

# 组合循环动力在水平起降天地往返飞行器上的应用

龚春林, 陈兵

西北工业大学航天学院, 陕西省空天飞行器设计重点实验室, 西安 710072

**摘要** 水平起降天地往返飞行器是未来空间快速响应和低成本航天运输的重要方式, 组合循环动力具备全包线飞行能力, 在大气层内利用空气作为氧化剂, 可大大提升发动机的比冲, 是未来水平起降天地往返飞行器的首选动力系统。梳理了国内外组合动力天地往返飞行器的发展历史和现状, 对比未来航天运输系统中不同起降方式的优缺点, 明确了水平起降的优势及其对飞行器和发动机的要求, 通过组合动力和火箭动力的总体性能分析和对比, 进一步确认组合循环动力在水平起降天地往返飞行器中的应用优势。

**关键词** 水平起降; 天地往返飞行器; 组合循环动力

随着空间控制利用及空间活动的频繁开展, 对航天运输系统提出了“快速、机动、可靠、廉价”的需求, 包括: 迅速部署、重构、扩充和维护航天体系的能力; 机动灵活的迅速反应能力; 安全、可靠进出空间的能力; 大幅降低航天运输成本的能力。重复使用天地往返飞行器是满足这些需求和能力目标的主要技术途径之一。

自 20 世纪 60 年代以来, 世界主要航天强国陆续开展了重复使用天地往返飞行器的方案研究和关键技术攻关, 典型案例包括航天飞机和 X37B 等为代表的火箭动力重复使用天地往返飞行器以及

X-30 和 Skylon 等为代表的吸气式组合动力重复使用天地往返飞行器。

火箭发动机的技术成熟度高, 是当前航天运输系统的首选动力系统, 推重比大, 但比冲低, 碳氢燃料的真空比冲约为 330 s, 液氢燃料的真空比冲约为 450 s, 严重制约了其在航天运输系统中的灵活运用, 如难以实现水平起降等。为了实现火箭发动机的可重复使用, 主要采用垂直起飞/伞降回收、垂直起飞/垂直回收和垂直起飞/水平降落等工作模式。由于技术成熟度高, 火箭动力重复使用航天运输系统的可实现性强, 如美国太空探索技术

收稿日期: 2019-10-18; 修回日期: 2020-03-01

基金项目: 国家自然科学基金项目(11502209)

作者简介: 龚春林, 教授, 研究方向为空天飞行器总体设计、多学科优化, 电子信箱: leonwood@nwpu.edu.cn

引用格式: 龚春林, 陈兵. 组合循环动力在水平起降天地往返飞行器上的应用[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 25-32; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.12.003

(SpaceX)公司的猎鹰9和美国国家航空航天局(NASA)的航天飞机等,但存在使用灵活性不足的缺陷。

对于吸气式组合循环动力重复使用运载器,由于技术难度过大,一直停留在方案阶段,现阶段难以实现工程应用。美国国家空天飞机(NASP)计划在1995年被迫停止<sup>[1]</sup>,而Skylon飞行器也一直处于方案阶段<sup>[2]</sup>,要实现组合循环动力空天飞行器的工程应用,仍有大量的关键技术亟待解决,如组合发动机技术、宽速域机体/推进一体化技术、轻质结构/热防护技术和强耦合/强非线性的制导控制技术。因此,以美国为首的各航天强国提出了一系列的高超飞行器技术验证计划,如HyperX、HyFly和HyFire等计划<sup>[3-5]</sup>,成功验证了以超燃冲压发动机为代表的一系列吸气式高超声速飞行器相关的关键技术。

火箭基组合循环动力(RBCC)、涡轮基组合循环动力(TBCC)、预冷类组合动力(SABRE)等组合动力及运载器概念已成为航天运输领域发展的重点,形成了大量的总体方案和关键技术研究,涵盖了从动力装置的关键技术攻关到飞行器集成等诸多方面的研究成果。美国在此领域处于优势地位,但随着中国、日本和英国等国家在组合动力空天飞行器领域的投入和研发,取得了大量的研究成果,组合动力运载器研究在国际上呈现出百花齐放的局面。

美国乔治亚理工大学、NASA、美国空军和Astrox公司等都对组合动力空天往返的单级和两级入轨方案展开了大量研究<sup>[6-10]</sup>,结果表明,不同的组合动力系统在空天往返飞行器上的应用方式均有所区别,如TBCC一般作为两级入轨的一级动力,而RBCC一般作为两级入轨的二级动力或直接作为单级入轨的动力系统,从运载效率角度考虑,均存在一定的使用优势。

英国目前主要倾向发展涡轮预冷发动机技术,正在进行发动机技术的攻关<sup>[11]</sup>。此外,SABRE技术也得到了NASA的重视,2015年NASA研究报告称,正在开展此项技术的评估<sup>[12]</sup>。欧盟由于受到经济冲击的影响,目前无力大规模投入航天运输方面

的研发,但是德国DLR、意大利航天中心等仍然在LAPCAT计划中开展了大量RBCC和TBCC的论证研究,目前处于跟踪状态,主要开展一些机理性和原理性研究<sup>[13]</sup>。日本在此领域取得了不少实质性的成果<sup>[14]</sup>,日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)制定了RBCC、TBCC、预冷涡轮等技术的2025发展规划,进行RBCC模态转换技术飞行验证,并倾向于优先发展RBCC运载器。澳大利亚昆士兰大学在国防科技组织(DSTO)和美国空军支持下,开展了HiFIRE高超声速技术飞行试验研究<sup>[15]</sup>,并发展了SCRAMSPACE计划,为今后的吸气式组合动力运载器提供技术储备,论证和提出了多种百公斤级的小规模RBCC运载器方案<sup>[16]</sup>。

最近几十年,中国在组合动力天地往返飞行器方面展开了大量的研究,主要研究机构包括航天科工、航天科技、中航工业、西北工业大学和国防科技大学等,在RBCC、TBCC、预冷类和三组合类发动机方面均取得了突破性进展,但仍存在一系列关键技术亟待突破<sup>[17-22]</sup>。

水平起降的天地往返飞行器是未来航天运输系统的主要研究方向,具备空间快速响应和灵活机动优势。因此,组合循环动力系统是未来水平起降天地往返飞行器的首选动力系统,本文将重点针对该问题展开详细论述。

## 1 天地往返飞行器的起降方式

运载器的起飞方式一般包括水平起飞、垂直起飞和导轨倾斜发射等,降落方式包括伞降、水平降落和垂直降落等。对于天地往返飞行器,其尺寸和起飞质量一般较大,因此很少考虑倾斜发射方案。

### 1.1 水平起飞和垂直起飞

垂直起飞可保证运载器快速逃离大气层的束缚,减少运载器上升阶段的燃料消耗,提升运载效率。但垂直起飞需要复杂的地面发射系统,且地面的配套发射系统结构庞大且复杂,任务准备周期长,严重影响了航天运输系统的起降频次。

水平起飞可利用空气动力提供较大的升力,以克服飞行器的重力,从而减小对发动机的推力需

求,同时也避免了复杂的发射系统。但是飞行器长时间工作在大气层内,克服阻力将消耗飞行器大量的燃料,发动机需要有较大的比冲方可实现往返。

当前,对于采取何种起飞方式尚无定论,水平起飞和垂直起飞方式均有各自的优点和缺陷,主要取决于发动机的工作特性。若发动机起飞推力大、比冲低,可考虑采用垂直起飞方式;若发动机起飞推力不足,但比冲较高,可考虑采用水平起飞方式。

### 1.2 水平降落和垂直降落

可重复使用航天运输系统的回收包括伞降回收、垂直降落和升力式水平降落等方式。

伞降回收方式的技术成熟度最高,实现难度最小,已在空间返回舱等工程问题中得到了充分验证。但是落点难以精确控制,飞行器需要安装降落伞和气囊,占用了大量的飞行器内部空间,也增加了地面维护的难度和周期。

垂直回收对回收场地的要求较低,可同时实现海上回收和陆地回收,通过精确控制,只需一个带有指定标识的空地或海上驳船即可完成有效回收。相关回收技术不断成熟,如SpaceX公司的Falcon-9火箭,已成功实现了几十次的垂直回收,火箭回收基本进入常态化。但是该种回收方式对火箭发动机技术提出了巨大挑战,需要货架发动机具备深度推力调节能力,火箭的制导控制系统具备足够的精度以保证飞行器的落点精确。同时,垂直回收需要预留大量的燃料以满足回收需求,会极大削

弱火箭的运载能力。

水平降落返回是天地往返飞行器航班化发展的重要标志,可充分利用现有的机场设施和维护系统,实现对航天往返飞行器的快速检查和补给,有效提升天地往返飞行器的发射频次,大大减小飞行器的使用成本,是实现空间快速响应的重要途径。但水平降落的技术难度大,相关技术需开展进一步研究。

综上所述可知,从未来航天运输系统的快速进出空间和低成本运输的需求出发,组合动力是未来发展的重要趋势之一,可考虑水平起飞和水平降落的起降方式。

## 2 水平起降的要求

水平起降天地往返飞行器从地面跑道滑行并加速,依靠气动升力和发动机推力在升力方向的分量实现起飞,完成任务后,在跑道上水平降落。

从飞行任务角度考虑,水平起降对天地往返飞行器的要求可分解为对气动的需求和对发动机的要求等。

从气动角度,水平起降需要大的起飞升力,要求天地往返飞行器具备主升力面,飞行器气动外形一般是翼身组合或者翼身融合的布局形式,如德国的桑格尔飞行器和美国NASP的X-30飞行器等(图1)。

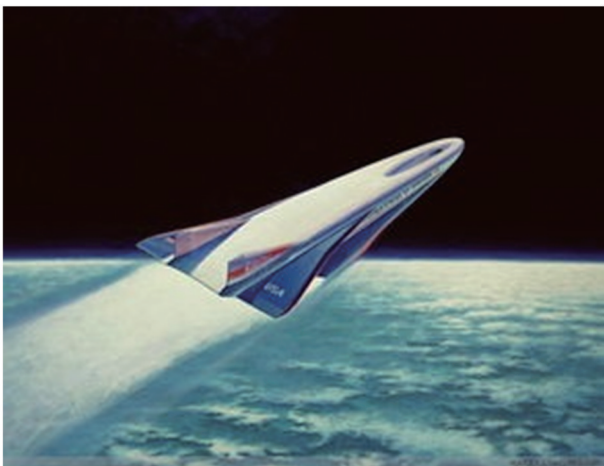


图1 X-30(左)和桑格尔(右)飞行器

从发动机的角度,水平起降对天地往返飞行器的要求可归纳为对发动机性能的要求和全包线工作能力的要求。

1) 对发动机性能的要求。由于水平起降主要依靠升力,相对于运载火箭,水平起降天地往返飞行器对发动机的推力需求相对较小,一般要求起飞推重比在0.6~0.7。但水平起降飞行器的爬升速度较慢,飞行器长时间在大气层内飞行,气动阻力将消耗大量的燃料,为保证飞行器的整体运载效率,要求发动机在大气层内工作时具备较大的比冲。因此,冲压发动机是飞行器在大气层内飞行时一种比较可行的动力形式。

2) 对发动机的工作包线要求。从水平起飞到最终入轨,天地往返运输飞行器的飞行速度范围为Ma 0~25+,飞行高度范围为0~200+ km,发动机的工作包线极宽。传统的火箭发动机虽然具备全包线工作能力,但比冲过低,难以满足大气层内的飞行要求。冲压发动机需要周围空气提供氧化剂,且该类发动机不具备自启动能力,因此在低速和高空的飞行环境下,冲压发动机无法正常工作。

因此,对于水平起降天地往返飞行器,基于涡轮、冲压和火箭等动力系统的组合循环发动机是一种可行的动力形式。

### 3 组合动力在水平起降天地往返飞行器上的应用优势

#### 3.1 组合动力的类型和特点

通过对火箭发动机、冲压发动机、涡轮机等独立推进单元不同程度、不同方式的集成,可以获得多种多样不同形式的组合动力。具有代表性的包括RBCC、TBCC、空气涡轮火箭发动机(ATR)、三组合发动机(Trijet)和预冷类发动机等(图2)。

RBCC发动机理论上具有全速域和全空域的工作能力,但发动机低速段比冲性能较低,引射段油耗量占总油耗的40%~50%,低速段的性能改进是关键。

TBCC发动机低速段采用涡轮发动机,发动机的综合比冲性能较优,但存在“推力陷阱”和高超声

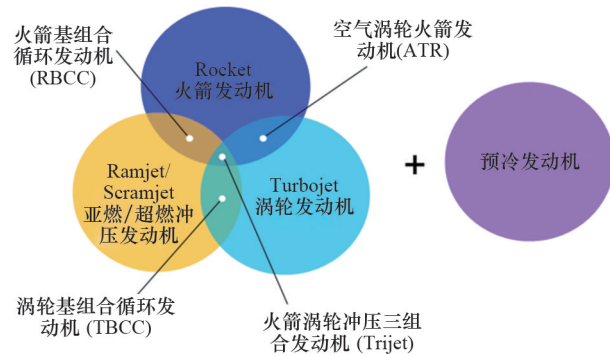


图2 组合发动机的形式

速下推力不足问题。

ATR发动机具有推重比大、低速段的比冲高等优势,不存在“推力陷阱”问题,但发动机的工作马赫数上限低。

Trijet发动机可以有效地解决RBCC、TBCC和ATR等存在的一些问题,但组合的发动机过多,存在较大的冗余质量,流道构型匹配设计和多通道协同工作/转换等均是需要解决的关键技术。

预冷发动机一般采用深度预冷技术,流道热端部件少,推重比性能较好,发动机比冲高。但涉及深度预冷、结霜控制、高效热交换等关键技术,研发难度较大。

组合动力技术的研发难度大,现阶段技术成熟度低,许多关键技术有待进一步攻关,关于何种组合动力形式更适合于天地往返飞行器,国际上还没有达成共识,但它们均可部分或完全满足水平起降天地往返飞行器的飞行需求。

#### 3.2 组合动力水平起降天地往返飞行器的优势分析

以RBCC发动机和液体火箭发动机为研究对象,开展水平起降两级入轨天地往返飞行器的性能分析和对比。

飞行器的任务是将2 t的有效载荷送入200 km低地圆轨道。任务剖面如图3所示。

在上升阶段,运载器首先在地面开启RBCC引射火箭加速至Ma 0.4左右,拉高攻角离开地面;继续在引射火箭作用下加速达到Ma 1.8左右,逐渐关小火箭流量,增加二次喷射流量,到Ma 2.5左右完成引射/亚燃模态转换,达到亚燃冲压发动机稳定工作条件,关闭火箭;在亚燃模态下沿等动压条

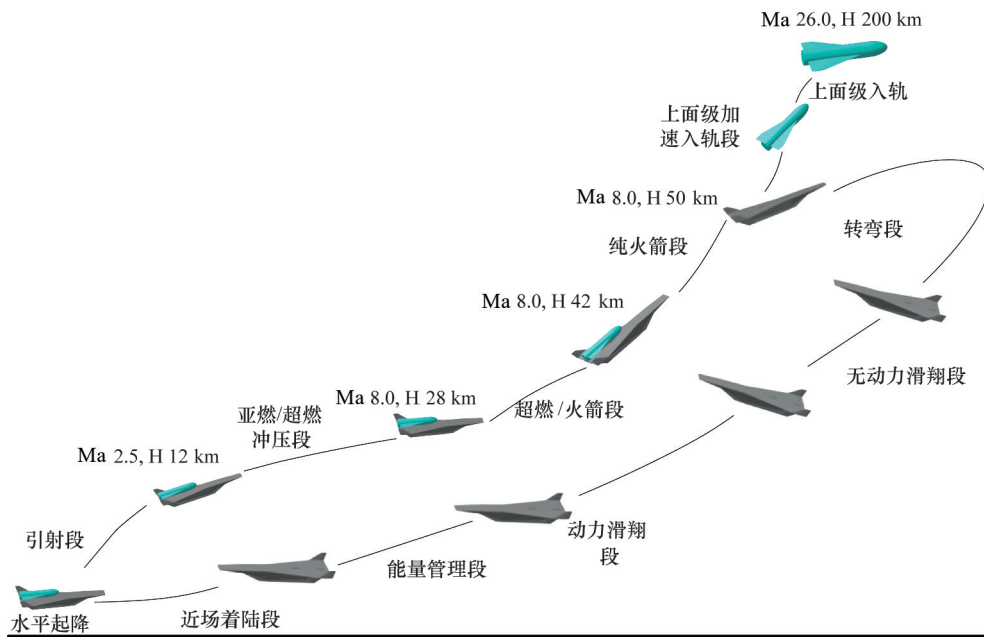


图3 RBCC飞行器的任务剖面

件继续加速,当速度达到 Ma 5.5,通过控制喷射流量实现亚燃/超燃模态转换;在超燃模式下继续加速至 Ma 7后逐渐开大火箭流量,继续加速至 50 km 和 Ma 8 的分离条件时,RBCC 发动机关机,并与上面级分离。

RBCC 水平起降天地往返飞行器的总体布局如图4所示。

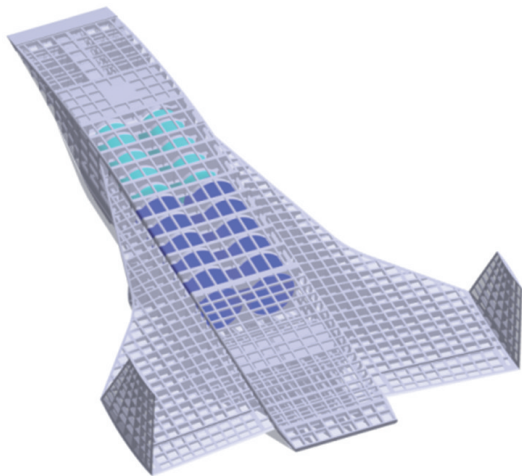


图4 RBCC水平起降天地往返飞行器

RBCC 发动机的比冲性能如图 5 所示。RBCC 发动机在 Ma 0~2.5 处于引射工作段,支板火箭是

提供动力的主要部件,当飞行速度较低时,火箭的引射作用会对发动机比冲产生 20% 左右的增益。随着飞行速度提升,尤其在 Ma 1.5 以上,在进气道压缩和火箭引射的共同作用下,发动机比冲最大可提升近一倍。Ma 2.5 以上,RBCC 发动机处于冲压工作段,此时发动机的性能与典型冲压发动机的比冲接近。

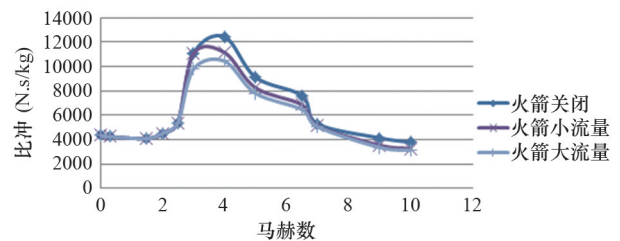


图5 RBCC发动机比冲随马赫数变化

为便于对比,完全火箭动力的水平起降天地往返飞行器采用相似的轨迹,分离点均为 Ma 8 且高度在 50 km。由于分离点条件相同,因此两种动力方案的二级方案相同。通过弹道分析可知,20 t 的液氢动力上面级火箭可将 2 t 有效载荷送入 200 km 圆轨道。

假设火箭的地面比冲为 280 s,真空比冲为

330 s,开展总体性能分析,最终结果如表1所示。

表1 RBCC和火箭动力飞行器的性能对比

性能参数	RBCC	火箭发动机
起飞总质量/t	148	323
一级总质量/t	128	303
一级燃料质量/t	90	228
一级空重/t	38	75
空重系数/%	29.7	24.8
运载效率/%	1.35	0.62

针对典型的任务要求,基于高斯伪谱法优化软件(gpops)开展两级入轨飞行器的一级弹道优化,结果如图6所示。

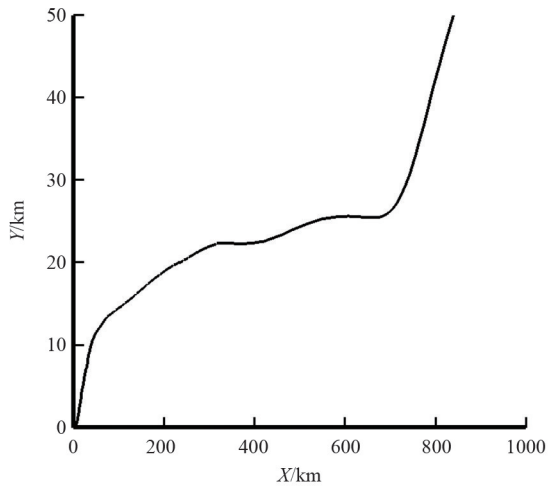


图6 RBCC飞行器飞行弹道

一级飞行器的空重包含飞行器结构质量、热防护系统质量和内部设备质量等,其中内部设备质量基于现有的估算公式得到,而结构和热防护系统根据基准的飞行弹道和气动布局,利用有限元明确全弹道下满足强度要求的结构尺寸,利用参考焓方法获取飞行器的热环境,开展热防护系统选型,并基于一维传热理论确定热防护系统的尺寸,最终得到飞行器的结构质量、热防护系统质量和内部设备质量。

通过若干轮的总体方案论证和分析,保证总体方案的闭合,最终性能结果如表1所示。

垂直起飞是火箭动力的重要优势,火箭运载器的运载效率也远高于水平起飞。但对于水平起飞方案,火箭发动机的比冲过低,运载效率仅为0.62%,不到RBCC动力运载器运载效率的一半。

相对于冲压发动机,组合发动机具有全包线飞行的能力,而相对于火箭发动机,组合发动机的比冲性能更高。水平起降的运载效率一般低于垂直起飞方案,但快速响应是主要优势,而基于组合动力的水平起降天地往返飞行器的整体运载效率要远高于火箭动力。因此,水平起降天地往返飞行器需要组合动力。

## 4 结论

发展水平起降天地往返飞行器是中国未来低成本、大规模开发和利用空间的重要手段,相对于火箭动力,组合循环动力系统是该类飞行器的首选动力系统,是中国发展可重复使用航天运输系统的重要发展方向。主要的结论包括以下几点。

1) 通过多种起飞和降落方式的定性分析和对比,明确了水平起飞和水平降落在天地往返飞行器上的应用优势和缺点。

2) 针对水平起降的实际飞行特点,明确了其对天地往返飞行器的要求,尤其是对动力系统的需求做了定性分析,详细分析了火箭动力和各类组合动力系统的工作特点和性能,明确了组合动力可更好地满足水平起降天地往返飞行器。

3) 以水平起降两级入轨的天地往返飞行器为对象,针对火箭动力和RBCC动力两类动力系统分别开展了总体分析和对比,结果表明组合动力方案的运载效率可达1.35%,远大于火箭动力方案的0.62%。

尽管组合动力的水平起降天地往返飞行器存在大量关键技术亟待攻关,但可牵引中国在高超声速技术上实现突破和超越,带动组合循环动力、机体/发动机一体化、轻质结构、热防护和制导/控制等一系列关键技术的攻关,对提升中国整体的科研水平具有巨大的促进作用。

## 参考文献(References)

- [1] Chase R L, Tang M H. A history of the NASP program from the formation of the joint program office to the termination of the HySTP scramjet performance demonstration program[C]//6th AIAA International Aerospace Planes and Hypersonic Technologies Conference. Chattanooga: AIAA, 1995.
- [2] 康开华, 丁文华. 英国未来的SKYLON可重复使用运载器[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(6): 53-56.
- [3] Joyce P J, Pomroy J B. The Hyper-X launch vehicle: Challenges and design considerations for hypersonic flight testing[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies. Capua: AIAA, 2005.
- [4] Mercier R A, Ronald T M F. Hypersonic technology (Hy-Tech) program overview[C]//8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Norfolk: AIAA, 1998.
- [5] Joseph M H, James S M, Richard M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton: AIAA, 2008.
- [6] Bowcutt K G, Smith T R, Kothari A P, et al. The hypersonic space and global transportation system: A concept for routine and affordable access to space[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [7] Dissel A F, Kothari A P, Lewis M J. Investigation of two-stage-to-orbit air-breathing launch vehicle configurations [C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies. Capua: AIAA, 2005.
- [8] Kothari A P, Livingston J W, Tarpley C, et al. Rocket based combined cycle hypersonic vehicle design for orbital access[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [9] Kothari A P, Livingston J W, Tarpley C, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space[C]//AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition. Anaheim: AIAA, 2010.
- [10] Flaherty K W, Andrews K M, Liston G W. Operability benefits of airbreathing hypersonic propulsion for flexible access to space[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(2): 280-287.
- [11] Mehta U, Aftosmis M, Bowles J, et al. Skylon aerodynamics and SABRE plumes[C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow: AIAA, 2015.
- [12] Hellman B M, Bradford J, German B St, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE engine[C]//AIAA Space Forum. California: AIAA, 2016.
- [13] Steelant J. Sustained hypersonic flight in Europe: technology drivers for LAPCAT II [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen: AIAA, 2009.
- [14] 苏鑫鑫. 盘点日本的高超声速计划[J]. 飞航导弹, 2008(5): 26-31.
- [15] 周建兴, 余文学. HIFiRE项目进展概述及其飞行试验特点分析[J]. 战术导弹技术, 2015(6): 11-20.
- [16] Boyce R R, Tirtley S C, Brown L, et al. Scramspace: Scramjet-based access-to-space systems[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [17] 何国强, 秦飞, 魏祥庚, 等. 火箭冲压组合发动机燃烧的若干基础问题研究[J]. 试验流体力学, 2016, 30(1): 1-13.
- [18] 张留欢, 杜泉, 张蒙正. RBCC发动机火箭-冲压模态理想热力循环优化分析[J]. 火箭推进, 2016, 42(3): 21-32.
- [19] 向先宏, 钱战森, 张铁军. TBCC进气道模态转换气动技术研究综述[J]. 航空科学技术, 2017, 28(1): 10-18.
- [20] 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.
- [21] Gong C L, Chen B, Gu L X. Design and optimization of RBCC powered suborbital reusable launch vehicle[C]//19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Atlanta: AIAA, 2014.
- [22] Gong C L, Chen B, Gu L X. Comparison study of RBCC powered suborbital reusable launch vehicle concepts[C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow: AIAA, 2015.

## Application analysis of combined cycle engine in horizontal take-off and landing aerospace vehicles

GONG Chunlin, CHEN Bing

Shanxi Aerospace Flight Vehicle Design Key Laboratory, School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

**Abstract** The horizontal take-off and horizontal landing (HTHL) aerospace vehicle is an important means for future space rapid response and low-cost space transportation. Combined cycle power has full envelope flight capability, and uses air as an oxidant in the atmosphere to greatly enhance the specific impulse of the engine. Therefore, it is the preferred engine system for future HTHL aerospace vehicle. This paper reviews the development history and status of the combined cycle powered aerospace vehicles at home and abroad, and describes the advantages and disadvantages of various types of takeoff and landing. The advantages of HTHL and the requirements for the vehicle and engine are clarified. By comparison of RBCC and rocket for aerospace vehicle, the application advantage of combined cycle engine in HTHL aerospace vehicle is confirmed.

**Keywords** HTHL; aerospace vehicle; combined cycle engine ●



(责任编辑 王丽娜)