fig. 11 Comparison of instantaneous pressure coefficients on sides of Robin fuselage between calculation value and experimental data

4 结 论

(1)建立的混合网格方法能够有效地降低旋翼/机身干扰流场网格的生成难度。

(2)提出的挖洞和贡献单元搜索组合策略可以适合于不同网格类型,并具有高效率、完全自动化等特点。

(3)发展的旋翼/机身流场求解方法能够有效、准确地模拟旋翼与机身间复杂的非定常流动。

(4)本文方法适合于分析旋翼/机身干扰非定常气动特性,能够准确预测旋翼干扰状态下机身表面压力的非定常变化。

参考文献:

- [1] O'Brien D M, Smith M J. Improvements in the computational modeling of rotor/fuselage interactions using unstructured grids[C]// American Helicopter Society 61st Annual Forum Proceedings. Grapevine, TX:[s. n.],2005:631-642.
- [2] Freeman C E. Development and validation of a combined rotor-fuselage induced flow-field computational method[R]. NASA TP-1656,1980.
- [3] 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.
- [4] Steijl R, Barakos G N. Computational study of helicopter rotor-fuselage aerodynamic interactions [J]. AIAA Journal, 2009,47(9):2143-2157.
- [5] Schwarz T, Pahlke K. CFD code validation for complete helicopters—The European GOAHEAD project [C]// American Helicopter Society 67th Annual Forum. Virginia Beach, VA:[s. n.], 2011:235-245.
- [6] 江雄,肖中云,陈作斌,等,旋翼/机身气动干扰的数值模拟[J]. 直升机技术,2007,151(3):4-10.
Jiang Xiong, Xiao Zhongyun, Chen Zuobin, et al. Numerical simulation of rotor/airframe aerodynamic interaction[J]. Helicopter Technique, 2007,151(3):4-10.
- [7] 许和勇,叶正寅,史爱明,基于非结构嵌套网格的旋翼-机身干扰流场数值模拟[J]. 西北工业大学学报,2010,28(6):814-817.
Xu Heyong, Ye Zhengyin, Shi Aiming. An effect method for numerically simulating helicopter rotor-fuselage aerodynamic interference [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010,28(6):

- 814-817.
- [8] 叶靓, 招启军, 徐国华, 非结构嵌套网格的直升机旋翼/机身前飞流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 903-910.
Ye Liang, Zhao Qijun, Xu Guohua. Numerical simulation of flowfield of helicopter rotor and fuselage in forward flight based on unstructured embedded grid technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 903-910.
- [9] Brand A, Komerath N M, McMahon H M. Surface pressure measurements on a body subject to vortex wake interaction[J]. AIAA Journal, 1989, 27(5): 569-574.
- [10] Crouse G L, Leishman J G, Bi N. Theoretical and experimental study of unsteady rotor/body aerodynamic interactions[C]// American Helicopter Society 46th Annual Forum Proceedings. Washington D. C. :[s. n.], 1990: 573-581.
- [11] Mineck R E, Gorton S A. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor[R]. NASA TM-2000-210286, 2000.
- [12] Chiu I T, Meakin R L. On automating domain connectivity for overset grids [R]. AIAA 95-0854, 1995.
- [13] Lohner R, Sharov D, Luo H, et al. Overlapping unstructured Grid[R]. AIAA 01-0439, 2001.
- [14] Meakin R. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids[R]. AIAA 1991-1586, 1991.
- [15] Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [16] Luo H, Baum J D. A fast matrix-free implicit method for computing low mach number flows on unstructured grids[R]. AIAA 99-3315, 1999.
- [17] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [18] Lee B S, Jung M S, Kwon O J, et al. Numerical simulation of rotor-fuselage aerodynamic interaction using an unstructured overset mesh technique[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2010, 11(1): 1-9.