

变循环发动机调节机构研究现状

Research Status of Adjustable Mechanism of Variable Cycle Engine

■ 解俊琪 贾志刚 袁善虎 / 中国航发研究院

变循环发动机是指通过改变、调节发动机的一些部件的几何形状、尺寸或者位置，来实现不同热力循环的燃气涡轮发动机。要实现上述定义中的“改变”“调节”功能，则需要采用相关的调节机构，其重要性不言而喻。

从 20 世纪 50 年代起，变循环发动机方案就被提出，经过不断的研究、改进和优化，方案已日趋成熟（如图 1 所示）。变循环发动机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，使得发动机在不同飞行条件下可分别工作于涡喷和涡扇两种模式，在整个飞行过程中，综合涡喷发动机大推力和涡扇发动机低油耗的优势，满足飞行器在较宽飞行包线内的性能需求，为解决新一代战斗机的动力瓶颈提供了一个全新的解决思路。

变循环发动机在满足不同任务需求时，须采用调节机构完成对发动机流量的再分配，以实现发动机性能的变化。为实现不同工作状态下的流量分配及各部件的协同工作的特殊结构主要包括：核心机驱动风扇、模式转换阀、涵道引射器（前涵道引射器和后涵道引射器）、静叶调节机构和可调尾喷管等。本文针对上述局部可调机构（模式转换阀、涵道引射器、静叶调节机构），阐述其调节机理及发展现状。

模式转换阀

模式转换阀是用来调节发动机的涡喷工作模式或涡扇工作模式的结构，典型的模式转换阀位于外涵道进口；当发动机在相对高速飞行状态工作时，阀门能调

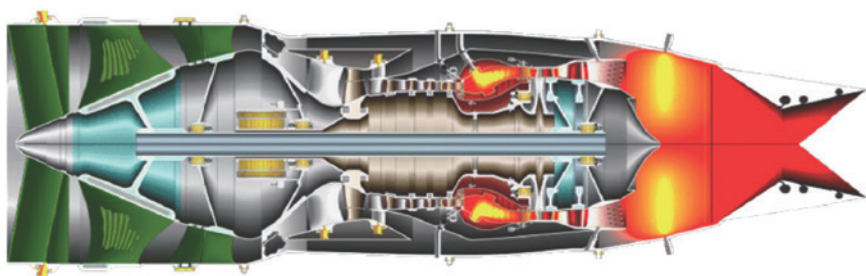


图1 GE公司的YF120变循环发动机

到关闭位置，迫使外涵道气流进入核心机，发动机处于涡喷模式；当发动机在相对低速飞行状态工作时，阀门能调到打开位置，使部分经过风扇的气流流入外涵道，发动机处于涡扇模式。目前，模式转换阀从工作机理上可以分为被动控制方案和主动控制方案两种。

以一种典型的被动控制方案的模式转换阀为例（如图 2 所示），其阀门由一系列固定在外机匣内壁的圆周分布的铰接片组成，在阀门后中部通过弹簧与外机匣内壁相连。在实际工作中，通过风扇后与外涵气流之间压差产生的作

用力和弹簧的弹性力来控制阀门开度，以改变发动机工作模式。当风扇后气流压力大于外涵气流压力与弹簧的作用力之和时，模式转换阀沿位于前端的铰链旋转打开，发动机外涵道打开；反之，发动机外涵道关闭。

主动控制模式转换阀以北京航空航天大学设计的一种机构^[1]为例（如图 3 所示）。该机构包括液压作动筒、同步环、连杆、阀门等结构，液压作动筒与同步环相连，阀门一端铰接在机匣上，另一端通过连杆以铰接的方式与同步环相连。实际工作中，采用液压作动筒控

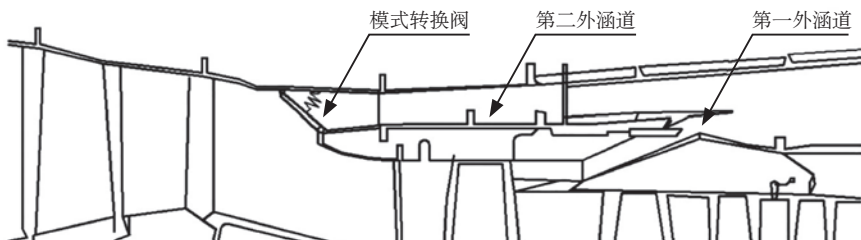


图2 模式转换阀的一种被动控制方案

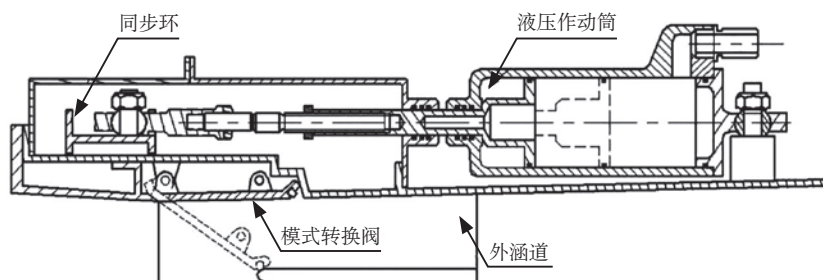


图3 主动控制的模式转换阀结构

制同步环沿发动机轴向平移，同步环的移动带动连杆的转动，进而控制阀门沿铰接在机匣上的铰链转动，从而实现外涵道的开关。整个机构结构简单，零件数目少、质量轻、可靠性高。

相比被动控制的模式转换阀，主动控制的方案有几个比较明显的优势：控制的效果更加稳定；通过阀门片的型面设计可有效降低气流在此处的压力损失；通过封严部分的设计可保证在阀门关闭时存在的气流泄漏足够小。

可调涵道引射器

可调涵道引射器（VABI）是一种有效的可调面积混合器，用于核心流和涵道流分开/掺混的分界面处，可改变二者的相对比例。VABI分为前涵道引射器和后涵道引射器，分别位于外涵道进口和出口处，用于调节外涵道进、出口面积的大小。由于该机构具有特殊的工作要求，在设计时需要考虑以下几点^[2]：尽可能减少调节机构在几何截面方向的面积，以减少对气流的阻碍；尽可能减少机构所需要的运动空间，以节省外涵道有限的空间；尽可能减少驱动器的数目，以减小输入的耦合性；尽可能保证机构运动的一致性和对中性，以提高机构刚度。根据调节机构的运动方式，目前已研制的VABI机构可分为平动式、转动式、螺旋式三种。

平动式涵道引射器

平动式涵道引射器是指通过一系列操作，由作动系统带动环状阀门沿发动机轴向移动的调节机构。通常情况下，平动式调节机构的结构相对简单，且可按照气动要求准确连续地改变内外涵之间的连通面积；但考虑到密封问题，阀门与机匣之间间隙较小，在运动过程中会存在较大的摩擦问题；并且其作动系统安装位置的不同也会带来相应

的安装、拆卸、维修等问题。

前涵道引射器多采用平动式结构。例如，瓦根克内希特提出的内置机匣平动式前涵道引射器^[3]，通过在机匣内部设置通道，将作动系统和阀门结构内置于机匣内部，由作动器控制阀门沿发动机轴向移动，实现内外涵通道的开合；该结构方便简单，节省空间，但会为安装、拆卸和维修带来不便。另外一种平动式前涵道引射器（如图4所示）则通过多个均布在机匣上的作动器推动活塞杆来控制平动锥体沿轴向移动，实现外涵道进口面积的调节。该机构结构简单、零件数目少、质量轻、可靠性高。

平动式后涵道引射器与前涵道引射器的工作原理基本相同。例如，GE公司提出的方案（如图5所示）：在内机匣上设置多个气流孔，在内机匣外部设置套筒，置于外机匣外

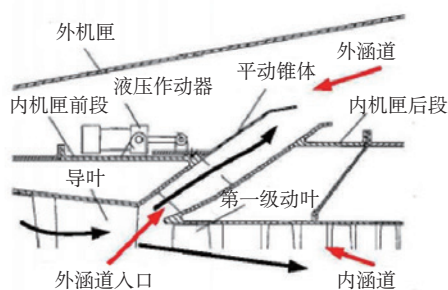


图4 一种平动式前涵道引射器结构

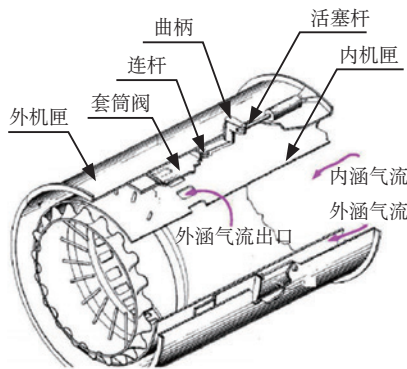
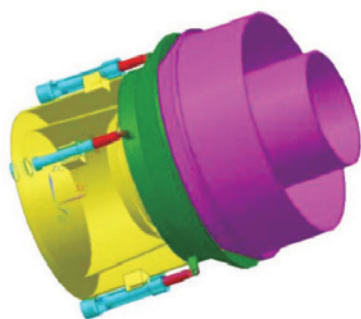
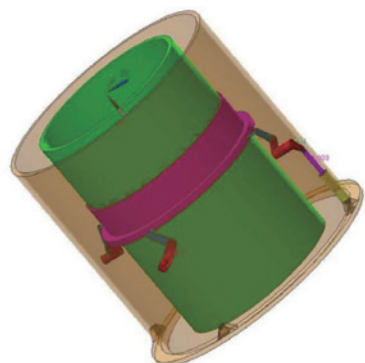


图5 GE公司提出的后涵道引射器结构



部的作动器通过穿过外机匣的曲轴带动连杆控制套筒沿轴向移动，进而调节孔的有效面积，实现外涵道出口面积的调节。

转动式涵道引射器

转动式涵道引射器由一系列阀门片沿垂直于发动机轴向的铰链旋转来实现面积的调节。一般情况下，其结构较为简单，但由较多的阀门片组成，阀门片之间存在较大的封严问题，且每个阀门片需要单独驱动，驱动系统的数量较多。调节过程中，理论上仅能在开/关两个计算位置进行准确的控制，对中间状态较难进行准确的控制。

如约翰·西蒙斯提出的一种转动式前涵道引射器^[4]（如图6所示）：该机构采用内置于机匣的作动装置提供动力，作动器一端铰接在机匣上，另一端铰接在阀门片中部的凸台上，阀门片的一端铰接于机匣边缘，通过调节作动器可调节阀门片沿位于机匣上的铰链转动，最终控制内外涵的连通方式，实现发动机的变循环。

北京航空航天大学提出的一种转动式后涵道引射器结构^[5]（如图7所示）。该机构调节原理为：液压作动器带动平动锥体沿轴线移动，平动锥体的移动带动铰接于其前侧的连杆四移动，同时连杆三的两端分别铰接于机匣和连杆四，连杆四的移动会同时带来连杆三和连杆四的转动，进而带动铰接于连杆三上的连杆二、位于滑道内的作动环和链接于滑道上的连杆一轴向移动，最终带动斜槽沿铰接于机匣的直角转动，调节内外涵道的连通面积。该方案的特点在于其通过一组作动机构可同时调节平动锥体的轴向移动

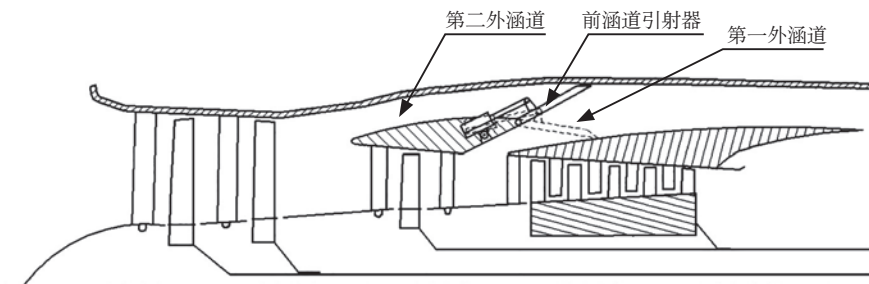


图6 一种转动式前涵道引射器结构

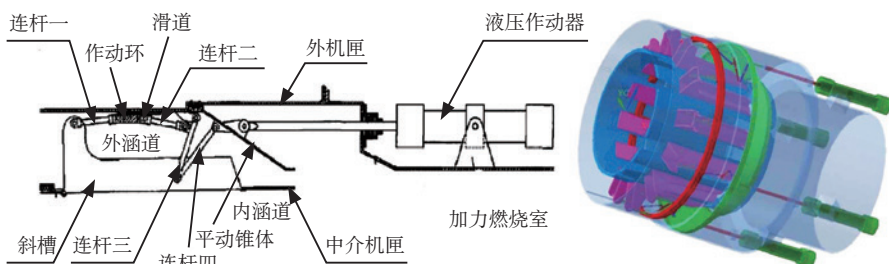


图7 一种转动式后涵道引射器结构

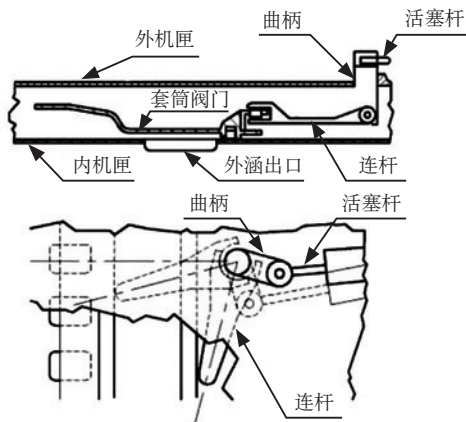


图8 GE公司提出的后涵道引射器结构

和斜槽的转动，根据不同的涵道比需求调节外涵的流通能力，满足不同的发动机工作状态。

螺旋式涵道引射器

螺旋式涵道引射器主要通过执行机构沿周向旋转来改变其沿轴向的位置，主要应用于后涵道。GE公司提出的一种方案^[6]（如图8所示）：工作过程中，由液压作动筒通过连杆带动穿过机匣壁的曲柄沿壁孔转

动，曲柄的另一端与套筒铰接，从而通过调节液压系统可带动套筒沿发动机机匣轴向旋转，进而控制位于机匣的孔的有效工作面积，实现调节目的。

压气机静叶调节机构

为了使发动机在各种工作环境和状态下都具有良好的性能，必须相应改变发动机的进气量和压气机各级

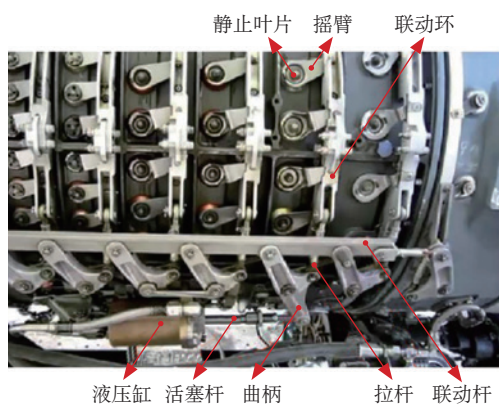


图9 空间多连杆式压气机静叶可调机构

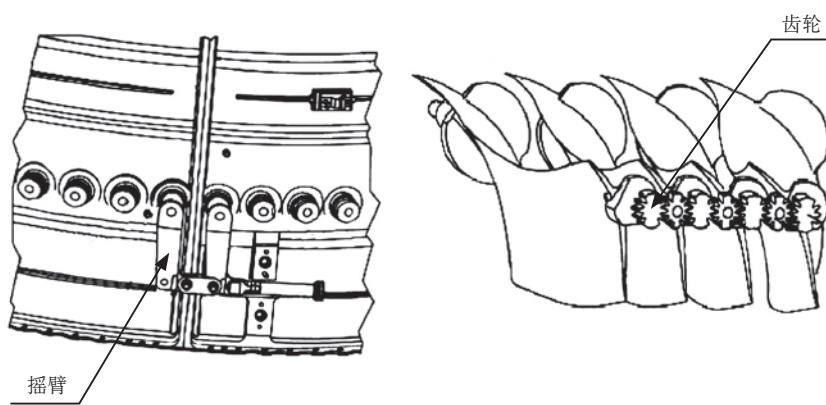


图10 齿轮传动式压气机静叶调节机构

的增压比。而压气机的静叶角度对发动机进气量和各级增压比起着至关重要的作用，因此压气机静叶可调对变循环发动机来说十分重要。

目前已研制的压气机静叶调节机构的思维主要有两种：空间多连杆式，通过空间连杆机构使联动环沿轴线做螺旋运动，带动叶片绕自身轴旋转，从而实现叶片角度的调节；齿轮传动式，通过空间连杆机构，使叶片绕自身轴旋转，然后通过齿轮传动带动同一级的其他叶片旋转，从而实现叶片角度的调节。

空间多连杆式压气机静叶调节机构

如图9所示为空间多连杆式调节机构的典型示意图^[7-8]。液压缸通过活塞杆带动曲柄转动，曲柄带动联动杆运动，动杆通过连接的多个拉杆分别带动不同级的联动环螺旋运动，并通过与静子叶片之间的摇臂带动静子叶片旋转，以实现可调的目的。在林清松等^[9]提出的专利方案中摇臂是可调的，即在联动环仅有周向运动的情况下可实现叶片可调。

齿轮传动式压气机静叶调节机构

如图10所示为齿轮传动式压气机静叶可调机构典型结构^[10-11]。该

结构由液压缸通过摇臂带动某一级的两个叶片转动，该叶片的转动会带动位于静子叶片另一端的齿轮转动，并通过齿轮转动带动同一级的所有叶片转动，实现调节。

结束语

变循环发动机通过可调机构来改变在不同飞行条件下的循环方式和性能参数，以满足宽速域内的性能需求。为了实现变循环发动机在工作过程中的精准调节，可靠性高、结构简单、质量轻的可调机构必不可少。通过把握目前的可调机构研究现状，有助于开拓思路，扬长避短，为加快变循环发动机的发展提供技术支撑。

航空动力

(解俊琪，中国航发研究院，助理工程师，从事航空发动机总体性能及飞发一体化相关研究)

参考文献

[1] 胡殿印,梅文斌,毛建兴,等.一种变循环发动机可调机构中的模式转换阀:CN 103939219 A[P]. 2014-07-23.
 [2] 郭令.变循环发动机变几何部件机构学设计方法与新机型研究[D].上海:上海交通大学,2014.
 [3] Wagenknecht C D, Guy K F. Individual

bypass injector valves for a double bypass variable cycle turbofan engine: U.S. Patent 4175384[P]. 1979-11-27.
 [4] Simmons J R. Variable cycle engine with split fan section: U.S. Patent 4068471[P]. 1978-01-17.
 [5] 王荣桥,刘阳,申秀丽,等.一种可调后涵道引射器:中国,CN 201610800 U[P]. 2010-10-20.
 [6] Nash D O. Gas turbine engine actuation system: U.S. Patent 5136840[P]. 1992-08-11.
 [7] Harrold M C. Stator vane actuator in gas turbine engine: U.S. Patent 6769868 B2[P]. 2004-08-03.
 [8] Leithead G, Smith M, Twell P. Adjusting device for variable guide vanes and method of operation: U.S. Patent 2011/0182715 A1[P]. 2011-07-28.
 [9] 林清松,曹艺,王家广,等.压气机静子叶片调节机构:中国,CN 106545524 A[P]. 2017-03-29.
 [10] Giaimo J A, Tirone J P. Gear train variable vane synchronizing mechanism for inner diameter vane shroud: U.S. Patent 7628579 B2[P]. 2009-12-08.
 [11] Giaimo J A, Tirone J P. Inner diameter variable vane actuation mechanism: U.S. Patent 7690889 B2[P]. 2010-04-06.