

Unmanned System Total Solution Supplier

无人系统整体解决方案供应商



深圳联合飞机科技有限公司

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

www.uatair.com



联合飞机官方微信二维码



中航智官方微信二维码

联合飞机 UNITED AIRCRAFT

联飞动态瞭望的窗口，传报无人机人心灵的青鸟
WWW.UATAIR.COM 2023年06月 总第六期

| 创新前沿 |

直升机动力总成悬置隔振系统的解耦设计与优化

排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究

联合飞机
United Aircraft

内部资料 免费交流

TD550

大载重应急救援无人直升机

机动灵活 · 快速部署 · 大载重 · 环境适应性强 · 精准高效 · 多机协同 · 性能先进

TD550大载重应急救援无人直升机是联合飞机针对应急救援领域中巡查监测、防火灭火、物资运投和搜索救援等作业场景，研发的一款具备大载重，长续航，环境适应性强、多场景应用等优势无人直升机。可以在复杂、特殊、危险的环境下，提高救援效率，规避救援人员伤亡问题，成为救援队伍中的新型科技力量。搭配消防车辆、多旋翼无人机和不同工具设备，形成定制化解决方案，广泛应用在森林防火巡护、城市高楼灭火、高原物资运投、野外救援等任务中。

机体尺寸
4.2×1.5×1.8m(L×W×H)

最大平飞速度
180km/h

任务半径
200km(单机,无线电通视)

最大起飞重量
550kg(5000m)

巡航速度
90-120km/h

抗风能力
抗风6级(12m/s)

最大有效载荷
120kg

无地效悬停高度
5000m

实用升限
6500m

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

有效航程
800km

工作温度
-40°C~+55°C

CONTENTS 目录

2023年06月
总第六期

创新前沿

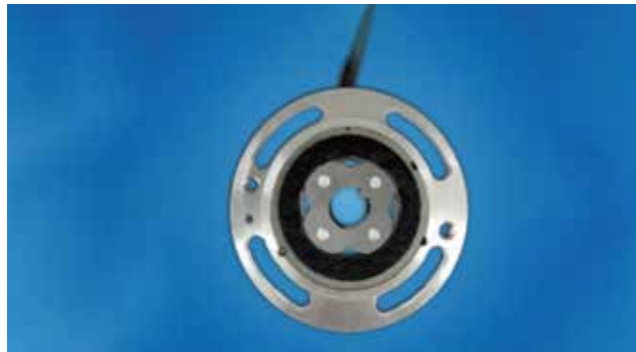
The Leading Edge of Innovation

- 06 直升机动力总成悬置隔振系统的解耦设计与优化
- 12 排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究

一线论坛

Frontier Forum

- 26 某二冲程活塞发动机废气涡轮增压系统匹配过程分析
- 34 飞机增压舱蒙皮破损时舱内装饰壁板压差载荷计算方法
- 44 永磁电机齿槽转矩对旋变初始位置影响的研究



- 50 基于虚幻引擎的某型无人机机务仿真系统的设计与实现



- 58 基于XFLR5的低速飞机动稳定性分析
- 66 浅析图像处理技术ISP
- 76 直升机传动比传动系统方案设计、分析及试验研究

联飞动态

Lianfei News

- 86 投资界 | 新晋百亿独角兽, 联合飞机强势领跑智能航空新赛道



- 92 中国财经报 | 2023中国无人系统创新发展论坛圆满举办创建无人机行业合作新业态
- 96 中国经济网 | 千亿级无人机产业迎来发展期联合飞机突破创新护航高质量发展
- 98 科技日报 | 高原型无人直升机平台亮相北京经开区
- 100 惊艳亮相长三角国际应急博览会, 联合飞机获30+家主流媒体关注报道



- 104 经济日报|联合飞机集团多款无人机亮相中关村论坛



行业应用

Industry Application

- 106 联合飞机植保无人机 | 田野里的“梦想家”与“变革者”

行业短讯

Trade News

- 112

特稿

Exclusive

- 116 纪录片《无人机时代》分享

论文摘要

Quotations

- 122

资料索引

Data Index

- 129

编辑委员会

EDITORIAL BOARD

Editorial Board President 总编	田刚印
Editorial Board Vice President 副总编	王康弘 赵 巍 李晓鸽 李 刚 刘芳国 唐 甜 王晓明 范欣林 李德彪 蔡 媛 王 涛 闫怀强 孙立业 田刚强 田 玲
Chief Editor 主编	王康弘
Executive Editor 执行主编	孙立业
Executive Deputy Editor 执行副主编	张元瑞 张亚军 樊建峰 袁 琪
Technical Review 编审	孙 万 李晓亮 孙占磊 刘淑彦
Art Editor 美术编辑	吉华艳
English Proofreading 英文校对	罗荣瑜

编辑部联系方式

CONTACT

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



深圳联飞微信公众号



中航智信微信公众号



中航智信官方微博



中航智信抖音

(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》!

直升机动力总成悬置隔振系统的解耦设计与优化

文 / 尉飞 李笑

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 直升机动力总成悬置系统除了用于隔离发动机传递给机体的振动, 同时还可以减少机体振动对动力总成的影响。因此, 该系统的设计优劣对整个直升机动力系统特性有着重要影响。本文以某型无人直升机的动力总成悬置系统为例, 采用能量解耦理论讨论了该系统的解耦设计与优化。算例计算结果表明, 通过合理设计减振器的刚度可以较好的改善动力总成悬置系统的固有频率分布, 并提高系统的解耦率。

关键词: 直升机; 动力总成悬置隔振系统; 解耦设计

Abstract: An effective helicopter engine mounting system not only isolates the vibration of engine system transferred to fuselage, but also reduces fuselage vibration subjected to the engine system. Hence, its design has a significant effect on the dynamic characteristic of a helicopter. The design and optimization of an unmanned helicopter engine's mounting system is analyzed by modal energy decoupling theory. With adjusting the stiffness of different vibration isolators, the system's natural frequency distribution is more reasonable and corresponding decoupling rate increases.

Key Words: helicopter; Engine Mounting Vibration Isolator System; decoupling design

引言

活塞发动机具有在部分功率下耗油率低、启动方便、加速性好、技术成熟、成本低、经济性好等优点。因此, 在许多小型无人直升机的动力装置上均采用活塞发动机。

发动机作为无人直升机中的重要振源之一, 其传递给机体的振动会直接影响机体结构的强度和使用寿命。其次, 动力总成作为无人直升机上的重要设备, 需要减少机体振动对它的影响, 避免动力总成的振动幅度过大, 与机体产生干涉, 进而影响发动机的工作。为了解决上述问题, 在直升机设计时, 通常会在动力总成与机体之间, 引

入动力总成悬置隔振系统。它是整个直升机结构的重要子系统, 其本质是在动力总成与机体之间增加一个减振/隔振系统, 以改善两者之间的振动传递。因此, 在直升机系统设计时, 动力总成悬置隔振系统的设计显得尤为重要。

根据结构动力学理论, 对于某一结构, 如果结构的各阶模态不是相互独立的, 当它在外部激励的作用下, 通常会产生多个方向的振动响应, 即结构发生耦合振动。这种耦合振动会扩大发生共振的频率范围, 不利于振动控制。为了降低上述不利因素, 工程上常采用解耦设计。本文基于能量解耦理论对某型无人直升机动力总成悬置隔振系统的设计进行了分析和讨论。

1. 悬置系统动力学模型

要分析悬置系统的减/隔振性能, 首先需要建立悬置系统的动力学模型。在对悬置系统进行分析和优化设计时, 固有频率分配和解耦率是悬置系统的两个重要特性。

定义动力总成悬置隔振系统坐标系 $oxyz$ 的坐标原点为发动机的质心, x 轴与曲轴中心线平行并指向发动机前端, z 轴垂直向上, y 轴由右手螺旋法则确定, 如图 1 所示。

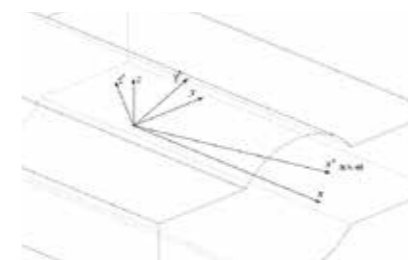


图 1 动力总成悬置系统坐标系和扭矩轴坐标系

在分析悬置系统的固有特性时, 不考虑系统的阻尼

$$M\ddot{u} + Ku = 0$$

(1)

式中, M 、 K 分别为系统的质量矩阵和刚度矩阵。

2. 能量解耦理论

从能量角度来看, 耦合就是系统沿着某个广义坐标方向的力(力矩)所做的功, 转化为系统沿多个广义坐标的动能和势能。系统沿某个广义坐标振动的动能和势能可以互相转换, 但其总和不变。故系统沿某一个广义坐标的总能量可用最大动能(或势能)表示。

当系统以第 j 阶固有频率振动时, 定义能量分布矩阵 E 的第 k 行 l 列元素为:

$$E_{kl}^j = \frac{1}{2} \omega_j^2 m_{kl} \phi_k^j \phi_l^j$$

(2)

式中, ω_j 为系统的第 j 阶固有频率, ϕ_j 为系统的第 j 阶模态向量, m_{kl} 为系统质量矩阵的第 k 行 l 列元素, ϕ_k^j 和 ϕ_l^j 分别为 ϕ_j 的第 k 和 l 个元素。

第 k 个自由度上的振动能量占系统总能量的百分比为

$$P_k^j = \frac{\sum_{l=1}^6 \phi_k^j \phi_l^j m_{kl}}{\sum_{l=1}^6 \sum_{k=1}^6 \phi_k^j \phi_l^j m_{kl}} \times 100\%$$

(3)

P_k^j 的大小反映了系统在发生第 j 阶模态振动时, 第 k 个自由度与其他自由度的耦合程度。当其值为 100%, 表示系统在第 k 阶模态振动时能量全部集中在第 k 个自由度上。此时, 该阶模态振动完全解耦。

在动力总成悬置系统布置设计时, 通常需要在扭矩

轴坐标系 $ox'y'z'$ (图 1所示)下进行分析,以求得良好的解耦。

3. 扭矩轴坐标系

将动力总成视为刚体,当其在无约束状态下受一绕曲轴的扭矩时,动力总成将绕某一特殊轴转动,此轴即为扭矩轴(TRA)。它只与动力总成的质量和惯性矩相关。

扭矩轴的方向可以通过下式求得

$$\mathbf{q}_{TRA} = \mathbf{M}_J^{-1} \mathbf{T}_a \quad (4)$$

式中, \mathbf{M}_J 为动力总成的质量矩阵, \mathbf{T}_a 为扭矩向量。

若定义动力总成的主惯性轴坐标系相对系统坐标系的方向余弦矩阵为 \mathbf{A}_{rs} , 于是存在如下关系

$$\mathbf{J}_0 = \begin{bmatrix} J_1 & 0 & 0 \\ 0 & J_2 & 0 \\ 0 & 0 & J_3 \end{bmatrix} = \mathbf{A}_{rs}^T \mathbf{M}_J \mathbf{A}_{rs} \quad (5)$$

式中,

$$\mathbf{A}_{rs} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_1 & \cos \beta_1 & \cos \gamma_1 \\ \cos \alpha_2 & \cos \beta_2 & \cos \gamma_2 \\ \cos \alpha_3 & \cos \beta_3 & \cos \gamma_3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$ 分别为动力总成第 i 个惯性主轴在系统坐标系中的方向角。

根据上式,可以得到

$$\mathbf{M}_J^{-1} = \mathbf{A}_{rs} \mathbf{J}_0^{-1} \mathbf{A}_{rs}^T \quad (7)$$

将上式代入至式(4),可以得到

$$\mathbf{q}_{TRA} = \mathbf{A}_{rs} \mathbf{J}_0^{-1} \mathbf{A}_{rs}^T \mathbf{T}_a \quad (8)$$

通过上式即可确定扭矩轴坐标系的 x^t 轴,而其他两轴可以任意选择。通常取 z^t 轴与 y 轴垂直,即 z^t 轴在 oxz 平面内。两个坐标系之间的相互转换可以采用刚体动力学的分析方法,通过欧拉角分析。

4. 动力总成悬置系统分析和优化

由于动力总成的固有频率远大于悬置系统频率,因此可以将发动机视作空间弹性支撑的刚体。忽略悬置橡胶减振器的质量,并假定橡胶件的弹性是线性的,将悬置橡胶减振器简化成三向弹簧-阻尼系统。于是,可以建立考虑弹性支撑的动力总成悬置系统的有限元模型,如图 2所示。

整个悬置系统共包含5个减振器,优化时假设减振器的横向刚度为其轴向刚度的1/4。发动机的质量和转动惯量如表 1所示。



图 2 动力总成系统的有限元模型

表 1 动力总成质量和转动惯量

m_e [kg]	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}	I_{xy}	I_{xz}	I_{yz}
	[kg m ²]					
68.94	1.81	1.58	1.44	0.066	-0.22	0.041

由于发动机工作频率较高,所以应满足隔振设计。而旋翼激励频率相对较低,在保证悬置系统静刚度的同时,很难满足隔振设计,应保证减振设计。

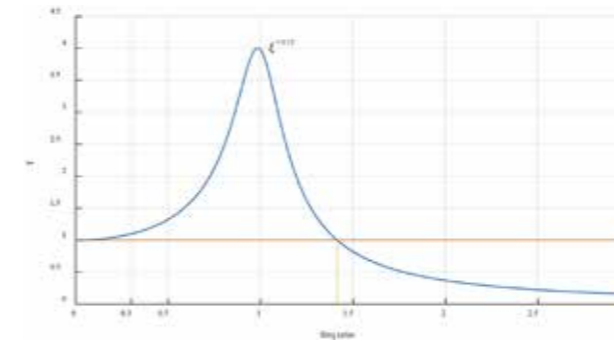


图 3 传递率曲线

根据结构动力学理论,系统的传递率可以表示为

$$T = \frac{1 + (2\xi\bar{\omega})^2}{\sqrt{(1 - \bar{\omega}^2)^2 + (2\xi\bar{\omega})^2}} \quad (9)$$

式中, ξ 为系统阻尼比, $\bar{\omega}$ 为频率比。

取阻尼比 ξ 为 0.13, 对应的传递率曲线如图 3 所示。从图中可以发现,当频率比 $\bar{\omega} < 0.85$ 或 > 1.1 时,系统的传递率 $T < 2.9$; 当频率比 $\bar{\omega} > \sqrt{2}$ 时,系统的传递率 $T < 1.0$ 。

在进行悬置系统减振器优化设计时,各减振器刚度按照等刚度设计原则(各减振器刚度相同)和非等刚度设计原则(各减振器刚度不完全相同)两种情形分别进行了讨论。

4.1 等刚度设计

旋翼的基频和 2 倍频分别为 18. 和 36. Hz, 它们与动力总成系统固有频率的比值与减振器轴向刚度的变化曲线,如图 4 所示。图中 $N_1, 2N_1$ 分别表示旋翼基频、2 倍频与系统固有频率的比值, i 表示模态阶数。从图中曲线,可以发现: 要保证传递率 $T < 2.9$, 减振器轴向刚度的取值范围应为 740. - 810. N/mm。综合考虑各阶模态的频率比, 选取减振器刚度为 790. N/mm。

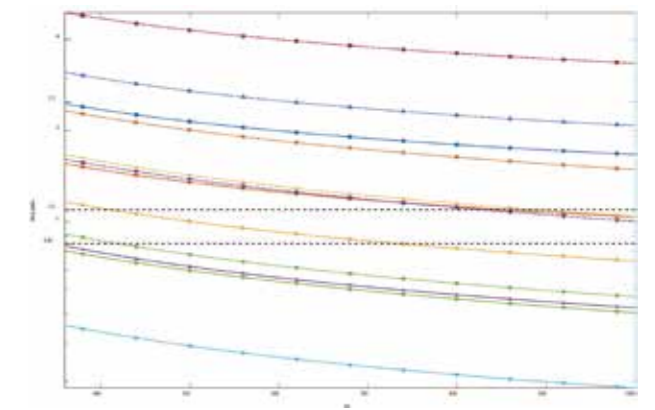


图 4 频率比随减振器轴向刚度的变化曲线

表 2 系统各阶固有频率和能量百分比 (TRA)

模态 ID	频率 [Hz]	能量百分比 %					
		x	y	z	θ_x	θ_y	θ_z
1	9.94	96.83	<1	<1	<1	<1	<1
2	15.90	<1	76.54	<1	13.77	<1	5.08
3	21.84	<1	8.40	1.34	79.39	<1	8.04
4	31.03	<1	8.77	26.49	<1	2.64	55.98
5	32.01	<1	3.63	67.63	3.90	<1	20.77
6	56.89	<1	<1	1.30	<1	87.73	<1

表 2 为动力总成系统的各阶固有频率和能量百分比。从该表中的数据可以发现,除了第 1 阶和第 6 阶模态的解耦度较高之外,其他模态都有不同程度的耦合,特别是系统的第 4 和 5 阶模态耦合严重。这说明采用减振器的等刚度设计不满足整个悬置系统的振动控制。

直升机采用的是水平对置四缸四冲程发动机，该发动机的主要激励包括二阶不平衡惯性力和二阶不平衡力矩。因为发动机转速为5400.r/min，所以其2阶激励的频率为180.Hz，远大于动力总成系统的固有频率，满足隔振要求。

4.2非等刚度设计

为了减振器选型的便利性，优化时假设前置减振器(编号为1、2)型号相同，后置减振器(编号为3、4)型号相同、侧向激振器(编号5)采用独立的型号。通过优化，得到减振器的轴向刚度如下表所示。

表 3 减振器刚度参数 [N/mm]

减振器 ID	1	2	3	4	5
k_a	650.	650.	870.	870.	410.

表 4 系统各阶固有频率和能量百分比 (TRA)

模态 ID	频率 [Hz]	能量百分比 %					
		x	y	z	θ_x	θ_y	θ_z
1	10.27	96.77	<1	<1	<1	<1	<1
2	14.42	<1	89.19	<1	7.72	<1	<1
3	21.19	<1	7.47	1.66	88.41	<1	<1
4	26.19	<1	<1	<1	<1	1.04	88.54
5	29.66	<1	3.63	90.45	1.76	4.21	1.22
6	57.84	<1	<1	3.71	<1	85.41	<1

表 5 旋翼基频、2倍频与系统固有频率的频率比

激励倍频	模态 ID					
	1	2	3	4	5	6
基频	1.75	1.25	0.85	0.69	0.61	0.31
2 倍频	3.50	2.50	1.70	1.37	1.21	0.62

表4为优化后动力总成系统的各阶固有频率和能量百分比。从表中数据可以看出，减振器采用非等刚度设计后，悬置系统的解耦率有了很大提高。表5的数据显示，整个系统的固有频率分布相比等刚度设计更为合理。

4.结论

直升机动力总成悬置系统设计的优劣对整个直升机结构的动力学性能有着不可忽略的影响。本文以某型号无人直升机的动力总成五点悬置系统为例，采用能量解耦理论，分别使用等刚度、非等刚度设计原则，对其减振器的参数进行了分析与优化。分析结果表明：相比等刚度设计，采用非等刚度设计，可以获得较高的解耦率和更合理的固有频率分布。这说明通过对减振器刚度的合理优化与设计，可以减少直升机机体与其动力总成之间振动能量的传递。

参考文献

- [1]杨振祥, 阮红霞. 小型无人直升机动力装置活塞发动机的动态效应[J]. 直升机技术, 2006 (2): 32-35.
- [2]严小俊, 蒋伟康, 曹诚. 基于遗传模拟退火算法的汽车动力总成悬置系统优化设计[J]. 振动与冲击, 2014, 33(23): 155-159.
- [3]张代胜, 张旭, 李彦保, 等. 基于Pareto聚类免疫进化算法的发动机悬置系统优化与稳健性分析[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版), 2012, 35(12): 1589-1593.
- [4]邹经湘. 结构动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1996, 17.



TA-Q20 四旋翼飞行平台

| 80分钟长续航 | 5公斤负载 | 六向避障 | 20km通信 | SDK开发套件 |
| 内置高算力机载计算机平台 | 多任务载荷 | 支持开发定制 | 高清大屏高亮一体控 | 支持卫星通信 |

展开尺寸	1489×1260×531 mm (含桨叶)	收纳尺寸	548×540×334 mm (不含脚架)
起飞重量	17 kg (标准) 21 kg (最大)	对称轴距	1150 mm
最大上升速度	6 m/s	最大载荷	5 kg
最大飞行海拔高度	标准动力: 5000 m (5 kg载荷) 高原动力: 7000 m (5 kg载荷)	续航时间	80 min (空载) 70 min (1.5 kg载荷) 50 min (5 kg载荷)
最大下降速度	5 m/s	最大可承受风速	15 m/s
最大水平飞行速度	23 m/s	防尘防水等级	Ip55
通信频段	2.4GHz/1.4GHz	六向视觉/TOF避障系统	0.6-40 m
RTK位置精度	垂直: 1.5 cm ± 1 ppm 水平: 1 cm ± 1 ppm	工作环境温度	- 40°C ~ + 55°C
智能电池	容量: 27000 mAh 电压: 50.4V 电池类型: LiPo 12S	遥控器亮度	1500 cd/m²
遥控器尺寸	8英寸高清显示器	遥控器工作时间	9 h

排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究

文 / 张庆¹ 叶正寅²

(1.北京中航智科技有限公司 北京 2.西北工业大学航空学院 陕西西安)

摘要:作为一种新型的气动布局形式,排式布局对低雷诺数流动具有较高的气动效率,适用于柔性可充气飞行器,比如充气式飞机或是高空飞艇。但是,由于前后翼之间强烈的气动干扰现象,目前对此类布局的气动特性认识还十分有限。为了充分理解这种布局的气动特点,在前期风洞试验的基础上,本文开展了数值模拟工作,详细地研究了低雷诺数情况下翼型厚度,表面波纹状外形以及后翼偏转角度等几何因素对此类飞行器气动特性的影响规律。计算结果表明,在计算的迎角范围内,排式布局能通过前后翼之间的气动干扰延缓或抑制机翼后缘处的流动分离,从而提高整体气动效率,因此排式布局在未来很适合应用于小型无人机或是飞艇等可充气式飞行器构型上。

关键词:排式布局;气动特性;低雷诺数流动;升力增加;流动分离

Abstract: As an configuration with high aerodynamic efficiency, tandem wing is an innovative kind of aerodynamic configuration for flight vehicles with inflatable aerodynamic structures such as stratosphere airships or inflatable wings at low Reynolds number flow regimes. However, its aerodynamic characteristics are limited understood because of complicated interferences of the two wings. Therefore in this paper, based on conducted wind tunnel experiments, computational simulations have been carried out. Then effects of airfoil thickness, surface wavelet and hindwing deflection angle on general aerodynamic characteristics were compared and presented quantitatively. And final results demonstrate that at computed range of the angle of attack, tandem wing configuration could delay, or even suppress the trailing edge separation and then increase the aerodynamic efficiency significantly, thus it is concluded that the aerodynamic configuration is attractive and promising for UAVs or airships with flexible structures in the near future.

Key Words: Tandem wing; aerodynamic characteristics; low Reynolds number flow; lift enhancement; flow separation

传统的固定翼飞行器一般拥有左右对称的一对机翼,而自然界中的一些可以高效飞行的动物,比如天蛾、蝴蝶、苍蝇、蜻蜓等,都拥有左右对称的两对翅膀。通过这两对翅膀之间的协同运作,这些动物飞行效率和飞行机动性很高,是当前各种人造飞行器所望尘莫及的。受到这些飞行动物的启发,笔者所在的课题组近年来以排式双翼为

研究对象,设计了一系列排式布局飞行器并获得发明专利授权,包括排式布局导流叶栅、排式布局高空飞艇、排式布局无人机等。已完成的风洞试验和飞行试验结果也表明,只要双翼的几何位置设计恰当,相对于传统的单翼布局,排式布局气动效率有明显提高,详细结果见文献。

已有的研究表明,排式布局对于主要以低速状态飞行的充气式高低空飞行器具有较好的实用价值,究其原因,一方面是由于排式布局可以弥补柔性机翼展长限制带来的有效升力面积不足的问题,另一方面就是排式布局可以合理利用翼间气动干扰以提高整体的气动效率。但是,由于低速流动条件下两翼之间强烈的气动干扰现象,排式布局的气动特性对几何外形十分敏感。虽然国内的中国航空气动力技术研究院和南京航空航天大学等机构对双翼布局的气动特性和阵风响应问题进行过风洞实验研究,但是由于所研究翼型的单一性,他们的结论对其他翼型的适用性尚待考证。另外,由于风洞实验结果只提供了宏观的气动力,并没有展示双翼之间气动干扰的流场细节,所以目前对排式布局的气动特性认识还十分有限,对双翼之间的几何位置布置还没有深入认识,还远未达到指导工程实践的阶段。为了充分理解双排式布局的气动特点,本文设计了几种不同的排式双翼布局模型,随后在前期风洞试验的基础上开展了数值模拟,详细地研究了低雷诺数情况下翼型厚度,表面波纹状外形以及后翼偏转角度等几何因素对此类飞行器气动特性的影响规律。在当前大力发展通用航空的背景下,希望能为未来排式布局飞行器的研制提供一定的参考和指导。

1.几何模型介绍

本文以前期进行的风洞试验研究模型为计算对象,由于实验条件的限制,前期的风洞试验仅仅测量了宏观的气动力,没有观测到流场细节。本文将以风洞实验的七组模型为研究对象,详细计算这些模型双翼之间气动干扰的流场细节。图1是风洞实验所用模型,图2是全机模型的三视图。由图可知,机翼、机身结构全为木质,所用七组模型共用一个机身,在机翼的翼根连接有一个矩形连接板,该连接板可以通过六个螺钉固定在机身处。七组模

型分别为:基于薄翼型NACA0015的单翼和双翼布局,基于厚翼型NACA0030的单翼和双翼布局,基于波纹状翼型的单翼和双翼布局,后翼有偏转角的厚翼双翼布局。所有模型对应的机翼均为平直翼,弦长为100mm,半展长为295mm,机翼及机身的其他几何参数以及风洞试验的具体数据详见参考文献。

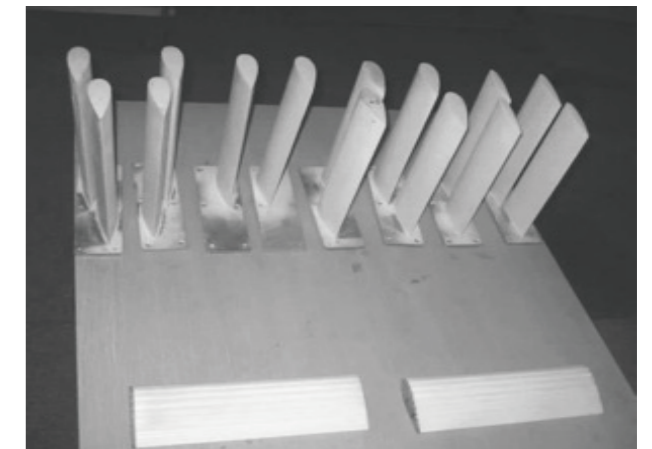


图1 风洞实验所用模型

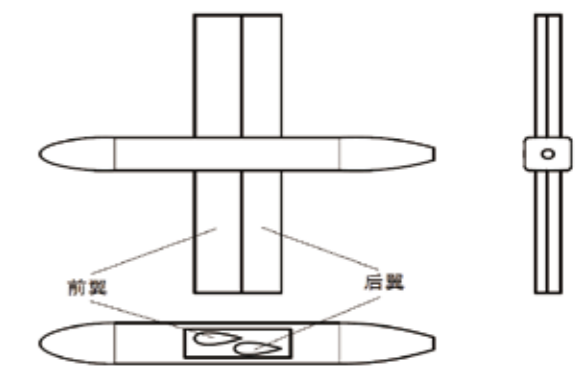


图2 全机模型三视图

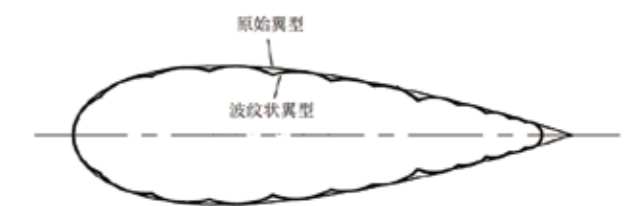


图3 基于NACA0030翼型改制的波纹状翼型

由于充气式柔性材料的结构承力特点,充气式机翼的外形并不能像传统机翼那样光滑,它的表面一般都是波纹状的。为了厘清这些波纹状外形对气动特性的影响规律,以较厚的翼型NACA0030为基础,用了22段内切圆弧构造了一个波纹状外形的翼型,如图3所示,并通过风洞试验和数值模拟定量研究了波纹状外形带来的流场特征变化。风洞试验在西北工业大学低湍流度风洞进行,来流风速为20m/s,温度为27.5°C,压力为95.19 KPa,迎角变化范围为-4°-14°,测量间隔为2°,基于机翼弦长的雷诺数为120000。

2.数值模拟结果计算和分析

GMFlow是课题组自己开发的柔性体动力学问题求解程序,该程序包括网格模块、CFD模块和应用模块,可以计算从亚声速、跨声速、超声速以及高超声速等大速度范围的流动,也可以求解从二维翼型、翼身组合体到带增升装置的三维全机模型等复杂外形的绕流问题,除此之外,还可以用来模拟六自由度多体分离、静气动弹性以及气动弹性等耦合问题。

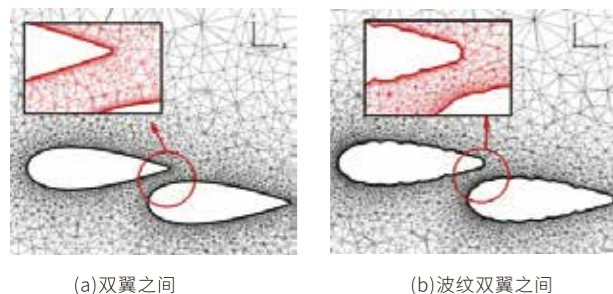
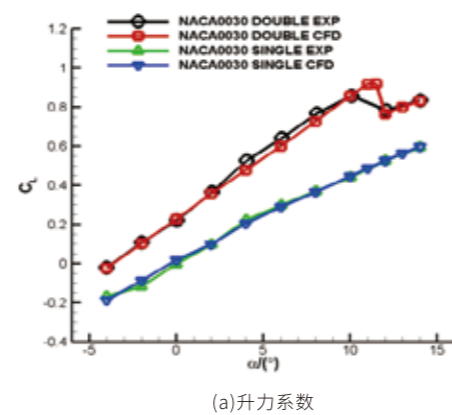


图4 不同位置的网格分布

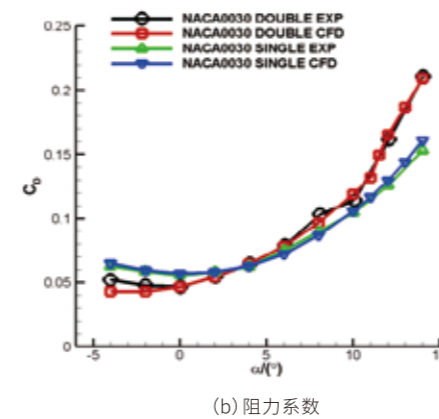
本文数值模拟的重点在于验证程序对低雷诺数流动的气动力计算以及对两翼之间气动干扰现象的捕捉能力。其中,流场求解部分采用基于SA模型的有限体积法,计

算网格采用混合网格,包括附面层内的六面体单元以及其它区域内的四面体网格,不同区域的网格分布情况详见图4。附面层第一层高度为0.001mm,增长率为1.2,总层数为31层。

首先用GMFlow计算了不同模型在不同迎角时的定常气动力,计算条件与风洞实验完全一致,来流风速为20m/s,温度为27.5°C,压力为95.19KPa,迎角变化范围为-4°-14°,测量间隔为2°,基于机翼弦长的雷诺数为120000。计算值和实验值的对比图详见图5。这里需要注意,本文中计算气动力系数时,对于单翼,参考面积取机翼的投影面积,也就是0.059m²,对于双翼,参考面积取为单翼投影面积的两倍,也就是0.118m²。由图5的结果可知,在计算的迎角范围内,数值模拟结果和实验结果在绝大部分位置处吻合很好。需要说明的是,图5(a)中,升力系数的计算值和实验值在迎角超过10°以后有明显差别,这是因为实验过程中迎角的变化量为2°,而计算时迎角变化量取为0.5°,因此,实验结果比较粗糙,迎角超过10°以后就开始出现升力下降,而数值计算结果更为精细,迎角超过11.5°后才开始出现升力下降。总的来说,数值模拟结果和风洞实验结果的对比表明,本文的计算方法和数值结果是可靠的,可以用来处理低雷诺数流动中的气动力计算和气动干扰现象的模拟。

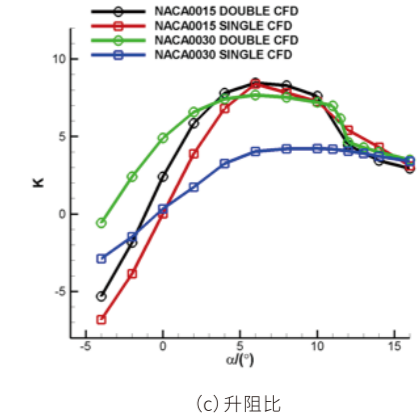


(a)升力系数



(b)阻力系数

图5 基于NACA0030单翼和双翼气动力对比

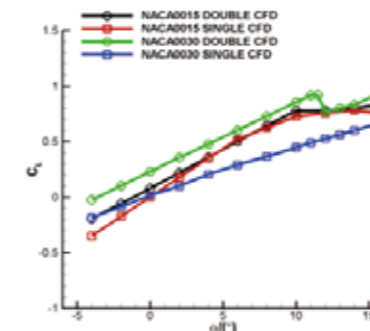


(c)升阻比

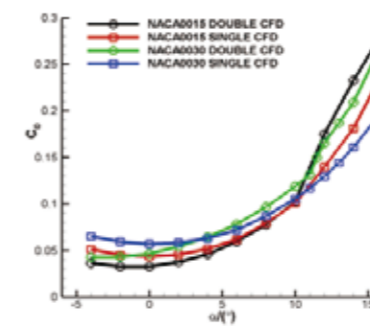
图6 薄翼/厚翼气动特性对比

2.1翼型的厚度效应

为了考察不同厚度双排式布局的气动特点,本节以基于薄翼型NACA0015的单翼和双翼布局,基于厚翼型NACA0030的单翼和双翼布局为研究对象,以数值模拟结果为基础,分析了不同厚度排式双翼之间的气动干扰现象。

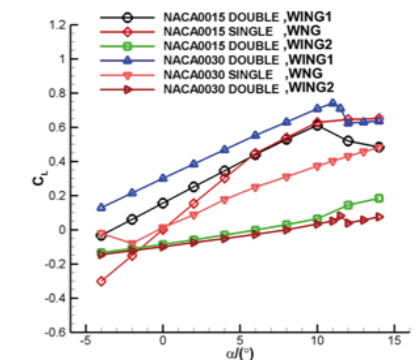


(a)升力系数

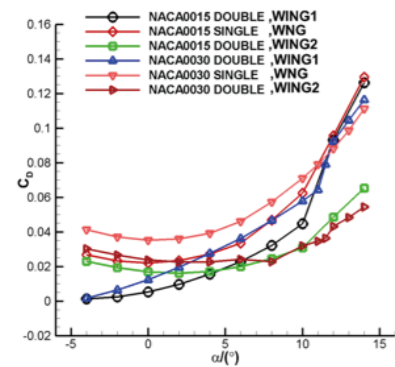


(b)阻力系数

图6是不同模型气动特性的对比图,三张图分别对应升力系数、阻力系数和升阻比。由图可知,在计算的迎角范围内,基于NACA0030的双翼布局比单翼布局升力系数增加明显,而基于NACA0015的单双翼布局升力系数没有明显变化。对于阻力系数来说,厚翼和薄翼对应的变化趋势类似,在小迎角时,双翼布局的阻力系数较小,迎角超过10°以后,双翼布局的阻力系数大于单翼布局。从总的升阻比来说,厚翼型对应的双翼的升阻比一直大于单翼,特别是在迎角小于10°时。而薄翼对应的双翼布局仅在迎角为0°,2°,4°时气动效率超过相应的单翼布局。



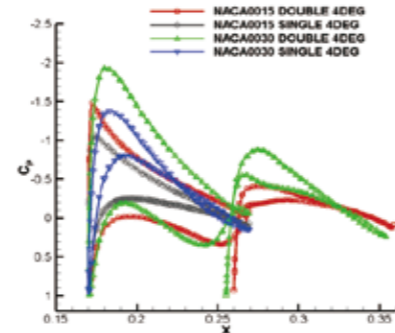
(a)升力系数



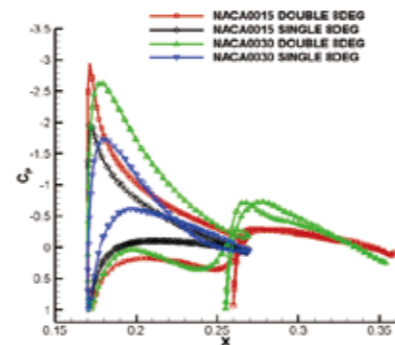
(b) 阻力系数

图7 单个机翼气动特性对比

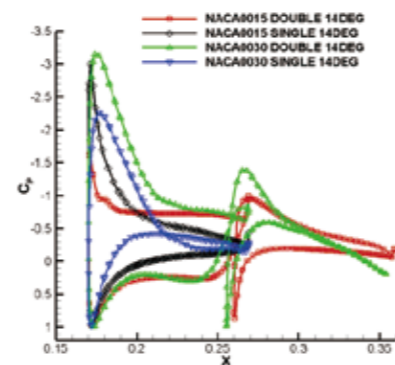
图7是双翼布局单个机翼的升力系数、阻力系数和相应的单翼布局的对比图。其中，“WING1”“WING2”分别代表双翼布局的前后翼，“WING”则代表的是单翼布局的机翼。由图可知，对于薄翼型对应的双翼布局来说，在前后两翼的相互干扰下，双翼前翼只在迎角小于4°时相对于单翼布局有明显的升力增加，而后翼的升力一直小于单翼布局，由此带来的效果就是双翼布局的气动升力小于单翼布局。而对于厚翼型对应的双翼布局来说，前翼的升力远大于相应的单翼布局，而后翼的升力虽然较小，但是前后翼的综合作用使双翼布局的升力有明显提高。不论是薄翼还是厚翼，它们对应的双翼布局的后翼的阻力都远小于单翼布局，而前翼的阻力在小迎角时小于单翼，随着迎角增加，逐渐超过单翼。但是，厚翼型对应的前后翼的阻力减小比较明显，而薄翼型对应的前后翼的阻力变化不明显。在迎角为0°时，相对于相应的单翼布局，NACA0030式排翼的升阻比比单翼提高了1376%，而NACA0015双翼只比单翼提高了33%。因此相对来说，厚翼型双翼布局的升力增加明显，阻力减小也很明显，所以厚翼型双翼布局的气动优势更加突出，这也与图6的结论一致。



(a) 4°



(b) 8°



(c) 14°

图8 不同迎角下机翼表面的压力分布对比

图8是不同迎角时半展长中间位置截面的压力系数对比图，因为机翼升力的产生来源于机翼上下表面的压力差，所以压力分布能精确反应排式布局的增升机理。在迎角为4°时，NACA0015对应的双翼布局的前翼上表面

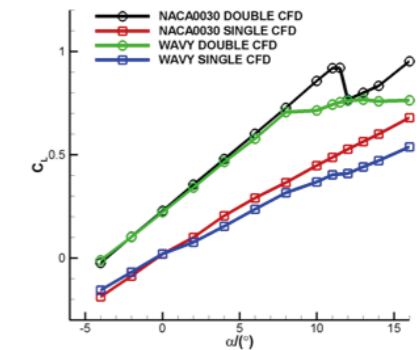
压力比单翼布局稍有减小，而前翼下表面后段增加明显，而后翼上表面压力增加，下表面压力减小。所以前翼升力增加，后翼升力减小。而NACA0030对应的双翼布局的前翼上表面压力减小很明显，下表面压力增加也很明显，因此前的升力有大幅度增加。而后翼升力虽有减小，但两翼的平均值仍然远大于单翼布局。而当迎角为8°时，后翼的升力贡献几乎为0，而厚翼型对应的前翼上翼面的压力减小仍然很明显，下翼面的压力增加也很明显，所以厚翼型对应的双翼布局升力增加很明显。而薄翼型相应的双翼布局的前翼与迎角为4°时相比增加不明显，所以整体气动升力增加不明显。迎角为14°时，后翼上下表面的压力差都有了显著增加，但是，薄翼双翼布局的前翼上表面压力竟然比单翼布局要高，因此，相应的升力开始下降。而厚翼型对应的前翼升力仍然比相应的单翼布局大很多，而加上后翼的升力，平均升力仍然远大于单翼布局。

结合附图1中的流线图可知，厚翼双翼之间的低压区比薄翼双翼之间的低压区更明显。对于厚度较大的排式双翼布局，两翼之间的缝道可以起到加速气流的作用，从而吹散了后缘可能产生的分离涡。另一方面，后翼的前缘对气流的阻挡作用可以显著提高前翼的下表面压力，继而提高排式布局的气动效率，其中厚翼双翼布局的后翼前缘点高压区范围相对于薄翼双翼布局更加明显。而对于薄翼型双翼布局来说，缝道不仅没起到延缓分离的作用，反倒由于后翼的阻挡作用，加剧了前翼后缘上表面处的流动分离程度，所以，排式布局的气动优势在厚度较大的翼型上体现得更为明显。

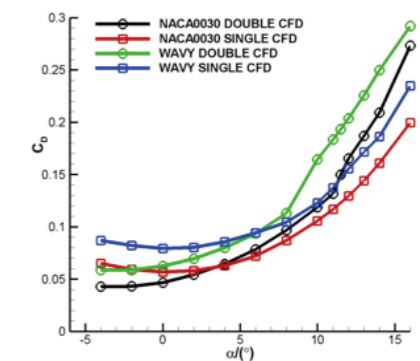
2.2 翼型的表面波纹效应

前面提到，由于充气式柔性材料的结构承力特点，它的表面一般都是波纹状的。为了厘清这些波纹状外形对

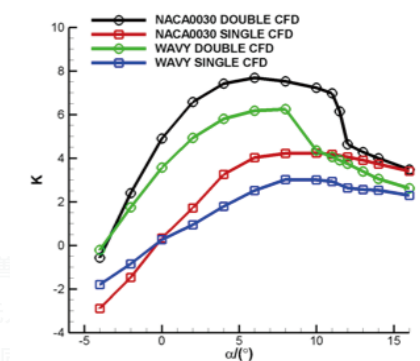
气动特性的影响规律，本节以基于NACA0030的波纹状外形的翼型为研究对象，通过数值模拟定量研究了这些波纹状外形引起的单翼和双翼布局气动特性的变化情况。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

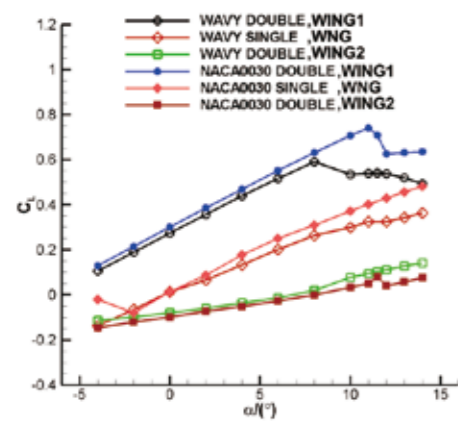


(c) 升阻比

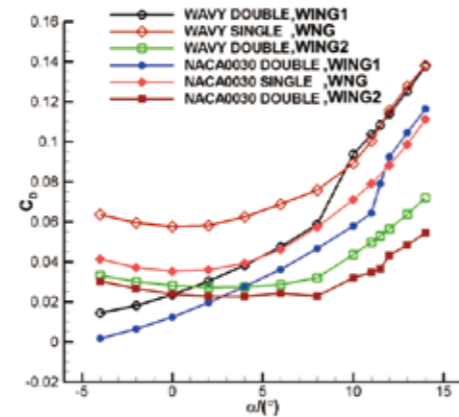
图9 光滑翼/波纹翼气动特性对比

图9是四组不同模型(基于NACA0030的单翼、双翼布局,基于波纹翼的单翼、双翼布局)气动特性的对比图,三张图分别对应升力系数、阻力系数和升阻比。由图可知,在计算的迎角范围内,当迎角小于4°时,光滑翼和波纹翼单翼布局的升力相当。但是迎角继续增大,波纹翼的升力渐渐小于光滑翼,且随着迎角的增大,差距越来越大。对于双翼布局来说,迎角小于8°时,光滑翼和波纹翼双翼布局的升力相当,都远大于单翼布局的升力。但是迎角继续增大,波纹翼双翼布局的升力几乎保持恒定,而光滑双翼布局升力在11.5°处会有一个先降低而后增大的过程。

对于阻力来说,四组模型都呈现出随迎角增大而渐增的趋势,在小迎角时,双翼布局的阻力系数较小,大迎角时,双翼布局的阻力系数大于单翼布局。但是,光滑翼的阻力要远小于波纹翼。从总的升阻比来说,双翼的升阻比一直大于相应的单翼,特别是在迎角小于10°时。并且同样对于双排式布局来说,光滑翼的气动效率更高,在迎角为0时,相对于相应的单翼布局,光滑式排翼的升阻比比光滑式单翼提高了1376%,而波纹式双翼也达到了惊人的1253%。



(a)升力系数



(b)阻力系数

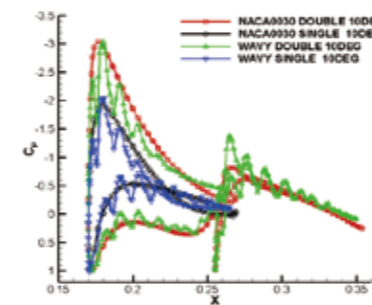
图10 单个机翼气动特性对比

图10是双翼布局单个机翼的升力系数、阻力系数和相应的单翼布局的对比图。其中,“WING1”“WING2”分别代表双翼布局的前后翼,“WING”则代表的是单翼布局的机翼。可以得到的结论与2.1部分类似,也就是,对于双翼布局来说,后翼的存在显著增加了前翼的升力,相比而言,后翼的升力减小了。由于波纹表面的存在,波纹翼的升力小于相应的光滑翼,但是前后翼的综合作用使双翼布局的升力明显高于对应的单翼布局。不论是光滑翼还是波纹翼,它们对应的双翼布局的后翼的阻力都远小于单翼布局,而前翼的阻力在小迎角时小于单翼,随着迎角增加,逐渐超过单翼。因此相对来说,光滑翼型双翼布局的升力增加明显,阻力减小也很明显,所以光滑翼型双翼布局的气动优势更加突出,这也与图11的结论一致。但是,波纹翼有一个突出的优势就是失速后没有升力突降,结合图9和图10的升力曲线,迎角超过8°时,光滑翼前翼的升力突降,而波纹翼双翼的前翼升力减小缓慢,在加上后翼渐增的升力,总的效果是升力基本保持恒定。

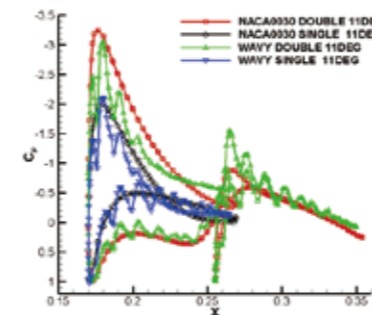
图11是不同迎角时半展长中间位置截面的压力系数对比图,因为机翼升力的产生来源于机翼上下表面的压力差,所以压力分布能精确反应排式布局的增升机理。在

这三个迎角为下,前翼已经失速,而由于后翼的阻滞作用,前翼的下表面高压区明显高于相应的单翼布局。此外,由于波纹状外形的不光滑曲面,波纹式外形的表面压力分布也是振荡式分布的。结合附图2中的流线图可知,波纹状外表面的凹坑加剧了流动的分流,所以波纹双翼布局前翼的后缘一直有分离区存在,因此前翼后缘上表面的压力比光滑翼要大,因此波纹双翼布局的升力小于光滑双翼布局。

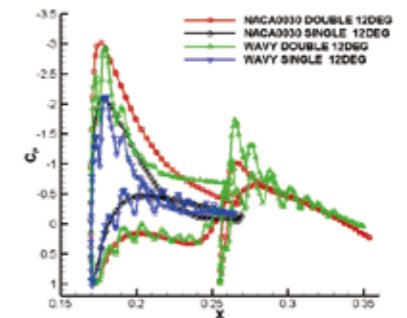
综上所述,排式双翼布局两翼之间的缝道可以起到加速气流的作用,从而吹散了后缘可能产生的分离涡,另一方面,后翼的前缘对气流的阻挡作用可以显著提高前翼的下表面压力,继而提高排式布局的气动效率,这些结论与2.1节类似,但是,由于波纹状的凹坑会形成驻涡,因此会加剧前翼后缘上表面处的流动分离程度,而后翼由于缝道处的加速效果,没有明显的分离现象产生。所以,相对于光滑双翼布局,波纹式排式布局的气动优势有所降低。



(a)10°



(b) 11°

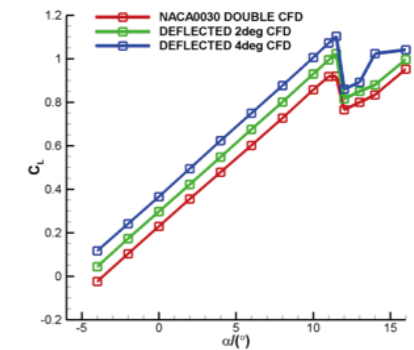


(c) 12°

图11 不同迎角下机翼表面的压力分布对比

2.3后翼的偏转效应

根据2.1节2.2节的结论,排式双翼的气动优势体现在两个方面,一个是后翼的阻滞作用形成的高压区,这个高压区显著增加了前翼的升力。另一个就是两翼间的缝道加速,它可以延缓或是抑制后缘可能出现的分离,从而提高气动效率。既然如此,本节通过后翼的向下偏转来形成更大面积的高压区,从而提高前翼的升力,为了定量考察后翼偏转对气动特性的影响规律,本节以基于NACA0030的双翼布局为研究对象,通过数值模拟定量研究后翼偏转2°和4°时双翼布局气动特性的变化情况。



(a)升力系数

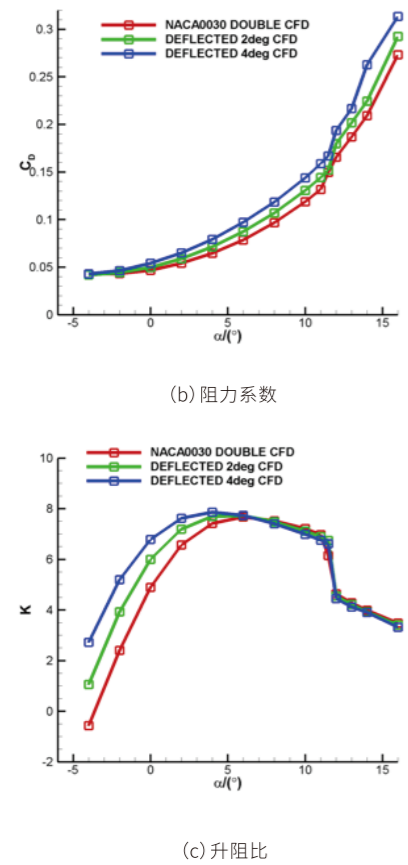


图 12 不同后翼偏转角度对应的气动特性对比

图12是三组不同模型气动特性的对比图，三张图分别对应升力系数、阻力系数和升阻比。由图可知，在计算的迎角范围内，随着迎角的增大，升力和阻力都逐渐增大。不同的是，升力是线性增加的，而阻力是抛物线式增加的。此外，后翼偏转角越大，升力和阻力都会增加，因为阻力是，抛物线式增加的，所以迎角较小时，升阻比的增加幅度较为明显，这可以从图12(c)中看出来，迎角为0时，相对于无偏转角模型，2°和4°偏转角模型对应的升阻比分别增加了23%和39%，而迎角为2°时，相应的升阻比增加量分别为10%和16%。

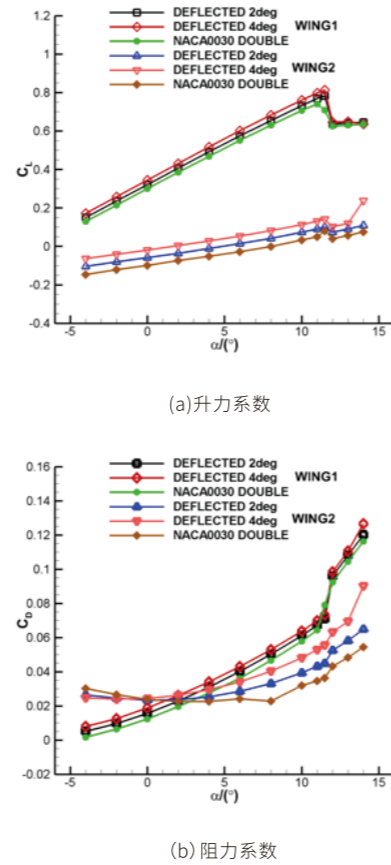


图 13 单个机翼气动特性对比

图13是双翼布局单个机翼的升力系数、阻力系数和相应的单个机翼的对比图。其中，“WING1”“WING2”分别代表双翼布局的前后翼，“WING”则代表的是单翼布局的机翼。可以得到的结论与2.1节、2.2节类似。后翼的偏转角越大，前翼的升力就越大，后翼的升力也越大。前翼的阻力随后翼的偏转角变化不明显，而后翼的阻力随偏转角变化明显。迎角越大，后翼的偏转角度越大，后翼的阻力也就越大。

图14是不同迎角时半展长中间位置截面的压力系数对比图，压力曲线围成的面积代表升力的大小。在迎角为0时，随着后翼偏转角度的增加，前翼的升力增加，而后翼

的升力减小。而当迎角增大到10°时，随着后翼偏转角度的增加，前翼的升力增加，后翼的升力也增大。迎角增大到12°时的情况与之类似。并且由图可知，随着迎角的增大，前翼的上表面压力减小很迅速，因此会带来升力的剧增。

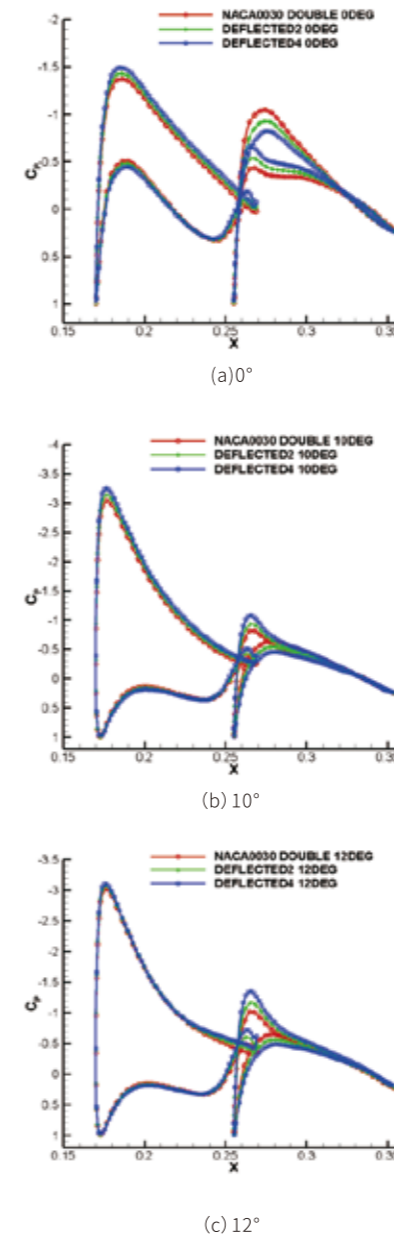


图 14 不同迎角下机翼表面的压力分布对比

结合附图1和附图3中的流线图可知，由于后翼的向下偏转，两翼之间的缝道加速气流作用增强，从而延缓了气流分离，显著减小了后翼上表面的压力，另一方面，后翼的偏转可以显著提高前翼的下表面高压区，继而提高前翼的升力。所以，后翼的微小偏转角度可以引起排式布局气动效率的明显提高，小迎角下效果更加突出。

3. 结论

本文通过对前期风洞试验模型的数值仿真，对排式双翼布局在低雷诺数下的气动特性进行了深入研究，探索了翼型厚度、柔性翼表面波纹状外形、以及后翼偏转角度等几何因素对排式布局气动特性的影响规律，结果表明：

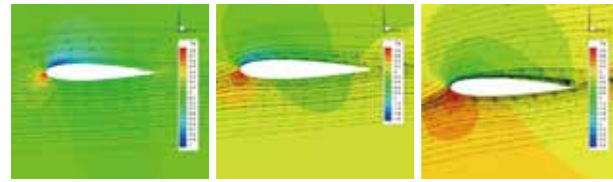
(1) 相对于单翼布局来说，排式双翼布局可以显著提高气动效率。在低雷诺数流动条件下，翼型厚度越大，升力增加越明显。迎角越小，气动效率增加越显著，迎角在0附近时，增升效果最明显。来流速度提高到40m/s, 60 m/s, 80 m/s时得到类似的结论。

(2) 机翼表面的凹坑会形成死水涡流区，这样可以使后缘上表面的转捩位置提前，从而避免了较大迎角时翼型后缘的大面积分离，减缓了由于分离造成的升力突降。

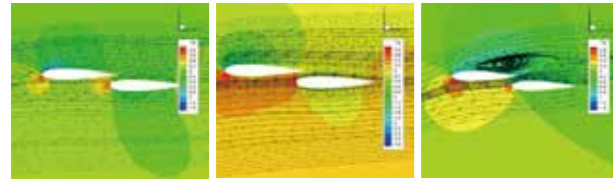
(3) 即使后翼向下偏转一个很小的角度，气动效率的增加也很显著。原因在于后翼的偏转增加了后翼的前缘驻点区域，使前翼的下表面高压区范围增加，同时，后翼上表面吸力区的压力也有明显降低。

数值模拟结果表明，由于在低雷诺数流动时的明显的增升减阻效果，排式布局是充气式飞行器构型的一个

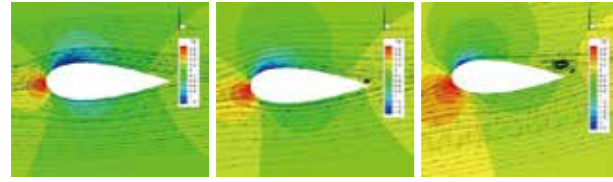
很好的选择形式,可作为高空飞艇、低空通用无人机、垂直起降飞机等使用。未来需要继续深入研究该布局在高空的突风响应特性和柔性材料在低雷诺数情况的气动弹性效应。



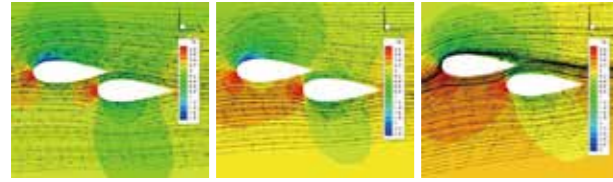
(a)NACA0015 单翼(4°,8°,14°)



(b) NACA0015 双翼(4°,8°,14°)

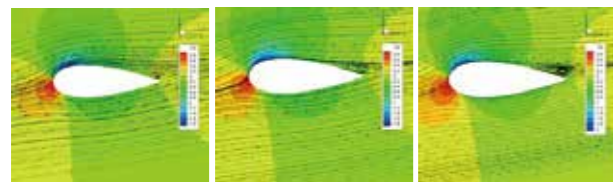


(b) NACA0015 双翼(4°,8°,14°)

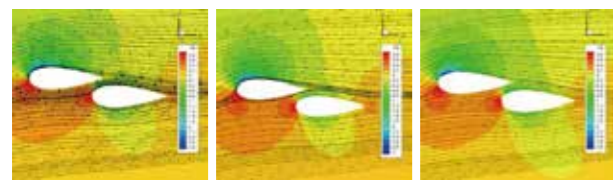


(d) NACA0030 双翼(4°,8°,14°)

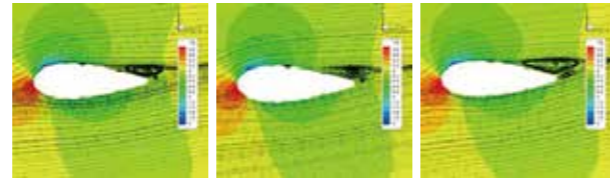
附图1 不同迎角下机翼剖面的流线对比



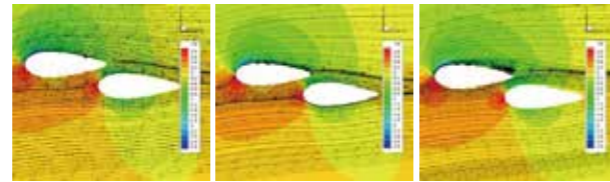
(a) NACA0030 单翼(10°, 11°, 12°)



(a) NACA0030 单翼(10°, 11°, 12°)

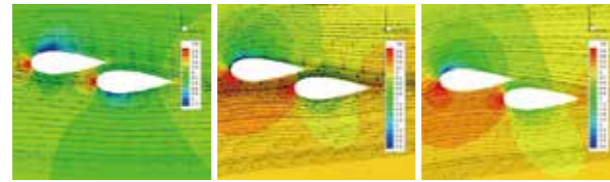


(b) NACA0030 双翼(10°, 11°, 12°)

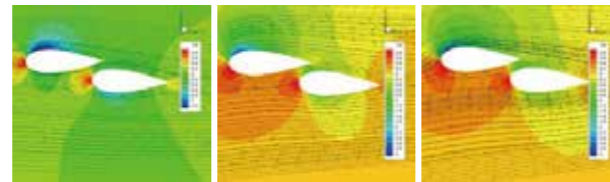


(d) 波纹状 双翼(10°, 11°, 12°)

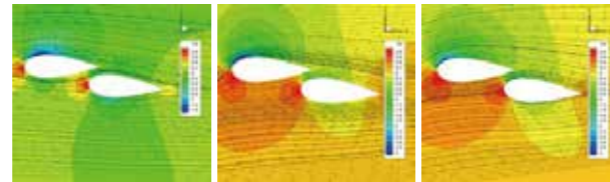
附图2 不同迎角下机翼剖面的流线对比



(a) NACA0030 双翼(0°, 10°, 12°)



(b) 后翼偏转2°(0°, 10°, 12°)



(c) 后翼偏转4°(0°, 10°, 12°)

附图3 不同迎角下机翼剖面的流线对比

参考文献

[1]Ellington C P, Berg C V D, Willmott A P, et al. Leading-edge vortices in insect flight[J]. Nature, 1996, 384(6610):626-630.

[2]Dickinson M H, Lehmann F O, Sane S P. Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight[J]. Science, 1999, 284(5422):1954-1960.

[3]SRYGLEY R B, THOMAS A L R. Unconventional lift-generating mechanisms in free-flying butterflies[J]. Nature, 2002, 420(6916):660-664.

[4]Taylor G K, Nudds R L, Thomas A L. Flying and swimming animals cruise at a Strouhal number tuned for high power efficiency[J]. Nature, 2003, 425(6959):707.

[5]童秉纲, 陆夕云. 关于飞行和游动的生物力学研究[J]. 力学进展, 2004, 34(1):1-8.

[6]叶正寅, 李峰, 李春娜,等. 排式飞翼高空飞艇的气动布局[P]. 中国专利, CN 101758921 A, 2010.

[7]叶正寅, 杨磊, 周乃桢, 等. 一种飞机短距起降的导流叶栅[P]. 中国专利, CN 102390522 A, 2012

[8]叶正寅, 张庆, 马博平, 等. 一种翼展可变的充气式浮升一体化平流层飞艇[P]. 中国专利, CN 104925243 A, 2015.

[9]李峰, 叶正寅. 一种新型浮升一体化排式飞翼的设计与研究[J]. 力学学报, 2009, 41(6):850-858.

[10]李峰, 叶正寅, 高超. 基于响应面法的新型排翼式飞艇的气动优化设计[J]. 力学学报, 2011, 43(6):1068-1076.

[11]Li Feng, Ye Zhengyin, Gao Chao. Design of a new tandem wings hybrid airship[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2012, 55(10):1886-1893.

[12]李峰, 叶正寅, 高超. 新型浮升一体化飞艇的总体性能和应用研究[J]. 工程力学, 2013, 30(3):437-444+458.

[13]李峰, 叶正寅, 高超. 新型排翼式浮升一体化飞艇的布局设计和气动研究[J]. 计算物理, 2013, 30(2):180-186.

[14]华如豪, 叶正寅. 排式充气机翼的高效气动布局研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(2):184-191.

[15]华如豪, 叶正寅. 排翼布局飞行器气动性能的实验研究[J]. 实验力学, 2013, 28(4):453-459.

[16]杜晓庆, 王玉梁, 赵燕,等.高雷诺数下错列双圆柱气动干扰的机理研究[J]. 工程力学, 2018, 35(9):223-231.

[17]姚大鹏, 申功忻, 朱百六,等. 机械蜻蜓悬停时的气动力实验研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(1):69-75.

[18]苏建民, 宋笔锋, 张亚锋. 临近空间飞艇排翼式艇翼气动干扰实验研究[J]. 实验流体力学, 2009, 23(3):58-64.

[19]詹慧玲, 白鹏, 陈钱, 等. 双翼布局微型飞行器气动特性试验研究[J]. 实验流体力学, 2009, 23(3):24-30+39.

[20]刘志强, 史志伟, 白鹏. 双翼微型飞行器水平阵风响应实验研究[J]. 实验流体力学, 2009, 23(3):54-57.

[21]王伟, 王华, 贾清萍. 充气机翼承载能力和气动特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10):2296-2301.

[22]蒋跃文, 叶正寅, 张正科. 充气结构与流场的耦合求解方法[J]. 力学学报, 2010, 42(1):1-7.

[23]谢长川, 王伟建, 杨超. 充气式机翼的颤振特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(7):833-838.

[24]朱亮亮, 叶正寅. 充气式机翼的通用设计方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2009, 10(5):16-21.

[25]Zhang Q, Hua R H, Ye Z Y. Experimental and Computational Investigation Of Novel Vertical Tail Buffet Suppression Method for High Sweep Delta Wing[J]. Science China Technological Sciences, 2015, 58(1): 147-157.

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

[27]张庆, 叶正寅. 一种基于充气气囊的垂尾抖振抑制新方法研究[J]. 工程力学, 2014, 31(12):234-240.

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



TD220 共轴无人直升机

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

TD220共轴无人直升机是一款起飞重量为350公斤级的通用型无人直升机，自动化程度高、安全可靠且具有较强任务拓展能力。采用电控-分控旋翼控制技术和智能化、模块化设计，结合先进的H ∞ 控制算法，实现高精度、自适应控制，抗扰动能力强。是目前国内领先的一款载重大、航时长、升限高、尺寸小、环境适应能力强的小型无人直升机，具有较强的行业化定制能力。

机体尺寸
2.16×1.01×1.76 m (L×W×H)

最大平飞速度
100km/h

任务半径
100km

最大起飞重量
350kg

巡航速度
80km/h

抗风能力
起降抗风6级(12m/s)

最大有效载荷
50kg

无地效悬停高度
2500m

防雨等级
小雨

续航时间
5h(载荷35kg) >4h(载荷50kg)

实用升限
3500m

工作温度
-40°C~+55°C

某二冲程活塞发动机废气涡轮增压系统匹配过程分析

文 / 刘刚 张杰忠 张学虎 管立鹏

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要:高原型直升机对发动机提出了功率恢复的需求,为发动机匹配废气涡轮增压系统,可提高发动机的动力性和经济性,具有重要的实用价值。本文针对某二冲程活塞发动机,进行废气涡轮增压系统匹配过程分析,选择了合适的增压器类型,给出了涡轮增压系统主要技术指标,通过理论分析和某软件仿真计算,得到了增压器主要参数,为拓展活塞发动机匹配废气涡轮增压系统的方法提供了参考。

关键词:航空活塞发动机;废气涡轮增压;匹配;增压比

Abstract: The plateau type helicopter demands the power recovery of the engine, which can improve the power and economy of the engine by matching with the exhaust gas turbocharging system. In this paper, the matching process of a two-stroke reciprocating engine turbocharging system is analyzed, the suitable turbocharger type is selected, and the main technical specifications of the turbocharging system are given, through theoretical analysis and GT-Power simulation, the main parameters of supercharger are obtained. This paper provides a reference for the reciprocating engine matching of exhaust gas turbocharging systems.

Key Words: aviation reciprocating engine; exhaust gas turbocharging; matching; turbocharging ratio

引言

二冲程活塞发动机作为小型航空动力装置在国内外已被广泛使用,但随着海拔的升高,如无人机在高原起降时,因进气环境变化很大,发动机功率出现较大幅度下降。

据有关资料表明,海拔每升高1000m,大气压力下降9%,空气密度下降6-10%,含氧量下降9%。采用废气涡轮增压技术,可以有效地把发动机进气管压力恢复到海平面高度工作时的压力水平,从而达到发动机功率恢复的效果。所以废气涡轮增压技术是提高发动机功率和改善经济性的最有效措施之一,也是发动机性能强化的重要途径。

径。

董雪飞研究了对置二冲程活塞柴油机的增压匹配性能,以经济性和可行性为优化目标,确定采用可变转速复合增压方案。白宝国对二冲程活塞发动机复合增压系统调节特性及切换特性进行了研究,表明所选复合增压方案和增压器可满足发动机高空功率恢复的要求。成海元对增压直喷汽油机的喷油器匹配进行了试验研究,通过标定软件,选出性能更优的喷油器。李博对涡轮增压器涡轮蜗壳内进行了非定常流CFD计算,研究表明蜗壳流场内温度、压力和流速的分布趋势符合预期。姚波善研究了二冲程活塞发动机复合增压方案并进行增压特性的仿真分析,研究表明二冲程增压不仅要控制进气压力,还要控制排气压力。陈红对航空涡轮增压汽油机特性及其优化匹配进行了研究,研究表明增压比的增加有利于降低燃油消耗率,同时会使发动机热负荷和机械应力增加。

以上这些研究中的二冲程发动机均无谐振管,其排温较高,废气提供的能量较高,可达到较高的增压比,降低了适配增压器的难度,而本文所研究的某二冲程活塞发动机带有排气谐振管,增压器在排气谐振管后端,导致增压器进气端的温度较低,增加了适配增压器的难度。

鉴于我国的地形情况,军事领域和经济建设对中空无人机的需求量很大,因此,我们急需开展对现有自然吸气的二冲程活塞发动机匹配合适的增压系统,提升发动机的中空性能指标,以期满足客观需求。

本文研究的是某二冲程活塞发动机,随着海拔高度的增加,空气压力减小,密度降低,导致发动机的功率不断降低。经计算,该发动机高度特性如图1所示,在海拔4000m时,功率衰减达到36.3%。为了弥补飞机在中高空

稀薄空气环境下进气量的不足,需对某二冲程活塞发动机适配增压系统,使其功率满足飞机中高空需求。

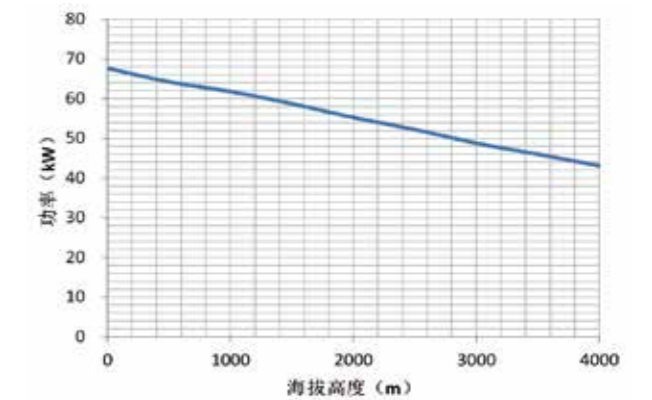


图1 某二冲程活塞发动机高度特性

1.涡轮增压系统主要技术指标

由某二冲程活塞发动机在地面上的台架测试数据知,发动机转速5000rpm,100%节气门开度时的功率为65kW,故以发动机输出功率65kW为目标来适配增压系统,实现高空功率恢复。

故涡轮增压系统主要技术指标如下:

- ①4000m、ISA+25°C、发动机转速5000rpm、功率不小于65kW;
- ②增压系统重量(含中冷器和管路):不大于35kg;

2.总体匹配思路

某二冲程活塞发动机适配增压系统总体思路如下:

给某公司现有的某二冲程活塞汽油发动机适配增压系统,在排气谐振管后加装废气涡轮增压器,通过废气活门的开度调节增压压力的大小,在发动机进气组件前适

配中冷器，以将增压后的高温空气冷却到合适的温度，进行增压系统与发动机的地面匹配标定与高空匹配标定，实现二者协调工作，最后通过高低空飞行试验，来验证增压系统是否可靠工作。

3. 增压器类型选择

增压器经过长期的发展演变，已形成机械增压器、废气涡轮增压器和电动涡轮增压器这三种主要类型，表1给出了它们各自的原理和优缺点。

由下面表格中不同增压器类型的优缺点对比可知，机械增压器涡轮虽无迟滞，但会消耗发动机功率，且对于某公司发动机定转速的飞机平台，压比固定，无法调节，故不适用；电动涡轮增压器虽然涡轮虽无迟滞，响应速度快，但也会消耗发动机功率，增压比小，成本高；废气涡轮增压器虽然低转速时涡轮有迟滞，在发动机处于低负荷时，增压器效率低，但某公司的飞机平台上发动机常用工况

处在高负荷，避开了其缺陷区间，它可充分利用废气能量，热循环效率高，结构简单，成本低，成熟度高，应用广泛，已在Rotax914、Rotax915、C145等发动机上成功应用。因此，经过权衡对比，我们为某二冲程活塞发动机选择的增压器类型为废气涡轮增压器。

4. 增压器主要参数确定及选型

(a) 原始数据

要求为某二冲程活塞发动机选配废气涡轮增压器，满足高空功率恢复。基于海拔4000m的应用场景进行增压选型计算。

在地面上，某二冲程活塞发动机在100%节气门开度、转速5000rpm时的功率为65kW。增压目标是海拔4000m、ISA+25°C、发动机转速5000rpm时，功率保持为65kW。

海拔4000m的空气压力为61.64kPa，环境大气温度

表1 不同增压器类型的优缺点

类型	原理	优点	缺点
机械增压器	驱动力来自发动机曲轴，利用皮带连接曲轴皮带轮，间接用曲轴运转的扭力带动增压器，达到增压的目的，主要用于低速大扭矩工况	可提供较大的功率和扭矩，涡轮无迟滞，涡轮在发动机低转速时就能介入	消耗发动机功率，对于某公司发动机定转速的飞机平台，增压比固定，无法调节，需增加一套传动系统
废气涡轮增压器	将发动机排出的废气引入涡轮，利用废气能量推动涡轮旋转，驱动压气机对空气进行增压	可充分利用废气能量，热循环效率高，结构简单，成本低，成熟度高，应用广泛，已在Rotax914、Rotax915、C145等发动机上成功应用	发动机低转速时，涡轮有迟滞，在发动机处于低负荷时，增压器效率低，增压效果较差，但某公司的飞机平台上发动机常用工况处在高负荷
电动涡轮增压器	通过发动机上的电机作为动力来驱动涡轮，实现增压	消除传统涡轮增压器的迟滞现象，控制更精准，响应速度快	消耗发动机功率，在高负荷工况下电机高速运转会带来电机散热难题，成本高

为262K。

(b) 设计点选择

增压器设计点选择发动机最大功率点，设计点参数如下：
4000m、ISA+25°C、发动机转速5000rpm时，功率65kW。

(c) 设计点增压参数计算

选取

- 气缸工作容积： $V_h=0.8L$
- 发动机过量空气系数： $a=1.1$
- 容积效率： $\eta_v=0.95$
- 扫气过量空气系数： $\phi_s=1.0$
- 油耗率： $g_e=410g/(kW \cdot h)$
- 汽油机理论空燃比： $L_0=14.7$
- 发动机功率： $Ne=65kW$
- 发动机转速： $n=5000rpm$
- 4000m时空气压力： $P_0=61.64kPa$
- 4000m时大气温度： $T_a=262K$
- 压气机效率： 0.7

燃油消耗量 $m_f=Ne \times g_e=27.47 \text{ kg/h}$

$G_e=m_f \times L_0 \times a=0.123 \text{ kg/s}$

活塞排量 $V=n \times V_h=5.04 \text{ m}^3/\text{min}$

空气容积 $V_{air}=V \times \eta_v \times \phi_s=0.0798 \text{ m}^3/\text{s}$

$$\rho_0 = \frac{G_e}{V_{air}} = 1.5462 \text{ kg/m}^3$$

若取压气机进口处压降为5000Pa，则压气机进口的空气压力为：

$$P_a = P_0 - \Delta P = 56640 \text{ Pa}$$

压气机进口空气密度为：

$$\rho_a = \frac{P_a}{RT_a} = 0.7533 \text{ kg/m}^3$$

压气机压比为：

$$\pi_0 = \left(\frac{\rho_0}{\rho_a} \right)^{\frac{1}{1-\lambda/\eta_n}} = 3.37$$

因此确定压气机设计点的参数为：压比3.37，空气流量0.123 kg/s。

根据设计点的压比与空气流量在成品增压器的压气机MAP上找对应点，确认该点是否在压气机喘振边界及壅塞边界以内，找出相应的压气机效率和涡轮转速，确认压气机效率是否足够高，同时需兼顾飞机悬停(4000m、ISA+25°C、5000rpm、350kg悬停，功率57kW)与前飞(4000m、ISA+25°C、5000rpm、350kg前飞，功率40kW)时压气机的压比与空气流量在MAP上的对应点是否在高效率区。实际增压比需根据发动机边界参数和增压器实际性能参数，结合试验测试数据进行校正。

图2是用某软件根据现有增压器的MAP进行仿真计算的带废气涡轮增压器的发动机计算模型，发动机转速是5000rpm，地面功率是65kW。

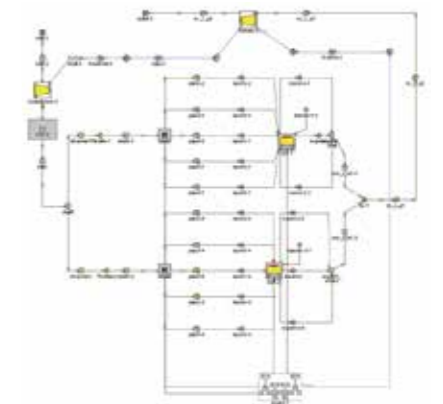


图2 带废气涡轮增压的发动机计算模型图

图3给出了压气机压比、流量与效率的关系,可以看出,海拔4000m时压气机效率约0.7。

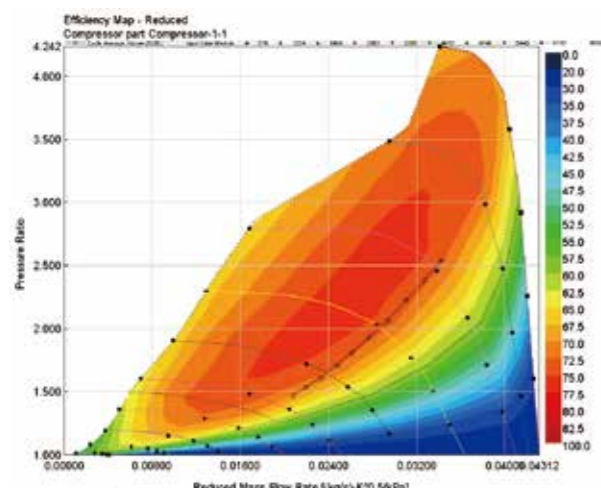


图3 压气机压比、流量与效率的关系

图4给出了带废气涡轮增压后发动机功率与海拔高度的变化,可以看出,发动机加上废气涡轮增压器后,海拔0m~4000m范围内,功率不衰减,维持了地面上的65kW。

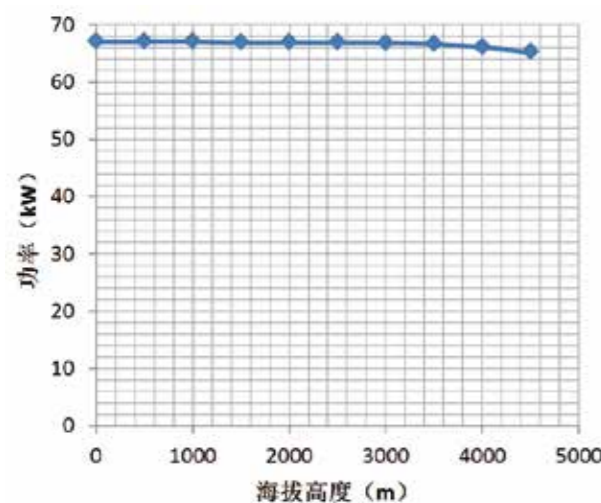


图4 带废气涡轮增压后发动机功率与海拔高度的变化

5.结论

本文针对某二冲程活塞发动机,进行废气涡轮增压系统匹配过程分析,得到了如下结论:

(1) 通过理论分析和某软件仿真计算,得到了增压器的主要参数,选择了合适的增压器类型,给出了涡轮增压系统主要技术指标。

(2) 给某二冲程汽油活塞发动机适配废气涡轮增压系统后,提升了发动机的高空性能,增大了飞机平台的有效载荷和升限。

(3) 本文为活塞发动机适配废气涡轮增压系统的方法提供了参考。

参考文献

- [1]余冰. 发动机涡轮增压系统匹配及动态特性的仿真分析[D], 北京交通大学, 2010年6月.
- [2]林海英, 龙向阳. 某型增压航空活塞发动机仿真研究[J], 航空动力学报, 2009年, 24(6).
- [3]尹君. 小型航空进气道喷射二冲程涡轮增压发动机的仿真分析及改进研究[D], 北京交通大学, 2014年9月.
- [4]王绍明. 可变几何排气管增压系统的计算与试验研究[D], 上海交通大学, 2011年11月.
- [5]范爱民, 张晓雷, 郭进国. 华晨1.8T增压汽油机油消耗降低研究[J], 汽车技术, 2012年, 第9期.
- [6]董雪飞. 对置活塞二冲程柴油机换气过程及增压匹配研究[D], 北京理工大学, 2015年6月.
- [7]白宝国. 二冲程活塞发动机复合增压系统调节特性及切换特性的研究[D], 北京交通大学, 2017年3月.
- [8]成海元等. 增压直喷汽油机的喷油器匹配试验研究[J], 小型内燃机与车辆技术, 2016年, 45(3).
- [9]李博. 涡轮增压器涡轮蜗壳内非定常流CFD计算[D], 山东大学, 2006年5月.
- [10]姚波善. 二冲程活塞发动机复合增压方案及增压特性的仿真分析[D], 北京交通大学, 2016年3月.
- [11]陈红. 航空涡轮增压汽油机特性及其优化匹配研究[D], 北京交通大学, 2008年6月.



公共安全

联合飞机多旋翼无人机是集侦察、识别、指挥调度于一体的行动利器,极大提高了执法效率、精度、安全性,以强机动性、高效性为公共安全工作现代化提供强有力的效能保障,并助力治安管理数字化和智能化转型。

TA-Q12多旋翼无人机

TA-Q12 Multi-Rotor UAV

• 机动灵活 • 部署时间快 • 操作便捷 • 维护简单 • 环境自适应能力强

展开尺寸	1.7 m (180°展开对角桨尖距离)	最大任务载荷	3.5 kg
	1.21 m (90°展开对角桨尖距离)	最大平飞速度	80 km/h
折叠尺寸	473×511×447 mm	续航时间	>60 min
对称轴距	1.02 m	最大起降高度	4500 m
使用升限	5000 m	任务半径	15 km
最大起飞重量	15 kg	使用温度	-40°C~+50°C
抗风能力	8级		



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。

飞机增压舱蒙皮破损时舱内装饰壁板压差载荷计算方法

文 / 樊建峰

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 本文按照中国民用飞机适航规章要求建立飞机增压舱蒙皮破损时舱内装饰壁板上的压差载荷计算方法并确定增压舱装饰壁板的压差载荷范围和参数影响。飞机增压舱破损时,舱内的压力快速下降,增压舱和装饰壁板夹层空间之间产生压差,使装饰壁板朝舱内变形,一旦装饰壁板破坏,会伤及乘客。本文应用气体状态方程,研究增压舱和装饰壁板夹层空间气体参数随时间的变化,确定压差载荷范围和参数影响,为装饰壁板的设计提供载荷依据。

关键词: 压差,增压舱装饰壁板,气体状态方程,参数影响

Abstract: The purpose of this paper is to establish the calculation methods about the pressure load on decoration in pressurized cabin according to China's civil aircraft airworthiness regulations. The scope of pressure load and parameters effect of the pressurized cabin decoration in damage status was determined. When the aircraft pressurized cabin broken, the pressure in the cabin decreased rapidly and pressure between the pressurized cabin and decoration space will occur which could lead to the deformation of decoration. Once the decoration broken, passengers would be injured. In this paper, the gas state equation was adopted and the gas parameters of pressurized cabin and decoration space were studied and the scope of pressure load and parameters effect was determined. The precise work of the paper can provide foundation of decoration design.

Key Words: pressure, pressurized cabin and decoration, gas state equation, parameters effect.

引言

本文的目的是按照中国民用飞机适航规章第25部的365条款的要求,建立增压舱装饰壁板释压载荷计算方法并确定增压舱装饰壁板的压差载荷范围和参数影响。

本文应用气体状态方程,通过研究增压舱和装饰壁板夹层空间气体参数随时间的变化,给出增压舱装饰壁板的压差载荷和参数影响结论,为装饰壁板的设计提供载荷依据。

中国民用飞机适航规章第25部的365条款(e)中规定:

增压舱内部和外部的任何结构、组件或零件,如因其破坏而可能妨碍继续安全飞行和着陆时,则必须设计成能承受在任何使用高度由于以下每一情况使任何舱室出现孔洞而引起的压力突降:

(1) 发动机碎裂后发动机的一部分穿通了增压舱。

(2) 在任何增压舱有尺寸不超过 H_0 的任何孔洞,但对无法合理预期会局限于小舱室的孔洞,可以将小舱室与其相邻增压舱合并起来作为一个舱室考虑。尺寸 H_0 须按下式计算: $H_0 = P \times A_s$

式中: H_0 为最大孔洞面积,米²,不超过1.86米²;

$$P = \frac{A_s}{580} + 0.024$$

A_s 为增压壳体垂直于纵轴的最大横截面积,米²;

(3) 未经表明是极不可能出现的由于飞机或设备损坏而造成的最大孔洞。

条款(g)规定:载人增压舱内的隔框、地板和隔板必须设计成能承受本条(e)所规定的情况。此外,还必须采取合理的设计预防措施,以尽量减小由于零件的脱落而伤害座位上乘员的概率。

因此,飞机增压舱装饰壁板的设计必须考虑由于增压舱蒙皮破损,增压舱和装饰壁板之间的压差对装饰壁板的影响。

飞机增压舱在压力突降载荷作用下,增压舱外侧蒙皮破损可分为以下两种情况:

第一种,增压舱破损孔洞出现在增压舱装饰壁板外侧蒙皮(以装饰壁板与蒙皮之间夹层空间为研究对象)如图1所示。由于增压舱外的压力远小于夹层空间内的压力,夹层空间气体会向增压舱外快速流动,夹层空间的压力会快速下降,增压舱和该空间之间通过装饰壁板缝隙相互连通,但此时仅仅通过该缝隙是不能短时间平衡压差的,于是增压舱和该空间之间瞬间产生较大的压差,该压差作用在增压舱装饰壁板上,压力方向指向增压舱外。

第二种破损孔洞出现在无装饰壁板处增压舱外侧蒙皮(如图2所示。当增压舱外的压力远小于飞机增压舱内的压力,增压舱内的压力就会快速下降,增压舱空间和夹层空间之间通过装饰壁板缝隙相互连通,但由于增压舱的容积要比夹层空间的容积大很多,所以这两者间的压差要比第一种情况小很多。虽然第一种情况下产生的压差载荷较大,但此时装饰壁板受压差载荷的作用朝舱外变形,不会伤及乘员。而第二种情况下产生的压差载荷使装饰壁板受力指向舱内,一旦装饰壁板破坏,有可能会伤及乘员。因此增压舱装饰壁板的设计只需要考虑第二种情况下压差载荷。

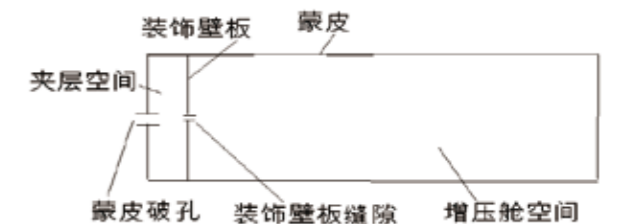


图1 第一种增压舱蒙皮破损情况

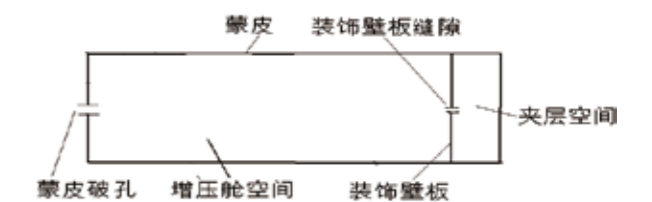


图2 第二种增压舱蒙皮破损情况

1. 计算方法

1.1 理想气体状态方程

$$Pv = RT \quad (1)$$

$$P = \rho RT \quad (2)$$

式中: p —压力(Pa),

v —比体积(m^3/kg),

T —温度(K)

ρ —密度(kg/m^3),

R —气体常数(对空气, $R = 287.053J/kg \cdot K$)

1.2 气体在出口处的流速和流量

1.2.1 当 $\frac{P}{P_0} > \frac{P^*}{P_0} = 0.528$ 时

流速:

$$v = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{P_0}{\rho_0} \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3)$$

质量流量:

$$Q_* = H_0 \sqrt{\frac{2k}{k-1} P_0 \rho_0 \left[\left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (4)$$

1.2.2 当 $\frac{P}{P_0} < \frac{P^*}{P_0} = 0.528$ 时

临界速度: $V = a$ (5)

临界质量流量:

$$Q_* = H_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} P_0 \rho_0} \quad (6)$$

P_0 —容器内气体的压力(Pa)

ρ_0 —容器内气体的密度(kg/m^3)

P —外界气体的压力(Pa)

ρ —外界气体的密度(kg/m^3)

H_0 —容器出口处的横截面积(m^2)

k —绝热指数(对空气 $k = 1.4$)

外界气体的压力 $P = 0.528$ 时, 流速、流量均与外界气体压力的大小无关。

2. 增压舱出现破损时压差载荷的计算方程

2.1 假设

- 1) 飞机稳态飞行。
- 2) 标准大气。
- 3) 压力变化过程为绝热过程。
- 4) 增压舱和夹层空间完全密闭, 供气量为零。

2.2 破损模型的参数

增压舱外侧蒙皮破损模型如图2所示

增压舱空间参数:

P_z —增压舱空间压力。

V_z —增压舱空间容积。

T_z —增压舱空间温度。

Q_z —破孔流出流量。

M_z —增压舱空气质量,

H_{0z} —增压舱破孔面积。

夹层空间参数:

P_j —夹层空间压力。

V_j —夹层空间容积。

T_j —夹层空间温度。

Q_{jz} —缝隙流出流量。

M_j —夹层空间空气质量。

H_{0z} —增压舱空间与夹层空间之间缝隙面积。

2.3 出现孔洞后的压力变化过程流量计算

2.3.1 增压舱空间向大气泄压流量计算

由于增压舱空间压力远大于外界大气压力, 泄压可按超临界流动公式进行流量计算:

$$Q_z = H_{0z} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} P_z \rho_z} \quad (7)$$

由理想气体状态方程:

$$\rho_z = \frac{P_z}{RT_z} \quad (8)$$

联立(7), (8)方程可得:

$$Q_z = 0.685 H_{0z} \frac{P_z}{\sqrt{RT_z}} \quad (9)$$

2.3.2 夹层空间的部分空气通过夹层破孔流向增压舱

空间流量计算

由于在出现破孔时, 夹层空间里的空气压力与增压舱里的空气压力相差不大, 所以按下式计算夹层空间里的空气流向增压舱的流量:

$$Q_{jz} = H_{0jz} P_j \sqrt{\frac{7}{RT_j} \left[\left(\frac{P_z}{P_j} \right)^{1.43} - \left(\frac{P_z}{P_j} \right)^{1.71} \right]} \quad (10)$$

2.3.3 增压舱空间的状态方程

根据能量守恒原理

$$\frac{dM_z}{dt} = Q_{jz} \quad (11)$$

$$M_z = V_z \rho \quad (12)$$

$$P_z = \rho RT_z \quad (13)$$

$$M_z = V_z \frac{P_z}{RT_z}$$

$$\frac{dM_z}{dt} = \frac{V_z}{RT_z} \frac{dP_z}{dt} \quad (14)$$

$$\frac{V_z}{RT_z} \frac{dP_z}{dt} = Q_{jz} - Q_z$$

2.3.4 夹层空间的状态方程

根据能量守恒原理: 流量等于质量变化率。

$$M_j = V_j \rho \quad (15)$$

$$P_j = \rho RT_j \quad (16)$$

$$\rho = \frac{P_j}{RT_j}$$

$$M_j = V_j \frac{P_j}{RT_j}$$

$$\frac{dM_j}{dt} = \frac{V_j}{RT_j} \frac{dP_j}{dt} \quad (17)$$

$$\frac{V_j}{RT_j} \frac{dP_j}{dt} = -Q_{jz}$$

2.3.4 压差载荷的计算方程

联立(14), (17)方程得以下方程组:

$$\begin{cases} \frac{V_z}{RT_z} \frac{dP_z}{dt} = Q_{jz} - Q_z \\ \frac{V_j}{RT_j} \frac{dP_j}{dt} = -Q_{jz} \end{cases} \quad (18)$$

这是一个典型的常微分方程组的问题,本文使用4阶龙格库塔方法求解,利用MATLAB软件编制计算程序。

3. 设计参数对增压舱装饰壁板压差影响

3.1 破孔的面积计算

根据CCAR25. 365的规定:

$$H_0 = \left(\frac{A_s}{580} + 0.024 \right) A_s$$

式中As为增压舱最大机身截面面积。

3.2 飞机数据

假定如下数据:

增压舱最大机身截面面积:As=0.2m²

增压舱空间容积Vz = 80m³

夹层空间容积Vj = 30m³

缝隙的面积H0jz = 0.6m²

增压舱温度Tz = 297K

夹层空间温度Tj = 297K

某型飞机数据:

最大使用飞行高度: h=8400m

座舱压力高度h₁=2438 m

增压舱设计压力:P=62310 Pa

增压舱破孔的面积:H₀=0.356

R—气体常数, 287

3.3 Matlab程序

用Matlab 解上述偏微分方程组,程序如下:

(1) Matlab函数文件

```
function dpdt= yali (t,p)
```

```
vz=80;
```

```
tz=297.;
```

```
tj=297.;
```

```
vj=30;
```

```
H0jz=0.60;
```

```
H0 z=0.356;
```

```
r=287.;
```

```
dpdt=[ H0jz*p(2)*sqrt((7*((p(1)/p(2))^1.43-(p(1)/p(2))^1.71))/(r*tz))*r*tj/vz-0.6* H0z*p(1)/sqrt(r*tz)*r*tj/vz;(-1)*
```

```
H0jz*p(2)*sqrt((7*((p(1)/p(2))^1.43-(p(1)/p(2))^1.71))/(r*tz))*r*tj/vj];
```

(2) Matlab文本文件

调用上述函数求解上述偏微分方程组,绘压差曲线,输出压差数据。

```
clear;
```

```
clc;
```

```
ts = [0,1];
```

```
p0 = [62310.; 62310.];
```

```
option = odeset('RelTol',1e-9,'AbsTol',1e-9);
```

```
[t,p]=ode45(@yali,ts,p0,option);
```

```
p21= p(:,1)- p(:,2);
```

```
plot (t, p21);
```

```
disp(p21)
```

3.4 设计参数影响结果

3.4.1 压差随时间变化

使用上述某飞机初步数据和计算程序完成计算。从计算结果可知:在增压舱发生破孔0.36秒时,装饰壁板受到朝舱内方向的最大压差为374.6Pa,此时压差随时间变化曲线如图3所示。1秒后压差降低到最大压差的1/3。

基础上,如果增压舱的容积依次提高1.2、1.4、1.6、1.8、2.0倍,增压舱装饰壁板的压差逐步降低,增压舱装饰壁板的压差(压力)相对增压舱容积变化曲线如图5所示。

3.4.3 缝隙的面积对压差的影响

如果缝隙的面积依次提高1.2、1.4、1.6、1.8、2.0倍,增压舱装饰壁板的压差逐步降低,缝隙的面积增加1倍,增压舱装饰壁板的压差由374.6Pa降低到96Pa,即压差将为原值的1/4。增压舱装饰壁板的压差相对缝隙的面积变化曲线如图6所示。

3.4.7 破孔面积对压差的影响

如果破孔的面积依次提高1.1、1.2、1.3、1.4、1.5、1.6倍,增压舱装饰壁板的压差逐步提高,缝隙的面积增加0.5倍,增压舱装饰壁板的压差由374.6Pa提高到812Pa,即压差提高一倍。增压舱装饰壁板的压差(压力)相对缝隙的面积变化曲线如图7所示。

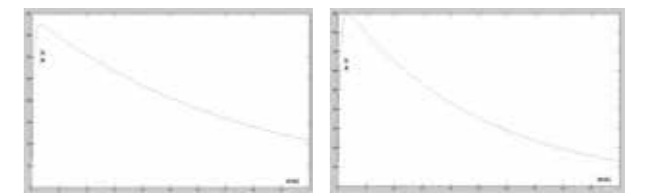


图3压差随时间变化曲线

图4压差随时间变化曲线

3.4.2 增压舱的容积与夹层空间的容积对压差的影响

如果增压舱的容积与夹层空间的容积比值降低一倍,增压舱装饰壁板的压差提高一倍以上,达到896.9Pa。此时压差随时间变化曲线如图4所示。

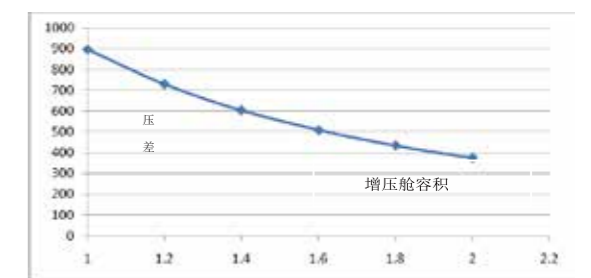


图5压差(压力)相对增压舱容积变化曲线

在增压舱的容积与夹层空间的容积比值降低一倍的

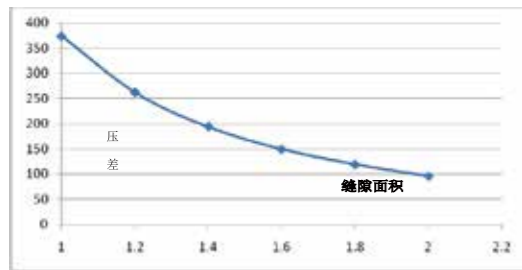


图6压差随缝隙面积变化曲线

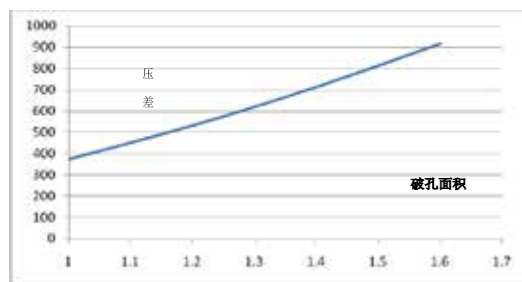


图7压差(压力)随破孔面积变化曲线

增大增压舱外侧蒙皮破孔的面积倍,增压舱装饰壁板的压差将提高,缝隙的面积增加0.5倍,增压舱装饰壁板的压差提高一倍。

本文给出的增压舱装饰壁板的压差范围和参数影响,对增压舱装饰壁板的初步设计具有指导意义。

参考文献

- [1]运输类飞机适航标准. 中国民用航空规章,第25部。CAR 25 R4. 中国民航总局。
- [2]郁成德, 增压舱突然泄压载荷计算[J] 民用飞机设计与研究, 1997,02.
- [3]何立明, 赵罡, 程邦勤等, 气体动力学, 国防工业出版社2009版
- [4]常勤信, 如何正确应用气体状态方程[J]工业计量 2011.21.4.
- [5]张志涌等. 精通Matlab 工程数学应用. 北京航空航天大学出版社,2003版

4. 结论

本文中作用在增压舱装饰壁板的压差计算方法是在简化假设条件下建立的。算例表明:增压舱和夹层空间的容积对增压舱装饰壁板的压差有显著影响。如果增压舱的容积与夹层空间的容积比值不变,增压舱装饰壁板的压差保持不变。如果增压舱的容积与夹层空间的容积比值降低,增压舱装饰壁板的压差提高。为了降低作用在增压舱装饰壁板的压差,应尽可能加大夹层空间的容积。

准确计算增压舱空间的容积与夹层空间的容积,可以提高增压舱装饰壁板的压差载荷计算准确度,应充分计及增压舱内设备和人员体积对增压舱空间容积的影响。

增大增压舱空间与夹层空间流通的装饰壁板缝隙面积,可以显著降低增压舱装饰壁板的压差载荷。

Composite Products

复合材料产品

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

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



>>复材航空部件产品

轻量化、高性能、一体化

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

>>复材弹体领域产品

轻量化、低成本、耐高温

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

>>复材定制零部件产品

先进性、专业化、定制化

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

部件产品



复材航空部件产品
Composite Aviation Components



复材弹体领域产品
Composite Ammunition Body Products



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

Specialized in Centimeter-Sized Pipeline Inspection



TA-Q3管道巡查无人机

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

TA-Q3管道巡查无人机是一款专为在黑暗和无GPS信号的污水、雨水管道城市综合管囊中自主飞行作业而设计的微型无人机。该无人机通过视觉和激光雷达导航可实现自主飞行，同时搭载CH₄、SO₂、H₂S、O₂多种气体传感器，以及4K广角检测相机等设备进行数据信息采集，无人机具备一键启动、一键分离等功能，实现地表作业和下游回收便捷性，主要用于进行管道裂缝检查、管道堵塞检查、管道爆炸性气体密度飞前检查、管道表面钢筋裸露检查、管道出口直梯检查、管道流浪者检查等作业。配合公司研发的无人机平台匹配巡查检测结果分析软件，可以自动生成检测报告，提升管道巡查的效率，降低成本。

尺寸大小
647 × 767 × 435 mm (L×W×H)

飞行时间
12 min

导航传感器系统
双目视觉+7个测距传感器

重量(含电池)
2.9 kg

适用最小管道截面
2 × 1.5 m (宽×高)
或2.4 m (直径)

飞行速度(自动)
1 m/s

检测传感器系统
相机分辨率:4208×3120
LED照明≥2400流明

安全功能
自主避障、低电量回程和降落、水面漂浮、旋翼保护

适用最小渠盖直径
0.7 m

适用最大管道长度
500 m

永磁电机齿槽转矩对旋变初始位置影响的研究

文 / 刘轲

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

摘要: 永磁同步电机一般采用矢量控制策略, 利用旋转变压器检测转子位置。本文介绍了旋转变压器的原理、标定旋转变压器初始位置的方法, 研究了齿槽转矩对于标定旋变初始位置的影响, 以及旋变初始位置偏差对于电机性能的影响, 对多台电机的旋变初始位置有一致要求的设计, 给出了采用电流闭环方式保证标定旋变初始位置只有一个值的方法。

关键词: 永磁同步电动机; 齿槽转矩; 旋转变压器; 标定初始位置

Abstract: Generally, The FOC (Field Oriented Control) is used for PMSM (Permanent-Magnet Synchronous Motors) control, and the rotary transformer is used as the rotor position tracking detector. In this paper, we introduced the principle of the rotary transformer, and the methods to detect the Initial Position of the rotary transformer. We analyzed the methods to ensure the consistency of the initial position of the rotary transformer, the influence of the cogging torque to the Initial Position Calibration and the way the initial position error effect the performance of the motor.

Key Words: PMSM; cogging torque; rotary transformer; Initial Position Calibration

引言

永磁同步电机具有功率密度大、高效率区间广、运行可靠等优点, 近年来得到广泛应用。永磁同步电机通常采用矢量控制策略, 通过旋变(旋转变压器)定位转子位置; 为了保证电机性能的一致性, 要求每一台电机的旋变的初始位置一致, 并且一台电机只有一个旋变初始位置。而

电机的齿槽转矩过大, 会引起旋变初始位置有偏差。

1. 磁阻式旋转变压器

磁阻式旋变依据电磁感应原理, 通过转子凸极效应产生具有正弦特征的气隙磁导变化, 使输出绕组的感应电压随机械转角作相应正弦或余弦变化。定子里面有1组

励磁绕组和2组输出绕组(如图1); 根据检测转子和定子的气隙磁导变化, 以sin和cos式波形的变化来输出2组电压, 如图2。

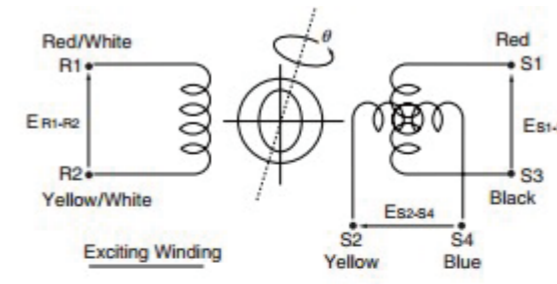


图1

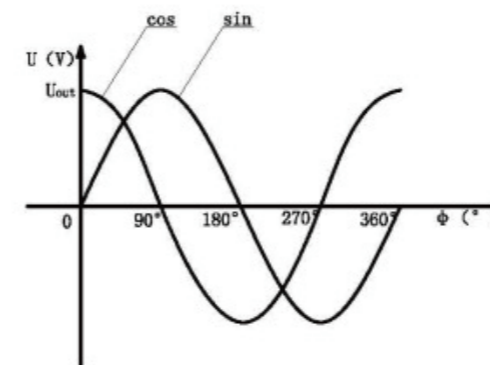


图2

由于磁阻式旋转变压器具有结构牢固, 抗振动冲击, 耐油污、粉尘, 抗电磁干扰能力强等优点, 广泛应用于新能源汽车、轨道交通、矿山机械等领域。本论文案例中所用的旋转变压器就是磁阻式旋转变压器, 使用在新能源汽车驱动电机上。

2. 标定旋变初始位置的方法

永磁同步电机通常采用转子磁场定向矢量控制策略, 这种控制策略需要使用传感器检测转子的绝对位置, 对于精度要求较高的场合, 一般采用旋变作为位置传感器。

旋变初始位置标定的方法有三种: 第一种, 直接采用固定方向的定子电压矢量进行定位, 将转子位置定位在与其方向一致的位置上, 然后读出转子位置就是初始角。第二种, 采用电流闭环的定位方式, 定位时假定转子电角度位置为-90, 给定 $i_d=0$, i_q 为初始定位电流大小(取0.5-1倍额定电流), 定位后读出的转子位置就是初始角; 由于存在转子摩擦和齿槽转矩, 为了减少误差, 将电机顺时针和逆时针两个方向定位到零位置时, 读取转子位置值求平均值后, 作为转子的位置初始角; 参考文献【1】第63页5.2章节。第三种, 反电势过零法: 通过拖动电机被动转动, 测量电机绕组反电势电压以及旋变解码数据高位信号的零位偏差直接测量方法, 该方法只需要测量两个时间量即可计算得到位置传感器零位偏差; 参考文献【2】第41页。

3. 齿槽转矩对于标定旋变初始位置的影响

3.1 齿槽转矩产生机理

永磁电机中的永磁体与对面的齿槽结构存在相互作用的切向力, 这种作用力试图使电机的永磁磁极中心线与齿槽中心线保持对齐。这个作用力产生的转矩就是齿槽转矩。

3.2 旋变初始位置的一致性

在一些应用场合, 永磁同步电机不能在线标定旋变初始位置, 需要预先将每台电机的旋变初始位置标定, 保证每一台电机的旋变初始位置一样。

旋变的初始位置与电机转子磁极和定子磁极的位置

有关。磁阻式旋变，通常把旋变转子固定在电机转轴上，随电机转子转动，通过键槽定位径向位置；旋变定子通过螺丝固定在电机后端盖上，旋变定子可以在一定角度内转动，用螺丝固定，如下图3。



图3

电机转子，在安装磁钢和转轴时，要保证磁钢的N-S极性相对于旋变转子固定键槽一致。电机定子，定子铁芯上有标记槽，每台定子从标记槽开始嵌线，保证定子磁极位置一致。定子装入机壳，机壳上设计定位特征或者通过工装，保证每台定子装入机壳后，圆周位置基本一致。通过以上措施，每台电机磁场的位置大体一致，然后安装旋变的转子和定子，转动旋变定子，精确调整旋变的初始位置，可以保证初始位置的一致性差异在±0.3度(电角度)的范围以内。

3.3 齿槽转矩过大造成旋变初始位置偏差

本论文案例中，旋变的极对数与电机的极对数相同，为四对极。旋变初始位置的标定方法采用电流闭环的定位方式：电机定子通直流电，电流从A相流入，由 B、C相流出，电流大小为2/3倍额定电流；此时电动机转子自动

转到垂直于 A 相绕组轴线的地方，参考文献【3】第81页；用角度显示仪测试初始位置的电角度，转动旋变定子，使初始位置的电角度固定在某个值，本案例采用180度；用螺丝锁紧旋变定子。

然后断开电源，顺时针转动电机转子，重新通电，测试初始位置的电角度；同样的方法，逆时针转动电机转子，测试初始位置的电角度。当齿槽转矩过大时，顺时针和逆时针测试的初始位置的电角度有偏差，本案例中顺时针的初始位置约为180度电角度，逆时针约为190度电角度。测试结果如下图4。

使用角度显示仪标定旋变初始位置的电角度，保证旋变初始位置的一致性；再用电机控制器测试旋变初始位置的参数，软件参数为0-4095的范围，对应机械角度0-360度。



图4

分析旋变初始位置偏差的原因，电机定子通直流电，产生电磁转矩；当齿槽转矩过大甚至接近电磁转矩时，就会削弱电磁转矩的大小，干扰电机转子磁极中心线对齐定子A相绕组的磁极中心线。通过软件仿真，测试以上案例电机的齿槽转矩约为±1.9Nm，如下图5；测试初始位置的电磁转矩约为4 Nm，如图6。

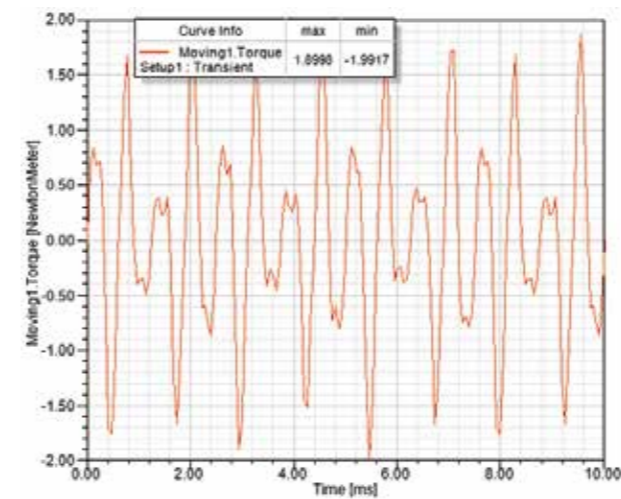


图5

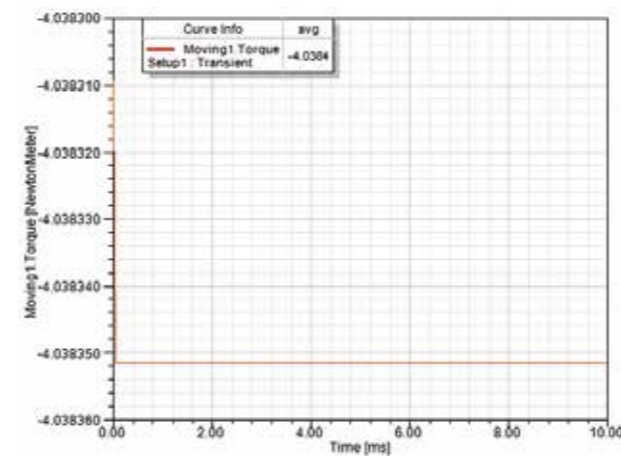


图6

改进旋变初始位置偏差的措施，通过优化极弧系数、定子斜槽、不均匀气隙等方法降低齿槽转矩；本案例通过优化极弧系数，将齿槽转矩降低到±0.32Nm，如图7。然后，采用电流闭环的定位方式标定旋变初始位置，顺时针和逆时针转动转子，测试初始位置的电角度，均为180度电角度；即正反转的旋变初始位置没有偏差。

总结：齿槽转矩为±1.9Nm时，在标定旋变初始位置过程，齿槽转矩对电磁转矩产生较大干扰，顺时针和逆时

针转动转子，测试初始位置的电角度有10个电角度的差异。

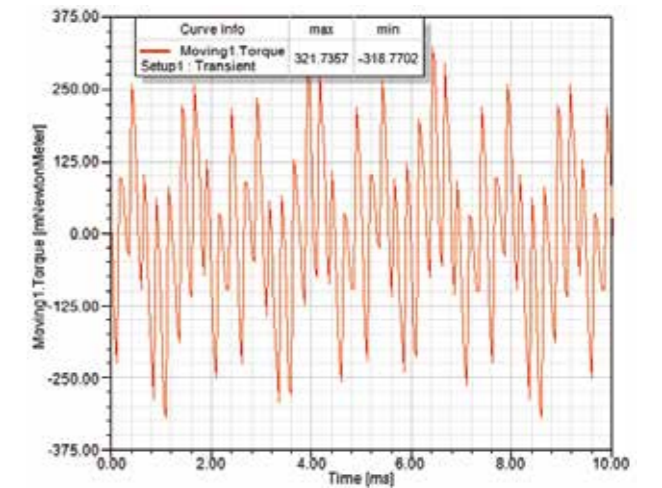


图7

4. 旋变初始位置偏差对电机性能影响

由于齿槽转矩过大，在标定旋变初始位置时，顺时针和逆时针定位的初始位置不同，出现两个初始位置(零位)，取不同的旋变初始位置，电机的额定功率的效率有差异，如下表1所示。

表1 旋变不同初始位置对额定功率效率的影响

标定方式	初始位置电角度	实测额定功率 kW	效率 %
顺时针	180.3	20.13	96.0
逆时针	190.1	20.0	95.7
平均值	185.0	20.11	95.7

齿槽转矩过大，使顺时针和逆时针定位的初始位置有两个值，会影响电机的外特性曲线，造成外特性曲线的

恒功率区,低转速区功率偏高,高转速区功率偏低。如图8,顺时针和逆时针的初始位置分别为180.3、190.1,取平均值185.0,测试的外特性曲线。如图9,顺时针和逆时针的初始位置相同,均为180度,测试的外特性曲线,恒功率区功率曲线水平。旋变初始位置偏差过大,还会造成电机的转矩脉动变大,甚至高转速失控。

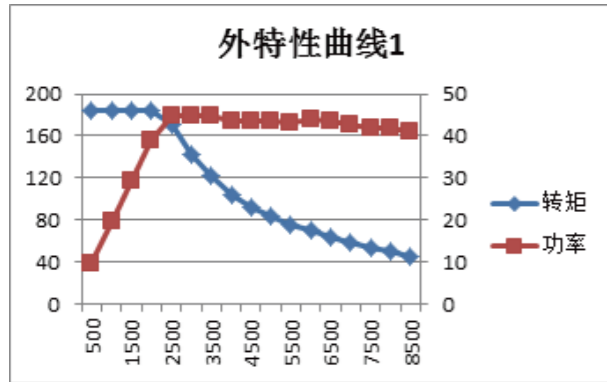


图8

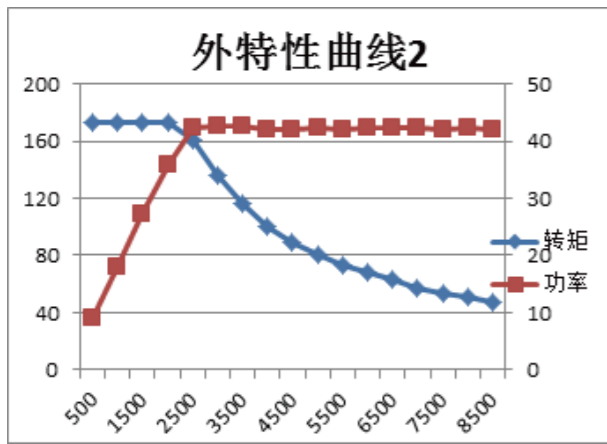


图9

5. 结论

本文分析旋转变压器的原理,旋转变压器应用在电机上初始位置的标定方法。通过软件仿真和样机试验,研究电机齿槽转矩对于标定旋变初始位置的影响。研究证明,在采用电流闭环的方式标定旋变初始位置时,齿槽转

矩过大会造成电机顺时针和逆时针标定的初始位置不一致,出现两个初始位置,两个初始位置相差大约10度的电角度;两个初始位置会影响电机的效率和外特性曲线。因此,在设计电机时,要尽量降低齿槽转矩,保证在采用电流闭环的方式标定旋变初始位置时只有一个值。

参考文献:

- [1] 袁登科,李晓霞. 基于旋转变压器的永磁同步电机转子位置检测电路设计[J].电机与控制应用, 2009, 36(9), 63.
- [2] 张猛,郭超勇,梁娇艳,吕振华. 一种永磁同步电机转子位置传感器零位偏差高精度测量方法[J].微电机, 2016, 49(1), 41.
- [3] 李晓锦. 永磁交流伺服电动机与无刷旋转变压器的零位校准
- [4] 胡庚生,胡敏强. 电机学, 2005
- [5] 唐任远. 现代永磁电机理论与设计, 1997[J].电工技术, 2006.

多余度·高可靠·低成本·航空品质

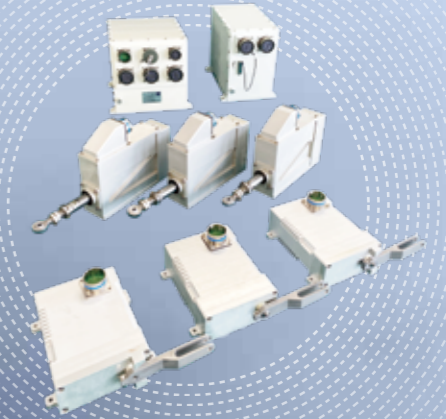
Redundancy | High reliability | Low-cost | Aviation quality

1

双余度飞行控制系统

Dual redundancy flight system

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

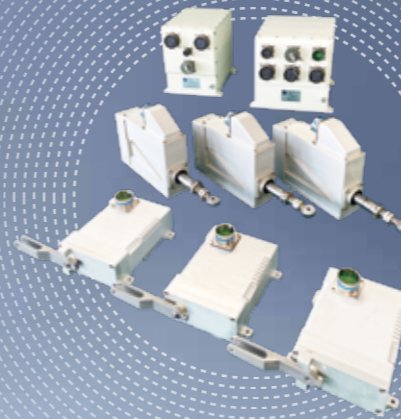


2

三余度飞行控制系统

Triple redundancy flight system

- 传感器信号三余度配置
- 核心计算单元采用自监控对+三余度
- 适用于高成本中/大型无人机
- 适配常规28V功率电动舵机或270V高压功率作动器
- 二次故障可工作
- 系统失效率不大于 1×10^{-7} 次/飞行小时



3

高可靠飞控系统软件

High Reliability flight control system Software

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

基于虚幻引擎的某型无人机机务仿真系统的设计与实现

文 / 刘宝升 陈俊华 华亚松 张明月 仝晓晨

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 针对无人机机务仿真系统的功能需求, 基于虚幻引擎4 (UE4), 采用B/S和C/S混合结构, 进行了无人机机务仿真系统的设计与实现。基于三维建模软件进行无人机和仿真场景的三维建模, 利用虚幻引擎技术模拟出无人机维护场景, 令使用者在高度逼真的虚拟环境下, 高效地进行无人机机务的模拟训练, 系统实现和应用改变了传统机务培训理论学习不够形象生动、实装训练影响装备寿命且风险大的现状, 成为了机务训练中改善训练条件、提高训练效果的有效手段。

关键词: 虚幻引擎4; 机务仿真; 仿真系统; 模拟训练。

Abstract: This article focuses on the functional requirements of the unmanned aerial vehicle maintenance simulation system. Based on the Unreal Engine 4 (UE4), a hybrid structure of B/S and C/S is adopted to design and implement the unmanned aerial vehicle maintenance simulation system. This article is based on 3D modeling software for the three-dimensional modeling of unmanned aerial vehicles and simulation scenes. Virtual engine technology is used to simulate unmanned aerial vehicle maintenance scenes, allowing users to efficiently conduct simulation training of unmanned aerial vehicle maintenance in a highly realistic virtual environment. The implementation and application of the system have changed the current situation where traditional maintenance training theory learning is not vivid enough, practical training affects equipment life and poses high risks. It has become an effective means to improve training conditions and improve training effectiveness in maintenance training.

Key Words: Unreal Engine 4; Maintenance simulation; Simulation system; Simulation training.

引言

无人机机务工作是对无人机在使用过程中进行维护

和修理的保障工作, 无人机的维护保障是一个比较复杂的过程, 其维护难度大, 对作业人员的操作技术和专业素质要求较高。

传统的机务培训模式主要采用理论学习和实装训练相结合, 存在许多缺陷。如理论学习不够形象、生动, 造成培训效果差; 实装训练影响装备寿命, 训练过程中稍有不慎, 容易造成装备损坏, 存在巨大的安全隐患; 同时实装训练受到装备数量和训练场地空间的限制, 一次性培训人员较少, 培训周期过长, 造成大量人力、物力、财力的浪费。

虚幻引擎最初是一个游戏开发工具, 经过多年发展, 现已成为全球最开放、最先进的实时3D创作平台, 广泛应用于游戏、房地产、影视、工业、医疗卫生、军事等领域。它既可以用C++进行编程, 也可以用蓝图可视化脚本Blueprint进行开发。

本文基于虚幻引擎4 (UE4), 采用B/S和C/S混合结构, 进行无人机机务仿真系统的设计与实现, 利用虚幻引擎技术模拟出无人机维护场景, 令使用者在高度逼真的虚拟环境下, 高效地进行无人机机务的模拟训练, 这种方法不仅可以降低成本, 还可以有效地避免操作不当带来的不必要损失, 同时还可以提高培训效率。

1. 系统功能需求

通过研制无人机机务仿真系统, 完成中大型无人直升机的维护训练, 实现无人机虚拟拆装的教学、训练和考核, 并提供相应的信息管理和统计分析功能。

无人机机务仿真系统包括无人机虚拟仿真实训系统、后台服务端系统两部分。

(1) 无人机虚拟仿真实训系统

针对中大型无人机, 建设无人机仿真模型, 搭建与实

际车间场景及实际工作环境一致的三维仿真场景, 操作人员通过鼠标点击场景中的工具、设备、部附件等进行虚拟拆装操作, 以完成无人机虚拟拆装的教学、训练和考核。

(2) 后台服务端系统

1) 教员通过系统实现对学员、课程、考核、实训成绩的统一管理。

2) 学员通过系统实现对课程信息、考核信息、个人成绩的查询和查看。

3) 管理员通过系统实现对教员、学员、机构的统一管理。

4) 在考试模式下, 实时监测学员的操作, 进行智能评估打分。

5) 对学员的学习时长、学习进度、考核成绩等进行统计与分析。

2. 系统架构设计

系统构架采用B/S和C/S混合结构, B/S结构实现用户管理、机构管理、课程管理、考核管理等功能。C/S结构实现虚拟拆装训练、数据监控、消息推送等功能。根据系统功能需求和设计模式的需要, 本系统的软件体系结构采用开放性和灵活性较高的分层软件体系结构进行设计, 系统架构如下图所示:



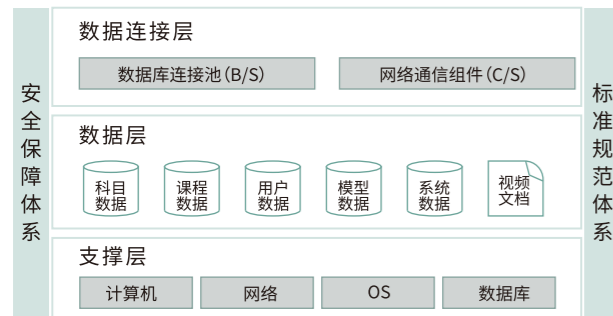


图1 系统架构图

支撑层包括计算机、网络设备、操作系统、数据库软件等，它们构成应用系统运行的基础和支撑。

数据层和数据连接层共同构建起系统的数据源基础。数据层中包含系统的所有数据内容，其形式有结构化数据和非结构化数据，内容涉及科目、课程、模型等业务数据，也包括用户数据、系统配置等系统级数据。数据库采用MySQL，缓存数据库采用Redis，文件存储采用MinIO。数据连接层包括数据连接池和TCP/UDP通信组件，分别连接B/S结构的后台服务端系统和C/S结构的无人机虚拟仿真实训系统。

组件层部署有支撑业务功能所需的所有组件及程序，包括网络组件、消息组件、视频组件、考核组件、数据分析组件、评估模型组件等。

业务层通过组件层构建，是系统建设的核心层，包括的业务如课程管理、用户管理、考核管理、虚拟拆装训练、数据监控等，通过各个软件系统实现。

界面层即人机交互界面，主要部署在教员席和学员席，最终为用户提供无人机机务业务的教学、学习、管理和数据分析等方面的界面。

3. 无人机虚拟仿真实训系统设计与实现

3.1 无人机建模方案

使用三维建模软件进行中大型无人机仿真建模，无人机建模的方案如下：

首先建立各个零件的三维模型，然后采用自下而上的方法进行虚拟装配，得到无人机的实体模型。建立零件模型时主要使用了旋转、拉伸、拉伸切除及孔特征命令等。

建模完成后，将模型导入到UE4中，UE4引擎完成无人机三维模型的渲染和呈现。

3.2 三维仿真场景建设方案

搭建与实际车间场景及实际工作环境一致的三维仿真场景。本系统采用三维建模软件对实际车间场景中的物体进行三维建模，并根据真实场景中的材质、尺寸、重要标识等进行贴图坐标设定，三维建模对象包括升降机、常用及专用工具模型、拆装台架模型等设备。建模步骤如下：

- (1) 使用三维建模软件做出基本几何模型；
- (2) 修整模型细节、比例、大小等；
- (3) 开启Vray渲染器，给模型贴图，赋予材质；
- (4) 设置参数，渲染出图。

建模完成后，将模型导入到UE4中，UE4引擎完成三维场景的渲染和呈现。

3.3 系统设计与实现

3.3.1 系统设计

通过鼠标点击场景中的物品、设备、部附件等进行虚拟拆装操作。无人机虚拟仿真实训系统需要支持训练模式和考试模式两种模式：训练模式时，虚拟拆装的每一步都同步伴有文字说明、语音提示；考试模式时，取消文字说明、语音提示，但是需要记录学员的每一步操作。

3.3.2 系统实现

基于UE4(虚幻引擎4)进行无人机虚拟仿真实训系统的开发。虚幻引擎是全球最先进的实时3D创作工具，可制作照片级逼真的视觉效果，并具有良好的实时性，最终产生非常逼真的显示效果和沉浸式体验。

系统实现的主流程方案如下：

- (1) 创建一个Widget Blueprint，将其命名为“MainUIWidget”，进行程序主窗口的绘制。
- (2) 创建PageUIWidget，进行各分系统窗口的绘制。
- (3) 在各分系统窗口绘制工具列表和零件列表，根据实际情况显示拆装工具和无人机分系统零部件。
- (4) 使用PageBaseWidget响应窗口中的按钮事件，进行文字说明、语音提示。
- (5) 基于PlayerController类实现鼠标的操作。
- (6) 基于Pawn类实现场景的上下左右漫游功能。

部分蓝图如图2、图3、图4、图5所示



图2 初始化信息蓝图

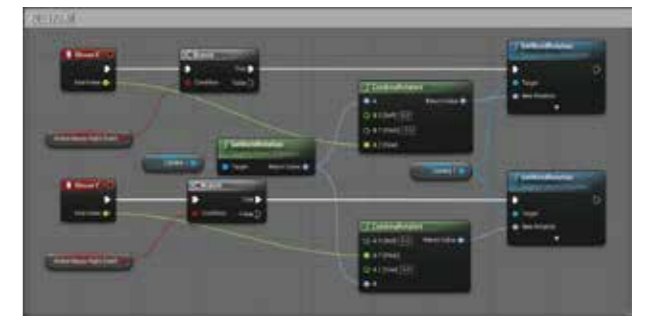


图3 视口控制蓝图

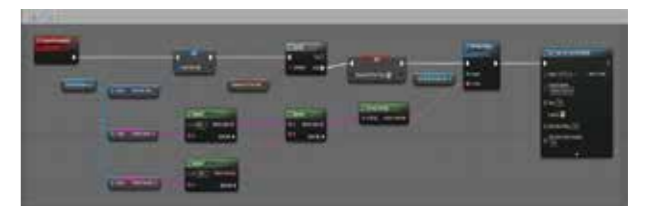


图4 更新学生信息蓝图



图5 零件安装动画蓝图

系统界面效果如图6、图7所示

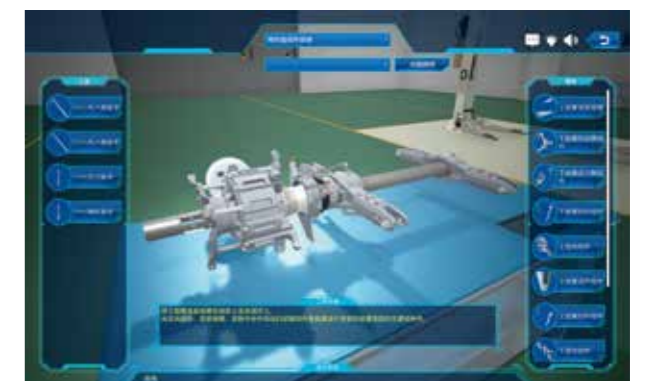


图6 训练模式

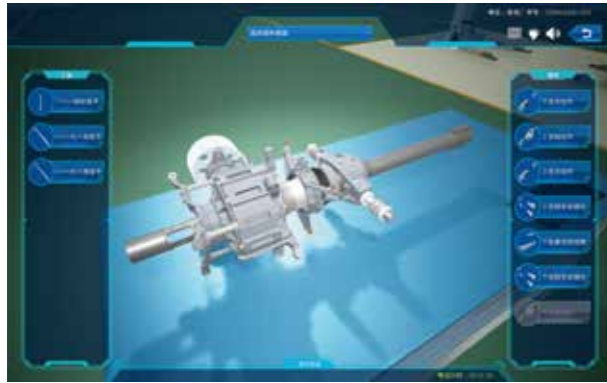


图 7 考试模式

4. 后台服务端系统设计与实现

4.1 系统设计

根据系统功能需求,为后台服务端系统设计了教员管理系统、学员管理系统、管理员管理系统、智能评估系统、数据统计分析系统五个子系统。

4.1.1 教员管理系统

教员管理系统实现对学员信息、教学资源、课程信息、监控信息、实训成绩的统一管理,满足教员的实训组织需求,能够组织学员进行练习和考核。教员管理系统功能组成如下。

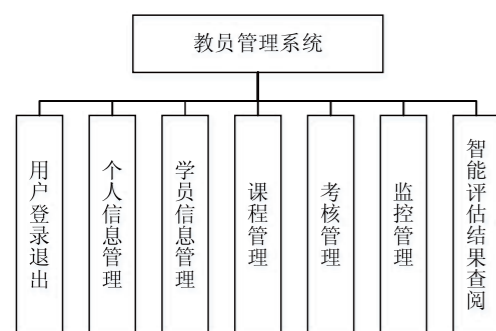


图 8 教员管理系统功能组成

- (1) 用户登录退出:实现系统的登录和退出功能。
- (2) 个人信息管理:实现个人信息的查看、修改密码功能。
- (3) 学员信息管理:实现对学员信息的管理,包括学员信息的新增、修改、查询、查看、删除等功能。
- (4) 课程管理:实现对教学课程和教学资源的管理,包括课程信息和教学资源的新增、修改、查看等功能。
- (5) 考核管理:实现对考核信息的管理,包括考核信息的新增、修改、查询、查看、删除等功能。
- (6) 监控管理:实现对学员学习时长、学习进度的监控管理。
- (7) 智能评估结果查阅:依据智能评估系统评估计算得出的学员成绩,进行班级成绩和学员成绩的查询、查看。

4.1.2 学员管理系统

学员管理系统能够实现对教学资源、课程信息、考核信息等信息的查询、查看,满足学员的学习需求。学员管理系统功能组成如下。

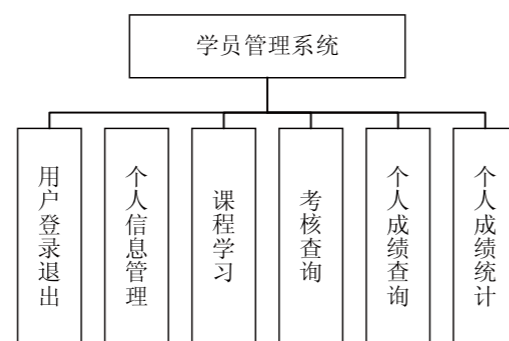


图 9 学员管理系统功能组成

- (1) 用户登录退出:实现系统的登录和退出功能。
- (2) 个人信息管理:实现个人信息的查看、修改密码功能。

- (3) 课程学习:实现对教学课程和教学资源的查询、查看。
- (4) 考核查询:实现对个人考核信息的查询、查看。
- (5) 个人成绩查询:实现对个人成绩的查询、查看。
- (6) 个人成绩统计:实现对某一时间段内个人考核成绩的统计分析。

4.1.3 管理员管理系统

管理员管理系统实现对学员信息、教员信息、组织机构信息等信息的统一管理。管理员管理系统功能组成如下。

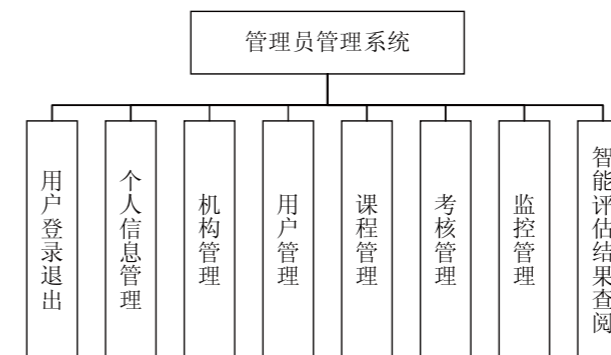


图 10 管理员管理系统功能组成

- (1) 用户登录退出:实现系统的登录和退出功能。
- (2) 个人信息管理:实现个人信息的查看、修改密码功能。
- (3) 机构管理:实现对组织机构的管理,包括组织机构的新增、修改、查询、查看、删除等功能。
- (4) 用户管理:实现对系统用户信息的管理,包括用户的新增、修改、查询、查看、删除等功能。
- (5) 课程管理:实现对教学课程和教学资源查询、查看。
- (6) 考核管理:实现考核信息的查询、查看功能。

- (7) 监控管理:实现对学员学习时长、学习进度的监控管理。
- (8) 智能评估结果查阅:依据智能评估系统评估计算得出的学员成绩,进行班级成绩和学员成绩的查询、查看。

4.1.4 智能评估系统

系统能够实时监测学员的操作以及操作结果,对学员的作业进行全方位的智能评估,包括作业流程评估、作业结果评估。系统评估能够根据学员的各种操作状况,给出评估结果,系统可记录学员的所有操作,建立评分模型,并对有效操作做出评分,对错误操作进行扣分,最终给出该课程成绩。

4.1.5 数据统计分析系统

数据统计分析系统实现对学员考核数据的多维度统计分析及显示,通过数据分析指导教学。系统可将考核数据(个人成绩、班级成绩、某一特定任务成绩)进行分类统计,形成走势图。数据统计分析系统功能组成如下。



图 11 数据统计分析系统功能组成

- (1) 学员成绩统计:实现对某一时间段内某个学员的考核成绩的统计分析。
- (2) 班级成绩统计:实现对某一时间段内某个班级的考核成绩的统计分析。

(3) 特定任务成绩统计:针对某一特定任务,统计学员的完成情况和成绩。

(4) 基础信息统计:对访问量、使用时长、用户数量等基础信息进行统计。

4.2 系统实现

采用Java开发语言开发实现。后端主框架采用Spring Boot,数据库采用MySQL,缓存数据库采用Redis,文件存储采用MinIO,HTTP和反向代理WEB服务器采用Nginx。前端采用VUE框架。部分系统界面如图 12、图 13、图 14、图 15所示。



图 12 考核管理界面



图 13 成绩查询界面



图 14 机构管理界面



图 15 学员成绩统计界面

5. 结论

本文基于虚幻引擎4(UE4),采用B/S和C/S混合结构,进行了无人机机务仿真系统的设计与实现,利用虚幻引擎技术模拟出无人机维护场景,实现了无人机机务的操作训练。在使用的过程中训练效果良好,能使学员掌握机务维护技能,了解操作规范,熟悉机务工作内容。因此应用本系统很大程度上改善了传统机务培训理论学习不够形象生动、实装训练影响装备寿命且风险大的现状,可成为机务训练中改善训练条件、提高训练效果的有效手段。

参考文献:

- [1] 郭巍,王洪强,王旭东. 某型飞机机务虚拟训练系统的设计与现实[J].信息记录材料, 2016, 17(5):22-26
- [2] 袁华. 训练模拟系统发展现状及启示 [J]. 国防科技, 2009, 30(1):62-65
- [3] 陆春雨,丁穗娟. 基于虚幻引擎的多人VR远程交互设计与实现[J].电脑编程技巧与维护, 2022, 6:142-144
- [4] 毕显士,赵延光,黄凯. 基于UNITY的虚拟机务训练系统研究[J].机电产品开发与创新, 2022, 23(5):35-38
- [5] 唐云龙,陈平. 基于3ds max和unity 3d技术的校园虚拟漫游系统设计[J]. 现代商贸工业, 2022, 16: 246-248.



联合飞机研制的旋翼系统采用模块化、系列化和家族化设计,具有先进的设计理念,强大的自主研发能力,已经成功研发了350kg、450kg、550kg及3000kg级无人直升机旋翼系统,可按照客户实际需求,为不同重量级别共轴类、单旋翼带尾桨直升机提供安全、易用和低成本旋翼系统解决方案。

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

无铰式旋翼桨叶

- 结构简单,重量轻
- 承受巨大离心力及弯矩并实现挥-摆-扭功能于一体



无轴承旋翼桨叶

- 悬停效率提高8~15%
- 结构紧凑、整体尺寸小





基于XFLR5的低速飞机动稳定性分析

文 / 韩建民

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 飞机的动稳定性是飞机在气流中飞行时受到扰动后,飞机不同运动状态随时间的变化情况,由于飞机受扰动后运动情况较复杂,传统的动稳定性分析方法所需要的数据较多、计算工作量大、计算过程复杂且容易出错;本文介绍了一种基于可视化动稳定性分析软件XFLR5的动稳定性分析方法,适用于低速轻型飞机动稳定性的初步分析,为总体设计中飞机的操稳分析提供参考。

关键词: 动稳定性;扰动;可视化;XFLR5;初步分析;操稳分析

Abstract: The dynamic stability of an aircraft is the change of the different motion states of the aircraft with time after it is disturbed while flying in the airflow, the traditional dynamic stability analysis method needs more data, has a large amount of calculation work, and the calculation process is complex and easy to make mistakes. In this paper, a dynamic stability analysis method based on visual dynamic stability analysis software XFLR5 is introduced, which is suitable for the preliminary analysis of the dynamic stability of low speed light aircraft.

Key Words: Dynamic stability; disturbance; visualization; XFLR5; primary analysis; stability analysis

引言

飞机在气流中飞行时不可避免的会遇到外界的一些干扰,比如阵风、舵面的偶然偏动等使飞机偏离其原来的平衡状态,而动稳定性分析主要是分析飞机受到扰动后回到平衡状态的能力。

由于飞机受到扰动后,飞机的各个运动参数随时间都会变化,其运动并不是一种单一的运动形式,而是多种运动形式叠加的复杂运动。所以对飞机的动稳定性分析是一项复杂的分析过程,需要了解飞机可能出现的各种运动状态以及对飞机运动状态的影响因素。其中涉及到气动、重量、振动等多方面的知识,计算工作量大,需要各

个部门协调进行才能设计出一款飞行品质良好的飞机。

1. 动稳定性分析

现阶段常用的动稳定性分析方法是将飞机的复杂运动分解为气动模态(某一固有振动特性)进行分析,获取每一个模态特定的固有频率、振荡周期、半衰期、阻尼比等参数,看是否符合适航文件及飞行品质规范文件,并进行相应的优化设计。

一架飞机都会有4种固有的纵向模态和4种固有的横向模态,其中纵向模态包括两种对称的长周期模态和两种对称的短周期模态,横向模态包括螺旋模态、横滚阻尼模态以及两种荷兰滚模态。

1.1 长周期模态

飞机的长周期模态主要是由于飞机飞行中受到垂直阵风干扰而发生的一种沉浮运动,如图1所示。

长周期模态中,飞机的攻角 α 变化很小,主要是飞机飞行速度和航迹角的振荡运动,如同在起伏波浪中航行的沉浮运动,如图2所示。

由于长周期模态的周期较长,控制变量速度就能控制其模态,所以总体设计时不考虑。

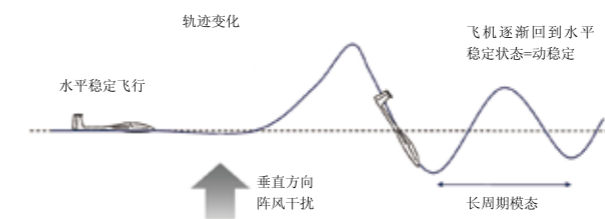


图1长周期模态例子

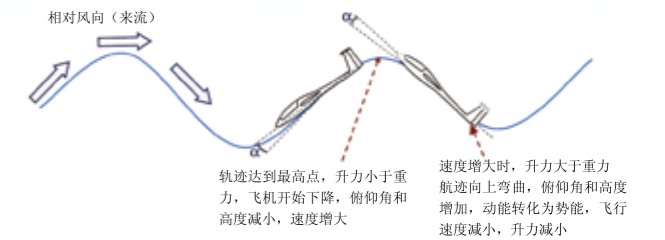


图2 长周期模态机制

1.2 短周期模态

短周期模态主要是反映飞行器俯仰转动的特性,是一种短周期、高阻尼的垂直移动和俯仰运动。相对于长周期而言,短周期模态衰减快、振荡频率高,主要是飞机俯仰角速度和迎角的变化,飞机的速度变化很小,如图3所示。

该模态的特性取决于俯仰力矩对攻角 α 的曲线 $C_m=f(\alpha)$ 的斜率的大小。短周期阻尼取决于飞机本身的结构特性和飞行条件,在高空飞行时,由于空气的密度很小,所以阻尼一般很小,要增加阻尼不能靠气动布局来解决,一般通过增加人工阻尼器来实现。

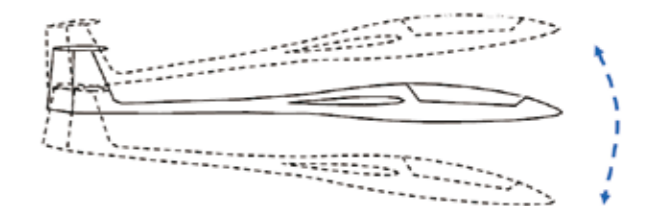


图3 飞机短周期模态

1.3 螺旋模态

螺旋模态重要是指航向变化的运动,是一种非周期(发散),缓慢、不稳定的运动模态,其运动如图4所示。

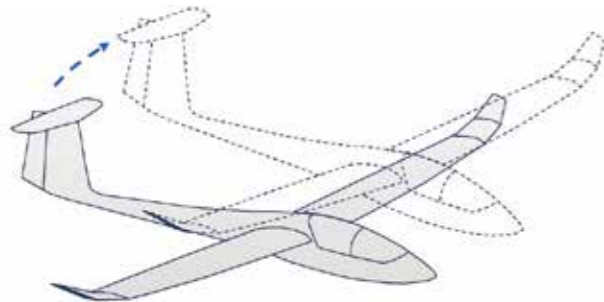


图4 螺旋模态

螺旋模态主要由滚转和偏航的扰动产生，将会使垂尾产生正攻角，增大偏航力矩，需要人为的操纵来制止这种运动趋势。

1.4 滚转阻尼模态

滚转阻尼模态主要表现为滚转运动，是一种稳定收敛的非周期模态，其运动形式如图5所示。

当飞机滚转时，机翼右侧下降的机翼攻角增大，升力增大，左边相反，这就产生了与滚转方向相反的恢复力矩，阻碍这种运动，使模态收敛。



图5 滚转阻尼模态

1.5 荷兰滚模态

荷兰滚是一种偏航和横滚的复合运动，飞机偏航时，在前的机翼比在后的机翼有更大的攻角，从而产生更大的升力，两个机翼的升力差导致飞机横滚，当偏航达到最大位置时，滚转回到中间位置，但是由于惯性作用，飞机

会继续向另一方向偏航，重复上述运动状态。从后面看飞机像钟摆一样，从上面看，像是蛇形路线，就像荷兰的溜冰者。其运动如图6所示。

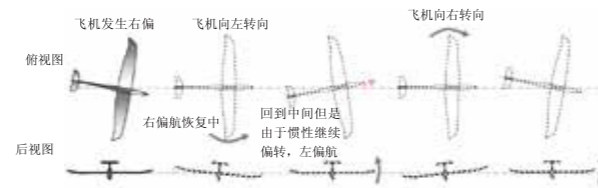


图6 荷兰滚模态

短周期摆动的荷兰滚模态是飞机的一个危险模态，当滚转振荡角速度最大振幅比机头偏航摆动角速度的最大振幅大很多时候，飞行员会感觉到飞机在扰流中很难驾驶。对于军机跟踪目标时很难瞄准，还有在进场着陆时候也很难驾驶。

2. 计算与分析

传统的飞机的动稳定性计算分析是一项工作量很大的任务，首先需要计算飞机的气动力、力矩系数，动稳定性导数等多项气动数据，然后代入经验公式进行计算，本文介绍一种基于XFLR5软件进行动稳定性计算的方法，用于低速飞机设计初始阶段的操稳特性初步估算。

XFLR5是由MIT(麻省理工)航空航天系的Prof. Mark Drela和H.Youngren开发的一款友好用户界面的开源软件，其以Xfoil作为求解器，可用于翼型(2D)、机翼和整个飞机(3D)在低速和低雷诺数下的气动力分析。

本文主要以某上单翼四座轻型小飞机为例，应用XFLR5软件来分析其各种模态对应的周期和阻尼比，并进行简单的结果分析。

飞机的飞行速度 $V = 220 \text{ km/h}$ ，起飞总重 $W_{TO} = 1133 \text{ kg}$ ，机翼和尾翼都是梯形机翼，机翼翼型 NACA2412，平尾翼型 NACA0012，垂尾翼型 NACA0009，几何模型如图7所示。



图7 上单翼四座轻型飞机图例

其中机翼及尾翼的具体尺寸如表1所示。

表1 机翼和尾翼的几何尺寸

	面积 (m ²)	展长 (m)	平均气动弦长 c	展弦比 AR	梢根比 λ
机翼	15.8	10.96	1.495	7.6	0.5
平尾	3.35	3.66	1.53	4	0.54
垂尾	1.74	1.433	1.289	1.18	0.4

(1) 根据表1尺寸，首先对机翼和尾翼的翼型在不同雷诺数下不同攻角下的气动特性进行批次分析，获取气动数据。这些数据是进行飞机3D模型计算的基础，如图8所示。

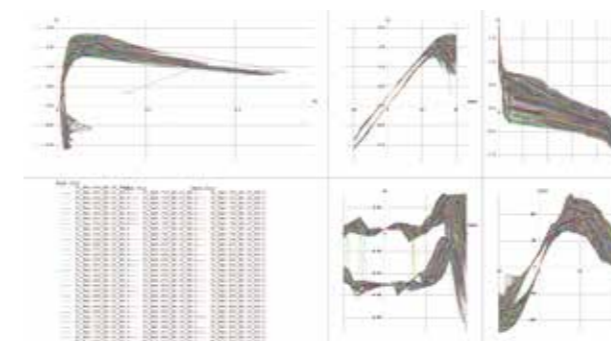


图8 翼型的批处理数据

(2) 创建三维实体数模，由于加上机身会对计算数据产生很大影响，且计算数据不准确，所以在XFLR5中暂不创建机身模型，通过XFLR5创建的几何模型及模型参数如图9所示。



图9 基于XFLR5创建的几何模型

(3) 模型的重心位置，重量特性和转动惯量特性输入。通过对飞机重量平衡分析，得出重心位置占平均气动弦长的24%，所以 $X_{cg} = 0.465 \text{ m}$ ，飞机的重量 $m = 1133 \text{ kg}$ ，飞机相对于质心的转动惯量 $I_{xxG} = 587.6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ， $I_{yyG} = 1503.7 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ， $I_{zzG} = 1132.8 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ， $I_{xzG} = 65.6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ，根据平行轴定理图9模型坐标系的转动惯量 $I_{xx} = I_{xxG} + mx^2 = 587.6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ， $I_{yy} = I_{yyG} + my^2 = 1748.03 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ， $I_{zz} = I_{zzG} + mz^2 = 1377.13 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ， $I_{xz} = I_{xzG} + mxz = 65.6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ，其中x, y, z分别指重心处的坐标轴和图9所示坐标轴之间的距离。

将上述重量特性数据输入到XFLR5中，并进行稳定性分析，既可以获取模型运动的动画显示，又可以获取相应以特征根及曲线形式显示的模态周期和阻尼数值，动画显示模型如图10所示，以特征根显示的模态计算数据图11所示。

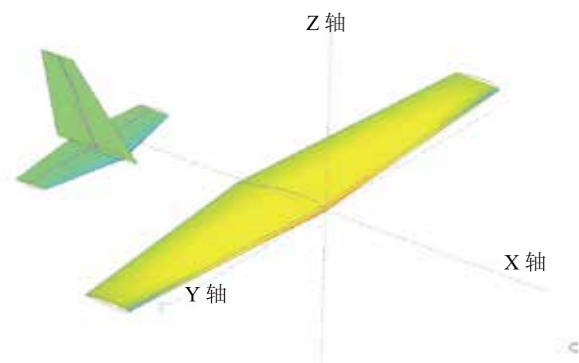


图10 稳定性分析获取的运动模型

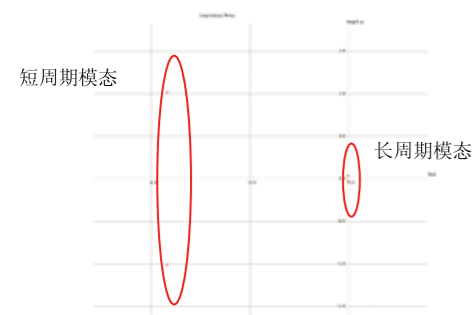


图11 以特征根显示的纵向模态计算数据

通过特征根图可以读出飞机动稳定性分析获取的纵向模态数据如下：

短周期模态特征根： $\lambda_1 = a_1 \pm b_1 i = -3.6658 \pm 6.3567i$

无阻尼振荡频率： $\omega = \sqrt{a_1^2 + b_1^2} = 7.34 rad/s$

阻尼比： $\xi = 0.5$

振荡周期： $T_{sp} = 0.988s$

半衰期： $T_{1/2,sp} = -0.693 / a_1 = 0.189s$

长周期模态特征根： $\lambda_2 = a_2 \pm b_2 i = -0.0048 \pm 0.1770i$

无阻尼振荡频率： $\omega = \sqrt{a_2^2 + b_2^2} = 0.177 rad/s$

阻尼比： $\xi = 0.027$

振荡周期： $T_{sp} = 35.7s$

半衰期： $T_{1/2,sp} = -0.693 / a_2 = 144.4s$

x, z轴方向的速度变量u, w;俯仰角度 θ 和角速度q随时间的变化曲线如图12所示

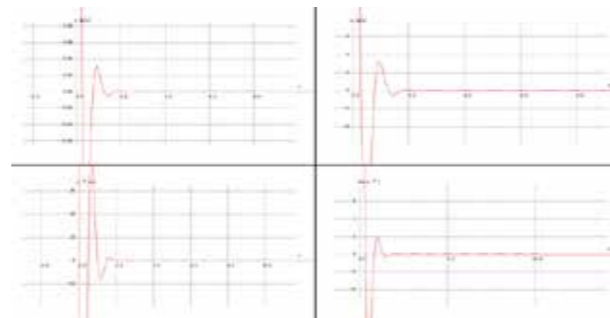


图12纵向变量在短周期模态时随时间变化曲线

通过XFLR5计算获取的以特征根显示的横侧向模态计算结果如图13所示。

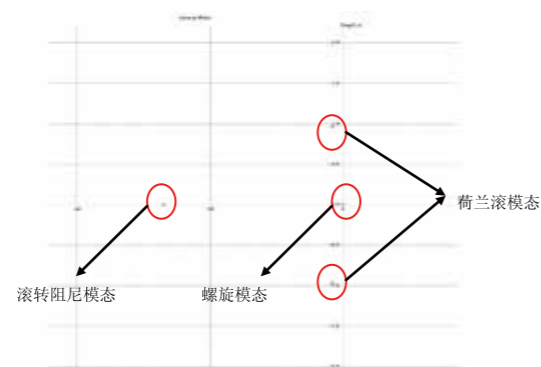


图13 以特征根显示的横侧向模态计算数据

通过特征根可以计算出：

滚转阻尼模态特征根： $\lambda_3 = -26.9393$

滚转阻尼模态的时间常数： $T_r = 0.0371s$

螺旋模态的特征根： $\lambda_4 = 0.0129$

荷兰滚模态的特征根： $\lambda_5 = -1.5506 \pm 6.0626i$

无阻尼振荡频率： $\omega = 6.26 rad/s$

阻尼比： $\xi = 0.25$

Y轴向的速度增量v、滚转角速度p、偏航角速度r。航向角 ψ (phi) 荷兰滚模态下随时间的变化曲线如图14所示。

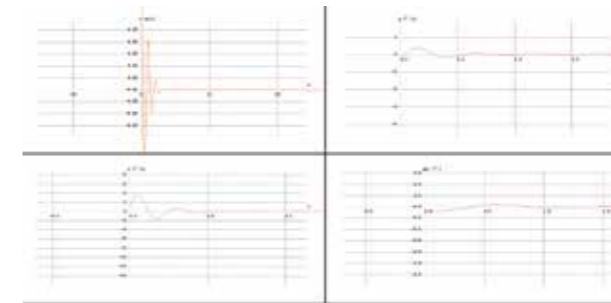


图14横向变量在荷兰滚模态时随时间变化曲线

3. 结论

本文详细介绍了飞机动稳定性所需要分析的内容，以及基于XFLR5软件进行飞机动稳定性分析的方法。由于传统的动稳定性分析主要是基于气动导数和理论外形进行的分析，计算工作量大且过程复杂，本软件集成了创建数模、气动分析和稳定性分析多项功能，使设计人员更加方便的进行几项功能的协同操作，大大提高了工作效率，本软件气动数据是基于面元法进行的气动数据计算，适用于飞机方案设计阶段。

参考文献

- [1]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第6册:气动设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2001.
- [2] 陈迎春, 宋文滨, 刘洪. 民用飞机总体设计[M]. 上海: 上海交通大学出版, 2010

隧道卫士 安全护航

·无GPS自主飞行 ·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

TA-Q5地铁隧道巡查无人机是一款为城市地铁隧道、公路隧道、铁路隧道、公路和铁路桥梁底部区域自主飞行业而设计的微型无人机。该无人机通过搭载视觉和激光雷达导航可实现自主飞行，同时可搭载各类型光电吊舱以及4K广角检测相机等设备进行数据信息采集，无人机具备一键启动，主要用于进行隧道裂缝检查、隧道堵塞检查、隧道表面钢筋裸露检查、隧道流浪者检查等作业。结合公司研发的无人机平台匹配巡查检测结果分析软件，自动生成检测报告，提升隧道巡查的效率，降低成本。

适用最小管道截面

2 × 1.5 m (宽 × 高) 或 2.4 m (直径)

飞行时间

22 min

重量 (含电池)

6.9 kg

安全功能

自主避障、低电量回程和降落、旋翼保护

适用最大管道长度

2.6 km

飞行速度 (自动)

2 m/s

相机模块

最大帧率: 75FP 像素大小: 3.45 um
读出方法: 全局快门

LED模块

最大功率: 47 W 视角: 90°带镜头
光输出: 3000 - 5000 lm

尺寸大小

展开: 1113 × 888 × 339 mm
折叠: 886 × 482 × 592 mm

浅析图像处理技术ISP

文 / 韦鑫松

(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

摘要:目前主流的ccd sensor和cmos sensor大部分直接输出的是bayer格式的数据,然而该数据我们无法直接观看,而是要经过图像处理系统ISP的一系列处理后才能输出RGB或YUV,基于此,本文重点介绍了图像处理系统ISP的pipeline流程、关键模块的原理分析及作用,并结合我司产品浅谈图像质量在无人机领域发挥的作用和ISP的发展。

关键词:ISP;自动曝光;颜色校正;去噪;清晰度;无人机

Abstract: At present, most of the main CCD sensor and CMOS sensor output Bayer format data directly, however, we can not directly watch the data, based on this, this paper mainly introduces the pipeline flow of the image processing system ISP, the principle analysis and function of the key module, and the function of the pipeline flow of the image processing system ISP, combined with our products on the image quality in the UAV field and the role of ISP development.

Key Words: ISP; automatic exposure; color correction; denoising; clarity; UAV

前言

在我们日常生活用到的产品如单反相机、监控摄像头、行车记录仪、手机等,我们都能直接看到比较优质的图像效果,这大部分归功于图像处理技术ISP对sensor原始数据的处理,所谓ISP,即 Image Signal Processor。可能大家对这个名词比较陌生,但其早已渗透在绝大多

数普通人的日常生活中。相机在采集图像时,会遇到许多影响图像质量的因素,环境照度、色温等变化都会导致设备无法还原出真实的画面,而ISP图像信号处理的作用,就是通过自动曝光、自动对焦、自动白平衡、颜色校正、图像锐化和降噪等操作,把传感器采集到的原始模拟数据转换成接近真实场景的数字视频流。

ISP作为sensor原始数据处理的核心,其发展也是跟sensor发展同步。最早的CCDsensord诞生于贝尔实验室,并且在往后的30年期间一直占据着成像领域的主体地位,而随着sensor工艺技术和ISP的发展,在随后的90年代,cmos sensor逐渐在成像领域有了一席之地。

而如今ISP在我国也仍然有重大挑战,一是近年来美国的制裁,传统的芯片架构和供应链都可能影响中国智能产业的发展,而ISP作为处理器核心模块之一,在我国也面临着自主生产和技术创新的挑战。二是挑战来自国内,随着AI、5G、云计算等技术的成熟,越来越多的行业场景开始应用上了计算机视觉技术,摄像头变得无处不在,对图像质量提出了更高的要求,数字中国的发展,推动着ISP芯片以更低的功耗成本实现更高的分辨率。三是来自用户,智能手机的图像质量可以说是大众最常接触、最具感知力的应用了。高速增长影视技术,清晰度从720p飞速发展到4K乃至8K时代,直播、短视频、虚拟现实、AR等新应用的出现,也对ISP的性能、功耗、延迟等都提出了挑战。

而本文将系统介绍经典的ISP pipeline流程,分析关键处理模块原理和作用,使得更多用户可以了解到底层的ISP技术,而不只是单纯停留在图像表面。

1.ISP关键模块原理分析

1.1 ISP pipeline介绍

在介绍ISP系统时,以我司正在使用的主控芯片平台为基础,介绍其中的ISP系统,如下图(1)所示是该平台ISP处理流程:

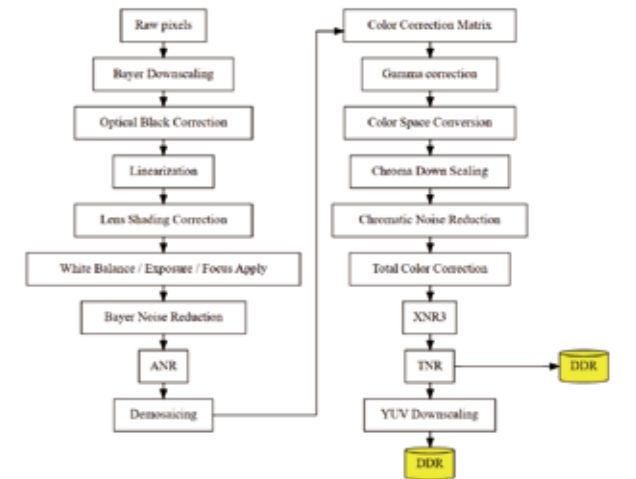


图1 某平台ISP pipeline

ISP系统开端接入sensor输出的原始数字信号流,并会按照该流程顺序逐步处理,最终输出理想的RGB或YUV数据。其中denoising是里面的关键模块之一,它实现了sensor的bayer数据转换成RGB数据,即它实现了原始sensor像素只有单一的R,G或B值插值成具有三原色的数据,在此之前的处理都是基于bayer域数据处理;在color space conversion实现了颜色空间转换,其实在之前denoising已经实现单一的颜色空间到RGB空间,而在这里将实现RGB空间到YUV或者用户显示定义的颜色空间,以便后续视频流处理。所以,从sensor原始的数据经ISP pipeline顺序实现了自动曝光、清晰度调整、降噪、颜色校正等几大模块以实现在各种环境下仍输出出较良好的图像质量。接下来将具体分析里面的某些关键模块的原理和作用。

1.2 黑电平校正

Optical black correction,黑电平校正,初步理解为sensor在无光照时仍然输出的一部分暗电流,从主观上看反映图像黑色是否纯黑。如下图2是黑电平校正前和

校正后的图像效果对比：



图2 blc处理前后效果

可见，blc扣除过少时图像偏紫，扣除过多时图像偏绿。由于sensor在无光照时仍会输出部分暗电流，其sensor内部输出需要减去该部分，所以在sensor设计时，通常会设计一些没有完全曝光的像素，即光学暗区，此时sensor的输出RAW=sensor input - optical black level。但又因在sensor边缘的black lines会受到PCB layout、电源纹波、模组结构设计等等因素的影响，故此时OB扣除的还是可能不准确，导致部分相机厂商不使用这个功能，同时考虑到sensor在模数转换时，由于精度有限，部分很小的电压无法转换成数字信号，为保留暗部细节，sensor内部输出还会再加一个基底pedestal，sensor的RAW = sensor input - optical black level + pedestal，对于芯片处理来说，一般拿到的就是这个数据，此时需要在ISP处理流程的起始部分减去这个基底，在芯片内部一般叫做BLC。

在算法设计中，ISP通过中值、全局均值或局部均值方法拿到BLC数值并减去，如图3所示，以12bit的bayer数据为例子，通过blc处理使得初始数据能够线性化，提高后续处理如awb、ccm校正的准确性。在该例子中，数据的暗部细节得以保留，但减去blc后，此时数据区间应该是[0,1023-blc]，而理论12bit的数据输出应该是[0,1023]，可见高光细节有所损失，这时有两种矫正方法：一是将blc减掉后，直接乘一个系数使其数据范围达到[0,1023]，即 $Out=gain*(In-blc)$ 。二是直接减掉blc，不乘

系数，利用后续的Gamma等其他提升亮度的方法，使最终图像输出范围达到[0,1023]。

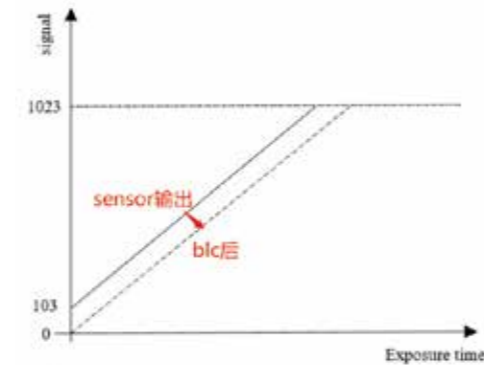


图3blc处理

1.3 颜色校正模块

1.3.1awb

awb即auto white balance(自动白平衡校正)，在不同的环境中有着不同的色温值，而不同色温光源所呈现的颜色也不同，如下图4所示，高色温偏冷色调整体偏蓝，而低色温下偏暖色调整体偏红。人类视觉系统具有颜色恒常性特点，对物体观察不受光源影响，所以在阴天、晴天、室内、室外、日光灯、白炽灯等的环境下，人的视觉中白色基本保持色彩不变，但是sensor在未经awb处理时，在不同色温条件下成像时白色会呈现不同的偏色情况，这时需要awb算法来校正sensor在不同色温下的偏色情况。

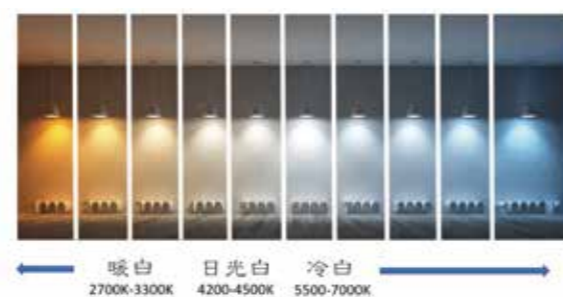


图4 不同色温颜色表现

AWB算法的基本原理是：根据场景内灰色物体的颜色信息，即计算统计白点的 R, G, B 颜色通道的增益，乘以增益后，RGB三个通道达到平衡，从而校正相机在不同色温下的偏色情况。目前常用的awb算法有灰度世界法、完美反射法和白点统计算法。

灰度世界算法基于一个假说：任一图像，当它有足够的色彩变化，则它的RGB分量的均值会趋于相等，这是一个在自动白平衡方面应用极为广泛的理论。基本流程是先计算各个颜色通道的平均值，寻找一个参考值K，一般情况选取G分量为Gmean，计算 $Rgain = Gmean/Rmean$ ， $Bgain = Gmean/Bmean$ ，对图像中的每个像素都乘以对应的gain值进行校正。

完全反射法也是基于一个假说：一幅图像中最亮的像素相当于物体有光泽或镜面上的点，它传达了很多关于场景照明条件的信息。如果景物中有纯白的部分，那么就可以直接从这些像素中提取出光源信息。因为镜面或有光泽的平面本身不吸收光线，所以其反射的颜色即为光源的真实颜色，这是因为镜面或有光泽的平面的反射比函数在很长的一段波长范围内是保持不变的。完美反射法就是利用用这种特性来对图像进行调整，算法执行时，检测图像中亮度最高的像素并且将它作为参考白点，基于这种思想的方法都被称为是完美反射法，也称镜面法。通俗的意思就是整个图像中最亮的点就是白色或者镜面反射出来的，那么最亮的点就是光源的属性，但是该点本身应该是白点，以此为基础就可计算出R, G, Bgain值从而进行校正。

白点统计算法：首先系统计算出限制条件的白点，然后在不同色温光源下标定得到以下gain的关系曲线和R/G与色温的关系曲线，如下图5：那么相机获取图像后

通过一定技术手段获得拍摄图片色温后，便能得到当前校正白点的R/G和B/G值，进行白色偏色校正。

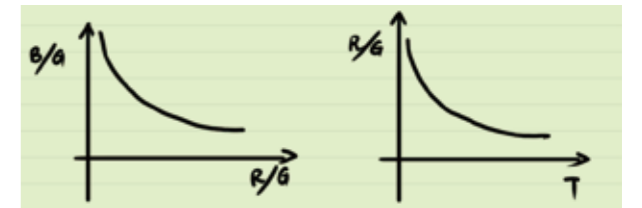


图5 白点统计算法

在当前比较流行的ISP芯片中，大多采用多种awb算法组合策略，比较常用的是灰度世界法和白点统计算法结合来达到比较好的白平衡效果，如海思的处理芯片便是采用此种策略。然而当前的白平衡算法仍有一定的局限性，如遇到大面积的单色情况，白平衡就会判断不准甚至失效，从而导致图像偏色，在目前的技术中仍然难以彻底解决该问题，在实际应用中通常会采用一些策略来改善此现象，例如遇到大面积的单色情况时直接使用d50的色温增益，或者不用传统的awb算法，利用深度学习的方式来完成白平衡校正，例如海思的specawb模块就用这种方法来实现白平衡校正和解决大面积单色白平衡不准的问题。

1.3.2ccm

ccm即Color Correction Matrix(颜色校正)，通过一个3*3的矩阵来还原真实场景的颜色，使之更符合人眼感知。人眼之所以能感受到自然界的颜色是因为人眼的视锥细胞在起作用，人眼主要通过三种视锥细胞感受三种不同波长的光从而感受颜色，但人眼和sensor对RGB分量的响应曲线有比较大的差异，从而需要进行颜色校正使得相机捕捉到的图像颜色与人眼保持一致。在算法设计原理中，通常采用一个3*3的线性矩阵来校正当前颜

色, 如下图6: RGB表示当前环境的awb校正RGB值, 通常
需要满足矩阵每一行的和为1, 目的是在当前颜色校正时
不能破坏灰阶值。不同色温下的RGB分量不同, 所以通常
需要在不同的光源条件下进行校正, 如下图7为ccm校正
后的效果

$$\begin{pmatrix} R' \\ G' \\ B' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{RR} & m_{RG} & m_{RB} \\ m_{GR} & m_{GG} & m_{GB} \\ m_{BR} & m_{BG} & m_{BB} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} R \\ G \\ B \end{pmatrix}$$

图6 ccm矩阵

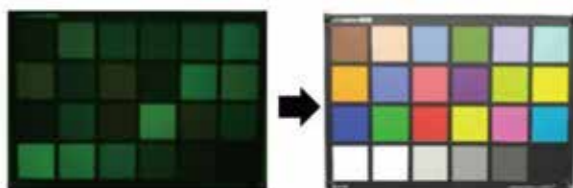


图7 ccm校正前后效果

1.4 Demosaic

光线中主要包含三种颜色信息, 即R、G、B。但是由于
像素只能感应光的亮度, 不能感应光的颜色, 同时为了减
小硬件和资源的消耗, 必须要使用一个滤光层CFA, 使得
每个像素点只能感应到一种颜色的光使得每一个像素只
能获得 R、G、B 三基色中的一种彩色分量, 如下图8:

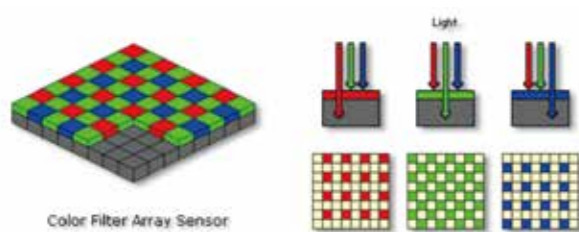


图8 单传感器获取图像信息

为了实现图像从Bayer模式到全彩色的图像的重建,
需要对图像中的每一个像素点进行插值, 利用其周围像
素点的色彩值来估计出缺失的另外两个色彩值, 最终得
到每个像素点包含红、绿、蓝三个像素值的全彩色图, 这
个过程就叫做Demosaic。

目前sensor常用的bayer排列主要有以下四种:
RGGB、BGGR、GRBG、GBRG。以GRBG格式排列的bayer
数据为基础, 如下图9, 展开demosaic插值中用到的最
基本原理算法: 双线性插值, 该算法利用相邻像素域中同
色分量的平均值作为当前像素的待求颜色分量, 如果存
在相邻的两个像素的红色/蓝色分量, 就取红/蓝色分量
的均值, 如果周围没有相邻的红/蓝色分量, 就取对角线
方形的4个像素点处的红/蓝分量的均值, 如R22=(R12+R32)/2, B32=(B21+B23+B41+B43)/4。然而
该算法较为简单, 主要是没有对边缘方向进行处理, 容
易引起颜色和方向插值错误, 如在高对比度或高频的地
方易出现伪彩和摩尔纹。如下图10是一种基于边缘判断
算法的自适应插值流程: 边缘判断作为边缘敏感算法的
第一步, 它的判断准确直接决定了CFA 插值的质量。如果
边缘判断准确, 插值会沿着边缘方向进行, 在这个方向
上形成一个局部平滑的区域, 这样的插值结果会比较符
合人类视觉习惯。

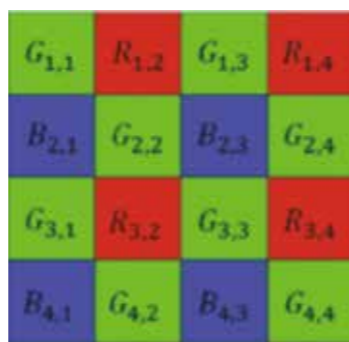


图9 GRBG bayer数据

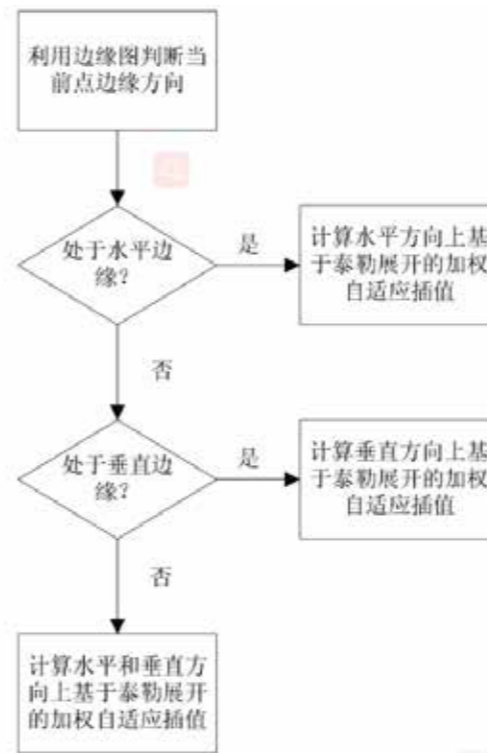


图10 基于边缘判断算法的自适应插值

1.5 亮度相关模块

1.5.1 AE

AE即自动曝光算法, 根据自动测光系统获得当前图
像的曝光量, 再自动配置镜头光圈、sensor 快门及增益
来获得最佳的图像质量。具体过程可以理解成系统根据
ae设置的图像权重表来获得统计当前图像的曝光量, 根
据用户设置的目标亮度值进行比较, 如果差异值超出了
调节的阈值, 上层ae算法便会查找ae table表去统计计
算当前系统需要下发的曝光时间和增益的值, 使得图像
亮度调节达到要求。

1.5.2 Gamma

Gamma模块对图像进行亮度空间非线性转换以适
配输出设备。Gamma模块校正R、G、B时调用同一组
Gamma 表, Gamma 表各节点之间的间距相同, 节点之
间的图像像素值使用线性插值生成。

而ISP系统需要进行Gamma校正的原因: 一是由于
早期都是CRT显示器, 这种显示器的亮度和电压并不是
线性关系, 而是呈现一种类似反Gamma_2.2的非线性关
系, 所以需要进入panel的数据需要是带Gamma_1/2.2,
这样输出的数据才是线性的数据。二是人眼对亮度的感
知是非线性的, 或者说是 Gamma_1/2.2, 即人眼对暗处
的变化更加敏感, 而对亮处的变化没那么敏感, 这样一
个panel的线性的物理输出, 经过人眼自带的1/2.2Gam
ma, 就变成了非线性, 也就是人眼对真实物理亮度的感
知。

在实际的图像效果上, Gamma对于整个图像的对
比度有着较大的影响, 好的Gamma能够呈现出较好的对
比度效果, 如图11所示: 线性Gamma输出时, 画面偏暗,
对比度低, 且损失了暗处细节, 而Gamma校正后可见图
像呈现的细节更多, 对比度高。



图11 Gamma校正后效果

1.6 Sharpen

Sharpen即图像清晰度调节模块，它可增强图像表现中的边缘和细节纹理，提高图像的清晰度。如图12，图像锐化的基本原理思路是通过各种滤波器(如高低通滤波器)提取图像中的低、中、高频信号，每个信号乘以一定的系数叠加到原来的信号，同时还要加上一些图像平滑clipping的处理，达到人眼感知较为良好的清晰度效果，如图13。

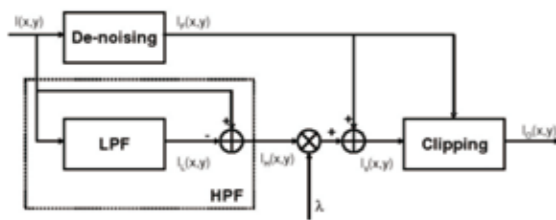


图12 图像锐化原理



图13 图像锐化效果

1.7 降噪模块

在ISP pipeline中，降噪模块主要有BNR和3DNR模块，整体上可分为空域降噪和时域降噪，在ISP流程中，我们可见BNR是在bayer域进行降噪，同时位置也比较靠前，这是因为噪声在pipeline中每经过一个流程便会产生相应的变化，在经过一系列的线性和非线性的处理后噪声模型会变得更加复杂，这时再去噪将会变得更加复杂。

空域去噪中，核心思想是平均加权一些相似的像素，

去得到噪声更小的像素值，所以大部分的空域去噪算法都是围绕着怎么计算两个像素的相似权重以达到较为良好的去噪效果。在去噪算法的发展中，最基础的是均值滤波思想，其假设图像在一个很小的邻域范围内像素的变化不会太大，那么就可以在一个很小的邻域范围内求一个平均值来取代当前的像素值从而达到降噪的效果，如图14所示：显然图像达到了去噪的效果，但是损失较多的细节和边缘。

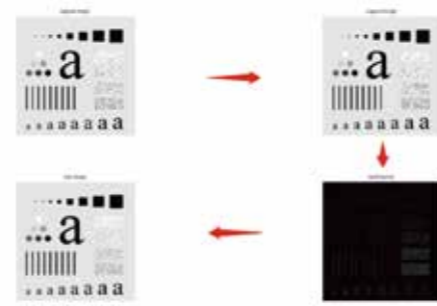


图14均值滤波去噪效果

为了改善此问题，人们提出了更多的滤波方式来去噪，如下表1：在实际ISP设计中，通常也会采用多个算法结合来达到去噪和保边的效果。

表1 空域去噪算法

去噪算法	算法原理	优缺点
高斯滤波	通过距离加权，距离近的权重高，距离远的权重小	边缘损失
双边滤波	去噪需要相似的区域有更大的贡献，不相同的给小的权重，而对于边缘而言，那么两侧的像素值的差距肯定很大，也就会导致离边缘另一侧不同的会分配一个小权重，而同侧相差小就会有一个很大的权重，这样就不会由于取平均的时候将边缘两侧的大差异变小导致边缘变弱了，从而起到保留边缘的目的	边缘可得到保留
中值滤波	通过求小窗口中的中位值来取代当前位置的方式来滤波	对去椒盐噪声效果更好，保边能力强
NLM	利用整个图像的信息来进行降噪滤波处理	去噪效果好，保边强

通常也会采用多个算法结合来达到去噪和保边的效果。

时域降噪与空域降噪有所不同，其基于多帧图像进行降噪，空域降噪只是基于当前帧，所以时域去噪处理更加复杂，强度太大容易引起运动拖影的问题。时域去噪大概思路是检测视频的运动水平，根据运动水平的大小对图像像素进行空域滤波和时域滤波的加权，之后输出滤波之后的图像。

2.图像质量在无人机领域发挥的作用及ISP的发展趋势

2.1 视觉领域

图像处理技术是实现机器视觉的关键技术。自20世纪70年代末以来由于微电子技术和计算机技术迅猛发展给数字图像处理提供了先进的技术手段“图像科学”也就从信息处理、自动控制理论、计算机科学、数据通信、电视技术等学科中脱颖而出，成长为旨在研究“图像信息的获取、传输、存取、变换理解和综合利用”的崭新学科。目前图像处理与分析技术已广泛应用于办公自动化、工业机器人、地理数据处理、医学数据处理、地球资源、遥感、交互式计算机辅助设计等领域。

视觉相机作为无人机智能化系统的前端，为视觉提供了基础的图像数据。通常视觉算法只需要视觉相机的亮度信息进行特征匹配，而图像处理技术可以将sensor初始输出的bayer数据经过一系列处理成YUV信号，为视觉算法处理提供了信号基础。无人机视觉使用到的slam算法中，视觉图像的曝光方式和图像质量也会影响算法识别。视觉相机sensor一般选用global shutter曝光方式，原因是global shutter的sensor在高速运动时由于一帧所有行都是同时曝光，不会出现物体失真的现象，

保证了高速运动下的图像质量。而由于视觉相机只需要亮度信息，那么图像是否过曝、欠曝、对比度、噪点表现等都会影响图像细节的表现，从而影响视觉识别。

2.2 行业应用

无人机通常会挂载超高清云台相机，可实现高清变焦拍照和录像，可完成大部分危险、高难度的巡检、救援工作，而优质的图像质量为作业提供了良好的图像数据。无人机技术的巡检方式适合大规模的应用，在电网巡检中可以精准的发现输电线路中的故障问题，并拍摄影像数据用于信息分析，为后续的故障维修及运行管理工作提供数据支持，以保证输电线路管理工作中各项决策的科学性。

2.3ISP的发展趋势

目前ISP的发展已逐渐成熟，在当今走向智能化时代的社会，ISP也迎来新的时代挑战，未来通过深度学习等智能技术手段提高成像效果已然成为ISP的发展趋势。其中在2021年，海思已经推出越影AI ISP，实现了超感光降噪和多光谱融合，实现0.01lux低照全彩；在2022年，爱芯元智也推出了自研的AI ISP芯片，实现低照度的超感光降噪效果。在手机领域，实现超分辨率超远距离拍摄也能清晰成像也是ISP当前和未来的挑战。可见未来ISP走向智能化已经慢慢成为一种趋势，是当前ISP研究的热点。

3.总结

本文简单分析了ISP的发展历史，描述ISP pipeline流程，着重分析了ISP pipeline中的关键模块原理及作用

并结合我司所在的无人机领域分析图像质量发挥的重要作用,在最后展望了ISP的发展趋势。

参考文献

- [1]董德兴,高性能CIS控制系统及关键ISP技术研究[D].天津大学,2009.
- [2]Micon, The Evolution of Digital Image: From CCD to CMOS, 2006,1~5
- [3]Kawahito S, Recent developments of CMOS image sensors, Transactions of the Institute of Electrical Engineers of Japan, 2003, Part E, 123(10):387~391
- [4]祝晓笑,任思伟.安防用CMOS图像传感器片上图像信号处理电路综述[J].半导体光电,2015,36(05):677-682.DOI:10.16818/j.issn1001-5868.2015.05.001.
- [5]韩强,戎蒙恬,刘文江.图像信号处理器中自动白平衡的算法研究[J].信息技术,2009,33(11):55-59.
- [6]Ed Chang, Shiufun Cheung and Davis Pan, "Color Filter Array Recovery Using a Threshold-based Variable Number," in Proc. IS&T/SPIE Conf: Sensors, Cameras, and Applications for Digital Photography, vol. 3650, 36, 1999.
- [7]王森. 图像信号处理器中关键技术研究[D].上海交通大学,2010.
- [8]何颖秋,方子涵,谢亮天.基于FPGA的实时图像处理与实现[J].电子设计工程,2020,28(07):137-141+146.DOI:10.14022/j.issn1674-6236.2020.07.031.
- [9]温新叶,杨志伟,陈昌.输电线路无人机智能巡检应用研究[J].中国设备工程,2021(23):31-32.



即时配送 先人一步

- 全域全时保障
- 提升运输效率
- 低成本高安全

物流运输

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



直升机变传动比传动系统方案设计分析及试验研究

文 / 霍亚东 吴艳朋

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 随着高速直升机需求, 由于固定旋翼转速限制, 变转速传动已成为直升机传动新的发展趋势, 本文介绍实现旋翼变转速输出的一种传动系统变速方案。基于变转速传动的技术方案, 建立旋翼、传动及发动机耦合模型, 然后进行耦合系统动态响应分析。最后根据真实变转速策略实施建立试验环境, 采用功率“缩比”方式进行试验验证。

关键词: 变速传动; 直升机; 耦合; 试验;

Abstract: With the requirement of high speed helicopter, variable speed drive has become a new trend of helicopter transmission because of the limitation of fixed rotor speed. Based on the technical scheme of Variable Speed Drive, the coupling model of rotor, drive and engine is established, and then the dynamic response of the coupling system is analyzed. Finally, according to the real variable speed strategy implementation of the establishment of the test environment, the use of power “Scaling” approach to test verification.

Key Words: Variable speed transmission; helicopter; coupling; test.

随着高速直升机飞行需求, 固定旋翼转速成为限制直升机飞行速度提高的重要原因。为进一步提升直升机的性能, 变转速技术成为了直升机传动系统研究的新领域。

国外针对变转速技术进行了一系列研究和验证, 并已投入实际应用。研究表明而且变转速系统具有降低飞行噪声、提高续航能力、保障飞行的安全性和可靠性等优点。

当前实现旋翼变转速功能的方式包括发动机变转速和传动系统变速两类, 如表 1 所示。

表 1 典型变转速直升机及特点

方式	机型	特点
发动机变转速	Bell: XV-15、V-22 和 V280	1. 直升机处于悬停和巡航飞行 2 种模式下, 涡轮轴发动机的性能明显受到固定传动比的限制。 2. 发动机输出转速的变化仅为输出转速的 15% 左右。
	Sikorsky: SB>1、S-97、X2	
	Agusta: AW609	
传动系统变转速	Boeing: A160T	1. A160T 传动系统以复合行星轮系为核心, 配合以摩擦离合器和超越离合器, 可以实现两挡变速切换。这种构型的功率密度较大, 体积较小, 可实现的转速调节比较大。 2. 变速结构的转速变化可高达输出转速的 50%。 3. 航空摩擦离合器的关键技术研究

Boeing 的 A160T “蜂鸟” 上使用两挡变速传动系统, 悬停及高速飞行时旋翼转速为 100%, 低速巡航飞行旋翼转速为 50%, 实现高效的低功率巡航, 续航能力到达 24~48h, 相对于 A160 无人直升机获得了明显的提升, 因此, 增添变速机构成为实现直升机变速的最佳方案。

国外对变转速技术的研究已取得相应的成果, 但国内对其研究才刚刚起步。因此, 本文作者针对直升机变速传动系统开展相关研究及试验验证, 为变转速传动系统的设计优化提供理论依据。

1. 概述

直升机变传动比传动系统存在以下研究难点:

a) 旋翼变转速控制策略研究

控制策略主要是通过控制传动系统“换挡”时间和发动机“换挡”时间实现旋翼转速的变化。

受直升机旋翼较大质量的影响, 在变转速过程中, 如控制策略选择不当, 直升机动力链极易出现较大载荷冲击或“丢失”功率的现象。

b) 传动、旋翼和发动机耦合系统的动态响应分析

传动系统和发动机输出转速的变化将控制旋翼转速变化, 同时旋翼不同转速下的气动载荷和惯性载荷反向影响传动系统的转速和功率的输出。

此项研究将建立三大动部件的耦合系统模型, 通过仿真技术研究耦合系统的动态响应, 验证旋翼变转速控制策略, 提供零部件载荷计算、选型的支撑。

2. 变传动比传动系统方案

传动系统的变转速方案如图 1 所示, 方案中设置两组齿轮, 齿轮 Z3、Z4 为高速齿轮组, 齿轮 Z1、Z2 为低速齿轮组, 通过控制多片离合器结合和分离两种状态, 使动力在两组齿轮中变换, 从而实现传动系统不同的转速输出。

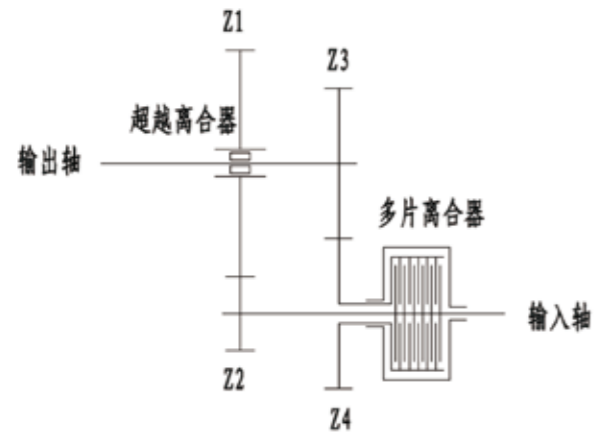


图1 变转速方案原理

当多片离合器结合时，动力输出至Z3、Z4，Z3输出转速高于Z1的输出转速，超越离合器处于超越状态，此时输出输出轴输出高转速；当多片离合器分离时，动力输出至Z1、Z2，超越离合器处于结合状态，此时输出轴输出低转速。

3.变转速工况选取

根据对直升机各飞行状态研究，选择两个典型工况进行仿真分析，工况类型如表2所示。

通过下表可以看到，当发动机降速和传动系统增速时，旋翼转速增加；当发动机增速和传动系统降速时，旋翼转速降速。

表2 直升机典型增减速工况

序号	任务段	旋翼转速rpm	发动机转速rpm	传动系统档位	需用功率kw
增速工况	返航	299	6300	低速档	294
		333	5400	高速档	267
降速工况	出航	333	5400	高速档	297
		299	6300	低速档	269

4.旋翼、传动及发动机耦合系统建模

4.1旋翼系统建模方法

直升机主旋翼片数为2，旋翼气动载荷计算公式如下所示。

$$M = \frac{1}{8} \cdot \rho \cdot r \cdot \omega^2 \cdot R^4 \cdot C$$

M: 旋翼气动扭矩；

ρ : 海平面空气密度，取1.225g/m³；

ω : 旋翼转速，rad/s；

R: 旋翼半径，取5.75m；

C: 气动载荷系数，无量纲。

本文近似认为旋翼变转速过程中其气动载荷随转速进行线性变化，因此根据上述公式，系数C为计算旋翼载荷的关键要素，根据上述工况，建立变转速过程中系数C变化的模型，得到变化斜率曲线，变转速过程中气动载荷系数C值的变化斜率计算模型如图2所示。

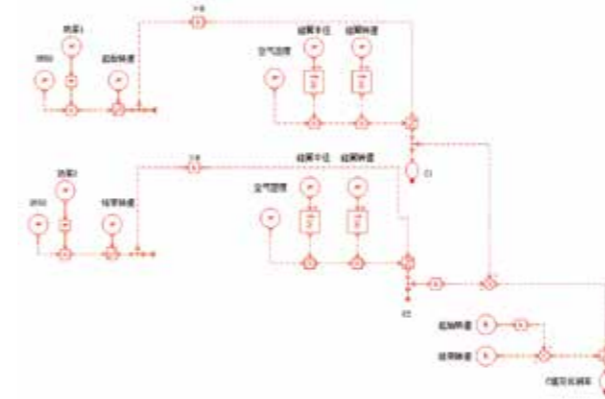


图2 气动载荷系数斜率计算模型

根据旋翼系统结构模型，建立旋翼系统关键载荷计算的数学模型，如图3所示，在此模型中，主要计算变转速过程中旋翼气动矩M、桨叶销处气动矩Mpa、桨叶销处惯性负载Mip、桨叶销处的总矩Mp、桨叶销处气动力Fap和桨叶销处总力Fp。

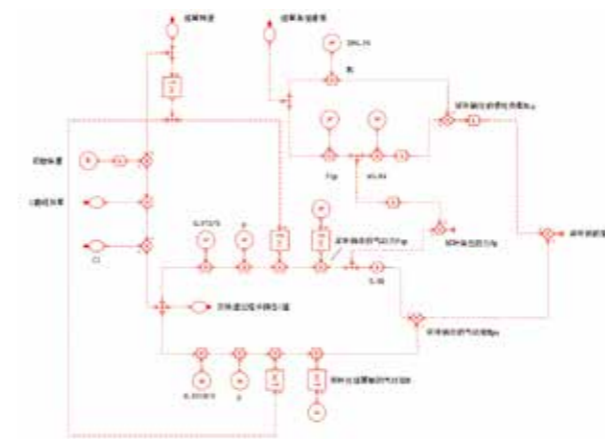


图3 旋翼系统关键载荷计算模型

4.2传动系统变转速模块建模方法

传动系统变转速模块是实现传动系统“换挡”的重要部件，通过控制多片离合器的“离合”状态实现输出转速变化，传动系统中变转速模块的模型如图4所示，在此模型中，通过控制多片离合器动力滑油的压力实现多片离

合器“离合”状态的转换。

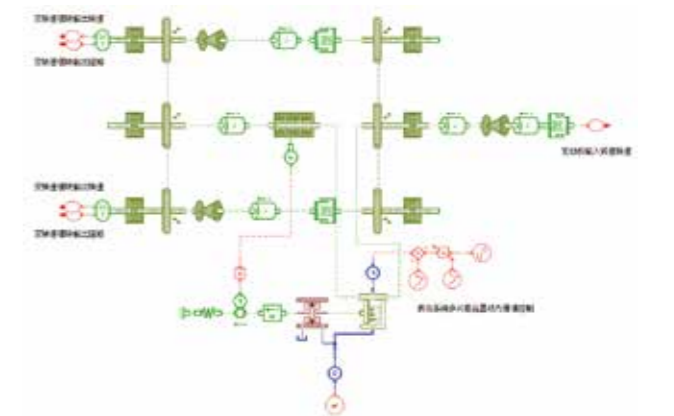


图4 传动系统变转速模块模型

4.3发动机系统模型

由于发动机可实时对转速进行精准调整，且发动机各旋转件的转动惯量较小和扭转刚度较大，因此只建立发动机的转速输出模型，发动机转速模型如图5所示。

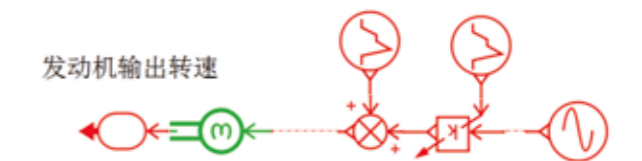


图5 发动机转速输出模型

4.4旋翼、传动及发动机耦合系统模型

根据各系统结构形式及特性建立旋翼、传动系统及发动机的耦合模型，如图6所示，上述各模型的计算数据将发送至此耦合模型进行系统计算。

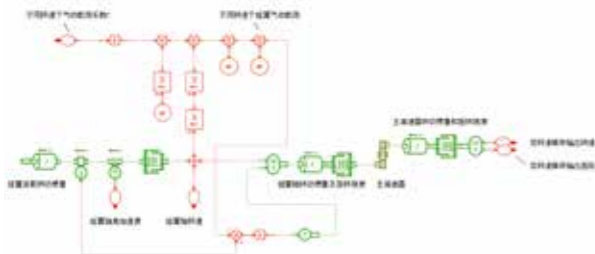


图6 耦合系统模型

5.旋翼变转速控制策略设置

在旋翼升速工况中，耦合系统中的控制策略如图7所示，在预定时间范围内，传动系统多片离合器动力滑油压力从0bar升至12bar，发动机输出转速从6300rpm降至5400rpm。

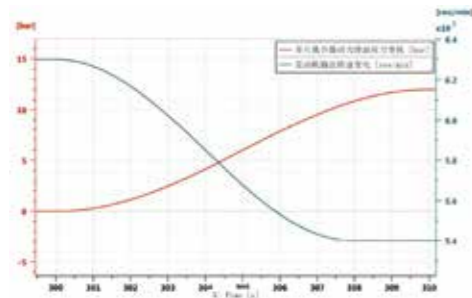


图7 旋翼升速工况控制策略

旋翼降速过程中，耦合系统中的控制策略如图8所示，在预定时间范围内，传动系统多片离合器动力滑油压力从12bar降至0bar，发动机输出转速从5400rpm升至6300rpm。

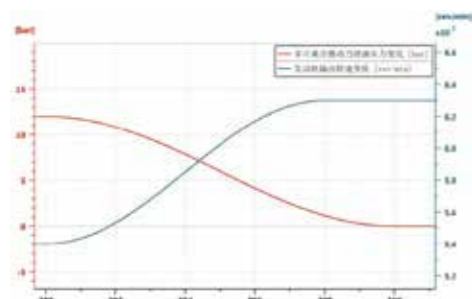


图8 旋翼降速工况控制策略

6.耦合系统动态响应及分析

6.1旋翼轴动态响应

将控制策略添加到耦合模型，旋翼升速工况中旋翼轴的仿真分析结果如图9所示。

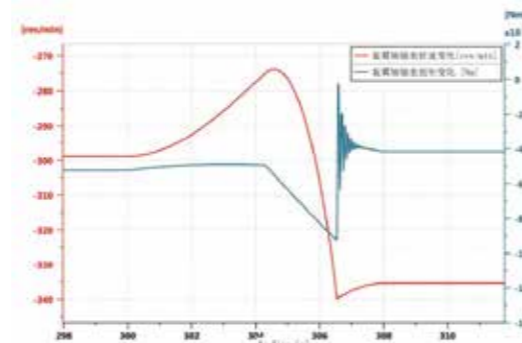


图9 旋翼升速工况下旋翼轴动态响应曲线

旋翼降速工况中旋翼轴的分析结果如图10所示。

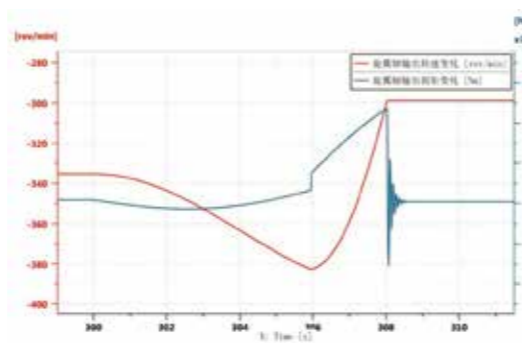


图10 旋翼降速工况下旋翼轴动态响应曲线

6.2变传动比模块关键零部件动态响应

6.2.1旋翼升速工况

升速工况下，多片离合器将逐渐结合，超越离合器将从结合状态变为超越状态，两者的载荷变化如图11所示。

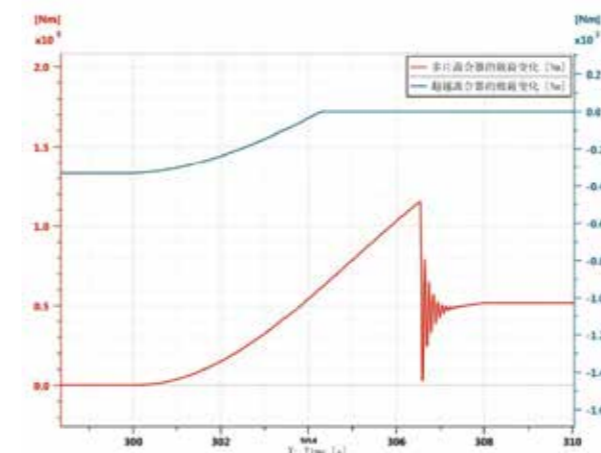


图11 多片离合器和超越离合器载荷变化

6.2.2旋翼降速工况

降速工况下，多片离合器将逐渐分离，超越离合器将从超越状态变为结合状态，两者的载荷变化如图12所示。

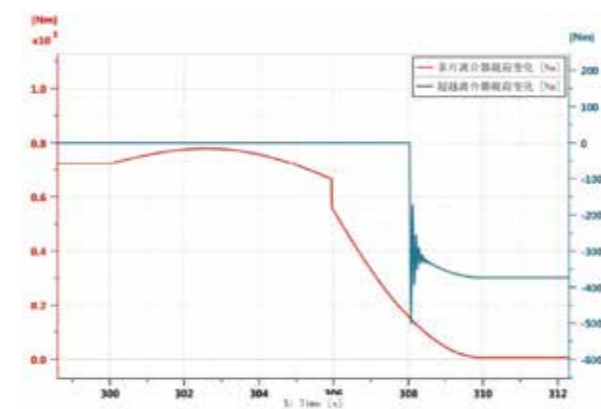


图12 多片离合器和超越离合器载荷变化

6.3旋翼系统关键零部件动态响应

6.3.1旋翼升速工况

升速工况下，旋翼系统中关键结构件的载荷变化如图13所示。

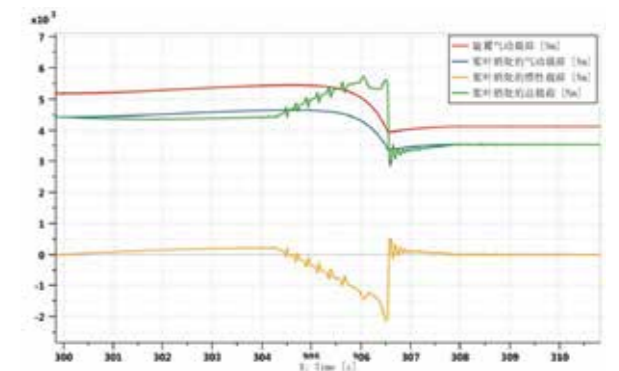


图13 升速工况下旋翼系统关键载荷变化

6.3.2旋翼降速工况

降速工况下，旋翼系统中关键结构件的载荷变化如图14所示。

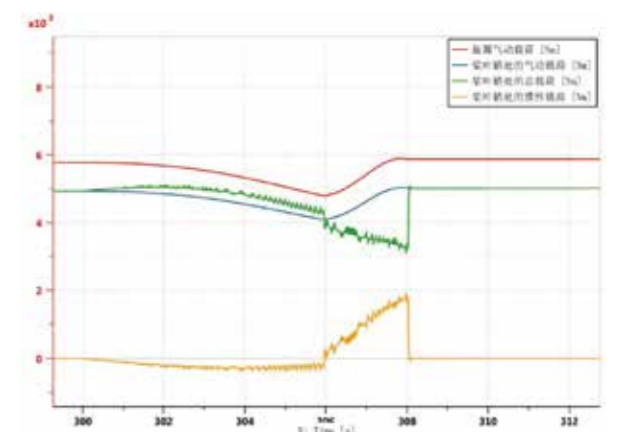


图14 降速工况下旋翼系统关键载荷变化

7.试验验证

7.1试验方法

此次试验将采用功率“缩比”的方式进行，建立缩比试验工况条件和缩比的变传动比模块试验件。此次试验将根据真实变转速策略实施建立试验环境。缩比试验工

况如表 3所示。

表 3缩比试验工况

工况	负载电机功率 kW	拖动电机转速 RPM	传动系统档位
增速 工况	101	6300	低速档
	44	5400	高速档
降速 工况	49	5400	高速档
	45	6300	低速档

7.2试验原理及试验件

此次试验按照以下原理进行试验,如图 15所示。

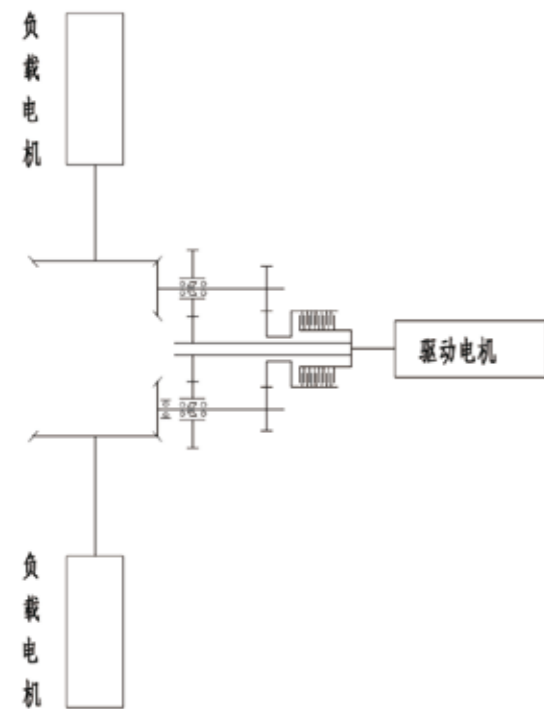


图 15 试验原理

根据以上原理图,基于试验台和电机的接口对此试验总成进行结构设计,其中变转速的齿轮齿数比严格按照变传动比确定,最终使用锥齿轮对接负载电机。图16为试验总成与试验台的连接方式。试验总成运行现场如图17所示。



图 16 试验总成与试验台连接图



图 17 缩比试验件试验现场图

7.3验证结果

由于试验条件限制,此次试验只能对试验件的输入、输出端的转速和扭矩变化进行测量,试验结果如图18所示。

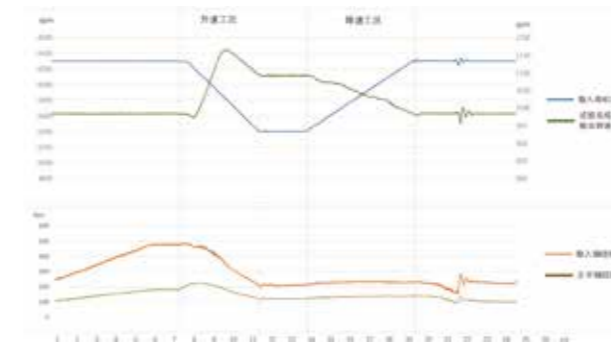


图 18 试验实测曲线

8.总结

1) 传动系统变传动比方案能够实现预定功能,通过控制离合器“合”和“离”状态两种,传动系统可以实现“高”和“低”两种转速的输出。

2) 通过耦合系统的仿真发现,在旋翼变转速过程时未出现较大“冲击”和功率丢失的问题,由于旋翼转动惯量较大的缘故导致耦合系统中出现扭矩“振荡”,幅值处于可接受范畴。

3) 通过缩比试验件的变转速试验表明,变转速试验总成的扭矩和转速变化趋势符合文中耦合系统仿真的结果,文中设置的变转速策略具有正确性。

4) 通过仿真技术,可在动力链中输出各系统变转速动态载荷谱,支撑其结构设计、强度计算和选型设计。

参考文献:

[1]AMRI H, FEIL R, HAJEK M, et al. Possibilities and difficulties for rotorcraft using variable transmission drive trains[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2016, 7(2): 333—344.

[2]DESMIDT H A, SMITH E C, BILL R C, et al. Comprehensive modeling and analysis of rotorcraft variable speed propulsion system with coupled engine/transmission/rotor dynamics[R]. Cleveland, OH, United State: National Aeronautics and Space Administration, NASA/CR — 2013 — 216502.

[3]EDWARDS B D, CONNER D A, DECKER W A, et al. NASA/Army/Bell XV-15 tiltrotor low-noise terminal area operations flight research program[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(4): 219—232.

[4]李政民,李英明,王浩,等. 无人直升机主减中两级变速齿轮传动构型方案概述[J]. 机械传动, 2018, 42(1):167—170.

[5]Brown F, Robuck M, Kaiser E, et al. Design and development of a dual ratio transmission for the a 160t UAV rotorcraft[C]//Proceeding of the American Helicopter Society 66th Annual Forum. Phoenix, AZ, US. Fairfax:AHS, 2010: 11-13.

[6]余亦曦. 直升机传动系统的现状与发展研究[J]. 航空科学技术. Jan. 25 2021 Vol. 32 No.01 78-82。



智慧仓储 点睛之作

TA-Q4

仓库巡检无人机

| 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
862×852×501 mm (L×W×H)

飞行时间
14 min

导航传感器系统
双目视觉+激光雷达

重量(含电池)
4.3 kg

安全功能
自主避障、低电量回程和降落、旋翼保护

飞行速度(自动)
2 m/s

检测传感器系统
相机分辨率: 4208×3120
LED照明≥2400流明

处理速度
45 FPS和多标签处理

智能化水平
自动生成并上传盘点表



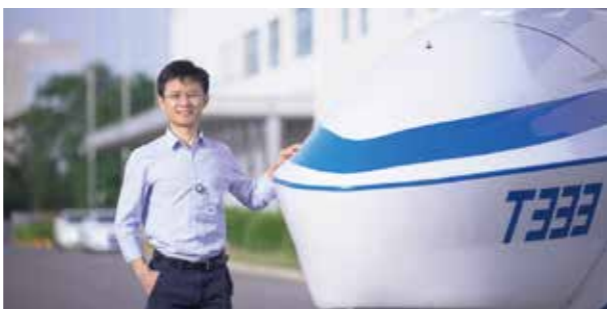
投资界 | 新晋百亿独角兽, 联合飞机强势领跑智能航空新赛道

成都迎来一个新晋独角兽。

投资界获悉, 联合飞机集团宣布, 已在今年第一季度于四川成功完成9亿元融资金交割。至此, 联合飞机D轮融资总额约20亿元, 投后估值已超100亿元。

翻看这轮投资方阵容名单, 十分豪华——四川区域协同发展基金、四川制造业发展基金、成都重产青樾基金、安徽省量子基金、基石资本、金牛城投、德阳产投、什邡恒新、兴投控股等。

公司背后, 是一位80后掌舵者——田刚印。他早年毕业于北京理工大学飞行器设计与工程专业, 大学时与无人飞机结下不解之缘。2007年, 田刚印怀揣着飞机梦, 在地下室里开始创业, 并在2012年成立了联合飞机的前身北京中航智科技。



此次联合飞机与成都携手合作, 也让外界得以窥见成都的另一面——航空航天产业。成都身上的标签很多, 但航空航天这一印象却并不那么为人熟悉。其实, 这里不仅诞生了歼-10、歼-20等大国重器, 也走出了纵横股份、立航科技、中航无人机等硬核IPO。

北理工校友创业 干出一个独角兽, 估值超百亿

联合飞机的故事, 源自一位80后的“蓝天梦”。

出生于1982年, 田刚印在江苏的一个农村长大, 和很多男孩一样, 从小就对飞机感兴趣。2001年, 他考入北京理工大学, 不出意料地选择了一个冷门专业——飞行器设计与工程专业。作为一个“飞机迷”, 学校的航模协会成了田刚印花费精力最多的地方, 但由于做直升机模型需要大量资金、设备和场地, 他就从琢磨飞行控制器开始。



转眼到了2005年4月, 即将本科毕业的田刚印, 要为一家研究所的无人机设备做调试, 而用到的无人机是通过代理公司从国外买来的, 当时没人会操作。期间, 设备调试途中出现了问题, 田刚印直到毕业还在解决, 这也让他错过了去研究所工作的机会。“那会儿我们在测试现场忙得热血沸腾, 完全没想过撂挑子。”田刚印曾回忆道。

正是因为这次调试经历, 让田刚印留在了那家无人机代理公司工作。计划赶不上变化, 两年后公司的代理资格被取消, 半年都发不出工资, 田刚印只好选择离开。这份工作经历, 让他深知没有自主产品, 命运就会被别人捏在手上。由此, 田刚印内心萌生了创业的念头。

2007年, 田刚印与北理工的一位校友一拍即合决定创业。他从父母给自己准备结婚的钱中拿出了4万元, 在

租住的地下室里开启了研发之路。经过两年时间, 他们研发出一款只有香烟盒大小的飞行控制器, 并成功以30万元的价格卖给了中科院, 田刚印由此成功掘到了“第一桶金”, 各大高校、科研院所的订单也随之而来。

但田刚印的目标不止于此, 他要造出无人直升机整机。但从做零件到做整机, 难度超出想象。田刚印与团队对国际上的无人机进行调研, 光是打印出来的专利资料, 就装满三个大纸箱, 这意味着想绕开国外专利的可能性几乎没有。但他们发现, 当时俄罗斯在共轴双旋翼方面的技术也有缺点, 因为共轴靠的是纯机械, 于是团队决定选择电控。



研发用了三年时间, 田刚印与团队终于做出了样机, 但账面资金也所剩无几。这时, 田刚印带着产品参加了新加坡航展, 得到一家海外基金的青睐, 对方提出以7亿新币参股40%, 但条件是公司CEO必须得到他们的认可再任命, 公司也必须搬到新加坡。但田刚印果断拒绝了, 他认为总部必须放在中国, 技术也必须留在中国。

就在这时, 北京市政府提供了5千万元资金支持, 解了燃眉之急。2012年年底, 田刚印正式成立了北京中航智科技有限公司。与此同时, 由他们研发的电控共轴无人直升机TD220也进入生产阶段, 并在同年底实现首飞。



2017年，田刚印在中航智的基础之上，创立了联合飞机，成为一家专业从事无人机等装备研发、生产和服务的企业集团，产品应用领域覆盖了物流、公安、边海防、电力、石油天然气等。



而联合飞机此次完成的新融资，更是充满了四川和成都元素。具体来看，四川区域协同发展基金，该基金是四川省政府规模最大的政府产业引导基金；四川制造业发展基金，是国家制造业转型升级基金和四川区域协同发展基金联合组建的子基金；成都重产是由成都市区两级财政资金及国有企业资金共同组建；兴投控股是专注于重大产业项目的投资机构，是本次成都重产青樾基金的重要发起人；德阳产投则致力于产业投资，是德阳的市属国有企业。

外界鲜少知道，联合飞机与成都渊源颇深。早在2021年双方就达成合作，联合飞机计划投资50亿人民币

落地成都建设倾转旋翼机总体研发生产项目。至此，成都的航空工业版图又迎来一个百亿独角兽。

又一条超级赛道 “一个零件撑起一家上市公司”

联合飞机的崛起，只是眼下航空航天产业爆发的一抹缩影。



据投资界不完全统计，自2022年至今，国内航空航天相关领域已诞生近百笔融资事件，其中不乏多笔过亿元大额融资，诞生了一批外界可能听都没听过的独角兽企业。

今年2月初，超低空·天地一体运营商云圣智能获得

C+轮融资，由中国互联网投资基金(有限合伙)领投。而这距离其完成数亿元C轮融资仅时隔两个月，当时是由中关村龙门投资领投、北京股权投资发展管理有限公司参与投资，老股东方广资本继续超额追加投资。成立于2017年的云圣智能，核心团队由北大、清华、天大、中科大、南开、剑桥等著名院校的博士、硕士以及航天五院、航天九院、华为、紫光等知名研究所及高精尖人才组成。

在稍早前的1月，国内商业卫星研制公司微纳星空宣布，已完成近4亿元人民币B轮及B+轮融资，主要投资方包括国开制造业转型升级基金、越秀产业基金、东浩兰生瑞力投资、海通创新投、清科母基金等。微纳星空成立于2017年8月，创始人高恩宇也是位北理工校友，曾就职于中国运载火箭技术研究院第一总体设计部和中国空间技术研究院通信导航卫星总体部。

时间线再向前移，2022年10月，北京清航紫荆装备科技有限公司获近2亿元B轮融资，由中国航发领投，临云资本、九智资本、泓石资本、鹤冠基金、钜曦资本等跟投，武岳峰资本于本轮继续追加投资。清航装备于2015年10月成立，由清华大学博士团队创建，旗下有交叉双旋翼武装无人直升机、系留无人直升机、仿生人工智能飞行器等多款产品。

同年6月，客运电动垂直起降飞行器VOLANT沃兰特宣布，已完成亿元级Pre-A轮融资，本轮融资由明势资本领投，青松基金和微光创投跟投，老股东顺为资本持续加码。沃兰特成立于2021年6月，致力于为世界提供安全、环保、人人可负担的客运级飞行器。

与此同时，商业火箭公司深蓝航天也获得A+轮融资，由民银国际领投，真成投资等老股东跟投，这也是其

2022年完成的第二轮融资。去年1月，深蓝航天完成近2亿元A轮融资，由真成投资领投，德同资本、欧瑞资本、银河系创投、卓源资本共同投资。

这样的案例不胜枚举：中科西光航天、中科天塔、科工空间、零重力飞机工业、御风未来……放眼望去，背后聚集了包含西高投，成都科创投集团、中科创星、中信建投资本、北京金融街资本、金石投资、光大金控、尚颀资本、蓝驰创投、云晖资本，容亿投资，无锡创投等一众机构。

为何航空航天产业迎来大爆发？众所周知，航空航天行业属于国家战略性产业，是典型的知识与技术密集和附加产值高的产业，更是军民密切结合的产业，其发展水平体现了一个国家在世界上的地位。资料显示，2021年中国航空航天行业市场规模达到8933亿元，同比增长7.11%。

“哪怕只是一个小小零件，都可能撑起一家上市公司。”像达晨财智团队，早年间就开始梳理大飞机产业链，最终锚定了几个关键点。“比如说发动机系统相关配套，机载系统和设备，机体材料等方面，附加值高，技术密集型，科技含量较强，值得重点关注。”达晨财智合伙人黄琨曾分享道。

投航空航天VC都去成都了

而联合飞机联手成都合作，也并非偶然。

提到成都，外界第一印象可能大多是麻辣诱人的火锅，憨态可掬的大熊猫，人潮涌动的春熙路。地处西南，成都自古就有“天府之国”的美誉，以“宜居”著称。殊不知，成都还藏着另外一面。



2023年伊始，成都迎来一个重磅消息——GDP首次突破两万亿，成为第7个进入“2万亿俱乐部”的城市。而航空航天产业集群，正是撑起成都经济总量的重要版图之一。这里是中国内地第三个拥有双国际枢纽机场的城市，航空产业规模位居全国第四。

去年12月27日，东航全球首架C919国产大飞机首次降落成都天府国际机场。值得一提的是，从机头到航电系统，再到机舱娱乐设备、灯光、广播，起落架锻件等，都有着成都企业的身影。而成都中电十所测控通信系统、运载火箭系统以及发射场系统等多项“成都造”设备与系统，也为神舟十五号载人飞船发射成功全程护航。

2021年2月，成都纵横股份正式登陆科创板，成为国内“无人机第一股”。纵横股份的核心产品为垂直起降固定翼无人机系统，广泛应用于测绘与地理信息、巡检、安

防监控、应急等领域。背后投资方包括了由腾讯创始人之一曾李青创办的德迅投资、四川商投资本、深圳人才基金、成都沪蓉创投、中航南山股权投资等。

时隔一年，2022年3月，立航科技在上交所主板鸣锣上市。坐落于成都高新区的立航科技，主要产品为挂弹车和发动机安装车等飞机地面保障设备，已成为国内规模最大的航空工业重要主机厂飞机地面保障设备民营供应商。公司背后，出现了华控基金、海成投资、沐盟集团、博源资本、京道基金的身影。

同年6月，中航无人机成功挂牌科创板，旗下拥有翼龙系列无人机，在全球察打一体无人机中市占率位居全球第二。投资方阵容中不乏成都产业集团、航空工业、成都高投集团、国家军民融合产业投资基金等知名VC/PE。

为何成都能够崛起为一座航空航天重镇？

其实，成都的航空航天工业基础一直都十分雄厚。为人熟知的成都飞机工业(集团)有限责任公司(简称成飞)，便坐落于成都市西郊黄田坝，前身为创建于1958年的国营132厂，是中国重要歼击机研制生产基地，歼-10、歼-20等战斗机正是诞生于此。同样位于成都的第五七一九工厂，始建于1976年，是空军装备部直属的航空发动机修理工厂。

不仅如此，成都还拥有高等院校64所，其中8所纳入国家“双一流”建设名单。例如电子科技大学，在1961年就被确定为七所国防工业院校之一，成为一所以电子信息科学技术为核心，以工为主，理工渗透，理、工、管、文、医协调发展的多科性研究型大学。

凭借着深厚的制造业积淀，越来越多VC/PE投资人开始出差成都找项目。尤其这两年，不少军工方向的投资团队都往成都跑，挖掘高精尖项目。

“成都在中西部城市中具备较好的产业政策及创业基础。”深圳一家知名VC机构总结了成都四个亮点：人才资源丰富、产学研创新生态完善、产业基础雄厚、以及创新企业规模庞大。

不久前，VC组团去成都的一幕令人印象深刻——

在2023中国(成都)产业基金生态大会上，策源资本作为成都高新区重点搭建的产业投资平台，与中金资本、高瓴投资、深创投、鼎晖投资、东方富海、源码资本、君联资本、钟鼎资本、远致创投、芯动能投资、恒信华业、CMC资本、美团龙珠、长石资本、兴旺投资、阿米巴资本、华西金智、赛富高鹏、蜀道基金、先进资本等20家合作机构举

行了集中签约仪式。

“创投兴，则产业聚”。伴随着投资人的脚步，成都又一大批科技公司正在茁壮成长。当科技被提到前所未有的重要位置，一个硬核的成都正在崛起。

(文/ 刘博)



中国无人直升机的十年发展与未来

联合飞机集团 / 创始人、董事长兼总裁 / 田刚印



中国无人系统创新发展论坛暨
全国无人直升机十年生态伙伴大会

**中国财经报：
2023中国无人系统创新发展论坛圆满举办
创建无人机行业合作新业态**

4月22日，2023中国无人系统创新发展论坛暨全国无人直升机十年生态伙伴大会在京举办，本次论坛由全国工商联科技装备业商会主办，联合飞机集团承办，中国航空学会直升机分会、AOPA以及直升机创新联盟大力支持。

本次论坛聚焦开放包容的中国无人系统创新发展、无人机生态链高质量发展、无人机赋能中国实体产业、民营装备业如何领跑中国“智能制造”等话题，政府、企业、协会、研究院代表齐聚一堂，共同探讨合作新模式，共建行业新生态。



中国航空学会刘高倬理事长、北京市政府戴卫副秘书长、北京市经济技术开发区管委会刘力副主任、欧洲科学院院士、世界无人机大会主席、深圳市无人机行业协会会长杨金才先生、全联科技装备业商会乔晓林秘书长、AOPA陈国华秘书长、联合飞机集团创始人、董事长兼总裁田刚印先生等200余名业界顶流出席了本次论坛。

从2012年的行业萌芽，到如今百花齐放、欣欣向荣，无人直升机行业已经历经十年风雨。北京经济技术开发区管委会副主任刘力女士在开幕致辞中表示，北京经开区勇当首都高质量发展的“开路先锋”，联合飞机则是先锋排头兵，引领产业、开拓创新，与经开区航空产业共同成长，为带动区域经济

发展做出了卓越的贡献。



欧洲科学院院士、世界无人机大会主席、深圳市无人机行业协会会长杨金才先生从大数据的角度分析了无人机行业与数字经济相互促进的发展前景。大数据技术的进步推动了无人机产品升级与高质量服务，同时无人机在实际应用中又积累了丰富数据信息，未来将在物流、应急救援等领域发挥重大作用。



作为无人直升机行业代表企业，联合飞机集团经历了与行业共同成长的十年。自2012年成立以来，联合飞机成功研发了中国第一台电控共轴无人直升机、承担国内第一款无人直升机型号研发和生产任务、完成神舟十三、神舟十四等重大工程保障任务，始终坚持航空报国初

心，引领行业创新。

联合飞机集团高级副总裁赵巍先生介绍称，联合飞机将基于4大产品方向、5大核心技术，在军事察打、应急救援、物资投送、通信中继等领域长期深耕。



联合飞机集团创始人、董事长兼总裁田刚印先生表示：“我们见证了中国无人直升机‘单打独斗’发展为完整的上下游产业链，未来会持续通过产品迭代升级，为更多行业赋能，助力低空经济高飞。”



清华大学航空航天学院吴子牛教授就机载实时气动预测问题分享见解，并表示希望与以联合飞机为代表的无人机企业加强产学研合作，充分发挥科研、人才、资源优势互补。



此外，交通运输部水运科学研究院顾群研究员在演讲中表示，无人直升机具有响应快速、载重大、机动灵活等特点，使其在海上紧急救援场景方面具有极大的应用前景。



本次论坛是无人直升机行业发展十年的总结，同时也是未来产业链上下游紧密合作的新开端。未来，联合飞机也将携手生态合作伙伴深耕产业，赋能产业升级，并且以更加务实、开放的理念，推动无人系统创新发展的下一个黄金十年。

(编辑 / 董丽)

中国经济网 | 千亿级无人机产业迎来发展期 联合飞机突破创新护航高质量发展

近年来，在国家产业政策引导及旺盛市场需求的双重驱动下，中国工业无人机市场规模持续增长。其应用前景非常广阔，随着技术的不断发展和商业应用的不断成熟，未来市场规模仍将持续保持高速增长。



“中国的无人机开始迅速发展就这10年。10年来，中国民用无人机以及军民融合飞机等，从小到大，从弱到强。2022年无人机行业总产值有34%的递增，总产值首次突破千亿元。消费类无人机领域，中国已经占据全球74%的市场，工业级的无人机已经占据全球55%的市场。”深圳无人机协会会长杨金才日前在行业盛会上接受中国经济网记者采访时表示。

开拓创新 在突破中发展壮大

中国经济网记者获悉，从2012年的行业萌芽，到如今全行业百花齐放，欣欣向荣，无人直升机行业已经历

十年风雨，联合飞机集团（以下简称联合飞机）是先锋排头兵，引领产业、开拓创新，为高质量发展做出了贡献。



“跟着别人走路，你只要努力就行了，但没有方向。你自己探路，确实艰辛，但有方向。关键是你是否有决心，就像挖水一样，都挖了50米了，就看你是否有决心继续挖。比如我们研制无人机产品，这几年公司研发投入很大，至今还亏损，但我们还得继续坚持探索！”4月21日，联合飞机董事长田刚印接受中国经济网记者采访时表示。

田刚印告诉记者，公司总员工数为700多人，其中超过500人为研发人员，年研发投入近10亿元，公司拥有一系列自主知识产权核心技术，自主研发的飞行控制系统和电控共轴技术打破国外垄断，填补了国内空白。

“目前公司已经完成D轮融资，投后估值已超100亿元，正在准备上市计划，希望能够在2026年底前完成科创板上市。”田刚印如是说。

在业内看来，虽然工业无人机行业前景广阔，但也面临着一些挑战。当前，我国无人机产业还处于发展的早期阶段，存在相关立法滞后与立法效力层次低、设备有效载重及飞行时间不足、低空空域审批流程繁琐、专业人才匮乏、价格成本及维护成本高等问题，阻碍了产业发展壮大。

不断拓展应用领域

据了解，目前工业无人机已广泛应用于航空测绘、资源勘探、农业植保、油气管网巡检、海洋监测等领域，同时在建筑施工、物流货运、边境巡逻、治安反恐、救灾抢险等方面也加速落地。



作为行业头部企业、中国第一架无人直升机型号研发生产单位，联合飞机近年也在持续拓宽利用空间。4月21日，联合飞机正式发布了以TD550无人直升机为核心载体的整体解决方案，以及一系列面向物流运投、应急救援、边境巡检等不同行业需求与应用场景的解决方案。

据联合飞机集团总裁助理王涛介绍，TD550无人直升机是联合飞机针对高海拔、高寒等相关场景需求推出的高原型无人直升机，实现飞行性能和任务能力的多面突破，可广泛应用于边海防巡逻、应急救援、森林巡检、物流运输等场景。目前TD550已成功完成高原边境

地区的跨山运输、海上岛礁之间的物资投送任务，在行业应用落地，发挥着引领作用。



联合飞机无人直升机事业部总经理张元瑞告诉记者，联合飞机工业无人机的核心技术包括无线通信、传感器、自主导航、控制算法等，这些技术的发展仍然存在瓶颈，需要进一步的研究和开发。工业无人机在应用中可能会面临黑客攻击、故障等问题，这些问题可能会导致设备损坏、数据泄露等安全问题，需要采取相应的安全措施。此外，工业无人机的制造成本较高，导致价格较贵，需要进一步的技术研发、降低生产成本。

（文 / 岚焉）



科技日报 | 高原型无人直升机平台亮相 北京经开区



4月21日,针对高海拔、高寒等高原环境及相关场景需求,联合飞机集团在北京经济技术开发区发布高原型无人直升机TD550生态平台,可在高原、山地、雪山等复杂环境完成持续性作业,并面向物流运投、应急救援,边境巡检等行业提供应用场景解决方案。

直升机采用创新设计,融合双冗余飞控系统、高精度HeliAP飞控系统、电控共轴操控等多项自研技术,具有升限高、载重大、适应能力强等优势。整机最大平飞速度可达180km/h,5500m海拔高度的最大有效载重达120kg,抗风8级,使用升限可达6500m。并且它还可配装多种大载重设备,任务拓展性强。



据介绍,该高原型无人直升机生态平台,采用两车三机系统架构,通过自定义场景、灵活组装,融合算法、智能运维,达成能交互、能思考的数智新体系,可根据客户的行业应用需求,构建丰富的服务。

(记者 / 华凌)

据联合飞机集团总裁助理王涛介绍,TD550无人直



惊艳亮相长三角国际应急博览会, 联合飞机获30+家主流媒体关注报道

01 新华社

2023年5月8-10日,长三角国际应急减灾和救援博览会在上海拉开帷幕!联合飞机携全新应急救援无人机系统解决方案亮相,为现场所有嘉宾分享无人直升机在应急救援领域的优势与创新应用,展现联合飞机在应急救援领域的探索成果。



长三角国际应急减灾和救援博览会在沪开幕

2023-05-08 19:28 来源: 新华社



5月8日,参观者在一架大载重应急救援无人机旁交流。

当日,以“推进高水平安全 护航高质量发展”为主题的第二届长三角国际应急减灾和救援博览会在国家会展中心(上海)开幕。作为“长三角地区5·12防灾减灾宣传周”活动之一,博览会围绕应急管理、灾害普查、智慧消防、应急救援、智慧城市等内容,聚焦“全灾种、大应急”,通过展览、会议和论坛科普等多种形式,推动安全应急产业融合发展和转型升级。

新华社记者 方喆 摄

02 长三角国际应急博览会



长三角国际应急博览会

01 新装焕新力 全新解决方案引爆现场

本次博览会上,联合飞机推出全新应急救援无人机系统解决方案,以及三款主打产品:TD550大载重应急救援无人直升机、TD220多功能应急救援无人直升机和TA-Q12应急救援型多旋翼无人机,在森林和城市火灾、自然灾害、野外搜救等不同场景下,通过协同编队作业,解决作业过程中“响应慢、看不见、够不着、送不到”等难题。



03 中国航空报

长三角国际应急博览会开幕 联合飞机无人机系统技惊四座

中国航空新闻网讯:5月8日,长三角国际应急减灾和救援博览会在上海拉开帷幕,联合飞机集团携TD550、TD220、TA-Q12等多款无人机产品亮相,并现场发布了应急救援无人机系统解决方案,为自然灾害、火灾火情、

事故灾难等险情提供包含险前监测、应急救援、灾后救助在内的全链路应急“杀手锏”。

04 文汇报

无人机赛道的“鲛鱼”来了，可抗8级大风、可飞“驼峰航线”的它能否搅动一池春水？

正在上海举行的长三角应急博览会上来了个“大家伙”——翼展6.4米，最大起飞重量550公斤的无人直升机，它的出现让高海拔地区、复杂气候环境下的“最后一公里”投运变为可能。

这是联合飞机集团参展的众多无人机新品中的一款，它们的亮相不仅技惊四座，也搅动了无人飞机赛道的一池春水。

TD550一经亮相便技惊四座，得益于其“从第一行代码写起”的自主研发飞控技术。联合飞机集团副总裁刘芳国表示：为了适应高原的稀薄空气，无人机安装了涡轮增压系统，公司自主研发的飞控技术比经典PID具有更强的安全性和自适应性，使飞机突破了许多之前的“不可能”。

05 上海日报

Expo highlights UAVs for emergency management and disaster relief



06 界面

中国商业航空进入竞争新时代，这家无人直升机独角兽公司等待“飞升”

2022年，中国航空领域迎来最热闹一年。据媒体统计，这一年相关领域融资总额突破120亿元，融资事件达到近百笔，民营创业企业大量涌现，商业航空进入竞争新时代。

“航天业的爆发其实是各方面成熟的结果。当前无论是国家科技实力还是智能化的水平，再加上需求端的增长，都让中国航空航天市场快速发展。所以，是时候了。”联合飞机高级副总裁赵巍近日接受界面新闻采访时这样表示。

5月8日，联合飞机发布了应急救援无人机系统解决方案，为自然灾害、火灾火情等检测救援提供保障。目前联合飞机也在降低成本，让无人机更大范围地走进更多企业。

联合飞机高级副总裁赵巍表示，“我们不仅提供产品

更是一个解决方案提供商。特定的行业、场景有特定的需求，而我们需要最大限度地满足不同客户的需求。”

07 新闻晨报

自然灾害、野外搜救……无人机成利器！民用无人机市场正在强劲增长

联合飞机集团副总裁刘芳国在长三角国际应急减灾和救援博览会期间表示：“经历过去十年的发展，我们今年的战略重点之一是让无人机走向民用市场。在上海，我们将重点研发无人机中的智能化应用。”未来将联合相关机构打造一个智能空域指挥控制系统，无人机的航线规划、升空后如何操作、防止撞击、飞行规则等方面都可能涉及到。

08 消防界

长三角应急博览会开幕 联合飞机首发应急救援无人机系统解决方案

本届长三角国际应急减灾和救援博览会上，联合飞机集团携TD550、TD220、TA-Q12等多款无人机产品亮相，并创新性地提出了应急救援无人机系统解决方案，旨在应对森林火灾、城市火灾、自然灾害、野外搜救等不同场景的需求，解决作业过程中“响应慢、看不见、够不着，送不到”等难题。

应急救援无人机系统主要由大载重无人直升机、多旋翼无人机、地面测控车、运输保障车及移动式起降平台等组成，可搭载光电吊舱、灭火装置、吊挂及抛投装置、喊

话器、探照灯、通信中继等任务设备，实现险前检测、应急救援、灾后救助全流程保障。

09 深圳晚报

联合飞机首发应急救援无人机系统解决方案 亮出全链路应急“杀手锏”

5月8日，长三角国际应急减灾和救援博览会在上海拉开帷幕，联合飞机集团携TD550、TD220、TA-Q12等多款无人机产品亮相，并现场发布了应急救援无人机系统解决方案。此外，展会现场，联合飞机与若森智能签订了战略合作协议，双方将以研发探讨无人直升机搭载相控阵卫星通信终端设备、提升产品核心竞争力、拓展终端应用市场为目标，实现资源共享、优势互补，构建互利共赢、可共同持续发展的战略合作伙伴关系。

10 芜湖新闻联播 芜湖日报 芜湖市湾沚区人民政府

联合飞机首发应急救援无人机系统解决方案



芜湖新闻联播-2023-05-09



经济日报|联合飞机集团多款无人机亮相 中关村论坛

5月26日,2023中关村论坛展览(科博会)前沿科技与未来产业展正式开幕,数百家高精尖科技企业亮相,联合飞机集团携TD550、TD220、TA-Q12等多款无人机产品亮相,展示北京无人机产业创新与发展的最新科研成果与应用,生动呈现科技赋能传统行业升级的强大推动力。

无人机展区最受瞩目的“明星”展品当属联合飞机集团的TD550高原高速无人直升机,该机型针对高海拔、高寒等高原环境及相关场景需求设计,具有升限高、载重大、适应能力强、高原性能好、可靠性高等优势,有效补齐高原立体运输短板。

作为2013年科博会的明星产品,我国第一架电控共轴无人直升机TD220同样吸引了众多观众的驻足观看。TD220首飞于2012年,其对于中国无人直升机行业发展具有划时代的意义,填补了国内空白,历经十年沉淀,性能更加出众。

联合飞机还带来了一款多旋翼无人机TA-Q12,该机型续航时间长达80分钟,整机采用碳纤维材料一体化成型;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,能够应用于电力巡检、空中巡逻等领域。

联合飞机集团与中关村论坛展览(科博会)缘起于2013年,10年前,北京市政府推荐联合飞机子公司中航智参加了2013年北京科博会。几个月后,中航智受邀前往西部某基地进行飞行演示并取得了优异成绩,正式开启了航空报国之路。

从2013到2023,联合飞机持续推陈出新,无人机体系全面覆盖了从多旋翼无人机、无人直升机,到有人机改型无人机等全谱系产品,同时基于不同行业 and 不同应用场景的需求,提供安全、可靠、高效、易于使用的一体化无人系统解决方案,保障国民经济重大需求。



截至目前,联合飞机的无人机已经广泛应用于农林植保、航空物探、电力挂线、海关缉私巡查、警用执法应急救援等领域,还曾经参与了神舟十三号、神舟十四号往返保障,为国防建设、航天事业贡献力量。

随着《“十四五”通用航空发展专项规划》的发布,通航产业作为国家战略性新兴产业、为数不多的“蓝海”产业之一,成为了全国多地规划中经济增长的新亮点。4月7日,国务院常务会议审议通过《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例(草案)》,强调要积极促进无人机相关产业持续健康发展。

联合飞机集团创始人兼董事长田刚印表示,中关村

论坛是面向全球科技创新交流合作的国家级平台,很高兴能够在这个平台上把领先的无人机技术、前沿的无人机产品推荐给更多有需求的行业,助力千行百业实现智能化、无人化的转型升级。联合飞机始终坚守航空报国使命,将不负期望成为“中国智造”一张闪亮的名片。

(记者 / 崔国强,编辑 / 陶均)



联合飞机植保无人机 | 田野里的“梦想家”与“变革者”

据《黑龙江日报》3月27日报道，北大荒集团勤得利农场有限公司农机经销市场，近日热闹非凡，筹备春耕的种植户选购各类新型农机具时，普遍看好植保无人机高效、安全、环保的优势特点，并掀起购置热潮，植保无人机成“抢手货”。

类似东北（仅黑龙江就有耕地2亿3900万亩，居全国首位）、新疆等区域农田，集中连片性明显，能提高农业基础设施规模效益、机械化优势更易发挥、利于农业产业化、便于建成生态环保良田、对农业科技普及更有利，无人机植保相应也天地更宽、前景无限。

一、农业植保类型

植保乃植物保护的简称，是现代农业生产过程中极为重要的一环。农业植保，简单说就是利用工具、药物等对于农作物进行保护，预防和杀灭病虫害，保证农作物健康生长，保障果实成熟，增加粮食产量。俗话说，“三分种，七分保”，这些年来粮食亩产量不断创新高，与植保密不可分。植保技术在一定程度上会有效节约自然资源、提高资源利用率，对于促进农业经济发展具有重要作用。

1、杀虫植保 植保最重要的就是“虫口夺粮”，杀灭病虫害。96%农民认为最繁重劳动是打农药防治病虫害。杀虫植保方式有哪些？

此前农业应用最多的还是传统的人工喷施，利用背负式药箱进行农药的喷施。这种方式存在很多弊端：用药用水量大，亩喷施用量约为20-30公斤；农药利用率低，大量农药（约60%）会随着水滴落到土壤中，留存在叶面的药滴也会以小水珠的状态停留在叶片上；效率低，一个青年劳力每日背负喷雾药箱至多能施药20亩；人体危害大，施药人员与农药不分离，农药会对人体面部、皮肤造成侵害，据统计我国每年农药中毒人数至少有10万人，致死率高达20%。



前些年出现了大型植保设备走地式植保机械（拖拉机、高架车），虽然高效、便捷、安全，但由于我国耕地情况多样，一些坡地、丘陵、不平整土地，地走式植保机械作业难度较大。且地走式植保机械作业，需要在作物间预留一定宽度的通道空间，否则会对作物造成一定损害。

近几年，植保无人机市场进入“头部企业时代”，果园、茶园、田地等，都能看到植保无人机这一新型现代化植保设备的身影。

2、其他植保 不单单是杀灭病虫害，植保还包括给植物供给水分、营养，补充植物所需微量元素，调节植物生长状态等多种形式。



在天气冷的时候，根据气候条件、生长情况等及时给小麦施肥补充点营养，能增强抵抗力，让小麦喝上“营养快餐”，以保障粮食生产安全。

再如给作物授粉。异花授粉作物，其授粉结果对自然条件依赖较强。玉米等风媒花作物在开花期遇到高温、干旱、无风、大风、阴雨天，荞麦等虫媒花作物在花期遇到连日阴雨或天气冷凉，均不能充分授粉，还需人工授粉。人工辅助授粉有单杠拉粉、双杠赶粉、绳索拉粉等。如用食

品袋或保鲜袋采集玉米雄穗花粉，再用软毛排笔沾花粉上下涂抹花丝，让花丝沾满花粉。每人每天约可授粉3至10亩。

二、无人机植保及优势

农林植保无人机指用于农林植物保护作业的无人驾驶飞机，由飞行平台（固定翼、单旋翼、多旋翼、共轴）、GPS飞控、植保机构3部分组成，通过地面遥控或GPS飞控实现植保作业，可喷洒药剂、粉剂、种子、肥料等。

作业适应性广。由于是在作物上方飞行，几乎不受地形的影响，能在地面装备难以进入的区域（如梯田、坡地）作业；与地面装备作业相比，不会破坏农田土壤物理结构、不影响作物后期生产；能在人居与农田混杂区域作业；不需要预留作业通道，可节约可耕地；调度转场方便。



作业效率高。防治工作效率约为每小时7至8公顷，而人工约为每小时0.04公顷。每架植保无人机的工作效率相当于60个劳动力。据媒体报道，江西余干县梅港乡种植大户程鹏说，承包了2000亩地，施肥要雇用几十人，每人300元，效率低下；轮式撒播机每台4万元，30台一起作业20个小时才能完成；而无人机一架就能在20小时之内搞定。再如无人机授粉，在美国已广为采用，其授粉率和水稻结实率是人工的20倍，且质量明显优于人工授粉。

作业质量好。有助于提高植保作业质量，旋翼产生的下洗流吹动叶片，提高作物下部及叶片表面药液喷洒附着率；防治效果相比人工，能提高作物下部及叶片表面药液附着率。据南京某研究所航空植保药液消杀试验结果，水稻上部附着率为下部的53%，叶背的附着率是叶面的47%。



作业成本低。农忙季节人工须高价才能请到人，不但耗时长、效率低，而且成本高，一亩地人工喷洒成本有时能达到50元，植保无人机正好解决了村民种植中的痛点。仅25KG载荷的单旋翼油运无人机和15KG载荷的电动无人机，其年度收益是机动喷雾器的33倍和25倍，是人工喷雾的133倍和93倍（小微无人机寿命按5年计，机动与手动喷雾器按3年计）。

应付突发灾害能力强。连片大面积农田病虫害防治；灭蝗灭虫作业；大面积卫生防疫消杀作业。如2012年北方大面积爆发黏虫危害，虫灾已致东北63万亩玉米绝收，损失近20亿；南方中晚稻和东北一季稻区稻飞虱、稻瘟病等病虫害也已累计发生3亿亩次；2019年1月，原产于美洲热带和亚热带地区的杂食性害虫草地贪夜蛾在我国云南现身，迅速扩散至南方数省，截止5月有13省市遭受虫害；2020年5月13日，中国已经有13个省（市、区）遭受蝗灾，由于异常气候影响以及土地荒漠化，由于非法捕猎、食用蝗虫的天敌百灵鸟而导致蝗灾近年时有发生，内蒙古、新疆的草原每年都发生很严重的蝗灾。无人机快速防治蝗灾可每亩用20至30毫升5%锐劲特悬浮剂药剂兑水

50-60公斤，配制药液喷施于植物上，即可收获奇功。

三、无人直升机植保技术难点

低空低速飞行、稳定性需要提高。农田植保无人直升机飞行高度要求小于3米，速度小于每秒10米，这个要求甚至高于军事需求。由于超低空飞行尚未脱离地效区、气压高度传感器受旋翼下洗流影响、地面温度影响气压计等，无法实现定高，飞行高度上午越飞越低、下午越飞越高。

自主施药低量精准、飘移控制需完善。由于载荷有限、为避免重喷漏喷，要求精准施药。而喷嘴雾滴谱宽、GPS航路漂移、缺少应对不同作业条件的精准施药控制系统，导致细雾滴农药漂移、大雾滴滚落，作物上农药沉积量少。



应适应田间高温频繁起降。无人机高度上午越飞越低、下午越飞越高就是发动机温度一直升高所致。这对无人机整机和零部件的耐高温性、无故障工作小时数都提出了较高要求。

飞行器及承载部件的耐农药腐蚀性。尤其是机载农药喷洒系统关键部件（喷头、药箱、喷杆、液泵、软水管、控制线）都要考虑耐腐蚀性材料。

现有飞控系统需较高技巧操纵，操控较难。一面是飞

行起降次数多，一面是姿态增稳、调整与操控方式复杂、飞行稳定控制难等原因，一体两面致使操纵实现傻瓜化、解决起降方便遇到困难。并非傻瓜式作业，对飞手训练提出了高要求。一般需培训2个月方能操作上手。

四、大载重无人直升机

世界航空农业平均水平为17%，而我国则不到耕地面积的2%。作为农业大国，我国每年对于农业植保的需求十分强劲。包括播种、喷药、除虫、监管、采摘等环节在内的生产作业基本都依赖于传统人力和部分机械化农具。我国农村目前面临农村劳动力短缺、病虫害防治任务极重、高效机动植保机械质量不高、作业水平低等困境。近年来随着科技的发展和人民生活水平的提高、城镇化的加快，农村人口数量大幅下降、老龄化女性化趋势日益加剧。通俗来说，就是种地的人越来越少，并且年轻人更趋向于进城市工作，真正种地的是留守的中老年人、女性；病虫害防治近90亿亩，防治任务极重，手动药械占78%；高效机动植保机械质量不高、作业水平不高，手动植保机约35个品种、5708万架，担负着病虫害防治的70%以上。

响应我国广大农村对农业无人直升机的呼唤，联合飞机研发了大载重无人直升机TD550。其主要优点在于：



1、大载荷，多适应性、多任务 其具有较低的空机重

量占比，拥有较大的任务载荷能力，可机载百公斤农药喷洒系统，执行农药喷洒、农保物资投送、虫害灾情巡逻和监测等多种任务；同时搭载多种任务载荷设备，模块化设计实现载荷快速换装；长续航优势，有效避免小微型无人机面对诸如新疆、东北等连片大地田地飞行10分钟、载药10千克、飞不到对面的田埂就没药的尴尬。

2、自主能力高、操纵性能强 采用的共轴构型和无铰式旋翼设计，使无人直升机具有良好的操纵性能和机动性能；自研的H ∞ 自抗扰的控制律算法加持下，TD550在复杂气候条件下都具有良好的鲁棒性；在气动设计方面，采取了共轴双旋翼构型、小桨盘载荷和桨叶大负扭转设计，并选用带涡轮增压的国产发动机，提高悬停性能和有效载荷占比，提高无人直升机续航时间、运载载荷重量和作战效能；针对无人直升机复杂地理环境下自主避障的能力，采用传感器（激光雷达传感器和无线电高度计）数据融合、全局路径规划算法，以及无人直升机平台良好的机动性能，确保在复杂地理环境和气象条件下，能自主环境感知和障碍物并快速规避。

3、飞行性能优异，行业定制广泛 采用低成本航空增压发动机作为动力系统配置低成本组合导航设备，有设计飞控余度、导航余度、应急飞行包线保护控制、应急供电、应急返航、一键返航、禁飞区规避、地面站实时监控、故障自主监测隔离告警、定高定速、手动增稳作业和全自主飞行模式等多种安全设计，具备优良的飞行安全性和行业定制可行性。



4、耐高温，强抗风，耐腐蚀、防水性好。采用钛合金机体结构，碳纤维复材旋翼和机壳，具备卓越的高温环境适应能力和防雨性能。具备较强抗风能力，抗风可达14 m/s（七级风）。涉药机载农药喷洒系统部件选用耐腐蚀和防水材料。

5、农闲时节的农林信息采集等多任务能力突出。TD550以其能够具有垂直起降、定点悬停和中慢速巡航飞行等性能，特别适合田间作物信息获取所需的重复、定点、多尺度、高分辨率的要求。无人直升机信息获取灵活方便，能够消除卫星遥感受时间限制、分辨率不高的问题，具有较高的效率。是了解作物长势、获取植物养分和病害信息、监测森林防火和森林病虫害检测及防治的重要平台。

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



翼伞无人机Stork STM进入皇家海军无人系统起重挑战赛二阶段

据无人系统视界网3月16日报道,动物动力公司开发的翼伞无人机Stork STM已被选中参加皇家海军无人系统重型起重挑战赛(UASHLC)的下一阶段,动物动力是一家专门从事重型自主无人飞行器(UAV)研发的英国技术公司。

UASHLC第二阶段是由国防装备和支持(DE&S)未来能力小组、皇家海军首席技术官办公室以及700X海军航空中队联合举办,旨在探索无人系统技术在战区(船对船)和战区(船对岸)交付补给方面的应用潜能,直升机等运载装备可执行更专业的任务。

Stork STM主要用于自主空中后勤,能够进行超视距操作,可携带重135公斤的有效载荷飞行400公里。其突破性的翼伞设计克服了重型多旋翼和混合垂直起降设计中起飞着陆大动力需求与长航程的冲突。相对传统固定翼飞行器而言,Stork STM可以随时短距离起飞着陆。

Stork STM将进行的第二轮UASHLC测试将在康沃尔进行。

诺斯罗普·格鲁曼公司获得5700万美元的美国海军MQ-4C海卫一澳大利亚支持合同

据无人系统视界网3月17日报道,位于加利福尼亚州圣地亚哥的诺斯罗普·格鲁曼系统公司获得了对先前授

予的合同(N0001921C0060)的57,403,706美元的成本加固费用修改合同(P00017)。

根据该合同,诺斯罗普·格鲁曼公司将提供MQ-4C Triton的维护、后勤和测试支持等服务,并继续提供现场技术支持,以确保MQ-4C Triton无人机能够执行情报、监视和侦察任务,为其他飞机的初始作战提供支持。

DSEI Japan 2023:川崎重工推出高能激光反无人机系统

据Janes3月17日报道,川崎重工(KHI)于3月15日至17日在千叶举行的DSEI Japan 2023展会上展示了其开发的高能激光反无人机系统原型。

展会上所展示的高能激光反无人机系统激光功率为2千瓦,最大打击范围可达100米,还配备有一个激光测距仪和一个红外热成像相机,可以探测300m范围内的无人机。公司相关人员表示,KHI已经在二月份向日本国防部交付了该反无人机系统,交付给国防部的系统的激光功率达100千瓦,打击范围也更广。目前,川崎正计划开发一个可以集成到海军舰艇上的该反无人机系统新版本。

英国皇家海军接收新型Banshee Jet 80+无人机

据无人系统视界网3月20日报道,英国皇家海军已经接收了新型“女妖”喷气式无人机(Banshee Jet 80+),其飞行速度可达每小时400英里。

“女妖”无人机的尺寸为10×8英尺(约3m×2.5m),

飞行时速可达400英里,航程超过60英里,由60英尺的大型气动发射器发射到空中,通过地面控制站操作控制,并可访问机载摄像头或其他传感器。

“女妖”无人机的首次飞行试验于2021年在威尔士亲王号航空母舰上进行。目前海军正在学习如何安全地发射和操控该无人机,海军的首次试飞预计将于夏季在RNAS Culdrose附近的Predannack机场举行。

土耳其航空航天公司推出Anka 3无人机

据Air Recognition 3月21日报道,土耳其航空航天工业公司(TAI)本月公布了一架新的无人作战飞机Anka 3,预计将在未来几个月进行首飞。

Anka 3翼展20米,由涡扇发动机提供动力,最大飞行高度4万英尺,航程超过1000公里,配备了先进的航空电子设备和传感器系统。

土耳其航空航天工业公司是土耳其领先的航空航天公司,旨在满足土耳其武装部队的航空和空间技术需求。土耳其近年来一直在大力投资无人机技术,并已成为无人系统的主要生产国和出口国。Anka 3有望在土耳其提升军事能力和加强国防工业的努力中发挥关键作用。

该无人机是土耳其开发的下一代无人机,被设计用于一系列不同的任务场景,包括情报收集、监视和侦察。由于装备有先进的武器系统,也能够执行战斗任务。

丹麦拟购买能够在低温条件下运行的小型无人机

据无人系统视界网3月23日报道,丹麦国防部拟购买用于情报、监视、侦察和火力支援行动的小型无人机,预算为数百万美元。

在评估阶段,国防部将把具体无人机类别以及系统能够运行和着陆的最低温度视为最重要的指标。此外,所购买系统的将至少包含三架能够垂直起降的无人机,而不需要单独的发射器或降落伞,且每架无人机都应配备合成孔径雷达和主传感器包。

近年来,丹麦军方一直希望提高其无人系统技术能力,特别是在监测北极地区方面。

Bayraktar TB3无人作战飞行器首飞前亮相

据janes3月27日报道,于4月27日至5月1日在伊斯坦布尔举行的特克费斯特活动上正式亮相之前,土耳其首次展示了其Bayraktar TB3无人作战飞行器。

Bayraktar表示,TB3机翼可折叠。这表明该无人机可能用作TCG阿纳多卢航空母舰的舰载机。与TB2相比,TB3最大重量更大,能够在更长的航程或航时内携带更多的燃料。与更扁平的TB2相比,TB3内部卫星通信天线数量有所增加,从其正面机身上部区域外形也可以看出这一点。起落架方面,TB2采用的是固定起落架,TB3则采用的可伸缩起落架,这也从侧面表明其航程更长,速度更快。

空客通过加油机实现无人机的飞行自主制导和控制

据SUAV News3月18日报道,空客及其全资子公司空客UpNext已经通过加油机A310 MRTT实现了无人机的飞行自主制导和控制。作为自主编队飞行和自主空空加油(A4R)的第一步,展示了涉及有人无人飞行器协同的未来空战技术的重大突破。

3月21日,参与飞行测试的A310MRTT从西班牙赫塔菲起飞,几架目标无人机DT-25,作为被控制方,从西班牙韦尔瓦的阿雷诺西洛测试中心(CEDEA)起飞。在近六个小时的飞行测试中,通过人工智能和协作控制算法,实现了对四架连续起飞无人机的控制和指挥。

此次飞行测试中的关键开创性技术,由西班牙、德国和法国的欧洲团队共同开发,并可能应用于关键项目,如未来空战系统项目(FCAS)。第二次试验预计在2023年底进行,将探索使用基于人工智能的导航传感器和增强算法进行自主编队飞行。此外,还将有两架模拟无人机在A310MRTT附近飞行,展示多无人机自主操作以及避障能力。

土耳其开发Azab kamikaze无人机

据无人系统视界网 3月29日报道,土耳其科技公司Robit Technology开发了一款名为“Azab”的新型多用途kamikaze无人机。采用三角翼设计,可装载不同类型弹头,具有高有效载荷,长航程的特点。

Azab已通过所有飞行测试,未来的几个月还将进行弹药测试,并预计将于今年第三季度末完成。Robit Technology表示,Azab有翼展为2米(6.5英尺)和1.5米(4.9英尺)的两个版本,且公司具备批量生产该型无人机的能力,已做好接收订单的准备。

(摘自无人系统视界网、SUAV News、Air Recognition、janes等)

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

Multiple Redundant Flight Control System

多余度飞行控制系统

高安全、高可靠、小型化、大存储



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

www.uatair.com

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



纪录片《无人机时代》分享 (下)

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

现在已出现可骇进别的无人机，并取得掌控权的无人机，之后出现犯罪活动，但犯罪人是谁？有人挟持你的无人机可能为了好玩，撞破你邻居窗户，你的无人机出现在他们家，所以歹徒一定是你，吃官司也全是你。这会引来复杂纠纷，绝对会有很多问题的。其中最复杂问题是隐私。几乎所有无人机都有摄影机。我们喜欢无人机技术，认为这技术可以用来干很多好事，最令我不安的是隐私问题。无人机往往无意间拍到一些东西，你怎么可能不拍人？如果在我家附近飞无人机，一定会看到别人家里，有时真不是故意的。是所谓附带使用。如无人机侵犯你隐私权，算不算犯法？不一定。

如果你日光浴，有人把无人机飞过你家，你得问几个问题。第一，无人机是否你家正上方，如无人机没有在你家正上方，你能采取的行动不多。依法律，光是把无人机飞到某人院子里，不构成偷窥行为，你必须以某种带爱意的方式故意偷看，但骚扰受害者通常有附加行为。好吧。陌生人不可以用无人机拍到你。你不能这样。但如果是你另一半，或私家侦探刻意跟拍呢。在公共场所无隐私可言。也不能不让别人从公共场所偷看你。如果私家侦探在你家外面合法地放了摄影机，据我所知，是不能告他侵犯隐私权。我发现有一个无人机新闻实验室。这是很令人兴奋的发展。冷静思考后，我想，哪一个记者需要这样科技？一定是狗仔队。现在面对狗仔，完全无法自保。想到有人可以从空中任意偷窥，让不少人开始反对无人机。我花了十五年研究隐私和监视问题。很惊讶有这么多人反对无人机。这技术其实根本还没成熟，民众对无人机反应，从发生在西雅图事件可见一斑。如大众抗议太激烈，他们停止无人机计划？美国有许多城市、八个州和所有国家公园，都实施了无人机禁令。造成的后果有时候有争议性。科罗拉多立法支持禁止打猎时用无人机。伊利诺州禁止保护动物人士用无人机骚扰猎人。空中氛围越来越奇怪。人们反应不一，有人想在上面装枪猎鹿。有人说如果无人

机飞进后院，要用枪把它打下来。科罗拉多州甚至将这种行为合法化了。他们打算发执照，上面注明了可击落无人机架数。我觉得这种行为显然很不应该。在科罗拉多的鹿径镇，无人机成了大问题。“无人机讨厌死了。它们是会飞的害畜。我是有名的鹿径镇无人机猎杀执照的作者。我的无人机猎杀执照已卖到全国每一个州。在加拿大卖了三个，在法国卖了一张”。“把无人机飞进我后院，是擅闯私人领域，就这么简单，这是犯罪行为。我有霰弹枪”。我出去演讲完，最先找我的，一定是私人财产运动人士。如果飞到我家，可以用霰弹枪打它吗？不知有无相关法律。但随意对空开枪，不知子弹会打到什么地方，肯定不是好事。问题是无人机爱好者多半越挫越勇。这对讨厌无人机的人来说是个坏消息。我们听说科罗拉多有人对无人机开枪，且申请狩猎执照。很好笑。也开始研究怎样制作防弹无人机。最后一枪把你打下来了。但我怎么也看不到有受损。这架无人机还能不能飞，接下来是蜂群式无人机。这更难打。因为好几个目标。重点是实战测试升级和因果效应。所以，放马过来吧。目视是射击重要条件。

军事无人机好处之一是可在高空作业，使人看不到。军方经费让这个概念发展到全新境界。很多人很欣赏军事无人机中断飞行功能，因为可省电。这叫蜂鸟无人机，是机器学习，我对这爱不释手。真的漂亮。看起来像一只蜂鸟，有翅膀，可以飞。这只蜂鸟可长时停在屋顶上监视。之后就可以飞走了。能飞飞停停的机器人，让人无法判断，自己有没有被监视。但可以悄悄全天候跟踪任何人，这技术即将问世。简称为ARGUS的自主即时地面全域监视系统，可让你用在高空五千公尺处的无人机在四十平方公里范围内追踪你的一举一动。这里的画质很好，你如果想知道任何一点发生的事，比如路口这房子附近。可以产生动态影像，让你看这区域的活动。ARGUS是个十八亿相素的成像系统，把300个小型高画质摄像机，结合成一个巨大镜头，再用软件把这些影像连成一个解析度惊人的单一

画面。系统全自动追踪所有移动物体，你可看到过马路行人。或是停车场里走动的行人。解析度高的可看清这些人穿的衣服。一旦身份被锁定，你就会全天候监视。ARGUS可安在连续飞行24小时的大型无人机上，航时更长的无人机很快问世，这种飞行器可在高空大气层飞一到五年。有人担心这种24小时监视技术会跟另一种技术结合，手机只是其中一种环节。手机动作时必须知道使用者位置。我几年前发现智能手机有个问题。苹果IPHONE，谷歌安卓手机，微软的WINDOWS手机。这三手机会不断把使用者位置再传给母公司。IPHONE，WINDOWS手机即使手机关GPS或定位功能后，仍会传坐标或无线网络位置资讯，智能手机基本会上传世上所有使用者位置。苹果、谷歌、微软建立了庞大的资料库，记录了世上所有网络和手机位置。一旦打开你手机，IPOD或其他随身装置，比电脑监视更难避免。PROPUBLIC的记者也是《天罗地网》一书的作者说，这些东西我们随身带，不像我们的电脑，它们随时在传讯。还有其他大多数未意识到的信号追踪技术。比如车牌识别系统，固定或路口监视器，警车甚至连私人公司都会在你开车时记录你的车牌。我知道有私人公司记录我的车牌时，我很震惊。去了一家公司说我想看下我车牌，马上调出来一张照片，拍的是我的车停在我家门口，还有时间戳记。吓了一跳，没做错什么。问题是这种资料无法可管，他想用来干什么都可以。甚至可买给北朝鲜。完全不受法律规范。如果保安组织结合了ARGUS等现有监视系统，我们的隐私荡然无存。车牌，手机，加上人们实时动态，监视范围已经到了铺天盖地境界。这些细节全可以存起来以便日后调用。你可以说，我想看三天两小时又四分钟前，这个地点状况。系统帮我找出来。仿佛看即时画面一样。这是空中之眼，无往而不利的监视工具。有关单位可倒转你人生，记录某地区行人和车辆的起终点，其中停过那些地方，这种严密监控对我们真的有用吗？我最喜欢这个问题了，我又没做错事，光明磊落，管那么多干吗？你必须管，因为信息就是力量，我们把这些资讯拱手让人，

掌握了这些资讯的人，等于掌握了我们。这是这么简单。

无人机监视无孔不入的能力，引发了关于隐私权的辩论。说警方不能监视没做错的人，表示警察可能永远不能离开他的办公桌。对，这当然很好笑。问题是国内现在出现了对准民众家门口的警方监视，你希望你家门口有这种监视器吗？不希望。我想大部分人都不愿意。这情况较适合来比喻紧咬目标的无人机技术，已经不是飞过去就算了。我同意你对紧咬目标的定义。以前的人无法取得这么多资讯，到什么地方会开始变得危险。我去东柏林时，去了东德国家安全部的档案中心。想见识下史上箝制最严的警察，但他们掌控的资讯有限。偷拆信件，监听电话，跟踪民众，我们今天的情报机构完全不必这样努力，碰到再难的案子，他们弹指间获得的资讯，会令前东德国安部羡慕到哭。或者政府里许多人想储存这些资讯，累积一片关于人们的资讯海洋，以后慢慢找我们犯错的证据。不能让政府有这大权力，我们不是东德，我们是民主国家，但怎么界定不会变得和东德一样。因为我们的情报机构有这么强大的工具，问题是在监督。但很显然，我们没有适当的监督机制。斯诺登事件发生后，国会很意外，大众很意外。写爱国者法案的人说，这不是我拟定此法律的用意。繁发新科技问世，从这新科技开始侵犯人们隐私权，到人人意识到隐私权被侵犯前，都有一个时间差。我想我们正处在这个夹缝里。

接下来看飞行机器人的未来展望。在强风吹袭的草原机场，来自十几个学校的工程队伍，躲在一排帐篷里，这是第六届加拿大无人飞行器竞赛。共十三支队伍报名，他们须设计制造和操作可用在农业、矿业、石油、天然气工业的无人机。比赛很吃力，有些人只睡了两个小时，很多人完全没睡。无人机领域充满活力，这是一个累积挑战经验的好机会。我们可自己动手。这是在课堂上学不到的。平时我们只能上课写作业，没有任何外界经验，我认识喜欢

这些东西的人。全都在我们学校，且大部分在我们系。他们最清楚这种科技进步有多快。没人能靠炒冷饭获胜。每年参赛时要加倍努力，不断改进你的系统。举例说，你甚至遇到土耳其队伍，发现他们用的设备和你一样，也有相同点子，这蛮有意思。参赛队伍用各式各样系统，完成主办方规定的现场测量和绘图任务，且此领域有无穷可能性。世界各地类似活力是无人机技术日新月异的原因。价钱越来越低，新功能迅速问世，接下来，新一代无人机会越来越好。起飞前按下起旋钮，做飞行检查，再按起飞钮。我们跟许多客户见面时，他们说，第一，我们并不聪明，且手笨，易弄坏东西。这是警察跟我们讲的。所以要不是飞手的人也能轻松用。接下来推高度杆，让飞行器抵达作业高度，操作上高度后，无人机可按规定路线，展开系统搜寻或空拍测量。或点选方式手动操作，切换到手动模式，只要告诉摄影目标，摄影机会自动转向地面上目标。我只要触碰地图，飞行器会飞到我点选地点。甚至不会再看到飞行器，它也许在好几公里外。这一切是自动进行的。任务结束，只要按返回钮，飞行器自动停止作业，回到起飞地。飞行器发出“哔”声，提醒你抬头看，因为它就要从天而降了。降落时，螺旋桨放慢速度，慢慢停止。全部自动。

把所有飞行操作自动化，可大幅减少操作疏失。但不光飞行这么简单，无人机还是可能故障。如果旋翼在高空故障，对无人机和站在下面的人都是坏消息。瑞士专家在研究如何提升无人机安全性，以前处理冗余的方式是在飞行器上加装螺旋桨。故有六到八个桨。以后不用这样做了。如果坏了一个，ETH的方式不是让无人机坠毁而让它一边转、一边飞行。虽然不好看，但至少可让无人机留在空中。这可争取时间，你或操作手可慢慢让飞行器着陆。生产线用机器人有好几十年历史。无人机施工队也快要出现了。可以用一千五百个发泡体模组，做出一个六公尺高的结构。飞行器自主作业，其中四个同时轮流拿起发泡砖，堆在结构上。这示范了飞行器如何革新我们建造结构

体的方式。今天用的工具是发泡砖，但让我们看到了未来可能性。ETH的人为无人机想到一些前人未想的用途。比方让编织无人机在紧急状况下搭一座绳桥。用数学和复杂的演算法，尝试一些大部分人想都没想的事。有时候无人机的能耐在他们眼里也很惊讶。三架飞行器合作丢球，示范了这些飞行产品的集体性能。单一飞行器显然做不到。必须彼此协作才能把球丢出去。惊人的是向上推进的动作看似粗暴，但从来不失败。先是想一想让无人机去做，希望能设计示范无人机适应和学习能力的演练，设计一个展现飞行器精确定位性的任务，想象你可在无人机上装一个摄像机进行高速八字形飞行，但摄像机永指向同一个点，目标是让无人机围绕两个人飞，同时摄像机聚集在两个人头部。开始时无人机表现不佳，必须学习和适应。很快找到窍门了。边飞边学习。修正预期和实际操作间的差异。这是人类一天到晚在做的事。比方在投篮时，没有进，修正动作，进了，这就是学习。重点是解析问题，加以执行。这些组件无魔力，但在组合后，看起来似乎在变魔术。十年后会怎样？不知道。

宾州大学的机器人实验室，也在探索无人机的新可能。最迷人的是蜂群。让一大群以蜂群式意识动作，集体行动，集体智能。无人机可利用GPS在户外飞行，室内呢？新的3D绘图技术能解决这个问题。机器人评估自己在环境中位置的速度，大概一秒一百次才能免于坠毁。目标是设计一台紧急应变时的超级工具。希望未来一天打电话的人刚挂上电话，机器人就汹涌进那栋建筑物。以每秒四到五公尺速度在建筑物里飞行，收集资讯。这些资讯结合成一张地图，给在外面等的人作参考。群集无人机可能是一种救人无数的技术，但跟其他技术一样可用来做好事。也能做坏事。现在可以买到能载重60公斤的无人机，装了炸药可飞往任何地方，让它在任何地方坠毁。你可以阻止其中一架，如果同时有一百架二百架呢。能把它们全部打下来吗。怪了，这种事到现在还没有发生，但一定会的。

接下来是不是让精灵回到神灯里呢?无人机是第一种大家公认的太过火的科技。如果无人机时代来临,我们应该担心吗。让我担心的有三件事,也许不到睡不着觉的地步,但让我忐忑。第一件是警方过度使用,第二件是某些人滥用无人机,同样我也担心会因为抵制而在这科技上落后了。老实说,这反映了科技在美国和世界上的历史。1810年代,柯达相机问世时,大家疯了,派警察去守卫海边,不让人们在海边拍照。因为没人想穿泳衣入镜。也有人洋洋洒洒,公共生活已经毁了,因为会被拍下来,几年后没人记得当初为何大惊小怪。无人机时代社会如何用监视技术的新观点,我觉得无人机已经改变了我们隐私,美国通过无人机隐私法的州,比通过别种隐私法的州多。这还只是近一两年的事。无人机是一种大家公认太过火的科技。监视技术已太过分,没人需要从空中监视我。我喜欢爱荷华州例子,他们不只禁止无人机,同时也重新检讨车牌识别器、路口监视器等。我们应该思考城市运用新科技方式。我们应制订良好法律,保护隐私,才能充分利用这些很酷的科技,让无人机帮我们送外卖,找在树丛里迷路的小孩。好好用这些科技,但又能保护自己隐私,没理由做不到这一点。无人机技术完全改变我们世界和生活,这样世界也许很可怕,也可能是乌托邦,谁知道呢。也许有了合适法规,我们都可享受无人机的益处,我想十年后,如果你问记者,要不要用无人机报道森林大火,他们一定觉得你疯了,当然要,为什么不要。我认为,几年后无人机变得非常普及,家长事先说好,这次用谁的无人机拍小孩的足球赛。这些成为家常便饭的速度,会比你想象的要快。我们会适应科技。新科技出现后,我们把自己的价值观和道德观加在这些科技上,让它们融入我们社会。习惯成自然,无人机也一样。迟早会发生。但看发展的过程会很有趣。

同样无人机技术也给人道主义救援任务构建了框架。在德州,该任务是灾害救援。你在严寒中、雨中,然后等待

天气一旦好转有足够能见度,你就会放飞无人机。RONIN博士自2005年来一直在重大事故现场飞行无人机。2005年美国经历史上最严重的自然灾害之一,卡特里娜飓风,绵延数英里的重创,灾害救援人员派我们从路易斯安娜前往新奥尔良进行救援。当大片地区无法进入时,紧急救援人员即使乘船也很难找到需救援的受灾者。RONIN博士的无人机可告诉我们受灾者的位置信息,甚至是实时信息。不到8分钟,你就能获得数据。比如受灾者的勘测位置,视频录像等。如依赖传统方式,获得这些信息通常需要两至三天。RONIN博士在飓风和另外十七起灾害灾后工作实践得到的经验,让他确信对每一紧急救援团队来说,无人机将是最重要工具。无人机不是要取代人类,它们做的事是人类没法办到的。它们能低空飞行,不同角度地飞行,换作有人驾驶直升飞机,这样做是非常危险的。所以两者是互补的。这种救援方式解放了搜救人员,让他们从事最擅长的营救工作。用这些飞行器进入受灾地获取数据,这些数据用卫星或有人驾驶飞机是获取不到的。

无人机给灾害救援人员一个全新视角。

从人道主义角度,迫切需要获取有效数据,且越快越好,从而切实帮助救援,对救援结果起到了生死攸关的作用。



森林防火巡查

无人机助力高效完成大面积森林的日常巡护,提高森林防火的巡查效率和预警处置能力;
保障人员安全,节省人力成本。

随着无人机在军事和民用领域的逐步推广应用,未来空域将日趋密集,呈现出有人机与无人机空域共享的复杂空中交通态势,这无疑将给空中交通安全带来巨大的隐患。无人机感知与规避技术是保证无人机空域飞行安全和实现无人机自主化、智能化的核心技术。无人机的感知与规避功能是指无人机系统通过传感器和数据链路数据实现对操作环境的有效观测、评估和威胁判断,在此基础上,针对可能的碰撞威胁生成有效的规避路径和机动控制,实现碰撞规避并保障空域交通安全。

本论文围绕无人机感知与规避过程中的感知、规划、控制三个核心内容,开展了以下研究:

1. 提出了一套无人机感知与规避设计方案,以安全性、精确性和高效性为核心指标,从感知、规划和控制三个要素出发进行感知与规避的联合优化建模;针对大、中型无人机与小、微型无人机在平台功能和任务属性的不同,分类别地构建无人机系统的感知与规避的技术标准和参考架构。为感知与规避算法设计和系统集成实验提供依据。

2. 提出了一种基于单目视觉的小、微型无人机感知与规避技术方案。针对小、微型无人机的在载荷功能方面的局限性设计了基于视觉的感知与规避系统;基于光学传感器获得相对角度信息,提出一种二维空间下的动态安全包络方法,对目标的威胁状态进行评估,并结合视觉伺服控制器实现规避控制。实验证明所提出的方法能够在视觉量测距离信息缺失的情况下对威胁目标的可靠规避,保证空域飞行安全。

3. 提出了一种适用于集群无人机的协同目标感知方

法。针对无人机集群在高动态、大范围环境下的操作应用需求,设计了基于分布式混合滤波框架的非线性目标状态估计方法并给出了系统稳定性的充分条件。与基于一致性的方法相比,本文所提出的方法在每个采样时刻仅需要一次通讯,大大降低了集群系统的通讯负担;其次,该方法能够保证在目标不在视场中的时候的稳定跟踪,提高了感知的鲁棒性。实验证明所提出的方法能够实现多种量测信息(角度/距离)下的稳定目标状态估计。

4. 提出了多约束条件下无人机集群控制方法。针对多无人机在任务过程中的碰撞规避、飞行状态、控制输入等多种约束下的集群控制问题,设计了一种基于乘数交替方向法的分布式模型预测控制器,并给出了在有限迭代次数和时间条件下系统可行性和稳定性的充分条件。通过引入乘数交替方向法,所提出的分布式控制器能够实现接近集中式控制方法的控制性能。实验证明所提出的方法能够在满足多种约束条件下实现无人机集群的分布控制,且具备与集中式方法接近的控制器性能。

5. 提出了一套感知与规避的系统集成与实验验证方案。针对大、中型无人机高成本、高风险测试过程,设计了基于软件仿真的多源信息融合感知与规避仿真系统,并进行包括传感器配置、感知规避算法和系统集成测试等功能的仿真验证。针对小、微型无人机系统小体积、低空、低速应用,设计了基于单/双目视觉非合作感知与规避系统,实现无人机在低空、近地场景下的动态、静止障碍物的有效规避,设计了基于ADS-B的合作式感知与规避实验验证系统,实现对空中合作式目标规避的实验验证。

(无人机飞行环境感知与障碍规避技术研究,工学博士吕洋,西北工业大学控制理论与控制工程专业,潘泉指导)

随着导航技术、控制技术、通信技术和微电子的发展,无人机自主跟踪控制成为航空领域重要研究方向。多无人机编队可以完成单机无法完成的较大、复杂的任务,即使在复杂的环境下,无人机不能获取绝对信息或者无法通信时,无人机仍可以通过感知设备获取相对状态信息,进而完成复杂任务。本文主要研究内容如下:

1. 针对外界干扰和模型参数不确定影响的多无人机分布式编队保持控制问题,提出基于神经网络干扰观测器的有限时间分布式编队保持控制策略。基于牛顿欧拉定律建立无人直升机面向控制模型。利用神经网络干扰观测器对干扰进行估计,基于非奇异快速终端滑模方法,设计分布式编队控制器,利用自适应非奇异快速终端滑模方法,完成姿态跟踪控制器设计,并证明无人直升机闭环系统是有限时间稳定的。仿真结果说明所设计的分布式编队保持控制策略是有效的。

2. 为了不依赖通信拓扑和Leader状态等全局信息,研究多无人机完全分布式编队保持控制问题,提出基于自适应干扰观测器的有限时间完全分布式编队保持控制策略。利用自适应滑模方法设计干扰观测器,基于自适应终端滑模方法,设计完全分布式编队控制器和姿态跟踪控制器,证明无人直升机闭环系统是有限时间稳定的。仿真结果说明所设计的完全分布式编队保持控制策略是有效的。

3. 考虑队形变换时安全避碰任务需求,研究多无人机完全分布式编队重构控制问题,提出有限时间完全分布式编队重构控制策略。利用神经网络估计外界干扰和模型参数不确定,利用势能函数和终端滑模方法,设计完全分布式编队重构控制器,证明无人直升机闭环的有限

时间稳定性。仿真结果说明所设计的有限时间完全分布式编队重构控制策略是有效的。

4. 考虑无绝对状态信息无通信情况,研究基于相对测量的多无人机分布式编队保持控制问题,提出分布式编队控制策略。基于脉冲滑模方法,利用相对测量信息,设计分布式编队控制器,完成无人机闭环系统稳定性分析。仿真结果说明所设计的分布式编队保持控制策略是有效的。

(多无人机分布式编队保持与重构控制方法研究,工学博士王丹丹,天津大学控制理论与控制工程,宗群指导)

农林植物保护领域中,化学防治依然是最有效最经济的植保手段。相对于地面喷雾机械,小型植保无人机具有机动灵活且不受地面条件限制、反应迅速、作业效率高、旋翼风场下压等特点,适合复杂地形(如山地丘陵地区)和低矮密植果园等地面车辆难以防治场所的爆发性农林病虫害防治作业。对于现有的小型植保无人机,虽然近年来应用发展非常迅速,但对其下洗风场,尤其是下洗风场的立体分布,缺乏定量研究。对旋翼下洗风场和喷雾雾滴相互作用下的喷雾流场,缺乏对其相互影响的研究。对小型植保无人机喷头位置组合和喷雾的相互影响,缺乏定性和定量研究,这些都影响着小型植保无人机作业效果。因此本论文在了解小型植保无人机研究现状以及分析小型植保无人机技术需求的基础上,设计了小型植保无人机航空喷雾室内试验系统。

利用风速仪多点采集下洗风场实时分布数据,进一步实时采集喷雾流场激光衍射图像,分析喷雾流场在小型植保无人机旋翼下洗风场作用下的变化和差异,选取扇形喷

头,研究喷头空间位置对于喷雾效果的影响。论文分析了典型小型植保无人机航空喷雾系统结构和功能模块,构建了室内试验系统。作业无人机选用小型电动无人直升机和六旋翼无人机;姿态控制选用五相步进电机驱动的倾斜角度台和水平转台;作业高度控制通过直流电动缸控制,并设计了升降套筒;喷雾选用标准扇形喷头,通过稳压电源和直流泵控制喷雾量;风场测试选用多点风速仪;喷雾测试选用粒子图像测速系统。构建了能够定量精确控制小型无人机姿态和作业高度,适配不同无人机机型和航空喷洒装置并具有完整功能模块的室内试验系统,该系统包括无人机、无人机遥控模块、无人机作业姿态控制模块、无人机作业高度控制模块、步进电机控制模块、航空喷雾模块和喷雾效果测试模块。最终完成了小型植保无人机航空喷雾测试系统总成,构建了试验的硬件基础。

论文对小型植保无人机流场进行了数值模拟,包括建立流场网格模型,确定数值模拟方案,进而模拟和分析了旋翼转速、桨叶迎角、计算域、机身、旋翼离地高度对喷雾流场的影响,通过模拟明确了小型植保无人机主要作业参数。进一步通过对旋翼启动前后雾滴流场模拟云图的图像分析,从仿真和图像分析角度确定了喷头最优位置参数组合,为开展实际测试提供了指导。利用构建的小型植保无人机航空喷雾测试系统,对小型无人直升机和六旋翼无人机风场分别进行了立体定量测试。

通过试验的顺利开展,首先验证了该测试系统的通用性和可靠性,并分析确定了小型无人直升机和六旋翼无人机的立体风场风速分布和风速极值点。通过风速极值点分析,进一步确定了小型植保无人直升机和六旋翼无人机的喷头最佳安装位置参数组合。在此基础上,按照喷头主要位置参数,设计了3因素4水平的正交试验。针对现有粒子图像测试系统单相机无法获取满喷幅的缺点,采用双工业相机,基于双目视觉原理,采集并拼接合成了喷雾场满幅

图像。对采集的图像利用Tecplot和Image-J软件进行灰度处理、面积测算和矢量标记等分析。从雾滴速度场和雾滴场面积变化两方面进行极差分析,结合立体风场数据对比,确认喷头位置参数对喷雾场具有显著影响及各因素影响程度。在此基础上,结合前期模拟和测量获取的立体风场数据,最终确认了本文所用小型植保无人直升机喷头最优位置参数组合。论文根据分析所得喷头最优位置参数,选择南方主要低矮密植林果作物-柑橘树和杨梅树,对田间柑橘树和杨梅树进行了小型无人直升机、六旋翼无人机喷雾测试。通过测试比较无人机的喷雾沉积量和覆盖率,对于同款小型无人直升机,优化喷头位置参数后的喷雾效果要好于未优化前;通过测试比较小型无人直升机和六旋翼无人机的喷雾沉积量和覆盖率,确定小型植保无人直升机的喷雾效果要优于六旋翼无人机。结合无人机立体风场和喷雾流场测试数据,分析了差异产生的具体原因,为小型植保无人机航空喷雾应用提供参考。

(小型无人直升机航空喷雾试验系统及喷雾流场研究,理学博士贾志成,南京林业大学机械设计及理论专业,郑加强指导)

特殊构型的无人直升机研制一直是直升机研制工作者们孜孜不倦努力的方向。对称布局的旋翼/涵道风扇式无人直升机由于外置的主旋翼和内置的风扇这样新颖的结构和气动布局,使得其整机具有结构紧凑、气动效率高、安全性和可靠性好等优点。然而,由于新型无人直升机的特殊结构、操纵方式和飞行特性都与常规单旋翼带尾桨的无人直升机有着显著的差别,并且具有强耦合、快时变和非线性等特点,该类飞行器的飞行控制系统设计需要面临诸多挑战。本文围绕旋翼/涵道风扇式无人直升机飞行控制系统设计这一课题,提出了辅助面正不变集滑模控制策

略,并利用该策略在新型无人直升机鲁棒控制方面进行了工程应用上的探索以及理论上的升华。本文首先分析了旋翼/涵道风扇式无人直升机的结构特点和控制上的难点,依据现有单旋翼尾桨式直升机以及前期模型样机的气动、飞行、动力等资料与信息,建立了当前较为完整的旋翼/涵道风扇式无人直升机非线性数学模型,并对其稳定性及耦合性进行了分析。

其次,在充分借鉴国内外成熟的传感器技术和飞行控制与导航技术的基础上,根据无人直升机研制要求、飞控系统的功能要求和性能指标要求,制定一套既能保证设计方案的先进性,又同时兼顾方案的可实现性与经济性的飞行控制系统总体设计方案。在总体方案确定以后,搭建出一套包含内外环控制的详细设计平台,为后续无人直升机的控制律设计中使用先进控制算法提供理论依据和实际指导。

再次,为了解决无人直升机在纵横向的侧滑运动而提出了一种高度控制策略,并为了无人直升机的快速配平提出了辅助面的终端滑模控制策略。辅助面终端滑模控制策略不但具有普通滑模的鲁棒性,而且能够加快系统状态的收敛速度。通过全数字仿真和半实物仿真试验,验证了飞行控制器具有良好的表现性能和解耦效果。最后,在普通滑模控制方法的基础上对辅助面正不变集滑模控制理论实现了突破。扩展正不变集的辅助面滑模控制方法把状态限制条件引入到辅助面的设计过程中,能够保证状态在收敛的过程中始终满足约束条件。针对无人直升机在某些极端初始条件时的状态受限控制问题,本文将扩展正不变集的辅助面滑模控制策略首次用在旋翼/涵道风扇式无人直升机的飞行控制系统中,使得无人直升机的姿态始终保持在受限状态之中,确保了无人直升机的飞行安全。

(鲁棒滑模控制理论及其在无人直升机的应用,工学

博士陈攀,南京航空航天大学控制理论与控制工程专业,王道波指导)

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 and 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_∞ 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,工学博士方星,天津大学控制理论与控制工程专业,吴爱国指导)



植保作业是农业生产的关键环节,植保无人机作为植

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

针对植保无人机避障,主要涉及田间障碍物信息识别、避障算法改进、避障系统及飞行平台设计与搭建的研究;针对避障绕行时增加障碍物周围雾滴覆盖,主要进行了植保无人机侧喷技术研究。具体研究内容和主要结果如下。

1.为提高植保无人机田间障碍物识别精度,使用毫米波雷达和单目相机作为植保无人机的环境感知传感器,搭建空间融合和多线程时间同步两模型以实现两者时空数据融合。以田间较为常见的树木和电线杆作为障碍物,使用该数据融合模型进行障碍物数据采集,通过加权平均灰度处理、Canny边缘检测、数学形态学处理对障碍物数据进行轮廓增强和提取。该数据融合模型的最大测距误差为8.2%,障碍物宽度最大测量误差为17.3%,高度最大测量误差为18.2%,根据障碍物图像所提取的轮廓边缘清晰且光滑,可为植保无人机避障决策提供障碍物依据。

2.从植保无人机避障效率和路径平顺性要求出发,通

过动态启发函数、搜索点选取策略优化、拐点数量优化提出了改进型A*飞行避障算法。相比较传统A*避障算法,本研究针对植保无人机作业环境和避障要求所提的改进型A*飞行避障算法在路径搜索上更具有目的性,可以在极少增加甚至不增加路径长度的基础上,至少减少68.4%的规划时间、74.9%的栅格搜索数和20.7%的拐点数量。

3.在毫米波雷达和单目相机数据融合模型和改进型A*飞行避障算法的基础上,为实现植保无人机实际避障,进行了避障系统和飞行平台研究和搭建。结合所用植保无人机结构形式和参数进行坐标系转换和姿态描述并建立整机控制模型,通过对控制模型进行简化给出内外环控制策略,设计了基于NVIDIA Jetson TX2机载计算机(主控制器)和Pixhawk4飞行控制器(副控制器)的双层控制系统,设计和搭建了双层控制系统为核心的植保无人机避障系统和飞行平台,进行了实际的避障飞行试验。结果表明本文所搭建的植保无人机避障飞行平台能够将毫米波雷达和单目相机数据融合的障碍物识别、改进型A*飞行避障算法的路径规划、避障路径跟随的飞行控制整合为一个系统,在避障飞行过程中,实际飞行轨迹与路径规划轨迹的最小偏差为0.1 m、最大偏差为1.4 m,与障碍物之间最小距离为1.6 m、最大距离为2.8 m。

4.为提高植保无人机避障过程中障碍物周围雾滴覆盖,进行了用于增加障碍物周围雾滴覆盖的侧喷技术研究,提出了侧喷装置设计方法。该方法探索了植保无人机避障绕行路径和避障喷雾模式与障碍物周围雾滴覆盖的关系;提出了植保无人机飞行路径和参数准确测量方法,获得了植保无人机在避障时的飞行路径即相对障碍物位置;结合相对位置进行侧喷装置喷雾扩散角设计和喷嘴选型;基于格子玻尔兹曼方法进行旋翼风场仿真,根据旋翼风场分布进行侧喷装置在植保无人机上的空间布局设计;探索了适合侧喷装置的喷雾模式,进行了使用侧喷装置和未使用侧

喷装置在不同作业环境和飞行参数组合下的障碍物周围雾滴覆盖情况对比试验,分析了飞行参数组合与侧喷装置的有效喷幅宽度和覆盖均匀性之间的关系,得到了回归模型及其线性关系。与未使用侧喷装置相比,相同飞行参数组合下,侧喷装置能有效提高避障绕行时障碍物周围的雾滴覆盖,有效喷幅宽度最低提高6.35%,最高提高35.32%,平均提高15.25%,验证了本文对该装置设计的有效性和合理性;建立的植保无人机侧喷装置雾滴覆盖均匀性和有效喷幅宽度与飞行高度、速度以及两者交互作用之间的回归模型和线性关系与试验值的误差不大于15%,该模型可指导侧喷装置在避障时的喷雾作业。综上所述,本文研究提高了障碍物环境下植保无人机的环境感知能力和避障能力,为植保无人机的安全自主飞行提供了一种新的解决方案;改善了植保无人机避障绕行时障碍物周围雾滴覆盖不足的问题,提高了植保作业效果。本研究可为类似研究和同类型装置的研发奠定基础,为完善和推动植保无人机的应用提供新思路。

(植保无人机避障及侧喷技术研究,工学博士黄鑫,江苏大学机械工程专业,邱白晶指导)



无人直升机具有能垂直起降、定点悬停和能低空/低速执行任务等优点,是舰载机的最佳选择。然而,由于技术的限制,只有少数舰载无人直升机正式装备使用。论文深入研究了无人直升机自主着舰过程中的关键技术,为自主着舰提供了参考和新的控制思路。论文以无人直升机为被控对象,自主着舰为工程依托,着重研究现代控制方法在其中的应用。研究了舰载无人直升机的国内外现状和关键技术;设计了无人直升机自主着舰策略,给出了相关数学模型;采用基于改进多目标优化的显模型H ∞ 回路成形控制算法对姿态进行了控制律设计;根据高度分段策略设计

喷装置在不同作业环境和飞行参数组合下的障碍物周围雾滴覆盖情况对比试验,分析了飞行参数组合与侧喷装置的有效喷幅宽度和覆盖均匀性之间的关系,得到了回归模型及其线性关系。与未使用侧喷装置相比,相同飞行参数组合下,侧喷装置能有效提高避障绕行时障碍物周围的雾滴覆盖,有效喷幅宽度最低提高6.35%,最高提高35.32%,平均提高15.25%,验证了本文对该装置设计的有效性和合理性;建立的植保无人机侧喷装置雾滴覆盖均匀性和有效喷幅宽度与飞行高度、速度以及两者交互作用之间的回归模型和线性关系与试验值的误差不大于15%,该模型可指导侧喷装置在避障时的喷雾作业。综上所述,本文研究提高了障碍物环境下植保无人机的环境感知能力和避障能力,为植保无人机的安全自主飞行提供了一种新的解决方案;改善了植保无人机避障绕行时障碍物周围雾滴覆盖不足的问题,提高了植保作业效果。本文研究可为类似研究和同类型装置的研发奠定基础,为完善和推动植保无人机的应用提供新思路。

(植保无人机避障及侧喷技术研究,工学博士黄鑫,江苏大学机械工程专业,邱白晶指导)



无人直升机具有能垂直起降、定点悬停和能低空/低速执行任务等优点,是舰载机的最佳选择。然而,由于技术的限制,只有少数舰载无人直升机正式装备使用。论文深入研究了无人直升机自主着舰过程中的关键技术,为自主着舰提供了参考和新的控制思路。论文以无人直升机为被控对象,自主着舰为工程依托,着重研究现代控制方法在其中的应用。研究了舰载无人直升机的国内外现状和关键技术;设计了无人直升机自主着舰策略,给出了相关数学模型;采用基于改进多目标优化的显模型H ∞ 回路成形控制算法对姿态进行了控制律设计;根据高度分段策略设计

了返航进场基准轨迹,采用一种改进的自抗扰控制进行轨迹跟踪控制;对甲板运动与补偿技术进行了研究,提出了一种实时预估算法;采用动态解耦控制来抑制舰尾流;对论文设计的策略和算法进行了半物理仿真验证。

论文主要创新点如下:1.针对着舰策略难以制定的问题,提出了一种“三阶段”无人直升机自主着舰策略;“返航进场”-“悬停跟进”-“快速着舰”,并设计了自主着舰系统的总体结构。2.针对强耦合问题和鲁棒性的要求,提出了一种基于改进多目标优化的显模型H ∞ 回路成形控制算法。在显模型跟踪控制的基础上,引入H ∞ 回路成形算法;采用多目标遗传算法对后置补偿器权函数进行确定;引入改进的模拟退火法和改进的小生境技术,提高局部搜索能力增强种群的多样性。实验结果表明:所提出的算法提高了优化算法的效率,有效地抑制了各通道之间的耦合,增强了系统的鲁棒性。3.针对高精度的轨迹跟踪控制问题,提出了一种基于改进Vague集的自抗扰控制算法。直接观测最先受到扰动的状态量而不直接观测控制量,去除非线性组合中的积分项,提高动态响应;对非线性组合参数确定时,引入Vague集相似度量理论,在“双论域”的基础上设计推理规则,改进相似度计算函数。实验结果表明:改进后的算法具有较高的跟踪精度和动态响应速度。4.针对航迹安全问题,提出一种基于高度分段策略的基准轨迹设计。采用运动学公式对基准轨迹进行推导,保证无人直升机任何时刻均可以切入下滑轨迹且不掉入雷达导盲区之内。5.针对着舰时机难以准确确定的问题,提出了一种基于限定记忆的LSM-AIC-AR(n)算法。提出了“静息期”的概念,量化着舰限制条件;捕捉“静息期”时,结合时间序列法和限定记忆法,实现实时递推预估。实验结果表明;提出的甲板运动预估算法能够准确预估5s。

(无人直升机自主着舰关键技术研究,工学博士黄誉,西北工业大学导航制导与控制专业,王新民指导)

Data Index

[1]陈培,徐锦法.四倾转旋翼飞行器直升机模式操纵策略设计与验证.飞行力学.....1-10[2023-07]
 [2]丁宇华,吴康,戴航等.倾转旋翼机过渡段动态最优控制技术研究.机械与电子.....2023,41(04):9
 [3]翟世杰,傅鑫.倾转旋翼无人机混合动力系统的建模与仿真研究.机械制造与自动化.....2023,52(02):105-108
 [4]马锦超,陆洋,王亮权等.基于高阶谐波控制的倾转旋翼近场气动噪声主动控制试验.航空学报.....1-12[2023-07]
 [5]李健,朱清华,王昊等.基于飞行特性的倾转旋翼机变直径方案研究.南京航空航天大学学报.....2023,55(02):193-201
 [6]徐志鹏,李志宇,肖莉萍.基于LQR的无人倾转旋翼机全模式控制律设计.兵工自动化.....2023,42(03):90-96
 [7]陈珑茏,冯天宇,吕宗阳等.共轴倾转旋翼无人机有限时间滑模姿态控制.吉林大学学报(工学版).....2023,53(03):883-890
 [8]赵志娟.倾转旋翼机复合材料机翼气动特性仿真分析.中国科技信息.....2023(06):30-32
 [9]余新,陈仁良.基于非线性模型预测控制的倾转旋翼机过渡控制.航空动力学报.....1-12[2023-07]
 [10]王军杰,陈仁良,王志瑾等.倾转旋翼机涡环状态数值模拟及数学建模.哈尔滨工业大学学报.....2023,55(04):35-43
 [11]付天一,丁根宏,田王达等.基于解析几何的无人机编队定位与调整策略.西安理工大学学报.....1-12[2023-07]
 [12]徐雪松,涂平.一种可倾斜六旋翼无人机构容错控制方法.控制理论与应用.....1-9[2023-07]
 [13]查建平,张树桢,董凌华.机翼刚心位置对回转颤振稳定性边界的影响分析.应用力学学报.....1-8[2023-07]
 [14]唐嘉宁,杨昕,周思达等.未知环境下改进DDQN的无人机探索航迹规划研究.电光与控制.....1-7[2023-07]
 [15]李博,陈梦媛,杨洪娟等.面向中继通信的空地协同无人机编队控制算法设计与仿真.电子与信息学报.....1-8[2023-07]
 [16]陈丽,陈洋,杨艳华.面向三维结构视觉检测的无人机覆盖路径规划.电子测量与仪器学报.....1-9[2023-07]
 [17]鲜斌,王印鑫,王岭.无人机集群分布式跟踪抗扰控制设计与实验验证.吉林大学学报(工学版).....1-12[2023-07]
 [18]殷杰.倾转旋翼构型飞机缘何获得美国陆军青睐?.坦克装甲车辆.....2023(04):27-32
 [19]戴佳佳,龚小溪,汪俊.面向飞机外表面检测任务的无人机覆盖路径规划方法.机械工程学报.....1-11[2023-07]
 [20]何维真,宁远钊,李仕轩等.基于虚拟中心的四旋翼无人机一致性编队控制研究.火炮发射与控制学报.....1-7[2023-07]
 [21]王正强,胡扬,樊自甫等.无人机辅助的非正交多址反向散射通信系统max-min速率优化算法.电子与信息学报.....1-8[2023-07]
 [22]江雪,赵亮.无人机辅助边缘计算网络中轨迹和带宽资源分配策略研究.物联网学报.....1[2023-07]
 [23]王鹏.倾转旋翼桨叶构型对回转颤振的影响.中国科技信息.....2023(04):31-34
 [24]贾勤康,唐宇波,杨树晨.面向无人机集群不同自主性等级的通信需求研究.战术导弹技术.....1-11[2023-07]
 [25]陈谋,马浩翔,雍可南等.无人机安全飞行控制综述.机器人.....1-22[2023-07]

- [26]张焕然,申凌峰,任资卓等.无人机辅助智能边缘网络技术综述.电讯技术.....1-10[2023-07]
- [27]杨尹,邵伟平.三翼式无人机姿态控制系统仿真与分析.机械设计与制造.....1-8[2023-07]
- [28]王永成,蔡晨晓.免疫算法在多无人机任务最优规划中的应用.机械设计与制造.....1-5[2023-07]
- [29]史金帅,方昕卓,张夏阳等.倾转旋翼机过渡状态飞行速度对气动性能的影响.飞行力学.....2023,41(02):1-6
- [30]王丽平,雷蕾,宋宪华.无人机OFDM-SWIPT轨迹通信联合优化设计.机械设计与制造.....1-9[2023-07]
- [31]章文龙,朱清华,王昊等.变直径倾转旋翼机设计重心包线研究.飞行力学.....2023,41(02):27-33
- [32]于全友,徐止政,段纳等.基于改进ACO的带续航约束无人机全覆盖作业路径规划.航空学报.....1-14[2023-07]
- [33]许勇,颜鸿涛,贾涛等.固定翼集群无人机空中模拟对接技术.航空学报.....1-17[2023-07]
- [34]刘双,胡祥云,郭宁等.无人机航磁测量技术综述.武汉大学学报(信息科学版).....1-26[2023-07]
- [35]徐超.多旋翼无人机在山区应急救援中的应用分析.南方农机.....2023,54(03):4-6+14
- [36]张东东,万武艺,刘欣等.基于无人机的绝缘子带电零值检测技术.电力工程技术.....2023,42(01):234-242
- [37]熊航,张海朝,秦轲等.基于干扰观测器的无人机固定时间位姿一体化控制方法.制造业自动化.....2023,45(01):149-155
- [38]范东汉,史昕怡,毛元赓等.基于无人机的雪山垃圾回收系统的设计与验证.科技与创新.....2023(02):57-58+64
- [39]徐鹏凯.一种无人机和无人车结合的高层建筑消防装备的设计.科技与创新.....2023(02):65-67+71
- [40]缪炜星,冯欢欢,简铭等.支持无人机设计的全寿命周期成本建模技术研究.航空科学技术.....2023,34(01):69-75
- [41]刘波,魏潇龙,屈虹等.有人-无人机协同空战机动决策研究.航空工程进展.....1-10[2023-07]
- [42]申富媛,李炜,蒋栋年.四旋翼无人机寿命预测与自主维护方法.吉林大学学报(工学版).....1-12[2023-07]
- [43]赵财全,刘家明,杨润生等.轻便型无人机快速测绘技术在地质灾害应急抢险中的应用研究.科技创新与应用.....2023,13(02):177-180
- [44]王续乔,来飞龙,赵昌丽.多节链式倾转旋翼飞行器重构控制与运动仿真.北京航空航天大学学报.....1[2023-07]
- [45]李尚斌,江露生,林永峰.倾转旋翼机悬停状态气动干扰分析.工程力学.....1-9[2023-07]
- [46]孙晓彬,徐锦法.四倾转旋翼无人飞行器倾转旋翼系统模块化设计方法研究.航空工程进展.....1-9[2023-07]
- [47]宋伟,王琦,何国毅.倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积可视化计算方法.北京航空航天大学学报.....1-20[2023-07]
- [48]余新,陈仁良.倾转旋翼机短舱倾转策略对驾驶员操纵负荷的影响.航空动力学报.....1-14[2023-07]
- [49]张鸿运,王磊,张旭等.考虑子系统执行能力的多无人机协同任务规划.系统工程与电子技术.....1-14[2023-07]
- [50]牛双诚,晋玉强,寇昆湖.基于区块链的多无人机协同任务分配方法研究.系统仿真学报.....1-7[2023-07]
- [51]许钢焱,龙玉莹,王欣悦等.考虑货车-无人机协同的灾后应急响应策略及调度优化.安全与环境学报.....1-10[2023-07]
- [52]严惊涛,刘树光.基于组合赋权的对地攻击无人机自主能力云模型评价.北京航空航天大学学报.....1-14[2023-07]

(引自中国知网)

Contributions Wanted

征稿启事

《联合飞机》(逢季末出版)系深圳联合飞机科技有限公司(国家级双高新企业)主办的内部资料性出版物,秉承“科学性、大众性、开放性”宗旨,坚持“联飞动态瞭望的窗口,传报无人机人心灵的青鸟”定位,紧扣无人系统研究与全产业链的关键点、热难点、前沿点,以及联飞集团工作动态、重大事件,以服务决策、交流思想、分享经验为重点,助推国家无人系统和航空事业发展。栏目包括创新前沿、一线论坛、技术广角、联飞故事、特别报道、行业短讯和论文摘要、资料索引。

现进行征稿:

- 来稿可围绕无人系统技术、市场、法规与监管、企业研究或其他自选研究角度。
- 观照应用与实践,谈透谈实,切勿空泛。字数在3500—5000之间、配图3张以上且像素均大于1M为宜。
- 规范撰写(GB/T 7714—2015),“参考文献”于文末呈现,文首需要摘要和关键词。
- 稿件录用后会给作者邮寄样刊和一定稿酬。
- 文末注明姓名、单位、职称(职务)、课题、电话、邮箱、收刊人及详细地址、邮编等信息。

请自留原稿,概不退稿。

期待关心、支持、从事无人系统研发、制造、服务和实践工作的各界人士不吝赐稿。

地址:北京经济技术开发区同济南路20号院1号楼

电话:010-5994 3177

网址:www.uatair.com

邮箱:info@uatair.com