

Unmanned System Total Solution Supplier

无人系统整体解决方案供应商



深圳联合飞机科技有限公司

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 2023年03月 总第五期

创新前沿

NACA0012翼型跨声速
强迫运动非定常空气动力模型

联合飞机
United Aircraft

内部资料 免费交流

大载重设计 多领域应用

航空标准设计 · 高海拔起降 · 多余度控制 · 飞行速度快 · 载重能力强 · 运输侦察多用途



TD550 550公斤级共轴无人直升机

TD550共轴无人直升机采用多余度飞行控制系统,采用航空增压活塞发动机,配置光纤惯导和北斗组合导航,具备峡谷避障飞行能力,飞行速度快,抗风能力强,具有自动化程度高、拓展能力强、可靠安全等特点,其优异的总体气动设计及系统配置使得平台飞行性能更强及行业定制范围更广。

机体尺寸
4.2×1.5×1.8m (L×W×H)

最大起飞重量
550kg

最大有效载荷
120kg

续航时间
8h (载荷35kg) 4h (载荷80kg)
2h (载荷120kg)

最大平飞速度
180km/h

巡航速度
90-120km/h

无地效悬停高度
5000m

有效航程
800km

任务半径
200km (单机,无线电通视)

抗风能力
抗风6级 (12m/s)

实用升限
6500m

工作温度
-50°C~+55°C

CONTENTS 目录

2023年03月
总第五期

创新前沿

The Leading Edge of Innovation

06 NACA0012翼型跨声速强迫运动非定常空气动力模型



18 共轴刚性旋翼的悬停性能对设计参数的敏感性分析

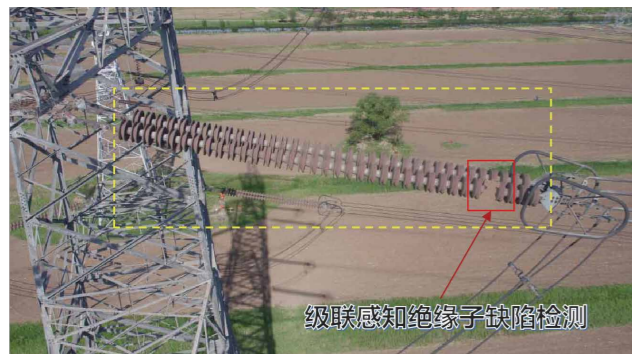
一线论坛

Frontier Forum

30 强度分析中各主要系数的初步研究

40 风场估计及航迹修正控制律的设计与仿真

50 基于级联式目标感知的输电线路绝缘子缺陷检测研究



64 VPX架构在无人机航电设备中的应用

68 低雷诺数定螺距桨叶数值仿真及优化



76 FRACAS系统浅谈

联飞动态

Lianfei News

86 从频繁炸机到世界领先水平,中国无人直升机10年
崛起之路

92 联合飞机携国产无人直升机亮相阿布扎比防务展



行业应用

Industry Application

96 浅析无人机在消防救援中的应用

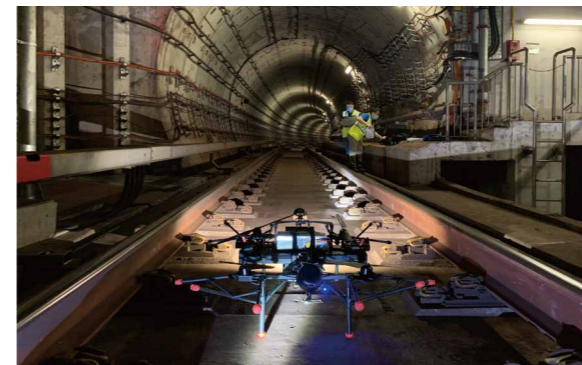
102 地震救援 | 长航时、大载荷无人直升机堪当大任



产品案例

Product Cases

106 “隧道卫士”,联合飞机引领无人机巡查新方向



行业短讯

Trade News

110

特稿

Exclusive

122 纪录片《无人机时代》分享

论文摘要

Quotations

128

资料索引

Data Index

136

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 赵 巍 李晓鸽 李 刚 刘芳国 唐 甜 王晓明 蔡 媛 范欣林 王 涛 王 琦 李德彪 闫怀强
Chief Editor 主编	王康弘
Executive Editor 执行主编	孙立业
Executive Deputy Editor 执行副主编	张元瑞 张亚军 樊建峰 袁 琪
Technical Review 编审	孙 万 刘 炜 李晓亮 孙占磊 李 笑 刘淑彦
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.zhzh.com
E-mail 电子邮箱 info@zhzh.com



深圳联飞微信公众号



中航智信公众号



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》!

NACA0012翼型跨声速强迫运动非定常空气动力模型

文 / 张庆¹ 叶正寅²

(1.北京中航智科技有限公司 北京; 2.西北工业大学航空学院 陕西西安)

摘要: 飞行器的气动力和力矩不仅依赖于瞬时迎角、侧滑角、姿态角等飞行状态参数,而且与这些参数的时间累积效应相关,因此传统的低阶的线性叠加的气动力模型将不再适用于现代高机动性飞行器的非定常气动力建模。为了考察更高阶的气动力模型对非定常迟滞效应模拟的适用程度,本文分别计算了NACA0012翼型在跨声速来流条件下做单自由度强迫沉浮、俯仰以及沉浮/俯仰两自由度耦合运动的非定常气动力的变化规律。然后在Etkin气动力模型的基础上,深入探讨了不同类型的高阶的气动导数在非定常气动力建模中的作用。研究表明,将Etkin气动力模型中对迎角的导数项拓展至二阶就可以较为精确地模拟出翼型在强迫运动各阶段的非定常气动力。

关键词: 跨声速; 气动导数; 气动力建模; 沉浮运动; 俯仰运动; 耦合运动

Abstract: Because the aerodynamic forces and moments not only depends on the flight state parameters, such as instantaneous angle of attack, angle of slip, and Euler angles, but also relates to the time cumulative effect of these flight state parameters, therefore, it is unsuitable to model unsteady aerodynamics for modern aircrafts with high agility by traditional linear superposition theory. In order to investigate the applicability of higher order aerodynamic model on simulation of hysteresis effects, unsteady time histories of aerodynamics for NACA0012 associated with single freedom of forced motions, plunging and pitching, and coupled of plunging and pitching motion at transonic condition have been investigated computationally in this paper. Then effects of various aerodynamic derivatives on aerodynamic model have been discussed based on Etkin aerodynamic model. Final results indicate that unsteady aerodynamics in the forced single or coupled motions could be accurately regenerated if Etkin model were expanded to the second order derivative of angle of attack with respect to time.

Key Words: Transonic; Aerodynamic derivative; Aerodynamic model; Plunging; Pitching; Coupled motion

气动导数作为描述飞行器机动飞行和受扰动时气动特性的关键性气动参数,在飞行器气动性能、控制系统和

总体设计中扮演着非常重要的作用。在传统的飞行控制系统设计、动力学分析、性能仿真等飞行动力学相关问题

的研究中,气动力的数据往往基于小扰动线性叠加原理计算出来,在这种准定常假设情况下,气动力仅仅表示为瞬时飞行状态参数(包括马赫数、雷诺数、迎角、侧滑角等)和舵偏角的函数,并且可以以一种简单的解析函数关系式表示出来。从以往经验来看,该方法在小迎角、小扰动飞行包线范围内,完全可以满足控制系统的设计需要,飞行性能仿真结果也与飞行实验结果比较吻合,因此这种方法一直沿用至今。

但是,随着对战斗机机动性能需求的不断提高,现代飞行器的飞行包线普遍向大迎角区域扩展,在大迎角下,飞机机动飞行产生的三维非定常分离流和涡流使得空气动力呈现高度非线性特性,并伴随有强烈的非定常迟滞效应,气动力和力矩不仅依赖于瞬时迎角、侧滑角、姿态角等飞行状态,而且与它们的时间历程有关,因此原来使用的低阶线性叠加气动模型将不再适用。同时,由于机动飞行状态涵盖了较大的迎角、侧滑角、角速率的变化范围,如果采用风洞实验或是数值计算一一模拟出来,其时间成本和经济成本都难以接受。因此在进行高机动飞行动力学研究中,如何从有限的气动力数据库中建立起较大飞行包线内普适性较好的非定常气动力模型,已经成为新一代战斗机控制系统设计和大迎角飞行动力学性能仿真的迫切需求。

Etkin模型是目前动导数求解时最常用的一种非定常气动力模型,Etkin模型物理意义明确,考虑了时间历史效应对气动导数的影响。但是,在非定常气动力建模时,该模型中的各项气动导数对不同运动形式的非定常气动力的影响规律和适用程度尚不清楚。为此,本文首先计算了NACA0012翼型在强迫运动时的空气动力数据,在此基础上,结合Etkin气动力模型,详细研究了气动力关于迎角的一阶和二阶导数在气动力模型的作用,希望能精确

地重构出翼型单自由度或是耦合强迫运动过程中的非定常气动力,为未来发展高效的、可靠的气动力模型提供参考数据。

1.计算方法以及算例验证

本文的计算采用课题组自己开发的柔性体动力学问题求解软件GMFlow,其中流场求解部分采用基于SA模型的有限体积法,强迫运动时的网格变形方法为弹簧网格变形方法。为了验证求解方法的正确性,首先计算了标准算例NACA0012翼型强迫俯仰运动的非定常气动力变化情况,将计算结果与文献中的计算结果和实验结果对比。

图1是翼型在做俯仰运动过程中各个不同时刻的网格分布情况,原点位于翼型的四分之一弦线处。流场网格是混合网格,网格总数为39192,其中附面层是四边形网格,第一层高度为弦长的1.0e-05倍,一共31层,增长率为1.2,除附面层外的其他区域是三角形网格。图1(a)是初始位置的网格分布情况,图1(b)和图1(c)分别是翼型俯仰过程中抬头和低头时的网格分布情况。由图可知,网格变形过程中附面层网格质量保持较好,附面层的正交性也保持较好,说明弹簧网格可以满足强迫俯仰运动时的网格变形要求。

图2是翼型做俯仰运动时在不同位置的表面压力分布情况,图2(a)和图2(b)分别是抬头和低头时的压力分布情况,由图可知,本文的计算值与实验和文献计算值吻合很好,说明了本文的计算方法是可靠的。

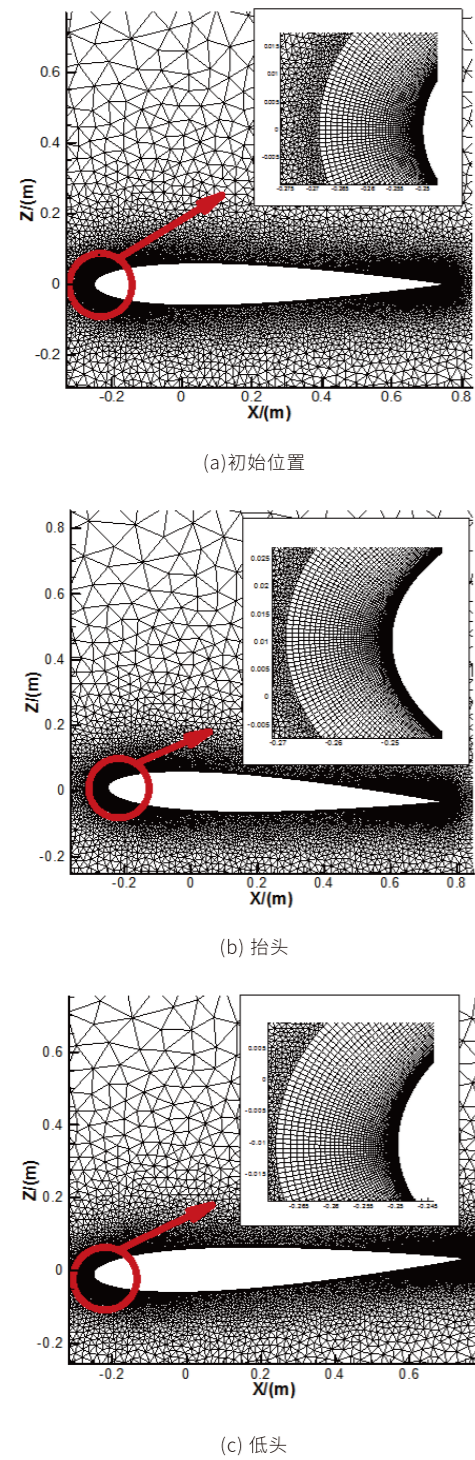


图1 俯仰运动过程中不同时刻的网格分布

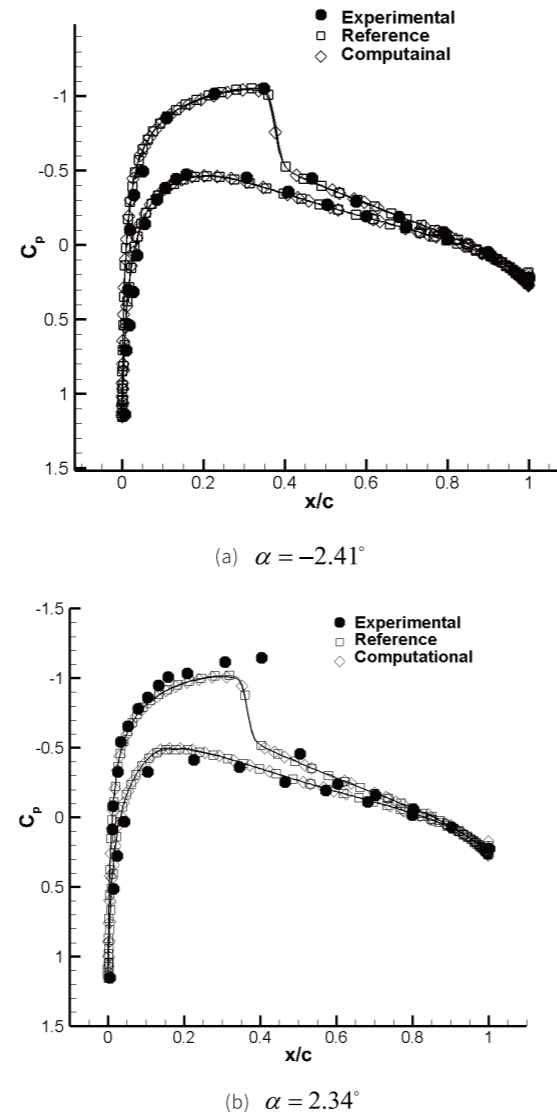


图2 俯仰运动过程中不同位置处的压力分布

图3是翼型做俯仰运动时的力系数迟滞曲线, 图3(a)和图3(b)分别是升力系数迟滞曲线和力矩系数迟滞曲线, 其中力矩的参考点选在四分之一弦长位置。由图可知, 本文的计算值与文献计算值吻合很好, 特别是涡量变化带来的最高/低位置之前的力矩曲线的扭曲现象。但是本文的计算值与实验值有一定差距, 考虑到很多文献中的计算值与实验值均有类似的误差, Guilmineau认为其原因

是数值计算本身的局限性造成的, 包括湍流模型对上翼面后缘附近脱落涡的过度估计以及雷诺平均方程对复杂流动的抹平效果。但是, 考虑到本文计算值与其他文献中的计算值吻合很好, 说明本文的计算方法在一定程度上可以进行类似的强迫运动流场求解。

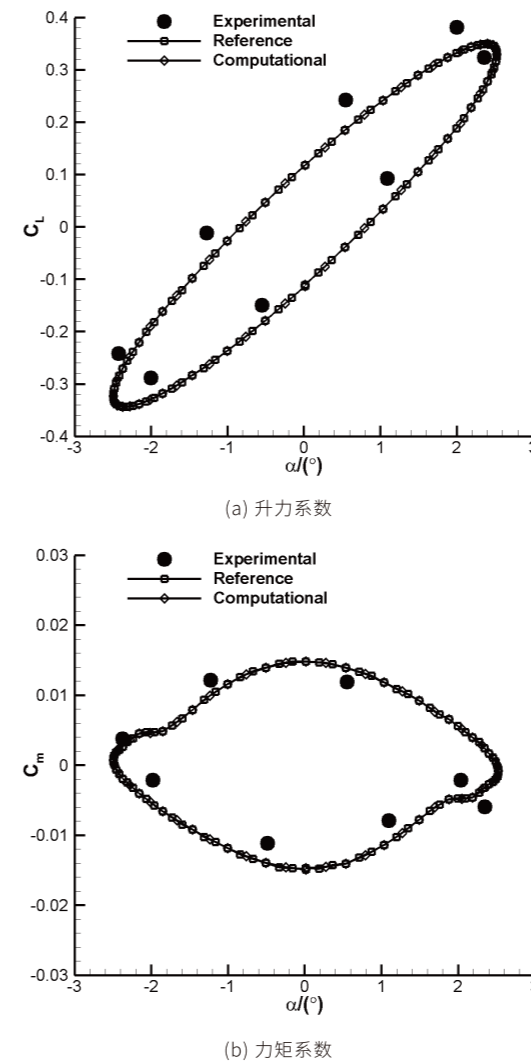


图3 俯仰运动过程中的升力和俯仰力矩系数迟滞曲线

2.强迫运动非定常气动力模型

本节首先分别计算了NACA0012翼型强迫俯仰运动、强迫沉浮运动、以及俯仰/沉浮耦合运动的气动力和力矩变化情况。然后在Etkin气动力模型的基础上分别计算了一阶和二阶的气动导数, 探讨了不同气动导数在非定常气动力建模上的作用。

与文献一样, 俯仰运动的运动规律可以描述为

$$\alpha(t) = \alpha_0 + A \sin(\omega t) = \alpha_0 + A \sin(2\pi f t) \quad (1)$$

式中, α_0 是初始位置处的迎角, A 是简谐振动的振幅, ω 是简谐振动的圆频率, f 是简谐振动的频率。

本文定义减缩频率为

$$k = \frac{\omega C}{2V_\infty} \quad (2)$$

式中 C 是翼型的弦长。在本文中, 强迫运动时自由流的马赫数为0.755, 翼型弦长为1.0m, 强迫运动的减缩频率为0.0814。俯仰运动的初始迎角为0.016°, 俯仰振幅为2.51°。

图4是强迫俯仰运动时的升力系数和关于四分之一弦点的俯仰力矩系数随时间的变化曲线, 图中计算了三个周期的气动力, 由图可知, 在第一个计算周期的初始阶段, 计算的结果收敛性较差, 这主要是由于定常计算的步数不足。从第二个周期开始, 力和力矩系数已经达到了较好的谐振性, 可以认为计算结果已经收敛。因此, 为了减小计算工作量, 本文的所有强迫运动过程都只计算了三个运动周期。

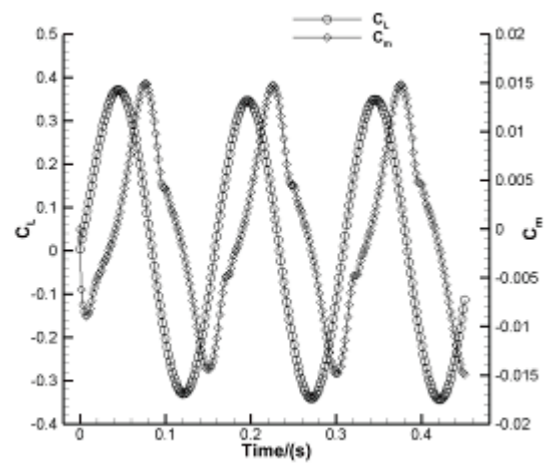


图4俯仰运动过程中的升力和力矩系数随时间变化图

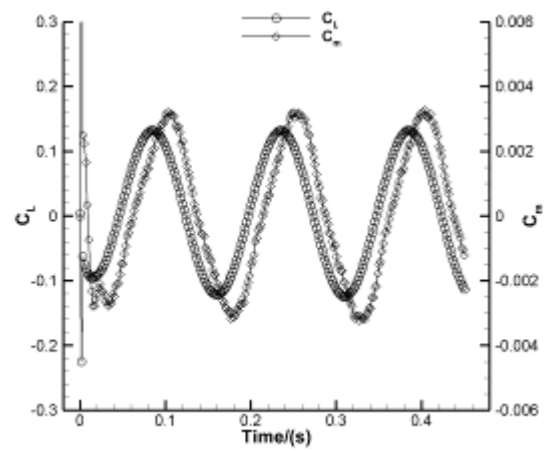


图5沉浮运动过程中的升力和力矩系数随时间变化图

图5是翼型强迫沉浮运动时的力和力矩系数变化情况,其运动规律为

$$z(t) = z_0 + z_m \sin(\omega t) \quad (3)$$

式中, $z_0 = 0$ 是初始位置处的纵向位移, $z_m = 0.1m$ 是沉浮运动的振幅, ω 和 f 的定义与数值均和式(1)相同。

考虑洗流影响,在沉浮运动的任一时刻,瞬时迎角为:

$$\alpha(t) = \alpha_0 - \omega z_m \cos(\omega t) / V_\infty \quad (4)$$

图6是翼型强迫俯仰/沉浮耦合运动时的力和力矩系数变化情况,其运动规律为式(1)和式(3)叠加。对比图4-6可知,虽然耦合运动形式是俯仰和沉浮运动的叠加,但是耦合运动的气动力和力矩并不等于俯仰运动和沉浮运动的简单叠加,这也说明了翼型强迫运动时气动力的非线性迟滞特性比较复杂,并不是简单的线性叠加关系。

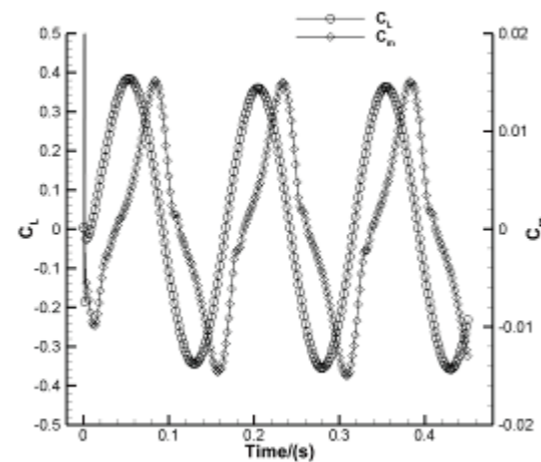


图6俯仰/沉浮耦合运动过程中的升力和力矩系数随时间变化图

2.1 一阶气动模型

根据Etkin气动力模型,强迫运动过程中的非定常气动力可以表示为

$$\begin{aligned} \Delta C_j &= C_j - C_{j0} = C_{j\alpha} \Delta \alpha + \\ &C_{j\dot{\alpha}} \left(\frac{C}{2V_\infty} \right) \Delta \dot{\alpha} + C_{jq} \left(\frac{C}{2V_\infty} \right) \Delta q \end{aligned} \quad (5)$$

式中, C_{j0} 是平衡位置处的力系数或是力矩系数。由于上式中 $C_{j\dot{\alpha}}$ 和 C_{jq} 的量纲相同,都是空气动力系数对角度随时间一阶变化率的导数,所以在本文中称上式为一阶气动力模型。根据强迫俯仰运动时运动规律可知

$$\dot{\alpha}(t) = q = A\omega \cos(\omega t) \quad (6)$$

俯仰运动的非定常气动力可以表示为

$$\begin{aligned} \Delta C_j &= A \sin(\omega t) \cdot C_{j\alpha} \\ &+ kA(\cos(\omega t) - 1)(C_{j\dot{\alpha}} + C_{jq}) \end{aligned} \quad (7)$$

此处需要注意,由于 ΔC_j 是相对于初始位置的变化量,因此右侧是 $(\cos(\omega t) - 1)$ 而不是 $\cos(\omega t)$ 。所以

$$C_{j\dot{\alpha}} + C_{jq} = \left(\int_{T_n}^{T_{n+1}} \Delta C_j \cos(\omega t) dt \right) / \left(kA \frac{\pi}{\omega} \right) \quad (8)$$

根据强迫沉浮运动时运动规律可知

$$\dot{\alpha}(t) = \omega^2 z_m \sin(\omega t) / V_\infty \quad (9)$$

沉浮运动的非定常气动力可以表示为

$$\begin{aligned} \Delta C_j &= C_{j\alpha} \frac{-\omega z_m \cos(\omega t)}{V_\infty} \\ &+ C_{j\dot{\alpha}} \frac{\omega^2 z_m}{V_\infty} \left(\frac{C}{2V_\infty} \right) \sin(\omega t) \end{aligned} \quad (10)$$

所以

$$C_{j\dot{\alpha}} = \left(\int_{T_n}^{T_{n+1}} \Delta C_j \sin(\omega t) dt \right) / \left(\frac{\omega^2 z_m \pi C}{2V_\infty^2} \right) \quad (11)$$

将式(8)和式(11)相减就可以得到单独的 $C_{j\dot{\alpha}}$ 和 C_{jq} , 根据图4和图5的结果,可以求得一阶气动力模型的各个气动力系数,详细结果见下表。

表1 气动导数值

$C_{L\dot{\alpha}} = -38.9457$	$C_{Lq} = 6.6747$
$C_{m\dot{\alpha}} = -2.0595$	$C_{mq} = -1.3344$

2.2 二阶气动模型

根据Etkin气动力模型,非定常气动力可以表示为

$$\begin{aligned} \Delta C_j &= C_{j\alpha} \Delta \alpha + C_{j\dot{\alpha}} \left(\frac{D}{2V_\infty} \right) \Delta \dot{\alpha} + \\ &C_{j\ddot{\alpha}} \left(\frac{D}{2V_\infty} \right)^2 \Delta \ddot{\alpha} + C_{jq} \left(\frac{D}{2V_\infty} \right) \Delta q + C_{j\dot{q}} \left(\frac{D}{2V_\infty} \right) \Delta \dot{q} \end{aligned} \quad (12)$$

由于上式中 $C_{j\ddot{\alpha}}$ 和 $C_{j\dot{q}}$ 的量纲相同,都是空气动力系数对角度随时间二阶变化率的导数,所以在本文中称上式为二阶气动力模型。与2.1节类似,由俯仰运动的气动力变化规律可以得到

$$\begin{aligned} C_{j\dot{\alpha}} &= C_{j\alpha} / k^2 - \left(\int_{T_n}^{T_{n+1}} \Delta C_j \sin(\omega t) dt \right) / \left(k^2 A \frac{\pi}{\omega} \right) \\ C_{j\dot{\alpha}} + C_{jq} &= \left(\int_{T_n}^{T_{n+1}} \Delta C_j \cos(\omega t) dt \right) / \left(kA \frac{\pi}{\omega} \right) \end{aligned} \quad (13)$$

由沉浮运动的气动力变化规律可以得到

$$\begin{aligned} C_{j\dot{\alpha}} &= \left(\int_{T_n}^{T_{n+1}} \Delta C_j \sin(\omega t) dt \right) / \left(\frac{\omega^2 z_m \pi C}{2V_\infty^2} \right) \\ C_{j\dot{\alpha}} &= \left(\int_{T_n}^{T_{n+1}} \Delta C_j \cos(\omega t) dt \right) / \left(\frac{z_m \pi}{V_\infty} \right) + C_{j\alpha} / k^2 \end{aligned} \quad (14)$$

将式(13)和式(14)相减就可以得到单独的 $C_{j\dot{\alpha}}$ 和 C_{jq} , 根据图4和图5的结果,可以求得一阶和二阶气动力模型的各个气动力系数,详细结果见表2。对比2.1节中的结果可知,两种方法计算出来的一阶气动系数完全一样,

这也间接说明,传统上忽略高阶导数的做法对低阶气动导数的求解结果并没有影响,这也是传统上普遍采用Etkin气动模型进行小迎角、小扰动飞行包线范围内动态稳定性分析的重要原因。

表2 气动导数值

$C_{L\alpha}$	C_{Lq}
$C_{L\dot{\alpha}}$	$C_{L\dot{q}}$
$C_{m\alpha}$	C_{mq}
$C_{m\ddot{\alpha}}$	$C_{m\ddot{q}}$
-38.9457	6.6747
578.5118	-38.2752
-2.0595	-1.3344
18.8996	12.9044

2.3 气动力建模结果对比

2.1节和2.2节分别以强迫运动的数值模拟结果为基础,讨论了一阶(式(5))和二阶(式(12))气动导数的计算方法,得到这些气动导数以后,就可以通过气动力数学模型,将非定常气动力与运动参数直接联系起来。为了定量考察这些气动力模型对强迫运动过程非定常迟滞效应模拟的适用程度,本节详细对比了这些气动力模型的计算结果与直接采用CFD进行计算得到的结果。

图7-9分别是采用一阶和二阶Etkin气动力模型计算得到的强迫俯仰运动、强迫沉浮运动以及耦合运动的气动力与采用CFD方法得到的气动力迟滞曲线的对比图。图中,Computational代表的是CFD计算结果,Derived1表示采用一阶气动模型计算出的气动力,Derived2表示采用二阶气动模型计算出的气动力。由图7可知,对于强迫俯仰运动,采用二阶气动导数得到的升力系数与CFD计算值完全重合,而采用一阶气动导数得到的升力系数误差随着迎角的增加而增大,在最大迎角位置比CFD计算值大50%。对于俯仰力矩系数,一阶模型

的误差较大,而二阶模型的结果与CFD计算值虽然不像升力系数那样完全重合,但是吻合程度也较好。

表3是俯仰运动不同位置处的不同变量对该时刻非定常气动力的贡献情况,需要注意的是,强迫俯仰运动时 $\dot{\alpha}$ 与 q 的数值相等, $\ddot{\alpha}$ 与 \dot{q} 的数值相等。由表3可知,在俯仰运动四分之一周期时,到达抬头最大位置处,此时 $\ddot{\alpha}$ 对应的非定常升力和力矩分别占总的非定常升力和力矩的-37.98%和-45.72%, \dot{q} 对应的非定常升力和力矩分别占总的非定常升力和力矩的2.51%和-31.21%。由于忽略了 $\ddot{\alpha}$ 与 \dot{q} 这两项的影响,所以一阶气动力模型对应的升力和力矩系数与CFD计算值差别较大,详见图7。在俯仰运动四分之三周期时,到达低头最大位置处。此时 $\ddot{\alpha}$ 与 \dot{q} 这两项对非定常特性的贡献也比较大,所以与四分之一周期时的情况类似,一阶模型的计算结果误差较大。而在二分之一周期时,翼型低头经过初始位置,由于 $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\dot{\alpha}$ 以及 q 的数值刚好为0,此时非定常气动力主要由 $\dot{\alpha}$ 和 q 项产生,所以一阶气动力模型就能较为准确地重现出非定常气动力。在一个周期时,翼型抬头经过初始位置,此时的非定常气动力贡献情况与二分之一周期时相反,此时由于 $\Delta\dot{\alpha}$ 和 $\Delta\dot{q}$ 的数值刚好为0,此时非定常气动力主要由 α 、 $\dot{\alpha}$ 以及 q 项产生。这些分析结果与图7的结论一致,说明在俯仰运动过程中,二阶模型才能更准确地再现出非定常气动力和力矩。

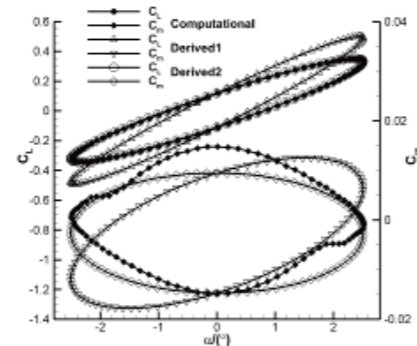


图7 俯仰运动过程中的升力和力矩系数迟滞曲线

表3 俯仰运动不同位置非定常气动力分布情况

		α	$\dot{\alpha}$	$\ddot{\alpha}$	q	\dot{q}
$\frac{T}{4}$	$\Delta C_L \%$	109.44%	31.41%	-37.98%	-5.38%	2.51%
	$\Delta C_m \%$	76.08%	61.20%	-45.72%	39.65%	-31.21%
$\frac{T}{2}$	$\Delta C_L \%$	0	120.68%	0	-20.68%	0
	$\Delta C_m \%$	0	60.68%	0	39.32%	0
$\frac{3T}{4}$	$\Delta C_L \%$	228.27%	-65.52%	-79.22%	11.23%	5.24%
	$\Delta C_m \%$	-74.81%	60.18%	44.95%	38.99%	30.69%
T	$\Delta C_L \%$	147.95%	0	-51.35%	0	3.40%
	$\Delta C_m \%$	-8935.85%	0	5369.58%	0	3666.27%

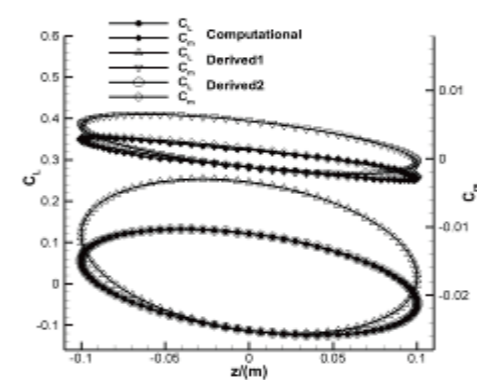


图8 沉浮运动过程中的升力和力矩系数迟滞曲线

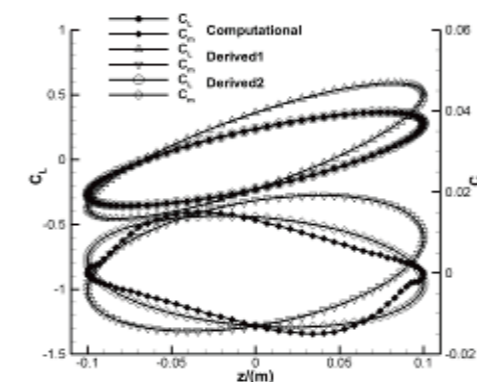


图9 耦合俯仰/沉浮运动过程中的升力和力矩系数迟滞曲线

图8是采用一阶和二阶Etkin气动力模型计算得到的强迫沉浮运动的气动力与采用CFD方法得到的气动力迟滞曲线的对比图。由图8可知,对于强迫沉浮运动,采用二阶气动导数得到的升力系数与CFD计算值几乎完全重合,而采用一阶气动导数得到的升力系数误差较大,在最大纵向位移位置比CFD计算值大90%。对于俯仰力矩系数,一阶模型的误差较大,而二阶模型的结果与CFD计算值虽然不像升力系数那样完全重合,但是吻合程度也较好。

表4是沉浮运动不同位置处迎角的各阶导数对非定常气动力的贡献情况,由于强迫沉浮运动时没有俯仰角速度,所以在表4中没有出现 q 和 \dot{q} 项对应的非定常气动力。由表4可知,在沉浮运动四分之一周期时,到达纵向最大位置处,此时 $\ddot{\alpha}$ 对应的非定常升力和力矩分别占总的非定常升力和力矩的-94.84%和148.24%。由于忽略了 $\ddot{\alpha}$ 的影响,所以一阶气动力模型对应的升力和力矩系数与CFD计算值差别较大,详见图8。在沉浮运动四分之三周期时,到达纵向最小位置处。此时 $\ddot{\alpha}$ 对非定常特性的贡献

也比较大,其数值分别为-36.92%和-49.93%,所以与四分之一周期时的情况类似,一阶模型的计算结果误差较大。而在二分之一周期时,翼型下沉经过初始位置,由于 $\Delta\dot{\alpha}$ 的数值刚好为0,此时非定常气动力主要由 α 和 $\ddot{\alpha}$ 产生。在一个周期时,翼型回到初始位置,此时的非定常气动力贡献情况与二分之一周期时刚好相反,由于 $\Delta\alpha$ 和 $\Delta\ddot{\alpha}$ 的数值为0,所以此时非定常气动力主要由 $\dot{\alpha}$ 产生。这与图8的结论一致,说明在沉浮运动过程中,二阶模型才能更准确地再现出非定常气动力和力矩。

表4 沉浮运动不同位置非定常气动力分布情况

		α	$\dot{\alpha}$	$\ddot{\alpha}$
$\frac{T}{4}$	$\Delta C_L\%$	273.27%	-78.43%	-94.84%
	$\Delta C_m\%$	-246.70%	198.46%	148.24%
$\frac{T}{2}$	$\Delta C_L\%$	153.15%	0	-53.15%
	$\Delta C_m\%$	250.57%	0	-150.57%
$\frac{3T}{4}$	$\Delta C_L\%$	106.39%	30.53%	-36.92%
	$\Delta C_m\%$	83.09%	66.84%	-49.93%
T	$\Delta C_L\%$	0	100.00%	0
	$\Delta C_m\%$	0	100.00%	0

图9是采用一阶和二阶Etkin气动力模型计算得到的强迫俯仰/沉浮耦合运动的气动力与采用CFD方法得到的气动力迟滞曲线的对比图。由图9可知,对于强迫耦合运动,采用二阶气动导数得到的升力系数与CFD计算值完全重合,而采用一阶气动导数得到的升力系数误差较大,在最大纵向位移位置比CFD计算值大145%。对于俯仰力矩系数,一阶模型的误差较大,而二阶模型的结果与CFD计算值虽然不像升力系数那样完全重合,但是吻合程度也较好。

表5是耦合运动不同位置处各导数对非定常气动力的贡献情况。由表5可知,在耦合运动四分之一周期时,到达纵向最大位置处,此时也处于抬头的最大位置,此时 $\ddot{\alpha}$ 对应的非定常升力和力矩分别占总的非定常升力和力矩的-45.35%和-70.82%, \dot{q} 对应的非定常升力和力矩分别占总的非定常升力和力矩的2.19%和-35.25%。由于忽略了 $\ddot{\alpha}$ 与 \dot{q} 这两项的影响,所以一阶气动力模型对应的升力和力矩系数与CFD计算值差别较大,详见图9。在耦合运动四分之三周期时,到达纵向最小位置处,此时也处于低头的最大位置。此时 $\ddot{\alpha}$ 对非定常特性的贡献也比较大,其数值分别为-245.66%和21.26%, \dot{q} 对非定常特性的贡献分别为25.87%和23.00%,所以与四分之一周期时的情况类似,一阶模型的计算结果误差较大。而在二分之一周期时,翼型下沉经过初始位置,由于 $\Delta\dot{q}$ 的数值刚好为0,对非定常气动力没有贡献。在一个周期时,翼型回到初始位置,此时 Δq 的数值刚好为0,对非定常气动力没有贡献。虽然耦合运动气动力并不是单独运动的简单叠加,但是通过对经典Etkin气动力模型的二阶延拓,能准确地再现出沉浮/俯仰耦合运动过程的非定常气动特性。

表5 耦合运动不同位置非定常气动力分布情况

		α	$\dot{\alpha}$	$\ddot{\alpha}$	q	\dot{q}
$\frac{T}{4}$	$\Delta C_L\%$	130.66%	17.18%	-45.35%	-4.68%	2.19%
	$\Delta C_m\%$	117.86%	43.43%	-70.82%	44.78%	-35.25%
$\frac{T}{2}$	$\Delta C_L\%$	77.34%	59.74%	-26.84%	-10.24%	0
	$\Delta C_m\%$	25.21%	54.58%	-15.15%	35.36%	0
$\frac{3T}{4}$	$\Delta C_L\%$	707.86%	-443.48%	-245.66%	55.41%	25.87%
	$\Delta C_m\%$	-35.22%	61.85%	21.16%	29.21%	23.00%
T	$\Delta C_L\%$	172.08%	-16.19%	-59.93%	0	4.04%
	$\Delta C_m\%$	-349.64%	92.22%	210.81%	0	146.61%

3. 结论

本文基于Etkin气动力模型,分别探讨了不同的气动力模型对NACA0012翼型跨声速强迫运动过程非定常气动力建模的适用程度,结果表明:

(1)不论是强迫俯仰运动、沉浮运动,还是俯仰/沉浮耦合运动,将气动导数拓展至迎角和俯仰角的二阶导数,都可以十分精确地重现出强迫运动过程中的非定常升力变化情况。

(2)由于俯仰力矩的迟滞曲线并不是简单的椭圆形,二阶模型计算出的强迫运动过程的俯仰力矩与CFD计算值的吻合程度不像升力那么好,说明俯仰力矩的模型要比升力更加复杂。

(3)俯仰/沉浮耦合运动的非定常气动力并不是俯仰运动和沉浮运动的简单叠加,说明精确的气动力建模还需要深入考虑其它变量的影响。

本文的研究结果表明,Etkin气动力模型对于非线性较强的气动力建模仍然具有较好的适用性,但是,对于三维流动,以及接近失速迎角情况下的非定常气动力的建模,需要更加深入地讨论马赫数,减缩频率,以及更高阶导数以及交叉导数在非定常气动力模型中的作用。

参考文献

[1]杨磊,叶正寅. 倾转涵道倾转过渡阶段的非定常气动力[J]. 航空动力学报, 2015,30(1):155-163.

[2]刘绪, 刘伟, 周云龙, 等. 吸气式内外流一体化飞行器导数数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2):147-155.

[3]ETKIN B. Dynamics of atmospheric flight[M]. Courier Dover Publications, 2012.

[4]袁先旭, 陈琦, 谢昱飞, 等. 导数数值预测中的相关问题[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2385-2394.

[5]陈琦, 陈坚强, 袁先旭等. 方形截面俯仰振荡对滚转特性的影响[J]. 力学学报, 2016, 48(6): 1281-1289.

[6]和争春, 钱炜祺, 朱国林, 蔡金狮. 飞行器跨声速区俯仰力矩系数建模方法研究

[7]MCCROSKEY W J, PHILIPPE J J. Unsteady Viscous Flow on Oscillating Airfoils[J]. AIAA Journal, 1975, 13(1):71-79.

[8]GHOREYSHI M, CUMMINGS R M. Challenges in the aerodynamics modeling of an oscillating and translating airfoil at large incidence angles[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 28:176-190.

[9]谢飞,叶正寅. 不同振动形式下的翼型失速特性[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(1):56-60.

[10]NELSON R C, PELLETIER A. The unsteady aerodynamics of slender wings and aircraft undergoing large amplitude maneuvers[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39:185-248.

[11]MARZOCCA P, LIBRESCU L, SILVA W A. Aeroelastic response of nonlinear wing sections using a functional series technique[J]. AIAA Journal, 2002, 40(5): 813-824.

[12]SILVA W A. Application of nonlinear systems theory to transonic unsteady aerodynamic responses[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(5): 660-668.

[13]SILVA W A. Simultaneous excitation of multiple-input multiple-output CFD-based unsteady aerodynamic systems[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(4): 1267-1274.

[14]ZHANG Qing, HUA Ruhao, YE Zhengyin. Experimental and Computational Investigation of Novel Vertical Tail Buffet Suppression Method for High Sweep Delta Wing[J]. SCIENCE CHINA Technological Sciences, 2015, 58(1):147-157.

[15]ZHANG Q, YE Z Y. Novel Method Based on Inflatable Bump for Vertical Tail Buffeting Suppression[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(1):367-371.

[16]蒋跃文. 基于广义网格的CFD方法及其应用[D]. 西安:西北工业大学,2012.

[17]张庆. 高速再入飞行器动力学问题研究[D]. 西安:西北工业大学, 2018.

[18]许和勇,叶正寅. 涵道螺旋桨与孤立螺旋桨气动特性的数值模拟对比[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2820-2825.

[19]RAUSCH R D, BATINA J T, Yang H T Y. Spatial Adaptation of Unstructured Meshes for Unsteady Aerodynamic Flow Computations[J]. AIAA Journal, 1992, 30(5):1243-1251.

[20]BATINA J T. Unsteady Euler Airfoil Solutions Using Unstructured Dynamic Meshes[J]. AIAA Journal, 1990, 28(8):1381-1388.

[21]KANDIL O A, CHUANG H A. Unsteady Transonic Airfoil Computation Using Implicit Euler Scheme on Body-Fixed Grid[J]. AIAA Journal, 1989, 27(8):1031-1037.

[22]BATINA J T. Implicit Flux-Split Euler Schemes for Unsteady Aerodynamic Analysis Involving Unstructured Dynamic Meshes[J]. AIAA Journal, 1991, 29(11): 1836-1843.

[23]康伟,张家忠. 翼型局部弹性自激振动的增升减阻效应研究[J]. 西安交通大学学报, 2011, 45(5): 94-101.

Composite Products

复合材料产品

联合飞机深耕航空航天复合材料领域研究,致力于从材料、工艺、设计、验证、使用维护五个维度控制成本,进而降低产品全寿命周期费用。

现具有丰富的复合大、中、小型机体结构设计经验,具备结合产品需求和特点提供包括结构设计方案论证、详细设计、尺寸优化、铺层优化、工艺优化、试验验证、动静疲轻度分析等专业的全复合材料结构方案。



>> 复材航空部件产品

轻量化、高性能、一体化

复合材料的高比强度、高比刚度、可设计性能、抗疲劳性和耐腐蚀性好等特点,被越来越广泛应用于各类航空飞行器,极大促进了飞行器的轻量化、高性能化、结构功能一体化发展。尤其复合材料的共固化、共胶接、二次胶接或液体成型等技术手段,极大减少了零件和紧固件数目,因而在机身和机翼部件制造中得到了大量运用。

>> 复材弹体领域产品

轻量化、低成本、耐高温

据分析,火箭等航空器及其发动机质量每减少1kg,就可让火箭射程增加20km,而复合材料的结构轻量化、低成本、高耐热和耐高温性能优势,使得复合材料在航空市场、火箭领域有很好的市场需求,可以广泛应用于弹体、弹翼、尾翼、雷达罩、进气道等部件制造。

>> 复材定制零部件产品

先进性、专业化、定制化

碳纤维复合材料是先进复合材料的典型代表,具有强度高、重量轻、耐腐蚀、耐疲劳、蠕变小等性能优势,成为传统金属的理想替代材料,适用于多种机械设备的零部件,进而发挥低能耗、便捷、寿命长、承载性好等特殊应用价值。

部件产品



复材航空部件产品
Composite Aviation Components



复材弹体领域产品
Composite Ammunition Body Products



复材定制零部件产品
Tailored Composite Parts and Components



共轴刚性旋翼的悬停性能对设计参数的敏感性分析

文 / 徐茜

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要:为研究不同设计参数对共轴刚性旋翼悬停性能的影响,本文基于RANS方程,采用自适应的笛卡尔网格划分技术,结合定常动量源方法,对某型无人直升机共轴刚性旋翼悬停流场进行了数值模拟。然后按照给定规律,改变影响较大的旋翼设计参数,计算并分析不同参数下的悬停性能,通过趋势图、曲面图、Pareto图分析单、多参数对悬停性能的影响关系并进行敏感性分析。结果表明:本文采用的数值计算方法能够很好地模拟共轴刚性旋翼悬停流场,且具有较高的计算精度;各参数对Pr及FOM的影响呈单调趋势;旋翼设计参数对Pr及FOM的影响比重从高到低排序均为旋翼半径、扭转角、旋翼转速、桨叶弦长,且旋翼半径对Pr的影响较对FOM的影响大。

关键词:共轴刚性旋翼;定常动量源方法;悬停性能;参数敏感性分析

Abstract: In order to study the influence of different design parameters of coaxial rotors on hovering performance, RANS equation, adaptive Cartesian grid technology and SRMS method were used to simulate a coaxial rigid rotors hovering flow field of an unmanned helicopter. Then, according to the giving rule, the rotor design parameters with greater influence were changed to calculate and analyze the hovering performance under different parameters. The influence relationship of single and multiple parameters on the hovering performance was analyzed by trend diagram, surface diagram and Pareto diagram, and sensitivity analysis was conducted. The results show that the numerical method adopted in this paper can well simulate the hovering flow field of the coaxial rigid rotors and has high computational accuracy. The influence of each parameter on Pr and FOM show a monotonic trend. The influence of rotor design parameters on Pr and FOM from high to low rank are rotor radius, twist angle, rotate speed and blade chord length, and the influence of rotor radius on Pr is greater than that on FOM.

Key Words:Coaxial rigid rotors;SRMS;Hovering performance;Sensitivity analysis.

引言

共轴刚性旋翼的桨叶刚性地连接在桨毂上,取消了挥舞铰和摆振铰,仅保留变距铰。Lakshminarayan等采用滑移网格技术,初步分析了共轴双旋翼的气动干扰特性;许和勇等建立了基于非结构嵌套网格和Eular方程,对共轴直升机悬停流场和气动性能进行了研究;朱正等基于运动嵌套网格方法,研究了悬停状态下上、下旋翼的非定常干扰机理。以上研究情况表明,共轴刚性旋翼的悬停性能仍是当前研究的热点。余雄庆等基于拉丁超立方设计及多项式响应面方法构建了代理模型,可实现参数敏感性分析结果实时显示,并综合应用二维曲线图、三维曲面图及Pareto图表达参数敏感性分析结果。

本文基于RANS方程,采用自适应的笛卡尔网格划分技术,结合定常动量源方法,对某型无人直升机共轴刚性旋翼悬停流场进行了数值模拟。并按照给定规律,改变4个影响较大的旋翼设计参数,计算并分析不同参数下悬停性能,通过趋势图、曲面图、Pareto图对单、多参数的影响进行敏感性分析。

1.数值方法

1.1 网格生成

本文采用自适应的笛卡尔网格来计算包含直升机机身、尾翼等在内的复杂几何外形的流场。自适应的笛卡尔网格生成过程简单、耗时少,同时可根据机身表面特性及旋翼流场特性对局部区域的网格进行加密,使其分布较为合理,相比一般的非结构网格可提高计算精度。本文所生成用于计算某型无人直升机悬停性能所用网格共800万,计算域为 $[-10R, 10R] \times [-10R, 10R] \times [-10R, 10R]$ 。

对机身表面曲率大及尺寸较小的区域进行加密,机身表面加密的边界层网格数为8层,第一层网格厚度取 10^{-4} ,以保证机身表面网格 Y^+ 为30。某型无人直升机旋翼及机身流场网格如图1所示。

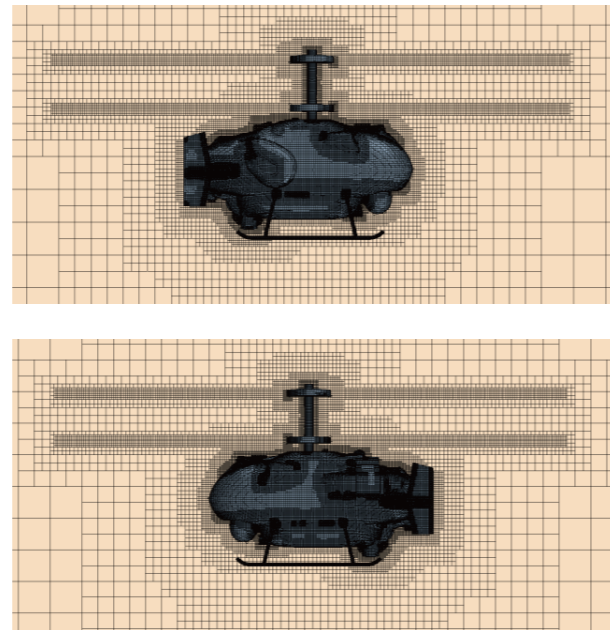


图1 悬停流场计算网格

1.2 数值模拟方法

本文采用定常动量源(steady rotor momentum source, SRMS)方法,又称为作用盘模型,开展直升机旋翼流场的数值模拟。其基本思想是用作用盘代替旋翼,将桨叶对气流的作用以动量源的形式来代替,并将桨叶对空气周期性的流动通过时间平均的方法转化为“准定常”流动。该方法可在保证旋翼下洗流场本质属性的前提下,完成旋翼下洗流对机身流场干扰特性的有效模拟;不需要生成每片桨叶的贴体网格,可以显著减少网格数、降低计算时间并提高模拟旋翼下洗流场的效率。

带有动量源项的三维可压RANS方程可写为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V W dV + \iint_S (F_c - F_v) \cdot n dS = \iiint_V S dV \quad (1)$$

$$\text{其中, } W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{Bmatrix}, \quad F_c = \begin{Bmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_x p \\ \rho v V + n_y p \\ \rho w V + n_z p \\ \rho h V \end{Bmatrix},$$

$$F_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{Bmatrix}, \quad S = \begin{Bmatrix} 0 \\ S_x \\ S_y \\ S_z \\ 0 \end{Bmatrix}.$$

其中, ρ 、 p 、 e 、 h 分别是流体的密度、压强、单位质量的总能和单位质量的总焓; u 、 v 、 w 分别为速度在 x 、 y 、 z 方向的分量; S_x 、 S_y 、 S_z 代表动量源项在 x 、 y 、 z 方向的分量。

对式(1)进行空间离散,将其改写为:

$$\frac{dW_l}{dt} = -\frac{1}{V_l} \left[\sum_{m=1}^{N_f} (F_c - F_v)_m \cdot \Delta S_m - (SV)_l \right] \quad (2)$$

湍流模型采用 k - Ω 湍流模型,选择COUPLE二阶隐式求解方法。远场边界条件为下表面设置压力出口边界条件,其余表面设置速度入口边界条件,机身表面为无滑移物面边界条件。

共轴双旋翼悬停状态下给定的模拟流场初始条件如下:

$$\rho = \rho_\infty$$

$$\begin{aligned} u &= 0 \\ v &= 0 \\ w &= 0 \\ p &= p_\infty \end{aligned} \quad (3)$$

设置上下旋翼的拉力系数和扭矩系数为监视量,当旋翼拉力系数和扭矩系数收敛至稳定值时,认为计算收敛。拉力系数 C_T 和扭矩系数 C_Q 的定义见公式(4)及(5):

$$C_T = \frac{T_{up} + T_{down}}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \quad (4)$$

$$C_Q = \frac{Q_{up} + Q_{down}}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R} \quad (5)$$

其中, T_{up} 为上旋翼拉力, T_{down} 为下旋翼拉力, Q_{up} 为上旋翼扭矩, Q_{down} 为下旋翼扭矩, ρ 为大气密度, Ω 为旋翼转速, R 为旋翼半径。

悬停效率FOM (Figure of Merit) 及旋翼需用功率Pr是直升机悬停性能的重要衡量指标,共轴双旋翼直升机的悬停效率定义为:

$$FOM = \frac{C_T^{1.5}}{\sqrt{2} C_Q} \quad (6)$$

旋翼需用功率Pr定义为:

$$Pr = (Q_{up} + Q_{down}) \Omega \quad (7)$$

2. 算例验证

由于本文的研究对象是共轴刚性旋翼，同时为了表明本文建立的动量源法及流场数值模拟方法可以用于共轴刚性旋翼悬停气动特性研究，选取了有试验数据的Nagashima共轴双旋翼模型，通过计算并对比它们在悬停状态下的CT/σ、CQ/σ值验证该方法在模拟共轴刚性双旋翼悬停气动特性方面的有效性及准确性。

表1所示为Nagashima共轴双旋翼模型的相关参数。表2所示为计算中选取的上下旋翼总距状态。网格及数值计算方法如前文所述，网格总数约300万。

表1 Nagashima共轴双旋翼相关参数

旋翼参数	数值
桨叶片数 b	2+2
旋翼半径 R/m	0.38
旋翼实度 σ	0.20
平面形状	矩形
桨叶弦长 c/m	0.06
桨叶根切 rcut	0.21R
桨叶扭转角/°	0
翼型	NACA0012
桨盘间距 H	0.264R
旋翼转速 Ω/rpm	3100
桨尖速度/ms ⁻¹	123.36

表2 Nagashima共轴双旋翼计算状态表

上旋翼总距 θ _{0.75_up} /°	下旋翼总距 θ _{0.75_down} /°
6	-3~12
12	-3~12
-3~12	6
-3~12	12

上下旋翼总距分别为9°及12°时对称面速度分布如图2所示：

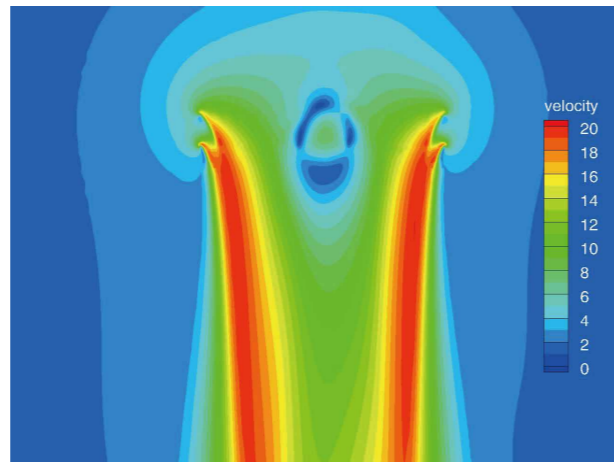


图2 对称面速度分布

图3所示为不同旋翼总距下，上下旋翼的CT/σ-CQ/σ曲线与试验值的对比。

由图中可以看出，计算得到的旋翼性能曲线与试验值基本吻合，总距角较小时计算值与试验值误差较大，总体而言误差在可接受的范围内。结果表明，本文所用的数值计算方法可以能够反映共轴双旋翼拉力系数-扭矩系数之间的变化趋势，且本文建立的气动分析模型能够用于小型共轴无人直升机悬停状态气动计算及参数化分析。

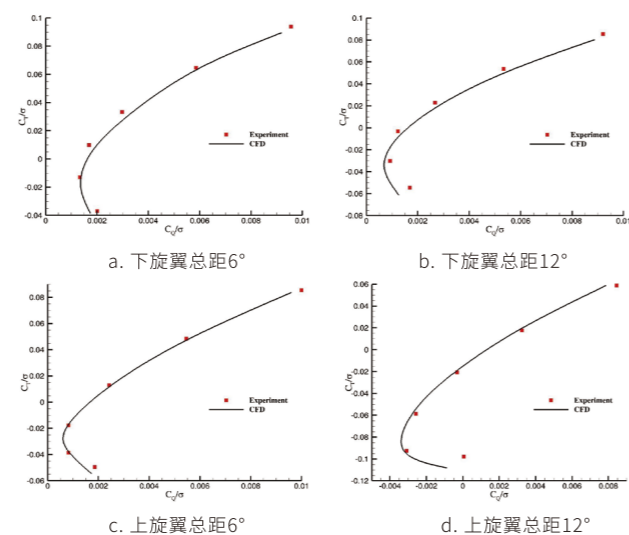


图3 CT/σ-CQ/σ计算值和试验值对比

3. 参数敏感性分析

以某型共轴双旋翼无人直升机为研究对象，其旋翼部分设计参数见表3。

表3 某型无人直升机旋翼设计参数

旋翼总体参数	设计数值
桨盘间距 H	20%R
桨叶片数 b	2+2
旋翼转速 Ω/rpm	730
旋翼半径 R/m	2.285
桨毂半径/m	0.24
桨叶弦长 c/m	0.130 (r≤0.95R, 抛物线后掠)
几何扭转	-4.8°/R (线性扭转)

本文所要进行的参数敏感性分析，是按照给定规律，改变旋翼设计参数中对悬停性能影响较大的旋翼半径、桨叶弦长、扭转角及旋翼转速共计4个关键设计参数（取值范围及取值间隔如表4所示），其他参数保持在原始值上，以观察每一个参数对悬停性能影响的敏感程度。对设计参数进行敏感性分析，有利于对设计方案进行论证和为修改设计参数及优化悬停性能提供帮助。

表4 旋翼设计参数及取值范围

旋翼参数	取值范围	取值间隔
旋翼半径 R/m	2.285~2.5	0.215
桨叶弦长 c/m	0.130~0.140	0.005
几何扭转	-4.8°/R ~ -9.6°/R	-4.8°/R
旋翼转速 Ω/rpm	730~750	20

相应的悬停性能指标为Pr及FOM，这主要是根据实际飞行中发动机最大连续功率限制及无人直升机的最大起飞重量指标要求确定的。计算状态为海拔3000m，ISA条件，320kg重量悬停。

3.1 单参数敏感性分析

以某型共轴双旋翼无人直升机为研究对象，其旋翼部分设计参数见表3。

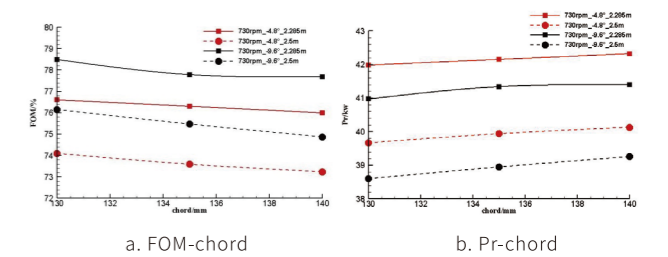


图4 730rpm下悬停性能对比

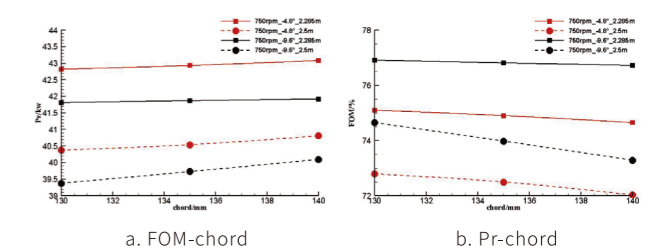


图5 750rpm下悬停性能对比

单参数对某个指标的影响主要通过二维曲线来表示。图4、图5所示为不同转速下，不同旋翼半径及负扭转角时，悬停性能随弦长变化曲线。

由图中对比可以得出以下结论：

(1) 旋翼半径变大，旋翼需用功率减小，悬停效率降低，这是由于桨盘载荷影响单位诱导功率，而诱导功率在悬停状态下在总旋翼需用功率中占有较大的比重，采用较小的桨盘载荷可以降低诱导功率，从而减小悬停需用功率，因此旋翼半径增大，桨盘载荷减小，旋翼需用功率减小，当对直升机悬停性能要求较高时，通常采用较小的桨盘载荷。

(2) 旋翼转速变大, 旋翼需用功率增大, 悬停效率降低, 这是由于悬停功率由型阻功率及诱导功率组成, 在本文计算的转速范围内, 旋翼转速增大, 旋翼总距减小, 翼型阻力系数减小不明显, 由于桨叶微元段阻力与旋翼转速呈二次关系, 因此转速增大时型阻明显增大; 进一步降低阻力, 旋翼总距增大, 翼型阻力发散, 旋翼需用功率反而呈现增加趋势。

(3) 旋翼负扭转增大, 旋翼需用功率减小, 悬停效率增大, 这是由于具有负扭转的桨叶, 相比于没有负扭转的桨叶或负扭转较小的桨叶, 其桨盘诱导速度分布更为均匀, 在本文计算的拉力范围内, 大的负扭转角使得旋翼需用功率降低, 翼型失速推迟, 悬停性能提高, 这种影响在大负载条件下更加明显。一般情况下, 线性扭转范围为 $-5^{\circ} \sim -16^{\circ}$ 可以有效提高直升机悬停状态和前飞状态的气动性能, 大的扭转角对悬停有利, 但在前飞时会产生高的振动载荷。

(4) 在本文计算中的 C_T 范围内, 旋翼弦长增大, 旋翼需用功率增大, 悬停效率降低。在较小的 C_T 范围内, 减小实度有利于提高旋翼的悬停效率, 而在较大的 C_T 范围内情况则相反。这是由于若要产生相同的拉力, 小实度旋翼须以较大的总距工作, 因此, 当 C_T 较小时, 小实度的旋翼诱导功率相对于型阻功率占有较大的比重, 旋翼效率较高, 但随着 C_T 的进一步增加, 诱导功率相对比重在下降, 悬停效率随之降低。

3.2 组合参数敏感性分析

本文采用曲面图显示2个参数共同作用下对旋翼悬停性能指标的影响。该方法较传统的地毯图方法而言, 在某些组合参数指标呈现增减性不一致时, 能够避免地毯

图图线相互遮挡, 难以分辨的问题。图6所示为不同的旋翼参数组合对悬停性能影响的曲面图。

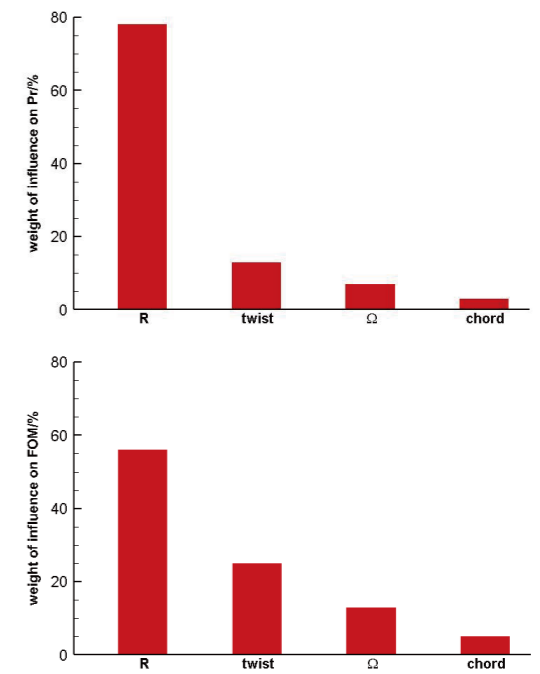
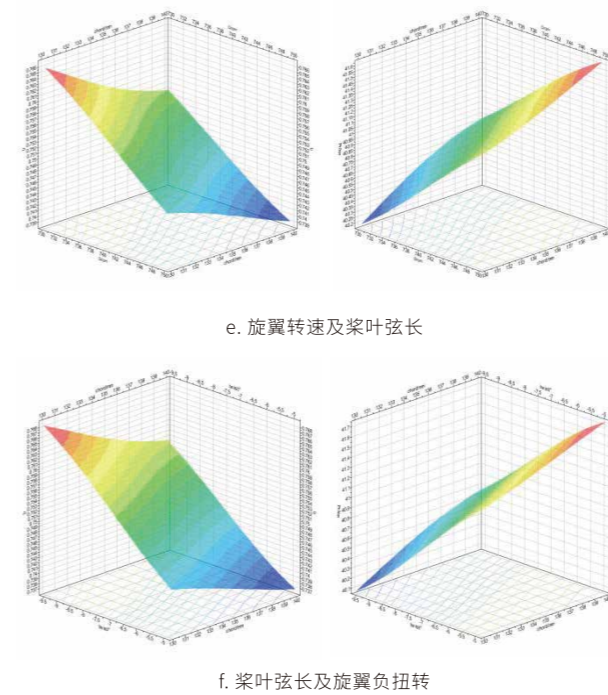
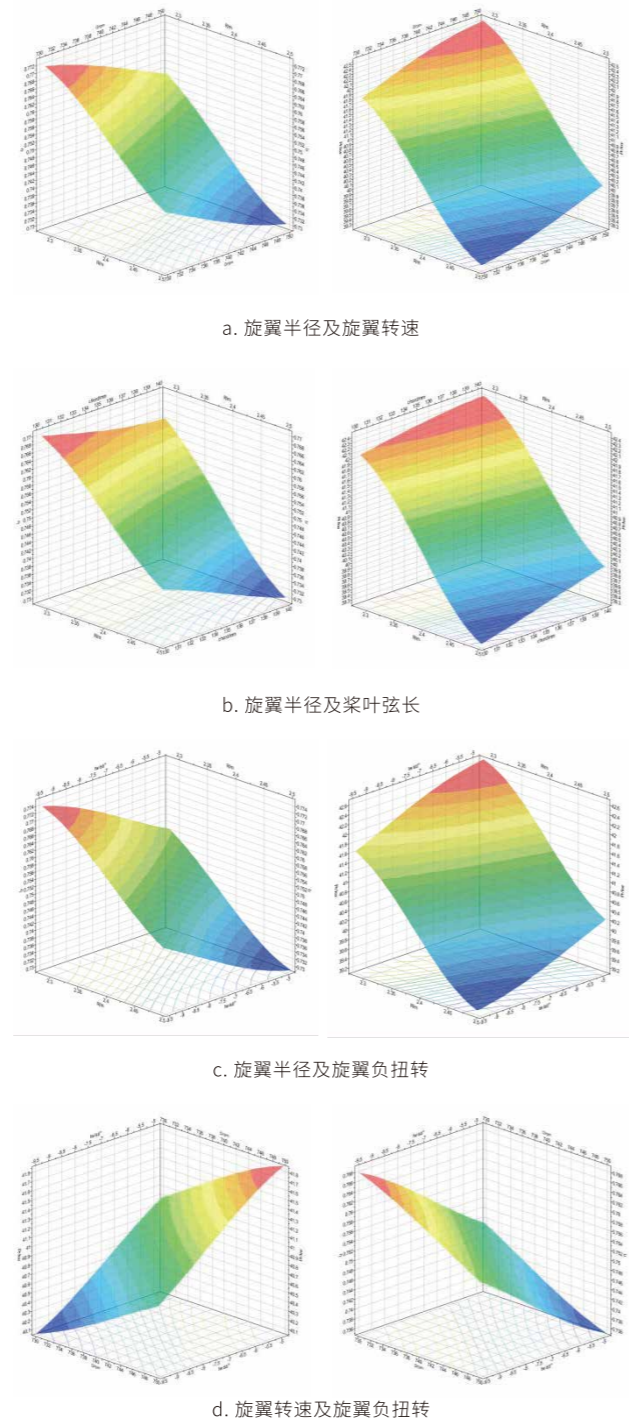


图7 旋翼设计参数对FOM及Pr影响比重的Pareto图

由图中可看出, 各参数共同作用下对旋翼需用功率及悬停效率的影响均呈单调趋势, 曲面中未出现类似“峡谷”的区域。在本文的设计参数取值范围内, 旋翼需用功率最大/最小及悬停效率最高/最低点的位置均在参数边界处取到。旋翼半径为2.285m, 转速为730rpm, 桨叶负扭转为 -9.6° , 弦长为130mm时, FOM取得最大值为78.49%, 较原始桨叶提升了8%; 旋翼半径为2.5m, 转速为730rpm, 桨叶负扭转为 -9.6° , 弦长为130mm时, Pr取得最小值为38.60kw, 较原始桨叶降低了12.8%。

3.3 多参数敏感性分析

图12所示为采用Pareto图体现多个旋翼设计参数对FOM及Pr影响的比重及主次顺序。

由图中可以看出, 旋翼设计参数对FOM及Pr的影响比重从高到低排序均为旋翼半径、扭转角、旋翼转速、桨叶弦长, 且旋翼半径对Pr的影响相对FOM的影响大。因此, 在发动机功率约束较强且对悬停性能指标要求较高时, 应选择较大的旋翼半径, 减小桨盘载荷。

4. 结束语

本文建立了对某型无人直升机共轴刚性旋翼悬停气动模型, 对旋翼典型设计参数对悬停性能的影响进行仿真、比较及敏感性分析, 得到以下结论:

(1) 通过与试验数据对比, 采用自适应的笛卡尔网格划分技术, 结合定常动量源方法的气动模型能够较好地模拟共轴刚性旋翼悬停流场, 且具有较高的计算精度;

(2) 在本文计算的CT范围内,旋翼半径变大,旋翼需用功率减小,悬停效率降低;旋翼转速、弦长变大,或旋翼负扭转减小,旋翼需用功率增大,悬停效率降低;

(3) 在本文的设计参数取值范围内,各参数对Pr及FOM的影响呈单调趋势,旋翼需用功率最大/最小及悬停效率最高/最低点的位置均在参数边界处取到。转速为730rpm、桨叶负扭转为 -9.6° 、弦长为130mm时,旋翼半径为2.285m, FOM取得最大值;旋翼半径为2.5m, Pr取得最小值;

(4) 旋翼设计参数对FOM及Pr的影响比重从高到低排序均为旋翼半径、扭转角、旋翼转速、桨叶弦长,且旋翼半径对Pr的影响较对FOM的影响大。

[9] 董自力,孙茂.共轴双旋翼气动特性的计算研究[J].航空学报,1999,20(4): 348-350.

参考文献

- [1] Lakshminarayan V K, Bader J D. Computational investigation of small scale coaxial rotor aerodynamics in hover[C]. AIAA 2009-1069, 2009.
- [2] 许和勇,叶正寅. 悬停共轴双旋翼干扰流动数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 453-457.
- [3] 朱正,招启军,李鹏. 悬停状态共轴刚性双旋翼非定常流动干扰机理[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 568-578.
- [4] 张陈力子,余雄庆等. 利用代理模型的客机总体参数敏感性分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2016.
- [5] 招启军,徐国华. 直升机计算流体力学基础[M]. 北京:科学出版社, 2016
- [6] Coleman C P., A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research, NASA TP-3675, National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, Moffett Field, CA, March 1997.
- [7] 颜伟,夏品奇. 共轴无人直升机悬停性能及参数影响分析[C].全国直升机年会. 2018.
- [8] 陈维芹,孙均. 旋翼实度对悬停效率影响的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 029(006): 704-707.



定制化直升机旋翼类产品 Tailored Helicopter Rotor Products

联合飞机研制的旋翼系统采用模块化、系列化和家族化设计,具有先进的设计理念,强大的自主研发能力,已经成功研发了350kg、550kg及3000kg级无人直升机旋翼系统,可按照客户实际需求,为不同重量级别共轴类、单旋翼带尾桨直升机提供安全、易用和低成本旋翼系统解决方案。

联合飞机具备自主研制轻质化、高强度的无轴承及常规复合材料桨叶的能力,可按用户需求,设计、优化和匹配不同旋翼直径、需用功率、操纵功效的复合材料桨叶,提供旋翼桨叶方案论证、详细设计及计算分析、制造、验证、使用维护等方面定制化解决方案,保证桨叶产品性能、重量、寿命等方面符合技术要求,安全、可靠、易用。

无铰式旋翼桨叶

- 结构简单,重量轻
- 承受巨大离心力及弯矩并实现挥-摆-扭功能于一体



无轴承旋翼桨叶

- 悬停效率提高8~15%
- 结构紧凑、整体尺寸小



Having a Brilliant Future
While Taking Heavy Responsibilities

TD220

TD220 共轴无人直升机

军用标准设计 · 高抗风 · 纯惯飞行 · 运输尺寸小 · 快速展开撤收 · 多用途 · 支持次高原使用

TD220共轴无人直升机是一款起飞重量为350公斤级的通用型无人直升机，自动化程度高、安全可靠且具有较强任务拓展能力。采用电控-分控旋翼控制技术和智能化、模块化设计，结合先进的H ∞ 控制算法，实现高精度、自适应控制，抗扰动能力强。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，具有较强的行业定制化能力。

机体尺寸	2.16×1.01×1.76m (L×W×H)	巡航速度	80km/h
最大起飞重量	350kg	续航时间	>4h (载荷50kg) 5h 载荷35kg)
最大有效载荷	50kg	任务半径	100km
任务半径	100km	最大平飞速度	100km/h
实用升限	3500m	抗风能力	抗风6级 (12m/s)

强度分析中各主要系数的初步研究

文 / 杨伟超 樊建峰 李笑

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 为了保证直升机结构在全寿命周期内的安全性, 强度分析和计算需要针对性采用不同的系数。对各系数的背景、概念以及使用要求开展研究, 既有助于设计人员选择合理的系数, 又有助于设计人员快速掌握相关的分析能力。本研究对各系数的背景、概念和使用要求进行梳理, 以期能够帮助设计者加深对各系数的理解、快速选择并使用合理的系数。由于涉及的系数较多, 在后续的设计实践中进一步完善本研究。

关键词: 强度分析; 安全系数; 铸件系数; 接头系数; 焊接系数; 材料修正系数

Abstract: In order to ensure the safety of helicopter structure in the whole life cycle, the strength analysis and calculation need to adopt different coefficients. This research studies the background, concept and application requirements of each coefficient which not only help designers to choose reasonable coefficients, but also assist designers to quickly grasp relevant analysis capabilities. This study sorting the background, concept and use requirements of each coefficient, which means to help designers deepen their understanding of each coefficient, quickly select and use reasonable coefficients. As there are many factors involved, this study will be further improved in the follow-up design practice.

Key words: Strength analysis; Safety factor; Casting coefficient; Joint coefficient; Welding coefficient; Material correction factor

研究背景

为了保证直升机结构在全寿命周期内的安全性, 强度分析和计算中需要采用不同的系数。这些系数主要针对设计和使用中的不确定性, 包括真实使用载荷的分散性、飞行载荷测量的偏差、飞行载荷和结构载荷近似分析的误差、材料性能的分散性、制造过程的波动、结构细节应力的分析误差以及使用环境变化的影响等。

对各系数的背景、概念以及使用要求开展研究, 一方面有助于设计人员选择合理的系数。设计和生产中, 选用

较大的系数, 能够进一步保证结构的安全性, 但是, 较大的系数, 会增加直升机结构的重量, 导致结构成本增加, 并降低使用经济性。另一方面有助于设计人员快速掌握相关的分析能力。现有的不同设计手册, 各系数的命名和使用, 通常分散在不同的章节条目中, 给设计者的使用带来了困难, 同时, 也容易导致设计人员混淆各系数的概念和使用方式。比如, 手册中会使用安全系数、特殊安全系数和结构安全系数, 但是这些系数的使用方式并不相同, 命名方式会给设计师的理解和使用带来困难。

因此本研究尝试对各系数的背景、概念和使用要求

开展研究, 以期能够帮助设计者加深对各系数的理解、快速选择并使用合理的系数。

1. 系数分类

1.1 军标要求

在飞机结构强度分析中, 需要使用安全系数和附加安全系数, 附加安全系数包括接头附加安全系数、铸件系数。针对特殊的部件, 需要考虑特殊系数, 例如, 发动机架及传动系统需要考虑发动机扭矩系数, 作角运动的操纵系统摇臂也需要采用特殊系数。

1.2 适航规章要求

民用飞机适航规章对各系数的定义较为清晰, 根据国内外适航规章 (FAR 25/FAR 27/CCAR 27) 的定义, 可将涉及不确定性的系数分为三类: 安全系数, 特殊系数, 材料修正系数。

安全系数是极限载荷和限制载荷的比值, 根据CCAR 27对系数的定义, 其它所有系数, 不再使用特殊安全系数或附加安全系数的名称, 避免产生混淆。

除了CCAR 27中规定的三个特殊系数外, 在实际设计中, 根据国军标、直升机载荷设计手册和直升机设计手册等资料中的建议选用的一系列系数, 均作为特殊系数, 可使用具体的特征进行命名。在使用中, 各特殊系数仅选取一个最大值或者根据要求选择某一个特定值, 不同的特殊系数, 通常不进行相乘处理。在进行结构静强度校核时, 通常情况下, 按照下述方式使用各系数:

安全系数 × 选定的某一个特殊系数 × 材料修正系数 × 特殊部件的系数

1.3 其它要求

在汽车和轨道车辆结构设计中, 也会使用到各种系数, 包括安全系数、特殊部件的系数等。在强度校核中, 某些系数的使用方式和航空设计领域类似, 如特殊部件的系数。但是, 一些系数的定义和使用与航空领域不同, 比如安全系数, 在车辆等结构设计中, 安全系数表示材料强度 (疲劳强度、屈服强度) 和许用应力的比值, 针对部件类别、材料类别、加工工艺和载荷条件等, 选用不同的安全系数, 例如轴的静强度安全系数从1.2~2.5之间变动、起吊钢丝绳的安全系数可以达到9.0。而且, 由于航空领域对强度的要求更加严格, 会使用一些独特的系数, 比如下文的特殊系数。

2. 安全系数

2.1 定义和使用范围

根据适航规章的定义, 安全系数是极限载荷和限制载荷的比值, 限制载荷是使用中可能出现的最大载荷。

安全系数适用于所有的外部载荷和惯性载荷。

如果没有特殊规定, 需要采用1.5的安全系数。

2.2 背景

民机设计早期使用2.0的安全系数, 主要由于初始设计载荷来自于军用飞机的类比, 而当时的空气动力学计算不能够精确估算这些影响; 也没有有效的工具、手段和

措施检查限制载荷下出现的有害残余变形。

在1934年左右,飞机设计指南中开始使用1.5的安全系数,这个系数的选择是多种原因促成的。例如全寿命飞行过程中,飞行载荷可能会出现超过限制载荷的情况,这些载荷可能是统计分布的一部分(如乱流)、可能超过选定的准则(如在飞机全寿命中出现一次,或者飞机设计中使用的3-sigma准则和给定的置信度)、可能是单一的独立事件。大量积累的数据,可以显示1.5倍的系数是安全的。

2.3安全系数的作用

在结构设计中,使用安全系数,主要考虑了以下因素:

1)设计限制载荷时没有考虑到的载荷因素。比如飞行过程中遇到的预期外的复杂乱流,导致飞机载荷超过了限制载荷;载荷设计中采用统计学分析方法,给定标准差和置信度之外的载荷均被忽略,而实际正常飞行中,飞机载荷可能出现落入统计标准差之外的情况。

2)飞行载荷超出限制载荷后,飞机的结构会出现永久有害变形或者发生破坏,这将损害飞机结构的完整性。

3)在结构应力分析中,没有完全考虑公差范围内的结构尺寸变化。在实际设计中,针对飞机上成千上万的部件,为了降低分析难度,在部件厚度上通常采用简化的假设。例如NSTS 07700规定,在稳定性分析、压力容器应力分析、单载荷路径结构,应使用公差范围内的最小厚度,或者1.05倍的最小厚度(取较小值)。平均厚度或1.1倍的最小厚度,可以用于其它结构的应力分析(取较小值)。

结构设计中使用的安全系数考虑了上述影响,但并

未考虑以下因素的影响,在使用中需要注意:

1)结构分析模型的偏差。例如,假设的部件载荷分配,或者假设的结构细节应力分布,或者有限元模型的分析误差等。

2)糟糕的设计。糟糕的设计主要来源于对载荷不正确的理解、使用错误的材料、糟糕的几何构型等。

3)统计学上的材料性能变动。比如材料真实的性能在平均值附近波动。

4)加工过程中,真实结构尺寸和设计尺寸的偏离。

安全系数可以通过下述方式保护飞机。在实际使用中,外部载荷可能超过限制载荷,安全系数赋予结构额外的承载能力,当外部载荷超过限制载荷时,依然能够保证结构安全。另一方面,有害残余变形会导致结构必须进行维修,给飞机的使用带来困难,而安全系数可以保证结构在承受某些超出限制载荷的外部载荷时,不发生残余变形。

较高的安全系数,往往意味着结构更加安全,但同时结构重量会变大,而降低安全系数,对结构安全的影响非常明显:

1)结构可靠度与安全系数密切相关,降低安全系数,会导致限制载荷下的结构可靠度下降;

2)结构无法承受的超出限制载荷的情形会增多,结构发生灾难性破坏的可能性变大;

3)超过限制载荷并发生了有害变形后,结构在使用

前需要维修的次数会增多;

4)由于结构中的应力变大,结构寿命会受到影响。

2.4降低安全系数和减重的讨论

降低安全系数可以降低飞机结构的重量,却会对结构的安全产生明显的负面影响,然而,在保证结构安全的前提下,降低安全系数依然是可以实现的,这需要做出较多的其它工作。例如,NASA在设计工作中,为了将安全系数从1.5降低为1.4,发展了其它保障措施,包括更新软件以控制载荷的增加、增加飞行限制控制空气动力载荷和安装采集飞行数据修正结构数学模型的仪器,以减少超过限制载荷的可能性等。

那么,如何在降低安全系数的情况下,有效降低结构重量?可以考虑以下更有效的方案:

1)检查载荷的设计准则,避免不必要的保守,例如加入了使用中不会使用到的工况;

2)检查结构设计准则,避免不必要的保守,例如将B类结构设定为A类结构;

3)降低制造公差,过高的公差会明显增加结构重量;

4)选择更高性能的原材料,而不是使用手册中已给定许用值的材料;

5)避免在通用分析中使用任意不确定性系数。

基于无人机设计实践,针对我们的产品,可以考虑以

下方向,进一步降低无人直升机的重量:

1)某些大过载工况在实际飞行中并未出现,可以和需求方进一步讨论,取消这些工况。

2)通过飞行控制软件,限制危险工况中的气动载荷,比如面对大突风时,可以自动调整旋翼角度,降低气动载荷。

3)进一步开展飞行载荷测量,避免使用过于保守的系数。

4)使用高性能原材料,从而降低材料用量。

5)提升加工精度,降低制造公差。

3.特殊系数

对于每一个结构,如果存在以下情形,则需要考虑特殊系数。

(1) 强度不易确定;

(2) 正常更换前,强度可能会下降;

(3) 由于制造工艺或检查方法不稳定,强度容易发生显著变化。

CCAR 25.619中规定的特殊系数有3个,铸件系数、支撑系数和接头系数,在使用时,仅选择一个最大的特殊系数即可。CCAR 27.619中同时规定,特殊系数可以是其它的任何系数,能够保证上述不稳定因素引起强度不足的概率极小。

3.1 铸件系数

3.1.1 背景

考虑到铸件中存在大量不确定性,为了保证铸件结构完整性,在铸件结构分析中,需要使用铸件系数。实际上,自1964年开始,民用航空规章中已经开始使用最小为1.25的铸件系数。影响铸件性能的不确定性主要来自于以下几个方面:

1)铸造过程是很容易变化的,铸件中会出现空隙等缺陷,导致铸件的力学性能发生变化;

2)使用特定的检测技术,如X光,可以检出最小可检尺寸之上的缺陷,但是,精确的检测依赖于部件的尺寸、检测设备和检测员技术;

3)铸件性能与铸件设计有关,通过一个铸件得到的材料许用值可能不适用于使用相同规定获得的铸件的材料许用值。

3.1.2 铸件系数选择

铸件系数按照CCAR 27.621的要求进行选择。

无论铸件采用何种检验方法,针对支撑应力和支撑面,铸件系数不需要大于1.25;如果支撑系数超过铸件系数,支撑面不必采用铸件系数。

针对关键铸件,其损坏将妨碍旋翼航空器继续安全飞行和着陆或导致严重伤害乘员的每一铸件:

采用不小于1.25的铸件系数,而且铸件必须按照要

求进行100%检查。若选用1.5以下的铸件系数,需要使用3个试件进行静力试验,并满足下述要求:

- 1)1.25倍的极限载荷作用下,不发生失效;
- 2)1.15倍限制载荷作用下,不发生有害的残余变形;

针对非关键铸件,可以选用不同的系数,参见标准规定,通常大于1.25。

使用优质铸造过程将非关键件和关键铸件(CFR 25.621)的铸件系数降低至1.0,需要满足下面条件:

- 1)制造商对铸造过程建立了严格的控制,检验和测试;
- 2)与等效的锻件相比,铸件材料强度分散性不会更高。

3.1.3 铸件检验方法

使用不同的检测手段检测合格的铸件,使用的铸件系数不同,如表1所示,从降低铸件系数和结构重量的角度的考虑,需要开展必要的检测。主要的检测包括化学成分检测、外观检测、表面质量检测、力学性能检测和内部质量检测,具体可以参考GB/T9438和HB-963的规定。

表1 关键铸件的铸件系数

铸件系数	2.0	1.5	1.25	1.0
表面检测	100%	100%	100%	100%
射线检测	100%	100%	100%	100%
静力试验	-	1件	3件	1件
优质铸造过程	-	-	-	√

3.2 支承系数

CCAR 27.623规定,针对有间隙(自由配合),并承受敲击或振动的部件,必须有足够大的支承系数,以计及正常的相对运动的影响。但并未给出具体的支承系数数值。

支承系数的使用,可能主要考虑到由于部件中存在相对运动,局部应力的评估具有不确定性。

CCAR 27.685中规定,针对作角运动的操纵系统接头,用做支承的最软材料的极限支承强度,必须采用以下特殊系数:

- (1)除了具有滚珠和滚柱轴承的接头外,其它推-拉系统接头取3.33;
- (2)钢索系统接头取2.0。

3.3 接头系数

接头系数的使用,可能主要考虑到连接结构较为复杂,具有非线性的接触形式,局部应力很难开展精确的评估。

连接系数按照CCAR 27.625的要求进行选择,至少为1.15,包括接头本体、连接件以及被连接构件上的支承部位。常见的连接类型包括螺接、铆接、焊接和胶接等。对于每个整体接头,一直到截面特性成为其构件典型截面为止的部分必须作为接头来处理;如直接通过铆钉连接的两块平板。

4. 材料修正系数

虽然材料的设计值已经考虑到了材料的可靠度和置信度,但在设计中,需要再次考虑材料的分散性,以确保结构的安全。咨询通告AC 25.307-1中规定:限制载荷和极限载荷试验,必须考虑材料的分散性,因此需要考虑材料修正系数。使用时,在材料的许用应力或许用应变上除以这个系数,对材料性能进行修正。

针对单一传力路径结构,金属材料修正系数为1.15;针对多传力路径结构,可以不考虑材料修正系数。

5. 特殊部件的系数选择

5.1 发动机扭矩系数

CCAR 27.361中规定了涡轮轴发动机和活塞式发动机的扭矩系数。针对活塞发动机,其限制扭矩不得小于最大连续功率的平均扭矩乘以下列系数:

- 1)对于5个或5个以上气缸的活塞发动机,为1.33;
- 2)对于有4个、3个、2个气缸、1个气缸的活塞发动机,分别为2、3、4、8。

扭矩系数的选择和活塞发动机的原理有关系,是一种复合系数,既考虑了载荷的不确定性,又考虑了发动机的工作原理。对于四冲程发动机,单个气缸活塞杆做功周期为全周期的1/4;根据功率和载荷的关系,载荷不是常值载荷,而是周期变动的载荷,最大载荷约为由功率求得的平均载荷的2倍,可以知道单缸发动机的扭矩系数约为8。不同气缸数量下,根据活塞发动机原理,可以得到不同的扭矩系数。

针对二冲程活塞发动机,其限制扭矩不得小于最大

连续功率的平均扭矩乘以下列系数：

1)对于3个或3个以上气缸的活塞发动机，为2；

2)对于有2、1个气缸的情况，分别为3、6。

CCAR 27中同时规定了发动机限制扭矩的使用范围。由于发动机、减速器及其支撑结构传力路径复杂，使用发动机限制扭矩时需要严谨分析。

5.2 操纵系统载荷系数

直升机载荷手册和国军标在操纵系统载荷部分规定了铰链力矩系数，但CCAR 27中并未规定铰链力矩系数。

国军标中规定，按照旋翼桨叶或舵面铰链力矩乘以1.25的系数进行计算，但此载荷不得大于助力器最大输出力的1.33倍。国军标针对1.33的系数进行了说明，认为1.33来源于气动载荷手册中规定的2.0的安全系数和结构1.5的安全系数的比值。

CCAR 23中规定：设计升降舵、副翼和方向舵操纵系统时，计算的铰链力矩必须采用125%的系数。然而，如果铰链力矩根据精确的飞行试验数据，则可以用低至1.0的系数，系数的减少量，应根据试验数据的精确性和可靠性而定。

这里给定的实际上都是载荷系数，在静强度校核时，还需要乘以1.5的安全系数。

CCAR 27.395中规定：各主操纵系统及其支撑结构，必须按下列设计：当使用带动力作动筒操纵或动力助力操纵时，系统还必须承受每个正常赋能动力装置，包括任

何单个动力助力器或作动筒系统故障的输出力所产生的载荷。在这个载荷下，不发生有害残余变形。

5.3 焊接系数

焊接系数主要修正材料的强度，是一种材料强度的修正系数。使用时，在材料许用应力上乘以这个系数，对材料强度进行修正。

在计算靠近焊缝处构建的拉伸强度或弯曲强度时，常使热处理后原材料的强度降低10%（实用飞机结构设计，P294），即母材的许用应力或许用应变需要乘以0.9的强度修正系数。否则，需要对所设计的构件进行一定的试验。

不同材料的焊接系数不同，对于厚度小于4mm的TA/2/3/6，焊接系数可取0.9。若进行了二次补焊，则焊接系数可取0.4（参考不锈钢的数据）。若再次补焊，需要在二次补焊焊接系数基础上再乘以二次补焊的焊接系数。（飞机设计手册 09，P695）

焊缝长度应按照焊缝的全长计算，对于不合理的焊缝，则需要乘以0.4~0.8的形状削弱系数，具体的数值应由试验确定。（飞机设计手册 09，P695）

在设计实践中，焊接系数通常根据材料手册和设计手册中的规定进行取值。针对焊缝的疲劳，不使用焊接系数，而是引入焊缝的疲劳系数，这个系数与焊接残余应力、材料强度等相关，通常取2~4。

5.4 其它特殊部件的系数

钢索及钢索操纵系统中的关节接头，采用2.0的安全系数。（飞机设计手册09，P103）

武器发射时，挂架、机身段和连接需要采用不小于2.0的安全系数。（飞机设计手册19，P660）

冲击波，尾射流的分散性较大，安全系数应不小于2.0。（飞机设计手册19，P660）

系留强度分析，分析对象主要有系留锁具，系留接头及机上接头。校核系留锁具及系留接头的强度时采用2.0的安全系数（地面没有重量要求，安全系数可以取得较大）。此外，考虑到停机位置，系留锁预紧力，轮胎充气压力等误差对系留载荷的影响，一般还应根据情况取1.1~1.3的不均匀系数（建议取1.2），校核机上接头时采用1.5的安全系数和1.15的接头系数。（飞机设计手册19）

吊挂重物载荷动态放大系数。外吊货物的固定设备，应能承受等于2.5倍最大外吊载荷重量的载荷（GJB 720.3A-2012）。由于载荷动态效应的存在，动态载荷可能达到静态载荷的2倍，考虑到安全性，使用2.5的动态放大系数。

吊起直升机时的起吊系数。不考虑水平方向载荷。对于陆上直升机，起吊系数为2.0；对于舰载直升机，起吊系数为2.67。

6. 结论

在飞机设计中，为了保证结构的安全性，从工程实践出发，会采用多种系数，本报告梳理了各类系数的背景、概念和使用要求，主要得出以下结论：

1)各类系数主要包括安全系数、特殊系数、材料修正系数和特殊部件的系数，在使用中通常采用如下方式：安全系数×选定的某一个特殊系数×材料修正系数×特殊部件的系数。

2)安全系数主要考虑了外部载荷的不确定性以及结构分析中的简化，适航国军标等规章规定取1.5，降低安全系数很困难，但依然是可以实现的。然而，若基于减重考虑，采用其它方式可能更加有效，而非降低安全系数。

3)使用不同的检测手段检测合格的铸件，使用的铸件系数不同，从降低铸件系数和结构重量的角度的考虑，需要开展必要的检测。

参考文献

[1]The Ultimate Factor of Safety for Aircraft and Spacecraft – Its History, Applications and Misconceptions[M]. NASA, 2014.
 [2]The 1.5 & 1.4 Ultimate Factors of Safety for Aircraft & Spacecraft – History, Definition and Applications[M]. NASA, 2014.
 [3] AC 27.301-1, Proof of structure[S]. 2014.
 [4] AC 25.621-1, Casting factors[S]. 2014.
 [5] 飞机设计手册 09 载荷 刚度和强度[G]. 航空工业出版社, 2001.
 [6] 飞机设计手册 19 直升机设计[G]. 航空工业出版社, 2001.
 [7] 直升机载荷手册[G]. 航空航天工业部科学技术研究院, 1991.
 [8] GJB720.2A-2012军用直升机强度规范 第2部分载荷[S]. 2012.
 [9] GJB720.3A-2012军用直升机强度规范 第3部分 机体机构和系统强度[S]. 2012.
 [10] 牛春匀. 实用飞机结构设计[M]. 航空工业出版社, 2008.
 [11] CCAR-23-R3《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》[S]. 2005.
 [12] CCAR-27-R1《正常类旋翼航空器适航规定》[S]. 2002.
 [13] CFR Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes[S]. 2014.
 [14] CFR Part 27 Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft[S]. 2007.
 [15] 中高风险无人直升机系统适航标准（试行）[S]. 2020.
 [16] 机械设计手册（第5版）[G]. 2010.

TA-Q12



TA-Q12多旋翼无人机

TA-Q12 Multi-Rotor UAV

• 模块化设计 • 机动灵活 • 碳纤维机身 • 环境自适应能力强 • 长续航 • 操作便捷

轴距	1.1米	机体尺寸	展开1.37米×1.37米(长×宽)
折叠尺寸	52厘米×52厘米	使用升限	5500米(高原型)
最大续航时间	85分钟(空载)	控制半径	15千米
	70分钟(载荷1.5千克)	最大平飞速度	20米/秒
	50分钟(载荷3.5千克)	抗风能力	抗风6级(12米/秒)
工作温度	-45°C~+55°C		

一体化设计

整机采用碳纤维材料一体成型,减少了大量复杂的连接件,可以搭载更多的载荷。碳纤维机身设计,具有机体轻、防雨且可实现电子设备防护。

长航时、大载荷

空机续航时间可达85分钟,1.5千克载荷续航时间70分钟,3.5千克载荷续航时间50分钟。

先进控制算法、精准降落

采用自抗扰等先进算法,使飞行更加稳定,抗风能力强,适用于更加复杂的工况。可实现厘米级的精准降落。

目标识别和跟踪

可对移动目标或静态目标进行识别和跟踪,并进行跟飞或者伴飞。

风场估计及航迹修正控制律的设计与仿真

文 / 李雨 何睿 霍鹏飞 刘旭

(西安联飞智能装备研究院有限责任公司 陕西西安)

摘要: 本文首先介绍了航迹控制方法及导航控制律的设计, 然后在设计的导航控制基础上研究风场对航迹的影响。在平面导航的基础上研究风场对航迹影响, 再采用航迹修正技术来提高导航精度, 接着深入探讨了卡尔曼滤波在导航系统中的应用。

关键词: 航迹控制; 导航; 风场估计; 航迹修正; 卡尔曼滤波

Abstract: In this paper, the method of track control and the design of navigation control law are introduced firstly, and then the influence of wind field on track is studied based on the designed navigation control. On the basis of plane navigation, the influence of wind field on the track is studied, and then the track correction technology is used to improve the navigation accuracy. Finally, the application of Kalman filter in the navigation system is deeply discussed.

Key words: Track control; Navigation; Wind field estimation; Track correction; Kalman filter

绪论

直升机在执行巡逻、运输及援救等任务时, 常常需要利用导航控制系统使直升机按照预定的航线飞行, 有效地完成任务。首先, 设计平面导航控制律完成直升机的平面航迹控制, 并针对导航过程中风场对航迹的影响, 采用矢量三角形合成关系进行风场估计, 并对导航控制律进行修正, 使直升机能稳定在预定航线上。考虑风场噪声的影响, 航程推算得到的位置信号中会混有随机干扰信号, 采用扩展卡尔曼滤波和无迹卡尔曼滤波提取精确的位置信号。风场作为一种不可避免的飞行环境, 严重影响着导航的精度, 因此导航系统在工作过程中, 一定要考虑风场

对航迹的影响。

1. 航迹控制方法

1.1 航迹控制结构

航迹控制以直升机俯仰、倾斜、航向、高度稳定回路为内回路, 以导航控制回路为外回路, 它是对直升机质心运动进行稳定和控制。平面航迹控制原理如图1所示, 以导航计算机得到的位置信号为反馈量, 将此位置信号与预定航线进行比较, 计算得到相对应飞航线的偏航距和航迹偏差角, 经由导航控制器输出横向操纵指令使主旋

翼发生偏转, 改变飞机的航向, 进而引导直升机进入并稳定在预设的航线上。

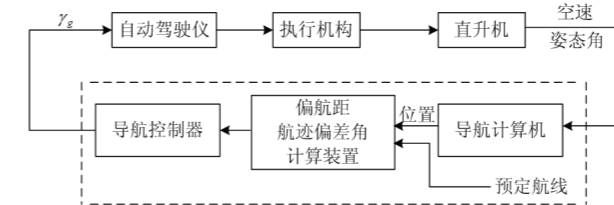


图1 平面航迹控制系统框图

图1中, γ_g 为横向操纵指令, 虚线框里的部分为平面导航控制器。

1.2 导航控制律设计

导航控制律是依据偏航距和航迹偏差角的大小, 调节直升机的倾斜角, 使直升机能够跟踪预定航线所遵循的一种规律。导航控制律可以有不同的设计形式。在该型直升机的导航控制器中, 其一般形式可写为:

$$\gamma_g = k_1 \cdot \Delta d + k_2 \cdot \Delta \psi \cdot V \quad (1)$$

其中, k_1 、 k_2 为相应的比例系数, Δd 为偏航距(量纲: m), $\Delta \psi$ 为航迹偏差角(量纲: 度), V 为直升机的空速(量纲: m/s), γ_g 为导航控制指令(量纲: 度)。

偏航距和航迹偏差角的定义以及相互关系如下。通常, 航线是由航程点及相邻航点之间的连线组成, 已知起始点和目标点便可确定相邻航点之间的航线, 并根据两点的顺序可以给出航线的方向。设已知飞行平面(地面坐标系)内有两点: 起始点 $a(y_1, x_1)$ 和目标点 $b(y_2, x_2)$ 。那么可以给出两航点所在直线的方程:

$$\frac{x-x_1}{x_2-x_1} = \frac{y-y_1}{y_2-y_1} \quad (2)$$

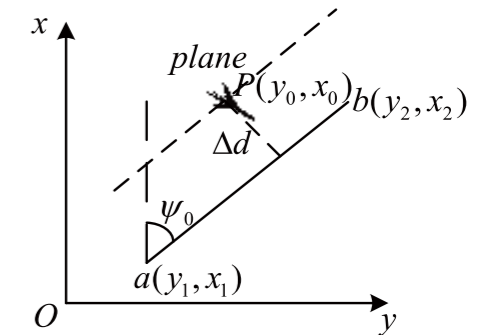


图2 直线航线中飞机与航线关系图

将式2写成一般式:

$$(y_2 - y_1)x - (x_2 - x_1)y + y_1x_2 - y_2x_1 = 0 \quad (3)$$

假设飞机当前位置坐标为 $P(y_0, x_0)$, 此时直升机偏离航线的偏航距为 Δd , 按照点到直线的距离公式可得:

$$|\Delta d| = \frac{|(y_2 - y_1)x_0 - (x_2 - x_1)y_0 + y_1x_2 - y_2x_1|}{\sqrt{(y_2 - y_1)^2 - (x_2 - x_1)^2}} \quad (4)$$

而式4中计算出的偏航距为标量, 并不能区分飞机偏离航线的方向, 故定义飞机偏航方向为: 飞机偏离在预定航线左侧为正, 在右侧为负。

如图2所示: 航线向量 \overline{ab} 与正北方向的夹角(航线航迹角) ψ_0 为:

$$\psi_0 = \delta + \tan^{-1} \Delta y / \Delta x \quad \begin{cases} \Delta y \geq 0, \Delta x \geq 0 & \delta = 0^\circ \\ \Delta x < 0 & \delta = 180^\circ \\ \Delta y < 0, \Delta x \geq 0 & \delta = 360^\circ \end{cases} \quad (5)$$

式5中, $\Delta y = y_2 - y_1$, $\Delta x = x_2 - x_1$ 。

另外直升机偏航距 Δd 和航迹偏差角 $\Delta\psi$ 之间的关系如图3所示:

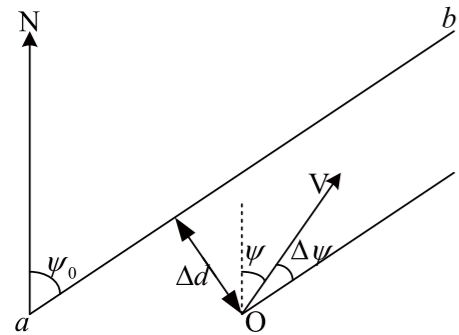


图3 偏航距 Δd 和航迹偏差角 $\Delta\psi$ 的示意图

图3中, a 、 b 分别是航线的两点, O 代表直升机的位置, V 为直升机空速, ψ_0 为航线 ab 相对北极的航迹角, Δd 为偏离航线 ab 的偏航距, ψ 为直升机速度方向相对北极的航迹角, $\Delta\psi$ 为航迹偏差角, 且 $\Delta\psi = \psi_0 - \psi$ 。

导航控制回路的阶跃响应如图4所示。

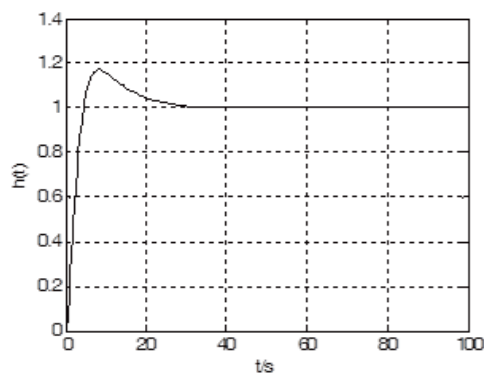


图4 导航控制回路阶跃响应曲线

由图4可得, 系统的超调量为 $\sigma\% = 17\%$, 调节时间 $t_s = 18s$, 动态性能良好。由此可确定导航控制律为:

$$\begin{aligned} \gamma_g &= k_1 \Delta d + k_2 \Delta\psi V \\ &= 0.2658 \Delta d + 0.0464 \Delta\psi V \end{aligned} \quad (6)$$

式6中, γ_g : 导航控制指令, 量纲为度; Δd : 偏航距, 量纲为米;

$\Delta\psi$: 航迹偏差角, 量纲为度; V : 直升机空速, 量纲为米/秒。

2. 风场影响的研究

2.1 风场对航迹的影响

风场作为一个极其复杂的运动过程, 其信息无法通过机载传感器直接得到。但短时期内, 风场可以用常值风来近似, 本节讨论常值风场对直升机航迹的影响。

以直升机所在高度为3000m、速度为35.6m/s的这一状态为例进行仿真, 设置航程点为 $a(0, 0)$, $b(0, 3000)$, $c(3000, 3000)$, $d(3000, 0)$, 在平面导航系统中加入风场进行仿真, 设定风场为: 大小10m/s, 方向135°。仿真计算结果及风场示意图如图5所示, 由图中可以看出, 在有风场的情况下, 直升机仍能沿着设定的航线飞行, 但是有所偏离。

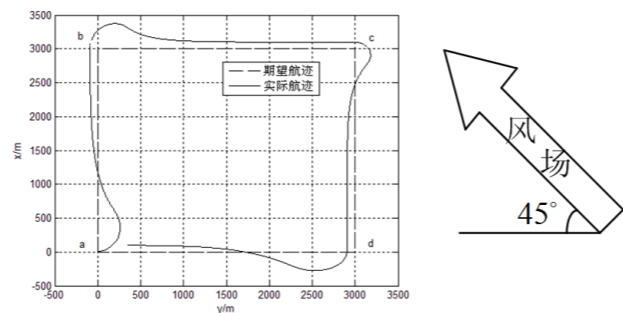


图5 风场及风场干扰下的直升机航迹

在风场干扰的作用下, 直升机导航过程中的动态响应曲线如下图所示:

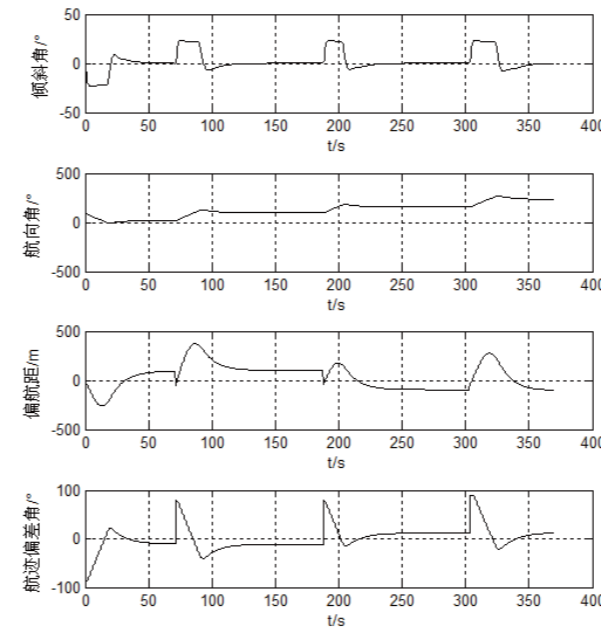


图6 动态响应曲线

由图5和6可以看出: 由于风场的干扰, 在任意一条航线上, 直升机航向稳定后, 偏航距始终不为零, 也就是说直升机与航线之间始终存在一定的距离, 偏航距大小均为100m。而在切换航点时, 直升机偏离新航线的最大距离则不尽相同, 过航程点 a 、 b 、 c 、 d 时, 直升机偏离航线的最大距离分别是260m、380m、180m、280m, 不同航程点处直升机偏离航线的最大距离不同, 这与风场的大小和方向都有着直接的联系。

2.2 风场估计及航迹修正

风场估计利用矢量三角形的合成关系, 根据DR推算出的无风飞机位置与飞机实际测量位置(有风飞机位置)来估算风速的大小和方向。如图7所示:

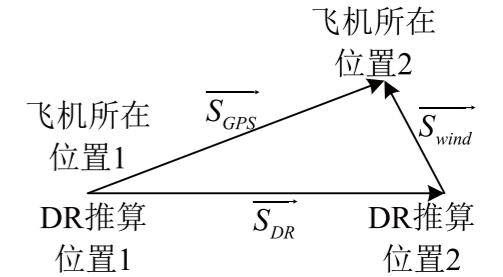


图7 风场的矢量三角形

图7中, 飞机所在位置1、2分别为GPS测量到的实际位置, DR推算位置1、2分别是经航程推算得到的位置信号, $\overline{S_{GPS}}$ 为飞机所在位置1、2之间的矢量连线, $\overline{S_{DR}}$ 为DR推算位置1、2之间的矢量连线, $\overline{S_{wind}}$ 为风场引起的直升机位置偏移矢量, 根据图7中矢量三角形的关系, 可得:

$$\overline{S_{wind}} = \overline{S_{GPS}} - \overline{S_{DR}} \quad (7)$$

风场估计的目的在于进行航迹修正。而航迹修正则是通过调整直升机的倾斜角来实现的, 它使直升机仍能按照预定的航线飞行, 提高系统的导航精度。本节中采用如下方法进行风场估计及航迹修正。

设导航系统的采样周期为 Δt , 在 $k-1$ 时刻GPS测量到的直升机所在位置为

$$Z(k-1) = [x(k-1) \quad y(k-1)]^T$$

$k-1+p$ 时刻位置的测量值

$$Z(k-1+p) = [x(k-1+p) \quad y(k-1+p)]^T, p=1, 2, \dots$$

此刻 DR推算出的未经修正的直升机位置信号为

$$Z_{DR}(k-1+p) = [x_{DR}(k-1+p) \quad y_{DR}(k-1+p)]^T, p=1, 2, \dots$$

于是可得在 $k-1$ 到 $k-1+p$ 时间段内, 风场的估

计值为

$$V_{wind}(k-1+p) = \frac{Z(k-1+p) - Z(k-1)}{p\Delta t} - \frac{Z_{DR}(k-1+p) - Z_{DR}(k-1)}{p\Delta t} = \frac{[Z(k-1+p) - Z_{DR}(k-1+p)] - [Z(k-1) - Z_{DR}(k-1)]}{p\Delta t} \quad (8)$$

一般情况下取 $Z(k-1) = Z_{DR}(k-1)$ ，如图7所示，故式8可写为：

$$V_{wind}(k-1+p) = \frac{Z(k-1+p) - Z_{DR}(k-1+p)}{p\Delta t}$$

式8和9中， V_{wind} 即为航迹修正中所用到的估计风场，这里暂视做定常风，即在 $k-1+p$ 时刻后的一个周期内，风场的大小和方向保持不变，用式子表示如下：

$$V_{wind}(k-1+p + \frac{h}{\Delta t}) = V_{wind}(k-1+p) \quad (10)$$

式10中， Δt 为采样周期， h 代表着一个采样周期内的任意时刻，即 $0 \leq h \leq \Delta t$ 。

当 $p=1$ 时，即为单步长风场估计，而当 $p \geq 2$ 时为多步长风场估计，本文取 $p=1$ ，首先依据式9估算出直升机飞行时的风速，然后根据估计出的风场对平面导航控制律进行修正，进而通过改变倾斜角使直升机稳定在预定的航线上。这就需要对1.2中的控制律(式1)稍作变动，修正后的控制律为：

$$\gamma_g = k_1 \cdot \Delta d + k_2 \cdot (\Delta\psi + \tau) \cdot V \quad (11)$$

式11与式1唯一不同的就是增加了需修正的角度 τ ，其定义如下图所示：

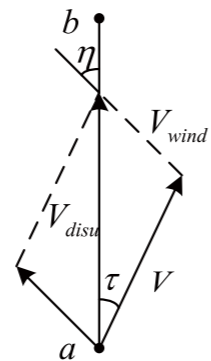


图8 航迹修正的示意图

图8中， a 、 b 分别为预先设定的航点，方向为 a 指向 b 。 V 为直升机空速，其方向即机头所指的方向， V_{wind} 为风速， V_{disu} 为直升机的地速，同时 V 、 V_{wind} 、 V_{disu} 满足平行四边形合成关系。 η 为航线方向逆时针转至风场方向所转过的角度。 τ 为直升机机头偏离航线的角度，且规定指向航线方向的右边为正，由图中的几何关系，有 $V_{wind} \sin \eta = V \sin \tau$ ，故

$$\tau = \arcsin\left(\frac{V_{wind} \sin \eta}{V}\right) \quad (12)$$

$$\eta = \psi_0 - \psi_{wind}$$

将式11和12相结合，通过仿真分析来说明该航迹修正方法的必要性和可行性，以高度为3000m、速度为35.6m/s的这一状态为例，风场模型仍采用2.1节中所用的常值风模型，设定航程点为 $a(0, 0)$ ， $b(0, 3000)$ ， $c(3000, 3000)$ ， $d(3000, 0)$ ，仿真结果如图9所示：

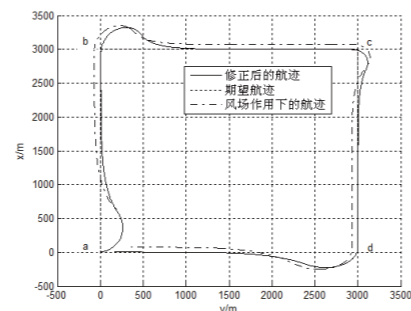


图9 航迹修正的效果

航迹修正过程中系统的动态响应如图10所示：

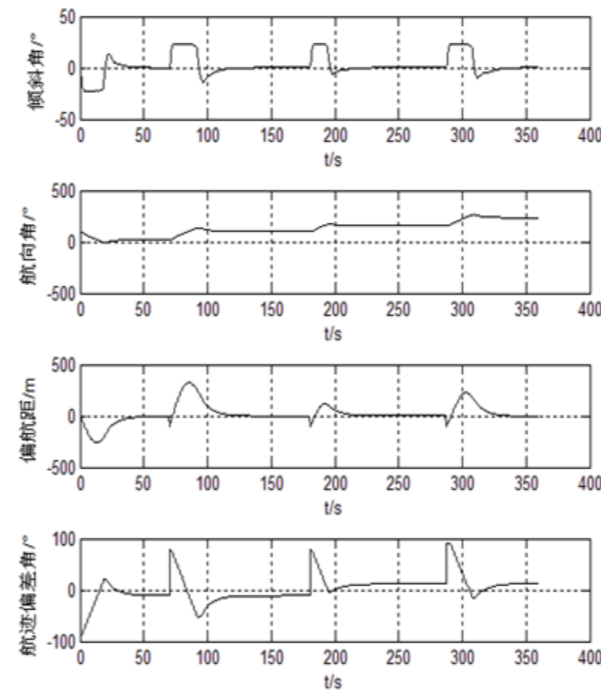


图10 航迹修正过程中的动态响应

由图9和10不难看出，由于风场的作用，直升机偏离了预定的航线，而经过修正的系统能够完全跟踪设定的航线，系统稳定时偏航距为0，航迹修正有效提高了导航的精度。

3.无迹卡尔曼滤波在导航中的应用

第2节描述了常值风场对航迹的影响，但是风的扰动过程是非常复杂的，仅仅用常值风来近似描述是远远不够的，通常可以在常值风的基础上加上白噪声来模拟实际的风场，进而观察风场对导航的影响。由于风场噪声的作用，使得推算出的位置信号就会混有随机干扰信号，因此必须采用滤波方法以提取飞机的准确位置信号。下面在建立直升机航迹模型的基础上分别设计扩展卡尔曼滤波(EKF)器和无迹卡尔曼滤波(UKF)器来提高位置估算精

度。

在地面坐标系下，对包含风场噪声的航迹进行滤波的过程示意图如图11所示：

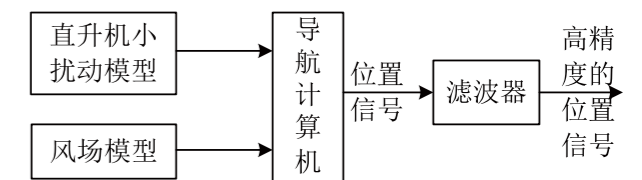


图11 航迹滤波过程示意图

如图11所示，为获得高精度的位置信号，首先需要建立直升机的航迹模型，在建立直升机航迹模型时，选用目标模型是关键。机动目标模型主要有多项式模型、半马尔柯夫模型、CV模型和CA模型等，而直升机在指定高度速度下的导航过程中，可以认为是一种匀速运动，因此可以采用CV运动模型，其离散时间表达式为：

$$\begin{bmatrix} X(k+1) \\ \dot{X}(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X(k) \\ \dot{X}(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{T^2}{2} \\ T \end{bmatrix} \omega(k) \quad (13)$$

在一定时间内，实际风场通过在常值风的大小和方向上分别加入高斯白噪声来模拟，在该风场作用下，结合式13的CV运动模型建立含风场的直升机导航系统状态方程如下：

$$X(k) = f(X(k-1)) + \omega(k-1) \quad (14)$$

其中， $X(k) = [x_k, y_k, \dot{x}_k, \dot{y}_k, A_k, \Theta_k]^T$ ， x_k, y_k 和 \dot{x}_k, \dot{y}_k 分别是直升机在地面坐标系下 x 、 y 方向的位置和速度分量， A_k, Θ_k 为地面坐标系下平面风场的大小和方向， $\omega(k-1)$ 为状态噪声， f 为状态向量的函数，表达式

如式15:

$$f(X(k-1)) = \begin{bmatrix} x_{k-1} + T\dot{x}_{k-1} + TA_{k-1} \cos(\Theta_{k-1}) \\ y_{k-1} + T\dot{y}_{k-1} + TA_{k-1} \sin(\Theta_{k-1}) \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{k-1} \\ y_{k-1} \\ \dot{x}_{k-1} \\ \dot{y}_{k-1} \\ A_{k-1} \\ \Theta_{k-1} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式15中 T 为导航系统的采样周期。

又根据图11可得系统的观测方程为:

$$Z(k) = CX(k) + \rho(k) \quad (16)$$

其中 $Z(k) = [x_s, y_s]^T$ 为测量到的位置信号, C 为量

测矩阵, 且 $C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$, $\rho(k)$ 为观测

噪声。设 $\omega(k)$ 和 $\rho(k)$ 是互不相关的高斯白噪声, 且满足:

$$\begin{cases} E[\omega_k] = 0, Cov[\omega_k, \omega_j] = E[\omega_k \omega_j^T] = Q_k \delta_{kj} \\ E[\rho_k] = 0, Cov[\rho_k, \rho_j] = E[\rho_k \rho_j^T] = R_k \delta_{kj} \\ Cov[\omega_k, \rho_j] = E[\omega_k \rho_j^T] = 0 \end{cases} \quad (17)$$

式中, Q_k 为系统噪声方差阵, R_k 为量测噪声方差阵。

综上, 结合式14和16可知直升机的航迹模型, 在此基础上, 分别设计EKF滤波器和UKF滤波器来完成滤波, 以提

高导航的精度。

EKF的基本思想是将非线性系统线性化, 进而进行线性卡尔曼滤波, 因此EKF是一种次优滤波。EKF对非线性函数的Taylor展开式进行一阶线性化截断, 忽略其余高阶项, 从而将非线性问题转化为线性, 从而可以将卡尔曼滤波算法应用到非线性系统中。但EKF有其不可避免的缺点, 一是当强非线性使EKF违背局部线性假设时, 该算法会因忽略高阶项带来的误差而使滤波发散。二是线性化处理时需要计算雅克比(Jacobian)矩阵, 故而计算过程繁琐, 实现相对困难。

与EKF不同, UKF是通过无迹变换使非线性系统方程适用于线性假设下的标准Kalman滤波体系, 而不是像EKF那样, 通过对非线性函数进行线性化来实现递推滤波。UKF是将UT变换和线性卡尔曼滤波相结合得到的一种算法, 该算法将UT变换引入到卡尔曼滤波中, 通过对sigma样点进行非线性变换, 由变换后样点的统计量来估计随机向量通过非线性变换后的均值和方差, 而计算下一时刻的预测值是根据sigma样点来计算的。可以按照以下步骤迭代求解状态估计及其协方差矩阵:

(1) 对状态向量进行采样, 根据第k时刻的状态估计向量 $\hat{X}(k/k)$ 和协方差 $\hat{P}(k/k)$ 产生Sigma样点:

$$\begin{cases} \sigma(k/k) = \sqrt{(L+\lambda)\hat{P}(k/k)} \\ \hat{\chi}_0(k/k) = \hat{X}(k/k) \\ \hat{\chi}_j(k/k) = \hat{X}(k/k) \pm \sigma(k/k) \end{cases} \quad (18)$$

其中 $j = 1, \dots, 2L+1$, $\hat{\chi}(k/k)$ 为k时刻选取的

sigma样点。 L 为状态向量的维数, $\lambda = \alpha^2(L + \kappa)$, 而 α 决定了均值 $\hat{X}(k/k)$ 附近sigma样点的宽度, 通常取较小的正数, κ 为修正比例系数, 一般设置为0。

(2) 计算sigma样点处的状态向量, 并求加权状态向量及其协方差阵

$$\begin{cases} \hat{\chi}(k+1/k) = f(\hat{\chi}(k/k)) \\ \hat{X}(k+1/k) = \sum_{i=0}^{2L} W_i^m \hat{\chi}(k+1/k) \\ \Psi = \hat{\chi}(k+1/k) - \hat{X}(k+1/k) \\ P(k+1/k) = \sum_{i=0}^{2L} W_i^m \Psi \Psi^T + Q \end{cases} \quad (19)$$

$$\text{其中 } \begin{cases} W_0^m = \lambda / (L + \lambda) \\ W_j^m = 1 / \{2(L + \lambda)\} \end{cases}, j = 1, \dots, 2L+1,$$

$\hat{\chi}(k+1/k)$ 为sigma样点处的一步预测向量, $\hat{X}(k+1/k)$ 为加权状态预测估计向量, $P(k+1/k)$ 为状态预测协方差阵。

(3) 对加权状态预测估计向量进行重采样

$$\begin{cases} \sigma(k+1/k) = \sqrt{(L+\lambda)P(k+1/k)} \\ \hat{\chi}_0(k+1/k) = \hat{X}(k+1/k) \\ \hat{\chi}_j(k+1/k) = \hat{X}(k+1/k) \pm \sigma(k+1/k) \end{cases} \quad (20)$$

其中 $j = 1, \dots, 2L+1$, $\hat{\chi}(k+1/k)$ 为预测估计向量的sigma样点。

(4) 计算重采样后的样点处观测向量, 并求其加权观测向量及误差协方差阵

$$\begin{cases} \hat{Z}(k+1/k) = C \hat{\chi}(k+1/k) \\ \hat{z}(k+1/k) = \sum_{i=0}^{2L} W_i^m \hat{Z}(k+1/k) \end{cases} \quad (21)$$

(5) 状态更新并计算增益协方差阵

$$\begin{cases} P_z(k+1) = \sum_{i=0}^{2L} W_i^m \hat{Z}(k+1/k) - \hat{z}(k+1/k) \bullet \hat{Z}(k+1/k) - \hat{z}(k+1/k)^T + R \\ P_{z\bar{z}}(k+1) = \sum_{i=0}^{2L} W_i^m \hat{\chi}(k+1/k) - \hat{X}(k+1/k) \bullet \hat{\chi}(k+1/k) - \hat{X}(k+1/k)^T \\ K(k+1) = P_{z\bar{z}}(k+1)(P_z(k+1))^{-1} \\ \hat{x}(k+1) = \hat{X}(k+1/k) + K(k+1)(z(k+1) - \hat{z}(k+1/k)) \\ P(k+1) = P(k+1/k) - K(k+1)P_{z\bar{z}}(k+1)(K(k+1))^{-1} \end{cases} \quad (22)$$

其中 $P_z(k+1)$ 为 $k+1$ 时刻的观测向量的协方差阵, $P_{z\bar{z}}(k+1)$ 为状态向量和观测向量的互协方差阵, $K(k+1)$ 为滤波增益阵, $\hat{x}(k+1)$ 和 $P(k+1)$ 分别为新的状态估计向量和协方差阵。

UKF作为一种新型的滤波估计算法, 它以UT变换为基础, 摒弃了对非线性函数进行线性化的传统做法, 采用线性卡尔曼滤波框架, 对于一步预测方程, 使用UT变换来处理均值和协方差的非线性传递。下面将EKF滤波算法和UKF滤波算法分别运用到航迹滤波当中, 并对两种滤波算法的效果进行比较分析。

以直升机所在高度为3000m、速度为36.5m/s的这一状态为例, 选取航程点为a(0, 0), b(0, 3000), c(3000, 3000), d(3000, 0), 量纲是m。在常值风场的大小和方向上分别加入高斯白噪声来模拟实际风场, 针对不同的风场和噪声值分别进行仿真。在地面坐标系下, 取常值风场的大小为一类风场的年平均值10m/s, 测量噪声的协方差值为10, 风场的方向和风场噪声方差值如表1中所示:

表1 仿真条件表

	风场方向	风场噪声协方差值
仿真条件 1	135°	10
仿真条件 2	45°	10
仿真条件 3	135°	20

针对以上仿真条件,分别采用无迹卡尔曼滤波器(UKF)和扩展卡尔曼滤波器(EKF)进行计算,仿真结果如图12所示:

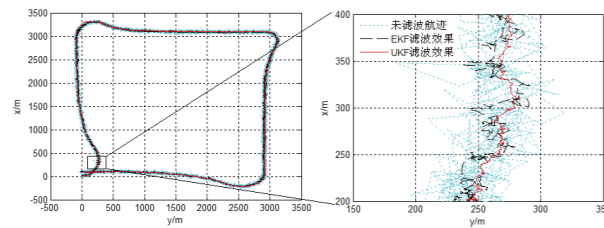


图12(1) 仿真条件1的滤波效果

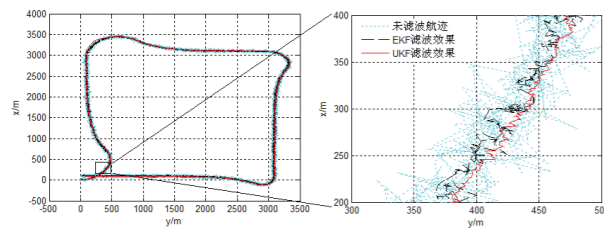


图12(2) 仿真条件2的滤波效果

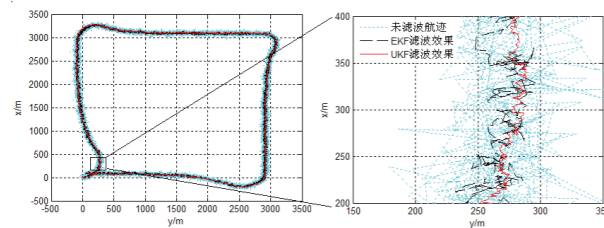


图12(3) 仿真条件3的滤波效果

图12 不同仿真条件下两种算法的滤波效果

由图12可以看出:基于已建立的直升机航迹方程(式14和16),对于不同的风场及噪声值,这两种滤波算法都具有明显的滤波效果,但在相同的风场条件下,与EKF滤

波器相比,UKF滤波器波动程度更小、滤波效果更显著。

为了定量地比较两种不同滤波算法的效果,分别画出三种仿真条件下EKF和UKF的估计均方误差阵的迹随时间变化的曲线,如图13所示。

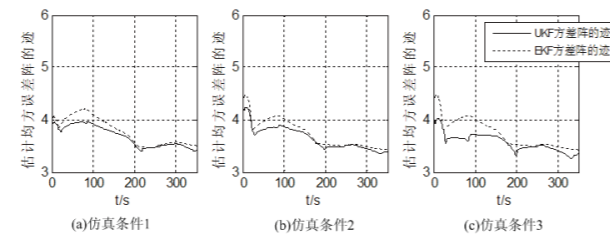


图13 EKF和UKF估计均方误差阵的迹比较

由图13可以看出,UKF滤波器估计均方误差阵的迹始终小于EKF滤波器,即滤波精度更高。两者仿真所需时间如表2所示:

表2 仿真所需时间表(量纲:s)

	UKF	EKF
仿真条件 1	3.7	4.03
仿真条件 2	3.5	3.75
仿真条件 3	3.8	4.1

由表2可以看出,在相同的仿真环境下,UKF滤波器仿真时间短,这是因为EKF算法的每一步都需要计算 Jacobian 矩阵,增加了计算量,故而EKF仿真时间会较长。综上所述:无迹卡尔曼滤波器不仅能实现稳定的滤波,而且具有更高的运算速度和估计精度。

4.小结

本章主要是基于已知的直升机小扰动模型,介绍了本文所涉及直升机的航迹控制结构,研究了导航控制方

式和控制律设计方案,同时采用频域法调整控制器参数,在MATLAB仿真平台上进行仿真计算验证控制律,分别说明了导航过程中的两种航点切换方式。导航过程中的抗风场干扰仿真结果表明:航迹修正和滤波技术有效提高了导航的精度。

参考文献

- [1]杨一栋,直升机飞行控制[M],北京:国防工业出版社,2007.2
- [2]符小宝,某型无人机组合导航技术研究[D],西安:西北工业大学,2003.3
- [3]谢建东.直升机GPS/INS组合导航系统的设计与仿真[M],西安:西北工业大学出版社.2005.3
- [4]李宏伟,张晓林,聂振刚,张强.一种小型无人直升机导航控制系统的设计[J],长沙:中南大学学报.2005.7
- [5]王瑞军.微型无人直升机组合导航系统研究与设计[M],南京:南京理工大学出版社.2007.7
- [6]Renato S.Ornedo,Kenneth A.Farnsworth,GPS and Rader Aided Inertial navigation System for Missile System Applications[C],IEEE Position Location and Navigation Symposium, 1998, 4(20-23), p 614-621
- [7]Wendell J.Meister O.Schlaile C,An integrated GPS/MEMS-IMU navigation system for an autonomous helicopter [J], Aerospace Science and Technology, 2006, 10 (6), p 527-533
- [8]Joseph Nassir Bakambu,Integrated Autonomous System for Exploration and Navigation Underground Mines[C], Proceedings of the 2006 IEEE/RSJ, 2006
- [9]Roya Rahbaria,Barrie W. Leachb,Jeremy Dillonb,Clarence W.de Silvac. Expert system for an INS/DGPS integrated navigator installed in a Bell 206 helicopter[C], Engineering Applications of Artificial Intelligence, 18 (2005), p 353-361

基于级联式目标感知的输电线路绝缘子缺陷检测研究

文 / 祁利斌

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 国家经济快速发展,同时电力需求量也越来越大,电力系统和输电线路不断扩增,现在输电线路规模一般横跨数百公里。这样一个庞大的运输系统包含许多基础组件,为了保证整个系统安全可靠地运行,国家电网必须定时巡检这些基础组件。如果采用人工巡检方式,时间成本和经济成本非常高,因此引入无人机巡检代替人工巡检。无人机巡检过程中拍摄图片并传回工作站,工作人员再利用传统图像处理,机器学习或者深度学习算法对基础组件进行缺陷检测。在输电线路的所有组件中,绝缘子是非常重要的部分,它能够使得输电线路系统在复杂的自然和物理环境下保持机电应力不变,因此无人机巡检需定时检查和维修绝缘子组件。

本研究基于YOLOV5模型设计了级联目标检测框架。级联目标检测框架能实现绝缘子缺陷检测功能,第一级目标检测模型对原图做目标检测,将原图中所有绝缘子目标检测出来并输入第二级模型。第二级模型对绝缘子缺陷做目标检测,将绝缘子中所有缺陷类型检测出来,并输出缺陷类型的位置信息。

本文主要研究工作如下:

- (1) 使用数据增强算法Mosaic对输入图像做预处理。首先对输入图像做三种普通数据增强:颜色数据增强、形状数据增强和对比度数据增强,然后将四张普通数据增强后的图像使用Mosaic算法进行拼接。普通数据增强算法和Mosaic算法能扩增数据集样本和增加数据多样性;
- (2) 设计了级联目标检测框架。级联目标检测框架结构如下:输入图像->Mosaic数据增强算法->第一级绝缘子目标检测模型(YOLOV5m模型:中等大小的YOLOV5模型)->输入图像中的绝缘子目标->Mosaic数据增强算法->第二级缺陷检测模型(YOLOV5s:轻量级YOLOV5模型)->绝缘子目标中的绝缘子缺陷类型。级联目标检测框架在数据集上训练并测试,最终第一级模型mAP@0.5达到93.1%,推理速度32FP;第二级模型mAP@0.5达到89.2%,推理速度34FPS。

关键词: 目标检测;级联架构;卷积神经网络;缺陷识别;YoloV5

Abstract: The country's rapid economic development has coincided with a growing demand for electricity, which has led to the expansion of power systems and transmission lines that now span hundreds of kilometers. Such a huge transport system contains many basic components, which must be inspected regularly to ensure the safe and reliable operation of the whole system. If manual inspection is adopted, the time cost and economic cost are very high. Therefore, UAV inspection is introduced to replace manual inspection. During the UAV inspection, pictures are taken and sent back to the workstation. The staff uses traditional image processing, machine learning or deep learning algorithm to detect defects of basic components. Among all the components of a transmission line, insulators are a very important part, which can keep the electromechanical stress unchanged in the complex natural and physical environment of the transmission line system. Therefore, UAV inspection requires regular inspection and maintenance of insulator components.

In this paper, a cascade object detection framework is designed based on YOLOV5 model. The cascade target detection framework can realize the function of insulator defect detection. The first-level target detection model conducts target detection on the original drawing, detects all insulator targets in the original drawing and inputs them into the second-level model. The second-level model conducts target detection for insulator defects, detects all defect types in insulators, and outputs the location information of defect types.

The main research work of this paper is as follows:

- (1) The data enhancement algorithm Mosaic was used to preprocess the input image. Firstly, three kinds of ordinary data enhancement were done on the input image, namely, color data enhancement, shape data enhancement and contrast data enhancement. Then, four images with ordinary data enhancement were spliced by Mosaic algorithm. The common data enhancement algorithm and Mosaic algorithm can enlarge the sample of data set and increase the diversity of data.
- (2) The cascade target detection framework is designed. The structure of the cascade target detection framework is as follows: input image->Mosaic data enhancement algorithm -> first-level insulator target detection model (YOLOV5m model: medium-size YOLOV5 model) -> insulator target in input image ->Mosaic data enhancement algorithm -> second-level defect detection model (YOLOV5s: Lightweight YOLOV5 model) -> Insulator defect type in insulator target. The cascaded target detection framework is trained and tested on the data set. Finally, the first-level model mAP@0.5 reaches 93.1% with a reasoning speed of 32FP. The second-level model mAP@0.5 reaches 89.2% with a reasoning speed of 34FPS.

Key words: Object detection; Cascading architecture; Convolutional neural networks; Defect recognition; YoloV5

背景

绝缘子主要指输电线路中悬挂的电缆绝缘体装置(连接电线杆和高压电基站)。绝缘子虽种类繁多,形状和结构各不相同,但主要都是由绝缘件和连接金具两部分组成。绝缘子能够为输电线路和高压电塔增加绝缘属性,使得电荷负载发生变化时,机电应力保持不变。但如果绝缘子被损坏,那么它不仅不会起到相应的作用,还会影响整个电力系统的正常运行,所以保护绝缘子非常重要。但不幸的是,由于绝缘子的作用机理和所处环境,绝缘子非

常容易受到损害。在物理因素上,它会受到垂直方向的导线负荷和水平方向的拉力,长期受力会使其产生受力疲劳,结构自然容易发生损害。在自然因素上,它长期暴露在外界环境中,经历雨水,日晒等自然因素侵害,容易发生绝缘子污秽和连接金属生锈情况,除此之外,瓷绝缘子光滑瓷制表面还极易受到化学物质腐蚀,发生表面破坏。由于绝缘子作用机理,加上其表面易发生污秽,当发生雷击时,绝缘子两端会形成通路从而被电压击穿,发生放电损伤。此外,由于一些外力干扰或者是强风冲击,绝缘子有时还会发生缺口和断裂现象。因此,无人机巡检需定时

对绝缘子进行检测,判断其是否需要维修或者更换。无人机巡检过程中通过航拍对绝缘子进行拍摄,再根据拍摄图片判断绝缘子是否出现故障。

1.研究意义

工作人员得到绝缘子图像后,以往会通过人工判断方式对绝缘子图像进行处理,但这种方式弊端很明显。绝缘子图像中绝大部分是背景工作人员需要对图像进行放大拖拽,才能对绝缘子进行缺陷判断。这种方式费时费力效率低,而且容易发生漏检,过检情况。针对人工判断图像的弊端,工作人员使用了图像处理方式来对绝缘子图像进行缺陷检测。自从中央人民政府提出“推动互联网,大数据,人工智能和实体经济深度融合”政策后,国家电网积极将人工智能技术引入电力行业,以输电线路绝缘子缺陷检测为例,将绝缘子缺陷检测,图像处理和人工智能深度融合。

2.绝缘子缺陷检测技术概述

使用图像处理方法对绝缘子做缺陷检测,主要分为三种,传统图像处理,机器学习和深度学习。传统图像处理算法对绝缘子做缺陷检测时一般分为两个步骤。第一步识别绝缘子,这一步采用绝缘子分割方法。传统分割方法有阈值分割,区域生长分割和颜色聚类分割等。但分割任务千差万别,不同任务有不同处理方式,所以当传统分割算法应用在实际分割任务时,应结合实际分割任务进行改造。在绝缘子已被分割的前提下,第二步做绝缘子缺陷检测,常见绝缘子缺陷检测是自曝缺陷检测,可以利用几何关系和像素面积进行检测。机器学习方法先利用滑动窗口算法对绝缘子进行定位,然后将特征向量送入人

工设计好的Adaboost分类器进行分类,最后进行缺陷识别。深度学习算法对绝缘子图像进行缺陷检测的算法流程是先利用深度学习算法对绝缘子做分割处理,再利用传统缺陷检测算法对绝缘子进行缺陷检测。相比传统图像处理和机器学习算法,深度学习算法泛化能力更强,检测效率更高。

通常来说,无人机拍摄的图像像素尺寸在3000-5000级别。绝缘子在原图中所占的比例属于中等偏小比例,而绝缘子缺陷在原图中所占的比例属于偏小比例。直接对缺陷进行检测在技术上可行,但是无法保证准确度。针对缺陷检测的小目标检测和识别问题,本研究设计了级联目标检测框架,基准模型是经典的YOLOV5模型。第一级模型先对原图做目标检测,将原图中绝缘子目标检测出来并输入到第二级模型。第一级模型有效地过滤了原图中大部分无用的背景信息。第二级模型对绝缘子做目标检测,将绝缘子的所有缺陷类型检测出来。第一级模型使用YOLOV5m模型(中等大小的YOLOV5模型),第二级模型为了加快整体检测框架的推理速度,使用了轻量级的YOLOV5模型:YOLOV5s模型。

3.数据集制作

3.1VOC数据集格式

本文数据集使用互联网公开的无人机航拍图片,一共有500张。由于数据集数量过少和正负样本不均衡,本文继续引入了中国输电线路绝缘子数据集(ChinaPowerLineInsulatorDataset,CPLID)的所有图片,扩增后的数据集样本总数量为1348张图片。本文数据集使用PASCALVOC2007数据集格式进行制作。PASCAL-VOC2007数据集主要包括下面几类数据:图像分类、目

标检测、目标分割和动作识别等。数据集存放的主文件夹是VOC2007,文件夹里有Annotations,ImageSets和JPEGImages文件夹,文件结构如图1所示。JPEGImages文件夹保存数据集图片文件,Annotations文件夹保存图像对应的标注信息文件,ImageSets文件夹下的Main文件夹保存数据集的划分信息。

名称	修改日期	类型
Annotations	2019/7/10 4:28	文件夹
ImageSets	2019/7/10 3:05	文件夹
JPEGImages	2019/7/10 4:29	文件夹

图1 文件结构图

数据集划分信息通过四个文本文件表示,分别是trainval.txt, train.txt, val.txt和test.txt,如图2所示。其中每个文本文件分别对应训练集+验证集、训练集、验证集、测试集。文本文件每一行都是图像文件名,表示此图像被划分到文本文件所代表的数据集中。本文主要将数据集划分为训练集和测试集,比例为8:2。

名称	修改日期	类型	大小
test.txt	2019/7/10 21:39	文本文件	33 KB
train.txt	2019/7/10 21:49	文本文件	105 KB
trainval.txt	2019/7/10 21:49	文本文件	132 KB
val.txt	2019/7/10 21:39	文本文件	27 KB

图2 数据集划分图

标注信息文件类型是xml,一种类似于HTML的标记文本格式类型.xml以键值对的形式存储信息,节点名字是键,节点里面的信息是值,节点之间可以相互嵌套,主节点是annotation节点,里面的folder节点和filename节点对应的值表示数据集的路径;size节点对应的值表示图片高度,宽度和深度;object节点非常重要,值表示图片所包含目标的位置和类别信息;name节点对应的

值表示此目标所属类别;bndbox节点表示此目标的坐标,表现形式是(左上角坐标,右下角坐标),即((xmin,ymin),(xmax,ymax))。

3.2标注图片

绝缘子的缺陷类型有损坏、缺失、缺口、污秽、放电、生锈、断裂等多种类型,由于网络公开数据集有限,本研究只针对缺口这种缺陷类型进行检测。

本文使用的打标工具是开源图像标注软件labelImg。本文检测框架属于级联目标检测框架,每一级目标检测模型都需要对图片进行标注,因此同一张图片有两次标注信息。第一级目标检测模型的检测目标是绝缘子,故需要对绝缘子进行标注,如图3所示,填充颜色蓝色,边框颜色绿色的矩形框就是绝缘子标注框。类似地,第二级目标检测模型的检测目标是缺陷,故需要对缺陷进行标注。如图4所示,里面填充颜色为蓝色,边框颜色为绿色的矩形框为缺陷标注框。

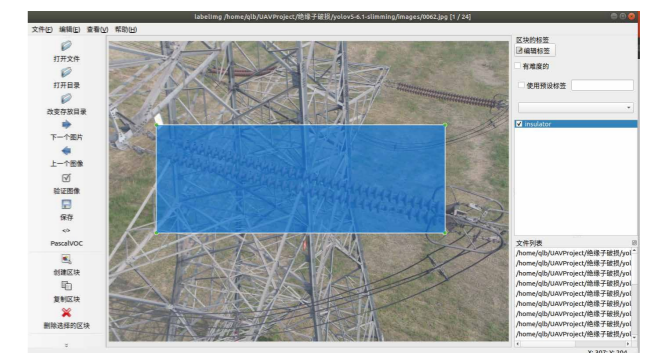


图3绝缘子目标检测打标



图4 绝缘子缺陷部位打标

3.3数据增强

本文主要采用了普通数据增强和Mosaic数据增强两种数据增强方式。

普通数据增强是深度学习常用的数据预处理方法，可以对有限的数据集进行扩增，降低模型过拟合概率，提高模型鲁棒性。本文主要使用图片整体左右翻转(形状数据增强)、改变图片的色调、饱和度和明度(颜色数据增强)这两种普通数据增强方法，对数据集进行扩增。此外为了增强黄昏场景下检测框架的检测效果，本文还做了对比度数据增强，用来模拟黄昏场景下的绝缘子缺陷检测。最后，数据集由1348张图片扩增到5000张图片。整体数据增强的效果如图5所示。



图5普通数据增强

Mosaic数据增强算法将多张图片按照一定比例组合成一张图片，使模型在更小的范围内识别目标。相比普通数据增强算法来说，Mosaic数据增强具有以下优点：加强批归一化层(BatchNormalization)的效果。当模型设置BN操作后，训练时会尽可能增大批样本总量(BatchSize)，因为BN原理为计算每一个特征层的均值和方差，如果批样本总量越大，那么BN计算的均值和方差就越接近于整个数据集的均值和方差，效果越好。但受限于机器显存，批样本总量设置有限制。Mosaic数据增强算法可以从另一个角度增加批样本总量，因为使用Mosaic数据增强算法后，输入一张由四张图片拼接后的Mosaic数据增强图像等效于并行输入四张原始图像。Mosaic数据增强算法有利于提升小目标检测性能。本文数据集的小目标在原图中分布并不均匀，这导致常规的模型训练并不能充分学习到小目标特征。Mosaic数据增强图像由四张原始图像拼接而成，这样每张图像会有更大概率包含小目标。Mosaic数据增强算法处理结果如图6所示。



图6 mosaic数据增强效果图

4.YoloV5算法理论

本文级联目标检测框架的第一级模型使用了YOLOV5m模型(中等大小的YOLOV5模型)，同时为了加快整体检测框架的推理速度，第二级模型使用了轻量级YOLOV5模型YOLOV5s模型。两级模型的基准模型都是YOLOV5模型，故本章主要介绍YOLOV5模型算法理论。

4.1Yolo算法简介

YOLO算法基本思想是使用端到端的卷积神经网络直接预测目标的类别和位置。YOLO算法将输入图像划分成S×S(原论文中默认是7×7)的网格(gridcell)，每个网格负责预测中心点落在本网格内的目标。在图像标注阶段，目标中心点所在网格的标签类别为该目标类别，其他网格的标签类别为背景。如下图7所示，此处引用原YOLO算法论文图，狗中心点所在网格的标签类别就是狗类别，同时此网格负责预测狗目标。

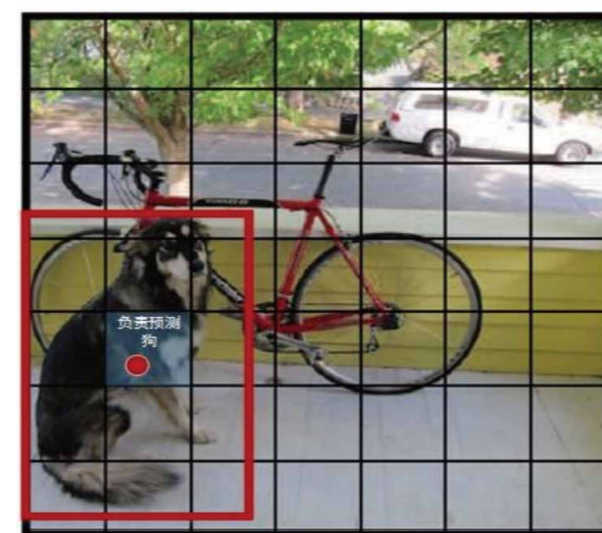


图7 Yolo论文原理图

每个网格会预测C个类别，C表示目标类别个数加上背景类别个数。此外，每个网格还会预测B个边界框，这B个边界框会共享C个类别的预测分数。每个边界框的预测值包括位置，尺寸和置信度，即x,y,w,h,Confidence。(x,y)为边界框中心坐标。此坐标属于相对坐标，表示边界框中心点相对于所在网格左上角的偏移量。(w,h)同样表示相对尺寸，表示边界框边长相对于原图边长的缩放值。为了消除不同尺寸目标损失贡献差异的影响，w和h进行损失计算时使用平方根计算。Confidence置信度是YOLO系列模型所独有的一个预测参数，表示预测框和真实框IOU和存在目标概率的乘积，所以它同时包含了存在目标的置信度和预测边界框和真实边界框重合程度两重信息，如公式1。

$$Conf = Pr(Object) \times IOU_{pred}^{truth}$$

公式1

4.2 YoloV5算法简介

YoloV5是Yolo算法系列的集大成者，目前Yolov5有YoloV5n、YoloV5s、YoloV5m、YoloV5l、YoloV5x五个版本。这几个模型的网络结构基本一样，不同的是depth_multiple模型深度和width_multiple模型宽度这两个参数。YoloV5主要分为输入端，backbone, Neck, 和head(prediction)。

4.3 YoloV5网络结构

YOLOV5模型网络结构，除了输入和特征提取器之间加了Focus模块外，其他地方使用了CSPDarkNet53模块、SPP模块、PANet模块。其中，YOLOV5模型的SPP模块有三个最大下池化采样分支。本文级联目标检测框架

第一级模型使用YOLOV5m模型，第二级模型使用YOLOV5s模型。YOLOV5m模型结构和YOLOV5s模型结构如图8和图9所示。

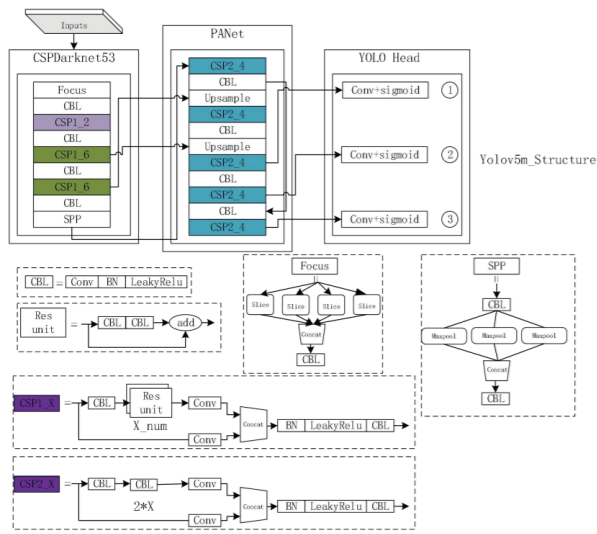


图8 YoloV5m模型结构

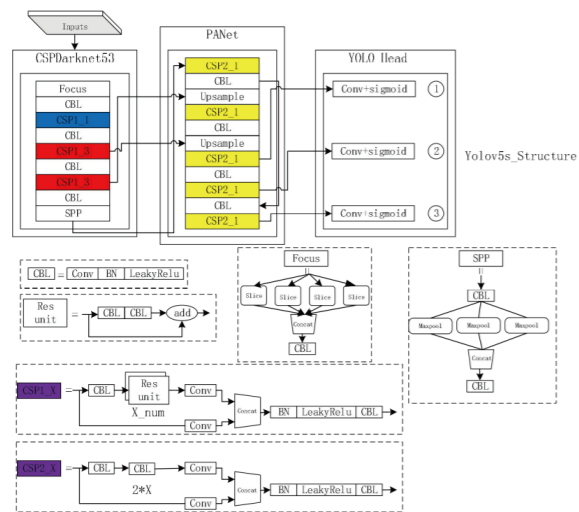


图9 YoloV5s模型结构

4.4 SPP模块结构

SPP模块结构一共有四个分支，第一个分支是短路

分支，由输入直接连接到输出，剩余分支是最大池化下采样分支，池化核大小分别为 5×5 , 9×9 , 13×13 。最大池化下采样步距为1，代表SPP模块在池化过程中会做填充操作(padding)，使得池化前后，特征矩阵尺寸保持不变。因此输入特征矩阵经过SPP模块后，四个分支上的高度、宽度和深度保持一致，最后再将四个分支上的特征矩阵在深度方向进行拼接并输出。SPP模块结构非常简洁，实现了不同尺度特征融合，能有效提升模型性能。

4.5 CSPDarkNet53特征提取器

CSPDarkNet53模型由DarkNet53模型和CSPNet(CrossStagePartialNetwork)模型融合而来。CSPNet(CrossStagePartialNetwork)模型性能十分强大，能在计算量降低20%的情况下依然保持甚至提高原特征提取器性能。CSPDarkNet53模型网络结构中的残差块结构主要分主干和分支两部分，主干部分结构和原DarkNet53模型中的残差块结构一样，都是进行残差块的堆叠，分支部分结构则类似短路结构，主要是进行几个卷积层的堆叠。两部分结构得到输出后，再进行拼接处理，输出特征矩阵。

4.6 PANet

PANet模块属于模型中的特征金字塔模块，主要将语义信息丰富、分辨率低的高维特征矩阵和语义抽象、分辨率高的低维特征矩阵进行融合，得到新的预测特征矩阵。特征金字塔模块能增强模型小目标检测能力。PANet模块全名PathAggregationNetworkforInstanceSegmentation，即用于实例分割的路径聚合网络。PANet模块结构主要分为两部分，分别是路径聚合结构和自适应

特征池化结构。两部分结构都是完成特征融合的功能，但融合方向恰好相反。路径聚合结构融合方向自底向上：高维特征矩阵->上采样->融合低维特征矩阵->上采样->融合低维特征矩阵->输出特征矩阵。路径聚合结构将融合后得到的输出特征矩阵输入到自适应特征池化结构，自适应特征池化结构融合方向自顶向下：低维特征矩阵->下采样->融合高维特征矩阵->下采样->融合高维特征矩阵->输出特征矩阵。PANet模型实现了不同维度特征矩阵的反复融合，先进行自底向上方向特征矩阵融合，再进行自顶向下方向特征矩阵融合。

5.级联架构检测实验

实验主要分两部分，分别为第一级YOLOV5m模型实验和第二级YOLOV5s模型实验。

5.1实验平台和整体检测框架

Pytorch深度学习框架是最新的深度学习框架之一，由Facebook人工智能研究院推出并开源。Pytorch深度学习框架相比TensorFlow深度学习框架更加灵活，程序语法和逻辑更加清晰直观。Pytorch深度学习框架的程序设计思路是线性的，类似于脚本语言，一行一行顺序执行，不存在异步逻辑，修改和调试代码也变得非常简单。此外，Pytorch深度学习框架具有动态图计算特性，虽然TensorFlow深度学习框架也引入了动态图计算特性，但在程序实现上还不直观。动态图计算表示模型网络结构的搭建和网络的运行同时进行，因此开发者可以随时对模型结构进行改造，并得到运行结果。动态图计算的特性和代码易调试的特点使得PyTorch深度学习框架深受深度学习开发者喜爱。

本文级联目标检测框架整体环境配置是操作系统Ubuntu18.04, CUDA11.3, cudnn8.0.2, Pytorch1.10.0, Python3.8, GPU GeForceRTX3090一块。

第一级目标检测模型对原图进行绝缘子目标检测，将原图中所有绝缘子目标检测出来，并输入到第二级目标检测模型中。第二级目标检测模型对绝缘子进行缺陷检测，将绝缘子中所有缺陷类型检测出来。两级模型的基准模型都是YOLOV5模型，第一级模型是YOLOV5m模型(中等大小YOLOV5模型)，第二级模型是YOLOV5s模型(轻量级YOLOV5模型)。YOLOV5s模型结构更加精巧，速度更快，可以提高级联目标检测框架推理速度。两级目标检测模型都使用Mosaic数据增强算法对输入图像做数据增强。

5.2第一级YOLOV5m模型实验

实验参数主要配置文件为opt.yaml文件。opt.yaml文件参数含义和详细值如下图10所示。其中，weights参数值为空字符串，表示模型权重参数随机初始化；nosave参数值为false，表示取消保存最后的模型参数信息，转而保存最好的模型参数信息；cache_images参数值为true，表示存储预处理数据，此选项选择能后加快模型训练速度；device参数值为‘0,1’，表示选择cuda0和cuda1。

weights	指定初始文件	''
cfg	模型的结构配置文件	models/yolov5m.yaml
data	数据集配置文件	data/voc.yaml
hyp	模型的超参数配置文件	data/hyp_scratch.yaml
epochs	训练迭代次数	100
batchsize	批训练量大小	12
img_size	输入图像大小	640
nosave	是否存储最后的模型参数信息	false

noautoanchor	是否关闭自适应先验框	false
cache_images	是否存储预处理数据	true
device	选择设备	'0, 1'
logdir	日志文件夹路径	runs/
workers	线程数	8

图10opt.yaml文件配置参数

hyp.scratch.yaml文件为YOLOV5m模型超参数配置文件，配置文件使用默认参数。voc.yaml文件和yolov5m.yaml文件分别为数据集配置文件和模型结构配置文件，关键参数配置如图11所示。其中，第一级YOLOV5m目标检测模型属于本文级联目标检测框架中的第一级模型，只负责将原图中的绝缘子目标检测出来，故目标类别数为1；depth_multiple参数和width_multiple参数属于模型结构配置文件中的参数，两参数能控制YOLOV5m模型特征提取器结构的深度方向和通道方向尺寸。不同大小的YOLOV5模型此两参数各不相同。

train	训练集数据路径	VOC/images/train/
val	测试集数据路径	VOC/images/val/
nc	目标类别数	1
names	目标类别名字	['bp']
depth_multiple	模型深度方向缩放因子	0.67
width_multiple	模型通道方向缩放因子	0.75

图11voc.yaml文件和yolov5m.yaml文件关键参数

模型迭代100个批次后收敛，详细结果如表1所示。其中。box代表训练集定位损失，obj代表训练集置信度损失，class代表训练集类别损失；val_box代表测试集定位损失，val_obj代表测试集置信度损失，val_cls代表测试集类别损失。

实验曲线图如下图12和图13所示。其中，曲线图横坐标含义为迭代次数，单位为（次），纵坐标含义为概率值（0<概率值<1），无具体单位。模型训练集上的损失值在

经历100个批次的训练后逐渐收敛，测试集上的损失值也同样达到了极小值。模型在测试集上的mAP@0.5值达到了93.1%，且召回率同样非常高，达到了94.6%，代表模型发生目标漏检的概率低，有利于后续第二级模型的缺陷检测实验。

表1第一级YOLOV5m模型实验结果

epoch	box	obj	class	total	img_size	val_cls
100	0.0313	0.0294	0	0.0607	640	0
precision	recall	mAP@0.5	mAP@0.5:0.95	val_box	val_obj	
0.6842	0.9462	0.9314	0.6311	0.0260	0.0264	

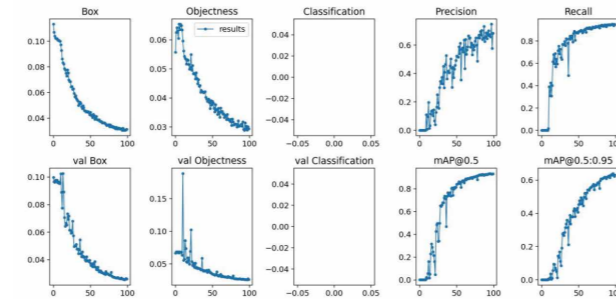


图12第一级YOLOV5m模型实验曲线图

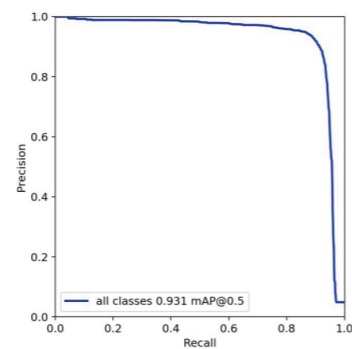


图13第一级YOLOV5m模型实验mAP@0.5图

第一级YOLOV5m模型预测可视化结果如下图14和15所示，图14为测试集打标原图，图15为测试集预测效果图。每个元素对应一张原图和预测结果。通过对比原图和预测结果，可发现第一级YOLOV5m模型绝缘子检测准确率高，且没有出现目标漏检情况。如两图中的001.jpg

所示，绝缘子目标非常小且还相互密集，但模型依然没有出现目标漏检情况。模型召回率高，因此不可避免出现目标过检情况，将非绝缘子目标预测为绝缘子目标，如两图中的第三行第一列0252.jpg所示，模型将两个非绝缘子目标误检为绝缘子。



图14测试集打标原图



图15测试集预测效果图

5.3第二级YOLOV5s模型实验

第二级YOLOV5s模型和第一级YOLOV5m模型同属于YOLOV5模型，且配置文件上许多参数值是YOLOV5模型所默认的参数值，因此第二级YOLOV5s模型配置文件参数值和第一级YOLOV5m模型参数值有许多是一样的。故此处主要整理第二级YOLOV5s模型独有参数值，表2

所示，其中voc.yaml::nc代表voc.yaml配置文件的nc参数，其它参数同理可得。

表2第二级YOLOV5s模型实验参数

voc.yaml::nc	voc.yaml::names	my_yolov5::depth_multiple	opt.yaml::cache_images
1	defect	0.033	false
opt.yaml::epoch	opt.yaml::batch_si	my_yolov5::width_multiple	opt.yaml::img_size
150	ze	0.5	256

模型迭代了150个周期后收敛。实验结果如下表3所示。在训练集上，定位损失 (box) 为0.0373，置信度损失 (obj) 为0.0847，类别损失 (class) 为0.0026，总损失为0.1246。在测试集上，位置损失 (val_box) 为0.0324，置信度损失 (val_obj) 为0.0559，类别损失 (val_cls) 为0.0021。第二级模型不管是训练集的损失值还是测试集的损失值，都比第一级模型对应的损失值大，因此第二级模型收敛程度并不如第一级模型好。

表3第二级YOLOV5s模型实验结果

epoch	box	obj	class	total	img_size	val_cls
150	0.0373	0.0847	0.0026	0.1246	256	0.0021
precision	recall	mAP@0.5	mAP@0.5:0.95	val_box	val_obj	
0.5052	0.9371	0.8923	0.5172	0.0324	0.0559	

实验曲线图如图16和图17所示。其中，曲线图横坐标含义为迭代次数，单位为（次），纵坐标含义为概率值（0<概率值<1），无具体单位。模型在测试集上的mAP@0.5值为89.2%，低于第一级模型的93.1%。但第二级模型召回率同样非常高，达到了93.7%，代表第二级模型依然具有低目标漏检率特点。

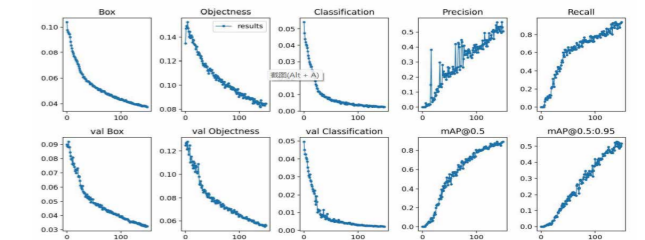


图16第二级YOLOV5s模型实验曲线图

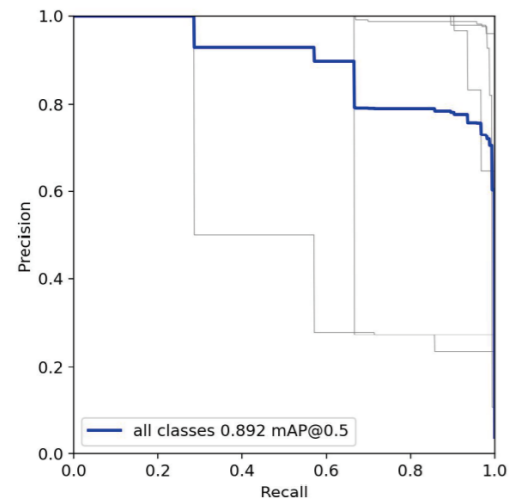


图18 第二级YOLOV5s模型实验mAP@0.5图

第二级YOLOV5s模型缺陷检测准确率高，且具有高召回率，出现缺陷漏检概率低。如图18所示，二级绝缘子缺陷检测图。



图18 二级绝缘子缺陷检测示意图

6. 总结与展望

随着无人机技术和图像处理技术不断发展，利用无人机巡检航拍图片对输电线路部件进行缺陷检测已经成为重要的一种输电系统故障排查方式，其中绝缘子是输电线路中的重要部件，因此通过航拍图片对绝缘子进行缺陷检测非常重要。绝缘子图片的缺陷检测算法有三种，分别是传统图像处理算法、机器学习算法和深度学习算

法。计算机计算能力不断发展，大数据盛行，深度学习模型泛化性好鲁棒性高，这三个特点使得深度学习算法成为其中最重要的一种算法。

本文利用性能优秀的YOLOV5模型，设计了两级级联目标检测框架，将缺陷检测分成两个阶段进行检测。第一阶段先进行绝缘子目标检测，第二阶段再进行缺陷的目标检测。该检测框架在单类缺陷检测上取得了很好的效果，但是受限于数据集数量影响，没有在多类缺陷检测上进行实验，后续应寻找更多数据集，扩展缺陷类别的数量，进行更大规模的实验，训练工业场景更加实用的模型。此外，在进行多类别缺陷检测的时候，可以在YoloV5的backbone中加入Attention机制，使用focal loss改进损失函数，优化长尾问题，以便训练得到性能更加优秀的模型。

参考文献

[1] 权伟. 基于图像处理的绝缘子表面破损检测关键技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2019.

[2] 张红民, 彭闯, 郭泓邑, 等. 一种基于SIFT-BOW模型的绝缘子图像识别方法[J]. 激光杂志, 2020, 41(11):96-99.

[3] 魏韬, 杨恒, 时磊, 等. 基于Faster RCNN的绝缘子自爆缺陷识别[J]. 电瓷避雷器, 2019, (03):183-189.

[4] Bochkovskiy A, Wang C Y, Liao H Y M. YOLOv4: Optimal Speed and Accuracy of Object Detection[J]. arXiv preprint arXiv: 2004. 10934, 2020.

[5] Tan M X, Pang R M, Q V Le. EfficientDet: Scalable and Efficient Object Detection[C]//2020 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), Seattle, WA, USA. New York: IEEE, 2020: 10778-10787.

[6] 易继禹, 陈慈发, 龚国强. 基于改进Faster RCNN的输电线路航拍绝缘子检测[J]. 计算机工程, 2021, 47(06): 292-298+304.

[7] 杨焰飞, 曹阳. 基于深度学习的无人机拍摄图像绝缘子目标检测[J]. 激光杂志, 2020, 41(10):63-66.

[8] 唐小煜, 熊浩良, 黄锐珊, 等. 基于改进的U-Net和YOLOv5的绝缘子掩模获取与缺陷检测[J]. 数据采集与处理, 2021, 36(05):1041-1049.

[9] Han K, Wang Y, Tian Q, et al. Ghostnet: More Features from Cheap Operations[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. 2020:1580-1589.

[10] He K, Zhang X, Ren S, et al. Spatial Pyramid Pooling in Deep Convolutional Networks for Visual Recognition[J]. IEEE transactions on pattern analysis and machine intelligence, 2015, 37(9): 1904-1916.

[11] 侯志强, 刘晓义, 余旺盛, 等. 使用GloU改进非极大值抑制的目标检测算法[J]. 电子学报, 2021, 49(04): 696-705.

[12] Rezatofighi H, Tsoi N, Gwak J Y, et al. Generalized Intersection Over Union: A Metric and a Loss for Bounding Box Regression[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. 2019: 658-666.

[13] Liu W, Anguelov D, Erhan D, et al. Ssd: Single shot multibox detector[C]. European Conference on Computer Vision, 2016:21-37.

[14] Redmon J, Divvala S, Girshick R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]. IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2016:779-788.

[15] Redmon J, Farhadi A. YOLO9000: better, faster, stronger[C]. IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017:7263-7271.

[16] 钟超. 航拍输电线路图像的绝缘子识别[D]. 大连海事大学, 2014.

[17] 崔克彬. 基于图像的绝缘子缺陷检测中若干关键技术研究[D]. 华北电力大学, 2016.

[18] 韩正新, 乔耀华, 孙阳, 李伟靖. 基于图像识别的无人机输电线路绝缘子故障检测方法研究[J]. 现代电子技术, 2017, 40(22):179-181+186.

[19] 廖圣龙. 航拍输电线路图像中部件检测关键技术研究[D]. 大连海事大学, 2017.

[20] Chuntao Zhang, Junjie Wang. Study on Wind-Induced Fatigue of UHV Transmission Tower-Line Coupled System in Hilly Terrain Wind Field[A]. Science and Engineering Research Center. Proceedings of 2018 International Conference on Mathematics, Modelling, Simulation and Algorithms (MMSA2018) [C]. Science and Engineering Research Center: Science and Engineering Research Center, 2018:5.

[21] 王孝余, 韩冰, 李丹丹, 罗军, 黄胜, 张杰. 基于视觉的绝缘子缺陷检测方法[J]. 计算机工程与设计, 2019, 40(12):3582-3587.

[22] 冯敏, 罗旺, 余磊, 张佩, 郝小龙, 樊强, 彭启伟, 张天兵, 曹玲玲. 适用于无人机巡检图像的输电线路螺栓检测方法[J]. 电力科学与技术学报, 2018, 33(04):135-140.

[23] 杜丽群. 基于SSD的绝缘子图像检测技术研究[D]. 华北电力大学, 2019.

[24] Redmon J, Farhadi A. Yolov3: An incremental improvement[J]. arXiv preprint arXiv:1804.02767, 2018.

[25] SERMANET P, EIGEN D, ZHANG X, et al. OverFeat: Integrated recognition, localization and detection using convolutional networks[J]. arXiv preprint arXiv:1312.6229, 2013.

[26] Girshick R, Donahue J, Darrell T, et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation[C]. IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2014:580-587.

[27] Girshick R. Fast r-cnn[C]. IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2015:1440-1448.

[28] Ren S, He K, Girshick R, et al. Faster r-cnn: Towards real-time object detection with region proposal networks[C]. Conference and Workshop on Neural Information Processing Systems. 2015:91-99.

[29] 张超. P-R曲线与模型评估问题研究[J]. 现代信息科技, 2020, 4(04):23-24+27.

术业专攻 管窥“厘”测

TA-Q3



尺寸大小	647×767×435mm	重量(含电池)	2.9kg
飞行速度(自动)	1m/S	飞行时间	12min
导航传感器系统	双目视觉+7个测距传感器	适用最小渠盖直径	0.7m
安全功能	自主避障、低电量回程和降落、水面漂浮、旋翼保护		
适用最小管道截面	2m(宽)×1.5m(高)或2.4m(直径)		
检测传感器系统	相机分辨率:4208×3120 LED照明≥2400nm		

- 全自动飞行 • 效率高 • 无需飞手 • 节省成本 • 自主避障 • 水面漂浮自我保护

TA-Q3管道巡查微型无人机是一款专为在黑暗和无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。主要用于进行管道裂缝检查、管道堵塞检查等,配合公司研发的无人机平台匹配巡查检测结果分析软件,可以自动生成检测报告,提升管道巡查的效率,降低成本。

VPX架构在无人机航电设备中的应用

文 / 何浩

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 航空电子系统作为现无人机的重要组成部分,在保障无人机执行各类作战任务中发挥着重要的作用。VPX架构是对于VME总线架构的重要改进,相比于CPCI、VME等常用的高性能架构,在传输速率、冷却加固方式、电源等方面有着得天独厚的优势。采用VPX加固导冷架构,可以有效提高无人机航电设备的环境适应性和可靠性。

关键词: VPX; 无人机航电; 加固导冷

Abstract: As an important part of UAV, avionics system plays an important role in ensuring UAV to perform all kinds of combat tasks. VPX architecture is an important improvement of VME bus architecture. Compared with CPCI, VME and other commonly used high-performance architectures, VPX architecture has unique advantages in transmission rate, cooling and strengthening mode, power supply and so on. The environment adaptability and reliability of UAV avionics can be effectively improved by adopting VPX reinforced cooling conducting structure.

Key words: VPX; unmanned aerial vehicle avionics; reinforced cooling conduction

引言

随着现代军事变革的不断深入,无人机已经成为一种极为重要的航空武器装备,在现代军事作战行动中发挥着越来越不可忽视的作用。作为现代飞机的重要组成部分,航空电子系统(以下简称航电系统)在保障无人机执行各类作战任务中发挥着重要的作用。无人机航电系统一般是指无人机所包括的通信、导航、探测侦察、飞行控制等在内的机载软硬件设备。能够为无人机执行导航引导、测控传输、飞行控制、情报侦察等多种任务提供必

要的保障。

VPX架构是对于VME总线架构的重要改进,相比于CPCI、VME等常用的高性能架构,在传输速率、冷却加固方式、电源等方面有着得天独厚的优势。采用VPX加固导冷架构,可以有效提高无人机航电设备的环境适应性和可靠性。

1. VPX架构介绍

VPX总线是VITA(VME International Trade Association, VME 贸易协会)组织于2007年在其VME总线基础上提出的新一代高速串行总线标准。VPX总线的基本规范、机械结构和总线信号等具体内容均在ANSI/VITA46系列技术规范中定义。

VPX总线还采用交换式结构替代VME的主控式结构。交换式结构使得系统整体性能不在受主控板的限制,提高了系统的整体性能。同时,在交换式结构下,处理器可以在任意的时间发送数据,而不需要等待总线后才发起传输,特别适合多处理器系统。

VPX架构主要包括以下几个方便的特点:

1)支持高速串行总线技术

VPX总线采用高速串行总线技术替代了VME总线的并行总线技术。VPX总线引入了目前新串行总线技术,例如:RapidIO、PCI-Express和万兆以太网等,支持更高的背板带宽。

VPX核心交换可以提供32对差分对,每对差分对理论上可以提供10Gbps的数据交换能力,一个VPX模块理论上高可以提供8GByte/s的数据交换能力。

2)分层式互联互通设计

VPX标准充分利用了系统架构设计中的分层理念,把所有的背板交换信号分为管理平面、控制平面、数据平面和拓展平面共四个部分(如图1所示),从而实现了清晰的背板数据交换控制。

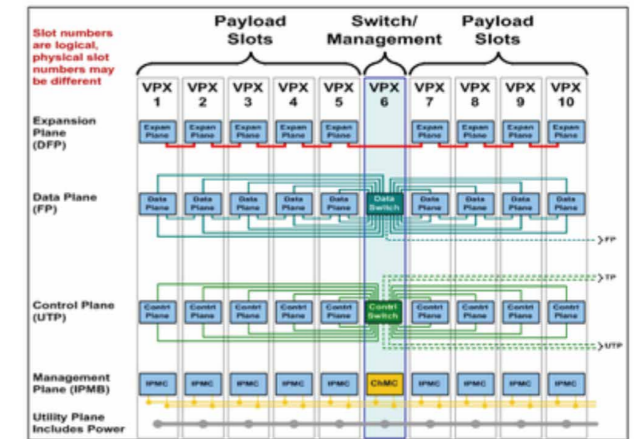


图1 VPX分层式信号互通

3)支持不同散热条件

VPX架构具备3U和6U两种板卡尺寸,满足绝大部分的航电产品需求。支持风冷、导冷、热冷多种散热方式。从连接器标准件、信号定义,再到设备内部安装,都有详细的规范进行约束,能够确保不同厂家产品可以互换使用。

2. VPX架构应用

2.1 航电设备内部总线互联

无人机航电设备内部总线互联,高速总线一般采用PCIE或则RapidIO,低速总线一般采用SPI、IIC、RS422/485等。可采用VPX RT2差分连接器(Tyco公司/158厂)。该连接器可控阻抗,低插入损耗,可满足6.25Gbps信号通信速率,并且经过了冲击、振动、温度等各种环境试验测试,可满足无人机航电设备的恶劣工作环境。

2.2 航电设备外部总线互联

无人机航电设备外部总线互联, 高速总线一般采用FC接口, 速率在2 Gbps以上。低速总线一般采用RS422/485、1553B、CAN等。此外还有速度100Mbps的AFDX总线, 主要用于有人运输机。

低速总线和AFDX总线, 设备外部互联一般采用J599连接器(设备独立安装时)或S6连接器(设备上架安装时)。这两种连接器都经过了严格的试验验证, 可以满足航空/航天的工作环境。

高速FC总线比较特殊, 设备外部互联选用J599光纤连接器(设备独立安装时)或S6混装连接器(设备上架安装时)。混装连接器集成了光纤通道, 将电信号、光信号在同一个连接器上集成。

高速FC总线内部互联, 选用RT2一体化混装连接器, 如图2所示。光纤通道也可换成射频信号通道。

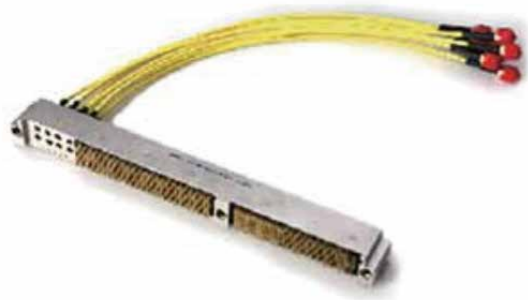


图2 混装连接器

2.3 加固导冷设计

VPX模块的结构尺寸在VITA48标准中有详细的定义。最常用的结构形式是加固导冷形式, 适用于无人机航电设备。加固导冷模块结构如图3所示。

加固导冷结构包括以下几个部分:

- 1)安装导向结构: 在VITA48里有定义, 可采购标准件;
- 2)缩紧结构: 采用缩进条, 有标准件, 长度可自选;
- 3)助拔结构: 一般自行设计并加工, 注意磨损的问题;
- 4)壳体: 在VITA48里有尺寸定义;
- 5)冷板: 安装电路板特性进行设计, 需要进行热仿真。



图3 VPX加固导冷结构

3. 结语

VPX架构详细定义了系统互联、机械结构、高速通信、散热等内容, 特别适合无人机航电设备实现高带宽数据转发、图像处理、信号处理, 已经在各个领域广泛应用, 证实了该架构的强大生命力。

参考文献

- [1] ANSI/VITA 46.0-2007 American National Standard for VPX Baseline
- [2] ANSI/VITA 48.0-2010 Mechanical Specification for Microcomputers Using Ruggedized Enhanced Design Implementation (REDI)
- [3] ANSI/VITA 48.2-2010 Mechanical Specification for Microcomputers Using REDI Conduction Cooling Applied to VITA VPX
- [4] ANSI/VITA 65-2010 (R2012) OpenVPX™ System Specification
- [5] 吉玉洁、张小林VPX总线标准研究及其在无人机中的应用展望[J], 计算机测量与控制, 2012.20(4):1671-4598(2012)04-1112-04.

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、接口及电源冗余度配置, 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。

Multiple Redundant Flight Control System

多余度飞行控制系统

高安全、高可靠、小型化、大存储



- 300 MHZ 主频高达300Mhz最新自监控处理器, 内置L1cache
- 百兆高带宽 百兆高带宽串行LVDS背板总线
- 超大容量 内置超大容量数据存储装置及文件管理系统

- 高安全, 高可靠, 小型化, 接口配置丰富
- 支持PUBIT、IFBIT、GBIT检测, 检测覆盖率高

www.uatair.com



更多资料请扫码查看

低雷诺数定螺距桨叶数值仿真及优化

文 / 马丽 李晓亮

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

摘要:为了提高旋翼螺旋桨的综合气动性能,通过计算流体力学(CFD)的三维非定常计算方法,优化设计了一款旋翼螺旋桨。本文主要针对螺旋桨的悬停状态进行气动特性的计算和流场仿真,并且把计算结果和实验数据进行了对比分析。研究表明,拉力的数值计算和试验结果的误差较小,不同转速下的拉力计算值误差均在5%以内,因此所采用的CFD计算方法具有较高的准确性和可信度。优化设计的旋翼螺旋桨悬停效率FM高于75%,具备了较好的综合气动性能。

关键词:旋翼螺旋桨;气动特性;数值计算;悬停效率FM

Abstract: In order to improve the integrated aerodynamic performance of rotor propellers, a rotor propeller was optimized by using the three-dimensional unsteady computational fluid dynamics (CFD) method. In this paper, the aerodynamic characteristics and flow field simulation of the propeller in hover state are carried out, and the calculated results are compared with the experimental data. The results show that the error between the numerical calculation and the experimental results is small, and the error of the calculation value of the tensile force at different rotating speeds is less than 5%, therefore, the adopted CFD method has high accuracy and credibility. The Hover Efficiency FM of the optimized rotor-propeller is higher than 75%, and the rotor-propeller has better integrated aerodynamic performance.

Key words: Rotor propeller; aerodynamic characteristics; numerical calculation; Hover Efficiency FM



引言

多旋翼无人机是一类特殊的航空飞行器，具有垂直起降、空中悬停、水平前飞和原地回转等独特的飞行技能，应用前景十分广阔。在军事领域，可执行情报收集、态势监视、目标侦查、边防巡逻、目标攻击、信息对抗等任务；在民用领域，可承担农业植保、影视拍摄、电力巡检、国土测绘、物资运输、灾后救援等工作。多旋翼无人机使用便捷、功能多元、性价比高，受到学术界和工业界的广泛关注。

旋翼螺旋桨是多旋翼无人机的核心动力部件，为飞行器提供悬空升力、前进动力和姿态控制力，直接影响飞行性能。然而，目前对小型旋翼的研究还很不系统，缺乏实用的设计方法和工具。传统的旋翼研究，主要针对直升机应用，旋翼的尺寸通常较大。而小型旋翼主要用于多旋翼无人机，气动原理与大型旋翼有相似之处，但也存在显著差异，其中一个重要原因是小型旋翼的雷诺数低得多，导致小型旋翼的流动更容易分离，气动效率也会下降。因此，设计一款安全、可靠、高效的螺旋桨，对于提升多旋翼无人机的整体性能很重要，可以显著提升无人机的飞行时间，降低噪音和提高安全性。

本文是针对一个四旋翼无人机项目，根据总体设计要求，设计一款尺寸为28inch的螺旋桨。设计目标是：满足无人机最大起飞重量20.5kg和标准起飞重量17kg两个状态下的拉力需求，同时，两个状态下的悬停效率需满足FM>0.75。

1. 优化思路

本文针对螺旋桨的仿真优化分为两个阶段。第一个

阶段是CFD数值方法验证阶段，这是制定优化设计方案的先期必要工作，一方面是验证CFD仿真的可靠性，另一方面也是为以后开展桨叶各参数优化设计工作提供标靶和依据。第二阶段是螺旋桨的各参数优化设计阶段，主要通过改变桨叶的各项参数（比如翼型的选择及优化，展向各剖面扭转角的变化等）进行优化设计。

为了讨论方便，下面给出旋翼螺旋桨空气动力特性的主要计算公式，主要参数有拉力系数 C_T ，扭矩系数 C_M ，功率系数 C_P ，悬停效率FM。

$$C_T = \frac{T}{\rho_\infty \pi R^2 (\Omega R)^2}$$

$$C_M = \frac{M}{\rho_\infty \pi R^2 (\Omega R)^2 R}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho_\infty \pi R^2 (\Omega R)^3}$$

$$FM = \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{C_T^{3/2}}{C_P} = \frac{T^{3/2}}{P(2\rho\pi R^2)^{1/2}}$$

其中，T为旋翼产生的拉力，M为旋翼产生的绕转轴的扭矩，P为旋翼产生的功率， ρ_∞ 为来流空气密度，R为旋翼半径， Ω 为旋翼的旋转角速度(rad/s)。

2. 计算方法及算例验证

本文选择TMOTOR 26inch桨叶作为原型机进行数值方法的验证。计算网格采用ICEM生成四面体网格。网格分为近场网格（旋转区域网格）和远场网格（静止区域网格）两部分。近场网格是旋翼附近包裹旋翼的小圆柱形网格，远场网格是一个大的圆柱形网格，如图1所示。网格总数大

约在340万，其中桨叶旋转区域划分的比较密。桨叶表面网格如图2所示。

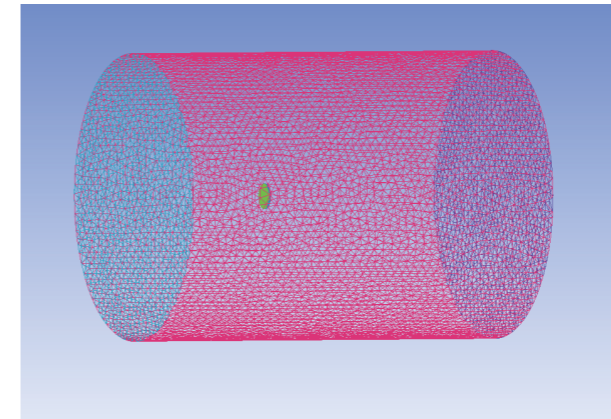


图1 计算域网格（远场网格）

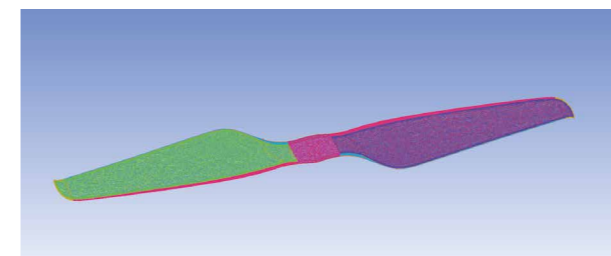


图2 桨叶表面网格

流场求解采用雷诺时均N-S方程，使用k-ε湍流模型，非平衡壁面函数。入口边界条件采用压力进口边界，出口边界条件采用压力出口边界。计算采用非定常计算模式，旋转区域采用滑移网格的方法，网格随旋翼一起转动。时间步长设置为每隔2度取一个物理时间步，旋翼旋转一周经历180个物理时间步。一次流场计算共计算540步，即旋转3周。

表1是不同转速下计算得出的拉力值和扭矩值，以及和实验值的误差对比数据。图3给出了不同转速下拉力计算值和实验值的对比曲线。从图中可以看出，拉力计算值和实验值吻合较好。从表1中也可以看出，拉力计算值和实验值误差在5%以内，当转速在2000多转附近时，误差在1%以内。图4是不同转速下的扭矩计算值与实验值的对比曲线。从图中可以看到，扭矩的计算值和实验值也吻合良好。计算值相较于实验值要偏大，这是由于计算的桨叶各剖面阻力偏大，从而扭矩偏大。

表1 不同转速下气动性能值和实验值的对比

转速 rpm	拉力 N (计算值)	拉力 N (实验值)	误差	扭矩 N*M (计算值)	扭矩 N*M (实验值)	误差	FM(计算值)	FM(实验值)	误差
1800	13.94	13.77	1.23%	0.477	0.439	8.66%	0.6516	0.6943	-6.15%
2032	17.54	17.58	-0.23%	0.602	0.554	8.66%	0.6455	0.7029	-8.17%
2266	21.85	21.89	-0.18%	0.748	0.688	8.72%	0.6477	0.7059	-8.24%
2494	26.5	26.74	-0.90%	0.905	0.839	7.87%	0.6497	0.7100	-8.49%
2721	31.5	32.1	-1.87%	1.07	0.996	7.43%	0.6527	0.7207	-9.44%
3011	38.52	39.47	-2.41%	1.31	1.222	7.20%	0.6515	0.7238	-9.99%
3225	44.23	45.59	-2.98%	1.507	1.402	7.49%	0.6506	0.7313	-11.04%
3495	51.92	53.79	-3.48%	1.768	1.656	6.76%	0.6508	0.7325	-11.15%
3750	59.8	62.32	-4.04%	2.03	1.901	6.79%	0.6530	0.7412	-11.90%

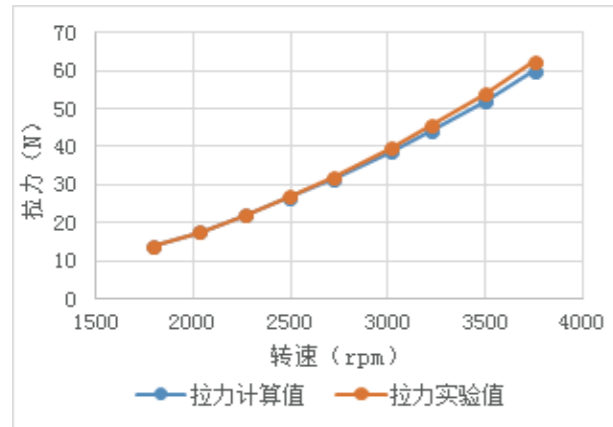


图3 不同转速下的拉力计算值和实验值的对比

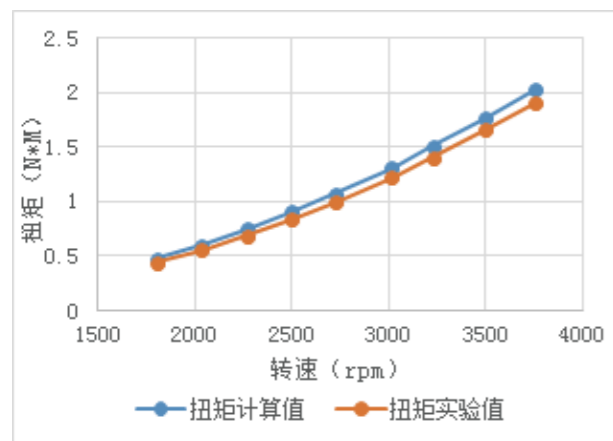


图4 不同转速下的扭矩计算值和实验值的对比

图6是2494rpm转速下桨叶表面的速度云图，从图中可以看到桨叶表面沿展向的速度变化，其中，在桨尖位置速度达到86 m/s。图7是流经桨叶表面的流线图（2494rpm转速下），从图中可以看到桨尖的尾迹情况。图8和图9是2494rpm转速下，不同视角桨尖处的流线放大图，从图中可以看到桨尖处的流场细节和桨尖涡的形成情况。

总结以上分析，采用此非定常流动数值模拟方法计算桨叶时具有良好的计算精度，尤其是拉力计算值比较

准。这为以后进行桨叶的优化设计提供标靶和依据。

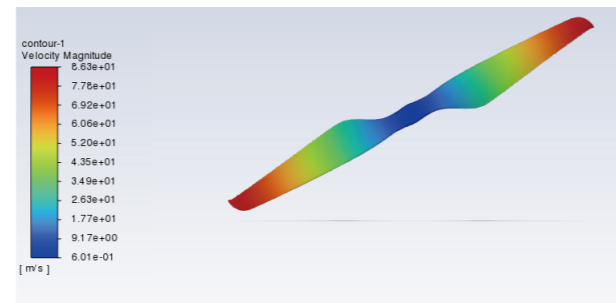


图6 桨叶表面速度云图 (2494rpm转速下)

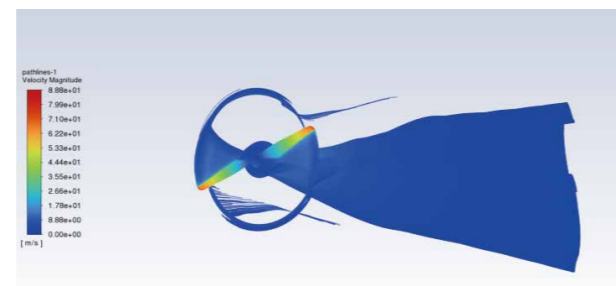


图7 流经桨叶表面的流线图 (2494rpm转速下)

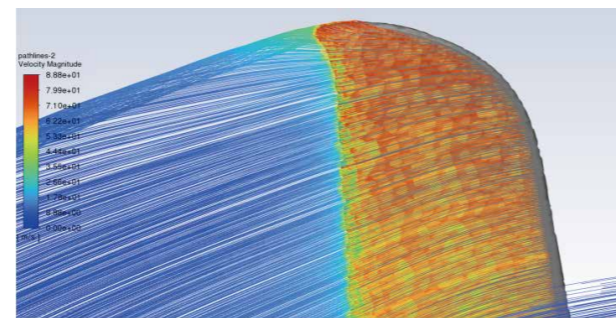


图8 桨尖处的流线放大图 (2494rpm转速下)

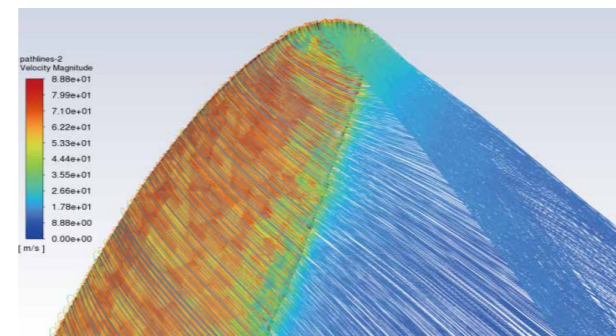


图9 桨尖处的流线放大图 (2494rpm转速下)

3. 优化设计和实验对比结果

本文设计的28inch桨叶，经过多次优化迭代，确定了最终优化模型并开模做出了样件，实验结果也与仿真结果进行了对比。此次设计主要优化方向是，在30%~75%桨叶半径范围内，增大不同剖面翼型的弯度，翼型最大弯度位置稍微后移，同时配合翼型攻角增大，此目的是为了

提高桨叶的拉力。在满足拉力需求的同时，再通过减小桨尖位置翼型弦长和翼型攻角的方式，来降低扭矩，从而提高悬停效率。因为桨尖部分是产生阻力很大的地方，所以减小桨尖位置的扭矩，对于提高悬停效率有很大帮助，同时对拉力也不会产生很大的影响。表2是优化后桨叶模型的数值仿真结果，其中包含了不同转速下的拉力值和扭矩值，以及计算得出的轴功率和悬停效率FM值。图10和

图11分别是拉力和轴功率的仿真结果和实验结果的对比，从图中可以看到，仿真结果和实验结果吻合很好。表3是优化后桨叶的实验结果，从表中可以看到，标准起飞重量17kg和最大起飞重量20.5kg对应的悬停状态下（分别对应转速2443rpm和2703rpm），悬停效率均达到了0.78左右。

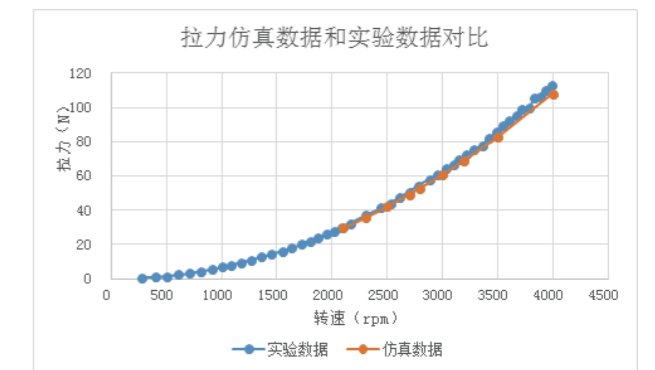


图10 不同转速下的拉力计算值和实验结果的对比

表2 不同转速下的拉力和扭矩值 (优化模型仿真结果)

转速 - RPM	拉力 - gf	拉力-N	扭矩 - N*m	轴功率 - W	桨力效 - gf/W	FM
2100	3023.878	29.634	1.1216	246.528	12.2659	0.68430
2300	3631.633	35.59	1.3439	323.522	11.2253	0.68631
2500	4292.347	42.065	1.5867	415.187	10.3384	0.68718
2700	5014.694	49.144	1.8479	522.217	9.6027	0.68990
2800	5393.571	52.857	1.988	582.617	9.2575	0.68976
3000	6181.837	60.582	2.2765	714.821	8.6481	0.68984
3200	7031.633	68.91	2.5865	866.305	8.1168	0.69053
3500	8431.429	82.628	3.098	1134.901	7.4292	0.69209
4000	11013.265	107.93	4.0372	1690.241	6.5158	0.69374
4500	13961.224	136.82	5.1074	2405.585	5.8037	0.69572
5000	17227.551	168.83	6.2984	3296.163	5.2265	0.69598

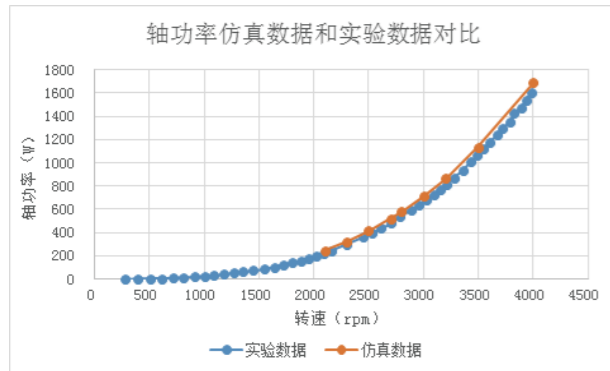


图11 不同转速下的轴功率计算值和实验结果的对比

4.结论

本文采用CFD方法,优化设计了一款旋翼螺旋桨,主要仿真模拟了悬停状态下的气动性能和流场情况,并且进行了实验验证,得到结论如下:

(1) 本文优化设计的螺旋桨具有较高的综合气动性能。实验结果显示,设计点的悬停效率达到0.78左右,气动设计准确可靠,达到了预期目标。

(2) 本文采用的计算方法、离散格式、湍流模型、壁面函数等,在计算旋翼螺旋桨流场时具有较高的工程计算可信度,数值计算结果和实验结果误差较小。

表3 优化后桨叶的实验测试结果

	转速 - RPM	拉力 - gf	拉力-N	扭矩 - N*m	轴功率 - W	桨力效 - gf/W	FM
优化后桨叶实验结果	2443	4238	41.5324	1.407	359.770838	11.8	0.7780
	2703	5169	50.6562	1.706	482.651284	10.7	0.7812

参考文献

- [1]罗世彬,刘俊,朱慧玲,王焱. 小型旋翼气动设计[M]. 北京:科学出版社, 2019.
- [2]单海燕. 四旋翼无人直升机飞行控制技术[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.
- [3]Mueller T J, James D D. 小型飞行器空气动力学[J]. 力学进展, 2004, 34(2):270-279.
- [4]叶舟,徐国华,史勇杰. 旋翼桨尖涡生成及演化机理的高精度数值研究[J]. 航空学报, 2017, 38(7):43-53.
- [5]Leishman J G. The breguet-Richet quad-rotor helicopter of 1907[J]. AHS International Directory, 2001:1-4.
- [6]朱自强,王晓璐,吴宗成,等. 小型和微型无人机的气动特点和设计[J]. 航空学报, 2006, 27(3):353-364.

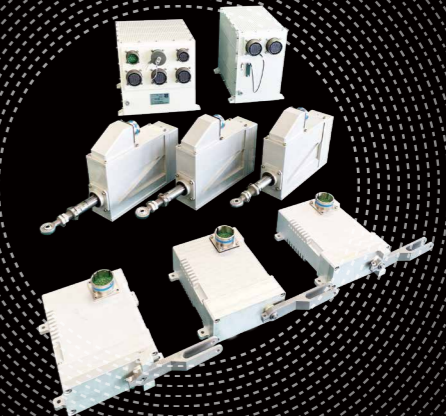
冗余度·高可靠·低成本·航空品质

Redundancy | High reliability | Low-cost | Aviation quality

1

双余度飞行控制系统 Dual redundancy flight system

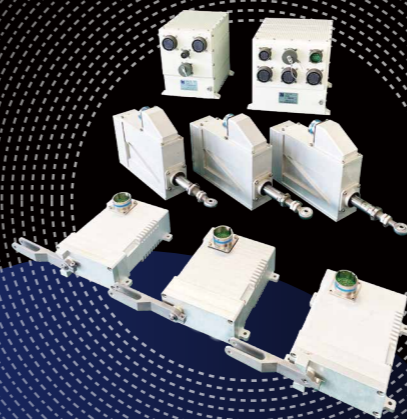
- 传感器信号双余度配置
- 核心计算单元采用自监控对+双余度
- 一次故障可工作
- 控制精度不大于全程1%
- 故障检测率不小于85%
- 系统失效率不大于 1×10^{-5} 次/飞行小时



2

三余度飞行控制系统 Triple redundancy flight system

- 传感器信号三余度配置
- 核心计算单元采用自监控对+三余度
- 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 1×10^{-7} 次/飞行小时



3

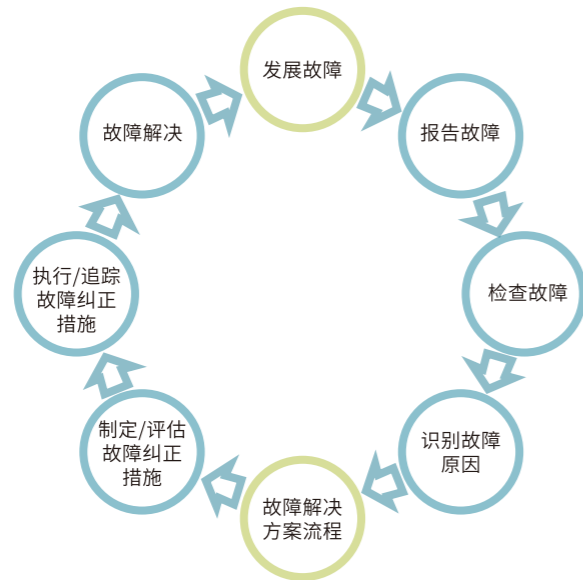
高可靠飞控系统软件 High Reliability flight control system Software

- 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%

FRACAS系统浅谈

文 / 秦小昆

(北京中航智科技有限公司 北京)



摘要: 产品故障信息的收集与管理在型号研制和质量管理的都非常重要,通过建立故障报告分析和纠正措施系统就是要求对研制、试验、生产、使用等产品全寿命周期内的所有故障数据进行收集和管理,同时开展分析,避免重复故障多次出现,以改善产品的可靠性和维修性,同时相关数据可以在新型号设计过程中提供参考和指导,避免出现类似的问题,以提升设计效率,减低“试错”成本。本文阐述了FRACAS的作用和目的,并对FRACAS基本工作流程和实施要求进行了说明,细化了具体各个研制过程的工作程序及工作职责,梳理了FRACAS运行中应注意的问题,为FRACAS系统的建立提供了方法和流程参考。

关键词: FRACAS; 故障; 纠正措施; 闭环

Abstract: The collection and management of product fault information is very important in model development and quality management. The establishment of fault report analysis and corrective measures system requires the collection and management of all fault data during the whole life cycle of products such as development, test, production and use, and the analysis is carried out at the same time to avoid repeated failures and improve the reliability and maintainability of products. At the same time, relevant data can provide reference and guidance in the design process of new models to avoid similar problems, so as to improve design efficiency and reduce the cost of "trial and error". This paper describes the function and purpose of FRACAS, describes the basic workflow and implementation requirements of FRACAS, refines the working procedures and responsibilities of each specific development process, sorts out the problems that should be paid attention to in the operation of FRACAS, and provides a method and process reference for the establishment of FRACAS system.

Key words: FRACAS; Failure; Corrective action; Closed loop

1.FRACAS概述

1.1什么是FRACAS

FRACAS 是“Failure Report Analysis and Corrective Action System”的缩写,即故障报告、分析及纠正措施系统,通常也称为“故障信息闭环管理系统”、“归零管理”等。

1.2 FRACAS的目的

在GJB 9000的质量管理体系要求中,明确要求“组织应按照GJB 841建立并运行产品和服务的故障报告分析和纠正措施系统”。

GJB 841-1990 的描述“建立故障报告、分析和纠正措施系统 (FRACAS) 的目的是及时报告产品的故障,分析故障原因,制定和实施有效地纠正措施,以防止故障再现,改善产品可靠性和维修性。”

GJB 450A-2004的描述:“建立故障报告、分析及纠正措施系统,确立并执行故障记录、分析和纠正程序,纠正故障的重复出现,从而使产品的可靠性得到增长。”

具体地说闭环FRACAS的目的,利用“信息反馈,闭环控制”的原理,建立故障报告、分析和纠正措施系统 (FRACAS),通过确立并有效执行故障记录、分析和纠正程序,及时发现并报告产品故障,保证故障信息的正确性和完整性,分析故障原因,制定和实施有效的纠正措施,对故障进行闭环控制,以防止故障重复出现,从而使产品的可靠性得到增长,达到对产品可靠性和维修性的预期要求。

通过FRACAS 建立企业问题/故障信息数据库,为可靠性设计和分析以及关于维修策略、保障策略和备件策略的制定提供数据支持。

1.3FRACAS的作用

建立质量与可靠性信息平台,完善问题和故障的闭环控制能够降低故障影响、防止故障重复发生,辅助制定可靠性增长计划和进行产品决策。

根据美国可靠性分析中心 (RAC) 1995年发布的一份有关可靠性工作任务的报告,在众多的可靠性任务中,FRACAS排分最高,其重要性已被国际公认。在我国诸多行业 and 部门的可靠性实施大纲中,也明确提出了实施3F (FMEA,FTA和FRACAS) 的必要性和实施FRACAS的重要性。

表 1 可靠性任务评分表

等级	可靠性任务	评分
1	FRACAS	88.3
2	修改计划	83.8
3	合同厂家的控制	72.1
4	元器件控制	71.2
5	FMECA	68.5
6	RQT	65.3
7	可靠性预计	62.2
8	FTA	59.5
9	热分析	58.6
10	环境应力筛选	54.1

通过研究表明,在设计阶段采用措施提高产品可靠性,预防故障发生的耗资最少,效果显著,美国诺斯罗普

公司估计,在研制阶段为改善产品可靠性所耗费的每1美元,将可在以后的使用和保障费用方面节省30美元。

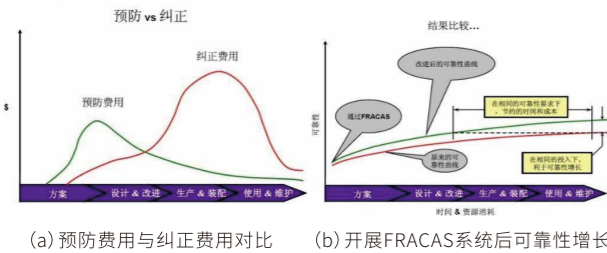


图 1 FRACAS系统作用

FRACAS是一个工作系统,建立并有效运行FRACAS是实现产品可靠性增长、提高产品质量的重要手段。它既有纠正已有故障的现实意义,通过FRACAS的运行,正式报告硬件和软件的失效和故障,进行分析搞清失效原因,并确定、实施、验证适当的纠正措施,以防止故障再现;又能对未来新产品发生类似的故障起到预防的作用,可以积累大量处理故障的实践经验,对类似产品的改进与设计(如FMEA)提供可供参考的信息,起到“举一反三”,防止其它产品出现类似问题的作用,实现其可靠性和维修性增长。所以故障报告闭环系统应尽早的建立和运用。

2.FRACAS工作流程及实施要求

FRACAS是一个完整的闭环系统,其工作程序包括:故障报告、故障原因分析、纠正措施的确定和验证,以及反馈设计、生产中的程序。下面将详细介绍这些主要的工作程序。

2.1故障报告

从第一个软硬件试验开始,研制过程发生的所有故障都应该按规定介质和格式详细记录,并在规定时间内向规定的管理级别进行报告。产品各个层次的信息都要

汇集到FRACAS之中。在装备试验或试用阶段,若发生故障,应及时地记录故障信息,确保故障信息的准确性。按照规定的格式将填写故障报告表,相关部门收到故障报告表后,再次确认故障信息,结合设计资料,初步分析故障信息,并决定是否进入FRACAS。

2.2故障核实

纠正措施委员会在接到故障报告后立即组织评审,通过之后立即对提交报告的故障内容按发生的实际情况进行核实。故障核实可通过做试验使故障重现或分析故障原件依靠故障证据来完成。对缺乏证据的情况应给予说明。完成故障现象和故障模式的核实之后编写故障核实报告,对故障现象、特征等故障信息进行汇总编写故障详细信息报告,再次交由纠正措施委员会进行评审。

上述所有的故障记录最少应包括下列内容:

- a) 发生故障的系统、设备,并尽可能记录发生故障的具体部位;
- b) 发生故障的日期、时间与时机;
- c) 所观测到的故障征候和现象;
- d) 观测故障发生时的重要条件,包括使用、环境条件等;

通过对故障信息核实,需要确定是否已经列入FRACAS计划(即该故障是新故障还是旧故障)。如果没有纳入FRACAS计划,需要确定是否该列入FRACAS计划?一般是否纳入FRACAS计划,需要根据故障性质进行分类,包括故障严重性等级划分、故障重复次数、同类故障历史解决情况(如已经解决的旧问题重现)。

2.3故障原因分析

当产品故障核实后,对故障进行分析。从故障现象及后果去查明故障原因和故障机理的过程,将为采取纠正措施提供依据。故障分析包括:故障工程分析和故障统计分析。

a) 故障工程分析:在产品故障核实后,可对故障产品进行观测、测试、试验、分析,以确定故障部位。

b) 故障统计分析:收集同类产品的生产情况、经历的试验和使用情况和已发生的故障情况等有关数据。

分析故障、确定故障原因一般可分以下几步进行:

- a) 隔离故障,即将发生的故障定位到尽可能低的产品层次。
- b) 更换可疑故障产品,重新测试系统和设备,确认原有故障已消除。
- c) 对故障产品进行测试,尽可能使故障得以复现,已核实可疑产品确有故障。
- d) 进行故障原因和故障机理分析。
- e) 查找同类产品中的类似故障和有关数据。
- f) 利用上述获得的数据,填写故障分析报告表。

在确定故障原因的后明确责任部门,由责任部门牵头制定纠正措施,并开展验证工作。

2.4故障纠正措施

查明产品故障原因后,应在分析、研究基础上提出纠正措施,消除产生故障的条件和根源,使系统可靠性得以增长。纠正措施对所有相同和类似系统均应采取。

纠正措施应经过分析、计算、论证和一定试验,通过

试验来验证其有效性。分析纠正措施的可行性,是否会带来新的故障模式,或返修引入附加的不可靠性。若验证无效则应重新审理,重新确定纠正措施,重新验证,直到问题解决。

对于拟采取的纠正措施,在正式批准实施前,应组织有关专家和各有关部门代表进行评审,以保证其有效性与可行性,并与其它相关部分的接口相互协调。

对于发生的每一个故障,应在纠正措施的有效性得到验证,并按规定程序经过审查批准后方能闭环结案。经过努力确实难以查清的故障,允许挂帐做进一步观察研究,但需做FMEA,估计出现概率和影响,并报工程负责人最后决策。

采取纠正措施一般分以下几步进行:

- a) 提出合理的更改措施,包括设计更改,工艺更改、程序更改等;
- b) 将建议的改正措施纳入原试验系统中;
- c) 对改进系统或设备进行试验,验证改正措施的有效性,填写纠正措施实施报告表;
- d) 将纠正措施落实到设计文件及图纸、工艺文件上,落实到故障件、库存件、已交付使用的产品上;
- e) 跟踪实施纠正措施产品在试验、使用中的情况,进一步验证纠正措施的有效性;
- f) 举一反三,认真查找型号中其他产品是否也有相同或类似的故障原因,统一加以权衡考虑。

在确定纠正措施的同时,还要考虑纠正措施可能会带来的负面效果,综合评价对比,最终确定纠正措施,并予以实施。将故障信息存入数据库,确保故障信息完整可用。

2.5故障报告闭环系统

故障报告闭环系统应具有收集、传递、反馈、分析、处理、归档的功能,以及以适当形式显示故障信息的功能。承制方在转承制方和订购方的协助下,应保证故障报告闭环系统能得到完整、准确的故障信息,并将这些信息汇编成有用的、易于管理的信息集合。FRACAS系统闭环过程如图 2所示。

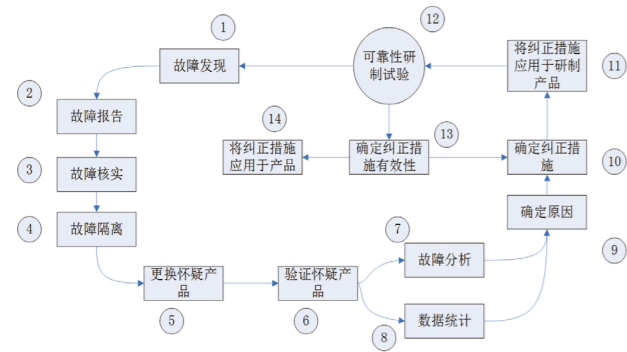


图 2 FRACAS的闭环过程

3.FRACAS实施

3.1FRACAS的组织建设

FRACAS是一个闭环的故障报告系统,由一系列活动组成,涉及到各研制、试验、使用单位和各类人员,必须对管理机构、各方面职责、各项活动程序、内容以及必要的资料(人员、设备)作全面管理。

FRACAS组织机构分两方面:故障审查委员会负责审理产品研制各阶段试验过程中的故障;不合格品审理委员会负责处理试制、生产加工过程中的质量问题。

表 2 FRACAS组织机构组成(示例)

	研制产品	定型产品
主席	型号总/副总设计师	型号总/副总质量师
副主席	型号总/副总质量师	(可不设此职)
秘书	主任质量师	主任质量师
成员	设计、工艺、生产、质量、可靠性、器材供应等单位的代表	其它部门代表

说明:用户代表不作为故障审理成员,但参与有关的故障审理活动。定型产品的不合格品审理(返工和报废除外),须取得用户代表的同意。

故障审查组织的主要任务是协调设计、生产、工艺、质量、物资等部门之间的关系。对重大故障的分析结论和纠正措施的正确性进行审查、把关,利用产品故障信息资料分析产品的故障趋势,提出纠正措施建议等。

3.2 FRACAS工作程序

按照FRACAS的原理与方法,将FRACAS工作程序进行了细化,并将试制、生产过程中的不合格品处理纳入了FRACAS管理。

3.2.1研制过程

FRACAS运行的工作程序流程图如图 3所示。

3.2.1.1对于严重故障

第一步:形成故障报告,对质量问题进行拉条挂帐,提出初拟纠正措施

- 收集有关质量问题和故障信息,包括有试验报告,原始记录等;
- 开展故障分析,小范围的讨论;
- 拟写初步纠正措施方案;
- 责任单位领导审批提交故障审查委员会。

第二步:召开FRACAS会议

- 对有关故障报告、质量问题的拉条挂帐、纠正措施方案进行分析讨论,并确定要采取的纠正措施;
- 会议决定由委员会秘书负责发出质量控制通知单,或以纪要形式通知有关单位。

第三步:组织实施纠正措施

- 召开产品型号会议(含有关部门领导和具体人员)通报故障审查组织委员会的会议决定,并具体布置落实;
- 发出纠正措施表由各有关单位组织实施。

第四步 跟踪与审核

- 纠正措施工作由型号计划主管列入科研计划,并考核;
- 由型号质量主管负责质量跟踪;
- 单位质量审核组进行专题审核,以评价纠正措施工作的有效性。

3.2.1.2对于轻度故障

- 收集有关质量问题和故障信息。包括有试验报告,原始记录等;
- 责任单位进行故障分析和写出分析报告;
- 采取纠正措施,落实单位,明确完成的对象和日期等;
- 主任设计师审批;
- 由型号质量主管负责质量跟踪,使用效果验证;
- 型号FRACAS审核组进行专题审核,以评价纠正措施工作的有效性。

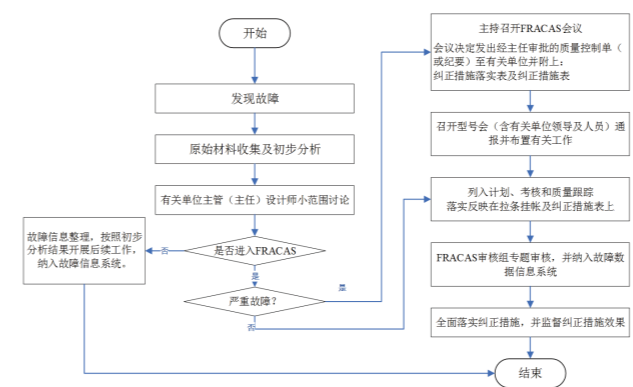


图 3 FRACAS流程(示例)

3.2.2试制、生产过程

试制、生产过程中不合格品的处理也纳入了FRACAS管理。出现加工质量问题时,填写不合格品报告表。

3.2.2.1轻度不合格品的审理

a)定型产品由主管工艺师对不合格品的原因进行分析,并制定相应的纠正措施。由主管质量师对不合格品进行分类,对轻度不合格品从技术上进行适用性分析和说明,给出审理意见,做出审理结论。并将报告原件交质量工程室;

b)试制产品(S阶段之前)由主管设计师审理,主任设计师审核。设计单位存报告副本,报告原件由现场检验员保管,定期交质量工程室进行统计分析;

c)试制产品(S阶段以后)由主管设计师审理,主任设计师审核,主管质量师参与审理过程,并对处理意见进行跟踪反馈。设计单位存报告副本,报告原件交主管质量师负责归档。

3.2.2.2严重不合格品的审理

严重不合格品由不合格品审理委员会进行审理。工作程序:

a)主管设计师/质量师对不合格品的严重程度及影响等情况加以分析和说明,经主任设计师/质量师审核后提交;

b)报告不合格品情况,根据问题的紧急程度组织召开会议,对原因清楚、处理意见明确的可不开会,但需按程序履行签字手续;

c) 准备下列条件和信息:

- 不合格样品 (必要及可能时);
- 有关产品的技术文件;
- 受影响的分组件、组件和库存品、在制品和借用件等情况;
- 分析和处理的初步意见。

d) 召开会议, 讨论不合格情况, 做出审理决定;

e) 为防止类似问题重复发生而制定的纠正措施, 有关单位必须认真执行, 进行跟踪、监督检查。

3.2.2.3 审理决定的执行

a) “返工”、“返修”

生产部门组织返工、返修, 车间 (厂、所) 制定相应的返工、返修工艺。

不合格品返工或返修后必须重新检验, 主管检验员将重新检验的结果记录在不合格报告的“重检记录”栏中, 并报告给审理人员。审理人员在不合格品报告的“跟踪”结论栏中填写对返工或返修结果的跟踪确认意见, 符合返工或返修要求则签署可以使用的结论, 未达到返工或返修要求的, 给出适当处理意见或重新进行审理。

b) “让步使用”、“降级使用”

主管检验员办理相应的流转手续和签署记录。对“降级使用”的不合格品做好标识和记录, 注明降级使用的限制说明。

c) “报废/拒收”

主管检验员做出相应标识和隔离, 填写“报废通知单”。

3.2.2.4 不合格品的统计分析

定期对不合格品报告进行统计分析, 分析其原因, 采取纠正措施。

3.2.3 外场使用过程

外场使用中质量问题处理流程见图 4。

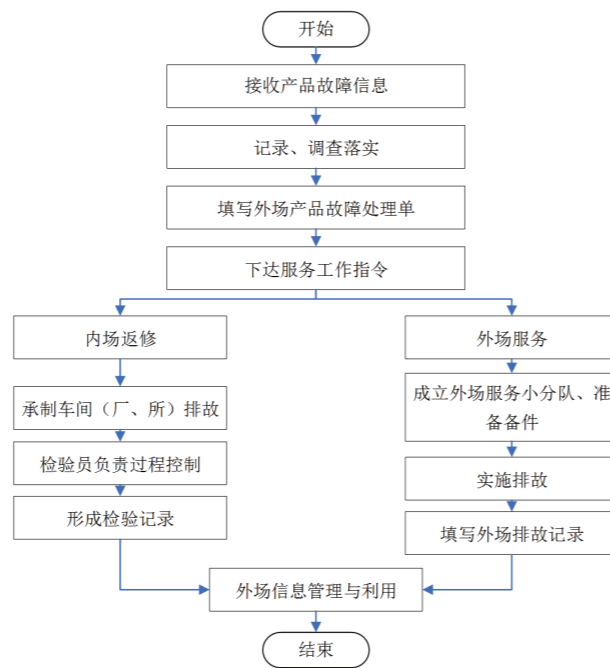


图 4 外场使用质量问题处理流程 (示例)

外场使用质量问题处理流程说明 (示例):

a) 接到用户产品故障报告后, 外场站进行登记、保留产品故障信息原件。并进一步落实故障信息, 对故障进行分析, 填写“外场产品故障处理单”; 经用户代表签署意见后, 报售后服务责任部门领导审批, 重大故障报质量主管领导审批;

b) 填写“外场技术服务工作指令”, 经批准后, 下达有

关业务部门执行;

c) 到外场进行排故的任务, 由外场站组织实施, 并负责技术监督和质量保证。返回内场的排故任务, 由有关部门执行, 质量部门负责质量检验;

d) 外场产品故障排除后, 填写产品履历本和“外场产品排故记录卡”, 经用户签署意见后在外场站存档;

e) 经军检交付主机场所的产品, 在主机场所发生故障时, 应征得住单位用户代表和驻主机场所用户代表同意后方可排故。

注: 以上涉及的工作流程和职责分工仅为示例, 具体流程和分工需要在实施过程中结合单位的产品特点和部门职责而定。

4. FRACAS 运行中应注意的问题

4.1 FRACAS 与质量信息系统关系

FRACAS 与质量可靠性信息系统, 二者是关系密切、相互配合, 但又具有不同的功能和目标的两个独立系统 (在信息化平台中, 两者可以是一套平台中的两个功能模块), 二者关系见表 3。

表 3 FRACAS 与质量信息系统的关系

项目	FRACAS	质量部门/可靠性部门
目标	保证产品实现可靠性增长, 并达到规定的要求	及时而全面信息的收集、处理和利用来实现有效地支持质量与可靠性工程活动 (FRACAS 是其中的一项重要内容)
归属	按型号建立和运行的, 属于型号可靠性管理工作项目和质量管理项目	按行政单位组建, 由质量部门负责, 并与国家有关行业信息网交换信息。
关系	为质量可靠性信息系统提供原始信息和最终效果信息, 通过质量可靠性信息系统查询历史信息	为全单位质量监督和管理 (包含 FRACAS) 服务, 即为型号提供可查询的信息库

4.2 FRACAS 推行难点

a) 组织间复杂的相互关系

FRACAS 过程涉及到许多部门: 生产部门、可靠性部门、试飞部门、销售和市场部门、纠正措施委员会、设计部门、客服部门、供应商和其它部门。这些部门之间的相互关系会很复杂, 而且由于这些部门中的许多部门需要在许多点插入, 这会增加故障闭环的步骤并使其复杂化。FRACAS 过程本身是一个比较单一的过程, 但随着时间的推移有越来越多的部门会介入, 涉及到的实体越来越多, 过程也就变得越来越复杂。这就导致发现故障和故障闭环之间运行的时间加长。如果过程过于复杂会导致故障的遗忘、数据的丢失, 最为严重的情况是导致 FRACAS 过程的停止。

b) 无效或低效率的数据追踪

前面提到 FRACAS 系统的关键是收集相关数据。这就意味着当故障或事件出现时, FRACAS 系统收集的数据越多越好。但是, 过多的非相关数据收集又会导致时间的浪费。为防止因过渡收集信息导致时间浪费, 应该制定数据收集要求。

c) 传统设计习惯的影响

不少人认为, 在过去的型号研制中没有建立 FRACAS 系统, 研制任务照样完成。殊不知, 随着武器系统的不断更新换代, 产品越来越复杂, 对可靠性的要求越来越高, 停留在原来的基础上, 很难或不能很好地完成研制任务, 而且, FRACAS 也是人们对以前型号研制经验的总结。

4.3 FRACAS 实施要点

a) 要充分重视质量问题的归零

- 技术归零工作的管理和监督

产品质量问题的技术归零工作由项目管理系统、设计师系统或工艺师系统负责。项目管理负责技术归零的

组织、领导工作,在人、财、物等资源上给予保障;设计师系统主要负责产品设计质量问题、产品固有可靠性问题、大型试验期间的质量技术问题的归零工作;工艺师系统主要负责工艺和制造质量问题的归零工作。

设计师系统和工艺师系统负责编写技术归零报告;各级质量部门在技术归零工作上具有双重职能,一是协助型号系统(项目管理系统和设计师系统)做好归零的日常组织管理工作;二是负起对质量问题归零工作的监督检查和把关职责。

· 质量问题无论大小均拉条挂帐、逐一归零

在各项试验中都要指定专人负责统计试验中发生的质量问题,在试验结束后,由质量部门监督归零销号。对系统性和隐含的质量问题要加大研究力度,简单的归零和临时性的归零难以奏效,更不能以为质量问题归零就是填写FRACAS表。

· 将归零工作纳入研制工作主要内容,由“总师”亲自抓

对于所暴露出的质量问题,管理部门要列出归零工作计划,纳入研制计划进行调度,“两总”要亲自督促质量问题归零计划的完成,并提供必要的保障条件。

b) 信息系统要与FRACAS密切结合

FRACAS与信息系统是一个相互依存的关系,FRACAS的建立与运行,保证了信息的及时、完整、准确;信息系统的有效运行,保证了FRACAS对信息的需求。二者相互依存,密不可分,且通常二者在组织上也有机地结合在一起。例如航空工业厂(所)组建的故障审查委员会的办事机构一般均设在厂(所)质量与可靠性信息站,实践证明,这是一种行之有效的做法,这是一个为实践证明

的经验。

c) 要认真贯彻FRACAS工作规程,按照工作规程办事要在型号中运行FRACAS,做到全员参加,必须认真贯彻FRACAS工作规程,使人们充分认识到FRACAS的重要性。要达到建立FRACAS的预期目的,必须认真履行FRACAS所规定的职责,严格按照其各项要求开展工作,否则,非但不能达到预期目的,还会造成人力、物力的浪费。

参考文献:

[1] GJB 9001C-2017 质量管理体系要求[S]. 2017

[2] GJB 841-1990 故障报告、分析和纠正措施系统[S]. 1990

[3] GJB 450A-2004 装备可靠性工作通用要求[S]. 2004

[4] Criscimagna, N, N.Fuqua, and PHetherington. Benchmarking of Commercial Reliability and Maintainability Practices[R]. Reliability Analysis Center, 1995.

[5] 曾声奎. 可靠性设计与分析[M]. 北京:国防工业出版社. 2011:1

[6] 张树彩. FRACAS在空空导弹系统中的应用研究[D]. 北京航空航天大学, 2004: 10, 21

智慧仓储 点睛之作



TA-Q4 仓库巡检微型无人机

全自动飞行 自动扫码 自动生成并上传盘点表 作业效率高 可实时三维导航 自主避障

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≥2400nm
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



从频繁炸机到世界领先水平, 中国无人直升机 10年崛起之路 —— 环球网

在2022年第十四届中国航展上, 各型国产无人直升机大放光彩, 共轴双旋翼、单旋翼带尾桨、纵列式双旋、交叉双旋翼等机型齐齐亮相, 从海上到高原无所不至, 从物流运输到应急救援无所不能。但人们很难想象到, 10年前的国产无人直升机, 还很令业内失望。我国自主研发的无人直升机从萌芽到繁盛, 甚至逐步跃升为世界领先水平, 主要是在从2012年到2022年的这短短十年。

一、艰难的涅槃

从原理上看, 直升机的机械结构就非常复杂, 对精度、可靠性的要求都非常高; 让它们实现自动驾驶也最难, 因为直升机的操控原理也复杂, 而且传感器的工作环境恶劣。所以, 在本世纪初, 国内要使用无人直升机主要依靠进口, 所谓的“国产无人直升机系统”也基本是在进口的飞行平台上搞系统集成, 这也是非常容易理解的事情。



2006年有关无人机风波的新闻报道

当时, 国内曾有企业进口日本雅马哈的RMAXL181型无人直升机, 这本是一款用来喷洒农药的植保无人机,

在国内却被当成了宝贝, 用来执行航拍等任务。而2006年后, 连这款农机也买不到了, 日本政府无端阻拦中国再次进口该机型, 即著名的“中日无人机风波”。此后, 美国的AF25B无人直升机在国内走红, 那是极少数西方不禁运的工业级无人直升机, 但该机的产量并不高, 而且载荷只有不到10公斤, 用户满意度并不算高。

而同期的国产无人直升机平台更不令人满意, 它们主要是仿制日本的雅马哈RMAX和美国的AF25B等国外机型, 性能毫无优势, 在稳定性、可靠性上还非常不成熟, 有的机型试飞时甚至找不到敢飞的“飞手”(无人机驾驶员)。



2013年无人机投弹炸冰破凌

但是, 在电力、科研、森林防火等诸多领域, 基层一线确实需要无人直升机。因为它们续航相对长、载荷大、可以垂直起降, 关键时刻可以替人去执行更多危险任务。例如在波及输电线路的自然灾害中, 大载荷的无人直升机不但能空中巡线, 还可以用于挂线, 在层峦叠嶂的山区搭建电力桥梁; 每年初春, 黄河都面临凌汛期, 用无人直升机空投炸药爆破浮冰也是可行的应对方案之一; 2013年黄大年教授主持的航空物探项目, 还成功将无人直升机引入地质勘探领域, 这可避免传统有人直升机探测面临的成本高、事故风险大等问题。



TD220无人直升机

幸好,在那个业界普遍悲观的时候,中国也还有中航工业直升机所、中航智等少数几家院所/企业在尝试自研大载重的无人直升机。2012年12月,在北京东部的一片荒地上,北京中航智研制的、中国首台电控共轴无人直升机TD220的首次试飞。这不仅仅是中国首台电控共轴双旋翼无人直升机,更是中国第一批自主研发的最大起飞重量超过250kg的无人直升机。

二、为国执剑

无人直升机不仅可用于民用,也可用于国防。它们在军事方面的作用相当于“游击队”,凭借垂直起降、空中悬停、着陆场小等优势,部署上非常灵活,可执行包括侦察、监视、目标截获、诱饵、攻击、通信中继等各种非杀伤性和杀伤性任务。与有人直升机相比,无人直升机体积小、造价低、能够有效避免人员伤亡,吸引了海陆空各部队的关注。



资料图:AV500无人直升机

2013年,TD220在无人装备作战效能汇报演示中取得了“首发命中、三发三中”的傲人成绩,开启了我国无人直升机在精确制导方面应用的先河,也为无人直升机的军事化应用埋下了伏笔。随着技术的日渐成熟与需求日益增长,2015-2018年间,中国军用无人直升机迎来了第一波发展期,多款察打机型相继问世。中航工业的AV500无人直升机在军演中表现抢眼,被评价为性能与美国著名的“火力侦察兵”无人直升机相当;中国兵器工业的CR500无人侦察机锋芒尽显,每架机身携带8枚反坦克导弹,配合巷战令敌人防不胜防。与此同时,舰载无人直升机、4吨级无人直升机的研发都开始提上日程。

在众多央企竞逐时,中国第一架无人直升机型号定型任务花落一家民营企业——凭借载荷大、升限高、抗风能力强等优势,TD220 在军方的公开竞标中脱颖而出,于2015年成为中国第一款无人直升机型号列装。中航智也成为第一个民营性质的飞行器总体总师单位,承担了中国第一款无人直升机型号研发、设计和生产任务。

现在,中国无人直升机型号的从无到有,中国无人军备的多样性和丰富性拉升到了与欧美比肩的水平。它们让战士们如虎添翼,特别是大量无人直升机被用于巡逻边境,这提升了巡逻效率,减少边防战士的辛劳和伤亡,更高效的维本国领土主权。

三、百舸争流与新的方向

2019年,中国无人机行业迎来了爆发式的增长。咨询公司蒂尔集团发布的《全球军用无人机市场规模预测》指出,2019年全球军用无人机市场规模为92.53亿美元,2021年已经达到111.6亿美元。Frost&Sullivan发布的报告显示,全球民用无人机试产规模2019年已达到600亿

人民币,并首次在2020年突破千亿。

这时,地质勘探、农林、消防、物流、气象监测等更多的行业也意识到了无人直升机的用武之地,也对无人机的载荷、续航时间等性能提出了更高的要求。在需求牵引下,短短数年时间里,市场上涌现出了二十多家成规模、成熟化的无人直升机企业,呈现出千帆竞逐、百舸争流之势。



有人机改无人机

除了从0到1全新开发的机型之外,基于成熟的有人直升机平台进行无人化改造,也成为一种成熟的方式。例如,2018年,联合飞机利用电传飞控技术、多余度飞行控制与导航一体化系统、电传作动器、智能供配电管理等技术,完成了对某型直升机的无人化改造,成为第一批吃螃蟹的人。而该无人直升机在2022年为神舟十三号、神舟十四号的往返护航中发挥了重要作用,进一步验证了有人直升机改型无人机的稳定性、适应性以及广阔应用空间。

利用有人机改型成为无人机,能够发挥已有飞行平台成熟、稳定的优势,有效降低中大型无人机研制成本,快速形成大载荷、谱系化、多用途无人机装备产品,降低

高风险战场环境中人员伤亡风险。同时,因为不再需要飞行员,这也进一步提升了有效载荷,并降低了人员成本。而且,因为没有人员伤亡风险,可以让相对老旧的航空器继续飞行,等于延长了寿命。据统计,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。另外,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。

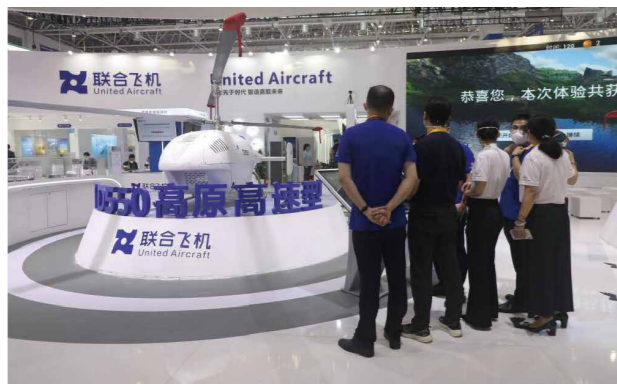
四、这只是个开始

我国无人机研究起步相对较晚,始于20世纪50年代后期,但经历数十年探索,中国无人机载重从小发展到大,呈现出可靠性逐步提升、价格逐步降低等趋势,三大主流构型无人机都得到了不同程度的巨大发展。

消费级多旋翼无人机领域,大疆一骑绝尘,基本占市场份额的70%,全球领先地位难以撼动;固定翼无人机是我国起步最早的构型,在中航成飞、航天彩虹、腾盾、航天九院、西工大和航天三院等企业和院所的努力下,如今也已取得相当的成就;无人直升机起步虽晚,在中航智、中航工业等的坚持下,发展速度也已经直追欧美,达到世界一流水平。

国内各类无人机百花齐放,也助力了诸多行业的产业升级,它们在物流运输、通信中继、电网巡检等领域,无人机发挥出了越来越重大的作用。而随着技术的发展与一线的摸索,还有更多的用法被发明。中航工业去年11月发布的《通用航空产业发展白皮书(2022)》显示,2021年全球民用无人机市场规模超过1600亿元,同比增长61.6%,其中工业级无人机占60%左右。随着下游应用领域的不断扩大,未来将继续保持增长,预计2025年将达

到5000亿元。



TD550无人直升机

而无人直升机凭借自身的优势，也有很多新的用武之地。例如在森林消防领域，无人直升机起降方便，而且载荷大、航程远，可以用灭火弹将山火消灭在萌芽状态；在高原物流领域，面对空气稀薄、机场等基础设施不足等情况，无人直升机非常适合用于哨所的物资投送和保障边防补给，在2022年的珠海航展上首发亮相的TD550高原型无人直升机拥有6500米的最高升限，就激发了业内的更多想象；在军事运用上，无人机已经彻底改变了武装冲突的方式方法，无人直升机凭借载荷大、起降灵活等优势，在战争中则主要承担着后勤运输、察打一体等职能。

当然，无人直升机未来如果要在更多领域广泛应用，还需要朝着安全性高、操作简单、降低成本的方向不断发展，在载荷、续航时间等性能上不断迭代升级，以满足更多行业需求。而在军用领域，未来军用无人机将从单一用途向多用途集成方向发展，以充分发挥其应有的战斗力，并具备高度智能化水平，自主判断对战场变数的应急策略，包括自主飞行、任务智能规划、智能武器等。此外，未来军用无人直升机还会向着大载重、高速、高空、长航时进一步发展，扩大作战半径，提升效率，从而进一步发挥军用无人机系统战场侦察、监视和攻击作用。



V-280“勇敢”倾转旋翼机

全新的直升机构型，也要得到重视。2022年12月，由贝尔公司研制的V-280“勇敢”倾转旋翼机击败代黑鹰直升机，赢得美国陆军“未来远程突击机”项目合同。倾转旋翼无人机结合了固定翼飞机与无人直升机的优势，兼具航程远、载荷大等特点，能够实现长途运输，兼顾载人与载物，被誉为代表着未来的飞行器，国内也有多家企业也已经启动了倾转旋翼无人机的研制。

技术发展日新月异，产品迭代目不暇接。过去十年里，无人直升机取得的成绩有目共睹，续航水平大幅提高，智能化水平前所未有，应用场景广布各行各业，为传统产业进行现代化赋能。下一个十年里，它又将带来什么样的惊喜，让我们拭目以待。

装备升级 再出发

有人机改型无人机设计技术

● 适航标准设计 ● 高安全 ● 高速飞行 ● 大载重 ● 挂飞救援多用途



有人驾驶飞机相对于无人机，具有装备产品类型更丰富、谱系更完善、平台更成熟的技术特点。利用有人机改型成为无人机，能够发挥已有飞行平台成熟、稳定优势，有效降低中大型无人机研制成本，快速形成大载荷、谱系化、多用途无人机（直升机）装备产品，降低高风险战场环境中人员伤亡风险。同时，也能够解决大量老型飞机“到寿”后的持续使用问题，提升装备全寿命周期作战使用效能。

联合飞机携国产无人直升机亮相阿布扎比防务展

——《中国航空报》中国航空新闻网



2月20日，第16届阿布扎比国际防务展览会在阿联酋首都阿布扎比正式拉开帷幕。联合飞机作为中国无人机企业代表，携TD550高原高速无人直升机和TD220电控共轴无人直升机惊艳亮相，让“中国智造”再一次成为世界瞩目的焦点。

阿布扎比国际防务展是全球规模最大、参展单位最多、影响力最强的国际性防务展会之一，今年共吸引来自70多个国家1350余家企业参展，迎来观众130,000人次，展示全世界最先进的装备、产品与技术。

高原高速无人直升机海外首次亮相

联合飞机自研的高原高速无人直升机TD550曾经在2022年中国航展上掀起热潮，本次在海外首次亮相便吸引了一大批“国际粉丝”。TD550最大平飞速度达到180km/h，续航时间达到7小时，能够在六级强风中持续作业。因为环境适应能力强，山区、高原、沙漠、戈壁、雪山、峡谷等多种复杂地理环境都不影响其发挥性能。



针对不同环境与应用场景的需求，TD550融合了双余度飞控系统、高精度HeliAP飞控系统、电控共轴操作系统等多项联合飞机自研核心技术；配置光纤惯导和北斗导航，采用余度设计和多种安全策略，具备自主起降、自主飞行、避障与返航等能力，智能化程度高、安全可靠且灵活。

即使在中东地区干旱、炎热、沙漠地带多的复杂地形与气候环境下，TD550独特

的性能优势也能实现“一机多用”，解决传统运输方式的受限与资源短缺难题，提高效能、降低运输成本、减少人员伤亡风险、实现效益与利益的最大化。

中国共轴双旋翼无人直升机“鼻祖”再吸睛

联合飞机带来的第二个重磅展品是我国第一架电控共轴无人直升机TD220，采用共轴双旋翼布局设计，结构紧凑，其尺寸较同级别常规构型直升机缩小50%以上，机动灵活，可快速展开撤收；对起降场地要求低，陆地、海上等多种复杂环境中都可以使用。

虽然TD220身姿小巧，却拥有历经十年沉淀的非凡能力。机头、机身拥有三个通用挂点，配载类型丰富，任务拓展能力强，最大航时可达5小时。



早在2015年，TD220就成功应用在我国海关缉私领域，成为我国海关应用的首款无人直升机。此外，TD220还成功应用于警用巡逻、消防救援、边境巡察、生化探测、通信中继等防务领域，以及电力巡线、航空物探、航空测绘、航拍航摄、石油勘探、物质运投、农林植保等民用领域，成为中国领先的一款智慧、易用、高效、经济的重载荷无

人直升机。

中国企业或改变武器装备世界格局

无人机作为现代化无人智能装备，受到全世界的瞩目。登陆阿布扎比展，是联合飞机“全球化创新之路”的全新尝试，面向全球集聚高端要素资源，聚集世界目光，提升中国无人机的国际化形象，彰显智能无人时代我国创新型开放企业的胸怀。

尽管西方防务厂商依然是中东国家的主要武器装备提供商，但综合政治、技术、地缘、经济等多方面的因素，中东大国在采购防务装备时会考虑更多的渠道来源，中国无人机凭借先进性、经济性吸引了越来越多海外军民领域的关注，必将会在国际舞台迎来更多的机会，大放光彩。

即时配送 先人一步



- 全域全时保障
- 提升运输效率
- 低成本高安全

无人机助力物流运输行业客户实现全域全时业务覆盖，补齐现有物流运输短板，实现常态化和非常态化物流运输业务结合。



浅析无人机在消防救援中的应用

随着无人机产业的不断发展,除了消费级无人机的应用,工业级无人机在电力巡查、农林植保、物流运投、应急救援等民用领域都充当起十分重要的角色,不断向各产业、各领域广泛传播、渗透和融入,成为我国传统产业实现智能化现代化转型升级的重要力量。

我国《“十四五”国家应急体系规划》中强调:要加大先进、特种、专用救援装备配备力度,加强监测预警、应急通信、紧急运输等保障能力建设,大幅提升科技信息化水平。无人机作为新一代救援装备的补充力量,凭借其灵活、高效、精准、成本低等优势,在灾情评估分析、隐患巡查与监控、现场救援、医疗物资保障、救助受困人员等作业中,凸显出其他手段无法取代的作用,保障救援工作的科学、有序,成为消防部队的新作战伙伴。

火灾监控:灾情智能监控与科学决策

火灾发生后的前6分钟是最佳灭火时机,而黄金时间仅为30秒,响应速度快对消防队伍来说是一项重要的能力。然而,灾后受山区地形环境、城市交通等制约,如何辅助救援人员或消防车辆第一时间抵达火灾现场,巡查灾况,遏制火势蔓延,无人机给出了新的答案。

小型多旋翼无人机的优势在于部署时间快、飞行速度快、姿态稳定、续航时间久,保证第一时间抵达灾区;同时搭载可见光、红光、激光测距等光电吊舱,还可以执行巡查、监控等任务,辅助灭火救援工作的开展。利用无人机的高空视角优势,采集现场气体、温度、图像等信息,快速获取现场态势;将实时画面回传,为后方指挥部队提供实时的火情数据,辅助决策,提高灭火效率。

功能强,如果易用性差、维护成本高,也不利于应用推广。此前“走红”的联合飞机TA-Q12四旋翼无人机,凭借灵活、高效、低廉、维护简单的特点,成为巡察和测绘的首选“搭档”。



高效灭火:专常兼备,解决全灾种需求

对消防救援队伍来说,消防装备是救援行动中必不可少的设备器材,也是保证战斗力的重要支撑。灭火工具“用得对、装配足”在复杂作业中格外重要。而重载无人直升机不仅耐高温,强大的载荷能力是其他消防手段无法比拟的,也是未来在消防应用中最大的应用价值之一。

城市高楼建筑50米以上的火源,常用的登高车、车载水枪、水炮和高喷车便无法喷射或直接扑灭,更何况是100米以上高层火灾,即使及时赶到楼下也只能“望楼兴叹”。据数据统计,中国目前有150米以上的高层建筑2581座,200米以上的861座,城市建筑格局的改变对消防装备与手段提出了更高的要求。但这难不倒可以随时自由起降的无人直升机,携带几十公斤灭火弹、水、泡沫、干粉等灭火剂,进入高空或者其他危险区域,快速完成初期阶段的灭火任务。

2021年,北京郊区某消防部队利用联合飞机TD220

重载无人直升机,和消防战士们共同完成一次“高空作战”。机身前配置双光吊舱、烟雾探测模块,机身两侧挂载高楼干粉灭火装置,携带破窗器、喊话模块,发挥无人机的专长,规避传统设备无法有效灭火的难题。通过“人机”相互配合,消防战士的危险,短时间内高效地完成这次高楼灭火作业。



救援保障:突破地形限制成最强保障

2022年,重庆山火引发了我国社会各界的关注。由于山路太陡,救援车无法到达,历经10天的救援作业,我们看到一大批摩托车友自发集结,组成一个救援车队,穿梭在红色硝烟中,不停运送物资与消防战士们。在这场“灭火攻坚战”中,还有一批特殊的消防军——无人机,发挥它们机动性强、部署灵活的特点,突破复杂地形的阻碍,24小时响应任务需求,提供物资保障,极大地提高了物资补给效率。



随着无人机性能的不不断提升,对恶劣环境的适应性也在不断增强,像国内联合飞机TD550这样的高原高速无人直升机,已完成海拔6500米的救援任务试验,配置一定重量的应急救援物资、伤员运输担架及吊挂装置等任务设施,将被困人员吊运至医疗救护现场或地面转运现场,实现快速转运和施救,让特殊环境的科学、高效的救援作业成为可能。

无论是山地还是高原,无人机已经打破复杂地形与气候环境的限制,提高救援效率,融合人工智能、大数据等先进技术后,更将助力建设智慧化、信息化的救援体系,有效弥补传统消防救援的不足与缺陷,已成为救援任务的新生力量。

安全保护:代替消防人员“冲锋陷阵”

起火容易,灭火难。2022年,全国发生森林山火、城市高楼、工业园区乃至极其危险的石油化工厂等各种火灾事故百余起,大火浓烟弥漫、建筑物燃烧产生的大量有毒烟气、化工园区里轰然猛烈的大火,都是消防战士们时常面对的境遇。

以消防人员伤亡占比较高的山火为例,如初期灭火不及时,仅需十分钟,就能从初起阶段的地表火发展到树冠火,温度可达900-1500°C,甚至更高,烟柱高达几千米,消防人员承担的风险可想而知。如何能快速遏制火势蔓延的同时,还能保障救援人员的生命安全,成为一个重要的课题。无人机作为新型力量的加入,不仅提升消防队伍的应急反应能力与实战能力,还能减少人员风险,更加安全、高效地保障了不同灾情的需要。



应急通讯：帮助消防通信员“运筹帷幄”

在复杂多变的灭火救援现场，通信员尤为重要，不仅为前方救援车、救援队伍指挥引路，还要组织现场侦查与通讯保障。在科技感十足的信息化时代，通信员的本领通过无人机的加持也在不断升级，从“自己看，向队员吼”的硬本领，变成了“无人机替我看，保障通讯”的科技硬核实力。当火灾现场通信受到阻碍时，无人机可以配备通信中继设备作为“空中基站”，避免极端环境的干扰，提供稳定可靠的通讯保障，顺利执行救援与保障任务。

无人机作为现代化消防指挥作战体系中的创新应用，已成为我国传统消防向现代化转型的发展趋势。以联合飞机为代表的中国无人机创新企业正为科学救援、高效

消防插上了“科技的翅膀”，为消防救援人员提供了一双“空中的眼睛”，帮助消防救援队伍更好地应对各类灾害事故的救援任务；也将开拓更加广阔的应用空间，为全球的创新应用提供更强大的科技支撑。

车载/地面控制站主要由软件和硬件组成。其中，软件主要包括飞控、导航、数据链和任务载荷等，硬件主要包括舱体、地面数据终端、供电设备和显控台等，可选配载车和通信等产品。

尺寸	6700×2500×2500mm(长×宽×高)(不含底盘)
遥控遥测码率	上行指令:38.4kbps 下行数据:38.4kbps(单遥测),1.92Mbps,3.84Mbps,7.68Mbps
数据传输距离	100km~200km,根据所选链路设备不同,传输距离不同
工作温度	舱外:-40°C~+55°C 舱内:-20°C~+55°C
工作频段	C、L、U频段可选



车载/地面控制站

• 集成度高 • 兼容性好 • 冗余配置 • 适应性高



地震救援 | 长航时、大载荷无人直升机堪当大任

2月6日，土耳其发生两次7.8级地震，之后又经历多次余震，截至17日已经导致超过4.4万人遇难。中国卫星传回的数据显示，土耳其震区建筑高层较多，加上不符合防震规范的建筑数量巨大，目前已导致5.6万栋建筑物损毁严重。

地震具有突发性，难以预测，防震难度大，因而震后救灾工作尤为重要。近年来，无人机逐渐出现在抗震救灾的第一线。2月11日，一架中国制造的无人机将土耳其震区照亮如白昼，救援人员顺利开展救援争取到宝贵时间。除了照明之外，无人机还可以执行空中监测、应急通信、物资投送等，为灾区架起空中生命线，近年来，在种类众多的无人机中，无人直升机在救灾工作的作用获得了越来越多的关注。

争分夺秒 空中调度“总指挥”

地震后的72小时是救援的黄金时间，灾民的存活率

高，每多挖一块土、多掘一分地，都可以给伤者生还的机会。据统计，唐山大地震后的抢险救灾第一天救活率为81%，第二天救活率为53.7%，第三天救活率为36.7%，第五天救活率降至7.4%。紧迫的救援任务中，迅速掌握灾情信息尤为重要。



无人直升机凭借灵活、易操控的优势，能够在空中俯瞰全局，快速收集房屋损毁、道路受阻、山体塌方、水位上涨及堰塞湖等情况，还可以通过搭载的红外设备锁定被困人员位置，为制定救灾策略提供宝贵的信息依据，避免

造成人力和时间的浪费。以联合飞机TD220无人直升机为例，其续航时间能够达到4-5小时，是普通多旋翼无人机的10倍以上。

纾困解难 通信中继“生命线”

当灾区面临大面积通讯中断，救援工作就会受到严重影响，也不利于受困灾民与家人、救援队伍进行联系。如何快速定位到生还人员并建立通信、收集信息、实时传输、组织救援变成了摆在救援人员面前的难题。



在此情境下，无人直升机搭载空中通信基站系统，融合空中组网、高点中继等技术，实现图像、语音、数据上下贯通，横向互联、可视指挥，帮助全面构建“空天地”一体化应急通信保障体系，辅助指挥中心调度，为救援团队集结及施救提供强有力的保障；还能够为受灾群众提供应急通信服务，使其能够及时向亲朋报平安。

生命补给 物资投送“及时雨”

抗震救灾是夜以继日的持久战，灾民会面临生理和心理的双重考验，救援队伍同样面临天气恶劣、物资短缺等挑战，后勤物资补给刻不容缓。但是地震往往还伴随着道路损毁、桥梁塌方等问题，运输车辆难以抵达，而无人机作为“空中特种兵”则能够飞跃层层阻碍抵达现场。

大载荷无人直升机在此场景下显示出充分的优势，

可以一次性将医药、衣服、水、食物、帐篷、棉被等救急物资运送到指定区域，点对点投送。当受困人员被救出后，无人机还可以搭载伤员快速转移到附近的医院进行救治。联合飞机TD550无人直升机曾经从敦煌起飞，为高原地区投送防寒物资，平均每架无人机携带物资超过110公斤。



长航时 大载荷 救援无人机大势所趋

不论是空中检测、通信中继，还是物资投送，都对无人机的续航时间、载荷以及稳定性提出了更高的要求，这些指标的提升意味着一次性执行更多的任务，更高的工作效率，以及拯救更多的生命。

无人直升机的续航时间和载荷都远超多旋翼无人机，相比于固定翼无人机又更加灵活高效，能够实现无机场无跑道原地起降，直达目的地。以联合飞机TD220、TD550为代表的一系列无人直升机已经将其性能推向了世界一流水平，不仅能够为国内灾区提供支援，还可以对海外灾区实施国际援助，用“中国智造”向全球传递科技向善的力量。

隧道卫士 安全护航

· 无GPS自主飞行 · 尺寸小 · 灵活作业 · 自动生成检测报告 · 作业效率高 · 数据精准无遗漏

TA-Q5 隧道巡查无人机

重量(含电池)	6.9kg	飞行时间	22min
飞行速度(自动)	2m/s	LED模块	最大功率:47W
相机模块	最大帧率:75FP	读出方法:全局快门	像素大小:3.45um
尺寸大小	展开:1113 x 888 x 339 mm 折叠:886 x 482 x 592 mm		
安全功能	自主避障、低电量回程和降落、水面漂浮、旋翼保护		

“隧道卫士”

联合飞机引领无人机巡查新方向

文 / 许爱艳

联合飞机融合自动飞行、人工智能、数字化等先进技术，构建基于特种无人机的隧道高效运维技术与智能载荷装备，能够有效解决隧道养护过程中的人力成本高、巡查效率低、作业风险大、隐蔽工程养护难等问题。

在加快交通强国建设的大背景下，中国已成为世界上隧道数量最多、建设规模最大、发展速度最快、难度最高的隧道大国。目前，中国正处于从规模速度型发展转向质量效率型发展的新时期，地铁、山岭、海底等类型隧道已经进入大规模智能运维维护的新阶段。



传统人工检测费时费力、安全性差、无法自主监测并及时预警隐患问题；悬挂轨道式与地面特种机器人易受自身装备的限制，增加巡查成本。联合飞机TA-Q5隧道巡查无人机成功解决了这些难题与瓶颈，提升了隧道巡查

的精度与效率，提高了复杂时空环境下的隧道全面监测能力，为全球隧道工程提供了更加智慧、安全、经济的巡查新方式。

小巧便携，作业灵活

作为一款专为完成各类地下隧道巡查作业而设计的无人机，TA-Q5 具有尺寸小、可折叠、易携带等绝对性优势。

其展开尺寸为 1113mm x 888mm x 339mm，可在最小直径为 2.4m的隧道内自由飞行，完成隧道渗水、裂缝、异物、表面钢筋裸露检查等作业任务；折叠后尺寸仅为 886mm x 482mm x 592mm，便于运输携带，先人一步深入隧道，无需额外设备安装，成为安全巡查的好帮手。



自主安全，解放飞手

通过搭载视觉SLAM和激光雷达设备，融合实时在线建模与在线航路规划等关键技术，即使在无卫星导航系统



环境下TA-Q5也能实现自主飞行与避障功能，无需飞手操控，让工作人员将精力专注于分析数据，解决问题。

同时，机身配置防护支撑结构，采用低电量回程和降落、水面漂浮等安全策略，降低设备损耗成本，满足隧道复杂环境安全飞行的要求。



长距长时，提效能手

国内地铁线路一般采用人工巡查方式，工人每天在隧道内巡查一次，单程需要6名工人，耗时3小时。而飞行速度2m/s，一次可飞行22min的TA-Q5，单程即可完成2公里巡检作业，满足长距离长航时的巡检要求；利用一键启动功能，设置行驶里程后即可飞行，大幅提高了巡检效

率。

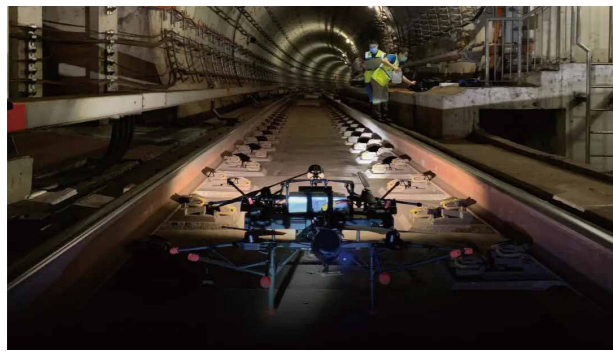


全面精准，智能升级

使用TA-Q5，能同时搭载各类型光电吊舱以及4K广角检测相机等任务设备，360度全方位无死角扫描，实时采集数据信息，避免人工错检漏检；即使在低光照情况下也能获取高精度数据，让智能巡检不再受限。

同时配合与无人机平台匹配的巡查检测结果分析软件，对照片数据进行位置标定、框选缺陷标签、数据筛选

等环节,基于机器学习算法实现自动识别与检测,生成检测报告,精准呈现隧道裂缝、渗水、墙体脱落等多维数据,及时预警短时间内隐患程度加剧的情况,防止突发状况导致的安全事故。



未来,还可选配无人值守机场和4G/5G通信模块,实现远程集中管控和自动化作业,全面提升隧道巡查的自动化与智能化。

更多场景,尽在掌握

目前,我国地铁运营线路长度每年已超过10%的增长量,公路、铁路隧道数量日益增加,对隧道进行日常检测已成为一项重要工作。



TA-Q5隧道巡查无人机不仅可以满足这些场景的使用需求,改变地下隧道巡查的工作方式,在特殊情况下,还可用于对隧道和桥梁的巡查,查找藏匿的武装分子和爆炸物等,及时采取应对措施,对保护城市安全具有重要意义。

前沿技术在传统行业中的深化应用,离不开产品创新与细分场景的开拓,无人机已成为加速推动传统行业的基础设施向数字化、智能化转型的新趋势,而联合飞机用领先的技术与产品,正引领科技赋能发展新趋势,开辟行业应用的新蓝海。



无人装备模拟训练系统

• 仿真度高 • 安全可控 • 适应性高 • 功能丰富

无人装备模拟训练系统包括无人机模拟训练系统、无人车/坦克装甲车辆模拟训练系统。无人机模拟训练系统以其安全、经济、可控、可多次重复、无风险、不受气候条件和场地空间限制等优势,既能进行常规操作训练,又能训练飞行员处理各种事故的应变能力,因此广泛用于各类中大型无人机系统地面操控人员的培养训练。无人车/坦克装甲车辆模拟训练系统则主要是用于模拟各型无人车和坦克装甲车辆的模拟训练系统。

RtR无人机可举起33 磅载荷

海湾信息技术展览会 (GITEX) 于 2022 年10月在迪拜世界贸易中心举行, 汇集了多家公司, 展示革命性发展、创新技术、未来解决方案等。总部位于加利福尼亚州的 Realtime Robotics (RtR) 通过向中东市场推出无人机品牌 HERA 来彰显其存在。

HERA无人机体积小, 可放入背包, 但功能强大, 可举起33磅的有效载荷, 同时安装四个万向节有效载荷, 并为每个有效载荷提供360度FOV。携带5.7磅的第一阶段 P3有效载荷, HERA无人机可以飞行长达46分钟, 或在没有有效载荷的情况下飞行56分钟, 并使用隐藏式起落架实现最佳空气动力学、能见度和便携性。

RtR声称, HERA无人机专为检查、测绘、国防、搜索和救援、地理空间和系留应用而设计, 是“瑞士军刀无人机, 可将生产率提高 100%, 投资回报率高达 300%”。

通过GITEX, RtR设法提高了公司和HERA品牌的知名度, 并研究和了解了中东和北非 (MENA) 市场的潜力。作为中东和北非的主要产业之一, RtR期望为石油和能源提供无人机解决方案, 其中配备FLIR的OGI相机的HERA系统在气体泄漏检测方面脱颖而出。

美国空军对XQ-58A进行飞行测试

据无人系统视界网去年11月14日报道, 美军第96试验联队在上个月进行了一项前沿试验, 并获得了最新的XQ-58A。第40飞行试验中队则获得了两架政府拥有的

XQ-58A中的另一架。

XQ-58A是一种低成本、高性能的无人机。它由火箭从铁路系统发射, 由地面站或空中战斗机控制。机载计算机系统能够根据输入命令信息确定最佳飞行路径和油门设置。无人机实验团队正在用XQ-58A和Eglin Range通信支持基础设施进行开发性飞行测试。无人机试验团队将与空军研究实验室战略发展规划实验办公室合作测试无人机的自主飞行。Eglin Range通信支持基础设施将使中央控制设施地面站的工程师能够在飞行过程中监控飞行器的性能。此外, 已经开发了自主飞机操作、空域和安全流程, 以便对无人机进行安全有效的飞行测试。首飞定于本月早些时候。

此外, 该团队正在构建一个数据存储和模拟环境, 以记录操作员的命令并将他们的输入整合到自主软件开发过程中。XQ-58A可以提供多种自主飞行软件解决方案, 这些解决方案首先在模拟器中进行了测试。目前开发团队正在与多个行业合作伙伴合作, 将领先的自主能力集成到XQ-58A上。

英国国防公司合作推出无人机ISR服务

据无人系统技术网去年11月18日报道, Draken Europe和Elbit Systems UK签署了战略合作协议, 以满足市场对无人机情报、监视和侦察 (ISR) 功能日益增长的需求。

作为协议的一部分, Elbit Systems UK和Draken将作为制造商和运营商合作, 确定利用Elbit Systems UK一系列先进无人机, 包括Hermes StarLiner, 这是世界

上第一个获得认证的中高海拔长航时无人机。

Elbit Systems UK首席执行官Martin Fausset表示, Elbit Systems UK在提供一流且经过验证的无人机平台 (例如Skylark 3和Starliner) 方面拥有丰富的经验, 他们利用公司的制造知识和高科技, 结合Draken的服务经验, 提供高效和富有成效的协作, 以提供先进的ISR服务。

BAE Systems完成激光制导弹对高速无人机打击测试

据无人系统视界网12月1日报道, BAE Systems近日完成的地对空试射证明了由APKWS激光制导的70毫米火箭弹对打击重约25-50磅、飞行速度超过每小时100英里的2级无人机的有效性。

测试在南亚利桑那州进行, 五枚APKWS激光制导火箭弹从集装箱武器系统发射并摧毁了高速无人机在内的所有目标。测试结果证明了APKWS激光制导系统能够利用低成本火箭弹精确打击空中威胁。

BAE Systems精确制导和传感部门总监表示, 军用无人机在世界各地的冲突中的使用频率大幅增加, BAE Systems致力于为客户提供高效、可靠、低成本的火箭弹以满足防御需求。测试表明, APKWS激光制导系统能灵活地打击各种目标, 以满足作战人员不断变化的任务需求。

APKWS激光制导系统在美国武器装备库中没有替代品。所有美国武装部队以及美国盟友都可以通过购买获得该装备。

通用原子公司对MQ-20 Avenger进行目标跟踪测试

据shephard12月2日报道, General Atomics在最近的演示中实现MQ-20Avenger无人机对另外三架飞机同时追踪配对, 展示了红外传感技术在有人-无人机协同的应用潜力。

General Atomics在演示中成功实现MQ-20 Avenger无人机对Sabreliner公务机和两架F-5 Advanced Tiger战斗机的追踪。充当代理战斗机的Sabreliner 由洛克希德·马丁公司生产, 配置有内部战术红外搜索和跟踪 (TacIRST) 传感器的F-5执行多平台红外感应。在测试期间, 所有飞机都配备了下一代TacIRST传感器, 以实现空对空移动目标跟踪。

美海军成功演示海上无人货运系统

12月21日美海军空战中心 (NAWC) 宣布, 该中心飞机分部 (NAWCAD) 在马里兰州帕图克森特河海军航空站演示了多个无人系统, 在不使用有人驾驶飞机的情况下, 利用多个无人系统为海上舰船运送物资。

此次演示活动与“小型战术无人机系统”项目 (PMA-263) 合作举行, 主要演示使用无人机运输重量小于50磅 (约22.7公斤) 的货物, 此类货物占美海军后勤运输总量的90%。

PMA-263项目经理维克托·阿尔戈布赖特上校表示, “我们看到有人后勤和无人后勤的工作都在增加。美海军

目前正在确定将无人后勤保障作为海上作战的关键推手，而‘深海海上后勤无人机’很好地证明了这一新兴需求。”

活动期间，行业合作伙伴Skyways航空运输公司与马丁无人机公司操控各自的无人机，携带各种模拟物资，进行了舰对舰、舰对岸、岸对舰的远程飞行。两家公司的无人机都成功将货物运送到200海里以外的行进舰船上。

美海军空战中心飞机分部实验室主任托尼·施密特表示，“对于未来，我们正在考虑进行持续的长期实验，我们要研究舰队如何作战、我们如何将技术提供给舰员等问题。”

美海军空战中心飞机分部于2019年采购了深海无人机的原型机，用于演示远程无人舰对舰、舰对岸的货物运输。此后，美海军试飞员、工程师与工业部门共同研发了一型满足海上要求的无人机系统。

尹锡悦视察反无人机系统研发一线

韩联社12月29日报道，据韩国总统办公室消息，尹锡悦于29日视察了位于韩国大田市的韩国国防科学研究所(ADD)，检查反无人机武器系统的研发进展。视察期间，尹锡悦表明了坚决反制并严惩朝鲜方面挑衅的意志。此外，韩国军方也将于当日进行集中防空演习，弥补地对空武器短板并优化作战执行体系，以应对朝鲜无人机威胁。

据路透社此前报道，5架朝鲜无人机于12月26日越过韩朝军事分界线飞入韩国领空，韩国军方出动战斗机和武装直升机进行应对作战，但未能命中目标。当地时间27日，韩国军方对于未能击落朝鲜无人机致歉，并承诺

将保障反无人机打击的防空能力。尹锡悦表示，韩国将加快建设一支具有监视和侦察能力的无人机专门部队。

美国德州已率先使用亚马逊无人机送货服务

虽然之前就看过亚马逊的无人机送货视频，但总觉得就像科幻小说里的场景。然而就在去年圣诞，Amazon正式开始在加州和德州使用无人机送货服务Prime Air投放包裹。

圣诞节前夕，在加州洛克福德和德州大学城的学生，拿到通过无人机投放的亚马逊包裹。加州洛克福德位于萨克拉门托东南50英里处，有大约3,500名居民，而德州大学城是一个中等城市，位于休斯顿西北100英里处，是德州农工A&M的所在地。住在这两个城镇的人都有资格注册和下订单。

据悉，亚马逊的此送货服务将在其位于德州配送中心3.73英里范围内、和其位于加州的无人机仓库(又名Prime Air Drone Delivery Center, 或 PADDCC)4英里范围内提供。

乌14万美元导弹拦截2万美元无人机

据新华社报道，乌克兰空军司令部发言人尤里·伊格纳特1月3日在电视节目中说，去年9月11日以来，乌防空部队击落了俄军近500架自杀式无人机，但同时乌防空力量也正在被耗尽。乌克兰咨询公司Molfar的负责人阿尔特姆·斯塔罗西克(Artem Starosiek)估计，乌军使用

的导弹发射成本比俄军使用的无人机成本高7倍(“重创”乌克兰的无人机价格低至一架2万美元。而乌方使用的防空导弹系统，从S-300到美国提供的NASAM，成本在14万美元到50万美元不等)。分析认为，随着时间推移，这种成本上的不平衡将使乌克兰及其西方盟友付出沉重的代价。

当地时间1月2日晚，乌克兰总统泽连斯基在社交平台上发文称，两天内乌克兰上空超80架伊朗无人机被击落。据报道，此处的“伊朗无人机”指的是“敌方无人机”。

有报道称，即便乌克兰取得了一定的成果，但鉴于其防御成本远高于对方的攻击成本，乌克兰的“成果”能持续多久成为了一个问题。

伊朗正在将两艘商船改造成无人机航母

据美国海军学会新闻网(USNI)1月3日报道，伊朗正将两艘商船改造成无人机航母，波斯湾伊朗阿巴斯港卫星图片显示，一处干船坞内的一艘商用集装箱船正在被改造成无人机航母，可用于搭载直升机和固定翼无人机。

报道称，这艘240米长的无人机航母以大型集装箱船体为基础。伊朗预计将改造两艘船只，即“沙希德·马赫达维”号(Shahid Mahdavi)和“沙希德·巴盖里”号(Shahid Bagheri)。

报道称，知名海军专家萨顿(Sutton)分析称，这次改建在船体左舷增加了一个大型悬臂式飞行甲板，目前尚不清楚右舷是否也会进行类似的改造。

近年来，伊朗多次将大型商船改造成军用舰只，列装的“莫克兰”号多功能支援舰满载排水量竟高达12万吨，超过美国航母，可搭载直升机、防空导弹、快艇以及无人机。

分析人士认为，由商船改造而来的无人机航母预计也可搭载各种类型的无人机和直升机，虽然无法与真正的航母相提并论，但也赋予伊朗武装力量从海上发动远程航空打击的能力。

2023年无人机产业预测：中国芯普及，农业用户更赚钱

环球网无人机频道采访了多个领域的业内人士，预测了2023年一些新的趋势。

1更强大更智能：2022年，电动无人机的续航水平大幅提高，智能化水平也前所未有的，但多位从业者都乐观地认为，2023年，这些方面都还会有更大发展：

①续航仍会大幅提高。北航无人系统研究院工程师的杨炯老师说，普通锂电池的能量密度普遍已从原来的150Wh/kg提高到200Wh/kg左右，2023年估计会提高到250Wh/kg左右。而固体电池等新概念电池，也开始走出实验室，未来也有可能实际应用。

②人工智能水平更高。杨老师还提到，汽车自动驾驶技术的发展也带动着新型传感器、大算力硬件等的发展，(尤其是各种激光雷达的飞速普及，及其小型化和低成本化)，这些也有望反哺于无人机。据介绍，人工智能助于无人机的自动化作业、防撞、避障、空域管理等。

③蜂群作业或成真。美媒《福布斯》对2023年的行业

预测中也提到多机协同,并认为这能大幅降低人力成本,而无论是空中、地面还是水上的无人驾驶系统,主要的运营成本都来自人工。

2中国芯更普及:近年来国内许多无人机厂商都在把目光投向国产芯片,有意无意地提高国产化率。北航无人系统研究院工程师杨老师表示,经过各界的努力,现在无人机上所需要的芯片,除了高端IMU(惯性传感器)芯片以外,其它都可以找到国产替代产品。而且国产芯片已可以大规模稳定生产,性能稳定,低端配件已经“白菜化”。

3无人机快递要火!日媒《东方新报》、美媒《外交家》等都提到,中国也正推进无人机配送实用化,拓展“低空经济”。联合飞机集团创始人兼总裁田刚印也认为,因为疫情影响、技术逐渐成熟等原因,无人机在物流运输方面迎来了爆发,包括外卖在内的各行各业都在应用。而他们研制的高原型无人直升机,也可作为高海拔的边防哨所运送物资,补齐高原立体运输短板。

4使用农业无人机更赚钱:2022年的农业无人机已经“叫好又叫座”,技术前所未有地先进,运行已非常可靠,用途更加广泛,普及程度也前所未有。而国家农业智能装备工程技术研究中心航空应用技术部主任张瑞瑞认为,如今的农业无人机在技术上已经比较完善,现在已经越过了“飞得好”“有效果”阶段,从2021年开始,行业的关注点转移到了“能赚钱”问题。预测未来两年,农业无人机的用途会进一步拓展,新需求会催生新的配置,而新配置又反过来会催生更多应用场景。他说,行业要健康发展,必须得让从业人员、飞防服务公司能赚钱,形成一个良性的产业链。

韩100发燃烧弹,未能击落朝鲜无人机

近日,无人机事件搅动半岛局势。1月6日,韩国A频道电视台独家披露,朝鲜无人机神出鬼没,高飞躲高炮,低飞避雷达,突破了韩国的防空网,对韩军布防可谓了如指掌。

报道说,去年12月26日,朝鲜5架无人机越界进入韩国领空。其中的一架无人机沿着汉江飞临首尔;4架无人机飞向其他方向,以分散韩军的注意力。韩军监测到的最终航迹显示,飞临首尔的那架无人机选择了取道穿防空基地之间的薄弱环节的飞行路线——飞越防空炮附近时,上升到20公里的高空,以免被击落;飞越雷达探测区时,又实施低空突防。

韩媒称,进入首尔的朝方无人机,所到之处是韩国政府机关扎堆之地。为追击朝方无人机,韩军紧急出动眼镜蛇攻击直升机,并发射100发燃烧弹,但未能将无人机击落。

韩国MBC电视台指出,多数专家认为,仅从军方提供的航迹图来看,就足以推断出朝鲜无人机深入了韩国首都腹地。目前,韩军内部要求尽快整顿战备状态的呼声正在高涨。

朝鲜无人机南下首尔后,韩国欲加快研发

韩国国防部1月9日表示,正考虑加快推进小型远程侦察无人机研发项目。

此前韩媒披露,这段时间里,朝鲜无人机南下韩国首都,“如入无人之境”。去年12月,朝鲜5架无人机越界进入韩国领空,并闯入禁飞区。韩军承认部队之间缺乏情报

共享和作战协同。韩媒还披露了更多细节:韩军于12月26日上午10点19分第一次发现朝鲜无人机,却拖延6分钟后才报告上级部队。然而,联合参谋本部没有与首都防卫司令部共享相关信息,直到一个半小时后,才启动代号为“仙鹤”的无人机防范态势。

据韩国国防部9日消息,韩军方正在考虑加快推进小型远程侦察无人机研发项目的方案。小型远程侦察无人机配备相机和存储装置,可执行深入敌后拍摄影像后返回的侦察任务。

该方案称,当一架军机闯入防空圈后,光电预警系统随即开始跟踪,电子眼能够解读飞行样式,辨别目标是鸟群、是气球、还是无人机,并分析预判无人机的飞行方向及目的地。以色列厂商称,这种无人机预警系统能够识别半径大于1米的物体。韩联社称,韩军方计划把正处于研发阶段的防空雷达试制品在部分部队部署,缩短实战部署所需时间。

2022年建筑业受益无人机最大

英国《制造商》杂志1月10日称,无人机可以改变建筑工地与建筑工人的工作方式,在过去的12个月里,该行业的无人机使用量暴增了239%。并盘点了最受欢迎的用途。

①地形测绘和土地测量。规划大型建筑项目所必须的地形图绘制过程漫长而昂贵,但无人机可以大幅缩短测绘的时间。

②远程监控。无人机可以提供无与伦比的航拍图,让客户无需到现场就能查看现场状况和监工。

③提高施工安全性。使用无人机可大幅提高现场的

安全性,预防建筑行业很常见的意外死亡事故。

④保卫工地财产。是建筑行业面临的难题,容易招来破坏者。无人机使施工管理人员全天候地确保他们的物资安全,防止昂贵的设备被盗窃和损坏。

⑤节省时间。无人机可以帮助公司和客户大幅减少执行许多关键现场任务所需的时间,比如一架无人机可以在半小时内提供准确的测量数据完成任务,为什么还要一名工人走上几个小时?

那么,在建筑业内谁从无人机技术中获益最多?该杂志认为,承担大型项目的建筑公司受益最多,但小企业也可以使用无人机。

俄乌冲突使无人机战更新迭代

美国《国家利益》双月刊网站1月11日刊登了题为《俄乌冲突使无人机战出现革命性变化》的文章。全文摘编如下:

一段时间以来,美国不仅垄断了无人机军事行动,还垄断了无人机市场,紧随其后的是以色列。但现在情况已经发生改变。无人机在战场上取得的成功及其展示的有效性,促使其他国家纷纷效仿。土耳其就是其中之一,它成功研发了本土制造、技术先进的无人机。这开启了可被称作第二代无人机时代。在这个时代,无人机技术不再被垄断。

随着无人机开始投入广泛使用,新的作战理念开始逐步发展,彻底改变了武装冲突。这在俄乌冲突中尤其明显,无人机的使用成为了这场冲突的大部分“亮点”。无人机成为了俄乌冲突中最重要的工具之一。然而,大量使用

军用无人机并非我们见证到的唯一特征。在军用无人机极大地影响了战事的同时，俄乌冲突中出现的新要素提出了一个令人头疼的问题：我们正处于第三代无人机时代吗？

其中一个要素是将民用无人机用于军事目的。虽然在暴力的非国家行为者中是常见做法，但对国家而言，这是一种新的做法，具有新的军事意义。在这一背景下，在俄乌冲突中出现的趋势很可能会促使其他国家效仿，将体积较小、成本较低、易于生产的无人机纳入其清单。值得注意的是，我们看到这些无人机越来越多地投入使用。

俄乌冲突表明，通过技术进步，战争的特征正在发生根本性变化。与昂贵的战斗机和军事系统相比，军用和商用无人机为战争作出的贡献更大。这催生了创新性的作战理念。与现有的、昂贵且难以发展的军事主流力量相比，这些理念展示了简单、廉价且使用方便的技术的威力。

Baykar正在开发Kzlelma无人战斗机超音速变体

据无人系统技术网1月10日报道，土耳其无人机制造商Baykar宣布计划制造其无人战斗机Bayraktar Kzlelma的超音速变体，该无人战斗机超音速改型后预计能够飞行五个小时，速度可达800公里/小时（500英里/小时或0.64马赫）。

首席技术官塞尔丘克·拜拉克塔尔在谈到土耳其第一架自主开发和生产的无人战斗机Kzlelma的特点时表

示，Kzlelma将能够与战机作战，它的巡航时间比Baykar最新的无人机——Akinci无人战斗机（UCAV）长几倍。

Kızılelma超音速改型还具有良好隐身性，是Baykar开发和制造无人战斗机的关键战略项目。超音速变体设计用于执行多种军事任务，包括战略进攻、近距离空中支援（CAS）、导弹进攻、压制敌方防空（SEAD）和摧毁敌方防空（DEAD）。

印称已在边境部署投石无人机

印度媒体《印度国防新闻》1月14日刊文称，印度国防研究与发展组织（简称DRDO）开发了一种可以装备机枪、弹药和装载“石块”的多旋翼无人机，该组织的技术管理总干事表示这种小型的“武装”无人机目前研制工作已经全部成功完成。该无人机将被印度军方应用到边境地区，面对来自巴基斯坦和中国的威胁。

根据印度媒体报道，在该无人机的演示期间，其装载的机枪在开火的时候几乎没有任何后坐力，打击精度令人满意，此外，该无人机还使用激光测距仪来辅助增加射击精度。印度国防研究与发展组织的官员还表示，这种无人机后续将增加更多种类的传感器以提高其目标识别的精准程度以及远距离射击的精确度。

印度媒体称，为在喜马拉雅边境地区“执行任务”，印度国防研究与发展组织开发了一种续航性能优异的多旋翼无人机。这种小型无人机可以携带5公斤的有效载荷进行长时间的飞行，还可以投掷炸弹。除此之外，这种无人机还有一个特别的用途——那就是可以朝地面投掷石块。配备激光测距仪之后，据称这种无人机朝地面投石的精

准程度将会非常高。印度国防研究与发展组织在印度的第108届科学大会上展示了这种多旋翼飞行器，在展示的时候，该组织的发言人说这种多旋翼无人机已经成功在海拔5千米以上的高原进行了测试。

除此之外，这种多旋翼无人机也有助于为部署在高海拔地区的印度士兵投放药品，印度媒体称这种多旋翼无人机借助地面信标可以实现100毫米的着陆精度，还具有地面车辆跟随模式，并采用了易于操作的模块化设计，使得这种多旋翼无人机的有效载荷可以丰富多变，功能多样。

俄罗斯为无人机研制振动除冰系统

据俄REN电视台网站1月14日报道，无人机在类似北极地区的高纬度低温环境升空后不久，机身表面就会结冰，影响无人机的空气动力学性能和飞行动作，扰乱发动机、导航及通信设备工作。俄罗斯研究人员的最新思路是让无人机的外壳周期性高频振动。

无人机的除冰方式目前有两类，一是向机身喷洒融冰液，二是以电热方式让机身的冰层消融。但喷洒融冰液要求随机携带大量乙二醇溶液，会减少其他有效载荷；电热方式则会严重消耗无人机上的电能储备，影响续航时间。

位于俄圣彼得堡的喀琅施塔得公司开发的全新除冰系统，在无人机的机翼下设计安装了数个电脉冲振荡机，使飞机的外壳周期性高频振动，空气和云层中的低温水滴无法在机身上冻结、固着并最终与少量残余薄冰被一同抖落。据报道，位于莫斯科的中央空气流体动力研究所

日前在零摄氏度到零下20摄氏度的气流中，用模拟云层中的低温水滴对研制成的振动除冰系统进行了测试。

美国海军展示了用于向移动船只运送货物的无人机

uAvionix已获得美国联邦航空局的初步批准，可以利用北达科他州首个 UAS 网络 Vantis 进行超视距无人机飞行行的航空电子公司uAvionix已获得美国联邦航空管理局（FAA）的批准，可以在北达科他州进行超视距（BVLOS）小型无人机系统（sUAS）飞行。uAvionix在Northern Plains UAS Test Site 的支持下，向美国联邦航空局证明，它建立了足够的风险缓解措施，以满足国家空域系统内特定 BVLOS 操作所需的安全标准。

uAvionix总裁克里斯蒂安·拉姆齐（Christian Ramsey）1月14日表示：“我们非常自豪能够与来自Vantis 和 Thales 的合作伙伴一起在北达科他州引领潮流。”“能够在经批准的 BVLOS 飞行中展示我们的大部分生态系统是我们公司、我们的合作伙伴和更广泛的航空生态系统的一个重要里程碑。”

北部平原无人机试验场负责管理北达科他州的Vantis，它与 Thales USA 合作开发和实施 Vantis，这是一种无人机系统，允许无人机飞行员指挥和控制无人机，并在超出目视范围飞行时与其他飞机保持距离视线。Vantis 由地面航空基础设施组成，就像传统航空中使用的基础设施一样，这大大降低了多个用户进入 BVLOS 航班的门槛。

土耳其的Baykar推出新型空对空无人机

土耳其国防公司Baykar于1月13日表示,其首架喷气动力无人机(UCAV)于12月14日完成了首飞,因为该公司继续在全球范围内获得欢迎,最近一次是通过帮助乌克兰军队与俄罗斯军队作战。

Baykar发布了一段视频,显示Kizilelma(金苹果)UCAV起飞然后返回一个空军基地,据称该空军基地位于伊斯坦布尔以西85公里的西北部科尔卢省。Baykar首席技术官Selcuk Bayraktar在视频中表示,Kizilelma已成功完成首飞。

据悉,该公司早期的Bayraktar TB2无人机在全球冲突中占有突出地位,将Baykar推向全球聚光灯下,并将其转变为主要的制造商和出口商。

在叙利亚,乌克兰和利比亚撞击后,国际上对Baykar螺旋桨驱动的无人机的需求飙升,他们的激光制导穿甲弹帮助击退了两年前阿联酋支持的部队的攻势。

UCAV将提高土耳其现有无人机的最高速度和承载能力,这些无人机在利比亚和伊拉克北部的冲突中也发挥了重要作用。

土耳其由喷气发动机驱动的新型无人机显示出与第五代战斗机相似的外观特征。Baykar说,除了传统的无人机任务外,Kizilelma还将能够进行空对空交战。

马来西亚和印度尼西亚表示有兴趣从土耳其购买武

装无人机,其中20架已交付阿拉伯联合酋长国。

Baykar计划在两年内完成其在乌克兰的制造工厂的建设,这是土耳其以外唯一的制造工厂。

在从F-35战斗机计划中移除后,土耳其将其仍在建造中的垂直起飞航空母舰改装为无人机航母。该航母将作为土耳其军方使用的Kizilelma和其他无人机的基地。

埃及求购中国无侦-7

据美媒《战术报告》1月10日报道称,可能是见识到了无侦-7高空长航时无人侦察机的威力,埃及空军很眼馋这款无人机,埃及军事生产部(MoMP)正在与中国协商采购无侦-7的相关事宜。

据悉在珠海航展上埃及就对无侦-7表现出了极大的兴趣。而从航展结束到现在的这一段时间内,由于无侦7表现非常优异,尤其是在穿越宫古海峡时,日本拿它毫无办法。尽管日本航空自卫队紧急出动了F-15战斗机对它进行拦截,但由于无侦7飞的太高,F-15够不到,所以日本飞行员只能仰头拍了张照片然后就撤离了。可能是这个原因,最终让埃及下定决心购买无侦-7。

埃及空军使用中国制造的飞机有很长的历史了,在上世纪80年代从中国购买了歼-6和歼7战斗机,2000年前后又购买了K-8教练机(国内称为JL-8)和它的生产线。在无人机领域,埃及空军在近这些年来先后购买了翼龙-1、翼龙-2、彩虹-5以及WJ-700,这四款全部都是察打一体式无人机,也都具备监视侦察能力,但是与专职于侦察能力的无侦-7高空长航时无人侦察机相比,这四款无人机

的侦察能力就显得很弱了。

“突袭者”无人机命中100千米以外的目标

贝卡尔-马奇纳公司“突袭者”(Akinci)无人机于1月9日左右成功发射了土耳其罗科森(Roketsan)公司研制的iHA-230空地导弹。在试验中,“突袭者”无人机从位于土耳其泰基尔达省西北部的一个基地起飞,在距离黑海北部锡诺普省约700km处,使用土耳其国产空地导弹iHA-230成功命中100km以外的目标。

据悉,“突袭者”已进入土耳其部队服役,未来有望执行反潜战和海上巡逻任务。

目前,该导弹仅安装在“突袭者”无人机上,土耳其尚未发布关于“安卡”(Anka)“矛隼”(Aksungur)和“旗手”(Bayraktar)TB2等无人机集成该型导弹的信息。iHA-230导弹有效射程20~150km,可打击固定或移动目标,如防空火炮系统、雷达和后勤设施等战略目标,当全球定位系统(GPS)受到干扰时仍能保持高机动性。迄今为止,“突袭者”无人机已成功发射MAM-C、MAM-L、MAM-T、TEBER-82、KGK-SIHA-82、LGK-82、TOLUN等弹药。

无人机物流在深圳先行先试

2022年8月22日,国家民航局公布第二批无人驾驶航空试验基地(试验区),深圳获批民用无人驾驶航空试验区,目标定位城市场景和综合应用拓展。这一消息的公

布让敏感的投资界看到了奔涌而来的新商机。据悉,深圳市交通运输局将按照市委全会部署,与有关研究机构一道,加快低空经济的研究,并制定全市性的低空经济发展政策。

深圳消费级无人机产销量占全球的70%,有全国领先的自动化、智能化系统,深圳发展低空经济基础良好。顺丰科技自2020年12月获批在粤港澳大湾区开展“低空无人机物流配送体系试点”以来,已经基本构建覆盖深圳市的低空无人物流网络,并开展了城市场景无人机物流配送应用。除了快递运输,顺丰也为罗湖医院提供医疗物资运输服务。截至2022年10月15日,顺丰在深圳累计飞行13.25万架次,飞行超1.44万小时,飞行里程超62.39万公里,运输货物超280吨,累计开通70条航线及400平方公里空域。在获批航线和空域方面,顺丰已获批深圳市内航线53条,覆盖龙岗、南山、福田、罗湖、龙华、坪山等区域;在坪山获批空域面积近400平方公里(含龙岗区、大鹏新区部分区域)。同时获批跨海航线3条,连接深圳至珠海、广州、中山区域。目前,美团已经初步完成了飞行器、自动化机场及无人机智能调度系统的研发工作。截至2022年10月,美团无人机配送已在深圳5个商圈落地,航线覆盖10余个社区和写字楼,可为近20000户居民服务,并且完成面向真实用户的订单10万单。

普京要让无人机在军中“无处不在”

不久前,普京责成政府在2023年6月1日前批准2030年前和2035年前的无人机发展战略。为此,他指示内阁刺激国内生产无人机系统的需求,包括制定财政补贴。俄政府还会在2月15日前成立一个政府委员会,负责开发无人驾驶飞机系统。它将由第一副总理安德烈别洛乌索

夫领导，每年向总统提交一次综合报告。

此外，普京指示，确保每年举办一次无人机领域的论坛展览。普京为此呼吁优化阻碍无人机发展的行政、技术和其他限制，并建议中央银行、财政部和交通运输部建立无人机保险制度。

2022年12月21日，俄总统普京在一次会议上表示，应将无人机改进改型列为该国国防工业2023年的“紧急任务”。

普京之所以如此重视无人机，与其在乌克兰战场发起的军事革命密切相关。俄欲以举国之力发展无人机。俄罗斯国家技术倡议 (NTI) 是一家非营利组织，旗下共有12个事业组，其中的AeroNet成立于2015年，主业是无人机，成立之初，AeroNet曾畅想2025年的俄罗斯天空将至少有10万架无人机。2023年1月4日，AeroNet的成员帕维尔·布拉特告诉俄新社：“俄罗斯的无人机市场正在积极发展，预计2024到2026年将出现第一次爆炸性增长。最大突破将发生在2026年到2027年。届时将出现能够垂直起降的空中出租车，以及有效载荷能力约为500公斤的运输无人机。”

按照普京的指示，克里姆林宫发布通告称：“俄罗斯工业和贸易部将与莫斯科政府及NTI一起，确保每年举办无人机领域的技术产品和解决方案论坛展览会。”

俄罗斯国防部委员会最近召开的扩大会议上，普京宣布要让无人机在军中无处不在。“一项紧迫的任务是改进无人机，包括战略上和侦察打击，以及改进使用它们的方法。特别军事行动的经验表明，无人机应存在于每一个战斗班、排、连、营中。”普京呼吁，“应尽快检测到目标，

并实时传输打击信息。”

美国未来隐形无人机完成测试

通常被称为“S-400杀手”的美XQ-58A瓦尔基里隐形无人机在克瑞托斯安全与防御技术解决方案的帮助下，1月16日完成了又一次成功的试飞。

奎托斯公司的首席执行官埃里克·德·马尔科表示，在美国亚利桑那州尤马试验场军事基地进行的测试“通过飞行更长、更高、更大的工作负荷和更大的范围，证实了XQ-58A的作战能力。”德马尔科先生声称，试飞利用了一个备份系统和一个加密的通信包。尽管在测试场景中失去了通信，无人机仍向着陆区移动。

据观察人士称，在没有无线电信号的情况下飞行甚至着陆的能力“将有助于减少被对手发现的可能性，并在飞机返回基地时监控无线电频率发射。”

隐形无人机XQ-58A瓦尔基里预计将作为下一代战斗机的“旗舰”；首批12辆此类车辆最快将于2023年初投入量产。

美国企业克瑞托斯国防和安全技术解决方案公司研究并创造的先进隐形无人机XQ-58A瓦尔基里，长度只有9.14米，但航程超过4800公里。它可以运输炸弹和小直径导弹，总共272公斤的武器装备。

美国长期以来一直在测试这种尖端的隐形无人机，让它与第五代战斗机一起飞行，如F-22猛禽和F-35闪电II。测试产生了积极的结果，因此，不排除一些XQ-58A瓦尔基里飞机将被送往欧洲特别是乌克兰，以测试其击败

俄罗斯防空系统的能力。

美国DARPA发布海上垂起无人机X-plane招标书

美国正在开发和演示一种先进的X-plane无人机，这种飞机能够在恶劣天气和基础设施稀少的情况下进行长航时飞行，并在小型舰艇的飞行甲板和简陋的陆地机场上进行垂直起降 (VTOL)。

美国国防高级研究计划局 (DARPA) 1月中旬发布了一份“先进的飞机不依赖基础设施发射和回收 (辅助)” (Advanced Aircraft Infrastructure-Less Launch and Recovery X-Plane, ANCILLARY) 项目的招标书 (DARPA-PS-23-03)。

ANCILLARY是一个为期四年的三阶段计划，包括概念设计到海上飞行演示。

ANCILLARY项目的目标是在没有基础设施的情况下进行发射和回收；延长续航时间和航程；在战术规模上实现较高的有效载荷重量比；以及鲁棒的飞行控制和导航。

DARPA研究人员希望承包商开发的X-plane无人机原型最初的起飞总重量小于250磅，最终的起飞总重量小于330磅。

X-plane无人机将发挥通信中继、冗余传感器、多情报、监视和侦察飞机的作用。X-plane无人机将采用一种新的推进装置，具有挑战性的推重比和低燃料消耗特征。该项目的技术关注重点还包括推力发生器、电源、电力储

存和分配、自动化船舶甲板着陆、基于光学的导航、先进的控制效应器和飞行控制。

日本航空自卫队成立 “全球鹰” 侦察航空队

据日本时事通讯社报道，日本航空自卫队1月23日在青森县三泽基地成立了使用美国制造无人侦察机“全球鹰”的侦察航空队，并在该基地举行了成立仪式。这也是日本自卫队首次启用无人侦察机。

该侦察航空队计划将来拥有3架全球鹰、130人的编制。由于“全球鹰”无人机能够无人远程操作、长时间飞行，可时刻监视日本领空周围区域。

青森县位于本州岛最北端，三泽基地是日本航空自卫队与美军共同使用的航空作战基地，驻扎有北部航空方面队。因此，这些“全球鹰”很可能主要针对俄罗斯。

(以上短讯摘编自参考消息网、光明军事网，美国《星条旗报》网站，《航空周刊》网站、通用原子网站，俄罗斯卫星通讯社，卡塔尔半岛电视台网站，瑞士Unmanned Systems Technology网站，德国莱茵金属公司网站，无人机、环球无人机公众号、地球知识局、无人争锋公众号等)



纪录片《无人机时代》分享 (上)

编者按：应部分读者要求，现分两期刊登加拿大传媒基金 (Canadian Media Fund) 赞助、加拿大电缆工业 (Canadian Cable Industry) 出品、源自B站的纪录片《无人机时代》字幕部分，以飨读者。

无人机在各战区被视为最有效率的杀人机器。军事技术即将出现在你家附近的空中。据统计，2020年北美空中有两万架无人机。它们是机器人，机器人让人着迷，也容易让人联想到战争。我们常会把无人机当成在国内出现的军事装备，军事研发部门花了几百万创制的无人机，现在有了许多新任务。无人机有了很多不同的形状和大小，从跟有人飞机差不多大，到手掌这么小的都有。

以往更着重于军事工业的商品展，已经把焦点转到一个快速成长的全球新兴市场。Auvsi是机器人工业博览会，展出的商品五花八门，从可以在地上前进的摄影机，到会爬楼梯的机器人，跟电玩控制器，甚至有现实生活中的游戏角色。但今年最热闹的是无人机，及从军事装备转换到民用的应用。阿富汗战争已近尾声，INSITU公司将焦点转向国际和商业市场以协助天然气和石油公司。“我们估计这门工业在头三年整合中应该可以在美国创造七万个新就业机会，所以这是一个很大的工业，且规模会与日俱增”。无人机似乎是下一波重点趋势。大家都想分一杯羹。“俄亥俄州相信，我们有足够的基底可引入这门工业”。北达科他大学有无人机操作训练课程。那里的业务量很大，很多公司做的有声有色，雇佣的人数很多，完成的工作也很多而且赚了不少钱。因潜力很惊人，有做过无人机相关研究的机构都表示，这是个价值高达数十亿美元的工业。“我们加拿大有能力成为这个领域的领导者。这门工业很新，大家都还在摸索相关应用。智利林业部门买了我们的无人机，包括烟囱、石油和天然气工业。这些都是商业部门的应用，和军事一点关系都没有”。克里斯蒂安是《连线》杂志编辑，但后来离职，自组公司3D ROBOTICS。“这无人机是多种款式中的一种，是个四轴飞行器，为什么说它是无人机呢。因为它有大脑，可以飞，可自主操作。五年前这是军事科技，要价高达一百万，两年前成为高价商品，大概三万块，如今只要750元”。这是

因为感知探测、GPS处理器等智能手机技术，催生了低成本无人机，因为无人机用的是相同的感知探测器和处理器，只是配置不同。现在人人都买得起无人机，人们开始发挥天马行空的想象力。

这是旧金山的自造者嘉年华会，数千名自造者在这展示他们的创意结晶。在自造者嘉年华会，“我们有81个专案建立者，有一百多个专案，所包含的领域很完整。大家都知道KICKSTARTER是个募集资金平台，但这些投资者来我们平台，也是因为他们要建立属于他的那个群”。“我制作了世上第一个能帮人们戒烟的智慧型打火机”。“我制作了搭配现有3D打印的挤压机附加元件，可处理糊状材质。比方说，蛋糕的糖霜和巧克力榛果酱。让3D列印变得更有意思”。无人机在嘉年华明显受业余发明家和自造者群体喜爱。“我喜欢的是这个群体。大家都表示一同互相帮助、一起学习。重点是四轴飞行器，这包括技术和专长分享”。在竞技场举办的赛事最受瞩目，这是第六届无人机大赛。我们选在自造嘉年华会举行。比赛开始了，基本是会飞行的拳击机器人，我们包含了社群中所有的飞行玩具，让他们小试身手，糟糕，撞网了。可惜没有猎枪。“我的战斗无人机刚升空，这会无人机很稳定，只要花不到两百块，就能拥有自主飞行商品”。放开控制杆，完全停在原处。升空跟别的飞行器缠斗。比赛让人感觉非常刺激。“糟糕，雪花坠地了”。这只是开始，这是一门惊人工业的婴儿期。只花两三百块就能为自己量身打造一架无人机。但大部分人对打造无兴趣，他们只想飞。

提姆罗坤设计了一架任何地方都能飞的无人机。这架无人机背后的想法是把许多开放源代码整体的高阶性能放进消费性产品，让这种活动变得更普及。“我们想研发一种可随身带的便利机型，所以可把这架无人机放进背包里。跟盆友爬山登顶后，你能拍到令人屏息的全景画

面。口袋无人机买点之一是，它会跟在你后头”。“跟我来”技术基本上是追踪使用者带在身上，开启GPS功能的智能手机或平板，无人机会拍摄你做疯狂特技的场面，比如球赛得分或从事别的运动时，跟在你后头。究竟有多少人希望拥有这种技术。一个为了研发口袋无人机而募集35000元的众筹计划，总共募集到一百万，所以产品直接进入生产阶段。“之后我辞去工作，全心投入AIRDOIDS和口袋无人机研发”。未来家长可用这种口袋无人机记录孩子生活点滴。比如第一次骑脚踏车。屋主用无人机检查屋顶排水管。

“我们已经设计出更普及更便利的无人机”。有些公司因推出了使用更便利的无人机而大获成功。PARROT无人机可用智能手机或平板操作，因为使用很简单，让很多宠物无辜受害。四轴飞行器有GPS定位功能，且配备可动式摄像机。突然我们会以全新观点看这个世界，因为空中摄影机的可得性大幅提升。因此有了许多新应用。拍婚纱、房地产照片，甚至有人拿来自拍。虽然我们称之为航空机器人，其实消费者才不管是不是机器人。他们只想用GOPRO拍一段可上传的酷炫影片。我们可以让摄影机飞到天上，这是我们首度不需透过喷射机舷窗居高临下地看这个世界。无人机的观点镜头改变了我们看世界的方式。从运动到大自然甚至新闻都受影响。麦特韦特是内布拉斯加大学的新闻教授，也是普利兹奖获得者。“2011年我到南加州参加数位绘图研讨会，有家公司在售卖全自动空中绘图平台。我报道过许多洪水、森林大火、飓风和龙卷风等天灾，看到这个我就想，要是有了这个玩意，我只要花费数小时，就能生成损害评估报道。所以我去跟院长说，要在系上建立无人机新闻实验室。开始研究这个技术。这引发了针对记者工作方式的问题”。抢搭这波无人机热潮的公司很多，对湖妹啤酒来说，用无人机送啤酒给冰钓客是个很成功的公关噱头，但互联网巨头亚马逊宣

布用无人机送货，他们可是认真的很。亚马逊不是开玩笑，但至于开始是让无人机从仓库送货到消费者家里，还是在仓库间往返，目前还不晓得。谷歌也认为用无人机送货大有可为。但他们特制的无人机结合了直升机垂直起降和滞空性能，与固定翼无人机的航程与速度，抵达目的地后，无人机会在安全距离滞空，空投绑着系绳的商品，让商品安全着陆。这想法很惊人。

其实我们现在可看到无人机实际运用了。渥太华ING工程公司从一开始就投身无人机工业，最先是在阿富汗管理加拿大的无人机，所以他们很清楚无人机用途。比方协助搜救。搜救是这技术的良好运用。首先搜救作业不会发生在晴空万里的时候进行，应该是月黑风高时有人遇险，你必须找到他们。无人机能飞越崎岖地形，装了影像和热感探测的摄影机寻找伤者。飞行员完全不用冒险，甚至还可以空投物资。你可以用机器人运送紧急通讯设备，如果可以与受伤者通话，他们生存概率会大幅上扬，有时甚至倍增。这都是可用航空机器人做到的事。加拿大皇家骑警队萨克屯分队的道格葛林下士，虽然(队里)仅有一架小型交通无人机，还是成功地救了一个人。一个寒冷晚上，一名男子翻车后行踪不明。“我知道翻车后有人受伤，但徒步搜寻后未发现伤者，当时温度加上冷风，现场大概是零下九度。我们跟伤者通过手机联络，他头部受伤，失去方向感，不清楚自己在哪。而且很冷。之后他手机就没电了”。萨克屯的同事突然想到，我们无人机上的摄影机可侦测热信号。无人机升空后，马上在树丛边缘发现一个温热物体。葛林马上指挥搜救人员到那里去。他已经失去意识，濒临死亡。火速把他送往萨克屯医院。萨克屯救援事件展现了这种空中之眼潜力。皇家骑警队目前有48架无人机。“这只是我们众多工具之一”。仅四个月后，另一架皇家骑警队的无人机在新伊科细亚书写了又一个快乐结局。加拿大针对无人机的商业使用，有很明确的规

定。无人机必须在视线范围内且由经过认证者操作。但美国情形不同。2007年后联邦航空总署禁止一切无人机的商业应用。新规定将出炉，但对许多人来说太慢了。金罗宾逊是德州救援支持专家。他注册了一个非营利组织，希望规避航空总署规定。“我们的作业范围包括三十个州和四个国家。目前已成功找到了十个人，两次救援成功”。罗宾逊早在2000年初开始用无人机技术且自制翼面，并成立了一家专事救援的航空测量公司。今天从引导无人机到救援的全过程，已全面自动化了。“一般说，我们用格状搜寻法像剪草一样来回搜寻。无人机升空后，会来回飞行拍照。所以我们掌握了每张照片的GPS坐标。照片能显示地面搜救人员看不到的线索”。在旧金山德州航道，金找到了其他搜救人员寻找不到的失踪人士。“这个人失踪两天，搜救单位找我们去协助。我们找现场照片里的异常状况。无人机拍到沉在水底的死者。如果你放大了看，会看到一件白色T恤。他就在这，在水面下”。2007年后，这种活也在美国航空总署禁令之列。罗宾逊的无人机全部停飞。“有时候相关单位不准我飞，我必须告诉家属这个消息时，觉得很心碎。我不知怎么和他们说。设备我们有，但不能用，因为航空总署禁止了”。

法律落后于这项科技太多。但法律一向是慢半拍。麦特韦特也感受到航空总署禁令的影响。他的无人机新闻课程也必须停飞。“我曾带学生出去飞过。想说既然是教学机构无任何商业利益，应该可采取比照业余爱好者的规定。结果七月收到航空总署的信，不准我们飞了。可以让学生带无人机去公园飞，但变成要给分的作业后，突然有了价值上的交换。这算违反航空总署的规定？”虽然有了许多限制，但是教授的无人机实验还是传出不少成功例子。“我有学生在印度完成了一篇报道。他把无人机带去一家造船厂，厂中用七八世纪技术建造木制船只。他拍的时候正是落日时分，拍的画面平滑顺畅”。这学生后来

去肯尼亚报社工作。“他们用无人机报道肯尼亚濒危动物保护。我好嫉妒，因为他们可以用无人机，我不行”。

还有别人也在挑战美国的商业无人机禁令。由飞行员组成的黑羊团队，以空拍著名地标而著名。身为业务爱好者他们不受商业禁令限制，但队长拉法叶帕克拍摄维州大学医学院校园，把照片卖给医学院，就进入了商业领域。联邦航空总署罚款一万元。但他一状告上法院，撤销罪名。对方已上诉，判决可能修改，甚至被撤销。布兰登舒尔是这个案子的辩护律师，“在停滞七年后，这个案子表明至少有了向前迈进的希望”。

想象一下，如果二十年前，商业网络刚萌芽之际，政府告诉美国企业说，不要发展这种技术，不要用在商业用途上，十年后再告诉你应该怎么用。“官僚体制延误了这种新兴工业在美国的发展。我觉得很丢脸”。但不是每个人乐见无人机在头顶盘旋。待会带记者去看猎杀无人机的行动。“那东西讨厌死了。我有霰弹枪”。无人机越来越便宜，越来越好操作。从来没飞过的人也忍不住要尝试。但操作起来不算易如反掌。操作航空机器人必须先练习，操作的人常会犯错。飞越繁华街道，或是飞进焰火里，影音网站上充满了高危险的无人机行为。无人机坠毁有时很严重，坠毁在所难免，尤其是学习阶段。“我见识过许多坠毁场面，有些还是我自己搞出来的。我觉得最常见原因是操作者无经验，他们操作练习时数不够。不清楚自己在做什么”。如果在人们头上飞无人机，万一出了问题，无人机可能会砸到人。可能会害他们受伤。甚至闹出人命。有危险的不只是地面的人。这架无人机在温哥华机场拍摄客机降落在国际机场画面，造成一阵媒体骚动。如果飞得离机场太近，我觉得有危险。无人机好玩但也危险。影音网站上有些影片中的无人机，飞到三千一百呎，这已经到了有人飞机飞行高度。个人操作无人机也得守规定。在

加拿大和美国，无人机不能出现在居民居住地区，不能离开视线范围，或飞行高度超过90公尺。但有规定不表示人人会遵守。“我们身为航空机器人公司，一定会确实遵守规定，我也协助有关单位修改规定，提升安全性。但消费者去模型店买一架四轴飞行器，在上面装一个摄影机，就可以开始飞了。他们也许根本没听过加拿大运输部和部里的规定”。我有位盆友刚买了一个，“带我孩子去飞，好好玩”，但也进入航空领域。现在许多无人机可用内建的摄影机和GPS操作。操作者在好几个街区外，要执行法规几乎不可能。当局无法全面执法。我们看到无人机在有人住的地方出现，对吧。这也合理。因为现在无人机只要250元就能买到。技术上说，这样做是不可以的，因为下面是公园、或者有人住的地方。

光是无人机，查出操作者就已经很难了，如果是僵尸无人机呢。山米坎卡尔是僵尸无人机专家，他研究软件漏

洞起家，且制作了一个叫“山米”的病毒。“我十几岁在MYSFACE空间写了一个蠕虫程式，使我一天内交了一百万盆友，后来被人发现才关站，移除蠕虫”。被调查局查到，服了三年缓刑后，山米终于可以再开始用电脑了。现在他是安全专家，专门侦测软件瑕疵，最新规划是用一个叫“天劫”的软件偷无人机。“亚马逊宣布用无人机一天后，我就写了天劫”。山米想知道能不能用无人机在空中挟持另一架无人机。它在空中会搜寻别的无人机，“天劫”功能是中断另一架无人机和操作者间的连线，再取而代之。任何在“天劫”无线网络范围内的无人机，都会变成被我控制的僵尸无人机。这只是示范了目前最普及的无人机技术是如何运作、又有多容易被破解。



地面保障电源

- 持久续航 • 安全性强 • 方便携带 • 使用寿命长

地面保障电源系统是用于无人机日常维护使用的地面直流电源系统，为无人机机载电子设备提供地面28V直流供电。产品主要由电源主机、充电适配器和供电线缆组成，在发动机未启动时为无人机提供稳定可靠的直流电源保障，满足航前航后检查、飞参配置、数据下载、日常维护等操作过程用电需求。该系统具有大容量、强放电能力、长循环寿命、宽温度范围工作、高安全系数、便携易转运等优势，同时还具有状态显示液晶屏，操作简单。

伴随能源结构调整及煤炭供给侧结构性改革重要举措,煤炭安全精准开采是煤炭行业未来发展的必然趋势,安全和智能是其重要支撑。本文引入无人直升机对煤矿井下进行巡检,鉴于直升机自身的运动特性,如何保障无人直升机在井下复杂环境完成巡检任务是一项重要的研究课题。

膜计算具有强大的分布式计算和并行处理能力,本文充分利用膜计算的计算高效性和通用性特征,实现了无人直升机在煤矿井下巡检过程中的优化控制,进一步拓展了膜计算在优化控制领域的应用,为煤矿未来智能精准开采提供了理论支持和安全保障。具体从以下方面进行研究:

1)基于细胞型膜计算的无人直升机姿态控制。结合煤矿井下复杂环境建立煤矿巷道空气数学模型,构建无人直升机运动学和动力学姿态模型;构建环境映射参数下的适合无人直升机姿态控制模型的细胞型膜系统;设计具备膜系统特征及运算规则的无人直升机细胞型姿态膜控制器;通过实验验证该控制器的可行性和跟踪有效性。

2)利用脉冲神经膜计算实现无人直升机姿态优化。基于脉冲神经膜系统的旋转和平移不变性特征,构建扩展脉冲神经膜系统;设计优化脉冲神经膜系统及算法,完成对扩展脉冲神经膜系统的优化可行性;从理论上证明优化脉冲神经膜系统对直升机姿态性能优化的有效性,并通过实验进行验证。

3)基于概率膜计算实现无人直升机实时定位与地图

构建(Simultaneous Localization and Mapping, SLAM)。将惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)、激光雷达和深度相机传感器融合,基于稀疏滤波算法实现概率SLAM,进一步构建概率膜系统计算模型,设计膜内算法实现地图构建;通过实验验证概率膜系统提高无人直升机多传感器融合下SLAM精度的有效性。

4)基于融入脉冲功能细胞型膜系统实现无人直升机航迹规划。引入时空编码,将空间信息进行时间表征,实现时间信息对空间信息编码;利用脉冲神经膜系统算法实现全局航迹规划;设计融入脉冲功能的细胞型膜系统和局部航迹规划算法,在全局航迹规划的基础上实现无人直升机实时避障;最后通过实验验证全局航迹规划算法的优越性和局部航迹规划算法的可行性。

(基于膜计算的煤矿井下无人直升机优化控制研究,安徽理工大学矿山机电工程专业,工学博士许家昌,导师黄友锐)

本文主要针对在复杂多变环境中飞行的无人直升机,研究其随机干扰下的抗干扰飞行控制问题。无人直升机的控制器设计过程中考虑随机干扰,将会很大程度上增强无人直升机系统的实用性,提高无人直升机的控制性能。本文将无人直升机受到的干扰分类处理,利用基于干扰观测器控制方法和随机控制理论,针对多种类型干扰设计了相应的抗干扰飞行控制器。本文主要研究内容如下:

1.在时变干扰、随机干扰和状态不可测的情况下,研究了线性无人直升机系统的模型参考跟踪弹性控制。设

计干扰观测器和状态观测器,估计未知时变干扰和不可测系统状态。结合模型参考控制技术、 H_∞ 控制方法、干扰观测器以及输出反馈弹性控制方法,构建了一种鲁棒弹性控制策略,保证了无人直升机跟踪闭环系统是鲁棒随机稳定的且满足 H_∞ 控制性能。仿真结果表明所设计的鲁棒弹性控制方法是有效的。

2.在时变干扰、输入随机扰动和挥舞运动状态不可测的情况下,提出了无人直升机系统的飞行跟踪控制方案。针对单个子系统中存在的干扰,分别设计干扰观测器,并设计状态观测器估计无人直升机主旋翼挥舞动态。考虑控制输入存在随机扰动,利用干扰观测器和状态观测器的估计值设计了跟踪飞行控制器,通过线性矩阵不等式求取了控制器增益,确保误差闭环系统是随机稳定的。算例仿真结果表明所提方案是有效的。

3.在多种随机干扰下,研究了无人直升机高度和姿态非线性系统的抗扰控制方法。考虑的随机干扰包括由白噪声诱导的随机噪声和由Markov跳变系统描述的随机切换干扰。基于干扰观测器和反演控制方法提出了一种非线性随机抗扰飞行控制方法,利用随机Markov跳变控制系统理论,确保无人直升机高度和姿态能够实现期望目标。算例仿真结果表明设计的控制方案是可行的。

4.在多种随机干扰下,研究了无人直升机非线性系统的抗扰控制。针对具有欠驱动、强耦合特性的高阶非线性系统,结合反馈线性化方法和反演控制方法,在系统存在不匹配干扰的情况下,提出了一种非线性随机抗扰飞行控制方法,以确保无人直升机跟踪到期望的位置和偏航角。将所提出的控制方案进行仿真验证,结果表明所提方法是有效的。

5.在时变干扰和随机干扰下,研究了非线性无人直升机系统的抗干扰飞/推控制。考虑发动机与无人直升机的耦合作用,设计了发动机系统转速控制器,保证发动机转速跟踪到期望转速。基于发动机的控制结果提出了一种无人直升机抗扰飞/推控制策略,保证了闭环跟踪误差系统是4阶矩渐近有界的。算例仿真验证了所设计控制方法是有效的。

(随机干扰下无人直升机抗扰飞行控制,南京航空航天大学控制理论与控制工程专业,工学博士李艳恺,导师陈谋)

现代军事行动中,无人直升机得到日益广泛的应用,发挥日益重要的作用。随着无人直升机执行任务的复杂化和在任务中角色的多样化,移动平台自主降落这一能力要求变得十分必要和迫切。本文以移动平台自主降落为目标,研究了小型无人直升机的飞行控制方法。包括低成本的姿态估计方法、制导方法和姿态控制方法这三大部分。对直升机动力学进行研究和分析,确定了包含旋翼挥舞运动的非线性直升机动力学模型,明确了主旋翼和尾旋翼产生的控制力与力矩和控制输入之间的关系。针对小型无人直升机载重量有限、机内空间较少、成本限制严苛的特点,在梯度下降姿态估计方法基础上添加虚拟参考矢量、过载补偿和双天线定向信息融合机制,构建了适用于高动态环境的复合梯度下降(Compound Gradient Descent, CGD)姿态估计方法。针对CGD姿态估计方法进行数学仿真,将其表现与现有方法进行比较。为了满足无人机任务过程中位移和姿态运动速度和加速度的限制,以自抗扰控制方法中的跟踪微分器为基础,推导了可以分别设置跟踪信号运动两个方向上速度和加速度限值

的非对称跟踪微分器(Asymmetric Tracking-differentiator, ATD)。在新提出的非对称跟踪微分器基础上加入了基于fal函数的非线性扰动观测器fal ESO, 构建了过渡过程可以设计的无人直升机姿态和角速度控制器。为了更加合理的设置控制参数, 提出了基于遗忘因子最小二成法的控制增益系数估计方法。提出了应用CAD设计数据和直升机动力学的机体惯性参数估计方法, 并在此基础上建立了增益定序式控制参数调节机制。基于非对称跟踪微分器建立了高度方向和水平方向的无人直升机制导算法。构建第一层为参考轨迹生成器, 第二层为集体螺距指令生成器或姿态角指令生成器的两层式的制导系统结构, 详细描述了针对直线、圆形和动态目标的制导方法。在数学仿真中, 按从内至外的顺序, 对本文提出的直升机姿态控制方法和高度、水平两个层面的制导方法进行验证; 对包含接近、跟踪和降落三个阶段的移动平台自主降落过程进行模拟, 对不同的风浪波高和周期条件下得到的仿真曲线进行分析, 划分特定设置参数下的安全降落条件范围, 给出扩增安全降落条件范围的方法和代价。

(小型无人直升机移动平台自主降落控制方法, 哈尔滨工业大学航空宇航科学与技术专业, 理学博士何漠, 导师崔乃刚)

微型直升机是高度不稳定、灵活、非线性欠驱动系统, 具有显著的轴间动态耦合。它们比固定翼无人机更不稳定, 且需要持续的控制。然而, 直升机是高度灵活的飞机, 其具有悬停、精确机动和相对于自身重量运载重物的能力。固定翼飞机应用于有利的非敌对条件, 但在不利条件下, 敏捷的微型直升机成为一种必然。直升机比固定翼无

人机性能更好的条件包括军事调查、恶劣天气、消防、搜索和救援、进入偏远地区和船舶操作。在这种情况下, 直升机受到未知的外部干扰, 如风和地面效应。这些外部干扰对直升机的稳定性有着显著的反作用, 在极端情况下会造成灾难性的后果。因此, 设计和开发一种能有效抑制未知外部干扰影响的小型无人直升机控制器具有重要的理论意义和实际应用价值。

本文的主要工作是建立小型无人直升机的简化非线性模型。然后研究了基于非线性系统线性化模型的鲁棒非线性控制技术的发展。首先, 根据国际期刊上发表的研究成果, 建立了小型无人直升机的简化11阶非线性模型。然后在悬停状态下对模型进行线性化, 将模型分为两个子系统(纵向横向和偏航垂直)。在悬停状态下, 这两个子系统是弱耦合的, 适用于单独的控制设计, 使得控制器的设计过程非常简单。但在向前飞行和攻击性机动中, 直升机的状态离盘旋状态还很远, 这会降低其控制性能。模型失配和外部干扰近似采用干扰观测器。将干扰观测器与滑模控制相结合, 使微型无人直升机具有良好的跟踪性能。

本文的核心贡献和主要创新点如下。1. 基于干扰观测器的小型无人直升机悬停滑模控制。2. 基于固定时间扰动观测器的小型无人直升机悬停定时滑模控制。3. 基于扩展状态扰动观测器的滑模控制在复杂风况下用于小型无人直升机航迹跟踪。

(Robust Control of a Small-Scale Unmanned Helicopter, 华南理工大学控制理论与控制工程专业, 工学博士Ihsan Ullah, 导师裴海龙)



应用无人机解决“最后一公里”的配送问题, 构建智慧创新的下一代末端配送体系, 对满足日益增长的配送需求, 缓解地面交通的压力, 摆脱老龄化带来的劳动力短缺束缚, 推动快递服务业数字化转型, 带动全产业链协同发展具有重要作用。在这种情境下, 基于地面车辆的配送网络与基于无人机的空中配送网络的动态整合需求尤为迫切, 也对快递服务商的运营管理构成新的挑战。一方面, 新增的无人机空中配送作业与已有的卡车地面配送作业尚未进行充分整合, 二者同步配送的角色定位存在冲突, 难以发挥配送系统的潜在效率。另一方面, 空中与地面双重不确定因素对卡车与无人机的联合作业形成干扰, 增大配送系统的协同风险。在不确定条件下如何安排卡车与无人机的联合作业, 兼顾配送效率与协同风险, 成为物流服务商难以回避的问题, 这也为物流网络设计理论与方法的研究提出了新主题。本研究通过卡车与无人机两级配送网络的优化, 弥补物流网络设计理论在完全动态服务网络设计研究中的不足, 为实现既对节点服务又对弧服务的复杂两级物流网络的整合提供支持, 进一步满足复杂系统在不确定条件下的自主决策需求, 推动数据驱动的鲁棒优化理论的应用与发展。首先通过理论分析, 梳理研究现状, 从卡车与无人机配送网络动态整合的实际需要出发, 根据完全动态的物流网络配置, 本文提出了卡车与无人机两级配送网络动态整合的三大核心问题: 单卡车-单无人机路径问题鲁棒优化、单卡车-多无人机路径问题鲁棒优化和多卡车-多无人机路径问题鲁棒优化。接着针对不同的问题类型, 给出不确定条件下鲁棒解的定义与标准, 选择不确定参数的处理方法, 构建鲁棒优化模型。然后根据具体问题的结构特征, 设计高效的求解算法。最后使用算例仿真的方法, 验证鲁棒模型及求解算法的适用性和有效性。本研究的主要工作有三方面:

(1)从运输规划角度研究不确定的交通条件下单卡车-单无人机路径问题的鲁棒优化, 提出卡车与无人机联合路径的同步规划方法。从运输规划角度, 解析了单卡车与单无人机路径规划三个层次: 路径决策、任务分配决策、无人机起降位置选择的中继地选址决策, 且中继地选址决策从属于路径决策。进而考虑不确定交通条件, 采用简单椭圆不确定性集合处理卡车行驶时间的扰动, 构建鲁棒的带无人机旅行商问题的二阶锥规划模型。最后, 基于卡车与无人机路径问题的结构特征, 设计有效前沿启发式算法, 并通过数值算例检验了鲁棒模型和算法性能。

(2)从车辆调度角度研究不确定导航环境下单卡车-多无人机路径问题的鲁棒优化, 提出单卡车与多无人机联合作业的概念, 通过鲁棒性分析确定一台卡车所应部署无人机的最佳数量。从车辆调度角度, 定义单卡车与多无人机的联合作业, 剖析在每一次联合作业中, 卡车与无人机之间的任务分配以及派出的无人机数量对配送效率和协同风险的影响。进而考虑不确定导航环境, 当两架或以上无人机在一台卡车上起降时, 不确定导航环境会增加潜在的作业冲突, 导致协同失败。为量化这一影响, 将其描述为无人机在被卡车回收前的一段不确定的等待时间。然后在无人机最大续航时间约束下, 将卡车与无人机的调度决策包括客户任务分配、无人机派遣、中继地选址整合到一个二阶锥规划模型, 以最小化作业总时间的同时降低协同风险。为求解这一复杂问题, 设计出三阶段自适应大邻域搜索启发式算法。最后基于长春市主城区的快递包裹配送网络开发算例, 检验鲁棒模型和算法性能, 进行鲁棒性分析, 从而确定一台卡车所应部署无人机的最佳数量。

(3)从物流网络设计角度系统地研究不确定条件下多卡车-多无人机路径问题的鲁棒优化, 提出适用于一般情

形的鲁棒模型,开发高效的混合启发式算法,以求解实际应用中的大规模问题。从物流网络设计角度,分析不确定条件下中继地的选择对卡车和无人机构成的两级配送网络有三种不同程度的影响:正常停止、操作性停止和紧急停止。为满足复杂系统在不确定条件下的自主决策需求,将操作性停止和紧急停止统称为卡车与无人机的协同失败。进而考虑不确定的交通条件、不确定的导航环境,分别构建一台卡车与一架无人机配对、一台卡车与多架无人机配对的带无人机车辆路径问题的鲁棒模型,并推广到一般情形,构建不确定条件下带无人机车辆路径问题的鲁棒模型。为提升求解效率,开发基于禁忌搜索与分支切割的混合启发式算法。最后参考长春市主城区快递包裹配送网络,生成不同规模的算例,检验鲁棒模型和算法性能,模拟分析不同车队规模、风险惩罚系数组合下配送效率与协同风险的变化。

本研究得出的主要结论如下:(1)对单卡车-单无人机路径问题的鲁棒优化表明,采用选址决策从属于路径决策的联合路径同步规划方法能够动态插入卡车停靠点,从而适当调整卡车行驶路线、合理确定无人机的起降位置,为不确定的交通条件下动态整合卡车与无人机配送网络、满足“最后一公里”配送需求提供了一条可行的途径。

(2)对单卡车-多无人机路径问题的鲁棒优化表明,采用鲁棒优化方法能够调整卡车与无人机的联合作业以及派出的无人机数量,降低协同风险的同时减少配送作业总时间,从而在不确定导航环境下,为确定一台卡车所应部署无人机的最佳数量提供决策依据。

(3)对多卡车-多无人机路径问题的鲁棒优化表明,本文提出的带无人机车辆路径问题的鲁棒模型以及混合启

发式算法能够稳定、高效地获得鲁棒(近似)最优解,从而满足求解大规模实际问题的需要,进而为不确定条件下卡车与无人机两级配送网络的动态整合提供了适用的数学模型和高效的求解算法。

本研究的创新点主要体现在:(1)针对卡车与无人机配送网络动态整合这一新问题,首次在“最后一公里”配送场景中提出选址决策从属于路径决策的同步规划方法,将无人机起降位置选择整合到卡车与无人机的联合路径规划中,弥补了完全动态服务网络设计理论研究的不足。

(2)对于一台卡车与一架无人机构成的两级配送网络,考虑不确定交通条件,首次将鲁棒的带无人机旅行商问题构建为二阶锥规划模型,并设计有效前沿启发式算法进行求解,为卡车与无人机之间的任务分配提供鲁棒优化的新方法。

(3)对于一台卡车与多架无人机构成的两级配送网络,考虑不确定导航环境,首次将鲁棒的带多架无人机的旅行商问题构建为二阶锥规划模型,并开发三阶段自适应大邻域搜索算法进行求解,为确定卡车所应配备无人机的最佳数量提供新工具。

(4)对于多台卡车与多架无人机构成的两级配送网络,考虑交通条件与导航环境的不确定性,首次将鲁棒的带无人机车辆路径问题构建为二阶锥规划模型,并开发混合启发式算法进行求解。本文揭示不同运输车队配置、不同风险惩罚系数下卡车与无人机系统的配送效率变化,以及采用鲁棒(近似)最优解的鲁棒代价与鲁棒收益,为全面实现卡车与无人机两级配送网络的动态整合提供通用的数学模型和更高效的求解算法,同时也丰富了数据驱动的鲁棒优化理论与方法的工具箱。

(卡车与无人机两级配送网络鲁棒优化模型及算法研究,吉林大学管理科学与工程专业,理学博士赵磊,导师毕新华)



植保作业是农业生产的关键环节,植保无人机作为植保机械之一,与人工植保和地面植保机械相比,其在作业地块灵活适应和喷雾高效等方面有明显优势。植保无人机作业环境中通常分布着对飞行安全构成极大威胁的各类障碍物,目前植保无人机通常采用单一类型的环境感知传感器,通过悬停警报或紧急迫降的单一预设指令来实现避障功能。有些植保无人机通过预设避障路径实现障碍物的避障绕行,但避障绕行过程中会与障碍物之间预留2~5 m安全距离。并且现有植保无人机喷雾均聚焦在无障碍物场景的喷雾,在植保无人机避障绕行的工况下,未对障碍物周围进行针对性喷雾,障碍物周围雾滴沉积量较少,需要人工二次补喷以避免影响障碍物周围的作物生长。为提高植保无人机在障碍物环境下的自主作业能力和植保作业效果,满足植保无人机自主喷施、实时避障、精准作业的要求,本文从植保无人机避障和避障绕行时增加障碍物周围雾滴覆盖这两方面,开展了相关研究。针对植保无人机避障,主要涉及田间障碍物信息识别、避障算法改进、避障系统及飞行平台设计与搭建的研究;针对避障绕行时增加障碍物周围雾滴覆盖,主要进行了植保无人机侧喷技术研究。具体研究内容和主要结果如下。

(1)为提高植保无人机田间障碍物识别精度,使用毫米波雷达和单目相机作为植保无人机的环境感知传感器,搭建空间融合和多线程时间同步两模型以实现两者时空数据融合。以田间较为常见的树木和电线杆作为障碍物,

使用该数据融合模型进行障碍物数据采集,通过加权平均灰度处理、Canny边缘检测、数学形态学处理对障碍物数据进行轮廓增强和提取。该数据融合模型的最大测距误差为8.2%,障碍物宽度最大测量误差为17.3%,高度最大测量误差为18.2%,根据障碍物图像所提取的轮廓边缘清晰且光滑,可为植保无人机避障决策提供障碍物依据。

(2)从植保无人机避障效率和路径平顺性要求出发,通过动态启发函数、搜索点选取策略优化、拐点数量优化提出了改进型A*飞行避障算法。相比较传统A*避障算法,本研究针对植保无人机作业环境和避障要求所提的改进型A*飞行避障算法在路径搜索上更具有目的性,可以在极少增加甚至不增加路径长度的基础上,至少减少68.4%的规划时间、74.9%的栅格搜索数和20.7%的拐点数量。

(3)在毫米波雷达和单目相机数据融合模型和改进型A*飞行避障算法的基础上,为实现植保无人机实际避障,进行了避障系统和飞行平台研究和搭建。结合所用植保无人机结构形式和参数进行坐标系转换和姿态描述并建立整机控制模型,通过对控制模型进行简化给出内外环控制策略,设计了基于NVIDIA Jetson TX2机载计算机(主控制器)和Pixhawk4飞行控制器(副控制器)的双层控制系统,设计和搭建了双层控制系统为核心的植保无人机避障系统和飞行平台,进行了实际的避障飞行试验。结果表明本文所搭建的植保无人机避障飞行平台能够将毫米波雷达和单目相机数据融合的障碍物识别、改进型A*飞行避障算法的路径规划、避障路径跟随的飞行控制整合为一个系统,在避障飞行过程中,实际飞行轨迹与路径规划轨迹的最小偏差为0.1 m、最大偏差为1.4 m,与障碍物之间最小距离为1.6 m、最大距离为2.8 m。

(4)为提高植保无人机避障过程中障碍物周围雾滴覆盖,进行了用于增加障碍物周围雾滴覆盖的侧喷技术研究,提出了侧喷装置设计方法。该方法探索了植保无人机避障绕行路径和避障喷雾模式与障碍物周围雾滴覆盖的关系;提出了植保无人机飞行路径和参数准确测量方法,获得了植保无人机在避障时的飞行路径即相对障碍物位置;结合相对位置进行侧喷装置喷雾扩散角设计和喷嘴选型;基于格子玻尔兹曼方法进行旋翼风场仿真,根据旋翼风场分布进行侧喷装置在植保无人机上的空间布局设计;探索了适合侧喷装置的喷雾模式,进行了使用侧喷装置和未使用侧喷装置在不同作业环境和飞行参数组合下的障碍物周围雾滴覆盖情况对比试验,分析了飞行参数组合与侧喷装置的有效喷幅宽度和覆盖均匀性之间的关系,得到了回归模型及其线性关系。与未使用侧喷装置相比,相同飞行参数组合下,侧喷装置能有效提高避障绕行时障碍物周围的雾滴覆盖,有效喷幅宽度最低提高6.35%,最高提高35.32%,平均提高15.25%,验证了本文对该装置设计的有效性和合理性;建立的植保无人机侧喷装置雾滴覆盖均匀性和有效喷幅宽度与飞行高度、速度以及两者交互作用之间的回归模型和线性关系与试验值的误差不大于15%,该模型可指导侧喷装置在避障时的喷雾作业。

综上所述,本文研究提高了障碍物环境下植保无人机的环境感知能力和避障能力,为植保无人机的安全自主飞行提供了一种新的解决方案;改善了植保无人机避障绕行时障碍物周围雾滴覆盖不足的问题,提高了植保作业效果。本文研究可为类似研究和同类型装置的研发奠定基础,为完善和推动植保无人机的应用提供新思路。

(植保无人机避障及侧喷技术研究,江苏大学机械工程专业,工学博士黄鑫,导师邱白晶)



“白金十分钟,黄金一小时”是伤员搜救的重要准则,但复杂多变的灾后或战场环境制约伤员搜救任务的快速展开,影响伤员后续的救治和康复。搜救无人机可以从空中快速抵近现场,通过视觉传感器获取现场图像,并结合目标检测算法实现快速的伤员目标搜索,提高伤员搜救任务的效率。然而无人机视觉传感器易受外界环境干扰,其图像会出现不同类型缺陷,伤员目标检测算法运行性能急剧下降。因此,本文开展基于深度学习的图像增强研究,提出三种图像增强模型,并将之应用于无人机视角的伤员搜救任务。通过增强缺陷图像中的伤员信息表达,提高伤员目标检测算法在缺陷图像上的性能表现,实现基于鲁棒视觉的伤员搜救。

本文取得如下创新性成果:

1.针对搜救现场的伤员缺损图像,设计了一种通用渐进式图像修复框架,该框架可以将复杂图像修复任务拆解成若干易于实现的子任务单元。首先设计具有基本图像修复功能的单元网络,随后通过渐进式结构串联各单元网络构建完整图像修复网络。该框架采用三项模型构建策略以保证深层网络、维持模型稳定并提高修复质量:待修复图像的多级输入以降低梯度弥散风险,各单元网络的参数共享以降低模型权重,以及不同损失函数组合以从多维度约束修复后图像的质量。在该框架内构建了一个轻量化渐进式图像修复网络模型(Lightweight Progressive Inpainting Network, LPIN),它能够保持简洁架构的同时实现先进的图像修复功能。在公开无人机遥感图像上的验证结果表明,与LPIN结合的场景分类算法在不同类型缺损图像上的总精度最高可达无缺损图像上的99%;在自建伤员目标检测验证图像(Casualty

Object Detection Validation Image, CODVI)上的结果表明,与LPIN结合的目标检测算法在不同类型缺损图像上的平均精度最高可达到无缺损图像的97%。

2.针对LPIN对不规则孔洞缺损图像的语义修复能力不足的问题,设计了基于注意力的语义修复单元网络(Attention-based Semantic Inpainting Unit, ASIU),并在本文的图像修复框架内以ASIU为基础构建了渐进式图像修复生成对抗网络模型(Progressive Inpainting Generative Adversarial Network, PIGAN)。在ASIU中,设计了通道注意力上采样层(Channel Attention Upsample, CAU)使模型加强对合理特征的关注,同时使用部分卷积结构抑制缺陷区域特征的表达。此外,生成对抗结构可以保证PIGAN输出更真实的图像修复结果。相比于LPIN和其他几种主流图像修复模型,PIGAN具有更好的图像修复能力。在自建CODVI图像数据集上的结果表明,与PIGAN结合的目标检测算法在不规则孔洞缺损图像上的平均精度最高可达到无缺损图像上的94.5%,高于LPIN的89.1%。

3.针对搜救现场的暗光伤员图像,设计了一种不依赖匹配暗光/亮光图像的无监督亮度转换生成对抗网络模型(Lightness Transfer Generative Adversarial Network, LTGAN),能够有效提升暗光图像亮度。在LTGAN中,使用了额外的HSL格式图像作为输入以降低模型对RGB格式图像的依赖,防止增强后的图像出现色彩失真;同时基于Retinex理论和HLS格式图像设计了光照感知模块(Light Perceptive Module, LPM),使模型能够更专注于处理图像的亮度信息。LTGAN在公开暗光图像上实现了良好的亮度提升效果,在真实暗光伤员图像上提升了15.9%的伤员目标检测算法平均精度。

4.针对真实环境下的无人机视角伤员搜救实用化需求,构建了伤员搜救数据集(Casualty Search and Rescue Dataset, CSARD),并在此数据集上进行了结合本文图像增强模型的三种通用目标检测算法Faster R-CNN、YOLO v3和YOLO v4(简称“结合算法”)性能测试实验。结果表明,结合算法在缺陷图像上最高提升了50%的检测平均精度。在缺陷视频上的实验结果表明,结合算法最高降低了31%的伤员漏检率。在不同飞行高度和速度视频上的鲁棒性实验结果表明,本文图像增强模型同样有效。

综上,无人机搜救现场的图像缺陷会导致伤员目标检测性能急剧下降,本文围绕这一问题提出三种图像增强模型。首先,针对伤员缺损图像提出了一种通用图像修复框架,并在此框架下构建了两种图像修复模型LPIN和PIGAN;其次,针对暗光伤员图像提出一种暗光图像亮度提升模型LTGAN;最后,构建了无人机视角的伤员搜救数据集CSARD,并基于此对各图像增强模型进行了评估实验。实验结果表明本文的三种图像增强模型能够显著提高不同目标检测算法在缺陷图像和视频上的目标检测性能,降低伤员漏检率,从而提高了基于视觉的伤员搜救任务鲁棒性。

(面向无人机伤员搜救的视觉图像增强方法研究,军事科学院生物医学工程专业,工学博士安慰宁,导师孙景工)

(摘自中国知网)

Data Index

- [1]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.....1-14[2023-01]
- [2]董锐,杨阔.智能无人机系统发展及安全风险分析.数据通信.....2022(02):32-36
- [3]刘艳秋,段聪.基于卡车与无人机联合配送的车辆路径优化.邵阳学院学报(自然科学版).....2022,19(02):14-21
- [4]路璐.基于微型无人机航测大比例尺地形图的测绘.黑龙江科学.....2022,13(08):130-131
- [5]汪翔,肖波,贺文斌.探讨运用无人机航拍技术打造数字化实景观摩工地的可行性.四川建筑.....2022,42(02):89-90+93
- [6]张安信.无人机技术在工程检测行业上的运用现状和展望.四川建筑.....2022,42(02):76-78+82
- [7]张洪海,严勇杰,邹依原,刘焱.无人机安全风险评估指标及方法.指挥信息系统与技术.....2022,13(02):56-62+900
- [8]孙利佳,漆强.新工科背景下跨学科四旋翼无人机实践平台的设计.实验科学与技术.....2022,20(02):122-126
- [9]王俊杰.基于无人机航拍技术在火灾现场勘查中的应用探讨.今日消防.....2022,7(04):35-37
- [10]刘化桐.无人机喷雾技术防治刚竹毒蛾幼虫效果评价.世界竹藤通讯.....2022,20(02):50-55
- [11]李欣璐,殷敏琪.植保无人机在精准农业中雾滴飘移影响因素分析.现代农业装备.....2022,43(02):37-42
- [12]张婷,鱼小军,帅欢,刘闯,朱豪坤.无人机航迹规划算法.海军航空大学学报.....2022,37(02):172-178+208
- [13]郑佰万.多旋翼无人机的应急救援效能提升研究.经纬天地.....2022(02):79-81
- [14]董尚委,田志敏,田策,曹兴伟,王思达,涂鹏.重要军事建筑对无人机的防护问题研究.防护工程.....2022,44(02):72-78
- [15]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.....1-7[2023-01]
- [16]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.....1-10[2023-01]
- [17]陕西榆林无管处开展无人机反制设备安装情况调研.中国无线电.....2022(04):80
- [18]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.....1-14[2023-01]
- [19]金韬,王祎,杨洲.基于高精度输电通道地图的无人机线路巡检航线规划方法研究.自动化与仪表.....2022,37(04):1-5+9
- [20]王演,王鑫,曹龙辉,康健宾.基于MSP432与OptiTrack的无人机室内导航系统设计.自动化与仪表.....2022,37(04):6-9
- [21]丁大翔,温胜昔,刘剑豪.核电站区域无人机防御系统研究.舰船电子对抗.....2022,45(02):32-38
- [22]何鹏程.无人机影像在高速公路检测中的应用研究.智能城市.....2022,8(04):26-28
- [23]邵校嘉,屈勇,陈铸成,李彬,刘岚.基于无人机云端控制的智慧输电业务巡检方法.电网与清洁能源.....2022,38(04):54-60
- [24]翁立壮,潘培伟,田宏鑫,钟学斌.基于自研飞控的无人机识别车牌系统.工业控制计算机.....2022,35(04):71-73

- [25]王耀北,汤亚波,杨俭.基于侧向干扰的雷达对抗无人机弧形向心航线研究.舰船电子对抗.....2022,45(02):10-14
- [26]刘光辉.低空无人机探测技术的发展前景与趋势.现代雷达.....2022,44(04):99-100
- [27]赖勇耀,刘晖.浅谈无人机班组在输电线路运检中工作地点的选择.江西电力.....2022,46(04):18-20
- [28]李垚,郑鹏.基于重载四旋翼无人机结构设计.起重运输机械.....2022(08):26-29
- [29]张永欣,王一程.5G+无人机风电智能巡检系统设计.大众用电.....2022,37(04):41-43
- [30]王春晖,李晓钢,陈皓晖,闫凯.无人机贮存环境监测系统可靠性分析.环境技术.....2022,40(02):34-40
- [31]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.....1-9[2023-01]
- [32]陈宇恒,陈进朝,陈雪聪.基于改进贪心算法的无人机集群协同任务分配.航空科学技术.....2022,33(04):13-18
- [33]余诣,张璟,黎相伟,李继业,高坚.基于复合式横梁的载重植保无人机设计.科技与创新.....2022(08):67-69
- [34]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.....2022,63(06):1342-1344
- [35]刘聪,李佳骏,党子欣,王永忠.基于最优停机点选址的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).....1-14[2023-01]
- [36]马新惠,刘豪,张世海,杨芳林,张英.无人机在输电线路巡检中的应用.机电信息.....2022(08):12-14
- [37]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.....1-13[2023-01]
- [38]涂柯,侯宏录,苏炜.改进人工势场法的无人机避障路径规划.西安工业大学学报.....2022,42(02):170-177
- [39]赵华.利用北斗RDSS实现对无人机的远程测控技术研究.中国信息化.....2022(04):71-72
- [40]单祖辉.基于坐标变换技术的无人机避障策略分析.数字通信世界.....2022(04):57-59
- [41]李海龙,刘金慧,张治国,王照华,刘晓龙.基于无人机的输电线路工程图像采集研究.电子设计工程.....2022,30(08):123-127
- [42]王凯.智能化背景下美军无人机作战发展研究.舰船电子工程.....2022,42(04):14+48
- [43]王晶晶,顾德.无人机室内自主定位方法研究.计算机与数字工程.....2022,50(04):801-806
- [44]郝斌,才源,朱春茂.一种基于RTK无人机摄影测量导线弧垂的方法研究.东北电力技术.....2022,43(04):28-31
- [45]石越峰,危凤海,付卫霖,蔡德钧,姚建平,魏少伟.面向防洪管理的铁路无人机巡检体系研究与应用.铁道建筑.....2022,62(04):120-125
- [46]杜书荣,董晓明,王威,吴豪豪,吴其深,白岩森.农用无人机监督检验平台建设内容相关建议.农业工程.....2022,12(04):23-27
- [47]郁蔡憬,赵茗晶.无人机在公安领域的应用和发展.中国新通信.....2022,24(08):61-63
- [48]杜蒙蒙,李若男,姬江涛,王鹏飞,何平.农田地形测绘无人机增稳系统设计与实现.农业工程.....2022,12(04):97-101
- [49]付天一,丁根宏,田王达,杨雅朝.基于解析几何的无人机编队定位与调整策略.西安理工大学学报.....1-12[2023-03]
- [50]徐雪松,涂平.一种可倾斜六旋翼无人机容错控制方法.控制理论与应用.....1-9[2023-03]
- [51]唐嘉宁,杨昕,周思达,李罗宇,安城安.未知环境下改进DDQN的无人机探索航迹规划研究.电光与控制.....1-7[2023-03]

- [52]李博,陈梦媛,杨洪娟,赵楠,王钢.面向中继通信的空地协同无人机编队控制算法设计与仿真.电子与信息学报.....1-8[2023-03]
- [53]陈丽,陈洋,杨艳华.面向三维结构视觉检测的无人机覆盖路径规划.电子测量与仪器学报.....1-9[2023-03]
- [54]鲜斌,王印鑫,王岭.无人机集群分布式跟踪抗扰控制设计与实验验证.吉林大学学报(工学版).....1-12[2023-03]
- [55]戴佳佳,龚小溪,汪俊.面向飞机外表面检测任务的无人机覆盖路径规划方法.机械工程学报.....1-11[2023-03]
- [56]何维真,宁远钊,李仕轩,彭沛,程玉振.基于虚拟中心的四旋翼无人机一致性编队控制研究.火炮发射与控制学报...1-7[2023-03]
- [57]王正强,胡扬,樊自甫,万晓榆,徐勇军.无人机辅助的非正交多址反向散射通信系统max-min速率优化算法.电子与信息学报.....1-8[2023-03]
- [58]江雪,赵亮.无人机辅助边缘计算网络中轨迹和带宽资源分配策略研究.物联网学报.....1[2023-03]
- [59]贾勤康,唐宇波,杨树晨.面向无人机集群不同自主性等级的通信需求研究.战术导弹技术.....1-11[2023-03]
- [60]陈谋,马浩翔,雍可南,吴颖.无人机安全飞行控制综述.机器人.....1-22[2023-03]
- [61]张焕然,申凌峰,任资卓,郑杰,王宁,屈凌波.无人机辅助智能边缘网络技术综述.电讯技术.....1-10[2023-03]
- [62]杨尹,邵伟平.三翼式无人机姿态控制系统仿真与分析.机械设计与制造.....1-8[2023-03]
- [63]王永成,蔡晨晓.免疫算法在多无人机任务最优规划中的应用.机械设计与制造.....1-5[2023-03]
- [64]王丽平,雷蕾,宋宪华.无人机OFDM-SWIPT轨迹通信联合优化设计.机械设计与制造.....1-9[2023-03]
- [65]于全友,徐止政,段纳,徐觅蜜,程义.基于改进ACO的带续航约束无人机全覆盖作业路径规划.航空学报.....1-14[2023-03]
- [66]许勇,颜鸿涛,贾涛,马跃,邓泽华,刘多能.固定翼集群无人机空中模拟对接技术.航空学报.....1-17[2023-03]
- [67]刘双,胡祥云,郭宁,蔡红柱,张恒磊,李永涛.无人机航磁测量技术综述.武汉大学学报(信息科学版).....1-26[2023-03]
- [68]徐超.多旋翼无人机在山区应急救援中的应用分析.南方农机.....2023,54(03):4-6+14
- [69]张东东,万武艺,刘欣,黄宵宁,高拓宇,张志劲.基于无人机的绝缘子带电零值检测技术.电力工程技术.....2023,42(01):234-242
- [70]熊航,张海朝,秦轲,王思琪,李波.基于干扰观测器的无人机固定时间位姿一体化控制方法.制造业自动化...2023,45(01):149-155
- [71]范东汉,史昕怡,毛元赓,陈逸飞,高坚.基于无人机的雪山垃圾回收系统的设计与验证.科技与创新.....2023(02):57-58+64
- [72]徐鹏凯.一种无人机和无人车结合的高层建筑消防装备的设计.科技与创新.....2023(02):65-67+71
- [73]缪炜星,冯欢欢,简铭,张海涛.支持无人机设计的全生命周期成本建模技术研究.航空科学技术.....2023,34(01):69-75
- [74]刘波,魏潇龙,屈虹,甘旭升,刘飞.有人-无人机协同空战机动决策研究.航空工程进展.....1-10[2023-03]
- [75]申富媛,李炜,蒋栋年.四旋翼无人机寿命预测与自主维护方法.吉林大学学报(工学版).....1-12[2023-03]
- [76]王博,张贺,高正红.大展弦比太阳能无人机横航向姿态控制研究.西北工业大学学报.....2022,40(06):1223-1232
- [77]范力元,张浩哲,徐钊等.基于安全飞行走廊的无人密集障碍规避算法.西北工业大学学报.....2022,40(06):1288-1296

(引自中国知网)

Contributions Wanted 征稿启事

《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