

一种无人机旋翼设计方法



项松^{1,2}, 赵伦¹, 陈虹霖³, 陈刚⁴, 赵为平¹, 王艳冰¹

1. 沈阳航空航天大学 辽宁省通用航空重点实验室, 辽宁 沈阳 110136

2. 辽宁通用航空研究院, 辽宁 沈阳 110136

3. 大连外国语大学, 辽宁 大连 116044

4. 辽宁飓风科技有限公司, 辽宁 丹东 118000

摘要: 为了提高多旋翼无人机的航时, 本文提出了一种无人机旋翼设计方法。该方法根据给定的爬升速度、旋翼转速、拉力、旋翼直径、桨叶数、翼型, 能够计算出最大力效旋翼的几何特性, 包括弦长分布、桨叶角分布。利用该方法设计了某型无人机的旋翼, 得到了桨叶角和弦长沿径向的分布。制作了旋翼模型, 并且开展了旋翼台架试验。在不同转速下, 测量出拉力、扭矩、功率、力效等参数, 根据计算出的旋翼数据建模, 采用多重参考系模型进行气动性能计算。经验证, 试验结果与计算吻合, 并且旋翼具有较高力效。

关键词: 无人机; 旋翼; 设计方法; 拉力; 力效

中图分类号: V211.44

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.04.001

20世纪30年代, 英国研制出第一架可复用无人机“蜂王”, 开启了无人机研制的先河。经过近90年的发展, 无人机已经成为一类专门的飞行器。无人机具有成本低、机动性好、使用方便等优点。在军事领域, 无人机成为新型的武器平台, 可以执行武装巡逻、电子干扰、侦察监视、对地攻击、通信中继、目标定位和攻击评估等任务。在民用领域, 无人机具有航空拍摄、农业植保、航空物流、交通监控、地貌测量和救灾防火等用途。旋翼无人机采用旋翼产生拉力, 为了提高无人机的航时, 必须设计出高效率的旋翼。

旋翼桨叶气动设计采用的基本理论包括动量理论、叶素理论和涡流理论。国内外很多学者开展了旋翼的气动设计与性能分析研究。J. M. Grasmeyer等^[1]以诱导损失最小为目标设计了“黑寡妇”微型飞行器的旋翼, 并且测试了旋翼的拉力和效率。H. I. Kwon等^[2]采用可变信度气动分析和多级优化方法设计了某型旋翼, 并开展了计算流体力学(CFD)分析和风洞试验。P. Hajela等^[3]采用遗传算法对旋翼桨叶进行多学科优化设计。J. Ahmad等^[4]基于移动重叠网格进行了非定常旋翼叶片的气动计算。王立群等^[5]采用有限体积法在桨叶固接坐标系直接求解三维欧拉方程, 不

附加任何尾迹模型, 计算了桨叶表面压力系数和沿展向升力系数, 将计算结果与试验数据进行了对比。杨爱明等^[6]采用运动嵌套网格方法模拟了旋翼前飞非定常流场, 计算了旋翼悬停流场, 旋翼桨叶表面压力分布的计算值与试验值吻合很好。招启军等^[7]充分考虑旋翼尾迹对流场的影响和减少尾迹的数值耗散, 建立了一个基于Navier-Stokes方程/自由尾迹分析/全位势方程的旋翼流场求解的混合方法, 以两叶的Caradorma & Tung模型旋翼和四叶的UH-60A直升机旋翼为算例, 计算给出了旋翼桨叶表面的压强分布以及桨尖涡的位置。陈平剑等^[8]研究了桨叶气动外形设计方法, 设计参数主要包括桨叶的弦长、扭转角、翼型选择和配置以及桨尖形状, 以此方法设计了某型直升机旋翼桨叶。谢辉等^[9]针对低速中小型无人机, 设计了一种矩形薄型直桨叶两叶螺旋桨, 该螺旋桨在静拉力、功率、效率、拉力系数、功率系数等关键性指标上均表现出优异特性。臧士新^[10]搭建了旋翼桨叶快速设计平台, 建立了气动设计模块, 辅以结构设计模块, 编制了旋翼桨叶设计软件, 并用算例验证了平台设计功能的有效性。招启军等^[11]基于运动嵌套网格技术建立了适用于共轴刚性双旋翼悬停流场模拟的CFD

收稿日期: 2021-12-20; 退修日期: 2022-01-14; 录用日期: 2022-03-10

基金项目: 辽宁省教育厅重点攻关和服务地方项目(JYT19004, JYT19022, JYT2020161, JYT2020162)

引用格式: Xiang Song, Zhao Lun, Chen Honglin, et al. A design method for unmanned aerial vehicle rotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(04): 1-6. 项松, 赵伦, 陈虹霖, 等. 一种无人机旋翼设计方法[J]. 航空科学技术, 2022, 33(04): 1-6.

方法,研究了桨叶平面外形参数对共轴刚性旋翼悬停性能的影响。叶靓等^[12]将非结构嵌套网格方法和网格自适应技术相结合,发展了一套适合于共轴式双旋翼流场数值计算的求解器,应用该求解器计算了共轴式双旋翼的桨尖涡轨迹和拉力分布特性。唐正飞等^[13]全面比较了共轴式双旋翼与单旋翼尾迹流场中轴向、径向和周向速度的特点与差异,研究表明,双旋翼流场与单旋翼明显不同,而这些不同沿各向异性,轴向最大,径向次之,周向最小。童自力等^[14]通过数值求解带有动量源项的三维不可压缩N-S方程,模拟了共轴式双旋翼的流动,探讨了两旋翼间相互干扰的特性。童自力等^[15]将N-S方程中加入动量源项进行共轴式双旋翼的气动力计算,该方法能够较好地预测双旋翼的气动特性。许和勇等^[16]对悬停共轴双旋翼复杂流场进行了数值模拟研究,研究表明,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,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。张睿等^[17]通过不同的网格模型用以优化机翼外形,最终得出了理想的机翼。李春华等^[18]阐述了共轴刚性旋翼的概念以及主要需要的技术,并且对技术的发展提出了建议。

本文提出了一种无人机旋翼设计方法,该方法使用弦长分布函数拟合旋翼弦长,利用高阶面元法计算截面的最大升阻比迎角,最终获得最高力效旋翼的弦长分布和桨叶角分布。加工了两叶旋翼,并且进行了性能测试,将性能试验结果与性能计算结果进行了对比。由该方法设计出的旋翼在能满足要求的同时,也能具有较高的力效,应用价值较高。

1 旋翼设计方法

在旋翼拉力、无人机爬升速度、旋翼转速给定的情况下,最高力效旋翼的能量损失是最小的。当桨叶所有截面都处于最大升阻比迎角时,旋翼的力效是最高的。旋翼桨叶的某一截面如图1所示。

已知桨叶数为 n ,根据涡流理论,旋翼拉力 T 为

$$T = \rho 4\pi V^2 \int_{R_h}^R (K_1 + K_1^2) k_p r dr \quad (1)$$

式中: ρ 为空气密度; V 为无人机爬升速度; R 为旋翼半径; R_h 为桨毂半径; r 为桨叶某一截面的径向坐标; k_p 为纠正系数; K_1 为过程变量。

$$k_p = \frac{2}{\pi} \arccos \left(e^{-\frac{n}{2} \left(1 - \frac{r}{R} \right) \sqrt{1 + \left(\frac{\Omega R}{V} \right)^2}} \right) \quad (2)$$

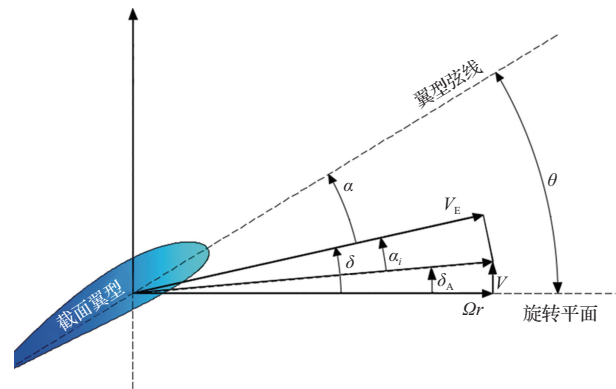


图1 位置 r 处的桨叶单元

Fig.1 Blade element at position r

$$K_1 = \frac{K}{1 + \left(\frac{V}{\Omega r} \right)^2 (1 + K)^2} \quad (3)$$

式中: K 为拉格朗日乘数。

图1中的 δ 的计算公式为

$$\delta = \arctan \left[\frac{\lambda}{\xi_i} (1 + K) \right] \quad (4)$$

式中: $\lambda = \frac{V}{\Omega R}$ 为前进比; $\xi_i = \frac{r_i}{R}$ 为第 i 个截面的无量纲坐标。桨叶尾涡产生的诱导迎角为 α_i ,其计算公式为

$$\alpha_i = \arctan \left(\frac{K \sin \delta \cos \delta}{1 + K \cos^2 \delta} \right) \quad (5)$$

实际气流的速度为 V_E ,其无量纲形式为 $\hat{V}_E$,其计算公式为

$$\hat{V}_E = \sqrt{1 + \left(\frac{\xi_i}{\lambda} \right)^2 \cos^2 \alpha_i} \quad (6)$$

假设无量纲弦长 $c = l/R$, l 为实际弦长, K_1 无量纲弦长 c 用弦长分布函数表示为

$$c = c_1 \beta^{-(\xi_i - m)^2} \quad (7)$$

式中: c_1 为最大弦长; m 为最大弦长所在截面的无量纲坐标; β 为弦长分布系数。局部雷诺数和局部马赫数的计算公式为

$$Re_\xi = \hat{V}_E b \cdot Re, Ma_\xi = \hat{V}_E \cdot Ma \quad (8)$$

式中: Re 为自由流雷诺数; $Re = \rho VR/\mu$; $\mu = 1.76 \times 10^{-5}$; Ma 为自由流马赫数, $Ma = V/c$, c 为声速。计算翼型的升阻比,确定最大升阻比对应的迎角 α_{max} 。某一截面的桨叶角 θ 为

$$\theta = \delta + \alpha_{max} \quad (9)$$

重复式(4)~式(9),计算出所有截面的弦长 l ,桨叶角 θ 。

2 某型无人机旋翼的设计

某型无人机采用两叶旋翼,旋翼半径 $R=0.279\text{m}$,桨毂

半径 $R_h=0.045\text{m}$, 采用 RAF6 翼型, 将桨叶划分成 6 段 (7 个截面), 无人机爬升速度 1m/s , 旋翼最大转速 5000r/min , 需用拉力 $T=4\text{kgf}$ ($1\text{kgf}\approx 0.98\text{N}$)。根据上节所述的旋翼设计方法, 对某型两叶旋翼进行了设计, 得到的桨叶角分布如图 2 所示, 弦长分布如图 3 所示。

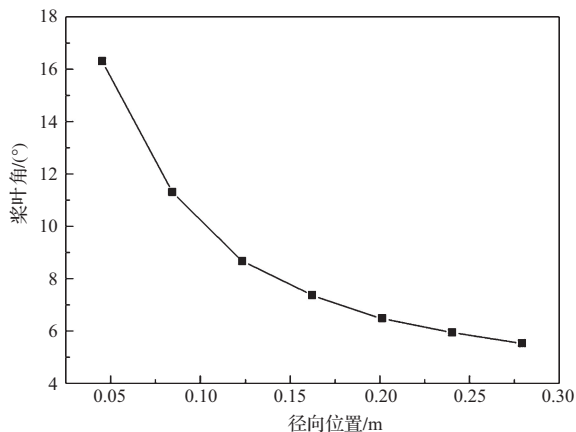


图2 桨叶角分布

Fig.2 Blade angle distribution

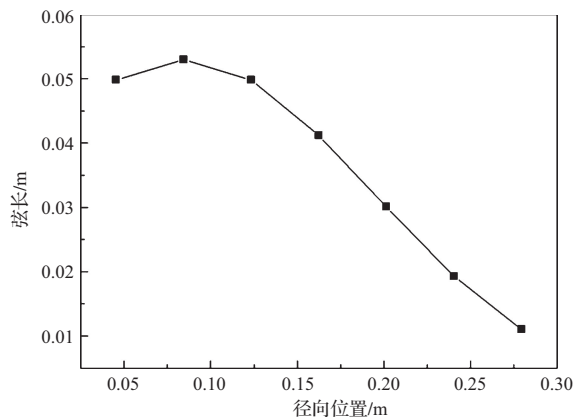


图3 弦长分布

Fig.3 Chord distribution

从图2可以看出, 桨根桨叶角最大, 桨尖桨叶角最小, 从桨根到桨尖, 桨叶角逐渐减小, 75%半径处的桨叶角为 6.46° 。

从图3可以看出, 从桨根到桨尖, 弦长先增大然后减小, 最大弦长位于第二个截面, 为 0.053m ; 桨尖弦长最小, 为 0.011m 。根据桨叶角分布及弦长分布, 建立了旋翼三维数模, 如图4所示。根据旋翼三维数模, 在辽宁飓风科技有限公司加工了两叶旋翼, 材料为德国榉木, 旋翼如图5所示。

3 旋翼气动性能计算与试验

本文采用 MRF 方法对旋翼气动性能进行计算, 其主要

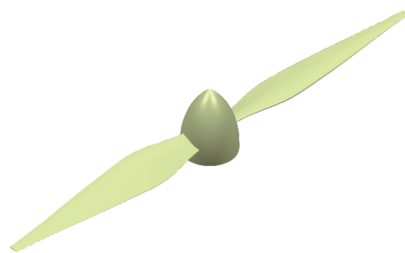


图4 旋翼三维数模

Fig.4 3D model of rotor blade



图5 木质旋翼

Fig.5 Wooden rotor blade

思想是在空间建立两个流场域: 一个是旋转域, 另一个是静止域。旋转域用来模拟旋转运动, 静止域用来模拟空间流场, 旋转域和静止域通过交界面建立流场间的联系, 旋转域网格如图6所示。

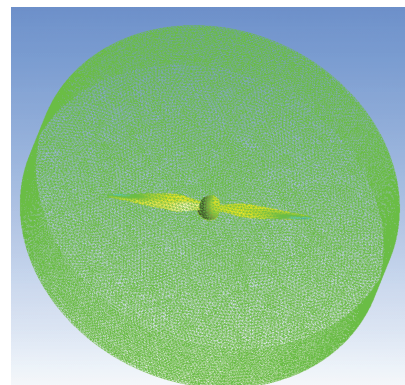


图6 旋翼旋转域网格

Fig.6 Rotating grid of rotor blade

计算采用 $k-\omega$ SST 湍流模型, $k-\omega$ SST 湍流模型具有较好的普适性, 在工程上得到广泛应用。网格数量为 593 万。边界条件设置为: 速度入口、压力出口。将入口定义为速度入口, 添加来流速度变量, 出口定义为环境压力 101325Pa , 流场域如图7所示。

当各项计算数值均收敛后, 进行数据的后处理。取转速为 1895r/min 时的流场特性进行分析, 旋翼的压力云图以及流线图如图8、图9所示。由图8可知, 旋翼压力最小值出现在旋翼的尖端, 从尖端到根部压力逐渐增加, 在 $r=$

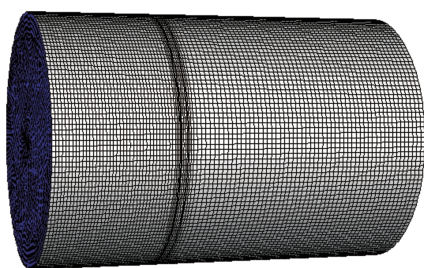


图7 流场域
Fig.7 Flow field

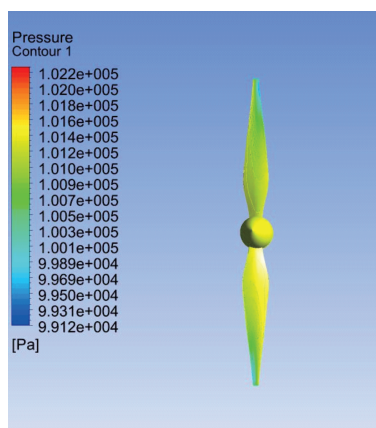


图8 旋翼压力云图
Fig.8 Rotor pressure contour

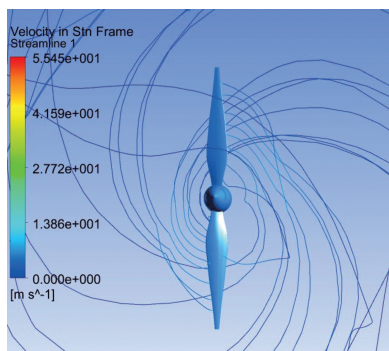


图9 旋翼流线图
Fig.9 Rotor streamline

0.65R~R上压力变化趋势较大,而后趋于平缓。

由图9可知,靠近旋翼的部分流速较大,随着与旋翼的距离逐渐增大,流速逐渐变小,且整个区域的流线没有出现分离现象,证明此旋翼具有较高的力效。

试验台测试旋翼的最大直径为106.7cm,拉力传感器量程为0~12kgf,转速传感器量程为1500~300000r/min,扭矩传感器量程为0~8N·m。本文将拉力、扭矩以及旋翼吸收功率的试验结果与CFD计算结果进行比较,以此验证计算的精度,对比结果如图10~图12所示。

由图10可知,随着转速增加,旋翼拉力的试验值与计算值差距逐渐增加,差距维持在10%以内。

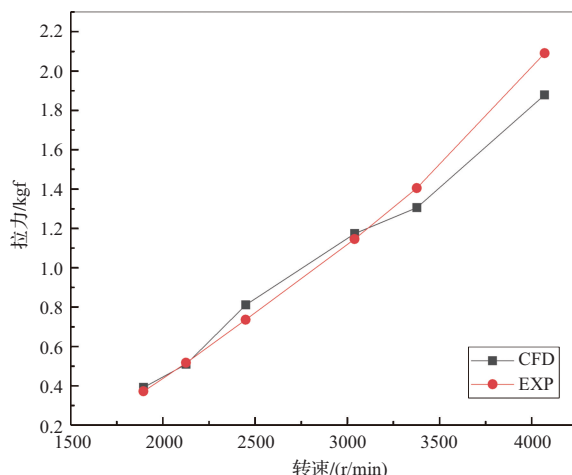


图10 计算拉力值与试验对比

Fig.10 Comparison between calculated thrust value with test

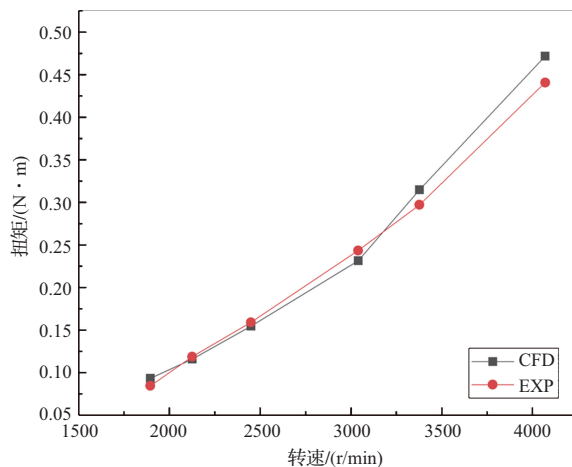


图11 计算扭矩值与试验对比

Fig.11 Comparison between calculated torque value with test

由图11可知,旋翼扭矩的试验值与计算值始终相差不超过10%。由此可见,计算结果与实际结果相差不大,较为吻合。由图12可知,旋翼吸收功率试验值与计算值十分接近,CFD计算得出的结果与实际相符,精度较高。

4 结论

本文提出了一种无人机旋翼设计方法,该方法计算出桨叶所有截面最大升阻比迎角,使得旋翼具有较高力效。利用该方法设计了某型无人机的旋翼,采用MRF方法对旋翼进行了CFD计算,并进行了试验台测试对比验证,得出以下结论:(1) 本文方法设计的旋翼具有高的力效,能够满

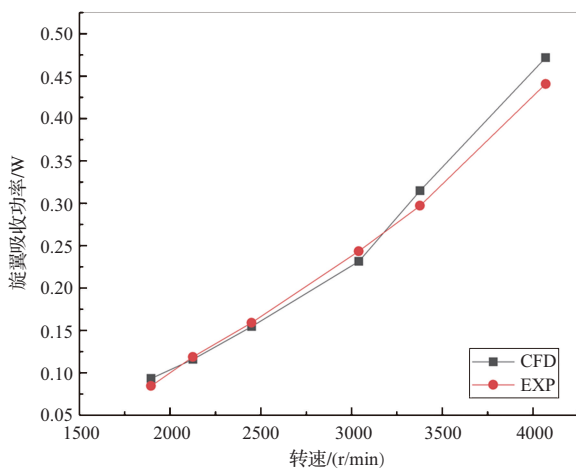


图12 计算旋翼吸收功率值与试验对比

Fig.12 Comparison of calculated rotor absorption power value with test

足某型无人机的拉力和力效需求;(2) CFD 计算结果与试验结果较为吻合,证明MRF方法可以为这类工程问题提供较为准确的预估与计算;(3) 本文提出的无人机旋翼设计方法具有较高的工程应用价值。

AST

参考文献

- [1] Grasmeyer J M, Keennon M T. Development of the black widow micro air vehicle[J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 2001, 195: 519-535.
- [2] Kwon H I, Yi S, Choi S, et al. Design of efficient propellers using variable-fidelity aerodynamic analysis and multilevel optimization[J]. Journal of Propulsion & Power, 2015, 31 (4): 1-16.
- [3] Hajela P, Lee J. Genetic algorithms in multidisciplinary rotor blade design[C]// Structural Dynamics and Materials Conference, 1995.
- [4] Ahmad J, Duque E P. Helicopter rotor blade computation in unsteady flows using moving overset grids[J]. AIAA Journal of Aircraft, 1996, 33(1): 54-60.
- [5] 王立群, 乔志德, 张茹. 旋翼定常流场的欧拉方程计算[J]. 计算物理, 1997, 14(6): 841-845.
Wang Liqun, Qiao Zhide, Zhang Ru. The Euler equations calculation of the steady flow field of the rotor[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 1997, 14(6): 841-845. (in Chinese)
- [6] 杨爱明, 乔志德. 基于运动嵌套网格的前飞旋翼绕流N-S方程数值计算[J]. 航空学报, 2000, 22(5): 434-436.
Yang Aiming, Qiao Zhide. N-S equations of flow around a forward-flying rotor based on moving nested grids[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 22(5): 434-436. (in Chinese)
- [7] 招启军, 徐国华. 基于Navier-Stokes方程/自由尾迹/全位势方程的旋翼流场模拟混合方法[J]. 空气动力学学报, 2006, 27(1): 15-21.
Zhao Qijun, Xu Guohua. Hybrid method for rotor flow field simulation based on Navier-Stokes equation/free wake/full potential equation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 27(1): 15-21. (in Chinese)
- [8] 陈平剑, 徐玉貌. 旋翼桨叶气动外形设计[J]. 直升机技术, 2007 (3): 16-19.
Chen Pingjian, Xu Yumao. Aerodynamic configuration design of rotor blade[J]. Helicopter Technique, 2007(3): 16-19. (in Chinese)
- [9] 谢辉, 王力, 张琳. 一种适用于中小型无人机的新型螺旋桨设计[J]. 航空工程进展, 2015, 6(1): 71-76.
Xie Hui, Wang Li, Zhang Lin. A new propeller design for small and medium-sized UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(1): 71-76. (in Chinese)
- [10] 臧士新. 直升机旋翼桨叶气动外形快速设计技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
Zang Shixin. Research on rapid aerodynamic design technology of helicopter rotor blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [11] 招启军, 朱正, 原昕. 桨叶外形对共轴刚性旋翼悬停性能影响的CFD分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 79(5): 653-661.
Zhao Qijun, Zhu Zheng, Yuan Xin. CFD analysis of the influence of blade shape on the hover performance of coaxial rigid rotors[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 79(5): 653-661. (in Chinese)
- [12] 叶靓, 徐国华. 共轴式双旋翼悬停流场和气动力的CFD计算[J]. 空气动力学学报, 2012(4): 437-442.
Ye Liang, Xu Guohua. CFD calculation of flow field and aerodynamic force of coaxial double rotors in Hover[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012(4): 437-442. (in Chinese)
- [13] 唐正飞, 高正. 共轴双旋翼与单旋翼悬停流场试验测量值的对比[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6): 627-632.
Tang Zhengfei, Gao Zheng. Comparison of measured values

- between coaxial rotor and single rotor in hover flow field[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1997,29(6):627-632. (in Chinese)
- [14] 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. N-S equations simulation of coaxial rotor flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(1): 1-5. (in Chinese)
- [15] 童自力,孙茂. 共轴式双旋翼气动特性计算研究[J]. 航空学报,1999,20(4): 348-350.
Tong Zili, Sun Mao. Computational study on the aerodynamic characteristics of coaxial double rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999,20(4): 348-350. (in Chinese)
- [16] 许和勇,叶正寅. 悬停共轴双旋翼干扰流动数值模拟[J]. 航空动力学报,2011,26(2):453-457.
Xu Heyong, Ye Zhengyin. Numerical simulation of coaxial rotor interaction flow in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2011,26(2):453-457. (in Chinese)
- [17] 张睿,崔德刚,裴志,等. 基于不同网格模型的机翼型架外形分布优化设计[J]. 航空科学技术,2021,32(12):18-26.
Zhang Rui, Cui Degang, Pei Zhi, et al. Shape distribution optimization design of airfoil frame based on different mesh models[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(12):18-26. (in Chinese)
- [18] 李春华,樊枫,徐明. 共轴刚性旋翼构型高速直升机发展研究[J]. 航空科学技术,2021,32(1):47-52.
Li Chunhua, Fan Feng, Xu Ming. Development of high-speed helicopter with coaxial rigid rotor configuration[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(1):47-52. (in Chinese)

A Design Method for Unmanned Aerial Vehicle Rotor

Xiang Song^{1,2}, Zhao Lun¹, Chen Honglin³, Chen Gang⁴, Zhao Weiping¹, Wang Yanbing¹

1. Liaoning Key Laboratory of General Aviation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China

3. Dalian University of Foreign Languages, Dalian 116044, China

4. Liaoning Hurricane Technology Co., Ltd., Dandong 118000, China

Abstract: In order to improve the endurance of the multi-rotor UAV, a design method of the UAV rotor is presented. The method can calculate the geometric characteristics of the most effective rotor, including the distribution of chord length and blade angle based on the given climbing velocity, rotation speed, thrust, rotor diameter, blade number and airfoil. The rotor of a kind of UAV is designed using this method. The radial distribution of blade angle and chord length is obtained. A rotor model is made, and the rotor ground test is carried out and the thrust, torque, power and force efficiency are measured under different rotational speeds. Based on the computed rotor data, the multi-reference frame model is used to calculate the aerodynamic performance. It is verified that the test results are in agreement with the calculation, and the rotor has high force efficiency.

Key Words: UAV; rotor; design method; thrust; force efficiency

Received: 2021-12-20; **Revised:** 2022-01-14; **Accepted:** 2022-03-10

Foundation item: Projects of Education Department of Liaoning Province to Tackle Key Problems and Serve Local Areas(JYT19004, JYT19022, JYT2020161, JYT2020162)