

变距旋翼无人机悬停气动性能分析与试验

刘诗鸾*, 王云, 张高望, 乐淑玲, 周建波

南昌航空大学 飞行器工程学院, 江西 南昌 330063

摘要: 新型旋翼气囊复合动力无人飞行器在总体设计方案的基础上, 应用了变距旋翼技术。本文以参考旋翼模型为研究对象, 利用Spalart-Allmaras湍流模型, 采用三维Navier-Stokes方程, 并通过数值模拟研究不同旋翼翼型的转速、桨距角在悬停状态下的气动特性。经过对比拉力系数、扭矩系数以及悬停效率, 得到马刀型旋翼在6000r/min, 桨叶角12°具有最大的悬停效率, 并且计算结果与试验结果吻合良好。为旋翼气囊无人飞行器的整体优化以及工程应用提供了参考依据。

关键词: 变距; 旋翼; 气囊; 无人机; 悬停; 气动性能; 地面试验

中图分类号: V211 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 05-0104-05

新型旋翼气囊复合动力无人机, 是一种低空低速、高效低耗、性能稳定、维护性好的飞行器。这种飞行器不仅能够实现重载、长航时飞行, 而且具有结构简单、安全性好的特点, 是基于旋翼技术与静升力相结合的低空混合飞行器。可主要用军事侦察、公安消防、航空摄影、地质调查、环境评估、核能源泄露探测等方面^[1]。

该无人机在总体设计上采用了变距旋翼技术。变距旋翼可以根据不同的飞行状态, 通过改变桨距角, 使之获得最佳桨叶迎角, 从而提高电机工作效率。本文利用CFD计算软件根据变距旋翼无人机的设计要求, 在相同转速下对不同翼型进行对比分析; 选定翼型后, 在悬停状态下分别对不同转速、不同桨叶角的拉力系数、扭矩系数以及悬停效率进行对比。最终得到在悬停状态下, 该马刀型旋翼的最佳桨距角。然后通过地面测试试验来进一步检验数值模拟的正确性。

1 变距旋翼控制方程

1.1 控制方程

对变距旋翼进行黏性流动数值模拟, 流动控制方程采用纳维-斯托克斯(Navier-Stokes)方程^[2], 如式(1)所示。

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + f_x + \mu \nabla^2 u \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + f_y + \mu \nabla^2 v \\ \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + f_z + \mu \nabla^2 w \end{cases} \quad (1)$$

式中: u, v, w 为流体速度; P 为压强; ρ 为密度; f_x, f_y, f_z 为单位质量的彻体力; μ 为黏性系数。

1.2 湍流模型

湍流模型采用Spalart-Allmaras模型^[3], 如式(2)所示。S-A模型属于涡黏性模型, 这类模型的前提是应用Boussinesq假设。S-A模型相对于两方程模型计算量小、稳定性好, 计算网格在壁面的加密程度与零方程模型量级相同。

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{u}}{\partial x_j} = C_{b1} \tilde{S} \tilde{v} + \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} ((v + \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j}) \right. \\ \left. + C_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] - C_{w1} f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \end{aligned} \quad (2)$$

式(2)左端分别为时间导数项和对流项, 右端分别为生成项、扩散项和耗散项。

变量 \tilde{v} 与涡黏系数 μ_t 有关: $\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v1}$

其中 $f_{v1} = \frac{3}{3 + C_{v1}^3}$, $\nu = \frac{\tilde{v}}{v}$, ν 为层流黏性系数

收稿日期: 2014-01-23; 录用日期: 2014-04-10

基金项目: 航空科学基金(BA201106150)

*通讯作者. Tel.: 13684819414 E-mail: liushiluan_j10@163.com

引用格式: LIU Shiluan, WANG Yun, ZHANG Gaowang, LE Shuling, ZHOU Jianbo. Hovering aerodynamic performance analysis and experiment of variable pitch rotor UAV[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(05): 104-108. 刘诗鸾, 王云, 张高望, 乐淑玲, 周建波. 变距旋翼无人机悬停气动性能分析与试验[J]. 航空科学技术, 2014, 25(05): 104-108.

$$\text{定义: } \tilde{S} = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}f_{v3}} + \frac{\tilde{v}}{k^2d^2}f_{v2}$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right), f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}, f_{v3} = 1.0,$$

d 是场点至物面的距离。

$$\text{定义: } f_w = g \left(\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right)^{\frac{1}{6}}$$

$$\text{其中, } g = r + C_{w2}(r^6 - r), r = \frac{\tilde{v}}{\tilde{s}k^2d^2}。$$

方程中的其他常数值分别如下：

$$C_{b1} = 0.1355, C_{b2} = 0.622, = 2/3, k = 0.41$$

$$C_{w1} = \frac{C_{b1}}{k^2} + \frac{1 + C_{b2}}{k^2}, C_{w2} = 0.3, C_{w3} = 2.0, C_{v1} = 7.1$$

2 数值计算模型的建立

2.1 旋翼三维模型建立

应用CATIA软件工具绘制出参考旋翼模型,如图1所示,该旋翼模型有2片桨叶,直径为285mm,展弦比为4.3,旋翼实度为 $\delta=0.14$,总距角范围为 $\phi=0^\circ \sim 18^\circ$ 。旋翼桨叶平面形状为无负扭转的马刀型。马刀型旋翼抗扭(变形)性能高,旋翼根部旋转速度低,产生的阻力矩小;桨尖部翼弦减小后,尖部旋转速度高,产生的阻力矩明显减小,对发动机造成的负荷降低。另外,旋翼翼尖的几何形状对减小旋翼翼尖的诱导阻力,改善旋翼效能也非常重要^[4]。利用ProfiliV2翼型软件进行分析,选定NACA0010、NACA0012、NACA0014、NACA0018四种翼型在同转速不同桨距角下进行对比。

2.2 网格划分及边界条件

该旋翼模型计算域包括外流场计算域和旋转计算域。外流场计算域为除去旋转计算域的圆柱体;旋转计算域为旋翼近距区域,如图2所示。该模型采用非结构四面体网格,然后从外流

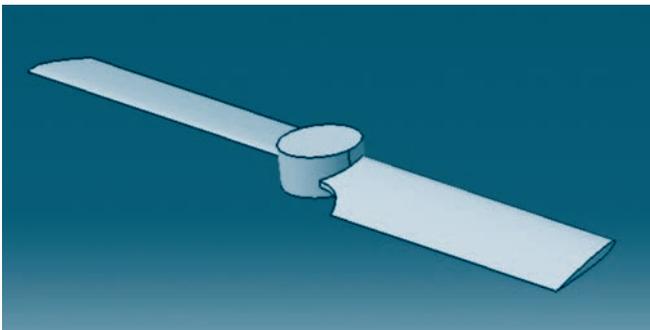


图1 参考旋翼三维模型

Fig.1 The 3D model of reference rotor

场至旋翼区域,网格逐渐加密,最终生成网格数约为96万个。

将三维旋翼网格导入FLUENT中,由于旋翼计算域为相对旋转区域,则采用多参考系(MRF)。在计算域中同时存在运动区域和静止区域或者存在多个静止、可动区域时,FLUENT可以采用的模型包括MRF模型(多参考系)、混合平面模型和滑动网格模型。其中MRF模型和混合平面模型用于定常流动的计算,而MRF模型更简单更具经济性^[5]。将旋翼表面定义为壁面;设置旋转域转速为6000r/min。对近壁区域,采用标准壁面函数进行处理,其他参数采用默认设置;入口和出口边界条件定义为压力入口和压力出口。设置迭代步为10000步,当残差小于0.0001时停止计算,输出结果。

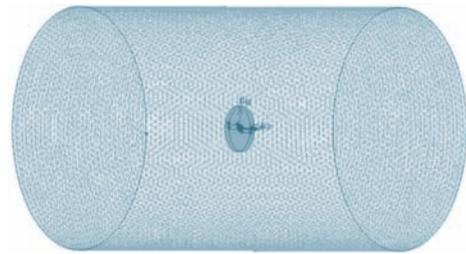


图2 旋翼总体计算域网格

Fig.2 Rotor computational domain grid

2.3 计算结果对比分析

为选取更加适合旋翼气囊无人飞行器在悬停状态下的旋翼,模拟了在转速为6000r/min下,桨距角分别为 $6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ$ 时。旋翼拉力系数、扭矩系数以及悬停效率的变化关系,如图3、图4、图5所示。

从图3中曲线的对比可以看出,随着桨距角增大,四种翼型的拉力系数和扭矩系数逐渐递增。但在悬停效率方面,NACA0010在桨距角 12° 时,具有比其他三种翼型更高的悬停效率。而且还可以看出更薄的翼型在小拉力状态下具有更高的悬停效率。表1为四种翼型转速为6000r/min,桨距角为 12° 时

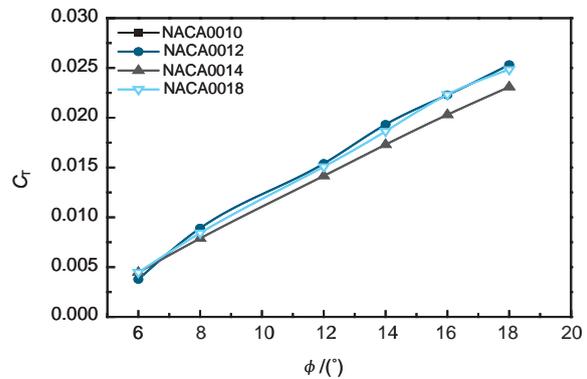


图3 不同翼型拉力系数随桨距角度的变化

Fig.3 Tension coefficient along with pitch angle changes of different airfoil

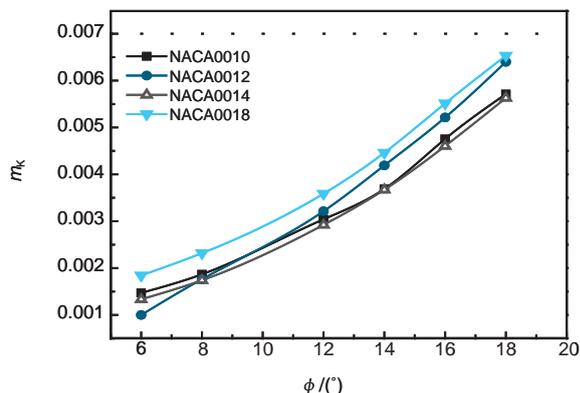


图4 不同翼型扭矩系数随桨距角度的变化

Fig.4 Torque coefficient along with pitch angle changes of different airfoil

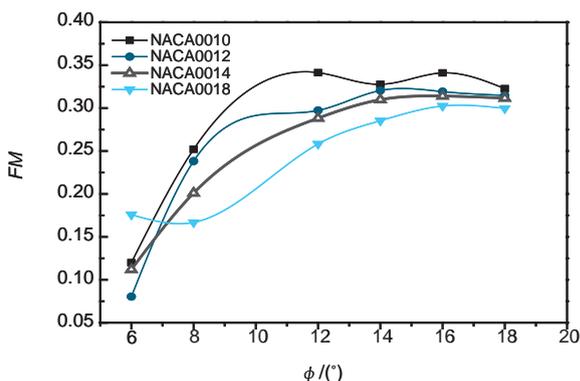


图5 不同翼型悬停效率随桨距角度的变化

Fig.5 Hover efficiency along with pitch angle changes of different airfoil

升阻比对比。通过对比旋翼拉力系数和扭矩系数,以及综合悬停效率和升阻比考虑,则选定NACA0010为该复合动力无人飞行器旋翼的翼型。

2.4 悬停状态下最佳桨距角

旋翼悬停效率的定义为(不计入桨端损失及诱导速度不均匀的修正)^[6]旋翼诱导功率与旋翼总功率的比值,如下式所示:

$$= \frac{1}{2} \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{m_k} \quad (3)$$

式中, C_T 为拉力系数

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho R^2 (\Omega R)^2} \quad (4)$$

R 为旋翼半径; Ω 为旋翼角速度; ρ 为空气密度; T 为模型旋翼的

表1 四种翼型升阻比对比

Table1 Lift drag ratio comparison of four airfoils

翼型	升阻比
NACA0010	4.734
NACA0012	4.674
NACA0014	4.743
NACA0018	4.703

拉力。

m_k 为扭矩系数^[4],

$$m_k = \frac{M_K}{\frac{1}{2} \rho R^2 (\Omega R)^2 R} \quad (5)$$

其中, M_K 为旋翼的扭矩

应用CFD模拟NACA0010翼型在悬停状态下不同角度、不同转速下的流场气动特性。本文分别计算分析桨距角在 $6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ$ 时,转速为2000r/min,4000r/min,6000r/min,8000r/min,10000r/min,以及12000r/min的拉力系数、扭矩系数以及悬停效率,如图6、图7、图8所示。

从图中可以看出,拉力系数和扭矩系数随着桨距角增大而增大,而悬停状态下该马刀型旋翼在转速为6000r/min,桨距角为 12° 时具有最高的悬停效率。桨距角从 14° 增加到 18° 时,即便增加转速,旋翼的悬停效率仍趋于稳定,且有所下降。

通过数值计算模拟以及数据对比分析,在悬停状态下,转速为6000r/min、桨距角为 12° 时,NACA0010翼型的马刀型旋翼

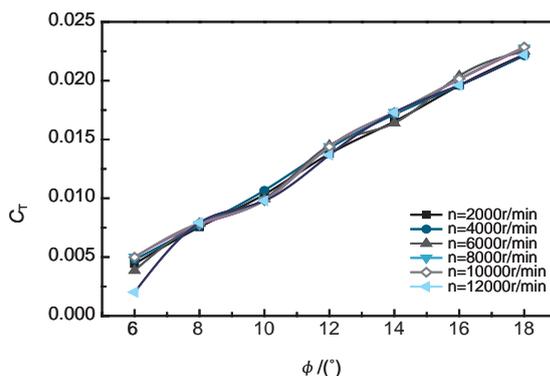


图6 NACA0010翼型拉力系数随桨距角度的变化

Fig.6 Tension coefficient along with pitch angle changes of NACA0010 airfoil

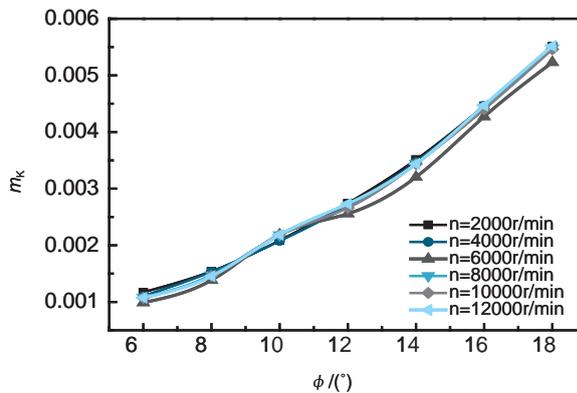


图7 NACA0010翼型扭矩系数随桨距角度的变化

Fig.7 Torque coefficient along with pitch angle changes of NACA0010 airfoil

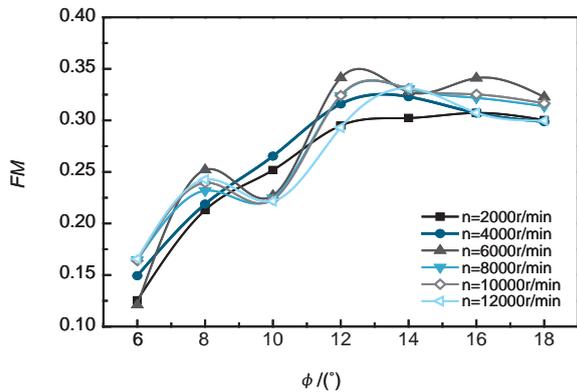


图8 NACA0010翼型悬停效率随桨距角的变化

Fig.8 Hover efficiency along with pitch angle changes of NACA0010 airfoil

会为该复合动力无人飞行器提供较高的悬停效率。

3 试验验证

3.1 试验装置

拉力、扭矩地面试验平台如图9所示,由螺旋桨拉力控制显示仪、扭矩扭力传感器、机架、辅助系统4部分组成。其测量精度小于0.3%,拉力量程0~20kg,扭矩量程0~10N·m,灵敏度2.083m/s,测量误差小于3%。

3.2 旋翼试验模型

试验和计算均采用翼型为NACA0010,长度为135mm无扭转马刀型桨叶,外形如图10所示。

3.3 试验结果与计算结果比较

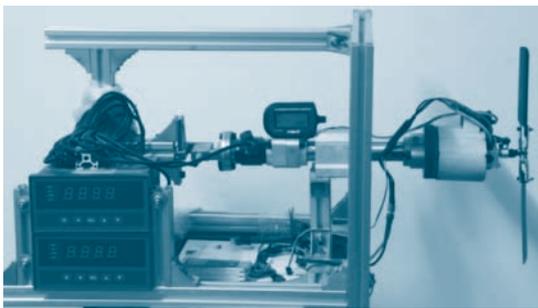


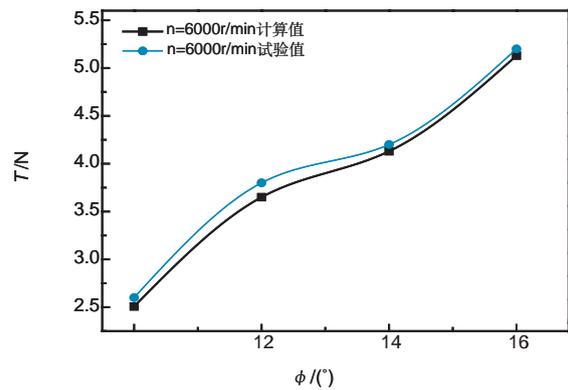
图9 螺旋桨地面拉力、扭矩实验平台

Fig.9 Propeller ground tension,torque experimental platform

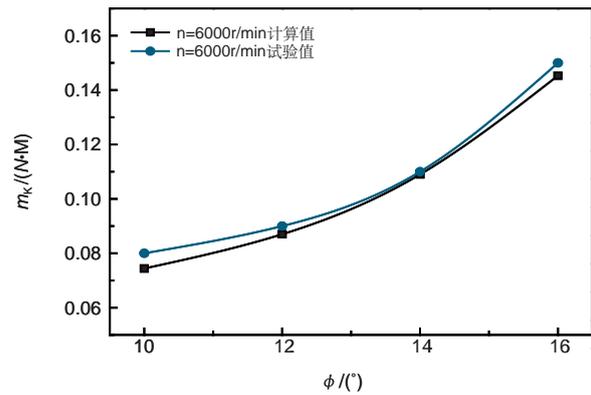


图10 试验用的马刀型桨叶

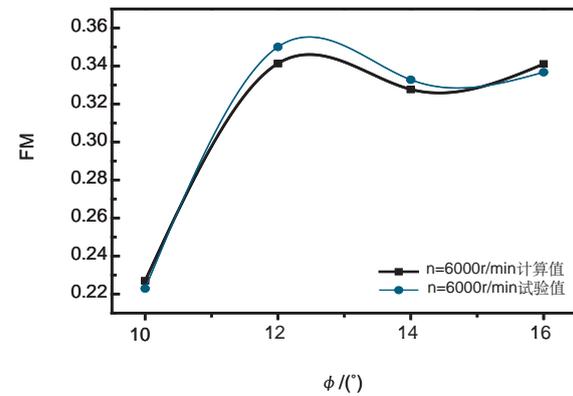
Fig.10 Experiment with the saber blade



(a) 拉力



(b) 扭矩



(c) 悬停效率

图11 试验值与计算值的比较

Fig.11 Comparison of test value and calculated value

为了验证所计算的马刀型旋翼在悬停状态下最佳桨距角所对应的最高悬停效率,分别测量和计算了在6000r/min转速时,旋翼拉力、扭矩以及悬停效率随桨距角的变化关系。如图11所示。

从图11中曲线的对比可以看出,该马刀型旋翼在转速6000r/min,桨距角为12°时具有最高的悬停效率。但旋翼拉力

和扭矩的试验值略大于计算值,这是由于数值计算方法不能较为准确地模拟出旋翼流场的复杂扰流,但数值绝对误差小于仪器测量误差3%,可以认为试验结果与计算结果基本吻合,验证了数值模拟和计算方法的可行性。如果对计算结果进行修正,可以减小误差并更接近试验结果。

4 结论

本文主要通过数值模拟与拉力、扭矩试验,分析了马刀型旋翼在悬停状态下的气动特性,并验证了最佳桨距角和最佳悬停效率的正确性。对旋翼气囊无人飞行器旋翼结构设计具有一定的指导作用。在前人研究和模拟结果的基础上得到以下结论:

(1) 旋翼越薄,旋翼悬停性能就越好。适当的选择薄的翼型,可以有效地提高在悬停状态下的拉力、扭矩以及悬停效率;

(2) 经与试验数据对比分析,悬停状态下该马刀型旋翼在转速6000r/min,桨叶角为 12° 时具有最高的悬停效率。 **AST**

参考文献

- [1] WANG Yun, LE Shuling, FAN Zhiwu. A new type of rotor + airbag hybrid unmanned aerial vehicle[J]. International Journal of Energy Science,2013,3(3):183-187.

- [2] 钱翼稷.空气动力学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004.
QIAN Yiji. Aerodynamics[M].Beijing:Bei University of Aeronautics & Astronautics Press,2004. (in Chinese)
- [3] 李广宁,李杰,李凤蔚.S-A湍流模型在N-S方程求解中的应用研究[J].弹箭与制导学报,2006,27(2):1180-1184
LI Guangning,LI Jie,LI Fengwei.Application of S-A turbulence model in N-S equation solutions[J].Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance,2006,27(2):1180-1184. (in Chinese)
- [4] 招启军,徐国华.新型桨尖旋翼悬停气动性能试验及数值研究[J].航空学报,2009,30(3):422-429.
ZHAO Qijun,XU Guohua.Aerodynamic performance of rotor with new type blade-tip in hover based upon test and numerical investigations [J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(3):422-429. (in Chinese)

作者简介

刘诗鸾(1985—)男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

Tel:13684819414 E-mail:liushiluan_j10@163.com

王云(1966—)男,博士,教授。主要研究方向:动力工程。

张高望(1985—)男,本科。主要从事试验数据分析。

Hovering Aerodynamic Performance Analysis and Experiment of Variable Pitch Rotor UAV

LIU Shiluan*, WANG Yun, ZHANG Gaowang, LE Shuling, ZHOU Jianbo

School of Flight Vehicle Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China

Abstract: .Based on the overall design scheme, variable pitch rotor technology is applied to unmanned aerial vehicles. In this paper,the reference rotor is the objective of the study. Effects of different airfoils on hovering aerodynamic performance were simulated by changing rotation speeds and pitch angles, and its aerodynamic characteristics were analyzed, in which the three-dimensional Navier-Stokes equations and Spalart-Allmaras turbulence model was used. Comparisons of lift coefficient, torque coefficient and rotor hover efficiency in 6000r/min, pitch angle of 15 degree. The simulation results are in good agreement with test results, and provides reference basis for the whole optimization of unmanned aerial vehicle compounded by rotor and gas bag and the engineering application.

Key Words: variable pitch; rotor; air bag; unmanned aerial vehicle; hover ; aerodynamic performance; ground test

Received: 2014-01-23; **Accepted:** 2014-04-10

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(BA201106150)

*Corresponding author. Tel.: 13684819414 E-mail: liushiluan_j10@163.com