

Morpheus 液氧/甲烷一体化推进系统研究综述

程 诚^{1,2}, 曲 波^{1,2}, 林庆国^{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: 液氧/甲烷推进剂组合凭借其比冲性能、绿色无毒、空间贮存特性及原位资源利用等综合性能高的优势, 被 NASA 选定为未来化学空间推进的主要发展方向。Morpheus 着陆器顺利在肯尼迪航天中心完成自由飞行与自主着陆试验, 标志着 NASA 的液氧/甲烷空间推进技术达到了从单项技术开发走向系统集成应用的新里程碑。介绍了 Morpheus 着陆器的研制历程与研发模式, 针对其采用的液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统, 详细介绍了系统构成、推进剂输送方案和供应管路热控方案, 以及可变推力主发动机和滚动控制发动机的设计原则、研制历程、涉及的主要技术问题与解决措施等。

关键词: 星球着陆器; 空间推进系统; 液氧/甲烷; 发动机; Morpheus 着陆器

中图分类号: V434.1-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2018)05-0001-09

Overview of integrated cryogenic propulsion system based on liquid oxygen/liquid methane for Morpheus

CHENG Cheng^{1,2}, QU Bo^{1,2}, LIN Qingguo^{1,2}

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

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

Abstract: Liquid oxygen/liquid methane (LO_2/LCH_4) was choosed as main developing direction for future chemical space propulsion, because of its advantages at specific pulse, green and non-toxic, easy to storage in space, in-situ resource utilization and etc. Successful free flight and autonomous landing of the Morpheus lander in Kennedy Space Center indicates that NASA's liquid oxygen /liquid methane (LO_2/LCH_4) space propulsion technologies have reached the new milestones from single technology development to system integration application. The development process and research mode of Morpheus lander are introduced in this paper. For the integrated LO_2/LCH_4 propulsion system, the composition, propellant feeding scheme and thermal control method of feeding lines are discussed in detail. Besides, the design principle, development process, major technical issues and their solutions of the main engine with variable thrust and rolling control engine are also investigated in this paper. The results are valuable for development of the advanced cryogenic propulsion system of future planet landers.

收稿日期: 2018-04-16; 修回日期: 2018-06-10

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: planet lander; space propulsion system; liquid oxygen/liquid methane; engine; Morpheus lander

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],针对猎户座载人飞船服务仓(CEV SM)和牵牛星月球着陆器上升级(LLAS),从结构、质量、发动机、供应系统、能源系统、可靠性、可贮存性、技术成熟度、毒性和原位资源利用等方面综合对比了 4 种可用的推进剂组合(液氧/甲烷、液氧/酒精、液氧/液氢和 NTO/MMH)的优缺点,并推荐采用具有最高综合性能的液氧/甲烷推进系统执行空间轨、姿控推进任务。

为了降低液氧/甲烷空间推进系统未来应用的技术风险,NASA 随后启动了推进与低温技术先期发展计划(PCAD)^[2]和低温流体管理计划(CFM)。截至 2011 年,NASA 在液氧/甲烷空间推进系统涉及的主要技术方向上都取得了重大突破,点火器^[3-4]、主发动机^[5-8]、反作用控制发动机^[9-12]、低温推进剂空间长期贮存^[13-16]及低温流体微重力管理等技术成熟度均达到了 TRL5~6 级(即模拟环境下的系统/子系统模型或原型机验证水平)。

2011 年,NASA 启动了先进探索系统(AES)研究计划,由约翰逊空间中心(JSC)负责研制 Morpheus 自主着陆器——未来先进行星着陆器综合技术演示验证平台^[17-18]。Morpheus 着陆器主要包括两项核心关键技术,即挤压式液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统技术和自主着陆与避险技术(ALHAT)。2013 年 12 月,Morpheus 着陆器在肯尼迪航天中心(KSC)成功完成了首次自由飞行试验,这标志着 NASA 的液氧/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的新里程碑。

在 Morpheus 着陆器完成所有自由飞行试验后,针对空间飞行器的应用需求,NASA 开始对 Morpheus 平台进行改进设计,主要包括减小液氧/甲烷主发动机的推力量级(至真空推力 12.5 kN)和采用冷氮加温增压系统^[19-20]。2016 年~2017 年,Morpheus 改进飞行器进一步演变为低温推进系统集成试验平台(ICPTA)^[21-24],在格伦研究中心(GRC)梅

溪试验站(Plum Brook Station)完成地面系统集成热试车后,进入飞行器推进系统研究平台(B-2)进一步完成了一系列的模拟真空与热真空环境下的系统集成热试车,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飞行演示试验的能力。同时,NASA 在最近发布的空间推进技术发展路线图进一步指出,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度节流要求的空间任务。

1 Morpheus 着陆器

Morpheus 项目于 2010 年 6 月正式开始实施,主要目的是开发能够支持到达任何星球表面的载人及机器人任务的行星着陆器技术。项目最大的特点是提供了一款自主飞行的、可重复使用的、火箭发动机驱动的地面垂直起降测试平台,它可以将实验室中的先进技术以相对经济的价格带到集成的飞行系统中进行演示验证。

Morpheus 着陆器结构重量 900 kg,最大有效载荷 180 kg,典型飞行任务的最长飞行时间约 120 s。虽然作为地面技术演示验证平台,但系统的复杂度不可低估。Morpheus 平台主要包括 4 大系统要素:着陆器系统、有效载荷(ALHAT^[25-26])、地面支持系统和操控组。整个着陆器共由 400 多个组件、230 多个电气接口和 400 多个机械接口构成。

历经 4 年多时间,JSC 的 Morpheus 项目团队总共制造了 3 个结构基本相同的集成演示样机。第一个飞行样机(Morpheus 1.5 Alpha)在 2012 年 8 月的第二次自由飞行试验中损毁,历时 9 个月,项目团队又制造了第二个飞行样机(Morpheus 1.5 Bravo),并于 2013 年 12 月在 KSC 成功完成了首次自由飞行试验。为了预防意外事故再次损毁飞行样机而耽误项目研制进度,JSC 还制造了一个飞行样机(Morpheus Charlie)用作备份。截至 2015 年,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,其中在 KSC 开展的最后 5 次自由飞行试验

中,Morpheus 着陆器均达到了 245 m 飞行高度和 400 m 航程,并且顺利在 KSC 的星球地貌模拟降落场(SLF)实现了安全着陆(图 1)。



图 1 Morpheus 着陆器在 KSC 星球地貌模拟降落场自由飞行及自主着陆

Fig. 1 Free flight and autonomous landing of Morpheus lander at the simulative landing field in KSC

Morpheus 项目不同于 NASA 传统项目(较长的研发周期、专业的测试场地等),低成本、高效率的样机研制与测试由一个小型的系统工程和集成团队(SE&I)领导^[27-28],使整个项目的研制成本和周期达到最新水平:项目总共历时 4 年多,总经费约 1 400 万美元。

2 液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统

Morpheus 着陆器采用液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统方案,主要包括 4 个铝合金球形贮箱(落压工作,贮箱压力从 2.4 MPa 降低至 1.0 MPa)、1 台推力 24 kN 主发动机和 4 台最大推力约 89 N 滚动控制发动机。着陆器推进剂最大加注量 2 900 kg,总的速度增量约为 1 500 ~ 2 000 m/s。作为 Morpheus 项目验证的核心关键技术之一,液氧/甲烷推进系统研制的主要目标包括:1)挤压式 24 kN 液氧/甲烷主发动机,具有 4:1 变推能力;2)轨姿控动力系统最小脉冲宽度 40 ms;3)主发动机和轨姿控发动机推进剂供应系统集成;4)并行贮箱供应系统推进剂管理技术;5)贮箱推进剂晃动抑制技术;6)液氧/甲烷推进系统的飞行及地面工作特性等。

Morpheus 液氧/甲烷推进系统配置 4 个铝合金球形贮箱,沿着着陆器中心轴线对称均匀布置,每个贮箱内安装有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。贮箱可以采用氦气恒压挤压工作模式,也可以在短时间的地面演示飞行试验中采用落压工作模式。主发动机喷注器采用直流互击式喷注单元方案,推力室采用液膜/辐射复合冷却。如图 2 所示,通过 2 个相互垂直的电动伺服机构配合万向节来对主发动机进行矢量控制,从而实现 Morpheus 着陆器的平移、俯仰与偏航。姿控动力系统共有 4 台滚动控制发动机,分两组对称安装在 2 个甲烷贮箱上(安装位置位于着陆器重心平面),如图 3 所示,每个安装座上的两个滚动控制发动机喷口反向安装。

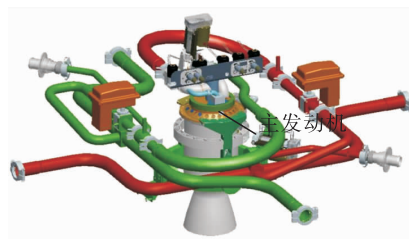


图 2 Morpheus 液氧/甲烷主发动机

Fig. 2 LOX/LCH₄ main engine of Morpheus



图 3 Morpheus 液氧/甲烷滚动控制发动机

Fig. 3 LOX/LCH₄ roll control engine of Morpheus

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,采用无线信号进行开关控制)。供应主发动机的推进剂,经球阀后流经涡轮流量计和金属软管,然后经节流阀进入发动机喷注器。供应滚动控制发动机的推进剂,通过球阀后 T 型管路的分支管路,沿着着陆器外边沿以相反的方向流至滚控喷管,滚控喷管对称安装在 2 个甲烷贮箱上的发动机安装座上。其中,T 型分支管路后推进

剂分流位置的选择原则为,使分流点后的轨姿控系统供应管路长度相对于着陆器对称,如图 4 所示。

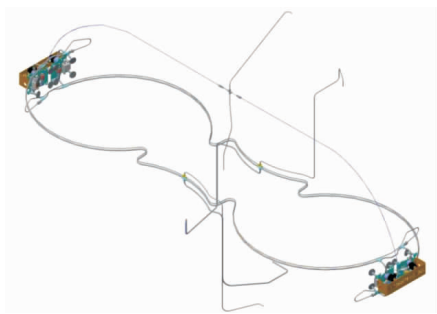


图 4 Morpheus 动力系统液氧/甲烷推进剂供应管路

Fig. 4 LOX/LCH₄ propellant feeding lines of Morpheus propulsion system

Morpheus 轨姿控动力系统推进剂供应管路末端设置有排放路,并采用节流孔板控制排放流量。部分推进剂通过排放孔板后,经较小直径的排放管路并紧贴着轨姿控动力系统主推进剂供应管路逆向流动,最后通过电磁阀直接向外排放。上述的排放系统,在 Morpheus 着陆器飞行试验前和飞行过程中,通过排放低温推进剂保证姿控动力系统供应管路内的推进剂条件。排放管路的氧气,排放口设置在主发动机喷管出口附近,这样可以在飞行试验中被发动机羽流消耗掉。排放管路的甲烷,排放口设置在着陆器的上部,并基本沿着着陆器重心点的径向朝外排放。这样既可以防止甲烷蒸汽聚集在着陆器的航电设备与电源盒附近,减小甲烷与发热部件接触而导致着火的可能性,又可以尽量避免排气冲量产生转动力矩对着陆器控制带来不利影响。

3 液氧甲烷发动机

3.1 变推力主发动机

Morpheus 液氧/甲烷主发动机包括 HD1 ~ HD5 五个版本,发动机设计推力逐渐增加,最终飞行版本的海平面推力最大达到约 24 kN。发动机具有 4:1 深度节流能力(推力变化范围 25% ~ 109%),使其能够满足着陆器起飞—悬停—下降—着陆等任务需求。主发动机的研制遵循两条原则:低成本和快速研发,即创造便宜的方式解决经典的火箭发动机问题,以及少量的点火试验并且每次测试均有较多

的试验目标^[29]。

发动机采用直流互击式喷注器和燃料液膜冷却的推力室。这两种选择均不是最先进的技术,但是这些成熟的技术使得追求快速、低成本的发动机研制过程得到了简化,并且可以顺利推进。然而,技术简化的代价则是发动机性能的损失。在某些工况下,超过 30% 的燃料被用于推力室的膜冷却而未经完全燃烧就排放出去。另一个关键问题是:主发动机采用同一个伺服作动器来控制两路推进剂的节流球阀,使其均匀的转动。这种选择虽然减少了着陆器的失效模式,但却导致发动机混合比不能调节,以及在发动机启动时序中两路推进剂阀门不能单独控制。

HD1 发动机是为 Morpheus 着陆器研制的第一款液氧/甲烷主发动机,但由于燃烧不稳定性问题,导致发动机在地面试验阶段喷注器面板被烧坏。随后,研制团队尝试通过更换喷注器面板等改进来研制一款新的主发动机 HD2,但由于钎焊问题,导致各类尝试均出现了少量液氧泄漏进喷注器的甲烷喷嘴问题而放弃。紧接着研制团队开始研制 HD3 发动机,通过地面测试后,HD3 发动机便被用于 2011 年 Morpheus 1.0 的测试活动,但在第 6 次绳系试验时,因节流阀在点火启动时突然全开导致推力室被烧穿。后续,Morpheus 着陆器所有的测试活动(包括 1.5 Alpha 和 1.5 Bravo)均是采用 HD4 发动机,如表 1 所示,梳理了 HD4 发动机在着陆器和斯坦尼斯航天中心(SSC)地面台上进行点火试验的统计情况。其中,原始版的 HD4 - A 发动机用于 Morpheus 1.5 Alpha 的测试活动,但在第 2 次自由飞行试验中,随着着陆器坠毁而损坏;由于升级版 Morpheus 1.5 Bravo 要求更高的主发动机推力,研制团队于是研制了 HD5 发动机,但由于液膜冷却问题一直不能得到很好的解决,HD5 发动机仅在 SSC 地面台上进行了点火试验^[30];因此,研制团队又基于 HD4 - A 发动机的喷注器,通过配备更大喉径的推力室使发动机的最大推力增加到 24 kN,即 HD4 - A/B - LT 发动机,并使用 HD4 - A - LT 发动机完成了 Morpheus 1.5 Bravo 在 JSC 和 KSC 的所有飞行试验任务。

表 1 Morpheus HD4 和 HD5 发动机的测试活动

Tab.1 Test activities of Morpheus HD4 and HD5 engines

发动机		HD4 – A	HD4 – A – LT	HD4 – B – LT	HD5
测试时间/年		2012	2012 ~ 2014	2013 ~ 2014	2012 ~ 2013
推力/kN		18.7	24	24	24 +
飞行器 集成试验	工作次数	19	73	n/a	n/a
	累计工作时间/s	841	1871	n/a	n/a
	燃烧不稳定	0	17	n/a	n/a
SSC	工作次数	n/a	26	22	66
测试台	累计工作时间/s	n/a	216	400	165
试验	燃烧不稳定	n/a	11	0	22

Morpheus 着陆器自由飞行试验时,主发动机点火启动过程首先通过节流阀控制推力从 0 上升至某一“停顿”值(idle thrust),此时主发动机的推力远小于着陆器重量,这样可以预防着陆器从发射台上仓促起飞或移动。当发动机保持“停顿”推力时,机载 GN&C 软件接管主发动机的控制,并命令发动机达到接近最大推力状态(起飞加速度约 1.15g),着陆器离地起飞,如图 5 所示。这种发动机启动时序允许着陆器起飞前进行发动机健康状态检查,再实现从静态到飞行的平滑过渡。

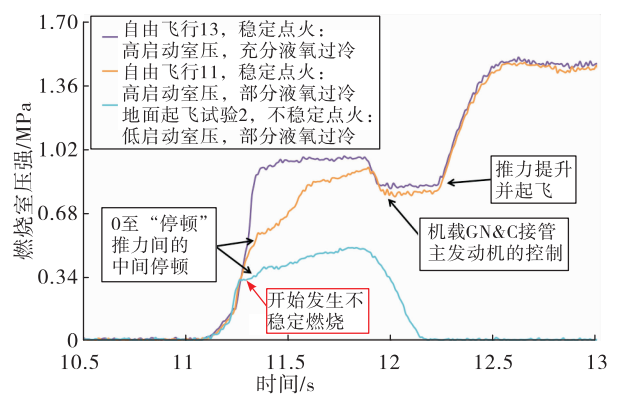


图 5 Morpheus HD4 发动机点火启动过程

Fig.5 Start – up procedure of Morpheus HD4 engine

Morpheus 液氧/甲烷主发动机存在较明显的高频燃烧不稳定现象,并且主要发生在发动机的点火启动过程。表 1 给出了发动机在着陆器集成飞行试验和 SSC 地面台上出现高频燃烧不稳定的统计数据。图 6 给出了 HD4 – A – LT 发动机在某次试验

中观测到的高频燃烧不稳定现象,发动机在 3 125 Hz, 6 250 Hz 和 9 400 Hz 发生明显的“蜂鸣”。这种 3 – 6 – 9kHz 频率序列就是 HD4 – A – LT 发动机及 HD5 发动机的高频燃烧不稳定特征,并分别对应发动机的 1T,1R 和 1T – 1R 振动模式。

Morpheus 主发动机试验观测结果表明:1) 温的液氧入口条件(“温液氧”)可能诱发较低振幅的高频燃烧不稳定,并随着液氧集合器被冷透而衰减;2) 过冷的液甲烷入口条件(“冷甲烷”)很可能导致发动机在启动过程出现较严重的高频燃烧不稳定,并且有可能延续至稳态工作阶段。图 7 给出了 HD5 发动机在某次试验中出现了两次高频燃烧不稳定现象:第一次燃烧不稳定较轻微是由“温液氧”导致的;第二次燃烧不稳定较严重则是由“冷甲烷”导致的。基于前期的试验结果,Morpheus 1.5 Bravo 着陆器通过调整主发动机启动时序,保证发动机的入口条件为“冷液氧”和“温甲烷”状态,从而顺利完成了所有自由飞行试验。

3.2 滚动控制发动机

Morpheus 姿控动力系统的技术要求如表 2 所示,最大的技术挑战是:确保滚动控制发动机在宽广的压力范围(2.4 ~ 1.0 MPa)和推进剂状态(气态 ~ 液态)下,能够可靠、有效地工作。试验结果表明,Morpheus 滚动控制发动机在上述较宽的入口条件下,点火可靠性达到 99.5%,40 ms 脉宽下的最小脉冲冲量达到 3.8 N · s,并且在气/气和气/液工况下能达到更小的脉冲冲量^[31 – 32]。

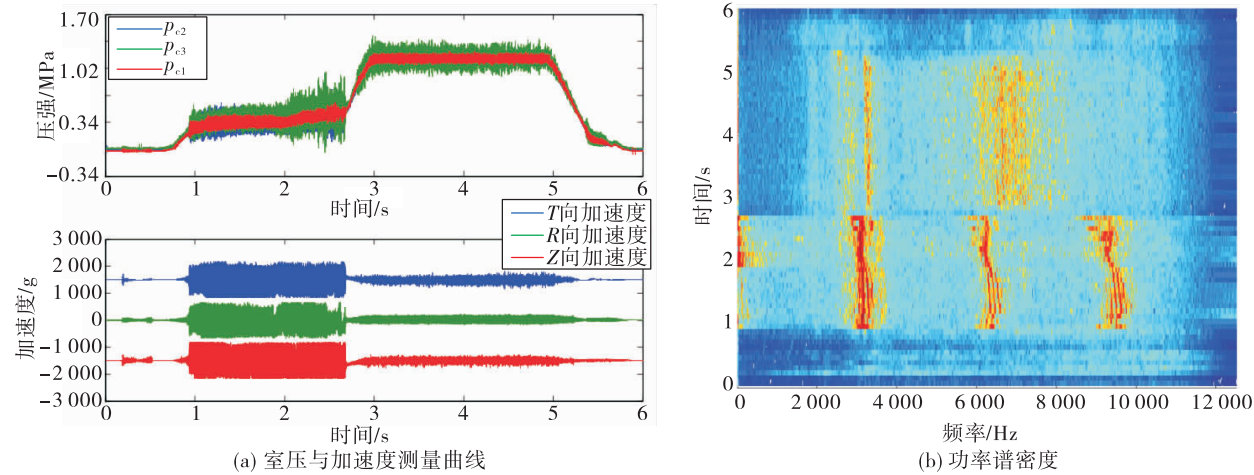


图 6 HD4 – A – LT 发动机试验中的高频燃烧不稳定现象
Fig. 6 High – frequencycombustion instability appearing in HD4 – A – LT engine test

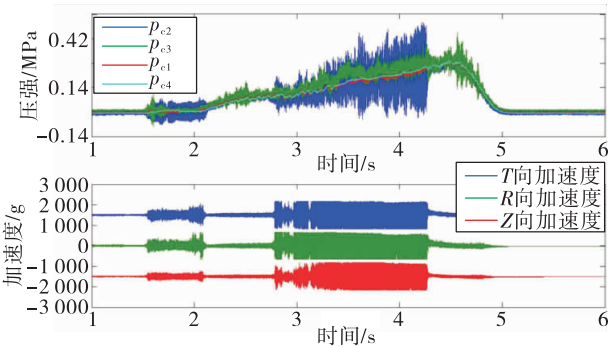


图 7 HD5 发动机某次试验中的高频燃烧不稳定现象
Fig. 7 High – frequency combustion instability occurring in HD5 engine test

表 2 Morpheus 姿控动力系统技术要求
Tab.2 Technical requirements of Morpheus attitude – control system

项目	技术要求
最小推力	入口压力 2 300 kPa 时 80 N,入口压力 1 600 kPa 时 53 N(O ₂ 温度 116 K, CH ₄ 温度 150 K)
最小脉冲冲量	3.8 N · s
总冲	6 000 N · m · s
脉冲宽度	0.040 s ~ 持续工作
偏工况推进剂条件	气/气或气/液工况,脉冲长度最大 4 s

滚动控制发动机的设计原则是:快速、可靠的脉冲工作能力,低成本,以及与主发动机兼容的推

进剂供应系统。如图 8 所示,发动机主要由定制的火花塞、两个低温电磁阀、燃烧室和喷管 4 部分构成。燃烧室采用不锈钢,喷管(面积比 3.5:1)采用耐高温镍基合金,发动机总重约 1.36 kg。推进剂进入燃烧室分三个阶段:1)液氧在火花塞电极尖端上游通过 4 个自击式喷注单元进行雾化,然后流经火花塞电极尖端被电极与燃烧室壁面间形成的高压电弧电离,且部分氧离子被卷吸进入电极下游的涡流区;2)一部分甲烷在电极尖端下游通过 4 个径向孔喷入燃烧室,与电离的氧离子混合后诱发核心燃烧(核心混合比约为 8),并且在电极下游的涡流区内形成稳定的火焰核,以保证当点火器关闭后以及工况变化情况下发动机能持续工作;3)剩余的甲烷在核心燃烧区下游通过 8 个切向孔喷入燃烧室,进行燃料膜冷却(FFC),部分的甲烷液膜蒸发与富氧核心火焰混合燃烧。

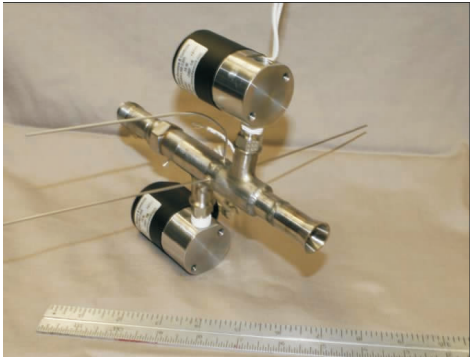


图 8 Morpheus 滚动控制发动机
Fig. 8 Morpheus roll control engine

Morpheus 滚动控制发动机的点火可靠性以及不同工况下发动机的工作特性在 JSC 的车载移动低温试验台 (Cryo - Cart portable test bed) 上进行热试车考核。先后针对 12 个不断改进的试验样机,开展了总共 250 次以上的点火试验。如表 3 所示, A, B 及 C 三个试验工况分别代表着陆器自由飞行试验中起始、中间和结束时刻滚动控制发动机的推进剂入口条件。

表 3 Morpheus 滚动控制发动机试验工况

Tab.3 Test sets of Morpheus roll control engine

Set	$p_{\text{tank, O}_2}/\text{kPa}$	$p_{\text{tank, CH}_4}/\text{kPa}$	$T_{\text{in, O}_2}/\text{K}$	$T_{\text{in, CH}_4}/\text{K}$
A	2 068	2 275	116	150
B	1 386	1 262	116	150
C	1 220	1 082	116	150

图 9 ~ 图 11 分别给出了 12# 试验样机 (最终版) 在工况 A, B 及 C 下的测试结果。发动机在工况 A 下的室压约 1.59 MPa, 推力约 80 N, 混合比约 0.5, 地面比冲约 162 s; 发动机在工况 C 下的室压约 0.59 MPa, 推力约 36 N, 混合比约 0.76, 地面比冲约 215 s; 发动机在工况 B 下仅进行脉冲工作, 最大室压约 1 MPa, 最大推力约 44 N。

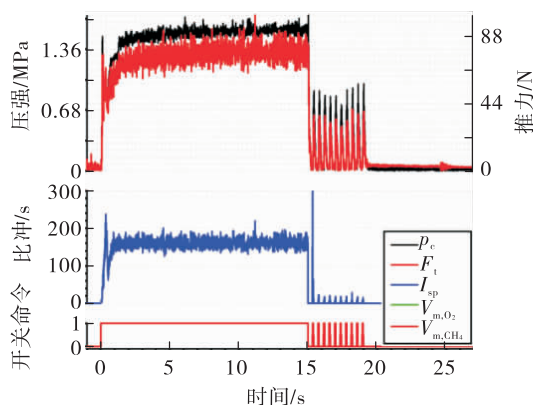


图 9 12# 试验样机工况 A 下的工作特性
(15 s 稳态工作 + 10 个脉宽 80 ms 连续脉冲序列)
Fig.9 Operation behavior of 12# engine sample
under working condition A

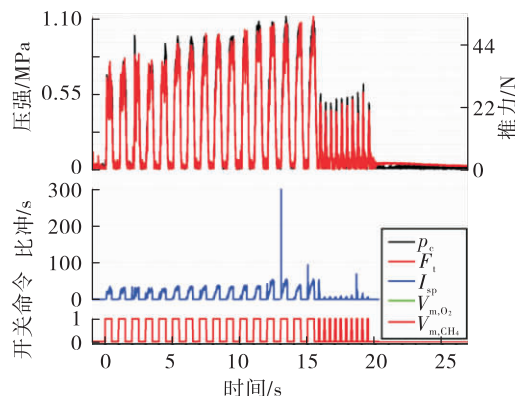


图 10 12# 试验样机工况 B 下的工作特性 (16 个脉宽 500 ms 连续脉冲序列 + 10 个脉宽 80 ms 连续脉冲序列)
Fig.10 Operation behavior of 12# engine sample
under working condition B

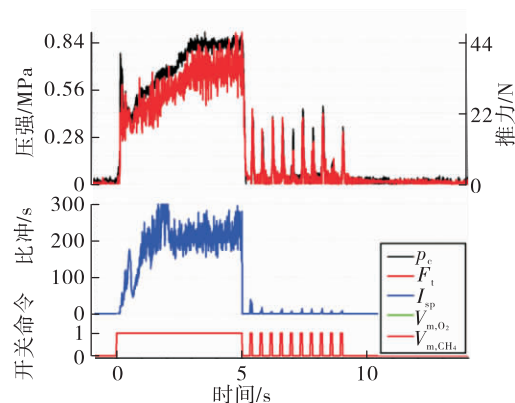


图 11 12# 试验样机工况 C 下的工作特性
(5 s 稳态工作 + 10 个脉宽 80 ms 连续脉冲序列)
Fig.11 Operation behavior of 12# engine sample
under working condition C

4 结论

1) 液氧/甲烷推进剂组合凭借高比冲性能、绿色无毒和空间易于长期贮存等优势,被美国 NASA 选定为未来化学空间推进的主要发展方向。自 2005 年以来, NASA 持续地进行着液氧/甲烷空间推进技术的攻关研究, 目前其推进系统及主要关键组件的技术成熟度已经达到 TRL5 ~ 6 级, 并且挤压式液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统已经完成了地面模拟环境下的集成演示验证, 具备飞行试验的要求。

2) 采用液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统方案

的 Morpheus 着陆器,截至 2015 年总共完成 60 次着陆器集成演示试验,并且顺利在 KSC 的星球地貌模拟降落场实现了自主安全着陆。着陆器的研制由一个小型、高效的系统工程与集成团队完成,历时 4 年多,总经费 1 400 万美元,达到了 NASA 最新水平。

3) Morpheus 液氧/甲烷推进系统主要由 4 个并行的铝合金球形贮箱、1 台推力 24 kN 且能 4:1 节流变推的主发动机和 4 台最大推力 89 N 的滚动控制发动机构成,主发动机与滚动控制发动机采用集成的推进剂供应系统方案。变推力主发动机研制遵循低成本和快速研发的原则,在发动机点火启动过程中存在明显的 3~6~9 kHz 频率序列的高频燃烧不稳定,但通过调整主发动机启动时序以保证入口条件为“冷液氧”和“温甲烷”状态,成功消除了燃烧不稳定。滚动控制发动机在宽的入口压力范围(2.4~1.0 MPa)和不同的推进剂相态(气态~液态)下,点火可靠性达到 99.5%,40 ms 脉宽下的最小脉冲冲量达到 3.8 N·s。

参考文献:

- [1] Anon. NASA's exploration systems architecture study: NASA - TM - 2005 - 214062 [R]. USA: NASA, 2005.
- [2] MARK D K. Liquid oxygen / liquid methane propulsion and cryogenic advanced development: IAC - 11 - C4. 1. 5 [R]. [S. l.]: IAC, 2011.
- [3] REYNOLDS D C. Oxygen/methane torch igniter design and testing: NASA TM - 2008 - 215247 [R]. USA: NASA, 2008.
- [4] BREISACHER K, AJMANI K. LOX/methane main engine igniter tests and modeling: AIAA 2008 - 4757 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [5] 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.]: [s. n.], 2008: 10 - 19.
- [6] ELAM S K, SPRAD E R. Test report for test program P7061: liquid oxygen / liquid methane demonstration with coaxial injectors: NASA TM - 2009 - 215743 [R]. USA: NASA, 2009.
- [7] ELAM S K, SPRAD E R. LOX / LCH₄ technology demonstration - P8006A: NASA TM - 2009 - 216268 [R]. USA: NASA, 2009.
- [8] 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.]: [s. n.], 2010: 111 - 120.
- [9] 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.]: [s. n.], 2008: 145 - 152.
- [10] 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.]: [s. n.], 2008: 101 - 108.
- [11] 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.]: [s. n.], 2010: 50 - 57.
- [12] 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.]: [s. n.], 2010: 24 - 29.
- [13] BARSİ S, MODER J, KASSEMI M. Numerical investigation of LO₂ and LCH₄ storage tanks on the lunar surface: AIAA 2008 - 4749 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [14] FLACHBART R, HASTINGS L, HEDAYAT A, et al. Thermodynamic vent system performance testing with sub-cooled liquid methane and gaseous helium pressurant [J]. Cryogenics 2008, 48: 217 - 222.
- [15] JURNS J, MCOUILLEN J. Liquid acquisition device testing with sub - cooled liquid oxygen [C]// AIAA 44th Joint Propulsion Conference. [S. l.]: AIAA, 2013: 123 - 129.
- [16] ZIMMERLI G, ASIPAUSKAS M, WAGNER J, et al. Propellant quantity gauging using the radio frequency mass gauge: AIAA 2011 - 1320 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [17] JON B O, STEPHEN R M, JENNIFER L D. Project morpheus: lander technology development: AIAA 2014 - 4314 [R]. USA: AIAA, 2014.
- [18] JENNIFER L D, JON B O. Project morpheus: tailored systems engineering of a terrestrial flight testbed for maturing NASA lander technologies: AIAA 2015 - 0849 [R]. USA: AIAA, 2015.
- [19] ERIC H, ROBERT M, JOHN C M, et al. Integrated pres-

- sure – fed liquid oxygen/methane propulsion systems; Morpheus experience, MARE, and future applications; AIAA 2016 – 4681 [R]. USA: AIAA, 2016.
- [20] 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: AIAA 2016 – 4682 [R]. USA: AIAA, 2016.
- [21] MELCHER J C, ATWELL M J, MOREHEAD R L, et al. Coil – on – plug ignition for LOX/methane liquid rocket engines in thermal vacuum environments [C]// AIAA, SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. [S. l.]: AIAA, 2017: 18 – 25.
- [22] MOREHEAD R L, MELCHER J C, ATWELL M J, et al. Integrated cryogenic propulsion test article hot fire testing [R]. USA: NASA, 2017.
- [23] MOREHEAD R L, ATWELL M J, HURLBERT E A. Cold helium gas pressurization for spacecraft cryogenic propulsion systems [R]. USA: AIAA, 2017.
- [24] ATWELL M J, HURLBERT E A, MOREHEAD R L, et al. Pressure – fed cryogenic reaction control system for spacecraft: transient system modeling and hot fire test results [R]. USA: AIAA, 2017.
- [25] JENNIFER L D, JON B O, STEPHEN R M. Project morpheus: Morpheus 1. 5A lander failure investigation results: AIAA 2013 – 5358 [R]. USA: AIAA, 2013.
- [26] JON B O, STEPHEN R M, JENNIFER L D. Project Morpheus: lessons learned in lander technology development: AIAA 2013 – 5310 [R]. USA: AIAA, 2013.
- [27] JON B O, STEPHEN R M, JENNIFER L D. Project Morpheus: lander technology development: AIAA 2014 – 4314 [R]. USA: AIAA, 2014.
- [28] JENNIFER L D, JON B O. Project Morpheus: tailored systems engineering of a terrestrial flight testbed for maturing NASA lander technologies: AIAA 2015 – 0849 [R]. USA: AIAA, 2015.
- [29] ROBERT L M. Project Morpheus main engine development and preliminary flight testing: AIAA 2011 – 5927 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [30] JOHN C M, ROBERT L M. Combustion stability characteristics of the project morpheus liquid oxygen/ liquid methane main engine: AIAA 2014 – 3681 [R]. USA: AIAA, 2014.
- [31] HURLBERT E A, MCMANAMEN J P, STUDAK J W. Advanced development of a compact 5 – 15 lbf LOx/methane thruster for an integrated reaction control and main engine propulsion system: AIAA 2011 – 6113 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [32] 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: AIAA 2014 – 3589 [R]. USA: AIAA, 2014.

(编辑:马 杰)