

液氧/液甲烷低温推进剂深度过冷加注实验研究

马原¹, 高炎², 高强², 孙强¹, 谢福寿¹, 厉彦忠¹

(1. 西安交通大学制冷与低温工程系, 710049, 西安; 2. 西安航天动力试验技术研究所, 710100, 西安)

摘要: 为了提高低温推进剂深度过冷技术成熟度, 以充分利用其在降低过冷装置系统质量、延长贮存时间等方面的工程应用优势, 针对液氧/液甲烷低温推进剂组合, 以 70 K/97 K 为目标开展深度过冷方案对比与流程设计, 并通过搭建中等规模液氧和液甲烷快速深度过冷加注实验系统进行可行性测试验证。结果表明: 针对中大规模过冷装置系统, 液氧系统采用常压液氮浴+负压液氮浴两级换热过冷方案(换热器均采用铝制板翅式换热芯), 液甲烷系统采用常压列管式液氮浴式换热器过冷加注方案; 为满足快速过冷加注需求, 液氧/液甲烷系统均采用边过冷边加注的系统流程; 在加注流量为 $1.0 \text{ L} \cdot \text{s}^{-1}$ 左右的稳定测试阶段, 液氧实验系统中入口温度约 108 K 的液氧经一级、二级换热器能够分别被冷却至约 88 K 及 70 K 以下, 液甲烷实验系统也实现了 97 K 液甲烷的深度过冷与快速加注, 成功验证了设计方案的可行性。研究工作能够为中国开展过冷低温推进剂的研究与工程应用提供理论与技术支持。

关键词: 低温推进剂; 液氧/液甲烷; 过冷加注方案; 液氮浴式换热器; 深度过冷

中图分类号: TK421.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202209014 **文章编号:** 0253-987X(2022)09-0134-08



OSID 码

Deep Subcooling Filling of LO_2/LCH_4 Cryogenic Propellants

MA Yuan¹, GAO Yan², GAO Qiang², SUN Qiang¹, XIE Fushou¹, LI Yanzhong¹

(1. Institute of Refrigeration and Cryogenics, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Test Technique Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To improve the readiness level of deep subcooling technology for cryogenic propellants, and then sufficiently utilize the advantages of subcooled cryogenic propellants in industry applications, such as reduced system weight and extended storage time, scheme comparison and system design of deep subcooling are carried out at 70 K/97 K for combination of LO_2/LCH_4 cryogenic propellants, and a medium-scale experimental system for their rapid deep subcooling is established to test and verify the feasibility. The results show that for medium and large scale systems, the heat exchange method with an atmospheric and a subatmospheric liquid nitrogen (LN_2) bath heat exchangers (cores of aluminum fin-plate type) is adopted for LO_2 system while the subcooling filling scheme with an atmospheric LN_2 bath tubular heat exchanger is adopted for LCH_4 system. To meet the requirements for rapid subcooling and filling, the simultaneous subcooling scheme is adopted for both LO_2 and LCH_4 systems. At the stable testing stage with a filling flow rate of around $1.0 \text{ L} \cdot \text{s}^{-1}$, LO_2 in the LO_2 test system is cooled down from about 108 K at the inlet to around 88 K and below 70 K, respectively after flowing through the two heat

exchangers, while for the LCH_4 test system, deep subcooling and rapid filling of 97 K LCH_4 is also achieved. This successfully verifies the feasibility of the designed deep subcooling and filling scheme. This study could provide theoretical and technical support for the future research and engineering applications of subcooling cryogenic propellants in China.

Keywords: cryogenic propellants; liquid oxygen/liquid methane (LO_2/LCH_4); subcooling filling scheme; heat exchanger with liquid nitrogen bath; deep subcooling

相比于常温推进剂,低温推进剂因其比冲高、无毒无污染等优势,已经广泛应用于新一代运载火箭^[1]。其中,液氧/液氢组合(LO_2/LH_2)在比冲方面具有显著优势,成为未来远距离深空探测任务的首选,而液氧/液甲烷组合(LO_2/LCH_4)因其在成本上的显著优势,得到了商业航天领域的高度关注^[2-3]。然而,低温推进剂沸点很低,在近饱和状态下极易受热蒸发,给发动机工作及推进系统热管理带来了诸多挑战。若采用过冷状态的低温推进剂,不仅能够有效改善低温推进剂蒸发问题,也有益于降低系统质量、提升发动机性能、延长在轨贮存时间等^[4-5]。因此,低温推进剂过冷技术(也称作致密化技术)具有重要应用价值。

NASA 针对单级入轨可重复使用航天器(SS-TO RLV)进行系统评估时指出:过冷推进剂密度更高,可以降低贮箱、管路、阀门、泵等系统部件尺寸;过冷推进剂操作压力更低,进而可以减小贮箱壁厚和增压系统;过冷推进剂具有更多冷量,在相同贮存时间要求下可以减少保温层等绝热结构,从而带来发射系统整体质量的显著降低^[6-7]。如果使用 66.7 K 液氧和 15.0 K 液氢组合,RLV 发射质量可以降低 20% 左右^[8]。随后,在 X-33 项目中,波音公司开发了第一代液氢过冷装置,洛克韦尔公司设计搭建了基于液氮浴过冷的 78 K 液氧过冷系统,格林研究中心基于两级液氮浴式换热器实现了 66.7 K 过冷液氧的大规模制备^[9-11]。近年来,Johnson 等^[12]针对 Altair 升级,从成本、安全性、动力性能等方面对比了 26 种液甲烷过冷方案,最终推荐了采用换热器进行降温过冷的方案。Baik 和 Notardonato^[13]、Cho 等^[14]、Mustafi 等^[15]也提出了基于制冷机、氦气鼓泡和热力学冷却等方法的低温推进剂过冷方案。

国内方面,朱子勇等^[16]采用液氮换热方案,针对某型号发动机进行了 86 K~87 K 目标温度的过冷液氧试验测试。谢福寿等^[17-19]针对快速过冷技术进行了方案对比和设计计算,并提出了一种结合抽空减压和节流制冷的复合过冷方案。王磊等^[20]对 4 种低温推进剂过冷度获取方案的工作过程进行了对

比分析。邵业涛等^[21]分析了过冷推进剂在系统结构、发动机预冷、发射流程等方面对火箭性能的影响,并总结了过冷加注过程涉及的主要关键技术。陈强等^[22]针对液氮冷却式液甲烷过冷方案进行了换热器设计,并提出了防止甲烷冻结的流程控制策略。

目前,除暴风雪号航天飞机和美国猎鹰 9 号火箭采用了推进剂全过冷加注技术外^[23-24],国内外低温火箭大多仅采用了部分过冷加注技术,例如我国 CZ-5、美国土星 5 号、俄罗斯安加拉和欧洲阿里安火箭均在发射前通过液氧过冷补加以获取 86 K 左右的过冷液氧,而液氢、液甲烷一般不采用过冷加注技术^[25]。

综上所述,虽然过冷低温推进剂具有诸多性能优势,但是在实际工程中尚未得到广泛应用。尤其对于低温推进剂深度过冷技术的研究多集中于理论与方案分析层面,缺乏充足可靠的实验验证。因此,本文针对液氧/液甲烷组合,以 70 K/97 K 为深度过冷目标进行方案设计,并通过搭建中等规模快速深度过冷加注系统,对该方案可行性进行实验测试验证。

1 过冷方案设计

本文工作落脚于中大型规模低温推进剂加注系统的快速深度过冷技术研究,在文献[17-20]中已经分析指出,大型系统建议采用抽空减压法和液氮浴换热法,其可行性已经得到实际工程应用或大型地面实验测试的成功验证。氦气鼓泡、制冷机、节流制冷等过冷方法存在氦气消耗大、能耗大和节流损失大等问题,不建议应用于中大型系统。

抽空减压方法虽然具有过冷效率高、过冷温度低、控制灵活度强等优势,但是也存在较大的推进剂损耗,且对于液氧、液甲烷工质还需要严格控制其抽空、排放过程的安全性问题。因此,本文选取无动设备、无推进剂损耗的液氮浴式换热方式对液氧和液甲烷进行深度过冷,图 1 给出了液氧、液甲烷和液氮 3 种低温流体的饱和温度与饱和压力对应关系^[26]。

液态氧和液态甲烷的最低温度分别为 54.4 K 和 90.7 K,常压及负压液氮浴可实现的温度范围为 63.2 K~77.4 K。

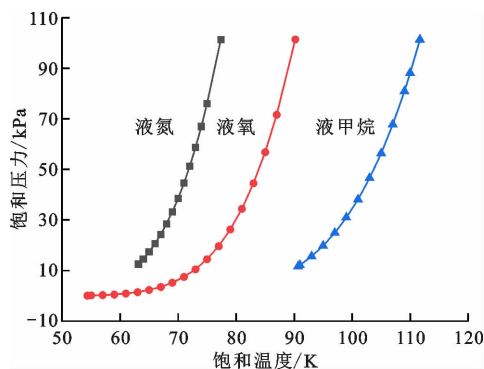


图1 液氧、液甲烷和液氮的饱和温度压力对应关系

Fig.1 Corresponding relationships between saturation temperature/pressure of liquid oxygen, liquid methane and liquid nitrogen

加注系统过冷过程可以分为加注前过冷、边加注边过冷和加注后过冷 3 种主要的流程方案,如图 2 所示。对于先过冷再加注方案,过冷与箭上加注过程相对独立,推进剂先储存于地面储罐内并通过泵+换热器实现循环过冷,完成过冷后再由地面储罐加注至箭上贮箱。一方面,图 2(a)方案的过冷时间受加注任务影响较小,可以根据过冷时间与换热器过冷能力的匹配进行更灵活的系统设计;另一方面,加注过程机动性较高,面对发射取消等突发状况,已加注的箭上贮箱内过冷推进剂可以进行泄回贮存。先过冷再加注方案也需要增加一个火箭贮箱尺度的地面低温储罐和低温液体泵两个大型设备及其配套管阀件,在地面贮存过程中也需要消耗更多高品质的过冷推进剂。

在图 2(b)所示的先加注后过冷方案中,完成饱和态低温推进剂箭上加注后,再通过泵+换热器直接对箭上贮箱进行循环过冷。图 2(b)方案相较于图 2(a)所示的方案简化了中间储罐及其循环泵结构,也缩短了过冷推进剂储存时间及其消耗量。此外,图 2(b)方案还能够在发射前始终控制箭上贮箱内的推进剂温度,对发射延误等突发状况具有更强的适应性。然而,图 2(b)方案最大的风险在于,需要对箭上结构进行循环过冷系统改造,且过冷系统需要适配于发射台架高度,并在发射前能够与箭体快速安全脱离。

图 2(c)所示的边过冷边加注方案具有最简单的系统结构,不需要中间储罐、循环泵及发射台改

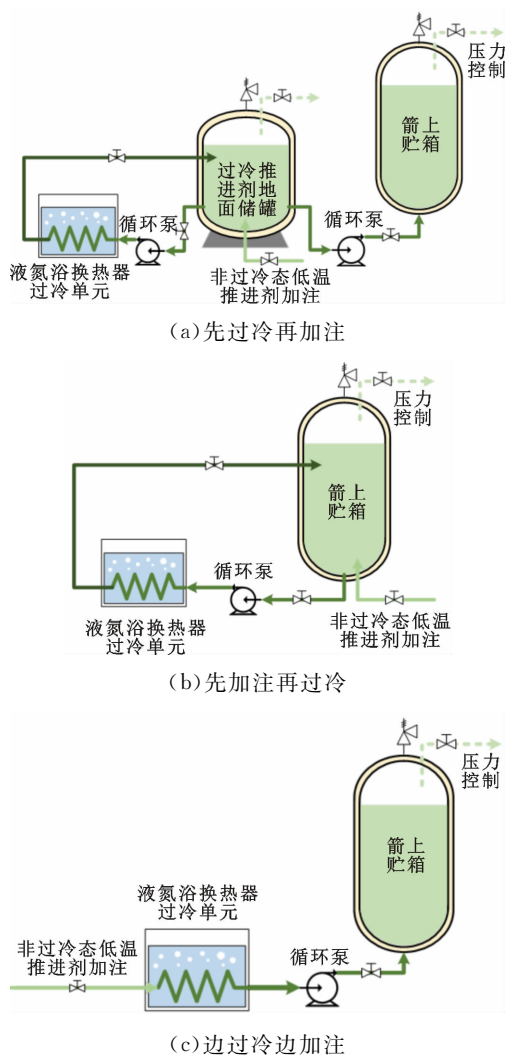


图2 3种典型过冷加注流程

Fig.2 Three typical subcooling filling schemes

造,可实施性最强,且不需要额外的过冷时间。而且,不同于前两种方案中加注过程对循环泵装置的依赖性,图 2(c)方案还可以采用无动部件、更安全可靠的压差挤压式加注方法,为实际工程应用提供更多的设计空间。目前,图 2(c)方案的主要限制在于,实时过冷对换热器和抽真空装置(负压换热器所需)的工作性能有很高要求,特别对于大流量加注工况,可能需要超大功率的换热器及配套装置。

针对本文关注的中等规模系统,快速过冷的目标需求,综合对比后选取系统简单、可靠性高、过冷时间短的边过冷边加注方案。

2 深度过冷加注实验系统

基于上述过冷加注方案设计研究,分别针对液氧、液甲烷工质设计搭建中等规模的深度过冷加注地面实验系统,并分别以 70 K 和 97 K 为深度过冷

目标开展可行性验证测试。

2.1 液氧系统

液氧过冷加注系统如图 3 所示,主要包括供液槽车、两级过冷换热器、抽真空装置和测量设备。液氧加注通过槽车压力驱动,设计加注流量为 $2.0\text{ L}\cdot\text{s}^{-1}$ 。

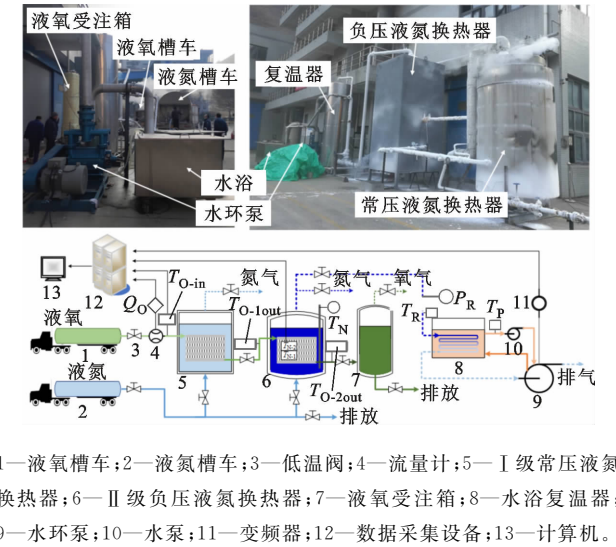


图 3 液氧深度过冷加注系统

Fig. 3 Deep subcooling and filling system of liquid oxygen

两级换热器均采用铝制板翅式换热结构,如图 4 所示。一级换热器高 4 m,外径 1.85 m,在设计工况(热端液氧 94 K/0.15 MPa,冷端液氮 77.4 K/0.1 MPa)下额定换热功率为 320 kW。二级采用了负压液氮浴式换热器,是实现液氧深度过冷的核心设备,在设计工况(热端液氧 80 K/0.2 MPa,冷端液氮 64 K/0.015 MPa)下额定换热功率为 110 kW。二级换热器上端留有 2 m^3 气枕空间,以保持抽真空过程换热器内的压力稳定。

二级换热器的负压环境由抽真空设备实现,对比国外研究学者使用的多级压缩机和引射器装置^[10-11],本文选择了成本较低、技术难度小的水环泵装置。水环泵型号 SKA 2BE1-253,额定功率为 55 kW,额定抽气率为 $2\,000\text{ m}^3\cdot\text{h}^{-1}$,极限真空度为 15 kPa。水环泵运行热功率约为 22 kW,冷却水用量约为 $5.2\text{ m}^3\cdot\text{h}^{-1}$ 。为保证水环泵正常工作,二级换热器抽真空出口的低温氮气先经过水浴复温器升温至常温水平后,再进入泵入口。复温器采用列管式换热形式,水浴体积为 5.0 m^3 ,换热功率约为 20 kW,基本与水环泵冷却功率需求相匹配,能够与水环泵冷却水形成闭式水循环。液氧经两级换热器过冷后注入 0.8 m^3 受注容器,实验完成后进行安全泄放。

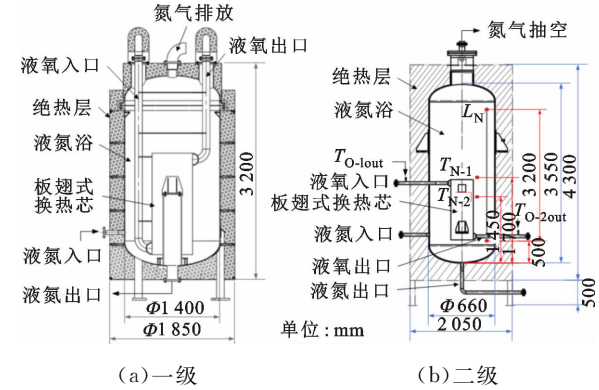


图 4 两级液氮浴式换热器的结构参数

Fig. 4 Structural parameters of two liquid bath heat exchangers

2.2 液甲烷系统

图 5 给出了液甲烷过冷加注系统结构,主要由供液槽车、换热器、安全排放装置和测量设备等部件组成。通过槽车压力驱动液甲烷加注,设计加注流量为 $1.0\text{ L}\cdot\text{s}^{-1}$ 。受注容器、主要管路及阀门、传感器等与上述液氧系统共用(完成液氧测试后进行更换、清洗与检查)。

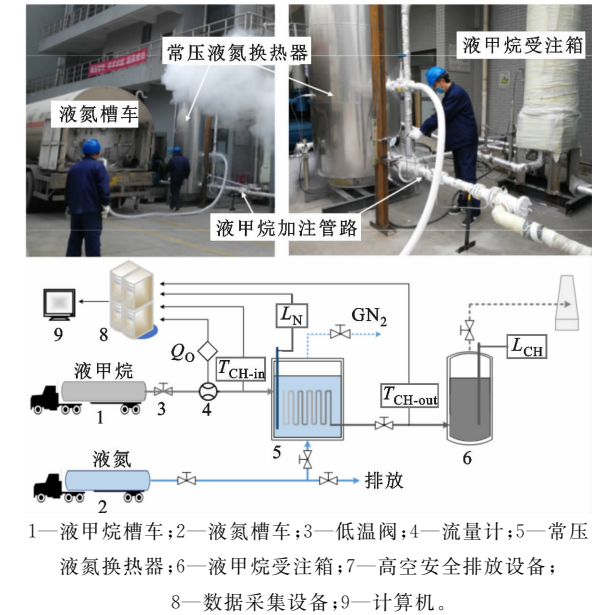


图 5 液甲烷深度过冷加注系统

Fig. 5 Deep subcooling and filling system of liquid methane

常压液氮浴式换热器是液甲烷过冷度获取的核心装置,与上述液氧系统中的复温器为同一设备。采用列管式换热形式,管侧走液甲烷,具体结构如图 6 所示。液甲烷经换热器过冷后注入受注容器,实验结束后,甲烷工质通过有氮气防护的高空排放系统进行安全排放。

2.3 数据测量与采集系统

过冷加注实验过程中主要对流量、温度和压力

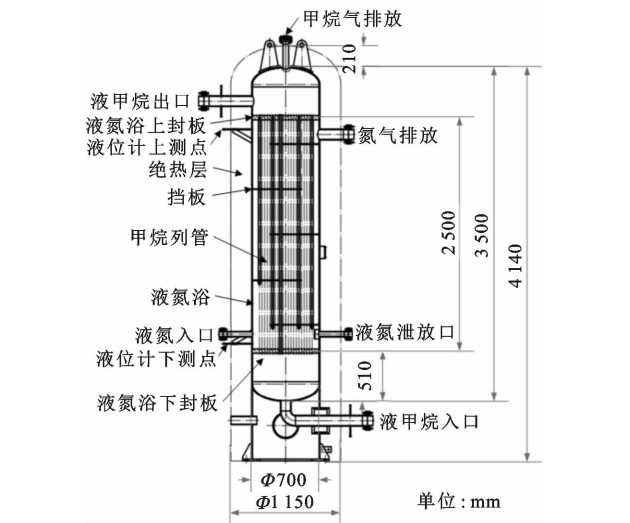


图 6 液甲烷过冷用列管式液氮换热器结构

Fig. 6 Structural parameters of the tubular liquid nitrogen heat exchanger for subcooling of liquid methane

等参数进行测量,具体测点标注于图 3 和图 5 中。测量元件主要采用低温涡轮流量计(量程 $0\sim 3\text{ L}\cdot\text{s}^{-1}$,精度为 0.5 级)、PT100 温度传感器(A 级)、YB1C 型压力传感器(量程 $0\sim 1.0\text{ MPa}$,精度为 0.2 级)和 PAA-23Y 型真空压力传感器(量程 $0.01\sim 100\text{ kPa}$,精度为 0.5 级)。基于 Exlab 软件构建了图 7 所示的液氧/液甲烷深度过冷实验台数据采集系统,对测试过程进行实时监测与数据记录。

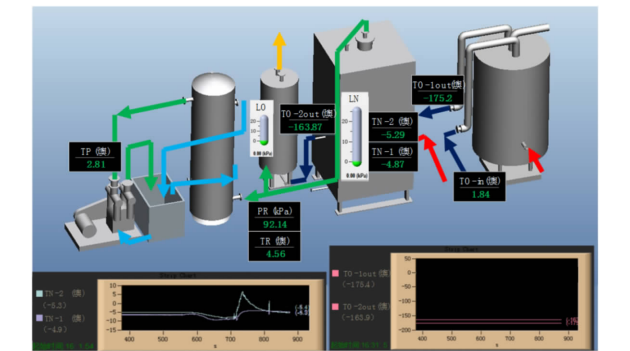


图 7 深度过冷实验平台数据采集界面(液氧系统)

Fig. 7 Data logging interface of the developed deep subcooling testbed (liquid oxygen system)

3 结果与讨论

3.1 液氧过冷实验

实验前对系统进行气密性检查与软硬件调试,再进行严格的氮气吹除,置换水分等杂质以避免系统堵塞。完成系统吹除和氮气置换后,液氧过冷加注实验主要经历了如图 8 所示的液氮换热器预冷与

加注、液氧管路预冷、二级换热器建立负压环境和液氧过冷加注测试等环节。图 8 主要给出了实验过程中二级换热器内液氮液位的变化情况。液位计 L_N 、温度测点 T_{N-1} 和 T_{N-2} 的安装位置标注于图 4 中。

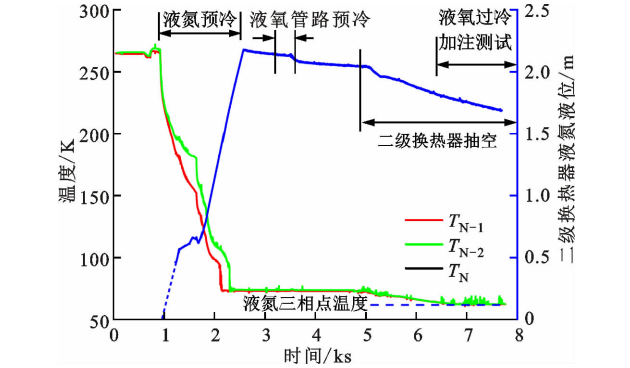


图 8 二级换热器中温度与液氮液位

Fig. 8 Data of temperature and liquid level of liquid nitrogen within the second stage heat exchanger of liquid oxygen system

换热器被预冷至一定程度后逐渐开始有液氮累积,随着液氮持续加注,液氮液位逐渐上升。测点 T_{N-1} 和 T_{N-2} 相继降低至液氮温区代表液位已没过该温度测点位置。2 500 s 时达到目标液位,停止液氮加注。在系统漏热和换热器储热影响下,液氮不断蒸发引起液位逐渐下降。3 200 s 至 3 600 s 期间进行了液氧管路预冷,高于液氮温度的液氧进入系统后加剧了液氮蒸发,引起了液氮液位的加速下降。5 000 s 左右开启抽真空装置建立二级换热器负压环境,当二级换热器压力降低并稳定于目标压力后(二级换热器液氮浴温度稳定于接近三相点温度),6 500 s 左右开始液氧过冷加注测试。

图 9 给出了液氧管路预冷过程的沿程温度变化情况,该过程主要分为换热器前管路预冷、一级换热器管路预冷和二级换热器管路预冷 3 个部分。阶段 I 内,液氧入口段管路逐渐被冷却。流量计安装于此段管路,在未完成预冷时,管内为气液两相流态,导致流量数据存在较大波动。当一级换热器入口温度不断下降直至达到液氧温度时,代表该段管路已经被完全预冷至全液流动,流量数据也逐渐稳定。阶段 II 和 III 内,一级和二级换热器出口处温度测点达到并稳定于液氧温度后,分别表明一级和二级换热器内的液氧管路完成了充分预冷。

图 10 给出了液氧深度过冷加注测试阶段的结果。可以看出,当加注过程达到稳定后,液氧入口温度约为 108 K,经一级换热器冷却至 88 K 左右,再

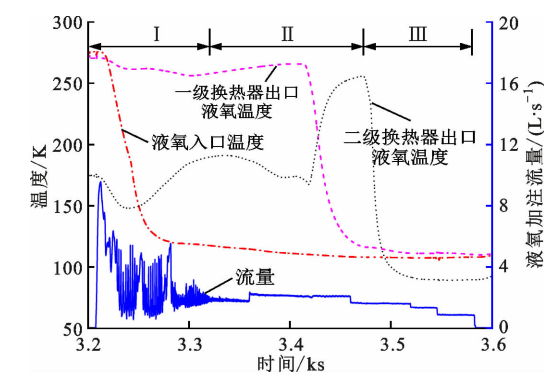


图 9 液氧管路预冷过程沿程温度参数变化情况
Fig. 9 Change trend of temperature along liquid oxygen pipeline during precooling process

经二级换热器冷却至 70 K 以下。不同流量工况下,二级换热器出口的液氧温度始终低于 70 K,达到了深度过冷目标温度。

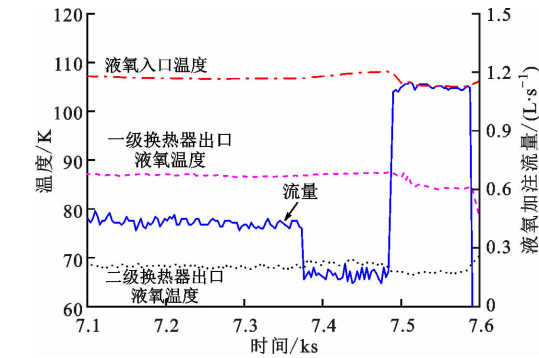


图 10 液氧深度过冷加注测试阶段的结果
Fig. 10 Data of subcooled degree of liquid oxygen during filling test period

3.2 液甲烷过冷实验

在液氧实验系统基础上完成系统改装后,进行严格的系统吹扫与氮气置换。相较于液氧实验,液甲烷深度过冷实验流程较为简单,主要包括液氮预冷与加注和液甲烷预冷与加注测试阶段。换热器预冷和液氮加注过程同液氧实验十分相似,且不涉及抽空过程,不再做过多赘述。图 11 给出了甲烷管路预冷与加注过程的主要参数结果。开始液甲烷加注后,换热器入口处测点温度逐渐由室温降低至液甲烷温区,代表入口段管路被充分冷却。此期间,安装于入口段管路的流量计计数同在未完全预冷时存在较大波动,并于入口段管路被充分预冷至稳定满液流动后趋于稳定。随着预冷过程推进,换热器出口温度也在逐渐降低,约 1 200 s 处的温度突降代表该时刻下该测点位置管路达到了全液流动。在流量稳定的液甲烷持续加注中,系统逐渐达到稳定。

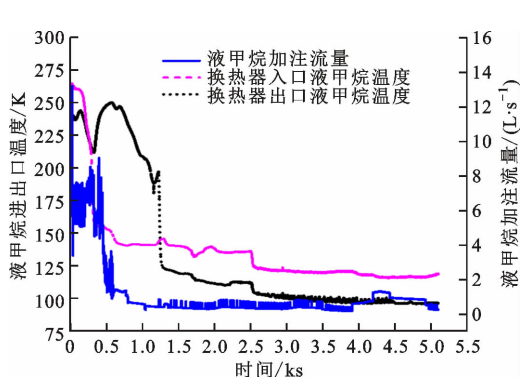


图 11 液甲烷预冷与加注过程数据记录
Fig. 11 Data record during precooling and filling process of liquid methane

图 12 给出了稳定工况下,液甲烷加注过程的过冷度数据。可以看出,流量、换热器进出口甲烷温度均较为稳定,经液氮浴式换热器冷却,液甲烷温度由 116 K 左右降低至 96 K 左右,达到了液甲烷深度过冷目标温度。

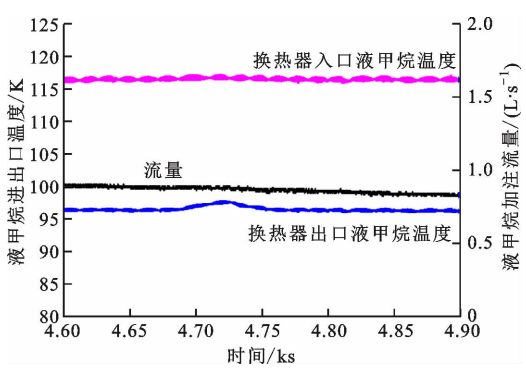


图 12 加注测试稳定阶段液甲烷过冷度数据
Fig. 12 Data of subcooled degree of liquid methane during the stable stage of the filling test

4 结 论

针对液氧/液甲烷低温推进剂组合,开展了深度过冷加注方案分析设计与实验验证,主要结论如下:

- (1)液氧系统采用常压液氮浴+负压液氮浴两级换热过冷方案,液甲烷系统采用常压液氮浴换热过冷方案。为满足快速过冷加注需求,液氧/液甲烷系统均采用边过冷边加注的系统流程。
- (2)液氧过冷系统核心设备设计选型中,常压与负压液氮浴式换热器均采用板翅式换热形式,二级换热器采用水环泵装置实现抽空减压,通过中等规模测试系统实现了 $1.0\text{ L}\cdot\text{s}^{-1}$ 左右加注流量下,70 K 深度过冷液氧获取与快速加注。
- (3)液甲烷过冷系统核心设备设计选型中,常压

液氮浴式换热器采用列管式换热形式,实验测试实现了 97 K 深度过冷液甲烷的获取与快速加注,验证了设计方案的可行性。

基于本方案可行性的成功验证,下一步计划开展换热器优化设计、液甲烷防冻结调控、系统精确管理等研究及其实验验证,以期推进过冷低温推进剂的工程化应用。

参考文献:

- [1] 马原, 厉彦忠, 王磊, 等. 低温推进剂在轨加注技术与方案研究综述 [J]. 宇航学报, 2016, 37(3): 245-252.
MA Yuan, LI Yanzhong, WANG Lei, et al. Review on on-orbit refueling techniques and schemes of cryogenic propellants [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(3): 245-252.
- [2] 李东, 王珏, 陈士强. 长征五号运载火箭动力系统总体技术分析 [J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1441-1448.
LI Dong, WANG Jue, CHEN Shiqiang. Key technology analysis of CZ-5 launch vehicle propulsion system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7): 1441-1448.
- [3] 李文龙, 李平, 邹宇. 烃类推进剂航天动力技术进展与展望未来 [J]. 宇航学报, 2015, 36(3): 243-252.
LI Wenlong, LI Ping, ZOU Yu. Review and future trend of space propulsion technique using hydrocarbon propellants [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(3): 243-252.
- [4] FAZAH M M. STS propellant densification feasibility study data book [EB/OL]. (1994-09-01) [2022-03-02]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19950006444>.
- [5] LEMOYNE R. Fundamental analysis of cryogenic propellant densification [C] // 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2008: 2008-2500.
- [6] KELLER C W. Effects of using subcooled liquid and slush hydrogen fuels on space vehicle design and performance [C] // 3rd Propulsion Joint Specialist Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 1967: 67-467.
- [7] WHITEHEAD J C. Single stage to orbit mass budgets derived from propellant density and specific impulse [C] // 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1996: 1996-3108.
- [8] LAK T, LOZANO M, TOMSIK T. Advancement in cryogenic propulsion system performance through propellant densification [C] // 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1996: 1996-3123.
- [9] LAK T, LOZANO M, NEARY D. LO2 propellant densification without use of rotating machinery [C] // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2002: 2002-3599.
- [10] TOMSIK T M. Performance tests of a liquid hydrogen propellant densification ground support system for the X33/RLV [C] // 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1997: 1997-2976.
- [11] TOMSIK T M, MEYER M L. Liquid oxygen propellant densification production and performance test results with a large-scale flight-weight propellant tank for the X33 RLV [EB/OL]. (2010-05-01) [2022-03-02]. <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20100035154>.
- [12] JOHNSON W L, TOMSIK T M, SMUDDE T D, et al. A densified liquid methane delivery system for the altair ascent stage [C] // SpaceOps 2010 Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2010: 2010-1904.
- [13] BAIK J H, NOTARDONATO W U. Initial test results of laboratory scale hydrogen liquefaction and densification system [C] // AIP Conference Proceedings 2006. Melville, NY, USA: AIP, 2006: 1530-1537.
- [14] CHO N, KWON O, KIM Y, et al. Investigation of Helium injection cooling to liquid oxygen propellant chamber [J]. Cryogenics, 2006, 46(2/3): 132-142.
- [15] MUSTAFI S, JOHNSON W, KASHANI A, et al. Subcooling for long duration in-space cryogenic propellant storage [C] // AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2010: 2010-8869.
- [16] 朱子勇, 牛丽, 李培昌. 某型号火箭发动机过冷液氧试验技术研究 [C] // 第十届全国低温工程大会暨中国航天低温专业信息网 2011 年度学术交流会论文集. 北京: 中国制冷学会, 2011: 353-362.
- [17] 谢福寿, 雷刚, 王磊, 等. 过冷低温推进剂的性能优势及其应用前景 [J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(5): 16-23, 127.
XIE Fushou, LEI Gang, WANG Lei, et al. Performance advantages and application prospects of subcooled cryogenic propellants [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(5): 16-23, 127.
- [18] 谢福寿, 厉彦忠, 王磊, 等. 低温推进剂过冷技术研究 [J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 762-768.
XIE Fushou, LI Yanzhong, WANG Lei, et al. Study

- on subcooled technology for cryogenic propellants [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 762-768.
- [19] XIE Fushou, LI Yanzhong, WANG Lei, et al. Feasibility analysis and application consideration of a rapid method to obtain subcooled cryogenic propellants [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 118: 82-89.
- [20] 王磊, 厉彦忠, 马原, 等. 长期在轨贮存低温推进剂过冷度获取方案研究 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2794-2802.
- WANG Lei, LI Yanzhong, MA Yuan, et al. Investigation on acquisition schemes of cryogenic propellant subcooling for long-term on-orbit storage [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2794-2802.
- [21] 邵业涛, 罗庶, 王浩苏, 等. 低温推进剂深度过冷加注技术研究及对运载火箭性能影响分析 [J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2): 18-25.
- SHAO Yetao, LUO Shu, WANG Haosu, et al. Research on the supercooling loading technology of cryogenic propellant and its effects on rocket performance [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(2): 18-25.
- [22] 陈强, 孙庆国, 王天祥, 等. 基于液氮冷源的液态甲烷过冷加注工艺 [J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 956-962.
- CHEN Qiang, SUN Qingguo, WANG Tianxiang, et al. Liquid methane subcooling and filling process using liquid nitrogen as cold source [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 956-962.
- [23] 周媛. 能源“暴风雪”号的低温加注系统 [C]// 航天第七专业信息网 2010 年度学术交流会议论文集. 北京: 中国制冷学会, 2010: 1-6.
- [24] MUSK E. Making life multi-planetary [J]. New Space, 2018, 6(1): 1-11.
- [25] 《世界航天运载器大全》编委会. 世界航天运载器大全 [Z]. 2 版. 北京: 中国宇航出版社, 2007.
- [26] National Institute of Standards and Technology. NIST chemistry WebBook; NIST standard reference database number 69 [EB/OL]. [2022-03-02]. <https://webbook.nist.gov/chemistry/>.

(编辑 武红江 杜秀杰)