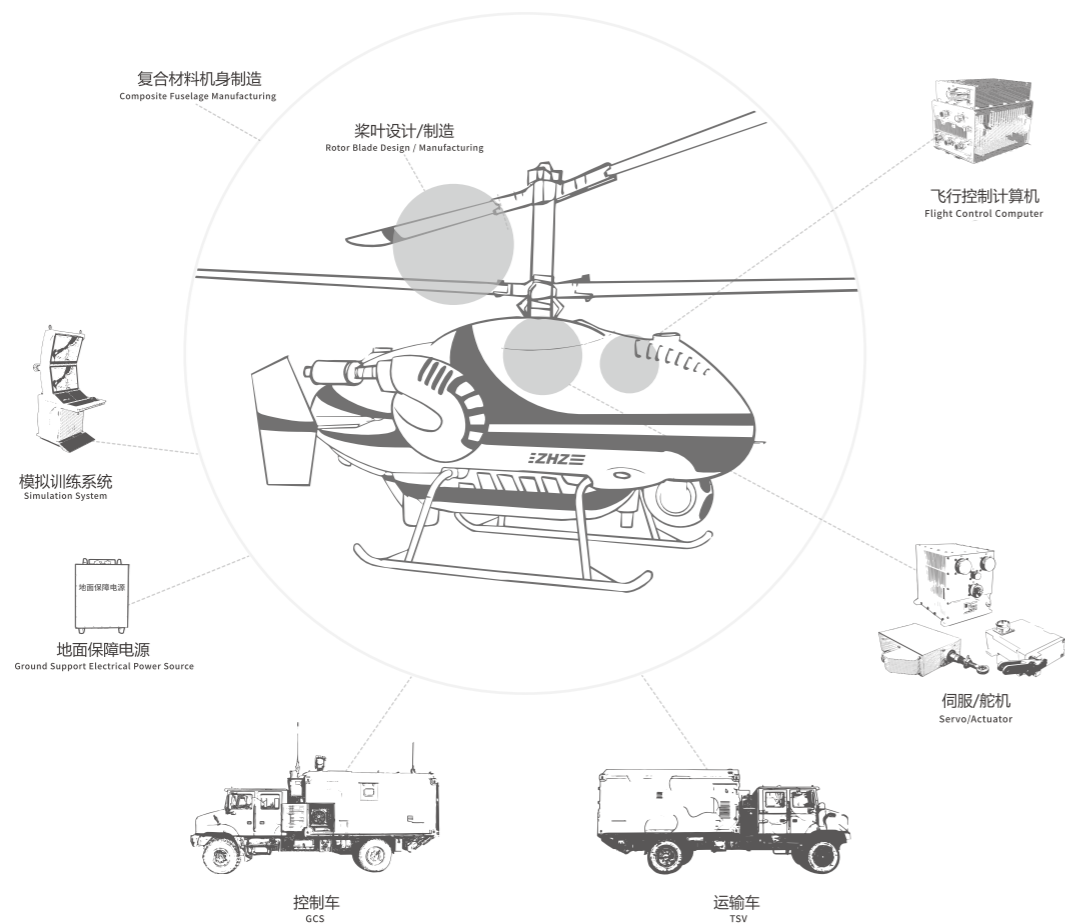


无人系统整体解决方案供应商  
unmanned system total solution supplier



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



中航智管官方微信二维码

# 联合飞机 UNITED AIRCRAFT

联飞动态瞭望的窗口，传报无人机人心灵的青鸟  
WWW.UATAIR.COM 2022年12月 总第四期



| 创新前沿 |

## 低雷诺数仿生分离流翼型气动特性初探

### 跨声速对旋压气机级流动参数分析模型

### 机载锂离子电池SOH估计研究

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。

### 高原性能优异 拓展性强

采用先进气动外形、航空增压活塞发动机,可高海拔起降,载重能力大、飞行速度快、续航能力长,能够满足大载重、高效率、持续性作业要求,可拓展性强。

### 双余度飞控 可靠性高

采用双余度、高精度HeliAP飞行控制技术,可靠安全,控制精度高,稳定性好。

### 自主能力高 高环境适应性

具备手动控制、程控飞行和一键全自主飞行功能,具备自主起降、定点悬停、自主避障、应急返航、精确定点投送等能力;具备优良的耐高低温、湿热、防雨、沙尘、盐雾、霉菌、低气压等环境特性,环境适应性强。

### 结构简单 安全性高

结构简单、拆装便捷、易于安装,制造和维护成本低;装机尺寸小,便于运输;设计有飞控余度设计、导航余度设计、飞行包线保护控制、应急供电、应急返航、禁飞区规避、地面站实时安全监控、故障自主监测隔离告警等多种安全策略,安全性高。



# CONTENTS 目录

2022年12月  
总第四期

## 创新前沿

Innovation Frontier

- 06 低雷诺数仿生分离流翼型气动特性初探
- 18 跨声速对旋压气机级流动参数分析模型

## 一线论坛

Frontline Forum

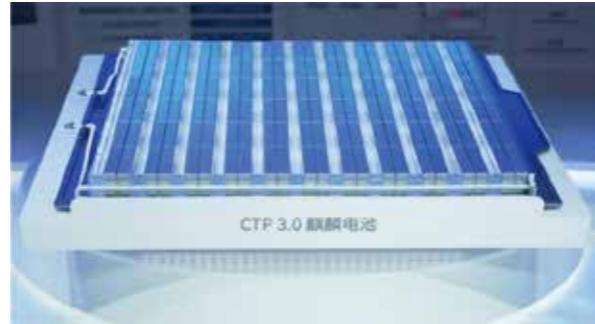
- 28 共轴无人直升机吊挂飞行协调运动控制技术研究



- 42 Arinc659总线在计算机系统动态重构中的设计与改进



- 50 基于RGB-D相机的稀疏直接法定位技术



- 62 机载锂离子电池SOH估计研究
- 72 基于多传感器数据融合的无人直升机异地寻址降落技术
- 78 C系列飞机结构的MSG-3分析方法简介



## 联飞动态

Lianfei Stories

- 84 央视《新闻联播》| 联合飞机高精尖产品集体亮相航展



- 86 主流媒体关注报道联合飞机集团参加中国珠海航展

## 行业应用

Industry Application

- 92 央视新闻连续报道, 燃爆中国航展的首款高原无人直升机有何“绝技”?



## 产品案例

Product Cases

- 98 无人机载高精度测向定位系统



## 行业短讯

Industry News

- 102

## 论文摘要

Abstract of Paper

- 114

## 资料索引

Data Index

- 130

## 编辑委员会

EDITORIAL BOARD

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

## 编辑部联系方式

Contact

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



深圳联飞微信公众号



中航智微信公众号



中航智官方微博



中航智抖音

(内部资料, 免费交流)

欢迎您提出宝贵的意见和建议, 和我们共同办好《联合飞机》!

# 低雷诺数仿生分离流翼型气动特性初探

文 / 张庆<sup>1</sup> 薛榕融<sup>2</sup> 马浩统<sup>2</sup>

(1.北京中航智科技有限公司 北京; 2.中国科学院光电技术研究所 成都)

**摘要:**为探索适合低雷诺数微型飞行器翼型形式,基于对自然界鸟类和昆虫滑翔飞行时翅膀形状的观察与研究,设计出一种由前缘削尖平板和后缘圆弧翼型组合而成的仿生分离流翼型。数值研究结果表明,气流在削尖平板的前缘点强制分离,形成大范围低压分离流动,随后在后部圆弧翼型上表面再附着形成稳定低压涡流区,从而实现较高的气动效率和较强的抵抗大气湍流的能力。上削尖平板可以使流动分离点固定在削尖点。相对于单独平板,仿生分离流组合翼型的升力系数有大幅提高,迎角为4°时提高了112%。此外,仿生翼型可以在较宽的迎角范围内(4°~20°)保持高升力,但是迎角增加,阻力也快速增大,因此小迎角情况下(小于4°)气动效率更优。

**关键词:**仿生翼型;流动分离;低雷诺数流动;气动特性;大气湍流

微型飞行器(micro aerial vehicle, MAV)是航空领域近20年来的前沿研究课题。按照定义,MAV的尺寸小于15cm(6inch),起飞总质量小于200g,飞行速度约为10m/s。因为它的几何尺寸小,结构重量轻,所以MAV可以更方便地执行一些常规飞行器难以完成的特殊任务,如限定空间内的环境监测、地质勘探、低空侦察、通信中继等。但是,由于几何尺寸小,飞行速度低,MAV的飞行雷诺数很低( $10^3 \sim 10^5$ ),由此带来一系列的低雷诺数气动难题,常规飞行器(雷诺数在 $10^6$ 以上)气动设计的原理和方法此时已经不再适用。比如,固定翼MAV翼面上的气流很容易发生分离,导致其气动效率急剧下降,因而航时和航

程均很有限。研究表明,雷诺数在 $10^6 \sim 10^7$ 时,光滑翼最大升阻比的量级是 $10^2 \sim 10^3$ ,而雷诺数在 $10^4$ 以下时,其最大升阻比的量级在 $10^0$ 以下。此外,由于飞行速度和高度都很低,MAV很容易受到飞行环境中阵风和大气湍流的影响,从而造成操纵特性和飞行稳定性的显著下降。

由于低雷诺数流动的特点,目前按照大飞机机翼缩比设计的MAV的气动效率较低,当前微型飞行器的进一步发展和应用遇到了新的技术瓶颈。为了提高MAV的气动性能和飞行稳定性,必须开展新型气动布局的研究以探索更加适合未来MAV的构型形式。通过对自然界中飞

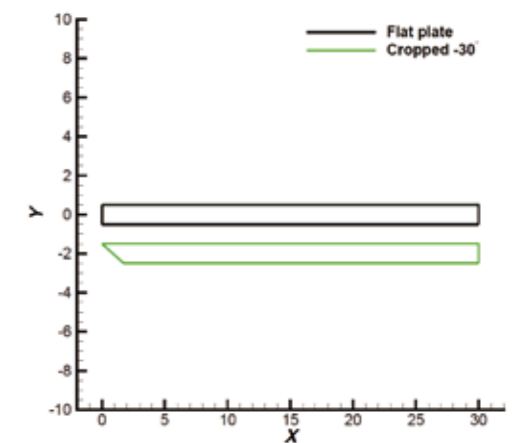
行动物的观察发现,飞鸟和昆虫的翅膀构型可以在不牺牲气动效率的情况下产生很强的抵抗阵风 and 大气湍流的能力,它们的翅膀剖面并不像常规飞机的翼型那样光滑,而是由飞羽、翅膜和翅脉形成尖锐的前缘,从而使自由来流的分离位置固定在尖前缘处。Matteo等人据此设计了一款由仿生分离流机翼构成的微型无人机(质量104g),根据他们的飞行试验以及风洞/水洞实验研究结果,该MAV的飞行时长在同等动力条件下提高了四倍,对大气湍流的抵抗能力也大幅提高。

Matteo等人在布朗大学风洞和水洞实验室开展的实验研究证明,他们设计的仿生分离流翼型在不同湍流度(0.04%~6.9%)的大气环境中都可以保持较好的飞行稳定性。但是,他们的结果并没有关注翼型在不同迎角下的流场涡流结构和升力阻力特性,也没有明确仿生组合翼型的各个部件在气动构型上的作用。因此,为了充分理解和继续探索这种仿生分离流翼型的气动特性,本文设计了一种仿生分离流翼型,由前缘削尖的平板和平板后部倾斜放置的圆弧翼型组成,随后对该翼型开展了数值模拟研究,详细地探究了低雷诺数( $Re=1.0 \times 10^4$ )流动情况下该翼型在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 迎角范围内的流动特性。此外,作为对照,研究了后部圆弧翼型的长度对总体气动特性的影响规律,从而明确了仿生分离流翼型的流动特性和增升增稳机理。在当前大力发展新型MAV的时代背景下,希望本文的研究能为未来更加高效、更加稳定的MAV的设计和制造提供一定的理论指导和技术支撑。

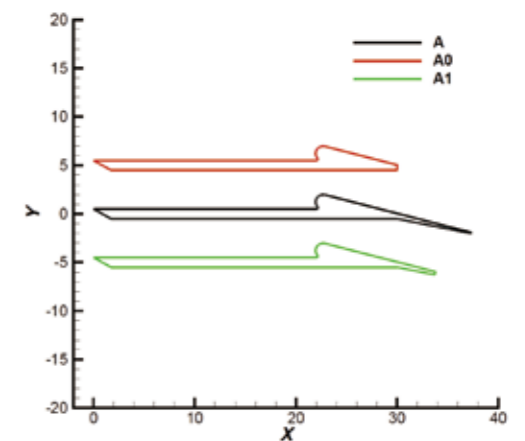
## 1.几何模型及算例验证

本文研究的几何模型如图1所示,图中模型的弦向和厚度方向分别用X和Y来表示。图1(a)是平板几何外形,普通平板为黑色线型所示的长方形,平板弦长 $C=30\text{mm}$ ,厚

度 $t=1\text{mm}$ ,绿色线型为前缘上表面削尖 $30^\circ$ 的平板。图1(b)中的黑色线型A就是本文所要研究的仿生分离流翼型,前半部分是上表面削尖 $30^\circ$ 的平板(图1(a)中的绿色平板),圆弧翼型前缘为一个直径 $D=1.5\text{mm}$ 的半圆,位于平板上表面75% C的位置,圆弧翼型上表面为直线,与平板表面的夹角为 $15^\circ$ ,上表面长度为15mm,下表面与平板下表面后缘点直线连接。作为对照,模型A0的圆弧翼的上表面只延伸至平板的后缘位置处,模型A1的圆弧翼的上表面平板后缘位置以后的长度只有模型A的一半。自由来流风速 $V_\infty$ 为5m/s,压力为101325Pa,迎角变化范围为 $0^\circ \sim 20^\circ$ ,计算间隔为 $2^\circ$ ,基于平板弦长C的雷诺数为 $1.0 \times 10^4$ 。



(a) 平板外形

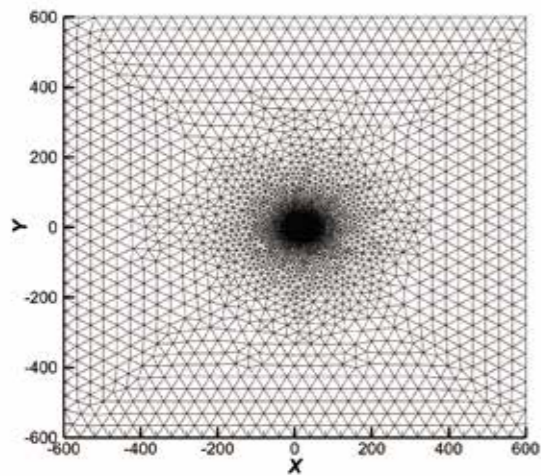


(b) 仿生分离流翼型

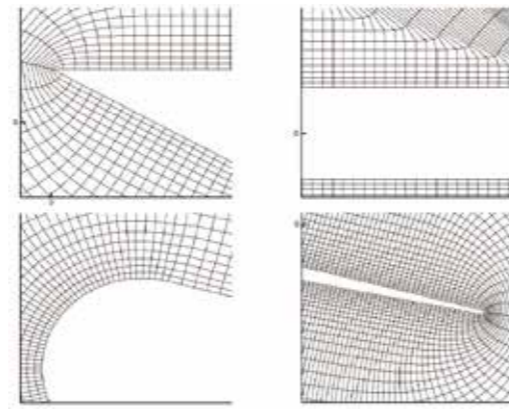
图1几何模型(单位:mm)



本文数值模拟的重点在于验证程序对低雷诺数流动的气动力计算以及对分离流动的捕捉能力,考虑到商业软件的普适性以及鲁棒性,选择ANSYS Fluent 19.5作为本文的流场模拟工具,所有的计算工作在新加坡南洋理工大学高性能计算中心Gekko集群上完成。其中,流场求解部分采用基于SST (shear stress transfer)  $\kappa$ - $\omega$ 湍流模型的有限体积法,计算网格采用混合网格,包括附面层内的四边形单元(所有模型物面网格节点之间距离约为0.1mm,附面层30层)以及其它区域内采用阵面推进法生成的三角形网格单元,模型A不同区域的网格分布情况详见图2。图2(a)是整体网格分布情况,远场边界为正方形,边长为 $40C$ 。其中,正方形的左侧设置为速度入口,右侧为压力出口。上下边界条件的设置与来流迎角相关,迎角为 $0^\circ$ 时,上下边界均为压力出口,迎角为正时,下边界为速度入口,上边界为压力出口。图2(b)中的四张图分别对应平板削尖前缘附近、平板与圆弧交接位置、圆弧位置、圆弧翼后缘位置。由图可以看出,由于圆弧表面曲率变化较大,平板与圆弧交接位置网格扭曲较严重,其它区域的网格正交性保持很好。翼型表面附面层第一层高度为 $5.0 \times 10^{-5}m$ (相应的 $y^+=1.0$ ),法向增长率为1.12,附面层总层数为30层。其它几组模型的网格分布规律与图2类似。



(a) 远场



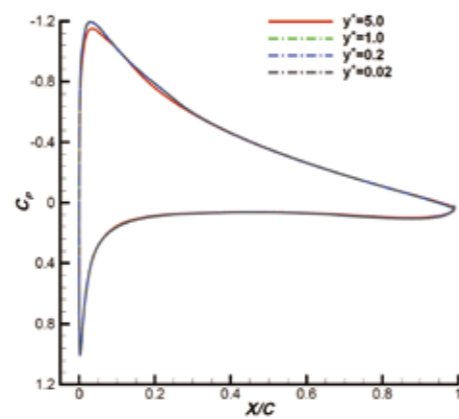
(b) 物面

图2 不同位置的网格分布(单位:mm)

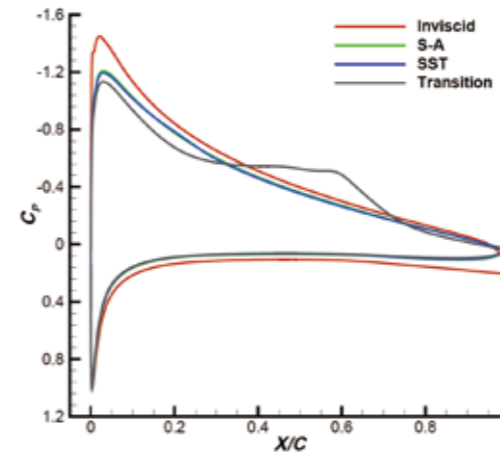
既然仿生分离流翼型由平板和圆弧翼型构成,为了验证本文计算方法的可靠性,计算了典型低雷诺数翼型SD7003在迎角为 $4^\circ$ ,雷诺数为 $10^4$ 时的升阻力情况,并与文献[30]中的水洞实验结果进行了对比,远场和物面网格分布规律与图2中的仿生分离流翼型类似。不同方法的计算值与实验值的详细对比如表1和图3所示。

表1 不同方法计算的的升力系数阻力系数对比

计算方法	升力系数 (相对误差)	阻力系数 (相对误差)
实验值	0.561 (参考值)	0.021 (参考值)
无黏模型	0.6541 (16.60%)	0.0025 (-88.10%)
S-A 模型	0.5561 (-0.87%)	0.0219 (4.29%)
SST $\kappa$ - $\omega$ 模型	0.5481 (-2.30%)	0.0205 (-2.38%)
$\gamma$ - $Re_0$ 转捩模型	0.5654 (0.78%)	0.0223 (6.19%)



(a) 不同网格分布



(b) 不同计算方法  
图3 压力系数 $C_p$ 对比

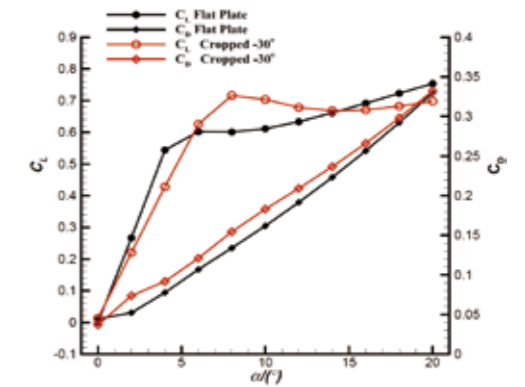
图3(a)是附面层第一层采用不同高度时物面压力系数对比情况,由图可知, $y^+$ 小于等于1.0的三种网格得到的结果几乎完全重合,证明继续加密网格对计算结果没有影响,因此下文所有的网格附面层第一层高度均取为 $y^+=1.0$ 。对比如表1和图3(b)的结果可知,无黏模型的升阻比误差都很大,而S-A (Spalart-Allmaras)和SST $\kappa$ - $\omega$ 两种全湍流模型的结果较好,升阻力的误差都在5%以内。对于转捩模型,虽然计算的流动分离、转捩及再附位置都较好,但是其对阻力的过分估计导致总阻力的误差较大。低雷诺数面临着层流分离和分离诱导转捩等复杂问题,必须要考虑转捩问题,但是,由于本文的主要关注点在于研究分离流翼型的总体气动特性以及后缘斜置平板长度对气动特性的影响而不是精细流场结构演化特性,并且SST $\kappa$ - $\omega$ 计算的升力和阻力均与实验吻合更好,因此下文的计算均采用SST $\kappa$ - $\omega$ 全湍流模型。另外,由于正迎角情况下前缘的尖角导致气流快速转捩,因此,笔者认为,对于仿生分离流翼型,采用全湍流模型是可行的。

## 2.数值模拟结果计算及分析

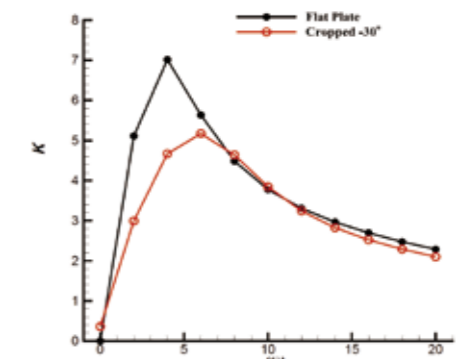
为了将仿生分离流翼型应用于未来MAV,必须首先深入研究该翼型在低雷诺数流动条件下的气动特性。因

此,本节主要分析该翼型在雷诺数 $Re=1.0 \times 10^4$ ,迎角为 $0^\circ \sim 20^\circ$ 范围内的升阻力变化情况。由于仿生翼型平板的前缘是削尖的,目的是使气流在此位置分离,所以文中对比了普通长方形平板以及前缘上削尖平板的气动特性,并详细探讨了仿生分离流翼型的气动特性,作为对照,还计算了A0和A1两个翼型(如图1(b)所示,与A的差别仅在于圆弧翼后面部分的长度)。需要注意,所有模型计算时的流动条件完全一样,远场和物面网格的尺度和分布规律也类似。由于仿生翼型的总弦长比平板稍大,所有模型升阻力系数的参考面积均选为各模型在单位展长时的投影面积,因此模型A0、A1、A对应的参考面积分别为 $0.03 m^2$ 、 $0.0338 m^2$ 、 $0.0374 m^2$ 。

### 2.1 平板及前缘削尖平板



(a) 升力系数 $C_l$ /阻力系数 $C_d$



(b) 升阻比K

图4 气动系数对比

图4是普通平板和前缘上削尖平板的升力系数CL和阻力系数CD的对比图。由图可知,普通平板在0°~4°迎角范围内升力系数线性增加(升力线斜率大于 $2\pi/\text{rad}$ ),随后开始缓慢增加。而削尖平板的在0~6°时升力近似线性增加(升力线斜率约为 $2\pi/\text{rad}$ ),在8°时达到最大值后开始缓慢减小,到14°后开始缓慢增加。从升力系数的数值来看,在0°迎角时,由于流动的对称性,普通平板升力为0,而削尖平板的升力为正,不过绝对数值都很小。在迎角为2°~4°时,普通平板的升力系数比削尖平板稍大;在迎角为6°~14°时,削尖平板升力较大;迎角为8°时,削尖平板的升力系数比普通平板大19%。迎角超过16°时,削尖平板的升力小于普通平板。

从阻力系数的变化趋势来看,两种平板的阻力系数均随迎角近似线性增加,削尖平板的阻力系数比普通平板稍大。迎角为8°时,削尖平板的阻力系数比普通平板增加15%。但是,0°迎角时,削尖平板的阻力均比普通平板要小。值得注意的是,迎角为0°~2°时,普通平板的阻力增加很缓慢,而削尖平板的阻力呈线性增加。

综合来看,由于前缘斜坡形成的高压区,削尖平板在0°,8°~10°迎角范围气动效率稍高于普通平板,在2°~6°迎角气动效率远低于普通平板,而迎角超过12°以后,气动效率比普通平板稍小。

图5和图6分别是选定迎角下两种平板表面的压力分布以及绕流流场和流线对比。结合图5(a)和图6(a)的压力和流线分布图可知,0°迎角时削尖平板的前缘只有尖点处是驻点高压区,而普通平板的整个前缘都是高压区,由于后缘压力分布相同,所以削尖平板的阻力稍小。尽管普通平板产生了分离流低压区,但由于流动的对称性,普通平板上下表面流动情况完全对称,所以没有升力产生,而削尖平板的前缘是下倾斜面,该斜面是一个高压区,所

以会有向上的力分量产生,因此0°迎角时削尖平板会有一个很小的升力。

如图5(b)和图6(b)所示,在迎角为4°时,由于前缘斜面的导流作用,迎面气流大部分流向下表面,削尖平板上表面的涡流区域小于普通平板,因此上表面的低压区面积也比普通平板要小,故升力系数较小。此外,由于流向上表面的气流转折角度更大,因此分离更靠近前缘,升力系数较小。值得注意的是,虽然削尖平板的涡流区域面积小,但是涡流强度更大,因此涡核附近的压力比普通平板更低,如图5(b)所示。由于普通平板上表面回流区域更大,回流部分摩擦阻力为负,所以普通平板总的摩擦阻力比削尖平板要小。另外,削尖平板的前缘斜面的高压区会有阻力方向的分量,因此压差阻力更大。综合来看,削尖平板在4°时的总阻力比普通平板要大。

如图5(c)和图6(c)所示,在迎角为8°时,普通平板的上表面的涡流区覆盖到后缘尾迹区,而削尖平板的上表面涡流区仅延伸到后缘附近,因此削尖平板的摩擦阻力要大于普通平板。但是,由于削尖平板的涡流更强,并且涡流更靠近物面,因此削尖平板上表面靠近前缘位置附近压力减小更为明显,此外,削尖平板的下表面的压力比普通平板更大(如图5(c)所示),上下表面的压力差也大,因此削尖平板的升力更大。由于摩擦阻力和压差阻力都比普通平板大,上削尖平板的总阻力大于普通平板。

如图5(d)和图6(d)所示,在迎角增加到16°时,两种平板的分离都很严重,均延伸到尾迹区中,因此大部分区域压力分布和升阻力特性也类似。区别在于削尖平板的下表面压力更高(特别是前缘斜坡处),因此升力更大(如图5(d)所示)。阻力发展趋势与迎角8°类似,由于摩擦阻力和压差阻力都比普通平板大,削尖平板的总阻力更大。

综上所述,前缘削尖以后平板的涡流结构和气动特性会发生明显改变。上削尖平板的流动分离点固定在尖点位置,对应的分离涡流强度更大,流动分离区压力降低更为明显,但是分离区位置更靠前,尺寸也大幅缩小。摩擦阻力与分离区面积密切相关,分离区的回流会产生负的摩擦力,因此,普通平板的摩擦力更小。升力情况取决于削尖平面和来流的具体情况,因此与迎角的大小密切相关。

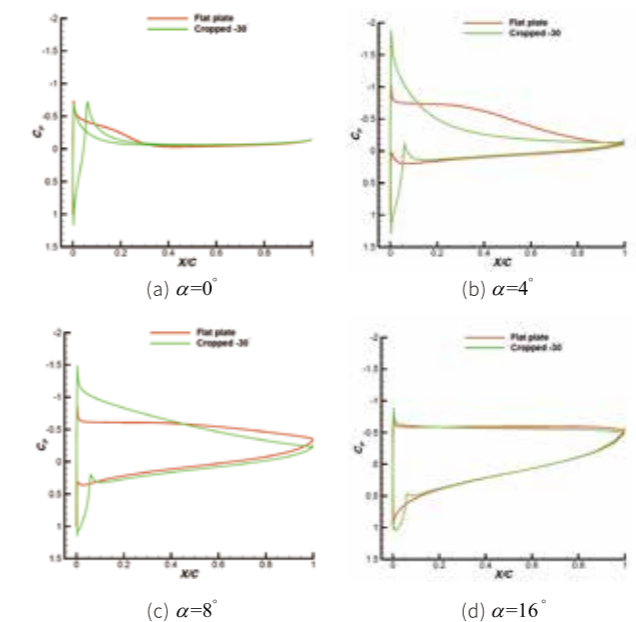
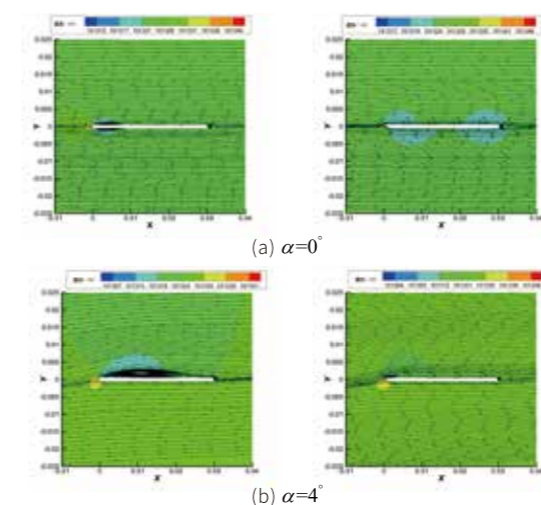
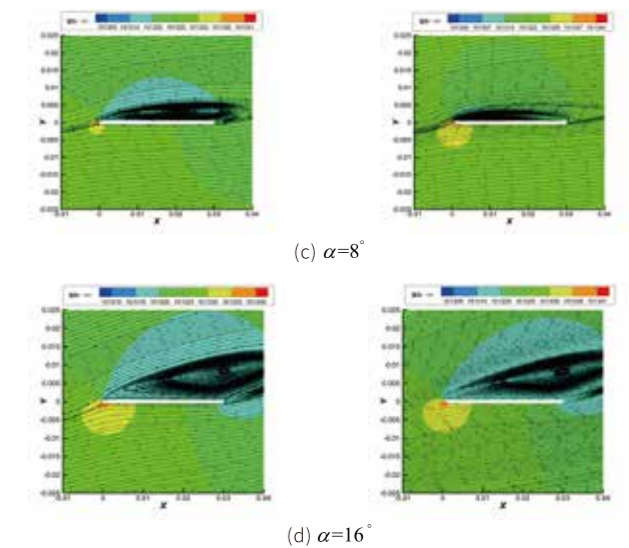


图5 不同迎角下平板表面的压力系数 $C_p$ 分布对比



(b)  $\alpha=4^\circ$



(c)  $\alpha=8^\circ$

(d)  $\alpha=16^\circ$

图6不同迎角下压力场以及流线对比(左:普通平板,右:上削尖平板)

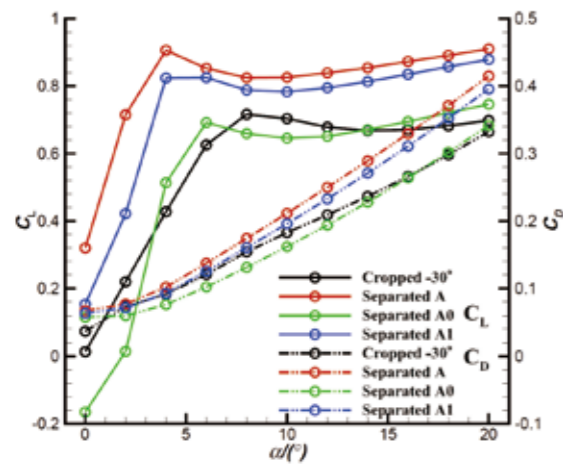
## 2.2 仿生分离流翼型

本节以图1(b)中的三种仿生分离流翼型为研究对象,从气动力的变化规律以及流场的发展特性来分析仿生分离流翼型各个部分在气动特性上的作用。Matteo等人的研究结果证明,仿生分离流翼型较高的气动效率和飞行稳定性与流动的强制分离及再附过程密切相关。2.1节中的研究结果也证实,前缘上削尖的平板会使绕流流动的分流点固定在削尖点位置,相对于其他两种平板,流动分离位置更靠前,且涡流强度更强。分离位置靠前意味着转捩位置也更靠前,层流转捩为湍流以后,流动抵抗外来阵风或大气湍流的能力增强,因此飞行稳定性提高。平板上表面稳定的分离区保证了上表面的低压区,因此升力在一定迎角范围内稳定存在。为了继续探索圆弧翼后部再附涡流对总体气动性能的影响,本节以具有三种不同长度圆弧翼的仿生分离流翼型为研究对象以展开讨论。

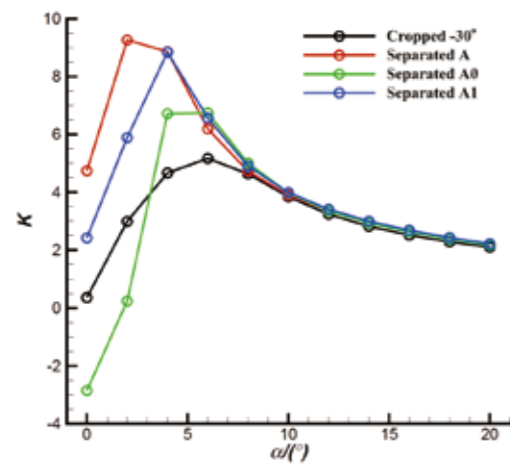
图7是上削尖平板和三种仿生翼型的升力系数和阻力系数的对比图,黑色线型表示上削尖平板,红绿蓝三种线型分别对应于模型A、A0、A1。由图可知,几种模型的升



力系数变化趋势类似,小迎角下迅速增加,随后保持在一个恒定值附近。不同的是,削尖平板和A0模型的升力较小,而模型A和A1的升力远大于削尖平板和A0。在迎角为4°时,相对于削尖平板,模型A和A1的升力分别提高112%、93%,迎角12°时,分别提高24%、17%,迎角20°时,分别提高30%、26%。



(a) 升力系数 $C_L$ /阻力系数 $C_D$



(b) 升阻比K

图7 气动力系数对比

从阻力系数的变化趋势来看,削尖平板以及三种仿生组合翼型的阻力系数均随迎角增加,不同的是,削尖平板一直呈线性增加状态,而三种组合翼型在小迎角下增加缓慢,迎角超过4°以后才开始呈现线性增长趋势。总的来看,模型A的阻力最大,模型A1次之,平板和模型A0的阻力最小。在迎角为4°时,相对于削尖平板,模型A和A1的阻力分别提高了12%、1.7%,迎角为12°时,分别提高20%、11%,迎角为20°时,分别提高25%、19%。结合升阻比来看,在迎角为0°时,相对于削尖平板,模型A和A1的升阻比分别提高了1212%、570%,迎角为4°时,相对于削尖平板,模型A和A1的升阻比分别提高了90%、89%,迎角为12°时,分别提高3%、5%,迎角为20°时,分别提高4%、6%。显然小迎角下仿生翼型的气动效率更优。

图8和图9分别是选定迎角下三种组合翼型表面的压力分布以及绕流流场和流线对比,通过对流场特性的分析可以明确涡流演化性态对气动特性的影响规律。结合图8(a)和图9(a)的压力和流线分布图可知,0°迎角时模型A的流动在前缘尖点分离,随后形成一个小范围分离流低压区,流动在分离后随即附着,随后绕过圆弧表面在圆弧翼上表面形成一个稳定的大范围分离流区。对比图5(a)和图6(a)的结果可知,圆弧翼的存在改变了组合翼型整体的弯度,相当于增加了迎角,因此会出现尖点后的分离流,相对于削尖平板来说,上表面压力下降。在圆弧与平板交界处是一个高压区,拐角处有一个驻涡存在。随后气流在圆弧翼上表面形成一个稳定的分离流,因此此处的压力较低。综合来看,圆弧翼的存在改变了整体弯度分布,因此0°迎角时尖点后边出现分离,加上圆弧翼分离流形成的低压区,整体的升力远大于单独平板(升力近似为0)。模型A1的流动情况与A类似,区别在于在平板后缘靠后的长度仅有A的一半,因此对有效弯度的改变比A小,升力比A小。总的来看,对A和A1来说,迎角为0°时升力主要由圆弧翼后附着的低压分离流产生。

对于A0模型,由于圆弧表面仅仅延伸到平板的后缘位置,因此,圆弧翼起到了负弯度的作用,所以平板上表面没有分离流产生,压力大于下表面,产生负升力,虽然圆弧部分涡流的低压区会产生部分升力,但是远远小于平板部分,因此0°迎角时模型A0的升力是负的。

结合图8(b)和图9(b)的压力和流线分布图可知,4°迎角时模型A的平板部分的上表面分离流的尺寸和强度都比0°时大,因此平板部分升力增加明显。相对来说,圆弧翼表面附着流的尺寸减小,但是由于分离流仍然几乎覆盖了整个上表面,所以上表面压力与0°相差不大,因此升力变化不大。A1与A的变化趋势类似,但是由于圆弧翼整体长度较短,所以变化量比A稍小。总的来看,对A和A1来说,迎角为4°时升力主要由平板上下的压力差产生。

迎角增加到8°和16°,由于分离流继续增强,平板上的分离流与圆弧翼上的分离流合并为一个更大范围的分离区,该区域覆盖了整个组合翼的上表面,因此三组模型上表面的压力近似相等,而由于A模型圆弧翼后部更长,对流动的阻碍作用更强,所以下表面压力更高,总的升力也更大。总的来看,升力主要由下表面的高压区产生。综合看来,圆弧翼平板之上的部分主要起到负弯度的作用,平板后缘之后的部分主要起到正弯度的作用,因此,模型A升力最大,模型A1次之,模型A0最小(弯度为负)。在迎角为0°时,A升力主要由圆弧翼产生。在迎角为4°时,A升力主要由平板部分产生。迎角继续增大,A升力主要由组合翼下表面的迎风高压产生。

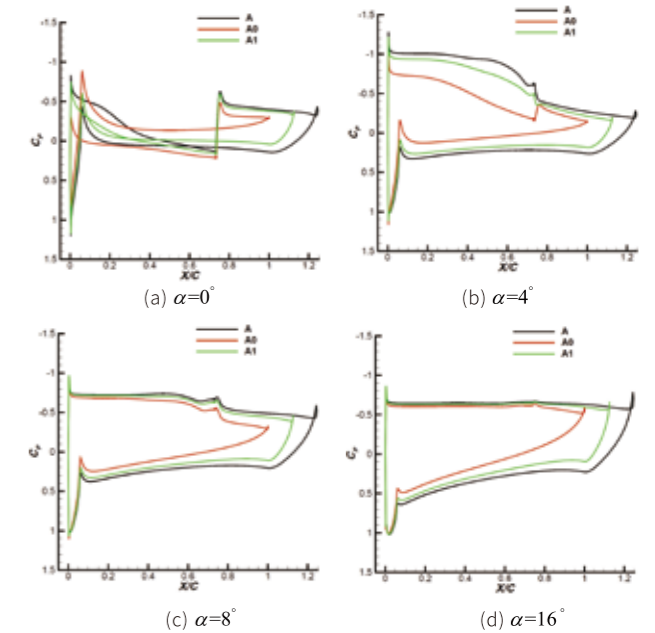
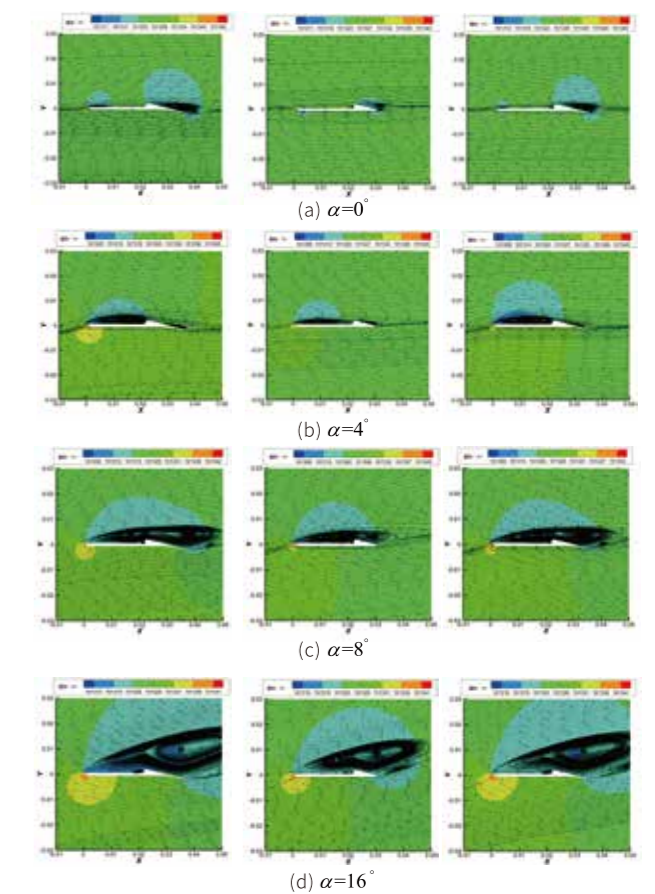


图8 不同迎角下物面的压力系数 $C_p$ 分布对比



(d)  $\alpha=16^\circ$

图9 不同迎角下压力场以及流线对比

### 3. 结论

本文通过对一组削尖平板和圆弧翼型组合而成的新型仿生分离流翼型绕流流场的数值仿真,对仿生分离流翼型在低雷诺数流动下的气动特性进行了深入研究,探索了该翼型相对于常规翼型的气动优势,数值模拟结果表明:

仿生分离流组合翼型可以在较宽的迎角范围内( $4^{\circ}\sim 20^{\circ}$ )保持高升力,主要原因在于削尖平板产生的高强度分离流以及圆弧翼上表面的再附着涡流带来的低压区。迎角越大,阻力也越大,因此仿生翼型在小迎角下气动优势更明显。

仿生翼型的流动分离点固定在平板的削尖前缘点处,分离流随后再附于圆弧上表面,因此该仿生分离流翼型可以在较宽的迎角范围内( $4^{\circ}\sim 20^{\circ}$ )保持升力缓慢增加,相对于目前常规飞机所用的光滑翼型而言,仿生分离流翼型抵抗阵风 and 大气湍流的能力大幅提高。

仿生翼型的圆弧翼的前半部分起到负弯度作用,后半部分起到正弯度作用,因此,后半部分越长,相对于单独平板的增升效果越明显。在 $0^{\circ}$ 迎角情况下高升力主要由圆弧翼产生,而在正迎角情况下高升力主要由削尖平板产生。

数值模拟结果表明,相对于常规翼型,仿生分离流翼型在低雷诺数流动条件下具有显著的气动优势,是值得进一步研究的未来微型飞行器的气动布局形式。下一步需要对阵风响应以及配平和控制问题进行定量研究和分析。

### 参考文献

[1]LUCAS M D, MINTCHEV S, SU Y, et al. A bioinspired Separated Flow wing provides turbulence resilience and aerodynamic efficiency for miniature drones[J]. Science Robotics, 2020, 5(38): eaay8533.

[2]FLOREANO D, WOOD R J. Science, technology and the future of small autonomous drones[J]. Nature, 2015, 521(7553): 460-466.

[3]NAKATA T, LIU H, TANAKA Y, et al. Aerodynamics of a bio-inspired flexible flapping-wing micro air vehicle[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2011, 6(4): 045002.

[4]LIAN Y, SHYY W, VIHERU D, et al. Membrane wing aerodynamics for micro air vehicles[J]. Progress in Aerospa-ce Sciences, 2003, 39(6-7): 425-465.

[5]Shyy W, Aono H, Chimakurthi S K, et al. Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2010, 46(7): 284-327.

[6]Lian Y, Broering T, Hord K, et al. The characterization of tandem and corrugated wings[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 65: 41-69.

[7]杨文青, 宋笔锋, 宋文萍, 等. 仿生微型扑翼飞行器中的空气动力学问题研究进展与挑战[J]. 实验流体力学, 2015, 29(3):1-10.YANG Wenqing, SONG Bifeng, SONG Wenping, et al. Experimental investigation on the unsteady aerodynamic characteristics of biplane MAV in horizontal gust[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(3):1-10. (in Chinese)

[8]肖天航, 罗东明, 郑祥明, 等. 仿生飞行器非定常气动优化设计研究进展与挑战[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(1): 80-87.XIAO Tianhang, LUO Dongming, ZHENG Xiangming, et al. Progress and challenges in unsteady aerodynamic optimization design of bionic flapping-wings[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(1): 80-87. (in Chinese)

[9]Croon G D. Flapping wing drones show off their skills[J]. Science Robotics, 2020, 5(44): eabd0233.

[10]TANG H, LEI Y, LI X, et al. Numerical investigation of the aerodynamic characteristics and attitude stability of a bio-inspired corrugated airfoil for MAV or UAV applications[J]. Energies, 2019, 12(20): 4021.

[11]叶建, 邹正平, 陆利蓬, 等. 低雷诺数下翼型前缘流动分离机制的研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(8): 693-697.YE Jian, ZOU Zhengping, LU Lipeng, et al. Investigation of separation mechanism for airfoil leading edge flow at low Reynolds number[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(8): 693-697. (in Chinese)

[12]李锋, 白鹏, 石文, 等. 微型飞行器低雷诺数空气动力学[J]. 力学进展, 2007, 37(2): 257-268.LI Feng, BAI Peng, SHI Wen, et al. Aerodynamics of small vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(2): 257-268. (in Chinese)

[13]VAN BOKHORST E, DE KAT R, ELSINGA G E, et al. Feather roughness reduces flow separation during low Reynolds number glides of swifts[J]. Journal of Experimental Biology, 2015, 218(20): 3179-3191.

[14]FLINT T J, JERMY M C, NEW T H, et al. Computation-al study of a pitching bio-inspired corrugated airfoil[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2017, 65: 328-341.

[15]高飞, 吕建刚, 张仲志, 等. 组合合页式扑翼在悬停状态下的三维仿真分析[J]. 上海交通大学学报, 2017, 51(2):166-173.GAO Fei, LV Jiangang, ZHANG Zhongzhi, et al. Three-dimensional simulation of the modular hinge-type wings in hovering flight[J]. Journal of Shanghai Jiaotong Uni-versity, 2017, 51(2):166-173. (in Chinese)

[16]VIDELER J J, STAMHUIS E J, POVEL G D E. Lead-ing-edge vortex lifts swifts[J]. Science, 2004, 306(5703): 1960-1962

[17]LENTINK D, MÜLLER U K, STAMHUIS E J, et al. How swifts control their glide performance with morph-ing wings[J]. Nature, 2007, 446(7139): 1082-1085

[18]MA K Y, CHIRARATTANANON P, FULLER S B, et al. Controlled flight of a biologically inspired, insect-scale robot[J]. Science, 2013, 340(6132): 603-607.

[19]WANG J J, WANG Z. Experimental investigations on leading-edge vortex structures for flow over non-slender delta wings[J]. Chinese Physics Letters, 2008, 25(7): 2550-2553.

[20]WANG J J, LIU Y. Experimental study on lift character-istics for flow over flexible cropped delta wings[J]. Jour-nal of Aircraft, 2008, 45(6): 2158-2161.

[21]VERHAAGEN N G. Leading-edge radius effects on aerodynamic characteristics of 50-degree delta wings[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(2): 521-531.

[22]RIVAL D E, KRIEGSEIS J, SCHAUB P, et al. Charac-teristic length scales for vortex detachment on plunging profiles with varying leading-edge geometry[J]. Experi-ments in Fluids, 2014, 55(1): 1660

[23]OL M V, GHARIB M. Leading-edge vortex structure of nonslender delta wings at low Reynolds number[J]. AIAA Journal, 2003, 41(1): 16-26

[24]MATLOFF L Y, CHANG E, FEO T J, et al. How flight feathers stick together to form a continuous morphing wing[J]. Science, 2020, 367(6475): 293-297.

[25]张庆, 叶正寅. 基于雨燕翅膀的仿生三角翼气动特性计算研究[J]. 力学学报, 2021, 53(2): 373-385.ZHANG Qing, YE Zhengyin. Computational investiga-tions for aerodynamic performance of bio-inspired delta-wing based on swift-wing[J].

Chinese Journal of Theo-retical and Applied Mechanics, 2021, 53(2): 373-385. (in Chinese)

[26]李永乐, 汪斌, 黄林, 等. 平板气动力的CFD模拟及参数研究[J]. 工程力学, 2009, 26(3): 207-211.LI Yongle, WANG Bin, HUANG Lin, et al. CFD simu-lation and parameter study on aerodynamic force of flat plate [J]. Engineering Mechanics, 2009, 26(3): 207-211. (in Chinese)

[27]张庆, 叶正寅. 排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究[J]. 工程力学, 2019, 36(10): 244-256.ZHANG Qing, YE Zhengyin. Computational investiga-tions for aerodynamic characteristic analysis of low Reynolds number doubly-tandem wing configurations[J]. Engineering Mechanics, 2019, 36(10): 244-256. (in Chi-nese)

[28]张庆, 叶正寅. 基于气动导数的类X-37B飞行器纵向稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(1): 77-85.ZHANG Qing, YE Zheng-Yin. Longitudinal stability analysis for X-37B like trans-atmospheric orbital test ve-hicle based on aerodynamic derivatives[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(1): 77-85. (in Chinese)

[29]张庆, 叶正寅. NACA0012翼型跨声速强迫运动非定常气动力模型[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2020, 41(11): 1683-1688.ZHANG Qing, YE Zhengyin. Unsteady aerodynamic model of NACA0012 associated with forced oscillations and translations in transonic flight[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2020, 41(11): 1683-1688. (in Chinese)

[30]LIAN Y S, SHYY W. Laminar-turbulent transition of a low Reynolds number rigid or flexible airfoil[J]. AIAA Journal, 2007, 45(7): 1501-1513.



# 大有可为 勇担重任

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

## 大载荷、长航时

TD220最大起飞重量可达350千克，有效载荷可达50千克。机头、机身拥有三个通用挂点，可挂载各类型载荷，任务拓展能力强。同时，TD220气动效率高，续航能力强，最大航时可达6小时。

## 结构紧凑、机动灵活

TD220采用共轴双旋翼布局设计，结构紧凑，机身最大尺寸仅为2.1米，尺寸较同级别常规构型飞机缩小50%以上，可在小型场地安全起降。全机采用模块化设计，存储、运输、使用、维护非常方便，无人机展开与撤收时间不超过20分钟，机动灵活，使用便捷。

## 安全性高、适应性好

TD220采用电控-分控旋翼控制技术，结合先进的H $\infty$ 控制算法，实现高精度、自适应控制，抗扰动能力强。使用多源融合组合导航技术，单个传感器出现故障不影响安全使用。具备系统自监控和应急安全策略，在卫星遮蔽、链路中断等情况仍可实现自返航。在多种恶劣环境中，仍能保证任务的执行与完成。

## 高智能化、操作简洁

TD220采用智能化设计，可实现全自主起降、预定航线飞行、在线航线规划、一键自主返航、自主状态监控及告警等。操作简单，使用便利。



机体尺寸	2.16×1.01×1.76m (长×宽×高)	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	最大平飞速度	100km/h
任务半径	100km	抗风能力	抗风6级 (12m/s)
实用升限	3500m		

# 跨声速对旋压气机级流动参数分析模型

文 / 施恒涛

(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:** 本文提出了双流路对旋压气机气动设计的级流动参数分析模型, 可以用于优化跨声速对旋压气机的气动设计。采用速度矢量图方法, 考虑流路几何变化的影响, 利用叶型和激波损失模型评估转子效率, 建立了对旋压气机级分析模型。利用该分析模型, 研究了上游转子载荷系数  $\psi_1$  和流量系数  $\phi_1$ 、进口导流叶片预旋角  $\alpha$  和对旋转子转速对下游对旋转子相对进口马赫数  $Ma_{a1}$  和进口气流角  $\beta_1$  的影响, 以明确下游对旋转子具有高效率潜力的关键设计变量范围。

**关键词:** 对旋压气机; 分析模型; 流动参数; 数值模拟; 叶片设计

## 引言

对旋压气机概念在上世纪中期NACA的探索研究中就得以提出, 早期研究发现对旋压气机比常规布局在压升、流量方面具有潜在优势 (Lynam et.al, 1946; Young, 1952)。此后, 研究者在多级轴流压气机中进行了对旋设计的初步尝试, 但是全工况测量发现存在失速特性不良的问题 (Miller et.al, 1972)。为了深入了解对旋压气机流动特点, 国外学者在叶片几何改进对气动性能的提升、进口畸变造成失速特性恶化的机理等方面进行了探索 (Sharma, 1985, 1986; Pundhir et. al, 1992)。这些研究刻画了低速对旋压气机的基本流动特点, 为后续研究建立了基础。2000年以后, 麻省理工学院的学者开展了附面层吸附式高马赫数对旋压气机设计, 暂冲式短周期实验表明该对旋压气机的压比达到2.94, 效率达到89%, 成

为对旋压气机迈向高负荷、高效率的重要标志 (图1, Kirchner,2002;Merchant, 2004; Onnee, 2005; Parker, 2005; Kerrebrock, 2006)。此后, 为了进一步提升对旋压气机性能, 国外学者从叶片掠型优化, 来流畸变诱发失速扰动, 级间负荷分配优化等方面继续开展深入研究 (Vijayraj, 2015; Toge, 2017; Bandopadhyay, 2019)。

2000年后, 国内逐步开展对旋压气机研究, 西北工业大学两级对旋压气机试验台的建成为系统研究提供了平台。在此基础上, 研究人员从三维叶片流动分离 (王掩刚, 2006, 2008)、转速比对流场结构影响和机制 (刘波, 2008,2009;高丽敏, 2012, 2013)、叶片轴向间隙/非对称端壁/叶片积叠规律等关键几何因素方面开展研究 (王掩刚,2010;张鹏, 2014;王海童, 2017)。随着流动机理认识的加深和设计水平的提高, 中科院工程热物理研究所

的学者提出了激波增压对旋压气机技术, 利用对旋效应使下游转子来流马赫数达到2.0左右, 利用高压转子叶片型面建立多激波系进行增压, 在不采用主动控制技术的前提下, 将高压转子压比大幅提升至2.98, 效率达到了83.5% (肖翔, 2008)。这项研究是对旋压气机进入航空发动机等紧凑环境应用的一个重要进展。在此基础上, 相关学者还研究了激波增压对旋压气机低压转子气动设计方法, 以及非设计工况级间匹配规律 (崔伟伟, 2015)。

分析当前研究, 可以发现对旋压气机系统层面上, 目前针对多级气动布局优化和单级设计方法的研究还不够充分, 缺少系统的用于优化气动参数的级间流动匹配设计理论。因此, 为了揭示对旋压气机的流动参数匹配规律, 以实现良好的效率潜力, 本文建立了基于速度矢量图的对旋压气机级参数流动分析模型, 在此基础上, 对某双流路对旋压气机进行分析, 获得了关键设计变量对下游对旋转子气动参数的影响规律。

## 1.对旋压气机级流动参数分析模型

### 1.1 目的和方法

速度矢量图是叶片机械中一种重要的分析方法, 它能计算出叶片排间的速度和气流角等关键参数。本部分着力于采用速度图建立能够考虑对旋效应和流路半径变化影响的实用分析模型, 可用于优化关键设计参数, 以获得良好的对旋压气机效率潜力。图1为分析模型的速度矢量图, 图2为叶片几何与流路的子午图示意图。

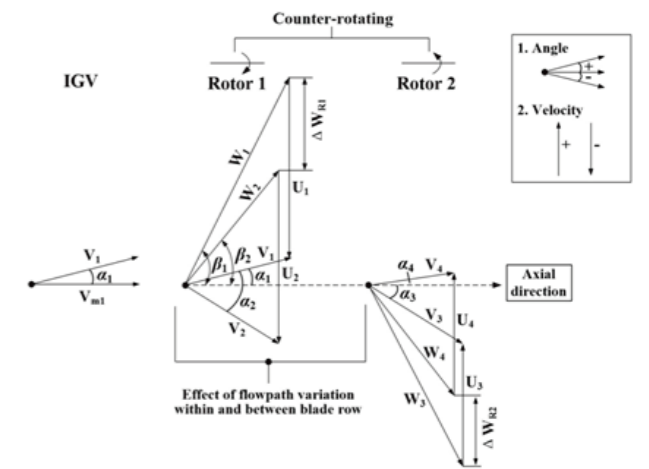


图1可以考虑流路变化效应的对旋压气机级速度矢量图

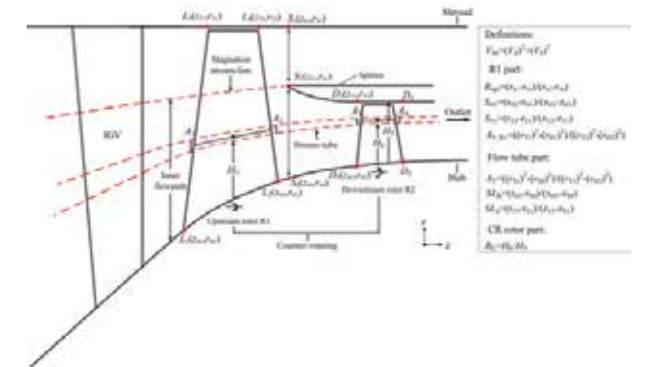


图2双流路对旋压气机级分析模型子午示意图

### 1.2 导叶+上游转子R1

在装有进口导叶的对旋压气机中, 导叶能够改变预旋角从而影响下游转子的气动参数, 在分析模型中采用预旋角  $\alpha_1$  来考虑进口导流叶片的作用。选取各截面上游转子R1的流量系数  $\phi_1$  和载荷系数  $\psi_1$  作为设计变量, 转子R1和R2的前缘叶尖速度  $U_{1t}$  和  $U_{2t}$  为已知量, 由设计者选定。分析模型考虑了径向速度的影响, 在流面上定义各气流角。根据图2所示的几何关系, 可以确定上游转子R1的进口轴向速度  $V_{z1}$ 、径向速度  $V_{r1}$ 、切向速度  $V_{\theta 1}$  以及绝对速度  $V_1$  和相对马赫数  $Ma_{a1}$ 。再根据图1, 确定上游转子R1的相对进口速度  $w_1$ 、进口气流角  $\beta_1$  和相对马赫数  $Ma_{a1}$  :



$$W_1 = \sqrt{V_{z1}^2 + V_{r1}^2 + \left( V_{1t} - U_{1t}^L \cdot \left[ (1 - r_{H1} / r_{T1}) \cdot (R_E \cdot R_{Spl}) + r_{H1} / r_{T1} \right] \right)^2} \quad (1)$$

$$\beta_1 = \tan^{-1} \left( \left( V_{1t} - U_{1t}^L \cdot \left[ (1 - r_{H1} / r_{T1}) \cdot (R_E \cdot R_{Spl}) + r_{H1} / r_{T1} \right] \right) / \sqrt{V_{z1}^2 + V_{r1}^2} \right) \quad (2)$$

$$Ma_{r1} = W_1 / \sqrt{k \cdot R_g \cdot \left( T_1 / \left( 1 + (k-1) / 2 \cdot Ma_1^2 \right) \right)} \quad (3)$$

根据载荷系数 $\phi$ 的定义、速度图和叶片机械欧拉方程,得到上游转子R1出口切向速度 $V_{t2}$ :

$$V_{t2} = \left( V_{t1} U_{1E} - \psi_1 \cdot \left( U_{1t}^L \right)^2 \right) / U_{2E} \quad (4)$$

另一方面,将连续方程应用于流管(图2),计算上游转子R1出口轴向速度 $V_{z2}$ :

$$V_{z2} = \left( \frac{T_2}{T_1} \right) / \left( \frac{P_2}{P_1} \right) \cdot \left( \frac{A_1}{A_2} \right) \cdot \frac{(1 + (k-1) / 2 \cdot Ma_2^2)^{1/(k-1)}}{(1 + (k-1) / 2 \cdot Ma_1^2)^{1/(k-1)}} \cdot V_{z1} \quad (5)$$

在式(5)中,转子出口总温比 $T_2 / T_1$ 根据设计给定的上游转子负载系数 $\phi$ 确定:

$$\frac{T_2}{T_1} = 1 + \frac{\psi_1 \cdot \left( U_{1t}^L \right)^2}{\left( k / (k-1) \right) \cdot R_g \cdot T_1} \quad (6)$$

利用下式估计流管在R1转子进出口面积比 $A_{r,R1}(R)$ 的展向分布:

$$A_{r,R1}(R) = \left\{ \left[ a \cdot (-S_{T1}) + 1 \right] - \left[ a \cdot S_{H1} + 1 \right] \right\} \cdot R + \left[ \left( a \cdot S_{H1} \right) + 1 \right] \quad (7)$$

式中, $S_{H1}$ 和 $S_{T1}$ 分别为轮毂及机匣流路斜率,由转子前/尾缘在轮毂和机匣的坐标(点L1,L2,L3,L4)确定。流管面

积比 $A_{r,R1}(R)$ 沿相对叶展的积分大致等于整体平均面积比 $A_{r,R1}$ ,据此确定式(7)中的系数a:

$$\int_0^1 A_{r,R1}(R) dR = A_{r,R1} \quad (8)$$

$$a = \frac{2 \cdot (A_{r,R1} - 1)}{-S_{T1} + S_{H1}} \quad (9)$$

转子出口马赫数 $Ma_2$ 由出口速度 $V_2$ 计算获得,而出口速度 $V_2$ 的确定需要先计算出轴向速度 $V_{z2}$ :

$$V_2 = \sqrt{V_{z2}^2 + \left( V_{z2} \cdot \left[ (R_E \cdot R_{Spl}) \cdot (S_{T1} - S_{H1}) + S_{H1} \right] \right)^2 + V_{t2}^2} \quad (10)$$

另一方面,通过估算叶片截面损失系数 $\bar{\omega}$ ,可以采用文献NASA-SP36的方法[28]确定上游转子R1的总压比 $\pi_{R1}$ :

$$\pi_{R1} = \frac{P_2}{P_1} = \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{k/(k-1)} \cdot \left[ 1 - \left[ \left[ 1 - \left( \frac{1}{1 + \frac{k-1}{2} \cdot \left( U_{1t}^L \cdot \frac{r_{T2}}{r_{T1}} \right)^2 / (kR_g T_{r1})} \right)^{1/(k-1)} \right] \right] / \left( \frac{P_{r2}}{P_{r1}} \right)_{id} \right] \quad (11)$$

( $P_{r2} / P_{r1}$ )<sub>id</sub>项反映了叶片截面半径变化对理想进口总压的影响,计算公式为:

$$\left( \frac{P_{r2}}{P_{r1}} \right)_{id} = \left( 1 + \frac{k-1}{2} \cdot \left( U_{1t}^L \cdot \frac{r_{T2}}{r_{T1}} \right)^2 / (kR_g T_{r1}) \cdot \left( 1 - \left( \frac{r_{E1}}{r_{E2}} \right)^2 \right) \right)^{k/(k-1)} \quad (12)$$

式(11)和式(12)中的 $T_{r1}$ 项是叶片截面入口位置的相对总温度。由式(5)可知,转子出口轴向速度 $V_{z2}$ 的确定需要出口马赫数 $Ma_2$ 和叶片截面总压比 $P_2 / P_1$ 的值。根据式(11),计算总压比 $P_2 / P_1$ 需要估算叶片截面总压损失系数 $\bar{\omega}$ 。但该分析模型所采用的叶片截面总压损失系数 $\bar{\omega}$ 的

估计方法(图3)需要出口轴向速度 $V_{z2}$ 本身的值来确定相对出口角 $\beta_2$ ,因此需要迭代计算才能得到叶片截面出口轴向速度 $V_{z2}$ 。

### 1.3 总压损失系数

由于建立的模型主要用于主流的分析,因此将叶片截面总压损失系数 $\bar{\omega}$ 分解为叶型损失 $\bar{\omega}_p$ 和激波损失 $\bar{\omega}_s$ 来预测叶片截面总压损失系数:

$$\bar{\omega} = \bar{\omega}_p + \bar{\omega}_s \quad (13)$$

考虑到对旋效应造成的高马赫数,叶型面损失系数 $\bar{\omega}_p$ 采用美国叶轮机专家Wennerstrom在高马赫数跨声速转子性能预测研究中采用的扩散因子—损失参数关联方法确定(图3(a))。对于激波损失系数 $\bar{\omega}_s$ ,分析模型采用Koch总结的高速风扇/压气机数据的基础上进行拟合获得的计算曲线(图3(b))。估算出叶型损失系数 $\bar{\omega}_p$ 和激波损失系数 $\bar{\omega}_s$ ,则上游转子R1的总压比 $\pi_{R1}$ 由式(11)确定,依次确定R1转子的各项出口气流参数。

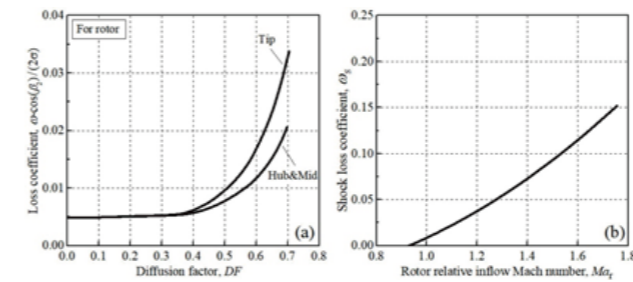


图3对旋压气机级分析模型采用的损失系数计算模型 (a) 叶型损失系数 $\bar{\omega}_p$ ; (b) 激波损失系数曲线 $\bar{\omega}_s$

### 1.4 流路几何效应

对于转子叶片排之间的流动,若忽略壁面附面层产生的总压损失,可将主流简化为等熵绝热流动过程( $T_3 = T_2, P_3 = P_2$ )。根据叶片机械欧拉方程,流管的速度环量在叶排间中保持定值。因此,下游转子进口位置切向速度 $V_{t3}$ 的计算公式为:

$$V_{t3} = V_{t2} \cdot \frac{r_{E2}}{r_{E3}} \quad (14)$$

下游转子 $r_{E3}$ 入口流管半径由叶片相对高度 $R_E$ 线性插值确定:

$$r_{E3} = R_E \cdot (r_{T3} - r_{H2}) + r_{H2} \quad (15)$$

为确定下游转子R2的进口轴向速度 $V_{z3}$ ,对流管应用连续方程:

$$q(Ma_3) \cdot (\vec{n}_3 \cdot \vec{a}_3) - q(Ma_2) \cdot (\vec{n}_2 \cdot \vec{a}_2) \cdot A_r = 0 \quad (16)$$

$\vec{n}$ 为流体的单位方向向量, $\vec{a}$ 为流管截面的单位法向量(图2)。式中 $A_r$ 为流管进口面积与出口面积之比,即 $A_r = A_2 / A_3$ ,流管面积比 $A_r$ 沿展向通常是不均匀的,近壁面区域的流管面积比 $A_r$ 变化更显著。为了提高流管面积比 $A_r$ 的计算精度,提出了一种利用轮毂和机匣几何计算流管面积比 $A_r$ 径向分布的大致方法(图2):

$$A_r(R) = \begin{cases} \left[ \Delta A_h \cdot (A_r - 1.0) + A_r - A_h \right] \cdot (1 - 2R)^{(\Delta A_h + 1)} + A_h, & R \in [0, 0.5] \\ \left[ \Delta A_t \cdot (A_r - 1.0) + A_r - A_t \right] \cdot (2R - 1)^{(\Delta A_t + 1)} + A_t, & R \in [0.5, 1.0] \end{cases} \quad (17)$$

上式中,参数 $A_r$ 为内流路初始位置到下游转子进口的总截面面积比(图4(a)), $\Delta A_h$ 和 $\Delta A_t$ 分别是轮毂和尖端的非均匀系数,它们被定义为考虑相对于平均流面积比 $A_r$ 的变化(图4(a)),研究发现,不均匀系数 $\Delta A_h$ 和 $\Delta A_t$ 主要受轮

毂 $SL_h$ 和叶尖 $SL_s$ 斜率的影响。

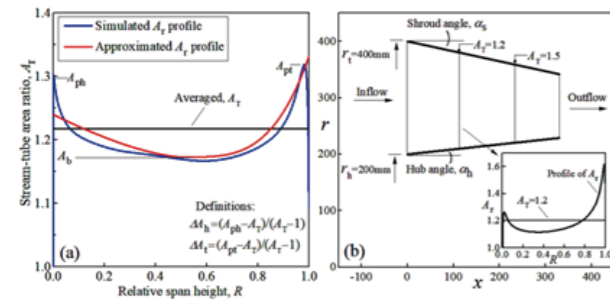


图4流管面积比 $A_r$ 的大致方法(a); 轮毂和机匣的不均匀系数( $\Delta A_h$ 和 $\Delta A_s$ )图(b)

流管面积比 $A_r$ 沿相对叶展的积分大致等于平均面积比 $A_T$ :

$$\int_0^{0.5} A_r^L(R) dR + \int_{0.5}^1 A_r^U(R) dR = A_T \quad (18)$$

然后根据确定非均匀性系数 $\Delta A_h$ 和 $\Delta A_s$ , 确定参数 $A_0$ 的值:

$$A_0 = \frac{[\Delta A_h \cdot (-A_r - 1.0) + A_s] \cdot [(s|\Delta A_s| + 1) + 1] + [\Delta A_s \cdot (-A_r - 1.0) + A_h] \cdot [(s|\Delta A_h| + 1) - 2.4] \cdot [(s|\Delta A_s| + 1) + 1]}{[(s|\Delta A_h| + 1) + 1] \cdot [(s|\Delta A_s| + 1) + 1] - 2 \cdot [(s|\Delta A_h| + 1) + 1] \cdot [(s|\Delta A_s| + 1) + 1]} \quad (19)$$

对不同的机匣和轮毂角度组合下的圆形通道内流动进行数值仿真(图4(b)), 形成了一个仿真数据库(图5), 以此建立了如图5所示的拟合曲面, $\Delta A_h$ 和 $\Delta A_s$ 对应的计算公式分别为:

$$\Delta A_h = -0.2885 \cdot SL_h - 0.2373 \cdot SL_s + 10.0911 \cdot (SL_h)^2 + 0.1800 \cdot (SL_s)^2 \quad (20)$$

$$\Delta A_s = -0.3583 \cdot SL_s + 0.6189 \cdot SL_h + 1.5025 \cdot (SL_s)^2 + 6.4979 \cdot (SL_h)^2 \quad (21)$$

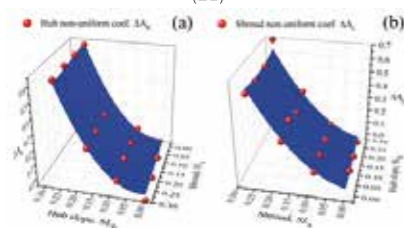


图5基于环形通道数值仿真结果的轮毂和机匣不均匀系数 $\Delta A_h$ 和 $\Delta A_s$ 拟合曲面

### 1.5 下游转子R2

下游转子R2直接位于上游转子之后, 旋转方向相反(图1)。通过流路几何效应的计算, 确定了下游转子进口处的流动参数, 即总温度 $T_3$ , 压力 $P_3$ , 绝对速度 $V_3$ , 气流角 $\alpha_3$ 。然后, 在载荷系数 $\psi_2$ 和流量系数 $\phi_2$ 的作用下, 根据图1的速度图, 可以用与上游转子相同的方法计算下游转子R2入口位置的相对速度 $W_3$ 、马赫数 $Ma_{r3}$ 和相对气流角 $\beta_3$ 。分析模型的输入和输出参数汇总在表1中。

表1对旋压气机级分析模型输入和输出参数

输入参数	符号
进口导叶出口气流参数	$T_1, P_1, \alpha_1$
上游转子R1流量和载荷系数	$\phi_1, \psi_1$
上游转子R1叶尖前缘切线速度	$U_{L1}$
坐标点 $L_1, L_2, L_3, L_4$	
上游转子R1稠度展向分布	$\sigma_1(R)$
叶型相对高度, 分流环前缘相对高度 分流环位置坐标 $S_0, S_1, S_2$	$R, R$
下游转子R2局部流量系数和载荷系数	$\phi_2, \psi_2$
上游转子R2前缘尖端切向速度	$U_{L2}$
坐标点 $D_1, D_2, D_3, D_4$	
下游转子R2稠度展向分布	$\sigma_2(R)$
输出参数	符号
上下转子R1&R2的相对进口马赫数	$Ma_{r1}, Ma_{r2}$
-相对进口气流角	$\beta_1, \beta_2$
-扩散因子	$DF_1, DF_2$

采用C语言编制了对旋压气机分析模型的计算程序, 分析模型的关键输出参数为上下转子的相对马赫数 $Ma_r$ 、相对气流角 $\beta$ , 这两个参数对下游反向转子R2的效率潜力有非常重要的影响。

### 2.模型分析应用

本节利用所建立的分析模型, 研究关键设计变量对

某跨声速双涵道对旋压气机气动参数的影响。给定变量、设计变量和输出参数如表2所示, 图6给出了该压气机对旋部分的示意图。

表2对旋压气机的给定参数、设计变量和输出参数

部分给定的参数	数值
转子R1转速, $N_1$	24500 rpm
转子R1机匣半径	182 mm
转子R1轮毂与尖端的比值, 前缘	0.30
转子R1轮毂/叶尖坡度	0.35, 0
R1后缘半径与轮毂和叶冠前缘半径之比	1.4, 1.0
设计变量	符号
转子R1的流量和载荷系数	$\phi_1, \psi_1$
进口导叶出口预旋角	$\alpha_1$
转子R2的转速	$N_2$
输出参数	符号
转子R2的相对进口马赫数和相对气流角	$Ma_{r3}, \beta_3$

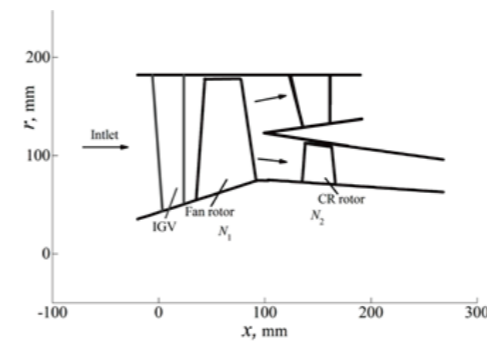


图6某跨声速双涵道对旋压气机子午示意图

#### 2.1 上游转子R1载荷系数 $\psi_1$ 和流量系数 $\phi_1$ 的影响

对于下游对旋转子R2, 相对进口马赫数 $Ma_{r3}$ 和进口气流角 $\beta_3$ 是非常重要的参数, 对效率潜力有决定性的影响。由图7可知, 上游转子R1的载荷系数 $\psi_1$ 的增加会导致下游对旋转子R2进口相对马赫数的快速增长, 并使得进口相对气流角更偏离轴向。具体而言, 以对于转子中部截面(R=0.5), 当流量系数 $\phi_1 = 0.3$ 时, 上游转子R1载荷系数 $\psi_1$

从0.1增至0.3, 下游转子R2进口相对马赫数 $Ma_{r3}$ 从1.36增长到1.80, 进口气流角从 $-71.2^\circ$ 变化至 $-77.3^\circ$ 。

对于流量系数, 上游R1转子流量系数 $\phi_1$ 的增加仅使得下游转子R2入口马赫数略微提高, 但是进口气流角向轴线方向显著移动。以转子中部截面(R=0.5)为例, 当载荷系数 $\psi_1$ 保持0.15, 上游转子R1的流量系数 $\phi_1$ 从0.25增至0.40, 下游转子进口相对马赫数 $Ma_{r3}$ 由1.43略微增至1.52, 相对进口气流角由 $-76.2^\circ$ 变化至 $-68.9^\circ$ 。

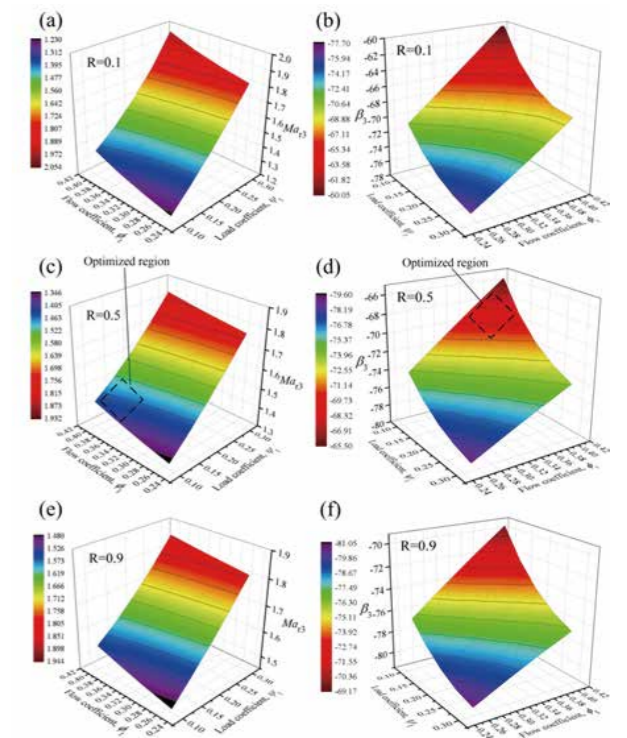


图7 R1载荷系数 $\psi_{R1}$ 和流量系数 $\phi_{R1}$ 对下游转子相对马赫数 $Ma_{r3}$ 和相对进口气流角 $\beta_3$ 的影响趋势

根据这些分析结果, 优选的上游转子R1设计参数为较低的载荷系数 $\psi_{R1} = 0.10 \sim 0.15$ 和中等的流量系数 $\phi_{R1} = 0.30 \sim 0.40$ , 可以获得较低的下游转子相对马赫数 $Ma_{r3}$ 和相对进口气流角 $\beta_{R3}$ , 有利于降低激波损失、叶型损失和端区损失, 从而提高下游对旋转子的效率潜力。



### 2.2 进口导流叶片预旋角的影响

如图8(a)和(b)所示,出口预旋角 $\alpha$ 的增大能降低下游对旋转子R2的相对马赫数 $Ma_{r3}$ ,并使得对旋转子R2进口位置切向速度的减小而使入流角向轴向靠近(图8),有利于提高对旋转子的效率。另一方面,如图8(c)和(d)所示,预旋角 $\alpha$ 的增大会导致上游转子R1的相对马赫数 $Ma_{r3}$ 和进口气流角 $\beta_{r1}$ 的增加,但仍维持在典型设计范围内,不会对上游转子R1的效率造成显著不利的影响。因此,对于图6所示对旋增压气机,采用适当的进口导流叶片出口正预旋可以有效提高下游转子R2的效率,由图9可知预旋角的优选范围为 $15^\circ \sim 30^\circ$ 。

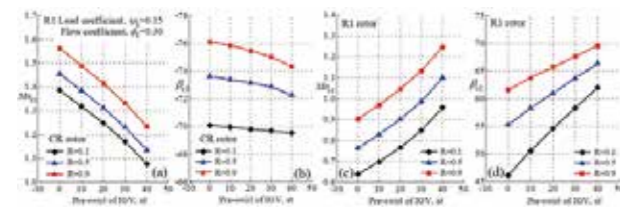


图8导叶出口预旋对下游转子R2和上游转子R1进口马赫数和进气角的影响

### 2.3 下游对旋转子R2转速的影响

如图9(a)和(b)所示,对旋转子转速 $N_2$ 的降低可以降低进口相对马赫数 $Ma_{r3}$ ,并使得进口气流角 $\beta_3$ 更接近轴向。具体而言,对于叶片中部截面(R=0.5),当转子转速从 $3.9 \times 10^4$ 降至 $3.0 \times 10^4$ rpm,相对马赫数降低了,进口相对气流角变化了 $3.1^\circ$ 。但是,对旋转子R2转速的降低会导致负荷能力降低,从而导致级总压比的显著下降(图13(c))。因此,下游转子的转速 $N_2$ 的选择需要在这些参数之间取得平衡,在保持合理的进口马赫数和进气角的同时提供足够的级总压比。

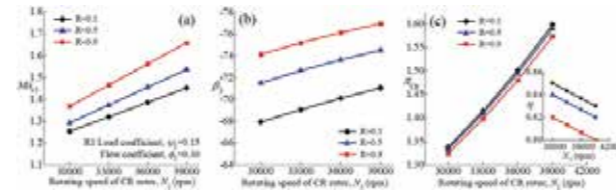


图9下游转子转速 $N_2$ 对进口相对马赫数 $Ma_{r3}$ 、进气角 $\beta_3$ 和总压比的影响,载荷系数 $\psi_1 = 0.15$ ,流量系数 $\phi = 0.30$

## 3. 结论

本文提出了一种基于速度矢量图的跨声速对旋压气机级流动参数分析模型,利用该分析模型,分析了某双流路对旋压气机上游转子R1的负荷/流量系数、预旋气流角和下游转子转速的影响,主要结论有:

- 1.上游转子R1的载荷系数在较小范围( $\psi_1 = 0.10 \sim 0.15$ )选取,同时流量系数在中等范围( $\phi = 0.30 \sim 0.40$ )选取,有利于使下游转子R2的相对马赫数控制在合理水平,相对进口气流角更接近常规范围。
- 2.正预旋能有效降低下游对旋转子R2的相对马赫数,使进气角更接近轴向,从而提高转子的效率,对于本文研究的情况,优选的预旋范围为 $15 \sim 30^\circ$ 。
- 3.下游对旋转子R2的转速选择应在保证转子增压能力的同时防止进口相对马赫数过高。

## 符号

- $P$  静压 (Pa)
- $\dot{m}$  质量流量 (kg/s)
- $N$  转速 (rpm)
- $K$  比热比,  $k = 1.4$
- $r_E$  叶片截面相对高度 (mm)
- $q(Ma)$  气体动力学函数,  $q(Ma) = Ma \left[ \frac{2}{k+1} \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$
- $A_t$  轴向密流比,  $A_t = A_{st,tub}^1 / A_{st,tub}^2 = \rho_2 V_{z2} / \rho_1 V_{z1}$

- $C$  弦长(mm)
- $DF$  扩散因子,  $DF = 1 - \frac{W_{out}}{W_{in}} + \frac{(W_{t,in} - W_{t,out})}{2\sigma W_{in}}$  对于转子;  
 $DF = 1 - \frac{V_{out}}{V_{in}} + \frac{(V_{t,in} - V_{t,out})}{2\sigma V_{in}}$  对于定子
- $Ma$  马赫数
- $N_R$  相对转速
- $P$  总压(Pa)
- $R_g$  气体常数,  $R_g = 287.06 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$
- $T$  总温 (K)
- $U_E$  叶片切线速度 (m/s)
- $V_z$  轴向速度 (m/s)
- $V_r$  径向速度 (m/s)
- $\beta_m$  叶片金属角 (degree)
- $\pi$  总压比,  $\pi = P_2 / P_1$
- $\eta$  绝热效率,  $\eta = \left( \pi^{(k-1)/k} - 1 \right) / (T_2 / T_1 - 1)$
- $\theta$  弯角 (degree)
- $\phi$  基于叶片前缘切线速度的流量系数,  $\phi = V_z / U_t^L$
- $\psi$  基于叶片前缘切线速度的载荷系数,  $\psi = \Delta h / (U_t^L)^2$

## 参考文献

- [1] Lynam, F.C.; Hawes, S.P. Contra Rotating Axial Flow Fans. The Engineers 1946.
- [2] Young, R.H. Counter Rotating Fans. JHIVE 1952, 18, 187.
- [3] Miller, D.A.J.; Chappel, M.S. The Co-Turbo Shaft - A Novel Gas Turbine Power Plant for Heavy Equipment, ASME paper No. 79-GT-132. 1972.
- [4] Sharma, P.B.; Jain, Y.P.; Jha, N.K.; Khanna, B.S. Stalling Behaviour of a Contra-Rotating Stage. In Proceedings of the 7th International Symposium on Air Breathing Engines, 1985.
- [5] Sharma, P.B. Development of a Contra-Rotating Axial Flow Compressor; IIT Delhi: New Delhi, 1986.
- [6] Pundhir, D.S.; Sharma, P.B.; Sharma, O. Effect of 90 Deg. Extent Circumferential Inlet Distortion on Aerodynamic Performance of a Contra Rotating Axial Compressor Stage, ASME COGEN-TURBO, IGTI-Vol. 7. 1992.
- [7] Kirchner, J. Aerodynamic design of an aspirated counter-rotating compressor. Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 2002.
- [8] Merchant, A.; Epstein, A.H.; Kerrebrock, J.L. Compressors with aspirated flow control and counter-rotation. 2004.
- [9] Onnee, J.F. Aerodynamic performance measurements in a counter-rotating aspirated compressor. Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 2005.
- [10] Parker, D.V. Design and operation of a counter-rotating aspirated compressor blowdown test facility. Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 2005.
- [11] Kerrebrock, J.L.; Epstein, A.H.; Merchant, A. Design and test of an aspirated counter-rotating fan. 2006.
- [12] Vijayraj, K.; Govardhan, M. Aerodynamics of contra-rotating fans with swept blades. 2015.
- [13] Toge, T.D.; Pradeep, A.M. Experimental investigation of stall inception of a low speed contra rotating axial flow fan under circumferential distorted flow condition. Aerospace Science Technology 2017, 70, 534-548.
- [14] Bandopadhyay, T.; Mistry, C.S. Effect of total pressure distribution on performance of small size counter-rotating axial-flow fan stage for electrical propulsion. 2019.
- [15] 王掩刚; 刘波; 陈云永; 姜健. 双级对旋压气机流场分析研究. 西北工业大学学报 2006, 24, 97-101.
- [16] 王掩刚; 贾瑞琦; 牛楠; 刘波. 双级对旋压气机多工况数值分析研究. 西北工业大学学报 2008, 26, 535-539.
- [17] 刘波; 陈云永; 项效镨; 侯为民. 对旋压气机数值模拟及实验研究. 推进技术

2008, 29, 454-457.

[18]刘波; 侯为民; 陈云永; 赵旭民. 对旋压气机转差特性试验与数值模拟. 航空动力学报 2009, 24, 403-408.

[19]高丽敏; 李晓军; 谢建; 刘波. 对旋压气机最先失速级的小扰动理论分析. 航空学报 2013, 34.

[20]高丽敏; 苗芳; 李晓军; 刘波. 对旋压气机转速比对最先失速级的影响. 应用力学学报 2013, 30.

[21]王掩刚; 牛楠; 刘波; 贾瑞琦; 陈云永. 双级对旋压气机轴向间隙对性能的影响. 航空动力学报 2010, 25, 531-536.

[22]张鹏; 刘波; 曹志远; 那振喆; 史磊. 对旋压气机非轴对称端壁造型优化设计. 航空动力学报 2014, 29, 2570-2578.

[23]王海童; 王掩刚; 先松川. 级环境下跨声速对旋压气机优化设计研究. 推进技术 2017, 38, 348-355.

[24]肖翔; 赵晓路; 徐建中. 高压比旋转冲压叶轮研究. 工程热物理学报 2008, 29, 759-762.

[25]肖翔. 对旋冲压压气机冲压叶轮内部流动分析研究. 中国科学院工程热物理所, 北京, 2008.

[26]Cui, W.W.; Zhao, Q.J.; Xu, J.Z. The influence of tip leakage flow on flowfields in a highly loaded transonic rotor with forward sweep. Int J Green Energy 2015, 12, 230-239.

[27]崔伟伟. 对旋冲压压气机低压级气动设计及流动分析. 中国科学院工程热物理研究所, 北京, 2012.

[28]Johnsen, I.A.; Bullock, R.O. Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors; NASA Washington, D.C., 1965.

[29]Wennerstrom, A.J.; Puterbaugh, S.L. A Three-Dimensional Model for the Prediction of Shock Losses in Compressor Blade Rows. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 1984, 106, 295-299.

[30]Koch, C.C.; L. H. Smith, J. Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors. ASME Journal of Engineering for Power 1976, 98, 411-424.

# 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		





# 共轴无人直升机吊挂飞行协调运动控制技术研究

文 / 王梦石

(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:** 本文以无人直升机吊挂飞行时的协调运动控制技术为核心开展研究,分别建立了用于吊挂飞行的无人直升机飞行动力学模型和吊挂系统动力学模型,并依据无人直升机吊挂飞行时的动力学特性,建立了无人直升机与吊挂货物的耦合动力学模型。在无人直升机吊挂飞行耦合动力学模型的基础上,对吊挂系统协调运动控制技术展开了深入研究,最终在现有无人直升机控制系统基础上,设计并加入了ZVD输入整形器与延时反馈控制器,显著提升了无人直升机吊挂飞行中吊挂物的摆动收敛性,进而有效改善了无人直升机在吊挂飞行中的飞行安全。

**关键词:** 无人直升机;吊挂系统;飞行动力学建模;输入整形;延时反馈

## 绪论

直升机的诞生对军事、民用方面都具有划时代的意义。由于直升机垂直起降的特性,使得直升机对起降条件的要求非常简单,不需要像固定翼飞机那样需要滑跑才能起飞。吊挂飞行是直升机众多飞行方式之一,从上个世纪五十年代,人们开始利用直升机进行机外吊挂物的运输任务。在军事方面:重型直升机在越南战争中被大量使用,可输送军事作战中所需要的各种物资,如食物、药品、弹药、油料及其它器材等。除军用之外,直升机吊挂物飞行在各式各样的民用经济建设工程中也占有重要比例,“米-26”直升机除作为军事用途之外,其民用功能也相当出色,如森林消防、自然灾害救援等,可以吊挂大型机械,运输货物前往山地、林地等没有起降跑道的地方,2008年5月,在汶川大地震的救援、抢险中,就是频繁使用米-26调运大型工程设备到震区实施堰塞湖的挖掘、疏浚工程,在预防次生灾害方面发挥了重要作用,2009年台湾水灾,美国提供救灾的重型直升机(CH-53E和MH-60Y)用来吊重物 and 运输人员。随着时代的发展和特定的任务需求,许许多多的领域需要直升机进行吊挂物运输飞行,这是由于直升机特有的灵活机动性,在运输过程中可以适应复杂的场景,比如环境恶劣、无停机坪等。直升机在进行机吊挂物运输飞行时,可运输直升机机舱装不下的大体积货物,不需要浪费精力设计直升机机体的装载容积和货物外形之间的匹配问题。当受到交通状况、地理等条件的制约时,一般运输工具难以及时到达目的地,而直升机吊挂物运输飞行可以迅速、高效地完成起降、装卸货物或营救人员等任务。直升机吊挂物飞行大大拓宽了运输范围、降低了运输条件,从而可以加快工程进度、减少任务时间,提高经济效率。因此研究直升机带外吊挂飞行具有重要意义。

无人直升机通过全自主的飞行控制系统来代替有人

直升机中的飞行员,可以有效的克服飞行员的水平不齐以及状态起伏的问题,目前无人直升机的飞行控制技术已取得了充分的发展,趋近于成熟,在国内外都诞生了较多的成熟型号。然而,在无人直升机吊挂货物领域,仅有少数国家和型号取得了成功,典型的如美国K-MAX无人直升机。在其它国家和地区,绝大部分的吊挂任务通过有人直升机来执行,我国在无人直升机的常规飞行方面也取得了很大发展,诞生了数个成熟产品,但是在吊挂飞行方面,仍旧是一片空白。直升机外挂货物后(尤其是重载货物),操纵品质下降,飞行难度增加,对飞行员的技术水平要求增高。直升机带吊挂物飞行运输中的危险性,体现在以下几个方面:1)吊挂物的外形、体积、质量和气动特性,都会引起直升机的姿态角和飞行速度的变化,从而会加重机身和旋翼的气动干扰;2)与直升机裸机飞行相对比,直升机带吊挂物飞行在起飞时的周期变距增大、旋翼尾流流速增大,因此会加剧旋翼载荷的非正常效应;3)直升机和吊挂物之间是通过吊索连接的,吊挂物的摆动会降低直升机的稳定性,增加直升机操纵难度。在实际飞行中,超过10%的直升机飞行事故与吊挂飞行相关。耦合是导致直升机吊挂飞行安全性不容乐观的一个重要因素,直升机本身存在复杂的耦合,吊索和吊挂物的引入使得系统耦合更加复杂。无人直升机与吊挂物之间产生的运动耦合使得吊挂物有振荡发散的隐患,对无人直升机的稳定特性和操纵响应提出更为严格的要求。保障飞行安全成为无人直升机吊挂物运输飞行中的关键问题,研究无人直升机吊挂飞行协调运动控制技术对改善吊挂飞行安全具有重要意义。

此项研究目的是在无人直升机常规飞行控制(已经成熟)的基础上,研究无人直升机吊挂飞行协调运动控制技术,使无人直升机具备吊挂飞行的能力,目标实现的技术指标如下:

无人直升机满载状态下(装载50kg有效载荷),在加减速机动飞行过程中吊挂货物稳定时间比未进行协调控制时缩短50%(在加速阶段或减速阶段,从开始周期振荡到吊挂货物与无人直升机保持相对静止的时间)。

## 1.直升机飞行动力学建模

### 1.1符号说明

$x$ :标量(斜体)

$\mathbf{x}$ :矢量(斜体加粗)

$\mathbf{x}^I$ :上标表示定义的坐标系, $\mathbf{x}^I$ 表示坐标系 $I$ 下的矢量 $\mathbf{x}$

$\mathbf{x}_J$ :下标表示定义的不同对象, $\mathbf{x}_J$ 表示对象 $J$ 的矢量 $\mathbf{x}$

$\tilde{\mathbf{x}}_J^I$ :上波浪线表示叉乘矩阵, $\tilde{\mathbf{x}}_J^I$ 表示坐标系 $I$ 下对象 $J$ 的矢量 $\mathbf{x}$ 的叉乘矩阵,可将叉乘 $\mathbf{x}_J^I \times \mathbf{y}_J^I$ 等效为矩阵相乘 $\tilde{\mathbf{x}}_J^I \mathbf{y}_J^I$ ,其中 $\tilde{\mathbf{x}}_J^I$ 定义为:

$$\tilde{\mathbf{x}}_J^I = \begin{bmatrix} 0 & -x_{J,3}^I & x_{J,2}^I \\ x_{J,3}^I & 0 & -x_{J,1}^I \\ -x_{J,2}^I & x_{J,1}^I & 0 \end{bmatrix} \quad (1-1)$$

$\dot{x}$ :变量 $x$ 对时间的一阶导数

$\ddot{x}$ :变量 $x$ 对时间的二阶导数

### 1.2坐标系定义

如图1-1所示,本次研究的共轴无人直升机吊挂飞行控制采用单点吊挂方式,由直升机吊挂点引出吊索,吊索下端栓系在吊挂物上,吊索与无人直升机通过吊点处的万向铰接头连接,此连接方式可看成只传力不传力矩。

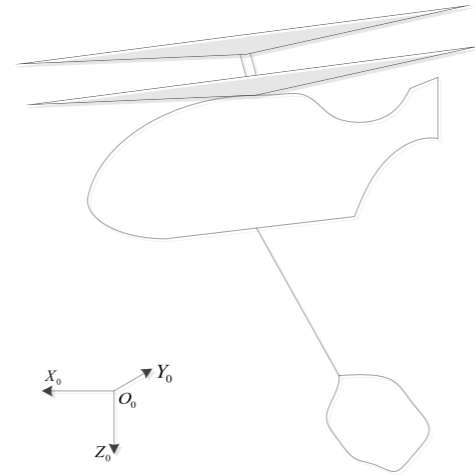


图1-1 共轴无人直升机吊挂系统示意图

图1-2中,  $(O-XYZ)_0$  坐标系表示静止地轴系,与地面固定。 $(O-XYZ)_c$  坐标系表示牵连地轴系,原点固定在直升机质心上,三个方向与静止地轴系一致。 $(O-XYZ)_b$  表示无人直升机机体轴系,原点固定在直升机质心上,三个轴的方向通过牵连地轴系按照 $Z-Y-X$ 的顺序分别旋转偏航角 $\psi$ 、俯仰角 $\theta$ 、横滚角 $\phi$ 得到。

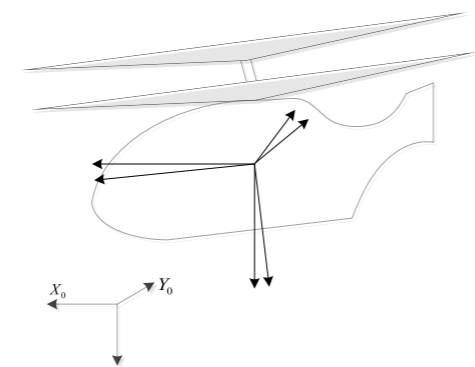


图1-2 无人直升机坐标系示意图

### 1.3直升机动力学方程

根据线性和角动量守恒原理,可导出惯性参考系中

的牛顿-欧拉方程。对于恒定的直升机质量 $m_H$ 和惯性矩(转动惯量矩阵 $\mathbf{I}_H^b$ ),方程为:

$$m_H \frac{d^I \mathbf{V}_H^b}{dt} = \mathbf{F}_H^b \quad (1-2)$$

$$\mathbf{I}_H^b \frac{d^I \mathbf{V}_H^b}{dt} = \mathbf{M}_H^b \quad (1-3)$$

其中, $\mathbf{F}_H^b = [X \ Y \ Z]^T$ 为外力作用于无人直升机机体重心的向量, $\mathbf{M}_H^b = [X \ Y \ Z]^T$ 为作用于机体重心的外力矩。使用移动参考系的运动学原理,我们可以得到相对于固定参考系的运动方程:

$$m_H \dot{\mathbf{V}}_H^b + m_H (\boldsymbol{\omega}_H^b \times \mathbf{V}_H^b) = \mathbf{F}_H^b \quad (1-4)$$

$$\mathbf{I}_H \dot{\boldsymbol{\omega}}_H^b + (\boldsymbol{\omega}_H^b \times \mathbf{I}_H \boldsymbol{\omega}_H^b) = \mathbf{M}_H^b \quad (1-5)$$

其中, $\mathbf{V}_H^b = [u \ v \ w]^T$ 为无人直升机机体轴系下的速度, $\boldsymbol{\omega}_H^b = [p \ q \ r]^T$ 为无人直升机机体轴系下的角速度。从而可以将直升机的六自由度刚体运动方程表示为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{V}}_H^b = -\boldsymbol{\omega}_H^b \times \mathbf{V}_H^b + \mathbf{A}_{b0} \mathbf{g}^0 + \mathbf{F}_H^b / m_H \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_H^b = \mathbf{I}_H^{-1} (-\boldsymbol{\omega}_H^b \times (\mathbf{I}_H \boldsymbol{\omega}_H^b) + \mathbf{M}_H^b) \end{cases} \quad (1-6)$$

同时,无人直升机还有如下的运动学关系:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{R}}_H^0 = \mathbf{A}_{b0} \mathbf{V}_H^b \\ \dot{\boldsymbol{\Theta}}_H = \mathbf{T}_b \boldsymbol{\omega}_H^b \end{cases} \quad (1-7)$$

其中, $\mathbf{A}_{b0}$ 是无人直升机机体轴系到静止地轴系的转换矩阵, $\boldsymbol{\Theta}_H = \{\phi \ \theta \ \psi\}^T$ 为无人直升机的欧拉姿态角, $\mathbf{T}_b$

是从无人直升机机体轴系角速度到欧拉角速度的转换矩阵, $\mathbf{A}_{b0}$ 和 $\mathbf{T}_b$ 的表达式为:

$$\mathbf{A}_{b0} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi - \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1-8)$$

$$\mathbf{T}_b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \phi \\ 0 & \cos \theta & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1-9)$$

## 2.直升机吊挂飞行动力学建模

### 2.1吊挂系统的动力学方程

图2-1为吊挂系统示意图,其中静止地轴系 $(O-XYZ)_0$ 与前文中定义一致, $\mathbf{R}_K^0$ 和 $\mathbf{R}_L^0$ 分别表示吊钩和吊挂物在静止坐标系下的位置矢量坐标, $l_c$ 表示吊索长度, $\theta_c$ 和 $\phi_c$ 分别表示吊索相对于牵连地轴系的前摆角和左摆角。

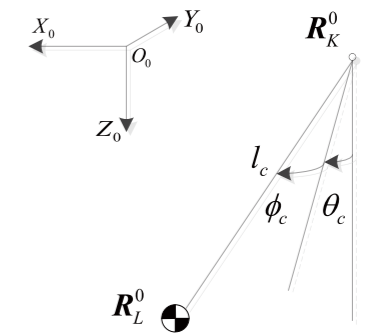


图2-1 吊挂系统示意图

吊挂系统的运动方程为:

$$\ddot{\mathbf{R}}_L^0 = \frac{1}{m_L} (\mathbf{F}_{a,L}^0 + \mathbf{F}_{c,L}^0) + \mathbf{g}^0 \quad (2-1)$$

其中, $m_L$ 为吊挂物质量, $\mathbf{F}_{a,L}^0$ 为吊挂物所受气动力, $\mathbf{F}_{c,L}^0$ 为吊挂物所受的吊索拉力, $\mathbf{g}^0$ 是重力加速度。



假设吊挂物受均匀气动阻力作用,则  $F_{a,L}^0$  可表示为:

$$F_{a,L}^0 = -\frac{1}{2}C_{d,L}\rho|\dot{R}_L^0|\dot{R}_L^0 \quad (2-2)$$

其中,  $C_{d,L}$  是阻力系数,  $\rho$  是空气密度。

吊索的位置矢量可以由下式计算得出:

$$R_{KL}^0 = R_L^0 - R_K^0 \quad (2-3)$$

则吊索长度以及变化速率可分别表示为:  $|R_{KL}^0|$  和  $\dot{R}_{KL}^0$ 。

在弹性范围内吊索的拉力  $T_c$  可以根据吊索当前的长度与原长度  $l_{c0}$  之差和吊索伸长的速度计算得到:

$$T_c = K_c \left( |R_{KL}^0| - l_{c0} \right) + D_c \left( \dot{R}_{KL}^0 \right)^T R_{KL}^0 / |R_{KL}^0| \quad (2-4)$$

其中,  $K_c$  是吊索刚度,  $D_c$  是吊索阻尼。则  $F_{c,L}^0$  可表示为:

$$F_{c,L}^0 = -T_c R_{KL}^0 / |R_{KL}^0| \quad (2-5)$$

因此,要计算式(2-1),须知道吊钩的空间位置  $R_K^0$  和速度  $\dot{R}_K^0$ , 以及吊挂物的空间位置  $R_L^0$  和速度  $\dot{R}_L^0$ 。

## 2.2 直升机吊挂系统耦合动力学方程

图2-2为共轴无人直升机带吊挂物耦合系统示意图,由无人直升机系统和吊挂系统组成,图中静止地轴系( $O-XYZ$ )<sub>0</sub>和无人直升机体轴系( $O-xyz$ )<sub>b</sub>与前文中定义一致。 $r_K^b$ 代表了吊钩在无人直升机体轴系下的位置矢量坐标,  $R_H^0$ 、 $R_K^0$ 和 $R_L^0$ 分别表示无人直升机质心、吊钩和吊挂物在静止坐标系下的位置矢量。

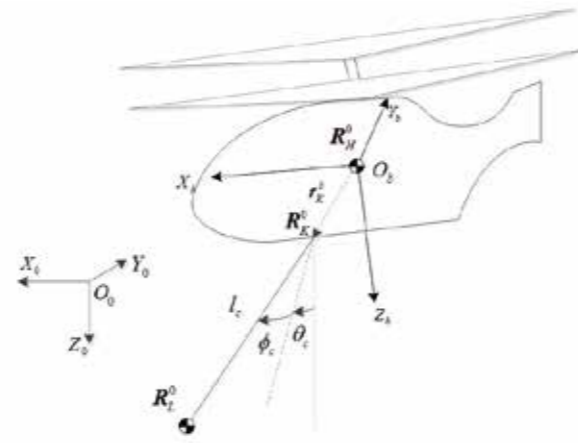


图2-2 直升机带吊挂物耦合示意图

直升机的动力学方程与吊挂物的动力学方程通过吊索拉力实现耦合,得到的直升机吊挂物耦合飞行动力学方程为:

$$\begin{cases} \dot{V}_H^b = -\omega_H^b \times V_H^b + A_{b0}g^0 + F_H^b/m_H + A_{b0}F_{c,H}^0/m_H \\ \dot{\omega}_H^b = I_H^{-1} \left( -\omega_H^b \times (I_H \omega_H^b) + M_H^b \right) + I_H^{-1} r_K^b \times (A_{b0}F_{c,H}^0) \\ \dot{\Theta}_H = T_b \omega_H^b \\ \dot{R}_H^0 = A_{b0}V_H^b \\ \ddot{R}_L^0 = (F_{a,L}^0 + F_{c,L}^0)/m_L + g^0 \\ \dot{R}_L^0 = \dot{R}_L^0 \end{cases} \quad (2-6)$$

其中,  $A_{b0}$  是从静止地轴系到无人直升机体轴系的坐标转换矩阵,  $F_{c,H}^0 = -F_{c,L}^0$  是静止地轴系下吊索对无人直升机的拉力矢量。

已知直升机在静止坐标系下的位置  $R_H^0$  和吊钩相对位矢坐标  $r_K^b$ , 则吊钩绝对位矢坐标可表示为:

$$R_K^0 = R_H^0 + A_{b0}r_K^b \quad (2-7)$$

对上式求导可得到吊钩速度:

$$\dot{R}_K^0 = A_{0b} \left( V_H^b + \omega_H^b \times r_K^b \right) \quad (2-8)$$

将吊挂物的空间位置  $R_L^0$  和速度  $\dot{R}_L^0$  作为状态量,即可实现直升机和吊挂系统的耦合。

取系统的状态量为:

$$x_{H,L} = \left\{ V_H^{bT}, \omega_H^{bT}, \Theta_H^T, R_H^{0T}, \dot{R}_L^{0T}, R_L^{0T} \right\} \quad (2-9)$$

系统的状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{V}_H^b = -\omega_H^b \times V_H^b + A_{b0}g^0 + F_H^b/m_H + A_{b0}F_{c,H}^0/m_H \\ \dot{\omega}_H^b = I_H^{-1} \left( -\omega_H^b \times (I_H \omega_H^b) + M_H^b \right) + I_H^{-1} r_K^b \times (A_{b0}F_{c,H}^0) \\ \dot{\Theta}_H = T_b \omega_H^b \\ \dot{R}_H^0 = A_{b0}V_H^b \\ \ddot{R}_L^0 = (F_{a,L}^0 + F_{c,L}^0)/m_L + g^0 \\ \dot{R}_L^0 = \dot{R}_L^0 \end{cases} \quad (2-10)$$

## 2.3 线性直升机模型与吊挂系统的组合

为了实现无人直升机和吊挂系统的耦合以及用于后续控制器设计时的非线性仿真,需要非线性的直升机动力学模型。然而,目前仅有通过系统辨识方法所获得的无人直升机无吊挂飞行时的线性化模型,包括状态矩阵  $A$  和控制矩阵  $B$ , 并没有可用的非线性直升机模型。因此,需要对  $A$ 、 $B$  矩阵进行处理,得到近似的非线性直升机运动方程。吊挂系统是非线性的,一旦得到了近似的非线性直升机运动方程,就可以带入式(2-10)得到无人直升机带吊挂飞行时的非线性状态方程。

通过系统辨识方法所获得的状态矩阵  $A$  和控制矩阵  $B$  是一个11维的矩阵,矩阵的状态量为:

$$x_{H,A} = \left\{ \alpha_H^{bT}, \omega_H^{bT}, \Theta_H^T, V_H^{bT} \right\} \quad (2-11)$$

其中,  $\alpha_H^{bT} = \{b \ a\}$  为旋翼桨叶的挥舞角。系统的控制量为:

$$\delta_{H,B} = \left\{ \delta_{lat} \ \delta_{lon} \ \delta_{ped} \ \delta_{col} \right\} \quad (2-12)$$

其中,  $\delta_{lat}$ 、 $\delta_{lon}$ 、 $\delta_{ped}$  和  $\delta_{col}$  分别为无人直升机的横向周期变距指令、纵向周期变距指令、航向变距指令、总局变距指令。线性化后的状态矩阵  $A$  和控制矩阵  $B$  如下所示:

$$A = \begin{bmatrix} B_b & B_s & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_b & A_s & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L_b & L_s & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L_v & L_v & 0 \\ M_b & M_s & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_u & M_u & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & N_x & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -g & 0 & X_v & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_v & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Z_w \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} B_{lat} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_{lon} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & N_{ped} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Z_{col} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2-13)$$

设配平状态为匀速直线飞行状态,则此时的无人直升机线性化的动力学方程为:

$$\begin{cases} \Delta \dot{V}_H^b = \frac{\partial F_H^b}{\partial V_H^b} \Delta V_H^b + \left( \frac{\partial F_H^b}{\partial \omega_H^b} + \dot{V}_H^b \right) \Delta \omega_H^b + \frac{\partial A_{b0}g^0}{\partial \Theta_H} \Delta \Theta_H + \frac{\partial F_H^b}{\partial \delta_{H,B}} \Delta \delta_{H,B} \\ \Delta \dot{\omega}_H^b = I_H^{-1} \frac{\partial M_H^b}{\partial V_H^b} \Delta V_H^b + I_H^{-1} \frac{\partial M_H^b}{\partial \omega_H^b} \Delta \omega_H^b + I_H^{-1} \frac{\partial M_H^b}{\partial \delta_{H,B}} \Delta \delta_{H,B} \end{cases} \quad (2-14)$$

在上式的基础上增加旋翼桨叶的挥舞角与角速度间的转换关系,以及姿态角与角速度之间的转换关系,即可得到用  $A$ 、 $B$  阵表示的无人直升机线性化方程:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha}_H^b \\ \Delta \dot{\omega}_H^b \\ \Delta \dot{\Theta}_H \\ \Delta \dot{V}_H^b \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \Delta \alpha_H^b \\ \Delta \omega_H^b \\ \Delta \Theta_H \\ \Delta V_H^b \end{bmatrix} + B \delta_{H,B} \quad (2-15)$$

结合吊挂系统的状态方程,并扩充原系统的状态量

$$\dot{\mathbf{x}}_{H,L} = \left\{ \boldsymbol{\alpha}_H^b, \mathbf{V}_H^{bT}, \boldsymbol{\omega}_H^{bT}, \boldsymbol{\Theta}_H^T, \mathbf{R}_H^{0T}, \dot{\mathbf{R}}_L^{0T}, \mathbf{R}_L^{0T} \right\} \quad (2-16)$$

可得到线性化后无人直升机与吊挂系统的状态方程为：

$$\begin{cases} \Delta \dot{\boldsymbol{\alpha}}_H^b = \Delta \dot{\boldsymbol{\alpha}}_H^b \\ \Delta \dot{\mathbf{V}}_H^{bT} = \frac{\partial \mathbf{F}_H^b}{\partial \mathbf{V}_H^b} \Delta \mathbf{V}_H^{bT} + \left( \frac{\partial \mathbf{F}_H^b}{\partial \boldsymbol{\omega}_H^b} + \dot{\mathbf{V}}_H^{bT} \right) \Delta \boldsymbol{\omega}_H^b + \frac{\partial \mathbf{A}_{H0} \mathbf{g}^0}{\partial \boldsymbol{\Theta}_H} \Delta \boldsymbol{\Theta}_H + \frac{\partial \mathbf{A}_{H0} \mathbf{F}_{c,H}^0}{\partial \mathbf{x}_{H,L}} \Delta \mathbf{x}_{H,L} + \frac{\partial \mathbf{F}_H^b}{\partial \boldsymbol{\delta}_{H,B}} \Delta \boldsymbol{\delta}_{H,B} \\ \Delta \dot{\boldsymbol{\omega}}_H^b = \mathbf{I}_H^{-1} \frac{\partial \mathbf{M}_H^b}{\partial \mathbf{V}_H^b} \Delta \mathbf{V}_H^{bT} + \mathbf{I}_H^{-1} \frac{\partial \mathbf{M}_H^b}{\partial \boldsymbol{\omega}_H^b} \Delta \boldsymbol{\omega}_H^b + \mathbf{I}_H^{-1} \dot{\mathbf{F}}_k^b \frac{\partial \mathbf{A}_{H0} \mathbf{F}_{c,H}^0}{\partial \mathbf{x}_{H,L}} \Delta \mathbf{x}_{H,L} + \mathbf{I}_H^{-1} \frac{\partial \mathbf{M}_H^b}{\partial \boldsymbol{\delta}_{H,B}} \Delta \boldsymbol{\delta}_{H,B} \\ \Delta \dot{\boldsymbol{\Theta}}_H = \mathbf{T}_b \Delta \boldsymbol{\omega}_H^b \\ \Delta \dot{\mathbf{R}}_H^0 = \frac{\partial \mathbf{A}_{H0}}{\partial \boldsymbol{\Theta}_H} \mathbf{V}_H^{bT} \boldsymbol{\Theta}_H + \mathbf{A}_{H0} \mathbf{V}_H^{bT} \\ \Delta \dot{\mathbf{R}}_L^0 = \frac{\partial \mathbf{F}_{c,L}^0}{\partial \mathbf{R}_L^0} \Delta \mathbf{R}_L^0 + \frac{\partial \mathbf{F}_{c,L}^0}{\partial \mathbf{x}_{H,L}} \Delta \mathbf{x}_{H,L} \\ \Delta \dot{\mathbf{R}}_L^0 = \Delta \mathbf{R}_L^0 \end{cases} \quad (2-17)$$

上式中的直升机气动导数可通过总重相同的直升机无吊挂飞行时的A、B阵得到，吊索拉力的偏导数可以通过基于非线性方程使用数值求导的方法计算得到。通过将无人直升机在悬停状态和20m/s前飞速度状态下的A、B阵形成插值表，就可以近似地得到无人直升机由悬停状态到20m/s前飞速度时的非线性动力学方程。

使用近似方法会带来一定的误差，因为无人直升机无吊挂飞行的配平状态与其带吊挂飞行的配平状态存在差异，但由于吊挂物占总重的质量比不会超过15%，且前飞速度也因为吊挂飞行任务的使用场景而被限制，这样使用近似方法带来的误差是可接受的。

### 2.4典型状态下无人直升机的线性系统矩阵

本次设计的对象为某型410kg级共轴无人直升机，直升机和吊挂物的基本参数如下表所示：

表2-1 直升机和吊挂物总体参数

参数名称	标记	数值	单位
直升机重量	$m_H$	410kg	kg
直升机转动惯量	$I_{xx}$	68.2	$kg \cdot m^2$
	$I_{yy}$	243.9	
	$I_{zz}$	187.6	
	$I_{xy}$	0	
	$I_{yz}$	38.3	
吊挂物重量	$m_L$	50	kg
吊索长度	$l_c$	10	m

经过系统辨识得到的无人直升机悬停状态下的状态矩阵A和控制矩阵B中的参数如下表所示：

表2-2 悬停状态下的状态矩阵与控制矩阵参数

矩阵	参数符号	数值
A	$B_b$	-16.34
	$B_a$	-6.34
	$A_b$	-10.86
	$A_a$	-16.34
	$L_b$	108.76
	$L_a$	0
	$L_v$	-0.22
	$L_v$	-0.61
	$M_b$	0
	$M_a$	69.88
	$M_v$	0.20
	$M_v$	-0.12
	$N_r$	-1.71
	$X_u$	-0.07
	$Y_v$	-0.07
$Z_w$	-1.50	
B	$B_{lat}$	3.17
	$A_{lon}$	2.91
	$N_{ped}$	7.50
	$Z_{col}$	11.26

经过系统辨识得到的无人直升机20m/s前飞状态下的状态矩阵A和控制矩阵B中的参数如下表所示：

表2-3 20m/s前飞状态下的状态矩阵与控制矩阵参数

矩阵	参数符号	数值
A	$B_b$	-14.85
	$B_a$	-6.33
	$A_b$	-9.28
	$A_a$	-14.85
	$L_b$	86.24
	$L_a$	0
	$L_v$	-0.13
	$L_v$	-0.57
	$M_b$	0
	$M_a$	52.62
	$M_v$	0.16
	$M_v$	-0.36
	$N_r$	-1.49
	$X_u$	-0.08
	$Y_v$	0
$Z_w$	-1.38	
B	$B_{lat}$	2.86
	$A_{lon}$	2.36
	$N_{ped}$	6.73
	$Z_{col}$	9.77

## 3.直升机吊挂飞行协调运动控制

### 3.1输入整形前馈的吊挂系统摆动阻尼控制

本章设计了无人直升机吊挂飞行时的协调运动控制系统，用于增强无人直升机自身的控制器，并减少吊挂物的摆动振荡。整个协调运动控制系统在原有无人直升机控制器基础上增加了前馈和反馈部分。前馈部分设计了一个输入整形器来对指令信号进行整形，避免激励系统的振动模式。但由于前馈控制器没法处理吊挂物受外部

环境扰动后所引发的振荡，故增加了一个延时反馈控制器，来主动抑制吊挂物的振荡。整个协调运动控制系统架构如图3-1所示。

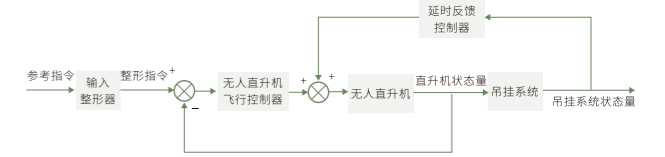


图3-1 协调运动控制系统架构图

#### 3.1.1输入整形器设计

输入整形技术最早于1957年被Smith提出，该方法是在在欠阻尼系统中激发两个瞬态振荡，使它们相互抵消，从而实现无振荡响应。这种技术与其他抑制吊具摆动的方法相比，结构简单，不依赖系统模型，防摆动控制效果明显，常用于桥式起重机吊索防摇定位系统的控制、柔性机器人操纵器控制和具有柔性太阳能电池阵列的航天器控制，该方法是无人直升机吊挂飞行中抑制吊挂物摆动的理想控制方法。

输入整形是一种前馈控制方法，其实质是将系统输入信号与一系列脉冲信号进行卷积，并把卷积后的信号作为新的系统输入，利用卷积累加和的特点，抵消系统周期振荡现象，实现抑制系统摆动的目的。设由N个脉冲激励组成的脉冲激励序列的幅值为  $A_i$ ，对应施加激励的时刻序列为  $t_i (i=1 \sim N)$ ，满足：

$$\sum_{i=1}^N A_i = 1, A_i > 0 \quad (3-1)$$

设吊挂系统的单摆运动是一个二阶欠阻尼系统，其自然频率为  $\omega_n$ ，阻尼比为  $\xi$ ，则系统的传递函数为：

$$\frac{y(s)}{u(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (3-2)$$



该系统的脉冲响应可以描述为：

$$y(t) = Be^{-\xi\omega_n t} \sin(\omega_d t + \varphi) \quad (3-3)$$

其中，

$$\omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \xi^2} \quad (3-4)$$

$$B = \frac{\omega_n}{\sqrt{1 - \xi^2}} \sqrt{\left( \sum_{i=1}^N (A_i e^{\xi\omega_n t_i} \cos(-\omega_d t_i)) \right)^2 + \left( \sum_{i=1}^N (A_i e^{\xi\omega_n t_i} \sin(-\omega_d t_i)) \right)^2} \quad (3-5)$$

$$\varphi = \arctan \left( \frac{\sum_{i=1}^N (A_i e^{\xi\omega_n t_i} \cos(-\omega_d t_i))}{\sum_{i=1}^N (A_i e^{\xi\omega_n t_i} \sin(-\omega_d t_i))} \right) \quad (3-6)$$

同时，定义系统的残留振动为：

$$V(\omega_n, \xi) = e^{-\xi\omega_n t_2} \sqrt{\left( \sum_{i=1}^N (A_i e^{\xi\omega_n t_i} \cos(\omega_d t_i)) \right)^2 + \left( \sum_{i=1}^N (A_i e^{\xi\omega_n t_i} \sin(\omega_d t_i)) \right)^2} \quad (3-7)$$

控制系统的设计目标是在脉冲序列激励结束后，系统响应的幅值为  $B = 0$ ，最简单的脉冲序列由两个脉冲信号组成，设两个脉冲信号的幅值分别为  $A_1$  和  $A_2$ ，脉冲产生的时刻为  $t_1$  和  $t_2$ ，令第一个脉冲产生的时刻  $t_1 = 0$ ，则有：

$$A_1 + A_2 e^{\xi\omega_n t_2} \cos(-\omega_d t_2) = 0 \quad (3-8)$$

$$A_2 e^{\xi\omega_n t_2} \sin(-\omega_d t_2) = 0 \quad (3-9)$$

结合式 (3-1) 可得：

$$A_1 = \frac{1}{1+K}, A_2 = \frac{K}{1+K}, t_2 = \frac{\pi}{\omega_n \sqrt{1-\xi^2}} \quad (3-10)$$

其中， $K = \exp\left(-\xi\pi/\sqrt{1-\xi^2}\right)$ 。

由以上两个脉冲序列构成的整形器称为ZV (Zero Vibration) 输入整形器，其时域表达式如下所示：

$$f(t) = A_1 \delta(t_1) + A_2 \delta(t_1 - t_2) \quad (3-11)$$

ZV整形器的2个脉冲通过与系统输入信号做卷积，将系统输入信号在不同的时间间隔下分两次输出到被控对象中，从而实现消除系统摆动的目的。ZV整形器的核心作用就是用  $t_2$  时刻强度为  $A_2$  的脉冲所激发的系统响应来抵消  $t_1$  时刻强度为  $A_1$  的脉冲所激发的系统响应， $t_2$  时刻强度为  $A_2$  的脉冲相当于前一个脉冲在滞后时间 ( $t_2 - t_1$ ) 时增益为  $K$  的延时脉冲，其中，脉冲施加脉冲的时刻  $t_i$  和强度  $A_i$  与系统的固有特性有关。ZV整形器时域响应如图3-2所示，系统在两次脉冲整形后输入信号作用下，输出振动相互抵消，达到了抑制振动的目标。

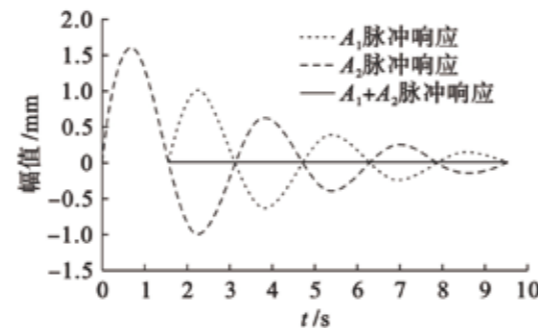


图3-2 ZV整形器时域响应示意图

ZV整形器虽然结构简单，但其对系统的自然频率  $\omega_n$  和阻尼比  $\xi$  非常敏感，当对系统参数估计准确时，ZV整形器能很好地抑制系统的残留振动，但实际情况中，无人直升机吊挂系统的摆动模态特征很难精确估计，故而使用ZV整形器不能很好地消除系统的残留振动，为了提高系统的鲁棒性，希望输入整形器对系统的自然频率  $\omega_n$  和阻尼比  $\xi$  不敏感，对式  $V(\omega_n, \xi)$  的微分方程增加如下约束：

$$\frac{d}{d\omega} V(\omega_n, \xi) = 0 \quad (3-12)$$

此时至少需要3个脉冲序列，并满足以下方程：

$$\begin{cases} A_1 + A_2 e^{\xi\omega_n t_2} \cos(-\omega_d t_2) + A_3 e^{\xi\omega_n t_3} \cos(-\omega_d t_3) = 0 \\ A_2 e^{\xi\omega_n t_2} \sin(-\omega_d t_2) + A_3 e^{\xi\omega_n t_3} \sin(-\omega_d t_3) = 0 \\ A_1 t_2 e^{\xi\omega_n t_2} \cos(-\omega_d t_2) + A_3 t_3 e^{\xi\omega_n t_3} \cos(-\omega_d t_3) = 0 \\ A_2 t_2 e^{\xi\omega_n t_2} \sin(-\omega_d t_2) + A_3 t_3 e^{\xi\omega_n t_3} \sin(-\omega_d t_3) = 0 \end{cases} \quad (3-13)$$

通过计算得到：

$$A_1 = \frac{1}{1+2K+K^2}, A_2 = \frac{2K}{1+2K+K^2}, A_3 = \frac{K^2}{1+2K+K^2} \quad (3-14)$$

$$t_2 = \frac{\pi}{\omega_n \sqrt{1-\xi^2}}, t_3 = \frac{2\pi}{\omega_n \sqrt{1-\xi^2}} \quad (3-15)$$

由以上3个脉冲序列组成的输入整形器称为ZVD (Zero Vibration Derivative) 输入整形器。使用ZVD输入整形器时需要估计系统的自然频率  $\omega_n$  和阻尼比  $\xi$ ，其中直升机与吊挂物组成系统的摆动模式的自然频率可由下式计算得出：

$$\omega_n = \sqrt{\frac{g(m_H + m_L)}{l_c m_L}} \quad (3-16)$$

其中， $m_H$  为直升机的质量， $m_L$  为吊挂物的质量， $g$  为重力加速度， $l_c$  为吊索长度。该自然频率可以直接应用于ZVD输入整形器，而系统的阻尼比  $\xi$  会随着吊挂物的气动阻力变化和直升机的相互作用力而变化，需要综合考虑吊挂系统的参数和直升机参数来进行选取。

输入整形控制器是通过将脉冲序列与所设置的指令进行卷积来实现的：

$$\dot{\bar{C}}(t) = I * \bar{C}(t) \quad (3-17)$$

其中， $\bar{C}(t)$  是初始指令， $I$  是输入整形器， $\dot{\bar{C}}(t)$  是整形后的指令。

使用输入整形器的一个优点是无须对无人直升机已有的控制器进行任何修改，只需在要整形的指令前加入输入整形器即可。对于较小的吊挂物摆角，可假设吊挂物仅受到直升机水平运动的影响，故只需对直升机水平方向的速度指令进行输入整形，定义直升机水平方向的速度指令为  $\bar{X} = [\bar{v}_x^b \ \bar{v}_y^b]$ ，则输入整形后的速度指令为：

$$\dot{\bar{X}} = I_{ZVD} * \bar{X} \quad (3-18)$$

### 3.1.2 输入整形器的仿真实验

让无人直升机执行由悬停到机动，再到悬停的控制指令，机动速度为10m/s，对比不使用输入整形器和使用ZVD输入整形器时的控制效果。

图3-3显示了不使用输入整形器和使用ZVD输入整形器时，无人直升机完成机动飞行后的速度曲线，从图中可以看到直升机和吊挂物的速度波动均得到了很好的抑制，且使用ZVD输入整形器后直升机与吊挂物速度控制超调量也显著降低。但使用输入整形器副作用是增加了整个指令的持续时间，指令的持续时间由原先的27s增加到了37s，持续时间约增加了37%。指令的延长对无人直升机进行非常短的机动飞行会产生一定的影响，然而，对无人直升机吊挂飞行较长距离时，该影响是微不足道的。

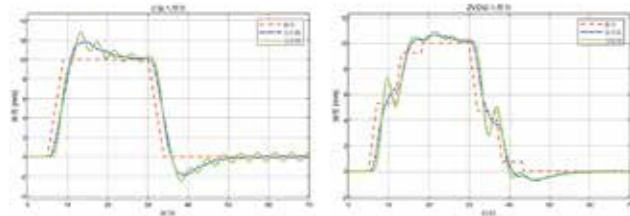


图3-3 ZVD输入整形器对系统速度的影响

图3-4显示了不使用输入整形器和使用ZVD输入整形器时,无人直升机完成机动飞行后的吊挂物前摆角和前摆角速率曲线,从图中可以看到吊挂物的摆动得到了有效的抑制。可见,输入整形控制器的效果是显著的。

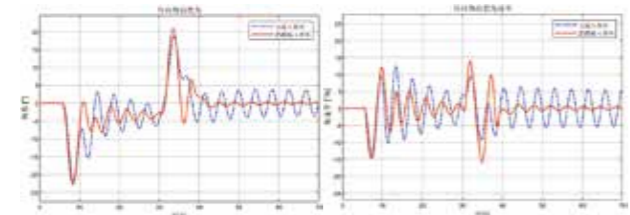


图3-4 ZVD输入整形器对吊挂物摆动的影响

虽然输入整形器可以有效的抑制由无人直升机机动飞行所引起的吊挂系统摆动,但无法主动消除由外界扰动所引起的吊挂系统振荡,故还需使用延时反馈控制器来主动抑制由其它因素引起的吊挂系统振荡。

### 3.2 延时反馈的吊挂系统摆动阻尼控制

#### 3.2.1 延时反馈控制器设计

延时反馈控制器的核心思想是在系统中引入有意延时的反馈,来吸收振荡系统中的振动,传统意义上在反馈系统中引入延时会降低系统的稳定性,但在延时反馈控制器的设计中,可利用延时来进行控制器设计,达到降低系统振荡的目的。

设计延时反馈控制器为:

$$\begin{cases} \delta_{lon,d} = G_d l_c \cos(\theta_c(t-\tau_d)) \dot{\theta}_c(t-\tau_d) \\ \delta_{lat,d} = G_d l_c \cos(\phi_c(t-\tau_d)) \dot{\phi}_c(t-\tau_d) \end{cases} \quad (3-19)$$

其中,  $\delta_{lon,d}$  和  $\delta_{lat,d}$  是延时反馈控制器计算得出的纵向周期变距指令和横向周期变距指令,  $l_c$  为吊索长度,  $\theta_c$  和  $\phi_c$  为吊索相对于牵连地轴系的前摆角和左摆角,  $\dot{\theta}_c$  和  $\dot{\phi}_c$  为吊索相对于牵连地轴系的前摆角速率和左摆角速率,  $G_d$  为要设计的控制系统的增益,  $\tau_d$  为要设计的控制系统的延时。

对于一个正反馈闭环系统  $H$  而言,有:

$$H = \frac{P}{1-PC} \quad (3-20)$$

其中,  $P$  是被控对象,  $C$  是延时反馈控制器,如图3-5所示。

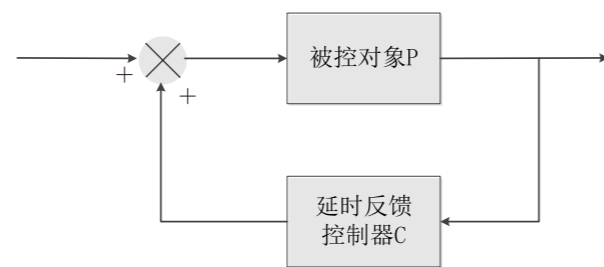


图3-5 延时反馈控制器结构

系统的特征值可由下式给出:

$$(A - \lambda I) x = 0 \quad (3-21)$$

其中,  $A$  是系统的状态矩阵,  $x$  是系统的状态向量,  $\lambda \in \mathbb{C}^n$  是系统的特征向量,并对应于系统阻尼比  $\zeta \in \zeta^n$ 。第  $i$  个特征值  $\lambda_i \in \lambda$  的阻尼比  $\zeta_i \in \zeta$  可通过下式求出:

$$\zeta_i = \frac{\text{Re}(\lambda_i)}{\omega_{ni}}, \quad \omega_{ni} = |\lambda_i| \quad (3-22)$$

我们可以通过遍历控制参数集来设计的控制器参数  $G_d$  和  $\tau_d$ ,使得系统的特征阻尼比最大:

$$\arg \min_{(G_d, \tau_d)} \left( \max_i \zeta_i \right) \quad (3-23)$$

通过使用优化工具来自动化的计算此过程,可得到  $G_d = 0.5$ ,  $\tau_d = 0.135$ 。

#### 3.2.2 延时反馈控制器的仿真实验验证

无人直升机处于悬停状态,吊挂物初始前摆角为  $-3.5^\circ$ ,对比不使用延时反馈控制器和使用延时反馈控制器时的控制效果。

图3-6显示了不使用延时反馈控制器和使用延时反馈控制器时,吊挂物前摆角的振荡收敛曲线,从图中可以看到使用延时反馈控制器后吊挂物系统前摆角和角速率均迅速收敛,延时反馈控制器很好的抑制了吊挂物的初始摆动。

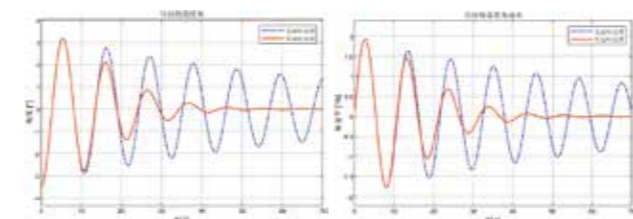


图3-6 延时反馈控制器对吊挂物摆动的影响

#### 3.2.3 输入整形器加延时反馈控制器的仿真实验验证

同时引入ZVD输入整形器与延时反馈控制器构成无

人直升机吊挂飞行时的协调运动控制器,让无人直升机执行由悬停到机动,再到悬停的控制指令,机动速度为  $10\text{m/s}$ ,将不使用输入整形器和延时反馈控制器的效果,与使用输入整形器加延时反馈控制器时的控制效果进行对比。

图3-7显示了不使用输入整形器和延时反馈控制器与使用输入整形器加延时反馈控制器时,无人直升机完成机动飞行后的速度曲线,从图中可以看到在输入整形器和延时反馈控制器的共同作用下,无人直升机的速度和吊挂物的速度振荡均得到了很好的抑制。

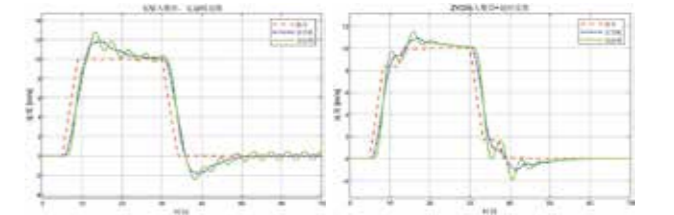


图3-7 协调运动控制器对系统速度的影响

图3-8显示了无人直升机完成机动飞行后的吊挂物前摆角和前摆角速率曲线,从图中可以看到吊挂物的摆动得到了有效的抑制,ZVD输入整形器与延时反馈控制器一起作用时对吊挂物振荡的抑制效果显著。

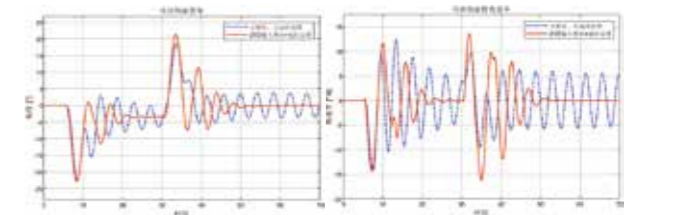


图3-8 协调运动控制器对吊挂物摆动的影响

延迟反馈控制器根据摆动运动的特点充分利用了直升机和吊挂系统之间的耦合,与ZVD输入整形器的前馈作用相结合,提升了吊挂物摆动运动的收敛性。使用ZVD输入整形器与延时反馈控制器相结合的方案有效改善了



无人直升机吊挂飞行时吊挂物的振荡,提升了吊挂飞行中的飞行安全。在不使用ZVD输入整形器和延迟反馈控制器时,无人直升机在35s时完成机动飞行,吊挂物在70s时仍未停止摆动。在使用ZVD输入整形器和延迟反馈控制器组成的协调运动控制后,无人直升机在40s时完成机动飞行,吊挂物在50s时已基本停止摆动,远远满足在加减速机动飞行过程中吊挂货物稳定时间比未进行协调控制时缩短50%的指标要求。

## 4. 结论

无人直升机通过吊挂货物的手段能极大的拓展无人直升机的运输效能,可提升无人直升机在运输任务中所产生的经济效益。无人直升机在吊挂飞行中易受到吊挂物摆动的影响,使得飞行稳定性降低,整个系统耦合很复杂,不易控制。本文针对无人直升机吊挂飞行时的协调运动控制技术进行了深入研究。

首先,分别建立了用于吊挂飞行的无人直升机飞行动力学模型和吊挂物动力学模型,考虑了吊挂物所受的气动阻力和吊索拉力,并依据无人直升机吊挂飞行时的动力学特性,建立了无人直升机吊挂飞行时的耦合动力学模型。

其次,充分利用了现有系统辨识所得到的无人直升机线性模型,通过对不同速度点的线性模型进行插值而得到近似的非线性运动模型,再将近似的非线性无人直升机运动模型与吊挂系统的非线性模型进行组合,得到了可用于无人直升机吊挂飞行运动控制仿真的非线性动力学模型。

最后,对无人直升机吊挂飞行协调运动控制技术展开了深入研究,通过设计ZVD输入整形器有效抑制了由

无人直升机机动飞行所引起的吊挂系统振荡运动,并设计了延时反馈控制器来主动消除由外界扰动所引起的吊挂系统振荡。最终同时引入ZVD输入整形器与延时反馈控制器构成无人直升机吊挂飞行时的协调运动控制器,充分利用了无人直升机和吊挂系统间的耦合并结合了反馈与前馈控制,显著抑制了吊挂物的摆动振荡,满足在加减速机动飞行过程中吊挂货物稳定时间比未进行协调控制时缩短50%的指标要求,进而有效提升了无人直升机在吊挂飞行中的飞行安全。

## 参考文献

- [1] 卞威, 马虎. 军用无人直升机发展现状及运用研究进展[J]. 长沙航空职业技术学院学报, 2014, 14(4): 38-41.
- [2] W.H. KAV500完成“无人直升机航空应急测绘系统”演示[J]. 军民两用技术与产品, 2017, 381(7): 18.
- [3] 李晓伟. 直八直升机专用森林灭火航弹投放系统研究[D]. 哈尔滨工程大学, 2014.
- [4] 文剑. 浅析无人机在输电线路巡检工作中的应用[J]. 科技尚品, 2016, 12(3): 249-250.
- [5] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学. 北京: 科学出版社, 2003: 57-65.
- [6] 崔瑛. 直升机吊挂飞行稳定性分析[D]. 南京航空航天大学, 2005.
- [7] 陈元, 陈仁良. 直升机吊挂飞行耦合分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 165-172.
- [8] 黄荣, 孙传伟. 某直升机吊挂飞行建模与分析[C]. 中国航空学会直升机专业分会第十九届全国直升机年会, 2003.
- [9] 齐万涛, 陈仁良. 直升机吊挂飞行稳定性和操纵性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 128-134.
- [10] Padfield G. Helicopter Flight Dynamics, 2nd ed. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2007.
- [11] Bernard M, Kondak K, Hommel G. A Slung Load Transportation System Based on Small Size Helicopters. Presented at International Workshop, Autonomous Systems - self-organization, management, and control, Shanghai, China; 2008.
- [12] Bisgaard M. Modeling, estimation, and control of helicopter slung load system, [Doctoral Thesis]. Aalborg East, Denmark: Aalborg University, 2007.

# 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。



# Arinc659总线在计算机系统动态重构中的设计与改进

文 / 刘炜

(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:** 计算机系统动态重构技术可以极大提高电子系统设计可靠性和生存性, 现已引起了广泛的关注和研究。本文在介绍动态重构理论、IMA结构和Arinc659总线的基础上, 利用Arinc659总线的双重故障检测等能力, 通过合理设计总线命令表, 实现了IMA架构计算机系统动态重构, 并对应用中的缺陷提出了改进办法, 完善了动态重构机制。

**关键词:** Arinc659总线; IMA架构; 动态重构; 无缝切换

## 引言

随着系统动态重构技术的发展和综合模块化航电(Integrated Modular Avionics, IMA)系统技术的普及, 计算机系统动态重构(Dynamical computer system reconfiguration, DCSR)技术逐渐成为航空电子系统研究中的新热点。系统动态重构是在多余度系统发生故障时, 系统自行转入新工作结构而采用的余度管理技术。因充分利用了自身的信号和资源, 系统获得了更高的可靠性和生存性。IMA架构是将多个具有相同或相似功能的模块, 综合集成在一个机柜中通过背板总线共享信息资源, 在特定的情况下功能模块可以相互替换的一种机载计算机系统的设计技术。利用Arinc659总线自身的实时同步、故障隔离和主备切换等能力, 可以将上述两种技术有机结合, 实现计算机系统动态重构。

## 1. 概念综述

### 1.1 系统动态重构

系统动态重构是指允许可重构的整个系统或其中一部分进行重新配置, 配置过程中其余部分的工作可以不受影响。相对于静态重构, 动态重构不需要外力介入, 缩短了重构时间, 并且重构时, 非重构部分仍然运行, 正在处理的数据不会丢失, 不需要进行数据迁移, 从而缩短了系统重构的开销, 提高系统的运行效率。

### 1.2 IMA架构

IMA架构是飞机上的一个综合化计算机系统架构, 包含若干组按功能分类, 必要时可以作为余度, 进行相互替

换的模块。IMA架构的核心理念是硬件共享, 即多个应用接口可以共享同一个处理单元, 这样就能减少处理器、总线、I/O的成本, 还能减小航空电子系统的重量、体积、能耗等。

### 1.3 Arinc659总线

Arinc659总线是一种高速(30Mbps)、高效、高可靠性(双-双余度)串行总线, 包含4组(Ax、Ay、Bx、By)共12根线, 采用表驱动比例访问(Table Driven Proportional Access, TDPA)协议传输, 传输介质如图1所示。整个总线活动由一个或多个恒定长度的周期帧组成。每个周期帧被划分为一系列消息窗口, 每个消息窗口包含一个长度从32bit到8192bit的消息或者一个大约5bit的同步脉冲, 窗口间通过少量可设定的时间间隔隔开。每一个窗口由帧描述语言(Frame Description Language, FDL, 见表1)编写, 形成命令表。

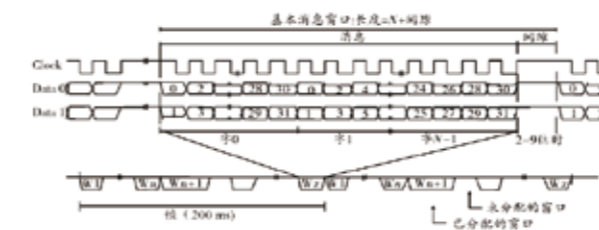


图1 Arinc659总线传输介质

表1 帧描述语言指令表(节选)

指令名	定义	指令名	定义
BOW	窗口开始	GAP	消息间隙
CALL	调用子序列	JUMP	跳转
DELTA	主/后备步长	RET	子序列返回
END	帧结束	RX	接收消息
ERU	长同步消息	SSYNC	短同步消息
FREE	总线空闲	TX	发送消息

## 2. 设计方案与实现

### 2.1 方案概述

此次计算机系统动态重构方案是使用多个均处于同步收发信息和处理数据的热备份状态的功能模块。当主模块故障时, 进行故障识别和故障隔离, 然后通过仲裁启用其中一个热备份模块接替原故障模块继续支撑系统功能, 实现无缝切换, 保证系统功能完成性和提高系统生存能力。

### 2.2 IMA架构计算机系统识别

本次设计的IMA架构的余度计算机系统见图2。以Arinc659总线为背板总线, 4组(共12条)总线通过33欧姆电阻上拉到4个独立的2.1V, 为总线提供电气环境并通过上下拉电阻提供模块位置识别。背板上安插3组(6个)内含CPU的智能处理模块: 一组核心处理模块(Core Processor Module, CPM1、CPM2)、一组输入输出模块(Input Output Module, IOM1、IOM2)、一组外部总线通讯模块(External Bus Communication Module, EBCM1、EBCM2), 各组功能模块软件、硬件完全相同, 且互为余度备份。各模块使用Arinc659总线协议芯片HK659-LBB-30和总线收发器FBL22040BB实现总线网络的对接。工作流程为发送模块的CPU处理本模块的任务并将数据信息传递给总线协议芯片, 再由总线协议芯片处理后经总线收发器发送到背板总线上, 接收模块总线收发器接收数据经总线协议芯片传递给自身的CPU。

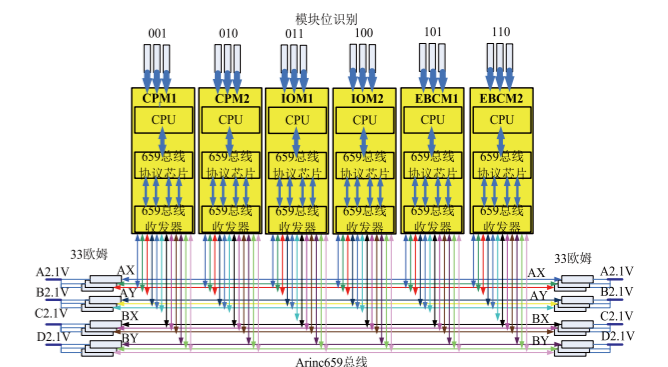


图2 IMA架构的余度计算机系统



### 2.3动态重构设计

使用Arinc659总线实现IMA架构计算机系统动态重构的流程设计如下：

- 1)对各组模块进行时间和信息双同步，即主备模块处于总线时间的同一时刻，并能接收同一总线信息，备份模块处于热备份状态；
- 2)通过在线数据检测及时发现故障模块并自行隔离；
- 3)瞬时启用热备份模块顶替故障模块，完成无缝切换，最终实现系统重构。

#### 2.3.1时间和信息双同步设计

实现时间同步，需要利用Arinc659 总线的帧级同步和位级同步机制。帧级同步保证了处于非同步状态的BIU 通过发送或者接收同步消息和总线上活动的BIU 恢复同步。处于同步状态的BIU执行命令表长同步消息(ERU)中包含的帧切换指令可以共同切换到命令表的同一帧。位级同步确保了任意模块的任意两个BIU 时钟偏差不超过两个bit时长。初始化同步消息、长同步消息和短同步消息(SSYNC)中都包含此位级同步。

所以，在本次设计的Arinc659总线命令表中的每一帧都加入了一个长同步消息，实现了总线上的所有模块同一时间工作在命令表的同一帧的同一消息窗口；每个消息窗口再加入足够多(至少一个)的短同步消息，可以进一步实现所有模块工作在同一消息窗口的同1bit，所有模块总线时间偏差将不超过2bit，即66ns。而Arinc659总线支持广播式的一发多收，互为备份的一组模块分别使用接收消息指令(RX)可以同时接收来自同一的发送源的数据信息，进而实现这组模块在同一时刻接收同一信息。

上述设计以CPM1发送数据，IOM1、IOM2同时接收为例，用FDL编写工作帧命令表如下：

```

WORK SSYNC;      工作帧开始
FREE 100;
SSYNC;           短同步1
ERU, CPM1 CPM2 IOM1 IOM2; 长同步消息(每帧至少一个)
FREE 100;
SSYNC;           短同步2
BOW 256;
TX CPM1 0X0000;  CPM1发送
RX IOM1 0X8000;  IOM1、IOM2同时接收CPM1数据
RX IOM2 0X8000;
FREE 8339;
SSYNC;           短同步3
.....
END;             工作帧结束
    
```

该部分命令表实现了CPM1、CPM2、IOM1、IOM2在工作帧内时间同步，且IOM1、IOM2信息同步。

#### 2.3.2故障检测和隔离设计

利用Arinc659总线数据的收发器的双向特性将检测机制设计为双向检测，即某个模块在向总线上发送数据时，对应的接收模块的接收逻辑会进行数据接收和故障检测，自身的接收逻辑也在对这批数据进行相同的操作，见图3。双向检测设计保证了数据无论在通讯过程中的任一环节发生了畸变，都可以被检测出来。

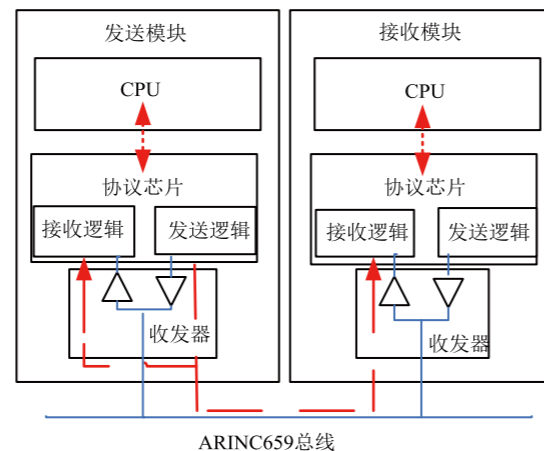


图3 双向检测机制

针对传输数据的正确性，Arinc659总线设置有接收

数据交叉检测机制。在总线协议芯片接收逻辑中4条总线上的数据将进行比较： $A_x=A_y$ ,  $A_x=B_y$ ,  $B_x=A_y$ ,  $B_x=B_y$  (由于 $A_x$ 、 $B_x$ 和 $A_y$ 、 $B_y$ 来源于相同的BIU且可能包含相关联的错误，比较 $A_x=B_x$ 和 $A_y=B_y$ 是无效的)。接收逻辑确定每个数据的有效性，再利用设置在接收逻辑内部的数据故障判别逻辑进行总线数据比较、确认，最终检测出在总线上的出错模式。该数据故障判别逻辑如下：

- 1) 1条总线数据异常，总线协议可以自动校正，对总线传输无影响；
- 2) 2条总线数据异常(来自于不同的BIU)，为可校正错误，总线协议可自动校正，对总线传输无影响；
- 3) 2条总线数据异常(来自于相同的BIU)或者3条及以上总线数据异常时，为不可校正错误，系统无法修正，总线传输中断。

利用上述两种检测机制，当总线上的数据发生不可校正错误，并连续出错超出设定时间，故障模块就会被检测出来。

无论发送环节还是接收环节发生故障，总线协议芯片一旦检测到该故障，就会以置总线收发器发送使能为“无效”的方式关闭收发器发送端，使故障模块不能在总线上发送数据，进入失步状态，此次收发的数据也视为无效，并向自身CPU上报故障信息。这样就实现了系统故障模块的检测和自行隔离。

#### 2.3.3热备份替换设计

热备份替换的实现利用了Arinc659总线用于多个备用模块(最多4个)到单个或一组模块通信的主/后备消息。

主/后备消息的数据传输仲裁机制为：由命令表发送排序得知当前模块的优先级(主备)关系，在设定的 $\Delta$ 时间(3至9个bit)内，总线信号从命令表中最高优先级模块的BIU开始传输，该模块的时钟信号会通过底板进入所有低优先级模块的BIU，发送逻辑会强制关闭总线收发器使其不进行发送，见图4，此次传输结束。若超过 $\Delta$ 时间最高级模块未传输，即次级模块未感知其时钟信号，则次级模块的BIU开始传输，以此类推，直到轮循全部后备模块。同时协议规定一个消息窗口只有一个模块发送数据。

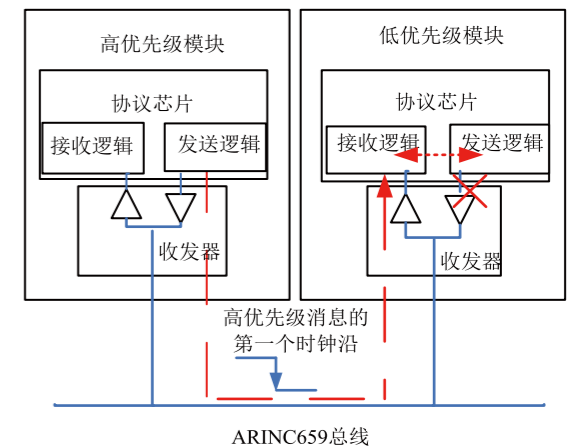


图4 主备仲裁机制

利用Arinc659总线这种机制，使用帧描述语言定义出模块的发送数据的优先级关系，以CPM1、CPM2为主备发送、EBCM1、EBCM2同为接收为例设计总线命令表如下：

```

WORK SSYNC;      工作帧开始
ERU, CPM1 CPM2 EBCM1 EBCM2;
FREE 100;
SSYNC;           开启窗口，长度256
BOW 256;
TX CPM1 0X0000;  CPM1为主发送
TX CPM2 0X0000;  CPM2为备发送(仅当CPM1在Δ时间内未发送时CPM2才发送)
RX EBCM1 0X8000; EBCM1、EBCM2同时接收数据
RX EBCM2 0X8000;
FREE 8339;
SSYNC;           工作帧结束
.....
END;
    
```

使用此主备发送命令表，CPM1、CPM2在数据通信

的过程中会不断检测总线的活动, 在当前窗口内, 后备模块CPM2等待的 $\Delta$ 时间内如果发现主模块CPM1因发生故障未发送数据, 则CPM2就立刻转变为主模块实现数据的发送, 此时EBCM1和EBCM2收到的数据就是来自CPM2而不是CPM1了。因切换时间非常短( $\Delta$ 设为3个位时, 即99nS), 不会影响下一个任务信息的发送, 且互为备份的CPM1、CPM2是同时、同步工作的, 所以此设计实现了热备份模块的无缝切换。

## 2.4实现与验证

为实现此次IMA架构计算机系统中所有模块同步工作且设置主备余度以无缝切换, 综合使用Arinc659总线的上述设计, 编写工作帧命令表如下:

```
WORK SSYNC ;
ERU, CPM1 CPM2 IOM1 IOM2 EBCM1 EBCM2 ;
FREE 100 ;
SSYNC;
    BOW 256 ;
    TX CPM1 0X0000 ;
    TX CPM2 0X0000 ;
    RX IOM1 0X8000 ;
    RX IOM2 0X8000 ;
    FREE 8339 ;
SSYNC;
    BOW 256 ;
    TX CPM1 0X1000 ;
    TX CPM2 0X1000 ;
    RX PBCM1 0X8000 ;
    RX PBCM2 0X8000 ;
    FREE 8339 ;
SSYNC;
    BOW 256 ;
```

```
TX IOM1 0X8000 ;
TX IOM2 0X8000 ;
RX CPM1 0X0000 ;
RX CPM2 0X0000 ;
FREE 8339 ;
SSYNC;
    BOW 256 ;
    TX PBCM1 0X8000 ;
    TX PBCM2 0X8000 ;
    RX CPM1 0X1000 ;
    RX CPM2 0X1000 ;
    FREE 8339 ;
SSYNC;
END;
```

将此命令表烧入该计算机各模块Arinc659总线协议芯片的命令表存储器中, 进行通电电测试。经过CPU打印时间测试, 证明此命令表实现了各组主备模块(CPM1和CPM2、IOM1和IOM2、EBCM1和EBCM2)时间和任务双同步; 通过故障注入和接口测试, 证明计算机可以及时发现任意主模块(CPM1、IOM1、EBCM1)故障, 自行完成隔离同时启用了对应的热备份模块(CPM2、IOM2、EBCM2), 并具有主模块故障恢复后, 系统再次重构的功能。因整个过程是自发完成, 且故障切换时间为nS级, 说明此次设计实现了该IMA架构计算机系统的动态重构。

## 3.问题与改进

在本次设计的应用过程中发现了以下问题:

1) 故障隔离停留在总线层面, 即总线协议芯片、总线收发器和总线线路上发生的故障可以有效隔离。但主模块上层CPU故障了, 故障不能感知, 无法被隔离, 总线

层仍使用该故障模块进行通讯, 不切换备份模块;

2) 主模块故障恢复后, 系统会基于总线主/备消息的仲裁机制再次重构, 当主模块因偶然因素在短时发生多次故障时, 会使系统处于频繁重构的状态, 影响性能。

针对以上两个问题, 对设计进行了改进, 对应措施如下:

1) 在总线协议芯片内增加CPU故障(和/或其他重要部件故障)检测接口或外置逻辑器件实现重要故障检测, 在检测到故障后, 关闭总线收发器发送端, 实现原理如图5。

2) 在总线协议芯片内增加“防抖”逻辑, 即主模块故障恢复后, 在可设定的总线时间内不立即上线, 而是出于安全自检状态, 待设定时间内没有再次发生故障, 则认为该模块故障已恢复, 可再次上线。该等待时间也可以设置为无限大, 即模块一旦发生故障, 就被认为已处于不可信状态, 不再上线。

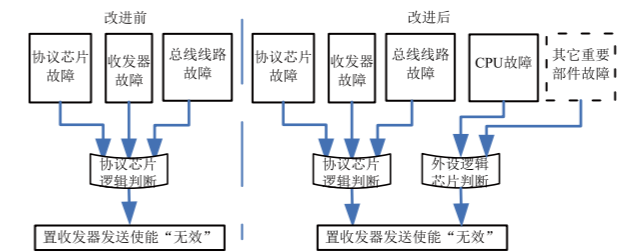


图5 故障检测改进

通过此次改进, 计算机系统不仅包含了更全面的故障检测和隔离, 还避免了偶发因素导致的短时频繁切换, 动态重构机制更加完善。

## 4.结束语

在设计计算机系统时, 使用IMA架构, 利用Arinc659

总线的多重故障检测能力、时间和信息双同步能力和主备无缝切换机制, 合理设计编写总线命令表, 可使计算机系统实现动态重构。通过二次设计改进, 还可以填补Arinc659总线在应用中的两类缺陷, 使系统动态重构机制变得更加完善。本文中的IMA架构计算机系统仅为2余度, 而Arinc659总线拥有最多可以支持4余度模块无缝切换的潜力, 在计算机系统动态重构方面有广阔的使用前景。

## 参考文献:

[1] 许骏等, 基于模块的动态可重构系统设计[J], 计算机工程与设计, 2008,29(6)。  
 [2] 尤海峰, 大型民用飞机IMA系统应用分析及发展建议[J], 电讯技术, 2013,53(1)。  
 [3] 张喜民等, ARINC 659 背板数据总线应用研究[J], 航空计算技术2011,41(5)。



# 举重若轻 空中精锐

## TA-Q12多旋翼无人机

•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

### 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。



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) 50分钟(载荷3.5千克)	最大平飞速度	20米/秒
工作温度	-45°C~+55°C	抗风能力	抗风6级(12米/秒)

# 基于RGB-D相机的稀疏直接法定位技术

文 / 侯荣波

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

**摘要:** 针对传统的基于图像特征匹配估计位姿的RGB-D SLAM算法存在着利用图像信息少, 图像特征点匹配计算量大等问题, 本文提出了基于稀疏直接法的RGB-D SLAM算法, 首先检测图像像素灰度梯度明显点(FAST图像特征点), 通过最小化相邻图像在特征点图像块的光度误差获得相机位姿; 然后基于空间域上的方法提取关键帧, 即当运动超过一定阈值时则将该帧选取为关键帧, 并采用空间上最近邻法检测回环; 最终利用g2o优化位姿图进而优化位姿。试验结果表明, 本文算法能够准确地定位无人机位置, 在运动轨迹为25米的大范围中, 均方根误差为2.9%, 同时定位速度达到45帧/秒; 当相机在固定高度朝着平面运动时, 在29.6米的运动范围中可以取得0.1%的均方根误差。

**关键词:** 同时定位和地图构建; 稀疏直接法; 关键帧提取; 图优化; 深度相机

## 引言

在过去的十年里, 室外定位在以卫星定位为基础的技术上获得了快速的发展和广泛的应用, 如, 全球定位系统(Global Positioning System, GPS)。但是我们超过70%的时间都是在室内, 因此室内定位技术具有巨大的研究价值和应用价值。由于室内环境复杂, 需要从一系列的测量数据中估计移动节点的实时位置, 所以到目前为止没有出现可以应用的解决方法。

在无人机/机器人的定位领域, 基于激光和视觉的同时定位和地图构建(Simultaneous Localization and Mapping, SLAM)系统得到了快速的发展。SLAM是指搭

载传感器的机器人在移动时利用传感器测量数据建立环境地图, 同时估计机器人自身的位姿。SLAM 同时包含定位与地图构建技术, 被认为是实现机器人自主性的关键技术之一, 对机器人的控制、导航、任务规划等领域有重要的研究意义。传感器设备是SLAM系统中的重要组成部分, 目前常用的传感器包括激光雷达、单/双目/全景相机、RGB-D相机、惯性测量单元以及多种传感器的融合。其中RGB-D相机可以同时获得像素点的彩色和深度信息, 在近年来受到广泛的关注。虽然RGB-D SLAM系统在近年来获得快速发展, 但仍面临着一些具有挑战性的问题, 如RGB-D相机视角小和系统整体速度慢。

传统的RGB-D SLAM系统主要由前端和后端两部分

构成。其中前端主要完成图的构建, 包括图像预处理、特征提取和匹配、相邻图像帧间的运动估计和回环检测。后端又称为图优化端, 利用前端构建的图全局优化位姿。其中回环检测可以看作是图片识别问题, 可作为一个独立的子系统。

在RGB-D SLAM系统的前端, 通常提取稀疏的图像特征作为视觉路标点, 如Harris、FAST、SIFT、SURF、ORB。主要是因为它们具有良好的品质, 体现在: 定位准确; 可重复性; 计算高效; 稳定性; 独特性; 不变性。首先在每帧图像上提取特征点, 然后通过高维度的特征描述算子匹配每两帧间的特征点, 最后通过随机一致性检验(RANSAN)和迭代最近点(ICP)估计相机间运动。可以看到, ①这种基于特征的方法仅仅使用了稀疏的特征点信息, 忽略了图像中的其他绝大部分信息, 如直线或者边缘等; ②严重依赖于特征提取和匹配的效果, 需要剔除误匹配点; ③匹配高维的特征描述算子需要一定的计算量, 限制了系统的整体速度。

为了解决传统RGB-D SLAM系统存在的上述问题, 本文提出了基于稀疏直接法的RGB-D SLAM算法。首先检测图像像素灰度梯度明显点(FAST图像特征点), 通过最小化相邻图像在特征点图像块的光度误差获得相机位姿; 然后基于空间域上的方法提取关键帧, 即当机器人的运动超过一定阈值时则将该帧选取为关键帧, 并采用空间上最近邻法, 即以当前关键帧的位置为中心, 半径为的球内检测回环; 最终通过位姿图优化机器人位姿。

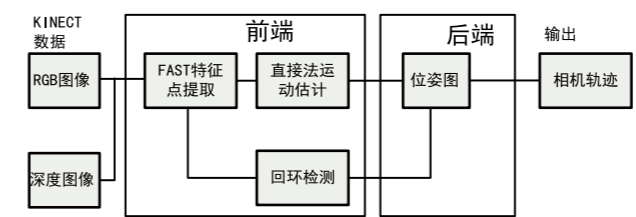


图1 系统整体流程图

## 1.相关工作

视觉同时定位和地图构建技术(Visual Simultaneous Localization and Mapping, VSLAM)是利用单目相机、双目相机、RGB-D相机作为主要传感器设备来跟踪机器人位置并构建未知环境地图。VSLAM系统主要由视觉里程计, 回环检测和地图描述组成。接下来主要简要综述视觉里程计方法, 可以将它分为基于特征方法和直接法。

### 1.1基于特征方法

该方法将视觉里程计分为两个步骤, 首先提取图像特征作为视觉路标点; 然后根据视觉几何关系从这些稀疏的特征点中估计相机运动。目前传统的RGB-D SLAM算法, 一些优秀的单目SLAM, 如PTAM(Parallel Tracking and Mapping)、ORB-SLAM(Oriented fast and Rotated Brief - Simultaneous Localization And Mapping)等都是基于特征的方法完成视觉里程计的。Endres等人论文中提出了一种基于RGBD相机构建精确三维地图的方法, 该方法首先是通过深度相机获取RGBD图像, 并提取和匹配基于SURF描述子的ShiTomasi特征点, 然后利用RANSAN和ICP估计相机的运动。在实验部分, 作者比较分析SURF+ShiTomasi、ORB、SIFT(GPU)和SURF多种特征的实验结果, 并给出了在不同场景下选取何种特征的方法。Mur-Artal等人论文提出了基于单目/双目/RGBD相机的ORB-SLAM算法, 该算法具有跟踪、地图构建、重定位三个平行线程, 有效地解决了回环检测、重定位和地图初始化等问题, 能够在小范围和大范围的未知环境中在线实时的实现高精度定位。该算法的里程计部分首先是提取高效的ORB特征并利用基于ORB图像特征词袋(Bag of Word, BoW)完成特征点的匹配, 然后在相邻帧之间执行RANSAN迭代计算, 用PnP(Perspec-



tive-n-Point)算法估计位姿。基于特征的视觉里程计虽然简化了问题,但是它具有严重的局限性,如特征匹配计算量大;特征点少,无法描述整个图像帧;存在错误匹配等问题。

### 1.2 直接法

该方法与基于特征的方法不一样,跳过图像特征提取和特征描述算子匹配的过程,直接利用相机的原始数据—每个像素点光照强度。其前提假设是,场景中同一点在不同相机视角下光照强度不变。直接法能够克服基于特征方法存在的局限性,通过最小化相邻帧图像间的光度误差估计相机运动,能够利用图像大部分甚至全部的像素信息,即使在图像特征点较少的环境中同样具有较好的精确性和鲁棒性。直接法又可以根据利用图像像素点数量分为稠密、半稠密和稀疏三类。Newcombe等人在论文提出了一种基于稠密直接法的DTAM算法,该算法利用了图像的每一个像素点信息,通过全局最小化图像间全部像素的光度误差来估计相机运动并构建稠密的三维地图,由于该方法计算量十分巨大,因此只能在GPU上才能实现。LSD-SLAM则是典型半稠密直接法,该算法利用灰度梯度较为明显的像素点来完成直接优化计算,最终构建半稠密的地图。SVO是稀疏直接法的重要代表,该算法首先通过直接配准灰度梯度更为突出的像素点—FAST特征点完成图像特征点的匹配,然后通过最小化匹配点集来优化匹配点,最终利用捆集调整(Bundle Adjustment, BA)获得最终的相机位姿。由于SVO缺少回环检测和全局的位姿优化,因此存在误差积累,最终导致相机估计位姿出现较大的漂移。

## 2. 稀疏直接视觉里程计

本节的主要内容是介绍通过稀疏直接法根据深度相

机获取的RGB-D数据估计相邻两帧图像间的相机运动。具体来说,在  $t$  时刻,深度相机可以获得RGB图像  $I_t$  以及深度图像  $Z_t$ 。利用相邻时刻获取的图像  $I_t, Z_t$  和  $I_{t+1}, Z_{t+1}$ , 通过最小化图像像素间光度误差来估计相机的运动  ${}^{t+1}T_t$ 。

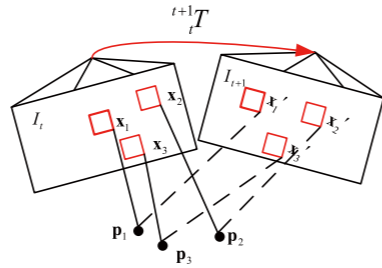


图1 直接法估计相机运动示意图

该方法最重要的前提假设是,对于场景中的3D点  $\mathbf{p}$  投影到不同视角的相机图像平面上的光照强度是一样的,即

$$I_t(\mathbf{x}) = I_{t+1}(\tau(\xi, \mathbf{x})) \quad (1)$$

其中  $\tau(\xi, \mathbf{x})$  为计算第一帧图像中像素点  $\mathbf{x}=(u, v)^T$  在第二帧图像中的像素点位置  $\mathbf{x}'$  的仿射函数,其具体形式将在下文推导给出。

### 2.1 直接法运动估计

#### 2.1.1 相机模型

深度摄像头由彩色相机和深度传感器组成,其中深度传感器由红外发射器和红外接收器两部分构成,如图2所示。彩色相机可以获得每个像素点的RGB值即彩色图像,而深度传感器则可以测量到像素点的距离信息即深度图像,根据深度相机成像原理,如图3所示,融合彩色图和深度图像计算获得三维点云。



图2 深度相机(RealSense d435)结构图

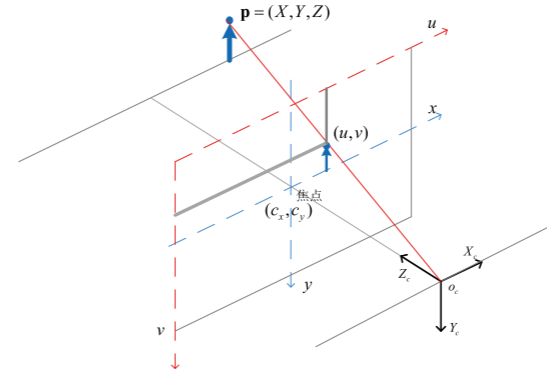


图3 针孔模型成像原理

对于场景中的3D点在相机坐标系下  $\mathbf{p}=(X, Y, Z)^T$  投影到相机图像平面获得像素点  $\mathbf{x}=(u, v)^T$ , 它们存在着如下的关系:

$$Z \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & 0 & c_x \\ 0 & f_y & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{p} \quad (2)$$

因此可以定义从相机坐标系3D点到相机平面坐标系的投影函数  $\pi(\mathbf{p})$ :

$$\mathbf{x} = \pi(\mathbf{p}) = \left( \frac{Xf_x}{Z} + c_x, \frac{Yf_y}{Z} + c_y \right)^T \quad (3)$$

从深度相机获取的RGB图像  $I$  以及深度图像  $Z$  计算3D点在相机坐标系下的坐标,定义投影函数的逆运算  $\pi^{-1}(\mathbf{x}, Z)$ :

$$\mathbf{p} = \pi^{-1}(\mathbf{x}, Z) = \left( \frac{u - c_x}{f_x} Z / s, \frac{v - c_y}{f_y} Z / s, Z / s \right)^T \quad (4)$$

其中  $f_x, f_y, c_x, c_y$  为相机内参,  $(u, v)$  为图像坐标,  $(X, Y, Z)$  为相机坐标系坐标,  $s$  为实际距离和测得距离  $Z$  的比例系数, 这里取1000, 将深度距离单位从毫米转化为米。

#### 2.1.2. 3D刚体运动

可以用坐标系间的变换矩阵来描述相机间刚体运动,比如相邻相机坐标系  $\{t\}, \{t+1\}$  的位姿分别为  ${}^wT_t, {}^wT_{t+1}$ , 那么坐标系  $\{t\}$  相对于坐标系  $\{t+1\}$  的变换矩阵为  ${}^{t+1}T_t$ , 其与两个坐标系位姿存在的关系为  ${}^{t+1}T_t = {}^wT_{t+1}^{-1} {}^wT_t$ 。

$${}^{t+1}T_t = \begin{bmatrix} {}^tR_{t+1} & {}^{t+1}t_t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

${}^{t+1}T_t \in SE(3)$  由旋转矩阵  ${}^tR_{t+1} \in SO(3)$  和位移矢量  ${}^{t+1}t_t \in \mathbb{R}^3$  构成。已知3D点在相机坐标系  $\{t\}$  的坐标  $\mathbf{p}'=(X, Y, Z)^T$ , 那么可以定义转移函数计算其在坐标系  $\{t+1\}$  下的表达  $\mathbf{p}^{t+1}$ 。

$$g({}^{t+1}T_t, \mathbf{p}') = \mathbf{p}^{t+1} = {}^{t+1}R_t \mathbf{p}' + {}^{t+1}t_t \quad (6)$$

由于  ${}^{t+1}T_t$  中有12个未知量,但是实际其只有6个自由度,需要用李代数的指数映射来最小表示  ${}^{t+1}T_t = \exp(\hat{\xi})$ , 其中  $\hat{\xi} \in se(3)$ ,  $\xi = (v_1, v_2, v_3, w_1, w_2, w_3) \in \mathbb{R}^6$ ,  $v_1, v_2, v_3$  实际的物理意义为物体相对于三个坐标轴的线速度,  $w_1, w_2, w_3$  则是物体绕三个坐标轴旋转角速度。重写公式(6)

$$g(\xi, \mathbf{p}') = \mathbf{p}^{t+1} = \mathbf{D} \exp(\hat{\xi}) \mathbf{p}' \quad (7)$$

其中:  $\mathbf{D} = (\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 1})$ ,  $\mathbf{p}' = (\mathbf{p}' \quad 1)^T$

c. 仿射函数

在定义了投影函数和刚体运动中的转移函数之后,进一步得出计算第一帧图像中像素点  $\mathbf{x}=(u, v)^T$  在第二帧图像中的像素点位置  $\mathbf{x}'$  的仿射函数  $\tau(\xi, \mathbf{x})$

$$\mathbf{x}' = \tau(\xi, \mathbf{x}) = \pi(g(\xi, \pi^{-1}(\mathbf{x}, Z(\mathbf{x})))) \quad (8)$$

#### 2.1.3. 误差函数

有了相邻两张图像间的像素点匹配关系,定义第  $i$  个像素点之间的光度误差

$$e_i(\xi, \mathbf{x}_i) = I_{t+1}(\tau(\xi, \mathbf{x}_i)) - I_t(\mathbf{x}_i) \quad (9)$$

### 2.1.4.优化函数

直接法的基本假设为： $I_i(\mathbf{x}) = I_{i+1}(\tau(\xi, \mathbf{x}))$ ，在理想情况下光度误差  $e_i(\xi, \mathbf{x}_i)$  应为0，但是由于传感器测量误差的存在，因此光度误差存在一个概率分布  $p(e_i | \xi)$ 。假设每个像素点的光度误差是相互独立并符合同分布的，那么光度误差  $\mathbf{e} = (e_1, e_2 \dots e_n)$  的似然概率为

$$p(\mathbf{e} | \xi) = \prod_i p(e_i | \xi) \quad (10)$$

根据贝叶斯公式，可以得到给定光度误差  $\mathbf{e} = (e_1, e_2 \dots e_n)$  计算相机运动  $\xi$  的后验概率方程

$$p(\xi | \mathbf{e}) = \frac{p(\mathbf{e} | \xi)p(\xi)}{p(\mathbf{e})} \quad (11)$$

其中  $p(\xi)$  为相机运动的先验概率。

通过最大化后验概率来估计相机运动  ${}^{i+1}\mathbf{T} = \exp(\hat{\xi}^*)$

$$\xi^* = \arg \max_{\xi} p(\xi | \mathbf{e}) \quad (12)$$

结合公式(10)和(11)重写式(12)

$$\xi^* = \arg \max_{\xi} \prod_i p(e_i | \xi)p(\xi) \quad (13)$$

式(13)等价于最小化负的log似然函数，即

$$\xi^* = \arg \min_{\xi} -\sum_i \log p(e_i | \xi) - \log p(\xi) \quad (14)$$

由于运动先验概率  $p(\xi)$  需要其他传感器设备如IMU等测得，在本文中不可知，故去掉。假设光度误差概率分布  $p(e_i | \xi)$  是均值为0，方差为  $\sigma_i^2$  的高斯分布，即  $e_i \sim N(0, \sigma_i^2)$

$$p(e_i | \xi) = \left(2\pi\sigma_i^2\right)^{-\frac{1}{2}} \exp\left(-\frac{1}{2\sigma_i^2} e_i^2\right) \quad (15)$$

根据式(15)重写式(14)

$$\begin{aligned} \xi^* &= \arg \min_{\xi} -\left(a + \sum_i -w(e_i)e_i^2\right) \\ &\Rightarrow \arg \min_{\xi} \sum_i w(e_i)e_i^2 \end{aligned} \quad (16)$$

其中  $w(e_i)$  为  $e_i$  的权重系数，为了简化问题这里取值为1，那么最终推导出来的优化函数为

$$\xi^* = \arg \min_{\xi} \frac{1}{2} \sum_i e_i(\xi, \mathbf{x}_i)^2 \quad (17)$$

### 2.1.5.问题求解

通过迭代求解非线性最小化问题(17)估计相机的运动

$${}^{i+1}\mathbf{T} = \exp(\xi^*) \quad (18)$$

① 初始化：假设  $\xi$  的初始值为  $\xi^0$ ，那么目标函数

$$h(\xi^0) = \frac{1}{2} \sum_i e_i(\xi^0, \mathbf{x}_i)^2 \quad (19)$$

② 增加扰动并线性化：增加扰动  $\Delta\xi$  并根据一阶泰勒展开线性化  $e_i(\xi^0 \oplus \Delta\xi, \mathbf{x}_i)$ ，附录1给出了流型  $e_i(\xi^0 \oplus \Delta\xi, \mathbf{x}_i)$  上一阶泰勒展开的简要证明。

$$\begin{aligned} e_i(\xi^0 \oplus \Delta\xi, \mathbf{x}_i) &= I_{i+1}(\tau(\xi_0, \mathbf{x}_i)) - I_i(\pi(g(\Delta\xi, \mathbf{p}_i))) \\ &= e_i(\xi^0, \mathbf{x}_i) + J_i \Delta\xi \end{aligned} \quad (20)$$

根据单个误差的线性化，重写目标函数， $e_i(\xi^0) \square e_i(\xi^0, \mathbf{x}_i)$

$$\begin{aligned} h(\xi^0 \oplus \Delta\xi) &= \sum_i \frac{1}{2} (e_i(\xi^0) + J_i \Delta\xi)^2 \\ &= \sum_i \frac{1}{2} (e_i(\xi^0) + J_i \Delta\xi)^T (e_i(\xi^0) + J_i \Delta\xi) \\ &= \sum_i \frac{1}{2} (e_i(\xi^0)^2 + 2e_i(\xi^0)^T J_i \Delta\xi + \Delta\xi^T J_i^T J_i \Delta\xi) \end{aligned} \quad (21)$$

当  $h(\xi^0 \oplus \Delta\xi)$  关于  $\Delta\xi$  的导数为0时， $h(\xi^0 \oplus \Delta\xi)$  有最小值

$$\frac{\partial h(\xi^0 \oplus \Delta\xi)}{\partial \Delta\xi} = \sum_i J_i^T e_i(\xi^0) + \sum_i J_i^T J_i \Delta\xi = 0 \quad (22)$$

最终得到正规方程

$$\sum_i J_i^T J_i \Delta\xi = -\sum_i J_i^T e_i(\xi^0) \quad (23)$$

通过求解正规方程获得增量  $\Delta\xi$ 。

③ 更新

$$\xi^1 \leftarrow \log(\exp(\hat{\xi}^0) \exp(\Delta\xi)^{-1}) \quad (24)$$

根据式(24)更新相机运动并迭代步骤①~③，直至达到最大迭代次数或者出现了整体光度误差增大的情况。

关于雅各比矩阵  $J_i$  的计算

$$\begin{aligned} J_i &= \frac{\partial e_i(\xi^0 \oplus \Delta\xi, \mathbf{x}_i)}{\partial \Delta\xi} \\ &= \frac{\partial I_i(\pi(g(\Delta\xi, \mathbf{p}_i)))}{\partial \Delta\xi} \\ &= \frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_i} \cdot \frac{\partial \pi(\mathbf{p})}{\partial \mathbf{p}} \Big|_{\mathbf{p}=\mathbf{p}_i} \cdot \frac{\partial g(\Delta\xi, \mathbf{p}_i)}{\partial \Delta\xi} \Big|_{\Delta\xi=0} \end{aligned} \quad (25)$$

其中像素梯度部分的计算，本文利用了像素点附近的4x4图像块的像素灰度信息，具体的计算方法如下：

$$\frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_i} = \begin{bmatrix} \frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial u} & \frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial v} \end{bmatrix} \quad (26)$$

其中

$$\frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial u} = \frac{\sum_{m=1}^2 \sum_{n=0}^1 I_i(u_i + m, v_i + n) - I_i(u_i + m - 2, v_i + n)}{2} \quad (27)$$

$$\frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial v} = \frac{\sum_{m=0}^1 \sum_{n=1}^2 I_i(u_i + m, v_i + n) - I_i(u_i + m, v_i + n - 2)}{2} \quad (28)$$

本文直接法的非线性最小化问题求解方法与传统的

直接法求解方法相比存在计算效率上的优势，主要的不同点在于步骤②和③，体现在雅各比矩阵的计算。从式(25)可以看到  $J_i$  只与参考帧  $I_i(\mathbf{x})$  和  $\mathbf{p}_i$  相关，两者在迭代过程中都没有发生变换，因此在迭代过程中雅各比矩阵  $J_i$  只需要计算一次，提高了非线性最小化问题的求解。

光度误差在一阶泰勒展开线性化的过程中只对小的相机运动变化量  $\Delta\xi$  有效，本文采用图像金字塔方法解决相机发生较大运动的情况。首先按照第  $L$  层图像的宽和高是第  $L-1$  层图像1/2的原则建立  $I_i$  和  $I_{i+1}$  图像金字塔，然后在每一层图像金字塔中通过直接法估计相机的运行  $\xi$ ，并把  $\xi$  当作下一层图像金字塔的初始值。

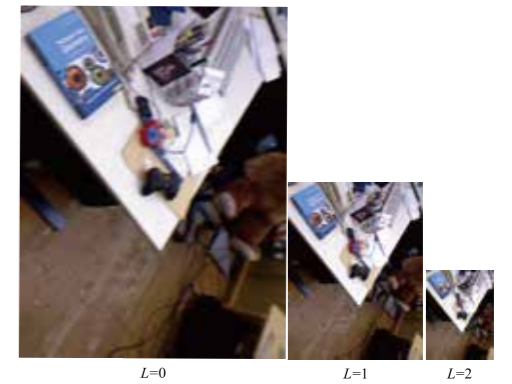


图4 图像金字塔

## 2.2稀疏性分析

从直接法估计相机运动的求解过程中可以知道，雅各比矩阵  $J_i$  与像素梯度密切相关，如果像素点的像素梯度很小，那么对问题求解的贡献可以忽略不计。因此本文不采用类似于DTAM, LSD-SLAM的稠密法策略，即计算大部分甚至全部像素点的光度误差，而是提取FAST特征点。因为FAST特征点主要是与其周围邻域内足够多的像素点相差较大的像素点，并且其计算高效，具有良好的实时性。



为了避免FAST特征点的重合,本文首先对图像网格化,然后在各个网格图像块中最多仅提取一个特征点。除此之外,为了提高鲁棒性,增加了稀疏特征点的邻域信息,将特征点附近的4x4图像块中像素点光度误差添加到优化函数中,如图5所示:

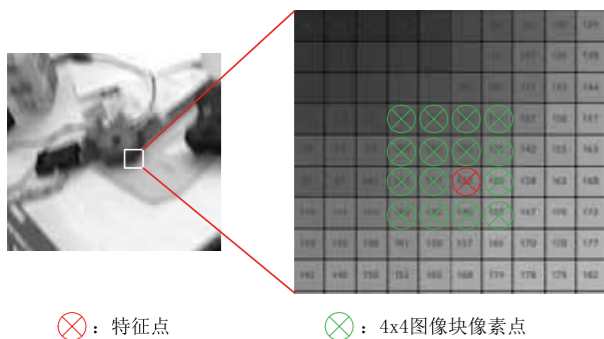


图5 特征点附近4x4图像块示意图

在计算光度 $e_f(\xi, \mathbf{x}_i) = I_{t+1}(\tau(\xi, \mathbf{x}_i)) - I_t(\mathbf{x}_i)$ 中的 $I_{t+1}(\tau(\xi, \mathbf{x}_i))$ 时,由于 $\mathbf{x}_i' = \tau(\xi, \mathbf{x}_i) = (u, v)^T$ 是浮点型,因此本文采用双线性插值计算 $I_{t+1}((u, v)^T)$ 的值。

$$I_{t+1}((u, v)^T) = (1-uu) * (1-vv) * I_{t+1}((su, sv)^T) + uu * (1-vv) * I_{t+1}((su+1, sv)^T) + (1-uu) * vv * I_{t+1}((su, sv+1)^T) + uu * vv * I_{t+1}((su+1, sv+1)^T) \quad (29)$$

其中,  $u = su + uu, v = sv + vv, su, sv$  是整数,  $uu, vv$  是介于0与1之间的浮点数。

### 3.回环检测和位姿优化

在稀疏直接视觉里程计中,当前相机运动估计的误差将会累计到下一时刻的运动估计,存在着误差的不断累计,最终导致相机估计位姿发生较大的漂移。为了降低累计误差,本文首先利用关键帧的回环检测构建相机位姿图,然后使用通用图优化框架g2o全局优化相机位姿。

### 3.1 关键帧提取

关键帧是本文RGB-D SLAM系统的基本概念,具有以下几个重要的数据:①由深度相机获取的RGB彩色图和深度图;②由李代数描述的相机位姿 ${}^w\mathbf{T} = \exp(\xi)$ ;③特征点数据及其雅各比矩阵 $J_i$ 。

由于关键帧的数量会严重影响到系统的性能,主要体现在:①如果关键帧数量较多,存在过多的冗余帧,那么就会增加回环检测和位姿全局优化的计算量;②如果关键帧选取较少,帧间没有足够的重合区域,那么稀疏直接运动估计就会存在较大的误差导致定位失败。因此关键帧的选取方法是RGB-D SLAM系统的重要问题。本文采取的方法是,用稀疏直接法估计当前帧和最后关键帧间相机运动,如果它们间的运动介于最小运动阈值 $\phi_{\min}$ 和最大运动阈值 $\phi_{\max}$ 之间,则把当前帧选取为新的关键帧。相邻帧间的运动大小可以用平移向量和旋转欧拉角的范数加权和来度量:

$$\phi = \|\mathbf{w}_1 \cdot (\Delta x, \Delta y, \Delta z)\|_2 + w_2 \|(\alpha, \beta, \gamma)\|_2 \quad (30)$$

其中 $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 是平移向量,  $(\alpha, \beta, \gamma)$ 分别是绕 $x, y, z$ 轴旋转的欧拉角。合理地给定权重 $\mathbf{w}_1$ 和 $w_2$ 可以使得关键帧的选取更为有效。由于深度相机的视角较小,水平和垂直方向分别为 $57^\circ, 43^\circ$ ,因此相机旋转运动带来的场景变化比平移运动大得多,会严重地影响相机运动估计的效果。也就是说,相机运动估计对旋转较为敏感,因此当相机发生小的旋转或是较大的平移,则把该帧选取为关键帧。在本文中,各参数分别为: $\mathbf{w}_1 = (0.6, 0.7, 0.7), w_2 = 1.0, \phi_{\min} = 0.25, \phi_{\max} = 0.5$ 。

### 3.2回环检测

回环检测就是检测当前相机是否回到了已经运动过的地方,构建与过去关键帧的位姿图,最终通过g2o全局优化位姿图来减少累计误差。但是如果出现了错误的回环,那么整个RGB-D SLAM系统的误差将会增大,甚至是失败,因此检测出的回环必须保证正确。

在回环检测中最为简单的检测策略是将当前帧与过去的所有关键帧匹配,但是当关键帧数量达到一定数量时,这种方法的计算量会大幅增加。因此,需要缩小检测区域,匹配最有可能是回环的关键帧。本文采用的是空间上最近邻法,以当前关键帧的位置为中心,半径为 $r$ 的球内检测回环。通过稀疏直接法估计当前帧和球中关键帧的变换矩阵,当两帧间的光度误差小于阈值 $e_\theta$ 时则把该帧选取为候选回环,然后将光度误差最小的关键帧作为最终的回环,以变换矩阵作为测量边,连接两个关键帧的位姿顶点。

### 3.3位姿图优化

位姿图可以方便直观地描述了关键帧之间的相互联系,本文以关键帧的位姿 ${}^w\mathbf{X}_j$ 作为顶点,通过稀疏直接法估计的相机运动 ${}^i\mathbf{T}$ 作为约束边,最终利用g2o最小化非线性误差函数优化相机位姿:

$$\operatorname{argmin}_{\mathbf{X}_i, \mathbf{X}_j} \sum_{i,j} (e_{i,j}^T \Delta_{i,j} e_{i,j})$$

$$e_{i,j} = \log_{se(3)} ({}^i\mathbf{T}^{-1} {}^w\mathbf{X}_i^{-1} {}^w\mathbf{X}_j)$$

其中,  $\log_{se(3)}$  将转移矩阵的位姿误差映射到6维欧氏空间 $\mathbb{R}^6$ ,  $\Delta_{i,j}$ 为边的信息矩阵。

## 4.实验结果和分析

为了验证本文算法的有效性,本文开展了两组实验,包括:(1)公开数据集实验,利用苏黎世大学提供的RGBD数据集进行机器人定位实验;(2)实际环境实验, PX4无人机搭载RealSense深度相机在实验室楼道进行定位实验。下面两节分别是这两组实验的过程和结果分析。

### 4.1公开数据集实验

本节主要从定位准确性和快速性来分析本文算法的性能。苏黎世大学提供的无人机RGB-D数据集包括由深度相机获取的彩色图和深度图,由高精度动作捕捉系统获得的相机运动的真实位姿以及获取数据集的相机内参。

该数据集是由运动在固定高度的深度相机向地面拍摄获得,总共有186帧图像,总的运行距离是29.6米。本节在该数据集上进行实验,估计深度相机的运行轨迹。估计轨迹和实际运动轨迹对比图如图6所示

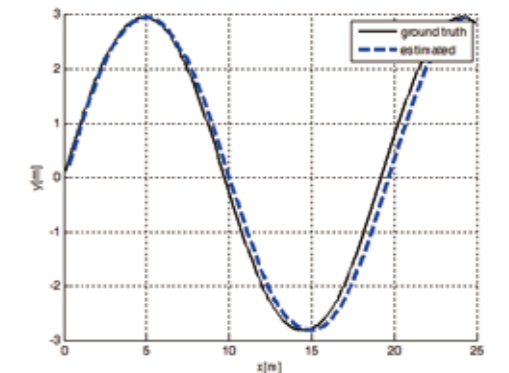


图6 估计轨迹(蓝色虚线)和实际轨迹对比图(黑色实线)

实验结果:①在定位精度方面,在29.6米的长距离运行中,本文算法定位的均方根误差(RMSE)仅有0.039米;②在快速性方面,本文算法处理每帧的时间是20ms,帧率达到了50帧/秒,满足实时性要求。

### 4.2 实际环境实验

为了进一步分析本文方法在实际无人机定位的效果，本文利用基于PX4搭建的开源无人机平台，搭载了深度相机RealSense D435在实验室楼道进行了分析实验。



图7 无人机平台



图8 三段楼道局部图

实验室楼道由三段直线道组成，如图8所示，楼道存在大量的相似物体，如门、瓷砖等，并且瓷砖的角点数量较少，这些给特征匹配和回环检测带了巨大的挑战。实验过程中，用遥控手柄控制无人机以0.5m/s速度水平运动，本文系统在线定位无人机位姿，最终获得无人机水平二维轨迹图9。

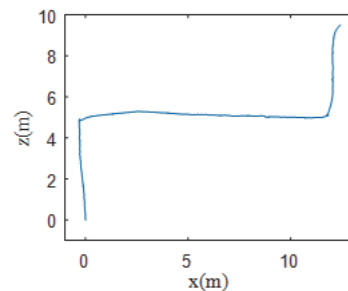


图9 无人机水平二维轨迹

由于缺少运动捕抓系统，无法确定无人机的真实位置，为了分析机器人的定位精度，本文把每段道路中的一点和终点选为测量点。由于无人机是水平运动，因此测量

点的真实位置可以用二维坐标点  $(x, z)$  来描述。本文采用卷尺测量获得四个测量点的真实位置，最后用测量点的真实位置和算法估计位置的RMSE来度量定位精度。均方根误差计算方法： $RMSE = \sqrt{(\sum_{i=1}^n (t_i - \bar{t}_i)^2) / n}$ ，其中  $\bar{t}_i$ ， $t$  分别为测量点的真实位置和估计位置，在本文中 $n=6$ 。测量点的真实位置、估计位置以及RMSE见表1。无人机在楼道运动过程中位姿估计存在误差累计，测量点的均方根误差为0.73m，机器人整个运动轨迹的距离为25m，即存在2.9%的误差。

表1 测量点位置估计的结果

测量点	真实位置(m)	估计位置(m)	误差平方(m <sup>2</sup> )
1	(-0.3,4.96)	(-0.31,4.93)	0.001
2	(4.12,5.61)	(3.92,5.40)	0.29
3	(8.13,5.86)	(7.4,5.2)	0.97
4	(10.21,5.88)	(9.3,5.3)	1.079
5	(12.29,9.34)	(11.8,8.6)	0.79
6	(12.29,10.6)	(12.4,9.5)	1.22
RMSE(m)	0.73		

在整个实验中，本文算法共处理了944帧，处理每帧的时间是22ms，帧率达到了45帧/秒，满足实时性要求。

## 5. 结语和展望

为了解决基于图像特征的RGBD SLAM算法存在着利用图像信息少，图像特征点匹配计算量大等问题，本文首先检测FAST图像特征点，通过最小化相邻图像在特征点图像块的光度误差获得相机位姿；然后基于空间域上的方法提取关键帧并采用空间上最近邻法检测回环；最终利用g2o优化位姿图进而优化位姿。在公开数据集和实际环境中对本文算法进行了分析实验。实验结果表明，本文算法在运动轨迹为25米的大范围中，无人机的均方

根误差为0.73m，即误差为2.9%，同时定位速度达到45帧/秒；当相机在固定高度朝着平面运动时，在29.6米的运动范围中可以取得0.1%的均方根误差。但是本文算法仍存在不足，由于存在特征点检测，因此在角点特征较少的环境中无人机的定位效果较差，容易定位失败。

## 参考文献

[1]DAVIDE D et al. Indoor Tracking Theory, Methods, and Technologies2015a [J]. IEEE Transaction on Vehicular Technology, 2015, 64(4):1263-1278.

[2]CHOI H, YANG K W, KIM E. Simultaneous global localization and mapping [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2014, 19(4):1160-1170.

[3]CHEN Z, SAMARABANDU J, Rodrigo R. Recent advances in simultaneous localization and map building using computer vision [J]. Advanced Robotics, 2007, 21(3-4):233-265.

[4]J. Shi, C. Tomasi, Good features to track, in: Computer Vision and Pattern Recognition, 1994. Proceedings CVPR' 94, 1994 IEEE Computer Society Conference on, IEEE, 1994, pp. 593-600.

[5]E. Rosten, T. Drummond, Machine learning for high-speed corner detection, in: Computer Vision-ECCV 2006, Springer, 2006, pp. 430-443.

[6]D.G. Lowe, Distinctive image features from scale-invariant keypoints, Int. J.Comput. Vis. 60 (2) (2004) 91-110.

[7]H. Bay, T. Tuytelaars, L. Van Gool. SURF: speeded up robust features, in: Computer Vision-ECCV 2006, Springer, 2006, pp. 404-417.

[8]Rublee E, Rabaud V, Konolige K, et al. ORB: an Efficient Alternative to SIFT or SURF[C]//Computer Vision (ICCV), 2011 IEEE International Conference on. IEEE, 2011:2564-2571.

[9]Henry P, Krainin M, Herbst E, et al. RGB-D mapping: Using depth cameras for dense 3D modeling of indoor environments[C]//12th International Symposium on Experimental Robotics. Berlin, Germany: Springer, 2014: 477-491.

[10]Endres F, Hess J, Engelhard N, et al. An evaluation of the RGB-D SLAM system[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, USA: IEEE, 2012:1691-1696.

[11]Z. Chen, J. Samarabandu, R. Rodrigo, Recent advances in simultaneous localization and map-building using computer vision, Adv. Robot. 21 (3-4) (2007) 233-265

[12]KLEIN G, MURRAY D. Parallel tracking and mapping for small AR workspaces[C]//Mixed and Augmented Reality, 2007. ISMAR 2007. 6th IEEE and ACM International Symposium on. IEEE, 2007: 225-234.

[13]MUR-ARTAL, et al. ORB-SLAM: A Versatile and Accurate Monocular SLAM System [J]. IEEE Transaction on Robotics. 2015, 31(5):1147-1163.

[14]Newcombe R A, Lovegrove S J, Davison A J. DTAM: Dense tracking and mapping in real-time[C]//IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, USA: IEEE, 2011:2320-2327.

[15]Engel J, Schops T, Cremers D. LSD-SLAM: Large-scale direct monocular SLAM[C]//13th European Conference on Computer Vision. Berlin, Germany: Springer, 2014: 834-849.

[16]Forster C, Pizzoli M, Scaramuzza D. SVO: Fast semi-direct monocular visual odometry[C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, USA: IEEE, 2014:15-22.

[17]Kerl C, Sturm J, Cremers D. Robust odometry estimation for RGB-D cameras[C]//Robotics and Automation (ICRA), 2013 IEEE International Conference on. IEEE, 2013: 3748-3754.

[18]Kerl C, Sturm J, Cremers D. Dense visual SLAM for RGB-D cameras[C]//2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. IEEE, 2013: 2100-2106.

[19]R. Kummerle, G. Grisetti, H. Strasdat, K. Konolige, W. Burgard, G2o: a general framework for graph optimization, in: IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA, IEEE, 2011, pp. 3607-3613.

[20]A. Hornung, K. M. Wurm, M. Bennewitz, C. Stachniss, and W. Burgard, "Octo-Map: An efficient probabilistic 3D mapping framework based on octrees," Autonomous Robots, 2013.

## 附录1

式(20)中的  $e_i(\xi^0 \oplus \Delta\xi, x_i)$  线性化属于流型上的一阶泰勒展开，函数变量并非线性叠加一个变化量，在此给出简单证明。

已知：



$$e_i(\xi^0, \mathbf{x}_i) = I_{i+1}(\tau(\xi_0, \mathbf{x}_i)) - I_i(\pi(g(0, \mathbf{p}_i))) \quad (31)$$

$$\exp(\Delta \hat{\xi}) = 1 + \Delta \hat{\xi} \quad (32)$$

那么

$$\begin{aligned} e_i(\xi^0 \oplus \Delta \xi, \mathbf{x}_i) &= I_{i+1}(\tau(\xi_0, \mathbf{x}_i)) - I_i(\pi(g(\Delta \xi, \mathbf{p}_i))) \\ &= I_{i+1}(\tau(\xi_0, \mathbf{x}_i)) - I_i(\pi(\mathbf{D} \exp(\Delta \hat{\xi}) \bar{\mathbf{p}}_i)) \\ &\approx I_{i+1}(\tau(\xi_0, \mathbf{x}_i)) - I_i(\pi(\mathbf{D}(1 + \Delta \hat{\xi}) \bar{\mathbf{p}}_i)) \\ &= I_{i+1}(\tau(\xi_0, \mathbf{x}_i)) - I_i(\pi(\mathbf{D} \bar{\mathbf{p}}_i + \mathbf{D} \Delta \hat{\xi} \bar{\mathbf{p}}_i)) \\ &\approx I_{i+1}(\tau(\xi_0, \mathbf{x}_i)) - I_i(\pi(\mathbf{D} \bar{\mathbf{p}}_i)) - \left. \frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\pi(\mathbf{D} \bar{\mathbf{p}}_i)} \cdot \left. \frac{\partial \pi(\mathbf{p})}{\partial \mathbf{p}} \right|_{\mathbf{p}=\mathbf{D} \bar{\mathbf{p}}_i} \cdot \mathbf{D} \Delta \hat{\xi} \bar{\mathbf{p}}_i \\ &= e_i(\xi^0, \mathbf{x}_i) - \left. \frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_i} \cdot \left. \frac{\partial \pi(\mathbf{p})}{\partial \mathbf{p}} \right|_{\mathbf{p}=\mathbf{p}_i} \cdot \mathbf{D} \bar{\mathbf{p}}_i \cdot \Delta \xi \end{aligned} \quad (33)$$

其中

$$\bar{\mathbf{p}}_i = \begin{bmatrix} \mathbf{p}_i \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & -\hat{\mathbf{p}}_i \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} \end{bmatrix} \quad (34)$$

由于

$$\frac{\partial e_i(\xi^0 \oplus \Delta \xi, \mathbf{x}_i)}{\partial \Delta \xi} = J_i = - \left. \frac{\partial I_i(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_i} \cdot \left. \frac{\partial \pi(\mathbf{p})}{\partial \mathbf{p}} \right|_{\mathbf{p}=\mathbf{p}_i} \cdot \mathbf{D} \bar{\mathbf{p}}_i \cdot \Delta \xi \quad (35)$$

因此

$$e_i(\xi^0 \oplus \Delta \xi, \mathbf{x}_i) = e_i(\xi^0, \mathbf{x}_i) + J_i \Delta \xi \quad (36)$$

# 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≥2400lm
飞行速度(自动)	2m/s	适用最小渠盖直径	0.9m
飞行时间	14min	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

# 机载锂离子电池SOH估计研究

文 / 李琳 王琦

(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:** 针对机载锂离子电池的健康问题,提出了一种机载锂电池健康状态估计方法,为锂电池的机载应用提供安全保障。首先根据容量增量分析法研究了电池老化的衰减机理,从电池的容量增量曲线中提取出了能够表征电池衰减状态的特征因子,提出了一种基于高斯过程回归的SOH估计算法,以IC曲线中的特征因子作为模型的输入,电池最大可用容量作为模型的输出,并结合电池历史运行数据对模型进行训练,在不同温度下对算法进行验证,不同训练情况下容量估计误差均能够保持在1.5%以内。重新选取II型电池进行验证,试验结果表明该模型在容量非线性衰减电池上同样具有普遍适用性。该方法实现了锂电池健康状态的准确估计,能够有效保证其在机载应用中的安全性。

**关键词:** 机载锂离子电池;容量增量分析;高斯过程回归;健康状态(SOH)

## 引言

针对无人机高安全性、可靠性要求特点,为了有效解决无人机在飞行情况下能源不足等突发情况,机载环境多采用蓄电池进行应急供电。而锂离子电池由于输出功率大、能量密度高、循环寿命长、充放电性能好等优点,在机载蓄电池选型时被广泛选用,成为现阶段机载应用发展趋势。但是经由波音787事故锂电池自燃事件的影响,锂电池的高稳定性和可靠性遭到质疑,严重制约了锂电池机载应用的推广。因此通过准确高效的电池管理系统BMS(Battery Management System)对电池组进行管理来提高蓄电池组性能、保障电池安全、延长电池的使用寿命是非常有必要的。BMS系统的核心功能是准确的电池状态估计,其中准确估计电池SOH是电池性能衰减评估

的重要方法,是保证电池及飞机安全运行的基础。

电池的健康状态(SOH)定义为电池满电状态下以一定倍率放电到截止电压所放出的容量与其对应的标称容量的比值。目前国内外很多研究学者对锂离子电池的老化机理进行了研究,Han等人通过对电池差分电压曲线进行分析来识别电池老化机理,选取DV曲线中可以表征SOH的指标,通过遗传算法定量分析电池老化情况,实现电池SOH估算。Couto等提出了一种基于等效电路模型和EKF的锂离子电池的SOH估计方法,其通过EKF表征内部电池状态和主要物理参数以获得SOH的指标。康燕琼采用二阶等效电路模型,用欧姆内阻来评判电池的SOH,根据遗忘因子递推最小二乘法原理进行电池组模型参数辨识。

本文首先根据容量增量分析法研究了电池老化的衰减机理,从电池的容量增量曲线中提取出了能够表征电池衰减状态的特征因子,并结合电池历史运行数据,提出了一种基于高斯过程回归的SOH估计算法,并在不同温度及不同工况下验证了算法的准确性。

## 1. 电池容量增量曲线分析

目前用于电池老化机理分析的方法较多,而容量增量分析法(Incremental Capacity Analysis, ICA)可以不拆解电池,只通过IC曲线实现对电池衰退机理的分析。增量容量分析是在电池充放电过程中,通过充电容量对电池端电压的求导得到 $dQ/dV$ ,进而经过平滑滤波绘制 $dQ/dV-V$ 曲线。但是在研究过程中发现IC曲线的峰值对应的电压平台变化比较平缓,对测量噪声比较敏感,对数据直接计算得到 $dQ/dV$ 较为困难,因此本文采用一种简单计算 $dQ/dV$ 的方法。

通过设置等电压间隔 $\Delta V$ 对电池进行充放电循环测试,记录实验过程中的等电压间隔 $\Delta V$ 及 $\Delta V$ 对应的安时累积量 $\Delta Q$ ,计算得到 $\Delta Q/\Delta V$ 即为电池的容量增量,即可以得到 $dQ/dV-V$ 曲线。通过对电池进行容量增量分析,能够将电池充放电曲线上变化微小的电压平台转化成IC曲线上变化较大的 $dQ/dV$ 峰,其能够反映出电池内部电化学变化的特征。

本文对112Ah的三元锂离子电池进行了充放电循环实验,可以得到电池电压随容量变化曲线,如图1所示,从图中可以看出充电初期电压变化较快,后期随着容量增加电压平台上升缓慢。电池初次循环下的容量增量曲线如图2所示,在不同的电压区出现不同幅度的峰值现象。IC曲线中的每一个峰,代表了电池内部发生的电化学反应过程,具有独特的形状、强度和位置,IC峰的位置和形

状的任何变化都表征着电池老化。因此对电池老化过程中IC曲线的变化进行分析,能够了解电池衰减机理及老化程度,判断电池的健康状态。

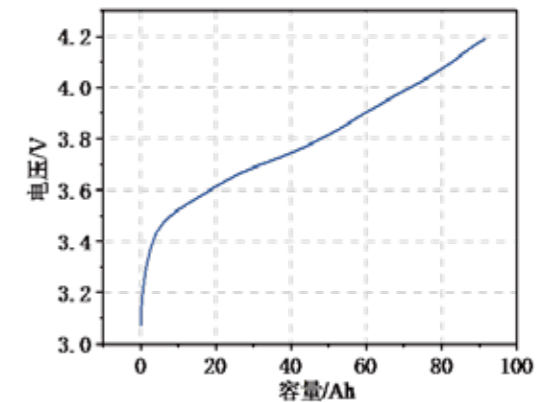


图1 三元锂电池V-Q曲线图

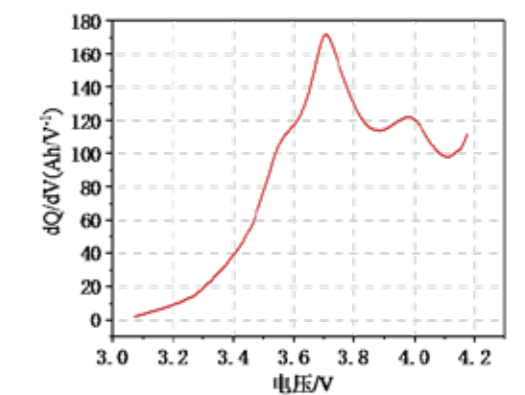


图2 三元锂电池 $dQ/dV-V$ 曲线图

实验测试电池为112Ah的三元锂离子电池,对其分别进行了25°C和45°C下的老化循环实验,其循环老化过程中不同循环次数的IC曲线如图3、图4和图5所示,图3、图4分别为25°C下0.1C和1C充电下1500次循环的IC曲线变化过程,从图中可以得到,在电池的1500次老化循环过程中,曲线发生了明显的变化,中间的主峰峰值下降明显,体现出了电池锂离子的损失;高电压区的副峰峰值也有下降趋势,说明了活性材料的损失,但下降并不是特别明显,体现出锂离子损失为电池容量衰减的主导因素。而



容量增量曲线随着循环次数的增加,整体呈现向右偏移趋势,说明了电池的动力学特性老化特征。

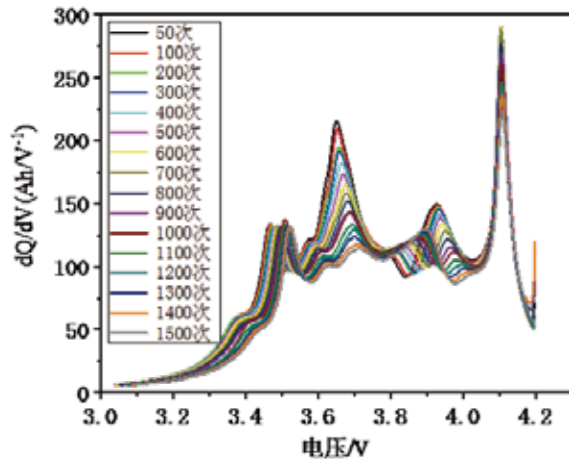


图3 25°C下0.1C充电1500次循环IC曲线变化过程

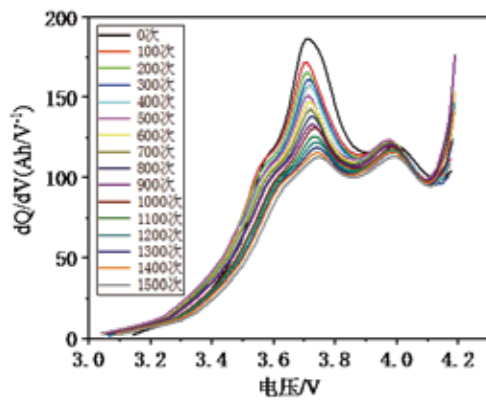


图4 25°C下1C充电1500次循环IC曲线变化过程

图5为45°C下1C充电1100次循环IC曲线变化过程。通过对比25°C和45°C下同1C倍率的IC曲线可以看出,在45°C下IC曲线的波峰谷更加明显,而且在3.5V表现更加明显的容量增量,在4.1V左右可以看到完整的波峰,说明该类型电池材料在45°C下能够表现出更多的电压平台和材料性能。并且随着温度升高,IC曲线逐渐左移,说明该电池在高温下动力学性能变好。通过对比25°C下不同充电倍率IC曲线可以看出,图3峰面积衰退明显,说明电池

热力学损失严重;图4峰右移不明显,说明电池动力学特性较好。0.1C倍率下的IC曲线表现出更多的波峰谷,说明小电流充放电数据的IC曲线更能分析电池的热力学特性。但为适应机载锂电池的实际需求,以1C充电的IC曲线中的特征参数进行SOH建模。

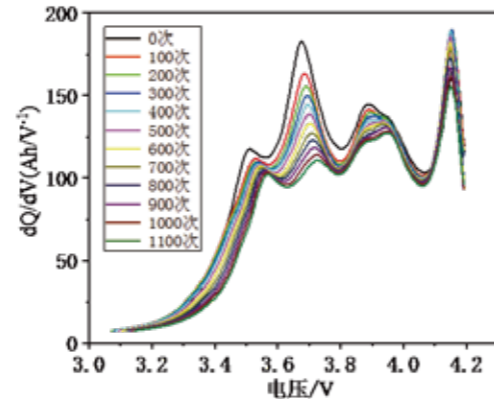


图5 45°C下1C充电1100次循环IC曲线变化趋势

## 2. 电池健康状态表征参数及其变化特性

### 2.1 基于IC曲线特征提取

为了基于机器学习方法搭建模型进行SOH估计,首先要确定和提取出模型的输入量,电池的容量增量曲线中包含着若干个IC峰,根据上一小节的分析,不同IC峰的变化表征着电池衰减的不同情况,其中电池容量增量曲线中的主峰变化最为明显,包括主峰峰值、主峰位置电压及主峰右斜率。因此首先提取出IC曲线中的这三个特征,分析这些特征与电池最大可用容量的关联程度。图6、图7分别为25°C及45°C下循环过程中电池容量及IC曲线中各参数的变化趋势。

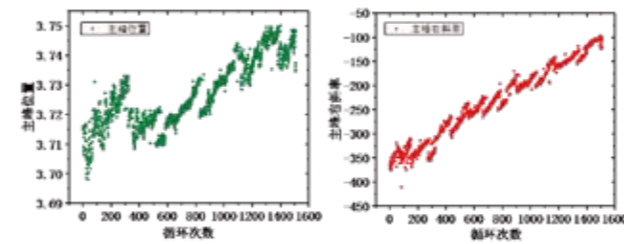
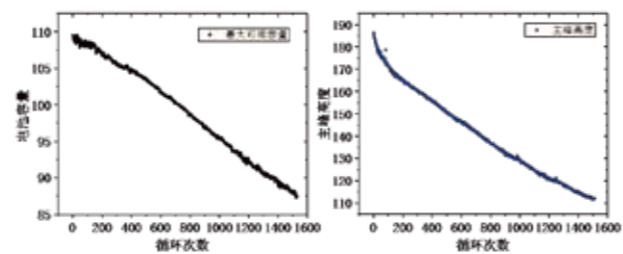


图6 25°C下1500次循环过程电池容量及IC曲线中各参数的变化趋势

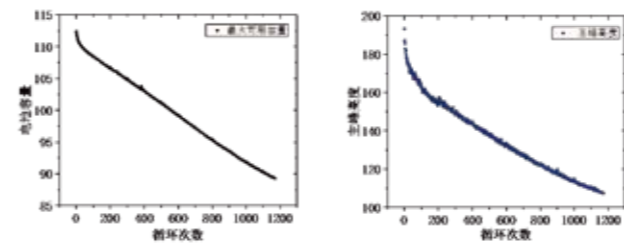


图7 45°C下1200次循环过程电池容量及IC曲线中各参数的变化趋势

由图6和图7可知,在25°C及45°C循环下,电池容量增量曲线中的主峰高度、主峰位置电压和主峰右斜率与电池容量存在明显的相关性,主峰高度随着电池最大可用容量的减小呈现递减趋势,而主峰位置电压和主峰右斜率呈现递增趋势,但主峰位置电压和主峰右斜率呈现出较大的波动性。为了验证所提取特征参数具有一定的可信度,下节将采用灰色关联度分析法进行具体的分析计算。

### 2.2 参数相关性分析

关联度是指针对两个已知的序列,因其时间及不同变量的变化而发生变化的关系程度的大小。如果两序列随着时间变化出现了相同或类似的变化趋势,则说明两

者关联度较高,反之较低。根据灰色系统理论提出灰色关联度分析法,该方法通过序列间发展趋势的差异大小进行关联程度评价分析。灰色关联度分析法提供了动态系统演化的定量度量,适用于描述电池老化过程中的参数变化情况。运用灰色关联度分析法进行序列间相关性计算的步骤如下:

(1) 选取拟进行比较的各个数据序列,进行比较序列及参考序列Y数列的设置:

$$X_i = \{x_i(k) | k = 1, 2, \dots, n\}$$

$$Y = \{y(k) | k = 1, 2, \dots, n\}$$

(5-1)

其中  $i$ 、 $n$  分别代表比较序列的个数及序列的长度。

(2) 进行比较序列与参考序列之间关联系数  $\xi_i(k)$  的计算:

$$\xi_i(k) = \frac{\min_k \min_i |y(k) - x_i(k)| + \rho \max_k \max_i |y(k) - x_i(k)|}{|y(k) - x_i(k)| + \rho \max_k \max_i |y(k) - x_i(k)|}$$

(5-2)

其中  $\rho \in [0, 1]$  为分辨系数,一般情况下取  $\rho = 0.5$ 。

(3) 通过关联系数计算序列间的关联度:

$$r_i = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \xi_i(k), k = 1, 2, \dots, n$$

(5-3)

其中,  $r_i \in [0, 1]$ ,  $r_i$  越接近1,代表  $X_i$  与Y两序列之间的关联性越强。

根据上节对电池循环数据处理得到的特征参数,选择电池容量作为参考序列,主峰高度、主峰位置电压及主峰右斜率作为比较序列,比较容量与上述三个特征参数之间的关联度,计算结果如表1所示;

表1 容量增量曲线特征因子与容量的关联度

特征参数	关联系数
主峰高度	0.93
主峰位置电压	0.88
主峰右侧斜率	0.82

由表1可知,主峰高度、主峰位置电压和主峰右斜率与容量变化相关系数较高,这意味着所选取的三个特征参数可以作为表征电池容量衰减的健康因子,因此在后面的SOH估计建模中,将容量增量曲线中的主峰高度、主峰位置电压和主峰右斜率作为模型的输入变量。所选取的特征中可能存在冗余项,但最终不会对SOH的估计结果产生影响。

### 3. 高斯过程回归算法

#### 3.1 高斯过程回归算法原理

高斯过程回归算法(GPR)是一种新兴的机器学习算法,近年来得到了广泛的研究和应用。GPR方法的原理是通过历史样本进行学习得到预测模型,将测试样本输入该模型中得到预测结果,该方法严格基于统计学理论,适用于高维的非线性系统,相比于其它基于数据建模的算法,该方法可以对超参数进行自适应调整,并且在实现及性能损失方面具有优势。

定义一个函数符合高斯过程(GP)分布,其性质由均值函数和协方差函数确定,即

$$\begin{cases} m(x) = E(f(x)), \\ k(x, x') = E[(f(x) - m(x))(f(x') - m(x')))] \end{cases} \quad (5-4)$$

其中 $x, x' \in R^d$ 为随机变量,定义GP为 $f(x) \sim GP(m(x), k(x, x'))$ 。设定均值函数初值为0。

回归函数模型如下:

$$y = f(x) + \varepsilon \quad (5-5)$$

式中 $x$ 为输入向量, $f$ 为函数值, $y$ 为包含噪声的函数观测值。假设噪声 $\varepsilon \sim N(0, \sigma_n^2)$ ,可以得到 $y$ 和预测值 $f_*$ 的联合先验分布:

$$\begin{bmatrix} y \\ f_* \end{bmatrix} \sim N \left( 0, \begin{bmatrix} K(X, X) + \sigma_n^2 I_n & K(X, x_*) \\ K(x_*, X) & K(x_*, x_*) \end{bmatrix} \right) \quad (5-6)$$

则 $f_*$ 的后验分布为:

$$f_* | X, y, x_* \sim N(\bar{f}_*, \text{cov}(f_*)) \quad (5-7)$$

其中:

$$\bar{f}_* = K(x_*, X)[K(X, X) + \sigma_n^2 I_n]^{-1} y \quad (5-8)$$

$$\text{cov}(f_*) = k(x_*, x_*) - K(x_*, X) \times [K(X, X) + \sigma_n^2 I_n]^{-1} K(X, x_*) \quad (5-9)$$

则 $\hat{\mu}_* = \bar{f}_*$ 为测试点 $x_*$ 对应预测值 $f_*$ 的均值, $\hat{\sigma}_*^2 = \text{cov}(f_*)$ 为方差。

一般选择平方指数函数作为高斯过程回归的协方差函数,如式(5-10):

$$k(x, x') = \sigma_f^2 \exp \left( -\frac{1}{2} (x - x')^T M^{-1} (x - x') \right) \quad (5-10)$$

其中: $\sigma_f^2$ 为信号方差, $l$ 为方差尺度, $M = \text{diag}(l^2)$ ,

超参数设置为 $\theta = \{M, \sigma_f^2, \sigma_n^2\}$ 。建立负对数似然函数 $L(\theta) = -\log p(y|X, \theta)$ ,如式(5-11):

$$L(\theta) = \frac{1}{2} y^T C^{-1} y + \frac{1}{2} \log |C| + \frac{n}{2} \log 2\pi \quad (5-11)$$

超参数 $\theta$ 的偏导数形式如式(5-12)所示:

$$\frac{\partial L(\theta)}{\partial \theta_i} = \frac{1}{2} \text{tr} \left( (\alpha \alpha^T - C^{-1}) \frac{\partial C}{\partial \theta_i} \right) \quad (5-12)$$

其中:

$$C = K_n + \sigma_n^2 I_n, \alpha = (K + \sigma_n^2 I_n)^{-1} y = C^{-1} y \quad (5-13)$$

通过共轭梯度法可以求得超参数的最优解,并代入式(5-8)和(5-9)可得 $x_*$ 对应 $f_*$ 的均值 $\hat{\mu}_*$ 和方差 $\hat{\sigma}_*^2$ 。

#### 3.2 估计模型的建立

为了建立基于高斯过程回归算法的模型对SOH进行估计,需要先对电池不同循环下的容量增量曲线进行分析,从中提取出可以表征电池衰减的特征参数,构建模型的训练、测试样本集,然后选取平方指数函数作为GPR算法的核函数,接着进行超参数的设置,最后输入样本集进行训练和预测得到估计结果及误差。

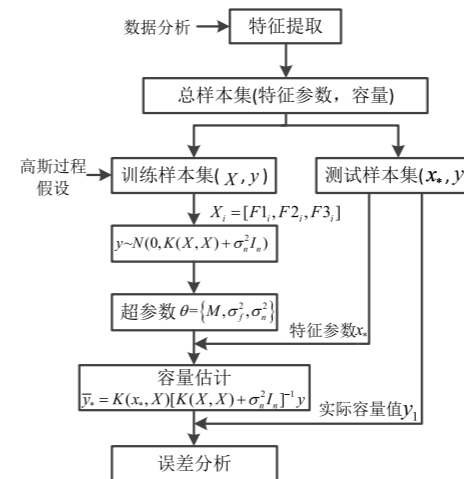


图8 基于GPR模型的SOH估计流程图

基于IC曲线特征提取的GPR模型离线估计SOH建模过程如图5.8所示,具体步骤流程如下:

(1) 从电池的IC曲线中提取出特征因子,并提取出电池的最大可用容量值,组成三个总的样本集(主峰高度,容量)、(主峰位置电压,容量)和(主峰右斜率,容量);

(2) 从总体样本中进行筛选,分别构成训练样本集 $(X, y)$ 和测试样本集 $(x_*, y_*)$ ;

(3) 在符合高斯过程的假设前提下,将训练样本 $(X, y)$ 中特征参数 $x$ 作为输入,容量值 $y$ 作为输出,满足 $y \sim N(0, K(X, X) + \sigma_n^2 I_n)$ ;

(4) 选择适合本模型核函数,进行超参数初始值的设置,令 $\theta = \{M, \sigma_f^2, \sigma_n^2\}$ ,进而通过共轭梯度法求得超参数的最优解;

(5) 得到的测试样本中 $x_*$ 对应预测值 $y_*$ 。满足高斯分布 $y_* | X, y, x_* \sim N(\bar{y}_*, \text{cov}(y_*))$ ,并与实际容量值 $y_1$ 相比得到SOH估计的误差。

### 4. 离线SOH估计结果分析

根据上节电池健康状态表征参数的分析及提取,基于高斯过程回归算法,以IC曲线的主峰高度、主峰位置电压和主峰右斜率为模型的输入,电池的实际容量为输出,建立基于IC曲线特征参数提取的模型进行SOH估计。分别在25°C循环工况及45°C高温循环工况下进行离线SOH估计验证。

#### 4.1 常温循环估计结果



为了验证模型精度及在不同温度下的精度及适用性，首先在25°C循环工况下进行验证，基于112Ah锂离子电池在常温下的1500次的老化循环实验数据，选取电池IC曲线中的主峰高度、主峰位置电压和主峰右斜率作为模型的输入，选取容量作为模型的输出。在1500次数据中选取前800次循环数据作为高斯过程回归模型的训练数据，剩余700次循环数据为模型的验证数据，模型仿真结果如图9所示。

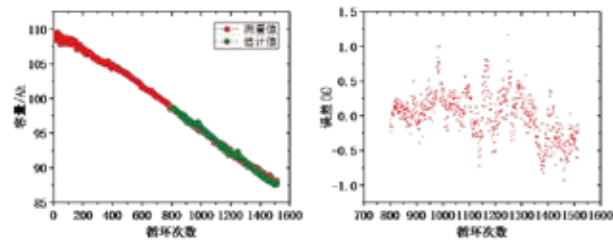


图9 GPR模型的SOH估算结果及误差

在实际的运行工况下，机载锂电池的历史循环数据可能会部分丢失，为了模拟GPR的训练及预测过程，安排如下实验方案：分别以1~400次、1~400及501~600次循环数据作为训练集训练模型，以401~500、601~800次循环数据作为测试集验证模型精度；以1~400、501~600、801~900次循环数据训练模型，以901~1200次循环数据作为测试集验证模型精度；以1~400、501~600、801~900、1201~1300次循环数据训练模型，以1301~1500次循环数据作为测试集验证模型精度。数据验证结果如图10所示。

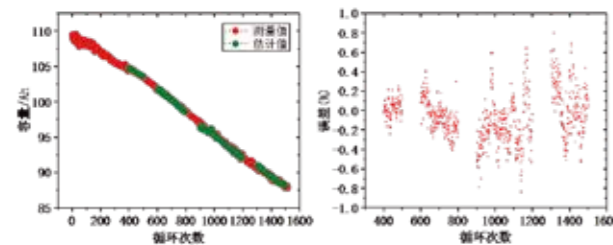


图10 25°C循环下的容量估计结果及误差

由图9、10的显示结果可知，在常温循环下，5次测试的容量估计最大误差均可以控制在1.5%以内，说明模型在离线估计容量上的精确度较高。

### 4.2 45°C循环估计结果

为了证明模型在不同温度下的适用性，对1100次45°C循环下的实验数据进行验证，用25°C下同样的验证方法，模型仿真结果如图11、12所示。

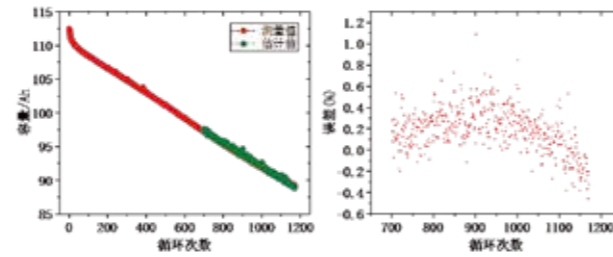


图11 GPR模型的SOH估算结果及误差

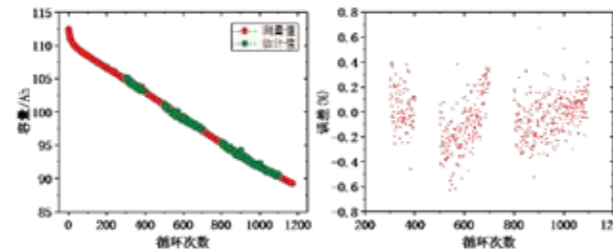


图12 45°C循环下的容量估计结果及误差

由图11、12的显示结果可知，在45°C循环下，四次测试的容量估计最大误差均可以控制在1.5%以内，说明模型在高温下仍能保持较高精度的估计误差。由于45°C下测得的电池初始容量为112.4Ah，根据第一章电池健康状态的定义，电池的健康状态(SOH)为容量估计的结果与新电池额定容量(112.4Ah)之比。

### 4.3非线性衰减的锂离子电池健康状态估计结果

由图6可知，本文实验所选取的112Ah锂离子电池在特定的循环工况下容量呈线性衰减，但是在不同类型电池或不同循环工况下，电池容量的衰退路径也会出现非线性特征，为了证明所搭建模型的普遍适用性，本实验选取了另外一种型号的电池(II型电池)为实验对象，在不同工况下进行了老化循环实验，通过对电池数据的详细的分析及验证，证明了所搭建模型在不同温度、不同型号电池及不同工况下的SOH估计均可以保持较高的精度。

### 4.4 II型电池的增量容量分析

实验所选取的II型电池为额定容量为2600mAh的18650锂电池。对II型电池分别进行不同充放电倍率的循环工况测试，测试工况如表2所示，分别进行1C充电/2C放电及2C充电/1C放电循环实验，为了加速电池老化，选择在45°C下进行实验，实验结果以1#及3#电池为例进行分析。

表2 II型电池实验方案

电池编号	实验温度 (°C)	实验倍率(充电-放电)
1#	45	1C-2C
2#	45	1C-2C
3#	45	2C-1C
4#	45	2C-1C

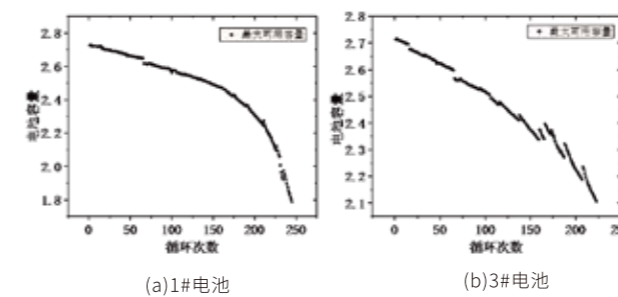


图13 II型电池不同工况下的容量衰减情况

通过充放电测试得到的II型电池容量随循环次数的衰减曲线如图13所示，可以看出II型电池在不同充放电工况下进行实验，虽然容量总体都呈现衰减趋势，但其衰减曲线却表现出不相同的非线性。当电池进行1C充电2C放电循环工况实验时，电池容量在循环前期衰减较慢，后期迅速减小，出现跳水现象；当电池进行2C充电1C放电循环工况实验时，电池在循环后期出现容量再生现象。

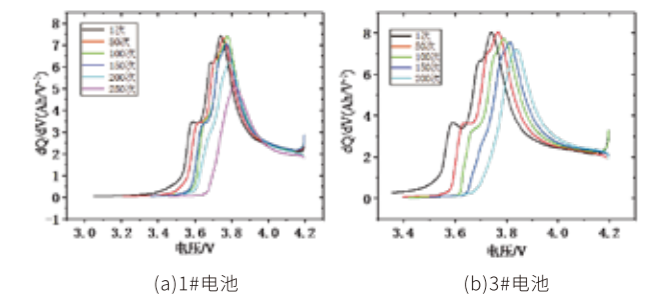


图14 II型电池不同工况下的IC曲线

图14为II型电池不同工况下的IC曲线，左图为1#电池的容量增量曲线，从图中可以看出在循环实验初期，低电压平台对应的IC曲线存在两个峰值，但在循环实验后期低压段对应的峰值逐渐消失；高压段对应的峰值在循环初期衰退现象不明显，在循环后期峰值快速减小，此现象与1#电池最大可用容量后期的跳水情况相对应。右图为1#电池的容量增量曲线，同样低压段出现的峰值在循环后期逐渐消失，随着循环次数的增加，高压段对应的峰值在高度上较为平缓的减小，在位置上大幅度的向右偏移。

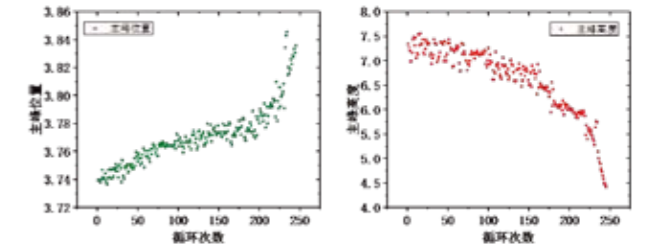


图15 1#电池IC曲线中的特征参数

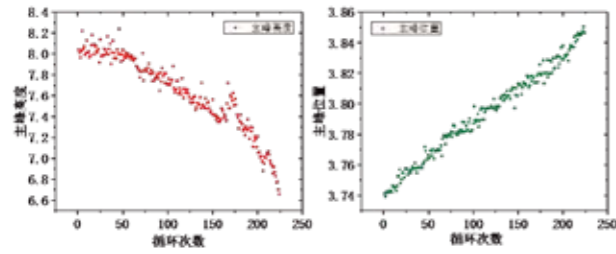


图16 3#电池IC曲线中的特征参数

从1#电池及3#电池循环数据中提取出的特征参数如图15、16所示,从图中可以大致看出,对于II型电池,IC曲线中的主峰高度及主峰位置电压与电池最大可用容量的相关度较高,因此选取的II型电池的主峰高度及主峰位置电压为特征参数。

#### 4.5健康状态估计结果

以1#、3#电池为例建立容量估计模型来验证模型的准确性,以主峰峰值、主峰位置电压2个特征为模型输入,电池实际容量作为模型输出。对于1#电池的250次循环,选取前100次循环数据作为训练集,后150次数据作为测试集;对于3#电池的225次循环,选取前100次循环数据作为训练集,后125次数据作为测试集;

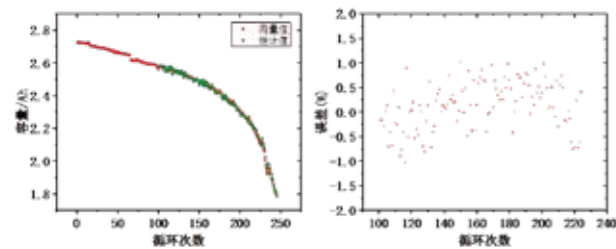


图17 1#电池的容量估计结果及误差

图17为1#电池的容量估计结果及误差,从右图中可以看出容量估计误差在1%以内,估计精度较高,说明训练后的GPR模型具备一定的非线性映射能力,能够较为准确的反映电池最大可用容量的变化情况。使用相同实

验工况下的2#电池对模型进行重复验证,验证结果误差仍能保持在1.5%以内,显示出模型的适用性。

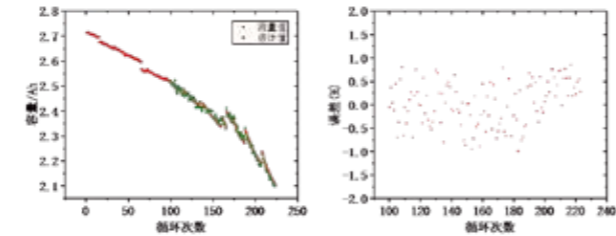


图18 3#电池的容量估计结果及误差

图18为3#电池的容量估计结果及误差,模型可以较好的反映出电池的容量退化趋势,并且误差控制在1%以内,说明模型准确度较高,同时预测模型对于容量衰退曲线中的容量再生现象也能进行精确的估计。使用相同实验工况下的4#电池对模型进行重复验证,验证结果误差仍能保持在1.5%以内,证明了模型的精度及适用性。

#### 5.结束语

本文首先对电池不同循环下的容量增量曲线进行分析,从容量增量曲线中提取出了可以表征电池衰减的特征参数,并通过灰色关联度分析法分析出了各个特征参数与电池健康状态之间的关联度。选取特征参数中的主峰峰值、主峰位置电压及主峰右斜率作为特征因子,建立基于GPR算法的模型进行SOH估计,以容量增量曲线中的特征因子作为模型输入,以需要估计的电池容量作为模型输出,通过25°C及45°C下的电池循环老化数据验证了模型的精度。同时为了证明模型在容量非线性衰减电池上同样具有普遍适用性,重新选取II型电池进行验证,证明了该模型同样具有适用性。

#### 参考文献

[1]夏承成,王顺利,尚丽平,等.机载锂电池健康评价与管理方法和技术研究[J].电源技术, 2015, 39(10):2110-2112.

[2]丁劲涛, 罗美君, 芮晓兵,等. 航空锂离子电池剩余容量及RUL预测建模[J]. 电池, 2019(4):5.

[3]Varga B O. Electric vehicles, primary energy sources and CO2, emissions: Romanian case study[J]. Energy, 2013, 49(1):61-70.

[4]Kang L, Zhao X, Ma J. A new neural network model for the state-of-charge estimation in the battery degradation process[J]. Applied Energy, 2014, 121: 20-27.

[5]Mingant R, Bernard J, Sauvart-Moynot V. Novel state-of-health diagnostic method for Li-ion battery in service[J]. Applied Energy, 2016, 183: 390-398.

[6]Omar N, Monem M A, Firouz Y, et al. Lithium iron phosphate based battery - Assessment of the aging parameters and development of cycle life model[J]. Applied Energy, 2014, 113:1575-1585.

[7]Han X, Ouyang M, Lu L, et al. A comparative study of commercial lithium ion battery cycle life in electrical vehicle: aging mechanism identification[J]. Journal of Power Sources, 2014, 251:38-54.

[8]Spotnitz R. Simulation of capacity fade in lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2003, 113(1): 72-80.

[9]孙培坤. 电动汽车动力电池健康状态估计方法研究[D].北京理工大学,2016.

[10]周鹏凯. 锂离子电池荷电状态及健康状态估计研究[D].西南交通大学,2019.

[11]Couto L D, Schorsch J, Job N, et al. State of health estimation for lithium ion batteries based on an equivalent-hydraulic model: An iron phosphate application[J]. Journal of Energy Storage, 2019, 21:259-271.

[12]康燕琼. 纯电动汽车锂电池组健康状态(SOH)的估计研究[D]. 北京交通大学, 2015.

[13]Nuhic A, Terzimehic T, Soczka-Guth T, et al. Health diagnosis and remaining useful life prognostics of lithium-ion batteries using data-driven methods[J]. Journal of Power Sources, 2013, 239:680-688.

[14]Saha B, Goebel K, Poll S, et al. An integrated approach to battery health monitoring using Bayesian regression and state estimation[C]// IEEE AUTOTESTCON. IEEE, 2007:646-53.

[15]Goebel K, Saha B, Saxena A, et al. Prognostics in battery health management[J]. Instrumentation & Measurement Magazine, IEEE, 2008, 11(4): 33-40.

[16]Liu D, Pang J, Zhou J, et al. Prognostics for state of health estimation of lithium-ion batteries based on combination Gaussian process functional regression[J]. Microelectronics Reliability, 2013, 53(6):832-839.

[17]郭琦沛. 锂离子动力电池健康特征提取与诊断研究[D].北京交通大学,2018.

[18]张昊. 基于IC曲线特征参数的锂离子电池SOH估计及DSP实现[D].北京交通大学,2018.



# 基于多传感器数据融合的无人直升机异地寻址降落技术

文 / 陈佳

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

**摘要:** 论述了采用基于多传感器融合方式的无人直升机异地寻址降落技术,对相关技术在不同领域的应用情况做了综述说明,重点对合作目标和非合作目标引导方式做了阐述,最后给出了完整的执行方案和应用展望。

**关键词:** 无人直升机;多传感器融合;异地;寻址降落

## 引言

随着科技的进步,以无人直升机为代表的无人系统将会代替大量的人力工作,比如在高原哨所边远山区等恶劣环境下执行运输任务,可以发挥出重要的优势。但由于机载GNSS系统定位误差较大等因素不满足在小范围执行精确降落条件,基于多传感器数据融合的无人直升机精确寻址降落导引系统将会发挥决定性作用。

基于多传感器融合的无人直升机降落导引技术主要用来支撑无人直升机实现精确异地寻址降落功能,主要面向自主搜索降落区和可执行自主降落任务的应用场景。

## 1. 国内外相关技术研究现状

### 1.1 国内外相关技术研究现状

国外关于直接采用基于多传感器数据融合技术用于无人直升机异地寻址降落应用研究方面,美国艾姆斯研究中心采用Yamaha RMAX平台开展了基于多传感器融合的非合作地区寻址降落验证,如图1所示。

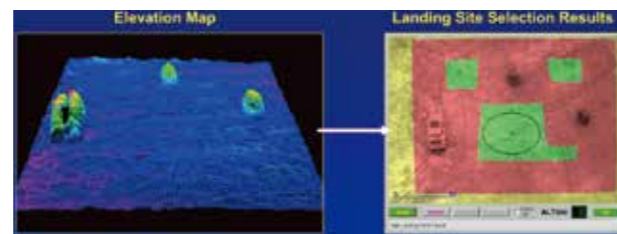


图1基于视觉与激光雷达的非合作区寻址降落

在其他相关技术领域方面,应用于舰载无人直升机的着舰导引系统已经取得了较多的研究成果,如图2所示为S100无人直升机采用的舰机GPS与视觉图像定位融合的对位置导引策略。



图2基于GPS与视觉定位的无人直升机着舰引导

对于视觉与激光雷达的融合技术研究较早,成果比较多,在自动驾驶领域具有广泛的应用,如图3所示为激光雷达与视觉传感器联合标定后的数据融合结果图。

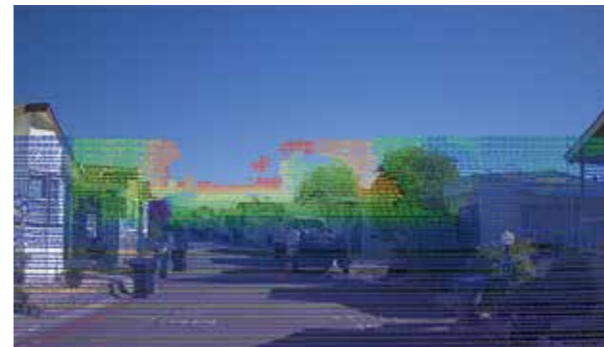


图3视觉与激光雷达联合标定数据融合

在多源影像匹配算法研究方面,同样由于国外相关领域的研究较早,研究算法的种类和应用较多,取得了丰富的成果。比如巡航导弹中的景象匹配定位和末端制导都采用了多源图像匹配技术,如图4所示为无人机载摄像机实时拍摄影像与卫星影像匹配的实时定位。



图4无人机影像与卫星影像匹配定位

对于激光雷达的应用传统上多起源于地形地貌三维恢复等方面的应用,如图5所示为激光雷达对地扫描三维网格图。对于本文相关技术的应用同样是采用类似的方法。

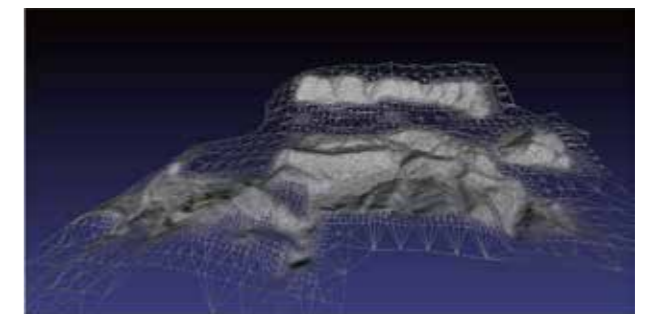


图5激光雷达对地扫描点云网格

国内关于垂直起降无人直升机异地降落的应用随着需求的不断增加,相关研究也愈加火热。但大多数是在基于合作目标条件下的异地降落试验,如图6所示。



图6基于视觉合作目标导引的多旋翼无人机系统

在其他领域,比如深空探测工程,从嫦娥3号开始到天问一号已经实现了从地球到月球再到火星的异地自主寻址降落任务。基本流程为在前期已经掌握了月球和火星表面的高程地形分布,事先选择好粗略的待降区域,在着陆器抵近待降区时,利用自身携带的激光雷达和光学相机对待降区自主寻址,搜索到满足条件的区域后,执行自主降落任务。如图7所示为祝融号的降落段对降落区平整度评估图。

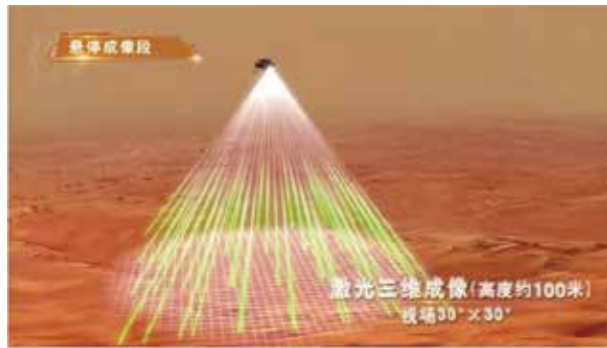


图7祝融号避障激光雷达对降落区扫描

国内,在相关领域的基础算法研究方面主要还是紧跟于国外的研究基础上进行适应性的改进,开拓性的原创研究不多,但是在器件的研发水平上已经取得了一定的优秀成果,比如对固态激光雷达的研究上,已经量产了作用距离500米以上的固态激光雷达产品,如图8所示,可以满足多数任务的使用需求。



图8 Livox TELE-15固态激光雷达

未来无人系统的应用领域会越来越广泛,基于空中机器人的精确导引定位技术,地面机器人的精确导引定位技术都会成为重要的发展和应用方向。本技术的研究和应用在相关装备领域具有开端性的价值。

## 1.2国内外相关技术研究水平对比

对于国内外相关技术研究现状分析主要差距有两个方面,机载环境感知传感器和处理算法:对于环境感知传感器主要有可见光/红外吊舱,激光雷达和多光谱水域探

测设备等。在传感器研制方面国内在 market 需求的驱动下,在小型化和功能化方面都发展迅速,相关产品可以满足项目使用需求或者随着科技的发展可以进行更先进产品的原位替换;在数据处理算法方面虽然国内发展较晚或者针对性的研究不多,但是在相关领域的算法研究也是发展迅速,比如在目标识别,遥感特征提取,基于激光雷达特征的自动驾驶技术领域等方面都在快速发展。并且随着互联网技术的快速发展使全球化信息交流更便利,使得在算法应用方面已经没有什么差距。

## 2.关键技术信息

### 2.1主要原理

无人直升机具备垂直起降能力的优势,在执行特定任务过程中难免会遇到由于场地狭小需要精确降落的情况或需要在野外未知区域降落起飞的情况,因此需要具备异地自主寻址精确降落和起飞的能力。如图9所示,为无人直升机安装有环境感知传感器的异地降落系统飞行示意图。

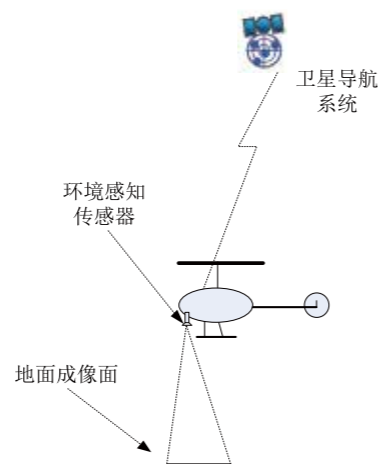


图9装备异地寻址降落系统的无人直升机

其中,多传感器数据融合异地寻址降落系统由数据

采集单元和数据分析决策单元组成。如图10所示,数据采集单元由可见光/红外/多光谱相机等环境感知传感器组成,数据分析决策单元由高速嵌入式数据处理计算机构成。

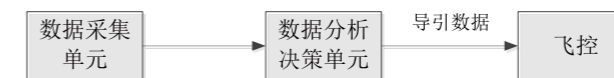


图10基于多传感器数据融合的异地寻址降落系统组成框图

对于采用多传感器数据融合导引技术的无人直升机异地寻址降落系统主要工作场景包括以下两种情况:

(1) 已知降落区地理坐标和落点图像(卫星图像,无人机低空影像,几何图标)

无人直升机根据已知地理坐标信息自主飞行到降落区上空,通过自身携带的环境感知传感器对待降区域地面进行障碍物扫描,通过当前实时地面影像与已装订的降落区图像数据进行比对,通过位置误差反馈导引无人直升机完成精确降落。

(2) 已知降落区域未知精确落点

无人直升机根据已知地理坐标信息自主飞行到降落区上空,通过自身携带的环境感知传感器对待降区域地面进行扫描,并利用机载传感器探测排除局部水域地区,对平整度进行扫描判断,搜索出满足降落大小区域,满足降落条件时通过图像识别定位模块导引无人直升机完成自主降落。

无人直升机在异地降落过程中,环境感知传感器实时跟踪已评估后的区域特征,并将无人直升机与区域特征的相对位置偏差作为导引指令传输给飞行控制与管理计算机,进一步生成位移控制指令控制无人直升机完成精确定点降落。如在降落过程中遭遇异常环境干扰,无人

直升机自主决策复飞。导引控制律结构如图11所示。

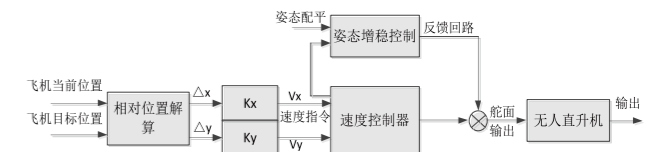


图11无人直升机图像导引控制律结构

## 2.2技术特点及优势

基于多传感器数据融合导引的无人直升机异地寻址降落技术实现由数据采集和数据分析决策两个模块组成,可使无人直升机具备对异地无人值守的待降区域自主进行扫描和智能化判断能力,保障无人直升机具备异地自主寻址降落功能,从而拓宽无人直升机应用场景。

## 2.3主要关键技术

基于多传感器数据融合的无人直升机异地寻址降落技术研究,主要关键技术包括以下5项内容:

(1) 合作目标定位识别技术—已知降落图标标识场景下的降落目标识别与定位技术;

(2) 非合作区域的搜索定位技术—未知非合作区域的待降场地自主搜索能力;

(3) 降落场地平整度评估技术—基于多传感器数据融合的待降目标区域平整度评估算法研究;

(4) 基于视觉精确定位的导引控制技术—研究通过视觉定位技术以实现无人机的精确导引控制;

(5) 多源非同时相图像匹配定位技术—实现机载实时影像与已知多源非同时相图像数据的匹配定位。

为了扩大该系统的应用场景,需要建立一套完整的地形地貌的空地影像数据库系统,在无人直升机执行任务前需要装订到任务区的地形数据及影像数据。执行任



务过程中同时会继续采集相关数据，并后续加入到影像数据库中。整个地理信息数据的采集和集成构成一套具有重要价值的基础数据库。

## 2.4 系统组成

基于多传感器数据融合导引的无人直升机异地寻址降落系统主要分成3个单元：设备供电单元；数据采集单元；数据分析决策单元。单元组成如下图12所示。

设备供电单元的外部电源由无人直升机28V直流电源提供，数据采集单元和数据分析决策单元的供电由设备供电单元提供；

数据采集单元包括可见光、红外采集单元，固态激光雷达采集单元，水体探测单元，吊舱稳定平台等；

数据分析决策单元为高速嵌入式计算机平台，通过分析传感器数据和基础数据得出控制无人直升机飞行的导引指令。

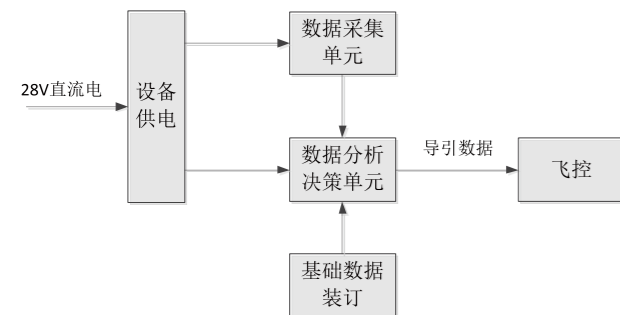


图12多传感器数据融合定位导引系统模块组成图

整个系统的封装采用模块化封装形式，如下图13所示。设备供电和数据分析决策单元封装在一个盒子中，采用机载直流28V供电，采用串口与飞控通信。对数据采集

模块提供直流12V电源，数据采集单元采用稳定平台模式挂载到机腹，采集到的数据通过高速数据通信口传输到数据分析决策单元。

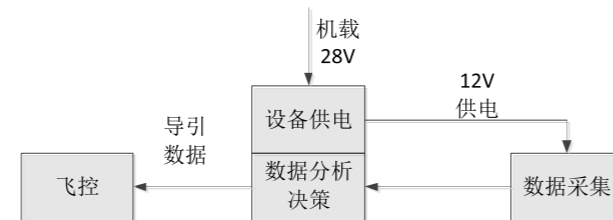
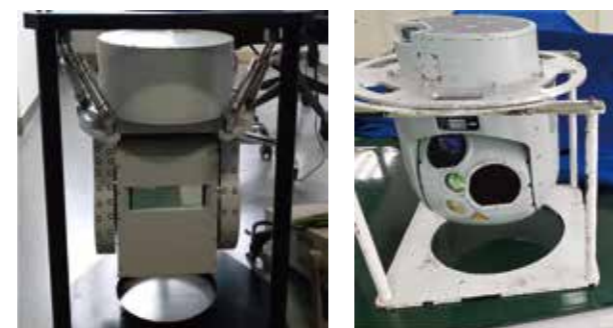


图13多传感器数据融合定位导引系统单元封装图

## 2.5 系统关键指标

系统组成设备如图14-15所示。采用可见光/红外图像采集传感器对待降落目标区域进行图像特征提取，采用激光雷达对目标降落区进行平整度扫描评估，机载数据处理计算机采用高速嵌入式处理平台，配备GPU并行处理单元。



a自研扫描式激光雷达 b可见光/红外吊舱

图14环境感知传感器



图15数据处理计算机

系统主要达到的指标为：

- (1) 可以对分辨率相差5倍内的多源不同时相的图像特征进行识别匹配定位；
- (2) 视觉导引位置精度 $<0.1$ 米；
- (3) 平整度评估误差 $<0.05$ 米；
- (4) 降落区坡度检测精度 $<1^\circ$ ；
- (5) 激光雷达扫描距离： $>500$ 米。

## 3. 系统应用展望

### 3.1 系统应用总体目标

针对高原边远地区部队或抢险救灾等物资精确投送的需求，开展基于多传感器数据融合导引的无人直升机异地寻址降落技术应用，重点解决局部可降落区探测搜索技术。利用基于多传感器数据融合导引技术可辅助有人直升机驾驶员实现精确异地寻址降落任务，实现有/无人直升机在野外环境下进行精准物资运输投放任务。

### 3.2 主要应用领域展望

(1) 无人直升机需要具备一定的自主运输能力，特别在边远地区或突发情况下在地面保障措施不足时，或者降落场地狭小的自然环境下需要进行精确降落功能需求时可采用基于多传感器数据融合导引的无人直升机异地寻址降落技术；

(2) 海上石油钻井平台以往都是采用有人直升机进行资源补给任务，采用基于多传感器数据融合的异地寻址降落控制技术可实现无人直升机在海上石油钻井平台自主降落起飞，从而实现安全资源补给；

(3) 船载无人直升机需要在狭小的甲板区域进行降

落和起飞，采用基于多传感器数据融合的异地降落控制技术可实现导引无人直升机在船舶甲板精确降落和起飞。

## 参考文献

- [1] Colin Theodore, Mark Tischler. Precision Autonomous Landing Adaptive Control Experiment (PALACE), 25th Army Science Conference Nov 27-30 2006 -- Orlando, FL
- [2] Colin Theodore, Full Mission Simulation of a Rotorcraft Unmanned Aerial Vehicle for Landing in a Non-Cooperative Environment, SAE Aerospace Control and Guidance Systems Committee Meeting March 3rd 2005 -- Salt Lake City, UT
- [3] 黄蕾. 无人直升机自主着陆关键技术研究[D]. 西北工业大学
- [4] Camera-LIDAR坐标转换, 标定结果heck[ADS], <https://blog.csdn.net/chep-waveve/article/details/94011995>
- [5] 没有什么能够阻挡, 无人机对金银潭的投放, <https://weibo.com/u/2700973162?source=blog>
- [6] 吴伟仁, 王大轶, 黄翔宇, 等. 月球软着陆自主障碍识别与避障制导方法. 中国科学: 信息科学 2015, 45(8): 1046-1059
- [7] 贾阳, 刘少创, 李明磊, 等. 利用降落影像序列实现嫦娥三号系统着陆点高精度定位. 科学通报 2014, 59(19): 1838-1843
- [8] 祝融号的降落全过程, [https://www.sohu.com/a/469611357\\_121126493](https://www.sohu.com/a/469611357_121126493)
- [9] Mackay, J., Ellingson, G., and McLain, T. Landing Zone Determination for Autonomous Rotorcraft in Surveillance Applications, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA 2016-1137, January 2016, San Diego, California.
- [10] Hintze, Joshua Martin, Autonomous Landing of a Rotary Unmanned Aerial Vehicle in a Non-cooperative Environment using Machine Vision(2004). All Teses and Dissertations. Paper 120 Ranjith Unnikrishnan,
- [11] Martial Hebert. Fast Extrinsic Calibration of a Laser Rangefinder to a Camera, techreport



## C系列飞机结构的MSG-3分析方法简介

文 / 韩建民

(北京中航智科技有限公司 北京)

**摘要:**MSG-3体现航空器维修思想与理念由“全新理念维修”、到“面向过程的维修”、到“面向任务”的维修之转变。本文结合加拿大庞巴迪公司C系列客机研制过程中结构件维护和维修要求的分析方法MSG-3, 主要介绍了MSG-3分析的目的、MSG-3分析中结构的组成、MSG-3分析的流程、MSG-3分析的最终结论等。

**关键词:**偶然损伤, 环境损伤和防腐控制程序, 重要结构项

### 绪论

庞巴迪公司是目前世界上第四大民用航空公司, 以前主要侧重于支线客机(100座以下)和公务机(约20座左右)的研制。支线客机主要有CRJ700, CRJ900等支线, 占全球支线客机市场约40%; 公务机系列主要有三个品

牌, 里尔(learjet)、挑战者(Challenger)和环球(Global), 型号主要有环球7500、挑战者350、里尔75等, 是世界领先的公务机公司, 约占市场份额25%左右。

C系列客机是庞巴迪公司研制的第一款干线客机, 有110座和130座两种型号, 与波音737和空客A320飞机竞

争主要市场。由于中国当时与加拿大关系比较友好, 中航工业很多员工有幸参与到这款飞机的研制当中, 也为中国后续“一干两支”(C919干线飞机、MA700支线飞机、ARJ700支线客机)提供了重要的人才支持。C系列飞机于2015年取得型号合格证, 后因其它原因经营不善, 被庞巴迪公司以1美元控股权卖给空客公司, 改名为A220客机。本文作者曾在庞巴迪C系列项目中参与C系列结构设计工作中与客服部门协同工作, 在确定飞机主要结构件的维修方法过程写了技术心得, 以与读者分享。

MSG是维护指导工作组(Maintenance Steering Group)的缩写。其原理是以可靠性为中心的维修。MSG-3分析属于客户服务和支持的一部分, 是在MSG-1和MSG-2分析方法基础上发展起来的一种新的分析方法。主要由综合技术部门的同事参与, 同时需要结构、强度、系统部门的辅助。结构部门主要提供飞机相应结构的组成、材料、热处理状态、表面处理方式; 系统部门提供需分析的结构周围是否有影响较大的系统和管路, 比如周围是否有卫生间、厨房等。强度部门主要是分析所用材料处于相应的环境中的受力情况。然后根据分析得出的相应数据, 将我们的准备和分析结果做成相应的表格, 递交给相应的部门逐级审查, 通过后可作评价结构维修门槛值, 以及维修间隔和维修费用的一种参考。整个体系流程如图1所示:

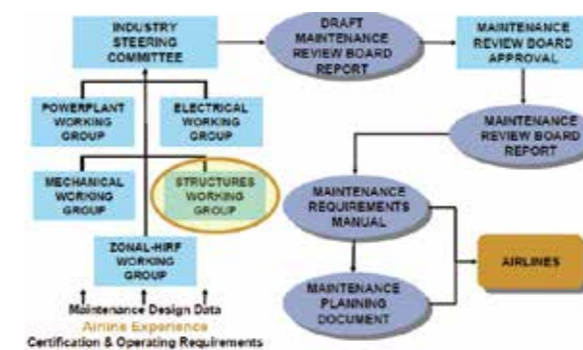


图1 MSG-3分析体系流程

我们隶属于上述的STRUCTURES WORKING GROUP(结构工作组)部分。分析得出的数据交由INDUSTRY STEERING COMMITTEE(工业指导委员会, 主要由航空公司, 飞机制造商, 主要供应商组成)审核, 然后由相应部门整合生成一个MRBR(Maintenance Review Board Report)作为维修手册和维修计划文件的一部分。

这里主要以前机身登机门周结构(Passenger Door Surround Structure)为例进行MSG-3分析说明。

### 1.分解分析组件

确定了分析的组件后, 就要求结构部门的人给出分析结构在飞机的详细位置, 以及组成分析结构的各个零件名称以及其在分析结构上的位置。生成第一种表格1, 如下图2所示。

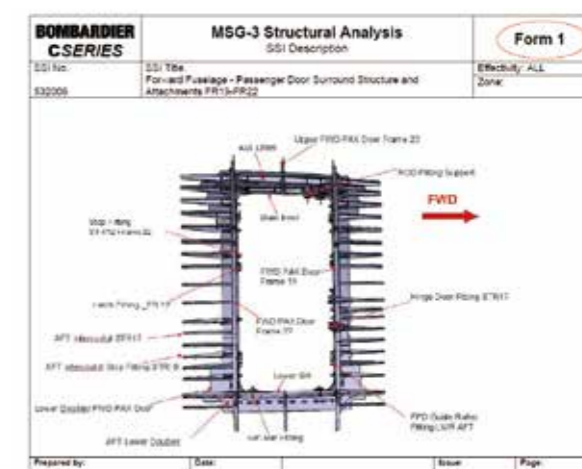


图2 前机身登机门结构分解图

同时需要结构部门给出各个组成零件的零件名称、零件号码、材料及说明、表面处理代码等信息, 生成第二种表格如下图3所示。



BOMBARDIER C SERIES		MSG-3 Structural Analysis SSI Data		Form 2	
SSI No. 532005	SSI Title Forward Fuselage - Passenger Door Surround Structure and Attachments FR19-FR22	Effectivity ALL Zone			
Item	Div or Part No.	Material and Specification	Finish Code	Finish Protection	
Door Panel FR19-FR22 (FR19-FR22) not covered by Scuff and Protection Plate	00139000-001	2188 TR - Sheet/Plate - BAMB 516-004	AL05	Chromic Anodize - Pk Release - Polyurethane Topcoat	
Liner FR19-FR22	00139000-001	5475 FR19 - Sheet/Plate - BAMB 516-002	AL05	Chromic Anodize - Pk Release - Polyurethane Topcoat	
SK FR19-FR22	00139000-001	5475 FR19 - Sheet/Plate - BAMB 516-002	AL05	Chromic Anodize - Pk Release - Polyurethane Topcoat	
Fwd Pax Door Frame, FR19 and FR22	00139000-001	5475 FR19 - Sheet/Plate - BAMB 516-002	AL05	Chromic Anodize - Pk Release - Polyurethane Topcoat	
Disser Pax Door FR19-FR22	00139000-001	2188 TR - Sheet/Plate - BAMB 516-004	AL05	Chromic Anodize - Pk Release - Polyurethane Topcoat	
Stop Fitting FR19-FR22	00139000-001	518-4 - SHEET/PLATE - AL6061 (AA60) T3000	No. Inerted	No Inerted	

图3 前机身登机门门轴结构零件列表

上面给出的2种表格格式主要是为后面的分析提供参考，因为登机门门周结构也由不同的零件组成。有的位于登机门的外部，像门周的机身蒙皮 (Skin Panel)，主要是指没有被底部保护板 (Scuff) 包裹的机身蒙皮；其余的结构则位于登机门的内部，比如门框 (Fwd Pax Door Frame)、楣梁 (Lintel)、槛梁 (Sill)、挡块 (Stop Fitting)。由于这些零件的材料不同，分处于飞机的内部和外部，表面处理方法不一样，受损伤的情况也不同，所以分析损伤情况的时候需要分开来分析。

## 2.偶然损伤分析 (Accidental Damage Analysis)

飞机在起飞、飞行、着陆或维修中，由于和别的物体接触，撞击或者不恰当的操作和维修，都会引起飞机的偶然性损伤。

### 2.1偶然损伤源

金属结构的偶然损伤源分为以下七种：地面处理设

备 (Ground Handling Equipment)、货物处理设备 (Cargo Handling Equipment)、环境影响 (Weather Effects)、雷击 (Lighting Strike)、跑道的碎片 (Runway Debris)、溢出影响 (Spillage)、维修程序 (Maintenance Procedure)、操作程序 (Operation、Procedure)。复合材料的偶然损伤源还要考虑热量和其他方式引起的损伤。

根据经验，由于地面处理设备、货物处理设备和跑道的碎片引发的损伤一般发生在飞机的底部，主要是飞机起飞或者运送货物的时候会发生；环境影响主要是冰雹的影响，一般对飞机的顶部有影响，强烈的冰雹容易把飞机的顶部击打出小的凹陷；雷击的影响一般也是发生在飞机的顶部，如果雷电不能导出的话会对飞机造成灼伤；溢出的影响主要是指厨房和卫生间的水溢出所造成的腐蚀影响。一般登机门维护操作也会对登机门造成损伤；操作程序会对登机门门周蒙皮有损伤，由于登机门是一个经常开关的设备，有些部位可能会造成擦伤、刮痕等损伤。

### 2.2偶然损伤造成的环境影响 (Environmental Impact) 和疲劳影响 (Fatigue Impact)

环境影响 (Environmental Impact) 主要是指偶然损伤可能会破坏结构件表面的涂层，环境腐蚀就会严重影响结构件，后面考虑的ED/CPCP分析就需要考虑这些影响。但是对一些特殊的金属件，比如不锈钢和钛合金，其表面没涂层，所以就不需要考虑环境影响。登机门门周结构件是需要考虑环境影响的。

疲劳影响主要指偶然损伤的类型、位置、尺寸在疲劳分析中是一个主要的初始裂纹，这个损伤是否需要进一步评价来做一个相关的分析和检测。所以得出了登机门门周蒙皮 (未被底部保护板覆盖的部分) 的分析表格，如

图4所示。

BOMBARDIER C SERIES		MSG-3 Structural Analysis Accidental Damage Analysis - Metallic		Form 3	
SSI No. 532005	SSI Title Forward Fuselage - Passenger Door Surround Structure and Attachments FR19-FR22	Effectivity ALL Zone			
Accidental Damage Analysis - Metallic Applicability					
Selected Area and Material Skin Panel FR19-FR22 OR RELOC. not covered by Scuff and Protection Plate - 2188 TR - Sheet/Plate - BAMB 516-004					
Damage Source	Library	Description of Damage			
Ground Handling Equipment	NO				
Cargo Handling Equipment	NO				
Weather Effects (Hail, etc.)	NO				
Lighting Strike	NO				
Runway Debris	NO				
Spillage	NO				
Maintenance Procedure	NO				
Operations Procedure	YES	Jet bridge impact damage: Dents, scratches and nicks			
Others:					
Environmental Impact? <input checked="" type="checkbox"/> Yes <input type="checkbox"/> No Damage to be considered for Environmental Degradation Analysis					
Fatigue Impact? <input type="checkbox"/> Yes <input checked="" type="checkbox"/> No Damage to be considered as initial flaw for Damage Tolerance Analysis					
Remarks: General only. It is not likely to have Lightning strike damage in a transitional area. Hail damage is considered being isolated and is evident.					

图4 前机身登机门门周结构的偶然损伤分析

## 3.环境损伤和防腐控制分析

### 3.1维修时间间隔 (Interval) 的计算

由于金属结构的材料和热处理的方式、工作环境、应力腐蚀的不同以及保护措施多样性，所以其维修的时间间隔也是不同的。

环境损伤和防腐控制分析，首先需要分析部门通过综合分析腐蚀等级 (Corrosion Rating)、应力腐蚀等级 (Stress Corrosion Rating)、环境等级 (Environmental Rating)、保护等级 (Protection Rating)，然后计算出结构维修的时间间隔。

对于不同材料的腐蚀主要有8种腐蚀类型要考虑，均衡腐蚀 (Uniform)、晶间腐蚀 (Intergranular)、侵蚀腐蚀 (Pitting)、电解腐蚀 (Galvanic)、缝隙腐蚀 (Crevice)、纤维腐蚀 (Filiform)、微生物腐蚀 (Microbiological)、摩擦腐蚀 (Fretting)。

Material Product	Alloy	Temper	Rating			
			Stress	Uniform	Intergranular	Pitting
ALUMINUM						
Sheet	2024 bare	ALL	3	2	2	2
	2024 alclad	ALL	3	3	3	3
	2219	ALL	3	3	3	3
	6013	ALL	3	3	3	3
	6061	ALL	3	3	3	3
	7075 bare	ALL	3	2	2	2
	7075 alclad	ALL	3	3	3	3
	7475	176	3	3	3	3

图5 零件的腐蚀类型等级

对于其余的等级，则需要根据其所在的飞机的位置和受力情况及其表面处理代码进行分析，然后选择相应的等级，最后根据BA规定的矩阵流程进行综合分析，计算出维修的时间间隔。一般的维修时间间隔是3年、6年和12年，其流程如下图6所示。

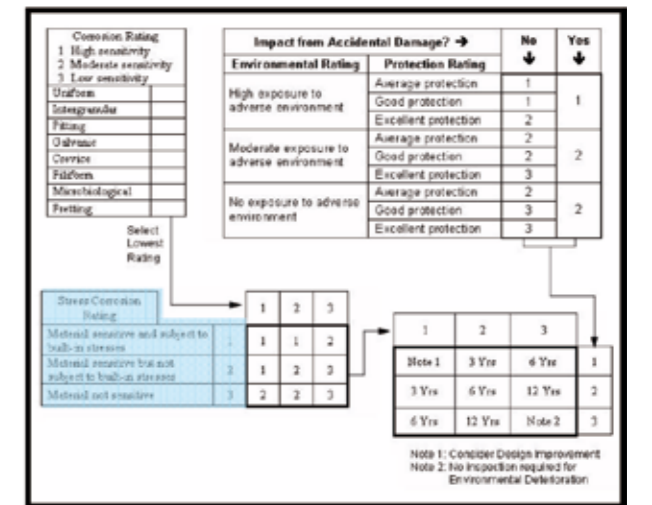


图6 维修时间的矩阵分析方法

### 3.2门槛值的计算 (threshold)

计算出维修的时间间隔后，还需要确定维修的门槛 (threshold)。维修的门槛值应该和维修时间间隔相等或者比维修的时间间隔要更长。门槛值的选择是根据结构件的位置、环境、维护经验、工程判断和腐蚀影响来考虑的。一般规定的门槛值是12年，非常容易受腐蚀影响的构件维修的门槛值是6年或3年。

### 3.3 工艺选择

主要是指一些工艺和检测方面的选择,比如是否需要CIC涂层(所有的机身内部都需要)和检测区域所需要的检测方法等。

通过上面分析的综合数据,得出登机门门周蒙皮(未被底部保护板覆盖部分)的分析表格,如图7所示。

图7 维修门槛值得分析结果

如果有非金属结构件,还需要进行其他的分析方法得出表格5。由于这里分析的都是金属结构件,所以就不对非金属件分析过多解释。

### 4. 汇总

用相同的分析方法可以得到登机门门周其他的零件的分析表格。然后汇总成下面形式的表格6,如图8所示。

BOMBARDIER C SERIES		MSG-3 Structural Analysis SSI Task Summary Sheet		Form 6	
SSI No: 532006	SSI Title: Forward Fuselage - Passenger Door Surround Structure and Attachments FR19-FR22	Effectivity: ALL	Zone:		
Inspection Level	Area to be Inspected	Threshold	Repeat	Access	Zone Candidate
QVI	Skin Panel, FR19-FR22 (Dr 46, 25k) - not covered by Sulf and Protection Plates	12 yrs	12 yrs	X	X
DET	St, below the Row, FR19-FR22	12 yrs	12 yrs	X	X
QVI	Fixed Door Frames, FR19 and FR22	6 yrs			X
DET	Internal Door Filing, FR19-FR22	12 yrs	12 yrs	X	X
QVI	Skin Panel, FR19-FR22 (Dr 21, 25k) - covered by Sulf and Protection Plates	12 yrs	12 yrs		X

Selected Tasks						
MSG-3 Task No.	Task Description	Threshold	Repeat	Zone	Access	Zone Candidate
53-20-06-02	General Visual Inspection of the Forward Fuselage - Skin Panel Surrounding Passenger Door, not covered by Sulf and Protection Plates, FR19-FR22 (Dr 46, 25k) - External	12 yrs	12 yrs			X
53-20-06-04	Detailed Inspection of the Forward Fuselage - Passenger Door Internal Surround Structure and Lower St (Dr 21, 25k), FR19-FR22 - Internal	12 yrs	12 yrs		X	X
53-20-06-03	General Visual Inspection of the Forward Fuselage - Passenger Door Surround Structure and Attachments, Door Frames 19 and 21 - External	6 yrs				X
53-20-06-01	General Visual Inspection of the Forward Fuselage - Passenger Door Surround Structure and Attachments, Skin Panel, covered by the Sulf and Protection Plates, FR19-FR22 (Dr 21, 25k) - External	12 yrs	12 yrs			X

图8 重要结构件的汇总表

根据上面的SSI (Significant Structural Items) 例如:53-20-06-02, 确定一个详细的维修与检测信息表格,见下面图9所示。

图9 前机身门周结构件的维修和检测信息

用相同的方式同样可以确定出其他零件的维修表格。上面介绍的维修的门槛值和维修时间间隔,采用什么方式进行检测,维修的人员以及维修的时间是多少,等等,对于评定飞机的维修计划和维修费用是主要参考资料。

### 5. 结束语

维护维修的MSG-3分析方法是庞巴迪公司目前使用的一种新的分析方法,借助软件S-MADA来分析计算的,其计算方式和上面介绍的分析方法一样。可望显著降低维修成本,以最少的实际费用保持部件安全运行的固有设计水平。MSG-3曾一度成为民航的支柱。但许多民机制造商、公司运营人及维修工厂对这种以可靠性为中心的维修仍持保留态度,他们相信定期维修时更换部件要比定期检测、只在必需时才更换部件更为安全。不过现在BA (庞巴迪)正在改进分析方法和软件,将来可能会有一套完整的分析计算体系。

### 参考文献

- [1]Bombardier C Series Advanced MSG-3 Structure Course[S], 2010,6.
- [2]Maintenance Program Policy and Procedures Handbook[S], 2010,9.
- [3]S-MADA User Guide[S], 2010,8.





联合飞机TD550共轴无人直升机

第十四届航展：高端装备集中亮相



## 央视《新闻联播》| 联合飞机高精尖产品集体亮相航展

文 / 许爱艳

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

11月9日，第十四届中国国际航空航天博览会(中国航展)在广东珠海国际航展中心迎来了专业日的第二天，来自43个国家和地区的企业线上线下参展，一批代表世界先进水平的新产品“首发首秀”。

本届航展上，无人化、智能化的信息装备成为一大亮点，一批国产先进装备首次与公众见面。联合飞机的TD550高原高速无人直升机首次在中国航展上公开亮相。



高海拔地区与平原地区的自然条件差异极大，联合飞机TD550共轴无人直升机具有载重大、飞行速度快，续航时间长，可高海拔起降等性能优势，可以覆盖更多地区，满足持续性作业要求。同时，它的结构简单、拆装便捷、易于安装，装机尺寸小，大大降低了制造、维护与运输成本。

联合飞机利用双余度飞控、高精度HeliAP飞行控制、电控共轴操控等一系列自研技术，让TD550可以自主起降、定点悬停、自主避障、应急返航、精确定点投送，保证了飞行控制的精度与稳定性，保障运投的安全性及高效，提升物流运输与投送效率。在低高温、湿热、防雨、沙尘、盐雾、霉菌、低气压等环境下适应性强，可广泛应用于高原、山地、海岛等特殊区域的空投运输、消防救援、工化探测、科研挂载试验等。



从重载荷无人直升机到新型多旋翼无人机，以及地面设备、机载设备、复合材料、旋翼桨叶等配套产品，让现场观众全方位、多角度感受联合飞机无人机事业的突破与创新，中国航空航天事业的发展与进步。

联合飞机集团创始人兼总裁田刚印在航展现场说：“联合飞机在无人机发展的道路上一步一个脚印，为众多传统行业的智能化转型按下了加速键。未来还将不断开拓无人机更加广阔的应用前景，更好地满足国家安全和国民经济发展需要，为实现中国式现代化做出贡献。”

# 主流媒体关注报道联合飞机集团参加中国珠海航展

文 / 许爱艳

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

11月8日,第十四届中国国际航空航天博览会(中国航展)在广东珠海国际航展中心正式开幕。联合飞机集团携全谱系近30款产品亮相,包含无人直升机、多旋翼无人机、有人机改型无人机等8款整机产品,一度成为航展现场的焦点,吸引央视《新闻联播》、人民日报、央视新闻《朝闻天下》、新加坡《联合早报》、中国航空报、北京日报、广东新闻、南方日报、新京报等国内外重量级媒体平台关注与报道。

## 《人民日报》

珠海航展——四款大载荷无人直升机“组团”亮相珠海航展

首次公开亮相的TD550高原型无人直升机吸引了众多观众的兴趣,该机型的飞行高度能够覆盖中国最高海拔的哨所,凭借强大的环境适应能力,可在高低温、湿热、防雨、沙尘、盐雾、霉菌、低气压等特殊地形条件下实施远距离、长航时的物资远程投送、应急投送及多点投送,配装多种挂载设备等多元化作业,补齐了高原立体运输短板。TD220 作为中国第一架拥有自主知识产权的电控共轴无人直升机,是各大展会的“熟面孔”,也是参与改革开放四十周年展览的唯一一款无人机。展台上另一架无人机的造型与其他几架重载无人机有着明显不同,但它却是“大有来头”,是参与神舟十三号往返、神舟十四号发射保障的“英雄机型”。

## 央视新闻《朝闻天下》

第十四届中国航展多款先进特种无人机首次展出

中国第14届航展展出了一批技术先进的无人装备,其中很多是采用中国首创的前沿技术,如联合飞机的高原无人直升机,就是专门针对特殊需求、特殊环境研制的无人装备,在本届航展首次公开亮相,吸引了许多观众的目光。



## 新加坡《联合早报》

中国首次展出多款先进特种无人机

一直以来,高原的低气压、大温差、沙尘盐雾等环境对普通直升机的飞行来说都是极大的阻碍,对于无人直升机更是严峻的挑战。此次,联合飞机首次展出的TD550直升机,就是专门针对高海拔的高原环境进行设计,让这台小巧的无人直升机能够在海拔6500米的高原飞行。采用了高海拔地区专用的航空发动机,它的功率特别大,可以轻松实现高海拔的起降。同时,成功地将复合材料应用于桨叶和机身,它能够快速适应高海拔地区复杂气候环境,可以实现自主起降、应急返航。



## 中国航空报



## 中国航空报

联合飞机首次携全系列多款产品参展,为航展带来一场“视觉盛宴”



## 北京日报

中国首家航空报国馆亮相珠海航展

在11月8日开幕的珠海航展上,北京市经济技术开发区联合北京中航智科技有限公司(以下简称中航智)共建的全国首家航空报国馆在新闻发布会上对外亮相。

航空报国馆将航空科技与文旅体验进行了深度融合。参观者既可以亲身体验拆卸、组装、遥控飞机的乐趣,又可以近距离观看无人直升机的精彩表演。未来还将会把无人机模拟训练系统动起来,让观众可以实地感受无人机飞手是如何炼成的。

## 广东新闻

生命至上!我国自主作业无人机技术亮相航展

视频拍摄、交通监视、灾害救援无人机的应用在当下已经进入到更多广阔的应用场景中。本届中国航展上,联合飞机亮相了一种无GPS自主作业无人机。这种无人机在恶劣的环境下可以有效地防止作业人员或者是群众遭遇生命危险。

## 南方日报

航展探馆 | 智能化替代人工,无人机上天又入地

在5号馆,耕耘无人飞行领域10年的民用企业深圳联合飞机科技有限公司(下称“深圳联合飞机”)带来全系列近30款产品参展,其中6款整机展品首次展出,包括用于地下管道、隧道和仓库巡查工作的无人机。

深圳联合飞机常务副总裁王康弘表示,技术创新是无人机企业的“命根子”,无人机关键核心技术要掌握在自己手中。正是这些自研的关键核心技术的突破,让中国



无人机企业可切入更多细分场景。

### 新京报

有人直升机改型无人机首次亮相中国航展  
曾参与神十三神十四保障



### 新京报

全国首家“航空报国馆”亮相中国航展  
展示我国无人机发展成果

全国首家“航空报国馆”亮相第十四届中国航展。该馆由北京市经济技术开发区联合该公司共建，它是全国首家系统介绍我国无人机发展历程和航空科普知识的大型专业性展馆，自2021年4月试运营以来，已经累计接待参访者10余万人。本届航展上，该公司所属的联合飞机携大型无人直升机、多旋翼小型无人机等一系列爆款产品登场，其中6款新品首次对外亮相。



### 珠江晚报

“明星”云集闪耀航展  
陆海空高端展品全覆盖

作为国内工业级无人机“排头兵”，联合飞机本次展出了3款新型多旋翼无人机，且每一款都“身怀绝技”，代替人工解决“脏乱差”巡查难题。据联合飞机常务副总裁王康弘介绍，这三款无人机可把人力从危险、脏乱的工作环境中解放出来，同时提升工作效率和准确性。

“以管道巡查为例，地下管道不仅阴暗潮湿，还可能存在多种危害人体的气体，人工巡查有较大的安全隐患，TA-Q3在自主飞行过程中建模、识别问题，基于气体传感器自主记录甲烷、二氧化硫、硫化氢等多种气体浓度，并生成完整的检测报告，有效将作业时间缩短至人工巡检的20%。”王康弘表示。

### 珠江新闻

珠江新闻：航展抢先看！一大波大国重器亮相



### 国际无人系统

联合飞机集团新型无人机“井喷”惊艳中国航展

11月8日，第十四届中国国际航空航天博览会在珠海正式拉开帷幕。作为专业从事无人机等高端智能装备研发、生产和服务的国家级高新技术企业，联合飞机携旗下全系列多用途无人直升机产品及最新行业解决方案亮相航展现场，科技感十足的展台吸引了大量参观者驻足咨询、交流探讨。

近两年，工业无人机正迅速在多个应用领域发挥出惊人的价值，联合飞机作为无人机产业的“小巨人”，将通过不断引领行业发展，为推动中国式现代化科技强国作出努力。

### 南方日报

联合飞机集团近30款高精尖产品亮相中国航展



### 广东卫视《新闻大视野》

展翅苍穹筑梦深空 联合飞机多款先进特种无人机  
在第十四届珠海航展首次展出



11月8日，第十四届中国国际航空航天博览会在珠海正式拉开帷幕。作为专业从事无人机等高端智能装备研发、生产和服务的国家级高新技术企业，联合飞机携旗下全系列多用途无人直升机产品及最新行业解决方案亮相航展现场，科技感十足的展台吸引了大量参观者驻足咨询、交流探讨。

近两年，工业无人机正迅速在多个应用领域发挥出惊人的价值，联合飞机作为无人机产业的“小巨人”，将通过不断引领行业发展，为推动中国式现代化科技强国作出努力。

### 澎湃新闻

亮相新闻联播的“先进新型”无人机，明年芜湖制造

珠海航展刚刚落下帷幕，但是热度并没有消减。本届航展上，无人化、智能化的新型装备成为一大亮点，一批国产先进新型装备首次与公众见面。

联合飞机的TD550和TD5无人直升机作为代表，被央视《新闻联播》报道，大江资讯记者获悉，2023年，这些“先进新型”无人机都将实现“芜湖制造”。

### 中国科普网

航空报国馆在珠海航展亮相

近日，北京市经济技术开发区联合北京中航智科技有限公司（以下简称中航智）共建的航空报国馆在珠海航展活动现场举行了新闻发布会。

据联合飞机集团副总裁赵巍介绍，航空报国馆是全

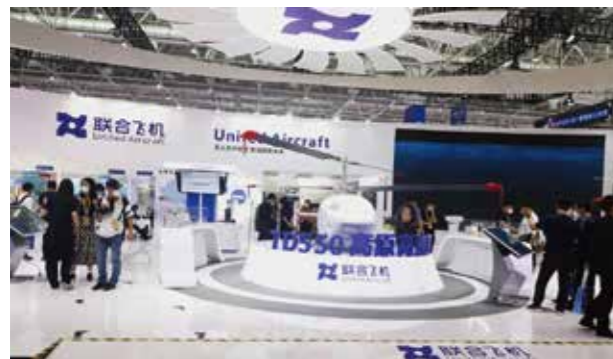


国首家系统介绍我国无人机发展历程和航空科普知识的大型专业性展馆,自去年4月试运营以来,已经累计接待参访者10余万人。

据悉,航空报国馆的筹备建设工作始于2012年,后随中航智公司搬迁至北京市经开区,占地4000平方米,经不断扩大规模、加强展品和阵列布展方式的改造革新,现已发展为兼具科普和爱国主义教育功能的场所。

### 无人机网

六款新品,五大看点,中航智亮相中国航展



### 腾讯网

中国首家航空报国馆亮相珠海航展

在11月8日开幕的珠海航展上,北京市经济技术开发区联合北京中航智科技有限公司(以下简称中航智)共建的全国首家航空报国馆在新闻发布会上对外亮相。据悉,占地4000平方米的航空报国馆是全国首家系统介绍我国无人机发展历程和航空科普知识的大型专业性展馆,自去年4月试运营以来,已经累计接待参访者10余万人。

据了解,中航智航空报国馆位于北京市经济技术开发区,为打造沉浸式的科技创新体验,航空报国馆设立在

中航智研发园区内,分为室内和室外两大参观区域。

### 新浪网

TD550共轴双旋翼无人直升机,挺进海拔6500米的高原!



### 东方财富网

联合飞机集团近30款高精尖产品亮相中国航展

第十四届中国国际航空航天博览会(下称“中国航展”)于11月8日到13日在珠海举行。来自43个国家(地区)的高端产品云集中国航展,展示了各自在航空航天技术领域的最新成果。深圳龙岗企业联合飞机集团首次携全系列近30款产品参展,集体亮相、一次性推出6大整机展品首秀、高精尖产品荟萃,为现场嘉宾带来了一场视觉盛宴。

# 冗余度·高可靠·低成本·航空品质

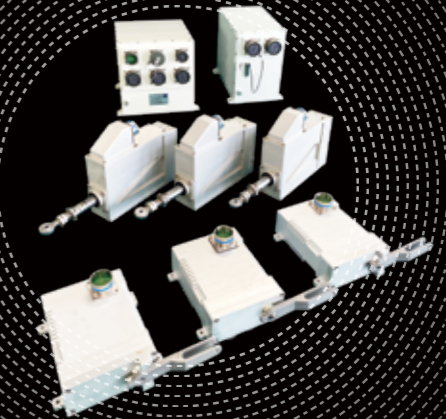
Redundancy | High reliability | Low-cost | Aviation quality

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 $1 \times 10^{-5}$ 次/飞行小时

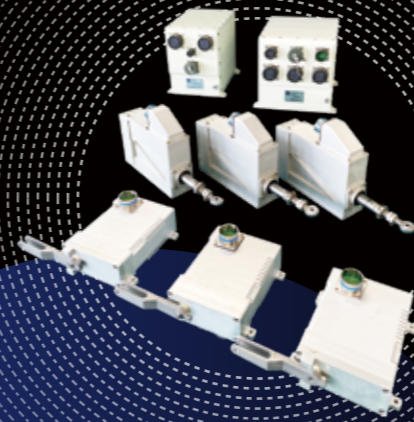


2

## 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 $1 \times 10^{-7}$ 次/飞行小时



3

## 高可靠飞控系统软件

High Reliability flight control system Software

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





## 央视新闻连续报道，燃爆中国航展的首款高原无人直升机有何“绝技”？

文 / 张元瑞

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

一直以来，受限于海拔高、地形复杂、气候多变、地面交通不便等特殊环境因素，高原高寒地区的物流运输面临极大挑战。在第14届中国航展上首次公开亮相的TD550高原型无人直升机，飞行高度能够覆盖中国最高海拔的哨所，可在高低温、湿热、雨水、沙尘、盐雾、霉菌、低气压等特殊环境下实施远距离、长航时的物资远程投送、应急投送及多点投送，极大地补齐了高原立体运输短板，并获央视《新闻联播》、《朝闻天下》等重量级媒体平台关注报道。

### 新闻联播

报道摘要——第十四届中国航展上，无人化、智能化的信息装备成为一大亮点，一批国产先进装备首次与公众见面。联合飞机的TD550高原高速无人直升机首次在中国航展上公开亮相。



### 央视新闻《朝闻天下》

报道摘要——中国第14届航展展出了一批技术先进的无人装备，其中很多是采用中国首创的前沿技术，如联合飞机的高原无人直升机，就是专门针对特殊需求、特殊环境研制的无人装备，在本届航展首次公开亮相，吸引了许多观众的目光。



我国地域幅员辽阔，地形地貌复杂多样，气象条件变化多端。虽然无人机已广泛应用于物流运输中，然而在地势复杂、环境恶劣的高原地带，固定翼无人机的使用受到极大限制，普通无人直升机也会遭遇严峻挑战。

由于高原海拔高，空气密度低、大气压力小，对无人直升机的发动机动力影响极大，且高原地区昼夜温差大，地形复杂、气象多变，无人直升机的飞行控制、飞行安全和飞行性能均面临极为严峻的考验。

TD550是联合飞机针对高海拔高原环境及相关行业场景需求推出的高原型无人直升机，它融合了双余度飞控、高精度 HeliAP飞行控制、电控共轴操控等多项联合飞机自主研发的核心技术，采用操纵功效高、安全裕度大的旋翼系统，选用航空增压活塞发动机，配置惯性和卫星组合导航。整机具有载重大、飞行速度快、续航时间长、可高海拔起降等性能优势，可覆盖更多地区，满足持续性作业要求，在飞行性能和任务能力等方面均实现创新突破。



## 高原创新设计 性能大幅提升

### 01.大载重长续航,高原性能优异

TD550无人直升机严格按照航空标准研制生产,装备航空增压活塞发动机,包括采用涡轮增压技术、油气比自动调节技术油气比、发动机的转速控制和高空环境下的动力与飞行综合控制高度自适应控制等发动机关键技术,使其能够在海拔6500米的高原畅行无阻。

同时TD550无人直升机采用共轴双旋翼系统设计构型,和同等重量的单旋翼带尾桨直升机相比,桨叶面积更大悬停效率更高,大大有效增加了起飞重量,非常适合物资运输;结合电控共轴操纵系统和碳纤维复材的运用,极大提高了无人直升机重量效率、巡航能力、和机动性。灵活性和空机载重比。



### 02.双冗余高精度,安全性能可靠

TD550无人直升机的飞控、导航等关键系统采用冗余设计,并设置飞行包线保护控制、应急供电、应急返航、禁飞区规避、地面站实时安全监控、故障自主监测隔离告警等多种安全策略。此外联合飞机自主研发的高精度HeliAP自主飞控系统,可实现飞行器从起飞、悬停、航路点飞行到降落等所有飞行状态的全自主化,并且具备链

路失效保护和自主返航功能,同时配置光纤惯导和北斗惯性和卫星组合导航,充分保障无人直升机在高原山区等复杂地形地貌环境中执行飞行任务的可靠性。

### 03自主能力提升,环境适应性强

TD550无人直升机集手动控制、程控飞行和全自主飞行功能于一体,具备自主起降、定点悬停、自主避障、应急返航、精确定点投送等能力,能够充分保证飞行控制的精度精确性与稳定性,保障运投的安全性与高效。TD550无人直升机还具有很强的环境适应性,可在高低温、湿热、防雨雨水、沙尘、盐雾、霉菌、低气压等环境正常使用,以高原地区为主要应用场景,可实现全疆域覆盖使用。



### 04.满足多样挂载,应用拓展性强

TD550无人直升机采用先进气动外形设计及系统配置,使得平台飞行性能更强、行业定制范围更广。预留接口可搭载光电吊舱、运输挂载装置、通信中继设备、SAR雷达、高清测绘设备等载荷,具有广泛的适应性和可扩展升级能力,可根据用户需求提供整体性解决方案,灵活高效地应对多种应用场景。

### 05.操纵结构简单,维护成本降低

TD550无人直升机采用无铰式旋翼和模块化设计,简化操纵结构,节省重量,拆装便捷,易于安装、制造和维护成本低,装机尺寸小、便于运输等优势。提高可靠性,降低维护成本。TD550无人直升机在发生故障时,现场保障人员可以不用依赖设计人员的评估直接进行损坏模块的更换,实现快速排故。并且模块化设计还具备结构简单、拆装便捷,易于安装、制造和维护成本低,装机尺寸小、便于运输等优势。

## 多领域应用广泛 行业定制可行性强

### 01.高原及偏远区域运投补给

针对高海拔及偏远地区交通不便、复杂恶劣的气候环境以及非常态化自然灾害影响等痛点,TD550可实施特殊地形条件下远距离、长航时的物资远程投送、应急投送及多点投送,满足不同运输功能等多元化作业,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,为高海拔地区、偏远山区及受灾地区等野外环境恶劣地区以及生鲜冷链、医疗用品等高附加值货品提供高效快捷的运输手段。

### 02.海陆边境线高效巡防

传统边境线巡查有现场无法复原、巡查结果追溯困难等弊端,成本高、人员安全也存在风险。针对海上和高原边境线巡防,路程长、风险大、环境差、漏点多等挑战,TD550无人直升机装备可以迅速到达海/陆上边境现场,通过高效监控、情报获取、通信传输和物资投放等手段,助力实现低成本、高质量、全覆盖的边海防巡查任务。

### 03.消防救援

运用无人机携带消防灭火任务载荷替代消防员执行危险性较高的任务,实现火场快速到达和快速扑灭。TD550无人直升机载重大、续航时间长、可定点悬停及抗风能力强,运用无人机能够携带消防灭火任务载荷替代消防员执行危险性较高的任务,实现火场快速到达和快速扑灭,可遂行森林火灾侦察及初期火灾快速扑灭,也可在危化品园区及城市高楼执行灭火及救援物资投送任务;还可根据用户要求挂载载荷设备,配置链路及地面控制系统,满足消防救援领域不同需求。

### 04.野外科考/勘探运输

针对地质勘探和矿产资源勘探区域地形复杂、数据采集周期长、成本高、极端环境难以持续作业、数据采集单一等痛点,TD550无人直升机搭载设备后可遂行矿产及油气资源定位与分布范围普查、路基地质检测、山体地质探测、地下空间探测等,同时具备高清测绘、识别地表资源和融合处理数据等功能,实现一机多能。



### 05.农业植保

常用的多旋翼无人机难以满足农药喷洒任务半径、





下洗流速和载药量综合需求。TD550无人直升机具有较大的载重和下洗流速度，机身尺寸较小，可在小尺寸的区域自主起降，因而可重点针对多旋翼无人机难以完成的经济林任务或大面积的经济作物进行作业，其旋翼产生的向下气流有助于增强防治效果。

## 06. 电力巡检/挂线

将无人机应用到电力巡检可大大提高电力维护和检修的速度效率，使许多工作能在完全带电的前提下迅速完成；。在电力挂线领域，采用TD550无人直升机搭载输电线路引线跨越多个塔架进行作业，可直接穿越高山、河流等，减少作业距离提高作业效率，降低建设成本和人员伤亡风险。联合飞机无人直升机已在浙江电网、山东电网，国家电网及南方电网分别进行了挂线服务和电力巡线应用验证，均取得了很好的效果。

除上述应用场景外，TD550无人直升机还可广泛应用于高原、山地、海岛等特殊区域的工化探测、科研挂载试验等；加装相应设备可实施电子干扰、搜索救援和侦查监视，以及独立或协同有人机遂行目标指示、火力打击等任务。此外TD550无人直升机可拓展性强，可根据用户不同应用场景需要，装配多种专业任务载荷设备，灵活高效地应对多种应用场景。

# COMPOSITE FUSELAGE MANUFACTURING

## 复合材料机身制造



模块化 轻量化 低成本 易维护



### 模块化设计：

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



### 轻量化设计：

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



### 低成本化设计：

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



### 快拆式设计：

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

# 无人机载高精度测向定位系统

文 / 杨馨宇

(北京中航智科技有限公司 北京)

针对GPS/北斗的电磁干扰和无线电通信频段干扰事件频发,严重威胁民航和各类用户的安全。通常手段为采用移动监测测向车、携带便携式监测测向设备进行大范围的排查,耗时耗力,效率低。

为了解决传统频谱侦测车存在的诸多不足和应用瓶颈,联合飞机推出了无人机载高精度测向定位系统。该系统具有一体化设计、一键起降、三维采集、自动测向、精准定位和拍摄取证等优势;操控简单、安全性高、方便运输,为创造良好的飞行环境保驾护航。

## 行业背景

- 传统频谱侦测车成本高,效率低,不适合对定向对空干扰的干扰信号进行测试和定位,地面机动能力较弱,不适合地形复杂区域或海上环境的侦测。

- 传统频谱侦测手段无法精准定位无人机搭载的干扰源,也无法定位搭载干扰源的无人机操控地面站位置。

为此联合飞机推出无人机载高精度测向定位系统,有效完成对非法干扰(测控链路,卫星定位等)的探测和

取证,创造良好的飞行环境,为正常开展有人或无人航空器飞行提供安全可靠的电磁环境。

## 系统优势

- 一体化设计、一键起降、三维采集、自动测向、精准定位、拍摄取证。

- 飞行平台具备长续航、强抗风和防雨能力,配置多波段链路,多频段卫星定位,远距离视觉定位,高精度高度计,具备超低空飞行、电磁静默飞行和无卫星定位飞行能力。

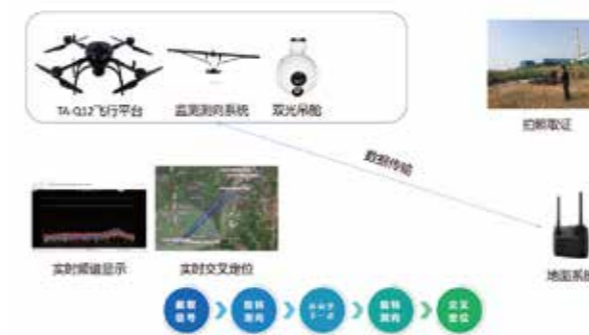
- 系统具备信号测向与定位、频谱监测、信号扫描、数据存储等多种功能。

- 具有定位准确、方便运输、安全性高、操控简单等优点。

- 能够准确侦测到地面GPS、无线电信号干扰源,并且能够侦测到地面对空定向干扰源和空中干扰源位置。

## 系统组成

系统由TA-Q12四旋翼无人机作为飞行平台,搭载监测测向系统和双光吊舱,升空后对区域内信号干扰源进行监测并定位,发现干扰源后可通过高清变焦双光云台进行拍照取证。



## 系统指标

### 多旋翼无人机

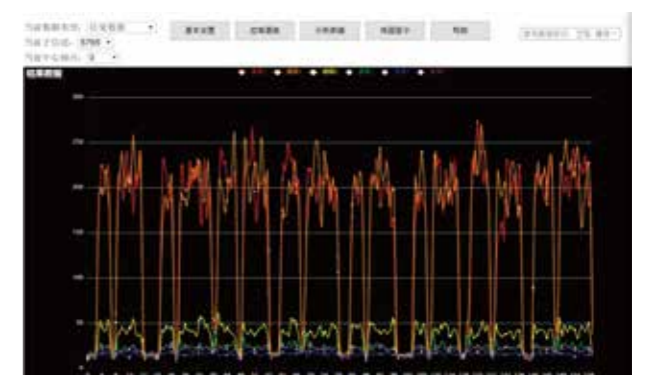
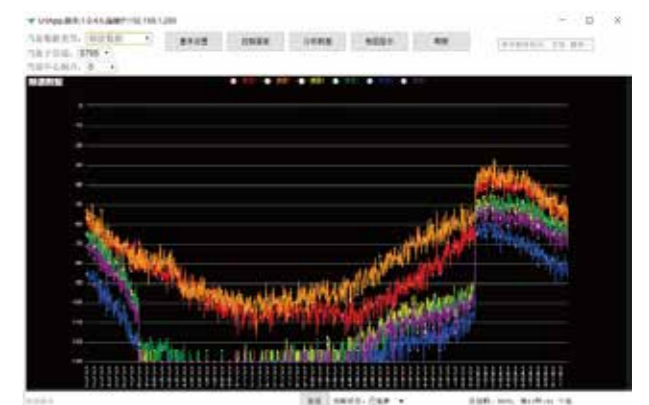
- 轴距1.1m
- 最大续航时间90 min(空载), 50 min(载荷3.5kg)
- 作战半径 $\geq 15$ km
- 使用升限 $\geq 5500$ m

### 监测接收机

- 工作频率范围:70MHz—6GHz
- 接收灵敏度:优于-110dBm(带宽25kHz)
- 最大探测距离: $\geq 20$ km
- 测角精度:优于 $0.5^\circ$ (rms, 真北角)
- 载荷重量:小于2.5kg

### 双光吊舱

- 40倍光学变焦高清相机
- 热成像 $640 \times 512$ , 19mm
- 可见光跟踪、热成像跟踪
- 车辆、车牌、人员AI智能识别



## 应用场景

### 航空机场侦测定位

当民航客机GPS导航系统受到干扰,会影响校验飞机GPS定位,盲降设备无法使用,此事件会直接影响到飞机航班的起降安全,同时也妨碍了校验工作正常进行。航空频率受到不明无线电信号干扰也会严重影响航空飞行



器的安全运行。

通过联合飞机无人机载高精度测向定位系统可精准定位GPS、无线电信号干扰源，有效保障了航空飞行安全，维护了无线电电波秩序。



### 航空器比测保障

近年来随着无人航空器的发展，越来越多的行业逐步应用无人机作为新一代智能装备，在智能无人机装备遴选过程中往往会采取比测、比武的方式选择更优质的产品，在比测、比武现场时常会发生无线电信号、GPS/北斗的干扰，严重影响了比测、比武的公平公正。

通过联合飞机无人机载高精度测向定位系统可精准定位GPS、无线电信号干扰源，并且将发现的干扰源进行拍照取证，有效保障了比测、比武现场的公平公正。



### 环保监测



### 边境地区监测



### 航空器作业环境提前探测



### 无人机非法作业执法

### 某机场 GPS 干扰源定位

民航西南空管部门接到投诉称，某机场第二跑道附近发现GPS干扰。飞机降落到几百米以下时GPS信号丢失，严重影响了航班的正常运行，但是地面常规监测手段均未能发现干扰信号，情况十分紧急。随后，西南空管局和四川省无线电监测站通知我公司立即安排空中监测测向系统协助干扰排查。



### 应用案例

#### 某飞行学院无线电干扰源定位

近期，某市经信局在收到某飞行学院关于航空频率受到不明无线电信号干扰的协查请求后，借助联合飞机的技术支持，派出精干技术设备和人员，经过多日艰辛的监测排查，最终锁定干扰信号源位于一农牧企业内。该市经信局立即联合启动无线电干扰查处快速响应机制，协调经信局和公安局赶赴现场配合，采取联合执法，对该农牧有限公司违法安装的无人机反制设备进行监测确认和强制拆除，区域航空飞行信号立即恢复正常。



## 美通用原子“开局”系列凸显军用无人机发展新趋势

9月19日，美国通用原子航空系统公司发布“开局”系列(Gambit Series)无人机概念图。该系列无人机初始设计即包含4种基本型，它们采用通用的起落架、基本航电设备等硬件，但根据不同的任务定位配置发动机、机翼、任务传感器等，可有效降低成本、提高互用性，并可根据技术发展和任务需要快速组合发展出新机型。该系列无人机概念的提出和一些具体设计特点，不但反映了美军特别是美空军未来无人机装备发展的一些潜在需求，更反映了军用无人机发展的重要新趋势。

1.“开局”凸显美无人机模块化、低成本、系统簇发展模式。“开局”无人机是通用原子航空系统公司首次以系列化发展模式推出的多构型多配置无人机。4种基本配置使用统一核心平台，即相同的起落架、基本航电设备等，核心平台约占无人机总价格的70%。该思路源自于汽车业为豪华型和经济型轿车采用相同的动力传动系统。对研制厂商来说，采用通用化基础平台更便于实现多型混线规模化生产，有效降低成本并提升零部件互用性，同时加速衍生型的研发速度；对客户来说，“开局”系列通过配置不同机身、机翼、发动机以及多种模块化有效载荷后组成“系统簇”，优化组合运用方式，满足情报侦察、电子战和火力打击等不同任务需求。这也是“开局”系列相对于现有“忠诚僚机”（仅可按任务需要更换有效载荷配置）的最明显优势。

2.美无人机将并行发展平台与软件系统，牵引作战能力跃升。近年来，美空军相继推进“忠诚僚机”“机外感知站”“远射”等无人平台研发项目，并持续测试“天空博格人”自主核心系统、“空战进化”智能算法等先进技术。

美空军未来将充分利用现有研究成果，同步发展硬件平台与软件系统，演示验证与升级改造交替进行，在经费有限的情况下提高对关键载荷、先进技术发展的投入占比，高效提升作战能力。技术方面，聚焦人工智能等前沿技术，分阶段演示验证自主控制、有人/无人协同等能力。产品方面，采用“系统簇”发展模式，无人机涵盖长航时与低可探测性，兼备高价值与低成本载荷，覆盖侦察监视、火力打击、电磁攻防等任务。采办方面，可能采用“数字化百系列”思想，小批量采购并快速迭代升级；同时考虑到美空军多种需求，大概率会避免一家独揽，而是利用不同企业的优势提升研发速度并降低成本。运用方面，除执行传统作战任务外，还可在实战演习中模拟对手战斗机，降低“红队”维护保障成本，提升演练效率。

以“开局”系列为代表的无人机聚焦数字工程、人工智能等关键技术赋能，强调“低成本、快研发、全系列”发展，高效满足未来多种任务需求，凸显了军用无人机发展新趋势。

## 欧洲中空长航时无人机Eurodrone通过首个项目里程碑节点

据美国《航空周刊》网站10月5日报道，欧洲联合军备合作组织(OCCAR)宣布，欧洲中空长航时(MALE)无人机Eurodrone项目于10月5日通过了综合基线审查(IBR)。这是一个关键里程碑，表明所有的活动、资源、供应和服务都已规划好，可用于实现即将到来的另一个关键里程碑——设计审查，此时距离签署71亿欧元(70.2亿美元)的双发无人机开发和交付合同过去了半年。

欧洲Eurodrone项目与美国和以色列的MALE无人机类似，由欧洲四国合作开发，德国空防务和航天公司

牵头，法国达索航空公司、意大利莱昂纳多公司和西班牙空客公司提供支持。

合同签订以来，空客公司已经为平台的推进系统选择了几家主要供应商，包括GE航空公司的Catalyst涡桨发动机。西班牙的GMV公司负责地面飞行控制计算机(GFCC)的设计、开发、生产和维护，GFCC是一种管理从地面控制站(GCS)到飞行器飞行命令的关键安全系统。GMV表示，由于客户希望Eurodrone在非隔离空域运行，因此每个GCS必须安装多个GFCC。德国Kappa光电有限公司以其早期在空客多用途加油机运输平台上的工作为基础，为该平台提供视觉系统。

OCCAR表示，完成IBR之后，Eurodrone项目计划在年底前进行需求分配审查，明年进行初步设计审查，计划于2024年进行关键设计审查。原型机研制将开始于2024年，预计10年交付客户。

## 伊朗无人机居然这么厉害了？

10月8日清晨，横跨刻赤海峡的克里米亚大桥发生爆炸。随后，俄军动用了包括无人机在内的远程作战力量，对乌克兰的通信、军事、能源基础设施进行了密集打击，令乌克兰陷入断水断电的局面。这是今年以来俄乌局势进一步恶化的一幕。然而令人惊讶的是，分析人士认为，俄军使用的无人机可能有许多进口自伊朗。

起初，俄伊两国官方均否认这一传闻，到11月5日，伊朗外长阿米尔·阿卜杜拉希扬承认曾向俄罗斯提供无人机。这一事件的真实情况可能十分复杂，却让伊朗无人机进入了大众视野。

很多人对伊朗的印象还停留在这样一些刻板印象上：中东地区、石油国家等等。如果不去仔细了解，很可能将伊朗划归为沙特这样的单一资源依赖型国家。事实上，伊朗是中东少有的军工体系完备的国家，其无人机水平更是跻身中东地区先进之列。无人机的研发和生产对工业体系完备程度是有一定要求的，而伊朗不仅工业实力并不弱，还有着丰富的矿产资源。伊朗不仅石油资源丰富，还坐拥全世界4.1%的铁矿石储量，是全球排名前10的铁矿石拥有国。在2022年上半年，伊朗位列世界第十大钢铁生产国。此外，伊朗的铜矿储量也位居世界前列。依靠丰富的能源和矿产，伊朗硬生生在美国等西方国家高压封锁之下，搭建起相对发达的石油化工、钢铁、汽车制造业，还紧跟时代建立起电子工业，核工业，计算机软硬件业。伊朗的工业体系并非完全以民用工业起家，而是处处有军工的影子。

## 德国海军首次开展高能激光武器反无人机作战试验

据德国莱茵金属公司网站10月27日公告，今年8月30日，在普特洛斯附近的波罗的海上，德国海军“萨克森”号护卫舰成功完成了高能激光武器在短距离和超短距离内的反无人机作战试验。该激光武器演示器由“高能激光海军演示器工作委员会”(ARGE)开发，成员包括MBDA德国公司和莱茵金属Waffe弹药公司，其中MBDA德国公司负责目标探测和目标跟踪，操作员控制台以及将激光武器演示器连接到指挥控制系统；莱茵金属Waffe弹药公司负责回转系统(slewing system)、光束引导、演示器装运箱以及演示器在“萨克森”号甲板上的机械和电气集成等。

开发团队从2021年11月开始该演示器的联合集成



和试验,在莱茵金属公司Unterlü试验场完成了工厂验收测试;随后该演示器被安装在停泊在基尔的“萨克森”号护卫舰上;2022年7月,第一次测试活动在苏伦多夫联邦国防军舰船和海军武器、海洋技术和研究技术中心(WTD 71)附近的埃克恩福德湾举行。在测试期间,开发团队在多种环境下验证了各种传感器的功能,包括光电传感器套件和雷达,并验证了从目标截获到交战的整个操作序列中所有组件和程序之间的相互作用。试验规划和在陆地、海上或空中提供各种类型的目标由德国联邦国防军设备、信息技术和在役保障办公室(BAAINBw)执行和组织,试验管理由WTD 71负责。

这种高能激光武器的试验将持续到2023年中期。

高能激光(HEL)武器系统可防御无人机和无人机群,也可在近距离和超近距离范围内攻击敌方快艇,未来增加功率后,还能够摧毁导弹和迫击炮弹。

## 通用原子航空系统公司推出“灰鹰”-25M无人机

据通用原子公司网站10月10日公告,通用原子航空系统公司(GA-ASI)推出了“灰鹰”无人机系列的最新型号:“灰鹰”-25M,其中的“M”代表现代化,包括采用开放式架构的飞机和地面系统、先进的数据链和升级的推进系统,显着增强了对电子威胁的韧性以及远征作战能力。该型号将模块化开放系统方法(MOSA)引入具有多域作战(MDO)能力的系统,能够快速集成先进的有效载荷和通信设备,以及人工智能和机器学习(AI/ML)能力。此外,其软件组件也可应用于美国的其他有人驾驶和无人驾驶飞机系统。

“灰鹰”-25M可与“未来垂直升力”(FVL)直升机、“空射效应”(ALE)无人机和其他平台的协同作战,提高防区外生存能力,促进跨域火力融合,并为指挥人员提供关键的侦察、监视、目标截获(RSTA)能力,也可作为空中组网的关键通信节点使用。

## 英国成功展示“海鸥”无人艇自主猎雷能力

英国埃尔比特系统公司近期在威尔顿工业展示和实验(WISEX)演示中成功地向英国国防部展示了“海鸥”无人艇(USV)成熟的自主猎雷技术。该演示旨在为英国国防部和工业合作伙伴提供“海鸥”USV在作战条件下的猎雷能力分析。WISEX演示于2022年7月至8月间在苏格兰海岸进行,“海鸥”USV在演示中实现了100%的目标识别率。

该演示目的在于实现英国皇家海军向具备自主猎雷能力的过渡,验证了“海鸥”USV及反水雷(MCM)工具箱子系统,验证项目涉及到关键的环境变量,如不同的深度、海流和潮汐流。

## 瑞士Sky Drones公司推出具有5G和超视距飞行功能的人工智能无人机

据unmannedsystemstechnology网站10月13日报道,瑞士天空无人机(Sky Drones)公司最近推出了全新的“斯凯兰”(SkyLane)垂直起降(VTOL)无人机平台,专为长航时和超视距飞行(BVLOS)而设计。该机的飞行

半径较大,可配备多种传感器和有效载荷,是检查、监视和测绘以及货物运输的理想选择。

“斯凯兰”搭载了天空无人机公司最先进的“空中链接”(AIRLink)3合1无线航电装置,其结合了强大的人工智能任务计算机、无人机自动驾驶仪和5G连接设备。这种航电装置可支持实时遥测和视频流,也支持定制软件,其搭载的人工智能软件提供了一系列先进功能,包括自主控制、检测和跟踪以及图像增强等。该装置采用可扩展架构,允许同时运行多个无人机。

“斯凯兰”无人机还配备了基于云的软件套件,允许用户在3D界面规划任务并添加和调整航路点,所有飞行日志都存储在云中以便于访问,详细的分析可确保性能持续优化并及早发现任何潜在问题。

“斯凯兰”系列有2.5米和3.5米翼展两种型号,其中“斯凯兰”-250可承载1.2千克有效载荷飞行300千米,而“斯凯兰”-350可承载7千克有效载荷飞行500千米。

“斯凯兰”目前正在作为“海峡群岛”项目的一部分进行部署,该项目旨在建立根西岛和泽西岛之间的快速无人机运输网络,并得到了英国研究与创新(Innovate UK)机构的资助。

## 无人机改变战争 乌军防空火力击落上百架仍无济于事

卡塔尔半岛电视台网站10月20日刊登题为《在乌克兰的大规模无人机袭击预示着“战争的未来”》的文章,文章认为,俄乌冲突中无人机集群的使用正指向战争的未

来。

17日早晨接近7点的时候,基辅的人们听到头顶传来一阵刺耳的声音,然后搞清了它的来源——一群飞入这座城市的自杀式无人机。

这些无人机远非高端技术。最小型号的造价可能只要2万美元上下,而传统无人机的造价通常至少是这个数字的10倍。它们还携带了35至40公斤重的炸药,比大多数无人机携带的炸药量要小得多。但这些无人机重在以量取胜。它们成群结队地出现,飞行高度低到足以躲避雷达防御系统。

美国战争研究所研究员凯瑟琳·劳勒说:“它们相对较小,而且是一次性的。它们撞上某物然后爆炸。”她说:“需要注意的是,这些并不是你在其他冲突中看到的那种无人机,比如美国‘捕食者’无人机,那些无人机的价格要高得多,也复杂得多。这些无人机实际上是导弹——它们在原地逡巡,寻找目标。”它们的低价格意味着这些无人机可以大量部署,它们在发动攻击前悬停在空中,因此会对观望它们袭击的平民产生心理影响。

乌克兰官员估计,他们在过去一周内击落了数十架这种无人机,自它们首次使用以来击落了近100架。但即使被击落,它们也会在空中爆炸,并能喷射出可能致命的碎片。那些命中目标的无人机会在撞击的瞬间爆炸。

分析人士说,俄方无人机群的攻击似乎是为了报复乌克兰最近发动的袭击——比如克里米亚大桥爆炸事件,似乎也是为了打击乌克兰民众和军人的士气。但这一战略也有可能预示着世界范围的一种更宏观趋势。

欧洲对外关系委员会技术与欧洲电力计划的高级政

策研究员乌尔丽克·弗兰克说：“这些无人机令俄罗斯能够把远离前线、远离主要作战空间的乌克兰人作为目标。”

与现代战争的许多趋势一样，这些技术似乎在长达10年的叙利亚战争期间得到了检验。

有迹象表明，乌克兰军队也在适应这些无人机蜂群构成的新挑战。一家乌克兰初创企业与军方合作，开发了一款名为“ePPO观察者”的智能手机APP，平民也可以为乌克兰军队提供瞄准数据。软件说明称：“镇定地打开这个APP，然后把你的手机指向你看见或听见有飞行器来袭的方向，然后按下红色按钮就行。”

乔治·梅森大学政策与政府学院政策研究员扎卡里·卡伦博恩说：“专家之间围绕无人机是否会被用于更先进的战事展开了大量争论。(乌克兰的)这些例子证明，即使是更先进的军事强国也会广泛地使用无人机。”他说：“我们看到了使用大量无人机的军事价值。因此，一个合乎逻辑的反应将是：‘我们如何做到更有效？我们怎样才能把这与其它通信手段结合起来，使之更灵活机动和更精确？’这项技术的发展方向无疑在指向战争的未来。”

## 美空军八架“死神”无人机已抵达日本九州岛开展为期一年的部署

《星条旗报》网站10月24日消息，驻日美军发言人、空军少校托马斯·巴格(Thomas Barger)当天透露称，美国空军的八架MQ-9“死神”无人机和150多名空军士兵已抵达日本的鹿屋航空基地(Kanoya Air Base)展开为期一年的部署。未来几周内，他们便会开展侦察飞行。

## 美调整无人机打击政策

近日，美国总统拜登签署一项政策，修改美军在常规战区以外使用无人机进行打击的相关规则，一方面加强无人机使用的规范化，另一方面提高打击行动的准确性。根据新政策，美军在阿富汗、也门、索马里等地区执行无人机打击任务时，须事先得到总统批准。

多年来，美国因无人机袭击造成大量平民伤亡而饱受诟病。“9·11”事件发生后，美国对“基地”组织和塔利班发起全面军事打击。为清除美军使用无人机进行打击的法律障碍，白宫声称交战中的“定点清除”不违反相关“暗杀”禁令。此后，美国无人机机群规模逐渐扩大，且不断升级换代，由MQ-1“捕食者”进化为MQ-9“收割者”，后者最多可同时携带4枚AGM-114“地狱火”导弹和2枚GBU-12“铺路II”激光制导炸弹。与此同时，美军无人机造成的平民伤亡也逐年增加。

目前，拜登政府尚未公开其有关无人机袭击政策的文本，但据美国高级行政官员称，拜登同时签署了一份新的保密反恐战略备忘录。根据文件，在阿富汗、也门、索马里等非常规战区，美军将恐怖分子嫌疑人列入“死亡名单”需得到拜登批准，同时需尽量确保在可能的打击区内不会有平民伤亡。这意味着美国对定点清除行动的决策将更加集中，且更强调打击目标的准确性。

## 对俄罗斯黑海舰队的协同无人攻击

10月29日，俄罗斯海军黑海主要港口塞瓦斯托波尔遭到无人机袭击，这是现代无人机战争的一个新阶段。虽

然自杀式船只袭击自二战以来就已为人所知，但最近的袭击表明了无人机和水面车辆(UAV和USV)联合攻击的独特价值和潜力。

据俄罗斯国防部称，袭击涉及9架无人机和7艘无人攻击艇。俄罗斯声称，他们的海军摧毁了四艘船只，三艘从岸边被摧毁。一些船只对尤日纳亚湾的浮网吊杆发起攻击。俄罗斯国防部承认，吊杆因袭击而受损。另一段由USV拍摄并在网上发布的视频显示，这艘船高速驶向一艘俄罗斯战斗舰，一架米-8直升机与之交火，岸上或其他车辆喷出更大口径的炮火。这艘攻击艇成功地接近了这艘11356R格里戈罗维奇海军上将级护卫舰。有报道称，据报道，马卡洛夫海军上将是黑海舰队的新旗舰，在4月“1164斯拉瓦项目”级巡洋舰“莫斯科号”沉没后，另一大型战舰在袭击中受损。俄罗斯国防部宣布，黑海舰队的纳提亚级扫雷舰(266M项目)“伊凡·戈卢贝茨”号在乌克兰对克里米亚塞瓦斯托波尔目标的明显袭击中受到“轻微损害”。

根据俄罗斯的说法，乌克兰第73海军陆战队特种作战中心负责此次行动，由英国专家协助。如果如俄罗斯人声称的那样，袭击来自乌克兰米科拉伊夫地区的奥恰科夫市，那么打击部队在未被发现的情况下前往克里米亚的塞瓦斯托波尔，在公海航行了150多公里的汹涌水域，对受保护的敌方港口造成了破坏。最近的袭击并不是USV在黑海的第一次行动；据报道，2022年9月21日首次发现了这种攻击艇，当时一艘攻击艇在港口入口外的欧米茄湾搁浅并被发现，该海域是俄罗斯海军使用的区域。这次袭击导致俄罗斯海军取消了在公海的巡逻，并将其船只定位在军港的栅栏和障碍物后面。最近的袭击利用了这种情况。

空中和海上部分的协调使攻击者能够实时获取情报，

通过在基地制造混乱来迷惑敌人，并使满载爆炸物的攻击艇能够高精度地接近目标，从视频中可以看到，攻击艇在非常接近大型海军战斗员的地方移动。

## 土耳其TB-2无人机大卖

正在进行的俄乌战争中，乌克兰方面最拿得出手的无人机就要属土耳其生产的TB-2无人机察打一体无人机。这款无人机在近几年局部战争中连续参战，一个个高清的实战击杀视频使其名声大噪，据土耳其Baykar公司首席执行官哈卢克·巴伊拉克塔尔(Haluk Bayraktar)表示，土耳其已经向24个国家出口TB-2无人机型无人机，已经生产了400多架TB-2，计划明年将年产量提高到500架TB-2，还进入了数个已经购买过我国无人机的国家军队服役，挤占了我们的一部分市场。

土耳其TB-2无人机销量增长主要存在以下三个原因：

原因一，国产化提升与简化设计。一方面，TB-2无人机采用碳纤维、芳纶等复合材料翼身融合体和部分数控加工的铝零件，后机身干脆就是框架的，后起落架就是固定式设计。这样就能够大幅度减轻机体重量，翼身融合体与大展弦比的小后掠机翼有助于提高其升力特性，增加滞空时间与布置挂架，Rotax912也是出了名省油的型号，可以说设计十分紧凑，机体重量做到了尽可能低，这样就能够保持其高续航和低信号特征，使用MAM-L和MAM-C制导炸弹也能够做到精确打击，性能上可圈可点。

另一方面，TB-2无人机一开始在某些元件上依赖欧美国家的进口。在因为购买S-400导弹受到西方国家合伙制裁后，土耳其不得不自研吊舱等以渡过难关。随着土



土耳其逐渐使用国产设备，TB-2无人机的单位成本逐渐降低，从而更具价格优势。

原因二、实战经验丰富，实战效果优异。TB-2无人机外贸成功最大的原因，还是因为其实战战绩的优秀，而且还赶上了好时候。在2020年之前，这款无人机接连参与土耳其打击库尔德工人党武装、利比亚内战、土耳其对叙利亚发动的“春天之盾”行动等，损失很大，在利比亚内战中还被阿联酋的翼龙2追到机场摩擦，因此其声名不显。而2020年9月的纳卡冲突成了TB-2无人机独自表演的舞台，面对防空能力极弱，且没有专门针对无人机防御雷达与系统的亚美尼亚，阿塞拜疆装备的TB-2无人机对其造成了单方面屠杀的效果。而且得益于TB-2无人机的高清昼夜光电吊舱拍摄的攻击实时影像，与阿塞拜疆政府恰到好处的网络宣传，使得大多数人第一次认识到察打一体无人机的威力，甚至在网上掀起了坦克无用论的争论，足见其震撼程度。很多国家都注重实战战绩，因此TB-2无人机成为了网红爆款也在情理之中。

俄乌战争开始前，在武器方面处于全面劣势的乌克兰方面也购买了一批TB-2无人机，期望其在俄军入侵时能够起到重大作用。在战争前期，由于俄军采用大纵深穿插迂回战术，在不断突击过程中就出现了中程防空导弹部队与前锋部队配合脱节，伴随防空的近程防空导弹部队损耗过大，以及雷达网探测不力等问题，因此TB-2无人机确实获得了一定的战果，还出现过攻击山毛榉防空导弹成功的战例。但另一方面乌克兰的TB-2无人机也遭受了巨大损失，不得不在战争过程中紧急补货。毕竟TB-2无人机仅是一款600千克级的无人机，并没有特别高端的能力，在袭击有完善防空体系的俄军时自然会付出很大代价。

相比之下，在黑海上TB-2无人机还是取得了一定战

果，比如曾击沉过俄罗斯的“猛禽”级巡逻艇，蛇岛上空击落米-8直升机、击毁道尔防空导弹，还协助过攻击“莫斯科”号导弹巡洋舰的行动。等到俄军改变打法稳扎稳打之后，TB-2无人机的战果就少了很多，毕竟拿一架500万美元的无人机去攻击俄军防空网/电子干扰手段是需要勇气的，反而是更小一些的侦查无人机与民用无人机成了召唤火炮打击的主力，甚至自己携带改装炸弹炸步兵和装甲车。总的来看，俄乌战争中TB-2无人机的表现依然不错，在外贸市场斩获订单也在情理之中。

原因三、有针对性的市场对策。当前土耳其TB-2无人机具有通用性强、战场适用度高和性价比高的特点，单机价格预计在300万-500万美金左右，单机成本预计为200万美元。因此，土耳其把无人机的主要目标市场转向亚非地区的大量发展中国家。一方面，这些国家没有很强的国防需求，并不需要较高精尖的武器来完成任务，另一方面，这些国家偿付能力弱，没有能力维持一只高技术的无人机部队，对他们来说通用、便宜且不涉及美俄竞争体系的产品有较高的吸引力。因此，近年来土耳其无人机在非洲、中亚和东南亚等地区取得意向订单，埃塞俄比亚、摩洛哥和尼日尔等国家也先后与土耳其达成相关合作协议。

## 战斗机飞行员如何不再担心并学会爱上无人机

从平板电脑到语音命令，Raytheon的22部门(Division 22)正在研究如何最好地将战斗机飞行员和无人机加入协作团队。

如果一切按计划进行，空军战斗机飞行员有一天将在他们控制下的多达五架无人机的陪同下飞入对抗空域，

这些无人机将充当武器平台、电子战平台、情报收集设备，甚至诱饵。

在作战上将飞行员与这些无人机组合在一起，这是一项被空军称为协作作战飞机(CCA)的新机密计划，距离完全实现还有几年的时间。它是更大的下一代空中优势(NGAD)计划的一个组成部分，NGAD还包括开发载人战斗机的计划，以及武器、传感器、网络和战斗管理系统、喷气推进技术等。

研究已经在进行，以找出如何减少飞行员对无人机控制的工作量，这些飞行员已经在动态战斗环境中面临着战斗决策压力。

“飞行员最不想要的事情是他们必须在驾驶舱内处理额外的信息管理，”领导Raytheon Intelligence & Space的新部门22战略业务部门自主任务系统的退休空军中校Jason Clark说。“我们正试图将人机界面融入自主性，并使其尽可能无缝，并且尽可能减轻负担。

## 乌克兰公布拦截型无人机系统，称专门猎杀“大疆”

近日，乌克兰公布了一款反无人机系统“福勒”(Fowler)，主要方式是以无人机拦截无人机。该系统受到西方高度评价，认为“以较低成本”实现了拦截无人机的难题。

“福勒”反无人机系统，由乌克兰的奥莱克桑德尔·布特卡柳克项目小组研发。该系统结合了“福勒”拦截型无

人机 and 无人机探测系统，项目小组声称主要用于拦截固定翼和旋翼无人机。

据乌克兰媒体称，“福勒”无人机全重1.3千克，最大飞行高度1000米，最大飞行距离1500米，最高速度50米/秒。无人机配有光电/红外成像(EO/IR)传感器，以搜索空中飞行的敌方无人机，然后发射捕捉网将目标击落，或直接进行自杀撞击以摧毁目标。

按照乌方介绍，该无人机主要假想目标是商业无人机，也包括俄军Eleron-3或Orlan-10小型固定翼侦察无人机。在乌克兰战场，“大疆”商用无人机的使用数量和范围远超过俄军自研的小型无人机，所以“福勒”反无人机系统的主要目标还是“大疆”。

## 英国终止“蚊子”无人战斗机开发并启动替代项目

据uasvision网站11月8日报道，继6月“蚊子”(Mosquito)“忠诚僚机”无人战斗机项目被取消后，英国国防部(MoD)开展了一项替代计划，旨在开发低成本无人机系统。英国国防部表示，该计划是“轻量级经济可承受新型作战飞机”(LANCA)项目的一部分。

英国国防部于2015年启动LANCA项目，旨在理解新型空中作战技术和概念，大幅降低成本和开发时间。作为项目的一部分，北爱尔兰的Spirit航空系统公司在2021年获得了一份3000万英镑(3300万美元)的合同，英国国防部要求其在2023年开发一种“忠诚僚机”无人机的技术演示机。该无人机命名为“蚊子”，能够与有人战斗机协同高速飞行，可装备导弹、侦察和电子战等有效载荷。

2022年，英国皇家空军快速能力办公室(RCO)在对技术演示进行详细审查后，取消了该项目。该办公室指出，取消“蚊子”项目的决定不会影响“忠诚僚机”概念的实施。

## 符合NDAA标准的室内战术无人机将于2023年登陆美国

据《DroneDJ》11月1日消息，它体积小，坚固耐用，能够在完全黑暗的环境中飞行和观察。现在，它已经被重新设计并获得了资源。总部位于比利时的制造商Sky-Hero表示，LOKI Mk2US现在已经成为世界上第一个符合NDAA标准的室内战术无人机解决方案。

9.6英寸宽的LOKI Mk2US专门为近距离的室内战术侦察任务而设计，它几乎可以在任何地方放置一个麦克风和一个摄像头，以收集拯救生命的关键情报。该无人机的高灵敏度日夜+红外传感器相机带来了在完全黑暗中飞行和观察的能力，而复杂的算法利用计算机视觉使飞机具有类似GPS的位置保持能力。

LOKI Mk2US的设计支持快速部署，允许手抛式起飞和精确辅助降落。它对几种室内操作进行了优化，其智能模式包括地板(漫游式)和海龟(定向翻转)。Sky-Hero表示，现在符合NDAA标准的室内无人机解决方案通过世界许多地方的战术小组的数千次部署得到了实地验证。而且，在将无人机正式引入北美市场之前，最近的变化也是应用户的要求。

Sky-Hero公司首席执行官Yves Coppys说：“我们的许多全球顶级用户要求我们确保所有主要部件都由北约国家制造。经过两年的工作，我们很高兴地宣布，我们已经对这

些部件进行了重新设计，并找到了美国或欧洲的来源。”

LOKI Mk2US将于2023年第一季度开始在北美发货。它将由位于加利福尼亚的AARDVARK公司在该地区销售。AARDVARK的CEO Jon Becker说：“我们非常高兴看到Sky-Hero公司发布符合NDAA标准的LOKI版本。虽然市场上有许多产品声称是美国产品，但实际上，绝大多数无人机只是用中国制造的零部件制造，最多只能在美国组装。LOKI Mk2US一直是由北约盟国制造的，现在每一个NDAA覆盖的部件也将是。

## 挪威“凤凰”重型无人机

在11月初的一次无人机展会上，挪威Avion Robotic公司展出了“凤凰”无人机的模型。该机目前还处于研发阶段，计划2023年1月开始制造原型机，2024年首飞，2025年量产。

“凤凰”无人机采用与CH-47相同的串列双旋翼布局，是一种重型无人机，舱内可以运送4个北约标准托盘，有效载荷1吨，续航时间4小时。如果采用外挂方式运输，可以挂载1.4吨，续航时间2小时。

该机巡航速度230千米/小时，最大航程约800千米。控制信号和传感器数据发送均通过卫星通信传输。

虽然“凤凰”无人机还处于研制阶段，但已经参加英国国防部未来装备与保障能力小组和英国海军运营的“重型提升挑战赛”第二阶段。该项比赛旨在测试用无人系统进行海上物资补给和运输的潜力，希望找到一种能向战区自主运输重要物资、同时降低人员伤亡的方法。

## 美国空军利用XQ-58A加快推进“有人-无人编组”协同测试

根据美国空军埃格林空军基地11月9日发布的一份新闻稿，上个月，一架隐身无人机XQ-58A“女武神”被交付给该基地的第40飞行测试中队(FTS，归属于美国空军第96测试联队的研究与开发单位，主要是促进战术飞机的开发测试)。获得“女武神”的所有权是该项目和该联队的一个显著步骤，因为它将使第40飞行测试中队的人员能够更好地确定、记录托管与飞行无人机所需的资源。

XQ-58A“女武神”是一种30英尺(9米多)长的轨道发射无人机，由位于加州的无人机制造商Kratos Defense生产。它的设计最大发射重量为6000磅，可以在海拔45000英尺(13760米)的高度飞行，最大航程约为3000英里(4828公里)。值得注意的是，这只是该无人机的预期性能，因为Kratos公司没有透露他们在现实中是如何接近演示验证这一指标范围的。“女武神”在一定程度上自主作战能力得到了其机载计算机系统的支持，该系统允许飞机根据地面控制站或空中战斗机发出的指令确定最佳飞行路径和相应的油门设置。

近年来，“女武神”在各种实验环境中为美国空军提供了大量宝贵的测试信息。2020年，该无人机曾作为第五代隐身战机F-22和F-35之间的数据翻译中继机一起开展演习。然后在2021年，“女武神”武器舱首次被用作小型ALTIUS-600无人机的发射平台。预计Kratos公司还将为空军的“天空博格”(Skyborg)计划提供“女武神”的改进版，Skyborg计划旨在将人工智能(AI)驱动的自主权整合到无人驾驶战斗机中。Kratos公司和埃格林基地实际上已经在不太先进的UTAP-22 Mako无人驾驶飞机上测试了Skyborg。

2021年3月26日，在亚利桑那州的美国陆军尤马试验场测试场，XQ-58A“女武神”在测试中展示了ALTIUS-600小型无人机系统的分离情况。

领导埃格林基地测试工作的将是自主飞机实验(AAx)团队，该团队与空军研究实验室(AFRL)战略发展规划和实验办公室合作，专注于评估无人驾驶飞机的自主系统。AAx和AFRL都将利用埃格林基地的巨大靶场综合体，并使用“女武神”对自主飞机进行测试，而以前的评估环境无法像位于佛罗里达州中部的基地那样轻松或以可负担的形式进行测试。

## 无人机行业发展这些方向、这些新产品新技术值得关注

行业动态。无人机应用是未来空军重点发展方向。11月9日空军在珠海航展上召开发布会。空军副参谋长尹伟少将在接受媒体采访时表示：“对于无人机的运用与发展，中国空军高度关注。这也是将来空军装备发展的主要方向。

另外，空军在创新赛事发布会上向全社会发布了4项系列创新赛事。赛事1航空创意挑战赛，赛事2“无人争锋”挑战赛，赛事3算法挑战赛、赛事4“智能空战”挑战赛。

我国无人机家族扩容 军民领域全面开花。

第十四届中国国际航空航天博览会在广东珠海落幕。本届航展一批先进中国国产无人机装备集中亮相。除了有“翼龙-3”“彩虹-7”“攻击-11”等堪称航展明星的无人机展出，还有各种中小型无人机甚至是微型无人机、巡飞



弹。可以看出当前我国军民领域无人机全面开花，并走向世界，并且系列无人机构成一套完整的无人空中打击体系。与此同时，无人机在抗击地震、内涝、台风等灾害过程中，凭借响应速度快、空间限制小、救援能力强等优势，已发挥重要作用。

珠海航展，无人机越来越受重视。根据Frost & Sullivan数据，2019年我国工业级无人机市场规模达到151.79亿元，预计到2024年，工业级无人机市场规模约1500亿元，其中农林植保约318亿元，警用安防市场约为200亿元，电力巡检约为200亿元，快递物流约255亿元，地理测绘约448亿元。

随着更多高价值的工业级无人机应用到生产生活中，曾主导市场的消费级无人机市场份额逐年降低。中国航空工业集团有限公司发布的《通用航空产业发展白皮书（2022）》（简称《白皮书》）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。

从刚刚落幕的第十四届中国航展上上就可以发现，无人装备展区热度空前高涨，并且航展对无人系统领域的展出力度越来越大。

## 能吃的无人机，可直接作为食物投送给被困人员

这个无人机能吃！在解救被困人员的时候，无人机可以用来运输粮食和水。只不过，小型无人机一般载荷都不大，大多数运载无人机只能承载其质量的30%作为有效载荷，其余大部分质量都是属于机身，比如机翼。

近期在日本京都召开的 IEEE/RSJ 智能机器人与系统国际会议(IROS)上，瑞士洛桑联邦技术研究所(EPFL)的研究人员提交了一篇论文，研发了一种无人机可以有效解决这个问题。

这个是怎么做到的呢？很简单，用可以吃的食物做无人机的机翼，这下可以将食物的有效载荷从质量的30%提高到50%。

无法收回的无人机。我们来看看这篇文章的论文地址：<https://arxiv.org/ftp/arxiv/papers/2211/2211.04149.pdf>。这种无人机存在的原因是为了将食物有效、高效地运送给那些出于某种原因，非常非常需要食物且无法通过其他方式获得食物的人。研究人员设计了这种部分可食用的无人机机翼，它是由压缩膨化大米制成的（也就是我们熟悉的米饼或米糕），这种食品与膨化聚丙烯(EPP)泡沫相似，而EPP泡沫就是一种常用于无人机机翼的材料，因为它坚固而轻便，膨化大米也恰好具有这些特性。虽然没有EPP那么坚固，米饼价格低廉，易于使用，并且易于激光切割。

膨化大米的卡路里密度也相当可观——米饼的卡路里含量为每公斤3870千卡，不如巧克力之类的食物，但大约与意大利面相当，但是密度要低得多。米饼刚做出来的时候是圆的，所以制造机翼的第一步是用激光把它们切成六边形，使它们更容易粘在一起。胶水只是明胶，在它全部干燥后，机翼用塑料和胶包装，以确保它不会在潮湿或潮湿的环境中分解，这是一个快速、简单、廉价的过程。按照营养要求制造的机翼，吃起来像曲奇饼干。

机翼的大小实际上不是由飞行要求决定的，而是由营养要求决定的。在这种情况下，大约70厘米的翼展可以产生足够的米饼和明胶，大概可以提供300千卡的热

量，或者相当于一份早餐的热量，还有80克的维生素或者水或者类似的东西。无人机的其他结构和尾部表面由碳纤维和泡沫材料制成。

研究人员表示，下一步是找到一种方法，用可食用的材料来替代尽可能多的无人机不可食用的部分，同时找到一种方法，在可食用的部分中携带其他营养物质载荷（如水）。

那么这款可以吃的无人机尝起来味道如何呢？论文作者Kwak表示，可食用的机翼尝起来就像一块脆脆的米曲奇饼干，里面有一点生的明胶，目前还没有添加人工香料。

## 俄已将乌全境地图数字化供无人机操作员开展训练

俄罗斯卫星通讯社从无人机研发公司ZALA Aero获悉，乌克兰全境地图已被数字化，以供在特别军事行动区常用的俄“产品-51”和“产品-52”巡飞弹（之前的“柳叶刀”）的操作员开展训练。

ZALA Aero公司称：“为了保证对学员的训练尽可能接近实战，训练中心已将乌克兰全境地图数字化。这使得操作员能使用我们的无人机模拟器，包括‘产品-51’和‘产品-52’巡飞弹的模拟器，模拟在特别行动区域真实地形中开展行动。”

俄国防部和媒体在特殊行动中曾多次展示使用“产品-51”和“产品-52”自杀式无人机击毁乌克兰军事设备、雷达和其他设施的视频。其中，卫星通讯社曾发布一艘乌

克兰军舰在第聂伯河上被“产品-51”巡飞弹击中的视频。此前这两款无人机都被称作“柳叶刀”。

## 战术无人机的头号作战需求：GPS和通信

AeroVironment发布了一种名为彪马(Puma)视觉导航系统的替代导航系统，允许所有彪马飞机在没有GPS的情况下继续运行。照片由航空环境提供。

在当前的对抗环境中，无人机系统需要做得更多，做得更好。即使敌人试图破坏GPS或拒绝通信能力，它们也必须有效运作。而且，由于他们不能总是与操作员进行通信，因此他们需要自主性 - 机载人工智能可以减轻操作员的负担并加快作战人员的结果。

航空环境(AeroVironment)公司正在应对这些挑战，近日，突破防御采访了该公司的首席技术官斯科特·纽伯恩和自治高级项目总监安德鲁·布朗宁，讨论了UAS领域不断发展的能力，特别是结合俄乌冲突情况总结了战术无人机的作战需求。

（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、通用原子公司网站，俄罗斯卫星通讯社，卡塔尔半岛电视台网站，瑞士unmannedsystemstechnology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）



近年来,无人机(UAVs)相关技术的快速发展使其在反恐、监控、媒体、农业、消防等众多领域得到了广泛的应用。但是,随着任务场景多样化以及作业环境的复杂化,对无人机的可靠性提出了更高的标准。因此,容错控制(FTC)受到航空航天、电子信息领域研究人员的广泛关注。本文以提高多旋翼无人机系统的可靠性为主要研究目标,使系统在存在执行器故障、传感器故障、故障估计错误、模型不确定性、外部干扰等情况下,依然保持良好的控制性能。首先,构建具有非线性利普希茨形式的无人机动力学模型,并设计基于观测器补偿的状态反馈控制器,提升无人机跟踪控制性能。另外,将非线性滑模控制(NSMC)与状态反馈控制相结合,并采用线性矩阵不等式(LMI)来获得最佳控制器和观测器增益,克服了模型不确定性和外部扰动对无人机跟踪性能的影响。其次,在非线性无人机模型中考虑执行器故障,将容错控制与非线性滑模控制相结合,在执行器出现故障甚至失效时,控制输入能够在线重新分配,估计故障和失效信息,并且具有处理故障估计误差的能力。利用6自由度无人机进行仿真,验证了所提出的控制方法能够应对主旋翼(4个旋翼)全部故障情况。最后,提出一种混合容错控制方法。该方法主要用于解决无人机系统中的执行器和传感器故障问题。其中,设计一种具有 $H_{\infty}$ 性能指标的自适应故障估计方案,估计系统状态、执行器故障和传感器故障。为提升跟踪性能,提出了基于非线性滑模的控制方法,利用估计信息重新整定初始控制律。在6自由度的无人机系统上验证了该方法的有效性。

(无人机先进容错控制技术,北京科技大学控制科学与工程专业,工学博士阿什拉夫Muhammad Ammar Ashraf,导师贺威)



无人机是一种利用无线电遥控设备或自动控制装置操纵的无人驾驶飞行器,在消防、救援、电路巡检和航拍等领域有广泛的应用。根据无人机的结构,无人机可分为多旋翼无人机、倾转旋翼无人机、固定翼无人机和扑翼无人机等。其中多旋翼例如四旋翼无人机和倾转旋翼无人机等旋翼无人机具备垂直起降能力,可通过安装不同负载设备完成各种任务。旋翼无人机连接负载的方式主要包括三种:一是固定连接负载,二是通过机械臂抓取负载,三是通过绳索吊挂负载。通过绳索吊挂负载这种方式具有如下优点:与第一种方式相比,不用考虑负载的形状尺寸与无人机的匹配问题,无人机无需降落就能进行负载装卸,与第二种方式相比,无需复杂的连接结构。由于上述优点,吊挂负载多旋翼无人机系统适用于运输、救援和勘测等领域,具有非常重要的应用价值。

吊挂负载多旋翼无人机系统是一种典型的非线性欠驱动系统,在吊挂飞行过程中负载极易发生摆动,进而严重影响运输过程的稳定性,甚至导致严重的失控。设计新的控制方法提升吊挂负载多旋翼无人机系统在飞行运输过程中的稳定性,是具有重要研究意义和应用价值的。本文对吊挂负载四旋翼无人机系统和吊挂负载共轴倾转旋翼无人机的建模和控制器设计展开了系统研究,主要研究内容如下:

一、对于吊挂负载四旋翼无人机系统,目前其他文献中的动力学模型是在将负载假设为质点的假设下提出的,忽视了负载受到空气阻力和旋翼下洗流作用力。但是在吊挂运输大体积负载的情况下,上述气流作用力会对系统造成不可忽视的影响,有必要对其进行建模和研究。本文通过拉格朗日函数和欧拉-拉格朗日方程建立动力学模型,该模型考虑了作用在负载上的空气阻力和下洗流

作用力,并通过实验测量结合参数拟合的方法对上述气流作用力进行了建模。

二、吊挂负载四旋翼无人机系统是一种典型的非线性欠驱动系统,在飞行过程中,吊挂负载容易受到外部干扰的影响发生摆动,进而严重影响飞行过程的稳定性。基于吊挂负载四旋翼无人机系统的动力学模型,考虑系统的欠驱动特性和负载质量的不确定性,本文提出一种串级结构自适应控制算法。通过所设计的自适应控制算法,在负载质量参数不确定的情况下,系统能够实现准确的负载速度控制和摆动角控制,进而提升四旋翼无人机在吊挂飞行时的稳定性。然后,设计并搭建吊挂负载四旋翼无人机实验平台,该平台主要由四旋翼无人机和新设计的吊挂负载模块组成。吊挂负载模块通过新设计的结构将电子陀螺仪安装在绳索上以测量负载摆动角,其测量效果不受环境光线和障碍物遮挡的影响,具备全天候应用的潜力。最后,仿真实验和实际飞行实验结果表明,所设计的控制系统能够将吊挂负载四旋翼无人机系统从各种初始不稳定状态快速稳定到悬停状态,并能够在负载质量不确定的情况下实现准确的负载速度控制和负载摆动角控制。

三、倾转旋翼无人机具有飞行速度快,灵活性好的特点,是一种理想的吊挂负载运输平台。但是,倾转旋翼无人机本身的结构复杂,控制困难,并且倾转旋翼无人机在吊挂负载飞行时容易发生摆动。针对以上问题,本文分别从共轴倾转翼无人机本身的建模和控制以及吊挂负载共轴倾转翼无人机控制两个方面进行了控制研究。在共轴倾转翼无人机方面,设计并搭建了一种新型共轴倾转翼无人机,该无人机采用前面两对可倾转的共轴旋翼和尾部一升力旋翼的倒三角动力布局方案,此方案具有结构紧凑和控制冗余度高的优点。基于模型提出了一种串级结构自适应控制算法实现共轴倾转翼无人机的速度控制和姿

态控制,并通过李雅普诺夫方法分析了在受到外部干扰的情况下共轴倾转旋翼无人机闭环系统的稳定性。通过仿真实验、地面台架试验和实际飞行实验验证了所提出的控制方法的有效性。在吊挂负载共轴倾转旋翼无人机方面,将共轴倾转旋翼控制算法和吊挂负载四旋翼无人机的动力学模型和控制算法相结合,提出了一种采用串级结构的非线性控制算法来实现负载摆动角控制和负载速度控制,进而提升吊挂负载共轴倾转旋翼无人机系统在飞行过程中的稳定性。最后,进行了多组仿真实验,结果表明所设计的控制算法能够将吊挂负载共轴倾转旋翼无人机系统从各种初始摆动状态自动稳定到悬停状态,并且能够实现准确的摆动角控制和负载速度控制。

通过以上工作,实现了从吊挂负载旋翼无人机系统的理论分析到实际验证的系统研究。在本文研究基础上,未来将进一步考虑吊挂负载旋翼无人机鲁棒控制和带翼面的共轴倾转旋翼无人机吊挂负载飞行控制。

(吊挂负载多旋翼无人机系统建模与控制研究,大连理工大学控制理论与控制工程专业,工学博士吕宗阳,导师吴玉虎)



无人机(Unmanned Aerial Vehicle,UAV)具有体积小、低伤亡、效费比高、部署便捷等优点,作为实现无人化、网络化、信息化、智能化的有效手段受到越来越多国家的青睐。集群无人机系统是指融合智慧感知、自主决策和协同控制于一体的若干架无人机构成的系统。多个任务执行单元通过分工协作,集群无人机可以迅速准确地执行路径规划、协同侦察、协同感知和中继网络服务等复杂任务,从而提升系统性能。以集群无人机为载体的空中中继可以在三维空间的任何位置灵活机动地部署以提升覆盖



范围和接入用户数量,集群无人机和地面站形成的虚拟多输入多输出(Multiple In Multiple Out,MIMO)链路,可以利用空间多路复用技术提高链路通信容量。集群无人机和地面站之间的空地链路通常由视距(Line of Sight,LoS)传播主导,而且地面天线阵列通常尺寸有限,这些因素会导致高度相关的低秩信道,从而限制系统容量的提升。当海量的地面设备同时接入集群无人机网络,过大的接入数量与有限的无线网络资源之间的矛盾使得地面用户需要竞争接入,从而造成接入碰撞和网络拥塞。稀疏码分多址(Sparse Code Multiple Access,SCMA)允许多个用户共享相同的资源,从而提高系统的用户接入数量。但是传统的SCMA码本都是基于母码本(Mother Codebook,MC)设计,这导致所有用户的通信速率都相同。虽然这在一定程度上简化码本的设计过程,但是却难以满足多样化应用需求,浪费时频资源,降低系统通信容量。此外,共享资源的终端相互干扰,降低系统的误码率(Bit Error Rate,BER)性能和通信容量。

本文针对上述问题,从集群无人机位置优化和SCMA码本设计对集群无人机空地链路通信容量的提升进行研究。

(1) 针对集群无人机和地面站空地链路形成的低秩和低容量信道,通过优化集群无人机的部署位置来提升通信容量。在集群无人机和地面站组成的虚拟MIMO的场景中,本文用信道矩阵的条件数(Condition Number,CN)和内积(Inner Product,InP)来度量系统的通信容量。首先推导集群无人机的位置约束方程,使用粒子群优化(Particle Swarm Optimization,PSO)算法优化集群无人机的部署位置来最小化信道矩阵的条件数;然后推导信道矩阵的内积表达式,进而推导信道矩阵的内积关于每个无人机位置的梯度,通过使用梯度下降(Gradient Descent,GD)算法来迭代优化每个无人机的

部署位置;最后提出PSO-GD算法快速地优化集群无人机的部署位置。仿真表明三种算法都能够降低信道矩阵的条件数和内积,而且PSO-GD算法可以在更少的迭代次数下收敛到更小的条件数和内积。

(2) 针对传统SCMA系统中用户通信速率都相等的问题,提出分割扩展母码本(Divide Extended Mother Codebook,DEMC)的方法来设计SCMA码本。首先根据黄金角度调制(Golden Angle Modulation,GAM)和系统参数设计扩展母码本,其中包含所有用户使用的多维码字,并在码本内不同维度上的符号间构建功率和相位相关性;然后将扩展母码本分割为几个调制阶数相同的母码本来设计固定速率码本;接着将扩展母码本分割为几个调制阶数不相同的母码本来设计变速率码本。仿真表明,本文设计的固定速率码本和已有码本的误码率性能接近;与固定速率码本相比,设计的变速率码本中不同调制阶数码本的BER性能变化不大。用户可以在不增加发送信号功率和带宽的情况下,通过申请高阶码本实现高速率信息传输,从而灵活的满足不同数据传输速率应用的需求。

(3) 针对传统SCMA系统中用户间干扰严重,导致系统BER性能不理想的问题,提出分解叠加星座图(Decompose Superimposed Constellation,DCSC)的方法来减小用户间干扰,从而提高SCMA码本的BER性能。首先证明每个资源上用户星座图(User Constellation,UC)的和功率是由叠加星座图(Superimposed Constellation,SC)的功率决定的,因此可以通过控制叠加星座图的功率来控制用户星座图的功率,从而提升用户功率效率;然后提出一种简单的方法将一个均匀分布的大规模正交幅度调制(Quadrature Amplitude Modulation,QAM)星座图分解为若干个小规模均匀分布的QAM星座图,确保叠加星座图具有较大的最小欧式距离(

Maximum Euclidean Distance,MED),从而抑制用户间干扰;接着通过重新配对码本内不同维度上的符号来最大化码字间的MED来增加抗干扰和抑制信道衰落能力;最后在码字不同维度的符号间构建线性相关性,把SCMA通信系统转化为MIMO通信系统,并提出MMSE-SIC算法来解调用户信号。由于同一资源上的用户星座图间具有明显的功率分集,因此可以使用串行干扰消除(Successive Interference Cancel,SIC)来解调用户信号。仿真表明由于用户间干扰的降低,本文提出码本的BER性能比传统码本的BER性能更好。

(集群无人机空地链路通信容量提升关键技术研究,西安电子科技大学军事通信学专业,军事学博士侯兆阳,导师相征)

随着第五代(The Fifth Generation,5G)移动通信系统的商用部署,对第六代(The Sixth Generation,6G)移动通信系统的研发在各国被提上日程。为了满足日益广泛化、多样化的通信应用场景和需求,6G移动通信技术的研发将聚焦于全覆盖、全频谱、全应用、强安全四大趋势,致力于实现全球范围内的无线网络无缝深度覆盖,其中无人机(Unmanned Aerial Vehicle,UAV)通信作为6G移动通信系统的关键使能技术和重要应用场景,受到了各方的广泛关注。无人机通信信道相比于传统的地面通信信道存在一些独特的信道特性,例如,无人机的高机动性和任意轨迹带来的信道时域非平稳特性,不同飞行高度带来的信道差异性。在与其他6G关键技术结合时也会引入新的特性,例如超大规模多输入多输出(Multiple-Input Multiple-Output,MIMO)天线阵列带来的阵列域非平稳性,在毫米波、太赫兹频段应用带来的时空维

度的稀疏性,以及高带宽要求信道模型具有高时延分辨率等。这些新特性使传统的信道模型不再适用于无人机信道表征,给6G无人机信道建模研究带来了巨大的挑战。考虑到现有信道模型的不足,本文对6G无人机多链路信道进行了深入的研究,完成的工作及创新性总结如下:

(1) 面向无人机空对地通信场景,提出了一种基于有效散射区域的单用户无人机规则几何形状随机信道模型(Regular Shaped-Geometry based Stochastic Model,RS-GBSM)。结合实际场景无人机空对地信道中散射体的近地分布特性,使用截面椭球模型精准地刻画三维空间无人机信道传播环境,根据收发端与散射体的几何关系,推导散射簇的时延、功率、角度等时变信道参数。使用马尔科夫过程建模收发端固定轨迹移动带来的散射簇生灭现象,引入过渡区间实现散射簇生灭过程的平滑演进。为提高仿真效率,在理论模型的基础上通过角度参数离散化得到了仿真模型,推导了时域非平稳条件下重要的信道统计特性函数表达式,包括时间自相关函数、空间互相关函数、多普勒功率谱密度、时延扩展、平稳间隔等。通过这些统计特性函数研究分析了信道散射环境以及无人机运动对信道的影响。最后,通过与无人机信道测量数据的对比分析,验证了所提模型的精确性。

(2) 面向任意轨迹移动的无人机通信场景,提出了一种支持无人机任意三维轨迹的通用单用户非规则几何形状随机信道模型(Irregular Shaped-Geometry based Stochastic Model,IS-GBSM)。针对更加普遍的空对地无人机通信场景,使用孪生簇建模框架和空时联合簇生灭和演进机制,建立了支持空时非平稳、高度差异性、空间一致性等特性的无人机信道模型。模型支持超大规模MIMO天线配置,支持高时延分辨率,支持毫米波高频段下的大带宽应用。讨论了等时间轨迹采样和等距离轨迹采样的应用条件,给出了考虑高度差异性和三维空间一

致性的大尺度信道仿真参数生成方法。推导和仿真了模型的关键统计特征,如空时互相关函数、功率时延谱密度、多普勒功率谱密度、均方根时延/多普勒扩展、平稳间隔、相干带宽等。通过与测量数据的对比验证,证实了提出模型的有效性。

(3) 面向无人机多用户通信应用,基于提出的支持无人机任意轨迹单用户非规则几何形状随机信道模型,通过建模多链路间大、小尺度参数的相关性,将信道模型扩展至多用户场景,并对模型进行扩展支持均匀面阵天线和均匀圆阵天线配置,适用于现有的常用阵列配置。基于多用户信道模型,对无人机大规模MIMO多用户通信场景下的通信特性,如共线性、宽带谱散度、多用户信道容量进行了仿真,分析了天线数量/布局、用户密度、无人机高度等参数对无线信道和系统性能的影响。

(4) 面向地下空间无人机通信场景,结合地下空间信道特点,提出了一种适用于不同地下空间结构的单用户非平稳无人机信道模型。该模型在支持无人机任意轨迹单用户非规则几何形状随机信道模型的基础上,使用不同的散射簇生成机制与参数生成方法表征不同地下空间结构中信道的特性。其中对隧道式结构场景考虑了波导效应,近场/远场效应,对房柱式结构场景考虑了空间封闭性和丰富的散射体分布特性。此外在地下车库场景进行了 2.5 GHz/3.5 GHz 频段下的宽带信道测量,由测量数据拟合出所提模型的部分统计参数,仿真信道与信道测量数据的统计特性有良好一致性,证明了模型的实用性。综上所述,本文在6G无人机通信信道研究方向进行了广泛而深入的研究,使用多种建模方法建立了适用于多种场景和应用的无人机信道模型,分析了传播环境、无人机运动以及系统配置对信道的影响。这些研究工作可以为6G无人机通信系统的设计、评估和测试提供重要参考以及理论和技术支持。

(6G无人机通信非平稳信道建模研究,山东大学信息与通信工程专业,工学博士常恒泰,导师白智全、王承祥)

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、 $H_\infty$ 控制方法、干扰观测器以及输出反馈弹性控制方法,构建了两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 $H_\infty$ 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)

小型无人直升机具有独特的垂直起降、空中悬停、机动飞行等特点,因此在军事和民用领域具有非常广泛的应用前景。然而,小型无人直升机在飞行过程中会受到阵风和模型不确定性等复合扰动影响,其扰动又可分为匹配扰动和非匹配扰动两种类型,而对非匹配扰动的抑制相对比较困难。因此,设计高性能的小型无人直升机自主

飞行控制系统是目前学术界的研究热点之一。针对小型无人直升机的以上特点,本文主要对小型无人直升机的鲁棒飞行控制算法进行研究,并提出了几种基于扰动观测器的高性能飞行控制算法。具体而言,本文的研究工作主要包括以下几个方面:

1、参考小型无人直升机建模方面已有的研究成果,详细阐述了小型无人直升机的非线性模型。通过分别讨论机体运动学特性、机体动力学特性以及主旋翼系统的挥舞动力学特性,建立了小型无人直升机的完整非线性模型。并通过深入分析其受到的作用力和力矩,合理简化了小型无人直升机模型,为有效地研究控制器奠定基础。

2、在小型无人直升机线性化动态模型的基础上,采用内-外环的双环控制策略设计飞行控制器。针对内环速度模型受到非匹配扰动影响,提出了一种模型重构方法,将初始非匹配扰动转换为匹配主部和非匹配副部,并通过前馈补偿匹配主部,采用 $H_\infty$ 方法抑制补偿误差和非匹配副部。外环位置控制器采用动态逆设计方法。数值仿真结果表明飞行控制器具有良好的控制性能,并对模型不确定性和外界扰动具有很好的鲁棒性。

3、针对小型无人直升机系统同时受到匹配扰动和非匹配扰动影响,并考虑到传统滑模控制方法只对匹配扰动具备鲁棒性,却对非匹配扰动敏感的缺点,设计了一种基于非线性扰动观测器的新型全局滑模控制方法。通过近似输入-输出反馈线性化方法实现小型无人直升机系统的解耦;进而构建带有非匹配扰动信息的新型全局滑模面,提出了一种新型滑模控制器;基于李雅普诺夫定理证明了新型全局滑模控制方法对非匹配扰动具有很好的鲁棒性;并通过数值仿真验证了新型全局滑模控制器比传统滑模控制器具有更优越的控制性能。



4、多变量Super-twisting算法作为一种二阶滑模算法,能够有效地抑制甚至消除一阶滑模算法中的抖振现象。但是,现有的多变量Super-twisting算法,控制参数较多,且对直升机扰动的适应性较差,难以在小型无人直升机的控制器中实现。为此,推导出了一种更适用于小型无人直升机控制的改进多变量Super-twisting算法。利用反步方法的系统化设计步骤构建飞行控制器的基本结构,解决小型无人直升机的欠驱动问题;基于改进的多变量Super-twisting算法设计扰动观测器估计系统扰动,并进行前馈补偿,进而利用改进多变量Super-twisting控制方法抑制补偿误差。基于李雅普诺夫定理证明了闭环直升机系统是大范围渐近稳定的。最后,数值仿真表明该飞行控制器具有优越的控制性能,并且对匹配扰动和非匹配扰动都具有非常好的鲁棒性。

(非匹配扰动下小型无人直升机鲁棒飞行控制算法研究,天津大学控制理论与控制工程专业,工学博士方星,导师吴爱国)



飞机器人,特别是小型无人直升机,具有广阔的应用前景,越来越受到军方和民用研究机构的关注。相对来说这是一个带有军事色彩的研究方向,国外相关的核心技术基本上都没有公开,所以有必要独立自主发展我国的无人直升机系统。建立精确模型有助于小型直升机控制器的设计,飞行品质的评价等。由于直升机的复杂性,很难用牛顿定律及欧拉方程等建立精确的机理模型。经过大量简化后的近似牛顿力学模型,仅适用于理想环境低速飞行时的位置控制。从模型的精度和模型的实用性考虑,系统辨识方法适合于小型直升机建模。由于用传统辨识方法建立小型直升机模型存在许多局限,所以本文综

合智能辨识器的优点来完成小型直升机的建模工作。现阶段小型无人直升机飞行控制的研究集中在位置控制上,较多回避了复杂的姿态控制问题。但由于直升机的位置精确控制又依赖于对姿态的控制,所以本文重点研究了用智能辨识方法直接从输入-输出数据中提取直升机的姿态动力学特性,建立姿态通道精确模型,可以对小型直升机飞行时的姿态控制提供帮助。最后详细分析讨论了紧耦合多直升机协调操作系统的基本建模问题。主要的工作及结论有:

(1)详细分析了小型直升机结构特点和动力学特性,然后介绍了在小型直升机飞行动力学研究中所用到的坐标系及坐标系转换。接下来介绍小型直升机的基本动力学方程,气动力和力矩。最后介绍了小型直升机辨识建模的基本步骤。

(2)针对小型直升机辨识建模中,模型结构简化不合理和传统辨识方法对系统、数据的苛刻要求等不足,本文通过理论分析,用一类可变结构分式传递函数表示姿态通道的输入输出特性,并作为待辨识的模型集。随后用遗传算法对其进行辨识,同时得到传递函数结构和参数,所得传递函数模型有助于传统姿态控制器的直接设计。该方法不用在离散传递函数和连续传递函数间进行转换,从而使误差减小,而且其在高频的性能也好;该方法不仅可以用于小型直升机的辨识建模中,也可以用在其它采样不准确的系统辨识中;该方法所得结果也可以为姿态通道T-S模型提供前提条件。

(3)姿态通道是非线性的,用一个线性传递函数是不能精确表示的。本文对数据进行区域划分,不同的区间用不同的线性函数表示。随后用T-S模糊模型来表示这种结构,并用聚类算法和神经网络方法得到T-S规则的前件隶属度函数参数和后件线性参数,这样就用局部的线性化

表示了整个通道的非线性。针对如何有效地利用人类知识的问题,分析了建立小型直升机模糊模型的关键性问题。所得模型有助于设计传统与智能相结合的飞行控制器。

(4)针对小型直升机结构、飞行环境的复杂性及传感器的非理想性等因素导致所采集的数据存在误差的问题,本文结合最新的电子、计算机软硬件技术、传感器技术等,设计功能较完备的飞行数据采集系统。为了实验的方便和安全,设计了一个4自由度的地面实验台架用于采集小型直升机姿态输入输出数据,随后对数据进行预处理后把其作为辨识用数据集。最后用本文所建模型整定了一类控制器的参数,并在实验台架上有效控制了小型直升机的姿态。

(5)本文首次讨论了紧耦合多直升机协调操作的必要性和特点,定义了惯性坐标系和各子系统的机体坐标系。随后分析计算了悬停模态下多机系统中各直升机的配平参数,所得结果可作为飞行控制系统的参考输入量。最后建立了系统的运动学模型和动力学模型,为进一步分析紧耦合多直升机系统的稳定性及控制器设计打下了基础。

(小型无人直升机姿态通道智能辨识建模研究,上海交通大学机械电子工程专业,工学博士赵志刚,导师吕恬生)



微小型无人直升机在军事和民用方面都具有广泛的应用价值,近十年以来一直都是国内外很多机构和组织的研究对象。其中,导航与控制是微小型无人直升机研究的核心。视觉导航是微小型无人直升机先进的导航方式

之一。与传统的惯性导航方式相比,它具有成本低,硬件实现简单,信息量大等优势。周围环境感知和自身姿态估计是实现微小型无人直升机视觉导航的基本要求,而地标识别是周围环境感知的主要手段之一。本文针对微小型无人直升机基于视觉信息的地标识别和自身姿态估计展开研究,主要工作如下:

1)介绍了课题的研究背景和研究内容,指出了研究难点。随后,综述了基于视觉信息的地标识别和直升机位姿估计的相关技术方法,分别对这些方法进行分类和比较,并指出其优点和不足之处。

2)将现有的一种基于Adaboost图像识别算法进行改进,提出一种适合于微小型无人直升机对地标多角度观测的实时识别算法。其中,串联结构的分类器框架保证了识别算法的实时性。同时,将串联分类器的前端作为地标旋转姿态的估计器,在不增加算法额外运算开销的情况下提高了整个算法的效率。最后使用微小型无人直升机对5种不同的地标进行了实时地标识别实验。实验结果证明,在训练样本足够多的前提下,该方法无论从识别准确性还是实时性都明显优于传统的基于空间模版匹配的地标识别算法。

3)样本的获取和选择对于基于Adaboost的地标识别方法至关重要。但是,由于微小型无人直升机独特的飞行状态和飞行危险性,获取足够多真实地标图像作为训练样本是非常困难的。针对这个问题,论文在分析Boosting系列算法与前向分布加法模型之间关系的基础上,对基于Adaboost的地标识别方法进一步改进,提出了基于嵌入先验知识Boosting算法的微小型无人直升机地标识别方法。在地标识别过程中,由于使用了先验知识,从而有效弥补了训练样本不足带来的缺陷。通过真实的对比实验验证了在稀少样本情况下,该方法比完全数据驱动

的基于Adaboost地标识别算法性能更好。4)建立了直升机机载摄像机运动和投影模型,并在此模型基础上提出了一种基于特定人工地标图像信息的微小型无人直升机位姿估计方法。在这在种方法中采用了快速SUSAN角点检测算法来稳定快速地提取匹配特征点,并且使用了Levenberg-Marquardt算法以求稳定估计直升机位姿参数。最后,在一架真实微小型无人直升机上成功实现了该位姿估计方法。

5)在分析序列图像信息与直升机运动关系的基础上,提出一种基于图像序列信息的微小型无人直升机位姿估计方法。重点设计了基于SIFT特征的序列图像之间的匹配点和一套基于RANSAC算法的匹配点选择策略。最后在一架真实的微小型无人直升机上的实验验证了该位姿估计方法的有效性。论文最后对所有的工作做了总结,并对未来研究做了展望。

(基于视觉信息的微小型无人直升机地标识别与位姿估计研究,浙江大学控制科学与工程专业,工学博士任沁源,导师李平)



倾转旋翼无人机不但具备垂直起降的能力,而且也拥有航程远,航速高等优点。菱形翼布局飞行器与常规布局的飞机相比具有机翼的结构刚度大,前翼的弯曲变形小,前翼翼尖涡强度低,各舵面的操作效率高等优点。本文以菱形翼布局倾转旋翼无人机为研究对象,进行飞行控制研究。菱形翼布局倾转旋翼无人机作为一种结构复杂的飞行器,具有垂直起降、倾转过渡飞行、固定翼飞行三个模式,具体的飞行模式依据任务需求进行切换,鉴于其飞行模式多,各控制通道耦合强、多输入多输出等特点,需

要飞行控制系统能够保证无人机全模式都具有良好的飞行品质,针对这一问题,本文以传统滑模变结构控制为主线,结合反演控制技术、神经网络控制技术、自抗扰控制技术、抗饱和控制技术、分数阶微积分理论、自适应控制技术等技术理论,对含有建模不确定项和外界扰动等复合干扰的菱形翼布局倾转旋翼无人机三个飞行模式姿态控制以及固定翼飞行模式自主着陆纵向轨迹控制进行深入研究,主要研究内容如下:

1.建立了菱形翼布局倾转旋翼飞行器各部件的气动力与力矩的数学模型,并建立含有复合干扰的非线性动力学模型,针对存在建模误差和外部干扰等复合干扰的菱形翼布局倾转旋翼无人机垂直起降模式的姿态控制问题,提出了新型对数形式全局快速非奇异终端滑模控制器,首先为了加快向平衡状态收敛的速度,且考虑避免奇异问题,提出了一种新型快速的对数形式非奇异终端滑模面,其次为了进一步改善滑模控制律的趋近运动品质,加快控制器收敛速度,提出了一种新型快速趋近律。利用滑模干扰观测器来估计系统中存在的复合干扰并对控制器加以补偿,抑制外界干扰和不确定性的影响。考虑到存在执行器发生故障及外部扰动的菱形翼布局倾转旋翼无人机姿态控制问题,将系统的不确定性和未知外部干扰及执行器故障统一整合到复合干扰中,利用径向基神经网络的万能逼近性能,对复合干扰进行估计,并对控制器进行补偿,结合反演控制技术和新型对数非奇异全局快速终端滑模技术,进行鲁棒容错反演终端滑模姿态跟踪控制。

2.围绕菱形翼布局倾转旋翼无人机倾转过渡飞行模式的飞行控制问题,针对倾转过渡阶段飞行特点,将倾转过渡模式分为两个阶段并分别设计姿态控制器。利用分数阶微积分算子“近储远弃”特性,设计了分数阶微积分滑模面,采用RBF神经网络的“万能逼近”性能,对系统中

的不确定项进行逼近,结合自适应理论对RBF的权值进行自适应在线调整,提出了基于神经网络的分数阶微积分滑模控制方法。依据倾转旋翼无人机倾转过渡飞行模式短舱倾转第二阶段操纵特点,建立包含风场参数的倾转旋翼无人机动力短舱倾转第二阶段的非线性动力学模型。针对无人机倾转过渡模式第二阶段飞行过程引起的动力学模型不确定,风场扰动等外部干扰对无人机姿态跟踪控制的影响,设计神经网络自适应分数阶微积分滑模控制方案,数值仿真证明了该控制策略的有效性。

3.针对菱形翼布局倾转旋翼无人机固定翼飞行模式姿态控制问题,研究了含有不确定项和外部扰动无人机的执行器输入非线性鲁棒反演滑模控制策略。无人机固定翼飞行模式姿态控制各通道舵面偏转舵机由于受到物理条件上的限制,当控制指令突变较大或者较小时,执行器将非线性输出,从而造成无人机姿态控制系统性能的下降,为了提高控制精度和系统的鲁棒性能,在控制策略中引入辅助系统,从而消除或降低控制输出非线性对被控系统的影响。在具有复合干扰与执行器输出非线性的情况下,结合反演控制技术和干扰观测器技术设计了一种基于辅助系统的菱形翼布局倾转旋翼无人机固定翼飞行模式执行器非线性输出姿态反演滑模控制方法。此外考虑到被控系统执行器发生故障及存在外部风场干扰,结合滑模干扰观测器技术设计了鲁棒容错反演滑模控制器。通过仿真分析,验证了所提控制算法能够使菱形翼布局倾转旋翼飞行器固定翼飞行模式姿态控制系统具有良好的跟踪性能。

4.针对菱形翼布局倾转旋翼无人机固定翼飞行模式自主着陆纵向轨迹控制问题,通过时标分离,将无人机自主着陆纵向轨迹控制系统分为空速、高度、倾斜角、迎角、俯仰角速率五个子控制回路。针对无人机空速控制子系统,考虑到闭环系统瞬态和稳态性能要求,引入预设性能方法,

建立空速控制子系统的预设性能等效误差模型。将非线性fal函数和双曲余弦函数引入到趋近律的设计中,以有效抑制抖振的同时并提高系统状态的收敛速度。结合滑模控制、自适应控制理论和自抗扰控制技术,提出了一种菱形翼布局倾转旋翼无人机固定翼飞行模式自适应分数阶微积分滑模自主着陆纵向轨迹控制方法。

(菱形翼布局倾转旋翼无人机滑模非线性飞行控制研究,西北工业大学飞行器设计专业,工学博士刘海波,导师王和平)



本文以推力矢量和倾转旋翼两种不同构型的短距垂直起降(Short Take Off Vertical Landing,STOVL)无人飞行器为研究对象,探索了STOVL无人飞行器的飞行动力学建模/飞行品质/飞行性能/控制律设计/地面效应问题,发展和建立了涉及STOVL无人飞行器空气动力学/飞行力学/飞行控制等多学科交叉的建模、设计和分析方法。飞行动力学建模是飞行品质性能分析以及控制律设计的前提。为了获取推力矢量和倾转三旋翼STOVL无人飞行器飞行动力学建模所需要的气动力数据,分别使用推力矢量和倾转三旋翼无人飞行器缩比模型进行风洞实验,并基于MATLAB/JSBSIM软件构建了一套飞行动力学建模平台。结合飞行器的动力系统、舵面动态特性等数据,在此平台上建立了推力矢量和倾转三旋翼STOVL无人飞行器六自由度非线性飞行动力学模型。针对推力矢量STOVL无人飞行器短距起飞、常规飞行、减速过渡和垂直降落各个飞行阶段特殊的导引和控制问题,分析并计算了推力矢量STOVL无人飞行器在减速过渡和悬停状态下的飞行品质,以及短距起飞、减速过渡、平飞和机动性能,精确制定了各个飞行阶段的自主飞行控制策略;根据各



个飞行阶段的控制策略和控制需求,设计推力矢量STOVL无人飞行器相应的外环导引系统和内环控制系统,其中外环导引系统根据不同飞行阶段导引策略分别采用总能量控制和隐式动态逆方法,内环控制系统主要采用改进的特征结构配置方法,然后基于推力矢量STOVL无人飞行器飞行动力学模型,对这些方法进行了线性仿真和六自由度非线性飞行动力学虚拟飞行仿真验证;将上述导引控制系统设计方法应用在倾转三旋翼STOVL无人飞行器控制系统设计,并进行半物理飞行仿真和试飞验证。

研究表明,总能量控制导引方法可较好的实现常规飞行阶段轨迹和速度的解耦和协调控制;基于隐式动态逆和改进的特征结构配置综合设计方法,物理意义明确且能直接配置内外环动态特性,适用于减速过渡和垂直着陆方案的快速评估。基于STOVL飞行器普遍存在的的地面效应问题,以倾转三旋翼STOVL无人飞行器为例,在低速风洞中设计一套综合实验方案,研究倾转三旋翼无人飞行器在距离地面一定高度范围内所受的地面效应影响。通过地面效应风洞实验,获取了悬停和低速前飞状态下飞行器的机体受力状况和机身下方的流场特性,观察到明显的上载荷作用和喷泉流效应,实验结果验证了倾转三旋翼无人飞行器的近地悬停过程中消耗功率较少的问题。该实验方案为今后类似的STOVL飞行器地面效应研究提供参考。本文针对STOVL无人飞行器所开展的飞行动力学建模、飞行策略制定和飞控系统设计、飞行试验以及地面效应实验,对国内STOVL飞行器的设计和研制具有一定的理论意义和工程应用价值。

(STOVL无人飞行器飞行动力学分析、控制律设计及验证,南京航空航天大学流体力学专业,理学博士陈坤,导师史志伟)

参数与旋翼轴倾转角速度、桨盘倾斜(挥舞)角速度、旋翼的诱导速度和前飞速度有关。在高速前飞时的倾转过程中,旋翼轴倾转到某一特定角度时,尾迹倾斜角会出现峰值,桨盘出现很大的倾斜角速度,这会引起尾迹弯曲大幅剧烈的振荡,同时旋翼和机翼的气动力及动力学响应都会出现短暂的振荡;(3)在旋翼倾转过程中,旋翼倾转角速度的突变会使旋翼和机翼的响应也出现突发振荡,所以,旋翼倾转角速度的变化应尽量平滑;(4)在旋翼倾转过程中,桨叶挥舞和摆振运动对于桨盘气动力和惯性力的计算至关重要。当短舱的重心不在机翼弹性轴延长线上时,短舱的惯性会引起机翼弹性弯曲和扭转的耦合,这种惯性耦合会提高发生颤振的危险。合理利用复合材料梁的弯扭耦合特性,可以推迟颤振的发生,并可以降低机翼扭转响应的幅值;(5)机翼的弹性振动会推迟旋翼尾迹倾斜角峰值的出现,同时旋翼其他参数的振荡也出现相应的滞后。

本文的研究工作主要有以下创新点:

(1)根据倾转旋翼机巡航状态下的动力学模型,建立了倾转旋翼机倾转过程中的旋翼、短舱和机翼耦合结构的动力学模型,并推导出旋翼倾转过程中耦合结构的运动方程;(2)将尾迹弯曲因素加入到Peters-He非定常动态入流模型中,建立了旋翼尾迹弯曲非定常动态入流模型,利用此模型可计算旋翼大角度倾转过程中的诱导入流;(3)建立了倾转旋翼机倾转过程中旋翼、短舱和机翼耦合结构气弹响应的分析方法,可用于计算旋翼倾转过程中机翼和旋翼的气弹响应。

(倾转旋翼机倾转时旋翼/短舱/机翼耦合结构气弹响应研究,南京航空航天大学飞行器设计专业,工学博士岳海龙,导师夏品奇)

本文从理论分析和实际应用两方面入手,深入研究了无人机雷达散射截面缩减的若干关键问题。主要包括电磁散射模型的计算方法、复杂结构的电大尺寸无人机散射特性分析及计算、无人机散射特性的测量及二维成像诊断、无人机功能隐身材料设计与应用等。论文的理论分析和预估数据与研制出的实际无人机隐身测试结果基本一致,采用的隐身功能材料等综合隐身设计措施使无人机的整机RCS缩减约6dB。论文对无人机的RCS缩减具有较高的理论价值和工程设计参考价值。

论文作者的主要研究成果可概括为以下几个方面:

1.结合工程应用中的实际情况讨论了目标电磁散射计算的原理和方法,包括数值计算方法(矩量法(MOM)和时域有限差分(FDTD)算法),高频算法中的物理光学法(PO)。文中对各种散射计算方法进行了分析计算,通过对同一目标各算法计算的结果,总结分析了各种算法的优缺点。根据工程实践中的经验,提出了一种无人机RCS快速预估的混合高频算法(PO+IMEC)。重点讨论了混合高频算法对凸体和凹体目标计算时的情况,为后续无人机整机的快速计算分析打下基础。

2.从散射体电磁散射机理出发,根据无人机隐身设计工程中重点散射部位及其散射贡献,分析了无人机整机的强散射源结构分布特点,采取相应技术措施,如对机翼前缘及翼型结构散射,前缘尖劈及涂覆结构散射设计进行了重点讨论,分析得出了不同形状的机翼前缘及翼型对入射波的散射影响。论述了无人机整机RCS预估的方法和流程,最后对两种不同类型的整机模型进行了仿真计算,计算和测试结果的对比,验证了高频一体化预估算法的有效性。

3. 从微波暗室散射测量的原理和方法出发,采用时域、频域对消降噪处理措施,提高了RCS测量精度。为了充分利用暗室测量数据信息,根据转台成像原理和相关算法,完成了两种飞行器二维转台散射成像,诊断分析了飞行器的强散射源及其空间分布。完善了对散射目标的认识,有利于进一步提高对目标的赋形优化设计。

4. 从吸波功能材料的吸波机理出发讨论了现有吸波材料的应用状况及对电磁波的吸收原理。根据纳米超薄金属薄膜对电磁波的透射效应设计了一种超薄金属膜结构复合吸波功能材料,对单层复合材料和多层(双层)复合材料的谐振(干涉)吸波原理进行了分析和大量的实验测试。在暗室中将设计的三种无人机机体板材进行对比测试,测试结果与标准的金属板材相比对不同测试频段的入射电磁波均具有良好的吸收作用,吸收效能达10dB。最后通过在某型无人机上使用综合隐身措施,使整机RCS数值有明显的缩减,特别是机头峰值缩减在8dB,侧向及后向缩减了5dB,全方向RCS平均缩减约6dB。

(无人机隐身技术若干问题研究,西安电子科技大学电磁场与微波技术,工学博士刘春阳,导师焦永昌)



无人机集群具备协同执行多任务、分布式自组织、规模动态可变、功能可灵活配置扩展、低生产成本高使用效率等优势,已被广泛应用于军用和民用任务场景。面向不同目标任务场景,无人机集群系统需要通过拓扑构型自主规划拓扑形状的形成过程以实现集群的高效协同自组织机制。现有无人机集群拓扑构型方法存在最优拓扑映射关系求解计算复杂度高、忽略成型位置对全局能耗的影响等问题。本论文围绕无人机集群拓扑构型中,初始拓

扑到目标拓扑最优拓扑映射关系和拓扑构型最优成型位置两个关键问题展开研究,主要工作和创新点包括:

1. 针对拓扑映射计算复杂度高的问题,构建了一种无人机集群拓扑构型能耗最优化模型,提出了一种基于LAPJV算法的无人机集群最优拓扑映射关系求解方法。首先,针对当前研究均假设目标拓扑节点位置已知或假设可以借助外部定位信息实现目标位置获取的问题,给出了集群三维相对坐标体系构建方法,该方法不依赖任何外部位置信息,仅通过集群节点相对位置关系和目标拓扑形状便可确定目标拓扑节点位置。其次,当前研究均以初始节点到目标节点的欧式距离作为集群能耗度量准则;而现实中,无人机节点在以不同角度飞行的单位能耗不同。基于此,论文给出了更准确的无人机集群拓扑构型系统能耗模型,模型中充分考虑了集群节点从初始位置到目标位置中不同运动方向上(垂直向上、垂直向下、斜上、斜下)的能耗。最后,基于建立的集群相对坐标体系和拓扑构型系统能耗模型,提出了一种基于乔克-沃尔根特线性分配算法(Jonker-Volgenant Algorithm for Linear Assignment Problem,LAPJV)的无人机集群最优拓扑映射算法。该算法能够求解无人机集群全局能耗最小条件下的集群节点从初始拓扑到目标拓扑的坐标映射关系,并展现出较低计算复杂度。仿真结果证明了论文所提拓扑构型系统模型和最优拓扑构型映射关系求解方法的有效性,在无人机集群规模为1000节点的情况下,与现有最优拓扑映射算法相比,本论文所提方法的平均计算时间减少了94.01%以上。

2. 针对拓扑构型成型位置对能耗影响的问题,通过引入平移向量构建了最优成型位置优化模型,提出了一种基于牛顿法的无人机集群拓扑构型成型位置快速求解方法。在实现集群节点初始拓扑位置到目标拓扑位置映射的基础上,找到最优的拓扑成型位置是无人机集群拓扑

构型的另一重要问题。论文在集群相对坐标体系构建的基础上,通过引入初始拓扑坐标原点到目标拓扑坐标原点的平移因子,实现无人机集群拓扑构型最优成型位置建模,并提出了一种基于牛顿法的模型求解方法。该方法具有良好的收敛性。仿真结果表明,相比于需要50次迭代才能收敛的传统算法,所提算法只需4次迭代即可逼近最优解。同时,相较于在初始拓扑几何中心构建目标拓扑,在最优成型位置构建目标拓扑的全局能耗平均减少了9.8%。

3. 给出了基于群体智能算法的拓扑映射和成型位置联合优化方法。无人机集群拓扑映射关系和成型位置具有内在的相互影响的特性。本论文以最小化拓扑构型过程中集群系统全局能耗为目标函数,给出了基于群体智能算法(Swarm Intelligence Algorithm,SIO)的拓扑映射和成型位置联合优化模型。同时,给出了基于灰狼优化算法(Grey Wolf Optimizer Algorithm,GWO)、均衡优化算法(Equilibrium Optimizer Algorithm,EO)、贫富优化算法(Poor and Rich Optimization Algorithm,-PRO)等典型集群智能算法的集群拓扑构型求解步骤。最后,讨论了群体智能算法在求解集群拓扑构型问题中的初始位置选取等加快算法收敛策略。仿真结果证明了所提联合优化模型及求解方法的有效性。基于本论文所提求解方法和加速收敛策略,基于灰狼优化算法的拓扑构型方法平均可以在8次迭代内收敛至最优解。本论文研究了无人机集群拓扑构型关键技术,给出了不依赖外部位置信息的无人机拓扑构型方法,通过集群相对坐标体系构建和目标拓扑输入,能够实现任意形状的三维集群拓扑构型。论文研究成果对无人机集群实现高效群体协同具有重要理论意义。

(无人机集群拓扑构型关键技术研究,电子科技大学导航、制导与控制专业,工学博士杨彦祥,导师李波)



尾坐式无人机兼具传统固定翼飞机高速巡航与旋翼飞机垂直起降的优点,在军民领域均具有广阔的应用前景。其中,悬停转平飞和平飞转悬停过渡过程是该类无人机特有的飞行状态,但因俯仰角、飞行速度等的大范围变化,对其控制提出了极大挑战,是限制尾坐式无人机应用的关键。本文即针对过渡过程阶段飞行走廊构建、轨迹优化和鲁棒控制等典型问题展开研究,主要工作和创新点包括:

(1) 为解决传统配平飞行走廊未考虑尾坐式无人机过渡过程飞行速度及姿态动态变化的问题,设计了过渡过程动态飞行走廊。基于过渡过程受力/力矩机理,推导了能表征悬停转平飞“加速、低头”特性和平飞转悬停“减速、抬头”特性的数学模型,通过数值迭代建立了过渡过程动态飞行走廊;为防止过大的高度爬升,进而对走廊加入了爬升速度约束;给出了模型失配对动态飞行走廊的影响规律。

(2) 为建立可兼顾安全裕度与飞行性能的过渡过程轨迹,提出了综合动态飞行走廊的多指标复合轨迹优化策略。为保证过渡过程轨迹与走廊边界的距离裕度,构造了飞行走廊的变权重参考线,建立了结合变权重参考线和性能需求的轨迹优化目标;在惩罚函数的基础上引入正弦变换,消除了轨迹优化问题的非线性约束,采用拟牛顿法和序列优化技术得到近似最优解;数值仿真表明,变权重参考线是安全裕度与飞行性能的很好权衡,所得过渡过程轨迹迎角更小、控制裕量更大。

(3) 为保证模型失配时过渡过程轨迹的鲁棒性,建立了考虑耦合不确定性的鲁棒轨迹优化策略。考虑过渡过程初值及螺旋桨拉力系数和机翼气动系数不确定性,引



入系统状态的期望和方差构造了鲁棒轨迹优化问题;基于Gram-Schmidt变换作不确定性解耦,采用多项式混沌展开作不确定性量化,将随机鲁棒轨迹优化问题转换为扩维的确定性轨迹优化问题;基于Monte-Carlo测试的数值仿真表明,优化过程中不确定性的纳入显著提高了过渡过程轨迹的鲁棒性。

(4)为提升受扰时过渡过程轨迹跟踪的效果,提出了一种由轨迹优化控制量作前馈、LQR误差调节器作反馈,以及通过角加速度补偿姿态扰动的复合鲁棒控制方法。基于过渡过程长周期和短周期模态的动力学特性,给出了LQR控制权重矩阵参数整定方法,建立了闭环结构的指令调度策略;为获得准确的角加速度信号,构造了由标称力矩提供先验信息的角加速度估计模型,并采用Kalman滤波作角加速度估计;数值仿真和飞行实验验证了该复合控制方法的有效性和鲁棒性。

(尾坐式无人机过渡过程轨迹优化和鲁棒控制,清华大学计算机科学与技术专业,工学博士杨贇杰,导师朱纪洪)



飞翼无人机采用翼身融合布局,取消了尾翼并将机身设计为一个升力部件,可以降低燃油消耗、提高续航能力、改善气动和隐身性能,是飞行器发展的重要方向之一。然而,飞翼布局的多操纵面构型使得无人机的飞行控制系统变为过驱动系统,从而带来了控制冗余的难题。一种有效的飞行控制系统设计方法是采用“飞行控制律+控制分配律”的级联架构,通过控制分配方法解决操纵面冗余难题。在控制分配律的设计过程中充分考虑分配精度、控制能耗等因素,可以实现高效能的分配结果。本文以多操

纵面飞翼布局无人机为对象,研究了高分配精度、低控制能耗且面向多任务阶段的高效能控制分配方法。重点分析了飞翼无人机操纵面的非线性气动特性、多轴控制耦合和交叉耦合特性,研究了Kriging和Co-Kriging气动代理模型设计中的关键问题。将控制能耗作为重点考虑因素,提出了基于所构建的气动代理模型的非线性控制分配方法、多目标控制分配方法和重构控制分配方法,并将所提出的控制分配方法应用于柔性操纵面飞翼无人机中。论文的主要研究工作如下:

(1)针对飞翼无人机的低能耗、高精度的非线性控制分配问题,首先分析了升降副翼和开裂式阻力方向舵的非线性气动操纵特性、多轴控制耦合特性和交叉耦合效应。考虑到上述特性,综合分析比较了多种典型代理模型的非线性近似精度,选用高精度的Kriging模型建立飞翼无人机操纵面的气动代理模型。基于所构建的气动代理模型,将飞翼无人机的非线性控制分配问题转化为一个以分配精度和控制能耗为目标的约束优化问题,提出了基于Kriging气动代理模型的高效能非线性控制分配方法。分析了遗传算法和梯度加速粒子群算法的分配性能,并基于这两种算法提出了一种混合优化算法来求解该控制分配问题。

(2)在降低控制能耗的基础上,考虑到飞翼无人机执行任务过程中要经历多种飞行阶段,研究了基于多置信度气动代理模型的高效能多目标控制分配问题。为了提高气动建模精度并降低计算代价,使用Co-Kriging多置信度代理模型对飞翼无人机的操纵面进行建模。设计了一种区间非均匀划分的最优拉丁超立方抽样方法来获得高置信度代理模型的建模初始样本点。提出了基于均方根误差和预测梯度的并行加点策略和面向全局建模精度的多重终止准则。分析了飞翼无人机在不同飞行阶段对分配精度、控制能耗、升力系数和阻力系数的要求,构建

了多目标控制分配的数学模型,并提出了综合函数法和分层优化多目标粒子群法来解决该多目标控制分配问题。

(3)考虑到复杂的多操纵面配置会增加操纵系统发生故障的概率,基于Kriging控制分配架构对飞翼无人机在典型操纵面故障下的重构控制系统进行设计。分析了操纵系统中操纵面、执行机构和传感器的失效形式,重点对操纵面的损伤、卡阻、松浮和中位偏置等四种典型故障形式进行研究。通过分析操纵面故障对操纵性能的影响,建立了对应故障状态下的失效数学模型。针对不同的操纵面故障形式,对原有的Kriging气动代理模型进行对应故障状态下的修正,并基于修正后的Kriging气动代理模型对飞翼无人机的重构控制系统进行了设计。

(4)将柔性操纵面技术应用于飞翼无人机可以进一步提升操纵面的气动性能、降低控制能耗。分析了将变形后缘作为柔性操纵面的可行性,并基于柔性蒙皮技术设计了一种机翼后缘展向变形结构。对比分析了平直机翼柔性操纵面和常规操纵面的转矩可达集,验证了柔性操纵面对气动操纵性能的提升效果。然后将柔性操纵面应用于飞翼无人机中,采用3D面元法对气动特性进行分析,建立了柔性操纵面的Kriging气动代理模型,并基于前述的分配架构初步设计了柔性操纵面飞翼无人机的控制分配算法。通过开环分配性能测试验证了所提出的控制分配方法的有效性。综上所述,本文以分配精度和控制能耗为基本目标,提出了基于气动代理模型的控制分配方法,设计了面向全局近似精度的Kriging和Co-Kriging气动代理模型,对飞翼无人机的非线性控制分配问题、多目标控制分配问题、重构控制和柔性操纵面的控制分配问题展开研究。本文的研究工作能够为飞翼无人机的飞行控制系统设计提供指导,并为其他过驱动系统的控制问题提供解决思路。

(面向高效能的飞翼无人机气动代理模型设计及控制分配,中国科学院工程热物理研究所动力机械及工程专业,工学博士赵昕辉,导师马晓平)

(摘自中国知网)

# Data Index

[1]成亮,杨沛,贾燕舂,张磊源.配网线路无人机自主巡检的路径规划方法.无线电工程.....1-12[2022-11]

[2]焦嵩鸣,白健鹏,首云锋.风机叶片精准巡视的无人机控制策略研究.中国电机工程学报.....1-11[2022-11]

[3]张鹏鹏,魏长赟,张恺睿,欧阳勇平.旋翼无人机在移动平台降落的控制参数自学习调节方法.智能系统学报.....2022(05):1-9[2022-11]

[4]杨佳会,朱超磊,许佳.俄乌冲突中的无人机运用.战术导弹技术.....1-8[2022-11]

[5]温廷新,吕艳华.考虑客户价值的卡车与无人机联合配送时变路径优化方法研究.计算机应用研究.....1-6[2022-11]

[6]吴廷映,陶新月,孟婷.“卡车+无人机”模式下带时间窗的取送货车路径问题.计算机集成制造系统.....1-14[2022-11]

[7]罗熊丰,翟象平.基于空间运动约束的无人机碰撞回避规划.计算机科学.....1-12[2022-11]

[8]田贤忠,闵旭,周璐.无人机辅助的服务缓存边缘计算最优计算卸载决策与资源分配.小型微型计算机系统.....1-7[2022-11]

[9]宗世祥,毕浩杰.基于无人机遥感的松材线虫病监测研究与展望.中国森林病虫.....1-7[2022-11]

[10]杨帅东,许瑾,湛海云,汪敏.利用深度卷积特征的无人机视觉跟踪.控制与决策.....1-9[2022-11]

[11]房建武,李旭阳,杜凯,薛建儒.无人机群体视角下的轨迹预测.导航定位与授时.....1-16[2022-11]

[12]奉志强,谢志军,包正伟,陈科伟.基于改进YOLOv5的无人机实时密集小目标检测算法.航空学报.....1-15[2022-11]

[13]张安,杨咪,毕文豪,张百川,王雨农.基于多策略GWO算法的不确定环境下异构多无人机任务分配.航空学报.....1-16[2022-11]

[14]袁耀,李渊,尚帅斌,张丹,张菊,耿一豪.无人机在森林草原防火预警中的应用.林业科技通讯.....1-4[2022-11]

[15]陶孟卫,姚宇威,元海文,肖长诗,文元桥.无人机自主降落视觉标识设计及位姿测量方法.仪器仪表学报.....1-11[2022-11]

[16]余纲正,罗天宇.军用无人机的使用偏好及安全影响.国际政治科学.....2022(02):42-85[2022-11]

[17]赵家乐,岳龙飞,左家亮,李秋妮,张滢.基于DDPG的多无人机压制敌防空作战智能规划.电光与控制.....1-9[2022-11]

[18]方鑫,朱婧,黄大荣,张振源,肖国清.低SNR场景下微型无人机跟踪-检测融合方法.仪器仪表学报.....1-12[2022-11]

[19]刘艳秋,韩晶.货车搭载多架无人机的车辆路径问题模型及算法.交通运输工程与信息学报.....1-15[2022-11]

[20]刘文,陆小锋,毛建华,方思凯,钱国.基于机载计算机的无人机智能巡检方案.计算机测量与控制.....1-8[2022-11]

[21]伍国华,毛妮,徐彬杰,马中强,赵荀欣,李志猛.基于自适应大规模邻域搜索算法的多车辆与多无人机协同配送方法.控制与决策.....1-9[2022-11]

[22]张鸿运,王磊,张旭,丁宇,吕琛,王昕炜.考虑子系统执行能力的多无人机协同任务规划.系统工程与电子技术.....1-14[2022-11]

[23]邹清龙,武连全,樊梓涵.无人机涉恐风险防范与管控策略研究.北京警察学院学报.....1-8[2022-11]

[24]牛双诚,晋玉强,寇昆湖.基于区块链的多无人机协同任务分配方法研究.系统仿真学报.....1-7[2022-11]

[25]许钢焱,龙玉莹,王欣悦,谢秉磊.考虑货车-无人机协同的灾后应急响应策略及调度优化.安全与环境学报.....1-10[2022-11]

[26]严惊涛,刘树光.基于组合赋权的对地攻击无人机自主能力云模型评价.北京航空航天大学学报.....1-14[2022-11]

[27]魏兆恬,赵晓林,李俊涛,纪良杰.考虑时间窗约束的多无人机任务分配.电光与控制.....1-10[2022-11]

[28]焦嵩鸣,白健鹏,首云锋,陈雨溪,钟宇飞.基于无人机视觉的风机桨叶叶尖定位方法.计算机工程与应用.....1-9[2022-11]

[29]卞康亚,张海波,赵静,肖留斌,陈永明,王凤良,杨荣明.不同杀虫剂应用植保无人机防治玉米草地贪夜蛾试验.浙江农业科学.....1-3[2022-11]

[30]刘聪,李佳骏,党子欣.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).....1-14[2022-11]

[31]汪瀚洋,陈亮,徐海,白景波.基于MOEA/D-ARMS算法的无人机在线航迹规划.系统工程与电子技术.....1-13[2022-11]

[32]赵太飞,张港,容开新,王璐.无线紫外光协作无人机编队快速集结算法研究.激光杂志.....1-8[2022-11]

[33]杨卓明,仲伟志,张俊杰,张璐璐,朱秋明.基于遗传算法的无人机协作波束赋形.航空兵器.....1-8[2022-11]

[34]王杨斌,章伟,胡陟.基于队形变化的多无人机航迹规划算法.电子科技.....1-10[2022-11]

[35]刘玄冰,周绍磊,肖支才,祁亚辉,代飞扬.无人机避障方法研究综述.兵器装备工程学报.....1-8[2022-11]

[36]赵佳宜,赵文栋,刘存涛,李艾静,刘泽原.时间约束下的多无人机任务分配方法研究.兵器装备工程学报.....1-7[2022-11]

[37]张小孟,胡永江,李永科,谭威,甄智明,贺津.一种无人机分层族群任务规划方法.兵器装备工程学报.....1-7[2022-11]

[38]崔兴达,张露,刘钊,马率,肖中云,余永刚.类X-47B无人机菱形编队气动干扰数值模拟.航空动力学报.....1-10[2022-11]

[39]李峰,魏文雪,孙轩,周思齐,杨俊良,杨海波.基于无人机技术的沥青厂集料堆体积测算方法.北京工业大学学报.....2022(06):1-10[2022-11]

[40]王琪,范庆东.弹性模型结合改进滑模控制器的无人机协同控制.电光与控制.....1-8[2022-11]

[41]刘帅,陈建华,王峰,曹礼刚,王炳乾.基于无人机倾斜摄影的数字露头实景三维模型构建.地质科学.....1-14[2022-11]

[42]张灵灵,王鹏,李晓艳,吕志刚,邱若海.基于优化SSD的低空无人机检测方法.计算机工程与应用.....1-11[2022-11]

[43]闫超,涂良辉,王聿豪,杨阳.无人机在我国民用领域应用综述.飞行力学.....1-7[2022-11]

[44]付玉,张垚,赵萌,王绵沼,郑江鹏,贾晨,陈胜勇.基于仿真数据迁移学习的固定翼无人机检测.系统仿真学报.....1-10[2022-11]

[45]庞欢,王道成,石东阳,刘敬一.折叠翼无人机集群发射装置设计与仿真.机械科学与技术.....1-9[2022-11]

[46]武晓晶,韩欣芮,吴学礼,罗小元,邵士凯.动力学参数未知的四旋翼无人机预定性能控制.北京航空航天大学学报.....1-15[2022-11]

[47]杨欣,毛雅淇,王伶.无人机辅助通信的密集无线网络MAC协议.西安电子科技大学学报.....1-13[2022-11]

[48]董瑶瑶,王亚飞,姚媛媛,云翔.能效最大化的无人机群三维部署策略分析.电讯技术.....1-12[2022-11]



[49]高宏,于萍.无人机在应急通信中的应用前景.劳动保护.....2022(04):85-87

[50]闫妍,刘雅迪.无人机技术在物流配送环节的优化研究.中国储运.....2022(04):132-133

[51]李新民,尹宝林,魏李莉,张晓强.强化学习无人机通信系统中的信息年龄优化.电子科技大学学报.....2022,51(02):213-218

[52]关杰良.无人机摄影测量技术在测绘工程中的应用.江西建材.....2022(03):68-69+72

[53]孙田野,孙伟,吴建军.改进Quatre算法的无人机编队快速集结方法.系统工程与电子技术.....1-13[2022-11]

[54]吴壮,唐伦,蒲昊,汪智平,陈前斌.车联网中基于轨迹预测的无人机动态协同优化覆盖算法.计算机应用研究.....1-8[2022-11]

[55]欧阳佳康,周永坤,饶彬.无人机集群对多雷达参数测量的影响效应[J].太赫兹科学与电子信息学报.....2022,20(03):200-207

[56]杨姝,王一桦.无人机空中冲突探测与避撞研究.航空工程进展.....1-9[2022-11]

[57]赵强柱,卢福强,王雷震,王素欣.无人机骑手联合外卖配送路径优化问题研究.计算机工程与应用.....1-11[2022-11]

[58]周海,张星.无人机航测技术在水库移民安置规划中的应用.水利科技与经济.....2022,28(03):142-147

[59]刘栩胤,胡德清.基于控制量分配的四旋翼无人机容错控制.内江科技.....2022,43(03):63-66

[60]高扬,姜秦,温佳旭,魏秀玲.智能无人机导游技术与探索.科技与创新.....2022(06):38-40

[61]王冲.UIC于2月3日举行普通轨道无人机项目的启动会议.铁路通信信号工程技术.....2022,19(03):49

[62]姜颖资,宋海博.爆炸冲击波对“低慢小”无人机毁伤效应研究.弹箭与制导学报.....1-6[2022-11]

[63]蒋瑜,何向锋,赵仁芳.高校无人机实训课程安全管理探讨与实践.轻工科技.....2022,38(02):128-130

[64]唐立,郝鹏,任沛阁,张祖耀,何翔,张学军.基于改进孤立森林算法的无人机异常行为研究.航空学报.....1-11[2022-11]

[65]项东敏.搭载红外热成像无人机在新能源发电设备中的应用.黑龙江科学.....2022,13(04):68-69

[66]谢越帆,王颖.无人机蜂群作战综合探究[J].机电信息.....2022(06):37-39+43

[67]赵彦杰,张四维,徐涛,曹世鹏,余万金.基于红外影像辅助的无人机自主巡检规划方法设计.微型电脑应用....2022,38(03):98-101

[68]王莉娜,刘贞报,院金彪,党庆庆,江飞鸿,王宝栋.四旋翼无人机的自适应故障诊断与估计.北京航空航天大学学报.....1-19[2022-11]

[69]康国华,赵腾,付瑶,徐伟证,魏建宇,邱钰桓,武俊峰.基于RPPP的无人机自主着舰关键技术研究.系统仿真学报.....1-9[2022-11]

[70]白光晗,张驰,兑红炎,张云安,陶俊勇.无人机集群任务可靠性建模及重要度分析.机械工程学报.....1-13[2022-11]

[71]李松锐,张明,王蒙蒙,李伯权.直升机释放无人机的选址问题研究.武汉理工大学学报(交通科学与工程版).....1-8[2022-11]

[72]袁佳乐,刘蓉,王闯.改进人工势场的无人机避障机动策略.电光与控制.....1-8[2022-11]

[73]凌文通,倪建军,陈颜,唐广翼.基于改进鸽群优化算法的多无人机目标搜索.计算机工程与科学.....2022,44(03):530-535

[74]董超,陶婷,冯斯梦,屈毓铨,刘青昕,吴钰蕾,张珉.面向无人机自组网和车联网的媒体接入控制协议研究综述.电子与信息学报.....2022,44(03):790-802

[75]聂伟,文怀志,谢良波,杨小龙,周牧.一种基于单目视觉的无人机室内定位方法.电子与信息学报.....2022,44(03):906-914

[76]陈新颖,盛敏,李博,赵楠.面向6G的无人机通信综述.电子与信息学报.....2022,44(03):781-789

[77]韩晨,刘爱军,安康,董新海,梁小虎.干扰环境下基于博弈论的无人机群部署与组网方法[J].电子与信息学报.....2022,44(03):860-870

[78]许方敏,史文策,冯涛,陶艺文,赵成林.基于联合波束赋形的无人机辅助通信网络上行传输技术[J].电子与信息学报.....2022,44(03):871-880

[79]邹映琨,王钢,王金龙,刘浩洋.基于MIMO的多无人机辅助移动边缘计算系统时延优化设计.电子与信息学报.....2022,44(03):881-889

[80]赵耿,宋鑫宇,马英杰.混沌子载波调制的无人机安全数据链路.计算机科学.....2022,49(03):322-328

[81]王林涛,王健.四旋翼无人机特种弹药悬停发射动力学研究.弹道学报.....2022,34(01):38-44

[82]刘雷,刘大为,王晓光,陈俊男,刘东兴.无人机集群与反无人机集群发展现状分析.航空学报.....1-17[2022-11]

[83]徐星光,王晓峰,姚璐,任章.固定翼无人机编队构型与通信拓扑优化.系统工程与电子技术.....1-16[2022-11]

[84]陈小龙,张海,袁豆豆,薛永华,关键.旋翼无人机调频连续波雷达滑轨成像及特性分析.信号处理.....1-15[2022-11]

[85]马祥.植保无人机在农业生产中的应用优势与优化措施.现代农村科技.....2022(03):115-116

[86]赵太飞,张港,容开新,郑博睿.紫外光通信协作无人机防撞编队的控制方法.激光技术.....1-16[2022-11]

[87]陈飞鹏,张民.无人机跟踪地面目标无碰撞航迹规划.兵工自动化.....2022,41(03):40-44

[88]颜鸿涛,许勇,贾涛,张可,杜俊杰.固定翼无人机密集编队极速穿越策略研究.控制与决策.....1-10[2022-11]

[89]成子怡,吴阿敏,王政浩,何杭瑜.植保无人机的应用及发展.农机使用与维修.....2022(03):100-102

[90]韩鹏,周斌,张恩宇.终端区多场景有人机/无人机空中碰撞风险研究.西华大学学报(自然科学版).....2022,41(02):8-11+50

[91]陈睿嘉,郑雨欣.六旋翼无人机单个旋翼失效后性能变化研究.飞行力学.....1-7[2022-11]

[92]陈麒,崔昊杨.基于改进鸽群层级的无人机集群视觉巡检模型.系统仿真学报.....1-10[2022-11]

[93]于丰华,赵丹,郭忠辉,金忠煜,郭爽,陈春玲.水稻分蘖期无人机高光谱影像混合像元特征分析与分解.光谱学与光谱分析.....2022,42(03):947-953

[94]潘楠,韩宇航,向泓宇,刘海石,张淼寒,殷实,潘地林.面向城市巡防的多无人机协同航迹规划.信息与控制.....1-8[2022-11]

[95]翟云逸.多智能体强化学习驱动的无人机动态信道分配.电讯技术.....1-7[2022-11]

[96]邹宇航,王俊,钟秋,董建国,杨军,陈勇,雷云康,向欢,张华述,李诚然,朱小波.2款植保无人机的作业质量技术指标对比——以雪茄烟叶施药为例.安徽农业科学.....2022,50(05):174-177

[97]朱晓敏,刘大千,费博雯,门通.局部通信条件下多无人机协同搜索方法研究.系统工程与电子技术.....1-12[2022-11]

[98]马培博,钟麟.基于蚁群算法的无人机侦察任务分配.无线电通信技术.....2022,48(02):371-375

[99]董康生,胡伟波,沈雁鸣,唐上钦.美军无人空战装备智能化发展动态及启示.现代防御技术.....1-10[2022-11]

- [100]徐梁,卜京.基于无人机低空遥感的输变电路定时巡检系统.电子设计工程.....2022,30(05):90-94
- [101]程常喜.网络安全技术下的植保无人机通信系统设计.农机化研究.....2022,44(11):147-150
- [102]祁善胜.水库极端洪水演进中的无人机倾斜模型应用研究.科技与创新.....2022(05):179-181
- [103]王柄根.航天彩虹:军用无人机龙头机弹一体化发展.股市动态分析.....2022(05):48-49
- [104]梁广俊,贾镇.无人机系统的取证与分析.电子测试.....2022,36(05):130-133
- [105]石文,李广佳,仪志胜,负龔.临近空间太阳能无人机应用现状与展望.空天技术.....2022(01):83-90
- [106]白春玉,郭亚周,刘小川,王亚锋,王计真,秦庆华.民用轻小型无人机碰撞安全特性研究进展与展望.航空学报.....1-17[2022-11]
- [107]邱彦佳,陈自力,苏立军.尾坐式垂直起降无人机纵向抗风性能分析.飞行力学.....1-7[2022-11]
- [108]熊志豪,邓涛,郑宇惟,周鑫,吴玉泽.基于状态观测器的四旋翼无人机轨迹跟踪控制.电光与控制.....1-8[2022-11]
- [109]赵太飞,张健伟,赵毅.紫外光通信协作蜂群无人机网络动态能效均衡算法.激光杂志.....1-9[2022-11]
- [110]杨明月,寿莹鑫,唐勇,刘畅,许斌.多四旋翼无人机编队保持与避碰控制.航空学报.....1-11[2022-11]
- [111]杨近文.国外军用反无人机发展研究.军事文摘.....2022(05):46-51
- [112]于斌.消防灭火救援过程中无人机作用分析.中国科技信息.....2022(05):76-77
- [113]和文斌,甘淑,袁希平.无人机用于形态复杂实验对象量测的精度分析.城市勘测.....2022(01):96-100
- [114]王栋,马春浩,王帅培.某型无人机螺旋桨抗离心力强度研究.机械研究与应用.....2022,35(01):62-64
- [115]年四磊.CW20无人机在明光市涧溪镇1:1000正射影像图制作中的应用分析.安徽建筑.....2022,29(02):173-174
- [116]蒋磊.无人机多目标群最优侦察路径规划.信息技术与信息化.....2022(02):203-206
- [117]杨浩然,张雨晗.基于计算机视觉的无人机目标检测算法综述.电子测试.....2022,36(04):44-45+36
- [118]袁鑫桐,黄岳林.无人机在测绘工程中的应用分析.现代制造技术与装备.....2022,58(02):130-132
- [119]李琳,李双霖,高佩忻.基于DDPG的无人机路径规划.兵器装备工程学报.....2022,43(02):176-180
- [120]余婧,雍恩米,陈汉洋,郝东,张显才.面向多无人机协同对地攻击的双层任务规划方法研究.系统工程与电子技术.....1-12[2022-11]
- [121]刘显光,张晓丰,陈士涛,苗青林.基于组合评估的有人/无人机协同反舰作战效能评估.舰船电子工程.....2022,42(02):140-146
- [122]李渤.无人机巡河云平台建设方案研究.水利技术监督.....2022(02):39-42
- [123]李妍峰,李佳,向婷.需求可拆分的无人机与卡车协同路径优化问题.工业工程.....2022,25(01):54-63+143
- [124]郭天昊,张钢,岳文渊,王倩,郭大波.基于多智能体强化学习的无人机群室内辅助救援.计算机系统应用.....2022,31(02):88-95
- [125]谢辉.无人机综合管控系统在大型站场的应用.电子制作.....2022,30(04):62-64
- [126]王盼盼,陈谋,吴庆宪,邵书义.基于经验直觉的无人机威胁规避机动决策方法.南京航空航天大学学报.....2022,54(01):77-85

(引自中国知网)

# 征稿启事

Contribution Wanted

《联合飞机》(逢季末出版)系深圳联合飞机科技有限公司(国家级双高新企业)主办的内部资料性出版物,秉承“科学性、大众性、开放性”宗旨,坚持“联飞动态瞭望的窗口,传报无人机人心灵的青鸟”定位,紧扣无人系统研究与全产业链的关键点、热难点、前沿点,以及联飞集团工作动态、重大事件,以服务决策、交流思想、分享经验为重点,助推国家无人系统和航空事业发展。栏目包括创新前沿、一线论坛、技术广角、联飞故事、特别报道、行业短讯和论文摘要、资料索引。

## 现进行征稿:

- 来稿可围绕无人系统技术、市场、法规与监管、企业研究或其他自选研究角度。
- 观照应用与实践,谈透谈实,切勿空泛。字数在3500—5000之间、配图3张以上且像素均大于1M为宜。
- 规范撰写(GB/T 7714—2015),“参考文献”于文末呈现,文首需要摘要和关键词。
- 稿件录用后会给作者邮寄样刊和一定稿酬。
- 文末注明姓名、单位、职称(职务)、课题、电话、邮箱、收刊人及详细地址、邮编等信息。

**请自留原稿,概不退稿。**

**期待关心、支持、从事无人系统研发、制造、服务和实践工作的各界人士不吝赐稿。**

地址:北京经济技术开发区同济南路20号院1号楼

电话:010 - 5994 3177

网址:www.zhz.com

邮箱:info@zhz.com