

航天运载器重复使用液体动力若干问题探讨

张蒙正, 张 玫

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:重复使用是大幅度降低航天运输成本的主要途径,动力系统的重复使用是关键,也是首先要解决的问题。目前重复使用运载器动力装置发展的主要途径是研制重复使用、低成本的液体火箭发动机和开发以水平起降一级动力装置为目标的组合循环发动机。液体火箭发动机的重复使用应革新设计理念,从设计方法、推进剂选型、材料选取及能力的适度运用、生产工艺、维修等方面综合考虑。基于组合循环动力的水平起降飞行器是降低运输成本的重要途径,也是重复使用运载器发展的重要方向,应借鉴航空发动机等动力重复使用设计理念,在方案研究和关键技术研究阶段就考虑重复使用问题。

关键词: 航天运载器;重复使用;液体火箭发动机;组合循环发动机

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2019)04-0009-07

Discussion on some problems of reusable liquid-propellant engine

ZHANG Mengzheng, ZHANG Mei

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Reusable is the important path to reduce the cost of launch vehicle. Reusable of liquid-propellant engine is the key technology and the first problem to be solved. The main development of reusable launch vehicle's engine is the reusable and low cost liquid-propellant rocket engine and the air-breathed combined cycle engine of the horizontal takeoff-vertical landing vehicle's first stage engine. The reusable of liquid-propellant rocket engine must innovate design idea, including design method, propellant, material, proper use of ability, manufacture technology and maintainance. The horizontal takeoff-vertical landing vehicle based on combined cycle engine is an important approach to decrease transportation cost and is also an important developing trend for reusable launch vehicle. Inspired by the reusable design concept of aircraft engine, reusable design idea must be considered in scheme and key technique research stage.

Keywords: launch vehicle; reusable; liquid-propellant rocket engine; combined cycle engine

收稿日期:2018-04-24;修回日期:2018-08-03

基金项目:装备预研联合基金(614B06240601)

作者简介:张蒙正(1964—),男,博士,研究员,研究领域为液体火箭发动机

0 引言

航天运载器的重复使用一直是各国追求的目标之一,重复使用的目的在于大幅度降低航天运载器发射成本,利于大规模开展航天活动。20世纪50年代以来,各航天大国在重复使用运载器及其动力系统领域开展了大量研究,提出并研究了多种单级入轨和两级入轨飞行器概念,航天飞机和 SSME 发动机实现了部分重复使用,“猎鹰-9”运载火箭一级 Merlin 1D 发动机成功完成了垂直回收^[1]。苏联-俄罗斯也进行了能源-暴风雪号、MAKS 等重复使用运载器、贝加尔重复使用助推器研制。欧洲、日本也进行了相关研究,重复使用的云霄塔及其佩刀发动机实现了部分关键技术突破^[2-3]。我国一直在密切跟踪国外技术进展,开展了液氧/煤油发动机、液氧/液氢发动机、液氧/甲烷发动机重复使用关键技术攻关,开展了 RBCC^[4]、TBCC^[5]、(PATR)^[6]及 TRRE^[7]等吸气式组合循环发动机研究,取得了一些成果。

本文简要回顾了国内外重复使用航天运载器液体动力技术发展情况,就液体动力系统重复使用的一些问题进行了探讨,供相关人员参考。

1 动力系统重复使用的发展历程及启示

运载器及其动力系统的重复使用涉及到航天事业的持续大规模发展,备受各航天大国关注。20世纪50年代,美国开始了重复使用运输系统的研究工作,基于单级入轨重复使用运载器的要求,研发了液氢/液氧、燃气发生器循环及气动塞式喷管的 XRS-2200 发动机^[8]。在航天飞机研制中,SSME^[9]发动机就按飞行次数 55 次进行设计,尽管实际工作中没有达到这一目标,重复使用时的检测和维护工作又很多,但毕竟是实现了液体火箭发动机的重复使用,技术上取得了很大进步。2001 年前后,为改进航天飞机,美国又提出 RS-84、RS-76 及 TR-107 液氧/煤油发动机(图 1),RS-83 和 COBRA 液氧/液氢等多个重复使用发动机方案(图 2),这些发动机重复使用设计次数达到 100 次。2011 年 9 月,SpaceX 公司宣布研发重复使用的发射系统,开启了运载火箭重复使用的先河,2015 年 12 月实现了“猎

鹰-9”火箭垂直起飞和一级的垂直回收。“猎鹰-9”的主动力为 Merlin 1D 发动机,液氧/煤油推进剂,海平面推力 620 kN,可二次起动,推力调节范围 70%~100%。2014 年,蓝源公司提出了液氧/甲烷、海平面推力 2 446 kN 的 BE-4 发动机,用于未来的重复使用(图 3)。20 世纪 70~80 年代,前苏联在研制 RD-170^[10]液氧/煤油发动机和 RD-0120^[11]液氧/液氢发动机时,就按重复使用考虑,组件设计使用寿命不小于 50 次,整机重复使用 15 次。但用此发动机的能源号火箭仅飞行两次,发动机并未实现重复使用。20 世纪 90 年代能源机械联合体以 RD-170 发动机为基础,研制重复使用的三组元发动机 RD-701。最初计划用于前 MAKS 空间飞机,计划重复使用 15 次。2004 年开始,欧洲开展了 VEDA 液氢/液氧发动机研究,用于新一代两级完全重复使用运载器,发动机设计使用次数为 25 次。同时期,欧洲提出多种重复使用液氧/甲烷发动机,包括 VOLGA^[12]、Ular 及 ACE-42R^[13]等。20 世纪 90 年代,日本以 HOPE-X 为目标,利用 LE-5 和 LE-7 液氧/液氢发动机进行了重复使用技术研究。

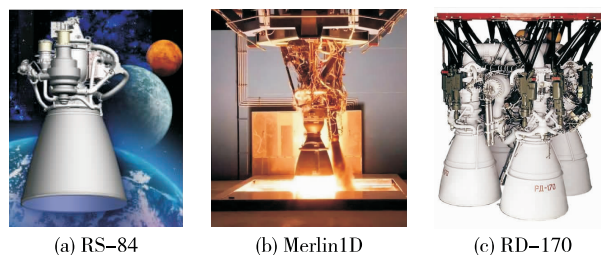


图 1 可重复使用液氧/煤油发动机

Fig. 1 Reusable LOX/kerosene rocket engine

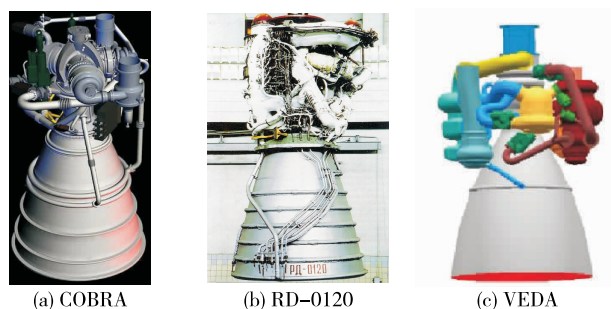


图 2 可重复使用液氧/液氢发动机

Fig. 2 Reusable LOX/hydrogen rocket engine

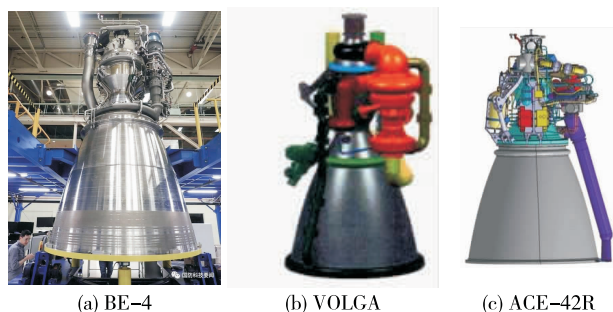


图3 可重复使用液氧/甲烷发动机
Fig.3 Reusable LOX/LCH₄ engine

组合循环发动机始终是重复使用运载器动力的重要发展方向之一。美国、苏联、欧洲和日本等都在探索发展路线和技术途径,进行了大量研究,提出多种技术方案。1999年,NASA提出综合航天运输计划(Integrated Space Transportation Plan, ISTP),其中设想的第三代重复使用运载器 Spaceliner 100 计划考虑优先发展火箭发动机基组合循环(RBCC)。2002年,航天发射倡议(Space Launch Initiative, SLI)在其下一代发射技术(NGLT)计划中规划了火箭冲压组合循环和涡轮组合循环动力系统研究。美国空军的组合循环发动机组件计划(Combined Cycle Engine Components, CCEC),对 RBCC 和 TBCC 用于两级入轨飞行器进行了多方案分析评估,包括用 RBCC + Rocket、垂直起飞/水平降落的两级入轨军用空天飞机(Sentinel)和采用 TBCC + Rocket、水平起飞/水平降落的两级入轨空天飞机(Quicksat)^[14](图4)。之后的完全重复使用进入太空技术(Fully Reusable Access to Space Technologies, FAST)计划分别对以 Turbo、Rocket、TBCC、RBCC 为动力装置的两级入轨(TSTO)飞行器在体积和空载质量等方面进行分析和论证。2008年,美国国防部发布的高超声速飞行器发展路线图明确提出了以重复使用涡喷发动机或 TBCC 发动机为第一级动力、重复使用 RBCC 发动机为第二级动力的 TSTO 飞行器发展计划,使美国空间进入能力由一次性垂直“按计划发射”转换到像飞机一样的“按要求发射”,空军委托 Astrox 公司对多种二级入轨(TSTO)飞行器的构型进行比较^[15](图5)。2010年5月,美国空军发布《技术地平线—2010至2030年空军科技发展愿景》(Technology Horizons-A Vision for Air

Force Science & Technology During 2010–2030),该计划提出发展一级采用重复使用火箭,二级采用火箭基组合循环发动机的高超声速空间飞行器作为 TSTO 飞行器^[16]。2012年,NASA 技术路线图指导委员会、航空航天工程局及美国科学院完成的《NASA 空间技术路线图和优先级:恢复 NASA 技术优势并为空间新纪元铺平道路》又将 TBCC 和 RBCC 作为美国未来重复使用运载器优先发展的动力系统。20世纪90年代,日本宇航局(JAXA)开展重复使用单级入轨飞行器研究,主要开发 RBCC 推进系统研究。2005年制定的未来20年航天长期发展战略,还将 RBCC 列为重复使用入轨飞行器的重要研究方向,并开展了试验研究工作。欧洲航天局(ESA)在20世纪90年代推出的未来空间运输研究计划(FESTIP)的推进计划安排了 RBCC 系统研究。2005年,航天局制定的长期先进推进概念和技术研究计划(LAPCAT)也规划进行 RBCC 关键技术和飞行器研究^[17]。英国反作用发动机公司提出的佩刀(SABRE)发动机的目标就是发展重复使用的单级入轨运载器(SKLOD),目前已突破空气预冷器等部分关键技术。



图4 CCEC 计划中的 Sentinel 和 Quicksat 飞行器
Fig.4 Sentinel and Quicksat flight vehicles of CCEC plan

航天运载器重复使用在半个多世纪的发展历程非常曲折,有许多经验和教训,可以从中得到一些启示:

1) 运载器的重复使用始终是航天事业发展方向之一,动力系统的重复使用始终是运载器重复使用的关键和首先需要解决的问题。

2) 与航空发动机、车及舰船发动机等其他动力相比,尽管已有航天飞机 SSME 等成功案例,但总体来说,液体火箭发动机的重复使用发展缓慢,这里固然有大部分的、民用性质的航天运载器及动力是

从战略武器转换而来造成的先天性问题、需求的迫切性问题、液体火箭发动机设计理念、主要用途及工作环境所限等客观原因,但其中的主观原因也是值得深思的。

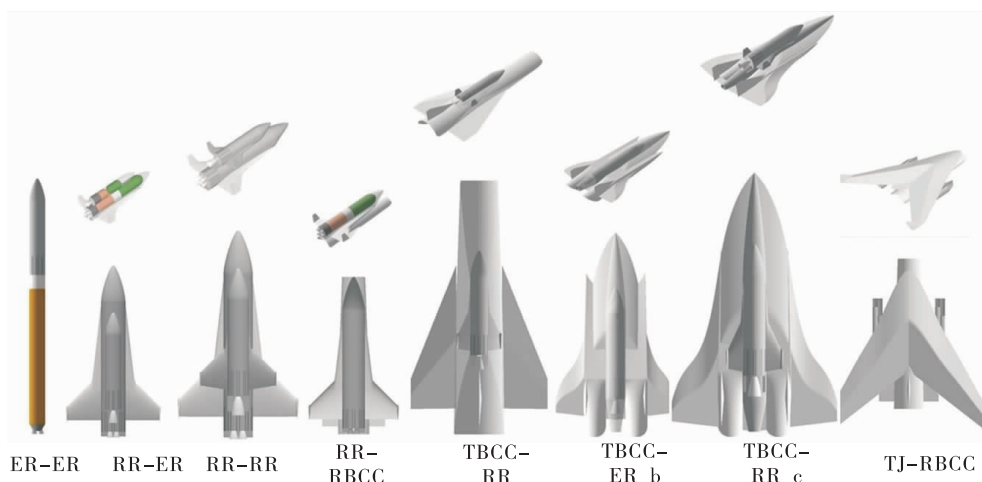


图5 不同动力形式的两级入轨飞行器对比

Fig.5 Comparison of TSTO vehicles

3) 组合循环发动机研发的初衷是重复使用航天运载器动力系统,半个世纪以来,世界各国论证了多种方案,不断进步和完善,目前仍处于方案研究和关键技术攻关阶段。

2 液体火箭发动机重复使用问题探讨

液体火箭发动机是航天运载器的重要组成部分,重复使用对其在性能、可靠性、安全性、寿命、维修性及成本等方面提出的高要求,使发动机与一次性使用的液体火箭发动机产生了重大变化,重复使用液体火箭发动机的研发需与运载器共同关注以下几方面。

2.1 运载器起飞与着陆方式的影响

目前,已经提出的重复使用航天运载器发射与回收方式包括:垂直起飞/垂直降落、垂直起飞/水平降落、水平起飞/水平降落。上述方式对液体火箭发动机带来了一些是否适应或者能否发挥优势的问题。从液体火箭发动机的特性分析,垂直起飞有利于运载器贮箱推进剂的管理、有利于发动机燃烧室的起动与工作、有利于运载器尽快脱离大气层(缩短发动机工作时间),无疑是其发挥优势的最佳工作方式,以往的火箭都是以这种方式发射的;而

水平起飞会造成液体火箭发动机优势尽失,无疑是最不利于其发挥优势的发射方式。

液体火箭发动机为动力的运载器,如采用垂直降落回收方式,必须要求发动机具有较大范围连续变推力的能力,以利于运载器在下降段提供反推力,减缓下降速度,减轻着陆时的冲击力和适应下降时轨道偏差调整需求,这势必要求运载器携带更多推进剂,造成起飞阶段对发动机更大推力的需求;为保证平稳着陆,运载器需增加着陆支架等装置,液体火箭发动机喷管等薄壁件也需增加保护措施,这无疑又增加了起飞段对发动机的推力需求。水平降落借助了运载器的气动升力,但也需要发动机有较大范围的变推力能力,否则,就造成落场时较大时间段的无动力滑翔,增加了对陆场地理位置和技术的要求。相比较而言,垂直起飞/水平降落对液体火箭发动机是有利的。从各国成功案例来看,SSME 借助航天飞机外形气动力无动力着陆是成功的,当然这需要良好的着陆条件支持,需要国家地理环境支撑。Merlin-1D 和“猎鹰-9”实现了液体火箭发动机的垂直起飞和垂直着陆,也是成功的案例,这得益于 Merlin-1D 发动机出色的性能和“猎鹰-9”一级动力9台发动机的布局方式。

2.2 从整个运载器运营成本考虑发动机的重复使用问题

液体火箭发动机重复使用的根本目的是降低运载器的成本。从本质上分析,发动机的重复使用仅仅是降低了产品的购买成本(或者说生产成本),却增加了设计成本(产品的设计更为复杂,设计周期更长),加大了研制成本(需要的部件更多,研制与试验费用更大),带来了回收成本和维护成本(需要回收、运输、清洗、检查乃至再装机)。这里,需要仔细分析液体火箭发动机的回收成本,也必须考虑其维护成本。航天飞机和 SSME 发动机在重复使用技术上无疑是成功的,但后期的维护成本造成运营成本的居高不下,影响了航天飞机全寿命周期成本,致使其发射费用高昂,并没有实现重复使用的目标。由于垂直着陆方式造成的运载器结构质量增加(需要携带回收装置,需要发动机有更大推力、减小了有效载荷)所引发的成本,海上回收方式产生的移动着陆平台的研制、使用与维护成本,垂直起飞与垂直回收未必是一种对各国、各种发动机都通行的方式。这里不是否认“猎鹰”火箭一级 Merlin 1D 成功回收带来的技术进步和重复使用意义,而是需要针对具体问题具体分析。

2.3 液体火箭发动机设计理念的革新

液体火箭发动机最初用于导弹武器,追求的是高性能和可靠性。用于航天运载器之后,依然是性能和可靠性优先。随着航天事业的发展,运载的成本问题日益重要,重复使用成为需要解决的问题。就液体火箭发动机的重复使用而言,设计理念的转化或者革新无疑是最重要的。

1) 推进剂无疑是影响液体火箭发动机重复使用能力的重要因素。推进剂特性主要影响材料选择及寿命(尤其是密封材料)、发动机的维护性、人员的安全性等一系列问题,这些最终都转化为运载器发射与回收的成本。

2) 重复使用对发动机的材料,尤其是燃气发生器、燃烧室等热力部件材料的选用或者使用程度提出了新要求,需要考虑更低成本的材料或者给材料留出更大的安全余量;对与高转速件接触式的密封件(如石墨材料)、与低温介质接触的密封件等设计均有改进之处。

3) 液体火箭发动机的性能提升与燃烧室压力

的大幅增加有很大关系,高室压带来了更困难的燃烧室热防护问题;液体火箭发动机的迅速起动要求,产生了燃烧室工作中经常出现的温度峰,转级过程出现的转速峰和关机水击等问题。解决这些问题需要更好的材料、隔热技术,精细的再生冷却结构等等,这些和上述的材料一样都要付出成本代价。

4) 无论水平与垂直降落,都要求发动机要有更大范围的变推力能力,这些都会引起发动机控制与调节系统、燃烧组织方式革新性的变化,也隐含着成本。

5) 设计之初,就需要考虑发动机的健康监测问题,当然这是非常困难的,每台发动机的健康都是不一样的,需要大量的研究工作积累。

2.4 加快围绕重复使用液体火箭发动机的研制步伐

与航空发动机一样,液体火箭发动机实现重复使用无疑将大大减少运载器的运输成本。液体火箭发动机的重复使用尚需开展大量的研究工作。

1) 就推进剂而言,煤油燃料在成本、使用的方便性等方面无疑是最优的,需要考虑的是如何解决发动机的清洗,尤其是冷却槽道的清洗问题;

2) 推力室和燃气发生器部件是重复使用的最大着眼点,需要考虑室压、性能、成本之间的均衡,不能一味地追求高室压和高性能;

3) 推进剂供应与控制方式需要革新,涡轮泵及调节器的工作范围需要更大范围的拓展,以适应大范围精确调节推进剂供应问题;相应的燃烧组织燃烧方式也应革新;

4) 发动机健康诊断是与具体发动机相联系的,在此角度,重复使用发动机不能是完全新型的发动机,应是现有发动机的改进设计或者同类发动机基础上的重新设计或者改制,否则健康问题(寿命预估)将无从谈起,健康诊断系统研制失去了基础。

3 组合循环发动机研发问题探讨

组合循环发动机是将两种或者两种以上类型发动机通过结构或者部件共用,热力循环或者工作过程的有机结合,从而达到不同发动机功能互补,各自在适合的工作区域内发挥优势,进而使飞行器具有宽速域、大空域、强机动、使用灵活等优点。组

合循环发动机研制的初衷就是为了解决火箭发动机、航空发动机及冲压发动机难以独立适应航天运输的问题。

3.1 与运载器工作边界尚待优化

经过多年的论证与探索,两级入轨运载器已成为今后一个时期内重复使用运载器现实可行的途径,而水平起飞、水平着陆的一级飞行器是重要发展方向。这里,吸气式组合动力是关键。对于吸气式发动机,30 km左右基本上是其能够有效工作的上限,此处的大气密度仅为地面的1.3%,静压的1.1%。两级入轨运载器对一级的分离速度要求是在此处最好能达到 $Ma=7\sim 8$,这对一级发动机带来了巨大的问题。航天运载器载荷一般都非常大,几十吨重的载荷加上运载器自身质量,需要一级动力系统有很大的升力和推力。对吸气式发动机需要很大的进气面积,而此时燃烧室压力又处于低压力水平,以目前的研究结果,1 m²捕获面积的超燃冲压发动机能产生的推力小于50 kN(25 km, $Ma=6.0$),仅仅依靠超燃发动机能否产生足够有效的推力值得深入研究。 $Ma>7$ 会对运载器和动力系统的热防护带来巨大问题。作为一级运载器吸气式组合动力系统的实际工作上限尚待深入分析和验证。

3.2 方案验证与优化

目前在论证和在探讨的组合动力装置有涡轮基组合循环发动机(TBCC)、火箭基组合循环发动机(RBCC)、三组合发动机(如TRIJET^[18]、TRRE)、预冷空气类发动机(SABRE、PATR)等不同方案。总的来看,每种方案都有其可取之处,但也存在明显不足,尚难完全适应航天运载器对动力系统的需求。如TBCC因涡轮难以适应高马赫数飞行,无论串并联均存在的“死重”、 $Ma=2\sim 4$ 之间的“推力鸿沟”及高马赫数推力不足等问题,使其很难适应一级运载器的需求。RBCC发动机在高马赫数段可预见其性能及其用途,但在低马赫数段($Ma<2.0$)因低压与燃烧组织带来的推力不足问题使其在实际飞行器上难以水平起飞,垂直起飞也难产生足够推力,且存在与大型液体火箭结构适应性问题。三组合发动机普遍存在进排气的大范围调节、发动机多模态的平稳过渡、控制系统复杂及“死重”过大等问题,用于一级运载器是否能达到理想的推力及推质比要求尚难回答。预冷空气类发动机一般均用氢作

燃料,氢的低温和低密度使得这类发动机在感觉上总不如碳氢燃料有前途。这些发动机或多或少均有冲压发动机工作模态,热力循环和结构上尚没有实现融合,且所有的方案尚无一种得到系统验证。液体火箭发动机的重复使用是尚待研究的问题,冲压发动机的重复使用尚未开展实质性工作,组合方案尚需不断完善,还期待出现新的方案。

3.3 在方案论证、设计和关键技术研发中引入重复使用理念

无论目前存在多少不足和问题,组合动力系统终将是两级入轨运载器的一级动力装置的选项,最终只是哪种方案的问题。航天运载器对组合动力系统在寿命、可靠性、性能、安全性、使用维修性及成本等方面有很高的要求,且需要能快速检测与维护,如今天的航空发动机一般。目前,组合发动机尚处于方案论证和关键技术攻关阶段,这两者是相辅相成的,方案牵引出相关的关键技术,而关键技术在支撑着方案的可行性。无论哪种组合动力,其基础都源于目前的航空发动机、火箭发动机及冲压发动机技术。因此,就技术而言,组合发动机和今天的航空发动机、火箭发动机及冲压发动机是继承与发扬的关系,当然包括重复使用技术,这就使得组合发动机研发考虑重复使用问题时,技术上不是“空中楼阁”“无从下手”。目前发动机重复使用技术,尤其是航空发动机非常成熟的重复使用设计理念和思想,火箭发动机、冲压发动机系统与部件的设计与实验方法的重复使用技术均可借鉴。关键在于,方案论证、设计与关键技术研发之初,就需要引入“重复使用”或者“成本”的理念。

4 结束语

1)重复使用的目的在于降低航天运输成本,动力系统的重复使用是关键部分,也是首先要解决的问题。

2)火箭发动机的重复使用应从设计理念入手,在设计方法、材料选型、材料能力的发挥、生产工艺、维修等方面综合考虑成本,达到重复使用的要求。

3)基于组合循环动力的水平起降飞行器是降低运输成本的重要途径,也是重复使用运载器发展的重要方向,在方案论证、设计和关键技术研发中需引入重复使用理念。

参考文献:

- [1] 鲁宇,汪小卫,高朝辉,等.重复使用运载火箭技术进展与展望[J].导弹与航天运载技术,2017(5):1-7.
- [2] MEHTA U, AFTOSMIS M, BOWLES J, et al. Skylon aerodynamics and SABRE plumes; AIAA 2015-3605[R]. USA: AIAA, 2015.
- [3] HELLMAN B M, BRADFORD J, GERMAIN B, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE Engine; AIAA 2016-4520[R]. USA: AIAA, 2016.
- [4] 张蒙正,李斌,王君,等.关于RBCC动力系统的思考[J].火箭推进,2013,39(1):1-7.
ZHANG M Z, LI B, WANG J, et al. Thinking about RBCC propulsion system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(1):1-7.
- [5] 李乐,姜光泰,褚显应,等.TBCC飞行器发动机尺寸选型及爬升策略设计[J].宇航学报,2018,39(1):17-26.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] HALL C, PANOSSIAN H. X-33 attitude control using the XRS-2200 linear aerospike engine[C]//35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [9] GONCHAROV N, ORLOV V, RACHUK V, et al. Reusable launch vehicle propulsion based on the RD-0120 engine[C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [10] KATORGIN B I, CHELKIS F J, LIMERICK C D. The RD-170, a different approach to launch vehicle propulsion[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
- [11] VANHOOSER K P, BRADLEY D P. Space shuttle main engine—the relentless pursuit of improvement; AIAA 2011-7159[R]. USA: AIAA, 2011.
- [12] STEPHAN Z, THOMAS J L, VUILLERMOZ P, et al. Recent advances on LOX/methane combustion for liquid rocket engine injector[C]//38th AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Indianapolis: AIAA, 2002.
- [13] VINET P, BLASI R, DUTHEIL J P, et al. Airbus defence and space LOX/methane propulsion demonstrator[C]//65th International Astronautical Congress. [S. l.]: [s. n.], 2014.
- [14] BRADFORD J. Concept assessment of a hydrocarbon fueled RBCC-powered military space plane[C]//54th JANNAF Propulsion Meeting. [S. l.]: [s. n.], 2018.
- [15] KOTHARIL A P. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space; AIAA 2010-8905[R]. USA: AIAA, 2010.
- [16] 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.
ZHANG M Z, ZOU Y. Development of American typical hypersonic flight vehicles and its enlightenment[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(2):1-8.
- [17] HANNEMANN K. Combustion experiments performed within the LAPCAT I project – an overview; AIAA-2009-7206[R]. USA: AIAA, 2009.
- [18] SIEBENHAAR A, BOGAR T J. Integration and vehicle performance assessment of the aerojet “TriJet” combined-cycle engine; AIAA 2009-7420[R]. USA: AIAA, 2009.

(编辑:马杰)