

新构型高质量多模态涡喷推进系统方案*

High-Quality and Multi-Modal Turbojet Propulsion System Scheme

■ 卢娟 张翠珍 袁善虎 牟园伟 陈健 刘锋 王奉明 / 中国航发研究院

质量是航空发动机发展永恒的主题,贯穿于发动机全生命周期,而在设计阶段尤为重要。通过简化变循环发动机结构形式,采用全新的高推力、低油耗、变循环、高质量的多模态推进系统方案,可提升未来先进变循环发动机质量可靠性,支持未来飞机“短时加速冲刺、长时闲庭信步”。

从提升装备作战效能和作战质量角度出发,未来战斗机一方面需要具备远航久航的能力,才能飞得更远,实现将拒止区外延;另一方面需要具有超声速巡航能力,才能飞得更快,在遇敌情时能快速抵达及敏捷机动作战;与此同时还需要具备大功率提取能力,以支撑机载高能武器的能量需求。战斗机上述能力的实现,需要推进系统朝提高高速飞行推力、降低低速巡航耗油率、同时具备宽飞行包线稳定工作能力的技术方向发展。而对于固定几何形状的发动机而言,高推力与低油耗通常是一对设计矛盾,无法同时兼顾,正是在这样的技术发展趋势推动下,变循环发动机的概念应运而生,对航空发动机的发展具有非常重要的意义,对发动机智能化发展起到了推进作用。

项目研究

变循环发动机可在一台发动机上,通过改变发动机一些部件的几何形状、尺寸或位置,实现不同的热力循环,使得发动机在整个飞行过程

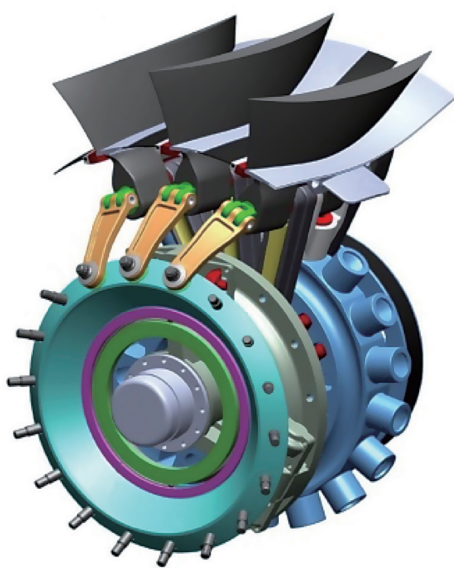


图1 转子叶片调节机构示意^[1]

中兼顾不同类型发动机的特点,发挥发动机最大潜能。目前变循环主流技术方案大多采用多涵道调节方式实现发动机工作循环的改变,但与此同时,由于引入众多调节机构,导致发动机结构过于复杂,工程实现难度大且可靠性难以保证,并且附加的系统质量使性能收益大打折扣,这也正是美国F-22战斗机在动力选型中选择了固定循环的F119发动机,而放弃变循环的F120发动

机的一个重要考量因素。

创新团队面向未来航空发动机研制需求,立足简化变循环结构形式,开展了面向质量的航空发动机创新研究,提出了一种兼顾高推力与低油耗的高质量、变循环多模态推进系统。

方案提出

针对传统构型的航空发动机安装推力部分区域损失较大(局部区域高达20%~30%),而三涵道自适应发动机结构又过于复杂且工程可实现性差的问题,创新团队提出如下思路:一是将视角从单纯发动机扩展到整个推进系统,力求实现较低的全域安装损失;二是使发动机工作模式更加丰富化,高速飞行时以大推力模式工作,低速飞行以低油耗模式工作,力求降低全域飞行耗油率;三是在满足性能、功能的同时使结构尽量简化,力求收益付出比最大。

由发动机工作原理可知,压比变化是实现发动机变循环功能的重要基础。本方案打破传统发动机都是静子可调的调节方式,提出采用转子叶片可调的设计思路,如图1所

*基金项目:先进航空动力创新工作站(HKXC2019-01-001)

示意，实现了风扇压比调节范围可达 $(1.0 \sim 1.4) : 1$ 。

通过转子叶片角度的调节，可实现发动机压比改变。但与此同时，由于压比变化改变了发动机的抽吸能力，导致流量最佳匹配关系被破坏，带来溢流损失。为此，通过设置溢流减阻通道，采用进气锥、前后流量调节阀、可调几何部件等联合调节，实现进气道与主机流量智能匹配控制，解决了溢流问题，降低了全包线安装推力损失，实现了宽速域高效推进。根据飞行状态不同，通过转子叶片角度调节可实现推进系统总压比在 $(1.0 \sim 1.4) : 1$ 、涵道比在地面 $(0.2 \sim 0.9) : 1$ 、在空中 $(0.6 \sim 1.3) : 1$ 范围内可调，兼顾了高速大推力与低速低油耗两种工作模式。

创新效能

创新团队以转子叶片可调为核心创新点，通过智能感知作战任务需求的控制算法与匹配规律，将发动机巡航省油工作模式与机动作战大推力工作模式耦合，同时采用进气道与发动机流量智能匹配与调节技术

控制安装推力损失，可实现发动机高效提供匹配作战任务的最佳推力和油耗，将高效工作区间进行大幅度拓展，如图2所示。

本项目提出的大推力与低油耗工作模式“合体”的新构型，可支持未来飞机“短时加速冲刺、长时闲庭信步”作战效能的实现，项目创新点主要有两个：一是采用转子叶片可调实现了压比可变，进而实现发动机多工作模式智能耦合，兼顾机动作战大推力、待战巡航低油耗；二是提出了最佳有效推力智能寻优策略，采用进气道流量与主机流量联合调节，避免溢流，实现了宽域飞行低安装推力损失。

对比美国的三涵道自适应发动机，团队提出的新构型多模式推进系统在功能上与其相当，涵道比实现了大范围可变，全域耗油率降低了12%，有效地提升了发动机工作品质。此外，在构型上也具有明显优势，结构大为简化，发动机固有可靠性得到提高，本方案的具体构型优势体现为：一是省去第三涵道，径向尺寸更为紧凑；二是采用进气道与发动机联合调节，简化了控制

逻辑与作动机构；三是几何调节变量较美国三涵道方案由11个减少为7个，变量数降低36%；四是省去核心机驱动风扇，核心机结构相对简单；五是省去涵道风扇，避免了封严等问题。

目前，创新团队先后开展了概念探索、总体匹配及部分关键技术研究，积累了一定研究基础，但总体而言技术成熟度偏低。为助推新概念落地，进一步促进技术成熟度提升，后续拟选取成熟的涡扇发动机为验证平台，开展原理技术验证方案研究及对关键零部件进行功能演示验证，为后续开展验证机设计提供技术支撑。

结束语

高推重比、多用途、经济适用性是航空发动机发展的必然趋势，大力发展变循环/自适应发动机技术是应对未来航空动力发展需求的必由之路。创新团队提出的新型高效多模式推进系统，在兼顾提升飞机远航久航、机动作战能力的同时，可降低全域安装推力损失及耗油率，属“原创类”概念，相关创新研究促进了航空动力自主创新，为未来航空发动机发展贡献出中国智慧提供了一种中国方案。

航空动力

(卢娟，中国航发研究院，高级工程师，主要从事航空发动机综合技术论证、总体性能分析及涡轮气动设计等相关研究)

参考文献

- [1] Violette J A, Loos E S. Mechanical design of a variable pitch fan for turbofan engines[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, 2010.

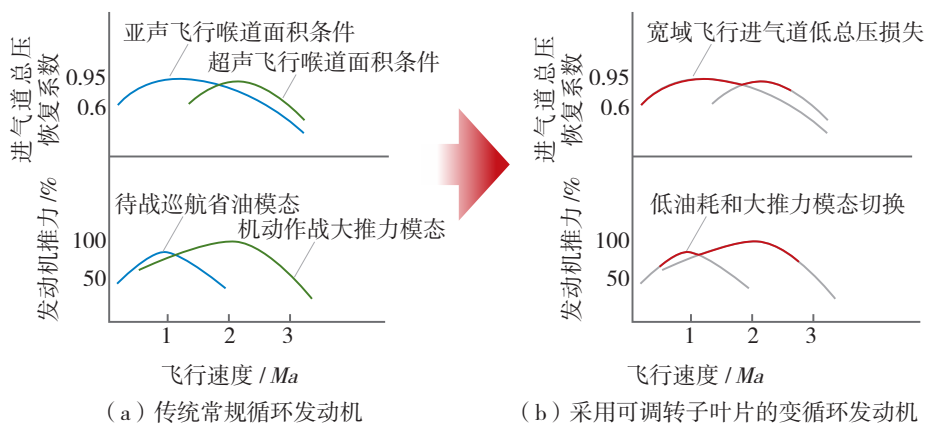


图2 高效工作区间拓展示意