

液氧甲烷重复使用辅助动力系统方案与进展

程 诚^{1,2}, 杨明磊^{1,2}, 周海清^{1,2}, 熊靖宇^{1,2}, 朱文杰^{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: 航班化航天运输系统的应用需求日趋迫切, 基于液氧/甲烷 (LOX/LCH₄) 发动机的可重复使用运载火箭成为国内外研究热点。面向某型运载火箭对一级返回辅助动力系统的需求, 提出了基于电动泵的主辅一体化液氧甲烷系统方案和独立挤压式液氧甲烷系统方案, 开展了方案比选和应用优势分析, 并介绍了液氧甲烷轨姿控发动机和低温表面张力贮箱的研究基础, 以及国内首款液氧甲烷轨姿控推进系统集成演示试验情况。液氧甲烷辅助动力系统可以实现全箭推进剂的统一和无毒化, 助力运载火箭走向高效及完全可重复使用。选择切实可行的“分步走”策略, 优先开展挤压式液氧甲烷辅助动力系统的工程化研制与飞行应用, 逐步实现基于电动泵的主辅一体化液氧甲烷辅助动力系统在重复使用运载火箭和低温上面级等领域应用。

关键词: 运载火箭; 重复使用; 液氧/甲烷; 辅助动力系统; 姿控发动机

中图分类号: V434.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2023) 04-0023-10

Scheme and Development of Reusable Auxiliary Propulsion System Using Liquid Oxygen and Liquid Methane

CHENG Cheng^{1,2}, YANG Minglei^{1,2}, ZHOU Haiqing^{1,2}, XIONG Jingyu^{1,2}, ZHU Wenjie^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: The application demand of airline-flight-mode aerospace transportation system is becoming more and more urgent. The reusable launch vehicle based on liquid oxygen/liquid methane (LOX/LCH₄) engine has become the first choice at home and abroad. For requirements of auxiliary propulsion system of the reusable launch vehicle first stage, an integrated auxiliary propulsion system with main engine based on electric pump and an independent pressurizing auxiliary propulsion system using LOX/LCH₄ are proposed. Meanwhile, the comparative selection and application advantage analysis of auxiliary propulsion systems using different propellants are carried out. The research basis of LOX/LCH₄ engines for orbit maneuver and reaction control system and cryogenic tank are introduced, as well as the first integrated LOX/LCH₄ propulsion system prototype in China. The auxiliary propulsion system using LOX/LCH₄ engines will truly realize the propellant unity and non-toxic of launch vehicle, and help the vehicle to move towards rapid and fully reusable. The 'step by step' strategy is chosen to give priority to the development and flight application of the pressurizing auxiliary propulsion system using LOX/LCH₄, and gradually realize the application of the integrated main-auxiliary propulsion system based on electric pump, which is more

收稿日期: 2023-03-16; **修订日期:** 2023-07-03

基金项目: 上海空间发动机工程技术研究中心资助项目 (Fc373S-1)

作者简介: 程诚 (1987-), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为先进空间推进技术。E-mail: ccheng_sisp@163.com

practical and feasible.

Key words: Launch vehicle; Reuse; Liquid oxygen/liquid methane; Auxiliary propulsion system; Reaction control engine

0 引言

世界航天已进入以大规模互联网星座建设、太空旅游和空间资源开发为代表的新阶段,进出空间需求正在快速增长,航班化航天运输系统正逐渐变为现实^[1-2]。美国太空探索技术公司(Space X)持续发展其低成本、快速、完全可重复使用运载火箭。猎鹰9号运载火箭垂直起降重复使用技术日趋成熟,目前已有多枚一级火箭实现15次重复利用^[3]。“超重-星舰”运输系统也在开展飞行验证^[4]。我国航天运输系统经过60多年的发展,取得了举世瞩目的成绩,但在飞行可靠性、发射成本以及发射准备时间等方面距离航班化目标还存在较大差距,尚且不具备重复使用能力^[5-6]。

国内现役运载火箭辅助动力系统通常采用单推3(DT-3)单组元催化分解发动机或四氧化二氮/肼类双组元自燃发动机的技术方案,发动机比冲性能较低,推进剂剧毒且操作/维护成本高昂,无法重复使用。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,在可重复使用运载火箭领域获得了突飞猛进的发展^[7],例如SpaceX公司“Raptor”发动机、蓝箭航天“天鹊12”发动机和九州云箭“龙云”发动机等。液氧/甲烷轨姿控发动机能够提供能力更强的轨道转移和姿态控制系统^[8],NASA先后通过推进与低温技术先期发展计划(PCAD)、低温流体管理计划(CFM)、先进探索系统计划(AES)等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^[9-10]。采用液氧/甲烷轨姿控推进系统的Morpheus着陆器总共完成60次集成演示试验^[11],低温推进系统集成试验平台(ICPTA)进一步完成模拟热真空环境下系统热试车考核^[12-13],表明NASA液氧/甲烷空间推进系统具备了在轨飞行演示的条件。近年来,国内在液氧甲烷轨姿控推进系统涉及的点火、发动机喷注、燃烧与冷却、系统动态特性、低温电动泵等关键技术方面取得显著进展^[14-20],但技术成熟度距离工程应用还有差距。

面向液氧甲烷重复使用运载火箭,液氧甲烷辅助动力系统可以实现全箭推进剂统一和无毒化,助力运载火箭走向快速、完全可重复使用。本文针对某型重复使用运载火箭对一级返回辅助动力系统的要求,分析了液氧甲烷辅助动力系统方案的应用优势,并介绍了核心单机的研究基础以及国内首款液氧/甲烷轨姿控推进系统集成演示试验情况,可以为工程化研制提供参考。

1 液氧甲烷辅助动力系统方案

某型重复使用运载火箭采用液氧甲烷发动机技术方案,一级返回辅助动力系统配置16台1000N和2台300N姿控发动机,总冲约810kN·s,参与箭体的三通道姿态控制与推进剂沉底。

1.1 基于电动泵的主辅一体化系统

一级返回液氧甲烷辅助动力系统采用与主发动机共用火箭贮箱推进剂、基于电动泵实现主辅一体化推进的技术方案,工作原理如图1所示。辅助动力系统液氧和液甲烷电动泵(图中DDB)布置在一子级后短壳或发动机舱,分别从主输送管路抽取低温推进剂,然后经姿控输送管道(导管整流罩内)供应给布置在级间段的4个姿控发动机组,最后经循环冷却流量控制阀组返回火箭贮箱。在运载火箭推进剂加注过程,姿控电动泵运转在低转速小扬程工况(地面电源供电)进行辅助动力系统循环预冷;进入临射程序前,姿控电动泵切换到额定转速工况(箭载电源供电)并通过流量控制阀组调节循环冷却流量,确保各姿控发动机入口工况满足点火条件;辅助动力系统接收控制系统指令进行姿控发动机稳态与脉冲工作,姿控电动泵动态调整泵送流量维持发动机入口压力平稳。

基于电动泵的主辅一体化系统的组件配套情况见表1,系统干质约157.2kg。其中,箭载电池因系统功耗需求不大,可以与一级发动机摇摆伺服系统等供电统筹考虑。另外,辅助动力系统推进剂需求量约255kg,可并入一级返回贮箱推进剂剩余量考虑。

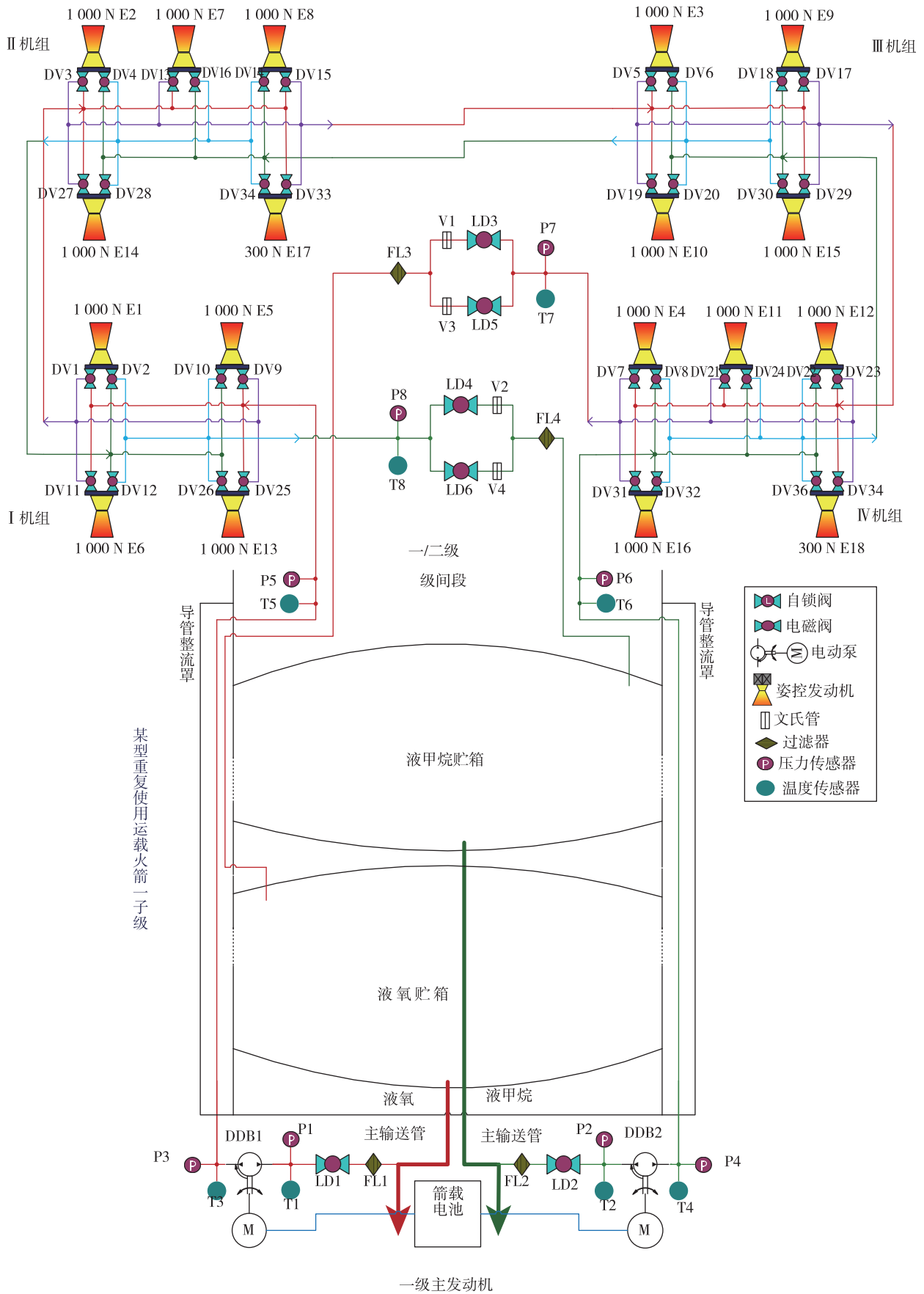


图 1 基于电动泵的主辅一体化系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of integrated main and auxiliary propulsion system based on electric pump

表 1 基于电动泵的主辅一体化系统组件配套表
Tab. 1 Component list of integrated main and auxiliary propulsion system based on electric pump

序号	组件名称	数量	单质/kg	图中代号
1	10 kW 低温电动泵 (含驱动控制器)	2	15	DDB
2	箭载电池	1	—	—
3	1 000 N 发动机 (含阀门与火花塞)	16	4.5	1 000 N E
4	300 N 发动机 (含阀门与火花塞)	2	3	300 N E
5	点火控制系统	1	5	—
6	低温自锁阀	6	1	LD
7	压力传感器	8	0.2	P
8	温度传感器	8	0.2	T
9	电缆	1 套	5	—
10	导管、总装直属件	1 套	30	—

1.2 挤压式液氧甲烷辅助动力系统

挤压式液氧甲烷辅助动力系统工作原理如图 2 所示, 相对比较独立。系统采用 1 个用于贮存高压氮气增压气源的 50 L 气瓶, 通过 1 个高压自锁阀(图中 LV1) 保证气体可靠隔离和工作时可靠打开供应。高压氮气通过 1 个减压阀(图中 RV1) 减压至设定出口压力, 然后输送至液氧和液甲烷贮箱对推进剂进行增压。2 个 200 L 低温贮箱采用杜瓦结构绝热, 贮箱内推进剂采用表面张力管理方案, 推进剂管理装置采用筛网通道和气泡陷阱复合结构, 满足推进剂收集、输送、分离和蒸发气体可控排放等要求。两个贮箱内各安装 1 个多测点集成式温度传感器(图中 TZO1~TZO6 和 TZR1~TZR6) 以监测低温推进剂及气垫的温度并测算推进剂加注量或剩余量。液氧和液甲烷经贮箱出口低温过滤器后, 通过低温自锁阀(图中 LD) 与下游管路实现可靠隔离, 打开后供应到 4 个姿控发动机组。辅助动力系统通过排放冷却控制阀组以最少推进剂消耗量实现输送管路预冷, 同时保障系统工作时各发动机的入口推进剂能够可靠地维持液相且温度一致性较好。

挤压式液氧甲烷辅助动力系统的组件配套情况见表 2, 系统干质约 215.2 kg。考虑推进剂使用量 255 kg, 以及推进剂预冷消耗量和剩余量核算 25 kg, 系统总质为 495.2 kg。

1.3 系统方案比选

基于电动泵的主辅一体化液氧甲烷系统方案

充分利用火箭贮箱内推进剂剩余量(辅助动力系统推进剂消耗量不用单独考虑), 同时取消了独立的推进剂贮箱和增压系统, 系统组件数量及干质相对要小。针对某型运载火箭可回收一子级, 存在约 338 kg(含推进剂 280 kg) 的质量优势。此外, 主辅一体化系统还取消了常规辅助动力系统独立的推进剂加注、气瓶充气等靶场操作, 利于火箭实现快速重复使用。然而, 主辅一体化系统因配套两台低温电动泵, 突破高可靠、高效率、零泄漏且具备大范围变工况能力的高速电动泵及其高压驱动控制技术便成为了方案成立的前提。同时由于火箭控制和组件特性等因素, 低温电动泵只能布局在一级后短壳或者发动机舱位置, 姿控发动机组布局在级间段位置, 导致电动泵与姿控发动机间存在约几十米的距离, 小流量低温推进剂长距离输送热控问题以及高压输送管道冷缩问题给增压输送系统带来新挑战。此外, 主辅一体化系统与火箭增压输送、结构、控制、供配电等分系统高度耦合, 研制阶段不便高频次开展系统级考核试验, 这将影响辅助动力系统技术成熟度水平的提升, 进而影响工程化研制进度。

挤压式液氧甲烷辅助动力系统在运载火箭中为独立模块, 气路组件为货架产品, 且低温表面张力贮箱技术较为成熟, 因此利于快速实现系统集成, 开展各项系统级验证进而提高技术成熟度, 将更早地满足工程应用需求。因此, 选择“分步走”的策略, 首先开展挤压式液氧甲烷辅助动力系统工程化研制及飞行应用和高可靠低温电动泵技术攻关, 进而实现基于电动泵的主辅一体化液氧甲烷辅助动力系统在重复使用运载火箭以及低温上面级上的应用, 将更加切实可行。

2 应用优势分析

以某型运载火箭一级返回辅助动力系统要求为基线, 综合对比了采用不同推进剂的恒压挤压式推进系统方案的优缺点, 见表 3。氮冷气发动机具备良好的重复使用性能, 但比冲很低, 约为 635 (N·s)/kg, 导致氮气充填量需 1 272 kg, 且需要 40 个 100 L/35 MPa 复合材料气瓶(约 665 kg) 才能满足贮存要求, 系统总质量非常大, 不再详细展开分析。

1) 单组元发动机(DT-3/HAN 基) 比冲性能较低, 推进剂加注量需约 385 kg; 因催化分解发动机单机推力做大存在可靠性等问题, 330 N 单元

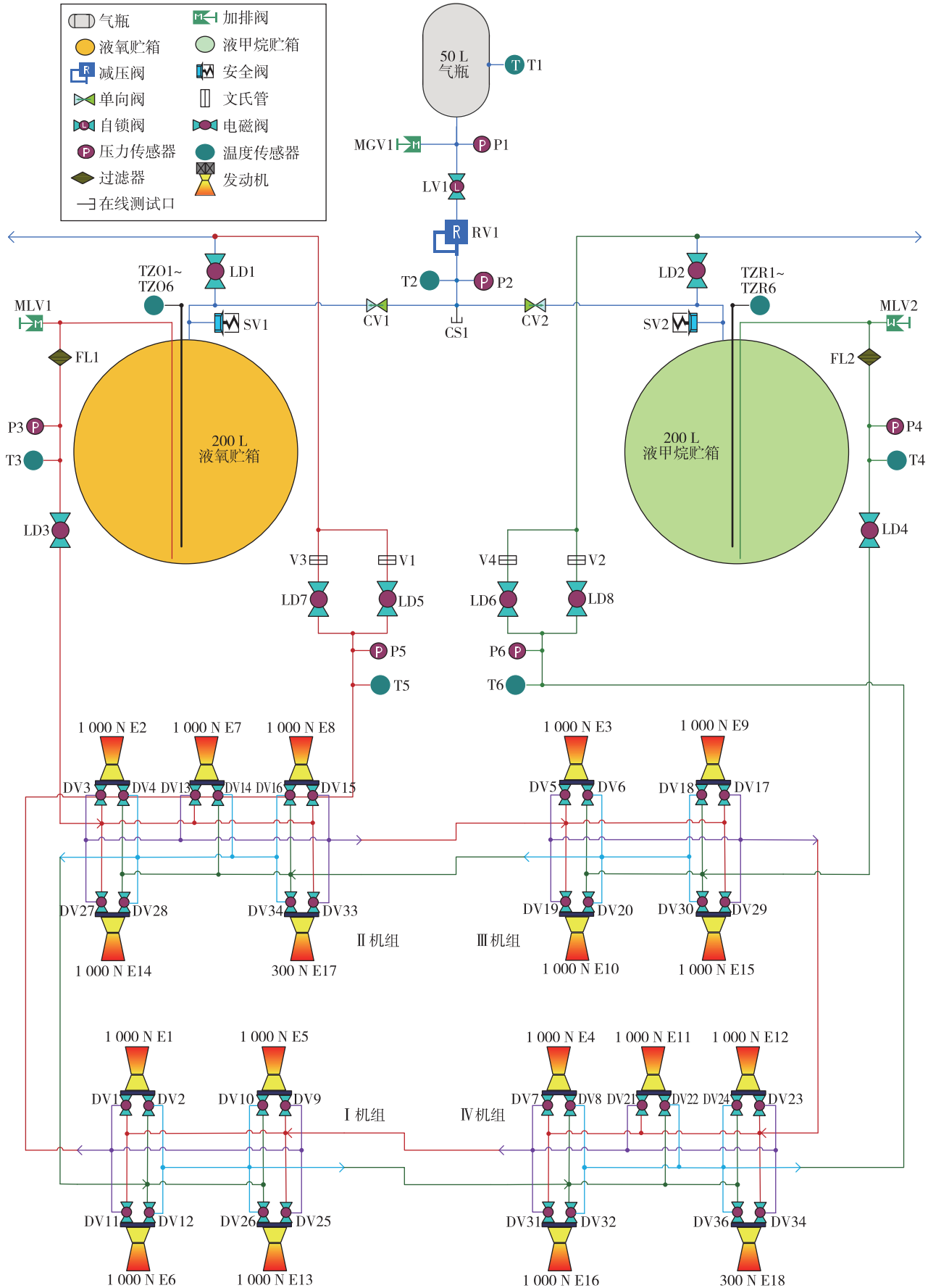


图 2 挤压式液氧甲烷辅助动力系统原理图

Fig. 2 Schematic diagram of pressurizing auxiliary propulsion system using LOX/LCH₄

表2 挤压式液氧甲烷辅助动力系统组件配套表

Tab. 2 Component list of pressurizing auxiliary propulsion system using LOX/LCH₄

序号	组件名称	数量	单质/kg	图中代号
1	50 L 气瓶	1	12	—
2	200 L 贮箱	2	30	—
3	1 000 N 发动机 (含阀门与火花塞)	16	4.5	1 000 N E
4	300 N 发动机 (含阀门与火花塞)	2	3	300 N E
5	点火控制系统	1	5	—
6	充气阀	1	0.2	MGV
7	高压自锁阀	1	0.6	LV
8	减压阀	1	1.5	RV
9	单向阀	2	0.25	CV
10	安全阀	2	0.4	SV
11	低温加注阀	2	0.6	MLV
12	低温自锁阀	8	1	LD
13	压力传感器	6	0.2	P
14	温度传感器	6	0.2	T
15	电缆	1 套	5	—
16	导管、总装直属件	1 套	40	—

表3 采用不同推进剂的辅助动力系统综合比对

Tab. 3 Comprehensive comparison of auxiliary propulsion system using different propellants

序号	项目	液氧甲烷辅助动力系统	NTO/MMH 辅助动力系统	HAN (单组元) 辅助动力系统	DT-3 (单组元) 辅助动力系统
1	密度	1.14/0.42 kg/L	1.446/0.874 kg/L	1.3 kg/L	1.12 kg/L
	冰点	-218 °C / -182 °C	-11.2 °C / -52.5 °C	-20 °C	-30 °C
	沸点	-183 °C / -161 °C	21.2 °C / 87.5 °C	90 °C	110 °C
	比冲	≥3 200 (N·s) /kg	≥2 700 (N·s) /kg	≥2 150 (N·s) /kg	≥2 150 (N·s) /kg
	毒性	无毒	有毒	低毒	有毒
	贮存稳定性	低温, 易蒸发	稳定	较稳定	稳定
	杂质敏感度	低	高	低	高
2	发动机品种		1 000 N、300 N		
	总冲		810 kN·s		
3	推进剂加注量	280 kg (含 10% 预冷消耗量和剩余量)	306 kg	385 kg	385 kg
	系统干质	215.2 kg	160 kg	355.5 kg (采用 3 台 330 N 并联代替 1 台 1 000 N)	315.6 kg (采用 3 台 330 N 并联代替 1 台 1 000 N)
4	技术成熟度	五	七	六	七
5	研制周期	~5 年	~3 年	~4 年	~3 年
6	复用能力	完全可重复使用	仅气路模块重复使用	除单元催化分解发动机外, 均可重复使用	仅气路模块重复使用
7	环境污染情况	无	推进剂加注、泄出以及废液处理等需严格按防护要求执行, 否则会造成环境污染	无	推进剂加注、泄出以及废液处理等需严格按防护要求执行, 否则会造成环境污染
8	靶场操作	中等	复杂	中等	复杂
9	复用维护	简单	非常复杂	复杂	非常复杂
10	产品费用	中等	高	非常高	高

推力器为运载姿控领域最大单机，采用3台并联工作替代1台1 000 N方案，单组元辅助动力系统将配套50台推力器，系统干质达到约315 kg（HAN发动机单机质量较大，系统干质约355 kg）；催化分解发动机重复使用的技术风险较大，无法满足可靠重复使用以及便捷维护的要求；推力器数量很多，并且贵金属催化剂使用量很大，系统产品费用很高。

2) 常规双组元发动机（四氧化二氮/甲基肼，NTO/MMH）比冲性能较高，系统总质约466 kg，且技术成熟度高，研制周期较短，具有较高的综合优势；但NTO/MMH推进剂具有剧毒和强致癌性，将导致一级返回后的靶场操作和复用维护非常不便，系统采用的金属膜片贮箱、电爆阀门、铌钨合金推力室等不可重复使用，进一步提高了复用成本；因推进剂成本较高，产品费用也较高，两款新研发发动机的研制及可靠性提升费用很高。

3) 液氧甲烷辅助动力系统方案可以实现全箭推进剂统一和无毒化，简化靶场操作，提高发射效率，降低维护成本，并助力运载火箭走向快速、完全可重复使用；液氧甲烷发动机比冲高，考虑推进剂预冷消耗量和剩余量，系统总质量约495 kg，与常规双组元方案相当；鉴于一级返回对姿控发动机比冲性能要求不高，采用高温合金喷管的技术方案适当降低比冲但利于重复使用，并将显著降低发动机产品费用与研制成本；目前国内已经完成了挤压式液

氧甲烷轨姿控推进系统方案集成演示验证，技术成熟度基本达到五级，具备了工程研制基础。

综上所述，结合先进性、带动性和绿色环保等因素，选择液氧甲烷辅助动力系统方案将具有一定的综合应用优势。

3 研究基础

3.1 轨姿控发动机

国内在液氧甲烷轨姿控发动机领域已有近10年的技术积累，表4给出了现有的几款所研制的发动机的技术方案与性能参数情况。20 kN液氧甲烷轨姿控发动机采用一体化3D打印喷注器和燃烧室身部的技术方案，截至2023年2月累计完成4次/95 s稳态及偏工况热试车考核，如图3所示。5 kN轨姿控发动机^[21]和150 N姿控发动机^[21]均采用火炬两级点火技术方案，并通过精密层板扩散焊工艺将喷注器和火炬点火器集成一体化，仅用一对推进剂阀门同时控制点火器和喷注器的点火工作，便于实现多次启动和脉冲工作，单台5 kN发动机累计点火31次/726 s，单台150 N发动机累计稳态工作694 s/脉冲点火725次且单组连续脉冲工作达到80次。两型发动机均取消了传统的独立火炬点火器及其推进剂供应系统，这极大简化了配置多发动机的辅助动力系统总装集成。同时，试验结果还佐证了在5 kN~150 N宽推力跨度内的液氧甲烷轨姿控发动机均可采用相似的技术方案。25 N

表4 液氧甲烷轨姿控发动机方案与性能参数对比

Tab. 4 Comparison of scheme and parameters for different LOX/LCH₄ engines

序号	项目	20 kN 发动机	5 kN 发动机	150 N 发动机	25 N 发动机
1	点火方式	电火花点火	电火花点火	电火花点火	电火花点火
2	点火器型式	独立火炬点火器	集成火炬点火器	集成火炬点火器	火花塞
3	喷嘴类型	同轴离心式	直流互击式	直流互击式	直流自击式
4	喷注器结构	一体化3D打印	层板扩散焊	层板扩散焊	机械加工
5	冷却方式	甲烷再生冷却	甲烷液膜冷却	甲烷液膜冷却	甲烷气膜冷却
6	燃烧室身部	一体化3D打印	铌钨合金/抗氧化涂层	铌钨合金/抗氧化涂层	铌钨合金/抗氧化涂层
7	真空比冲/[(N·s)/kg]	3 560	3 350	3 120	2 750
8	燃烧室压力/MPa	3.0	1.0	1.0	1.0
9	混合比	3.2	3.0	2.5	2.5
10	启动加速性 T_{90} /ms	500	120	60	40
11	关机减速性 T_{10} /ms	650	200	80	60
12	稳态工作时间/s	50	200	120	120
13	最小脉冲宽度/ms	—	—	80	40

液氧/甲烷姿控发动机^[21]采用火花塞直接点火的技术方案,因推进剂流量(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。经过多轮迭代优化,最终于2020年年底通过了地面热试车考核。发动机在120 s稳态以及连续脉冲工作时头部壁温平衡在约-110℃,低温推进剂入口相态以及流量稳定。此外,在轨姿控发动机研制过程中,还配套开发了两款长寿命、快响应、轻小型低温阀门,气动阀采用波纹管动密封与球形线接触运动副方案,电磁阀采用高比压坡面密封与节能加速电路方案,两款低温阀门的漏率均 $\leq 1 \times 10^{-6}$ (Pa·m³)/s。

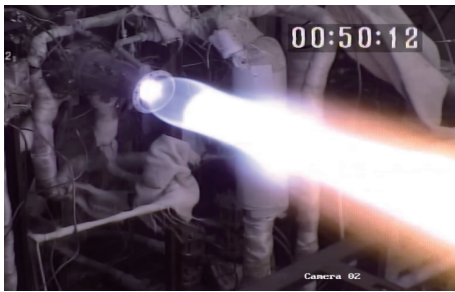


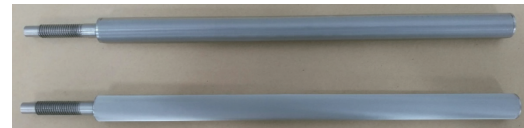
图3 3D打印20 kN液氧甲烷发动机稳态热试车
Fig. 3 Steady-state hot fire of 3D printed 20 kN LOX/LCH₄ engine

3.2 低温表面张力贮箱

空间微重力环境下通过液体表面张力来实现推进剂管理是卫星、飞船等领域推进系统常用的技术方案。运载火箭一级返回过程中,液氧甲烷辅助动力系统需要在无动力状态实现箭体三通道姿态控制并为火箭贮箱推进剂沉底,因低温推进剂沸点低、易蒸发,只能采用表面张力管理方式。

近年来,针对小容积低温推进剂贮箱,开展了多轮次的热控性能测试、液氮筛网倒排试验和液氧筛网泡破点测试等基础研究。小容积低温贮箱(通常 ≤ 500 L)仅依靠变密度多层绝热措施在模拟真空环境下的液氮日蒸发量测试值为1.6%~1.93%。2017年,使用325×2 300(泡破点6 100 Pa)和200×1 400(泡破点3 700 Pa)两种工程应用的斜纹编织筛网包覆于钛合金管上,构造了两根筛网排放通道用于液氮地面倒排试验,如图4所示,验证了筛网通道式表面管理装置能有效地进行液氮的气液分离和液体输送。2020年,进一步开展了斜纹编织筛网装置液氧泡破点测试及定向排气试验,如图5所示,获取了液氧泡破点实测值(约3 595 Pa,比

理论值高约12.8%),并验证了低温推进剂指定通道排气技术。



(a) 筛网排放通道试验件

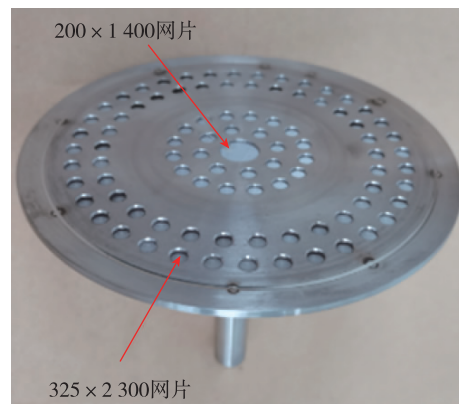


加注状态 排放状态 排放完成

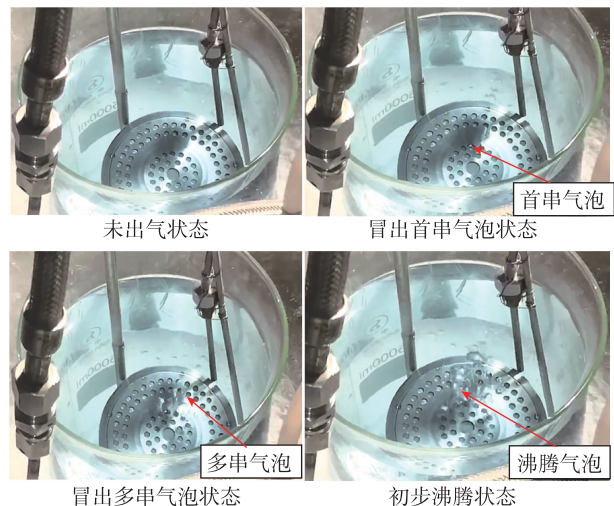
(b) 液氮倒排试验

图4 筛网通道装置及液氮地面倒排试验

Fig. 4 Screen channel device and LN₂ ground inverted emission test



(a) 筛网泡破点测试装置试验件



(b) 液氧泡破点测试

图5 筛网泡破点测试装置及液氧泡破点测试试验

Fig. 5 Screen bubble breaking point device and LOX bubble break point test

3.3 系统集成演示试验

2019年年初,开展了液氧甲烷辅助动力系统集成演示试验。演示样机实物见图6,采用氦气恒压挤压式姿/轨控统一推进系统方案,配套3个100 L高压气瓶、2个400 L低温贮箱、1台5 000 N液氧甲烷轨控发动机和2个姿控发动机组(含1台150 N和1台25 N液氧甲烷姿控发动机),并通过1套COP(Coil-On-Plug)点火系统控制5台发动机的点火工作^[21]。

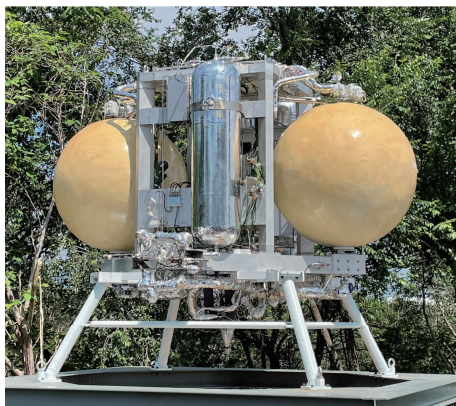


图6 液氧甲烷推进系统演示样机照片
Fig. 6 Photograph of the LOX/LCH₄ propulsion system prototype

历时3年,液氧甲烷推进系统演示样机经过两轮系统级迭代后于2021年先后完成推进剂冷流试验、20次半系统单机热试车、2次半系统五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。演示样机运行平稳,轨/姿控发动机工作协调、产品状态良好,全系统集成演示试验获得圆满成功。

4 结束语

航班化航天运输系统的应用需求日趋迫切,液氧甲烷重复使用运载火箭已成为国内外的研究热点。液氧甲烷辅助动力系统可以实现全箭推进剂统一和无毒化,助力运载火箭走向快速、完全可重复使用。面向可返回一子级对辅助动力系统的功能性能需求,基于电动泵的主辅一体化方案具有明显的质量优势,但高可靠低温电动泵及其驱动控制技术攻关难度大,且辅助动力系统与总体增压输送等分系统高度耦合,不便高频次地开展系统级试验,进而影响技术成熟度水平的提升。鉴于国内在液氧甲烷轨姿控发动机、低温表面张

力贮箱等核心单机领域具备较好的技术基础,并且已经完成了挤压式液氧甲烷轨姿控推进系统集成演示验证。选择“分步走”策略,首先开展挤压式液氧甲烷辅助动力系统工程化研制及飞行应用和低温电动泵关键技术研究,逐步实现主辅一体化系统在重复使用运载火箭及低温上面级领域的应用,更加切实可行。

参考文献

- [1] 包为民,汪小卫. 航班化航天运输系统发展展望[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(3): 1-6.
- [2] 王小军. 中国航天运输系统未来发展展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(1): 1-6.
- [3] 杨开,米鑫. SpaceX公司重复使用运载火箭发展分析[J]. 国际太空, 2020(9): 13-17.
- [4] 焉宁,胡冬生,郝宇星. SpaceX公司“超重-星舰”运输系统方案分析[J]. 国际太空, 2020(11): 11-17.
- [5] 龙乐豪,李平岐,秦旭东,等. 我国航天运输系统60年发展回顾[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(2): 1-6.
- [6] 龙乐豪,王国庆,吴胜宝,等. 我国重复使用航天运输系统发展现状及展望[J]. 国际太空, 2019(9): 4-10.
- [7] 张晓东,刘昶,朱亮聪,等. 垂直起降重复使用液氧甲烷运载火箭发展路线探讨[J]. 空天技术, 2022(3): 71-79.
- [8] International Space Exploration Coordination Group (ISECG). The global exploration roadmap: NP-2018-01-2502-HQ G-327035 [R]. USA: NASA, 2018.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 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]. Proceedings of the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2016-4681, 2016.
- [12] 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 [R]. AIAA 2017-4668, 2017.
- [13] Morehead R, Melcher J, Atwell M, et al. Vehicle-level oxygen/methane propulsion system hotfire testing at thermal vacuum conditions [R]. AIAA 2017-4748, 2017.
- [14] Cheng C, Zhou H Q, et al. Experimental investigation of 150N liquid oxygen/liquid methane attitude control engine[R]. IAC-17 C4.3.6/x36112, 2017.

- [15] Cheng C, Zhou H Q, et al. Experimental investigation of 3000N liquid oxygen/liquid methane engine for orbit maneuver[R]. SP2018-060, 2018.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 王鸽, 田桂, 程诚, 等. 低功耗小型低温流体离心泵设计与性能测试[J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(6): 175-183.
- [19] 王小波. 低温姿轨控动力系统动态特性仿真及试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.
- [20] 张北辰. 面向液体火箭发动机再生冷却的微小通道相变传热过程研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019.
- [21] 程诚, 周海清, 田桂, 等. 液氧/甲烷姿控推进系统集成演示试验[J]. 火箭推进, 2023, 49(3): 56-68.

引用格式:程诚, 杨明磊, 周海清, 等. 液氧甲烷重复使用辅助动力系统方案与进展[J]. 宇航总体技术, 2023, 7(4): 23-32.

Citation: Cheng C, Yang M L, Zhou H Q, et al. Scheme and development of reusable auxiliary propulsion system using liquid oxygen and liquid methane [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(4): 23-32.