

双旋翼微型飞行器的非定常气动特性

蔡红明¹, 吴志林¹, 昂海松², 肖天航²

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 发展了一种基于计算流体力学(CFD)的非定常气动特性预测方法,计算方法包括了动量源模型、预处理方法、非结构嵌套网格和 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型等技术.通过计算悬停 Caradonna-Tung 算例和俯仰振荡 NACA0012 算例,验证了计算方法模拟双旋翼微型飞行器动态流场的有效性.数值模拟了双旋翼微型飞行器动态流场,给出了非定常气动系数的迟滞曲线,分析了缩减频率、前飞速度和螺旋桨转速对非定常气动特性的影响.计算结果表明:力矩系数迟滞效应随缩减频率、前飞速度和螺旋桨转速增大而增大,升力系数迟滞效应随缩减频率和前飞速度增大而增大,但基本不随螺旋桨转速变化而变化.

关 键 词: 微型飞行器; 非定常; 气动特性; 动量源; 嵌套网格

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Unsteady aerodynamic characteristics of dual rotor micro air vehicle

CAI Hong-ming¹, WU Zhi-lin¹, ANG Hai-song², XIAO Tian-hang²

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A method based on computational fluid dynamics (CFD) was developed to predict the unsteady aerodynamic characteristics. The computational method includes numerous techniques such as momentum source model, preconditioning method, unstructured overset grids and Spalart-Allmaras (S-A) turbulence model. The effectiveness of the computational method in simulating dynamic flow field of dual rotor micro air vehicle was validated by calculating hovering Caradonna-Tung rotor and pitching NACA0012 airfoil. The dynamic flow field of dual rotor micro air vehicle was numerically simulated; the hysteresis curve of unsteady aerodynamic coefficient was calculated and the effects of reduced frequency, forward speed and propeller speed on unsteady aerodynamic characteristics were analyzed. The computational results show that the hysteresis effect of moment coefficient increases as induced frequency, forward speed and propeller speed increase, and the hysteresis effect of lift coefficient increases as induced frequency and forward speed increase, however, the hysteresis effect of lift coefficient changes slightly as the propeller speed changes.

Key words: micro air vehicle; unsteady; aerodynamic characteristics; momentum source; overset grid

近年来,微型飞行器已经成为一个国际性的研究热点^[1].微型飞行器的非定常气动特性研究是微型飞行器设计过程中的重要一环.由于尺寸小、速度低,微型飞行器具有显著的低雷诺数特性^[2].相对于其他螺旋桨飞行器,螺旋桨对微型飞行器的影响非常显著^[3].

研究微型飞行器非定常气动特性的方法通常有经验估算、CFD、风洞实验和飞行实验等方法.经验估算方法精度较低,不能给出可信的结果^[4].风洞实验和飞行实验精度较高,但耗费大量的人力物力^[5].随着CFD和计算机技术的发展,人们开始大量使用数值模拟的方法来预测微型飞行器的非定常流场^[6-8].

本文发展了一种基于动量源模型、预处理方法、非结构嵌套网格和S-A湍流模型等技术的Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)方法.通过悬停Caradonna-Tung算例和俯仰振荡NACA0012算例,验证了数值方法的有效性.计算了双旋翼微型飞行器(以下简称微型飞行器)俯仰振荡运动时的动态绕流,分析了缩减频率、前飞速度和螺旋桨转速等因素对非定常气动系数的影响.

1 数值计算方法

1.1 控制方程

对于可以移动和变形的控制体 $\Omega(t)$ 中的非定常流体,非定常RANS方程可写成如下任意Lagrangian-Eulerian格式:

$$\int_{\Omega(t)} \frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} dV + \oint_{\partial\Omega(t)} [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - (\dot{\mathbf{x}} \cdot \mathbf{n})\mathbf{W}] dS = \oint_{\partial\Omega(t)} \mathbf{F}_v dS + \int_{\Omega(t)} \mathbf{S} dV \quad (1)$$

其中 $\mathbf{W} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho e]^T$ 为守恒变量; u, v, w 为速度分量; e 为动能; $\mathbf{F}(\mathbf{W})$ 为对流量; $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量; $\dot{\mathbf{x}}$ 和 $\mathbf{n}$ 分别为边界面 $\partial\Omega(t)$ 的速度和法向矢量; $\mathbf{S}$ 为体积力,在本文中对对应动量源项.

1.2 动量源模型

为了模拟螺旋桨滑流对微型飞行器气动特性的影响,国内外学者已经做了很多相关研究工作^[9-11].Rajagopalan^[12]提出的动量源模型采用“准定常”假设模拟螺旋桨对流体作用,忽略了叶片附近的流动细节,着眼于整个流场.它的计算量小,却能取得合理的计算结果.

在动量源模型中,螺旋桨被当成一个“黑盒子”,流体动量和能量的变化由动量源表示.动量源项由叶素理论推导,可表示为

$$\mathbf{S} = \mathbf{S}(C_l, C_d, \alpha, \dot{\alpha}, \mathbf{V}_{abs}, \omega, x, y, z, t, c_h, \rho, \mu, Re, Ma, B) \quad (2)$$

其中 C_l 和 C_d 分别为叶素翼型升力系数和阻力系数; α 和 $\dot{\alpha}$ 为叶素迎角和迎角变化率; $\mathbf{V}_{abs}$ 为位置为 (x, y, z, t) 的叶素绝对速度; ω 为螺旋桨转速; c_h 为叶片弦长; ρ 为流体密度; μ 为流体动力黏度; Re 为雷诺数; Ma 为马赫数; B 为桨叶数量.

为了体现叶片的三维效应,本文引入普朗特桨尖损失系数来修正叶素力,普朗特桨尖损失系数为

$$F(B, r, \alpha_r) = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f})$$

其中 r 为所在叶素的半径; α_r 为诱导角; $f = \frac{B}{2} \left(\frac{1-r}{r^{\alpha_r}} \right)$.

动量源模型可分为3个部分:求解控制方程、计算螺旋桨力和耦合求解.需要指出的是,能量方程中的源项可有效提高熵的计算精度,但是对低雷诺数的压力场和速度场的影响都很小,所以本文不考虑能量方程中的源项.

1.3 预处理方法和双时间步推进方法

本文采用低马赫数预处理方法解决系统刚性问题,但是预处理方法也破坏了控制方程的时间精确性.在控制方程中加入预处理后的伪时间项,并采用双时间步推进方法来获得时间精度^[13],控制方程变为

$$\mathbf{\Gamma} \frac{\partial}{\partial \tau} \int_{\Omega(t)} \mathbf{Q} dV + \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} \mathbf{W} dV + \oint_{\partial\Omega(t)} [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - v_{gn} \mathbf{W}] dS = \oint_{\partial\Omega(t)} \mathbf{F}_v dS + \int_{\Omega(t)} \mathbf{S} dV \quad (3)$$

其中 $\mathbf{\Gamma}$ 为预处理矩阵; τ 和 t 分别为伪时间和物理时间; v_{gn} 为控制体边界的运动速度; T 为温度; $\mathbf{Q} = [p \quad u \quad v \quad w \quad T]^T$ 为原始变量.

预处理矩阵 $\mathbf{\Gamma}$ 可表示为

$$\mathbf{\Gamma} = \begin{bmatrix} \rho'_p & 0 & 0 & 0 & \rho_T \\ u\rho'_p & \rho & 0 & 0 & u\rho_T \\ v\rho'_p & 0 & \rho & 0 & v\rho_T \\ w\rho'_p & 0 & 0 & \rho & w\rho_T \\ \rho'_p H_0 - (1 - \rho h_p) & \rho u & \rho v & \rho w & \rho_T H_0 + \rho h_T \end{bmatrix}$$

其中 $\rho'_p = \frac{1}{V_r} - \frac{\rho_T(1 - \rho h_p)}{\rho h_T} = \frac{1}{\beta' c^2}$; $\beta' = \frac{\beta}{1 + (\gamma - 1)\beta}$; c 为声速; β 为预处理参数; γ 为比热比.

1.4 离散和迭代方法

方程式(3)可以在控制体 V_i 中离散为

$$\mathbf{\Gamma}_i \frac{\partial(\mathbf{QV})_i}{\partial \tau} + \frac{\partial(\mathbf{WV})_i}{\partial t} + \sum_{j=1}^{n_{\text{face}}} \tilde{\mathbf{F}}(\mathbf{Q})_{ij} S_{ij} = \sum_{j=1}^{n_{\text{face}}} \mathbf{F}_{vij} S_{ij} + (\mathbf{SV})_i \quad (4)$$

其中 $\tilde{\mathbf{F}}(\mathbf{Q}) = \mathbf{F}(\mathbf{Q}) - u_{\text{gn}} \mathbf{W}$; n_{face} 为面的总数;边界面上的黏性通量采用类 Roe 格式通量差分分裂格式^[14].

物理时间采用隐式 k 阶后向差分,伪时间采用 1 阶后向差分,式(4)变为

$$\mathbf{\Gamma}_i \frac{\mathbf{Q}_i^{m+1} \mathbf{V}_i^{n+1} - \mathbf{Q}_i^m \mathbf{V}_i^{n+1}}{\Delta \tau} + \frac{\phi_{n+1}(\mathbf{WV})^{n+1}}{\Delta t} + \frac{1}{\Delta t} \sum_{h=0}^{k-1} \phi_{n-h}(\mathbf{WV})^{n-h} + \Delta \mathbf{S}_i(\mathbf{Q}^{m+1}) = 0 \quad (5)$$

其中 m 和 n 分别为伪时间步和物理时间步; $\Delta \mathbf{S}_i$ 表示残差.

本文采用无矩阵的 lower-upper symmetric Gauss-Seidel(LUSGS)迭代^[15]来求解式(5)

$$\begin{aligned} \mathbf{\Gamma}_i \Delta \mathbf{Q}_i^* &= \mathbf{D}^{-1} [-\Delta \mathbf{S}_i^*(\mathbf{Q}^m) - \\ &\frac{1}{2} \sum_{j,j \in L(i)} (\Delta \tilde{\mathbf{F}}_j^* - \tilde{\lambda}_{ij} \mathbf{\Gamma}_j \Delta \mathbf{Q}_j^*) S_{ij}] \\ \mathbf{\Gamma}_i \Delta \mathbf{Q}_i &= \mathbf{\Gamma}_i \Delta \mathbf{Q}_i^* - \\ \mathbf{D}^{-1} \left[\frac{1}{2} \sum_{j,j \in U(i)} (\Delta \tilde{\mathbf{F}}_j - \tilde{\lambda}_{ij} \mathbf{\Gamma}_j \Delta \mathbf{Q}_j) S_{ij} \right] \end{aligned} \quad (6)$$

其中 $\tilde{\lambda}_{ij}$ 为无黏通量和黏性通量谱半径之和,其余符号含义参见文献^[15].

2 验证算例

2.1 悬停 Caradonna-Tung 算例

为了验证动量源模型的有效性,计算经典的悬停 Caradonna-Tung 算例^[16],并与实验数据进行比较分析.

图 1 给出了施加动量源区域的计算网格示意图.该区域采用结构网格,网格数为 $200 \times 50 \times 10$ (周向数量为 200,径向数量为 50,轴向数量为 10).不施加动量源的区域以非结构网格填充,整个流场区域的网格数量约为 63 万.

图 2 为旋翼在不同的转速下,动量源模型计算值与实验值的比较(C_t 为拉力系数).可以看出,计算值和实验值吻合较好,动量源模型能准确模拟旋翼对周围流体的作用.

2.2 俯仰振荡 NACA0012 算例

为了验证算法处理非定常流场问题的能力,计算 NACA0012 翼型俯仰振荡的气动系数,并与实验结果^[17]进行比较分析.强迫俯仰运动方程定义为

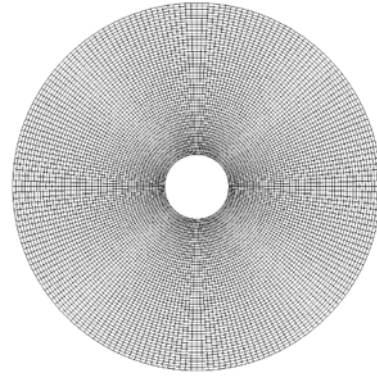


图 1 动量源计算网格

Fig. 1 Computational grids of momentum sources

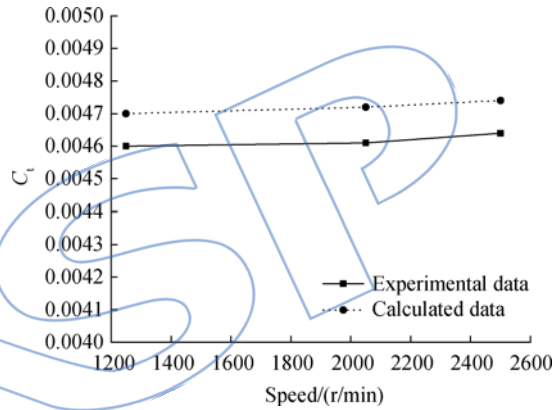


图 2 拉力系数计算值与实验值的比较

Fig. 2 Comparison of calculated data with experimental data for thrust coefficient

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t) \quad (7)$$

其中 α_0 为初始迎角; α_m 为迎角振幅. $k' = \omega c_h / U_\infty$ 为缩减频率, U_∞ 为来流速度. 本文采用与实验一致的状态: $k' = 0.1$, $Re = 1.35 \times 10^5$, 来流马赫数 $Ma_\infty = 0.0385$, $\alpha_0 = 10^\circ$, $\alpha_m = 15^\circ$. NACA0012 翼型前缘计算网格如图 3 所示,附面层外流场区域由非结构网格填充,整个流场区域的网格数量约为 5 万.

图 4 为 NACA0012 翼型俯仰振荡时的升力系数计算值与实验值的比较.可以看出, S-A 湍流模型在翼型上行阶段和实验值吻合较好,在翼型下行阶段和实验值有一定偏差,这主要是由于下行时的气流分离现象十分突出.而层流模型在翼型上行段和实验值符合较好,在下行段误差较大,这主要是由于层流不能准确描述分离区较大的问题.总的来说,本文发展的算法可以有效处理非定常流场问题.

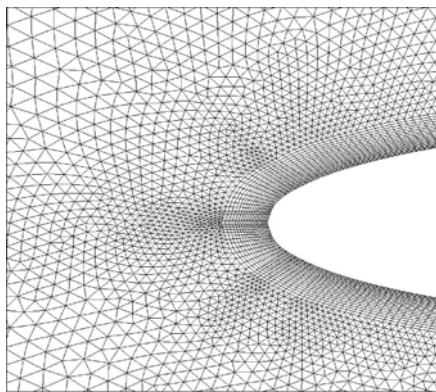


图3 NACA0012翼型前缘计算网格

Fig. 3 Computational grids of leading edge of NACA0012 airfoil

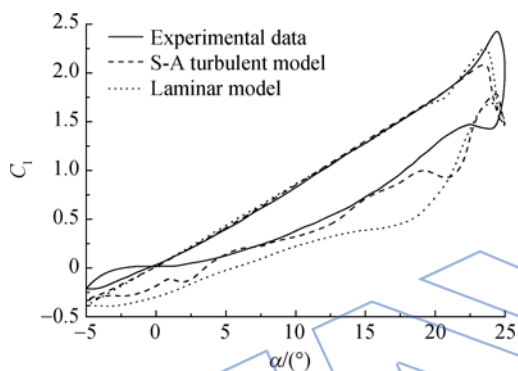


图4 升力系数计算值与实验值的比较

Fig. 4 Comparison of calculated data with experimental data for lift coefficient

3 微型飞行器非定常气动特性

3.1 微型飞行器

微型飞行器可以悬停和快速前飞,国外已开展了大量的理论和实验研究,而国内相关方面的研究较晚.本文的研究对象如图5所示,它包括螺旋桨、电动机、机身、升降副翼和垂尾等部件,表1为微型飞行器主要参数,表2为本文采用的螺旋桨主要参数.

3.2 网格划分

图6为螺旋桨桨毂处计算网格.为了更好捕捉壁面湍流细节,本文采用棱柱网格构成边界层.取壁面 y^+ 值为1,第1层边界层厚度为 1.5×10^{-5} m,边界层网格沿壁面法向增长率为1.15,边界层层数为20.施加动量源的区域采用结构网格,流场其他区域由非结构网格填充,整个流场区域的网格数量约为320万.

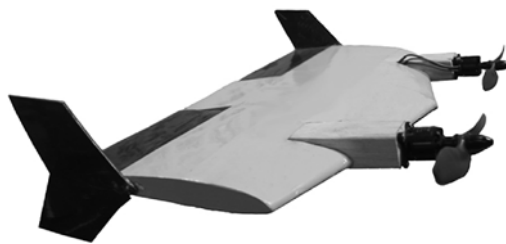


图5 微型飞行器

Fig. 5 Micro air vehicle

表1 微型飞行器主要参数

Table 1 Main parameters of micro air vehicle

参数	数值
弦长/m	0.23
展长/m	0.5
质量/g	750
巡航速度/(m/s)	16

表2 螺旋桨主要参数

Table 2 Main parameters of propeller

参数	数值
弦长/m	0.018
半径/m	0.102
桨叶片数	3
桨根安装角/(°)	40
反扭矩/(°)	-20
额定转速/(r/min)	6000

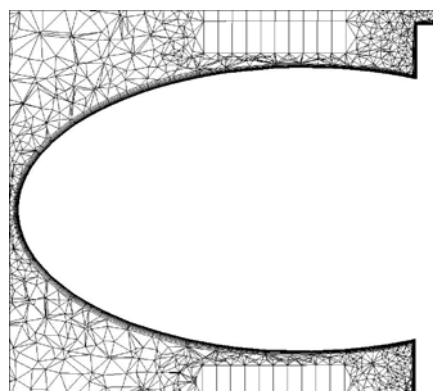


图6 桨毂处计算网格

Fig. 6 Computational grids around hub

3.3 计算结果与分析

微型飞行器的俯仰运动也可以表示为 $\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t)$, $\alpha_0 = 7^\circ$, $\alpha_m = 3^\circ$. 在仿真中,选取了

不同的缩减频率、前飞速度和螺旋桨转速来研究它们对微型飞行器非定常气动特性的影响。

图7为缩减频率对气动系数迟滞曲线的影响(C_m 为力矩系数)。可以看出,迟滞曲线面积随着缩减频率的增大而增大。缩减频率对迟滞曲线的影响表现在整个俯仰运动中,在最大上仰和下俯速度时影响最大。非定常气动系数与静态气动系数的差别可以解释为“运动壁面”效应^[18],缩减频率越大,“运动壁面”效应越显著,迟滞曲线面积越大。不同缩减频率下的升力系数和力矩系数在最大和最小迎角处基本相同。

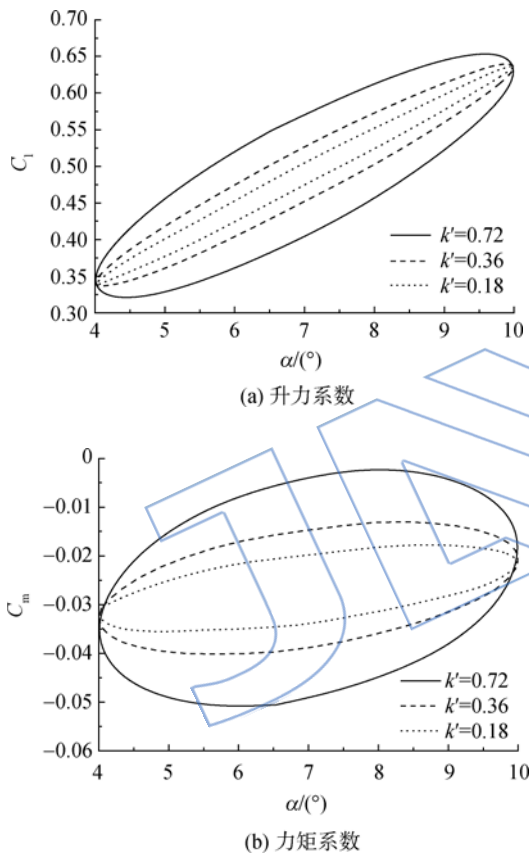


图7 缩减频率对气动系数迟滞曲线的影响
Fig. 7 Effect of reduced frequency on aerodynamic coefficient hysteresis curve

图8为前飞速度 v_{forward} 对气动系数迟滞曲线的影响。可以看出,气动系数迟滞曲线面积随着前飞速度增大而增大。在最小迎角时,升力系数和力矩系数随前飞速度增大而减小,而在最大迎角时,升力系数和力矩系数随前飞速度增大而增大。可以将气流对涵道微型飞行器的作用看作弹簧,对涵道微型飞行器的俯仰运动有阻尼和迟滞效应。前飞速度越大,弹簧阻尼越大,迟滞曲线面积越大。

图9为螺旋桨转速对气动系数迟滞曲线的影响

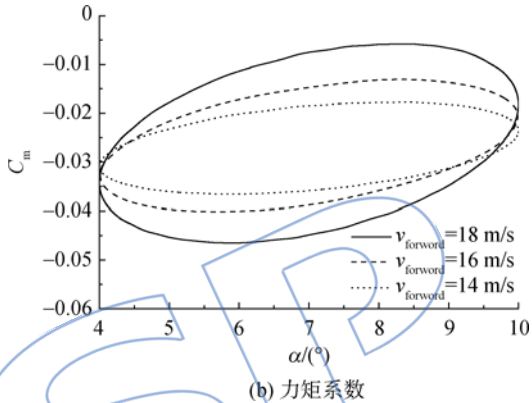
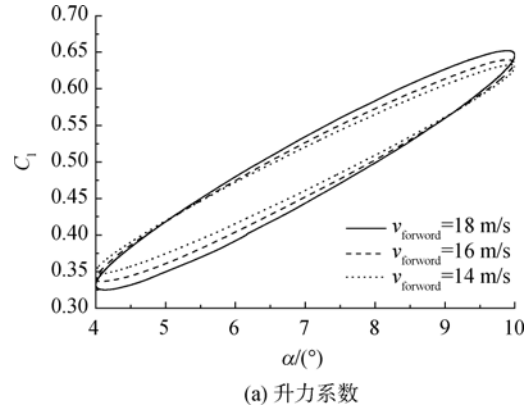


图8 前飞速度对气动系数迟滞曲线的影响
Fig. 8 Effect of forward speed on aerodynamic coefficient hysteresis curve

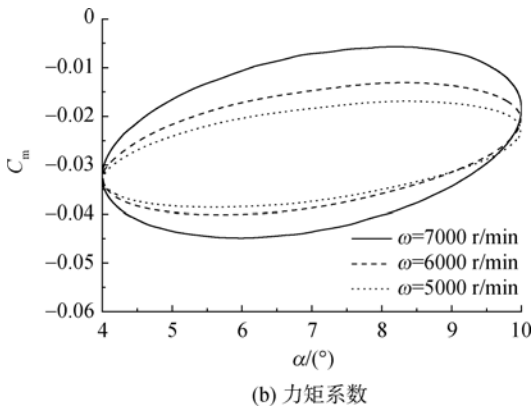
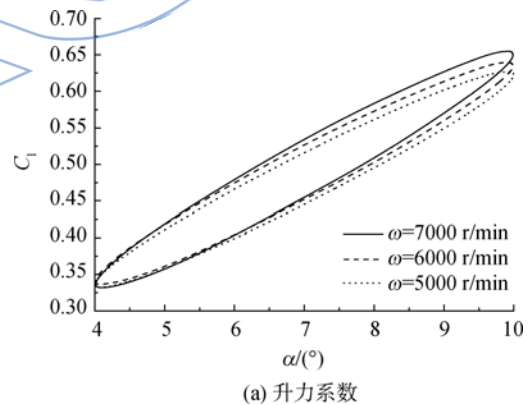


图9 螺旋桨转速对气动系数迟滞曲线的影响
Fig. 9 Effect of propeller speed on aerodynamic coefficient hysteresis curve

响,可以看出,升力系数迟滞曲线面积基本不随螺旋桨转速变化而变化,而力矩系数迟滞曲线面积随螺旋桨转速增大而增大。在最小迎角时,升力系数和力矩系数随螺旋桨转速变化不大,而在最大迎角时,升力系数和力矩系数随螺旋桨转速增大而增大,这主要是因为螺旋桨转速变化引起阻力系数迟滞效应的变化。同样可以将螺旋桨对涵道的作用看作弹簧,螺旋桨转速越大,抽吸作用越显著,弹簧阻尼越大,迟滞曲线面积越大。

4 结 论

本文发展了一种基于 CFD 的非定常气动特性预测方法,通过风洞实验结果验证了它的有效性,并研究了微型飞行器的非定常气动特性,得出如下结论:

1) 动量源可以有效模拟螺旋桨对周围流体的作用,非定常数值计算方法可以有效处理非定常流场问题。

2) 迟滞效应随着缩减频率的增大而增大,在最大上仰和下俯速度时迟滞效应最明显,这是由“运动壁面”效应引起的。

3) 迟滞效应随着前飞速度增大而增大,气动系数在最大迎角和最小迎角时随前飞速度的变化规律相反,可将来流对涵道微型飞行器的作用看作弹簧。

4) 升力系数迟滞效应随螺旋桨转速变化较小,而力矩系数迟滞效应随螺旋桨转速变化较大,同样可将螺旋桨对涵道的作用看作弹簧。

参考文献:

- [1] Grasmeyer M, Keennon T. Development of the black widow micro air vehicle[R]. AIAA-2001-0127, 2001.
- [2] LI Feng, BAI Peng. Low Reynolds number aerodynamics of micro air vehicle[J]. *Advances in Mechanics*, 2007, 37(2): 257-268.
- [3] Ahn J, Lee D. A computational study on the aerodynamic characteristics of a flying-wing MAV design[R]. New Orleans, Louisiana; 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2012.
- [4] 郑祥明, 昂海松, 黄达. 飞翼式微型飞行器飞行动力学特性研究[J]. *航空学报*, 2006, 27(3): 374-379.
ZHENG Xiangming, ANG Haisong, HUANG Da. Research on flight dynamics of flying wing micro air vehicles [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(3): 374-379. (in Chinese)
- [5] Ramasamy M, Lee T, Leishman J. Flowfield of a rotating-wing micro air vehicle [J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(4): 1236-1244.
- [6] Ramamurti R, Sandberg W. A three-dimensional computational study of the aerodynamic mechanisms of insect flight [J]. *Journal of Experimental Biology*, 2002, 205(10): 1507-1518.
- [7] Shyy W, Lian Y. *Aerodynamics of low Reynolds number flyers*[M]. New York: Cambridge University Press, 2008.
- [8] 周超英, 朱建阳, 汪超, 等. 柔性扑翼气动性能的数值研究 [J]. *工程力学*, 2013, 30(5): 13-18.
ZHOU Chaoying, ZHU Jianyang, WANG Chao, et al. Numerical study on the effect of flexibility of a flapping wing on its aerodynamic performance [J]. *Engineering Mechanics*, 2013, 30(5): 13-18. (in Chinese)
- [9] Steijl R, Barakos G. Computational study of helicopter rotor-fuselage aerodynamic interactions [J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(9): 2143-2157.
- [10] Ruzicka G, Strawn R. Discrete-blade, Navier-Stokes computational fluid dynamics analysis of ducted-fan flow [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1109-1117.
- [11] 许和勇, 叶正寅. 基于非结构嵌套网格的涵道螺旋桨数值模拟 [J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(3): 306-309.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of ducted propeller system using unstructured overset grids [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(3): 306-309. (in Chinese)
- [12] Rajagopalan R. A procedure for rotor performance, flow-field and interface; a perspective [R]. AIAA-2000-0116, 2000.
- [13] XIAO Tianhang, ANG Haisong, YU Shaozhi. A preconditioned dual time-stepping procedure coupled with matrix-free LU-SGS scheme for unsteady low speed viscous flows with moving objects [J]. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2007, 21(3/4): 165-173.
- [14] Roe L. Characteristic based schemes for the Euler equations [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1986, 18(1): 337-365.
- [15] Sharov D, Nakahashi K. Reordering of 3-D hybrid unstructured grids for vectorized LU-SGS Navier-Stokes computations [R]. AIAA 97-2102, 1997.
- [16] Caradonna F, Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover [R]. NASA TM-81232, 1981.
- [17] Lee T, Gerontakos P. Investigation of flow over an oscillating airfoil [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2004, 512: 313-341.
- [18] Ronch A, Vallespin D, Ghoreyshi M, et al. Evaluation of dynamic derivatives using computational fluid dynamics [J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(2): 470-484.