

# RBCC 组合动力用液体推进剂研究进展

王镜淇, 王成刚, 陈雪娇, 马利亚, 蒋榕培

(北京航天试验技术研究所 航天液体推进剂研究中心, 北京 100074)

**摘 要:**结合 RBCC 组合动力的发展需求,从性能、使用情况等方面探讨近年来组合动力吸气式模态用燃料和火箭模态用推进剂的研究进展,包括吸热型碳氢燃料、高密度吸热碳氢燃料、四氧化二氮/绿色自燃燃料和过氧化氢/碳氢燃料等。为满足 RBCC 系统对推进剂的长贮需求, RBCC 吸气式模态宜发展兼顾高密度和高吸热能力的碳氢燃料;火箭模态需发展能够与四氧化二氮迅速自燃,且能量不低于现有肼类燃料的新型绿色燃料;过氧化氢/碳氢燃料需重点解决过氧化氢使用安全性和长贮稳定性问题,并形成可靠的安全应用方案。针对 RBCC 动力系统提出的可长期贮存、免维护等要求,现有推进剂方案还需要在性能提升、工程适用性、系统匹配性等方面继续开展关键技术攻关。

**关键词:**RBCC 组合动力;液体推进剂;碳氢燃料;绿色燃料;四氧化二氮;过氧化氢

**中图分类号:**V511      **文献标识码:**A      **文章编号:**1672-9374(2022)06-0101-12

## Research progress of liquid propellant development for RBCC engine

WANG Jingqi, WANG Chenggang, CHEN Xuejiao, MA Liya, JIANG Rongpei

(Aerospace Liquid Propellant Research Center, Beijing Institute of Aerospace  
Testing Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Combined with the development requirements of RBCC engine, the latest research of the fuels for air-breathing mode and the propellants for all-rocket propulsion system with the aspects of performance and usability is discussed, including endothermic hydrocarbon fuel, high-density endothermic hydrocarbon fuel, nitrogen tetroxide/green hypergolic fuel and hydrogen peroxide/hydrocarbon fuel. In order to meet the long-term storage requirements of propellant for RBCC system, it is necessary to develop the hydrocarbon fuels with both high density and strong heat sink for the air-breathing mode. Correspondingly, the new green hypergolic fuels should be developed for the rocket mode, which can spontaneously have the low ignition delay with nitrogen tetroxide and the high specific impulse. Meanwhile, the safety and storage stability of hydrogen peroxide should be promoted with a reliable safety control method. In view of the long-term storage and maintenance-free requirements of RBCC system, the existing propellant schemes still need to carry out key technological breakthroughs in performance improvement, engineering applicability, system matching and other aspects.

收稿日期:2022-04-01;修回日期:2022-04-28

基金项目:国家重点基础研究项目(2019-JCJQ-ZD-122-03)

作者简介:王镜淇(1995—),女,硕士,工程师,研究领域为新型航天液体推进剂研究与应用。

通信作者:蒋榕培(1983—),男,博士,研究员,研究领域为航天液体推进剂研究与应用。

**Keywords:** rocket based combined cycle; liquid propellant; hydrocarbon fuel; green propellant; nitrogen tetroxide; hydrogen peroxide

0 引言

火箭冲压组合动力(rocket based combined cycles, RBCC)是指将火箭和吸气式动力系统集成在一个推进系统,利用火箭射流和冲压流道形成新的热力循环方式,具备火箭引射、亚燃冲压、超燃冲压、超燃冲压/火箭和纯火箭多个工作模式,可实现在全空域、全速域内工作,在天地往返飞行器、导弹武器和高超飞行器等领域具有广阔的应用前景<sup>[1]</sup>。RBCC 总体分为大气层内的吸气式模态和大气层外的火箭模态。不同模态对推进剂的要求不一致,总体而言,吸气模态阶段需要能够与空气燃烧且具有一定冷却性能的碳氢燃料,火箭模态需要自带氧化剂和燃料。

从 20 世纪 90 年代开始,西安航天动力研究所、北京动力机械研究所、国防科技大学、南京航空航天大学 and 西北工业大学等多家单位相继开展了 RBCC 技术研究,采用不同推进剂方案,在热防护设计、宽范围燃烧等关键技术领域实现了多项技术突破<sup>[2]</sup>。一般来说,针对民用领域,RBCC 组合动力燃

料主要采用碳氢燃料或液氢,氧化剂采用液氧或过氧化氢(H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>)。对于有长贮需求的特殊领域,RB-CC 组合动力在吸气式模态阶段燃料主要采用碳氢燃料,在火箭阶段采用可常温贮存的确基氧化剂/肼类燃料或 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/碳氢燃料的组合。本文将重点讨论面向长期贮存应用场景的 RBCC 用推进剂研究进展,分析目前存在的技术问题,为后续推进剂及发动机研制提供思路。

1 组合动力用推进剂进展

1.1 吸气式模态用碳氢燃料

国外主要研究的 RBCC 发动机及所用的推进剂如表 1 所示,其中吸气式模态用推进剂主要包括碳氢燃料和液氢。国内研究的 RBCC 发动机在吸气式模态使用的大多为碳氢燃料<sup>[3]</sup>。液氢比冲较高,不会结焦,适用于高马赫数条件下应用需求,但液氢属于低温推进剂,且密度较小,难以满足长贮需求。碳氢燃料常温可贮存,来源广泛,是 7 Ma 以下飞行器的理想推进剂选择。具体包括吸热型碳氢燃料、高密度燃料以及兼具有两者性能的碳氢燃料。

表 1 国外主要 RBCC 发动机型号及所用推进剂  
Tab. 1 Main RBCC engine models and propellants used abroad

年代	发动机	国别	推进剂	用途
1960—1969	ERJ <sup>[4]</sup>	美国	液氧/RP-1、H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> /JP-4;液氧/液氢	导弹、运载火箭等的关键技术试验件
1960—1969	SERJ <sup>[5]</sup>	美国	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> /碳氢燃料	军用飞机
1990—1999	Strujet <sup>[2]</sup>	美国	液氧/液氢、 凝胶发烟硝酸/甲基肼	航天运输 导弹武器
2000—2009	RRCC <sup>[6]</sup>	日本	碳氢燃料	推进系统研究
2000—2009	ISTAR <sup>[7]</sup>	美国	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> /碳氢燃料	航天运输系统的试验件
2000—2009	A5 <sup>[8]</sup>	美国	氢气/氧气、碳氢燃料	可重复使用运输系统试验件
2000—2009	GTX <sup>[2]</sup>	美国	碳氢燃料	单级入轨概念机
2000—2009	Sentinel <sup>[2]</sup>	美国	液氧/JP-7	两级入轨飞行器

### 1.1.1 吸热型碳氢燃料

吸热型碳氢燃料既能够满足吸气式发动机的燃烧要求,也能满足超音速和高超音速飞行时的冷却要求。在吸热型碳氢燃料的研制过程中,一方面尽量提升其热稳定性温度以避免热氧化沉积;另一方面是关注燃料发生裂解反应时的吸热能力,以满足超音速和高超音速飞行器的冷却需求<sup>[9]</sup>。

美国最初将传统的碳氢燃料用于冲压发动机,如 JetA-1、JP-8,热稳定性温度约为 163 ℃,仅能满足飞行马赫数 2.2 的协和式飞机的需求。随着飞行速度的提升,对燃料的热稳定性温度要求也越来越高。为此,美国开始着眼于高热稳定性碳氢燃料研究,最早研发的是热稳定性温度达到 260 ℃ 的 JP-6,应用于最大飞行马赫数为 3 的 XB-70。随后又专为 U-2 高空侦察机研发了一种低冰点、热稳定温度约为 219 ℃ 的燃料 JP-TS<sup>[10]</sup>。后来美国又根据新型超音速飞行器 SR-71 ( $Ma=3$ ) 的性能特点专门研制了吸热燃料 JP-7,其热稳定温度高达 288 ℃,750 ℃ 时热沉可高达 3.5 MJ/kg,性能优异,JP-7 已经在高超音速飞行器样机上进行了多次试验,并制定了美国军用标准 MIL-DTL-38219D 来规范其技术指标,是目前最为成熟的吸热燃料。据报道 JP-7 主要组成为链烷烃和环烷烃,且必须严格控制芳香烃、含硫杂质和微量金属元素含量,导致 JP-7 对原料和工艺的要求较为苛刻,成本很高,美国又开始致力于降低高热稳定性燃料的成本,采取向成本相对低廉的 JP-8 中加入复合添加剂的方式,将其热稳定性温度从 163 ℃ 提升至 218 ℃,大幅提升了其热稳定性。随着煤基燃料的发展,美国开发了一种以环烷烃为主要成分的燃料 JP-900,其单环烷烃和双环烷烃总含量在 95% 以上,密度明显高于 JP-8,达 0.87 g/cm<sup>3</sup> (15 ℃),热稳定温度高达 482 ℃。在单管加热过程中 JP-900、JP-8 和 JP-8+100 的沉积量对比见图 1,JP-900 的沉积量远远低于 JP-8 和 JP-8+100,抗氧化沉积性能明显优于 JP-8 和 JP-8+100。JP-900 被认为是目前热稳定温度最高的燃料,据报道其吸热能力可达 JP-8 的 5 倍以上,能满足 6 Ma 的飞行器热平衡<sup>[11]</sup>。

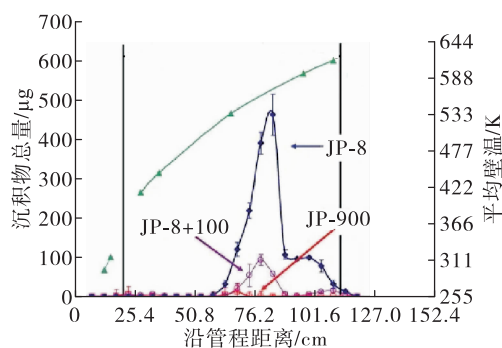


图1 JP-900、JP-8 和 JP-8+100 在流动加热管中生成的沉积物总量对比

Fig. 1 Comparison of carbon deposition of JP-900, JP-8 and JP-8+100 in flow reactor system

国内在碳氢燃料开发方面,天津大学研制了一种性能与 JP-7 较为接近的吸热燃料,并在此基础上进行了 EHF 系列燃料的研发,目前已经在超燃冲压发动机试验台上进行了多次试验<sup>[12]</sup>。浙江大学以航空喷气燃料为主要原料,制备了代号为 NNJ-150、FRA-150、ZH-100 的吸热燃料,3 种燃料的基本性质与美国 JP-8 燃料较为接近,700 ℃ 时 NNJ-150 热沉为 3.1 MJ/kg, FRA-150 总热沉接近 3.0 MJ/kg<sup>[13]</sup>。2020 年,北京航天试验技术研究所研制出了国内首个符合 JP-7 燃料标准 MIL-DTL-38219D 的煤基燃料 CNF-1,其理化性能与 JP-7 相当,能够通过 JFTOT 355 ℃、300 min 考核以及出口油温 750 ℃ 时的 1 800 s 热稳定工作考核,750 ℃ 热沉达 3.65 MJ/kg<sup>[14]</sup>。在碳氢燃料换热特性研究方面,中国空气动力研究与发展中心建立了超临界状态下碳氢燃料的换热经验公式,中国科学院高温气体动力学国家重点实验室研究了碳氢燃料在超临界状态下流动及对流换热特性和碳氢燃料在主动冷却试件中的对流换热特性,中国航空气动力技术研究院开展了平板换热的实验研究,西北工业大学开展了适用于 RBCC 发动机的超临界碳氢燃料的流动与换热特性研究,哈尔滨工业大学开展了超临界无裂解燃料的流动及换热特性数值模拟研究,为 RBCC 发动机热防护系统设计提供重要数据支撑<sup>[15]</sup>。在碳氢燃料裂解机理研究方面,天津大学、中国科学院高温气体动力学国家重点实验室、国防科技大学、四川大学等单位对碳氢燃料的高温裂解反应机理及其简化开展了广泛的研究,对发动机的主动冷却设计具有重要

意义<sup>[15]</sup>。

国内外在吸热燃料方面的研究已经相对成熟,热稳定性温度和吸热能力与燃料组成间的构效关系已经较为明确,国外较为成熟的 JP-7 以及国内的类 JP-7 燃料已经在多种超燃冲压发动机试验台上进行了试验验证,技术成熟度高。但这些吸热燃料的密度仍停留在 0.78 g/cm<sup>3</sup> 左右,为了进一步提升飞行器的射程/航程,国内外又相继开展了高密度吸热碳氢燃料的研究。

1.1.2 高密度吸热碳氢燃料

美国、俄罗斯、中国等国家合成了一系列高密度、高热值碳氢化合物,主要有 3 大类:多环碳氢燃料、金刚烷类燃料和高张力笼状碳氢燃料。但由于金刚烷类燃料和高张力笼状碳氢燃料存在制备成本高,开环时剧烈放热等缺点,会对飞行器结构造成严重危害,因此本文着重介绍多环碳氢燃料。

1.1.2.1 美国研究现状

美国开发了以 JP-10、RJ-4、RJ-5、RJ-7 为代表的至少 9 种多环类高密度碳氢燃料。表 2 列出了美国开发的多环类高密度碳氢燃料,密度均在 0.93 g/cm<sup>3</sup> 以上、热值超过 39 MJ/L。其中,JP-10 燃料是目前应用最为广泛的高密度碳氢燃料,它是由单一组分的挂式四氢双环戊二烯组成。相比于 RJ-4,JP-10 的体积热值更高、冰点更低,原料来源更

加广泛,合成成本更低,已经在海基“战斧”巡航导弹、空射“战斧”巡航导弹、“捕鲸叉”反舰导弹和 ALCM 等巡航导弹上大量使用。

新型武器装备性能的提升对碳氢燃料的密度提出了更高的要求,进而美国开展了密度大于 1 g/cm<sup>3</sup> 的碳氢燃料研究,相继开发了 RJ-5、环戊二烯三聚体、RJ-7 等燃料。RJ-5 的密度达 1.08 g/cm<sup>3</sup>,热值达 44.9 MJ/L,是目前体积热值最高的液态碳氢燃料。但燃料黏度极大,−40 ℃ 黏度为 2 000 mm<sup>2</sup>/s。RJ-5 燃料成本较高,通常需要复配低黏度燃料以降低成本和低温黏度。针对不同作战平台对燃料性能的要求,美国以 RJ-5 为基体燃料复配出了 RJ-5A、RJ-6、SI-80、JP-9 等多个产品,但随着黏度的下降,燃料能量也相应下降。同时由于 RJ-5 燃料分子结构太大,不易充分燃烧,燃烧效率低,与其复配制备的低黏度燃料,燃烧效率也不高。

美国开发的环戊二烯三聚体碳氢燃料密度为 1.03 g/cm<sup>3</sup>、冰点低于 −40 ℃、体积热值为 43.2 MJ/L,但 −20 ℃ 时黏度达 510 mm<sup>2</sup>/s,无法作为单一燃料使用。为了改善其低温性能,美国以环戊二烯三聚体碳氢燃料为基础,复配出 RJ-7 燃料,该燃料密度为 1.01 g/cm<sup>3</sup>、冰点低于 −40 ℃、体积热值为 42.1 MJ/L,能量密度有所下降但是其黏度仍较高,−40 ℃ 条件下黏度为 435 mm<sup>2</sup>/s<sup>[16]</sup>。

表 2 美国开发的多环类高能量密度碳氢燃料

Tab. 2 Polycyclic aromatic hydrocarbon fuel with high energy density developed in the United States

燃料名称	密度/(g · cm <sup>−3</sup> )	热值/(MJ · L <sup>−1</sup> )	冰点/℃	闪点/℃	黏度/(mm <sup>2</sup> · s <sup>−1</sup> )	应用
RJ-4	0.92 ~ 0.94	39.0	< −40	65.5	60(−40 ℃)	“黄铜骑士”巡航导弹”海军 Talos 导弹“战斧”海基巡航导弹
JP-10	0.94	39.6	< −79	54.4	19(−40 ℃)	“战斧”海基巡航导弹 “捕鲸叉”反舰导弹
PF-1	0.90 ~ 0.93	39.0	−65	16.0	40(−50 ℃)	空射“战斧”巡航导弹 先进空射 ALCM 巡航导弹
RJ-5	1.08	44.9	−29	104.0	2 000(−40 ℃)	
RJ-5A	1.02	42.9	−54	54.4	140(−40 ℃)	先进战略空射导弹 (ASALM)
RJ-6	1.02 ~ 1.06	42.9	< −40	60.0	140(−40 ℃)	
SI-80	1.03	43.3	−62	70.0	162(−40 ℃)	先进远程空对空导弹 (ALRAAM)
JP-9	0.94	39.8	−54	23.9	24(−40 ℃)	先进空射 ALCM 巡航导弹
RJ-7	1.01	42.1	< −40	−	435(−40 ℃)	

美国采用向高密度燃料中添加高能纳米颗粒的方式进行燃料性能的提升,主要包括纳米硼、纳米铝、碳纳米管等物质,能够将热值提升至 50 MJ/L 以上,但这类燃料的燃烧雾化特性与常规的液体碳氢燃料差异巨大,对发动机的燃烧结构设计和改进提出了很大的挑战。

#### 1.1.2.2 俄罗斯

俄罗斯在高密度碳氢燃料制备研究方面也取得了许多重要突破。研发的 T-10 燃料是俄罗斯导弹武器上应用最广泛的高密度碳氢燃料,该燃料的理化性质、能量密度和美国的 JP-10 相当。

根据新闻报道,2016 年俄罗斯国防部对外宣布,俄罗斯研制出了一种密度大于  $1\text{ g/cm}^3$  的新型高密度碳氢燃料 T-10M,可应用于“锆石”高超声速巡航导弹、战术/战略巡航导弹。该燃料可以在不改变发动机设计的条件下,将现役战略巡航导弹 X-55 射程提高 250~300 km。T-10M 燃料技术被列为俄罗斯科学院年度重大应用性成果之一。T-10M 的具体配方和制备工艺未见详细报道。

#### 1.1.2.3 国内研究现状

我国从 20 世纪 90 年代起开展高密度碳氢燃料研制,开展了大量基础研究工作。国内高密度燃料的研制方向主要包括多环碳氢燃料的分子设计、合成、制备研究以及高能量密度添加剂对碳氢燃料的改性研究。

天津大学、北京航天试验技术研究所相继合成了与美国 JP-10 性能一致的高密度多环碳氢燃料。天津大学随后又开发了高能量密度碳氢燃料 HD-03,该燃料密度为  $1.03\text{ g/cm}^3$ ,体积热值为  $42.2\text{ MJ/L}$ ,与 JP-10 相比能量密度有所提升,但是其黏度也较大, $-40\text{ }^\circ\text{C}$  时黏度达  $277\text{ mm}^2/\text{s}$ <sup>[17]</sup>。通过向 HD-03 系列燃料中复配 60% 的碳纳米管高能添加剂,进一步提升其密度至  $1.33\text{ g/cm}^3$ 、提升体积热值至  $69.8\text{ MJ/L}$ <sup>[18]</sup>。

综上所述,美俄开发了一系列高密度燃料,并在多种型号武器上完成了试射,技术相对较为成熟。国内研究者也紧随其后,完成了 JP-10、T-10、RJ-5 等燃料的合成和制备技术攻关。为了进一步提升高密度燃料的热值,采用了向燃料中加入高能纳米颗粒的方式,虽然将热值提升到了 50 MJ/L 以上,作用效果显著,但是同时会面临燃料低温黏度

大幅增加、在管路中流态变化、燃烧雾化困难等诸多潜在的问题,在不改变现有发动机燃烧结构情况下很难应用,导致该方面研究目前仍停留在实验室研制阶段。此外,由于高密度碳氢燃料多为环状结构,其碳氢比较高,导致吸热性能和结焦性能普遍比吸热型碳氢燃料差。近年来为了改善高密度燃料的吸热能力并降低裂解结焦,国内外学者相继研究了催化裂解、引发裂解等热沉提升方法以及涂层抑制法、添加剂抑制法等结焦抑制方法<sup>[19-22]</sup>。据报道,催化裂解可以将碳氢燃料的热沉最高提升至  $4.5\text{ MJ/kg}$  以上;引发裂解可将燃料裂解速度提升 2~7 倍、裂解起始温度降低  $100\text{ }^\circ\text{C}$ ;结焦抑制方法可将碳氢燃料的结焦速率降低 30% 以上。但这些方法目前仍在实验室研究阶段,尚未见工程应用报道。

在新型高密度燃料研制方面,目前仍面临着高密度与低温高黏度、高温低结焦性、高吸热能力等性能难以匹配的难题。对于结焦严重和吸热性能差的高密度燃料,一方面需要继续优化其综合性能,另一方面需在使用时考虑对发动机的热防护能力和结构设计进行改进<sup>[23]</sup>,以避免高温和结焦对发动机部件造成损害。

#### 1.2 火箭模态用推进剂

目前火箭模态用推进剂主要采用四氧化二氮 ( $\text{N}_2\text{O}_4$ ) 和肼类推进剂, $\text{N}_2\text{O}_4$  常温可贮存,能量特性较好,加入少量一氧化氮制备成绿色四氧化二氮后不仅可解决应力腐蚀问题还可以降低  $\text{N}_2\text{O}_4$  的冰点,改善其使用性能<sup>[24]</sup>。 $\text{N}_2\text{O}_4$  可以用作运载火箭、战略导弹和辅助发动机的氧化剂,如美国的“大力神 II 号”、“大力神 III 号”和“德尔塔 II”运载火箭;俄罗斯(苏联)的弹道导弹、“质子号”运载火箭和中国的长征二号运载火箭均使用了  $\text{N}_2\text{O}_4$ <sup>[25]</sup>。现阶段基于可长期贮存需求,氧化剂优选  $\text{N}_2\text{O}_4$ 。随着环保理念的深入,研制与传统肼类燃料能量特性相当的绿色燃料成为液体推进剂发展的主要方向之一。

$\text{H}_2\text{O}_2$ /碳氢燃料是无毒无污染的全绿色推进剂组合,且具有近百年的发展历史,但是其比冲性能和贮存性能不如  $\text{N}_2\text{O}_4$ /肼类燃料,在 20 世纪六七十年代  $\text{H}_2\text{O}_2$ /燃料双组元发动机逐渐被硝基氧化剂/肼类双组元发动机取代。现在,随着未来全绿色推进系统需求的提出, $\text{H}_2\text{O}_2$  又重新受到重视。

### 1.2.1 $\text{N}_2\text{O}_4$ /绿色自燃燃料

绿色自燃燃料的研制首先要满足低毒的标准,同时为了保证发动机能够平稳启动,一般情况下燃料与氧化剂的着火延迟期(ignition delay, ID)需要小于 15 ms,此外,理想的绿色推进剂还应在比冲、热稳定性和液态温度范围等性能方面有着与传统肼类燃料相当或更优的水平。目前叠氮胺类、高张力环类和离子液体由于其低毒性和能量优势,受到广泛关注。这些新型燃料分子与  $\text{N}_2\text{O}_4$  的自燃机理在文献中鲜有披露,但可以参考肼类的反应机理,宏观描述为  $\text{N}_2\text{O}_4$  快速分解为二氧化氮( $\text{NO}_2$ ),  $\text{NO}_2$  进攻这些分子中还原态最高的位点,如叠氮胺中的氨基,高张力环结构中暴露出的碳原子,氮杂环中的孤对电子等,引发自由基反应,导致极性键断裂产生自由基,进一步引发链式反应,分子彻底断裂释放能量,热量累积到物质的着火点,并最终自燃。本节对近年来发现的可与  $\text{N}_2\text{O}_4$  快速自燃的绿色液体燃料进行了梳理和总结。

#### 1.2.1.1 叠氮胺类化合物

叠氮胺类化合物是指含有叠氮基团( $-\text{N}_3$ )的胺类化合物。叠氮胺基团因具有能量高、密度高、燃速高、毒性低和燃烧产物清洁等特点,受到了广泛的关注<sup>[26]</sup>。叠氮胺类物质包括 2-叠氮-N-甲基乙胺(MMAZ)、N,N-二甲基叠氮乙基胺(DMAZ)、3-叠氮乙基胺(TAEA)、2-叠氮-N-环丙基乙胺(CPAZ)等。叠氮胺体系的密度均高于 MMH,密度比冲比 MMH 高出 4%~12%,因此被看做是肼类推进剂的优选替代品<sup>[27-29]</sup>,但目前存在着着火延迟期偏长的缺点。以 DMAZ 为例,其与  $\text{N}_2\text{O}_4$  的点滴 ID 为 68 ms<sup>[30]</sup>,而肼类推进剂与  $\text{N}_2\text{O}_4$  的 ID 仅为 3~5 ms。为了缩短着火延迟期,人们将 DMAZ 与 N,N,N,N-四甲基乙二胺(TMEDA)混配,使其与红烟硝酸反应的 ID 从 26 ms 降低至 10 ms 以内<sup>[31]</sup>。同样,研究人员发现在氧化剂中加入无机硝酸盐可以加速自燃反应,例如向红烟硝酸中加入 0.5 wt%  $\text{LiNO}_3$  后,与 DMAZ 的 ID 缩短至 22 ms;向白烟硝酸中混入 0.5 wt%  $\text{LiNO}_3$  后,其 ID 缩短至 8 ms<sup>[32]</sup>。研究人员推测无机硝酸盐可以向自燃反应提供额外的氧,促进了 DMAZ 的硝化反应(这一步被认为是 DMAZ 自燃的关键步骤)。这两种增强 DMAZ 反应活性的方式可以为缩短 DMAZ 与  $\text{N}_2\text{O}_4$  的着火延迟期提供研究

思路。

在美国,叠氮胺由 3M、Ultramat 和 Mach I 等公司研制生产,并在 2005 年被列为新型导弹燃料且仅在美国销售。在我国,北京理工大学、黎明化工研究院、浙江大学、西安航天动力试验技术研究所和北京航天试验技术研究所也均掌握 DMAZ 的合成技术,但因为合成过程中不可避免地使用高毒、易爆的叠氮盐,故而在生产、贮存、使用过程中存在一定安全风险,限制了叠氮胺类化合物做为自燃液体燃料。

#### 1.2.1.2 碳氢化合物和张环结构

碳氢化合物尤其是天然的碳氢燃料本身缺少高活性的反应基团,大部分不具有与硝基氧化剂自燃的活性,因此研究人员通过引入高张力环结构来增加碳氢的反应活性和能量密度。这类立方体或四面体结构含有很大的张力能,断键时可以放出巨大的能量。如图 2(a)所示的四环庚烷,多张力环结构使它的张力能达到 392.9 kJ/mol,体积热值高达 43.55 MJ/L,具有较高的反应活性<sup>[33]</sup>。四环庚烷(QC)与  $\text{N}_2\text{O}_4$  的 ID 为 29 ms;在加入质量分数为 0.25% 纳米固体颗粒(含硼、碳、铝等金属元素)后, ID 可以缩短至 18 ms<sup>[34]</sup>。但是目前 QC 的制备价格昂贵、贮存过程不稳定,尚未实现工程应用。美国空军实验室的一篇专利记录了多种含有环丙基/环丁基及炔基的化合物,如图 2(b)所示,可以与  $\text{N}_2\text{O}_4$  发生自燃<sup>[35]</sup>。郑州大学在 2021 年研究发现,向炔基化合物中引入银离子构建炔基-银簇的 3D 金属有机框架(MOFs)结构[见图 2(c)],可以提高与硝酸的反应速率,最短 ID 为 26 ms,比冲最高可达 263.1 s,这项作为研究 MOF 结构与自燃活性的关系提供了新的思路<sup>[36]</sup>,也为研究与  $\text{N}_2\text{O}_4$  的自燃燃料提供了新方向。

实现碳氢燃料自燃的另一种研究思路是寻找高活性物质与基础碳氢燃料混配。湖北航天化学技术研究所 2019 年公布的专利中描述了 3 种吡啶类物质[见图 2(d)],其与火箭煤油的混合比为 2:8~4:6 之间时可以与  $\text{N}_2\text{O}_4$  自燃,密度比冲可以高于肼类燃料<sup>[37]</sup>。北京航天试验技术研究所设计了一种含氮杂环分子 DABH,见图 2(e)。它与  $\text{N}_2\text{O}_4$  的 ID 小于 5 ms,理论比冲与 UDMH 相当且毒性属于低毒,具有工程应用潜力<sup>[38-39]</sup>。

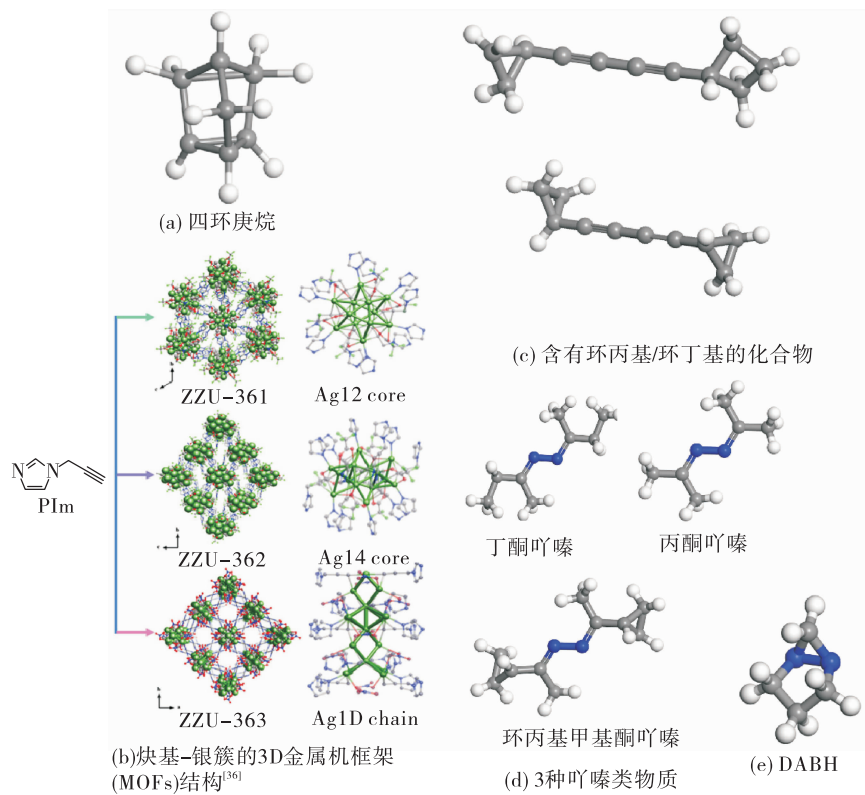


图 2 与 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 自燃的碳氢化合物和张力环结构

Fig. 2 Hypergolic hydrocarbons with N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> and strained ring constitution

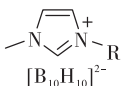
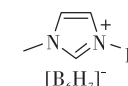
1. 2. 1. 3 离子液体

离子液体 (IL) 也是近年来绿色燃料的热门研究方向。IL 是由有机阳离子和有机或无机阴离子构成的有机盐类化合物, 自燃型离子液体 (HIL) 可以与氧化剂接触发生自燃。研究表明阴离子对离子液体的自燃诱导期起决定性作用, 阳离子则会对

它的着火延迟期产生重要影响<sup>[40]</sup>。例如以二氰胺、硝酸根和叠氮基为阴离子的 HIL 通常可以与 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 自燃, 而组合不同的阳离子则会导致不同的反应时间<sup>[40]</sup>。目前比较前沿的自燃离子液体研究是将着火延迟期  $I_D$  控制在 5 ms 以内, 表 3 列出了文献中发表的可以与 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 快速自燃的结构<sup>[41-42]</sup>。

表 3 能够与 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 快速自燃的离子液体结构

Tab. 3 Hypergolic ionic liquid structure capable of rapid ignition with N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>

离子液体	$\rho / (\text{g} \cdot \text{cm}^{-3})$	$I_D / \text{ms}$	$I_{sp} / \text{s}$
<div> [B<sub>10</sub>H<sub>10</sub>]<sup>2-</sup> R=CH<sub>2</sub>CH<sub>2</sub>; CH<sub>2</sub>CH<sub>2</sub>CH<sub>2</sub>CH<sub>2</sub>; CH<sub>2</sub>CH=CH<sub>2</sub>;CH<sub>2</sub>CN</div>	0. 92 ~ 1. 17	2 ~ 4	279. 8 ~ 287. 1
<div> [B<sub>6</sub>H<sub>7</sub>]<sup>-</sup> R=CH<sub>2</sub>CH<sub>2</sub>; CH<sub>2</sub>CH<sub>2</sub>CH<sub>2</sub>CH<sub>2</sub>; CH<sub>2</sub>CCH<sub>3</sub>;CH<sub>2</sub>CN</div>	0. 92 ~ 1. 06	1 ~ 3	283. 2 ~ 287. 1

尽管表 3 中这些结构实现了  $I_{\text{p}} \leq 5 \text{ ms}$  的目标,但是普遍存在黏度大、不易雾化等问题。为了寻求到“完美”的离子液体,研究人员尝试通过添加富氧添加剂、引入金属离子或张力环结构、利用离子间相互作用及协同机制混合不同的离子液体等方式,以期能够修饰离子液体结构来改善性能,实现工程应用。

1.2.2  $\text{H}_2\text{O}_2$ /碳氢燃料

$\text{H}_2\text{O}_2$ 作为一种重要的绿色推进剂,它既是一种氧化剂,也是一种还原剂,具有低毒、高密度和低饱和蒸汽压、产物清洁等特点。它在火箭领域用途主要包括:用于单组元催化分解发动机;用作贮箱推进剂增压气体或驱动涡轮的工质;与煤油或酒精组合为双组元推进剂<sup>[43]</sup>。早在二战期间,德国首先将  $\text{H}_2\text{O}_2$  用于潜艇推进和 V2 火箭燃气发生器<sup>[44]</sup>。二战后,受德国  $\text{H}_2\text{O}_2$  推进剂技术的影响,世界各国相继开展了  $\text{H}_2\text{O}_2$  推进技术的研究和应用。直至 20 世纪 70 年代,性能更高的肼系列推进剂逐渐取代了  $\text{H}_2\text{O}_2$  推进剂,造成后续 10 年间  $\text{H}_2\text{O}_2$  推进技术几乎处于停滞状态。

由于近年来对推进系统无毒化的重视, $\text{H}_2\text{O}_2$  能够在添加剂的作用下与某些无毒燃料(醇类、煤油、叠氮胺等)自燃的特性,推动了双组元  $\text{H}_2\text{O}_2$  推进剂的再次发展。2002 年,美国的 ISTAR 计划采用  $\text{H}_2\text{O}_2$  组合动力方案<sup>[44]</sup>;2005 年,诺斯罗普·格鲁门公司研制的  $\text{H}_2\text{O}_2$  动力技术实现了发动机真空推力 15 t,并完成累计 69 次试车验证,技术方案被美国导弹防御局采纳<sup>[45]</sup>;2009 年美国的三组合循环发动机采用  $\text{H}_2\text{O}_2$  组合动力方案进行了集成与整车性能评估<sup>[46]</sup>。

我国从 20 世纪 50 年代开始进行  $\text{H}_2\text{O}_2$  催化分解点火技术的研究工作。20 世纪 50 年代末,DF-1 和 DF-2 导弹采用高锰酸钾催化  $\text{H}_2\text{O}_2$  分解驱动涡轮;21 世纪初,西安航天动力研究所完成了单组元推力室和 37 kN  $\text{H}_2\text{O}_2$ /煤油双组元推力室试验;上海空间推进研究所设计的 200 N  $\text{H}_2\text{O}_2$  单组元催化分解发动机完成了对 90% 的  $\text{H}_2\text{O}_2$  和催化剂的性能考核;2001 年,西安航天动力研究所成功进行  $\text{H}_2\text{O}_2$ /乙醇 200 N 姿轨控发动机点火试验,随后在 2003 年开展了卫星上用  $\text{H}_2\text{O}_2$ /碳氢燃料双组元推力室研究并采用  $\text{H}_2\text{O}_2$  气膜冷却,验证了其具有密度比冲优势;2009–2016 年西安航天动力研究所开展了更大规模的发动机研究,并最终研制了 35 kN 可应用上面级的  $\text{H}_2\text{O}_2$ /碳氢燃料推力室<sup>[47]</sup>。针对  $\text{H}_2\text{O}_2$  贮存

过程中易被环境因素催化分解的问题,国内开展了  $\text{H}_2\text{O}_2$  赋形技术研究,以期通过  $\text{H}_2\text{O}_2$  凝胶化提高其贮存稳定性和安全性,进而拓展  $\text{H}_2\text{O}_2$  推进剂的应用领域<sup>[48]</sup>。目前我国在  $\text{H}_2\text{O}_2$  应用方面的研究横跨空天组合动力、固液混合动力和可重复使用液-液火箭动力等多个领域<sup>[48]</sup>。

$\text{H}_2\text{O}_2$  双组元发动机研制的关键技术之一是推力室点火。 $\text{H}_2\text{O}_2$  与碳氢燃料的组合本身是非自燃推进剂,因此实现低着火延迟期自燃成为一大难题。目前  $\text{H}_2\text{O}_2$  双组元推进剂的点火方式可以分为催化分解点火、自燃点火和其他点火。

1.2.2.1 催化分解点火

催化分解点火是指  $\text{H}_2\text{O}_2$  首先由催化床催化分解为高温燃气,再进入推力室与燃料相遇燃烧。这种点火方式实际上是单组元催化分解发动机与补燃推力室的结合,是目前  $\text{H}_2\text{O}_2$  双组元发动机中应用最广泛的方式,催化剂又分为催化床催化和银网催化。国外使用催化分解方式的  $\text{H}_2\text{O}_2$ /煤油发动机的型号如表 4 所示。

表 4  $\text{H}_2\text{O}_2$ /煤油发动机  
Tab. 4  $\text{H}_2\text{O}_2$ /kerosene engine

发动机型号	真空推力/kN (N · s · kg <sup>-1</sup> )	比冲/	用途	现状
RD-161P	24.50	3 129	上面级	1993 年开始发展
AR2-3	29.34	2 401	上面级	1999 年开始
RS-82	44.46	3 139	上面级	
JP-5/ $\text{H}_2\text{O}_2$	63.00	3 286	第一级	1993 年研制
Gamma2	68.20	2 600	上面级	已停产
BA-44	196.00	2 943	上面级	发展中
Gamma 8	234.80	2 600	第一级	已停产
BA-810	3 600	2 766	上面级	发展中
BA-3200	14 100	2 541	第一级	发展中

这类催化床难以长时间承受分解过程的高温和高床载,颗粒状催化剂会逐渐破碎,银网会烧结,分解效率下降,同时催化床过热也引发热反侵,威胁到发动机的使用安全性能。这类发动机的工作时间只有几分钟,因此需要寻找新的高浓度催化剂和载体以满足长寿命、高效率和高床载的要求。针对这些问题,大连化物所研发了整体式催化剂床技术,使工作载荷突破了 40 g/(cm<sup>2</sup> · s),比普通颗

粒床提高了1个数量级,是常规网基催化剂的1.5倍<sup>[48]</sup>。同时大连化物所还通过复合金属合金化和界面特征再设计,实现了催化床耐高温与高活性的兼容,在单组元热试车考核中累计工作时间大于600 s,燃气耐受温度高达976 ℃<sup>[48]</sup>。

### 1.2.2.2 自燃点火

自燃点火是指在溶有添加剂(催化剂)煤油或酒精等燃料与 $\text{H}_2\text{O}_2$ 相遇后实现自燃。在燃料中加入的添加剂一般为锰酸盐类。这类添加剂需要与燃料具有非常好的相容性,且可以稳定共存,在长期存放中不会发生沉淀或析出颗粒或分层,以免造成喷注口堵塞或燃烧性能不稳定。

在这种点火方式中,催化剂的种类和制备方式属于核心的关键技术,在公开资料中未见报道,经常仅以代号形式出现。美国海军空战中心设计了一种名为Block 0的混合燃料,含有甲醇和催化剂。喷注器试验表明其ID为17 ms<sup>[49]</sup>。后续又以丁醇为基础开发了性能更高的Block 1燃料。普渡大学

在美国海军空战中心的专利基础上研究发现1-丁醇与 $\text{H}_2\text{O}_2$ 组合的比冲和密度比冲是醇类燃料中最高的。将一种代号为SSR的化合物与甲醇及锰基催化剂混合在一起,可提高比冲和降低点火延迟期<sup>[50]</sup>。俄罗斯曾在20世纪90年代开展了类似的工作。莫斯科航空学院进行了93%~94% $\text{H}_2\text{O}_2$ 与含有添加剂的煤油的点火试验,测得ID为17~24 ms<sup>[50]</sup>。圣彼得堡“应用化学”研究中心研制了一种能与 $\text{H}_2\text{O}_2$ 自燃的、低毒的rr-07A混合燃料,与浓度大于90%的 $\text{H}_2\text{O}_2$ 的ID约为15 ms<sup>[50]</sup>。以色列的研究人员为了解决“固液难溶”的问题,利用少量胶凝剂在燃料溶液中形成三维交联的空间网络结构,然后将难溶的催化剂稳定分散在结构空隙中。他们构建的胶凝碳氢燃料+硼氢化钠( $\text{NaBH}_4$ )与 $\text{H}_2\text{O}_2$ 自燃的着火延迟期为20~30 ms(见图3),并通过了试车考核,制定了“PowerGel”应用计划<sup>[51]</sup>。凝胶化可以降低均相催化剂的研制难度,为实现自燃点火提供了新的研究思路。

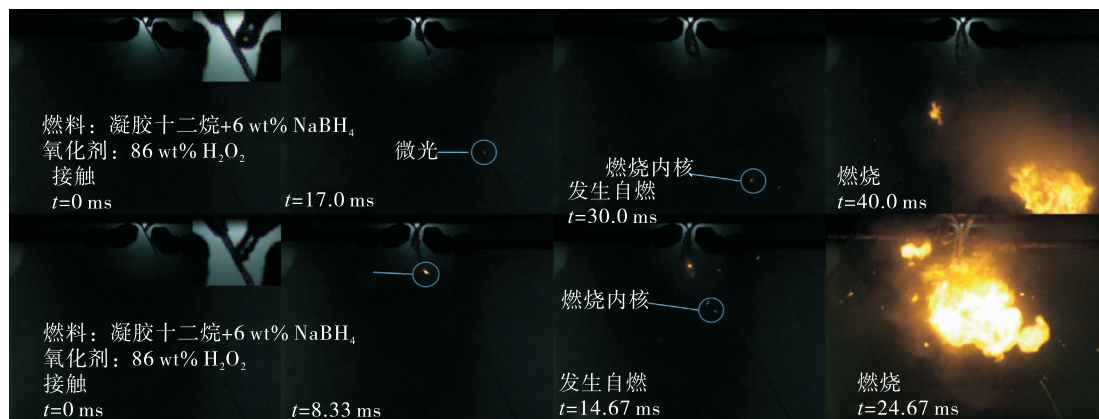


图3 凝胶碳氢燃料+6 wt%  $\text{NaBH}_4$ 与 $\text{H}_2\text{O}_2$ 在喷注试验中的自燃现象

Fig.3 Typical hypergolic ignition process for  $\text{H}_2\text{O}_2$  with gel hydrocarbon fuel containing 6 wt%  $\text{NaBH}_4$  in an impinging jet experiment

我国对于这类均相催化技术也进行了一定研究。北京航天试验技术研究所研制了代号为ZR-8的自燃燃料,通过高效分散技术将金属催化剂溶解在碳氢燃料中。目前完成了200 N等发动机试车验证,与 $\text{H}_2\text{O}_2$ 的ID为8~10 ms,发动机工作正常。目前燃料已稳定存放15年,未出现分层等异常现象。

### 1.2.2.3 其他点火

和其他非自燃推进剂发动机一样, $\text{H}_2\text{O}_2$ 发动机

也可以采用电点火、火炬或化学点火等方式。为了验证点火可靠性,洛克达因公司试验了 $\text{H}_2\text{O}_2$ /煤油火炬点火器,通过41次系列点火试验,包括大范围改变催化床负载、混合比、流量工况,试验累计350 s,证实了点火的可靠性<sup>[50]</sup>。对于大型发动机来说,采用火药点火也是一种简单易行的方式,只要同时装置几个点火器,就可实现在高空多次启动工作,满足轨道机动的要求,但这就对发动机设计提

出了新的要求。

## 2 问题与措施

综合前文所述,现阶段有很多可以满足 RBCC 系统长贮需求的推进剂应用方案,但每种方案都还有待解决的关键问题。

### 2.1 吸气式模态需发展兼顾高密度和高吸热能力的碳氢燃料

在 RBCC 用碳氢燃料的选择方面,对于飞行马赫数高、工作时间长的冲压发动机,建议采用高热沉的吸热型碳氢燃料,其优异的吸热能力为飞行器的安全工作提供了保障。对于工作时间短、重复使用需求小的飞行器,建议采用合成的高密度碳氢燃料,但在使用时要尤其关注工作温度区间内燃料的高温结焦、低温流动雾化困难等工程问题。

目前已有的燃料无法兼顾“高密度”和“高吸热能力”,尚且无法同时满足高马赫数、长时热稳定工作、重复使用等使用需求。面向未来更高马赫数、更远射程的 RBCC 发展需求,需进一步深入研究碳氢燃料的构效关系,在密度、热沉、热安定性等多种性能间寻求平衡,研究新型的多环碳氢燃料结构,并开发新一代高性能添加剂,在提升吸热性能的同时降低燃料的积碳,开发兼具高密度、高热安定性、高热沉等多种优点的新型碳氢燃料,并提升热防护技术和发动机结构设计,发挥碳氢燃料的最大效能,助推 RBCC 技术的创新发展与性能提升。

### 2.2 火箭模态需发展与 $\text{N}_2\text{O}_4$ 组合的绿色自燃燃料,实现推进剂部分无毒化

选择  $\text{N}_2\text{O}_4$  作为火箭模态的氧化剂时,绿色自燃燃料发展趋势主要归纳为两个方向:①通过分子结构优化,向潜在燃料化合物中引入高活性结构,实现燃料的能量、活性、毒性及稳定性的优化平衡,从而缩短着火延迟期并赋予化合物更好的能量特性;②对燃料进行复配设计,将具有不同特性的化合物组合起来,实现不同组分之间优势的融合。为了加快研发进程,研发人员需要从分子设计角度出发,研究结构与能量性能之间的构效规律以及燃料与氧化剂之间的自燃机理,提升化学精准合成技术,发展能够与  $\text{N}_2\text{O}_4$  自燃且能量比冲与肼类燃料相当的新型绿色燃料分子。

同时,目前筛选出的新型自燃燃料会在与四氧

化二氮的燃烧中生成大量积碳,存在堵塞发动机的风险。为解决积碳问题,需要进一步开展自燃过程的化学反应动力学研究,分析积碳生成过程的化学反应路径,着重开发燃烧结焦抑制技术,提升燃料的燃烧清洁度,提高新型燃料分子的工程适用性。

### 2.3 使用 $\text{H}_2\text{O}_2$ 需重点解决安全性和长期贮存稳定性问题,实现推进剂全面无毒化

使用  $\text{H}_2\text{O}_2$ /碳氢燃料组合,一方面  $\text{H}_2\text{O}_2$  可作为单组元推进剂工作以驱动涡轮,另一方面  $\text{H}_2\text{O}_2$ /碳氢燃料可用于火箭模态,可减少 RBCC 系统推进剂种类,简化动力系统储箱布置。但  $\text{H}_2\text{O}_2$  需要重点关注安全应用和长期贮存稳定问题。针对  $\text{H}_2\text{O}_2$  催化分解存在的热反侵问题,应深入开展  $\text{H}_2\text{O}_2$  再生冷却设计和热防护工程研究,制定成熟的工程应用方案。针对  $\text{H}_2\text{O}_2$  易发生分解问题,研究验证  $\text{H}_2\text{O}_2$  稳定剂或  $\text{H}_2\text{O}_2$  凝胶化对其贮存性能的影响。同时开展材料钝化技术研究以及配套贮存设备的优化设计,从系统层面进一步避免  $\text{H}_2\text{O}_2$  发生不可控分解,提升其贮存稳定性。国内需要继续开展  $\text{H}_2\text{O}_2$  安全应用技术研究,结合实际操作和使用工况,对  $\text{H}_2\text{O}_2$  从生产、储运、使用和后处理等进行全流程安全性评估和保障技术研究,为  $\text{H}_2\text{O}_2$  实现安全可靠应用提供支撑。

## 3 结语

本文主要探讨了近年来组合动力吸气式模态用燃料和火箭模态用推进剂的研究进展,主要包括吸热型碳氢燃料、高密度吸热碳氢燃料、 $\text{N}_2\text{O}_4$ /绿色自燃燃料和  $\text{H}_2\text{O}_2$ /碳氢燃料,从性能、使用情况等方面评价了各类常温推进剂的优缺点和应用前景,概述现阶段 RBCC 系统推进剂的潜在方案及需要解决的关键技术,提出了进一步的研究思路和攻关建议。

总的来说,针对 RBCC 动力系统提出的可长期贮存、免维护等要求,现有推进剂方案还需要在性能提升、工程适用性、系统匹配性等方面继续开展关键技术攻关。因此,总体设计单位应联合发动机设计单位、液体推进剂研究单位集智攻关,开展上述方案的可行性验证工作,为后续 RBCC 组合动力性能提升、结构简化及升级换代提供重要的研究基础。

## 参考文献:

- [1] 张玫,张蒙正,刘昊. 火箭基组合循环动力研究进展[J]. 科技导报,2020,38(12):54-68.
- [2] 王亚军,何国强,秦飞,等. 火箭冲压组合动力研究进展[J]. 宇航学报,2019,40(10):1125-1133.
- [3] 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):288-293.
- [4] HYDE E, ESCHER W, RODDY J. Marquardt's Mach 4.5 supercharged ejector ramjet high-performance aircraft engine project [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [5] UWE H. NASA's advanced spaced transportation hypersonic program [C]//11th AIAA/AAAF International Conference Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2002.
- [6] National Research Council of the National Academies. NASA space technology roadmaps and priorities: Restoring NASA's technological edge and paving the way for a new area in space[R]. Washington D C: The National Academies Press, 2012.
- [7] WALKER J F, KAMHAMI H, KRIVANEK T M. Status of the RBCC direct-connect mixer combustor experiment [C]//Combustion, Airbreathing Propulsion Systems Hazards, and Modelling and Simulation Subcommittees Joint Meeting. Washington D C: NASA, 2002.
- [8] QUINN J. ISTAR: Project status and ground test engine design [C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [9] 许滢,刘卫华,刘文怡,等. 吸热型碳氢燃料研究现状与发展[J]. 中国民航飞行学院学报,2017,28(2):12-18.
- [10] 周伟星,贾贞健. 冲压发动机碳氢燃料技术[M]. 北京: 国防工业出版社,2019.
- [11] BALSTER L M, CORPORAN E, DEWITT M J, et al. Development of an advanced, thermally stable, coal-based jet fuel[J]. Fuel Processing Technology, 2008, 89(4): 364-378.
- [12] 张香文,王庆法,刘国柱,等. 一种吸热型航空燃料及其制备方法: CN108795514B [P]. 2020-08-04.
- [13] 郭永胜,张玲玲,魏会,等. 改善吸热型碳氢燃料热管理能力的研究进展[J]. 石油学报(石油加工), 2011, 27(5): 822-828.
- [14] 陈雪娇,游岳,李英楠,等. 煤基吸热喷气燃料研制与性能研究[C]//第四届中国空天推进技术论坛论文集. 上饶: 中国工程院机械与运载工程学部, 2021.
- [15] 景婷婷. 碳氢燃料 RBCC 燃烧室再生冷却流动与换热特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- [16] 邹吉军,郭成,张香文,等. 航天推进用高密度液体碳氢燃料: 合成与应用[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1419-1425.
- [17] 潘伦,邹吉军,马驰,等. 环戊二烯基三元环燃料及其制备方法、用途和航空航天飞行器燃料: CN111548830A [P]. 2020-08-18.
- [18] 裴慧霞,鄂秀天凤,张磊,等. 添加高能纳米硼颗粒的高密度液体碳氢燃料研究[J]. 现代化工, 2017, 37(1): 111-114.
- [19] JI Y J, YANG H H, YAN W. Effect of alkali metal cations modification on the acid/basic properties and catalytic activity of ZSM-5 in cracking of supercritical *n*-dodecane [J]. Fuel, 2019, 243: 155-161.
- [20] TIAN Y J, QIU Y, HOU X, et al. Catalytic cracking of JP-10 over HZSM-5 nanosheets [J]. Energy & Fuels, 2017, 31(11): 11987-11994.
- [21] MAHMOUDI E, HAFIZI A, RAHIMPOUR M R, et al. Inhibition effect of CeO<sub>2</sub> promoted SiO<sub>2</sub> coating on coke growth during steam cracking of ethane [J]. Chemical Engineering Research and Design, 2018, 136: 271-281.
- [22] 姬亚军,刘云鹏,杨鸿辉,等. ZSM-5 分子筛碳氢燃料裂解催化剂抗积炭的研究进展[J]. 化工进展, 2017, 36(12): 4445-4452.
- [23] 姬亚军,杨鸿辉,刘朝晖,等. 吸热型碳氢燃料高温结焦抑制方法研究进展[J]. 石油学报(石油加工), 2021, 37(2): 447-457.
- [24] 李亚裕. 液体推进剂[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.
- [25] SUTTON G P, BIBLARZ O. Rocket propulsion elements [M]. 7th ed. New York: John Wiley & Sons Inc, 2001.
- [26] MELLOR B. A basic technical review of 2-dimethylaminoethylazide (DMAZ): A low-toxicity hypergolic fuel [R]. ETR01/03.
- [27] MCQUAID M J. Amine azide propellant: US6962633 [P]. 2005-11-08.
- [28] 张正斌. 三叠氮胺化合物的性质及研究现状[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2011, 9(4): 45-48.
- [29] MCQUAID M J. Computationally based measures of amine azide basicity and their correlation with hypergolic ignition

- delays[Z]. [S. l.]: Defense Technical Information Center, 2003.
- [30] PAKDEHI G S, SHIRZADI B. Specific impulse and ignition delay time assessment for DMAZ with liquid oxidizers for an upper stage rocket engine[J]. Iranian Journal of Chemistry & Chemical Engineering (International English Edition), 2017, 36(5/6): 171-176.
- [31] STEVENSON W H, FELTON L D, FELTON L D, et al. Hypergolic liquid or gel fuel mixtures: US8435364 [P]. 2013-05-07.
- [32] PAKDEHI S, SHIRZADI B. Effect of some inorganic nitrate salts on the ignition delay time of DMAZ-IRFNA and DMAZ-WFNA bi-propellants[J]. Central European Journal of Energetic Materials, 2018, 15(1): 162-174.
- [33] 左杰. 高密度燃料物性的理论模拟与计算[D]. 天津: 天津大学, 2009.
- [34] ZOU J J, ZHANG X W, PAN L. High-energy-density fuels for Advanced Propulsion[M]. Hoboken: Wiley, 2020.
- [35] DOBBINS T A, WILEY D B. Hypergolic hydrocarbon fuels: US8894782[P]. 2014-11-25.
- [36] WANG C, WANG Y J, HE C L, et al. Assembling silver cluster-based organic frameworks for higher-performance hypergolic properties [J]. JACS Au, 2021, 1(12): 2202-2207.
- [37] 鲁统洁, 韦伟, 金凤, 等. 一种自燃火箭燃料和自燃推进剂: CN109576012A[P]. 2019-04-05.
- [38] ZHANG X, SHEN L H, JIANG R P, et al. Thermal decomposition research on 1, 5-diazabicyclo[3. 1. 0] hexane (DABH) as a potential low-toxic liquid hypergolic propellant [J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2017, 42(5): 477-483.
- [39] ZHANG X, SHEN L H, LUO Y H, et al. Synthesis and ignition properties research of 1, 5-diazabicyclo[3. 1. 0] hexane type compounds as potential green hypergolic propellants[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2017, 56(11): 2883-2888.
- [40] 孙海云, 方涛, 贺芳. 高能低毒离子液体推进剂研究进展[C]//中国化学会第五届全国化学推进剂学术会议. 大连: 中国化学会, 2011.
- [41] JIAO N M, ZHANG Y Q, LIU L, et al. Hypergolic fuels based on water-stable borohydride cluster anions with ultralow ignition delay times[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2017, 5(26): 13341-13346.
- [42] LI X Y, WANG C B, LI H B, et al. Bishydrobis(tetrazol-1-yl) borate (BTB) based energetic ionic liquids with high density and energy capacity as hypergolic fuels[J]. Journal of Materials Chemistry A, 2017, 5(30): 15525-15528.
- [43] 孙宏明. 过氧化氢发动机综述[J]. 火箭推进, 2002, 28(2): 5-10.
- [44] QUINN J. Oxidizer selection for the ISTAR program (liquid oxygen versus hydrogen peroxide) [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2002.
- [45] KIM P, MAJAMAKI A, PAPESH C, et al. Design and development testing of the TR108: A 30 klbf-thrust-class hydrogen peroxide/hydrocarbon pump-fed engine [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [46] SIEBENHAAR A, BOGAR T. Integration and vehicle performance assessment of the aerojet "TriJet" combined-cycle engine [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [47] 卞香港, 杨甲甲, 左有幸, 等. 过氧化氢液体火箭发动机技术综述[C]//中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会议论文集. 北京: 中国航天第三专业信息网, 2018.
- [48] 单继宏, 王晓东, 张涛. 常温绿色过氧化氢动力技术现状及发展趋势[J]. 水下无人系统学报, 2021, 29(6): 667-673.
- [49] PALMER R, RUSEK J. Low toxicity reactive hypergolic fuels for use with hydrogen peroxide [C]//2nd international Conference on Green Propellants for Space Propulsion. [S. l. : s. n. ], 2004.
- [50] 董李亮. 过氧化氢发动机试验技术现状[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 32-35.
- DONG L L. Current situation of hydrogen peroxide engine experimental technique[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(6): 32-35.
- [51] CONNELL T L, RISHA G A, YETTER R A, et al. Ignition of hydrogen peroxide with gel hydrocarbon fuels[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 34(1): 170-181.