

关于 RBCC 动力系统的思考

张蒙正, 李 斌, 王 君, 吕奇伟
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 回顾了 RBCC 动力系统研发的历程和趋势, 分析了 RBCC 动力系统的速度、高度等基本特性。建议 RBCC 动力系统研发应致力于火箭发动机与冲压发动机功能的拓展与完善, 注重综合性能的提高; 加强与飞行器一体化设计, 考虑进气道、燃烧室、尾喷管及燃油供应系统的共用; 依据具体飞行器方案开展关键技术攻关和基础技术研究; 首先开展临近空间高速、机动飞行器动力系统研发, 针对两级入轨动力系统之二级开展关键技术攻关。

关键词: 思考; RBCC; 研发; 应用

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 01-0001-07

Thinking about RBCC propulsion system

ZHANG Meng-zheng, LI Bin, WANG Jun, Lü Qi-wei
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The development course and trend for the rocket based combined cycle (RBCC) propulsion system are reviewed. The velocity, altitude and other basic characteristics of the RBCC propulsion system are analyzed. A suggestion that the development of the RBCC propulsion system should be devoted to improving the function and performance of LRE and ramjet is proposed. It is found that the integrated design of the RBCC propulsion system and aircraft should be enhanced; the sharing of air intake duct, combustor, tailpipe nozzle and fuel supply system might be considered in the integrated design; the study of key and basic technologies of RBCC propulsion system must be carried out according to the specific aircraft project. The development of high-speed aircraft propulsion system running in the near-earth space should be conducted first to tackle the key technology for the second stage of two-stage-to-orbit propulsion systems.

Keywords: thinking; RBCC; development; application

0 引言

火箭基组合循环发动机 (Rocket Based Com-

bined Cycle, 以下简称 RBCC) 源于美国上世纪五、六十年代对单级入轨飞行器动力系统的追求, 初衷是藉之从地面零速起飞, 完全依靠自身实现单级入轨。随着 RBCC 研究的不断深入, 研

收稿日期: 2012-11-10; 修回日期: 2012-12-15

作者简介: 张蒙正 (1964—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机

究者对 RBCC 逐步产生新的认识,在不同的应用背景下,产生了引射火箭、火箭/亚燃、火箭/超燃、火箭/亚燃/超燃多种组合方式;圆形、矩形及异型多种构型的动力系统方案,但至今尚无实用的 RBCC 动力系统。RBCC 究竟应针对哪些用途、开展何种组合形式、应用什么样的构型,尚存在不同认识。本文依据 RBCC 动力系统自身特性、目前需求及研究中存在的问题,提出 RBCC 发展的一些思路,供同行参考。

1 RBCC 动力系统的发展历程和态势

ERJ (Ejector Ramjet), SERJ (Supercharged Ejector Ramjet) 和随后的 ESJ (Ejector Scramjet) 发动机^[1-3]产生于 20 世纪 60~90 年代。前两者源于美国 RLV 计划 (Reusable Aerospace Launch Vehicle), 为火箭/亚燃冲压组合循环发动机, 带有几何喉道, 目标是解决冲压发动机不能自主起飞问题; 后者主要是针对用于单级入轨飞行器动力系统而产生, 其整个燃烧室和喷管为扩张通道, 采用热力喉道调节, 以上三者均为轴对称构型。在 RLV 计划的支持和推动下, Marquardt 公司对 ERJ 缩比发动机进行了一系列地面试验, 对起飞加速、跨声速和超声速飞行等工作过程进行了研究。航天飞机推进系统采用全火箭推进方案后, Marquardt 转入了 Ma 4~5 高性能军机用 SERJ 发动机的研究工作。在 ARTP (Advanced Reusable Transportation Program) 计划带动下, 开展了 ESJ 发动机地面脉冲风洞试验, 研究了多模态不同形式喷油燃烧规律和热力喉道调节技术。以上研究成果为上世纪末 RBCC 研究工作的再次兴起奠定了基础。20 世纪 90 年代, ISTP (Integrated Space Transportation Plan) 计划设想的第三代可重复使用运载器 Spaceliner 100 拟用 RBCC, 由此, Aerojet 公司研究了 Strutjet^[4], Rocketdyne 公司开展了 A5^[5]发动机研究工作。Strutjet 发动机为二元式构型, 侧压式进气道, 火箭发动机安装在流道中央的支板内, 采用多模块并联方式。针对军事目的, 发动机采用凝胶红发烟硝酸/一甲基肼推进剂组合; 针对未来运载器, 则采用 LOX/

LH₂ 组合。对运载飞行器, 规划了火箭引射模态 (Ma 0~2.5, 火箭发动机全工况工作)、亚燃冲压 (Ma 2.4~6, 火箭发动机关闭)、超燃冲压 (Ma 6~10, 火箭发动机关闭)、超燃冲压/火箭 (Ma 10 到低真空状态, 火箭发动机和超燃冲压发动机同时工作) 和纯火箭 (低真空状态工作直至入轨, 火箭发动机工作) 5 种工作模态。推进剂供应采用泵压式系统, 在火箭引射模态, 用富燃燃气发生器驱动涡轮供应燃料, 富氧燃气发生器驱动另一涡轮供应氧化剂, 以降低涡轮的温度和氧泵密封的难度。在亚燃冲压和超燃冲压模态, 火箭发动机关闭, 氧化剂路不工作, 燃料路用 LH₂ 对发动机冷却后实现膨胀循环; 在超燃冲压/火箭模态, 燃料路同样采用燃料冷却, 富氧发生器重新起动。冲压燃烧室采用支板喷注方式。A5 发动机则采用全固定式流道、三维内侧压缩进气道、等截面隔离段、燃烧室和尾喷管为扩张结构、热力喉道调节技术。主火箭安装在发动机侧壁, 氢氧作为推进剂, 燃烧室采用主动冷却方式。冲压燃烧室二次燃料喷射采用流向涡混合技术, 强化燃料与空气的混合, 减小燃烧室长度。

本世纪初, SLI (Space Launch Initiative) 在其 NGLT (Next Generation Launch Technology) 计划中拟进行 RBCC 动力系统研发, 其中的 X-43B 演示器的目的是演示 RBCC 的推进模式, 探索工作包线, 验证系统的可行性。发动机为 ISTAR (Integrated System Test of an Air breathing Rocket), 它以 Strutjet 发动机为基础, 用 JP-7/H₂O₂ 作为推进剂, 采用单组元过氧化氢分解燃气驱动涡轮的泵压式方案。设想在 Ma 0.7~7.0 范围内演示引射增益火箭、冲压发动机和超燃冲压发动机工作模态, 冲压模态接力点为 Ma 3.5, Ma 5 时转为超燃模态^[6]。GTX^[7-8]飞行器是一种垂直起飞、水平着陆的可重复使用 SSTD 概念机。三个半轴对称的推力舱以 120 度间隔装在飞行器前体周围, 每一个推力舱形成一个独立的流道, 即为一个独立的 RBCC 动力系统。主火箭推力室安装在发动机侧壁, 与冲压流道形成一体化结构, 半圆形的机舱贴附在飞行器主体的周围, 利用飞行器前体实现预压缩功能。动力系统的流道为扩张通道。在

进气道隔离段、燃烧室等处设置5处喷注位置,根据不同模式下需要的供应燃料,均为壁面垂直气流喷注方式,燃烧室中部设置支板以稳定火焰。在火箭引射和亚燃冲压模式,采用热力喉道实现高效稳定燃烧和燃气加速。TriJet[®]综合了涡喷发动机、火箭发动机、双模态超燃冲压发动机的优势和特点,引入引射冲压发动机模式,以填补涡轮发动机最大工作马赫数2.5和双模态超燃冲压发动机启动马赫数3~3.5之间的空隙,实现飞行器自加速飞行的目标。上世纪80年代后,美国将RBCC纳入高超声速技术规划,自此始终将其作为高超声速飞行器和航天运输主要动力系统予以研发,近年来有将RBCC动力系统用于TSTO之二级动力系统的倾向^[10-11]。

日本宇航局(JAXA)2005年制定的未来20年航天长期发展战略,将RBCC列为可重复入轨飞行器的重要研究方向,并开展了试验研究工作^[12]。RBCC采用的是引射主火箭安装在发动机侧壁的二元结构构型,规划的动力系统工作模式包括引射(Ma 0~3,火箭推力室最佳混合比工作)、亚燃冲压(Ma 3~7,火箭推力室调节到富燃状态,满足火焰稳定要求)、超燃冲压(Ma 7~12,火箭推力室调节到极度富燃状态,为超燃推力室供应燃料)、纯火箭($Ma>12$,飞出大气层后,火箭推力室工作直至入轨)4种工作模式。发动机燃烧室采用壁面、多路喷注实现高效燃烧。火箭推力室在整个RBCC动力系统工作过程是持续工作的,通过大范围调节火箭推力室工况实现火焰稳定。地面试验采用几何喉道调节技术实现大范围工作^[13]。从RBCC动力系统的研究历程可以看出:

- 1) RBCC是伴随着国家航天运载计划而产生发展的。
- 2) 不同时期的计划中, RBCC研究的侧重不同,但始终是动力系统重要研究对象之一,其方案和构型随飞行器方案的变化而变化。目前, RBCC有侧重于矩形流道、两级入轨系统之二级应用的趋势。
- 3) 尽管RBCC概念提出的很早,但与涡轮喷气发动机、火箭发动机乃至冲压发动机相比,其发展历程相当缓慢,至今尚未有实际应用,仍处于关键技术研究阶段,有向系统集成发展的态势。

2 RBCC动力系统的基本特性

冲压发动机利用大气中的氧,从而有较高的比冲,但不能脱离大气层工作;火箭发动机自身携带推进剂,可以全空域工作,但比冲较低。RBCC的初衷即为将两者有机组合在一起,实现全空域工作且有较好的综合性能。依据动力系统构型不同,已经提出的主要有圆形流道(ERJ等)、二元流道(Strutjet等)、和半圆形流道(GTX)及复杂的异型流道(Trijet),而火箭推力室也有置于流道上侧、中间及侧壁的不同方案。典型的针对升力体构型飞行器的、二元流道的RBCC动力系统构型如图1和图2所示。

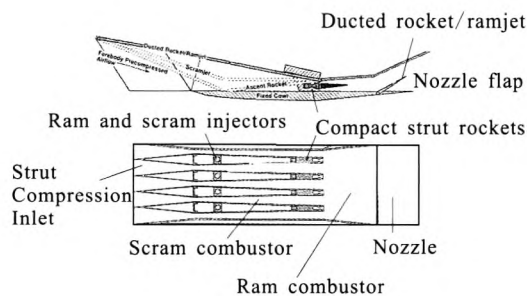


图1 Strutjet发动机结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of strutjet engine configuration



图2 日本的RBCC结构示意图

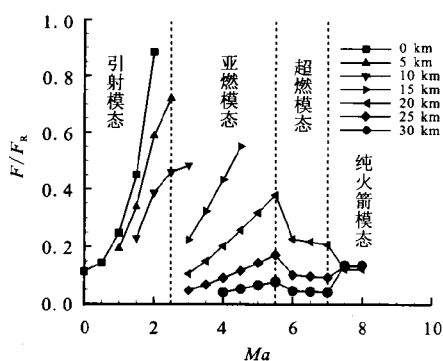
Fig. 2 Japanese RBCC engine configuration

依据推进过程中发挥的功能及作用不同,动力系统的流道分为进气道、隔离段、燃烧室和喷管。进气道主要功能是捕获来流空气,在超声速情况下对来流进行有效压缩,提高流动静压,为燃烧室内的燃烧提供氧化剂和足够高的燃烧室压强。依据飞行器总体,进气道可以采用不同形式。隔离段的作用在于维持一系列激波系的存在,减弱或者消除燃烧室压力振荡对进气道的影响,确保进气道可靠工作。混合段和燃烧室的主要功能在于使火箭推力室一次主流与引入的二次

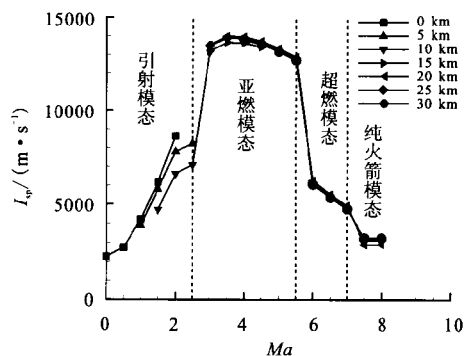
空气流混合,与加入的燃料燃烧,对气流进一步加热。就目前的设计思路看,如果使火箭推力室燃气与引射进入的空气充分混合后燃烧,则混合段及燃烧室的长度将会很长;如果考虑对引射空气进行补燃,使空气一边燃烧、一边与火箭推力室燃气进行混合,则可大大减小混合段及燃烧室的长度。喷管的作用是使燃气膨胀产生动能。如果燃烧室气流处于亚声速状态,喷管需用收扩型喷管(机械式喉道或者热力喉道),在超燃冲压模态,喷管可直接用扩张型面。就动力系统工作模式而言,可以细分为火箭引射、火箭/亚燃、亚燃冲压、火箭/超燃、超燃冲压和纯火箭模态等。

由此,动力系统将包含冲压发动机的进气道、隔离段及燃烧室、火箭发动机推力室、共用

的尾喷管、联合的推进剂供应与控制系统。动力系统的推力特性取决于火箭发动机自身推力、引射而入的空气量及加油燃烧后可产生的推力;在冲压发动机单独工作阶段,动力系统产生的推力取决于结构确定的冲压发动机产生的最大能力;在火箭单独工作阶段,动力系统的推力无疑就是火箭发动机及其利用动力系统结构(流道)能产生的推力。比冲取决于各个模态产生的推力及燃烧组织水平。进气道的工作范围及调节特性,火箭发动机推力、室压、燃烧室混合比的选取、变工况范围乃至推进剂的选择,冲压发动机工作范围以及与之相关的推进剂供应系统的调节范围、机构的复杂程度及质量取决于动力系统工作的空域与速域。



(a) 推力

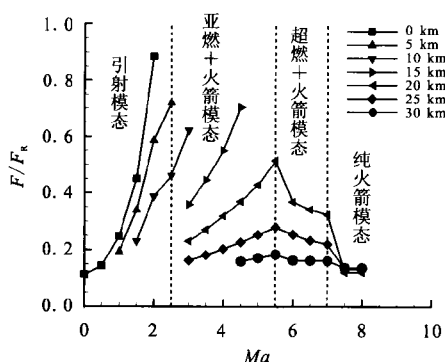


(b) 比冲

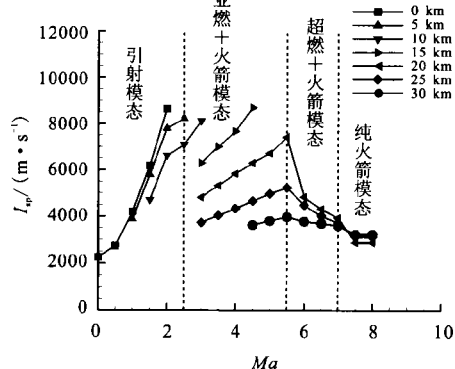
图3 RBCC 动力系统性能(火箭部分模态工作)

Fig. 3 Thrust and specific impulse performance of RBCC propulsion system

(LRE is operated in ejector mode and pure rocket mode)



(a) 推力



(b) 比冲

图4 RBCC 动力系统性能(火箭全模态工作)

Fig. 4 Thrust and specific impulse performance of RBCC propulsion system (LRE is operated in all modes)

图3是针对进气道喉道固定、燃烧室和尾喷管连续可调、引射/亚燃模态转换马赫数为2.5、亚燃/超燃模态转换马赫数为5.5、亚燃模态设置喉道、火箭发动机仅在引射模态和 Ma 7.0以上工作得到的RBCC动力系统推力和比冲特性;图4是火箭发动机在各个模态都保持全工况工作而得到的发动机推力和比冲特性。

由图3及图4可见:

1) 引射模态:同样高度条件下,随着飞行马赫数的增加,动力系统的推力增加,且高度越低,增加的幅度越大;同样马赫数时,高度增加,推力减小,主要原因在于因高度与速度不同,RBCC发动机引射进入的空气量发生变化。比冲特性有同样的趋势,但飞行高度较高时,比冲变化相对较小,主要是火箭发动机工况保持不变所致。

2) 冲压模态下:动力系统提供的推力高度与速度特性与冲压发动机基本一致,但数值有所减小,主要原因在于流道对冲压发动机非最佳;亚燃冲压模态产生的推力要远大于超燃冲压模态(这与计算条件有关)。

3) 在火箭发动机单独工作阶段,发动机的推力及比冲特性即火箭发动机自身特性,要受结构及飞行高度的影响。

4) 全模态工作条件下,动力系统的推力变化很大,其中亚燃冲压模态、亚燃冲压/火箭模态产生的推力较大,由此分析,燃油系统调节范围也很大。

5) 亚燃冲压/火箭、超燃冲压/火箭工作模态条件下,动力系统产生的推力要大于亚燃冲压、超燃冲压单独工作条件下的推力,但比冲要低得多,这主要是由于火箭发动机在其中所起作用所致。

3 对RBCC动力系统研发的一点思考

与火箭发动机、冲压发动机、涡轮喷气/风扇等单一发动机和他们的“机械”组合发动机相比,RBCC如要获得“一席之地”,并保持长久的生命力,就应在同一结构体内同时实现火箭发动

机和冲压发动机的功能;同时,需保有一定的综合性能。另一方面,因兼有冲压发动机的特性,则对飞行器有了更多的依赖,也受到飞行器更多的约束,应与飞行器进行一体化设计。由此,在RBCC动力系统研发时,需要关注以下问题。

3.1 立足于火箭发动机和冲压发动机功能的完善

RBCC动力系统的要旨在于同一结构,可以获得比火箭发动机更高的性能,比冲压发动机更宽的飞行空域和更高的速度,从而使飞行器具有“更高、更远、更快”的能力。由此,决定了RBCC动力系统必须要能具备火箭发动机大气层外工作、冲压发动机大气层中高速经济巡航的主要功能。功能问题是解决“有无”问题,这应该是RBCC的立身之本。

3.2 致力于两者优势互补,综合性能的提高

RBCC最终能否作为一种有效的动力系统得到广泛应用,在具备“功能”,解决“有无”问题的同时需有一定的综合性能和低的成本,使其能够“好用”、且“用得起”。具体而言,利用冲压流道和火箭发动机变工况调节特性,引射更多的空气,组织好燃烧,提高动力系统总推力和比冲,乃至使动力系统具有航空发动机水平起飞/降落的能力;调节火箭发动机工况,在流道中保持“长明火”,提高冲压发动机的工作稳定性,进而提高飞行器的机动性;优化流道乃至依据使用变结构技术,使动力系统保持与火箭发动机及冲压发动机同样甚至更高的比冲;考虑进气道/尾喷管与飞行器前后体、火箭与冲压发动机燃油及供应系统、飞行器/火箭发动机/冲压发动机等的共用,减轻系统质量,提高动力系统推质比。这是RBCC动力系统能否有广泛用途和长久生命力的前提。

3.3 强化与飞行器总体的同步论证和设计

与目前的航空发动机、火箭发动机、冲压发动机及其他类型发动机一样,RBCC也会随着具体飞行器的使用目的、推进剂种类、火箭发动机和冲压发动机所发挥作用及推力配置的不同,发展出不同类别和用途的一系列发动机。在具有冲压发动机的特性之后,RBCC动力系统与飞行器的总体设计将息息相关,推进系统方案将受飞行

器总体的强烈约束,需与飞行器总体方案进行一体化优化。就高超声速飞行器而言,其推进系统很难有独立的产品形式,应用于高超声速飞行器的RBCC应与总体同步设计与研究,确定相关的关键技术。从简化系统,减轻结构质量和体积角度,首先要考虑进气道与飞行器前体、尾喷管与后体、两型发动机燃料、燃油供应和控制系统兼容。这是动力系统经济性的重要前提。同一组件、部件能否适应不同模式并有较高性能是影响其应用的重要因素。

3.4 围绕具体飞行器及动力系统方案,进行关键技术攻关

发动机的关键技术与发动机的种类、使用的推进剂和循环方式密切相关。同是液氧/煤油火箭发动机,开式循环系统与高压补燃循环系统涉及的关键技术有所不同;同为开式循环,液氧/液氢火箭发动机与液氧/煤油火箭发动机关键技术也不尽一致;同为关键技术,大推力可贮存液体火箭发动机对燃烧不稳定性的处理方式与小推力火箭发动机的处理方式差别很大;不同系统方案下的关键技术解决措施及其集成模式也有区别。前文已述,RBCC具体方案与飞行器密切相关。而引射/火箭、引射/亚燃、引射/亚燃/超燃、亚燃/火箭、超燃/火箭这些不同组合的RBCC动力系统在进气道、燃油雾化、燃烧组织,燃油供应与控制、热防护等的具体技术方案、选用材料等方面的关键技术显然是不同的,需要针对具体方案下的关键技术,制定特定的技术解决途径,有的放矢,这也是发动机研制过程中需要关注的问题。

3.5 开展支撑突破关键技术的基础研究

作为支撑RBCC动力系统的宽马赫范围、高性能进排气技术、煤油/碳氢燃料/氢的高效雾化及燃烧、火箭发动机出口的超声速燃气与引射/冲压进入冲压燃烧室空气流这两种温度、组分、静压和速度均不同的异质气流间的掺混与流动平衡、燃烧室传热与热防护、燃油及其供应系统等涉及的研究领域非常广阔,内容非常丰富、研究工作将永无止境。但作为具体发动机,其在动力系统发展长河中存在和发挥作用的时间段是有限的,关键技术也应有限。我们不能说

涡喷发动机涉及的所有基础研究没有必要,也不能说火箭发动机涉及的所有基础问题均已解决,但涡轮喷气发动机确实已经不再是高性能战斗机的动力选项,液体火箭发动机已经广泛用于各种航天器。关键技术是发动机研究必须突破的,而围绕关键技术开展的基础技术研究才是设计师们关注的。

3.6 针对可重复使用两级飞行器之二级动力系统,进行基础和关键技术研究

航空发动机、火箭发动机和冲压发动机等动力系统的发展均是经历了结构逐步复杂,功能逐步完善,性能逐步提高这一过程。RBCC动力系统正在逐步走上舞台,与他的前辈一样,也会经历逐步发展与完善的过程。就RBCC而言,在20~30 km高度使用冲压发动机模式进行高速巡航,在40 km以上高度采用火箭发动机工作,利用火箭发动机低工况工作改善冲压发动机机动性,乃至部分工况工作提高冲压模式推力,进而改善飞行器的加速性正是RBCC所长。而且,这样的空域和速域对动力系统进气道、火箭发动机和冲压发动机推力与尺寸的匹配及结构的一体化设计难度是最小的,燃油系统的调节范围和难度也不是最困难的,图3和图4已经很好的说明了这一问题。

前文已述,国外对RBCC用于重复使用动力系统进行了多种模式论证,有倾向于二级动力系统应用的趋势。水平起飞、水平着陆的工作模式可以利用大气对飞行器产生升力,从而减小动力系统的推力量级和规模;同时,利用空气又可以减少氧化剂的携带量。但另一方面,飞行器的干质量将会增加,大气层中的飞行时间也将延长,从而导致推进剂的总耗量增加。垂直起飞、水平着陆的工作模式可以缩短飞行器在大气层中的滞留时间,进而节省推进剂,但导致飞行器需求推力大幅度增加,其规模和推进剂耗量也随之增加。RBCC动力系统能否有足够的推质比,并有一定的比冲尚需与飞行器总体共同研究。无论是垂直发射、水平着陆还是水平起飞、水平着陆工作模式,再入大气层飞行时,飞行器对动力系统并无强劲需求,还需依飞行器的总体技术难度、

经济性、可靠性等为依据,对RBCC用于航天运输二级动力系统的技术、经济性等进行综合分析和评估。之前,需对应用于第二级的RBCC在何高度与速度开始接力,火箭/冲压的匹配方式、冲压模式的工作区域;带动力返回条件下,冲压模式的工作高度与速度,火箭引射模式如何工作,直至飞行器平稳着陆等诸多相关基础问题和关键技术进行研究,既突破相关基础和关键技术,又获得足以使人信服的数据,支撑应用论证。

4 结束语

RBCC动力系统有其自身的特点和使用范围,也有其发展规律和必须的发展历程。“突破口”的选取是非常关键的,就近期而言,RBCC动力系统应作为高空、高速、机动飞行器的首选动力装置予以研发;不同的飞行器方案决定或者影响发动机的关键技术是不同的,RBCC的关键技术攻关应围绕特定飞行器方案而分析;基础研究非常重要,其对关键技术的支撑至为关键,应对基础研究给予足够重视。RBCC究竟何时、何地、在什么样的飞行器上得到应用取决于需求、总体与动力系统的互动、系统方案自身的性能潜力、经济性、飞行器任务剖面、采用的技术之成熟度及技术基础因素,但无论如何,在众多的动力系统家族中,RBCC动力系统最终必将找到属于自己所擅长的领域。随着研究工作的深入,RBCC将会发展成为一种类型、一系列的发动机,如同今日的航空发动机、火箭发动机一样。

参考文献:

- [1] EHRlich Carl F. Early Studies of RBCC applications and lessons learned for today, AIAA 2000-3105 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [2] HYDE E H. Marquardt's Mach 4.5 supercharged ejector ramjet high performance aircraft engine project, AIAA 2000-3109[R]. USA: AIAA, 2000.
- [3] FOELSCHE R O. Experiments on a RBCC ejector scramjet with integrated, staged secondary-duel injection, AIAA 99-2242[R]. USA: AIAA, 1999.
- [4] SIEBENHAAR A, BUJMAN M J. The strutjet engine: the overlooked option for space launch, AIAA 95-3124[R]. USA: AIAA, 1995.
- [5] KETCHUM Andrew. Summary of Rocketdyne engine A5 rocket based combined cycle testing[R]. Virginia, US: NTIS, 1998.
- [6] QUINN Jason Eugene. ISTAR: project status and ground test engine design, AIAA 2003-5235[R]. USA: AIAA, 2003.
- [7] KRIVANEK Thomas M, ROCHE Joseph M, RIEHL John P. Affordable flight demonstration of the GTX air-breathing SSTD vehicle concept, NASA/TM-2003-212315.
- [8] KAMHAWI Hani, KRIVANEK Thoma M, THOMAS, Scott R et al. Direct-connect ejector ramjet combustor experiment, AIAA 2003-16[R]. USA: AIAA, 2003.
- [9] BULMAN Melvin J. Combined cycle propulsion: aerojet innovations for practical hypersonic vehicles. AIAA 2011-2397[R]. USA: AIAA, 2011.
- [10] 张蒙正, 邹宇. 美国典型高超飞行器项目研发及启示[J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 1-8.
- [11] Ajay P Kothari, John W Livingston. Rocket based combined cycle hypersonic vehicle design for orbital access, AIAA 2011-2338[R]. USA: AIAA, 2011.
- [12] HIRAIWA Testsuo. Recent progress in scramjet/combined cycle engines at JAXA, Kakuda Space Propulsion Center, AIAA 2006-555[R]. USA: AIAA, 2006.
- [13] Kouichiro Tani, Muneo Izumikawa. Ram and ejector-jet mode experiments of the combined cycle engine in Mach 4 Flight Conditions, AIAA 2008-103[R]. USA: AIAA, 2008.

(编辑: 王建喜)