doi:10.6041/j.issn.1000-1298.2023.08.008

农用多旋翼无人机作业能耗白盒模型构建与试验

李继宇　张植勋　赵胤伟　沈　卓　刘知杰　吕　佳
（华南农业大学工程学院，广州 510642）

摘要：为了减少因能量有限而导致无人机飞行时间有限的问题，研究农用无人机在飞行时的作业能耗是十分必要的。本研究以农用多旋翼无人机为研究对象，采用白盒建模的方法，依照动力系统各部件原理，构建了农用无人机的飞行总效率模型，再根据农用无人机的飞行特点，建立了一种针对农用无人机的作业能耗模型，并通过对农用无人机的速度、载荷和航程这 3 个动态参数分组试验得到的数据进行了验证。结果表明，模型具有较高的精度，最大平均误差约为 6.582%，最大绝对误差中位数约为 7.654%。最后对模型的各个参数进行分析，引入模型修正系数对模型进行修正，修正后的模型精度相比修正前的最大平均误差减少约 3.092 个百分点，误差中位数减少约 3.612 个百分点，修正后效果显著。本研究构建的理论模型可以用于农用无人机作业能耗的计算和预测，在规划无人机任务前就可以得到相应的作业能耗并进行优化，也可以适配不同控制器的其他旋翼机型，具有一定的应用价值。

关键词：农业；无人机；能耗；白盒模型
中图分类号：S252　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1000-1298(2023)08-0087-10　　**OSID**：

Construction and Experiment of White Box Model for Energy Consumption of Agricultural Multi-rotor UAV Operation

LI Jiyu　ZHANG Zhixun　ZHAO Yinwei　SHEN Zhuo　LIU Zhijie　LÜ Jia
(*College of Engineering*, *South China Agricultural University*, *Guangzhou* 510642, *China*)

Abstract: In order to reduce the problem of limited flight time of UAVs due to limited energy, it is necessary to study the operational energy consumption of agricultural UAVs during flight. Taking agricultural multi-rotor UAV as the research object, the white-box modeling method was used to construct the total flight efficiency model of agricultural UAV according to the principle of each component of the power system, and then an operational energy consumption model was established for agricultural UAV according to the flight characteristics of agricultural UAV, and the data obtained were verified by grouping tests of three dynamic parameters, namely speed, load and range of agricultural UAV. The results showed that the model had a high accuracy, with a maximum average error of about 6.582% and a median maximum absolute error of about 7.654%. Finally, each parameter of the model was analyzed and the model correction coefficient was introduced to correct the model, and the accuracy of the corrected model was reduced by about 3.092 percentage points of the maximum mean error and about 3.612 percentage points of the median error compared with the maximum mean error before the correction, which was significant after the correction. The theoretical model constructed can be used for the calculation and prediction of agricultural UAV operation energy consumption, and the corresponding operation energy consumption can be obtained and optimized before planning the UAV mission, and it can also be adapted to other rotor models with different controllers, which had certain application value.

Key words: agriculture; UAV; energy consumption; white-box model

0　引言

当前我国农用无人机在所有机型中超过 80%，农用无人机的优势主要体现在：用途广泛，无人机在农业领域可以进行喷药施肥[1]、授粉播种[2]、农情监测[3]、生物检测[4]和放牧喂食[5]等任务。使用方

收稿日期：2022-09-09　修回日期：2022-12-10
基金项目：广东省自然科学基金项目(2021A1515010736)和广州市重点研发计划项目(2023B03J1323)
作者简介：李继宇(1979—)，男，教授，博士生导师，主要从事精准农业航空研究，E-mail：lijiyu@scau.edu.cn
通信作者：吕佳(1979—)，女，讲师，博士，主要从事精准农业航空研究，E-mail：lvjia@scau.edu.cn

便效率高,其作业地形不受限制,还可以通过航线完成监测和撒药等作业,植保用药效率高,可以最大程度减少病虫害;经济效益明显,例如其单位植保费用相比传统方法低 30% ~50%,效率是人工的20 ~50 倍。

农用无人机根据类型可以分为单旋翼、多旋翼、固定翼,按旋翼类型目前主要有 4 旋翼、6 旋翼、8 旋翼及更多旋翼构型,目前大规模使用的是 4 旋翼和 6 旋翼。根据能源类型可以分为电动和油动,其中无人机电动转换效率为 70%,油动转换效率为 30%,因此本文针对以锂电池为动力的农用无人机进行研究。目前商品锂电池的能量密度普遍低于 200 W·h/kg,使得农用无人机配套的电池可供续航时间最多为 20 min,难以满足当前农用无人机对长航程、长航时、大负载的作业需求。虽然增加电池数量和减少载荷可以提高续航能力,但前者增加重量,导致额外的能量消耗,后者降低了效率[6]。为了降低因电池容量有限而导致无人机飞行时间有限的影响,对农用无人机在飞行时的作业能耗进行研究是十分必要的。

目前针对农用无人机作业能耗研究主要围绕黑盒或白盒建模。黑盒建模主要通过数据预处理、回归法、实验法和测试法等针对整体系统的各个模块实际的作业能耗数据进行采集,并拟合成有关函数进行建模。ABEYWICKRAMA 等[7]通过使用实验法对无人机各种状态下电池使用情况进行研究,得到一个完整的无人机能耗模型,但该方法只针对单款无人机在单种电池使用情况下进行研究,缺乏对无人机系统的原理性分析。PRASETIA 等[8]通过使用数据收集、数据预处理和回归法提出了一种基于任务的无人机能耗预测模型,然而该方法缺乏对无人机能耗规律的研究。林晋立等[9]通过测试法搭建测试平台构建了针对多旋翼农用无人机功率能耗计算的理论模型,不过该方法并未通过实际飞行测试,只使用试验架进行固定测试。ÇABUK 等[10]通过黑盒模型中经验测量法得出每个子系统能耗对整体能耗的影响,但该研究缺少对电机这个消耗最大的子系统进行进一步原理性分析。TRAUB[11]通过测试法使用不同种类锂电池进行风洞研究以评估电池放电行为,得到一个准确的续航估计值,通过研究电池在无人机飞行过程的能耗消耗情况对农用无人机作业能耗的研究具有一定的借鉴意义。黑盒建模研究虽然可以更加准确得到无人机的模型,但只是针对被测无人机进行建模,且需要大量重复的试验,存在一定局限性。

白盒建模主要通过研究整体性系统的各个模块(包含电机、螺旋桨、电池、电调等)或者飞行任务下的原理推导进行建模。DORLING 等[12]通过整体建模方法推导得出多旋翼无人机在悬停时的能耗,主要重点是将消耗的功率与无人机重量联系起来,没有分析在飞行、起飞或着陆期间的能耗。ACHTELIK 等[13]通过研究微型飞行器上 4 个以上螺旋桨和电机的影响,针对几种类型的多旋翼进行建模,以比较它们的动力学、效率和冗余,然而该方法只针对螺旋桨和电机进行建模分析,缺乏对整个动力系统进行建模和分析。SHI 等[14]通过研究螺旋桨、电机、电调、电池这 4 个动力系统的主要部件,得到适合多种机型性能综合评价方法,不过该方法仅针对无人机进行静态模型建模,没有对有关动态模型建模的进一步分析。BEZZO 等[15]研究飞行任务 3 个阶段的能耗特点,然而该研究最后只专注于匀速段路径,忽略了路径的加速部分和减速部分。白盒建模研究相较于黑盒建模减少了比较多的重复性试验,从原理性分析可以更好地了解农用无人机任务飞行的能耗变化特点,且通过该方法建立的模型可以更好的规划无人机任务以降低能耗。

国内外学者已从不同的角度对无人机作业能耗建模进行研究,提供了较高的参考价值。对于目前针对农用无人机飞行任务下不同飞行参数下的作业能耗缺乏有效评估的问题,本文在前人研究的基础上,通过白盒建模方法针对农用无人机动力系统各个能耗部件进行建模,并结合农用无人机任务中的飞行过程得到作业能耗模型,通过建立一个可靠且完整的农用无人机作业能耗模型,来评估飞行任务下的作业能耗。同时上述国内外研究所使用的无人机大多数轴距和尺寸较小,比较适用于航拍、巡检等简单任务,没有针对农用无人机的任务特点进行研究。因此,本研究针对农用无人机飞行任务中的速度、航程和载荷这 3 个动态参数设计试验,并进行试验验证,以验证模型的有效性。

1 白盒理论模型构建

理论模型主要是由电池输入功率和螺旋桨输出功率的总效率模型以及克服重力所做的功、加速减速段所做的功和克服空气阻力所做的功的做功模型组成,其中总效率模型表示电池输入功率到螺旋桨输出功率的转化关系。如图 1 所示,首先根据农用无人机所使用的动力系统的螺旋桨、电机、电调和电池这 4 个组件的原理进行白盒建模[16],得到总效率模型,然后根据所得到的无人机总效率模型结合无人机飞行过程的动态飞行参数,计算出无人机匀速直线飞行所需的能量,包括保持无人机高度所需能

量与克服空气阻力所需能量的总和，最终得到农用无人机的作业能耗模型。

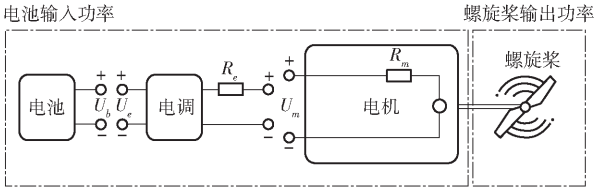


图 1　总效率模型示意图

Fig. 1　Schematic of total efficiency model

当前作业能耗模型的输入参数为动力系统参数和飞行参数。其中动力系统参数是来自所使用无人机供应商提供的参数，飞行参数是来自飞行任务时所设定的参数，阻力参数中无人机受空气阻力影响的有效面积近似为无人机最大截面面积[17]，阻力系数为无人机整体的阻力系数[18]。

1.1　总效率模型构建

为了得到总效率模型，需要对农用无人机所使用的动力系统螺旋桨、电机、电调和电池这 4 个组件进行建模。在建模时首先需要计算螺旋桨输出功率，再根据螺旋桨输出功率对应的螺旋桨转速和转矩，求出电池输入功率。

1.1.1　螺旋桨输出功率

农用无人机在不同任务下有不同的高度，处于不同环境也存在不同的温度，不同高度和温度下的大气压强和空气密度不同，这两个因素都直接影响无人机螺旋桨所提供的推力，进而对无人机的能耗存在影响。将无人机当前高度 h 和温度 T_t 输入，求解出当前大气压强 p_a[19] 和空气密度 ρ 为

$$p_a = 101\ 325\left(1 - 0.006\ 5\frac{h}{273 + T_t}\right)^{5.256\ 1} \tag{1}$$

$$\rho = \frac{273p_a}{101\ 325(273 + T_t)}\rho_0 \tag{2}$$

式中　ρ_0——标准空气密度

农用无人机通常采用定直径和定螺距的螺旋桨，螺旋桨转速 N[20] 为

$$N = 60\sqrt{\frac{T}{D_P^4 C_T \rho}} \tag{3}$$

其中

$$T = \frac{m_0 g}{n_p} \tag{4}$$

$$C_T = \frac{1}{4}\pi^3 \lambda \xi^2 B_P K_0 \frac{\varepsilon\beta_p - \alpha_0}{\pi A + K_0} \tag{5}$$

式中　T——单个螺旋桨所提供的拉力

D_P——螺旋桨直径

C_T——螺旋桨拉力系数

m_0——整机质量

g——重力加速度

n_p——螺旋桨个数

λ——叶片翼型面积修正系数

ξ——位置系数

B_P——桨叶数量

K_0——升力曲线斜率

ε——下洗气流校正因子

β_p——螺旋桨桨叶角

α_0——螺旋桨零升力角

A——展弦比

螺旋桨转矩是指螺旋桨运转时克服空气阻力所需的转矩，则螺旋桨转矩 M[21] 为

$$M = C_Q \rho \left(\frac{N}{60}\right)^2 D_P^5 \tag{6}$$

其中

$$C_Q = \frac{1}{8A}\pi^2 C_d \xi^2 \lambda B_P^2 \tag{7}$$

$$C_d = C_{fd} + \frac{\pi A K_0^2}{e}\frac{(\varepsilon\beta_p - \alpha_0)^2}{(\pi A + K_0)^2} \tag{8}$$

式中　C_Q——螺旋桨转矩系数，是螺旋桨转矩的无纲量系数

C_d——螺旋桨叶片截面翼型的阻力系数

C_{fd}——零升阻力系数

e——奥斯瓦尔德效率因子

螺旋桨桨叶角定义为中螺旋桨的旋转平面（A－B）与螺旋桨桨叶弦线（A－C）之间的夹角。假设其沿其半径方向保持不变，则桨叶角 β_p 为

$$\beta_p = \arctan\frac{H_P}{\pi D_P} \tag{9}$$

式中　H_P——螺旋桨螺距

将上面建模得到的螺旋桨拉力特性和转矩特性与常见二叶螺旋桨试验数据进行比较，综合考虑不同螺旋桨的型号和工艺，选取一组适应性较广的平均参数[22]，则取值为：$A = 5$，$\varepsilon = 0.85$，$\lambda = 0.75$，$\xi = 0.5$，$e = 0.83$，$C_{fd} = 0.015$，$\alpha_0 = 0°$，$K_0 = 6.11$。

综合以上公式可计算螺旋桨输出功率 P_p 为

$$P_p = \frac{\pi}{30}n_p MN \tag{10}$$

1.1.2　电池输入功率

在飞行中，螺旋桨和电机可以视为一个整体，所以螺旋桨转矩等价于电机负载转矩、螺旋桨转速等价于电机空载转速，而且农用无人机一般使用无刷直流电机，无刷电机可以等效为一个永磁直流电机模型[23]，结合电机基本参数可得出电机等效电压 U_m 和电机等效电流 I_m[24] 为

$$U_m = \left(\frac{M}{K_T} + I_{m0}\right)R_m + K_E N \tag{11}$$

$$I_m = \frac{M}{K_T} + I_{m0} \tag{12}$$

式中　K_T——电机转矩常数

K_E——电机反电势常数

I_{m0}——电机空载电流

R_m——电机内阻

电机转矩常数 K_T 和电机反电势常数 K_E 存在关系式[24]，为

$$K_T = 9.55K_E \tag{13}$$

其中

$$K_E = \frac{U_{m0} - I_{m0}R_m}{K_{V0}U_{m0}} \tag{14}$$

式中 U_{m0}——电机空载电压

K_{V0}——电机空载 KV 值

电调调制下无刷电机的转速范围主要取决于电机负载转矩与电池电压，所以电调调节占空比后的等效直流电压 U_e 为

$$U_e = U_m + I_m R_e \tag{15}$$

式中 R_e——电调内阻

电调输出电压占空比可以等效反映油门大小，所以电调输出电压占空比 σ 和电调输入电流 I_e 为

$$\sigma = \frac{U_e}{U_b} \tag{16}$$

$$I_e = \sigma I_m \tag{17}$$

式中 U_b——电池电压

电池除了提供动力系统的电流，还提供其他机载设备（如飞行控制器、机载计算机等）电流，同时电池电流在传输过程会出现电流损耗，根据测算这部分所消耗的电流 I_o 一般约为 1 A。所以电池电流 I_b 为

$$I_b = n_r I_e + I_o \tag{18}$$

综合以上公式得电池输入功率 P_b 为

$$P_b = U_b I_b \tag{19}$$

1.1.3 总效率模型

最终根据螺旋桨输出功率 P_p 和电池输入功率 P_b 得到总效率 η_{total} 为

$$\eta_{total} = \frac{P_p}{P_b} = \frac{\frac{\pi}{30}n_r MN}{U_b I_b} \tag{20}$$

1.2 作业能耗模型构建

为了构建最终的作业能耗模型，对农用无人机的整个飞行过程的作业能耗参数进行研究。其中作业能耗参数中无人机的载荷主要影响飞行时克服重力所做的功，速度和无人机航程主要影响整段飞行任务的作业能耗。建模时结合总效率模型后，再对飞行任务中速度、航程和载荷的这 3 个动态参数进行分析，得到最终的作业能耗模型。如图 2 所示，无人机飞行时克服重力所做的功为 E_G，在带载荷时还会受到额外的重力影响。再根据动能定理，得到加速减速段所做的功为 E_K，最后结合阻力所做的功为 E_D，经过总效率模型转换得到所需作业能耗 E。

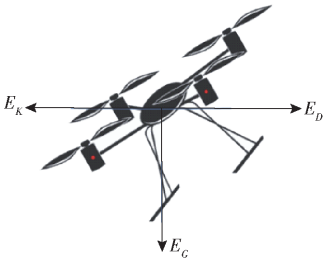


图 2 作业能耗示意图

Fig. 2 Schematic of dynamic energy consumption

1.2.1 无人机克服重力所做的功 E_G

根据激励盘理论，螺旋桨可以简化为一个无厚度可穿透的圆盘[25]，所有螺旋桨圆盘的总面积 A_t 为

$$A_t = n_r \pi \left(\frac{D_P}{2}\right)^2 \tag{21}$$

在飞行时，空气流过螺旋桨，向下推动空气，螺旋桨每秒向下推动的空气质量 m_α 为

$$m_a = \rho A_t v_a \tag{22}$$

其中

$$v_a = \left(\frac{2m_0 g}{\rho A_t}\right)^{\frac{1}{2}} \tag{23}$$

式中 v_a——流过螺旋桨圆盘的空气速度

所有螺旋桨对空气质量 m_a 施加的力 F_P 等于无人机的重力，F_P 为

$$F_P = m_a v_a = m_0 g \tag{24}$$

最后可得功率 P_0[26] 为

$$P_0 = \frac{\rho A_t v_a^3}{2} = \left(\frac{2}{\rho A_t}\right)^{\frac{1}{2}} (m_0 g)^{\frac{3}{2}} \tag{25}$$

农用无人机沿着直线飞行，如图 3 所示。在 t_0 时刻，从 v_0 开始加速直到在 t_1 达到速度 v_1。保持速度直到 t_2，在 t_3 减速到 v_0，假设速度 v_1 和 v_2 相同，速度都等于 v，无人机克服重力所做的功 E_G 为

$$E_G = \left(\frac{d}{v} + \frac{v}{a}\right) P_0 \tag{26}$$

式中 d——飞行距离 v——飞行速度

a——加速度

1.2.2 加速减速段所做的功 E_K

根据动能定理，如图 3 所示，假设速度 v_1 和 v_2 相同，且等于设定速度 v，则加速减速段所做的功相

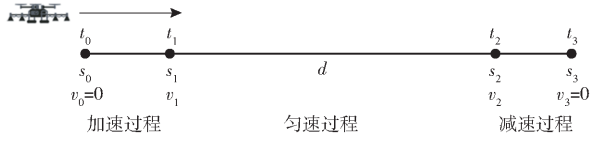


图 3 加速减速段所做功示意图

Fig. 3 Schematic of work done by acceleration and deceleration sections

同，E_K为

$$E_K = m_0 v^2 \tag{27}$$

1.2.3　克服空气阻力所作的功 E_D

在飞行过程中，无人机受到空气阻力影响，无人机所受阻力 F_D[27]为

$$F_D = \frac{1}{2}\rho C_D A_e v^2 \tag{28}$$

式中　A_e——无人机受空气阻力影响的有效面积

C_D——阻力系数

农用无人机沿着直线飞行，会持续受到空气阻力，则克服空气阻力所做的功 E_D为

$$E_D = \frac{1}{2}\rho d C_D A_e v^2 \tag{29}$$

1.2.4　农用无人机作业能耗

根据叠加原理，综合克服重力所作的功为 E_G、加速减速段所做的功为 E_K、阻力所做的功为 E_D，再经过总效率模型转换得到所需要提供的动态能量，得到最终的作业能耗模型 E 为

$$E = \frac{\frac{\pi}{30} n_r MN}{U_b I_b}\left[\left(\frac{d}{v} + \frac{v}{a}\right)P_0 + m_0 v^2 + \frac{1}{2}\rho d C_D A_e v^2\right] \tag{30}$$

2　模型验证

设计不同的试验来验证所构建作业能耗模型的有效性。对于农用无人机飞行任务下的应用场景，农用无人机应用在不同任务下需要携带不同的设备即挂载质量不同的载荷[28]，如测绘需要挂载相机，遥感需要挂载高光谱成像仪，施药需要挂载药箱等，对于不同任务下需要设定不同的速度，不同地块也需要设计不同长度的航程。因此针对农用无人机飞行任务中速度、航程和载荷的这 3 个动态参数，设计试验对比不同速度、航程和载荷下机载采集设备采集得到的作业能耗数据与相同条件下理论模型计算的作业能耗数据，以此来验证模型的有效性。

2.1　试验场地

试验在华南农业大学华山运动场和华南农业大学教学科研基地进行。试验期间使用 Kestrel 的 NK5500 型气象站记录风速和风向，如图 4 所示。试验时风速基本集中在 3.3 m/s 以下，根据风力等级划分，风速 3.3 m/s 以下为轻风，气象环境较为稳定，符合试验要求[29]。

2.2　材料和设备

为了验证所得到的作业能耗模型，所有试验主要使用自行组装的专用型无人机 A（型号为飞越

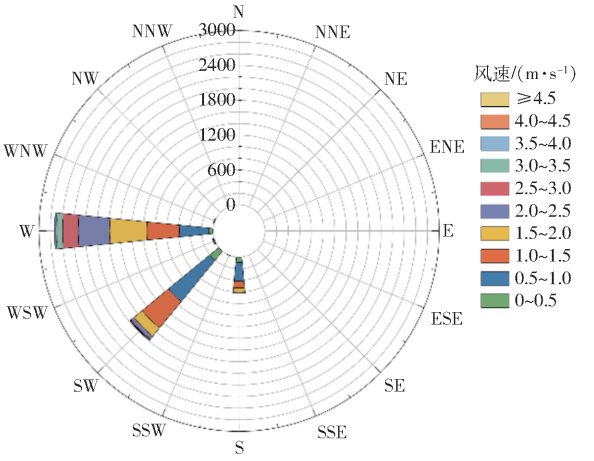


图 4　风速及风向

Fig. 4　Wind speed and direction

X6，华南农业大学无人机创新实验室），最大挂载载荷为 2.5 kg，可挂载摄像机、高光谱相机或播种装置等农用设备。目前该机型设计最大前飞速度为 12 m/s，单程最长飞行距离为 6 km。可满足试验的需求。本次试验还使用了通用型无人机 B（型号为大疆 S1000，大疆创新科技），为 2014 年发布的通用消费级航拍无人机，而该无人机为当年的通用级载机，因其稳定安全的飞行性能，广泛应用于各种无人机应用领域，如图 5 所示。两架无人机的动力系统详细的配置参数是厂商提供动力系统各个部件的理论参数，如表 1 所示。



(a) 专用型无人机A　　(b) 通用型无人机B

图 5　试验无人机

Fig. 5　Tested UAV

其中机载采集设备采用机载计算机（型号为 NVIDIA Jetson TX2，英伟达），用来运行机器人操作系统（ROS），使用该系统外部获取功率计采集的电池电压和电流信息以及 RTK 定位系统的定位数据。其中功率计是一款库仑计（型号为 95V/200A，战锂智能科技），可以检测电池输出的电流、电压和负载功率。电压测量范围为 0 ~ 95 V，数据采样频率 5 Hz。功率计所配的分流器为 200 A/75 mV。其中 RTK 定位系统采用全系全频点高精度 GNSS 板卡（型号为 K705，司南导航），支持北斗全球信号的接收，配合地面基站支持 RTK 定位。

2.3　试验方法

针对农用无人机飞行任务中速度、航程和载荷这 3 个动态参数来设计试验。在动态参数选择上，

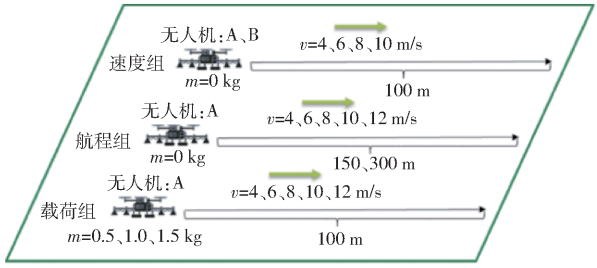
表 1 试验农用无人机基本参数

Tab. 1 Basic parameters of experimental agricultural UAV

无人机	类型	参数	数值
A	螺旋桨参数	D_P/in	15
		H_P/in	5.5
		B_p	2
		n_p	6
	电机参数	I_{m0}/A	0.7
		U_{m0}/V	25
		K_{V0}/kV	450
		R_m/Ω	0.091
	电调参数	R_e/Ω	0.024
	电池参数	U_b/V	25
	阻力参数	C_D	0.317 1
		A_e/m^2	0.142 993
	其他参数	m_0/kg	6.2
		h/m	5
		ρ_0/(kg·m^{-3})	1.293
		T_t/℃	15
B	螺旋桨参数	D_P/in	15
		H_P/in	5.5
		B_p	2
		n_p	8
	电机参数	I_{m0}/A	0.7
		U_{m0}/V	25
		K_{V0}/kV	400
		R_m/Ω	0.086
	电调参数	R_e/Ω	0.016
	电池参数	U_b/V	25
	阻力参数	C_D	0.362 2
		A_e/m^2	0.129 21
	其他参数	m_0/kg	7.4
		h/m	5
		ρ_0/(kg·m^{-3})	1.293
		T_t/℃	25

结合当前农用无人机的作业特点及调查了解,对于速度动态参数选择上,目前如大疆和极飞等农用无人机在携带载荷的情况下速度最快在 10 m/s 左右,本试验所用专用型无人机 A 最大前飞速度为 12 m/s,所以在设计试验时将最快速度设定为 12 m/s,从 4 m/s 开始,以 2 m/s 为梯度进行递增。对于载荷动态参数选择上,农用无人机在飞行时的能耗与产生的推力成正比[13],在一定范围内,农用无人机所携带的载荷越大,能耗越高,同时考虑到飞行时的安全因素和易实现性,所以在设计试验时选用 0 ~ 1.5 kg 进行试验,以 0.5 kg 为梯度进行递增。对于航程动态参数选择上,无人机在飞行任务时主要是对每段航程进行规划,所有的航程组成飞行任务,所以在设计试验时选用 150 m 和 300 m 进行试验。

如图 6 所示,针对速度参数,在保证航程和载荷不变的情况下,使用无人机 A 和 B 分别进行速度组的 8 组试验;针对航程参数,在保证载荷不变的情况下,设计使用无人机 A 进行航程组的 10 组试验;针对载荷参数,在保证航程不变的情况下,设计使用无人机 A 进行载荷组的 12 组试验,得到对应参数的作业能耗数据。试验无人机的飞行参数如表 1 所示。在飞行前在地面站设置好参数,其中所有试验组的加速度均设置为 1 m/s^2,在飞行试验时的无人机会根据目标设定的加速度加速和减速飞行,根据对应的速度进行设置,飞行的航线根据对应航程进行设置,并上传到飞行控制器中,开始飞行任务。



(a) 试验分组示意图



(b) 试验现场图

图 6 试验方法

Fig. 6 Test method

3 试验结果对比分析

为了验证模型的有效性,在试验后将速度、航程和载荷组分别由机载采集设备采集得到的试验作业能耗数据进行处理后,结合表 1 试验农用无人机的基本参数,在相同条件下与使用工程计算软件 Maple 计算理论模型得到的作业能耗进行对比,得到两者的误差。进一步对模型的各个参数进行分析,引入模型修正系数对模型的输入参数进行修正,得到实际试验的速度和加速度数据,再代入模型计算出修正后的理论模型作业能耗,并与修正前进行对比,得到修正后的结果。

3.1 理论计算作业能耗与试验作业能耗对比

首先通过模型计算速度、航程和载荷组的作业能耗,根据表 1 使用工程计算软件 Maple 计算理论模型对应的作业能耗。为了求出速度、航程和载荷组的作业能耗,需要对机载采集设备采集的数据进

行处理。机载采集设备运行的 ROS 系统在试验时会采集北斗 RTK 和对应能耗数据，并将其自动处理及保存，根据 ROS 系统采集得到的数据计算得出每个组的作业能耗，如表 2 所示。

表 2　不同设定速度组在不同航程下的理论计算和试验作业能耗

Tab. 2　Theoretical calculation and experimental dynamic energy consumption of different set speed groups under different voyages　　J

速度/(m·s⁻¹)	速度组总能耗				航程组总能耗				载荷组总能耗					
	100 m 理论(A)	100 m 实际(A)	100 m 理论(B)	100 m 实际(B)	150 m 理论	150 m 实际	300 m 理论	300 m 实际	0.5 kg 理论	0.5 kg 实际	1.0 kg 理论	1.0 kg 实际	1.5 kg 理论	1.5 kg 实际
4	26 296	28 762	28 901	31 611	37 581	39 933	71 435	74 007	29 462	30 762	32 764	34 222	36 199	38 834
6	20 821	22 802	22 884	24 204	28 389	29 139	51 093	48 341	23 309	24 802	25 904	25 957	28 604	28 861
8	19 415	21 234	21 310	21 715	24 930	25 644	42 154	39 246	21 683	23 434	24 049	25 576	26 510	27 275
10	19 147	20 285	21 047	21 344	23 827	23 807	37 865	35 985	21 384	22 985	23 716	24 675	26 140	28 285
12					23 955	22 893	35 976	33 994						

将理论计算的作业能耗和对应的试验作业能耗数据进行汇总，如图 7 所示，可以看出理论计算的作业能耗和实际试验得到的作业能耗的变化情况。

将 3 组的理论计算和试验作业能耗进行对比，代入误差计算公式

$$e = \frac{|x - r|}{x} \times 100\% \tag{31}$$

式中　x——理论计算的作业能耗

r——实际试验得到的作业能耗

可以得到理论模型计算的作业能耗数据与实际试验得到的作业能耗数据的误差，如图 8 所示。

将所得到的误差数据绘制为箱线图，如图 9 所示，由均值点可得，速度组的平均误差约为 6.582%，航程组的平均误差约为 4.264%，载荷组的平均误差约为 5.057%。由中位线可得，速度组的误差中位数约为 7.654%，航程组的误差中位数约为 4.7%。载荷组的误差中位数约为 5.399%，可以看出在当前输入的动态参数下，该模型计算的结果不管是在平均误差还是误差中位数，都与实际数据结果相近，证明了模型的有效性。再将该模型与基于电池性能研究的黑盒模型的误差 4.3% 进行对比[7]，虽然不及黑盒建模准确，但也表现出较高的准确度。

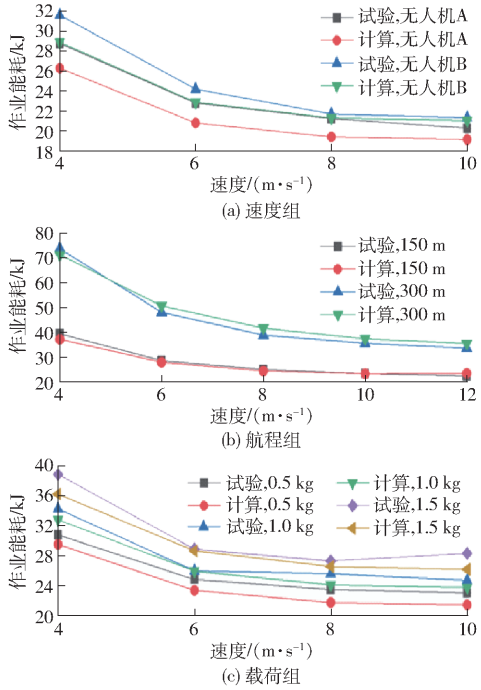


图 7　不同速度、航程、载荷时理论计算和试验作业能耗变化曲线

Fig. 7　Theoretical calculations and experimental operational energy consumption for three groups

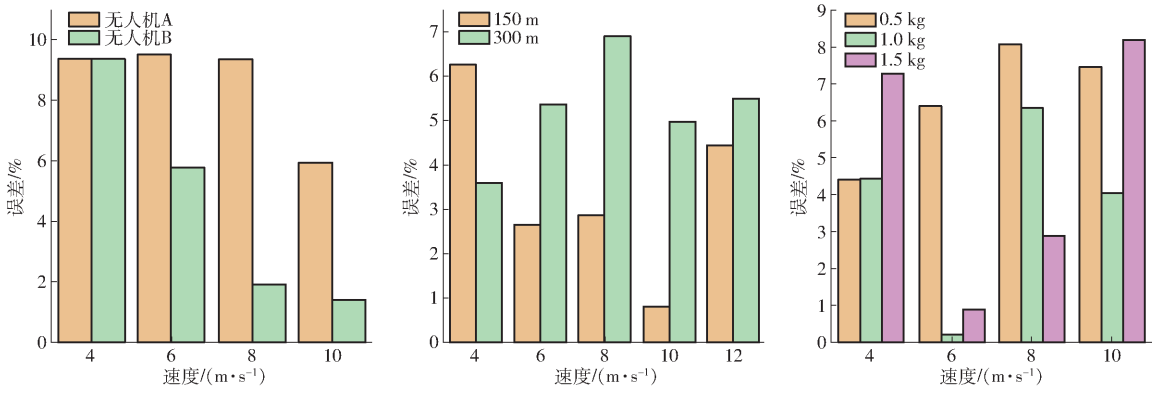


图 8　理论计算和试验作业能耗的误差

Fig. 8　Errors of theoretical calculations and experimental operational energy consumption for three groups

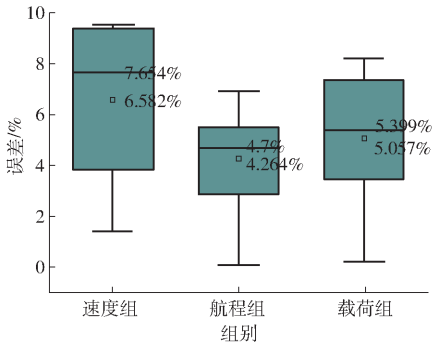


图 9 理论计算和试验作业能耗误差箱线图

Fig. 9 Error box plots of theoretical calculations and experimental operational energy consumption for three groups

3.2 模型误差分析及修正方法

3.2.1 模型误差分析

模型的误差分析主要是对模型的计算结果和主要参数进行进一步分析,公式(30)中总效率主要是从电池所提供电能的输入功率到螺旋桨所消耗机械能的输出功率转化关系,影响整个模型,总效率模型是由厂商提供的动力系统各个部件的理论参数计算的结果。公式(30)中 P_0 主要影响无人机克服重力所做的功 E_G,也是由厂商提供的参数计算而来。这两个参数在模型中为固定值。

其次是对公式(30)中的阻力系数和无人机受空气阻力影响的有效面积进行分析,主要受环境风速和飞行速度影响,其中无人机受空气阻力影响的有效面积是由其俯视面的面积来估算,阻力系数为对应面积的阻力系数,以图 10 中无人机 B 的阻力能耗占作业能耗的百分比为例,这两个参数影响的作业能耗只占很小一部分,且试验时的环境风速如图 4 所示,大多数是轻风等级以下风速,轻风对无人机所受空气阻力影响很小,主要还是受到飞行速度影响,随着速度的增大,无人机的阻力所做功占作业能耗的比例逐渐增大。

最后是对模型的速度和加速度参数进行分析,

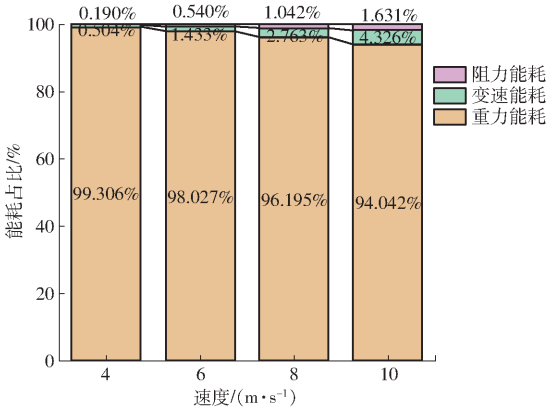


图 10 无人机 B 的阻力所做功与作业能耗对比

Fig. 10 Comparison of resistance work and dynamic energy consumption of UAV

其中速度参数影响整个作业能耗,加速度影响无人机克服重力所做的功,这两个参数在理想模型中为定值。为了研究这两个参数对模型的影响,首先对环境风进行分析,在试验时环境风基本处于 3.2 m/s,而在环境风速 5 m/s 下,在设定速度最高 10 m/s 的飞行速度下,环境风对无人机迎风倾角的影响可以忽略不计,而无人机倾角影响其飞行速度,所以在当前试验环境下,对加速度和速度的影响也可以忽略不计[29]。其次对机载采集设备采集的数据做进一步分析,在当前飞行控制器控制下,无人机在试验时由于本身存在控制误差,所以不能达到所需的速度。对于飞行控制器而言,不同控制策略会导致无人机不同的能量消耗[30],进而影响无人机飞行的作业能耗。对于飞行控制器而言,影响最大就是速度和加速度。原因有:①当前飞行控制器下,无人机在飞行时并不能达到预定的速度,而且设定速度越大时,其与实际的速度的误差越大,以无人机 B 的试验数据为例进行分析,如图 11 所示,匀速段的设定平均速度为 4、6、8 m/s,但实际所达到的平均速度只有 3.840 8、5.788 5、7.699 9 m/s,而对于设定平均速度为 10 m/s 的情况,实际的试验速度最高只达到约 9.175 5 m/s。②在当前飞行控制器下,无人机在加速和减速航段中,也不能达到设定的加速度,同样以无人机 B 的试验数据为例进行分析,得到设定平均速度为 10 m/s 的 4 组试验加速减速段的平均加速度为 0.867 9、0.853 4、0.871 1、0.836 3 m/s^2,低于设定的平均加速段 1 m/s^2。

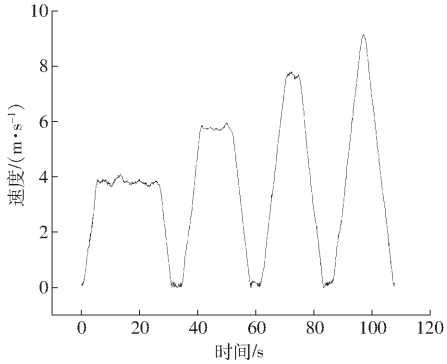


图 11 无人机 B 的试验速度变化曲线

Fig. 11 Test speed of UAV

综合以上对模型各个参数的分析,模型的总效率和功率由厂商提供的参数计算得出,阻力系数和无人机受空气阻力影响的有效面积对模型结果影响较小,且主要是受速度参数影响,模型的速度和加速度参数对模型的结果影响较大,将主要对这两个参数进行修正。

3.2.2 模型修正的方法及修正后结果对比

综合 3.2.1 节对模型各个参数进行分析的结

论，对模型的速度和加速度参数进行修正，模型修正方法主要是引入修正系数来对模型的误差进行修正。然后针对速度和加速度输入参数引入速度和加速度修正系数来修正模型，对于飞行控制器，需要试验修正系数来修正该模型的输入参数，使得模型的输入参数更加接近当前飞行控制器的实际控制效果。

$$E=\frac{\frac{\pi}{30}n_rMN}{U_bI_b}\left[\left(\frac{d}{\beta v}+\frac{\beta v}{\gamma a}\right)P_G+m_0(\beta v)^2+\frac{1}{2}\rho dC_DA_e(\beta v)^2\right] \tag{32}$$

式中　β——速度修正系数

γ——加速度修正系数

这两个修正系数需要对当前使用的飞行控制器输出进行分析，得到实际的速度和加速度，进而得到对应的修正系数。通过修正系数修正后的模型就可以得出更加准确的模型计算值和实际值之间的误差，以此来验证模型。

这两个修正系数的获取方法为：对于当前飞行控制器，根据采集得到北斗 RTK 数据的经纬度数据和时间数据，进而计算得出航程和时间，最后通过速度和加速度公式求出每一个匀速段的实际平均速度和实际平均加速度，得到两个输入参数的修正系数，如表 3 所示。

表 3　所有组在不同航程下的实际平均速度、加速度及对应修正系数

Tab. 3　Actual average speed, acceleration and corresponding correction factor of all groups under different voyages

理想速度/(m·s⁻¹)	速度组				航程组				加速度组			
	速度/(m·s⁻¹)	修正系数 β	加速度/(m·s⁻²)	修正系数 γ	速度/(m·s⁻¹)	修正系数 β	加速度/(m·s⁻²)	修正系数 γ	速度/(m·s⁻¹)	修正系数 β	加速度/(m·s⁻²)	修正系数 γ
4	3.857	0.964 25	0.883	0.883	3.901	0.975 25	0.852	0.852	3.858	0.964 50	0.881	0.881
6	5.828	0.971 33	0.882	0.882	5.850	0.975 00	0.891	0.891	5.777	0.962 63	0.877	0.877
8	7.764	0.970 50	0.890	0.890	7.815	0.976 88	0.889	0.889	7.736	0.967 00	0.866	0.866
10			0.856	0.856	9.746	0.974 60	0.894	0.894			0.874	0.874
12					11.717	0.976 42	0.901	0.901				

使用修正系数对模型的输入参数进行修正后，得到最终的作业能耗模型误差，如图 12 所示。从均值点可以看出，修正后速度组、航程组和载荷组相比修正前的平均误差减小约 2.701、-1.118、3.092 个百分点。从误差中位线可以看出，误差中位数减少约 3.267、-1.617、3.612 个百分点。修正模型输入参数后的模型也避免了因为飞行控制器带来输入参数误差的问题，保证模型的输入量更加接近于真实输入量，并且修正模型输入参数后的理论计算数据相比修正前更加接近于试验得到的数据。

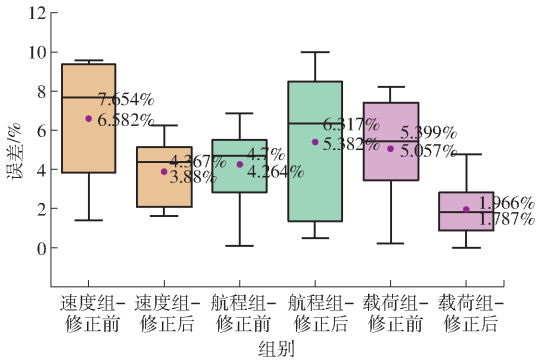


图 12　所有组修正前后的模型计算和实际的作业能耗误差

Fig. 12　Corrected model calculations and actual dynamic energy consumption errors for all groups

4　结论

（1）建立了一种针对农用无人机的作业能耗模型，并通过农用无人机的分组试验得到的数据进行了验证，结果表明，验证试验中的最大平均误差约为 6.582%，最大误差中位数约为 7.654%，模型具有较高的精度。

（2）通过对模型参数的误差分析和修正，分析了不同参数对当前模型的影响，使用模型修正系数来对速度和加速度的误差进行修正，修正后的模型精度相比修正前的最大平均误差减少约 3.092 个百分点，误差中位数减少约 3.612 个百分点。

（3）使用专用型无人机 A 和通用无人机 B，针对速度、载荷和航程这 3 个动态参数进行试验，表明该模型可扩展到不同任务，如授粉播种、农情监测等任务。对飞行控制器的输入参数进行修正的方法，可以使模型适用于其他飞行控制器，进而扩展到其他旋翼机型。

参　考　文　献

[1]　高志政，彭孝东，林耿纯，等. 无人机撒播技术在农业中的应用综述[J]. 江苏农业科学，2019，47(6)：24-30.
GAO Zhizheng, PENG Xiaodong, LIN Gengchun, et al. A review on the application of drone spreading technology in agriculture [J]. Jiangsu Agricultural Sciences, 2019, 47(6): 24-30. (in Chinese)

[2] 李继宇, 周志艳, 胡炼, 等. 圆形多轴多旋翼电动无人机辅助授粉作业参数优选[J]. 农业工程学报, 2014, 30(11): 1-9.
LI Jiyu, ZHOU Zhiyan, HU Lian, et al. Optimization of parameters for circular multi-axis multi-rotor electric UAV-assisted pollination operations[J]. Transactions of the CSAE, 2014, 30(11): 1-9. (in Chinese)
[3] MAES W H, STEPPE K. Perspectives for remote sensing with unmanned aerial vehicles in precision agriculture[J]. Trends in Plant Science, 2019, 24(2): 152-164.
[4] NAVARRO J A, ALGEET N, FERNÁNDEZ-LANDA A, et al. Integration of UAV, Sentinel-1, and Sentinel-2 data for mangrove plantation aboveground biomass monitoring in Senegal[J]. Remote Sensing, 2019, 11(1): 77.
[5] ROBERTS B, NEAL M, SNOOKE N, et al. A bespoke low-cost system for radio tracking animals using multi-rotor and fixed-wing unmanned aerial vehicles[J]. Methods in Ecology and Evolution, 2020, 11(11): 1427-1433.
[6] LI J, LONG B, WU H, et al. Rapid evaluation model of endurance performance and its application for agricultural UAVs[J]. Drones, 2022, 6: 186.
[7] ABEYWICKRAMA H V, JAYAWICKRAMA B A, YING H, et al. Comprehensive energy consumption model for unmanned aerial vehicles, based on empirical studies of battery performance[J]. IEEE Access, 2018, 6:58383-58394.
[8] PRASETIA A S, WAI R J, WEN Y L, et al. Mission-based energy consumption prediction of multirotor UAV[J]. IEEE Access, 2019, 7: 33055-33063.
[9] 林晋立, 兰玉彬, 欧阳帆,等. 多旋翼农用无人机功率能耗模型构建与试验验证[J]. 农机化研究, 2020,42(5):143-149.
LIN Jinli, LAN Yubin, OUYANG Fan, et al. Construction and experimental validation of power consumption model for multi-rotor agricultural UAVs[J]. Journal of Agricultural Mechanization Research, 2020,42(5):143-149. (in Chinese)
[10] ÇABUK U C, TOSUN M, JACOBSEN R H, et al. A holistic energy model for drones[C]//2020 28th Signal Processing and Communications Applications Conference (SIU). IEEE, 2020: 1-4.
[11] TRAUB L W. Validation of endurance estimates for battery powered UAVs[J]. Aeronautical Journal, 2013, 117(1197):1155-1166.
[12] DORLING K, HEINRICHS J, MESSIER G G, et al. Vehicle routing problems for drone delivery[J]. IEEE Transactions on Systems Man & Cybernetics Systems, 2016, 47(1): 70-85.
[13] ACHTELIK M, DOTH K M, GURDAN D, et al. Design of a multi rotor MAV with regard to efficiency, dynamics and redundancy[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2012: 4779.
[14] SHI D, DAI X, ZHANG X, et al. A practical performance evaluation method for electric multicopters[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2017, 22(3):1337-1348.
[15] BEZZO N, MOHTA K, NOWZARI C, et al. Online planning for energy-efficient and disturbance-aware UAV operations[C]//2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). IEEE, 2016: 5027-5033.
[16] 吕佳, 刘知杰, 林尤鑫, 等. 增升增效倾转翼农用植保无人机的设计与仿真[J]. 华南农业大学学报, 2022, 43(4): 125-132.
LÜ Jia, LIU Zhijie, LIN Youxin, et al. Design and simulation of a tilting-wing agricultural plant protection UAV with increased lift and efficiency[J]. Journal of South China Agricultural University, 2022, 43(4): 125-132. (in Chinese)
[17] CANO J M. Quadrotor UAV for wind profile characterization[D]. Universidad Carlos III de Madrid, 2013.
[18] HARRINGTON A M, KRONINGER C. Characterization of small DC brushed and brushless motors[R]. Army Research Lab Aberdeen Proving Ground MD Vehicle Technology Directorate, 2013.
[19] MINZNER R A. The 1976 standard atmosphere and its relationship to earlier standards[J]. Reviews of Geophysics, 1977, 15(3): 375-384.
[20] MOFFITT B, BRADLEY T, PAREKH D, et al. Validation of vortex propeller theory for UAV design with uncertainty analysis[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008: 406.
[21] TORENBEEK E, WITTENBERG H. Flight physics: essentials of aeronautical disciplines and technology, with historical notes[M]. Springer Science & Business Media, 2009.
[22] QUAN Q, DAI X, WANG S. Multicopter design and control practice: a series experiments based on Matlab and Pixhawk[M]. Springer Nature, 2020.
[23] BANGURA M, LIM H, KIM H J, et al. Aerodynamic power control for multirotor aerial vehicles[C]//Proceedings IEEE International Conference on Robotics & Automation, 2014:529-536.
[24] CHAPMAN S. Electric machinery fundamentals[M]. Tata McGraw-Hill Education, 2005.
[25] 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): 219-222.
XIA Zhenfeng, LUO Song, YANG Yong. Numerical simulation of propeller slipstream based on excitation disc theory[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(2): 219-222. (in Chinese)
[26] YEONG S P, DOL S S. Aerodynamic optimization of micro aerial vehicle[J]. Journal of Applied Fluid Mechanics, 2016, 9(5):2111-2121.
[27] 刘士超, 吕品, 赖际舟,等. 一种改进的四旋翼飞行器建模方法[J]. 导航与控制, 2019, 18(1):68-75,96.
LIU Shichao, LÜ Pin, LAI Jizhou, et al. An improved modeling method for quadrotors[J]. Navigation and Control, 2019, 18(1):68-75, 96. (in Chinese)
[28] 李红军, 何雄奎, 宋坚利, 等. 基于文献计量的全球农用无人机研发应用比较[J]. 中国农业大学学报, 2021, 26(9): 154-167.
LI Hongjun, HE Xiongkui, SONG Jianli, et al. Comparison of global agricultural UAV R&D applications based on bibliometrics[J]. Journal of China Agricultural University, 2021, 26(9): 154-167. (in Chinese)
[29] 何诚, 吕振义, 李瑾, 等. 旋翼无人机测算风速风向技术研究[J]. 测绘通报, 2019(12): 91-95.
HE Cheng, LÜ Zhenyi, LI Jin, et al. Research on wind speed and direction measurement technology by rotary-wing UAV[J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2019(12): 91-95. (in Chinese)
[30] 韩虎. 并联混合动力客车控制策略研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2013.
HAN Hu. Research on control strategy of parallel hybrid bus[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2013. (in Chinese)