

文章编号: 0258-1825(2012)04-0437-06

# 共轴式双旋翼悬停流场和气动力的 CFD 计算

叶 靛<sup>1</sup>, 徐国华<sup>2</sup>

(1. 中国航空工业空气动力研究院, 辽宁 沈阳 110034;

2. 南京航空航天大学 直升机旋翼动力学重点实验室, 江苏 南京 210016)

**摘要:**考虑到共轴式双旋翼流场特征高度复杂、桨叶承受非定常气动载荷的特点,为更好地预测共轴式双旋翼的气动特性,把非结构嵌套网格方法和网格的自适应技术相结合,发展了一套适合于共轴式双旋翼流场数值计算的求解器。在该求解器中,采用非结构嵌套网格方案来模拟桨叶之间存在的相对运动,自适应网格技术用来捕捉尾迹对流场和气动特性的影响,求解惯性坐标系下的非定常 N-S 主控方程来模拟流场的非定常特性。应用该求解器,首先计算了有试验结果可供对比的一副试验旋翼的诱导速度场分布,在此基础上,计算了共轴式双旋翼的桨尖涡轨迹和拉力分布特性,并与单旋翼的计算结果进行了对比和分析,得到了一些有意义的结论。

**关键词:**共轴式旋翼;非结构网格;嵌套网格;自适应网格;直升机

**中图分类号:**V211.3      **文献标识码:**A

## 0 引言

和普通形式的旋翼相比较,共轴式双旋翼的优势在于可以提供更大的拉力,省去尾桨带来的功率消耗,结构更加紧凑,因此共轴旋翼形式通常在大载重直升机和无人直升机上得到较多的使用。

共轴式旋翼由上下两副存在一定的间距并反向旋转的旋翼构成,即便是在悬停状态,由于上下两副桨叶的旋转方向相反,其流场也是非定常的,且由于两副旋翼之间的靠近干扰,其气动特性较普通形式的旋翼要复杂得多,因此相关的流场计算和测量一直是研究的热点内容<sup>[1]</sup>。在试验研究方面,研究者们关注的内容包括拉力和流场的测量等(例如,文献[2-3]),实测的试验数据为以后的计算研究和理论分析打下了良好的基础;在计算研究方面,一些学者发展了许多不同的方法,如动量叶素理论方法<sup>[4-5]</sup>、动量源 CFD 方法<sup>[6]</sup>等,这些计算和分析工作对共轴式旋翼试验和设计提供了很好的验证和指导作用。实际上,由于下洗速度大,悬停状态也是共轴式双旋翼干扰最严重的状态,因而本文亦针对该状态的流场和气动力进行研究。

随着计算流体力学的发展,基于嵌套网格和求解

Euler/N-S 主控方程的 CFD 方法逐渐应用于直升机旋翼流场数值模拟的研究中。相对于动量叶素理论等方法,用该类方法进行流场计算时,可考虑涡量的输运和气体的粘性,计算模型更加贴近实际情况;相对于动量源计算方法,其对桨叶的真实外形等因素反映更加敏感,可考虑流场中真实存在的非定常现象,计算模型更加精细。因此,近年来的研究者在旋翼流场模拟中更多地采用了这种方法<sup>[7-9]</sup>。

然而,应用 CFD 方法进行共轴式双旋翼的流场和载荷计算是较困难的,其原因首先在于,由于上下两副桨叶的反向旋转且间距较小,供计算使用的网格既要有效刻画桨叶外形,又要有能力描述桨叶之间的相对运动和空间位置变化,这给网格系统的设置提出了较高的要求;其次由于上下旋翼间距离较近,存在较严重的气动干扰现象,桨尖涡由上下两副旋翼分别脱出并相互诱导,与单独旋翼相比,其涡轨迹结构更加复杂,而涡的空间位置对旋翼的气动力计算结果会产生较大的影响,因此要研究共轴双旋翼的气动特性,采用的计算方法必须有能力捕捉流场细节和空间涡量分布,数值方法应具备足够的计算精度;上下两副旋翼的反转带来的旋翼流场的非定常特征,也对流场数值模拟工作的计算能力、效率和时间精度提出了

\* 收稿日期:2011-05-08; 修订日期:2011-07-21

作者简介:叶 靛(1981-),男,博士,主要从事计算流体力学和空气动力学研究. yeliang1981@sina.com

更高的要求。此外,先前的共轴式旋翼 CFD 研究工作主要针对于旋翼流场的求解,较少进一步开展旋翼气动力的计算。为此,本文拟建立一个新的既适合于旋翼流场模拟,同时适合于共轴旋翼气动力计算的数值方法。

与先前工作不同的是,本文针对于共轴式双旋翼特点和流场的非定常特征,将非结构嵌套网格和网格自适应技术相结合,构建一套适合于共轴式双旋翼流场和气动力计算的网格系统。在靠近桨叶的空间区域,贴体网格单元选择扁长的六面体,以方便附面层内流动现象的模拟,贴体网格的使用简化了桨叶之间存在相对运动情况时的问题描述;选择可自适应的直角网格作为背景网格,在流场物理量梯度较大的地方进行自适应加密,方便了捕捉两副旋翼桨尖涡的形成、发展和相互干扰的过程,提高了计算准确性。在此基础上,考虑到流场的非定常特性和计算精度要求,在时间方向上采用双时间法求解惯性坐标系下的非定常 N-S 主控方程,在空间方向上采用梯度重构的方法结合迎风格式计算通量。

作为方法的验证,本文首先计算了有试验结果可供对比的一副试验旋翼的诱导速度场分布,计算值和试验结果符合程度较好。在此基础上,计算了共轴双旋翼的桨尖涡轨迹和拉力,同时计算了单旋翼对应状态的结果,用于比较和分析。结果表明:由于共轴式双旋翼之间的相互影响,其上下旋翼的拉力相对单独旋翼在相同工作状态下的拉力都有一定的损失,且下旋翼的拉力损失更为严重;由于两副旋翼的相互诱导,共轴式上旋翼的桨尖涡径向收缩和下旋翼的桨尖涡轴向下行速度与单旋翼相比更为快速。

## 1 网格系统和数值方法

### 1.1 网格系统组成和嵌套网格相关问题

本文生成的非结构运动嵌套网格系统由围绕桨叶的贴体网格(称为 G1)和包围贴体网格的背景网格(称为 G2)两部分组成。贴体网格采用非结构网格,背景网格使用可自适应的直角网格。使用嵌套网格方法时会存在诸如“洞”的形成、贡献单元搜索、网格之间信息交换及精度保持等问题,这里将作者在文献[10]发展的用于单旋翼的方法拓展应用于共轴式双旋翼的流场计算,如按照距离自动确定“洞单元”的技术、在非结构网格上使用变量重构技术保证计算精度的方法等。

### 1.2 网格的自适应和尾迹捕捉

本文的网格自适应工作在作为背景网格的直角网格上进行,用以更好地捕捉桨尖涡轨迹。在流场计算达到一定的收敛程度后,根据流场变量的梯度,剖分物理变量梯度大的网格单元,获得更加细致的计算网格。由于在背景网格系统上,桨尖涡的捕捉是计算的要点,因而可采取以空间涡量为判断变量的阈值选取方法,以更好地通过计算获得桨尖涡的空间轨迹。

由于剖分的单元是直角网格单元,计算单元将一分为八,产生的单元成为新的计算单元,被剖分的单元标记为无效,在下次的计算中不再使用。在细分好的网格系统上进行计算直至达到某一收敛指标后,继续剖分和重复计算,一般重复几次即可以达到精度要求。

在进行剖分时,只在原有存储网格数据基础上进行添加,并不破坏原有的数据结构。在网格自适应之后,原来的点、面和单元的存储信息仍然存在,但背景网格上的一些单元被剖分可能会导致贡献单元搜寻的失败,这是网格自适应过程中会出现的一个特殊问题。为满足自适应网格上贡献单元的搜索需求,在原有贡献单元搜索方法基础上<sup>[10]</sup>,还需增加子单元的判断步骤:

在背景网格中寻找包含 G1 网格外边界单元的贡献单元时,步骤如下:即需要求解贡献单元的 G1 网格外边界中的任何一个单元为 e1,考虑到未剖分前的背景直角网格单元的坐标有序性,只需要通过简单的代数运算就可以求得包含 e1 单元的未剖分背景网格单元的单元号,该单元记为 b1。该过程完成后,须判断 b1 是否在自适应的过程中被剖分了,即检查 b1 的子单元列表。如 b1 无子单元,则 b1 为 e1 的贡献单元;如 b1 有子单元,则判断 e1 的格心落在 b1 的哪一个子单元内,如该子单元还有子单元,则继续向下层单元寻找,直至找到无子单元的包含 e1 单元格心的背景网格单元为止,该单元即为 e1 的贡献单元。

而在非结构网格上寻找包含背景网格内边界单元的贡献单元时,方法如下:取出一个未遍历过的 G1 网格的单元(记为 e2),得到该单元的顶点坐标位置;根据 e2 的顶点的三个坐标方向的最小和最大坐标值,建立一个六面体,按照未剖分前的直角网格点分布规律,计算出哪些未剖分前的直角网格的格点落在六面体内;建立一个堆栈,对这些格点落在该六面体内的全部未剖分前的直角网格单元进行循环,取出其

子单元加入到堆栈内。如子单元还有子单元,搜索取出的过程继续,直到所有的子单元全部加入堆栈中。然后判断所有堆栈内的无子单元的单元,其格心是否落于贴体网格的单元内部,如果是,则该贴体网格单元即是背景网格单元的贡献单元。

### 1.3 流场计算数值方法

#### 1.3.1 控制方程

由于共轴式双旋翼的流场是非定常的,因此控制方程选取固定坐标系下的 N-S 主控方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{H} \cdot \mathbf{n} dS = \mathbf{Q} \quad (1)$$

其中,  $\mathbf{W} = [\rho \quad \rho\mathbf{V} \quad \rho E]^T$ ,  $\mathbf{H} = \mathbf{F} - \mathbf{W}\mathbf{V}_i$ ,  $\mathbf{F} = [\rho\mathbf{V} \cdot \mathbf{n} \quad \rho\mathbf{V}(\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) + p\mathbf{n} \quad \rho E(\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) + p\mathbf{V}\mathbf{n}]^T$ ,  $V_i$  为网格的法向运动速度,  $\mathbf{V} = (u, v, w)$ ,  $\mathbf{Q}$  为考虑体力和粘性等产生的源项。考虑到计算需要的时长和计算程序的复杂性,选用 BL 模型进行湍流粘性的计算<sup>[11]</sup>,在非结构网格上应用 BL 模型时,需要进行必要的前处理工作。

#### 1.3.2 通量计算

本文进行数值计算时,采取格心格式的有限体积方法,原始物理变量值存储在单元的格心处,通量计算使用运动网格上的 ROE 格式<sup>[12]</sup>,为保证在非结构网格上的计算精度,使用变量重构技术计算单元格心处的原始变量梯度,然后插值到交接面上。为了避免在插值过程中产生新的极值,采用 Venkatakrisnan 提出的限制器<sup>[13]</sup>。

#### 1.3.3 时间方法

考虑到共轴双旋翼流场的非定常特征,这里采用双时间方法进行时间步进。引入伪时间导数项后控制方程可以写成

$$\begin{aligned} & \left[ \frac{V_i}{\Delta\tau} + \frac{3V_i}{2\Delta t} - \left[ \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{W}^*} \right]^m \right] \Delta \mathbf{W}^* \\ & = - \frac{3\mathbf{W}^* - 4\mathbf{W}^m + \mathbf{W}^{m-1}}{2\Delta t} V_i + \mathbf{R}^m(\mathbf{W}^*) \end{aligned} \quad (2)$$

其中,  $\Delta\tau$  为伪时间步长,  $\Delta t$  为物理时间步长,  $V_i$  为单元体积,  $\mathbf{R}_m$  为第  $m$  次迭代的残值。

实际计算时,把旋翼的每个旋转周期上分 1440 份,即把旋翼的桨叶经过  $0.25^\circ$  的空间位置时需要的时间作为物理时间步长。

## 2 算例及结果分析

### 2.1 共轴式旋翼流场诱导速度分布

作为方法的验证,本文首先计算了有试验数据可

以对比的共轴式旋翼的悬停流场,该试验在南京航空航天大学旋翼台上进行<sup>[3]</sup>,旋翼由四片桨叶组成,上下旋翼相距 0.175m,桨叶半径 0.945m,弦长 0.076m,翼型为 NACA0012,无预扭,从 0.95R 半径向外有尖削,尖削比为 1/3,试验状态为桨尖马赫数 0.347,上旋翼安装角为  $9^\circ$ ,下旋翼安装角为  $10.27^\circ$ 。

计算时,首先选择较粗的初始背景网格包围贴体网格进行计算,计算初始位置选择上下两副桨叶交叠的位置,然后两副桨叶在每个真实物理时间站位都运动到新的位置,桨叶再次回到初始位置时为计算完成一周,初次计算时计算了 4 周,得到一个较为稳定的流场解,然后按照最后一周上的流场解的分布情况,综合考虑确定一个周期内哪些网格单元是物理量梯度大的单元,并作标记,在计算完成后进行网格的自适应工作。网格自适应工作完成后,以新的较细的背景网格为基础,重新进行流场计算,背景网格上的流场变量初始值由上次计算存储值直接得到,在新的网格上计算 2 周,然后重新进行网格剖分和再计算的过程。图 1 为经过 2 次自适应后的背景网格示意图。

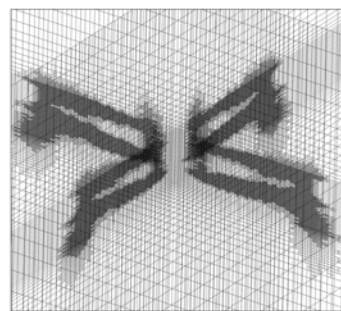


图 1 自适应后的背景网格示意图

Fig. 1 Schematic of the background grid after adaption

图 2 为计算得到的平行于旋翼旋转平面上的轴向诱导速度分布计算时均值与文献<sup>[3]</sup>试验值的对比,两者符合程度较好。由图还可以看出,对于共轴式旋翼,与单旋翼相比,轴向诱导速度有所增加,但由于两副旋翼的相互影响,使得其实际的桨叶来流迎角减小,所以双旋翼的轴向诱导速度增加的幅度并不大。

图 3 给出了计算得到的共轴式双旋翼上旋翼和单独旋翼在悬停工作状态桨尖附近区域的速度矢量图。对应的桨叶桨距角为  $5^\circ$ 。由图可见,在单旋翼的桨尖附近区域,气流向桨叶上表面运动的趋势比较明显,即存在着明显的上洗现象,但对于共轴式旋翼的上旋翼,此种现象消失,其原因是受到下旋翼吸附作用的影响。在左图中,流线密集处是桨尖的位置。这

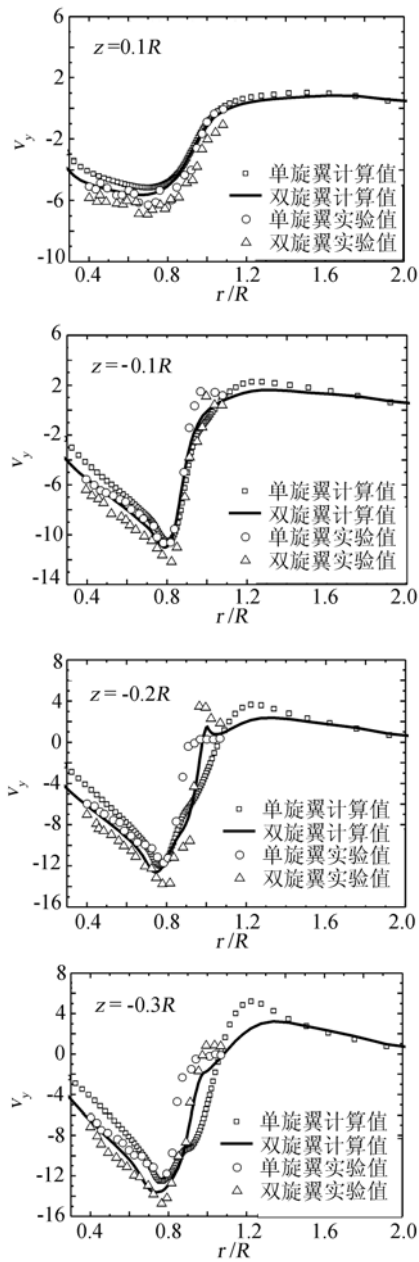
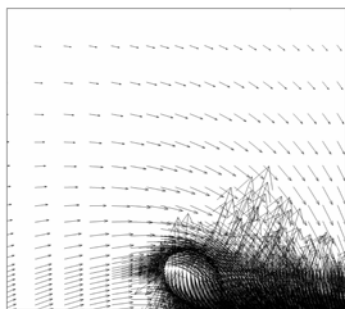
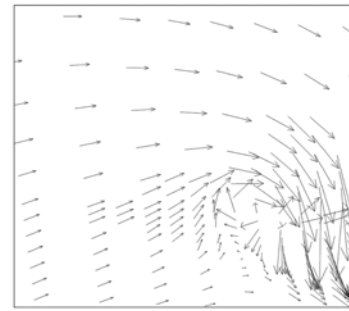


图2 单旋翼和共轴旋翼轴向诱导速度分布对比  
Fig. 2 Comparisons of calculated axial induced velocities with available experiment data



(a) 共轴式双旋翼的上旋翼



(b) 单旋翼

图3 共轴式旋翼和单旋翼桨尖附近空间区域速度矢量图对比

Fig. 3 Comparisons on the velocity vector of the single and co-axial rotor near the blade-tip

表明:共轴式双旋翼流场和单旋翼流场的一个重要区别是由于下旋翼的诱导作用,在上旋翼的水平面及其以上,大于半径范围的空间位置并不存在着明显的上洗流。

### 2.2 共轴式旋翼非定常气动力

图4为计算得到的共轴式双旋翼的上下旋翼拉力比较,在该图中,方位角 $1440^\circ$ 和 $2160^\circ$ 两个位置,分别对应着两次网格自适应的过程,可见通过多圈的迭代计算,得到了较稳定的旋翼拉力周期解。由图还可以看出,在桨叶形状完全相同的情况下,上旋翼桨叶在总距角更小的情况下产生了更大的拉力,这种现象产生的原因可能是由于上下两副旋翼的靠近干扰作用所导致的:由于下旋翼的大部分桨叶截面都浸没在上旋翼的下洗流中,其实际的工作迎角变小,拉力损失较大。

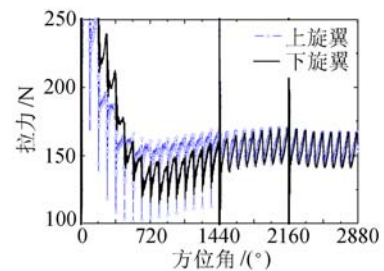


图4 计算的共轴旋翼桨叶拉力比较

Fig. 4 Comparisons on the lift of the upper and lower rotor

作为对比,这里还分别计算了单独的上、下旋翼的拉力分布,并与共轴式旋翼桨叶的拉力进行了比较,其中上旋翼安装角仍为 $9^\circ$ ,下旋翼安装角为 $10.27^\circ$ ,计算结果如图5所示。由图可以看出,共轴式旋翼,其上下旋翼的拉力和单独旋翼相同安装角状态下的拉力相比都相应地减小了。实际上,设旋翼远

场入流的速度为  $V_{in}$ ,远场出流诱导速度为  $V_{out}$ ,则对于单旋翼的悬停流场,根据滑流理论,对于轴向诱导速度,在滑流区域影响范围内,流场中越靠近出流边界的区域,其轴向诱导速度越大,到出流边界处  $V_{out} = 2V_{in}$ 。对于共轴旋翼,如果把其当作两个单独旋翼分析,在两个旋翼影响的流场范围内,仍有沿着轴向靠近出流的边界方向,诱导速度逐渐增大的趋势,对于上旋翼,由于受到下旋翼的向下诱导作用,其实际工作迎角变小,因此产生的拉力要小于单独上旋翼相同变距角工作状态产生的拉力;对于下旋翼,由于其很大一部分的翼型截面都浸没在上旋翼的下洗流中,其实际工作迎角更小,拉力损失也更大。本文的计算结果较好地反映了这一趋势,并与试验的测量结果<sup>[3]</sup>定性相符合。

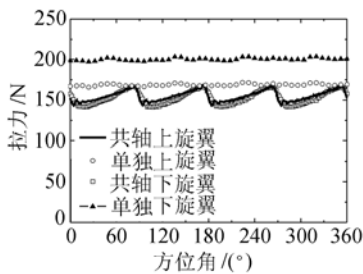


图 5 共轴双旋翼和单独旋翼的拉力对比

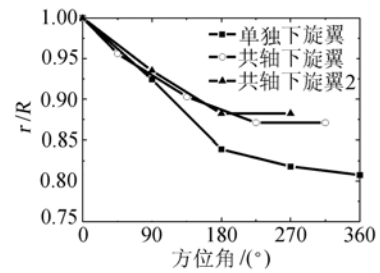
Fig. 5 Comparisons on the lift of the single and co-axial rotor

### 2.3 共轴式旋翼流场桨尖涡轨迹

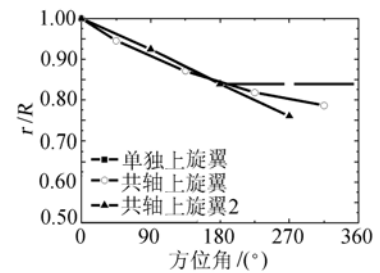
图 6 是计算得到的共轴式旋翼涡轨迹和单独旋翼涡轨迹的对比,其中共轴旋翼的状态 1 为上下两副旋翼相互垂直的方位角状态,状态 2 为上下两副旋翼相互重叠的方位角状态,图中纵坐标  $r/R$  为无量纲的径向位置, $h/R$  是无量纲的轴向位置。其中上旋翼桨距角仍选择为  $9^\circ$ ,下旋翼桨距角为  $10.27^\circ$ 。

从图 6(a)可以看出,共轴式旋翼的下旋翼涡系收缩速度要慢于单独的下旋翼桨尖涡收缩的速度,其原因是对于共轴式旋翼,下旋翼的桨尖涡受到了上旋翼涡系的向外排挤而收缩的速率变慢;图 6(b)为单独上旋翼和共轴双旋翼的上旋翼桨尖涡径向位置随方位角变化情况的对比,可以看出,共轴式上旋翼涡系收缩速度要快于单独的上旋翼桨尖涡收缩的速度,其原因是对于共轴式旋翼,上旋翼的桨尖涡受到了下旋翼涡系的向内挤压而收缩的速率变快;图 6(c)为单独下旋翼和共轴双旋翼的下旋翼桨尖涡轴向位置随方位角的变化,可见,共轴式下旋翼桨尖涡下行的速度要快于单独的下旋翼桨尖涡轴向下的速度,其原因显然是,共轴式的下旋翼浸没在上旋翼的下洗流

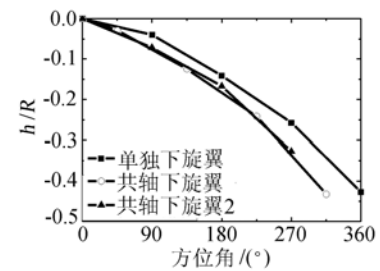
范围内,受到上旋翼下洗的影响,其桨尖涡下行的速度有所加快。



(a) 下旋翼桨尖涡径向位置



(b) 上旋翼桨尖涡径向位置



(c) 下旋翼桨尖涡轴向位置

图 6 共轴式旋翼与单独旋翼桨尖涡轨迹对比

Fig. 6 Comparisons on the vortex trajectory of the single and co-axial rotor

## 3 结 论

(1) 对于共轴式双旋翼流场,在上旋翼的水平面及其以上,大于半径范围的空间位置不存在着明显的上洗流,而在单旋翼的桨尖附近区域,气流向桨叶上表面运动的趋势比较明显,即存在着明显的上洗现象;共轴式双旋翼的涡轨迹计算表明,在下旋翼的诱导作用下,上旋翼桨尖涡的径向收缩速度和向下运动的轴向速度都要高于单旋翼的结果,而下旋翼桨尖涡的轴向向下运动速度也较单旋翼形式的要快。

(2) 共轴式的上下旋翼与单独旋翼相同安装角状态相比,拉力都减小,且下旋翼在总距角更大情况下,其拉力可能小于上旋翼的拉力。

(3) 本文方法较好地模拟了共轴式双旋翼的气

动力周期变化过程,诱导速度的计算结果和试验的结果符合,表明本文发展的非结构自适应嵌套网格和N-S方程求解的方法适合于共轴式双旋翼的流场和气动力计算。

#### 参 考 文 献:

- [1] COLEMAN T P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research [R]. NASA TP-3675, National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, Moffett Field, CA, March, 1997.
- [2] ANDREW M J. Coaxial rotor aerodynamics in hover[J]. *Vertica*, 1981(5): 163-172.
- [3] 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]. *流体力学试验与测量*, 1998, 12(1): 81-87.
- [4] LEISHMAN J G, ANANTHAN S. Aerodynamic optimization of a coaxial proprotor[A]. The 62nd AHS annual forum[C]. Phoenix, AZ, May 9-11, 2006.
- [5] 周国仪,胡继忠,曹义华. 共轴式直升机双旋翼载荷计算模型研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(3): 343-347.
- [6] 童自力,孙茂. 共轴式双旋翼气动力特性的计算研究[J]. *航空学报*, 1999, 20(4): 348-350.
- [7] KANG H J, KWON O J. Unstructured mesh Navier-Stokes calculations of the flowfield of a helicopter in hover[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2002, 47(2): 90-99.
- [8] 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.
- [9] RUZICKA G C, STRAWN R C. Computational fluid dynamics analysis of a coaxial rotor using overset grids [A]. The AHS specialist's conference on aeromechanics [C]. San Francisco, CA, Jan. 23-25, 2008.
- [10] 叶靓,招启军,徐国华. 基于非结构嵌套网格和逆风格的旋翼悬停流场数值模拟. *空气动力学学报*, 2009, 27(1): 62-66.
- [11] BALDWIN B, LOMAX H. Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA 78-257, 1978.
- [12] ROE P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43(2): 357-372.
- [13] VENKATAKRISHNAN V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solution[R]. AIAA 93-0880, 1993.

## Calculation on flow field and aerodynamic force of coaxial rotors in hover with CFD method

YE Liang<sup>1</sup>, XU Guo-hua<sup>2</sup>

(1. Chinese Aerodynamic Research Institute on Aeronautics, Shenyang 110034, China;

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

**Abstract:** A solver which is suitable for the calculation of the coaxial rotor flow field was developed after considering the complexity of flowfield and the unsteady aerodynamics of blades by combining the unstructured embedded grid method and the adaptive technique, aiming at estimating the characteristics of coaxial rotor flowfield with more accuracy. In this solver, the unstructured embedded grid method was adopted to simulate the relative movement among the blades, the adaptive technique was taken into account to capture the wake and its effects to the flowfield and aerodynamics, and the unsteady N-S equations were solved to simulate the unsteady characteristics of coaxial rotor flowfield. Based on this solver, the induced velocity field of a coaxial rotor with experimental data was simulated, then the tip-vortex trajectory and thrust distribution were calculated and compared with the corresponding single rotor results, and some meaningful conclusions were drawn.

**Key words:** coaxial rotor; unstructured grid; embedded grid; adaptive grid; helicopter