

# 变循环发动机后涵道引射器的研究现状与关键技术

于海涛,施磊,付垚,葛笑楠,朱健  
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

**摘要:**变循环发动机是航空发动机的发展方向。相较于传统的航空发动机,变循环航空发动机在加力燃烧室中设置了后涵道引射器这一典型可调几何机构,以满足整机对气动匹配、推力和燃油经济性的需求。讨论了变循环发动机后涵道引射器的发展历程、布置位置、结构形式等,分析了后涵道引射器的结构特征和功能特点,点明了其对加力燃烧室气动热力性能、结构尺寸的影响和对发动机推力、耗油率的影响。同时,结合后涵道引射器的发展历程和技术特征,指出了其在性能、结构和控制等方面需要深入研究的快速响应、精准控制和高可靠性等关键技术。通过对后涵道引射器的讨论和分析,以期变循环发动机乃至未来涡轮基组合循环发动机的后涵道引射器性能和结构设计提供参考。

**关键词:**后涵道引射器;加力燃烧室;变循环发动机;航空发动机;关键技术

中图分类号:V235.1

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.03.001

## Investigation Status and Key Technologies of Rear Variable Area Bypass Injector of Variable Cycle Engine

YU Hai-tao, SHI Lei, FU Yao, GE Xiao-nan, ZHU Jian

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** Variable cycle engine (VCE) is the development direction of the aeroengine. Compared with traditional aeroengines, the afterburner of VCE is equipped with a typical variable-geometry mechanism, the rear variable area bypass injector (RVABI), to meet the whole engine requirements of the aerodynamic matching, thrust, and fuel consumption. The development history, arrangements, and structural forms of RVABI in VCE are discussed, the structural and functional characteristics are analyzed, and the influence on the aerothermal performance and the size of the afterburner, engine thrust, and specific fuel consumption are elucidated. According to the development history and technical characteristics of RVABI, key technologies such as quick response, precise control, and high reliability that need further study in terms of performance, structure, and control are pointed out. The discussions and analyses aim to provide references for RVABI performance and structure design of variable cycle engines and the future turbine-based combined cycle engines.

**Key words:** rear variable area bypass injector; afterburner; variable cycle engine; aeroengine; key technology

## 0 引言

随着社会经济的不断发展和军事技术需求的不断提高,航空发动机必须提供更好的燃油经济性指标和更高的推力指标<sup>[1]</sup>。为此,科研人员提出了变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)的概念<sup>[2]</sup>,通过巧妙设计可变几何机构实现整机循环参数的变化,使发动机既具备涡喷/小涵道比涡扇发动机大推力、可超声速推进的工作能力,又具备涡扇发动机高燃油经济性、远航程、低噪声的技术特征。

欧美国家自 1960 年代起,便开展了变循环发动机的研究工作<sup>[3]</sup>。Johnson 在 GE 公司变循环发动机的技术发展报告<sup>[4]</sup>中介绍了美国在 1976 年公开披露的其第一代变循环发动机 YJ101,该变循环发动机设计有后涵道引射器(Rear Variable Area Bypass Injector, RVABI)用于保证发动机涵道比大范围变化,实现循环模式变化的工作需求。此后,美国 GE 公司、英国 RR 公司,在所提出的各代变循环发动机典型方案中均设置有后涵道引射器,而且在最新一代变循环发动机——自适应循环发动机(Adaptive Cycle Engine,

收稿日期:2024-04-28 基金项目:国家级研究项目资助

作者简介:于海涛(1981),硕士,高级工程师。

引用格式:于海涛,施磊,付垚,等.变循环发动机后涵道引射器的研究现状与关键技术[J].航空发动机,2024,50(3):1-8.YU Haitao,SHI Lei,FU Yao,et al. Investigation status and key technologies of rear variable area bypass injector of variable cycle engine[J].Aeroengine,2024,50(3):1-8.

ACE)<sup>[5-6]</sup>中也依然采用了后涵道引射器,以满足整机循环参数变化的需求。可见,后涵道引射器是变循环发动机典型且重要的可变几何机构,对发动机实现工作模式转换至关重要。中国的研究机构自20世纪90年代开始关注变循环发动机技术,至21世纪初的研究重点主要集中于概念明晰和技术梳理,对于性能、控制等方面的研究较少,对后涵道引射器的技术研究更少。近十余年,在各类专项的支持下,北京航空航天大学、西北工业大学等高校在变循环发动机总体性能、控制方法等领域研究发展迅速,中国科研院所完成了如后涵道引射器等变循环典型机构的关键技术的攻关和验证工作。变循环发动机是现阶段国内外的研究重点,后涵道引射器作为典型可调机构应当得到更多的关注和重视,持续提升技术成熟度,满足整机更苛刻的气动性能匹配和结构可靠性要求。

本文分别针对后涵道引射器的发展历程、布置位置、结构形式等开展讨论,分析后涵道引射器开启方式、轴向位置、结构特点等对加力燃烧室性能和结构的影响,以及对整机循环参数的影响。同时,梳理后涵道引射器在性能、结构和控制等领域尚未完全解决或仍需进一步提升的关键技术,以期为总体专业工程师和加力专业设计师在设计 and 优化变循环发动机后涵道引射器时提供参考。

## 1 后涵道引射器的发展历程

### 1.1 国外研究历程

在过去的几十年中,国内外科研人员在变循环发动机的后涵道引射器气动参数匹配和结构设计等方面开展了一系列的研究工作。后涵道引射器通常布置在变循环发动机加力燃烧室中<sup>[7-9]</sup>,用于改变外涵道气动面积<sup>[10-12]</sup>,解决常规循环发动机因库塔条件约束导致的内外涵气体流量匹配受限的问题,实现发动机涵道比的调整<sup>[13-15]</sup>。后涵道引射器通常与前涵道引射器、模式选择阀、可调低压涡轮导向器等配合工作,满足变循环发动机循环参数灵活变化的需求。虽然后涵道引射器在20世纪60年代随变循环发动机概念一起被提出,但直至1976年才有其较为具体的应用报道。除前文所述的美国空军在小涵道比YJ101涡扇发动机中开展了后涵道引射器对发动机气动性能影响的验证研究外,美国海军也开展了双外涵发动机方案后涵道引射器的验证<sup>[16-18]</sup>。第一代变循环发动

机后涵道引射器的布置如图1所示<sup>[19]</sup>。图中,LPT为低压涡轮。

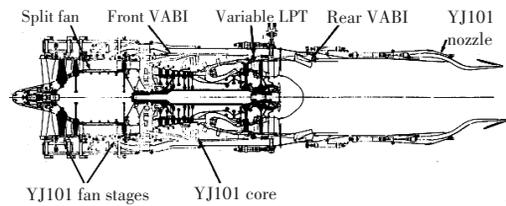


图1 后涵道引射器布置<sup>[19]</sup>

此后,美国GE公司开展了第2代变循环发动机GE21的设计<sup>[20]</sup>。GE21变循环发动机结构如图2所示。从图中可见,该发动机设计有后涵道引射器、前涵道引射器、可调低压涡轮导向器和核心驱动风扇等典型变循环特征构件。通过调整布置于加力燃烧室的后涵道引射器开启位置改变外涵气动面积,抵消因循环参数变化导致的外内涵流量变化对混合器截面静压平衡造成的影响,从而实现在宽广的飞行包线内发动机涵道比的变化和循环参数的匹配。其工作逻辑是,当发动机需要提高推力时,后涵道引射器关闭至最小,发动机进入涡喷工作模式;当发动机需要更低的耗油率时,后涵道引射器开启至最大,发动机进入涡扇工作模式。20世纪90年代,日本也开展了类似于GE21发动机的HYPR-T方案的设计与验证<sup>[21]</sup>。日本HYPR90-C发动机如图3所示。图中,MSV为模式选择阀;HPC为高压压气机;VSV为可调静子叶片;LPT为低压涡轮;NGV为喷嘴导向器。从图中可见,冲压燃烧室前设计有调整气体流量的后涵道引射器(后涵道引射器)。

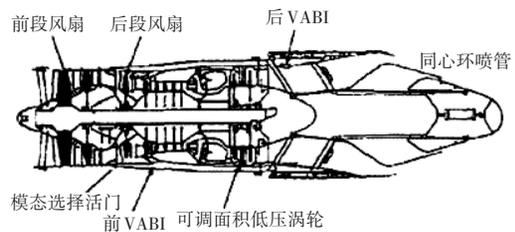


图2 带有后涵道引射器的变循环发动机GE21<sup>[20]</sup>

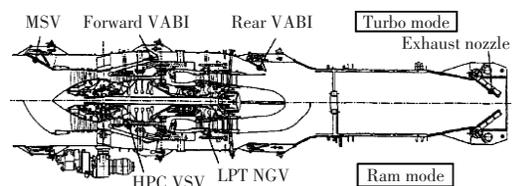


图3 HYPR90-C发动机<sup>[21]</sup>

美国军方<sup>[22-23]</sup>自2007年先后实施了自适应多用途发动机技术(Adaptive Versatile Engine Technology, ADVENT)、自适应发动机技术发展(Adaptive Engine

Technology Development, AETD)和自适应发动机过渡(Adaptive Engine Transition Program, AETP)等计划<sup>[24-26]</sup>,支持自适应变循环阶段的发动机研制<sup>[27-28]</sup>。目前,美国GE公司和PW公司结合自身技术特点开展了不同构型的ACE方案研究。但无论哪种技术方案,均采用了后涵道引射器满足涵道气体流量变化需求,实现发动机在大推力的涡喷模式与低油耗的涡扇模式之间自由切换。一种典型的自适应循环发动机结构如图4所示。图中,FVABI为前涵道引射器;CFDS为核心机驱动风扇级;HPT为高压涡轮。

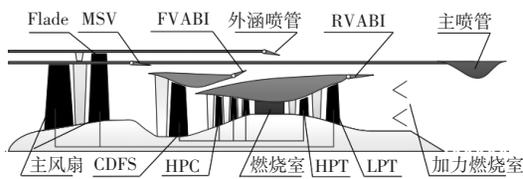


图4 典型的自适应循环发动机结构<sup>[28]</sup>

## 1.2 中国研究进展

中国在变循环发动机后涵道引射器设计领域虽然起步较晚,但近年来也取得了许多成果,突破了诸多关键技术。北京航空航天大学的唐海龙<sup>[29]</sup>、空军工程大学的骆广琦等<sup>[30]</sup>和张海明等<sup>[31]</sup>的研究表明,后涵道引射器配合可调几何部件在不同状态点形成不同的组合方案,提高了整机推力,降低了耗油率;南京航空航天大学的窦健等<sup>[32-33]</sup>利用3维计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)仿真软件开展了后涵道引射器与前涵道引射器的配合以及对出口总压损失影响的研究,获得了后涵道引射器匹配前涵道引射器工作条件的涵道压力特性;南京航空航天大学的张睿<sup>[34]</sup>、张元等<sup>[35]</sup>和苟学中等<sup>[36]</sup>利用仿真程序完成了变循环整机和部件建模工作,建立了后涵道引射器引射流量的预测模型;上海交通大学的郭令<sup>[3]</sup>开展了后涵道引射器调节机构的模块化设计以及性能分析工作。

此外,中国科研院所近年来开展了后涵道引射器设计。利用仿真软件完成了后涵道引射器调节对流动与燃烧影响和作动机构结构强度优化等关键技术研究,分析了后涵道引射器开度对发动机推力等关键指标的影响,解决了气动参数匹配、燃烧组织等气动热力性能问题。在不同状态点,后涵道引射器开度对发动机推力的影响如图5所示。

## 2 后涵道引射器的结构形式

后涵道引射器除满足发动机流量调节需求,还具有类似常规循环发动机加力燃烧室混合器的作用。相应的,后涵道引射器结构设计涉及2方面问题,一方面是引射器的开启与调节方式,另一方面是引射器在加力燃烧室内的布置位置。这2方面的问题,在性能上不仅会影响加力燃烧室的油气混合与燃烧组织,还会影响整机的气体流通能力和总压损失;在结构上会影响整机的外廓尺寸、零组件数量以及整机质量。因此,需保证后涵道引射器设计的合理性。

### 2.1 后涵道引射器的开启方式

后涵道引射器的开启方式可分为3类:后涵道引射器流量调节阀沿加力燃烧室轴线前后移动开启;流量调节阀绕加力燃烧室轴线旋转开启;流量调节阀由可旋转摆动的叶片构成,通过调整叶片摆动倾角实现调节。

一种带有前后移动式流量调节阀的后涵道引射器如图6所示<sup>[37]</sup>。从图中可见,该方案后涵道引射器的流量调节阀沿着加力燃烧室轴线前后移动完成开启和关闭,实现外涵气动面积变化,满足变循环发动机涵道比调节需求。当后涵道引射器流量调节阀关闭至最小,外涵气流出口将被完全封闭,外涵气流不能进入内涵与内涵高温燃气进行掺混。当后涵道引射器流量调节阀逐渐开启,外涵气通过外涵气流出口进入内涵,完成气体混合并进入加力燃烧室燃烧。

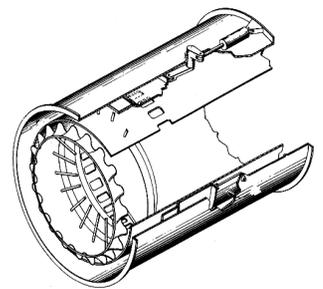


图6 前后移动式的后涵道引射器<sup>[37]</sup>

设置有轴向旋转式流量调节阀的后涵道引射器如图7所示<sup>[38]</sup>。从图中可见,该后涵道引射器通过曲柄连杆机构运动实现流量调节阀绕加力燃烧室轴向旋转并伴随前后移动,实现引射器开闭和外涵气体流通面积调节,完成内外涵气体掺混、涵道比变化和总体参数的匹配。

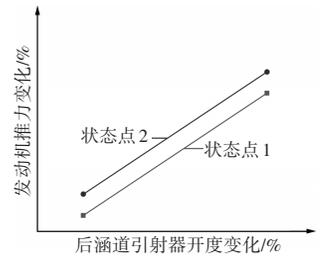
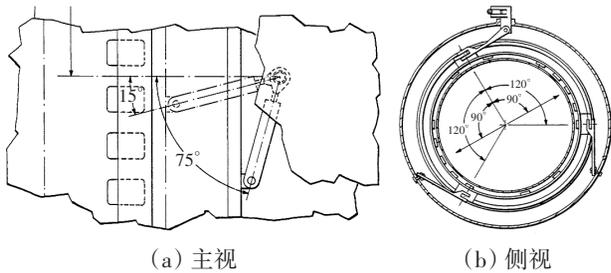
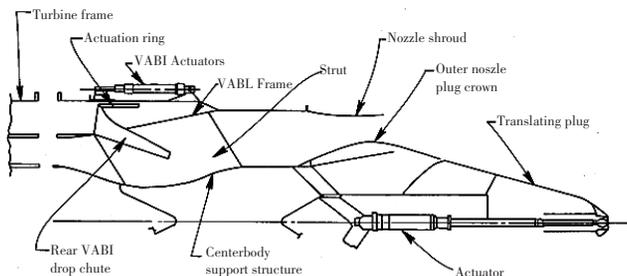


图5 后涵道引射器开度对发动机推力的影响

图7 绕轴线旋转式的后涵道引射器<sup>[38]</sup>

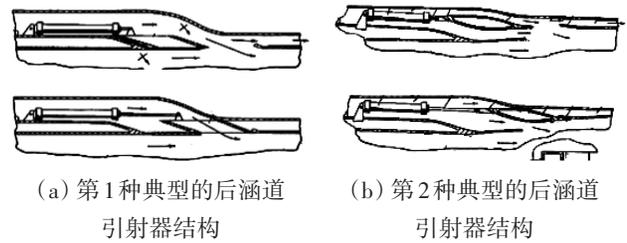
依靠叶片摆动完成调节的后涵道引射器如图8所示<sup>[19]</sup>。从图中可见,该方案的流量调节阀由若干可摆动的叶片构成,通过改变可摆动的叶片倾角实现外涵流通面积的调整,支撑变循环发动机状态变化导致的气动参数匹配变化。值得注意的是,这种流量调节阀明显更具备加力燃烧室可变混合器的技术特征,保证加力燃烧室内油气混合和燃烧组织需求。

图8 叶片倾角可摆动式的后涵道引射器<sup>[19]</sup>

从构型上看,沿加力燃烧室轴向前后移动式开启的后涵道引射器流量调节阀可以提供更大的开度,满足更大的涵道比变化需求,其形成的环缝式气体通道可在相同条件下提供更高的外涵气体流量。绕加力燃烧室轴线旋转的后涵道引射器流量调节阀受开启方式的影响,其轴向可调范围和开启速度均小于前一种。如果完成相同的气动调节需求,第2种引射器会占用更大的几何空间和消耗更长的响应时间。叶片倾角可变的流量调节阀通过恰当的结构设计可以实现向内涵道的摆动和向外涵道的摆动,增大发动机涵道比的调节范围。然而,这种流量调节阀受开启方式限制,会对不同涵道造成较大的流动损失。各研究机构在实际的型号应用中,更多的是以流量调节阀前后移动开启的后涵道引射器为基础开展结构方案设计。2种典型的流量调节阀前后移动后涵道引射器结构如图9所示<sup>[39]</sup>。

## 2.2 后涵道引射器轴向位置

后涵道引射器通常布置在加力燃烧室内,在调节进入内涵的外涵气体时必然会对加力燃烧室内的燃

图9 2种典型的前后移动式后涵道引射器结构<sup>[39]</sup>

烧组织造成影响。因此,有必要对后涵道引射器的布置位置进行讨论。

加力燃烧室一般采用先喷油,再利用火焰稳定器稳焰和燃烧的模式开展燃烧。根据后涵道引射器组织内外涵气体掺混相对于火焰稳定器的位置,可将后涵道引射器分为前置引射器和后置引射器2种。2种后涵道引射器布置位置如图10所示。前置后涵道引射器先于喷油将外涵低温气体引入内涵与高温燃气进行掺混,这可有效降低加力燃烧室内涵来流温度,降低加力燃烧室内如锥体、稳定器、隔热屏等热端部件在加力燃烧时的热防护压力。同时,更低的来流温度也降低了加力燃油自燃和结焦的风险,为更充分的燃油扩散和油气混合提供了一定便利。然而,更低的来流温度也意味着需要设计更合理的油气混合和燃烧方案保证更高的加力出口总温指标实现。此外,前置后涵道引射器在组织内外涵气体掺混时也会导致加力进口气流湍流度高、掺混损失大,造成较高的总压损失和较大的径向温度梯度,影响加力燃烧室的燃烧稳定性和气动指标。后置后涵道引射器在火焰稳定器后方引入外涵冷气。这种方式虽然也会不可避免的造成气体掺混损失,但是加力燃烧室内气体此时已完成扩压减速,且火焰稳定器后方的加力燃烧室流道高度较高,可一定程度抵消外涵冷气掺混带来流动损失。同时,加力供油和燃烧前的气流未受到外涵冷气的影响,有利于简化油气混合和燃烧组织策略,提供更高的燃烧温度,从而提高发动机推力。通过合理设计后置后涵道引射器流量调节阀形面,可实现内外涵气体快速掺混,充分利用外涵高氧气含量空气改善

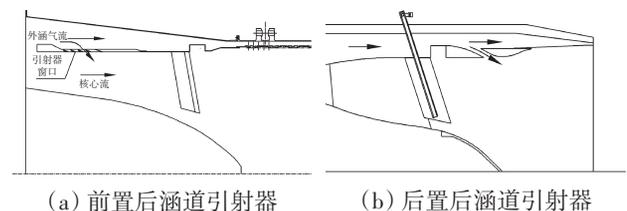


图10 2种后涵道引射器轴向位置

加力燃烧效率,提高加力燃烧温度,保证发动机推力。后置后涵道引射器在有利于加力气动和燃烧组织的同时,也需要合理分配外涵冷气,保证加力热端构件的冷却需求。

前置后涵道引射器和后置后涵道引射器在结构方面也存在着较明显的差异。前置后涵道引射器受加力燃烧室扩散器轴向尺寸限制,难于提供更大的气动面积调整范围,不能支撑更大的涵道比调节需求。同时,受加力燃烧室减速扩压以及气流整流需求约束,前置后涵道引射器会不可避免地增加加力燃烧室扩压器轴向长度,增加整机质量并降低整流、降速效果。后置后涵道引射器因其下游为喷管,可以获得更大的轴向布置空间,实现更大的引射流量调节范围,但这可能会导致加力燃烧室或喷管的轴向尺寸变长,外廓尺寸增大。

### 2.3 后涵道引射器流量调节阀形状

变循环发动机后涵道引射器在功能上与常规循环发动机加力燃烧室的混合器有相似之处,将外涵气体与内涵气体掺混。因此,后涵道引射器按照外涵气体与内涵气体掺混的形式可分为预混式和射流式2种<sup>[40]</sup>。预混式后涵道引射器可将流量调节阀的形面设计为波瓣形、沟槽形或隔栅形,使外涵气流与内涵气流周期性交错接触,增大两股流接触面积,加快两股流的混合,尽量降低加力燃烧室内气体的温度梯度。隔栅型、摆动型、波瓣型、周期开槽型等预混式后涵道引射器结构如图11所示<sup>[41-42]</sup>。射流式后涵道引射器的流量调节阀将外涵气体以更快的速度和更高的动量射入内涵气体完成混合,其调节阀形面结构简单,可支持更高的流量调整需求。锥型和槽型等射流式后涵道引射器结构如图12所示<sup>[40]</sup>。由此可见,变循环发动机加力燃烧室预混式后涵道引射器的结构和

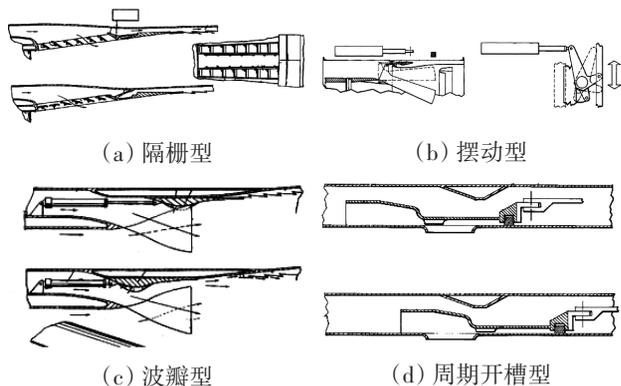


图11 预混式后涵道引射器结构<sup>[41]</sup>

作用更近似于常规循环发动机加力燃烧室的波瓣混合器,射流式后涵道引射器的结构和作用则更接近于常规循环发动机加力燃烧室的平行进气混合器。

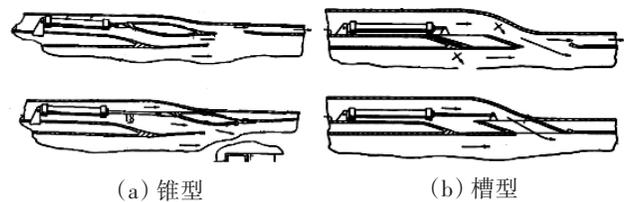


图12 射流式后涵道引射器结构<sup>[40]</sup>

### 3 后涵道引射器工作特性

变循环发动机在指定的风扇外涵进口总压和低压涡轮出口总压或总压比的条件下,通过调整后涵道引射器的开度实现发动机涵道比的变化,完成整机在涡喷模式和涡扇模式之间的转换。通过控制后涵道引射器工作状态改变喷管外内涵出口面积比 $A_{18}/A_8$ 、加力燃烧室进口外内涵压比 $P_{11}/P_{16}$ ,使外涵总压与内涵总压比 $\pi$ 、涵道比 $B$ 和总压恢复系数 $\sigma$ 符合总体指标要求。

以带有模式选择阀的双外涵变循环发动机为例,当发动机工作在双外涵模式下时,适当增大后涵道引射器开度,保证前涵道引射器小开度条件下的低涵道压力需求;当模式选择阀完全打开,后涵道引射器开度适当增大从而减小背压对风扇的影响。此外,如变循环发动机加力燃烧室投入工作,则后涵道引射器在调节时应当保证加力内涵气流速度满足加力点火和稳焰的正常需求。

### 4 后涵道引射器设计关键技术

在过去的几十年中,科研人员解决了后涵道引射器许多技术问题,保证了整机循环参数匹配、加力燃烧室燃烧组织等气动热力性能需求,满足了调节响应速度、结构可靠性等需求。然而,随着飞机作战功能日趋多样化、飞行包线的不断扩大和航程的逐渐增大,发动机必须提供更紧凑的尺寸、更轻的质量和更低的耗油率。后涵道引射器虽然满足了变循环发动机循环参数变换并保证了加力燃烧室的燃烧组织,但必须做出新的变化满足以ACE为代表的新一代VCE结构和功能需求。因此,梳理了后涵道引射器在气动和结构设计领域需要解决的关键技术。

#### 4.1 气体快速掺混与低损失流动

自适应循环发动机加力燃烧室的内涵进口气流速度快、余旋强度高,内外涵气体温度、速度的差异大,但对内外涵道气体流动损失控制严格。在设计后涵道引射器轴向位置和流量调节阀形面时,应尽量破坏外涵射流进内涵后形成的边界层,保证气体快速均匀掺混,降低掺混后的气体温度梯度和氧气浓度梯度,改善气流场和燃烧温度场品质。在设计流量调节阀及其作动机构时,需考虑对外涵道内气体流动损失的影响,在满足开闭速度和控制精度的前提下,采用小迎风面和简单导轨的结构保证外涵道内的气体低损失流动。

#### 4.2 调节阀大行程快速响应与精准调节

变循环发动机的涵道比调节范围在不断增大,后涵道引射器的开启行程也相应延长。在工程实践中,后涵道引射器通常结合加力燃烧室的尺寸设置其流量调节阀的尺寸和作动机构数量。在开启行程大、外廓尺寸大和内外温差高的条件下,设计人员势必要在控制系统和传动机构设计方面开展关键技术攻关,实现各作动机构的快速响应和同步动作,保证流量调节阀能克服气动阻力和摩擦阻力,准确到达指定开度,并保持稳定,避免出现振动或开度偏差影响气动匹配和稳定燃烧。

#### 4.3 传动机构热变形控制和拖动力限制

后涵道引射器一侧处于温度较低的发动机外涵道中,另一侧处于温度很高的加力燃烧室内涵道中,这使其受到很大的热应力。无论是采用增材制造或钣金焊接方法加工的流量调节阀都面临着极高的热变形风险。如果后涵道引射器作动机构和流量调节阀热变形过大,易造成作动机构滑轨磨损、变形,流量调节阀运动不协调,导致气动面积匹配偏离。在极端情况下,可能导致拖动力超限和流量调节阀卡滞,控制系统失灵等严重安全问题。

因此,需利用内、外涵多流道气体与热端构件耦合分析的方法,合理分配冷却气体流量,结合运动学和动力学分析,优化调节机构运动和传力路径,保证热端构件获得高效冷却,避免由于热态尺寸不协调、运动机构不同步等导致拖动力超限或卡滞等问题。

#### 4.4 高可靠性单作动机构调节

轻量化有助于改善发动机燃油经济性,缩减外廓尺寸,提高发动机装配和保障的便利性。现阶段的后

涵道引射器通常根据加力燃烧室外廓尺寸设置2组或4组同步作动机构,满足调节需求。这种设计虽然保证了引射器结构可靠和调节精准,但不可避免的增加了发动机的质量和外廓尺寸,且较多的零组件数量也增加了后勤保障的压力。因此,如能利用单作动机构实现后涵道引射器快速、精准、可靠调节,可显著降低整机质量,缩小发动机外廓尺寸,有助于飞发灵活匹配和提高发动机燃油经济性。

## 5 总结与展望

变循环发动机的技术发展历程清晰的表明,后涵道引射器是其扩大飞行包线、提高整机气动热力指标的关键可调几何构件。

(1)从开启方式上看,后涵道引射器根据流量调节阀的移动方向分为沿发动机轴线前后移动、轴向旋转和叶片摆动3种方式,其主要的区别在于开启方式和可实现的发动机涵道比变化范围不同,对外涵通道流动损失的影响不同。

(2)从轴向位置看,后涵道引射器根据与火焰稳定器的前后位置,分为前置引射器和后置引射器2种。二者最大的区别在于对加力燃烧稳定性的影响不同,并最终影响加力出口总温和发动机推力水平。后置后涵道引射器虽然可能增大发动机外廓尺寸和质量,但是有利于获得更高的加力燃烧指标。

(3)从内外涵气体掺混形式看,后涵道引射器可分为预混式和射流式2种,其内外涵气体掺混形式的不同导致加力内涵总压损失不同,并影响加力燃烧室内油气混合以及燃烧过程。

(4)后涵道引射器未来必然向着质量轻、体积小、单作动机构的方向发展,实现涵道比快速、大范围、精准调节,不仅要保证加力燃烧室获得更高的燃烧效率和燃烧温度,还要满足自适应循环发动机大推力、快速突防和低油耗、超远航程的技术要求。如后涵道引射器能快速突破“卡脖子”的关键技术,其不仅能够提高变循环发动机的性能水平,还将为以涡轮基组合循环发动机(Turbine-Based Combined Cycle Engine, TBCC engine)为代表的空天动力系统快速发展提供支撑。

参考文献:

[1] 梁春华. 未来航空发动机技术[J]. 航空发动机, 2005, 31(4): 54-58.

LIANG Chunhua. Future aircraft turbofan engine technologies[J].

- Aeroengine, 2005, 31(4):54-58. (in Chinese)
- [2] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3):1-5.  
FANG Changde. Variable cycle engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3):1-5. (in Chinese)
- [3] 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.  
GUO Ling. The mechanism design method for variable geometry component in variable cycle engine[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2014. (in Chinese)
- [4] Johnson L J. Variable cycle engine developments at general electric[R]. AIAA-97-15033.
- [5] Marco A, Pericles P. The selected bleed variable cycle engine[R]. ASME-GT-1991-388.
- [6] John L B, Raymond R. AFT fan adaptive cycle engine: US, 20120131902A1[P]. 2012-03-31.
- [7] 胡晓煜. 美国全面实施下一代军用航空发动机技术发展计划[J]. 国际航空, 2008(12):40-42.  
HU Xiaoyu. United States fully implements the next-generation military aero-engine technology development program[J]. International Aviation, 2008(12):40-42. (in Chinese)
- [8] David C A, Michael J H, Albert C P, et al. Advanced tactical fighter to F-22 raptor: origins of the 21st century air dominance fighter[M]. Reston: AIAA, 1998:203-234.
- [9] 倪金刚. GE航空发动机百年史话[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015: 258-274.  
NI Jingang. History of GE aeroengine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015:258-274. (in Chinese)
- [10] Obaid Y, Mark V A, Richard M M, et al. Military jet engine acquisition: technology basis and cost-estimating methodology[R]. Santa Monica: RAND, 2022:66-71.
- [11] Thomas R D. Engine wars: competition for US fighter engine production[R]. AIAA-1998-3115.
- [12] Morgenfeld T. YF-22A prototype advanced tactical fighter demonstration/validation flight test program overview[R]. AIAA-1992-1087.
- [13] Lockheed Martin. F-22 raptor[R]. London: Jane's International Defense Review, 2012.
- [14] Jane's International Defense Review. Balance of power manufacturers vie for aero-engine of the future[R]. London: Jane's International Defense Review, 2009.
- [15] Jane's International Defense Review. Military engines[R]. London: Jane's International Defense Review, 2011.
- [16] GE. General Electric F120[R]. London: Jane's International Defense Review:2012.
- [17] 刘洪波, 王荣桥. 变循环发动机总体结构方案及模式转换机构研究[J]. 航空发动机, 2008, 34(1):1-5.  
LIU Hongbo, WANG Rongqiao. Investigation of general structure and mode transition mechanism of variable cycle engine[J]. Aeroengine, 2008, 34(1):1-5. (in Chinese)
- [18] 尹升奇. 变几何涡轮叶栅气动性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005.  
YIN Shengqi. Flow performance research of variable geometry turbine stage cascades[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2005. (in Chinese)
- [19] Vdoviak J W, Knott P R, Ebacker J J. Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with coannular plug nozzle [R]. NASA-CR-1987-15986.
- [20] 刘红霞. GE公司变循环发动机的发展[J]. 航空发动机, 2015, 41(2):93-98.  
LIU Hongxia. Development of variable cycle engine in GE[J]. Aeroengine, 2015, 41(2):93-98. (in Chinese)
- [21] Itahara H, Nakata Y, Kimura T. Research and development of HYPR90-T variable cycle turbo engine for HST[R]. ISABE-97-7013.
- [22] Jane. US navy instigates variable cycle engine programme[R]. London: Jane, 2011.
- [23] Rebecca G. Adaptive engines[J]. Air Force Magazine, 2012(9):62-65.
- [24] GE. GE aviation begins core testing on advances engine technology[R]. London: Defense Industry Press, 2012.
- [25] GE. GE aviation demonstrates highest core temperatures in aviation history[R]. London: Defense Industry Press, 2013.
- [26] Richard K S. Characteristics of future military aircraft propulsion systems[R]. AIAA 2013-0466.
- [27] 李斌, 赵成伟. 变循环与自适应循环发动机技术发展[J]. 航空制造技术, 2014(20):76-79.  
LI Bin, ZHAO Chengwei. Development of variable cycle engine and adaptive cycle engine technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(20):76-79. (in Chinese)
- [28] 陈敏, 张纪元, 唐海龙, 等. 自适应循环发动机总体设计技术探讨[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10):2046-2058.  
CHEN Min, ZHANG Jiyuan, TANG Hailong, et al. Discussion on overall performance design technology of adaptive cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10):2046-2058. (in Chinese)
- [29] 唐海龙. 面向对象的航空发动机性能仿真系统及其应用[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2000.  
TANG Hailong. Object-oriented aero-engine performance simulation system and its application[D]. Beijing: Beihang University, 2000. (in Chinese)
- [30] 骆广琦, 李游, 刘琨, 等. 变循环发动机组合变几何调节方案[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10):2273-2278.  
LUO Guangqi, LI You, LIU Kun, et al. Combines variable geometry regulation schemes for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10):2273-2278. (in Chinese)
- [31] 张海明, 骆广琦, 孟龙, 等. STOVL型战斗机变循环发动机性能数值模拟[J]. 空军工程大学学报, 2011, 12(6):13-17.  
ZHANG Haiming, LUO Guangqi, MENG Long, et al. Numerical simulation on performance of a variable cycle engine for STOVL fighter[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2011, 12(6):

- 13-17.(in Chinese)
- [32] 窦健, 吴琼. 变循环发动机后涵道引射器调节工况的数值研究[J]. 电器与自动化, 2020(3):195-197.
- DOU Jian, WU Qiong. Research on operating characteristics of rear variable area bypass circular injector of variable cycle engine[J]. Electrical Automation, 2020(3):195-197.(in Chinese)
- [33] 窦健, 汪明生, 吴琼. 变循环发动机后可变面积环形涵道引射器工作特性研究[C]//第八届中国航空学会青年科技论坛论文集. 广东江门: 中国航空学会, 2018:168-174.
- DOU Jian, WANG Mingsheng, WU Qiong. Research on operating characteristics of rear variable bypass circular injector of variable cycle engine[C]//8th Youth Technology 8th Youth Technology Conference of Chinese Aerospace Society Articles Collection. Jiangmen Guangdong: Chinese Aerospace Society, 2018:168-174(in Chinese)
- [34] 张睿. 变循环发动机建模及气动性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- ZHANG Rui. Research on modeling and aerodynamic performance for variable cycle engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.(in Chinese)
- [35] 王元, 张平平, 李秋鸿, 等. 变循环发动机建模方法研究及验证[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11):2643-2651.
- WANG Yuan, ZHANG Pingping, LI QiuHong, et al. Research and validation of variable cycle engine modeling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11):2643-2651.(in Chinese)
- [36] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1):104-111.
- GOU Xuezhong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1):104-111.(in Chinese)
- [37] Mchugh D P, Vdoviak J W. Variable slot bypass injector system: US, 56947979[P].1997-12-09.
- [38] Nash D O. Gas turbine engine actuation system: US, 5136840[P].1992-08-11.
- [39] John W V, Donald P M. Variable slot bypass injector system: US, 5694767[P].1997-12-07.
- [40] 冯子轩, 毛建兴, 胡殿印. 变循环调节机构发展现状及关键技术[J]. 航空发动机, 2023, 49(1):18-26.
- FENG Zixuan, MAO Jianxing, HU Dianyin. Review on the development of adjusting mechanism in variable cycle engine and key technologies[J]. Aeroengine, 2023, 49(1):18-26.(in Chinese)
- [41] 王荣桥, 刘阳, 申秀丽, 等. 一种变循环发动机模式转换机构中的可调前涵道引射器: 中国, CN200920277530[P].2009-12-18.
- WANG Rongqiao, LIU Yang, SHEN Xiuli, et al. A front variable area bypass injector of conversion mechanism for variable cycle engine: China, CN20090277530[P].2009-12-18.(in Chinese)
- [42] Hou G, Wang J, Anita L. Numerical methods for fluid-structure interaction—a review[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2004, 60(1):213-223.

(编辑: 兰海青)