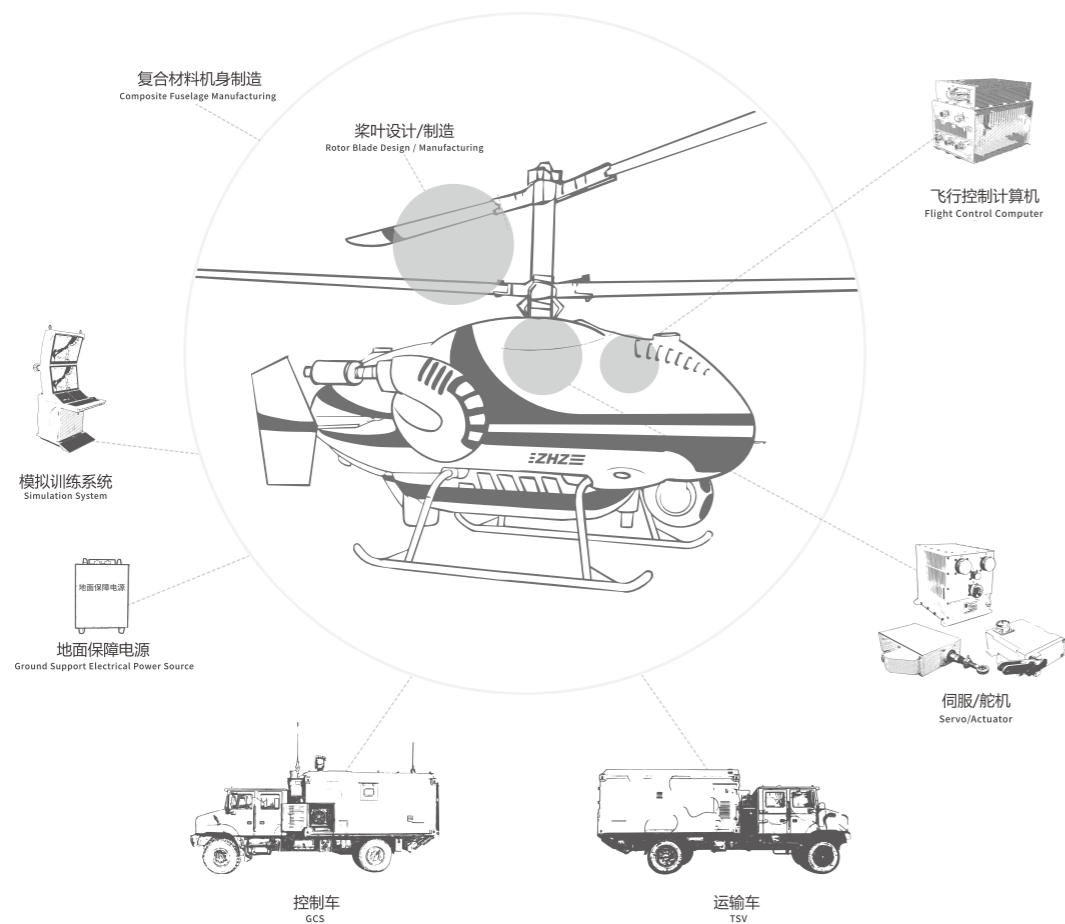


无人系统整体解决方案供应商
unmanned system total solution supplier



联合飞机 UNITED AIRCRAFT

联飞动态瞭望的窗口，传报无人机人心灵的青鸟
WWW.UATAIR.COM 2022年10月 总第三期



高扭转桨叶铰链力矩设计与优化

| 一线论坛 |

倾转旋翼飞机倾转机构设计及优化

展向自适应机翼总体气动特性分析

深圳联合飞机科技有限公司

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

www.uatair.com



联合飞机官方微信二维码



中航智管官方微信二维码

联合飞机
United Aircraft

内部资料 免费交流

大载重设计 多领域应用

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

TD550 550公斤级共轴无人直升机

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



CONTENTS 目录

2022年10月
总第三期

创新前沿

Innovation Frontier

- 08 高扭转桨叶铰链力矩设计与优化
- 14 展向自适应机翼总体气动特性分析

一线论坛

Frontline Forum

- 28 倾转旋翼飞机倾转机构设计及优化



- 34 共轴直升机垂尾布局对机身航向气动特性的影响分析



- 40 某型无人直升机结构初步强度设计
- 52 无人机自组网关键技术浅析

- 62 某型无人直升机高原抗风飞行方法及试验验证研究
- 68 直升机振动主动控制技术初论

联飞动态

Lianfei Stories

- 76 主流媒体报道中航智参加中国地信大会无人机产品



- 78 联合飞机携旗下多款产品及技术亮相世界机器人大会

行业应用

Industry Application

- 80 当直升机有了无人飞行的“大脑”



- 84 无人直升机或将重塑现代消防救援



产品案例

Product Cases

- 90 中航智具备无人机旋翼系统平台研发能力
- 94 TA-Q12无人机勇闯“无人区”编织高原安全网



特稿

Exclusive

- 98 纪录片《无人机的崛起》分享

行业短讯

Industry News

- 102

论文摘要

Abstract of Paper

- 118

资料索引

Data Index

- 128

编辑委员会

EDITORIAL BOARD

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

编辑部联系方式

Contact

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



深圳联飞微信公众号



中航智微信公众号



中航智官方微博



中航智抖音

(内部资料, 免费交流)

欢迎您提出宝贵的意见和建议, 和我们共同办好《联合飞机》!



联合飞机企业文化核心理念

使命 愿景 口号

Our Mission-Vision-Slogans

使命:持续为客户提供安全、经济、智慧的无人产品，惠及社会。

愿景:成为全球无人系统领域领军者，便捷物品运输和人类出行，引领时代变革。

口号:无人先于时代，智造赢取未来。

核心价值观

Core Values



联合飞机的核心价值观相互之间相辅相成。成就客户是核心，是公司存在根本动力；而为了满足客户的需求，拥抱变化，企业和员工要持续不断地学习创新，以追求极致的态度及精益求精的钻研精神去对待各项工作，才能不被市场所淘汰；在“成大事、攻山头“的过程中，能够挑起重担，承担责任，也要具备团队精神；追求极致的过程可能会遇到艰难险阻或失败，不推诿不逃避，勇于担当，持续改进；学习创新的过程中，学术但不学究，团结一切力量，协作共创，不能“狗熊掰棒子”，要务实，一步一个脚印，实践执行。

成就客户

Customer Success

随需而变，快速响应客户需求，持续为客户创造长期价值和极致的服务体验，帮助客户取得商业成功，赢得更多的忠诚客户及战略合作伙伴。

- 协同上下游客户资源，形成航空装备产业链生态，实现共生共赢；

- 整合服务生态链，为客户提供极致安全、经济、智慧的技术和产品。

责任担当

Accountability

拥有使命担当精神，勇于负责，敢于担当；遇事不推诿，面对失败和风险不退缩，不计较个人得失，主动承担责任。

- 融合客户、员工、供应商等八大关系，承担企业和社会责任；
- 忠于公司事业，具备“乙方的心态，总体的格局”，首战用我，用我必胜。

协作务实

Cooperate & Pragmatic

开放的心态同心协力、相互支持与配合，高效率执行和反馈；以实践见证真理，专业务实、科研务实。

- 不树部门墙，积极主动协同，高效地推进各项工作；
- 专业务实：专业精进，脚踏实地，一步一个脚印的奋斗与拼搏；
- 科研务实：科研不能靠占卜，而是要进行“V”字验证，证真和证伪。

学习创新

Learning & Innovation

秉承“123”，“333”工作方法，打造学习型组织和成长型团队，终身学习、不断创新，推动技术与产品的持续迭代与完善。

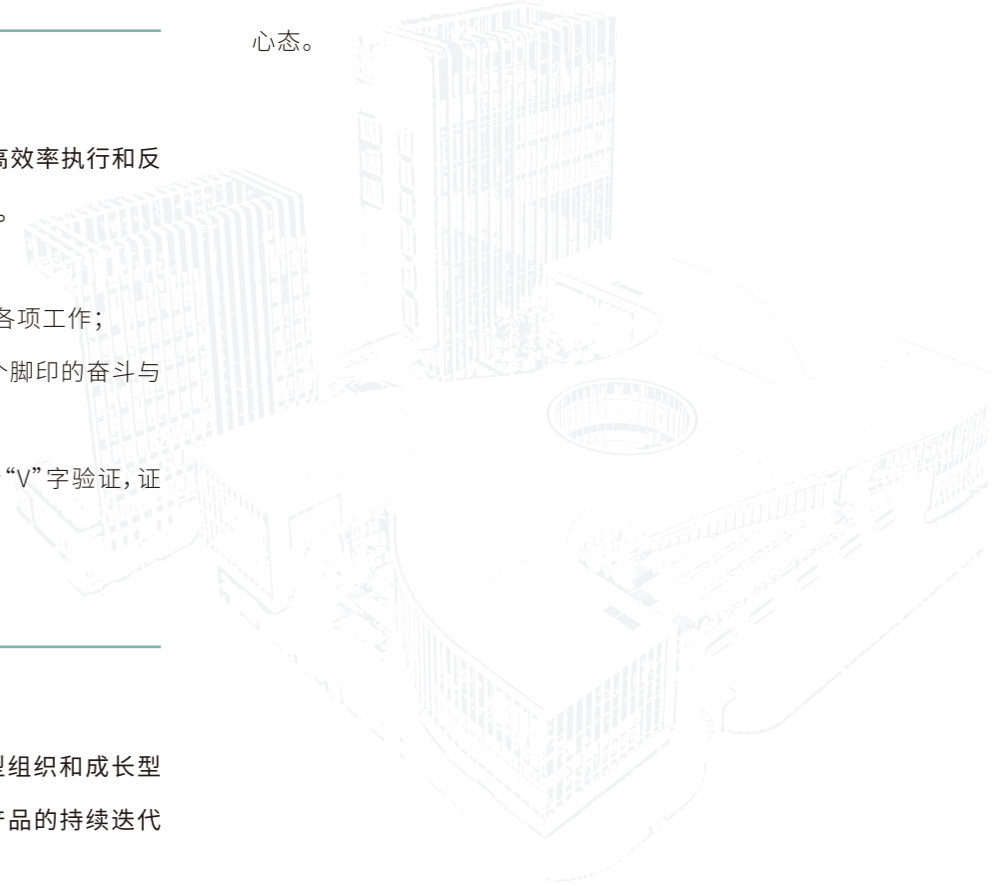
- 学术但不学究，具有钻研精神，敢于挑战与探索陌生的领域；
- 对外面的事物及认知保持极度机敏，自驱且持续地学习和成长；
- 不抱残守缺，勇于改变，拥抱变化，允许试错。

追求极致

Pursue Perfection

追求卓越，严格标准，以极致的态度与精益求精的精神对待各项工作。

- 极度坦诚、极度担当、极度机敏；
- 崇尚工匠精神，精益求精；拥有持续追求更好的意识和心态。



高扭转桨叶铰链力矩设计与优化

文 / 高磊 张亚军 张侃 李继伟
(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 本文针对高扭转、大实度桨叶构型, 依据HODGES梁理论推导出了铰链力矩惯性项计算方法, 论述了此方法的适用性, 指明了降低铰链力矩静载项的方法, 最后给出了实施效果。

关键词: 倾转旋翼; 铰链力矩; 高扭转角; 大实度

引言

旋翼桨叶的铰链力矩是桨叶上各种载荷对变距轴线扭矩的总和, 是直升机操纵系统载荷的主要来源。直升机前飞时, 周期变化的铰链力矩通过操纵系统传给机身, 造成驾驶杆抖动和机身振动, 并容易引起相关构件的疲劳损伤, 过大的铰链力矩将使直升机的飞行难以控制; 特别是对无人直升机而言, 铰链力矩决定变距拉杆及变距舵机的载荷, 间接决定着变距舵机的尺寸与重量; 交变的旋翼铰链力矩还会影响变距拉杆和自动倾斜器的强度及寿命。所以旋翼桨叶的铰链力矩是旋翼桨叶设计过程中需要关注的一个重要参数, 桨叶铰链力矩的设计在直升机设计中是非常重要的。

直升机工作时旋翼桨叶在复杂的交变载荷下工作, 直升机在工作过程中桨叶上的气动力、离心力、重力、变距轴承摩擦力等载荷都对变距轴线产生铰链力矩, 铰链

力矩会随直升机的工作状况而改变; 除了桨叶上各种载荷会形成铰链力矩外, 桨毂的构造形式对铰链力矩也有直接的影响, 如果挥舞铰和摆振铰在变距铰的外侧, 挥舞和摆振运动将会产生附加的铰链力矩, 并且随旋翼的旋转而周期交变。因旋翼的气动环境和桨叶的运动非常复杂, 所以铰链力矩的构成也很复杂。

本文依据中等变形梁理论重新推导了铰链力矩表达式, 将此表达式应用于大扭转桨叶, 同时与其他计算方法进行了对比, 分析了铰链力矩各部分的占比, 以及对铰链力矩设计和优化的影响。

1. 铰链力矩计算方法

铰链力矩由3个部分组成: 惯性项、气动项、变距轴承项, 惯性项包含两部分, 桨叶绕旋翼轴旋转产生的惯性项(这是静载部分, 必要条件是桨叶弦向不与旋翼轴垂直)和桨叶周期变距运动产生的惯性项(这是动载部分), 变

距轴承项是指由于变距轴承存在变距角刚度而产生的; 某些旋翼构型, 摆振阻尼器也会对铰链力矩产生贡献。

1.1 旋转梁理论

基于Hodges旋转梁理论, 对铰链力矩的惯性项重新推导。既考虑到挥舞、摆振、变矩等桨叶的刚体运动, 又要考虑到桨叶的弹性变形, 采用Hamilton原理推导桨叶的运动方程:

$$\int_{t_1}^{t_2} \delta(U - T - W) dt = 0$$

桨叶内能项 U 和外力功项 W 与本文主要讨论的内容无关, 略去。其中桨叶微段的动能:

$$\delta T = \int_0^R \left(\iint_A ((-\ddot{x}_p + x_p \Omega^2 \cos^2 \beta - z_p \Omega^2 \sin \beta \cos \beta + 2\dot{y}_p \Omega \cos \beta) \delta x_p + (-\ddot{y}_p + \dot{y}_p \Omega^2 - 2\dot{x}_p \Omega \cos \beta + 2\dot{z}_p \Omega \sin \beta) \delta y_p + (-\ddot{z}_p - x_p \Omega^2 \sin \beta \cos \beta + z_p \Omega^2 \sin^2 \beta - 2\dot{y}_p \Omega \sin \beta) \delta z_p) d\eta d\xi \right) dx$$

面积分后, 可获得如下的铰链力矩惯性项表达式(与旋转有关的部分):

$$M_S = (1 + \sin^2 \beta) \cdot \Omega^2 \int_0^R \left(I_{PP} \frac{\sin 2(\theta + \phi)}{2} + I_{yz} \cos 2(\theta + \phi) \right) dr + \frac{1}{2} \Omega^2 \sin 2\beta \int_0^R (m e_y \cos(\theta + \phi) + m e_z \sin(\theta + \phi)) r dr$$

$$I_{PP} = \iint_A (y^2 - z^2) dm$$

其中 I_{PP} 是剖面极惯性矩
 e_y, e_z 是桨叶剖面质心相对于变距轴线的距离;
 θ 为桨叶剖面安装角, 含桨叶剖面结构预扭和桨叶操纵量;
 ϕ 为桨叶弹性扭转角
 β 为桨叶挥舞角, 含桨叶预锥角;

1) 上式中第一项主要是由于桨叶弦向与旋转轴有倾斜角所致, 图1展示了此项对桨叶低头力矩的贡献; 桨叶弦向与旋转轴有倾斜角是必须的, 也可以看出此项在 $\theta = 45^\circ$ 时将获最大值; 要想降低此项的值, 只有降低 I_{PP} 。从 I_{PP} 定义不难看出, 降低结构在弦向和厚度向上的差别就可以降低 I_{PP} 。可以设想球和正方形不会因旋转而在某个方向上产生力矩。

2) 上式中第二项是由于预锥加质心偏置产生的, 两者缺一不可, 所以再要想抑制这一项, 取消预锥就能做到, 比如螺旋桨。在有预锥的情况下, 由于预锥比较小(一般在5度以下), 所以这一项对铰链力矩的贡献还是很小, 约占5%。

3) 还有一点值得注意, 那就是铰链力矩 M_S 与转速的平方成正比, 所以对于小半径大弦长(或者说高实度)的旋翼来说, 这一项将成为铰链力矩惯性项的主导。

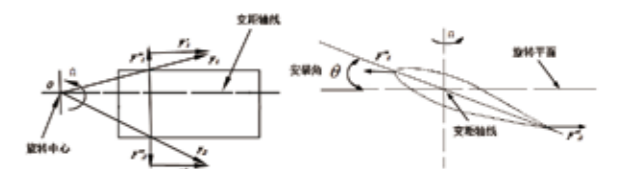


图1 桨叶上离心力扭矩示意图

1.2 设计手册上的方法

根据《飞机设计手册》(第19册), 铰链力矩惯性项由动载和静载组成, 公式如下:

静载部分

$$M_S = I'_{PP} \Omega^2 \theta_0 + I_{xy} \Omega^2 \beta_0 + I_{yz} \Omega^2$$

动载部分, 只考虑到1阶项

$$M_D = (I_P - I'_{PP}) \cdot \Omega^2 \left((\theta_{1c} + \beta_{1s})^2 + (\theta_{1s} + \beta_{1c})^2 \right)^{1/2}$$

其中 I_p 桨叶惯性矩, $I_p = I_{xx}$ 可以理解为整个桨叶绕变距轴线的转动惯量;

I'_{pp} 整个桨叶极惯矩 $I'_{pp} = I_{zz} - I_{yy}$

θ_0 桨叶安装角, 含总距操纵量;

β_0 为桨叶挥舞角均值, 含桨叶预锥角;

θ_{1s}, θ_{1c} 桨叶周期变距角;

β_{1s}, β_{1c} 桨叶周期挥舞角;

这个表达式里边的惯性矩都应为整个桨叶的惯性矩, 坐标系定义为从旋转中心到桨尖为x向, 桨叶根部的前后缘方向为y向。与1.1节中的 M_s 表达式对比可以看出, 这里使用了整个桨叶 I'_{pp} 与 θ_0 相乘, 忽略了桨叶内部结构和预扭在展向上的变化, 这样处理必然引入误差, 对于小扭转和结构变化相对较小的桨叶说, 这个误差可以忽略, 但对于高扭转变弦长的桨叶来说, 这个误差将是明显的。与1.1节中的 M_s 表达式相比, 这里的第三项忽略了桨叶安装角的余弦项 $[\cos 2(\theta + \varphi) \approx 1]$, 这也是小角度假设的结果。

2. 计算结果

2.1 惯性项计算结果

针对某高扭转大实度桨叶, 采用了多种方法计算了由旋转引起的铰链力矩的静载部分, 计算结果见图2。

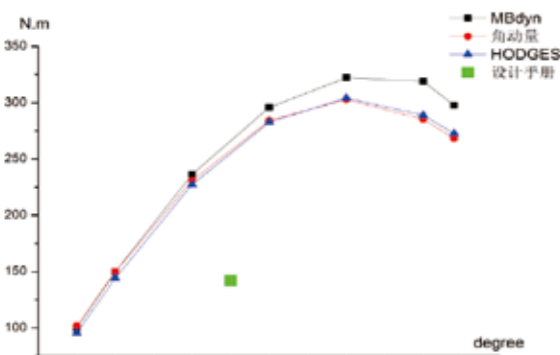


图2 铰链力矩惯性项静载部分多方法计算结果对比

2.2 铰链力矩计算结果

应用综合分析软件FlightLab, 对铰链力矩进行了计算。

表1 计算结果(单位N.m)

惯性静载	350
惯性动载	150
气动静载	150
气动动载	150

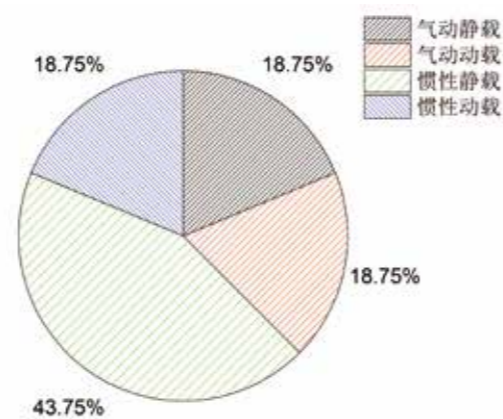


图3 铰链力矩成分占比

根据上述计算结果, 可以得到如下结论:

- 1) 对于惯性静载, 各个方法计算的结果和趋势基本一致;
- 2) 惯性静载与旋翼的扭角、转速、桨叶剖面的极惯量相关。
 - a) 采用高预扭角设计, 小角度假设应该就不再适用, 如果应用《飞机设计手册》第19册中的方法, 可能会造成较大设计偏差;

b) 大实度、厚翼型, 不可避免地会造成剖面极惯量偏大, 常规桨叶前缘大梁形式可能不再适用;

3) 惯性静载力矩和气动扭矩在铰链力矩中占比成分较大, 是降低铰链力矩的方向。

2.3 铰链力矩优化

2.3.1 惯性静载优化

在保持摆振刚度前提下, 桨叶结构设计取消前缘大梁, 调整重心、剪心位置, 尽量靠近变距轴线。

典型桨叶剖面如下图所示, (a)剖面会产生比(b)高出许多的 I_{pp} 值, 从而导致铰链力矩增大。

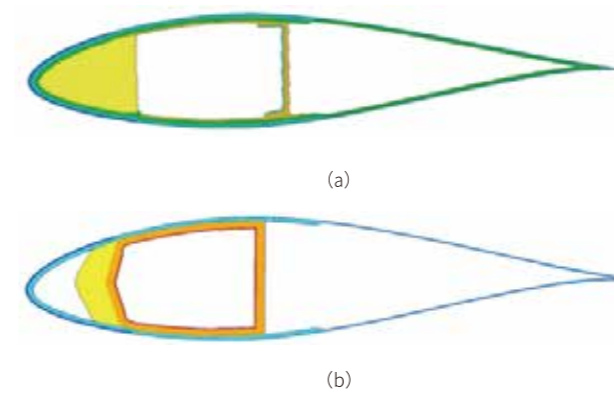


图4 剖面结构比较

2.3.2 气动力矩优化

在保持高升力、高升阻比的前提下, 采用低力矩系数的翼型。不同翼型下的力矩比较如下图所示。可以看到, 采用新翼型, 气动力矩静载可以降低90%以上, 动载降低也达到50%。

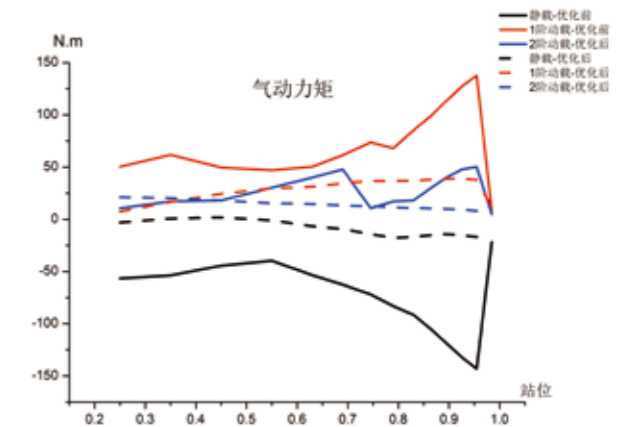


图5 气动力矩比较

2.3.3 铰链力矩优化结果

应用上述优化方案, 进行铰链力矩计算。可以得到如下结论:

- 1) 铰链力矩惯性项显著降低, 降低幅度达到40%;
- 2) 优化方案可行, 铰链力矩静载降低幅度50%, 动载降低幅度70%。

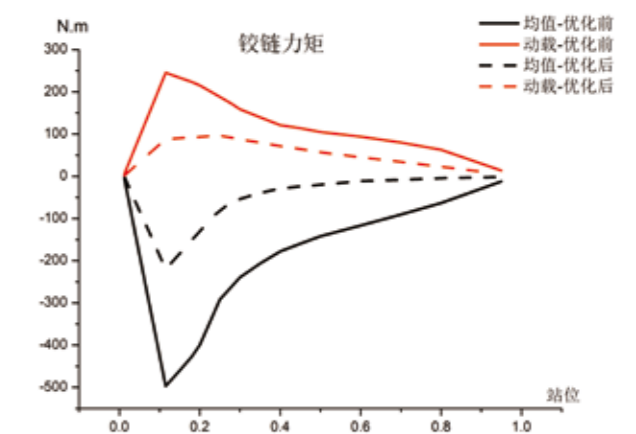


图6 铰链力矩比较

3. 结论

本文针对高扭转、厚翼型、大实度的旋翼构型，依据HODGES梁理论，导出了适用于上述旋翼构型的铰链力矩计算方法，通过对比分析阐明了该方法的使用适用性。

本文解析了铰链力矩惯性项的构成和产生的原因，指出了降低铰链力矩惯性静载项的方法，从实施效果看这个方法是有用的，且对于高扭转、厚翼型、大实度的旋翼构型，该方法显得尤为重要。

参考文献

- [1]Hodges, D. H. and Dowell, E. H. "Nonlinear Equations of Motion for Elastic Bending and Torsion of Twisted Nonuniform Rotor Blades," NASA TN D-7818,1974.
- [2]《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册 第19册:直升机设计[M].北京:航空工业出版社,2005.10.
- [3]FlightLab软件使用手册.
- [4]Mbdyn软件使用手册.

智慧仓储 点睛之作



TA-Q4 仓库巡检微型无人机

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

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

展向自适应机翼总体气动特性分析

文 / 张庆¹ 董彦非² 李恒³ 叶正寅³ 张家华⁴

(1.北京中航智科技有限公司 北京; 2.西安航空学院 西安; 3.西北工业大学航空学院 西安; 4.北京临近空间飞行器系统工程研究所 北京)

摘要:针对展向自适应机翼的气动特性随折叠角度变化问题,以经典翼型NACA0012为基础,设计了内外段比例为7:1的展向自适应机翼。基于结构化网格和雷诺平均Navier-Stokes方程,采用自主发展的流场求解器数值研究了自适应机翼在不同速度、不同折叠角度情况下的总体气动性能以及操纵特性。从升阻比和机翼表面压力分布两个方面对比了外段机翼在不同折叠角度下的总体气动效率以及折叠角度对流场特性的影响规律。研究表明,自适应机翼的对称变形在合适的折叠角度下可以使亚声速和超声速飞行条件下的气动效率大幅增加,增幅高达28%;亚声速飞行时的高气动效率来源于升力增加和阻力减小的共同作用,而超声速时的高气动效率主要来源于阻力的减小;在跨声速飞行条件下的气动特性随折叠角度变化不明显;非对称变形可以产生明显的用于方向操纵的滚转力矩和偏航力矩。通过将外段机翼折叠到不同角度,展向自适应机翼可以适应不同的飞行工况,获得更好的气动效益,可应用于下一代亚声速或超声速飞机。

关键词:变形机翼;展向自适应机翼;气动特性;增升减阻;操纵性

像鸟儿一样灵活、自由、高效的飞翔,一直是人类梦寐以求的飞行理想。人类很早就认识到飞行动物可以根据飞行状态适时调整飞行姿态,以最佳效率完成滑翔、盘旋、攻击、取食等机动动作。随着飞行器设计对于高机动性、高飞行效率和多任务适应能力等综合设计需求的不断提高,像飞行动物一样高效灵活的变体机翼飞行器逐渐成为学术界和工程界的研究热点。

变体飞行器具有巨大的应用前景,欧美等航空大国对变体机翼技术的研究从未停止过。以美国航空航天局(NASA)设想的未来智能变体飞机为例,通过新型智能材料、作动器、传感器和控制系统的综合运用,飞机可以随

着外界环境变化,柔顺、平滑、自主地不断改变外形,不仅能够保持整个飞行过程中的性能最优,更能提高舒适性并降低成本。正是因为其巨大优势和应用潜能,国内外涌现出了多种多样的变体设计理念和尝试,比如自适应机翼、主动柔性翼、主动气动弹性翼、智能机翼、智能旋翼、变体飞行器等。北大西洋公约组织曾对智能变体飞行器做出过如下定义:通过局部或整体改变飞行器的外形形状,使飞行器能够实时适应多种任务需求,并在多种飞行环境下保持效率和性能最优。由此可见,变体飞行器是一种具有飞行自适应能力的新概念飞行器,其设计方案涉及非常空气动力学、时变结构力学、气动伺服弹性力学、智能材料与结构力学、非线性系统动力学、智能感知与控制科

学等多个学科前沿和热点,代表了未来先进飞行器的一种发展方向。



图1 变体机翼分类

在实现扑翼飞行之前,作为一个重要的发展阶段,人类将十分关注可变体飞行器。这类飞行器通过自主感知温度、速度、压力等大气环境参数,可按照需要主动改变外形来适应不同飞行条件下的性能要求。从目前来看,已出现的变体飞机绝大多数集中在机翼变形上。如图1所示,大体可以将机翼的变形分为三种类型:改变平面形状,改变剖面形状,以及面外变形。但是,从以往的经验来看,由于附加的变形驱动系统,这些变体方案总是会导致成本、复杂性或重量方面的损失。

NASA一直将可折叠机翼视为是未来的关键航空技术,并且在2017年公布了他们的自适应机翼(SAW, Spanwise Adaptive Wing)项目,该项目研发的新型形状记忆合金(SMA, shape memory alloys)能让机翼在不需重型液压系统的情况下控制表面进而改变其形状。SMA是一类特殊的活性金属,能够经受大幅度塑性形变,加热后可大体回复。SMA具有高应变(有时高达8%~10%)而不会永久变形,由于在航空航天应用中展现出具有良好应用前景的形状记忆效应和将热能转化为机械输出的能力,SMA已成为许多新型变体飞行器构件设计开发中的关键技术。对SMA的研究始于1951年,但持续性的研

究开始于1962年海军武器实验室的研究发现,从那时起,形状记忆合金广泛应用于医疗卫生行业,包括支架、牙钻和眼镜框等。进入21世纪以后,航空航天界开始关注采用这种材料来实现飞机和太空飞行器结构的变形。SMA可以采用固态驱动器代替液压驱动器,从而降低某些飞行器部件的复杂程度和故障风险。另外,小型SMA驱动器的能量密度很高,可以完成大量工作,并减小驱动器的重量和安装体积,这在许多航空航天飞行器中具有巨大优势。



图2 波音777X的折叠翼(NASA)

机翼折叠并不是一个全新的概念,航空母舰上的舰载飞机经常使用折叠翼技术以节约舰上的占地。如图2所示,波音777X也曾经采用过这种设计方案以减少停机位占地收费。但是,除了减小占地面积以外,SAW项目由于采用铰链连接的SMA驱动器实现外翼段在飞行中的上下折叠,驱动控制结构重量能减少80%。此外,形状记忆合金的使用大幅度提高了机翼的精确可控程度,从而可以减小或者去除传统飞机操纵时采用的舵面以及相应的控制系统。这些都能为未来的高亚声速和超声速飞机提供一种新的设计思路。



向上折叠 向下折叠
图3 展向自适应机翼概念图(NASA)

2017年, NASA采用基于SAW概念的验证机PTER-A(Prototype-Technology Evaluation Research Aircraft)进行了13次试飞, 证实了飞行时机翼外翼段上下偏转能增加偏航稳定性、减少舵面尺寸和尾部阻力。PTERA是波音737客机的11%缩比模型, 该飞机全长3.66米, 起飞总重90.72千克, 有效载荷18.14千克。机翼初始展长3.44米, 机翼外翼段有38厘米的翼段可上下折叠75°, 如图3所示[11,12]。但是, 在随后开展的一次飞行试验中, 飞机完成侧倾转弯后在姿态改出时失控坠毁。目前NASA仍在对该次事故进行调查和分析, 他们认为SMA驱动技术具有很好的应用潜力, 不会因为这次小挫折导致SAW项目研究的停滞, 并会按原计划对控制律开展深入研究来促进该折叠机翼方法在未来的使用。此外, SAW项目团队还提出了一个后续跟进项目, 即在超声速飞机上验证SMA折叠机翼。目前正在采用全尺寸F/A-18战斗机对驱动力更大的SMA驱动器开展地面试验, 如图4所示。

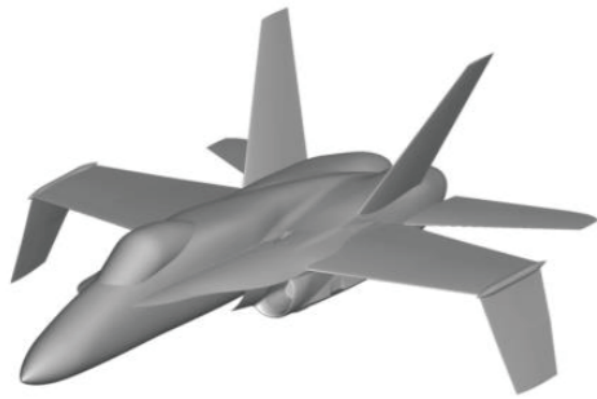


图4 基于F/A-18的展向自适应机翼概念图(向下偏转70°, NASA)

总的来说, 自莱特兄弟设计的人类历史上的第一架可控飞机“飞行者1号”开始, 机翼变形就成为确保稳定飞行的关键。“飞行者1号”不仅是世界上的第一架飞机, 也是飞机利用变体能力的第一次成功尝试。直到现在, 自适应结构和变体飞机仍然是航空领域最活跃的研究课题之一。在本文中, 为了探索SAW项目气动特性和操纵特性的变化规

律, 本文采用数值模拟方法, 分别计算和分析了自适应机翼在亚声速、跨声速和超声速来流条件下气动特性和操纵特性随机翼折叠角度的变化规律, 希望能对未来我国类似飞行器的总体气动设计提供参考和方案指导。

1. 计算方法以及算例验证

F²M(Solver of Flight-dynamics for Flexible Multi-body)是课题组自己开发的柔性多体飞行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飞行器绕流流动, 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外流问题, 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多学科耦合问题。

本文的计算采用课题组自己开发的柔性多体飞行动力学问题求解软件F²M, 其中流场求解采用基于SA湍流模型的有限体积法, 空间离散格式为Roe格式。为了验证不同速度下流场求解方法的精确度, 分别计算了亚声速情况下NACA0030机翼。跨声速情况下M6机翼, 以及超声速情况下NACA0012翼型的流场, 并将计算结果与文献中的结果或者实验结果对比, 结果表明, 本文的计算方法和数值结果在不同速度下是可靠的, 详情如下。

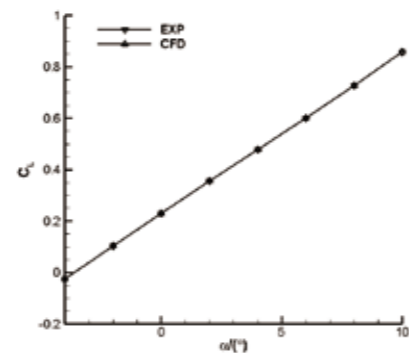


图5 NACA0030机翼升力系数计算值与实验值对比

图5分别是NACA0030机翼升力系数计算值和实验值的对比图, 来流速度为20m/s。由图可知, 在计算的迎角范围内, 计算值都与实验值吻合很好, 说明了计算方法对亚声速机翼的流场具有较好的捕捉能力。

图6是跨声速情况下ONREA M6机翼44%位置的压强分布情况, 马赫数为0.8395, 迎角为3.06°, 雷诺数为 1.127×10^7 , 图中可以看出, 本文计算结果同实验值基本吻合良好, 并且能够十分精确地捕获到激波的位置。因此, 本程序在对跨声速流动具有较好的可靠性。

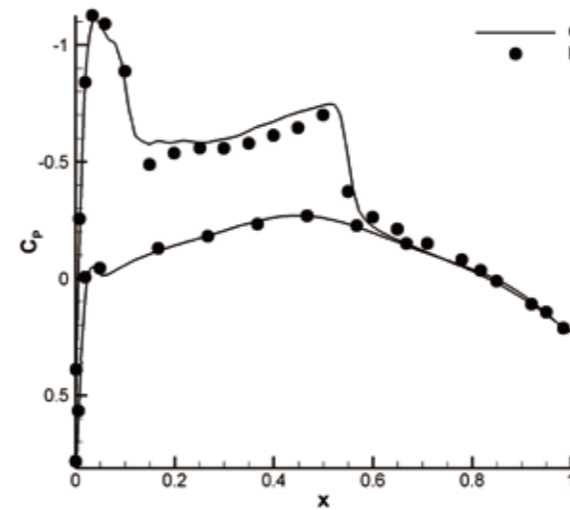


图6 M6机翼展向44%位置压强分布

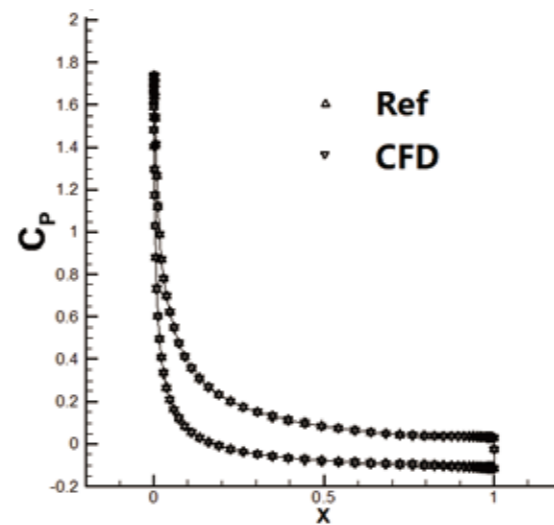


图7 NACA0012翼型压力分布

图7是在迎角8°时NACA0012翼型表面的压力分布情况, 其中来流马赫数为3.0, 飞行高度为20 km, 计算值与文献值吻合很好, 由此说明了本文的计算方法对于高超声速流场模拟的结果也是可靠的。

2. 展向自适应机翼气动特性计算和分析

基于NASA的SAW项目, 为了定量探索展向自适应机翼外段折叠角度对整体气动性能的影响, 本节采用数值模拟方法, 分别计算和分析了自适应机翼在亚声速、跨声速和超声速来流条件下气动特性随机翼折叠角度的变化规律。自适应机翼几何模型如图8所示, 翼型采用NACA0012翼型, 未折叠时机翼展长8m, 弦长1m, 机翼展向外段可折叠部分长度为1.0m, 内段不可折叠长度为7.0m, 外段机翼和内段机翼由一个纺锤形的整流罩连接在一起, SMA驱动机构放置在整流罩内部。该整流罩几何外形由NACA0012翼型进行1.2倍仿射形成。本节计算的几何模型一共有四组, 相应的偏转角度分别为0°, 30°, 45°, 60°, 其中0°对应的就是未折叠的原始机翼。

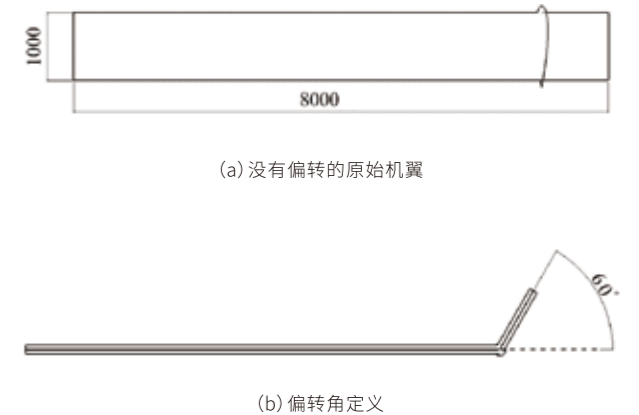
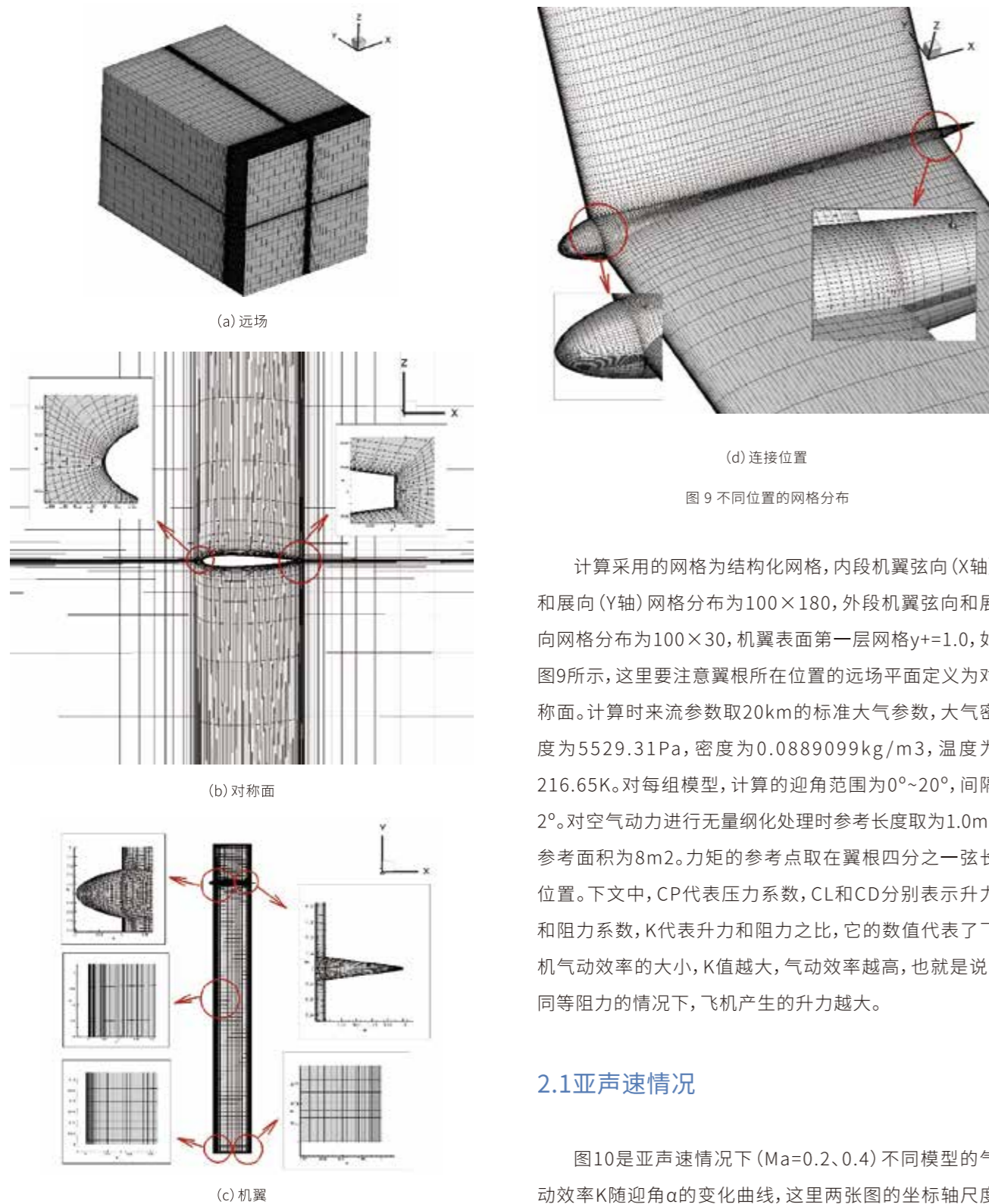


图8 几何模型(单位:mm)



2.1 亚声速情况

图10是亚声速情况下($\text{Ma}=0.2, 0.4$)不同模型的气动效率K随迎角 α 的变化曲线,这里两张图的坐标轴尺度

完全一样。由图可知,在失速迎角以前,折叠机翼相对于未折叠机翼的气动效率有明显的提升,在两种飞行马赫数下,迎角为 8° 时折叠机翼的气动效率相对于未折叠机翼分别增加了14%、28%。但是,气动效率随折叠角度的变化并不明显, $30^\circ, 45^\circ$ 和 60° 三种折叠情况下对应的气动效率差别不大。这里要注意的是,由于机翼采用的翼型是对称翼型,所以在迎角为 0° 时,所有模型的升力为0,因此升阻比为0。

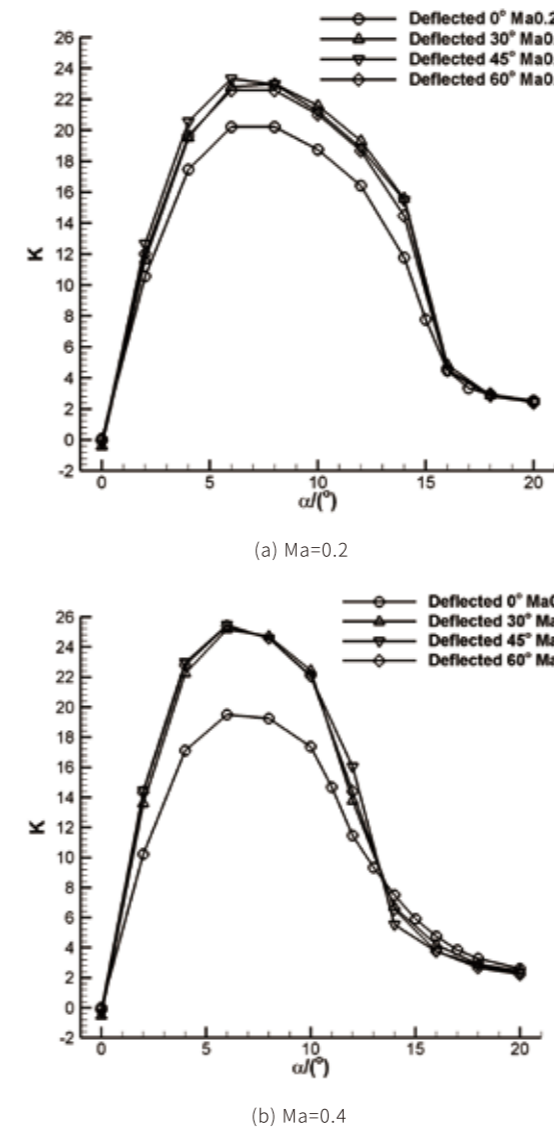
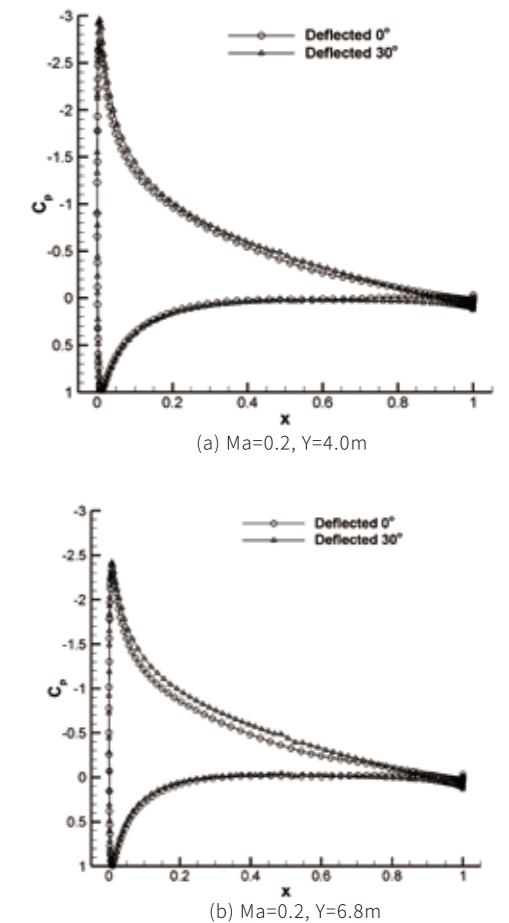


图10 不同模型的气动效率对比

为了对比折叠角度对机翼表面的压力变化的影响效果,图11给出在迎角为 8° 时不同模型在两个不同的展向位置($Y=4.0 \text{ m}, 6.8 \text{ m}$)的表面压力系数的对比图。由于三种折叠情况下的升阻比几乎完全重合,为了图像的简洁和清晰,这里仅给出了无折叠和 30° 折叠情况下的压力系数对比。需要注意的是由于机翼的展长为 8.0 m ,而内段机翼长度为 7.0 m ,所以 $Y=4.0 \text{ m}$ 刚好是原始机翼展向正中间位置,而 $Y=6.8 \text{ m}$ 是内段机翼外侧接近整流罩的位置。从图中的结果来看,在 $\text{Ma}=0.2$ 和 $\text{Ma}=0.4$ 两种情况下, $Y=4.0 \text{ m}$ 位置的压力系数不随外段机翼折叠角度而变化,而在 $Y=6.8 \text{ m}$ 位置,折叠机翼上表面的压力系数明显更低,这是由于外段翼折叠后减弱了该位置的下洗流。这也与图10的气动效率增加结果吻合,说明外段机翼的折叠仅仅会影响内段机翼的外侧部分的流动。



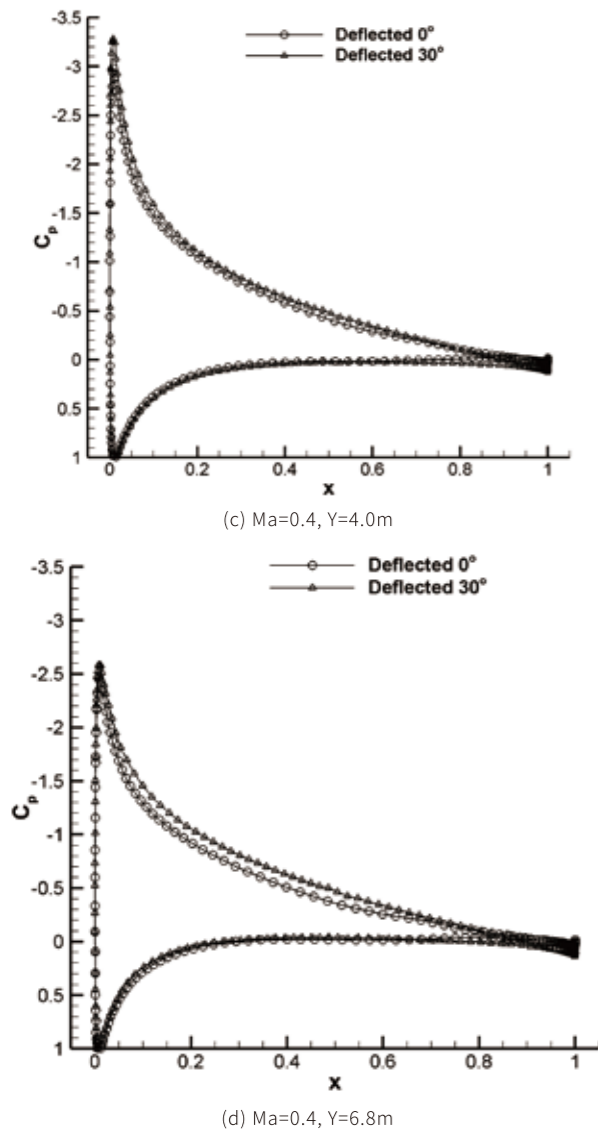


图 11 不同展向位置的压力系数对比 (迎角为8°)

综合图10和图11的结果可以得出结论,在亚声速流动情况下,展向自适应机翼外段折叠后的效果类似于翼梢小翼,它抑制了下洗流动,导致升力增加,诱导阻力减小,因此气动效率明显提高。来流马赫数越大,涡流越强,外段机翼折叠后气动效率提高的效果越明显。此外,机翼折叠角度对亚声速气动效率没有明显影响。

2.2 跨声速情况

图12是跨声速情况下 (Ma=0.8、1.0、1.2) 不同模型的气动效率K随迎角 α 的变化曲线。由图可知,在Ma=0.8时,折叠机翼相对于未折叠机翼的气动效率没有明显变化。在Ma=1.0时,折叠机翼的气动效率相对于未折叠机翼有所减少,在迎角为8°时折叠角度30°、45°和60°的三组模型分别减少了3%、4%、7%。在Ma=1.2时,折叠机翼的气动效率相对于未折叠机翼同样有所减少,在迎角为8°时折叠角度30°、45°和60°的三组模型分别减少了3%、6%、7%。

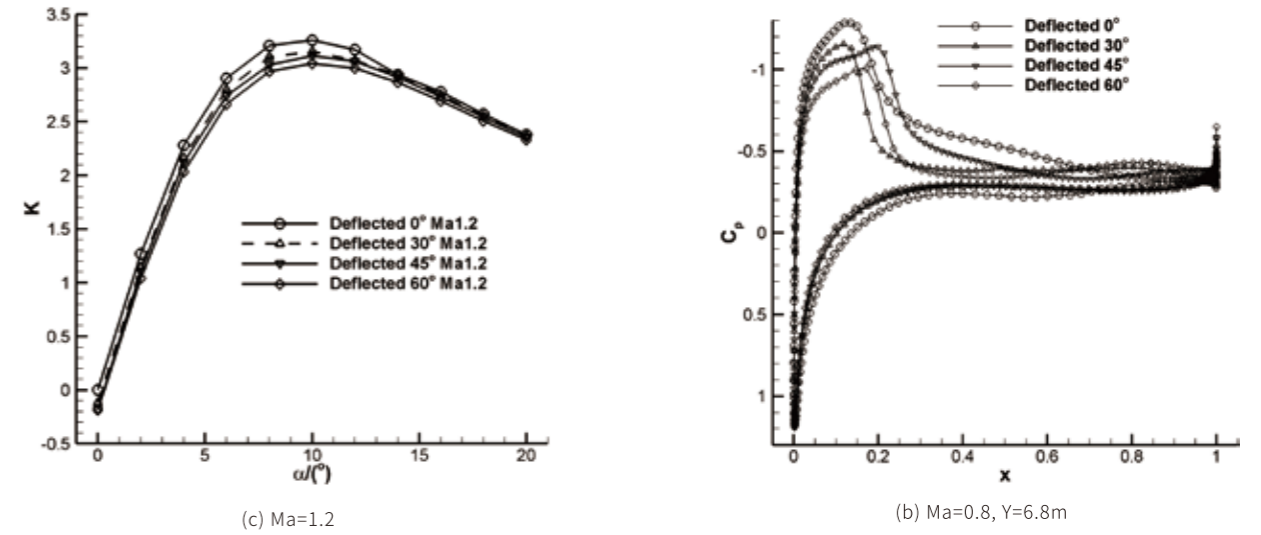
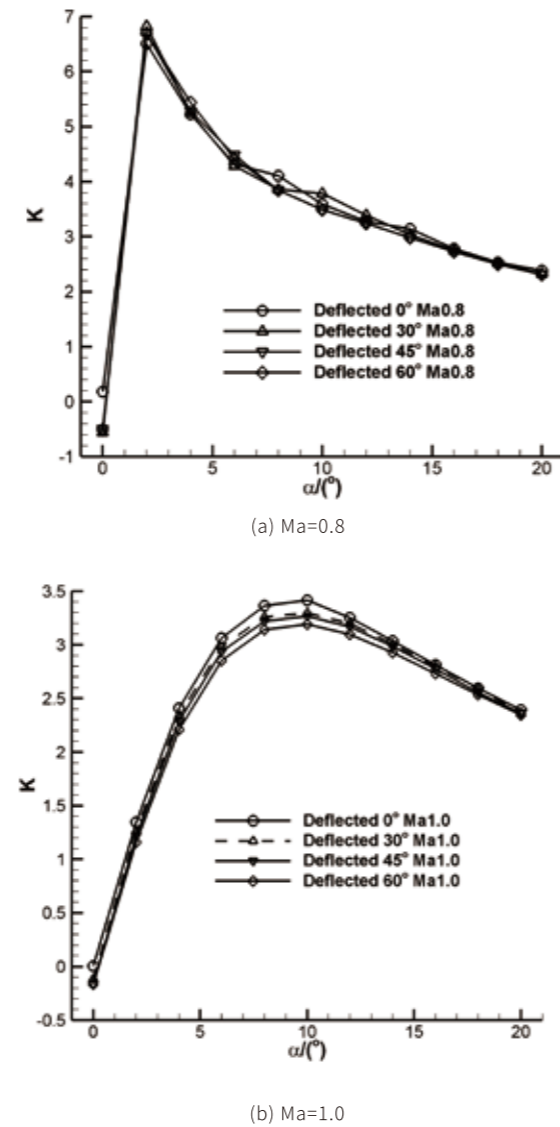
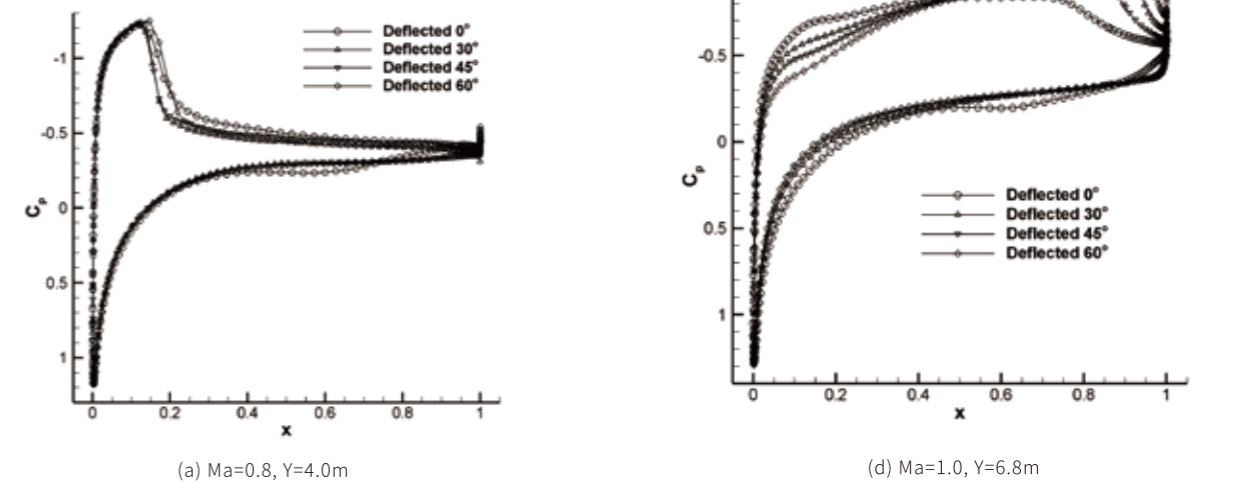


图 12 不同模型的气动效率对比

为了对比折叠角度对机翼表面的压力变化的影响效果,图13给出了在迎角为8°时不同模型在两个不同的展向位置 (Y=4.0m、6.8m) 的表面压力系数的对比图。从图中的结果来看,在Ma=0.8时,外段机翼折叠后仅仅使机翼表面的激波位置发生微小改变,压力分布变化不大,因此Y=4.0m位置的压力系数随折叠角度变化不大,而在Y=6.8m位置,外段机翼折叠后使机翼表面的激波位置发生较明显改变,上翼面压力增大,下翼面减小,因此升力降低,但是由于这种改变仅仅限定在内段机翼的外段部分,因此总体气动特性没有明显变化,这也与图12的升力增加结果吻合。



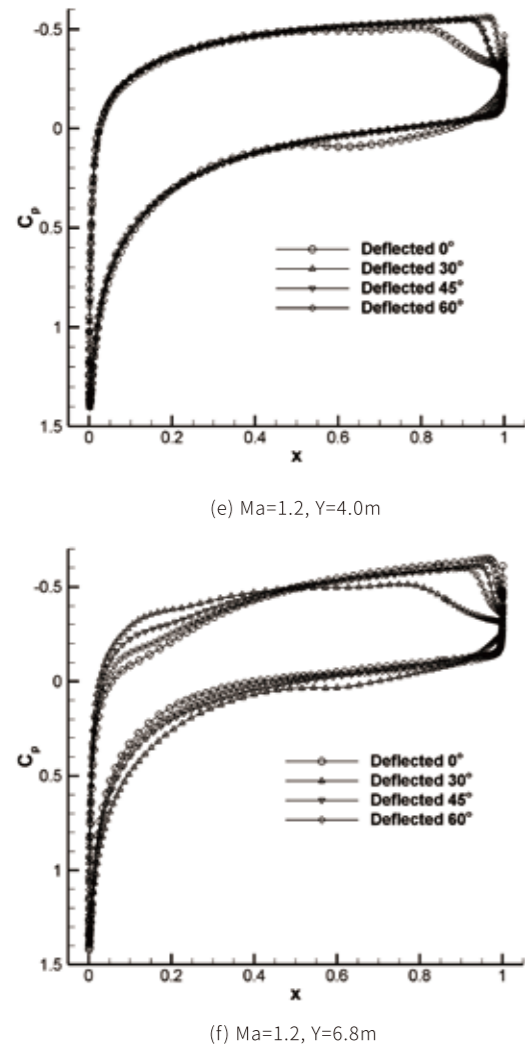


图 13 不同展向位置的压力系数对比(迎角为8°)

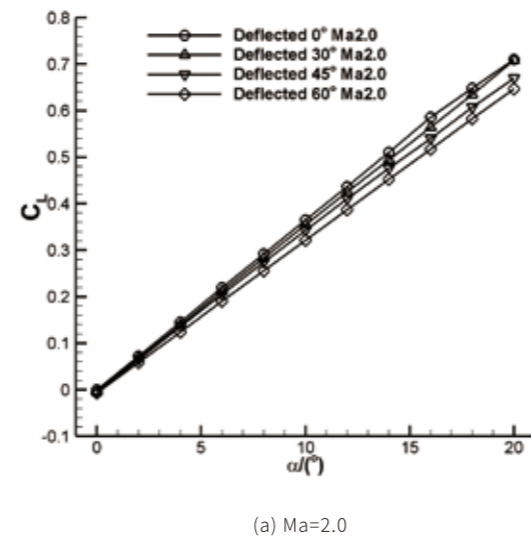
对于Ma=1.0和Ma=1.2的情况, 折叠效果仍然限定在内段机翼的外段部分, 所以Y=4.0m位置的压力分布变化不大。在Y=6.8m位置, 上翼面的前半部分压力在折叠后会减小, 后半部分压力在折叠后增加, 而且折叠角度越大, 效果越明显。而在下翼面, 对于Ma=1.0的情况, 压力系数在折叠后减小, 对于Ma=1.2的情况, 压力系数在折叠后增加。因为这些变化都不大, 所以对整体气动性能的影响都不大。

综合图12和图13的结果可以得出结论, 在跨声速流

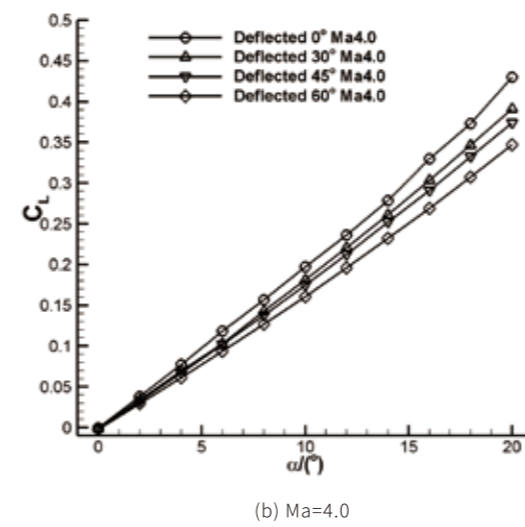
动情况下, 展向自适应机翼外段折叠后对流动的影响很小, 因此折叠后气动效率没有明显改变。

2.3 超声速情况

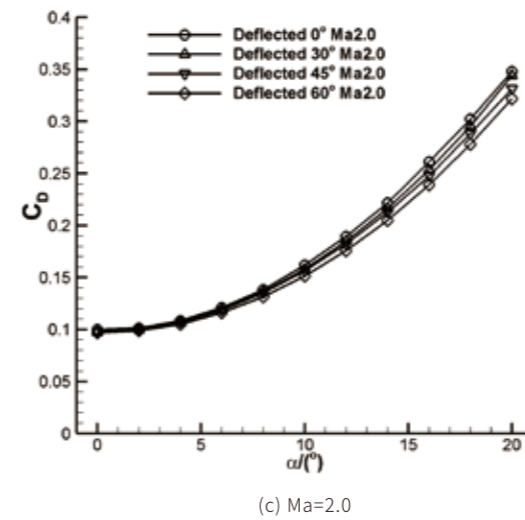
图14是超声速情况下(Ma=2.0、4.0)不同模型的升力系数、阻力系数以及气动效率随迎角 α 的变化曲线。由图可知, 对于Ma=2.0的情况, 折叠机翼相对于未折叠机翼的升力系数略有下降, 阻力系数也下降。由于升力系数下降更明显, 因此气动效率下降, 并且折叠角度越大, 下降效果越明显, 在迎角为8°时折叠角度30°、45°和60°的三组模型分别减少了1%、4%、8%。而对于Ma=4.0的情况, 折叠机翼相对于未折叠机翼的升力系数有所下降, 折叠角度越大, 升力下降越明显。比较而言, 阻力系数下降幅度更明显, 迎角为8°时折叠角度30°、45°和60°的三组模型的阻力系数分别减少了16%、18%、19%, 迎角为16°时折叠角度30°、45°和60°的三组模型的阻力系数分别减少了15%、18%、19%。综合来看, 30°、45°折叠机翼相对于未折叠机翼的气动效率分别增加了9%、8%, 而60°折叠机翼对应的值变化不大。



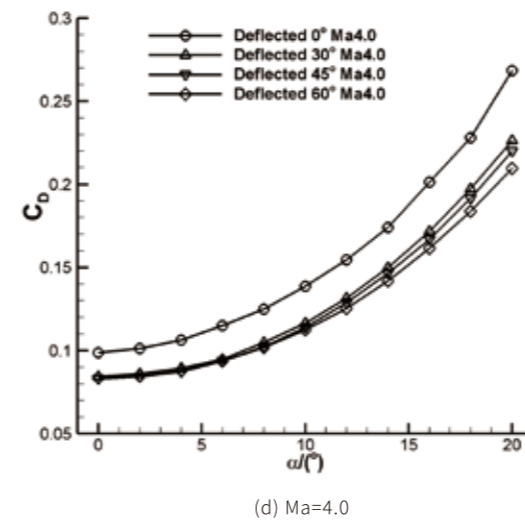
(a) Ma=2.0



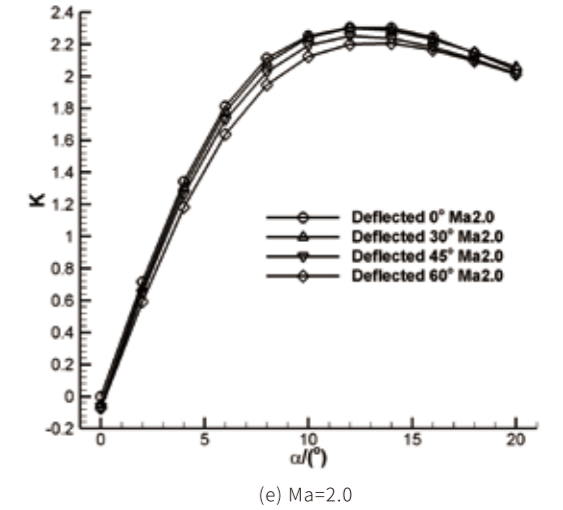
(b) Ma=4.0



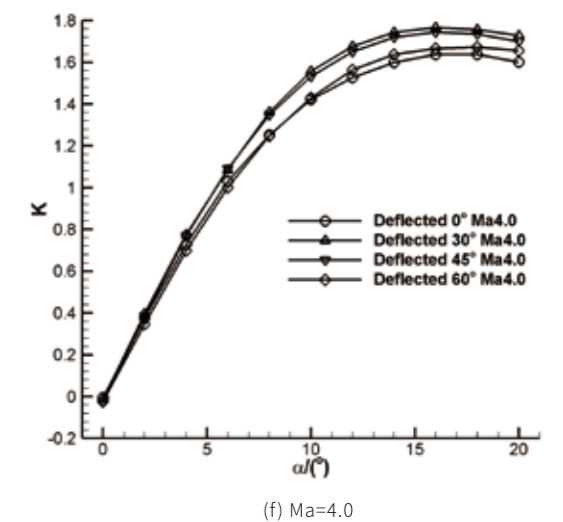
(c) Ma=2.0



(d) Ma=4.0



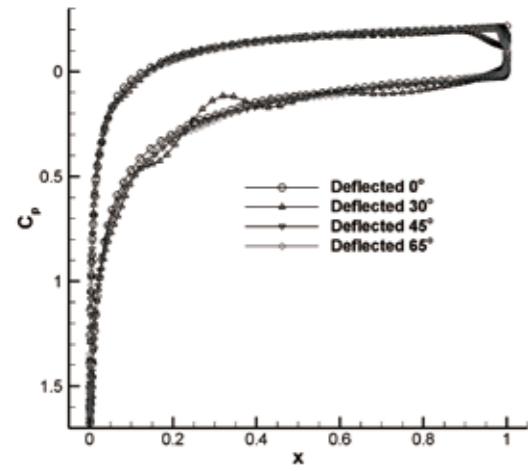
(e) Ma=2.0



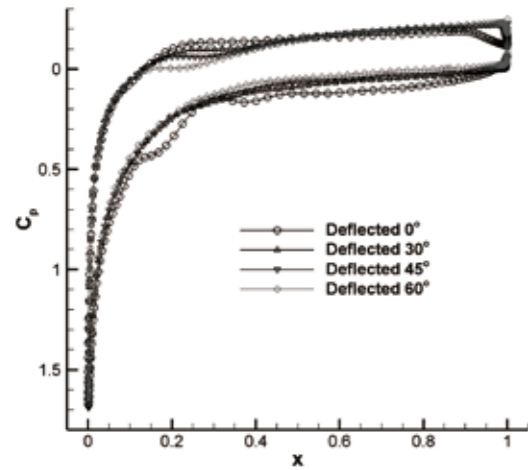
(f) Ma=4.0

图 14 不同模型的气动特性对比

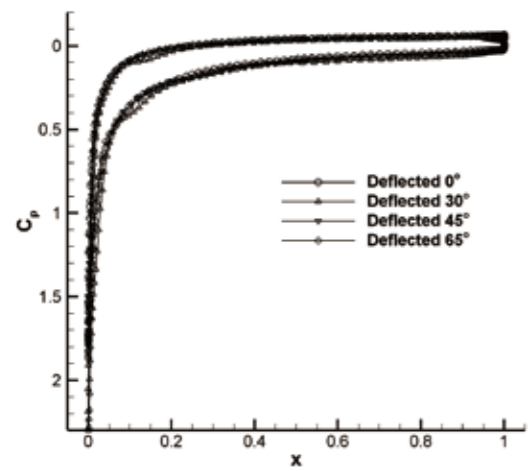
为了对比折叠角度对机翼表面的压力变化的影响效果, 图15给出在迎角为16°时不同模型在两个不同的展向位置(Y=4.0m、6.8m)的表面压力系数的对比图。从图中的结果来看, Y=4.0m位置的压力系数随折叠角度变化不大, 而在Y=6.8m位置, 对于Ma=2.0, 外段机翼折叠后使机翼下翼面压力减小, 由于上翼面压力增大, 因此升力降低, 总体气动效率降低。而对于Ma=4.0, 外段机翼折叠后使机翼下翼面压力减小, 而由于上翼面压力没有明显改变, 因此升力降低幅度比Ma=2.0要低, 总体气动效率提高, 这也与图14的结果吻合。



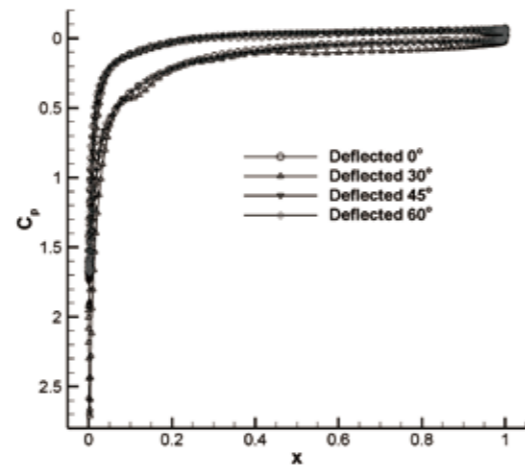
(a) Ma=2.0, Y=4.0m



(b) Ma=2.0, Y=6.8m



(c) Ma=4.0, Y=4.0m



(d) Ma=4.0, Y=6.8m

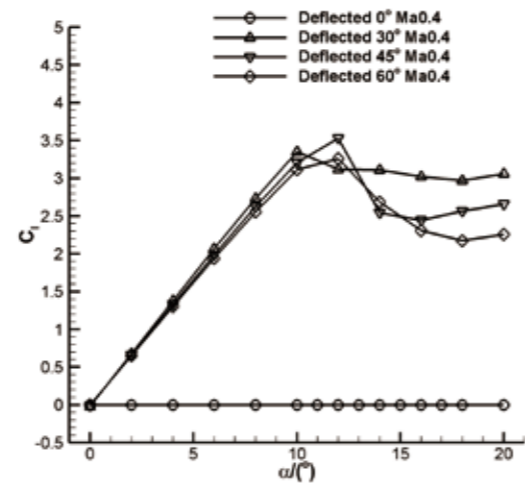


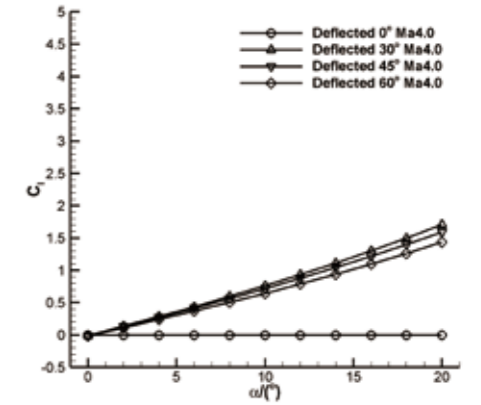
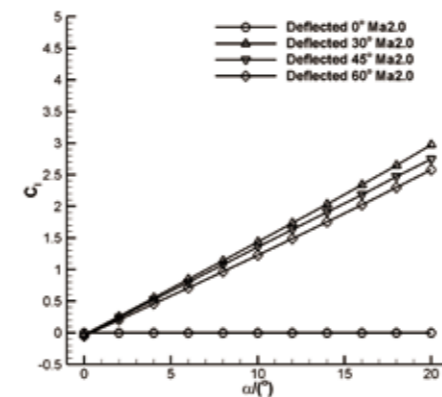
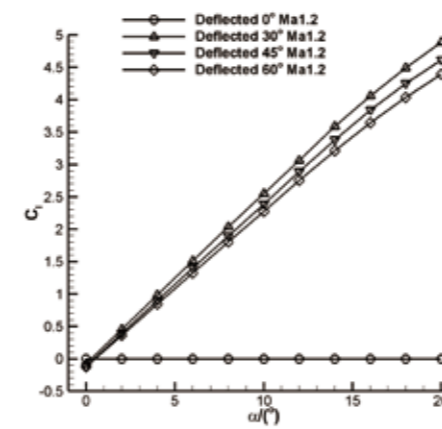
图 15 不同展向位置的压力系数对比 (迎角为16°)

2.4 非对称折叠情况的力矩变化

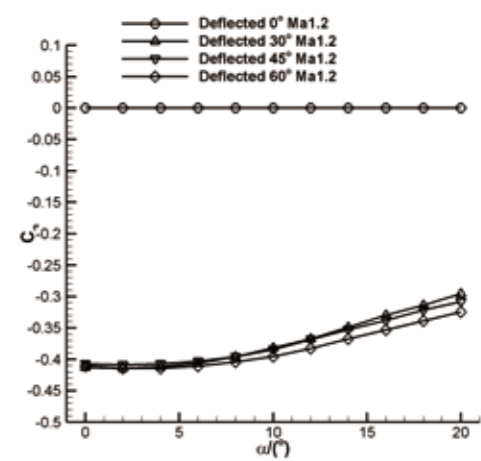
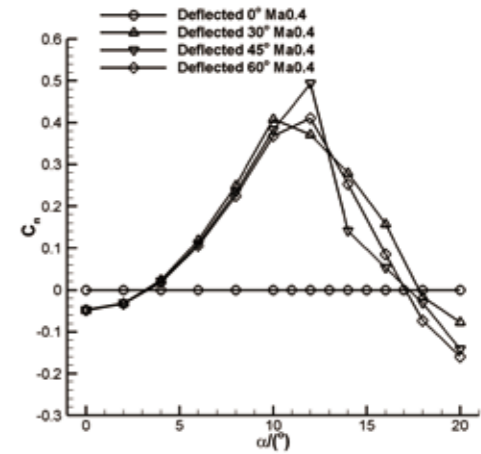
在验证机PTERA的飞行测试中发现,展向自适应机翼可以产生接近40%的总舵效,这对于减轻操纵系统重量是很有利的。为了探究展向自适应机翼外段机翼用于飞机操纵的可能性,本节对比了不同情况下的力矩变化情况。

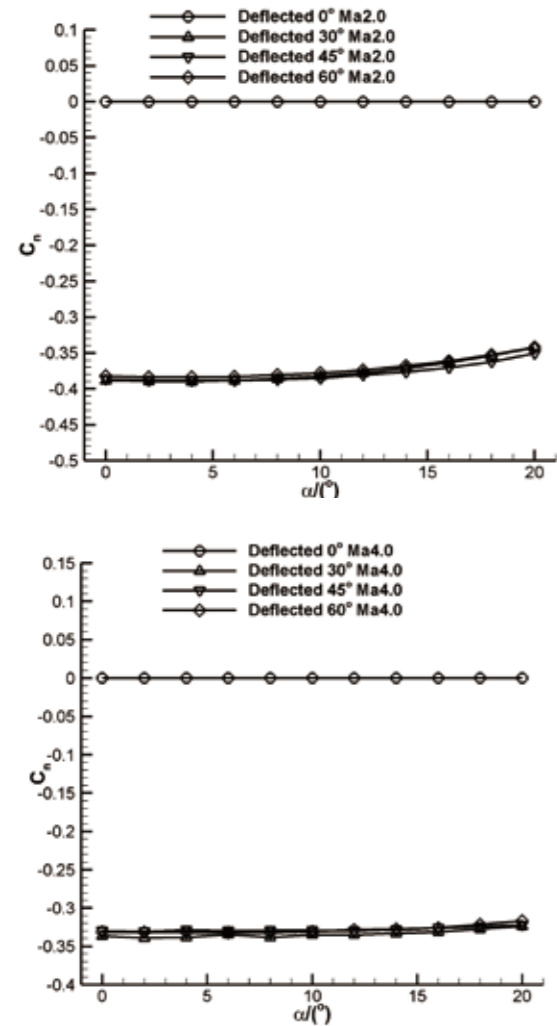
图16分别是不同马赫数下两侧机翼的外段进行非对称折叠以后的全机偏转力矩系数对比图,图(a)是滚转力

矩,图(b)是偏航力矩。需要注意的是,此处的非对称折叠指的是左右两侧外段机翼的折叠角度刚好相反,也就是说,对于Deflected 30°模型来说,右侧机翼外段向上偏转30°,而左侧机翼外段向下偏转30°。从图中可以看出,在计算的速度范围内,所有模型的非对称偏转都会产生很大的滚转力矩,并且滚转力矩随着迎角的增加而增加。不同的是,在亚声速状态,失速后滚转力矩系数开始减小,而在超声速状态,滚转力矩系数在计算的迎角范围内一直增加。相对而言,偏航力矩随迎角的变化不大。在亚声速状态,偏航力矩随着迎角的增加先增大,当超过失速迎角后又开始减小。而在跨声速状态,当马赫数为0.8时,偏航力矩数值随着迎角的增加一直减小,当马赫数为1.2时,偏航力矩数值随着迎角的增加一直增大。在超声速状态,偏航力矩基本保持不变,并且不同模型之间数值差别不大。总的来说,展向自适应方案的非对称折叠可以产生相当大的滚转力矩和偏航力矩,可以用来进行方向操纵。



(a) 滚转力矩系数





(b) 偏航力矩系数

图 16 偏转力矩系数对比

抑制了下洗流动,导致升力增加,诱导阻力减小,因此气动效率明显提高。来流马赫数越大,涡流越强,外段机翼折叠后气动效率提高的效果越明显。此外,机翼折叠角度对气动效率没有明显影响。

在跨声速流动情况下,展向自适应机翼外段折叠后对流动的影响很小。在超声速流动情况下,特别是Ma数超过4.0以后,不同折叠方案相对于未折叠机翼的升力和阻力均减小,并且阻力减小更明显,因此气动效率提高。

在计算的速域范围,所有模型的非对称偏转都会产生很大的滚转和偏航力矩,因此展向自适应方案的非对称折叠可以用来进行方向操纵。

机翼变形技术是针对下一代飞机的一项很有前景的应用技术。虽然本文初步验证了展向自适应机翼在增升减阻以及操控方面的可行性,但是由于在结构设计和制造、操纵机构设计和运作以及适航认证等方面尚有未解决的难题,自适应机翼技术距离走向实用还有很长的路要走。未来仍需要重点解决的关键技术问题有:可变形飞行器精确气动性能预测和气动布局研究,可变形飞行器总体与设计优化,基于形状记忆合金的机翼变形过程的驱动和控制,机翼变形前后的飞行稳定性与操纵特性,可变形飞行器的飞行控制技术,智能材料与结构的应用技术。

参考文献:

[1]张聚恩. 大国航空:从百年奋发到世纪辉煌[M]. 北京:科学出版社,2018.
Zhang Jven. The Aviation of Great China: From Centennial Struggle to Century Glory [M]. Beijing: Science Press,2018. (in Chinese)
[2]John Valasek. Morphing aerospace vehicles and structures[M]. A John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2013.
[3]Antonio Concilio, Ignazio Dimino, Leonardo Lecce, et al. Morphing Wing

Technologies: Large Commercial Aircraft and Civil Helicopters[M]. Butterworth-Heinemann, 2017.
[4]Li D C, Zhao S W, Andrea D R , et al. A review of modelling and analysis of morphing wings[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018,100:46-62.
[5]Stanewsky E. Adaptive wing and flow control technology[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(7): 583-667.
[6]Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of intelligent material systems and structures, 2011, 22(9): 823-877.
[7]Stanewsky E. Aerodynamic benefits of adaptive wing technology[J]. Aerospace Science and Technology, 2000, 4(7): 439-452.
[8]Ozgen S, Yaman Y, Sahin M, et al. Morphing air vehicle concepts[C]. International Unmanned Vehicle Workshop, Istanbul, Turkey, 2010.
[9]Rodriguez A. Morphing aircraft technology survey[C]. The 45th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit. 2007: 1258.
[10]Gomez J C, Garcia E. Morphing unmanned aerial vehicles[J]. Smart Materials and Structures, 2011, 20(10): 103001.
[11]<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170009544.pdf>
[12]<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170006909.pdf>
[13]Thill C L, Etches J, Bond I, et al. Morphing skins[J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112(1129): 117-139.
[14]Henry J, Pines D. A mathematical model for roll dynamics by use of a morphing-span wing[C]. The 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 2007: 1708.
[15]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.
[16]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.
[17]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.Zhang Q, Ye Z Y. Study on a new method for suppression of vertical Tail buffeting using inflatable bumps[J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(12):234-240. (in Chinese)
[18]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.
ZHANG Q. Research on Flight Dynamics of High-Velocity Reentry Vehicles[D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
[19]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.HUA R H, YE Z Y. Research on effective aerodynamic configuration of row inflatable wings[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(2):184-191. (in

Chinese)
[20]张庆, 叶正寅. 排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究[J]. 工程力学, 2019, 36(10): 244-256.
ZHANG Q, YE Z Y. Computational investigations for aerodynamic characteristic analysis of low Reynolds number doubly-tandem wing configurations[J]. Engineering Mechanics, 2019, 36(10): 244-256. (in Chinese)
[21]杨磊. 空中发射分离过程的动力学问题研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2018.
YANG L. Study on the Dynamic Problems of Air-Launch in Separation Process[D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
[22]Zhang Q, Ye K, Ye Z Y, et al. Aerodynamic optimization for hypersonic wing design based on local piston theory[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(4): 1065-1072.



倾转旋翼飞机倾转机构设计及优化

文 / 张宝玉 李德彪 霍亚东
(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 倾转机构在倾转旋翼机过渡飞行阶段起着重要作用。以某倾转旋翼机倾转机构为研究对象, 建立数学模型, 研究传动角随作动器固定点变化规律, 并以整个倾转过程中传动角算术平均值最大为优化目标, 得到作动器固定位置最优点。并以该点为研究目标, 当作动器匀速运动时, 研究倾转角度及角速度随时间变化规律, 为倾转机构控制提供参考。研究表明: 固定点位置横向距离为 $4r$ 、纵向距离为 $0.7r$ 时, 倾转过程平均传动角最大, 为 67.369° ; 当作动器匀速运动时, 倾转机构角度接近线性增加, 角速度先减小、后增加, 呈类抛物线规律。

关键词: 倾转机构; 传动角; 优化; 角速度

倾转旋翼机具有垂直起降及高速巡航的特点, 兼顾了直升机及固定翼飞机优点, 国内外相继开展相关研究, 取得了丰硕成果。20世纪50年代以来, 世界上多家航空工业公司开始研究倾转旋翼飞机, 美国波音公司和贝尔公司联合研制的V22“鱼鹰”飞机已大量服役, 其垂直起降及高速巡航的优异性能, 在美军中发挥重要作用。

Fradenburgh E F等通过分析、研究不同结构方案, 结果显示变半径倾转旋翼机具有最优VTOL性能。并通过对变半径及传统倾转旋翼机进行仿真研究, 探讨了变半径螺旋桨具有飞行优越性能的可行性。曹芸芸等提出了一种确定倾转旋翼机从直升机模式向固定翼飞机模式过渡的发动机短舱倾转角度—速度包线分析方法。周屿等针对

过渡过程开展最优倾转角研究, 有效降低了横向控制耦合度和过渡过程的能耗。夏青元等提出了一套适用于安全飞行模式的操作分配策略。王惟栋等对倾转旋翼机短舱倾转机构进行运动学仿真分析。吉国明等对倾转旋翼机转动机构进行运动学仿真分析。

倾转机构为发动机短舱在飞机模式与直升机模式之间转换的执行机构, 其良好的工作性能对飞行模式的转换及过渡阶段的控制具有重要意义。本文对倾转机构固定点位置进行优化, 研究传动角随倾转角度变化规律, 并分析了作动器匀速运动时倾转角速度变化规律, 为过渡阶段飞行控制提供参考。

1. 倾转机构数学模型建立

倾转机构是倾转旋翼机飞行模式转换的执行机构, 其位于发动机短舱与机翼端部之间, 通过倾转机构中作动器长度变化, 可使发动机短舱实现向前、向后倾转, 在倾转旋翼机过渡段飞行中起到重要作用。倾转机构结构如图1所示。

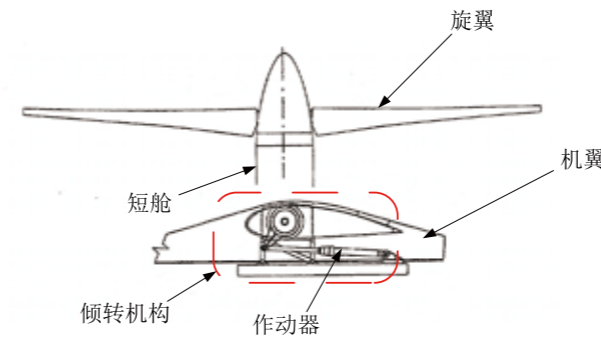


图1 倾转机构位置图

根据倾转机构工作原理, 对机构进行简化, 其计算模型如图2所示。以短舱旋转中心为坐标原点, 短舱竖直向上方向为y轴, 机身尾部方向为x轴建立直角坐标系。A点

为作动器固定位置, B_0 为作动器工作起始位置, B_1 位作动器工作终止位置。飞机为固定翼飞行模式时, 短舱处于水平位置, 作动器位于 B_0 位置, 飞机为直升机起降模式时, 短舱处于竖直位置, 作动器位于 B_1 位置。 θ 为倾转机构转动角, ω 为倾转机构角速度, γ 为传动角, α 为作动器与x轴夹角。 r 为倾转机构转动半径, A点位置坐标为 $(lr, -er)$, 考虑结构可行性, 取 $l > 1, e > 0$ 。不失一般性, 取 B_0 位置时 $\theta_0 = 45^\circ$, 取 B_1 位置时 $\theta_1 = 135^\circ$, 倾转过程所需时间为20s。记作动器在位置 B_0 时长度为 L_0 , 在 B_1 时长度为 L_1 , 其他位置时长度为 L 。

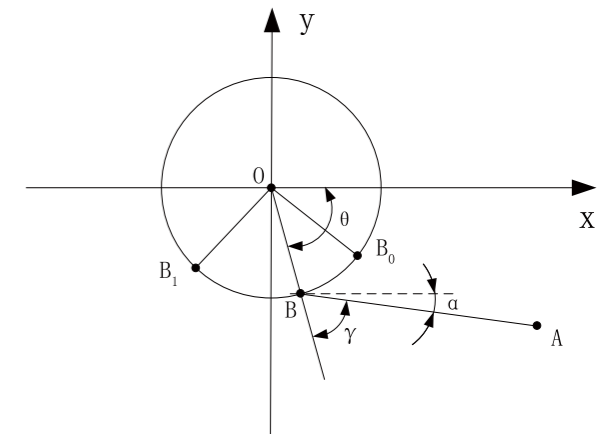


图2 倾转机构简化图

根据机构位置关系, 推导可得方程如下:

$$L_0 = \sqrt{(er - r \sin 45^\circ)^2 + (lr - r \cos 45^\circ)^2} \quad (1)$$

$$L_1 = \sqrt{(er - r \sin 135^\circ)^2 + (lr - r \cos 135^\circ)^2} \quad (2)$$

$$v = (L_1 - L_0) / 20 \quad (3)$$

$$L = L_0 + vt \quad (4)$$

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (5)$$

$$x^2 + y^2 = r^2 \quad (6)$$

$$\cos \theta = y / r \quad (7)$$

$$\sin \alpha = (er - y) / L \quad (8)$$

$$\cos \alpha = (lr - x) / L \quad (9)$$

倾转过程中传动角算术平均值为

$$\gamma_{avg} = \max\left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \gamma(t_i)\right) \quad (10)$$

$$\omega = d \arccos(y / r) / dt \quad (11)$$

2. 算例分析及优化设计

2.1 倾转过程中传动角变化规律

为对A点位置进行优化,需研究A点位置固定时传动角随旋转角变化关系。选取A点位置为(2r, -r),根据方程(5)、(6)、(7)、(8)、(9)可得 θ 角在45°到135°变化时传动角变化曲线,如图3所示。

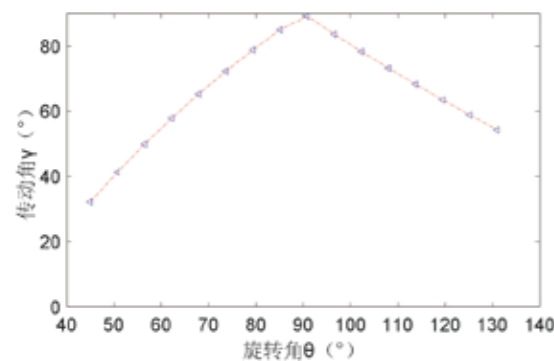


图3 传动角随旋转角变化曲线

由图可知,在机构旋转过程中,传动角先增大,后减小,最大值为90°。传动角变化曲线近似线性变化。

2.2 平均传动角变化规律

旋转过程中,传动角随旋转角变化。因此,以传动角的算术平均值为目标,研究其随A点位置的变化规律。

选取A点X方向位置为1r,根据方程(5)、(6)、(7)、(8)、(9)、(10)可得平均传动角随Y方向的变化曲线,如图4

所示。由图可知,随着e增大, γ_{avg} 先增大,后减小,且在 $e > 4$ 后变化减慢。

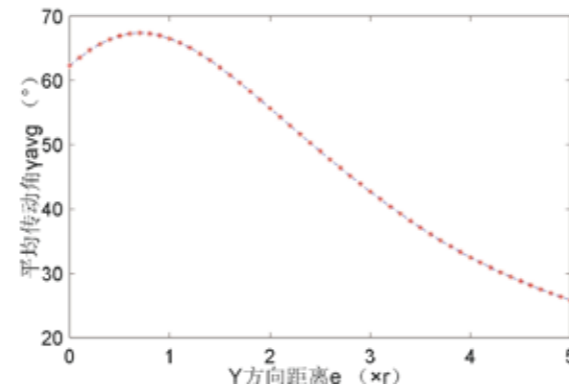


图4 平均传动角随e变化曲线

选取A点Y方向位置为1r,根据方程(5)、(6)、(7)、(8)、(9)、(10)可得平均传动角随X方向的变化曲线,如图5所示。由图可知,随着l增大, γ_{avg} 持续增大,且在 $l > 2$ 后增量逐渐减慢。

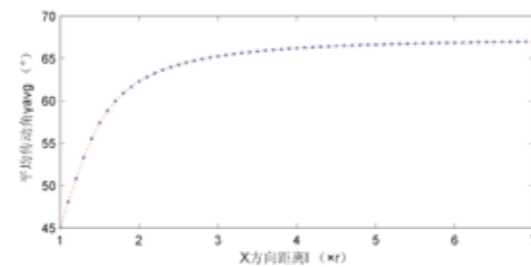


图5 平均传动角随l变化曲线

2.3 平均传动角优化

根据方程(5)、(6)、(7)、(8)、(9)、(10)可得平均传动角随在X、Y平面内变化规律,如图6所示。由图可知,在l较小时, γ_{avg} 随e变化较大,在 $e = 0.7$ 附近存在最大值;随着l的增大, γ_{avg} 随e变化逐渐减小,但仍在 $e = 0.7$ 附近存在最大值。

此外,固定点位置X方向距离为4r、Y方向距离为-0.7r时,倾转过程平均传动角最大,为67.369°。

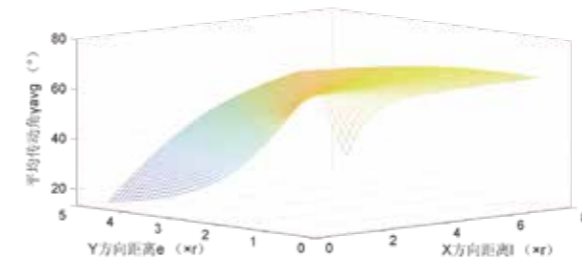


图6 平均传动角随l、e变化规律

2.4 角速度变化规律

当作动器匀速工作时,根据方程(1)、(2)、(3)、(4)、(6)、(7)、(8)、(9)可得旋转角度随时间变化曲线。如图7所示。由图可知,旋转角随时间接近线性变化。

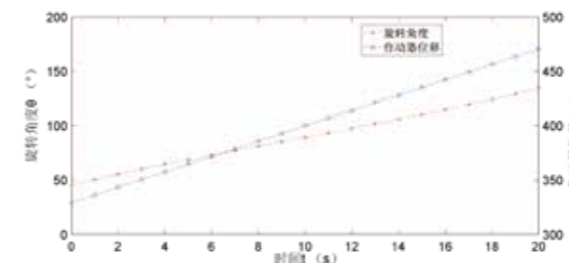


图7 旋转角度及作动器位移随时间变化曲线

对角度进行求导,即根据式(11),可得作动器匀速运动时,角速度随时间的变化曲线。如图8所示。由图可知,随着时间增加,角速度先减小,后增大,且变化较为缓慢,呈类抛物线规律变化。

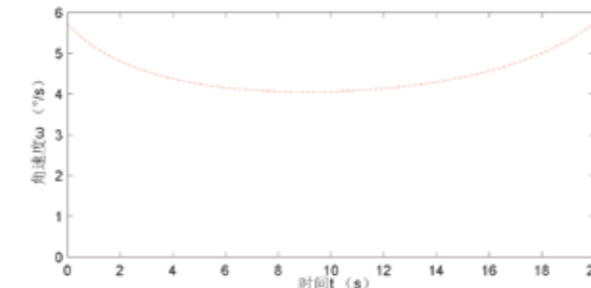


图8 旋转角度及作动器位移随时间变化曲线

3. 结论

根据倾转机构工作原理,建立数学简化模型,运用机构运动相关理论,对固定支点位置进行优化,并研究角速

度变化规律,得出结论如下:

- (1) 倾转机构平均传动角随作动器支点位置不同而变化,且在X方向与在Y方向有不同的变化规律。
- (2) 倾转机构存在最大平均传动角位置点,为(4r, -0.7r)。
- (3) 作动器匀速运动时,倾转角速度先减小,后增大,呈类抛物线变化规律。

参考文献

[1] Barkai S M, Rand O, Peyran R J, et al. Modeling and analysis of tilt-rotor aeromechanical phenomena [J]. Mathematical and Computer Modelling, 1988, 27(12): 17-43.

[2] Johnson W, Yamauchi G K, Watts M E. NASA heavy lift rotorcraft systems investigation [R]. NASA TP-2005-213467, 2005.

[3] Rozovski D. Control reversal mitigation and situational awareness improvement for tiltrotor aircraft pilots via redesign of the thrust/power control interface [D]. Urbana-Champaign, US: University of Illinois at Urbana-Champaign, 2008.

[4] Fradenburgh E F. Improving Tilt Rotor Aircraft Performance with Variable-Diameter Rotors [A]. In Proceedings of the 11th European Rotorcraft Forum [C]. European Rotorcraft Forum, 1988, 69-73.

[5] Fradenburgh E F. The High Speed Challenge for Rotary Wing Aircraft [A]. In Proceedings of the Pacific Air and Space Technology Conference and the 29th Aircraft Symposium Meetings [C]. Society of Automotive Engineers Inc, 1991. 76-80.

[6] Fradenburgh E F. Advancing Tiltrotor State-of-the-Art with Variable Diameter Rotors [A]. In Proceedings of the American Helicopter Society 48th Annual Forum [C]. American Helicopter Society, 1992. 214-218.

[7] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度—速度包线分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2174-2180.

[8] 周屿, 刘莉. 倾转旋翼无人机最优过渡倾转角曲线[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11), 2277-2283.

[9] 夏青元, 徐锦法, 金开保. 倾转旋翼飞行器的建模和操纵分配策略[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2016-2028.

[10] 王惟栋, 庞华华, 王斌团. 倾转旋翼机短舱倾转机构动力学分析[J]. 航空工程进展, 2016, 7(2): 235-240.

[11] 吉国明, 郑配云, 邓茅菁. 倾转旋翼机转动机构运动学仿真分析[J]. 航空工程进展, 2015, 6(4): 452-459.

举重若轻 空中精锐

TA-Q12多旋翼无人机

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

一体化设计

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

长航时、大载荷

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

先进控制算法、精准降落

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

目标识别和跟踪

可对移动目标或静态目标进行识别和跟踪,并进行跟飞或者伴飞。



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

共轴直升机垂尾布局对机身航向气动特性的影响分析

文 / 徐茜 李伟乐 李成
(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要: 直升机机身气动特性受尾翼影响较大。针对某型共轴无人直升机,采用CFD方法对机身的航向气动特性进行计算,并与风洞试验结果进行对比。结果表明,风洞试验结果与CFD仿真结果误差较小,可用于后续航向稳定性特性分析。垂尾内收布局航向稳定性较好,主要是因为左右垂尾的偏航气动特性较优。垂尾内收布局气流在铰链处发生偏折,在大侧滑角时气流偏折角度更大,内收布局气流偏折角度较无内收时大。大侧滑角的CFD仿真结果的偏航力矩发散较风洞试验结果严重,大角度下的CFD仿真方法还需进一步的计算与验证。

关键词: 垂尾布局;气动特性;风洞试验;CFD

引言

直升机的气动布局很大程度上决定了直升机的操纵性、稳定性及其飞行性能,并进一步决定其飞行品质与战术指标。对于单旋翼带尾桨直升机而言,由尾桨提供反扭矩,垂尾可为尾桨卸载,降低直升机需用功率,提高全机横向稳定性。共轴双旋翼直升机具有结构紧凑、外形尺寸小,由上下旋翼平衡反扭矩,无尾桨失效风险,其垂尾设计与单旋翼带尾桨构型具有很大不同。卡莫夫设计局成功研制了多款共轴直升机,其中卡-25、卡-27、卡-32等直升机都布有2个端板式垂尾,且具有一定的内收角。

为得到孤立机身在一定攻角和侧滑角范围内的纵向、横航向气动特性,通常会对其开展风洞试验。文献对S97高速共轴直升机的机身纵向气动特性进行了风洞试验及CFD(Computational Fluid Dynamics)计算,结果表明CFD计算结果与风洞试验结果相差较小。文献对长航时无人直升机机身模型进行了风洞试验,测量了不同风速、攻角和侧滑角下的气动力及力矩;文献对三种不同类型的孤立机身进行了风洞试验及CFD计算,并采用增量法和比例法对结果的相关性进行了分析,结果表明,CFD计算结果与风洞试验结果变化趋势一致,其结果可为孤立机身气动特性CFD仿真方法提供参考。

本文对本公司某共轴无人直升机孤立机身进行风洞试验,并开展CFD仿真计算,通过对比分析试验及计算数据,为垂尾设计提供一些有用的参考。

1. 风洞试验和仿真方法

1.1 风洞试验

该无人直升机孤立机身气动特性测量试验在南京航空航天大学NH-2风洞小试验段中进行。风洞试验时,模型采用腹部支撑的安装方式,在风洞天平坐标系(原点在天平塔心,x轴指向来流,y轴竖直向上,z轴指向机身右侧)下。所有试验状态均对模型攻角进行实测,最终给出的试验数据对应各实测角。计算气动力系数和力矩系数的动压由高精度传感器实时采集。所有纵、横向测力试验数据都进行支架干扰修正和洞壁干扰修正,支架干扰修正采用镜像两步法,洞壁干扰修正进行了分离流阻塞修正。



图1 风洞试验模型

孤立机身模型包含机身、尾翼、桨毂及整流罩、桨叶残根部分,为分析垂尾布局对机身航向气动特性的影响,对垂尾无舵偏模型(如图2.a,以下简称布局1)及垂尾舵面内收25°模型(如图2.b,以下简称布局2)开展风洞试验。模型力矩参考中心位于天平塔心后-16.67mm,下-15mm。参考面积为最大横截面积: $S_{横}=0.0968m^2$,参考

长度为机身总长: $L=1.5m$ 。试验风速为 $V=60m/s$;侧滑角变化范围为 $\beta=-24^\circ\sim 24^\circ$, $\Delta\beta=4^\circ$,攻角 $\alpha=0^\circ$ 。



a. 布局1



b. 布局2

图2 不同尾翼布局

1.2 数值仿真

孤立机身的CFD仿真模型如图3所示,该模型包含机身、平垂尾、主轴、桨毂整流罩及桨叶残根等部件。



a. 布局1



b. 布局2

图3 CFD仿真模型

数值计算基于三维积分形式的雷诺平均N-S方程求解,控制方程表示为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_S f \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中:V为控制体体积;S为控制体表面;Q为守恒变量矢量;f为通过表面S的流量(净流出量), \vec{n} 为表面S的外法向单位矢量。

本文采用三维双精度求解器,基于压力的隐式耦合求解方法,S-A湍流模型。计算中采用速度入口、压力出口边界条件,壁面均设为无滑移、绝热壁面边界条件。计算状态与风洞试验状态保持一致。

本文采用自适应的笛卡尔网格来计算包含直升机机身、尾翼、桨毂整流罩等在内的复杂几何外形的流场。这种网格生成过程简单、耗时少,可根据机身表面特性对局部区域的网格进行加密,使其分布更为合理,相比一般的非结构网格可提高计算精度。本文所生成计算用网格共800万,计算域为20L×20L×20L。对机身表面曲率大及尺寸较小的区域进行加密,机身表面加密的边界层网格数为10层,第一层网格厚度取10⁻⁴,以保证机身表面网格Y⁺为30,机身表面及对称面网格如图4所示。

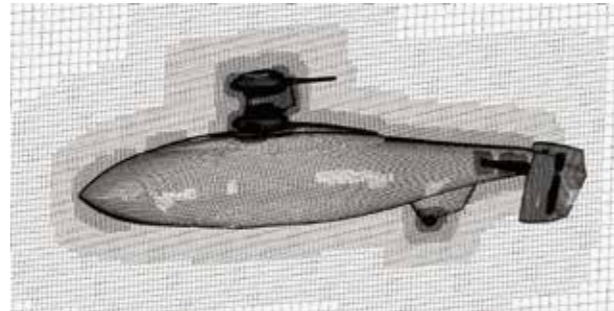
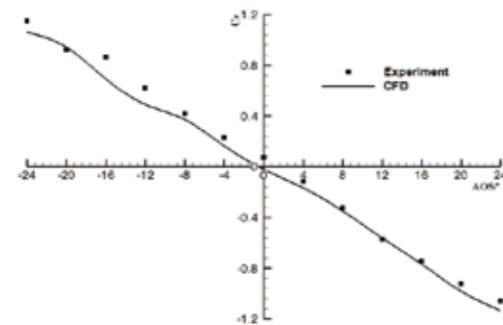


图4 表面及对称面网格

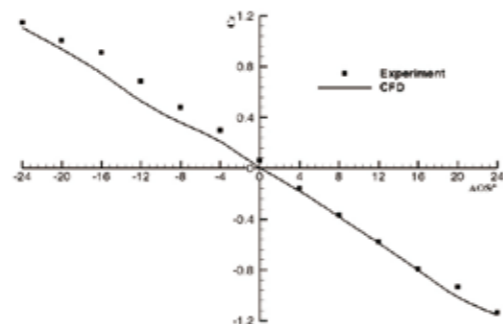
2. 计算结果

2.1 风洞试验与CFD仿真对比

图5所示为不同布局、不同侧滑角(Angle of Side-slip, AOS, 机身右侧来风为正)下CFD仿真与风洞试验的侧力系数(Cz)对比。由图中可以看出,CFD计算结果随AOS变化趋势与风洞试验结果一致,且CFD与试验结果误差较小,AOS为正值时风洞结果与CFD仿真的一致性较负值时好。



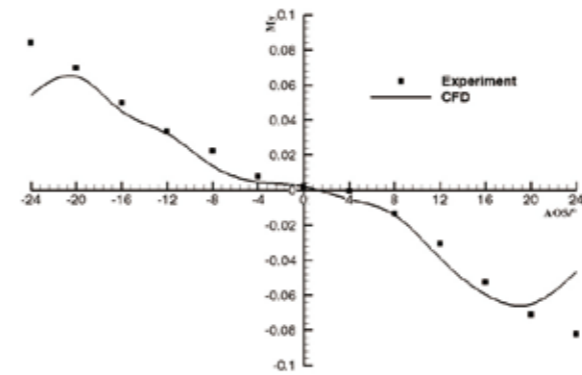
a. 布局1



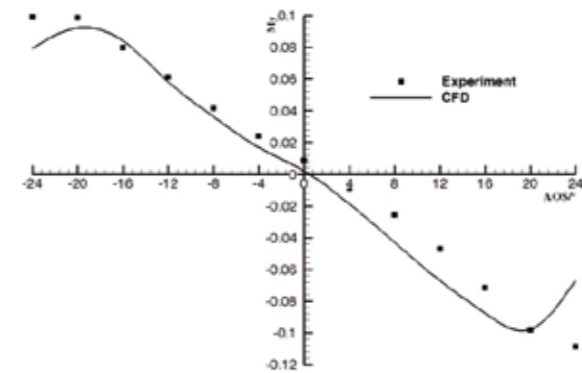
b. 布局2

图5 不同侧滑角下侧力系数对比

图6所示为不同布局、不同AOS下CFD仿真与风洞试验的偏航力矩系数(My)对比。风洞结果表明,布局1的My^β(偏航气动导数,dMy/dβ,1/°)=-0.00197,布局2的My^β=-0.00419,布局2航向静稳定性较布局1提升了约112%。AOS在±20°之间时,CFD仿真结果与风洞试验结果变化趋势一致,且误差较小,但当AOS=±24°时风洞试验结果与CFD仿真结果趋势出现偏差,计算误差较大。



a. 布局1



b. 布局2

图6 偏航力矩系数对比

由以上结果可以看出,CFD仿真结果与试验结果误差较小,能够反映航向气动特性随AOS的变化,下面将进一步分析不同构型间的航向特性差异的来源。

2.2 计算结果分析

图7所示为不同构型左、右垂尾及其他部件、孤立机身偏航力矩随AOS的变化曲线。

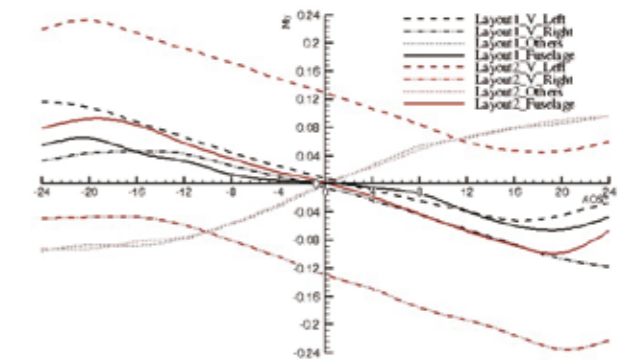


图7 各部件偏航力矩系数对比

由结果可知,布局1的My^β=-0.00164,布局2的My^β=-0.00485。由上图可以看出,两种构型除去垂尾的机身其他部分偏航力矩系数基本一致,因此孤立机身偏航力矩的区别主要来自左右垂尾。下表所示为不同布局左右垂尾偏航气动导数对比,由下表可以看出,布局2的左右垂尾偏航气动导数均高于布局1。

表1 不同布局垂尾偏航气动导数

布局 1		布局 2	
左垂尾	右垂尾	左垂尾	右垂尾
-0.00429	-0.00426	-0.00546	-0.00595

图8~图11分别为不同布局AOS=0°和8°时机身表面压强分布。由图中可以看出,机头处及桨毂、整流罩等迎风部分压强较大,这主要是由于驻点导致气流方向发生变化而形成的。

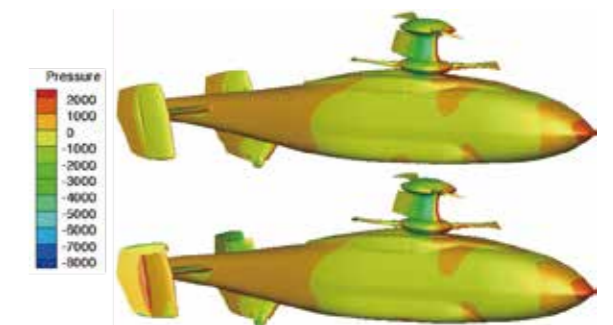


图8 不同布局AOS=0°时机身右侧表面压强分布

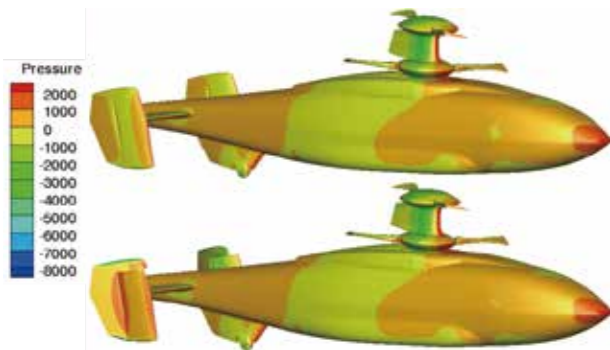


图9 不同布局AOS=8°时机身右侧表面压强分布

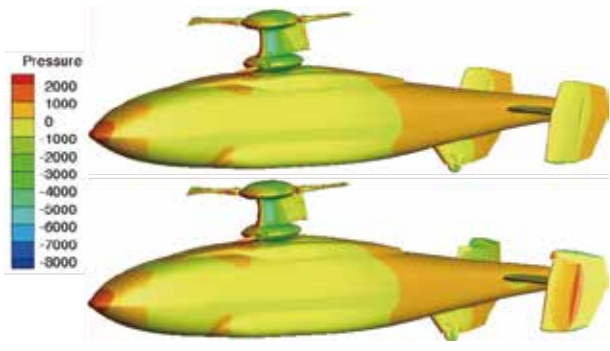


图10 不同布局AOS=0°时机身左侧表面压强分布

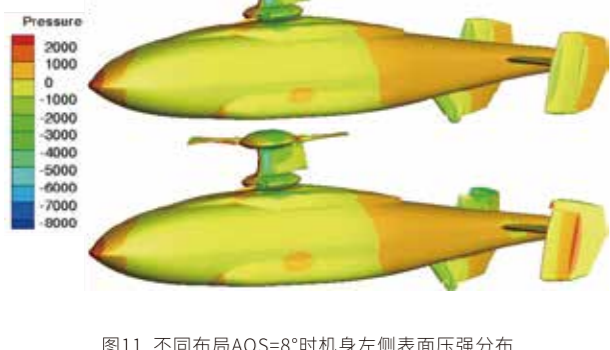


图11 不同布局AOS=8°时机身左侧表面压强分布

由上图可以看出,相同状态不同布局下,机身左右两侧压强分布差异主要体现在垂尾上。在以上两个AOS下,布局2的左右垂尾在铰链处均产生了一个较大的高压区,这个高压区主要是由于外形剧烈改变导致气流方向发生变化引起的。当AOS=8°时,右侧垂尾高压区面积更大,压

强更强。

图12、图13所示为不同布局的流线分布。由图中可以看出,AOS=0°和8°时,布局2的气流在两侧垂尾铰链处均发生了偏折,且在大侧滑角时气流偏折角度更大。当AOS=8°时,两种布局的右侧垂尾上的气流角度均发生了一定程度的偏折,布局2的偏折角度较布局1明显偏大。

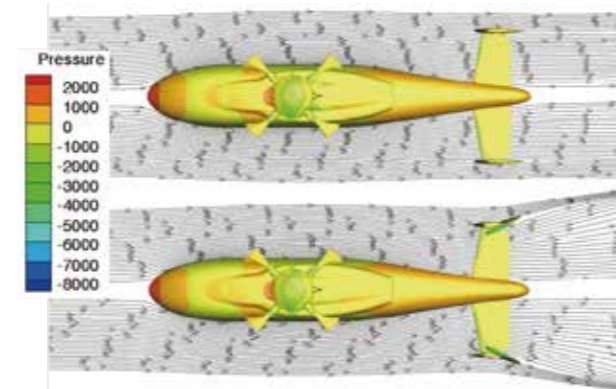


图12 不同布局AOS=0°时流线分布

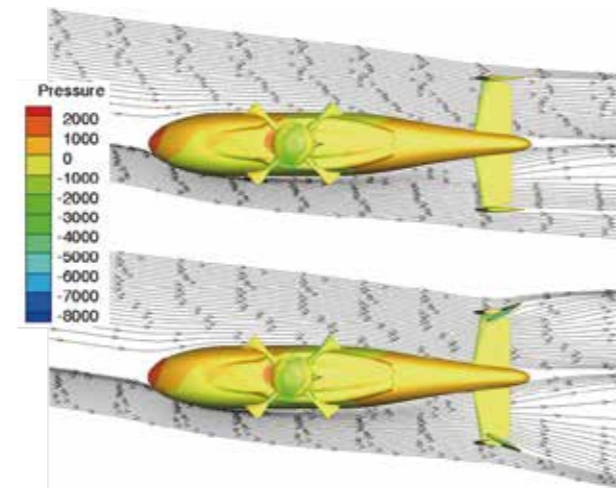


图13 不同布局AOS=8°时流线分布

3. ±24°偏航力矩发散原因分析

图14所示为不同布局AOS=24°下的流线分布。

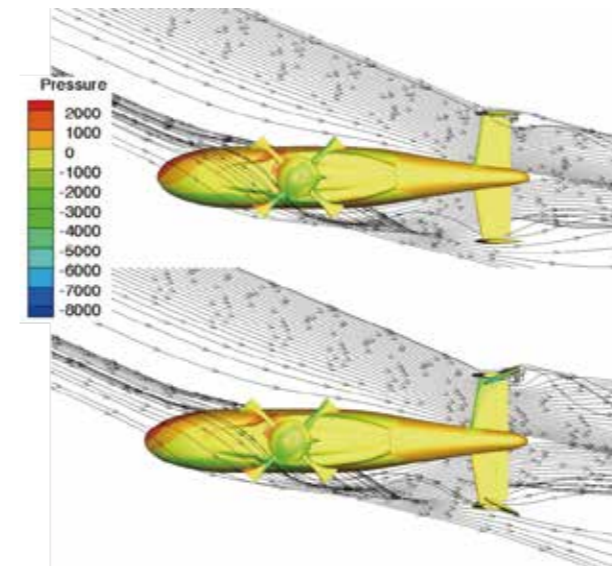


图14 不同布局AOS=24°时流线分布

由上图可以看出,两种布局右侧垂尾气流均产生了分离,这是导致大侧滑角下偏航力矩发散的原因。与风洞试验结果相比,CFD仿真结果发散更为严重,这可能是由于CFD对分离的捕捉准确度不够导致,因此大角度下的CFD仿真方法还需要进一步的计算与验证。

4. 结论

通过对两种垂尾布局孤立机身气动特性开展风洞试验与CFD仿真,并对结果进行对比分析,可以得出如下结论:

- 1) 该共轴无人直升机孤立机身航向气动特性风洞试验结果与CFD计算结果变化趋势一致,CFD结果与试验结果误差较小,可用于孤立机身航向气动特性分析;
- 2) 垂尾内收布局航向稳定性较无内收布局好,主要由于左右垂尾的偏航气动特性均较优导致;
- 3) 不同布局的机身压强分布差异主要体现在垂尾上。垂尾内收布局在铰链处存在一个较大的高压区,这是由于

气流在此处发生了偏折,且在大侧滑角时气流偏折角度较小侧滑角时大,内收布局气流偏折角度较无内收时大。

4) 大侧滑角的CFD仿真结果迎风处的垂尾气流产生了分离,导致偏航力矩发散,这种发散较风洞试验结果更为严重,大角度下的CFD仿真方法还需要进一步的计算与验证。

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 第19册:直升机设计[M].北京:航空工业出版社,2005.10
- [2] 高正, 陈文轩等译. 直升机性能及稳定性和操纵性[M].航空工业出版社,1990
- [3] 倪先平, 武装直升机垂直尾翼的初步设计[J].直升机技术,1994
- [4] 倪先平. 直升机手册[M].航空工业出版社,2003
- [5] Bowles P O, Matalanis C, Battisti M, et al. Full-Configuration CFD Analysis of the S-97 RAIDERTM [C]. VFS 75th Annual Forum & Technology Display, Philadelphia PA, USA, 2019.
- [6] 李杰. 长航时无人直升机气动外形设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014
- [7] 龙海斌, 吴裕平. 光机身气动特性计算与试验结果相关性分析[J].直升机技术,2020
- [8] 招启军, 徐国华. 直升机计算流体力学基础[M].北京:科学出版社,2016

某型无人直升机结构初步强度设计

文 / 张宇航 樊建峰 李笑
(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要:针对无人直升机结构初步强度设计,分别从静强度、动力学与疲劳专业进行分析说明。首先从静强度设计入手,说明设计准则、载荷选取依据、有限元模型建立标准及结果分析原则;随后进行动力学设计,说明设计要求、实测数据分析原则及动力学模型修正依据;最后进行疲劳寿命评估,采用安全寿命设计原则确保全机结构使用安全。该设计流程对于无人直升机结构初步强度设计具有一定指导意义。

关键词:无人直升机;静强度;动力学;疲劳

概述

本文为某型无人直升机结构初步设计阶段的强度分析,为结构设计优化提供数据基础。

本强度分析以满足用户要求为设计目的,以结构设计模型和载荷数据为设计输入,以通用的结构静强度、动强度和疲劳分析方法为基础,以结构静强度设计安全裕度、结构动力学特性和结构疲劳寿命为设计输出。

在直升机结构初步设计阶段,结构强度分析工作的角色非常重要,决定着结构设计的成败。结构强度分析主要包括静强度、动强度和疲劳分析工作,而结构静强度分析是所有强度分析工作的基础,静强度分析对结构设计有重要的指导作用,除了承受疲劳载荷的结构外,无人机承受静态载荷的机身结构强度设计取决于结构静强度分析。动强度分析是结构强度分析重要组成部分,特别是对

于承受动态载荷的结构,结构动力学特性决定了结构承受的振动水平,过大的结构振动水平是结构设计不可接受的。对于振动水平较大的结构,疲劳分析对结构强度设计起决定性作用。

结构初步设计阶段强度分析工作包括结构静强度分析、结构动强度分析和结构疲劳分析。

结构静强度分析工作内容包括:

- (1) 建立结构静强度设计准则;
- (2) 在众多飞行和着陆载荷情况中筛选临界载荷情况;
- (3) 建立包含结构构型特性、材料特性、连接特性、刚度分布特性、质量分布特性和载荷特性结构静强度分析有限元模型;
- (4) 开展结构内力和应力分布计算;
- (5) 开展连接结构等强度计算;
- (6) 依据结构内力和应力分布计算及连接结构等强度计

算结果给出结构安全裕度结果。

结构动强度分析工作内容包括:

- (1) 建立结构动强度设计准则;
- (2) 建立包含结构构型特性、材料刚度特性、连接刚度特性、全机刚度分布特性和全机质量分布特性结构动强度的分析有限元模型,该模型尽可能使用一维有限元模型以便于开展与动力学试验结果的对标和模型修正工作;
- (3) 开展结构动力学特性分析;
- (4) 开展结构动力学特性试验;
- (5) 开展与动力学试验结果的对标和模型修正工作;
- (6) 迭代开展结构动力学特性分析。

结构疲劳分析工作内容包括:

- (1) 依据飞行试验振动数据,开展数据处理工作,获得飞行剖面有效振动数据,确定全机结构的疲劳载荷谱;
- (2) 建立低幅高频应力谱下的高周疲劳寿命计算方法;
- (3) 依据上面的结果,开展全机结构疲劳寿命分析。

1. 静强度分析

1.1 静强度准则

1.1.1 结构强度

对于所有的设计情况,应保证结构在限制载荷下不发生屈服,在极限载荷下不发生破坏。其中,限制载荷为正常使用中可能出现的最大载荷,极限载荷为限制载荷与安全系数的乘积。如无特殊说明,安全系数一般取1.5。对于铸件、复材结构与重要接头等结构,除安全系数外,还应采用合适的附加安全系数。同时,应充分考虑结构材料性能分散性的影响。此外,针对焊接结构或受环境因素(温度与湿度等)影响严重的结构,还应合理考虑材料强度的削减。

安全裕度是评价结构强度是否满足设计要求的一种常用表示方法。安全裕度为结构的需用破坏应力与工作应力之比减1的余数,一般要求结构的静力安全裕度不得小于0.2。

1.1.2 结构刚度

在直至限制载荷的任一载荷状态下,结构的变形不得妨碍无人直升机的机械操作和正常使用,不得影响其气动特性和无人直升机的性能,不得导致零件的提前修理或更换,并保证部(组)件与机体或部(组)件之间有足够的时间隙。

1.2 载荷选取

静强度校核选取的载荷包括:飞行载荷、着陆载荷与地面载荷。这三种载荷的具体说明如下。

1.2.1 飞行载荷

静强度校核选用的飞行载荷计算状态包括不同整机质量特性下的垂直起飞、悬停回转、带功率偏航、滚转改出、平飞拉起以及前飞和悬停状态下的突风。不同飞行状态下的飞行速度、操纵量与姿态参数限制可参照GJB720A进行适当裁剪。针对上百种的飞行载荷计算结果,为了提高静力校核的效率,需进行临界载荷工况的筛选与提取。

1.2.2 着陆载荷

针对滑撬式起落架,静强度校核选用的着陆载荷计算状态包括不同整机质量特性下的垂直着陆、有前飞速

度的着陆、侧移着陆、单橇着陆与特殊着陆。其中，垂直着陆速度需根据使用方需求进行确认，并同时计算使用功量与储备功量下的地面反力。使用功量对应限制载荷并适用于起落架和机身结构，储备功量对应极限载荷并仅适用于起落架结构。

1.2.3 地面载荷

静强度校核选用的地面载荷计算状态包括地面牵引、系留、起吊、旋翼加速与旋翼桨叶阵风扬起下坠。

1.3 有限元模型建立要求

有限元模型建立前，应根据零部件的结构特点、载荷和约束(或者边界条件)特点、保证传力路线特点、仿真目的、仿真周期和计算资源制定有限元建模方案；

几何模型简化时，在确保关注部位有限元分析精度的前提下尽可能的简化结构的棱角、小凸台、小凹槽等几何模型细节特性；

单元选择时，应根据结构几何模型、载荷及约束特点和有限元分析的类型及目的，合理选择单元的类型，以保证计算精度；

网格划分时，应粗化应力缓慢变化区域，细化应力急剧变化区域，粗化不关注区域(仅为力传递而建立的区域)，细化关注区域；

计算方法选择时，应根据零部件结构有限元力学分析类型、分析结果要求、算法的适用范围与优缺点、有限元模型的规划和计算机资源来确定。

载荷检查、单元质量检查，单元连接特性、材料属性检查、在载荷作用下的位移连续性检查无误。

1.4 应力分析

计算时多采用默认求解设置。若计算非线性与大变形，需要在满足收敛性、计算精度和计算机资源的条件下，设置合理的计算时间步长。输出结果至少应包含关注部位的应力、应变和变形云图。

针对计算结果，首先应分析结构变形与应力集中位置的合理性，随后对有限元模型的单元类型、阶次、网格尺寸、材料属性及边界条件进行适当修正，进行对比试算分析数值结果的可靠性。

1.5 强度分析

当认为计算结果收敛且可信后，综合考虑静力设计标准中的各种影响因素进行结构静力安全裕度的计算。若裕度较大，则需进行结构的拓扑优化以达到减重与等强度设计的目的；若裕度较小，则需对结构进行合适的补强设计以满足静力使用要求。对于总体应力分析不能给出强度结论的结构，如连接螺栓、连接接头、局部稳定性等应开展补充强度分析。

1.6 屈曲分析

在无人直升机结构中，其油箱、尾梁和平垂尾结构多采用承力蒙皮结构，这种结构重要分析工作之一就是计算承压蒙皮和桁条的总体屈曲强度。通过有限元的屈曲求解模块，可以给出承压蒙皮和桁条的屈曲强度结论。开展屈曲强度分析时还得注意以下几个方面。

(1) 蒙皮-桁条加强壁板的许用应力会随着蒙皮与桁条厚度的比值不同而发生变化；

(2) 对于屈曲后的蒙皮-桁条加强壁板结构，结构的传力方式发生变化，需要应用张力场理论对桁条结构开展补充强度计算。

(3) 铆钉的间距应该合理，避免出现两个铆钉间结构发生局部屈曲。

(4) 合理选择承压缘条的剖面型式，避免承压缘条结构发生局部屈曲。

1.7 某型无人机起落架静强度分析

1.7.1 结构形式

某型无人直升机采用滑橇式起落架，结构材料选用钛合金，具体的结构形式如下图所示。



图 1 起落架结构形式

1.7.2 有限元模型

起落架结构采用壳单元网格进行建模，加载位置为滑橇与地面的接触位置，通过载荷等效将不同着陆状态下的地面反力均匀加载，约束位置为抱箍与弓形梁的连接位置，仅约束3个方向的平动，并采用非线性大变形进行计算，具体的有限元模型如下图所示。



图 2 起落架静力计算有限元模型

1.7.3 载荷

起落架静强度校核所选用的极限载荷来自储备功着陆状态，由于重心位置影响起落架前后横梁的载荷分布，因此针对所有重量状态下的着陆载荷进行对比分析，确定应力较大状态。具体使用的载荷数据见表1，表中载荷数据均为极限载荷。

表 1 临界着陆极限载荷

序号	着陆形式	极限载荷
1	垂直着陆	垂直向上 9370N
2	有前飞速度着陆	水平向后 4191N, 垂直向上 8382N
3	左侧侧移着陆	侧向 2343N, 垂直向上 9370N
4	右侧侧移着陆	
5	左单橇着陆	垂直向上 4685N
6	右单橇着陆	
7	特殊着陆 A	45° 斜向上 4564N
8	特殊着陆 B	垂直向上 2343N

1.7.4 计算结果

通过对比计算，现将起落架储备功着陆状态下应力最大时的应力云图与使用功竖直着陆状态下的位移云图进行输出，具体结果如下图所示。



(a) 左侧侧移着陆



(b) 右侧侧移着陆

图 3 起落架静力计算结果

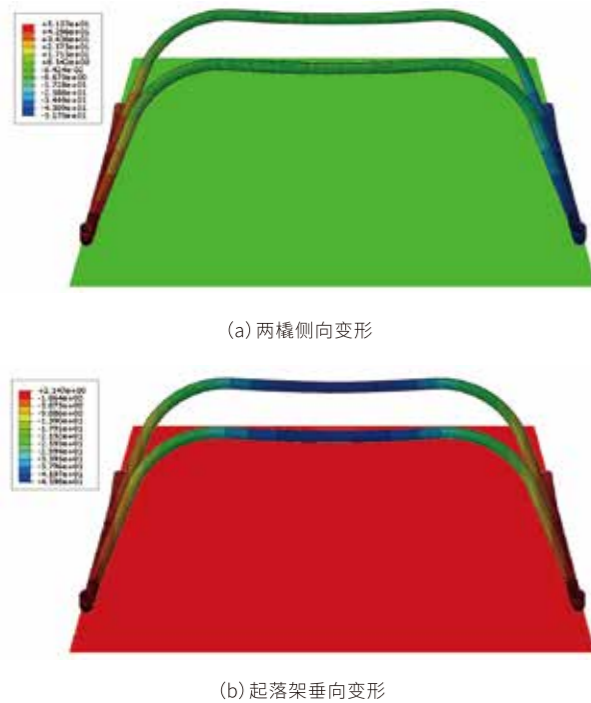


图4 起落架变形计算结果

1.7.5 结论

综上所述,不同整机质量特性状态着陆时,单橇侧向最大位移量为51.7mm,垂向最大变形量为48.1mm,无人直升机最低点距离地面100mm,故着陆最大变形量满足使用要求。此外,储备功速度各种着陆状态下的最大应力值为596MPa,此时虽然已进屈服段,但还未破坏,同样满足滑橇式起落架的静力设计要求。

2. 结构动强度分析

直升机结构动强度分析中包含结构动力学和气弹动力学,不包括传统的飞行动力学。结构动力学研究结构的强迫振动、暂态振动和动稳定性,但不考虑空气动力和结构的弹性力、阻尼力和惯性力之间的相互作用。如果涉及空气动力,也只把它作为与结构振动运动无关的外力对

待。因此针对小速度的无人直升机的结构特性和飞行需求,除旋翼(尾桨)外,通常的仅考虑结构动力学。

2.1 动强度分析准则

2.1.1 旋翼(尾桨)动力学

(1) 设计目标:

- 1) 以成熟机型桨叶的等效力水平为基准,尽量降低桨叶的交变弯曲应力水平,以提高桨叶的疲劳寿命;
- 2) 通过桨叶频率的合理配置以及桨叶振型的调整,尽量减小旋翼通过桨毂传给机体的桨毂激振力和力矩,以降低直升机振动水平;
- 3) 应确保旋翼在各状态下不发生气弹动不稳定和静发散现象;
- 4) 应确保旋翼在各种使用状态下不与其他部件(操纵纵线系、机体、传动系统、发动机及控制系统)耦合时发生动不稳定现象。

(2) 固有频率设计准则:

- 1) 应合理配置桨叶固有频率,使桨叶在正常工作转速、最大自然转速和地面慢车转速范围内的固有频率与气动激振力频率有一定的差值。避免与气动激振力产生共振或过度振动;
- 2) 一阶摆振频率应兼顾满足防止直升机地面共振的要求;
- 3) 一阶挥舞频率应兼顾满足直升机飞行品质、旋翼重量限制的要求。

(3) 气弹稳定性设计准则

应保证旋翼(尾桨)有足够大的阻尼,在全设计包线、给定使用寿命和从最小允许转速的95%到最大允许转速的105%范围内,避免产生旋翼的任一种气弹动不稳定和静发散现象,以及旋翼/机身耦合的气弹/机械动不稳定

现象。

(4) 旋翼动响应设计

- 1) 应控制旋翼交变载荷产生的桨叶动应力水平,使其满足旋翼的疲劳寿命要求;
- 2) 传给机身的旋翼振动载荷,不应使机身产生过大或者有害的激振力。

2.1.2 机体动力学

- (1) 在全部使用装载状态下,机体结构不产生有害的或过度的振动;
- (2) 在机体结构低阶整体弯曲、扭转固有频率,垂尾侧向和垂向整体一阶弯曲、扭转固有频率以及平尾左右垂向对称和反对称一阶弯曲固有频率,均应避开旋翼一阶通过频率(包含尾桨一阶通过频率),通常要求避开5%~10%;
- (3) 受旋翼整体模态耦合影响的机体结构的主要整体弯曲模态也要避开5%~10%。

2.1.3 旋翼与机体耦合稳定性

直升机强度规范对地面共振和空中共振规定的设计要求相对较细,用适航条款概括起来就是三条,即CCAR-29部中的241条地面共振、663条放置地面共振的措施、629条颤振和发散,在此不再赘述。

2.2 结构动强度分析有限元模型

由于旋翼动力学分析模型涉及空气动力学、固体力学的复杂三维(3D)非线性气弹耦合动力学问题,从目前的工程技术现状来说,完全按照三维问题求解分析是难

以实现的,也难以满足当前型号的发展需求,需要将三维问题转化为二维问题与一维问题的组合,受限于篇幅在此不做展开。

机体结构动力学模型一般由刚度模型和质量模型两部分组成,前者代表了直升机的刚度分布,后者代表了直升机的质量分布,两者的有机组合能够反映直升机结构动力学特性。根据不同的重量状态和重心位置的组合,一般需要建立多个全机动力学模型,以全面掌握全机动力学特性。具体建模要求主要由以下几个方面。

2.2.1 坐标系和单位

全机动力学有限元模型采用与结构CAD一致的全机坐标系,除非必要,所有节点的分析坐标系默认均为全机坐标系。

为保障与CAD数模常用单位一致,构建机体动力学模型时,质量、长度和时间一般采用吨(t)、毫米(mm)、秒(s)。并在此基础上,其他常见的参数均以此为量纲。

2.2.2 材料库

根据型号标准选材体系,建立有限元模型材料库。

2.2.3 网格划分

网格划分遵循力学等效和质量等效原则,考虑模型在各种动力学问题分析中的适用性,同时兼顾计算精度和速度,通用要求如下:

- 1) 网格划分粗细适当,不宜过粗和过细;
- 2) 模型轮廓选取CAD模型外表面;

- 3) 构件的取舍不改变传力路径;
- 4) 元素连接应反映结构连续性的实际情况;
- 5) 保证全机交点数据准确;
- 6) 根据工程经验, 最终的有限元模型以各框/梁交点间有5-8个单元为佳, 针对部件的有限元模型, 其密度应高于全机模型。

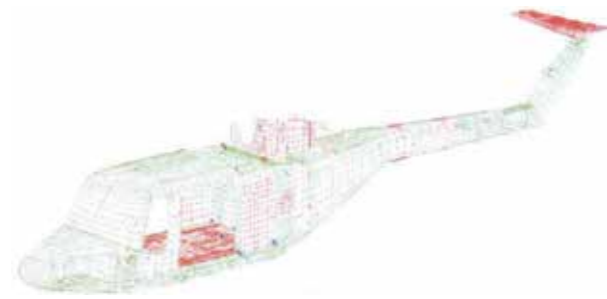


图5 某直升机的有限元模型

2.3 结构动力学特性分析

2.3.1 全机动力学特性计算

完成全机结构有限元建模后, 需要对机体结构的动特性 (主要包括固有频率、振型等) 进行计算, 以较为准确的预估直升机的振动水平, 并指导机体结构设计。通过合理调整结构参数以得到结构动力学特性, 从而降低机体结构振动水平。

2.3.2 基于给定桨毂载荷的机体振动响应计算分析

全机振动响应计算分析是在全机有限元建模和动特性计算的基础上进行的。要求对全机在主要激励频率下的振动响应能够较准确的加以预测, 并以此为基础制定机载设备的振动环境设计谱, 用于指导设备设计。当完成飞行振动测量后, 应根据实测结果对该谱进行修正更新, 最后给出机载设备振动环境验收谱。

通常主要施加 $k\Omega$ 下的桨毂激振力作为输入载荷 (用

于编制机载设备振动环境设计谱时, 应针对不同分区, 对多个频率下的响应分别进行计算), 作用点选择在桨毂中心处, 在机体上选择所关心的点作为响应计算点, 同时也作为后续的试验测量参考点。

2.4 结构动力学特性试验

2.4.1 地面试验

(1) 全机模态试验

在直升机研制过程中, 应尽早进行全机振频振型试验和频率响应传递函数试验, 以确定机体和悬挂支撑系统的固有频率、振型和其他模态特性。确定直升机的主要强迫响应振型, 确定从旋翼桨毂上的力输入到机体上关心的振动位置响应之间的传递函数, 以及评定机体上的振动控制设备或装置的有效性, 需要对动力学特性进行调整。

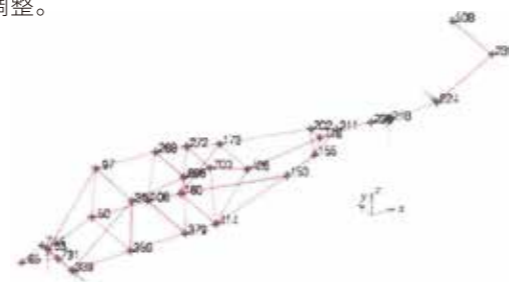


图6 某直升机全机模态试验测点

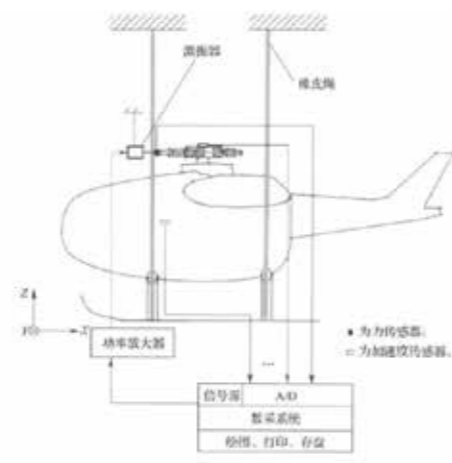


图7 传递函数试验原理示意图

(2) 部件安装特性试验

部件安装特性试验主要包含以下内容。

- 1) 旋翼轴临界转速测量;
- 2) 发动机安装动特性试验;
- 3) 操纵线系动刚度测试;
- 4) 观瞄/武器系统安装固有频率测试;
- 5) 飞行试验。

2.4.2 飞行振动测量

为证明直升机和设备的安装符合设计要求, 包括设备和发动机的规范要求, 获得可以评估直升机和任务设备更改建议的基准振动数据, 需要开展直升机振动测量。同时武器系统也应进行相应试验, 以验证爆炸压力、枪炮后坐力等。

2.5 动力学模型修正

计算/试验相关性分析通常采用模态相关准则 (MAC) 进行评估, 其中 ϕ_a 和 ϕ_c 分别表示分析模态和参考模态的振型矢量。分析模态与参考模态振型如果完全相关, $MAC = 1$, 如果完全不相干, 那么 $MAC = 0$ 。

$$MAC(\phi_a, \phi_c) = \frac{|\phi_a^T \phi_c|^2}{(\phi_a^T \phi_a) \cdot (\phi_c^T \phi_c)}$$

2.6 结构动力学特性分析结果

根据计算分析和试验数据, 一般来说需要得到如下分析结果:

(1) 全机动力学有限元模型

需要结合计算和试验, 对有限元模型进行修正, 并最终确定各典型任务状态下的有限元模型, 并进行模型冻结。

(2) 全机动特性分析结论

结论中应包含计算结果, 距离各主要激振频率的安全裕度, 并提供是否满足动力学设计要求的结论。例如某型号无人直升机模态计算结果。

表2 全机模态计算结果 (1/rev)

振型	设计状态空油	设计状态半油	设计状态满油
旋翼轴俯仰	1.44	1.44	1.43
平尾横滚	1.71	1.71	1.71
右侧垂尾垂向	2.35	2.35	2.34
垂向一弯	2.35	2.34	2.27
机头机架垂向	2.39	2.35	2.35
尾部机架垂向, 垂尾俯仰	2.43	2.41	2.41
侧向一弯	2.56	2.52	2.49
扭转一阶	3.32	3.28	3.24
垂尾横滚	3.39	3.34	3.32
尾部机架和尾梁垂向二阶	3.40	3.39	3.39

由上表可知, 机体主要模态距离旋翼各阶转速均超过20%, 满足动力学设计要求。

(3) 全机振动环境谱 (实测数据修正);

根据响应计算结果, 得到机身各部位的振动环境指标, 结合GJB150.16A的要求, 需要考虑随机与正弦振动的共同作用。如下图所示 (双对数坐标)。

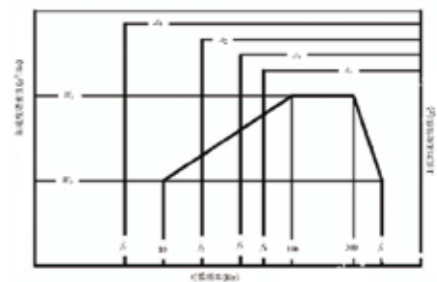


图8 GJB150.16A规定的直升机振动谱

表3 全机一般区域参考振动谱

随机振动	频率	试验幅值 (g)
$W_0 = 0.001g^2/Hz$ $W_1 = 0.01g^2/Hz$ $f_1 = 500Hz$	f_1	A1
	f_2	A2
	f_3	A3
	f_4	A4
	f_5	A5
	f_6	A6

(4) 批生产直升机振动验收试飞要求

根据试验、计算和试飞数据,确定能够反映机体振动的主要飞行工况和测点位置,设置批生产阶段的振动验收试飞要求,其中包括飞行状态、测点位置以及幅值大小。

3. 疲劳分析

3.1 疲劳设计准则

针对无人直升机的零部件,首先应按疲劳破坏对无人直升机飞行使用安全的影响程度分为关键件、重要件和一般件三类,随后根据其承受的主要疲劳载荷再细分为高周疲劳件或是低周疲劳件或是两者兼有。

针对承受疲劳载荷作用的无人直升机零部件,应按疲劳设计的准则进行设计与评定,并应通过试验或分析表明:在给定的使用寿命期内,结构发生危及飞行安全的疲劳破坏概率极小。

目前,针对无人直升机在使用中承受的疲劳应力很小或有特殊刚度要求的零部件,可按无限寿命进行设计。针对其他零部件基本上都采用全范围计算安全 $S-N$ 曲线进行安全寿命设计。

3.2 疲劳载荷谱的确定

在设计初期,由于无法通过各飞行状态下实测的载荷数据进行疲劳载荷谱编制,通常采用计算的方式获得载荷谱数据。计算状态参照无人直升机典型任务剖面与飞行谱,并通过各飞行状态下不同的时间占比进行各部件疲劳载荷谱的编制。在疲劳寿命的初期计算阶段,可将计算载荷的幅值增大20%以提升初步寿命计算结果的可靠性。此外,针对地-空-地载荷循环,建议按每个飞行小

时平均6次考虑。

3.3 疲劳寿命分析方法

零部件安全寿命设计的典型流程如下图所示。针对下图中的有限元计算和载荷谱,前文已进行详细介绍,这里不再赘述。此节主要介绍结构全范围计算安全 $S-N$ 曲线的建立与疲劳分析中具体计算方法的选取。

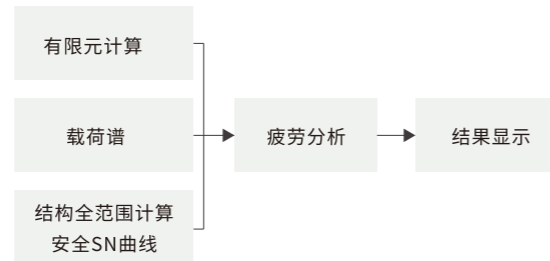


图9 安全寿命疲劳设计流程图

3.3.1 结构全范围计算安全曲线

结构全范围 $S-N$ 曲线可按高周疲劳 $S-N$ 曲线与低周疲劳 $S-N$ 曲线的组合获得。疲劳全范围 $S-N$ 曲线共分为3种,分别为全范围平均 $S-N$ 曲线、全范围试验安全 $S-N$ 曲线和全范围计算安全 $S-N$ 曲线。在直升机的初步设计阶段,由于还未进行全尺寸结构的疲劳试验,此时对于疲劳寿命的评估则可以采用计算安全 $S-N$ 曲线来进行分析。

金属材料结构疲劳全范围计算安全 $S-N$ 曲线的数学表达式如下所示。

$$\begin{cases} \frac{S_a}{S_{xp}} = 1 + \frac{A}{N^\alpha} & S_a < S_{sm}/3 \\ S_a = \frac{S_{sm}}{3} + \frac{K_2 S_{sm} - S_{sp}}{\lg f_n} \lg\left(\frac{0.1}{N}\right) & K_2 S_{sm} > S_a \geq S_{sm}/3 \\ S_a = K_2 S_{sm} - K_2 k_m \lg\left(\frac{0.1}{f_n \cdot N}\right) & 0.8 K_2 S_y > S_a \geq K_2 S_{sm} \\ S_a = 0.8 K_2 S_y & S_a \geq 0.8 K_2 S_y \end{cases}$$

其中:

$$S_{xp} = \frac{S_{sm}}{3}$$

$$K_2 = 1/J_p$$

$$k_m = \frac{S_{sm}}{2 \cdot \lg(f_n)}$$

$$S_{sm} = \left(1 + \frac{A}{0.1^\alpha}\right) S_{xm}$$

$$S_{sp} = \left(1 + \frac{A}{0.1^\alpha}\right) S_{xp}$$

式中, S_a —疲劳(交变)载荷, MPa ;

S_y —材料屈服极限载荷, MPa ;

S_{sm} —平均疲劳极限, MPa ;

S_{xp} —安全疲劳极限, MPa ;

S_{sm} —高周平均 $S-N$ 曲线上对应循环次数为 $N=10^5$ 的疲劳载荷, MPa ;

S_{sp} —高周安全 $S-N$ 曲线上对应循环次数为 $N=10^5$ 的疲劳载荷, MPa ;

k_m —低周平均 $S-N$ 曲线(切线)的斜率;

J_p —疲劳强度减缩系数,取值3.0;

f_n —低周疲劳寿命分散系数,取值6.0。

3.3.2 疲劳分析方法

3.3.2.1 复合应力组合

复杂应力条件下的疲劳分析一般都采用等效应力的办法来考虑。在采用计算分析方法进行寿命计算时,为了便于确定结构的疲劳极限 ($S-N$ 曲线) 和寿命计算使用的载荷谱(应力谱),应对承受复杂应力状态的结构进行复合应力组合计算,将名义应力处理为相应的等效正应力。目前采用的复合应力组合计算方法为临界面理论。

3.3.2.2 平均应力修正

在确定结构的 $S-N$ 曲线和确定疲劳寿命的损伤时,因考虑平均载荷的影响采用等寿命曲线对交变载荷进行修正处理,以模拟结构在飞行使用过程中的真实受载情况。目前采用线性 *Goodman* 方法对交变载荷进行修正处理。

$$\sigma_{-1}^a = \frac{\sigma_b}{\sigma_b - \sigma_m} \sigma_e$$

式中:

σ_{-1}^a —修正后对称循环的交变应力;

σ_e —交变应力;

σ_m —平均应力;

σ_b —强度极限。

3.3.2.3 累积损伤理论

疲劳累积损伤理论认为,当材料或结构承受高于疲劳极限的循环应力作用时,每一应力循环都会产生一定的损伤,而这种损伤是能够积累的,当积累到临界值时就会发生破坏。目前采用迈勒(*Miner*)线性累积损伤理论。该理论认为,材料在各个应力循环下的疲劳损伤是独立进行的,其总损伤可以线性累加起来,并且当总损伤达到临界值 α 时发生疲劳破坏,对应的数学表达式为

$$D = \sum_{i=1}^m \frac{n_i}{N_i} = \alpha$$

式中:

D —总损伤;

N_i —在第 i 级疲劳载荷作用下的疲劳寿命,即 $S-N$ 曲线上的对应循环次数;

n_i —第 i 级疲劳载荷作用下的循环次数,即载荷谱中对应的循环次数;

m —构成疲劳损伤(大于疲劳极限)的疲劳载荷级数;

α —疲劳损伤临界值,可取 $\alpha=1$ 。

3.4某型无人机自动倾斜器动盘结构疲劳寿命分析

3.4.1结构形式

自动倾斜器动盘主要用于将舵机的操纵载荷通过拉杆传递到旋翼上,故定义其疲劳特征载荷为拉杆力。

3.4.2有限元模型

自动倾斜器动盘采用四面体实体单元进行建模,在其各自的支耳孔位置建立刚体单元用于传递单位拉杆载荷(1000N),在轴承与动盘结构的接触位置建立刚体单元并在主节点处进行全约束。具体的有限元模型如下图所示。



图10 旋翼动盘有限元模型

3.4.3载荷谱

自动倾斜器动盘的疲劳载荷谱如下图所示,图中的横坐标为时间(单位:秒),纵坐标为载荷系数(无单位),通道1与通道2分别对应着各自与拉杆相连接的支耳上的拉杆载荷。

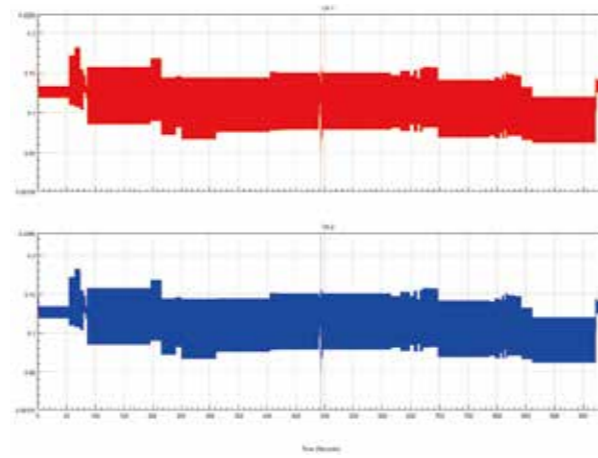


图11 旋翼动盘疲劳载荷谱

3.4.4结构计算安全S-N曲线

根据自动倾斜器动盘的实际工作状态,将其结构材料按照疲劳强度减缩系数3.0,尺寸效应系数0.85,表面加工系数0.9以及微动磨损折减系数3.0进行全范围计算安全S-N曲线的绘制。具体的S-N曲线如下所示。

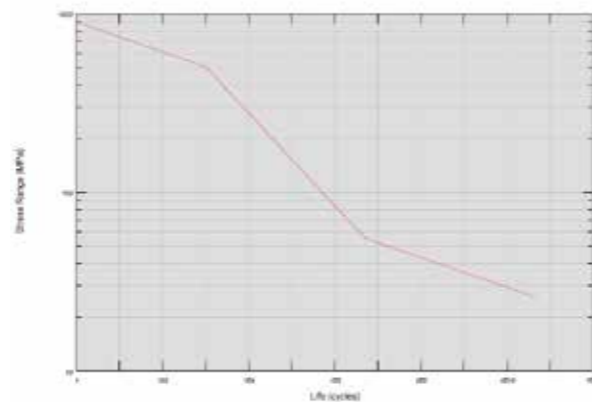


图12 动盘结构全范围计算安全曲线

3.4.5计算结果

通过计算,现将自动倾斜器动盘的损伤云图输出如下所示。从损伤云图中可以看出,自动倾斜器动盘结构的使用循环次数很高,对应折算的疲劳寿命均为无限寿命。

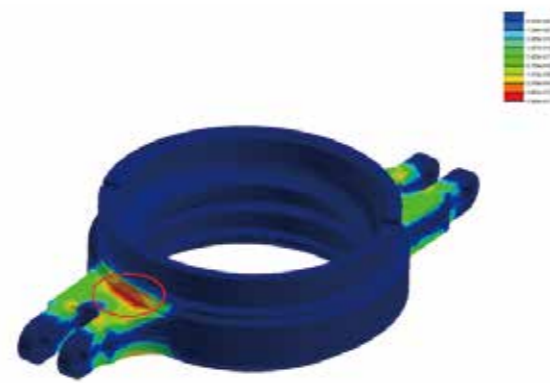


图13 旋翼动盘的损伤云图

3.4.6结论

综上所述,自动倾斜器动盘结构为无限寿命。由于旋翼操纵刚度的需求,自动倾斜器动盘无需进行安全寿命设计,故认为此自动倾斜器动盘满足设计使用要求。

4.后续工作安排

开展临界载荷工况的飞行载荷测试,获得临界载荷飞行条件下的典型结构的应力和应变数据,以飞行实测数据为依据,修正飞行载荷计算模型,用修正后的飞行载荷计算模型开展飞行载荷计算。

开展飞行剖面各载荷工况和飞行条件的载荷测试,获得典型结构的应力应变和加速度数据,据此修正全机动力学计算模型,开展全机结构动力响应分析。

开展典型结构的疲劳试验,获得典型结构的S-N寿命曲线,典型结构应包含典型焊接结构产生的不同水平的应力集中和不同程度初始缺陷。

用修正后的全机动力学计算模型,开展全机动力响应分析,获得全机结构的应力应变计算结果,据此确定全

机结构的疲劳应力谱,进而依据典型结构的S-N寿命曲线获得全机各结构疲劳寿命。

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委.飞机设计手册[M].北京:航空工业出版社,2001.
- [2] 吴希明.直升机动力学工程设计[M].北京:航空工业出版社,2017.
- [3] 杨俊严等.直升机载荷手册[M].北京:航空工业出版社,1991.
- [4] 穆志涛、曾本银.直升机结构疲劳[M].北京:国防工业出版社,2009.
- [5] 张晓谷.直升机动力学设计[M].北京:航空工业出版社,1995.
- [6] 张雅铭,张苇.直升机原理[M].郑州:河南科学技术出版社,2012.

无人机自组网关键技术浅析

文 / 何檀声 周志强
(深圳联合飞机科技有限公司 深圳)

摘要: 多无人机联合应用的关键问题是解决无人机之间的通信。以无人机自组网为研究目标,介绍了无人机自组网的基本概念,主要特点以及系统组成。基于网络节点层次模型,给出了物理层关键传输技术与编码方案,分析了各类型媒体访问控制(MAC)协议优缺点,并对路由协议进行了划分,重点描述了协议功能与控制方式。最后对无人机的应用前景进行了总结与展望。

关键词: 无人机;自组网;物理层;MAC;路由

引言

近年来,随着无人机技术的蓬勃发展,无人机的应用范围也越来越广。无人机体积小,成本低,操作灵活,用途多样;无人机集群使用多无人机协同、联合执行任务,能弥补单架无人机因自身能力、载荷或作业区域复杂等限制而无法完成任务的缺陷,极大地丰富了无人机系统的应用场景,提高了无人机系统的可靠性。在无人机集群系统中,单项任务在多架无人机中并行执行,可大幅减少任务执行时间。例如在执行搜救任务过程,多架无人机同时搜寻目标,可减少搜索时间、提高搜索成功概率。

多无人机系统间的通信问题是无人机集群亟需解决的问题。无线自组网不依赖于预先架设固定通信设施,网络中的节点可自由移动,相互通信。每个节点既具有通信

功能,又具备路由功能。自组网以其组网迅速、无中心、抗毁性强等特点,成为近期无人机应用的研究热点。无人机自组网网络结构多样,受地形因素影响较小,通信范围延展性较强,能广泛应用于军事、安防、搜救、执法等领域。特别是在应急通信领域,无人机自组网展开迅速、架设简单且成本低廉,能成为连接地基、海基以及天基的重要通信手段,无人机自组网具有广泛的发展前景。

1. 无人机自组网体系

1.1 基本概念

无人机自组网是一种无中心分布式网络,其网络拓扑动态变化,具备自组织、自修复能力。网络中的信息传输采用点对点、点对多点以及多点对多点的方式传输。在

传输过程中,又分为直接信息传输与间接信息传输。直接信息传输是指在相互通信范围内的无人机所进行的单跳信息传输;间接信息传输是指不在通信范围内的无人机利用其它无人机作为中间节点,将信息进行中断转发的多跳信息传输,其信息传输路径依照既定的路由规则与策略。

1.2 主要特点

无人机自组网除了具备传统移动自组网的一些特点以外,还具有无人飞行器自身的一些特征:

1.2.1 自适应性

由于无人机飞行的高动态性,使得无人机之间的相对位置迅速变化,无人机自组网网络拓扑与链路状态快速变化,这就要求网络系统有高度的自适应性,能动态调整网络资源与路由策略,保证网络的连通性与服务质量。

1.2.2 低延时

无人机自组网具有很高的延时要求,特别是对于实时性要求较高的一些应用,例如实时侦察、侦听或无人机避障,要求数据包必须在很短的时间内进行回传;在这种条件下,总的传输延时不仅仅包括物理层传输延时,还包括上层路由以及应用层传输延时。针对基于IEEE802.11的无人机自组网研究表明,网络数据包平均延时可以近似为Gamma分布。因此,传统针对移动自组网(MANET)开发的协议可能不满足无人机自组网的延时要求,需要重新设计开发低延时网络协议。

1.2.3 节点资源有限性

无人机自组网硬件依附于无人机飞行器平台,给系统重量、体积以及节点能量提出了严格限制,如何在有限的系统载荷条件下,合理分配系统资源,达到网络性能的平衡,是无人机自组网所面临的重要问题。

1.2.4 高带宽需求

在许多应用场合,无人机的任务是收集环境信息,并将其传回地面站,例如执行搜救或侦察任务,视频流信息必须通过无人机网络回传至地面指挥中心。随着互补金属氧化物半导体(CMOS)传感器技术的不断发展,其分辨率也越来越高,随之要求承载视频业务的通信带宽越来越高,720P视频流的带宽要求为1.35Mbps~4 Mbps,1080P视频流的带宽要求为3 Mbps~9.5 Mbps,2K视频流的带宽要求为3Mbps~10Mbps,4K视频流的带宽要求则为13Mbps~38Mbps。这就给无人机系统的通信带宽提出了越来越高的要求。

1.3 节点组成

无人机自组网中,每个节点的作用与地位是平等的,不会因为某个节点的瘫痪而引起全网故障,网络的决策是分布式进行的,每个节点既具有通信功能,又具有决策功能。每个节点从功能划分上来看,分为5层,从上到下依次为:应用层、传输层、网络层、MAC层以及物理层,如图1所示。各层的功能依次如下:

应用层:管理用户应用程序,为用户提供人机交互接口。

传输层:管理应用层数据的传输过程,具有拥塞控制、流管理等功能。

网络层:感知网络拓扑结构变化,对数据包进行路由

转发。

MAC层:管理节点的无线资源,对用户接入时机以及可用资源进行合理分配。

物理层:负责信号的调制、解调、编码、解码等信号处理算法,为节点提供传输通道。

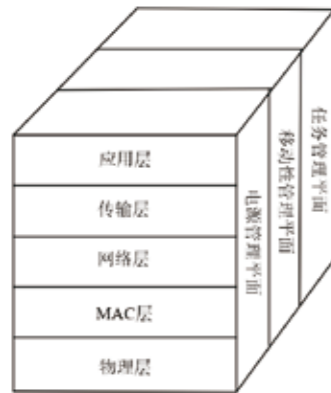


图1 无人机自组网节点分层

2.物理层传输技术

无人机自组网向高速宽带化发展,是目前重要的发展方向。近二十年来,无线通信技术迅猛发展,正交频分复用多址接入(OFDM)技术在宽带无线通信中扮演着极其重要的角色,已被广泛应用于数字视频广播(DVB)、无线局域网(WLAN)、4G、5G以及无人机通信系统中。

2.1 正交频分复用多址接入

2.1.1 多载波传输

在无线通信系统中,同一发送信号沿不同的传输路径传输,不同的路径有不同的传输时延,由于发送端的信号是连续发送的,这就导致相邻符号之间由于多条传输路径的存在而相互干扰。当系统的数据速率升高时,符号持续时间缩短,多径传输时延占整个符号的比例升高,由此带来的符号间干扰增大。符号间干扰造成的差错平底

是当前高速无线通信系统面临的重要问题。

多载波传输的基本思想是将高速传输的数据流转换成 N 路速率相对较低的多路子数据流,然后分别调制在 N 路子载波上并行传输。由于单路数据流的速率变为原速率的 $1/N$,符号周期扩展为原来的 N 倍,多径传输时延占整个符号周期的比例减小,系统抗多径衰落的能力增强,更适用于高速无线传输。

频分多址(FDMA)系统是一种多载波传输系统,发射信号占据带宽相等的多个子带,每个子带都具有不同的载波频率;但为了保证各个子带之间相互不受干扰,在各个子载波之间预留了足够大的保护间隔,这样会造成频谱资源的严重浪费。为了提高频谱效率,OFDM系统的子载波在频域上相互重叠且正交,相同的带宽条件下,可容纳更多子载波。

2.1.2 保护间隔与循环前缀

延长符号周期可以减小符号间串扰对系统的影响,但这种影响不能完全消除,由于前后两个接收符号存在混叠,OFDM子载波的正交性受到破坏。为了保证系统性能,有必要在两个连续的OFDM符号之间插入保护间隔。保护间隔的长度要大于无线信道的最大时延扩展,如此一个符号的多径分量便不会对下一个符号产生干扰。

插入保护间隔有两种不同的插入方法,一种方法是补零,即在保护间隔中填充零。另一种方法是使用循环前缀,即将OFDM符号尾部一段时间内的采样点复制到符号前面,该段时间长度大于最大信道多径时延,这样可以保证在快速傅里叶变换(FFT)的单个周期内,包含整数周期的各个载波分量。循环前缀能够克服信号多径而引起的符号串扰,保证OFDM子载波的正交性不受到破坏。

2.1.3 实现原理

将多路信号调制在多路子载波上并行发送的一种简单方法是使用IFFT,如图2所示,信源信息经过信道编码后,送入比特交织器,将交织器的输出比特映射成QAM/PSK符号,经过串并变换后转换成 N 个并行的符号流,这些符号流将被调制在不同的子载波上,令 $X_l[k]$ 表示第 $k(k=0,1,2,\dots,N-1)$ 个子载波上的第 $l(l=0,1,2,\dots,\infty)$ 个发送符号,经过IFFT后,OFDM符号时域的离散时间信号可以表示为:

$$x_l[n] = \sum_{k=0}^{N-1} X_l[k] \exp(2\pi jkn / N), n = 0, 1, 2, \dots, N-1$$

时域的OFDM信号经过并串转换,再加入循环前缀以克服多径所引起的符号干扰,经过DAC采样以及上变频后,信号经射频发送出去。

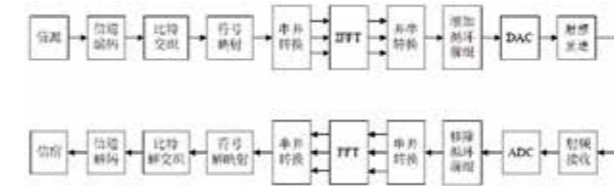


图2 OFDM系统框图

在接收端,信号经过射频前端后下变频,送至模拟数字转换器(ADC)采样,经滤波抽取后变换到基带,移除循环前缀,经串并变换后送至FFT,将接收到的信号变到频域,假设 $y_l[n](n=0,1,2,\dots,N-1)$ 为接收信号 $y_l(t)$ 在 nT_s 时刻的离散采样值,则解调的过程可以表示为:

$$\begin{aligned} Y_l[k] &= \sum_{n=0}^{N-1} y_l[n] \exp(-2\pi jkn / N) \\ &= \sum_{n=0}^{N-1} \left\{ \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{N-1} X_l[i] \exp(2\pi jin / N) \right\} \exp(-2\pi jkn / N) \\ &= \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \sum_{i=0}^{N-1} X_l[i] \exp(2\pi j(i-k)n / N) \\ &= X_l[k] \end{aligned}$$

所得到的结果为调制在各个子载波上的信号。

2.2接近香农限的编解码

香农定理指出,当系统传输速率 R 小于信道容量 C 时,存在一个码长为 n ,速率为 R 的信道编码以及相应的编译码算法,使得该码在信道中传输时,译码错误概率任意小。香农定理给出了获得可靠高速通信的方向,但没有给出构造好码的方法,设计接近信道容量的好码,一直是通信领域一个极为重要的研究领域。

2.2.1 Turbo码

卷积码通过增加输入码元之间的相关性,在相同复杂度条件下能获得比线性分组码更高的编码增益。将卷积码并行级联,并增加交织器,构造Turbo码,在接近信道容量时,可实现任意可靠通信,且编码简单,实现复杂度低,在系统误比特率小于 10^{-5} 时,距香农限仅差0.7dB。

Turbo码的编码结构由两个递归系统卷积码、交织器、打孔器以及复接器组成,输入信息比特 x_k 被分为三路,第一路直接送入复接器,第二路送入卷积编码器1得到 y_{1k} ,第三路经交织器后,送入卷积编码器2得到 y_{2k} , y_{1k} 与 y_{2k} 经过打孔器后,打掉多余比特以达到预设码率,最后将信息送入复接器,完成编码。

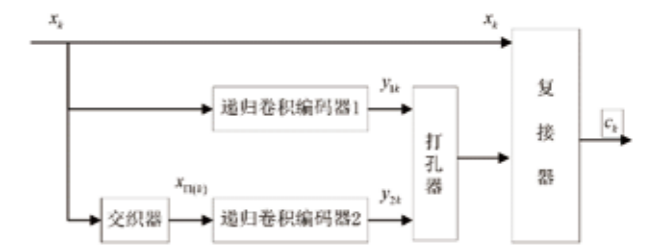


图3 Turbo码编码器结构

Turbo码的译码采用软输入软输出迭代译码算法，两个译码分量器产生的外信息相互传递，循环往复，直到满足一定的迭代停止条件做出译码判决。

2.2.2 LDPC码

Turbo码是一种好码，被广泛应用于各种移动通信标准中，对Turbo码的研究也引发了对于迭代译码的研究热潮。研究表明，LDPC码（低密度奇偶校验码）也是一种在AWGN信道条件下性能接近香农极限的好码，1/2码率的LDPC码在BPSK调制下的性能距香农界公差0.0045dB。

LDPC码是一类线性分组码，线性分组码可以由校验矩阵来定义，假设码长为 n ，信息序列长度为 k 的线性分组码，可以由其 $m \times n$ 阶校验矩阵 H 唯一定义，假设码字 $c = (c_1, c_2, \dots, c_n) \in C$ ，则应满足以下方程：

$$H \cdot c^T = 0$$

LDPC码的校验矩阵是一种稀疏矩阵，矩阵中非零元素个数远远小于零元素的个数。LDPC码的校验矩阵可使用Tanner图来表示，图的下半部由 n 个信息节点 $\{c_i, i = 1, 2, \dots, n\}$ 表示，对应于校验矩阵的各列，信息节点也称为变量节点；图的上半部由 m 个校验节点 $\{z_i, i = 1, 2, \dots, m\}$ 表示，代表校验矩阵的各行。如果校验矩阵的第 i 行第 j 列元素是非零的，则Tanner图的第 j 个变量节点与第 i 个校验节点有一条边相连。下图给出了具有10个变量节点与5个校验节点的LDPC码Tanner图。

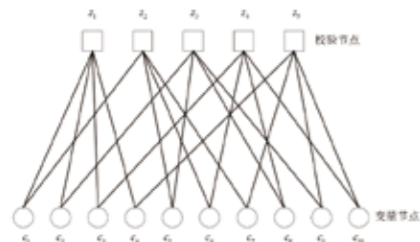


图4 LDPC码Tanner图

LDPC码的译码方法分为两大类，基于置信传播的硬判决位翻转译码算法与基于置信传播的软信息迭代译码算法。硬判决译码运算量较小，适用于二进制对称信道，通过多次的比特翻转找到合适的码字。软判决译码则采用和积译码算法。

3.媒体访问及控制

3.1 媒体访问控制协议的研究现状

怎样设计出高信道利用率、低时延又有较高公平性的MAC协议，是推动无人机自组网发展的一个很重要的因素。信息资源如何分配，信道的使用如何控制，都是由MAC协议负责，关系着整个网络性能的好坏。由于无人机自组网用途并不单一，网络性能在不同的使用场景下有不同的要求，所以现今还没有统一的无人机自组网MAC协议标准。基于移动自组网和车载自组网（VANET）的发展较为成熟，现有的无人机自组网的MAC协议研究可以大体分为两个研究方向：基于带有冲突避免的载波侦听多路访问（CSMA/CA）或是基于时分多址（TDMA）。

3.2 无人机自组网MAC协议研究基础

无人机自组网从宏观上看，基本等同于移动自组网的一个子类，MAC层协议的研究也基本是参考已有的移动自组网技术。合理的MAC协议能对信道资源进行高效使用，对上层协议保障服务质量，从而满足各种类型的无人机业务。

由于无人机自组网的每个节点都具有高速移动性，通信的距离不固定、时常变化，因此链路的波动会很频繁，这便带来了MAC层很大的挑战，特别是在对实时性要求更高的信息传输时。目前，无人机自组网MAC协议根据信

道接入方法的不同，主要分为竞争类MCA协议和调度类MAC协议，如图5所示。



图5 无人机自组网MAC协议分类

3.2.1 竞争类MAC协议

竞争类MAC协议的节点在有分组到达时，能立即发送分组，不需要预先为其分配好信道资源，还可以先进行对信道状态的判断：若信道空闲便发送分组，若信道繁忙，可等待一段时间后再尝试发送。竞争类MAC协议主要为随机和预约两类竞争MAC，基于随机式的竞争类MAC协议在传输时有较大的碰撞概率，业务量一旦增加，其传输成功率和信道利用率也会随之下降，因此竞争类MAC协议一般采用的是基于全向天线IEEE 802.11标准的预约式的竞争类MAC。竞争类MAC协议为了解决无线自组网信道共享问题，采用何时使用无线信道让每个节点独自决定的方法。但是，其以竞争方式使用信道的特点使得该类MAC协议只能在负载较轻的网络下稳定进行，若网络负载变大，则可能会使其性能恶化。无人机自组网在执行搜索、侦察等行动时，协同信息及感知信息的传输量较多，此时的网络属于中高负载网络，而竞争类MAC协议的局限性在这种情况下便不一定能很好地满足其使用需求。

3.2.2 调度类MAC协议

调度类MAC协议从时域、频域、码域等多个角度将信道进行相互正交划分成多个子信道，并将这些子信道按

照一定的调度机制分配给网络中的节点进行使用。调度类的MAC协议主要包括轮流式接入和固定接入两种，其中令牌环(Token)为典型的轮流接入调度类MAC协议，通过令牌结构和信道状态信息的更新来实现碰撞消除，而TDMA协议则为固定接入的调度类MAC。相较于竞争类MAC协议，调度类MAC协议的灵活性有所下降，其能充分利用信道资源的特点体现在中高负载网络环境中，但在低负载的网络下使用时，其信道利用率并不高。

3.3 常用的MAC协议对比

CSMA/CA和TDMA协议是无人机自组网中常用的协议。在较低的网络负载时，CSMA/CA协议发生分组传输冲突的情况较少，依赖于其在信道空闲就能尝试发送的特性，CSMA/CA协议此时的时延和吞吐性能是要好于TDMA的。TDMA协议只有等到特定的时隙到来，节点才能使用信道，其他时候，无论信道空闲与否，信道都不能使用，这便很明显会增加资源的浪费。但在高负载的网络下，越来越多的节点进行传输，TDMA协议不会有分组传输发生冲突的情况出现，而CSMA/CA分组传输产生冲突以及单个分组进行多次传输的情况会大概率增加，导致信道使用率降低，此时CSMA/CA协议明显要差于TDMA。对比情况如表1所示。无人机自组网技术中基本不会只有一种业务，在多业务进行时，网络负载必定不会低，而TDMA协议能避免分组冲突，传输只需进行一次，能较好地控制网络时延，提高网络吞吐性能，是不错的一种选择。

表1 无人机自组网常用的MAC协议比较

协议及网络负载情况	时间同步	网络时延	网络吞吐性能	传输成功率
CSMA/CA 在网络负载较低时	不需要	低	较优	高
TDMA 在网络负载较低时	需要	一般	一般	较高
CSMA/CA 在网络负载较高时	不需要	较高	较低	较低
TDMA 在网络负载较高时	需要	较低	较优	高

4. 网络层路由协议

4.1 路由协议在无人机自组网中的难点

和MCA协议一样,在无人机自组网路由协议的大多数研究都是基于MANET、VANET中的路由协议。而无人机移动速度较快,节点间链路变化频繁,容易导致路由转发失败、选择的转发路径不是最佳路径等情况出现,无法很好地保证数据传输的有效性和可靠性,现有的MANET和VANET中的路由协议还无法很好地适应于无人机自组网的通信环境中。正是由于上述情况,如何建立稳定的无人机通信网络,保护脆弱的无人机节点间链路,是现在无人机组网路由协议设计的一个重点与难点。

4.2 路由协议的分类及介绍

目前,路由协议在无人机自组网中的分类可大致分为基于拓扑结构的平面路由协议、混合路由协议以及基于地理位置的路由协议,其中平面路由协议又可以分为静态协议、先应式路由协议和反应式路由协议。无人机自组网路由协议分类如图6所示。



图6 无人机自组网路由协议分类

4.2.1 先应式路由协议

先应式路由协议又称为表驱动路由协议,在该协议

中,即使在无通信要求的情况下,每个节点都会维护一张路由表,周期性地对路由表进行广播,与其他节点交换路由表。若网络拓扑发生变化便会更新路由表,通过泛洪的方式将路由信息发送到组网内的所有节点,存在一定的冗余。该种路由协议的时延一般较小,但是开销较大,不过优化链路状态路由(OLSR)协议能通过多点中继的方式减少转发开销,而目的节点序列距离矢量(DSDV)协议则是一种基于传统的距离矢量路由选择机制算法。

4.2.2 反应式路由协议

反应式路由协议又称为随选型路由协议或者按需路由协议,与反应式路由协议主动维护节点间路由表的情况相反,该种协议一般分为路由发现和路由维护两个阶段,不会事先生成路由,而是在有需要时才会进行转发路径发现,较少了协议开销,缺点是不利于低时延传输的实现,典型代表协议有动态源路由(DSR)协议和无线自组网按需平面距离向量路由(AODV)协议,DSR通过源路由的机制来降低路由发现阶段的开销,而AODV则结合了DSR和DSDV的优点。

4.2.3 静态路由协议

顾名思义,静态路由协议的路由表是静态、不需要更新的,一般在拓扑固定不变且任务不需要更新的情况下才会用到静态路由。静态路由主要有负载携带和传递路由(LCAD)协议和数据中心路由(DCR)协议两种。LCAD的目的是增加安全性,同时能最大程度网络吞吐,只需进行最小程度上的跳数就能批量传输数据且满足时延需求,但若是节点间的通信距离增大,其时延也会随之增加。DCR协议能满足一对多的数据传输需要,不再只适用于一个单一的应用模式,通过“发布-订阅”的传输模式进行传输数据,不需要泛洪,适用于有规划路径的无人机集群

中,但灵活性较差。

4.2.4 混合路由协议

混合路由协议结合了先应式路由和反应式路由的功能,在减少先应式路由控制信息开销的同时,又降低了反应式路由在发现路由阶段的时延,代表协议有区域路由(ZRP)协议和临时排序路由算法(TORA)协议。ZRP使用了区域使用的方式,在域内使用反应式路由协议,而在域间使用先应式路由协议,也因此使得网络扩展性的问题得到了有效地解决。TORA基于链路反向算法,高度自适应且高效、无环、可扩展,具有多路径路由功能,通过适应自组网网络中的本地拓扑变化减少通信的开销。

4.2.5 地理位置路由协议

地理位置路由的开销较小,该种协议只需要知道邻居节点及数据包目的节点的位置信息,不需要进行完整的路由路径发现便能完成数据信息的转发。GPSR协议是地址位置路由协议的经典代表,采用节点选择单挑范围内地理位置上距目标节点最近的邻居节点作为下一跳节点这种数据包的转发模式,但存在着路由空洞问题。

4.3 路由协议的综述与展望

路由协议无疑是无人机自组网中的一个关键性问题,而无人机间节点的通信距离是有限的,以多跳节点通信的方式进行组网内远距离节点的通信在目前看来是必不可缺的,且无人机自组网路由协议的拓扑很可能会时时变化,拓扑变化频率高而组网内节点又多,还需要尽可能地减少时延、保证传输效率及链路的稳定性,因此最佳路径传输就显得尤为重要。上述的DCR协议在流量汇集时能提供很好的支撑作用,但需要结合使用场景进行配合,

灵活性差;只需根据邻居节点的位置信息进行路由转发的GPSR协议有很广阔的应用前景,但在进行不同的数据类型交付时的策略及服务质量需求,还需根据不同的使用场景进行改进;ZRP协议在等级多、区域大的网络环境下能对网络性能进行有效性的提升,但关键问题是簇的构造,簇首如何推选、簇更新问题如何解决都仍需研究并进一步优化改进。

5. 无人机自组网的应用

5.1 民用领域

在民用方面,除了电视上常见的航拍和农业灌溉等用途,无人机自组网技术还可用于安防、救援等行业。在进行安防时,若安防地域范围较大,单架无人机由于监视范围有限,便只能通过多次往返或转场的方式才能完全覆盖工作区域,不仅繁琐且耗时长。而通过无人机自组网组成的无人机集群便能很好地解决此问题,可以很方便地进行大面积的监控,传输高清视频数据,且不会出现因单架无人机出问题而导致任务无法执行的情况。在进行应急搜救特别是在山区时,无人机集群不会轻易因地势复杂、环境恶劣而出现无法与地面站通信的问题,数据可以在每架无人机中进行中继转发,保证数据链的完整。



图7 无人机集群在山区执行任务

5.2 军用领域

无人机自组网在应用于民用领域的同时,更是用于军事对抗中。美军曾指出未来无人作战的一个方向为无人机自组网,在不完全依赖地面控制站的同时,能自发地组织通信网络,采集情报数据、指令等相关信息进行组网内数据传递与共享,进行安全可靠、抗打击能力强的网络通信。利用无人机自组网技术组成的无人机集群作战也会是未来战争的趋势,实现利用多个无人机的编队来进行协同性作战,完成渗透敌军区域侦查敌情、诱骗敌方情报干扰通信和集火攻击单点目标等一系列作战任务。无人机集群作战系统还可填补战术与战略之间的空白,以多元化投送方式快速投送到目标区域执行多样化军事任务,实现对热点地区战略威慑、战役对抗、战术行动。

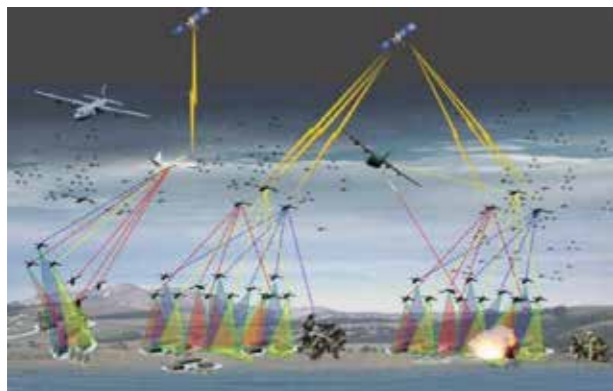


图 8 无人机集群作战

6. 结语

无人机自组网技术应用前景广泛,物理层传输技术、MAC协议以及路由协议的研究与设计不仅是无人机自组网技术的基础,也是重点。本文针对以上几方面进行浅显、简单的分析和论述,除此之外,传输层及应用层的设计也需要根据应用场景进行深究。无人机自组网的任务调度、智能控制、通讯、专业化和多功能化都是未来的研究及发展的方向。

参考文献

- [1] J. Li, Y. Zhou, L. Lamont, Packet delay in networked multi-UAV systems, in: Proc. of the 26th International UAV Systems Conference, 2011.
- [2] Berrou C, Glavieux A, Thitimajshima P. Near Shannon limit error-correcting coding and decoding: Turbo-codes.1[C]. IEEE International Conference on Communications (ICC93), Geneva, Switzerland, 1993, 2: 1064-1070.
- [3] Brown T X, Argrow B, Dixon C, et al. Ad Hoc UAV ground network (AUGNet). Proceedings of USENIX Technical Conference, Chicago, USA, 2004.
- [4] 曹振林, 孙荣平, 柏长帅. MAC协议在航空自组网中应用综述[J]. 现代电子技术, 2013(11): 43-45, 49.
- [5] 卓琨, 张衡阳, 郑博, 等. 无人机自组网研究进展综述[J]. 电信科学, 2015, 31(04): 134-144.
- [6] Hyland M T, Mullins B E, Baldwin R O, et al. Simulation-Based Performance Evaluation of Mobile Ad Hoc Routing Protocols in a Swarm of Unmanned Aerial Vehicles[C]//Proceedings of the 21st International Conference on Advanced Information Networking and Applications Workshops - Volume 02. Washington, DC, USA: IEEE Computer Society, 2007: 249-256.
- [7] Jacquet P, Muhlethaler P, Clausen T, et al. Optimized link state routing protocol for ad hoc networks[C]//IEEE International Multi Topic Conference. Lahore, Pakistan: IEEE Press, 2001: 62-68.
- [8] Perkins C E, Bhagwat P. Highly dynamic destination-sequenced distance-vector routing (DSDV) for mobile computers[J]. Acm Sigcomm Computer Communication Review, 1994, 24(4): 234-244.
- [9] Johnson D B. DSR: The dynamic source routing protocol for multi-hop wireless ad hoc networks[J]. Ad Hoc Networking, 2001, 5(1): 139-172.
- [10] Perkins C E, Royer E M. Ad-hoc on-demand distance vector routing[C]//Proceedings of IEEE Workshop on Mobile Computing Systems and Applications. New Orleans, LA, USA: IEEE Press, 1999: 90-100.
- [11] Cheng C M, Hsiao P H, Kung H T, et al. Maximizing throughput of UAV-relaying networks with the load-carry-and-deliver paradigm. Proceedings of IEEE Wireless Communications and Networking Conference (WCNC), Hong Kong, China, 2007.
- [12] Jong De E. Flexible data-centric UAV platform eases mission adaptation. <http://www.rti.com/whitepapers/RTI-Data-Driven-Approach-to-UAV.pdf>, 2013.
- [13] Karp B and Kung H T. GPSR: Greedy Perimeter Stateless Routing for Wireless Networks[C]//Proceedings of the 6th Annual International Conference on Mobile Computing and Networking. New York, NY, USA: ACM, 2000: 243-254.
- [14] 王杰, 田宏安. 无人机融入非隔离空域感知与规避技术[J]. 指挥信息系统与技术, 2017, 8(1): 27-32.

COMPOSITE FUSELAGE MANUFACTURING

复合材料机身制造



模块化 轻量化 低成本 易维护



模块化设计:

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



轻量化设计:

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



低成本化设计:

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



快拆式设计:

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

某型无人直升机高原抗风飞行方法及试验验证研究

文 / 刘国盛

(北京中航智科技有限公司 北京)

摘要:抗风性能是无人直升机性能中的重要组成部分。因为空气稀薄、气压低、含氧量低、风大且不稳定,高原环境比平原复杂。因此,在高原测试抗风能力是无人直升机抗风测试中最重要的措施。但此类试验风险高、困难大,只有经过严谨的无人直升机高原抗风飞行方法及试验验证研究,才能安全、高效地探索无人直升机的抗风能力边界。本文针对某型无人直升机高原抗风的试验思路、特点及方法,从无人直升机性能、飞行安全等角度出发,通过以侧飞代替悬停抗风的设计思路,逐步安全地推进无人直升机满足抗风要求。同时结合试飞数据进行详细分析,给出了满足无人直升机高原抗风飞行方法及试验验证研究方法。对于无人直升机而言,测试高原抗风性能的目的,在于为无人直升机扩展性能包线提供可靠依据,为扩展飞行包线夯实基础工作,同时也是保证无人直升机在复杂环境下生存能力的必要措施。某型无人直升机高原抗风飞行方法及试验验证研究方法已在多型号无人直升机项目上得到充分验证并通过试验考核。

关键词:无人直升机飞行方法;高原抗风试验

引言

我国高原地区地域辽阔,地势起伏不平,有很多区域依靠陆地交通难以到达,而直升机的飞行特点可以弥补该不足。无人直升机在高原地区的广泛使用,对推动高原地区的国防建设、反恐等具有重要作用。然而,高原地区的特殊环境也会给直升机抗风性能带来极大考验。

目前,按照测试无人航空器高原抗风性能的行业惯例,所采取的方式一般是控制无人航空器从低海拔区域起飞,直至到达预定的高海拔位置,然后开始进行高原性能试验科目。此种试验方法被广泛采用,但其中包含诸多弊端。首先,飞行过程中无人飞行器跨越各个气流层,气流层间风速风向多变且情况复杂,极大地增加了该科目试验的难度及风险系数;其次,在无气象雷达辅助的情况下,气象预测准确性低,高海拔空域气象预测更是如此,

这些因素均会直接或间接影响飞行效率和飞行安全。

本文通过相关量等效替代、以及逐层渐进的试验思想,将高海拔空域转化为从高海拔区域起飞,将风速转化为侧飞速度进行等效代替试验,并经过严格的飞行数据分析,逐步论证高原抗风飞行方法及试验验证研究方法有效性;此方法不仅降低了飞行风险等级,而且解决了气象预测难等问题,为后续相关领域研究、解决行业相关问题均能提供良好的理论、数据基础及技术指导。

1.高原抗风试验的目的

某型共轴双旋翼无人直升机将起降场地选择至海拔3000米左右的山脉附近,该地区空气稀薄、气压低、含氧量低、周围山多、风大且风向不定等较差环境,在相对海拔较高,环境较复杂的情况下,通过以侧飞代替悬停抗风的设计思路,论证高原抗风飞行方法及试验验证研究方法有效,同时能否实现在海拔3000m该型无人直升机高海拔12m/s抗风性能的目标。

2.高原抗风试验思路及过程

2.1 高原抗风设计思路

为了降低试飞风险,采用以侧飞代替悬停抗风的设计思路,逐步安全地推进无人直升机满足抗风要求,试飞风险由低到高依次为高原起降、高原悬停性能验证、高原8m/s侧飞速度性能试验、高原10m/s侧飞速度性能试验、高原12m/s抗风悬停性能试验,在飞行过程中发动机油门或总距已经达到上限,可马上停止飞行,同时降低飞行速度及时返航。

2.2 试飞过程及结论

2.2.1 高原起降

无人直升机起飞点初始GPS高度为3012m,地面静风,初始油量为20kg总起飞总量280kg,在无人直升机完成地面着车后,从海拔3012m起飞至海拔3022m;截取220s~360s区间试飞数据进行分析(试飞数据曲线如图1),GPS高度保持在3030m~3022m,发动机油门均值在45%(取值范围为0~100%),总距均值在70%(取值范围为-100~+100%);经数据分析得出结论,无人直升机飞行姿态平稳,油门及总距均有较大余量,具备高原起降的能力,可以继续高原悬停性能试验。

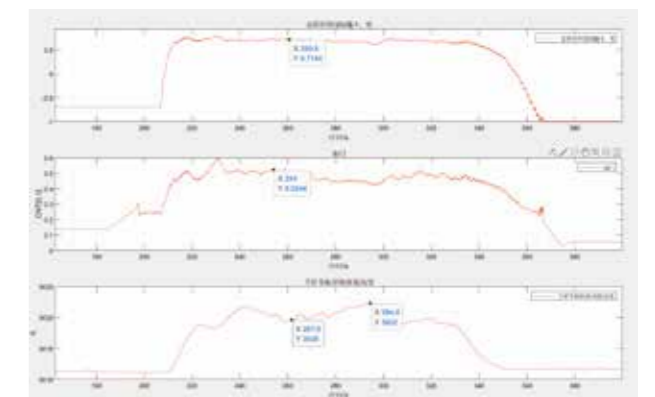


图1 高原起降总距-油门-卫星高度

2.2.2 高原悬停性能试验验证

无人直升机起飞点初始GPS高度为3010m,地面静风,初始油量为23kg总起飞总量285kg,在无人直升机完成地面开车后,从海拔3010m起飞至海拔3022m,悬停10min;截取220s~320s区间试飞数据进行分析(试飞数据曲线如图2),GPS高度保持在3019m~3022m,发动机油门均值在45%(取值范围为0~100%),总距均值在66%(取值范围为-100~+100%);经数据分析得出结论,无人直升机飞行姿态平稳,油门及总距均有较大余量,具备高原悬停的能力,可以继续高原8m/s侧飞速度性能试验。

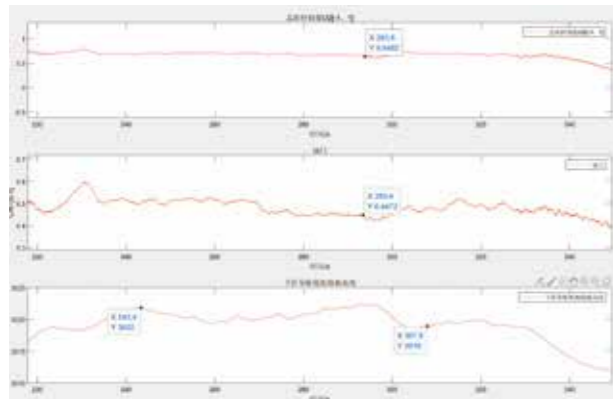


图2 高原悬停总距-油门-卫星高度

2.2.3 高原悬停性能试验验证

无人直升机起飞点初始 GPS 高度为 3010m, 地面静风, 初始油量为 23kg 总起飞总量 285kg, 在无人直升机完成地面开车后, 从海拔 3010m 起飞至海拔 3022m, 悬停 10min; 截取 220s ~ 320s 区间试飞数据进行分析 (试飞数据曲线如图 2), GPS 高度保持在 3019m ~ 3022m, 发动机油门均值在 45% (取值范围为 0 ~ 100%), 总距均值在 66% (取值范围为 -100 ~ +100%); 经数据分析得出结论, 无人直升机飞行姿态平稳, 油门及总距均有较大余量, 具备高原悬停的能力, 可以继续继续进行高原 8m/s 侧飞速度性能试验。

2.2.4 高原 8m/s 侧飞速度性能试验

无人直升机起飞点初始 GPS 高度为 3010m, 地面静风, 初始油量为 25kg 总起飞总量 290kg, 在无人直升机完成地面开车后, 从海拔 3010m 起飞至海拔 2037m; 截取 150s ~ 250s 区间试飞数据进行分析 (试飞数据曲线如图 3), GPS 高度保持在 3035m ~ 3037m, 侧飞速度最大为 8.1m/s, 发动机油门均值在 55% (取值范围为 0 ~ 100%), 总距均值在 70% (取值范围为 -100 ~ +100%); 经数据分析得出结论, 无人直升机飞行姿态平稳, 油门及

总距均有较大余量, 具备高原抗 8m/s 大风的能力, 可以继续继续进行高原 10m/s 侧飞速度性能试验。

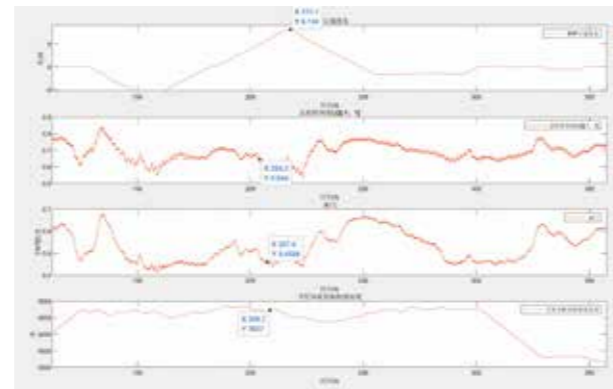


图3 高原 8m/s 侧飞总距-油门-卫星高度

2.2.5 高原 10m/s 侧飞速度性能试验

无人直升机起飞点初始 GPS 高度为 3010m, 地面静风, 初始油量为 25kg 总起飞总量 290kg, 在无人直升机完成地面开车后, 从海拔 3010m 起飞至海拔 2041m; 截取 60s ~ 150s 区间试飞数据进行分析 (试飞数据曲线如图 4), GPS 高度保持在 3040m ~ 3041m, 发动机油门均值在 60% (取值范围为 0 ~ 100%), 总距均值在 60% (取值范围为 -100 ~ +100%); 经数据分析得出结论, 无人直升机飞行姿态平稳, 发动机功率有较大余量, 同时总距也有较大余量, 具备高原抗 10m/s 大风的能力, 可以继续继续进行高原 12m/s 抗风悬停性能试验。

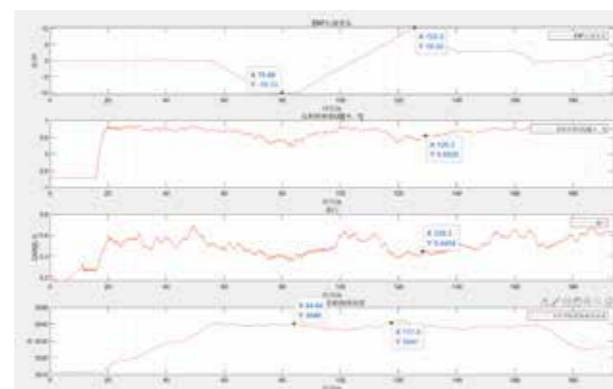


图4 高原 10m/s 侧飞总距-油门-卫星高度

2.2.6 高原 12m/s 侧飞速度性能试验

无人直升机起飞点初始 GPS 高度为 3012m, 地面最大风速 14m/s, 初始油量为 25kg 总起飞总量 290kg, 在无人直升机完成地面开车后, 从海拔 3012m 起飞至海拔 3024m; 截取 70s ~ 180s 区间试飞数据进行分析 (试飞数据曲线如图 4), GPS 高度保持在 3040m ~ 3041m, 发动机油门均值在 50% (取值范围为 0 ~ 100%), 总距均值在 40% (取值范围为 -100 ~ +100%), 70s 开始悬停至 180s 降落, 整个飞行过程中空速显示最大为 13.1m/s, 均值在 12.4m/s。通过数据可以得出无人直升机飞行姿态平稳, 油门及总距均有较大余量, 各重要参数均在正常范围, 具备高原抗 12m/s 大风的能力。

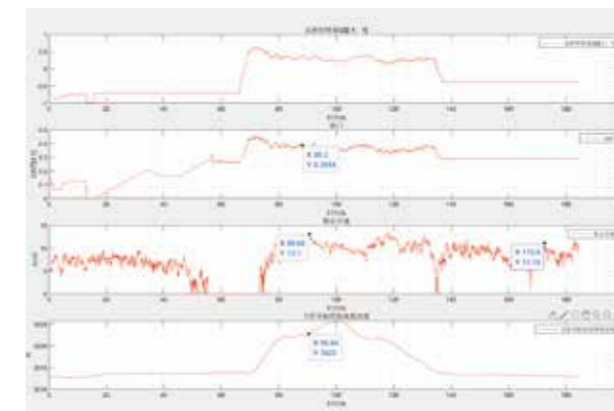


图5 高原 12m/s 侧飞总距-油门-卫星高度

3. 结论

综上所述, 本文采用侧飞代替悬停抗风的设计思路, 依次通过高原起降、高原悬停性能试验、高原 8m/s 侧飞速度性能试验、高原 10m/s 侧飞速度性能试验、高原 12m/s 抗风悬停性能试验进行论证, 同时结合飞行数据分析得出结论, 无人直升机采用侧飞代替悬停抗风的设计思路, 能有效证明高原抗风飞行方法及试验验证研究方法均有效, 实现了该新型无人直升机高海拔 12m/s 抗

风性能的目标。

参考文献

- [1] GJB 2186-1992 军用直升机飞行性能规范 第 3 部分 飞行性能
- [2] GJB 902-1990 军用直升机飞行品质规范 第 4 部分 飞行包线
- [3] 梁海涛. 新型共轴式无人直升机总体方案设计研究[M]. 南京航空航天大学, 1997.
- [4] 王平. 共轴式旋翼悬停状态气动特性研究[M]. 南京航空航天大学, 1997.
- [5] 周国仪. 共轴双旋翼直升机飞行动力学建模及数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2003.
- [6] 陈铭. 共轴双旋翼直升机的技术特点及发展[J]. 航空制造技术, 2009/17
- [7] 《飞机设计手册》直升机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- [8] 费景荣. 共轴双旋翼直升机的气动特性、操稳特性与机动性分析[J]. 航空科学技术, 2011/03

大有可为 勇担重任

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

大载荷、长航时

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

结构紧凑、机动灵活

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

安全性高、适应性好

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

高智能化、操作简洁

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



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

直升机振动主动控制技术初论

文 / 郭志攀
(西安联飞智能装备研究院 西安)

摘要: 振动控制一直是直升机设计的一个重要的研究课题, 过高的振动会使机身出现结构疲劳, 降低使用性能和寿命, 也会引起乘客和机组人员的身体和心理不适。振动主动控制是近年来直升机领域的研究热点, 本文概述了直升机振动主动控制技术的最新研究进展, 重点关注了结构响应主动控制、高阶谐波控制、独立桨叶控制、主动后缘襟翼控制和旋翼主动扭转控制的技术发展, 并对直升机振动主动控制技术的发展做了展望。

关键词: 振动主动控制; 高阶谐波控制; 独立桨叶控制; 主动后缘襟翼控制

引言

直升机因其特有的垂直起降、空中悬停、转向灵活以及超低空飞行能力使得它在军用和民用市场都具有广阔的应用潜力。从早期发展开始, 直升机在性能、安全、操控品质方面经历了巨大的改善, 直升机开辟了自己独有的市场。相较于其他飞行器, 直升机的垂直起降、悬停的特性以及出色的低速飞行性能使其获得巨大的成功。在灾难营救、空中侦查、低空打击和空中拍摄等领域直升机具有不可替代的地位, 但较大的振动和噪声水平极大的限制了直升机发展和应用。

直升机的振动与噪声主要来源于旋翼。直升机在前飞时, 旋翼的旋转工作模式, 使桨叶始终运行在非对称、非定常气动环境中(如图1所示), 桨叶经历周期性的气流环境变化, 从而承受周期的气动激励; 桨叶的挥舞、摆振、

扭转之间的互相耦合使得桨叶的结构动力学特性非常复杂。作用在桨叶上的激振力合成在桨毂上, 并通过传动轴传递到机身上。由于旋翼所处非定常的气动环境产生的激振力会使得直升机振动响应状态变得相当不稳定。直升机的振动不仅影响旋翼的结构稳定性, 同时还会影响机载设备的灵敏度和机载人员的舒适性, 并且增加维护成本。

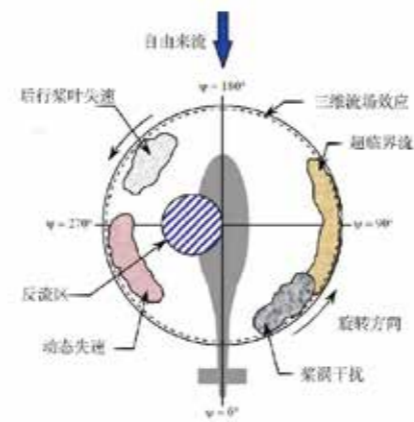


图1 直升机前飞时不稳定的气动环境

根据直升机振动特点进行减振, 一直是直升机动力学领域中研究的重要课题。直升机的减振, 最初主要依靠旋翼和机身合理的动力学设计, 之后发展出了安装各种附加式减振装置的技术。其中被动式减振技术(如主减隔振等)已经得到了较为成熟的发展, 可使巡航状态下直升机振动水平降低至0.1g左右。但其有着减振频带较窄、不能同时适应多种飞行状态以及重量代价高等缺点, 现有的振动控制技术将直升机振动水平降低了很多, 但在已有技术的基础上很难取得突破达到更低的水平, 因此直升机振动控制研究的热点也从被动控制技术转变到了主动控制技术。

直升机振动主动控制分为基于机身的主动控制和基于旋翼的主动控制两类, 如图2所示。基于机身的主动控制方法通过安装于机身上的作动系统施加主动控制力, 使得在控制目标点处由作动系统产生的振动响应与旋翼激励引起的振动响应相互抵消, 以达到降低机身振动水平的目的, 称之为结构响应主动控制(Active Control of Structural Response, ACSR)。基于旋翼的主动控制方法通过对旋翼施加主动控制改变气动载荷, 从而减小传递到机身的振动载荷, 降低机身振动, 主要包括高阶谐波控制(Higher Harmonic Control, HHC)、独立桨叶控制(Individual Blade Control, IBC)、主动后缘襟翼控制(Active Flap Control, AFC)和旋翼主动扭转控制(Active Twist Rotor, ATR)等。

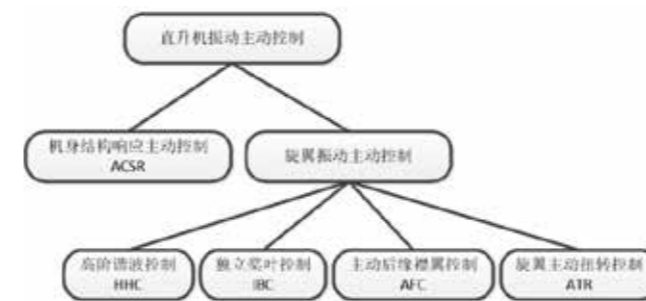


图2 直升机振动主动控制分类

1. 结构响应主动控制

结构响应主动控制(ACSR)技术将反共振概念与现代控制技术相结合, 其基本思想是在直升机主要模态的非节点位置上用作动器施加主动激振, 通过控制器实时调节激振幅值、频率、相位, 使主动激振力在驾驶舱、减速器、探测器等关键部位处产生的振动响应与直升机原有的激振力引起的机体振动相互抵消, 从而达到减振的目的。直升机结构响应主动控制的原理框图如图3所示。

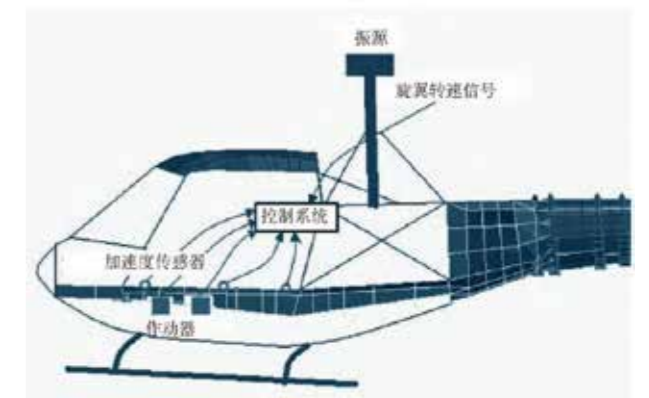


图3 结构响应主动控制(ACSR)原理框图

结构响应主动控制技术最早于上世纪八十年代中期由英国Westland直升机公司提出, 并成功应用于 Westland30型直升机, 进行了试飞验证, 实验结果显示该技术对不同旋翼转速和飞行状态均有良好的适应性, 且该系统与原本采用的桨毂吸振系统相比, 减振效果更明显,

能将目标部位的平均振动水平降低80%以上。如今，ACSR系统作为主要减振手段已成功应用到 EH101、S-92、UH-60M等型号直升机上。西科斯基直升机公司新型的 X2高速直升机，其采用ABC旋翼带来的振动问题比较明显，该机飞行测试中也采用了结构响应主动控制技术来解决大前飞速度下的振动问题。该技术的优点是能大幅降低直升机振动，但缺陷是不能降低桨叶和桨毂振动载荷，同时会消耗能量和重量代价较大。

2. 高阶谐波控制

高阶谐波控制(HHC)是最早出现的一种旋翼主动控制方法，开始用于改进旋翼性能，后来才被应用于减振及降噪。其基本原理如图4所示，通过安装在自动倾斜器下方的作动器驱动，控制输入由不旋转环传递到旋转环，再通过变距拉杆传递到桨叶的根部，每片桨叶受到的激励完全相同。

高阶谐波控制作动器以频率 $(N-1)\Omega$ 、 $N\Omega$ 和 $(N+1)\Omega$ 的控制激励自动倾斜器，影响旋翼总距和周期变距操作，使桨叶产生相应频率的桨距变化，导致非正常气动载荷改变，从而减小旋翼主通过频率处的桨毂力和力矩，在传到机身之前，降低振源激励强度。高阶谐波控制的思想由美国的Winson在上世纪四十年代提出。高阶谐波控制理论自提出以来，已在算法实现、数值仿真、风洞实验及飞行实验诸方面得到了广泛地研究。

试验结果表明，采用高阶谐波控制之后，在不增加桨叶结构载荷的情况下，桨毂振动载荷可以得到有效的抑制，即桨毂垂向、侧向、后向力，俯仰和滚转力矩同时可以得到降低。但是，由于作动器激励幅值的限制，桨毂振动在某些飞行状态下不能得到完全的抑制。试验结果表明，通过高阶谐波控制旋翼的性能没有产生明显的变化，但

是，高阶谐波控制的谐波幅值和相位可以随着前飞速度的改变产生小幅变化，采用带有自适应功能HHC控制算法可以提高旋翼的工作效率。

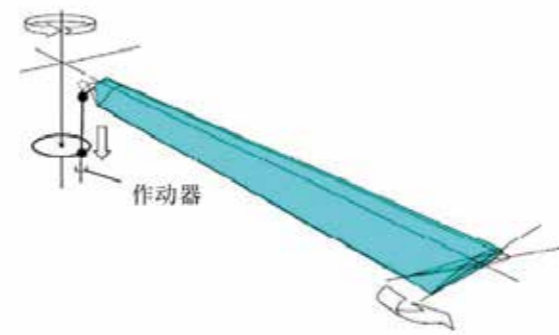


图4 高阶谐波控制原理

后来Hammond等采用四片铰接式模型旋翼系统完成了类似的试验，给出了多输入多输出 HHC 控制的通用算法，并且讨论了高阶谐波控制飞行试验的具体问题。与此同时，Shaw 和 Albion 在Boeing的V/STOL风洞进行了四片桨叶无铰式旋翼系统的风洞试验，采用闭环控制策略之后，桨毂扭矩和俯仰、滚转力矩振动载荷降低了90%，高阶谐波控制的减振效果在0.1-0.3的前进比范围内得到了验证。

然而，由于作动器连接在自动倾斜器的不旋转环上，HHC的控制频率受到旋翼桨叶片数的限制，仅能控制桨叶片数整数倍及其±1的频率成分。如对具有4桨叶旋翼，HHC 仅能控制3/rev、4/rev、5/rev和7/rev、8/rev、9/rev等频率成分，而对于2/rev和6/rev阶控制无能为力，为解决该问题，研究者又提出了独立桨叶控制的概念。

3. 独立桨叶控制

独立桨叶控制(Individual Blade Control, IBC)用跟随各片桨叶一起旋转的作动器替代现有的对直升机进行操纵的自动倾斜器和变距拉杆，单独对各片桨叶桨距

进行控制。独立桨叶控制比传统的高阶谐波控制更加灵活，可以实现对桨叶施加任意阶次、幅值、相位的高阶谐波控制，它没有变距拉杆和自动倾斜器等复杂结构，可以补偿每片桨叶之间的差异，进行振动、噪声控制，其基本原理如图5所示。



图5 独立桨叶控制原理

上世纪80年代，麻省理工学院的Ham团队进行了独立桨叶控制的早期实验研究。Ham提出独立桨叶控制在频率低于 1Ω 范围内，可以改善直升机突风响应、飞行品质和地面共振，而频率高于1阶，可以改善桨叶弯曲应力、振动和失速颤振。为了研究独立桨叶控制特性，Ham设计了一只一片桨叶的闭环控制装置进行风洞试验。该装置在桨叶不同位置加装了三个加速度传感器作为内环反馈信号，由比例积分反馈形成外环闭环控制。实验表明，旋翼的摆振阻尼增加，同时，闭环控制桨叶弯曲响应加速度比开环控制降低了75%，在突风响应下，桨叶挥舞响应大幅减小。此外，独立桨叶控制还增加了桨叶变距阻尼，抑制了桨叶失速颤振。独立桨叶控制的优点被认可，促进了研究人员对该技术的进一步探索^[4]。

90年代中期，Richter 等人在 NASA 40X80英尺风洞中，进行了Bo105旋翼独立桨叶控制全尺寸试验，研究的主要目标是降低BVI噪声和振动。该项研究输入覆盖了2~6阶谐波频率，高阶谐波幅值限制在±3°，前进比范围0.1~0.45。结果表明，2阶谐波输入对于降低桨毂4Ω载荷有重要影响，当输入谐波幅值为2.5°、相位为60°时，桨毂

振动载荷可以降低60%~70%。同样地，当前进比为0.3时，2阶和3阶谐波可以有效降低4Ω和8Ω桨毂载荷。本世纪初，Norman 等人在 NASA Ames 中心的80X120英尺风洞中进行 UH-60A 直升机全尺寸吹风试验，桨毂振动载荷降低70%以上，噪声降低8~12分贝。

德国对独立桨叶控制技术的研究虽然起步没有美国早，但是经过长期发展，已经进行了飞行试验并提出了进一步的发展概念。在上世纪90年代初，德国ZFL和MBB就开始了独立桨叶控制研究，并很快在 Bo105上进行了试飞验证。输入谐波幅值从早期的±0.16°到后来的±1.1°，试验表明，2阶谐波幅值为1°、相位为60°时，直升机噪声可以减少5dB。在不同的谐波组合下，飞行员座椅振动载荷可以减少70%。

1995年开始，德国ZFL实施德联邦防御办公室项目，以CH-53G直升机为背景开展试飞验证工作；1998年，Morbiter 等人进行了独立桨叶控制减小振动和噪声的风洞实验和理论研究。2001年底开始进行飞行验证，共完成了25个小时的独立桨叶开环控制飞行试验和30个小时的独立桨叶闭环控制飞行试验。飞行试验中，不仅进行了单个高阶谐波输入，还扩展到最多3个阶次高频谐波耦合输入下的闭环控制。飞行实测数据表明，对于6片桨叶的 CH-53G 而言，2阶谐波能有效降低控制系统载荷，3/rev阶谐波对于降噪有很大帮助，4/rev~7/rev阶谐波更多贡献于降低振动载荷。研究表明，5/rev、6/rev阶谐波在不同前进比下对减振效果都较好，前进比在0.1~0.2区间，5/rev、6/rev、7/rev阶谐波可以实现减振70%，随着前飞速度加快，减振效果减弱，7/rev阶谐波减振效果不明显，加上4/rev阶谐波，可以实现减振50%。在飞行测试中，降低该机振动载荷的同时发现，施加幅值为0.67°、频率为2Ω的高阶谐波后，BVI 噪声至少可以减少3dB，大速度前飞时，直升机需用功率降低了6%。此外，施加幅值为0.9°的2/rev阶谐波后，闭环和开环状态铰链载荷均减

少约30%。

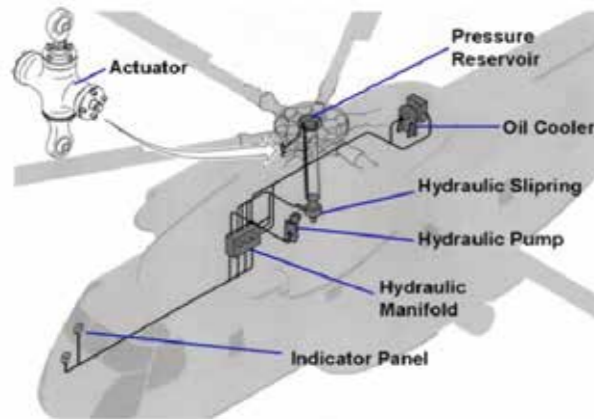


图6 CH-53上安装的独立桨叶控制系统示意图

2008年以Fuerst为首的一批德国科学家，在独立桨叶控制的基础上进行实用化，如图6所示。他们将伺服电机安装在旋翼系统桨毂支臂内，通过对伺服电机的运动控制，实现桨叶的一阶周期变距操纵以及独立桨叶的高阶谐波变距控制。工作时通过控制器给电机转角指令，驱动桨叶按控制规律变距，同时以桨叶变距角和桨距变化速率作为反馈信号，组成桨叶变距闭环控制。这种新概念旋翼系统从根本上取消了机械式自动倾斜器装置及其液压助力机构，是一种非常有发展前景的新概念旋翼系统。目前这些德国的科研人员正在努力将该旋翼技术应用到CH-53直升机上。

独立桨叶控制可有效延缓后行桨叶失速，提升旋翼气动效率。而且，由于2阶谐波操纵最接近旋翼主操纵频率，与其他高阶谐波相比，其对旋翼性能的影响最为明显，相关研究也最多。独立桨叶控制技术涉及旋翼动力学、控制理论及数字信号处理等多个学科的交叉融合，其本身较为复杂。作动器需工作在强离心场中，这对作动器的性能及可靠性提出了更高的要求，因此研制高性能、高可靠性的作动器是关键技术。另外，直升机机动飞行时，旋翼气动环境十分复杂，并且始终伴随着大量的外界扰动，在

这样的情况下要求控制系统具有很强的稳定性及自适应能力。

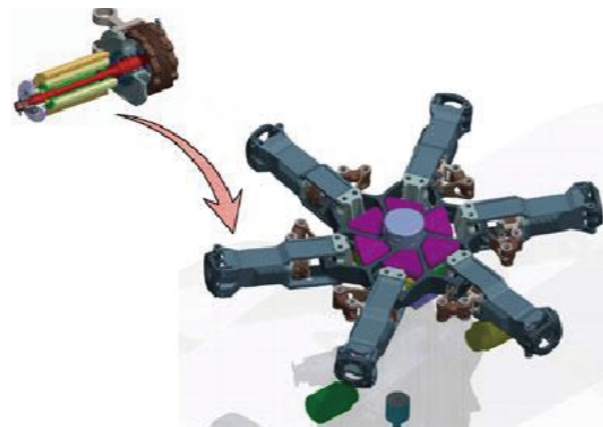


图7 电控旋翼系统示意图

4. 主动后缘襟翼控制

尽管IBC有效解决了HHC控制频率受限的问题，但IBC控制系统本身结构复杂，且IBC与HHC一样需要驱动整片桨叶进行控制，所需驱动功率大。于是一些研究者将目光转向了主动后缘襟翼控制 (Actively Controlled Flaps, ACF)。与IBC不同，ACF通过安装于桨叶内部的作动器驱动位于桨叶后缘的伺服襟翼进行控制，有效减小了驱动功率，图8和图9为ACF系统原理图和结构图。

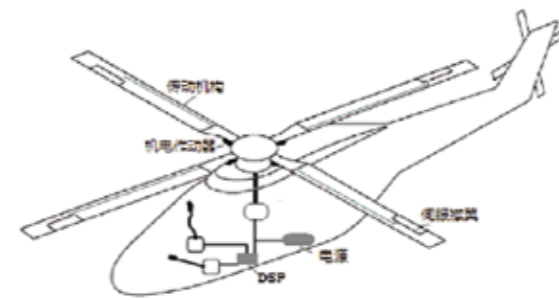


图8 主动后缘襟翼控制 (ACF) 系统原理图

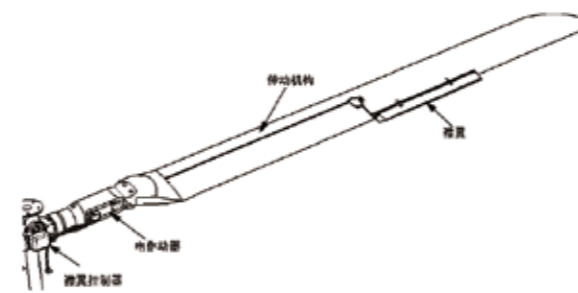


图9 主动后缘襟翼控制系统结构图

ACF的控制对象是安装于各片桨叶后缘的伺服襟翼，伺服襟翼由嵌入在桨叶内部的作动器驱动，按照控制律给出的变化规律产生襟翼角度变化，以改善桨叶气流环境，改变桨叶气动载荷和气弹响应，从而实现降低旋翼振动与噪声的目标。

美国的西科斯基公司、ATI 公司、Kaman公司、波音公司、Ames 和 Dryden 研究中心以及 Maryland 大学、加州理工大学等多家科研机构都进行了相关研究工作。2000年，Maryland大学的 Chopra 等人以 BELL-412直升机旋翼系统为对象，设计了直径6英尺的带后缘襟翼的模型旋翼，并进行了吹风试验。试验表明，在1800rpm下，后缘襟翼偏转量可以达到正负4~5度，采用了神经网络控制器后，闭环控制下的桨毂4/rev 振动载荷可以降低70%~90%。其后，美国西科斯基公司与联合技术研究中心以 S434型直升机旋翼为基础，在桨叶后缘加装了由嵌

入式电控机械作动器驱动的后缘襟翼，改装成一副直径约28英尺的全尺寸电控旋翼，并于2010年进行了风洞试验。2005年，欧洲直升机公司在BK117桨叶后缘安装了电控伺服襟翼用于振动和噪声研究，利用该技术后，旋翼噪声可以降低6~10dB，振动载荷最多能降低90%。但目前由于材料技术以及作动器体积等原因，小翼运动幅值小，不能达到理想的减振降噪水平，限制了ACF技术的进一步发展。

5. 旋翼主动扭转控制

旋翼主动扭转控制技术 (Active Twist Rotor, ATR) 是通过在桨叶上铺设智能材料，材料在给定电信号和能量条件下产生形变，使桨叶在运转的过程中，不同剖面的迎角按预设控制规律进行变化，改善桨叶气动环境从而减小旋翼振动载荷，达到旋翼振动主动控制目的。如图10所示，1998年NASA、ARL和麻省理工学院三家科研机构就已经开始联合研究 ATR 旋翼，并于2001年，先后在NASA的TDT风洞进行了ATR旋翼悬停和前飞状态的吹风试验。结果表明ATR的降噪效果不及HHC理想，但是减振效果却要比HHC更优。

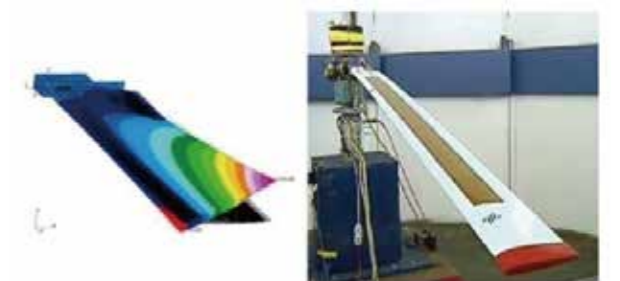


图10旋翼主动扭转控制原理

ATR控制技术虽然已进行了理论分析和旋翼缩比模型的风洞试验，但要实现桨叶的主动扭转，需要在桨叶中预埋大量的压电或光纤等智能材料，而智能材料工作时需求功率较大，并且压电材料能提供的行程极其有限，大

约只能偏转1°左右,因此,ATR技术要达到预期实现起来相对较难,目前还尚未考虑在全尺寸旋翼系统上开始实施。

6. 结语

直升机由于其独特的构造和气流环境造成它振动大、噪声高,舒适性差,影响驾乘人员的工作效率,缩短了结构的疲劳寿命,降低了机载设备的可靠性,制约着直升机的发展和利用。现有的直升机振动控制技术已经将直升机振动水平降低了很多,但被动减振的方法效果非常有限,在现有技术的基础上已经很难取得突破性进展。目前,研究人员对直升机振动主动控制技术进行了广泛研究,其中最有前景的是旋翼主动控制技术,它可以从源头上解决直升机的振动问题。主动控制技术除了减振之外,还能够降低直升机噪声、提升飞机飞行稳定性、减小结构载荷等,具有巨大的民用及军事应用价值。未来随着智能材料、电机技术、控制算法等相关技术的发展,直升机振动主动控制技术有望在直升机上得到广泛应用。

参考文献

[1] LEE C M, GOVERDOVSKIY V N, SOTENKO A V. Helicopter vibration isolation: Design approach and test results [J]. Journal of Sound and Vibration, 2016, 366: 15 - 26.

[2] KONSTANZER P, ENENKL B, AUBORG P A, et al. Recent advances in Eurocopter's passive and active vibration control. [C] American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montréal, Canada, 2008.

[3] Steward W. Second harmonic control on the helicopter rotor. In: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, Nr 2997, 1952.

[4] S.P. King and A.E. Staple. Minimization of Helicopter Vibration Through Active Control of Structural Response, Rotorcraft Design for Operations, AGARD CP-423, 1986.

[5] Fürst, Kessler, Auspitzer, Müller, Hausberg, Witte, "Closed Loop IBC System and

Flight Test Results on the CH-53G Helicopter, 60th Annual Forum of the American Helicopter Society", Baltimore, 2004

[6] Arnold, Auspitzer, Fürst, "Preparation for a Wind Tunnel Demonstration of a Pure-Electric, Swashplateless Individual Blade Control System for a High Speed Rotor", AIAA Science and Technology Forum and Exhibition, San Diego, 2019

[7] Kessler, C. Active rotor control for helicopters: individual blade control and swashplateless rotor designs. CEAS Aeronaut J (2011) 1:23-54

[8] Schimke, Arnold, Kube, Individual Blade Root Control Demonstration - Evaluation of Recent Flight Tests, 54th AHS Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington D.C., 1998

[9] M. Müller, U.T.P. Arnold, D. Morbitzer, "On the Importance and Effectiveness of 2/rev IBC for Noise, Vibration and Pitch Link Load Reduction", 25th European Rotorcraft Forum, Rome, 1999.

[10] SICIM M S, KAYA M O. Optimization of vibration reduction in a helicopter blade with 2 way fluid-structure interaction. [C] Proceedings of the ASME 2018 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. San Antonio, TX, 2018.

[11] ONDRA V, DIBBLE R P, TITURUS B, et al. An active tendon concept in rotorcraft with variable speed rotors: Free vibration perspective. [C] AIAA SciTech Forum 2019. San Diego.

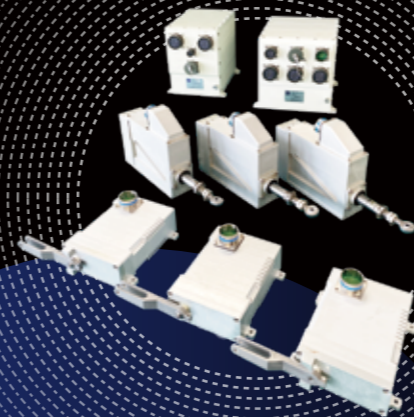
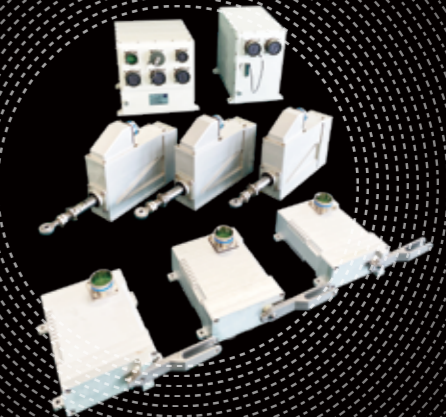
冗余度 · 高可靠 · 低成本 · 航空品质

Redundancy | High reliability | Low-cost | Aviation quality

1 双冗余度飞行控制系统

Dual redundancy flight system

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



2 三冗余度飞行控制系统

Triple redundancy flight system

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

主流媒体报道中航智参加中国地信大会 无人机产品

2022年8月11日,对于中航智母公司联合飞机无人机来说,是一个风头无两的日子,除了在地理信息产业大会上收割一波波流量外,还强势登陆央视新闻联播,引起强烈反响。另外,还有其他多家国家级媒体对联合飞机以强势阵容参展2022年中国地理信息产业大会给予极大关注并报道。

央视新闻联播

联合飞机无人机亮相中央电视台《新闻联播》



中国航空报

联合飞机携多款产品亮相中国地理信息产业大会

8月11日,2022年中国地理信息产业大会在合肥开幕。联合飞机集团携无人直升机、多旋翼无人机等多款核心产品亮相,自研的新一代自主可控军民两用二三维一体化地理信息应用平台引来众多业内人士驻足体验。

在本次大会上,联合飞机展出了无人直升机、多旋翼

无人机等一系列产品,其中TD220-350公斤级共轴无人直升机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,可应用于航空测绘、航空物探、雷区探测以及通信中继等领域。该机型曾经参与黄大年教授的航空物探项目,也是改革开放四十周年庆典展出的唯一一款无人机。

由于中国疆域广袤、地形复杂的现实地理特征,目前地理信息数据采集普遍存在采集周期长、成本高、抗风能力弱、极端环境难以持续作业、数据采集单一等痛点。联合飞机的无人直升机最大有效载荷达到120kg,专业测绘可一次性携带七种专业设备,实现一机多能。搭配机载处理软件可减少后期作业,将以前10天的任务量压缩为1天,连同搭载的多种设备,作业效率可提升10-50倍。

联合飞机展位上还悬挂着一部TA-Q12四旋翼无人机,整机碳纤维材料一体成型,采用自抗扰等算法,飞行姿态稳定,可实现厘米级无人机位置信息定位,能够携带可见光、红外、激光测距三光光电吊舱,真正实现对目标的高精度定位和目标图像实时传输,可用于执行测绘、侦察、巡逻、搜救等任务。

除了从280公斤级至700公斤级一系列大载荷无人直升机产品体系,和覆盖管道巡查、仓库巡检等领域的多旋翼系列产品,联合飞机现场还展出了研发的新一代自

主可控军民两用二三维一体化地理信息应用平台。工程师现场演示无人机路径动态规划和实时动态避障功能,引来众多围观者摩拳擦掌,争相互动体验。

工人日报

田刚印:联合飞机将推动“无人机+地理信息”高质量、智能化、创新性发展

8月11日,以“推进时空信息新基建 开拓数字经济新蓝海”为主题的2022年中国地理信息产业大会在合肥开幕。在本次大会上,联合飞机展出了无人直升机、多旋翼无人机等一系列产品。

联合飞机集团创始人兼董事长田刚印表示:“联合飞机将持续探索无人机在地理信息产业中的新应用、新技术,推动“无人机+地理信息”高质量、智能化、创新性发展。”中国地理信息产业协会常务理事、联合飞机集团常务副总裁王康弘表示:“未来测绘将会是空天地一体化模式,无人机将会在其中发挥重要促进作用,联合飞机非常荣幸与大家共同见证地理信息产业的辉煌。”

中国自然资源报

联合飞机携多款产品亮相中国地理信息产业大会

8月11日,联合飞机集团携无人直升机、多旋翼无人机等多款核心产品亮相2022年中国地理信息产业大会,自研的新一代自主可控二三维一体化地理信息应用平台引来众多业内人士驻足体验。

作为专业从事无人机等高端智能装备研发、设计、生产、销售的国家级高新技术企业,联合飞机在此次大会上展出了系列产品。其中TD220-350公斤级共轴无人直升机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,可应用于航空测绘、航空物探、雷区探测及通信中继等领域。TA-Q12四旋

翼无人机,整机碳纤维材料一体成型,采用自抗扰等算法,可实现厘米级无人机位置信息定位,能够携带可见光、红外、激光测距三光光电吊舱,真正实现对目标的高精度定位和目标图像实时传输,可用于执行测绘、侦察、巡逻、搜救等任务。

目前我国地理信息数据采集存在采集周期长、成本高、抗风能力弱、极端环境难以持续作业、数据采集单一等痛点。对此,联合飞机推出最大有效载荷达到120公斤的无人直升机,专业测绘可一次性携带7种专业设备,实现一机多能;搭配机载处理软件可减少后期作业,将以前10天的任务量压缩为1天,连同搭载的多种设备,作业效率可提升10-50倍。

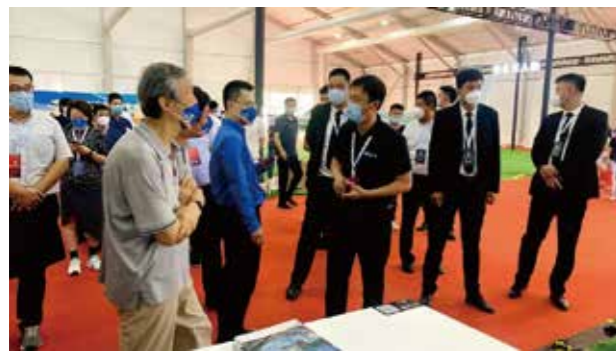


除了从280公斤级至700公斤级一系列大载荷无人直升机产品体系,和覆盖管道巡查、仓库巡检等领域的多旋翼系列产品,联合飞机还展出了研发的新一代自主可控二三维一体化地理信息应用平台。工程师现场演示无人机路径动态规划和实时动态避障功能,引来众多围观者争相体验。

据了解,在此次展会现场,联合飞机与超图软件达成了战略合作,双方将携手开拓市场领域,打造完善合理的产业链,促进无人机与地理信息产业创新融合发展。

联合飞机携旗下多款产品及技术亮相世界机器人大会

以“共创共享 共商共赢”为主题，由中华人民共和国工业和信息化部、北京市人民政府、中国科学技术协会主办的2022世界机器人大会8月18日在北京亦创国际会展中心拉开帷幕。来自全国各地的高新技术企业携前沿技术、全新产品、多元化应用现场摆播，大“秀”科技硬实力。联合飞机六度参展世界机器人大会，本次携旗下多旋翼无人机TA-Q12、自动飞行控制计算机、电动伺服直线舵机等“大牛”产品精彩亮相。



国务院原副总理马凯参观联合飞机展台

本届大会上，联合飞机推出的TA-Q12四旋翼无人机，即“湛卢多旋翼无人系统”，广受军、民行业用户的认可和好评。该机碳纤维材料一体成型，采用自抗扰等算法，可实现厘米级无人机位置信息定位，能够携带可见光、红外、激光测距三光光电吊舱，真正实现对目标的高精度定位和目标图像实时传输，可用于执行测绘、侦察、巡逻、搜救等任务。

众所周知，联合飞机以飞行控制系统起家，作为公司拳头产品的自动飞控计算机，曾助力神舟十三、神舟十四

号发射保障任务。该产品采用高速LVDS串行背板总线为核心的体系结构，实现CPU、接口及电源冗余度配置，主/备工作方式，具有故障容错能力，能实现一次故障工作。其核心处理器采用最新的自监控对处理器，提高了处理模块计算可信度。



众多媒体对联合飞机产品和技术给予极大关注

而双余度电动伺服直线式舵机，同样是联合飞机蜚声中外的飞控系统构成中“一个不能少”的明星之作。其为全密封式直线电动舵机，电气双余度、机械单余度配置。采用双绕组无刷电机、双余度LVDT直线位置传感器，机械传动采用直齿减速器加滚珠丝杠直线输出，主/备方式工作的无刷电机，配备双余度正余弦旋转变压器，用来实现对双余度无刷电机FOC控制。

高精度 · 高响应 · 高可靠 · 大载荷 · 航空品质

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

双余度伺服控制器

Double Redundancy Servo Controller



功率范围供电:28VDC，功率≤500w

高精度位置控制: ≤1%F.S

灵活的传感器应用:霍尔、编码器、旋变、LVDT/RVDT等

宽范围速度控制: 50~20000rpm

完善的状态监控及保护机制

双余度电动伺服舵机

Double Redundancy Electric Servo Actuator

> 直线式舵机

电气双余度，输出轴直线运动

最大速度: ≥55mm/s

额定输出力: 60kg

行程: ±30mm

位置精度: 1%

频带: 5Hz



> 旋转式舵机

电气双余度，输出轴旋转运动

最大转速: ≥80°/s

输出力矩: 18N·m

位置精度: 1%

行程: ±30°

频带: 5Hz



270V双余度舵机伺服系统

270V System of double redundancy Steering Gear



供电: 控制电28VDC，功率电270VDC

冗余配置: 电气双余度，主/主控制，舵机速度综合工作模式

电气行程: ±55mm

最大速度: ≥120mm/s

最大输出力: ≥15000N

稳态精度: ±1%FS



当直升机有了无人飞行的“大脑”

文 / 郑涛立

在我国神舟十三号载人飞船往返、神舟十四号发射任务中，来自联合飞机集团的一架特殊的无人直升机在保障工作中发挥了重大作用——这架无人机由传统有人直升机改型而来，也是该技术在航天搜救领域的首次应用。



有人改无人技术（能力）是伴随先进的总体设计制造技术、飞控集成技术、余度管理技术、监控完整性设计、电气完整性（EI）设计等大幅度跃升后出现的一个全新阶段。有人机改型无人机全域解决方案将为众多接近最高使用年限的有人直升机延寿并满足大载重、长航时、覆盖广等

特定场景的海量需求。联合飞机通过十年的研发技术投入，依托自身在人工智能、大数据、自主飞行控制等方面的产业实践和技术积淀，较早就成功实现了有人直升机的无人化改造，并具备多行业、多场景的应用实践经验。经过对有人改直升机功能和应用场景的多维度拓展，联合飞机已拥有了有人改无人全域全系统研制能力。联合飞机领先的飞控系统应用技术及面对多重复杂环境的改型解决方案，可根据用户需求来打造安全、易用和经济的一站式改型方案服务。

● 为何要钻研有人改无人技术？

说到为何要钻研有人改无人技术，一方面，大型无人直升机在大载重、长航时、覆盖广（载荷 $\geq 100\text{kg}$ 、续航 $\geq 1\text{h}$ 、任务半径 $\geq 20\text{km}$ ）等特定的应用场景依然无法替代；另一方面，受限于当前的技术水平瓶颈，正向直接研制大型无人直升机诸多不顺。一个成熟直升机型号的设计所要经历的过程复杂程度远非现在常见的多旋翼无人机所

能比拟，那么不如另辟蹊径，基于有人直升机做无人化改造也是一个可行的方法。无人化改造的基本思路是沿用有人直升机的发动机、旋翼、传动等主体结构，通过对其进行结构改造和电气改造，加装飞控系统，实现无人自主飞行。

有人驾驶飞机相对于无人机，具有装备产品类型更丰富、谱系更完善、平台更成熟的技术特点。有人机改型无人机适用于各类中型、大型直升机或固定翼飞机，形成稳定的无人化飞行平台，配备适应性任务载荷设备，快速形成行业应用能力。利用有人机改型成为无人机，能够发挥已有飞机平台成熟、稳定优势，有效降低大中型无人机研制成本，快速形成大载荷、谱系化、多用途无人机（固定翼/直升机）装备产品，降低高风险环境中人员伤亡风险。同时，也能够解决大量老型飞机“到寿”后的持续使用问题，提升装备全寿命周期作战使用效能。



有人改无人，看似市场小众，其实前景广阔。据中国航空工业发展研究中心预测，预计到2025年，中国机队规模将大幅增加，民用直升机机队规模将达到1874架。从整体趋势来看，不管是一直持续旺盛的军事应用、不断探索的大范围勘测，还是日益重要的物流运输，有人直升机无人化改造是一个被实际需求不断推动发展的越滚越大的雪球，未来前途必定是星辰大海。

直升机寿命即机体结构的寿命，包括飞行小时、起落

次数、日历寿命三个指标。前二者反映了使用载荷、交变载荷、冲击载荷对直升机造成的疲劳损伤，也称疲劳寿命；日历寿命则反映飞机在服役环境（如温度、振动、湿度）和服役条件（如停放时间、储存条件、维修条件）下能完成使用功能的持续时间。在我国，直升机日历寿命到值时，疲劳寿命仅消耗六成甚至一成，若报废这些日历寿命到期的飞机，会造成巨大的经济损失。以往仅作为战备库存保存着的这些“到寿”飞机，其实还具有完整的飞行能力。

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

有人机改型无人机的核心在于采用多余度飞行控制与管理系统进行飞行控制以及机载设备的统一协调，完成全机系统的无人化控制；同时，进行无人机系统安全性分析与评估，确保改型无人机系统满足任务可靠性与安全性的关键指标要求。

● 除此之外，还有哪些关键技术呢？

01. 飞机本体结构改造

第一步进行传动机构的电传改造工作：摸清楚传动操纵的基本结构布局；确定操纵执行舵机的安装位置，拆除部分不需要的有人驾驶操纵机构；设计舵机的安装方式、与操纵连杆的配合方式。第二步是舵机类型和舵机参数的选择。有时还需要结合仿真分析和实验测试，对飞机脚架、飞机总体外形气动布局进行调整。

02. 飞行控制系统集成

主要有发动机转速控制、飞机航向稳定控制、机体状

态监控。达到手动操纵辅助控制算是刚入门，达成悬停控制算及格，倘若具备了航线飞行、自动起降、故障诊断与容错就算是满分了。要谨记住的是：传感器是基础、飞行控制律是核心。行之有效的是在全系统联通的基础上，完成长时间拷机测试。

03. 指挥控制保障车设计

工作包括在车体上加装方舱、液压升降台，以实现将无人直升机搬运至方舱内部，将方舱内部空间用于储藏运输无人直升机、载荷及其他设备。车中也集成了地面指挥控制系统和测控系统。

04. 飞行测试

首先是要确保按照系统设计要，各个模块能够正常工作，达到全系统联通状态；其次是调整输出舵机行程范围、标定传感器范围、测试系统功耗、长时间拷机评估系统稳定性。集成的内容包括飞行控制系统、电气系统、电源管理系统、舵机控制器、飞机改造结构、飞机本体等多个环节。通常是按照航电安装集成静态联试、地面固定系留飞行测试、首飞测试、速度测试、极限测试、调整测试、验收测试等多个环节循序渐进的原则，依次逐步验证，降低飞行试验的风险。

● 联合飞机有人改无人为什么能成功？总结联飞成熟的经验，可归纳出一套必胜宝典。

第一点是选取成熟稳定的优势平台：选取成熟稳定、技术成熟度高、改型成本低、经济性好的飞机平台。尤其大多数通航飞机已完成适航取证，安全性较高。

第二点是高可靠飞控系统设计：设计开发的飞行控制与管理

系统采用余度容错技术，关键部件均按两余度/三余度/四余度配置（飞行控制与管理计算机、伺服控制器、舵机和主传感器），能够确保飞机安全关键系统具备较高的安全等级，在发生关键故障情况下，通过容错重构依然具备安全飞行工作的能力。

第三点是高效的维护保障：高于原有人机的成熟保障体系和零配件供应，实现了保障团队的复用。新研飞控系统采用二级维修体制，基层级维修平均修复时间（MTTR）1小时。系统的外场可更换单元（LRU）和内场可更换单元（SRU）的安装、连接和性能具有互换性。

第四点是广泛的载荷搭载：有人机改型无人机驾驶舱实现了再利用，可携带、运输各类设备或物资，具有较大载荷能力。通过设计通用机械、数据接口，发挥大载荷的优势，灵活配置搭载多类任务设备（例如光电吊舱、红外热像仪、视频跟踪器等），实现广泛的工业应用需求，充分发挥无人机优势。



技术发展探索的道路没有尽头。联合飞机未来正着眼全量级、全行业应用直升机的有人改型服务方案，以支撑和赋能各行业、全环境直升机的无人化转型，成为中国第一、世界先进的有人机改型专家单位。

装备升级 再出发

有人机改型无人机设计技术

● 适航标准设计 ● 高安全 ● 高速飞行 ● 大载重 ● 挂飞救援多用途

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



无人直升机或将重塑现代消防救援

文 / 孙万

近期以来,重庆多地连续发生森林大火,重新引发人们关于如何利用新技术进行快速火灾救援的思考。无人直升机耐高温、强抗风,而且灵活轻巧,可精准悬停,更能贴近火场,提高灭火效率。以反应速度、通过性、出动效率、载重大来看,无人直升机更是现代消防的“刚需”必选。

现代消防亟需解决的难题

绝大多数火灾源于一人一事一时之误,很容易发生,消灭它却很难,综合来看,目前消防救援面临以下难题:

时间“反应慢”

治病救人黄金时间,消防灭火同样也有。通常黄金灭火时间是起火后的前30秒,起火后6分钟是最佳灭火时机。火灾往往发生在无人看管或疏于处置的情形,浪费了最佳的黄金灭火时间。

地点“到不了、靠不上、够不着”

作为现行消防主力的消防车在使用上面临诸多限制,譬如消防通道净宽和净空高度要大于4米、消防车停留空地坡度小于3%。100米以上高层火灾,即使及时赶到楼下也只能望楼兴叹。最佳灭火点往往是距离火源1.5至3米左右的上风位。

工具“带错了、不够了”

灭火的基本原理归纳为冷却、窒息、隔离和化学抑制四个方面。消防车最大容器是装满了水或泡沫剂的水罐。

油田、汽油火灾要用泡沫、二氧化碳和干粉灭火器;电器火灾要先切断电源再用二氧化碳、干粉灭火器或者干沙土等等。



态势“看不清、看不全”

假如把消防工具比作双手的话,通信可以比作人的眼睛。救援需要实时掌握现场火势情况、协调联动。在野外、林区等传统通信手段无法覆盖的环境里,数据支撑不足,现场内攻定位难,无法准确判断火情。

预防意识不足

消防工作的方针是“预防为主,防消结合”。消、防二者不可偏废,相当于鸟之双翼、车之双轮,火灾预防工作做得好的话,许多火灾不会发生。

伤亡问题

传统的消防手段,意味着一线人员的巨大伤亡风险。消防员是高危职业。正如人们口口相传的:“消防员是和平年代最危险的职业,不打仗时消防兵最累。”据我国应急管理部消防救援局公布,新中国成立以来有636名消防员牺牲。



无人机重塑消防救援模式

随着工业级无人机逐渐应用到各个领域当中,以消防为主的高危领域也亟需无人机的参与,在国内已有不少消防机构使用无人机成功进行过火场侦察监测、抛投救援物资等尝试,效果非常明显。在天津爆炸事故救援中,各部门也曾利用无人机对事故现场进行高空侦察,为救援决策提供了部分参考依据。综合来看,无人机的快速反应和空中进入,在处理消防灭火情况时具备很大优势。

当城市火灾险情发生时,无人机机动性强,无时空限制。在消防车遇堵车等无法到达情况下,不需绕路,与目的地两点一线直线前进,可真正做到快速反应,黄金灭火时间内无人机可快速抵达任务目的地,飞行起落环境要求低。



无人机本身具备的网络平台,能实现定位、摄影、测绘、通信等多功能协同。空中俯瞰,红外、激光等各种设备载荷可有效全面掌握火场局势,可灵活穿梭火场进行火灾火情监控,寻找高温火点、监控火灾蔓延方向、勘测火场附近危险物、搜救被困人员,为消防救援提供决策关键信息。通过功能模块,以“上帝视角”反馈火灾灾情,精确地把火灾事故现场的准确信息传送到消防指挥部门,以最快的时间决策救援控灾的战略布局,从而在最短时间内实现灭火救援工作。尤其还可以作为通信中继,有非视距传输和多跳中继自组网能力,能打造消防救援一线与指挥中心的畅连不间断通信。

载容量大,提供多种载荷设备、全面的灭火工具选择。可从携带的灭火弹、干冰、灭火剂中灵活选用工具,也可现场接驳水龙带。空中洒水或化学灭火剂(含阻燃剂)抛洒,防火隔离带开设、防火线点燃、人工降雨等,都可以实现火场快速到达及快速扑灭。



TD5消防救援无人直升机带8枚10kg灭火弹前视图

人机分离,安全性最大化,最大限度保障消防官兵的

生命安全。由于无人机上无人，不必考虑机上人员生命安全，不必考虑任务危险性。比如森林灭火用无人机，消防人员远程操控作业，可远离高危区域，有效避免或减少大火对消防人员的伤害。而且环境适应性强，无论是火场的高温、烟雾导致低能见度、有毒气体蔓延的环境下，依然能高效率完成工作。

无人机运行成本低、结构简单、所需要的机械零部件相对较少，无论是拆卸、更换还是维修都十分方便。而且无人机的操作技术较为简单，训练周期较短，可以快速熟练掌握。最主要的是，无人机具备垂直起降和悬停等功能，对环境的接受程度高，无论是恶劣天气还是危险区域，均可以实时准确地获得有价值的信息。无人机具备双重控制模式，备车准备时间短，应用在一些紧急险情时，能在第一时间发挥自身作用，在侦察掌握火场情况方面具有无可替代的优势价值。



TD5无人机成为高空精准消防救援“杀手锏”

TD5消防救援无人直升机是联合飞机集团针对城市消防、森林消防和应急救援等需求研发的消防救援型无人直升机。其主要优点在于：

大载荷、多任务。TD5无人直升机空机重量占比较低，

任务载荷能力较大，有效载荷100千克续航3小时以上，可执行察灭一体消防、大重量灭火物资投送、火情巡逻和监测等多种任务；预留了大尺寸载荷安装空间、多路直流28V供电接口和载荷测控通信接口，搭载多种任务载荷设备，并可实现载荷快速换装，具备较强的多任务能力。



智能控制、简单易用。无人直升机配置多种传感器和环境感知设备，支持与其他无人机或有人机在同空域执行飞行任务，可实现就近迫降、规避禁飞区、限制区域内飞行、吊挂稳定控制、移动平台起降、超低空飞行、机动躲避飞行、突风响应控制、绕楼盘旋爬升、区域自动巡逻等控制功能，具备较高的智能控制水平；配置智能化地面控制站，结合视距链路、北斗短报文、4G/5G移动通信等手段和多种安全控制措施，仅通过地面控制软件就可实现无人直升机完整飞行过程的监控，简单易用且使用维护成本较低。

低成本、高安全。采用低成本航空发动机配置组合导航设备，具有双天线差分测量航向和地磁航向测量能力、双冗余传感器配置、机载应急供电、一键返航、断链路自主返航等多种安全设计，能够在不同环境下安全稳定飞行，飞行安全性较高。

耐高温，强抗风。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米/秒（七级风）。



TD5消防救援无人直升机在沙漠开展沙尘环境适应性测试

多应用场景载荷配置

TD5消防救援无人直升机主要应用场景配置有：

城市及森林防火巡查及火情探测：配置双光吊舱、气体分析模块、烟雾探测模块、探照灯及高音喊话器，在城市郊区低空飞行或在森林区域上空进行防火巡查，对浓烟、高温区及明火进行探测和抵近火情探测，识别潜在着火危险并进行喊话处理，对火场现场进行实时探测及视频转播。

城市高楼消防灭火及救援物资投送：配置双光吊舱、烟雾探测模块、高亮探照灯及普通喊话模块、10千克灭火弹（6-8枚，单枚超细干粉5千克，单枚灭火面积20平方，可破窗）及挂载控制装置，执行高楼小范围紧急灭火；或配置双光吊舱、烟雾探测模块、高楼干粉直喷灭火装置、破窗器等，执行高楼较大范围的灭火作业；也可配置光电吊舱、烟雾探测模块、救援物资（如防毒面具、防火服或防火隔热毯、逃生绳索、手抛灭火弹、灭火及救援工具、食物淡水等）及灭火弹垂直空投装置，执行高楼救援物资投送任

务。



城市工业园区消防灭火：配置光电吊舱、气体分析模块、烟雾探测模块、高亮探照灯、高音喊话器，执行园区火场探测及空中救援指挥与作业区辅助照明灯工作；也可配置光电吊舱、烟雾探测模块、救援物资及灭火弹垂直空投装置（配置5千克灭火弹10枚左右），执行园区火场核心区或危险区的快速灭火，也可执行园区火场救援通道的快速构建工作；也可配置光电吊舱、烟雾探测模块、5镜头倾斜摄影模块、高精度成像SAR雷达等，执行园区火场环境三维成像及爆炸后环境快速三维重建探测工作。

森林初期火灾扑灭：配置光电吊舱、探照灯、救援物资及灭火弹垂直空投装置（装载5千克自动感知垂直灭火弹及地面触发灭火弹共计16枚），执行森林初期多个起火点的快速扑灭工作。



消防及被困人员吊运:配置光电吊舱、探照灯、普通喊话器、伤员运输担架及吊挂装置等任务设施,针对交通不便且急需救援的场景,可对体重满足要求(体重 ≤ 80 千克)的消防人员或被困人员实施无人直升机快速吊运,实现被困人员快速转运和施救。

应急通信中继:针对民用通信信号中断、复杂地形区域、大型活动现场以及野外救援消防等环境,为了提高现场救援及安全管控工作的协调性,可配置光电吊舱、探照灯、高音喊话器、空中应急通信中继设备(包括移动通信运营商信号转发模块、救援人员对讲及视频中继传输模块、军用通信中继设备等)执行一定区域内的应急通信保障任务(飞行高度 ≥ 2500 米、盘旋飞行,覆盖直径50千米区域,支持地面多个通信节点)。

火灾致困人员疏散指挥及测绘搜救:在火灾来临前,配置光电吊舱、高音喊话器、高亮探照灯、救援物资及灭火弹垂直空投装置等执行灾害(包括海啸、暴雨洪灾、台风、泥石流、地震、火灾、爆炸物、疫情、空气及水体污染等类型可提前预警的灾难)影响区域的民众疏散指挥工作,对民众进行就近告警喊话,指挥其撤离到制定的安全区域,对拒不执行撤离人员投放烟雾弹和催泪弹等强制驱离措施;针对灾难发生后,配置光电吊舱、5镜头倾斜摄影装置、高精度成像SAR雷达、气体分析模块、救援物资及灭火弹垂直空投装置等,执行灾难现场精确测绘及三维建模,并对受困人员进行搜索,投放救援物资,必要时可将复杂环境中被困人员吊离被困现场。

大气及水污染监测:针对雾霾等大气污染源、水体及土壤污染等情况,配置光电吊舱、气体分析模块、烟雾探测模块、吊挂取样装置等执行大气成分探测、烟尘探测、水污染取样、土壤污染取样以及污染区域探测等任务,采用抵近探测方式找出污染源头。

医疗及救援物资运输:针对地面或水面无法快速到达的医疗及救援物资,可采用无人直升机执行物资快速运输及精确投放任务。配置光电吊舱、探照灯、普通喊话器、专用运输吊舱(定制并集成)、吊挂运输装置、小型电动绞车(选配并集成)等,针对不同环境情况进行运输补给。

百炼千锤 大器天成

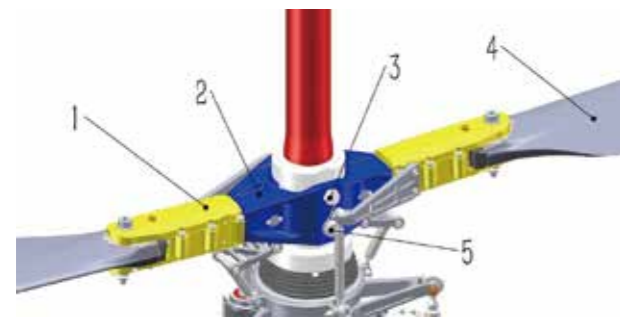
旋翼尺寸小、飞行速度快、抗风能力强、目标特性小、是红蓝对抗的利器

机体尺寸	2.4×1.2×1.8m(长×宽×高)
旋翼直径	4.6m
最大起飞重量	300kg
最大有效载荷	80kg
最大平飞速度	140km/h
巡航速度	90-120km/h
续航时间	3h(载荷40kg) 1h(载荷80kg)
任务半径	50-100km
抗风能力	抗风7级(14m/s)
无地效悬停高度	1500m
实用升限	3000m
工作温度	-20°C~+55°C
起降方式	垂直起降

中航智具备无人机旋翼系统平台研发能力

文 / 孙涛 韩述宏 张瑞芳 管闯闯

共轴刚性旋翼直升机是未来高速直升机发展的方向。中航智无人直升机紧跟直升机发展的潮流，采用了共轴双旋翼构型。那么，中航智的无人直升机的旋翼系统是怎样的？又有什么优势？现有“明星”产品又有哪些？下一步将进行哪些升级与跨越？在本文，您将得到答案。



中航智旋翼系统

中航智旋翼系统

千磨万击最坚韧，任尔东西南北风

经过近十年的发展和多个平台的成功研制，中航智已经形成了全面的旋翼系统设计、制造和试验能力。旋翼系统研制团队核心成员有30多年直升机旋翼研制经验，参与了国家多个重点直升机型号旋翼系统研制，针对铰接式、无铰式和无轴承构型等不同构型旋翼，具有桨毂、自动倾斜器和复合材料桨叶结构设计能力，还兼具旋翼动力学、气弹稳定性、强度计算和分析能力。中航智现已有面积为7600平方米的复合材料桨叶专用生产车间，含2000平方米的净化间，具有模压和热压罐等设备，可以生产常规构型桨叶和无轴承复合材料桨叶。建设了旋翼

试验室，建立了桨叶静态动特性、桨叶静强度和疲劳强度等试验台。目前已经成功研制了350千克、550千克和3吨级共轴直升机旋翼系统，并在无人直升机型号上成功应用。与此同时，中航智还开展了万向铰旋翼、IBC旋翼等旋翼技术研究，为未来平台储备能力。

目前，中航智已经完成多套旋翼系统研发，并已成功应用，比如：

TD220旋翼系统

TD220无人直升机采用半铰接式桨毂构型，配备单销桨叶，依靠桨叶根部弹性阻尼器实现摆振运动，依靠桨毂内部金属轴承实现桨毂变距运动；操纵部分采用了家族化电控共轴旋翼技术。



TD550旋翼系统

TD550无人直升机的平台桨毂和操纵采用模块化设计，具有结构紧凑、可靠性高、易于维护等优点。桨毂采用无轴承式桨毂构型，无挥舞铰、摆振铰、变距铰，依靠桨叶本身的弹性变形实现挥舞、摆振和变距运动。实际计算和

试飞证明，其具有很高的操纵功效以及很强的机动特性。操纵部分采用了家族化电控共轴旋翼技术。



定制化产品

中航智在满足自身需求的同时，现在还可为用户提供定制化直升机旋翼类产品与定制化复合材料桨叶。

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。还能按用户需求，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。

卓越的系统研制能力产生强劲的升力与控制力

“直升机制造商是否具备桨叶自主设计和加工能力是衡量其实力的标准之一。”中航智现在具有旋翼系统整体的研发与生产能力，攻克一系列难关，研发了多个软件，专业、科学、严谨地解决研制中的难点。

旋翼气动设计能力

旋翼的气动设计是直升机研制的关键技术之一，中航智已建立了一套以悬停效率及前飞升阻比为优化目标

的旋翼气动外形优化设计流程。目前，已经完成TD220、TD550等平台的旋翼气动设计以及试飞验证。

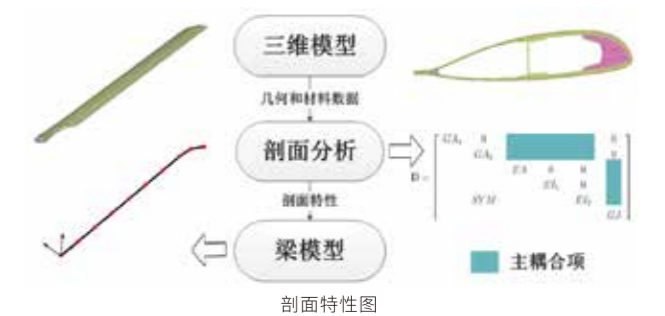
多种构型的旋翼及操纵系统的设计能力

依据行业规范、标准及相关技术指标要求，中航智开展桨毂和操纵设计选材、结构参数确认、构型选择、强度、刚度及疲劳强度计算、零部件设计、运动仿真、干涉检查、六性设计等工作。结合自研桨叶，形成了安全可靠、操纵便捷、性能优越的无人直升机旋翼系统。目前公司可开展半铰接式、无轴承式、无铰式、金属铰接式和万向铰式等类型桨毂及配套操纵研发。

复材桨叶参数设计、旋翼动力学设计及评估

旋翼动力学设计是直升机设计的重点和难点，它直接关系到直升机的整体振动，对大型直升机来说更是如此。为更好进行旋翼动力学设计，公司开发了一系列软件解决相应问题，并成功设计制造出直径4.6m的半铰式旋翼桨叶、直径6.4m的无铰旋翼桨叶、直径6m和10.2m的无轴承旋翼桨叶。

与此同时，在桨叶剖面特征分析上，中航智自研了剖面特性设计软件。在动力学优化设计方面，中航智采用旋翼动力学综合分析软件，建立了旋翼动力学模型。



复合材料桨叶制造能力

复合材料桨叶的使用寿命可达6000h以上，大大提高旋翼系统的安全性能，降低桨叶全寿命的使用成本。中

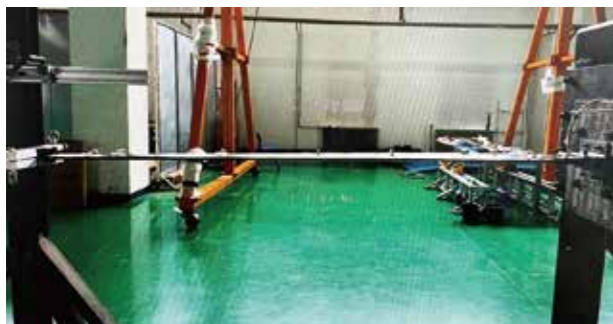
航智桨叶制造采用闭合模具热压固化成型工艺,保证桨叶外形能够严格贴合模腔型面,使桨叶扭转角、翼型剖面精度和表面粗糙度等关键外形参数精准满足设计要求。



桨叶成型模具

桨叶试验能力

桨叶试验目前具备静态动特性测试、桨叶静强度和疲劳强度试验、桨叶飞行载荷测试、桨叶锥体和动平衡测试等。这些测试,分别为桨叶强度、疲劳寿命和动力学特性等方面的验证提供支撑。



扭转刚度测试

三大优势技术

成就安全、稳定、精准飞行

中航智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。与此同时,中航智旋翼还采用电控共轴旋翼、无轴承旋翼、无铰式旋

翼、无铰式旋翼等技术,实现安全、稳定、精准飞行。

电控共轴旋翼技术

电控共轴旋翼技术采用上下旋翼独立分控方式,实现独立总距及周期变距的精准操纵,解决了传统共轴旋翼传动结构和操纵系统复杂、操纵效率低、零件数量多、重量大、维护性差的问题。电控共轴旋翼技术使零部件减少50%,重量减轻40%。中航智上旋翼采用旋翼轴内操纵,大幅提高可靠性和使用维护性,降低废阻功率;旋翼驱动系统、旋翼驱动方法及装置专利技术在中国及美、俄、日等国均已获得发明专利授权,并先于西科斯基公司在美国获专利。



电控共轴旋翼

无轴承旋翼研制能力

无轴承旋翼作为第四代直升机的重要标志之一,通过柔性梁的弹性变形实现旋翼挥舞、摆振和变距三铰合一,柔性梁的设计是无轴承旋翼设计的核心。

中航智设计团队通过动力学、强度、寿命等综合分析及试验验证,完成了柔性梁剖面结构、桨叶铺层结构、结构选材和成型工艺优化,突破了复合材料一体化柔性梁设计及制造等一系列关键技术,形成了一套完整的无轴承旋翼设计方法,积累了大量制造经验,成功跻身国内无

轴承旋翼研发的第一梯队。



无轴承旋翼桨叶

无铰式旋翼研制能力

采用无铰式旋翼可提高旋翼系统的可靠性和维护性,且有很高的操纵功效和角速度阻尼。但无铰式旋翼挥舞、摆振和扭转之间的耦合变得十分明显,结构受载和振动更为严重,这也成为无铰旋翼设计的重难点。



无铰式旋翼桨叶

中航智设计团队通过旋翼动力学设计,调节旋翼旋转特性,增加有益耦合以减小振动载荷;适当提高一阶挥舞以提高操纵功效;进行桨叶强度评估与飞行载荷测试保证桨叶强度和寿命,最后成功研制出一款直径6.4m的无铰式旋翼系统,应用于550公斤级共轴直升机,已进行多次0至50米/秒的试飞测试和验证。

下一代旋翼产品

更高、更快、更远

近年,以V22和V280作为下一代高速运输直升机的代表作,受到极大关注。中航智行走在技术最前沿,以前沿技术为用户提供出众产品。

一种旋翼同时具备直升机旋翼和螺旋桨的功能,可以使其实现直升机的悬停、前飞、侧飞等典型飞行模式,

也可以在旋翼倾转为水平拉进状态后实现螺旋桨飞机的水平飞行,可以使其飞的更高、更快、更远。



TA-Q12无人机勇闯“无人区” 编织高原安全网

文 / 高原

在医疗行业，它是医护人员的“好帮手”；在交通领域，它是警方行动的“好支援”；在农业方面，它是农林植保的“好工具”——近期，在我国一些道路崎岖、环境恶劣的高海拔无人区，一款由中航智研制的适用于高原使用的小型无人机——TA-Q12四旋翼无人机（高原型）成功“走红”，凭借它灵活、高效、低廉的特点，日渐成为高原巡检、测绘、侦查的首选“搭档”。

赋能高原边防 中航智推出尖端巡察“利器”

我国边境线绵长，很多区域地处高原高海拔地区，通行不便。高山密林、道路崎岖、自然环境恶劣，蚊虫叮咬、毒蛇等危险野生动物出没，是偷渡、跨境犯罪活动活跃的地区。边防哨所及当地公安需要经常开展巡察活动，这些巡察活动往往艰难而危险。

无人机的出现为解决边防人员巡察困难提供了一条新途径，在以往不方便通行的山地，可以用无人机进行巡察，也避免了与毒蛇、蚊虫等接触，但目前无人机续航时间短、通信距离受限、避障能力差、高海拔性能差等问题，限制了无人机的应用。

为了解决上述问题，中航智研制了一款适用于高原使用的小型无人机——TA-Q12四旋翼无人机（高原型）。该无人机针对高原使用特点，进行了精准定制设计，解决高原使用的痛点、难点。

海拔5000米长续航 挑战高原作业极限效能

高原地区，十里不同天、氧气含量低、地形条件险要，飞行风险随距离和高度成倍增加，对机型和装备都充满

了挑战。TA-Q12采用碳纤维材料，具有机体轻、防水且可实现电子设备防护等优质性能。另外，它还采用自抗扰等先进算法，即使在6级风力、零下四十度、海拔5000米的冰雪高原极寒环境下依然能稳定飞行，破解目前四旋翼无人机在高原无法起飞的问题。

电池续航时间是无人机高原山区作业的主要制约因素之一。无人机的载荷是一定的，要想增加续航时间就必须携带更大的电池或燃料，这也导致目前市场上小型无人机的续航时间普遍在30分钟左右，而且需要较长时间进行充电，不便于长时间工作。而这对于TA-Q12来说，是一个不存在的问题。

TA-Q12四旋翼无人机（高原型）采用复合材料轻量化机身叠加配备高密度、高能效的锂电池，可以实现60分钟持续巡航。另外更值得一提的是，即使电量耗尽，该机型也可以以公路为依托，快速更换电池，无需返航，实现连续作业，每天可以完成100公里的巡察范围。



细微画面AI“看得见” 高清视频回传让一切尽在掌握

高原山区空气稀薄，加之大山的遮蔽，无人机的通信距离受到很大影响。目前市场上的小型无人机稳定通信距离通常仅有2~3公里，而TA-Q12四旋翼无人机（高原型）采用高可靠性通信数据链，具备抗电磁干扰能力，可在

低信噪比下实现15千米远距离稳定通信，回传高清视频。

TA-Q12四旋翼无人机（高原型）内置多个传感器使它具备强大的AI能力，能够智能识别人员、车辆，实现对目标拍照录像，信息回传，保留证据。也可用于目标实时跟踪定位，锁定目标位置。

在山区作业，除了强大“作战”性能，保护好自己也是必选项。TA-Q12四旋翼无人机（高原型）的双目视觉避障摄像头，让它在山地、丘陵等复杂地形也能轻松驾驭，实现主动识别周围障碍物，并自主避开障碍，实现全自动化避障飞行，紧急时刻还能自行报警，为无人机飞行提供安全保障。



无人机可以突破地形、海拔的空间限制，让我们心之所向，身之所至。未来，中航智会在无人机高原边防应用领域持续深耕，进一步提升高精度自主巡检水平，相信在不久的将来，TA-Q12四旋翼无人机（高原型）能为身处艰苦环境的边防人员带来更多方便，让边防巡察工作更加安全、便捷！

隧道卫士 安全护航

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

TA-Q5 隧道巡查无人机

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



纪录片《无人机的崛起》分享

翻译 / 甜饼字幕组

校对 / 黑蜂

(下)

失控的诱因很多。比如某驾驶员发现自己飞机不太对，失去了卫星联系，显示屏上此时画面会静止不动。于是飞行员就无法辨别方向。“轮到我上场表演了”。他将飞机高度手动下调并重启卫星信号器。“我当时很猛烈地转向，然后卫星联络瞬间断掉了”。“飞机有一定程度的远距离操纵的弱点，实际上它们是被无数个操纵系统制约，但

你仍可通过驾驶舱里的飞行员来纠错飞行时遇到的困难”。“总部，总部，因为某些原因，我的飞机出了问题。我听到音爆声，我感觉飞机在翻滚。我觉得那不是个好消息，有什么东西出了毛病”。“我得确保我做了我必须做的”。并不像普通有人机，无人机对地面联系的要求非常之高，无人机的链接可能被切断或丢失，类似在伊朗境内坠毁

的那架一样，甚至被敌人夺走。

但是如果无人机有自我调节能力，脱离链接控制，是不是就厉害了。宾夕法尼亚大学实验室里，维京·库马尔在做有自我意识的军方无人机的实验，它和我们一样有自我感知环境能力。“你可看到这个机器人上有两芯片，实际上是两个陀螺仪，它们功能与人体耳蜗的作用一样，是耳朵一部分，能让我们保持方向感。这两个陀螺仪以每秒一千转速度测量无人机的角速度。这个芯片是加速器，使无人机感受到侧面加速，这些相当于内耳器官，即相当于人体测量仪。当一个人类驾驶员开始感觉不大对时，他知道应该怎么做才能稳定飞机。这个无人机也会做出完全一样的动作”。传感器用变速来控制无人机，从而使无人机回到原来轨道上。“精确无误控制多个无人机的原则是，先有强大的编队能力，无人机必须感知邻机在哪里，测出大体位置，非常小心保持编队前行。只给一个机器人怎么做的指令，其它的基本上按同一方式行动，之间有特定距离。8号编队中，它们彼此之间只有一英尺距离，所以得试图克服来自邻机的空气动力学问题，此过程要精确无比，所有这些都是自动的”。

无人机精确性使它们比人类飞行员可更快，更精确地完成某些任务。如预测目标物体的运动轨迹及形状，进行相应调整。“在特技飞行上，我认为无人机可做的很难被超越。人体的神经肌肉系统大概有80毫秒延迟，在对你所看到的事物做反应前有200毫秒延迟。好吧，无人机比起人类有这个不公平优势，它们每秒可进行数百次运算，所以延迟是毫秒级的甚至更少”。在实验室，无人机与一台动态捕捉的光学系统中央计算机进行通信。这个光学系统跟踪无人机上银色反光标识。并随时报告它们在哪里。但电源线很快可能被切断。他们现在研发出另一种自主无人机，可自己飞去任何地方。“圣杯号在无GPS情况下不需任何外部感应，就可做到这一点，原则上我们是可

以做到的”。这些更大的无人机，实际依赖对外部环境特征观察来报告它们在环境中位置。这架无人机带有激光测距仪，能测定确定与障碍物距离，还有一个能揭示周围环境三维信息的深度相机。“它们还有强大处理能力，携带观察环境所需的传感器，对环境进行推理。所以它们能够用自身相对位置以及位置特点建立一个三维地图。我希望看到这项技术被用于人道主义目的。想象一下，这大楼有人呼叫火警911，我想我们很快就有这样一种技术，比如说有20架无人机在楼里飞行，它们能在一分钟找出每个房间都有谁，然后告知外面等待的消防员。但是无论开发出什么技术，总会有人以设计者从未打算的方式去用它。”



几乎任何人都可使用无人机技术的核心部件。“去那边。大约四年前我有这个爱好。一开始它是用来给我的狗追着玩的。我现在彻底迷上它了，我单身有三十年了。我没有孩子，我和我的三只狗住在一起。我几乎每天晚上、每个周末都会研究无人机”。加尼福尼亚的科里布里克森是全国数以万计的无人机爱好者之一。“基本的四轴飞行器，大约500美元，它有框架、马达，速度遥控器及你需要的电子设备。这个实际是GPS传感器。它将信号发送给卫星，这些相机虽然体积小，但它们是高清镜头”。像掠夺者一样，科里的四轴飞行器有一个使用GPS导航的可编程的自动驾驶仪。它可以设置位置、高度和速度，飞行器可自主飞行。科里玩无人机只是为了娱乐。但小型无人机在

国内越来越多用于更为实际的目的。边境巡逻队用掠夺者搜查非法移民。警察部门转用更小的无人机来进行侦察。成千上万的人将其用于自己目的。有时政治的目的。“我们不认为自己是动物权利保护家，我们是调查人员，宾夕法尼亚射杀鸽子的猎人，也是我们侦查目标。所以让无人机拍摄了那里正发生的事。几个镜头中，鸽子正慢慢坠落。再次拍摄时，它掉到了树下。你可以听到射手们开始欢呼。或者大笑之类。他们不知道我们有更多无人机”。这事件是国内首次无人机被枪击落，但这可能不是最后一次。

无人机传播引发人们对隐私担忧。甚至引起一位参议员提议应该立法禁止或限制家庭使用无人机。“我认为任何人都可以使用设备来参与自己的活动，即使它来自窗外的空气或者房子上方的空气，我认为人们应当有隐私权，而且我是为了确保所有这些无人机都不是从阿富汗或者伊拉克回来的，想来这里达到不符合我们宪法规定目的的那种无人机。令人担忧的是，两到三年内，会有三万个无人机在天空纵横交错”。“这是一场游戏规则改变，但不仅是美国的革命。有超过55个国家正在建造，购买或用军用无人机。尤其在空中”。最近伊朗宣布他们已有武装无人机，射程一千公里。目前不清楚这项技术是不是从失踪的美国哨兵（飞机）身上学来的。



但无人机的军备竞赛中，美国不断开发新技术，比如

被叫弹簧刀的一个弯折的小型无人相机。“弹簧刀将从这个管子里飞出，机翼、机尾、螺旋桨都会被弹开，这就是为何称为弹簧刀。当操作员通过查看屏幕找到目标时，他发送一个目标指令给弹簧刀，使之能瞄准目标，并在与目标接触时引爆弹药，这是一个会让客户非常兴奋的工具。我们认为也是可以保护我们的力量。并帮助挽救无辜生命的工具”。弹簧刀已经部署成了一架有朝一日可替代载人战斗机的杀手级无人机。

“这真的是十年前一次聚会时说到的。如果我们想把无人机部署在航母上，怎么做”。X47b的原型机，世界上首架无尾歼击机大小的无人机。距离完成它的第一个目标起飞和降落在航母舰上，还需一到两年时间。“我们正在完善让这架无人机自动着陆在飞行甲板上的技术。目前专注于飞机着陆的技术。当你设定好一个位置，飞机可非常迅速地对该环境中的变化作出反应，来使自己降落于预设位置。这个系统有很多传感器，大量仪器，知道所有子系统如何运作，随时知道引擎和操纵面的情况，会根据我们的意向转弯”。无人机不再只是天空的眼睛。有朝一日，像X47b这样的无人机，可能会与载人飞机一起参与高度复杂情形下攻击。“让无人机有人机一起进行团队合作，这就是未来。当然不是航母上每架飞机都成其中之一。目前来说我们愿望只需要一两架，在无人机证明其价值后，情况变成需要一个中队。就像首次看到机械力量，最初有许多马匹，只有几辆汽车坦克，你看到的会随时间推移而变，可能看到机器人技术也发生同样的改变”。X47b成熟后，无人机会更加更主，可能会轰炸，进行更复杂的空对空作战。



即使政策制订者在讨论无人机交战规则时，但技术不断在发展。或许有一天无人机像你我一样自动智能操作。目前而言，无人机无法做到载人飞行员做到的事。“当你驾驶这样飞机飞过敌人领空时，可能有潜在目标或威胁突然出现，还未开发的就是这种不在计划中的目标或威胁作出反应的技术”。“我认为未来无人机当然能展现更高水平的自主性。但如果你问多数人工智能研发人员，关于机器人崛起是否值得担忧，回答大概是。如果我们可以将有适应能力和认知能力的银反光标记注入系统，将会是一个非常重要突破”。“我飞行了两千小时，而且飞行任务很少按计划进行，有许多你无法计划的事”。“战术环境中，没什么可取代人类说明一下，下一步怎么做。为什么不这么做。为何不那么做。因为你不能预知一切”。如无人机完全取代载人机并开始自主决策，那应对未知能力会是最后障碍。“我认为人是最后一个说不可能的人”。

人类野心推动创新。唯一可确定的是，今天掠夺者和其它无人机，与未来相比不值一提。“美国国防部高级研

究局的任务是，创造及预防战略突然事件。如果我们能取得成功，我们自己都很惊讶”。回顾历史，1903年莱特兄弟首次飞行。一百年后，我们踊跃飞行运维遥控飞机。所以现在处于非常初级的阶段，科技只会越来越发达。

为防止大楼再倒塌，肯尼亚政府将大规模部署无人机

无人机资讯网站DroneDJ6月27日消息，肯尼亚官员将在该国的全国各地的建筑工地部署无人机，来帮助监督他们遵守建筑规范，同时还将打击非法承包商。

据称，肯尼亚当局正在采取行动，来制止该国全国范围内的一系列建筑结构事故，而这些事故被归咎于建筑方法不合规或使用廉价劣质的材料。肯尼亚国家建筑管理局(NCA)表示，将开始在全国各地的建筑工地上空飞行无人机，以监测遵守规范的情况，并识别未经许可的承包商。无人机将部署在建筑工地上方，并用航拍视频、航空测绘和传感器来检查是否偷工减料。在某些情况下，飞行所收集的数据还可用于对建筑的验证，以及事故后的追溯。

报道称，肯尼亚国家建筑管理局的这项“空中创新”是为了解决在监督过程中的两个障碍。一个是肯尼亚国家建筑公司在1986年被解散后，行业的管制放松。另一个是该机构长期人手不足。

谷歌无人机送货获澳官方支持，却遭居民反对

澳大利亚《堪培拉时报》(Canberra Times)6月30日称，谷歌兄弟公司Wing在植物茂密的博奈森(Bonython)郊区试用其无人机递送服务，却遭到了当地居民的抵制。

据报道，2018年Wing开始向堪培拉南部郊区的少量测试用户配送咖啡和墨西哥卷饼。但没多久，当地社区就组织起来抱怨噪音。内夫·斯奇勒(Nev Sheather)被选

为社区代表，他成立了“博奈森反无人机”组织(BAD)。他说，他们收集了1000多人的签名支持，并在一次敲门调查中发现80%的当地人反对无人机。

报道称，2019年，在遭到反对后，澳首都领地立法议会将对领地内的无人机运输系统进行了调查，“博奈森反无人机”组织向调查提交了多份意见书。在博奈森的无人机试验比计划提前结束，该组织认为自己赢了。但随后Wing的项目却向北转移，在堪培拉建立了永久性的业务。

印度试飞隐身无人机

印度《商业标准报》7月1日消息，当日，印度国防研究与发展组织(DRDO)成功地进行了其“自动飞翼技术验证机”的首飞。

DRDO在新闻稿中宣布：“这架航空器在完全自主模式下运行，进行了完美的飞行，包括起飞、航路点导航和平稳着陆。”并表示，该机以一台小型涡扇发动机为动力。机身、起落架、飞控和航电系统是自主研发的。据称，这款隐形无人机也被称为无人作战飞行器(UCAV)，由位于班加罗尔的印度航空发展机构(ADE)设计和开发，该机构是DRDO的首要航空电子研究实验室之一。而这个无人作战飞行器则是Ghatak武装隐形无人机计划的前身，ADE将后者描述为拥有发射武器、自卫、高速飞行和侦察能力的无人机。

报道提到，隐形飞机倾向于采用飞翼布局，这是一种无尾的固定翼构型，没有机身，主要设备等都安置在机翼内。最著名的飞翼无人机是美国空军传奇的B-2轰炸机，以及美国洛克希德·马丁公司的RQ-170无人机。

报道称，虽然“收割者”和“捕食者”等非隐身的武装无人机已经有了大量战果，但印度空军将必然需要隐形无人

机，因为隐形无人机才能在高威胁的空中生存，比如巴基斯坦的上空。

美国多地用无人机灯光秀取代烟花

美国CBS News 7月4日称，科罗拉多的一些市政当局放弃了传统的烟火表演，取而代之的是无人机灯光秀。

报道称，包括松树城堡(Castle Pines)和帕克(Parker)正在禁止烟火表演，取而代之的是无人机表演，因为前者的火灾风险太高。据称，帕克镇会使用100到250架无人机，表演一场12分钟的无人机灯光秀。而在去年，科罗拉多泉市已经用过了无人机表演。帕克镇改用无人机灯光秀还有成本原因，无人机表演的花费为3万美元，这比传统的烟花表演节省约1万美元。

报道提到，美国国家消防协会(NFPA)数据显示，2018年全美国有19000多起火灾是由烟花引起的。并认为，无人机灯光表演同样能保持浮华的庆祝氛围，却没有会吓到宠物和触发PTSD(创伤后应激障碍)的噪音。

而最近，多家美媒都关注到，美国独立日的烟火表演，会让一些患有PTSD的老兵特别痛苦。

英国无人机中队没有无人机

“英国无人机中队没有无人机。”“今日俄罗斯”(RT)7月4日以此为题报道称，英国皇家空军第216中队自2020年4月1日重组以来没有进行过任何无人机测试，该中队也没有无人机，并且只有四名全职人员。

相关事实是非政府组织英国无人机战争(Drone Wars

UK)依据《信息自由法》提出请求后被披露出来的。该组织的创始人克里斯·科尔呼吁政府在无人机运用方面提高公众透明度。英国国防部回应这一组织时写道：“自2020年4月1日重新组建以来，第216中队没有进行过任何无人机测试……在您提出请求时，第216中队的库存清单中没有列出任何无人机。”英国军方还说，虽然有预备役军人，但第216中队只有四名全职人员。

英特尔放弃无人机业务

英国IT网站The Register网站7月5日称，在英特尔(Intel)雄心勃勃地准备重新崛起之际，其一直在剥离一些对其核心的芯片制造业务并不关键的部门。最近一个是无人机灯光秀业务，而买家正是埃隆·马斯克的弟弟——金巴尔·马斯克(Kimbal Musk)。

据称，金巴尔·马斯克通过他的新公司Nova Sky Stories收购了英特尔的无人机灯光秀业务。虽然他在6月份的公司公报中没有提及英特尔，但该业务的网站上表示，它已经被K.马斯克的收购。

该媒体称，他们为此联系了英特尔，英特尔表示Nova Sky Stories已经收购了其无人机灯光秀业务的“某些资产”，但没有透露销售价格。英特尔还证实，其不再有任何无人机业务。

报道认为，这意味着英特尔也放弃了其商用无人机部门，而该部门专注于巡检、土地测量和测绘等。

据称，金巴尔·马斯克的团队中包括前英特尔无人机项目员工。

Volocopter的空中出租车比以往更接近现实

据Electrek报道，城市空中交通（UAM）开发商Volocopter分享了一个新的视频，展示了该公司及其员工在VoloCity eVTOL空中出租车的飞行测试活动中所投入的时间和精力，因为它正在向真正的人类乘客飞行靠近。

Volocopter是一家德国城市空中交通开发商，集飞机制造商、机场和空中系统开发商的功能于一身。去年开始在美国研究UAM的合理性，首先是洛杉矶，并计划于2023年在日本进行公开试飞。Volocopter也正在努力在2024年奥运会期间在巴黎运营空中出租车。

Volocopter以视频形式分享了VoloCity的最新进展，在YouTube上更新了超过三分的录像，概述了测试活动过程，同时分享了eVTOL空中出租车起飞和降落的简短片段。

根据这家UAM开发商的说法，它仍然着眼于2024年奥运会，并将继续通过进一步的测试来实现这一目标。一个重要的步骤将是与人类乘客一起飞行。

DroneShield无人机监视系统首次部署到美国机场

DroneShield公司最近宣布，它已经在美国国际机场部署了DroneSentry无人机监视系统。这是无人机传感器首次在美国机场永久部署。机场的名称和位置尚未公布。DroneSentry系统配置提供先进的检测能力，符合美国现行的民用机场法规。

部署的系统包括DroneShield的RfOne无源远程无人机检测传感器，与DroneSentry-C2命令和控制企业软件集成。该系统提供近乎实时的无人机探测、跟踪和报告，协助机场当局在整个空域进行安全和风险评估。

白宫称，伊朗将向俄罗斯提供“数百架无人机”

据法新社华盛顿7月11日报道，美国总统国家安全事务助理杰克·沙利文当地时间11日称，伊朗将向俄罗斯提供“数百架无人机”，而俄罗斯眼下在乌克兰东部面对乌军抵抗正处于停滞不前。

沙利文在华盛顿的新闻发布会上说：“我们的情报显示，伊朗政府正准备在很短的时间内向俄罗斯提供多达数百架包括战斗机在内的无人机”。他补充说，这些信息“还表明，伊朗正准备培训俄罗斯军队使用这些无人机”，并同时强调他不知道德黑兰是否已经交付了无人机。

报道称，自2月24日俄乌冲突开始以来，无人机在侦察行动、导弹发射和炸弹投掷方面发挥了重要作用。他说，“入侵”乌克兰让莫斯科付出了“巨大的代价”，随着俄罗斯军队在乌克兰东部的扩张，莫斯科在维持军备方面遇到了问题。

据报道，美国上周宣布向乌克兰提供4亿美元的新军事援助，其中包括高机动性多管火箭炮系统和精准炮弹。自俄乌冲突以来，华盛顿已经向基辅提供了69亿美元的军事援助。据这位拜登的顾问说，“俄罗斯已在很大程度上错过了其在乌克兰的目标”，即“占领首都基辅，让作为国家的乌克兰消失，消除乌克兰身份，并将乌克兰纳入俄罗斯”。

沙利文表示，“我们战略的基本目标就是让乌克兰人在战场上处于尽可能强大的地位，以便在可动用外交手段时，他们在谈判桌上处于强有力的地位”。

美军想用医疗无人机救伤兵

美国空军官方网站（af.mil）7月17日刊文，探讨无人机将如何改变战场医疗并拯救生命？

据称，军事卫生专家说，失血和血流不止是战场上主要的“可预防性死亡”的原因。因此，在作战行动中拯救生命的最佳方法之一是尽快向前线的医务人员提供血液制品。在伊拉克和阿富汗战争期间，美军控制着天空并维持着医疗急救网络，为伤兵供血通常不难。

但军医斯泰西·沙克尔福德（Stacy Shackelford）空军上校说，美军非常依赖医疗直升机来急救，但是未来如果与“相近水平”的对手发生冲突，这可能就变得困难。需要输血或其它医疗救助的伤兵可能不得不在前线滞留数天。

沙克尔福德认为，无人机可能成为急救的关键。他说，“我认为这将归结为无人机输送血液，通过某种类型的无人机飞入，送去更多的血液或弹药，无论需要什么。”

不过，报道称，用无人机补给血液和其他医疗物资将是一项挑战。选择平台需要有取舍，比如速度、隐蔽、续航等。也有人在讨论替换掉现成的作战无人机的载荷，以用其向前线运输血液和医疗用品等。而目前主要的挑战是，运输血液以及某些止痛药和抗生素需要维持特定的温度。目前最大的技术障碍，是如何在不同海拔和环境条件下长时间保持载荷的温度稳定，同时又不能太耗电。

英国官宣建“无人机超级高速”

国外无人机资讯网站 DroneDJ 7月18日称，英国政府当日宣布，已批准建一条无人机“超级高速公路”。这条空中走廊横跨英国的中部和东南部地区，全长165英里（约266公里），号称同类型中的全球最长。

据报道，去年3月，由英国无人驾驶交通管理公司Altitude Angel领导的一个联盟，首次提出创建无人机高速公路的“天空之路”（Skyway）提案。加入该公司的还有提供移动网络的英国电信（BT），以及支持未来的无人机运输的几家创业公司，该计划将获得1420万美元的政府资金。

据介绍，无人机高速公路项目的目标是创建一条专用走廊，其自动化技术可以接管操纵无人机的繁重任务，这也可以避免碰撞风险，从而提高安全性、流畅性和易用性，使更多的英国企业选用无人机。项目预计约两年后完工，届时“天空之路”会连接雷丁（Reading）、牛津（Oxford）、米尔顿·凯恩斯（Milton Keynes）、剑桥（Cambridge）、考文垂（Coventry）和拉格比（Rugby）上空的空间，并可按规则超视距控制。

“天空之路”将使用一系列高功率的地面的传感器，这些传感器组网工作来集中引导空中交通。据称，这将从根本上降低碰撞风险，还将允许英国无人机运营商不再为无人机配备导航传感器，并最大限度地提高无人机的载重、航程和效率。

英国电信的无人机项目主管戴夫·潘克赫斯特（Dave Pankhurst）表示，英国无人机高速公路的建成将允许走廊沿线城镇的企业、公共服务部门和其他用户，开

始以目前无法想象的方式使用自动无人机服务，并从中受益。他还说，4G、5G蜂窝网络将继续推动无人机市场的快速增长，移动网络可增强无人机的态势感知和避障能力，并可搜救画面等关键视频回传到地面。

疲于应对土耳其无人机，希腊构建无人机防御网

据瑞士“欧亚时报”网站7月21日报道，今年年初，希腊国防部长尼科斯·帕纳约托普洛斯访问以色列，探讨了从该国获得反无人机技术的可能性。希腊媒体报道称，希以两国此前签署价值16.8亿美元的国防合作协议，对两国反无人机技术合作产生了积极影响。随后，以色列拉斐尔先进防御系统公司向希腊出售了一套定制版反无人机系统。

希腊《每日报》透露，该系统的基本功能与以色列本国使用的“无人机穹”系统相似，但根据希腊地形特点进行了适应性改进。这套定制版“无人机穹”，可使用先进干扰技术破坏敌方无人机的通信系统和全球定位系统，使其无法完成任务。另据报道，该系统还可发射10千瓦激光攻击敌方无人机，可对土耳其的TB2无人机和更先进的“安卡-S”无人机实施有效防御。近期，希腊方面已在多个岛屿和关键地点，使用该系统建立针对土耳其无人机的防御系统，初步具备应对入侵无人机、保护本国高价值目标的能力。

希腊和土耳其两国因大陆架、岛屿归属、能源问题和塞浦路斯等问题纠纷不断。近期，土耳其不断指责希腊在爱琴海岛屿上建立军事设施违反相关条约。希腊方面则反驳称土方故意曲解相关条约，并在争议海域“非法勘探”。若土耳其采取敌对行动，希腊有理由进行自卫。

分析人士认为，希土两国各自发挥优势强化本国空中力量，或将在地中海地区引发空中军备竞赛。这场注定不会有赢家的竞赛，可能导致地区紧张局势的进一步升级。

西班牙科学家警告：别用便宜无人机监测自然环境

国外《工程与技术》(E&T)杂志7月28日称，西班牙科学家警告不要用便宜的无人机来监控环境，因为用低成本无人机拍摄的图像，所制成的3D模型失真。

据称，在自然研究中，通常会用航拍图像和摄影测量技术来绘制和监测地貌。这项技术之所以流行，是因为使用无人机很经济，并且利用这些航拍图像可以轻松生成大面积地块的三维模型。

然而，西班牙国家人类进化研究中心(CENIEH)的科学家发现，低成本无人机拍摄的图像有畸变，这会导致所绘制的地图变形，进而也就影响了对地表移动的研究。

不过，该团队也强调，在大多数情况下，这样的3D测绘手法仍然非常“香”。只要不用来监测表面的位移，低成本无人机所拍摄的图像仍然非常准确。

美国民意：大多人接受无人机送货，但不愿多掏太多运费

国外科技媒体ZDNet7月28日消息，一项对美国1000多名消费者进行的民意调查，试图研究人们怎么看

待无人机配送。

调查发现，大多数美国人(58%)赞成无人机送货的设想，甚至更多的人(64%)认为无人机正在或即将成为家庭送货的一种选择。具体来说，32%的人认为现在或未来1到2年内，无人机送货上门可能成为一个选择。18%的人认为3到4年内有可能，14%的人认为5到10年内有可能。

但是36%的人认为这不太可能成真，反对的原因主要监管问题，20%的人认为公众或政府不会批准大规模采用无人机送货。16%的人表示不希望这种情况发生。

调查中，消费者们最常需要送货上门的是杂货、服装、家居用品、视频食品和药品。54%的美国人愿意由无人机派送其中的许多商品。

但是，43%的受访者担心因无人机会坏掉而拿不到所购商品，19%的人苦恼于这就不能与送货员沟通。39%的人担心无人机会将物品送错地方，38%的人担心如果无人机出事后不能拿到退款，37%的人担心所购商品在途中受损。32%的人担心天空会因此嘈杂混乱。

该网站认为，这样的接受度远高于他们的预期。但是报道也提到，消费者们不愿意为无人机配送的便利掏太多钱。免费的无人机配送能吸引59%的受访者，只有41%的人愿意多支付1到10美元，只有18%的人愿意多掏超过10美元，有41%的人不愿意多掏1分钱。

以色列欲让士兵用语音控制无人机

美国“防务新闻”(Defense News)8月1日消息，以色列正在开发一种系统，可让地面部队能用语音命令控制无人系统。

以色列国防部国防研发局的一位官员表示，该系统名为Casper，他们希望系统可以成为人机混合团队的一员。他们需要无人机成为团队的一员，这样就可以说“前进”或者“掩护我”，无人机也可以说观察到队伍正侧面的目标。

据称，这套语音指挥系统正被设计用于各种无人系统，但目前只能听懂希伯来语。

该官员称，该技术80%的功能涉及无人机的基本飞行控制，比如起飞和飞到特定高度，而剩下的20%则专注于指挥无人机侦察目标。

他说，这种语音命令已经存在于民用领域。战场上也需要语音控制，因为士兵需要了解周围环境、需要看前方，双手要控制武器而非屏幕。

据报道，预计该系统将在未来几年内投入运行。最初将装备特种部队，然后渐进式地推广到大规模的地面部队。

美国智库保卫民主基金会(FDD)的军政力量中心高级主任布拉德利·鲍曼(Bradley Bowman)说，在战场上几秒钟即可决定生死与任务成败，不用低头看平板电脑的语音控制可以节省时间，提高士兵的态势感知能力，进而挽救生命。

加拿大批准用无人机运输危险品

国外无人机资讯网站DroneDJ 8月4日消息,加拿大航空当局已向加拿大无人机运输公司(Drone Delivery Canada)颁发了危险品运输(TDG)证书。这家总部位于多伦多的公司表示,它是加拿大唯一获准使用无人机运送危险品的无人机服务商。

据报道,在加拿大,危险品运输受到1992年出台的《危险品运输法》的严格管制。加拿大运输部有100多名检查员,包括工程师和补救措施专家。根据政府机构的危险品运输计划,他们每年进行近6000次检查。

而这家公司,被允许为英属哥伦比亚大学(UBC)医学院针对偏远社区的无人机运输计划(DTI)运输危险品。获得危险品运输认证对其非常重要,否则就无法用其无人机运送一些被归类为危险品的药物和实验样本。

该公司的CEO史蒂夫·马格里亚斯(Steve Magirias)表示这使得其成为加拿大唯一一家可同时进行超视距和危险品操作的遥控驾驶航空器系统(RPAS)运营商,并感谢了加拿大交通部的支持。

土在乌无人机工厂将成为俄打击目标

据俄罗斯《消息报》8月9日报道,俄罗斯总统新闻秘书佩斯科夫表示,土耳其“旗手”无人机公司在乌所建工厂将成为俄军行动的打击目标。

佩斯科夫告诉记者:“需要明白的是,此类设施的落成当然会被迅速纳入去军事化行动的内容当中,因为这势必会延长乌克兰人民的苦难。”

此前,乌克兰驻土耳其大使博德纳尔告诉媒体,土耳

其“旗手”无人机公司将在乌兴建无人机厂,乌政府已通过双边协议并提交议会批准。他透露,基辅与土耳其方面商定会在无人机中使用乌克兰制造的零件。

据报道,6月28日,乌克兰国防部长列兹尼科夫表示,“旗手”无人机公司目前的大部分产能都在为乌制造攻击型无人机。

空客太阳能无人机连续飞行两个月后坠毁

国外航空新闻网站SimpleFlying称,8月19日,著名的空客太阳能无人机Zephyr在美国亚利桑那州上空失联。该机已经连续飞行了64天,如果再坚持几个小时,它就能打破史上最长飞行纪录。

空客防务(Airbus Defense)的一名代表称,空客公司已经在亚利桑那州对该系列无人机进行了多年的测试,目前的型号是最新款的Zephyr 8。在经历了64天的平流层飞行并完成了多项任务目标后,Zephyr经历了结束飞行的状况,没有人员受伤。他们的团队正在分析1500多小时的平流层任务数据。

报道称,从航班追踪平台ADS-B Exchange追踪Zephyr无人机的航线(呼号ZULU82)发现,在其飞行的最后一天,它的飞行高度比正常稍低,而在事故前它以约50-60节(约93-111千米/小时)的速度完成了一次S形机动,然后快速下降高度,最快每分钟下降4544英尺(1385米)。所以,尽管空中客车公司未证实,但该机应该是坠毁了。

乌克兰已募集约8.55亿格里夫纳用于为军方购买无人机

乌克兰国家通讯社8月22日报道称,乌克兰副总理兼数字化转型部长费多罗夫当天宣布,乌克兰通过United24捐款平台启动的“无人机军团”项目,已经募集了约8.55亿格里夫纳(约合2375万美元)用于为军方购买无人机,截至目前已接收了472架无人机,其中一些已经在前线使用。

“无人机军团”项目是由乌武装部队总参谋部和乌信息部发起的项目,计划购买无人机、进行相关维修以及提供培训课程,该项目于7月1日启动。

大陆无人机拍到金门清晰岗哨照片为真

台湾“联合新闻网”8月24日报道,大陆有社群网站传出无人机拍摄到台军在外岛岗哨照,照片中台军哨兵的装备、表情都清晰可见。台军“陆军司令部”证实照片为真,但仍嘴硬声称,这架无人机当日是在高空以长距变焦镜头拍摄金门大担防区,且经台军“示警驱离”后飞离。

针对网传“哨所遭空拍机摄录”,台军陆军“金门防卫指挥部”称,烈屿守备大队守备队8月16日18时许,发现一架民用型无人机。经卫哨依标准作业程序通报及警示后,该架无人机即迅速飞离。

“金防部”声称,防区运用联合情报侦手段,可有效掌握周边动态;重要设施及阵地均已采取掩蔽措施,遇突发状况依战备规定適切应处。

解放军东部战区新闻发言人日前表示,战区部队将“常态组织台海方向战备警巡”,坚决捍卫国家主权和领土完整。

美国研发军用无人机蜂群新用途:快速绘出战场3D地图

国外“今日物联网世界”(IoT World Today)网站8月25日称,美国国防软件公司Reveal Technology和军用无人机制造商Teal Drones已联手将Reveal的“远见”(Farsight)测绘软件和Teal的新型4架无人机集群结合起来,以实时生成3D战场地图。

据报道,该平台允许单个操作员控制多达四架Teal的“金鹰”(Golden Eagle)无人机,对目标进行360度监视。“远见”软件则可使用这四个视频源来生成详细的3D地图,而这些地图当场就可使用,其他人也能在此基础上开发应用程序。该系统最近已经向美国陆军特战司令部(USASOC)做过演示。

Reveal公司CEO安德鲁·迪克森(Andrew Dixon)说,Teal公司在生产能力方面与众不同。因为其在美国有专门的工厂,可以按时向军方交付产品,“这在当今的无人机行业有巨大优势”。而“远见”软件极大地加快了航拍图像协助任务的速度,同时从多架无人机收集数据可以在战场上实现“显著的情报优势”

俄罗斯版弹簧刀自杀式无人机曝光,威力是美两倍?

印媒《欧亚时报》(EurAsian Times)8月25日称,俄罗斯“安卓技术”科研生产联合体开发了LAOP-500无人机,据称其可用来对抗敌方人员、非装甲车辆以及重型装甲车辆。

在上周的“陆军2022”武器博览会上，该公司展示了这款无人机的概况。其由弗拉基米尔·贝尔伊 (Vladimir Belyi) 设计局设计，是俄版的“弹簧刀”300巡飞弹(自杀式无人机)。据称，其可以打击5公里内的目标，续航达20分钟。美国“弹簧刀”300的射程是它的两倍，但续航只有不到15分钟。

据介绍，“弹簧刀”300含弹头总重2.5公斤，被设计用来打击敌方人员或非装甲目标。LAOP-500的重量未知，但据称可以携带约500克的TNT炸药，威力是它的两倍，可以摧毁重型装甲车辆。

报道称，最近几个月，巡飞弹在乌克兰很流行，但此前“弹簧刀”无人机并不很受欢迎，尽管美军已经使用过几年。“弹簧刀”无人机生产商AeroVironment公司的CEO瓦希德·纳瓦比(Wahid Nawabi)表示，这些武器被称为“愤怒的小鸟”或“嗡嗡的蜜蜂”。

空军发言人透露，中国无人机装备已达世界最前列

综合国内外各大媒体报道，8月29日下午，中国空军发言人申进科大校在“2022年空军航空开放活动暨长春航空展”记者见面会上，对媒体记者自豪地透露，中国无人机装备水平已走到世界最前列！

申进科说，无人机装备是未来世界空中武装力量发展的最重要的方向之一，也代表了信息时代一个国家空军装备发展的最新趋势。它体现了一个国家空中力量强大与否的基本标志。也是一个国家捍卫领空，以及锻造空中远程打击能力的最强大的利器之一。值得自豪的是，我国目前无人机总体装备水平，已经达到世界最先进的水

平。下一步，中国空军将与国防工业部门，继续共同研发新的无人机装备。

另据媒体透露，中国空军目前的无人机家族，总共有四款“超级巨星”。它们个个都是世界无人机家族里的“领头羊”。

UPS 探索无人机运送救生药物

8月29日美国包裹递送巨头UPS表示，它正在与一家无人机公司和全球疫苗联盟 Gavi 合作，探索使用机器人飞机运送救生药物。

UPS基金会宣布与总部位于加利福尼亚的初创公司Zipline建立合作伙伴关系，该公司将在今年晚些时候使用其Zip无人机将血液产品空降到卢旺达的医院和保健中心，已与卢旺达政府达成协议。

“这种公私合作伙伴关系将UPS一个世纪以来的全球物流专业知识、冷链和医疗保健交付与Zipline 的国家无人机交付网络以及Gavi在发展中国家专注于在世界最偏远地区拯救生命和保护健康的经验相结合，”基金会授予了800,000美元的赠款，以支持该倡议在卢旺达的初步启动。

基金会指出，非洲是世界上孕产妇死亡率最高的国家，其中一个关键因素是严重出血，主要是在分娩后。

“卢旺达的无人机送货业务预计将在未来三年内挽救数千人的生命，并可以成为其他国家的榜样，”它说。据UPS称，卢旺达政府计划扩大该倡议的范围，包括疫苗和艾滋病毒/艾滋病、疟疾和肺结核治疗等药物。

扫雷无人机在乌克兰协助探测地雷

美国Axios网站8月29日称，乌克兰受到地雷问题的困扰，而现在高科技的无人机开始协助探测地雷。

消息称，根据乌克兰的估计，多达62000平方英里(约16万平方公里)的土地可能被地雷“污染”。清除这些爆炸物将需要数年，甚至可能是几十年。而且地雷不会甄别士兵和平民，在冲突结束后也仍有威胁。

但据报道，无人机、机器人和类似技术有助于减少地雷的危险。加拿大无人机制造商Draganfly正在为乌克兰的扫雷团队提供一些无人机，这些无人机配备一套传感器，可绘制疑似雷场区域的地图。

Draganfly公司CEO卡梅隆·切尔(Cameron Chell)表示，所用传感器可包括磁力计、几种不同类型的摄像头、雷达等。预计到今年年底，将有近20架扫雷无人机在乌克兰飞行。

报道称，每种传感器都各有优缺点，例如磁力计在探测塑料地雷时未必有用。但是结合多种传感器的数据，就可以从“杂波”中找出地雷。而机器学习有助于实现这一过程的自动化，扫雷软件会随着时间的推移而更加有效。

富兰克林马歇尔学院(F&M)教授弗罗内菲尔德·克劳福德三世(Fronefield Crawford III)说，他是一个用陆地机器人探测地雷的小组的成员，他认为无人机“不受地形变化的影响”、不会被地形困住，所以比漫游车有优势。但是无人机还必须能负载重型传感器和摄像机，不过他相信，未来无人机会在任务中越来越重要。

Yuneec 宣布推出 Yuneec H520 商用无人机

电动航空领域的全球领导者 Yuneec International 8月30日宣布推出H520sUAS，这是该公司首款专门用于商业用途的产品。H520 系统采用 Yuneec 久经考验的六旋翼平台，并结合了企业级摄像机和任务规划软件，可用于公共安全、建筑、检查、视频制作等垂直领域的高端商业用途。H520 提供可靠稳定的飞行、多种有效载荷选项和集成地面控制器，同时忠实于Yuneec在航空精度和安全性方面的卓越标准。H520 sUAS最初可与E90高分辨率相机一起使用，该相机采用大光圈、一英寸传感器。E50和CGOET可预订，将于今年秋季发货。

H520 sUAS 专为在工业和商业环境中的最佳使用而设计，具有高能可见度的危险橙色机身和六旋翼设计，只需五个旋翼即可进行紧急飞行。H520模块化设计与Yuneec 的 E90、E50 和 CGOET 相机兼容。Yuneec 的每台商用摄像机都能够进行 360 度连续运动，与 H520 的可伸缩起落架配合使用时，可从任何角度提供畅通无阻的视野。

Yuneec DataPilot™ 是用于规划测量和基于航路点的无人机飞行的完整解决方案。与其他飞行计划应用程序不同，DataPilot™ 集成了 Yuneec H520 sUAS 使用的硬件和软件控制系统。与PX4飞行控制架构紧密耦合的DataPilot™ 是与高级研发负责人Lorenz Meier共同开发的，他被公认为 MIT Technology Review 的 2017 年 35 岁以下创新者名单的获奖者。

术业专攻 管窥“厘”测

• 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

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

TA-Q3管道巡查微型无人机是一款专为在黑暗和无GPS信号的污水和雨水管道中自主飞行作业而设计的微型无人机。主要用于进行管道裂缝检查、管道堵塞检查等,配合公司研发的无人机平台匹配巡查检测结果分析软件,可以自动生成检测报告,提升管道巡查的效率,降低成本。

英国挪威向乌发出微型黑峰无人机

英国和挪威正在向乌克兰发出价值超过900万美元的Teledyne Flir 黑峰微型无人机,以帮助该国对抗与俄罗斯的战斗。挪威国防部8月31日宣布了这一举动,称920万美元的战术无人机支持,将来自英国为协助乌克兰防御努力而设立的4110万美元基金。黑峰无人机可执行侦察、态势感知和数据收集,根据今年早些时候Teledyne Flir与挪威签署4800万美元的合同,使这个北欧国家成为黑峰无人机的最大用户。

乌克兰特别要求黑峰无人机作为其无人机军团运动的一部分,并直接要求政府支持其对抗俄罗斯。袖珍型、易于使用的无人机在获得飞行员位置周围区域的快速部署视图和运动视频源方面特别有效。

前往乌克兰的黑峰无人机是由美国加利福尼亚州的Teledyne Flir开发,并且仍由其武装部队与美国、英国和其他盟国的武装部队一起使用该飞机。

除了黑峰侦察型微型无人机外,挪威还使用英国管理的基金提供约1020万美元向乌克兰提供反无人机系统。

CGTN出品纪录片《远程杀戮》披露美军无人机造成的人间悲剧

美国前总统奥巴马曾就无人机作战声称“我们必须确定几乎不会有平民伤亡”。然而,无人机袭击依然造成了许多人间悲剧。近日,CGTN出品纪录片《远程杀戮》从美军“吹哨人”——前无人机驾驶员的独特视角入手,

还原了现代战争中远程杀戮的残酷无情,这不仅对阿富汗无辜平民产生了巨大威胁,同时也对美军作战人员造成了永久的内心创伤(PTSD)。

亚马逊将在英国测试送货无人机

亚马逊已宣布计划在英国测试交付无人机技术,因为这家美国在线商务巨头正试图安全地推进这一想法。

亚马逊通过三种新型测试获得了英国的批准:在农村和郊区的运营商不再能看到的飞行无人机;让一个人操作几架高度自动化的无人机;和测试设备,使无人机能够识别和避开障碍物。

“英国在推动无人机创新方面处于领先地位;亚马逊全球创新政策和传播副总裁 Paul Misener 表示,我们在这里投资 Prime Air 研发已经有一段时间了。

“这一公告加强了我们与英国的合作伙伴关系,并使亚马逊更接近我们使用无人机在 30 分钟内安全地将包裹交付给英国和世界其他地方的客户的目标。”

上个月,美国联邦航空管理局公布了期待已久的新规则,为小型商用无人机在美国领空飞行扫清了道路。根据美国联邦航空局的规定,无人机操作员将被允许在白天驾驶重量小于 55 磅(25 公斤)的商用飞机,前提是它们能够始终保持对无人机的清晰视野。虽然这实际上排除了亚马逊和其他主要供应商正在开发的那种机器人交付服务,但新规则将确保无人机在天空中变得越来越普遍。

白宫援引行业估计称,无人机在未来十年可为美国

美“全球鹰”无人机将退役

过去10余年,美国空军一直申请退役RQ-4“全球鹰”无人机。近日,这件事终于有了结果。据外媒报道,美空军计划于2027年前退役全部RQ-4无人机。其中,20余架RQ-4Block20和Block30型机已开始陆续退役,9架RQ-4 Block 40型机将紧随其后。

曾经风光一时的RQ-4无人机为何频遭嫌弃?美空军发言人斯蒂法尼克声称,空军需要淘汰传统的情报-监视-侦察装备,以节省资金用于新型平台及配套武器的研发,提升应对未来高端冲突的能力。但事实上,美空军有了新的考量。为应对中高烈度高端战争,美空军在《2030年空中优势飞行规划》中提出“穿透性制空”概念,强调研发能够穿透对手防空体系的武器装备,以攻为守,通过网络赋能和智能自主等技术,整合多域、不同军种的多元化装备等优质作战资源构建作战优势,以高效实现涵盖情报-监视-侦察和目标打击的穿透任务。其中就包括使用穿透性情报-监视-侦察平台。纵然RQ-4无人机飞行高度接近2万米,但其飞行速度慢,又不具备隐身性能,在先进防空武器面前基本是个活靶子。在“穿透性制空”概念日益推进的背景下,RQ-4无人机的退役只是时间问题。

同时,替代机型的出现,加速了RQ-4无人机的退役。美国空军副参谋长大卫·纳霍姆曾向国会表示,RQ-4无人机可以安心退役,因为美空军已经拥有一个更强大的用于情报、监视和侦察的“RQ家族”。其中,RQ-180“白蝙蝠”无人机号称是“战争游戏规则的改变者”。2021年9月,有航空爱好者拍摄到菲律宾上空疑似出现RQ-180无人机。此次,美国空军决意让RQ-4无人机全部退役,很可能意味着RQ-180无人机已具备替补上位的能力。

经济创造超过 820 亿美元的收入,创造约 10 万个工作岗位。

台湾无人机出现在俄乌冲突中,这是在拿乌克兰做试验

据荷兰军事媒体 Oryx 的消息,台湾有小型无人机前往乌克兰。台湾厂商橙森国际的Revolver 860 战斗垂直起降无人机先被出售给波兰,随后转移到乌克兰。6月,就出现了战场乌克兰军方使用 Revolver 860 向俄罗斯军队投掷迫击炮弹的视频。

Revolver 860与常见的空拍机很像,采用4臂、8旋翼的设计,但是在机腹安装了一个武器舱,采用转轮式设计,有点像左轮手枪。这款无人机最多可以携带8枚60毫米迫击炮弹,可在空中停留 20到40分钟,飞行范围20公里,最大起飞重量42公斤。

前几天,台湾橙森国际被问到是否有Revolver 860 无人机被送往乌克兰。该公司代表给出的答复是:购买的客户是波兰,至于波兰的买家之后怎么运用就不便再说明了,因为已与客户签署了保密协议。不过,这位代表仍然透露,“在俄乌冲突爆发后不久,无人机采购量有所增加,此后订单稳步成长”。

他虽然没有明说,但显然是在暗示台湾的无人机上了俄乌冲突前线。6个月以来,民进党当局不顾台湾与乌克兰问题本质的不同,一再说什么“今日乌克兰,明日台湾”,在国际上搏同情。另一方面,台湾还把乌克兰当成了武器试验场,无人机就是他们着力的抓手。

媒惊呼“中国无人机飞越宫古海峡”，日战机紧急起飞应对

日本共同社当地时间8月31日报道，日本防卫省综合幕僚监部发布消息称，一架中国TB-001无人机30日下午从东海穿过宫古海峡飞至太平洋，随后沿着宫古岛、石垣岛等先岛群岛的南侧向西飞行。

日本综合幕僚监部消息称，向西飞行一段距离后，中国无人机在太平洋上方空域回转向，再次返回并穿过宫古海峡飞向东海。消息还称，日本航空自卫队战机紧急起飞应对了中国无人机。

日方宣称中国TB-001无人机飞越宫古海峡，日方渲染炒作所谓中国舰艇军机动向的做法并不少见。在今年5月，日方曾跟踪监视中国航母辽宁舰的训练活动。中国国防部新闻发言人吴谦当时回应称，辽宁舰的训练活动完全合情合理合法，无可指摘。日方如此关注是有些小心机的，恐怕是想通过炒作中国军队行动来刷“存在感”，为自身谋求军事扩张制造借口，我们对此坚决反对。

中国公布无人驾驶航空发展路线图

据香港亚洲时报网站8月31日报道，中国政府日前公布了一份雄心勃勃的时间表，使得无人驾驶航空器能够在2025年以前实现短距载人飞行。

8月22日，中国民用航空局开始就一项计划进行为期两周的公开意见征求，这项计划旨在到2025年允许无人驾驶航空器短途飞行上路；2030年实现中距离飞行；2035年实现中长距离飞行。

报道称，总部设在深圳的快递公司顺丰速运在2017年6月启动了无人机物流配送。2018年上半年，该公司获得了无人机航空运营（试点）许可证。

总部设在北京的电商公司京东也于几年前在四川、陕西和海南等地启动了无人机物流配送计划。该公司此前表示，到2023年，它将与英伟达公司合作生产100万架无人机。

据报道，在上周公开征求意见的通知中，中国民用航空局透露了对该计划的信心：美国以无人驾驶航空器融入国家空域为目标，提出法规标准建设和关键技术发展规划。欧洲也明确提出利用人工智能、大数据、物联网等先进技术来解决无人驾驶航空器高密度运行问题。相比欧美等国家，随着中国民用无人驾驶航空试验区的成熟完善，以及试运行企业的长期实践，已迭代出更为迫切和实际的运行需求。

中国民用航空局称，到2025年，中国将对所有送货无人机的飞行路线和要求实现标准化，并不断改进其电信和监控系统。包括全球定位系统（GPS）、北斗卫星系统、激光和超声波传感器在内的许多技术将被用于定位和引导无人机。

中国民用航空局称，到2025年，以城市通勤运输为代表的短距离载人飞行将开展应用示范。“飞行出租车”最初不定时定点起飞，之后会逐渐转为提供定期服务。

欧洲航空安全机构研究飞机-无人机碰撞风险

欧洲航空安全监管机构8月31日表示，随着此类无人

驾驶飞行设备的使用越来越多，它将检查无人机和飞机之间发生碰撞的风险。

欧洲航空安全局在一份声明中表示，一个由飞机和发动机制造商组成的工作组将调查“飞机的漏洞”，包括其挡风玻璃、发动机和机身。该小组还将“审查所有相关事件”并分析有关无人机和飞机之间影响的现有研究。

EASA去年表示，它正在制定一套管理无人机使用的法规，以限制与飞机相撞的风险。它说“设想了一系列措施，例如在视线范围内操作，在地面以上150米（500英尺）高度以下飞行，配备识别和地理限制功能并进行注册”。

根据规定，在机场附近使用无人机也需要特别授权。随着私人使用无人机的增长，当局急于避免任何事故风险。飞机最大的风险是直接撞击喷气发动机，因为无人机的电池含有高度易燃的锂。上个月，一架在2000多米高空飞行的无人机在接近巴黎戴高乐机场时接近了一架爱尔兰航空公司的飞机。

无人机播撒病毒？美生物军事化新模式曝光

由无人机将大量携带病原体的蚊子运送到特定区域，释放蚊子致使特定人群感染烈性传染病，从而达到“低成本传播致死性疾病”并使对方瘫痪的目的，这是俄罗斯最近提供给联合国的一份美国专利文件中描述的内容。这份美国专利商标局于2015年3月授予专利的名为“毒蚊空中释放系统”的文件还特意补充说，一旦“调整或清除法律限制”，该技术可立即用于军事用途，成为比现有最先进的武器更为有效的“工具”。

9月5日至9日，应俄罗斯的要求，《禁止生物武器公约》（以下简称《公约》）缔约国正式协商会议在日内瓦召开。俄罗斯代表团在会议上披露了一系列文件，指控美国从事违反《公约》的活动，表达了对美国有关生物军事化活动的担忧，受到与会国代表的关切。

一些国家代表在发言中指出，美国作为《公约》缔约国和存约国，应该正视国际关切，结合俄方提交的一系列材料和问题单，做出更加全面、深入和有针对性的澄清，给国际社会一个明确的交代。同时，本次会议结束后，有关各方也应继续开展技术评估，并在必要时针对美方生物军事化活动开展国际独立调查。

（以上短讯引自无人机资讯网站、澳《堪培拉时报》、印《商业标准报》、美CBC新闻、英The Register网站、法新社等）



随着信息通信技术和物联网技术的不断成熟,通信网络正朝着万物智联的空地一体化网络不断迈进。面向空地一体化智联网络海量节点的通信需求,无人机辅助无线通信网络可以提供强大的支撑。无人机辅助无线接入网络主要面临网络无线资源受限、无人机部署/轨迹优化、无人机空地通信干扰、无线接入与回程链路失配、空地多维性能折中等问题与挑战,这些是目前亟需解决的关键任务。本文分别针对无人机空中基站与联网无人机用户两大主要通信场景,从无人机机动控制与协同部署,无线回程链路设计,自适应空地干扰消除,多小区协作无线资源分配等研究方向,提出高效的组网与资源配置方案,以期进一步提高系统的整体通信性能。本文主要的研究内容总结如下:

(1) 面向无人机空中基站的无线接入场景,在满足无人机飞行约束和多用户节点通信性能平衡的基础上,研究无人机飞行轨迹与无线资源配置的联合优化方法,探索无人机辅助多址接入信道的容量域表征,以及无人机最优飞行轨迹的结构特性。在基于串行干扰消除的非正交多址接入场景下,通过设计无人机飞行轨迹与地面用户信息解码顺序,最大化地面用户的通信速率,进而对系统的容量域进行表征。利用拉格朗日对偶方法求解问题的最优解,并证明无人机最优轨迹遵循连续悬停飞行的结构特点。其次,在频分多址与时分多址的正交多址接入场景下,通过设计无人机飞行轨迹与时频资源调度等无线资源配置,最大化地面用户的通信速率,进而对系统的速率域进行表征。基于上述分析求解框架得到问题的最优解,类似地证明对应的无人机最优轨迹遵循连续悬停飞行结构特点,但最优悬停位置有所不同。通过对比验证非正交多址接入所实现的无人机辅助多址接入容量域优于正交多址接入制式下的速率域。

(2) 面向多无人机空中基站多跳回程网络的协同部署,研究基于多无人机的无线接入与无线回程链路的整体系统设计。考虑无人机节点通信流量平衡约束,节点发射功率以及系统可用频带等资源约束,以及多用户通信性能平衡问题,建立多无人机协同部署与无线资源配置的联合优化问题模型,旨在提高地面用户的通信速率。在给定无人机部署位置的情况下,对各个通信链路的频带带宽以及各个节点的发射功率配置进行联合优化。在给定无线资源配置的情况下,对多无人机的部署位置进行协同更新优化,在权衡无线接入以及无线回程链路的整体影响下,得到无人机辅助无线接入网络的高效组网方案。

(3) 针对联网无人机用户无线接入系统,面向无人机空地通信链路的严重干扰问题,研究基于多小区基站的自适应空地干扰消除技术与无线资源配置。考虑小区基站、地面用户与无人机用户三者间的高效联动协作,小区基站自适应地选择信息解码模式,通过联合优化无人机飞行轨迹,地面用户发射功率,无人机通信速率,小区基站信息解码模式等无线资源配置,在保障地面用户通信速率的基础上,提高无人机用户的上行通信速率。在给定无人机飞行轨迹情况下,通过分析推导得到全局最优的无线资源配置方案。在给定无线资源配置情况下,基于连续凸近似技术提出高效的迭代更新算法,通过算法收敛得到无人机轨迹的局部最优解。所提算法充分考虑了小区基站的自适应空地干扰消除与无人机轨迹设计的设计自由度,极大提高了系统的通信性能。

(4) 针对未来多功能网络中的联网无人机用户无线接入系统场景,研究在无人机通信与多功能网络的性能之间的折中设计。具体考虑联网无人机用户与通信感知一体化系统相结合的工作场景,其中小区基站作为通信感知收发器与无人机通信,同时对感知目标的位置进行

估计。考虑克拉美罗下界阈值来衡量小区基站对感知目标的估计精度,考虑无人机用户的信干噪比需求来衡量无人机用户的通信性能。通过联合优化多个小区基站协作发射功率控制以及无人机用户的飞行轨迹设计来平衡系统在感知和通信性能上的需求,进而降低小区基站的能量消耗。所提算法实现了小区基站与无人机之间的高效联动,以最低的能量消耗保障多功能网络运作。本文综合考虑无人机空中基站以及联网无人机用户两个无人机辅助无线接入网络的工作场景,分别针对不同的场景下的具体需求,提出无人机部署/飞行轨迹与无线资源配置的联合优化框架,提供高效的组网与运作方案。本文为无人机辅助无线接入网络的相关研究提供基本的理论基础,建立无人机通信网络性能优化的分析框架,对无人机通信系统的研究与设计具有重要的指导与参考价值。

(无人机辅助无线接入网络的资源优化配置研究,工学博士李培铭,广东工业大学信息与通信工程专业,指导许杰)



机动车保有量的大幅增长使城市交通拥堵和交通安全问题日益加剧,这些问题的产生与交通参与者的行为密切相关。对交通行为的理解可以有效帮助交通管理者分析拥堵和事故的成因,是城市交通治理的重要手段之一。现有的基于视频的交通行为理解技术一般以道路监控视频作为数据来源,与之相比,无人机航拍视频具有更大的视野覆盖范围和自上而下的拍摄视角,从中可以更加全面、准确地获取重点区域内的交通行为数据。本文研究了无人机视频场景下交通行为理解涉及的交通目标检测、交通目标跟踪、无人机机载相机参数标定及交通行为理解系统框架等相关关键技术,具体工作如下:

(1) 交通目标检测方面,本文提出一种基于锚框变换的单阶段旋转目标检测网络ATB-YOLO,对无人机航拍视频中具有任意旋转角度的地面交通目标进行包含角度参数的旋转包围框预测。在现有单阶段目标检测网络的基础上,提出一种锚框变换网络,将初始的水平锚框变换为旋转锚框,降低最终旋转包围框预测的难度。提出一种锚框对齐卷积操作,在旋转锚框的指导下提取锚框对齐卷积特征,解决常规二维卷积操作与旋转目标之间的空间错位问题。实验证明,本文提出的网络可以更准确地检测无人机航拍视频中的地面交通目标,且检测速度更快。

(2) 交通目标跟踪方面,本文提出一种检测-表观联合网络AAC-JDAN,以多任务学习的方式对旋转目标检测和表观特征提取任务进行合并。通过在ATB-YOLO网络中加入表观特征提取分支,AAC-JDAN可同时输出旋转目标检测结果和目标表观特征,提高跟踪效率。通过引入锚框对齐特征提取机制,缓解了现有检测-表观联合网络提取的表观特征与旋转目标之间关联性弱的问题。提出一种包含角度参数的卡尔曼滤波方法,对旋转目标的运动状态进行更加全面准确的预测。实验证明,使用本文提出的方法进行旋转多目标跟踪可以在保证跟踪准确性的同时获得接近实时的跟踪速度。

(3) 机载相机参数标定方面,本文提出一种基于非线性投影模型的鱼眼相机畸变参数标定方法。现有的鱼眼相机畸变标定方法中使用的透视投影模型不适合用于描述鱼眼相机的非线性成像过程,提出一种基于立体投影空间消失点的鱼眼相机畸变中心位置估计方法,利用空间平行直线估计鱼眼相机的畸变中心坐标;提出一种基于立体投影模型几何不变性的鱼眼相机畸变多项式系数估计方法,利用球体在立体投影模型下的成像性质估计相机畸变多项式系数。实验证明,本文提出的方法可以在观测噪声较大的情况下得到精确、稳定的鱼眼相机畸变

标定结果。

(4) 交通行为理解系统框架方面,本文提出一种层次化的交通群体行为理解通用框架。本文对基于视频的交通群体行为理解的全流程进行高度抽象,所提出的通用框架与具体的交通目标类型、场景类型及行为类型无关。该框架对所有原始数据和中间结果进行分层组织,并规定了各层数据元素的标准表示形式。对各种数据处理环节进行统一的模块划分,并对模块接口进行标准化。该通用框架有助于提高交通群体行为理解系统的开发效率,并为同类方法之间的客观横向对比提供方便。本文通过一个城市交叉路口无人机航拍视频实际案例,进一步说明了该框架在解决交通群体行为理解问题时的指导性作用。以上提出的各种方法,有助于提升无人机航拍视频场景下交通行为理解相关技术的短板,为客观、准确、高效的交通行为理解提供有力的技术保障。

(无人机视频场景下交通行为理解相关技术研究,工学博士曲优,吉林大学计算机应用技术专业,李文辉指导)

倾转旋翼无人机是一种独特的飞行器,兼有旋翼无人机和固定翼无人机的飞行优点,比如垂直起降能力、续航时间长、巡航速度高以及负载能力大等,因此,它在军事和民用领域都有广阔的应用前景。飞行控制系统是倾转旋翼无人机的核心部分,其性能的好坏直接影响着飞行器的飞行品质与飞行安全。本文在总结了国内外相关研究成果与研究现状的基础上,提出了一种新型的倾转旋翼无人机结构,并对其总体布局、系统建模、控制律设计、飞行仿真与试验等方面展开了研究,主要内容包括以下几个方面:

首先,通过总结国内外相关的参考文献以及典型的倾

转旋翼无人机的结构特点,提出了一种新型的倾转旋翼无人机构型方案,并介绍了其构型特点以及工作原理,给出了其结构和气动参数。

第二,运用刚体动力学的相关知识对倾转旋翼无人机组进行建模,并通过坐标转换,得到其机体坐标系下的六自由度非线性模型,并分别计算了无人机各子系统的力学模型。运用小扰动原理对非线性模型进行线性化处理,得到各飞行模式下的状态空间方程。最后,为获得模型参数,设计了旋翼升力系统的模型参数辨识试验以及机身/机翼气动参数辨识的计算流体力学(CFD)仿真试验,为后续飞行控制律的设计打下基础。

第三,针对倾转旋翼无人机直升机模式,设计了基于鲁棒伺服线性二次型最优(LQR)控制与经典PID控制相结合的飞行控制律。仿真结果表明,与传统的串级PID控制方法相比,二者的上升时间基本一致,但基于鲁棒伺服LQR的控制响应更加平缓,超调量更小,且很大程度地抑制了系统响应初期因输入指令突变而导致飞行器瞬间产生较大角速率的现象,从而降低了对无人机机体可用过载的要求。

第四,将状态观测器应用于倾转旋翼无人机飞控系统的设计当中,以此来估计无人机的飞行状态和外部扰动的实时作用量。以直升机模式滚转通道为例设计了基于扩张状态观测器的飞行控制律,通过对鲁棒伺服LQR控制器输出进行扰动补偿,得到被控对象最终的输入量。仿真结果表明,设计的扩张状态观测器能够很好的估计直升机模式中存在的随机气流扰动,将其引入到鲁棒伺服LQR控制中后,很好的抑制了干扰,提高了系统的抗扰动力。并通过悬停试验验证了飞行控制系统的有效性。第五,针对倾转旋翼无人机固定翼模式和过渡模式在建模过程中参数存在不确定性以及易受环境干扰的特点,设计了基于 H_2/H_∞ 的保性能最优状态反馈控制律,并且以线性矩阵不等式的形式,给

出了飞行控制控制系统控制器设计存在的条件,并进行了被控系统的稳定性分析与证明。通过仿真试验表明,该方法对于含有不确定性的控制系统具有较好鲁棒性,而且能够有效抑制控制系统存在的外部干扰,提高了被控系统的动态性能和鲁棒性能。最后,针对倾转旋翼无人机过渡模式的高度保持和姿态跟踪控制设计了多模型自适应鲁棒混合控制律。针对过渡模式结构变化快和模型特性差异大的特点,将整个过渡过程分成多个工作空间,每个空间选择一个线性模型,并对每个线性模型设计对应的鲁棒控制器。针对控制器直接切换过程中存在的状态跳变以及不稳定的问题,提出了一种对控制器进行软化处理的策略。通过选择一个钟形函数对控制器进行自适应加权处理,从而实现了各控制器间的平滑切换。数值仿真结果表明,将多模型自适应与鲁棒控制相结合的控制策略不仅实现了倾转旋翼无人机过渡阶段的平稳飞行,同时确保了系统良好的跟踪能力和鲁棒性。

(倾转旋翼无人机控制系统关键技术研究,工学博士陈在斌,中国科学院长春光学精密机械与物理研究所机械制造及其自动化专业,贾宏光指导)

倾转旋翼无人机不但具备垂直起降的能力,而且也拥有航程远,航速高等优点。菱形翼布局飞行器与常规布局的飞机相比具有机翼的结构刚度大,前翼的弯曲变形小,前翼翼尖涡强度低,各舵面的操作效率高等优点。本文以菱形翼布局倾转旋翼无人机的研究对象,进行飞行控制研究。菱形翼布局倾转旋翼无人机作为一种结构复杂的飞行器,具有垂直起降、倾转过渡飞行、固定翼飞行三个模式,具体的飞行模式依据任务需求进行切换,鉴于其飞行模式多,各控制通道耦合强、多输入多输出等特点,需要飞行控制系统能够保证无人机全模式都具有良好的飞行品质,针对这一问题,

本文以传统滑模变结构控制为主线,结合反演控制技术、神经网络控制技术、自抗扰控制技术、抗饱和控制技术、分数阶微积分理论、自适应控制技术等控制理论,对含有建模不确定项和外界扰动等复合干扰的菱形翼布局倾转旋翼无人机三个飞行模式姿态控制以及固定翼飞行模式自主着陆纵向轨迹控制进行深入研究,主要研究内容如下:

1.建立了菱形翼布局倾转旋翼飞行器各部件的气动力与力矩的数学模型,并建立含有复合干扰的非线性动力学模型,针对存在建模误差和外部干扰等复合干扰的菱形翼布局倾转旋翼无人机垂直起降模式的姿态控制问题,提出了新型对数形式全局快速非奇异终端滑模控制器,首先为了加快向平衡状态收敛的速度,且考虑避免奇异问题,提出了一种新型快速的对数形式非奇异终端滑模面,其次为了进一步改善滑模控制律的趋近运动品质,加快控制器收敛速度,提出了一种新型快速趋近律。利用滑模干扰观测器来估计系统中存在的复合干扰并对控制器加以补偿,抑制外界干扰和不确定性的影响。考虑到存在执行器发生故障及外部扰动的菱形翼布局倾转旋翼无人机姿态控制问题,将系统的不确定性和未知外部干扰及执行器故障统一整合到复合干扰中,利用径向基神经网络的万能逼近性能,对复合干扰进行估计,并对控制器进行补偿,结合反演控制技术和新型对数非奇异全局快速终端滑模技术,进行鲁棒容错反演终端滑模姿态跟踪控制。

2.围绕菱形翼布局倾转旋翼无人机倾转过渡飞行模式的飞行控制问题,针对倾转过渡阶段飞行特点,将倾转过渡模式分为两个阶段并分别设计姿态控制器。利用分数阶微积分算子“近储远弃”特性,设计了分数阶微积分滑模面,采用RBF神经网络的“万能逼近”性能,对系统中的不确定项进行逼近,结合自适应理论对RBF的权值进行自适应在线调整,提出了基于神经网络的分数阶微积分滑模控制方法。依据倾转旋翼无人机倾转过渡飞行模态短舱倾转第二阶

段操纵特点,建立包含风场参数的倾转旋翼无人机动力量短舱倾转第二阶段的非线性动力学模型。针对无人机倾转过渡模式第二阶段飞行过程引起的动力学模型不确定,风场扰动等外部干扰对无人机姿态跟踪控制的影响,设计神经网络自适应分数阶微积分滑模控制方案,数值仿真证明了该控制策略的有效性。

3.针对菱形翼布局倾转旋翼无人机固定翼飞行模式姿态控制问题,研究了含有不确定项和外部扰动无人机的执行器输入非线性鲁棒反演滑模控制策略。无人机固定翼飞行模式姿态控制各通道舵面偏转舵机由于受到物理条件上的限制,当控制指令突变较大或者较小时,执行器将非线性输出,从而造成无人机姿态控制系统性能的下降,为了提高控制精度和系统的鲁棒性能,在控制策略中引入辅助系统,从而消除或降低控制输出非线性对被控系统的影响。在具有复合干扰与执行器输出非线性的情况下,结合反演控制技术和干扰观测器技术设计了一种基于辅助系统的菱形翼布局倾转旋翼无人机固定翼飞行模式执行器非线性输出姿态反演滑模控制方法。此外考虑到被控系统执行器发生故障及存在外部风场干扰,结合滑模干扰观测器技术设计了鲁棒容错反演滑模控制器。通过仿真分析,验证了所提控制算法能够使菱形翼布局倾转旋翼飞行器固定翼飞行模式姿态控制系统具有良好的跟踪性能。

4.针对菱形翼布局倾转旋翼无人机固定翼飞行模式自主着陆纵向轨迹控制问题,通过时标分离,将无人机自主着陆轨迹控制系统分为空速、高度、倾斜角、迎角、俯仰角速率五个子控制回路。针对无人机空速控制子系统,考虑到闭环系统瞬态和稳态性能要求,引入预设性能方法,建立空速控制子系统的预设性能等效误差模型。将非线性fal函数和双曲余弦函数引入到趋近律的设计中,以有效抑制抖振的同时并提高系统状态的收敛速度。结合滑模控制、自适应控制理论和自抗扰控制技术,提出了一种菱形翼布局倾转

旋翼无人机固定翼飞行模式自适应分数阶微积分滑模自主着陆纵向轨迹控制方法。

(菱形翼布局倾转旋翼无人机滑模非线性飞行控制研究,工学博士刘海波,西北工业大学飞行器设计专业,王和平指导)

倾转旋翼机具有垂直起降、悬停和快速飞行等优点。倾转旋翼机的飞行模式包括直升机飞行模式、转换飞行模式和螺旋桨飞机飞行模式(简称飞机模式),除了具有直升机和螺旋桨飞机的动力学问题,在转换飞行和飞机飞行模式下,倾转旋翼机会产生强烈的振动问题和气弹稳定性问题。本文针对不同飞行模式的特点,建立倾转旋翼机气弹动力学分析模型,进行气弹动力学计算和分析。在转换飞行模式下,连续前倾的旋翼处在复杂的非定常入流和非定常气动力环境中,本文采用Peters-He非定常入流模型和ONERA非定常气动力模型,并进行旋翼尾迹弯曲修正,建立倾转旋翼气动力模型并进行压缩性和失速修正,模拟转换飞行时旋翼的入流;基于广义Hamilton原理,采用中等变形梁假设,对弹性桨叶和弹性机翼进行有限元建模,考虑各部件之间的惯性耦合和刚柔耦合,推导倾转旋翼机转换飞行模式下的结构动力学方程。在飞机飞行模式下,研究倾转旋翼机机体运动自由度以及大展结构气弹耦合稳定性问题,推导左右两侧旋翼/短舱/机翼系统动力学方程,并在机体重心处进行组装得到用于分析前飞气弹稳定性的大展结构动力学方程。根据所建立的非线性气弹耦合动力学方程,用MATLAB编制计算程序,进行配平和响应计算,并在平衡位置进行线性化。采用Floquet理论对线性化后的动力学方程进行稳定性求解,计算分析了转换和飞机飞行模式下动力学系统配平输入,各模态响应,各部件气动力和力矩,以及动力学系统稳定性等一系列问题。通过本文建模和计算分析,

得出以下主要结论:

(1) 本文所建立的用于分析转换飞行模式下的倾转旋翼机半展结构气弹动力学模型和飞机飞行模式下的大展结构模型可以准确地计算倾转旋翼机转换和飞机飞行模式下气弹动力学特性,并描述不稳定现象发生时的运动机理。

(2) 对于倾转旋翼系统,当旋翼倾转时,若保持升力恒定,则总距随旋翼前倾而增大,如总距保持不变,桨盘升力随旋翼前倾而减小。

(3) 对于倾转旋翼机半展结构模型,旋翼非定常尾迹弯曲动态入流对旋翼升力和扭矩的影响明显,降低各挥舞模态的气动阻尼;由于考虑机翼的弹性变形,非定常尾迹弯曲动态入流对旋翼除升力和扭矩外的其余力和力矩影响相对于孤立旋翼模型较小;随着短舱前倾和前飞速度增加,旋翼轴向入流的量级开始远大于非定常诱导入流,非定常尾迹弯曲动态入流的影响逐渐减小。

(4) 倾转旋翼机在转换飞行模式下,前飞速度越大,旋翼倾转时失稳发生时所对应的前倾角越小,此时的失稳形式为机翼弦向变形失稳;在飞机飞行模式下,当前飞速度达到前飞临界失稳速度时,倾转旋翼机最终以机翼垂向变形的形式失稳。

(5) 当考虑机体刚性运动自由度后,降低了倾转旋翼机半展结构的临界失稳速度;大展结构的旋翼和机翼每个模态的运动均存在对称和反对称两种形式,并且每种形式对应的临界失稳速度不同;机翼刚度、短舱安装位置和短舱长度等参数对临界前飞速度会产生不同的影响。

采用ONERA非定常气动力模型,改进了倾转旋翼机半

展前飞稳定性模型,通过计算表明前飞过程中旋翼所处的非定常气动力环境不可忽略。本文的研究工作主要有以下创新点:

(1) 建立了倾转旋翼机转换和飞机飞行模式下的气弹动力学模型,系统深入地分析了不同飞行模式下倾转旋翼机的气弹动力学问题。

(2) 对转换飞行模式下倾转旋翼机的气弹稳定性问题进行深入研究,对转换飞行时的特有动力学问题,如非定常诱导入流、旋翼尾迹弯曲、非定常气动力和翼型压缩性、失速的影响进行研究。

(3) 对飞机飞行模式下倾转旋翼机的气弹稳定性问题,通过计算绘制旋翼桨毂中心运动轨迹,形象描述了旋翼/短舱/机翼耦合系统回转颤振前后的运动图像,并对传统的前飞稳定性模式进行改进。

(倾转旋翼机转换和飞机飞行模式下的气弹动力学研究,工学博士李治权,南京航空航天大学飞行器设计专业。夏品奇指导)

本文以推力矢量和倾转旋翼两种不同构型的短距垂直起降(Short Take Off Vertical Landing,STOVL)无人飞行器为研究对象,探索了STOVL无人飞行器的飞行动力学建模/飞行品质/飞行性能/控制律设计/地面效应问题,发展和建立了涉及STOVL无人飞行器空气动力学/飞行力学/飞行控制等多学科交叉的建模、设计和分析方法。飞行动力学建模是飞行品质性能分析以及控制律设计的前提。为了获取推力矢量和倾转三旋翼STOVL无人飞行器飞行动力学建模所需要的气动力数据,分别使用推力矢量和倾转

三旋翼无人飞行器缩比模型进行风洞实验,并基于MATLAB/JSBSIM软件构建了一套飞行动力学建模平台。

结合飞行器的动力系统、舵面动态特性等数据,在此平台上建立了推力矢量和倾转三旋翼STOVL无人飞行器六自由度非线性飞行动力学模型。针对推力矢量STOVL无人飞行器短距起飞、常规飞行、减速过渡和垂直降落各个飞行阶段特殊的导引和控制问题,分析并计算了推力矢量STOVL无人飞行器在减速过渡和悬停状态下的飞行品质,以及短距起飞、减速过渡、平飞和机动性能,精确制定了各个飞行阶段的自主飞行控制策略;根据各个飞行阶段的控制策略和控制需求,设计推力矢量STOVL无人飞行器相应的外环导引系统和内环控制系统,其中外环导引系统根据不同飞行阶段导引策略分别采用总能量控制和隐式动态逆方法,内环控制系统主要采用改进的特征结构配置方法,然后基于推力矢量STOVL无人飞行器飞行动力学模型,对这些方法进行了线性仿真和六自由度非线性飞行动力学虚拟飞行仿真验证;将上述导引控制系统设计方法应用在倾转三旋翼STOVL无人飞行器控制系统设计,并进行半物理飞行仿真和试飞验证。

研究表明,总能量控制导引方法可较好的实现常规飞行阶段轨迹和速度的解耦和协调控制;基于隐式动态逆和改进的特征结构配置综合设计方法,物理意义明确且能直接配置内外环动态特性,适用于减速过渡和垂直着陆方案的快速评估。基于STOVL飞行器普遍存在的的地面效应问题,以倾转三旋翼STOVL无人飞行器为例,在低速风洞中设计一套综合实验方案,研究倾转三旋翼无人飞行器在距离地面一定高度范围内所受的地面效应影响。通过地面效应风洞实验,获取了悬停和低速前飞状态下飞行器的机体受力状况和机身下方的流场特性,观察到明显的上载荷作用和喷泉流效应,实验结果验证了倾转三旋翼无人飞行器的近地悬停过程中消耗功率较少的问题。该实验方案为

今后类似的STOVL飞行器地面效应研究提供参考。本文针对STOVL无人飞行器所开展的飞行动力学建模、飞行策略制定和飞控系统设计、飞行试验以及地面效应实验,对国内STOVL飞行器的设计和研制具有一定的理论意义和工程应用价值。

(STOVL无人飞行器飞行动力学分析、控制律设计及验证,理学博士陈坤,南京航空航天大学流体力学专业,史志伟指导)

倾转旋翼机兼有直升机与螺旋桨飞机的飞行特点,其飞行控制特别是倾转过渡阶段的飞行控制具有很大的难度。本文以小型无人倾转旋翼机为研究对象,进行了无人倾转旋翼机飞行控制技术的理论与试验研究,主要在无人倾转旋翼机的飞行动力学建模、飞行控制律设计、微小型捷联惯性导航系统设计及飞行试验等方面进行了系统的研究,主要创新有:

(1)建立了无人倾转旋翼机非线性飞行动力学模型,得到了直升机飞行模式、倾转过渡飞行模式、飞机飞行模式的全模式飞行操纵规律与过渡转换路径。对非线性飞行动力学模型进行了操纵响应分析,得到了无人倾转旋翼机不同飞行模式的耦合特性。为了简化非线性模型计算,对若干线性化飞行动力学模型进行综合并模拟非线性飞行动力学模型,获得了具有一致性的操纵响应。

(2)建立了无人倾转旋翼机的全模式飞行控制律。在直升机悬停与低速飞行模式,采用显模型跟踪控制技术进行飞行控制律设计;在倾转过渡与飞机飞行模式,采用H回路成形鲁棒控制技术进行飞行控制律设计,使控制系统具有良好的鲁棒稳定性。采用多模型自适应控制技术进行全

模式飞行控制律的切换设计,以适应无人倾转旋翼机不同飞行模式的操纵特点,仿真表明了该全模式飞行控制律切换策略的可行性。

(3)研制了用于小型无人倾转旋翼机的嵌入式飞行控制与捷联惯性导航系统,主要包括微惯性传感器与飞行控制计算机的硬件系统设计、飞行控制软件与地面测控系统开发以及通信协议定制等。在悬停与低速飞行状态,采用角速率积分建立过程方程,构造姿态估计卡尔曼滤波器,并推导出了速度、位置、高度滤波算法;在加速飞行状态,采用高精度GPS的速度微分修正机体加速度计的测量误差,设计了基于误差四元数的姿态估计算法。仿真与试验表明该捷联惯性导航系统具有良好的估计精度。

(4)建立了无人倾转旋翼机的飞行试验系统,进行了无人倾转旋翼机地面联调、地面开车试验及全模式飞行试验,验证了本文建立的无人倾转旋翼机飞行控制技术的有效性。

(无人倾转旋翼机飞行控制研究。工学博士郭剑东,南京航空航天大学飞行器设计专业,夏品奇指导)

小型倾转旋翼无人机成本低,能够以固定翼模式高效、高速、长航时飞行,同时又能以旋翼模式垂直起降、悬停、低速飞行,在多个领域具有很好的应用前景。小型倾转旋翼无人机之所以有这些优势是因为其过渡模式通过倾转旋翼实现了固定翼模式和旋翼模式之间切换。然而过渡模式的建模和飞行控制存在很多难题。在建模方面,需要同时考虑旋翼模式的拉力矢量作用和固定翼模式的机体气动力学特性,并且随着旋翼的倾转,旋翼与机翼之间存在时变的气流相互干扰,机体重心位置改变。在控制方面,过渡模式的

倾转旋翼无人机由于拉力的矢量作用呈现非线性、多通道耦合特性和输入非仿射性,并且旋翼模式和固定翼模式的控制逻辑不同甚至相互矛盾、执行机构种类数量不同更加大了控制系统实现状态和控制逻辑平稳过渡的难度。此外与普通旋翼无人机和固定翼无人机只对系统状态进行运动控制不同,过渡模式还需要制定策略以规划旋翼的倾转运动确保飞行安全,控制系统需要根据制定的策略进行设计才能保证过渡模式的平稳飞行。本文以集群作战平台研制和倾转旋翼无人机关键技术研究等项目为背景,开展了小型倾转旋翼无人机设计、非线性动力学建模和过渡模式控制方法的研究,主要的研究工作和创新点如下:

1、优化设计了小型倾转旋翼无人机系统,减小了旋翼与固定翼之间气流的相互干扰,消除了旋翼电机装配体倾转引起整机重心和转动惯量的变化。首先对倾转旋翼无人机系统的固定翼构型、旋翼构型、倾转机构和电池进行了优化设计,减小了旋翼与固定翼之间气流的相互干扰,消除了旋翼电机装配体倾转引起整机重心和转动惯量的变化并满足航时载荷总重指标,进而从系统设计构建环节就降低了建模和控制器设计的难度。然后采用开源飞控和商用高性能传感器构成的飞控系统以及采用扩展卡尔曼滤波算法融合处理多传感器数据,为系统辨识和控制系统设计提供可靠的数据保障。针对系统特点设计了各模式下的操纵逻辑和全模态飞行的任务剖面。构建的系统相对于现有其他倾转旋翼无人机拥有更高的航时重量比以及满意的有效载荷重量比,为本文后续建模、控制方法设计和策略设计奠定了基础。

2、采用动力学建模和系统辨识相结合的方法针对小型倾转旋翼无人机实现建模,动力学模型与实际系统响应曲线一致性验证了模型的准确性。本文借鉴固定翼无人机建模方法,采用了动力学建模与系统辨识相结合的建模方法。首先利用牛顿欧拉方法对机体和旋翼的力和力矩建模,

结合刚体动力学建模方法,不同模态动力学建模实现用同一模型统一表示。然后对模型中的未知非气动和气动系数采用系统辨识方法分别确定。非气动系数确定过程中采用改进复摆法改善了转动惯量测量对摆线长度敏感问题,采用标定舵机方法解决了无法安装传感器的问题;采用测量拟合的方法获得了旋翼拉力和力矩系数。再以非气动系数测量结果为基础对气动系数进行辨识。辨识模型的未知气动系数中,设计输入信号和实验流程,预处理统一了数据采集频率、去除了高频噪声、采用全局平滑结合多项式拟合求导方法获取了角加速度数据,采用方程误差方法对气动系数进行辨识。辨识结果显示气动系数偏导数相近,且符合实际机体设计。验证结果显示拟合度较高、误差均方根较小,验证了气动系数辨识的准确性。最后用动力学模型与实际系统响应曲线的一致性进一步验证了建立的模型可以表示系统动力学特性,为控制方法研究奠定了基础。

3、优化完善了倾转角跳变策略,设计了基于该策略的旋翼和固定翼控制逻辑权重系数,提出了过渡模式迭代控制分配方法,实现了快速的过渡模式飞行。开源飞控广泛使用的倾转角跳变策略用于本系统时存在引起姿态、高度振荡问题,无法保证本系统飞行安全,并且由于倾转角的倾转作用,开源飞控广泛采用的固定分配矩阵不适用于过渡模式。针对这两个问题,本文保留了开源飞控控制器设计以及控制系统框架,在此基础上首先对倾转角跳变策略进行重新优化完善,然后设计了旋翼和固定翼控制逻辑的权重系数并提出了旋翼转速和倾转角分别计算的基于过渡模式动力学的迭代分配方法。倾转过程姿态控制仿真和实际实验结果验证了迭代分配与采用固定分配矩阵相比,能够保证系统稳定,姿态跟踪更加准确。过渡模式仿真和实际飞行实验显示小型倾转旋翼无人机系统实现了过渡模式飞行,解决了两种执行机构并存、控制机构冗余和输入非仿射的问题,用时6s,高度变化6m,验证了迭代分配和完善优化的策略的有效性。

4、提出了基于倾转角渐变策略的级联控制系统,系统的位置环、速度环、角度环控制器和控制分配根据空速的不同按高速段和低速段分别进行了设计,增强了过渡模式的抗干扰能力和横向位置控制能力,保证用时少的同时显著提高了过渡模式的平稳性。针对采用倾转角跳变策略实验中出现的抗干扰能力差,过渡模式姿态存在较大波动、横向位置发散问题。首先采用倾转角渐变策略设计了由位置控制、速度控制、角度控制、角速度控制和分配器构成的级联控制系统。在位置、速度和角度环分别为横向和径向动力学设计了高速段和低速段的控制器,角速度和速度环采用基于干扰观测器的滑模控制方法进行控制。控制分配通过调节以空速为变量的权重系数实现了旋翼和固定翼模式两种操纵逻辑和执行机构的过渡,通过变量替换的方式解决了输入非仿射系统的控制分配问题。最后对倾转角渐变策略的倾转过程终止条件和俯仰角期望进行了设计,以实现更平稳的过渡,避免执行机构饱和。分别进行了无干扰和有由重心、气动系数、转动惯量、风构成的干扰仿真实验,结果显示过渡模式用时不到10s,高度变化不超过0.6m,姿态平稳,执行机构基本无饱和,增强了过渡模式的抗干扰能力和横向位置控制能力,保证了过渡模式的快速性的同时显著提高了过渡模式飞行的平稳性,验证了控制系统和控制策略的有效性。

(小型倾转旋翼无人机过渡模式控制方法研究, 工学博士陈超, 国防科技大学控制科学与工程专业。沈林成、张纪阳指导)

(摘自中国知网)

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

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

车载/地面控制站

• 集成度高 • 兼容性好 • 冗余配置 • 适应性强

Data Index

[1]孙信尧,王平,张宏,郭玉杰,郭飞.无人机在沉积学中的应用现状及展望.地质科技通报..... [2022-08]

[2]潘登,郑建华,高东.基于二维连通图的无人机快速三维路径规划.北京航空航天大学学报.....[2022-08]

[3]夏济宇,周洲,王正平,王睿.倾转动力无人机三维过渡走廊研究.北京航空航天大学学报.....[2022-08]

[4]秦明星,王忠,李海龙,刘鑫.基于分布式模型预测的无人机编队避障控制.北京航空航天大学学报..... [2022-08]

[5]姚昌华,韩贵真,安蕾.基于重叠联盟博弈的无人机侦察时间资源分配优化.电讯技术..... [2022-08]

[6]林淑彬,吴贵山,姚文勇,杨文元.基于光照自适应动态一致性的无人机目标跟踪.智能系统学报.....[2022-08]

[7]赵玉花,石永康.改进粒子群算法的多无人机航迹优化.电光与控制..... [2022-08]

[8]李万润,赵文海,李家富,杜永峰.基于光流法和无人机的大型风力机结构动力特性测试.湖南大学学报(自然科学版).....[2022-08]

[9]危怡然,吴碧,邓宏彬,潘振华.基于改进人工势场法和自适应神经网络的共轴双旋翼无人机避障飞行控制.信息与控制.....[2022-08]

[10]吴迪,贾鹤鸣,力尚龙,饶洪华,文昌盛,王琢.改进分组教学优化算法的无人机三维路径规划.系统仿真学报.....[2022-08]

[11]李梓荣,杨延平,张子健,马晓平.变体太阳能无人机面向通信的总体与能效优化.北京航空航天大学学报.....[2022-08]

[12]白宇,郑志忠,修连存,周航建,肖盈鑫.无人机高光谱遥感技术在自然资源调查中的应用进展.华东地质..... [2022-08]

[13]谢华,苏方正,尹嘉男,韩斯特.低空无人机飞行冲突分类探测与差异解脱方法研究.安全与环境学报.....[2022-08]

[14]何炜琨,柳振明,王晓亮.微动特征和运动特征融合处理的鸟与旋翼无人机目标辨别方法.电子测量与仪器学报..... [2022-08]

[15]张艺严,马巍,李彬.能量受限无人机与移动舰船通信中的轨迹优化.中国舰船研究..... [2022-08]

[16]赵文娇,甘旭升.四旋翼无人机在线规避航迹规划方法.弹箭与制导学报.....[2022-08]

[17]季金华,刘亚君,别一鸣,王琳虹.基于无人机与卡车协作的封控社区生活物资配送方法.交通运输系统工程与信息..... [2022-08]

[18]孙海文,于邵祯,孟祥尧,周末,李丹,唐嘉钰.海上无人机及蜂群作战指挥控制系统发展综述.指挥控制与仿真.....[2022-08]

[19]蒲海鹏,王凤山,郑自强.基于无人机突袭的指挥所威胁TOPSIS评估方法.指挥控制与仿真.....[2022-08]

[20]孙贵新,王东亮,李琦,肖远,蔡子雷.一种无人机相机结合靶标的定位方法.指挥控制与仿真..... [2022-08]

[21]周末,孙海文,王亮,于邵祯,孟祥尧,李丹.国外反无人机蜂群作战手段现状研究.指挥控制与仿真.....[2022-08]

[22]彭艺,彭游,杨青青,范泽昊.面向植被覆盖山区的无人机应急通信信道建模.重庆邮电大学学报(自然科学版)..... [2022-08]

[23]王杨,单天乐,李迎春,赵传信,陈鹏,邹荣誉.基于强化学习的多无人机WRSN充电路径规划方案.小型微型计算机系统..... [2022-08]

[24]冉宁,寇梦娇,郝真鸣,郝晋渊.一种基于Petri网的无人机物流配送建模方法.电子测量技术.....[2022-08]

[25]薛凤凤,赵尚弘,李勇军,田琴,付浩通.面向航空骨干网的大型无人机光通信技术应用.红外与激光工程..... [2022-08]

[26]陈德全.面向非正交多址接入无人机系统的能效优化算法.弹箭与制导学报..... [2022-08]

[27]曾晓婉,王海军,马东堂,周力.面向最大化服务用户数的无人机基站3D部署方法.电讯技术.....[2022-08]

[28]张良阳,李占科,韩海洋.微型无人机栖息设计技术综述.航空学报.....[2022-08]

[29]靳晓洁,石建迈,伍国华,黄魁华.无人机基站部署问题综述:模型与算法.控制理论与应用..... [2022-08]

[30]戴邵武,赵超轮,李飞,韩旭,赵国荣.一种多约束下无人机编队的模型预测控制算法.控制与决策.....[2022-08]

[31]王洪民,庄育锋,韦凌云,田家强.基于信息图的多无人机三维协同搜索动目标方法.控制与决策..... [2022-08]

[32]陈琳,郭炳晖,段海滨,吕卫锋.基于群体熵度量的无人机集群目标包围控制.中国科学:技术科学..... [2022-08]

[33]李楠.城市环境中无人机作战导航定位研究现状综述.无人系统技术..... [2022-08]

[34]张阳.纳卡冲突中无人机攻防装备运用及典型作战场景分析.指挥控制与仿真.....[2022-08]

[35]曹粟,喻煌超,吴立珍,余立,高家隆,陆俊麒.可变形倾转四旋翼无人机设计与飞行验证.无人系统技术.....[2022-08]

[36]蒋丽,王洪艳,梁昌勇,董骏峰.农村地区卡车与无人机协同配送路径优化.计算机工程与应用..... [2022-08]

[37]张堃,刘泽坤,华帅,张振冲,李珂,于竞婷.基于T/S-SAS的多无人机四维协同攻击航线生成.兵工学报.....[2022-08]

[38]潘弘洋,刘昭,杨波,孙庚,刘衍珩.基于新一代通信技术的无人机系统群体智能方法综述.吉林大学学报(工学版)..... [2022-08]

[39]郭妍,唐康华,张鹭.面向无人机的逐点偏移式卫星导航欺骗干扰方法.工程科学与技术.....[2022-08]

[40]危维,付澍,屈毓铤.基于无人机集群智能自组网的典型协同应用.无线电通信技术.....[2022-08]

[41]李洪娟,潘爱敬,李家辉,孙庚.无人机虚拟天线阵列安全节能通信多目标优化.无线电通信技术..... [2022-08]

[42]石东森,田峰.基于多目标粒子群算法的无人机通信三维位置部署及优化研究.南京邮电大学学报(自然科学版).....[2022-06]

[43]丁希仑,金雪莹.旋翼无人机交互作业动力学建模研究进展.航空学报.....[2022-08]

[44]张延华,赵铨泽,李萌,司鹏搏,孙恩昌,杨睿哲.MEC和区块链赋能无人机辅助的物联网资源优化.北京工业大学学报....[2022-09]

[45]梁惠勇,赵振根.基于神经网络的四旋翼无人机安全性分析.控制工程.....[2022-08]

[46]门金柱,张本辉,王建国,姚科明,孙心丰.基于PSO-AOGL的无人机航迹跟踪优化方法研究.电光与控制.....[2022-08]

[47]陈奕彤,高晓.无人机系统在南极的应用、法律规制与中国因应.极地研究.....[2022-08]

[48]侯鹏森,肖支才,刘玄冰,钱贝,高杨.基于改进非线性制导律的无人机航迹跟踪算法研究.电光与控制..... [2022-08]

[49]谢宇鹏,侯学隆,王宗杰,刘涛,周伟荣.马赛克作战概念下多无人机网络化作战效率评估.战术导弹技术.....[2022-08]

[50]王巍,谷壬倩,刘华真,郝亚奇.基于参数区间不确定性分析的无人机辅助物联网鲁棒优化.计算机应用研究..... [2022-08]

[51]杨兴昊,宋建梅,余浩平,吴程杰,杨钦宁,付伟达.基于深度强化学习的无人机空中目标自主跟踪.计算机测量与控制....[2022-08]

[52]谢家豪,黄树彩,韦道知,张翌宇.空天红外探测系统对无人机集群探测能力分析.光学学报.....[2022-08]

[53]赵飞,娄文忠,苏子龙,汪金奎,宣炜琨.反无人机图像导引头远距空中目标探测技术.兵工学报..... [2022-08]

[54]袁昕旺,谢智东,谭信.无人机边缘计算中的资源管理优化研究综述.计算机科学.....[2022-08]

[55]张祥银,夏爽,张天.基于自适应遗传学习粒子群算法的多无人机协同任务分配.控制与决策.....[2022-08]

[56]肖和业,杨建峰,白俊强,张旭东,吴利荣.面向任务需求的模块化无人机配置方法研究.航空学报..... [2022-08]

[57]范厚明,张跃光,田攀俊.时变路网下多中心电动车-无人机协同配送路径优化.管理工程学报.....[2022-08]

[58]史文卿,王海峰,陈海昕.战斗机-无人机编组协同系统需求捕获与验证.系统工程与电子技术.....[2022-08]

[59]李姗,张洪海,刘焯.基于改进元胞自动机算法的物流无人机航路规划.华中科技大学学报(自然科学版).....[2022-08]

[60]白云鹏,林志鹏,段洪涛,兰天旭,范振雄,李婕,朱秋明.面向频谱测绘任务的多无人机协同航迹规划方法.信号处理..... [2022-08]

[61]庞阳,王明,闫子仪,岳童瑶,周哲.多视图融合的无人机定位方法.系统工程与电子技术..... [2022-08]

[62]辛守庭,赵冠宇,王晓光,谷海红.基于改进粒子群算法的旋翼无人机三维航迹规划.飞行力学..... [2022-08]

[63]陈润丰,陈瑾,李虹,初晓婧,刘典雄,张玉立,徐煜华.基于联盟的6G无人机通信网络优化概述.电子与信息学报..... [2022-08]

[64]武彤,苟利珍,王佳雪,任新惠.无人机城市配送受扰延误后调度研究.计算机工程与应用..... [2022-08]

[65]彭艺,唐剑,杨青青,李睿.基于强化学习的应急无人机通信中继选择策略.电子测量与仪器学报.....[2022-08]

[66]张玲.基于粒子滤波的无人机自主航迹视觉导航控制方法研究.计算机测量与控制..... [2022-08]

[67]孙亚男,吴杰宏,石峻岭,高利军.改进自组织映射的多无人机协同任务分配方法.计算机应用..... [2022-08]

[68]徐卓君,王耀祥,黄兴,彭程.多无人机地面移动目标搜寻与定位.吉林大学学报(工学版).....[2022-08]

[69]薛珊,卫立炜,顾宸瑜,吕琼莹.采用混合域注意力机制的无人机识别方法.西安交通大学学报..... [2022-10]

[70]郑伟铭,周贞文,徐扬,罗德林.针对运动目标的多无人机协同鸽群优化搜索方法.控制理论与应用.....[2022-08]

[71]陈超,段纳,徐止政.具有输入死区与扰动的四旋翼无人机自抗扰控制.信息与控制..... [2022-08]

[72]徐其春,郭晨晨,刘志明,马亚运,潘卓,李建辉.无人机线路自主巡检的动态轨迹规划方法.电力系统及其自动化学报...[2022-08]

[73]刘庆健,疏利生,刘刚,李翱.低空无人机路径规划算法综述.航空工程进展..... [2022-08]

[74]黄斌,李昊,董金爽,王相军.六旋翼无人机测风系统实测海岛地区风剖面.湖南大学学报(自然科学版).....[2022-08]

[75]翁越男,魏小平,刘洋,韩楠,魏盛杰,刘雯,林羽丰,乔少杰.一种基于区块链的无人机集群协作监测框架设计.无线电工程.....[2022-07]

[76]陈琴,魏军平,刘洋,韩楠,吴涛,刘美琦,王鑫,乔少杰.基于禁忌搜索算法的传染病样本收集无人机调度方法.无线电工程..... [2022-07]

[77]高程,都延丽,步雨浓,刘燕斌,杨小草.基于顺序扩展一致性包算法的多无人机分布式任务分配.控制与决策.....[2022-08]

[78]李培铭,吕忠昊,方园,许杰.多小区协作无人机通信感知一体化系统的资源分配.信号处理.....[2022-08]

[79]高进.内河航道管理中无人机的应用.时代汽车.....[2022-08]

[80]刘树光,王欢.有人/无人机协同编队控制研究综述.飞行力学.....[2022-08]

[81]赵薛强,凌峻.无人机自动巡检智慧监控系统研究与应用.人民长江.....[2022-06]

[82]刘瑶,夏阳升,石建迈,陈超,黄金才.车载多无人机协同多区域覆盖路径规划方法.系统工程与电子技术.....[2022-08]

[83]吴璟,唐晨,吴宇峰,谷翔宇,赵伟,贾晓旭.固体散货自动取样无人机的设计研究.中国口岸科学技术.....[2022-06]

[84]李子豪,贺勇,高正涛.基于视觉导航的无人机自主精准降落系统.工业控制计算机.....[2022-06]

[85]王汝毅,王秀娟,高磊,岳训.多旋翼授粉无人机的作业航迹规划.中国农学通报.....[2022-18]

[86]邱洪亮,陈亮.高机动无人机机体结构疲劳寿命分析方法研究.航空科学技术.....[2022-06]

[87]胡义强,杨骥,荆文龙,杨传训,舒思京,李勇.基于无人机遥感的海岸带生态环境监测研究综述.测绘通报.....[2022-06]

[88]周建国,罗超,彭朵.微型无人机辅助的三角高程测量方法.测绘通报.....[2022-06]

[89]龚彧,刘晓宏,胥峥,丁楠,李明祖,邹振东.基于改进三维APF的无人机跟踪避障算法.中国测试..... [2022-08]

[90]焦嵩鸣,丁辉,钟宇飞,姚鑫,郑家豪.一种基于SiamRPN的无人机目标跟踪及控制算法.系统仿真学报.....[2022-08]

[91]唐上钦,谢磊,王渊,聂光成,韩统.无人机自主空战战术决策仿真系统设计与实现.计算机工程与应用.....[2022-08]

[92]李玉君,赵洪,小型无人机航测大比例尺地形图应用研究.测绘与空间地理信息.....[2022-06]

[93]王悦,董恺,何洁.基于低空无人机倾斜摄影测量的日照分析建模研究.测绘与空间地理信息.....[2022-06]

[94]程根德,刘曼.无人机在农业植保领域应用探析.合作经济与科技..... [2022-13]

[95]吕锋锋.基于无人机倾斜摄影的农村不动产精准测量研究.测绘与空间地理信息.....[2022-06]

[96]潘东泉.灭火救援中无人机的优势与应用.智能建筑与智慧城市.....[2022-06]

[97]何颖,樊俊松,王巍,孙庚,刘衍珩.无人机空地安全通信与航迹规划的多目标联合优化方法.吉林大学学报(工学版).....[2022-08]

[98]周方宇,周洁,陈超波,高嵩.基于克隆免疫决策的无人机集群协同探测跟踪.现代防御技术..... [2022-08]

[99]刘明国.影响植保无人机施药作业效果的重要因素.新农业.....[2022-12]

[100]白丽,冯志刚.无人机自组织网络多包接收智能信号检测算法.测控技术..... [2022-06]

[101]刘晓波.无人机低空遥感技术在大比例尺地形图测绘中的应用.科技创新与应用.....[2022-17]

[102]周路.无人机航空摄影测量技术在城镇地籍测量中的应用策略研究.科技创新与应用.....[2022-17]

[103]刘华峰.无人机遥感技术在测绘工程测量中的应用探讨.科技创新与应用.....[2022-17]

[104]尹长年.植保无人机在小麦病虫害防治中的应用分析.农业科技通讯.....[2022-06]

[105]董舒越,戴盼影,肖乃稼,位小记.药肥一体化无人机的应用现状及优化措施.南方农机..... [2022-12]

[106]田雨露,米志超,周雁翎,王海,芦方旭.基于改进混合粒子群算法的无人机充电路径规划方法.无线电通信技术.....[2022-08]

[107]郑锴,郑献民,殷少锋,林宏旭,孟庆豪.基于改进A*算法的无人机任务分配和航迹规划优化方法.光电与控制..... [2022-08]

[108]张健,张超,陈青,周宏平,杨风波,茹煜.环境风速对六旋翼无人机下洗气流和雾滴沉积影响研究.农业机械学报.....[2022-08]

[109]武帅,陈星维,孟祥尧,蔡春伟,柴文萍,杨世彦.具有强抗偏移及轻量化特性的电场耦合式无人机无线电能传输系统.中国电机工程学报.....[2022-08]

[110]许文鑫,张敏,熊国文.配送车与无人机的农村物流配送路径优化仿真.计算机仿真.....[2022-06]

[111]高航,吴嘉鑫,陈龙,武继刚.QoS保障下的无人机传感网安全通信路径规划.计算机工程与科学.....[2022-06]

[112]张虹波,匡银虎.基于齐次变换的低空无人机防撞导引控制方法.计算机仿真.....[2022-06]

[113]周思达,邱爽,唐嘉宁,郭川.基于深度神经网络的无人机路径决策的研究.计算机仿真.....[2022-06]

[114] [20]王安成,李建胜,郭雨岩,贺志强.无人机技术与应用课程实践教学模式探索与实践.测绘通报.....[2022-11]

[115]孙昱,周京京,魏耀聪,范铮.基于人工势场的配送无人机集群动态航迹规划.军事交通学报.....[2022-06]

[116]任思帅,侯志强,邵攀,李学东.无人机在港口消防应急的应用研究.中国水运.....[2022-06]

[117]孙义钦.无人机在航标领域的应用探讨.珠江水运.....[2022-11]

[118]薛少辉,范继,唐旭,陈晓明,王凤歌,侯勇,曾玉芸.基于椎体空间的无人机毁伤元密度分析.兵工学报.....[2022-11]

[119]赵飞虎,李哲,梁晓龙,王宁,张楠.通信带宽受限条件下的无人机集群协同搜索.电光与控制.....[2022-08]

[120]姚昌华,安蕾,刘鑫.面向多点侦察和通信服务的多无人机协同任务分配.南京信息工程大学学报(自然科学版).....[2022-08]

[121]汪磊磊.浅谈无人机技术在林业工作中的应用.农家参谋.....[2022-11]

[122]金丽华,王亚楠,胡青云,高明华,艳秀.高寒牧区无人机施药防控草原虫害技术研究.现代农业研究.....[2022-06]

[123]尹依依,王晓芳,周健.基于强化学习的多无人机协同航迹规划方法.兵工学报.....[2022-08]

[124]杨艳华,吕童,柴利.基于ESKF-MPC的四旋翼无人机轨迹跟踪控制.电子测量与仪器学报.....[2022-08]

[125]陈博琛,唐文兵,黄鸿云,丁佐华.基于改进人工势场的未知障碍物无人机编队避障.计算机科学.....[2022-11]

[126]孙晨,丁勇,谢东辉,李登华.基于图像处理下无人机拍摄裂缝辅助装置的设计研发.工程质量.....[2022-06]

[127]倪弦之,胡一鸿,罗思荃,柏浩东,刘桂英,金晨钟.农业植保无人机的发展与应用.现代农业科技.....[2022-11]

[128]汤朝吉.农用植保无人机的研究进展.农机使用与维修.....[2022-06]

[129]孙诗友.无人机倾斜摄影测量在农村房地一体测量中的应用探索.四川建材.....[2022-06]

[130]符小卫,徐哲,朱金冬,王楠.基于PER-MATD3的多无人机攻防对抗机动决策研究.航空学报.....[2022-08]

[131]王峰,黄子路,韩孟臣,邢立宁,王凌.基于KnCMPSO算法的异构无人机协同多任务分配.自动化学报.....[2022-08]

[132]薛文秀,薛文静,孙峰.浅谈无人机在森林防火中的应用.现代农村科技.....[2022-06]

[133]李雪颖,王波,张博源,张兆宽.国内植保无人机农业喷洒技术研究.智慧农业导刊.....[2022-11]

[134]王文涛,甘旭升,吴亚荣,任谨慎,王翠香.考虑不确定性的低空无人机运行风险评估方法.现代防御技术.....[2022-08]

[135]何杏宇,付冲,杨桂松,赵子豪,李梓源.基于任务与巡航方向相关性分析的无人机任务分配.计算机应用研究.....[2022-08]

[136]王翰钊,温欣玲.无人机技术在工程建设领域的应用研究重点探索.网络安全技术与应用.....[2022-06]

[137]段海滨,全秉达,刘冀川.基于指数平均动量鸽群优化的多无人机协同目标防御.北京航空航天大学学报.....[2022-08]

[138]杨雷博,周俊.限制区下货车联合无人机配送路径问题研究.计算机工程与应用.....[2022-08]

[139]姚昌华,安蕾.面向多模异构任务的无人机集群自主协同优化.电讯技术.....[2022-08]

[140]黄国辉,冀春雷,周晓光,郭亚楠.航母编队远海作战对舰载预警无人机的战术需求.火力与指挥控制.....[2022-08]

[141]徐子蒙,王博文,云霄,王晓琳.灾后无人机不确定偏好序下稳定中继选择方法.西安电子科技大学学报.....[2022-08]

[142]何飞麒.四旋翼无人机俯拍视角下的行人检测与轨迹追踪.电子测量技术.....[2022-10]

[143]徐亮,詹福宇,赵健.基于MATLAB的无人机俯仰通道内回路设计与仿真.科学技术创新.....[2022-16]

[144]沈松.无人机在消防灭火救援中的应用研究.科技创新与应用.....[2022-15]

[145]孔德旭,尹乔之,宋佳翼,魏小辉.高速无人机地面变速滑跑转弯方向稳定性研究.北京航空航天大学学报.....[2022-08]

[146]梁爱民.无人机技术在第三次全国国土调查中的应用.现代园艺.....[2022-11]

[147]蔡志浩,陈文军,赵江,王英勋.基于动态视觉传感器的无人机目标检测与避障.北京航空航天大学学报.....[2022-08]

[148]朱外明,梁培培,刘根节,赵亚娟.无人机与物流柜协同配送最短路径问题启发式算法.无线电工程.....[2022-07]

[149]路世昌,邵旭伦,李丹.卡车-无人机协同救灾物资避障配送问题研究.计算机工程与应用.....[2022-08]

[150]李欢丽,王一哲,刘士忠.一种基于协同电子对抗的无人机蜂群编队方法.战术导弹技术.....[2022-08]

[151]项芮,朱默宁,徐丽.多无人机高速公路巡逻任务规划方法.无线电工程.....[2022-07]

[152]陈宇轩,王国强,罗贺,马滢滢.基于Actor-Critic算法的多无人机协同空战目标重分配方法.无线电工程.....[2022-07]

[153]成亮,杨沛,贾燕翀,张磊源.配网线路无人机自主巡检的路径规划方法.无线电工程.....[2022-07]

[154]焦嵩鸣,白健鹏,首云锋.风机叶片精准巡视的无人机控制策略研究.中国电机工程学报.....[2022-08]

[155]梁婷,刘龙龙.虚拟仿真技术在无人机相关专业教学中的应用研究.科技风.....[2022-14]

[156]胡维月,席玉强,尹新明.中国农用植保无人机施药技术研究进展.现代农业科技.....[2022-10]

[157]张晓明.警用无人机全寿命管理标准体系研究.中国标准化.....[2022-10]

[158]吴廷新,吕艳华.考虑客户价值的卡车与无人机联合配送时变路径优化方法研究.计算机应用研究.....[2022-08]

[159]吴廷映,陶新月,孟婷.“卡车+无人机”模式下带时间窗的取送货车辆路径问题.计算机集成制造系统.....[2022-08]

[160]罗熊丰,翟象平.基于空间运动约束的无人机碰撞回避规划.计算机科学.....[2022-08]

[161]朱明波.无人机运行安全风险关键影响因素研究——基于改进DEMATEL方法.现代商贸工业.....[2022-14]

[162]王旺,米慧欣,邱蓉,唐耀辉,郭树冠.无桨叶无人机的开发研究.产业与科技论坛.....[2022-10]

[163]秦培均,张晓飞,苏才军.一种基于无人机的城市远郊管网巡检技术.中国科技信息.....[2022-10]

[164]邢璐.无人机航测技术在煤矿勘察测绘中的应用标准.中国石油和化工标准与质量.....[2022-09]

[165]赵凡.无人机在消防灭火救援中的应用分析.消防界(电子版).....[2022-09]

[166]田贤忠,闵旭,周璐.无人机辅助的服务缓存边缘计算最优卸载决策与资源分配.小型微型计算机系统.....[2022-08]

[167]杨帅东,许瑾,湛海云,汪敏.利用深度卷积特征的无人机视觉跟踪.控制与决策.....[2022-08]

[168]荆怀龙,杨箫,于晓鹏,张睿.基于无人机的丘陵果园病虫害监测系统研究.南方农机.....[2022-10]

[169]房建武,李旭阳,杜凯,薛建儒.无人机群体视角下的轨迹预测.导航定位与授时.....[2022-08]

[170]张安,杨咪,毕文豪,张百川,王雨农.基于多策略GWO算法的不确定环境下异构多无人机任务分配.航空学报.....[2022-08]

- [171]杨首阳.无人机在化工消防救援工作中的应用.化工管理.....[2022-14]
- [172]赵家乐,岳龙飞,左家亮,李秋妮,张滢.基于DDPG的多无人机压制敌防空作战智能规划.电光与控制.....[2022-08]
- [173]孙婧,汤奕琛,沈如榕.输电线路无人机自主巡检航迹优化研究.电工技术.....[2022-09]
- [174]陈佳健,董志聪,王金城,戴征献,陈清江.无人机电池户外储存装置研究.电工技术.....[2022-09]
- [175]吴松.无人机在森林防火中的应用研究.新农业.....[2022-09]
- [176]黄亮.无人机遥感技术在建设工程地形测绘中的应用.大众标准化.....[2022-09]
- [177]杜建宏,魏家喜.探究无人机在当前消防灭火和救援实战中的应用.冶金管理.....[2022-09]
- [178]刘潇逊.无人机航空摄影测量技术在地形测绘中的实践分析.冶金管理.....[2022-09]
- [179]孙淑光,孙涛.基于融合A*算法的无人机路径规划研究.电子测量技术.....[2022-09]
- [180]刘艳秋,韩晶.货车搭载多架无人机的车辆路径问题模型及算法.交通运输工程与信息学报.....[2022-08]
- [181]伍国华,毛妮,徐彬杰,马中强,赵苛欣.基于自适应大规模邻域搜索算法的多车辆与多无人机协同配送方法.控制与决策.....[2022-08]
- [182]陈红敏,徐睿,刘益江,于鹏,周镇祥.多旋翼无人机在配网线路带电作业中的应用研究.电子测试.....[2022-09]
- [183]邓明.无人机技术在智能电网中的典型应用及发展趋势.科技与创新.....[2022-09]
- [184]叶伟.无人机在消防灭火救援工作中的应用分析.消防界(电子版).....[2022-08]
- [185]张鸿运,王磊,张旭,丁宇,吕琛,王昕炜.考虑子系统执行能力的多无人机协同任务规划.系统工程与电子技术.....[2022-08]
- [186]路璐.基于微型无人机航测大比例尺地形图的测绘.黑龙江科学.....[2022-08]
- [187]牛双诚,晋玉强,寇昆湖.基于区块链的多无人机协同任务分配方法研究.系统仿真学报.....[2022-08]
- [188]许钢焱,龙玉莹,王欣悦,谢秉磊.考虑货车-无人机协同的灾后应急响应策略及调度优化.安全与环境学报.....[2022-08]
- [189] [18]严惊涛,刘树光.基于组合赋权的对地攻击无人机自主能力云模型评价.北京航空航天大学学报.....[2022-08]
- [190]李奎,郑鹏.基于重载四旋翼无人机结构设计.起重运输机械.....[2022-08]
- [191]焦嵩鸣,白健鹏,首云锋,陈雨溪,钟宇飞.基于无人机视觉的风机桨叶叶尖定位方法.计算机工程与应用.....[2022-08]
- [192]余诣,张璟,黎相伟,李继业,高坚.基于复合式横梁的载重植保无人机设计.科技与创新.....[2022-08]
- [193]卞康亚,张海波,赵静,肖留斌,陈永明,王风良,杨荣明.不同杀虫剂应用植保无人机防治玉米草地贪夜蛾试验.浙江农业科学.....[2022-06]
- [194]刘聪,李佳骏.基于最优停机点选址的城市无人机任务分配模型研究.云南民族大学学报(自然科学版).....[2022-08]

(引自中国知网)

征稿启事

Contribution Wanted

《联合飞机》(逢季末出版)系深圳联合飞机科技有限公司(国家级双高新企业)主办的内部资料性出版物,秉承“科学性、大众性、开放性”宗旨,坚持“联飞动态瞭望的窗口,传报无人机心灵的青鸟”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.zhzc.com

邮箱:info@zhzc.com