

文章编号: 1001-4888(2017)06-0859-06

基于 MRF 模型的旋翼桨叶气动特性分析与试验^{*}

杨康^{1,2}, 项松^{1,2}, 刘远强², 赵为平¹

(1. 沈阳航空航天大学, 沈阳 110136; 2. 辽宁通用航空研究院, 沈阳 110136)

摘要: 多旋翼飞行器主要由旋翼桨叶为其提供拉力。在旋翼桨叶设计阶段, 能准确地预测出桨叶的效率、拉力、功率和扭矩等性能参数是十分必要的。本文采用基于 MRF 模型的 CFD 数值分析, 对直径为 735mm、梢部桨叶角为 7°、根部桨距角为 22°的木质旋翼桨叶进行气动特性分析。在西北工业大学 NF-3 风洞的三元试验段测量了风速为零时该旋翼桨叶的气动性能数据, 包括: 拉力、扭矩、功率、拉力功率比。试验结果与基于 MRF 模型的数值模拟方法结果有较好的一致性, 证明了本文采用基于 MRF 模型的 CFD 数值模拟方法研究桨叶气动特性的正确性和实用性。

关键词: 多旋翼飞行器; 旋翼桨叶; 多重参考系模型(MRF 模型); 气动性能; 风洞试验

中图分类号: V211.44 **文献标识码:** A **DOI:** 10.7520/1001-4888-16-210

0 引言

未来多旋翼飞行器技术发展方向主要以长航时多旋翼飞行器和重型多旋翼飞行器为主, 为了追求更高的飞行性能, 必须设计出高拉力功率比的旋翼桨叶, 而在旋翼桨叶设计阶段, 能较准确地预测出桨叶的气动性能是非常必要的。

多重参考模型(MRF 模型)是一种定常计算模型, 模型中假定网格单元做匀速运动, 适用于网格区域边界上各点的相对运动基本相同的问题。Walsh 等^[1]利用优化方法进行直升机旋翼桨叶的优化设计。Pomin 和 Wagner^[2]利用 N-S 方法对悬停和前飞状态直升机旋翼的气动特性进行了分析。孙伟和张呈林^[3]基于自由尾迹方法建立了直升机桨叶空气动力学分析模型, 应用人工神经网络方法建立代理模型, 采用改进的多目标遗传算法构建了优化框架, 对直升机的悬停和大速度前飞状态进行优化。王博等^[4]建立了一套基于高精度计算流体力学(CFD)技术和代理模型优化算法的旋翼气动外形设计方法, 将基于置换遗传算法优化的拉丁超立方方法和径向基函数的代理模型优化方法引入到桨叶外形的优化设计中。Tan 等^[5]用升力面和自由尾流法分析旋翼转速对旋翼悬停性能的影响。Wald 等^[6]提出最小诱导损失螺旋桨的设计和理论, 也提出了任意形状螺旋桨的性能预测方法。夏贞锋等^[7]采用激励盘理论对螺旋桨滑流进行了数值模拟。上述文献都只是采用数值分析的方法对旋翼或桨叶进行气动分析。

Bagai 和 Leishman^[8]利用伪隐式技术对旋翼的自由尾迹进行建模, 并且将计算结果与试验结果进行对比。Brandt 和 Selig^[9]对直径 9~11 英寸的 79 个螺旋桨进行了风洞试验, 转速范围为 1500~7500r/min。Ol 等^[10]对小型电动无人机螺旋桨进行了风洞试验和性能计算。Bagai 等^[11]采用伪隐式技术将旋翼自由尾流模型与试验结果进行对比, 证明了该技术的可行性。Morgado 等^[12]采用逆设计方法对 MAAT 飞艇的螺旋桨进行了设计和优化。Chen 等^[13]试验研究了高空螺旋桨的气动性能, 尤其是对

^{*} 收稿日期: 2016-10-17; 修回日期: 2016-12-08

基金项目: 辽宁省自然科学基金计划资助(2013024018)

通讯作者: 杨康, 工程师, 从事复合材料力学研究。Email: 20123321@sau.edu.cn

反旋转效应的气动性能进行了研究,他们的研究表明:对转能显著提高螺旋桨的效率。刘远强等^[14]采用片条理论分析了螺旋桨的性能,并且将计算结果与风洞试验结果进行了对比分析。项松等^[15]提出了一种高效率螺旋桨设计方法,利用该方法设计了某型飞机的螺旋桨,并且进行了螺旋桨缩比模型的风洞试验。文献[8—15]虽然采用了数值模拟和试验结果对比的方法研究桨叶的气动性能,但是均未采用基于 MRF 模型的 CFD 数值方法分析旋翼桨叶的气动特性。

本文采用基于 MRF 模型的 CFD 数值分析方法,对直径为 735mm、端部桨距角为 7° 、根部桨距角为 22° 的木质旋翼桨叶进行气动特性分析,并在西北工业大学 NF-3 风洞的三元试验段,测量了风速为零时该旋翼桨叶的拉力、功率,并将 CFD 分析结果和试验结果进行了对比分析,证明了基于 MRF 模型的 CFD 数值分析方法研究桨叶气动特性的合理性。

1 某型旋翼桨叶

某型旋翼木质桨叶(如图 1 所示)的桨叶数为 2,翼型为 RAF6,旋翼半径为 0.368m,桨毂半径 $R_h = 0.0345\text{m}$,将旋翼桨叶划分成 7 个段(8 个截面),桨叶的桨距角沿径向分布情况如图 2 所示,桨叶弦长无量纲化后,沿径向的分布情况如图 3 所示。



图 1 某型旋翼桨叶

Fig. 1 The wooden rotor blades

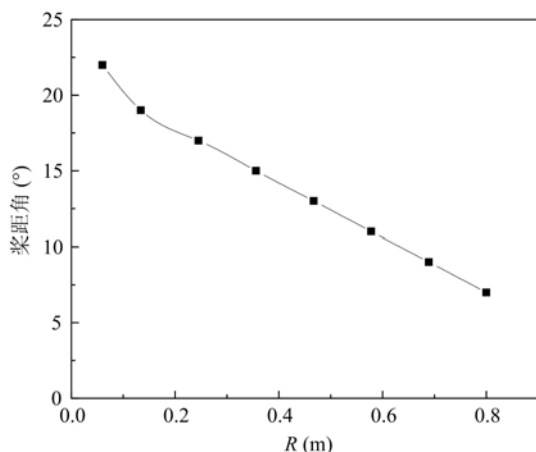


图 2 桨叶桨距角沿径向分布

Fig. 2 The pitch angle of the rotor blade distribution along the radial

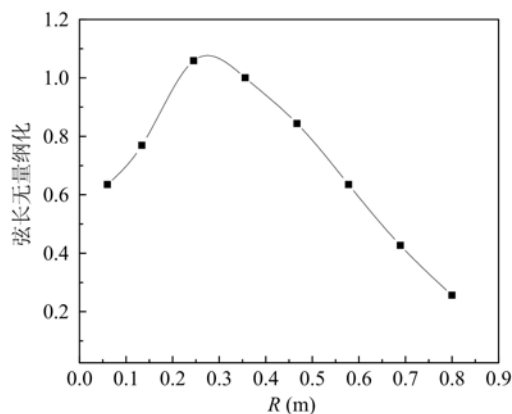


图 3 桨叶弦长无量纲化后沿径向分布图

Fig. 3 The chord with non-dimensionalization of the rotor blade distribution along the radial

2 某型旋翼桨叶基于 MRF 模型的 CFD 数值分析

2.1 桨叶气动分析计算方法

MRF 模型方法是一种近似稳态的方法,包括桨叶叶片几何外型。该方法在桨叶区域的流体建模为一个旋转的帧和周围的流体模型在一个固定的坐标系,允许将问题域划分成单独的区域,并按照静止或旋转坐标系中的流动问题域划分。当气流均匀时,这种方法是非常准确的。MRF 模型方法将流体速度从静止变化到旋转坐标系中,使用下列公式:

静止坐标系

$$\frac{\partial \rho \vec{V}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S \quad (1)$$

旋转坐标系

$$\frac{\partial \rho \vec{V}_r}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}_r \vec{V}_r) = -\rho(2\vec{\Omega} \times \vec{V}_r + \vec{\Omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{r}) - \nabla p + \nabla \cdot \tau + S \quad (2)$$

2.2 桨叶的气动分析

网格划分采用体积法,对控制方程进行离散化,对流项的离散格式采用高分辨率格式,湍流数值方程的离散格式也采用高分辨率格式,物理时间步长为 0.001s。当残差小于 1×10^{-7} 时认为迭代收敛,停止计算。

模型采用四面体网格进行划分旋转的流场区域,在物面生成十分之一弦长高度的附面层。网格数量为 760 万,如图 4 所示。静止的流场域采用六面体的结构网格进行模拟,网格数量为 330 万。两个流场域的交界面采用流体与流体耦合的形式进行计算。边界条件设为速度入口、压力出口、壁面。由于已知来流速度,将入口边界定义为速度入口条件,添加来流速度变量。螺旋桨表面定义为无滑移壁面,出口和四周定义为环境压力 101kPa,无压力梯度的边界条件。

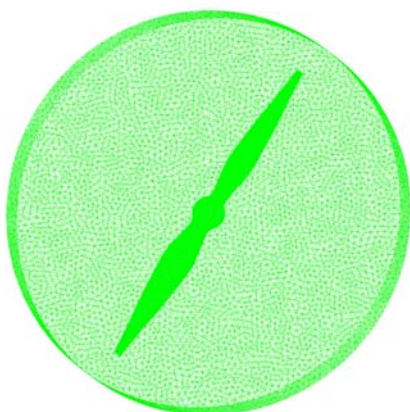


图 4 桨叶和旋翼叶盘的网格划分

Fig. 4 The mesh of the rotor blade and rotor disc

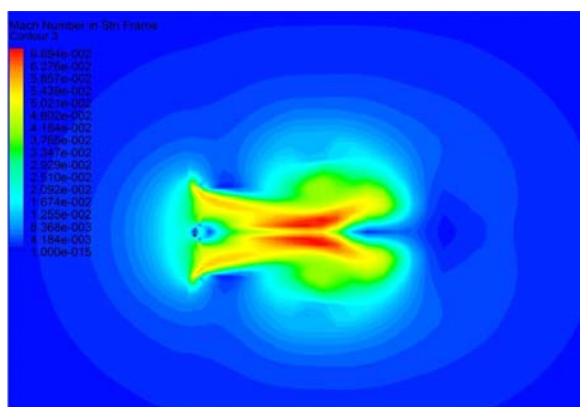


图 5 旋翼桨叶剖面马赫数云图

Fig. 5 The cloud map of Mach number for rotor blade profile

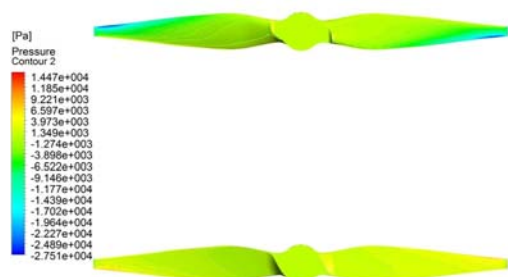


图 6 旋翼桨叶表面的压力分布云图

Fig. 6 The cloud map of pressure for rotor blade surface

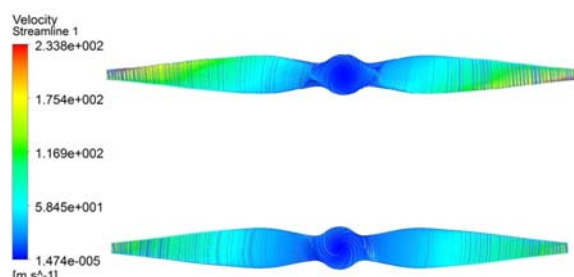


图 7 旋翼桨叶表面流线云图

Fig. 7 The limited flow line of rotor blade surface

图 4 为旋翼桨叶 CFD 有限元分析的网格划分情况,图 5~图 7 为桨叶的气动性能分析结果。图 5 为旋翼桨叶剖面马赫数云图,由图 5 可知,旋翼背部的空气流动对旋翼加速度的影响是非常显著的,同时在滑移流影响区的边缘处有一个低速区。

表 1 为不同转速下旋翼桨叶的拉力和扭矩值。根据计算结果,本方法在对旋翼桨叶的空气动力学分析时具有良好的精度。

表 1 旋翼桨叶在不同转速下的拉力和扭矩值

Tab. 1 The thrust and torque of rotor at the different rotation speed

转速(r/min)	拉力(kg)	扭矩(Nm)
2000	2.914	1.19
2400	4.223	1.71
2800	5.7837	2.34
3200	7.604	3.07
3600	9.680	3.93
4000	12.104	4.93



图 8 旋翼桨叶性能测试

Fig. 8 The aerodynamic performance test of the rotor blade
2800、3200、3600、4000 (r/min)。

通过试验测得的旋翼桨叶在不同转速下的拉力、扭矩与理论计算值的对比情况见图 9、图 10 所示, 试验测量的功率、拉力功率比值的变化情况见图 11、图 12。根据试验检测结果可以看出, 桨叶转速在 4000r/min 时, 拉力为 13.6449kg, 功率最大为 2.0380kW, 拉力功率比为 6.6954kg/kW; 桨叶转速为 2000r/min 时, 拉力功率比最大, 达到 11.9423kg/kW。由图 9、图 10 可知, 试验值与 CFD 数值分析结果有较好的一致性。

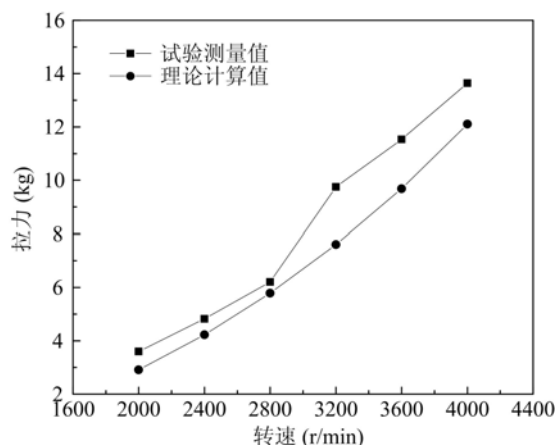


图 9 不同转速下桨叶拉力试验值与理论计算值对比

Fig. 9 Test and theoretical analysis value of the thrust with different rotation speed

3 某型旋翼桨叶风洞试验

试验在西工大 NF-3 风洞的三元试验段中进行, 如图 8 所示。试验段宽 3.5m、高 2.5m、长 12m, 截面为切角矩形, 切角为 0.6m, 湍流度为 0.078%。

试验使用西工大六分量盒式天平(编号 TP0904)。六分量天平的电压信号采集由 VXI 数据采集系统完成。该系统有 64 个通道, 采集速度为 100k/s, 16 位 A/D, 采集速度不小于 100kHz, 单通道采样速率最低 5Hz。风速 $V=0\text{m/s}$, 转速 $N=2000、2400、$

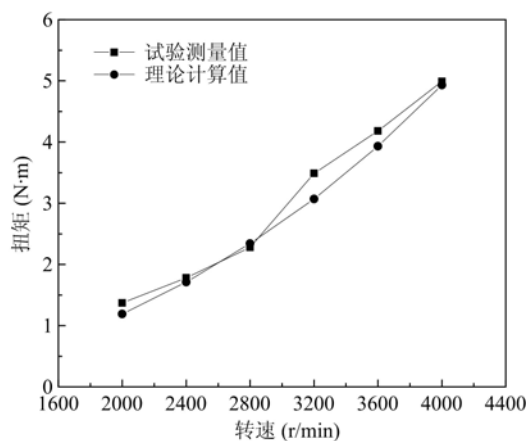


图 10 不同转速下桨叶扭矩试验值与理论计算值对比

Fig. 10 Test and theoretical analysis value of the torque with different rotation speed

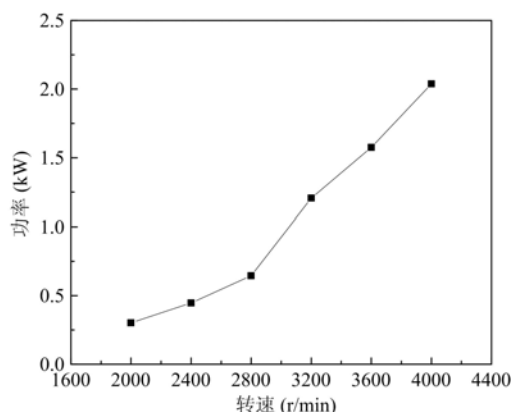


图 11 桨叶功率随转速的变化曲线

Fig. 11 Test value of the power with different rotation speed

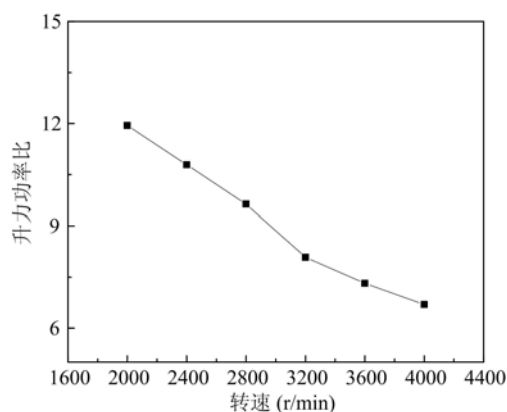


图 12 桨叶拉力功率比随转速的变化曲线

Fig. 12 The ratio of lift to power with different rotation speed

4 结论

本文提出了采用基于 MRF 模型的 CFD 数值分析方法,分析计算桨叶在不同转速下的拉力和扭矩值。同时,在西北工业大学 NF-3 风洞的三元试验段,测量了该螺旋桨叶风速为零时,不同转速下的拉力、扭矩值。试验结果表明:本文提出的基于 MRF 模型的 CFD 数值方法分析结果与试验结果有较好的一致性,证明了本文采用的基于 MRF 模型的 CFD 数值分析方法的正确性和实用性。

参考文献:

- [1] Walsh J L, Bingham G J, Riley M F. Optimization methods applied to the aerodynamic design of helicopter rotor blade[J]. Journal of AHS, 1987, 32(6):39-44.
- [2] Pomin H, Wagner S. Navier-stoke analysis of helicopter rotor aerodynamic in hover and forward flight[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5):813-821.
- [3] 孙伟, 张呈林. 直升机桨叶气动外形多目标优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7):1608-1614 (SUN Wei, ZHANG Chenglin. Multi-objective optimization for aerodynamic shape of helicopter blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7):1608-1614 (in Chinese))
- [4] 王博, 招启军, 徐国华. 悬停状态直升机桨叶扭转分布的优化数值计算[J]. 航空学报, 2012, 33(7):1163-1172 (WANG Bo, ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical optimization of helicopter rotor twist distribution in hover [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(7):1163-1172 (in Chinese))
- [5] Tan J F, Wang H W, Lin C L. Analysis on influence of rotor parameters on rotor hover performance by lifting surface and free wake method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(2):249-257.
- [6] Wald Q R. The aerodynamics of propellers[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42(2):85-128.
- [7] 夏贞锋, 罗淞, 杨永. 基于激励盘理论的螺旋桨滑流数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(2):219-225 (XIA Zhenfeng, LUO Song, YANG Yong. Numerical simulations of propeller slipstream flows using actuator disk theory[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(2):219-225 (in Chinese))
- [8] Bagai A, Leishman J G. Rotor free wake modeling using a pseudo-implicit technique including comparisons with experimental data[J]. Journal of AHS, 1995, 40(3):29-41.
- [9] Brandt J B, Selig M S. Propeller performance data at low reynolds numbers[C]. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando, FL, 2011, AIAA 2011-1255.
- [10] Ol M, Zeune C, Logan M. Analytical-experimental comparison for small electric unmanned air vehicle propellers [C]. 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Honolulu, Hawaii, 2008, AIAA 2008-7345.
- [11] Bagai A, Leishman J G. Rotor free wake modeling using a pseudo-implicit technique including comparisons with experimental data[J]. Journal of AHS, 1995, 40(3):29-41.

- [12] Morgado J, Abdollahzadeh M, Silvestre M A R, et al. High altitude propeller design and analysis[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 45:398—407.
- [13] CHEN Yaxi, LIU Peiqing, TANG Zhihao, et al. Wind tunnel tests of stratospheric airship counter rotating propellers[J]. Theoretical and Applied Mechanics Letters, 2015, 5:58—61.
- [14] 刘远强, 郭金锁, 项松, 等. 基于片条理论的螺旋桨性能计算[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2013, 30(1):43—46 (LIU Yuanqiang, GUO Jinsuo, XIANG Song, et al. Aerodynamic performances calculation of propellers based on standard strip analysis[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2013, 30(1):43—46 (in Chinese))
- [15] 项松, 王吉, 张利国, 等. 一种高效率螺旋桨设计方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1):136—141 (XIANG Song, WANG Ji, ZHANG Ligu, et al. A design method for high efficiency propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 30(1):136—141 (in Chinese))

Aerodynamic Characteristic Analysis and Experiment of Rotor Blade Based on MRF Model

YANG Kang^{1,2}, XIANG Song^{1,2}, LIU Yuan-qiang², ZHAO Wei-ping¹

(1. Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China; 2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China)

Abstract: The thrust of multi rotor aircraft is mainly provided by rotor blades. On the stage of rotor blade design, it is very necessary to accurately predict the performance parameters of blade, such as efficiency, thrust force, power and torque etc. Adopting computational fluid dynamics (CFD) numerical method based on multi-reference frame (MRF) model, aerodynamic performance analysis was carried out, for a wooden rotor blade which diameter is 735mm, tip blade angle is 7 degrees and blade root pitch angle is 22 degrees. Aerodynamic performance data of rotor blade specimen, including thrust force, torque, power and thrust power ratio, were measured by using 3-dimensional measurement section of NF-3 wind tunnel at Northwest Polytechnical University. Experimental results are in good agreement with numerical analysis results based on MRF model, which demonstrates the correctness and practicability of CFD numerical analysis method based on MRF model.

Keywords: multi rotor aircraft; rotor blade; multi-reference frame model (MRF model); aerodynamic performance; wind tunnel experiment