

中空长航时无人机动力系统发展分析

Analysis to the Development of Power Systems for MALE UAVs

■ 陈迪 田佳浩 李明新 雷乾乾 / 中国航空气动力技术研究院

中空长航时 (MALE) 无人机的发展和应用, 从平台性能、载荷需求、机场适应性、适航认证、供应链自主可控、可靠性和安全性等方面对于发动机这一核心关键设备提出了总体需求, 对中小型航空发动机的型谱规划、系列化发展、模块化设计、研制思路、鉴定定型、全生命周期低成本要求带来了思考和启示。

由 航天科技集团研制的“彩虹”系列中空长航时 (MALE) 察打一体无人机, 在去除火控及机载武器系统、敌我识别设备、军用数据链等典型装置, 集成光电吊舱、测绘相机、激光雷达、高光谱相机等民用领域监视测量载荷后, 可广泛服务于国民经济建设和社会发展。此类无人机的广泛应用, 可进一步推动中小型航空发动机技术的创新及发展。



“彩虹”-4 中空长航时无人机

动力发展需求研究

中空长航时无人机动力装置普遍选取常规吸气式小型涡轮发动机或往复内燃机, 每一代无人机整机的升级换代都伴随着发动机产品的能力提升。新能源类动力装置也在蓬勃发展中, 但距离实现通航产业化还需要有技术的成熟和配套的完善。

目前, 国内主流的几款中空长航时无人机皆为军民两用型, 民用平台大部分基于前期的国内军用和军贸无人机平台适应性改装而成。相较于民用产品, 军用产品面对真实的战场环境、复杂的气象和电磁场环境, 其性能要求更高、功能要求更全、自主可控要求更加苛刻、采购价格更高。

受行业特点、应用领域、市场

规模等影响, 鲜有为通航应用而单独研制的动力产品, 仅在物流运输领域有几款新平台诞生, 但尚未形成规模和产业化。

活塞式发动机技术需求分析

中空长航时固定翼无人机为实现高升力、高升阻比、缓失速特性续航, 通常采取小后掠角、大展弦比、长直机身“滑翔机”式设计, 中小型活塞式发动机 ($\leq 300\text{kW}$) 因价格低、油耗低、技术成熟、维护简单等优势, 辅以恒速螺旋桨, 可以实现起飞、爬升、巡航和着陆等典型剖面

内的功率推力最优匹配, 因此中小型航空活塞式发动机在很长时间内依然会成为该类无人机的首选动力源, 几款典型航空活塞式发动机的技术参数如表1所示。

出于航空活塞式发动机技术发展的需求, 在核心关键产品自主可控的要求以及产业链和供应链补链强链的大背景下, 以航天科工31所、重庆宗申、安徽航瑞等为代表的发动机研制单位已经开展了国产化研制工作, 并得到了广泛验证。

重油发动机需求

航空重油较常规的车用汽油

表1 典型航空活塞式发动机主要指标

品牌	型号	功率/kW	质量/kg	功率质量比/(kW/kg)
Rotax	582 UL	48	63.2	0.76
	912IS/ISC	72	75.4	0.95
	914 UL/F	84.5	74.7	1.13
	915 IS/ISC	104	84.6	1.23
Limbach	L2400 DT/ET	96	86	1.12
	L2400 DX	118	86	1.37
	L2000 EA	59	74	0.8
	L2400 EB	64	82	0.78

和航空煤油安全系数高、燃烧效率高，也便于存储和获取。重油航空活塞式发动机多采用高压共轨式供油，油耗低，可大大提升现有平台的航时航程。美国在“捕食者”系列RQ-1的基础上通过换装重油发动机升级为MQ-1C“灰鹰”后，起飞质量由1t提高到了1.6t，航时从24h提高到了36h，核心性能和作战能力大大提升。在满足功率需求下的轻量化设计、增压匹配技术、高效可靠燃烧技术是重油活塞式发动机研制中的技术难点。

多级增压技术

为了解决航空活塞式发动机的高空功率衰减问题，进气增压是行之有效的措施。一般采用单级涡轮增压后，航空活塞式发动机的工

作高度能达到8000m；为了提高升限、解决高原起降问题，两级甚至多级增压技术亟需攻克。目前国际研究的三级增压，甚至可以将航空活塞式发动机的飞行高度提高到24000m，而国内在这方面起步相对较晚。此外，由多级增压带来的各级高效匹配、裕度设计、高空舱标定、高效中冷及综合热管理技术均是重点研究方向。

寿命评估及健康检测技术

中空长航时固定翼无人机飞行高度集中在5~10km范围内，平均飞行时长在20h以上，飞行剖面相对简单。目前“彩虹”-3/4民用型选装的Rotax 914发动机经过美国联邦航空局（FAA）认证，大修间隔（TBO）为2000h；但从目

前大量的航空物探作业飞行来看，发动机达到800h以后质量问题多发，表现为排气歧管断裂、曲轴箱磨损增加、化油器渗漏等。与通航飞机相比，中空长航时无人机因飞行高度更高、飞行时间更长，需要对发动机载荷谱和热力循环进行适应性评估，以重新制定首翻期和维修计划。针对长时间留空驻留，不能频繁起降检修，在曲轴箱、汽缸本体、安装支架和防火墙上加装发动机健康监控系统变得尤为必要，可通过振动监测和在线诊断及及时发现故障征兆，并开展预防性维护和修理工作。

涡轴发动机技术需求分析

中空长航时垂直起降无人机市场需求旺盛，此类无人机构型涵盖了单旋翼、纵列式、倾转旋翼等。飞行模态复杂是该类无人机平台的典型特征，因此对发动机的环境适应性和能量密度提出了较高的要求，涡轴发动机成为其首选动力。

高速度飞行

现阶段无人直升机的速度包线基本被约束在Ma0.3以下，倾转旋翼类无人机既有直升机垂直起降的优势，又具备固定翼飞机速度快的特点，因此可广泛地应用于边远地



发动机典型故障表现

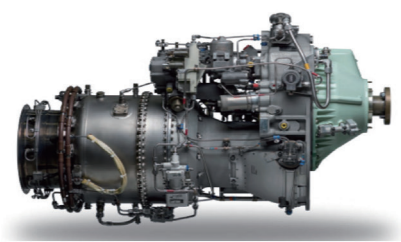
区物资投送和岛屿间运输。此类型无人机的最大飞行速度可达 $Ma0.4$ 以上，因此为了突破发动机速度包线以满足无人机的使用要求，须针对现有的国产发动机的进排气系统进行改进设计，并进行相应的仿真计算、地面台架试验和高空台试验，为飞行性能评估提供数据支撑。

高精度恒转速及变转速控制

垂直起降无人机不断向多模态和高机动方向拓展，对于需要兼顾多模态的旋翼分系统，对转速的变化极为敏感，为保证旋翼在不同模态下均能维持较高效率，需将旋翼恒转速控制的精度维持在极高的水平，否则会导致单个模态下旋翼效率急速下降而造成飞机控制发散；此外，为适应飞机多模态飞行的需求，旋翼需在不同工作模式下以不同转速工作，而当前涡轴发动机一般为单个恒转速控制输出，因此需通过优化发动机控制率实现对多个恒速点的变转速需求。

混合电推进系统

与搭载传统发动机的飞行器相比，混合动力飞行器具有节能环保、振动量级和噪声水平低、结构简单、操纵便捷等优点。针对旋翼无人机，在起降阶段和做高机动飞行时，采用“涡轴+电机”的并联式混合电推进模式，既能提供充足的动力来源，也能实现动力的快速响应，以实现高精度恒转速及变转速控制；巡航阶段，将涡轴发动机设定在最佳工作状态，在降低油耗的同时，也能给储能装置充电。能源管理技术是混合电推进系统的关键技术之一，其中基于规则的稳态能量管理策略、基于优化算法的动态能量管理策略、能量的动态协调控制等均是研究的重点。



美国 Predator B 无人机与 TPE331-10T 涡桨发动机



以色列 Heron TP 无人机与 PT6A-67A 涡桨发动机



土耳其 Akinci B 无人机与 AI-450T 涡桨发动机

涡桨发动机技术需求分析

在中空长航时无人机领域，涡桨发动机比活塞式发动机具备更强优势：功率更大；功率质量比处于 $3.5 \sim 4.8 \text{ kW/kg}$ 之间，远高于活塞式发动机的 1 kW/kg ；高速旋转部件比活塞式往复部件振动量级更低；在 $8000 \sim 15000 \text{ m}$ 高度具有更好的高空性能。目前国际上使用涡桨发动机作为动力的无人机平台集中在 5 t 级，主要有使用 TPE331-10T 涡桨发动机的 Predator B 无人机、使用 PT6A-67A 涡桨发动机的 Heron TP 无人机、使用 AI-450T 涡桨发动机的 Akinci B 无人机，详细技术参数见表 2。

更高电功率的提取

中空长航时无人机强调广域、远距、综合应用，一般搭载合成孔径雷达、卫星通信设备、机载防撞系统、光电吊舱、语音电台等应用载荷。用电功耗的增加对发动机电功率提取提出了更高的要求，例如，搭载 500 kW 级轴功率的涡桨发动机需要提取 15 kW 以上的电功率。此外单发无人机出于系统备份的考虑，至少要实现 2 台机载发电机的共同发电输出。需要发动机研制单位在改型研制过程中增加电功率提取能力及裕度设计，并重点评估由于用电功率加大带来的发动机性能变化、

表2 典型涡桨型无人机主要指标

技术参数	Predator B	Heron TP	Akinci B
最大起飞重量 / kg	4763	5670	5500
有效载荷 / kg	1747	2700	1350
最大速度 / (km/h)	444	407	316
最大航时 / h	27	36	25
升限 / km	15.2	13.7	13.7
发动机起飞功率 / hp	944	1200	750双发
起飞状态耗油率 / (kg/(kW·h))	0.3	0.33	0.35
质量 (kg)	175	236	180
功率质量比 / (kW/kg)	4.02	3.74	3.06
起动发电机 / kW	11.2	11.2	12
发电机 / kW	45	11.2	3
大修间隔 / h	7000	4000	2000
发动机售价 / 万美元	80	150	60

油耗变化和使用限制等因素。

滑油系统适应性改进

相比于通航有人机的飞行高度，需要评估中高空长航时无人机用涡桨发动机的滑油系统工作能力，尤其是轴承腔和滑油箱压力变化、滑油泵的泵油能力、封严效果等，避免影响发动机润滑和冷却。此外长时间飞行，滑油消耗量也会加大，有必要进行滑油筒扩容，具备滑油液面监测和低液位报警功能，进一步保障发动机工作安全和平台飞行安全。

飞发浆一体化操控

涡桨发动机的恒速或恒功率控制、电动或液压恒速螺旋桨的转速控制需要综合考虑以降低操纵难度。通过飞机、发动机、螺旋桨的全权限数字式电子控制 (FADEC) 系统的一体化设计，可以将发动机起停、功率杆操纵、螺旋桨选速/顺桨控制、飞机应急手动控制、引气、放气等操作集成至发动机控制单元或机电

管理计算机，实现最佳性能匹配输出和一体化操控。

发动机研制特点

随着无人机这一新域新型航空产品的高速发展，用户对飞行器平台的使用要求必然会引起发动机产品的研制思路和特点发生变化。无人机平台总体和发动机设计师应紧密耦合、高效协同，在进气道与发动机匹配、排气管与后机身安装性能、环控引气与性能、稳定性分析、发动机冷却散热器布局与飞行阻力分析等方面实现飞发一体化设计。

在研发理念上，要坚持以需求为牵引，紧跟无人机总体要求，实现由技术供给向能力需求牵引的转变；坚持飞发一体化研发，飞行器平台与动力深度耦合，进发排一体化设计；贯彻模块化设计理念，具备健康监测和在线诊断功能，降低运维团队外场检测检修保障压力；将国军标和适航体系充分融合，在

性能考核、定型审查等关键环节中确保一套数据双向认可，降低试验成本；坚定低成本理念，控制全生命周期费用。

在研发模式上，坚持设计一步到位、能力逐步释放的渐进式研发；在初始能力阶段，完成发动机基本功能性能考核，后期随着无人机共同迭代升级；在无人机上领先试用，在向总体交底的基础上逐步放开能力、寿命和使用限制；贯通设计、工艺、制造、检测的数据模型传递，为产业链数字化和数据化发展夯实单机产品基础。

在研发流程上，可以尝试研、试、用并行；考虑将性能验证与鉴定试验并行，完成性能验证之后即可考虑无人机平台挂飞；发动机论证及总体设计阶段，进一步践行核心机架构设计，力争达到系统组化、部件模块化和设备通用化。

结束语

中空长航时无人机在服务国民经济建设和社会发展中已经展现了多元化应用，未来随着通航产业的进一步发展，结合人工智能、大数据、增材制造、物联网技术创新发展，该类无人机将会在相当长一段时间内继续保持蓬勃生命力。无人机既可以作为新型民用载荷的搭载集成平台，又可以作为新研新改发动机的飞行试验载机平台，与发动机试验台地面试验、高空台试验互为补充、相互验证，进一步缩短研制周期，降低研制成本，支撑我国航空发动机产业发展。

航空动力

(陈迪，中国航天空气动力技术研究院，高级工程师，从事“彩虹”无人机系统项目管理相关工作)