

文章编号: 1000-8055(2009)04-0903-08

非结构嵌套网格的直升机旋翼/机身前飞 流场数值模拟

叶 靓, 招启军, 徐国华

(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: 建立了一个适用于前飞状态直升机单独旋翼、机身以及旋翼/机身组合体流场的数值计算方法及模型. 在该方法中, 使用非结构运动嵌套网格描述桨叶之间以及桨叶与机身之间的空间位置变化关系, 控制方程采用惯性坐标系下的非定常 Navier-Stokes (N-S) 主控方程, 空间方向上使用二阶迎风格式, 时间方向上使用 Lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 格式. 对于求解中遇到的旋翼/机身间距离过近所导致的贡献单元生成困难问题提出了一种新的解决方法. 应用所建立的方法, 分别对单独旋翼、机身及旋翼机身组合体的前飞绕流场进行了数值模拟与分析, 计算结果与试验结果的对比表明本文建立的方法对直升机的前飞绕流场的计算和分析是有很有效的.

关 键 词: 非结构嵌套网格; 旋翼; 直升机; 流场; 计算流体力学

中图分类号: V275.1 ; V211

文献标识码: A

Numerical simulation of flowfield of helicopter rotor and fuselage in forward flight based on unstructured embedded grid technique

YE Liang, ZHAO Qi-jun, XU Guo-hua

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

Abstract: A numerical method has been developed to simulate the flowfield of the helicopter rotor, fuselage and the combination of them in forward flight. In this method, unstructured embedded grid technique was used to simulate the position transformation relationship between the rotor and its fuselage, the three-dimensional unsteady Navier-Stokes (N-S) equations were discretized by a second-order upwind finite-volume scheme and the lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) scheme was employed in time-stepping. A new method was given to solve the problem of the “donor searching” when the space between the rotor and its fuselage was too narrow. Based on this model, the flowfield of the single rotor, fuselage and the combination of them were calculated, the comparisons of the calculated results with the experimental data indicate that the present method is very effective to analyze the helicopter flowfield in forward flight.

Key words: unstructured embedded grid; rotor; helicopter; flowfield; CFD

前飞状态是直升机的主要飞行状态,与悬停 状态不同,直升机在前飞时,由于前行和后行侧桨

收稿日期: 2008-04-16; 修订日期: 2009-02-14

基金项目: 国家自然科学基金(10602024)

作者简介: 叶靓(1981-),男,黑龙江绥化人,博士生,主要从事直升机旋翼 CFD 和直升机空气动力学研究.

E-mail: yeliang@nuaa.edu.cn

叶的相对来流不再对称,流场呈现出复杂的非定常特征.在前飞速度较大情况下,前行桨叶表面可出现激波,引起当地流场特性的剧烈变化,同时机身废阻又成为直升机阻力的重要来源;在前飞速度较小情况下,旋翼的桨尖涡撞击机身,可引起旋翼和机身之间的强烈气动干扰,这也间接地改变了直升机的流场特性,增加了流场数值模拟的难度.因此前飞状态的流场数值模拟比悬停状态要困难许多.

在过去,有关直升机前飞状态流场数值研究主要集中于单独旋翼的计算方面,许多学者为提高流场的计算速度和精度做了很大的努力,并取得了较大进展^[1-6].在研究方法方面,研究者大多使用结构的嵌套网格系统来描述桨叶的运动及桨叶之间的相对位置变化关系.

实际上,机身对旋翼以及直升机的流场亦有重要的影响,尤其是现代直升机设计正出现机身形状复杂化和旋翼/机身距离紧凑化的趋势,因此,进行直升机的流场数值研究通常要考虑旋翼/机身组合对流场的作用,这给原来的计算和网格方法提出了很大的挑战,使用结构嵌套网格研究包含机身的流场数值模拟问题时,把不包含机身的网格作为背景网格可能会遇到狭小空间内的贴体网格外边界确定和贡献单元搜索等困难,使用包含机身在内的网格作为背景网格则需要较高的网格生成技巧,这些都增加了在结构网格上进行流场数值计算的难度.

为方便直升机旋翼、机身及其组合流场的数值求解,本文生成一套非结构的嵌套网格系统.在该系统中,贴体网格使用包含物体的非结构网格,并可根据计算要求灵活地选取使用的网格单元,发挥非结构网格的形状适应能力,以减小网格生成的工作量.在背景网格上使用不包含任何物体的笛卡尔网格单元,以提高网格质量.对于非结构网格上的贡献单元搜索问题,一些学者已提出相应的解决方法^[7-8],但对于现代直升机,通常旋翼与机身的间距较小,再加上前飞时旋翼轴的前倾和桨叶的挥舞运动,桨叶与机身之间的距离更小,这可导致贡献单元的生成和搜索出现困难.为此,本文提出一种新的网格贡献单元生成与搜索的方法,该方法对物体单元内部也进行网格填充,可使产生的贡献单元尽量向物体表面靠近,从而解决旋翼/机身间空间区域狭小产生的贡献单元搜索问题.

由于旋翼的前飞流场是非定常流场,本文使用双时间方法模拟流场的非定常变化过程,在伪时间方向上,使用高效的隐式 Lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 方法进行时间推进.同时,对直升机流场的模拟还需要充分考虑在前飞速度较小时,后一片桨叶可能受到前一片桨叶桨尖涡的靠近干扰,以及旋翼桨尖涡对机身的靠近干扰问题,因而采用的求解方法应该具备空间涡量和流场细节捕捉的能力.为此,本文的计算格式中,在空间方向上采用二阶精度的迎风格式,以减小非物理耗散影响,并提高计算精度.

此外,在直升机前飞时,桨叶除绕旋翼轴旋转外,还做偏离桨盘平面的挥舞运动,这使得流场的求解更为困难.实际上,桨叶的挥舞运动可引起桨盘的倾侧,这会导致桨叶在某些方位角时桨叶与机身之间距离进一步变小.为研究桨叶附加运动的影响,本文数值模拟时计及了桨叶的挥舞运动,计算结果表明,在旋翼与机身距离较小时,计算结果对于桨叶位置的运动变化反映敏感.

1 网格系统和计算方法

1.1 网格系统组成和贡献单元搜索

本文生成的非结构运动嵌套网格系统包括三套:一是围绕桨叶的贴体网格,该网格刚性地固连于桨叶且随桨叶一起运动;二是包围流场中其他复杂形状物体(如机身、桨毂)的贴体网格,该部分网格可以和物体一起静止不动或随物体一起运动;三是包围贴体网格的背景网格,用来计及桨叶运动和桨叶与机身相互间的干扰影响以及模拟空间流场的形成过程,使用了规则拓扑结构的笛卡尔网格.在本文的计算过程中,背景网格上的单元也进行了非结构化,以便程序统一处理.图1为整体嵌套网格系统的示意图.

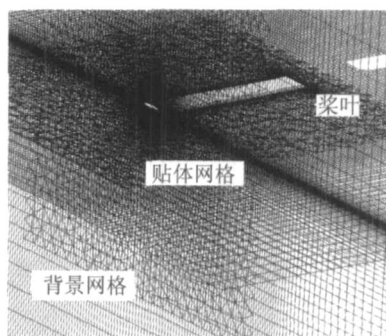


图1 嵌套网格系统示意图

Fig. 1 Schematic of the embedded grid system

在现代直升机的设计中,旋翼与机身间的间距进一步缩小,这对网格系统的贡献单元搜索提出了很高的要求.这里针对本文使用的网格系统特点,提出一种新方法,以解决在狭小空间内的贡献单元生成和搜索的问题.具体如下:

步骤 1,对在旋翼平面与机身之间的背景网格进行加密处理,以改善大梯度区域的网格生成质量.

步骤 2,在生成包围桨叶和物体的贴体网格的同时,物体内部也生成相应拓扑形式的网格,如图 2 所示.

步骤 3,对贴体网格循环,如果单元在物体内部则标记为 0 层单元,不在物体内部但有格点落在物体表面上的标记为 1 层单元,有格点在一层单元上但不是 0 或 1 层的单元记为 2 层单元,以此类推,可以根据计算格式的精度要求确定需要寻找的层数.这里计算格式只需 0 和 1 层单元,这一过程在网格前处理中完成,计算中并不增加额外的工作量.

步骤 4,对每一个贴体单元循环,判断哪一个背景笛卡尔网格单元的格心落在了本单元内部,这个贴体网格单元就是相应的笛卡尔网格单元的贡献单元,具体方法是(以二维贴体单元为例):根据这个单元顶点的最大和最小坐标值做一个围绕该单元的矩形(矩形边的方向和笛卡尔坐标轴的方向平行),根据顶点坐标判断笛卡尔网格单元的格心是否落在四边形内,如果是,则还需判断是否落在单元内,判断方法如图 3,单元所有面的面心到空间点的矢量和面的外法向矢量的点积必须全部小于 0,空间点才落在单元的内部.

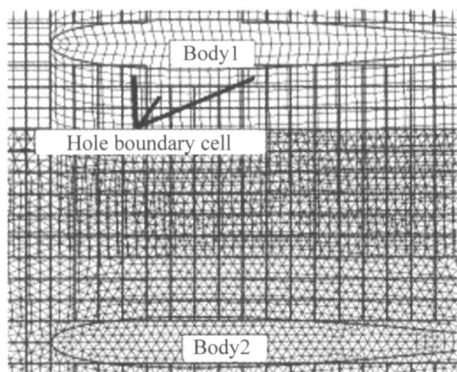


图 2 贡献单元搜索示意图

Fig. 2 Schematic of the "donor searching"

上述方法最大限度地保证了生成的插值区域靠近物体表面.需要注意的是,洞边界的生成过程

并没有显式地出现,在计算的过程中如果某个笛卡尔网格单元的邻元的贡献单元是位于 0 层或者 1 层,那么这个网格单元就自动成为边界单元,在流场单元更新过程中保持不变即可.另外对于格心格式,边界单元在信息传递时保持自身的值不变,且也只从相应的贴体网格的格心进行插值,即只保证了需要插值的笛卡尔网格单元格心不落在物体和最靠近物体的一层单元之内,而格点位置不受限制

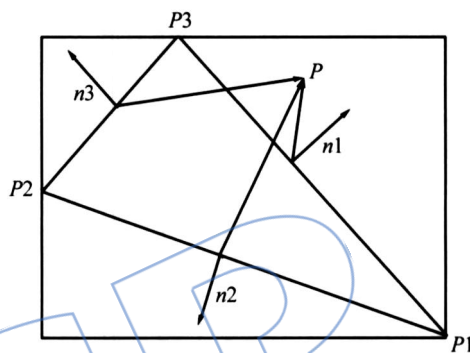


图 3 确定点和单元相对位置的示意图

Fig. 3 Determination of the relative locations between point and cell

对于贴体网格单元在背景网格中的位置确定,可以充分利用笛卡尔网格的有序特征,通过简单的三个方向搜索得到,不再赘述.

1.2 控制方程和通量计算

在固定坐标系上,建立在运动网格上的守恒形式的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint dV + \iint \mathbf{w} \cdot \mathbf{n} dS = Q \quad (1)$$

其中 w 为守恒变量, H 为通量, Q 为源项.

无粘通量计算使用运动网格上的 ROE 格式.为保持格式的计算精度,在非结构网格上需要使用变量重构技术以获得流场变量梯度.然后,把网格格心值插值到交接面上,这里使用高斯-格林定理进行梯度计算.为了避免在插值过程中产生新的极值,采用了 Venkatakrishnan 提出的限制器^[9].粘性计算时湍流模型采用 Baldwin-Lomax (BL) 模型^[10].

1.3 网格之间信息传递和精度保证

所需要插值的单元及其贡献单元确定后,单元上的值由其贡献单元的相邻单元格心上的流场值按一定权重加权平均确定,即

$$q_n = \left[\sum_i^N w_{c,i} \cdot q_{c,i} \right] / \left[\sum_i^N w_{c,i} \right] \quad (2)$$

其中 q_n 为插值单元格心守恒变量值, $q_{c,i}$ 为贡献单元的邻元格心值, N 为贡献单元的邻元数目, $w_{c,i}$ 为该邻元的权重系数, 它需要满足拉普拉斯算子

$$L(x_n) = \sum_i^N w_{c,i} (x_{c,i} - x_n) = 0 \quad (3)$$

1.4 时间格式

由于旋翼前飞流场是非定常流场, 所以本文使用双时间方法模拟流场非定常变化过程, 在伪时间方向上, 使用高效的隐式 LU-SGS 方法^[11] 进行时间推进. LU-SGS 算法分两步进行

向前扫描步

$$\Delta U_i^* = D^{-1} \cdot$$

$$\left[R_i - \sum_{j,j} \frac{1}{2} (\Delta F(u_j^*, n_{i,j}) - |\lambda_{ij}| \Delta U_j^*) |S_{i,j}| \right] \quad (4)$$

向后扫描步

$$\Delta U_i = \Delta U_i^* - D^{-1} \sum_{j,j} \frac{1}{2} [\Delta F(u_j, n_{i,j}) - |\lambda_{ij}| \Delta U_j^*] |S_{i,j}| \quad (5)$$

这里 U_i 是编号为 i 的单元格心处的守恒变量值,

$D_{ii} = \frac{V_i}{\Delta \tau} I + \frac{1}{2} \sum |\lambda_{ij}| |S_{i,j}| + \frac{3V_i}{2\Delta t} I$, R_i 是伪时间上的迭代残值, $|\lambda_{ij}|$ 为通量 Jacobian 矩阵的谱半径, $|S_{i,j}|$ 为单元交接面面积.

实际计算过程中, 在每个伪时间步上进行三次迭代, 物理时间步长选择一个旋翼旋转周期的 $1/1440$, 为获得稳定的周期解, 一般需要计算 4~5 圈.

2 算例及结果分析

2.1 单独旋翼

2.1.1 无升力前飞状态

为了验证本文的计算方法, 首先使用了有实验结果可以对照的“Caradonna & Tung”旋翼^[12], 该旋翼桨叶的展弦比等于 7, 弦长为 0.1905 m, 翼型 NACA0012, 无扭转和尖削. 计算状态的桨尖马赫数等于 0.8, 前进比 μ 为 0.2, 计算使用的网格总数约为 320 万. 图 4 给出了在不同方位角时, 桨叶 0.89R 剖面的表面压强计算值与实验值的对比, 可见, 本文的计算值与文献^[12] 的测量值符合很好. 由图还可看出, 本文的计算方法能较好地捕捉到出现在桨叶前行侧的激波.

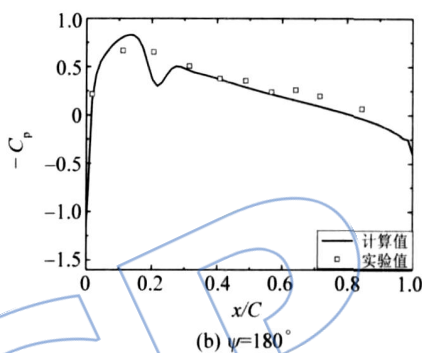
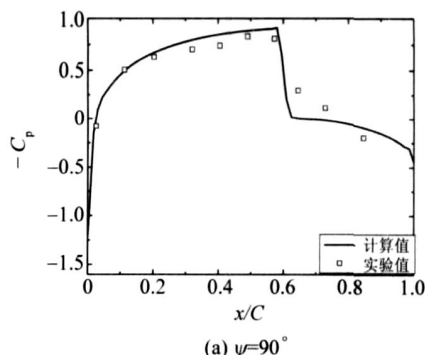


图4 “Caradonna & Tung”旋翼无升力前飞状态
桨叶剖面压强随方位角的变化 ($\mu = 0.2$)

Fig. 4 Blade surface pressure coefficients of non-lifting
“Caradonna & Tung” rotor in different blade azimuth
at advance ratio ($\mu = 0.2$)

2.1.2 有升力前飞状态

计算使用了有实验结果可以对照的 HEL-ISHAPE 7A 旋翼^[13], 该旋翼有 4 片桨叶, 半径 2.1 m, 弦长为 0.14 m, 桨叶平面形状为矩形. 计算状态为桨尖马赫数等于 0.616, 前进比 0.167, 桨盘迎角为 -1.48° . 桨叶的运动规律由实验实测, 具体数据见文献^[3], 本文计算时选取多片桨叶运动的均值. HEL-ISHAPE 7A 旋翼的桨叶气动外形较复杂, 桨叶分为 3 段由不同的翼型剖面组成, 且有非常规的几何扭转. 计算使用的网格总数约为 840 万. 在此工作状态下, 前飞速度较小, 后一片桨叶可能受前一片桨叶桨尖涡的靠近干扰, 因而空间涡量的准确捕捉成为能否计算旋翼气动特性的关键. 为此, 图 5 计算了该旋翼在流场空间涡量的等值面和在不同桨叶方位角情况下对称面上的等值线, 可见在较小的前飞速度时, 桨尖涡位于桨盘的后下方距离桨盘很近处, 这同时也表明本文的方法具备一定的数值精度和涡捕捉能力.

图 6 计算给出了桨叶表面压强系数分布, 由计算结果可知, 无论是在相对来流较大的桨叶前

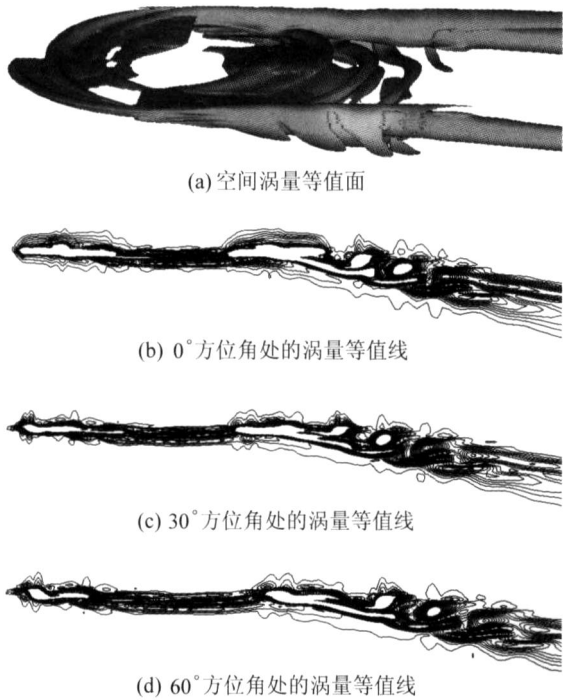


图 5 计算的流场空间涡量等值面和不同方位角时的等值线图 ($\mu = 0.167$)

Fig. 5 Calculated vortex contour of the rotor flowfield in different blade azimuth ($\mu = 0.167$)

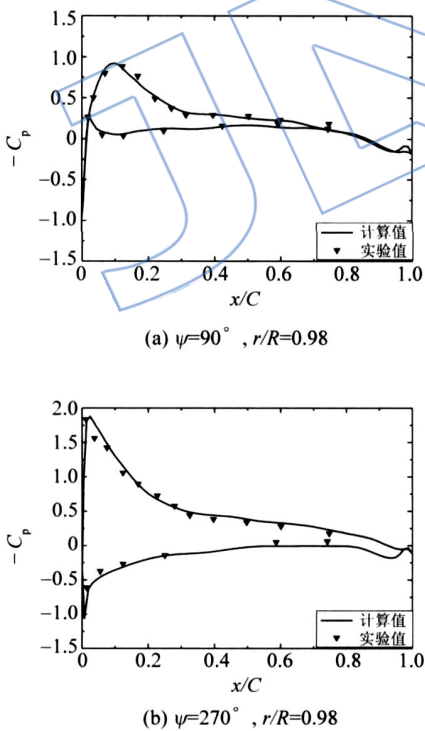


图 6 HELISHAPE 7A 旋翼在不同方位角处桨叶剖面压强系数的计算值与实验值对比 ($\mu = 0.167$)

Fig. 6 Comparison of the calculated surface pressure coefficients with experimental data of HELISHAPE 7A rotor in different blade azimuth ($\mu = 0.167$)

行侧(对应 90°方位)还是在相对来流速度较小的桨叶后行侧(对应 270°方位)的剖面处,计算结果与实验值^[3]都比较吻合,这表明本文使用的非结构嵌套网格系统和相应的数值求解方法较好地保持了流场计算的准确性,适合于有升力情况下的前飞流场计算。

2.2 单独机身

“ROBIN”是一个有代表意义的研究型机身,它具有近似实际的机身形状,已被多次用作为研究对象^[14-15]. 该机身长 2 m,具体数据见文献[14],本文计算了来流马赫数(Ma_∞) 0.3、迎角分别为 0 和 -5°状态下的机身表面压强分布. 计算时,网格系统中组成机身表面三角形单元大约为 7 万个,整个网格系统约由 300 万个四面体单元构成。

图 7 是“ROBIN”机身在距机身头部 $x = 0.3497$ m(沿机身纵向)的横截面上表面点的压强系数计算值与实验值^[14]的对比,可以看出计算值与实验值是吻合的。

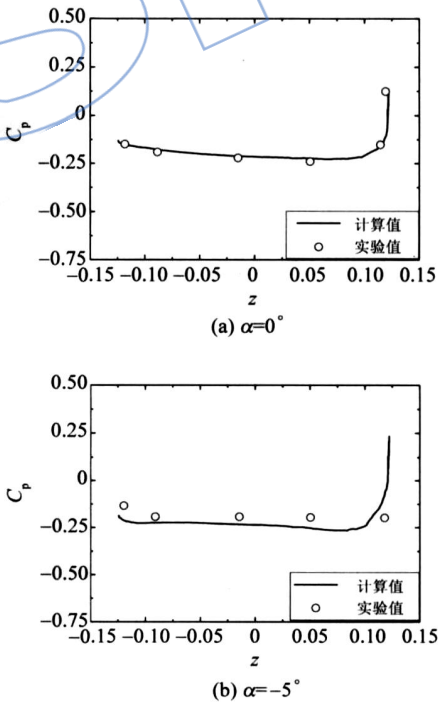


图 7 ROBIN 机身典型截面表面点的压强系数 ($Ma_\infty = 0.3$)

Fig. 7 Surface pressure coefficients in typical section of the “ROBIN” fuselage ($Ma_\infty = 0.3$)

2.3 旋翼/机身组合体

2.3.1 “Georgia tech”旋翼/机身组合体

为了进一步验证本文方法的有效性,计算使

用有实验结果可比较的“Georgia tech”旋翼/机身组合体的前飞状态^[15]为算例,该组合体已经被许多研究者(如文献[15])用作旋翼/机身干扰的研究.该算例的旋翼由两片固连的桨叶组成,其直径 0.914 m,桨叶平面形状为矩形,无扭转、尖削,翼型为 NACA0015,机身直径 0.134 m,旋翼旋转中心和机身的中线距离为 0.137 1 m.计算状态为:前进比为 0.1,桨叶旋转速度 2 100 r/min,旋翼轴前倾角 6°,总距角 10°.计算使用的网格总数约为 640 万.本文首先计算了沿机身顶端线表面点的压强分布时均值,见图 8,并与文献[15]的计算值和实验值做了比较.可以看出,机身顶端线出现了两个压强峰值,文献[15]及本文不计入桨叶挥舞运动计算得到的后一压强峰值都小于实验值,产生这一现象的原因可能是计算中没有考虑桨叶的挥舞运动.实际上,在该算例前飞时,桨叶除旋转运动外,由于左右气流不对称,桨叶还做偏离桨盘平面的挥舞运动,使桨盘向右后方倾倒,这导致了桨叶在 0°方位角时桨叶和机身之间距离变小,因而会带来后一压强峰值的增加.为此,本文考虑到桨叶的挥舞运动,根据文献[16]提供的挥舞运动系数重新进行了计算(见图中实线),可以看出对后一压强峰值的计算结果得到了明显的改善.但计算得到的前一压强峰值和相位与实验值仍存在着一定的差距,原因可能是对于旋翼/机身距离很小存在的相互干扰问题,计算结果对于桨叶位置的运动变化反映敏感.

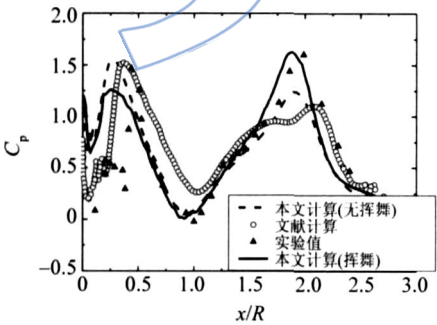


图 8 沿机身顶线表面点的压强对比

Fig. 8 Comparison of the surface pressure coefficients along the fuselage crown line

图 9 给出了本文计算的不同时刻(桨叶方位角)的沿机身顶端线表面点压强分布及与实验值^[15]的对比,可见计算与实验值基本吻合,表明本文的计算方法具有一定的时间精确性,适合于非定常流场的求解.

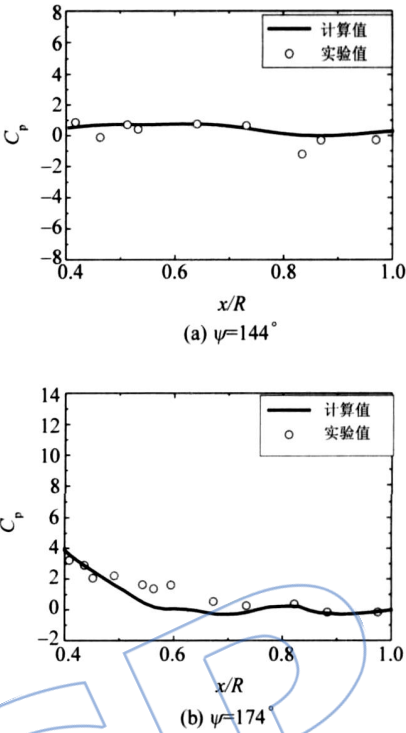


图 9 在不同桨叶方位角时沿机身顶端线表面点压强计算与实验值的对比

Fig. 9 Comparison of the calculated surface pressure coefficients with experimental data along the fuselage crown line in different blade azimuth

2.3.2 “ROBIN”旋翼/机身组合体

本文还计算了“ROBIN”旋翼/机身组合体的前飞状态机身表面压强分布,机身长度为 2L,桨叶半径为 0.86L,且有 8 的负扭转,旋翼轴倾角为 0°,挥舞系数等其它参数见文献[16].计算使用了两种不同的网格计算单元,在桨叶的贴体网格区

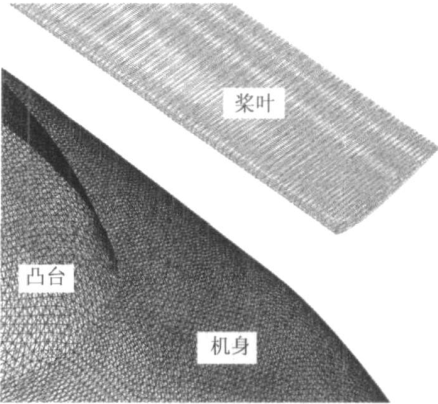


图 10 机身凸台表面和桨叶表面网格

Fig. 10 Mesh of the nacelle and blade surface

域使用六面体单元,在机身贴体网格区域使用了四面体单元,物面的网格细节见图 10. 计算使用的网格总数约为 620 万. 图 11 是计算得到的在距离机身前缘点 $0.353L$ 距离的剖面处的表面点时均压强,可见计算与实验值吻合较好. 图 12 则给出了在两个不同桨叶方位角时对应的机身表面压强分布云图,从图中可以看出,由于桨叶与机身的相对位置不同($\psi = 0^\circ$ 和 $\psi = 45^\circ$),机身表面压强分布发生了变化(尤其是凸台后部的压强分布),这说明机身表面压强分布特征与桨叶所处位置有很大关系.

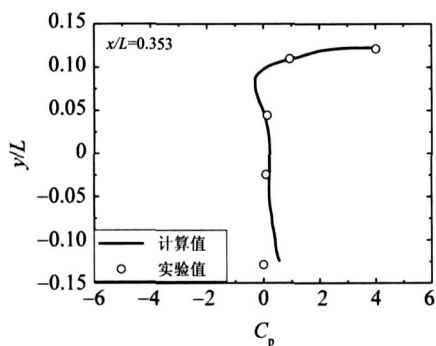


图 11 特征剖面的表面时均压强分布

Fig. 11 Time-average pressure distribution of the characteristic section

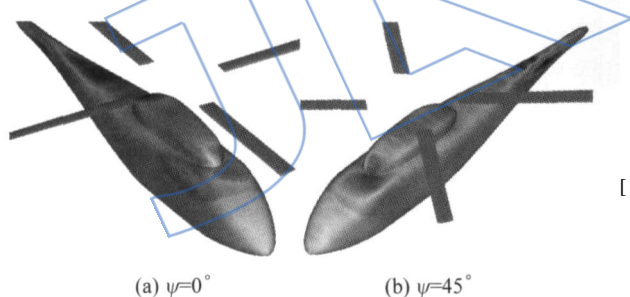


图 12 桨叶在不同方位角时的机身表面压强分布云图

Fig. 12 Pressure contour distribution of the fuselage surface in different blade azimuth

3 结 论

1) 采用的一种可使用多种网格单元的非结构嵌套网格系统,适合于单独旋翼、机身以及旋翼/机身组合体的前飞流场数值模拟;提出的洞边界生成和贡献单元搜索一体化的方法,可使得产生的洞边界尽可能靠近物体表面,方便了旋翼/机身间距较小情形下的网格生成与计算过程.

2) 不同时刻(桨叶方位角)的流场计算值与实验值吻合程度较好,表明本文计算方法具有良好的时间精确性,适合于旋翼非定常流场的求解.

3) 通过旋翼空间涡量的计算,表明本文方法具有对较小前飞速度时后桨叶受前桨叶的桨尖涡靠近干扰问题的模拟能力.

4) 当旋翼与机身距离很小时,桨叶的附加运动对计算结果有较大影响,需在计算中加以考虑,否则可导致与实验值有明显差别.

参考文献:

- [1] Meakin R L. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids [R]. AIAA 91-1586, 1991.
- [2] Ahmad J, Duque E P N. Helicopter rotor blade computation in unsteady flows using moving overset grids [J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(1): 54-61.
- [3] Biava M, Bindolino G, Vigeveno L. Single blade computations of helicopter rotors in forward flight [R]. AIAA 2003-52, 2003.
- [4] 许和勇, 叶正寅, 王刚, 等. 聚合多重网格法在旋翼前飞流场计算中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 251-256.
XU Heyong, YE Zhengyin, WANG Gang, et al. Application of agglomeration multigrid method in calculation of rotor forward flight flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 251-256. (in Chinese)
- [5] 招启军, 徐国华. 使用高阶逆风通量差分格式的悬停旋翼流场模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 186-191.
ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulations for the flowfield of helicopter rotors in hovering based on high-order upwind flux-difference splitting scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 186-191. (in Chinese)
- [6] 王立群, 宋文萍, 张茹. 基于动态网格的旋翼流场计算[J]. 计算物理, 2000, 17(4): 367-371.
WANG Liqun, SONG Wenping, ZHANG Ru. The calculation of the flowfield of helicopter rotor based on moving grid[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2000, 17(4): 367-371. (in Chinese)
- [7] Nakahashi K, Togashi F. An intergrid-boundary definition method for overset unstructured grid approach [R]. AIAA 99-3304, 1999.
- [8] Liao W, Cai J, Tsai H M. A parallel multigrid overset grid flow solver using implicit hole cutting [R]. AIAA 2004-5072, 2004.
- [9] Venkatakrishnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions [R]. AIAA 93-0880, 1993.
- [10] Baldwin B, Lomax H. Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [R]. AIAA 78-257, 1978.
- [11] Luo H, Baum J D, Loehner R. A fast, matrix-free implicit method for computing low mach number flows on unstructured grids [R]. AIAA 99-3315, 1999.

[12] Caradonna F X, Laub G H, Tung C. An experimental investigation of the parallel blade-vortex interaction [R]. NASA TM-86005 , 1984.

[13] Steijl R, Barakos G N, Badcock KJ. A CFD framework for analysis of helicopter rotors [R]. AIAA 2005-5124 , 2005.

[14] Freeman C E, Mineck R E. Fuselage measurements of a helicopter wind-tunnel model with a 3.15-meter diameter single rotor [R]. NASA TM-80051 , 1979.

[15] Ruffin S M, O'Brien D, Smith MJ, et al. Comparison of rotor-airframe interaction utilizing overset and unstructured grid techniques [R]. AIAA 2004-0046 , 2004.

[16] Lee J D, Ruffin S M. Application of a turbulent viscous Cartesian-grid methodology to flow field with rotor-fuselage interaction [R]. AIAA 2007-1280 , 2007.

JALSP