

申 报	系列：教学科研 并重型
	专业：飞行器设计
	职称：副教授

业绩成果材料

(申报人的业绩成果材料包括论文、科研项目、获奖以及其他成果等)

单 位 (二级单位) 工程学院

姓 名 申遂愿

材料核对人：

单位盖章：

核对时间：

华南农业大学制

目 录

一、科研项目

1. 主持科研项目情况:

- 1.1. 面向直升机复杂发射环境的空射旋翼无人机过渡飞行自主决策与控制研究项目（国家自然科学基金青年基金）的立项通知及有关佐证材料 1
- 1.2. 无人机指控终端及综合信息处理板研制项目的合同及有关佐证材料 5
- 1.3. 广州市基础与应用基础研究项目的立项通知及有关佐证材料 16
- 1.4. 无人机地面站项目的合同及有关佐证材料..... 18

2. 主参科研项目情况:

- 2.1. 丘陵山地荔枝机器人协同采收装备技术研发项目的合同及有关佐证材料 26
- 2.2. 基于无人机技术的走私船只识别、定位与轨迹预判研究项目的合同及有关佐证材料 45
- 2.3. 农业用 5.5 寸遥控器性能优化研发项目的合同及有关佐证材料 87

二、论文、著作等

- 1. 检索证明 96
- 2. 以第一作者发表本专业论文情况
 - 2.1. Numerical study on aerodynamic characteristics of novel shaftless ducted rotor (T2 类) 98
 - 2.2. Fuzzy extended state observer-based sliding mode control for an agricultural unmanned helicopter (A 类) 114

三、科研成果

1. 知识产权

- 1.1. 发明专利授权证书：基于径向基神经网络的无人直升机自抗扰容错控制方法 131
- 1.2. 发明专利授权证书：基于模糊神经网络扩张状态观测器的无人直升机控制方法 132
- 1.3. 软件著作权证书：SkyFrot 无人机地面系统 133

四、其他业绩

1. 指导学生学科竞赛

- 1.1. “天鹅杯”第十届国际大学生智能农业装备创新大赛二等奖（T2类） 134
- 1.2. 第二十七届中国机器人及人工智能大赛全国总决赛三等奖（T2类） 135
- 1.3. 第二十七届中国机器人及人工智能大赛广东省选拔赛一等奖（B类） 136
- 1.4. 第九届广东省汽车与农机电子环保大赛三等奖（C类） 137

2. 个人荣誉

- 2.1. 入选江苏省航空航天学会博士学位论文托举工程... 138

国家自然科学基金资助项目批准通知

(包干制项目)

申遂愿 先生/女士：

根据《国家自然科学基金条例》、相关项目管理办法规定和专家评审意见，国家自然科学基金委员会（以下简称自然科学基金委）决定资助您申请的项目。项目批准号：62403203，项目名称：面向直升机复杂发射环境的空射旋翼无人机过渡飞行自主决策与控制研究，资助经费：30.00万元，项目起止年月：2025年01月至2027年12月，有关项目的评审意见及修改意见附后。

请您尽快登录科学基金网络信息系统（<https://grants.nsf.gov.cn>），**认真阅读《国家自然科学基金资助项目计划书填报说明》并按要求填写《国家自然科学基金资助项目计划书》（以下简称计划书）**。对于有修改意见的项目，请您按修改意见及时调整计划书相关内容；如您对修改意见有异议，须在电子版计划书报送截止日期前向相关科学处提出。

请您将电子版计划书通过科学基金网络信息系统（<https://grants.nsf.gov.cn>）提交，由依托单位审核后提交至自然科学基金委。自然科学基金委审核未通过者，将退回的电子版计划书修改后再行提交；审核通过者，打印纸质版计划书（一式两份，双面打印）并在项目负责人承诺栏签字，由依托单位在承诺栏加盖依托单位公章，且将申请书纸质签字盖章页订在其中一份计划书之后，一并报送至自然科学基金委项目材料接收工作组。纸质版计划书应当保证与审核通过的电子版计划书内容一致。**自然科学基金委将对申请书纸质签字盖章页进行审核，对存在问题的，允许依托单位进行一次修改或补齐。**

向自然科学基金委提交电子版计划书、报送纸质版计划书并补交申请书纸质签字盖章页截止时间节点如下：

1. **2024年9月9日16点**：提交电子版计划书的截止时间；
2. **2024年9月16日16点**：提交修改后电子版计划书的截止时间；
3. **2024年9月23日**：报送纸质版计划书（一式两份，其中一份包含申请书纸质签字盖章页）的截止时间。
4. **2024年10月8日**：报送修改后的申请书纸质签字盖章页的截止时间。

请按照以上规定及时提交电子版计划书，并报送纸质版计划书和申请书纸质签字盖章页，逾期不报计划书或申请书纸质签字盖章页且未说明理由的，视为自动放弃接受资助；未按要求修改或逾期提交申请书纸质签字盖章页者，将视情况给予暂缓拨付经费等处理。

附件：项目评审意见及修改意见表

国家自然科学基金委员会

2024年8月23日

附件：项目评审意见及修改意见表

项目批准号	62403203	项目负责人	申遂愿	申请代码1	F0307
项目名称	面向直升机复杂发射环境的空射旋翼无人机过渡飞行自主决策与控制研究				
资助类别	青年科学基金项目	亚类说明			
附注说明					
依托单位	华南农业大学				
直接费用	30.00 万元	起止年月	2025年01月 至 2027年12月		
<p>通讯评审意见：</p> <p><1>具体评价意见：</p> <p>一、请评述该申请项目是否面向经济社会发展需要或国家需求背后的基础科学问题。请详细阐述判断理由。</p> <p>有人直升机空中发射旋翼无人机，军事上能提高有人直升机战场存活率和旋翼无人机的远程作战能力，农业上能提高旋翼无人机集群在大型农场的作业效果和效率。符合经济社会发展需要和国家需求。</p> <p>本项目拟基于CFD-代理模型联合建模思想，建立准确反映直升机复杂发射环境下空射旋翼无人机飞行特性的动力学模型，以此为基础结合深度模仿强化学习网络建立能根据飞行状态变化和飞行性能限制自主选择最优过渡点并自主规划最优过渡飞行状态的过渡飞行自主决策方法，和基于模糊神经网络和智能非线性控制的机动过渡与抗扰一体化过渡飞行控制方法，有理论意义和应用价值。</p> <p>二、请评述申请项目所提出的科学问题的创新性与预期成果的科学价值。</p> <p>本项目提出了2个科学问题，有一定的新意，即</p> <p>(1) 考虑直升机复杂发射环境影响的空射旋翼无人机动力学建模问题</p> <p>由于多重干扰因素构成复杂耦合干扰流场，而建模时难以准确反映这种直升机复杂发射环境引起的耦合干扰流场气动特性，因此如何准确分析直升机复杂发射环境对空射旋翼无人机运动影响，并将结果融入动力学模型框架中，是本项目需要解决的关键科学问题之一。</p> <p>(2) 满足安全性要求的过渡飞行自主决策与控制问题</p> <p>直升机复杂发射环境导致过早或过晚启动旋翼动力都将增大空射旋翼无人机过渡飞行坠毁的可能性。空射旋翼无人机自由运动较为剧烈，又面临强不确定性内外扰动影响，需同时满足机动控制和抗扰控制要求，才能保障过渡飞行的安全性。因此，过渡飞行控制如何兼顾机动性与抗扰性，实现空射旋翼无人机安全过渡飞行是本项目需要解决的另一个关键科学问题。</p> <p>解决上述两个科学问题有利于保证空中发射旋翼无人机的安全。</p> <p>三、请评述申请人的创新潜力与研究方案可行性；如有可能，请对完善研究方案提出建议。</p> <p>申请人在无人机控制方面有较好的研究基础和的创新潜力。所制定的基于CFD-代理模型的空射旋翼无人机多体动力学建模研究方案、基于深度模仿强化学习的过渡飞行自主决策方案、基于元认知模糊神经网络的过渡飞行智能非线性控制方案等值得进行探索。</p> <p>本项目为降低实际飞行验证实验风险，拟先建立空射旋翼无人机过渡飞行仿真实验平台，通过仿真实验平台验证过渡飞行自主决策与控制方法是否安全可靠，满足要求后再进行实际飞行验证实验，原理上可行。但租借直升机进行实际飞行试验，在有限的资助下能否实现需要进一步探讨。如果能够通过以较大无人机发射较小型旋翼无人机进行方法验证，也许更容易实现。</p> <p>四、其他建议</p> <p>无。</p> <p><2>具体评价意见：</p> <p>一、请评述该申请项目是否面向经济社会发展需要或国家需求背后的基础科学问题。请详细阐述判断理由。</p> <p>本项目旨在研究基于空射旋翼无人机的动力学建模、自主决策与控制方法，特别是在军事和农业领域的应用。从军事角度，通过改善有人直升机的作战效率和打击精度，可以有效提升战场</p>					

存活率和任务执行能力。农业方面，该技术可用于监测大型农场，优化资源配置，提升作物产量和质量。因此，该项目紧密结合了国家在现代战争技术和农业高效生产方面的需求，对经济社会发展具有重要的科学意义和应用前景。

二、请评述申请项目所提出的科学问题的创新性与预期成果的科学价值。

项目在空射旋翼无人机的动力学建模、过渡飞行自主决策和控制方面提出了创新性方法，如基于CFD-代理模型的动力学建模、基于深度模仿强化学习的自主决策框架以及基于元认知模糊神经网络的飞行控制方法。这些方法不仅能提升空射旋翼无人机的性能，还可为相似技术的开发提供理论基础和应用示范，具有较高的科学价值和技术推广价值。

三、请评述申请人的创新潜力与研究方案可行性；如有可能，请对完善研究方案提出建议。

申请人团队具备丰富的旋翼无人机研究经验，并与多个科研机构有着良好的合作基础，有能力开展该项目。研究方案中提到的技术路线详实，实验设计合理，具备高度的可行性。建议加强与实际操作环境的结合，例如增设更多现场飞行试验，以进一步验证理论与实际的结合。

四、其他建议

增加实际工程任务的需求和挖掘，增强数据保护和隐私保护的措施，尤其是在农业应用中涉及的大数据处理。

<3>具体评价意见：

一、请评述该申请项目是否面向经济社会发展需要或国家需求背后的基础科学问题。请详细阐述判断理由。

该申请项目以军民两用领域应用广泛的空射旋翼无人机为研究对象，开展面向直升机复杂发射环境的空射旋翼无人机过渡飞行自主决策与控制研究，以提升空射旋翼无人机过渡飞行的智能性和安全性，对推动空射旋翼无人机技术发展与应用具有重要意义和价值。

二、请评述申请项目所提出的科学问题的创新性与预期成果的科学价值。

申请人主要是对现有方法的组合、堆砌，缺乏针对研究对象特性的创新思路；研究内容、科学问题、创新点高度重合，缺乏凝练。项目预期成果将实现空射旋翼无人机智能和安全过渡飞行，这对其在军事与农业领域的应用具有积极作用。

三、请评述申请人的创新潜力与研究方案可行性；如有可能，请对完善研究方案提出建议。

申请人在该研究领域发表了多篇学术论文，取得了较好的科研成果与积累，具备一定的创新能力。总体研究方案有可行性。

四、其他建议

- (1) 申请书阐述繁琐、口语表达偏多，多个地方前后重复，凝练不足；
- (2) “准确反映”、“任意发射环境”等欠严谨，图19显示不清楚；
- (3) 建议摘要表述尽量精炼，参考文献格式宜规范，硕博士论文不宜多。

修改意见：

信息科学部

2024年8月23日

25091 SF380-2-1-11-1

合同登记编号:

技术开发合同

项目名称: 无人机指控终端及综合信息处理板研制

委托人: 上海机电工程研究所

(甲方)

研究开发人: 华南农业大学

(乙方)

签订地点: 上海省(市) 闵行区

签订日期: 2024年 8月 14日



依据《中华人民共和国民法典》的规定，合同双方就
无人机指控终端及综合信息处理板研制项目的技术开发（委托/合作
开发）（该项目属____/____计划※）经协商一致，签订本合同。

一、※标的技术内容、形式和要求

(一)项目内容

本项目主要研发无人机指控终端及综合信息处理板，主要由信息处理板及地面站（含地面站处理软件）组成。根据技术协议，信息处理板能够运行飞控软件并与地面站进行通信；地面站能够上传相关指令等。项目实施结果应满足合同附件规定的功能性能要求以外，还应满足相应的国家标准以及项目所属领域的行业标准规范，项目实施过程应满足相应的法律法规，产品通用质量特性应满足甲方的使用需求。提交的产品应通过按双方共同认可的准则所实施的验收，产品提交时应同时交付合同附件中所规定的产品数据包。合同项目的转包需经过甲方的书面认可。

(二)本项目产品交付内容及形式：信息处理板 1 套及地面站 2 套（含软件）及测试数据、软件说明文档、产品合格证等相关产品数据包。

二、应达到的技术指标和参数

本项目研制产品的技术指标要求主要涉及技术指标、接口要求等几方面内容，具体要求详见附件《无人机综合信息处理板技术要求》。

三、※研究开发计划

(一) 合同签订后 20 天内，各系统配合总体完成调试对接，功能满足要求；

(二) 合同签订后 30 天内，各系统配合甲方完成飞行测试及验收，并提供试验与测试数据、软件说明文档、产品合格证等相关产品数据包。

四、研究开发经费、报酬及其支付或结算方式

(一)研究开发经费是指完成本项研究开发工作所需的成本；报酬是指本项目开发成果的使用费和研究开发人员的科研补贴。

(二)本项目研究开发经费及报酬(大写): 人民币柒拾陆万 元(含税总价)
税率: 3% 。

(三)经费和报酬支付方式(采用以下第2种方式):

1.一次总付: _____元, 时间: _____

2.分期支付:

①人民币 80000 元, 时间: 合同签订生效后, 乙方提交相应金额的增值税专用发票后:

②人民币 640000 元, 时间: 乙方配合甲方完成对接调试、飞行测试及产品验收, 且功能性能满足要求, 并提交相应金额的增值税专用发票后。

③人民币 40000 元, 时间: 产品验收后满一年, 并提交相应金额的增值税专用发票后。

五、利用研究开发经费购置的设备、器材、资料的财产权属

(一)按本合同约定交付甲方的产品归甲方所有。

(二)利用研究开发经费购置的设备、器材、资料的财产权属归甲方。

(三)甲方提供乙方使用的管理要求等资料权属仍归甲方, 乙方应妥善保管, 未经甲方授权不得向第三方公开或擅自销毁, 甲方有权随时收回。

六、履行的期限、地点和方式

本合同自签订之日起至 2025 年 7 月 30 日在 上海机电工程研究所 所在地 上海(地点) 履行。

本合同的履行方式:

乙方工作完成后向甲方提交产品及完整的文件资料, 甲方组成验收组对乙方提交产品及资料进行验收, 验收合格后, 乙方负责将产品可靠包装防护, 并安全运送至交付地点, 则视乙方承担的工作验收合格。

七、※保密要求

本合同文本密级为：公开内部 秘密 机密 绝密级，项目密级为：公开内部 秘密 机密 绝密级，保密期限为 10 年或长期，同时项目涉及甲方的商业秘密。

本合同附保密协议书，保密协议书见附件。保密协议书是本合同的重要组成部分，与合同条款具有同等法律效力。不论合同是否变更、解除或终止，合同的保密条款不受其限制而继续有效，双方均应承担保密条款约定的保密义务。如需变更、解除或终止，由甲方决定。

八、技术协作和技术指导的内容

产品研制生产过程中，乙方应在要求的时间节点向甲方进行汇报，确认需求的满足状况。在系统交付后，乙方提供现场安装指导及系统调试，并向甲方提供如下技术服务，使得甲方指派的接收人员能够独立完成一般的维护和操作要求：1.系统的技术理论培训；2.系统的操作培训；3.系统的检测和维修培训。

甲方通知乙方产品发生质量问题后，常规时间段内乙方 24 小时内响应甲方维修要求；另特殊约定时间段内双方商议协定 2 小时内响应甲方维修要求。

若因工作需要乙方须在甲方开展工作，工作期间须遵守甲方各项规章制度，注意安全，相关安全等一切责任乙方自负。

九、风险责任的承担

在履行本合同的过程中，确因在现有水平和条件下难以克服的技术困难，导致研究开发部分或全部失败所造成的损失，风险责任由乙方承担。
(1、甲方，2、乙方，3、双方，4、双方另行商定)

经约定，风险责任甲方承担 _____ %，乙方承担 100 %。

乙方如发现上述可能导致研究开发失败或部分失败情况时，应当 10 日内通知甲方并采取适当措施减少损失。逾期未通知并未采取适当措施而致使损失扩大的，应当就扩大的损失承担赔偿责任。

十、知识产权与成果

(一)甲乙双方确定，因履行本协议所产生的技术成果及其相关知识产权权利归甲方所有。

(二)非专利技术成果的使用权归属甲方。

(三)后续改进的技术成果的分享：本合同所称的后续改进，是指在本合同履行5年内，乙方对合同标的的技术成果所作的革新和改进，在同等条件下，甲方优先享有成果。如果乙方要将上述成果或资料转让或许可给任何第三方使用，须及时书面告知甲方，否则视为违约。

(四)签约方保证本合同涉及的全部技术内容具有自主性和真实性，乙方承诺并承担因第三方主张权益而导致甲方的损失。

双方一致同意，对因乙方的产品或服务侵犯第三方的知识产权而引起的任何针对甲方的索赔事件或诉讼，乙方应主动参与调解、诉讼并为甲方抗辩，以保障甲方的利益不受损害，并赔偿甲方为此而支出的包括但不限于赔偿款、检验费、评估费、审计费、诉讼费及律师费在内的全部费用。

(五)其他未约定的相关知识产权均归甲方。

十一、验收的标准和方式

研究开发所完成的技术成果，达到了本合同第二条所列技术指标按附件及双方签字认可的验收细则或技术条件标准，采用交付地点验收方式验收，由甲方出具技术项目验收证明。

十二、违约金或者损失赔偿额的计算方法

(一)甲方的违约责任

1.甲方无正当理由迟延支付研究开发经费，造成研究开发工作停滞、延误的，乙方有权要求甲方履行义务，经乙方书面通知在合理期限内，甲方仍无正当理由迟延支付的，甲方迟延付款的，每延迟一周，应支付合同总额的5%作为违约金；甲方违反保密条款约定的，应承担相应的法律责任并赔偿乙方的损失。

(二)乙方的违约责任

1.乙方在开发过程中出现质量问题不及时报送、瞒报、漏报甲方，或乙方每延迟一天交付合格技术成果，应向甲方支付合同总额的 1%作为违约金。以下情况，甲方有权终止合同，乙方应退还甲方支付的款项并支付合同总额 20%的违约金：1、合格技术成果超 15 天未交付；2、质量事件累计超两起不及时报送、瞒报、漏报；3、乙方交付的技术成果不符合约定，甲方认为不能利用。

2.乙方保证本产品完全系依据甲方委托由乙方自行组织技术团队、布局开发和制作完成，并不存在侵害他人专利权、著作权、商标及其他知识产权等情形。本产品当中如果包含有从第三人处购买或根据第三人产品或技术而开发或制作的部分，乙方保证已取得该第三人合法或完全的授权，包括但不限于已经获得适当地域和期限的使用许可和销售之权利，并且向甲方做出相应说明和提交相应授权文件。

3.不管乙方出于何种目的而将甲方提供的图纸、文件和技术资料等信息转让给其它方，或用于其它目的，乙方应向甲方支付数额为本项目应支付费用的 100%作为赔偿金，并向甲方归还乙方的全部收益，若上述金额不足以抵偿甲方的实际损失，乙方还应当赔偿甲方的实际损失。

4.其他

①因乙方提交标的物质量问题而造成恶劣影响的，扣罚全部质量保证金。若未约定质量保证金，扣除 5%的合同金额。

②乙方提交的标的物在规定条件下使用时发生质量问题，乙方不能按约定时间完成处理的，甲方将扣罚 20%的质量保证金，当超过约定时间完成处理的，每超过一个工作日追加扣罚 2%的质量保证金。

③乙方提交的标的物在发生质量问题并经处理后，若再次发生同样的质量问题，扣罚全部质量保证金。

④乙方提交的标的物在规定条件下使用连续发生质量问题（连续两个月内发生两起或一年内发生三起），扣罚全部质量保证金

⑤若未约定质量保证金，扣除5%的合同金额作为质量保证金。

十三、协议的变更和解除

(一)本协议一经生效即具有法律约束力。甲乙双方应当履行协议约定的义务，任何一方不得擅自变更或解除协议。不得因代理人或法定代表人的变动而变更或解除协议。

(二)由于特殊原因当事人要求变更合同时，双方应协商一致。

(三)下列情况之一，协议可以变更或解除：

- 1.订立协议所依据的国家计划被修改；
- 2.发生不可抗力事件；
- 3.协议各方协商同意，并不因此损害国家利益和影响研制计划的执行。

(四)变更和解除协议的协议或通知，必须采用书面形式。当事人一方提出变更或解除协议，应及时通知对方，并在30天内提供书面证据，另一方在收到证据后15天内不答复即为达成变更或解除协议的协议。

(五)在协议执行过程中，由于乙方原因导致解除协议的，则乙方应全额返还甲方已付的启动经费；由于不可抗力或上级机关指令导致解除协议的，双方已履行完毕的协议权利和义务互不追究。

十四、※合同争议的解决方式

在履行本合同过程中发生的争议，当事人双方可以通过和解或者调解解决。当事人不愿和解、调解或者和解、调解不成的，采用以下第二种方式解决。

(一)双方同意由 _____ 仲裁委员会仲裁。

(二)向人民法院起诉，约定3 人民法院管辖。

①被告住所地；②合同履行地；③合同签订地；④原告住所地；⑤标的物所在地

合同履行中因产品质量、进度、技术等原因发生纠纷时，甲乙双方应当友好协商解决；经协商仍不能解决时，可报请上级部门进行调解，在调解期间，除争议条款外，本合同其它条款必须继续履行，由争议引起的损失，由过错方承担。

十五、合同生效及其他

(一)本合同经双方签字或盖章后生效。本合同一式__2_份，甲乙双方各执__1_份。

(二)本合同附件与本合同具有同等法律效力。

十六、※其它

(一)在履行合同过程中，双方人员均不得做出的违反法律、法规、纪律、廉洁从业规定、有悖社会公德及其他可能影响公正履职和违反廉洁从业相关规定的行为。如有违反，涉及人员应受到各自单位的教育提醒、内部处分、解除劳动关系，直至移交司法机关。

(二)乙方应遵守国家有关环境与安全方面的法律法规，并采取必要的安全保护措施，有效控制对产品性能及可靠性能够施加影响的环境因素。

(三)乙方保证本合同涉及的技术成果具有自主性和真实性，并不因本合同的履行而侵犯或妨碍他人的合法权益。未经甲方书面授权许可，乙方不得将产品整体外包或转包，产品中关键、重要部位的配套产品不允许再次外包、转包。

(四)本合同标有※号的合同条款按填写说明填写。

附件 《涉密项目保密协议书》（项目密级为秘密级及以上适用）

《非密项目保密协议书》（项目密级为内部或公开适用）

委托人(甲方)	名称(或姓名)	上海机电工程研究所 (签章)		
	法定代表人	(签章)		
	委托代理人	(签章)		
	联系(经办)人	(签章)		
	住所(通讯地址)	上海市中春路 1333-1 号	邮政编码	201109
	电 话	021-24185000		
	开户银行	建行北京首体南路支行		
	帐 号	2170007756		2024年 8 月 14 日
研究开发人(乙方)	名称(或姓名)	华南农业大学 (章)		
	法定代表人	薛红卫 (签章)		
	委托代理人	申遂愿 (1) (签章)		
	联系(经办)人	申遂愿 (签章)		
	住所(通讯地址)	广东省广州市天河区五山路 483 号	邮政编码	510642
	电 话	020-38635008		
	开户银行	广州工行五山支行		
	帐 号	3602002609000310520		2024年 8 月 14 日
中介方	名称(或姓名)	(签章)		
	法定代表人	(签章)		
	委托代理人	(签章)		
	联系(经办)人	(签章)		
	住所(通讯地址)		邮政编码	
	电 话			
	开户银行			
	帐 号			年 月 日

填表说明 (可贴印花税)

- 一、“合同登记编号”的填写方法：
合同登记编号由各合同登记处填写。
- 二、技术开发合同是指当事人之间就新技术、新产品、新工艺和新材料及其系统的研究开发所订立的合同，技术开发合同包括委托开发合同和合作开发合同。
- 三、计划内项目应填写国务院部委、省、自治区、直辖市、计划单列市、地、市(县)级计划，不属于上述计划的项目此栏划(/)表示。
- 四、标的技术的内容、形式：
包括开发项目应达到的技术经济指标、开发目的、适用范围及效益情况、成果提交方式和数量。
提交开发成果可采取下列形式：
 1. 产品设计、工艺规程、材料配方和其他图纸、论文、报告等技术文件；
 2. 磁盘、磁带、计算机软件；
 3. 动物或植物新品种、微生物菌种；
 4. 样品、样机；
 5. 成套技术设备；
- 五、研究开发计划：
包括当事人各方实施开发项目的阶段进度，各个阶段要解决的技术问题，达到的目标和完成的期限等。
- 六、技术情报和资料的保密：
包括当事人各方情报和资料保密义务的内容、期限和泄漏技术秘密应承担的责任。
双方可以约定，不论本合同是否变更、解除、终止，本条款均有效。
- 七、合同争议的解决方式：
《中华人民共和国仲裁法》规定了或裁或审的制度，合同当事人一旦选择了仲裁，即放弃向法院起诉的权利；如果合同当事人选择了诉讼，即放弃仲裁，因此合同当事人应当对合同争议的解决方式进行约定。
- 八、其他：
合同如果是通过中介机构介绍签订的，应将中介合同作为本合同的附件。如果双方当事人约定定金、财产抵押及担保的，应将给付定金、财产抵押及担保手续的复印件作为本合同的附件。
- 九、委托代理人签订本合同书的，应出具委托证书。
- 十、本合同书中，凡是当事人约定无需填写的条款，在该条款填写的空白处划(/)表示。

一
程
用

一
程
用

非密项目保密协议书

(公开、内部项目适用)

甲方：上海机电工程研究所
乙方：华南农业大学

甲方委托乙方承担的无人机指控终端及综合信息处理板研制项目本身不涉及国家秘密，但其背景、用途等可能涉及国家秘密，项目实施中的产生文件资产和产品部件仍涉及甲方的技术秘密、内部信息或商业秘密，为确保国家秘密、甲方内部信息、商业秘密的安全，甲乙双方签订如下协议：

第一条 乙方对项目实施中可能接触、知悉的国家秘密、甲方的内部信息、商业秘密应做到不看、不听、不问、不记、不传。

第二条 乙方需保守项目实施中无意间获悉（听到、看到）的任何国家秘密及其相关信息。

第三条 乙方应严格遵守国家有关商业秘密保护的规定，承担相应的保密义务，确保国家秘密和甲方内部信息、商业秘密的安全。

第四条 乙方承诺在项目实施期间，确保项目中所有文件资料和产品部件的保卫、保密安全，防止无关人员接触文件资料和产品部件，防止发生丢失、失窃。

第五条 项目相关的内部级文件资料和信息，不得在任何互联网平台（包括互联网、手机、微信等）上存储、处理和传输，未经甲方许可，乙方不得以任何方式对项目无关人员或第三方公开、宣传、泄漏项目的相关信息。

第六条 乙方在项目完成后或项目终止后，仍不得泄漏相关的甲方信息，相关文件资料和产品部件应向甲方清退。

第七条 其他：_____。

第八条 甲方有权对乙方的保密管理落实情况进行检查。违反本协议，甲方将根据有关法规追究当事人法律、行政和经济责任。

第九条 本协议是本合同的重要组成部分，与合同条款具有同等法律效力。不论合同是否变更、解除或终止，合同的保密条款不受其限制而继续有效，双方均应承担保密条款约定的保密义务。如需变更、解除或终止，由甲方决定。

关于 2025 年度广州市基础与应用基础研究专题项目申报

推荐结果的公示

根据《关于发布 2025 年度广州市基础与应用基础研究专题项目申报与推荐工作方案的通知》要求，2024 年 5 月 20 日上午学院组织召开了“2025 年度广州市基础与应用基础研究专题项目遴选专家评审会”。通过申报材料评审、现场 PPT 答辩、专家提问、评分等环节，现将最终结果公示如下：

序号	项目类型	项目名称	项目负责人	平均分	结果
1	“启航”	流体高频微量精准分配机理及变量喷雾机供药装置设计	赵润茂	94.8	拟推荐
2	“启航”	新能源农用底盘动力电源精细化管理与优化控制	卢家欢	93	拟推荐
3	“启航”	面向密植柑橘园的农用旋翼无人机构型优化与控制方法研究	申遂愿	92.6	拟推荐
4	“启航”	面向水果采摘的飞行机械臂结构智能设计优化方法	程碧懿	91.4	拟推荐
5	“启航”	鲜食玉米种子胚根生长路径规律与模型研究	龚浩	89.6	拟推荐
6	“启航”	基于计算机视觉与数字孪生技术的荔枝花序三维数字重建	辛伯来	89.2	拟推荐
7	“启航”	丘陵山地果茶园单轨运输机装卸平台设计及果品装-运-卸全过程减损研究	罗远强	88.2	拟推荐

序号	项目类型	项目名称	项目负责人	结果
1	“续航”	直接碳固体氧化物燃料电池银基阳极的精准调控与热质交换机理研究	蔡位子	拟推荐
2	“续航”	基于分子间作用力调控的熔盐水合物解离木质纤维素的机理研究	马巧智	拟推荐
3	“续航”	可控热膨胀多层次夹芯结构优化设计方法	王昱	拟推荐
4	“领航”	生物质热化学转化制芳烃航油	许细薇	拟推荐

注：“续航”和“领航”项目院内不限指标申报，推荐排名不分先后。

公示时间为2024年5月20日至26日，若有异议，请在公示期间向学院反映。

联系人：科研秘书李杰浩

联系电话：15915764624



项目证明文件

该专项项目 2026001 项目，项目编号：2026GH001，项目类型：横向项目，项目来源：上海机电工程研究所，项目分类：其他横向，该项目总金额：339000 元，经费卡号：GH26001，立项时间为：2025 年 11 月 26 日，评定该项目的项目等级为 C 类项目。

特此证明！



文本密级：公开

采购合同

供方：华南农业大学

供方合同编号：

需方：上海机电工程研究所

需方合同编号：

签订地点：上海市中春路 1333-1 号

签订日期 2015 年 11 月 26 日

一. 品名、规格、数量、金额、交货日期：

序号	品名	规格及型号	生产厂家	单位	数量	含税 单价 (元)	含税 总价 (元)	税率
1	无人机地面站	见技术要求	华南农业大学	台	4.00	84,750.00	339,000.00	3%
不含税合计金额：¥ 329,126.21，大写：叁拾贰万玖仟壹佰贰拾陆元贰角壹分								
含税合计金额：¥ 339,000.00，大写：叁拾叁万玖仟元整								

本次采购的物品类别为：

- 安全保密产品。
- 服务器、台式机、便携机、工作站等各类计算机。
- 网络及办公设备和移动存储介质产品。
- 压力容器类。
- 其他类。

二. 质量标准：

供方提供的货物必须是原厂生产的、全新的、未使用过的(包括零部件)，并完全符合原厂质量检测标准和国家质量检测标准以及合同规定的质量规格和性能要求。

其他要求：无_____。

三. 质量保证：

自验收合格之日起，免费保修 1 年；保修期中若存储硬件和固件有故障，更换下的存储硬件和固件不返还给供货商；对于出保修期的货物，终生负责维修与技术支持，维修时收取部件成本费外，酌情收取人工费；本合同所指的货物发生故障，供方保证 48 小时内排除故障，恢复产品原有的功能，或提供同型号备机供需方使用。

四. 知识产权要求:

1、供方保证所提供的货物是第三方不能提出专利权或商标权等知识产权指控的。如果任何第三方提出侵权指控, 供方负责与第三方交涉并承担由此而产生的一切法律责任和费用, 与需方无涉。

2、供方提供给需方的定作物所属知识产权, 在本合同约定的范围内, 需方免费使用。

五. 包装:

须用坚固的新木箱/纸箱包装, 适合长途运输, 防潮湿、防震。由于包装不良所发生的损失, 由于采用不充分或不妥善的防护措施而造成的任何锈损, 供方应承担由此发生的一切费用和/或损失。

六. 交付时间、地点、方式:

交付时间: 2026年1月30日

交付地点: 上海市中春路 1333-1 号。

供方负责将货物运送至交付地点, 运送产生的费用由供方负责。货物交付时供方须向需方提供货物的使用/维护说明、质量证明文件及测试记录资料。

如货物为安全保密产品, 供方须提供相关检测证书, 且证书名称、型号规格与货物一致。如证书是复印件, 需加盖单位公章。

签收、发货时由经办人员或联系人签字确认, 在条件允许时, 应加盖双方单位部门级或单位级印章。在非经办人员或联系人员签字确认时, 应加盖对方单位部门级或单位级印章。

七. 验收标准、方法:

1、货物到达后供方须派工程师到现场负责对货物安装调试, 需方对货物的质量、规格、数量进行验收。如发现货物的质量、规格、数量与合同规定不符, 需方有权拒绝接受并向供方提出索赔。

2、如货物的质量、规格在保证期内被证明存在缺陷, 包括潜在的缺陷或使用不合适的材料, 供方负责免费更换或维修, 保证工期不得延误; 如延误工期进度, 需方有权凭有关证明文件向供方提出索赔。

八. 结算方式、期限:

到货验收合格后, 需方凭供方开具的增值税专用/普通发票在时间内付清合同款项。

或: 合同签订后需方凭供方开具的增值税专用/普通发票在时间内支付合同总金额的%; 到货验收合格后, 需方凭供方开具的增值税专用/普通发票在时间内付清合同款项。

或:

(1) 合同签订后 30 个工作日内，供方向需方提供合同金额 67800 的增值税专用发票后，需方向供方支付合同金额的 20%；

(2) 产品验收合格后 30 个工作日内，供方向需方提供合同金额 254250 的增值税专用发票后，需方向供方支付合同金额的 75%；

(3) 产品正常使用满 6 个月，供方向需方提供合同金额 16950 的增值税专用发票，以及与质保期（免费维护期）时长相同的合同金额 5% 的独立保函后，需方向供方支付合同金额的 5%。

九. 违约责任:

1、合同双方的任何一方由于不可抗力的原因不能履行合同时，应于七天内向对方通报不能履行或不能完全履行的理由，在取得有关主管机关证明以后，允许延期履行、部分履行或者不履行合同，并根据情况可部分或全部免于承担违约责任。

2、需方无正当理由拒收货物、拒付货款，对供方造成损失的，供方有权索赔。

3、供方不履行售后服务的有关义务，对需方造成损失的，需方有权索赔。

4、供方所交产品品种、型号、规格、花色、质量不符合合同规定的，如果需方同意利用，应当按质论价；如果需方不能利用的，应根据产品的具体情况，由供方负责包换或包修，并承担修理、调换或退货而支付的实际费用。供方不能修理或者不能调换的，按不能交货处理。

5、供方因产品包装不符合合同规定，必须返修或重新包装的，供方应负责返修或重新包装，并承担支付的费用。需方不要求返修或重新包装而要求赔偿损失的，供方应当偿付需方该不合格包装物低于合格包装物的价值部分。因包装不符合规定造成货物损坏或灭失的，供方应当负责赔偿。

6、供方逾期交货的，供方向需方每日偿付逾期交货货款总额千分之五的违约金，并承担需方因此所受的损失费用。需方逾期付款的，需方向供方每日偿付欠款总额千分之五的违约金。

7、对供方提前交货的产品、多交的产品和品种、型号、规格、花色、质量不符合合同规定的产品，需方在代保管期内实际支付的保管、保养等费用以及非因需方保管不善而发生的损失，应当由供方承担。

8、产品错发到货地点或接货人的，供方除应负责运交合同规定的到货地点或接货人外，还应承担需方因此多支付的一切实际费用和逾期交货的违约金。供方未经需方同意，单方面改变运输路线和运输工具的，应当承担由此增加的费用。

9、供方提前交货的，需方接货后，仍可按合同规定的交货时间付款；合同规定自提的，需方可拒绝提货。供方逾期交货的，应在发货前与需方协商，需方仍需要的，供方应照数补交，并负逾期交货责任；需方不再需要的，应当在接到供方通知后15天内通知供方，办理解除合同手续，逾期不答复的，视为同意发货。

10、供方提交的产品发生质量问题，经过修理或调换仍不能正常使用的，扣罚全部保函金额。

十. 争议解决:

本合同在履行过程中发生争议，由双方协商解决。协商解决不了，向合同签订地法院诉讼。

十一. 保密条款:

本合同项目密级：内部

本合同文本密级：公开

若货物是带有存储硬件和固件时，存储硬件和固件应该是全新的，不允许有外网记录和USB记录。该货物应是国产设备，并通过国家相关主管部门授权的测评机构的检测；计算机病毒防护产品应获得公安机关批准，密码产品应获得国家密码管理部门批准，其它安全保密产品如身份鉴别、访问控制、安全审计、入侵检测和电磁泄漏发射防护等产品应获得国家保密工作部门批准。（适用于安全保密产品）

若货物是带有存储硬件和固件时，存储硬件和固件应该是全新的，不允许有外网记录和USB记录。该货物应不带有红外、蓝牙、无线通讯、刻录、摄录等功能（如带有以上功能模块，应进行拆除或封堵）；应只具备单一内置硬盘和单一RJ45网络接口（工作站、服务器除外）；应可在BIOS中独立设置管理员密码（可设密码长度不少于10位）、用户密码（可设密码长度不少于10位）、启动项开关、USB存储控制开关、USB通讯控制开关等配置项；不含无线键盘、无线鼠标等无线设备。应配备只读光驱，不含刻录功能。（适用于各类计算机）

货物应不带有红外、蓝牙、无线通讯等功能的设备；如是网络交换设备BIOS应支持SSH协议、可绑定MAC地址；扫描仪设备应不带有USB存储、USB通讯功能；复印机、打印机、绘图仪设备应尽可能不带有内置硬盘和自带网卡功能，如含硬盘应该是全新的；外置光驱、外置刻录机设备和移动存储介质应可读取唯一序列号。（适用于网络及办公设备 and 移动存储介质产品）

产品外观应无缺陷，无机械性损伤，无严重腐蚀、灼痕。瓶体颜色、色环、校验日期、字样应清晰。产品的安全附件（主要有瓶阀、瓶帽（或防护罩）、防震圈等）齐全、

完好，瓶体上粘贴的合格证标识齐全，产品容器内充装的介质在质量、体积、数量等标准上应符合订货要求。（适用于压力容器类产品）

供方承诺遵守国家保密法等保密法律、法规，承担保密义务。不探寻、猜测和记录本合同所涉及物品的用途、背景、来源及其它可能的国家秘密或需方的内部信息；对合同履行中可能无意接触到的国家秘密、工作秘密、内部敏感信息都应做到不问、不看、不听、不记、不传；即使在合同项目结束后也不得对其他人员或外部泄露所知道的需方任何事项（含可能的国家秘密、工作秘密、内部敏感信息）；不得私自进入非施工区域，对需方的一切信息未经甲方书面同意，不得泄露给第三方。供方如有违反需方安全保密要求，需方可以终止合同，且因供方责任造成的事故后果及费用由供方承担。

十二. 其他约定事项:

1、供方派技术人员到现场负责对货物安装调试过程中，必须遵守需方环境及职业健康安全体系规定。到现场前，供方必须对技术人员进行安全保密（知识、技能、事故）教育。施工过程中接受需方安全保密工作人员的指导与监督。特殊工种（如电工、焊工、登高作业等）人员必须持有操作证书（在有效期内）方可上岗操作。施工中配备合格的安全装备、劳动保护用具和防护工具。所使用的施工材料应符合国家、地方有关环境保护的法律法规要求。在施工过程中，应安全用电，节约用水，防止火灾污染环境，浪费资源；应保护施工现场周围的环境，防止尘土飞扬，防止对自然环境造成不应有的损坏；施工过程中的废油、废水、固体废弃物，不得随意排放，根据需方环境管理要求定点回收、处置。施工过程中应调整好作业时间，减轻噪声对员工工作的影响。

2、按本合同规定应该偿付的违约金、赔偿金、保管保养费和各种经济损失，应当在明确责任后 10 天内付清，否则，按逾期付款处理。但任何一方不得自行扣发货物或扣付货款来充抵。

3、对需要计量验收的产品，如果计量验收不合格，产生的计量相关费用由供方承担，直至计量合格。

4、本合同未尽事宜双方可另签其他补充合同或协议。该补充合同或协议与本合同具有同等效力，是本合同不可分割的组成部分。如果补充合同或协议中的内容与本合同中的条款有不一致的情况，以补充合同或协议约定的内容为准。

5、在履行合同过程中，双方人员均不得做出违反法律、法规、纪律、廉洁从业规定、有悖社会公德及其他可能影响公正履职和违反廉洁从业相关规定的行为。如有违反，涉及人员应受到单位的教育提醒、内部处分、解除劳动关系，直至移交司法机关。

十三. 本合同一式贰份，经双方签字及盖章后生效。双方各执壹份，具有同等法律效力。



供方(章)	华南农业大学	需方(章)	上海机电工程研究所
详细地址	广东省广州市天河区五山路 483 号	详细地址	上海市闵行区中春路 1333-1 号
邮政编号	510642	邮政编号	201109
电话	020 38635008	电话	(021) 24185000
传真		传真	(021) 64701623
统一社会信用代码	124400004554165634	统一社会信用代码	12100000425012787U
开户银行	广州工行五山支行	开户银行	建设银行北京首体南路支行
账号	3602002609000310520	账号	2170007756
法人代表	薛红卫	法人代表	庄国平
委托代理人	申遂愿	委托代理人	张迪

1-1-7-6

非密项目保密协议书

甲方：上海机电工程研究所

乙方：华南农业大学

甲方委托乙方承担的无人机地面站采购项目本身不涉及国家秘密，但其背景、用途等可能涉及国家秘密，项目实施中的产生文件资产和产品部件仍涉及甲方的技术秘密、内部信息或商业秘密，为确保国家秘密、甲方内部信息、商业秘密的安全，甲乙双方签订如下协议：

第一条 乙方对项目实施中可能接触、知悉的国家秘密、甲方的内部信息、商业秘密应做到不看、不听、不问、不记、不传。

第二条 乙方需保守项目实施中无意间获悉(听到、看到)的任何国家秘密及其相关信息。

第三条 乙方应严格遵守国家有关商业秘密保护的规定，承担相应的保密义务，确保国家秘密和甲方内部信息、商业秘密的安全。

第四条 乙方承诺在项目实施期间，确保项目中所有文件资料和产品部件的保卫、保密安全，防止无关人员接触文件资料和产品部件，防止发生丢失、失窃。

第五条 甲方涉及科研生产等业务的内部或包含敏感内容的文件资料、信息，不得在任何非密平台（包括互联网、个人媒体、手机和微信等）上公布、存储、处理和传输。未经甲方许可，不得对涉及甲方有关内容进行宣传报道或向项目无关人员、第三方公开、泄露项目相关信息。未经甲方批准，禁止将明令禁止品牌的手机和智能穿戴设备带入甲方办公及试验场所。

第六条 乙方在项目完成后或项目终止后，仍不得泄漏相关的甲方信息，相关文件资料和产品部件应向甲方清退。

第七条 其他：无。

第八条 甲方有权对乙方的保密管理落实情况进行检查。违反本协议，甲方将根据有关法规追究当事人法律、行政和经济责任。

第九条 本协议是本合同的重要组成部分，与合同条款具有同等法律效力。不论合同是否变更、解除或终止，合同的保密条款不受其限制而继续有效，双方均应承担保密条款约定的保密义务。如需变更、解除或终止，由甲方决定。

受理编号: c252025040250100007

项目编号: 2025B0202100002

项目下达文号: 粤科资字(2025)222号

广东省重点领域研发计划项目 课题任务书

项目名称: 丘陵山区荔枝智能采收装备创制与应用

项目承担单位(甲方): 华南农业大学

项目负责人: 李君

课题名称: 丘陵山地荔枝机器人协同采收装备技术研发

课题承担单位(乙方): 华南农业大学

课题负责人: 程碧懿

起止时间: 2025-11-01 至 2029-10-31

填写说明

- 一、课题任务书甲方即项目承担单位，乙方即课题承担单位。
- 二、任务书中的单位名称，请按规范全称填写，并与单位公章一致。
- 三、课题任务书中的单位名称，请按规范全称填写，并与单位公章一致。
- 四、任务书的起点时间不得早于项目申报时间（以申报书提交业务系统之日为准），不得迟于项目立项文件下达之日。
- 五、课题任务书内容须按照项目任务书据实填写，要遵循实事求是原则，无需凑够字数。
- 六、课题任务书填报不得降低双方约定好的考核指标，不得自行对主要研究内容作大的调整。任务书将作为项目与课题过程管理、综合绩效评价（验收）和监督评估的重要依据。
- 七、凡不填写内容的栏目，请用“无”表示。
- 八、乙方填写的任务书经甲方审核确认后，用A4纸打印、装订、签章。任务书一式六份，报课题承担单位和子课题承担单位的管理部门审核盖章后，分别由项目主持单位、课题承担单位和子课题负责人各保留2份。
- 九、本课题任务书自签字并加盖公章之日起生效，各方均应负本任务书的法律责任，不应受机构、人事变动的影晌。

项目基本信息表

项目名称	丘陵山区荔枝智能采收装备创制与应用			
项目编号	2025B0202100002			
专项名称	精准农业及生态绿色技术（荔枝品质维持）			
专题名称	20250210--专题二：荔枝采收及质量安全监测关键技术、装备研发与应用	单位总数	5	
经费预算	总投入 840.00 万元，其中省级财政科技资金投入 400 万元			
项目周期节点	起始时间	2025年 11月 01日	结束时间	2029年10月31日
	实施周期	共 47 个月	预计中期时间点	2027-10-31
项目牵头承担单位	单位名称	华南农业大学	单位性质	高等院校
	单位所在地	广东省-广州市-天河区	统一社会信用代码	124400004554165634
	通信地址	广东省-广州市-天河区五山路483号	邮政编码	510642
	银行账号	3602002609000310520	法定代表人姓名	薛红卫
	单位开户名称	华南农业大学		
	开户银行 (全称)	广东广州工行五山支行		

课题负责人	姓名	程碧懿	性别	男	出生日期	1985.09.18
	证件类型	身份证	证件号码	441021198509180015		
	所在单位	华南农业大学				
	最高学位	博士				
	职称	副教授	职务	无		
	电子邮箱	chengbiyi@scau.edu.cn	移动电话	13828100005		
课题联系人	姓名	程碧懿	电子邮箱	chengbiyi@scau.edu.cn		
	固定电话	020-85280783	移动电话	13828100005		
	证件类型	身份证	证件号码	441021198509180015		
课题财务负责人	姓名	程碧懿	电子邮箱	chengbiyi@scau.edu.cn		
	固定电话	020-85280783	移动电话	13828100005		
	证件类型	身份证	证件号码	441021198509180015		

一、任务书条款

第一条	<p>甲乙双方根据《广东省人民政府关于印发广东省重点领域研发计划实施方案的通知》（粤府〔2018〕84号）《广东省科学技术厅关于印发广东省重点领域研发计划“十四五”行动方案的通知》（粤科资字〔2022〕37号）《广东省人民政府办公厅关于改革完善省级财政科研经费使用管理的实施意见》（粤府办〔2022〕14号）《广东省财政厅广东省审计厅关于印发〈省级财政科研项目资金管理监督办法（2023年修订）〉的通知》（粤财规〔2023〕3号）等文件规定，以及有关法律、政策和管理要求，依据项目立项通知，为顺利完成（2025）年丘陵山区荔枝智能采收装备创制与应用专项项目（文件编号：粤科资字〔2025〕222号），特签署本任务书。</p>
第二条	<p>本项目以攻克关键核心技术、研发关键零部件和重大装备为目标，力争突破前沿性、引领性的技术，取得产业带动性强、技术自主可控的重大原创科技成果和自主知识产权。《项目申报书》和申报指南是本任务书填报的重要依据，任务书填报时不得降低考核指标，不得自行对主要研究任务作出调整。《项目申报书》、申报指南和本任务书将共同作为项目过程管理、验收结题和监督评估的重要依据。</p>
第三条	<p>甲方有权按照《广东省重点领域研发计划实施方案》进行资源整合，以目标为导向，合理优化课题承担单位、参与单位布局。甲方实行科技计划“放管服”改革，建立基于信任的管理制度，但有权按照有关规定采取日常监管、随机抽查、专项检查、中期评估、财务审计等方式对项目实施监督，并严格以本任务书中约定的任务、期限、目标和验收指标等具体内容作为监督依据。项目到期后，甲方依据本任务书对项目实施结果进行验收。甲方可根据《广东省科学技术厅科技计划项目科研诚信管理办法》（粤科规范字〔2024〕2号）对乙方进行科技计划信用管理。</p>
第四条	<p>乙方要建立以诚信为原则的自主管理制度，按如下要求执行项目：1. 承担项目的核心研究任务。2. 统筹协调做好资源分配和任务分工工作，履行项目组织实施和资金使用等方面的主体责任，对项目实施目标和财政资金绩效负责。3. 完善单位内部控制制度和单位间监督制约机制。4. 乙方负责协调落实项目自筹经费及有关保障条件，按照任务分工、任务量和时间进度合理分配和拨付财政资金，确保财政资金使用的安全有效，并签订单位间的合作协议。5. 乙方及相关参与单位均应对财政资金实行专款专用，单独列账，并积极配合甲方（或委托专业机构等）进行的监督检查。6. 乙方须积极配合甲方组织的评估检查；项目完成后，应主动申请验收结题。7. 乙方应按照国家有关规定，提交科技报告及其他材料。8. 项目负责人及主要研究开发成员应实质性参与项目组织实施，不得出现挂名现象。</p>
第五条	<p>项目经费可按单位性质、项目进展及评估情况分阶段拨付。</p>
第六条	<p>在履行本任务过程中，乙方及参与单位必须恪守科研道德准则、科研活动规范和科研诚信规定，严格遵守有关法律法规。涉及医学、生物技术和人工智能等敏感领域研究，应当按照国家有关规定设立伦理委员会，开展研究项目的伦理审查，遵循国际公认的科研伦理规范和生命伦理准则。</p>
第七条	<p>本项目主要研发活动应在广东省内开展，项目成果应优先在广东省内实施转化应用。项目形成的知识产权归属、使用和转移，按照国家和广东省有关法律、法规和政策执行。</p>
第八条	<p>按照《广东省科学技术厅关于科技成果登记与信息公开的实施办法》（粤科管字〔2013〕127号）的规定，本项目产生的科技成果必须登记；登记完成后，科技管理部门根据文件要求，可在有关科技成果信息综合平台将登记信息（内容包括成果名称、成果完成单位、成果简介、成果完成人等）进行公开。</p>

<p>第九条</p>	<p>为促进职务科技成果转化，本项目形成的职务科技成果在项目验收完成后，自动纳入省职务科技成果“先用后转预备库”（经主管部门同意不纳入的除外）。成果完成方同意以“先用后转”方式转化的，成果自动从“先用后转预备库”进入“先用后转库”，予以公开发布；成果完成方不采取“先用后转”方式转化的，该成果3年内未完成转化，自动进入“先用后转库”予以公开发布。成果纳入“先用后转预备库”后完成转化的，成果完成人应及时提交佐证材料申请出库。对采取“先用后转”方式转化的，具体事宜由使用方与成果所有方另行约定。</p>
<p>第十条</p>	<p>各方应充分理解本任务书的内容并自愿签署本任务书。未尽事宜，协商解决或签订补充协议进一步明确，甲方拥有最终解释权。</p>

二、项目验收指标

(一) 技术及成果指标				
1. 核心考核指标				
序号	成果名称	成果类型	验收指标	评测方式/方法
1	荔枝智能化多臂式采收机械臂装置	新装置	研制智能化多臂式采收机器人1台,荔枝采净率 $\geq 90\%$,最大采收高度 $\geq 4\text{m}$,采收作业效率相比人工提升200%以上,含杂率 $\leq 5\%$,果实损伤率 $\leq 8\%$,符合商品化物流保鲜,实现用人成本降低80%以上。	专家论证、用户评价、第三方评测
2. 高水平知识产权指标				
序号	内容	类型	结题时状态	拟解决关键问题
1	双构型立体式荔枝采收机器人	国内发明专利	授权	突破行业制约
2	多臂多机采收协同作业方法	国内发明专利	授权	突破行业制约
对以上项目成果属于高质量知识产权的相关说明				
<p>发明专利1: 创新性设计一种双构型立体式荔枝采收机器人结构。采用三自由度-六自由度复合机械臂组成双构型采收机器人,结合可搭载机械臂的仿树冠弧形空间轨道进行立体式采摘,以解决采收机器人作业高度低、采收幅宽小的问题。</p> <p>发明专利2: 创新提出一种多臂多机采收协同作业方法。通过优化多臂多机组合采摘区域的划分和序列轨迹,提出全局和局部路径规划作业方法,以突破多臂多机协同作业路径最优与动态避障的技术瓶颈。</p> <p>上述知识产权所用技术路径拥有高原创性,未构成与现有公开专利的重合;创新点集中、技术路线清晰完整,具有成为高质量知识产权的潜力。</p>				
3. 技术创新就绪水平				
当前技术创新就绪水平		中期评估时技术创新就绪水平		项目完成时技术创新就绪水平
5级		6级		8级
对项目实施后技术创新就绪水平提升情况的相关说明				

项目实施后，总体技术就绪度从5级提升至8级，关键技术水平均有显著提升，达到应用或产业化水平，具体如下：荔枝智能化多臂式采收机器人技术可实现丘陵山地荔枝的智能高效采摘。项目实施前研制了轻量化夹剪一体化末端执行器和小型自平衡复合行走底盘样机，完成了设计开发文档并开展了采摘性能测试，达到了TRL5级；中期预计实现多臂式采收机器人的高效采摘功能，实现最大采收高度 $\geq 4\text{m}$ ，底盘爬坡度 $\geq 20^\circ$ ，采收作业效率相比人工提升200%以上，达到TRL6级；后期项目完成时，完成多臂式采收机器人的全面测试，显著提升采摘效率和作业稳定性，并在实际环境下充分使用，确保荔枝采净率 $\geq 90\%$ ，果实损伤率 $\leq 8\%$ ，含杂率 $\leq 5\%$ ，符合商品化物流保鲜，达到TRL8级。

4. 科技报告考核指标

序号	报告类型	提交时间	公开类别及时限
1	2026年度技术进展报告	2026-12	延期公开4年
2	2027年度技术进展报告	2027-12	延期公开4年
3	2028年度技术进展报告	2028-12	延期公开4年
4	2029年度技术进展报告	2029-10	延期公开4年

5. 参考指标

(1) 申请发明专利2件，授权发明专利2件，总计4件；(2) 申请软件著作权2件；(3) 发表学术论文2篇；(4) 培养博士/硕士研究生7-8名。

(二) 项目经济指标及社会效益

累计新增销售收入（万元，截至项目验收结题）	无
累计新增利税（万元，截至项目验收结题）	无

(三) 项目其他经济指标说明

经济效益：相比现有机械采收技术，项目研究成果可减少果实损失20%以上，含杂率降低后节约保鲜分选人工成本50%，并有效延长商品货架期，间接经济效益可观。

(四) 阶段性成果评价

序号	指标名称	立项时已有指标值/状态	中期指标值/状态	完成时指标值/状态	评估方式（方法）及评价手段
1	采收装备	爬坡度 $\geq 15^\circ$ ，荔枝采净率 $\geq 80\%$ ，含杂率 $\leq 10\%$ ，最大采收高度 $\geq 2.6\text{m}$ ，采收作业效率相比人工提升80%以上，果实损伤率 $\leq 10\%$	爬坡度 $\geq 15^\circ$ ，荔枝采净率 $\geq 85\%$ ，含杂率 $\leq 5\%$ ，最大采收高度 $\geq 3.5\text{m}$ ，采收作业效率相比人工提升150%以上，果实损伤率 $\leq 10\%$	爬坡度 $\geq 20^\circ$ ，荔枝采净率 $\geq 90\%$ ，含杂率 $\leq 5\%$ ，最大采收高度 $\geq 4\text{m}$ ，采收作业效率相比人工提升200%以上，果实损伤率 $\leq 8\%$	专家论证意见、用户评价证明、第三方评测报告

2	发明专利	/	2件	4件	专利授权证书或受理通知书
3	论文	/	1篇	2篇	已发表论文全文或录用通知
4	软件著作权	/	1件	2件	软件著作权登记证书或受理通知书

三、项目研究内容、研究方法及技术路线、主要创新点

(一) 项目拟解决的关键问题

(1) 丘陵山地荔枝采收机器人采收高度与作业效率的优化提升问题

由于机械手臂结构及驱动方式等因素的限制，荔枝采收机器人存在采收高度限制以及作业效率不高的问题。本研究从机构设计理念上突破传统机械臂工作空间的局限，研发三自由度-六自由度复合构型双臂采收机器人，并创制可搭载机械臂的仿树冠弧形空间立体轨道，通过机械臂组的立体化布局以及采收机器人的多机协同作业，扩大采收范围、提高作业效率。因此，如何基于非结构化果园环境下荔枝果树冠层轮廓和果实分布信息，采用仿果农行为深度强化学习方法，实现多智能体采收任务高效分配，并建立多臂、多机运动轨迹优化和协同控制模型，是本项目亟需解决的关键问题。

(二) 项目的主要研究内容

(1) 丘陵山地荔枝机器人协同采收装备技术研发

① 双构型立体式荔枝采收机械臂组创制

针对荔枝采收机器人作业高度低、采摘末端控制自适应差等问题，创制双构型立体式荔枝采收机械臂组。研发三自由度-六自由度双构型采收机器臂组，对机器臂组开展轻量化结构优化设计；开发可搭载机械臂的仿树冠弧形空间立体轨道，适配不同高度的冠层果实空间分布；研究荔枝结果母枝力学特性与果串空间分布规律，创制基于生物力学特性的机器人末端采摘执行器样机，采用力位混合控制策略，结合多模态感知融合数据，实现采摘作业参数的实时动态自适应调节。

② 多臂多机自主采摘与协同作业控制

针对单组荔枝采收机器人作业效率有限的问题，开展多臂多机自主采摘与协同作业控制策略研究。利用荔枝果树冠层结构多模态数据，优化多臂多机组合采摘区域的划分和序列轨迹，实现协同采摘行为的动态任务分配；通过多源环境感知数据的实时更新，构建避障路径动态优化策略，形成全局和局部路径规划作业方案，突破多臂多机协同作业路径最优与动态避障的技术瓶颈，提升采收效率和系统协调鲁棒性。研制多臂多机智能采收装备系统，以作业效率和采收高度为指标优化机器人结构与作业参数，开展整机可靠性及环境适应性试验验证。

(三) 项目采取的研究方法及技术路线

(1) 丘陵山地荔枝机器人协同采收装备技术研发

提出三自由度-六自由度双构型采收机器臂组设计方案，采用拓扑优化与材料替代方法，对臂组进行轻量化改进。设计可搭载双构型臂组的仿树冠弧形空间立体轨道结构，对臂组采摘空间包络体进行仿真分析，得出主要特征参数间的关联性。对末端执行器进行仿生优化，采集视觉定位与触觉反馈信息并融合处理，从力位混合控制角度动态匹配作业参数。

通过采集果实分布的三维坐标信息，基于强化学习与层次聚类算法动态划分多机作业区域，结合模仿学习根据果农采摘行为分配多臂采摘任务并规划采摘序列。解析机械臂组的作业冲突与协调因素，基于多种算法对采摘路径开展全局规划，制定基于主从协同的多机器臂冲突预判与协调策略。结合集中式Critic

与碰撞检测GJK模型，利用动态窗口法+LSTM行为预测算法，优化多臂协同采摘的运动轨迹。解析果串与末端执行器的动态耦合关系，运用力反馈与自适应柔顺控制，实现果串连续采摘。

(四) 主要创新点

(1) 面向丘陵山地多机协同作业需求的双构型立体式荔枝采收机器人

突破六自由度双采摘机械臂构型在山地果园条件下作业高度与稳定性难以兼顾的局限性，研发三自由度-六自由度复合构型双臂采收机器人，创制可搭载机械臂的仿树冠弧形空间立体轨道，并研究机械臂轻量化结构设计方法，实现基于采收高度和作业幅宽的机械臂组立体化布局，解决采收机械臂作业高度低、范围窄的问题；突破传统机器人单机采收作业效率低下的瓶颈，研发采收机器人双构型机械臂组多机协同作业体系，利用多模态数据融合技术解析作物冠层结构，自适应规划多机采收任务分配。开发多机协同控制架构，基于改进的深度强化学习算法在线自适应识别定位与协同避障。提出全局与局部的路径规划算法，优化机臂组合的运动轨迹，提升多臂多机协同采收效率与系统协调性。该创新点突破了现有单臂采摘、双臂采摘的技术局限性，引领了机器人采收技术向多移动协作机器人技术方向发展，推动了机器人采收作业从简单协作走向深度协同。

四、项目进度和阶段目标

(一) 项目起止时间：2025年 11月 01日 至 2029年 10月 31日				
(二) 项目实施进度及阶段主要目标				
开始日期	结束日期	主要工作内容	预期目标	成果形式
2025年 11月 01日	2026年 04月 30日	(1) 三自由度-六自由度双构型采收机械臂组方案设计； (2) 空间立体式轨道构型设计。	1) 双构型采收机械臂组结构方案； 2) 空间立体式轨道结构方案； 3) 申请专利1件。	实施方案，专利
2026年 05月 01日	2026年 10月 31日	(1) 机械臂全局路径规划与轨迹优化算法研究； (2) 动态环境感知与主动避障算法研究。	1) 实现六自由度机械臂在复杂树冠环境下无碰撞、时间最优、运动平滑的关节运动轨迹生成； 2) 解决多机械臂协同作业时存在动态干扰的问题； 3) 申请软件著作权1件。	软件著作权，年度技术进展报告
2026年 11月 01日	2027年 04月 30日	(1) 双构型末端执行器结构设计； (2) 双构型末端执行器作业控制算法； (3) 三自由度采收机械臂样机研制。	1) 创新柔性末端执行器结构，解决刚性末端执行器果实损伤的问题； 2) 提出双构型机械臂末端执行器柔顺控制策略，避免夹伤果实或拉断树枝； 3) 发表论文1篇。	论文

2027年 05月 01日	2027年 10月 31日	<p>(1) 非结构化环境下的果实动态区域划分算法研究;</p> <p>(2) 果实聚类算法、密度估算和机械臂空间运动学极限仿真分析;</p> <p>(3) 机械臂作业空间综合及仿真。</p>	<p>1) 提出果实动态作业空间边界分割理论及自动划分算法;</p> <p>2) 形成果实动态采摘负荷估算方法及双构型机械臂采摘均衡策略, 申请发明专利1件;</p> <p>3) 申请软件著作权1件。</p>	软件著作权, 专利, 年度技术进展报告
2027年 11月 01日	2028年 04月 30日	<p>(1) 多机械臂任务序列规划与全局优化</p> <p>(2) 研究多维度机械臂运动规划混合奖励机制</p>	<p>1) 提出双构型机械臂最优采摘顺序控制策略;</p> <p>2) 解决复杂环境下多个采摘目标的复杂组合优化问题;</p> <p>3) 发表论文1篇。</p>	论文
2028年 05月 01日	2028年 10月 31日	<p>(1) 双机械臂状态信息获取算法研究;</p> <p>(2) 双机械臂碰撞检测算法研究</p>	<p>1) 提出多机械臂作业过程中的实时状态监测策略;</p> <p>2) 提出多机械臂在有限作业空间协同采摘冲突碰撞化解机制;</p> <p>3) 申请专利1件。</p>	专利, 年度技术进展报告
2028年 11月 01日	2029年 04月 30日	<p>(1) 三自由度机械臂调试;</p> <p>(2) 荔枝示范基地采摘测试;</p>	<p>1) 完成1个基地的荔枝机械化作业示范。</p> <p>2) 申请专利1件。</p>	专利, 应用示范基地协议
2029年 05月 01日	2029年 10月 31日	1) 三自由度-六自由度双构型机械臂性能评价及优化;	1) 形成三自由度-六自由度双构型机械臂理论与方法;	年度技术进展报告, 验收报告

		2) 整理项目成果资料，形成文档报告，准备项目验收。	2) 完成项目的验收报告和项目成果资料的整理工作。	
--	--	----------------------------	---------------------------	--

五、知识产权对策、成果管理及合作权益分配

根据《中华人民共和国合同法》、《中华人民共和国专利法》、《中华人民共和国著作权法》等相关法律法规，以及科技部《关于加强科技有关的知识产品保护和管理工作的若干意见》的规定，本项目各参与单位将遵循合作精神，针对项目申请和执行过程中涉及的知识产权、成果及合作权益分配，按照以下要求进行管理：

1. 项目各方在申请项目之前所拥有的知识产权及相关权益归各自所有，不因共同申请项目而发生任何变更。
2. 为项目申请所需，各方提供的未公开或已明确说明不得向第三方透露的与项目相关的技术资料、数据等信息，包括但不限于各自所有或合法持有的公式、流程、设计、产品、样品、发明、技术资料、版权、商标、研发计划等内容，未经提供方书面同意，禁止向第三方披露或使用。本条款在无论项目是否获得资助的情况下，均长期有效。
3. 各方为项目申请提供的信息不应视为授予对方任何专利、著作权、商标等知识产权的许可。
4. 在项目执行过程中，各方应及时对项目产生的科技成果采取以下知识产权保护措施：
对各方根据任务分工独立完成的科技成果及相应知识产权，归该方单独所有。
由多方共同完成的科技成果及其形成的知识产权则由各方共同所有。未经其他方同意，任何一方不得擅自向第三方转让共同科技成果的知识产权或技术资料。共同成果的精神权利，如身份权、荣誉称号、奖励证书及奖金等，由共同完成方共享。
5. 对于共有科技成果，若实施许可或转让专利、非专利技术所产生的经济收益，将由各方共同分享。具体的收益分配方式应在相关行为实施前另行商定。

六、参与人员信息

课题负责人:							
姓名	性别	年龄	职务	职称	学位	在项目中承担的任务	所在单位
程碧懿	男	33	无	副教授	博士	子课题负责人	华南农业大学

主要研究开发人员:							
姓名	性别	年龄	职务	职称	学位	在项目中承担的任务	所在单位
申遂愿	男	33	无	副教授	博士	双构型采摘机器人任务分配算法	华南农业大学
王红军	女	33	无	教授	博士	整体方案设计及协同理论研究	华南农业大学
陈震	男	33	无	高级实验师	博士	双构型采摘机器人控制算法	华南农业大学
马闯	男	33	无	无	工学硕士	理论建模、样机研发	华南农业大学
蔡小娜	女	33	无	讲师	工学硕士	智能算法、软硬件集成	华南农业大学
陈奕衡	男	33	无	无	工学学士	果实智能感知算法	华南农业大学
张鑫德	男	33	无	无	工学学士	机械臂智能控制	华南农业大学
李佳祥	男	33	无	无	工学学士	采摘机器人自主导航算法	华南农业大学
钟银	男	33	无	无	工学学士	双构型采摘机器人结构设计及优化	华南农业大学
陈永兴	男	33	无	无	工学学士	果实动态区域划分算法	华南农业大学
张炽良	男	33	无	无	工学学士	机构测试及控制算法	华南农业大学
吕沅桦	男	33	无	无	工学学士	自主导航田间测试	华南农业大学

七、经费预算

课题承担单位基本情况表

填表说明：1. 组织机构代码指企事业单位国家标准代码，单位若已三证合一请填写单位社会信用代码无组织机构代码的单位填写“000000000”；					
2. 单位公章名称必须与单位名称一致。					
课题承担单位	单位名称	华南农业大学			
	组织机构代码	124400004554165634			
	单位法定代表人姓名	薛红卫			
	单位所属地区	省、直辖市、自治区等	地市（市、自治州、盟）	县市（区、旗）	
		广东省	广州市	天河区	
	电子邮箱				
	通信地址	广东省-广州市-天河区五山路483号			
	邮政编码	510642			
	银行账号	3602002609000310520			
	单位开户名称	华南农业大学			
开户银行（全称）	广东广州工行五山支行				
相关责任人	课题负责人	姓名	程碧懿		
		身份证号码	411021199001010011		
		工作单位	华南农业大学		
		电话号码	020-85280783	手机号码	13000000000
		电子邮箱	chengbiyi@scau.edu.cn	邮政编码	510642
		通信地址	广东省广州市天河区五山路483号华南农业大学工程学院南楼504		
	财务部门负责人	姓名	程碧懿		
		身份证号码	411021199001010011		
电话号码		020-85280783	手机号码	13000000000	
电子邮箱		chengbiyi@scau.edu.cn			

课题预算表

金额单位：万元

		项目总经费	省级财政科技资金	
支出经费	经费额	用途说明	经费额	用途说明
1、直接费用	43.00	用于项目设备费、业务费和直接人力资源成本支出	43.00	用于项目设备费、业务费和直接人力资源成本支出
(1) 设备费	0.00	无设备费支出	0.00	无设备费支出
(2) 业务费	34.70	用于材料、测试化验加工、燃料动力、出版文献/信息传播/知识产权事务、会议/差旅/国际合作与交流等支出	34.70	用于材料、测试化验加工、燃料动力、出版文献/信息传播/知识产权事务、会议/差旅/国际合作与交流等支出
(3) 直接人力资源成本	8.30	用于参与项目的研究生及临聘科研辅助人员劳务费、专家咨询费、人员费以及项目聘用的研究人员劳务费等支出	8.30	用于参与项目的研究生及临聘科研辅助人员劳务费以及专家咨询费等支出
2、间接费用	7.00	用于绩效支出、管理费用和其他间接成本等费用支出	7.00	用于绩效支出、管理费用和其他间接成本等费用支出
(1) 绩效支出	2.00	项目组绩效支出	2.00	项目组绩效支出
(2) 管理费用	3.00	单位管理费用支出	3.00	单位管理费用支出
(3) 其他间接费用	2.00	项目其他间接成本支出	2.00	项目其他间接成本支出
合计	50.00		50.00	

其他需说明的情况

1. 设备费、燃料动力费、人员费由自筹经费支出；
2. 专家咨询费由省级财政科技资金支出；
3. 材料费、测试化验加工费、出版文献/信息传播/知识产权事务费、会议/差旅/国际合作与交流费、劳务费由省级财政科技资金和自筹经费共同支出；
4. 省级财政科技资金中的间接经费按（直接费用-设备费）*20%预算，其中设备费为0.00万元。

自筹资金投入情况说明：

无。

八、签约各方

项目承担单位： 华南农业大学

(盖章，单位法人章或单位法人授权章)

项目负责人： 李君

签字：

李君



2025年12月23日

课题承担单位： 华南农业大学

(盖章，单位法人章或单位法人授权章)

课题负责人： 程碧懿

签字：

程碧懿



2025年12月23日

湛江市烟草专卖局（公司）科技项目专项合同

项目编号：湛烟科项申 202401

计划文号：湛烟〔2024〕号

类别：市级烟草公司立项项目

合同号：（免填）

湛江市烟草专卖局（公司） 科技项目专项合同

项目名称：基于无人机技术的走私船只识别、定位与轨迹预判研究

委托单位 (甲方)	广东烟草湛江市有限公司 (公章)	
承担单位 (部门) (乙方)	广东烟草湛江市有限公司专卖监督管理办公室 (公章)	排名第 1
	广东烟草湛江市有限公司财务管理中心 (公章)	排名第 2
	广东烟草湛江市有限公司徐闻县分公司 (公章)	排名第 3
	华南农业大学 (公章)	排名第 4
项目起止 日期	2024 年 11 月至 2026 年 12 月	

湛江市烟草专卖局（公司）制

一、项目基本信息			
项目名称	基于无人机技术的走私船只识别、定位与轨迹预判研究		
项目开始时间	2024年11月	项目结束时间	2026年12月
二、国内外现状、水平和发展趋势（或课题的重要意义）:			
<p>船舶识别技术是海事监控、海上安全和海洋资源管理等领域的关键技术之一。近年来，随着人工智能技术的发展，神经网络在船舶识别领域的应用取得了显著进展。深度学习技术，尤其是卷积神经网络（CNN），已成为船舶识别的主流方法。通过训练大量标记数据，CNN能够有效地从图像中提取船舶特征，实现高准确率的船舶识别。在复杂的海洋背景下，神经网络技术通过负样本增强学习等方法，形成适应</p> <p>复杂海情，减少误检与漏检的网络。在对象识别、跟踪及轨迹预测方面深度神经网络（尤其是卷积神经网络CNN）也显示出广泛的应用。此外，也有使用随机模型和各种混合方法来处理跟踪问题的研究，尝试结合卷积神经网络和相关滤波器来提高跟踪的精确度和鲁棒性。</p>			
1、国外船舶识别技术发展现状			
<p>国外船舶识别技术在智能船舶技术的研究与应用、船舶自动识别系统（AIS）的改进、深度学习技术的应用、多源数据融合、智能船舶的标准化工作、国际合作与项目以及智能船舶的未来发展等方面迅速发展。在自动识别系统（AIS）方面，国外研究者通过集成如SE-NMS-YOLOv5等先进模型，成功提升船舶检测的准确度，在能见度较低的雾天条件下准确性也能满足检测需求。深度学习技术的应用，尤其是CNN和YOLO系列算法，显著提高从海上交通视频和图像中自动识别船舶的能力。</p>			
2、国内船舶识别技术发展现状			
<p>国内船舶识别技术的发展在深度学习等神经网络技术的推动下取得了巨大进步。研究者们通过改进现有深度学习模型，如YOLOv5，并融入注意力机制和优化的非极大值抑制算法，有效提升多目标和复杂环境下的船舶识别准确率。在图像处理方面，研究者采用暗通道去雾算法结合深度学习模型，在雾天</p>			

等低能见度条件下，提升了船舶图像的清晰度和识别准确率，为船舶识别技术提供更好的数据支撑。此外，利用卷积神经网络可实现船舶图像的特征自动提取与学习，进一步提高识别效率。在多特征融合技术方面，通过深度学习提取的深度特征与物理特征的结合，增强对海面中大型目标检测的能力。

3、国外船只定位与轨迹预测研究现状

现代船只定位系统集成多种传感器，如雷达、激光雷达（LiDAR）和摄像头，这些设备联合提供了一个全面的环境感知方案。通过多传感器数据融合，系统能够获取关于周围对象的更详尽的信息，提高了定位的准确性和系统的鲁棒性。例如，雷达可以在低能见度环境中有效工作，而激光雷达则提供精确的距离和形状信息。

国外在利用神经网络进行船只轨迹预测方面的研究现状及进展也显示了这一领域的快速发展与创新。随着深度学习技术的成熟，基于卷积神经网络（CNN）、循环神经网络（RNN）、长短时记忆网络（LSTM）、跳跃连接 LSTM 以及生成对抗网络（GAN）等深度学习模型被广泛应用于对象轨迹预测。这些模型能够处理复杂的时空序列数据，提高预测的准确性和鲁棒性。国外研究者利用半监督学习算法处理带有噪声的轨迹数据，结合扩展卡尔曼滤波等技术进行数据预处理，以减少环境干扰，从而提高预测模型的输入质量。这种方法有助于模型在有限的标注数据下也能学习到有效的轨迹特征。为了提高预测精度，研究探索了多种传感器数据和外部环境信息的融合，通过多模态神经网络模型综合分析视觉、雷达、气象等多源数据，实现更全面的轨迹预测。

4、国内船只定位与轨迹预测研究现状

船舶定位通常依赖于 GPS 全球定位系统和 AIS。AIS 不仅提供了位置信息，还包括速度、航向等数据，并且能够自动与其他船只及岸基设施进行通信。近年来，随着物联网技术的发展，也有更多的传感器被集成到船舶定位系统中，提高了定位精度和可靠性。

船舶轨迹预测是指根据现有数据预测未来一段时间内船舶可能的位置。研究显示，基于历史 AIS 数据的预测模型可以有效提高预测准确性。一些先进的方法，如长短期记忆网络（LSTM）、卷积神经网络（CNN）与 LSTM 相结合的方法（CNN-LSTM），甚至是最近提出的多模态 S-Transformer 模型，都被用来处

理复杂的船舶轨迹预测任务。这些模型不仅考虑了 AIS 数据，还结合了电子海图等多源信息，以提高预测的准确性。多模态融合技术也被国内研究者用来改进预测模型的表现。例如，S-Transformer 模型就不仅仅依赖于 AIS 数据，还利用了电子海图中的信息，这种多模态的方法可以提供更加丰富的上下文信息，从而帮助模型更好地理解 and 预测船舶的行为模式。

随着人工智能技术的发展，特别是在机器学习和深度学习领域的进步，未来的船舶识别、定位以及轨迹预测将会更加精准和智能化。同时，考虑到海上环境的复杂性，如何有效地处理不确定性和异常情况也是研究的一个重要方向。此外，随着大数据和物联网技术的应用，如何高效地管理和分析海量的船舶数据也是一个挑战。

三、项目主要研究及推广内容、技术关键、技术路线和主要创新点

(一) 主要内容:

1. 基础船只识别模型的建立

基础船只识别模型的建立主要分为船只数据集的构建与深度学习模型训练两部分。在数据集构建部分，采用实地采集数据集与网络开源数据集相结合的方式进行训练集的丰富，从而提高最终训练得出的深度学习模型的鲁棒性与准确性。

数据集构建：在构建海上走私船只监测系统的过程中，为提高对我国南海海域以及走私船只的识别准确率，项目需要针对走私船只的潜在型号多样性，部署无人机并搭载先进的单目摄像头传感器，对海域内各种型号的船只进行全面拍摄，以收集丰富的图像数据。这些图像将包括不同船只的特定特征，如尺寸、形状以及可能的标识标记。收集到的图像数据将经过专业人员的细致审查和人工标注。为了提高标注效率和准确性，项目将采用智能化的数据标注工具 LabelImg、LabelMe，标注工具支持多种标注类型，并且可以与机器学习模型集成，实现自动标注和预标注数据的一键载入。标注过程将明确界定每艘船的轮廓和关键特征，确保为深度学习模型提供高质量的训练数据。在构建海上走私船只监测系统的过程中，除实地采集数据集外，还加入了开源数据集。开源数据集允许全球的研究者和开发者自由访问和使用，通过开放的数据集，能够极大地提高深度学习的数据集质量，确保模型的公正性和无偏见，提高模型的可信度。还可以减少数据收集和标注的成本。开源数据集将采用 PP 飞桨社区与 GitHub 开源的海上船舶数据。

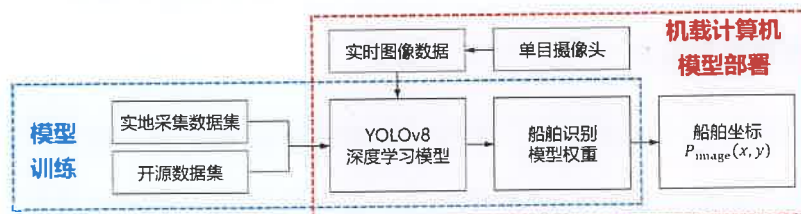


图 1 数据集、模型训练以及部署过程

2. 走私船只经纬定位信息的获取

为了提升对特定海域的监控效率和准确性，YOLOv8 深度学习模型得出的图像位置信息需要进一步转化使其更加直观可用。项目将利用无人机 GPS 设备所提供的精确经纬定位信息，结合图像处理和空间转换算法，将走私船只的像素坐标转换为实际的世界坐标。坐标转换过程将

考虑地球曲率、相机畸变等因素，确保转换的准确性。转换结果将用于生成走私船只的精确位置信息，为后续的航线追踪和行为分析提供基础数据。

无人机海上船只精准定位系统工作原理如图 2 所示，无人机上搭载的单目摄像头对海域内走私船只的持续监测。若检测到船只的存在将对船只进行实时视频捕捉。捕获的图像数据将被传输至预先训练好的 YOLOv8 基础船只识别深度学习模型中，以实现走私船只的精准识别并测量船只中心在单目摄像头所对视角下的像素距离。然后无人机根据无人机所在海拔高度，单目摄像头的俯仰角度、朝向方向，将像素坐标转化为船只与无人机的相对位置关系。最后，项目将利用无人机提供的精确经纬定位信息，结合图像处理和空间转换算法，将走私船只的像素坐标转换为实际的世界坐标。船只的实际世界坐标系将进一步用作船只的轨迹跟踪与靠岸位置预测。



图 2 海上船只精准定位系统船只经纬定位信息获取

3. 走私船只航线轨迹和实时速度的绘制与解算

为了有效监控和跟踪海上走私船只，项目首先通过基础船只识别模型识别定位了船只，进一步通过船只经纬定位获取了船只的经纬度信息。在一段时间内持续地跟踪船只。通过分析走私船只的实际世界坐标，结合无人机视频拍摄走私船只所需的距离和角度参数，运用数学解算方法计算出无人机应追踪的目标期望位置。随后，无人机将根据计算出的目标跟踪期望位置，利用其搭载的先进飞行控制系统进行精准的位置控制，从而实现对走私船只的连续时间序列跟踪，实时捕捉船只的动态行为，为收集详尽的海上情报提供技术保障。最后，通过对走私船只的世界坐标进行时间序列上的连续监测和数据累积，项目将绘制出走私船只的详细航线轨迹。结合轨迹数据，进一步解算出船只的实时速度和航行方向，从而为海上执法部门提供走私船只

的航行模式和行为特征。

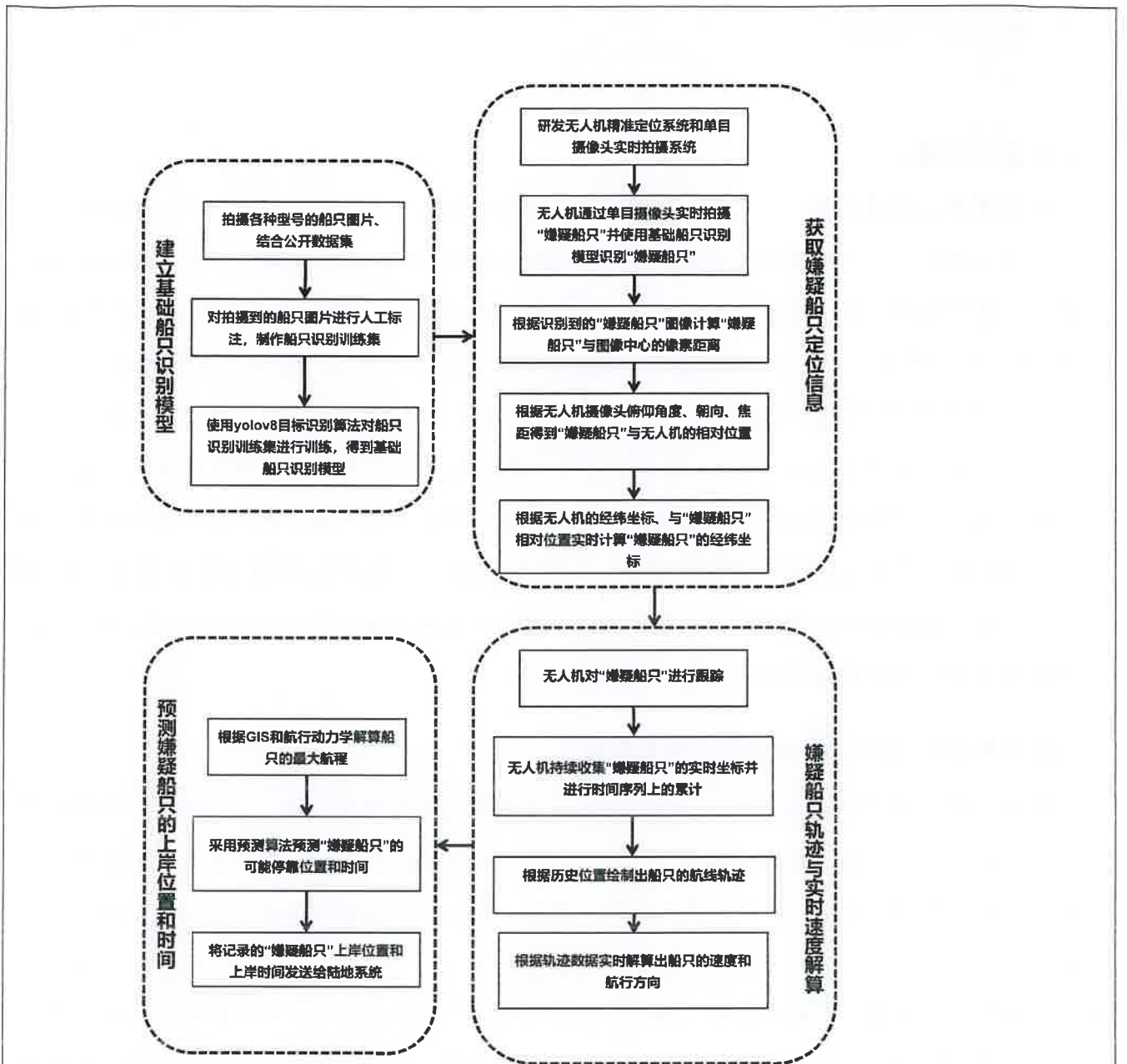
（二）技术关键：

1. 深度学习模型训练：上述图像与标签数据将被整理成船只检测训练集，为后续的模式训练打下坚实基础。船只检测模型训练将采用 YOLOv8 目标检测算法，获得一个基于单目摄像头传感器的基础船舶二维图像识别定位模型。数据集、模型训练以及部署过程如图 1 所示。YOLOv8 是 YOLO 系列的最新版本，它在目标检测、实例分割和图像分类任务中提供了较为先进的性能。YOLOv8 在保持高准确性的同时，也注重推理速度，使其成为实时目标检测的理想选择。在构建海上走私船只监测系统的过程中，摄像头获取的实时数据可以通过机载设备或网络传输至云端两种方式进行深度学习模型的部署与船舶识别。由于海上网络环境较差，本项目将采用机载设备进行船舶识别并实时回传船舶坐标与轨迹信息，以减小传输带宽，提高传输稳定性。YOLOv8 深度学习模型高度适配机载设备，并且能够提供稳定可靠的连续船只识别定位结果，为走私船只的经纬度定位信息获取提供了坚实的基础。

2. 走私船只上岸位置-时间预测模型的建立

在海上走私活动的监测项目中，项目团队将首先利用海岸线的轮廓、走私船只的航线轨迹以及其实时速度等数据，通过地理信息系统（GIS）和航行动力学的计算方法，精确解算出走私船只的最大航程。随后，基于解算出的最大航程，项目将采用预测算法来预测走私船只的可能停靠位置和时间。这一过程涉及对大量历史数据的分析，以及对海域环境、船只行为模式等复杂因素的综合考量。通过机器学习模型，尤其是时间序列预测技术，项目能够对走私船只的上岸行为进行预测，并实时更新其预计的停靠位置和时间。此外，项目还将开发一套实时数据更新和记录系统，以确保上岸位置和时间信息能够被准确记录并及时更新。这不仅有助于提高监测的响应速度，还能为后续的执法行动提供决策支持。

（三）技术路线：



(四) 主要创新点:

1. 结合深度学习与无人机技术的走私船只监测系统

项目创新性地结合了深度学习算法和无人机技术，通过 YOLO V8 算法进行船只识别，并利用无人机的灵活性和实时性进行海域监测，实现了复杂天气和光照条件下海上船只自动识别，为海上安全管理提供可靠的数据支持，同时，在海上船只监测领域具有创新意义。

2. 基于 LSTM 的走私船只上岸位置-时间预测模型

项目开发了一种能够准确预测走私船只上岸位置 and 时间的模型，通过采用长短期记忆网络 (LSTM) 来处理时间序列数据，预测船只的上岸时间和位置。这对于海上执法、搜救行动和战略部署具有重要意义，能够显著提高海上监控的效率和效果。

四、项目技术经济考核指标:

(需要量化清晰,便于考核,应包括但不限于论文、专利、软著等知识产权数量指标,项目到期时的应用推广指标,人才培养指标)

通过典型样本船只训练、无人机监测研发,开发走私嫌疑船只海上快速识别与定位关键技术,研发基于视觉与神经网络的船只轨迹预判模型,为突破海岸走私船只无人机监测关键技术提供科技支撑。

具体目标:

1、明确深度学习算法与无人机技术结合方式,形成海岸走私船只特征识别算法,开发复杂环境下自动识别关键技术,并申请发明专利 1 项;

2、明确走私船只一般航线规律,解析海洋气候环境与走私目标相关性,针对性准确预测走私船只上岸位置与时间,并申请发明专利 1 项;

3、发表文章 2 篇,其中核心期刊或 SCI 文章 1 篇。

五、分年度计划进度及考核指标（需具体、详细，便于考核）：

（一）2024年11月-2025年3月

1. 进度安排：

明确项目目标、里程碑、预算和资源分配。制定详细的年度工作计划和实施方案。与相关方签订合同，确保项目顺利启动。根据海岸续航要求，选择合适的无人机平台。完成必要的改装工作，以适应特定的任务需求。

2. 考核指标：

采购无人机平台 1 套

（二）2025年4月-2025年12月

1. 进度安排：

（1）收集走私船只的特征数据，包括图像和视频。使用 YOLO V8 目标检测算法对数据进行标注和训练，以提高检测准确性。

（2）集成 U-blox F9P GNSS 模块，开发适合海上环境的无人机定位系统。确保系统能够在复杂海况下稳定工作，实现精确追踪。

2. 考核指标：

明确深度学习算法与无人机技术结合方式，形成海岸走私船只特征识别算法，开发复杂环境下自动识别关键技术。

申请发明专利 1 项；

撰写投稿论文 1 篇。

（三）2026年1月-2026年12月

1. 进度安排：

（1）分析走私船只的世界坐标，结合无人机拍摄参数，优化追踪算法。使用数学方法计算无人机的最佳追踪位置和路径。

（2）撰写并发表论文，分享研究成果。申请相关技术专利，保护知识产权。

（3）准备结题报告，总结项目成果和经验。申请项目验收，确保项目顺利完成。

2. 考核指标：

明确走私船只一般航线规律，解析海洋气候环境与走私目标相关性，针对性准确预测走私船只上岸位置与时间，

申请发明专利 1 项；

撰写投稿论文 1 篇；

结题报告 1 份。

六、预期经济效益或社会效益：（需有量化指标）

1. 经济效益分析

无人机可以在高空提供广阔的视角，覆盖大面积海域，实时监控海面上的船只动态。相较于传统海面巡逻艇或固定监控点，无人机的高速机动能力使得它们能在短时间内抵达指定海域，对可疑船只进行追踪和初步侦察，大大缩短响应时间，能够及时响应突发情况。相比于出动舰艇或直升机进行海上巡逻，无人机的运营成本更低，且无需直接派遣人员出海，极大地降低了人员面临的风险，提高了作业安全性。特定配置的无人机具备夜间飞行和低光条件下的观测能力，能够进行 24 小时不间断监控，这对于夜间非法活动的监控尤为重要。无人机通过算法实时计算出“嫌疑船只”的上岸位置和上岸时间，将其发送给陆地系统，与地面监控设备和人员联动，形成更全面的监视网络，为后续的处置提供决策依据。且无人机搭载的摄像头记录的高清视频和图像资料能够为后续的法律执行、事故调查提供确凿证据。本项目中的无人机识别、定位与追踪系统还可以拓宽应用场景，与海洋监测、海事安全、港口管理、环境监测和海上搜救等领域的机构建立合作关系，探索无人机技术在这些领域的应用潜力。例如将无人机监测系统集成到现有的海上监控平台中，如港口监控系统、海上交通管理系统等，实现数据共享和功能互补。开发基于云的服务，提供实时数据分析、船只追踪和预警服务，为不同需求的用户提供定制化解决方案。

可有效提高案件命中率，引入无人机海上巡航，以徐闻 2023 年全年海上卷烟走私数据为例，每提高 10% 案件命中率，可增加查获案值 200 万。

2. 社会效益分析

1、与基于传统图像处理技术的追踪系统相比，无人机与 YOLOv8 的结合系统能够提供更深层次的特征学习和更强的泛化能力，从而在复杂背景下实现更准确的船只识别。与其他视觉监控装备相比，无人机与 YOLOv8 的结合系统能够实现自动检测与追踪走私船只，减少对操作员技能的依赖，提高反应速度和操作的便捷性。

2、将无人机定位系统和高效率的单目摄像头相结合，能够实现对海域内的

走私船只实时监测与定位。相比于当前的定点监测、出动执法舰艇或直升机，该方法能够有效节省人力资源及成本，且无人机在定位存在很好的隐蔽性，不易被走私船只察觉。通过大量的船舶行为数据训练，该系统也能不断改进，提高船舶定位的准确性与快速性。

3、当前对于海洋走私船只的轨迹预测主要依赖于分析历史走私活动数据以及一些定点的监控系统，其覆盖范围及响应速度都存在一定的缺陷。无人机能够快速到达目标区域，进行实时的数据采集，为神经网络提供及时的输入数据，在海洋走私船只的轨迹预测方面提供了实时性、灵活性、高分辨率监测、自主学习、多源数据融合、适应复杂环境、降低成本与风险、快速响应、持续监控和智能化分析等多方面的优势。

4、可减少专卖人员在海上缉私过程中，定点蹲守、抓取证据环节 30%的作业时间。

七、项目完成后的推广、应用方案：（需写明计划在何时何地开展推广、推广应用范围、预期效果等内容，应采取量化的方式撰写）

推广时间：项目后期（2026年10月—12月）和项目结题后（2027年1月—2月）

推广地点：广东烟草湛江市有限公司或华南农业大学无人机协会

预期效果：培训3人掌握本项目无人机驾驶技术

推广方案：

1. 推广准备工作

1.1 技术规划与需求分析

项目团队将与海事安全专家、地理信息系统(GIS)分析师以及数据科学家合作，进行深入的技术规划和需求分析。这将涉及对海上走私活动的模式、海域环境特点以及监测难点的全面梳理，以确保监测系统设计能够满足实际需求。分析结果将指导后续的技术路线选择和设备选型，确保项目方案的实用性和前瞻性。此外，将开展风险评估，识别项目可能面临的技术、操作和市场风险，并制定相应的风险管理计划。

1.2 设备选型与采购

基于需求分析的结果，项目团队将开展市场调研，对比不同品牌和型号的无人机及搭载摄像头的性能参数，综合考虑图像分辨率、飞行稳定性、搭载能力及环境适应性等因素，选择最适合海上监测任务的设备。采购过程将严格执行质量控制标准，确保所选设备能够满足项目的长期运行需求。同时，将采购必要的通信、存储和计算设备，以支持数据的实时传输、存储和处理。

1.3 软件与工具准备

项目选用一系列先进的软件和工具来支持数据处理和模型训练。Google Cloud AI Platform 将用于构建和部署机器学习模型，提供强大的计算能力和灵活的部署选项。Python Pandas 将用于数据分析和处理，支持大规模数据集的高效操作。OpenCV 将用于图像处理和特征提取，提供丰富的图像分析功能。此外，将选用 ArcGIS 等 GIS 软件，进行地理数据分析和可视化，提供直观的地理信息

展示。

2. 基础船只识别模型的建立

2.1 图像数据采集与预处理

部署 DJI Matrice 300 RTK 无人机，搭载 Sony α 7 III 摄像头，对目标海域进行船只图像的采集。采集到的图像数据将经过去噪、增强、标准化等预处理步骤，以提升后续模型训练的效果。预处理过程将由专业人员操作，确保数据的一致性和可用性。此外，将建立数据管理机制，对采集到的图像数据进行分类、存储和管理，确保数据的完整性和安全性。

2.2 图像数据标注

团队人员将对图像数据集中的船只进行细致地标注，包括船只的轮廓、型号、尺寸等关键信息。标注工作将采用 LabelImg 等标注软件，确保标注的一致性和准确性。标注结果将用于指导模型学习，提高识别的准确性。标注过程中将采用双盲验证机制，确保标注的可靠性。此外，将建立标注质量控制流程，对标注结果进行审核和评估，确保标注数据的质量。

2.3 模型训练与优化

采用 YOLO V8 目标检测算法，对标注完成的图像数据集进行系统训练。训练过程将在 NVIDIA DGX Station 上进行，利用其强大的 GPU 加速能力，提高训练效率。训练过程中，将采用交叉验证和超参数调优技术，不断调整模型参数，以提高模型的识别准确性和鲁棒性。此外，将引入迁移学习技术，利用预训练模型加速训练过程，并提高模型对新样本的适应能力。训练结果将进行性能评估，包括准确率、召回率、F1 分数等指标，确保模型达到预期的性能要求。

3. 走私船只经纬定位信息的获取

3.1 精准定位系统开发

项目开发一套适合海上环境的无人机精准定位系统，该系统将集成 U-blox F9P GNSS 模块，以实现走私船只的精确追踪。定位系统将采用多传感器融合技术，结合 GPS、INS、视觉惯导等信息，提高定位的精度和可靠性。系统将具备抗干扰能力，能够在复杂的海洋环境中稳定运行。

3.2 实时视频捕捉与处理

无人机搭载的单目摄像头将实时捕捉疑似走私船只的视频流。视频流将通过无线传输系统实时传输至地面控制站，由专业人员进行监控和初步分析。视频数据将被存储在高容量的固态硬盘中，以便于后续的图像提取和分析。视频处理系统将具备实时处理能力，能够快速识别视频中的船只目标，并进行跟踪。

3.3 坐标转换与定位

项目将利用无人机提供的精确经纬定位信息，结合图像处理和空间转换算法，将走私船只的像素坐标转换为实际的世界坐标。坐标转换过程将考虑地球曲率、相机畸变等因素，确保转换的准确性。转换结果将用于生成走私船只的精确位置信息，为后续的航线追踪和行为分析提供基础数据。

4. 走私船只航线轨迹和实时速度的绘制与解算

4.1 目标期望位置解算

项目通过分析走私船只的实际世界坐标，结合无人机视频拍摄走私船只所需的距离和角度参数，运用数学解算方法计算出无人机应追踪的目标期望位置。解算过程将采用卡尔曼滤波等算法，以减少外部干扰和内部噪声的影响，提高解算的精度和稳定性。

4.2 连续时间序列跟踪

无人机根据计算出的目标跟踪期望位置，利用其搭载的先进飞行控制系统进行精准的位置控制，实现对走私船只的连续时间序列跟踪。飞行控制系统将采用自适应控制策略，根据环境变化和目标行为动态调整飞行路径和速度，确保对目标的稳定跟踪。

4.3 航线轨迹绘制与速度解算

项目将通过走私船只的世界坐标进行时间序列上的连续监测和数据累积，绘制出走私船只的详细航线轨迹。轨迹绘制将采用专业的 GIS 软件，如 ArcGIS，进行数据分析和可视化，提供直观的航线展示。同时，将解算船只的实时速度和航行方向，为海上执法部门提供走私船只的航行模式和行为特征。

5. 走私船只上岸位置-时间预测模型的建立

5.1 最大航程解算

项目团队将利用海岸线的轮廓、走私船只的航线轨迹以及其实时速度等数据，通过地理信息系统（GIS）和航行动力学的计算方法，精确解算出走私船只的最大航程。解算过程将考虑船只的性能参数、海域环境、气象条件等因素，以提高航程预测的准确性。

5.2 上岸行为预测模型开发

基于解算出的最大航程，项目将采用时间序列预测技术，如长短期记忆网络（LSTM），来预测走私船只的可能停靠位置和时间。预测模型将基于历史数据进行训练，并通过持续学习机制，不断优化预测算法，提高预测的准确性和可靠性。

5.3 实时数据更新与记录系统开发

项目还将开发一套实时数据更新和记录系统，以确保上岸位置和时间信息能够被准确记录并及时更新。该系统将集成数据库管理软件，如 PostgreSQL，以存储和处理大量监测数据。系统将采用模块化设计，便于后续的功能扩展和维护。

八、现有科研基础条件、技术力量、设备仪器、实验场地等情况：

1. 广东烟草湛江市有限公司专卖监督管理办公室

专卖监督管理办公室现有在职员工 30 人，获得专卖管理师中级及以上 20 人，2019 年以来，专卖办积极响应国家局、省局和市局数字化转型要求，着力探索“互联网+政务服务”、“互联网+监管”模式，全面提升专卖管理工作数字化、智能化水平，主要体现在四个方面：一是充分发挥海关总署国家烟草专卖局打击烟草走私情报中心作用，汇总涉烟数据，有效部署服务实战，不断推进智慧缉私建设。二是依托全国烟草专卖行业信息系统，实现打假打私、智慧市场监管、证件管理、案件审理等工作一体化管理。三是推进政务服务线上线下共同融合，实现“数据跑”代替“群众跑”，深入推进“放管服”工作。四是精益 QC 课题引领数字专卖。通过《涉案卷烟管理系统及专用货架的研发》、《缩短留样查找时间》、《降低零售户持证率增长速度》等课题逐步提高专卖管理工作效率，结合工作实际，撰写《打击烟草走私情报工作数字化转型的思考》、《关于中小学校周边烟草制品市场监管形势的探讨》、《统计模型在烟草制品零售点合理布局中的应用》等论文，为现阶段专卖管理工作如何高质量、创新性开展提供了借鉴参考。

2. 广东烟草湛江市有限公司财务管理中心

财务管理中心共有在职员工 7 人，其中取得税务师职业资格证书 1 人，中级会计职称 4 人，中级以下会计职称 6 人。本科及以上学历占比 100%。在科技创新方面，优化创新环境，建立健全创新机制，推进标准化工作，激发创新创造活力，取得省局（公司）QC 比赛三等奖、参与 1 项省局（公司）标准化项目建设，取得 3 项知识产权。

3. 广东烟草湛江市有限公司徐闻县分公司

徐闻县分公司积极响应省局（公司）数字化转型的号召，深耕数据采集、分析、利用和深挖数字价值，扎实打造一批既懂技术又懂管理的复合型数字化人才队伍。廉江市局（分公司）共有在职员工 49 人，获得专业技术职称人才 17 人，通过职业技能鉴定人才 32 人，本科及以上学历 33 人，占比 67%。在科技创新方面，曾参与人才画像系统的研发，获 2 项外观设计专利证书。

4. 华南农业大学工程学院

华南农业大学工程学院拥有农业工程博士后流动站和一级学科博士、硕士学位授权点；拥有机械工程一级学科硕士学位授权点和计算机应用技术二级学科硕士学位授权点；拥有 2 个工程硕士和 1 个农业硕士专业学位授权点。农业机械化工程为国家重点（培育）学科，农业工程一级学科为广东省攀峰重点学科。有农业机械化及其自动化、机械设计制造及其自动化、交通运输、车辆工程、工业设计、电气工程及其自动化、自动化 7 个本科专业。其中“农业机械化及其自动化”为国家级特色专业和国家综合改革试点专业，“机械设计制造及其自动化”为广东省特色专业，“交通运输”和“机械设计制造及其自动化”为广东省名牌专业。“农业机械学教学团队”为国家级教学团队、《农业机械学》为国家级精品课程和中国大学资源共享课。获国家级教学成果奖 1 项、省级教学成果奖 6 项。现有教学、科研用房面积 13000 多平方米，仪器设备 7000 多件总值 1.1 亿元。拥有精准农业航空施药技术国际联合研究中心、精准农业航空应用技术研究学科创新引智基地 2 个国家级国际合作交流平台；拥有南方农业机械与装备关键技术教育部重点实验室、水田农业装备技术农业部重点实验室和广东省科技厅国际农业航空施药技术联合实验室；拥有广东省农业航空应用、广东省水稻移栽机械装备、广东省山地果园机械创新和广东省果蔬农产品冷链物流装备 4 个省级工程技术研究中心；拥有水稻、柑橘、甘蔗、荔枝龙眼、香蕉、棉花 6 个国家现代农业产业技术体系机械化研究室。在水稻生产机械与装备关键技术、南方特色农作物生产机械与装备关键技术和精细农业关键技术、农业航空应用技术等研究方向特色鲜明，先后形成一批填补国内空白和国际领先的重大成果，实现了技术转让以及产业化生产应用。近五年，主持省部级以上科研项目 150 余项，发表论文 1300 多篇，其中 SCI、EI 收录 230 余篇，出版专著与教材 26 部，授权发明专利 280 多件，获省部级科研成果奖 20 余项。目前承担包括国家自然科学基金项目、国家重点研发计划专项在内的主要科研项目近 50 项，项目经费超过 1.8 亿元。

九、项目经费

经费来源预算（万元）		经费支出预算（万元）			
科目	总预算数	科目	市公司拨付经费	自筹经费	总预算数
来源预算合计	40.0	支出预算合计	40.0	0	40.0
(一) 申请市公司拨付经费	40.0	(一) 直接经费	32.0	0	32.0
其中： <u>2024</u> 年	0.0	1.设备费	1.0	0	1.0
<u>2025</u> 年	25.0	2.材料费	12.0	0	12.0
<u>2026</u> 年	15.0	3.测试化验加工费	0	0	0
(二) 自筹经费	0	4.燃料动力费	1.2	0	1.2
1. <u>广东烟草湛江市有限公司专卖监督管理办公室</u>	小计：0	5.会议/差旅/国际合作交流费	3.2	0	3.2
	<u>2024</u> 年：0	6.出版/文献/信息传播/知识产权事务费	3.2	0	3.2
	<u>2025</u> 年：				
	<u>2026</u> 年：				
2. <u>广东烟草湛江市有限公司财务管理中心</u>	小计：0	7.劳务费	11.4	0	11.4
	<u>2024</u> 年：0	8.专家咨询费	0	0	0
	<u>2025</u> 年：				
	<u>2026</u> 年：				
3. <u>广东烟草湛江市有限公司徐闻县分公司</u>	小计：0	9.外协合作费	0	0	0
	<u>2024</u> 年：0	10.其他支出	0	0	0
	<u>2025</u> 年：	(二) 间接经费	8.0	0	8.0
	<u>2026</u> 年：				
	小计：0	1.税费	2.1	0	2.1
	<u>2024</u> 年：0	2.项目承担单位提供科研场地、水电、管理费等间接支出	5.9	0	5.9
4. <u>(华南农业大学)</u>	<u>2025</u> 年：25.0				
	<u>2026</u> 年：15.0				

项目经费分为直接经费和间接经费：

项目经费预算额度应严格按照项目计划所示填写，分为直接经费和间接经费，预算列支范围如下：

1. 直接经费是指项目承担单位（部门）在项目研究及其成果推广过程中发生的与之直接相关的费用。具体包括：

（1）设备费：是指在项目研究及其成果推广过程中购置或试制专用仪器设备，对现有仪器设备进行升级改造，以及租赁外单位仪器设备而发生的费用。应当严格控制设备购置，鼓励共享、试制、租赁专用仪器设备以及对现有仪器设备进行升级改造，避免重复购置。用于仪器设备购置的费用总额原则上不超过 10 万元（含）。

（2）材料费：是指在项目研究及其成果推广过程中消耗的各种原材料、辅助材料、低值易耗品等的采购及运输、装卸、整理等费用。

（3）测试化验加工费：是指在项目研究及其成果推广过程中支付给外单位的检验、测试、化验及加工等费用。由项目承担单位（部门）独立完成的测试化验加工任务，相关费用不在本科目中核算，应在材料费、燃料动力费和劳务费等科目编列。

（4）燃料动力费：是指在项目研究及其成果推广过程中相关大型仪器设备、专用科学装置等运行发生的可以单独计量的水、电、气、燃料消耗费用等。

（5）会议、差旅费：是指在项目研究及其成果推广过程中发生的会议费、差旅费。项目承担单位（部门）和科研人员应当按照实事求是、精简高效、厉行节约的原则，严格执行烟草行业的有关规定，统筹安排使用。会议费、差旅费预算不超过直接费用 10%。

会议费：是指在项目研究及其成果推广过程中为了组织开展学术研讨、咨询以及协调项目研究工作等活动而发生的会议费用。

差旅费：是指在项目研究及其成果推广过程中开展科学实验（试验）、科学考察、业务调研、学术交流等所发生的外埠差旅费、市内交通费用等。

（6）出版/文献/信息传播/知识产权事务费：是指在项目研究及其成果推广过程中，需要支付的出版费、资料费、专用软件购买费、文献检索费、专业通信费、专利申请及其他知识产权事务等费用。

(7) 劳务费：指在项目研究及其成果推广过程中支付给参与项目以及项目聘用的本单位以外的研究人员、辅助人员、临时用工等的劳务性费用。劳务费开支标准，参照当地科学研究和技术服务业从业人员平均工资水平，根据其在项目研究中承担的工作任务确定，其社会保险补助纳入劳务费科目列支。劳务费预算不设比例限制，不计入单位的工资总额，由项目承担单位（部门）和科研人员据实安排。

(8) 专家咨询费：是指在项目研究及其成果推广过程中支付给临时聘请的咨询专家的费用。专家咨询费不得发放给项目组成员，以及因履行本人岗位职责而参与咨询性活动的系统内工作人员。

(9) 外协合作费：是指项目承担单位（部门）将研究、实验等工作以合同形式，委托给外单位开展所发生的费用。

(10) 其他支出：项目研究及其成果推广过程中发生的除上述费用之外的其他支出。

2. 间接经费是指项目承担外单位在组织实施项目研究及其成果推广过程中发生的无法在直接经费中列支的相关费用。主要包括：项目承担外单位提供的现有仪器设备和房屋占用，日常水、电、气、暖消耗，有关管理费用等。根据烟草行业实际，间接经费原则上不列支激励科研人员的绩效支出。

间接经费一般按照项目直接经费扣除设备购置费后的一定比例核定，并实行总额控制，具体比例不超过总额 20%。

间接经费由项目承担单位（部门）统筹安排、管理和使用。项目承担单位（部门）不得在核定的间接费用以外，再以任何名义在项目资金中重复提取、列支相关费用。

间接经费由项目承担单位（部门）统筹安排、管理和使用。项目承担单位（部门）应当建立健全间接经费管理、使用机制，确保合理合规使用间接经费。项目承担单位（部门）不得在核定的间接费用以外，再以任何名义在项目资金中重复提取、列支相关费用。

经费预算支出明细

(注:项目经费预算明细应按前述条目逐条列出,各条目计算方法和用途说明需清楚详细。项目管理费一般不可超过项目经费总预算比例的5%。凡项目组人员所在单位有事业费拨款的,由所在单位按照国家规定的标准从事业费中及时足额支付给项目组成员,不得在市局(公司)资助的项目经费中重复列支。)

(一)直接经费测算说明(合计32万元,占总经费预算比例80%):

1.设备费(合计1.0万元,占总经费预算比例2.5%):

(1)无人机设备费用,预算为1.0万元,单价1.0万元,数量1台套,主要用于采购适合海岸气候的长航时无人机装备。

2.材料费(合计12.0万元,占总经费预算比例30%):

申请材料费用预算为12.0万元。用于购买本项目实施所需的无人机机载损耗材料(电机、电子调速器,桨叶等)5.5万元;机载摄像材料(单目摄像头、机载电脑,嵌入式处理器等)4.5万元;实验室仿真处理器、显示器等费用2.0万元。

3.测试化验加工费(合计0万元,占总经费预算比例0%):

无

4.燃料动力费(合计1.2万元,占总经费预算比例3%):

申请燃料动力费1.2万元,预算为1.2万元,主要用于实验过程中无人机、运载车辆的燃料动力费用。

5.会议/差旅/国际合作交流费(合计3.2万元,占总经费预算比例8%):

申请会议/差旅/国际合作交流费3.2万元。用于支付本项目在研究及其成果推广过程中发生的会议费、差旅费和国际合作交流费。差旅费:1100/次/人×5次×4人/次=2.2万元,包括海岸采样、训练和调试。会议费:5000.00元/次,主要是项目启动、总结验收会,两次预算1.00万元。

6.出版/文献/信息传播/知识产权事务费(合计3.2万元,占总经费预算比例8%):

申请出版/文献/信息传播/知识产权事务费3.20万元。用于支付项目研究及其成果推广过程中,需要支付的出版费、资料费、专用软件购买费、文献检索费、专业通信费、专利申请及其他知识产权事务等费用。

7.劳务费(合计11.4万元,占总经费预算比例28.5%):

申请劳务费11.4万元。用于不纳入行业工效挂钩政策范围的研究人员、非事编人员和临聘人员,研究生补助等劳务开支。本课题研究的研究生及实习生补助预算:1700元/人/月×2人

×10 个月=3.40 万元；海岸试验、船只采样、设备架设、操作，无人机调试请的临时用工预计 3.00 万元；试验用工：100 元/天/个工×100 个工/点×5 点/年=5.00 万元。

8. 专家咨询费（合计 0 万元，占总经费预算比例 0 %）：

无

9. 外协合作费（合计 0 万元，占总经费预算比例 0 %）：

无

10. 其他支出（合计 0 万元，占总经费预算比例 0 %）：

无

（二）间接费测算说明（合计 8.0 万元，占总经费预算比例 20%）：

1. 税费（合计 2.1 万元，占总经费预算比例 5.25 %）

按照国家规定缴纳税款

2. 管理级成本费（合计 5.9 万元，占总经费预算比例 14.75 %）

用于项目承担单位提供的现有仪器设备和房屋占用，日常水、电、气、暖消耗，有关管理费用等间接费支出 5.90 万元，主要依据各单位项目间接费管理办法预算。

十、项目承担单位（部门）经费分配及任务分工

第一承担单位（部门）	广东烟草湛江市有限公司专卖监督管理办公室				项目负责人	邱智	
经费（万元）	经费来源（万元）				任务分工		
合计： 0.0	（一）市公司拨付经费合计：			0	负责组织开展项目总体方案设计 与组织实施，负责协调好相关试验的安排、监测数据的采集和处理、算法的开发和实际测试相关资源。负责审定项目结题报告和成果申报等工作。		
	其中：	2024年：		0			
		2025年：		0			
		2026年：		0			
		验收后：		0			
	（二）项目承担单位（部门）自筹经费合计：			0			
	其中：	1. 本单位（部门）自筹	0	2024年：			0
				2025年：			0
				2026年：			0
		2. （单位名称） 拨付经费	0	2024年：			0
			2025年：	0			
			2026年：	0			
		验收后	0				
第二承担单位（部门）	广东烟草湛江市有限公司财务管理中心				项目负责人	廖越君	
经费（万元）	经费来源（万元）				任务分工		
合计： 0	（一）市公司拨付经费合计：			0	经费管理		
	其中：	2024年：		0			
		2025年：		0			
		2026年：		0			
		验收后：		0			
	（二）项目承担单位（部门）自筹经费合计：			0			
	其中：	1. 本单位（部门）自筹	0	2024年：			0
				2025年：			0
				2026年：			0
		2. （单位名称） 拨付经费	0	2024年：			0
			2025年：	0			
			2026年：	0			
		验收后	0				
第三承担单位（部门）	广东烟草湛江市有限公司徐闻县分公司				项目负责人	林涛	
经费（万元）	经费来源（万元）				任务分工		
合计： 0	（一）市公司拨付经费合计：			0	负责协助项目总体方案设计与组织实施，负责相关试验的安排、监测数据采集和处理、算法的开发和实际测试。负责协助撰写项目结题报告和成果申报等工作。		
	其中：	2024年：		0			
		2025年：		0			
		2026年：		0			
		验收后：		0			
	（二）项目承担单位（部门）自筹经费合计：			0			
	其中：	1. 本单位（部门）自筹	0	2024年：			0
				2025年：			0
				2026年：			0
		2. （单位名称） 拨付经费	0	2024年：			0
			2025年：	0			
			2026年：	0			
		验收后	0				

第四承担单位(部门)	华南农业大学				项目负责人	李继宇	
经费(万元)	经费来源(万元)				任务分工		
合计: <u>40.0</u>	(一) 市公司拨付经费合计:			40.0	负责承担项目总体方案设计与组织实施,负责相关试验的安排、监测数据采集和处理、算法的开发和实际测试。负责撰写项目结题报告和成果申报等工作。		
	其中:	2024年:		0			
		2025年:		25.0			
		2026年:		15.0			
		验收后:		0			
	(二) 项目承担单位(部门)自筹经费合计:			0			
	其中:	1. 本单位(部门)自筹	0	2024年:			0
				2025年:			0
				2026年:			0
		2. (单位名称)拨付经费	0	2024年:			0
			2025年:	0			
			2026年:	0			
		验收后	0				

十一、湛江市烟草专卖局（公司）拨付经费的偿还方式，若无市局（公司）拨款则该项免填：

1. 不偿还，其理由是：甲方拨付经费用于科技研究，不直接产生经济效益。

2. 偿还拨付经费的 _____ %共 _____ 万元。偿还形式：

（1）现金偿还

在 _____ 年度还款 _____ 万元

在 _____ 年度还款 _____ 万元

在 _____ 年度还款 _____ 万元

（2）成果转让（费）或投入批量生产时，利润分成办法为：

十二、主要物资明细表：

序号	物资名称	数量	单价（元）	总价（元）	参数信息
1	HQL010P 图数传一体无线链路模块	2	3000	6000	数据传输距离 17km；传输速率 30Mbps；工作频段 800MHz~2.6GHz
2	北斗 BG-540M-RTK 飞控 GNSS 板卡	2	3450	6900	4G+RTK 模块；芯片 MXT906B；连接器：1.25 间距 6PIN 带锁座子；外设 SIM 卡、SD 卡、TYPE-C
3	TL3W01 三轴云台	1	2000	2000	承载：1.5kg；三轴稳像精度 ±0.01°；尺寸 178×173×273mm；重量：1050g；平均功耗 5.0W
4	英伟达 NVIDIA Jetson AGX Orin 64GB	1	15700	15700	AI 性能 275TOPS；GPU：2048-core NVIDIA Ampere architecture GPU with 64 Tensor Cores；CPU：12-core Arm® Cortex-A78AE v8.2 64-bit CPU3MB L2 + 6MB L3

5	格氏 TATTU22000mAh 智能锂离子电池	4	1900	7600	22000mAh.6S 25C 智能版; XT90S 防打火接头; 2640g ±30g; 尺寸 68×96×212mm
6	EFT 翼飞特 X6120 无人机机架	1	2400	2400	起飞全重: 7kg—25kg; 模块化一体式机身; 分离式机臂、快拆电池, 全身防水。
7	大疆 A3 Pro 飞控	1	8300	8300	三冗余 GPS; 双冗余 IMU 及气压计设备; 机动性可调、断桨保护、动力保护、磁干扰降低
8	无刷电机 AT7224 KV160	8	2000	16000	重量 780g; 相内阻 24mΩ; 槽极 24N22P; 最大功率: 4800W/12S; 最大电流 135A; 电机尺寸 Φ81.4×66.9mm
9	FLAME 180A TMOTOR 工业级无刷电子调速器	8	1600	12800	持续电流 180A; 瞬时电流 200A; BEC: NO; 重量: 279g; 尺寸: 112×50×35mm
10	SIYI ZT30-D 吊舱云台	1	33000	33000	640×512 高分热成像; 4K180 倍混合变焦; 30 倍光学变焦; 2K 超广角; 1200 米高精度激光测距; 星光夜视
11	云卓 H12 遥控器	1	1400	1400	安卓系统; 5.5 寸高亮显示器; 续航时间 15 小时; 频段 2.400-2.483GHz
12	英伟达 NVIDIA RTX4070Ti super 16G	1	7900	7900	GPU 显存: 16GB GDDR6X; 最大功耗: 285W; 外形尺寸: 267×111×38mm; CUDA 核心: 8448 个; 显存带宽 672GB/s; 用于深度算法训练。
总价				120000	

十三、项目研究成果及其知识产权归属（三种情况择其一）：

（一）项目由湛江市烟草专卖局（公司）全额经费投入，项目研究成果及其知识产权归湛江市烟草专卖局（公司）所有，湛江烟草商业系统内项目承担单位（部门）代表湛江市烟草专卖局（公司）申报专利、软件著作权等知识产权。

（二）项目由湛江市烟草专卖局（公司）和系统外单位共同经费投入，项目研究成果及其知识产权归湛江市烟草专卖局（公司）和系统外单位共有，项目研究成果及其知识产权分配与各方实际出资比例一致，系统内单位代表湛江市烟草专卖局（公司）申报相关专利、软件著作权等知识产权。

（三）其他情况，项目研究成果及其知识产权归属如下：

项目研究成果及其知识产权归湛江市烟草专卖局（公司）与华南农业大学共同所有。

十四、科技委意见:

建议立项，项目总经费建议 40 万元。

十、经费预算

子课题承担单位基本情况表

表 B1

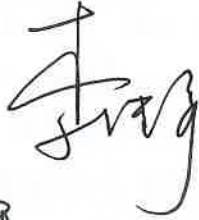
填表说明：1. 组织机构代码指企事业单位国家标准代码，单位若已三证合一请填写单位社会信用代码，无组织机构代码的单位填写“000000000”；				
2. 单位公章名称必须与单位名称一致。				
子课题编号	2024YFD2000202-2	执行周期（月）	36	
子课题名称	毯状苗低播量精密育秧播种关键技术及系统装备研发			
子课题承担单位	单位名称	华南农业大学		
	单位性质	大专院校		
	单位主管部门	广东省教育厅	隶属关系 地方	
	单位组织机构代码	124400004554165634		
	单位法定代表人姓名	薛红卫		
	单位所属地区	广东省	广州市 天河区	
	联系邮箱	chenxs@scau.edu.cn		
	通信地址	广州市天河区五山路 483 号华南农业大学		
	邮政编码	510642		
	银行账号	3602002609000310520		
单位开户名称	华南农业大学			
开户银行（全称）	中国工商银行股份有限公司广州五山支行			
相关责任人	子课题负责人	姓名	陈学深	
		身份证号码	220403197711183936	
		工作单位	华南农业大学	
		电话号码	🔒 机密	手机号码
	电子邮箱	chenxs@scau.edu.cn	邮政编码	510642
	通信地址	广州市天河区五山路 483 号华南农业大学工程学院		
	财务部门负责人	姓名	张建莉	
		电话号码	🔒 机密	手机号码
传真号码				
电子邮箱		zhangjianli@scau.edu.cn		

刘景芳	1981年11月	无	行政管理	项目实施、项目成果汇总撰写	9
许欢	1985年5月	无	人力资源管理	项目实施	10
黄俊仕	1986年6月	无	法学	项目实施	11
申遂愿	1988年8月	副教授	飞行器设计	建立船只识别模型	12
陈瑜	1989年9月	讲师	农业电气化与自动化	船只信息解算	13
周美珍	1991年1月	讲师	AI 语言模型	无人机 AI 识别算法	14
樊港澳	1991年1月	无	农业工程与信息技术	无人机机体控制	15
陈浩轩	1994年4月	无	控制工程	建立船只预测模型	16
谢绍强	1997年7月	无	控制工程	船只航线模型	17
李明霞	2000年10月	无	农业工程	上岸地点及时间的预测	18
卢广栋	2002年2月	无	机器人工程	地面交互系统	19
蔡泽锴	2002年2月	无	控制工程	研发船只跟踪系统	20
徐壬涛	2003年7月	无	机器人工程	上位机软件	21
梁蕴婷	2007年7月	无	机械	船只识别模型的训练及优化	22

所有项目参与人均要在下表亲笔签名：

本人保证恪守科研诚信，对本人承担的项目工作分工、个人信息情况的真实性负责，在项目研发期间，认真履行项目职责，绝不挂名。如有违规，将承担相关法律法规责任。

签名：



陈浩轩

李叫强

谢绍强

申遂愿

卢栋

陈瑜

张井杰

黄俊仕

刘景若

许斌

林涛

郭梁

郭方

阮亮

殷伟

杜研

张

李海权

叶城坤

李强

樊港奥

徐士涛

周美珍

合同条款

1. 合同说明:

1.1 根据《中华人民共和国民法典》的规定,在平等、公平、诚实和信用的原则下,合同双方经协商达成一致,签订本合同。

1.2 项目承担单位(部门)根据其对项目的重要性及贡献度有先后排名之分,具体排名顺序见合同封面。

1.3 本合同内所涉及币种均为人民币。

2. 项目经费及拨付方式

2.1 项目经费

本项目经费预算总金额为人民币 肆拾万 元整 (¥ 400000.00 元),经费预算组成见本合同前述部分和湛江市烟草专卖局(公司)科技项目计划通知。

2.2 拨付方式

项目承担单位(部门)必须按照甲方下发的文件规定时间向甲方提出上一年度(或上半年度)项目执行情况报告及经费使用报告(报送甲方一式二份),并提出当年度(或下半年度)的年度具体实施方案。经甲方根据审核通过后,依据乙方开具等额合法增值税专用发票,下拨当年度(或下半年度)经费。若经甲方审核不通过或逾期不报送者,甲方有权暂停拨款。

2.3 拨付方式变更说明

上述项目费用由甲方负责以银行转账的方式汇入乙方账户,乙方账户信息见合同签订栏。甲乙双方账户信息发生改变时,应当及时通知对方。因通知不及时导致的一切损失由信息变更方承担。

3. 合同结题

3.1 项目到期后,乙方应按合同的内容,在3个月内向甲方

提出书面结题申请并提报项目全套结题材料。甲方审核同意后，组织项目结题。

3.2 合同项目结题后，乙方必须按合同的内容，在一个月内向甲方提出合同执行的总报告，并提交完整的技术验收材料，包括总结报告、试验或设计试制报告，测试及使用考核报告，有关的全套技术图纸及鉴定书等。

3.3 合同项目结题后，两个月内乙方向甲方提出经费的决算报告，甲方审核决算后，多余款额由甲乙双方协商按规定调剂使用。

4. 成果及知识产权申报及归属

4.1 项目由湛江市烟草专卖局（公司）全额经费投入，项目研究成果及其知识产权归湛江市烟草专卖局（公司）所有，由湛江烟草商业系统内项目承担单位（部门）申报专利、软件著作权等知识产权。科技项目研究形成的知识产权转让、许可、质押等处置，要征得甲方同意。

4.2 乙方须保障甲方在使用其产品、服务及其任何部分不受第三方关于侵犯专利其他知识产权的指控。任何第三方如果提出侵权指控，乙方须与第三方交涉并承担可能发生的一切法律和费用责任。

4.3 项目研究所得成果，乙方可按行业科学技术奖励办法及实施细则规定参加行业科学技术奖励评选。

5. 违约责任：

5.1 甲方中途无故撤销或不履行合同时，所拨经费和物资不得收回，并承担善后处理所发生的直接费用。乙方因故撤销合同，或并非因不可抗拒的客观原因（如天灾等）而因主观原因（如可行性研究不周，挪用科研经费、基建、订货、技术措施等不落实）

致使合同无法执行时，应视不同情况，部分或全部退还所拨经费和物资。

5.2 在合同执行过程中，发现在本合同签定前，国内已有相同内容的重复项目，在合同中没有说明，甲方有权提出重议，直至追回全部已拨经费和物资，所造成的经济损失，由乙方负责。

5.3 乙方应按科技经费开支范围的有关规定使用甲方拨付经费，不符合规定的开支甲方有权拒付。合同执行过程中，支出经费超过合同约定部分，由乙方负责解决，不得影响合同规定的进度。

5.4 合同中规定偿还部分经费的项目，乙方保证依合同规定按时、按商定款额向甲方偿还经费。如违反合同规定时间，拖延三个月不如数偿还，乙方将负责赔偿责任。

5.5 保密责任：

5.5.1 本合同所称甲方秘密信息指任何国家秘密、甲方商业秘密或属于第三方（包括但不限于甲方客户）但甲方负有保密义务的商业秘密或其他敏感信息。乙方对甲方秘密信息负有保密责任，须遵守国家的保密法律法规、甲方的保密规章制度和保密要求，对外发表论文、申请知识产权等不得引用未经甲方批准的数据、科研成果或其他有关材料。

5.5.2 除项目合作需要外，未经甲方同意，乙方不得摘抄、复制、泄露、传播、告知、公布、出版、传递、转让或者以其他方式使任何第三方知悉属于甲方秘密信息，也不得在项目合作之外使用这些秘密信息。

5.5.3 乙方所持有或保管的记录着甲方秘密信息的文件、资料、图表、图片、笔记、报告、信件、传真、U盘、磁盘、仪器以及其他任何形式的载体，无论载体所有权属于何方，乙方应于

合同履行结束或甲方提出要求时，交由甲方，且不得将这些载体及复制件擅自保留及交给其他任何人。

5.5.4 甲方的保密制度未作规定或规定不完善之处，乙方应本着谨慎、诚实的态度，采取必要、合理的措施，保守其于项目合作期间知悉或者持有的任何甲方秘密信息。

5.5.5 乙方同意在项目合作期间按甲方保密要求，将乙方相关员工信息（限姓名、身份证号、员工编号、职务与工作岗位、离职日期（如发生）向甲方备案。乙方与甲方项目合作期间，应主动接受、积极配合国家保密行政管理部门、甲方的保密监督。

5.5.6 如发生泄密事件，无论项目合同履行结束与否，乙方均应主动接受、积极配合保密行政管理部门、甲方的泄密事件调查取证。

5.5.7 乙方在项目合作期间，若违反国家的保密法律法规、甲方的保密规章制度、甲方客户的保密要求以及本协议规定，导致甲方秘密信息泄露的，甲方有权立即与乙方解除本合同，并追究乙方的违约责任。

5.5.8 合同履行结束之后，乙方仍对其在甲方项目合作期间接触、知悉的秘密信息，承担如同项目合作期间一样的保密义务。

6. 不可抗力

6.1 签约双方任一方由于受诸如战争、严重火灾、洪水、台风、地震等不可抗力事故的影响而不能执行合同时，履行合同的期限应予以延长，延长的期限应相当于事故所影响的时间。不可抗力事故系指甲乙双方在缔结合同时不能预见的，并且它的发生及其后果是无法避免和无法克服的事故。

6.2 如遭遇不可抗力情形，遭遇不可抗力的一方应于7日内以书面形式通知另一方；受不可抗力影响的当事人应当积极采取措施减

少损失，因其怠于采取相应措施而致使损失扩大的，不得就扩大的损失部分主张免责。不可抗力结束后，双方应尽快恢复履行合同约定事项。一旦不可抗力事故的影响持续 120 天以上，双方应通过友好协商在合理的时间内达成进一步履行合同的协议。

7. 合同生效与期限

7.1 除非另有说明，本合同经甲乙双方法定代表人或由法定代表人授权的全权代表（承担部门由部门领导）签字、加盖公章或合同专用章，且承担部门负责人签字并加盖部门章后生效。

7.2 合同执行期间，甲、乙双方均不得随意变更或解除合同。在合同执行过程中，如需修改合同某项条款时，乙方需向甲方提出修改内容及理由的申请报告，经审核同意后，由甲、乙各方共同商定具体修改。

7.3 本合同自甲乙双方权利义务履行完毕后，合同自动终止。

8. 争议解决

在本合同执行的过程中，甲乙双方若发生争议，可以先协商解决，达成一致意见，并以书面形式加盖公章确认。若无法协商解决，应向湛江市赤坎区人民法院提起诉讼。

9. 双方约定本合同其他相关事项

9.1 合同变更

1. 未经甲方同意，乙方不得将本合同项目部分或全部工作转让第三人承担。

2. 本合同的变更必须由双方协商一致，并以书面形式确定。

9.2 合同解除

双方确定，出现下列情形，致使本合同的履行成为不必要或不可能的，一方可以通知另一方解除本合同：

1. 因不可抗力因素致使本合同不能履行或履行成为不可能或不

必要时，本合同任何一方当事人均得以书面通知其他各方终止本合同。上述不可抗力因素包括但不限于：战争、暴动、罢工、严重火灾、水灾、台风、地震等。对合同因不可抗力提前终止给各方造成的经济损失，各方均不对对方承担责任，但一方违约在先的除外；

2. 因与之相关的技术已经公开，使本合同的履行已没意义或没有必要，合同解除后的责任分担由双方协商解决；

3. 因对方违约使合同不能继续履行或没有必要继续履行。

9.3 税费

1. 根据现行税法，国家或地方政府向甲方征收的与履行本合同有关的一切税费由甲方支付。

2. 根据现行税法，国家或地方政府向乙方征收的与履行本合同有关的一切税费由乙方支付。

9.4 项目研究过程中所有论文、专著、奖励申报等资料需注明“湛江市烟草专卖局（公司）资助项目”，并列明项目合同编号。

9.5 项目实施过程中，乙方必须严格遵守烟草行业关于科技计划项目及其经费管理的有关规定。

10. 本合同正式文本份数：甲方存两份，另加份数按项目承担单位（部门）数量确定。

十六、签订合同各方:

委托单位(甲方): 广东烟草湛江市有限公司

法定代表人/委托人(签字): 张金荣

项目经办人(签字):

单位地址: 广东省湛江市赤坎区体育北路15号

联系电话: 0759-3319838



承担单位1: 广东烟草湛江市有限公司专卖监督管理办公室(盖章)

部门负责人(签字): 王少飞

或项目负责人(签字):

单位地址: 广东省湛江市赤坎区体育北路15号

联系电话:



承担单位2: 广东烟草湛江市有限公司财务管理中心(盖章)

部门负责人(签字): 马成星

或项目负责人(签字):

单位地址: 广东省湛江市赤坎区体育北路15号

联系电话:



承担单位3: 广东烟草湛江市有限公司徐闻县分公司(盖章)

部门负责人(签字): 林涛

或项目负责人(签字):

单位地址: 广东省湛江市徐闻县徐海路10号

联系电话:



承担单位 4 (乙方): 华南农业大学 (盖章)

法定代表人/委托人 (签字):

或部门负责人 (签字):

项目负责人 (签字):

财务部门负责人 (签字):

李健宇
彭莹珊

2024年12月31日

开户行: 广州工行五山支行

账号: 3602002609000310520

单位地址: 广东省广州市天河区五山路 483 号

邮政编码: 510642

联系电话: 020-85285508

项目负责人 (签字):

林涛
林涛

2024年12月31日

附件3 湛江市烟草专卖局(公司)科技项目诚信承诺书
科技项目诚信承诺书

基于无人机技术的走私船只识别、定位与轨迹预判研究项目组在此郑重声明,严格落实中共中央办公厅、国务院办公厅印发的《关于进一步加强科研诚信建设的若干意见》,认真执行《湛江市烟草专卖局(公司)科技计划项目管理办法(2022年修订版)》规定,在科技项目实施(包括项目执行、验收结题等)中,遵守科研道德和诚信要求,不发生下列科研失信行为:

1. 抄袭、剽窃他人科研成果或者伪造、篡改研究数据、研究结论;
2. 购买、代写、代投论文,虚构同行评议专家及评议意见;
3. 违反论文署名规范,擅自标注或虚假标注获得科技计划(专项、基金等)等资助;
4. 违反科研经费管理相关规定,套取、转移、挪用、贪污科研经费,谋取私利,将科研经费挪用于非科研用途;
5. 伪造、篡改项目组成员个人履历;
6. 其他科研失信行为。

如有违背上述承诺,本项目组愿承担相应的责任。

项目负责人签字: 林峰

项目参与人签字: 邱浩

陈浩轩

陈瑜

申道愿

肖栋

张进杰

黄俊仕

庄志光 李海权

李明俊 谢绍强

刘景芳

许欢

黄伟 2024年 12月31日

陈汉梁

杨昕

江

周美珍

叶威伟

李蕊婷

樊晴

徐壬清

平定县志卷之四十五 (附志) 附录 重要人物志 (一) 人物
各系系部加自部封村

平定县志卷之四十五 (附志) 附录 重要人物志 (一) 人物
各系系部加自部封村

平定县志卷之四十五 (附志) 附录 重要人物志 (一) 人物
各系系部加自部封村

平定县志卷之四十五 (附志) 附录 重要人物志 (一) 人物
各系系部加自部封村

合同编号:

技术服务合同

项目名称: 农业用 5.5 寸遥控器性能优化研发



委托方: 上海品名通科技有限公司
(甲方)

受托方: 华南农业大学
(乙方)



签订时间: 2025 年 11 月

签订地点: 广州

有效期限: 2025 年 11 月-2025 年 12 月

中华人民共和国科学技术部印制

填写说明

一、本合同为中华人民共和国科学技术部印制的技术服务合同示范文本，各技术合同认定登记机构可推介技术合同当事人参照使用。

二、本合同书适用于一方当事人（受托方）以技术知识为另一方（委托方）解决特定技术问题所订立的合同。

三、签约一方为多个当事人的，可按各自在合同关系中的作用等，在“委托方”、“受托方”项下（增页）分别排列为共同委托人或共同受托人。

四、本合同书未尽事项，可由当事人附页另行约定，并作为本合同的组成部分。

五、当事人使用本合同书时约定无需填写的条款，应在该条款处注明“无”等字样。

技术服务合同

委托方（甲方）：上海品名通科技有限公司

住 所 地：上海市浦东新区金海路 2588 号 A 区 153

法定代表人：朱晓艳

项目联系人：陈正伟

联系方式：13917031111

通讯地址：广州黄埔区科丰路金发创新产业园 20 栋 A 塔 330

电 话：020-85500000 传真：020-85500000

电子信箱：yin.ys@tsingso.com

受托方（乙方）：华南农业大学

住 所 地：广东省广州市

法定代表人：薛红卫

项目联系人：李继宇

联系方式：13500705111

通讯地址：广东省广州市天河区五山路 483 号

电 话：020-85287000 传真：020-85287000

电子信箱：lijy@cau.edu.cn

本合同甲方委托乙方就农业用 5.5 寸遥控器性能优化研发项目进行
的专项技术服务，并支付相应的技术服务报酬。双方经过平等协商，在真
实、充分地表达各自意愿的基础上，根据《中华人民共和国民法典》的规定，
达成如下协议，并由双方共同恪守。

第一条：甲方委托乙方进行技术服务的内容如下：

1. 技术服务的目标：对 5.5 寸遥控器在农业场景下的性能进行优化，满足农业场景的使用。

2. 技术服务的内容：为适应农业无人化作业的发展需求，提高农业用 5.5 寸遥控器在强光、高温、低温、电磁干扰等复杂农业环境中的性能与可靠性，甲方委托乙方对遥控器硬件、通信链路、软件算法及结构设计进行性能测试及优化研发，形成满足实际应用需求的技术成果和样机。

3. 技术服务的方式：系统测试及软件调试优化方案。

第二条：乙方应按下列要求完成技术服务工作：

1. 技术服务地点：乙方自定

2. 技术服务期限：合同生效日起 20 日内

3. 技术服务要求：如下所示

4. 技术服务期限要求：合同生效日起 20 日内

乙方需对遥控器整机的硬件、软件及通信链路进行系统级测试，开展以下研发型调试与性能优化工作：

(1) . 系统功能测试及问题定位

- 建立系统级测试用例库；
- 对图传、控制链路、界面、数据处理进行系统性验证；
- 记录 Bug 并进行根因分析（Root Cause Analysis）。

(2) . 软件调试优化建议

- 控制系统延迟优化（输入采样 → 信号处理 → 输出响应）；
- 图传刷新与渲染调优；

- UI 操作逻辑优化;

(3). 稳定性与耐久性测试

- 8 小时以上连续运行稳定性验证;
- 高低温测试 (- 20° C ~ +55° C) 下的软件性能验证;
- 决定性输入的响应一致性测试。

第三条: 甲方向乙方支付技术服务报酬及支付方式为:

1. 技术服务费总额为: 人民币 100000 元 (人民币: 十万元整)
2. 技术服务费由甲方 一次 (一次或分期) 支付乙方。

具体支付方式和时间如下:

- (1) 本合同签订后, 买方支付合同总额的 100%, 即 RMB (人民币: 十万元整)。

乙方开户银行名称、地址和账号为:

开户银行: 中国工商银行 广州分行 五山支行
地址: 广州市天河区五山路 483 号
账号: 3602002609000310520

第四条: 双方确定因履行本合同应遵守的保密义务如下:

甲方:

1. 保密内容 (包括技术信息和经营信息): 双方不得将技术秘密泄露给本合同当事双方以外的任何第三方。

2. 涉密人员范围: 双方具体接触该技术秘密的人员;

3. 保密期限: 合同有效期内。

乙方:

1. 保密内容 (包括技术信息和经营信息): 双方不得将技术秘密泄露给本合同当事双方以外的任何第三方。

2. 涉密人员范围: 双方具体接触该技术秘密的人员;

3. 保密期限: 合同有效期内。

第五条: 双方确定以下列标准和方式对乙方的技术服务工作成果进行验收:

1. 乙方完成技术服务工作的形式: 设备到场后乙方负责系统的测试和提供优化方案。

2. 技术服务工作成果的验收方法与标准: 乙方应完成对遥控器整机的系统级测试与软件优化建议, 确保主要功能和性能得到实质性改善。验收时, 乙方需提交完整的系统测试记录, 包括图传、控制链路、界面操作和数据处理等功能的测试情况, 并对测试中发现的问题进行分析和修正建议。软件方面, 需对遥控器的响应速度、界面流畅度、图传刷新效果和系统功耗策略进行优化建议, 使整机运行更稳定、延迟更低、操作更顺畅。同时, 乙方需对主要性能瓶颈进行分析并提出可实施的优化措施, 例如减少系统卡顿、改善内存占用、提升抗干扰表现及提高电池管理准确度。整机需通过基本的稳定性验证, 包括连续运行测试和高低温环境下的功能验证, 并在典型农业使用条件下进行现场模拟性测试。最终, 乙方提交的测试数据、优化说明、问题修复建议会作为验收依据, 只要整体性能较原版本有明显改善, 即视为通过验收。

3. 验收的时间和地点: 甲方以电话 (电话/邮件) 方式通知乙方交付。
调试、维护差旅费用由 甲方/ 乙方承担。

第六条：双方确定：

1. 在本合同有效期内，甲方利用乙方提交的技术服务工作成果所完成的新的技术成果，归甲（甲、双）方所有。

2. 在本合同有效期内，乙方利用甲方提供的技术资料和工作条件所完成的新的技术成果，归双（乙、双）方所有。

3.违约责任：

甲方未按照合同约定支付价款，视为违约。乙方不承担因甲方违约所造成的延迟交付货物的责任。同时甲方应当向乙方支付延迟付款违约金，违约金的计算方式为：每延迟一日按照未付款项的千分之五计算。

乙方未按照本合同约定日期提供交付物的，承担违约责任。违约交付应承担违约交付违约金，计算方式为：每延迟交付一日按照项目总额的千分之五计算。

第七条：双方确定，出现下列情形，致使本合同的履行成为不必要或不可能的，可以解除本合同：

1. 发生不可抗力：由于不可抗力的事由（包括地震、火灾、水灾、台风、罢工、战争及其他行政审查的延迟）而使乙方交付延迟或不能交付时，乙方可免除责任；同时乙方应尽快将不可抗力的事由通知甲方。在上述情况下，乙方仍负有采取一切必要措施尽快交付的责任。

第八条：双方因履行本合同而发生的争议，应协商、调解解决。协商、调解不成的，确定按以下第1种方式处理：

1. 提交广州市仲裁委员会仲裁；
2. 依法向人民法院起诉。





第九条：双方约定本合同其他相关事项为：___无___。

第十条：本合同一式___3___份，具有同等法律效力。

第十一条：本合同经双方签字盖章后生效。

甲方： 上海品名通科技有限公司 (盖章)
法定代表人 / 委托代理人 陈晓琦 (签名)



2025年 12 月 18 日

乙方： 华南农业大学 (盖章)
法定代表人 / 委托代理人 李红已 (签名)



2025年 12 月 18 日

印花税票粘贴处：

(以下由技术合同登记机构填写)

合同登记编号：

--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--

1. 申请登记人：_____

2. 登记材料：(1) _____

(2) _____

(3) _____

3. 合同类型：_____

4. 合同交易额：_____

5. 技术交易额：_____

技术合同登记机构（印章）

经办人：

年 月 日



检索证明

根据委托人提供的论文材料，委托人华南农业大学工程学院 申遂愿(学科类型:自然科学) 4 篇论文收录情况如下表。

序号	论文名称	发表刊物及发表的年月卷期/页码等	作者排名	论文等级	作者文中单位	收录情况	影响因子	中科院大类分区
1	Numerical study on aerodynamic characteristics of novel shaftless ducted rotor	AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY 出版年: 2025 出版日期: OCT 卷期: 165 页码: - 文献号: 110482 文献类型: Article	第一作者	T2类	华南农业大学 工程学院	SCI	IF2-year=5.8 IF5-year=5.6 (2024)	工程技术 1区 Top 期刊: 是 OA 期刊: 否 (2025)
2	Robust backstepping control of side-by-side unmanned helicopter based on fuzzy neural networks extended state observer	ISA TRANSACTIONS 出版年: 2026 出版日期: JAN 卷期: 168 页码: 174-187 文献号: PMID 374750 文献类型: Article	第一作者	A类	华南农业大学 工程	SCI	IF2-year=6.5 IF5-year=6.6 (2024)	计算机科学 2区 Top 期刊: 是 OA 期刊: 否 (2025)
3	Fuzzy Extended State Observer-Based Sliding Mode Control for an Agricultural Unmanned Helicopter	AGRICULTURE-BASEL 出版年: 2025 卷期: 15 3 页码: - 文献号: 306 文献类型: Article	第一作者	A类	华南农业大学 工程学院	SCI	IF2-year=3.6 IF5-year=3.8 (2024)	农林科学 2区 Top 期刊: 否 OA 期刊: 是 (2025)

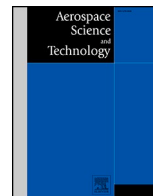
4	Self-coupling PID flight control of control surface-actuated side-by-side rotor UAV based on dynamic multidimensional heterogeneous fuzzy logic	IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems 出版年: 2025 卷期: 页码: - 文献号: 文献类型:	第一作者 A类	华南农业大学 工程学院	已发表, 暂未被 SCI 收录	IP2-year=5.7 IP5-year=5.3 (2024)	计算机科学 2 区 Top 期刊: 否 OA 期刊: 否 (2025)
---	---	--	------------	----------------	-----------------------	--	---

说明: 论文等级和中科院大类分区按《华南农业大学学位论文评价方案(试行)》划分。

报告免责声明: 如未盖章, 报告无效



华南农业大学图书馆SCAU LIB 20250312



Numerical study on aerodynamic characteristics of novel shaftless ducted rotor

Suiyuan Shen, Haotian Shi, Jiyu Li^{*}, Mingle Zhang, Mengyao Li

College of Engineering, South China Agricultural University, Guangzhou Guangdong 510642, PR China

ARTICLE INFO

Editor: George N Barokas

Keywords:

Shaftless ducted rotor
Double-ducted
Coaxial dual rotor
Inner and outer dual rotor
Rans equation

ABSTRACT

To address the significant impact of propeller tip clearance on the aerodynamic performance of traditional ducted rotors, this study introduces and evaluates three novel configurations of shaftless ducted rotor (SDR) inspired by the structural attributes of shaftless wheel flange thrusters utilized in the maritime industry. These configurations are: the double-ducted shaftless ducted rotor (DD-SDR), the coaxial dual rotor shaftless ducted rotor (CDR-SDR), and the inner and outer dual rotor shaftless ducted rotor (IODR-SDR). The design of these SDRs eliminates the conventional rotor shaft and central body, with the motor integrated within the duct. This integration ensures a seamless connection between the duct, rotor, and motor, effectively eliminating the propeller tip gap and thereby enhancing aerodynamic efficiency. In this investigation, an unstructured sliding mesh approach is employed, grounded in the conserved RANS equations formulated in an arbitrary Lagrangian-Eulerian framework, to analyze the aerodynamic characteristics of the three novel SDR designs. Numerical simulations reveal that the diameter ratio significantly influences the aerodynamic performance of the IODR-SDR configuration. Additionally, it is observed that the downwash airflow from the upper rotor in the CDR-SDR interferes with the lower rotor, leading to a reduced thrust coefficient for the lower rotor compared to the upper one. Furthermore, increasing the rotor speed results in a pronounced reduction in the power loading of all three SDR types. For the DD-SDR, the thrust force of its components diminishes as axial flow velocity increases, with the outer rotor experiencing a more substantial decrease in thrust force. The analysis provides valuable insights into the advantages and limitations of these new SDR configurations, highlighting the importance of optimizing design parameters such as diameter ratios and rotor speeds to achieve improved aerodynamic performance.

1. Introduction

A ducted rotor, which is formed by integrating a duct around the perimeter of the rotor, as illustrated in Fig. 1, exhibits several aerodynamic and structural advantages. The duct enhances the slipstream quality downstream of the rotor [1], mitigates the vortex strength shed from the propeller tips, thereby minimizing wake energy loss [2], and increases lift generation due to airflow acceleration through the duct's leading edge. Consequently, the aerodynamic performance of a ducted rotor surpasses that of an isolated rotor [3]. Additionally, ducted rotors feature a compact design, lower overall noise levels, and enhanced safety due to the protective duct. Given these benefits, ducted rotors are extensively utilized in vertical take-off and landing (VTOL) aircraft applications. Studies [4–7] have investigated the influence of propeller tip clearance on the aerodynamic performance of ducted rotors, revealing

that excessive clearance can result in the formation of propeller tip leakage vortices, leading to diminished rotor thrust and increased power loading. Conversely, insufficient clearance can cause minor blade deformations that risk blade-to-duct contact and potential structural damage. To broaden the application scope of ducted aircraft and address the aerodynamic disturbances caused by propeller tip clearance, this paper proposes a novel shaftless ducted rotor inspired by the structural features of the rim driven thruster (RDT) used in marine engineering [8–11]. Liu et al [12–15]. demonstrated through numerical simulations and experiments that compared with traditional propeller propulsion devices, RDT can effectively reduce energy consumption and noise. The fundamental configuration of the proposed shaftless ducted rotor is depicted in Fig. 2. This design comprises a rotor, a multi-pole stator, upper and lower fixed bearings, a rotating ring, and a duct. The fixed bearings are situated at both ends of the rotating ring to establish its axial position and transfer the thrust forces generated by the rotor. The

^{*} Corresponding author.

E-mail address: lijyu@scau.edu.cn (J. Li).

<https://doi.org/10.1016/j.ast.2025.110482>

Received 4 February 2025; Received in revised form 10 June 2025; Accepted 11 June 2025

Available online 16 June 2025

1270-9638/© 2025 Elsevier Masson SAS. All rights are reserved, including those for text and data mining, AI training, and similar technologies.

Nomenclature	
e	Internal Energy
F_V	Viscous Flux
$F(Q)$	Flow
G	Weight
G_n	Turbulent Kinetic Energy Term from Buoyancy
G_k	Turbulent Kinetic Energy Term from Laminar Velocity Gradients
Y_H	Dissipation Rate Contribution Term
\dot{x}	Speed of The Control Surface
ρ	Density
$\partial\Omega(t)$	Control Surface
$\Omega(t)$	Control Volume
u, v, w	Linear Velocity
CFD	Computational Fluid Dynamics
N-S	Navier-Stokes
RNG	Reynolds Normalization Group
RANS	Reynolds Average Navier-Stokes
SIMPLE	Semi-implicit Method for Pressure Linked Equations
RDT	Rim Driven Thruster

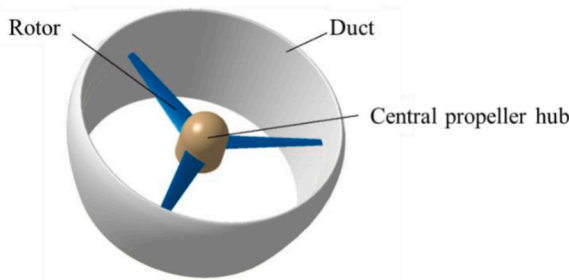


Fig. 1. Schematic diagram of a typical ducted rotor.

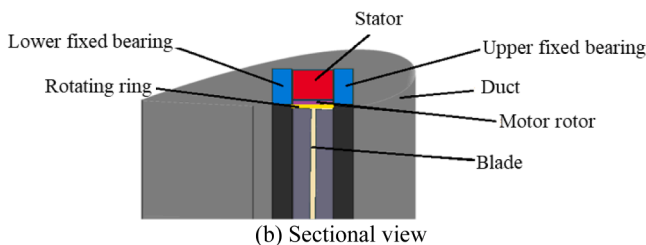
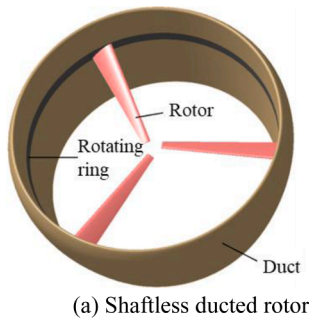


Fig. 2. Schematic diagram of shaftless ducted rotor.

motor and rotor are interconnected via the rotating ring, with the motor driving the rotor relative to the multi-pole stator [16]. Key characteristics of this innovative configuration include the absence of a central propeller hub and motor support shaft, with the rotor integrated into the duct through the rotating ring. This integration eliminates the propeller tip gap, thus preventing the formation of leakage vortices and associated aerodynamic disturbances. Moreover, removing the rotor support shaft increases the effective flow area within the duct, reducing flow resistance and enhancing overall efficiency.

To date, extensive research has been conducted on the aerodynamic characteristics of ducted rotors, employing a variety of methodologies that can be categorized into experimental, theoretical, and computational fluid dynamics (CFD) approaches. Experimental studies have provided valuable insights into the physical phenomena associated with ducted rotor systems. For instance, Zhang et al. [17]. performed analytical experiments to investigate blade leakage flow, highlighting the critical role of blade tip leakage in the aerodynamic performance of ducted fans. Chen et al. [18]. examined how different wall configurations—horizontal and inclined—affect the aerodynamic behavior of ducted rotors mounted on walls. Raj et al. [19]. compared planar, fixed, and rotating pipe rotors, assessing thrust forces and the impact of the suction pressure gradient at the pipe's inlet on aerodynamic performance. Wang et al. [20]. explored the effects of vortex lifting rings (VLRs) on suppressing airflow separation and enhancing lift and efficiency by altering the blade tip gap ratio. Maldonado et al. [21]. tested a pipe rotor with a planar blade design, measuring aerodynamic properties such as lift and tip vortices using rotor thrust, electric power, and instantaneous flow velocity components via laser Doppler velocimetry (LDV). Hu et al. [22]. employed an optimal Latin hypercube design (OLHD) for their experiments, introducing a grooved catheter propeller to study the influence of parameters like tip gap, tip position, groove depth, and shape, finding that hovering efficiency is predominantly determined by the tip position. Theoretical investigations have also contributed significantly to the understanding of ducted rotor aerodynamics. Zhao et al. [23]. utilized a numerical simulation approach based on multiple reference frames to examine the longitudinal aerodynamic and mainstream characteristics of fixed-wing vertical take-off and landing (VTOL) aircraft during ground effect hover. Wei et al. [24]. developed a Class-Shape Transformation (CST) method to numerically calculate and analyze the aerodynamic performance of key factors within the catheter rotor system, including the coupled effects of blade tip gap and various duct and rotor parameters on thrust and figure of merit. Du et al. [25]. used modeling and numerical simulations to remove part of the conduit structure between upper and lower coaxial rotors, thereby altering the surrounding flow field characteristics and analyzing the aerodynamic behavior in hover, axial, and oblique flow states, with results compared against unmodified duct structures. Luo et al. [26]., building on blade element theory, considered the impact of environmental disturbances on the axial velocity through the rotor disk, predicting the effects of these disturbances on the stable operation of ducted rotor aircraft. The advancement of computer technology and CFD theory has made CFD analysis a prominent tool for studying ducted rotor aerodynamics, offering high accuracy in capturing complex flow environments with less resource consumption and shorter research cycles than traditional experimental methods. CFD analyses are typically conducted in two main ways. One approach involves solving the Euler or Navier-Stokes (N-S) equations with fine meshing around the ducted rotor. Xv et al. [27]. applied CFD to analyze UAV aerodynamics, ranking the sensitivity of simulation data using orthogonal testing and examining the influence of coaxial twin-propeller configuration and pipeline structure on aerodynamic performance. Lugaresi et al. [28]. conducted design optimization of the nozzle and stator vanes of a rim-driven pumpjet thruster (RDPJ) based on a steady-state Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) solver, which indirectly indicates that the RANS solver is also applicable to shaftless ducted rotors. Yang et al. [29]. designed a novel energy-saving appendage to reduce energy dissipation

and improve efficiency of RDTs by solving the RANS equations using the Moving Reference Frame (MRF) approach within the established STAR-CCM+ software. Du et al. [30]. solved the three-dimensional compressible N-S equation using the MRF model to analyze the impact of lip deflection angle on coaxial rotor aerodynamics. Cao et al. [31]. solved the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) equations with a slip grid and $k-\omega$ SST turbulence model to evaluate ducted rotor performance under hover and lateral flight conditions. In addition, Reference [32] compares the effects of various turbulence models on the aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicles. The study found that the RNG model shows better consistency in predicting the lift and drag coefficients of airfoils. Compared with other models, it can better reflect the aerodynamic characteristics at different angles of attack. Reference [33] investigates the performance of six turbulence models in simulating wind flow around high-rise buildings. The results indicate that the RNG model performs well in predicting wind pressure coefficients. Although it is not as good as the Reynolds stress model (RSM) in capturing wind speed fluctuations, it has certain advantages in simulating mean pressure and unsteady characteristics. The above references demonstrate that the RNG turbulence model has high applicability and reliability in the aerodynamic performance analysis of complex flow fields and is suitable for the aerodynamic performance analysis of shaftless ducted rotors. Alternatively, the momentum source theory, which replaces complex rotor geometries with actuator disks to reduce mesh complexity, has been used to solve the Euler or N-S equations. This method, initially proposed by Rajagopalan et al [34–37], allows for faster computations by ignoring detailed flow near the propellers. Abdelhamid et al. [38]. combined the momentum source method with artificial neural networks to predict ducted rotor aerodynamic performance, while Cai et al. [39]. used the momentum source method to solve the N-S equations, analyzing the aerodynamic characteristics of ducted rotorcraft with wing configurations during hover and forward flight. In summary, the combination of experimental, theoretical, and CFD-based research has deepened our understanding of ducted rotor aerodynamics, providing a solid foundation for further advancements in this field.

In general, when compared to theoretical and CFD methods, the experimental method offers a more accurate measurement of the aerodynamic performance data of ducted rotors. However, it is less effective in providing an intuitive understanding of the detailed flow characteristics within the ducted rotor, as this can be better achieved through CFD simulations. Additionally, experimental setups tend to be more complex, requiring sophisticated instrumentation with high accuracy. Theoretical research methods, on the other hand, provide calculated values but are limited in their ability to simulate the specific flow environments encountered by ducted rotors. In contrast, the CFD method can accurately replicate the geometric features of the ducted rotor and visualize the flow field using post-processing software, offering detailed insights into the fluid dynamics that are not easily accessible through experiments or theoretical calculations alone. Considering the unique structural attributes of shaftless ducted rotors, traditional momentum source methods fall short in precisely modeling the rotor's configuration. Unstructured meshes, however, offer a superior representation of the rotor's geometry, capturing its intricate details. Therefore, for the numerical study of the aerodynamic characteristics of shaftless ducted rotors, the use of the Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) equations with unstructured meshing is particularly advantageous, as it allows for a detailed and accurate simulation of the flow phenomena associated with these innovative rotor designs.

The structure of this paper is organized as follows: Section 2 introduces and detail the design of three novel configurations of shaftless ducted rotors. Section 3 outlines the numerical methods employed for the analysis in this study. Section 4 presents the results of the corresponding numerical simulations. Finally, Section 5 provides a summary of the findings and draws conclusions from the research conducted.

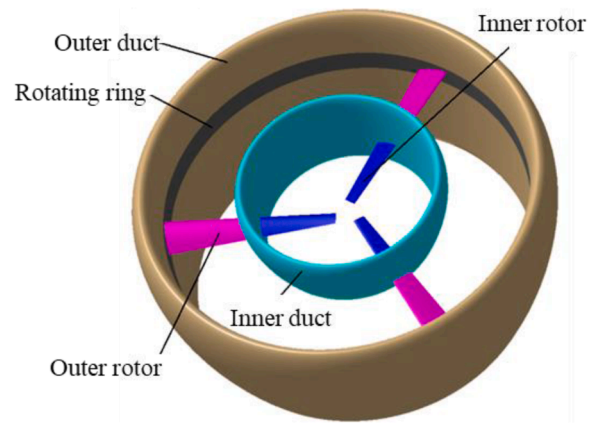


Fig. 3. Outline diagram of double-ducted shaftless ducted rotor.

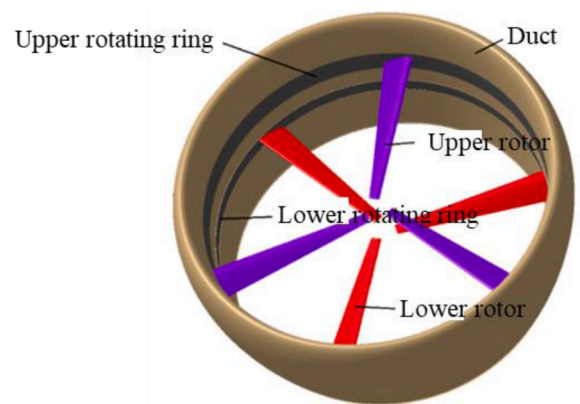


Fig. 4. Outline diagram of coaxial dual rotor shaftless ducted rotor.

2. Novel shaftless ducted rotor configuration design

Building upon the design of the traditional shaftless ducted rotor, this study proposes three innovative configurations: the double-ducted shaftless ducted rotor (DD-SDR), the coaxial dual-rotor shaftless ducted rotor (CDR-SDR), and the inner and outer dual rotor shaftless ducted rotor (IODR-SDR). These novel designs aim to enhance the aerodynamic performance and operational efficiency by addressing the limitations inherent in conventional shaftless ducted rotors.

2.1. Double-ducted shaftless ducted rotor

The flow around the lip of the duct generates significant additional lift, and increasing the number of ducts has the potential to enhance overall aerodynamic performance. Capitalizing on this principle, we propose the double-ducted shaftless ducted rotor (DD-SDR), as illustrated in Fig. 3. The DD-SDR configuration primarily consists of an inner duct, an outer duct, an inner rotor, an outer rotor, and a rotating ring. A distinguishing feature of this design is the incorporation of a smaller inner duct within the larger outer duct. The rotor assembly is bifurcated into two components: the inner rotor and the outer rotor. One end of the outer rotor is connected to the rotating ring, enabling it to rotate with the motor, while its other end is linked to the inner duct. This arrangement allows the inner duct to co-rotate about the central axis with the outer rotor. The inner rotor, in turn, is mounted on the inner wall of the inner duct. Contrary to traditional ducts, which are stationary, the ducts in the DD-SDR are in constant rotation during operation. This dynamic configuration alters the aerodynamic characteristics of the system, potentially leading to improved performance metrics. The continuous rotation of both ducts can influence the flow field, modifying

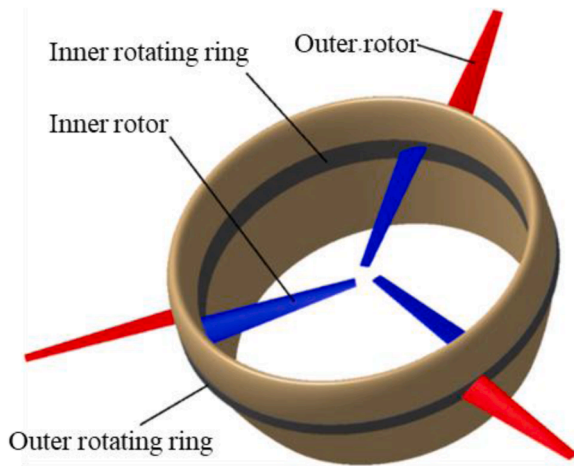


Fig. 5. Outline diagram of inner and outer dual rotor shaftless ducted rotor.

pressure distributions and streamlines, which may result in increased efficiency and lift generation.

2.2. Coaxial dual rotor shaftless ducted rotor

As illustrated in Fig. 4, the coaxial dual rotor shaftless ducted rotor (CDR-SDR) configuration builds upon the traditional shaftless ducted rotor by incorporating an additional set of rotors, forming an upper and lower pair of counter-rotating coaxial rotors. The design retains many of the structural characteristics of its predecessor but introduces a second set of rotors to enhance performance. The primary advantage of this dual rotor arrangement is its ability to self-cancel the counter-torque generated by the rotation of each rotor, thereby eliminating the need for external torque compensation mechanisms. Additionally, this configuration can generate greater lift within the same duct diameter, potentially improving the overall aerodynamic efficiency. However, the inclusion of an extra set of rotors necessitates additional motors and rotating rings, which increases the structural complexity and weight of the system.

2.3. Inner and outer dual rotor shaftless ducted rotor

The power unit of a traditional ducted rotor is typically installed at the center of the duct, which confines the rotor to an internal position. In contrast, the power unit of a shaftless ducted rotor can be integrated within the duct's structure, offering greater flexibility in rotor placement, including the possibility of positioning the rotor outside the duct. As depicted in Fig. 5, the inner and outer dual rotor shaftless ducted rotor (IODR-SDR) features a pair of rotors mounted externally on the duct. The key characteristic of this configuration is that the outer rotor rotates in the opposite direction to the inner rotor, effectively canceling out the counter-torque generated by their rotation. This design not only mitigates the need for torque compensation mechanisms but also has the potential to increase the lift produced by the rotors. However, the introduction of external rotors may lead to complex interactions between the flow fields of the two rotors. These interactions could result in a significant reduction of the airflow around the duct's induced lip, thereby diminishing the duct's capability to generate additional lift. The coupling effects of the dual-rotor system necessitate a thorough investigation into the aerodynamic interactions to ensure optimal performance and to address any potential reductions in efficiency.

3. Numerical modeling and computational methods

In this paper, the sliding mesh technology is selected to divide the mesh of the shaftless ducted rotor. The main control equation adopts the

conserved RANS equation based on arbitrary Lagrangian-Euler format, the turbulence model selects the RNG $k - \epsilon$ turbulence model, and the detailed boundary condition settings are given. Finally, the applicability of the numerical method in this paper is verified by the TsAGI ducted tail rotor example.

3.1. Meshing

The computational model is partitioned into two domains: a stationary domain and a rotational domain. The duct and the external flow field constitute the stationary domain, while the rotor and the rotating ring are situated within the rotational domain. Flux transfer between these two interfaces is facilitated by slip mesh technology. As illustrated in Fig. 6, an unstructured grid is employed for both the duct and the rotor. For simplification, the duct's geometry has been streamlined, and the internal structure of the motor stator and rotor within the shaftless ducted rotor is not modeled. The rotor and rotating ring are treated as a single integrated component. In the case of the DD-SDR, the rotational domain also includes an inner duct, whereas the outer duct remains in the stationary domain. For the CDR-SDR, the rotational domain encompasses two sets of rotors and their respective rotating rings, with each set of rotors positioned at separate interfaces. The corresponding ducts for both the upper and lower rotors are included in the stationary domain. In the IODR-SDR, the rotational domain is divided into two segments: one for the inner rotor assembly and another for the outer rotor assembly. To prevent grid overlap between the inner and outer rotor assemblies, the interface of the outer rotor is designed as a circular disk with a central through-hole. This design ensures that the grids of the two assemblies do not interfere with each other. The duct, as with the other configurations, is part of the stationary domain. In order to reduce the number of mesh elements and computational time, the thickness of the first layer adjacent to the rotor and duct surfaces is 0.1 mm, with a total of 10 layers. The normal growth rate of the boundary layer mesh along the wall surface is set to 1.2, ensuring adequate resolution of the near-wall flow features. The y^+ value is approximately 3.9, not exceeding 5, which is suitable for the CFD calculations of the low Reynolds number turbulence model used in this paper.

3.2. Control equations and turbulence models

In this paper, the control equation adopts the conserved RANS equation based on the arbitrary Lagrangian-Eulerian format.

$$\int_{\Omega(t)} \frac{\partial Q}{\partial t} dV + \oint_{\partial\Omega(t)} [F(Q) - (\dot{x} \cdot n)Q] dS = \oint_{\partial\Omega(t)} F_V dS \quad (1)$$

$$Q = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho e]^T \quad (2)$$

In the above equation, Q is the conserved quantity, ρ is the density, e is the internal energy, u, v, w is the velocity, $\Omega(t)$ is the control body, $\partial\Omega(t)$ is the control surface, \dot{x} is the velocity of the control surface, n is the normal vector, $F(Q) F_V$ are the flux and viscous flux, respectively.

In this paper, the turbulence model uses the RNG $k - \epsilon$ turbulence model, which uses the mathematical method of "Renormalization Group" to improve the standard $k - \epsilon$ turbulence model, thus obtaining some other functions, and the RNG $k - \epsilon$ turbulence model improves the calculation accuracy of turbulent vortices and provides an analytical formula for the flow viscosity of low Reynolds number, so the RNG $k - \epsilon$ turbulence model has higher accuracy and credibility than the standard $k - \epsilon$ turbulence model. The transport equations for the turbulent kinetic energy k and turbulent dissipation of the RNG $k - \epsilon$ turbulence model are as follows.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k u_t) + \frac{\partial}{\partial t} (\rho k) = \frac{\partial}{\partial x_m} \left[\alpha_k \mu_e \frac{\partial k}{\partial x_m} \right] + G_k + G_n - \rho \epsilon - Y_H + S_k \quad (3)$$

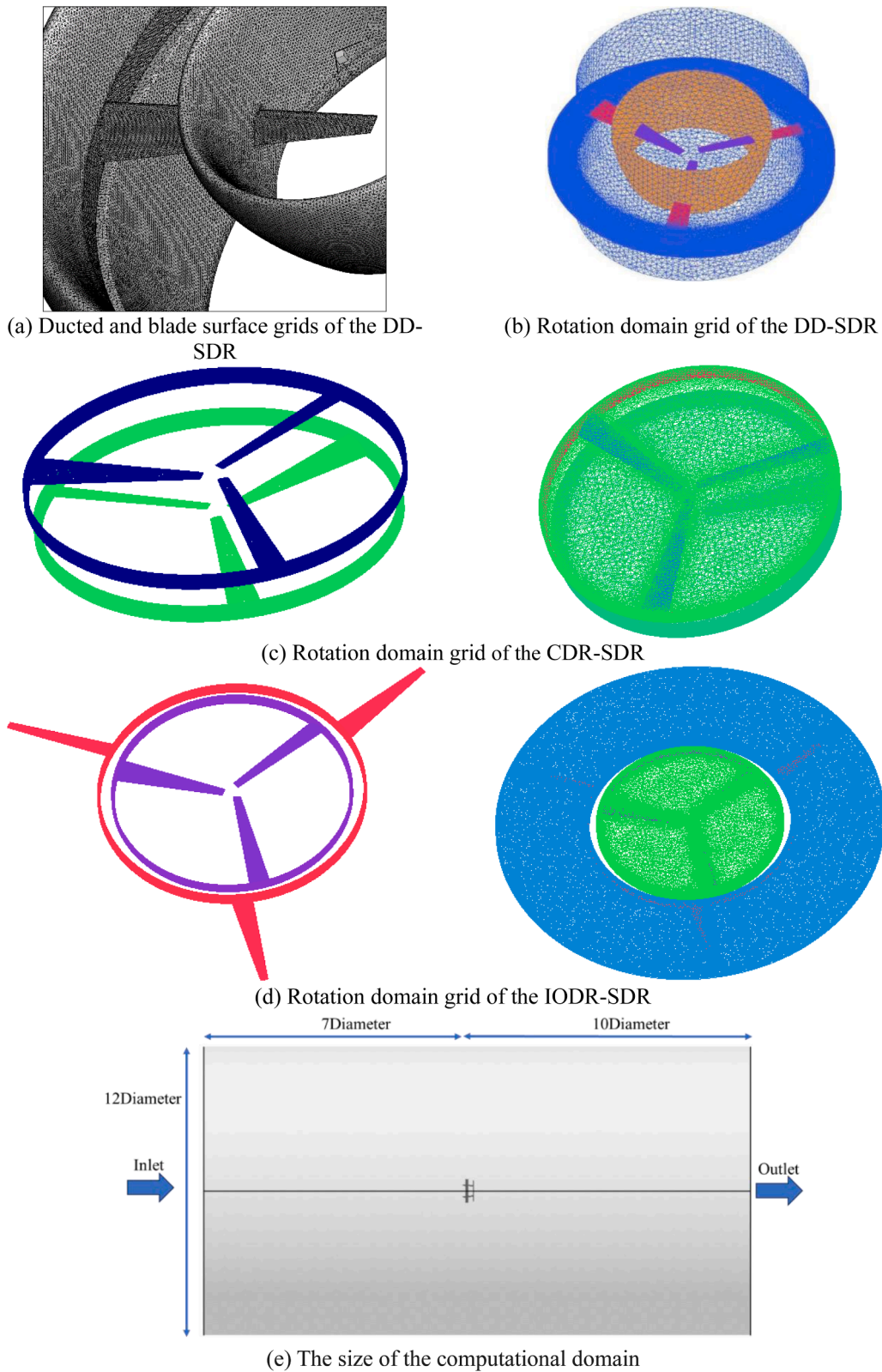


Fig. 6. Meshing of shaftless ducted rotors.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon u_t) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_m} \left[\alpha_\epsilon \mu_\epsilon \frac{\partial k}{\partial x_m} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_n) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon + S_\epsilon$$

(4)

where G_k is the turbulent kinetic energy term generated by the laminar velocity gradient, Y_H is the contribution term of the dissipation rate, C_1, C_2, C_3 is the constant, G_n is the turbulent kinetic energy term generated by buoyancy, $\alpha_k, \alpha_\epsilon$ is the turbulent Prandtl number of the k and ϵ equations, and S_k, S_ϵ is the user-defined turbulent kinetic energy term

Table 1
Calculation boundary condition settings.

Boundary	Boundary conditions	Remark
Entrance	Velocity Inlet	The pressure outlet condition is used when calculating the hovering state, and the velocity inlet is used in the axial flow state
Outlet	Pressure Outlet	-
Far field	Pressure Outlet	-
Rotors	Wall	Rotate the wall without slippage
Swivel ring	Wall	Rotate the wall without slippage
Ducts	Wall	Fixed wall surface without slippage
Interface	Interface	The stationary and rotational domains of the slip mesh transmit energy information through the interface

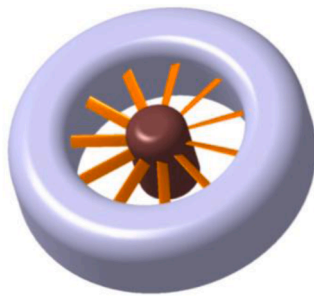


Fig. 7. TsAGI ducted tail rotor.

Table 2
Parameters of TsAGI ducted tail rotor model.

parameter	numeric value	parameter	numeric value
Tail rotor radius /m	0.297	chamfer angle /°	8
Paddle disc solidity	0.4951	Lip radius /m	0.0594
Tail rotor airfoil	NACA23012	Paddle tip clearance /m	0.00297
Number of paddle blades	11	Exhaust section length /m	0.2079
Negative torque /°	-12	Tip speed /(m/s)	74.6

and the turbulent dissipation term.

3.3. Boundary conditions and solver settings

In this paper, the boundary conditions are mainly velocity inlet conditions, pressure outlet conditions, wall conditions, interface conditions, and the specific settings of the calculation boundary conditions are shown in Table 1.

In this study, the pressure-velocity coupling is addressed using the SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) algorithm. For the discretization of the flow governing equations in both time and space, a second-order upwind scheme is employed. To enhance the convergence of the calculations, we utilize local time stepping, implicit residual smoothing, and parallel computing technologies. The adoption of these numerical methods ensures efficient and accurate solutions to the complex fluid dynamics problems encountered in the analysis of ducted rotors. The combination of the SIMPLE algorithm with the second-order upwind scheme provides a robust framework for capturing the intricate flow features, while the acceleration techniques facilitate faster attainment of steady-state solutions, thereby improving the overall computational efficiency.

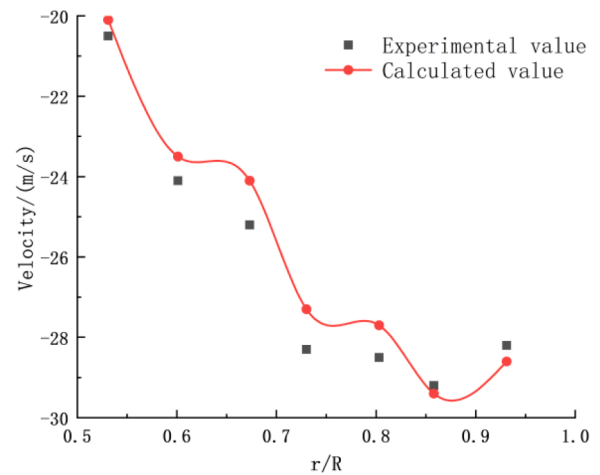


Fig. 8. Comparison of the calculated and experimental values of the axial induced velocity at the paddle disc.

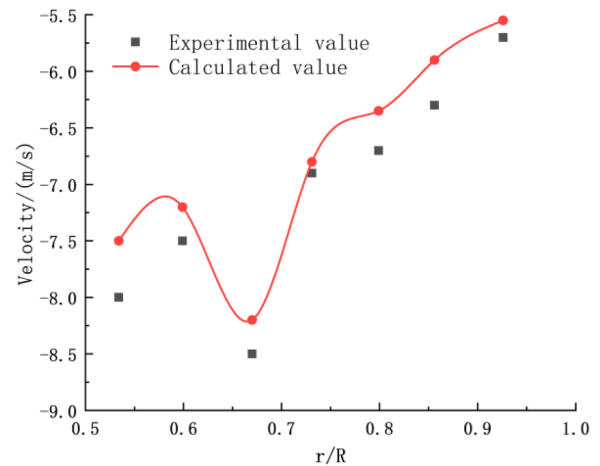


Fig. 9. Comparison between the calculated and experimental values of circumferential induced velocity at the paddle disc.

3.4. Verification of numerical calculation methods

The numerical verification of the proposed method is conducted using the TsAGI ducted tail rotor, as detailed in Ref [40]. Fig. 7 presents the computational and validation model for the TsAGI ducted tail rotor, with its specific parameters summarized in Table 2. Figs. 8 and 9 provide a comparative analysis of the calculated and experimental values for the axial and circumferential induced velocities of the propellers, respectively. The results indicate that the computed values for both the axial and circumferential induced velocities are in close agreement with the experimental data from Ref [40]. Furthermore, the numerical calculation of the thrust produced by the rotor in this study yields a value of 86.5 N, which is in close proximity to the experimentally obtained result of 90 N reported in Ref [40]. This similarity between the calculated and experimental thrust values further corroborates the accuracy and reliability of the numerical method employed herein. Based on the above findings, it can be concluded that the numerical calculation method utilized in this paper is effective and suitable for the simulation of shaftless ducted rotors. The demonstrated consistency between the numerical predictions and experimental outcomes supports the application of this method to more complex and innovative rotor designs.

Table 3
Parameters of the calculation model of shaftless ducted rotor.

Parameter	Numeric value	Parameter	Numeric value
Rotor radius /mm	155	Negative torque of the propeller /°	-27
Paddle disc solidity	0.079	Ducted chamfer /°	10
Rotor airfoil	NACA2412	Duct radius /mm	168
Ducted airfoil	NACA4412	Paddle disc height /mm	100
Number of paddle blades	3	Center aperture /mm	30
Duct height /mm	150		

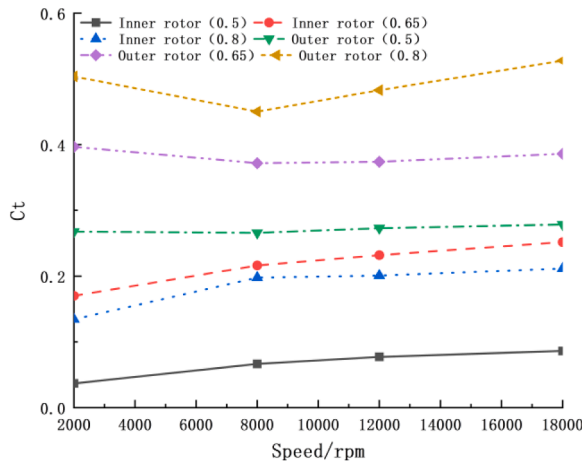


Fig. 10. Variation curve of the thrust coefficient of the component.

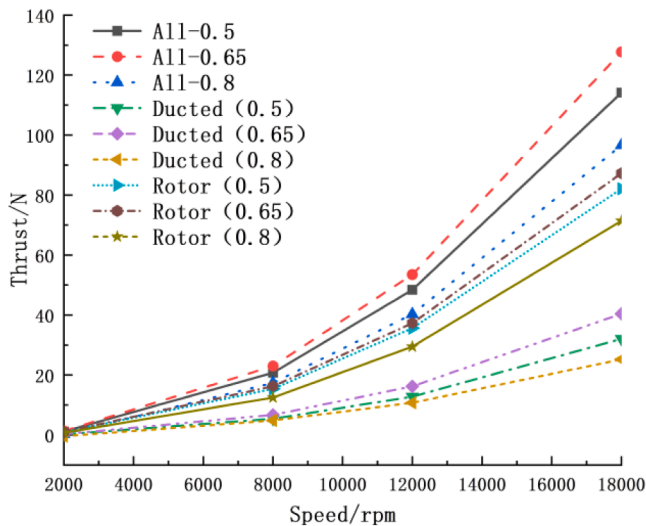


Fig. 11. Variation curve of the thrust value of the component.

4. Numerical simulation and analysis

4.1. Analysis of aerodynamic characteristics of the DD-SDR

Using the benchmark model data in Table 3, the aerodynamic performance of the DD-SDR with the ratio of inner duct diameter to outer duct diameter of 0.5, 0.65 and 0.8 was calculated, and the ratio of inner and outer duct diameter was calculated at 0.65, the rotor speed was 12,000 rpm, and the axial flow velocity was 2m/s, 5m/s, 10m/s and 20m/s.

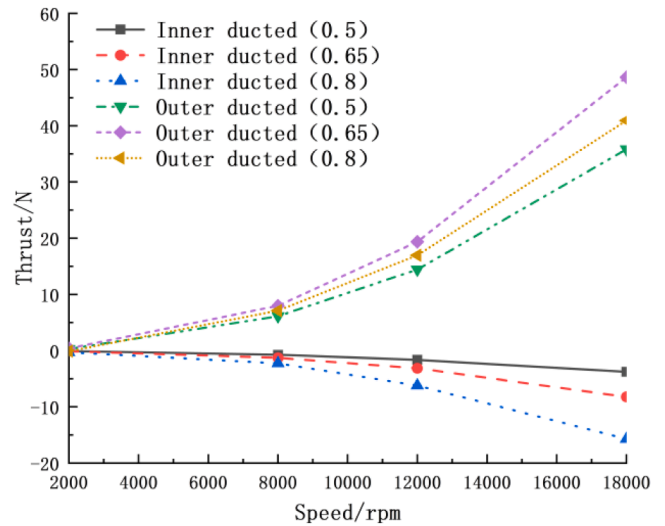


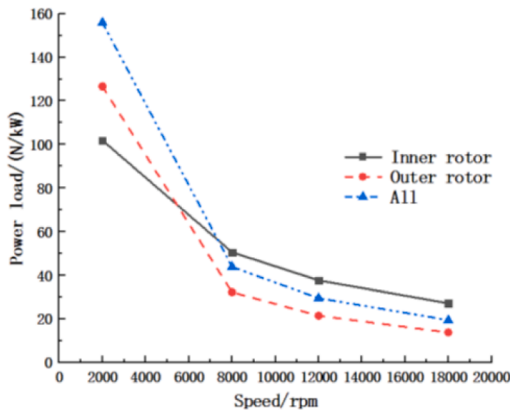
Fig. 12. Variation curve of thrust value of inner and outer ducts.

4.1.1. Analysis of the influence of the diameter ratio of the inner and outer ducts

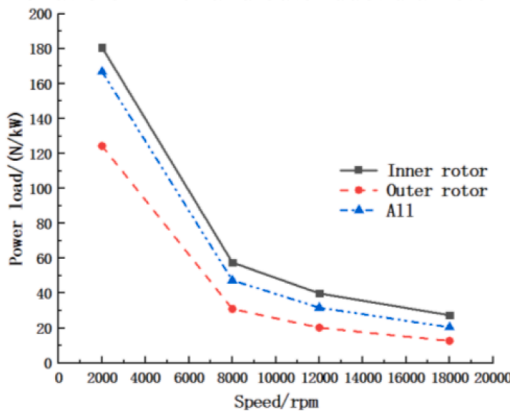
From the variation curves depicted in Fig. 10, which illustrate the thrust coefficient of each component as a function of rotor speed, and Fig. 11, which shows the thrust force values for each component with respect to rotor speed, several key observations can be made. The thrust coefficient (definition is given by Eq. (4)) of the outer rotor increases with the ratio of the inner to outer duct diameters, particularly at a rotation speed of 18,000 rpm. Specifically, when the inner-to-outer duct diameter ratio is 0.8, the thrust coefficient of the outer rotor at 18,000 rpm is 1.17 times that observed at 8000 rpm. This indicates a significant enhancement in the thrust coefficient with increasing rotor speed. Conversely, the thrust coefficient of the inner rotor exhibits a different behavior. It initially increases with rotor speed but then decreases when the inner-to-outer duct diameter ratio reaches 0.8. This suggests that an increase in the inner rotor diameter can lead to a reduction in its thrust coefficient, likely due to the diminishing effective area available for the outer rotor, which in turn reduces the thrust force. Regarding the total thrust force, it is evident that both individual components and the overall thrust force increase with rotor speed. At 18,000 rpm, the maximum total thrust force is achieved when the inner-to-outer duct diameter ratio is 0.65, while the minimum occurs at a ratio of 0.8. The total thrust force at a ratio of 0.65 is 1.32 times greater than that at a ratio of 0.8. The decrease in thrust force at higher inner duct diameters can be attributed to the reduced effective area for the outer rotor and the narrowed gap between the inner and outer ducts, which enhances interference and subsequently diminishes the duct’s ability to generate thrust force. In summary, the findings indicate that optimizing the inner-to-outer duct diameter ratio is crucial for maximizing the thrust performance of the rotor system. An excessively large inner duct diameter not only limits the outer rotor’s effective working area but also increases mutual interference between the ducts, leading to a reduction in overall thrust efficiency.

$$Ct = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \tag{5}$$

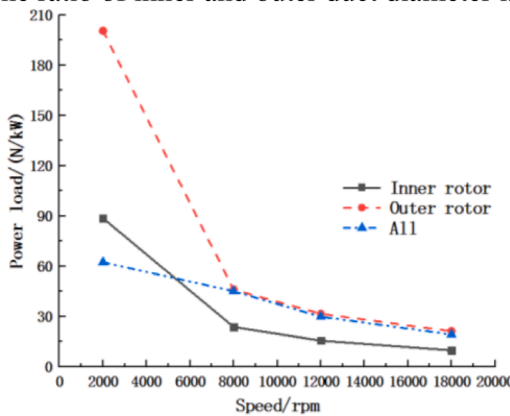
From the variation curve of the thrust force of the inner and outer ducts with respect to rotor rotation speed, as shown in Fig. 12, it is evident that the thrust forces are significantly influenced by changes in rotor speed. Notably, the thrust force of the outer duct exhibits a substantial increase with rising rotor speed. For an inner-to-outer duct diameter ratio of 0.65, the outer duct’s thrust force at a rotor speed of 2000 rpm is 0.39 N. This value increases markedly to 48.64 N when the rotor speed reaches 18,000 rpm. In contrast, the inner duct experiences



(a) The ratio of inner and outer duct diameter is 0.5



(b) The ratio of inner and outer duct diameter is 0.65



(c) The ratio of inner and outer duct diameter is 0.8

Fig. 13. Power load curve.

negative thrust forces, which become more pronounced as the rotor speed increases. At higher speeds, the magnitude of this negative thrust force grows, indicating significant interference from the staggered flow fields between the inner and outer rotors. This interaction adversely affects the flow field within the ducts, leading to a reduction in the beneficial effect of the double-duct configuration on thrust force enhancement. The observed behavior suggests that the complex interactions between the inner and outer rotors can lead to detrimental effects on the aerodynamic performance of the ducts. Specifically, the double-duct arrangement may not fully capitalize on the potential for increased thrust force due to the mutual interference of the flow fields.

Fig. 13 presents the variation curves of the power loads for the inner and outer rotors, as well as the overall power load, with respect to rotational speed for various inner-to-outer duct diameter ratios. The data indicate that, as rotor speed increases, the power loads for each

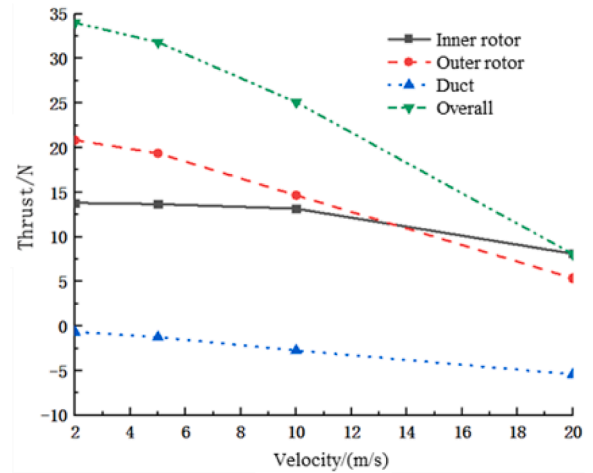


Fig. 14. Variation curve of the thrust value of the component.

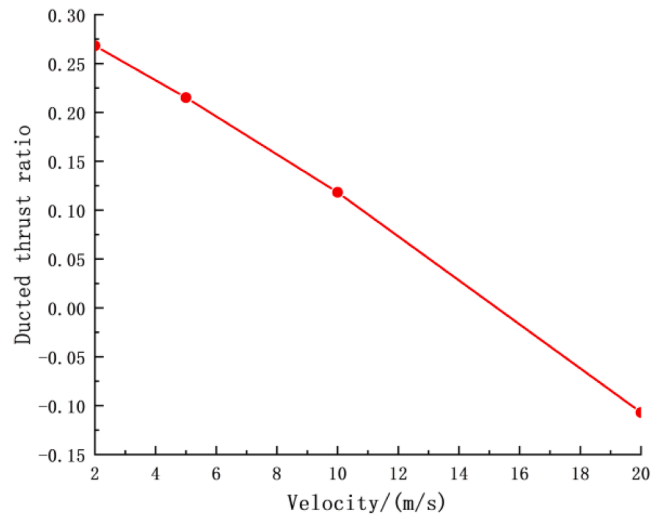


Fig. 15. Variation curve of ducted thrust force proportion.

component and the system as a whole exhibit a gradual decrease. Notably, while higher rotor speeds can produce greater thrust forces, they also result in significantly increased energy consumption. The impact of different inner and outer duct diameters on the power load is distinct. Specifically, when the inner-to-outer duct diameter ratio is 0.5 or 0.8, the rate of decrease in the power load of the outer rotor is markedly more pronounced compared to that of the inner rotor. This suggests that the outer rotor's power efficiency is more sensitive to changes in duct diameter ratio at higher speeds. These observations highlight a trade-off between generating higher thrust forces and managing energy consumption. Although elevated rotor speeds enhance thrust force, they are accompanied by a substantial rise in power requirements, which may not be energetically favorable. Therefore, optimizing the inner-to-outer duct diameter ratio is crucial for balancing thrust performance and energy efficiency.

4.1.2. Analysis of the influence of axial flow on the aerodynamic characteristics of the DD-SDR

The computational model utilizes the benchmark data provided in Table 3, with an inner-to-outer duct diameter ratio of 0.65 and a rotor speed set at 12,000 rpm.

Fig. 14 illustrates the variation in thrust force for each component as a function of axial flow velocity. The results show that as the axial velocity increases, the thrust forces of all components decrease.

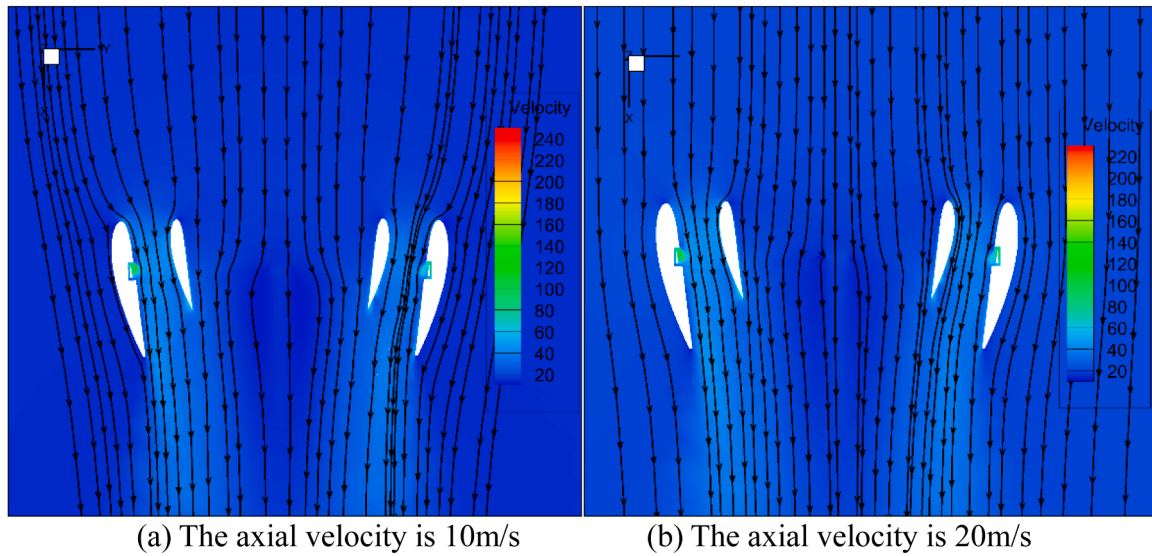


Fig. 16. Streamline diagram of cross-section velocity in the duct.

Specifically, without axial flow, the thrust force of the inner rotor is 6.39 N, while that of the outer rotor is 30.87 N. With an increase in axial velocity, the thrust force of the inner rotor decreases to 4.40 N, representing a reduction of 31.14 %, whereas the thrust force of the outer rotor drops to 28.39 N, a decrease of 8.03 %. These findings indicate that the inner rotor is more significantly affected by axial flow compared to the outer rotor. The thrust force of the outer duct, in the absence of axial flow, is 19.37 N. However, when the axial velocity reaches 20 m/s, the outer duct experiences a negative thrust force of -1.69 N. Additionally, the negative thrust force of the inner duct gradually decreases in magnitude with increasing axial velocity. Fig. 15 further elucidates the impact of axial velocity on the proportion of ducted thrust force. As the axial velocity increases, the contribution of the ducted thrust force to the total thrust force diminishes. Without axial flow, the proportion of ducted thrust force is 0.273. When the axial velocity increases to 20 m/s, this proportion not only decreases but also becomes negative, indicating a significant adverse effect of axial flow on the aerodynamic performance of the duct. In summary, the presence of axial flow has a pronounced influence on the thrust forces of both the inner and outer rotors, as well as the ducts. The inner rotor is particularly sensitive to changes in axial velocity, experiencing a more substantial reduction in thrust force. Moreover, the negative thrust forces observed at higher axial velocities suggest that the aerodynamic efficiency of the duct is compromised, which could have important implications for the overall performance of the rotor system.

Fig. 16 presents a streamline diagram of the cross-sectional velocity distribution at various axial flow velocities. The visualization reveals that as the axial flow velocity increases, the incoming flow above the paddle disc becomes progressively more aligned, while the flow around the outer duct lip diminishes. This reduction in flow complexity leads to a significant decrease in the thrust force at the lip and a gradual decline in the thrust force exerted by the outer duct. Concurrently, the increase in axial flow velocity mitigates the interference effects between the inner and outer ducts. As a result, airflow can pass through the gap between the double ducts more smoothly, which improves the flow field environment within the inner duct. Consequently, the magnitude of the negative thrust force experienced by the inner duct decreases. These observations indicate that higher axial flow velocities have a dual impact on the rotor system: they reduce the aerodynamic loading on the outer duct and enhance the flow conditions for the inner duct. This change in flow dynamics suggests that the design and operational parameters of the rotor system should be carefully optimized to account for the effects of axial flow, particularly in terms of balancing thrust forces

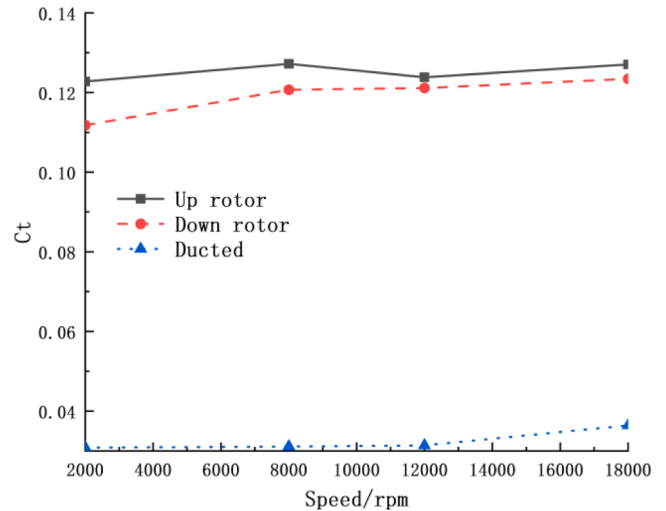


Fig. 17. Variation curve of the thrust coefficient of the component.

and improving overall aerodynamic efficiency.

4.2. Analysis of aerodynamic characteristics of the CDR-SDR

The calculation model uses the benchmark model data in Table 3, the height of the paddle disc is 35 mm, the axial flow velocity is 2 m/s, 5 m/s, 10 m/s and 20 m/s, the diagonal flow velocity is 5 m/s and 17 m/s, respectively.

4.2.1. Analysis of the influence of rotor speed on the aerodynamic characteristics of the CDR-SDR

Fig. 17 illustrates the variation in the thrust coefficient of each component as a function of rotor speed. The data reveal that, at any given rotor speed, the thrust coefficient of the upper rotor is consistently higher than that of the lower rotor. As rotor speed increases, the ratio of the upper rotor's thrust coefficient to that of the lower rotor gradually decreases. Specifically, at a rotor speed of 2000 rpm, the upper rotor's thrust coefficient is 1.10 times greater than that of the lower rotor. This ratio diminishes to 1.03 when the rotor speed reaches 18,000 rpm. Regarding the ducted thrust coefficient, it is observed to be lower than that of the rotors. For rotor speeds below 12,000 rpm, the ducted thrust

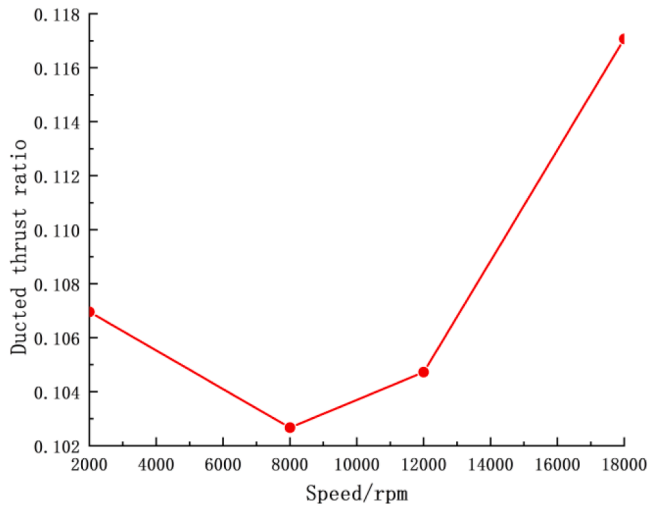


Fig. 18. Variation curve of the proportion of ducted thrust force.

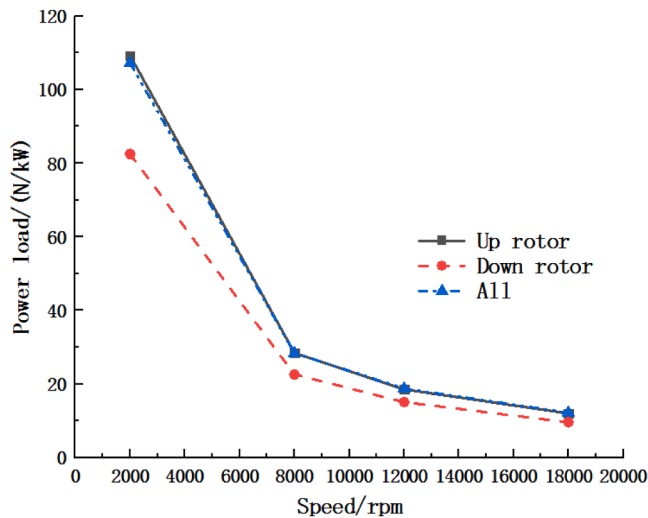


Fig. 19. Power load curve.

coefficient remains relatively stable. However, once the speed exceeds 12,000 rpm, the ducted thrust coefficient increases at a faster rate. At 18,000 rpm, the ducted thrust coefficient is 1.16 times higher than at 12,000 rpm. These findings suggest that the relative contribution of the upper and lower rotors to the overall thrust force changes with increasing rotor speed, with the disparity between them narrowing at higher speeds. Additionally, the ducted thrust coefficient exhibits a threshold behavior, remaining nearly constant at lower speeds but increasing significantly beyond 12,000 rpm. This non-linear response highlights the importance of considering the impact of rotor speed on the aerodynamic performance of both the rotors and the ducts.

Fig. 18 presents the ratio of ducted thrust force to total thrust force as a function of rotor speed. The data indicate that for rotor speeds below 8000 rpm, the proportion of ducted thrust force decreases as speed increases. Conversely, once the rotor speed exceeds 8000 rpm, the proportion of ducted thrust force begins to increase. Specifically, at a rotor speed of 18,000 rpm, the proportion of ducted thrust force is 1.14 times greater than at 8000 rpm. This trend suggests a threshold behavior in the contribution of the ducted thrust force to the total thrust force. Below 8000 rpm, the increasing speed appears to diminish the relative effectiveness of the ducts in generating thrust force. However, beyond this threshold, the ducts become more effective, contributing a progressively larger share to the total thrust force as speed continues to increase. The

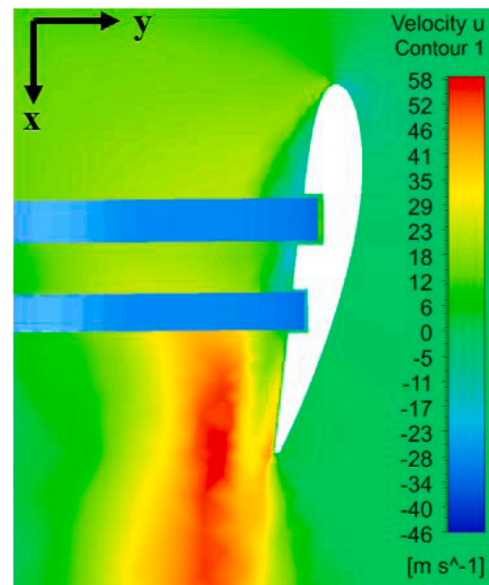


Fig. 20. Velocity diagram of the axis of the cross-section in the duct.

observed non-linear relationship between rotor speed and the proportion of ducted thrust force highlights the complex aerodynamic interactions within the system. This finding underscores the importance of optimizing rotor speed to maximize the beneficial effects of the ducts on overall thrust performance. In summary, the results demonstrate that the proportion of ducted thrust force exhibits a distinct dependency on rotor speed, with a notable increase above 8000 rpm.

Fig. 19 presents the variation curves of the power loads for the upper and lower rotors, as well as the total power load, as a function of rotor speed. The data reveal that as rotor speed increases, both the individual components and the overall power load exhibit a significant decrease. The rate of decline is substantial and follows a similar trend across all measured parameters. Notably, the curves for the overall power load and the upper rotor power load almost coincide, indicating a close correspondence between these two measures. Throughout the range of speeds examined, the power load of the upper rotor remains consistently higher than that of the lower rotor. This behavior suggests that the upper rotor bears a greater proportion of the power load, which decreases markedly with increasing rotor speed. The similarity in the trends of the upper rotor and total power load implies that the upper rotor's performance has a dominant influence on the overall system efficiency. In summary, the results highlight the significant reduction in power load with increasing rotor speed, particularly for the upper rotor.

Fig. 20 presents a contour of the axial velocity at the mid-section of the duct for a rotor speed of 12,000 rpm. The visualization reveals that the lower paddle disc exhibits an "attracting" effect on the airflow from the upper paddle disc, which inhibits the contraction of the airflow. Consequently, the downwash flow generated by the lower paddle disc is significantly more pronounced compared to that of the upper paddle disc. This enhanced downwash results in a reduced thrust force on the lower paddle disc relative to the upper paddle disc. The observed "attracting" effect suggests that the lower paddle disc draws in and re-directs the airflow from the upper disc, altering the flow dynamics within the duct. This interaction leads to a less concentrated flow pattern above the lower disc, thereby diminishing its ability to generate significant thrust forces. In contrast, the upper paddle disc, operating in a less disturbed flow environment, can maintain a higher thrust force. These findings highlight the complex aerodynamic interactions between the upper and lower paddle discs, particularly at high rotor speeds. The influence of the lower disc on the flow field not only affects its own performance but also impacts the overall efficiency of the ducted system. Understanding these interactions is crucial for optimizing the

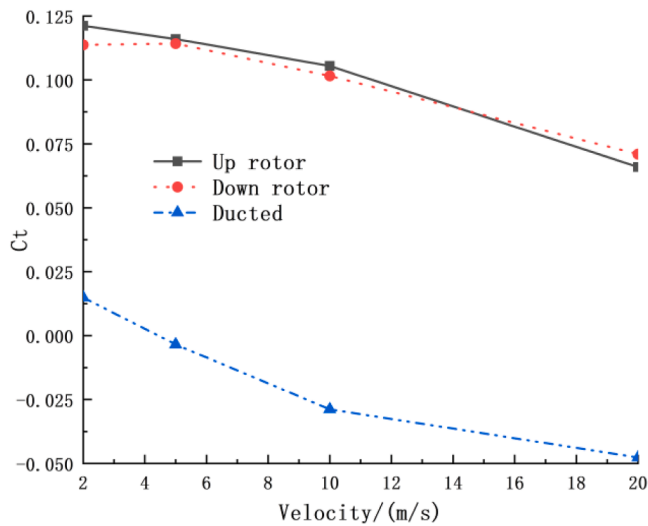


Fig. 21. Variation curve of the thrust value of the component.

design and operation of such systems to enhance their aerodynamic performance. In summary, the contour analysis indicates that the lower paddle disc’s attracting effect on the upper disc’s airflow results in a more pronounced downwash and consequently a smaller thrust force.

4.2.2. Analysis of the influence of axial flow on the aerodynamic characteristics of the CDR-SDR

Fig. 21 illustrates the variation in the thrust coefficient of each component as a function of axial flow velocity. The data show that as the axial flow velocity increases, the thrust coefficient for all components decreases. Notably, the ducted thrust coefficient drops rapidly, reaching negative values and generating negative thrust forces. The thrust coefficient of the upper rotor decreases at a faster rate compared to that of the lower rotor. Specifically, when the axial flow velocity reaches 20 m/s, the thrust coefficient of the lower rotor becomes lower than that of the upper rotor.

Fig. 22 presents the velocity streamlines at the mid-section of the duct for various axial flow velocities. The visualization reveals that as the flow velocity increases, the incoming flow above the duct tends to flatten. Additionally, the low-pressure vortex above the rotor and the recirculation zone below the mid-section of the duct gradually diminish.

These observations indicate that increasing axial flow velocity has a significant impact on the aerodynamic performance of the system. The rapid decrease in the ducted thrust coefficient to negative values suggests that the duct’s ability to generate positive thrust forces is severely compromised at higher flow velocities. The faster decline in the upper rotor’s thrust coefficient compared to the lower rotor implies that the upper rotor is more sensitive to changes in axial flow, which could be due to its position relative to the incoming flow and the interactions with the duct. The flattening of the incoming flow and the disappearance of the low-pressure vortex and recirculation zone suggest a fundamental change in the flow structure within the duct. These changes likely reduce the aerodynamic loading on the rotors and the duct, leading to the observed decreases in thrust coefficients.

4.3. Analysis of aerodynamic characteristics of the IODR-SDR

4.3.1. Analysis of the influence of rotor speed

The computational model is based on the benchmark data provided in Table 3, where the length of the outer rotor is set to be equal to the radius of the inner rotor.

Fig. 23 illustrates the variation in the thrust coefficient of each component as a function of rotor speed. The results indicate that the rotor speed has a minimal effect on the thrust coefficients of the components. Notably, the thrust coefficient of the outer rotor is significantly higher than that of the inner rotor. Specifically, at a rotor speed of 12,000 rpm, the thrust coefficient of the outer rotor is 1.63 times greater than that of the inner rotor. This substantial difference suggests that the outer rotor exerts a significant influence on the performance of the inner rotor, likely due to aerodynamic interference. The ducted thrust coefficient remains relatively low, with a maximum value not exceeding 0.006. Fig. 24 further supports this observation by showing the variation in the ratio of ducted thrust force to total thrust force with respect to rotor speed. The proportion of the ducted thrust force does not exceed 0.016, indicating that its contribution to the overall thrust force is negligible. This suggests that the configuration of the IODR-SDR system leads to a marked reduction in the thrust force generated by the duct. Fig. 25 presents the variation curves for the inner and outer rotors, as well as the overall power load, as a function of rotor speed. The data reveal that as the rotor speed increases from low to medium speeds, both the internal and external rotors, along with the overall power load, exhibit a gradual increase. However, when the rotor speed continues to rise to high speeds, the power load begins to decrease. This non-linear behavior highlights the complex relationship between rotor speed and

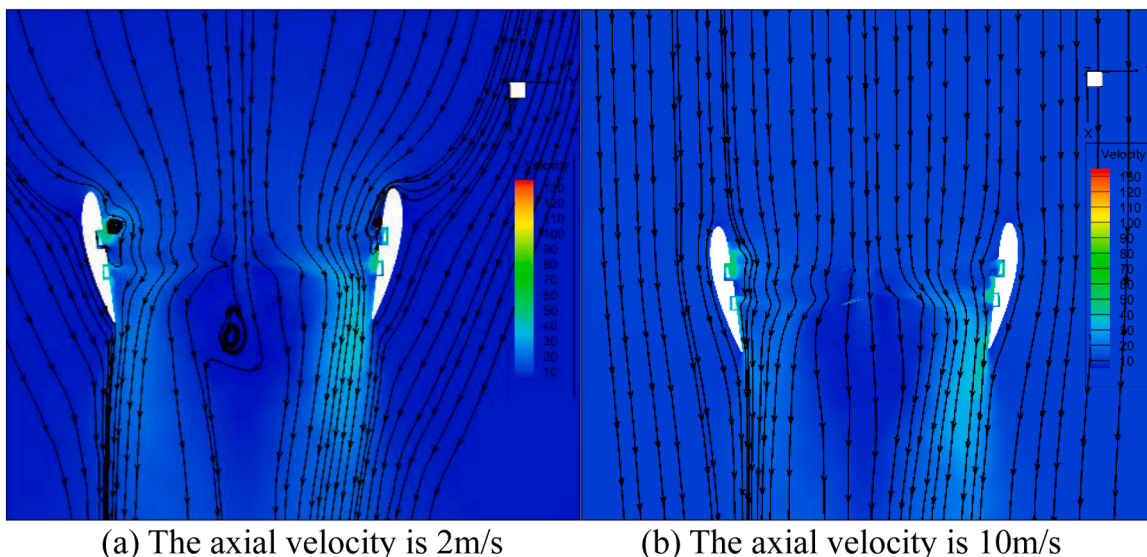


Fig. 22. Streamline diagram of cross-sectional velocity in the duct.

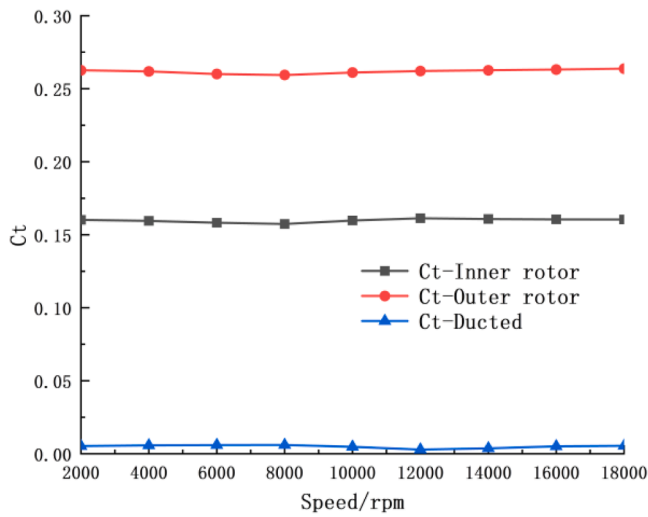


Fig. 23. Variation curve of the thrust coefficient of the component with the rotor speed.

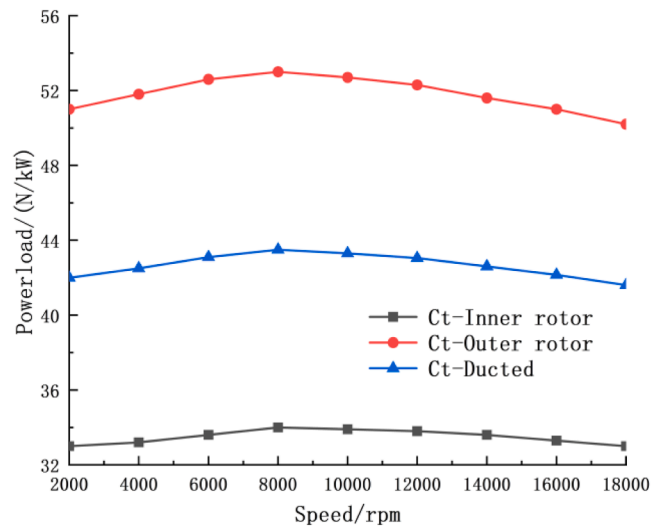


Fig. 25. Variation curves of inner and outer rotors and overall power load with rotational speed.

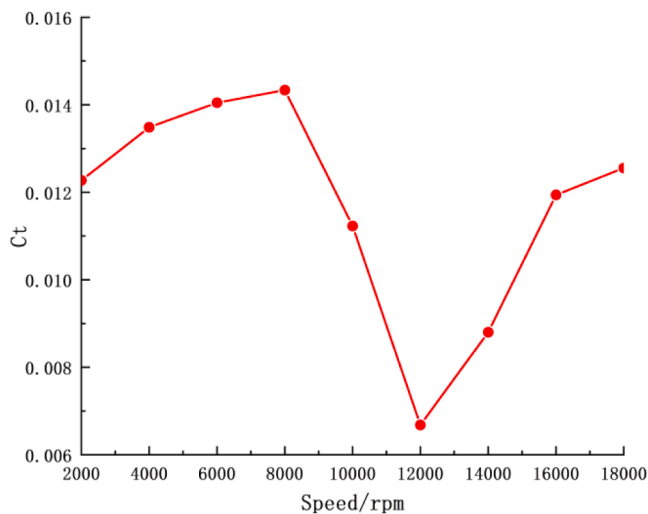


Fig. 24. The proportion of ducted thrust force as a function of rotor speed.

power consumption. The above analysis underscores the significant impact of the layout of the inner and outer rotors on the aerodynamic performance of the duct. The pronounced interference from the outer rotor on the inner rotor results in a reduction in the latter's thrust performance. These findings emphasize the importance of optimizing the relative positioning and design of the rotors to enhance overall system efficiency and performance. In summary, the results demonstrate that the thrust coefficient of the outer rotor is substantially higher than that of the inner rotor, with minimal variation across different rotor speeds. The ducted thrust coefficient remains small, contributing negligibly to the overall thrust force. Additionally, the power load exhibits a non-linear response to rotor speed, increasing at lower speeds but decreasing at higher speeds.

Fig. 26 shows the coupled flow field and the vortex ring effect. When the inner rotor speed is 8000 rpm, the rotational flow fields of the inner and outer rotors strongly couple within the duct. This interaction leads to the formation of a significant vortex ring structure in the midsection of the duct and in the area close to the upper part of the duct wall. The presence of this vortex ring severely disrupts the normal flow around the duct lip, causing a significant reduction in the airflow passing through the lip. The decrease in lip flow directly results in a sharp drop in the additional duct thrust. The pressure contour of the midsection of the

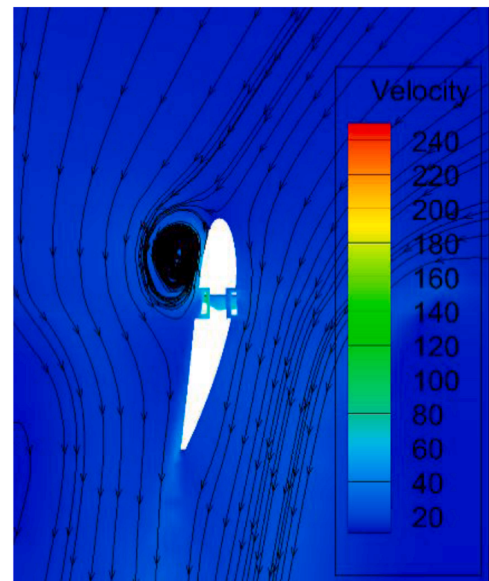


Fig. 26. Streamline diagram of cross-sectional velocity in the duct.

duct in Fig. 27 clearly confirms this: the high-pressure zone that should have formed on the inner side of the duct is significantly weakened and even turns into a low-pressure zone. As a result, the pressure difference between the inner and outer walls of the duct becomes very small, and the additional aerodynamic thrust (duct thrust) that the duct can provide becomes negligible.

Although the duct's contribution to thrust has been greatly reduced, the rotor system itself remains the main source of thrust, with a distinct distribution of thrust. The pressure distribution contour of the upper and lower surfaces of the inner and outer rotors in Fig. 28 reveals the specific sources of thrust: the larger pressure difference (i.e., the main area generating thrust) on the upper and lower surfaces of the inner rotor is mainly concentrated at the blade root, while the key area for thrust generation of the outer rotor is concentrated on the leading edge of the blade. This indicates that the aerodynamic efficiency of IODR-SDR is highly dependent on the fine management of the rotor flow field and the avoidance of adverse vortex ring structures to maintain the duct's thrust-enhancing effect and optimize the overall thrust distribution.

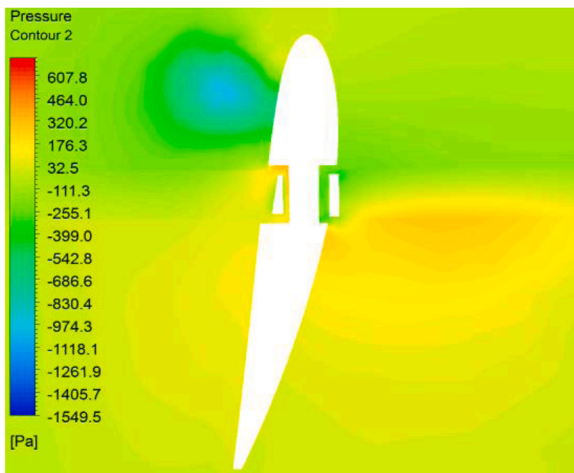
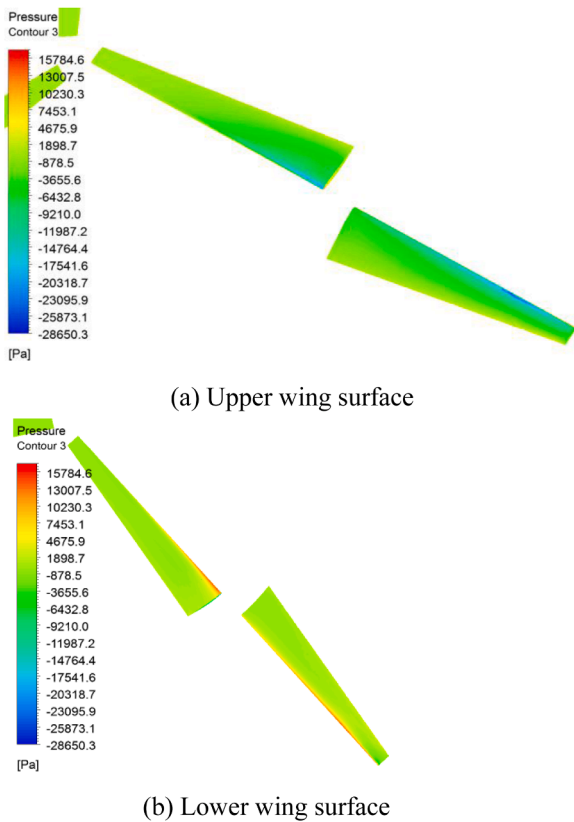


Fig. 27. Pressure contour of the middle section of the duct.



(a) Upper wing surface

(b) Lower wing surface

Fig. 28. Upper and lower surface pressure distribution diagram of inner and outer rotors.

4.3.2. Analysis of the influence of axial flow on the aerodynamic characteristics of the iodr-sdr

In this study, the calculation model utilizes the benchmark model data presented in Table 3, with specified operating conditions as follows: the inner rotor rotates at a speed of 8000 rpm, while the outer rotor operates at 4000 rpm. The length of the outer rotor is equal to the radius of the inner rotor. Axial flow velocities considered in the analysis are 2 m/s, 5 m/s, 10 m/s, and 20 m/s.

Fig. 29 illustrates the variation in thrust forces for each component, as well as the overall thrust force, as a function of axial flow velocity. The data reveal a trend where the thrust force for each component diminishes as the axial flow velocity increases. Notably, the decrease in

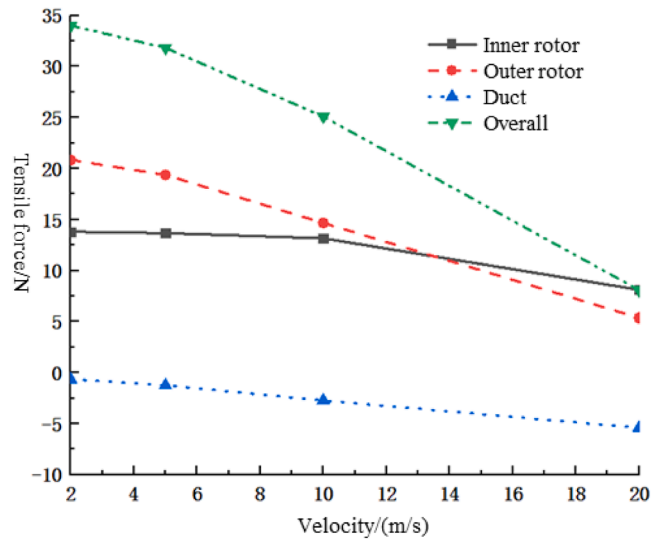


Fig. 29. Variation curves of component and overall thrust force with axial flow velocity.

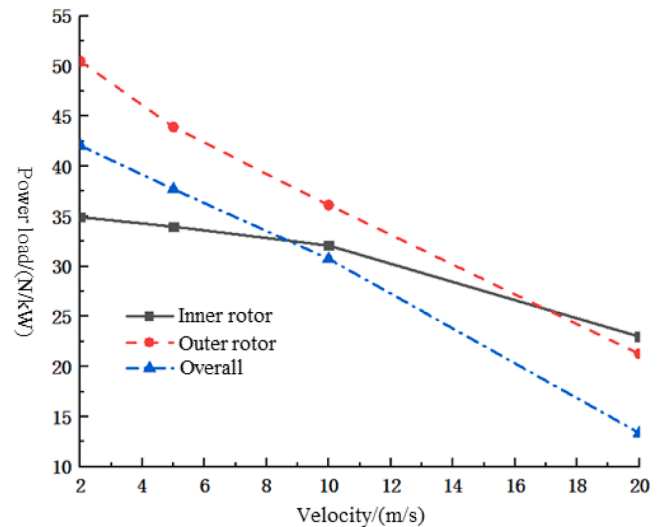


Fig. 30. Variation curves of component and overall power load with axial flow velocity.

thrust force is most pronounced for the outer rotor. Specifically, when the axial flow velocity is 2 m/s, the thrust force is measured at 20.84 N; this value decreases to 5.37 N at an axial flow velocity of 20 m/s, indicating a reduction of 74.23 %. For lower axial flow velocities, the change in thrust force for the inner rotor is minimal. However, as the axial flow velocity increases, the rate of decrease in thrust force for the inner rotor accelerates. The ducts experience negative thrust forces due to the axial flow, which exhibit a linear relationship with the axial flow velocity.

Fig. 30 presents the variation in power load for each component, as well as the overall power load, as a function of axial flow velocity. The data indicate that as the axial flow velocity escalates from 2 m/s to 20 m/s, there is a corresponding reduction in power load: the outer rotor's power load decreases by 57.87 %, the inner rotor's power load diminishes by 34.16 %, and the overall power load reduces by 68.23 %. These findings highlight the significant impact of axial flow on the aerodynamic performance of the IODR-SDR (Inner Outer Dual Rotor - Single Drum Rotor). Specifically, it is evident that an excessive increase in axial flow velocity results in a rapid decline in both thrust force and

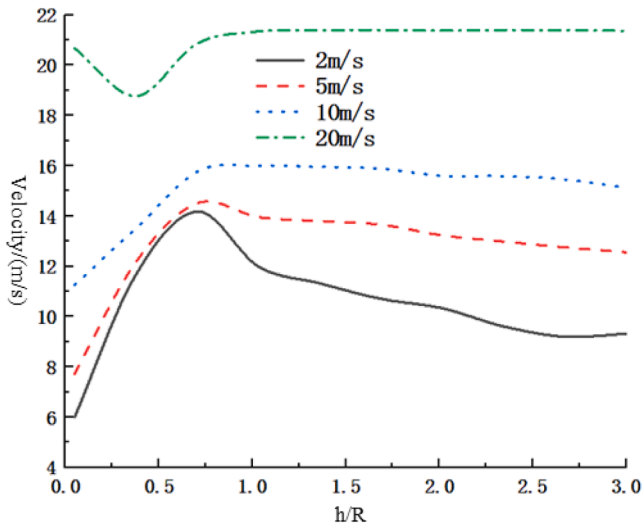


Fig. 31. Velocity curves induced by different heights under the paddle disc at different axial flow velocities.

power load. This suggests that optimizing the operational parameters, particularly the axial flow velocity, is critical to maintaining the efficiency and performance of the IODR-SDR system.

Fig. 31 illustrates the velocity profiles generated beneath the paddle disc at varying axial velocities and different heights. The results indicate that as the axial velocity increases, so does the induced velocity under the paddle disc. Notably, the peak values of the induced velocity for different axial velocities show little variation with respect to the height of the paddle disc. Moreover, a higher axial velocity correlates with a more gradual decrease in induced velocity following its peak, leading to greater induced power. The relationship between induced velocity and effective power is such that an increase in induced velocity results in a corresponding increase in induced power. However, this also leads to a reduction in effective power, which in turn decreases the rotor's thrust force. Consequently, as the axial velocity increases, both the rotor's thrust force and its power load diminish. This trend underscores the importance of axial velocity in determining the aerodynamic performance and efficiency of the system. In the context of these findings, it is crucial to consider the optimization of axial velocity to balance the induced power and maintain the desired levels of rotor thrust force and power load.

Fig. 32 presents a streamline diagram depicting the cross-sectional

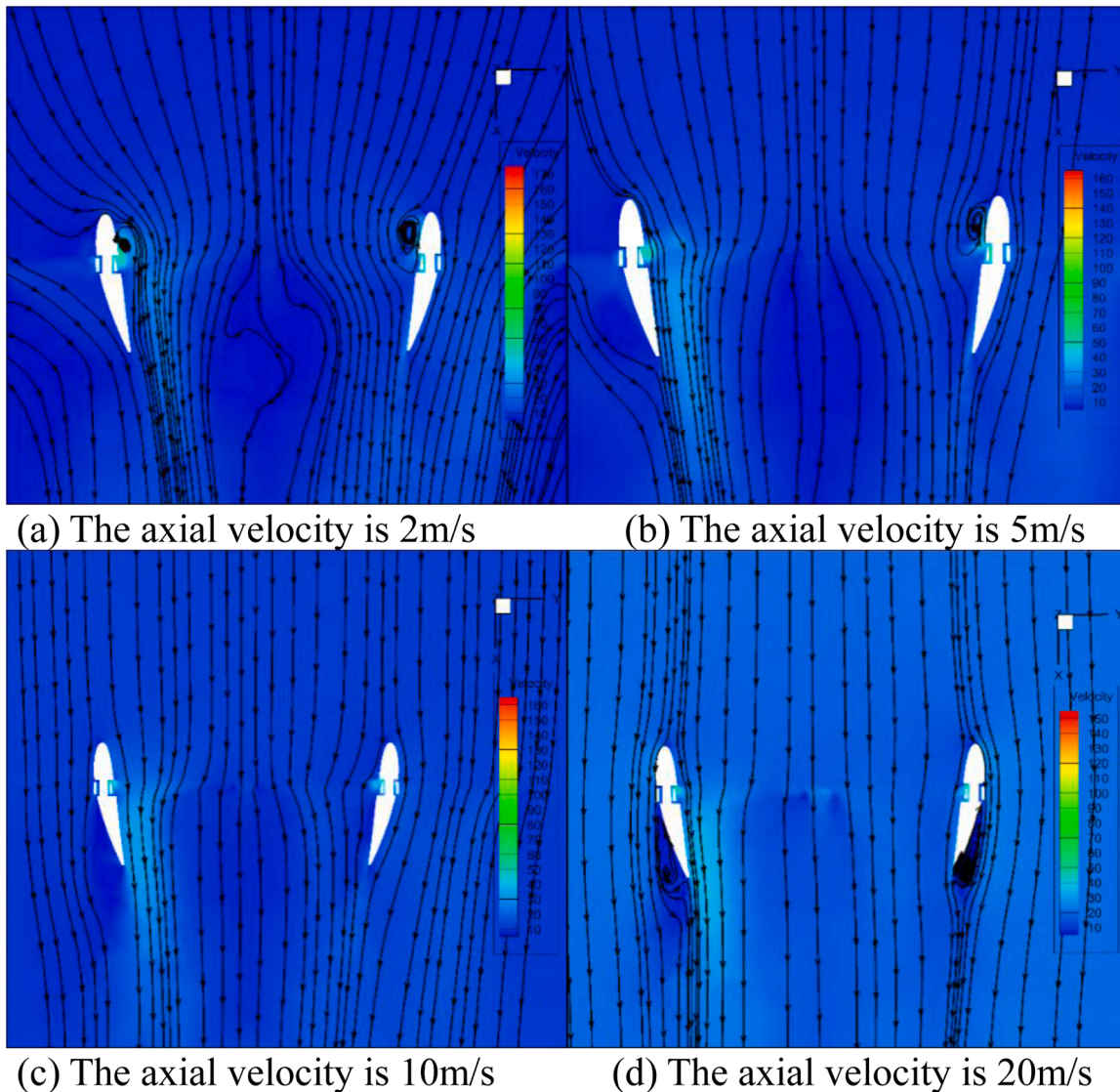


Fig. 32. Streamline diagram of cross-section velocity in the duct.

velocity within an induced duct at various axial velocities. The visualization reveals that as the axial flow velocity increases, the incoming flow above the paddle disc progressively straightens, and the vortex ring at the duct's entrance becomes less pronounced. However, this also results in a weakening of the flow around the lip, leading to a continuous decrease in lip tension and, consequently, a reduction in overall duct tension. Notably, in Fig. 32(d), airflow separation is observed to commence at the tail end of the duct. This phenomenon suggests that with higher axial flow velocities, the airflow no longer adheres to the culvert wall, instead forming a separation bubble structure at the duct's terminus. This separation can have significant implications for the aerodynamic performance and efficiency of the system, as it may lead to increased drag and reduced effectiveness of the duct.

5. Conclusion

In this paper, the sliding grid technology based on non-structural mesh is used to investigate the aerodynamic characteristics of double-ducted shaftless ducted rotor (DD-SDR), coaxial dual rotor shaftless ducted rotor (CDR-SDR), and inner and outer dual rotor shaftless ducted rotor (IODR-SDR), and the following conclusions are obtained:

(1) The research reveals that the diameter ratio between the inner and outer ducts significantly impacts the aerodynamic performance of the IODR-SDR. As the inner-to-outer duct diameter ratio increases, the thrust coefficient of the outer rotor rises, particularly at higher rotor speeds. For instance, at 18,000 rpm, the thrust coefficient of the outer rotor is 1.17 times greater than at 8000 rpm when the inner-to-outer duct diameter ratio is 0.8. Conversely, the thrust coefficient of the inner rotor initially increases with rotor speed but then decreases as the inner-to-outer duct diameter ratio reaches 0.8. This decrease is likely due to the reduced effective working area for the outer rotor, which in turn diminishes the thrust force. Regarding total thrust force, it is observed that both individual components and the overall thrust force increase with rotor speed. At 18,000 rpm, the maximum total thrust force is achieved when the inner-to-outer duct diameter ratio is 0.65, while the minimum occurs at a ratio of 0.8, with the maximum being 1.32 times greater than the minimum. These findings highlight the importance of optimizing the inner-to-outer duct diameter ratio to maximize thrust performance. An excessively large inner duct diameter not only limits the outer rotor's effective working area but also increases mutual interference between the ducts, leading to a reduction in overall thrust efficiency.

(2) Numerical simulations show that in the CDR-SDR, the downwash airflow from the upper rotor interferes with the lower rotor, resulting in a reduced thrust coefficient for the lower rotor compared to the upper one. This aerodynamic interference indicates that careful consideration must be given to the relative positioning and spacing between the upper and lower rotors during the design process to minimize adverse aerodynamic effects and enhance overall performance.

(3) The study finds that increasing the rotor speed leads to a significant reduction in power loading for all three types of SDR. For example, in the DD-SDR, as axial flow velocity increases, the thrust forces of its components decrease, with the outer rotor experiencing a more substantial reduction in thrust force. Additionally, as the axial flow velocity increases from 2 m/s to 20 m/s, the power loading of the outer rotor decreases by 57.87 %, the inner rotor by 34.16 %, and the overall power loading by 68.23 %. This result underscores the importance of optimizing rotor speed and other operational parameters to ensure efficient operation of these novel SDR.

CRedit authorship contribution statement

Suiyuan Shen: Writing – original draft, Methodology, Investigation, Funding acquisition, Formal analysis, Data curation, Conceptualization. **Haotian Shi:** Resources, Project administration, Investigation. **Jiyu Li:** Supervision, Resources, Methodology, Investigation, Formal analysis.

Mingle Zhang: Visualization, Validation, Investigation, Formal analysis. **Mengyao Li:** Writing – original draft, Validation, Software.

Declaration of competing interest

The authors declare the following financial interests/personal relationships which may be considered as potential competing interests: Suiyuan shen reports financial support was provided by National Natural Science Foundation of China. Suiyuan shen reports financial support was provided by Science and Technology Projects in Guangzhou. Suiyuan shen reports financial support was provided by Specific university discipline construction project. If there are other authors, they declare that they have no known competing financial interests or personal relationships that could have appeared to influence the work reported in this paper.

Acknowledgments

This work was supported in part by the National Natural Science Foundation of China (62403203); the Science and Technology Projects in Guangzhou (2025A04J4161); and the Specific university discipline construction project (2023B10564002).

Data availability

Data will be made available on request.

References

- [1] R.J. Goudswaard, D. Ragni, W.J. Baars, Effects of the rotor tip gap on the aerodynamic and aeroacoustic performance of a ducted rotor in hover, *Aerosp. Sci. Technol.* 155 (3) (2024) 1–14, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109734>.
- [2] P.V. Bulat, Effect of radial gap between the ring and propeller tips on the performance of a ducted propeller, *Aeronaut* 66 (1) (2024) 715–722, <https://doi.org/10.1016/j.aeronaut.2024.108189>.
- [3] J.L. Pereira, *Hover and Wind-Tunnel Testing of Shrouded Rotors For Improved Micro Air Vehicle Design*, University of Maryland, City Park, 2008.
- [4] Y. Luo, T. Ai, Y. He, Aerodynamic analysis on unsteady characteristics of a ducted fan hovering in ceiling effect, *Eng. Appl. Comput. Fluid Mech.* 17 (1) (2023) 21–36, <https://doi.org/10.1186/s42774-024-00179-z>.
- [5] Y. Hu, C. Zhang, Q. Wang, Hovering efficiency optimization of ducted propeller with large blade tip clearance based on grooved duct configuration, *Aerosp. Sci. Technol.* 150 (4) (2024) 10–26, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109226>.
- [6] V. Maldonado, G.D. Fernandes, Impact of blade shape on the aerodynamic performance and turbulent jet dynamics produced by a ducted rotor, *Phys. Fluids* 36 (5) (2024) 748–755, <https://doi.org/10.1063/5.0207621>.
- [7] Y. Choi, S. Wie, S. Chae, A study on hover performance of ducted fans for an unmanned VTOL aircraft, *Int. J. Aerosp. Eng.* 16 (7) (2022) 56–71, <https://doi.org/10.1155/2022/4045778>.
- [8] B.A. Cai, B.B. Tian, L.Y. Qiu, et al., Application of the body force method in the rim driven thruster, *Int. J. Nav. Archit. Ocean Eng.* 14 (4) (2022) 1–22, <https://doi.org/10.1016/j.ijnaoe.2022.100476>.
- [9] C. Chen, X. Chen, Z. Zhou, The effect of tip rake distribution on the hydrodynamic performance of shaftless rim-driven contra-rotating thruster, *Ocean Eng.* 285 (7) (2023) 11–27, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.115454>.
- [10] S. Zhai, S.B. Jin, J.Q. Chen, Z.H. Liu, X.L. Song, CFD-based multi-objective optimization of the duct for a rim-driven thruster, *Ocean Eng.* 264 (3) (2022) 1–17, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2022.112467>.
- [11] J.F. Lin, H.D. Yao, C. Wang, Y.M. Su, C. Yang, Hydrodynamic performance of a rim-driven thruster improved with gap geometry adjustment, *Eng. Appl. Comput. Fluid Mech.* 17 (1) (2023) 1–15, <https://doi.org/10.1080/19942060.2023.2183902>.
- [12] B. Liu, M. Vanierschot, F. Buysschaert, Optimization design of the duct of a rim-driven thruster using the adjoint approach, *Ocean Eng.* 278 (6) (2023) 1–14, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.114293>.
- [13] B. Liu, M. Vanierschot, F. Buysschaert, Comparison study of the k–kl– ω and γ – $\text{re}\theta$ transition model in the open-water performance prediction of a rim-driven thruster, *Int. J. Turbomach. Propuls. Power* 9 (1) (2024) 1–15, <https://doi.org/10.3390/ijtp9010002>.
- [14] B. Liu, M. Vanierschot, F. Buysschaert, Numerical study of scale effects on the open water performance of a rim-driven thruster, *Appl. Ocean Res.* 138 (7) (2023) 1–13, <https://doi.org/10.1016/j.apor.2023.103667>.
- [15] B. Liu, M. Vanierschot, F. Buysschaert, Effects of transition turbulence modeling on the hydrodynamic performance prediction of a rim-driven thruster under different duct designs, *Ocean Eng.* 256 (7) (2022) 1–14, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2022.111142>.
- [16] S. Shen, Q. Zhu, K. Wang, Numerical study on influence of key parameters of aerodynamic characteristics of shaftless ducted rotor, *Trans. Nanjing Univ.*

- Aeronaut. Astronaut. 37 (5) (2020) 682–693, <https://doi.org/10.16356/j.1005-1120.2020.05.003>.
- [17] M. Zhang, Y. Cao, C. Zhou, Flow physics and loss mechanisms of tip leakage flow in variable-blade-pitch-angle ducted fans, *Aerosp. Sci. Technol.* 142 (3) (2023) 29–46, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108588>.
- [18] T. Cai, B. Xiang, Influence of wall effect on comprehensive controllability for ducted fan aircraft, *J. Beijing Inst. Technol.* 42 (6) (2020) 87–99, <https://doi.org/10.15918/j.jbit1004-0579.20066>.
- [19] Z. Zhang, C. Xie, W. Wang, An experimental and numerical evaluation of the aerodynamic performance of a UAV propeller considering pitch motion, *Drones* 36 (7) (2023) 677–692, <https://doi.org/10.3390/drones7070447>.
- [20] R. You, J. Chen, Experimental and numerical study of airflow distribution in an aircraft cabin mock-up with a gasper on, *J. Build. Perform. Simul.* 9 (1) (2016) 87–99, <https://doi.org/10.1080/19401493.2015.1126762>.
- [21] Z. Wu, Q. Wang, M. Wang, Effect of U-shaped notches on nozzle performance and jet flow structures, *J. Phys.: Conf. Ser.* 12 (2) (2024) 17–29, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2764/1/012022>.
- [22] Y. Hu, C. Zhang, Q. Wang, Hovering efficiency optimization of ducted propeller with large blade tip clearance based on grooved duct configuration, *Aerosp. Sci. Technol.* 142 (3) (2024) 876–892, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109226>.
- [23] Y. Zhao, Y. Tian, Z. Wan, Longitudinal aerodynamic characteristics of ducted fan propelled fixed-wing VTOL aircraft hovering in ground effect, *Aerospace* 10 (8) (2023) 65–76, <https://doi.org/10.3390/aerospace10080659>.
- [24] W. Wei, J. Tu, Z. Ke, Analysis and optimization of the coupling effect for duct-rotor based on aerodynamic performance, *Aerosp. Sci. Technol.* 142 (2) (2024) 455–467, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109200>.
- [25] S. Du, Aerodynamic optimization design of duct body structure for coaxial rotor unmanned aerial vehicles, *Int. J. Aerosp. Eng.* 26 (1) (2024) 22–35, <https://doi.org/10.1016/j.jae.2016.09.005>.
- [26] Y. Luo, Y. He, Y. Qian, Aerodynamic modeling of ducted fans under environmental disturbances, *J. Phys.: Conf. Ser.* 2707 (1) (2024) 12–25, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2707/1/012075>.
- [27] H. Xv, L. Zhao, M. Wu, Analysis of the impact of structural parameter changes on the overall aerodynamic characteristics of ducted UAVs, *Drones* 7 (12) (2023) 70–91, <https://doi.org/10.3390/drones7120702>, 2023.
- [28] M. Lugaesi, D. Villa, S. Gaggero, Design by optimization on the nozzle and the stator blades of a rim-driven pumpjet, *J. Mar Sci Eng* 12 (11) (2024) 1–15, <https://doi.org/10.3390/jmse12112090>.
- [29] H. Yang, D. Li, F. Zhang, Numerical analysis of the hydrodynamic performance impact of novel appendage on rim-driven thruster, *J. Mar. Sci. Appl.* 23 (10) (2024) 762–775, <https://doi.org/10.1007/s11804-024-00475-6>.
- [30] K. Du, Y. Shi, K. Li, Influence of tunnel cone angle and lip deflection on the performance of coaxial twin propeller, *J. Phys.: Conf. Ser.* 2815 (1) (2024) 77–89, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2815/1/012001>.
- [31] C. Cao, M. Lin, G. Zhao, Numerical study on aerodynamic performance of a ducted tail rotor in hover and sideward flight, *Aerosp. Sci. Technol.* 146 (3) (2024) 61–82, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.108924>.
- [32] V. Somashekar, A. Immanuel, Comparative study on the prediction of aerodynamic characteristics of mini-unmanned aerial vehicle with turbulence characteristics of mini-unmanned aerial vehicle with turbulence models, *Int. J. Aviat. Aeronaut. Aerosp.* 8 (1) (2021) 1–14, <https://doi.org/10.15394/ijaaa.2021.1559>.
- [33] K.B. Rajasekarababu, G. Vinayagamurthy, S.S. Rajan, Evaluation of CFD URANS turbulence models for the building under environmental wind flow with experimental validation, *J. Appl. Fluid Mech.* 15 (5) (2022) 1387–1401, <https://doi.org/10.47176/jafm.15.05.33448>.
- [34] R.G. Rajagopalan, A procedure for rotor performance, flowfield and interference- A perspective, 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, U.S.A., 2000, 1–6, <https://doi.org/10.2514/6.2000-116>.
- [35] L.A.J. Zori, R.G. Rajagopalan, Navier-Stokes Calculations of Rotor-Airframe Interaction in Forward flight, the 48th Annual Forum of, American Helicopter Society Washington DC, 1992, <https://doi.org/10.4050/JAHS.40.57>, 57–67.
- [36] M.L. Ruh, J.T. Hwang, Fast and robust computation of optimal rotor designs using blade element momentum theory, *AIAA J.* 61 (9) (2023) 4096–4111, <https://doi.org/10.2514/6.2023-1062611>.
- [37] I.C. Chang, R.G. Rajagopalan, CFD analysis for ducted fans with validation, 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida, 2003, <https://doi.org/10.2514/6.2003-4079>.
- [38] A. Bouhelal, A. Ladjal, A. Smaili, Blade element momentum theory coupled with machine learning to predict wind turbine aerodynamic performances, *AIAA SCITECH 2023 Forum* 6 (2) (2023) 1153, <https://doi.org/10.1088/1748-9326/8/2/024009>.
- [39] H. Cai, G. Ma, Z. Li, Unsteady aerodynamic characteristics of ducted coaxial propeller unmanned aerial vehicle, *J. Aerosp. Power* 34 (08) (2019) 1699–1707, <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.2019.08.008>.
- [40] R. Nahyeon, O. Sejong, P. Donghun, Aerodynamic characteristics of helicopter with ducted fan tail rotor in hover under low-speed crosswind, *Int. J. Aerosp. Eng.* 10 (2) (2020) 1–12, <https://doi.org/10.1155/2020/7059209>.

Fuzzy Extended State Observer-Based Sliding Mode Control for an Agricultural Unmanned Helicopter

Suiyuan Shen, Jiyu Li *, Yu Chen and Jia Lv

College of Engineering, South China Agricultural University, Guangzhou 510642, China; suiyuanshen@scau.edu.cn (S.S.); chenyu219@126.com (Y.C.); lvjia@scau.edu.cn (J.L.)

* Correspondence: lijyu@scau.edu.cn

Abstract: In the context of agricultural unmanned helicopters, the complex wind disturbances over crop fields and structural perturbations due to variations in pesticide container weights present substantial challenges to flight safety. To address these issues, this paper proposes an innovative fuzzy extended state observer-based sliding mode control (FESO-SMC) methodology aimed at enhancing the aircraft's resilience against such disturbances. Initially, this study adopts a state expansion strategy to integrate both wind and structural disturbances into a comprehensive disturbance model applicable to the agricultural unmanned helicopter. Following this, a sliding mode control law is formulated with consideration for unknown total disturbances, employing specific sliding mode functions alongside exponential reaching laws. An extended state observer is simultaneously implemented within the sliding mode control framework to estimate and mitigate these disturbances, thereby augmenting the disturbance rejection capabilities of the flight control system. Additionally, the integration of fuzzy logic facilitates adaptive parameter adjustment for the extended state observer, leading to more accurate disturbance estimation. Consequently, a trajectory tracking control system tailored specifically for the agricultural unmanned helicopter has been developed, and its performance was evaluated through simulation experiments. The results indicate that, under certain disturbances, the attitude control error of the FESO-SMC controller is reduced to one-fifth that of traditional sliding mode controllers, while position control accuracy is enhanced more than twofold, thus demonstrating that the proposed FESO-SMC controller not only exhibits superior anti-disturbance capability and robustness but also achieves higher tracking accuracy compared to conventional sliding mode controller.

Keywords: agricultural unmanned helicopter; extended state observer; sliding mode control; fuzzy control; trajectory tracking control; anti-disturbance

Academic Editor: José Lima

Received: 2 January 2025

Revised: 20 January 2025

Accepted: 25 January 2025

Published: 30 January 2025

Citation: Shen, S.; Li, J.; Chen, Y.; Lv,

J. Fuzzy Extended State

Observer-Based Sliding Mode

Control for an Agricultural

Unmanned Helicopter. *Agriculture*

2025, 15, 306. [https://doi.org/](https://doi.org/10.3390/agriculture15030306)

10.3390/agriculture15030306

Copyright: © 2025 by the authors.

Submitted for possible open access

publication under the terms and

conditions of the Creative Commons

Attribution (CC BY) license

(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>).

1. Introduction

In the realm of crop protection, chemical control remains the most effective and economically viable approach [1,2]. Compared to terrestrial spraying equipment, the agricultural unmanned helicopter exhibits distinct advantages, such as flexible take-off and landing capabilities, independence from terrain conditions, superior operational efficiency, and enhanced effectiveness [3]. Particularly, this machinery excels in managing crop diseases within challenging terrains, including mountainous and hilly areas, dense orchards, and regions where ground-based machinery faces significant limitations [4–6]. However, the operational efficacy of agricultural unmanned helicopters is often compromised by

external environmental disturbances, such as complex wind patterns and internal structural perturbations resulting from pesticide application. These disturbances can lead to flight instability, reduce the effectiveness of plant protection efforts, and pose risks to flight safety [7]. Consequently, the development of advanced flight control methodologies designed to effectively counteract these disturbances represents a critical focus area within the academic community. Such endeavors are essential for enhancing the performance and safety of agricultural unmanned helicopters, thereby ensuring their optimal utilization in crop protection.

In the field of unmanned helicopter flight control, researchers have introduced a variety of methodologies. Among these, linear control strategies such as Proportional Integral Derivative (PID) [8] and Linear Quadratic Regulator (LQR) [9] are favored for their simplicity in design and ease of engineering implementation. Despite these advantages, linear controllers are highly dependent on the precision of the flight dynamics model, which limits their effectiveness in mitigating disturbances encountered by unmanned helicopters [10]. Conversely, nonlinear control approaches provide more robust solutions to disturbance mitigation. Sliding Mode Control (SMC), characterized by its robustness, stability, rapid response, and straightforward design, has become particularly popular for unmanned helicopter flight control. For example, Ifassiouen et al. (2007) developed an SMC for a small unmanned helicopter, verifying its asymptotic stability against internal and external disturbances through Lyapunov stability analysis [11]. Similarly, Ramirez et al. (2014) presented an algorithm that combines integral sliding mode control with inversion control, ensuring sustained flight stability even under severe gust disturbances [12]. Furthermore, Derafa et al. (2012) designed a super-twisting sliding mode controller aimed at achieving precise attitude control for unmanned helicopters [13]. Liu et al. (2019) introduced an innovative exponential non-singular terminal sliding mode surface, which facilitates the online estimation and compensation of complex, unknown disturbances, thereby augmenting the robustness of unmanned aerial vehicle (UAV) attitude control. Despite this advancement, the inherent back-and-forth switching of the sliding mode controller near the sliding surface induces high-frequency chatter, posing significant risks to UAV flight safety [14]. Addressing the limitations associated with prolonged convergence times, sluggish response speeds, and substantial chattering observed in traditional sliding mode-reaching laws, Liu et al. (2017) proposed a novel fast-reaching law characterized by second-order sliding mode properties. This reaching law dynamically adjusts the approaching rate based on the distance between the current system state and the sliding mode surface, significantly enhancing the dynamic performance of the control system [15]. Although sliding mode controllers offer superior robustness against system uncertainties and disturbances compared to conventional control strategies, their design still requires certain model information about the unmanned helicopter for defining sliding mode surfaces and control laws. This prerequisite presents notable challenges in terms of obtaining accurate and comprehensive model data [16–18]. Consequently, while sliding mode control represents a significant step forward in UAV control technology, further research is needed to overcome these existing hurdles. Therefore, it is crucial to investigate alternative methodologies aimed at diminishing the reliance of sliding mode control on detailed unmanned helicopter information. Han (1991, 1994, 2009) proposed the Active Disturbance Rejection Control (ADRC) [19–21] as a viable solution, considering the characteristics of internal and external disturbances. The core principle of ADRC involves consolidating all disturbances into a total disturbance, which is then estimated using an Extended State Observer (ESO). Leveraging its real-time tracking capability, robust adaptability, and straightforward structure, ESO can effectively estimate total disturbances without necessitating the model information of the unmanned helicopter [22,23]. By substituting the component of the sliding mode control that traditionally requires model-specific

information for disturbance rejection with ESO, the flight controller achieves independence from the unmanned helicopter's model specifics. However, the adaptability of ESO must be improved, especially when confronting total disturbances exceeding predefined thresholds, which may degrade estimation performance due to suboptimal parameter settings. Fuzzy control, which translates human expertise into machine-interpretable control rules through fuzzification, offers a promising enhancement [24–26]. Researchers such as Lu (2021), Qi (2023), and Wu (2020) have successfully implemented fuzzy control strategies for online parameter tuning in ADRC controllers, achieving notable outcomes [27–29]. In this paper, we propose integrating fuzzy control mechanisms to enhance the adaptability of ESO. This integration allows for automatic adjustment of ESO parameters in response to changes in the flight status of agricultural unmanned helicopters, ensuring stable performance across varying levels of total disturbance. Consequently, this approach significantly boosts the flight controller's adaptability and anti-disturbance capabilities, thereby enhancing the operational efficiency and reliability of unmanned helicopters in agricultural applications.

In summary, this paper presents a novel control strategy based on a Fuzzy Extended State Observer-integrated Sliding Mode Control (FESO-SMC) approach. By employing an exponential reaching law to formulate the sliding mode control law, the FESO facilitates the estimation of total disturbances, enabling effective compensation within the sliding mode control framework. The proposed FESO-SMC controller is distinguished by its straightforward design and ease of implementation, rendering it exceptionally appropriate for practical deployment. Significantly, this controller exhibits robust performance in mitigating the adverse effects of complex wind disturbances and structural perturbations, thereby enhancing the overall resilience and operational efficiency of unmanned helicopters in challenging environments.

The primary objectives of this research are to eliminate internal and external disturbances affecting agricultural unmanned helicopters, thereby enhancing flight safety. This is achieved by leveraging fuzzy control to augment the ESO's disturbance observation capabilities and integrating these enhancements with the advantages of the SMC to achieve effective compensation for unknown disturbances. Consequently, this approach ensures safe and stable flight operations of agricultural unmanned helicopters. The structure of this paper is organized as follows: In the second section, we detail the design and stability analysis of a second-order FESO-SMC controller. Utilizing a six-degree-of-freedom (six-DOF) flight dynamics model specific to the agricultural unmanned helicopter, we develop a trajectory tracking control system based on the FESO-SMC controller. Subsequently, in the third section, we present simulation experiments and analyses focused on the attitude and trajectory control of the agricultural unmanned helicopter, which serve to validate the effectiveness of the proposed FESO-SMC control methodology. Finally, the fourth section concludes this paper by summarizing key findings and outcomes.

2. Materials and Methods

2.1. Second-Order Nonlinear Expansion System

Ignoring the effects of higher-order dynamics, the agricultural unmanned helicopter can be simplified into a second-order nonlinear system. Therefore, this paper expands the second-order nonlinear system and designs the corresponding fuzzy extended state observer, which can effectively estimate the disturbances faced by the agricultural unmanned helicopter.

The second-order nonlinear system under study incorporates both internal variations and external perturbations, presenting a comprehensive model for robust analysis and control synthesis:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x, w, t) + b(t)u \\ y = x_1 \end{cases} \quad (1)$$

where u and y represent the input and output signals, respectively. The term $f(x, w, t)$ denotes an unknown disturbance function, whereas $b(t)$ signifies an unknown control gain coefficient.

Define $x_3 = f(x, w, t) + (b(t) - b_0)u$ as the newly expanded state variable, where x_3 encapsulates both internal and external disturbances. Here, b_0 represents a constant baseline control gain. Let the derivative of x_3 with respect to time be denoted as $\dot{x}_3 = g(t)$. Consequently, system (1) is transformed into an extended system characterized by three state variables:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + b_0u \\ \dot{x}_3 = g(t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (2)$$

2.2. Sliding Mode Function of Second-Order Nonlinear Extended System

The error between the output of the system (2) and the target state is

$$e(t) = x_g - x_1 \quad (3)$$

$$\dot{e}(t) = \dot{x}_g - \dot{x}_1 = \dot{x}_g - x_2 \quad (4)$$

Design a sliding mode function (5)

$$s(t) = ce(t) + \dot{e}(t) \quad (5)$$

where x_g is the target state, and $c > 0$. When $s(t) = 0$, and $ce(t) + \dot{e}(t) = 0$, the result is $e(t) = e(0)e^{-ct}$. That is, when $t \rightarrow \infty$, the error e converges to 0 exponentially, and the convergence speed depends on the value of c . Therefore, the convergence of the sliding mode function $s(t)$ means that the errors e and \dot{e} must be convergent. Therefore, if the control law is designed to ensure that the $s(t)$ exponent converges to 0, the output of the second-order nonlinear system can stably track the target state.

2.3. Sliding Mode Control (SMC) Law

Lemma 1 ([30]). $V: 0, \infty \in R$ and the solution of $\dot{V}(t) \leq -\tau V, \forall t \geq t_0 \geq 0$ is

$$V(t) \leq e^{-\tau(t-t_0)}V(t_0) \quad (6)$$

if τ is a positive real number, then $V(t)$ converges exponentially to 0.

The reaching motion is expressed as the motion of the system's output, tending to the sliding mode surface $s(t) = 0$ from any initial state. The exponential reaching law is designed as

$$\dot{s}(t) = -\varepsilon \operatorname{sgn}(s(t)) - ks(t) \quad (7)$$

where $\varepsilon > 0, k > 0$; then, the output of the system can reach the sliding mode surface with good dynamic quality and can ensure rapid and stable convergence [31].

Define the Lyapunov function $V = \frac{s^2}{2}$ combined with formula (7), then

$$\dot{V} = -\varepsilon|s| - ks^2 = -\varepsilon|s| - 2kV \leq -2kV \quad (8)$$

According to the lemma [28], the solution of Equation (8) is

$$V(t) \leq e^{-2k(t-t_0)}V(t_0) \tag{9}$$

$V(t)$ converges to 0 exponentially, and the rate of convergence of x depends on k . The exponential term $-ks(t)$ in the exponential reaching law (7) ensures that s quickly reaches 0 from a larger initial value. The constant speed reach term $\dot{s} = -\varepsilon \operatorname{sgn}(s(t))$ in Equation (7), ensuring that s is small and the approach velocity ε is not 0, which ensures that the system can converge in a finite time.

Derivation of Equation (5) can be obtained as follows:

$$\dot{s}(t) = c\dot{e}(t) + \ddot{e}(t) = c\dot{e}(t) + (\ddot{x}_g - \dot{x}_2) = c\dot{e}(t) + (\ddot{x}_g - x_3 - b_0u) \tag{10}$$

Combine vertical Formulas (7) and (10) to obtain Formula (11):

$$c\dot{e}(t) + (\ddot{x}_g - x_3 - b_0u) = -\varepsilon \operatorname{sgn}(s(t)) - ks(t) \tag{11}$$

Therefore, the sliding mode control law of the second-order extended system is

$$u = \frac{1}{b_0} (\varepsilon \operatorname{sgn}(s(t)) + ks(t) + \ddot{x}_g + c(\dot{x}_g - x_2) - x_3) \tag{12}$$

The total disturbance x_3 is unknown, and the control law (12) is difficult to realize. Therefore, this paper adopts the FESO to estimate the state quantity x_1, x_2 and total disturbance x_3 of the system so as to obtain the output of the control law (12).

2.4. Fuzzy Extended State Observer (FESO)

According to reference [19], the ESO of the second-order system (2) is

$$\begin{cases} e = \hat{x}_1 - y \\ \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 - \beta_1 e \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 - \beta_2 \operatorname{fal}(e, \lambda_1, \zeta) + b_0 u \\ \dot{\hat{x}}_3 = -\beta_3 \operatorname{fal}(e, \lambda_2, \zeta) \end{cases} \tag{13}$$

$$\operatorname{fal}(e, \lambda, \zeta) = \begin{cases} \frac{e}{\zeta^{1-\lambda}}, & |e| \leq \zeta, \\ |e|^\lambda \operatorname{sign}(e), & |e| > \zeta, \end{cases} \tag{14}$$

where $\lambda_i > 0$ ($i = 1, 2$), $\beta_i > 0$ ($i = 1, 2, 3$), and ζ denotes the step size; $\operatorname{fal}()$ represents a nonlinear function. Consequently, the output variables of the extended state observer (13) are capable of tracking the state variables and the overall disturbance of the system (2):

$$\hat{x}_1 \rightarrow x_1, \hat{x}_2 \rightarrow x_2, \hat{x}_3 \rightarrow x_3 \tag{15}$$

The gain coefficients (β_1, β_2 , and β_3) of the ESO are optimized within a specific operational range of the system rather than achieving global optimality. By integrating fuzzy control mechanisms into the ESO, referred to as Fuzzy ESO (FESO). The parameters β_1, β_2 , and β_3 are dynamically adjusted in real time based on varying state errors and their differential errors. This enhancement improves the adaptability and robustness of the control system.

The operational procedure is illustrated in Figure 1. Initially, the ranges of state error $e(t)$, differential error $\dot{e}(t)$, and variations $\Delta\beta_1, \Delta\beta_2$, and $\Delta\beta_3$ undergo fuzzification. Subsequently, fuzzy rules are formulated to infer the fuzzy values of $e(t)$ and $\dot{e}(t)$ based on the fuzzy representations of $\Delta\beta_1, \Delta\beta_2$, and $\Delta\beta_3$. This process is commonly referred to as fuzzy inference. Ultimately, the defuzzification step resolves the fuzzy outputs to determine the actual values of $\Delta\beta_1, \Delta\beta_2$, and $\Delta\beta_3$.

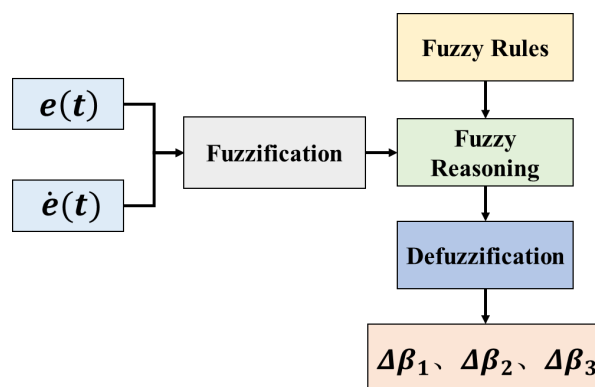


Figure 1. Adjustment algorithm of $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ based on fuzzy control.

The final gain coefficient of ESO is

$$\begin{cases} \beta_1(t+1) = \beta_1(t) + \Delta\beta_1(t) \\ \beta_2(t+1) = \beta_2(t) + \Delta\beta_2(t) \\ \beta_3(t+1) = \beta_3(t) + \Delta\beta_3(t) \end{cases} \quad (16)$$

2.4.1. Fuzzy Rules

The fuzzy controller takes $e(t)$ and $\dot{e}(t)$ as inputs and generates the adjustment quantities $\Delta\beta_1, \Delta\beta_2$, and $\Delta\beta_3$ for β_1, β_2 , and β_3 as its outputs. Both the input and output variables of the fuzzy controller are defined across five fuzzy levels within their respective domains: {negative big (NB), negative small (NS), zero (Zo), positive small (PS), positive big (PB)}. The membership functions adopted are triangular, as depicted in Figure 2.

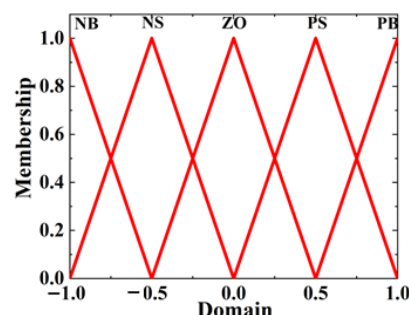


Figure 2. Triangular membership function.

2.4.2. Fuzzy Reasoning

Based on the parameter tuning methodology of the ESO, fuzzy rules for $\Delta\beta_1, \Delta\beta_2$, and $\Delta\beta_3$ have been developed, as detailed in Tables 1, 2, and 3, respectively.

Table 1. Fuzzy rule for $\Delta\beta_1$.

		$\dot{e}(t)$				
		NB	NS	ZO	PS	PB
$e(t)$	NB	NB	NB	NS	NS	ZO
	NS	NS	NS	NS	ZO	ZO
	ZO	NS	ZO	ZO	ZO	PS
	PS	NS	ZO	PS	PS	PS
	PB	ZO	ZO	PS	PS	PB

Table 2. Fuzzy rule for $\Delta\beta_2$.

		$\dot{e}(t)$				
		NB	NS	ZO	PS	PB
$e(t)$	NB	NB	NS	ZO	ZO	PS
	NS	NB	NS	ZO	PS	ZO
	ZO	NS	NS	ZO	PS	PB
	PS	ZO	ZO	ZO	PS	PB
	PB	PS	PS	PS	PB	PB

Table 3. Fuzzy rule for $\Delta\beta_3$.

		$\dot{e}(t)$				
		NB	NS	ZO	PS	PB
$e(t)$	NB	NB	NB	NS	NS	ZO
	NS	NS	NS	ZO	ZO	PS
	ZO	NS	ZO	ZO	PS	PB
	PS	ZO	ZO	PS	PS	PB
	PB	PS	PS	PS	PS	PB

2.4.3. Defuzzification

The membership degrees of $\Delta\beta_1, \Delta\beta_2$, and $\Delta\beta_3$ under the current input values can be determined using the established fuzzy rules. The center of gravity method is then applied to compute the precise values of $\Delta\beta_1, \Delta\beta_2$, and $\Delta\beta_3$ within their respective domains.

$$\Delta\beta_j = \frac{\sum_{i=1}^N g_i S_i}{\sum_{i=1}^N S_i} \tag{17}$$

where S_i denotes the membership degree, g_i represents the fuzzy quantification value, and N indicates the fuzzy level, respectively.

The sliding mode control law (12) becomes the FESO-SMC control law based on the estimated value of unknown total disturbance x_3 , that is

$$u = \frac{1}{b_0} (\varepsilon \operatorname{sgn}(s(t)) + ks(t) + \ddot{x}_g + c(\dot{x}_g - \hat{x}_2) - \hat{x}_3) \tag{18}$$

$$s(t) = c(x_g - \hat{x}_1) + (\dot{x}_g - \hat{x}_2) \tag{19}$$

FESO-SMC controller is shown in Figure 3.

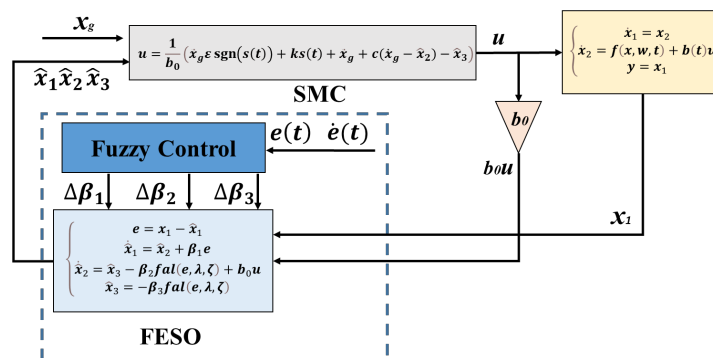


Figure 3. FESO-SMC controller.

2.5. Stability Analysis

Select the Lyapunov function as

$$V = \frac{s^2}{2} \tag{20}$$

And

$$\dot{V} = s\dot{s} = s(c\dot{e}(t) + \ddot{e}(t)) = s(c\dot{e}(t) + (\ddot{x}_g - \dot{x}_2)) = s(c\dot{e}(t) + (\ddot{x}_g - x_3 - b_0u)) \tag{21}$$

Substitute Equation (18) into Equation (21)

$$\dot{V} = s(-\varepsilon \operatorname{sgn} s - ks + \hat{x}_3 - x_3 + c(\hat{x}_2 - x_2)) = -\varepsilon |s| - ks^2 + s(\hat{x}_3 - x_3 + c(\hat{x}_2 - x_2)) \tag{22}$$

when the FESO is stable, the observation errors $\hat{x}_3 - x_3, \hat{x}_2 - x_2$ tend to 0. ε, k are constants greater than 0, so $\dot{V} \leq 0, V \geq 0$ satisfies the Lyapunov stability condition.

2.6. Design of the Trajectory Control System

Figure 4 depicts the architecture of the trajectory control system utilized in an agricultural unmanned helicopter [32]. The system integrates inner attitude control loops, intermediate velocity control loops, and outer position control loops, arranged hierarchically from the core to the periphery. Based on the 6-DOF flight dynamics model of the agricultural unmanned helicopter as the controlled plant, this study proposes a trajectory tracking control system founded on the FESO-SMC controller.

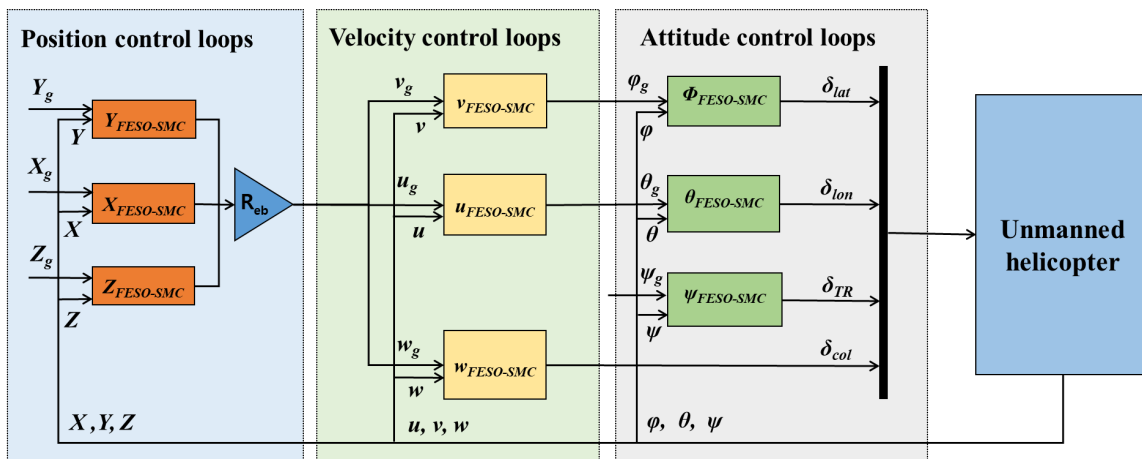


Figure 4. Trajectory control system of unmanned helicopter.

The flight dynamics equation for the 6-DOF agricultural unmanned helicopter is given by [33]:

$$\dot{\mathbf{L}} = \frac{\mathbf{F}}{m} - \boldsymbol{\Omega}\mathbf{L} \tag{23}$$

$$\dot{\mathbf{J}} = \mathbf{I}^{-1}\mathbf{M} - \mathbf{I}^{-1}\boldsymbol{\Omega}\mathbf{I}\mathbf{J} \tag{24}$$

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}} = \mathbf{E}\mathbf{J} \tag{25}$$

$$\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{R}_{eb}\mathbf{L} \tag{26}$$

where $\mathbf{L} = [u \ v \ w]^T$ represents the linear velocity vector; $\mathbf{J} = [p \ q \ r]^T$ denotes the angular velocity vector; $\boldsymbol{\alpha} = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ indicates the Euler angles for roll, pitch, and yaw, respectively; $\mathbf{P} = [X \ Y \ Z]^T$ is the position vector in ground coordinates; m is the mass of the agricultural unmanned helicopter; \mathbf{F} and \mathbf{M} represent the forces and moments exerted by the components of the entire agricultural unmanned helicopter (such as the main rotor, tail rotor, fuselage, vertical stabilizer, horizontal stabilizer, etc., including gravitational forces); \mathbf{I} is the moment of inertia matrix; $\boldsymbol{\Omega}$ is the angular rate skew-

symmetric matrix; \mathbf{R}_{cb} is the transformation matrix from body coordinates to ground coordinates, and \mathbf{E} is the transformation matrix from body angular rates to Euler angular rates, namely,

$$\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \tag{27}$$

$$\mathbf{R}_{cb} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\theta S_\psi C_\psi - C_\phi S_\psi & S_\theta C_\phi C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\theta S_\phi S_\psi + C_\phi C_\psi & S_\theta C_\phi S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \tag{28}$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} 1 & S_\phi T_\theta & T_\theta C_\phi \\ 0 & C_\phi & -S_\phi \\ 0 & S_\phi / C_\theta & C_\phi / C_\theta \end{bmatrix} \tag{29}$$

Treat Equations (24) and (25) as

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}} = \mathbf{F}_1(\boldsymbol{\alpha})\mathbf{J} \tag{30}$$

$$\dot{\mathbf{J}} = \mathbf{F}_2(\boldsymbol{\alpha}, \mathbf{J}, \mathbf{L}, \boldsymbol{\Omega}, \mathbf{w}) + \mathbf{B}(\boldsymbol{\alpha}, \mathbf{J}, \mathbf{L}, \boldsymbol{\Omega}, \mathbf{w})\mathbf{U}_c \tag{31}$$

where \mathbf{w} represents the disturbance, and $\mathbf{U}_c = [\delta_{lon} \ \delta_{lat} \ \delta_{TR}]$ is the control vector consisting of the longitudinal pitch, lateral pitch, and tail rotor pitch. By combining Equations (30) and (31), a second-order system of state equations can be derived as follows:

$$\ddot{\boldsymbol{\alpha}} = \frac{d\mathbf{F}_1}{dt}\mathbf{J} + \mathbf{J}\mathbf{F}_1 = \mathbf{F}_3\mathbf{S} + \mathbf{F}_1(\mathbf{F}_2 + \mathbf{B}\mathbf{U}_c) \tag{32}$$

where, $\mathbf{F}_3 = d\mathbf{F}_1 / dt$, $\mathbf{F}_1, \mathbf{F}_2$, and \mathbf{B} are the corresponding matrices or abbreviations. The total disturbance is expressed as $\bar{\mathbf{f}}_\alpha = \mathbf{F}_3\mathbf{S} + \mathbf{F}_1(\mathbf{F}_2 + \mathbf{B}\mathbf{U}_c) - \mathbf{B}_{0\alpha}\mathbf{U}_c$. Substituting this expression into Equation (32), the equation is transformed into a second-order nonlinear system:

$$\ddot{\boldsymbol{\alpha}} = \bar{\mathbf{f}}_\alpha + \mathbf{B}_{0\alpha}\mathbf{U}_c \tag{33}$$

where $\mathbf{B}_{0\alpha}$ is the gain matrix for attitude control. The control vector \mathbf{U}_c , comprising the pitch, roll, and yaw loop control variables, along with the output $\boldsymbol{\alpha}$, establishes a single-input–single-output (SISO) relationship.

Define $\mathbf{x}_1 = \boldsymbol{\alpha}$, $\mathbf{x}_2 = \dot{\boldsymbol{\alpha}}$, $\mathbf{x}_3 = \bar{\mathbf{f}}_\alpha$, $\dot{\mathbf{x}}_3 = \mathbf{g}(t)$. The original system is then expanded to form an integrated second-order system, denoted as System (34), analogous to the expanded system described in Equation (2).

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{x}_3 + \mathbf{B}_{0\alpha}\mathbf{U}_c \\ \dot{\mathbf{x}}_3 = \mathbf{g}(t) \\ \mathbf{y} = \mathbf{x}_1 \end{cases} \tag{34}$$

Therefore, the pitch, roll, and yaw attitude control loops can each be designed using a second-order FESO-SMC control structure. The velocity control loop provides commands for the pitch angle and roll angle, while the yaw angle commands are directly derived from the mission command. The output of the attitude control loop is the control vector $[\delta_{lon} \ \delta_{lat} \ \delta_{TR}]$, which includes the longitudinal, lateral, and tail rotor pitch commands.

Based on the foregoing analysis, the longitudinal pitch control δ_{lon} is designed as follows:

$$\begin{cases} e = \hat{x}_1 - \theta \\ \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 - \beta_1(t+1)e \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 - \beta_2(t+1)fal(e, \lambda, \zeta) + b_{0\theta}u \\ \dot{\hat{x}}_3 = -\beta_3(t+1)fal(e, \lambda_2, \zeta) \\ \beta_1(t+1) = \beta_1(t) + \Delta\beta_1(t) \\ \beta_2(t+1) = \beta_2(t) + \Delta\beta_2(t) \\ \beta_3(t+1) = \beta_3(t) + \Delta\beta_3(t) \\ s(t) = c(\theta_g - \hat{x}_1) + (\dot{\theta}_g - \hat{x}_2) \\ \delta_{lon} = \frac{1}{b_{0\theta}}(\varepsilon \operatorname{sgn}(s(t)) + ks(t) + \ddot{\theta}_g + c(\dot{\theta}_g - \hat{x}_2) - \hat{x}_3) \end{cases} \quad (35)$$

where θ_g is the output signal from the longitudinal velocity loop; θ is the pitch angle signal of the agricultural unmanned helicopter; $b_{0\theta}$ denotes the control gain, and \hat{x}_1, \hat{x}_2 are the estimated value and its derivative of θ , \hat{x}_3 is the estimated total disturbance of the attitude loop.

The design of the roll loop control δ_{lat} and the yaw loop control δ_{TR} follows a similar approach and will not be reiterated here. The calculation methods for the velocity and position control loops are analogous to Equation (35), with the differences lying in the physical meanings and symbols of the variables involved.

3. Results and Discussion

3.1. Simulation Results of Attitude Control

The simulation experiment was executed using the Matlab/Simulink 2022b numerical simulation software. The experimental configuration is detailed as follows: the agricultural unmanned helicopter’s initial attitude is set to 0° , with a target attitude of 5° . The chosen agricultural unmanned helicopter model is the ALIGN E1 PLUS, as illustrated in Figure 5, with its initial parameter values delineated in Table 4. The simulation experiment utilizes both the SMC designed in [31] and the FESO-SMC controller developed in this study. Table 5 presents the parameters for both the SMC controller and the FESO-SMC controller.

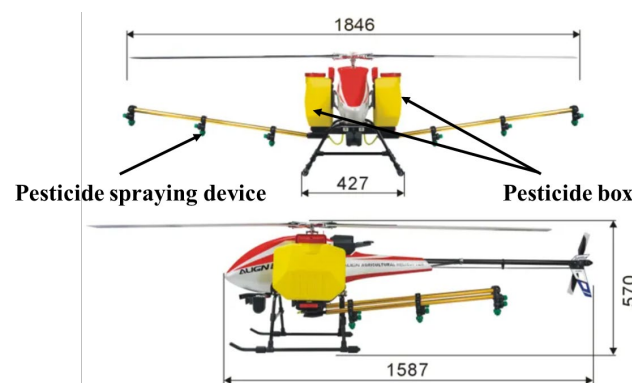


Figure 5. The agricultural unmanned helicopter (ALIGN E1 PLUS).

Table 4. Main parameters of the ALIGN E1 PLUS.

Parameter	Unit	Initial Value	Modify Value
Mass	kg	30	15
Rotor radius	m	0.923	0.923
Tail rotor radius	m	0.157	0.157

Rotor speed	rad/s	195	195
Tail rotor speed	rad/s	1146	1146
Inertia coefficient I_x	kg · m ²	0.51	0.42
Inertia coefficient I_y	kg · m ²	0.69	0.57
Inertia coefficient I_z	kg · m ²	1.26	0.91

Table 5. Parameters of attitude controllers.

$[\phi \ \theta \ \psi]$	SMC	FESO-SMC
c	[92 114 105]	[108 129 95]
ε	[0.52 2.15 0.55]	[0.65 2.74 0.45]
k	[187 126 209]	[268 96 175]
b_0	[1.54 0.39 0.65]	[1.65 0.52 0.69]
dL	[-50 -20 -20]	-
dU	[20 20 50]	-
β_1	-	[79 49 127]
β_2	-	[470 71 190]
β_3	-	[52 41 55]
ξ	-	[0.005 0.01 0.01]

3.1.1. Anti-Disturbance Test

External wind disturbances represent a critical challenge to the stable flight operations of agricultural unmanned helicopters. To simulate sudden wind disturbances, a rectangular wave signal is introduced within a specified timeframe. The initial parameters for the agricultural unmanned helicopter are configured according to those detailed in Table 4. At the fifth second of the simulation, a rectangular wave disturbance with an amplitude of 10 and a pulse width of 1 s is applied to the model of the agricultural unmanned helicopter, as depicted in Figure 6. Under normal operating conditions without external disturbances, both the SMC and the FESO-SMC exhibit similar levels of control effectiveness, enabling the agricultural unmanned helicopter to rapidly stabilize to the desired target attitude angle. However, upon introducing the rectangular wave signal at the fifth second, a notable divergence in performance is observed: the FESO-SMC controller maintains stability in attitude, whereas the SMC controller shows significant fluctuations. This indicates that the FESO-SMC controller is more effective in ensuring stability under sudden disturbance conditions, thereby demonstrating its superior capability in mitigating the adverse effects of external disturbances on flight stability. The SMC controller has a maximum fluctuation of no more than 0.1°, and the FESO-SMC has a maximum fluctuation of no more than 0.02°, which is only one-fifth of the SMC controller. Figure 7 illustrates the estimated response curve of the FESO relative to the flight state and total disturbance. Initially, the FESO demonstrates a significant output in attitude rate, approaching approximately 700, which facilitates swift tracking of the target attitude. As the system approaches convergence with the target attitude, the estimation error of the FESO for both attitude and attitude rate markedly decreases, nearing zero. This reduction underscores the robustness and precision of the FESO's estimation capabilities concerning the flight state. In the absence of external disturbances, the FESO effectively tracks gradual changes in the estimated total disturbance. Upon the introduction of an external disturbance at the fifth second, characterized by a sudden increase of about 20 units in one second in the variable x_3 , the FESO promptly detects this variation in total disturbance. This rapid detection significantly enhances the anti-disturbance capability of the FESO-Sliding Mode Control (FESO-SMC) controller, thereby reinforcing its effectiveness in maintaining stability and control accuracy under disturbed conditions.

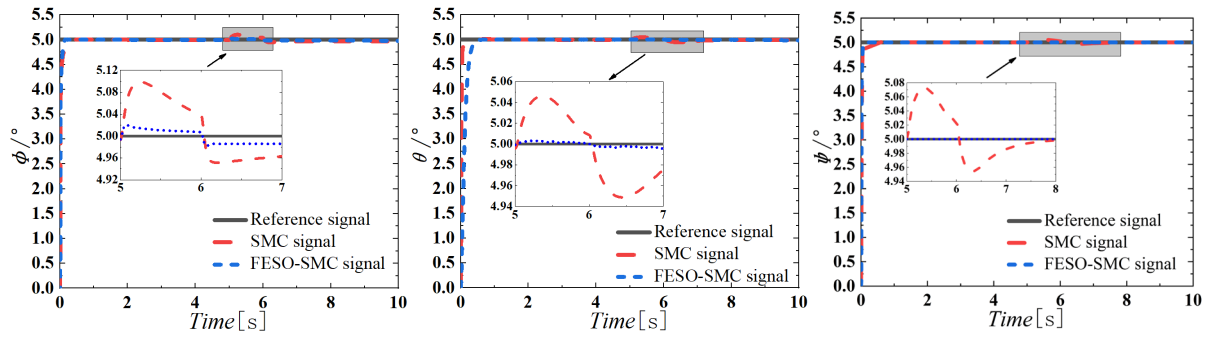


Figure 6. Response curve of anti-disturbance test.

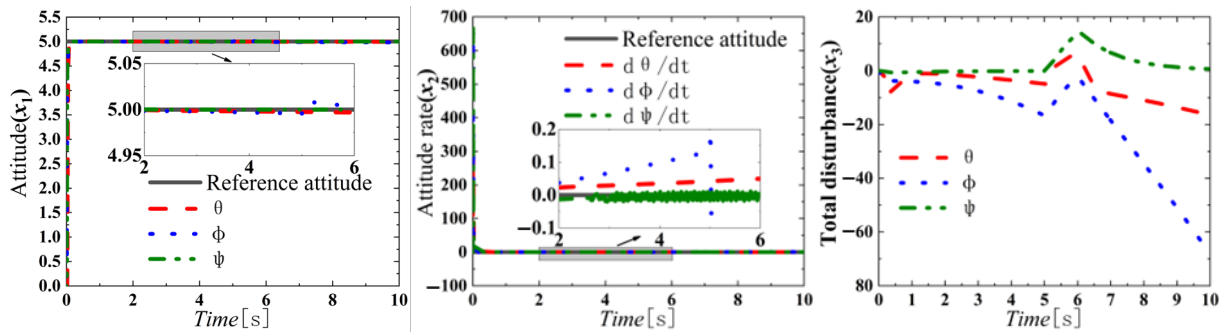


Figure 7. Estimation curve of FESO for flight state (x_1, x_2) and total disturbance x_3 .

3.1.2. Robustness Test

As large quantities of pesticides are dispensed over farmland, the weight and inertia of the agricultural unmanned helicopter undergo significant reductions, potentially impacting the flight controller’s adaptation to the altered structural characteristics. This can lead to a degradation in flight control performance. Such changes in the agricultural unmanned helicopter’s structural parameters—representing internal disturbances—are characterized by a halving of the weight reduction and approximately a 20% decrease in inertia, as detailed in Table 4, while the controller parameters remain unchanged. Figure 8 presents the simulation outcomes under these conditions. Despite substantial alterations in the structural parameters of the agricultural unmanned helicopter, the FESO-SMC demonstrates consistently superior dynamic response compared to the traditional SMC. Specifically, from the fifth second onwards, the roll angle controlled by the SMC decreases gradually by 0.2° over five seconds, whereas the FESO-SMC maintains a stable roll angle. Additionally, the pitch angle under SMC fluctuates by nearly 0.4° , while the FESO-SMC shows neither overshoot nor fluctuation. Similarly, the yaw angle under SMC exhibits fluctuations of up to 0.2° , whereas the FESO-SMC continues to display no signs of overshoot or fluctuation. These simulation results substantiate that the FESO-SMC controller not only possesses robustness but also effectively mitigates disturbances arising from structural changes within the agricultural unmanned helicopter, thereby ensuring enhanced stability and control accuracy.

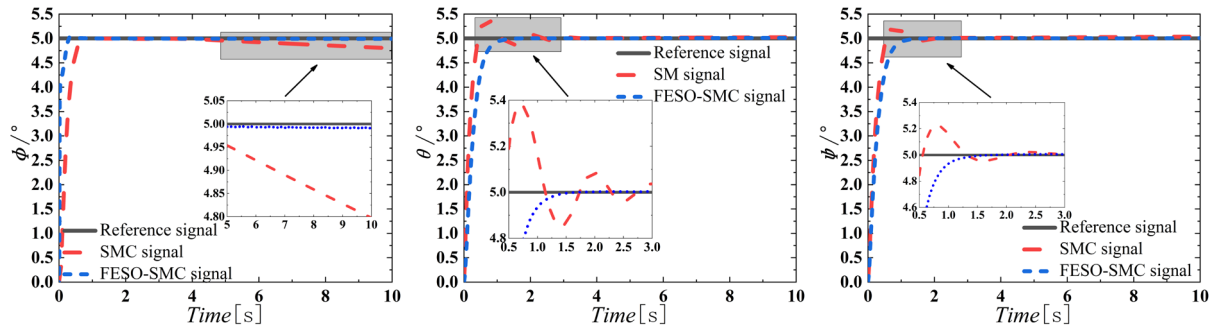


Figure 8. Response curve of robustness test.

3.2. Simulation Results of Trajectory Control

The ‘8’-figure climbing maneuver is selected as the benchmark flight task for evaluating the performance of both the SMC as described in [31] and the newly introduced FESO-SMC discussed herein. The initial parameters of the agricultural unmanned helicopter are provided in Table 4, while the specific control parameters for both the SMC and FESO-SMC are detailed in Table 6. At the 5 s mark of the simulation, a rectangular wave disturbance with an amplitude of 10 and a pulse width of 10 s is introduced into the attitude control loop to simulate external disturbances. Additionally, at the 20 s mark, the structural parameters of the agricultural unmanned helicopter are adjusted according to the modified values specified in Table 4, which include a significant reduction in weight and a corresponding decrease in inertia. It is important to note that during this adjustment, the controller parameters remain unchanged to evaluate the controllers’ robustness against such internal perturbations. This methodology allows for a comprehensive assessment of the stability and effectiveness of both control strategies under varying conditions.

The simulation outcomes are illustrated in Figures 9–11. Upon the introduction of a rectangular wave disturbance, the trajectory controlled by the SMC exhibits significant fluctuations, leading to a considerable increase in tracking error. Specifically, the maximum error reached over 6 m in the X direction and exceeded 12 m in the Y direction. In contrast, the FESO-SMC maintains high-precision trajectory tracking with errors confined within 2 m. Even after the disturbance has subsided, the SMC controller’s tracking error does not diminish promptly, resulting in a notable deviation from the desired trajectory. Conversely, the FESO-SMC controller effectively and swiftly estimates the total disturbances encountered by the agricultural unmanned helicopter—evident from the significant variations in the estimates of x_3 during perturbations—and provides feedback to the SMC control law for precise compensation. Consequently, the FESO-SMC controller achieves trajectory tracking that is closely aligned with the predetermined path. Upon altering the structural parameters of the agricultural unmanned helicopter, the performance discrepancy becomes even more pronounced. The SMC controller exhibits sustained position fluctuations of up to 4 m, whereas the FESO-SMC controller demonstrates minimal deviation. These simulation results highlight the superior anti-disturbance capabilities and robustness of the FESO-SMC controller, ensuring high-accuracy trajectory tracking for agricultural unmanned helicopters under varying conditions. This enhanced performance validates the effectiveness of integrating FESO with SMC in improving the operational reliability and precision of unmanned aerial systems.

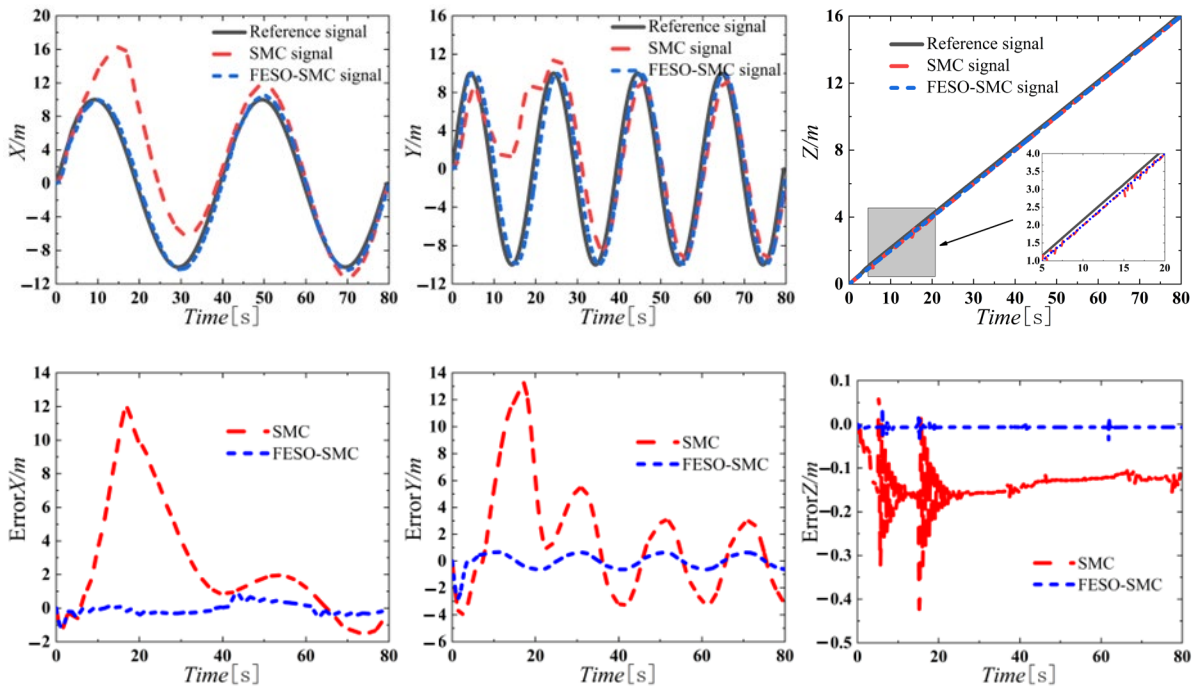


Figure 9. Trajectory tracking response in X, Y, Z.

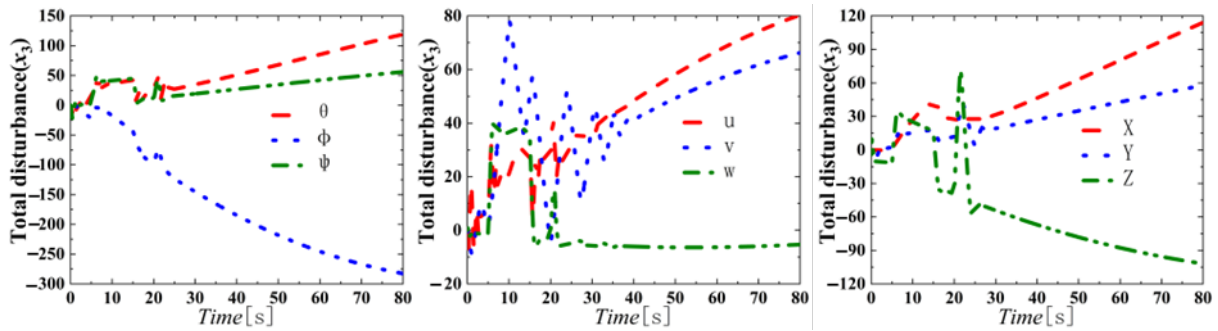


Figure 10. Estimation curve of FESO for total disturbance x_3 .

Table 6. Parameters of controllers.

	Attitude (SMC)	Attitude (FESO-SMC)	Velocity (SMC)	Velocity (FESO-SMC)	Position (SMC)	Position (FESO-SMC)
c	[67 81 77]	[52 78 65]	[52 57 72]	[45 46 95]	[99 121 110]	[87 85 91]
ε	[0.45 1.56 0.58]	[0.35 1.24 0.71]	[1.42 0.79 0.55]	[1.15 1.12 0.52]	[0.77 4.35 1.28]	[1.25 5.01 2.32]
k	[156 150 170]	[124 128 165]	[121 136 52]	[101 105 56]	[57 60 98]	[41 65 86]
b_0	[1.55 0.41 0.58]	[1.15 0.32 0.65]	[7.22 9.45 1.24]	[7.21 9.35 1.27]	[1.25 0.84 0.87]	[2.41 0.79 0.92]
dL	[-50 -20 -20]	-	[-10 -20 -70]	-	[-60 -50 -40]	-
dU	[20 20 50]	-	[80 50 50]	-	[180 20 100]	-
β_1	-	[74 65 145]	-	[412 105 27]	-	[30 45 96]
β_2	-	[505 61 208]	-	[124 112 53]	-	[212 79 180]
β_3	-	[64 32 51]	-	[42 45 72]	-	[101 97 82]
ξ	-	[0.005 0.01 0.01]	-	[0.01 0.01 0.01]	-	[0.01 0.01 0.01]

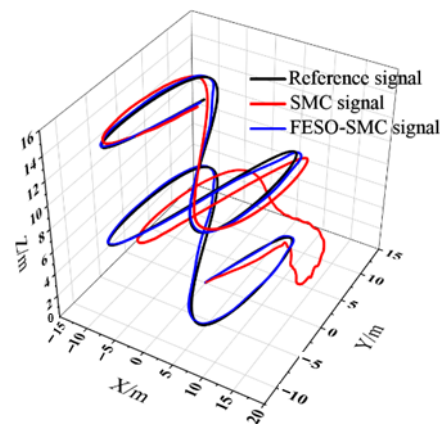


Figure 11. Trajectory tracking response.

4. Conclusions

This paper introduces a design methodology for a SMC that incorporates a FESO. Initially, the system is reformulated into a standard series system that includes terms for total disturbances. Subsequently, the FESO is employed to estimate these unknown total disturbance terms, which are then compensated within the sliding mode control law to derive the controller's output. The proposed FESO-SMC controller effectively mitigates the impacts of both internal and external disturbances, thereby achieving precise control over the position and attitude of agricultural unmanned helicopters. This approach not only enhances the robustness of the control system but also ensures reliable performance under varying operational conditions, making it highly suitable for practical applications in agriculture. Simulation verification fully shows the following:

- (1) The FESO exhibits robust adaptive capabilities, effectively managing significant disturbances. Upon a change in disturbance, the FESO rapidly estimates and compensates for this variation within a single second, ensuring prompt disturbance rejection;
- (2) The FESO-SMC controller proposed in this study maintains attitude stability and achieves high-precision trajectory tracking for agricultural unmanned helicopters. Notably, even under conditions of strong wind disturbances and structural perturbations, the FESO-SMC controller sustains high-precision tracking control. Specifically, the attitude control error of the FESO-SMC controller is merely one-fifth that of the traditional SMC controller, while its position control accuracy exceeds twice that of the SMC controller when subjected to disturbances. These findings highlight the superior anti-disturbance capabilities and enhanced robustness of the FESO-SMC controller compared to conventional SMC methods, underscoring its effectiveness in improving the operational reliability and precision of agricultural unmanned helicopters.

Author Contributions: Conceptualization, S.S. and J.L. (Jiyu Li); methodology, S.S.; software, Y.C.; validation, S.S.; formal analysis, S.S.; investigation, S.S.; resources, J.L. (Jiyu Li) and J.L. (Jia Lv); data curation, S.S.; writing—original draft preparation, S.S.; writing—review and editing, J.L. (Jiyu Li); visualization, Y.C.; supervision, S.S.; project administration, J.L. (Jiyu Li); funding acquisition, S.S. All authors have read and agreed to the published version of the manuscript.

Funding: This research was funded by the National Natural Science Foundation of China (62403203), the Science and Technology Projects in Guangzhou (2025A04J4161), and the Specific University Discipline Construction Project (2023B10564002).

Institutional Review Board Statement: Not applicable.

Data Availability Statement: Data are contained within the article.

Conflicts of Interest: The authors declare no conflicts of interest.

References

1. Zhao, D.; Simon, C.; Parmjit, C. Development and characterization of a contact-charging electrostatic spray UAV system. *Agriculture* **2024**, *14*, 467.
2. Fuentealba, A.; Dupont, A.; Hébert, C.; Berthiaume, R.; Quezada-García, R.; Bauce, É. Comparing the efficacy of various aerial spraying scenarios using *Bacillus thuringiensis* to protect trees from spruce budworm defoliation. *For. Ecol. Manag.* **2019**, *432*, 1013–1021.
3. Zhang, H.; Wang, L.; Tian, T.; Yin, J. A review of unmanned aerial vehicle low-altitude remote sensing (UAV-LARS) use in agricultural monitoring in China. *Remote Sens.* **2021**, *13*, 1221.
4. Fan, B.; Li, Y.; Zhang, R.; Fu, Q. Review on the technological development and application of UAV systems. *Chin. J. Electron.* **2020**, *29*, 199–207.
5. Radoglou-Grammatikis, P.; Sarigiannidis, P.; Lagkas, T.; Moscholios, I. A compilation of UAV applications for precision agriculture. *Comput. Netw.* **2020**, *172*, 107148.
6. Aleksandra, P.; Bogusława, B.; Jerzy, C. Propellers spin rate effect of a spraying drone on quality of liquid deposition in a crown of young spruce. *Agriculture* **2023**, *13*, 1584.
7. Martins, L.; Carlos, C.; Oliveira, P. Inner-outer feedback linearization for quadrotor control: Two-step design and validation. *Nonlinear Dyn.* **2022**, *110*, 479–495.
8. Zhang, X.; Xian, B.; Zhao, B. Autonomous flight control of a nano quadrotor helicopter in a GPS-denied environment using on-board vision. *IEEE Trans. Ind. Electron.* **2015**, *62*, 6392–6403.
9. Case, C.; Suresh, B.; Coates, A. Autonomous sign reading for semantic mapping. In Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, Shanghai, China, 9–13 May 2011.
10. Ghadiri, H.; Emam, M.; Khodadadi, H. Adaptive super-twisting non-singular terminal sliding mode control for tracking of quadrotor with bounded disturbances. *Aerosp. Sci. Technol.* **2021**, *112*, 106616.
11. Ifassiouen, H.; Guisser, M.; Medromi, H. Robust nonlinear control of a miniature autonomous helicopter using sliding mode control structure. *Int. J. Mech. Aerosp. Ind. Mechatron. Eng.* **2007**, *1*, 84–89.
12. Ramirez-Rodriguez, H.; Parra-Vega, V.; Sanchez-Orta, A. Robust backstepping control based on integral sliding modes for tracking of quadrotors. *J. Intell. Robot. Syst.* **2014**, *73*, 51–66.
13. Derafa, L.; Benallegue, A.; Fridman, L. Super twisting control algorithm for the attitude tracking of a four rotors UAV. *J. Frankl. Inst.-Eng. Appl. Math.* **2012**, *349*, 685–699.
14. Liu, B.; Wang, P.; Sha, L. Attitude control for QTR using exponential nonsingular terminal sliding mode control. *J. Syst. Eng. Electron.* **2019**, *30*, 191–200.
15. Liu, H.; Wang, H.; Shen, L. Attitude control for vertical take off and landing mode of QTR based on fractional order sliding mode control. *Syst. Eng. Electron.* **2017**, *39*, 156–161.
16. Maqsood, H.; Qu, Y. Nonlinear disturbance observer based sliding mode control of quadrotor helicopter. *J. Electr. Eng. Technol.* **2020**, *15*, 1453–1461.
17. Chen, Y.; Wu, S.; Wang, X. Time and FOV constraint guidance applicable to maneuvering target via sliding mode control. *Aerosp. Sci. Technol.* **2023**, *133*, 108104.
18. Zhang, N.; Qi, W.; Park, J.H. Sliding mode control for discrete-time singular semi-Markovian jumping models. *Inf. Sci.* **2023**, *624*, 554–566.
19. Han, J. State feedback realization of nonlinear control systems. *Control Decis.* **1991**, *21*, 161–167.
20. Han, J. A new type of controller: NLPID. *Control Decis.* **1994**, *24*, 401–407.
21. Han, J. From PID to active disturbances rejection control. *IEEE Trans. Ind. Electron.* **2009**, *56*, 900–906.
22. Guo, B.; Wu, Z.; Zhou, H. Active disturbance rejection control approach to output-feedback stabilization of a class of uncertain nonlinear systems subject to stochastic disturbance. *IEEE Trans. Autom. Control* **2016**, *61*, 1613–1618.
23. Shen, S.; Xu, J. Trajectory tracking active disturbance rejection control of the unmanned helicopter and its parameters tuning. *IEEE Access* **2021**, *9*, 56773–56785.
24. Zhang, J.; Yang, G. Low-computation adaptive fuzzy tracking control of unknown nonlinear systems with unmatched disturbances. *IEEE Trans. Fuzzy Syst.* **2020**, *28*, 321–332.
25. Navabi, M.; Hashkavaei, N.S.; Reyhanoglu, M. Satellite attitude control using optimal adaptive and fuzzy controllers. *Acta Astronaut.* **2023**, *204*, 434–442.

26. Cui, D.; Xiang, Z. Nonsingular fixed-time fault-tolerant fuzzy control for switched uncertain nonlinear systems. *IEEE Trans. Fuzzy Syst.* **2023**, *31*, 174–183.
27. Lu, W.; Li, Q.; Lu, K. Load adaptive PMSM drive system based on an improved ADRC for manipulator joint. *IEEE Access* **2021**, *9*, 33369–33384.
28. Qi, B.; Wang, P.; Chai, X. Mirror milling trajectory planning for large thin-walled parts based on Fuzzy-ADRC controlled force pre-supporting. *J. Manuf. Process.* **2023**, *85*, 192–204.
29. Wu, Y.; Chen, Z.; Su, L. Longitudinal attitude control of quad tilt-rotor UAV based on fuzzy LADRC. *Flight Dyn.* **2020**, *38*, 28–33.
30. Ioannou, P.A.; Sun, J. *Robust Adaptive Control*; Prentice-Hall: Englewood Cliffs, NJ, USA, 1996; p. 274.
31. Liu, J. *Sliding Mode Control Design and MATLAB Simulation*, 3rd ed.; Tsinghua University Press: Beijing, China, 2015; p. 46.
32. Shen, S.; Xu, J. Adaptive neural network-based active disturbance rejection flight control of an unmanned helicopter. *Aerosp. Sci. Technol.* **2021**, *119*, 107062.
33. Wu, C.; Wang, H.; Zhang, Y. Trajectory tracking of Unmanned Helicopter based on LADRC. *Acta Aeronaut. Sin.* **2015**, *36*, 473–483.

Disclaimer/Publisher’s Note: The statements, opinions and data contained in all publications are solely those of the individual author(s) and contributor(s) and not of MDPI and/or the editor(s). MDPI and/or the editor(s) disclaim responsibility for any injury to people or property resulting from any ideas, methods, instructions or products referred to in the content.

证书号第7717626号



专利公告信息

发明专利证书

发明名称：基于径向基神经网络的无人直升机自抗扰容错控制方法

专利权人：华南农业大学

地址：510641 广东省广州市天河区五山483号

发明人：申遂愿;李继宇;陈瑜;吕佳;高荣;梁蕴婷;巫瀚

专利号：ZL 2024 1 0444790.6

授权公告号：CN 118192258 B

专利申请日：2024年04月15日

授权公告日：2025年02月11日

申请日时申请人：华南农业大学

申请日时发明人：申遂愿;李继宇;陈瑜;吕佳;高荣;梁蕴婷;巫瀚

国家知识产权局依照中华人民共和国专利法进行审查，决定授予专利权，并予以公告。
专利权自授权公告之日起生效。专利权有效性及专利权人变更等法律信息以专利登记簿记载为准。

局长
申长雨

申长雨



证书号第8471297号



专利公告信息

发明专利证书

发明名称：基于模糊神经网络扩张状态观测器的无人直升机控制方法

专利权人：华南农业大学

地址：510641 广东省广州市天河区五山483号

发明人：申遂愿;张铭乐;李继宇;李梦瑶;徐壬涛;卢广栋;陈瑜;吕佳

专利号：ZL 2025 1 0002151.9

授权公告号：CN 119846963 B

专利申请日：2025年01月02日

授权公告日：2025年11月14日

申请日时申请人：华南农业大学

申请日时发明人：申遂愿;张铭乐;李继宇;李梦瑶;徐壬涛;卢广栋;陈瑜;吕佳

国家知识产权局依照中华人民共和国专利法进行审查，决定授予专利权，并予以公告。
专利权自授权公告之日起生效。专利权有效性及专利权人变更等法律信息以专利登记簿记载为准。

局长
申长雨

申长雨



中华人民共和国国家版权局 计算机软件著作权登记证书

证书号： 软著登字第16863557号

软件名称： SkyFrot无人机地面系统
[简称： SK地面端]
V1.0.0

著作权人： 华南农业大学

权利取得方式： 原始取得

权利范围： 全部权利

登记号： 2025SR2207359

根据《计算机软件保护条例》和《计算机软件著作权登记办法》的规定，经中国版权保护中心审核，对以上事项予以登记。



2025年11月17日

荣誉证书

CERTIFICATE OF HONOR

在“天鹅杯”第十届中国国际大学生智能农业装备创新大赛中，经评审，荣获

二等奖

特发此证，以资鼓励！

单位名称：华南农业大学

作品名称：新型横列式多旋翼空地协同植保无人机

获奖学生：石浩天,林佳玲,余毓凯,林树烁,刘梓阳

指导教师：申遂愿,李继宇

Fi Zaweta

国际农业和生物系统工程委员会

证书编号：NZDS2025-A-158



二〇二五年五月

获奖证书

CERTIFICATE OF AWARD

华南农业大学 代表队：

在第二十七届中国机器人及人工智能大赛全国总决赛中，表现优异，成绩突出，荣获 机器人创新赛

三等奖

团队成员：石浩天、邓嘉祺、蓝雪

指导老师：申遂愿、李继宇

特发此证，以资鼓励。

证书编号：CRAIC2025-NF-CYY5D3

中国机器人及人工智能大赛组委会

二〇二五年八月





获奖证书

HONORARY CERTIFICATE

华南农业大学 代表队：

在第二十七届中国机器人及人工智能大赛广东省选拔赛中，
表现优异，荣获 机器人创新赛 项目

一等奖

参赛学生：石浩天,邓嘉祺,蓝雪

指导教师：申遂愿,李继宇

特颁此证,以资鼓励。



二零二五年七月

证书编号:CRAIC2025F0IEAYMH

荣誉证书

石浩天同学：

你（们）的作品《“横翼”飞扬-新型横列式多旋翼空地协同植保无人机》在“菱朗杯”第九届广东省汽车与农机电子环保大赛中表现优异，荣获

三等奖

指导老师：申遂愿、李继宇
特发此证，以资鼓励。

广东省电子学会 广东省汽车行业协会 广东省机械行业协会
广东省电子信息行业协会 广东省测量控制技术与装备应用促进会 广东省仪器仪表行业协会

2024年12月30日

证书

江苏省航空航天学会博(硕)士学位论文托举工程

为表彰2025年度“江苏省航空航天学会博(硕)士学位论文托举工程”
入选者,特颁发此证书。

论文名称: 倾转四旋翼无人机自抗扰飞行控制系统设计与验证

论文作者: 申遂愿

论文类型: 博士学位论文

证书号: 2025LB2025-13

