

M250发动机发展之路

Development of M250 Engine

■ 王士奇 / 中国航发研究院 刘子娟 / 中国航发动研所

罗罗公司于2019年宣布，其基于M250型发动机发展而来的、面向下一代航空动力的混合电推进动力系统成功完成了地面测试，向2021年实现试验飞行的目标跨出了一大步。从1961年首飞算起，M250系列发动机在历经60年磨砺之后，又在新一轮动力变革浪潮中担起重任。

最初由美国艾利逊公司研发生产的M250系列发动机，包含了涡轴和涡桨两种发动机，输出功率为184 ~ 526kW，其民用涡轴型编号为M250-C，军用涡轴型编号为T63或T703，涡桨型编号为M250-B。1994年，艾利逊公司被罗罗公司收购后，M250型发动机也被罗罗公司纳入其产品线。在此基础上，开发出了RR300型涡轴发动机。

M250发动机的研发背景

M250发动机的需求最初是由美国陆军于1957年在美国国家航空咨询委员会（NACA）会议上提出的，希望获得一型功率为184kW（250hp）的燃气涡轮发动机。这项需求是基于美国陆军在1956年进行的一系列研究，以及对未来飞机需求的评估后提出的。美国陆军认为，针对这样一种轻型直升机，采用功重比更高的燃气轮机是非常必要的。

除了艾利逊公司之外，当时参与竞争的还盖瑞（Garrett）公司、寇蒂斯-莱特（Curtiss Wright）公司、特里达因大陆发动机（Tridane Continental Engines）公司和莱康明（Lycoming）公司。艾利逊公司于1958年3月正式提交了其设计方案，

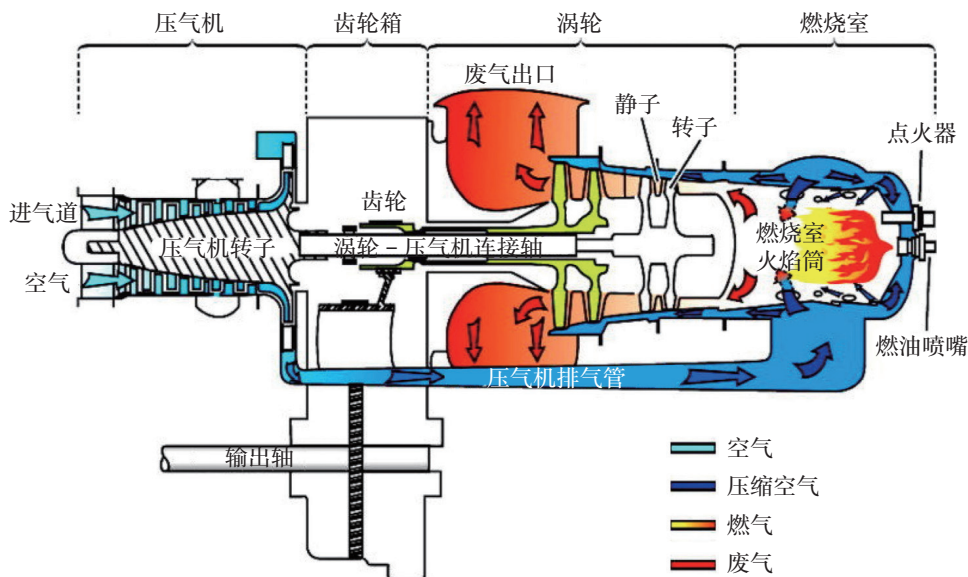


图1 M250-C20发动机剖面结构

并于同年6月赢得了生产250台T63军用发动机的合同。

在进行一系列的结构优化、性能改善、耐久性测试以及多工况飞行测试工作后，T63-A-5发动机在1962年12月获得了军方的型号批准，其民用型号250-C10也通过了美国联邦航空局（FAA）的适航认证。T63-A-5发动机被指定为轻型侦察直升机（LOH）项目的动力装置安装在3款候选直升机上，即贝尔公司的YOH-4A、席勒（Hiller）公司的YOH-5A和休斯飞机（Hughes Aircraft）公司的

YOH-6A。1965年5月，休斯飞机公司赢得了陆军的合同，并于1966年开始交付OH-6直升机。1968年，美国陆军又重新安排了LOH竞赛，贝尔公司的OH-4A胜出，即后来著名的OH-58A基奥瓦直升机。这两款军用直升机在越南战场上的大量使用，为T63系列发动机的发展奠定了坚实基础。随着采用M250-C18发动机的贝尔206A直升机（民用型OH-58A）和休斯500直升机（民用型OH-6）的成功，M250C系列发动机几乎独占了轻型涡轮发动机市场。

随后，艾利逊公司开始研究 M250 发动机的 II 系列，并于 1970 年 5 月通过了认证。在随后的几十年中，它又继续发展出了许多衍生型号，以及具有增强和改进功能的 III 系列和 IV 系列。到 20 世纪 80 年代后期，T63 /M250 已在欧美国家中占据了 80% 的轻型涡轮发动机市场份额。罗罗公司收购艾利逊公司之后，仍在不断地对 M250 系列发动机进行改进。

M250 发动机设计特点

M250 发动机采用了独特的回流式布局结构：齿轮箱位于发动机的中部，压气机组件用螺栓安装在齿轮箱的前面，涡轮和燃烧室组件（包括排气罩）与其后表面相连（典型的剖

面结构如图 1 所示）。在这种布局下，气流以传统方式从前方进入集气和压缩系统，压缩后的高压气体从离心压气机的扩压器流出后，通过一个长扩压管道进入发动机后部的燃烧室内，高温高压的燃气从燃烧室流出后进入高压涡轮段，此时的气流方向已经改变了 180°。两级高压涡轮（早期型号为单级）通过高压轴与压气机相连接，燃气继续通过两级动力涡轮产生轴功率。用同心轴连接动力涡轮和减速箱，减速机构位于离心压气机和排气/动力涡轮系统中间位置。从动力涡轮后排出的气体折转 90° 后，通过两个 V 字形的排气管道沿径向排出发动机。

M250 发动机独特的机械布局有诸多优势：减速器铸件是发动机的

主要构件，固定在安装板上；压气机以及涡轮/燃烧室组件均用螺栓与减速器相连，方便使用和维护；燃烧室位于发动机的后部也很容易拆卸。另外，选择中部减速器，而未将功率传动轴放在压气机前部有两个原因：该发动机有涡桨和涡轴两种形式，对涡桨型来说，需要将螺旋桨减速器置于压气机前部；而且，前部功率传动需要动力轴与压气机同轴运转，中部减速器的垂直功率提取装置比同心轴的设计要简单。

M250 发动机的系列化发展

在保持上述布局结构基本不变的情况下，M250 型发动机共发展了 4 个系列（不同型号的取证年份和起飞功率分布如图 2 所示）。

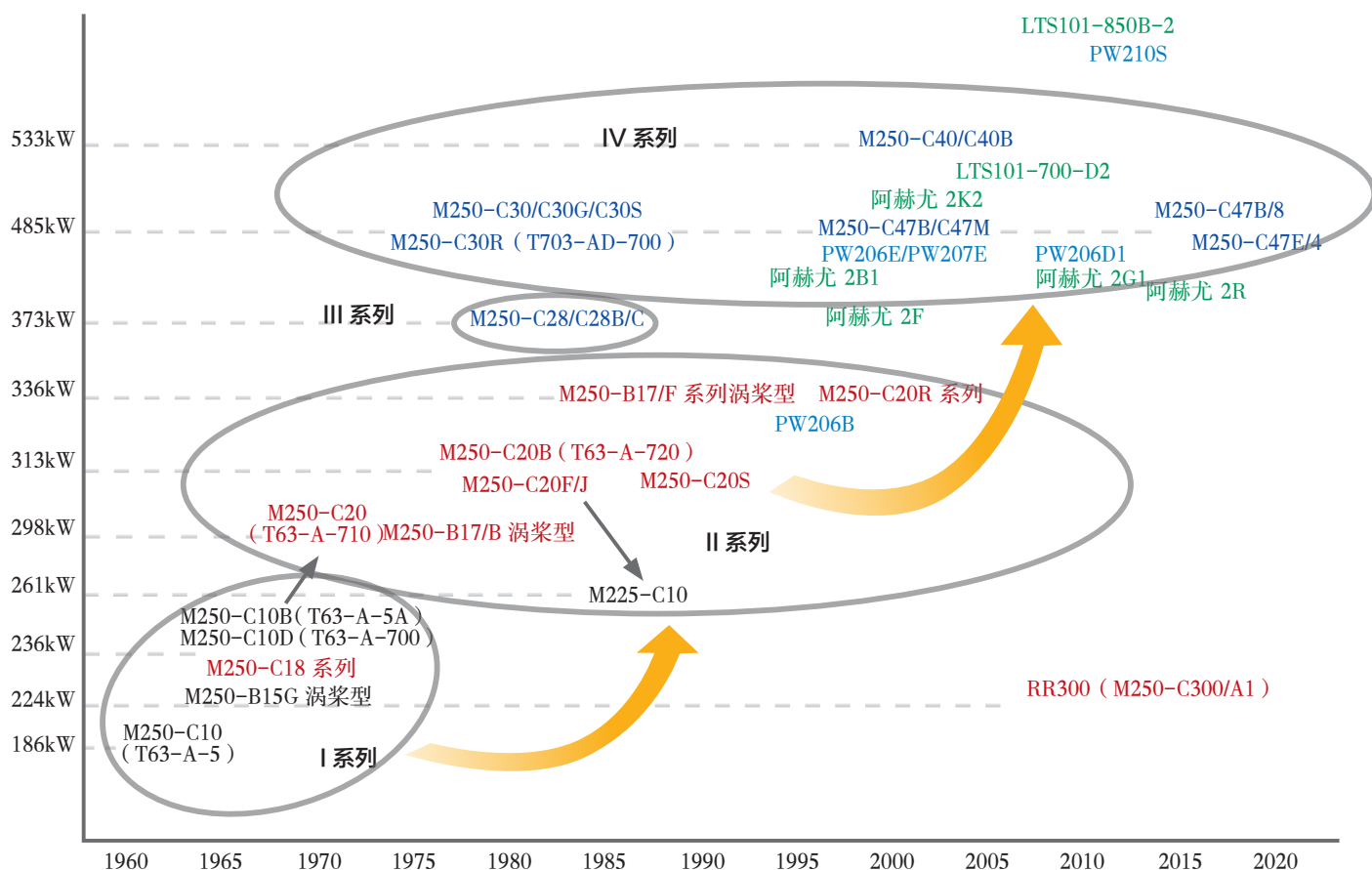


图 2 M250 型系列发动机图谱

I系列是最早发展的型号，其涡轴型的功率为186 ~ 236kW。I系列涡桨发动机主要是236kW的M250-B15G型，用于赛斯纳飞机和比奇飞机的活塞式发动机替换。该系列发动机采用的是“6级轴流+1级离心”的组合压气机结构，在当时的技术条件下，艾利逊公司认为只有采用这种压缩形式，才能达到所需要的6.2 : 1的增压比。

II系列发动机是在I系列M250-C18的基础上改型而来的，其涡轴型的功率提高到了294 ~ 331kW，主要是为了响应军民用户对增加发动机功率、提高可靠性和延长使用寿命的需求。为了提高功率，II系列发动机通过加大压气机直径，使流量增加了13%；采用了更先进的材料，从而提高了涡轮前温度。从1971年到1995年，II系列的涡轴发动机共生产了15301台，II系列的M250-B17/A11涡桨发动机生产了958台。此外，艾利逊公司还以国际合作的方式研发了低成本的低成本的M225-C10涡轴/涡桨发动机并于1987年3月通过适航认证，但该项目后被取消。II系列的发动机依然采用了组合式压气机结构，早期型号为“6级轴流+1级离心”，而后期型号为“4级轴流+1级离心”。

III系列即M250-C28涡轴发动机，其额定起飞功率为368kW，是艾利逊公司于1972—1973年为满足商用直升机运营商对加大功率和更高飞行速度的要求而研制的，并于1976年5月通过适航认证。III系列主要对压气机进行了重新设计，由之前的组合压气机结构改为了单级离心压气机，压比从之前的6 : 1提高到了8 : 1，在简化结构的同时也

使性能得到了大幅提升，其空气流量也比组合压气机大。为满足流量和压气机的压比的增加并提高效率，涡轮的气动性能也进行了相应改进。

IV系列涡轴发动机是艾利逊公司为了满足轻型直升机功率增加的要求，在M250-C28发动机的基础上，于20世纪70年代中期开始研制的，主要包括478kW的M250-C30/-C47系列和526kW的M250-C40系列民用发动机，以及T703-AD-700军用型发动机（民用型为M250-C30R）。M250-C30于1978年3月通过适航认证，T703-AD-700则在1981年7月通过了军方验证试验。为获得更高的功率输出，IV系列的单级离心压气机进行了重新设计，以增加发动机空气流量。

可以看出，艾利逊公司根据输出功率的大小将M250型发动机分成了4个系列，从I系列发动机到IV系列发动机的额定输出功率是最初的2.8倍，主要的技术改进包括：对压气机进行重新设计，从轴流-离心组合压气机结构改为单级离心式结构，提高了压比和流量；对涡轮气动性能做了改进，使涡轮效率提高，同时压气机和涡轮的匹配性更好；对涡轮材料作了改进，使涡轮工作温度提高。

RR300发动机

60年来，M250系列发动机发展了4个系列几十种型号。为了确保在小功率涡轮发动机领域的领先地位，罗罗公司在M250-C20的基础上研发了起飞功率为221kW（300hp）的RR300发动机，并于2008年通过了FAA的适航认证，其在适航文件中的型号为M250-C300/A1，应视为II

系列中的最新型号。

RR300保持了与M250发动机相似的外观和结构，去掉了II系列中的轴流离心组合式压气机，代之以IV系列中的单级离心压气机，并通过进一步的优化设计，使压比达到了6.2 : 1。目前，RR300的市场定位是替代轻型直升机和通用飞机所用的活塞式发动机，其主要的装备对象是罗宾逊R66直升机和贝尔47-GT-6直升机。

目前，罗罗公司在适航文件中将M250重新归为两个系列，即其中II系列包含了上述M250-C18/-C20系列和RR300发动机，如图2中红色型号所示；C28系列包含了III系列和IV系列的相关型号，如图2中的蓝色型号所示。

M250与竞争发动机之间的对比分析

长期以来，M250/T63发动机几乎垄断了轻型涡轮直升机动力市场（如图2所示），直到20世纪90年代以后，莱康明公司（现霍尼韦尔公司）的LTS101涡轴发动机、普惠加拿大公司的PW200系列发动机和透博梅卡公司（现赛峰直升机发动机公司）的阿赫尤系列发动机才开始在市场上与其III和IV系列发动机正面交锋。从结构上来讲，这3型发动机互相之间非常类似，均采用了单级离心压气机、回流式燃烧室、单级动力涡轮，以及同心轴功率前置输出的结构形式，使得发动机的整体布局更加紧凑。

通过M250-C47发动机与几款同年代竞品发动机相关技术参数的比较（见表1）可以看出，竞品发动机的整体尺寸均显著小于M250发

表1 同年代竞品发动机参数对比

型号	取证年份	干质量/kg	起飞功率/kW	功重比/ (kw/kgf)	动力涡轮 前温度/°C	控制系统	长/mm	宽/mm	高/mm
LTS101-700D-2	2008.2	127	546	4.3 : 1	923	机械液压	802	492	630
阿赫尤斯 2K2	2003.8	112.8	504	4.47 : 1	929	单通道电子控制+ 机械液压手动备份	973	538	638
PW207E	2000.10	113.7	482	4.24 : 1	900		930	540	620
M250-C47B	1999.8	127	485	3.82 : 1	779		1100	560	650
M250-C47E/4	2017.5	131.5	485	3.69 : 1	779	双通道FADEC	1100	560	650

动机，同时其功率/质量比又有明显提高，这得益于竞品发动机设计时气动设计技术、材料制造工艺的大幅提高。但这并不意味着M250发动机的设计就是落后的，相反，正是这样的设计为其保留了充分的改进空间，与主流的设计指标保持一致。以动力涡轮前温度为例，3型竞品发动机的均在900℃以上，而M250型发动机的仅为779℃。这得益于M250发动机的两级动力涡轮，相比竞品发动机的单级动力涡轮，具有更强的作功能力。虽然增加了质量和长度，但是承受的温度更低，就能够大幅降低动力涡轮的成本，并提高其可靠性。

M250发动机是罗罗公司目前的涡轴产品中，输出功率最小的发动机，与之接近的是750 kW功率的Gem发动机，但是此发动机的设计年代过于久远，目前正在被罗罗公司与霍尼韦尔公司合作研发的LHTEC T800涡轴发动机（1100 kW）所替代。混合电推进动力系统被普遍认为有望最早在轻型飞机中实现商业应用，其需要的功率约在500 kW~1 MW。采用成熟可靠、性能先进、功率覆盖范围适合、市场占有率大且具有独立知识产权的M250型发动机作为其研发混合电推进动力

系统的基础，自然而然地成为了罗罗公司的不二选择。

M250发动机发展启示

M250发动机获得如此巨大的成功并不是偶然的，总结起来有以下几个因素。

一是低价竞争，独占市场。当初，在面对轻型涡轮发动机这个需求巨大，但又充满不确定性的市场时，公司的决策者就主动向军方减少发动机研发预算，并单方面补贴研发费用，以赢得军方订单。在产品成功投放市场后，又主动压低价格，降低利润，使得后来者难以进入该市场，从而使M250发动机能够长期独霸轻型涡轮发动机市场。同时，较低的价格又极大地拓展了轻型涡轮发动机的应用市场，并用来替代固定翼通用飞机的活塞式发动机。

二是修炼内功，精进技术。M250发动机在设计之初就提出了较高的设计指标，以高效率和高功重比成功赢得了军方的竞争，为实现这些技术指标做出了很多独特的结构设计。虽然市场不断提出对更高功率和更高效率的需求，但随着更先进的设计技术、制造工艺和加工材料的不断出现，M250发动机虽然

一直采用的是20世纪50年代的结构布局，但是一直在响应市场的需求，吸收和融合各项技术的发展，使得其技术指标一直处于前沿。

三是可靠高效的运行纪录。在设计之初，M250发动机就采用了模块化设计，并充分考虑了操作维护的便利性和运行的可靠性，之后又经历了越南战场环境的打磨，为高性能和高可靠性的运行纪录打下了坚实的基础，并在民用市场的大规模应用中得到了延续和进一步的验证。

航空动力

（王士奇，中国航发研究院，工程师，从事航空发动机总体性能工作）

参考文献

- [1] Leyes A , Fleming W . The history of north American small gas turbine aircraft engines[M]. 1999.
- [2] Wikipedia . Allison Model 250[EB/OL].[2021-5-24]. https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Allison_Model_250&oldid=997005073 (accessed May 23, 2021).
- [3] EASA Type-Certificate Data Sheet. 250-C28 series engines[R]. No. IM.E.109, Issue 04, 2017.
- [4] EASA Type-Certificate Data Sheet. 250 Series II engine[R]. No.IM.E.052, Issue 02, 2019.