

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.02.003

# 基于 CFD 方法的主动襟翼控制旋翼翼型涡特性研究

胡志远 徐国华 史勇杰

(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:**基于计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)技术,建立了一个适用于旋翼二维主动襟翼控制(Active flap control, AFC)数值模拟的方法。在满足对翼型参数化分析的前提下,使用 Euler 方程求解以提高计算速度,并采用嵌套网格方法对 AFC 旋翼后缘襟翼进行运动控制。应用所建立的方法,首先进行了算例验证计算,然后着重对 AFC 旋翼翼型进行了数值模拟。在此基础上,进一步开展了 AFC 旋翼翼型主要参数对后缘涡影响的计算分析。结果表明:提高桨尖马赫数、增加后缘小翼摆动频率能加快涡产生速度;而提高桨尖马赫数、增大后缘小翼摆动幅度和后缘小翼长度能增大涡的强度;但增大后缘小翼与主桨叶缝隙间距仅在一定范围内能够增加涡强度。

**关键词:**计算流体力学;主动襟翼控制;运动嵌套网格;桨涡强度

**中图分类号:**V211.52; O351 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2018)02-0167-06

## Study of AFC Rotor Airfoil Vortex Characteristics Based on CFD Method

HU Zhiyuan, XU Guohua, SHI Yongjie

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

**Abstract:** A numerical simulation method for rotor active flap control (AFC) is proposed based on the computational fluid dynamics(CFD) technology. The Euler equation is used to increase the computational speed when the parameterized analysis of airfoil characteristics is satisfied. The motion of the trailing edge flap of the AFC rotor is controlled by the moving overlapped grid method. Firstly, numerical examples are given to verify the results. Then, the numerical simulation of the AFC rotor airfoil is carried out. Finally, the influence of the main parameters of the AFC rotor airfoil on the blade vortex is also discussed. Results show that the vortex generation rate increases with the increasing of tip Mach number and trailing edge oscillation frequency. The strength of vortex increases with the increasing of tip Mach number, trailing edge swing, and trailing edge chord length. However, increasing the distance between the trailing edge and the main blade gap can increase vortex strength only in a certain range.

**Key words:** computational fluid dynamics(CFD); active flap control(AFC); moving overset grid; blade vortex strength

降低直升机振动水平及噪声大小是直升机优化设计中关注的主要问题。近年来,旋翼主动襟翼控制(Active flap control, AFC)<sup>[1-2]</sup>技术凭借良好的减振<sup>[1]</sup>作用及降噪<sup>[3-4]</sup>特性逐渐成为直升机界的

研究热点。

AFC 技术最早由 Lemnios 和 Smith 在使用伺服襟翼降低旋翼振动载荷<sup>[5]</sup>的研究中被提出。马里兰大学的 Milgram 在文献[2]中将其发展应用

收稿日期:2017-12-15;修订日期:2018-02-15

通信作者:徐国华,男,教授,博士生导师,E-mail: ghxu@nuaa.edu.cn。

引用格式:胡志远,徐国华,史勇杰.基于 CFD 方法的主动襟翼控制旋翼翼型涡特性研究[J].南京航空航天大学学报,2018,50(2):167-172. HU Zhiyuan, XU Guohua, SHI Yongjie. Study of AFC rotor airfoil vortex characteristics based on CFD method [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2): 167-172.

于降低旋翼气动载荷。而后, Schmitz 等人将其用于旋翼厚度噪声的降噪研究<sup>[3]</sup>, Aoyama 又将其发展应用于降低桨-涡干扰噪声<sup>[4]</sup>。在国内, 夏品奇等也对 AFC 旋翼的载荷控制<sup>[6]</sup>与气动特性<sup>[7]</sup>进行了相关的研究。

图 1 给出了 AFC 旋翼桨叶的示意图, 与常规直升机旋翼桨叶相比, AFC 旋翼桨叶不仅具有复杂的外形和结构, 且其后缘小翼在伴随桨叶运动的同时还具有相对独立的偏转运动, 使得流场非定常变化, 难以精确模拟。另外, 在网格生成方面, 要求能准确处理主桨叶和后缘小翼间缝隙处的网格。此外, 考虑到旋翼本身的挥舞、摆振及变距, 这将使得后缘小翼的运动相当复杂, 运动嵌套的实现也更为棘手。其复杂性使得目前针对 AFC 旋翼气动特性的研究并不多见, 而详细探究 AFC 旋翼翼型参数对其尾涡产生的影响, 并能用于指导 AFC 旋翼设计的工作则更为少见。

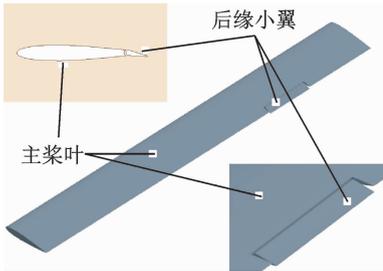


图 1 AFC 旋翼桨叶示意图

Fig. 1 Schematic of AFC rotor blade

针对上述问题, 本文采用基于 Euler 方程与 Jameson 中心格式的数值模拟求解方法, 编写了可用于非结构多重嵌套条件下的嵌套网格处理程序, 并结合基于坐标系变换的运动描述方式, 提出可用于 AFC 旋翼数值模拟的运动嵌套网格方法。然后建立了适于 AFC 旋翼翼型复杂运动条件下的流场数值模拟方法。应用所建立的方法, 深入地开展了 AFC 旋翼翼型参数对翼型涡量影响的计算研究, 并得出了一些新的结论。

## 1 计算方法和模型

### 1.1 流场控制方程

针对 AFC 旋翼流场的复杂性, 并考虑计算效率, 本文以欧拉方程为主控方程, 其微分方程形式为

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{W}$  为守恒变量;  $\mathbf{F}$ ,  $\mathbf{G}$  和  $\mathbf{H}$  为对流量, 其具体表达式如下

$$\mathbf{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w]^\top$$

$$\mathbf{F} = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw]^\top$$

$$\mathbf{G} = [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw]^\top$$

$$\mathbf{H} = [\rho w, \rho vw, \rho vw, \rho w^2 + p]^\top \quad (2)$$

式中:  $\rho$ ,  $p$  分别为流体密度和压强;  $u, v, w$  为速度在 3 个方向上的分量。

空间离散采用 Jameson 中心格式, 其表达式为

$$F(\mathbf{W})_{ij} = F\left(\frac{1}{2}(\mathbf{W}_i + \mathbf{W}_j)\right) \quad (3)$$

### 1.2 嵌套网格处理方法

本文构建的嵌套网格方法与常规的 inverse-map 或 hole-map 方法不同, 这里先进行网格贡献单元搜索以确定是否有贡献单元及贡献单元所在位置, 再根据网格分类准则参数来决定网格所属分类, 所得分类单元的边界即为嵌套网格边界。该嵌套网格方法能处理相互嵌套的网格块, 因此非常适合 AFC 旋翼主桨叶与后缘小翼间的网格嵌套。

关于网格分类准则, 考虑到在流场计算中网格尺度对流场求解的精度和收敛效果有很大影响, 网格尺度越小, 求解精度越高、收敛性越好, 故本文使用 Löhner<sup>[8]</sup> 的物面距和网格尺度组合参数  $s$  作为判据进行分类,  $s$  定义为

$$s = d^p h^q \quad (4)$$

式中:  $d$  为物面距,  $h$  为网格尺度, 通过对指数  $p$  和  $q$  的调节可以改变物面距和网格尺度的权重。本文选取  $p=1$ ,  $q=1$ , 这样既考虑了物面距影响, 又考虑了网格尺度影响。

对于贡献单元搜索, 本文采用相邻单元搜索算法与交流数字树 (Alternating digital tree, ADT) 搜索算法<sup>[9]</sup>相结合的方法。对网格单元  $i$ , 其在网格块  $b$  中贡献单元搜索算法如下:

(1) 取目标坐标点为单元  $i$  的形心。

(2) 在网格块  $b$  中, 初始化搜索的出发单元作为当前单元  $i_c$ 。

(3) 连线当前单元  $i_c$  的形心与目标坐标点, 判断该线段与单元边的相交情况, 如果无相交边, 则当前单元为网格单元  $i$  的贡献单元, 并结束搜索; 否则, 继续执行步骤(4)。

(4) 判断相交边的类型, 如果为中间面, 即相邻单元存在, 则以该单元为新的出发单元, 跳转执行步骤(3); 如果为外边界 (通常为压力远场), 则该单元保留为活动单元, 搜索结束; 如果该边为内边界 (通常为物面边界), 则继续执行步骤(5)。

(5) 采用 ADT 算法, 判断步骤(3)中得到的线段与内边界相交情况, 如果相交边 (或面) 个数为奇数, 则目标坐标点位于物面内, 即单元  $i$  在内边界

内,并标记为非活动单元;如果为偶数,则取距目标坐标点最近的内边界,并以其相邻单元作为新的出发单元,跳转到步骤(3)并继续。

数值实践表明,上述嵌套网格方法适应范围广、效率高,并具有良好的鲁棒性。

### 1.3 运动描述方式

旋翼桨叶运动除绕旋转轴旋转外,还具有挥舞、摆振和变距运动。特别地,对包含后缘小翼的 AFC 旋翼,该小翼还将绕其安装轴运动。上述运动的合成使得描述小翼对地面运动变得十分复杂。

本文提出一种基于坐标系变换的运动描述方式,其基本思路是:通过描述一个坐标系相对另一个坐标系的运动,使得复杂运动能经过多次简单描述后转换为对地面运动的表示。该方法分为建立装配关系以及对运动进行描述两大部分,见图 2。

(1) 处理装配关系。对两个已知坐标系  $O_1, O_2$ , 处理装配关系时先固定参考点,可在空间中任取点  $b$ , 记其在坐标系  $O_1, O_2$  中的坐标为  $b_1, b_2$ 。然后,固定参考方向,即过参考点  $b$  建立新坐标系  $O_{b1}, O_{b2}$ , 得坐标系基向量在  $O_1, O_2$  中的向量组

$n_{b1}$  和  $n_{b2}$ 。注意到点  $b_1, b_2$  虽在两坐标系中具有不同坐标值,但实际上为同一位置点。于是,对空间中任意点  $P$ , 类似的有坐标  $P_1, P_2$ , 若已知  $b_1, n_{b1}, b_2, n_{b2}$  及  $P_2$ , 便可求得  $P_1$  为

$$P_1 = n_{b1}^{-1} n_{b2} \times (P_2 - b_2) + b_1 \quad (5)$$

(2) 在装配的基础上,增加运动描述项。设时刻  $t$  时坐标系  $O_{b1}, O_{b2}$  变为运动后的  $O'_{b1}, O'_{b2}$ , 点  $P_1, P_2$  成为  $P'_1, P'_2$ 。定义运动平动分量为函数向量  $T(t)$ , 转动分量为函数矩阵  $R(t)$ 。由于  $P_2$  相对坐标系  $O_{b2}$  静止, 即  $P'_2 = P_2$ , 于是在已知  $b_1, n_{b1}, b_2, n_{b2}, P'_2, T(t)$  及  $R(t)$  的条件下, 可解得  $P'_1$  为

$$P'_1 = (R(t) \times n_{b1})^{-1} n_{b2} \times (P_2 - b_2) + b_1 + T(t) \quad (6)$$

实践表明,描述两个原本重合的坐标系间的相对运动容易实现。对于 AFC 后缘小翼, 只需依次建立后缘小翼坐标系—主桨叶坐标系—扭转坐标系—摆振坐标系—挥舞坐标系—桨毂坐标系—地面坐标系, 便可完整地描述具有挥摆扭运动的 AFC 旋翼后缘小翼对地面运动方式。

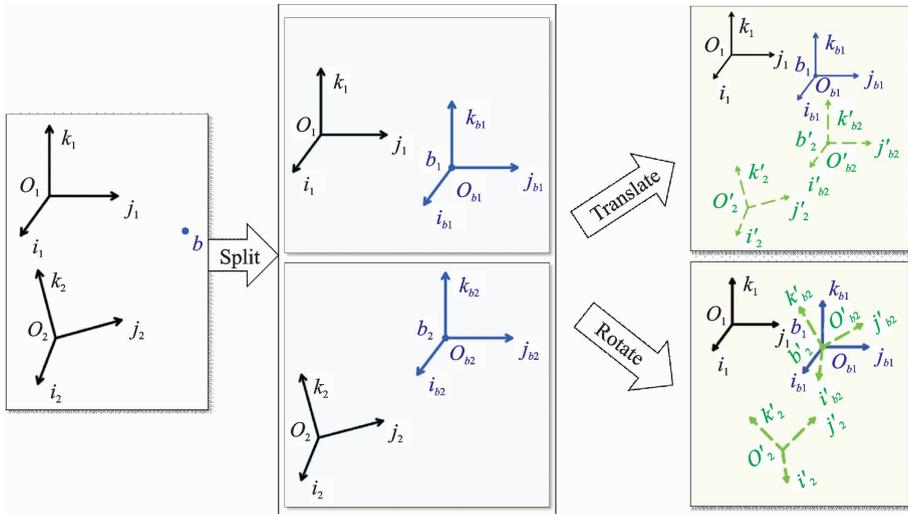


图 2 坐标系变换示意图

Fig. 2 Schematic of coordinate transformation

## 2 算例验证

### 2.1 运动嵌套网格验证

图 3 给出了某时刻下 AFC 后缘小翼附近的嵌套网格, 图中后缘部分网格与主旋翼部分相互嵌套, 网格嵌套情况符合预期要求。

### 2.2 “30P30N”多段翼型算例验证

为验证 CFD 方法对 AFC 翼型的计算准确性, 选取类似的“30P30N”多段翼型<sup>[10]</sup>, 图 4 给出了  $Ma=0.2$ 、迎角  $8.5^\circ$  下“30P30N”翼型后缘襟翼部分对应的压力系数计算结果与文献[10]实验值的

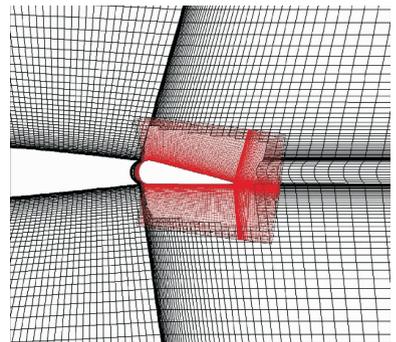


图 3 AFC 后缘小翼附近的嵌套网格

Fig. 3 Overset grid near AFC rotor trailing edge

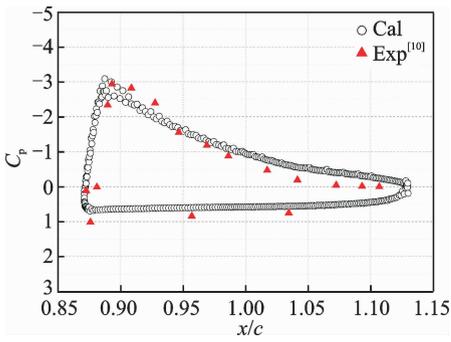


图4 “30P30N”翼型后缘压力系数计算结果

Fig. 4 Calculation results of pressure coefficient at trailing edge of “30P30N” airfoil compared with experimental results<sup>[10]</sup>

对比。由图可见,其吻合程度是合理的,可用于后文的分析。

### 2.3 C-T旋翼算例验证

图5给出了桨尖马赫数0.439下C-T旋翼在0.96R处的翼型表面压力系数分布与实验值<sup>[11]</sup>的对比,结果吻合良好,说明对于典型旋翼工作条件下本文运动嵌套数值模拟方法能有效地模拟桨叶表面压强分布。

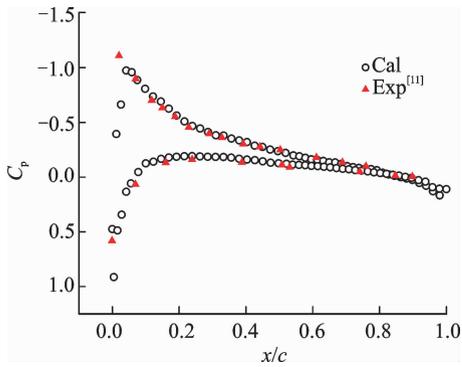


图5 C-T旋翼表面压力系数计算结果

Fig. 5 Calculation results of C-T rotor surface pressure coefficient compared with experimental results<sup>[11]</sup>

## 3 AFC旋翼翼型数值模拟

### 3.1 AFC旋翼翼型数值模拟条件

与典型固定翼多段翼型相比,旋翼AFC后缘

小翼工作环境存在较大差别。固定翼后缘襟翼多用于起飞降落阶段,来流速度通常在 $Ma=0.1\sim 0.2$ 之间,且襟翼转动缓慢,可视为定常或准定常流场;但后者位于靠近桨尖部分,其周围流场呈现明显的非定常特性,两者有着显著差别,故需为AFC后缘小翼开展单独的分析工作。本文中AFC旋翼数值模拟的基准条件如表1,2所示。

表1 AFC旋翼主桨叶参数

Tab. 1 Parameters of AFC rotor main blade

| 参数       | 数值       |
|----------|----------|
| 翼型       | NACA0012 |
| 旋翼半径 R/m | 1        |
| 弦长 c/m   | 0.1      |
| 桨尖马赫数 Ma | 0.65     |
| 总距角/(°)  | 6        |
| 前进比      | 0        |

表2 AFC后缘小翼参数

Tab. 2 Parameters of AFC trailing edge

| 参数     | 数值          |
|--------|-------------|
| 弦长     | 0.15c       |
| 与主桨叶间距 | 0.1%c       |
| 分布位置   | 0.85R~0.95R |

### 3.2 AFC翼型涡的特性

AFC旋翼对气动特性影响主要通过尾部所产生的涡来实现。图6给出了后缘小翼某一摆动周期内其附近的涡量图。从图中可以观察到,后缘小翼是AFC旋翼涡的主要产生部件,后缘上下表面均可从后缘小翼与主桨叶间缝隙处产生涡。其中,上表面涡沿顺时针方向旋转,而下表面为逆时针。由于总距角的存在,使得下表面涡的强度总体上较上表面强。此外,从图6中还可以观察到,在后缘小翼向下摆动过程中,由于小翼对下表面涡的阻塞,使得两个涡发生了合并,表现出非定常特性。

综上所述,可以得出结论:AFC旋翼翼型涡主要从后缘小翼与主桨叶间缝隙产生,上下表面涡旋转方向相反,并呈现显著的非定常特性。

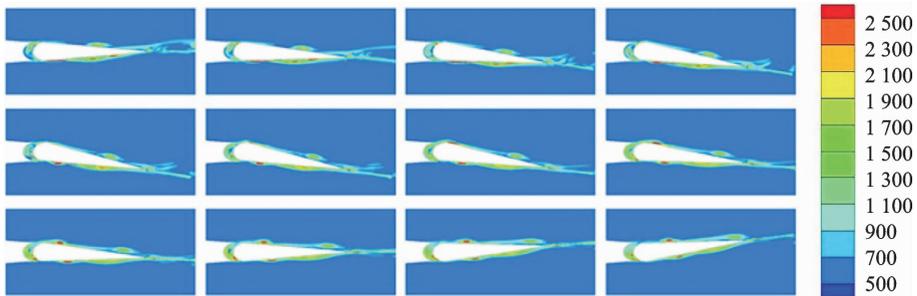


图6 不同时刻下后缘小翼附近涡分布图

Fig. 6 Vortex near trailing edge at different time

## 4 AFC 翼型参数化特性分析

为探究影响涡产生的因素,并为日后开展 AFC 旋翼设计、运动控制方式设计等提供参考依据,有必要进行 AFC 翼型参数对涡的影响研究。

### 4.1 桨尖速度对涡的影响

在第 3 节的基准桨叶参数基础上,改变旋翼桨尖速度进行算例计算。图 7 给出了旋翼桨尖马赫数从  $Ma=0.4$  开始,以  $Ma=0.05$  步进、后缘小翼同一摆动角度下的涡量分布图。可以观测到,随着旋翼桨尖速度的增大,涡产生速度加快,且单个涡强度增大。

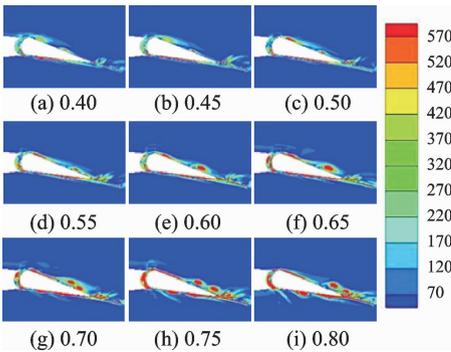


图 7 不同桨尖马赫数下后缘小翼处涡量分布

Fig. 7 Vorticity distribution of trailing edge with different tip Mach numbers

### 4.2 总距角对涡的影响

图 8 给出了旋翼总距从  $2.5^\circ$  开始,以  $2.5^\circ$  步进、后缘小翼同一摆动角度下的涡量分布图。可观察到,随着旋翼总距角的增加,单个涡强度逐渐增大,且在迎角过大时主桨叶也将产生一定量的涡。

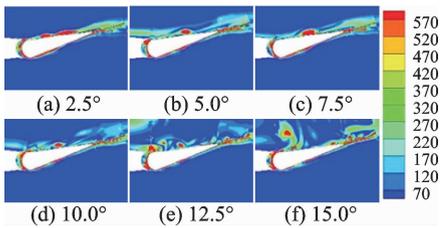


图 8 不同总距角下后缘小翼处涡量分布

Fig. 8 Vorticity distribution of trailing edge with different collective pitch angles

### 4.3 后缘小翼摆动频率对涡的影响

AFC 旋翼摆动周期通常为桨叶片数  $k$  与旋翼转速  $\Omega$  乘积的整倍数。图 9 给出了后缘小翼摆动角速度  $2\Omega, 4\Omega, 6\Omega, 8\Omega$  时后缘小翼同一摆动角度下的涡量分布图。图中不同摆动频率下观察到的涡数目几乎相同,即随着后缘小翼摆动频率的增加,单位时间内产生涡的数目也增多。另外,还可

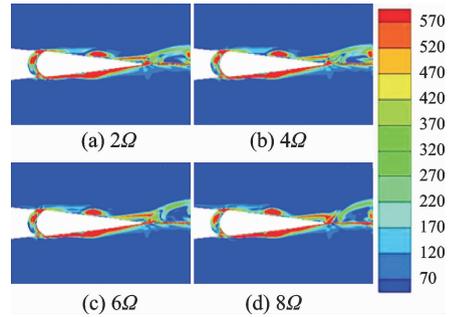


图 9 不同后缘小翼摆动频率下涡量分布

Fig. 9 Vorticity distribution of trailing edge with different oscillating frequencies

看出单个涡的强度略有减小。

### 4.4 后缘小翼摆动幅度对涡的影响

图 10 给出了后缘小翼摆动幅度从  $6^\circ$  开始,以  $3^\circ$  步进、后缘小翼同一摆动角度下的涡量分布图。对比可看出,随着摆动幅度的增加,涡的强度将明显增大。

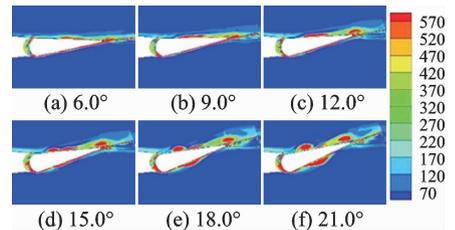


图 10 不同后缘小翼摆动幅度下涡量分布

Fig. 10 Vorticity distribution of trailing edge with different swing amplitudes

### 4.5 后缘小翼缝隙宽度对涡的影响

根据第 3 节涡的历程可知,后缘小翼与主桨叶间缝隙是绝大部分涡的形成区域,为此,本节分析缝隙宽度改变对涡的影响。图 11 给出了缝隙宽度在  $0.5\%c \sim 3\%c$ ,以  $0.5\%c$  步进、后缘小翼同一摆动角度下的涡量分布图。可以观测到,从  $0.5\%c$  开始,随着缝隙的增大,单个涡强度逐渐增大,但缝隙宽度  $3\%c$  下单个涡的强度却较  $2.5\%c$  时下降,即在一定范围内,增大缝隙宽度,单个涡的强度将增大。

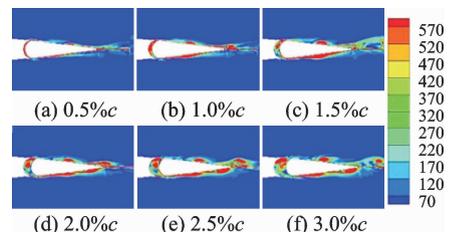


图 11 不同后缘小翼与主桨叶间距离下涡量分布

Fig. 11 Vorticity distribution of trailing edge with different gap widths

#### 4.6 后缘小翼长度对涡的影响

图12给出了后缘小翼弦长在 $0.1c \sim 2c$ ,以 $0.025c$ 步进、后缘小翼同一摆动角度下的涡量分布图。可见,随着后缘小翼弦长的增大,涡逐渐由连续的贴体涡转变为分离涡,单个涡强度逐渐增加,但涡产生频率逐渐减少。

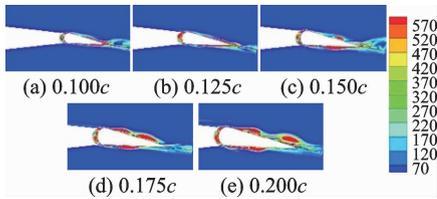


图12 不同后缘小翼长度下涡量分布

Fig. 12 Vorticity distribution of trailing edge with different chord lengths

## 5 结 论

本文建立的运动嵌套数值模拟方法满足 AFC 旋翼翼型的数值模拟要求。应用该方法对 AFC 旋翼翼型后缘小翼涡的数值模拟可得到如下结论:

(1) AFC 旋翼涡主要从后缘小翼与主桨叶间缝隙产生,对本文算例,涡在上表面顺时针旋转,而下表面旋向相反为逆时针,呈现显著非定常现象。

(2) 提高桨尖马赫数、增加后缘小翼摆动频率能加快翼型涡产生速度;而提高桨尖马赫数、增大后缘小翼摆动幅度及增加后缘小翼长度能增大单个涡强度。

(3) 在一定范围内,增加总距角能提高 AFC 旋翼翼型单个涡强度;增大后缘小翼与主桨叶缝隙间距也能提高单个涡强度,但间距过大时涡强度反而减少。

#### 参考文献:

[1] FRIEDMANN P P, MILLOTT T A. Vibration reduction in rotorcraft using active control: A comparison of various approaches [J]. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(4): 664-673.

[2] MILGRAM J H. A comprehensive aeroelastic analysis of helicopter main rotors with trailing edge flaps for vibration reduction [C] // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Including. [S. l.]: AIAA,

1997:9736601.

- [3] SCHMITZ F H, GOPALAN G. High-speed impulsive helicopter noise reduction possibilities through on-blade acoustic control [C] // Proceedings of the International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology. Seoul, Korea: [s. n.], 2007.
- [4] AOYAMA T. Comparison of noise reduction effect between AFC and conventional IBC by moving overlapped grid method [C] // 27th AIAA Aeroacoustics Conference. [S. l.]: AIAA, 2006:8-10.
- [5] MILLOTT T, FRIEDMANN P. Vibration reduction in helicopter rotors using an active control surface located on the blade [C] // 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Dallas, TX, USA: [s. n.], 1992.
- [6] 王荣,夏品奇. 多片后缘小翼对直升机旋翼桨叶动态失速及桨毂振动载荷的控制 [J]. *航空学报*, 2013, 34(5):1083-1091.
- WANG Rong, XIA Pinqi. Control of helicopter rotor blade dynamic stall and hub vibration by multiple trailing edge flaps [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(5):1083-1091.
- [7] 马奕扬,招启军,赵国庆. 基于后缘小翼的旋翼翼型动态失速控制分析 [J]. *航空学报*, 2017, 38(3): 127-137.
- MA Yiyang, ZHAO Qijun, ZHAO Guoqing. Dynamic stall control of rotor airfoil via trailing-edge flap [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(3):127-137.
- [8] LÖHNER R, SHAROV D, LUO H. Overlapping unstructured grids [C] // 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2001:8-11.
- [9] 田书玲. 基于非结构网格方法的重叠网格算法研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.
- TIAN Shuling. Investigation of overset unstructured grids algorithm [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [10] PASCIONI K, CATTAFESTA L N, CHOUDHARI M M. An experimental investigation of the 30P30N multi-element high-lift airfoil [C] // 35th AIAA Aeroacoustics Conference. [S. l.]: AIAA, 2014, 204(1):1-13.
- [11] CARADONNA F X, TUNG C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover [R]. NASA TM-81232, 1981.

(编辑:孙静)

