

两个设计点的螺旋桨气动性能

唐 伟, 宋笔锋, 张玉刚, 焦 俊

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 结合某垂直起降无人机对螺旋桨的总体设计要求,分析了同时满足两个设计点的螺旋桨设计难点,完成了对所设计螺旋桨性能要求的验证,探究了两个设计点对螺旋桨设计性能的影响及影响因素,获得对设计的指导性结论。通过 CFX 软件进行悬停和巡航状态下的数值计算,并与其车载试验结果进行对比,结果表明:设计螺旋桨可满足设计要求,且数值模拟与车载试验结果基本吻合,误差不超过 11%。将设计螺旋桨与单个设计点的旋翼或巡航螺旋桨进行对比,分析影响因素,发现两个设计点将会降低螺旋桨在每个单独设计点的工作性能,且通过减小起飞总质量和巡航速度、增加动力系统个数和功率来缩小设计点间差异可降低设计难度和性能损失。

关 键 词: 两个设计点; 螺旋桨; 气动性能; 设计影响因素; 车载试验; 垂直起降 (VTOL)

中图分类号: V221

文献标志码: A

Aerodynamic performance of propeller with two design points

TANG Wei, SONG Bi-feng, ZHANG Yu-gang, JIAO Jun

(School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Considering the overall requirement of the propeller for a vertical take-off and landing (VTOL) small unmanned air vehicle (SUAV), the difficulty of propeller design with two operating points was analyzed; the designed requirement of propeller performance was verified; the effect of two operating points on the propeller performance was studied; and the instructive conclusions were finally obtained. With CFX software as a tool, hovering and cruising models were calculated and compared with the results of truck-mounted experiment. It showed that the propeller can meet the need and the results of simulation agree with the experiments basically with errors less than 11%. The effect of two operating points and the parameters were analyzed through comparison between the designed propeller and the propeller with single operating point. The results show that the performance reduction happens in relation to two operating points, and reducing the total weight and cruise velocity, or increasing number of propulsion and power to decrease the difference between two points can facilitate the design and reduce the performance loss.

Key words: two design points; propeller; aerodynamic performance; influencing factors in design; truck-mounted experiment; vertical take-off and landing (VTOL)

收稿日期: 2016-05-03

作者简介: 唐伟(1991—),男,博士生,主要研究方向为飞行器总体设计。

引用格式: 唐伟,宋笔锋,张玉刚,等. 两个设计点的螺旋桨气动性能[J]. 航空动力学报,2017,32(2):354-363. TANG Wei, SONG Bifeng, ZHANG Yugang, et al. Aerodynamic performance of propeller with two design points[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 354-363.

随着高新科技的迅猛发展,无人机作为高科技时代的娇子,依靠各领域的最新突破创造出了无限的可能性^[1-2].近年来,作为无人机家族中特殊一脉,尾坐式垂直起降飞行器引起了更多关注和研究热情^[3].

对于尾坐式垂直起降无人机,它兼顾了固定翼高速巡航和旋翼定点悬停起降的优势,使其备受社会青睐.其中,动力系统对于优势的发挥起到了决定性作用,且随着起飞质量的增加,动力系统的重要性尤其显著.现阶段,小型无人机多采用螺旋桨与电动机或油机结合的动力系统形式.对于前飞速度很低的直升机和多旋翼,其动力系统主要以悬停拉力作为设计点;对于常规固定翼,其动力系统只需要平衡巡航时的阻力,以巡航状态拉力为设计点.而尾坐式垂直起降无人机不同,需要同时满足垂直起降的低速过程较大拉力需求和巡航的高速过程中相对较小的拉力需求,两个设计点差距较大,尤其对于以单桨作为全机唯一动力输出的垂直起降无人机,设计点差距更大.这对于螺旋桨的设计提出了严峻的要求,对设计性能的验证提出了迫切的需求.

目前,低雷诺数螺旋桨气动特性的研究方法主要有理论分析,CFD 数值模拟和试验^[4].理论分析估算主要用于前期设计,无法较为准确地得到螺旋桨的气动性能和流场分布.试验手段主要有风洞试验和车载试验等.风洞试验需要较好的流场品质以满足低雷诺数螺旋桨的试验需求,技术难度大,并且费用高、周期长.因此本文主要考虑通过 CFD 数值模拟和车载试验进行性能验证.

本文旨在从原理上分析具有两个设计点的垂直起降动力系统设计难点,设计进行数值模拟和车载试验,以探究现有的自主研发程序设计所得螺旋桨的性能,分析两个设计点对螺旋桨性能的影响及影响参数,获得可指导同时具有垂直起降和快速巡航能力的飞行器总体设计和动力系统设计的有效结论.

1 两个设计点的螺旋桨设计难点

对于固定翼螺旋桨-电动机动力系统的设计与选择,Mueller 曾指出固定翼飞行器的飞行速度因螺旋桨限制而不可超过螺旋桨的螺距速度,并对螺旋桨特性和电动机特性以及其相互匹配进行了详细的阐述^[5],该理论同样适用于具有两个设计点的动力系统匹配设计.如图 1 所示,图中 N_{rpm} 表示每分钟螺旋桨旋转次数.曲线①,②为悬

停状态时的螺旋桨特性曲线,曲线③,④为轴流速度为巡航速度时的螺旋桨特性曲线^[4]; T_1 为悬停时的拉力需求,即重力; T_2 为某巡航速度下的拉力需求,即巡航阻力;直线 GN 为满油门状态下的电动机特性曲线(1 阶直流电动机模型下的特性曲线为直线^[5]);则 A, B 为悬停工作点, C, D 为巡航工作点.在电动机输出功率确定后,满足要求的工作点全落在阴影 GON 中,工作点 B, D 不符合要求.常规多旋翼螺旋桨一般对应为工作点 A, 常规固定翼螺旋桨一般对应为工作点 C.对于有两个工作点的垂直起降动力系统,则需要两个工作点同时落在 DON 中,只有同时具有 A, C 工作点的螺旋桨才能满足需求,因此由轴流速度引起的两个设计点差异巨大成为了该种尾坐式垂直起降动力系统设计难点.

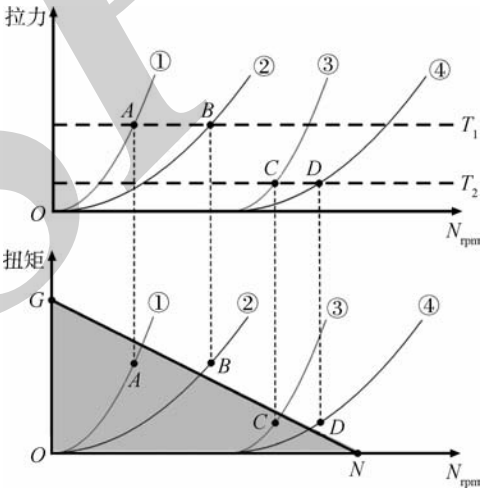


图 1 螺旋桨-电动机特性曲线匹配示意图

Fig. 1 Characteristic curves of the propeller and motor for matching

本文采用课题组使用自主编写程序获得的螺旋桨进行探究.该螺旋桨以旋翼螺旋桨 T_Motor27 × 8.8CF 作为基准模型,提供优选的翼型选择库,之后以两个设计点和总体设计对螺旋桨尺寸的限制作为边界条件,以螺旋桨的巡航效率为优化目标,通过遗传算法调用螺旋桨计算程序进行优化设计,最终获得螺旋桨各站位处的安装角和弦长.所得螺旋桨直径为 0.65 m,根部安装角可达 31.6°,最大弦长可达 62.1 mm.图 2 为设计所得螺旋桨的外形图.表 1 为总体设计对螺旋桨动力系统提出的动力设计需求以及设计结果.

为清楚地研究该螺旋桨性能以及数值模拟和车载试验之间的差异,针对风速为 0, 10, 20 m/s 的 3 组状态进行了一系列的数值模拟和车载试验.



图 2 螺旋桨设计结果外形图

Fig. 2 Configuration of the designed propeller

表 1 在设计转速为 3800 r/min 时的
设计要求和设计结果

Table 1 Design requirement and result when the design
rotation speed of 3800 r/min

风速/(m/s)	设计要求拉力/N	设计结果拉力/N
0	78.4	83.9
20	39.2	40.9

2 螺旋桨的数值模拟

2.1 网格划分

本文采用 ICEM 软件对螺旋桨进行结构网格划分,将整个流体域划分为内外两部分,内、外流体域均为圆柱形,内流体域为旋转域,直径为螺旋桨直径的 2 倍,采用 C 型剖分.由于桨根、整流罩和桨毂对螺旋桨气动性能影响很小^[6],因此只对螺旋桨桨根以外部分的桨叶进行网格划分和数值模拟.由于螺旋桨转速较低,使得大部分桨叶剖面当地的雷诺数较低,附面层较厚,因此在螺旋桨表面设置 O-block 划分附面层网格,并在螺旋桨前后缘进行网格加密以捕捉重要的流场信息.外流域为静止域,直径为螺旋桨直径的 20 倍,也采用 C 型剖分.为节省计算时间和成本,采用半模计算.螺旋桨三维流体域划分示意图如图 3 所示,图中 V 为风速,表示轴向来流速度.螺旋桨壁面结构网格如图 4 所示.

2.2 CFX 流动计算设置

CFX 采用基于有限元的有限体积法,并且加入了自适应多网格技术,相对于 Fluent 软件收敛性更好更快,更适用于旋转机械的数值模拟计算.此外,许建华等针对低雷诺数空气螺旋桨进行 CFX 计算比软件 MSES 计算结果更好^[7],刘建全等针对螺旋桨进行敞水特性研究也验证了 CFX 的结论可信性^[8],因此本文采用 CFX 作为螺旋桨模拟的求解器.

关于螺旋桨较精确的数值模拟模型主要有滑移网格、动网格和多重参考系(multiple reference

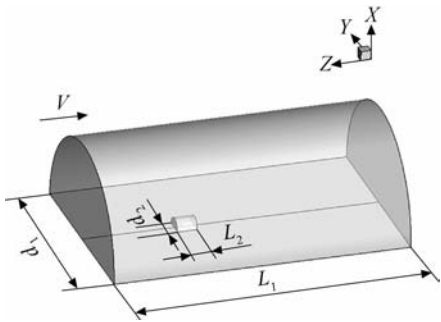


图 3 螺旋桨三维流体域划分示意图

Fig. 3 Configuration of three dimensional fluid domain
division for propeller

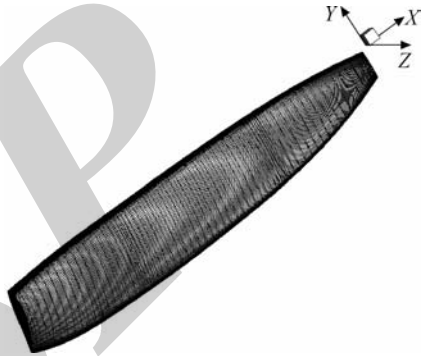


图 4 螺旋桨壁面结构网格示意图

Fig. 4 Configuration of structure grid on
the propeller wall

frame,MRF)模型等.许和勇等均采用嵌套网格对孤立螺旋桨进行过非定常数值计算,但对网格精度要求较高,网格生成复杂,计算周期长^[9-10].Youngren 等采用 MRF 方法对多种螺旋桨进行准定常计算取得了很好的效果^[11],王翔采用 MRF 方法对螺旋桨敞水性能计算的精度也可满足要求^[12].MRF 模型是一种定常或准定常计算模型,模型中假定网格单元做匀速运动,这种方法适用于网格区域边界上各点的相对运动基本相同的稳态计算问题,是最经济的模型,而且不会造成负体积,极大的节省了网格划分的时间成本^[11].因此,本文采用 MRF 模型进行数值模拟.

在 CFX 的计算设置中,文中将内外流体域的交界面设置为 interface 边界条件,用于能量和流动的交互计算,并且在旋转对称面上具有 180°的周期性信息交互;将外流体域边界设置为 opening 边界条件,将螺旋桨壁面设置为无滑移固壁边界条件,并且螺旋桨为旋转的移动壁面(moving wall),采用 shear stress transport $k-\omega$ 湍流模型、高阶格式进行计算,并调节步长防止误差积累而引起的发散.

2.3 数值模拟流场分析

以螺旋桨在风速为 20 m/s、转速为 3 400 r/min 的工况为例,分析螺旋桨表面的压力分布状况以及螺旋桨旋转引起的速度矢量分布状况.图 5 表示螺旋桨上表面压力分布云图,图 6 表示螺旋桨下表面压力分布云图.

如图 5 所示,在螺旋桨上表面,由于螺旋桨叶尖速度最大,从叶根到叶梢,压力逐渐减小,速度逐渐增大.叶根与叶尖后缘流线内偏,均是由于展向流动引起.如图 6 所示,在螺旋桨的下表面,为螺旋桨的迎风面,压力从叶根到叶梢先增大后减小,大约在 0.8 倍半径处达到展向压力最大值.在靠近叶梢处的导边位置下表面存在低压区,驻点分布在上表面,压强较高,并且较大的压差引起的展向流动十分明显,下表面靠近前缘部分压强较低.此外,该现象说明在该状态下叶尖位置翼型剖面出现了很小的负有效迎角.因此,下表面靠近前缘的低压区应是由于负的有效迎角和叶尖前缘曲率变化较大而产生.

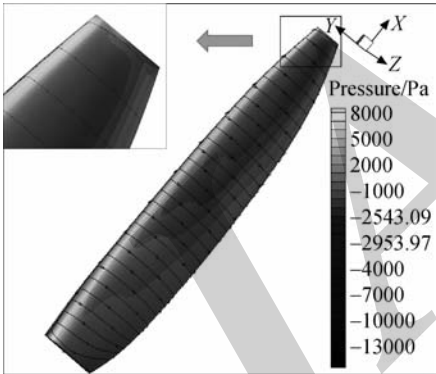


图 5 螺旋桨上表面压力分布云图
Fig. 5 Contours of pressure on the upper surface of propeller

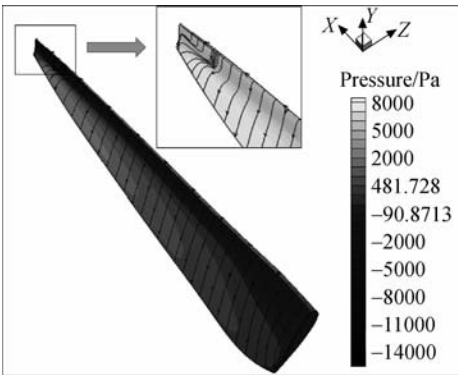


图 6 螺旋桨下表面压力分布云图
Fig. 6 Contours of pressure on the lower surface of propeller

3 螺旋桨的车载试验

为了降低试验成本,缩短周期,本文采用了车载试验方法.经过长期的试验发展,课题组车载试验的准确性已经明显提高,可以满足飞行器动力设计及验证时需要的精度需求^[13-14].

3.1 车载试验系统的设计

车载试验系统主要包括运载平台和试验平台.运载平台通过车载支架搭载试验平台,以固定速度在平直路面稳定运行,模拟螺旋桨试验模型所需要的风速^[13].试验平台包括试验的螺旋桨及其匹配无刷直流电动机,测控系统和数据处理的测控计算机.

测控系统包括拉力传感器,电流变送器,电压变送器,风速风向仪,旋转编码器和 NI(National Instrument)数据采集系统.根据动力系统最大可达到的预测拉力,拉力传感器采用额定载荷为 20 kg 的 TJL-S 型拉力传感器,其综合精度(线性、滞后和重复性)可到达 0.02.根据动力系统的工作电压和电流,平台选择最高电压为 50 V 的 MIK 型电压变送器和最大电流为 120 A 的 MIK 型电流传感器.螺旋桨的转速可由电动机输出轴的转速间接得到,电动机轴转速由欧姆龙的旋转编码器(转速传感器)E6A2-CS3C 测量.动力系统的模型通过紧固螺钉固定在试验台滑轨的滑块上,然后将试验台固定在车载支架上.其动力系统试验台的示意图与实物图如图 7 所示.

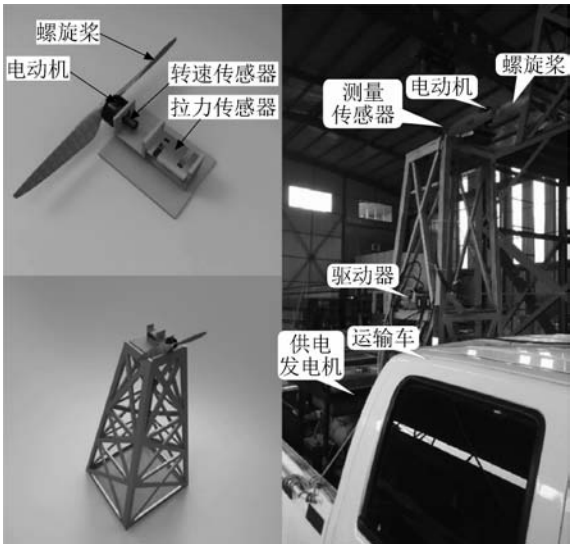


图 7 车载试验台的示意图与实物图
Fig. 7 Configuration and photo of the truck-mounted experimental platform

车载试验系统的测控软件是通过开发语言软件 LabVIEW 设计的,主要包括天平测量模块,电动机测控模块,风速风向测量模块和数据保存模块,可实现程序与操作者的人机对话形式的互动操作.

3.2 试验数据处理方法

由于自然风场、路面不平整度、车速控制等原因是制约车载试验系统精度的主要因素^[13],因此,为获得较为准确的拉力的试验结果,采取在试验过程中数据连续采集的方法,通过在风速风向较为平稳的数据段提取拉力数据,通过 3σ 准则进行数据处理得到转速及拉力的平均值.此外,由于转速控制和车速控制的误差,致使测量点与 CFD 计算点的转速和风速有很小的偏差.因此,文中首先通过对转速线性内插获得试验在 CFD 计算点处的数据,然后再通过对前进比线性内插得到 CFD 计算点的前进比下的拉力系数,进而修正车载试验在 CFD 计算点的数据结果.最终通过分析获得被测螺旋桨模型的气动性能以及与电动机匹配动力系统的匹配状况.

4 结果对比与分析

4.1 CFD 和试验结果的数据处理与分析

螺旋桨的空气动力特性通常通过拉力系数、功率系数和效率等参数来衡量,这些参数都是前进比 λ 的函数^[15].通过对试验数据结果的处理,可以得到数值模拟和车载试验两种方式下的螺旋桨工作特性.

螺旋桨的前进比为

$$\lambda = \frac{V}{n_s D} \quad (1)$$

螺旋桨的拉力参数和功率系数分别为

$$C_t = \frac{T}{\rho n_s^2 D^4} \quad (2)$$

$$C_p = \frac{P}{\rho n_s^3 D^5} \quad (3)$$

对于螺旋桨动力系统,其中螺旋桨的有效功率为

$$P_{out} = TV \quad (4)$$

螺旋桨的输入功率为

$$P_{in} = M\omega = M \frac{2\pi \cdot N_{rpm}}{60} = 2\pi M n_s \quad (5)$$

其中 D 为桨盘直径, T 为推力, V 为螺旋桨前自由来流的速度, M 为螺旋桨旋转所受力矩,也是电动机的输出力矩, ω 为螺旋桨的角速度, n_s 表

示每秒钟螺旋桨旋转次数.

但是,对于悬停阶段的螺旋桨而言,按如上公式来判断其有效功率为零,无法真实反映出悬停阶段的功率特性,为此,文中采用悬停时的桨盘处速度 v_p 进行计算,可由一维动量理论推导得到,即

$$v_p = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \sqrt{C_t} n_s D \quad (6)$$

螺旋桨效率是评判螺旋桨设计性能好坏最直接、最重要的衡量标准.

在巡航过程中,螺旋桨的效率为

$$\eta = \frac{C_t}{C_p} \lambda \quad (7)$$

在悬停过程中,采用悬停效率表示,并将其转化为系数形式^[16],即

$$\eta_0 = \frac{\eta_{idea}}{\eta_{actual}} = \frac{T v_p}{P} \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{C_t^{1.5}}{C_p} \quad (8)$$

式中 η_{idea} 表示理想悬停效率, η_{actual} 表示实际悬停效率.

表 2 为螺旋桨模型计算值与试验值的数据及其对比.图 8~图 11 为各个不同风速下螺旋桨计算值与试验值的对比图,以及该螺旋桨在不同前进比下的效率曲线图.

由于该螺旋桨模型的设计更关注特定状态下的拉力,因此本文对 3 个速度下的拉力随转速之间的变化以及两种结果对比进行了分析.

图 8 为螺旋桨悬停时静拉力试验值与计算值对比,可见两者吻合度较差,计算值比试验值小,但均满足螺旋桨拉力关于转速呈近似 2 次关系的趋势;结合表 2 数据,发现在悬停过程中此时试验值与计算值的误差限可达到 11%.该误差主要是计算值引起,由于气流的速度均来自于螺旋桨的扰动,通过旋转坐标系计算静拉力时初值为零,使得 CFX 存在一定的计算局限性,收敛较慢,相对困难,并且收敛误差稳定值较高.风速为零导致静拉力计算出现误差.旋翼在悬停时的旋翼效率一般在 0.6~0.7 之间^[16],通过表 2 中的数据,可以发现该螺旋桨的悬停效率在 0.58 左右,相对正常情况较低.

图 9 为螺旋桨风速 10 m/s 时试验值与计算值对比,可见两者曲线基本吻合,在前进比较小时,试验值出现了偏差,不再满足拉力关于转速呈近似 2 次关系的趋势;结合表 1 数据,发现此时 CFD 计算拉力与试验数据之间的相对误差限为 7.6%,在除 3800 r/min 以外的转速下,相对误差都不超过 3.45%,在转速为 3800 r/min 时前进比

最小;造成此现象的原因可能在于,当螺旋桨转速很快且负载较大时,会给电动机带来很大负担,影响拉力的稳定产生,在运输车的振动干扰下,电动机的稳定性变差;此外,螺旋桨模型采用木质结

构,厚度较大,随着负载的增大振动会增强,进一步影响了拉力的测量,因而产生误差.

图 10 为螺旋桨风速为 20 m/s 时试验值与计算值对比,可见两者曲线基本吻合;结合表 1 数据,

表 2 螺旋桨模型计算值与试验值的数据及其对比
Table 2 Data and comparison of calculation and experiment on propeller

风速/ (m/s)	$N_{rpm}/$ (r/min)	前进比	CFD 值					试验值		误差/ %
			T/N	C_t	P_m/W	C_p	效率	T/N	C_t	
0	2 200		27.7	0.094	278.06	0.040	0.58	28.2	0.096	1.7
0	2 600		37.7	0.092	456.92	0.040	0.56	42.0	0.102	10.2
0	3 000		51.8	0.095	708.26	0.040	0.58	56.9	0.104	9.0
0	3 400		67.5	0.096	1 041.2	0.040	0.59	75.9	0.115	10.9
0	3 800		85.4	0.097	1 463.9	0.041	0.60	96.6	0.110	11.6
10	2 200	0.420	18.8	0.064	270.60	0.039	0.69	19.6	0.067	4.4
10	2 600	0.355	30.7	0.075	483.46	0.042	0.64	30.3	0.074	1.5
10	3 000	0.308	44.2	0.081	768.64	0.043	0.58	42.8	0.078	3.4
10	3 400	0.271	59.9	0.085	1 142.5	0.044	0.52	59.7	0.085	0.3
10	3 800	0.243	79.9	0.091	1 605.7	0.044	0.50	74.2	0.085	7.6
20	2 500	0.738	2.2	0.006	124.94	0.012	0.35			
20	3 000	0.615	16.7	0.031	454.48	0.026	0.73	18.1	0.033	8.0
20	3 400	0.543	31.2	0.044	829.04	0.032	0.75	31.2	0.044	0.2
20	3 500	0.527	35.1	0.047	939.68	0.033	0.75			
20	3 800	0.486	48.1	0.055	1 314.5	0.036	0.73	46.3	0.053	4.1
20	4 000	0.462	57.6	0.059	1 602.9	0.038	0.72			

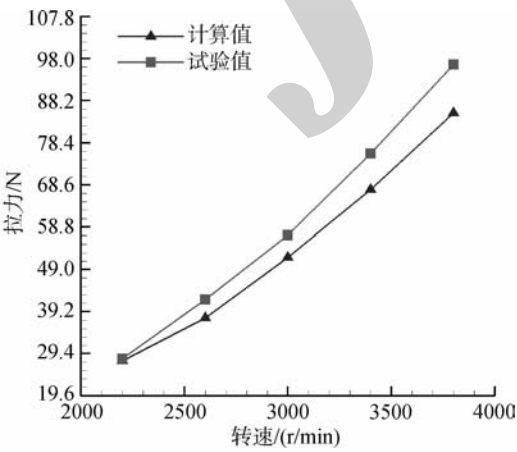


图 8 螺旋桨悬停时静拉力试验值与计算值对比
Fig.8 Comparison of static thrust between calculation and experimental data in hover

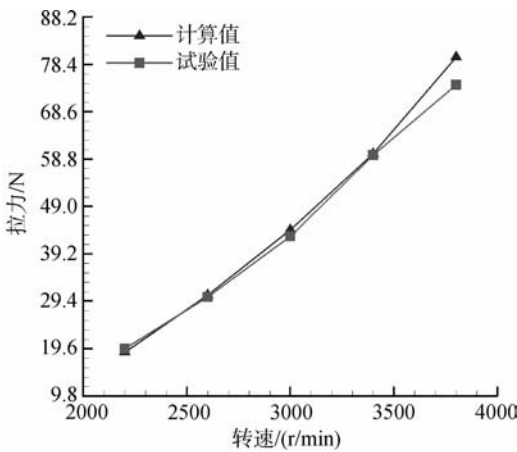


图 9 螺旋桨在风速 10 m/s 时试验值与计算值对比
Fig.9 Comparison of thrust between calculation and experimental data with wind velocity of 10 m/s

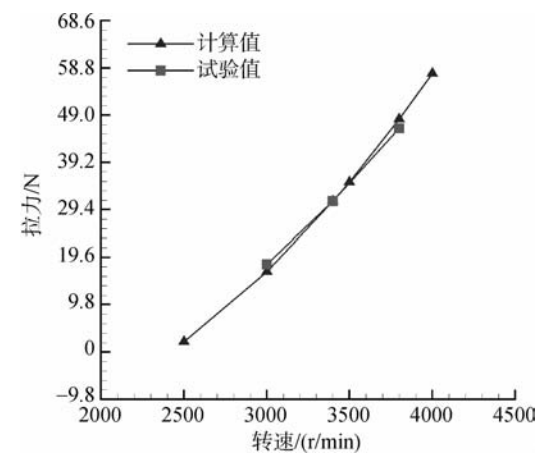


图 10 螺旋桨在风速 20 m/s 时试验值与计算值对比
Fig. 10 Comparison of thrust between calculation and experimental data with wind velocity of 20 m/s

发现此时 CFD 计算拉力与试验数据之间的相对误差限为 8%，在除 3 000 r/min 以外的转速下，相对误差限为 4.1%，在转速为 3 000 r/min 时前进比最大；造成此现象的原因在于，在前进比较大时，拉力较小，由于汽车发动机和路面不平顺等原因引起的振动干扰相对较大而掩盖了真实测量值，此外，风速较大时，外场的气流品质不均匀也将引起误差。这也使得在此较高风速下，稳定测量点较少，以及稳定拉力为正的有效测量速度范围较小。

图 11 为 CFD 计算中螺旋桨效率随前进比的变化关系，可以发现，螺旋桨效率先随前进比的增加而增加，当达到最大效率值后，前进比增加，效率减小，符合螺旋桨的普遍规律。对于该螺旋桨模型，最大效率可达到 0.76，最大效率对应的前进

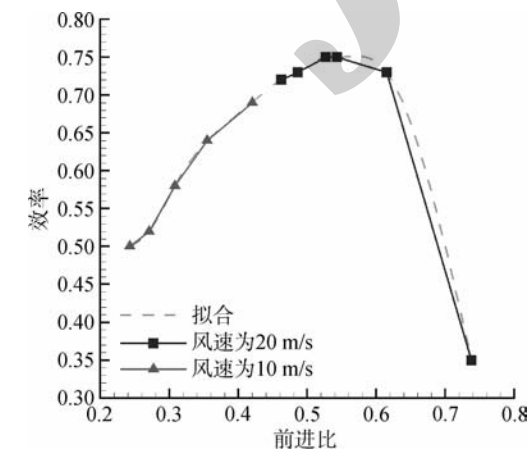


图 11 CFD 计算中螺旋桨效率随前进比的变化关系
Fig. 11 Variation of propeller efficiency with the advance ratio obtained from CFD

比大约为 0.59，此外螺旋桨效率曲线在最大效率处附近比较平坦，在一定的前进比范围内均有较高的效率，提高了动力系统的有效性^[17-18]。对于该螺旋桨要求的设计点来说，即 20 m/s 时产生 39.2 N 拉力，对应的前进比大约为 0.51，接近最大效率点，螺旋桨效率约为 0.74，有利于增加巡航时间。根据 Harold 的研究，一般无刷电动机的最大效率可达到 0.70~0.80^[11]，因此该螺旋桨匹配电动机的动力系统最大效率不超过 0.608。

4.2 螺旋桨设计点处的拉力性能要求验证

由上述数值模拟和车载试验的结果及其对比可见，所设计的螺旋桨可同时满足两个设计点，可认为设计有效。此外，两种方法均作为螺旋桨性能验证的有效手段。在悬停状态下，数值模拟的结果高出设计要求 8.8%，车载试验结果高出设计要求 23.3%；在巡航状态下，数值模拟结果高出设计要求 22.8%，车载试验结果高出设计要求 17.8%。表 3 为在设计点时设计要求与 CFD、车载试验结果的数据对比。

表 3 在设计点时设计要求与 CFD、车载试验结果的数据对比
Table 3 Comparison between requirement and the results of CFD and truck-mounted experiment under design points

风速/ (m/s)	拉力/N			
	设计 要求	程序 设计结果	CFD 计算结果	车载 试验结果
0	78.4	83.9	85.4	96.6
20	39.2	40.9	48.1	46.2

5 两个设计点的影响与影响参数

5.1 两个设计点对螺旋桨性能的影响

为探究螺旋桨设计点个数对螺旋桨性能所产生的影响，本文将该螺旋桨与原电动机 T_Motor U11 所匹配的 T_Motor 27 * 8.8CF 旋翼螺旋桨以及 APC10 * 5 巡航螺旋桨进行对比，旋翼螺旋桨主要是以风速为零的悬停工作状态作为设计点，巡航螺旋桨主要以巡航速度下的工作状态作为设计点，该两种对照螺旋桨均只有一个设计点。

因试验过程中没有测量扭矩，因此无法获得以悬停状态为设计点的螺旋桨的输入功率，无法计算得到文中引入的悬停效率，为更形象地对比

试验条件下悬停时的效率,文中引入力效比作为衡量指标,即螺旋桨输出拉力与电动机输入功率的比值,其单位为 g/W. 以巡航状态为设计点的螺旋桨则以效率作为性能衡量指标. 表 4 为上述具有悬停设计点的螺旋桨试验数据的对比;表 5 为上述具有悬停设计点的螺旋桨在飞机总质量为 73.5 N 时的功率载荷对比;图 12 为上述具有悬停设计点的设计螺旋桨与 T_Motor 27 * 8. 8CF 的性能对比;图 13 为上述具有巡航设计点的设计螺旋桨与 APC10 * 5 的性能对比.

表 4 具有悬停设计点的螺旋桨试验数据的对比

Table 4 Experimental data of the propellers with hovering design point			
螺旋桨类型	转速/(r/min)	拉力/N	力效比/(g/W)
本文设计螺旋桨	2 200	28. 2	8. 82
	2 600	42. 0	7. 94
	3 000	56. 9	6. 62
	3 400	75. 9	6. 11
	3 800	96. 9	5. 01
T_Motor 27 * 8. 8CF	2 780	49. 2	9. 56
	3 400	72. 5	7. 11
	3 800	87. 5	6. 27
	4 100	105. 3	5. 65
	4 450	121. 3	4. 94

表 5 悬停状态功率载荷对比

Table 5 Comparison of power loading at hovering			
螺旋桨类型	拉力/N	功率/W	功率载荷/(g/W)
设计螺旋桨	75. 9	1 266	6. 11
T_Motor 27 * 8. 8CF	72. 5	1 040	7. 11

如图 12、图 13 所示,由于设计螺旋桨要兼顾两个设计点,因此在悬停状态下的力效比与在巡航状态下的螺旋桨效率均低于单个设计点的螺旋桨的性能.

Dreier 等曾指出,以小的诱导速度推动大量空气的螺旋桨最有效,而且高效的螺旋桨具有低的桨盘载荷^[19]. 如表 4、表 5 所示,由于设计螺旋桨在与 T_Motor 27 * 8. 8CF 桨径大致相同的条件下桨距增大,使得螺旋桨的桨盘载荷增加,功率

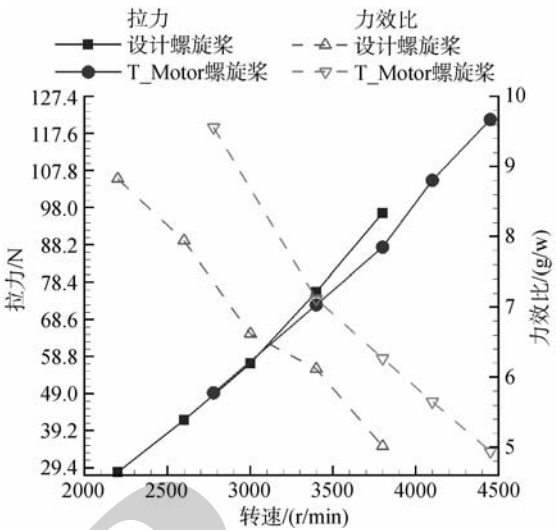


图 12 具有悬停设计点的设计螺旋桨与 T_Motor 27 * 8. 8CF 的性能对比

Fig. 12 Comparison of the performance between the designed propeller and T_Motor 27 * 8. 8CF with hovering design point

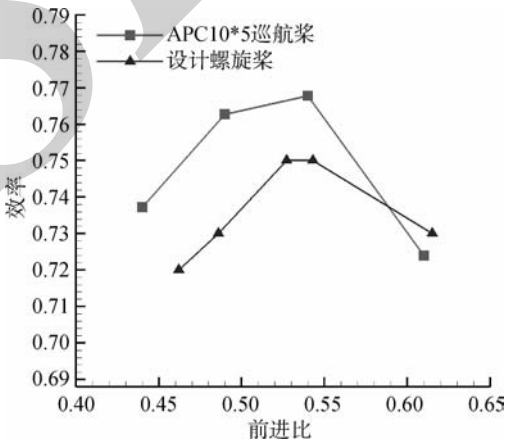


图 13 具有巡航设计点的设计螺旋桨与 APC10 * 5 性能对比

Fig. 13 Comparison of the performance between the designed propeller and APC10 * 5 with cruising design point

载荷低于旋翼螺旋桨,且设计螺旋桨在与相同的电动机匹配时能达到的最大转速降低,最大的拉力也有所降低. 此外,为同时兼顾长时间巡航的飞行状态拉力性能,悬停状态的力效比有明显下降. 相同转速下,力效比将损失 15% ~ 20%. 由于设计螺旋桨需要长时间巡航,设计时着重偏向巡航设计点,因此巡航状态下动力系统的效率降低相对较小. 由此可以看出,当螺旋桨的设计点增加时,为了满足多个设计点的性能要求,将会牺牲单个设计点的性能;因此也可以推断,当多个设计点

的差异较大时,对每个设计点的性能牺牲将会增加。

5.2 相关影响参数分析

为获得指导设计的有效结论,本文对相关影响因素进行了详细探究。根据图1所示的设计点可行域,可以分析出影响动力系统性能和设计难以程度的参数主要有:飞行器的质量 w ,即悬停时的拉力需求;巡航速度 v ,即悬停与巡航设计点的速度差值;巡航阻力系数 C_d ;动力系统的个数 n ;每个动力系统中电动机的输入功率 P 。

飞行器的质量 w 和动力系统的个数 n 直接影响到每个动力系统所需要输出的拉力大小。对于选定的电动机而言,每个动力系统所需要输出的拉力 w/n 越小,图1中所示的设计点A、点B位置越靠近横轴,设计难度越低。而每个动力系统中电动机的输入功率 P 越高,则图1中所示的电动机特性曲线将会越远离坐标原点,将增加设计点可行域的范围,减低设计难度。

对于巡航速度 v 和巡航阻力系数 C_d ,有巡航速度下的阻力大小

$$D = C_d \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (9)$$

对于指定的螺旋桨,巡航速度增加,将增加产生拉力时螺旋桨的转速,即螺旋桨特性曲线与横轴的交点右移,以致设计点偏离可行域;此外,巡航速度的增加还将导致巡航阻力的增加,即图1中 T_2 增大,使得设计点进一步右移,增加设计难度,同时也将导致可满足两个设计点需求的螺旋桨性能损失严重。

为了直观表示具有两个设计点的螺旋桨动力系统的设计难度,定义设计难度系数或可实现系数 μ

$$\mu \propto \frac{wvC_d}{nP} \quad (10)$$

即设计难度系数与飞行器的质量 w 、巡航速度 v 和巡航阻力系数 C_d 呈正相关,与动力系统的个数 n ;每个动力系统中电动机的输入功率 P 呈负相关。

6 结 论

本文通过 ANSYS CFX 软件的数值模拟和车载试验两种手段验证了课题组所设计的螺旋桨是有效的,且两种方法均可满足指导总体设计时螺旋桨性能验证的精度要求。

通过对螺旋桨特性的分析以及与单个设计点

螺旋桨的对比,得到了对设计的指导性结论:

1) 由于两个设计点之间的协调困难,总体设计的动力需求应尽量接近设计点的三角形可行域。

2) 相比单个设计点的螺旋桨,设计点个数的增加,损失了螺旋桨在每个设计点状态下的性能,并且设计点的差异越大,整体性能损失越明显,通过优化仅可尽量减小主要设计点的性能损失。

3) 对于动力设计,应合理设置动力系统的数量,并尽可能选择额定功率较大的匹配电动机,以提高螺旋桨的设计裕度。

4) 对于无人机总体设计,应尽量缩小两个设计点间的速度差异,并尽量优化飞行器机体的气动性能,约束飞行器的起飞总质量,以达到动力系统和无人机机体之间的设计难度相近,获得最佳的无人机整体性能。

因此在设计时应尽量减少设计点的个数以及设计点之间的差距,如果要求过于严格和苛刻,为避免动力系统整体效率牺牲过多,可采用变桨距的动力系统形式。

参考文献:

- [1] 强岁红. 我国无人机发展之思考[J]. 航空科学技术, 2005(6): 3-5.
QIANG Suihong. Some thoughts for the development of UAV in China[J]. Aeronautical Science and Technology, 2005(6): 3-5. (in Chinese)
- [2] TANG Wei, SONG Bifeng, WANG Jin, The study on longitudinal aerodynamic characteristics of a novel MAV layout[J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 581-586.
- [3] Stone H, Wong K C. Preliminary design of a tandem-wing tail-sitter UAV using multi-disciplinary design optimization[R]. Orlando, Florida: The 23rd Annual Association for Unmanned Vehicle Systems International Symposium and Exhibition, 1996.
- [4] 康桂文, 胡雨, 李亚东, 等. 超轻型电动飞机动力系统的参数匹配[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2641-2647.
KANG Guiwen, HU Yu, LI Yadong, et al. Parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 2641-2647. (in Chinese)
- [5] Mueller T J, Ifju P G, Kellogg J C, et al. Introduction to the design of fixed-wing micro air vehicles[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [6] 许建华, 宋文萍, 韩忠华. 螺旋桨桨根桨毂对气动特性的影响[R]. 汉中: 西北地区计算物理学术会议, 2008.
- [7] 许建华, 宋文萍, 韩莉, 等. 高马赫数低雷诺数螺旋桨翼型气动分析研究[R]. 北京: 第1届中国航空科学技术大会, 2013.

- [8] 刘建全,刘卫斌.基于CFD方法的螺旋桨敞水数值实验研究[J].中国水运,2007,7(2):44-46.
LIU Jianquan,LIU Weibin. The study on the simulation of propeller based on CFD[J]. China Water Transport,2007,7(2):44-46. (in Chinese)
- [9] 许和勇,叶正寅.涵道螺旋桨与孤立螺旋桨气动特性的数值模拟对比[J].航空动力学报,2011,26(12):2820-2825.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation and comparison of aerodynamic characteristics between ducted and isolated propellers[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(12):2820-2825. (in Chinese)
- [10] 许建华,宋文萍,韩忠华,等.基于CFD技术的螺旋桨气动特性研究[J].航空动力学报,2010,25(5):1103-1109.
XU Jianhua, SONG Wenping, HAN Zhonghua, et al. Aerodynamic performance research of propellers based on CFD technology[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(5):1103-1109. (in Chinese)
- [11] Youngren H, Chang M. Test, analysis and design of propeller propulsion systems for MAVs[R]. Orlando, Florida: AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
- [12] 王翔,刘正林,张圣东,等.基于FLUENT的螺旋桨水动力性能研究[J].机械设计与制造,2011(6):201-203.
WANG Xiang, LIU Zhenglin, ZHANG Shengdong, et al. Study on hydrodynamic performances of propeller based on FLUENT[J]. Machinery Design and Manufacture, 2011(6):201-203. (in Chinese)
- [13] 焦俊,宋笔锋,张玉刚,等.高空飞艇螺旋桨车载试验系统设计及验证[J].西北工业大学学报,2015(3):369-374.
JIAO Jun, SONG Bifeng, ZHANG Yugang, et al. Truck-mounted testing system design and validation for the propeller of high altitude airships[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015(3):369-374. (in Chinese)
- [14] 龚喜盈,张玉刚,宋笔锋,等.大尺寸高空螺旋桨气动性能试验方法研究[J].飞行力学,2014,32(4):347-350.
GONG Xiyong, ZHANG Yugang, SONG Bifeng, et al. Study on the large size high altitude propeller aerodynamic performance test method[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(4):347-350. (in Chinese)
- [15] 刘沛清.空气螺旋桨理论及其应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [16] 王适存.直升机空气动力学[M].北京:国防工业出版社,1959.
- [17] 马晓平,宋笔锋.提高小型无人机螺旋桨效率的工程方法[J].西北工业大学学报,2004,22(2):209-212.
MA Xiaoping, SONG Bifeng. Practical measures for raising propeller efficiency of low speed mini UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(2):209-212. (in Chinese)
- [18] 刘颖.微型飞行器动力装置特性研究[D].南京:南京航空航天大学,2007.
LIU Ying. A research on the behavior of micro aerial vehicle propulsion system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [19] 德雷尔.直升机和倾转旋翼飞行器飞行仿真引论[M].孙传伟,孙文胜,刘勇,等译.北京:航空工业出版社,2014.

(编辑:王碧琚)