

不同海拔高度下植保无人机旋翼气动性能

王法安^{1,2}, 李东昊^{1,2}, 余小兰^{1,2,3}, 冯江⁴, 余齐航^{1,2,5}, 李安楠^{1,2}, 张兆国^{1,2*}

(1. 昆明理工大学现代农业工程学院, 昆明 650500; 2. 云南省高校中药材机械化工程研究中心, 昆明 650500;
3. 贵州省农业机械技术推广总站, 贵阳 550003; 4. 东北农业大学电气与信息学院, 哈尔滨 150030;
5. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200241)

摘要: 针对植保无人机受大气环境影响导致的旋翼气动性能降低、无人机荷载量下降等问题, 该研究设计了一种旋翼转速可调且具备实时监控发动机转速、旋翼升力及输出扭矩的植保无人机旋翼试验台, 主要包括 DLE430 型双缸直列两冲程航空发动机、翼型 NACA 8-H-12 的半径 1.51 m 旋翼 2 片、动力输出装置、控制系统和数据采集系统。运用数值模拟、CFD(computational fluid dynamics)方法与台架试验, 在海拔 0、1、2、3、4 km 高度下, 分别以 800、1 000、1 200 r/min 的转速测试旋翼气动性能, 通过二次旋转正交组合试验探究桨叶角和旋翼转速对旋翼升力、输出扭矩和功率的影响。结果表明, 随着海拔高度的增加, 旋翼的升力和功率明显降低, 海拔 4 km 时, 旋翼转速 1 116 r/min、桨叶角 10.44° 的升力最大值为 356.28 N, 扭矩为 227.35 N·m, 功率为 26.54 kW, 旋翼试验台效率为 85.92%。与海拔 134 m 相比, 海拔 1.941 km 下的旋翼升力下降 22.38%, 与数值模拟结果下降的 20.22% 相吻合, 旋翼驱动扭矩下降约 24.21%, 发动机功率下降约 3.99%, 试验结果与数值模拟结果的变化趋势一致, 误差在合理范围内, 该研究所采用的数值模拟方法有效。研究结果可为研制高海拔地区大载荷植保无人机提供参考。

关键词: 植保; 无人机; 数值模拟; 气动性能; 海拔高度

doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.202211040

中图分类号: S251; S494

文献标志码: A

文章编号: 1002-6819(2023)09-0025-09

王法安, 李东昊, 余小兰, 等. 不同海拔高度下植保无人机旋翼气动性能[J]. 农业工程学报, 2023, 39(9): 25-33. doi:

10.11975/j.issn.1002-6819.202211040 <http://www.tcsae.org>

WANG Fa'an, LI Donghao, YU Xiaolan, et al. Aerodynamic performance of plant protection UAV rotor at different altitudes[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2023, 39(9): 25-33. (in Chinese with English abstract) doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.202211040 <http://www.tcsae.org>

0 引言

当今随着农业田间管理进入数字化时代, 无人机技术广泛应用于农业植保, 平原地区植保无人机得到广泛的推广与应用, 然而高原地区使用无人机进行植保作业仍较少, 因此, 植保无人机在高原地区使用得到了学者的广泛关注^[1-3]。由于高海拔地区具有气压低、空气密度较低等特点, 严重制约了旋翼飞行器的性能, 从而使植保无人机在高原地区的实际工作性能远低于平原地区^[4]。研究旋翼气动性能对于植保无人机的研究工作有重要作用, 同时也能够进一步推广无人机技术在高原地区进行植保作业的应用^[5-7]。因此, 高海拔条件下植保无人机旋翼的气动性能研究不可或缺^[8]。

国内外关于旋翼的气动性能的研究屡见不鲜。张豪等^[9]借助模型建立及数值模拟方法, 研究了六旋翼植保无人机下洗气流时空分布规律, 揭示了植保无人机进行果树施

药时冠层内部气流速度分布规律。臧英等^[10]提出了一种半系留式电动多旋翼植保无人机升力测试与评价方法, 实现了不同类型的电动无人机的升力特性进行综合评判。于立宝等^[11-13]针对旋翼试验台开展研究, 探究了不同旋翼参数下的旋翼性能和发动机性能, 揭示了旋翼气动性能与发动机转速之间的相互关系。姜心淮等^[14]针对同转速不同海拔高度下旋翼的悬停状态进行数值模拟, 并搭建小型旋翼测量系统进行试验, 论证了高原环境下旋翼表面压力的减小使拉力和功率显著下降的结论。目前, 电动旋翼试验台的研制已十分成熟, 开展的旋翼气动性能的测试试验也有很多成果, 但高海拔环境下植保无人机旋翼的悬停性能试验较少。

为探究高海拔环境对植保无人机旋翼气动性能产生的具体影响, 本研究采用叶素理论对旋翼进行分析, 推导出旋翼升力、扭矩和功率的表达式; 通过 CFD 方法对旋翼气动性能进行数值模拟, 得出悬停状态时不同海拔下旋翼流场情况和升力、扭矩及功率随转速变化情况; 搭建旋翼试验台, 通过控制与数据采集系统进行旋翼气动性能试验以验证仿真结果, 运用数值模拟与正交试验设计相结合的方法, 分析旋翼的气动性能, 并取得最优参数组合, 以期后续植保无人机的研制提供理论支撑。

收稿日期: 2022-11-03 修订日期: 2023-04-07

基金项目: 云南省院士专家工作站 (202105AF150030); 云南省高校工程研究中心建设计划资助

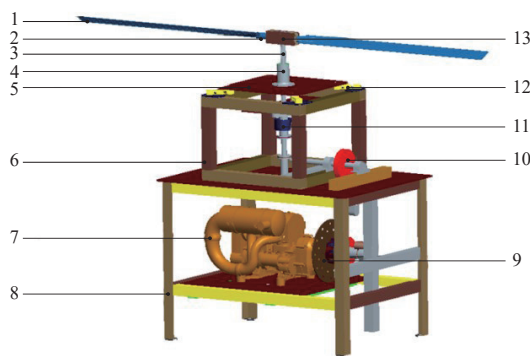
作者简介: 王法安, 博士, 研究方向为智能农业装备设计与研制。Email: wfa@kust.edu.cn。

※通信作者: 张兆国, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为农业机械装备设计制造。Email: zzg@kust.edu.cn。

1 旋翼气动性能试验平台

1.1 旋翼试验台结构

为测量旋翼的气动性能,搭建旋翼试验台。选用翼形为 NACA 8-H-12 的桨叶来测试不同海拔下旋翼气动性能,与超临界、超音速翼型相比 NACA 系列翼型在不同倾角变化时具有较好的升阻比和俯仰力系数且适用性强,直升机、旋翼机等都适用,属当前航空领域中成熟翼型^[15]。试验台总体结构由旋翼系统、传动系统、动力系统、数据采集系统、舵机控制系统及台体组成,如图 1 所示。旋翼半径 1.51 m,桨叶片数为 2 片,叶弦平均厚度为 6 mm,最大厚度 9.3 mm,弦长为 780 mm,叶弦扫掠面厚度 20 mm。试验台结构采取“品”字型设计,符合旋翼系统在试验状态下的强度、刚度、振动以及精度等相关技术指标^[16]。试验台参数如表 1 所示。



1.桨叶 2.桨夹 3.旋翼轴 4.轴套 5.承托板 6.上台体 7.航空发动机 8.下台体 9.摩擦式离合器 10.带轮 11.导电滑环 12.拉压力传感器 13.桨毂
1.Rotor 2.Rotor fixture 3.Rotor shaft 4.Shaft sleeve 5.Retainer plate 6.Topside bench 7.Aero-engine 8.Underpart bench 9.Friction clutch 10.Belt wheel 11.Conductive slip ring 12.Pull pressure sensor 13.Propeller hub

图 1 旋翼试验台三维模型

Fig.1 3D model of rotor test bench

表 1 旋翼试验台参数

Table 1 Parameters of rotor test bench

指标 Index	数值 Value
台体尺寸(长×宽×高)/mm×mm×mm	997×697×1 447
Bench size(length×width×height)/mm×mm×mm	
旋翼载荷范围 Rotor load range/N	0~1 000
旋翼倾角范围 Rotor inclination range/(°)	0~90
旋翼轴驱动扭矩 Rotor shaft driving torque/(N·m)	0~60
旋翼轴转速范围 Rotor shaft speed range/(r·min ⁻¹)	0~2 000
发动机额定功率 Engine rated power/kW	30.87
传动比 Transmission ratio	1.2

机械传动系统将发动机的输出功率传递到待测旋翼,在桨叶旋转过程中产生升力,传动方式选取 HTD 5M 同步齿形带传动,传动过程如图 2 所示。

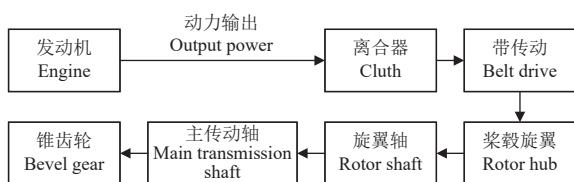


图 2 传动系统流程图

Fig.2 Flow chart of transmission system

1.2 旋翼试验台测控系统

1.2.1 数据采集系统

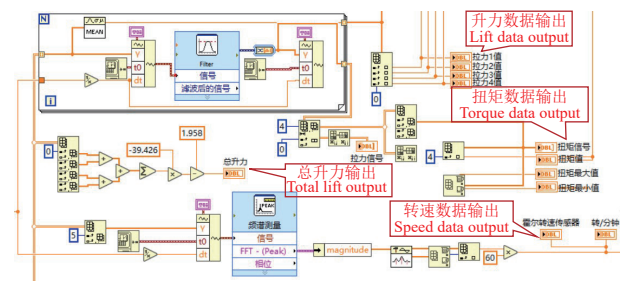
数据采集系统中单个拉压力传感器量程为 40 kg,所测升力的数值为 4 个传感器的测量值之和;扭矩传感器采用的型号为 ZNNT-1000Nm,量程 1000 N·m,该传感器属于静态扭矩传感器,能够绝对旋转;选用霍尔接近开关测量旋翼转速,型号为 HL-20N1;数据采集卡型号为 USB-3133A,采用 LabVIEW 搭建数据采集程序。

拉压力传感器和扭矩传感器的信号送至变送器,并进行标定。在 LabVIEW 软件上搭建旋翼试验台的数据采集界面。其中升力、扭矩、转速采用波形图和实时值的显示方式,用户能够直观获取数据变化的情况。旋翼试验台数据采集界面如图 3a 所示,数据采集程序框图,如图 3b 所示。



a. 旋翼试验台数据采集界面

a. Rotor test bench data acquisition interface



b. 数据采集程序框图

b. Data acquisition block diagram

图 3 数据采集系统

Fig.3 Data acquisition system

1.2.2 控制系统

试验台采用的舵机型号为 DS3225MG,与 Arduino 控制板的数字口连接。驱动方式为脉冲宽度调制信号(PWM 信号)。发动机采用 DLE430 双缸直列两冲程发动机,发动机功率 30.87 kW,总质量 32.25 kg,静拉力 1 110 N,最高转速 7 000 r/min,减速比 2.55。

根据 PWM 信号的占空比的大小可调整舵角^[17],标准 PWM 信号周期是 20 ms,脉宽范围为 0.5~2.5 ms,脉宽和 0°~180°的舵角对应。通过控制器产生脉宽不同的 PWM 信号控制舵机转动。

定义 Arduino 控制板的数字口作为输出接口,将舵机信号线与数字口连接。继电器输出模块中有 4 个继电器模块。无线发射器和接收器型号 F23-BB-TX^[18],接收

发射器的指令后将信号传递给 Arduino 控制板^[19]。由于旋翼试验台的发动机油门调节通过拉线结构实现, 因此将舵机固定在试验台上, 舵机摇臂连接油门拉线, 调节舵角可使油门拉线伸缩从而改变油门大小, 油门增大, 发动机输出转速升高, 反之降低。当控制板控制舵机和继电器工作, 实现发动机的无线启动、停止以及舵角的增加、减少, 从而实现远程控制发动机油门大小, 调节发动机转速。桨叶角需要在桨叶静止状态下松解桨叶夹具进行调节, 且调整完成后要保证桨叶连接稳定, 确保试验安全性, 因此桨叶角只通过手动调节, 电气控制不具备桨叶角调节功能。

DLE430 双缸直列两冲程发动机的电气接线如图 4 所示。当启动继电器接收到高电平, 开关闭合, 启动电机, 发动机开始运行。当熄火继电器接收到高电平, 开关断开, 发动机停止工作。

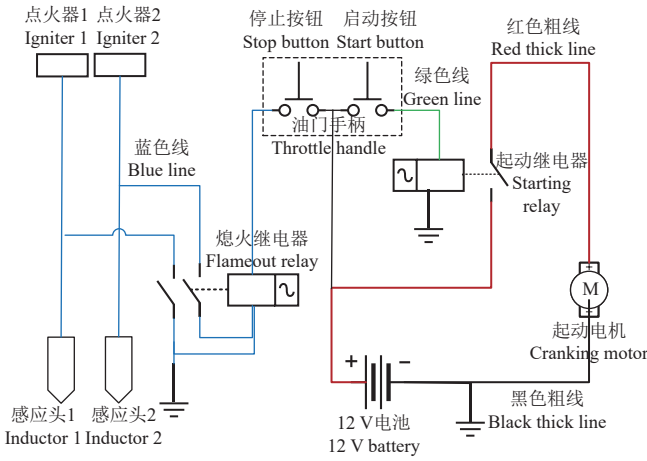


图 4 发动机电气控制接线图

Fig.4 Engine electrical control wiring diagram

2 数值模拟方法

2.1 网格划分及数值模拟

旋翼桨叶围绕旋翼轴的转动产生旋翼流场, 其中桨叶的运动状态是旋翼流场的主要影响因素^[20]。为探究旋翼桨叶的气动特性和数值模拟求解, 采取叶素动量理论研究桨叶的气动特性。

叶素是指桨叶径向方向的微小段, 如图 5a 所示, 无数个叶素构成桨叶, 叶素理论为分析小叶素的运动状态与受力影响。因此, 为了构建叶素的几何特性与旋翼运动状态间耦合关系模型, 利用叶素径向空气动力积分叠加获取桨叶的升力和功率与旋翼几何特性的关系^[21]。叶素在桨叶中的对应表示法如图 5b 所示。在垂直飞行时, 悬停状态下桨叶桨距是固定不变的, 此时桨叶上最大的力为向外侧的离心力, 将叶素沿着桨叶展向积分即可获得离心力。

桨叶沿旋翼轴以 ω 的角速度逆时针方向旋转, 其转动俯视图如图 5c 所示, 桨叶半径 R , 可得桨尖处的速度为 ωR , 桨叶速度记作 v 。此时俯视图中的叶素受力情况如图 5d 所示。

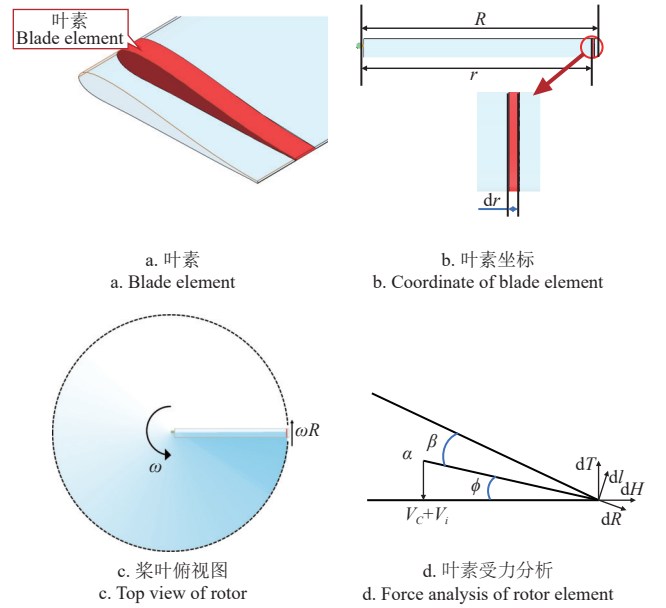
叶素理论的桨叶面积 $s = ncR$, 其中 n 为桨叶片数; c 为桨叶弦长, m 。结合相关参数进行数值模拟仿真可得升力 T 、扭矩 M 、功率 P 的确定解析解^[22]。

$$T = \frac{1}{2} C_T \rho v^2 s \quad (1)$$

$$M = \frac{1}{2} C_M \rho v^2 s R \quad (2)$$

$$P = \frac{1}{2} C_P \rho v^2 s \quad (3)$$

式中 C_T 、 C_M 、 C_P 分别为升力系数、扭矩系数、功率系数; ρ 为空气密度, kg/m^3 ; v 为桨叶线速度, m/s ; s 为桨叶面积, m^2 。



注: R 为桨叶半径, m ; r 为叶素与旋翼轴的距离, m ; dr 为叶素宽度, m ; ω 为旋翼轴角速度, $\text{r}\cdot\text{s}^{-1}$; ωR 为桨尖处速度, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; α 为桨叶角, $(^\circ)$; β 为桨叶切面迎角, $(^\circ)$; ϕ 为来流角, $(^\circ)$; dL 为叶素所受的升力, N ; dD 为叶素所受阻力, N ; V_c 为叶素上垂直上升的相对速度, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; V_i 为诱导速度, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; dT 为叶素所受拉力, N ; dH 为叶素旋转阻力, N 。

Note: R is the blade radius, m ; r is the distance between the blade element and the rotor axis, m ; dr is the blade element width, m ; ω is the rotor axial angular velocity, $\text{r}\cdot\text{s}^{-1}$; ωR is the speed at the blade tip, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; α is the blade angle, $(^\circ)$; β is the angle of attack of the blade section, $(^\circ)$; ϕ is the inflow angle, $(^\circ)$; dL is the lift force exerted on the blade element, N ; dD is the resistance exerted on the blade element, N ; V_c is the relative velocity of vertical rise on blade element, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; V_i is the induced velocity, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; dT is the tensile force applied to the blade element, N ; dH is the rotary resistance applied to the blade element, N 。

图 5 旋翼及其受力分析图

Fig.5 Rotor and its force analysis

运用 CFD 方法进行旋翼悬停状态分析, 首先采用 ANSYS ICEM 进行结构网格划分。构建旋翼试验台动域和静域模型。其中包裹桨叶的动域半径 2.18 m, 高 0.31 m。为保证计算结果的精确性, 降低因计算域过小而导致模拟失真, 假设外部静止域足够大, 该区域底面半径为 3.5 m, 为了避免产生回流, 桨叶中心到静域上底面与下底面分别为 1 和 10 m。

对动域和静域进行三角形面网格划分, 如图 6a、6b 所示, 为提高模拟精度, 细化旋翼节点进行网格优化, 使网格整体质量雅可比比率都大于 0.3, 采用自上而下的方式生成四面体网格, 旋翼体网格数量共计 58 万。由于模拟重点在于旋翼, 同时为了节省计算资源, 静域的网

格尺寸设置为 400 mm, 静域体网格共 420 万。

使用 Fluent 软件对旋翼模型进行数值模拟, 需分别设置边界条件、湍流模型及求解方法。将动域上、下底面分别设置压力出、入口边界条件, 旋翼设为壁面边界条件, 壁面无滑移, 动域和静域均设置成流体。湍流模型控制方程采用剪切压力传输 SST(shear stress transfer)k- ω 模型^[23-24]。使用基于压力的双精度稳态求解器, 计算方法为 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法, 转动方式采用多参考坐标系 MRF(markovrandom field)模型。为增强计算的精度, 数值模拟中对流项、比耗散率的空间离散、湍流动能都设置为二阶迎风, 将松合因子设置为 0.6, 后期可根据收敛情况进行调整, 计算步长 3000 步^[25]。残差曲线默认的设置^[25]为 10^{-3} , 将各项残差值设置为 10^{-5} , 在计算过程中残差曲线会将每步计算的各項值的残差以曲线形式呈现, 直到各项的残差值低于所设定的值, 计算收敛。

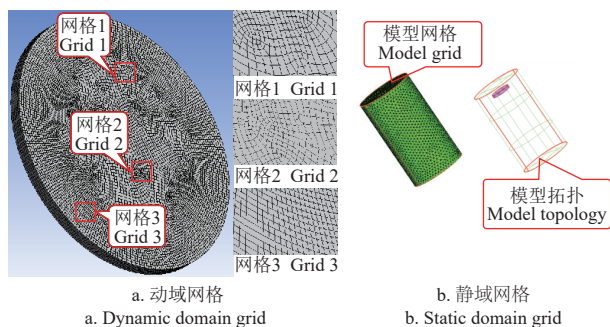


图 6 网格划分
Fig.6 Grid meshing

2.2 数值模拟大气环境参数设定

标准大气压下, 海平面的大气开氏温度 T_0 为 288.15 K, 摄氏温度为 15℃, 压强 P_0 为 101.325 kPa; 密度为 1.225 kg/m^3 ; 在 11 km 以下的对流层中, 海拔高度每增加 1 km, 温度降低 6.5℃^[26]。高度 h 处的气温 T_h 为

$$T_h = 15 - 0.0065 h \quad (4)$$

式中 h 为海拔高度, m; T_h 为高度 h 处的大气温度, 。

海拔 4 km 范围内, 重力加速度变化较小, 故不考虑重力加速度随高度的变化情况, 则高度 h 处的大气压强 P_h 为

$$P_h = P_0 \cdot \left(\frac{T_h + 273.15}{T_0} \right)^{5.226} \quad (5)$$

空气密度由温度和压力决定, 随海拔高度的增加而降低, 其计算式为

$$\rho = \frac{P_h}{0.2869 \cdot (T_h + 273.15)} \quad (6)$$

式中 ρ 为高度 h 的大气密度, kg/m^3 。

由上述分析可知, 海拔高度影响大气温度、压强以及密度, 为研究海拔高度对旋翼性能的影响, 计算得到海平面到 4 km 海拔高度的大气温度、压强以及密度, 如表 2 所示。本研究无人机的应用背景是农业领域, 而世

界最高农耕的海拔上限为 4 750 m, 过高的海拔并无实际意义, 所以本文研究选取海拔高度至 4 km^[27]。

表 2 不同海拔高度下的大气参数

海拔 Altitude/km	温度 Temperature/K	压强 Pressure/kPa	空气密度 Air density/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)
0	288.15	101.325	1.225
1	281.65	89.935	1.113
2	275.15	79.605	1.008
3	268.65	70.255	0.911
4	262.15	61.815	0.822

2.3 数值模拟结果与分析

在数值模拟仿真中设置不同大气参数 (大气温度、大气压强、大气密度) 模拟不同海拔高度, 用监视器监测不同海拔条件下的升力曲线图。待各项值收敛且计算完成后对数值模拟结果进行初步的后处理分析, 在海拔高度为 0, 转速为 1 000 r/min 时, 旋翼升力变化曲线示例如图 7。



图 7 升力变化图

Fig.7 Tension variation diagram

由数值模拟结果得到旋翼升力随海拔高度的变化曲线如图 8a 所示。旋翼升力的数值模拟结果表明: 在海平面到海拔 4 km 范围内, 随着海拔高度的增加, 旋翼升力有明显下降; 同一海拔高度下, 升力与转速成正比。转速 1 000 r/min 时, 与海平面相比, 海拔 2 km 处升力降低约 21.6%; 转速 1 200 r/min 时, 与海拔高度 0 相比, 海拔高度 2 km 处升力降低约 20.22%。

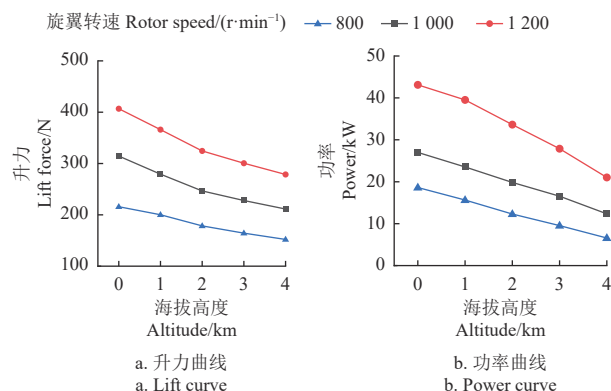


图 8 不同海拔高度下旋翼性能

Fig.8 Rotor performance at different altitudes

用监视器监测不同海拔条件下的扭矩曲线，并将数值模拟的扭矩换算为功率，得到功率随不同海拔高度的变化曲线，如图 8b 所示。数值模拟结果表明：在海平面到 4 km 范围内，随着海拔高度的增加，旋翼功率明显下降，下降速率也增大；相同海拔高度下功率随旋翼转速的增加而增加。转速为 1 000 r/min 时，与海拔高度 0 km 处相比，海拔 2 km 高度处的旋翼功率降低约 26%。

3 性能试验与分析

3.1 试验准备

为了验证本研究所采用数值模拟方法的有效性，搭建旋翼试验台进行实地试验，场地选在昆明理工大学现代农业工程学院附近空地，试验时，实际海拔高度 1.941 km，大气温度 14 ℃，大气压力 80.1 kPa，大气湿度 20%。试验环境中存在常见自然风，实际风速小于 1.5 m/s，试验中旋翼转速远大于环境风速，环境风对旋翼气动性能影响极小，在数值模拟中，有横向环境风对比无环境风在对应旋翼转速下产生升力无较大变化，因此，可忽略环境风对试验的微弱干扰。

将试验台放置地面后利用水平仪将底部调至同一水平面。旋翼试验台如图 9 所示。

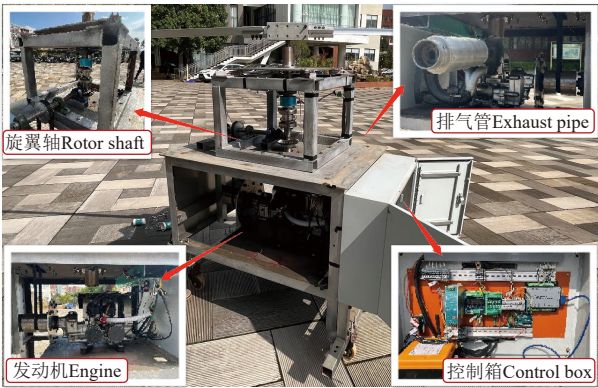


图 9 旋翼试验台实物图
Fig.9 Physical picture of rotor test bench

3.2 试验结果与分析

3.2.1 验证试验

在海拔高度 1.941 km 的大气环境下分别进行旋翼转速为 800、1 000、1 200 r/min 的 3 组试验，试验设定转速与数值模拟仿真中的旋翼转速对应。通过试验得出在不同旋翼转速下的升力与数值模拟结果比较，如图 10 所示。

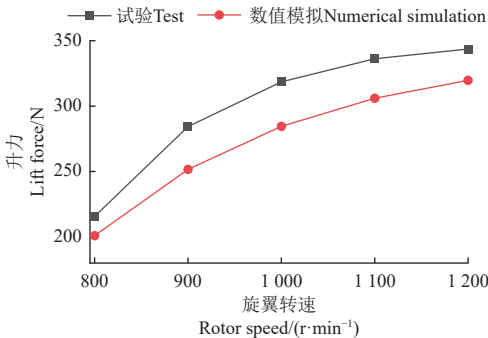


图 10 数值模拟与试验结果
Fig.10 Numerical simulation and test results

通过对比试验得出的升力高于数值模拟结果，试验结果与数值模拟结果的变化趋势一致，升力的误差在 20~30 N 范围内，相对误差在 11.5% 以内。造成误差的原因主要是发动机在高速状态下加、减速，冲击负荷过大，超出同步带承受范围，出现短暂的传动失效现象，若此时霍尔传感器检测到目标转速，停止加速，则传动系统正常运转，传动不再失效，不稳定阶段的转速、升力等数据受摩擦影响较大，但稳定后的转速即采集的数据略高于目标转速，经过测试，发动机转速在 1 200 r/min 范围内，发动机与同步带之间发生失效会产生 120 r/min 以内的转速损失。考虑实际试验环境与预期参数设定有一定的差距，如环境风速，虽然影响较小，但仍会产生影响，结合本研究，升力误差在 20~30 N 范围内，与转速损失的结果有对应关系，验证了数值模拟结果。同时，数值模拟采用二阶迎风格式，精度虽比一阶迎风格式高^[28]，但仍存在假扩散问题，导致数值计算结果出现误差。总误差率小于 10%，试验结果与数值模拟结果误差的幅值或比率均在合理范围内，本研究所采用的数值模拟方法有效。

3.2.2 二次旋转正交组合试验

由于旋翼上表面和下表面的形状不同，旋翼转动时气流经过上下表面的流速存在差异，由伯努利原理可知，上下表面的压力差的出现是产生升力的原因；本研究中旋翼翼型固定，则气流流场是影响升力的关键因素，而旋翼转速和桨叶角是直接影响流场的因素，因此选取桨叶角和旋翼转速作为试验因素。

为探究不同海拔高度下，桨叶角和旋翼转速对旋翼性能以及旋翼试验台性能的影响，采用二次旋转正交组合试验方法在海拔 1.941 km 环境下开展试验，与本团队在海拔 134 m 的试验结果对比^[13]，两海拔高度处的试验方案相同，旋翼性能试验中试验因素为桨叶角 x_1 、旋翼转速 x_2 ，试验指标为升力；旋翼试验台性能试验指标为扭矩、功率。试验因素水平编码如表 3 所示。试验方案和结果如表 4 所示。

表 3 因素水平编码表

Table 3 Factor level coding table

水平 Level	桨叶角 Rotor dip angle $x_1/(^\circ)$	旋翼转速 Rotor speed $x_2/(r \cdot \min^{-1})$
1.414	15	1 262
1	13	1 200
0	8	1 050
-1	3	900
-1.414	1	838

表 4 试验方案和结果

Table 4 Test scheme and results

序号 No.	桨叶角 Rotor dip angle	旋翼转速 Rotor speed	升力 Lift force y_1/N	扭矩 Torque $y_2/(N \cdot m)$	功率 Power y_3/kW
1	1	1	372.38	201.68	25.34
2	-1	1	225.30	195.02	24.51
3	1	-1	241.30	265.95	25.06
4	-1	-1	187.43	249.68	23.53
5	-1.414	0	178.36	205.36	22.58
6	1.414	0	336.95	215.63	23.71
7	0	-1.414	231.56	279.69	24.54
8	0	1.414	384.22	198.65	26.25
9	0	0	309.65	234.90	25.83
10	0	0	301.31	235.32	25.87
11	0	0	319.62	251.01	27.60
12	0	0	315.32	245.63	27.01
13	0	0	325.69	243.95	26.82
14	0	0	314.32	242.16	26.63

通过方差分析和建立回归模型得出各因素对升力的影响。方差分析如表 5 所示, 表中调整 R^2 为 0.934 5, 表明回归模型与试验值符合程度较好。模型 F 值为 35.25, $P < 0.01$, 表明升力与桨叶角和旋翼转速有较显著的相关关系, 拟合水平较好。

去掉不显著因素后建立关于升力、扭矩、功率的二次回归方程如下:

$$y_1 = -413.82 + 0.32x_1 + 0.98x_2 + 0.03x_1x_2 - 1.39x_1^2 \quad (7)$$

$$y_2 = 340.16 - 0.11x_2 - 0.60x_1^2 \quad (8)$$

$$y_3 = -9.52 - 0.06x_1^2 \quad (9)$$

桨叶角和旋翼转速交互作用的响应面如图 11a 所示, 由图 11a 可知, 桨叶角为 $9^\circ \sim 13^\circ$, 旋翼转速在 1 080 ~ 1 200 r/min 时, 旋翼升力较高。在旋翼转速一定时, 随着桨叶角的增大, 升力先上升后下降; 当旋翼转速变化时, 升力变化范围较大。优化结果为旋翼转速 1 116 r/min, 桨叶角 10.44° 时升力为 356.28 N。

表 5 回归模型方差分析

Table 5 Regression model variance analysis

指标 Index	来源 Source	平方和 Sum of squares	自由度 Degree of freedom	F	P	显著性 Significance
升力 Lift force y_1	模型	51 940.13	5	35.25	<0.000 1	***
	x_1	22 602.58	1	76.71	<0.000 1	***
	x_2	18 513.10	1	62.83	<0.000 1	***
	x_1x_2	2 172.03	1	7.37	0.030 0	*
	x_1^2	8 460.49	1	28.71	0.001 1	**
	x_2^2	662.19	1	2.25	0.177 5	
	残差	22 062.68	7			
	失拟项	1 713.24	3	6.54	0.050 7	
	R^2	0.961 8				
扭矩 Torque y_2	模型	8 597.05	5	53.41	<0.000 1	***
	x_1	175.35	1	5.45	0.052 3	
	x_2	6 817.49	1	211.77	<0.000 1	***
	x_1x_2	23.09	1	0.72	0.425 1	
	x_1^2	1 569.60	1	48.76	0.000 2	***
	x_2^2	3.25	1	0.10	0.760 0	
	残差	225.35	7			
	失拟项	32.29	3	0.22	0.876 0	
	R^2	0.974 5				
功率 Power y_3	模型	23.55	5	11.72	0.002 7	**
	x_1	1.97	1	4.90	0.062 5	
	x_2	1.69	1	4.21	0.079 2	
	x_1x_2	0.12	1	0.30	0.599 8	
	x_1^2	19.07	1	47.48	0.000 2	***
	x_2^2	1.95	1	4.85	0.103 4	
	残差	2.81	7			
	失拟项	0.48	3	0.27	0.842 6	
	R^2	0.893 3				
	调整 R^2	0.817 1				

注: *表示差异显著 ($P < 0.05$), **表示差异非常显著 ($P < 0.01$), ***表示差异极显著 ($P < 0.001$)。
Note: * indicates significant difference ($P < 0.05$), ** indicates very significant difference ($P < 0.01$), *** indicates extremely significant difference ($P < 0.001$).

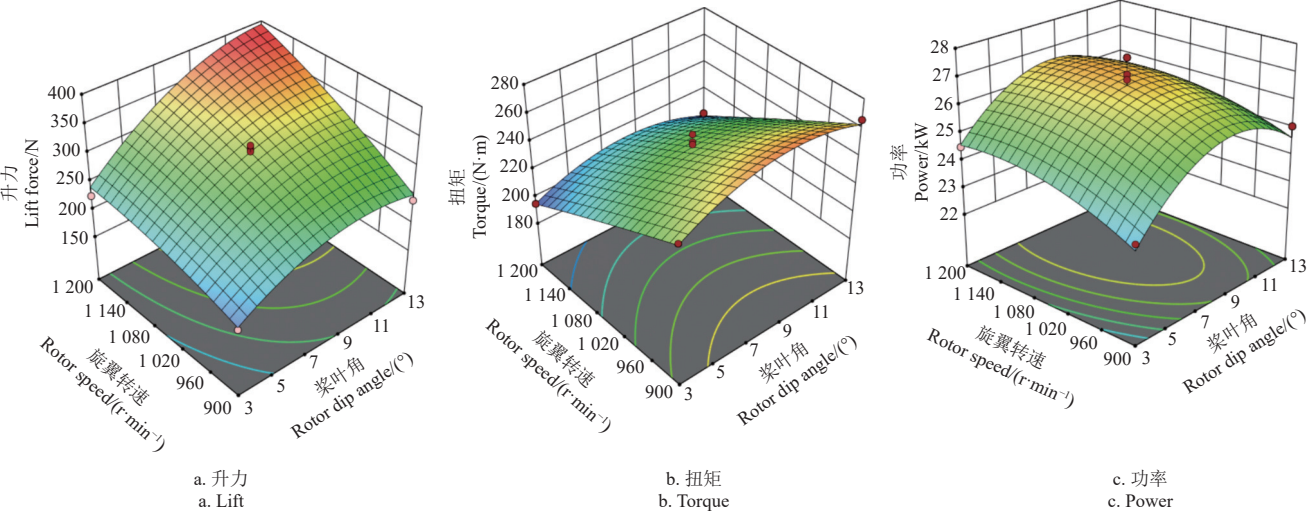


图 11 响应面分析

Fig.11 Response surface analysis

扭矩的响应面如图 11b 所示,由图 11b 可知,在桨叶角为 $11^{\circ}\sim 13^{\circ}$,旋翼转速在 900~960 r/min 时,旋翼轴扭矩较高。在旋翼转速一定时,随着桨叶角的增大,扭矩先上升后下降;在桨叶角一定时,扭矩与旋翼转速成反比;当桨叶角变化时,扭矩变化范围较大。对响应面模型进行分析求解,优化出最佳组合,即旋翼转速在 1 079 r/min,桨叶角在 11.418° 时,扭矩为 232.25 N·m。

由功率响应面如图 11c,桨叶角为 $7^{\circ}\sim 11^{\circ}$,旋翼转速在 1 020~1 080 r/min 时,旋翼功率较高。当旋翼转速一定时,随着桨叶角的增大,功率先上升后下降;桨叶角一定时,功率随转速的增大先上升后下降;当桨叶角变化时,功率变化范围较大。对响应面模型进行分析求解,优化出最佳组合,即旋翼转速在 1 091 r/min,桨叶角在 10.192° 时功率为 26.59 kW。

根据上述试验结果可知旋翼转速在 1 116 r/min,桨叶角在 10.44° 时升力取得最大值为 356.28 N,此时扭矩为 227.35 N·m,功率为 26.54 kW,根据发动机功率 30.89 kW 可得旋翼试验台效率为 85.92%。

本团队 2019 年 1 月 19 日在东北农业大学(海拔 134 m)开展试验,获得的最优方案为桨叶角 12.39° 、旋翼转速 1 200 r/min,此时旋翼升力为 459 N、驱动力矩 300 N·m,发动机功率为 27.6 kW,旋翼试验台效率为 89.35%^[13]。

对比上述结果可知:在海拔 1.941 km 处实地试验结果与海拔 134 m 处的试验结果相比,旋翼升力下降约 22.38%,旋翼驱动扭矩下降约 24.21%,此时发动机功率下降约 3.99%。这是由于两个试验场地之间海拔不同导致大气密度、压强等参数有差异。数值模拟结果得出旋翼转速为 1 200 r/min 时,海拔 2 km 处的旋翼升力比 0 km 下降 20.22%,与实地试验数据相吻合,由此可见数值模拟结果和试验结果相差较小。导致误差的因素有传动系统同步带失效、采集系统中传感器的数据误差。由于试验只涉及海拔、环境参数间的差异,在其他试验条件相同的情况下,试验中的误差因素不影响最终结论。

4 结 论

本研究针对现有试验台的不足,在数值模拟的基础上完成了旋翼试验台的搭建,开展了旋翼性能的仿真分析和试验并与前期试验结果进行对比分析,主要结论如下:

1) 对翼型为 NACA 8-H-12 的旋翼进行建模,采用 CFD 方法对旋翼的气动性能进行数值模拟,数值模拟结果表明:随着海拔高度的增加,升力及功率减小;同一海拔下,升力和功率随转速的增加而增加。

2) 搭建旋翼试验台,采用正交试验设计方法进行试验,旋翼转速在 1 116 r/min,桨叶角在 10.44° 时升力取得最大值 356.28 N,此时扭矩为 227.35 N·m,功率为 26.54 kW,旋翼试验台效率为 85.92%。

3) 该试验台在海拔 1.941 km 处的试验结果与海拔 134 m 处试验结果对比可知,旋翼升力下降约 22.38%,旋翼驱动扭矩下降约 24.21%,发动机功率下降约 3.99%。

[参 考 文 献]

- [1] 袁承程,张定祥,刘黎明,等.近 10 年中国耕地变化的区域特征及演变态势[J].农业工程学报,2021,37(1): 267-278.
YUAN Chengcheng, ZHANG Dingxiang, LIU Liming, et al. Regional characteristics and spatial-temporal distribution of cultivated land change in China during 2009-2018[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2021, 37(1): 267-278. (in Chinese with English abstract)
- [2] 朱浩东,陈冲林,罗建洪,等.高原山区国土调查无人机举证技术的研究[J].地矿测绘,2022,38(1): 36-39.
ZHU Haodong, CHEN Chonglin, LUO Jianhong, et al. Research on UAV proof technology for natural land survey in plateau mountain areas[J]. Surveying and Mapping of Geology and Mineral Resources, 2022, 38(1): 36-39. (in Chinese with English abstract)
- [3] 李继宇,胡满丹,兰玉彬,等.基于文献计量学的 2001-2020 全球农用无人机研究进展[J].农业工程学报,2021,37(9): 328-339.
LI Jiyu, HU Xiaodan, LAN Yubin, et al. Research advance on worldwide agricultural UAVs in 2001-2020 based on bibliometrics[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2021, 37(9): 328-339. (in Chinese with English abstract)
- [4] LEISHMAN G J. Principles of Helicopter Aerodynamics With CD Extra[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.
- [5] 马学谦,孙安平,张小军,等.适应高原天气与地形的人工增雨无人机研制及试验[J].农业工程学报,2017,33(15): 105-111.
MA Xueqian, SUN Anping, ZHANG Xiaojun, et al. Development and experiment of enhancement precipitation unmanned aerial vehicle adapted to weather and topography of plateau[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2017, 33(15): 105-111. (in Chinese with English abstract)
- [6] 张海艳,兰玉彬,文晟,等.植保无人机旋翼风场模型与雾滴运动机理研究进展[J].农业工程学报,2020,36(22): 1-12.
ZHANG Haiyan, LAN Yubin, WEN Sheng, et al. Research progress in rotor airflow model of plant protection UAV and droplet motion mechanism[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2020, 36(22): 1-12. (in Chinese with English abstract)
- [7] 刘浩蓬,龙长江,万鹏,等.植保四轴飞行器的模糊 PID 控制[J].农业工程学报,2015,31(1): 71-77.
LIU Haopeng, LONG Changjiang, WAN Peng, et al. Fuzzy self-adjusting proportion integration differentiation for eppo quadcopter[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2015, 31(1): 71-77. (in Chinese with English abstract)
- [8] 周志艳,明锐,臧禹,等.中国农业航空发展现状及对策建议[J].农业工程学报,2017,33(20): 1-13.
ZHOU Zhiyan, MING Rui, ZANG Yu, et al. Development status and countermeasures of agricultural aviation in China. [J] Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2017, 33(20): 1-13. (in Chinese with English abstract)
- [9] 张豪,祁力钧,吴亚垒,等.基于 Porous 模型的多旋翼植保无人机下洗气流分布研究[J].农业机械学报,2019,

- 50(2): 112-122.
- ZHANG Hao, QI Lijun, WU Yalei, et al. Spatio-temporal distribution of down-wash airflow for multi-rotor plant protection UAV based on porous model[J]. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2019, 50(2): 112-122. (in Chinese with English abstract)
- [10] 臧英, 何新刚, 周志艳, 等. 电动多旋翼植保无人机升力特性综合测评方法[J]. *农业工程学报*, 2018, 34(14): 69-77.
- ZANG Ying, HE Xingang, ZHOU Zhiyan, et al. Comprehensive evaluation method for lifting characteristics of electric multi-rotor UAV for plant protection[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE)*, 2018, 34(14): 69-77. (in Chinese with English abstract)
- [11] 于立宝. 农用无人旋翼机旋翼系统气动分析与试验研究[D]. 哈尔滨: 东北农业大学, 2015.
- YU Libao. Aerodynamic Analysis and Experimental Research on Rotor System Of Agricultural Unmanned Rotorcraft[D]. Harbin: Northeast Agricultural University, 2015. (in Chinese with English abstract)
- [12] 张弛. 螺旋桨扭矩实验台的设计与实现[D]. 哈尔滨: 东北农业大学, 2020.
- ZHANG Chi. Design and Realization Of Propeller Torque Experiment Platform[D]. Harbin: Northeast Agricultural University, 2020. (in Chinese with English abstract)
- [13] 余齐航. 油动大载荷无人机旋翼试验台设计与试验研究[D]. 昆明: 昆明理工大学, 2020.
- YU Qihang. Research on Rotor System Of Oil-powered Heavy-duty Unmanned Helicopter[D]. Kunming: Kunming University of Science and Technology, 2020. (in Chinese with English abstract)
- [14] 姜心淮, 赵良玉, 李兴城. 高原环境下小型旋翼悬停性能数值模拟研究[J]. *航空兵器*, 2020, 27(5): 58-62.
- JIANG Xinhui, ZHAO Liangyu, LI Xingcheng. Numerical simulation of small rotor hover performance in plateau environment[J]. *Aviation Weapons*, 2020, 27(5): 58-62. (in Chinese with English abstract)
- [15] KAMRUZZAMAN M, NEPAL S, AL ARAFA M. Aerodynamic analysis of micro aerial vehicle rotor blade at low reynolds number[J]. *Asian Journal of Engineering and Applied Technology*, 2021, 10(2): 1-10.
- [16] VERMEER L J, SORESENSEN J N, CRESPO A. Windturbine wake aerodynamics[J]. *Progress in Aerospace(Sciences)*, 2003, 39(6/7): 467-510.
- [17] 姜锐, 周志艳, 徐岩, 等. 植保无人机药箱液量监测装置的设计与试验[J]. *农业工程学报*, 2017, 33(12): 107-115.
- JIANG Rui, ZHOU Zhiyan, XU Yan, et al. Design and experiment of liquid quantity monitor for pesticide tank in spraying UAV[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering*, 2017, 33(12): 107-115. (in Chinese with English abstract)
- [18] 刘建刚, 赵春江, 杨贵军, 等. 无人机遥感解析田间作物表型信息研究进展[J]. *农业工程学报*, 2016, 32(24): 98-106.
- LIU Jiangang, ZHAO Chunjiang, YANG Guijun, et al. Review of field-based phenotyping by unmanned aerial vehicle remote sensing platform[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE)*, 2016, 32(24): 98-106. (in Chinese with English abstract)
- [19] 田志伟, 薛新宇, 崔龙飞, 等. 植保无人机昼夜作业的雾滴沉积特性及棉蚜防效对比[J]. *农业工程学报*, 2020, 36(5): 69-77.
- TIAN Zhiwei, XUE Xinyu, CUI Longfei, et al. Comparison of droplet deposition characteristics and cotton aphid control effect of plant protection UAV working during the day and night[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering*, 2020, 36(5): 69-77. (in Chinese with English abstract)
- [20] 蒋蘋, 杨希文, 罗亚辉, 等. 蔬菜气雾栽培箱不同气流循环方式的流场和温度场 CFD 模拟[J]. *农业工程学报*, 2019, 35(16): 233-241.
- JIANG Pin, YANG Xiwen, LUO Yahui, et al. CFD simulation of flow field and temperature field of different air flow circulation modes in vegetable aeroponics cultivation box[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE)*, 2019, 35(16): 233-241. (in Chinese with English abstract)
- [21] 陈安杰, 王策, 贾娅娅, 等. 基于 BEM 的风力机叶片气动性能计算分析[J]. *工程力学*, 2021, 38(S1): 264-268.
- CHEN Anjie, WANG Ce, JIA Yaya, et al. Computation and analysis of aerodynamic performance of wind turbine blade based on BEM[J]. *Engineering Mechanicse*, 2021, 38(S1): 264-268. (in Chinese with English abstract)
- [22] 李国强, 聂万胜, 程钰锋, 等. 临近空间螺旋桨气动性能数值分析[J]. *飞机设计*, 2012, 32(6): 18-22.
- LI Guoqiang, NIE Wansheng, CHENG Yufeng, et al. The numerical study of propeller aerodynamics characteristic in near space[J]. *Aircraft Design*, 2012, 32(6): 18-22. (in Chinese with English abstract)
- [23] 文晟, 兰玉彬, 张建桃, 等. 农用无人机超低容量旋流喷嘴的雾化特性分析与试验[J]. *农业工程学报*, 2016, 32(20): 85-93.
- WEN Sheng, LAN Yubin, ZHANG Jiantao, et al. Analysis and experiment on atomization characteristics of ultra-low-volume swirl nozzle for agricultural unmanned aviation vehicle[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE)*, 2016, 32(20): 85-93. (in Chinese with English abstract)
- [24] 王昌陵, 宋坚利, 何雄奎, 等. 植保无人机飞行参数对施药雾滴沉积分布特性的影响[J]. *农业工程学报*, 2017, 33(23): 109-116.
- WANG Changling, SONG Jianli, HE Xiongkui, et al. Effect of flight parameters on distribution characteristics of pesticide spraying droplets deposition of plant-protection unmanned aerial vehicle[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering*, 2017, 33(23): 109-116. (in Chinese with English abstract)
- [25] 胡聪旭, 周建平, 刘新德, 等. 前飞来流和侧风对植保无人机下洗流场影响的数值模拟研究[J]. *中国农机化学报*, 2022, 43(5): 61-70.
- HU Congxu, ZHOU Jianping, LIU Xinde, et al. Numerical simulation of the effects of incoming flow and crosswinds on airflow field of plant protection UAV[J]. *Journal of Chinese Agricultural Mechanization*, 2022, 43(5): 61-70. (in Chinese with English abstract)
- [26] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- [27] 孙尚志, 虞孝感. 西藏耕作业的地域分布特征[J]. *自然资源*, 1982(1): 70-75.

SUN Shangzhi, YU Xiaogan. Regional distribution characteristics of tillage in Tibet[J]. Journal of Natural Resources, 1982(1): 70-75. (in Chinese with English abstract)

[28] HOLFMAN W C, HEWITT A J. Comparison of three imaging systems for water-sensitive papers[J]. *Application Engineering of Agriculture*, 2005, 21(6): 961-964.

Aerodynamic performance of plant protection UAV rotor at different altitudes

WANG Fa'an^{1,2}, LI Donghao^{1,2}, YU Xiaolan^{1,2,3}, FENG Jiang⁴, YU Qihang^{1,2,5}, LI Annan^{1,2}, ZHANG Zhaoguo^{1,2*}

(1. Faculty of Modern Agricultural Engineering, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, China; 2. Research Center on Mechanization Engineering of Chinese Medicinal Materials in Yunnan Universities, Kunming 650500, China; 3. Guizhou Agricultural Machinery Technology Promotion Station, Guiyang 550003, China; 4. College of Electrical and Information, Northeast Agricultural University, Harbin 150030, China; 5. College of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200241, China)

Abstract: The performance of plant protection drones can depend mainly on the atmospheric environment in plateau areas. In this study, a plant protection unmanned aerial vehicle (UAV) rotor test bench was designed with adjustable rotor speed and real-time monitoring of engine speed, rotor lift, and output torque. The rotor speed was adjusted via the engine throttle, where the throttle line was pulled by the servo crank. The output speed of the engine was achieved to adjust the rudder angle, according to the PWM signal duty cycle. A set of data acquisition software was developed for the rotor test bench, in order to monitor engine speed, rotor lift, and torque parameters, and then display them in real time. The overall structure of the test bench consisted of the rotor, transmission, power, data acquisition, and servo control system, together with the platform. A sensor, control, and data acquisition were built with a data acquisition card as the core, and then the infrared remote control was added to increase the safety of the test. The rotor test bench was equipped with a DLE430 dual-cylinder inline two-stroke engine, with a rotor radius of 1.51 m, an airfoil of NACA 8-H-12, and a blade number of 2. This design fully met the technical indicators of the rotor system in the test state, such as the strength, stiffness, vibration, and accuracy. The blade element momentum was adopted to explain the aerodynamic characteristics of blades. The computational fluid dynamics (CFD) simulation was used to complete the solution. The rotor aerodynamic performance was numerically simulated at the speeds of 800, 1 000, and 1 200 r/min, respectively, within the altitude of 0, 1, 2, 3, and 4 km, respectively. The second-order upwind scheme was used in the numerical simulation, indicating a more accurate performance than the first-order upwind scheme. A systematic investigation was made to explore the effects of blade angle and rotor speed on rotor lift, test bench torque, and power using quadratic rotation orthogonal experiments and response surface method (RSM). The rotor performance tests were conducted, where the lift was taken as an indicator. The viewing performance tests of spread rotor test benches were also carried out, where the torque and power were as indicators. The quadratic regression equations were established for the lift, torque, and power. The relationship was determined between the rotor lift, test bench output torque, as well as the power and blade angle. The rotor speed shared a significant correlation and a good fitting level. The experimental results show that the rotor power decreased significantly with the increase of altitude, whereas, the descent rate increased. The power increased with the increase of speed at the same altitude. Furthermore, the power at an altitude of 2 km decreased by about 26% at a rotor speed of 1 000 r/min, compared with an altitude of 0 km. The optimized rotor speed was 1 116 r/min, the blade angle was 10.44°, the maximum lift was 356.28 N, the torque was 227.35 N·m, the power was 26.54 kW, and the efficiency of the rotor test bench was 85.92% at an altitude of 4 km. Compared with the experiment at an altitude of 134 meters, the lift of the rotor at an altitude of 1.941 km decreased by 22.38%, which was consistent with the decrease of 20.22% in numerical simulation. The driving torque of the rotor decreased by about 24.21%, and the engine power difference was about 3.99%. There was a reasonable range in the error ratio between the experimental and simulation. In addition, the variation trend of the experimental results was consistent with the numerical simulation, indicating a relatively small error. The main reason for the error was the frictional resistance of the power device composed of the rotor and engine in the experimental device during sliding. The findings can provide a strong reference for the high-load plant protection UAV at high altitudes.

Keywords: plant protection; UAV; numerical simulation; aerodynamic performance; altitude