

文章编号:1000-8055(2011)02-0453-05

## 悬停共轴双旋翼干扰流动数值模拟

许和勇, 叶正寅

(西北工业大学 航空学院 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072)

**摘 要:** 基于非结构动态嵌套网格方法,通过求解三维非定常 Euler 方程对悬停共轴双旋翼直升机的复杂流场进行了数值模拟研究. 双旋翼之间的干扰使得两者的拉力性能下降,上旋翼对下旋翼的干扰程度远大于下旋翼对上旋翼的影响程度. 下旋翼处的下洗速度比单旋翼的要大得多,而上旋翼的下洗速度比单旋翼的略大一些,几乎相同. 桨叶总距角增加,则下洗速度和拉力系数增加. 双旋翼之间距离增加,则上旋翼拉力系数增加,下旋翼拉力系数减小,总拉力系数减小.

**关 键 词:** 共轴双旋翼; 非结构网格; 嵌套网格; 拉力系数; 欧拉方程

中图分类号: V211

文献标识码: A

### Numerical simulation of interaction unsteady flows around co-axial rotors in hover

XU He-yong, YE Zheng-yin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,  
School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University,  
Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Numerical simulation of three-dimensional (3-D) unsteady Euler equations was conducted to investigate the unsteady flows around co-axial rotors in hover. The thrust performances of two rotors became worse because of the interaction between them, and the influence of the upper rotor on the lower rotor was greater than that of the lower rotor on the upper rotor. The downwash velocity at the lower rotor plane was much larger than that at an isolated rotor plane, and the downwash velocity at the upper rotor plane was a little larger than that at an isolated rotor plane. The downwash velocity and thrust coefficient became larger when the collective angle of blades was added. With the increase of distance between the two co-axial rotors, the thrust coefficient of the upper rotor increased, and the total thrust coefficient reduced, because the thrust coefficient of the lower rotor dropped greater than the increment of the upper rotor.

**Key words:** co-axial rotor; unstructured grid; overset grids; thrust coefficient; Euler equation

共轴式双旋翼直升机与传统的单旋翼直升机相比,具有独特的优点. 首先,两个旋翼转向相反,产生的反扭矩互相抵消,不需要起平衡作用的尾

桨,有效地利用了功率;其次,共轴式双旋翼直升机结构紧凑,地面安全性好<sup>[1]</sup>. 对双旋翼空气动力学问题的研究比起单旋翼的来说要少得多,双旋

收稿日期:2009-12-14; 修订日期:2010-03-08

基金项目:中国博士后科学基金(20100481368); 重点实验室基金(9140c42010210zs51)

作者简介:许和勇(1980—),男,安徽肥东人,博士后,主要从事计算流体力学研究.

翼的计算早先用滑流理论,后来发展到预定尾涡模型<sup>[2-3]</sup>,再后来发展到自由涡模型<sup>[4]</sup>;国内的童自立、孙茂<sup>[1]</sup>采用了动量源项法<sup>[5-6]</sup>对双旋翼的干扰流动进行了 Navier-Stokes (N-S) 方程数值计算,将旋翼对流场的影响用桨叶施与流体的动量来计及,在 N-S 方程中引入动量源项.上述的方法中,滑流理论无法计及尾迹畸变;预定尾涡模型需要用实验给出尾迹;自由涡模型不能很好地给出尾迹和两旋翼的干扰作用;动量源项法基于流场解,可较好地描述尾涡系的畸变和两旋翼尾迹的干扰,但是无法对桨叶附近的细致流动和尾迹中的桨叶涡系进行模拟.

前面所述方法中均对旋翼做了近似简化处理,国内目前对双旋翼外形进行真实的非定常数值模拟研究较少.本文基于非结构动态嵌套网格方法,通过数值求解三维可压缩 Euler 方程对共轴式双旋翼的非定常流场进行真实的数值模拟,以探讨两旋翼相互干扰的特性及有关参数的影响.

## 1 计算模型和网格生成

对于共轴双旋翼直升机来说,两层旋翼相对

于机身沿着相反的方向高速旋转,要对其进行真实的非定常数值模拟,必须采用动态嵌套网格的方法,两个旋翼的运动子域网格相对于机身的静止网格做动态旋转,各自存在一定的重叠区域,以保证动态嵌套过程中的数据传递.

由于笔者尚未见共轴双旋翼直升机的计算标模,本文模型由美国国家航空航天局(NASA)的ROBIN(rotor-body interaction)标准机身外形和两层四桨叶旋翼模型组成.ROBIN 机身具有解析外形,可以用椭圆型方程来表示,具体可以参考文献[7].旋翼桨叶剖面为 NACA 0012 翼型,平面为长方形,展弦比 12.98,无线性扭转,桨根切除长度为  $0.24R$ ,桨盘无前倾角.

对整个直升机外形计算空间生成四面体非结构嵌套网格,共分为三个子域网格,图 1(a),(b)分别为上、下旋翼的运动子域网格切片图,图 1(c)为机身的静止子域网格切片图,图 1(d)为整体嵌套网格的切片重叠显示图.嵌套网格系统的详细建立过程可以参考文献[8].该嵌套网格方法可以确保在不同时间站位上两个子域网格之间都会有适当的重叠区域,而且无需重新生成洞边界,

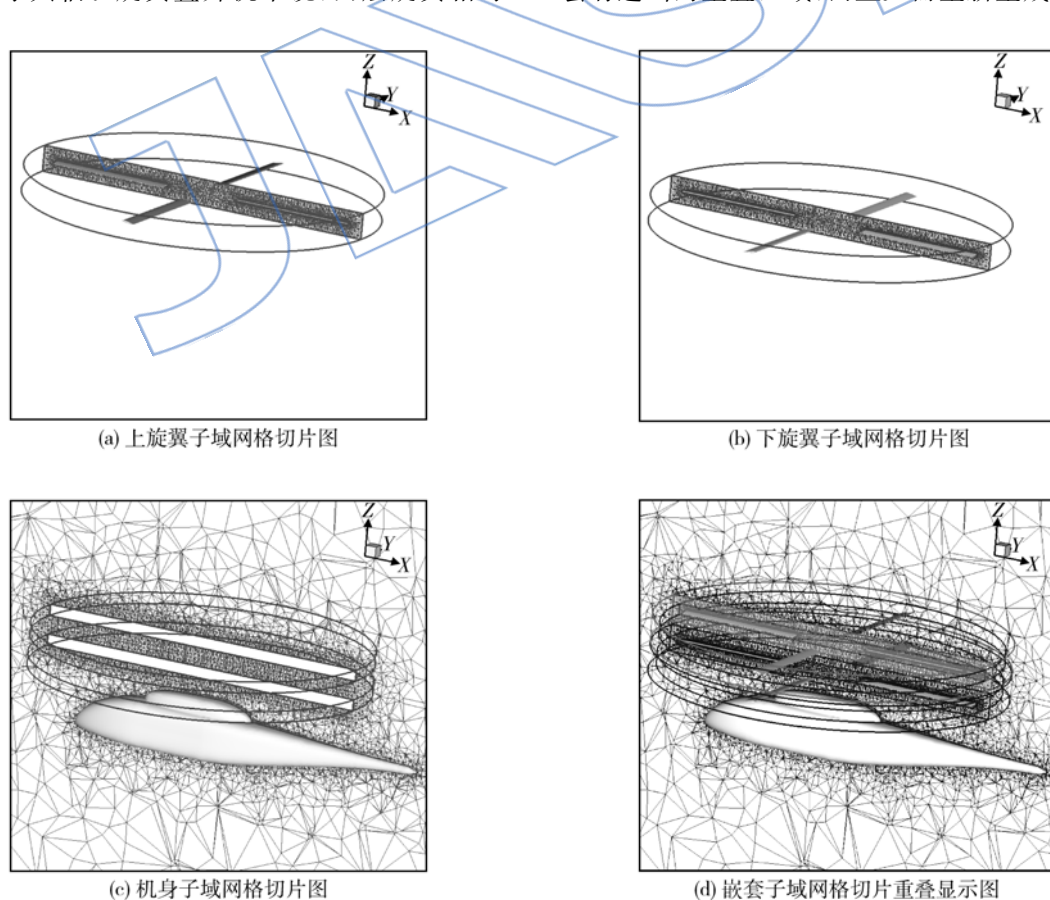


图1 共轴双旋翼直升机外形的嵌套网格图

Fig. 1 Overlapping mesh of the co-axial rotor helicopter

无需建立 Inverse Map 网格<sup>[9]</sup>,大大提高了子域网格生成和动态嵌套的效率。

## 2 数值求解方法

### 2.1 控制方程

本文采用的控制方程是基于任意拉格朗日欧拉(ALE)方法描述的三维可压缩非定常 Euler 方程。在运动的网格单元上,守恒型积分形式的 Euler 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} Q dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}(Q) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

$$\text{这里 } Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{F}(Q) = \begin{bmatrix} \rho(\mathbf{q} - \mathbf{q}_b) \\ \rho \mathbf{u}(\mathbf{q} - \mathbf{q}_b) + p \mathbf{i}_x \\ \rho \mathbf{v}(\mathbf{q} - \mathbf{q}_b) + p \mathbf{i}_y \\ \rho \mathbf{w}(\mathbf{q} - \mathbf{q}_b) + p \mathbf{i}_z \\ \rho H(\mathbf{q} - \mathbf{q}_b) + p \mathbf{q}_b \end{bmatrix}$$

式中  $\Omega$  为控制体,  $\partial\Omega$  表示控制体单元的边界,  $dV$  是体积微元,  $\mathbf{n}$  是控制体边界外法向单位向量,  $\mathbf{i}_x, \mathbf{i}_y, \mathbf{i}_z$  分别为直角坐标系单位坐标向量,  $dS$  是面积微元;  $\rho, u, v, w, E$  分别表示流体的密度、 $x, y$  和  $z$  轴方向的流体速度和单位质量流体的总能;  $\mathbf{q}$  和  $\mathbf{q}_b$  分别表示流体和网格单元在绝对坐标系下的速度矢量;对于理想气体比热比  $\gamma = 1.4$ 。

### 2.2 时间推进

采用双时间方法<sup>[10]</sup>来对上述控制方程进行物理时间推进,使桨叶的位置与物理时间对应,在桨叶每一个方位角处采用隐式时间推进,具体如下:

$$\frac{d}{d\tau} (Q_i^{n+1} V_i^{n+1}) + \mathbf{R}^*(Q_i^{n+1}) = 0 \quad (2)$$

$$\mathbf{R}^*(Q_i^{n+1}) = \frac{3Q_i^{n+1} V_i^{n+1} - 4Q_i^n V_i^n + Q_i^{n-1} V_i^{n-1}}{2\Delta t} + \mathbf{R}(Q_i^{n+1}) \quad (3)$$

其中  $\tau$  代表伪时间,  $V_i^n$  为网格单元的体积,  $\mathbf{R}^*(Q_i^{n+1})$  为非定常残值。

在每一个物理时间上,采用显式四步 Runge-Kutta 迭代格式<sup>[11]</sup>

$$\begin{aligned} \mathbf{W}^{(0)} &= (\mathbf{W}^*)^n \\ \mathbf{W}^{(\partial)} &= \mathbf{W}^{(0)} - \alpha_i \Delta \tau \mathbf{R}^*(\mathbf{W}^{(i-1)}) \\ (\mathbf{W}^*)^{n+1} &= \mathbf{W}^{(4)} \quad i = 1, 2, 3, 4 \end{aligned} \quad (4)$$

式中  $\alpha_i$  是由满足稳定性要求得到的一组参数,本文分别取  $1/4, 1/3, 1/2$  和  $1$ 。

## 3 算例计算与分析

### 3.1 共轴双旋翼模型<sup>[12]</sup>

该算例用来考核本文的数值方法的正确性,此模型是日本在 20 世纪 70 年代末进行共轴双旋翼试验用的双层两桨叶旋翼模型,翼型剖面为 NACA 0012,无机身。旋翼的参数如表 1。

表 1 实验旋翼的参数

Table 1 Parameters of experimental co-axial rotors

| 旋翼参数                                         | 旋翼参数值 |
|----------------------------------------------|-------|
| 旋翼半径 $R/\text{m}$                            | 0.380 |
| 上下旋翼间距 $H/R$                                 | 0.260 |
| 翼型弦长 $c$                                     | 0.060 |
| 桨叶根切 $r_{\text{cut}}/\%$                     | 21    |
| 扭转 $\theta_{\text{tw}}/(\circ)$              | 0     |
| 转速 $\Omega/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ | 324.5 |
| 桨叶总距角 $\theta_t/(\circ)$                     | 3~12  |

生成的非结构嵌套网格切片如图 2 所示。在不同的桨叶总距角的情况下,对其进行了一系列的悬停非定常计算,得到了拉力系数( $C_L$ )和扭矩系数( $C_q$ )之间的关系曲线,并且与实验结果进行了对比(如图 3),两者基本吻合,说明本文所采用的动态嵌套求解方法可以对共轴双旋翼流场进行正确的模拟。

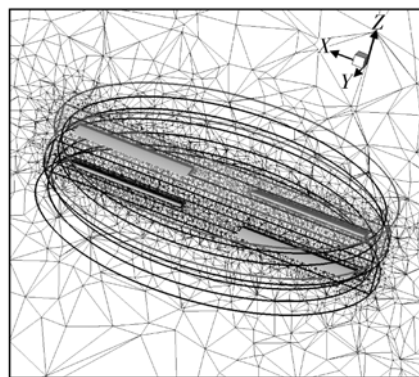
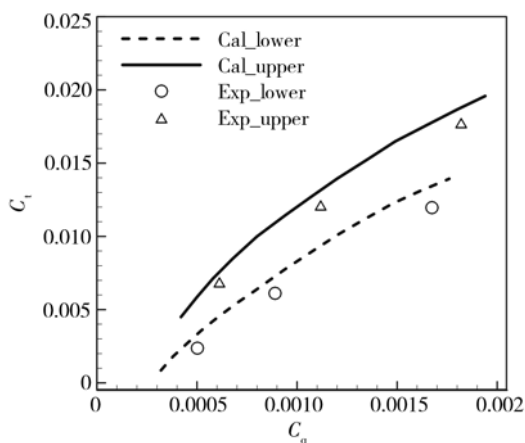


图 2 共轴双旋翼的嵌套网格图

Fig. 2 Overlapping mesh of the co-axial rotors

从图 3 还可以看出,在同一扭矩下,上旋翼的拉力比下旋翼的大,主要是由于两层旋翼之间产生了气动干扰。对于下旋翼,由于上旋翼尾涡直接穿过下旋翼而进入到下旋翼尾涡中,其下洗实际是两个旋翼共同作用的结果,使桨叶的有效迎角

图3  $C_q$ - $C_t$  曲线的计算值与实验值对比Fig. 3 Comparison of the  $C_q$ - $C_t$  curves

减小,所以表现为拉力系数明显下降.

### 3.2 共轴双旋翼直升机模型

该算例包含机身,用来研究两旋翼相互干扰的特性及有关参数的影响.计算参数前进比为0,桨尖马赫数为0.52,机身攻角为 $0^\circ$ ,总距角为 $8^\circ$ ,上、下旋翼之间的间距为 $H=d=0.186R$ ,旋翼锥度角、纵横向挥舞角均为 $0^\circ$ ,不考虑纵横向变距角.另外,为了对比单旋翼和双旋翼之间的特性,还计算了对应的单旋翼直升机流场,外形为双旋翼直升机去除上旋翼后的形状,其他各参数相同.

图4给出了双旋翼模型和单旋翼模型的拉力系数历程,当进入第二圈时,曲线逐渐趋于稳定,上旋翼的拉力系数比下旋翼的大,而单旋翼的拉力系数比上旋翼的更大一些.从图4中还可以看到双旋翼一个周期内出现8个波峰,振幅比单旋翼的要大得多.单旋翼模型中,能够对旋翼拉力产生周期性影响的只有机身,而双旋翼模型中,除了

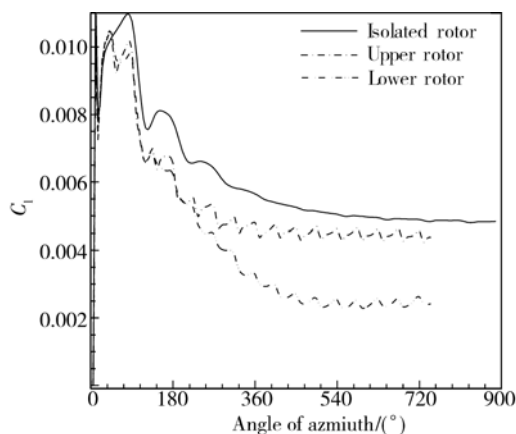


图4 双旋翼和单旋翼的拉力系数历程

Fig. 4 Comparison of the rotor thrust coefficients

机身会对旋翼拉力系数产生影响外,高速旋转的两个旋翼桨叶在相遇时会产生很强的干扰,图4中曲线振幅大小的差异也正说明了双层旋翼之间的干扰程度远大于机身对上、下旋翼的影响程度.图5给出的是桨盘处 $Y=0$ 纵向剖面内的下洗速度(用桨尖速度 $\Omega R$ 进行了无量纲化)比较,可以看出,上旋翼的下洗速度与单旋翼基本相同,略大一些,而下旋翼的下洗速度要比单旋翼的大得多.原因是:下旋翼处于上旋翼的“出流”中,上旋翼在下旋翼处产生较大的下洗速度,且下旋翼自身也产生下洗速度,所以叠加后的下洗速度比单旋翼的大得多,而下旋翼对上旋翼的影响则小得多.

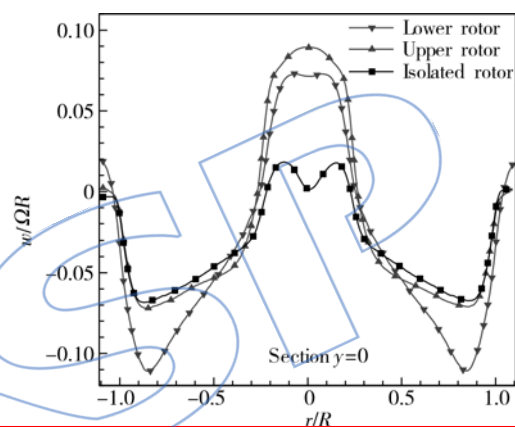


图5 双旋翼和单旋翼桨盘处下洗速度比较

Fig. 5 Comparison of the downwash velocities

图6给出了方位角为 $0^\circ$ 时双旋翼和单旋翼模型的纵向剖面的空间流线图,颜色的深浅表示下洗速度的大小.可以发现双旋翼的桨尖涡和桨根涡强度都比单旋翼的大一些,而且双旋翼桨尖涡的涡心位置比单旋翼的低一些,主要是因为双旋翼的拉力系数较大,产生的下洗气流更强一些.

为了研究总距角变化对双旋翼性能的影响,还分别对单旋翼和双旋翼直升机计算了总距角为 $12^\circ$ 的流场情况.计算结果对比见表2.

表2 不同总距角下的计算结果对比

Table 2 Comparison between different collective angles

| 状态              | 拉力系数    |         |         |         |
|-----------------|---------|---------|---------|---------|
|                 | 上旋翼     | 下旋翼     | 上下总和    | 单旋翼     |
| 总距角= $8^\circ$  | 0.00425 | 0.00256 | 0.00681 | 0.00481 |
| 总距角= $12^\circ$ | 0.0074  | 0.0055  | 0.0129  | 0.00825 |
| 增量              | 0.00315 | 0.00294 | 0.00609 | 0.00344 |

可见,随着总距角增加,上、下旋翼和单旋翼的拉力系数均增加,且上旋翼的增量比下旋翼的

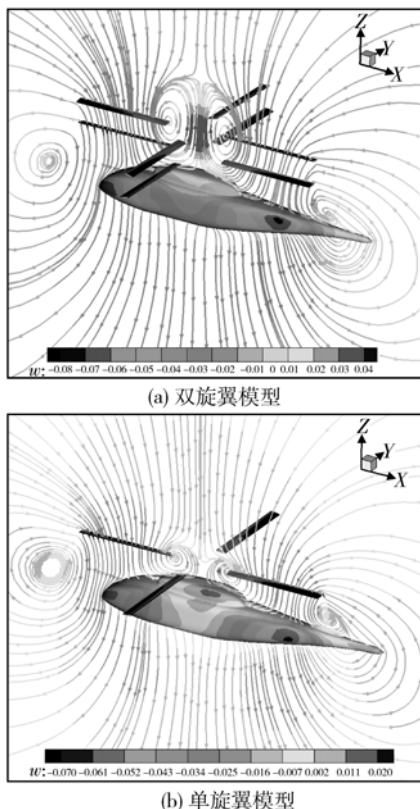


图6 纵向剖面流线图

Fig. 6 Streamlines on the longitudinal mid-plane

大,而单旋翼的增量又要比上旋翼的大一些。

为了研究上下旋翼之间的距离变化对双旋翼性能的影响,对  $H=1.5d$  的情况进行了计算,总距角同样为  $8^\circ$ 。计算结果对比见表3。

表3 不同旋翼间距下的计算结果对比

Table 3 Comparison between different rotor distances

| 状态       | 拉力系数    |          |          |
|----------|---------|----------|----------|
|          | 上旋翼     | 下旋翼      | 上下总和     |
| $H=d$    | 0.00425 | 0.00256  | 0.00681  |
| $H=1.5d$ | 0.00440 | 0.00235  | 0.00675  |
| 增量       | 0.00015 | -0.00021 | -0.00006 |

可见,两旋翼距离增大使得上旋翼拉力系数增加,下旋翼拉力系数减小,总拉力系数减小,说明下旋翼对上旋翼的干扰减弱,而上旋翼对下旋翼的干扰却有所增强,整体拉力性能略微下降。

## 4 结论

本文采用非结构动态嵌套网格技术对悬停共轴双旋翼直升机复杂流场进行了数值模拟,得出以下结论:①相比于单旋翼,双旋翼的上、下旋翼的拉力系数均要小一些,尤其是下旋翼的值更小,

说明双旋翼间的干扰使得两者拉力性能下降,且下旋翼的下降幅度更大一些;②双旋翼的相互干扰使得下旋翼处的下洗速度比单旋翼的要大得多,而上旋翼的下洗速度比单旋翼的略大一些,几乎相同;③桨叶总距角增加,则下洗速度大幅度增加,拉力系数增加;④双旋翼之间距离增加,则上旋翼拉力系数增加,下旋翼拉力系数减小,总拉力系数减小。

## 参考文献:

- [1] 童自力,孙茂. 共轴式双旋翼流动的 N-S 方程模拟[J]. 航空学报,1998,19(1):1-5.  
TONG Zili, SUN Mao. Navier-Stokes calculations of coaxial rotor aerodynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(1): 1-5. (in Chinese)
- [2] Andrew M J. Co-axial rotor aerodynamics in hover[J]. Vertica, 1981, 5(2): 163-172.
- [3] Saito S, Azuma A. A numerical approach to co-axial rotor aerodynamics[J]. Vertica, 1982, 6(3): 253-266.
- [4] Bagai A, Leishman J G. Free-wake analysis of tandem, tilt-rotor and co-axial rotor configurations[J]. Journal of American Helicopter Society, 1996, 41(3): 196-207.
- [5] Rajagopalan R G, Mathur S R. Three dimensional analysis of a rotor in forward flight[J]. Journal of American Helicopter Society, 1993, 38(3): 14-25.
- [6] 康宁,孙茂. 旋翼近地飞行时尾迹及地面涡的 N-S 方程模拟[J]. 航空学报,1996,17(7):7-12.  
KANG Ning, SUN Mao. Navier-Stokes calculations of wake and ground vortex induced by a rotor in forward flight with ground effects[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(7): 7-12. (in Chinese)
- [7] Raymond E M, 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.
- [8] 许和勇,叶正寅,王刚,等. 基于非结构嵌套网格的旋翼前飞流场计算[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(6): 763-767.  
XU Heyong, YE Zhengyin, WANG Gang, et al. Improving numerical simulation of rotor forward flight flow field with unstructured dynamic overset grids[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(6): 763-767. (in Chinese)
- [9] Meakin R L. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids[R]. AIAA 91-1586, 1991.
- [10] Jameson A. Time dependent calculations using multi-grid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings [R]. AIAA 91-1596, 1991.
- [11] Jamson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time stepping scheme[R]. AIAA 81-1259, 1981.
- [12] Colemae C P. A survey of theoretical and experimental co-axial rotor aerodynamic research [R]. NASA TP 3675, 1997.