

液氧/甲烷轨姿控推进系统集成演示试验

程 诚^{1,2}, 周海清^{1,2}, 田 桂^{1,2}, 熊靖宇^{1,2}, 周国峰^{1,2}, 曾夜明^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;

2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘要 为验证液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统涉及的主要关键技术和安全操作流程, 上海空间推进研究所研制了国内首款氦气恒压挤压式液氧甲烷推进系统演示样机。历时 3 年, 演示样机于 2021 年底顺利完成多轮次地面热试车考核, 系统运行平稳, 轨/姿控发动机工作协调、产品状态良好。介绍了演示样机的设计方案、研制历程和集成演示试验结果, 以及轨/姿控发动机的设计与试验情况。液氧甲烷推进系统累计完成 48 次/约 6 000 s 系统冷/热态试验考核, 配套的 5 kN 轨控发动机累计完成点火工作 40 次/1 860 s, 配套的 150 N/25 N 姿控发动机累计完成稳态工作 1 690 s/脉冲点火约 1 250 次。演示样机热试车的成功, 标志着我国液氧甲烷空间推进系统实现了从“0”到“1”的突破, 为后续型号工程应用奠定了基础, 也为我国液体空间动力的升级换代和可持续发展提供了有力支撑。

关键词 空间推进系统; 液氧/甲烷; 轨控发动机; 姿控发动机; 热试车

中图分类号 V434.1 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)03-0056-13

System integration and hot-fire test of liquid oxygen/liquid methane rocket engine for orbit maneuver and attitude control

CHENG Cheng^{1,2}, ZHOU Haiqing^{1,2}, TIAN Gui^{1,2}, XIONG Jingyu^{1,2},
ZHOU Guofeng^{1,2}, ZENG Yeming^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract In order to validate the key technologies and safe operating procedures, the first integrated demonstration prototype of pressure-fed liquid oxygen /liquid methane (LO_2/LCH_4) propulsion system using helium for orbit maneuver and attitude control in China has been developed by Shanghai Institute of Space Propulsion (SISP) from 2019 for the future in-space vehicles. After 3 years, the demonstration prototype was successfully completed multiple rounds of ground hot-fire tests at the end of 2021, with stable system operation, coordinated engine work and good product condition. The design scheme, development process and test results of the demonstration prototype, as well as the design and test of the orbit/attitude control engine, are introduced in this paper. The integrated propulsion system has performed a total

收稿日期:2022-10-11;修回日期:2022-11-15

基金项目:上海市空间发动机工程技术研究中心资助项目(Fc301S-1)

作者简介:程诚(1987—),男,博士,高级工程师,研究领域为空间推进技术等。

of 48 times/about 6 000 s cold state and hot-fire operations. The 5 kN orbit maneuver engine has completed the hot-fire working for 40 times /1 860 s, and the 150 N and 25 N attitude control engines have completed steady-state hot-fire for 1 690 s /pulse ignition for about 1 250 times. The successful hot-fire tests of the demonstration prototype indicates that the LO_2/LCH_4 space propulsion system in China has achieved a breakthrough from “0” to “1”, which provides a foundation for the subsequent flight applications and a support for the sustainable development of national liquid space propulsion technology.

Key words space propulsion system; liquid oxygen/liquid methane; orbit maneuver engine; attitude control engine; hot-fire test

0 引言

现役空间飞行器通常采用四氧化二氮/肼类推进剂的单组元催化分解发动机或者双组元自燃发动机推进系统技术方案,发动机比冲性能较低,推进剂剧毒且操作维护成本高昂。液氧/甲烷火箭发动机凭借比冲性能高、易于多次启动和重复使用、使用维护方便、经济性好以及无毒无污染等优势,在国内外低成本/可重复使用商业运载火箭领域实现突飞猛进的发展,例如太空探索技术公司“Raptor”发动机、蓝源公司“BE-4”发动机、蓝箭航天“天鹊12”发动机和九州云箭“龙云”发动机等。在空间推进领域,美国国家航空航天局(NASA)的技术发展路线图明确指出,液氧/甲烷推进技术能够提供能力更强的行星下降/上升、轨道转移和姿态控制系统,能够更好地满足高比冲和深节流要求的空间任务^[1]。NASA先后实施了多个研究计划不断地提升液氧/甲烷空间推进系统的技术成熟度水平以降低未来应用的风险。2005—2010年,NASA格伦研究中心(GRC)主持了推进与低温技术先期发展计划(PCAD)和低温流体管理计划(CFM)^[2],在液氧/甲烷空间推进系统涉及的点火器技术^[3]、主发动机技术^[4-5]、姿控发动机技术^[6-7]、低温推进剂空间长期贮存与微重力管理技术^[8-9]等主要方向上都取得了重大突破,技术成熟度水平达到TRL5~6级。2011—2015年,NASA约翰逊航天中心(JSC)抓总研制了Morpheus自主着陆器,重点验证液氧/甲烷轨姿控推进系统技术,着陆器总共完成60次集成演示试验,标志着NASA液氧/甲烷空间推进技术达到了从单项技术开发走向了系统集成应用发展^[10-12]。2016—2017年,Morpheus着陆器演变为低温推进系统集成试验平台(ICPTA),改进重点包括采用冷氮

加温增压系统,在GRC梅溪试验站(Plum Brook Station)完成了一系列模拟热真空环境下推进系统集成热试车,表明NASA液氧/甲烷轨姿控推进系统技术具备了在轨飞行演示验证试验的条件^[13-15]。近年来,NASA通过月球商业载荷计划资助休斯顿直觉机器公司研制“Nova-C”月球着陆器,目标是开发全球首个采用液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统的全无毒低温深空探测器^[16]。

上海空间推进研究所自2010年以来,在低温空间推进系统涉及的电火花点火、液氧/甲烷喷注、燃烧及冷却、低温推进剂管理等关键技术方面持续地进行深入研究并完成了多款原理样机研制^[17-22]。2019年初,由研究所自主创新研发经费支持,开始研制国内第一款液氧/甲烷轨姿控推进系统演示验证样机,并于2021年11月顺利完成了多轮次地面集成热试车考核。本文详细介绍了国内首款液氧/甲烷轨姿控推进系统的设计方案、研制历程和集成演示试验结果及核心单机的设计与试验情况,可以为液氧/甲烷空间推进系统工程化研制提供参考。

1 液氧/甲烷推进系统演示样机

液氧/甲烷推进系统演示样机立项研制的目的在于验证液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统涉及的主要关键技术以及安全操作流程。如图1所示,演示样机采用氦气恒压挤压式双组元姿轨控统一推进系统方案,配套3只100 L高压复合材料气瓶、2只400 L低温铝合金贮箱、1台5 kN液氧/甲烷轨控发动机、2台150 N和2台25 N液氧/甲烷姿控发动机,以及1套集成高压线圈的电极型火花塞(coil-on-plug, COP)点火控制系统,包络尺寸为3.0 m(贮箱方向)×3.0 m(气瓶方向)×2.5 m(高度方向)。

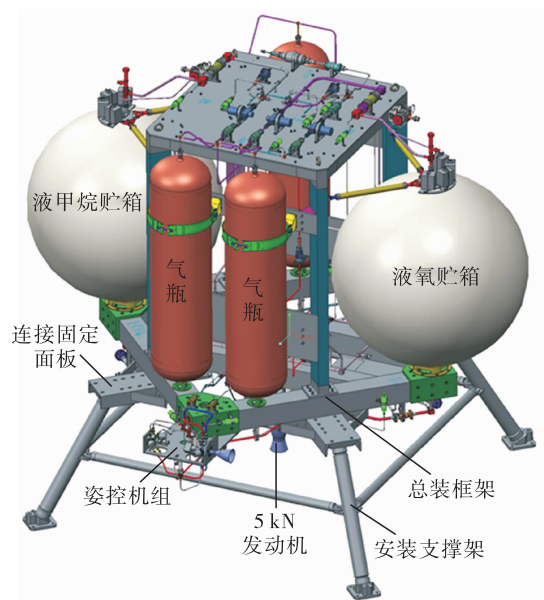


图 1 液氧/甲烷推进系统演示样机

Fig. 1 Demonstration prototype of LOx/LCH₄ propulsion system

演示样机的气/液路原理如图 2 所示,采用高压复合材料气瓶贮存 35 MPa 高纯氢气,分别通过并联配置的 3 对高压自锁阀/减压阀减压至设定出口压力,输送至液氧和液甲烷贮箱对推进剂进行增压,以及提供系统阀门驱动和发动机吹除的操作气体。液氧贮箱和液甲烷贮箱增压气路减压阀(RV1、RV2)下游均依次配置 1 个紧急放气阀、1 个单向阀、1 个安全阀和 1 个低温气动阀。紧急放气阀用于高压自锁阀故障时的应急放气;单向阀用于防止液氧贮箱低温蒸气以及液甲烷贮箱低温蒸气回流造成上游的常规阀门出现故障或者引起安全隐患;安全阀用于减压阀超压或者低温贮箱内推进剂爆沸超压时卸压,确保推进剂贮箱压力在安全范围内;低温气动阀主要用于低温贮箱在推进剂预冷、加注和补加过程中排放低温蒸气,以及用于低温贮箱卸压。操作气路减压阀(RV3)下游设置连接外部工艺气源的歧管(配置 1 个低压自锁阀和 1 个单向阀),用于系统正式启动前(高压自锁阀 LV3 为关闭状态)的气动阀控制、发动机吹除以及系统预冷时发动机气封。

演示样机配置 2 只铝合金球形贮箱分别贮存

液氧和液甲烷推进剂。贮箱采用聚氨酯发泡(厚度 60 mm)及连接/支撑隔热措施,确保地面环境下通过贮箱壳体、气/液路接口和贮箱支撑结构的总热漏量小于等于 400 W(液氧/甲烷推进剂蒸发量不超过 6 L/h)。氧/燃贮箱内分别安装 1 个 8 测点集成式超低温温度传感器,用于监测贮箱内低温推进剂及气垫的温度并测算推进剂加注量或剩余量。推进剂经过 1 个低温过滤器和 1 个低温液路主阀后,供应给 5 kN 轨控发动机和 2 个姿控机组,5 kN 发动机氧/燃阀前分别设置 1 个低温气动阀,用于推进剂供应主管路排放预冷。在液路主阀下游的主管路上设置四通接头,推进剂通过四通接头后的姿控管路分别供应至 2 个姿控机组(每个机组包括 1 台 150 N 和 1 台 25 N 姿控发动机,喷口反向安装)的氧/燃集液环,再经排放伴管(沿姿控供应管路逆向流动)汇合至主管路四通接头附近,由低温电磁阀 DV1 和 DV2 控制进行排放预冷。在低温贮箱预冷、加注过程和低温推进剂输送管路排放预冷过程中,液氧或氧蒸气经 J1、J7 和 DV1 排出后均进入氧排放管,液甲烷或甲烷蒸气经 J2、J8 和 DV2 排出后均进入甲烷排放管,防止在演示样机附近积聚。

演示样机采用 COP 电火花点火系统控制 5 台液氧/甲烷发动机的点火工作,如图 3 所示,主要由 1 个集成控制器、5 个 COP 火花塞和低压屏蔽电缆构成。集成控制器采用 27 V 直流电源供电,通过 5VDC 触发控制相应通道火花塞的发火工作,5 路火花塞能独立触发、亦可同时触发,极大简化了液氧/甲烷姿轨控推进系统对点火控制的要求。COP 火花塞采用高/低压点火线圈和火花塞集成一体化结构设计并独立封装,火花塞内部采用真空灌胶排出残存气体,防止发生内部击穿,外壳体采用金属封装实现有效屏蔽,以降低火花塞发火过程对样机以及外界环境的电磁辐射干扰。同时,点火控制系统通过低压屏蔽电缆传输激励电压,避免了传统高压传输电缆在稀薄气体环境下电晕放电问题,并且有利于电缆总装布局,提高系统在飞行应用中的安全性。

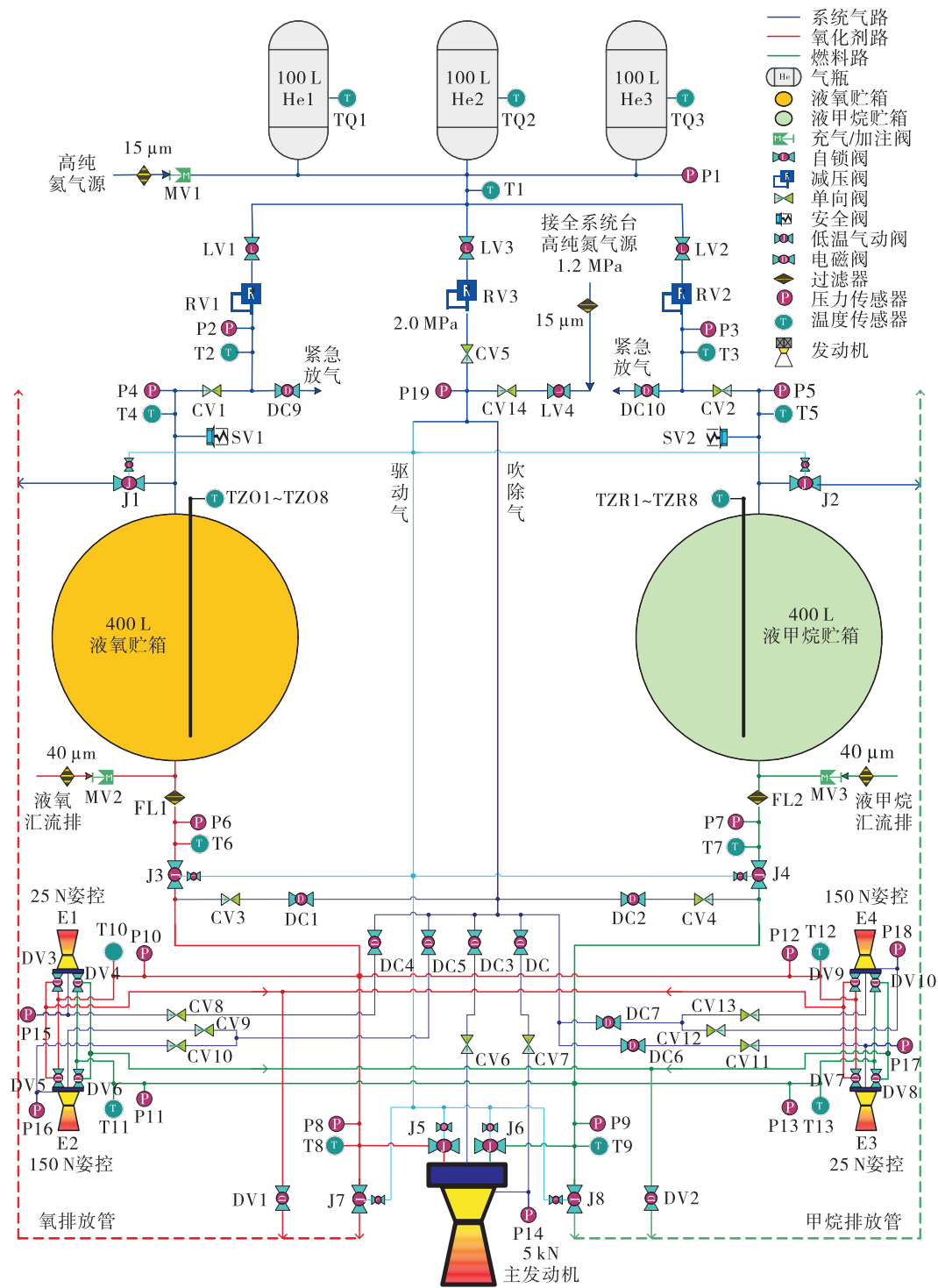


图 2 液氧/甲烷推进系统演示样机原理图

Fig. 2 Schematic diagram of demonstration prototype for LOx/LCH₄ propulsion system

液氧/甲烷推进系统演示样机的主要技术参数如表 1 所示,具备液氧/甲烷推进剂最大加注量不低于 500 kg,并具备低温推进剂地面短期(大于等于 8 h)贮存、管理和增压输送功能。同时,5 kN 轨

控发动机具备不少于 25 次点火启动能力,姿控发动机能够根据地面系统指令进行单台连续/脉冲工作和多台并行连续/脉冲工作。为适应演示样机地面热试车要求,3 款液氧/甲烷发动机均采用地面短喷

管技术方案,喷管设计面积比为 3。



图 3 COP 电火花点火控制系统实物照片

Fig.3 Photograph of the coil-on-plug ignition system

表 1 液氧/甲烷推进系统演示样机主要技术参数

Tab.1 Main technical specifications of LOx/LCH₄ propulsion system prototype

项目	技术参数
增压/操作气体	氮气、氮气
试验介质	液氧、液甲烷
气瓶	3×100 L,工作压强小于等于 35 MPa
贮箱	2×400 L,工作压强小于等于 2.2 MPa
单个贮箱加注量	大于等于 340 L(85%加注量)
减压阀出口压力	氧路 2.25 MPa/燃路 1.85 MPa, 流量 2.5 L/s(He)
安全阀工作压力	开启压强 2.6 MPa,关闭压强 2.2 MPa
液氧路最大流量	约为 1.16 kg/s
液甲烷路最大流量	约为 445 g/s
液氧贮箱出口温度	小于等于 100 K
液甲烷贮箱出口温度	小于等于 120 K
5 kN 发动机	额定工作室压 0.9 MPa 额定真空比冲 340 s 额定稳态工作时间 200 s
150 N 发动机	额定工作室压 1.0 MPa 额定真空比冲 320 s 额定稳态工作时间 120 s 最小脉冲工作宽度 80 ms
25 N 发动机	额定工作室压 1.1 MPa 额定真空比冲 300 s 额定稳态工作时间 120 s 最小脉冲工作宽度 60 ms

2 研制历程

2019 年初,液氧/甲烷推进系统演示样机正式立项研制,表 2 给出了演示样机的详细研制历程。历时近 3 年,于 2021 年 11 月底顺利完成全系统地面热试车考核,系统运行平稳,轨/姿控发动机工作协调、产品状态良好。

液氧/甲烷推进系统冷试样机在上海佘山试验站开展系统液氮试验的现场照片如图 4 所示。经优化调整后的推进系统热试样机在北京航天试验技术研究所改建的低温全系统试车台开展液甲烷加注的现场照片如图 5 所示。

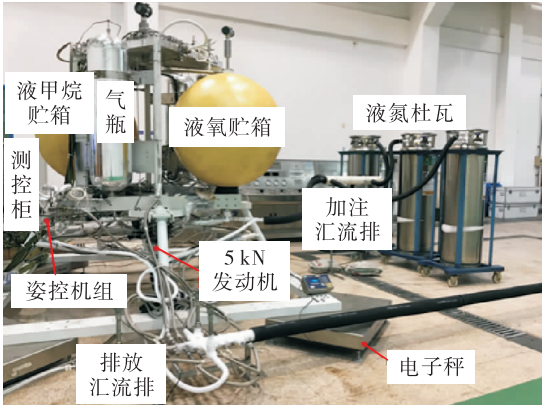


图 4 液氧/甲烷推进系统冷试样机系统液氮试验

Fig.4 Liquid nitrogen test of LOx/LCH₄ propulsion system prototype (for cold flow test)

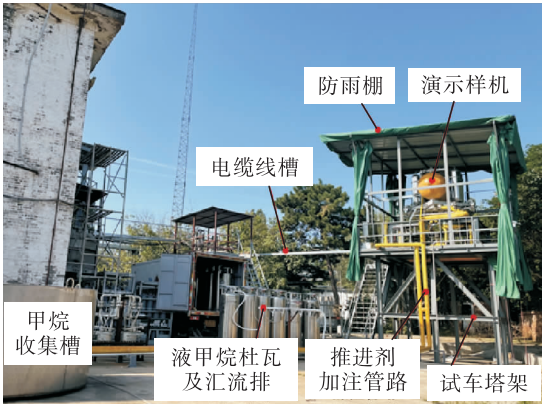


图 5 液氧/甲烷推进系统热试样机液甲烷加注

Fig.5 Liquid methane loading of LOx/LCH₄ propulsion system prototype

表 2 液氧/甲烷推进系统演示样机研制历程
Tab. 2 Development Poces of LOx/LCH₄ propulsion system prototype

日期	研制内容及结果
2019-03	150 N 姿控发动机方案热试车,实现了稳态和连续脉冲考核,验证了层板喷注器设计方案的技术可行性
2019-07	5 kN 发动机模拟火炬点火器热试车,完成了累积 8 次/170 s 稳态热试车考核
2019-10	25 N 姿控发动机方案热试车,完成层板和机加方案的稳态及连续脉冲工作考核,明确发动机改进设计方案
2019-11	5 kN 发动机(水冷推力室)热试车,完成了累积 22 次/465 s 稳态热试车考核,最长稳态 120 s
2019-12— 2020-03	冷试样机总装和总测,完成了首轮演示样机的总装、热控包覆及气密、极性测试
2020-04	冷试样机系统水试,完成了系统流阻及不同贮箱加注量下系统工作特性测试,考核了系统的参数匹配、增压输送及工作稳定性
2020-08	冷试样机系统液氮试验,完成了系统液氮冷紧、液氮介质下系统流阻和不同贮箱加注量下系统工作特性测试,考核了样机在低温介质的参数匹配、增压输送及各组件工作协调性
2020-09	5 kN 发动机热试车,完成了累计 31 次/726 s 稳态热试车考核,最长稳态 200 s,燃烧室压力 1.12 ~ 0.54 MPa,混合比跨度 2.2 ~ 3.4
2020-10	150 N 发动机热试车,完成了累积稳态工作 694 s/脉冲点火 725 次热试车考核,最长稳态 120 s,最小脉宽 80 ms,燃烧室压力 1.2 ~ 0.7 MPa
2020-11	25 N 发动机热试车,完成了累积稳态工作 676 s/脉冲点火 354 次热试车考核,最长稳态 120 s,最小脉宽 40 ms,燃烧室压力 1.15 ~ 0.5 MPa
2020-12— 2021-02	热试样机总装和总测,根据系统调整设计完成了第二轮演示样机总装、热控包覆和防火保护,以及系统气密、极性、火花塞发火等测试
2021-03— 2021-05	热试样机系统液氮试验,完成了系统液氮冷紧、液氮介质下系统流阻和系统低温工作特性测试,验证了样机调整改进措施的有效性,演练并优化了系统加注/预冷程序
2021-06— 2021-08	低温全系统试车台改建,包括塔架、低温推进剂输送/排放管路、测控系统、电缆及监控设备等建设与调试
2021-09	演示样机推进剂冷流试验,完成了液氧/甲烷推进剂加注/泄出、系统预冷程序演练,获取了真实推进剂介质下的系统流阻和热控性能
2021-10— 2021-11	演示样机半系统热试车(低温推进剂由单机试车台提供),完成了半系统状态下 5 kN 发动机稳态点火、姿控 150 N 和 25 N 发动机稳态和脉冲点火、轨/姿控发动机协同点火等热试车考核
2021-11-22— 2021-11-25	演示样机全系统热试车,顺利完成 2 次全系统热试车考核,系统运行平稳,轨/姿控发动机工作协调,产品状态良好,试验获得圆满成功

3 发动机设计与试验

3.1 5 kN 轨控发动机

5 kN 液氧/甲烷轨控发动机设计是基于研究所 3 kN 液氧/甲烷发动机的研制与热试车经验^[18],采用直流互击式喷注器、甲烷液膜冷却技术方案以实现高可靠的稳态工作,具备多次点火启动的能力。如图 6 所示,发动机由精密层板增材制造的喷注器、辐射冷却喷管、低温气动阀和火花塞构成。发动机采用火炬两级点火方案,喷注器和火炬点火器采用一体化集成结构设计,仅用一对推进剂氧/燃阀门同时控制点火器和喷注器的点火工作,取消了

传统的独立火炬点火器及其推进剂供应系统,极大简化了发动机总体结构,开/关机和多次启动的控制策略非常简单。发动机通过层板扩散焊工艺制造具备复杂推进剂流道结构的发动机喷注器,并采用分裂 3 股互击式“F-O-O-F”喷注单元实现推进剂的精细雾化与混合。发动机总共采用了 188 个喷注单元,并形成合理的喷注单元布局型式,其雾化/混合特性超过 360 个常规互击单元,以确保液氧/甲烷推进剂的精细雾化和高效燃烧,这是常规机械加工难以达到的水平。同时,层板制造工艺使喷注器与火炬点火器形成一个零件,极大地减少了发动机的零件数量。

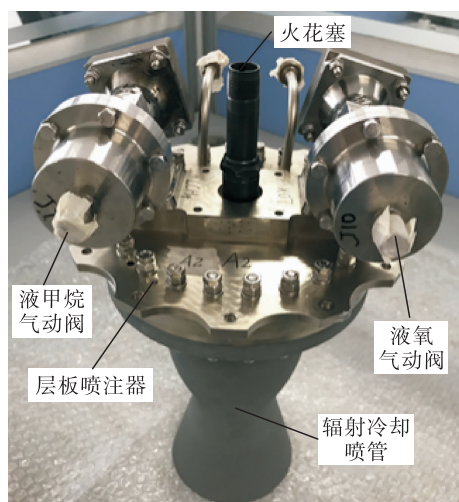


图 6 5 kN 液氧/甲烷轨控发动机

Fig. 6 5 kN LOx/LCH₄ engine for orbit maneuver

为了验证 5 kN 发动机集成火炬点火器设计方案的可行性,先行设计了 1 台模拟火炬点火器,并于 2019 年 7 月完成了总共 8 次点火工作,如图 7 所示。模拟火炬点火器累计点火工作 170 s,混合比跨度 1.2 ~ 2.3,点火成功率 100%。



图 7 5 kN 发动机模拟火炬点火器稳态热试车

Fig. 7 Steady-state hot-fire test of simulated torch igniter for 5 kN LOx/LCH₄ engine

根据甲烷液膜冷却流量 (fuel film cooling, FFC) 占燃料总流量比例的不同,5 kN 液氧/甲烷发动机设计并制造了 3 台产品,分别为 A1 (FFC40%)、A2 (FFC35%) 和 A3 (FFC30%)。2019 年 11 月,5 kN 发动机采用 3D 打印内冷槽道推力室完成了累积点火 22 次/465 s 稳态热试车 (水冷却热试验),如图 8 所示。发动机工作过程稳定,多次启动性能可靠,单次最长连续工作 120 s,其中 A3 方案的稳态燃烧效率约 0.95。

基于水冷却热试验获得的燃烧室热流特性,2020 年 9 月,5 kN 发动机 (A2) 采用铌钨合金辐射冷却喷管完成了地面鉴定热试车考核,如图 9 所

示。发动机累计工作 31 次/726 s,单次最长稳态工作 200 s,燃烧室压力 1.12 ~ 0.54 MPa,混合比跨度 2.2 ~ 3.4。



图 8 5 kN 发动机 (3D 打印水冷燃烧室) 稳态热试车

Fig. 8 Steady-state hot-fire test of 5 kN LOx/LCH₄ engine with 3D printed water cooling combustion chamber



图 9 5 kN 发动机 (铌钨合金燃烧室) 稳态热试车

Fig. 9 Steady-state hot-fire test of 5 kN LOx/LCH₄ engine with niobium-tungsten alloy combustion chamber

3.2 150 N 姿控发动机

150 N 液氧/甲烷姿控发动机基于早期原理样机研制成果^[17],针对液氧/甲烷推进系统演示样机的技术与使用要求进行改进设计。类似 5 kN 发动机设计思路,150 N 姿控发动机采用火炬两级点火的技术方案以实现高可靠的连续及脉冲工作。如图 10 所示,发动机由精密层板增材制造喷注器 (集成电火花火炬点火器)、铌钨合金喷管、插装式低温电磁阀和 COP 火花塞构成。

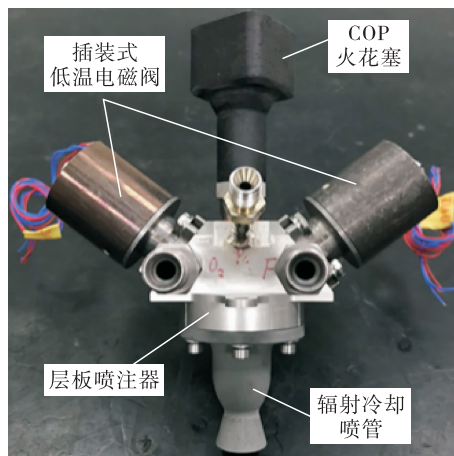


图 10 150 N 液氧/甲烷姿控发动机

Fig. 10 150 N LOx/LCH₄ engine for attitude control

150 N 发动机改进设计要点包括两项:①将低温电磁阀改用插装方式直接安装在发动机本体上,并将低温推进剂的进口和预冷排放出口也设置在发动机本体上^[17];②精细化层板喷注器内部真空夹套结构,以利于低温推进剂进入喷注器后快速通过两相区达到液相供应状态。2019年3月,150 N 发动机(配3D打印内冷槽道推力室)在北航沙河试验站完成了水冷量热试验,50 s 稳态热试车现场如图11所示。结果表明:改进设计的低温姿控发动机全部试验均实现了入口推进剂液态供应;发动机成功实现连续脉冲工作,最小脉冲宽度达到了80 ms;发动机成功进行多次20 s、50 s 长稳态试验,验证了精密层板喷注器设计的技术可行性,并获得了稳态热流数据和燃烧效率等关键性能数据。

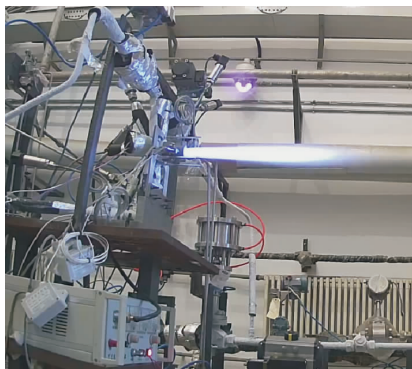


图11 150 N 发动机(3D打印水冷燃烧室)稳态热试车
Fig.11 Steady-state hot-fire test of 150 N LOx/LCH₄ engine with 3D printed water cooling combustion chamber

2020年10月,进一步优化的150 N 发动机(配铌钨合金辐射冷却喷管)在北航沙河试验站完成了地面鉴定热试车考核,120 s 稳态热试车现场如图12所示。

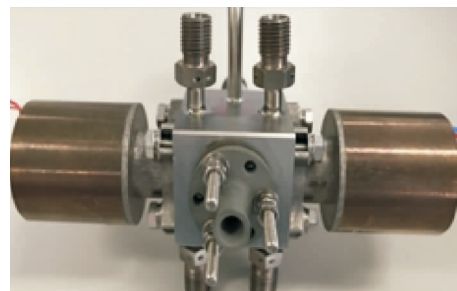


图12 150 N 发动机(铌钨合金燃烧室)稳态热试车
Fig.12 Steady-state hot-fire test of 150 N LOx/LCH₄ engine with niobium-tungsten alloy combustion chamber

发动机累积稳态工作694 s/脉冲点火725次,稳态和连续脉冲工作性能稳定;单次最长稳态工作120 s,燃烧效率达到0.90,燃烧室压力1.2~0.7 MPa,混合比跨度2.0~3.5;单组连续脉冲工作次数达到80次,最小脉冲宽度80 ms;结果证明150 N 发动机通过优化喷注芯体隔热设计成功稳定了入口推进剂相态,液氧/甲烷流量平稳。

3.3 25 N 姿控发动机

25 N 液氧/甲烷姿控发动机基于火炬点火器的研制经验进行改进设计,采用火花塞直接点火的技术方案以实现稳态与脉冲工作。25 N 发动机因推进剂流量(约2~4 g/s)非常小,低温推进剂在发动机头部流动过程中的相变抑制技术是其设计要点。为此,25 N 发动机采用层板方案(见图13)和机加方案(见图14)并行研制的技术路线,通过筛选和迭代来满足液氧/甲烷推进系统演示样机的技术与使用要求。



(a) 25 N姿控发动机(层板方案)



(b) 稳态热试车

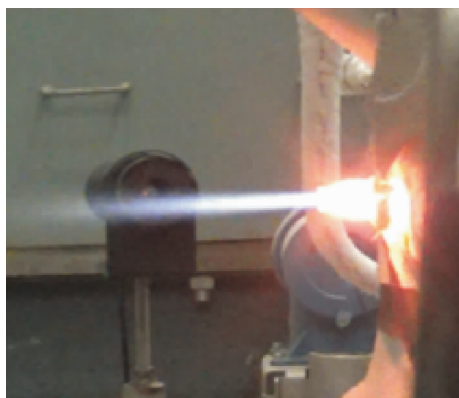
图13 25 N 姿控发动机(层板方案)及其稳态热试车
Fig.13 25 N LOx/LCH₄ engine (using platelet diffusion bonding process) and hot-fire test

2019年10月,25 N 发动机完成了首轮层板方案和机加方案的稳态与脉冲工作热试车,层板发动机累积稳态工作195 s/脉冲点火121次,机加发动机累积稳态工作247 s/脉冲点火1 084次,考核了

发动机在不同脉宽和入口工况下的连续脉冲可靠性,以及宽混合比范围内的热结构安全性。试验同时也暴露出一些问题,包括层板方案的热结构隐患、机加方案的推进剂入口条件保障和热反侵等问题。



(a) 25 N 姿控发动机(机加方案)

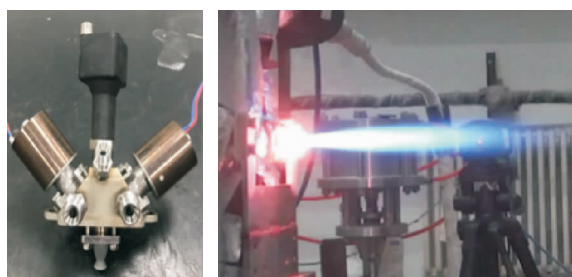


(b) 稳态热试车

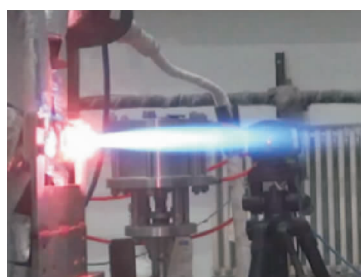
图 14 25 N 姿控发动机(机加方案)及其稳态热试车

Fig. 14 25 N LOx/LCH₄ engine (using traditional machining process) and hot-fire test

25 N 姿控发动机通过缩短阀门到头部集液腔距离,进行喷注器内部流道真空绝热设计,采用涡旋液膜冷壁和高热阻结构等改进措施,完成了迭代设计,并于 2020 年 11 月在北航沙河试验站通过地面鉴定热试车考核,如图 15 所示。



(a) 25 N 姿控发动机
(改进方案)



(b) 稳态热试车

图 15 25 N 姿控发动机(改进方案)及其稳态热试车

Fig. 15 Optimized 25 N LOx/LCH₄ engine and hot-fire test

发动机进行了包括稳态试验、脉冲试验和偏工况试验等点火试车,累积稳态工作 676 s/脉冲点火 354 次,点火成功率 100%;单次最长稳态工作时间 120 s,稳态燃烧效率达到 0.85,燃烧室压力 1.2 ~ 0.5 MPa,混合比跨度 2.1 ~ 3.5;单组连续脉冲工作次数达到 80 次,最小脉冲宽度 40 ms。结果表明,25 N 发动机通过优化设计成功控制住头部温度(120 s 稳态以及连续脉冲工作时头部壁温平衡在约 -110 °C),低温推进剂入口相态以及流量稳定。

4 集成演示热试车

2021 年 9 月 15 日和 17 日,液氧/甲烷推进系统演示样机在改建试车台分别完成了 4 次液氧和 4 次液甲烷系统冷流试验,首次获得了演示样机在真实推进剂介质下的低温贮箱氦气增压特性、推进剂输送管路流阻和开关阀水击特性,以及系统热控性能。结果表明:低温贮箱加注液氧/液甲烷/液氮介质时,常温氦气增压收缩因子(氦气体积流量/低温介质出流体积流量)约为 2.0;系统液氮试验获得的输送管路流阻系数与真实推进剂实测值偏差小于等于 2%;相同体积流量下开关阀水击强度为:水 > 液氧 > 液氮 > 液甲烷;5 kN 发动机氧/燃阀前温度分别不超过 105 K/125 K,姿控发动机氧/燃阀前温度分别不超过 110 K/130 K。

演示样机冷流试验还演练了低温推进剂加注-系统预冷-贮箱增压-轨/姿控发动机协同点火-贮箱泄压-推进剂泄出等安全操作流程,并在系统集成热试车过程中不断迭代优化。图 16 是优化的演示样机贮箱加注和推进剂输送管路预冷流程,氧/燃贮箱整个加注-预冷-补加过程大约持续 4 h,完成后即可进入样机点火工作程序。

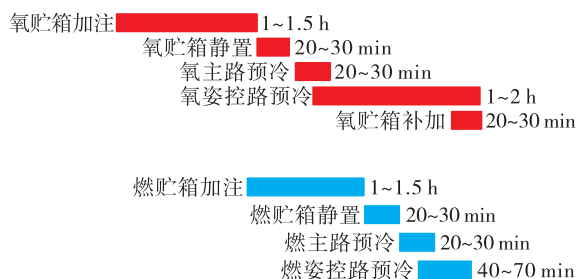


图 16 液氧/甲烷推进系统演示样机贮箱加注及预冷流程

Fig. 16 Tank loading and feed line precooling process of LOx/LCH₄ propulsion system prototype

演示样机集成热试车分为 2 个阶段:半系统热试车和全系统热试车。为了确保演示样机安全,半系统热试车通过单机试验台配套的液氧和液甲烷储供系统实现样机的推进剂增压与供应(氧/燃推进剂分别从演示样机主液路过滤器 FL1 和 FL2 前进入,如图 2 所示),在样机工作参数以及电/气操控下,开展 5 kN 轨控发动机和 150 N/25 N 姿控发动机独立的稳态与脉冲工作考核,以及 5 台发动机协同点火工作考核。半系统热试车完成后,恢复演示样机至全系统状态,于 2021 年 11 月 22 日和 25 日先后顺利完成 2 次演示样机全系统热试车考核,产品工作状态良好,试验获得圆满成功。

表 3 是演示样机集成热试车的详细历程。半系统热试车过程中,多次发生演示样机液氧路压力不同程度的持续下降(最严重时 50 s 稳态热试车中下降达 0.3 MPa),经故障排查发现为:单机试车台配套的液氧贮箱内残留有“水冰”,部分“水冰”升华为水蒸气并在半系统试车液氧加注过程中形成弥散在推进剂中的微小冰晶,最终在样机主氧路进口过滤器 FL1 处积聚而造成堵塞。另外,半系统热试车后期,因为姿控发动机经历了多次高/低温循环,低温电磁阀安装密封逐渐变差,造成 4 台姿控发动机电磁阀均出现了不同程度的内/外漏,进而导致在 5 机协同点火试验中发生丢脉冲现象。

表 3 液氧/甲烷推进系统演示样机集成热试车历程

Tab. 3 Detailed hot-fire test process of LOx/LCH₄ propulsion system prototype

阶段	日期	试验名称	试验内容
半系统热试车	2021-10-10	5 kN 发动机 01 次点火试验	10 s、50 s 稳态各 1 次(考台)
	2021-10-14	5 kN 发动机 02 次点火试验	50 s、120 s 和 180 s 稳态各 1 次
	2021-10-19	I 机组 150 N 发动机点火试验	20 s、50 s 稳态各 1 次和 60 次连续脉冲 1 组
	2021-10-21	II 机组 150 N 发动机 01 次点火试验	20 s、50 s 稳态各 1 次和 60 次连续脉冲 1 组
	2021-10-26	II 机组 150 N 发动机 02 次点火试验	60 次连续脉冲 1 组(因 21 日试验出现氧阀前压力持续下降,补做)
	2021-11-02	I / II 机组 25 N 发动机点火试验	2 台 25 N 发动机 10 s、20 s 稳态各 1 次和 60 次连续脉冲各 2 组
	2021-11-11	5 机协同 01 次点火试验	5 kN 发动机 180 s 稳态,期间 4 台姿控发动机相继开展稳态和脉冲点火工作(因 25 N 发动机电磁阀内/外漏,导致发生丢脉冲现象)
全系统热试车	2021-11-15	5 机协同 02 次点火试验	5 kN 发动机 180 s 稳态,期间 4 台姿控发动机相继开展稳态和脉冲点火工作(150 N 发动机电磁阀内/外漏,导致发生丢脉冲现象)
	2021-11-22	全系统 01 次热试车	5 kN 发动机 180 s 稳态,期间 4 台姿控发动机相继开展稳态和脉冲点火工作(更换姿控发动机电磁阀及密封泛塞后进行)
	2021-11-25	全系统 02 次热试车	5 kN 发动机 180 s 稳态,期间 4 台姿控发动机相继开展稳态和脉冲点火工作(更换姿控发动机脉冲工作模式)

液氧/甲烷推进系统演示样机累计完成 20 次半系统单机热试车、2 次半系统 5 机协同点火热试车和 2 次全系统热试车,总计进行了 48 次/约 6 000 s 系统冷/热态试验考核。演示样机配套的 5 kN 轨控发动机累计完成点火工作 40 次/1 860 s,配套的

150 N/25 N 姿控发动机累计完成稳态工作 1 690 s/脉冲点火约 1 250 次。图 17 给出了演示样机集成热试车时的现场照片,图 18 是第二次全系统热试车的压力/温度曲线(图中测点位置见图 2,J5 为 5 kN 氧主阀、J6 为 5 kN 燃主阀)。

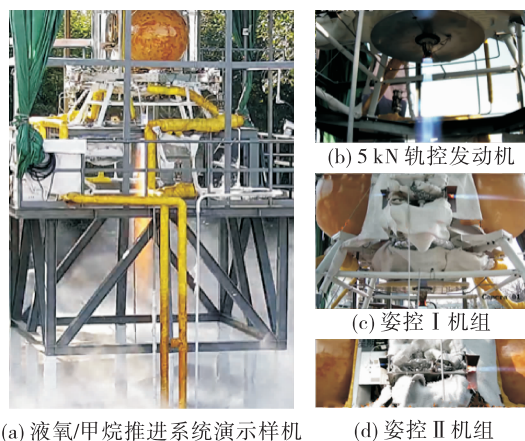


图 17 液氧/甲烷推进系统演示样机集成热试车
Fig. 17 Hot-fire test of LOx/LCH₄ propulsion system prototype

2 次全系统热试车结果表明:5 kN 发动机 180 s 稳态工作过程中,150 N/25 N 姿控发动机在不同的稳态和脉冲模式下,演示样机各发动机的入口压力与温度平稳,姿控发动机工作对 5 kN 发动机稳态工作性能的影响较小;5 kN 发动机稳态室压约 0.95 MPa,混合比约 2.9,实测喉部最高壁温达 1 300 K;150 N 发动机稳态室压约 1.0 MPa,混合比约 2.6,80 ms/0.5 s 脉冲工作室压约 0.7 MPa,200 ms/2 s 脉冲工作室压约 0.95 MPa;25 N 发动机稳态室压约 1.1 MPa,混合比约 3.0,80 ms/0.5 s 和 200 ms/2 s 脉冲工作的室压均约 1.0 MPa;演示样机全系统热试车实际的运行工况相对额定设计工况偏差较小。

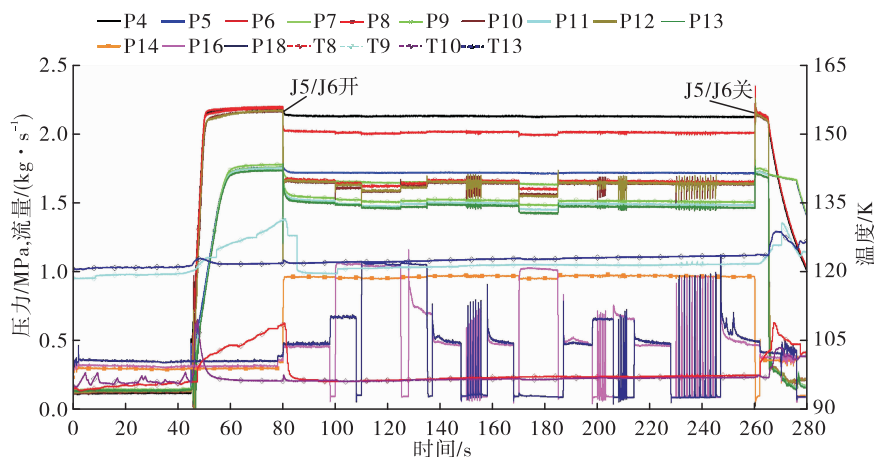


图 18 液氧/甲烷推进系统演示样机集成热试车典型压力/温度试验曲线

Fig. 18 Typical pressure-temperature curves of hot-fire test for LOx/LCH₄ propulsion system prototype

图 19 ~ 图 21 分别给出了液氧甲烷推进系统演示样机热试车时 5 kN 发动机、150 N 发动机和 25 N 发动机的典型工作曲线(图中 p_{i0} 、 T_{i0} 分别为发动机液氧阀入口压力与温度, p_{if} 、 T_{if} 分别为发动机液甲烷阀入口压力与温度, p_c 为发动机室压)。可以看出,5 kN 发动机工作过程总体平稳,受姿控发动机开/关机 and 脉冲工作影响,发动机室压存在微小波动,稳态燃烧效率约为 0.92(采用 A2 方案);150 N 发动机在 80 ms 脉宽和 200 ms 脉宽连续脉冲工作条件下,燃烧室压力一致性表现良好;25 N 发动机连续脉冲工作下室压一致性也较好,但在演示样机热试车后期因发动机/电磁阀连接密封性变差进而引发不同程度的内/外漏,导致 25 N 发动机出现了不规律的丢脉冲现象。

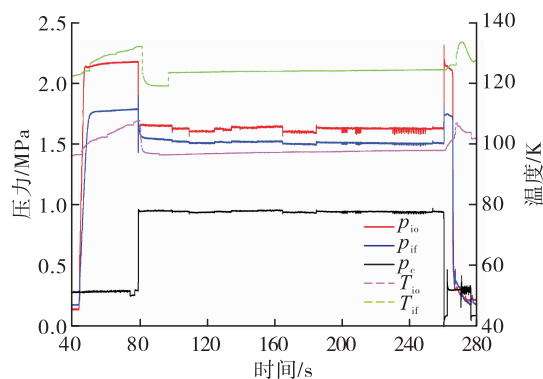


图 19 演示样机热试车时 5 kN 液氧/甲烷发动机典型工作曲线

Fig. 19 Typical work curves of 5 kN LOx/LCH₄ engine during hot-fire test of prototype

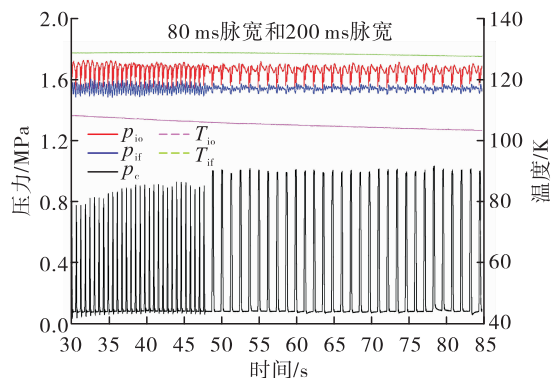


图20 演示样机热试车时150 N发动机典型工作曲线

Fig. 20 Typical work curves of 150 N engine during hot-fire test of prototype

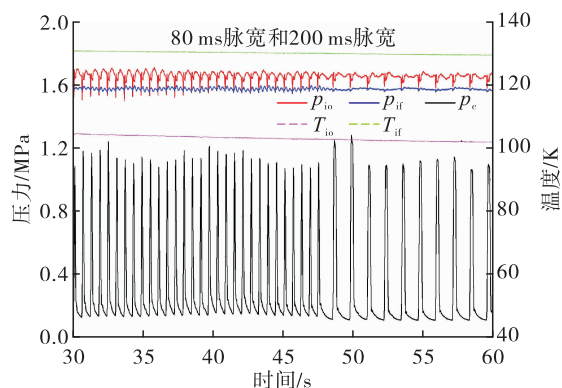


图21 演示样机热试车时25 N发动机典型工作曲线

Fig. 21 Typical work curves of 25 N engine during hot-fire test of prototype

5 结论

1) 液氧/甲烷推进系统演示样机是国内首款采用液氧/甲烷推进剂组合的低温空间轨姿控推进系统集成演示试验平台,采用氦气恒压挤压式系统方案,主要目的在于验证液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统涉及的主要关键技术以及安全操作流程。历时3年,于2021年底顺利完成了多轮次系统地面热试车考核,系统运行平稳,轨/姿控发动机工作协调、产品状态良好,试验获得圆满成功。

2) 液氧/甲烷推进系统演示样机累计完成48次/约6 000 s系统冷/热态试验考核,系统配套的5 kN轨控发动机累计完成点火工作40次/1 860 s,配套的150 N/25 N姿控发动机累计完成稳态工作1 690 s/脉冲点火约1 250次。系统冷/热态试验填补了国内在空间推进领域低温贮箱氦气增压特性、低温推

进剂输送管路压力/温度控制等技术空白,演练并优化了空间推进系统低温推进剂加注-系统预冷-贮箱增压-轨/姿控发动机协同点火-贮箱泄压-推进剂泄出等安全操作流程。

3) 液氧/甲烷推进系统演示样机配套的多次启动5 kN轨控发动机、150 N大姿控发动机和25 N精细姿控发动机三型液氧/甲烷发动机,全面完成原理样机研制并通过热试车考核,突破宽工况/多相态/高可靠/长寿命发动机电火花点火技术、发动机高效雾化燃烧及甲烷液膜可靠冷却技术、低温发动机喷注器内推进剂相变抑制技术等关键技术,主要的性能指标达到国内领先、国际先进水平。

液氧/甲烷推进系统演示样机的成功研制和热试车,标志着我国液氧/甲烷空间推进系统实现了从“0”到“1”的突破,缩短了与国外发达国家在先进低温空间推进领域的技术差距。多项低温推进系统和液氧/甲烷轨姿控发动机关键技术的突破,为后续型号工程应用奠定了坚实基础,也为我国液体空间动力的升级换代和可持续发展提供了有力支撑。

参考文献

- [1] International Space Exploration Coordination Group (ISECG). The global exploration roadmap [R]. NP-2018-01-2502-HQG-327035.
- [2] KLEM M, SMITH T, WADEL M, et al. Liquid oxygen/liquid methane propulsion and cryogenic advanced development [R]. IAC-11-C4. 1. 5.
- [3] REYNOLDS D C. Oxygen/methane torch igniter design and testing [R]. NASA TM-2008-215247.
- [4] ROBINSON P J, VEITH E M, LINNE D L, et al. Conceptual design of a 5 500 lbf LOx/LCH₄ lunar ascent main engine [C]//4th JANNAF Liquid Propulsion Subcommittee Meeting. [S. l.]: AIAA, 2008.
- [5] STIEGEMEIER B, WILLIAMS G, MELCHER J C, et al. Altitude testing of an ascent stage LOx/methane main engine [C]//5th JANNAF Liquid Propulsion Subcommittee Meeting. [S. l.]: AIAA, 2010.
- [6] ROBINSON P J, VEITH E M, DAMICO S J, et al. Development summary of a 100 lbf LOx/LCH₄ reaction control engine [C]//4th JANNAF Liquid Propulsion Meeting.

- [S. I.] : AIAA, 2008.
- [7] MARSHALL W, KLEINHENZ J. Hot-fire testing of 100 lbf LO_x/LCH₄ reaction control engine at altitude conditions[C]//5th JANNAF Liquid Propulsion Subcommittee Meeting. [S. I.] : AIAA, 2010.
- [8] FLACHBART R H, HASTINGS L J, HEDAYAT A, et al. Thermodynamic vent system performance testing with sub-cooled liquid methane and gaseous helium pressurant[J]. Cryogenics, 2008, 48(5/6): 217-222.
- [9] JURNS J, MCQUILLEN J. Liquid acquisition device testing with sub-cooled liquid oxygen[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2008.
- [10] MELCHER J C, MOREHEAD R L. Combustion stability characteristics of the Project Morpheus liquid oxygen/liquid methane main engine[C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA, 2014.
- [11] MCMANAMEN J P, HURLBERT E A, KROEGER D. Development and flight operation of a 5 lbf to 20 lbf O₂/CH₄ roll control engine for Project Morpheus[C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA, 2014.
- [12] HURLBERT E A, ATWELL M J, MELCHER J C, et al. Integrated pressure-fed liquid oxygen/methane propulsion systems: Morpheus experience, MARE, and future applications[C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA, 2016.
- [13] ATWELL M J, HURLBERT E A, MELCHER J C, et al. Characterization of a pressure-fed LO_x/LCH₄ reaction control system under simulated altitude and thermal vacuum conditions[C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA, 2017.
- [14] MOREHEAD R L, MELCHER J C, ATWELL M J, et al. Vehicle-level oxygen/methane propulsion system hotfire demonstration at thermal vacuum conditions[C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA, 2017.
- [15] JONES B K, ZANG J C, WEAVER H F, et al. NASA plumbrook station test stand in-space propulsion facility test stand characterization hot fire test[C]//2018 Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA, 2018.
- [16] Intuitive Machines, LLC. Lunar payload and service: Nova-C lunar lander[EB/OL]. <https://www.intuitivemachines.com/lunarlander>, 2021.
- [17] CHENG C, ZHOU H Q, PAN Y L, et al. Experimental investigation of 150 N liquid oxygen/liquid methane attitude control engine[R]. IAC-17 C4. 3. 6/x36112.
- [18] CHENG C, ZHOU H Q. Experimental investigation of 3 000 N liquid oxygen/liquid methane engine for orbit maneuver[R]. SP2018-060.
- [19] 程诚, 曲波, 林庆国. Morpheus 液氧/甲烷一体化推进系统研究综述[J]. 火箭推进, 2018, 44(5): 1-9.
- CHENG C, QU B, LIN Q G. Overview of integrated cryogenic propulsion system based on liquid oxygen/liquid methane for Morpheus[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(5): 1-9.
- [20] 潘一力, 周海清, 吉林, 等. 液氧/液甲烷姿控发动机点火技术研究[J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 16-25.
- PAN Y L, ZHOU H Q, JI L, et al. Study on ignition technology of LO_x/LCH₄ attitude control engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4): 16-25.
- [21] 程诚, 熊靖宇, 周国峰, 等. NASA 液氧甲烷集成推进系统热真空试验[J]. 火箭推进, 2020, 46(5): 10-20.
- CHENG C, XIONG J Y, ZHOU G F, et al. Thermal vacuum test of NASA's integrated LO₂/LCH₄ propulsion system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(5): 10-20.
- [22] XU W T, CHENG C, SONG X D, et al. Experimental investigation of cryogenic flow quenching of horizontal stainless steel tubes[J]. Cryogenics, 2021, 117: 103327.