

微型旋翼悬停状态气动性能分析方法

唐正飞 王 畅 高卓飞

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:为了了解微型直升机工作时相关的气动知识,建立了一套微型旋翼悬停状态气动性能分析方法。该方法包含了低雷诺数下微型旋翼桨叶翼型的二维气动特性分析的CFD技术和旋翼气动特性分析的动量/叶素理论。对影响微型旋翼悬停性能的因素做了初步分析,合适的翼型弯曲、桨叶尖削等,有助于提高微型旋翼的最大悬停效率。文中还对分析的部分结果进行了试验验证。

关键词:微型旋翼;低雷诺数;悬停性能;动量-叶素理论;CFD方法

中图分类号:211.52 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)03-0357-06

Analysis Method for Prediction of Micro-Rotor Performance in Hover

Tang Zhengfei, Wang Chang, Gao Zhuofei

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

Abstract: In order to better understanding the relevant micro helicopter aerodynamics, a method for the prediction of micro-rotor hover performance is presented. The method combines the computational fluid dynamics (CFD) technique for two-dimensional parametric aerodynamic study of airfoils at low Reynolds numbers with the blade element momentum theory (BEMT) for the prediction of rotor hover performance. The predicted thrust and power of micro-rotor are in good agreement with experimental measurements. The investigation explores the influences of a series of parameters such as airfoil shape and blade plan form on the micro-rotor performance. Theoretical and experimental studies show that thin circular arc airfoil shape, tip tapered geometries and blade plan form with twist distribution will improve the maximum of micro-rotor hover efficiency.

Key words: micro-rotor; low reynolds number; hover performance; blade-element momentum theory; computational fluid dynamics method

微型旋翼飞行器因具有独特的垂直起降、空中悬停和低速飞行能力,特别适合空间狭小等特殊环境下完成任务,近年来受到各国研究机构的重视。但因微型旋翼尺寸小、速度低,使得微型旋翼工作在低雷诺数的气动环境下,空气的粘性所产生的影响相对较大,更易发生翼型层流分离及翼尖涡等现

象,严重影响了微型旋翼的性能,常规的旋翼气动性能分析方法已经不能准确预测微型旋翼的气动特性。因此,需要改进或建立一套新方法,以适应微型旋翼的气动特性分析。微型旋翼气动性能分析的关键是低雷诺数的问题,而低雷诺数主要影响的是翼型的气动特性,因此,微型旋翼气动特性计算可

基金项目:航空科学创新基金(2007A52005)资助项目;直升机旋翼动力学重点实验室基金(51463010304ZS5201)资助项目。

收稿日期:2010-11-16; **修订日期:**2011-03-25

通讯作者:唐正飞,男,副教授,1957年生, E-mail: tang@nuaa.edu.cn。

分为两部分:(1)低雷诺数下微型旋翼桨叶翼型的气动特性计算;(2)微型旋翼气动性能的计算。为能快速精确估算微型旋翼的悬停性能,本文低雷诺数下微型旋翼翼型气动特性的计算采用CFD方法,而微型旋翼翼型气动特性的计算则采用传统的动量/叶素理论,本方法的优点是:计算方法成熟,精度高,计算量小,避免了旋翼全流场N-S方程数值求解的湍流模型选取难、数值计算稳定性差,及嵌套网格挖洞插值计算工作量巨大等不利因素,得到许多研究人员的采用^[1-6]。

1 微型旋翼翼型的低雷诺数气动特性计算分析

1.1 计算分析方法

低雷诺数下翼型气动特性的CFD计算控制方程为一般曲面坐标系下的二维定常不可压雷诺平均N-S方程。湍流模型采用Spalart-Allmaras模型,压力-速度耦合采用SIMPLE算法^[1,3]。Spalart-Allmaras模型是一种低雷诺数模型,专门用于求解航空领域的壁面限制流动,对于受逆压梯度作用的边界层流动有很好的模拟效果,并能求解一定的分离流动。动量方程、能量方程、湍流粘度均采用二阶迎风格式耗散。

计算采用双曲线方程生成的C型网格,如图1所示。采用此种方法生成网格在壁面区域的网格单元正交性好,能够较好地模拟边界层流动。网格的法线方向距离翼型壁面为0.000 01倍弦长,网格密度为 257×109 ,其中翼型表面分布160个节点并在前缘与后缘区域适当加密,尾流分布50个节点。计算外边界为翼型的15倍弦长。入口边界给定速度,出口边界给定大气压强,翼型壁面条件为无滑移边界条件。

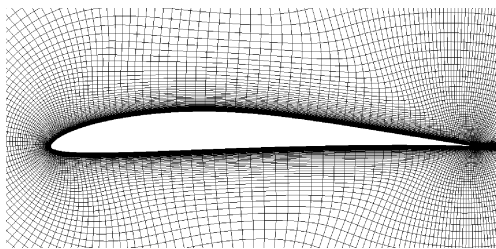


图1 翼型表面网格

微型旋翼翼型一般工作在 $Re < 150\ 000$ 的范围之下,为说明数值模拟的有效性,首先计算了Clark-Y翼型在 $Re = 100\ 000$ 的气动特性,图2显示出的翼型上表面速度矢量说明了计算能够较好地模拟壁面附近的边界层流动。计算结果与实验值^[7]进行了比较。从图3中可以看出,计算结果在

低迎角下与实验结果吻合较好。

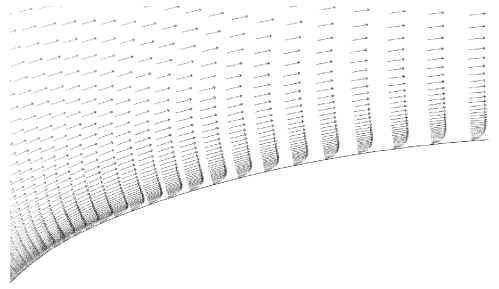
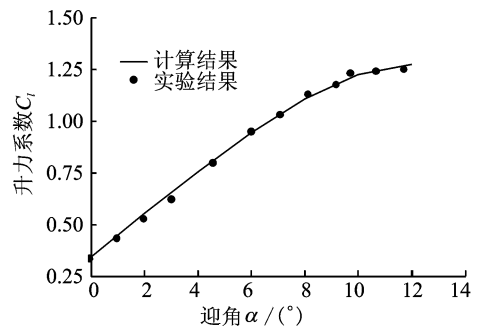
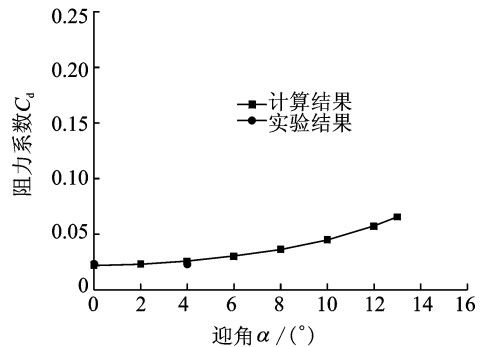


图2 Clary-Y翼型上表面速度矢量



(a) 升力系数随迎角的变化

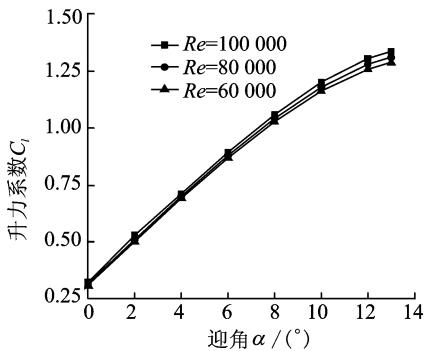


(b) 阻力系数随迎角的变化

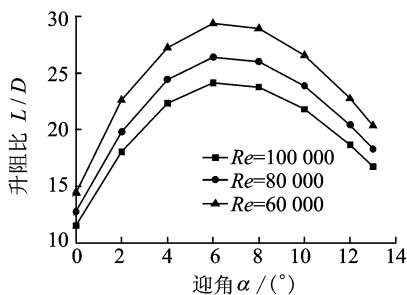
图3 本文对Clark-Y在 $Re = 100\ 000$ 条件下计算的升阻特性值与文献实验值对比

1.2 翼型在低雷诺数下的气动特性分析

图4,5为在不同雷诺数下Clark-Y及NACA0012翼型的升力系数及升阻比。由图看出,随着雷诺数的降低,翼型的升力系数减小,升阻比降低。这种现象主要是由翼型边界层流动特点所决定的:低雷诺数下,绕翼型的边界层流动粘性效应显著,边界层厚度与特征尺寸相比常常达到了一个不容忽视的程度,流动主要趋于层流特征,稳定性差,易发生分离,分离后的附面层发生转捩,并发展为湍流,如果湍流能够克服逆压梯度会发生流动再附,在分离点和再附点间的区域形成一个分离泡。随着雷诺数的降低,分离气泡的增长会使翼型的气动性能急剧下降,主要是升阻比的降低。分离泡的大小主要依赖于来流参数和翼型形状。

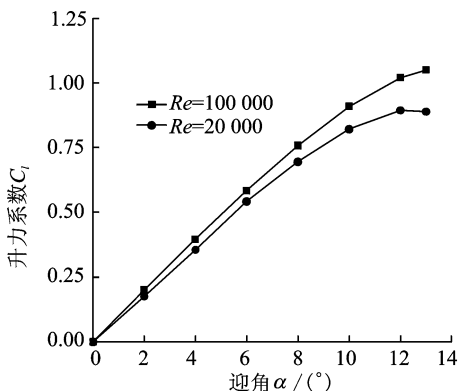


(a) 升力系数随迎角的变化

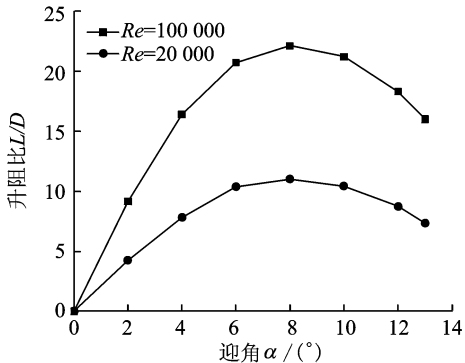


(b) 升阻比随迎角的变化

图4 不同雷诺数下Clark-Y翼型的升力系数及升阻比随迎角的变化曲线



(a) 升力系数随迎角的变化



(b) 升阻比随迎角的变化

图5 不同雷诺数下NACA0012翼型的升力系数及升阻比随迎角的变化曲线

常规翼型在低雷诺数下的气动特性急剧降低, 说明了低雷诺数下应用的翼型几何特征应与常规翼型有较大区别。与微型旋翼尺度相近的鸟类在空中可以自由翱翔, 而鸟类的翅膀通常具有较小的厚度比。Laitone^[8]利用风洞试验研究比较了NACA0012正、反装翼型, 薄平板及薄圆弧剖面翼型在低雷诺数下的气动特性, 产生升力的大小依次为薄圆弧翼型、平板翼型、NACA0012反装翼型、NACA0012翼型。作者将薄圆弧翼型在低雷诺数下获得较好气动特性的现象归因于其具有较尖的前缘, 并引用了Prandtl对薄平板的低雷诺数流场的水洞流动显示实验结果的解释: 与常规翼型上表面大的前缘涡及大面积的气流分离不同, 薄板上表面悬浮着不断脱落的小涡, 这些小涡很大程度上减小了气流分离的发生。Muller^[9]对一系列的薄圆弧翼型及薄平板翼型的低雷诺数气动特性进行了实验研究, 结果表明在低雷诺数下, 薄圆弧翼型相对于平板产生更大的升力及升阻比, 更适合于微型飞行器的应用。

由于薄圆弧翼型具有加工简单, 低雷诺数气动性能较好的优点, 因此本文对微型旋翼悬停气动性能的计算中, 选定了图6所示的8%弯度、2.5%厚度薄圆弧翼型作为旋翼翼型, 并对此翼型在低雷诺数下的气动特性进行了计算。图7为该翼型在不同雷诺数下的升、阻力系数随迎角的变化曲线。

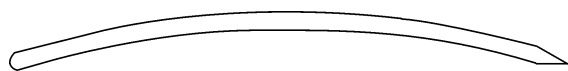


图6 8%弯度、2.5%厚度薄圆弧翼型几何形状示意图

结果表明略去大迎角下的计算误差, 薄圆弧翼型在低雷诺数下具有较高的气动性能, 适合作为微型旋翼翼型。

2 微型旋翼悬停气动性能计算

2.1 计算模型

根据旋翼悬停状态下的动量理论^[10], 如图8所示, 距离桨盘中心为 r , 宽度为 dr 的环带桨盘的拉力增量 ΔT 为

$$\Delta T = 4\rho\pi v_1^2 r \Delta r \quad (1)$$

式中: ρ 为空气密度, v_1 为诱导速度。

同样, 根据叶素理论, 得到拉力增量为

$$\Delta T = b \frac{\rho}{2} (\Omega r)^2 a \left(\theta - \frac{v_1}{\Omega r} \right) c \Delta r \quad (2)$$

式中: b 为桨叶片数, a 为翼型升力线斜率, Ω 为旋翼转速, θ 为桨叶安装角, c 为桨叶弦长。

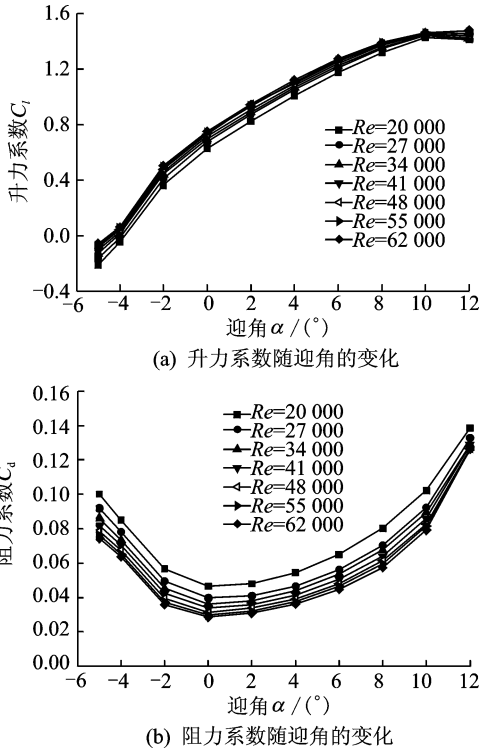


图7 8%弯度,2.5%厚度椭圆前缘圆弧翼型在不同雷诺数下的升阻力系数随迎角的变化曲线

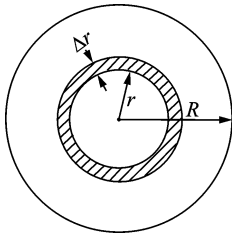


图8 旋翼环带的几何形状

令两方程相等,整理得求任意半径 r 处的诱导速度的方程

$$v_1 = \frac{-\frac{\Omega}{2}acb + \sqrt{\left(\frac{\Omega}{2}acb\right)^2 + 8\pi b\Omega^2 r a \theta c}}{8\pi} \quad (3)$$

利用式(3),通过桨叶上 r 站位处翼型的升力线斜率 a ,桨叶安装角 θ ,叶弦值 c 即可确定此处的桨盘平面上的诱导速度 v_1 ,进一步可求得当地入流角及迎角 α

$$\alpha = \theta - \arctan \frac{v_1}{\Omega r} \quad (4)$$

根据翼型的迎角,结合翼型升阻特性结果,即可由旋翼单位长度的拉力及扭矩载荷,求出旋翼的拉力和扭矩,或拉力系数 C_T 和功率系数 m_K 。理想悬停时的拉力系数 C_{Tideal} 为

$$C_{Tideal} = \int_{x_0}^1 \frac{dC_{Td}}{d} \frac{r}{R} \quad (5)$$

式中 R 为旋翼半径。计入桨尖损失因数 B 后

$$C_T = C_{Tideal} - \int_B^1 \frac{dC_{Td}}{d} \frac{r}{R} \quad (6)$$

$$B = 1 - \frac{\sqrt{2C_{Tideal}}}{b} \quad (7)$$

旋翼的型阻功率扭矩系数 m_{K_0} 为

$$m_{K_0} = \int_0^1 \frac{dm_{K_0}}{d} \frac{r}{R} \quad (8)$$

诱导功率系数 m_{K_i} 为

$$m_{K_i} = \int_{x_0}^B \frac{dm_{K_i}}{d} \frac{r}{R} \quad (9)$$

总的扭矩系数 m_K 为

$$m_K = m_{K_0} + m_{K_i} \quad (10)$$

2.2 微型旋翼悬停性能分析

微型旋翼悬停性能计算可以分为旋翼在不同总距、不同转速下的拉力和扭矩计算,以及旋翼的悬停效率计算。旋翼悬停效率 FM 定义为理想功率损耗与实际的功率损耗之比,即

$$FM = \frac{1}{2} \cdot \frac{C_T^{3/2}}{m_K} \quad (11)$$

这是一个衡量旋翼气动性能的重要参数之一。

微型旋翼悬停状态气动特性计算程序框图如图9所示。

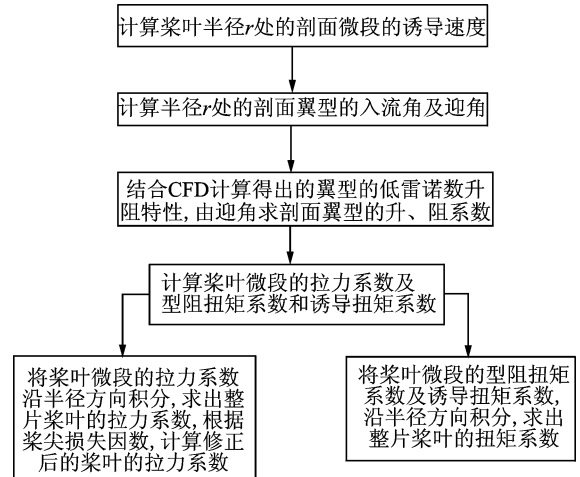


图9 计算程序流程图

输入旋翼的几何参数、工作状态和空气特征数据,就可计算微型旋翼的气动特性。为了与试验结果作比较,本文选用了目前微型直升机旋翼常用的4种桨叶进行计算,并给出了计算和试验结果的对比。

3 试验验证

微型旋翼悬停状态气动特性计算的试验验证分两个方面:(1)验证不同总距不同转速下的旋翼拉力和扭矩;(2)旋翼的悬停效率。为此,研制了专门用于测量微型旋翼拉力和扭矩的微型旋翼试验台和相关的测量设备。

3.1 微型旋翼试验装置

微型旋翼尺寸较小,单个旋翼产生的升力有限。共轴双旋翼结构具有升力系统效率高,尺寸紧凑的优点,已发展为微型旋翼飞行器的主要结构形式之一。由于试验装置既能测量单旋翼气动特性,又能测量共轴双旋翼系统的气动特性,因此研制了如图10所示的微型共轴双旋翼气动特性试验台。试验台由共轴双旋翼驱动系统、测量系统、底座、辅助系统4部分构成,测量精度,拉力和扭矩误差小于2%,转速小于1%。

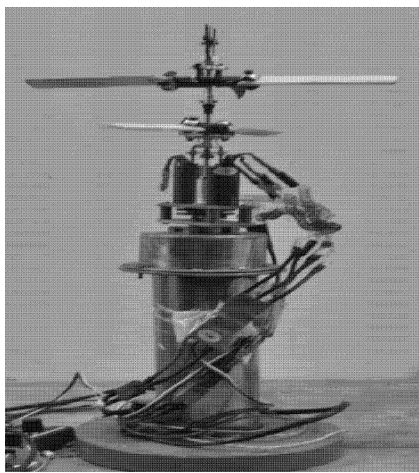


图10 微型旋翼气动特性实验台

3.2 微型旋翼试验模型

试验和计算所用的4种桨叶均为无扭转梯形桨叶,外形如图11所示。

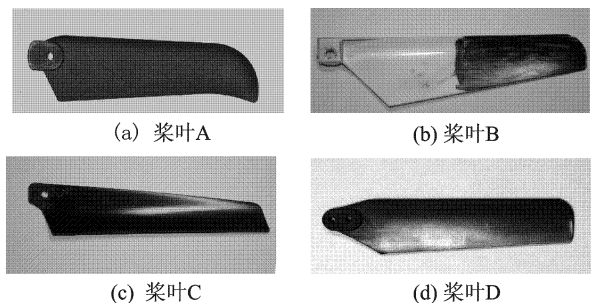


图11 试验用旋翼桨叶模型平面外形

桨叶A和桨叶D的翼型为NACA0014对称翼型,桨叶B和桨叶C的剖面翼型为薄圆弧翼型,与前文翼型算例相同。桨叶A的半径最小,为10 cm,桨叶B的半径为11.8 cm,桨叶C,D的半径为13 cm。

3.3 试验结果与计算结果比较

为验证所建立的微型旋翼悬停状态气动特性分析方法,试验首先测量了桨叶A在安装角分别为6,9,11°时,旋翼拉力及扭矩随转速的变化关系,如图12所示。

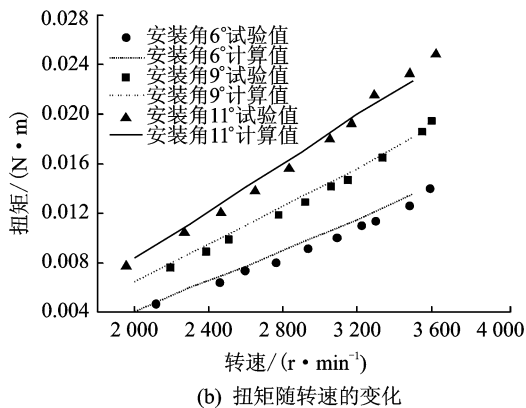
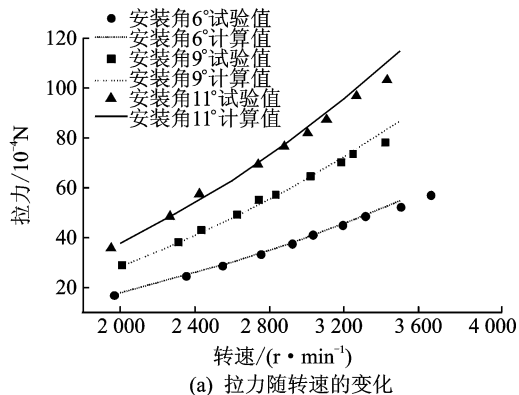


图12 桨叶A拉力、扭矩随转速的变化(安装角6°)

从图中曲线的对比看出,微型旋翼拉力和扭矩的计算结果与试验结果吻合得较好,验证了所建模型和计算方法的可行性。

试验验证的第二步,测量了4种桨叶的旋翼在3000 r/min的转速下,不同安装角下的拉力及扭矩,以比较它们的悬停效率。其结果如图13所示,图中标注点为各旋翼的试验值,曲线为计算值。

从图中看出,桨叶剖面为薄圆弧翼型的旋翼B和旋翼C具有较高的悬停效率。其原因是,与其他两种旋翼相比,旋翼B,C的桨叶剖面翼型在低雷诺数下具有较高的升阻比,而且桨叶的平面形状具有相对较大的根梢比。

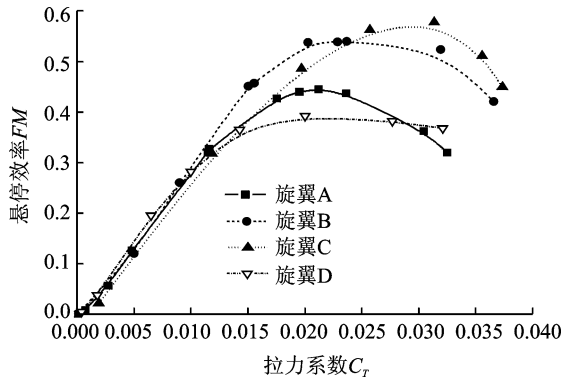


图13 各旋翼悬停状态效率的计算与试验值比较

4 结 论

本文利用低雷诺数下翼型气动特性的CFD技术与旋翼气动特性分析的动量—叶素理论,建立了一套经试验验证的微型旋翼悬停气动性能的计算方法。对微型旋翼悬停状态的气动性能进行了分析研究,得出以下结论。

(1) 在低雷诺数下,翼型的气动性能下降。表现在随着雷诺数的降低,翼型的升力及升阻比下降,体现了低雷诺数下粘性作用增强的效果。

(2) 低雷诺数下,翼型的几何形状对气动特性的影响与正常雷诺数下有较大差别,合适的圆弧翼型能在低雷诺数下产生较大的升力,比较适合于微型旋翼使用。

(3) 与常规旋翼一样,桨叶平面形状也影响微型旋翼的悬停性能,合适的尖削能提高微型旋翼的悬停效率。

(4) 经与试验数据比较分析,本文建立的方法可用于研究微型旋翼悬停状态的气动特性问题。

参考文献:

[1] Kunz P J. Aerodynamics and design for ultra-low

Reynolds number flight[D]. Stanford University, Department of Aeronautics and Astronautics, 2003.

- [2] Bohorquez F. Rotor hover performance and system design of an efficient coaxial rotary wing micro air vehicle[D]. University of Maryland, Department of Aerospace Engineering, 2007.
- [3] Bohorquez F, Pines D. Rotor and airfoil design for efficient rotary wing micro air vehicles[C]// American Helicopter Society 61st Annual Forum Proceedings. Grapevine, TX: [s. n.], 2005.
- [4] Hein B R, Chopra I. Hover performance of a micro air vehicle: rotors at low Reynolds number[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52(3):254-262.
- [5] Pereira J L. Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design[D]. MD: Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, 2008.
- [6] Lakshminarayan V K. Computational investigation of micro-scale coaxial rotor aerodynamics in hover. [D]. MD: Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, 2009.
- [7] Marcman J F. Clark-y airfoil performance at low Reynolds numbers[R]. AIAA-84-0052, 1984.
- [8] Laitone E V. Aerodynamic lift at Reynolds number below 70,000[J]. AIAA Journal, 1996, 34(9):1941-1942.
- [9] Mueller. Low Reynolds number aerodynamics of low-aspect-ratio thin/flat/cambered-plate wings[J]. Journal of Aircraft, 2000, 137(5), 825-832.
- [10] K. W. 普劳蒂. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 高正, 等译. 北京: 航空工业出版社, 1990.