

无人直升机变距尾桨的仿真模型验证



廖贯宇*, 张伟, 王曦田, 谢泽锋

珠海隆华直升机科技有限公司, 广东 珠海 519040

摘要:本文以一架无人直升机的电动变距尾桨为基础,建立关于尾桨升力计算的仿真模型,并对特定工况下采用不同湍流模型的计算结果进行对比分析;在此基础上,选择最佳的湍流模型进行不同桨距下尾桨的数值模拟,得到尾桨升力随桨距变化的曲线;最后将升力曲线与试验数据作对比,验证尾桨仿真模型的可靠性。

关键词:电动变距尾桨;数值模拟;湍流模型

中图分类号:V228.9

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.10.004

由于无人直升机具有独特的飞行性能与使用价值,其结合了无人机的低成本、高机动性与直升机的垂直起降、空中悬停等众多优点,因此日益受到人们的关注。无论是在军用方面还是民用方面,无人直升机都有广泛的应用前景,其发展方兴未艾。

对于带尾桨的无人直升机,尾桨的设计对于机身的稳定性起着关键的作用。目前大多数无人直升机均采用桨距一定的变转速尾桨,学者们也大多数针对这一类尾桨进行研究,宋日晓等^[1]用理论计算对定距尾桨气动特性进行分析,并通过试验验证获得了气动规律;樊枫等^[2]采用CFD方法对直升机旋翼与尾桨气动干扰问题进行了数值计算研究。而对于无人机上转速一定的变距尾桨则研究较少,类似的变距尾桨仿真研究也多集中在风力机和船舶等领域^[3,4]。

因此,本文拟对一架无人直升机的电动变距尾桨建立数值仿真模型进行计算,并通过试验数据验证模型的可靠性。变距尾桨的几何模型使用CATIA建立,网格的生成使用ANSYS ICEM,最后使用CFD软件FLUENT进行求解^[5-8]。试验数据来源于尾桨升力测试平台的升力试验,使用传感器测量尾桨的升力和力矩,测试平台模型如图1所示。

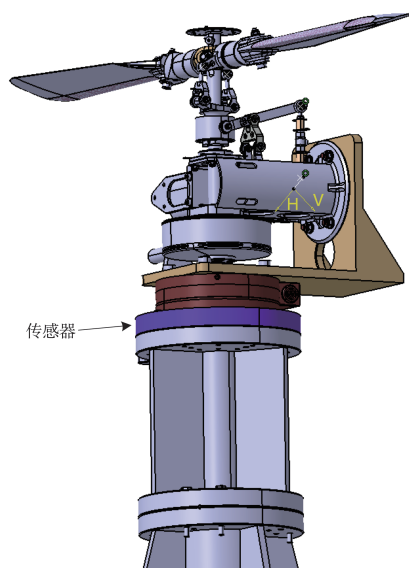


图1 尾桨升力测试平台模型

Fig.1 Propeller lift-testing platform model

1 模型与算法

1.1 几何模型

由于初始状态下变距尾桨的桨毂和桨夹的结构较为复

收稿日期:2019-07-23; 退修日期:2019-08-23; 录用日期:2019-09-15

基金项目:广东省科技计划项目(2017B010117003)

*通信作者. Tel.: 13660228924 E-mail: holylygy@foxmail.com

引用格式: Liao Guanyu, Zhang Wei, Wang Xitian, et al. Numerical simulation model verification of variable pitch tail rotor on UAV [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(10): 30-34. 廖贯宇, 张伟, 王曦田, 等. 无人直升机变距尾桨的仿真模型验证[J]. 航空科学技术, 2019, 30(10): 30-34.

杂,对桨叶升力的影响也很小,因此本文先对其进行适当的简化,简化后变距尾桨的几何模型如图2所示。

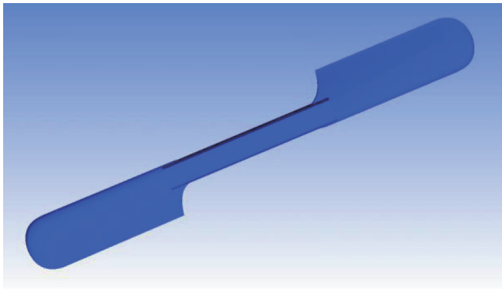


图2 变距尾桨模型
Fig.2 Variable pitch propeller model

流场的计算域如图3所示,为直径与高度皆为7m的圆柱体。计算域的中心设有一个旋转域,旋转域为包含变距尾桨模型在内的小圆柱体,直径为1m,高度为0.25m,用于后续滑移网格的设置。

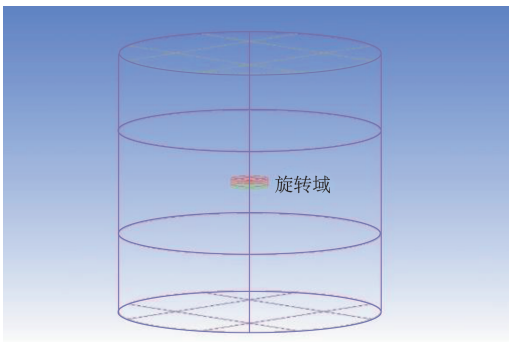


图3 计算域模型
Fig.3 Computational field model

1.2 网格模型

1.2.1 网格划分

尾桨与计算域均采用非结构网格划分而成,其中尾桨表面网格尺寸为0.002m,尾桨网格效果如图4所示。为了提高流场复杂区域的计算精度的同时减少整体的计算量,本文对尾桨附近旋转域的网格进行加密,同时适当地加大了外流场的网格尺寸,最终的网格效果如图5所示,网格总数约为130万。

1.2.2 网格无关性验证

由于变距尾桨模型的曲面较为复杂,要较好地模拟其外形则需要较小的网格尺寸,但是网格尺寸过小会导致网格数变大,计算量随之增大。因此本文需要通过网格无关性验证来确定一个合适的网格尺寸。

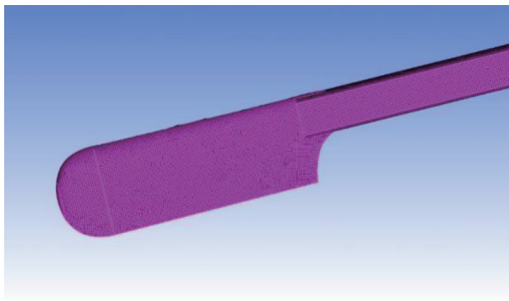


图4 尾桨网格模型
Fig.4 Propeller mesh model

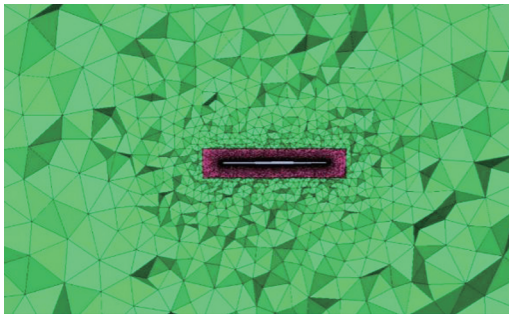


图5 计算域网格分布
Fig.5 Computational field mesh model

根据实际划分网格的经验,当尾桨表面的网格尺寸大于0.002m时,表面网格不能很好地模拟出尾桨曲面;当网格尺寸小于0.001m时,总网格数会增大至1000万以上,对于目前的计算设备来说会消耗大量的时间。因此这里取尾桨表面网格尺寸分别为0.002m和0.001m,观察在同一工况下(桨距为6°)计算达到稳定时尾桨升力的差值(见表1)。当网格尺寸减小时,若所监测的物理量变化小于1%,则可以认为原网格尺寸已经满足网格无关性要求。

表1 不同网格尺寸的计算结果对比

Table 1 Comparison of calculation result under different mesh sizes

项目	升力/N	升力变化/%
网格尺寸0.002	80.02	—
网格尺寸0.001	79.77	-0.31

由表1数据可知,尾桨表面网格尺寸取0.002m即可满足网格无关性要求。

1.2.3 滑移网格

由于本文模拟的是变距尾桨的高速旋转,属于瞬态运动,因此需要用到FLUENT中的滑移网格技术来模拟旋转运动。滑移网格实际上是相邻两个域交界面处网格发生相对位移,两个域之间的数值传递由定义的交界面来完成。

这里通过定义旋转域的转动让内部的尾桨随之转动,从而模拟出尾桨的旋转运动。

1.3 湍流模型

目前湍流数值模拟方法分支较多,其中用途广泛且适用于本文算例的有 $k-\varepsilon$ 模型和Reynolds应力方程模型(RSM)。

$k-\varepsilon$ 模型分为Standard $k-\varepsilon$ 模型、RNG $k-\varepsilon$ 模型和Realizable $k-\varepsilon$ 模型,均通过在连续性方程和Navier-Stokes方程的基础上引入关于湍动能 k 和湍流耗散率 ε 的方程所组成。其中Standard $k-\varepsilon$ 模型是典型的 $k-\varepsilon$ 模型,在科研和工程领域有广泛的应用,但是在处理高旋流和弯曲流线流动时会产生一定的失真。作为Standard $k-\varepsilon$ 模型的改进模型,RNG $k-\varepsilon$ 模型通过湍动黏度的修正,考虑了平均流动中的旋转和旋流,Realizable $k-\varepsilon$ 模型则是引入与旋转和曲率相关的内容,都很好地解决了高旋流和弯曲流线流动的问题。

Reynolds应力方程模型通过直接构建表示Reynolds应力的方程,同时与时均连续方程、Reynolds方程和标量 ϕ 的输运方程联立求解进行湍流计算,其中 ϕ 为Reynolds平均法中的时间变量。与 $k-\varepsilon$ 模型相比,Reynolds应力方程包含更多的物理量,能考虑一些各向异性效应,但同时也意味着求解量大,在某些方面效果也未必更好。

对于本次数值模拟,本文将使用上述的4种湍流模型分别进行计算。同时值得一提的是,以上的湍流模型均为高雷诺数的模型,而近壁面处流体的流动几乎为层流,因此在近壁面处需要配合壁面函数法使用,将近壁面处的物理量与湍流区内的未知量用一组半经验的公式联系起来。

1.4 边界条件

本文初始条件设定为尾桨以4750r/min的转速在静止的空气流场中旋转,空气视为不可压缩气体,尾桨视为刚体。因此设置旋转域转速为4750r/min,旋转域与计算域交界处均配对为交界面;尾桨边界为运动壁面,随旋转域运动;计算域上方为压力进口,下方为压力出口,压力均设置为一个大气压,侧面设为固壁面。

1.5 算法

本文使用FLUENT求解器进行求解,其中控制方程的离散方法使用有限体积法,离散后的控制方程求解方法使用SIMPLE算法,压力插值方法选择用于高旋流的PRESTO!法。SIMPLE算法是一种求解压力耦合方程组的半隐式方法,以交错网格为基础采用“猜测-修正”的过程来计算压力场,主要用于不可压流场的求解。

2 计算与分析

计算使用FLUENT求解器进行。对于高速旋转运动,为提高求解精度,时间步长一般取转速倒数的1/10以下,每步迭代次数10~30次。本文每个工况的计算均取时间步长为0.0002s,每步迭代20次,总时长为0.04s。

2.1 特定工况下湍流模型对比

本节对尾桨桨距为6°的工况进行4种湍流模型的数值模拟,把计算结果与试验数据进行对比,见表2。

表2 不同湍流模型下计算结果对比
Table 2 Comparison of calculation result under different turbulence models

	升力/N	转速/(r/min)
第一组试验数据	85.9	4767
第二组试验数据	90.4	4834
Standard $k-\varepsilon$ 模型	75.1	4750
RNG $k-\varepsilon$ 模型	80.0	4750
Realizable $k-\varepsilon$ 模型	77.1	4750
Reynolds 应力方程模型	79.8	4750

表1中,第一组试验的平均转速更接近数值模拟的设定转速,而第二组试验转速偏大导致升力值偏大,可不作为参考。对比4种湍流模型可以发现,RNG $k-\varepsilon$ 模型和Reynolds应力方程模型下的仿真结果相似,与试验值也更接近,考虑到尾桨模型的简化以及试验误差,可以认为误差在合理的范围之内;其次是Realizable $k-\varepsilon$ 模型,仿真结果最差的是Standard $k-\varepsilon$ 模型,与试验值相差12.6%。

4种湍流模型在数值模拟中的流线图如图6所示。由图可知,运用4种湍流模型的流场都大致相似,在尾桨的左右两边都分别出现较为明显的三个涡流,流线的走向基本一致;在Standard $k-\varepsilon$ 模型中,左右两侧位于中间的涡流相对较小而下面的涡流相对较大;RNG $k-\varepsilon$ 模型的流线显得比较粗糙,除此之外与Reynolds应力方程模型基本一致;Realizable $k-\varepsilon$ 模型在右侧三个涡流上方还有几条涡线。

2.2 RNG $k-\varepsilon$ 模型下升力曲线验证

本节选择RNG $k-\varepsilon$ 模型对尾桨在不同桨距下的工况进行数值模拟,并结合试验数据对计算结果进行验证。其中选取桨距为-10°、-6°、-4°、-2°、2°、6°和10°共7个工况,计算所得升力随桨距变化的曲线如图7所示。

由图7可以观察到,尾桨各个桨距下的升力计算值与试验值都比较接近,升力随桨距变化的趋势也与试验数据基本一致,尤其是第一组试验值与计算结果相比,升力曲线在低桨距的工况下(小于6°)基本吻合,数值模拟效果较好。

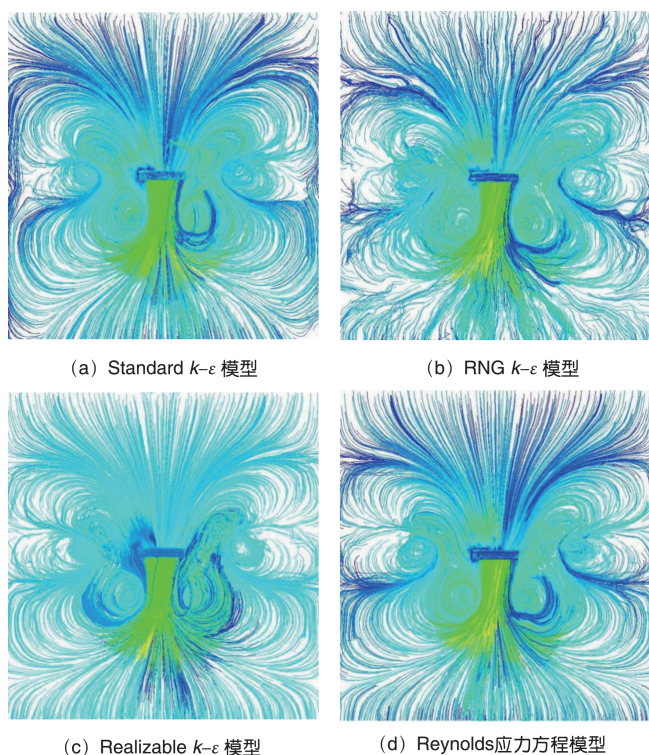


图6 流线图

Fig.6 Stream line

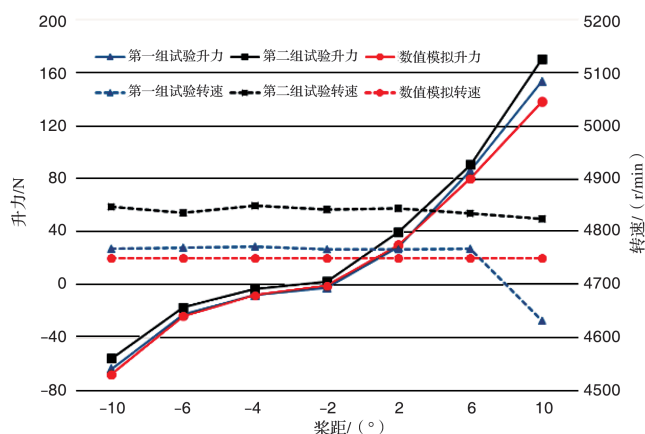


图7 尾桨升力与转速曲线

Fig.7 Lift and rotational speed of propeller

虽然第二组试验数据与计算结果相比普遍偏大,但是通过观察转速曲线可以发现升力偏大的原因是由于转速普遍较大,因此在这种情况下只要升力变化趋势是基本一致的,仍然可以认为尾桨升力计算的结果是可靠的。

然而,数值模拟所得的升力曲线在高桨距的工况下(大于或等于 6°)一致性开始变差,计算值与试验值相比出现了较为明显的偏小;另一方面,通过观察转速曲线可以发现第

一组试验在桨距为 10° 的工况下转速下降,升力值理应随之下降,但实际上仍大于计算值。此现象说明该数值模型在描述尾桨高桨距运动时会出现一定程度的失真,原因可能是在数值模拟中没有设置与测试平台相关的边界条件来模拟实际的试验环境,需要以此为基础对数值模型进行改善才能进一步验证模型的可靠性。

3 结论

本文通过对无人直升机变距尾桨的数值模拟得到了其在不同湍流模型和桨距下的气动特征,基于试验数据对4种湍流模型的模拟效果进行了对比,同时对数值模型进行了验证,得出以下结论:

(1) 针对变距尾桨的高速旋转模拟,湍流模型采用RNG $k-\varepsilon$ 模型和Reynolds应力方程模型能得到更理想的计算结果。

(2) 基于RNG $k-\varepsilon$ 模型的变距尾桨数值模型在低桨距工况下(小于 6°)与试验数据一致性较好,模拟效果较佳;而在高桨距工况下(大于或等于 6°)会出现失真,升力值偏小。

AST

参考文献

- [1] 宋日晓,王泽峰. 直升机尾桨气动分析与试飞验证[J]. 航空科学技术, 2017,28(5):33-36.
Song Rixiao, Wang Zefeng. Aerodynamic analysis and flight test verification of helicopter tail rotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(5):33-36. (in Chinese)
- [2] 樊枫,徐国华,史勇杰. 基于CFD方法的直升机旋翼/尾桨非定常气动干扰计算[J]. 航空动力学报, 2014,29(11):2633-2642.
Fan Feng, Xu Guohua, Shi Yongjie. Calculations of unsteady aerodynamic interaction between main-rotor and tail-rotor of helicopters based on CFD method[J]. Journal of Aerospace Power, 2014,29(11):2633-2642. (in Chinese)
- [3] 陈功贵,黄山外,刘俊超,等. 基于Simulink的风电机组模糊变桨距控制仿真研究[J]. 实验室研究与探索, 2016,35(4):90-94.
Chen Gonggui, Huang Shanwai, Liu Junchao, et al. Research on fuzzy variable pitch control system for wind turbines based on simulink[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2016, 35(4):90-94. (in Chinese)
- [4] 颜昌禄,刘正林. 基于CFD的双调距桨桨叶应力及变形仿真分析[J]. 船海工程, 2016,45(4): 141-144.
Yan Changlu, Liu Zhenglin. Simulation analysis on stress and

- deformation of twin controllable pitch propeller blades based on CFD[J]. *Ship & Ocean Engineering*, 2016,45(4): 141-144. (in Chinese)
- [5] 贺继林,谭耀,马云荣,等. 基于多体动力学的直升机桨叶特性仿真分析[J]. *科技导报*,2015,33(2): 45-48.
He Jilin, Tan Yao, Ma Yunrong, et al. Simulation of helicopter blade characteristics based on multi-body dynamics[J]. *China Academic Journal*, 2015,33(2): 45-48. (in Chinese)
- [6] 陈洁. 无人驾驶旋翼机飞行控制与仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
Chen Jie. Research on flight control and simulation technology of unmanned gyroplane[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [7] 孟晓伟,张宏林,杨文凤. 直升机倾斜式尾桨涡环预测与试飞研究[J]. *航空科学技术*, 2018,29(1):58-62.
Meng Xiaowei, Zhang Honglin, Yang Wenfeng. Theoretic calculation and flight test for the helicopter tilting tail rotor vortex ring [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2018,29(1):58-62. (in Chinese)
- [8] Zhang Yuwen, Jiang Chen, Wang Yunjie, et al. Design and application of an Electric Tail Rotor Drive Control (ETRDC) for helicopters with performance tests[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018,31(9):1894-1901. (责任编辑 皮卫东)
- 作者简介**
廖贯宇(1993—)男,硕士,工程师。主要研究方向:无人直升机桨叶气动研究。
Tel:13660228924 E-mail:holylgy@foxmail.com

Numerical Simulation Model Verification of Variable Pitch Tail Rotor on UAV

Liao Guanyu*, Zhang Wei, Wang Xitian, Xie Zefeng

Zhuhai Longhua Helicopter Science and Technology Ltd, Zhuhai 519040, China

Abstract: This paper builds a numerical simulation model of variable pitch electric tail rotor for lift calculation, based on a specific UAV, and the compared analysis of the numerical simulation consequences under different turbulence model are performed. Afterwards, the best turbulence model was chosen to run numerical simulations under different pitch and obtain the data of lift value varying with pitch. At last, the comparison between calculation value and experiment value determines the reliability of the numerical simulation model.

Key Words: variable pitch electric tail rotor; numerical simulation; turbulence model

Received: 2019-07-23; **Revised:** 2019-08-23; **Accepted:** 2019-09-15

Foundation item: Guangdong Science Projects (2017B010117003)

***Corresponding author.Tel. :** 13660228924 **E-mail:** holylgy@foxmail.com