

前涵道引射器的研究现状及发展趋势

Research Status and Development Trend of FVABI

■ 张鑫 印雪梅 高兴 / 中国航发动动力所

核心机驱动风扇级 (CDFS) 是自适应/变循环发动机的一种典型部件, 而可变面积前涵道引射器 (FVABI) 又是核心机驱动风扇中不可或缺的特征部件, 承担着改变发动机涵道比的核心功能, 其调节的精度和可靠性直接关系到自适应/变循环发动机的工作性能。

自适应/变循环发动机被公认为是未来多任务、多用途飞行器的首选动力装置。通过控制调整相关部件的几何形状、尺寸或位置, 改变流路结构, 进而改变相应的热力循环参数, 使得发动机能够满足多任务、多目标的使用需求, 在整个飞行包线内均可获取最佳性能。实现变循环功能的结构一直是变循环发动机研究的热点之一, 其中的可变面积前涵道引射器 (FVABI) 更是研究的重点。

前涵道引射器的原理

为了实现变循环发动机的工作优势, 早期的变循环发动机重点研究的是如何兼顾循环和机械设计的问题。其中, 为了增强部分功率下气流流通能力和降低亚声速飞行条件下的耗油率, 研究人员引入了分布式风扇 (核心机驱动风扇的前身) 的设计 (如图1所示), 而可变面积前涵

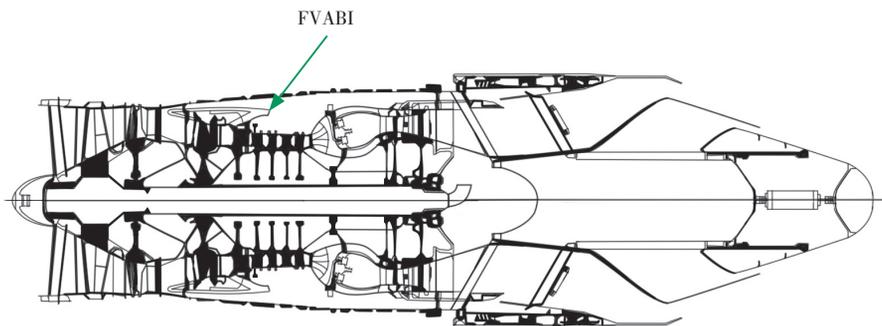


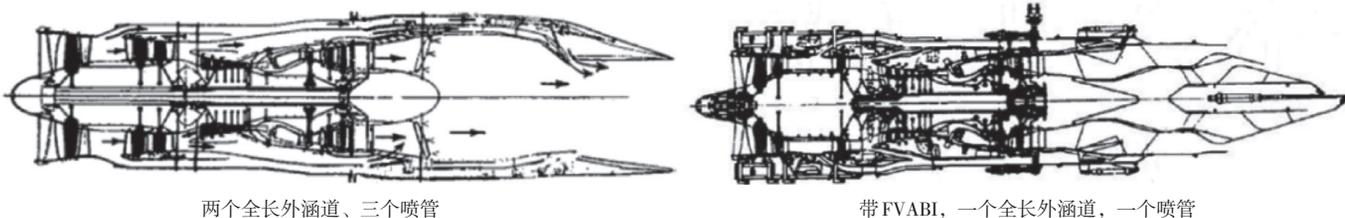
图1 早期双外涵变循环发动机

道引射器 (FVABI) 则是其关键部件。最早的带分布式风扇的双外涵道变循环发动机是一个全长涵道, 以隔开流向排气喷管的内侧和外侧涵道气流, 这就需要一个单独的、与之配套的外风扇排气喷管, 以及 FVABI 来调节内涵道的空气流量, 使得内涵道气流与涡轮出口气流静压可以灵活地匹配。将这一理念拓展应用, 则可以去掉全长风扇外涵

道管道和单独的喷管, 以减轻发动机的质量和降低喷管的复杂程度 (如图2所示)。

前涵道引射器的发展历程

在美国实施“超声速巡航研究” (SCR) 计划的早期, 美国国家航空航天局 (NASA) 通过缩比模型试验证明了同轴环形喷管在噪声控制方面的优势。该试验所依赖的大量风



两个全长外涵道、三个喷管

带 FVABI, 一个全长外涵道, 一个喷管

图2 不同双外涵变循环发动机对比图

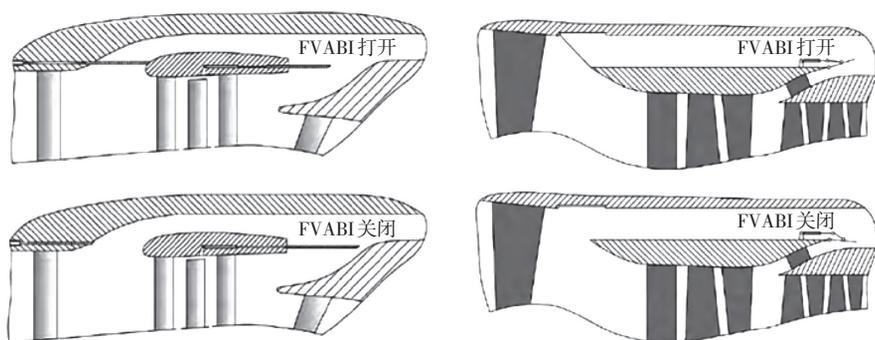


图3 FVABI的两种调节方式

扇气流是由关键部件FVABI提供，因此，该试验从侧面首次验证了FVABI概念的可行性。20世纪70年代中期，GE公司制造并试验了各种各样的分布式风扇，并在美国空军、海军和NASA的资助下完成了5项连续的YJ101/变循环发动机（VCE）测试计划，以及一系列超过300h的FVABI性能测试试验，目的是验证FVABI与分布式风扇相结合的可靠性、实际的气动性能和机械上的可操作性，试验结果证明上述目标均可达到，并且涵道工作模式的转变也可在一定速度范围内实现。

带分布式风扇的变循环发动机在20世纪80年代不断发展成熟，并且在90年代以YF120发动机的出现为标志达到了发展高潮。早期的分布式风扇都将如何调节通过内涵道的空气流量作为一个核心问题，早期的分布式风扇基本都具有FVABI，以控制内涵道气体的流动，但该机构的存在在一定程度上增加了发动机的质量，控制系统也更加复杂。因此，在后续带分布式风扇的变循环发动机的相关研究中，研究人员希望尽可能在概念设计时就去掉这个部件。但与此同时，FVABI作为一种重要的调节机构，在多种变循

环/自适应发动机的作用受到越来越广泛的重视。

前涵道引射器的研究现状

FVABI典型的调节方式主要有两种，即轴向（平动式）调节和俯仰（转动式）调节（如图3所示）。轴向调节方式采用轴向线性调节机构，由埋入分流环机匣中的作动机构带动圆筒做轴向伸缩，以增大或减小第一外涵道的出口流通面积；俯仰调节方式沿周向布置了多个俯仰调节板，通过调节其俯仰角度来改变第一、第二外涵道的流通面积。根据

具体的实现方式，FVABI又大致可分为引射式、作动筒内置节流式和作动筒外置节流式。

北京航空航天大学设计的一种引射式FVABI机构（如图4所示），采用平动式涵道面积调节结构，平动锥体为薄壁圆筒状，两个液压作动筒位于外涵道内周向均匀分布，通过连杆控制平动锥体前后移动，从而改变涵道流通面积。该型FVABI使用引射器装置，能够使气流掺混较为平缓，有较高的气动效率；同时，结构简单，零件数目少，质量轻，可靠性高。但该方案在气流通道中布置了较多的部件，特别是平动锥体占据了外涵道的较大部分，对外涵道的气体流动形成了阻碍。

典型的作动筒内置节流式结构形式简单，采用平动式涵道调节机构，以内置于核心驱动风扇机匣的作动装置来实现阀门可控制状态的变化，节省外部空间，且对外涵道的气流流动影响较小，但作动筒内置使得安装和维修困难等问题显著。

作动筒外置节流式方案是目

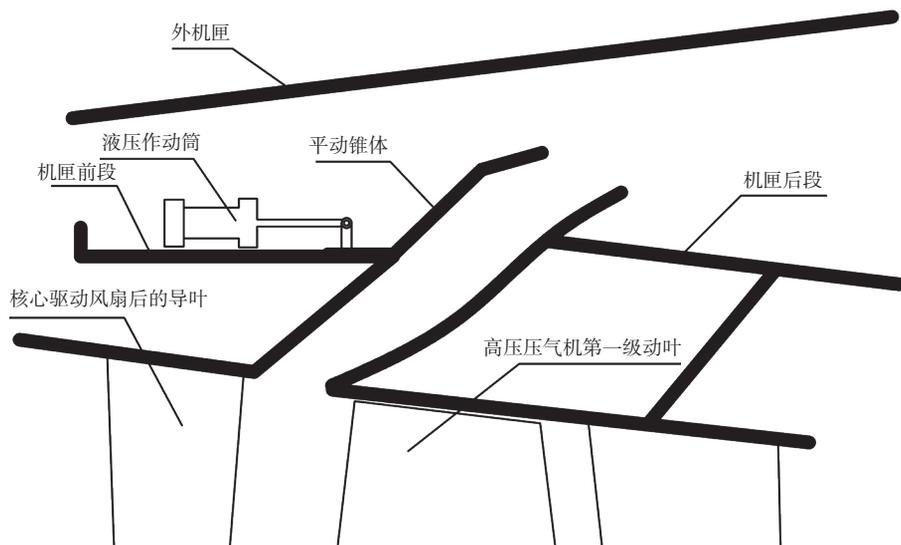


图4 一种典型的引射式FVABI机构

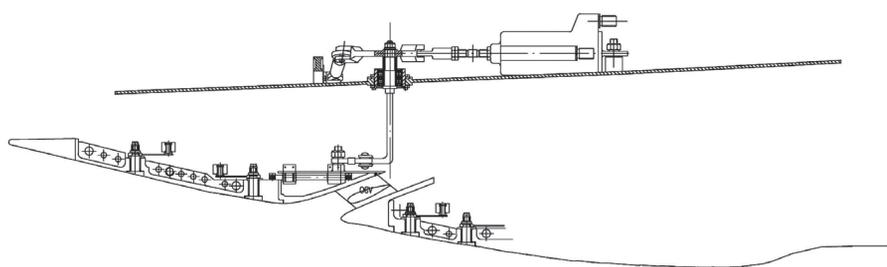


图5 作动筒外置节流式FVABI

前验证阶段应用较多的一种结构形式，由北京航空航天大学樊江等人设计的一种典型的作动筒外置节流式结构专利如图5所示。这种结构形式的作动筒布置在外机匣以外，减少了对外涵道的气动效率的影响，但该结构方案零部件数目较多，且联动机构及拉杆的存在增加了机构质量。

从以上研究可以看出，目前我国相关的技术研究还多处于理论分析阶段，主要集中在性能仿真模型的建立和结构设计等方面，当然也有部分科研单位已经开展了部分机构和部件的试验验证，其中中国航发在相关计划的支持下，利用现有发动机平台开展了FVABI结构设计技术研究，以及变循环技术整机试验验证。

前涵道引射器的未来发展

FVABI的发展依托于核心机驱动风扇理论的发展，是一个多专业、多层级的优选和迭代过程。为了解决核心机驱动风扇处于亚声速巡航状态时增压损失的问题，方案之一就是在核心机驱动风扇上增加一个分离器，该结构也需借助FVABI以实现。而从下一代发展变革方向来看，在核心流路和涵道加装相互独立的铰接静子叶片等结构形式，可以省去FVABI结构（一种先进自适应发动机采用了涵道出口静子叶片作为其替代品，如图6所示），这种布局既保持了较简单的结构，又为独立控制流量及压力匹配提供了更高的自由度。但不论是选择继续发展FVABI，还是采用其他替代技术，都依赖于对相关关键技术的研究、

评估和验证，特别是FVABI控制风扇前段失速裕度的能力水平等。这对FVABI本身的性能（包括调节精准度、轻质化、结构紧凑度、结构强度等）和发展迭代周期、技术成熟度等方面均提出了较高要求。

由于FVABI变几何结构对紧凑要求的提高以及其传力路线的特殊性，使得除了调节机构外其自身也具有较高的结构强度需求，轻质、高强度的材料需求显得越来越重要。另外，结构设计过程中目标优化设计、拓扑设计等先进设计手段的应用对于先进制造工艺的需求也更加显著，例如，增材制造技术的应用对于复杂、紧凑的轻量化结构布局的实现意义重大，将是未来发展的一个重要方向。同时，开展样件及试验件试制，并从吹风试验、调节机构试验、强度试验等多层级进行结构功能验证，可以明显提升部件技术成熟度，并降低研制风险、缩短研制周期。

结束语

前涵道引射器等可变面积部件作为自适应/变循环发动机参数自主调节的关键部件，对于提高任务包线、可靠性、经济性等具有重要的意义。应以未来先进飞行器动力系统需求为出发点，系统地开展前涵道引射器功能、性能需求分析以及相应的气动、结构及试验设计技术研究，提炼设计方法和流程，并以试验验证为依托进一步提高技术成熟度，填补动力设计研究体系空白，为未来不同自适应/变循环发动机等先进动力系统的研制提供关键技术储备。

航空动力

（张鑫，中国航发动力所，高级工程师，主要从事压气机结构设计研究）

涵道出口静子叶片

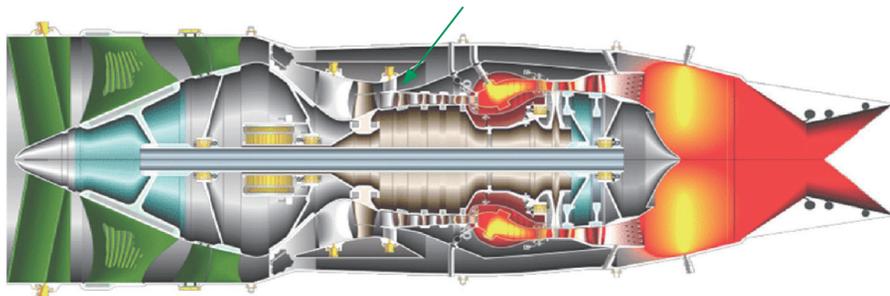


图6 一种先进自适应发动机