

# RBCC 的可实现性方案—DRBCC 分析

张 倩, 王 兵, 张耘隆, 张会强

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

**摘 要:** 提出了液氧/空气/甲烷 DRBCC (dual rocket-based combined cycle) 推进系统。在该系统中, 引射火箭和纯火箭采用液氧/甲烷补燃循环系统。在引射火箭模态, 液氧/甲烷富燃预燃过程工作, 其富燃燃气作为引射源吸入和加热空气, 并与空气补燃。在超燃冲压模态, 液氧/甲烷富燃预燃过程产生的燃气可以增强超燃过程或作为超燃模态的燃料, 降低超燃模态的技术难度。在纯火箭模态, 液氧/甲烷闭式补燃循环系统处于全过程工作状态。因此, 在 DRBCC 推进系统中, 引射火箭、超燃模态和纯火箭模态高度融合和兼顾, 并采用单一燃料, 使液氧/空气/甲烷 DRBCC 推进系统具有良好的可实现性。

**关键词:** 火箭基组合动力; 引射火箭; 超燃冲压发动机; 液氧/甲烷火箭发动机

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 05-0001-07

## An analysis of RBCC realizability scheme: DRBCC

ZHANG Qian, WANG Bing, ZHANG Yun-long, ZHANG Hui-qiang

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** A dual rocket-based combined cycle (DRBCC) propulsion system with LOX/air/methane as propellants is proposed in this paper. In this system, the LOX/methane staged combustion cycle system is adopted for both the ejector and pure rocket modes. For the rocket-ejector and scramjet modes, the LOX/methane staged cycle runs at the half working-condition, where only the fuel-rich LOX/methane pre-combustion process works. In the rocket-ejector mode, the fuel-rich burned hot gas functions as the ejecting source, and thus reburns with air. In the scramjet mode, such fuel-rich hot gas can be used to enhance the supersonic combustion or as fuel, which is helpful to reduce the technical difficulty of scramjet mode. In the pure rocket mode, the closed-cycle system of LOX/methane staged combustion rocket cycle works at full load state. The ejector-rocket, scramjet and pure rocket modes in DRBCC are therefore highly integrated based on the half-load or full-load state of the LOX/methane staged rocket cycle, and single fuel of methane is adopted in whole process of DRBCC. Such advantages are benefit to archive a well realized RBCC system.

**Keywords:** RBCC; ejector rocket; scramjet; LOX/methane rocket engine

收稿日期: 2014-07-03; 修回日期: 2014-07-30

作者简介: 张倩 (1989—), 女, 助理研究员, 研究生, 研究领域为动力系统及膜冷却特性

## 0 引言

依据组合形式的不同,组合循环动力主要包括:火箭基组合循环 RBCC 和涡轮基组合循环 TBCC。相对而言,由于火箭基组合循环动力技术结构简单,引射火箭相对容易实现且性能高,同时液体火箭发动机容易实现推力控制和变工况工作,因此,液体火箭组合循环动力技术得到了充分重视<sup>[1]</sup>。液体火箭组合循环动力系统主要由吸气式发动机流动通道和嵌于通道内的火箭发动机构成,火箭发动机可以置于流道中心或者侧壁<sup>[2]</sup>。流动通道的不同部位根据各自发挥的作用可以分为进气道、隔离段、燃烧室和尾喷管。对于典型的单级入轨任务,以火箭发动机和冲压发动机组合的发动机主要经历4个工作模态:引射火箭模态、亚燃冲压模态、超燃冲压模态和纯火箭模态<sup>[3]</sup>。组合动力系统在不同的飞行高度和马赫数条件下启用各自性能最优的工作模态,克服了火箭发动机和吸气式冲压发动机单一推进方式的缺点,并且组合循环使用同一流道,降低了结构质量。

20世纪60年代,美国率先开始组合动力技术的研究,并在90年代后受“先进可重复使用空间运输技术计划”的牵引,进行了广泛的研究,先后提出包括 Strut-jet, A5 和 ISTAR 等多个包括基础科学和关键技术研究的组合发动机研究计划<sup>[4]</sup>。俄罗斯、欧洲和日本也开展了大量的组合动力相关的研究计划<sup>[5-6]</sup>。在国内,航天科技集团六院、国防科技大学、西部工业大学、清华大学等都正在开展组合动力技术的研究工作<sup>[7-10]</sup>。虽然国内外进行了大量的研究,但是目前还没有实现组合循环动力推进的工程应用,在研制过程中所面临的诸多基础科学问题和工程应用中的关键技术难题还需进一步解决。为此,本文首先对 RBCC 的关键技术进行了分析,在此基础上提出一种具有良好可实现性的 DRBCC 技术方案。

## 1 RBCC 关键技术分析

### 1.1 引射火箭技术

常见的液体火箭-冲压组合循环推进的结构形式主要有两种。一种将火箭置于侧壁,高温燃

气沿着侧壁向混合室喷出,引射空气并与之混合;另一种将火箭置于中心(或中间环状、交错)的多个支板处,高温燃气与引射的空气进行良好混合。前者有利于降低火箭设计难度,但不利于良好混合和热防护,后者火箭设计难度大,但有利于增强混合,容易提高组合推进的工作性能。火箭嵌入内流道时,兼顾流道的流阻特性和引射特性,一般遵循阻塞比 10%~15% 的原则。为此,火箭所能装配的空间十分狭小,并在狭小的空间中要实现燃烧和热防护。因此火箭发动机的小型化给引射火箭的研制带来极大的技术挑战。减少火箭发动机尺寸的有效方法是增加燃烧室压力,其也是改善发动机性能的有效方法。图1为冷却条件和推力大小不变情况下,推力室气壁温随着燃烧室压力的变化关系。可以发现,当推力室室压提高到 60~70 atm 时,发动机的热流密度很高,所采用的冷却条件已经无法使燃烧室气壁温处在材料所允许的范围。可见随着燃烧室压力的提高,能够有效减少发动机几何尺寸,但也会给发动机的有效热防护带来巨大的技术困境。进一步,引射火箭发动机工作的工作环境更加恶劣,其内壁面临苛刻的燃烧室热环境,同时由于其嵌套在空气流道中,在外壁面还会遭受严重的气动热。可见嵌套在空气流道中的引射火箭因气动热使得其冷却问题更加严峻。因此,小型化及其空气流道中的气动热为引射火箭的热防护带来了严峻的技术挑战。

对某一具有 30 t 推力量级火箭,将其嵌入空气流道中作为引射火箭模式工作时,其推力增益随着飞行马赫数及火箭发动机燃烧室室压的变化关系分别如图2。可见,把火箭发动机嵌入空气流道中使其处于引射火箭模式工作时,组合循环推进可以获得推力增益。在相同马赫数和同推力量级火箭发动机条件下,推力增益随燃烧室压力增加而减小,主要是由于引射面积减小和火箭发动机流量减少引起的。对低室压和高推力火箭发动机的组合方案具有高的增益性,但其引射面积过大在结构上难以实现,同时引射火箭的性能也比较低。因此,虽然引射火箭模式能够带来推力增益,但受引射面积在总空气流道面积中占比不

大于 15% 的限制, 因此在较低飞行马赫数阶段, 其增益并不显著, 特别是对较高性能的火箭发动机。但另一方面, 也可以看到当飞行马赫数大于 1.5~2 之后, 推力增益随飞行马赫数的增加有明显增加, 从而导致整个组合动力循环系统的推力明显增加。这就要求嵌入空气流道的引射火箭能够大范围调节推力, 以在飞行过程中维持较稳定的推力。因此, 大的推力调节范围也给引射火箭的研制带来了严峻的技术挑战。

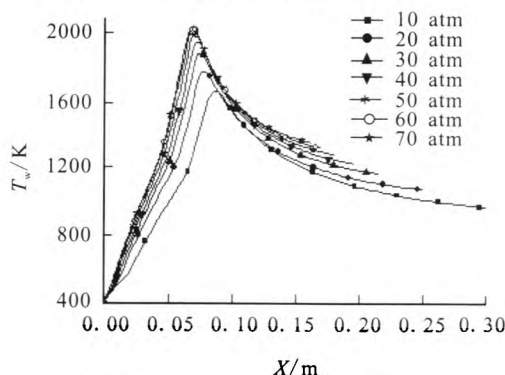


图 1 燃烧室压力对引射火箭发动机气壁温的影响

Fig. 1 Effects of chamber pressure on gas-side wall temperature of ejector rocket

可见, 把火箭发动机嵌入空气流道使其处在引射工作模式, 给火箭发动机带来了分布式小型化、热防护和大推力调节等方面的技术挑战, 使本已成熟可靠的火箭发动机技术难以直接作为引射火箭, 并使其研制难度增加。

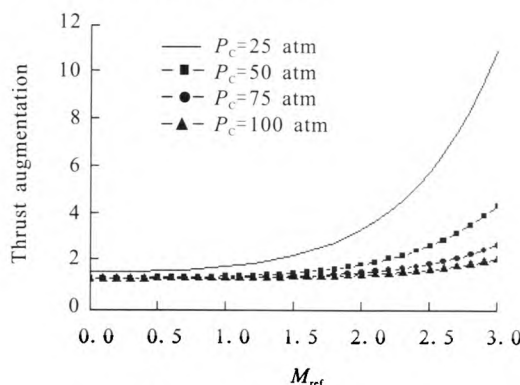


图 2 引射火箭推力增益随燃烧室室压和飞行马赫数的变化

Fig. 2 Variation of thrust augmentation of ejector rocket with combustor pressure and flight Mach number

## 1.2 超燃冲压发动机技术

在组合循环动力系统中, 当马赫数大于 3 之后, 其工作模态由引射火箭模态转为冲压发动机模态。对冲压发动机模态, 在飞行马赫数 3~6 范围内, 为亚燃冲压模态, 技术上是成熟的。而在飞行马赫数大于 6 之后, 组合循环动力系统转入超燃冲压模态, 流道内实现超声速燃烧。超燃冲压发动机的飞行马赫数上限取决于燃料的种类。使用碳氢燃料时, 发动机的工作上限一般在马赫数 8 左右, 而当飞行马赫数大于 8 之后, 必须发展氢燃料的超燃冲压发动机。美国、俄罗斯、欧洲、日本等国正在发展马赫数 6~8 的超燃冲压发动机, 并且取得了大量试验数据和显著进展, 如 X43A 和 X51 的试飞成功。而对于马赫数大于 8 的超燃冲压发动机的发展, 目前仅有美国的相关研究报道, 技术十分不成熟。

因此, 对于 RBCC 来讲, 实现单级入轨的另一关键技术问题是超燃冲压发动机技术的发展。飞行马赫数 6~8 的超燃冲压发动机获得较为乐观地发展, 而飞行马赫数 8~10 的超燃冲压发动机技术仍然是空白。而且, 就目前发展来看, 飞行马赫数 6~8 和飞行马赫数 8~10 的超燃冲压发动机所使用的燃料难以兼容, 也给未来的组合循环动力系统带来巨大挑战。因此, 超燃冲压模态, 特别是高超声速飞行条件下的超燃冲压模态是组合动力循环技术的另一瓶颈。

## 2 可实现性的 RBCC 方案: DRBCC 分析

冲压发动机结构简单, 具有很大的比冲, 但其无法自启动和低飞行马赫数自主飞行, 通常需要助推火箭, 如图 3 (a) 所示。相对冲压发动机, 起飞阶段助推火箭比冲远较低, 影响了整个动力系统的性能。为此, 人们提出了如图 3 (b) 的 RBCC 方案, 即把助推火箭嵌入冲压发动机流动, 使其一方面作为起飞的动力, 同时又能作为空气流道的引射源, 使冲压模态在 0~3 飞行马赫数段也能工作, 从而使整个动力系统在该飞行马赫数区间也具有好的性能。

但是, 由图 2 可以看出, 在起飞阶段 RBCC

引射模态的推力增益并不显著,即在该阶段推力主要由引射火箭自身提供。一方面在起飞阶段推力需求最大,另一方面在此阶段的引射火箭增益并不显著,同时将引射火箭嵌入空气流道又给该火箭的研制带来了分布式小型化、热防护和大范围变推的严峻技术挑战,使其成为发展 RBCC 技术的瓶颈之一。考虑到助推火箭技术十分成熟,为此在提高性能和可实现性之间平衡,提出了如图 3 (c) 所示的 DRBCC 方案:把图 3 (a) 的助推

火箭没有全部移至空气流道,只是把一部分嵌入空气流道。这样既兼顾了改善推进系统性能,又降低了引射火箭的推力需求,从而极大地缓解了引射火箭小型化、热防护和大范围变推所带来的技术挑战。因此,对 DRBCC 来说,在起飞阶段的推力由技术十分成熟的助推火箭和研制难度大大降低的引射火箭提供,这两类火箭动力是完全独立的两个系统,从而使 DRBCC 在引射火箭模式具有良好的可实现性。

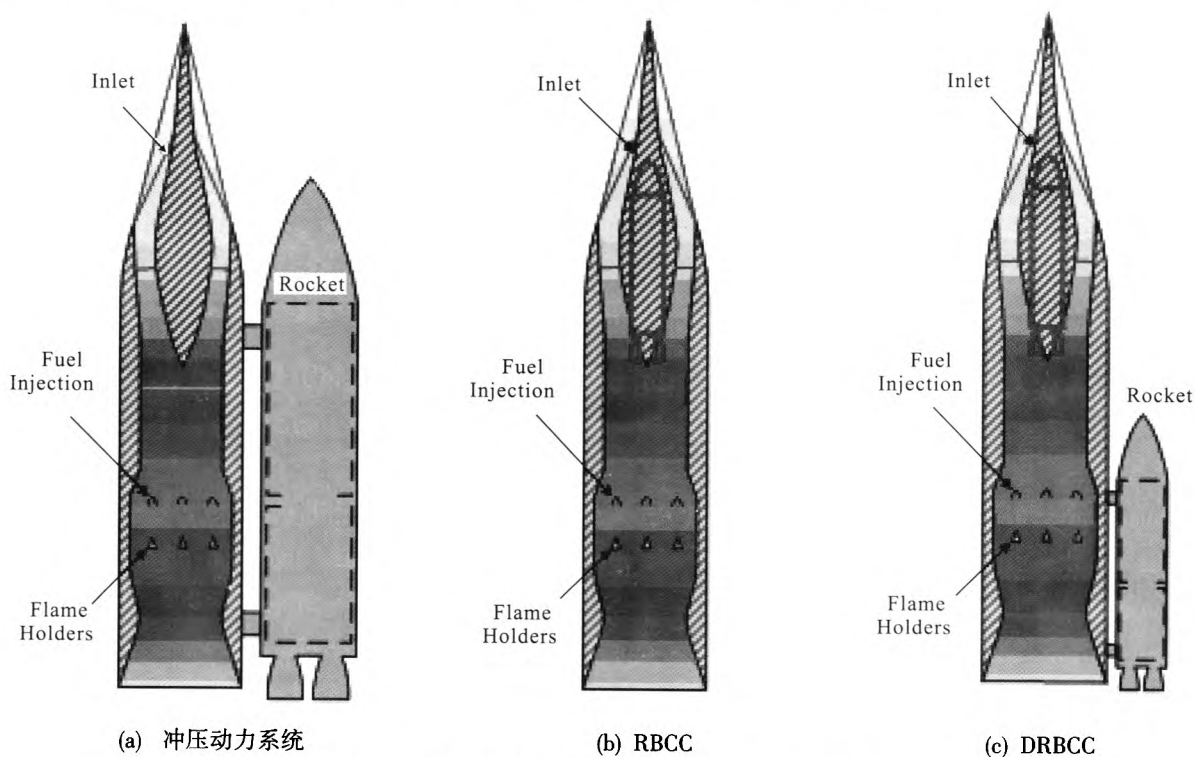


图 3 冲压动力系统, RBCC 和 DRBCC 动力系统示意图

Fig. 3 Schematic diagrams of the propulsion systems of scramjet, RBCC and DRBCC

假设基于 DRBCC 推进系统的运载器起飞阶段的推力需求为  $F$ , 助推火箭的推力为  $F_1$ , 引射火箭本身推力为  $F_2$ , 则三者之间满足:

$$F = F_1 + \alpha_F F_2 \quad (1)$$

式中  $\alpha_F$  为引射火箭的推力增益系数。定义  $\alpha$  为助推系数, 表示助推火箭推力在运载器起飞阶段总推力中所占的比例, 即:

$$\alpha = F_1 / F \quad (2)$$

假设助推火箭比冲为  $I_{sp1}$ , 引射火箭自身比冲为  $I_{sp2}$ , 则起飞阶段 DRBCC 推进系统比冲  $I_{sp}$  为

$$I_{sp} = \frac{\alpha_F}{\alpha_F I_{sp2} + (1 - \alpha_F)} I_{sp1} I_{sp2} \quad (3)$$

可见, 当助推系数为 1 时, 则是纯助推模式, 比冲即为助推火箭的比冲; 当助推系数为 0 时, 则是纯引射火箭的模式, 比冲为引射火箭的比冲。对 DRBCC, 在起飞阶段其助推系数介于 0 和 1 之间, 由 (3) 式可以看出由于  $\alpha_F I_{sp2} > I_{sp1}$ , 其比冲也介于助推火箭比冲和引射火箭比冲之间, 即大于纯助推模式的, 但小于纯引射火箭模式的, 取得了比冲的改善, 只是没有纯引射火箭模式的大, 但却大大减少了引射火箭本身的推力

需求,由纯引射火箭模式的  $F/a_F$ ,变为助推加引射双火箭模式的  $(1-\alpha)F/a_F$ 。可见,DRBCC 助推加引射双火箭模式既能改善推进系统的比冲,同时又能大大降低引射火箭的推力量级,使其分布式小型化、热防护和大范围变推的严峻要求大大降低,从而可实现性大大提高。

图4给出了DRBCC起飞阶段比冲增益随助推系数和引射火箭推力增益系数的变化。可见,引射火箭推力增益系数越小,采用助推加引射双火箭模式所带来的比冲增益损失越小(图4中带实心黑色方块曲线斜率最小)。可见在引射火箭推力增益不是很大的情况下,采用助推加引射双火箭模式能显著降低引射火箭自身推力需求,又不至于带来较大比冲损失,是十分合理的方案。由图2可看出,引射火箭增益在飞行马赫数0~1.5范围较小,而后会随飞行马赫数的增加显著增加。因此DRBCC助推加引射双火箭模式的工作区间可取为飞行马赫数0~1.5范围。在飞行马赫数1.5之后,由于引射火箭增益显著增加所带来的引射火箭自身推力大范围调节的需求可以部分通过关闭助推火箭来实现,从而助推加引射双火箭模式还可以大大减小了引射火箭推力调节范围。

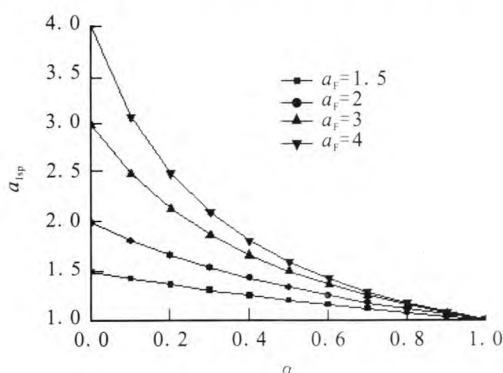


图4 DRBCC起飞阶段比冲增益随助推系数和引射火箭推力增益系数的变化

Fig. 4 Variation of specific impulse augmentation with boost coefficient and thrust augmentation coefficient of ejector rocket during take-off stage of DRBCC

作为引射火箭,一方面自身能够产生推力,另一方面需要有很强的引射能力,能够吸入大量

的空气。而将空气引射进来之后,其关键是要对空气加热,否则相对引射火箭本身不仅不会产生推力增益,还会削弱推力。引射空气量和空气加热量决定了引射火箭的增益。而对引射空气的加热有两种途径:一是给引射空气中投入燃料并燃烧;另一种是利用引射源的高温工质和引射空气充分掺混来加热。由于引射空气是氧化剂,因此如果引射火箭的工质是富燃燃气,则其既可以引射空气,同时也可以兼顾掺混和燃烧两种加热方式。因此,在DRBCC中,将引射火箭定位在富燃工作状态,其燃烧室温度相对正常火箭发动机燃烧室温度要低。研究表明降低引射火箭工质总温,会使引射火箭的推力增益减小,但影响不显著。考虑到马赫数大于10以后的纯火箭模式要保证高性能,为此,作为DRBCC引射火箭的必然选择是富燃预燃-补燃闭式循环系统。对液氧/煤油推进剂组合而言,现有的技术是富氧预燃-补燃闭式循环系统,因此液氧/煤油高压补燃发动机技术难以为DRBCC采用。而液氧/煤油富燃预燃-补燃闭式循环系统因为煤油积炭和结焦无法实现。对氢氧发动机而言,我国现尚无预燃-补燃循环技术,同时由于其较低的密度比冲,也不适合选择液氢/液氧火箭发动机作为引射火箭。基于这些考虑,一种可行的或者最佳的选择是采用液氧/甲烷富燃预燃-补燃火箭发动机作为引射火箭。在DRBCC推进系统中,该火箭发动机有两个工作方式,一种是液氧/甲烷富燃预燃半状态工作方式,其产生富燃燃气作为引射源、加热源和燃料源实现DRBCC的引射模态,此时主燃烧室液氧补燃过程不工作;另一种是液氧/甲烷富燃预燃-补燃火箭发动机全状态工作方式,此时处于DRBCC的纯火箭模态。因此,本文提出的是一种液氧/甲烷富燃预燃-补燃火箭发动机基的双火箭组合动力循环系统。双火箭的含义体现在两个层次,一是在运载器起飞阶段(马赫数0~1.5范围),以助推火箭和引射火箭两种火箭推进方式工作;二是作为引射火箭的液氧/甲烷分级燃烧发动机有两个工作状态,即:液氧/甲烷富燃预燃半状态工作方式和液氧/甲烷富燃预燃-补燃火箭发动机全状态工作方式。



表 1 给出了液氧甲烷富燃预燃-补燃火箭发动机系统,其富燃预燃过程在不同富燃条件下的富燃燃气组成。由表可以看出,在富燃条件下液氧/甲烷富燃燃气中产生了可观的氢气成分。大量研究表明,在超燃条件下,烃类燃料中添加氢气成分,能够大大改善烃类燃料的燃烧特性,大大缩短其着火延迟,从而更加容易在超音速气流中实现高效稳定燃烧。因此,在本文提出的液氧/甲烷富燃预燃-补燃火箭发动机的双火箭组合动力循环系统中,作为引射源的液氧/甲烷富燃预燃引射工作方式不仅在 DRBCC 的引射模态可以工作,在 DRBCC 超燃模态也可以工作,特别是在高超声速飞行阶段的超燃模态,主要利用其产生的富氢燃气来大大改善超燃冲压发动机的燃烧特性,

大大降低超燃冲压发动机研制的技术难度。对飞行马赫数 8~10 范围来说,超燃冲压发动机燃烧室中空气的压力约介于 2 000~10 000 Pa,温度介于 1 200~1 500 K。分别采用温度介于 300~500 K 的纯氢气、温度介于 300~500 K 的纯甲烷和表 1 所示的富燃燃气与温度介于 1 200~1 500 K 的空气配置成压力介于 2 000~10 000 Pa 具有化学当量比的可燃混气,其着火延迟随着燃烧室空气温度的变化如图 5 所示。可以看出,液氧/甲烷富燃燃气可以获得和氢气燃料相当的燃烧特性。因此,以液氧/甲烷富燃燃气为燃料,可以在马赫数 8~10 飞行段实现与氢气燃料相当的燃烧特性。由此可见,本文所提出的 DRBCC 推进系统,可以实现单一燃料工作状态,即:甲烷。

表 1 LCH<sub>4</sub>/LOX 富燃燃气特性

Tab. 1 Characteristics of LCH<sub>4</sub>/LOX fuel-rich burned gases

O/F 比	燃气温度/K	燃气组分 (摩尔浓度)						分子量
		CH <sub>4</sub>	H <sub>2</sub>	H <sub>2</sub> O	CO	CO <sub>2</sub>	C	
1.0	1 311.0	0.14	0.46	0.11	0.25	0.03	0	13.73
1.5	1 679.8	0	0.52	0.15	0.30	0.03	0	13.42
2.0	2 554.7	0	0.37	0.30	0.30	0.03	0	16.02
2.5	3 181.0	0	0.23	0.42	0.27	0.06	0	18.50

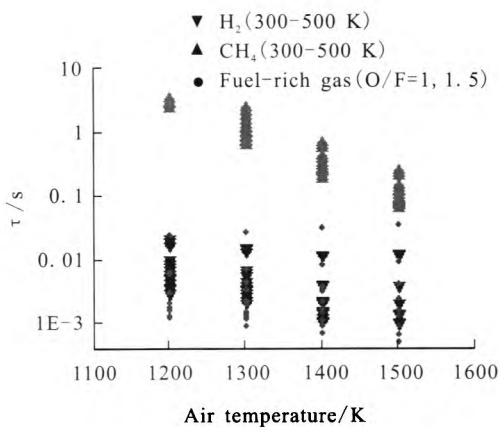


图 5 氢气、甲烷和液氧/甲烷富燃燃气  
3 种燃料着火特性比较

Fig. 5 Comparisons of ignition characteristic of hydrogen, methane and LOX/methane fuel-rich burned gas

进一步,对 RBCC 和 DRBCC 推进系统进行了比较,如表 2 所示。在 RBCC 推进系统中引射火箭从 0 到 3 马赫数工作,鉴于前文的分析,引射火箭技术面临很大的技术挑战,难以在短时间内取得突破。在马赫数为 6~8 范围内,煤油基碳氢燃料的超燃冲压发动机仍然有待突破和成熟,处于空白状态。在马赫数 8 以上的氢燃料的超燃冲压发动机技术目前尚处于空白状态。因此, RBCC 推进系统面临许多具有挑战性的技术瓶颈有待解决,在较长一段时间难以实现。同时, RBCC 推进系统中,不同模态之间的燃料难以相互兼容和统一,也给未来 RBCC 技术的发展带来极大的困难。

而本文提出的 DRBCC 推进系统则充分利用

表 2 RBCC 和 DRBCC 推进系统比较  
Tab. 2 Comparison between RBCC and DRBCC propulsion systems

飞行 马赫数	RBCC				DRBCC			
	工作模式	工质	理论 比冲/s	技术现状	工作模式	工质	理论比 冲/s	技术现状
0~1.5	引射火箭	引射火箭	500~ 1 000	不成熟, 存在技 术瓶颈	引射+助 推火箭	液氧/甲烷富燃预 燃气和引射空气	>500	可实现
1.5~3		工质+空气 +碳氢燃料			引射火箭	液氧/甲烷富燃预 燃气和引射空气	1 000~ 2 000	可实现
3~6	亚燃冲压	碳氢+空气	1 000~ 2 000	成熟	亚燃冲压	甲烷+冲压空气	1 500~ 2 000	成熟
6~8	超燃冲压	碳氢+空气	1 000~ 1 500	空白, 难 度很大	超燃冲压	液氧/甲烷富燃 预燃气增强的 冲压空气与甲烷	1 000~ 1 800	空白, 但相对 RBCC 超燃模 态易于实现
8~10	超燃冲压	氢+空气	800~ 1 800	空白, 难 以突破	超燃冲压	液氧/甲烷富燃 燃气+冲压空气	1 000~ 1 800	空白, 但相对 RBCC 超燃模 态易于实现
>10	火箭	推进剂	~300	可实现	火箭	液氧/甲烷补燃闭式循环	~300	可实现

了小推力引射器的可实现性和高速条件下引射火箭的引射性能高等特点, 提出在 0~1.5 马赫数采用引射火箭与助推火箭同时工作的方式。在 1.5~3 马赫数由于引射性能的显著提升, 通过保留嵌入流道内部的引射火箭工作模式, 同时关闭助推火箭的方式提升推进系统性能和平衡推力控制的需求。因此, 这一方案在保证推进系统性能的同时充分利用了现有助推火箭的成熟技术, 并大大降低了引射火箭的技术难度。除此以外, 在推进剂的选择方面还统一了引射火箭、火箭和冲压发动机的燃料——甲烷。甲烷/空气超燃冲压发动机相对煤油燃料的超燃冲压发动机在研制难度上有优势, 另外通过嵌入空气流道的液氧/甲烷富燃预燃气可以增强超燃冲压发动机中的超音速燃烧过程, 特别是高马赫数飞行条件下其具有和氢气燃料相当的燃烧特性, 从而可以大大降低 DRBCC 推进系统中超燃模式的技术难度。因此, 在 DRBCC 推进系统中, 引射火箭动力系统、冲压发动机动力系统和火箭动力系统进行了全飞行马赫数的融合和兼顾, 从而使其可实现性大大增强。

3 结论

基于 RBCC 关键技术, 提出了一种双火箭基组合循环动力系统-DRBCC, 给出了推进系统比冲、工作模式及其技术现状的可实现性分析, 为发展可实现性的组合动力提供了新的技术途径。

在 DRBCC 引射火箭模式, 液氧甲烷预燃过程工作, 而液氧补燃过程不工作, 预燃产生的高温高压燃气驱动引射火箭模式工作。在 DRBCC 超燃冲压模式, 引射火箭仍然可以半过程工作, 辅助超燃模式实现高效稳定燃烧, 降低超燃冲压发动机研制难度。在高飞行马赫数的超燃模式阶段, 可以把引射火箭半过程工作产生的富燃燃气作为燃料实现飞行马赫数 8~10 段的超燃模式。在纯火箭模式, 液氧/甲烷预燃-补燃闭式循环发动机处于全过程工作状态, 实现高性能火箭模式。可见, 引射火箭采用液氧甲烷预燃-补燃闭式循环系统, 其半过程和全过程两个工作模式可以实现引射火箭、超燃模式和纯火箭模式的融合和兼顾, 同时可以实现 DRBCC 全过程燃料的统一。

(下转第 13 页)

- [2] НАТАЗОН М С. Неустойчивость Горения [М]. МО-СКВА: [s.n.], 1986.
- [3] 李龙飞. 液氧 / 煤油补燃循环火箭发动机声学特性研究 [D]. 西安: 西安航天动力研究所, 2003.
- [4] 陈建华, 葛李虎, 吕发正, 等. 气液喷嘴高频稳定性单喷嘴热模拟实验研究[J]. 火箭推进, 2011, 27(4): 1-7.
- [5] 李龙飞, 陈建华, 周立新, 等. 补燃循环火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性研究 [J]. 火箭推进, 2004, 30 (6): 5-10.
- [6] 李龙飞, 陈建华, 张蒙正, 等. 液氧 / 煤油气液同轴直流离心式喷嘴的声学模拟实验[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 1-5.
- [7] МАЛИНИ Б И. Влияние конструктивных параметров форсуночной головки модельной камеры сгорания ЖРД на возбуждение в ней поперечных колебаний газа[J]. ПМТФ, 1993 (6): 48-57.
- [8] МАЛИНИН Б И. Взаимосвязь акустических свойств форсуночной головки и камеры сгорания ЖРД с возбуждающимися поперечными колебаниями газа. ПМТФ, 1994 (2): 123-130.
- [9] АЛИНИ Б И. Длина пламен при отсутствии и наличии поперечных колебаний газа[J]. ИЗВ. РАН. Энергетика, 1998 (4): 159-167.

(编辑: 马 杰)

(上接第 7 页)

就液氧/甲烷富燃预燃-液氧补燃发动机而言, 其本身也是目前世界航天强国火箭动力发展的重要方向。因此, 本文提出的 DRBCC 方案, 将液氧/甲烷火箭发动机和 RBCC 组合循环两个优势方向相融合, 不仅有利于获得一种具有可实现性的 RBCC 组合循环动力系统, 而且也会极大地促进先进液体火箭发动机动力系统的发展。

#### 参考文献:

- [1] 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.
- [2] SIEBENHAAR A, BUJMAN M J. The strutjet engine: the overlooked option for space launch, AIAA 95-3124 [R]. USA: AIAA, 1995.
- [3] 林其. 火箭基组合循环发动机(RBCC)引射模态的准一维理论分析 [D]. 四川: 中国空气动力研究与发展中心, 2009.
- [4] 杨潮兴, 张志峰, 王建辉, 等. 国外组合推进技术研究现状[J]. 飞航导弹, 2012 (05): 78-84.
- [5] HIRAIWA T. Recent progress in scramjet/combined cycle engines at JAXA, Kakuda Space Propulsion Center, AIAA 2006-555[R]. USA: AIAA, 2006.
- [6] KOUICHIRO T, MUNEO I. Ram and ejector-jet mode experiments of the combined cycle engine in Mach 4 flight conditions, AIAA 2008-103[R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] 黄国庆. 火箭基组合循环发动机引射模态性能研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- [8] 王增辉. RBCC 地面实验及数据处理方法[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [9] 吕翔. 火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析模型研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
- [10] 张建东, 王占学, 张蒙正, 等. 火箭冲压组合循环推进系统掺混参数研究[J]. 空气动力学学报, 2010 (02): 222-225.

(编辑: 王建喜)