

变循环与自适应循环发动机 技术发展

Development of Variable Cycle Engine and Adaptive Cycle Engine Technology

北京航空航天大学能源与动力工程学院 李 斌

中航工业沈阳发动机设计研究所 赵成伟



李 斌

自然科学研究员,工学硕士,从事航空发动机规划论证和总体设计研究工作。

变循环发动机技术的 历史沿革

本文所论及的变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)是指实际使用中能通过(但不限于)控制调整发动机相关部件的几何形状、尺寸或者位置等手段,改变流路结构和相应热力循环参数(流量、压比、涵道比等),获得预期性能的航空燃气涡轮发动机。广义上看,能够通过再燃、

变循环发动机具有兼顾低速、高速飞行性能的优势;自适应循环发动机是最新颖的变循环发动机构型,具有更强的循环调节能力和任务适应性,是重要发展方向。回溯变循环发动机的发展历程,总结变循环技术进化的路径,发展针对这类难度大、高风险的技术,不能跨越技术成熟的必要环节,要明确其主要技术关键,合理安排技术路线,分散难点,充分利用已有平台资源,逐步增加变循环的复杂程度,最终实现突破。

电功转换等途径实现工作循环过程中能量的可控“迁移”的发动机,也可以归为变循环发动机的范畴。与常规循环发动机相比,变循环发动机在配装飞行包线宽广、任务剖面复杂的飞机时,可以有针对性地采用不同的工作模式,最大限度地兼顾超声速飞行的高推力性能和亚声速巡航低耗油率的矛盾性要求,适应多用途飞机的各种任务需求。并且与进气道的流量匹配性能好,减小飞机在低速飞行时因发动机深度节流而产生的溢流阻力,从而降低推进系统的安装损失,提高飞行器性能。

变循环发动机的研究由来已久。从20世纪60年代开始,国外各大航空发动机公司均在不断地进行

变循环发动机的概念和方案设计以及相关技术的研究和验证工作,比如,英国提出有分排、混排涡扇和涡喷3种循环方式的选择放气式变循环发动机概念^[1],法国SNECMA公司提出双压缩系统变循环发动机概念,日本牵头开展了变循环发动机“HYPR90-T”的技术研究与验证^[2-3]。

而对变循环发动机研究时间最为持久,程度最为深入,取得了较大成果的是以GE公司为代表的美国航空界。早在1960年美国空军航空推进实验室就提出了变吸气气机(CAPCOM)发动机方案。该方案通过部件调节实现变循环设计,在最大推力和超声速巡航状态时,其工作模态类似于一个双轴涡喷发动机,此

时,低压压气机的气流几乎全部流经高压压气机,外涵道可调阀门关闭。在亚声速巡航时,通过关小高压压气机导流叶片和静子叶片角度,实现降低核心机流量并扩大涵道比的目标。

GE公司在变吸气压气机概念发动机的基础上提出了第2代变循环发动机,即GE21双外涵变循环发动机方案,并在1975~1981年间进行了部件和整机试验验证^[4-6]。

GE21发动机与常规混排风扇发动机不同的是将风扇分为前后两段,后段与压气机连在一起,称为核心机驱动风扇级(CDFS),并带有可调进口导流叶片。在风扇和CDFS之后设有外涵道,用以在宽广的工作范围内更好地控制空气流量。其他变循环发动机部件有模式选择阀门、前可变面积涵道引射器(前VABI)、后可变面积涵道引射器(后VABI)和可变面积低压涡轮导向器。模式选择阀门用来确定发动机以涡喷或涡扇模式工作;可变面积低压涡轮控制高、低压涡轮转速,从而使发动机具有更大的灵活性,可在宽广的工作范围内提高循环匹配能力。

GE公司第3代变循环发动机为YF120发动机。YF120是世界上第一种经飞行验证的变循环发动机,用作美国空军先进战术战斗机(ATF)的候选发动机。

YF120发动机基本结构是一台带对转涡轮的双外涵变循环发动机,能够满足ATF大功率状态高的单位推力和部分功率状态低耗油率的矛盾要求。与GE21一样,它能够以单外涵和双外涵模式工作,其变循环特征基本上与GE21相同,但YF120将可调模式选择阀门改为了被动动作的旁路阀门。其主要工况为:

在亚声速巡航的低功率状态,发动机以双涵道(涡扇)模式工作。被动动作旁路系统在第二级风扇和CDFS涵道之间的压差作用下打开,使更多的空气进入外涵道,同时使风

扇具有大的喘振裕度;此时,后VABI也打开,更多的外涵空气进入主排气流,使推力增大。

在超声速巡航的最大功率状态,发动机以单涵道(涡喷)模式工作。在此模式下,后VABI关小到使涡轮框架、加力燃烧室内衬和尾喷管内衬前后保持正的风扇冷却气流压差。当后VABI关小时,外涵道中的压力增加,直到超过第二级风扇排气压力为止。在反压作用下,旁路系统模式选择活门关闭,迫使空气进入核心机;有少量空气从CDFS后引出,供加力燃烧室和喷管冷却以及飞机引气用。之后,发动机顺利进入涡喷模式。

在YF120发动机技术基础上,GE公司与Allison公司合作研究了第4代变循环发动机——可控压比发动机(COPE)^[7]。可控压比发动机项目研究验证了可调面积高压涡轮导向器、高负荷跨声速高压涡轮和无导叶对转低压涡轮等独特部件的气动和传热特性。COPE发动机的可调面积高压涡轮导向器是为实现高的不加力推力和亚声速的低耗油率相结合的目标而设计的。它允许发动机在一个宽广的压比范围内以恒定的涵道比工作。

虽然GE、R·R等重要发动机厂商在变循环发动机技术领域探索研究从未止步并不断深入,但现役发动机中,变循环技术的应用还不广泛,早期的黑鸟侦察机用的J58发动机(具有连续放气模式)和美第五代F-35B用带升力风扇的F135发动机可认为具有一定的变循环技术特征。

现阶段,变循环发动机家族中构型最为新颖的最新一代是自适应循环发动机(Adaptive Cycle Engine,简称ACE),自适应循环发动机是基于变循环发动机发展起来的,能够实现更大范围热力循环调整和优化,具有更高的任务适应能力,面向未来使用的一种新颖循环发动机,是变循环发

动机技术发展重要的前沿方向。美国对这项技术非常重视,目前已经初步锁定为下一代作战飞机的动力发展方向之一,并安排PW、GE两家最为重要的发动机公司投入自适应循环发动机的研究,以确保该项目的成功。

自适应循环发动机的 技术特点

自适应循环发动机的概念首先是作为超声速商业运输机的潜在动力装置被GE公司和艾利逊公司(Allison)于2004年首次提出。这个概念允许发动机改变其空气流量和单位推力,以适应于飞机超声速巡航、跨声速加速和亚声速巡航对发动机的性能要求,同时满足越来越严格的噪声要求。

自适应循环发动机名称中所含有的“自适应”(Adaptive)的概念在工程领域最早的应用并不在发动机领域,而是在自动控制领域。自适应控制技术是20世纪50年代发展起来的自动控制理论的一个分支,自适应控制系统是指,当被控对象的参数在一定范围内变化时,为使系统能自动保持在某种意义下的最优运动状态或最优性能,就必须在控制系统运动过程中不断测量被控系统的状态参数或输出参数,以便了解系统的状态或性能,并与期望的性能或性能指标进行比较,当偏离期望的性能或性能指标时,改变控制器的结构、参数或控制规律,以改变控制作用,使适应工作状态或工作环境的变化,保证系统运行在某种意义下的最优或次优状态。简单来说,自适应控制系统改变的是控制器自身,而自适应变循环发动机改变的是发动机自身。当然,自适应控制技术可以和自适应循环结合应用以产生更大的技术效益。

自适应循环发动机的独特之处在于它是在典型的类似YF120发动机的双外涵变循环发动机布局基础上又增加了一个外涵道而构成,见

图 1,即有一个从主风扇向外延伸出来的单独流道,并且采用一个连接在转子叶片上的风扇(Fan on Blade, Flade 级。Flade 级是接在风扇外围的一排短的转子叶片,有单独可调静子(Flade 技术的源头可追溯到 20 世纪 60 年代 GE 公司研制的 TF39 涡扇发动机上带 Flade 结构的风扇,正是依靠这种特殊结构布局,TF39 发动机的涵道比率先达到 8 一级水平,当然,这时的 Flade 还不能够独立进行调节)。

自适应循环发动机采用 Flade、CDFS 结构实现 3 个可调外涵道结构的突出优势在于具备更多的工作模式,与传统的常规循环航空发动机单一工作模式和之前具有单/双外涵两种工作模式的变循环发动机相比,自适应循环发动机可能的工作模式包括如下 4 种:单涵循环工作模式(Single Bypass),即第一涵道打开,第二、三涵道关闭;双涵循环工作模式(Double Bypass),即第一、二涵道打开,第三涵道关闭;单外涵与第三涵道工作模式(Thrid+Single Bypass),即第一、三涵道打开,第二涵道关闭;三涵道循环工作模式(Three Bypass),即所有涵道全部打开。

在固定进气道的情况下,自适应循环发动机在亚声速和超声速巡航节流工作时,实现进气道供气量的自动适应。即通过多个可调几何机构协同匹配发动机在各个涵道的流

量,避免多余气流无法通过发动机而从进气道溢流,产生过大溢流阻力,从而改善发动机的安装性能。在技术水平相当的前提下,与常规循环结构涡扇发动机相比,自适应循环发动机完成相同的飞行任务可以节省 12%~17% 的燃油^[8]。固定和简化了进排气装置,更适宜与飞机机体一体化,从而减轻飞机的结构重量,同时还会带来机体阻力的减少。多种工作模式对飞机的多样性任务适应性更好,兼顾超声速巡航、亚声速巡航和短距起飞等多种需求。初步分析论证的结果,也印证了自适应循环发动机的优势。相对于双外涵变循环发动机,涵道比变化幅度增加了 1 倍——双外涵变循环发动机涵道比可调范围一般为 0.3~0.5 (估算值),而自适应循环发动机涵道比调节范围可超过 1.0 (从单循环工作模式到三涵循环工作模式),单从非安装性能上看,亚声速巡航和超声速巡航油耗都有一定幅度的降低。而在更大飞行 Ma 数条件下工作时,自适应循环发动机也会通过调整低压系统负荷,实现较好的通流能力和较小安装阻力,提高推进系统性能,使飞机可能具备 Ma 数 2.5 以上持续高速飞行的能力。

面对自适应循环发动机巨大的技术潜在优势,2007 年,美国在多功能、经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)计划^[9]中发起了针

对下一代军用发动机的计划之一,即 ADVENT 计划项目。挑选 GE 和 R·R 公司作为承包商,进行为期 2 年的部件级技术试验考察,主要是 ADVENT 的风扇、压气机和涡轮的变流量技术^[10]。

2009 年,ADVENT 计划开始第二阶段的关键技术研究,继续进行部件关键技术验证,并开发一台风扇流量和压比可变的自适应循环发动机技术验证机。这一阶段将在 2013 年完成全尺寸的技术验证机地面试验后结束。

2012 年,美国空军决定实施为期 4 年的 AETD 计划,以促进自适应循环发动机技术的进一步成熟,为美国空军下一代作战飞机开发所需的发动机技术,并确定 GE 公司和 PW 公司参与 AETD 计划研究。AETD 计划将首先完成风扇等部件试验和核心机试验,发动机整机试验预计在 2017 年进行。

变循环发动机技术的进化

纵观变循环发动机技术几十年来的进化过程,新一代总是充分继承前一代的特征而又不断创新和提升:

(1) 调节变量越来越多,可调部位分布越来越广。与常规循环发动机相比,主要可调特征由低压局部(如分离风扇)、到高压系统(如 CDFS),最后发展到全机范围(低压系统 Flade、高压系统 CDFS),对变循环发动机高低压系统都具有较强的主动调节能力,使在使用中具有更大的性能寻优潜力。

(2) 工作模式越来越多。从 J58 通过连续放气使涡喷发动机增加了类似涡扇发动机的“双流路”模式,到双外涵变循环发动机具有“单外涵”、“双外涵”两种工作模式,而自适应循环发动机具有与第三外涵调节相组合的 4 种工作模式,对各种飞行任务的适应能力越来越强。

(3) 变循环发动机的热力循环

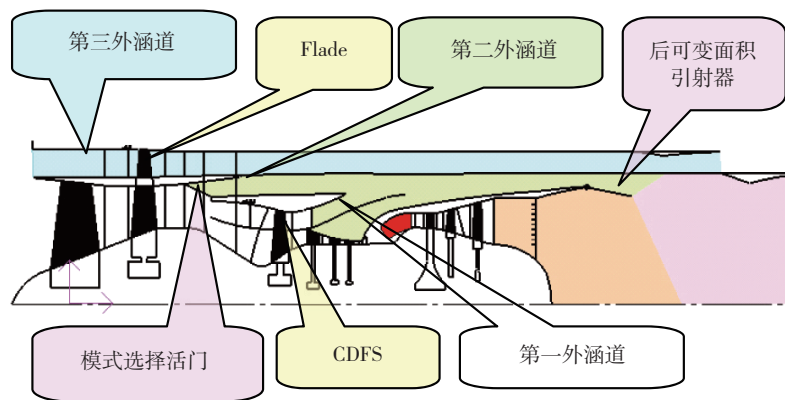


图 1 自适应循环发动机结构示意图

的“柔性”越来越好,涵道比、压比等热力循环参数的调节范围越来越大,发动机性能的可控性越来越强。使变循环发动机在宽广的飞行包线范围内,提供接近最优循环的性能,并具备更强的流量控制能力,从非安装性能和安装性能两方面,使飞机从推进系统获得的综合效益最大化。

(4)对核心机的能力要求越来越高。变循环发动机要求在小涵道比模式时具有高单位推力,在较大涵道比模式时又能以较小流量的核心机带动大流量的风扇,二者都需要核心机的能力(涡轮前温度等)越来越高,也可以说,核心机能力的提高是变循环发动机技术进化的推动力。

当然,变循环发动机工作模式越多,控制越复杂,对控制系统的要求也更高,结构也相应更为复杂。除重量上的代价外,应对高可靠性的挑战也需付出更大的努力。因此,国外除YF120试飞验证外,至今仍没有典型意义上的变循环发动机投入现役使用。然而,由于变循环发动机蕴含的巨大性能潜力,各大公司(以GE公司最为突出)仍持续开展研究,并不断推陈出新,升级换代。

自适应循环发动机是变循环发动机技术发展的最前沿,并具有独特的技术优势和应用前景。当然,自适应循环发动机的复杂性超过双涵变循环发动机,但两者存在良好的技术相容性,即自适应循环发动机的核心部分即为一个双外涵变循环发动机,除Flade及第三外涵道的调节外,其余部位(包括CDFS、可调涡轮、前后可变涵道引射器等部件)的技术关键与双外涵变循环发动机基本类似,所应用的技术有通用性。

变循环发动机可能是下一代作战飞机动力的重要技术特征

目前,国外对于下一代作战机及其动力技术特征的研究正如火如荼地进行。下一代作战飞机的技术特

征和发展方向大体表现为:隐身能力进一步增强,向多频谱宽频段全向隐身方向发展;无人作战飞机的过载大幅度提高;航程增加,增强远程作战能力和持续作战能力;应用智能结构、主动控制技术,智能化水平大幅提高;可能会使用激光、微波等定向能武器,向多电、全电飞机方向发展;具有经济可承受性等。

航空发动机是飞机飞行性能、作战性能、可靠性和成本的重要影响因素。下一代作战飞机多数技术特征的实现离不开动力的支持。本文论述的变循环技术,特别是自适应循环技术有利于满足飞机对动力在高单位推力、低油耗、大的功率提取等方面的需求,而下一代战机动力还有其他的先进特征需求:高推重比、高隐身、高的环境适应性、高经济可承受性等,这些要求与自适应循环发动机等技术特点和设计方向也有重要的联系,可另文专门讨论。

对发展自适应循环等变循环发动机技术的思考

国外把变循环发动机特别是自适应变循环发动机作为下一代发动机的重要特征,值得注意和研究。一方面,应充分认识到变循环发动机的技术难度和风险:到自适应循环发动机,GE公司已持续发展了4~5代变循环发动机技术,循序渐进,形成对变循环发动机深厚的技术积累,虽如此,为化解这项技术的风险,美国这样的航空技术领先国家还需要专设研究计划动员本国骨干厂商共同攻关;另一方面,还应注意变循环技术可以独立于发动机其他部件、系统的新结构、新材料、多电、综合热管理等新技术进行先期研究和验证。

发展变循环发动机技术不能一蹴而就,需要分散技术难点,合理安排技术路线。将变循环技术与新结构、新材料、新工艺等高新技术解耦(这些技术先以常规循环发动机为平

台进行集成验证更为稳妥),充分利用已有平台资源先期开展变循环技术的单项验证(如单个可调部件或可调机构)和几项技术的组合验证,打好基础,逐步增加变循环的复杂程度,构建双涵变循环发动机的研究和验证平台,解决主要的技术关键。同时,积极探索类似自适应循环这种更为复杂的变循环发动机构型,强调差异化原则,针对性筛选特有技术元素(如Flade部件)开展领先研究。最后,根据技术突破的情况,与双涵变循环技术成果相结合,适时开展具备各先进技术特征的新一代发动机的集成综合验证,使风险可控,形成研发新装备的完整技术储备。

参考文献

- [1] Marco A, Pericles P. The selective bleed variable cycle engine. ASME 91-GT-388.
- [2] Ltahara H, Kohara S. Turbo engine research in japanese HYPR project for HST combined cycle engines. AIAA: 94-3358.
- [3] Yamayaki S, Ohki Y. CFD contribution to development of HYPR engine. AIAA-1999-0886.
- [4] McDonnell Douglas Co. Advanced supersonic transport propulsion and configuration technology improvements. AIAA-81-1595.
- [5] GE Co. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with coannular plug nozzle. NASA-CR-159869, 1981.
- [6] GE Co. Design study and performance analysis of a high-speed multistage variable-geometry fan for a variable cycle engine. NASA-CR-159545, 1979.
- [7] Brian D K, Dipan K B. Aerodynamic test results of controlled pressure ratio engine (COPE) dual spool air turbine rotating rig. ASME 2000-GT-632.
- [8] Simmons R J. Design and control of a variable geometry turbofan with an independently modulated 3rd stream[D]. Columbus: Ohio State University, 2009.
- [9] 梁春华. 通用的经济可承受的先进涡轮发动机研究计划的主要特点. 航空发动机, 2011, 37(5): 58-62.
- [10] 胡晓煜. 国外自适应发动机技术研究进展. 国际航空, 2012(10): 41-43.

(责编 日午 良辰)