

NASA 液氧甲烷集成推进系统热真空试验

程 诚,熊靖宇,周国峰,林庆国

(上海空间推进研究所 上海空间发动机工程技术研究中心,上海 201112)

摘 要:为降低液氧/甲烷空间推进系统未来应用的技术风险,NASA 先后实施了多个研究计划,持续不断地提升液氧/甲烷空间推进技术的成熟度水平。低温推进系统集成试验平台(ICPTA)顺利在梅溪试验站空间推进热真空舱内完成一系列热真空模拟环境下的集成热试车,标志着 NASA 液氧/甲烷轨姿控一体化推进技术已经具备了在轨飞行验证试验的条件。介绍了 ICPTA 的研制背景,采用的液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统的构成、冷氦加温增压方案和供应管路热控方案。重点讨论了 ICPTA 热真空模拟试验的具体情况,以及变推力主发动机、姿控动力系统和 COP 点火系统等核心组件的设计方案、涉及的主要技术问题与试验结果,其成果对于未来星球着陆器的先进低温推进系统的研制具有重要参考价值。

关键词:空间推进系统;液氧/甲烷;姿控动力系统;热真空模拟;电火花点火

中图分类号:V434.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)05-0010-11

Thermal vacuum test of NASA's integrated LO₂/LCH₄ propulsion system

CHENG Cheng, XIONG Jingyu, ZHOU Guofeng, LIN Qingguo

(Shanghai Engineering Research Center of Space Engine,
Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: In order to reduce the technical risk of liquid oxygen/liquid methane (LO₂/LCH₄) propulsion system for the future application, NASA has implemented several research projects to continuously improve the technology readiness level (TRL) of this cryogenic propulsion system. The Integrated Cryogenic Propulsion Test Article (ICPTA) has successfully completed a series of hot-fire tests in the space propulsion thermal vacuum chamber of Plum Brook station, NASA Glenn Research Center. It indicates that NASA's integrated LO₂/LCH₄ propulsion technologies for the orbit and attitude control have the capability of in-orbit flight test. The development background of ICPTA, the composition of integrated LO₂/LCH₄ propulsion system, the cold helium system heating and pressurization scheme and thermal control method of feed lines are discussed in detail. Besides, the specific situation of the ICPTA thermal vacuum simulation test is mainly investigated, as well as the design principles, major technical issues and test results of the main engine, attitude control system and Coil-on-Plug ignition system. Its results are valuable for the advanced cryogenic propulsion system development of future planet lander.

收稿日期:2020-02-10;修回日期:2020-03-14

基金项目:上海市空间发动机工程技术研究中心资助项目(17DI2280800)

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

Keywords: space propulsion system; liquid oxygen/liquid methane; attitude control propulsion system; thermal vacuum simulation; electric spark ignition

0 引言

美国国家航空航天局(NASA)2005年发表了空间探索架构(ESAS)研究报告^[1],指出采用液氧/甲烷推进系统执行空间轨控、姿控等推进任务具有较高的综合性能优势。此后,每次更新的空间推进技术发展路线图均明确指出,液氧/甲烷推进系统的发展给NASA提供了能力更强的行星下降/上升、轨道转移和反作用控制系统,能够更好地满足高比冲和深节流要求的空间任务^[2-3]。

为了降低液氧/甲烷空间推进系统未来应用的技术风险,NASA先后实施了多个研究计划,持续不断地提升液氧/甲烷空间推进系统的技术成熟度水平。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)^[4],在液氧/甲烷空间推进系统涉及的点火器技术^[5-6]、主发动机技术^[7-10]、反作用控制发动机技术^[11-14]、低温推进剂空间长期贮存技术^[15-17]、低温流体微重力管理技术^[18-19]等主要技术方向上都取得了重大突破,部分组件的技术成熟度水平达到了TRL 5~6级。2011—2015年,NASA约翰逊航天中心(JSC)在先进探索系统(AES)计划资助下负责研制Morpheus自主着陆器,重点验证挤压式液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统技术和自主着陆与避险技术。Morpheus项目总共完成60次着陆器集成演示试验,包括12次静态热试车、34次绳系试验和14次自由飞行试验,标志着NASA液氧甲烷空间推进技术已经达到了从单项技术开发走向系统集成应用发展的新的里程碑^[20-29]。2016—2017年,针对空间应用需求,Morpheus着陆器演变为低温推进系统集成试验平台(ICPTA),主要改进包括减小液氧/甲烷主发动机的推力量级(至真空推力12.5 kN)和采用冷氦加温增压系统,并在GRC的梅溪试验站(Plum Brook Station)空间推进热真空舱(B-2)内顺利完成了一系列模拟真空及热真空环境下的推进系统集成热试车,这表明NASA液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统技术已经具备了在轨飞行演示验证试验的条件^[30-35]。2018年,Morpheus

项目核心团队在休斯顿成立直觉机器公司,获得NASA月球商业载荷计划首批采购合同资助开发“Nova-C”月球着陆器,计划于2021年携带5个NASA载荷前往月球风暴海地区,届时将是全球首个采用液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统的全无毒低温深空探测器^[36-37]。

随着低成本、可重复使用、深空探测等需求牵引,液氧/甲烷低温推进剂因具有性能较高、空间可贮存、使用维护方便、经济性好以及无毒无污染等优点,逐渐成为新的研究领域,一旦突破,必然改写人类进入太空和利用太空的方式^[38-40]。

1 低温推进系统集成试验平台

低温推进系统集成试验平台是由NASA JSC针对机器人月球着陆器的应用需求,基于2011—2015年在Morpheus自主着陆器项目上的研制经验,改进建造的一个小型行星着陆器液氧/甲烷推进系统热真空模拟环境热试车考核平台,如图1所示。

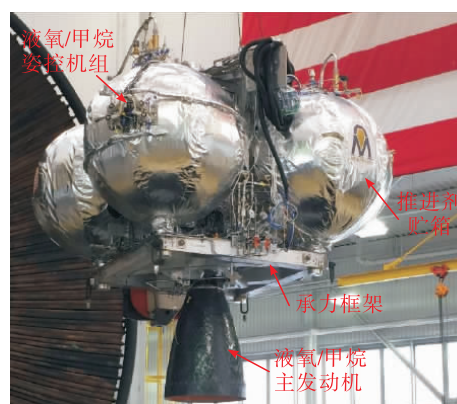


图1 低温推进系统集成试验平台

Fig.1 Integrated test platform of cryogenic propulsion system

ICPTA采用挤压式液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统方案,如图2所示,系统架构基本上继承了经过充分验证的Morpheus着陆器推进系统,主要包括:1台真空推力约12.5 kN并具备5:1变推力调节能力的液氧/甲烷主发动机、2个低温姿控机组(每个姿控机组由1台真空推力约125 N和1台真空推力约31 N的液氧/甲烷姿控发动机构成)、4个直径

约 1.22 m 铝合金球形贮箱(包覆方案为气凝胶泡沫+多层绝热层)和 1 个直径约 0.48 m 铝合金内衬碳纤维缠绕复合材料球形高压气瓶。ICPTA 的主发动机和姿控发动机全部采用点火线圈和火花塞集成的一体化结构设计并独立封装的电点火系统(COP),取消了高压电缆,有利于降低点火系统的电磁辐射水平以及消除在稀薄气体环境下的电晕放电^[32, 41-42]。

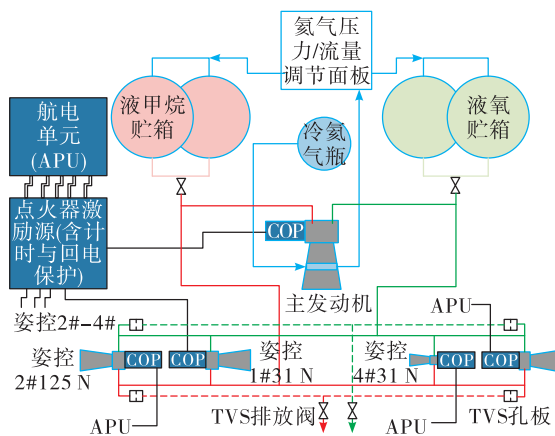


图2 低温推进系统集成试验平台原理图

Fig. 2 Schematic diagram of ICPTA

ICPTA 的 4 个铝合金球形贮箱沿中心轴线对称均匀布置,2 个液氧贮箱加注量约为 2 130 kg,2 个液甲烷贮箱加注量约为 770 kg。每个贮箱内安装防晃挡板用来抑制推进剂晃动,并通过一根气垫联接管来实现同种推进剂的 2 个贮箱间的压力平衡,贮箱工作压力 2.2 MPa。液氧/甲烷推进剂分别从 2 个贮箱的底部对称地通过管道输送至同一接口,然后通过管道和过滤器输送至一个电动球阀(用于隔离推进剂贮箱和所有 5 台发动机的截止阀)。供应主发动机的推进剂,经球阀后流经节流阀进入发动机喷注器;供应姿控发动机的推进剂,通过球阀后的 T 型歧管以相反的方向沿着 2 个液甲烷贮箱外边沿流至安装在液甲烷贮箱上的 2 个低温姿控机组。姿控动力系统推进剂供应管路配置热力学排放系统(TVS)来控制小流量低温姿控发动机的推进剂入口条件,即在低温姿控机组的推进剂供应管路末端设置排放路,部分推进剂通过节流孔板后,再经较小直径的排放管路并紧贴着姿控动力系统推进剂供应管路逆向流动,最后通过 TVS 排放阀向外

排放,如图 3 所示。在空间探测器设计时,排放消耗的推进剂可以被燃料电池系统或者生命支持系统综合利用,也可用于小推力冷气喷射发动机进行探测器的轨道保持。

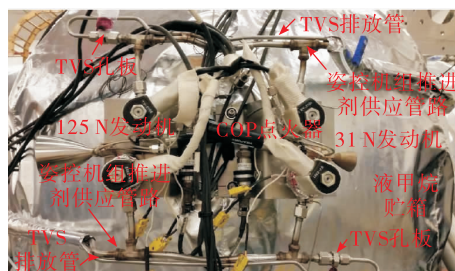


图3 低温姿控机组及其管路 TVS 热控系统

Fig. 3 Cryogenic attitude control system and TVS thermal control system

ICPTA 相比 Morpheus 着陆器推进系统,另外一个改进是增加了冷氦加温增压系统,主要包括高压复合材料气瓶、氦气热交换器、由控制阀/调节器/安全阀/止回阀等构成的氦气压力/流量调节面板、氦气流量计和贮箱扩压器,如图 4 所示。高压复合材料气瓶额定工作压力约 25 MPa,额定工作温度约 116 K,氦气加注量约 3.6 kg。在系统准备阶段,先向气瓶内充填 25 MPa/300 K 的氦气,然后利用液氮将其冷却至低温状态(通过气瓶上、下封头处的铝合金热交换器冷却气瓶内衬,进而冷却气瓶内的高压氦气)。推进系统工作时,冷氦气体通过安装在主发动机喷管上(面积比 10:1 处)的氦气热交换器(Inconel 718 双通道结构)加热至 200 K(20% 推力工况)~300 K(100% 推力工况),再经过氦气压力/流量调节面板减压至 2.2 MPa 后,给推进剂贮箱进行增压。冷氦加温增压系统在仅有姿控动力系统工作时不启动。



图4 氦气热交换器(左)和氦气压力/流量调节面板(右)

Fig. 4 Helium heat exchanger(left) and helium regulation & control panel(right)

2 热真空模拟试验

2016—2017年,美国 NASA 组建了一个由约翰逊航天中心、格伦研究中心、斯坦尼斯航天中心和肯尼迪航天中心等下属研究机构人员构成的多中心协作团队来开展 ICPTA 的热真空模拟热试车。试验测试在格伦研究中心下属的梅溪试验站进行, ICPTA 被安装在重新改造的空间推进热真空舱内, 如图 5 所示, 这是一种能在各种热条件下对整个航天器上面级进行长程高模热试车的试验设施, 试验舱容积约 $1\,700\text{ m}^3$, 喷管排气雾化室容积约 $9\,900\text{ m}^3$, 能够支持最高推力约达 $1\,780\text{ kN}$ 发动机在约 30 km 模拟高度条件下进行稳态点火, 同时维持航天器在低温深空(液氮冷壁)到太阳辐照(太阳能灯)的环境温度范围内。空间推进热真空舱最近一次点火试验发生在 1998 年, 因此本次试验的目的还包括对改造后的试验设施进行测试确定其性能, 使其可再次为航天器测试和推进系统开发提供独特的空间模拟环境^[43-45]。

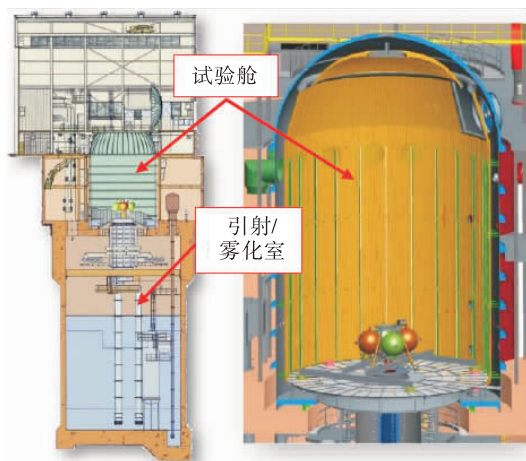


图 5 ICPTA 在空间推进热真空舱内的安装示意图

Fig. 5 Installation diagram of ICPTA in space propulsion thermal vacuum chamber

ICPTA 在热真空模拟环境下进行系统集成热试车, 是液氧/液甲烷推进剂组合的全球首次, 如图 6 所示。为了尽可能地测试到更多的试验数据, 在 ICPTA 上安装了 320 多个传感器, 获取静态和动态条件下的温度、压强、流量、推力、应变等参数, 以便进行更详细的研究。ICPTA 的主要试验内容包

括:①低温主发动机和低温姿控动力系统的相互影响;②低温推进剂输送系统的管路充填与水击特性;③不同漏热环境下姿控歧管内低温推进剂流动相变过程;④姿控管路 TVS 热控特性;⑤冷氢加温增压系统工作特性;⑥集成的发动机 COP 点火系统等。

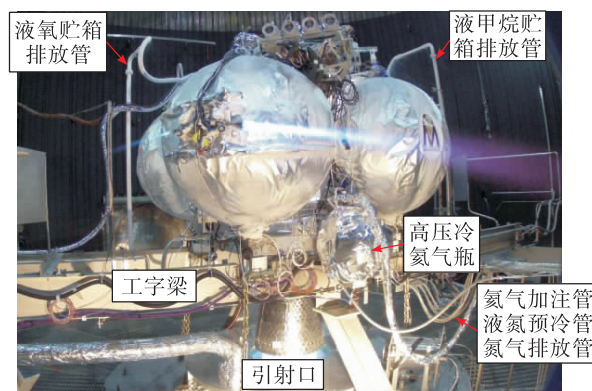


图 6 ICPTA 在模拟热真空环境下热试车照片

Fig. 6 ICPTA hot-fire testing under thermal vacuum condition

ICPTA 全部的试验如表 1 所示。2016 年底, JSC 在原 Morpheus 着陆器绳系试验场地进行了一系列 ICPTA 地面冷流和热试车验证, 包括 9 次主发动机点火试验和 88 次姿控动力系统热试车, 以验证新建的液氧/甲烷推进系统(包括控制硬件/软件)各项性能是否正常。地面绳系试验后, ICPTA 转运至 GRC 的梅溪试验站, 并于 2016 年 12 月 16 日完成了在空间推进热真空舱内的安装。在完成低温密封性能测试和真空状态下系统综合测试后, NASA 多中心协作团队于 2017 年 2—3 月总共开展了 6 次 ICPTA 系统热试车, 包括 40 次姿控动力系统高空模拟热试车(低温姿控发动机累计点火工作达 $1\,010$ 次, 试验时序涵盖了长程点火、高占空比脉冲序列(模拟着陆器上升/下降阶段)和窄脉宽单脉冲工作(模拟轨道滑行阶段), 发动机入口推进剂状态涵盖了气/气、气/液和液/液的宽相态范围)和 7 次姿控动力系统协同主发动机高空模拟热试车(主发动机单次最长工作时间达 56 s)。其中, 前 5 次热试车均在 $4\,000\text{ Pa}/300\text{ K}$ 的环境下进行, 最后一次热试车在 $1.33\text{ Pa}/77\text{ K}$ 环境下进行。

表 1 ICPTA 的试验
Tab. 1 Test activities of ICPTA

试验日期	试验内容	主要结果
2016-11-16—12-6	地面冷试和热试车	在 JSC 完成了姿控动力系统和主发动机地面点火试验
2016-12-16	—	在梅溪试验站完成了 ICPTA 安装工作
2017-1-9	低温密封试验	液甲烷系统完成液氮测试
2017-1-13	低温密封试验	液氧系统完成液氮测试
2017-1-27	真空干式综合检测	完成无推进剂状态的真空测试(模拟高度/环境温度)
2017-1-31	真空湿式综合检测	完成推进剂状态的真空测试(模拟高度/环境温度)
2017-2-3	系统试车 D1	完成姿控动力系统和主发动机点火试验(模拟高度/环境温度)
2017-2-14	系统试车 D2	完成姿控动力系统和主发动机点火试验(模拟高度/环境温度)
2017-2-17	系统试车 D3	完成姿控动力系统点火试验,主发动机因阀门泄漏没有点火试验(模拟高度/环境温度)
2017-2-21—2-23	热真空检测	完成约 30 h 无推进剂状态深冷-热真空测试
2017-2-28	系统试车 D4	完成姿控动力系统和主发动机点火试验(模拟高度/环境温度)
2017-3-2	系统试车 D5	完成姿控动力系统和主发动机点火试验(模拟高度/环境温度)
2017-3-7—3-8	—	完成约 40 h 推进剂加注状态的热真空深冷浸润
2017-3-9	系统试车 D6	完成姿控动力系统点火试验,主发动机因阀门泄漏没有点火试验(模拟高度/深冷环境)

3 核心组件设计与试验结果

3.1 主发动机

基于 2014 年 JSC 的 Morpheus 着陆器主发动机研制经验,ICPTA 重新设计和制造了液氧/甲烷主发动机。发动机采用电火花火炬点火、直流互击式喷注器、液膜冷却推力室和复合材料辐射冷却喷管(面积比 100:1)的技术方案,额定真空推力 12.5 kN,具备 5:1 变推力调节能力(采用步进电机驱动球阀进行线性节流)。相比 Morpheus 主发动机采用超过 30% 燃料进行推力室液膜冷却,ICPTA 主发动机减少了燃料液膜冷却流量,进而提高了发动机的性能。为了消除文献[27]中观察到的燃烧不稳定现象,还重新设计了声腔结构(15 个 L 型 1/4 波长声腔)。

ICPTA 主发动机首先在斯坦尼斯航天中心进行了独立的发动机热试车考核,如图 7 所示。2015 年在 Morpheus 改进设计平台上进行了全系统冷氦加温增压测试^[31],2016 年底随 ICPTA 在 JSC 进行地面绳系试验,完成了 9 次主发动机点火试验。转运到 GRC 梅溪试验站后,ICPTA 主发动机在空间推进

热真空舱内总共开展了 4 次独立火炬点火器高空点火、4 次发动机短时高空点火和 9 次主发动机稳态高空热试车,单次最长稳态工作时间达 56 s。所有发动机点火试验均顺利完成,主发动机额定工作性能及变推力工作性能均满足设计要求,并且未发生燃烧不稳定现象。

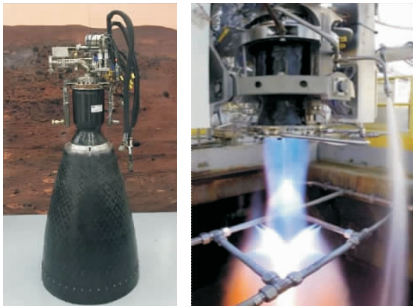


图 7 ICPTA 主发动机结构和地面发动机热试车照片
Fig. 7 ICPTA main engine (vacuum) and hot-fire test of the sea-level engine

在梅溪试验站空间推进热真空舱进行高模热试车时,ICPTA 主发动机通过一根安装在试验舱和雾化室间的引射筒来实现模拟高空工作条件。引

射筒长约 9 m、直径约 0.8 m,背面装有几个冷却水喷嘴。主发动机点火时,试验舱和喷雾室的压力相同,随着时间推移,由于主发动机喷管排气产生的引射作用,试验舱的压力会不断降低。在 ICPTA 热真空模拟试验过程中,测试了两种不同的主发动机喷管安装位置,如图 8 所示。第一种状态,主发动机喷管出口相对引射筒入口高约 7.6 cm,这有利于对喷口火焰进行光学成像,但当发动机关机时,两舱之间的压力差使雾化室中的水汽通过引射筒回流进试验舱,水汽冷凝在 ICPTA 表面,并在低温部件/管路上结霜,严重影响多层绝热材料的隔热性能,还可能造成电器故障。第二种状态,主发动机喷管出口低于扩压引射管入口约 7.6 cm,并在两者之间安装了一个回流偏转器(采用高抗拉强度的陶瓷布柔性塞实现偏转器与发动机喷管间的密封),这有效减小了发动机关机时水汽从引射筒回流的流通面积,同时偏转器还将回流路径重新定向,防止回流水汽直接喷射在 ICPTA 上。

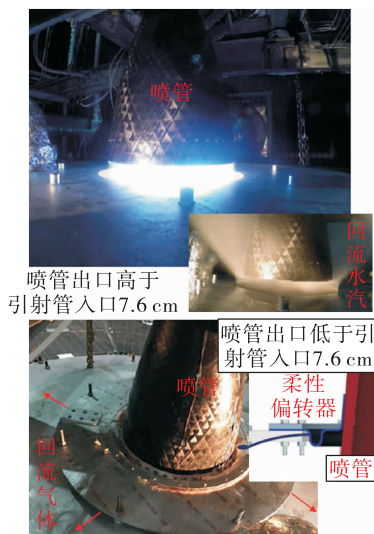


图 8 ICPTA 主发动机高模热试车照片

Fig. 8 Hot-fire test of ICPTA main engine under simulated altitude condition

3.2 姿控动力系统

ICPTA 姿控动力系统包括两个低温姿控机组和相应的推进剂输送管路/阀门/传感器,每个姿控机组由 1 台真空推力约 125 N 和 1 台真空推力约 31 N 的液氧/甲烷姿控发动机构成。125 N 发动机直接由 Morpheus 着陆器滚动控制发动机^[3]更换面积比

85:1 高空喷管(Inconel 718)而来,采用火花塞直接点火和液膜冷却的技术方案,如图 9 所示。31 N 液氧/甲烷姿控发动机则是 125 N 发动机的缩比版本,即保持总混合比、核心混合比、燃烧室特征长度、喷管面积比等发动机特征参数不变。两款发动机的稳态工况为液氧/液甲烷入口条件,也可以短期在气氧/气甲烷或气/液两相入口条件下工作。低温姿控机组推进剂供应管路从主液路截止球阀后的 T 型歧管引出,并配置管路 TVS 系统来控制小流量低温姿控发动机推进剂的入口条件,如图 3 所示。考虑姿控发动机能够适应从“液/液”-两相-“气/气”宽广的推进剂入口条件,因此在某些工况(例如轨道位置保持、轨道滑行阶段等)允许低温姿控动力系统自适应其推进剂入口状态,而不必通过 TVS 将发动机的入口状态控制在非常窄的范围内,这样可以避免推进剂的浪费。

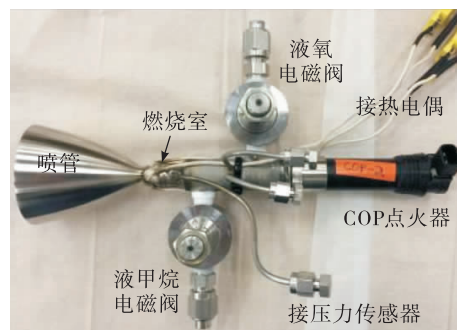


图 9 真空推力 125 N 液氧甲烷姿控发动机

Fig. 9 125 N (vacuum thrust) LO_2/LCH_4 attitude control engine

梅溪试验站空间推进热真空舱内的低温姿控动力系统高空模拟热试车可分为 2 个系列:第 1 系列试验在模拟背压(2 000 ~ 5 330 Pa)/环境温度下进行,试验时序涵盖了稳态点火(评估热返浸、启动/关机响应等)、高占空比脉冲序列(模拟着陆器的上升或下降阶段)和低占空比脉冲序列(模拟飞行器滑行等阶段的姿态保持),总计 34 次,累计脉冲点火工作 987 次;第 2 系列试验在模拟背压(800 Pa)/深冷环境(舱壁 77 K)下进行,试验时序均为短脉冲序列,总计 6 次,累计脉冲点火工作 23 次。

图 10 给出了在模拟高度/环境温度下 8 次不同试验测得的低温姿控机组入口处的管路初始充填

压力峰。可见,液氧管路的初始压力峰约为供应压力的 2.6~2.9 倍;液甲烷管路的初始压力峰约为供应压力的 1.4~2.1 倍。考虑到低温推进剂在管路充填过程中的瞬态流体现象非常复杂,主要原因多为相态“流头”到达发动机入口或其他“盲腔”时产生水击效应,从而引发了可观的压力峰。

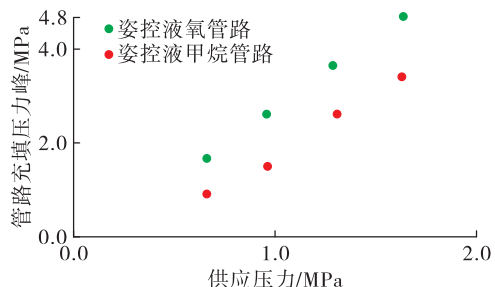


图 10 低温姿控发动机入口处的管路充填压力峰

Fig. 10 Filling pressure peak at inlet pipe of cryogenic attitude control engine

图 11 给出了模拟高度/环境温度下 125 N 低温姿控发动机单脉冲(脉宽 1 s)试验的压力曲线。可见,阀门打开时甲烷路在初始压力谷后紧随着一个幅值约 3.6 MPa 的压力峰(氧路的紧随压力峰相对较小)。这是由于环境温度下姿控发动机启动前阀门上游的低温推进剂基本为气态或饱和态,阀门打开瞬间,小段气态或两相状态的推进剂先于液态推进剂通过阀门,其流过阀门的速度高于随后的液态推进剂,这就造成了图 11 中的初始压力谷。然后,当液态推进剂流至阀门时,上述较大的压力差使其流速也相对发动机稳态工作时偏高,这种较高的流体动能在阀前停滞就造成了图 11 中的紧随压力峰。在姿控动力系统的设计和使用过程中比较关注阀门的关闭压力峰。对于低温推进剂,压力瞬变可能导致流体压力低于其饱和蒸汽压从而产生“气穴”,“气穴”坍塌时在推进剂管路盲腔处会产生较大的局部压力激增,随后传播至整个低温姿控机组。因 1 s 脉宽试验在阀门关闭时已经建立了稳定的推进剂流速,图 11 中的阀门关闭压力峰较平缓。另外,试验数据还表明深冷-真空试验时开/关阀瞬态响应相对模拟高度/环境温度试验要更为严重,开阀紧随压力峰约为 2.8~4.8 MPa。

图 12~图 14 给出了不同工况下低温姿控发动机的入口推进剂温度变化曲线。在模拟高度/环境

温度下,管路 TVS 主要用于试验前控制低温姿控发动机入口推进剂温度达到设定值。

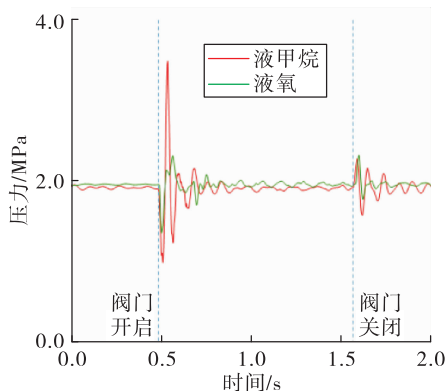


图 11 125 N 姿控发动机脉宽 1 s 单脉冲试验典型曲线

Fig. 11 Typical curve of 1 s monopulse test for 125 N attitude control engine

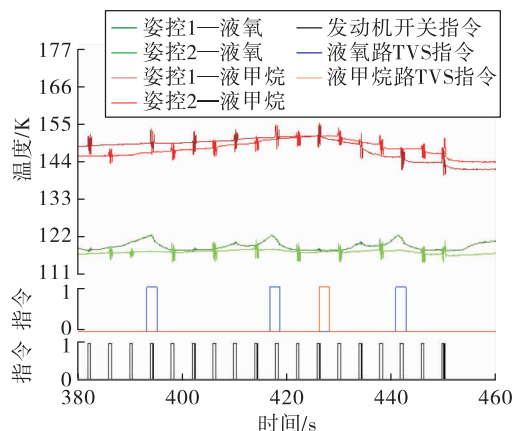


图 12 典型的维持液氧/液甲烷入口条件的管路 TVS 工作

Fig. 12 Typical TVS operation for a liquid oxygen/liquid methane pulsing sequence

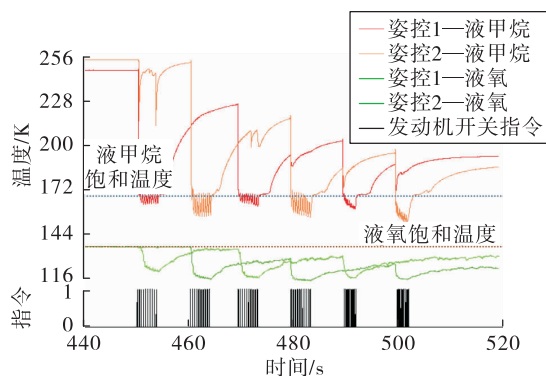


图 13 高占空比脉冲序列下低温姿控发动机的入口温度

Fig. 13 Submerged thermocouple data for high duty cycle test of cryogenic RCS

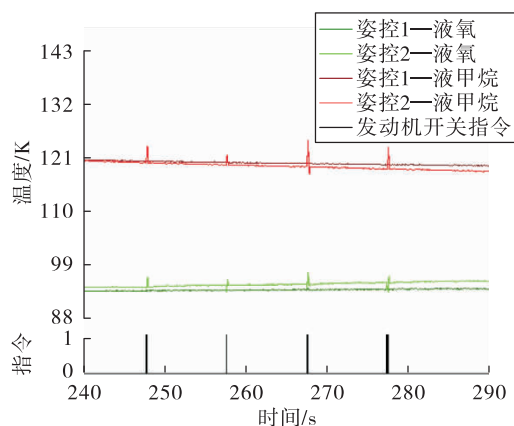


图 14 深冷真空条件下姿控发动机脉冲工作时入口温度

Fig. 14 Inlet temperature during pulse operation of attitude control engine under cryogenic vacuum conditions

如图 12 所示,姿控发动机点火前推进剂为液态,保持管路 TVS 激活状态(使液氧入口温度维持在 115 K,液甲烷入口温度维持在 150 K),试验过程中同机组的 2 台姿控发动机同步工作(脉宽 0.5 s),结果显示,氧路 TVS 仅开关 4 次,甲烷路 TVS 仅开关 1 次。图 13 则示例了在模拟高度/环境温度下进行高占空比脉冲工作时,即使姿控发动机入口液氧/甲烷推进剂为气态或饱和状态,发动机开始快速脉冲工作后,入口推进剂温度便迅速下降至液态,整个试验过程不需要启动管路 TVS。图 14 给出了在模拟高度/深冷环境下,经过长时间冷浸后姿控机组已经达到 130 ~ 155 K,低温姿控发动机入口的推进剂温度始终处于过冷状态,即使低占空比脉冲序列也不需要启动管路 TVS。

3.3 COP 点火系统

电火花点火技术已经被证明能够可靠地实现液氧/甲烷发动机的点火工作^[46-50],但由于传统的电火花点火系统(例如 Morpheus 项目)通常采用感应线圈将电源输入电压(如 27 V)转换成很高的电压(大于 10^3 V)进而产生火花,这在热真空环境下却存在电晕放电的风险,即高电压部件存在对高空环境的电能损失,提高了引发周围组件损坏的风险,并导致火花能量降低。其中,高压电缆因其电气绝缘往往不足,成为对电晕放电较敏感的部件。为了进行热真空条件下液氧甲烷轨/姿控集成推进系统热试车考核,ICPTA 的主发动机和姿控发动机全部采用 COP 火花塞进行点火,如图 15 所示。

COP 火花塞是由 NASA 联合民营供应商基于现成的赛车用盘绕式火花塞改进而来,感应线圈由 Weapon X 公司生产,然后进行真空灌封,电极则由 JSC 根据具体的发动机结构进行定制。灌封用环氧树脂首先要求高的介电强度以实现高电压电极与火花塞壳体的绝缘,其次要求经受极端的冷/热环境(例如姿控发动机的电极需经历 90 K 的低温,而主发动机点火器的电极将经历超过 800 K 的高温)。COP 点火系统采用点火线圈和火花塞集成一体化结构设计并独立封装,提供的火花能量约 23 mJ(火花频率 100 Hz),取消了高压电缆,有利于降低点火系统的电磁辐射水平以及消除在稀薄气体环境下的电晕放电,同时通过低压电缆传输激励电压,有利于点火器电缆的总装布置,提高集成试验平台的安全性。



图 15 Morpheus 项目用火花塞(左)和 COP 火花塞(右)

Fig. 15 Conventional spark plug in Morpheus project (left) and COP plug (right)

在将 ICPTA 转运至 GRC 梅溪试验站开展热真空试验前,JSC 首先进行了 COP 火花塞真空钟罩电性能测试、姿控发动机及主发动机火炬点火器高空模拟点火试验和 ICPTA 地面绳系集成试验,如图 16 所示。真空钟罩电性能测试表明,在 0.01 ~ 6 000 Pa 的环境压力下,火花塞没有出现电晕放电现象,COP 火花塞在 50% 高占空比下连续运行几分钟(温度不断上升)后,仍有足够的热裕度。部件级点火试验在 JSC 的车载移动低温试验台(Cryo-Cart Portable Test Bed)上进行,为便于在高空模拟条件下进行试验,专门定制了一个简易的“真空管”(带一个“本固型”安全瓣门,管道压力上升至环境压力时自动打开),能够允许 125 N 发动机最长工作

200 ms, 31 N 发动机最长工作 700 ms, 主发动机火炬点火器最长工作 500 ms。试验结果表明, 在 4 ~ 6 000 Pa 的环境压力下, 没有出现 COP 火花塞高空点火故障。在 JSC 的 ICPTA 地面绳系集成试验进一步证明, 采用 COP 点火系统能够同时可靠地控制 5 台发动机工作, 且没有发生点火线圈引发 ICPTA 的航电设备或机载电源出现电磁干扰或电压回传等问题。

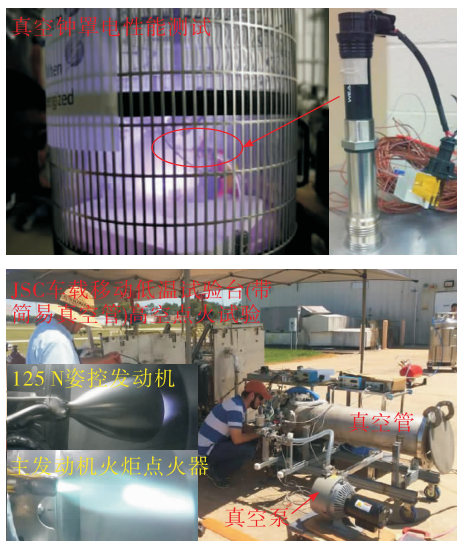


图 16 COP 火花塞电性能测试(上)和姿控发动机/火炬点火器高空点火测试(下)

Fig. 16 Electrical performance test of COP plug (upper) and attitude simulating hot-fire test of attitude control engine & torch igniter (lower)

最终, 在梅溪试验站空间推进热真空舱进行的所有 ICPTA 集成热试车中, 没有发生任何 COP 火花塞故障, 也没有观察到真空电晕放电。

4 结论

1) 液氧/甲烷推进剂组合因具有性能较高、空间可贮存、使用维护方便以及经济性好等优点, NASA 持续不断地在提升其技术成熟度水平, 以期用于未来深空探测的轨/姿控推进任务。

2) ICPTA 采用挤压式液氧/甲烷轨姿控统一推进方案, 由 1 台具备 5:1 变推力调节能力的 12.5 kN 液氧/甲烷主发动机、4 台具备宽入口条件适应能力的液氧/甲烷姿控发动机、4 个铝合金球形贮箱和 1 个复合材料高压氮气瓶构成。5 台发动机全部采

用一体化结构设计并独立封装的 COP 电点火系统进行点火。ICPTA 在梅溪试验站新改造的空间推进热真空舱内完成了 6 次热真空模拟环境系统热试车, 包括 40 次姿控动力系统独立热试车和 7 次姿控动力系统协同主发动机热试车。

3) 低温推进剂在输送管道初始充填过程中产生的水击效应会引发较为可观的压力峰。低温姿控发动机阀门打开/关闭过程诱发的推进剂“气穴”形成与坍塌也会产生较大的水击压力峰, 建议在设计时采取必要的防护措施。

4) 低温姿控发动机设计应能够适应多相态推进剂入口条件, 低温姿控动力系统的推进剂输送管路可以通过采用热力学排放系统来保障推进剂供应条件。

参考文献:

- [1] ANON. NASA's exploration systems architecture study [R]. NASA-TM-2005-214062, 2005.
- [2] ISECG (International Space Exploration Coordination Group). The global exploration roadmap [R]. NP-2018-01-2502-HQ G-327035, 2018.
- [3] 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.
- [4] MARK D K. Liquid oxygen/liquid methane propulsion and cryogenic advanced development [R]. IAC-11-C4.1.5, 2011.
- [5] REYNOLDS D C. Oxygen/methane torch igniter design and testing [R]. NASA TM-2008-215247, 2008.
- [6] BREISACHER K, AJMANI K. LOX/methane main engine igniter tests and modeling [R]. AIAA 2008-4757.
- [7] 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.]: JANNAF, 2008.
- [8] ELAM S K. Test report for test program P7061: liquid oxygen/liquid methane demonstration with coaxial injectors [R]. NASA TM-2009-215743.
- [9] ELAM S K. LOX/LCH₄ technology demonstration-P8006A

- [R]. NASA TM-2009-216268.
- [10] 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.]: JANNAF, 2010.
- [11] TRINIDAD M A, DRESSLER G A, STUDAK J W. An update on the development of NGC's TR408: 100-lbf LOX/LCH₄ reaction control engine [C]//4th JANNAF Liquid Propulsion Meeting. [S.l.]: AIAA, 2008.
- [12] 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.l.]: JANNAF, 2008.
- [13] STIEGEMEIER B, MARSHALL W. Sea-level testing of a 100 lbf LOX/methane reaction control engine [C]//5th JANNAF Liquid Propulsion Subcommittee Meeting. [S.l.]: JANNAF, 2010.
- [14] MARSHALL W, KLEINHENZ J. Hot-fire testing of 100 lbf LOX/LCH₄ reaction control engine at altitude conditions [C]//5th JANNAF Liquid Propulsion Subcommittee Meeting. [S.l.]: JANNAF, 2010.
- [15] BARSİ S, MODER J, KASSEMI M. Numerical investigation of LO₂ and LCH₄ storage tanks on the lunar surface [R]. AIAA 2008-4749.
- [16] 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.
- [17] ZIMMERLI G, ASIPAUSKAS M, WAGNER J, et al. Propellant quantity gauging using the radio frequency mass gauge [R]. AIAA 2011-1320.
- [18] JOHN M J, JOHN B M. Liquid acquisition device testing with sub-cooled liquid oxygen [R]. AIAA 2008-4943.
- [19] JURNS J M, MCQUILLEN J B, WEISEND J G, et al. Bubble point measurements with liquid methane of a screen capillary liquid acquisition device[C]//AIP Conference Proceedings. Chattanooga: AIP, 2008.
- [20] JON B O, STEPHEN R M, JENNIFER L D. Project morpheus: lander technology development [R]. AIAA 2014-4314.
- [21] DEVOLITES J L, OLANSEN J B. Project Morpheus: tailored systems engineering of a terrestrial flight testbed for maturing NASA lander technologies [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [22] JENNIFER L D, JON B O, STEPHEN R M. Project Morpheus: Morpheus 1.5A lander failure investigation results [R]. AIAA 2013-5358.
- [23] JON B O, STEPHEN R M, JENNIFER L D. Project Morpheus: lessons learned in lander technology development [R]. AIAA 2013-5310.
- [24] JON B O, STEPHEN R M, JENNIFER L D. Project Morpheus: lander technology development[C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [25] DEVOLITES J L, OLANSEN J B. Project Morpheus: tailored systems engineering of a terrestrial flight testbed for maturing NASA lander technologies [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [26] ROBERT L M. Project Morpheus main engine development and preliminary flight testing[R]. AIAA 2011-5927.
- [27] 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. Cleveland, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [28] HURLBERT E, MCMANAMEN J, STUDAK J. Advanced development of a compact 5-15 lbf lox/methane thruster for an integrated reaction control and main engine propulsion system [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [29] MCMANAMEN J P, HURLBERT E A. 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. Cleveland, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [30] 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. Salt Lake City, UT. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [31] MOREHEAD R L, ATWELL M J, MELCHER J C, et al. Cold helium pressurization for liquid oxygen/liquid methane propulsion systems: fully-integrated initial hot-fire test results [C]//52th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion

- Conference. Salt Lake City, UT. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [32] MELCHER J C, ATWELL M J, MOREHEAD R L, et al. Coil-on-plug ignition for oxygen/methane liquid rocket engines in thermal-vacuum environments [C]//53th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [33] ATWELL M J, MELCHER J C, HURLBERT E A, et al. Characterization of a pressure-fed liquid oxygen liquid methane reaction control system under simulated altitude and thermal vacuum conditions [C]//53th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [34] MOREHEAD R L, MELCHER J C, ATWELL M J, et al. Vehicle-level oxygen/methane propulsion system hotfire demonstration at thermal vacuum conditions [C]//53th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [35] JONES B K, ZANG J C, WEAVER H F, et al. NASA plum brook station test stand in-space propulsion facility test stand characterization hot fire test [C]//2018 Joint Propulsion Conference. Cincinnati, Ohio. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [36] 空天动力瞭望. 美国私营登月器“新星-C”——首款全无毒深空飞行器 [EB/OL]. [2019-11-06] <https://mp.weixin.qq.com/s/8AiGdjs8484rvRznxV1yww>.
- [37] Intuitive Machines, LLC. Lunar Payload & Service: Nova-C Lunar Lander [EB/OL]. [2019-10-05] <https://www.intuitivemachines.com/lunarlander#>.
- [38] TARA P P, THOMAS K P, MICHELLE R, et al. Update to Mars ascent vehicle design for human exploration [R]. AIAA 2019-1229.
- [39] TARA P P, HERBERT D T, TIM C, et al. Human mars ascent vehicle configuration and performance sensitivities [C]//53th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [40] POLSGROVE T, PERCY T K, SUTHERLIN S, et al. Human Mars entry, descent, and landing architecture study: deployable decelerators [C]//2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [41] WILLIAM M M, ROBIN J O, SANDRA E G. Development of augmented spark impinging igniter system for methane engines [C]//53th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [42] MICHAEL B, CHIARA M, JUSTIN H, et al. Comparison of laser ignition and torch ignition in a subscale rocket combustor [R]. AIAA 2018-4946.
- [43] HILL G F, WEAVER H F, KUDLAC M T, et al. Space propulsion research facility (B-2): an innovative, multi-purpose test facility [R]. NASA TM-2011-217007.
- [44] MEYER M, DICKENS K, SKAFF T, et al. Performance of the spacecraft propulsion research facility during altitude firing tests of the Delta III upper stage [C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cleveland, OH, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [45] GROESBECK W A, BAUD K W, LACOVIC R F, et al. Propulsion systems tests on a full scale centaur vehicle to investigate 3-burn mission capability of the D-1T configuration [R]. NASA TM X-71511.
- [46] JEFFREY M. Development of the X-33 GCH_4/GO_2 , RCS thruster [R]. AIAA 1999-2182.
- [47] PHILIP J R, ERIC M V. Non-toxic dual thrust reaction control engine development for on-orbit APS applications [R]. AIAA 2003-4925.
- [48] JUDD D C, BUCCELLA S, ALKEMA M, et al. Development testing of a LOX/methane engine for in-space propulsion [C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [49] JUDD D, BUCCELLA S, ALKEMA M, et al. Effect of combustion process on performance, stability, and durability of a LOX/methane rocket engine [C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [50] TOMITA T, UEDA S, KAWASHIMA H, et al. Status of experimental research on high performance methane-fueled rocket thrust chamber [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2011.