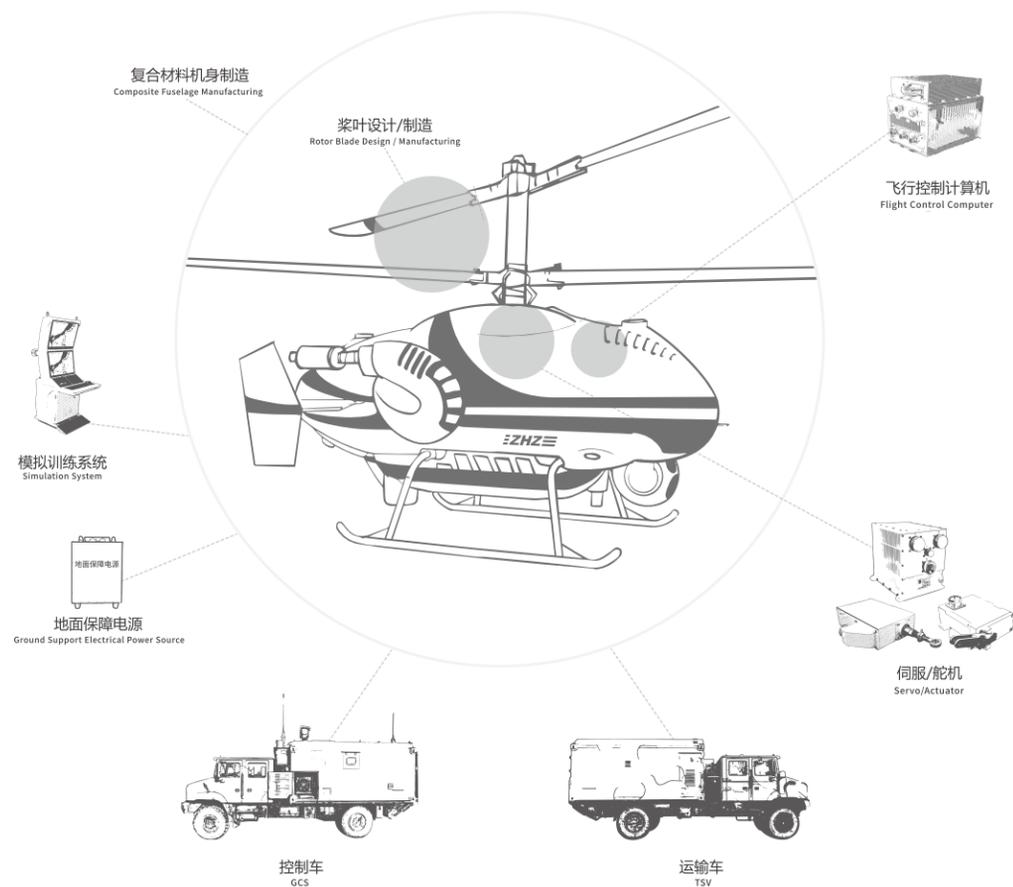


无人系统整体解决方案供应商  
unmanned system total solution supplier



### 联合飞机集团

广东省深圳市龙岗区园山街道山水二路22号  
No. 22, Shanshui Second Road, Yuanshan Street, Longgang District, Shenzhen, Guangdong, China  
Tel: +86 10 5994 3177 Fax: +86 10 5994 3188  
e-mail: info@uatair.com

www.uatair.com



联合飞机官方微信二维码



中航智管官方微信二维码

# 联合飞机 UNITED AIRCRAFT

联飞动态瞭望的窗口，传报无人机人心灵的青鸟  
WWW.UATAIR.COM 2022年07月 总第二期

提高无人机领域自主创新能力, 构建  
智能无人飞行的“中国技术”

一线论坛

共轴无人直升机吊挂飞行特性快速分析与仿真

航空机载设备概述



联合飞机  
United Aircraft

内部资料 免费交流



# CONTENTS 目录

2022年07月  
总第二期

## 一线论坛

Frontline Forum

08 共轴无人直升机吊挂飞行特性快速分析与仿真



16 航空机载设备概述

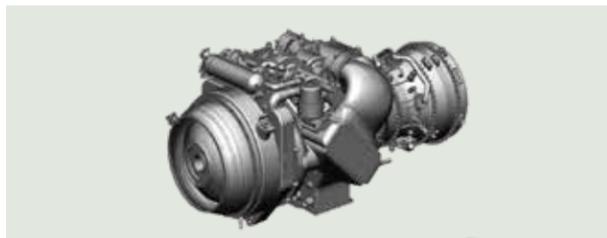
24 某直升机旋翼动力学设计分析

32 浅谈微型无人机及微电机关键技术

## 创新前沿

Innovation Frontier

38 双转子燃气发生器涡轴发动机仿真模型与调节规律研究



## 对话大咖

Conversation With Influential Person

46 疫情中逆境而行:北京卫视对话联合飞机高管

## 法律观点

Legal View

50 我国无人机法律法规监管体系初探

58 中航智关于空域使用情况的调研

## 联飞动态

Lianfei Stories

60 多家主流媒体关注联合飞机“有人直升机改无人技术”保障神舟十四号发射



## 行业应用

Industry Application

66 中航智无人机打造复杂地理环境下全域物流解决方案



69 大型无人机在航测中的优势之谈

72 用无人机进行汛情监测救灾

75 联合飞机TA-Q12四旋翼无人机筑牢电力安全防线

## 产品案例

Product Cases

78 管道无人机|在没信号且无光线的管道中也能作业

## 特稿

Exclusive

82 纪录片《无人机的崛起》分享



## 行业短讯

Industry News

88

## 论文摘要

Abstract of Paper

102

## 资料索引

Data Index

118

## 编辑委员会

EDITORIAL BOARD

Editorial Board President 总编	田刚印
Editorial Board Vice President 副总编	王康弘 王俊 赵巍 刘芳国 唐甜 王晓明 李晓鸽 李刚 李懿 张捷 蔡媛
Chief Editor 主编	王康弘
Executive Editor 执行主编	孙立业
Executive Deputy Editor 执行副主编	张亚军 叶凯 闫怀强 袁琪
Technical Review 编审	孙万 刘炜 李权 李晓亮 李笑 孙占磊
Art Editor 美术编辑	吉华艳
English Proofreading 英文校对	罗荣瑜

## 编辑部联系方式

Contact

Add 地址 北京经济技术开发区同济南路20号院1号楼  
Tel 电话 010-5994 3177  
Website 网址 www.uatair.com www.zh.com  
E-mail 电子邮箱 info@zh.com



深圳联飞微信公众号



中航智微信公众号



中航智官方微博



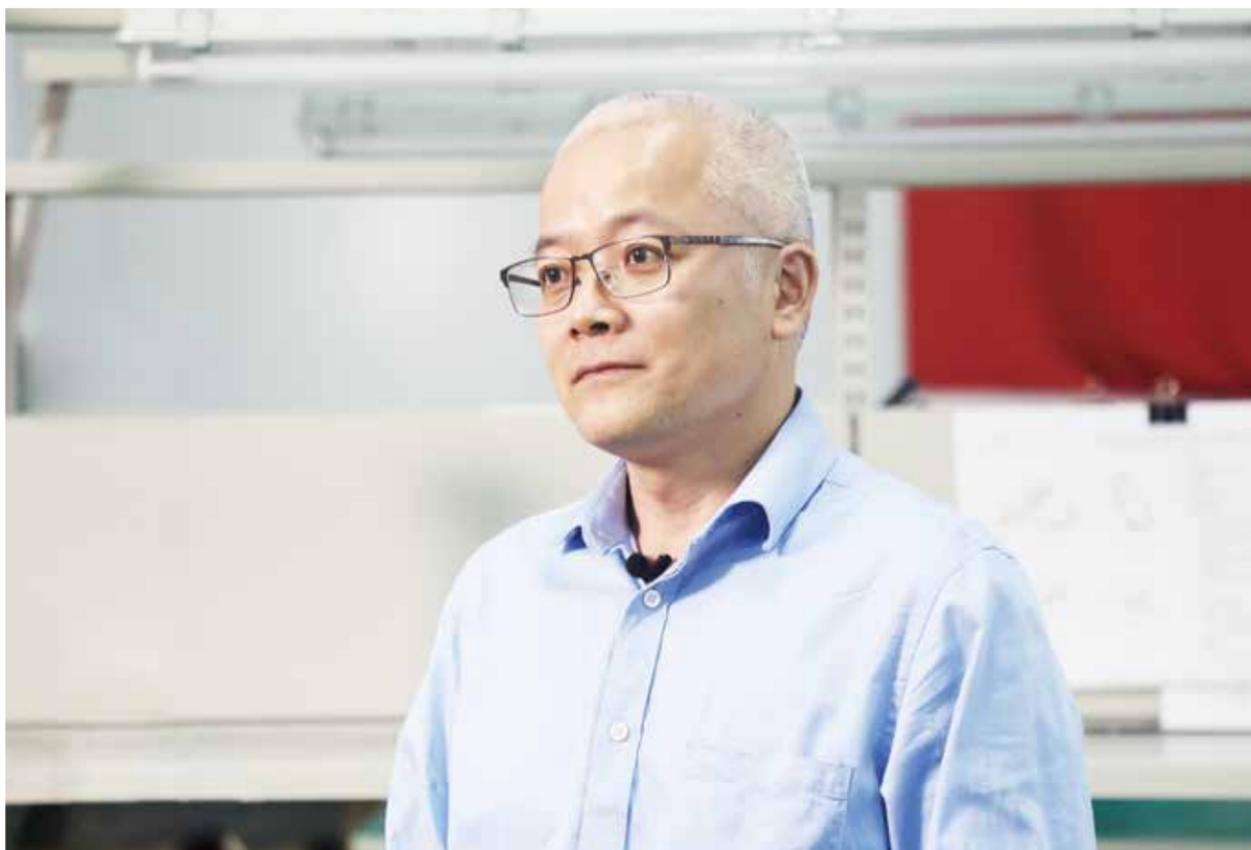
中航智抖音

(内部资料, 免费交流)

欢迎您提出宝贵的意见和建议, 和我们共同办好《联合飞机》!

# 提高无人机领域自主创新能力, 构建智能无人飞行的“中国技术”

文 / 王康弘



无人机是国之重器,其核心技术、关键零部件必须立足于自身。中美贸易摩擦、乌克兰危机反复告诉我们,关键核心技术是要不来、买不来、讨不来的。依靠别人永远都要受制于人。只有把无人机关键技术掌握在自己手中,才能从根本上保障国家经济安全和国防安全。

技术创新是无人机企业的命根子。拥有自主知识产权和核心技术,才能生产具有核心竞争力的无人机,才能在激烈的全球竞争中立于不败之地。要紧紧扭住技术创

新这个战略基点,掌握更多关键核心技术,抢占无人飞行行业发展制高点。倡议全行业要努力实现无人机关键技术自主可控,把产品创新主动权、产业发展主动权牢牢掌握在自己手中。提高国内无人机产业自主创新能力,构建智能无人飞行的“中国技术”。

从固定翼无人机到无人直升机,再到旋翼无人机和有人机改型无人机技术,中国重要无人机产品在较短时间内实现迭代升级,是国家整体实力提升和航空工业进步

的显著标志,靠的正是自主研制和科技创新。目前中国消费级无人机已经做到全球顶尖水平,如大疆已经占领大部分消费级无人机市场;工业级也在迅猛发展,如联合飞机、四川纵横等已经开发出非常成熟的产品;而军用级更是走在了世界前列,如中航智的无人直升机以及彩虹系列、翼龙系列均表现出色。

各种市场数据显示,中国已经在全球消费无人机领域占据主导地位,而在工业无人机和军用无人机交易份额中,美国、以色列则占据主导地位。美国在航空技术上仍然是世界第一,领先于包括中国在内的所有国家,不管是有人机还是无人机,美国还是世界第一,察打一体无人机性能仍然领先于中国,这是不争的事实。无人机研发过程中的关键、复合材料技术和复合材料的应用、发动机技术等,我们仍然有很长的路要走。

未来,人工智能、大数据等新一代信息技术将与无人机深度融合,随着智能感知、智能决策、智能控制、人机融合、仿生技术等关键技术的突破,无人机将向智能化、网络化、集群化、大型化、多元化发展,无人机的智能自主能力、载荷能力和执行多元化任务能力必将得到进一步提升。要做到在未来无人飞行领域与美国并驾齐驱甚至有所超越,必须提高中国无人飞行关键领域自主创新能力,构建创新支持政策,推动无人机科技成果转化和产业化,加快研发具有自主知识产权的核心技术。未来工业级和军用级无人机将是一个堪称“三高”的市场:高技术壁垒、高资本投入、高市场增长,研发企业需要保持长期投入,通过规模效应和技术迭代来实现成本优势,从而吸引更多商用和军用客户采用相关服务与产品。拥有自主知识产权和持续创新能力的“中国技术”是中国无人机产业实现持续成长的关键所在。

作为中国无人飞行领域创业的“老兵”,联合飞机持续沉淀自己深厚的技术基因和科研能力,积累雄厚的核心自主知识产权,在中、美、澳、俄、日等获得国际领先的发明专利。在竞争日益激烈的无人机市场,作为无人机“国家队”中的开拓者,联合飞机拥有全球最大的无人直升机研发团队,是国内第一型无人直升机型号研发生产单位,正致力于筑牢中国无人机“技术独立”的防线。作为国家“双高新”企业,联合飞机深耕无人机智能化系统研发、设计、生产和试飞,成为全国首批承担武器平台承研承制总体任务的民营企业,并主持制定了我国第一个无人直升机行业标准。HeliAP自动飞行控制技术、电控共轴操纵技术、无人化改装技术、自主避障技术、高可靠冗余度飞控技术、吊挂控制技术等领域均已走在全球第一梯队。

智能化、网络化、集群化、低成本,是联合飞机无人飞行生态的重要战略发展方向。联合飞机未来将围绕倾转旋翼、高速飞行、大载重、长航时、远航程飞行器以及载客无人机等多个领域,打造智能无人飞行全生命周期解决方案。

2020年8月24日,习近平同志在经济社会领域专家座谈会上的讲话时专门指出:“我们更要大力提升自主创新能力,尽快突破关键核心技术。这是关系我国发展全局的重大问题,也是形成以国内大循环为主体的关键。”面对复杂严峻的国际形势、激烈的国内外市场竞争,联合飞机必将牢记总书记嘱托,积极思考中国无人机自主核心技术如何走在世界前列,努力让拥有自主知识产权的“中国技术”成为未来智能无人飞行产业的王牌核心!

(作者为联合飞机集团常务副总裁)

# 共轴无人直升机吊挂飞行特性快速分析与仿真

文 / 刘芳国 李伟乐

(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:** 本文综合系统辨识和机理建模方法建立了共轴直升机吊挂飞行动力学快速分析模型,适用于在项目初期快速进行共轴直升机吊挂飞行特性分析和吊挂飞行控制系统设计与仿真。基于该模型,以500 kg级样例共轴无人直升机为对象进行了分析、控制与仿真研究,结果表明:共轴直升机吊挂飞行时,吊挂摆动模态与直升机低频振荡模态存在耦合,吊挂质量越大则吊挂摆动稳定性越好,但姿态响应的幅值衰减越大;吊索长度越长则耦合越弱,有利于稳定性,但不利于操纵性;集成吊索摆角反馈能够在不影响轨迹跟踪效果的前提下改善吊挂摆动不稳定性。

**关键词:** 共轴直升机;吊挂飞行;系统辨识;机理建模;参数影响分析;吊索摆角反馈

## 引言

吊挂飞行是直升机特有的运输方式,具有吊挂物外形不受货舱限制和起飞/降落场地要求低的优势<sup>[1]</sup>。相比于传统单旋翼带尾桨直升机,共轴双旋翼直升机的悬停性能更好,中低速飞行气动效率更高,在吊挂拉起/放置和中低速吊运时的效率更高;同时,共轴双旋翼直升机尺寸更加紧凑,操纵更加灵活,能够更有效地通过改变姿态来抑制吊挂摆动。因此,共轴直升机具有较高的吊挂运输能力,但由于共轴直升机型号和数量都较少,吊挂能力尚未得到充分开发和应用,有必要对此展开建模分析和控制仿真研究。

然而,由于共轴直升机上下两副旋翼距离较近,气动

干扰严重,机理建模难度较大且精度不高,工程上一般使用系统辨识的方法建立飞行动力学模型<sup>[2-7]</sup>。著名的系统辨识软件CIFFR<sup>[8]</sup> (Comprehensive Identification From Frequency Response)便是采用频域广义识别技术,根据真实的输入、输出数据得到气动导数和操纵导数值,进而得到特定飞行状态下的高精度飞行动力学模型,但由于系统辨识方法需要依赖大量试验数据,成本较高。

吊挂飞行时,共轴直升机的飞行特性会受吊挂影响发生变化,在机理建模难度较大且吊挂飞行试验条件尚未成熟的情况下,为了解共轴直升机吊挂飞行特性以及指导控制系统设计,需要尽快建立共轴直升机吊挂飞行动力学模型。Guglieri<sup>[9]</sup>建立并验证了一种适合于直升机吊挂飞行特性分析的简化综合分析模型。然而,该模型尚未应用在共轴直升机吊挂飞行特性的分析中,与系统辨

识飞行动力学模型的结合也不够密切。因此,有必要对该模型进行改进,综合系统辨识方法与机理建模方法,建立适用于共轴直升机吊挂飞行特性分析和飞控系统仿真仿真的快速分析模型。

本文将共轴直升机的系统辨识飞行动力学模型与吊挂系统非线性动力学模型耦合集成,形成共轴直升机吊挂飞行动力学快速分析模型,以共轴无人直升机为研究对象,分析吊挂对共轴直升机飞行特性的影响规律,设计了共轴直升机吊挂飞行增稳控制系统并进行了飞行仿真。

## 1. 共轴直升机吊挂飞行动力学快速分析模型

当直升机和吊挂物的总重一定且吊挂质量占比不大时,可以假设共轴直升机的气动导数和操纵导数保持不变,从而可以将系统辨识得到的高置信度共轴直升机飞行动力学模型与吊挂系统非线性动力学机理模型耦合集成,形成共轴直升机吊挂飞行动力学快速分析模型。

如图1所示为共轴直升机吊挂飞行示意图,假设吊挂物为受均匀气动阻力的质点,吊索为可伸缩的弹性吊索。为北-东-地静止坐标系;为牵连地轴系,原点固定在直升机质心,绕静止地轴系Z轴转过偏航角;为直升机体轴系;原点固定在直升机质心,三轴方向通过牵连地轴系Y轴转过俯仰角,再绕X轴转过滚转角确定;为吊挂系统坐标系,原点在吊点处,三轴方向与牵连地轴系一致。是吊点在直升机体轴系下的位置矢量坐标;是吊挂物在吊挂系统坐标系下的位置矢量坐标;是吊索长度;和分别是吊索相对于吊挂系统坐标系的前摆角和左摆角。

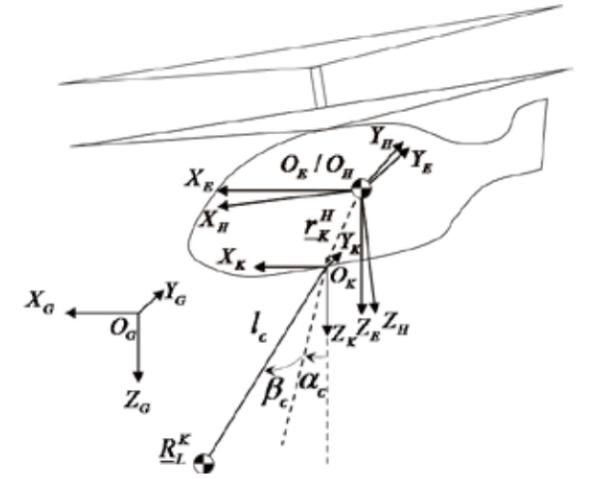


图1 共轴直升机吊挂飞行示意图

共轴直升机吊挂飞行非线性动力学方程为:

$$\begin{cases} \dot{V}_H^H = -\omega_H^H \times V_H^H + A_{HG} g^G + E_H^H / m_H + A_{HG} E_{c,H}^G / m_H \\ \dot{\omega}_H^H = I_H^{-1} (-\omega_H^H \times (I_H \omega_H^H) + M_H^H) + I_H^{-1} L_K^H \times (A_{HG} E_{c,H}^G) \\ \ddot{R}_L^K = (E_{a,L}^G + E_{c,L}^G) / m_L + g^G \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $V_H^H = \{u, v, w\}^T$  是体轴系下直升机的线速度矢量坐标;  $\omega_H^H = \{p, q, r\}^T$  是体轴系下直升机角速度坐标;  $\dot{V}_H^H$  和  $\dot{\omega}_H^H$  是线加速度和角加速度坐标;  $m_H$  是直升机的质量;  $I_H$  是直升机的转动惯量矩阵;  $g^G$  是重力加速度;  $A_{HG}$  是从静止坐标系到直升机体轴系的转换矩阵;  $E_H^H$  和  $M_H^H$  分别表示体轴系下直升机各部件(旋翼、尾桨、机身、平尾、垂尾)作用在直升机质心处的合力和合力矩矢量;  $\ddot{R}_L^K$  是静止坐标系下吊挂物线加速度矢量坐标;质量  $m_L$  是吊挂物质量;  $E_{a,L}^G$  是吊挂物所受气动力;  $E_{c,L}^G$  是吊挂物所受吊索拉力;  $E_{c,H}^G$  和  $E_{c,L}^G$  分别是静止坐标系下吊索对直升机和吊挂物的拉力矢量,有  $E_{c,H}^G = -E_{c,L}^G$ 。

通过系统辨识方法可以得到共轴直升机的气动导数

和操纵导数。首先使用共轴无人直升机进行开环飞行试验,将采集的扫频飞行数据输入CIFER软件,就能得到共轴无人直升机飞行动力学模型参数值,从中提取出气动导数和操纵导数计算  $F_H^H$  和  $M_H^H$ , 表达式为:

$$F_H^H = \frac{\partial F_H^H}{\partial \delta_H} (\delta_H - \delta_{H,0}) + \frac{\partial F_H^H}{\partial V_H} (V_H - V_{H,0}) + \frac{\partial F_H^H}{\partial \omega_H} (\omega_H - \omega_{H,0}) + [m_{H,0} \omega_{H,0}^H \times V_{H,0}^H - m_{H,0} A_{HG,0} \underline{g}^G]_{rim} \quad (2)$$

$$M_H^H = \frac{\partial M_H^H}{\partial \delta_H} (\delta_H - \delta_{H,0}) + \frac{\partial M_H^H}{\partial V_H} (V_H - V_{H,0}) + \frac{\partial M_H^H}{\partial \omega_H} (\omega_H - \omega_{H,0}) + [\omega_{H,0}^H \times (L_{H,0} \omega_{H,0}^H)]_{rim} \quad (3)$$

式中,  $[ ]_{rim}$  中的量表示共轴直升机无吊挂飞行时的配平气动合力和合力矩,下标中有0的量表示与共轴直升机无吊挂飞行相关,例如:  $A_{HG,0}$  特指从静止坐标系到无吊挂共轴直升机轴系的转换矩阵。

假设吊挂物受均匀气动阻力作用,阻力系数为  $C_{d,L}$ , 则吊挂物所受气动力  $F_{a,L}^0$  可表示为:

$$F_{a,L}^0 = -0.5 C_{d,L} \rho |\dot{R}_L^0| \dot{R}_L^0 \quad (4)$$

式中,  $\rho$  是空气密度;  $\dot{R}_L^0$  是静止坐标系下吊挂物线速度矢量坐标,  $|\dot{R}_L^0|$  代表  $\dot{R}_L^0$  的模。

吊挂物所受吊索拉力  $F_{c,L}^0$  可以根据吊索长度和伸长速度表示为:

$$F_{c,L}^0 = -[K_c(l_c - l_{c0}) + D_c \dot{l}_c] A_{0K} R_L^K / l_c \quad (5)$$

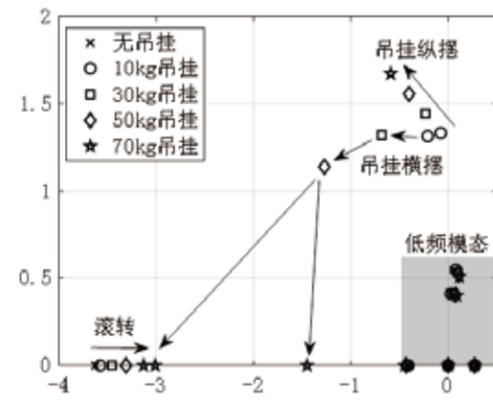
式中,  $A_{0K}$  是从吊挂系统坐标系到静止坐标系的转

换矩阵;  $l_{c0}$  为吊索原长;  $K_c$  是吊索刚度;  $D_c$  是吊索阻尼。

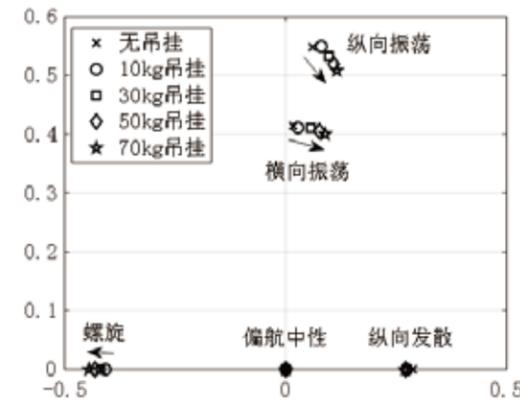
## 2. 共轴直升机吊挂飞行特性分析

本文以500kg级的共轴无人直升机为研究对象,吊挂质量为0~70 kg。基于建立的共轴直升机吊挂飞行动力学快速分析模型,代入悬停状态下的共轴无人直升机系统辨识结果,对共轴直升机吊挂飞行特性进行分析。

如图2为共轴直升机不同吊挂质量悬停时的特征根分布图。从图 2(a)的总体模式分布图中可以发现,随着吊挂质量增加,吊挂摆动模式的稳定性越来越好,但观察图 2(b)的低频模式分布图发现,共轴直升机的纵向振荡和横向振荡模式稳定性变差。这是因为:吊挂物质量越大,吊挂摆动引起直升机的角运动幅值越大,直升机本身的角运动阻尼部分用于抑制吊挂摆动,导致吊挂摆动的阻尼增加而直升机本身振荡运动的阻尼减少,最终使吊挂摆动模式更加稳定而直升机纵向/横向振荡模式趋向发散。



(a) 总体模式分布



(b) 低频模式分布

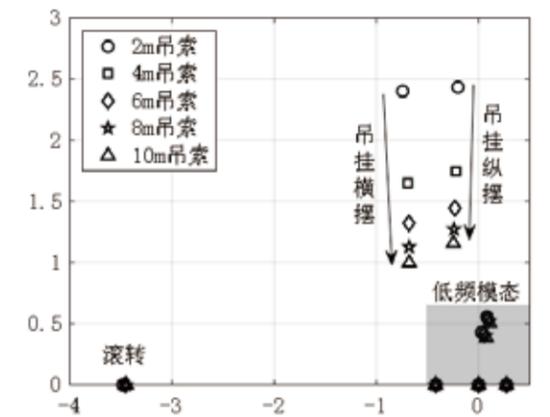
图2 共轴直升机不同吊挂质量悬停时的特征根分布

共轴直升机角运动阻尼对吊挂横向摆动模式的影响比纵摆模式更大,这是因为共轴直升机的滚转惯量比俯仰惯量小得多,吊挂横向摆动引起的直升机滚转角运动比吊挂纵向摆动引起的直升机俯仰角运动更大,进而导致了随吊挂质量增加,吊挂横向摆动稳定性改善情况与共轴直升机横向振荡模式稳定性恶化情况更明显。

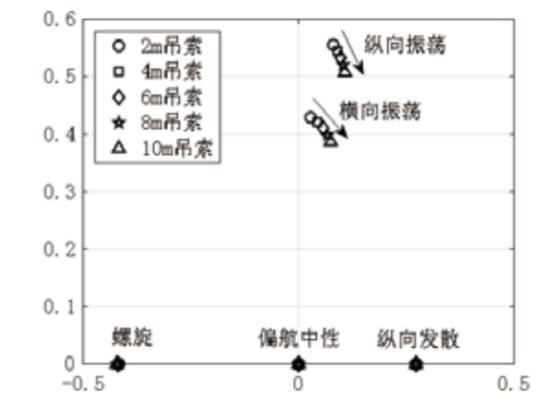
共轴直升机的滚转模式是纯收敛模式,但稳定裕度会随吊挂物质量增加而减少,当吊挂质量较大时可能会与吊挂横摆模式发生耦合。该现象的成因同样与直升机滚转惯量较小和滚转角运动更大有关,吊挂质量越大则引起的直升机滚转力矩越大,导致滚转运动与吊挂横向摆动的耦合越强。此外,由于共轴双旋翼的迎角静不稳定性较强,共轴直升机存在特有的纵向发散模式,该模式的发散性虽然随吊挂质量增加有变弱的趋势,但变化幅值较小。

如图3所示为共轴直升机不同吊索长度悬停时的特征根分布图,可发现仍然是吊挂纵向/横向摆动运动和直

升机的纵向/横向振荡模式受主要影响。根据单摆分析可知,吊挂摆动频率与吊索长度开根近似成反比 ( $\omega \propto 1/\sqrt{l}$ ),因此当吊索长度增加时,吊挂摆动频率会相应减少(如图 3(a)所示)。同时,随着吊索长度增加,吊挂摆动引起的直升机角运动越来越弱,因此吊挂纵向/横向摆动模式会越来越靠近,直升机的纵向和横向摆动模式的稳定性虽然也在恶化,但频率也随吊索长度增加而降低。



(a) 总体模式分布



(b) 低频模式分布

图3 共轴直升机不同吊索长度悬停时的特征根分布

如图4所示为共轴直升机不同吊挂质量悬停时的纵向操纵频域响应特性,图 4 (a)为俯仰操纵下的俯仰角运动响应,将频段缩小至1~2 rad/s以凸显吊挂质量对频响

特性的影响。可以发现吊挂会引起低频段显著的幅值衰减和相位突变现象,且随吊挂质量增加,幅值衰减频段更宽,操纵响应的相位差也越大。图4(b)为纵向操纵下的吊索纵摆角响应,可发现随吊挂质量增加,吊索纵摆响应幅值减小,但相位差影响更宽频段。这是因为吊挂质量增加,摆动惯性变大,需要更大的激励力和更长的滞后时间才会出现摆动。

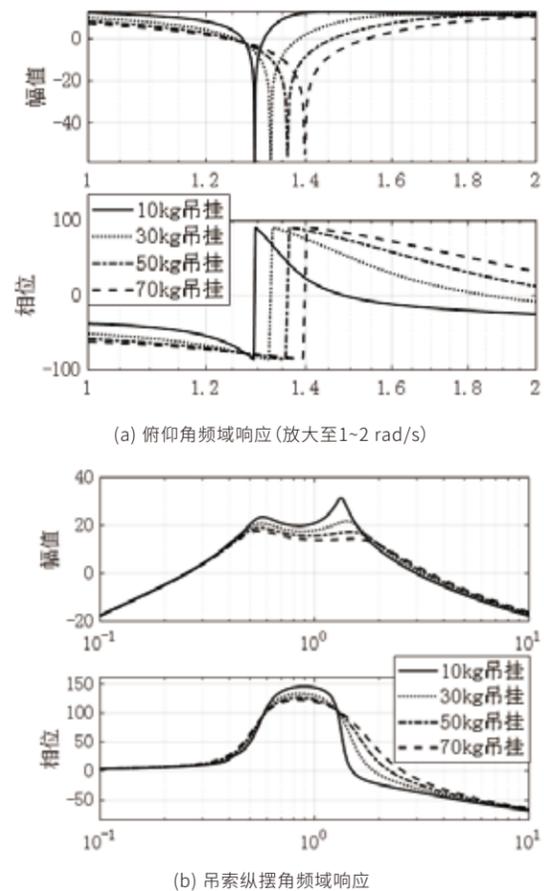


图4 共轴直升机不同吊挂质量悬停时的纵向操纵频域响应特性

如图5所示为共轴直升机不同吊索长度悬停时的横向操纵频域响应特性。图5(a)为滚转角响应,可以发现吊索长度对幅值衰减的频率点有较大影响,吊索长度越长则频率越低,但效果会越来越弱,长吊索会导致低频段幅

值衰减更大,而短吊索会导致操纵响应的相位差更大;图5(b)为吊索横摆角响应,吊索长度增加同样可以降低吊挂横摆响应幅值,并且操纵与吊挂摆动的相位差更小,不易相互激励。

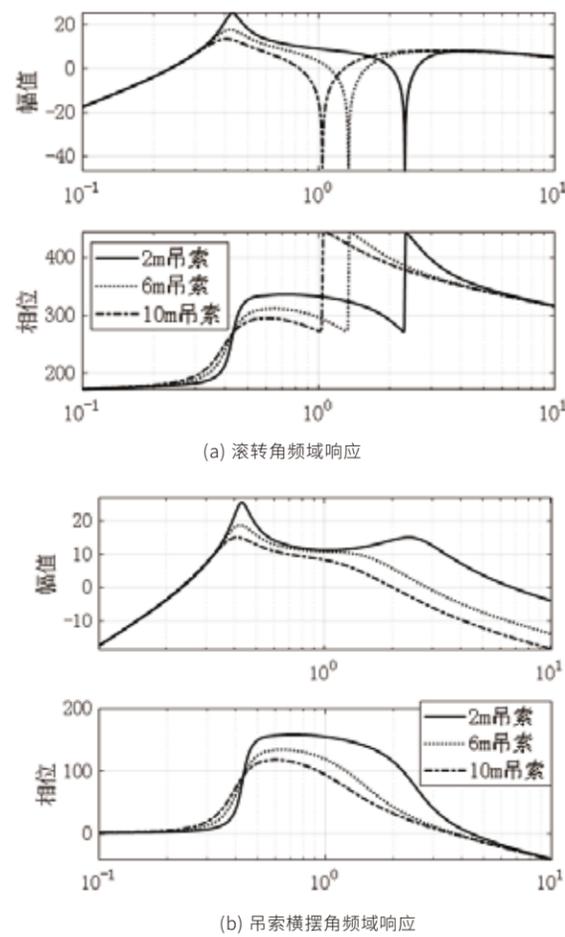


图5 共轴直升机不同吊索长度悬停时的横向操纵频域响应特性

### 3. 共轴直升机吊挂飞行仿真

基于系统辨识结果建立的共轴直升机飞行动力学快速分析模型除了用于吊挂飞行特性分析以外,还可以用于飞行控制系统初步设计和仿真。本文采用集成吊索摆角反馈的轨迹跟踪控制系统作为共轴无人直升机吊挂飞

基于系统辨识结果建立的共轴直升机飞行动力学快速分析模型除了用于吊挂飞行特性分析以外,还可以用于飞行控制系统初步设计和仿真。本文采用集成吊索摆角反馈的轨迹跟踪控制系统作为共轴无人直升机吊挂飞行控制系统。

吊索摆角反馈是较为成熟的吊挂增稳控制方法。通过将吊索相对机体的摆动角度反馈至直升机的飞行控制系统,再通过旋翼变距操纵改变机体姿态,进而达到抑制吊挂摆动的效果,由于共轴直升机姿态变化更加灵活,适用性更好。根据以往研究报告,在有人直升机上使用吊索摆角反馈会让驾驶员产生吊挂物变重的错觉<sup>[10]</sup>,增加了操纵负荷,但在无人直升机上就不存在该项缺点。美国卡曼航空公司将K-MAX直升机改装成无人吊挂直升机时集成了吊索摆角反馈<sup>[11]</sup>,实际吊挂飞行效果良好,验证了该方法的有效性。

本文设计了集成吊索摆角反馈的共轴无人直升机轨迹跟踪控制系统(如图6所示)。共轴无人直升机的吊挂运输任务可以分解为悬停、直线加减速和协调转弯三个主要飞行科目,本文以直线加减速科目为例进行飞行仿真,结果如图7所示,可发现集成吊索摆角反馈后能够在维持原有轨迹跟踪效果的前提下显著增加吊索摆动阻尼,有效抑制摆动,也验证了本文建立的共轴直升机吊挂飞行动力学快速分析模型能够用于控制系统设计与仿真。

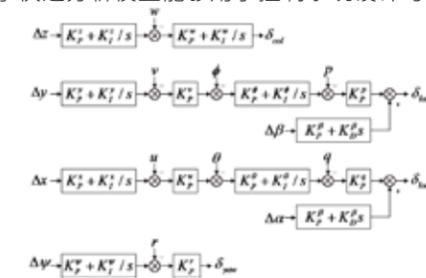
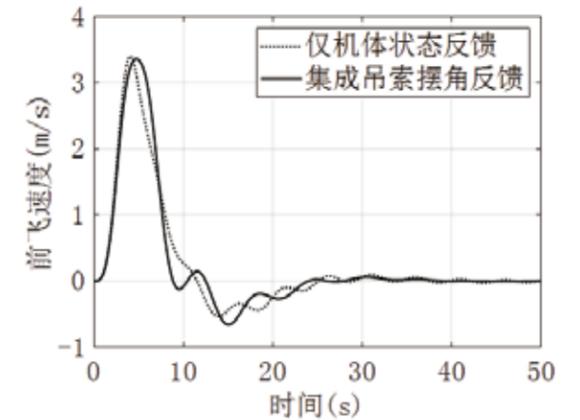
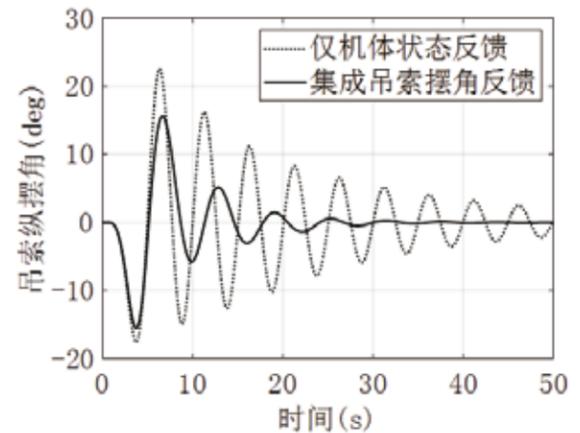


图6 集成吊索纵摆角反馈的共轴直升机轨迹跟踪控制律



(a) 前飞速度时间历程



(b) 吊索纵摆角时间历程

图7 共轴无人直升机吊挂飞行从悬停开始直线加减速仿真结果

### 4. 结论

本文将共轴直升机的系统辨识飞行动力学模型与吊挂系统非线性动力学模型集成,得到了共轴直升机吊挂飞行动力学快速分析模型。该模型适用于在机理建模难度较大和试验条件不成熟的情况下,对共轴直升机吊挂飞行特性进行初步分析,研究系统参数变化对共轴直升机吊挂飞行特性的影响规律,以及对共轴直升机吊挂飞行控制系统进行初步设计与仿真。

首先以共轴无人直升机为研究对象，然后基于无吊挂悬停系统辨识结果建立了共轴直升机吊挂飞行动力学分析模型，分析了吊挂质量、吊索长度变化对共轴无人直升机吊挂飞行稳定性和操纵频响特性的影响规律，结论如下：

(1) 随着吊挂质量和吊索长度增加，吊挂摆动模态的稳定性越来越好，且横向模态受影响更大，吊索长度增加还会显著降低吊挂摆动频率；但与之相反，共轴直升机纵向振荡和横向振荡模态稳定性都会变得越来越差，而共轴直升机特有的纵向发散模态的稳定性却基本不受吊挂影响。

(2) 吊挂飞行会在吊挂摆动频率处引起共轴直升机姿态响应显著的幅值衰减和相位差，改变吊索长度能改变频率衰减峰值位置，但吊挂质量越大、吊索越长，则幅值衰减越严重；同时，吊挂质量增加会增加相位差，但增加吊索长度可以减少相位差。

(3) 增加吊挂质量和吊索长度可以减少吊挂摆动响应幅值和相位差，但吊挂质量增加会加宽相位差频段，而吊索长度增加则会缩短相位差频段。

最后，基于集成吊索摆角反馈的轨迹跟踪控制系统建立了共轴无人直升机吊挂飞行控制系统，对吊挂飞行直线加减速过程进行了飞行仿真，结果表明集成吊索摆角反馈能够在不影响共轴直升机吊挂飞行轨迹跟踪效果的前提下改善吊挂摆动不稳定性。

### 参考文献

[1]Wang L, Chen R, Yan X. Trajectory Optimization of Aerial Slung Load Release for

a Piloted Helicopter[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(2): 229-239.

[2]聂资, 陈铭, 李仁府. 小型共轴式直升机纵横向动力学建模与辨识[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2012, 40(06): 44-48.

[3]徐军, 陈大融, 陈皓生. 共轴式直升机悬停纵向稳定性和操纵性分析[J]. 飞行力学, 2001(04): 36-40.

[4]周国仪, 胡继忠, 王晋军,等. 共轴式直升机线性系统建模[J]. 飞行力学, 2004(04): 19-21.

[5]Adams C, Potter J, Singhose W. Modeling and input shaping control of a micro coaxial radio-controlled helicopter carrying a suspended load[A].2012 12th International Conference on Control, Automation and Systems[C]. 2012: 645-650.

[6]王旭. 小型共轴双旋翼飞行器设计、建模与控制研究[D]. 北京理工大学, 2018.

[7]周国仪. 共轴式直升机飞行动力学建模及数值模拟[D]. 北京航空航天大学, 2002.

[8]Tischler M B, Cauffman M G. Frequency-Response Method For Rotorcraft System Identification with Applications to the Bo-105 Helicopter[A].46th Annual Forum of the American Helicopter Society[C]. Washington, D. C.: 1990.

[9]Guglieri G, Marguerettaz P. Dynamic Stability of a Helicopter with an External Suspended Load[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59(4): 1-12.

[10]Davis J N, Landis H, Lect J R. Handling Qualities for Precision Cargo Operations[A].The Stat Annual National Forum Of The American Helicopter Society[C]. Washinton D. C.: 1975.

[11]McGonagle J G. The Design, Test, and Development Challenges of Converting the K-MAX<sup>®</sup> Helicopter to a Heavy Lift Rotary Wing UAV[A].The American Helicopter Society 57th Annual Forum[C]. Washington, D.C.: 2001.

# 垂直起降固定翼无人机系统

综合了固定翼与多旋翼构型优点，兼具垂直起降能力与长航时滞空能力，对起降场地要求低，可在狭小的场地起降作业，作业时间长

全机电气-结构一体化设计，无工具快速拆装，作业效率高

模块化设计，可灵活换装多种任务载荷，一机多用

搭载可见光/红外/星光夜视三光吊舱，具备复杂气象条件下目标成像及跟踪能力，暗夜环境下具备星光夜视+红外热成像双光融合功能，提供更丰富的场景模式

具备4G/5G实时回传能力



翼展	3.0 m	最大续航时间	120 min (1.2 kg标准载荷)
最大起飞重量	14.5 kg	抗风能力	6级
最大任务载荷	3 kg	起降方式	垂直起降
最大平飞速度	108 km/h	起降高度	4000 m
巡航速度	65~80 km/h	测控距离	30 km



# 航空机载设备概述

文 / 唐甜  
(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:** 本文对我公司航空机载设备的研制能力、技术能力、系统解决方案、部件产品作了概略介绍,并对下一代机载设备进行了展望。

**关键词:** 机载设备;研制能力;技术能力;解决方案;部件产品

## 前言

安全、易用、低成本是助推无人机快速发展的动力

面向工业及军用领域的中大型无人机是未来无人机发展的重要方向,而一套安全、易用、低成本的机载系统是助推无人机在该方向快速发展的动力。

安全一直以来是航空器首要解决的问题,如何保证飞行安全?涉及到飞行安全的主要是飞行控制系统,普遍的做法是通过冗余度系统来解决。但这只是结果,如何开展安全性分析、设计及评估,如何设计监控完整性以保证冗余度系统有效工作等是安全性的核心。这也是我们的关键能力所在。

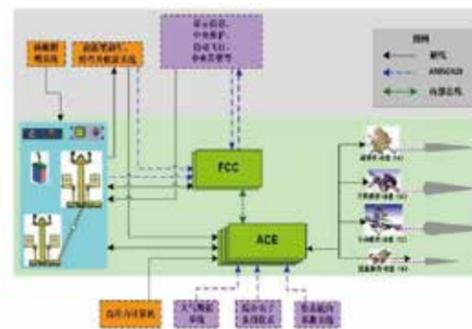
易用是解决用户友好性问题,不管是对于无人机总体单位,还是对于最终用户,良好的使用性、维护性,是产品能够大规模使用的基础。我们的目标是在尽量少的手册指导下能够支撑总体用户二次开发和最终用户的方便使用。

在满足用户指标和保证产品质量的情况下,能够尽量降低成本是一个企业综合能力的体现。在航空产品价格居高不下的形势下,我们不断研究探索,在满足安全性要求的同时大幅度降低了机载设备等产品的价格。

## 1. 系统研制能力

### 1.1 系统级解决方案

按照系统工程和需求工程的理论和方法,研制大型复杂系统及分系统,要从功能架构设计到物理架构设计以保证系统或分系统最优。显性的物理架构是设计的结果,而不是设计的起点。比如,分布式还是综合式、系统冗余度配置等级、系统监控检测手段及系统故障安全策略等。我们在这方面积累了大量的经验,包括有人军用飞机、有人民用飞机、无人直升机、无人固定翼飞机、导弹及巡飞弹等。



飞机系统架构图

### 1.2 系统安全性设计与评估

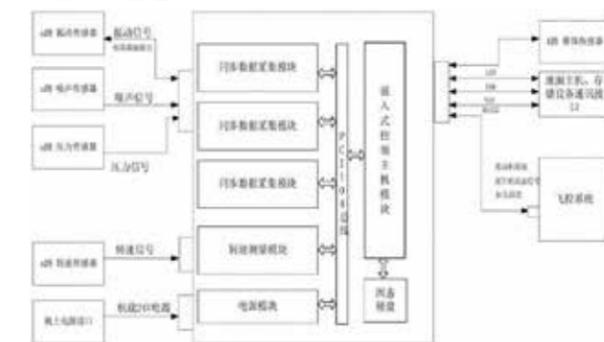
按照民航适航要求的标准,包括SAE ARP4761、SAE ARP4754、RTCA DO254及RTCA DO178等,开展安全性设计与分析。按照适航符合性方法MOC0-MOC9,进行系统符合性验证。比如对于作动器这种关键产品,我们会用到以上所有符合性方法进行验证。



适航安全性方法

### 1.3 系统健康管理

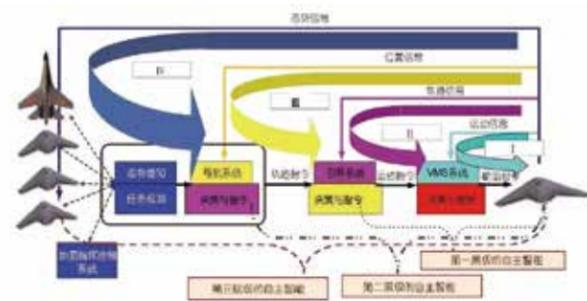
对于高价值系统,故障检测及处理是最后的手段。从设计上让产品处于最佳工况以提高寿命,从使用上全时检测产品状态、提取非正常特征状态、预测产品健康水平、适时维修等,都是提高产品使用寿命,最大化产品价值的手段。我们通过大量的传感器及算法,对关键产品进行健康监测及管理,极大降低了维护成本。



飞机系统健康管理框图

### 1.4 系统级智能化

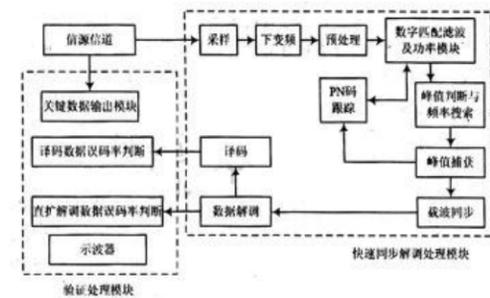
随着技术的进步以及飞行器使用场景的变化,我们需要不断提高无人飞行器对外界环境的感知能力,进而做出合理的应对。比如在空中对突然产生的阵风进行感知和处理,对障碍物的感知和避障,对未知场地的感知和自主起降,对对抗环境的感知和处理等。我们搭建了一套适合中大型无人机的智能化套件,通过多种传感器(视觉、激光、毫米波)进行信息融合,可实现卫导拒止下的高精度定位,面向任务的路径在线规划以及异地自主起降等功能。



飞机系统智能化架构图

### 1.5 系统数学建模与仿真

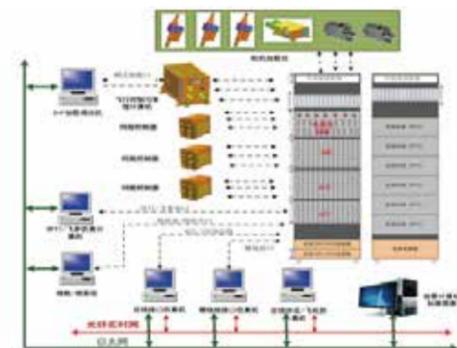
为了更好地实现工程应用,我们需要对物理世界进行数学抽象,进而进行定量计算、仿真和数字化控制。因此,万物皆可建模,差异是建模的准确程度。比如对于控制系统来说,核心的是需要知道被控对象的动力学模型,才能进行很好的控制。一般的建模方法有机理建模、模型辨识及数据学习等。我们在无人直升机、旋翼、起落架等建模方面积累了大量的经验。



simulink框图

### 1.6 系统地面集成与仿真验证

复杂系统需要先进行地面集成验证和半物理仿真验证,以尽可能减少飞行试验的风险。试验验证内容包括接口特性、控制精度、传输带宽、控制律、制导律、余度管理逻辑及故障安全策略等。经过多型产品的历练,我们在系统验证环境的搭建及系统验证试验的开展等方面积累了大量的经验。



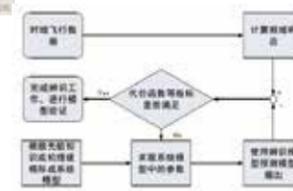
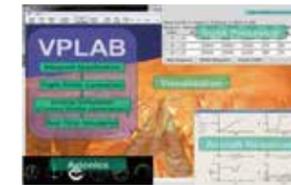
试验环境架构图

## 2. 领先技术能力

### 2.1 先进的系统建模工具及方法

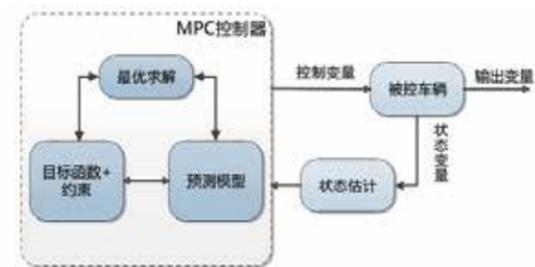
直升机建模一直以来是学界和工业界的难题,我们也一直致力于直升机的精准建模。通过Flightlab进行机理建模,通过CIFFER进行模型辨识,通过试飞数据不断

修正模型,我们已经建立了一套完整的建模方法,并具备极强的工程实践属性。



### 2.2 先进的控制算法

控制理论追求的是对指令的精准执行和对扰动的鲁棒,控制算法从PID、LQR、H∞、自抗扰到MPC、深度学习等,通过我们在无人机上的大量实践,没有一种算法能够包打天下,只能从我们的控制目标出发来选择适宜的算法,或者综合多种算法以应对不同的场景。我们在该领域积累了大量经验,相信能够解决不同用户对于控制的需求。

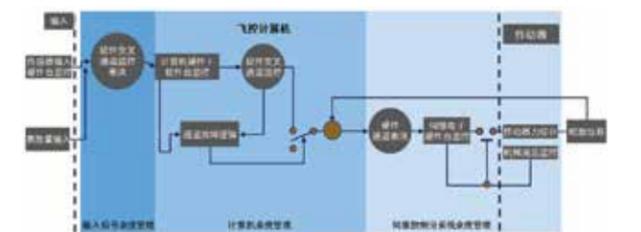


MPC框图

### 2.3 余度系统管理技术

余度系统是提高系统安全性的重要手段,特别是在

民机飞控系统上有大量使用,随着工业技术的发展、单套产品可靠性的提高,现在逐渐在减少余度配置的等级。余度系统管理的核心问题是如何保证多套相似或非相似产品的有效运行,保证系统有可接受的降级运行。我们有四余度、三余度、双余度飞控系统及伺服系统的研制经验,解决了大量工程实现上的问题,产品也经过了数千小时的飞行试验验证。



飞行监控表决策面设置图

### 2.4 监控完整性设计

多余度系统一个容易被忽视的问题是,如何保证单套系统的监控完整性。常用的监控方式有比较监控和自监控。如果监控完整性不够,故障检测率FDR过低,故障通道不能切到正常通道工作;如果监控完整性太高,故障虚警率FAR过高,系统降级太快。所以一般要求系统的故障漏检率低于系统的失效率。

### 2.5 电子硬件电气完整性(EI)设计

电气完整性(EI)包括信号完整性(SI)、电源完整性(PI)和电磁完整性(EMI),解决信号从发送端发出,经过传输路径到达接收端后仍能保持可分辨的完整或相对完整的信号问题。如果能在电子产品的设计过程中,充分考

虑这三方面的问题,就能保证电气特性,避免很多说不清的问题。

## 2.6 嵌入式软件架构及实现

嵌入式系统的硬件是平台,主要功能通过软件实现。从硬件层软件、操作系统到应用层软件,我们已经形成了成熟的架构,通过模块化配置,方便用户进行二次开发。通过形式化验证,保证了软件验证的完整性。经过大量型号使用,证明了软件的稳定可靠。

## 3.系统解决方案

### 3.1 750公斤级

700公斤级无人直升机,采用了双余度飞控系统方案及产品,经过1000飞行小时的验证,证明了系统的稳定可靠。



700公斤级飞行实践

### 3.2 3T

3吨级无人直升机,采用了三余度飞控系统方案及产品,经过1000飞行小时的验证,证明了系统的稳定可靠。



3吨级无人直升机

### 3.3 某察打一体固定翼无人机

3.5吨级无人固定翼,采用了三余度飞控系统及产品,经过上千飞行小时的验证,证明了系统的稳定可靠。



3.5吨级无人固定翼

## 4.部件产品

### 4.1 多余度飞行控制计算机

飞控计算机采用以高速LVDS串行背板总线为核心的体系结构,以资源配置的方式,实现CPU、接口及电源的两余度、三余度至四余度配置,采用主备工作方式,具有故障容错能力,能实现一次故障工作。核心处理器采用最新的自监控对处理器,提高了处理模块计算可信度。



- 高安全,高可靠,小型化,接口配置丰富
- 主频高达300Mhz最新自监控处理器,内置L1cache
- 百兆高带宽串行LVDS背板总线
- 支持PUBIT、IFBIT、GBIT检测,检测覆盖率高
- 内置超大容量数据存储装置及文件管理系统

### 4.2 双余度伺服控制器

面向飞机舵系统及任务系统中基于直流无刷电机(BLDC)、永磁同步电机(PMSM)的机电舵机或其他电动机构的伺服控制。

采用先进的数字处理器及可编程逻辑器件的主控架构,应用先进的数字伺服技术(电流、转速及位置控制)及先进的电机控制算法(FOC),能够满足大载荷、高精度、高动态响应的伺服系统应用。



性能指标:

功率范围	供电28VDC, 功率≤500w
灵活的传感器应用	霍尔、编码器、旋变、LVDT/RVDT等
高精度位置控制	≤1%F.S
宽范围速度控制	50~20000rpm(受限于电机)
具有冗余冗余设计,高可靠性	
完善的状态监控及保护机制	

### 4.3 双余度电动伺服舵机

#### 4.3.1 直线式舵机

该舵机为全密封式直线电动舵机,电气双余度,机械单余度配置。电气双余度配置采用双绕组无刷电机、双余度LVDT直线位置传感器,机械传动采用直齿减速器加滚珠丝杠直线输出,双余度无刷电机以主/备方式工作,电机配备双余度正余弦旋转变压器,用来实现对双余度无刷电机FOC控制。



电气双余度,输出轴直线运动	
最大速度	≥55mm/s
额定输出力	60kg
行程	±30mm
位置精度	1%
频带	5Hz

#### 4.3.2 旋转式舵机

该舵机为全密封式旋转电动舵机,电气双余度、机械

单余度配置。电气双余度配置采用双绕组无刷电机、双余度RVDT角度位置传感器，机械传动采用直齿减速器减速，一个机械输出轴。双余度无刷电机以主/备方式工作，电机配备双余度正弦旋转变压器，用来实现对双余度无刷电机FOC控制。



电气双余度，输出轴旋转运动	
最大转速	≥80°/s
输出力矩	18N·m
行程	±30°
位置精度	1%
频带	5Hz

#### 4.4 270V双余度舵机伺服系统

270V双余度舵机伺服系统由一台双余度伺服控制器及两台双余度电动舵机构成，通过载机电源提供28VDC控制用电及270V功率用电，通过RS422总线和CAN总线实现与上位机的数据通信，接收上位机发出的位置指令及舵机内部传感器反馈，控制舵机位置伺服运行。同时可向上位机反馈状态信息及舵机位置、转速及电流等数据信息。项目可应用于中大型无人机飞控作动系统，操纵舵面的伺服控制。



双余度伺服控制器

双余度电动舵机

技术指标：

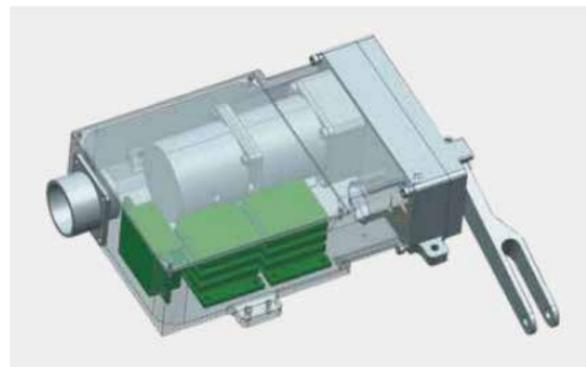
供电	控制电28VDC，功率电270VDC	电气行程	±55mm
双系统	幅值±3mm，频率≥5Hz	最大速度	≥120mm/s
额定输出力	≥10000N	最大输出力	≥15000N
机械行程	±60mm	单系统	幅值±3mm，频率≥3Hz
余度配置	电气双余度，主/主控制，舵机速度综合工作模式	稳态精度	±1%FS

应用效益：

- 解决中大型无人机大功率机电作动系统应用
- 通过余度配置可提高系统的安全性、可靠性
- 通过使用全电操纵代替集中式液压作动，提高系统维护性
- 提高操纵系统能量转换效率

#### 4.5 灵巧动作器

该类型产品将控制单元与作动单元集成设计，采用带比较监控的电气双余度架构，结构紧凑，便于安装维护，并具有高可靠性和高安全性的优势，适用于中小功率作动要求，如无人机、航天器及导弹方向舵等。



技术指标：

工作电压	28VDC	重量	约1.2kg
行程	±30°	摇臂长度	72mm
输出轴机械空回	≤0.8°	频带	5Hz (正负1.5°，空载)
最大转速	空载≥80°/s	输入指令接口	RS422×2
输出力矩	18N·m (对应输出轴40°/s角速度)		

应用效益：

- 为中小型舵机应用系统降低成本
- 减小体积、减轻重量
- 提高中小型舵机应用系统的安全性及可靠性

## 5. 下一代机载设备

焕然一新，定义新一代无人机。为迎接未来挑战，飞控航电研发团队正在探索研制新一代“智能一体化机载综合平台”，这将是面向中大型无人机的高安全、可配置、集成化的机载设备平台。将集GPU、深度学习、MPC等新技术，并根据用户需求进行硬件平台开源与软件研发，满足多领域、多层次的用户需求。

参考文献

- [1]孙熙,田彦章.浅议民用航空机载设备与系统的特点和管控策略[J].航空标准化与质量,2020(05).
- [2]张军红,董强.基于软件虚拟化技术的新一代航空机载软件设计[J].南京航空航天大学学报,2019(06).
- [3]李春峰,常杰,栾宗.航空机载设备软故障分析及对策探讨[J].航空维修与工程,2016(04).
- [4]蔡承文,孙辉.容差分析在航空机载设备修理中的应用[J].长沙航空职业技术学院学报,2014(04).
- [5]宁新建.航空机载设备自动测试系统简化编程设计[J].计算机测量与控制,2011(11).
- [6]刘超,吴海桥.航空机载设备构型标识设计的研究[J].航空维修与工程,2011(01).

[7]孙艳军,姚钦,杜兴民,夏锐.航空机载设备的无线测试系统设计方案[J].弹箭与制导学报,2004(S5).

[8]陆荣国.航空机载设备的软件文档种类要求[J].航空电子技术,2001(02).

[9]赵刚.新世纪航空机载设备制造技术展望[J].航空制造技术,2000(06).

[10]朱敏波,邵志国.航空机载设备失效数据分析的计算机求解[J].航空精密制造技术,1997(06).

[11]焦景堂.中国航空机载设备寿命研究[J].航空学报,1995(S1).

[12]中国航空机载设备行业发展研究报告,千讯咨询编制.

[13]2019-2025年中国航空机载设备行业发展存在的问题及对策建议研究报告,深圳盛世华研编制.



## 某直升机旋翼动力学设计分析

文 / 管闯闯

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

**摘要:**本文介绍了旋翼动力学的基本特性。首先给出桨叶基本挥舞、摆振和扭转运动方程及固有频率表达式,并基于此阐述了动力学调频的基本原理,即改变刚度分布和改变质量分布,接着介绍桨叶动力学方程的离散求解方法。最后针对某桨叶,计算了桨叶剖面特性以及动力学固有特性,得到满足动力学特性要求的桨叶结构。

**关键词:**旋翼动力学;摆振;扭转;挥舞;频率,剖面特性

### 引言

旋翼是直升机振动的主要来源,其在复杂气动环境和周期操纵下产生的交变载荷不仅影响桨叶疲劳寿命,更是引起直升机振动的主要因素。因此旋翼动力学设计是直升机设计中相当重要的一环,对于大型直升机而言,甚至决定直升机设计的成败。

旋翼动力学设计通常包含旋翼动力学特性设计、旋翼振动载荷分析和旋翼动力稳定性分析等几个方面,本文的主要内容是旋翼动力学特性设计。旋翼动力学特性也称为固有特性,实际就是旋转离心场作用下的梁的固有振动特性。这些固有特性在很多情况下决定和制约着旋翼的主要动力学问题,是分析的出发点。一般可以把固有特性分为挥舞(垂直于旋翼旋转面)弯曲振动的振型和频率、摆振(在旋转面内)弯曲振动的振型及频率、桨叶绕本身轴线扭转的振型和频率。需要注意的是,这三者之间实际上存在着耦合,在模态中表现为桨叶的挥舞、摆振、扭转振型互相包含。例如由于剖面剪心(shear center)与质心(mass center)的不重合会导致弯曲和扭转之间存在线性耦合等。

从工程应用的角度来说,对于旋翼桨叶的固体力学建模,常将三维带预扭的细长旋翼桨叶简化为二维剖面特性分析与一维工程梁处理。桨叶的剖面特性主要描述梁剖面的线密度分布,挥舞、摆振、扭转刚度以及剖面质心、剪心、张力中心(tension center)和惯性矩特性,可用剖面分析软件进行分析计算;桨叶的一维工程梁通常采用霍奇斯-多维尔(Hodges-Dowell)中等变形梁模型,方程中含有几何非线性引起的弹性项和惯性项。

本文主要介绍旋翼动力学特性的分析方法。先简要介绍桨叶梁模型建模理论以及动力学调频机理,再以某桨叶为例进行动力学分析。

### 1. 计算原理

#### 1.1 基础理论

在一般情况下,动力学设计时,额定转速下的挥舞、摆振和扭转各阶模态的耦合比较微弱(耦合在某些转速下比较强),因而可以把这三种类型的振动看作独立加以分析。下面直接给出方程,具体推导过程参考相关文献。

##### (1) 挥舞

通过挥舞方向力矩平衡,可得到桨叶挥舞的自由振动方程如下:

$$m\ddot{z} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} \left( EI_{zz} \frac{\partial^2 z}{\partial r^2} \right) - \frac{\partial}{\partial r} \left( T \frac{\partial z}{\partial r} \right) = 0 \quad (1)$$

其中  $T(r) = \int_r^R m\Omega^2 \rho d\rho$  为离心力项,  $z$  为挥舞向位移,  $EI_{zz}$  为剖面挥舞刚度。利用模态叠加法,可将挥舞向位移写为挥舞各阶模态的线性组合:

$$z(r, t) = \sum_{k=1}^{\infty} \eta_k(r) q_k(t) \quad (2)$$

这里的  $\eta_k(r)$  和  $q_k(t)$  分别为第  $k$  阶模态和模态自由度,将(2)代入(1),可得到对应的模态自由度方程:

$$I_{qk} (\ddot{q}_k + v_{\beta k}^2 q_k) = 0 \quad (3)$$

其中  $I_{qk} = \int_0^R \eta_k^2 mdr$  为第k阶模态广义质量。

$$v_{\beta k}^2 = \frac{\int_0^R \left[ EI_{zz} \eta_k^2 + \eta_k'^2 \int_r^R m \Omega^2 \rho d\rho \right] dr}{\int_0^R \eta_k^2 mdr} \quad (4)$$

这里的  $v_{\beta k}$  即为第k阶挥舞频率(无因次频率), 可以看到, 第k阶固有频率写为  $v_{\beta k}^2 = K_1 + K_2 \Omega^2$ , 这就是Southwell形式,  $K_1$ 和 $K_2$ 分别表示结构刚度和离心刚度。当求解出正确的模态, 就可得到该阶模态的频率。事实上, 由于积分的作用, 只要模态还算接近正确的模态形状, 那么频率估值的精度也较为准确。此外, 桨叶本身挥舞面弯曲刚度的变化对它的影响很小, 振型阶次越低这一特征越明显。主要原因是挥舞平面内对于低阶振型桨叶弹性变形刚度( $K_1$ )比离心力刚度( $K_2$ )小得多。

### (2) 摆振

通过面内的力矩平衡, 可得到摆振方程:

$$m\ddot{v} + \frac{\partial^2}{\partial r^2} \left( EI_{xx} \frac{\partial^2 v}{\partial r^2} \right) - \frac{\partial}{\partial r} \left( T \frac{\partial v}{\partial r} \right) - m\Omega^2 v = 0 \quad (5)$$

式中,  $v$  为摆振位移,  $EI_{xx}$  为剖面摆振刚度,  $T(r) = \int_r^R m\Omega^2 \rho d\rho$  为离心力项。

类似挥舞运动, 可得各阶摆振无因次频率为:

$$v_{\zeta k}^2 = \frac{\int_0^R \left[ EI_{yy} \eta_k^2 + \eta_k'^2 \int_r^R m \Omega^2 \rho d\rho - m \Omega^2 \eta_k^2 \right] dr}{\int_0^R \eta_k^2 mdr} \quad (6)$$

显然, 摆振离心刚度比挥舞振动低一些, 摆振频率的平方和挥舞频率的平方在表达式相差1, 但事实上这个关系一般并不满足(挥舞、摆振较重合, 且无铰刚度时满足), 因摆振向弯曲刚度比挥舞想弯曲刚度大得多(大约20-40倍), 且挥舞和摆振的模态也并不相同。

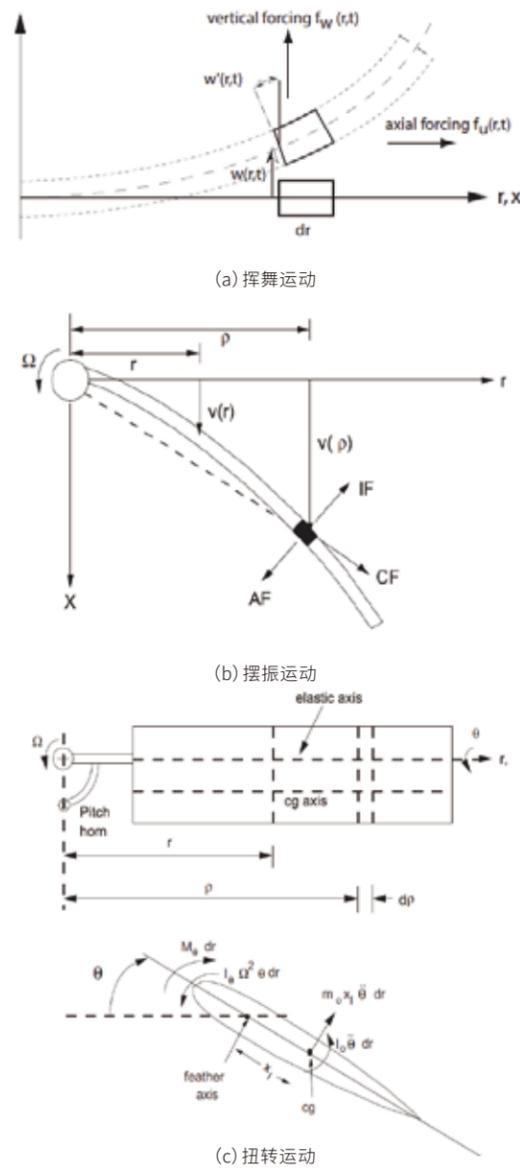


图1 桨叶运动

### (3) 扭转

由扭矩平衡, 易得扭转自由振动方程:

$$-\frac{\partial}{\partial r} \left( GJ \frac{\partial \theta}{\partial r} \right) + I_\theta (\ddot{\theta} + \Omega^2 \theta) = 0 \quad (7)$$

式中,  $\theta$  为扭转角,  $GJ$  为扭转刚度,  $I_\theta$  为扭转惯量。

对应扭转频率为:

$$v_k^2 = \frac{\int_0^R GJ \xi_k'^2 dr}{\int_0^R I_\theta \xi_k^2 mdr} \quad (8)$$

这里的  $EI_{yy}$ 、 $\eta_k$  分别为摆振刚度和k阶摆振模态。 $GJ$ 、 $\xi_k$  分别为扭转刚度和k阶扭转频率,  $I_\theta$  则为扭转惯量。可以看到旋翼转速对扭转频率影响没有影响, 旋转扭转模态和不转扭转模态是相同的。

## 1.2 旋翼动力学调频

现今的桨叶一般采用复合材料, 主要结构包括大梁、蒙皮、U型梁、接头等, 此外还包括后缘调整片、平衡配重等, 下图2是典型的基本的剖面结构。

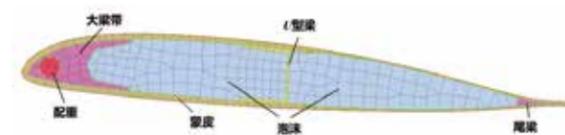


图2 桨叶剖面典型结构图

在总体设计中确定桨叶外形(包括半径、弦长分布、扭角)后, 就需要设计桨叶铺层、大梁带, 调节平衡配重等

使得桨叶各阶频率满足动力学要求, 动力学需满足下面要求:

- a) 与k次/转的激振力相距至少0.5次/转; (k为桨叶片数);
- b) 与 $2k\Omega$ 、 $3k\Omega$  激振力频率至少相距 $0.1\Omega$ ;
- c) 各阶频率与  $\Omega$ 、 $2\Omega$ 、 $3\Omega$  和 $4\Omega$  至少相差 $0.25\Omega$ ;
- d) 扭转固有频率与挥舞弯曲固有频率之间至少相差0.5倍转速。

旋翼的动力学调频是一个不断迭代的过程, 需不断根据结果更改设计。基本调频有两种思路, 即改变刚度(展向)分布和改变质量(展向)分布。

刚度分布对桨叶频率的影响。由挥舞和摆振固有频率的表达式可以看出, 对固有频率影响较大的是该阶模态二阶导数较大位置的刚度, 因此调整某阶弯曲频率, 可在这些位置增加或减小刚度。挥舞、摆振频率的调节都可采用这种方法。扭转频率也可用同样的方法, 但关注的是扭角的一阶导数。

质量分布对桨叶频率的影响。改变质量分布对桨叶频率有两方面的影响, 一方面, 增加质量, 可增加离心刚度, 使刚度项(分子项)增大; 另一方面, 增加质量, 也可使得广义质量(分母项)增大。因此分布质量的影响需综合考虑。一般而言, 在模态节点(振动位移为0处)增大(减小)质量则对广义质量没影响, 离心刚度增大(减小), 进而增大(减小)该阶频率; 在模态波腹(位移最大点)增大(减小)质量使广义质量增大(减小), 一般会减小(增大)该阶频率(离桨尖较近区域除外)。

## 1.3 旋翼桨叶动力学求解

1.1节中介绍的动力学方程是解耦的、最基本的旋翼动力学方程。对于直观上理解桨叶的各阶频率特性和频率的定性调节有很大的帮助。不过在实际旋翼动力学求解中，一般使用的是更为复杂的挥-摆-扭全耦合方程结合剖面分析，如下图3所示。具体推导过程是先推导中等变形梁的几何方程(应变-位移关系方程)，进而由材料力学特性推导出本构方程(内力-应变关系)，然后根据哈密顿原理推导出桨叶动力学方程，具体过程很复杂，可参考相关文献。



图3 结构桨叶模型

根据推导得到的桨叶动力学方程，采用有限元法得到离散形式的动力学方程：

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{q}(t) = \mathbf{0} \quad (9)$$

其中 $\mathbf{M}$ 和 $\mathbf{K}$ 分别为质量矩阵和刚度矩阵。其通解可通过广义特征值表征，特征值方程为：

$$|\mathbf{K} - \omega^2\mathbf{M}| = 0 \quad (10)$$

$$\mathbf{K}\Phi - \omega^2\mathbf{M}\Phi = 0 \quad (11)$$

通过求解上述方程可确定特征值 $\omega^2$ 和对应特征向

量 $\Phi$ ，按特征值从小到大排序， $(\omega_1^2, \Phi_1)$ ， $(\omega_2^2, \Phi_2)$ ， $\dots$ ， $(\omega_n^2, \Phi_n)$ ，其中 $\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n$ 则代表旋翼动力学系统的固有频率。 $\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_n$ 则为对应的模式。

## 2.某旋翼桨叶动力学分析

### 2.1 计算模型

本节根据上述方法，对某桨叶进行动力学建模。桨叶的模型采用中等变形梁理论，共划分8个单元，9个节点，每个单元轴向3个自由度、挥舞摆振向位移以及扭转方向各2个自由度，同时考虑操纵线系刚度的影响。得到桨叶的剖面特性以及动力学特性。

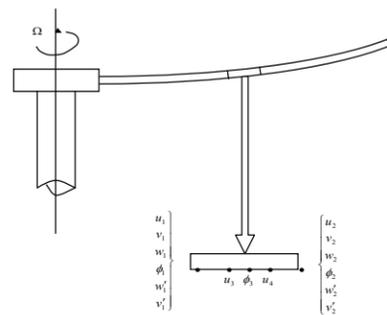


图4 桨叶有限元简化模型

### 2.2 计算结果

关键剖面特性如下图5至9所示。

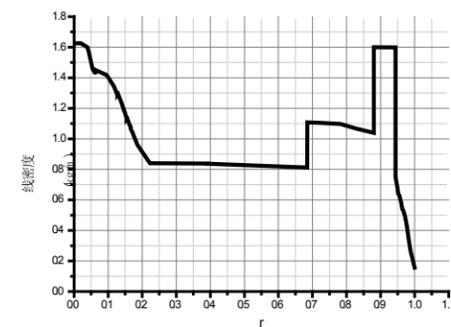


图5 桨叶线密度展向变化图

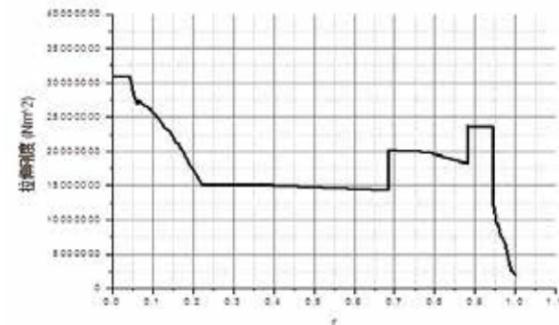


图6 桨叶拉伸刚度展向变化图

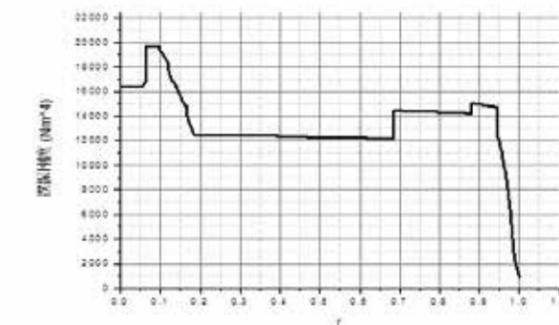


图7 桨叶摆振刚度展向变化图

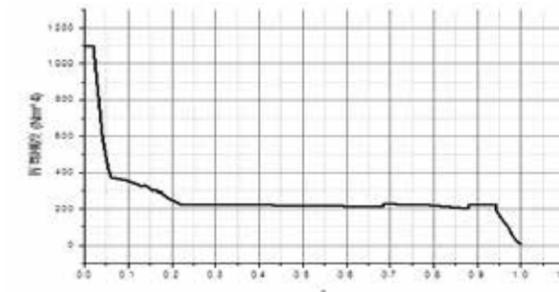


图8 桨叶挥舞刚度展向变化图

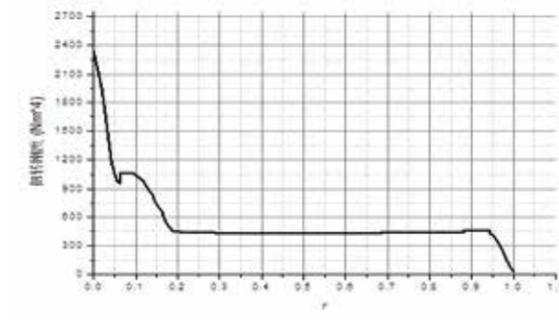


图9 桨叶扭转刚度展向变化图

根据桨叶质量以及刚度分布，结合旋翼操纵刚度等信息，计算得到旋翼的动力学频率特性。上、下旋翼在额定转速下的固有频率以及动力学共振图见表1以及图10所示，各阶模态振型见图11至图13所示。转速比为：转速/额定转速。

表1 额定转速下的桨叶频率

单位	一阶摆振	一阶挥舞	二阶挥舞	一阶扭转	三阶摆振	二阶摆振	四阶摆振
1/rev	0.392	1.082	2.706	4.630	5.661	6.404	9.439
Hz	4.775	13.165	32.919	56.333	68.878	77.921	114.837

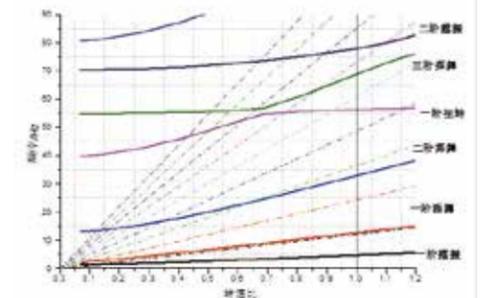


图10 旋翼共振图

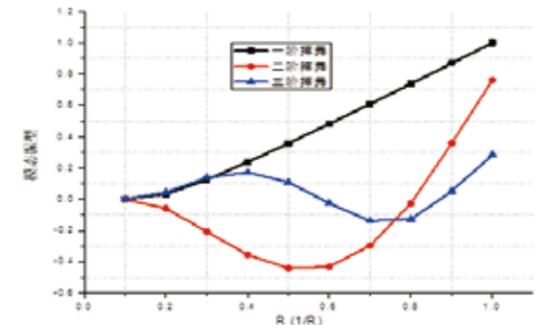


图11 挥舞振型

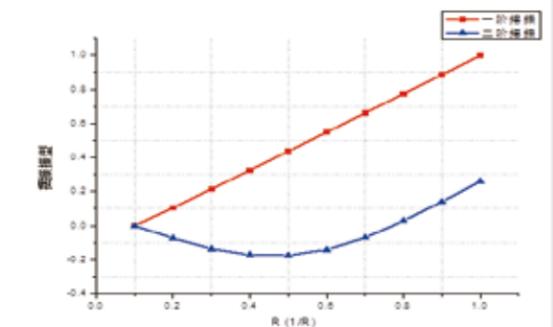


图12 摆振振型

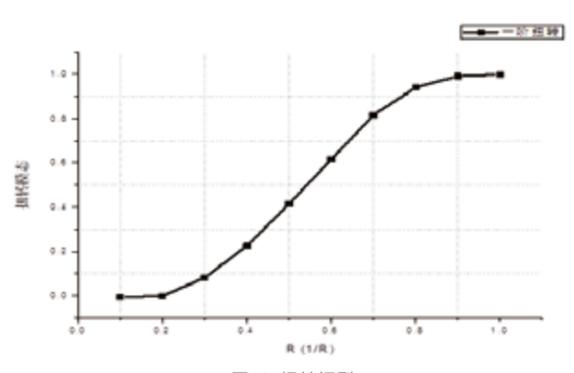


图13 扭转振型

由旋翼共振图可知，旋翼一阶摆振频率由于摆振铰的存在，频率小于1.0；一阶挥舞十分接近于旋翼一倍转速，符合大多数直升机旋翼桨叶的动力学特性，因此桨叶上一阶谐波响应一般很大；二阶挥舞、一阶扭转、三阶挥舞、二阶摆振以及四阶挥舞频率在额定转速下均距离整数倍转速0.3倍以上，满足动力学要求。

### 3. 总结

本文主要介绍了旋翼动力学的基本特性。首先给出旋翼桨叶的基本挥舞、摆振和扭转运动方程和响应频率，并分析了各自的影响因素：挥舞频率受转速影响明显，而剖面弯曲刚度对其影响较小；摆振和扭转频率分别受剖面摆振和扭转刚度影响较大，转速对其影响甚微。接着基于各个频率的表达，得到工程中常用的动力学调频的基本方法：1) 在挥舞或摆振模态二阶导数较大处增加相应刚度，有助于增大该阶频率；2) 在扭转模态一阶导数较大处的增加扭转刚度，有助于增大该阶扭转频率；3) 在挥舞或摆振模态节点处增加质量会增加该阶频率；4) 在挥舞或摆振模态波腹处增加质量则会减小该阶频率。随后简要介绍了实际旋力学的耦合求解方法，其主要思想是将三维模型降阶为二维的剖面特性分析以及一维的中等

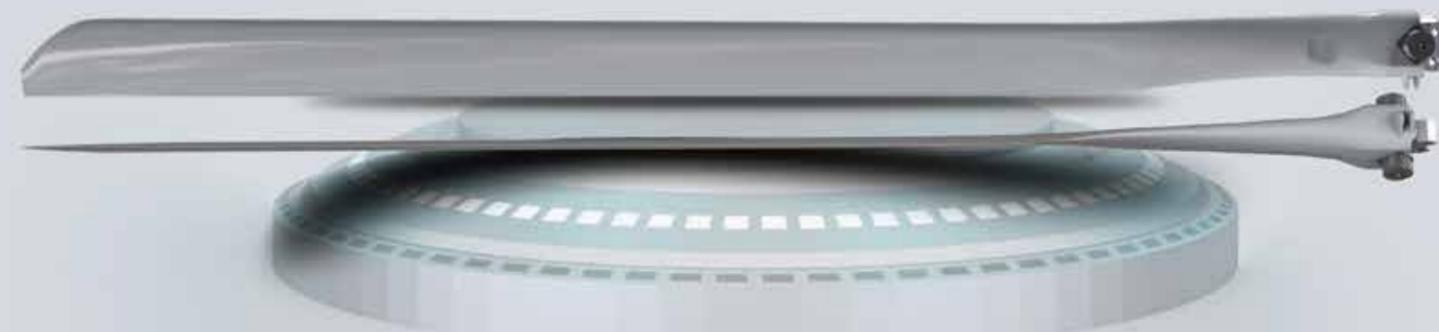
变形梁理论，最终形成耦合的动力学方程，使用有限元法求解即可。最后以某桨叶为例进行了调频设计，通过对桨叶剖面刚度和质量分布的不断调节，得到频率配比较好的桨叶，桨叶一阶挥舞频率距离1倍转速很近，符合大多数直升机桨叶动力学特性，而其余频率距离整数倍转速都在0.3倍旋翼转速以上，满足动力学要求。

### 参考文献

- [1] Chopra, I. Design and analysis trends of helicopter rotor systems [M]. Sadhana 19, 427-466 (1994).
- [2] Johnson, W., Helicopter Theory[M], Princeton University Press, Princeton, New Jersey, 1980.
- [3] Meirovitch, L., Computational Methods in Structural Dynamics[M], Sijthoff and Noordhoff, 1980, Ch. 9.
- [4] Bramwell A, Done G, Balmford D. Bramwell's Helicopter Dynamics (Second Edition)[M]. 2000.
- [5] Bauchau, O. A., and C. H. Hong. "Nonlinear Composite Beam Theory[J]." Journal of Applied Mechanics (1988).
- [6] Ganguli R, Pancho V. The Rotating Beam Problem in Helicopter Dynamics[J]. Foundations in Engineering Mechanics, 2018, 10.1007/978-981-10-6098-4.
- [7] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- [8] 张呈林, 张晓谷等. 直升机部件设计[M]. 南京: 南京航空学院出版社, 1981.

## BEARINGLESS MAIN ROTOR BLADE 无轴承旋翼桨叶

联合飞机无轴承旋翼采用复合材料柔性梁，具有操纵功效大、结构简单、重量轻、桨毂阻力小、维护性好等优点。与一般无铰式旋翼相比，无轴承旋翼重量可减轻50%，可承受巨大离心力及弯矩，其柔性梁可实现挥-摆-扭功能于一体，使得柔性梁研制成为核心关键技术之一。现有旋翼直径为4.6m、6m、10.2m的无轴承旋翼，并在型号平台上进行使用。





## 浅谈微型无人机及微电机关键技术

文 / 王鑫

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

**摘要:**微电机作为新系统和新技术的基本元件,随着无人机小型化、轻量化、隐秘化的发展趋势,对微电机的体积、功率密度、噪音也提出了更加严苛的要求。本文结合微型无人机的特点和发展趋势,浅谈微电机在微型无人机上的应用特点和关键技术。

**关键词:**微型无人机;微电机;发展趋势;高功率密度;高效率

### 引言

无人机也称作无人航空器或遥控驾驶航空器,随着近十年的飞速发展,无人机不仅逐渐融入人们生活,进入大众视野,还在行业领域体现着越来越重要的地位。

以最近的俄乌冲突为例,据开源情报推测,俄乌双方在本次冲突共计投入10余型、数百架无人机,其中以中小型侦察、察打一体无人机为主,包括“猎户座”、“前哨-R”、“海雕-10”、“TB2”、“UJ-22”、“惩罚者”等无人机,参战规模大、种类多,是继利比亚内战后又一次高强度无人

机攻防对抗战例<sup>[1]</sup>。可见,无人机高速、多元化的发展使其在军事领域的应用由最初单纯的空中打击拓展到了包括侦察监视、电子干扰、诱饵欺骗、空中格斗、反导拦截、通信中继、目标指示、火力评估、反导拦截等多个领域。

微型无人机因其体积小、机动性高、隐蔽性强等优点,可以进行侦察、特种作战和制导等任务,在现代战争中起到不可替代的作用,已成为无人机发展的重要方向。本文将结合微型无人机的特点,浅谈微电机在微型无人机上的应用及关键技术。



图1 猎户座

图2 TB2



图3 前哨-R

图4 惩罚者

## 1. 微型无人机的主要特点及应用

欧洲国际无人机系统协会(AUVSI)在2003年将微型无人机定义为航程小于10km,高度250m,航时1h,起飞重量小于5kg的无人机设备。微型无人机当前作为各国无人机研发体系的主要研究内容,是打赢信息化条件下局部战争的重要保障。

### 1.1 微型无人机的主要特点

#### 1.1.1 小巧,低噪。

微型无人机体积小,重量轻,便于单兵携带,降低运输成本和压力;同时,微型无人机动力系统需要保持低噪音,实现高隐蔽性,便于执行特定任务。

#### 1.1.2 高机动性,起降灵活。

微型无人机本身体积小、质量轻,结合高机动性,能实现在街巷、山丘等复杂地形快速穿行,实现单人士兵难以实现的高侦察能力;同时,按需要随时随地起降,完成作战任务。

#### 1.1.3 造价低廉,作战成本低。

相较于大型无人机,微型军用无人机造价低廉,根据集成程度和作用,成本在1至15万元不等,在执行一些危险性高的任务过程中,有效使用微型无人机可以避免人员伤亡。

### 1.2 微型无人机的发展趋势

二十一世纪以来,微型无人机进入快速发展阶段,但仍存在许多问题。比如续航时间不足、续航里程短、体积

达不到预期、隐蔽不够、功能单一等，因此，未来发展趋势主要集中在以下几个方面：

### 1.2.1小型化、高隐蔽性。

微型无人机发展小型化以及降低飞行噪音，最终目的是为了提升隐蔽性，实现近距离内肉眼和耳朵无法捕捉定位，达到欺骗人体五感的目的，从而完成侦察类任务。美国1998年公布微型无人机MAV的定义，即任何方向尺寸不大于15cm的无人飞行器，虽然目前投入应用的微型无人机还未严格达到该要求，但发展趋势是不变的。

### 1.2.2高续航，广巡航半径。

续航能力决定无人机执行任务的广度和复杂度。受机体尺寸限制，微小无人机续航时间一般在3小时以内，飞行半径不大于10公里，对于一般任务，该性能足够，但在高强度的现代化战争中是远远不够的，合理进行各部件功耗优化、提升动力装置技术以及依靠空气动力学技术提升巡航速度来增加巡航范围也是热点之一<sup>[2]</sup>。

### 1.2.3功能丰富化，机体智能化。

目前无人机主要搭载高清摄像头以及红外装置对目标进行识别跟踪等，但受光照及热源物体的干扰所限，功能单一，应用领域狭窄。随着电子元器件集成度的不断发展，拓展无人机的使用功能，可以推进其在各应用领域的发展。同时，现在大部分无人机是远程遥控，对突发情况的应急处理能力不足，随着视觉技术的发展，微型无人机的智能化也是发展趋势之一。

## 1.3 微型无人机的应用

### 1.3.1 军用

#### 1.3.1.1侦察，反侦察。

利用微型无人机小巧、强机动性的特点，可以隐藏在复杂的环境中进行侦察活动。包括隧道、洞穴、野外丛林等；同样，利用该优势，可以隐藏在己方基地进行巡逻，包括悬崖边、水上等无法安排哨岗的受限地形。

#### 1.3.1.2特种作战。

随着微型无人机功能的丰富化，可以携带干扰装置侵入敌方基地，对其通讯系统、指挥系统进行干扰甚至破坏，取得战争前的先天优势。

#### 1.3.1.3制导。

微型无人机因其高机动性，可以潜入敌方深处，在其内安装制导系统以指引精准打击目标，提高炮火的精准打击能力。



图5 黑蜂

图6 速眼



图7 扑翼机

图8 “虫”

### 1.3.2民用

#### 1.3.2.1巡检排查。

微型无人机体积小、机动性高，可以进入一些人员难以作业的狭小空间，进行搜寻巡检等任务。既保障工作人员安全，同时也大大降低人力成本。例如我司的TA-Q3管

道巡查微型无人机，如图9、图10所示，该无人机能在狭窄、阴暗、无GPS的下水管道中进行自主飞行作业。

#### 1.3.2.2灾害搜救。

森林火灾、地震、台风、泥石流等自然灾害发生时，人力搜救困难极大，无人机搜救显然更加及时有效，并且可以派出多架次，实施大范围覆盖。比如2008年汶川地震发生时，曾用微型无人机对灾区情况进行第一时间搜集分析，为救灾部队提供实时情报，也给后勤部队提供救援物资数据的支撑。

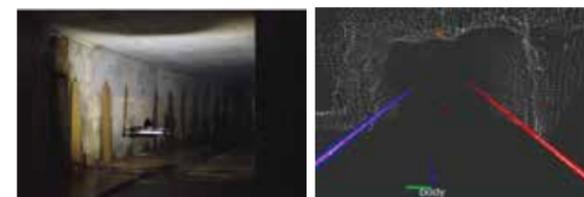


图9 TA-Q3

图10 视觉导航

## 2. 微电机在无人机中的应用

微电机，即微型电动机的简称，特指直径不大于160mm，额定功率小于750W的电动机。从微型电机的特点来看，微型电机具有体积小、力矩大、噪音低、重量轻、使用方便、运行恒速等优点，同时还可以搭配减速器实现转速转矩的转换，使其能够适应更多的工况场景。在社会智能化、自动化的大潮下，微电机渗入各行各业，包括家用电器、工业自动化、武器装备等，凡是需要电驱动的场景，都会有微型电机的身影。

结合前文所述，微型无人机的发展趋势和微电机的特点不谋而合。因此，微电机在无人机市场被广泛运用，

尤其在消费级及行业级无人机市场，微型电机已经成为主要的动力装置，其中永磁电机又因其体积更小、效率更高等优点，成为首选驱动形式。

目前大部分地区有类似规定，重量小于250g的无人机不需要注册即可飞行，因此，250g为微小型无人机的一个阈值。2019年，大疆推出第一款重量低于250克的无人机，至今，已经推出四代产品；2021年5月和9月，哈博森和道通航空也先后推出自研的重量249克的小型无人机。应用在三款产品中的微电机规格比较一致，为外转子永磁同步电动机，最大功率为20W，定子铁芯外径15mm，叠厚3mm，重量大约在7g左右。250g以上级别无人机，根据功能不同，机身重量也不尽相同，大致集中在600g-1000g之间，使用的铁芯直径范围为20mm-25mm，单电机最大功率范围在80W-150W之间，重量在40g-50g之间。



图11 DJI mini

图12 nano

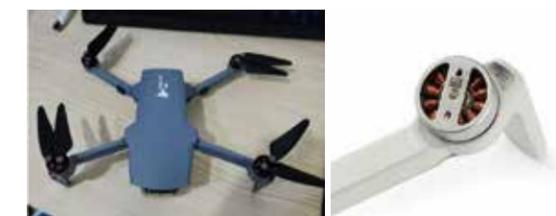


图13 哈博森

图14 DJI mini电机

### 3. 微电机的关键技术及发展

#### 3.1 微电机的关键技术

微电机作为新系统和新技术的基本元件,因需求量不断增大,同时伴随着微型无人机小型化、轻量化、隐蔽化等发展趋势,都对微电机的体积、功率密度、噪音提出了严苛要求。

##### 3.1.1 高功率密度。

功率密度为电机的功率与体积的比值。为了满足无人机小体积化的需求,需要在有限的体积和重量下,尽可能提升电机功率,即提高电机功率密度。为了达到高功率密度,材料方面可以选取高磁性的永磁材料,以及高导磁的铁芯材料。例如麻省理工大学足式机器人关节电机中使用到的铁钴钒合金,饱和磁感应强度达到2.4T,能够较大程度提高功率密度<sup>[4][5]</sup>;生产方面,可以通过探索新的工艺技术增加槽满率来提升功率。除了新材料、新工艺,在设计阶段,也需要通过电磁仿真和热仿真对电机容量做出精准校核,避免电机功率裕度过大。

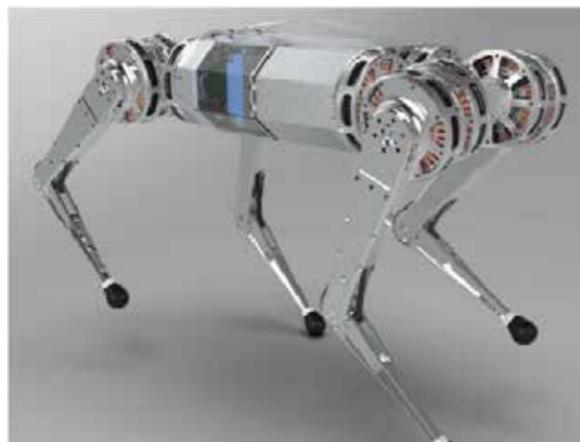


图15 四足机器人



图16 关节电机

##### 3.1.2 高效率。

为了满足无人机高续航的要求,电机需要尽量达到最高效率。电机效率主要影响因素为绕组损耗、铁芯损耗、机械损耗。在设计阶段,绕组损耗和铁芯损耗的平衡是效率优化的关键。此外,也需要通过不断试验装配来探索降低机械损耗的结构和工艺。

##### 3.1.3 低噪音。

无人机的隐蔽性在应用中也是至关重要的,这就对各运动部件的噪音抑制提出更高要求。噪音优化在电机中主要是探索振动源与机械固有频率之间关系的过程。常用措施是分析电机径向电磁力波,避开电机固有模态频率和机身固有模态频率,从而降低振动带来的噪音。

#### 3.2 微电机的发展趋势

##### 3.2.1 小型化、轻量化。

稀土永磁材料相对于传统的电励磁方式,能提供更强

的磁场,能大大降低线圈损耗,从而提升电机效率。其中钕铁硼永磁材料因拥有较大的磁能积,而被广泛应用,不仅将稀土永磁材料推向了研究的前沿,也使电机能拥有更高的功率密度,实现了过去难以做出来的超微型和低惯量电动机。目前最小尺寸的永磁电机为日本东芝公司开发,重量40mg,外径0.8mm、长1.2mm;美国也研制了直径1-2mm的超微电动机,不难看出,对电机的小型化探索一直是各国持续关注的热点。

##### 3.2.2 低噪音、低振动。

低噪音主要涉及两种实现:第一种是采用永磁无刷电机代替有刷电机,由于减少了电刷和换向器,不仅减少了机械损耗,还可以一定程度降低噪音;第二种方式,通过设计的方式优化气隙磁场波形,探索电磁径向力波和电机机械固有频率之间的关系,达到降低噪音和振动的作用。因此,先进的电磁和振动有限元联合仿真技术也是需要持续探索的。

##### 3.2.3 新结构、新材料、新工艺。

在新材料、新技术新工艺发展的同时,新结构新原理电机发展也十分迅速,并且能迅速使研发的微特电机呈现规模化使用。典型的应用领域是工业和家电行业。例如最小直径可以做到不大于1mm的超声波电机、高饱和磁感应强度的铁钴钒合金、提高槽满率的定子拼接工艺等。这些新技术都给电机的效率、功率密度等性能带来不小的提升。

### 4. 结论

本文分析了微型无人机的应用场景,结合其小巧、低

噪、高机动性、低成本的特点,总结出微电机应用的关键技术点。综上所述,对电机高功率密度、高效率、低噪音等性能的持续研究,能为微型无人机拓展更为广阔的应用场景。

#### 参考文献

- [1]杨佳会,朱超磊,许佳.俄乌冲突中的无人机运用[J].战术导弹技术,2022(5):1-8.
- [2]刘睿.军用微型无人机的发展现状及趋势[J].探索与观察,2016(9):25-26.
- [3]任德江,黄渠,李建军,武宁.微特电机产业综述与展望[J].防爆电机,2019,6.
- [4]Benjamin G. Katz.A Low Cost Modular Actuator for Dynamic Robots [J].Massachusetts Institute of Technology (2016).
- [5]Niaja Nichole Farve.Design of a Low-Mass High-Torque Brushless Motor for Application in Quadruped Robotics[J].Massachusetts Institute of Technology(2012).

# 双转子燃气发生器涡轴发动机仿真模型与调节规律研究

文 / 刘伟

(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:** 针对目前工程应用中缺少有效的双转子燃气发生器涡轴发动机性能计算方法的问题,通过对双转子燃气发生器涡轴发动机结构原理、工作模式以及整机匹配约束条件的研究,基于气动热力过程变比热方法和部件特性法,建立了双转子燃气发生器涡轴发动机整机性能仿真模型。以“宝石”发动机为例进行了模型校验,并仿真生成了一种单参数极限状态下发动机可能采用的组合调节规律。依据给定的任务剖面 and 功率需求,对比分析了单转子和双转子燃气发生器涡轴发动机的主要性能差异。计算结果表明,该模型可以准确实现双转子燃气发生器涡轴发动机的特性仿真,与文献值对比,功率计算误差2.1%,耗油率计算误差3.2%,该误差满足工程应用对仿真精度的要求;双转子燃气发生器的工作范围更宽,整机耗油率更低;低压转子转速在深度节流时下降较快,而低压涡轮堵塞使高压涡轮膨胀比在较宽的功率范围内更接近设计值,高压转子转速较高。研究方法为双转子燃气发生器涡轴的总体方案设计、部件匹配和调节规律研究等提供了有益的经验。

**关键词:** 双转子燃气发生器; 涡轴发动机; 参数限制; 调节规律; 性能仿真

## 引言

经过近70年的发展,涡轴发动机技术水平已经有了很大提升,主要表现在耗油率降低、单位重量功率增加、可靠性和安全性提升、全寿命周期成本降低等方面<sup>[1-3]</sup>。根据技术发展趋势不难预测,未来10年涡轴发动机将继续朝着提高热力循环参数和部件效率方向发展。这虽然可以更好地满足高单位功率和低耗油率的设计要求,但也会带来压气机和涡轮级负荷增加,部件设计自由度降低,整机匹配设计困难等问题<sup>[4,5]</sup>。

针对上述问题,国外研发人员已经寻找了一种可行的解决方案,即采用双转子燃气发生器+自由涡轮的总体

构型方案。早在1968年,英国罗罗公司就研制了双转子涡轴发动机Gem“宝石”,其低压转子采用四级轴流压气机,由单级低压涡轮驱动,高压转子采用一级离心压气机,由单级高压涡轮驱动,两级自由涡轮前输出驱动位于发动机前端的传动系统<sup>[6]</sup>, 配装“山猫”直升机,见图1; 1972年前苏联伊伏琴科设计局研制了双转子涡轴发动机D-136, 起飞功率7457kW, 是目前世界上最大的涡轴发动机<sup>[7]</sup>, 配装米-26重型直升机,见图2; 2013年10月ATEC公司(霍尼韦尔与普惠合资公司)研制了双转子涡轴发动机HPW3000, 拟原位替换UH-60和AH-64直升机发动机。霍尼韦尔负责高压转子部件、燃烧室和进气粒子分离器的设计, 普惠负责低压转子部件和自由涡轮的设计<sup>[8]</sup>, 见

图3。虽然HPW3000在2019年2月的美国陆军“改进涡轮发动机项目”(ITEP)竞标中失败,但ATEC公司却获得了美陆军支持继续开展双转子燃气发生器先进技术研发和前沿工程经验积累。ATEC认为双转子燃气发生器方案的主要技术优势在于:一是高低压转子相互独立运行,部件设计更容易实现高效率,整机耗油率低约15%~20%;二是双转子高压部件转动惯量更小,气动载荷更低,相同启动功率下启动时间可以缩短20%~25%;三是双转子可以有效缓解多级压气机“前重后轻”的现象,喘振裕度更高,并且不必采用可调节静子叶片和防喘放气措施。



图1 Gem涡轴发动机(左) 配装WG.13山猫直升机(右)



图2 D-136涡轴发动机(左) 配装米-26直升机(右)



图3 HPW3000涡轴发动机(左) 拟配装UH-60系列直升机(右)

目前,国内涡轴发动机大多采用单转子燃气发生器方案,技术已经比较成熟,但是对于双转子燃气发生器方案关注较少,鲜有涉及整机性能研究、部件匹配设计以及调节规律研究等方面的公开报道,目前工程应用中仍缺乏有效的计算工具。与单转子燃气发生器涡轴发动机仿真模型相比,双转子燃气发生器仿真模型中转轴增加一根,转动部件增加两个,相应约束方程增加三个,变量增加三个,限制参数增加两个,这些都极大增加了模型的复杂度和建模的难度。

考虑工程应用的需要,本文研究了国外典型双转子燃气发生器涡轴发动机的结构原理和工作模式,基于气体变比热方法和部件特性法,建立了双转子燃气发生器涡轴发动机的整机性能仿真模型,计算算例和结果分析表明,仿真模型计算精度较高,满足工程应用要求,可为双转子燃气发生器涡轴发动机的方案设计、部件匹配设计、特性计算和调节规律研究等提供一种有效的分析工具。

## 1. 建模方法

图4所示为双转子燃气发生器涡轴发动机的模型原理图,由进气道、低压压气机、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、自由涡轮和尾喷管组成。该发动机有三根轴,高压轴、低压轴和自由涡轮轴,三根轴之间无直接的机械连接,只存在部件间的气动关联。高压压气机由高压涡轮驱动,低压压气机由低压涡轮驱动,而旋翼经传动系统由自由涡轮驱动。

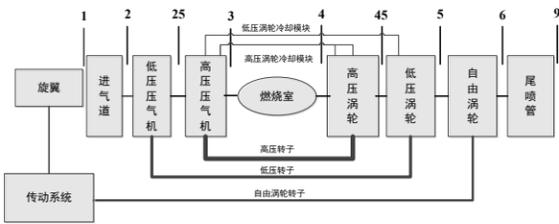


图4双转子燃气发生器涡轮轴发动机模型原理图

对于图4所示对象，建立整机级设计点和非设计点性能仿真模型。设计点仿真是已知部件气动效率、压力损失、增压比、涡轮前温度、放气量等参数，按照气流从进口至出口进行气动热力过程的变比热计算，可得到发动机基准性能和部件几何参数。当飞行条件、环境条件、发动机油门杆位置或调节规律变化时，部件特性将改变，发动机性能也会发生改变，这时发动机工作在非设计点。非设计点性能仿真是指已知使用条件和发动机几何尺寸，确定各部件的气动参数和整机性能特性，而这取决于发动机各部件的共同工作关系和调节规律。每一个发动机部件都有其自身的工作特性，当它们因机械和气动关系组成整台发动机时，各部件的工作是相互制约、相互限制的<sup>[9]</sup>。这些制约和限制的条件就是发动机共同工作条件，主要包括：①流量连续，当发动机稳态工作时，各部件的出口流量等于进口流量；②功率平衡，当发动机稳态工作时，同一根轴上的压气机和涡轮的功率平衡；③转速相等，当发动机稳态工作时，同一根轴上压气机和涡轮的转速相等。

本质上，发动机非设计点性能仿真就是寻找满足发动机部件特性和部件共同工作条件的共同工作点。由于各部件在工作中相互制约和采用变比热计算方法，使某些确定部件工作状态的参数不能直接求出，这时需要先

试取一个数值进行计算。

在确定发动机整机共同工作点时，需要对多个参数进行试取，因而也需要相应数量的控制方程，见表1。当采用保持低压转速和自由涡轮转速恒定时，双转子燃气发生器涡轮轴发动机还需要试取七个参数，试取值X分别为低压压气机压比 $\pi_{lc}$ 、高压压气机压比 $\pi_{hc}$ 、燃烧室出口温度 $T_{t4}$ 、高压涡轮膨胀比 $\pi_{t, hp}$ 、低压涡轮膨胀比 $\pi_{t, lp}$ 、自由涡轮膨胀比 $\pi_{t, fp}$ 、高压转子转速 $n_h$ 。七个共同工作方程e1~e7分别表示：高压涡轮流量平衡、低压涡轮流量平衡、自由涡轮流量平衡、高低压压气机流量平衡、高压转子功率平衡、低压转子功率平衡、尾喷管流量平衡<sup>[10-14]</sup>。

表1双转子燃气发生器涡轮轴发动机模型变量及残差方程

自变量	$\pi_{lc}, \pi_{hc}, T_{t4}, \pi_{t, hp}, \pi_{t, lp}, \pi_{t, fp}, n_l$
残差方程	$e_1 = (W_{hp, cor} - W'_{hp, cor}) / W_{hp, cor}$
	$e_2 = (W_{lp, cor} - W'_{lp, cor}) / W_{lp, cor}$
	$e_3 = (W_{fp, cor} - W'_{fp, cor}) / W_{fp, cor}$
	$e_4 = (W_{cor2} - W_{cor2s}) / W_{cor2}$
	$e_5 = (L_{hpt} - L_{hpc} - h_{pext}) / L_{hpt}$
	$e_6 = (L_{lpt} - L_{lpc}) / L_{lpt}$
控制变量	$n_p, n_h$

求解发动机共同工作点就是求解满足共同工作条件的试取值向量X，与七个控制方程相对应的残差向量为 $Z = (e_1, e_2, \dots, e_7)^T$ 。残差向量Z是试取值向量X的函数，由沿流路的气动热力计算获得。采用Newton-Raphason方法求解使 $Z \rightarrow 0$ 的试取值X，即求解方程组 $F(X) = 0$ ，这时对应的发动机各部件参数就是共同工作点上的参数。当使用条件及调节规律变化时，利用上述迭代求解方法，将

能自动匹配出一系列的发动机共同工作点，这些共同工作点的集合就组成了发动机的共同工作线。发动机共同工作线是满足部件共同工作条件的相互制约关系的曲线，这条曲线对于整机性能试验、部件改进设计、喘振预测、安装性能计算等具有重要的指导意义。

## 2. 结果与讨论

### 2.1 模型验证

根据文献[6][7]提供的“宝石”涡轮轴发动机有限参数进行模型验证，以功率、耗油率为目标，结合当时发动机部件设计水平，评估获得该发动机其它部件参数，详见表2。

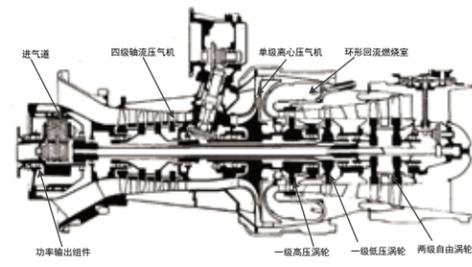


图5“宝石”涡轮轴发动机结构原理图

表2“宝石”发动机参数及结果对比

部件	参数	参考值[6]	计算值	误差/%
进气道	$w_{ain}$	3.13	3.13	0.0
低压压气机	$\pi_{lc}$	3.56	3.56	0.0
机	$\eta_{lc}$	0.855	0.855	0.0
高压压气机	$\pi_{hc}$	3.36	3.36	0.0
机	$\eta_{hc}$	0.807	0.827	2.5
燃烧室	$T_{t4}$	1241K	1241K	0.0
高压涡轮	$\pi_{tu}$	2.735	2.735	0.0
	$\eta_{tu}$	0.855	0.855	0.0
低压涡轮	$\pi_{tl}$	1.74	1.74	0.0
	$\eta_{tl}$	0.875	0.875	0.0
性能	Pw/kW	619	632	2.1
	sfc/kg/kw.h	0.315	0.305	3.2

结果表明，当给定部件输入参数后，模型计算的功率为632kW，误差2.1%，计算的耗油率为0.305kg/(kW·h)，误差3.2%。评估得到的自由涡轮膨胀比为2.735，效率为0.865，排气速度为115m/s，低压压气机喘振裕度为23%，高压压气机喘振裕度为19%。保持相同的部件输入参数，当采用单转子燃气发生器方案时，整机耗油率会提高7.5%，喘振裕度会降低8%。

### 2.2 调节规律研究

涡轮轴发动机的自由涡轮通过传动装置与直升机旋翼相连，而对旋翼的调节一般是通过改变桨叶安装角来实现，其变化可以改变传给旋翼的负载。对于直升机的主要飞行状态，通常设定旋翼转速不变（即自由涡轮转速不变 $n_p = \text{const}$ ），在这种条件下，发动机的工作状态是根据旋翼的加载而改变。由于涡轮轴发动机的尾喷管不可调，压气机导叶调节由压气机换算转速 $n_{h, cor}$ 决定，因此对发动机燃气发生器工作状态的控制只有通过改变燃油流量来实现。当旋翼安装角增大使旋翼负载加大时，为保证旋翼转速不变，必须增大供油量，提高燃气发生器的工作状态，这时 $n_l, n_h, T_{t4}, Pw$ 等都将增大，当其中之一达到最大限制时发动机将过渡到参数限制状态<sup>[14,15]</sup>，然后根据限制参数进行调节。双转子燃气发生器涡轮轴发动机的限制参数包括：

- 1) 高压转子容许的最大物理转速 $n_{h, max}$ ；
- 2) 低压转子容许的最大物理转速 $n_l, max$ ；
- 3) 燃烧室出口容许的最大温度 $T_{t4, max}$ ；
- 4) 自由涡轮容许的最大扭矩 $M_{kp, max}$ ；
- 5) 高压转子容许的最大换算转速 $n_{hcor, max}$ ；
- 6) 低压转子容许的最大换算转速 $n_{lcor, max}$ 。

前四种限制是在飞行条件和发动机工作状态改变时,从保持结构部件强度安全系数允许值的条件规定的,包括涡轮叶片和盘的强度极限,自由涡轮输出轴的强度极限。后两种限制是压气机最小稳定性裕度的限制<sup>[16]</sup>。调节规律的描述根据发动机进口总温  $T_{t2}$  而定,这个温度是扰动因素,它表示外界条件对发动机的影响。飞行条件(高度和速度)的改变使  $T_{t2}$  变化,相应地使  $n_{1,cor}$ 、 $n_{h,cor}$  变化,其结果也使发动机沿其工作线上部件主要参数发生变化。在不同的调节规律中,参数间相互关系在每种具体情况下都有所不同,这与发动机设计参数和部件特性有关。在每个给定  $T_{t2}$  下,只能对应一个参数进行限制(按其最大允许值)。调节规律生成的任务就在于查清这些被限制参数与  $T_{t2}$  的关系。

利用开发的双转子燃气发生器涡轴发动机整机仿真模型,根据Gem涡轴发动机指标,计算了参数限制状态下的发动机调节规律,见图6。

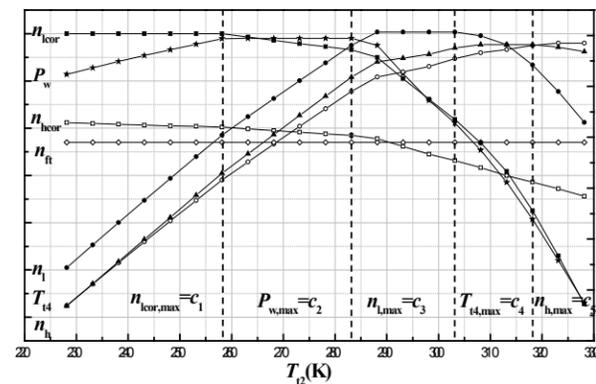


图6 双转子燃气发生器单参数限制状态下的组合调节规律

从图6可知,发动机极限状态下的调节规律划分为五个典型阶段。在实际的发动机调节规律里可能没有某些限制,而且这些限制的进入顺序也可能不同于图中所

示出的那样,这与燃气发生器的部件特性紧密相关。

(1) 阶段一

当  $T_{t2}$  较低时,保持  $n_{1,cor,max}$  不变以保证压气机的最小稳定裕度限制,在该情况下  $n_{hcor}$  也基本维持不变。此时,认为整个燃气发生器处于相似状态。 $T_{t4}$ 与 $T_{t2}$ 成正比增加,转速与  $T_{t2}^{0.5}$ 成正比增加,转差( $n_h - n_1$ )基本保持不变,输出功率  $P_w$  不断增加。

(2) 阶段二

当  $P_w$  达到极限值后,保持  $P_{w,max}$  不变,该功率值对应于自由涡轮最大扭矩限制值 ( $M_{kp,max}$ )。随着  $T_{t2}$  增加,为了保持  $P_w$  不变, $n_1$ 、 $n_h$  和  $T_{t4}$  则继续上升  $n_{1,cor}$  和  $n_{hcor}$  则缓慢下降。发动机能否达到  $P_{w,max}$  与发动机的工作高度有关,当发动机在高海拔环境下工作时,由于进口空气密度减小,发动机功率下降,可能无法达到功率限制。

(3) 阶段三

随着  $T_{t2}$  继续升高,发动机的  $n_1$  将首先达到限制值 ( $n_{1,max}$ )。该过程中,由于低压压气机相对“加重”、高压压气机相对“减轻”,因此  $n_h$  和  $T_{t4}$  将升高, $n_{1,cor}$ 、 $n_{hcor}$ 、 $P_w$  则快速降低。

(4) 阶段四

当  $T_{t2}$  继续升高,  $T_{t4}$  将达到限制值  $T_{t4,max}$ , 该限制值与海平面起飞状态下的  $T_{t4}$  之比称为节流比TR, TR设计是为了改善发动机高温条件下的性能,该数值的大小可以根据发动机高温下的性能需求来确定。

(5) 阶段五

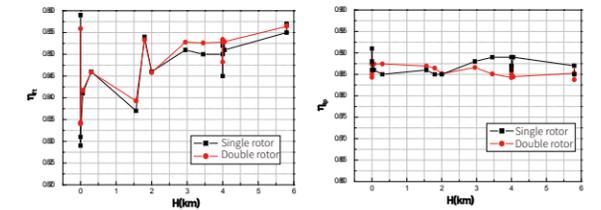
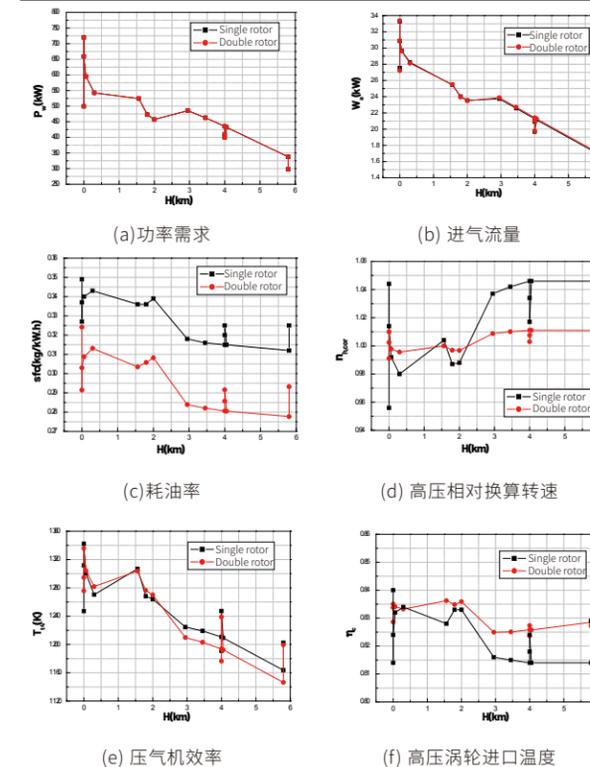
在  $T_{t2}$  较高时, $n_h$  逐渐增加直至达到最大限制值  $n_{h,max}$ 。该限制值一般比新机全包线最高工作转速高1%~2%。

2.3 工作特性分析

根据直升机典型飞行任务剖面,选定发动机功率状态,见表3。利用本文开发的仿真模型,输入飞行条件和直升机需求功率Pd,按照3.2节制定的调节规律,对比计算单转子和双转子发动机主要特性参数的差异,见图7。

表3 任务剖面及性能需求

序号	工作状态	飞行工况	$n_{1,max}/\%$	$n_{h,max}/\%$	$T_{t4,max}/\%$	$P_d/kW$
1	起飞	0m, ISA+25	101	100	107	499
2	30s 应急	0m, ISA+00	104	102	113	720
3	30s 应急	0m, ISA+20	104	100	113	659
4	2min 应急	60m, ISA+20	103	100	111	595
5	连续应急	300m, ISA+20	102	103	108	542
6	2min 应急	1560m, ISA+25	103	104	111	524
7	连续应急	1800m, ISA+25	102	103	108	473
8	起飞	2000m, ISA+25	101	101	107	457
9	连续应急	2950m, ISA+00	102	103	108	486
10	起飞	3450m, ISA+00	101	101	107	463
11	起飞	4000m, ISA+00	101	101	107	435
12	最大连续	4000m, ISA+00	99	99	104	410
13	连续应急	4000m, ISA+20	102	103	108	400
14	起飞	4050m, ISA+00	101	101	107	432
15	最大连续	5800m, ISA+00	99	99	104	338
16	最大连续	5800m, ISA+25	99	99	104	298



(g) 燃气涡轮效率 (h) 自由涡轮效率

图7 给定任务剖面 and 功率需求下,单/双转子燃气发生器涡轴发动机的性能对比

从图7(a)、(b)可知,在保持相同的输出功率情况下,单转子和双转子发动机的进气流量变化基本相同,说明发动机单位功率变化基本相同。这是由于在给定飞行剖面下,自由涡轮处于堵塞状态,燃气发生器状态锁定,因此,涡轮膨胀比和效率基本不变,为保证输出功率相同,发动机进气流量变化规律一致。

从图7(c)、(d)可知,双转子发动机耗油率明显低于单转子发动机,耗油率平均低9.8%。这是由于在给定状态下,高压涡轮和低压涡轮导向器处于临界状态以上,因此高低压涡轮膨胀比不会改变,高低压轴保持高速运转,另外高速运转的高压压气机能够抽吸更多气流,对于低压压气机状态有利,整个压气机部件的效率更高。根据高低压压气机进出口参数利用变比热方法换算整个压气机部件效率,见图3(e),高于单转子压气机。

从图7(f)、(g)、(h)可知,由于单双转子的燃气发生器状态均已锁定,其膨胀比相当,双转子发动机涡轮前温度相对较低与其涡轮效率变化有关。根据计算结果,高压涡轮效率相对较低,低压涡轮效率相对较高,这是由于双转子高低压涡轮设计受高低压压气机气动设计的约束,导致涡轮设计自由度降低的原因。根据高低压涡轮进出

口参数利用变比热方法换算整个涡轮部件的效率,见图7(g)。

从图7(h)可知,单转子和双转子发动机的自由涡轮效率存在一定差异,这与燃气涡轮的排气温度有关,因为当进口流量相同时,输出功率取决于涡轮前温度、膨胀比和效率。自由涡轮膨胀比基本相同,因此自由涡轮效率的差异弥补了涡轮前温度的差异。

### 3. 结论

通过本文研究,得到以下结论:

(1) 通过仿真分析证明,本文开发的模型能够准确实现双转子燃气发生器涡轮轴发动机特性计算,与公开文献值对比,功率计算误差2.1%,耗油率计算误差3.2%,可为双转子发动机性能评估、部件匹配设计及调节规律研究提供有效的分析工具。

(2) 本文仿真生成的双转子燃气发生器涡轮轴发动机单参数极限状态下的组合调节规律,阐明了限制参数随进气温度的变化规律,能够为发动机最大状态调节规律的制定提供输入。

(3) 在给定任务剖面 and 输出功率下,双转子燃气发生器涡轮轴发动机的耗油率平均低9.8%,这与高压涡轮和低压涡轮下游运行在堵塞状态,高低压涡轮的流通能力和膨胀比接近设计值,高压转子保持高速运转,整个压气机部件效率更高有关。

### 参考文献

[1] Eames, David J. H. Turboshift Engine Overview[R]. Rolls-Royce Presentation to University of Maryland Graduate Students, 2006.

[2] Hourmouziadis, Jean, and Horst B. Kreiner. Advanced Component Development Design Basis for Next Generation Medium Power Helicopter Engines[C]. Helicopter Propulsion Systems: AGARD Conference Proceedings No.302. London, UK: Technical Editing and Reproduction, 1981.

[3] Koff, Bernard L. Gas Turbine Technology Evolution-A Designer's Perspective[J]. AIAA Paper 2003-2722, 2003.

[4] Gianluigi Alberto Misté and Ernesto Benini. Performance of a Turboshift Engine for Helicopter Applications Operating at Variable Shaft Speed[J]. GTINDIA 2012-9505, 2012.

[5] Stephen A Suhr. Preliminary Turboshift Engine Design Methodology for Rotorcraft Applications[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2006.

[6] 《世界中小型航空发动机手册》编委会. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京, 2006: 269-273.

[7] 林佐鸣, 胡晓煜, 胡松岩. 《世界航空发动机手册》[M]. 北京, 2012. 544-545.

[8] Matthew B, Nathan D. ATEC Statement Regarding Request for Proposal for Improved Turbine Engine Program[R]. 2022.

[9] Koenig, RW, Fishbach L H. GENENG-A Program for Calculating Design and off-Design Performance for Turbojet and Turbofan Engines[R]. NASA TND-6552, 1972.

[10] 刘伟, 田宏星, 陈玉春, 等. 航空发动机空气起动系统性能匹配计算方法[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 277-284. (LIU Wei, TIAN Hong-xing, CHEN Yu-chun, et al. Matching Performance Calculation Method for Aero-Engine Air Starting Systems[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(2): 277-284).

[11] 刘伟, 夏商周, 黄兴, 等. 基于功率保持的辅助动力装置引气性能计算模型[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2569-2576.

[12] 赵强, 陈玉春, 王永文, 等. 基于部件法的涡轮轴发动机性能计算模型研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 312-317.

[13] 陈玉春, 徐思远, 杨云凯, 等. 改善航空发动机特性计算收敛性的方法[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2242-2248.

[14] Martucci A, Volponi A J. Fuzzy Fuel Flow Selection Logic for a Real Time Embedded Full Authority Digital Engine Control[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125: 909~916.

[15] [俄]涅恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 程振海译. 北京: 国防工业出版社, 1999.

[16] 黄开明, 尹泽勇, 黄金泉. 参数限制对涡轮轴发动机过渡态控制的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 432-436.



更高效 更经济 更高准确率 更安全

## TA-Q4 仓库巡检微型无人机

### TA-Q4 Warehouse Inspection Micro UAV

尺寸大小	862×852×501mm	安全功能	自主避障、低电量回程和降落、旋翼保护
重量(含电池)	4.3kg	检测传感器系统	相机分辨率:4208×3120;LED照明≥2400lm
飞行速度(自动)	2m/s	适用最小渠盖直径	0.9m
飞行时间	22min	适用最小管道截面	3m(宽)×2.5m(高)或3.6m(直径)
导航传感器系统	双目视觉+激光雷达	适用最大管道长度	2000m

# 疫情中逆风而行

## ——北京卫视对话联合飞机高管

采访人 / 北京卫视孔庆梓

孔庆梓(以下简称孔):

疫情以来,企业在生产、研发等各个方面都遇到了哪些具体困难?请举例说明。

王康弘(以下简称王):

首先,公司正常的研发、生产等经营活动都受到了一定影响,京内通勤员工经常被封控和隔离在家。中航智因为军工性质,具有保密义务,很多工作内容无法居家办公。而且我们经常需要去到敦煌等地进行试飞,因为隔离的要求,来回都需要空出14天,这给工作的顺畅性带来了很大影响。

此外,我们开拓业务常常需要拜访客户,但我们的客户也同样面临居家和隔离的问题,营销工作困难重重。

再者,行业上下游是一个有机的整体,牵一发而动全身,受到疫情影响,上游企业面临停工停产,我们的供应链体系面临挑战。

供应、研发、生产、销售等各个环节都受到了不同程度

挑战,但办公场地租金、员工工资等刚性开支依然存在,企业现金流面临巨大的压力。

孔:

分别说明,如果以上几个困难没有解决将会造成什么样的结果?

王:

企业运转就像一台精密的机器,每一个齿轮都各司其职,各安其位,互相成全,共同创造,如果其中的某几个环节出现了问题,必不能实现整体的良性运转,更何况疫情影响下,企业各个生产环节都受到了挑战。

如果这些问题不能得到解决,企业的研发就要停滞,生产就会延缓,营销停摆,带来的不仅仅是现金流的压力,对于人才的创造力和公司的产能来说同样是巨大的浪费,也同样会成为行业的损失。

孔:

政府方面对于企业具体给到了哪些帮扶政策?

田刚印(以下简称田):

疫情期间,中央、北京市都出台了非常多的帮扶政策,亦庄经济开发区也制定了很多服务保障措施,帮助企业共渡难关。

2020年国家出台政策,减免了企业11个月的养老、失业、工伤保险费用和3个月的房租,缓解资金压力;

2020年,我们研发的TD220无人机系统顺利交付,获得了亦庄经开区第一批首台套奖励资金,这既是对我们技术创新的认可,也是对疫情期间企业难处的体恤。

此外,2020年我们的产值迎来大幅增长,产值增长奖励原本要到2021年3月才能开启申请,亦庄经济开发区管委会体恤疫情期间企业的难处,提前发放了一季度的增长奖励金。

以上这些减免、奖励资金累计超过x万。

我们还入选了全国性和北京市疫情防控重点保障企业名单,开发区管委会在申请过程中向我们提供了很多辅导和帮助,最终我们获得了低利率银行贷款数亿元。目前我们还在向开发区申请核辐射某型无人机系统的首台套奖励,以及“亦麒麟”人才奖励。

孔:

给到帮扶政策之后,解决了什么样的实际困难?请用数据举例说明。

田:

国家和北京市的政策免除了我们在资金周转方面的后顾之忧,即使在疫情期间,企业研发、生产、营销等工作依然能够正常运转,从2020到2021年生产总值稳中有升,来之不易的成绩背后,是我们在各级政府的指导下,与全行业同心协力,共克时艰。奋斗成之惟艰。

孔:

中航智(无人机系统等)为疫情保障做了哪些工作?

王:

在2020年年初,面对来势汹汹的疫情,我国在毫无经验的情况下迅速反应,并取得了令人骄傲的成果。那个时候,我们主要是配合政府部门的防疫政策采取居家办公、消杀防疫等措施进行保障。同时,我们也采购了10000件医用防护服驰援武汉,根据疫情还持续捐赠了第二批,还为“战疫军嫂”提供资金支持等。

随着疫情的变化,我们也打磨出了更全面、更科学、更细致的保障工作。在我们的共同努力下,我们园区未出现一例感染者。

(1) 严格响应政府防疫政策,在疫情不稳定时,减少人员出差频次。广大员工身负家国情怀和航空报国之心,积极支持政府抗疫。出差试飞基地的项目、研发、试飞部门同事,连续半年常驻外场,减少返京带来的疫情风险。对于北京基地的员工,配合进行居家办公、线上办公。

(2) 严格执行开发区(园区)防疫要求,按照营商局的要求结合企业实际需要,更新了疫情防控方案,建立应急预案和防疫小组,同时制定了多维度、全天候的防疫措施。比如从进院门开始的扫码登记、人员出入的严格登记、禁止堂食的情况下为员工提供盒饭、办公场所分段消杀。因园区无核酸检测点,公司付费请外部有资质的检测机构来公司进行检测,减少交叉感染风险等等,将危险消灭在源头,让员工放心、安心、踏实的工作。

(3) 对每一位员工也给予相应的关怀,比如为员工发送口罩、消杀用品礼盒、食品大礼包等。

(4) 发挥党团员模范带头作用,党支部、团支部、工会人员在防疫严峻时期,也会自发作为志愿者,提供相应服务与支持。

孔:

企业在疫情阶段一直克服困难、坚持运转,是否也是出于对政府帮扶的回馈,对于社会经济情况的一份贡献?

田:

有大家才有小家,国家是我们最强大的后盾。防控是每一家企业、每一个人的责任。在配合国家、政府防疫政策的同时,努力守心尽力,守住本职,是对企业的负责,对员工的负责,也是有责任、能担当、有能力企业的应有表现。

在这场长时间的大考中,我们政企同心。政府政策的实施,对企业运营影响最直接、最直观。重现2020年初的停工停产,势必会影响企业的正常经营。在政府的支持下,配合防疫政策,我们克服诸多不易,追生产、抢研发,每一位员工的付出也得到了回报。这是我们众志成城、上下齐心,共同努力的结果。这也是我们应当做的。

面对疫情,我们的坚守取得了一定成效,对于未来,相信在党、国家和政府的引领和指导下,我们会迎来更新的发展与进步。

# 无铰式旋翼桨叶

## HINGELESS ROTOR BLADES

共轴无铰式旋翼构型·低阻高效设计·轻量化设计技术·无尾传动、尾减速器和尾桨·无挥舞铰和摆振铰



- 旋翼直径: 4.6m
- 上下旋翼间距: 465mm
- 旋翼转速: 720RPM
- 桨毂半径: 239mm
- 桨叶弦长: 130mm (0.16R~0.95R)
- 桨叶重量: 2.64kg/片

# 我国无人机法律法规监管体系初探

文 / 曹雪丽

(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:**随着无人机的蓬勃发展,无人机“黑飞事件”频繁发生,航空安全和公共安全问题日益突出,迫切需要加强无人机立法建设,构建符合无人机发展需要的无人机法律法规监管体系。本文论述了我国无人机法律法规监管体系建设现状,分析了存在的主要问题,并从顶层设计、法律建设、处罚主体、配套机制四个方面提出了建议,希望对相关部门开展无人机法律法规监管体系建设工作提供借鉴,促进我国无人机行业的健康发展。

**关键词:**无人机;法律法规监管;建议措施

## 引言

近年来,我国无人驾驶航空器(以下简称无人机)数量呈爆发式增长,在促进经济社会发展的同时,航空安全和公共安全也面临挑战。无人机造成的各种问题也纷纷进入大众视野,特别是安全问题、安保问题,引起了社会的广泛关注。如无人机“黑飞”就对航空秩序管理产生较大危害,无人机坠毁、碰撞造成人员受伤、财产受损事件也屡有发生。

为保障航空安全和公共安全,促进无人机产业健康发展,迫切需要无人机进行科学合理有序管理。因此,开展我国无人机法律法规体系研究,加强无人机法律法规监管以引导无人机行业健康有序可持续发展势在必行。



图1:无人机黑飞现象

## 1. 无人机相关概念法律界定

### 1.1 无人机相关法律定义

#### 1.1.1 无人机法律定义

根据2019年《轻小无人机运行规定(征求意见稿)》规定,无人机是由控制站管理(包括远程操纵或自主飞行)的航空器<sup>[1]</sup>。而根据2019年《轻小型民用无人机飞行动

态数据管理规定》规定,无人驾驶航空器是指机上没有驾驶员进行操控的航空器,包括遥控航空器、自主航空器和模型航空器。遥控航空器和自主航空器统一简称为无人机<sup>[2]</sup>。二者对无人驾驶航空器和无人机的定义做了区分。普遍而言,人们通常把无人驾驶航空器都简称为无人机。本文所说的无人机指的就是无人驾驶航空器。

#### 1.1.2 无人机系统的法律定义

根据2019年《轻小无人机运行规定(征求意见稿)》规定,无人机系统是指无人机以及与其相关的遥控站(台)、任务载荷和控制链路等组成的系统。可以看出,无人机不等于无人机系统,它是无人机系统的一个组成部分,无人机系统是一种离散实体/功能系统,其基本功能需要通过至少由“机”、“站”、“链”组成的系统来完成,这是其与有人驾驶航空器的最大区别。

#### 1.1.3 无人机黑飞的界定

根据2016年《民用无人驾驶航空器系统空中交通管理办法》、2019年《民用无人机驾驶员管理规定(征求意见稿)》、2019年《轻小无人机运行规定(征求意见稿)》等文件的规定,民用无人机飞行需符合以下条件:民用无人机驾驶员应当具备其所驾驶的民用无人机的执照等资质,进行空域和计划申请,携带审批后的材料到飞行区域所在地派出所报备等,如果不具备以上条件,将被认定为黑飞。无人机黑飞易造成飞行事故多发,泄露侵犯公民隐私,扰乱公共秩序,严重危害公共安全和国家安全<sup>[3-4]</sup>。

## 1.2 我国无人机监管体制情况

目前,我国无人机的飞行管理、研制生产、销售、使用与出口相关管理主要由国务院、中央军事委员会空中交

通管制委员会、中国人民解放军空军、中国民用航空局、工业和信息化部、商务部及海关总署、中国无人机产业创新联盟/行业协会等政府部门/社会组织共同负责。

#### 1.2.1 国务院、中央军事委员会空中交通管制委员会

根据《中华人民共和国飞行基本规则》(国务院、中央军委令509号)规定,国务院、中央军事委员会空中交通管制委员会领导全国的飞行管制工作。中华人民共和国境内的飞行管制,由中国人民解放军空军统一组织实施,各有关飞行管制部门按照各自的职责分工提供空中交通管制服务。

#### 1.2.2 中国民用航空局

主要负责无人机运行、空中飞行、无人机驾驶员与培训机构的资质管理等方面的管理。根据《轻小型民用无人机飞行动态数据管理规定》,民航局要负责统一管理民用无人机飞行动态数据。

#### 1.2.3 工业和信息化部

工信部装备工业司主要负责机械、航空、汽车、船舶和重大技术设备的行业管理。无人机作为航空设备之一,其研制生产管理工作由装备工业司负责。

工信部无线电管理局主要负责无人机的频率管理。根据工信部无线电管理局《关于无人驾驶航空器系统频率使用事宜的通知》,规划840.5-845MHz、1430-1444MHz和2408-2440MHz频段用于无人驾驶航空器系统。

#### 1.2.4 商务部及海关总署

主要负责无人机的出口方面的管理。根据2015年商务部及海关总署联合发布的《关于加强部分两用物项出口管制的公告》，自2015年8月15日起，对部分无人驾驶航空飞行器和高性能计算机实施出口管制。

### 1.2.5 中国无人机产业创新联盟/行业协会

主要从事中国无人机通用技术标准的起草与制定。

## 2.我国无人机法律法规监管体系建设现状

近年来，随着无人机的蓬勃发展，为保障航空安全和公共安全，促进无人机产业快速健康发展，我国加强了无人机监管，从无人机飞行管理、资质审定、生产制造、空域管制等方面，制定了一系列无人机监管政策，初步形成了无人机法律法规监管体系。



图2 无人机法律法规监管

### 2.1 法律法规

#### 2.1.1 法律

2018年，国务院、中央军委组织第四次修订《中华人民共和国民用航空法》，增加了第二百一十四条，对无人

机作了原则性授权规定：国务院、中央军委对无人驾驶航空器的管理另有规定的，从其规定。2021年又组织了第五次修订工作，根据《交通运输部关于印发2022年立法计划的通知》（交法函〔2022〕75号），交通部法制司将在2022年会同中国民航局配合司法部开展《民用航空法》（第五次修订）的审核修改工作。

#### 2.1.2 行政法规

2018年，国务院、中央军委空管委办公室组织起草了《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例（征求意见稿）》，借鉴了国外相关做法，突破性地提出了民用无人机分级分类、空域划设、计划申请等管理措施，对产品质量、登记识别、人员资质、运行间隔等关键环节做出了详细规定。2022年1月交通运输部印发《2022年交通运输法制工作要点》，提出2022年要加快推进《飞行管理暂行条例》制定出台。

除此之外，无人驾驶航空器飞行活动管理还要遵从《中华人民共和国飞行基本规则》（国务院、中央军委令第五09号）、《通用航空飞行管制条例》（国务院、中央军委令第三71号）、《中华人民共和国无线电管理条例》等行政法规的相关规定，但是，目前以上法规并未明确无人驾驶航空器飞行活动相关规定。

表1 无人机相关行政法规一览表

序号	名称	发文日期	相关规定
1	《中华人民共和国飞行基本规则》（国务院、中央军委令第五09号）	2007-10-18	组织与实施飞行，应当按照飞行预先准备、飞行直接准备、飞行实施和飞行讲评等阶段进行。飞行阶段的具体内容和要求，由各航空管理部门自行规定。

2	《通用航空飞行管制条例》（国务院、中央军委令第三71号）	2003-01-10	在中华人民共和国境内从事通用航空飞行活动，必须遵守本条例
3	《中华人民共和国无线电管理条例》	2016年11月修订	包括无线电频率管理、台站管理、发射设备管理以及无线电涉外管理等方面的内容
4	《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例（征求意见稿）》	2018年1月	突破性地提出了民用无人机分级分类、空域划设、计划申请等管理措施，对产品质量、登记识别、人员资质、运行间隔等关键环节做出了详细规定

### 2.2 部门规章

#### 2.2.1 交通运输部

2018年交通运输部第五次修订实施《民用航空空中交通管理规则》（CCAR-93TM-R5），首次将“无人驾驶航空器”列入条例，在第十八章第二节对无人驾驶航空器的飞行活动进行了原则性规定：

(1) 第六百四十三条：民用无人驾驶航空器飞行活动应当遵守国家有关法律法规和民航局的规定。

(2) 第六百四十四条：无人驾驶航空器在民用航空使用空域内活动、管制单位向无人驾驶航空器提供空中交通服务应当遵守国家相关法律法规和民航局相关规定。

2022年2月，交通运输部印发《交通运输部关于印发2022年立法计划的通知》（交法函〔2022〕75号）显示，交通部法制司2022年将适时推进民用无人驾驶航空器运行安全管理规则、民用机场专用设备管理规定（修订）、民用航空行政处罚实施办法（修订）等规章草案的起草修订工作。

#### 2.2.2 民用航空局

近年来，民航局不断加强自身无人机管理的规章体系建设，从经营许可、安全管理、运行飞行管理等方面，组织编订了《通用航空经营许可管理规定》（CCAR-290-R3）、《无人机安全管理规章》（CCAR-92部）、《一般运行和飞行规则》（CCAR-91-R4）等规章制度，将无人驾驶航空器纳入CCAR-290部、CCAR-92部、CCAR-91部管理，不断丰富完善无人机管理规章体系。

(1) 2020年8月，民航局组织修订《通用航空经营许可管理规定》（CCAR-290-R3），在市场准入方面将无人驾驶航空器纳入CCAR-290部管理。明确规定：无人驾驶航空器经营许可管理适用于该规定，且在向企业住所地民航地区管理局提交通用航空经营许可申请时，要提交民用无人驾驶航空器在民航局“无人机实名登记系统”中的实名登记标志。

(2) 在积极配合国家空管委制定《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例》的基础上，按照《暂行条例》的思路，起草编写具有全局规划性的《无人机安全管理规章》（CCAR-92部），现已形成初稿，可与《暂行条例》实施基本保持同步，并将根据近期开展的试运行成果，充实92部内容。以便突破现有空域，尤其是低空空域使用难题，突破现有管理法规约束，密切部门间合作，为民用无人驾驶航空安全、健康发展铺平道路。

(3) 2022年1月，民航局深化“放管服”改革落实“分类管理、放管结合、以放为主”，第四次修订实施《一般运行和飞行规则》（CCAR-91R4），在飞行和运行管理方面，将无人驾驶航空器纳入CCAR-91部管理，从航空机组、航

空器及仪表设备、飞行规则、航空器维修、法律责任等方面进行了规定。

### 2.3 规范性文件

近年来,民航局针对无人机运行、空中交通管理、实名登记、驾驶员管理、运行管理、数据管理以及适航管理等,先后出台了《轻小无人机运行规定(试行)》《民用无人机系统空中交通管理办法》《民用无人机实名登记管理规定》《民用无人机驾驶员管理规定》《民用无人机经营性飞行活动管理办法(暂行)》《特定类无人机试运行管理规程(暂行)》《民用无人机产品适航审定管理程序(试行)》、《民用无人机系统适航审定项目风险评估指南(试行)》、《轻小型民用无人机飞行动态数据管理规定》、《民用微小型无人驾驶航空器系统运行识别概念(暂行)》等一系列规范性文件,搭建了无人机管理的基本框架,为无人机的进一步法律规制体系建设打下了基础。

表2 民航局关于无人机监管相关政策性文件一览表

序号	名称	发文日期	文号	发文机构
1	民用微小型无人驾驶航空器系统运行识别概念(暂行)	2022-3-11	AC-93-TM-2022-01	空管行业管理办公室
2	基于无人机的民用航空飞行校验专用地空数据链系统通用技术应用指导意见(试行)	2022-1-25	IB-TM-2022-001	空管行业管理办公室
3	关于印发《民用无人机产品适航审定管理程序(试行)》和《民用无人机系统适航审定项目风险评估指南(试行)》的通知	2020-5-26	民航适发[2020]9号	航空器适航审定司

4	关于发布信息通告《国外无人驾驶航空器系统管理政策法规》的通知	2020-4-21	IB-TM-2020-001	空管行业管理办公室
5	轻小型民用无人机飞行动态数据管理规定	2019-11-5	AC-93-TM-2019-01	空管行业管理办公室
6	特定类无人机试运行管理规程(暂行)	2019-2-1	AC-92-2019-01	空管行业管理办公室
7	民用无人机驾驶员管理规定	2018-8-31	AC-61-FS-2018-20R2	飞行标准司
8	低空联网无人机安全飞行测试报告	2018-2-6	IB-FS-2018-011	飞行标准司
9	民用无人驾驶航空器实名登记管理规定	2017-5-16	AP-45-AA-2017-03	航空器适航审定司
10	民用无人驾驶航空器系统空中交通管理办法	2016-9-21	MD-TM-2016-004	空管行业管理办公室
11	轻小无人机运行规定(试行)	2015-12-29	AC-91-FS-2015-31	飞行标准司
12	印发《通用航空飞行任务审批与管理规定》的通知	2013-11-6	参作[2013]737号	运输司

### 2.4 标准规范

法律法规需要各类标准规范的支撑,针对民用无人机多样化、多元化运行管控的难题,无人机监管水平的提升离不开各类标准规范的支撑。

随着无人机产业发展与各运行场景试运行的开展,《城市场景物流电动多旋翼无人驾驶航空器(轻小型)系统技术要求》、《城市低空无人驾驶航空物流航路划设规范》、《无人机围栏》、《无人机云系统数据规范》、《无人驾驶航

空器系统作业飞行技术规范》等行业标准,以及《无人机用氢燃料电池发电系统》、《无人机系统控制和其它安全关键通信空地链路无线电设备》等技术规范,《民用无人机生产制造管理办法(征求意见稿)》、《无人机制造企业规范条件(征求意见稿)》等生产制造类标准相继出台,为无人机行业应用推广、技术研发、生产制造等活动提供基础规范标准支撑。

表3 无人机相关标准规范文件一览

类别	名称	发文日期	文号	发文机构
行业标准	城市场景物流电动多旋翼无人驾驶航空器(轻小型)系统技术要求	2022-3-7	MH/T 6126-2022	民航局
	无人机云系统数据规范	2020-7-20	MH/T 2011-2019	民航局
	无人驾驶航空器系统作业飞行技术规范	2018-8-21	MH/T 1069-2018	民航局
技术规范	无人机系统控制和其它安全关键通信空地链路无线电设备	2019-6-4	CTSO-C213	民航局
	无人机用氢燃料电池发电系统	2020-6	GB/T38954-2020	国家市场监督管理总局
生产制造	民用无人机生产制造管理办法(征求意见稿)	2020-03-20	-	工信部
	无人机制造企业规范条件(征求意见稿)	2018-11-23	-	工信部

### 2.5 地方政府规章

在国家相关发展战略和监管政策陆续出台的背景下,各地地方政府和立法部门积极加紧出台无人机相关监管政策,从不同角度、多个环节对无人机的发展进行规范引导。

(1) 深圳作为“无人机之都”,走在无人机飞行管理前列

自2018年开始,深圳市陆续出台了《深圳地区无人机飞行管理试点工作实施方案》、《深圳地区无人机飞行管理实施办法(暂行)》、《深圳市民用微小型无人机管理暂行办法》,并配套推出了无人机综合监管平台,从飞行管理、生产和销售管理及法律责任等方面,有效引导合法飞行、合理引用。其中,无人机综合监管平台是我国首个无人机综合监管平台,标志着空地联合、管放结合、多部门协同管理无人机的试点工作进入试运行阶段。

(2) 浙江省首次从法律层面规范无人机安全问题

2019年3月,浙江省出台《浙江省无人驾驶航空器公共安全规定》,从实名、设限、严管三个角度出发,首次从法律层面对无人机安全问题作出相应规定。

(3) 西安市强化“低慢小”航空器飞行管理

2019年4月,西安市人民政府出台《关于2019“低慢小”航空器飞行管理的公告》,从管理对象、管理区域、违规行为、违规处罚等方面,对“低慢小”航空器的飞行管理作出了详细规定。

(4) 海南省加强法律监管、启动综合管理试点

2020年4月,海南省人民政府出台《海南省民用无人机管理办法(暂行)》,从法律层面对民用无人机进行严格监管和控制。并于2020年5月正式启动无人机综合管理试点工作,以民航局无人驾驶航空器空管信息服务系统(UTMISS)为门户和信息交互枢纽,联通相关管理部门,对民用无人机实施线上监管。

(5) 上海市九部门联合发布公告加强无人机安全管理

2020年5月,上海市公安局、交通委等九部门联合发布《加强民用无人机等“低慢小”航空器安全管理通告》,内容包括:“低慢小”航空器包含类型;民用无人机拥有者应实名登记;民用无人机等“低慢小”航空器在本市的管控区域,且部分区域飞行须批准,飞行活动前应依法取得资质。

#### (6) 济南市划定9大类禁飞区域,明确民用无人机飞行管理

2021年6月,济南市人民政府发布《济南市关于加强民用无人机等“低慢小”航空器安全管理的通告》,明确了无人机生产者、销售者、行业协会、拥有者的相关责任和应履行的义务;划定了9大类禁飞区域,10处可自主飞行空域,确定了违规飞行需要承担的后果等相关事项。该《通告》作为济南市“低慢小”航空器管控工作的指导意见,有效填补了济南市无人驾驶航空器管理的法规空白。

表4 全国各地地方政府规章一览

地区	政策名称	发布时间
深圳	《深圳地区无人机飞行管理试点工作实施方案》	2018年11月
	《深圳地区无人机飞行管理实施办法(暂行)》	2018年11月
	《深圳市民用微轻型无人机管理暂行办法》	2019年1月
浙江	《浙江省无人驾驶航空器公共安全规定》	2019年3月
西安	《西安市人民政府关于2019“低慢小”航空器飞行管理的公告》	2019年4月
海南	《海南省民用无人机管理办法(暂行)》	2020年4月
上海	《上海市人民政府加强民用无人机等“低慢小”航空器安全管理通告》	2020年5月
济南	《济南市关于加强民用无人机等“低慢小”航空器安全管理的通告》(济公通〔2021〕54号)	2021年6月

通过对无人机监管法律法规体系现状的梳理,可以

看出我国现有的航空法律体系多以有人机为对象来实施法律规制,没有对有人机和无人机实施区别管理,且目前无人机监管相关政策法规多为行业管理部门的规范性文件。具体问题表现在:基本法律体系进一步修订以适用无人机发展,如《中华人民共和国民用航空法》对无人机仅有原则性规定,缺乏可操作条款;《中华人民共和国刑法》也未将无人机犯罪明确纳入,缺乏明确性和针对性<sup>[5]</sup>。同时,无人机监管主体、违规处罚主体尚需在法律层面上进一步明确,相关监管配套资源需要进一步加强,以满足爆发式增长的无人机发展需求。

## 3.完善我国无人机法律法规体系的建议

### 3.1 加强无人机法律法规体系顶层设计

由于无人机的运用,影响到公共安全、信息安全等公民基本权利与义务,需要在民用航空法、刑法、治安管理处罚法等基本法律体系的各个层面,都面临着需要针对无人机的发展进行调整修订的问题。需要做好顶层设计,有组织、有计划、有重点地推进各项修订,使无人机规制融入到我国各基本法律体系当中。

### 3.2 建立健全无人机法律法规体系

由于无人机的运用,影响到公共安全、信息安全、生命安全等公民基本权利与义务,需要在民用航空法、刑法、治安管理处罚法等基本法律中做出规定。特别是民用航空法,建议对无人机规制设立专章,建立无人机规制的基本框架和制度安排,包括无人机注册、登记、适航,无人机驾驶员资质管理、空域使用、安全运行基本要求等,为进一步制定无人机法规、规章提供遵循。

### 3.3 强化无人机监管处罚主体

对于无人机“黑飞”行为,按照《无人机飞行管理暂行条例》《征求意见稿》规定由民用航空管理机构来实施处罚,但是“黑飞”行为主体是不特定的群体,潜在数量众多、分布广泛、机动灵活,民用航空管理机构往往是无法应对的。且无证驾驶的“黑飞”行为,容易酿成事故,社会危害性大。国外一般都把它纳入刑事犯罪范围。建议对无人机的空中不明情况和违法违规飞行,明确由公安机关作为查证处置的主体。

### 3.4 完善无人机法律法规相关配套机制

构建国家无人机综合监管平台。在总结各地方无人机综合监管平台基础上,进一步形成全国的综合监管平台,实现全国无人机飞行活动综合监管。

加强无人机适航审定及运行审定建设。无人机适航审定及运行审定任务繁重、责任较大,应按照审定任务需求,增设相适应的相关专业机构、增加相关从业人员,确保能够高效地开展审定工作。

## 4.结束语

无人机市场前景广阔,但是随着其数量呈现井喷式增长后,无人机“黑飞”所带来的负面影响值得我们深思。比如其对国家安全的危害,对公民隐私权的保护等,迫切需要从法律法规进行监管,引导无人机规范化健康有序发展。本文在分析我国无人机法律法规监管体系建设现状和存在问题的基础上,从顶层设计、法律建设、处罚主体和配套机制四个方面对完善无人机法律法规体系建设提出了建议,希望能够对我国无人机法律法规监管体系

的构建提供参考依据。

## 参考文献

- [1]民航局. 关于对《轻小无人机运行规定》咨询通告征求意见的通知. (2019-01-03). [http://www.caac.gov.cn/HDJL/XJZJ/201901/t20190104\\_193830.html](http://www.caac.gov.cn/HDJL/XJZJ/201901/t20190104_193830.html).
- [2]民航局. 民航局关于印发《轻小型民用无人机飞行动态数据管理规定》的通知. (2019-11-19). [http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201911/t20191120\\_199531.html](http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/TZTG/201911/t20191120_199531.html).
- [3]王锡柱. 灵活监管:无人机飞行监管理念及其展开[J]. 中国应用法学,2019(6): 65-84.
- [4]费丽娅. 无人机“黑飞”的社会风险和法律规制[J]. 铁道警察学院学报,2017(6): 32-37.
- [5]王雪. 民用无人机法律风险分析与防控[J]. 法制与社会,2020(08): 57-59.

# 中航智关于空域使用情况的调研

文 / 闫怀强

(芜湖联合飞机科技有限公司 安徽芜湖)

中航智十余年来,一直深耕军工级/工业级无人机的研制和试飞工作,始终严格按照空域管理规定开展工作(从未有违规记录)。为更好地推进空域立法工作,尽企业的一份力量,现将中航智关于“空域使用情况和立法诉求”整理如下。

## 1. 空域使用情况

空域使用方面的情况,根据以往空域批复情况,主要列举如下几点:

### 1.1 中部战区管制范围内

中航智在华北等地具有相对固定的测试场地,并持续性申请空域,取得批文。

### 1.2 西部战区管制范围内(某基地)

中航智在西部某戈壁建设一处试飞基地,并持续性申请空域,取得批文。

### 1.3 西部战区管制范围内(某基地)

中航智为保障基地任务,特在新疆申请空域,取得批文。

### 1.4 南部战区管制范围内

中航智为保障海关进行无人机巡查飞行,特在两广方向申请空域,取得批文。

### 1.5 中部战区管制范围内(西安)

中航智为开展科研试飞测试,特申请空域,取得批文。

### 1.6 东部战区管制范围内(芜湖)

中航智为开展无人机试飞,特在湾沚区申请空域,取得批文。

### 1.7 北部战区管制范围内

亦曾多次合规开展试验试飞工作,但多为依附通航机场或关联企业开展,未单独以中航智名义申请空域。

## 2. 空域管理立法主要诉求

中航智主要从事无人机的研制和试验试飞,现主要结合无人机使用特点,对空域管理立法提出几点诉求。

### 2.1 低空空域改革和管理模式创新

关于低空空域改革和管理模式创新,在空域安全管理的前提下,持续深化通用航空“放管服”改革,吸取海南、四川、湖南、江西、深圳等地的成功经验(如低空协同管理“四川模式”、全域低空开放“湖南模式”),创新管理模式,

建议分高度层、细化分区进行管控,对低于一定高度的低空空域进行开放。同时,建议充分考虑无人机和有人机的飞行特点及技术要求区别,参考试点单位的经验,将无人机和有人机空域统筹运行,充分利用好隔离空域和融合空域,试验出无人机空域管理的新方法、新思路和新标准。

### 2.2 军用无人机管理的特殊需求

建议充分考虑军用无人机的相关管理、且有别于民用无人机,军用无人机试飞往往具有重要程度高、飞行强度大、任务节点紧、独立空域需求、不便于实名登记等特点,在无人机分类、审批程序等方面予以考量、倾斜。

### 2.3 优化审批流程

优化审批流程,切实提高飞行计划审批效率。当前空域审批除定期的批文外,前一日、当日起飞前1小时,起飞、降落等均需请示批准,流程较为复杂。建议在取得定期批文情况下,对例行飞行情况,将审批制改为报备制。如,对于已申请的半年以上的临时空域,取消每次提前一天的申报,优化当天的空域报备次数和程序。

### 2.4 释放空域资源

空域资源方面,建议可以释放更多满足空域用户需求空域资源。当前各航空企业(含无人机企业)均面临着空域资源稀缺的问题,且从企业发展和产业聚集角度,大多数企业均布局在航空产业发达地区、临近各类机场,但临近机场又面临着区域空域管制严格的两难问题,对企业的战略落地和长期稳定发展造成了一定的困难。建议在管制区域进行空域逐步放开,以重点企业(含无人机企业)形成试点,以实战完善协同管理方法和提高水平,保证空域使用安全的同时扩大空域资源使用效率。

### 2.5 细化空域管控颗粒度

为细化对空域使用单位的管控合理性和颗粒度,建议根据以往空域使用情况和企业基础能力调研,对企业进行管控级别的分类分级,并对于不同类别的企业实行相应程度的空域管理要求,因地制宜、实实在在地推动国家航空产业(含无人机)的发展。

### 2.6 共建共享监管体系和服务平台

基于无人机系列产品的研制试飞经验和软件开发能力,我公司始终全力推进无人机指挥控制中心的建设,在企业内先行试用无人机监管平台;同时,根据《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例(征求意见稿)》第三十六条“国家统筹建立具备监视和必要管控功能的无人机综合监管平台”之精神,建议空管平台在国家统筹规划管理、地方政府与军民航三方联合推动的基础上,具体实施运用市场方式,选取飞行频次高、空域了解深入、技术能力强的无人机重点企业,成立有机组织,共建共享无人机监管体系和服务平台。

## 参考文献

- [1]《关于深化我国低空空域管理改革的意见》,国务院中央军委印发。
- [2]《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例(征求意见稿)》,工信部、中国民航局颁布。
- [3]《2021年低空空域管理改革盘点》,中国航空运输协会通航分会孙卫国, <https://new.qq.com/omn/20220301/20220301A02CQB00.html>。
- [4]《海南省民用无人机管理办法(暂行)》,海南省交通运输厅印发。
- [5]《中美欧空域管理效率比较研究》,民航管理干部学院通航系吕人力, <https://www.xuefeiji.org/cms/show-66.html>。
- [6]《中高风险无人直升机系统适航标准(试行)》,民航局航空器适航审定司颁布。
- [7]《关于建立深圳通用航空发展协调工作机制备忘录》,深圳市与民航中南局签署。
- [8]《特定类无人机试运行管理规程(暂行)》(AC-92-2019-01),中国民航局颁布。
- [9]《民用无人驾驶航空试验基地(试验区)建设工作指引》,中国民航局印发。



## 多家主流媒体关注联合飞机“有人直升机改无人技术”保障神舟十四号发射

联合飞机圆满完成神舟十四号发射保障任务，国内40余家主流媒体对此进行了报道，我们在此进行了汇总，欢迎大家进一步了解：

### 人民日报海外版

#### 有人机改无人参与神十四发射保障

本报电（立风）6月5日，神舟十四号载人飞船在酒泉卫星发射中心发射成功。在此次任务中，联合飞机集团研制生产的无人直升机系统顺利完成发射保障工作，该机型是国内有人直升机改无人技术在航天搜救领域的首次应用。

据了解，该无人机的原机型已在7个国家地区取得适航认证。为适应发射保障需要，联合飞机公司采用先进技术完成了传统有人驾驶飞机向高安全、多余度的无人化转型。

该机型最大起飞重量达到700公斤，最大速度为每小时180千米，能够在六级强风环境下起降。由于具备大载

荷能力，该机型可用于装配大型任务设备或同时挂载多种任务设备执行综合任务，除航天保障之外，也可以应用于应急运输、情报侦察、海上安全搜索等领域。

作为全球新一轮科技革命和产业革命的热点，无人机与航天、地质勘探、农业、海事、应急救援等行业深度融合，不断拓展新业态、新模式。联合飞机常务副总裁王康弘表示，把一架有人直升机改造为无人机，能为直升机延长3至5年的使用寿命。假如每年能够将1000架不同级别的有人直升机改为无人直升机，仅从培训费用角度，就可节省费用大约20亿元。

### 科技日报

#### 联合飞机集团携手发射基地为神舟十四号保驾护航

联合飞机董事长兼总裁田刚印表示：“随着神舟十四号的成功发射，中国载人航天再次迈出了坚实一步。联合飞机也继今年4月守护神舟十三成功返程之后，再度承担神舟十四号发射保障工作，重任在肩，使命如磐，联合飞机的研发和保障能力必将精益求精，守护航天事业行稳致远。”

### 中国航空报

#### 联合飞机集团携手发射基地为神舟十四号保驾护航

6月5日10时44分，神舟十四号载人飞船发射成功，顺利将陈冬、刘洋、蔡旭哲三位航天员送入太空。在此次任务中，联合飞机集团研制生产的无人直升机系统参与

了发射保障工作，并圆满完成任务，该机型是国内有人直升机改无人技术在航天搜救领域的首次应用。

### 新华网

#### 联合飞机集团携手发射基地为神舟十四号保驾护航

（保障任务中所使用的无人机）由于具备大荷载能力，可用于装配大型任务设备或同时挂载多种任务设备执行综合任务，除航天保障之外，也可以应用于应急运输、情报侦察、海上安全搜索等领域。

### 新京报

#### 护航神舟十四号成功发射，有人机改无人技术首次用于航天搜救

发射首区以沙漠、戈壁、山地为主，地形复杂、对搜索时效要求高、难度大，无人机利用开阔视野与机动能力能够高效进行观测与搜救。

### 人民日报社

#### 联合飞机集团携手发射基地为神舟十四号保驾护航

为完成保障任务，联合飞机与国内几大军工研究所组成的保障团队提前一个月奔赴基地进行准备。

### 安徽卫视

联合飞机保障神舟十四号载人飞船发射

### 凤凰财经

无人机护神舟,联合飞机有人机改型无人机保障神十四成功发射

联合飞机在本次保障任务使用的无人直升机为有人直升机改型无人机,该技术在国内外航天搜救方面是首次应用。

### 人民融媒体

神舟十四号成功发射背后,深圳园山这家企业也有一份功劳

联合飞机自主研发,采用多项有人机电传飞控技术、多余度飞行控制与导航一体化系统、电传作动器、智能供配电管理系统等多项先进技术,完成传统有人驾驶飞机向高安全、多余度的无人化转型。

### 中国经营报

无人机护神舟,联合飞机有人机改型无人机保障神十四成功发射

联合飞机保障任务所使用的无人机最大起飞重量达到700公斤,最大速度为每小时180千米,且能够在六级强风环境下起降。

### 羊城晚报

深圳产零失误、高时效无人机参与火箭发射,保驾神舟十四号奔赴星辰大海

联合飞机常务副总裁王康弘表示:“把一架有人直升机改造为无人机,能为直升机延长3至5年的使用寿命,假如每年能够将1000架不同级别的有人直升机改为无人直升机,按照每架直升机配置2-3名驾驶员计算,每个直升机飞行员综合培训费用80万元,仅从培训费用角度,就可为国家节省费用大约20亿元。”

### 香港经济导报

神舟十四号举世瞩目背后,深圳园山企业也参与航天保障

在这次发射圆满成功的背后,深圳科技力量从未缺席,位于龙岗区园山街道的深圳联合飞机集团研制生产的无人直升机系统参与了神十四发射保障工作,并圆满完成使命,默默为神舟十四保驾护航。

与此同时,中国科普网、搜狐新闻、腾讯新闻、网易新闻、东方财富网、深圳商报、南方都市报、通航委、全国科技创新中心、北京亦庄、深圳无人机行业协会、看航空、湾沚区人民政府、中安在线、安徽网、芜湖日报、芜湖新闻网、深圳卫视、南方日报、地理信息产业协会、深圳无人机行业协会(排名不分先后)等国内外数十家媒体对该消息进行了发布与转载。



## 神舟十四号成功发射 联合飞机守护航天事业行稳致远

6月5日10时44分,搭载神舟十四号载人飞船的长征二号F遥十四运载火箭,在酒泉卫星发射中心按照预定时间点火发射,顺利将陈冬、刘洋、蔡旭哲三位航天员送入太空。

发射中心已经承担过十余次载人发射任务,装备使用部门始终坚持严谨细致的工作作风,带领研制保障单位认真完成每次任务准备工作——从完善操作规程和方案预案,到系统开展装备维护检测和质量考核;从指挥岗到操作岗,都按照实战要求进行多轮演练,确保装备运行可靠、万无一失,为圆满完成航天发射任务打下了坚实基础。

在此次任务中,联合飞机集团研制生产的无人直升

机系统参与了发射保障工作,并圆满完成任务,这是国内有人直升机改无人技术在航天搜救领域的首次应用。



发射首区以沙漠、戈壁、山地为主，地形复杂、对搜索时效要求高、难度大，无人机利用开阔视野与机动能力能够高效进行观测与搜救。为完成保障任务，联合飞机与国内几大军工研究所组成的保障团队提前一个月奔赴基地进行准备。



联合飞机董事长兼总裁田刚印表示：“随着神舟十四号的成功发射，中国航天再次迈出了坚实一步。联合飞机也继今年4月守护神舟十三成功返程之后，再度承担神舟十四发射保障工作，重任在肩，使命如磐，联合飞机的研发和保障能力必将精益求精，守护航天事业行稳致远。”

中国航空工业发展研究中心预测，预计到2025年，中国机队规模将大幅增加，民用直升机机队规模将达到1874架。中航智常务副总裁王康弘表示：“把一架有人直升机改造为无人机，能为直升机延长3至5年的使用寿命，假如每年能够将1000架不同级别的有人直升机改为无人直升机，按照每架直升机配置2-3名驾驶员的比例，每个直升机飞行员综合培训费用80万元，仅从培训费用角度，就可为国家节省费用大约20亿元。”联合飞机的有人机改型无人机解决方案，适用于各类中型、大型直升机或固定翼飞机，形成稳定的无人化飞行平台，配备适应性任

务载荷设备，快速形成行业应用能力。

联合飞机集团“90后”员工赵志成现场见证发射盛况，在接受记者电话采访时，他仍然心潮澎湃，“心情特别激动，我个人的力量和贡献是微小的，但是一想到能够参与到伟大的事业中来，为实现中国航天梦出一份力，就觉得自己的所有努力都有着非凡意义。”在现场，赵志成主要负责无人机机务保障工作。

《“十四五”民用航空发展规划》针对无人机产业，规划大力引导无人机创新发展、引导无人机技术持续完善等内容，并提出无人机“十四五”期间运行小时数于2025年达到250万小时。作为全球新一轮科技革命和产业革命的热点，无人机正在成为中国经济成长的新动力，与航天、地质勘探、农业、海事、应急救援等行业深度融合，不断拓展新业态、新模式。

无人装备是低空领域与地面、海洋甚至高空的重要连接媒介，将在天地一体化进程中发挥重要作用。相信不论是大型无人机还是有人机改型无人机技术，将承担更多领域的应用重任，成就发展新图景。

# COMPOSITE FUSELAGE MANUFACTURING

## 复合材料机身制造



模块化 轻量化 低成本 易维护



### 模块化设计：

机身仅包含6个部件，最大限度减少了装配零件数量，一定程度上减轻了重量；同时各部件具备互换性，方便外场及时更换；



### 轻量化设计：

机身外形为复杂曲面，而树脂基复合材料的成型工艺便于曲面成型且适于批量生产，对结构进行轻量化设计有明显优势，基于碳纤维复合材料拉伸强度高，模量大，密度小，实现了轻量化设计目标；



### 低成本化设计：

在满足强度与刚度要求的前提下，选用了常规T300级碳纤维；在工艺成型方面，选用湿法成型，其操作灵活，生产效率较高，同时对模具及设备要求较低，在一定程度上实现了低成本化设计；



### 快拆式设计：

无人直升机在航前航后维护及外场部件更换时，实现机身部件快拆是十分必要的，因此，机身各部件连接使用的是一种弹性体快拆式锁扣结构，无需任何工具就可实现快速拆装；

快递物流成为人们生活中越来越重要的组成部分，据统计，“全国快递行业的业务量以每年递增100亿件的速度持续高速增长。”

在消费需求、政策支持与技术发展的前提下，智慧物流的建设与发展，也将大步向前。近些年来，智慧物流中的无人化运用，取得了丰硕成果。其中，物流中运用无人机的探索更是有十年之久。

当然，在探索多年的情况下，无人机配送仍然还有一些痛点。比如续航时间短、载重有限、极端环境中不稳定等。

其中，在复杂环境中的无人机配送，尤其是高海拔地区以及部分基础设施被破坏的灾害区域，对无人机的要求明显更高，要求无人机自身的质量与性能要足够优秀。

## 高海拔地区物流运输业务挑战

**1** 物流配送人员在道路无法通行的情况下要将物资运输至高海拔指定位置，需要跨越河流、山谷、山峰等复杂地形，步行的方式补给一次物资需要一周的时间；

**2** 采用有人直升机补给的方式运输物资，存在有人直升机部署数量少，缺乏合适的起降点，飞行员持续执行任务存在较大风险，物资运输成本过高等问题；

**3** 高海拔地区地形复杂，常年风力较大，气象多变，在冬季飞行还存在下雪和结冰等问题，小型无人机能正常飞行的时间较少；

**4** 高海拔地区山脉与山峰错落，从海拔较低的物资补给点飞往目标补给点的航线中，由于山体遮挡，会出现无人机无法与地面站实现通视的情况。

在能力与优势面前，问题往往迎刃而解，比如大型无人直升机与大载重无人直升机在复杂环境中执行配送任务。

在此以中航智TD220共轴无人直升机为例。

TD220共轴无人直升机是一款自动化程度高、可靠安全且具有较强任务拓展能力的通用小型无人直升机平台，最大起飞重量达350千克，具有较强的行业定制化能力，是目前国内领先的一款载重大、航时长、升限高、尺寸小、环境适应能力强的小型无人直升机。



# 中航智无人机打造复杂地理环境下全域物流解决方案

文 / 孙万  
(北京中航智科技有限公司 北京)

这款无人机，具备大载重、航时长、稳定性强、升限高、适应能力强等优势，能够在高原、雨天、雪天、沙尘、大风天等复杂环境中正常飞行，将物资及时送到用户手上，保证任务完成。



## 中航智无人机优势

**1** 中航智无人机具有起降海拔高，比如TD220实用升限为3500米。载重能力强，控制稳定且易于操作等特点，可实现挂载物资在一定距离内的精确投送。

**2** 大载重无人机具有较强的恶劣环境适应性，能够在雨雪天气、沙尘环境以及大风天正常起降和飞行，确保实现全时运输保障。

TD220采用国际先进的飞控系统，具有自主起降、自主航线飞行、精确定点悬停、一键返航、断链路自动返航等功能，让操控便捷、高效、机体安全可靠。

**3** 大载重无人机可实现一站多机操作，并具备编队飞行能力，要求地面操作使用人员少，无人员伤亡风险，综

合运输成本远低于有人直升机。

**4** 无人机配置高精度卫星定位导航设备、双光吊舱及高度距离测量传感器等，能够在链路中断的情况下按照预定程序正常执行任务，不受地形遮挡影响。

在高原等复杂环境中仍能够顺利完成配送任务的无人机，在续航、载重等方面也存在明显优势。在面对海岛、偏远地区、灾区等更多复杂区域时，也能满足用户配送需求，进一步助力无人配送升级，打开无人配送新格局。

# 大型无人机在航测中的优势之谈

文 / 张佩雯

(北京中航智科技有限公司 北京)



随着无人机技术不断发展、载荷种类丰富且数据处理能力不断增强,无人机航测成了测绘行业的重要组成部分。

实现了“缩地成寸”的无人机航测具有机动灵活、作业成本低、适用范围广、生产周期短、作业效率高等特点,在面积较小和飞行困难的区域获取高分辨率影像数据具有明显的优势。

因而,无人机航测除了在基础测绘、土地资源调查、土地利用动态监测、数字城市建设和应急救援测绘等方面得到了广泛应用,也在国家重大工程建设、灾害应急与处理、资源开发等方面发挥了作用。

值得注意的是,市面上一般常见的航测所使用的无人机多为微型与轻型无人机,也就是小于等于116kg的无人机。

与此同时,无人机航测的同质化严重、续航时间短、搭载载荷重量有限等痛点亟待解决。在继续提升无人机自身优势的同时,转变一下思路,就会发现,大型无人机在航测中的应用则能一一直击以上痛点,比如联合飞机旗下中航智的TD220 350公斤级共轴无人直升机。



TD220无人直升机是一款自动化程度高、安全可靠且具有较强拓展能力的通用无人直升机平台,具有较强的行业化定制能力,是目前国内十分优秀的一款载重大、航时长、升限高、尺寸小、环境适应能力强的无人直升机之一。

当它应用在航测中时,优势十分突出。

## 续航时间长

当载荷为50千克左右时,其续航时间可大于四小时。当载荷重量为35千克时,其续航时间可达到5小时之久。对于大面积航测任务来说,使用大型无人机,一次性完成任务,无需多次作业,提高作业效率。

系统性能技术指标	
机体尺寸	2.16×1.01×1.76米(长×宽×高)
最大起飞重量	350千克
最大有效载荷	50千克
实用升限	3500米
最大无地效悬停高度	2500米
最大平飞速度	100千米/小时
任务半径	150千米
巡航速度	80千米/小时
续航时间	>4小时(载荷50千克) 5小时(载荷35千克)
抗风能力	抗风6级(12米/秒)
起降方式	垂直起降

## 适应多种地形



TD220机型结构紧凑,机体小,对起飞环境要求低。尤其它的模块化设计、共轴反桨构造,避免了尾桨失效风险,进一步提升了安全性,能够在多种恶劣环境中作业且维护简单。

## 安全性高

对于空中作业来说,安全性再怎么强调也不为过。在保障顺利完成任务的同时,安全性也是保证作业设备的前提。中航智的TD220,采用国际先进的飞控系统,具有自主起降、自主航线飞行、精确定点悬停、一键返航、断链路自动返航等功能。这也就意味着在航测中,配合所搭载的载荷,在获取高质量数据的同时,作业时的安全性、设备的安全,得到了最大程度的保障。

## 集成度高

中航智TD220除了使用具有自主知识产权的电控共轴操纵系统,还可搭配中航智的地面站、通信中继设备等装备一同使用。高集成度,避免了连接不畅、系统集成不良等问题,进而提升用户体验。

## 应用范围广

在适用于航测同时,配合不同的载荷,TD220还能完成其他领域作业。比如灾情评估、电力巡线、管线及河道巡查、航空物探、情报侦察、环境监测等,实现一机多用。

## 独特性

值得一提的是,TD220所采用的电控共轴操纵系统,是中航智专利技术,采用电动分控和轴内操纵技术,实现了轻量化、智能化、高可靠。在进一步达到了航测高可靠性的同时,面对市面上众多同质化的无人机,TD220更为匠心独具。

近年来我国的大型无人机取得了长足发展,而中航智更是在中国“智”造的道路上从未停止脚步。相信在不久的将来,会有更为多样的无人机在空中飞行,更为智能、高效地守卫人类家园。

# 用无人机进行汛情监测救灾

文 / 周霄月  
(北京中航智科技有限公司 北京)

随着夏天的到来,全国各地开始陆续进入主汛期。在主汛期期间,多地降雨频发,容易引发山洪地质灾害、洪涝等灾害,防控抗洪已到关键阶段。

进行汛情监测,随时做好应急准备,真正做到防在未发之前。确保一旦发生险情,抗灾在第一时间,救灾在关键环节。

近几年来,无人机因其快速、精准、机动灵活的优势,在防汛中得到了较为广泛的应用。比如汛情监测、灾害现场情况的实时传输,通过搭载不同的载荷进行搜索、定位与向被困人员精准投送等。

针对汛情不同阶段的特点与防治要求,联合飞机无人机可提供多类型、针对性与专业性的解决方案与产品,尤其一大一小两型无人机相互配合,实现汛情防治的未雨绸缪与极速救援。

## TA-Q12四旋翼无人机

### 以一当十,空中精锐

TA-Q12是一款小型四旋翼无人机,整机采用碳纤维材料一体成型,减少了大量复杂的连接件,采用自抗扰等先进算法,飞行姿态稳定,适合多种复杂工况。可搭载高

精度组合导航设备,实现无人机厘米级精准降落。搭载可见光、红外、激光测距、光电吊舱,真正实现对目标的高精度定位和目标图像实时传输;同时还能执行侦察、巡逻、搜救等任务。具有部署时间快、作业距离远、续航时间长达70min、最大起飞重量达16KG等优势。



了解它明显的优势,更清楚它在汛情监控与抢救中的能力所在。

机体模块化设计,具有存储、运输、拆卸灵活快捷等优势。占地少,方便工作人员携带并迅速出发,机动灵活。

飞控智能化设计,具有自主起降、自主航点飞行、自主悬停、环境自适应等功能,应用方便。

碳纤维隔离设计,具有机体轻、防雨且可实现电子设备防护。在汛期,气候复杂且环境较为恶劣的情况下,TA-Q12也能够满足使用。抗风6级,使用温度为零下四十度到零上五十度之间。



## 当其应用在防汛救灾中时

### 汛情巡检 实时观察

TA-Q12搭载云台摄像机、红外热成像设备可进行全天候的目标监测、预警和跟踪,并且能实现远距离目标、坐标实时解算定位,快捷穿越山区地带、江河等区域,到达目的地。

在白天搭载可见光相机,夜间使用红外热成像镜头,帮助应急救援队及时发现被困人员。将获取数据实时传输回地面,及时快速掌握汛情态势、堤坝情况及救援形势,为救援决策提供数据支撑。

### 人员搜救 精准定位

如果洪涝灾害发生,尤其还有人员居住的区域,无人机可配合进行搜寻。任务中,一旦发现被困人员,可通过搭载激光传感器,进行打点定位,将被困人员位置信息一键分享给救援人员,极大提高了救援的精准度和效率。

### 搜救喊话 提升效率

同时,洪涝灾害发生后,搜寻被困人员并发现后,可以通过喊话器进行引导和安抚,引导做出正确配合救援

的行动,提高救援成功率与效率,如果发现其他突发情况也可对地面做出警示。

技术指标	
轴距	1.02米
折叠尺寸	≤473×511×447毫米
展开尺寸	≤1.7米(180°展开对角桨尖距离) ≤1.21米(90°展开对角桨尖距离)
最大起飞重量	16千克
续航时间	≥60分钟
使用升限	5500米
控制半径	≥15千米
最大平飞速度	≥80千米/小时
抗风能力	抗风6级(12米/秒)

如灾害发生,且因洪涝引发了地质灾害等,加大了救援难度,面对更具有挑战且不同难度的救援需求,中航智的另外一款大型无人机则可应用其中,助力救援。

## TD220共轴无人直升机

### 大器制作,可担大任

TD220共轴无人直升机是一款自动化程度高、可靠安全且具有较强任务拓展能力的通用无人直升机平台,是目前国内领先的一款载重大、航时长、升限高、尺寸小、环境适应能力强的无人直升机。当载荷35KG时,续航时间可达5小时,最大有效载荷可达50KG。

## 当其应用在防汛救灾中时

### 应急照明 超长续航



在救援中，时间就是生命。有时候往往需要在夜间进行救援，运用TD220，可以搭载探照灯给救援人员进行指引和照明，提供移动光源。面对夜间的汛情险情，有时候电力也会受到影响，运用TD220，即便在没有电源的情况下也能执行任务，5小时的续航时间能够保证搜救的连续进行，提高效率。

### 救助物资抛投牵引

次生灾害严重时，救援团队无法马上到达被困人员的位置进行营救，无人机还可以携带应急救援物资，以空投的方式快速精准投放到被困者手里，提高被困人员的生存概率，为救援争取更多时间。而TD220最大有效载荷可达50KG，能够满足各种需求。

在救援中，大型无人机还能够配合进行岸边牵引救生设备，一定程度上避免救援人员以身犯险，提高救援安全与效率。

无人机技术越来越成熟，产品种类越来越多，针对不同领域、不同场景的应用，用户可以选择最适合自己的无人机。而中航智无人机无疑能够在更为深度、更具挑战甚至更严峻的环境下完成自己的使命。这不仅仅是企业进步与创造的意义所在，也是科技助力人类美好生活的所在。

## 联合飞机TA-Q12四旋翼无人机 筑牢电力安全防线



文 / 李权  
(北京中航智科技有限公司 北京)

电是一个国家经济发展中的重要基础，它像心脏流动的血液支持着经济的各部分运转。

随着我国电力装机总量的不断增多以及输电线路长度的增加，巡检工作对于维护区域电网的安全、稳定运行越来越重要。而由于输电线路跨区域分布、点多面广、所处地形复杂、自然环境恶劣等因素的影响，传统的人工巡检花费时间长、人力成本高、巡检难度大。而无人机进行电力巡检可以大大提高输电维护、检修的速度和效率。

无人机进行电力巡检能够很好的代替人力进行输电线路的巡检工作，随着我国能源需求量的不断提升，未来我国输电线路的长度将会进一步增加，无人机将在输电

线路快速巡检、输电线路精细化巡检、挂线及维修设备吊装作业、通信中继保障等电力安全运维作业中得到越来越广泛的应用，成为数字电网至关重要的组成部分。

本文将对电力精细化巡检进行探讨。

### 精细化巡检主要痛点

客户在电力精细化巡检作业主要痛点如下：

人力为主的巡检方式成本较高；

传统的无人机巡检，对操纵人员要求较高；

无人机续航能力不足、抗风能力有限、任务半径小，导致巡检效率较低；

无法实现无人机巡检的集中控制，获取巡检图像信息慢；

山区输电线路及电力设施无法实现无人机巡检的通信畅通，无法实现实时监控无人机并获取巡检图像信息。

目前，有些常见的无人机在山区输电线路巡检时，由于无人机续航能力和抗风能力不足，导致这类环境的输电线路巡检存在一定的作业风险和作业效率不高的问题。

### 精细化巡检主要内容

**光伏电站：**光伏太阳能板存在因遮挡物、灰尘等影响发电效率等问题，太阳能板有缺损或位置姿态与其他太阳能板不一致，同样影响发电；

**风力发电厂：**风力发电机叶片及塔架是否存在裂纹、变形、螺栓松动、整体倾斜或振动过大等情况，同时，旋转时的噪声是否正常，这些都是影响发电厂发电的重要因素，及时检查并进行维修，能够保证电力正常输送与电力运用的正常；

**水力发电站：**发电站大坝及周围坡面是否存在裂纹、松动或滑坡，上游河道是否存在较多漂浮的异物，电站输电设施包括的变电站、塔架及输电线路等是否正常，也是需要日常进行巡检的重点内容；

**变电设施：**变电站设施在日常的巡检需要从空中多角度查看是否存在异常发热、电弧放电及设备破损的情况；

**输电线路：**输电线路上的异物、塔架绝缘子完整情况、塔架设施安装螺栓是否紧固、输电线路外部异物是否距离过近等情况同样是影响电力安全的因素。

### 一站到底：联合飞机一体化电力巡检解决方案

针对电力精细化巡检以及目前存在的主要痛点，联合飞机推出了集四旋翼无人机、载荷设备、数图一体地面站、图像处理软件系统于一体的解决方案，实现安全、精准、一站式的电力精细化巡检。

联合飞机电力系统精细化巡检解决方案采用TA-Q12四旋翼无人机，搭载单光或双光吊舱，按照提前规划的航线执行精细化巡检任务，能够实时采集电力设施的可见光和红外图像，可以快速将图像信息传输至数据中心，通过人工识别或者自动识别的方式实现对故障及问题的快速识别与定位。

TA-Q12是一款小型四旋翼无人机，整机采用碳纤维材料一体成型，减少了大量复杂的连接件，采用自抗扰等先进算法，飞行姿态稳定，适合多种复杂工况。可搭载高精度组合导航设备，实现无人机厘米级精准降落。搭载可见光、红外、激光测距、光电吊舱，真正实现对目标的高精度定位和目标图像实时传输；同时还能执行侦察、巡逻、搜救等任务，具有部署时间快、作业距离远、续航时间可达70min，最大起飞重量达16KG。

它的自主起降、自主航点飞行、自主悬停、环境自适



应等功能，抗风6级，使用温度为零下四十度到零上五十度等优势，完全满足电力精细化巡检的应用需求。

与此同时，联合飞机电力巡检解决方案所搭载的任务载荷设备标配为双光吊舱，该双光吊舱具备20倍光学变焦可见光相机和红外热像仪，能够识别电力行业各种设施的发热特性等情况。



在地面部分，联合飞机电力巡检解决方案还配置了数图一体地面站，进一步提高无人机控制精度，减少操控人员数量，测控及图像传输的距离可达10km以上。



为了实现精细化巡检图像数据的有序管理，联合飞机还配置了用于精细化巡检的图像管理及图像处理软件系统，对精细化巡检采集的图像数据以自动化判读（或者配合人工判读）的方式找出电力设施存在的问题，为接下来进一步的运维提供数据支撑与决策支持。

相信随着数字电网的建设与转型，无人机在电力运维中会得到更为广泛的应用，而更为精细、安全、智能的解决方案会真正成为电力安全的“天空卫士”。

# 管道无人机 | 在没信号且无光线的管道中也能作业

文 / 尹辉  
(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

在我们注意不到的地下,纵横交错的管道、管线发挥自己的功能,为地上生活提供着各种保障,说是城市动脉也不为过。对地下管道的检测,在为管道健康“体检”的同时,进一步保障地上生活。

虽然现在已有多种检测设备与技术,但是管道的构造独特、无视觉、无GPS信号、污染等情况,也给管道检测增加了难度。

智能化、自动化、高吸率、高精度的检测管道,需要新思路与新装备。

中航智TA-Q3管道巡查微型无人机,成功解决了以上管道检测存在的难题,作为城市动脉的守护者,它比出色更出色。



## TA-Q3:匠心诚意之作

### 小身量,超能量

TA-Q3管道巡查微型无人机是一款专为能在黑暗和无GPS信号的污水和雨水管道中自主飞行作业而设计的微型无人机。该无人机通过视觉和激光雷达导航实现自主飞行,完成管道的各类型检测作业,配合公司研发的巡查检测结果分析软件,实现专业、科学、高效的管道检测。



TA-Q3的最小作业渠盖直径为0.7米,体积仅为647×767×435毫米。单手就能拎起的重量,不到3千克。

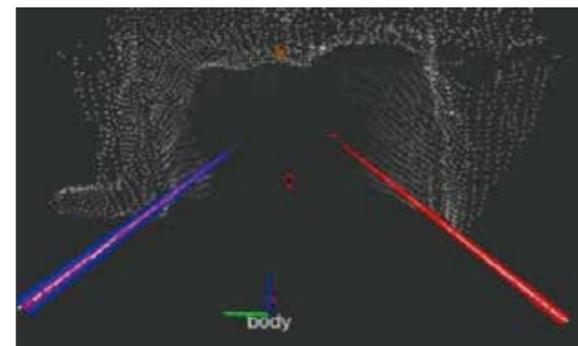
小身量,超能量,可搭载双目视觉+7个测距传感器,满足作业需求,续航时间达12分钟。

## 管道巡检“机器人”

### 自动化、智能化

TA-Q3实现了全自动飞行,无需任务规划,设置行驶里程即可飞行,无需人为干预飞行,极大提高了作业效率。

配备视觉SLAM,完美实现自主避障。能在黑暗和没有GPS信号的有水隧道中自动飞行并进行图像采集。



## 值得信任的“伙伴”

### 高可靠、高安全

使用该无人机进行管道检测,便无需工作人员进入脏乱、污染甚至有潜在危险的管道作业,保障工作人员安全的同时,降低了项目成本。

TA-Q3在应急情况下会自动降落,如降落点在水面上,还可通过保护架实现水面漂浮。具备低电量回程功能,进一步保证无人机自身安全,进而极大程度保障项目的

进行。



## 多型任务,一键完成

使用TA-Q3,能够同时搭载CH<sub>4</sub>、SO<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>S、O<sub>2</sub>多种气体传感器,以及4K广角检测相机等设备进行信息采集。一键启动、一键分离等功能则实现了便捷的地表作业和下游回收,适用于管道裂缝检查、管道堵塞检查、管道爆炸性气体密度飞前检查、管道表面钢筋裸露检查、管道出口直梯检查、管道流浪者检查等任务。

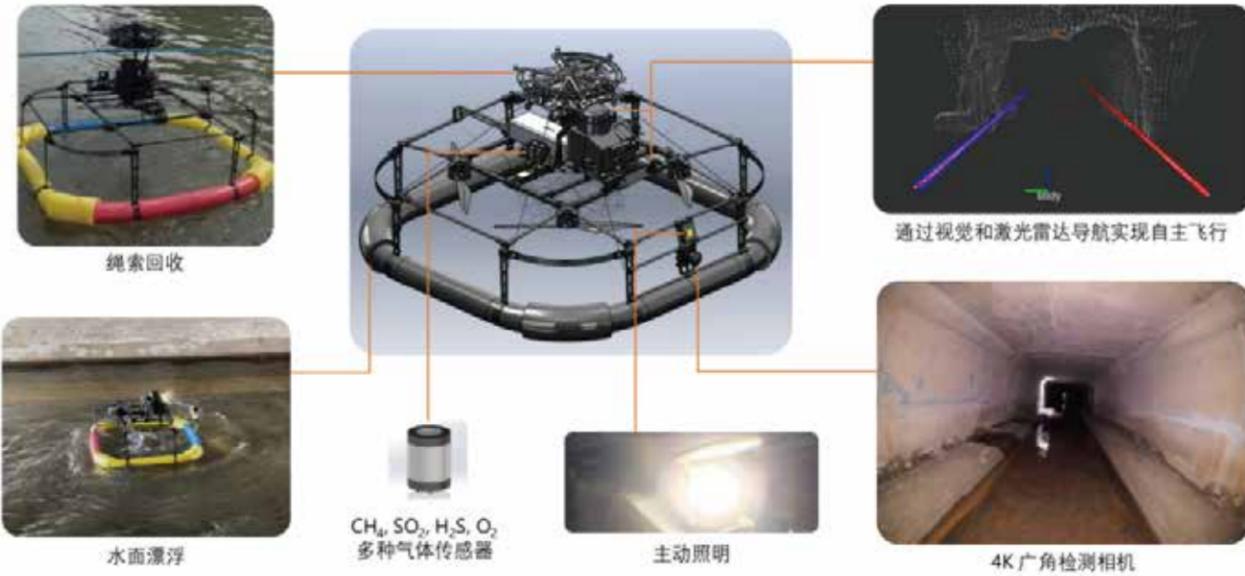
## 配套软件,简单便捷

配合公司研发的巡查检测结果分析软件,可以对照片数据进行位置标定、框选缺陷标签、数据筛选,自动生成可以用网页或微软word打开的检测报告。有助于管理人员快速及时了解检测成果并进行下一步规划。

## 更多应用,解放人力劳动

TA-Q3可以应用到更多相关场景中,解放人力劳作,助力管道的智慧化运维。

如:市政管网巡查,大型排水管道日常巡查、应急处



理, 河流和湖泊水质监测、取水采样, 地下铁路的涵洞日常巡检。

### 经典案例

我公司是世界首家也是唯一一家每年为新加坡政府公用事业委员会(PUB)提供雨水管道(120公里)巡检服务的企业, 项目所使用的机型则是这款小身量、超能量的TA-Q3。

适用最大管道长度	500米
安全功能	自主避障、低电量回城和降落、水面漂浮、旋翼保护
检测传感器系统	相机分辨率: 4208×3120 LED照明≥2400流明
适用最小渠盖直径	0.7米
适用最小管道截面	2米(宽)×1.5米(高)或2.4米(直径)
适用最大管道长度	500米

TA-Q3性能技术指标

尺寸大小	647×767×435毫米
重量(含电池)	2.9千克
飞行速度(自动)	1米/秒
飞行时间	12分钟
导航传感器系统	双目视觉+7个测距传感器

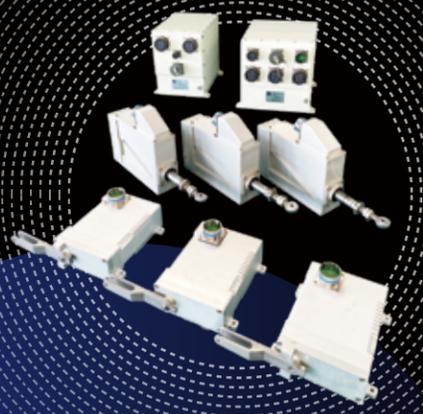
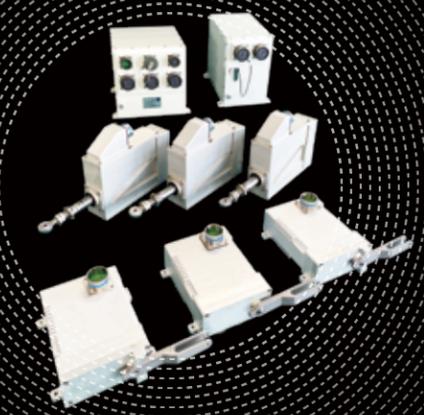
# 冗余度 · 高可靠 · 低成本 · 航空品质

Redundancy | High reliability | Low-cost | Aviation quality

## 1 双冗余飞行控制系统

Dual redundancy flight system

- 传感器信号双冗余配置
- 核心计算单元采用自监控对+双冗余
- 一次故障可工作
- 控制精度不大于全程1%
- 故障检测率不小于85%
- 系统失效率不大于 $1 \times 10^{-5}$ 次/飞行小时



## 2 三冗余飞行控制系统

Triple redundancy flight system

- 传感器信号三冗余配置
- 核心计算单元采用自监控对+三冗余
- 适用于高成本中/大型无人机
- 适配常规28V功率电动舵机或270V高压功率作动器
- 二次故障可工作
- 系统失效率不大于 $1 \times 10^{-7}$ 次/飞行小时

## 3 高可靠飞控系统软件

High Reliability flight control system Software

- 交付前完成8000余项测试
- 遵循GJB2786A、438B、5369标准
- 高可靠、强实时
- 超300个函数的基础代码库
- 10年以上航空软件资深工程师开发
- 代码复用率超60%



## 纪录片《无人机的崛起》分享

翻译 / 甜饼字幕组

校对 / 黑蜂

## (中)

对无人间谍机的需求也变得格外明朗。“这是从无人驾驶飞行原理发展来的。至特定海拔后，由一架随行飞机发出的无线电来进行制导”。早在二战时，一旦到达指定高度，在飞行员跳伞后，人们可以通过无线电信号来操纵飞机。而几十年后在GPS问世前，原始的自动驾驶仪和导航系统限制了无人机的发展。(上世纪)六十年代无人机坠毁时有发生，包括当时最先进的UAV也就是无人机，平均每20小时就有一架天鹰座无人机坠毁。“这是一架小型推进无人机，能够在战场飞行并收集情报，把它的所见发还给你。问题是，(上世纪)七十年代这技术还未准备好，这是一项数十亿美元的工程，当时只得到几架原型机”。“当时让我泄气的是，美国还没能真正搞好无人机”。

安倍·卡勒姆是捕食者无人机的发明者。“这是两架小型无人机中的一个。在1980至1983年，我在车库里造出了它，我一年从家里借了一万八千元，我们当时只有这么多。所有东西都是从当时非常落后的技术造出来的。我们想表达的是，就算你尽全力设计出了它，也得真正有用才行”。在他第一架原型机信天翁号上，卡勒姆是将引擎和推进器放在尾部，这样它们就不会干扰前端的特定监测仪器。后来的机型也看不到转向舵。“升降舵放在这里是为了保护推进器。当它后倾时会撞到起落橇而非推进器”。身为曾经的战斗机工程师，卡勒姆如今在他美国加州的公司设计并建造飞机。(上世纪)七十年代当他着手研究无人机时，他意识到如无驾驶员，将迎来一个全新世界，那蕴含无限的设计可能。当时其它无人机在整体设计上仍偏向有人机。“我说，我不要引擎，不要推进器，不要

起落架，不要计算机”。卡勒姆相信要造出低价、高耐力无人机，性能和轻盈是关键，所以一开始给飞行器装上了很长的机翼，将升力置于速度之上。“如果你想提升性能，你得像翱翔的有长长翅膀的鸟儿一样。信天翁是最棒的滑翔鸟，其翼展是翼弦的二十倍。而我的信天翁号无人机很接近那一数值”。卡勒姆在杂乱的车库里造出了信天翁号，他改进卡丁车引擎，使它每小时油耗量变为十分之一加仑。不久，信天翁号升级为琥珀无人机，一架15英尺长、28英尺翼展的能连续飞行38小时的无人机。卡勒姆从DARPA也就是美国国防高级研究项目机构获得基金支持，(该机构)早期在人工智能和其它科技的投资，实现了大规模民用和现在无人机的诞生。

“(上世纪)七十到八十年代，在美国国防研究机构的巨大推动和经济支持下，一系列新技术被开发出来，包括全球卫星定位系统、长距离数据连接、轻型计算机设备、复合型材料、卫星通讯、数字飞控。信天翁号、琥珀号是现代无人机雏形”。“我们团队仅3个人，但我们证明了许多我们想要证明的事。海军部长和国防部高级研究局局长问，飞500小时的话，你们飞机会坠毁多少次，结果在我们为军方飞行的500小时里，没有发生任何事故”。琥珀号原型未投入量产，几次重做后，终在(上世纪)九十年代中叶以捕食者的名号被世人周知。“装载导弹时，不能碰到机翼、尾翼、引导头、火箭引擎喷嘴，自动脱落连接器、(机身)外壳。以免损伤设备并造成人员伤亡”。“我的无人机从不装武器、它是为冷战而生的。那时我们技术上面临很大挑战，他们那边(前苏联)炮兵数量非常庞大，我们这

边也一样”。双方军队针锋相对。无人机只用来侦察，不会发动攻击。但是911事件后，美国将目标转向个体。“现在我们的敌人不是一个国家，因此有必要武装无人机。尽管这并非我一开始的本意”。

2001年10月，一架武装的捕食者无人机永远改变了战争模式。“我那时是针对阿富汗(战场)的空军指挥，那是我们首次使用捕食者号上的武器装备，无人机的优势非常明显。与十年前沙漠行动中使用的遥控车辆相比，根本不是同一个量级的”。此次袭击证明无人机大有用处。空军现在正在接受训练的无人机驾驶员人数，甚至比战斗机和轰炸机飞行员的总数要多。“开启练习场景”。在新墨西哥霍夫曼基地，教员杰森少校正在给最新一批驾驶员授课。“亚当03，声音响亮”。实际操作的风险很大。所以学员们都从模拟视频开始学习，他创作了学习场景，通过编程使其可能通过XBOX视频游戏操纵杆控制。“从维京01到亚当09允许开火。我们不能用真(飞)机做的事都可在此做。这里你想做什么就可以做什么”。“三二一，发射”。“这里一切都是可控的，我们真的希望他们在这里可以学好，才放心让他们进行实操。你知道的，在此他们已经把应该犯的、不应该犯的错都犯过了”。“嗯，机长，我好像忘了开激光，所以现在我也不知道导弹去哪里了”。“怎么会犯这种错。要是这样的事情真实发生了，后果简直不堪设想”。战斗机飞行员至少需要接受两年训练，但无人机驾驶员则不然。随着无人机越来越自动化，他们的训练时间不足一年。“美国联邦航空局最近一项研究证明，具有实际的飞行经验，对无人机驾驶员来讲不是一件好事。没有飞行经验的人反而表现更好。(有人)飞行员的技能实际上是多余的，它会让你在驾驶无人机时产生错误的预判。这都是驾驶过飞机的缘故。因此空军正招收无飞行

经验的人当军官，让他们参与这个项目，结果他们表现很好”。

“他们直接就来这里了，不像我这样的还接受过飞行员训练，他们在这里只呆几个月就去实操无人机。这个过程真快”。“15秒飞行时间”。驾驶员操纵无人机时，即使执行另一个(地球)半球的任务，感觉也非常逼真。“这和视频游戏完全不同。你可没有重启和关机的选项”。在真正发动袭击时，就像突袭伊拉克那一次，由于技术先进，无人机驾驶员反而比飞行员看到的更多。“因为我们无人机的飞行时间非常长。所以我们可能提前几小时就监视我们的轰炸目标了，然后才开火、攻击目标。随后在附近逗留几个小时，观察事后情况。你还得留在现场，而且全神贯注，直视由你驾驶的无人机造成的祸害”。

仅2012年一年，美国就发起了数百次无人机袭击，攻击了四个国家。对阿富汗是唯一公开的一场战争。但对巴基斯坦、索马利里、也门的突袭，都是由中情局秘密执行的。无人机行动不会将任何一个美国人的生命置于危险中。“相较曾经直接将飞行员送上战场，无人机技术使我们得以规避许多危险，这意味着我们已经成功完成了许多无人机突袭，并且成功规避了许多真人驾驶存在的问题”。2005年，美国宣称无人机歼灭了基地组织最高领导人，造成有平民伤亡人数在可控范围内，但事实真相无从查索。“我们知道他们发动了多少次袭击，但我们不知道细节。不知道他们攻击目标是谁，不知他们是否成功歼灭了对象。也不知有无其它人士无辜丧命。因为证实的过程十分困难”。没人能提供完全可靠的平民伤亡数量。但一些批评声音称，在无人机广泛攻击(目标)的战争中，高达三成的死者是平民。

这些突袭激起人们对美国军方的反对，也违反了国际法。在发动无人机攻击十年后，美国官方才通过总统顾问约翰·布伦南的讲话，承认2012年4月攻击基地组织时用了无人机。“美国政府展开针对基地组织恐怖分子突袭时，有时会用到远程控制飞行器。也就是我们常说的无人机”。他的演讲引发很大的反响。“我们用无人机杀害了众多无辜的巴基斯坦、也门、索马利里人民，你应该向他们郑重道歉！布伦南先生。我以宪法名义发声！我以法律名义发言！我爱法治！我爱祖国！杀害世界各地的这许多平民，只会让我们更加不安全。为你感到羞耻”。“让美民众了解无人机技术应用是必要的。因无人机行动是以美国名义发动的。(这)是至关重要的”。无人机技术使美国可轻易攻击世界上几乎任何人，无论(他)身处何地，这样的袭击完全无视国界。“我们看到与巴基斯坦、索马利里、也门突袭相关的巨大争议，以及与国际法相悖的一系列问题”。“即使机上无飞行员的飞行器，飞跃他国国界，也是对他国的侵犯”。“我们正步入无人机方兴未艾时代，我们用无人机进行了许多行动，这样的行动我们过去称为战争。过去我们也确实将其作为战争对待。对一国发动至少超过300场突袭，这至少等于挑起空战。但我们现在都不称之为战争”。

无人机可对目标精确打击，但传感器功能有限，致使驾驶员频频犯错。“一如他们现在情况，现在猎人号无人机的局限就在于，驾驶员放大图像查看详细情况时，他们无法环视四周，跟进周围的情况”。这就如同透过吸管看世界，驾驶员无法同时获得广阔的视野。“这些单独的小传感器球，通常只能看到地面上的一小个区域”。“即使你身处二万米高空，你也无法探出头去查看周围情况，也许机身外或机体附近就有别的状况在发生”。因此机组人员

对情况的掌控是有局限的。当他们放大画面时，有时就可能看不见地面的一些关键细节。一份2010年的机密文件，是记者凭《信息自由法案》的规定而获得，里面的记录揭露了无人机存在的隐患。在支援地面作战时，一号猎人号(无人机)机组曾误将载有阿富汗妇女儿童平民车队，当成阿富汗军队，机长问这是步枪吗？其他人回答，分辨不清楚。观察了几个小时后，地面指挥官下令攻击，23名平民丧命。部分原因便是由于传感器的局限。与此同时，工程师已着手设计新的传感器，比之前的更高、更快、更强。“今天我们已研制出非常厉害的传感器，可监视小型城市规模区域的传感器。一次性的”。“这是下一代的监视器，我们头一遭的得到政府许可，来展示我们发明的一些功能。了解其中一些功能存在，(这)对公众来说很重要”。工程师安东尼亚德斯设计了这种被称之为阿古斯的新传感器，有18亿相素，这可能是世界上分辨率最高的相机镜头了。阿古斯会搭载在无人机机腹上。因为这项工作有许多涉及机密，所以我们不能看到传感器。“我们不能披露传感器的一些零件组成，所以说你只能盯着这些好看的(遮挡)塑料布”。又被称为“广角凝视镜”的阿古斯，工作效率可以和一百架捕食者(无人机)相提并论，一次可监视一个中等城市。这张照片摄于佛吉尼亚州，在17500英尺上空，囊括15平方公里面积。“整体图片分辨率十分高，所以我们如果想知道图片任意一点的动静，比如这栋楼旁边、这个拐角，我们可以用移动的数据点推测，这里到底在发生什么”。只要简单触碰感应屏，安东尼亚斯就开了一个小窗口，显示局部区域具体信息。而大区域的图像依然存在。“这张图上所有移动的物体，都会被自动追踪。这些色块表示了我们电脑在辨识这些移动的东西。你可以看到有行人在穿街走巷，你可看到有些人在停车场走动。分辨率甚至可以高到显示人们是在挥手或是在走路、

他们穿的什么衣服。然后你还可以从数据点位置，找到这些人的位置”。它一次可打开高达65个小窗口，还能看见甚至地上6英寸大小的物品。“就算从17500英尺高度，（确认）在那里飞着的白色物体是一只鸟”。阿古斯不仅能收集信息流，还能储存信息。一天将会存取巨量的视频数据，等价于5千小时蓝光无人机纪录片。“所以你可以回去后这样吹嘘，我想再看看这个特定的地方发生了什么，时间是三天两小时四分钟前的，然后这个酷炫的东西就会告诉你发生了什么，宛如你身临其境一样”。为了世界上解析度最高的摄像机，安东尼亚斯需要设计一种新的成像电路片。“但是DARPA项目赞助者想提高工作效率，然后降低它们造价，所以他从人们口袋里就能轻松找到的东西出发”“在手机里我们可以看到小型照相机。如果你把它们主体部分去掉的话，你就能发现一个可靠的成像电路片。如果你集齐了368块这种神奇的碎电路片，然后造一个超级大的相机，你就得到了阿古斯”。不像捕食者号（无人机）的视野有所限制，阿古斯融合了368块芯片的录像，创造了18亿像素的视频流。

这就是为什么实际图片放得很大，但清晰度还是很高。无论阿古斯是否被应用在机密区域，“我已经不能与政府一起讨论相关计划了。如果我们可以自己干的话，我们希望阿古斯在同一片区域不停工作。那并不是一个很容易达成的目标，尤其在于需要的人力方面。这就是我们为什么需要无人机，它们可绝对是最佳选择”。阿古斯可能搭配在像猛禽一类无人机上，或在巨大全球鹰号，或搭载在正在开发的日鹰号无人机，那样就可延长浮空时间到一年左右。“美国的空中武装现在有能力接受单独的每一台无人机发出的视频，我们正在电子现代化社会全面迈进，一举一动都有迹可循”。

除了阿古斯一样的高科技正在渗透到无人机应用中，无人驾驶的飞机在其他方面都很脆弱。军方设计的无人机仍经常发生坠机事故，频率远胜于任何别的普通飞机。一亿美元的全球鹰号在U2型研制之前，已坠毁不下三次。虽然没有人员伤亡，但在坠毁时还是有问题产生。“无需思考你也知道，如你在运营一个超高技术的无人机系统，肯定不想让它掉到敌人国界”。2011年，美国的间谍无人机RQ170，绰号詹姆斯邦德，在伊朗坠毁。“它当时只是出了一点毛病，然后就直接强制着陆了，在某个本不应该着陆的地方，我只能说这么多了”。伊朗人吹嘘说他们黑进了无人机操作系统，然后接管了那架无人机。但理论上来讲接管无人机这一行为完全不可能。在《壮志凌云》里，你永远不可能给待在F14的麦德林打电话说，“麦德林，请讲话，鹅号”“给所有美式喷气飞机重新编码成俄式飞机”“汤姆克鲁斯就会笑着说，别做梦了老兄”“现在只需一台电脑就可以干扰它甚至遥控它，这可是战争的全新领域，展开了无限可能性，同时还有新危险与忧虑”。到底这玩意掉地上什么原因还有待可查。但是有些专家指出，无人机可能坠毁于某些很愚蠢的原因。“它们可能确实不那么聪明，它们自我解析能力不那么强，所以当运行轨道偏离时就已经太迟了。连不上，没电了，完蛋了”。

(未完待续)

# 高精度 · 高响应 · 高可靠 · 大载荷 · 航空品质

High-precision | High Response | High Reliability | Heavy Load | Aviation Quality

## 双余度伺服控制器

Double Redundancy Servo Controller



功率范围供电:28VDC，功率≤500w

高精度位置控制: ≤1%F.S

灵活的传感器应用:霍尔、编码器、旋变、LVDT/RVDT等

宽范围速度控制: 50~20000rpm

完善的状态监控及保护机制

## 双余度电动伺服舵机

Double Redundancy Electric Servo Actuator

### 直线式舵机



电气双余度，输出轴直线运动

最大速度: ≥55mm/s

额定输出力: 60kg

行程: ±30mm

位置精度: 1%

频带: 5Hz

### 旋转式舵机



电气双余度，输出轴旋转运动

最大转速: ≥80°/s

输出力矩: 18N•m

位置精度: 1%

行程: ±30°

频带: 5Hz

## 270V双余度舵机伺服系统

270V System of double redundancy Steering Gear



供电: 控制电28VDC，功率电270VDC

余度配置: 电气双余度，主/主控制，舵机速度综合工作模式

电气行程: ±55mm

最大速度: ≥120mm/s

最大输出力: ≥15000N

稳态精度: ±1%FS

## 英国系统提出基于手机基站的无人机探测方案

英国赫特福德大学于1月,在“IEEE Early Access”上,发表文章“用于无人机探测的手机基站成像”,首次系统研究并验证基于手机基站成像的无人机探测概念。

针对无人机日益增多带来的基础设施与网络攻击、数据窃听等中空威胁,提出一种低成本的无人机监视方案,通过给广域部署手机基站增加感知能力,共享手机基站通信设施和频谱,实现同时ISAR成像和通信。系统论证了联合成像与通信(JIAC)可行性、传输信令、系统工作机制,表明了JIAC只需对手机移动网络做非常小的更改,几乎不会影响当地通信服务和工作性能。

仿真分析了工作于900MHz、3.5GHz和28GHz三种频段的手基站的成像性能,表明3GHz更适用于无人机探测。

## 英军无人机试用可持续航空燃料

据解放军报消息,今年3月16日,英国国防部宣布,该国空军首次使用合成燃料替代化石燃料推动无人机飞行了20分钟。这种合成燃料,是先将含糖量高的原材料与细菌混合制成油类物质,然后再用化学物质和热量处理而成。由于这种燃料的原料主要是可再生物质如食物垃圾等,合成过程不需要建设大规模基础设施,因此英国皇家空军认为其有“开创性”,称其将“改变游戏规则”。

从2007年起,世界上主要的发动机制造公司已开始启动相关工作。庞巴迪公司自2017年起,开始在一些演示飞行中使用可持续航空燃料。今年3月下旬,空中客车公司的客机先后两次使用由废弃食用油等制成的可持续航空燃料提供动力完成试飞。可见,无人机用上可持续航空燃料,充其量算是民用技术向军事领域的延伸。

“改变游戏规则”的说法,主要是基于其可能摆脱对化石燃料依赖的预测。事实上,除可持续航空燃料外,电混合动力、氢动力相关研究都在进行之中,氢动力应用的潜力更是不可小觑。

## 英德拉为长航时防御无人机开发卫星通信系统

据航空防务新闻3月23日消息称,西班牙英德拉(Indra)公司正在开发一种卫星通信系统,该系统将使未来的大型飞机和无人机能够作为真正的系统运行,实时交换数据以在每项任务中保持优势。Indra的新型SATCOM将提供高达每秒20兆比特的带宽,使当今最先进的机载系统的传输容量成倍增加。

这一功能对于需要将大量信息传输到在未来作战云中运行的远程指挥中心以及多个陆地、海军和空中平台的一代飞机来说至关重要。英德拉的系统将是为数不多的从一开始就获得设计保证D级(DAL-D)安全认证的系统之一,这对于安全地远程控制大型军用无人机至关重要。该系统将具有强大的保护模式来抵抗任何类型的干扰。它还将消除众所周知的锁孔效应。

英德拉目前是欧洲战斗机航空电子系统的第二大供应商,欧洲战斗机是当今最先进的多用途战斗机之一。此外,英德拉是开发最先进卫星通信的领先公司。几十年来,英德拉一直在向世界各国出口此类系统,其满足最苛刻客户期望的能力使其成为该市场无可争议的领导者之一。

## 印度正在开发反无人机微型导弹

据idrw网站2022年3月24日报道,印度经济炸药(EEL)公司正在开发能对无人机实施软、硬杀伤的反无人机微型导弹(CDM)。该导弹重量仅为2千克,可对2公里范围内的敌方无人机实施有效打击。每个导弹发射箱或发射吊舱可内置24/36/48枚微型导弹,能与配置在四驱2.5吨全地形越野车上的雷达和干扰机实现无缝链接。配置在越野车上的雷达探测距离4-5公里,能在2公里的距离上使用电子光学系统对空中目标进行“识别”。

EEL公司表示,与同类激光制导微型导弹相比,新型导弹系统便携性强,可对抗无人机蜂群,具有打击距离更远、战场生存能力更强等优势。目前,该公司还在开发重量1千克、攻击距离600米的便携式反无人机微型导弹以及可装备重量2-10千克、射程2-3公里导弹的武装无人机。

## 日本加快无人机发展步伐

据日本《产经新闻》4月报道,近期一些武装冲突中无人机的运用,让日本防卫省意识到无人机在国土防卫和情报侦察领域的巨大作用。据此,日本防卫省计划于今年引进具备攻击能力的无人机并加快无人机发展步伐,以构建无人

作战体系。

此前日本自卫队装备的无人机仅用于侦察监视,日本防卫省目前正探讨将无人机转化为攻击型武器。据悉,防卫省已在新财年国防预算中列入3000万日元(1日元约合0.05元人民币)初期经费,以对无人机有效性和其他国家机型进行研究。

另据日本共同社4月上旬报道,日本海上保安厅确认,将引进2020年开始测试的美国通用原子公司制造的MQ-9B无人机,以加强对周边海域的监视。日本防卫省拟将青森县八户市八户机场作为基地,预计今年10月投入使用。据报道,MQ-9B无人机引进费用约40亿日元,合同期3年。未来,日本将继续探讨引进多架该型无人机的可能性,以扩大监视范围。日本海上保安厅称,该型无人机搭载能实时确认图像的摄像机和雷达,测试结果证实了其安全性和图像传输的精确度。

除加快引进外,日本还在与以色列合作,寻求开发国产高空长航时无人机。可以预见,在新版防卫大纲指导下,日本自卫队将进一步强化无人机在各领域的运用,值得周边国家警惕。

## Charles River Analytics将为美国海军开发无人艇机载人工智能

据无人系统技术网4月7日报道,Charles River Analytics公司成功进行了无人水面艇原型演示,并获得一份由美国海军授予的开发无人水面艇(USV)机载人工智能(AI)系统合同。

为避免发生碰撞事故，无人水面艇在航道或活跃渔区必须处于可见状态，而在公海航行时只需躲避海盗或敌对国家的船只。尽管舰艇所需行动可由远程操作员进行控制，但活跃通信增加了暴露风险，可能会危及任务安全，导致任务被敌方跟踪或捕获。

为帮助海军解决这些矛盾，Charles River Analytics公司正在开发一种机载人工智能系统MIN-COST（基于状态的海洋安全运输智能导航管理），自动检测暴露风险，根据无人水面艇的周围环境来调整行动。

从无人水面艇发射前到执行任务期间，MIN-COST将一直保持运作状态。人类操作员可在无人水面艇发射前输入任务目标、计划库和操作参数。在任务执行期间，MIN-COST使用实时传感器数据和预测模型来构建行为表，表内包含多个应对水面无人艇潜在危险的推荐策略。在遇到威胁时，MIN-COST会根据操作参数、威胁严重程度和行为表选择相应战术。如果所选战术不适合当前任务，这款人工智能系统就会采取优化算法来重新选择最佳行动方案。

### 美国国防高级研究计划局高超声速吸气式武器概念第二次成功飞行

据无人机视界网4月7日报道，美国国防高级研究计划局（DARPA）及其美国空军合作伙伴完成了洛克希德·马丁公司高超声速吸气式武器概念（HAWC）导弹的自由飞行试验。

在此次试验中，导弹从载机上发射，再被助推至洛克

达因航太控股公司的超燃冲压发动机点火包线中。导弹在发射成功后迅速加速，并在很长一段时期内以超过马赫数5的速度保持巡航。这是美国国防高级研究计划局高超声速吸气式武器概念项目的第二次成功试飞。

去年9月，另一个承包商团队的飞行器配置也实现了高超声速飞行。高超声速巡航导弹的速度和机动性可以实现规避防御和快速打击任务。

### UAVOS公司成功开发自主中空长航时无人机原型

据无人系统技术网4月8日报道，UAVOS公司宣布已成功开发S1-V300中空长航时（MALE）无人机系统（UAS）原型。这款升级版无人机的开发基于UAVOS公司的Saker系列产品（2020年实现作战能力），配备了更强大的260马力重型燃料发动机，速度更快，续航时间可达28小时，航程超过4000千米。

S1-V300无人机系统配备UAVOS公司专有航空电子设备解决方案和冗余飞行控制系统，能够执行复杂任务。同时，它还配备了视距（LOS）和超视距（BLOS）数据链接系统，用于超视距操作。

S1-V300中空长航时无人机系统的下一代战力与中空长航时相结合，使其成为了可部署远程雷达、信号情报（SIGINT）、通信中继有效载荷以及反电子战系统的理想平台。在改善了机翼结构强度和外部有效载荷额外挂载点后，S1-V300无人机可承重300千克。S1-V300中空长航时无人机系统具有完全自主操作能力，配备自动滑行

起降系统、广覆盖卫星通信以及全余度航空电子设备。

### BAE系统公司完成两栖作战车辆C4系统/无人机有效载荷研究

据英国斯普德媒体网站4月8日报道，一款可携带C4/无人机系统（UAS）有效载荷的两栖作战车（ACV）改型能用于帮助美国海军陆战队观察周围环境，收集整合信息，感知地平线上的新目标。

在等待第一阶段装甲侦察车研究结果期间，美国海军陆战队（USMC）可能决定部署BAE系统公司制造的携带C4/侦察无人机系统有效载荷的两栖作战车改型。

BAE系统公司在4月7日的一份声明中指出，这款两栖作战车的C4/无人机系统改型将具备“最先进的战斗管理系统和传感战力”。公司还补充称，这款两栖作战车改型将采用“完全开放的架构方法，可快速进行技术更新和升级，包括与未来技术和战力无缝集成”。

### 美国海军计划秋季开展海上航母“无人物流”保障测试

据美国海军协会网站2022年4月12日刊文，美国海军发现，可排除绝大多数任务系统故障所需的零部件重量一般不超过20磅（约9公斤），这一重量完全在某些民用无人机载荷能力的范围之内。根据这一特点，美国海军海上运输司令部（MSC）和美国海军航空兵大西洋部队（AIRLANT）希望探索利用无人机为航母快速运送关键零部件的新型保障方式。对此，美国海军空战中心航空兵部

（NAWCAD）决定今年秋季在美国东部海岸部署的“布什”号、“福特”号上进行无人机配送零部件补给的“无人物流”保障测试。

NAWCAD快速成型试验演示（RPED）部门表示，测试中，每艘航母将搭载4架Skyways公司生产的V2.5型倾转旋翼货运无人机，用以实施零件补给投送。Skyways公司V2.5型无人机又被称为“蓝水”（Blue Water），是一种海上后勤保障无人机。

NAWCAD透露，美国海军曾在2021年利用Skyways公司V2.5型无人机在停靠码头的“福特”号航母、海上航行的“班布里奇”号核动力巡洋舰和“约书亚·汉弗莱斯”号补给舰上测试过“其他交易授权”（OTA）保障概念。在今年秋季的保障测试中，V2.5无人机还要利用OTA保障概念，在200多英里（约320公里）范围内为航母的维护运送有效载荷。美国海军表示，今后两年将持续进行该项测试，逐渐完善航母舰队实施“无人物流”保障这一新方法。

### 洛克马丁无人机创39小时续航纪录

《防务邮报》（The Defense Post）4月12日消息，经过改装的洛克希德·马丁单兵便携无人机“跟踪者（Stalker）”VXE创造了续航纪录，达到了39小时。

消息称，一架量产版的“跟踪者”VXE无人机在机翼上安装了一个外置燃料箱，飞行了39小时17分7秒。这是5至25公斤这一级别无人机系统的续航记录。

报道称,这几乎是燃料电池版“跟踪者”无人机平均续航时间的5倍,让人们看到该机型未来更大的任务潜力。

据介绍,基本型的“跟踪者”无人机从2006年以来一直在美国特种作战司令部服役。2011年推出了延长续航的改进版“跟踪者”XE,2018年又推出了垂直起降(VTOL)版。该机的最大速度为93km/h,巡航速度58km/h。电动版的“跟踪者”能飞行222公里,燃料电池版则可以持续飞行433公里。

报道提到,这是一架单兵就能携带的无人机,燃料电池型的最大起飞重量22公斤,电池型的最大起飞重量为17公斤。洛克希德·马丁公司称,该机的开放式系统架构允许它“执行各种各样的、要求很高的任务”,同时又比较隐蔽且需要较少的操作人员。

### 英国埃尔比特系统公司为英国皇家空军演示新型混合无人机

据无人系统技术网4月12日报道,英国埃尔比特系统公司(Elbit Systems)在威尔特郡英国皇家空军(RAF)乌帕文基地演示了“云雀3(Skylark 3)”混合动力无人机(UAV),为皇家空军快速能力办公室(RCO)未来概念开发项目提供支持。

“云雀3”混合动力无人机是埃尔比特系统公司“云雀”系列无人机最新款,展现了公司在帮助英国国防部(MoD)探索实现净零目标方面做出的贡献。“云雀3”混合动力战术无人机可在现场部署,能执行情报、监视、目标捕获和侦察(ISTAR)任务,优化了徒步作战和无人机作

战,结合了两个独立的推进系统,续航时间可达18小时。它利用两台发动机的推力发射,在达到一定高度后只需一台发动机就可以持续飞行。

这一系列试验旨在让皇家空军能够根据若干标准评估“云雀3”无人机系统的性能,选择用于下一阶段规划活动的无人机。为获得民用空域运行许可,试验是与民航局(CAA)合作进行的。

### EuroLink 公司推出“白鲸”系列微型无人机

根据无人系统技术网4月14日报道,EuroLink系统公司正在开发“白鲸”系列北约级微型无人机的不同版本,重点关注药品材料运输、监视、环境监测和精确耕作等任务。“白鲸”系列微型无人机在欧洲市场广受好评,EuroLink系统公司现计划将该系列微型无人机推广到北美目标市场。

“白鲸”系列微型无人机的开发历时三年,通过了严格的技术成熟度7和技术成熟度8项目要求,符合严苛的性能指标。这款微型无人机属于纳米微型无人机类,飞行速度快,最大速度达69英里/小时,有效载荷为3.3磅,可持续飞行60分钟。该设计是为了满足民用到军用应用范围的高复杂性。应用范围包括:指挥、控制、通信、计算、情报、监视与侦察(C4ISR)、搜救、三维地形测绘等。

### “加沙”超重型战斗无人机完成测试

据伊朗塔斯尼姆通讯社4月18日报道,伊斯兰革命卫队(IRGC)的新型战斗无人机“加沙”(Gaza)已成功通过飞行测试,无人机现已全面投入使用。这款超重型战斗无人机于2021年5月亮相,翼展为21米,起飞质量为3,100公斤,可配置13枚导弹,能够携带500公斤的有效载荷。“加沙”无人机的飞行时间为35小时,最大升限约10,668米(35,000英尺),飞行速度为每小时350公里,最大航程能达2,000公里。报告指出,这架无人机已经进行了运行测试,它完全可以运行,可以用于各种侦察和战斗任务。除了军事和国防应用外,加沙无人机还可以执行监测森林、救援行动以及在洪水和地震等自然灾害中提供援助的任务。

上个月,伊斯兰革命卫队推出了一款名为Me'raj 504的新型巡飞弹无人机,专门用于攻击敌人的防御系统。该无人机由伊斯兰革命卫队的地面部队设计和生产,能够携带2.5公斤的爆炸有效载荷,航程超过100公里,使用往复式发动机进行动力推进。

以色列军事专家认为,以色列距离伊朗大约1700公里。如果这个航程参数是真实的,那么该无人机将直接影响以色列的安全。

### 美国Undefined技术公司公布下一代静音无人机概念设计

据undefined技术公司网站4月18日公告,总部位于美国佛罗里达的科技初创企业Undefined技术公司推出了采用离子推进的静音电动垂直起降(eVTOL)无人机概念设计,其名称为“Silent Ventus?”。该设计充分利用了

飞行器周围的离子云来产生高推力。

公司创始人兼CEO Tomas Pribanic表示,该设计体现了可持续、创新以及低噪音的设计理念。

目前,该公司正致力于使这种无人机在噪音低于70分贝的情况下实现更长的飞行时间,下一次飞行定于下个月。

去年12月份,该无人机实现了功率和任务时间的大幅提升。与目前的离子推进技术相比,其性能参数提升了160%。

相关技术的突破为离子推进无人机在各种民用和军事应用中创造了机会,包括最后一英里交付(last-mile delivery)和监视等。

### 日本宣布将向乌克兰提供无人机

据日本电视台4月19日消息,日本政府已决定向乌克兰提供无人机及防疫用品。

日本防卫大臣岸信夫在记者会上称,日本“应乌克兰要求”,将向其提供无人机及口罩、防护服,整理好后将通过民航飞机送到乌克兰周边地区。岸信夫表示:“日本从安保层面来看,此举非常重要。”

俄乌冲突发生以来,北约国家不断拱火,向乌克兰提供各式武器。俄新社此前报道称,俄外交部欧洲合作司司

长尼古拉·科布里聂茨接受该媒体采访时，指责北约国家向乌克兰供应军火，称是在“玩火”。

## 美国研制超静音侦察无人机

根据美国《战区》网站4月21日公开的资料显示，一款先进混合动力推进的静音侦察无人机中文名为“大角猫头鹰”的无人机编号为XRQ-72A，是由美国一家专门生产钻研各种复合材料飞机的公司负责。而XRQ-72A采用的是飞翼布局，翼展9.14米，机长3.41米，高度1.22米。尽管目前暂时不清楚无人机的重量，但可想而知的是，像这种负责情报工作的飞机，重量也同样会有相应的要求。

大约在十年以前，美国研究项目活动部门要求开始研究静音侦察无人机。

这款无人机其实还有其他不少值得一提的技术优势。首先是在这款无人机机翼表面的进气口和排气口上面，都做了隐身处理。这让无人机被雷达探测到的可能性更小。而无人机通体采用各种复合材料的特点，也让它能够更好地适应各种各样的环境。

不仅如此，为了实现超静音的目的，XRQ-72A还采用了不同寻常的混合动力系统，中央机身内部安装了两台可以直接燃烧燃料的发电机来产生电能。在这种电能驱动的帮助下，整个无人机在高速飞行时所发除的噪音仅仅相当于我们日常生活之中洗碗用的洗碗机声音。由此可见，其技术含量绝对值得世界各国肯定。

## 美军全新“凤凰幽灵”巡飞弹无人机援乌

美国总统拜登4月21日宣布向乌克兰提供新的8亿美元军事援助，其中包括至少121架“凤凰幽灵”无人机，这是美国首度披露这项新武器。

五角大楼发言人约翰·柯比表示，这项由AEVEX航空航天公司制造的无人飞行器，是“空军专门针对乌克兰的需求，而迅速开发的”。

柯比表示，这款凤凰幽灵战术无人机系统(Phoenix Ghost Tactical Unmanned Aerial Systems)，和已经提供给乌克兰的弹簧刀无人机(Switchblade)类似，但有不同的能力。柯比透露，这种武器主要是为打击目标而设计。

据彭博社报导，一位不愿透露姓名的高级国防官员表示，这种无人机对各类目标都有杀伤力。

英国《天空新闻》称，之所被称为“凤凰幽灵”，是因设计成“单次使用”后就摧毁而得名。然而，该消息并未被五角大楼证实。

## Aergility推出混合动力货运垂直起降无人机

据小型无人机视界网4月22日报道，Aergility公司宣布，4月25日将公布全尺寸ATLIS混合动力货运垂直起降(VTOL)无人机原型。

经过多年开发与试验，这种创新型无人机现在使用的是公司专利管理自动浮动技术，能将400-500磅货物直接运送到300-600英里以外的需求点。使用六个固定螺距、直径9英尺的电动旋翼进行起飞和降落，动力采用的是高效的90千瓦多燃料涡轮螺旋桨发动机，同时能为飞行中的旋翼电池充电，起飞时，一个小旋翼以及旋翼间的气流能够提供升力，就像旋翼机一样。

ATLIS无人机能够通过管理自动浮动技术，改变转子转速，保持升力和飞行控制，同时仍然保持电池净功率为零，巡航速度为每小时100英里。ATLIS无人机能将运送时间紧迫的货物直接运送到基础设施不发达、有限或受损的需求点，有40立方英尺的内部货舱，尾部可以打开，方便装卸。

## Undefined Technologies发布无声无人机设计概念

据无人机视界网2022年4月23日报道，佛罗里达州的科技初创公司Undefined Technologies公布了离子动力推进静音电动垂直起降(eVTOL)无人机新美学设计。

这种概念无人机叫作“Silent Ventus”，它采用专有技术以充分利用飞行器周围的离子云，从而在大气中产生高水平的离子推力。目前，Undefined Technologies公司正努力延长无人机飞行时间，使噪音水平低于70分贝。该无人机暂定于下个月进行下一次任务飞行。

2021年12月，该无人机升力和任务时间显著增加，

实现了里程碑式进步。该无人机技术采用创新的物理学，使离子推进可以在大气条件下使用，与目前离子推进器技术相比，其优越性可达160%。这一突破性发展为使用离子推进无人机进行最后一英里运送和监视等各种民事、军事应用创造了技术和商业机会。

## 国家发改委: 电力企业应加强无人机巡检等技术应用

4月24日，国家发改委发布中华人民共和国国家发展和改革委员会令50号，公布经2021年11月23日国家发展和改革委员会第19次委务会议审议通过的《电力可靠性管理办法(暂行)》。该管理办法自2022年6月1日起施行。

《电力可靠性管理办法(暂行)》要求：

电力企业应当加强线路带电作业、无人机巡检、设备状态监测等先进技术应用，优化输变电设备运维检修模式。

## 英国建成首座无人机交通枢纽

英国《考文垂电讯报》(Coventry telegraph)4月25日称，在英国，世界首座无人机机场“空中一号(Air-One)”将运营并对公众开放，以展示能够全面运行电动垂直起降(eVTOL)飞行器和自动货运无人机的枢纽。首批起飞的将是打击犯罪的警用无人机和重型的货运无人机。

据报道，在英国政府和Supernal公司的的支持下，

Urban Air Port公司将在考文垂运营“空中一号”至少运营一个月。该公司计划在未来五年内向全球推出200多个垂直起降机场，这是它们的原型。

而Supernal是现代(Hyundai)的子公司，去年11月宣布了空中出租车计划。其首席商务官迈克·惠特克(Mike Whitaker)说，“空中一号”展示了电动垂直起降飞行器如何轻松与现有交通系统融合，来满足当地的需求。

惠特克说，“现实是，无论是当前还是未来，没有一种单一的交通方式能够解决城市的交通和拥堵问题。Supernal正在与Urban Air Port等合作伙伴合作一起设计基础设施，将多种交通方式集中在一个‘屋顶’下，并使先进空中交通(AAM)充分发挥其潜力。”

报道称，建造这座17000平方英尺(1579平米)的“空中一号”只用了11周时间。该机场设置有乘客休息室、咖啡馆、快闪商店、货物物流中心、电动和氢动力飞机库、安检。

## 德国科学家研发光驱控微型无人机

科技日报4月27日消息，德国维尔茨堡大学的物理学家成功利用光在水环境中驱动微米大小的无人机，并精确控制它们。这个比红细胞还小的无人机有望为纳米和微米物体的处理提供全新的选择。

德国维尔茨堡大学物理学家伯特·赫希特教授领导的科研团队首次表明，不仅可在水环境中用光有效地推

进微米级物体，还可精确地控制它们。科学家们以普通飞行无人机为范例，展示了水环境中的光驱动微型无人机，并通过四个独立的纳米马达精确地控制运动。相关成果发表在《自然·纳米技术》杂志上。

该微型无人机由一个直径为2.5微米的透明聚合物圆盘组成，盘中嵌入了四个可单独操控的纳米天线来充当马达，可将驱动光的圆偏振分量共振散射到明确定义的方向上。简单地说，可理解为接收到光能后由光引擎在特定方向上辐射。这取决于偏振的旋转方向(顺时针或逆时针)以及两种不同波长的光波。

纳米天线是精确控制无人机的关键。制备过程中要用高精度可控聚焦离子束在单晶片上刻蚀纳米结构，剪出具有反射器和导向器以及必要的连接线的天线形状。经过特别优化，无论无人机的方向如何，都允许接收光线，这对于适用性至关重要。

微型无人机质量只有2皮克，可在3个独立的自由度(两个平移和一个旋转)中进行操纵。驱动概念类似于日常的多旋翼无人机。由于所有自由度都可独立和直接地控制，因此还可使用反馈控制回路来抵消布朗运动，以便能够自动纠正外部影响。

## 美国海军MQ-25黄貂鱼无人机重大进展

《National Defense》杂志4月封面文章称，海军的MQ-25黄貂鱼无人机项目在过去一年中取得了重大成就，并有望迎来有人无人协同的新时代。不过，海军高层仍在

思考这艘航母加油机是否会配备进攻性打击武器。

2018年，波音公司获得了一份价值8.05亿美元的工程和制造开发合同，用于建造“黄貂鱼”。“MQ-25将为在航母环境中操作无人机奠定基础，为未来所有基于航母的UAS操作奠定基础，”无人航母航空项目经理Sam Messer表示，“它也将作为有人无人协同的先驱示范——一种为我们的战士提供战术优势的作战概念。”

第一架MQ-25测试飞机T1在2021年取得了如下一系列成就。

6月，当T1为F/A-18超级大黄蜂战斗机加油，海军和波音公司首次使用无人驾驶加油机进行了空对空加油。据波音公司称，这两架飞机都以“操作相关的速度和高度”飞行。

8月，在6小时的飞行测试中，T1为一架E-2D先进的鹰眼战斗管理飞机加油。据海军航空系统司令部称，这些平台连接时的飞行速度为220节，高度为10000英尺。

9月，T1为一架F-35C联合攻击战斗机加油。

12月，T1在布什号航母的飞行甲板上进行了初步的无人驾驶航空母舰演示时，取得了另一项重大进展。

哈德逊研究所国防概念与技术中心主任、海军作战部长前特别助理Bryan Clark表示，布什号上的演示“意义重大”。“他们现在能够做到甲板操作并将其整合到一个拥挤的航母机库中，这十分重要，因为这真的意味着他

们已经完成了MQ-25成为舰载基于作战飞机所需的所有主要任务。

## 美国陆军30架无人机蜂群试验

美国TheDrive网站4月22日消息，美国陆军计划在本月晚些时候的演习中，在犹他州的沙漠部署多达30架小型无人机，作为“双重空中打击任务”。这将是陆军有史以来测试过的最大规模的交互式空中发射效果群。

美国陆军未来垂直起飞跨功能团队负责人沃尔特鲁根少将(Walter Rugen)说，将会有电子战和交互式无人机群的广泛使用。他们将与美国国防部高级研究计划局(DARPA)以及航空和导弹司令部(Aviation and Missile Command)的科学技术专家合作，操控有史以来最大规模的交互式无人机群。

据报道，测试将在美国陆军2022年“实验演示网关演习”(EDGE 22)上进行，此演习将于4月25日至5月12日在犹他州盐湖城附近的杜格韦试验场举行。此次演习将使用雷声公司的ALTIUS 600和“丛林狼(Coyote)”无人机。

ALTIUS 600无人机重量在20到27磅(约9到12公斤)之间，航程为276英里(444公里)。续航时间至少四个小时，可以安装用于攻击任务的弹头，或反无人机任务所需的武器。

“丛林狼”则是一款配备后置推进器、弹出式机翼和

尾翼的无人机，最初被宣传为低成本的情报、监视和侦察平台，后来被用于收集飓风的数据。

这些无人机将从地面和空中的多个区域起飞，鲁根说，“可以从固定翼飞机、旋翼飞行器和任何类型的地面车辆上发射”。然后，它们将聚集到一起，飞往预定的突击着陆区，并在那里感知敌人、确定自己的位置，以及与指挥所通讯。

### 贝尔重达14吨的军用旋翼无人作战飞机曝光

据4月24日AerospaceDefense消息，贝尔重达14吨的军用旋翼无人作战飞机曝光。

贝尔复活了为海军陆战队设计的无人驾驶V-247 Vigilant，并将其按比例缩小，用作海军舰艇上的打击和监视飞机，V-247可以安装在与MH-60R黑鹰相同的空间，并执行任何载人直升机的任务。

贝尔的V-247 Vigilant为海上空地特遣部队(MAGTF)无人机系统(UAS)实验(MUX计划)的竞争机型，为未来垂直升力海上打击(FVL-MS)研发提供更广阔的应用。贝尔高级垂直升力系统销售和战略高级经理Todd Worden表示，这需要减重数千磅，并调整旋翼桨叶、机舱和飞机其他部件的尺寸以满足海军的要求。

Worden说，最初设计的最大总重量超过30000磅，现在缩小到约28000磅以满足海军的要求。减重主要是

通过多余燃料容量来缩小机身。“那里的结构可以根据海军的要求进行放大和缩小。所以我们在飞机的设计中仍然有一些灵活性。重飞机本身、机翼结构、机舱、叶片和类似的东西，都调整了大小，但翼展确实没有改变。为了优化飞机的续航能力，尽可能地发挥它的最大续航能力，我们保持机翼的长度。”

### 乌军用“战绩”为英女王庆生

据乌通社4月24日报道，为庆祝英国女王伊丽莎白二世96岁生日，乌军第95空降旅的伞兵们用英国提供给乌克兰的“星光”便携式防空导弹，准确地击中了俄罗斯军用Orlan无人机。他们称这是给女王的“献礼”。

这一消息是由乌军第95空降旅军官尤里·科切文科在推特上宣布的。他写道：“女王陛下，感谢您的支持！荣耀属于大不列颠！荣耀属于乌克兰！上帝保佑女王！”

乌通社称，俄罗斯军方正在使用Orlan无人机收集常规和无线电情报，干扰和调整火炮射击。因此，“每一架被击落的这类无人机都是在拯救乌克兰士兵的生命。”

乌通社表示，通常情况下，这些无人机的飞行高度是乌克兰武装部队无法达到的。但英国的“星光”便携式防空导弹“改变了战场上的力量平衡”。

### 波音子公司成功完成反无人机系统能力测试

据英国无人系统技术网4月25日报道，波音公司旗下极光飞行科学公司(Aurora Flight Sciences)近日成功完成了改进型模块化拦截无人机航空电子设备(MIDAS)反无人机系统(C-UAS)能力测试。

MIDAS是一种支持人工智能的多旋翼反无人机系统，配备了光学传感器和定制有效载荷，可在每次飞行中击败多个小型无人机目标。试验中，测试人员采用联合反小型无人机办公室(JCO)和陆军快速能力和关键技术办公室(RCCTO)2021年演示中使用的类似测试参数，对改进型无人机交战设备和机载自主性能力，以及机载平台速度和可操作性进行了测试，完成了目标捕获和交战设备发射投射物两个测试项目。试验显示，MIDAS自动击败了83%的小型无人机目标。

### 极光飞行成功完成改进模块化拦截无人机航空电子设备能力项目

据无人系统技术网4月25日报道，近日，波音公司(Boeing Company)旗下的极光飞行科学公司(Aurora Flight Sciences)成功完成了改进模块化拦截无人机航空电子设备反无人机系统(C-UAS)能力项目。极光公司的工程师们就无人机交战装置(DED)、机载自主能力和车辆平台的速度和可操作能力改进进行了设计、实施和试验工作。通过采用联合反小型无人机系统办公室(JCO)及陆军快速能力和关键技术办公室(RCCTO)在去年春天演示中使用的类似试验参数，模块化拦截无人机航空电子设备自主击败了83%的小型无人机系统目标。

模块化拦截无人机航空电子设备(MIDAS)是一种人

工智能多旋翼小型无人机系统(sUAS)，配备光学传感器和定制有效载荷，每次飞行可击败多个小型无人机系统目标。无人机的部分自主性包括使用感知和制导、导航和控制(GNC)算法，在感知传感器范围内搜索、跟踪和瞄准敌方无人机。这些算法能实时提供目标定位，决定系统如何制定自主拦截和发射方案。然后，无人机利用这些算法信息，直接向自动驾驶系统提供控制指令，并启动无人机交战装置。

### Ascent航空系统公司发布NX30无人机材料运输平台

据小型无人机系统网4月26日报道，全球领先的紧凑型、全天候、高性能同轴无人机系统制造商——马萨诸塞州Ascent航空系统公司在今日推出了新型飞行器平台，专为在实操环境中进行物资运输工作而设计。

NX30是无人机空中物资运输的终极平台。它能在任何天气条件下搭载5磅有效载荷飞行超过12英里，并顺利返回起飞地。在储备足够的情况下，NX30不仅比其他多旋翼飞机飞得更远，还可携带更多有效载荷。在性能可靠性方面，它满足了大规模复杂交付业务的需求。

NX30平台采用与主要飞机原始设备制造商(OEMs)相同的方案，可适应网络运营商的独特要求。NX30平台具有无可比拟的基准性能，可以针对广泛的交付操作进行优化，优化项包括特定的有效载荷尺寸、性能、通信设备，甚至包裹交付方式。2021年12月，NX30平台向一位匿名客户进行了首次交付。

## 美国一州欲建“无人机高速”

美国商业和法律媒体JD Supra 4月27日称，俄亥俄州众议院议员、众议院航空航天和技术委员会主席亚当·霍姆斯(Adam Holmes)宣布，他打算提出三项法案，以建立一个监管框架，允许在全州范围内普及无人机高速公路。这些规定将重点放在允许无人机在现有高速公路和道路上方飞行，以及管制无人机的违法行为。

这一消息让当地无人机运营商兴奋不已。Aerial Agents公司总裁汤姆·瓦辛斯基(Tom Wasinski)说，“这太棒了，俄亥俄州探索所有这些新的航空可能性是非常明智的……想象一下五到十年后天空会是什么样子。”

该媒体认为，亚马逊、UPS和达美乐披萨等公司，在构建无人机快递网络时的竞争备受瞩目，但这些努力被缺乏监管所限制。就像一辆无路可开的汽车一样，无人机，特别是运载人员、包裹、披萨等的无人机，在没有明确管理的情况下，可能会对他人及其货物造成危险。而霍姆斯的这些提议，将有助于巩固俄亥俄州的“航空领域先锋州”地位，以及成为企业们开发新系统的理想地点。

瓦辛斯基也认为，俄亥俄州的无人机计划前景广阔，用途不止是送快递和外卖。”

## Navmar推出低成本的追踪无人机

据无人机视界网4月29日报道，Navmar应用科学公

司(NASC)宣布正开发一种全新多功能喷气式发动机无人机。该公司开发的Navmar应用科学公司跟踪无人机(NASC TRACER)成本低、性能高、速度快、功能多样，且生存能力强。

Navmar应用科学公司无人机系统特别项目组利用Sonex Aircraft公司提供的定制修改版SubSonex机身，开发了新型喷气式无人机和新型配套移动作战中心。跟踪无人机和移动作战中心提供特殊的技术和性能，这些技术和性能通常只有成本更高的无人机系统才会配备。跟踪无人机将为美国国防部(DoD)和行业客户提供可用于开发和试验各种技术的高速、可靠平台。

Navmar应用科学公司跟踪无人机翼展18英尺，总起飞重量不到1,500磅，在相对狭小的空间内，为终端用户提供了曾经仅属于更大、成本更高无人机系统的战力。这款跟踪无人机易于实施现场维护，执行多种作战任务，包括有人-无人编队(MUM-T)、侦察、反无人机系统、通信中继、进入争议空域、电子战、研发、军事训练和其他任务集。

## 泰雷兹和CS集团将为法国军方开发PARADE反无人机系统

据英国斯普德媒体网站4月29日报道，PARADE反无人机(C-UAS)系统将用于国家安全目的和保障国家领土方面的重大国际活动。法国国防采购局(DGA)最终选择泰雷兹公司(Thales)和CS集团来合作开发“反无人机模块化保护系统”(PARADE)，增强反无人机系统能力。

这份合同价值3.5亿欧元(3.7亿美元)，其中第一部分将交付6套PARADE系统，其他法国和荷兰的中小企业也将参与交付工作。模块化的多任务PARADE系统将探测、分类和安全抵御100千克以下各种尺寸的无人机，可有效保护国内敏感区域，推动海外部署工作进程。

## 日拟部署长时间滞空无人机编队

据日本《产经新闻》5月1日报道，为探测和跟踪现有导弹防御系统难以应对的高超音速武器，日本防卫省正在研究于日本海等空域日常部署可长时间滞空的无人机，并在2022年度初始预算中列入1亿日元(约合77万美元)调研经费。目标是与美国在低轨道投入大量人造卫星组建的卫星星座，一道构建探测和跟踪新型导弹的态势。

目前的构想是在日本海、东海等空域分别组建由几架到十几架能够长时间滞空的固定翼无人机组成的编队。无人机可在地面系统的控制下确保长时间续航，利用机上搭载的小型红外线传感器监视低空域数据并回传地面；在轮流进行燃料补给的同时，以编队形式建立实时监视态势。

报道称，中国和俄罗斯等国在高超音速武器的研发方面占得先机，这种新式武器能够在低于常规弹道导弹的高度以超过5马赫的速度飞行，可绕过防空雷达的监视。而现有的导弹防御系统不仅探测速度慢，更难以对其实施跟踪。

针对这种新型导弹，美国推出了卫星星座。相比于在

距离地面3.6万公里的静止轨道投入的早期预警卫星，卫星星座由在300-1000公里的近地轨道投入的1000余个小型红外线观测卫星组成。这种在更低空域执行监视任务的做法有可能探测到高超音速武器。

报道表示，为了在周边区域实现数据共享，日本防卫省也打算参与其中，2022年度预算中总计列入了3亿日元研究经费。美国的计划是在两年后实现卫星星座的试验性使用，但能否将大量卫星接入高速通信网络、实现高水平的运算处理都还是未知数。

基于这些原因，防卫省有意在卫星星座之外另起炉灶，从本年度开始就构建无人机防卫态势展开研究。目前，美国生产的多款无人机已成为计划引进的对象。

(以上短讯引自《解放军报》、参考消息网、航空防务新闻、日本《产经新闻》、无人系统技术网、无人机视界网、防务邮报、科技日报、澳大利亚人报)

研制具有新型结构及气动布局的先进无人直升机是无人直升机技术发展的一个重要方向。采用旋翼/涵道风扇组合升力系统的无人直升机具有常规单旋翼带尾桨直升机难以达到的优点,气动效率高、抗风能力强、结构紧凑等,具有广泛的应用前景。独特的结构与气动布局和操纵方式使新型无人直升机具有明显不同于常规直升机的飞行动力学特性,也为飞行控制系统设计带来诸多挑战。本文的研究内容结合新型无人直升机预先研究工作中遇到的实际问题展开,涉及内容包括飞行动力学特性分析、飞行控制系统设计、悬停钟摆运动抑制、鲁棒飞行控制、多目标优化控制等多个方面。

论文首先分析了单旋翼涵道风扇式无人直升机的构型和建模特点,基于直升机飞行动力学原理并结合风扇/涵道机身组合吹风试验建立了该新型无人直升机的飞行动力学模型。进一步,以新型无人直升机的线性化小扰动模型为基础,通过气动导数分析、运动模态分析以及时域响应分析研究了新型无人直升机的稳定特性和操纵耦合特性。与常规无人直升机进行了对比,揭示了新型无人直升机所具有的独特的飞行动力学特性,包括特有的悬停钟摆振荡运动模态、特殊的轴间耦合特性以及强的航向抗干扰能力等。

其次,基于新型无人直升机的飞行动力学特点和控制需求设计了解耦控制、姿态控制、速度和位置控制系统,推导了悬停控制律作用下的闭环系统模型,在此基础上分析了悬停钟摆运动的形成机理。研究结果指出,新型无人直升机的悬停钟摆运动来自于X向和Z向子系统中中低

阻尼的振荡运动模态,并且当直升机结构和气动布局一定时,仅依靠调整悬停控制参数无法有效抑制悬停钟摆振荡运动。基于无人直升机悬停钟摆运动与物理钟摆在组成结构、响应特性、运动机理上的相似性,提出了通过控制无人直升机悬点移动来消除悬停钟摆运动的控制策略。以解耦后的姿态回路为内回路,基于X向与Z向分离的原则采用线性二次最优控制设计了新型无人直升机的消摆控制器。试验结果表明,消摆控制器不仅能够有效消除新型无人直升机的悬停钟摆振荡运动,而且具有较强的实用性。

接着,针对无人直升机系统中广泛存在的不确定性问题,研究了适用于直升机飞行控制系统的鲁棒性设计方法。与频率域直升机鲁棒飞行控制方法主要考虑旋翼动态等高频未建模不确定性不同,论文结合无人直升机的飞行特点,将系统中的不确定性描述为模型中稳定性导数和操纵导数在有界区间内的摄动。针对稳态阵风干扰及非稳态阵风干扰情形,分别提出了一种基于指令跟踪控制结构的无人直升机鲁棒跟踪解耦控制方法和鲁棒 $H_{\infty}/PI$ 相结合的多回路鲁棒飞行控制方法。基于以上方法分别设计了无人直升机鲁棒飞行控制器。仿真结果表明,所提控制策略能有效改善无人直升机的操纵品质,使无人直升机具有强的抑制阵风干扰能力。所得控制器阶数低、易于工程实现。进一步,考虑到先进无人直升机飞行控制系统设计多性能指标约束的要求,研究了一类不确定性系统在 $H_{\infty}$ 指标及区域极点共同约束下的鲁棒非脆弱控制问题。针对被控对象存在参数不确定性、控制器存在加性不确定性和乘性不确定摄动的情形,分别以一个线性矩阵不等式的形式给出了同时满足圆盘区域极点约束及干扰抑制性能指标的鲁棒非脆弱控制器的设计方

法。分别通过一个数值算例和无人直升机飞行控制实例验证了方法的有效性。仿真结果表明,基于所提鲁棒非脆弱 $H_{\infty}/D$ -稳定化控制方法进行控制器设计,不仅能够使闭环系统对于模型不确定性及控制器不确定性均保持鲁棒稳定,而且能够显著改善系统的瞬时响应特性及干扰抑制性能。

(旋翼/涵道风扇式无人直升机飞行控制若干问题研究,南京航空航天大学导航、制导与控制专业,工学博士王宏强,王道波指导)

碟型涵道式无人机采用涵道风扇作为主要的升力系统,具有垂直起降与悬停特点,与传统的无人机相比,在气动布局、结构设计以及飞行控制等方面均存在较多的问题。这种构型的飞行器稳定性比较差,需依靠飞控系统来解决。本文主要对碟型涵道式无人机特殊的气动外形,对其设计过程中所涉及到的关键技术进行了系统深入的理论与仿真研究,重点进行了飞控系统的鲁棒控制理论的应用研究,探索了相应的混合鲁棒控制方法,并将此方法应用到碟型涵道式无人机飞行姿态控制系统中。

具体的研究内容主要包括:

(1) 在综合参考了国内外涵道式无人机总体构型以及设计参数的基础上,对碟型涵道式无人机进行总体设计。确定了碟型涵道式无人机采用单旋翼加三组控制舵片,外加涵道环括的结构形式。其主要的飞行动力由涵道风扇提供,目前,涵道风扇的气动设计理论尚不完善,本文结合滑流理论、叶素理论和涡流理论建立了涵道风扇的

计算模型、机体各部件的气动模型,以及悬停与前飞的气动模型并进行了飞行性能分析。本文建立的气动模型有助于解决涵道式无人机低雷诺数导致其气动特性复杂性的问题,弥补涵道风扇气动设计上的缺陷,为碟型涵道式无人机总体设计打下了基础。

(2) 建立了整机飞行动力学模型和姿态运动模型,应用小扰动原理在悬停状态下对飞行动力学模型进行了线性化解耦,得到了易于分析的线性模型。由于碟型涵道式无人机构型特殊、质量轻、转动惯量小,导致它极易受到各种环境的干扰。同时其独特的气动外形使得气动参数呈非线性强耦合性等特点。上述特点给碟型涵道式无人机飞控系统的设计带来很大的难度,本文针对碟型涵道式无人机的上述特点建立了动力学模型,对飞行控制系统的设计起到关键性的作用,为设计鲁棒控制器奠定了基础,具有一定的理论价值和实用价值。

(3) 针对碟型涵道式无人机独特的气动外形,要求它的控制器必须十分稳健以便能免受侧风等众多不确定性因素的干扰。用线性矩阵不等式LMI的方法研究了混合多目标 $H_2/H_{\infty}$ 鲁棒控制问题,设计了 $H_2/H_{\infty}$ 鲁棒控制器。最后通过仿真验证, $H_2/H_{\infty}$ 鲁棒控制器能有效解决飞行控制多种性能指标的混合控制问题,具有很好的鲁棒稳定性和令人满意的动态性能,提高飞行器的抗干扰性和可操纵性。

(4) 将混合的PID/ $H_{\infty}$ 鲁棒控制的设计方法应用在碟型涵道式无人机飞控系统中。内回路采用具有二次稳定的 $H_{\infty}$ 鲁棒控制器,飞机模型则采用区间模型描述,外回路利用PID控制的设计方案,保证了被控对象参数摄动情

况下系统稳定并且有一定的动态性能。该设计方法解决了系统矩阵和控制矩阵参数不确定性同时存在时的控制问题。通过仿真分析,发现在混合PID/H $\infty$ 鲁棒控制器作用下,系统能够很好的跟踪姿态指令,说明该控制器具有很强的鲁棒性,并且可以看出此时系统对噪声干扰具有很好的抑制效果。

(5) 在VisualC++开发平台下,利用Simulink和FlightGear开发了一个虚拟现实的飞行仿真系统,采用Simulink进行了模块化设计,在Matlab中进行串行通信。无人机的三维实景仿真采用局域网通信和数学仿真模块通信,以获得无人机的数学仿真数据。自动驾驶仪根据一定算法,完成一定的动作后,发出舵机控制指令,作为反馈信号传回给Simulink模型,从而使飞行姿态改变。实践证明可视化仿真技术应用在飞控系统中,可对飞机飞行过程中的各种特性进行仿真,使系统的本质特性通过虚拟样机逼真地表现出来。从实时仿真结果来看,实时性满足要求,与纯数字仿真结果基本一致,进一步提高了系统的精确性和可靠性。综上所述,本文对碟型涵道式无人机总体设计与控制系统仿真进行了深入的研究,针对碟型涵道式无人机特殊的结构外形,在飞行过程中易受各种不确定性因素干扰的情况,使用多种控制方法对控制律进行了设计和改进。仿真结果表明,所设计的控制系统能提高飞行器的抗干扰性和可操纵性。并且具有很强的鲁棒性以及对外部噪声干扰具有很好的抑制效果。本文所获得的理论与仿真研究成果对碟型涵道式无人机的设计具有重要的参考价值。

(碟型涵道式无人机总体设计及飞行控制系统理论与仿真研究,复旦大学流体力学专业,理学博士王世华,

艾剑良指导)

随着新一代小型飞行器向着布局更加紧凑的方向发展,对提高旋翼载荷提出了更大需求,本文针对Hex-rotor无人机特殊的旋翼配置形式通过两种非平面双旋翼单元的提出,分析了新型Hex-rotor无人机在动力学方面的新特性。另外,从空气动力学角度出发,定性分析了多旋翼系统设计过程中有粘低雷诺数环境以及旋翼间的气动干扰对旋翼系统控制模型的影响,并按照旋翼气动布局设计要求,结合双旋翼单元气动特性的理论分析和试验研究相关结果与结论,完成了Hex-rotor无人机旋翼系统气动参数的优化并形成了最终的气动布局的方案设计。论文主要研究内容如下:

(1) 通过初步的动力学特性分析确定了非平面旋翼配置的Hex-rotor无人机不仅可以实现位置和姿态的独立控制而且还具有推进效率方面的优势。定性指出了有粘低雷诺数环境下存在气动干扰的面对面和背对背非平面双旋翼单元以及扩展研究的共轴双旋翼单元周围流场的分布特点,明确了相邻两个旋翼在包括旋翼间距、倾转角度等不同气动参数所表现出的特殊气动性能对动力学建模精度在控制方面的影响。

(2) 采用动量法和叶素法相结合的方式,计入低雷诺数下空气粘度的影响对理论计算方法进行了修正。结合流场N-S主控方程、S-A湍流模型和悬停的远场边界条件发展了一套用于双旋翼气动干扰特性分析的三维数值计算方法。采用所建立的方法计算了悬停状态下单旋翼周

围流场的压力分布和流线分布,并通过单旋翼试验测量得出了旋翼的基本气动特性,同时验证了数值模拟方法的有效性。

(3) 研制了相应的小型旋翼气动性能测试试验台,测量了悬停状态下三种双旋翼单元在包括转速、旋翼状态、旋翼间距和倾转角度等不同气动参数下的拉力和功耗,并通过数值模拟的流线和压强分布初步确定了双旋翼之间存在相交干扰的流场重叠区域对旋翼系统性能的影响,对比试验结果较系统地研究了双旋翼单元不同气动布局时的气动性能变化规律,对非平面旋翼式无人机的旋翼布局设计有指导作用。

(4) 在研究基础上,依据多旋翼系统无人机研制的总体要求,结合双旋翼气动性能测试试验台和低速风洞对比无来流状态就自然环境中典型的二级风和三级风开展了非平面双旋翼单元来流抗风扰性能试验研究,得出了改善多旋翼系统气动性能的方法,对这类飞行器独特的结构配置下的旋翼系统抗风扰能力有了初步认识。由于非平面多旋翼系统气动布局设计与整体气动性能的耦合关系十分复杂,涉及到空气动力学、飞行控制等多个方面,其研究工作在国内才刚刚开始,论文工作仅对多旋翼系统涉及的有粘低雷诺数下旋翼气动特性和翼间干扰等几个空气动力学方面的问题进行了初步探讨和研究,文中对旋翼气动性能分析采用的数值模拟和试验方法为改进Hex-rotor无人机样机旋翼系统气动布局以及相似样机的研制提供了理论基础和技术支撑。

(Hex-rotor无人机多旋翼流场数值模拟与试验研究,中国科学院研究生院长春光学精密机械与物理研究所机

械电子工程专业,工学博士雷瑶,续志军、白越指导)

共轴双旋翼无人直升机结构紧凑、有效载荷大、悬停效率高,是一种具有广泛应用前景的飞行器,但由于其研究难度大,目前国内缺少成熟的产品。传统共轴式直升机采用齿轮组和内外轴的方式带动两层旋翼旋转,其机械结构和操纵机构复杂,约束了共轴直升机小型化和轻量化的发展。本文设计了一种新构型的小型共轴双旋翼折叠无人直升机,创新的采用了电动直驱驱动两层旋翼,大大简化了机械结构,并实现了桨叶折叠,成功搭建了样机,以此无人直升机为平台可搭载光电吊舱等功能载荷来满足军事作战需求。

首先根据小型无人直升机设计要求和飞行环境,确定了上部分为旋翼系统和操纵机构、下部分为控制系统和承载部分的总体布局,提出了电机直驱驱动的传动方式和桨夹大角度旋转使桨叶自由下垂的折叠方案,对无人机主要技术参数进行了设计和说明,展示了本文设计搭建的样机;在总体设计方案的基础上对旋翼系统设计进行分析,建立单层旋翼和共轴双旋翼入流模型,对上下旋翼气动干扰进行理论分析,通过分析计算可得旋翼系统载荷。对旋翼系统进行结构设计,进行强度和模态有限元仿真分析,同时基于CFD对双旋翼进行了气动仿真,探讨了桨叶几何升角、旋翼转速与旋翼拉力的关系;对样机操纵机构原理、飞行原理和机构运动学进行了分析,将操纵机构的设计与飞行原理相结合,重点介绍了与舵机布局关联的碳板设计,对操纵系统进行设计,使其能够满足大范围变总距。计算操纵机构自由度,将其分解为操纵

模块和变距模块,分别进行运动学正、逆解,并使用MATLAB编程进行输出;对飞行控制硬件设计和软件设计,硬件主要是选型,软件设计分为六个模块分析,最后对无人机进行和调试,实现了预期的功能。

本文创新提出了一种电动共轴双旋翼折叠无人直升机初步设计方案,依据设计要求和飞行环境进行了总体布局设计、技术参数设计、理论建模分析、仿真计算分析、整机调试等,并加工制作出了样机,取得了一定成果,但在飞行控制和实验方面还有很多工作要做。

(小型共轴双旋翼折叠无人直升机平台设计,北方交通大学机械工程专业,工学硕士魏明灿,常秋英指导)

多电/全电直升机技术是航空工业的一个重要发展方向。直升机电动尾桨(ETR)相对传统的机械式尾桨,取消了复杂的机械传动链,降低了振动与噪声,提高了其传动效率、可靠性和可维护性,符合绿色低碳的航空产业发展潮流。电动尾桨作为直升机偏航通道的执行机构,需要通过调节尾桨转速和桨距角来实现偏航通道的稳定与精准的偏转运动,其非线性、时变负载特性与电气参数的不确定性,以及用电动尾桨替代机械式尾桨所带来的偏航通道操纵方式的变化,使得偏航控制器的设计成为难题。因此本文研究了ETR调速系统鲁棒抗扰问题,以及偏航运动在三种操纵模式下,面临的模型摄动、多源扰动、状态约束、执行机构输出波动问题,主要工作如下:

(1)建立了直升机非线性全量飞行力学模型,包含电动尾桨的气动力与力矩、驱动电机数学模型。分析了典型

飞行工况下尾桨的动力特性、偏航通道频率特性以及与主旋翼的耦合特性,并讨论了直升机偏航飞行的品质要求,为尾桨电机选型、驱动控制器设计以及偏航控制律的设计提供了数据支撑与数字飞行仿真平台。

(2)针对电动尾桨调速系统面临的桨盘负载时变与电磁参数不确定问题,提出了基于统一预测电流控制的调速方法,形成了桨速-电流级联结构的ETR驱动控制器设计方法。所设计的基于集总扰动观测与补偿的外环复合桨速控制器,包含不确定性与扰动前馈项、需用转矩预测项以及非线性误差反馈项;对于内环电流控制器设计,提出的统一计算方法将三类预测电流控制(PCC)融合到同一个控制框架,实现了根据模型辨识结果将电流控制切换至更高调节精度的PCC方法。仿真对比结果表明,所提方法在信号噪声环境中能够获取较准确的电流模型,桨速实现了更高的抗扰性能与调节精度。

(3)针对尾桨/主旋翼转速切换导致飞行姿态控制的操纵导数摄动问题,提出了基于状态依赖Riccati方程(SDRE)的自适应复合控制方法。推导了变转速直升机姿态-垂向通道状态依赖动力学模型,并证明了其可控性。设计了积分扩展的SDRE基准控制律,确保系统在平衡点附近具有较大范围的稳定性,设计了操纵导数摄动自适应补偿控制律,以弥补转速切换过程中姿态与垂向各通道的动力损失;针对悬停状态与转速未切换阶段,设计了有限时间扰动观测器用于对偏航-垂向通道的集总扰动的观测与补偿。理论推导证明了闭环系统所有信号一致最终有界,仿真对比结果显示,所设计的控制器面对桨速切换与气流扰动,其偏航角与垂向速率均具有更高的跟踪精度。

(4)针对小型无人直升机偏航通道在尾桨定桨距、变桨速操纵方式下多源扰动的问题,提出了系统有限增益性能意义的扰动抑制方法。考虑的干扰源包括非匹配信号噪声扰动、电机转速波动、外部气流扰动与参数失配,根据预设的扰动抑制指标设计了自适应指令滤波偏航控制器,控制律包含虚拟控制函数项、滤波误差补偿项与未知气动参数估计项。系统稳定性分析表明,当无扰动输入时,偏航闭环系统一致最终有界稳定;当存在扰动时,系统具有增益扰动抑制性能。仿真对比结果验证了所提方法对抑制上述干扰源的有效性与优势。

(5)针对偏航-垂向通道对速率限制的要求,以及变距伺服机构与电机动力输出不足或超调,导致相应的桨距角与桨速波动,进而影响两通道的运动性能与稳定性问题。首先对一类严格反馈的多输入多输出自治系统,提出了有限时间收敛理论与状态约束方法结合的控制框架,设计了应对系统执行机构输出波动的附加动态补偿项。理论分析证明,面对执行器幅值有界的动力输出不足或超调,闭环系统状态在有限时间内收敛到原点附近球域,且轨迹始终保持在设定的约束范围内。依据上述方法设计了偏航-垂向控制器,仿真对比结果表明,所提方法降低了偏航角与垂向速率的振荡幅值,两者始终限制在规定的范围,面对桨距角与桨速波动,偏航角与垂向速率仍然保持了良好的跟踪性能。

(直升机尾桨电驱动及偏航控制方法研究,电子科技大学导航、制导与控制专业,理学博士唐鹏,戴跃洪指导)

小型无人直升机可以垂直起飞降落,而且它还可以

实现悬停、横飞、倒飞、慢速巡航以及超低空飞行等多种飞行方式。由于这些优势,小型无人直升机可以较为方便地完成航拍、搜救、地形勘测、军事侦察等任务,具有非常广阔的应用前景。安装了视觉传感器的小型无人直升机系统具有对地面目标的空中监视、跟踪飞行等功能,是完成反恐防暴、交通监控、抗灾救援等任务的理想平台。因此,针对基于视觉的无人机地面目标跟踪技术的研究得到了控制学与机器人学专家的极大关注,成为该领域当前最活跃的研究方向之一。基于视觉的无人机地面目标跟踪是指在低空飞行的小型无人直升机上,安装的云台控制系统利用获得的视觉信息自动调整机载云台的旋转和俯仰角度,使被跟踪的地面目标始终保持在摄像机的图像中心,同时利用视觉信息对动态目标的运动状态进行估计,并将其作为反馈信号来控制无人机跟踪目标飞行。无人机地面目标跟踪系统中,视觉传感器的主要任务是获得目标的运动状态,然而,由于摄像机的平移和旋转,所拍摄的视频图像中的背景是动态变化的,在动态背景图像中对目标进行检测并定位是目前视觉跟踪问题中的一个难点。小型无人直升机是一个多变量、非线性、强耦合的动力学系统,稳定性差,容易受到阵风等外力的干扰,如何实现其稳定地自主飞行仍然是无人机领域的一个难题,使其跟踪具有较强机动性的地面目标难度更大。除此之外,由于无人机的飞行空间比较大,很容易使目标偏离于摄像机的视野之外,如何快速准确地调整摄像机的姿态是跟踪系统设计中另一大难题。本论文针对基于视觉的无人机地面目标跟踪系统进行了深入研究。研究内容主要包括以下三个方面:

(1)基于视觉的动态目标状态估计。针对基于视觉的动态目标状态估计问题,提出了一种新的目标运动速度

估计方法。该方法借助图像中静态点的运动信息对由摄像机运动引起的图像变化进行估计,从而减少车载传感器的噪声对目标状态估计的影响。

(2) 无人机目标跟踪飞行控制。设计了一个具有双闭环结构的无人机地面目标跟踪飞行控制系统。其中,外环为目标跟踪控制器,其任务是根据无人机和动态目标的运动状态计算出期望位姿和速度。内环为无人机飞行控制器,其任务是使无人机能够按照期望的位姿和速度飞行。

(3) 机载云台摄像机跟踪控制。针对小型无人机地面目标跟踪系统,提出了一种机载云台的自适应跟踪控制算法,该算法在缺乏深度信息传感器和摄像机外参数未知的情况下,实现了对云台摄像机姿态的控制,使得动态目标可以始终保持在图像中心。通过李雅普诺夫理论证明了闭环系统的稳定性。此外,针对短暂的目标丢失情况,设计了一种云台跟踪控制策略,该控制策略不仅可以使动态目标保持在图像中心,还可以在视野被遮挡时,自动调整云台的姿态,使目标尽量位于摄像机的视野中央。同时,为了进一步验证跟踪系统的性能,论文设计并实现了无人机地面目标跟踪系统的仿真与实验平台,并对所设计的状态估计算法和控制器进行了仿真与实验测试。

(基于视觉的小型无人直升机地面目标跟踪技术研究,南开大学控制理论与控制工程专业,工学博士辛哲奎,方勇纯指导)

无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)在现代战

争中扮演着越来越重要的角色,与有人驾驶飞机相比,无人机可以做大过载机动,不受限制的改变飞行姿态,具有较好的隐身性,深入敌后危险地带不用担心人员伤亡问题。与侦察卫星相比,无人机飞行高度低,活动范围可控,部署方便,造价低廉。无人机具有其它平台无法替代的优势,目前各国都在积极研制部署新型无人机。随着无人机活动半径的扩大,无人机通信的需求已经超出视距范围,对于数据通信中的有效性和可靠性提出了新的要求,促使研究更新更好的通信技术。信道编码与调制解调是通信技术中的重要问题。本论文结合国防973基础研究项目(51308),针对UAV通信的特点和需要,深入研究了无人机系统高速数据链中Turbo-OFDM技术,论文主要研究成果包括:

(1) 基于Rayleigh衰落信道的数学参考模型,对视距分量、传播增益、波达方向角以及初始相位进行合理的假设并随机化,提出了Ricean衰落信道的仿真模型,并研究其统计特性,结果表明该模型具有良好的广义静态特性和渐近于理论结果的统计特性;将一路衰落信道仿真模型进行推广,得到多路不相关衰落信道仿真模型,该模型产生的每一路衰落信号具有良好的统计特性,任意两路衰落过程统计不相关;基于对相互独立的多路信道进行线性变换,提出一种高效的多路交叉相关Ricean衰落信道仿真算法,该算法将线性变换矩阵(着色矩阵)的求解归结为一个优化问题,用一个半正定矩阵近似相关系数矩阵,放宽了相关系数矩阵为正定或半正定的限制,仿真结果很好的匹配理论值和实际测量数据;

(2) 研究了Ricean衰落信道下Turbo码译码性能,在信道估计误差已知的情况下,提出一种新的译码算法,推

导出信道置信因子 $L_c$ 新的表达形式。与传统不考虑信道估计误差的近似度量相比,采用新的译码度量,可以获得0.1~0.6dB编码增益。信道估计误差和Ricean衰落因子是影响Turbo码译码性能的主要因素;在大衰落因子和小信道估计误差的情况下,能够得到近AGWN信道下的译码性能;并将Ricean信道下的结论推广到衰落信道下;

(3) 研究了衰落信道下Turbo编码OFDM系统特性,推导出一种OFDM系统中Turbo码译码算法,并从推导结果中确定平均信噪比和信噪比弥散度是影响系统性能的两个重要参数。采用该算法,可以提高整个系统性能,与IEEE 802.11a定义的系统相比,在误比特率为 $10^{-3}$ 和信噪比弥散度为0.2时,信噪比改善2.9dB;而与文献[64]得到的结论相比,可以获得0.9dB的信噪比增益;平均信噪比越大,且信噪比弥散度越小,系统性能较好,误比特率较低。

(4) 基于本文推导的OFDM系统中的Turbo码译码算法,提出3种自适应Turbo-OFDM系统方案:(1)基于信道辨识的自适应Turbo-OFDM系统方案,根据当前信道状态信息,对信道进行辨识,自适应选择最佳迭代次数对接收到的数据进行译码;(2)基于差分对数交叉熵的自适应Turbo-OFDM系统方案,根据迭代译码输出信息,计算对应的差分对数交叉熵,估计当前的信噪比,并利用相邻两次差分对数交叉熵的差值,决定迭代译码是否终止,实现自适应译码过程;(3)基于双CRC级联迭代译码及早结束的自适应Turbo-OFDM系统方案。该方案针对CRC-4、CRC-8迭代译码及早结束准则具有较大漏检率的缺陷,提出了基于双CRC级联迭代译码结束准则,在编码前,将两个CRC-4校验比特内嵌到信息比特中;译码时,对迭代

译码产生的输出信息进行硬判决,计算2个CRC校验和,决定是否对解调序列继续进行迭代译码。这3种自适应系统可以兼顾译码性能和译码速度,得到较低的平均误码率和较高的平均译码速度;比较了3种自适应系统的性能及其优缺点;

(5) 充分考虑小波变换后的图象码流、Turbo码以及UAV通信信道的特性,提出了基于小波变换的Turbo-OFDM图象传输系统,对图象码流中重要性不同的信息比特,采用不同等差错保护编码和动态子信道分配技术。这种联合信源信道编码方案能够有效的保护图象码流的重要信息,提高了图象码流传输过程中的抗误码性能,改善了静态图象在噪声信道中传输的效果;

(6) 参照IEEE802.11a协议,研究了Turbo-OFDM系统的传输速率、通信距离以及工作频段等传输性能,在有效通信距离为100 km时,可以提供54Mbps的传输速率;从OFDM和Turbo码两方面简单的分析了系统良好的抗干扰性能;理论推导与计算机仿真结果表明,Turbo-OFDM系统在低信噪比条件下具有优越的性能,可以有效的抵抗传输信道以及人为产生的干扰,频谱利用率高,是实现UAV高速数据传输的一种有效途径。

(无人机系统高速数据链中Turbo-OFDM技术研究,西北工业大学通信与信息系统专业,工学博士姚如贵,王永生指导)

国内外环境问题的日益严重,全球能源供应日益紧

张,各国都在努力寻找清洁能源以替代传统化石燃料;同时,采用新型能源作为动力的各种交通工具也成为研究热点。采用太阳能电池、燃料电池等无污染绿色能源驱动的电动飞机应运而生。然而,单纯采用太阳能驱动或燃料电池驱动的飞机,受到电源特性的限制,在设计中往往需要付出较大的代价以满足新能源飞机的设计要求,如采用非常规气动布局、大展弦比柔性机翼等。本文选题紧密跟踪国内外无人机发展趋势,针对采用无污染绿色能源小型无人机的跨昼夜长航时飞行需求,提出了太阳能/氢能混合动力无人机概念,并针对混合动力小型无人机总体设计的关键技术开展研究,完成了以下工作:

(1) 针对小型无人机应用环境及主要任务需求,结合混合动力系统的特点,开展无人机任务剖面及环境模型研究。通过分析小型无人机的主要任务需求以及大量的飞行任务记录数据,按照任务类型建立了无人机典型任务剖面,为无人机总体设计提供依据。根据混合动力无人机各子系统对环境参数的设计需求,建立了无人机飞行环境模型。

(2) 针对混合动力无人机总体设计中所关注的主要学科,开展了分系统建模研究。建立了混合动力无人机主要分系统模型,包括重量学科、太阳能电池系统、燃料电池系统和锂电池系统模型。重量学科模型主要包括机体架构重量、电源系统重量和动力系统重量的估算模型。建立了太阳能电池阵列与组件的理论及工程模型,并通过了实验验证。完成了燃料电池系统输出特性实验,基于实测数据建立了燃料电池输出功率近似模型。建立了锂电池输出特性及荷电状态(SOC)估算模型,并进行了仿真数据与实测数据的校验。

(3) 针对混合动力无人机全机能量管理的需要,开展了状态机管理策略和功率跟随管理策略的研究,并实现了相应的混合动力无人机能量管理策略模型。完成了无人机任务剖面、飞行环境、能源系统、能量控制策略等模型的建立与集成仿真。仿真模拟了在给定任务剖面条件下,无人机在整个飞行过程中,混合动力系统各电源及控制器的输出及工作状态参数。通过仿真结果,定量分析了无人机空中姿态对于太阳能电池性能的影响,验证了控制策略的可行性并初步验证了混合动力系统相对于传统电动推进系统的优势。

(4) 针对混合动力无人机的设计需求,提出了混合动力无人机能量/重量耦合分析方法。该方法充分考虑到能量、气动和重量学科间的耦合关系,通过迭代求解实现了混合动力无人机起飞重量的估算。进行了基于Matlab/Simulink的无人机能量、重量及性能学科耦合分析模型集成,建立了混合动力无人机多学科设计优化平台。采用基于物理规划的多目标优化策略和遗传算法对无人机设计方案进行优化,获得了较好的设计优化结果。

(5) 搭建了无人机混合动力系统地面试验平台,并实现了各主要系统的地面试验。试验平台主要包含太阳能电池系统、燃料电池系统、锂电池系统、电动推进系统和能量控制系统。对太阳能电池、燃料电池和锂电池进行大量地面试验,为工程模型的建立和校验提供了可靠的实测数据。完成了基于状态机管理策略的无人机能源控制系统的硬件开发。通过动力系统地面联调实验验证了状态机控制策略及能量控制器的实用性,进而表明了混合动力无人机这一概念具有较强的可实现性。

(太阳能/氢能混合动力小型无人机总体设计,北京理工大学飞行器设计专业,工学博士李延平,刘莉指导)

旋翼无人直升机在环境监测、农业机械化、地质勘查、物流和智能化军事等领域具有巨大的平台应用潜力。独特的悬停低速飞行能力使其在执行定点、精准和详查任务时比固定翼无人机更具优势。共轴双旋翼布局形式的无人直升机在长航时、高速度和重载荷需求时更具实用潜力,逐渐引起了国内外科研人员的研究热情和投入。国内共轴旋翼无人直升机存在研究起步晚、投入力度低和研究基础薄弱等问题,且现有共轴双旋翼直升机是从苏联整机引进。目前,国内该类机型在改造和升级中遇到了极大的技术难题,特别是在整机建模和飞行控制领域存在严重研究不足的情况。同类机型与国外研究相比存在巨大差距。因此,开展共轴双旋翼无人直升机建模和飞控算法的研究是极其迫切和必要的。本文依托“十二五规划”“国家高技术研究发展计划(863计划)”“重载荷智能化物探专用无人直升机研制”(2013AA063903),对共轴双旋翼无人直升机建模和控制算法展开了研究,为搭载、改造和升级提供理论和技术指导。为提高飞控系统处理非线性、强耦合和多不确定性共轴双旋翼无人直升机飞行稳定性提供理论和技术支撑,弥补共轴双旋翼无人直升机在整机建模和飞控算法研究中存在的不足;降低样机研制成本和缩短项目研制周期,为高速、高载荷和高机动复合式旋翼无人直升机提供技术储备。建模方面,国内外研究者主要集中在共轴双旋翼气动性能分析和优化设计,存在样机模型建模不完整和不系统的问题。同时双旋翼之间非线性、高不确定性和强耦合等空气动力学特性,增

加了整机建模的难度。飞行控制算法方面,PID、鲁棒、自适应和神经网络等控制算法虽然已被成功应用于单旋翼直升机等飞行器,但缺少针对共轴双旋翼无人直升机飞行控制算法的研究。共轴双旋翼无人直升机具有模型复杂度、不确定性多和耦合性强等特点,造成了大多数飞行控制算法难以保证飞行鲁棒稳定性和高水平飞行性能。飞行控制工程化应用方面,不仅包括控制算法,而且还涵盖飞行控制策略、飞行控制结构和算法工程易实施性等问题。研究内容主要包括:

(1) 针对共轴双旋翼无人直升机缺乏整机建模的情况,采用模块化建模思想进行了系统化的样机建模。该方法涵盖了部件机理建模、动力学方程配平计算、非线性方程线性化和动态特性分析等共轴双旋翼无人直升机建模关键部分。以旋翼机设计经验参数为参考,设计了参数合理化校核流程,完成了整机建模,形成了基于模块化思想的系统化共轴双旋翼无人直升机建模方法。

(2) 针对非线性、高复杂度和高不确定性共轴双旋翼无人直升机飞控算法研究不足的问题,提出了将 $H_{\infty}$ 回路成形算法应用于飞行控制器设计。基于奇异值响应和RGA(相对增益排列)原理,提出了一种共轴双旋翼无人直升机的飞行控制策略。推导了 $H_{\infty}$ 回路成形实现过程,完成了共轴双旋翼无人直升机飞行控制器的设计,仿真试验证明了闭环系统能在一定不确定性干扰下保证模型的鲁棒稳定性,同时具有良好的解耦和阶跃响应特性。

(3) 针对经典 $H_{\infty}$ 回路成形控制器阶数偏高和性能指标调节不灵活的问题,提出了基于线性矩阵不等式的低阶参数化 $H_{\infty}$ 回路成形控制算法,推导和证明了算法的

稳定性条件。以姿态子模块为对象,与经典 $H_\infty$ 回路成形进行了仿真对比,验证了所提算法在减少控制器阶数和灵活设计性能指标的有效性。

(4) 针对多输入多输出共轴双旋翼无人直升机飞控系统工程化应用的问题,分析总结了典型无人直升机飞行控制结构,根据模型奇异值响应特性,提出了“串级双层三模块”的飞行控制结构。子模块采用经典 $H_\infty$ 回路成形、基于LMI的 $H_\infty$ 回路成形和本文所提算法,并分别进行仿真对比分析,进而与采用 $H_\infty$ 回路成形的全阶控制结构的阶跃响应进行了对比分析。在鲁棒稳定性、飞行性能指标和控制算法工程易实施性等综合考虑下,最终确定内层采用经典 $H_\infty$ 回路成形和外层采用所提算法的飞行控制系统。

(5) 飞行控制算法验证测试平台方面,通过实际组装、测试飞行单旋翼和四旋翼无人机,确定了四旋翼无人飞机为试验测试平台,以降低试验测试成本和风险。通过分析四旋翼无人机悬停下动态特性,证明了四旋翼测试平台具备测试飞行控制算法的能力。

创新点: (1) 基于模块化思想,系统化的建立了共轴双旋翼无人直升机整机动力学模型,涵盖了部件机理建模、动力学方程配平计算、非线性方程线性化和动态特性分析等关键部分。

(2) 将 $H_\infty$ 回路成形算法首先应用于共轴双旋翼无人直升机飞行控制,提高了飞控系统的鲁棒性。

(3) 提出了低阶参数化 $H_\infty$ 回路成形控制算法,有效

减少了控制器阶数。

(4) 构建了串级双层三模块的共轴双旋翼无人直升机飞行控制系统结构,性能良好,降低了控制器工程实施复杂度。

(共轴双旋翼无人直升机建模与控制算法研究, 吉林大学机械电子工程专业, 工学博士董志岩, 刘顺安指导)

无人机对自身健康状态准确而及时的感知是安全可靠飞行的前提,也是未来实现完全自主飞行的基础。飞行数据是一系列与飞行状态相关的飞行参数,其异常往往意味着飞行器存在运行风险。飞行数据异常检测技术有助于无人机运行状态的综合监测和评估。因此,针对无人机飞行数据异常检测方法的研究近年来得到广泛关注,并成为机载健康管理关键技术之一。然而,现有的飞行数据异常检测方法在面向无人机机载健康管理需求时仍面临很大挑战。首先,当前大部分研究工作集中于离线飞行数据库的挖掘,而为满足飞行时健康状态监控需求的瞬时异常检测方法发展相对滞后。其次,实际应用中,带标签的数据样本难以获取,如何利用无监督的机器学习方法充分挖掘数据本身结构仍是需要解决的问题。而且,若要为后续飞行控制率重构或任务重构等应急处理措施提供充分的决策信息,还需在检测出异常的基础上,提供异常源等解释信息。针对上述问题,本文提出一种无监督、且具有低秩和稀疏约束的子空间学习异常检测框架,对面向瞬时异常检测任务中的多维飞行数据在线表示、点异常在线检测和异常源在线检测展开相关研究工作。主要研究内容和贡献如下:

(1) 针对传统飞行数据表示方法不能充分表征数据本身结构的局限性,以及经典子空间学习表示方法存在的局部时序表示不足问题,提出一种基于在线子空间跟踪的无人机飞行数据表示方法 (Flight data Representation on Online Subspace Tracking, FROST)。将飞行数据表示和异常检测任务融合在一个学习框架中,以数据子空间矩阵为原始飞行数据的低维表示,并且以最小化重构误差为准则,无监督且在线的方式学习。所得到的数据子空间保存原始数据更多的局部时序信息。对于正常数据,所估计的子空间矩阵以较低的误差重构出原始数据;对于异常数据,所估计的子空间矩阵分布发生变化,从而有利于异常样本的判别。此外,数据子空间以递推方式进行计算,具有较小的时间和空间复杂度,适用于机载场景下飞行数据流的在线处理。实验结果表明,该方法对于飞行数据的表示优于同类方法,具有较好的数据表示能力和异常判别性。

(2) 针对现有飞行数据瞬时异常检测方法对点异常建模时存在的依赖先验分布假设和邻域不易确定等问题,以及多维数据间时空关系建模和计算存储轻量的数据表示挑战,以本文提出的无监督飞行数据在线表示方法为基础,提出一种基于部分子空间学习的多维飞行数据点异常在线检测方法 (Partial Subspace Learning algorithm for Online Anomaly Detection, PSLOAD)。通过低秩约束后的部分子空间对多维飞行数据间的时空关系进行建模,并利用数据子空间在时序方向上的相似性,以投影近似的方式改善子空间向量的求解,从而得到具有异常判别性的表示。随后,通过度量目标实例的子空间向量变化实现对异常程度的判断,最终获取瞬时异常发生的时间信息。实验结果表明,与已有的飞行数据点异

常检测模型相比,PSLOAD不需要先验的分布假设和预定义的数据滑窗,具有准确率较高,误检率较低,计算时间开销较小的特点。

(3) 针对现有飞行数据瞬时异常检测方法存在的异常源信息缺失问题,为提高异常检测结果的解释性,提出一种基于结构化稀疏子空间学习的异常源检测 (Structured Sparse Subspace Learning Anomaly Detection Algorithm, SSSLAD) 方法。首先,利用不同飞行数据之间的空间依赖性设计预定义的结构化稀疏范数,以保留数据源信息,从而将异常源检测问题等价于优化求解结构化稀疏子空间。在此基础上,将原始非凸非光滑的优化问题,转化为分步的光滑凸问题,以改善结构稀疏子空间学习问题的求解效率。预定义的结构化稀疏范数将诱导子空间投影系数矩阵收缩为预先指定的稀疏模式,以改善子空间的混合性质,从而实现异常源的正确检测,最终获取瞬时异常发生的位置信息。此外,采用Nesterov动量优化方法和欧几里得投影方法,并充分利用相邻时间间隔中子空间的相似性特性,加速了结构化稀疏子空间学习问题的收敛速度。实验结果表明,与现有的异常源检测模型相比,具有较高的准确率和较低的误检率,并减少了计算时间消耗。

(基于子空间学习的无人机飞行数据瞬时异常检测研究, 哈尔滨工业大学信息与通信工程专业, 工学博士何永福, 彭宇指导)

随着无人机 (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) 在现代战争中越来越广泛的应用,以及适应新军事变革要求

的联合无人作战概念不断发展,无人作战控制日益成为缩短无人传感器到战术用户之间的信息决策链,实现跨建制、网络化、扁平化的无人指挥与控制,发挥多无人协同和集群优势的关键问题。无人作战控制不仅涉及公共的信息标准、开放的体系结构和可重构的无人任务规划与指挥控制功能组件等基本问题,而且还需要解决在复杂战场环境中多无人协同执行多用户战术任务的高层协调控制问题,这对现有的优化理论和控制方法提出了挑战。本文以无人作战控制为背景,开展蚁群优化理论在多无人协同多任务规划、多用户情报分发路由、多无人任务自组织控制等关键问题中的应用研究,改进基本蚁群算法、扩展蚁群优化机制,探索能够有效解决无人作战控制这一类多主体协同控制与多目标优化问题的新方法。本文主要研究内容及成果如下:

(1) 提出了再励学习蚁群算法(Reinforcement Learning Ant Colony Algorithm, RLACA);讨论了多子群蚁群优化思想,提出了有效降低算法复杂度的预编序号策略和控制配队策略。在基本蚁群算法基础之上,围绕信息素更新机制,针对当前改进算法蚁群信息利用不充分的问题,提出了信息素的再励学习(RL)更新机制。仿真实验证明,引入RL机制的RLACA算法体现出更快的收敛速度和更强的全局搜索能力。讨论了多子群蚁群算法,给出了求解不同子问题的异质多子群算法框架,分析了算法的复杂性;针对“子问题结合”空间搜索的指数级复杂性问题,提出了预编序号策略和控制配队策略,有效地将算法复杂度降低到特定规模。

(2) 开展了蚁群算法在无人协同多任务规划中的应用研究。根据分层递阶控制的思想,将无人协同多任

务规划问题分解为协同多任务分配问题和航路规划问题,有效降低了原问题求解的复杂性。针对协同多任务分配问题,对通用CMTAP问题模型进行扩展,建立了协同多任务分配模型。在此基础上,基于异质多子群蚁群算法框架,引入预编序号策略,设计了基于分工机制的任务分配蚁群算法。仿真结果表明,基于分工机制的任务分配蚁群算法能够有效解决复杂约束条件下的协同多任务分配问题,并具有对动态变化任务需求响应的敏捷性。针对复杂环境下无人航路规划问题,引入概率地图对战场环境进行拓扑化描述,在此基础上运用引入信息素再励更新机制的蚁群算法进行航路规划,提高了算法的求解效率。仿真实验结果表明算法具有较高的规划速度和良好的求解精度。

(3) 开展了蚁群算法在无人情报分发路由中的应用研究。从最大程度满足用户需求、降低网络通信负载出发,给出了需求满足最大化的单播路由模型以及费用最小化的多播路由模型。在此基础上,针对情报单播分发的敏捷性要求,在RLACA算法的基础上调整了蚁群状态转移规则,设计了信息素的局部更新机制,提出了求解情报分发单播路由的蚁群算法。仿真实验表明,算法能快速获取问题的(近似)全局最优解。针对当前多播路由算法易陷入局部极值的问题,在异质多子群蚁群优化基础上引入控制配队策略,设计了配队蚁群算法(TMACA)。TMACA采用基于多播树结构的信息素广域再励更新机制,在提升收敛速度的同时保证了全局搜索能力;仿真实验结果表明, TMACA具有跳出局部极值的能力,而且能快速收敛到(近似)全局最优解,算法性能不随网络规模的增长而急剧变化。

(4) 提出了不确定环境下无人任务自组织的分布式蚁群算法。就如何提高无人对未来不确定战场环境的自主作战能力,通过分析蚁群中兵蚁的搜捕行为,设计与无人行为特性相适应的分布式搜捕蚁群算法(Distributed Raid-PatternAnt Colony Algorithm, DRPACA)。DRPACA采用无中心节点的体系结构,保证了复杂环境下系统的稳定性与生存能力。DRPACA以蚂蚁作为无人代理,针对环境不确定性、无人有限探测能力与多机任务效能最大化的矛盾,蚂蚁之间采取基于信息素的间接通信和基于数据链的直接通信,增强了蚂蚁对战场环境以及任务进展的感知能力;针对环境的动态特性以及打击目标的有限价值特性,提出了时变、全局/局部相结合的信息素更新机制,增强了算法的多任务覆盖能力;针对蚂蚁之间直接通信的延迟和数据丢失问题,提出了基于信息素分布的状态预估模型,增强了蚁群行为的协同性。仿真结果表明,该方法能够控制无人集群在保证对任务区域的侦察覆盖的前提下,对敌方目标实施快速有效的压制打击,同时适应动态变化的战场环境和任务需求。

(蚁群优化理论在无人作战控制中的应用研究,国防科学技术大学控制科学与工程专业,工学博士陈岩,沈林成指导)

小型无人直升机具有垂直起降、悬停、超低空和机动飞行等直升机的飞行特性,此外,它还具有体积小、重量轻、灵活性高等特点,在军用、民用等众多领域具有广阔的应用前景。但小型无人直升机是一个强耦合、不稳定、时变的多变量非线性系统,系统建模和控制系统设计是自主

飞行控制的关键技术,设计难度大,因此研究开发具有自主知识产权的小型无人直升机自主飞行控制系统具有重要的理论意义和较高的实际应用价值。本文以单旋翼带尾桨小型无人直升机为研究对象,研究其建模和控制器设计问题,主要包括建立直升机的机理模型,研究主通道模型和考虑耦合的系统模型辨识方法,设计基于辨识模型的鲁棒控制器,进行相关飞行实验验证等,相关工作获得了三项发明专利授权。

全文主要内容如下:采用机理建模法,建立了直升机的非线性飞行动力学模型,分析了显著影响直升机飞行特性的主旋翼及伺服小翼挥舞运动特性,合理降低了挥舞模型的复杂度,获得了主旋翼及伺服小翼的挥舞运动模型。利用小扰动线性化方法对直升机模型在悬停点进行了线性化,给出了线性化模型表达式,根据参数的表达式深入分析了各个参数,确定了全部参数的变化范围和部分参数的数值,为模型辨识创造了良好的条件。在线性特性明显、通道耦合较弱的平衡点上,根据主通道的频率特性对直升机的线性状态方程进行了辨识,分析了模型参数的不确定范围,对状态方程参数的不确定范围进行了计算。根据参数不敏感度筛选模型中不敏感参数,提出了一种变阶次模型辨识方法,获得了主通道模型的最小实现。实验结果表明,状态方程模型辨识结果与变阶次模型辨识结果皆能够对主通道特性进行合理表达,模型不确定的范围也能满足模型精度的要求,便于控制器的设计。

针对飞行通道耦合显著的问题,研究了考虑耦合的无人直升机模型辨识方法。提出了一种应用复合相关函数对频域有效数据进行筛选和辨识的方法,与偏相关函

数相比,大大提高了辨识的有效范围。分析了横向与纵向通道角动态耦合模型以及航向通道角动态耦合模型的特性,给出了状态方程参数在考虑耦合的情况下的辨识流程,通过实验对模型进行了验证,结果表明,在考虑耦合情况下得到的状态方程模型输出与实测输出之间的误差得到了明显的改善。

针对小型无人直升机系统矩阵稀疏、LMI方程较难求解参数的问题,采用非线性时滞模型,设计 $H_{\infty}$ 鲁棒控制器。通过运用合适的李亚普诺夫函数及稳定性证明,扩大了变量的求取范围,使控制器设计的结果对本文系统有解。针对辨识得到的直升机纵横向角动态模型设计了鲁棒控制器,仿真结果表明 $H_{\infty}$ 鲁棒控制器能够使直升机系统在一定范围内的控制器扰动、外扰动、时滞及非线性未建模项条件下稳定,且输出误差收敛迅速,提高了直升机系统的抗参数不确定和扰动的能力。

应用项目组开发的小型无人直升机飞行实验平台,进行了系统模型辨识和自主飞行控制实验,研究了飞行实验数据的采集及预处理方法,针对飞行数据传输给地面站具有丢失及野值的问题,设计了一种基于特征模型的时域数据预处理方法,采用输入输出数据的相关函数验证了预处理方法的有效性。根据获得的直升机主通道模型,设计了PID控制器,进行了自动悬停及矩形轨迹跟踪飞行控制实验,结果表明自动悬停及矩形轨迹跟踪效果良好,特别是易受干扰的偏航通道也具有较好的稳定性。

(小型无人直升机的模型辨识与鲁棒控制技术研究,南京理工大学控制理论与控制工程专业,工学博士夏慧,

陈庆伟指导)

由于微小型无人直升机具备体积小、重量轻、隐蔽性强、机动性好、易实现悬停、超低空和大机动飞行等优点,使得它在军事和民用方面都具有广泛的应用前景,近年来更是成了国内外很多机构和组织的研究对象。在微小型无人直升机的研究中,动力学模型的建立和自主飞行控制律的设计是目前需要解决的关键问题。本论文的主要工作是系统而完整的给出了无人直升机自主飞行控制系统的设计和实现、以及飞行实验验证,包括:原理样机的系统组成,飞控系统工程实现中的技术难点的解决,各种实验装置的选取和设计,基于频域辨识的微小型无人直升机建模的一般方法,自主飞行控制算法的设计和实现,以及采用智能控制方法对姿态控制的进一步改进和提高。论文结合微小型无人直升机的特点,重点研究了微小型无人直升机的建模及自主飞行控制器的设计。论文的研究成果对微小型无人直升机的进一步研制和自主飞行控制律设计具有重要的理论和实际意义。具体来说,本文主要做了以下工作:

第一章首先介绍了论文的研究背景和选题意义,以及目前国内外的微小型无人直升机的研究概况,随后综述了微小型无人直升机的建模技术和飞行控制技术,最后用一个框图来展示本文的篇章结构。

第二章介绍了本论文研究的微小型无人直升机系统及其关键技术。首先介绍了该系统的各个模块和基本功能;然后讨论了传感器数据融合等工程实践中碰到的技术难点,并一一做了解决;最后,对地面飞行模拟实验平

台做了详细的介绍。

第三章确定了微小型无人直升机悬停状态下的简化模型。首先详细分析了微小型无人直升机的动力学特性;并以此分析结果,进行了悬停状态的配平计算,给出了计算的详细步骤,并通过飞行实验验证了配平结果的准确性。然后,利用空间刚体的六自由度运动方程,建立了无人直升机全状态非线性方程;并采用小扰动线性化方法,得到了无人直升机定常运动的小扰动线性微分运动方程;最后依据无人直升机悬停状态的特征,提出简化条件,得到了悬停状态下的线性模型。该模型对于自主悬停控制具有重要意义。

第四章提出了一种基于频域辨识的微小型无人直升机建模方法。该方法结合了机理建模和系统辨识的优点,通过严格的机理推导建立了微小型无人直升机横纵向通道的角动态参数化模型。利用基于偏相干分析法的频域辨识获得无人直升机的角动态传递函数,进而利用机理模型和辨识结果之间的关系,确定考虑了稳定杆的主旋翼时间常数和主旋翼桨毂刚度系数等关键物性参数,对于直升机的配平计算、其它通道的建模和控制器设计都有非常重要的意义。最后,利用交叉验证的方法验证所得模型,模型预测数据和飞行实验数据的比较表明,所建模型很好的反映了样例无人直升机在悬停状态下的动态特性,可以在该状态下以此模型进行自主飞行控制器设计。该方法实际可行、易工程化,可用于其它微小型无人直升机的建模研究。

第五章根据所得横纵向通道的角动态模型进行自主飞行控制系统设计,这也是对第四章获得的模型在实际

飞行控制系统中的适用性检验。论文首先采用基于串级多回路的PID控制策略实现了静风条件下的,无人直升机自主悬停控制;然后,用基于单神经元的PID复合控制策略改进速度闭环,并得到了 $6\text{m/s}$ 阵风干扰下的无人直升机自主悬停控制。最后,对小速度前飞进行了讨论,进行了实际飞行实验,实验结果表明第三、四章建立的悬停下简化模型针对小速度前飞同样适用。

第六章针对具有非线性、复杂动力学特性的无人直升机,提出了一种基于输出反馈自适应的姿态控制方法。首先假设控制对象满足输出反馈线性化条件,然后把对象的近似线性模型作为对象的微分同胚来设计控制器,对于由对象的未建模部分及干扰等引起的误差,采用自适应神经网络进行补偿,并利用李雅普诺夫稳定性定理证明跟踪误差和神经网络权值误差有界。将此方法用于无人直升机姿态跟踪控制的仿真中。仿真结果表明,基于该方法设计的控制系统具有较强的鲁棒性和良好的跟踪性能。

第七章对本论文的研究成果做了总结,并对接下来的研究工作做了展望。

(基于频域辨识的微小型无人直升机的建模与控制研究,浙江大学控制科学与工程专业,工学博士吴建德,李平指导)

(摘自中国知网)

# Data Index

[1]成亮,杨沛,贾燕翀,张磊源.配网线路无人机自主巡检的路径规划方法.无线电工程.....[2022-05]

[2]焦嵩鸣,白健鹏,首云锋.风机叶片精准巡视的无人机控制策略研究.中国电机工程学报.....[2022-05]

[3]张鹏鹏,魏长赟,张恺睿,欧阳勇平.旋翼无人机在移动平台降落的控制参数自学习调节方法.智能系统学报.....[2022-05]

[4]杨佳会,朱超磊,许佳.俄乌冲突中的无人机运用.战术导弹技术.....[2022-05]

[5]温廷新,吕艳华.考虑客户价值的卡车与无人机联合配送时变路径优化方法研究.计算机应用研究.....[2022-05]

[6]吴廷映,陶新月,孟婷.“卡车+无人机”模式下带时间窗的取送货车车辆路径问题.计算机集成制造系统.....[2022-05]

[7]罗熊丰,翟象平.基于空间运动约束的无人机碰撞回避规划.计算机科学.....[2022-05]

[8]田贤忠,闵旭,周璐.无人机辅助的服务缓存边缘计算最优计算卸载决策与资源分配.小型微型计算机系统.....[2022-05]

[9]宗世祥,毕浩杰.基于无人机遥感的松材线虫病监测研究与展望.中国森林病虫.....[2022-05]

[10]杨帅东,许瑾,湛海云,汪敏.利用深度卷积特征的无人机视觉跟踪.控制与决策.....[2022-05]

[11]房建武,李旭阳,杜凯,薛建儒.无人机群体视角下的轨迹预测.导航定位与授时.....[2022-05]

[12]奉志强,谢志军,包正伟,陈科伟.基于改进YOLOv5的无人机实时密集小目标检测算法.航空学报.....[2022-05]

[13]张安,杨咪,毕文豪,张百川,王雨衣.基于多策略GWO算法的不确定环境下异构多无人机任务分配.航空学报.....[2022-05]

[14]袁耀,李渊,尚帅斌,张丹,张菊,耿一豪.无人机在森林草原防火预警中的应用.林业科技通讯.....[2022-05]

[15]陶孟卫,姚宇威,元海文,肖长诗,文元桥.无人机自主降落视觉标识设计及位姿测量方法.仪器仪表学报.....[2022-05]

[16]余纲正,罗天宇.军用无人机的使用偏好及安全影响.国际政治科学.....[2022-05]

[17]赵家乐,岳龙飞,左家亮,李秋妮,张滢.基于DDPG的多无人机压制敌防空作战智能规划.电光与控制.....[2022-05]

[18]方鑫,朱婧,黄大荣,张振源,肖国清.低SNR场景下微型无人机跟踪-检测融合方法.仪器仪表学报.....[2022-05]

[19]刘艳秋,韩晶.货车搭载多架无人机的车辆路径问题模型及算法.交通运输工程与信息学报.....[2022-05]

[20]刘文,陆小锋,毛建华,方思凯,钱国.基于机载计算机的无人机智能巡检方案.计算机测量与控制.....[2022-05]

[21]伍国华,毛妮,徐彬杰,马中强,赵荀欣,李志猛.基于自适应大规模邻域搜索算法的多车辆与多无人机协同配送方法.控制与决策.....[2022-05]

[22]张鸿运,王磊,张旭,丁宇,吕琛,王昕炜.考虑子系统执行能力的多无人机协同任务规划.系统工程与电子技术.....[2022-05]

[23]邹清龙,武连全,樊梓涵.无人机涉恐风险防范与管控策略研究.北京警察学院学报.....[2022-05]

[24]牛双诚,晋玉强,寇昆湖.基于区块链的多无人机协同任务分配方法研究.系统仿真学报.....[2022-05]

[25]许钢焱,龙玉莹,王欣悦,谢秉磊.考虑货车-无人机协同的灾后应急响应策略及调度优化.安全与环境学报.....[2022-05]

[26]严惊涛,刘树光.基于组合赋权的对地攻击无人机自主能力云模型评价.北京航空航天大学学报.....[2022-05]

[27]魏兆恬,赵晓林,李俊涛,纪良杰.考虑时间窗约束的多无人机任务分配.电光与控制.....[2022-05]

[28]焦嵩鸣,白健鹏,首云锋,陈雨溪,钟宇飞.基于无人机视觉的风机桨叶叶尖定位方法.计算机工程与应用.....[2022-05]

[29]卞康亚,张海波,赵静,肖留斌,陈永明,王凤良,杨荣明.不同杀虫剂应用植保无人机防治玉米草地贪夜蛾试验.浙江农业科学.....[2022-05]

[30]刘聪,李佳骏,党子欣.基于最优停机点选址城市无人机任务分配模型研究.云南民族大学学报(自然科学版).....[2022-05]

[31]汪瀚洋,陈亮,徐海,白景波.基于MOEA/D-ARMS算法的无人机在线航迹规划.系统工程与电子技术.....[2022-05]

[32]赵太飞,张港,容开新,王璐.无线紫外光协作无人机编队快速集结算法研究.激光杂志.....[2022-05]

[33]杨卓明,仲伟志,张俊杰,张璐璐,朱秋明.基于遗传算法的无人机协作波束赋形.航空兵器.....[2022-05]

[34]王杨斌,章伟,胡陟.基于队形变化的多无人机航迹规划算法.电子科技.....[2022-05]

[35]刘玄冰,周绍磊,肖支才,祁亚辉,代飞扬.无人机避障方法研究综述.兵器装备工程学报.....[2022-05]

[36]赵佳宜,赵文栋,刘存涛,李艾静,刘泽原.时间约束下的多无人机任务分配方法研究.兵器装备工程学报.....[2022-05]

[37] 张小孟,胡永江,李永科,谭威,甄智明,贺津.一种无人机分层族群任务规划方法.兵器装备工程学报.....[2022-05]

[38]崔兴达,张露,刘钊,马率,肖中云,余永刚.类X-47B无人机菱形编队气动干扰数值模拟.航空动力学报.....[2022-05]

[39]李峰,魏文雪,孙轩,周思齐,杨俊良,杨海波.基于无人机技术的沥青厂集料堆体积测算方法.北京工业大学学报.....[2022-05]

[40]王琪,范庆东.弹性模型结合改进滑模控制器的无人机协同控制.电光与控制.....[2022-05]

[41] 刘帅,陈建华,王峰,曹礼刚,王炳乾.基于无人机倾斜摄影的数字露头实景三维模型构建.地质科学.....[2022-05]

[42]张灵灵,王鹏,李晓艳,吕志刚,邱若海.基于优化SSD的低空无人机检测方法.计算机工程与应用.....[2022-05]

[43]闫超,涂良辉,王聿豪,杨阳.无人机在我国民用领域应用综述.飞行力学.....[2022-05]

[44]付玉,张奎,赵萌,王绵沼,郑江鹏,贾晨,陈胜勇.基于仿真数据迁移学习的固定翼无人机检测.系统仿真学报.....[2022-05]

[45]庞欢,王道成,石东阳,刘敬一.折叠翼无人机集群发射装置设计与仿真.机械科学与技术.....[2022-05]

[46]武晓晶,韩欣芮,吴学礼,罗小元,邵士凯.动力学参数未知的四旋翼无人机预定性能控制.北京航空航天大学学报.....[2022-05]

[47]杨欣,毛雅淇,王伶.无人机辅助通信的密集无线网络MAC协议.西安电子科技大学学报.....[2022-05]

[48]董瑶瑶,王亚飞,姚媛媛,云翔.能效最大化的无人机群三维部署策略分析.电讯技术.....[2022-05]

[49]高宏,于萍.无人机在应急通信中的应用前景.劳动保护.....[2022-05]

[50]闫妍,刘雅迪.无人机技术在物流配送环节的优化研究.中国储运.....[2022-04]

[51]李新民,尹宝林,魏李莉,张晓强.强化学习无人机通信系统中的信息年龄优化.电子科技大学学报.....[2022-04]

[52]关杰良.无人机摄影测量技术在测绘工程中的应用.江西建材.....[2022-04]

[53]孙田野,孙伟,吴建军.改进Quatre算法的无人机编队快速集结方法.系统工程与电子技术.....[2022-05]

[54]吴壮,唐伦,蒲昊,汪智平,陈前斌.车联网中基于轨迹预测的无人机动态协同优化覆盖算法.计算机应用研究.....[2022-05]

[55]欧阳佳康,周永坤,饶彬.无人机集群对多雷达参数测量的影响效应.太赫兹科学与电子信息学报.....[2022-05]

[56]杨姝,王一桦.无人机空中冲突探测与避撞研究.航空工程进展.....[2022-05]

[57]赵强柱,卢福强,王雷震,王素欣.无人机骑手联合外卖配送路径优化问题研究.计算机工程与应用.....[2022-05]

[58]周海,张星.无人机航测技术在水库移民安置规划中的应用.水利科技与经济.....[2022-05]

[59]刘栩胤,胡德清.基于控制量分配的四旋翼无人机容错控制.内江科技.....[2022-05]

[60]高扬,姜秦,温佳旭,魏秀玲.智能无人机导游技术与探索.科技与创新.....[2022-05]

[61]王冲.UIC于2月3日举行普通轨道无人机项目的启动会议.铁路通信信号工程技术.....[2022-05]

[62]姜颖姿,宋海博.爆炸冲击波对“低慢小”无人机毁伤效应研究.弹箭与制导学报.....[2022-05]

[63]蒋瑜,何向锋,赵仁芳.高校无人机实训课程安全管理探讨与实践.轻工科技.....[2022-05]

[64]唐立,郝鹏,任沛阁,张祖耀,何翔,张学军.基于改进孤立森林算法的无人机异常行为研究.航空学报.....[2022-05]

[65]项东敏.搭载红外热成像无人机在新能源发电设备中的应用.黑龙江科学.....[2022-05]

[66]谢越帆,王颖.无人机蜂群作战综合探究.机电信息.....[2022-06]

[67]赵彦杰,张四维,徐涛,曹世鹏,余万金.基于红外影像辅助的无人机自主巡检规划方法设计.微型电脑应用.....[2022-05]

[68]王莉娜,刘贞报,院金彪,党庆庆,江飞鸿,王宝栋.四旋翼无人机的自适应故障诊断与估计.北京航空航天大学学报.....[2022-05]

[69]康国华,赵腾,付瑶,徐伟证,魏建宇,邱钰桓,武俊峰.基于RPPPs的无人机自主着舰关键技术研究.系统仿真学报.....[2022-05]

[70]白光晗,张弛,兑红炎,张云安,陶俊勇.无人机集群任务可靠性建模及重要度分析.机械工程学报.....[2022-05]

[71]李松锐,张明,王蒙蒙,李伯权.直升机释放无人机选址问题研究.武汉理工大学学报(交通科学与工程版).....[2022-05]

[72]袁佳乐,刘蓉,王闯.改进人工势场的无人机避障机动策略.电光与控制.....[2022-05]

[73]凌文通,倪建军,陈颜,唐广翼.基于改进鸽群优化算法的多无人机目标搜索.计算机工程与科学.....[2022-05]

[74]董超,陶婷,冯斯梦,屈毓铨,刘青昕,吴钰蕾,张珉.面向无人机自组网和车联网的媒体接入控制协议研究综述.电子与信息学报.....[2022-05]

[75]聂伟,文怀志,谢良波,杨小龙,周牧.一种基于单目视觉的无人机室内定位方法.电子与信息学报.....[2022-05]

[76]陈新颖,盛敏,李博,赵楠.面向6G的无人机通信综述.电子与信息学报.....[2022-06]

[77]韩晨,刘爱军,安康,董新海,梁小虎.干扰环境下基于博弈论的无人机群部署与组网方法.电子与信息学报.....[2022-05]

[78]许方敏,史文策,冯涛,陶艺文,赵成林.基于联合波束赋形的无人机辅助通信网络上行传输技术.电子与信息学报.....[2022-05]

[79]邹昶琨,王钢,王金龙,刘浩洋.基于MIMO的多无人机辅助移动边缘计算系统时延优化设计.电子与信息学报.....[2022-05]

[80]赵耿,宋鑫宇,马英杰.混沌子载波调制的无人机安全数据链路.计算机科学.....[2022-05]

[81]王林涛,王健.四旋翼无人机特种弹药悬停发射动力学研究.弹道学报.....[2022-06]

[82]刘雷,刘大为,王晓光,陈俊男,刘东兴.无人机集群与反无人机集群发展现状分析.航空学报.....[2022-05]

[83]徐星光,王晓峰,姚璐,任章.固定翼无人机编队构型与通信拓扑优化.系统工程与电子技术.....[2022-05]

[84]陈小龙,张海,袁豆豆,薛永华,关键.旋翼无人机调频连续波雷达滑轨成像及特性分析.信号处理.....[2022-05]

[85]马祥.植保无人机在农业生产中的应用优势与优化措施.现代农村科技.....[2022-05]

[86]赵太飞,张港,容开新,郑博睿.紫外光通信协作无人机防撞编队的控制方法.激光技术.....[2022-05]

[87]陈飞鹏,张民.无人机跟踪地面目标无碰撞航迹规划.兵工自动化.....[2022-05]

[88]颜鸿涛,许勇,贾涛,张可,杜俊杰.固定翼无人机密集编队极速穿越策略研究.控制与决策.....[2022-05]

[89]成子怡,吴阿敏,王政浩,何杭瑜.植保无人机的应用及发展.农机使用与维修.....[2022-05]

[90]韩鹏,周斌,张恩宇.终端区多场景有人机/无人机空中碰撞风险研究.西华大学学报(自然科学版).....[2022-05]

[91]陈睿嘉,郑雨欣.六旋翼无人机单个旋翼失效后性能变化研究.飞行力学.....[2022-05]

[92]陈麒,崔昊杨.基于改进鸽群层级的无人机集群视觉巡检模型.系统仿真学报.....[2022-05]

[93]于丰华,赵丹,郭忠辉,金忠煜,郭爽,陈春玲.水稻分蘖期无人机高光谱影像混合像元特征分析与分解.光谱学与光谱分析.....[2022-05]

[94]潘楠,韩宇航,向泓宇,刘海石,张焱寒,殷实,潘地林.面向城市巡防的多无人机协同航迹规划.信息与控制.....[2022-05]

[95]翟云逸.多智能体强化学习驱动的无人机动态信道分配.电讯技术.....[2022-05]

[96]邹宇航,王俊,钟秋,董建国,杨军,陈勇,雷云康,向欢,张华述,李诚然,朱小波.2款植保无人机的作业质量技术指标对比——以雪茄烟叶施药为例.安徽农业科学.....[2022-05]

[97]朱晓敏,刘大千,费博雯,门通.局部通信条件下多无人机协同搜索方法研究.系统工程与电子技术.....[2022-05]

[98]马培博,钟麟.基于蚁群算法的无人机侦察任务分配.无线电通信技术.....[2022-05]

[99]董康生,胡伟波,沈雁鸣,唐上钦.美军无人空战装备智能化发展动态及启示.现代防御技术.....[2022-05]

[100]徐梁,卜京.基于无人机低空遥感的输变电线路定时巡检系统.电子设计工程.....[2022-05]

[101]程常喜.网络安全技术下的植保无人机通信系统设计.农机化研究.....[2022-05]

[102]祁善胜.水库极端洪水演进中的无人机倾斜模型应用研究.科技与创新.....[2022-05]

[103]王柄根.航天彩虹:军用无人机龙头机弹一体化发展.股市动态分析.....[2022-05]

[104]梁广俊,贾镇.无人机系统的取证与分析.电子测试.....[2022-05]

[105]石文,李广佳,仪志胜,贫龔.临近空间太阳能无人机应用现状与展望.空天技术.....[2022-05]

[106]白春玉,郭亚周,刘小川,王亚锋,王计真,秦庆华.民用轻小型无人机碰撞安全特性研究进展与展望.航空学报.....[2022-05]

- [107]邱彦佳,陈自力,苏立军.尾坐式垂直起降无人机纵向抗风性能分析.飞行力学.....[2022-05]
- [108]熊志豪,邓涛,郑宇惟,周鑫,吴玉泽.基于状态观测器的四旋翼无人机轨迹跟踪控制.电光与控制.....[2022-05]
- [109]赵太飞,张健伟,赵毅.紫外光通信协作蜂群无人机网络动态能效均衡算法.激光杂志.....[2022-05]
- [110]杨明月,寿莹鑫,唐勇,刘畅,许斌.多四旋翼无人机编队保持与避碰控制.航空学报.....[2022-05]
- [111]杨近文.国外军用反无人机发展研究.军事文摘.....[2022-05]
- [112]于斌.消防灭火救援过程中无人机作用分析.中国科技信息.....[2022-05]
- [113]和文斌,甘淑,袁希平.无人机用于形态复杂实验对象量测的精度分析.城市勘测.....[2022-05]
- [114]王栋,马春浩,王帅培.某型无人机螺旋桨抗离心力强度研究.机械研究与应用.....[2022-05]
- [115]年四磊.CW20无人机在明光市涧溪镇1:1000正射影像图制作中的应用分析.安徽建筑.....[2022-05]
- [116]蒋磊.无人机多目标群最优侦察路径规划.信息技术与信息化.....[2022-05]
- [117]杨浩然,张雨晗.基于计算机视觉的无人机目标检测算法综述.电子测试.....[2022-05]
- [118]袁鑫桐,黄岳林.无人机在测绘工程中的应用分析.现代制造技术与装备.....[2022-05]
- [119]李琳,李双霖,高佩忻.基于DDPG的无人机路径规划.兵器装备工程学报.....[2022-05]
- [120]余婧,雍恩米,陈汉洋,郝东,张显才.面向多无人机协同对地攻击的双层任务规划方法研究.系统工程与电子技术.....[2022-05]
- [121]刘显光,张晓丰,陈士涛,苗青林.基于组合评估的有人/无人机协同反舰作战效能评估.舰船电子工程.....[2022-05]
- [122]李渤.无人机巡河云平台建设方案研究.水利技术监督.....[2022-05]
- [123]李妍峰,李佳,向婷.需求可拆分的无人机与卡车协同路径优化问题.工业工程.....[2022-05]
- [124]郭天昊,张钢,岳文渊,王倩,郭大波.基于多智能体强化学习的无人机群室内辅助救援.计算机系统应用.....[2022-05]
- [125]谢辉.无人机综合管控系统在大型站场的应用.电子制作.....[2022-05]
- [126]王盼盼,陈谋,吴庆宪,邵书义.基于经验直觉的无人机威胁规避机动决策方法.南京航空航天大学学报.....[2022-05]
- [127]宋阿妮,包贤哲,权轶.基于混沌自适应萤火虫算法的UAVs分配策略.计算机应用与软件.....[2022-05]
- [128]朱超磊,袁成,杨佳会,康国卫.2021年国外军用无人机装备技术发展综述.战术导弹技术.....[2022-05]
- [129]黄迎港,陈锴,罗文广.复杂环境下无人机全覆盖路径规划混合算法研究.广西科技大学学报.....[2022-05]
- [130]李菲.无人机在消防灭火救援工作中的应用分析.华东科技.....[2022-05]
- [131]胡家梁,常海明,张飞,朱纪康.无人机在露天矿地质环境调查中的应用.工程勘察.....[2022-05]
- [132]姜月秋,宗睿,关启学,关世杰,张昕.基于多约束投标策略的改进合同网算法.兵器装备工程学报.....[2022-05]

(引自中国知网)

# 征稿启事

Contribution Wanted

《联合飞机》(逢季末出版)系深圳联合飞机科技有限公司(国家级双高新企业)主办的内部资料性出版物,秉承“科学性、大众性、开放性”宗旨,坚持“联飞动态瞭望的窗口,传报无人机人心灵的青鸟”定位,紧扣无人系统研究与全产业链的关键点、热难点、前沿点,以及联飞集团工作动态、重大事件,以服务决策、交流思想、分享经验为重点,助推国家无人系统和航空事业发展。栏目包括创新前沿、一线论坛、技术广角、联飞故事、特别报道、行业短讯和论文摘要、资料索引。

## 现进行征稿:

- 来稿可围绕无人系统技术、市场、法规与监管、企业研究或其他自选研究角度。
- 观照应用与实践,谈透谈实,切勿空泛。字数在3500—5000之间、配图3张以上且像素均大于1M为宜。
- 规范撰写(GB/T 7714—2015)，“参考文献”于文末呈现,文首需要摘要和关键词。
- 稿件录用后会给作者邮寄样刊和一定稿酬。
- 文末注明姓名、单位、职称(职务)、课题、电话、邮箱、收刊人及详细地址、邮编等信息。

**请自留原稿,概不退稿。**

**期待关心、支持、从事无人系统研发、制造、服务和实践工作的各界人士不吝赐稿。**

地址:北京经济技术开发区同济南路20号院1号楼

电话:010 - 5994 3177

网址:www.zhz.com

邮箱:info@zhz.com