

# 火箭基组合循环燃烧组织研究现状

崔 朋, 徐万武, 陈 健, 宋长青

(国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

**摘 要:** 随着航天推进对高效性和经济性需求的增加, 人们越来越希望能够研制出高推重比和高比冲的发动机。火箭基组合循环 (RBCC) 发动机融合了火箭发动机和冲压式发动机的优势, 成为未来航空航天领域发展的重要方向。精确而高效的燃烧组织作为其关键技术之一, 对 RBCC 宽速域内可靠运行具有重要意义。详细综述了 RBCC 燃烧组织的研究现状和进展, 主要涉及燃料喷注方案、燃烧模式以及热力喉道调节 3 个方面。具体论述了不同工作模式下燃料的喷注方案以及热力喉道的调节技术, 阐述了不同燃烧模式的研究进展, 分析了 RBCC 燃烧组织研究过程中的难点和国内外在该方面的一些经验教训, 指出了当前研究工作中存在的问题, 并对研究思路提出了一些建议, 以期对未来 RBCC 燃烧组织的研究提供一定的参考。

**关键词:** 火箭基组合循环 (RBCC); 燃烧组织; 燃料喷注方案; 二次燃烧; 热力喉道调节

**中图分类号:** V439-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2015) 04-0001-07

## Research progress about rocket based combined cycle combustion organization

CUI Peng, XU Wanwu, CHEN Jian, SONG Changqing

(Key Laboratory on Scramjet Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** With the increased demand for efficiency and economy on aerospace propulsion, people are looking forward to developing an engine with high thrust-to-weight ratio and high specific impulse. Rocket based combined cycle (RBCC) engine becomes an important direction of development in the fields of aeronautics and astronautics, in which the advantages of rocket engine and ramjet engine are fused. Precise and highly efficient combustion organization is important for the wide range reliable operation and thrust increase of RBCC engine. In this paper, the fundamental concepts and principles of RBCC are introduced, and the research progress of combustion organization on RBCC is reviewed in the aspects of fuel injection scheme, combustion mode and

收稿日期: 2015-01-19; 修回日期: 2015-04-05

作者简介: 崔朋 (1990—), 男, 硕士, 研究领域为火箭及其组合循环推进技术

thermal throat adjustment. The fuel injection schemes and thermal throat adjustment in different modes are discussed. The investigation situation of each combustion mode is elaborated. The difficulties and experience during the development of RBCC combustion organization are analyzed. Some suggestions for the study on RBCC in the future are given.

**Keywords:** rocket based combined cycle; combustion organization; fuel injection scheme; secondary combustion; adjustment of thermal throat

## 0 引言

火箭基组合循环发动机<sup>[1-2]</sup> (RBCC, Rocket Based Combined Cycle) 将高推重比、低比冲的火箭发动机和低推重比、高比冲的吸气式发动机结合起来, 充分发挥了 2 种发动机的优势<sup>[3]</sup>。在不同的工作马赫数下, 其对应有不同的工作模式<sup>[4]</sup>, 实现了经济和效率的最佳组合。以 RBCC 为动力的空天飞机可以零速度启动, 可重复使用<sup>[5-6]</sup>, 具有快速响应和大范围空天机动能力, 成为未来航空航天领域发展的重要方向<sup>[7]</sup>, 也吸引了各国研究者的注意。

RBCC 工作过程主要包括 4 个基本模式<sup>[8-10]</sup>: 引射模式、亚燃冲压模式、超燃冲压模式和纯火箭模式。刘洋论述了 RBCC 发动机这 4 种模式可靠运行的主要关键技术<sup>[11]</sup>, 包括高效的燃烧组织实现。

燃烧组织对于 RBCC 性能的提升有着重要的影响。要使 RBCC 飞行器在每个工作模式下都有较好的性能, 必然要对燃烧组织提出较高的要求。本文主要关注 RBCC 燃烧组织这一关键技术, 主要论述与燃烧组织息息相关的燃料喷注方案设计、燃烧模式以及热力喉道调节 3 个方面。

## 1 燃烧组织研究进展

### 1.1 燃料喷注方案研究

燃料喷注方案包括喷注位置、喷嘴数量、喷嘴排布、喷注角度、喷注质量流率及喷孔直径等的设置。其中, 研究最多的和较难理解的是喷注位置设置, 包括喷注流向位置和是否使用辅助装置喷注等 (例如支板喷注如图 1 所示<sup>[12]</sup>、凹腔前喷注如图 2 所示<sup>[13]</sup>)。

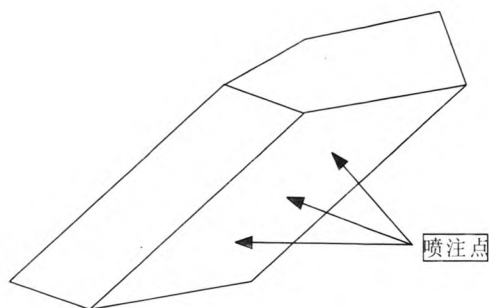


图 1 支板喷注示意图

Fig. 1 Schematic diagram of strut injection

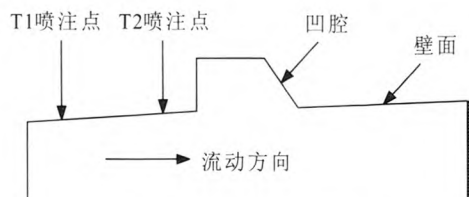


图 2 凹腔前喷注示意图

Fig. 2 Schematic diagram of injection ahead of cavity

刘佩进等人探索了 RBCC 引射模式下二次燃料喷注位置对推力的影响<sup>[14]</sup>。研究指出燃料喷注位置适当后移, 会使引射比和推力增加。然而其未研究如何产生更大的推力, 也未对二次燃料喷射质量流率和喷注位置进行优化。Takeshi Kanda 研究了引射模式下等直段二次燃料流向喷注位置的影响<sup>[15]</sup>, 结果表明处于等直段的二次燃料流向喷注位置对二次燃烧情况没有影响, 但是对于比较关心的扩张段等其他部分的喷注位置变化对燃烧性能的影响并没有进行研究。

Toshinori Kouchi 等人对 RBCC 亚燃模式进行了直连式试验和数值模拟<sup>[16]</sup>, 并验证了亚燃模式燃烧室是否能够正常工作。研究得到: 通过在燃烧室蒙皮侧喷注燃料, 能够提高混合和燃烧效

率;当喷注质量流率相同时,在燃烧室蒙皮侧上游位置喷注可以产生更大的推力。Toshinori Kouchi 给出了 RBCC 亚燃模态成功运行的条件。徐朝启等人在此基础上,研究了 RBCC 亚燃模态下凹腔、支板喷注以及凹腔前壁面喷注对发动机性能的影响<sup>[13]</sup>。研究指出:通过增加凹腔上游的壁面喷注可以进一步提高燃烧室压力,但是由此会造成推力损失;支板喷注点距离一次火箭过远或过近都会对 RBCC 亚燃模态性能产生不利影响。

通过以上分析可知,在引射模态,喷注点流向位置后移,可以提高发动机性能;在亚燃模态,喷注点流向位置靠近燃烧室上游,可以提高推力。因此,考虑到 RBCC 整体性能,应当优化喷注点流向位置,同时兼顾引射模态和亚燃模态的性能。

李鹏飞等计算分析了 RBCC 超燃模态下不同燃料喷注方式对发动机性能的影响<sup>[17]</sup>。结果显示采用一级支板二级壁喷的喷注方式(如图 3 所示)可以获得较优的性能。支板喷注会显著提高燃料的混合效率和燃烧效率,但同时会带来较大的总压损失和阻力。Masatoshi Kodera 等人探究了超燃模态下二次燃料喷注对发动机性能的影响<sup>[18]</sup>。研究表明扩张燃烧室里的二次燃料喷注对推力增强没有影响。Masao Takegoshi 等人在 Masatoshi Kodera 的基础上进行了进一步研究<sup>[19]</sup>,认为二次燃料和引入空气流的混合程度决定二次燃烧效率。

由以上分析可以看出,在亚燃和超燃模态,支板喷注和凹腔前壁面喷注均能提高燃烧和混合效率,但是又会带来一定的总压和推力损失。因此,要合理使用凹腔前壁面喷注和支板喷注方案。

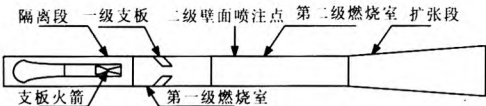


图 3 一级支板二级壁喷示意图

Fig. 3 Schematic diagram of primary strut and secondary wall surface injection

Adam Sieberhaar 等人进行了多级喷嘴试验,如图 4 所示<sup>[20]</sup>,在微细支板上安装楔形多级喷嘴。该多级喷嘴既能喷射液体燃料,也能喷注气体燃料。试验结果表明,多级喷嘴起到了降低阻力和增强混合的作用。由此在以后的实验研究中,可以考虑使用多级喷嘴。

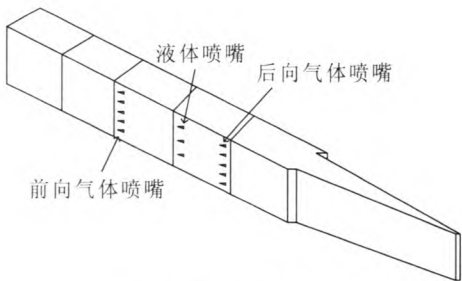


图 4 微细支板构型

Fig. 4 Configuration of superfine strut

1.2 燃烧模式研究

燃烧模式主要是指二次燃烧组织方式,即为了实现推力增强和比冲增益,通过喷注二次燃料,对引射抽吸的空气组织二次燃烧。二次燃烧组织方式主要有 4 种:掺混及燃烧 (SMC, simultaneous mixing and combustion)、扩散后体燃烧 (DAB, diffusion and afterburning)<sup>[21-22]</sup>、主流保护性喷注 (SPI, shielded primary injection)<sup>[23]</sup> 和独立亚燃燃烧 (IRS, Independent Ramjet Stream)<sup>[24]</sup>。下面将分别概述这 4 种模式的研究进展。

1.2.1 SMC 模式和 DAB 模式

普遍认为 SMC 模式和 DAB 模式是 RBCC 燃烧组织最基本的 2 种模式。在 SMC 模式中,使用富燃火箭产生的一次流和引射入的二次空气流边混合边燃烧,不需要在流道下游喷注二次燃料。在 DAB 模式中,使用当量平衡一次火箭,在流道下游喷注二次燃料,待引入的一次空气流与二次流混合后,组织二次燃烧。DAB 模式具有较高的热力学效率和燃烧效率,但是需要较长的引射燃烧室;而 SMC 模式虽然热力学效率和燃烧效率较低,但是可以有效缩短燃烧室长度,有利于减小飞行器体积和结构重量。

L. Daines 等人定性比较了 DAB 和 SMC 两种模式<sup>[25]</sup>。在 SMC 模式中,由于二次燃烧给引射器

增加了负推力,使其推力小于纯火箭推力。在 DAB 模式中,引射器可以获得正推力,但是,当二次燃料喷注位置离燃烧室上游更远时,会产生负推力。

M. Lehman 等人进一步对两种模式进行了比较<sup>[26]</sup>,并分析了 SMC 和 DAB 两种燃烧模式各自的特点。研究指出:和 DAB 模式相比,SMC 模式流道中火箭羽流和引入空气混合得更快,热通量也更高。

Zhang man 等人提出了一种新的燃烧模式,即多级火箭引射方案<sup>[27]</sup>,如图 5 所示。第一级火箭内嵌于中心支板,工作在当量比状态;第二级火箭位于燃烧室上壁面纵向中间位置,工作在富燃状态。第一级火箭不仅可以引射远场空气,而且可以抑制燃烧室压强对进气道的影响;第二级火箭继续引射空气,并且能够保持火焰。多级火箭引射是对 DAB 和 SMC 燃烧模式的结合和优化,是研究 RBCC 引射模态二次燃烧比较好的方法。李强等人在 Zhang man 的基础上,开展了 SMC+DAB 混合燃烧模式的数值分析和发动机直连实验研究<sup>[28]</sup>,详细分析了富燃一次燃气对二次燃烧火焰稳定的作用及其对发动机性能的影响。研究认为,采用混合燃烧模式,可以实现发动机后体内稳定的二次燃烧。

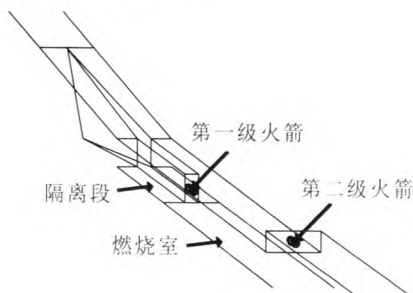


图 5 多级火箭引射方案

Fig. 5 Ejection sketch of multistage rocket

从以上分析可以看出,SMC+DAB 混合模式倍受青睐,具备更优的性能,为人们对引射模态中二次燃烧的研究提供新的思路。

### 1.2.2 SPI 模式

SPI 模式的运行如图 6 所示,在当量平衡的一次流喷管中心喷射燃料,利用当量平衡的一次

火箭羽流包裹着燃料并运送到流道后段,从而部分推迟二次流、燃料的混合和燃烧过程。SPI 综合了 SMC 和 DAB 模式的各自优点,但是实现难度较大。

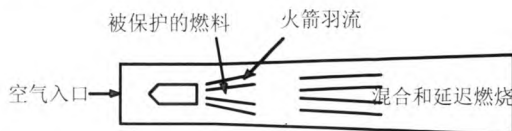


图 6 SPI 模式示意图

Fig. 6 Schematic diagram of SPI

R. O. Foelsche 等人对 SPI 模式的特点进行了实验研究<sup>[29]</sup>。研究认为,分散的二次燃料喷注比集中喷注更容易引发二次燃烧,且能产生更高的流道压强。此种燃烧组织模式与变几何进气道、可移动喷嘴相比,可以减小发动机设计复杂度和重量。

R. Matthew 等人在 R. O. Foelsche 的基础上,对 SPI 模式进行了进一步研究。其认为 SPI 模式既实现了简单结构下喷注燃料和引射空气的良好混合,又使发动机具有更短的流道。在考虑重量和复杂度的情况下,使用 SPI 模式能够提高 RBCC 性能。

黄生洪等人数值研究了 SPI 模式对 RBCC 引射模态推力性能的影响<sup>[30]</sup>。结果表明:与 SMC 模式相比,SPI 燃烧组织模式有效延迟了二次燃烧,在保持一定的引射比的同时,提高了燃烧效率。

从以上分析可以看出,SPI 模式最大的优势在于减小了结构重量和复杂度,并且在一定程度上提高了燃烧效率。

### 1.2.3 IRS 模式

IRS 不同于其他 3 种模式,并不是真正意义上的二次燃烧,该模式在进气道或者隔离段将燃料喷入空气流,直接组织燃烧,不会出现火箭羽流与引射空气混合的情况。IRS 模式减小了结构复杂度,但是燃烧效率和热力学效率较低。

S. Yungster 等人对 IRS 模式特点进行了分析<sup>[31]</sup>,指出了 IRS 的优点。研究指出,IRS 模式不需要一个长的混合流道,可以提高结构效率,最小化结构复杂度,并且由于不需要火箭羽流与

引射空气进行混合, 可以使火箭混合比保持常数。

Jack R. Edwards 等人在 S. Yungster 的基础上, 对 IRS 模式进行了进一步研究<sup>[32]</sup>。其认为在 IRS 模式中, 具有较高温度的火箭羽流能够对喷注燃料和二次流的燃烧进行点火, 且能够保持火焰稳定。

Hu jichao 等人研究了 IRS 模式对二次燃烧火焰的稳定特性<sup>[33]</sup>。结果发现, 当总的火箭质量流率较小时, 富燃火箭羽流不能点燃二次燃烧, 甚至影响引入的二次空气的流量, 而贫燃羽流可以在支板后部形成一个当地的引导火焰, 从而点燃二次火焰。

从以上分析可以看出, 除了 SMC 模式没有二次燃料喷注之外, DAB 模式、SPI 模式及 IRS 模式均有二次燃料喷注, 区别在于喷注位置不同。由此可见, 二次燃烧模式总是与燃料喷注方案息息相关; 通过优化二次燃料喷注位置, 可以实现燃烧组织模式优化, 以提高 RBCC 引射模式整体性能。

### 1.3 热力喉道研究

热力喉道也称作热力壅塞, 是一种非物理喉道, 能够与几何喉道产生相同的效果。热力喉道调节技术就是在纯扩张流道中通过调节加热量、加热位置以及加热率等, 产生与不同高度几何喉道相同的效果, 使发动机可以在一个很宽的燃烧室压强变化范围内工作的技术<sup>[34]</sup>。

热力喉道的优点在于: 不需要活动部件, 结构简单, 可靠性高, 在多模态中都适用。下面根据热力喉道在不同模态中研究进展进行概述。

#### 1.3.1 引射模态热力喉道研究进展

在引射模态中, 通过热力喉道调节, 可以将亚声速气流变成超声速, 从而提高 RBCC 发动机性能。

Ryan B. Bond 等人研究认为, 通过将燃料喷注到空气流中, 直接组织燃烧, 可以实现热力喉道, 并且通过改变二次燃料的喷注位置和质量流量, 可以调节热力喉道的位置<sup>[24]</sup>。

刘佩进等人探索了热力壅塞对引射模态推力的影响<sup>[14]</sup>。结果表明, 在地面静态条件下通过调

节燃料喷射流量和喷射位置来改变热力壅塞的位置, 能够实现引射火箭的推力增强。

吕翔等人在刘佩进的基础上, 运用理论和实验相结合的方法对引射模态下实现热力壅塞进行了研究<sup>[35]</sup>。发现热力壅塞位置可调的根本原因有 2 个: 一是改变加热规律影响了气流加速规律; 二是燃烧组织方式影响燃烧室入口参数。对于多级小角度扩张构型的燃烧室, 混合流总温、总压的下降, 以及当混合流马赫数大于临界马赫数时, 均易于实现热力壅塞。提高单位区间内的加热量有助于减小实现热力壅塞所需的流道长度。

#### 1.3.2 亚燃模态热力喉道研究进展

Ryou Masumoto 等人实验研究了 RBCC 亚燃模态的热力壅塞现象<sup>[36]</sup>。研究认为, 由于摩擦损失减少, 导致总压恢复, 实现热壅塞的热量随着预燃激波系穿透力的增强而增加。

王亚军等人通过三维数值模拟, 研究了亚燃模态热力喉道形成机理及规律<sup>[37]</sup>。研究认为, 通过合理控制流道中的加热量和流道面积变化可以有效地控制热力喉道形成位置, 凹腔组结构在形成热力喉道的过程中起着比较关键的作用。

由以上论述可以看出, 调节热力喉道的方法主要包括: 在引射模态时, 主要通过改变燃料喷注方案来实现热力喉道的调节; 在亚燃模态时, 可以通过辅助装置 (例如凹腔) 来调节热力喉道位置。

## 2 结束语

对火箭基组合循环发动机的燃烧组织进行了综述, 着重介绍了燃料喷注方案、燃烧模式选择以及热力喉道调节技术。可以看出, 未来 RBCC 燃烧组织发展有以下方向:

1) 就喷注方案而言, 考虑到 RBCC 整体性能, 应当优化喷注点流向位置, 同时兼顾引射模态和亚燃模态; 考虑到总压和推力损失, 要合理使用凹腔前壁面喷注和支板喷注方案, 同时兼顾亚燃模态和超燃模态。

2) 就燃烧模式而言, 近几年普遍对 SPI 和 IRS 模式的研究较少, 尤其是在国内, 重点放在了 SMC, DAB 及其组合上。以后研究的重点仍

将放到 SMC 模式和 DAB 模式的优化上。

3) 就热力喉道而言, 研究主要停留在引射模态和亚燃模态。要使其用于 RBCC 所有模态, 需要进一步的研究。

4) 就工作模态而言, 作为 RBCC 飞行器的低速工作模态, 引射模态和亚燃模态是当今研究的重点。以后的研究应当把重点放在这 2 个模态上, 为实现以 RBCC 为动力飞行器的宽速域飞行打下良好的基础。

5) 就具体技术而言, 燃料喷注方案、燃烧模式、热力喉道调节互相包含, 存在耦合的情况, 因此以上 3 个方面并不是孤立的, 要想提高 RBCC 发动机性能, 必须协调并优化以上 3 个方面。燃料喷注方案、燃烧模式、热力喉道调节均涉及到发动机结构。因此, 提高发动机性能, 必须优化发动机结构。

#### 参考文献:

- [1] OLDS J R. Two options for flight testing rocket-based combined-cycle engines[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(5): 693-700.
- [2] LAZAREV V. Structure of reusable hypersonic vehicles Problems of weight, cost and operating effectiveness, AIAA 99-4865[R]. USA: AIAA, 1999.
- [3] 张鹏峰. 国外 RBCC 组合循环发动机发展趋势及关键技术[J]. 飞航导弹, 2013(8): 68-71.
- [4] AOKI S, LEE J, MASUYA G. Aerodynamic experiment on an ejector-jet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(3): 496-503.
- [5] QUINN J E. ISTAR: Project status and ground test engine design, AIAA 2003-5235[R]. USA: AIAA, 2003.
- [6] CHASE G, MATT T, MARTIQUA P, et al. Investigation of rocket based combined cycle design modifications to improve Cmo and Cma at subsonic speeds, AIAA 2012-2894[R]. New Orleans, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [7] KOTHARI A P, LIVINGSTON J W, TARPLEY C, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space, AIAA 2010-8905[R]. California, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [8] SIEBENHAAR A, BULMAN M J. The strutjet engine: the overlooked option for space launch, AIAA 95-3124[R]. USA: AIAA, 1995.
- [9] BULMAN M, SIEBENHAAR A. The strutjet engine: exploding the myths surrounding high speed airbreathing propulsion, AIAA 95-2475[R]. USA: AIAA, 1995.
- [10] SIEBENHAAR A, BULMAN M J, BONNAR D. The role of the strutjet engine in new global and space markets, IAF 98-S.5.04[R]. [S.l.]: IAF, 1998.
- [11] 刘洋, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 组合循环推进系统研究现状和进展[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(3): 288-93.
- [12] 汤祥, 何国强, 秦飞, 等. 轴对称结构 RBCC 发动机超燃模态试验和数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(2): 166-70.
- [13] 徐朝启, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 发动机亚燃模态一次火箭引导燃烧的实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 567-72.
- [14] 刘佩进, 何国强, 李宇飞. RBCC 引射火箭模态二次燃烧实验[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 75-7.
- [15] KANDA T, KATO K, TANI K, et al. Experimental study of a combined-cycle engine combustor in ejector-jet mode, JAXA-RR-07-011[R]. Japan: JAXA, 2008.
- [16] KOUCHI T, KOBAYASHI K, KUDO K, et al. Performance of a RBCC combustor operating in ramjet mode, AIAA-2006-4867 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [17] 李鹏飞, 何国强, 秦飞, 等. 轴对称结构 RBCC 发动机超燃模态性能分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(6): 728-33.
- [18] KODERA M, TOMIOKA S, UEDA S, et al. Numerical analysis of scramjet mode operation of a RBCC engine [R]. USA: AIAA, 2012.
- [19] MASAO T, SADATAKE T, MASATOSHI K, et al. Mach 8 flight condition tests of rocket-ramjet combined-cycle engine model[R]. USA: AIAA, 2013.
- [20] SIEBERHAAR A, BUHNAN M, NORRIS R, et al. Development and testing of the aerojet strutjet combustor, AIAA-99-4868[R]. USA: AIAA, 1999.
- [21] DOBROWOLSKI A. Analysis of nonconstant area combustion and mixing in ramjet and rocket-ramjet hybrid engines[M]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, 1966.
- [22] STROUP K, PONTZER R. Advanced ramjet concepts, Volume I: Ejector ramjet systems demonstration, AFAPL-TR-67-118[R]. [S.l.]: AFAPL, 1968.
- [23] RUSSELL R M, BROCCO D S, DAINES R L. Modeling

- and validation of an ejector primary rocket for shielded afterburning fuel injection[R]. USA: AIAA, 1999.
- [24] BOND R B, EDWARDS D J R. CFD analysis of an independently fueled ramjet stream in an RBCC engine[R]. USA: AIAA, 2003.
- [25] Daines R L, Matthew R L. Numerical analysis of the effects of combustion in rocket ejectors, AIAA 98-3772 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [26] LEHMAN M, PAL S, BRODA J C, et al. Raman spectroscopy based study of RBCC ejector mode performance[R]. USA: AIAA, 1999.
- [27] MAN Z, GUO-QIANG H, PEI-JIN L. Performance improved by multistage rockets ejection in RBCC engine [R]. USA: AIAA, 2008.
- [28] 李强, 刘佩进, 陈剑. 一次燃气混合比对引射火箭二次燃烧火焰稳定的影响[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(2): 427-430.
- [29] FOELSCH R O, TSA C Y, BAKOS R J. Experiments on a RBCC ejector scramjet with integrated, staged secondary-fuel injection, AIAA 99-2242 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [30] 黄生洪, 何洪庆, 何国强, 等. 构型及二次燃烧对 RBCC 引射模态推力性能的影响[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(2): 139-43+72.
- [31] YUNGSTER S, TREFNY C J. Analysis of a new rocket-based combined-cycle engine concept at low speed [R]. USA: AIAA, 1999.
- [32] EDWARDS J R, MCRAE D S, BOND R B. Three dimensional numerical simulation of rocket-based combined-cycle engine response during mode transition events, NASA/CR-2003-212193[M]. USA: NASA, 2003.
- [33] JICHAO H, JUNTAO C, BAO W. Ignition and flame stabilization of a strut-jet RBCC combustor with small rocket exhaust [J]. The Scientific World Journal, 2014, 675498: 1-6.
- [34] 陆晋丽. 燃烧室结构变化对火箭引射模态性能影响研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [35] 吕翔, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 火箭引射模态热力壅塞研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 563-9.
- [36] MASUMOTO R, TOMIOKA S, YAMASAKI H. Study on transition of combustion modes in a dual-mode combustor [R]. USA: AIAA, 2009.
- [37] 王亚军, 何国强, 潘科玮, 等. RBCC 亚燃模态热力喉道机理的数值模拟[J]. 推进技术, 2013, 34(7): 932-7.
- [38] 路媛媛, 张蒙正, 严俊峰. 火箭推力室喷管内激波对 RBCC 性能影响分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(5): 46-50.
- LU Yuanyuan, ZHANG Mengzheng, YAN Junfeng. Influences of shock wave in rocket nozzle on RBCC performance[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(5): 46-50.
- [39] 安佳宁, 徐万武. RBCC 引射模态冷流试验研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(4): 38-42.
- AN Jianing, XU Wanwu. Cold flow experimental research of RBCC ejector modal [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(4): 38-42.

(编辑: 马 杰)