

# 自适应发动机及压缩系统构型简析

## Analysis of Adaptive Cycle Engine and Compression System Configuration

■ 史文斌 王咏梅 昌皓 / 中国航发动动力所

自适应发动机 (ACE) 可根据不同任务需求, 通过改变多个几何可调机构位置并采用自适应控制技术, 调节风扇及核心机的流量和压比, 使发动机在包线内不同速度和高度点获得最优的性能, 兼具小涵道比和大涵道比涡扇发动机的优点。但与此同时, ACE 存在工作模式多、状态转换复杂和可调部件多、机构复杂、调节范围宽、可调变量多等技术难点, 对其压缩系统的构型也提出了更高的要求。

自 20世纪60年代起, 美国针对变循环发动机 (VCE) 技术的发展制订了国家层面的一系列长期研究计划。在这些计划的支持下, 变循环发动机经历了从追求优异性能、到经济可承受性再到飞发一体化和热管理技术的发展过程。在这一过程中, GE 公司对变循环发动机的研究一直处于领先地位, 并且具有很强的代表性。截至目前, GE 公司已经研究探索了四代变循环发动机, 包括第一代 YJ101/VCE 验证机、第二代 GE21、第三代 YF120 和第四代可控压比发动机 (COPE), 以及正在开展的新一代自适应发动机 (ACE) (如图1所示)。

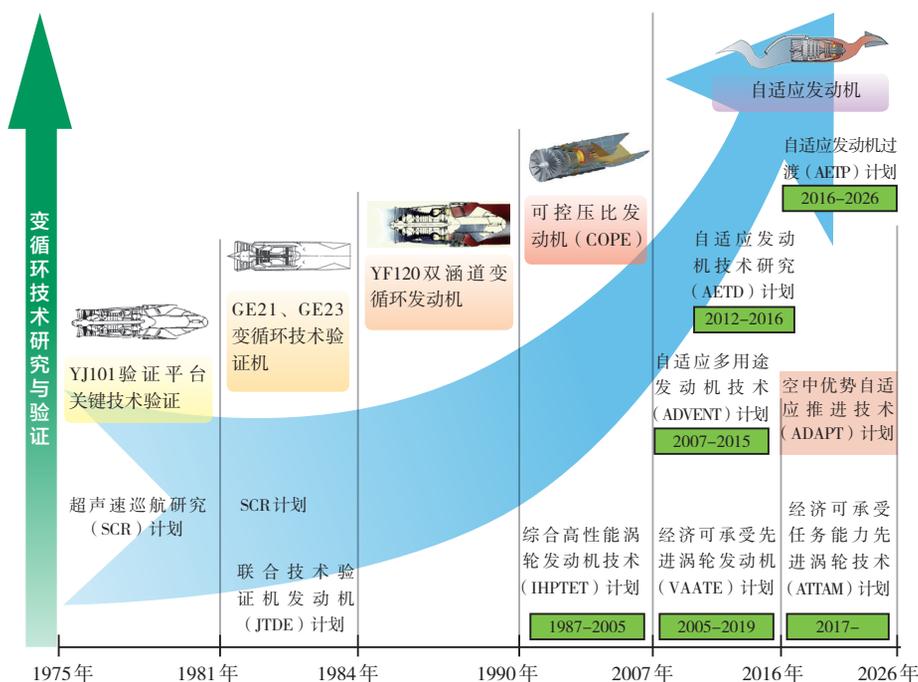


图1 美国变循环技术研究发展历程

### 自适应发动机的基本原理

常规航空发动机在设计过程中, 首先要明确主要飞行任务剖面, 而后确定工作点和热力循环参数, 兼顾飞机其他飞行高度和速度的需求。发动机的主要热力循环参数如增压比、涵道比和流量不可调节、可调节的部件主要是进气道和喷管, 以满足发动机对流量的需求。发动机在设计点上工作效率最高, 在非设计点上效率会下降。因此, 兼顾设计点与非设计点的工作效率可极大

提升发动机与飞机的性能。

早期的变循环发动机的调节对象主要是涵道比, 针对高速飞行和巡航时的不同需求进行设计, 实现阶段性控制, 能适应的变循环飞行段有限。理想的变循环发动机应该在亚声速巡航时表现出大涵道比发动机低油耗的特性, 在超声速飞行时表现出小涵道比发动机 (涡喷发

动机的涵道比为0) 高单位推力的特性。如GE公司的YF120双涵道变循环发动机, 实现了对核心机流量和涵道比的控制, 能够实现发动机在双涵道与单涵道工作模式之间的转换, 从而使飞机在高速飞行/超声速巡航和高空亚声速/空战机动飞行时都能得到满足要求的性能。

在此基础上, GE公司在经济可

承受先进涡轮发动机(VAATE)计划中提出了自适应发动机的概念,其特点表现为发动机的增压比和涵道比可调,这两个关键因素将直接影响耗油率和推力。与早期的具有双涵道的变循环发动机相比,自适应变循环发动机增加了第三涵道,用于调节涵道比。借助第三涵道,发动机可在飞机进气道几何固定的条件下以亚声速和超声速工作,多余的空气进入第三涵道减小飞机进气道的溢流阻力。自适应变循环发动机可以改变空气流量和单位推力,以适应超声速巡航、跨声速和亚声速巡航飞行的需要。

第三涵道是自适应发动机的主要结构特征。在三涵道结构中,内涵道和第二涵道可以看作是传统的涡扇发动机或类似YF120的双外涵道变循环发动机,而第三涵道是自适应发动机的独特结构。第三涵道的气流不进入核心机,不影响发动机的正常工作。通过调整发动机进口流量大小,改变进气道的出口背压,控制进气道内激波的位置,实现可调进气道的功能。第三涵道还可以解决进气道边界层分离和热管理上的问题。第三涵道提供的气流量将根据发动机不同任务阶段进行控制,通过增加气流流量提高推进效率和节省燃油,或者通过增加核心气流提高推力,或者作为冷却气流用于燃油冷却或飞机系统的散热。

综上,自适应技术就是通过改变发动机部件的几何形状、尺寸和位置来调节热力循环参数。变循环或自适应技术并不对发动机各部件提出很高的单项技术指标,而是要求在变流量、变工况条件下实现风扇、压气机和涡轮等部件流场的良

好匹配,以及发动机的控制系统的技术提升,实现各部件的协调工作。而自适应发动机的主要特征包括以下几点:具有三涵道或第三外涵道特征;安装性能好,有利于减小发动机进气道的溢流阻力,降低进气道的复杂性;整个飞行包线内综合性能最优,根据任务阶段的需要,第三涵道提供额外的质量流量提高推进效率和燃油效率,增加核心机流量以获得更大的推力和冷却空气;先进热管理技术,增强隐身性。

### 自适应压缩系统构型

自适应压缩系统是自适应发动机的关键部件,在结构上具有三涵道或第三外涵道特征。虽然GE和普惠有各自的自适应压缩方案,但是涉及的关键核心技术均未公开。根据公开的报道和专利,常见的自适应压

缩系统的布局形式及其衍生型,按照实现第三涵道的不同方式可划分为以下几种类型。

#### Advent自适应发动机构型

GE公司的Advent发动机(如图2所示)的压缩系统由两级自适应风扇、核心驱动风扇和高压压气机组成(压缩系统流路如图3所示)。

自适应风扇由两级分别带进出口静子的单级风扇组成,是一种“前后分离”的风扇布局方案。该自适应风扇各级进出口均有一排叶片,通过后风扇静子几何调节,既可重新调整两级风扇的负荷分配从而改变风扇的总压比,又可起到调节涵道比的作用。如需实现更大范围的涵道比调节,可通过在第三外涵道进口设置模式选择结构来实现,但会造成较复杂的调节结构,须对结构复杂性和调节能力需求进行平衡。

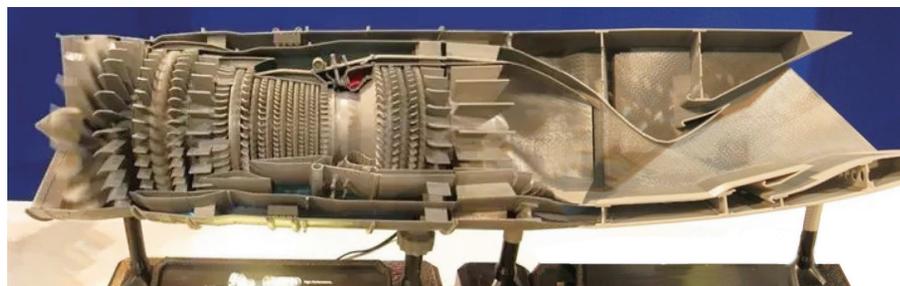


图2 Advent发动机模型

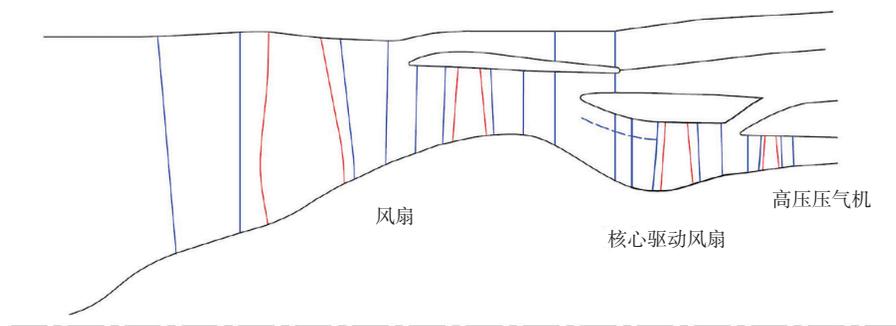


图3 Advent自适应压缩系统流路

从喷管结构模型看，第三外涵道的冷气流围绕着流经涡轮的高温气流，在喷管几何喉道后与高温气流掺混排出发动机，可有效降低排气温度，起到抑制红外信号的作用，提高隐身性能。

总之，Advent发动机构型具有第三外涵道特征、实现红外隐身、可变涵道比和变风扇压比的能力。由于前风扇需要承受或实现较宽的流量调节范围，才能具备完全消除进气道溢流阻力的能力，因此在全包线内能否获得较优的安装性能还存在不确定性。

### 带有叶尖风扇的自适应发动机

GE公司在2003—2005年申请了大量叶尖风扇（Fan on blade, Flade）专利，从相关资料来看，带有叶尖风扇的自适应发动机构型（如图4所示）是GE公司发展的一个重要方向。这种构型的压缩系统由两级自适应风扇、核心机驱动风扇（CDFS）、

高压压气机和有别于其他构型的叶尖风扇组成（流路如图5所示）。

亚声速巡航时，自适应风扇调整导流叶片（IGV）至全开位置，使叶尖风扇涵道（第三外涵道）打开，吸入进气道溢流，减小飞机溢流阻力；叶尖风扇涵道可以吸入进气道边界层气流，提高核心机进气气流品质；叶尖风扇涵道气流可参与热端部件冷却，改善发动机红外隐身性能。在地面起飞和超声速巡航时，通过调整IGV的角度，使叶尖风扇涵道关闭，获得较大的推力。

叶尖风扇涵道独立可调，其气流流动与主流之间基本无太大干涉，主要受叶尖风扇级的叶尖切线速度影响。由于叶尖风扇叶尖切线速度的限制，整个低压轴转速受限，为保证一定的风扇压比，主风扇的级数不会很少或者主风扇的级数较少但级负荷较高。叶尖风扇外涵流量调节方式可以采用一排或两排叶

片调节或涵道出口可调面积喷管实现。可调叶排数须从气动设计方面来考虑，若采用可变弯度导流叶片（VIGV）或IGV，须从气动和结构平衡考虑流路的设计，可调叶排越多需要的可调机构也越多。

叶尖风扇涵道气流可有不同的排出方式。一是分排模式，气流经过叶尖风扇增压后直接排入大气产生推力；二是外混排模式，在第三外涵道出口设置涵道引射器使气流与内涵气流掺混，降低内涵气流外围的红外信号（与掺混位置有关）；三是内混排模式，气流经过叶尖风扇增压后，通过涡轮后支板流入发动机内涵尾锥，在内部高速喷出与内涵混合，减小红外信号。若追求隐身性，比较理想的选择是同时采取后两种模式，此时，第三外涵道产生的推力相对较小。

主风扇通常采用常规风扇或对转风扇方案。常规主风扇的技术比较成熟，但与叶尖风扇结合会带来质量大幅增加、结构设计复杂的问题。若采用对转主风扇，可以减轻质量，但存在气动设计技术风险。无论采用哪种主风扇，为满足强度设计要求需要增加主风扇转子叶片的厚度，而质量会进一步增大。

主风扇进口是否设置VIGV，与发动机性能要求有关。若设置VIGV，主风扇在中低转速可以获得较好的稳定工作裕度，同时也可作为承力框架在第三外涵道设计支板与进气机匣VIGV相连，这样必然增加结构设计的复杂性，在气动损失可控的情况下，能够获得气动和结构的平衡。

总之，叶尖风扇自适应布局形式具有第三外涵道特征、较好的红外

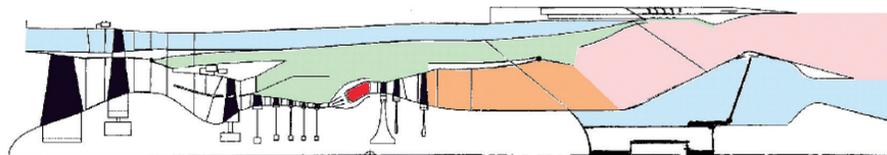


图4 带有叶尖风扇的自适应发动机

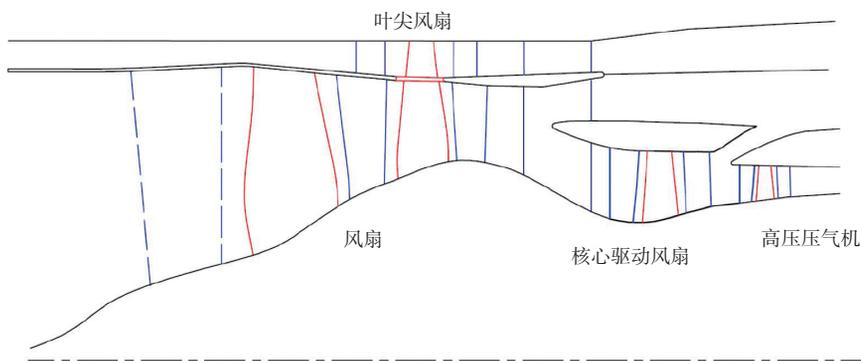


图5 叶尖风扇特征的自适应压缩系统流路



图6 GE公司下一代自适应发动机核心机和分流结构

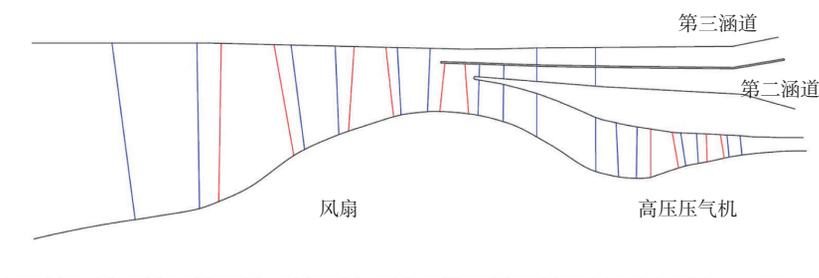


图7 自适应压缩系统流路

隐身、可变涵道比和宽广的流量调节能力。但由于叶尖风扇转子位于主风扇外侧尺寸较大，整体工作在高切线速度下，激波将贯穿整个叶高，带来严重的强度问题和气动损失。同时，由于叶尖风扇涵道气流排出模式的差异，在部分工况下可能仅产生较小的推力，主要实现涵道比的调节、消除溢流阻力和抑制红外信号的作用。对战斗机而言，叶尖风扇经常作为负担而存在。因此，须综合考虑全飞行包线内的收益和代价来取舍叶尖风扇的布局形式。

### GE下一代自适应发动机

GE公司公开的下一代自适应发动机的资料显示，该发动机主要由3级风扇、7级高压压气机、2级高压涡轮和2级低压涡轮组成（如图6所示）。需要注意的是，这种构型无核心机驱动风扇，同时高低压涡轮级数均为两级，说明风扇和压气机的总增压比高。

其压缩系统的主要特点是，第三级风扇转静子均放置于下压流路，3个涵道的分流分别在2级静子和3级转子后完成，3级风扇与下游中介机匣的过渡非常紧凑，分流环已延伸到第三级静子前缘，在第三涵道和第二涵道进口处未发现类似模式选择阀的结构（如图7所示）。该布局形式与常规涡扇发动机相比，增

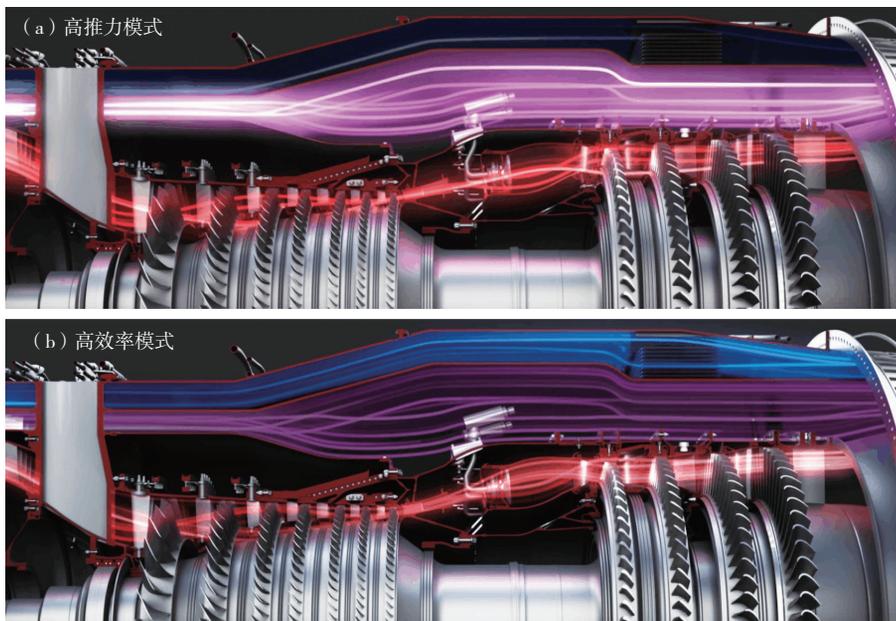


图8 GE公司下一代自适应发动机工作模式

加了一个涵道，在如此紧凑的结构布局下，可采用多套静子联调机构或后涵道引射器，实现3个涵道变流量和变压比的主动调节控制。

据GE公司官方网站介绍，该型自适应发动机有高推力和高效率两个主要工作模式（如图8所示）。在高推力模式下，进入发动机的空气大部分流经核心机和第二涵道，用以产生更大推力，帮助飞行员高效执行战斗任务；在高效率模式下，增加第三涵道的流量以大幅降低燃油消耗，增加飞行距离。

### 结束语

自适应发动机技术属于新一代变循环技术，三涵道结构是其主要特征，也是实现自适应发动机综合性能最优、先进热管理技术等功能的结构基础。在实现第三涵道的作用上，3种常见的自适应发动机压缩系统构型各有优缺点，技术可行的自适应发动机压缩系统的构型仍需要进行深入研究。

**航空动力**

（史文斌，中国航发动力所，高级工程师，从事压气机性能设计研究）