

## 组合动力:现状、问题与对策

张蒙正<sup>1</sup>, 李 斌<sup>2</sup>, 李光熙<sup>1</sup>

(1. 西安航天动力研究所 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院 陕西 西安 710100)

**摘 要:**介绍了火箭/冲压、预冷空气涡轮火箭、空气涡轮火箭等组合发动机研究的现状及面临的技术问题,提出了后续发展策略。火箭/冲压组合发动机近期宜解决中等尺度、火箭/高马赫数冲压组合的研制与应用问题;加快 1.8~7.0 Ma 段燃烧、热防、推进剂供应与控制、结构一体化关键技术攻关;深入评估 0~1.8 Ma 段多种技术方案及工程方案的可行性。预冷空气涡轮火箭是水平起降、两级入轨航天运输系统之一级最具竞争力的发动机,应加快关键技术攻关进程,持续系统优化和工程化研究。空气涡轮火箭发动机需围绕高速飞行器对动力的需求,加快推进剂、大范围可调燃气发生器及控制等方面研究工作。组合发动机研发需要在研究思路、关键技术研究途径及方法方面持续创新。

**关键词:**组合动力;涡轮基组合循环;火箭基组合循环;预冷空气涡轮火箭;空气涡轮火箭;复合预冷吸气式发动机

中图分类号:V439 文献标识码:A 文章编号:1672-9374(2021)06-0001-10

## Combined cycle propulsion: current status, problems and solutions

ZHANG Mengzheng<sup>1</sup>, LI Bin<sup>2</sup>, LI Guangxi<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** This paper reviews the research status and technical problems of combined cycle engines, including rocket based combined cycle (RBCC), pre-cooling air turbo rocket (PATR), and air turbo rocket (ATR), and puts forward suggestions for the future development strategies of combined cycle propulsions from the application perspective. For RBCC, the development and application problems of middle-size rocket/high-Mach-number ramjet combined cycle engine should be solved in the near future. Breakthroughs in key technologies of combustion, thermal protection, propellant feed and control, and structural integration at Mach 1.8 to 7.0 should be accelerated. The application and engineering feasibility of various technical solutions at Mach 0 to 1.8 should be thoroughly evaluated. PATR is the most competitive first-stage engine in the two-stage horizontal take-off and landing space transportation systems. For PATR, breakthroughs in key technologies should be speeded up, and system optimization and engineered

收稿日期:2021-07-02;修回日期:2021-08-30

作者简介:张蒙正(1964—),男,博士,研究员,研究领域为新型航天推进技术、组合发动机技术。

research should be continuously conducted. For ATR, research in propellants, wide-range adjustable gas generators and control methods should be promoted, oriented for the propulsion requirements of high-speed flight vehicles. Development of combined cycle engines calls for continuous innovation in research ideas as well as critical technical approaches and methods.

**Keywords:** combined cycle propulsion; RBCC; TBCC; PATR; ATR; SABRE

## 0 引言

航空发动机、冲压发动机、火箭发动机等动力装置均有各自的功能、性能优势和适宜的飞行空域,支撑和服务于各类飞机、导弹、运载火箭及空间飞行器。随着航空航天事业的迅猛发展,特别是人类对宽速域、大空域空天自由航行的追求,以上述发动机为基础的涡轮基组合循环(turbine based combined cycle, TBCC)发动机、火箭基组合循环(rocket based combined cycle, RBCC)发动机、复合预冷吸气式发动机(synergic air breathing engine, SABRE)<sup>[1]</sup>、预冷空气涡轮火箭(pre-cooling air turbo rocket, PATR)<sup>[2]</sup>、涡轮辅助火箭增强冲压组合循环发动机(turbo-aided rocket-augmented ramjet combined cycle engine, TRRE)<sup>[3]</sup>、空气涡轮火箭(air turbo rocket, ATR)<sup>[4]</sup>等组合发动机应运而生,并成为热点。组合发动机是将两种或者以上发动机的系统、结构等有机融合而形成的一种动力装置(发动机),旨在弥补单一发动机在功能、工作区域方面的不足。就目前研究进展来看,组合发动机相关的基础技术和关键技术攻关均取得了较大的进展,部分已进入系统集成演示阶段,但其特性与应用、发展思路、关键技术及其攻关途径等一些问题尚需进一步梳理,相关的基础理论需进行深入研究。

## 1 需求、方案与基本特性

需求永远是发展的牵引力,离开具体、明确的应用需求,任何发动机均会面临自身发展所需的“动力”问题。正是因为现有发动机难以满足水平起降/重复使用航天运输系统、不同类型高超声速飞行器对宽空域、大速域、高性能动力装置的需求,才引发了多种组合发动机的萌生与发展。

### 1.1 发展需求

组合发动机研发的目的在于:①依据高超声速

飞机的急需,研制宽速域( $0 \sim 6 Ma$ )、大空域( $0 \sim 25 km$ )、高性能、重复使用的组合发动机;②针对临近空间高超声速机动飞行器的需求,研制较宽速域( $4 \sim 8 Ma$ )、更大空域( $20 \sim 100 km$ )、推力调节的组合发动机;③以临近空间高超声速投放平台对动力的需求为目标,研制全速域( $0 \sim 10 Ma$ )、全空域( $0 \sim 100 km$ )、大推力、多次使用的组合发动机,这类飞行器与水平起降、两级入轨航天运输系统之一级有共同之处;④围绕特定的飞行器(如跨介质飞行器)对发动机的要求,满足特定工作区域与速域工作。本文对第①条和第④条不做过多论述。

#### 1.1.1 临近空间机动型高超声速飞行器

临近空间机动型高超声速飞行器有重大的实用价值,是各国研究的重点与热点。临近空间覆盖大气层的对流层、平流层、中间层及热层底层,要求发动机能在  $20 \sim 100 km$  甚至对流层顶层工作,更重要的是强机动飞行要求发动机能适应飞行器大攻角、侧滑角,且加速性好。考虑巡航马赫数、飞行器和发动机可承受的热载荷等约束,巡航高度一般在  $20 \sim 30 km$  之间、速度在  $6 Ma$  左右,而机动飞行在  $20 \sim 100 km$  之间、 $6 \sim 8 Ma$  左右。

#### 1.1.2 临近空间高超声速投放平台

高速飞行器的飞行轨迹是按等动压( $p$ )线设计,最可能使用的等动压值范围为  $37 \sim 50 kPa$ ,如 HOTOL 航天飞机的动压值选为  $37.3 kPa$ ,Sanger 取动压值为  $49 kPa$ 。最小动压主要考虑的是巡航或无动力返回时所需的最大升阻比;最大动压主要考虑载机所能承受的气动力和气动热载荷。临近空间高超声速投放平台对动力的需求和高超声速飞机有共同之处,如水平起降、重复使用、宽速域与空域、大的推力调节范围等。主要区别在于飞机类巡航飞行器要求飞行器的升阻力比大,起飞和加速要求发动机推力大,大气中巡航时要求发动机比冲高;而投放平台这类加速飞行器则要求发动机的有

效比冲高(即  $I_e = I(1 - f/F)$ , 其中  $I$  为比冲,  $f$  为飞行器阻力,  $F$  为发动机推力)和初终状态质量比大, 临近空间底层高速进出要求发动机推力及其调节能力大。考虑大气污染、巡航马赫数、飞行器和发动机可承受的热载荷等约束, 高超声速巡航高度一般在 20 ~ 30 km 之间、6 Ma 左右; 而临近空间高超声速投放平台应在 80 ~ 100 km、8 ~ 10 Ma 左右。

## 1.2 典型组合动力及基本特性

火箭基组合循环发动机概念及创意源于美国, 初衷是 20 世纪五六十年代对单级入轨航天运输系统的追求, 希望其从地面零速起飞, 完全依靠自身实现单级入轨。从美国半个多世纪的研究历程来看, 火箭基组合循环发动机始终是伴随着国家航天运载计划而生而发展的, 历次航天运输相关计划都将其列入其中, 只是不同时期的计划, 研究的侧重不同, 产生了用途、工作区域等有区别的多种火箭与冲压组合方案。火箭基组合循环发动机也是国内外组合发动机研究中颇受重视的一类<sup>[5-6]</sup>, 从目前发表的国内外研究文献分析, 火箭与冲压发动机的组合方案和工作模式多, 不同的方案及模式应用的领域也各有侧重。此发动机纯火箭工作模式, 推力取决于火箭发动机推力室在设定的发动机流道(冲压发动机燃烧室壁面和尾喷管)条件下可能产生的推力; 纯冲压模式, 推力取决于燃料、燃烧组织、几何构型确定下的冲压发动机推力特性; 火箭/冲压共同工作时, 推力取决于进气道捕获的空气加油燃烧后产生的燃气与火箭发动机推力室产生的燃气共同作用下产生的推力, 比冲取决于各个模式产生的推力及推进剂消耗量<sup>[7]</sup>。从分析来看, 研究者非常关注的问题在于此组合发动机中, 火箭发动机的作用及性能的保持; 两者组合能否达到希望的优势互补、实现发动机的宽速域、大空域(甚至全速域、全空域)工作; 在单一模式下, 能否保持冲压发动机、火箭发动机各自的性能; 结构与系统的兼容性等。

TBCC 的主要特点在于发动机有高比冲, 适应自主起飞和着陆, 且飞行轨迹比较灵活。“空天飞机计划”(aerospace plane)、“国家空天飞机”(NASP)、“先进航天运输计划”(ASTP)、“高超声速运输机推进系统研究计划”(HYPR)以及“Sanger”

计划等都把此发动机作为可重复使用、两级入轨航天运输系统之一级动力而研究<sup>[8-10]</sup>。至今, 其仍是国内外组合发动机研究中受重视度最高的一类, 技术成熟度也较高。对 TBCC 发动机目前比较关注的是如何有效解决 2 ~ 4 Ma 之间的“推力陷阱”, 如何进一步优化涡轮发动机与冲压发动机串/并联带来的系统与结构协调性, 模态转换后涡轮机的热负荷, 能否达到更高马赫数(如 7 ~ 8 Ma)且有足够的推力, 这也是其能否成为两级入轨航天运输系统之一的关键。在 3 ~ 4 Ma 段, 对航空发动机进行喷水冷却是一种途径, 需要解决的是喷水降温量与发动机性能的平衡。Trijet<sup>[11]</sup>、TRRE<sup>[3]</sup>引入火箭发动机, 在 1.8 ~ 4 Ma 之间补偿涡轮发动机推力; 在大气层外, 利用火箭发动机实现更高马赫数和工作域, 是一种试图解决此问题的积极有益的方案。因低速段有较好的加速性, 且分析表明通过降低压气机压比可以达到 3 Ma, ATR 被看做是 TBCC 的补充, 或者另一种途径。

提高发动机低速段进入燃烧室的空气压力, 进而能产生较高的室压与推力, 最好的方法就是利用涡轮增压(SERJ<sup>[12]</sup>的初衷)。面对较高马赫数(3 Ma以上)情况下出现的压气机效率偏低、压气机出口温度偏高及选材受限、高压带来的压气机壳体强度等问题, 有效手段就是对来流空气进行冷却。ATREX<sup>[13]</sup>、SCIMITAR<sup>[14]</sup>、SCABRE、PATR 都在进行这种探索, 试图提供从地面起飞、达到更宽空域、更高马赫数的动力方案。这些方案系统集成度高, 发动机工作模式相对单一, 不涉及 TBCC 动力高马赫数下航空发动机通道的处理问题、航空发动机与冲压发动机间的模态转换问题, 全工作区域内基本不背“死重”、系统推重比高、加速性能优。直接用氢进行空气预冷, 会降低系统固有安全性, 氢流量过多也带来发动机比冲降低问题等。引入氦气作为预冷中间介质, 可以提高发动机的安全性、性能及可调节性。氢能源提供了发动机系统清洁、高比冲和可重复的使用基础, 也带来了此类发动机难适应巡航应用的问题。

## 2 现状、问题与对策

组合动力的研发已逾半个世纪, 至今得到实际

应用的鲜有其例,原因诸多。笼统而言,有“推力陷阱”、模态切换、热防护、结构协调性、系统复杂、控制等技术问题,本质上仍是没有真正做到两种/三种发动机“热力循环有效耦合”“结构/控制高效一体”“功能互补优势依在”等,没有达到“可用”“实用”,谈不上“好用”。下面主要就火箭/冲压组合、PATR 及 ATR 发动机谈面临的问题及对策。

### 2.1 火箭/冲压组合发动机

国内外已经研制出了包含可贮存推进剂、单/双组元推进剂、低温推进剂等不同推进剂种类,发生器循环、补燃循环、膨胀循环等不同循环方式,推力范围涵盖  $10\text{ N} \sim 8\,300\text{ kN}$  的几百种液体火箭发动机,推力变化范围达到  $15:1$ ,支撑了各型运载火箭、多型战略战术导弹和各类航天器。同样,世界范围内已经研制出了近百种冲压发动机,飞行马赫数已达  $4\text{ Ma}$ ,  $6\text{ Ma}$  级的冲压发动机飞行器也即将面世。成熟的火箭发动机及冲压发动机技术为火箭/冲压组合发动机研制提供了坚实的技术基础,出现了火箭/全域冲压组合(包含引射模态)、火箭/宽域冲压组合(不包含引射模态)、火箭/亚燃冲压组合、火箭/高马赫数冲压组合等多种方案<sup>[7]</sup>。就目前研究进展分析,火箭/冲压组合发动机如要在全空域(飞行高度  $0 \sim 100\text{ km}$ ,甚至更高)和速域(如  $0 \sim 25\text{ Ma}$ )工作尚有宽马赫数范围的飞行器气动外形升阻特性、宽速域进排气、宽范围燃烧室、高集成的一体化燃油系统、结构与热防护等问题,但一定速度和高度范围、部分模态组合的发动机还是有可为的。

#### 2.1.1 较宽速域、较大空域动力技术

目前的研究表明,在  $17 \sim 26\text{ km}$  空域、 $4 \sim 7\text{ Ma}$  速域,固定结构的进气道及冲压燃烧室可以稳定工作,并具备较高性能;固定结构的火箭发动机推力室也可实现一定范围的变推力。将多台变推力火箭发动机推力室与冲压巧妙组合,可以有足够宽的推力变化范围,实现  $17 \sim 100\text{ km}$  空域、 $4 \sim 8\text{ Ma}$  速域的工作。此外,火箭发动机引射增益为非主要考虑因素,火箭发动机在确定结构下的推力增益、火箭/冲压模态的性能、冲压发动机性能、流道匹配、热防护是主要问题。技术验证机在地面、模拟  $6\text{ Ma}/25\text{ km}$  条件自由射流试验时,火箭模态下产生了  $1.58$  倍的火箭发动机推力室设计推力(设定为  $1$ )。火箭/冲压(余气系数  $\alpha$  为  $1.5$ )模态下,产生了火箭发动机推力室  $3.58$  倍的推力;而点火器工作时,更是产生了  $3.78$  倍的推力室设计推力。冲压模态下(余气系数  $1.5$ ),产生了  $2.54$  倍的火箭发动机推力室设计推力,见图 1(a)<sup>[15]</sup>,图中  $F$  为发动机推力, $F_R$  为火箭推力室推力。从上述数据也可分析出,发动机展示出了组合发动机“ $1 + 1 > 2$ ”的特性。同一台发动机在  $4\text{ Ma}/18\text{ km}$  地面自由射流试验时,产生了  $1.42$  倍增益;另一台不同的研究性发动机在地面、模拟  $6\text{ Ma}/25\text{ km}$  条件下试验,都展示了同样的特性,见图 1(b)。

需要说明的是,火箭模态下的推力增益与火箭发动机/冲压发动机具体设计相关,即与冲压发动机、火箭发动机工作状态、推进剂等都有关系。

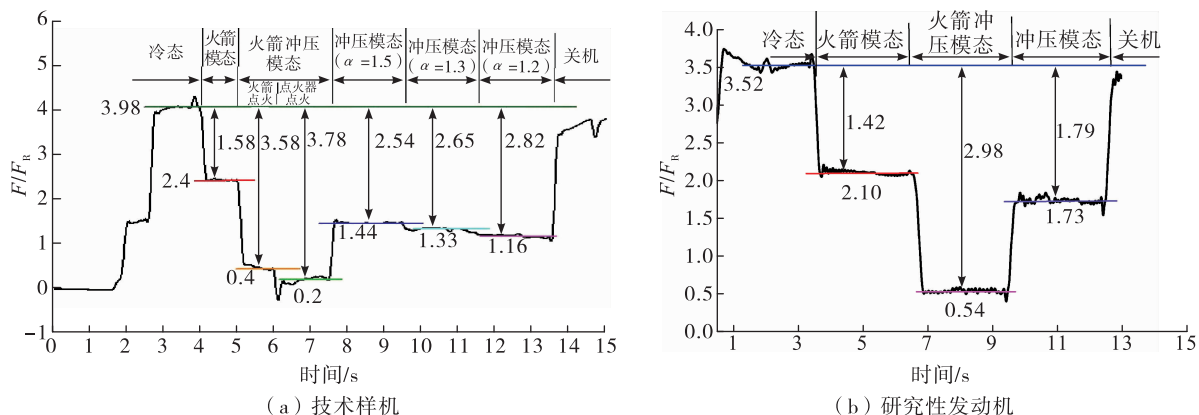


图1 发动机地面试验推力特性(6 Ma/25 km)

Fig. 1 Engine trust in ground test(6 Ma/25 km)

对技术验证机飞试全程数据进行分析,火箭发动机在组合发动机流道内实现的推力增益结果如表 1 所示。此发动机地面试验时,依据测到的燃烧室压力,根据分析软件计算的推力增益也列在表中,以供参考。宽范围火箭引射增益技术已经得到不同发动机、多种工况、多途径的验证。

表 1 火箭引射增益(技术验证机)

Tab. 1 Rocket ejection, thrust gain (technology demonstrator)

工况/ <i>Ma</i>	地面零速试验/%	自由射流/%	飞行试验/%
0	11	—	—
4.0	—	42.8	—
4.5	—	—	69.4
6.0	—	58.0	—
6.5	—	—	67.4

另一方面,对飞试数据分析表明,组合发动机也展示出“1+1>2”的特性(见表 2)。综合不同发动机、多种工况的试验数据,火箭/冲压共同工作时的推力效益能够达到大于两者独立工作设计值的期望。

飞试展示,火箭/冲压模态(4.81 *Ma*) 时内推力比冲为 4 995 m/s,冲压模态(6.65 *Ma*) 比冲为 8 901 m/s,组合发动机可以获得相当好的比冲性能。

表 2 飞行试验中火箭/冲压模态推力增益

Tab. 2 Thrust gain of rocket/ramjet mode in flight test

工况点	火箭	冲压	火箭/冲压	推力
	推力/N	推力/N	模态推力/N	增益/%
20.29 km/4.85 <i>Ma</i>	1	1.71	2.82	4.2
23.30 km/6.65 <i>Ma</i>	1	1.13	2.23	9.1

地面试验和飞行试验已基本展示出了较宽速域、较大空域火箭与冲压组合技术的可行性与技术潜力,后续需要进一步研究的技术包括:①火箭与冲压燃料优化;②智能化控制水平;③固定结构火箭发动机推力室更宽、连续的推力调节技术;④热防护技术。

2.1.2 更宽速域技术

目前的试验表明,在同一固定结构下,可以实现 2.5~7.0 *Ma* 的稳定燃烧,并产生较高的燃烧室压力(见图 2);而火箭发动机在低的飞行马赫数下也可以产生一定的推力增益(见表 1);多种构型的 1.8~8.0 *Ma* 进气道技术也有望突破,且有相当的性能。在较宽速域、较大空域组合技术研究及积累相当经验基础上,进一步协调好组合发动机中火箭发动机与冲压发动机推力匹配和结构,是有可能突破 1.8~8.0 *Ma* 甚至 0.8~8.0 *Ma* 区间火箭冲压组合技术的。这里需要更深入地研究系统热力耦合、热防护、结构及融合等问题。

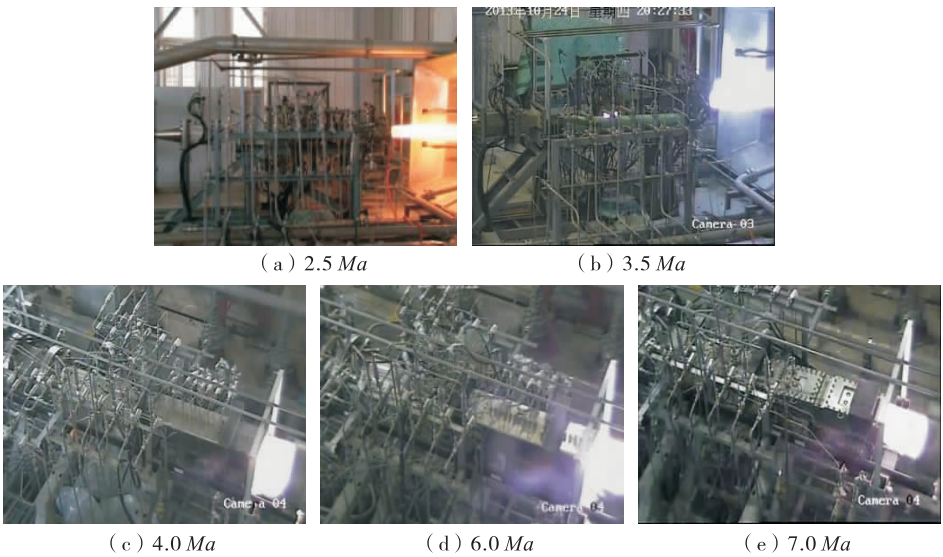


图 2 同一结构燃烧室不同工况点试验照片

Fig. 2 Test photos of same structure combustor under different working conditions



火箭发动机推进剂化学能与热能转换是在燃烧室中完成的,热能与动能的转换靠其喷管;冲压发动机依靠飞行器动能和进气道提供空气,化学与热能、热能与动能的转换与火箭发动机类似。一般而言,火箭发动机推力室是高温、高压(大型液体火箭发动机室压高达 25 MPa,即使小型推力室也达 2.0 MPa 以上);相对而言,冲压发动机室压低得多(一般 1.0 MPa 以下)。两者化学能转换为热能的过程及其装置的耦合是非常困难的。因固有的结构因素,组合发动机中,火箭发动机推力室一般是在冲压发动机内部的,热力耦合应在火箭发动机燃气方面下功夫:①火箭发动机燃气几乎都是富燃的(液体火箭燃烧室余氧系数一般在 0.65 ~ 0.85 之间),设法使这些燃气中尚未燃尽或者产物中的可燃物与空气进行二次燃烧;②利用冲压发动机的内型面作为其膨胀面,并处理好膨胀做功与冲压发动机燃烧流场的关系。对于火箭发动机与超燃冲压发动机组合,火箭发动机出口气流速度与超燃冲压发动机燃烧室气流速度接近,容易匹配;宽速域、大空域工作的宽范围冲压发动机在亚燃段的热力耦合就需要下更大的功夫,做更多、更深入的基础理论研究。

火箭发动机使用的热防护技术有液膜、气膜(通常是液膜气化后的蒸气)、辐射及再生冷却技术,亚燃冲压发动机使用的是气膜冷却技术、超燃冲压发动机使用再生冷却技术。因工作压力、温度及结构的差异,两种发动机结构耦合或者共用后需要考虑共同工作条件下力热带来的结构匹配性问题,即处理火箭发动机推力室与冲压发动机燃烧室结构热变形的协调性问题。火箭发动机与超燃冲压发动机用同一种燃料(如高密度吸热型碳氢燃料、液氢),可以考虑再生冷却的一体化设计;而火箭发动机与亚燃或者宽范围冲压发动机(如 2 ~ 8 Ma)组合发动机的热防护问题就复杂得多。无论哪种热防护技术,都有其局限性和特定的使用环境,针对特定的组合发动机情况,也可以考虑基于复材等耐高温材料辅以裂解吸热型材料的热防护技术。

亚燃冲压发动机一般采用环形的喷油环和“V”型火焰稳定器配合实现稳定燃烧,圆柱形构型居多;超燃冲压发动机更多的采用支板与凹腔组合,构型更丰富一些。液体火箭的推力室采用圆形构

型。从目前研究情况看,高超声速飞行器多采用升力体构型,与之适应的进排气流道用椭圆形或者类矩形构型更为适宜;就热力考虑,火箭/冲压组合发动机燃烧室宜用圆形,侧置的火箭发动机推力室结构较易布局,也有利于热防护的设计。考虑大型发动机结构及地面试验问题,一定尺度的模块并联可能是必须要研究的问题,相关的气体动力学和燃烧学基础理论也需加强。

火箭发动机燃油供应方式有挤压式(包括燃气挤压)和泵压式(包括燃气涡轮泵、电动泵),大推力发动机通常使用燃气涡轮泵供应系统。冲压发动机燃油供应主要是基于空气的涡轮泵及电动泵,马赫数较低(如小于 4.5 Ma)情况下,采用空气涡轮泵有利;如果高马赫数(如大于 5.0 Ma)时,来流空气就需要进行冷却,电动泵就具有优势。目前及相当长一段时间内,尚难进行大推力液体火箭发动机与冲压发动机的组合,临近空间高超飞行器所用火箭发动机推力不会太大,采用电系统更易实现发动机的推力调节、“数字化”和“智能化”。

### 2.1.3 全速域、全空域组合技术

0 ~ 1.8 Ma 这一段,涡轮发动机有加速及巡航双重优势;冲压发动机难以工作;火箭发动机如用于水平起降飞行器,可以工作,但需要更大范围、连续的推力调节技术。对飞行器采用垂直起飞、水平回收的方式,可以发挥火箭发动机大推力的优势,淡化比冲低的不足,减轻大范围推力调节的压力,但对大气的利用率偏低,GTx<sup>[16]</sup>是一种尝试。基于电磁弹射与火箭/冲压组合发动机结合是一种可以考虑的方案,且有较高的技术与工程可行性。涡轮/冲压/火箭发动机三组合发动机(类似 Trijet<sup>[11]</sup>、TRRE<sup>[3]</sup>)是一种可探索的途径。ATR 与宽范围的火箭/冲压组合有机组合也值得尝试。如果采用火箭/冲压发动机实现全速域、全空域工作,需要研究宽域(1.5 ~ 8.0 Ma)的进气道技术、高性能的全域喷管技术(0 ~ 100 km)技术、宽域的冲压燃烧室与火箭发动机推力室的组合技术、更大范围的火箭发动机变推力技术、一体化的介质供应与控制和技术(包括发动机燃料、火箭发动机推力室的氧化剂、其他辅助介质)、动力系统的热防护技术、重复使用技术,等等。需加速异质、大温差、超音速/低速气流的掺混与燃烧、新型热防护材料与技

术、变结构技术、热源转化与再利用、热能发电等基础技术研发。火箭发动机、冲压发动机需要创新设计。原理上是可行的,但技术上需要做更多的工作。

## 2.2 PATR 发动机

PATR 发动机本质上是火箭发动机与冲压发动机的有机组合,系统产生推力的主要部件是火箭发动机(见图3)。在大气层区域,相对高室压的“空气火箭发

动机”在其包线范围内( $0 \sim 30 \text{ km}$ ,  $0 \sim 5+ \text{Ma}$ )一直处于几乎定工况工作状态;而外涵的冲压发动机则设计在最佳亚燃冲压发动机工作区域产生推力。离开大气层,火箭发动机工作。此发动机燃料为液氢,比冲高(大气层: $3\ 100 \sim 5\ 700 \text{ s}$ ),涡轮、冲压、火箭都工作在各自的优势区域,单位推力较大,适宜于水平起降、重复使用、临近空间高超声速投放平台类动力。

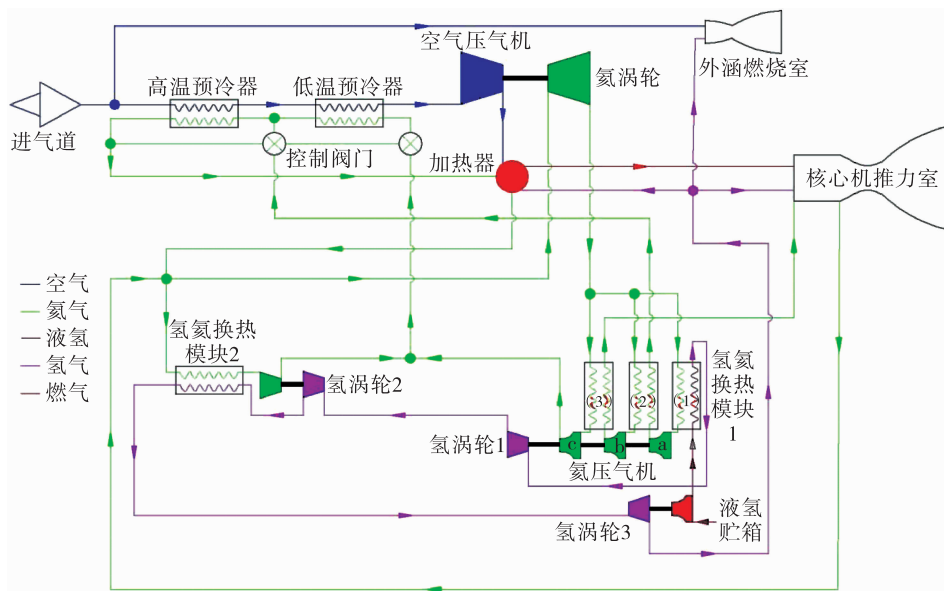


图3 PATR 发动机原理图(无火箭发动机模式)

Fig. 3 Schematic of PATR engine (without rocket model)

### 2.2.1 系统的持续优化

PATR 发动机涉及空气、氦气、氢及涡轮机滑油等多种工质,空气、氦气、氢等多路循环,进排气、氢及氦系统多处调节。多种工质的流量、温度、压力等参数在不同飞行状态,发动机各部件内也不断变化,系统设计与参数匹配无疑是发动机方案与性能优劣的重要因素;发动机的部件数也多,结构优化及布局涉及系统的尺度与质量,这也是衡量系统的关键指标之一;外涵冲压发动机工作区域的选择及与核心机的协调也需予以关注。近年来,REL 公司陆续对 SABRE 发动机共用喷管、空气预冷器、预燃室等部件进行技术与试验,在逐步验证其方案的技术与工程可行性<sup>[17]</sup>;AFRL 对此发动机的应用及外涵冲压发动机提出了新观点<sup>[18]</sup>。国内研究中也提出了类似的预冷空气高速发动机方案,并持续进行相关关键技术研究。总的来看,目前提出的多种预冷发动

机方案都具备相当好的技术可行性,但关键的氦循环系统尚未见试验报道。后续需结合试验结果持续优化,进一步优化预冷发动机系统方案,提升预冷发动机系统的工程可行性及性能<sup>[19]</sup>。

1)空气预冷器出口温度:空气预冷器的技术和工程可行性已得到多家研究单位的验证,后续还需依据压气机性能和材料技术发展,在氦气的进出口温度和流量、预冷器结构参数、压气机耐温与外壳耐压能力等参数综合平衡下持续优化,目前的  $300 \sim 400 \text{ K}$  是权宜之计,非最优。

2)氦气参数:目前,对系统中引入氦循环可以提升系统安全性、性能,起到能量转换与调节的作用已取得共识。对核心机中氦参数选择的研究,如氦涡轮落压比增加,可以提升氦路循环中能量转化效率,增加空气压气机增压比,进而提升系统比冲和单位推力;引入氢氢换热器可以提升系统性能;

氢涡轮驱动氢压机性能更优等也取得了重要成果。但更系统、更全面的论证与优化还需时日,氢加热器、氢压机、氢涡轮等部件参数需要做更系统、更深入的分析。值得注意的是,系统计算中,用到的数据是氢的温度与流量,温度取决于换热器的设计,而流量与部件的尺寸及氢的充填量(压力)有关。更重要的是,这些都需得到试验检验。

3) 外涵冲压燃烧室:外涵冲压燃烧室影响了发动机推力和性能。理论上讲,外涵冲压发动机可以从  $1.5 Ma$  起始工作,氢燃料也可以工作到很高的马赫数。但实际上,因燃烧组织、冲压燃烧室热防护、结构简便性等因素的限制,外涵冲压发动机的工作范围是需要优化的。圆形燃烧室、喷油环、“V”或者其他类型的火焰稳定器、收敛喷管等燃烧组织方式及气膜冷却结构的亚燃冲压发动机,在飞行马赫数高于 4.5 后,气膜温度达  $1\ 000\ K$  以上,已很难冷却燃烧室,这也许是 AFRL 基于 SABRE 的两级入轨空天飞行器概念方案外涵选择  $2.0 \sim 4.5 Ma$  的考虑之一<sup>[18]</sup>。另一方面,飞行马赫数 5 以上,外涵产生的推力也有限了。按照目前  $37\ kPa$  的单调上升弹道分析,飞行器在  $1.5 \sim 3 Ma$  工作区域,进气道进气量与压机差异如图 4 所示。唇口溢流、在扩张段采取放气及采用冲压发动机模式对发动机推力的影响如图 5 所示。外涵冲压发动机工作马赫数范围的选择,要综合考虑冲压发动机的燃烧组织、热防护与推力的综合平衡,这也是此发动机的关键之一,需要结合弹道,以加速型发动机为原则,考虑沿弹道最大推力积分。

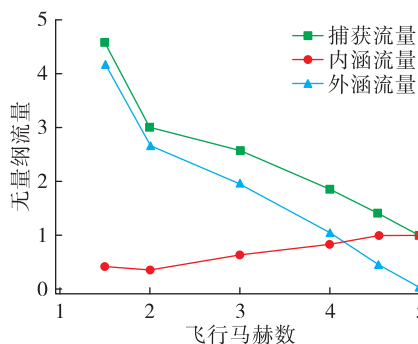


图 4 PATR 发动机内外涵流量特性

Fig. 4 Flow characteristics of inner and outer flow ducts in PATR engine

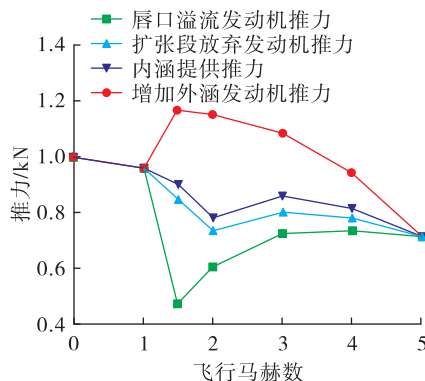


图 5 PATR 发动机外涵推力

Fig. 5 Thrust of outer flow duct in PATR engine

### 2.2.2 部件集成、分阶段的研制措施

发动机的技术方案与其关键技术密切相关,方案引出关键技术,而关键技术支持技术方案。对于 PATR 这种新型发动机,关键技术的突破更为重要。由目前工作来看,空气预冷器、高压比的空气压机、氢氢换热器、氢加热器、燃烧室等关键技术,但影响的是发动机的性能和尺度,尚不至于颠覆发动机技术方案。需要关注的是核心机的氢循环问题,具体讲,就是各个涉氢部件的参数优化与选择;发动机的调节与控制技术;外涵冲压发动机实际可达工作区域范围;空气燃烧室与氢/氧发动机燃烧室的一体化设计的工程可行性,这涉及发动机能否有效运转及其效率。这些关键技术必须依托大量的实验突破、验证与支撑。

按照目前论证的单调爬升弹道,飞行器/发动机在  $1.5 Ma$  达到最大空气流量,在  $5.0 Ma$  后的流量已经比较小(见图 4)。外涵冲压发动机的基本设计思想就是尽量利用来流空气产生推力,减小产生的阻力。这涉及发动机实际可达的工作范围。SCABRE 最初提出设计思想是  $2.0 \sim 5.0 + Ma$ , AFRL 提出  $2.0 \sim 4.5 Ma$ ,这也许是燃烧与热防的综合考虑。从目前论证的结果看,低马赫数更利于发动机热防,但有损于性能,借鉴已有的冲压发动机研制经验, $1.8 \sim 5.0 Ma$  范围有可能实现。外涵冲压发动机的验证可以采用冲压发动机成熟的研制流程和经验,在充分仿真的基础上,采取直连、自由和飞行试验结合的方法。需要注意的是,鉴于发动机结构布局和地面试验条件的因素,外涵冲压发动机宜采用模块化设计的方法。

核心机涉及诸多部件,都与氢有关,氢是稀有



气体,单独的部件试验存在资源问题。因此,较为合理的方法就是直接研制一定规模的核心机样机。研制核心机样机主要解决的是部件参数与核心机系统参数的匹配及优化问题,部件几何尺寸与核心机整体结构的协调问题,发动机的调节与控制问题。核心机的研制可以借鉴航空发动机研制流程和研制经验,需要在较为成熟的模型基础上大量使用仿真技术,需要建设相应的地面试验条件进行试验验证。

就相当规模的 PATR 发动机(如地面推力 100 kN 级)而言,内嵌的氢/氧液体火箭发动机量级在 40 kN 级,借鉴液体火箭发动机成熟的研制流程和基础,应无大碍,其燃烧室与空气燃烧室及外涵燃烧室的一体化具有很大的技术挑战性。

氢循环的核心机、外涵冲压发动机及内嵌的氢/氧火箭液体火箭发动机三部分完美协调才能形成完整的 PATR 发动机。就目前的技术基础而言,理想的重复使用、安全可靠的外涵冲压发动机工作范围为  $1.8 \sim 5.0 \text{ Ma}/10 \sim 20 \text{ km}$ ,核心机可工作至  $5.0 \text{ Ma}$  附近,暂不带内嵌的氢氧火箭发动机,研制难度小得多,可以作为第一阶段、 $5.0 \text{ Ma}$  级飞行平台的研制目标。下一阶段,考虑液体火箭发动机的融合,使系统达到航天运输系统动力一级( $8 \text{ Ma}$  级)的要求,此时主要解决氢/氧发动机燃烧室、空气燃烧室及外涵燃烧室的系统与结构匹配问题。

PATR 发动机尚有氢涡轮机技术、复合燃烧室技术、发动机控制技术等重要关键技术未得到较好的解决,相对 RBCC、TBCC 而言,要走的路可能要长一些。

### 2.3 ATR 发动机

ATR 的用途与 TBCC 具有竞争性,ATR 原理如图 6 所示,其使用液体火箭发动机发生器产生的气体驱动涡轮,涡轮介质独立于来自压气机的空气,可使涡轮工作条件有较大的选择;再通过使用低压比的压气机,降低压气机出口温度,提高飞行马赫数,可以使来流马赫数达到 3.5 左右。同时,这种组合循环也带来了一些新的技术问题,包括由于涡轮燃气流量由压气机功率确定,导致了发动机涡轮转子平衡条件下来流空气(氧化剂)与驱动涡轮介质(燃料)的匹配问题(即不一定是较优的燃烧混合比),低压比的压气机带来的低燃烧室压力,大范围变工况条件下发生器富燃气体的调节等问题。

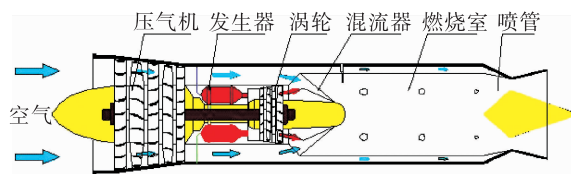


图 6 ATR 发动机原理图

Fig. 6 Schematic of ATR engine

此发动机后续需关注以下问题:

1) 推进剂:  $4 \text{ Ma}$  级飞行器动力,可作为火箭/冲压组合动力的低速段动力,或者与冲压发动机直接组合。无论何种情况,富燃发生器所用推进剂都是非常重要的,而可选的推进剂是有限的,需尽快解决 LOX/煤油富燃条件下的积碳问题;或者解决  $\text{H}_2\text{O}_2$ /煤油富燃条件下的燃烧组织问题;或者研制新型推进剂。同时,也需关注这些推进剂带来的使用简便性、安全性等问题。

2) 大范围的液体火箭发动机富燃发生器等混合比调节技术,从地面到 25 km 高度飞行,发生器工况调节能力需达到 10 倍甚至更高。为保障涡轮的工作环境,氧化剂和燃料需保持等混合比同步调节。

3) 为了保证涡轮均匀受力,大推力的 ATR 发动机需开发环型富燃发生器或者耐高温的环型集气腔。

4) 特定推进剂下,富燃发生器流量和混合比一定,给定涡轮机的功率需求下,为使压气机吸入的空气流量与富燃燃气工况匹配,从而带来的燃烧室混合比偏离当量混合比问题。

## 3 结语

更先进的“革命性”发动机问世之前,组合循环发动机仍是大空域/宽速域航天运输系统、临近空间高机动性飞行器及高超声速飞行器动力的希望。就组合发动机自身而言,首先要瞄准的是应用目标、相关的自身关键技术问题,“先行、先出”才能获得更多的机遇。火箭/冲压组合发动机组合模式多,用途也广泛,近期宜解决中等尺度、火箭/高马赫数冲压组合的研制与应用问题;着手  $1.8 \sim 7.0 \text{ Ma}$  段燃烧、热防、推进剂共用与控制、结构一体化关键技术攻关;深入评估  $0 \sim 1.8 \text{ Ma}$  段多种技术方案应用方向及工程实用性,未来可能会呈现多途径航天运输系统。PATR 无疑是水平起降、两级航天运输系统之一级最具优势

发动机,应加快关键技术攻关进程,支撑工程方案的可行性。ATR 与 TBCC 有竞争性,在何时、何处能得到应用取决于系统动力自身的技术成熟度、综合性能等诸多因素,需综合考虑。

组合动力是集成创新,创新须有其基础、环境与主体。半个多世纪积累了雄厚的基础知识,时代赋予了良好创新环境,组合发动机涉及的宽马赫范围进排气、煤油/碳氢燃料/氢超声速下雾化及燃烧、高效换热/防热、复杂热力环境下结构的一体化、新型氧化剂/燃料、控制、实验及仿真等基础与关键技术提供了广阔的创新空间。

#### 参考文献:

- [1] HEMPSELL M. Progress on SKYLON and SABRE[EB/OL]. [https://www.researchgate.net/publication/289579461\\_Progress\\_on\\_SKYLON\\_and\\_SABRE](https://www.researchgate.net/publication/289579461_Progress_on_SKYLON_and_SABRE), 2013.
- [2] 张蒙正,南向谊,刘典多. 预冷空气涡轮火箭组合动力系统原理与实现途径[J]. 火箭推进, 2016, 42(1): 6-12.  
ZHANG M Z, NAN X Y, LIU D D. Principles and realizing ways of combined power system for pre-cooling air turbo rocket[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(1): 6-12.
- [3] 韦宝禧,凌文辉,江强,等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能探索研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 298-305.
- [4] THOMAS M, CHRISTENSEN K. Air-turbo-ramjet propulsion for tactical missiles[C]//30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1994.
- [5] NASA. NASA space technology roadmaps and priorities: restoring NASA's technological edge and paving the way for a new era in space[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/NASA-Space-Technology-Roadmaps-and-Priorities%3A-Edge-Nasa/e5d0dbd6aee3e4c2358e072d9b00be155fe8df96>, 2019.
- [6] 张蒙正,路媛媛. 火箭冲压组合动力系统研发再思考[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2219-2226.
- [7] 张蒙正,张玫,严俊峰,等. RBCC 动力系统工作模态问题[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 1-6.  
ZHANG M Z, ZHANG M, YAN J F, et al. Discussion about work modal of RBCC power system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(2): 1-6.
- [8] LAPOINTE M, CURRAN F, BENNETT G, et al. An overview of the NASA advanced propulsion concepts program[C]//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [9] 王占学,乔渭阳. 预冷却涡轮基组合循环发动机发展现状及应用前景[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(1): 53-56.
- [10] WEINGERTNER S. SAENGER: the reference concept of the German hypersonics technology program[C]//5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [11] SIEBENHAAR A, BOGAR T. Integration and vehicle performance assessment of the aerojet "TriJet" combined-cycle engine[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [12] HYDE E, ESCHER W, RODDY J. Marquardt's Mach 4.5 supercharged ejector ramjet high-performance aircraft engine project[C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [13] TETSUYA S, NOBUHIRO T, HIROSHI H, et al. Development study of the ATREX engine for TSTO spaceplane[C]//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2001.
- [14] VILLACE V F, PANIAGUA G. Simulation of a variable-combined-cycle engine for dual subsonic and supersonic cruise[C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [15] 张蒙正,路媛媛,杜泉,等. 火箭冲压组合动力系统特征点推阻特性初探[J]. 火箭推进, 2016, 42(3): 1-5.  
ZHANG M Z, LU Y Y, DU Q, et al. Exploration of thrust drag characteristic of rocket ramjet combined cycle dynamic system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(3): 1-5.
- [16] KRIVANEK T M, ROCHE J M, RIEHL J, et al. Affordable flight demonstration of the GTX air-breathing SSTO vehicle concept[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Affordable-Flight-Demonstration-of-the-GTX-SSTO-Krivaneke-Roche/d41f7eba105786ac6bfb6d54e2167112d6222fb>, 2002.
- [17] 廖孟豪. DAPRA 授予反作用发动机公司“佩刀”空天发动机预冷器高温考核试验合同[EB/OL]. (2017-09-27). [https://www.sohu.com/a/194860703\\_613206](https://www.sohu.com/a/194860703_613206).
- [18] 廖孟豪,美空军正式公布基于“佩刀”课题发动机的水平起降两级入轨飞行器概念方案[J]. 空天防务观察, 2016(9): 27.
- [19] 张蒙正,刘典多,马海波,等. PATR 发动机关键技术与性能提升途径初探[J]. 推进技术, 2018, 39(9): 1921-1927.