

# 多翼单臂纵列式电动无人机旋翼间距优化及能耗试验

李继宇, 展义龙, 欧阳帆, 李一凡, 兰玉彬\*

(1. 国家精准农业航空施药技术国际联合研究中心, 广州 510642;  
2. 华南农业大学工程学院, 广州 510642)

**摘 要:** 针对现代农业航空技术的发展对电动多旋翼农用无人机的载荷能力、持续作业能力、作业效率提出更高的要求, 而目前电动多旋翼植保无人机存在续航时间短、载质量小、作业效率低等问题, 该文通过试验测试平台, 首先对共轴式双旋翼进行不同纵向间距下的升力性能及能耗测试, 分析纵向间距对双旋翼升力的影响规律, 根据分析结果, 针对纵列式双旋翼进行升力随横向间距的变化规律研究, 得出横向间距比等于 1.8 为双旋翼纵列式方式的最优横向间距比。随后对不同尺寸纵列式双旋翼和纵列式多旋翼升力随横向间距比的变化规律进行测试, 验证最优横向间距比 1.8 的普遍适用性。最后, 对多旋翼单机臂结构六轴十二旋翼纵列式布局无人机的综合性能参数进行优化分析, 并对平面式、纵列式布局方式下的六轴十二旋翼无人机进行飞行试验, 验证旋翼间距的优化结果。优化分析结果表明, 横向间距比均分别在最优化条件下时, 纵列式和平面式布局的升力远高于共轴式布局。与纵列式布局相比, 平面式布局机型升力差别不大, 但机身尺寸增加 38.70%。飞行试验结果表明, 在相同负载下, 相对于优化后的纵列式机型, 平面式机型在单位时间内悬停功率仅减小 0.062%, 而机身质量增加 6.8%。该研究在保证无人机能效的前提下, 通过改变旋翼间的相对位置, 对多旋翼单机臂结构电动无人机的旋翼间距进行优化, 从而优化机身尺寸及质量, 改善多翼单臂结构无人机的气动特性, 降低惯性, 提升有效负载能力, 从而提升整机性能。

**关键词:** 农业机械; 无人机; 优化; 纵列式; 多旋翼单机臂; 旋翼间距; 能耗性能; 升力

doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.2019.23.011

中图分类号: S252<sup>+</sup>.9

文献标志码: A

文章编号: 1002-6819(2019)-23-0087-09

李继宇, 展义龙, 欧阳帆, 李一凡, 兰玉彬. 多翼单臂纵列式布局电动无人机旋翼间距优化及能耗试验[J]. 农业工程学报, 2019, 35(23): 87—95. doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.2019.23.011 <http://www.tcsae.org>

Li Jiyu, Zhan Yilong, Ou Yangfan, Li Yifan, Lan Yubin. Optimization of rotor spacing and energy consumption test for multi-rotor single arm tandem electric UAV[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2019, 35(23): 87 — 95. (in Chinese with English abstract) doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.2019.23.011 <http://www.tcsae.org>

## 0 引 言

随着农业航空应用技术的推广, 农用无人机在现代农业生产中得到广泛应用, 农用无人机是农业航空施药技术得以实施的作业平台<sup>[1]</sup>。由于电动多旋翼无人机操作简单、结构简易、易于维护、成本较低等特点, 目前中国农用无人机以电动多旋翼无人机为主<sup>[2-3]</sup>。

与有人驾驶飞机和油动农用无人机相比, 电动多旋翼无人机由于负载能力小、持续作业时间短、作业效率较低, 极大的限制了农业航空技术的推广应用。为了提高电动多旋翼农用无人机的载荷能力和续航时长, 可以从电池能源、旋翼尺寸、旋翼转速、旋翼数量、整机结构等方面进行优化<sup>[4-6]</sup>。电动无人机主要靠锂电池提供动

力, 在电池能源方面, 由于电池技术上的瓶颈要想提高无人机的续航时间就必需增加电池质量, 在理论上存在一个阈值点, 使得电池质量超过此阈值点后, 无人机的续航能力无法继续提升<sup>[7-8]</sup>。当旋翼尺寸过大时无法迅速对旋翼的转速进行调整, 降低了无人机的灵活性与机动性, 并且在高速运转下旋翼的频繁上下振动容易造成旋翼的断裂降低无人机的稳定性及可靠性<sup>[9-10]</sup>。当旋翼转速过大时易造成高转失速的问题, 并且高转速下对旋翼的强度要求较高<sup>[11]</sup>。在桨型与电机匹配度最优的情况下, 即螺旋桨的弦长分布、桨距角分布、拉力系数、扭矩系数、功率系数等几何特性满足螺旋桨与电机搭配时效率最大, 为了提高多旋翼无人机的载重及续航时间目前大都以增加旋翼数量、改变整机结构为主要方法。其中多旋翼单机臂结构是增加旋翼数量的主要方式之一, 此结构主要是指在保证一定整机尺寸的前提下, 增加多轴无人机每根机臂轴上的旋翼数量, 使得无人机每根机臂轴上的旋翼数量大于等于 2, 从而增加整机旋翼数量, 提升整机的负载能力。改变整机结构主要是通过融合新型结构来实现整机性能的改善。

根据优化方式可将电动多旋翼无人机分为共轴式、纵列式、平面式、新型结构等。共轴式主要以共轴双旋

收稿日期: 2019-02-11 修订日期: 2019-09-06

基金项目: 国家重点研发计划重点课题(2017YFD0701001); 国家自然科学基金(31771682); 高等学校学科创新引智计划资助(D18019); 广东省重大科技计划项目(2017B010116003); 广东省科技计划项目(2017B010117010)

作者简介: 李继宇, 博士, 校聘教授, 主要从事农业航空应用技术研究。

Email: lijyu@scau.edu.cn

\*通信作者: 兰玉彬, 国家“千人计划”特聘专家, 教授, 主要从事精准农业航空方向研究。Email: ylan@scau.edu.cn

翼气动特性随试验参数的变化规律为研究单元<sup>[12-13]</sup>, 如 Bondyra 等<sup>[14-15]</sup>对共轴双旋翼系统和独立的旋翼进行了对比试验, 对共轴双旋翼的推进效率进行了优化。徐东甫等<sup>[16]</sup>使用共轴双桨和旋翼系统的倾斜配置, 提升了系统的冗余性和可靠性。纵列式的研究主要以非平面双旋翼气动特性随试验参数的变化规律为研究单元<sup>[17-18]</sup>, 雷瑶<sup>[19]</sup>针对双旋翼单元进行了不同气动参数对基本双旋翼系统气动特性的影响研究, 提高了无人机动力系统的效率, 杨璐鸿<sup>[20]</sup>通过采用 CFD 方法对 2 副主旋翼在不同参数状态下的气动特性进行计算分析, 确定了该无人机的气动布局。平面式的研究主要是利用 Fluent 软件针对单个旋翼的参数进行优化<sup>[21]</sup>, 或对不同条件下平面式布局旋翼间的气流特性及升力进行计算分析进而优化旋翼布局<sup>[22]</sup>, 如张利国等<sup>[23]</sup>基于动量叶素理论, 考虑黏性作用, 对桨叶的结构参数进行优化计算, 刘雪松等<sup>[24]</sup>考虑多种因素建立等效圆盘模型利用 Fluent 软件计算和分析悬停状态时不同旋翼间距下旋翼间的相互干扰对四旋翼升力的影响。新型结构主要通过多种尺寸旋翼间的搭配或增加辅助结构等方式来实现<sup>[25-26]</sup>。张阳胜等<sup>[27]</sup>结合共轴直升机和四桨飞行器的优点进行优化组合提高了六旋翼飞行器的承载能力和稳定性, Al-Rihani 等<sup>[28]</sup>融合新型驱动结构, 实现了一种双轴倾斜概念的新型四旋翼的设计。

综上所述, 国内外已从不同的角度对电动多旋翼无人机的性能进行优化并取得一定的研究成果, 但主要是从单旋翼的桨叶参数优化, 共轴式、纵列式双旋翼气动特性随试验参数的变化规律, 融合新型结构等方式展开的研究<sup>[29-31]</sup>, 针对多旋翼单机臂结构不同旋翼间距对旋翼升力的影响尚未展开研究。为了保证能量的高效利用, 兼顾机身尺寸及质量的合理性, 本文针对多旋翼单机臂电动无人机的旋翼最优间距进行研究, 提出一种较优的纵列式布局方法, 保证了旋翼布局方式的合理性, 从而实现无人机能耗、机体尺寸、飞行时间及稳定性等多种性能的优化匹配。

## 2 纵列式布局及测试平台

### 2.1 纵列式布局

本文在相关学者研究的基础上提出了一种纵列式布局方式<sup>[18]</sup>。此布局方式是平面式布局及共轴式布局的一种折中情况, 当旋翼间的轴距等于零时为共轴式布局; 轴距大于一个旋翼直径时采用平面式布局; 当轴距大于零, 小于旋翼直径时, 旋翼之间存在重叠, 此时为纵列式布局; 反过来说共轴式、平面式结构是纵列式结构 2 种不同的极端情况。

以六轴 12 旋翼无人机的纵列式布局方式为例, 本文提出的多旋翼单机臂纵列式布局结构其示意图如图 1 所示, 图 1a 为整机俯视图, 其中圆实线为上旋翼的旋转轨迹, 圆虚线为下旋翼的旋转轨迹, 图 1b 和图 1c 为整机、相邻 2 个机臂的侧视图, 从中可看出, 内侧相邻及同轴上的 2 旋翼上下布置, 2 旋翼的轴间距小于一个旋翼直径。区别于一般的布局方式的是, 此纵列式布局方式不仅限

于同机臂上双旋翼间的纵列, 内侧 6 个旋翼呈圆周上下交替布置同样实现了纵列式布局。同时, 从整体布局结构来看还存在 3 个上旋翼 1 个下旋翼的四旋翼纵列式布局。此种布局方式能在合理的旋翼间距比下保证旋翼升力的同时进一步的缩小机身体积, 减轻机身质量。目前, 针对纵列式布局的研究大都是直升机双旋翼间的纵列, 针对多旋翼无人机双、四旋翼纵列式布局尚未展开研究。为了更全面的对纵列式旋翼布局方式进行研究, 在双旋翼基础上, 针对三、四、五旋翼纵列式布局展开研究。

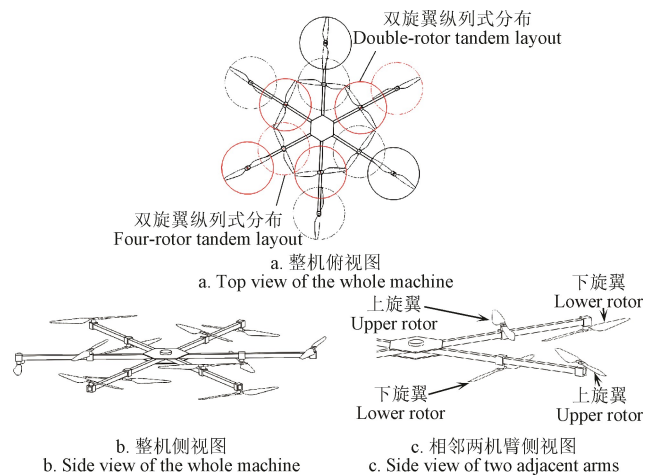


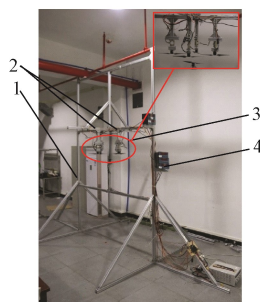
图 1 纵列式布局示意图

Fig.1 Tandem layout diagram

本文针对纵列式布局方式下旋翼升力性能随旋翼间距的变化规律进行研究。针对不同尺寸不同旋翼纵列式布局下旋翼升力随旋翼间距的变化规律进行研究, 以确定纵列式布局方式的最优旋翼间距。针对纵列式、平面式、共轴式布局 3 种机型在最优旋翼间距下的整机性能进行对比分析, 并对纵列式、平面式实体机型进行飞行测试, 验证多翼单臂纵列式布局电动无人机旋翼间距的优化效果。

### 2.2 测试平台

综合考虑不同旋翼布局方式的需求和平台的可靠性要求, 搭建一种多旋翼布局能耗测试平台<sup>[32]</sup>, 该测试系统由测试架、参数调节系统、被测旋翼组件、控制及测量系统组成, 该测试平台能够按照遥控指令准确调节旋翼的转速, 并通过参数自动调节系统来调节旋翼间任意空间相对位置, 从而调节旋翼间的横向间距与纵向间距, 以便研究不同试验参数下旋翼升力随旋翼间距的变化规律。此外该平台使用稳压状态下的直流电源为电机供电, 该装置可自动完成对电机电压、电流、拉力传感器数据的采集, 并能够得到实时的旋翼升力和消耗功率, 拉压传感器通过螺丝减振垫与位于旋翼正下方的电机座连接直接进行旋翼升力的测试, 保证了测试的高效性、安全性与可靠性。测试平台如图 2 所示。本文首先通过本装置对不同布局方式及试验参数下, 旋翼升力随间距的变化规律进行试验测试。以测试结果指导多旋翼无人机的旋翼布局方式。



1.测试架 2. 参数调节系统 3. 被测旋翼组件 4.控制及测量系统  
1.Test stand 2.Parameter adjustment system 3.Measured rotor assembly  
4.Control and measurement system

图 2 升力测试平台  
Fig.2 Lift test platform

本文主要进行了定距桨的升力性能试验测试, 主要试验设备参数指标如表 1。

表 1 主要试验设备性能参数  
Table 1 Performance parameters of main devices

主要设备 Main equipment	厂家/型号 Manufacture /Type	精度及性能参数 Precision and performance parameters	供电形式 Power supply form
直流电源 DC power	龙威	稳压稳定度: $\leq 0.01\% + 2 \text{ mA}$	AC 220V $\pm 10\%$
拉力传感器 Tension sensor	金诺	综合精度: $0.03\%F \cdot S$	AC 220 V
高精度智能显示控制 High-precision display controller	MCK-Z-1 型	测量精度: $\pm 0.02\%(FS)$	AC 220 V
高精功率计 High precision power meter	ZFT8	显示分辨率: TYP0.1W	DC22.20V
电机 Motor	U2820	KV:420	3~6S 锂电
电调 ESC	好盈	持续电流: 20 A	
螺旋桨 Propeller	TMOTOR	桨径桨距: $13 \times 55$	

试验选取消耗功率  $P$ 、升力  $F$  为测试指标, 由于两旋翼旋转中心的直线距离  $D$  及旋转中心在竖直方向的距离  $S$  小于一个旋翼半径  $R$ , 故而为了简化不同旋翼尺寸带来的影响以横向间距比 ( $D/R$ ), 纵向间距比 ( $S/R$ ) 为试验参数。利用升力测试平台调节旋翼间距, 对不同间距比下旋翼的升力进行测试, 同时利用遥控器调节油门百分比进而控制旋翼的消耗功率, 对不同消耗功率下旋翼的升力进行测试, 为了更好的对比不同试验条件下旋翼的升力性能, 利用二次插值法对试验数据进行处理分析, 以单个旋翼相同消耗功率下的升力为评价指标, 对不同布局方式下的旋翼升力性能进行对比分析, 以确定最优间距。

### 3 纵列式最优旋翼间距确定

#### 3.1 纵向间距

为了研究纵向间距对旋翼升力性能的影响程度, 以共轴式双旋翼, 即 1 对完全重叠的旋翼为研究对象, 进行升力性能随纵向间距的变化规律试验测试, 其布局方式如图 3 所示。

在保证整机合理尺寸范围及旋翼不碰撞的前提下, 针对图 3 共轴式双旋翼进行不同  $S/R$  下的升力随消耗功率

的变化测试, 试验测试结果如图 4 所示。

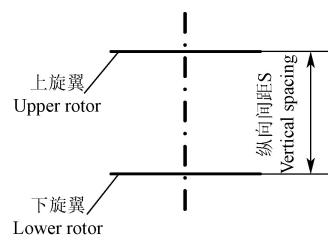


图 3 共轴式布局  
Fig.3 Coaxial layout

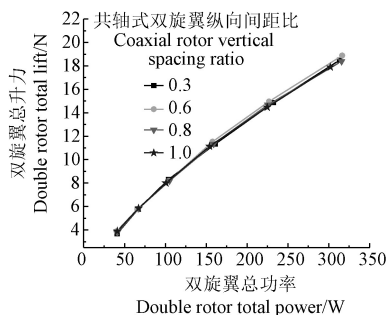


图 4 共轴式双旋翼升力性能随消耗功率的变化  
Fig.4 Coaxial double-rotor lift performance with power consumption

由图 4 可知,  $0.3 \leq S/R \leq 1.0$  时, 在同一消耗功率下随纵向间距比  $S/R$  的变化旋翼升力并无明显变化, 可见纵向间距对旋翼的升力性能并无明显影响。

#### 3.2 横向间距

##### 3.2.1 双旋翼纵列布局最优间距确定

由上述研究可知  $S/R$  对双旋翼升力性能基本无影响, 故为了研究  $D/R$  对纵列式布局双旋翼升力的影响, 将  $S/R$  设为最小值, 此值为两旋翼间电机高度、电机座厚度、机臂直径之和。针对纵列式双旋翼进行不同  $D/R$  下的升力测试, 并测试孤立旋翼升力, 以便进行对比分析, 试验测试结果如表 2 所示。

在相同消耗功率下, 纵列式双旋翼升力随  $D/R$  的变化而变化。由表 2 可知, 当  $D/R < 2.0$  时, 在同一消耗功率下, 随  $D/R$  的增加双旋翼的升力增加。这是由于随  $D/R$  的增加, 双旋翼上、下旋翼间的重叠度减小, 上旋翼气流对下旋翼升力性能的干扰程度降低, 从而导致升力性能有所提升。

为了更直观的体现  $D/R$  对双旋翼升力的影响, 通过对试验数据进行二次插值处理, 求出一定功率下双旋翼的升力, 分别对纵列式双旋翼的上、下旋翼升力随  $D/R$  的变化规律进行分析, 由图 5 可知, 相同消耗功率下, 随着  $D/R$  的增加, 上旋翼升力变化较小, 而下旋翼的升力随之增大, 且当  $D/R > 1.5$  时随  $D/R$  的增加下旋翼升力有趋于稳定的趋势。当  $D/R$  分别为 0、0.5、1.0、1.5、2.0 时, 在不同消耗功率下, 纵列式下旋翼相对于上旋翼升力损失百分比的平均值分别为 37.32%、33.37%、15.35%、8.63%、2.96%, 由此可以得出, 对于纵列式布局结构, 下旋翼升力性能随横向间距的变化而变化。

表 2 孤立旋翼及不同  $D/R$  下纵列式双旋翼升力测试  
Table 2 Lift test of isolated rotor and tandem double-rotor under different  $D/R$

双旋翼 Double-rotor										孤立旋翼 Isolated rotor	
$D/R=0$		$D/R=0.5$		$D/R=1.0$		$D/R=1.5$		$D/R=2.0$		$P/W$	$F/N$
$P/W$	$F/N$	$P/W$	$F/N$	$P/W$	$F/N$	$P/W$	$F/N$	$P/W$	$F/N$		
40.38	3.92	40.92	3.82	41.17	4.41	41.31	4.41	40.92	5.00	42.02	5.00
65.70	5.78	67.90	5.98	67.27	6.66	69.63	7.06	67.90	7.45	70.15	7.45
104.42	8.23	105.01	8.53	106.43	9.41	107.38	9.70	105.01	10.49	112.46	10.78
157.75	11.56	160.83	11.76	159.72	13.13	169.69	14.01	160.83	14.31	170.57	14.70
226.77	14.99	228.2	15.58	235.27	16.95	240.17	17.84	228.24	18.91	253.46	19.40
316.25	18.91	317.6	19.21	327.40	20.97	335.32	22.74	317.60	23.62	348.76	24.50

注:  $D/R$  为横向间距比;  $P$  为测试旋翼的总功率,  $W$ ;  $F$  为测试双旋翼总升力,  $N$ 。  
Note:  $D/R$  is lateral spacing ratios;  $P$  is the total power of test rotor,  $W$ ;  $F$  is the total lift of test rotor,  $N$ .

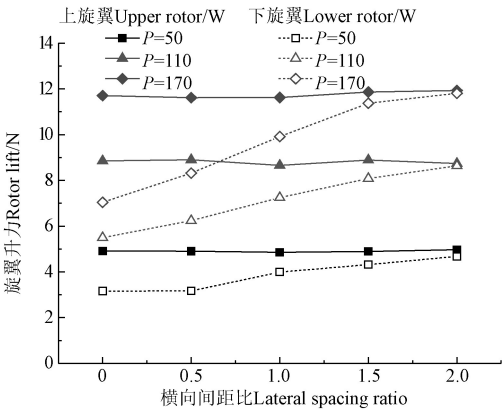


图 5 双旋翼纵列式布局上、下旋翼升力性能随横向间距比变化  
Fig.5 Lift variation of upper and lower rotors in the double-rotor tandem layout with lateral spacing ratio

为了研究纵列式双旋翼升力随  $D/R$  的变化而发生明显变化的拐点, 在保留  $D/R=1.5$  的同时对  $1.0 < D/R \leq 2.0$  内的试验参数以 0.2 为单位间隔进行细化, 并拓展测量范围至  $2.0 < D/R < 3.0$ , 开展纵列式双旋翼布局不同消耗功率下下旋翼升力随  $D/R$  的变化规律试验测试。

由图 6 可知, 当  $D/R < 1.8$  时, 在同一消耗功率下, 下旋翼升力随  $D/R$  的增大而增大。当  $D/R$  分别为 1.2、1.4、1.5、1.6 时, 在不同消耗功率下下旋翼升力相对于孤立旋翼升力损失百分比的平均值分别为 10.33%、6.67%、5.72%、3.61%。当  $D/R \geq 1.8$  时, 旋翼间的气动干扰程度降低, 在同一消耗功率下, 随着  $D/R$  的变化下旋翼的升力趋于稳定, 下旋翼升力相对于孤立旋翼损失百分比的平均值稳定在 0.70% 以内。当  $D/R=1.8$  时在不同消耗功率下纵列式布局下旋翼升力相对于孤立旋翼升力的平均损失百分比为 0.66%, 此时下旋翼升力与孤立旋翼的升力基本相同(图 7)。综上可知,  $D/R=1.8$  是纵列式双旋翼升力性能是否会随  $D/R$  的变化而产生明显变化的临界点,  $D/R=1.8$  时双旋翼升力与平面式布局基本相同。在优化机身体积, 减轻机架质量, 提高能耗利用率的设计前提下可知  $D/R=1.8$  为同尺寸双旋翼布局结构下的最优间距比。

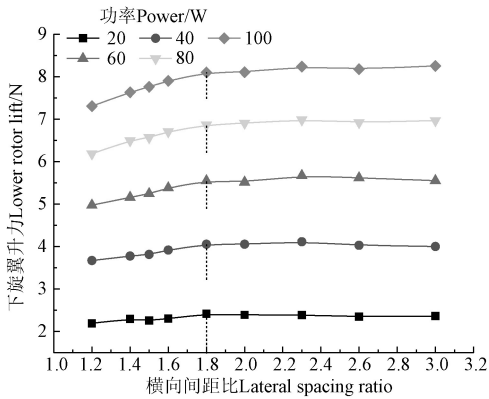


图 6 双旋翼纵列式下旋翼升力性能随横向间距比的变化  
Fig.6 Lift variation of double-rotor tandem lower rotor with lateral spacing ratio

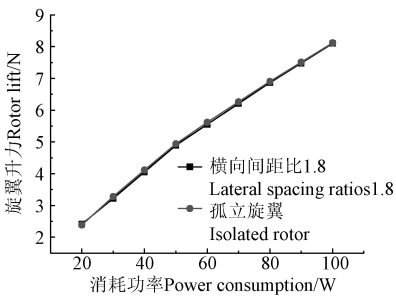
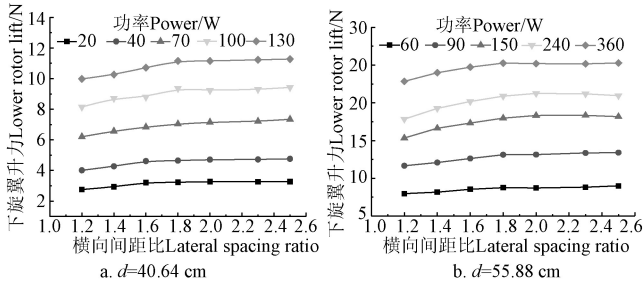


图 7  $D/R$  为 1.8 时下旋翼与孤立旋翼升力对比  
Fig.7 Lower rotor and isolated rotor lift when  $D/R$  is 1.8

以上试验采用直径为 33.02 cm 的碳纤维旋翼, 为了验证  $D/R=1.8$  对不同尺寸型号碳纤维桨是否具有普遍适用性, 以相同的试验方法分别选取直径为 40.64、55.88 cm 的碳纤维桨, 进行不同消耗功率下双旋翼纵列式布局下旋翼升力随  $D/R$  的变化规律测试(图 8)。

由图 8 可知, 对于 2 种不同尺寸旋翼, 当  $D/R \geq 1.8$  时, 在同一消耗功率下随  $D/R$  的变化下旋翼升力变化量皆在 1% 以内, 此时  $D/R$  的变化对下旋翼的升力性能基本无影响。由上可知, 在 33.02~55.88 cm 范围内,  $D/R=1.8$  对于不同尺寸旋翼具有普遍适用性。





注:  $d$  为旋翼直径, cm。

Note:  $d$  is the rotor diameter, cm.

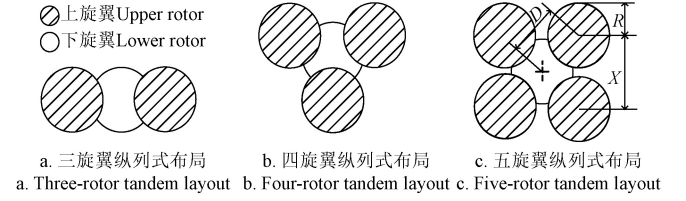
图 8 不同尺寸双旋翼纵列式下旋翼升力测试

Fig.8 Lift test of different size double-rotor tandem lower rotor

### 3.2.2 多旋翼纵列布局最优间距验证

为了验证三、四、五旋翼纵列式布局, 旋翼间的最优间距比是否仍为 1.8。对直径为 33.02 cm 的多旋翼纵列式布局的下旋翼在不同消耗功率下升力随  $D/R$  的变化规律进行测试, 布局方式如图 9 所示。试验参数  $D/R$  参考 3.2.1 节纵列式双旋翼布局方式试验进行设置。特别的是, 对于五旋翼纵列式布局, 4 个上旋翼处于同一上平面且各自与下旋翼间的  $D/R$  相同, 为了保证 4 个上旋翼的旋转

平面不发生重叠必须满足两相邻上旋翼间的距离  $X > 2.0R$ , 根据几何关系此时上、下旋翼间距离必须大于 1.4, 故对于五旋翼纵列式布局方式  $D/R$  从 1.5 开始取值。



注:  $D$  为上、下两旋翼的横向间距, mm;  $R$  为旋翼半径, mm;  $X$  为 2 个相邻上旋翼旋转中心的距离, mm。  
Note:  $D$  is the lateral spacing of the upper and lower rotors, mm;  $R$  is the rotor radius, mm;  $X$  is the distance between two adjacent upper rotor rotation centers, mm.

图 9 3 种纵列式多旋翼布局方式

Fig.9 Three tandem multi-rotor layouts

不同消耗功率下, 3 种纵列式多旋翼布局下旋翼升力随  $D/R$  的变化规律如图 10 所示, 进行纵列式布局下旋翼升力测试前, 针对孤立下旋翼进行不同消耗功率下升力的测试, 以便与纵列式布局方式下旋翼在不同试验参数下的升力进行对比。

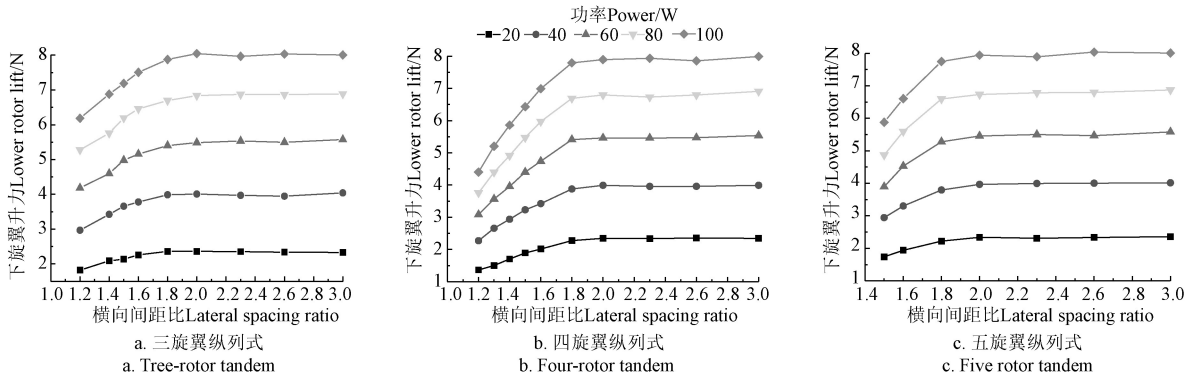


图 10 多旋翼纵列式下旋翼升力性能随横向间距比的变化

Fig.10 Lift variation of multi-rotor tandem lower rotor with lateral spacing ratio

在同一消耗功率下, 当  $D/R < 1.8$  时, 3 种纵列式多旋翼布局下旋翼升力均随  $D/R$  的增加而增加, 当  $D/R \geq 1.8$  时随着  $D/R$  的变化下旋翼的升力趋于稳定, 变化量稳定在 2.50% 以内。综上可知,  $D/R=1.8$  为纵列式多旋翼布局方式的最优间距。

## 4 纵列式布局无人机综合参数优化分析

为了验证纵列式最优设计, 选用相同性能参数旋翼下最优平面布局和共轴布局结构进行对比分析, 其中平面式布局结构, 内侧相邻 2 个旋翼及同机臂 2 个旋翼间  $D/R > 2.0$ , 在平面式布局旋翼间的气动干扰作用较弱的前提下, 参考市场上具有代表性的韦加多旋翼单机臂 JF01-20 八旋翼植保机型的  $D/R$  值, 其同机臂 2 个旋翼  $D/R$  为 2.3, 但内侧相邻 2 个旋翼  $D/R$  值为 3.2 导致了整机尺寸大大增加, 同时参考刘雪松等<sup>[24]</sup>通过建立等效盘模型, 利用 Fluent 软件对悬停状态下的四旋翼旋翼间干扰对升力影响分析的研究结果, 当  $D/R$  为 2.5 时, 旋翼升力提高约 1%, 在相同消耗功率下平面式结构无人机单旋

翼的升力值与孤立旋翼的升力值基本相同。在无人机升力最优的同时为了控制一定机身尺寸, 对比参考以上平面布局结构的  $D/R$  值, 可知平面式布局结构  $D/R$  为 2.5 时最优。纵列式布局结构, 内侧相邻两旋翼及同机臂两旋翼  $D/R < 2.0$ , 根据本文研究结果, 在  $D/R=1.8$  为纵列式多旋翼布局最优间距。同轴式布局结构, 同机臂上的 2 个旋翼同轴布置, 相邻机臂旋翼间  $D/R$  与平面式内侧 2 个旋翼的  $D/R$  相同, 设置为 2.5。

为对比 3 种不同布局方式对多旋翼无人机升力的影响, 在机臂尺寸相同的情况下, 对 3 种机型升力进行理论分析对比, 假设平面式结构总升力为  $F_a$ , 纵列式布局结构总升力为  $F_b$ , 同轴式布局结构总升力为  $F_c$ , 计算公式如下

$$F_a = NF \quad (1)$$

$$F_b = \frac{NF}{2} + \frac{N(F_2 + F_3)}{4} \quad (2)$$

$$F_c = \frac{N(F + F_1)}{2} \quad (3)$$

式中  $N$  为旋翼数量,  $N=12$ ;  $F$  为孤立旋翼升力,  $N$ ;  $F_1$  为双旋翼共轴式布局下旋翼升力,  $N$ ;  $F_2$  为四旋翼纵列式布局下旋翼升力,  $N$ ;  $F_3$  为双旋翼纵列式布局下旋翼升力,  $N$ 。

由试验测试结果可知, 根据双旋翼共轴式布局结构, 下旋翼升力在不同消耗功率下相对于孤立旋翼的损失百分比的平均值 37.3%, 确定  $F_1 = 0.63F$ ; 根据  $D/R=1.8$  时, 在不同消耗功率下, 纵列式双旋翼、四旋翼布局下旋翼升力相对于孤立旋翼升力损失百分比的平均值 5.3%、0.7%, 确定  $F_2=0.95F$ 、 $F_3=0.99F$ 。经计算可知,  $F_b$  相对于  $F_a$  损失 1.52%,  $F_c$  相对于  $F_a$  损失 18.76%。由此可知, 纵列式、平面式布局下, 无人机整机升力相差不多, 同轴式布局机型升力远小于前两者。

平面、纵列式  $D/R$  分别为 2.5 和 1.8。对于多旋翼单机臂的六轴机臂结构, 两相邻机臂夹角为  $\alpha=60^\circ$ , 由几何关系, 经计算可知, 2 机型整机尺寸分别为  $10R$ 、 $7.2R$ , 相对于纵列式布局机型, 平面式布局机型机身尺寸增加 38.70%。因此在保证整机升力的前提下, 纵列式布局机型能够对整机尺寸进行优化, 同时也能减轻机身质量, 从而降低多旋翼无人机的惯性, 增强飞行可控性及稳定性。综上所述, 多旋翼单机臂六轴 12 旋翼无人机以旋翼间距比为 1.8 时的纵列式布局方式较优。

## 5 飞行测试

目前市场上所流行的机型布局结构大都为多轴单翼单臂平面式布局, 单根机臂仅 1 个旋翼。本文所搭建的平面式布局无人机与市场上所流行的机型差别在于, 单根机臂采用 2 个平面式布局的旋翼。由于单根机臂上旋翼数量增加 1 倍, 故而相对于市场上的流行机型, 本文所搭建的平面式结构无人机, 在能耗增加 1 倍的前提下, 升力增加 1 倍, 故本文所搭建的平面式结构无人机功耗与升力之比与市场上所流行的平面式无人机相同, 所以在不考虑成本的前提下, 2 个不同机型无人机性能相当。

为了更加合理的验证纵列式布局方式的优势性, 本文在仅改变旋翼安装位置及机架尺寸的情况下, 进行飞行试验 (图 11)。平面式布局结构机身尺寸及机身质量相对于纵列式布局结构分别增加 38.70%、6.82%, 为了保证不同布局方式的总负载相同, 对纵列式布局机型进行增加配重。利用高精曲线功率计对无人机的实时悬停功耗进行测试。2019 年 1 月于华南农业大学进行飞行试验。选取 100 秒内, 2 种不同布局方式下稳定悬停飞行时的消耗功率进行对比 (图 12)。

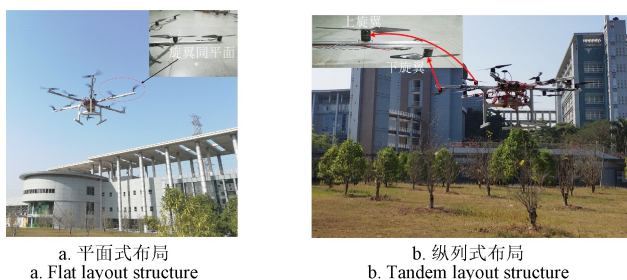


图 11 飞行试验

Fig.11 Flight test

如图 12 所示, 在 100 s 内, 纵列式布局加配重机型平均悬停功率为 1 296.49 W, 平面式布局机型平均悬停功率为 1 215.54 W。在相同负载下, 相对于纵列式机型, 平面式机型在单位时间内悬停功率仅减小了 0.06%, 但平面式布局结构机架质量增加了 6.82%, 机身尺寸增加 38.70%。通过实体机型飞行试验验证了纵列式布局方式的合理性, 纵列式布局可以实现电动多旋翼无人机的正常飞行。经过综合对比可知, 纵列式布局机型在保证飞行性能的前提下, 机身结构得到了优化。

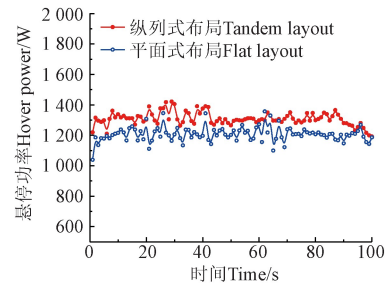


图 12 不同布局方式六轴 12 旋翼无人机悬停消耗功率

Fig.12 Six-axis 12-rotor UAV hovering power consumption in different layouts

## 6 结 论

1) 在同一消耗功率下, 当  $D/R < 1.8$  时纵列式布局结构下旋翼升力随  $D/R$  的增加而增加, 当  $D/R \geq 1.8$  时下旋翼升力随  $D/R$  的变化趋于稳定,  $D/R=1.8$  是下旋翼升力是否会随  $D/R$  发生明显变化的临界点, 在保证旋翼升力性能, 优化多旋翼无人机机型结构, 减轻机身质量的设计前提下,  $D/R=1.8$  为纵列式布局结构的最优间距。

2) 针对多旋翼单机臂结构电动无人机平面布局与纵列式布局机型进行飞行对比试验, 通过对比得知, 在相同负载下平面式机型相对于旋翼间距优化后的纵列式机型在单位时间内悬停功率仅减小了 0.062%, 而机身质量增加 6.82%, 机身尺寸增加 38.70%, 综合对比可知纵列式布局机型在保证飞行性能的前提下, 机身结构得到了优化。

3) 针对目前电动多旋翼无人机续航时间短、载质量小、作业效率低等问题, 本文对多旋翼单机臂结构纵列式布局电动无人机的旋翼间距进行了优化。相对于传统平面式布局此布局能够在保证升力的同时缩小机身尺寸, 减轻机身质量; 相对于同轴式布局, 能够提升多旋翼无人机升力, 提升载重能力, 降低能源损耗, 提高能量转化率。此纵列式布局在满足多旋翼无人机载荷需求的同时能够优化机型结构, 提升有效负载、续航能力, 是未来大载重长航时多旋翼无人机的研究方向之一。

## [参 考 文 献]

- [1] 薛新宇, 兰玉彬. 美国农业航空技术现状和发展趋势分析[J]. 农业机械学报, 2013, 44(5): 194—201.
- Xue Xinyu, Lan Yubin. Agricultural aviation applications in USA[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural

- Machinery 2013, 44(5): 194—201. (in Chinese with English abstract)
- [2] 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)
- [3] 何雄奎. 改变我国植保机械和施药技术严重落后的现状[J]. 农业工程学报, 2004, 20(1): 13—15.  
He Xiongkui. Improving severe dragging actuality of plant protection machinery and its application techniques[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2004, 20(1): 13—15. (in Chinese with English abstract)
- [4] 张东彦, 兰玉彬, 陈立平, 等. 中国农业航空施药技术研究进展与展望[J]. 农业机械学报, 2014, 45(10): 53—59.  
Zhang Dongyan, Lan Yubin, Chen Liping, et al. Current status and future trends of agricultural aerial spraying technology in China[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2014, 45(10): 53—59. (in Chinese with English abstract)
- [5] 张波, 翟长远, 李瀚哲, 等. 精准施药技术与装备发展现状分析[J]. 农机化研究, 2016, 4: 1—5.  
Zhang Bo, Zhai Changyuan, Li Hanzhe, et al. Development status analysis of precision pesticide application techniques and equipments[J]. Journal of Agricultural Mechanization Research, 2016, 4: 1—5. (in Chinese with English abstract)
- [6] 李继宇, 周志艳, 胡炼, 等. 单旋翼电动无人直升机辅助授粉作业参数优选[J]. 农业工程学报, 2014, 30(10): 10—17.  
Li Jiyu, Zhou Zhiyan, Hu Lian, et al. Optimization of operation parameters for supplementary pollination in hybrid rice breeding using uniaxial single-rotor electric unmanned helicopter[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2014, 30(10): 10—17. (in Chinese with English abstract)
- [7] 张志祥. 燃料电池多旋翼无人机混合动力系统设计[D]. 浙江大学, 2018.  
Zhang Tianxiang. Design of Multi-rotor Unmanned Aerial Vehicle Hybrid Power System for Fuel Cell[D]. Zhejiang: Zhejiang University, 2018. (in Chinese with English abstract)
- [8] 唐伟, 宋笔锋, 曹煜, 等. 微小型电动垂直起降无人机总体设计方法及特殊参数影响[J]. 航空学报, 2017, 38(10): 120—133.  
Tang Wei, Song Bifeng, Cao Yu, et al. Preliminary design method of the miniature electric-powered vertical takeoff and landing unmanned air vehicle and effects of special parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(10): 120—133. (in Chinese with English abstract)
- [9] 李继宇, 兰玉彬, 施叶茵. 旋翼无人机气流特征及大田施药作业研究进展[J]. 农业工程学报, 2018, 34(12): 104—118.  
Li Jiyu, Lan Yubin, Shi Yeyin. Research progress on airflow characteristics and field pesticide application system of rotary-wing UAV[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery (Transactions of the CSAE), 2018, 34(12): 104—118. (in Chinese with English abstract)
- [10] 王伟, 马浩, 徐金琦, 等. 多旋翼无人机标准化机体设计方法研究[J]. 机械设计与制造, 2014(5): 147—150.  
Wang Wei, Feng Hao, Xu Jinqi, et al. Research on design of standardized body for multi rotor UAVs[J]. Mechanical Design and Manufacture, 2014(5): 147—150. (in Chinese with English abstract)
- [11] 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)
- [12] Gasior P, Bondyra A, Gardecki S, et al. Thrust estimation by fuzzy modeling of coaxial propulsion unit for multirotor UAVs[C]. Baden-Baden: IEEE, 2017.
- [13] 吴和龙, 白越, 裴信彪, 等. 基于 CPF-EKF 算法的大载荷植保无人机姿态解算方法[J]. 农业机械学报, 2018, 49(6): 24—31, 77.  
Wu Helong, Bai Yue, Pei Xinbiao, et al. Attitude calculation method based on CPF-EKF for large load plant protection UAV. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2018, 49(6): 24—31, 77. (in Chinese with English abstract)
- [14] Bondyra A, Gardecki S, Gasior P, et al. Performance of Coaxial Propulsion in Design of Multi-rotor UAVs[M]. Switzerland: Springer International Publishing, 2016.
- [15] Bondyra A, Gardecki S, Gasior P, et al. Falcon: A compact multirotor flying platform with high load capability[J].

- Advances in Intelligent Systems & Computing, 2015, 351: 35—44.
- [16] 徐东甫, 白越, 宫勋, 等. 基于六轴多旋翼飞行器的赤眼蜂投放系统设计与试验[J]. 农业机械学报, 2016, 47(1): 1—7.
- Xu Dongfu, Bai Yue, Gong Xun, et al. Design of trichogramma delivering system based on hex-rotor UAV[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2016, 47(1): 1—7. (in Chinese with English abstract)
- [17] 黄水林, 林永峰, 黄建萍, 等. 基于 PIV 技术的纵列式双旋翼尾迹特性实验研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(3): 334—339.
- Huang Shuilin, Lin Yongfeng, Huang Jianping, et al. Experimental study on the characteristics of longitudinal double rotor wake based on PIV technology[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 334—339. (in Chinese with English abstract)
- [18] 黄水林, 招启军, 徐国华. 纵列式双旋翼悬停状态气动干扰特性参数影响分析[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(2): 155—162.
- Huang shuilin, Zhao Qijun, Xu Guohua. Parametric effect investigations on aerodynamic interaction characteristics for tandem rotors in hover[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(2): 155—162. (in Chinese with English abstract)
- [19] 雷瑶. Hex-rotor 无人机多旋翼流场数值模拟与试验研究[D]. 长春: 中国科学院大学(长春光学精密机械与物理研究所), 2013.
- Lei Yao. Aerodynamics of a Hex-rotor SUAV: Numerical Simulation and Experimental Study[D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences (Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics), 2013. (in Chinese with English abstract)
- [20] 杨璐鸿. 纵列式六旋翼大载荷无人机气动特性数值模拟及其优化研究[D]. 长春: 吉林大学, 2015.
- Yang Luhong. Aerodynamic Characteristics Numerical Simulation and Optimization Research of Tandem Six-Rotor Large Loads UAV[D]. Changchun: Jilin University, 2015. (in Chinese with English abstract)
- [21] 项松, 王吉, 张利国, 等. 一种高效率螺旋桨设计方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 136—141.
- Xiang Song, Wang Ji, Zhang Ligu, et al. A design method of high efficiency propeller[J]. Journal of Aeronautical Dynamics, 2015, 30(1): 136—141. (in Chinese with English abstract)
- [22] 吴大卫, 李寒冰, 李书. 微小型垂直起降飞行器升力螺旋桨实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 897—902.
- Wu Dawei, Li Hanbing, Li Shu. Experiment on lift propeller of micro and small vertical take-off and landing vehicle[J]. Journal of Aeronautical Dynamics, 2011, 26(4): 897—902.
- [23] 张利国, 谢朝辉. 电动多旋翼无人机螺旋桨的性能计算与分析[J]. 科技创新与应用, 2016(1): 17—18.
- Zhang Ligu, Xie Chaohui. Performance calculation and analysis of electric multi-rotor UAV propeller[J]. Technology Innovation and Application, 2016(1): 17—18. (in Chinese with English abstract)
- [24] 刘雪松, 昂海松, 肖天航. 悬停状态旋翼间干扰对四旋翼升力影响分析[J]. 航空工程进展, 2014, 5(2): 148—153.
- Liu Xuesong, Ang Haisong, Xiao Tianhang. Analysis of the influence of hover between rotor interference on the lift of four rotors[J]. Progress in Aviation Engineering, 2014, 5(2): 148—153. (in Chinese with English abstract)
- [25] 张文星. 桨叶弧面分布六旋翼的农用植保无人机[P]. CN105438455A, 2016-03-30.
- [26] 苑进, 刘雪美, 陈荣康, 等. 一种低成本高负载的植保专用无人机及驱动方法[P]. CN104554724A, 2015-04-29.
- [27] 张阳胜, 刘荣. 一种新型六旋翼飞行器的设计[J]. 机械与电子, 2010(5): 64—66.
- Zhang Yasheng, Liu Rong. Design of a new type of six-rotor aircraft[J]. Machinery & Electronics, 2010(5): 64—66. (in Chinese with English abstract)
- [28] Al-Rihani Y, Gasco P S, Shin H S, et al. Modelling and simulation of a novel dual axes tilt quadrotor UAV[C]. Boston: AIAA, 2013.
- [29] 白越, 曹萍, 高庆嘉, 等. 六转子微型飞行器及其低雷诺数下的旋翼气动性能仿真[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 325—329.
- Bai Yue, Cao Ping, Gao qingjia, et al. Six rotor micro vehicle and its rotor aerodynamic performance simulation under low Reynolds number[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 325—329. (in Chinese with English abstract)
- [30] Otsuka H, Nagatani K, Yoshida K. Evaluation of hovering thrust performance of shrouded rotors for multi-rotor UAVs to reduce weight[C]. Florida: AIAA, 2015.
- [31] Escareno J, Salazar S, Rondon E. Two-Rotor VTOL Mini UAV: Design, Modeling and Control[M]. New Jersey: Wiley-ISTE, 2013.
- [32] 李继宇, 展义龙, 欧阳帆, 等. 一种纵列式双旋翼气动性能检测装置及检测方法[P]. CN108482708A, 2018-09-04.



## Optimization of rotor spacing and energy consumption test for multi-rotor single arm tandem electric UAV

Li Jiyu, Zhan Yilong, Ou Yangfan, Li Yifan, Lan Yubin\*

(1. *National Center for International Collaboration Research on Precision Agricultural Aviation Pesticides Spraying Technology (NPAAC)*, Guangzhou 510642, China; 2. *College of Engineering, South China Agricultural University*, Guangzhou 510642, China)

**Abstract:** Along with the continuous development of agricultural aviation application technology, an agricultural unmanned aerial vehicle (UAV) is widely used in modern agricultural production, which is the operation platform for implementing agricultural aviation technology. Due to the characteristics of simple operation, simple structure, easy maintenance and low cost, electric multi-rotor UAV is widely used in the field of agricultural aviation. However, it has the problems of small load capacity, short continuous operation time, low operation efficiency, etc. The multi-rotor single-arm tandem structure can effectively improve the load capacity and operation capacity of the electric UAV, but the structure will lead to the increase of the size and mass of the whole machine and reduce the effective utilization rate of energy, which still needs to be optimized and improved. Rotor spacing affects the overall performance of multi-rotor single-arm tandem electric UAV, but the influence of different rotor spacing on rotor lift of multi-rotor single-arm structure has not been studied. In this paper, by setting up a test platform and taking power consumption ( $P$ ) and lift ( $F$ ) as test indexes, the rotors with different spacing were tested, and the optimal spacing ratio between tandem rotors was analyzed and determined. The optimal spacing ratio was verified by theoretical analysis and flight test of solid aircraft. The lift performance and energy consumption of coaxial and tandem twin rotors at different spacing were tested. The results showed that the longitudinal spacing ratio had no effect on the lift performance, while the lateral spacing ratio had an effect on the lift performance. In order to further determine the optimal lateral spacing ratio, the variation law of rotor lift with lateral spacing ratio under the double rotor tandem arrangement was tested. When the lateral spacing ratio was less than 1.8, the lower rotor lift increased with the increase of lateral spacing ratio under the same power consumption. When the lateral spacing ratio was greater than 1.8, the lift of the lower rotor tended to be stable, and the average value of the lower rotor lift relative to the loss percentage of the isolated rotor was stable within 0.70%. When the lateral spacing ratio was equal to 1.8, the average loss percentage of the rotor lift under the tandem layout was 0.66% relative to the isolated rotor lift under different power consumption. At this time, the lower rotor lift is basically the same as the isolated rotor lift, thus determining that the optimal spacing ratio of the tandem double rotor was equal to 1.8. Secondly, by testing the variation of the lift force of two rotors with different sizes and the rotor lift force with the lateral spacing ratio under the tandem layout of multiple rotors, it was concluded that 1.8 was suitable for the tandem layout mechanism with different sizes and number of rotors. In order to validate the optimal effect of the lateral spacing ratio of 1.8 on the rotor spacing of the multi-rotor single-arm tandem electric UAV, this paper compared and analyzed the performance parameters of planar and tandem aircraft of six-axis 12-rotor UAV with multi-rotor single-arm structure. The results showed that compared with the tandem model with lateral spacing ratio 1.8, the fuselage size of the planar model increases by 38.70%, while the lift difference between the two is only 1.52%. Through flight tests, the results showed that under the same load, the hovering power per unit time of the planar model decreased by only 0.06%, while the fuselage mass increased by 6.82% compared with the optimized tandem model, the fuselage size increased by 38.7%. This paper studied the optimal rotor spacing of multi-rotor single-arm electric UAV. On the premise of ensuring the energy efficiency of the UAV, the rotor spacing of the multi-rotor single-arm structure electric UAV is optimized by changing the relative positions between the rotors, so as to optimize the fuselage size and mass, improve the aerodynamic characteristics of the multi-rotor single-arm structure UAV, reduce inertia, enhance payload capacity, and thus improve the overall performance.

**Keywords:** agricultural machinery; UAV; optimization; tandem; multi-rotor single arm; rotor spacing; energy performance; lift