



LIQUID PROPULSION



# 我国液氧甲烷发动机技术发展概述

高玉闪 张晓军 邢理想 武晓欣 张航

(西安航天动力研究所)

可重复使用运载火箭的兴起使得双低温、积碳少的液氧甲烷发动机得到极大的重视。液氧甲烷发动机具有以下优势：甲烷推进剂可从天然气、油田气、可燃冰等中分离，来源广泛、价格便宜；液氧和甲烷推进剂温度相近，使得火箭易于采用共底贮箱方案以提高结构效率，同时在深空探测过程中液氧和甲烷推进剂在长期贮存热管理方面也有较大发展潜力；液氧甲烷发动机在地外行星原位制造方面拥有独特优势；在烃类推进剂中，甲烷的结焦温度（初始结焦温度950K）比煤油（初始结焦温度693~703K）更高，更高的结焦温度使得再生冷却推力室性能具有更大提升空间；甲烷冷却性能好，适用于全流量补燃循环方案，能够兼顾高性能和重复使用需求。

近年来,国外可重复使用液氧甲烷发动机已进入快速研制发展期。美国太空探索技术(SpaceX)公司的“猛禽”V2.0发动机已完成全新设计,其与“猛禽”V1.0相比推力提升约24%(至230t),结构大幅简化后易于生产制造,在可靠性提高的同时成本降低为原来的一半。截至2023年2月,“猛禽”V2.0发动机生产数量已超过200台,4月,该发动机推举“超重-星舰”完成首次轨道级试射。资料显示,“猛禽”V3.0进一步将室压提升至35MPa,将推力提升至2690kN。美国蓝色起源公司的BE-4发动机在2019年通过了100%推力测试,2022年11月,2台BE-4飞行产品已交付总体装箭竖立,与火箭进行联合试验。欧洲阿里安公司的100t燃气发生器循环液氧甲烷发动机Prometheus也进入正式研制阶段。俄罗斯开展了富氧补燃加膨胀循环组合的RD-0162发动机研制工作,并进行了多型液氧煤油发动机更换甲烷推进剂的方案论证。

面对未来重复使用的需求,低成本和高性能是液氧甲烷发动机发展的重要方向。低成本燃气发生器循环液氧甲烷发动机有助于降低发射成本、提高火箭竞争能力、满足日趋频繁的商业卫星发射业务需求。高性能大推力液氧甲烷发动机是未来重型运载火箭、大中型运载火箭的通用主动力,能够满足大规模进出空间、航班化运输需求,是航天强国建设的重要标志。

## 一、我国液氧甲烷发动机发展现状

### (一)发展现状

#### 1. 基础技术研究阶段

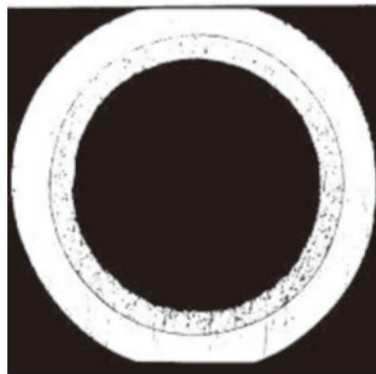
20世纪80年代,为进行大型液体火箭发动机概念研究和可行性论证,西安航天动力研究所(以下简称“研究所”)开展了甲烷、煤油、丙烷3种烃类推进剂的电传热等试验研究。研究团队在2年时间内共进行了3轮甲烷的电传热特性研究,采用铜钢复合管制成的试验件来模拟实际的推力室内外壁状态,获得了不同压力、壁温条件下的换热特性,试验结果表明:在3种烃类燃料中,甲烷的对流换热性能最好。冷却性能试验完成后,甲烷通道内表面光亮、无沉积物,煤油通道内表面较黑,丙烷通道内表面有黑点。

2009—2010年,研究团队进一步研究了压力和流速对超临界甲烷流阻和传热特性的影响,在不同入口

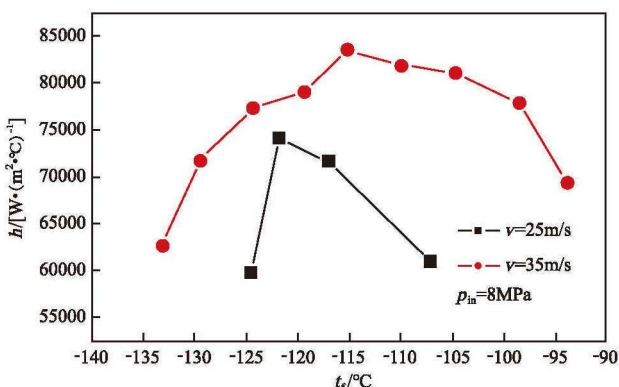
压力(8MPa、10MPa、15MPa)和流速(15m/s、25m/s、35m/s、50m/s)下,对平直通道进行流阻和传热试验研究。试验结果表明,在各入口压力和流速条件下,随着内壁温或流体温度的增加,甲烷的对流换热系数呈现出先增加后减小的趋势,如图1所示。

1986—1988年,研究所进行了液氧与煤油、丙烷、甲烷3种推进剂组合的点火燃烧试验,点火试验件包括4种推力室(液氧/煤油再生冷却推力室、液氧/丙烷水冷推力室、液氧/甲烷水冷推力室、液氧/甲烷再生冷却推力室)和1种燃气发生器(液氧/甲烷燃气发生器),研制人员成功进行了共计10次点火燃烧试验。

20世纪80年代,国内针对甲烷推进剂的传热、流阻、点火、燃烧等特性开展相关研究,对甲烷推进剂的认识得到提高,积累了使用经验,为液氧甲烷发动机研制提供了很好的技术基础。自90年代开始,由于明确了开展液氧煤油发动机关键技术攻关的研制思路,国内在液氧甲烷发动机方面主要以预先研究为主。



(a) 电传热试验铜钢复合管截面



(b) 流体温度对换热系数的影响

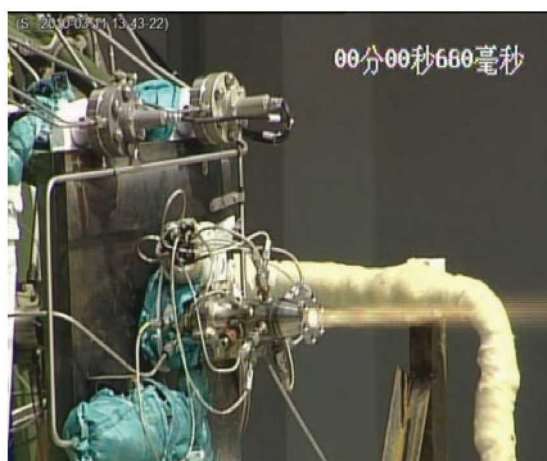
图1 甲烷电传热试验



## 2. 原理样机验证阶段

进入21世纪,为了尽快突破和掌握液氧甲烷发动机研制的关键技术,研究所开展了液氧甲烷推进剂燃烧特性、稳定性和甲烷传热及结焦性能等技术研究工作。

为进行运载器上面级和飞船主动力技术储备,为未来更大推力的液氧甲烷发动机提供技术支持,研究所开展了10吨级液氧甲烷发动机方案和试验研究,将10吨级发动机作为液氧甲烷关键技术的研究与验证平台,如图2所示。



(a) 燃气发生器热试



(b) 整机热试

图2 10吨级液氧甲烷发动机组件及整机热试

10吨级液氧甲烷发动机的真空推力为100kN,为燃气发生器循环方案,主涡轮泵为同轴式结构,采用氦气起旋主涡轮泵的强迫起动方式,具备30%~100%变工况、重复使用能力,可兼顾火箭一级、二级的使用需求。2022年,研究所完成了首台产品2次整机热试,热试时长分别为5s和150s,突破了液氧甲烷发动机高品质点火、氦气强迫起动、推力室高效稳定燃烧、高性能

涡轮泵等关键技术,充分验证了技术方案的可靠性,获得了可靠的液氧甲烷发动机点火起动方案、甲烷组件设计方法,验证了针对液氧甲烷双低温推进剂的系统静态仿真、起动仿真模型和方法,可拓展应用于后续大推力高性能液氧甲烷发动机研制过程中。

北京航天动力研究所利用50吨级氢氧发动机的技术基础和研究平台,开展了60吨级液氧甲烷发动机关键技术攻关研究,完成了液氧甲烷发动机原理样机集成演示验证试验,如图3所示。2016年,60吨级液氧甲烷发动机先后进行了13次试车,验证了液氧甲烷发动机在可重复使用领域的能力和优势。在60吨级原理样机基础上,北京航天动力研究所开展了80吨级燃气发生器循环液氧甲烷发动机方案论证,并成功完成了发动机整机试车。2023年2月,80吨级液氧甲烷发动机长程热试取得圆满成功,验证了发动机的变推能力。

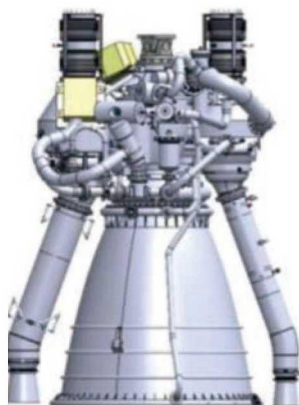


图3 60吨级开式液氧甲烷发动机三维模型

通过60吨级液氧甲烷发动机的研制,研究所突破了液氧甲烷发动机起动控制、燃烧、传热、组件重复使用等多项核心关键技术,验证了甲烷发动机的重复使用能力与优势,发动机重复使用时无需清洗,基本形成了燃气发生器循环液氧甲烷发动机的设计、制造和试验能力。

## 3. 商业航天发展阶段

随着航天技术的不断发展和航天产业规模的日益扩大,全球商业航天迅速发展。自2015年以来,在国家政策的大力支持和市场需求的驱动下,我国商业航天在火箭发射、卫星研制与运营应用等多个方面已初具规模。

凭借原理样机验证阶段奠定的技术基础,“80吨级+10吨级”成为我国液氧甲烷火箭常见的发动机选型方案。在液氧甲烷发动机研制过程中,中国航天科技集团有限公司、中国航天科工集团有限公司、各民营航天公司均取得了重要进展。多款10吨级和80吨级液氧甲烷发动机在研,部分型号已成功进行整机热试。

在10吨级液氧甲烷发动机方面,除研究所的相关型号已完成整机热试外,航天科工火箭技术有限公司的“鸣凤”一号、蓝箭航天空间科技股份有限公司的“天鹊”11、北京星际荣耀空间科技股份有限公司的“焦点”

一号、九州云箭(北京)空间科技有限公司的“凌云”发动机和北京宇航推进科技有限公司的“沧龙”二号也已通过了整机热试,部分型号已验证了多次起动、变推力、长程热试等技术。相关参数及外形见表1和图4。

在80吨级液氧甲烷发动机方面,除北京航天动力研究所的相关型号已完成整机热试外,蓝箭航天的“天鹊”12、九州云箭的“龙云”和宇航推进的“沧龙”一号也已通过了整机热试,科工火箭的“鸣凤”二号已总装出厂,星际荣耀的“焦点”二号已进行了燃气发生器热试。相关参数及外形见表2和图5。

表1 国内部分10吨级液氧甲烷发动机的主要参数

序号	发动机型号	所属企业	推力	比冲	变推能力
1	“鸣凤”一号	科工火箭	100kN	—	—
2	“天鹊”11	蓝箭航天	82kN(真空)	333s(真空)	—
3	“焦点”一号	星际荣耀	150kN(真空)	>355s(真空)	40%~105%
4	“凌云”	九州云箭	120kN	—	20%~100%
5	“沧龙”二号	宇航推进	100kN(真空)	350s(真空)	—



图4 国内部分10吨级液氧甲烷发动机

表2 国内部分80吨级液氧甲烷发动机主要参数

序号	发动机型号	所属企业	推力	比冲	变推能力
1	“鸣凤”二号	科工火箭	700kN	—	—
2	“天鹊”12	蓝箭航天	800kN	350s(真空)	—
3	“焦点”二号	星际荣耀	800kN	>300s(地面)	—
4	“龙云”	九州云箭	800kN	—	20%~100%
5	“沧龙”一号	宇航推进	600kN(地面)	285s(地面)	30%~115%





(a) “天鹊”12



(b) “焦点”二号



(c) “龙云”



(d) “沧龙”一号

图5 国内部分80吨级液氧甲烷发动机

各型10吨级和80吨级液氧甲烷发动机采用的起动方案、点火方案、总装方案、喷注器方案、密封方案等略有不同,但均采用燃气发生器循环方式。燃气发生器循环具有配置简单、成本低的优点,但室压一般在10MPa以内,难以满足大推力、高性能的使用需求。

#### 4. 全流量补燃循环发动机研制阶段

液氧甲烷发动机可采用的循环方式主要包括燃气发生器循环、膨胀循环、富氧补燃循环、富燃补燃循环和全流量补燃循环。在燃气发生器循环方案中,驱动涡轮的燃气排入推力室扩张段或直接排出;在膨胀循环方案中,驱动涡轮的介质为推力室冷却套后的甲烷气体。燃气发生器循环和膨胀循环方案涡轮功率小、发动机室压低、比冲性能低。

在补燃循环方案中,驱动涡轮做功后的燃气进入推力室补燃,所有推进剂均经过推力室加速喷出产生推力,因此可达到更好的性能。全流量补燃循环发动机同时包含富氧燃气发生器和富燃燃气发生器,几乎全部的推进剂都进入燃气发生器燃烧产生燃气,富氧和富燃两路燃气驱动涡轮做功后进入推力室补燃。

与富氧补燃或富燃补燃循环相比,全流量补燃循环发动机中用于涡轮做功的介质流量大幅增加。在同样的推力(2000kN)、燃烧室压力(25MPa)和组件特性下,全流量补燃循环方案中燃气发生器温度更低、单个涡轮泵功率更低,更易于实现高室压、高性能与重复使用需求之间的平衡。不同循环方案系统的平衡参数见表3。

全流量补燃循环发动机能够充分发挥液氧甲烷推

表3 不同循环方案系统的平衡参数

参数	富氧补燃循环	富燃补燃循环	全流量补燃循环
富氧燃气发生器温度/K	921	—	667
富燃燃气发生器温度/K	—	1142	887
氧化剂涡轮泵功率/MW	50.2	—	31.2
燃料涡轮泵功率/MW	—	49.1	27.0

进剂的性能优势,同时降低了涡轮入口燃气温度、改善了涡轮泵密封的工作环境,理论上能够有效提高产品的可靠性和重复使用性能。然而全流量补燃循环发动机存在系统配置复杂、总装集成化布局难度大、起动过程难控制、变工况耦合因素多等典型问题。

为支撑我国未来大型深空探测、火星登陆等任务需求,在富氧补燃循环液氧煤油发动机和富燃补燃循环氢氧发动机技术基础上,航天推进技术研究院(以下简称“研究院”)开展了200吨级全流量补燃循环液氧甲烷发动机研制工作。

200吨级全流量补燃循环液氧甲烷发动机海平面推力2000kN,目前研究院已完成发动机方案论证,成功完成了火炬点火器热试、燃气发生器缩尺件热试及推力室缩尺件热试考核,如图6—图8所示。在关键技术攻关过程中,研究院在液氧甲烷发动机点火技术、起动技术、稳定燃烧技术、传热特性、冷却技术等方面积累了大量经验。

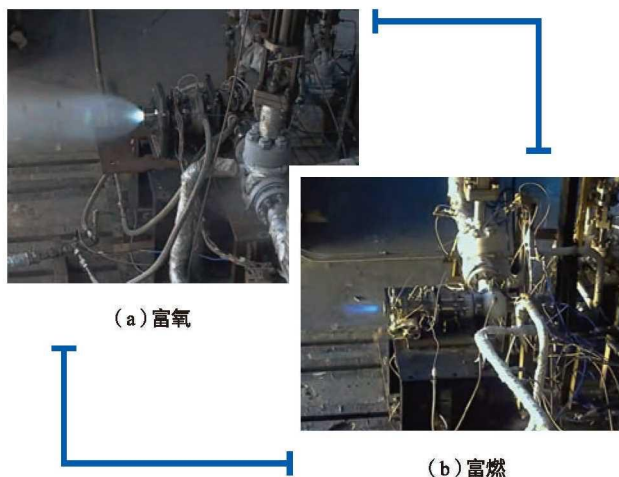


图6 燃气发生器缩尺件热试



图7 气气喷注器热试

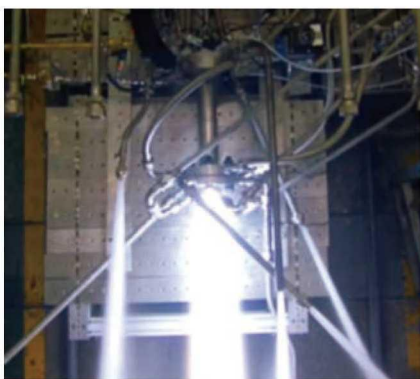


图8 推力室缩尺件热试

## (二) 发展成果

一是掌握了低压条件下液氧甲烷推进剂特性，基本建立了燃气发生器循环液氧甲烷发动机设计、生产、试验体系，开拓了液氧甲烷新领域，培养了液氧甲烷领域人才队伍。

自20世纪80年代至今，我国开展了甲烷推进剂的基础物性研究，进行了大量的燃气发生器、推力室等组件热试，多型10~80吨级燃气发生器循环液氧甲烷发动机完成整机热试，基本建立了燃气发生器循环液氧甲烷发动机设计、生产、试验体系。

通过研究甲烷推进剂的基础物性和进行组件级热试，我国掌握了低压条件下甲烷推进剂的流动、传热、点火、燃烧等特性，支撑了燃气发生器循环液氧甲烷发动机的研制过程。通过成功研制新一代液氧煤油发动机和氢氧发动机，我国掌握了发动机系统、总装、燃气发生器、推力室、涡轮泵、阀门等的设计方法，建立的生产试验条件也初步支撑了燃气发生器循环液氧甲烷发动机的研发。

通过多型液氧甲烷发动机的研制和整机热试，我国突破了燃气发生器循环发动机系统参数匹配、主涡轮泵强迫起动、液氧甲烷推进剂火炬点火、富燃燃气发生器稳定燃烧、推力室高效燃烧与可靠冷却、甲烷涡轮泵可靠密封与冷却、低温推进剂流路控制与调节、甲烷发动机材料与工艺、甲烷推进剂增压输送与排放回收等关键技术，开辟了继液氧煤油、液氢液氧后的液氧甲烷液体动力新领域，培养形成了液氧甲烷发动机设计、生产、试验等专业人才队伍，为航天强国建设注入了新力量。

二是在我国闭式循环液氧煤油和氢氧发动机技术基础上，面向未来航班化运输等任务需求，开展了全流量补燃循环液氧甲烷发动机的研制。

中国航天历经60余年发展，在液体动力领域已积累了深厚的技术基础。在燃气发生器循环发动机方面，YF-20/40等常温推进剂发动机和YF-75/77等氢氧双低温发动机战功赫赫；在闭式循环发动机方面，YF-100/115富氧补燃循环液氧煤油发动机已推举新一代运载火箭完成多项重大航天任务。

通过重型运载火箭关深研制，我国500吨级富氧补燃循环液氧煤油发动机完成首次整机热试，突破了大推力高压补燃发动机分级起动技术、轻质泵后摇摆技术、高压大流量高性能稳定燃烧技术、大功率高效涡轮泵技术及相应的生产工艺与试验等关键技术。220吨级富燃补燃循环氢氧发动机通过半系统热试验证，突破了高压补燃循环氢氧发动机系统、高效高可靠氢氧主涡轮泵技术、低温高压大口径阀门技术及制造与试验



等关键技术。

凭借在重型关深大推力富氧补燃循环发动机和富燃补燃循环发动机研制过程中突破的各项关键技术,以及各类液体火箭发动机研制过程中积累建立的技术基础、生产试验条件和人才队伍,我国已具备研制高性能液氧甲烷发动机的基础条件,并且已经开展了200吨级全流量补燃循环液氧甲烷发动机的研制工作,为未来重型、大中型运载火箭提供动力。

目前,200吨级液氧甲烷发动机已在方案设计、产品加工、组件试验等方面取得了一些进展,后续研制人员将持续开展全流量补燃循环发动机总体技术、长寿命大范围变工况富氧发生器与富燃发生器技术、可重复使用气-气高效稳定燃烧与可靠冷却技术、高可靠长寿命高效涡轮泵技术、重复使用与健康管理技术、真空版发动机点火及大喷管技术等攻关,实现我国高性能补燃循环液氧甲烷发动机技术突破。

三是面向低成本商业发射需求,开展了多型液氧甲烷发动机的研制,可在液氧甲烷领域为商业运载提供补充,逐步满足国内发射需求。

卫星互联网建设纳入新基建后,商业发射市场规模日益增长,面向低成本商业发射运力缺口,各商业火箭企业有了更好的发展机会。甲烷推进剂凭借低成本、来源广泛、使用后处理便捷等优势,成为各商业火箭公司常选用的推进剂。基于国内良好的液体火箭发动机技术基础、高素质人才队伍,在商业资本加持下,自2016年至今,多款液氧甲烷发动机研制进展迅速,均在2~5年周期内完成了发动机方案设计、生产,以及发生器热试、推力室热试、整机热试等研制过程。

2022年12月,蓝箭航天的液氧甲烷火箭“朱雀”二号在酒泉卫星发射中心执行首次飞行试验,火箭已飞越“卡门线”,但由于二级游机工作异常导致发射任务未能成功。通过液氧甲烷火箭轨道发射的首次尝试,蓝箭航天已对部分关键技术进行了验证。“朱雀”二号首飞火箭一二级主机工作正常,也已部分证明了液氧甲烷推进剂的实战能力。

除蓝箭航天外,各国家队、民营航天公司的液氧甲烷发动机和火箭研制工作也在紧锣密鼓地开展。随着后续各型液氧甲烷火箭的飞行验证工作逐步推进,液氧甲烷火箭将与其他运载火箭一起承担商业发射任务,成为商业发射的重要组成部分。

## 二、我国液氧甲烷发动机发展建议

一是支持全流量补燃循环液氧甲烷发动机立项研制,在液氧甲烷领域形成“大推力高性能动力完成重点任务、小推力低成本动力满足商业需求”的全面发展新格局。

基于未来重复使用需求,面向商业卫星发射、航班化运输、深空探测等应用场景,液氧甲烷发动机是液体动力发展的重要方向。目前在液氧甲烷动力领域,已完成整机热试的发动机推力量级大多集中在10~100吨级,循环方案多为燃气发生器循环,可以满足小卫星商业发射需求,但存在推力量级覆盖不全、高性能发动机偏少、技术带动性不足等问题。应推动全流量补燃循环液氧甲烷发动机立项研制,在液氧甲烷领域研制一款大推力高性能发动机,完善液氧甲烷动力体系。

对于液体火箭发动机研制,同一种推进剂组合、不同循环方案的研制难度及涉及的人力、物力、财力存在较大差异,这也使得在同一型火箭发动机中同时实现低成本与高性能难度极大。燃气发生器循环液氧甲烷发动机性能较差,研制难度小,采用3D打印等技术可进一步缩短生产周期和降低成本,实现快速应用,获得商业价值,这也是各商业航天公司将其作为研制首选的原因。全流量补燃循环液氧甲烷发动机性能好,但技术难度大,研制周期长,对技术积累的要求高,研制过程中需攻克的关键技术多,存在一定的不可预见性,需要强大的定力。

因此,需充分发挥新型举国体制优势,形成甲烷动力发展新格局。利用国家队技术优势和民营企业资本优势,依托国家队的技术优势开展高性能、大推力等技术难度大与带动性强的型号研制,完成国家重点任务,牵引开展基础技术攻关,制定形成一系列国家标准、行业标准,共享技术成果;通过民营企业资本优势,采用快速迭代的研制模式开发低成本发动机,促进行业内技术融合,满足日益增长的商业发射需求,服务民生经济,开拓国际市场。

二是加强全流量补燃循环液氧甲烷发动机基础研究,发挥全国优势力量,牵引带动新技术发展,为型号研制提供支撑。

全流量补燃循环方案代表着液体火箭发动机的最高技术水平。研究院在研的200吨级全流量补燃循环

液氧甲烷发动机海平面比冲相比我国现有发动机有大幅提升,发动机按多次起动、重复使用设计,核心指标达到世界一流水平,综合性能与“猛禽”相当,是世界上第二台全流量补燃循环液氧甲烷发动机,优于BE-4及国内外其他甲烷发动机。当前,我国在全流量补燃循环发动机技术、液氧甲烷推进剂点火技术、气气喷注器高效稳定燃烧与可靠冷却技术、发动机重复使用设计技术等方面的基础相对薄弱,应加强相关基础技术研究,促进型号研制工作。全流量补燃循环发动机配置复杂、技术难度大,必须发挥全国优势力量共同开展技术攻关。

200吨级液氧甲烷发动机作为我国首台全流量补燃循环发动机,包含大量原创性技术,对发动机设计、仿真、工艺、材料、试验等方面,以及重复使用、无损检测、数字化等技术提出了更高的要求,必将带动液体火箭发动机领域的技术水平和能力跨越式提升,补全我国液体动力体系,促进工业基础提升,丰富学科建设,培养和锻炼新型人才队伍,为后续动力发展和航天强国建设提供更大更长远的支撑。

三是基于数字化技术牵引发动机研发模式转型,实现高性能重复使用液氧甲烷发动机的研制与应用。

在液体动力研发过程中,研究所应用数字化技术已实现了全三维设计协同,能够支撑流场、强度、传热等传统仿真设计与校验,同时能够支撑拓扑优化、数字孪生等新型技术的应用。但目前液体动力数字化建设方面,研究所仍面临自主可控设计仿真平台不足、生产试验自动化程度低、全生命周期数据贯通能力差等问题。

液氧甲烷发动机须满足未来重复使用、大规模商业发射等应用场景要求,实现低成本、高可靠、重复使用、快速使用维护等特性,这对液体动力的数字化设计、生产、试验、使用维护提出了更高的要求。应加强企业主导的产学研深度融合,强化数字技术在液体动力研发与应用过程中所发挥的作用,建设重复使用液氧甲烷发动机数字化设计仿真条件、智能制造条件、自动化快速试验条件、全周期运维保障条件。

未来,可以数字化技术牵引设计、生产、试验、运维等研发模式转型,促进液体火箭发动机面向制造设计,真正实现向工业化、批量化方向发展。应用新技术

实现低成本、高可靠重复使用液氧甲烷发动机的研制与应用,推动我国卫星互联网新基建发展,实现数字化与液体动力的相互促进,为数字中国建设提供新动力。

### 三、结束语

自20世纪80年代至今,我国液氧甲烷发动机研制历经基础技术研究、原理样机验证阶段,进入商业航天发展与高性能发动机研制阶段,基本建立了燃气发生器循环液氧甲烷发动机设计、生产、试验体系,开拓形成了液氧甲烷新领域,培养了液氧甲烷领域人才队伍,研制的各型液氧甲烷发动机可逐步满足国内商业发射需求。

研究所在燃气发生器循环液氧甲烷发动机、闭式循环液氧煤油和氢氧发动机技术基础上,面向未来航班化运输等任务需求,充分利用技术优势,开展了高性能全流量补燃循环液氧甲烷发动机研制,已在方案设计、产品加工、组件试验等方面取得进展,后续将持续开展以全流量补燃循环发动机系统匹配技术为代表的各项关键技术攻关,实现我国高性能补燃循环液氧甲烷发动机技术开拓。

200吨级全流量补燃循环液氧甲烷发动机作为一款新型、高性能、重复使用发动机,性能指标要求高、研制难度大,将成为我国未来先进动力的标志性产品,可支撑重型运载火箭等重大工程任务实施,是我国液体火箭主动力跨入世界领先水平、建设航天强国的重要标志。研究院将周密策划,集智攻关,攻坚克难,发挥大力协同、开放协作的优良作风,为研制我国下一代重复使用液体火箭奠定动力基础。(责任编辑 李臻)

### 作者简介

#### 高玉闪

西安航天动力研究所副所长,中国航天科技集团有限公司学术技术带头人,主要从事液体火箭发动机基础理论研究、型号研制与新技术研发工作。中国航天