

doi:10.6041/j.issn.1000-1298.2019.03.008

尾座式无人机续航时间估算模型

刘文帅^{1,2} 姚小敏^{1,2} 师志强³ 淡煦珈⁴ 韩文霆^{1,5}

(1. 西北农林科技大学机械与电子工程学院, 陕西杨凌 712100; 2. 农业农村部农业物联网重点实验室, 陕西杨凌 712100;
3. 固安县人民政府办公室, 固安 065500; 4. 南京禾谱航空科技有限公司, 南京 211300;
5. 西北农林科技大学水土保持研究所, 陕西杨凌 712100)

摘要: 为研究尾座式无人机翼展长、翼根弦长、翼梢弦长、机翼后掠角、小翼翼梢长、小翼展长、小翼高、小翼后掠角、小翼厚度和小翼脚长等 10 个结构参数对无人机续航时间的影响, 利用 CATIA 和 ANSYS 建立了尾座式无人机及其外流场的三维实体模型, 采用 SST $k-\omega$ 模型在 ANSYS CFX 中模拟无人机在 130 种不同结构参数组合下的气动特性, 利用方差分析确定气动系数的特征因子为翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长, 建立了 4 个特征因子与气动系数的多元回归模型; 结合质量系数方程, 最终建立了结构参数与续航时间的关系模型, 精度达 0.97。采用风洞试验的方法对数值模拟结果进行验证, 测量 4 架样机在巡航状态下的气动系数, 相对误差小于 14%, 数值模拟方法可靠。采用定高定点盘旋的方法进行样机试飞试验, 对续航时间模型进行验证, 连续记录不同剩余电量时的飞行时间, 结果相对误差小于 15%, 模型可靠。

关键词: 尾座式无人机; 气动特性; 垂直起降; 续航时间

中图分类号: V279⁺.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1298(2019)03-0080-11

Estimation Model of Endurance Time for Tail-sitter UAV

LIU Wenshuai^{1,2} YAO Xiaomin^{1,2} SHI Zhiqiang³ DAN Xujia⁴ HAN Wenting^{1,5}

(1. College of Mechanical and Electronic Engineering, Northwest A&F University, Yangling, Shaanxi 712100, China
2. Key Laboratory of Agriculture Internet of Things, Ministry of Agriculture and Rural Affairs, Yangling, Shaanxi 712100, China
3. General Office, People's Government of Gu'an County, Gu'an 065500, China
4. Nanjing Hepu Aero Science and Technology Co., Ltd., Nanjing 211300, China
5. Institute of Soil and Water Conservation, Northwest A&F University, Yangling, Shaanxi 712100, China)

Abstract: An agricultural vertical take-off and landing (VTOL) tail-sitter UAV with symmetrical winglets and wings was designed. The main parameters of the tai-sitter, wingspan, wing root, wing slightly, sweep angle, winglet slightly, winglet slightly longer, winglet height, winglet sweep angle, winglet thickness and winglet length were investigated to study the relationship between the structural parameters and the endurance time. The 3D model of tail-sitter and its outflow field were established with CATIA and ANSYS software. The outflow field of tail-sitter was simulated by using computational fluid dynamics (CFD) software with model under 130 different structural parameter combinations. The feature factors of aerodynamic coefficients and weight coefficients were screened with the analysis of variance. Relationship between characteristic structural parameters and endurance time was established with the accuracy of 0.97. Four models of aircraft were processed by 3D printing technology for wind tunnel test. The aerodynamic coefficients of the aircrafts in cruise state were measured. The relative error between aerodynamic coefficient numerical simulation and wind tunnel test results was less than 14%. Simulation results were verified by measuring the endurance time in the fixed-point hover of the two produced UAV samples. The result showed that the relative error was less than 15%, and the model can be used to optimize the design of structural parameters for the agricultural VTOL tail-sitter UAV.

Key words: tail-sitter UAV; aerodynamic; vertical take-off and landing; endurance time

收稿日期: 2018-10-12 修回日期: 2019-01-19

基金项目: 国家重点研发计划项目(2017YFC0403203)、自治区科技援疆项目(2016E02105)、西北农林科技大学学科重点建设项目(2017-C03)和陕西省水利科技项目(2017SLKJ-7)

作者简介: 刘文帅(1985—),男,博士生,主要从事垂直起降无人机结构设计研究,E-mail: liuwenshuai@nwfu.edu.cn

通信作者: 韩文霆(1972—),男,研究员,博士生导师,主要从事无人机遥感与精准灌溉技术研究,E-mail: hanwt2000@126.com

0 引言

农田作物信息的快速获取与解析是开展精准农业实践的前提和基础,是突破制约中国精准农业应用发展瓶颈的关键^[1-6]。农业遥感无人机主要通过搭载不同的遥感传感器如可见光相机、多光谱相机、热红外相机、高光谱相机和雷达等,进行农作物信息的采集^[7-11]。无人机遥感以其在云下低空飞行的优势,弥补了卫星光学遥感和普通航空摄影易受云层遮挡的缺陷,成为农业遥感中不可或缺的手段^[12-15]。现有的农业无人机主要是固定翼和多旋翼,多旋翼无人机凭借其起降方便和定点悬停的特点在农业遥感领域得到广泛应用,但由于其续航时间短、效率低而无法进行大面积信息采集;固定翼无人机具有工作效率高、续航时间长的特点,可进行大面积遥感信息的采集,但其无法进行精准起降,对起降场地有较高要求。垂直起降无人机的出现弥补了多旋翼无人机续航时间短和飞行效率低的缺点,解决了固定翼无人机精准起降控制难的问题,可以满足日益复杂的农业低空遥感任务需求^[16-19]。现有的垂直起降无人机主要有尾座式、复合直升机式、倾转旋翼式、倾转机翼式、倾转涵道式和旋翼/机身转换式等^[20],其中尾座式无人机以结构简单、质量轻和操控方便的特点在近几年得到广泛关注^[21]。现有尾座式无人机的研究主要集中在不同飞行状态下的控制算法优化、基于飞行气动特性的结构参数优化和基于飞行参数的飞行效率优化3方面^[22-27]。国内外一些学者对尾座式无人机的姿态控制算法、PID调参、起降分析、升阻比特性和续航时间估算等进行了研究。如 SILVA 等^[28]为研究垂直起降无人机在整个作业过程中的飞行姿态控制,采用动态拟合增益调度的控制方法建立无人机的运动方程,并与实际飞行的PID控制器进行对比分析,控制误差在20%以内。许景辉等^[29]采用四元数互补滤波的方法对倾转三旋翼垂直起降无人机悬停姿态控制进行了优化。LIANG 等^[30]利用目标角度算法和PID姿态控制算法,实现了尾座式无人机垂直方向和过渡过程中俯仰角和姿态的控制。BEACH 等^[31-32]利用误差四元数控制算法和矢量分量驱动器进行了尾座式无人机全方面姿态的模拟控制分析。KNOEBEL 等^[33]结合动力学模型的反推算法和加权递推最小二乘法,进行自适应四元数控制算法的研究,解决了尾座式无人机转换过程中的姿态控制问题。NOGAR 等^[34]为提高尾座式无人机飞行效率,降低姿态转化能耗,为现有无人机设计了倾转机构,并进行了控制算法优化,增加了无人机的续航时间。

为增加现有飞翼无人机的续航时间,师志强^[35]采用CFD仿真的方法对无人机的翼展长和后掠角进行了优化,优化后的无人机续航时间增加了36%。刘玉焘^[36]从无人机结构设计、气动分析以及在不同角度下机身的气动分布,阐述了尾座式无人机的设计过程,但没有进行续航时间的研究。为提高电动无人机续航时间,刘伏虎等^[37]以起飞质量和巡航升阻比为优化目标,采用遗传算法对无人机的总体结构参数进行了优化,并在 Matlab 中进行模拟仿真,但并未阐述结构参数与续航时间的关系。AKSUGUR 等^[38]提出了新型的混合动力无人机概念设计,并进行了混合动力推进系统的设计和优化。WANG 等^[39-40]利用飞行空间、翼载荷和电池的组合分析,进行尾座式无人机的飞行参数优化,并利用电池放电曲线和飞行参数进行了空间距离估算。刘胜南^[41]针对多旋翼无人机续航时间实时估算问题,提出了无人机不同飞行状态下的能量消耗估算方法。

续航时间是尾座式无人机的性能参数,也是无人机结构优化的一个重要指标,现有学者在结构优化、飞行参数优化和能耗估算等方面进行了无人机续航的研究,但未阐述清楚尾座式无人机结构参数与续航时间的关系。本文围绕续航时间,进行不同结构参数的单因子多水平试验设计,并对无人机续航时间进行数值模拟,建立续航时间与结构参数的关系模型,为长续航尾座式无人机的结构优化提供理论依据。

1 材料与方法

1.1 尾座式无人机结构及参数范围

1.1.1 结构布局

尾座式无人机采用飞翼式对称布局设计,主要由机翼、舵面、小翼、电机座、电机和螺旋桨组成,如图1所示,小翼、舵面和电机座固定在机翼上,电机和螺旋桨在机身纵向轴线上,根据起飞质量的不同选择双动力前拉式或单动力尾推式。

尾座式无人机通过电机转速和舵面调节,实现

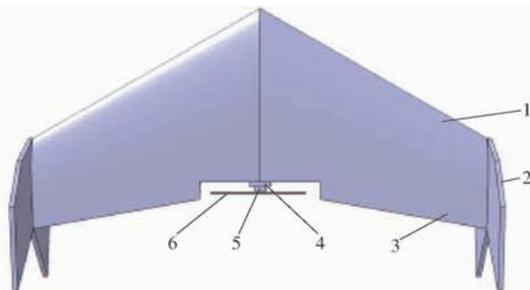


图1 尾座式无人机示意图

Fig. 1 Schematic of tail-sitter UAV

1. 机翼 2. 小翼 3. 舵面 4. 电机座 5. 电机 6. 螺旋桨

垂直起降、过渡和巡航3种飞行模式的姿态控制。无人机垂直起飞时,以多旋翼的模式进行垂直起飞,达到一定高度后,电机转速增加,舵面为飞机提供一个低头力矩,使无人机进入平飞状态,转换为固定翼飞行模式,飞向作业区域进行遥感信息采集;降落时,电机转速降低,降低固定翼模式的飞行速度,当降到一定速度时,舵面提供一个抬头力矩,将机头拉起进入多旋翼垂直降落模式。

从整体的作业飞行过程可知,无人机固定翼模式下的匀速巡航状态占总续航时间的95%,因此本文研究尾座式无人机巡航状态下结构参数与续航时间的关系。

1.1.2 结构参数范围

本文研究的尾座式无人机为左右对称结构,选择无人机中轴线左侧进行分析。影响无人机续航时间的主要结构参数(图2)为翼展长 b 、翼根弦长 c_r 、翼梢弦长 c_t 、机翼后掠角 Λ_w 、小翼翼梢长 l_{ys} 、小翼展长 b_v 、小翼高 l_v 、小翼后掠角 Λ_v 、小翼厚度 h 和小翼脚长 l_{jc} (小翼两个支撑脚的距离)。

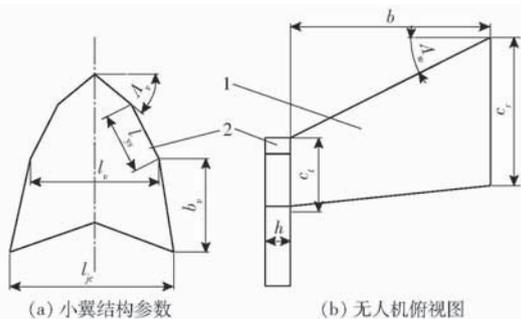


图2 影响续航时间的结构参数

Fig.2 Structural parameters affecting endurance time

1. 机翼 2. 小翼

本文从现有无人机的结构参数范围、文献中的结构参数范围以及垂直起降稳定性3方面进行结构参数范围的确定。

农业上常用的电动固定翼遥感无人机主要为瑞士的 sensefly、senseflyBee,法国的 Parrot Disco-Pro 和国内的天行者 X5,由制造商的官网数据得到电动固定翼无人机的参数如表1所示。

表1 常用电动固定翼无人机参数

Tab.1 Electric fixed wing UAV parameters

产品名称	起飞质量/kg	巡航速度/ $(m \cdot s^{-1})$	动力布局形式	翼展长/mm
sensefly	0.5	12	单动力尾推	780
senseflyBee	0.6	11	单动力尾推	960
Parrot Disco-Pro	0.7	12	单动力尾推	1 150
天行者 X5	0.9	12	单动力尾推	1 200

由表1可知,现有无人机的翼展长范围为780~

1 200 mm,因此选定 b 的范围为800~1 200 mm;考虑飞控、数传等设备的内嵌安装,选定 c_r 的范围为240~500 mm。

由文献[42-43]中常用小型飞翼无人机的根梢比(0.2~0.4)、后掠角($0^\circ \sim 60^\circ$)、小翼后掠角($25^\circ \sim 60^\circ$)和小翼高(0.05 $b \sim 0.3b$)的范围,确定 c_t 的范围为150~300 mm, Λ_w 的范围为 $0^\circ \sim 60^\circ$, Λ_v 的范围为 $30^\circ \sim 60^\circ$, l_v 的范围为30~60 mm。

现有的农用无人机多采用EPP材料,考虑机翼刚度选择 h 的范围为5~25 mm;考虑无人机垂直起降时机身的纵向稳定性选择 b_v 的范围为150~200 mm, l_{ys} 的范围为100~130 mm, l_{jc} 的范围为70~150 mm。

无人机的续航时间与起飞质量、飞行速度、动力系统布局和结构参数等因素有关。动力系统的布局形式是飞行效率的直接影响因素,起飞质量是动力系统布局的重要选择依据,也是巡航速度的重要影响因素。本文主要研究结构参数与续航时间的关系,从单一变量试验原则出发,根据表1中无人机的参数,确定本文的飞行速度为12 m/s,起飞质量为0.6 kg,动力系统布局形式为单动力尾推式。

1.2 无人机外流场数值模拟方法

为获取无人机在不同参数下的续航时间,需要对无人机的外流场进行数值模拟。由于无人机采用左右对称布局,因此采用中轴线左侧作为研究对象进行数值模拟分析。利用CATIA建立尾座式无人机的三维实体模型,建模过程中对模型进行简化,去掉了螺旋桨、电机座和电机等结构。将建立好的无人机三维模型导入到ANSYS Workbench的Geometry模块,并创建一个5 m×5 m×3 m的外流场区域,采用布尔运算得到无人机外流场的三维实体模型,并对入口、出口、流场壁面、流场对称面和无人机壁面进行设置。利用ANSYS的ICEM模块对外流场进行结构体网格划分,如图3所示,网格数量为300万,节点数量为224万,将网格导入CFX进行外流场数据模拟计算。

假设气体在低速流动下为粘性不可压缩流体,

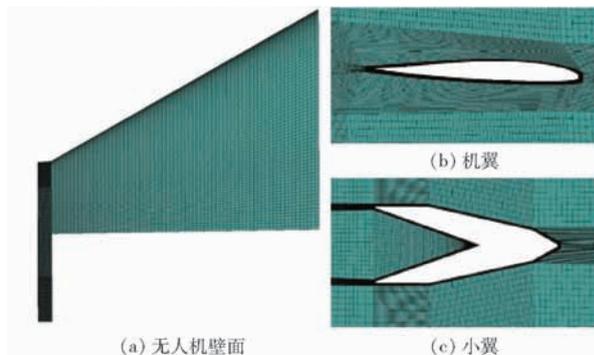


图3 无人机外流场网格

Fig.3 Grids of UAV outflow

当雷诺数超过 2 300 时产生湍流,选用 SST $k-\omega$ 模型对无人机外流场进行 CFD 数据模拟。入口速度为 12 m/s,出口压力为标准大气压,计算区域的边界假定为无滑移条件。用标准的边界方程对无人机进行近壁面处理,用 SIMPLE 算法求解方程。用该方法对 10 个结构参数进行仿真分析得到 130 组外流场数值模拟结果。

1.3 结构参数与续航时间关系模型建立方法

1.3.1 续航时间理论模型

无人机续航时间主要与电池电量、起飞质量和气动特性三者相关,由文献[44]可知无人机的续航时间可以表示为

$$t = Q \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \sqrt{\frac{\rho s}{2G^3}} \quad (1)$$

$$\text{令} \quad G_{FA} = \sqrt{\frac{\rho s}{2G^3}} \quad (2)$$

$$C_{FA} = \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \quad (3)$$

$$t_{FA} = \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \sqrt{\frac{\rho s}{2G^3}} \quad (4)$$

则续航时间可以表示为

$$t = Q t_{FA} = Q G_{FA} C_{FA} \quad (5)$$

式中 t ——续航时间, s

Q ——电池放电能量, J

G_{FA} ——质量系数, s/J

C_{FA} ——气动系数

t_{FA} ——时间系数, s/J

ρ ——空气密度,取 1.185 kg/m³

s ——无人机投影面积, m²

G ——无人机重力, N

C_D ——阻力系数

C_L ——升力系数

由式(1)~(5)可知,在电池能量一定的情况下,无人机的续航时间主要由质量系数 G_{FA} 和气动系数 C_{FA} 决定,因此若要建立结构参数与续航时间的关系模型,需要分别建立结构参数与 G_{FA} 和 C_{FA} 的关系模型,并通过两者的联立最终建立结构参数与续航时间的关系模型。

无人机续航时间与重力、飞行效率、结构参数等因素有关,其中重力与无人机的材料、结构、动力系统、飞行速度密切相关,当无人机重力增大时,飞行效率下降,续航时间缩短;当无人机重力减轻时,飞行效率增加,续航时间增大,即重力直接影响无人机的续航时间。本文从单一变量的原则出发,研究重力为定值情况下,结构参数与续航时间的关系。

1.3.2 结构参数特征因子提取方法

在质量系数和气动系数关系模型的建立过程中,为提高模型精度,降低冗余度,需要对结构参数进行特征因子筛选,本文采用几何分析的方法进行质量系数特征因子的筛选,采用回归方程构建和方差分析的办法进行气动系数特征因子的筛选。

(1) 质量系数

由式(2)可知,质量系数主要由重力和投影面积决定,本文中无人机的重力为定值,因此质量系数只与无人机投影面积相关。构建无人机投影面积的几何模型,通过分析各结构参数在几何模型的影响权重,确定质量系数的特征因子,本文中机翼面积远大于小翼面积,因此质量系数的特征因子为翼根弦长、翼梢弦长和翼展长。

(2) 气动系数

为分析气动系数的特征因子,在 R 软件中分别建立 10 个结构参数与气动系数的一元回归方程,并对回归方程进行方差检验,通过对比 10 个回归方程的显著性 P 值、决定系数 R^2 和均方根误差 (RMSE) 进行特征因子筛选,结果如表 2 所示。

表 2 气动系数特征因子提取指标

Tab.2 Extraction index of aerodynamic coefficient characteristic factor

P	是否为特征因子	决定系数 R^2	RMSE	线性关系
≤ 0.05	特征因子	≥ 0.5	≤ 0.15	线性关系
> 0.05	非特征因子	< 0.5	> 0.15	非线性关系

由气动系数特征因子提取指标可知,当 $P \leq 0.05$ 时,可确定该因子为特征因子;当 $P > 0.05$ 表明该因子不是特征因子。对于特征因子与气动系数的关系,需要结合 R^2 和 RMSE 进行关系模型的二次筛选。当 $R^2 \geq 0.5$ 且 RMSE 小于等于 0.15,表明该因子与气动系数为一次线性关系;当 $R^2 \geq 0.5$ 且 RMSE 大于 0.15 时,表明该因子与气动系数为非线性关系;当 $R^2 < 0.5$ 表明该因子与气动系数之间为非线性关系。

为提高气动系数模型精度,需要确定特征因子的非线性关系,本文采用曲线拟合的方法。利用 Excel 对特征因子和气动系数分别进行曲线拟合,对比拟合曲线的决定系数进行特征因子非线性关系的确定。最终确定的气动系数的特征因子为翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长。

1.3.3 续航时间关系模型建立方法

利用 R 软件构建翼根弦长、翼梢弦长和翼展长 3 个特征因子与质量系数的三元回归模型;建立翼

展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长 4 个特征因子与气动系数的四元回归模型;结合续航时间理论模型最终建立结构参数与续航时间的多元回归模型。

1.4 试验方案设计与试验验证

采用单因素多水平试验设计的方法建立结构参数与续航时间关系模型,并采用样机试飞的方法进

行关系模型的试验验证。

1.4.1 结构参数试验设计

为研究结构参数与续航时间的关系,需要对无人机的 10 个结构参数进行组合分析,考虑各结构参数的影响权重,为各结构参数设计了不同的水平,从中抽取 130 组不同结构参数的组合进行续航时间的数值模拟计算,如表 3 所示。

表 3 无人机结构参数试验设计

Tab.3 Experiment parameters of UAV

参数范围	结构参数									
	翼根弦长/ mm	翼梢弦长/ mm	翼展长/ mm	后掠角/ (°)	小翼翼 梢长/mm	小翼展长/ mm	小翼高/ mm	小翼后掠 角/(°)	小翼厚度/ mm	小翼脚长/ mm
	240~500	150~300	800~1200	0~60	100~130	150~200	30~60	30~60	5~25	70~150
水平数	14	15	20	12	6	5	15	15	20	8

对 10 个结构参数进行了 130 组模拟计算,以翼展长为例进行不同结构参数的三维模型图展示。翼展长的范围为 800~1200 mm,共 20 个水平,选取 800、860、900、1000 mm 共 4 个尺寸绘制的三维模型如图 4 所示。

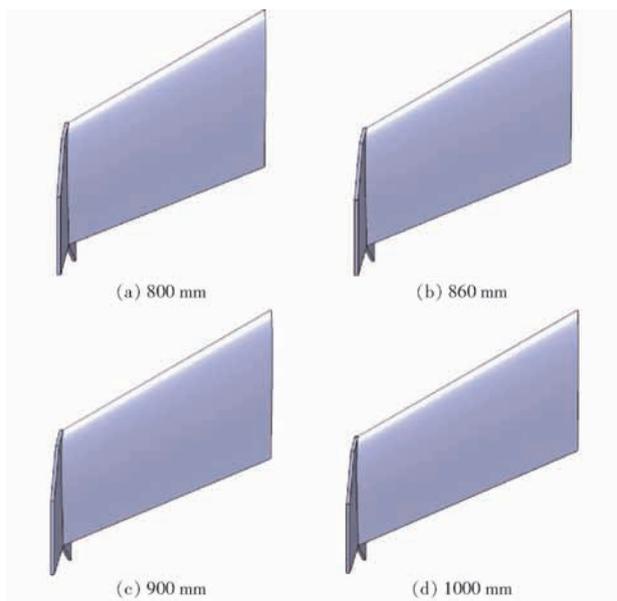


图 4 不同翼展长时无人机三维模型

Fig.4 3D models of UAV with different wingspan sizes

1.4.2 验证方法

1.4.2.1 数值模拟结果验证方法

(1) 风洞试验材料与设备

续航时间的回归模型主要由质量系数和气动系数两部分模拟数据组成,本文中质量系数只与投影面积相关,可由几何尺寸进行准确计算;气动系数主要与样机的升力系数和阻力系数相关,采用风洞试验的方法进行数值模拟结果准确性的验证。在 130 组模拟结果中选择 4 组制作样机(表 4),并在 8°攻角、风速为 20 m/s 的巡航状况下进行风洞试验,根

据风洞试验的相似准则将无人机模型的翼展长等比缩放到 600 mm,并采用三维打印技术进行模型的加工,如图 5 所示。

表 4 风洞试验样机参数

Tab.4 Parameters of wind tunnel test sample

样机	翼根弦长/mm	翼梢弦长/mm	翼展长/mm	后掠角/(°)
1号模型	250.0	140.0	600	28
2号模型	250.0	75.0	600	30
3号模型	300.0	90.0	600	50
4号模型	241.5	187.5	600	30

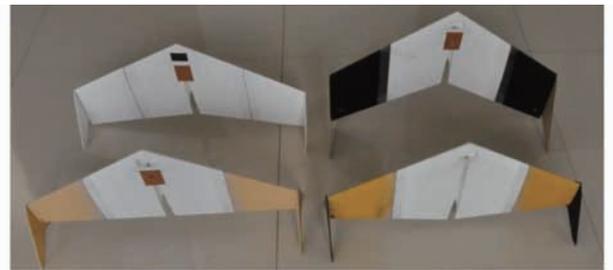


图 5 风洞试验样机

Fig.5 Wind tunnel test sample

风洞试验系统包括无人机模型、飞机支架、六分量应变天平、风机、变频器和数据采集控制系统等,如图 6 所示。试验中通过飞机支架将无人机攻角稳定在 8°,并通过变频器将风速稳定在 20 m/s,通过六分量应变天平进行无人机升力系数和阻力系数的采集,并由数据采集控制系统进行数据的记录分析。

(2) 风洞试验条件与方案

风洞试验在西北工业大学翼型叶栅空气动力学国家重点实验室内进行,该风洞场地长 5 m、宽 4 m,提供风速 0~20 m/s 的变频器及试验测量系统,实验室内气温为 5~8°C,如图 7 所示。进行 4 架无人机样机的风洞试验。

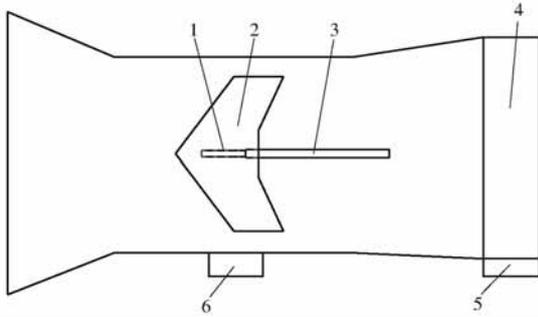


图6 风洞试验系统示意图

Fig.6 Wind tunnel test system

- 1. 六分量应变天平 2. 无人机模型 3. 飞机支架 4. 风机
- 5. 变频器 6. 数据采集系统

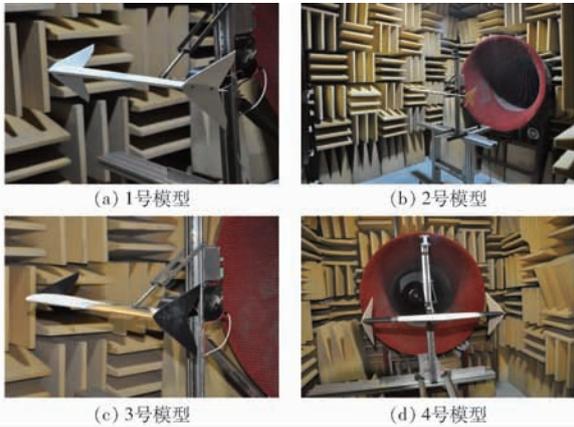


图7 样机风洞试验

Fig.7 Prototype wind tunnel tests

1.4.2.2 续航时间模型验证方法

为验证续航时间模型,根据仿真结果选择翼展长分别为800 mm和860 mm的两架样机进行加工,如图8所示。



图8 无人机样机

Fig.8 Tail-sitter UAV samples

无人机样机的参数主要包括翼根弦长、翼梢弦长、翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长,如表5所示。

无人机试验系统包括 Pixhack 飞行控制系统、电量测试系统、朗宇 X2206 KV1500 电机、天行者 15 A 电子调速器、APC8040 螺旋桨、3S 1 500 mA·h 25c 电池、PIX 数字空速计和 3DR 数传通信系统等。

无人机采用手抛起飞,待飞行平稳后切换成自

表5 试验样机参数

Tab.5 UAV samples parameters

参数	数值	
	1号样机	2号样机
翼展长/mm	800	860
后掠角/(°)	35	30
翼根弦长/mm	322	321
翼梢弦长/mm	250	255
小翼厚度/mm	7	7
小翼脚长/mm	92	92

驾模式进入预定飞行航线(高度100 m、半径100 m)定点盘旋,通过 Mission Planner 地面站进行实时飞行监测和电池电量记录,如图9所示。



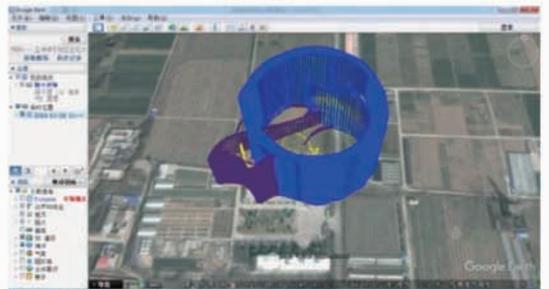
图9 无人机地面站实时监测系统

Fig.9 UAV ground station monitoring system

无人机试飞试验在中国旱区节水农业研究院室外试验田进行,场地空旷且没有障碍物干扰,试飞当天天气晴朗,平均气温22℃,地面风速1级(0.3 m/s),满足试飞条件,进行飞前准备如图10所示。两架样机连续记录剩余电量为90%、80%、70%、60%和50%时无人机的飞行时间,重复测定3次取平均值,共计6次试验。



(a) 飞前准备



(b) 飞行轨迹

图10 无人机试飞试验

Fig.10 UAV flying test

2 结果与分析

2.1 尾座式无人机外流场气动特性

在130组数值模拟结果中气动系数的变化范围为5~7.8,其中翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长4个结构参数变化时,气动系数的变化范围为5.2~7.8,变化幅度达93%,剩余6个结构参数的变化对气动系数的影响幅度为7%,由此可知,翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长4个结构参数是气动系数主要影响因素,4个结构参数与气动系数的散点图如图11所示。

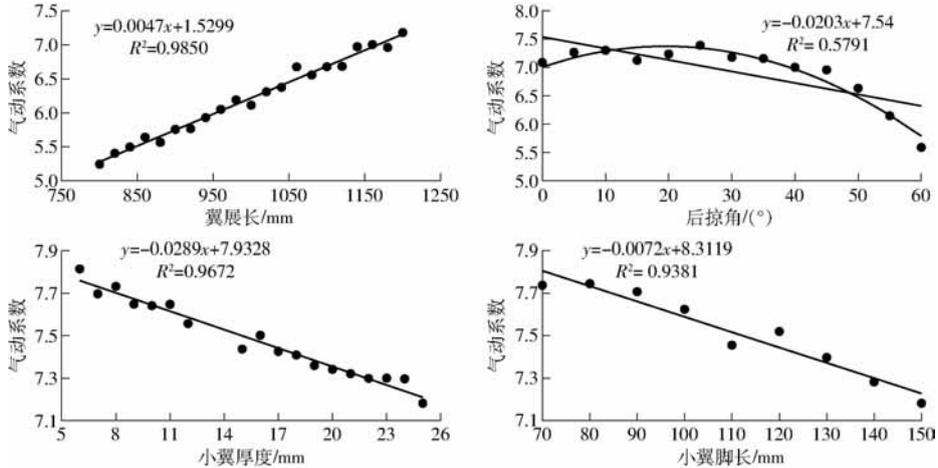


图11 结构参数与气动系数散点图

Fig. 11 Scatter diagrams of structural parameters and C_{FA}

对于飞翼垂直起降无人机,无人机的气动特性主要由翼型沿翼展方向的气动系数积分所决定。以50 mm为积分单元,分别绘制不同翼展长和不同后掠角时沿展向的气动系数分布,如图12所示。

由图12a可知,不同翼展长在同一积分单元内

的气动系数相近,积分单元在翼梢位置处的气动系数迅速减小。积分单元沿展向距离的积分为机翼的气动系数,并且积分只与翼展长有关,因此翼展长与无人机的气动系数呈线性正相关。

由图12b可知,不同后掠角在同一位置处的气动系数不同,因为后掠角的改变,影响了翼型的来流分布,进而影响了气动系数。当后掠角在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 变化时,不同后掠角沿展向距离的积分相同,即随着后掠角的增加,气动系数保持不变;当后掠角在 $30^\circ \sim 60^\circ$ 变化时,不同后掠角沿展向距离的积分逐渐减小,即随着后掠角的增加,气动系数逐渐减小。

无人机的气动系数主要由翼型沿翼展方向的气动系数积分所决定,如图13a所示,其中 Δd 为翼型在翼展方向的积分单元。由图可知,当翼展长由 b 增加到 b_1 时, Δd 上的气动系数相同,因此机翼的气动系数只与翼展的长度相关,即翼展长与气动系数呈线性关系。当机翼的后掠角增加时, Δd 的来流方向没有发生变化, Δd 上的气动系数发生改变,因此机翼的气动系数与后掠角呈非线性关系。

由图13b可知,沿翼展方向机翼的速度流线分布均匀,因此不同翼展长在同一位置处的气动系数

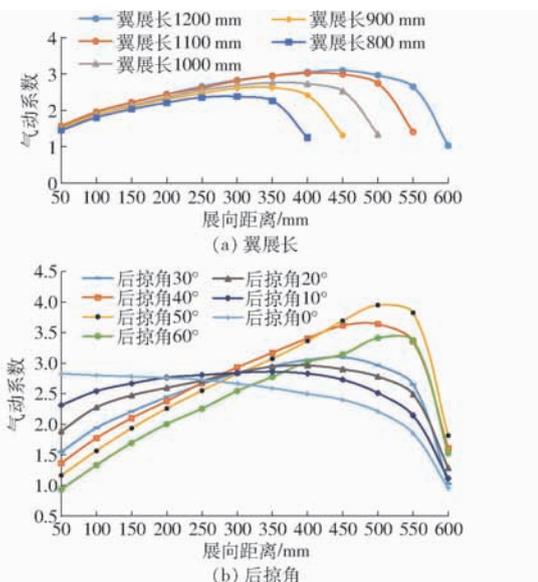


图12 翼展长与后掠角的展向气动系数分布

Fig. 12 C_{FA} spanning distributions

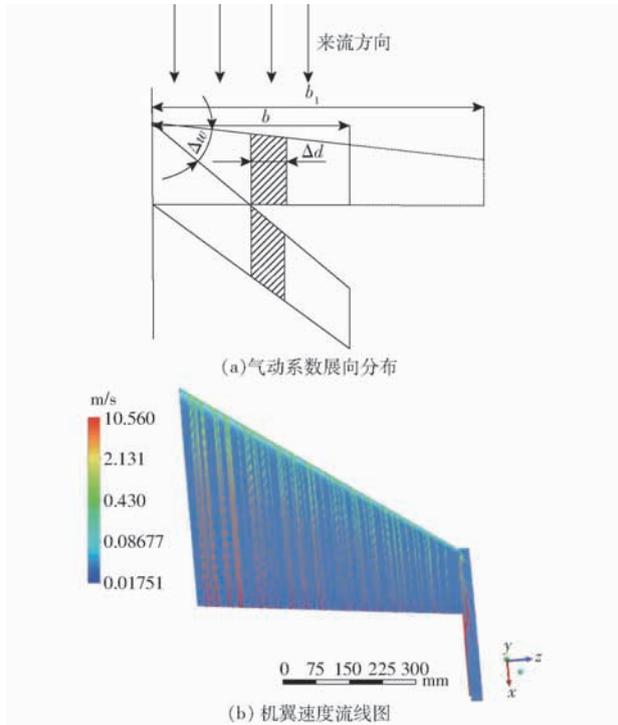


图 13 气动系数分布机理

Fig. 13 C_{FA} distribution mechanism

相同。在翼梢附近由于翼尖扰流的作用,小翼附近的流场分布发生突变,并出现载荷泄载。

2.2 续航时间关系模型建立

2.2.1 质量系数特征因子

在起飞质量一定时,无人机的质量系数只与投影面积相关。尾座式无人机的投影面积几何图形如图 2b 所示。无人机的投影面积主要由小翼和机翼两部分组成。其中小翼的投影面积主要由小翼厚度 h 、小翼翼梢长 l_{ys} 和小翼展长 b_v 3 个结构参数决定;机翼主要由翼根弦长 c_r 、翼梢弦长 c_t 和翼展长 b 3 个结构参数决定。当 $h = 25 \text{ mm}$ 、 $l_{ys} = 130 \text{ mm}$ 和 $b_v = 200 \text{ mm}$ 时,取得小翼的最大面积为 0.008 m^2 ;当 $c_r = 500 \text{ mm}$ 、 $c_t = 150 \text{ mm}$ 、 $b = 800 \text{ mm}$ 时取得机翼的最小面积为 0.26 m^2 ,对比可知机翼面积是小翼面积的 32 倍。因此无人机的投影面积主要由机翼的投影面积决定,即质量系数的特征因子为翼根弦长、翼梢弦长和翼展长。

2.2.2 气动系数特征因子

利用 130 组仿真数据对结构参数进行特征因子筛选,分别构建 10 个结构参数与气动系数的一元回归方程,共得到 10 个一元回归方程,对回归方程进行回归检验和方差分析,结果如表 6 所示。

由 $P > 0.05$ 可知,翼根弦长、翼梢弦长、小翼翼梢长、小翼展长、小翼高和小翼后掠角 6 个结构参数不是特征因子。由 $P \leq 0.05$ 可知翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长是气动系数的特征因子。由

表 6 结构参数回归分析

Tab. 6 Regression analysis of structural parameters

结构参数	决定系数 R^2	RMSE	P
翼根弦长	0.01	0.07	1
翼梢弦长	0.21	0.07	1
翼展长	0.98	0.07	0.001
后掠角	0.57	0.32	0.01
小翼翼梢长	0.03	0.06	1
小翼展长	0.03	0.03	1
小翼高	0.08	0.06	1
小翼后掠角	0.24	0.05	1
小翼厚度	0.61	0.11	0.01
小翼脚长	0.94	0.05	0.01

$R^2 \geq 0.5$ 和 RMSE 大于等于 0.15 的二次筛选结果可知,翼展长、小翼厚度和小翼脚长 3 个特征因子与气动系数呈一次线性关系,后掠角与气动系数呈非线性关系。

采用曲线拟合的方法,确定后掠角的非线性拟合项。在 130 组模拟值中提取后掠角对应的 12 组气动系数模拟值,在 Excel 中分别进行指数、对数和二次多项式 3 种函数的曲线拟合,结果如图 14 所示。

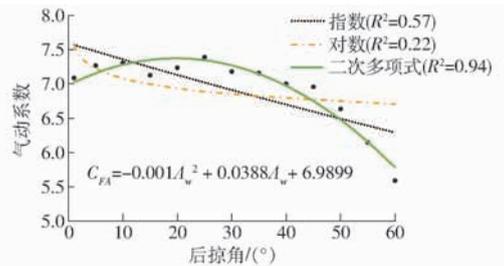


图 14 后掠角曲线拟合

Fig. 14 Fitting curves of sweep angle

对比 3 条曲线方程的 R^2 可知,后掠角与气动系数呈二次多项式关系,曲线方程为 $C_{FA} = -0.001A_w^2 + 0.0388A_w + 6.9899$,因此在多元回归模型的构建中需要加入 A_w^2 回归项,即气动系数方程的自变量为 b 、 h 、 l_{jc} 、 A_w 和 A_w^2 。

由特征因子提取方法最终确定的续航时间回归方程中的自变量为翼根弦长 c_r 、翼梢弦长 c_t 、翼展长 b 、后掠角 A_w 、后掠角的二次项 A_w^2 、小翼厚度 h 和小翼脚长 l_{jc} 。

2.2.3 气动系数关系模型

在 130 组 CFD 仿真数据中,提取翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长 4 个特征因子所对应的 60 组仿真数据。利用 R 软件构建 b 、 h 、 l_{jc} 、 A_w 和 A_w^2 5 个自变量与气动系数的四元二次回归方程为

$$C_{FA} = 0.005b + 0.0322A_w - 0.0009A_w^2 - 0.024h - 0.007l_{jc} + 2.875 \quad (6)$$

将方程预测结果与 CFD 模拟结果进行对比,结果如图 15 所示。

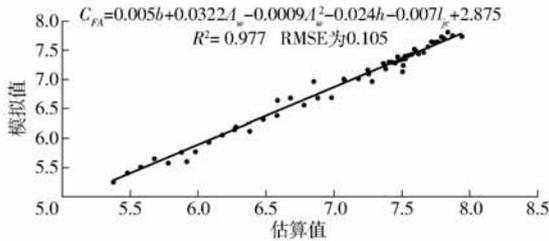


图 15 气动系数多元回归模型

Fig. 15 Multivariate regression model of aerodynamic coefficients

方程预测结果与仿真结果分布于一条直线上,且方程预测精度为 0.977,均方根误差为 0.105,方程可靠。因此翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长的四元回归方程可以进行气动系数的估算。

2.2.4 续航时间关系模型

在 130 组 CFD 仿真数据中,提取翼根弦长、翼梢弦长和翼展长 3 个特征因子所对应的 49 组仿真数据。利用 R 软件构建翼根弦长、翼梢弦长和翼展长 3 个自变量与质量系数的三元一次回归方程为

$$G_{FA} = \sqrt{\frac{\rho}{2G^3}}(0.00033c_r + 0.00032c_l + 0.00018b + 0.039) \quad (7)$$

质量系数的回归方程精度为 0.99,因此翼根弦长、翼梢弦长和翼展长的三元一次回归方程可以进行质量系数的估算。

联立式(5)~(7),可知无人机续航时间的方程为

$$t = Q \sqrt{\frac{\rho}{2G^3}}(0.00033c_r + 0.00032c_l + 0.00018b + 0.039)(0.005b + 0.0322A_w - 0.0009A_w^2 - 0.024h - 0.007l_{jc} + 2.875) \quad (8)$$

由式(8)可知,无人机的续航时间可以通过电池电量、起飞质量、无人机的翼根弦长、翼梢弦长、翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长的几何参数计算得到。起飞质量与电池电量直接相关,因此当无人机质量为定值时,可以通过续航时间模型进行无人机结构参数的优化,模型精度为 0.97。

2.3 试验结果验证

2.3.1 风洞试验结果

将表 4 中的 4 个样机的仿真结果与风洞试验结果进行对比,结果如表 7 所示。

由表 7 可知,试验气动系数与仿真气动系数的相对误差为 9.9%~13.7%。误差原因分析:采用三维打印进行模型的加工,模型的表面颗粒和粗糙度会影响机身近壁面的流场分布;模型阻力较小,

表 7 风洞试验结果与仿真结果对比

Tab. 7 Comparison between wind tunnel test and simulation results

试验样机	试验气动系数	仿真气动系数	相对误差/%
1号模型	6.395	7.354	12.5
2号模型	6.009	6.836	13.7
3号模型	8.151	7.335	9.9
4号模型	6.997	6.183	11.6

在风洞试验过程中的信号干扰等因素均会影响阻力系数的测量精度;仿真过程中采用无人机模型的一半进行建模和仿真计算,影响无人机在对称面处(翼根)流场的仿真精度。但试验结果相对误差在 14%以内,在允许的误差范围内,表明数值模拟方法可靠,能够进行无人机气动系数的准确估算。

2.3.2 无人机试飞试验结果

将表 5 中两架样机的结构参数代入式(8),计算得到样机的方程预测续航时间,将方程预测续航时间与试验续航时间对比,结果如表 8 所示。

表 8 试验结果与预测结果对比

Tab. 8 Comparison between test and simulation results

试验样机	剩余电量/%	预测续航时间/s	试验平均续航时间/s	相对误差/%
1号样机	90	408	355	14.9
	80	816	743	9.8
	70	1224	1085	12.8
	60	1632	1431	14.1
	50	2040	1847	10.5
2号样机	90	450	485	7.2
	80	900	899	0.1
	70	1350	1381	2.2
	60	1800	1891	4.8
	50	2250	2214	1.6

1号样机和2号样机试验续航时间与预测续航时间相对误差在 15%以内,在误差允许范围内,表明仿真数据可靠,因此由 130 组模拟数据建立的结构参数与续航时间的关系模型可靠。1号样机与 2号样机由于翼展长和后掠角两个结构参数的不同,导致续航时间存在差异,本文建立的关系模型可预测续航时间的变化规律,因此该模型可用于尾座式无人机结构参数优化。

通过对误差的分析发现,误差产生的主要原因是试验环境、样机制作工艺和实际飞行效率等因素,因此本文建立的结构参数与续航时间的关系模型具有较高精度,可以为长续航尾座式无人机的设计提供依据。

3 结论

(1)建立了无人机及其外流场的三维实体模型,对130组不同参数组合下的气动特性进行数值模拟,利用方差分析确定了气动系数的特征因子为翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长,其中气动系数与翼展长呈线性正相关、与后掠角呈二次负相关,与小翼厚度和小翼脚长呈线性负相关。利用几何分析确定了质量系数的特征因子为翼根弦长、翼梢弦长和翼展长,质量系数与三者呈线性正相关。

(2)融合翼展长、后掠角、小翼厚度和小翼脚长4个特征因子建立了气动系数的四元二次回归模

型,结合质量系数的三元回归模型,最终建立了续航时间的关系模型,模型精度达0.97。

(3)采用等效缩放的方法对4架样机进行无人机风洞试验,记录无人机在巡航状态下的气动系数,并对数值模拟结果进行误差分析,结果表明风洞试验数据与仿真计算数据的误差在14%以内,模拟方法可靠。

(4)采用手抛起飞,定点定高盘旋的方法对无人机样机进行试飞试验,实时记录无人机在不同剩余电量时的续航时间,并对模拟结果进行误差分析,结果表明试验数据与预测数据的相对误差在15%以内,模型可靠。

参 考 文 献

- [1] 汪沛,罗锡文,周志艳,等. 基于微小型无人机的遥感信息获取关键技术综述[J]. 农业工程学报, 2014,30(18): 1-12. WANG Pei, LUO Xiwen, ZHOU Zhiyan, et al. Key technology for remote sensing information acquisition based on micro UAV [J]. Transactions of the CSAE, 2014,30(18): 1-12. (in Chinese)
- [2] 陈燕. 农业遥感应用技术进入快速发展期[J]. 山东农机化, 2015,36(4): 8.
- [3] 罗红霞,曹建华,王玲玲,等. 遥感技术在农业田间信息获取中的应用[J]. 农业机械, 2012,54(26): 233-236.
- [4] 陈仲新,任建强,唐华俊,等. 农业遥感研究应用进展与展望[J]. 遥感学报, 2016,20(5): 748-767. CHEN Zhongxin, REN Jianqiang, TANG Huajun, et al. Progress and perspectives on agricultural remote sensing research and applications in China[J]. Journal of Remote Sensing, 2016,20(5): 748-767. (in Chinese)
- [5] BONADIES S, LEFCOURT A, GADSDEN S A. A survey of unmanned ground vehicles with applications to agricultural and environmental sensing[C]//Conference; SPIE Commercial + Scientific Sensing and Imaging, 2016: 9866.
- [6] 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 CSAE, 2016, 32(24): 98-106. (in Chinese)
- [7] 张立元,牛亚晓,韩文霆,等. 大田玉米水分胁迫指数经验模型建立方法[J/OL]. 农业机械学报, 2018, 49(5): 233-239. ZHANG Liyuan, NIU Yaxiao, HAN Wenting, et al. Establishing method of crop water stress index empirical model of field maize[J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2018, 49(5): 233-239. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?flag=1&file_no=20180527&journal_id=jcsam. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2018.05.027. (in Chinese)
- [8] 牛亚晓,张立元,韩文霆,等. 基于无人机遥感与植被指数的冬小麦覆盖度提取方法[J/OL]. 农业机械学报, 2018, 49(4): 212-221. NIU Yaxiao, ZHANG Liyuan, HAN Wenting, et al. Fractional vegetation cover extraction method of winter wheat based on UAV remote sensing and vegetation index[J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2018, 49(4): 212-221. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?file_no=20180424&flag=1. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2018.04.024. (in Chinese)
- [9] 韩文霆,张立元,张海鑫,等. 基于无人机遥感与面向对象法的田间渠系分布信息提取[J/OL]. 农业机械学报, 2017, 48(3): 205-214. HAN Wenting, ZHANG Liyuan, ZHANG Haixin, et al. Extraction method of sublateral canal distribution information based on UAV remote sensing[J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2017, 48(3): 205-214. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?file_no=20170326&flag=1. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2017.03.026. (in Chinese)
- [10] 韩文霆,李广,苑梦婵,等. 基于无人机遥感技术的玉米种植信息提取方法研究[J/OL]. 农业机械学报, 2017, 48(1): 139-147. HAN Wenting, LI Guang, YUAN Mengchan, et al. Extraction method of maize planting information based on UAV remote sensing technology[J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2017, 48(1): 139-147. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?file_no=20170118&flag=1. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2017.01.018. (in Chinese)
- [11] 韩文霆,郭聪聪,张立元,等. 基于无人机遥感的灌区土地利用与覆被分类方法[J/OL]. 农业机械学报, 2016, 47(11): 270-277. HAN Wenting, GUO Congcong, ZHANG Liyuan, et al. Classification method of land cover and irrigated farm land use based on UAV remote sensing in irrigation[J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2016, 47(11): 270-277. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?file_no=20161137&flag=1. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2016.11.037. (in Chinese)
- [12] 史舟,梁宗正,杨媛媛,等. 农业遥感研究现状与展望[J/OL]. 农业机械学报, 2015,46(2): 247-260. SHI Zhou, LIANG Zongzheng, YANG Yuanyuan, et al. Status and prospect of agricultural remote sensing [J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2015,46(2): 247-260. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?file_no=20150237&flag=1. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2015.02.037. (in Chinese)
- [13] 赵春江. 农业遥感研究与应用进展[J/OL]. 农业机械学报, 2014,45(12): 277-293. ZHAO Chunjiang. Advances of research and application in remote sensing for agriculture[J/OL]. Transactions of the Chinese

- Society for Agricultural Machinery, 2014,45(12): 277-293. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?file_no=20141241&flag=1. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2014.12.041. (in Chinese)
- [14] 兰玉彬. 精准农业航空技术现状及未来展望[J]. 农业工程技术, 2017,37(30): 27-30.
- [15] 乔红. 无人机遥感系统的应用研究综述[J]. 科学技术创新, 2017,21(36): 1-2.
- [16] 刘俊龙. 推力换向式垂直起降无人机结构设计研究[D]. 杨凌:西北农林科技大学, 2017.
- LIU Junlong. Research on structural design of thrust reversing vertical landing UAV[D]. Yangling:Northwest A&F University, 2017. (in Chinese)
- [17] 张啸迟, 王志强, 章异羸, 等. 旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J]. 航空学报, 2016,37(1): 179-192.
- ZHANG Xiaochi, WAN Zhiqiang, ZHANG Yiyang, et al. Conceptual design of rotary wing and fixed wing compound VTOL aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016,37(1): 179-192. (in Chinese)
- [18] 王冠林, 武哲. 垂直起降技术及其在无人机上的应用[J]. 飞航导弹, 2006,36(6): 20-25.
- [19] SAEED A S, YOUNES A B, ISLAM S, et al. A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid UAVs [M]. New York:IEEE, 2015: 806-815.
- [20] CETINSOY E, HANCER C, ONER K T, et al. Aerodynamic design and characterization of a quad tilt-wing UAV via wind tunnel tests[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2012, 25(4): 574-587.
- [21] WANG K L, KE Y J, CHEN B M. Autonomous reconfigurable hybrid tail-sitter UAV U-Lion[J]. Science China-Information Sciences, 2017, 60(3): 1-16.
- [22] VERLING S, WEIBEL B, BOOSFELD M, et al. Full attitude control of a VTOL tailsitter UAV[M]. New York:IEEE, 2016: 3006-3012.
- [23] WANG B, HOU Z X, GUO Z, et al. Space range estimate for battery-powered vertical take-off and landing aircraft[J]. Journal of Central South University, 2015, 22(9): 3338-3346.
- [24] HOCHSTENBACH M, NOTTEBOOM C, THEYS B, et al. Design and control of an unmanned aerial vehicle for autonomous parcel delivery with transition from vertical take-off to forward flight[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2015, 7(4): 395-405.
- [25] ARGYLE M E, BEACH J M, BEARD R W, et al. Quaternion based attitude error for a tailsitter in hover flight[C]//2014 American Control Conference, 2014.
- [26] FORSHAW J L, LAPPAS V J, BRIGGS P. Transitional control architecture and methodology for a twin rotor tailsitter[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(4): 1289-1297.
- [27] BEACH J M, ARGYLE M E, MCLAIN T W, et al. Tailsitter heading estimation using a magnetometer[C]//2014 American Control Conference, 2014.
- [28] SILVA N B F, FONTES J V C, INOUE R S, et al. Dynamic inversion and gain-scheduling control for an autonomous aerial vehicle with multiple flight stages[J]. Journal of Control, Automation and Electrical Systems, 2018, 29(3): 328-339.
- [29] 许景辉, 马贺, 周建峰, 等. 倾转三旋翼式垂直起降无人机悬停姿态控制[J/OL]. 农业机械学报, 2018,49(10): 16-22.
- XU Jinghui, MA He, ZHOU Jianfeng, et al. Hovering attitude control of tilt rri-rotor VTOL aircraft[J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2018,49(10): 16-22. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?flag=1&file_no=20181002&journal_id=jcsam. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2018.10.002. (in Chinese)
- [30] LIANG J J, FEI Q, WANG B, et al. Tailsitter VTOL flying wing aircraft attitude control[C]//2016 31st Youth Academic Annual Conference of Chinese Association of Automation, 2017.
- [31] BEACH J M, ARGYLE M E, MCLAIN T W, et al. Tailsitter attitude control using resolved tilt-twist[M]. New York:IEEE, 2014:768-779.
- [32] BEACH J M, ARGYLE M E, MCLAIN T W, et al. Tailsitter heading estimation using a magnetometer[M]. New York: IEEE, 2014:91-96.
- [33] KNOEBEL N B, MCLAIN T W. Adaptive quaternion control of a miniature tailsitter UAV[M]. New York:IEEE, 2008:2340.
- [34] NOGAR S M, KRONINGER C M. Development of a hybrid micro air vehicle capable of controlled transition[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2018, 3(3): 2269-2276.
- [35] 师志强. 气动参数对农用电动飞翼无人机续航性能的影响研究[D]. 杨凌:西北农林科技大学, 2017.
- SHI Zhiqiang. The effect of aerodynamic parameters on endurance time of agricultural electric flying wing[D]. Yangling: Northwest A&F University, 2017. (in Chinese)
- [36] 刘玉焘. 尾座式无人机的飞行控制器设计[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2014.
- LIU Yutao. Design of flight controller for a tail-sitter UAV[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [37] 刘伏虎, 马晓平. 小型电动无人机续航性能提升方法研究[J]. 飞行力学, 2010,28(5): 13-15.
- LIU Fuhu, MA Xiaoping. Research for improving the endurance performance of minitype electric powered UAV[J]. Flight Dynamics, 2010,28(5): 13-15. (in Chinese)
- [38] AKSUGUR M, INALHAN G. Design methodology of a hybrid propulsion driven electric powered miniature tailsitter unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2010, 57(1-4SI): 505-529.
- [39] WANG B, HOU Z X, LIU Z W, et al. Preliminary design of a small unmanned battery powered tailsitter[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2016:1-11.
- [40] WANG B, HOU Z X, GUO Z, et al. Space range estimate for battery-powered vertical take-off and landing aircraft[J]. Journal of Central South University, 2015, 22(9): 3338-3346.
- [41] 刘胜南. 一种微型电动无人机续航时间的估算方法[C]//第26届中国控制与决策会议, 长沙, 2014.
- [42] 付伟, 赵旭, 司亮. 翼梢小翼几何参数对机翼气动特性影响研究[J]. 科学技术与工程, 2010,10(14): 3378-3383.
- FU Wei, ZHAO Xu, SI Liang. Geometric parameters of winglet for the effect on characteristics of the basic wing[J]. Science Technology and Engineering, 2010,10(14): 3378-3383. (in Chinese)
- [43] 王健, 郑祥明. 翼身融合无人机外形优化设计研究[J]. 航空工程进展, 2015,6(4): 442-446.
- WANG Jian, ZHENG Xiangming. Configuration optimization design of blended wing body unmanned aerial vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015,6(4): 442-446. (in Chinese)
- [44] 谭楚雄. 模型飞机调整原理[M]. 北京: 航空工业出版社, 2007.