

文章编号: 1000-8055(2023)12-2905-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210382

低温液氧过冷方案对比分析与试验研究

孙 强¹, 马 原¹, 高 炎², 高 强², 厉彦忠¹

(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049;
2. 航天推进技术研究院 西安航天动力试验技术研究所, 西安 710100)

摘 要: 从燃料密度、显冷量和贮箱增压压力等方面阐述了采用过冷液氧推进剂的性能优势。以获取 66 K 过冷液氧为目标, 从低温工质消耗、功率消耗、系统复杂性和安全性等多个方面对液氧抽空减压、负压液氮浴换热和氦制冷循环 3 种过冷方案进行了定量与定性对比。针对液氮浴过冷技术进一步对比了单级与两级过冷方案, 最终建议采用常压+负压两级液氮浴过冷方案获取 66 K 深度过冷液氧, 并基于该方案搭建了半工业级液氧深度过冷验证平台, 成功将液氮过冷至 66 K 以下。试验表明在 0~3 L/s 的液氧流量范围内, 由于管道漏热, 液氧过冷加注过程中其温度随着流量增大而降低。本试验验证了两级液氮浴过冷方案的可行性, 为低温火箭发射场推进剂加注系统升级提供了理论及技术参考。

关 键 词: 液氧深度过冷; 方案对比; 性能优势; 液氮浴过冷; 两级过冷

中图分类号: V511+.6

文献标志码: A

Comparative investigation and experimental verification on depth subcooling schemes of cryogenic liquid oxygen

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

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. Xi'an Aerospace Propulsion Test Technique Institute,
Academy of Aerospace Liquid Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: The advantages of using subcooled liquid oxygen were illustrated in terms of density, apparent cooling capacity and pressurization pressure of the tank. For the purpose of acquiring 66 K subcooled liquid oxygen, three subcooling schemes, including: liquid oxygen evacuation, negative pressure liquid nitrogen bath and helium refrigeration cycle, were quantitatively and qualitatively compared from the perspectives of cryogenic mass consumption, work consumption, system process complexity and system security. The single-stage and two-stage subcooling schemes were further compared for the liquid nitrogen bath subcooling technology, and the two-stage liquid nitrogen bath subcooling scheme was finally recommended to acquire 66 K depth subcooled liquid oxygen. A semi-industrial experimental system of subcooled liquid oxygen acquisition was established based on the two-stage subcooling scheme, and liquid nitrogen was successfully subcooled to below 66 K. The experimental results showed that within the flowrate range of 0—3 L/s, the temperature of liquid oxygen in the process of subcooling filling decreased with the increase of flowrate due to the pipeline heat leakage. The feasibility of the two-stage liquid

收稿日期: 2021-07-20

基金项目: 航天低温推进剂技术国家重点实验室基金(SKLTSCP1914, SKLTSCP1905); 国家自然科学基金(51906194);
中国博士后科学基金(2019M663701)

作者简介: 孙强(1997—), 男, 硕士生, 主要从事航天低温专业领域研究。

通信作者: 厉彦忠(1958—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事低温专业领域研究。E-mail: yzli-epe@mail.xjtu.edu.cn

引用格式: 孙强, 马原, 高炎, 等. 低温液氧过冷方案对比分析与试验研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2905-2911. SUN Qiang, MA Yuan, GAO Yan, et al. Comparative investigation and experimental verification on depth subcooling schemes of cryogenic liquid oxygen[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2905-2911.

nitrogen bath subcooling scheme was verified by this experiment. This research could provide a theoretical and technical reference for the upgrading of propellant filling systems at launch sites for cryogenic rockets.

Keywords: liquid oxygen depth subcooling; schemes comparison; performance advantages; liquid nitrogen bath subcooling; two-stage subcooling

低温液氧是液体火箭发动机最常用的燃料之一,长征五号、猎鹰九号等现役运载火箭均采用其作为推进剂。现阶段,各国仍主要采用常沸点状态的低温推进剂,其热物理性能存在易蒸发、单位体积显冷量小等不足^[1-9]。20 世纪 60 年代 Carney 首次提出了过冷推进剂的概念^[10],美国国家航空航天局(NASA)的研究人员指出,当液氢与液氧的密度分别提高 8% 与 10%,可重复使用运载火箭(RLV)系统的总起升质量可降低多达 20%^[11]。若使用过冷的低温推进剂,单级入轨 RLV 可减少 820 t 的起飞质量,相当于其有效载荷的 27.8 倍^[12]。除此以外,过冷低温推进剂还具有提高贮箱内液位测量精度,简化加注流程等优势^[13],因此对常沸点低温推进剂的过冷研究具有重要应用价值。

NASA 刘易斯研究中心从 1945 年开始对低温流体开展了大量研究,研发并测试了液氢致密化原型系统^[14]。NASA 格伦研究中心在 S40 测试设施上进行了一系列过冷液氧系统级测试研究,采用标准沸点液氮+过冷液氮换热冷却的方式成功获取了过冷液氧^[15]。Lak 等阐述了波音公司利用含有少量液氢的液氮浴来过冷推进剂的设计概念^[16]。谢福寿等比较了利用高品质氢气冷却液氧的 4 种过冷加注方式^[17],并提出了一种将抽空减压和节流制冷有机结合的过冷度快速获取方法^[18]。王磊等对多种低温推进剂过冷度获取方案进行了定性对比,认为不同压力的液氮池沸腾可用于液氧、液甲烷的过冷度获取,而氦气喷射过冷适用于小规模液氢过冷^[19]。

目前,低温推进剂过冷技术在国际上已经投入应用,而我国仍处于基础研究阶段,为了推进我国自主掌握这项关键技术,本文从燃料密度、显冷量和贮箱增压压力阐述了液氧过冷的优势,从低温工质消耗、泵功或压缩功消耗、系统流程复杂程度等方面对抽空降压过冷、液氮浴过冷和氮循环过冷 3 种方案进行了定性与定量对比,并对液氮浴过冷进一步比较了单级过冷与两级过冷方案,针对深度液氧过冷建议采用两级液氮深度过冷方案,并开展了地面验证试验。

1 液氧深度过冷性能

当前我国低温推进剂应用仅在射前补加阶段采用了 80 K 过冷液氧,性能提升相对有限。SpaceX 公司的“猎鹰重型”火箭采用 66 K 深度过冷液氧,具有更佳的过冷性能,本文将以 66 K 液氧深度过冷目标开展分析研究。

1.1 液氧密度及显冷量

密度表征单位体积贮箱能容纳推进剂的质量,单位体积显冷量指推进剂由过冷状态升至标准沸点状态所需热量。对低温推进剂过冷,最应关注其密度与冷量变化。如图 1 所示,液氧由常沸点(normal boiling point, NBP)状态过冷至 66 K,密度可相对提升约 10%。对于某型号火箭,液体火箭燃料贮箱的体积固定,推进剂密度越大,相同体积贮箱所能容纳的推进剂也越多,对运载火箭高轨能力提升具有重要意义。图 1 中液氧单位体积显冷量随过冷度增加几乎呈线性增长,液氧由常压饱和点过冷至 66 K 时,单位体积的显冷量增加了 51.2 MJ/m³,携带冷量的增加将有利于减少航天器贮箱由于漏热导致的燃料损失,延长在轨时间。

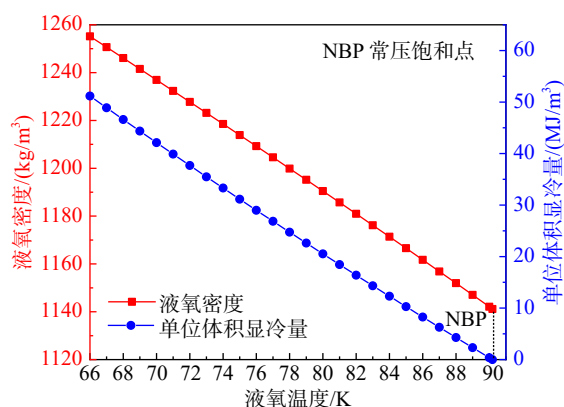


图 1 过冷液氧密度及单位体积显冷量变化

Fig. 1 Variation of density and apparent cooling capacity per unit volume of subcooled liquid oxygen

1.2 火箭增压压力

在火箭升空阶段,推进剂贮箱增压排液过程所需的增压压力与推进剂饱和压力直接相关。增压压力 p_r 计算如下式:

$$p_r = p_v + \Delta p_f - p_n \quad (1)$$

式中 p_v 是低温泵入口温度下推进剂的饱和蒸气压, Δp_f 是管路中的流动阻力损失, p_n 是飞行中液柱过载压力。推进剂耗尽时, p_n 为 0 Pa, p_r 具有最大值, 图 2 展示了增压排液阶段最大 p_r 随液氧过冷度的变化情况。可以看出, p_r 随液氧过冷度增加而降低, 表明推进剂过冷可以有效降低贮箱排液过程的增压压力, 进而减少增压气体消耗, 有利于降低火箭的携带质量。

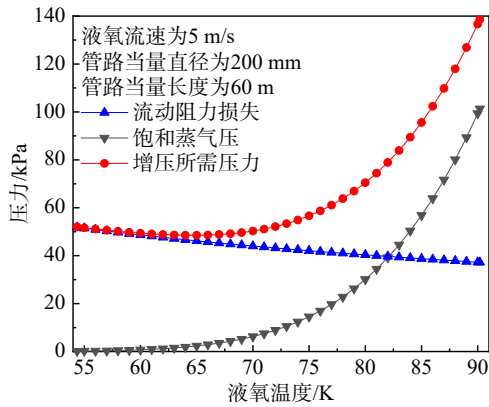


图 2 推进剂贮箱增压压力变化

Fig. 2 Variation of pressurization pressure in propellant tank

图 3 给出了某直径 5 m、高 7 m 的箭上液氧贮箱在不同过冷温度下, 液氧贮箱增压压力与对应增压气体减少情况。当液氧由常沸点状态过冷至 66 K 时, 饱和压力降低至 2.88 kPa, 所需的增压压力降至 47 kPa, 较常沸点工况降低了约 66%。若火箭贮箱采用氦气作为增压气体, 氦气消耗量可以由 51 kg 左右降低至约 18 kg。

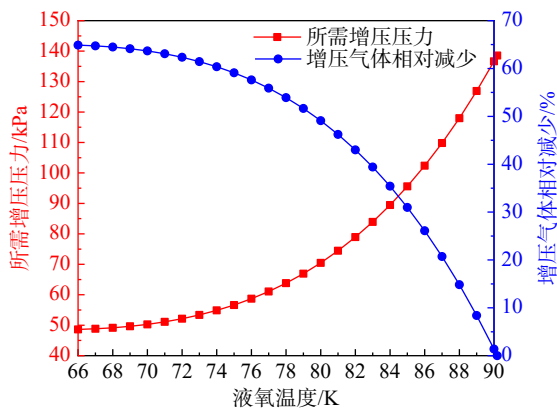


图 3 液氧贮箱所需增压气体随液氧温度变化

Fig. 3 Variation of required pressurization gas with liquid oxygen temperature for the liquid oxygen tank

2 液氧深度过冷获取方案

文献记载的低温推进剂过冷原理主要包含: 抽空减压过冷^[1]、直接换热过冷^[15-16]、氦气鼓泡过冷^[20-22]、热力学排气(TVS)过冷^[19]及热力学低温流体过冷器(TCS)过冷等^[19]。氦气鼓泡过冷具有系统简单操作便捷的优势, 但采用氦气于发射场大量过冷推进剂成本高昂, 可行性较低。TVS 过冷技术主要服务于在轨排气与压力控制, 地面工况下无法大规模快速制取深度过冷推进剂。TCS 在 TVS 的基础上改进为箱体外独立过冷装置, 但过冷能力仍旧有限。因此, 为实现发射场大规模快速深度过冷液氧获取目标, 本文选取抽空减压、负压液氮浴式换热器和氦制冷循环三种过冷方案进行对比分析。

2.1 液氧过冷方案对比

抽空减压过冷与液氮浴过冷中, 主要的能量消耗在泵功。文献 [1] 对抽空减压过程作出简化, 采用集总参数法计算抽空时贮箱内液体温度变化及质量转移。

$$dT = \frac{-h_{fg}S\rho_g d\tau + Qd\tau}{(m_l - S\rho_g d\tau)c_p + m_s c_s} \quad (2)$$

$$m_v = S\rho_g d\tau \quad (3)$$

式中 m_l 为液氧质量, m_v 为液氧气化质量, c_p 为液氧比定压热容, h_{fg} 为液氧气化潜热, m_s 为贮箱质量, c_s 为贮箱材料比定容热容, Q 为贮箱外部漏热, S 为真空泵抽速, ρ_g 为气枕区气体密度, $d\tau$ 为时间步长, dT 为一个时间步长内的温度变化。

不考虑泵进出口位置变化、流动阻力及进出口氧气动能变化, 泵功可用下式计算:

$$P_{\text{pump}} = S\rho_g gH = S \cdot \Delta p \quad (4)$$

式中 Δp 为真空泵前后压差。

氦制冷循环功耗计算时, 采用逆布雷顿制冷循环, 不考虑压缩和膨胀过程的不可逆损失。泵功消耗为等熵过程压缩功:

$$w = \frac{n}{n-1} R_g T_1 \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right] \quad (5)$$

以获取 100 m³ 的 66 K 过冷液氧为共同目标, 分别采用液氧直接抽空过冷、负压液氮浴过冷及氦循环过冷 3 种方案, 各方案耗氮量、抽氧量、压缩机或泵的功耗如表 1 所示。

根据计算结果, 从低温工质消耗、泵功或压

表 1 66 K 液氧获取方案对比
Table 1 Comparison of acquisition schemes for 66 K liquid oxygen

过冷方案	耗氮量		抽氧量与 液氧质量比/%	单位液氧消耗 压缩功/(MJ/m ³)	真空泵		部分设备
	常沸点液氮消耗量 与液氧质量比/%	过冷液氮消耗量 与液氧质量比/%			真空泵 前后压比	单位液氧消耗 泵功/(MJ/m ³)	
液氧抽空			18.89		35.2	31.7	液氧真空泵 承压抽空罐
液氮浴过冷		20.41			6.94	4.57	液氮真空泵 负压浴式换热器
氮循环过冷	4.07			92.9			氮循环系统

缩功消耗、系统流程复杂程度和系统安全性 4 个方面对表 1 内 3 种方案进行对比:

1) 从低温液体的消耗分析:除液氧抽空方案对推进剂自身有消耗,其他各方案仅有液氮消耗。液氧抽空方案消耗液氧量达到了 18.89%,近 1/5 的液氧在抽空过程中被排放。液氮浴过冷消耗的过冷液氮与得到的过冷液氧质量比为 20.41%。氮循环中消耗的常沸点液氮与得到的过冷液氧质量比为 4.07%。

2) 从泵功或压缩功消耗分析:氮循环过冷消耗的功最多,比另外两种方案高 3~20 倍。液氧抽空耗功也明显高于液氮抽空的液氮浴过冷方案,主要原因在于对液氧抽空时真空泵的前后压差更大。

3) 从过冷流程复杂程度与设备投资成本分析:氮循环过冷系统最为复杂,包括氮压缩机和膨胀机两个动设备,氮氧换热器、氮氮换热器和回热器 3 个换热器,设备投资高。其次是抽空方案,需要用到多级真空泵进行抽空,增大了设备投资和系统复杂程度。液氮浴过冷由于其压比低故对真空泵性能要求低,系统流程最简单。

4) 从系统安全性分析:最简单的系统往往具有最高的安全性和稳定性,氮过冷循环包含多个动设备,故稳定性不足。氮的理化性质不活泼,工质特性使液氮抽空比液氧抽空更安全。

综合上述讨论,液氮浴过冷方案具有低温液体消耗少、耗功少、流程简单、设备投资低、稳定性较高等优势,建议采用液氮浴过冷方案作为 66 K 过冷液氧获取方案。

2.2 液氮浴单级与两级过冷方案对比

液氮常沸点温度约 77.4 K,通过抽空可降低至液氮三相点温度 63.2 K 附近以实现 66 K 过冷液氧制取,但由于常沸点液氮温度远低于液氧常压下饱和温度,故可在负压液氮浴前,采用常压浴式换热器对液氧进行预冷,从而减少过冷液氮

的消耗^[14]。两级过冷方案流程示意图如图 4 所示,液氮注入常压和负压两级浴式换热器内,二级负压换热器采用真空泵抽空降温至 66 K 以下,液氧经过常压+负压液氮浴两级过冷,再加注入箭上贮箱。单级过冷方案与两级过冷方案的对比如表 2 所示。

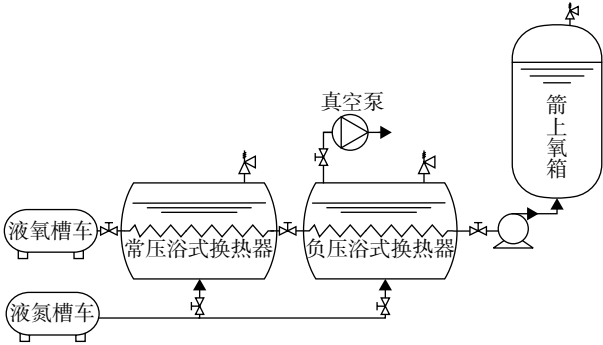


图 4 两级过冷示意图
Fig. 4 Schematic of the two-stage subcooling

表 2 单级液氮过冷与两级液氮过冷方案对比
Table 2 Comparison between single-stage and two-stage liquid nitrogen subcooling schemes

过冷方案	耗氮量		耗功量
	常沸点液氮消耗量 与液氧质量比/%	过冷液氮消耗量 与液氧质量比/%	单位液氧消耗 泵功/(MJ/m ³)
单级过冷		20.41	4.57
两级过冷	8.47	12.54	2.83

由表 2 可知,单级过冷方案与两级过冷方案的区别主要在两个方面:

1) 耗氮量及过冷能力:虽然两种方案的液氮消耗总量相近,但两级过冷方案的过冷液氮消耗量比单级过冷方案少 7.87%。由于过冷液氮需由真空泵抽空降温获取,故在真空泵相同的条件下,两级过冷方案的过冷能力是单级过冷的 1.6 倍以上。

2) 耗电量: 两级过冷方案的泵功消耗比单级方案低 38%。

综上所述, 在采用液氮浴过冷方案获取深度过冷液氧时, 两级过冷方案比单级过冷方案具有更高的过冷能力与更低的泵功消耗, 建议采用两级液氮浴过冷方案作为 66 K 深度过冷液氧获取方案。

3 深度过冷液氧获取技术试验验证

低温液氧深度过冷获取采用两级液氮浴过冷方案具有明显优势, 基于两级过冷方案, 进行了试验系统搭建与低温液氧深度过冷获取试验。

3.1 试验与测量系统

如图 5 所示, 低温液氧深度过冷获取试验系统主要包括主冷却系统、抽真空系统、管路系统以及测量控制系统。试验所需的常沸点液氮和液氧由槽车供应。

主冷却系统包括 1 台常压液氮换热器、1 台负压液氮换热器和 1 台 0.8 m³ 的过冷液氧受注容器。常压液氮换热器采用铝制板翅式结构, 工作介质为常沸点状态液氮; 负压液氮换热器采用立

式板翅式换热器, 工作介质为过冷液氮。两级换热器参数如表 3 所示, 二级换热器上部留出 2 m³ 空间用于抽空过程稳定。

抽真空系统主要包括 1 台复温器和 1 台水环式真空泵。水环式真空泵目标压力为 0.01 MPa, 目标压力下的抽气速率为 2 000 m³/h, 电动机额定功率为 55 kW。低温氮气由负压换热器进入真空泵前需进行复温, 复温器加热工质为 298 K 的水, 额定功率为 22 kW, 低温氮气经过复温器后的温度为 273~283 K。由于低温氮气和水的温差过大, 为防止产生冰堵现象, 复温器采用列管式换热器, 氮气走管程。

测控系统主要由测控上位机、采集下位机设备和传输电缆等组成。流量测量采用精度 0.5 级的涡轮流量计, 量程为 0~3 kg/s; 液氮温度测量采用 Pt100 铂电阻温度传感器, 测量不确定度为 0.5 K; 液氧温度测量采用 A 级精度的铂电阻温度传感器; 负压换热器、复温器和真空泵压力测量使用 0.5 级的 PAA-23Y 压力传感器, 量程为 0.01~100 kPa; 液氧压力采用 0.2 级的 YB1C 压力传感器, 量程为 0~1 000 kPa; 液位测量采用 RP1001

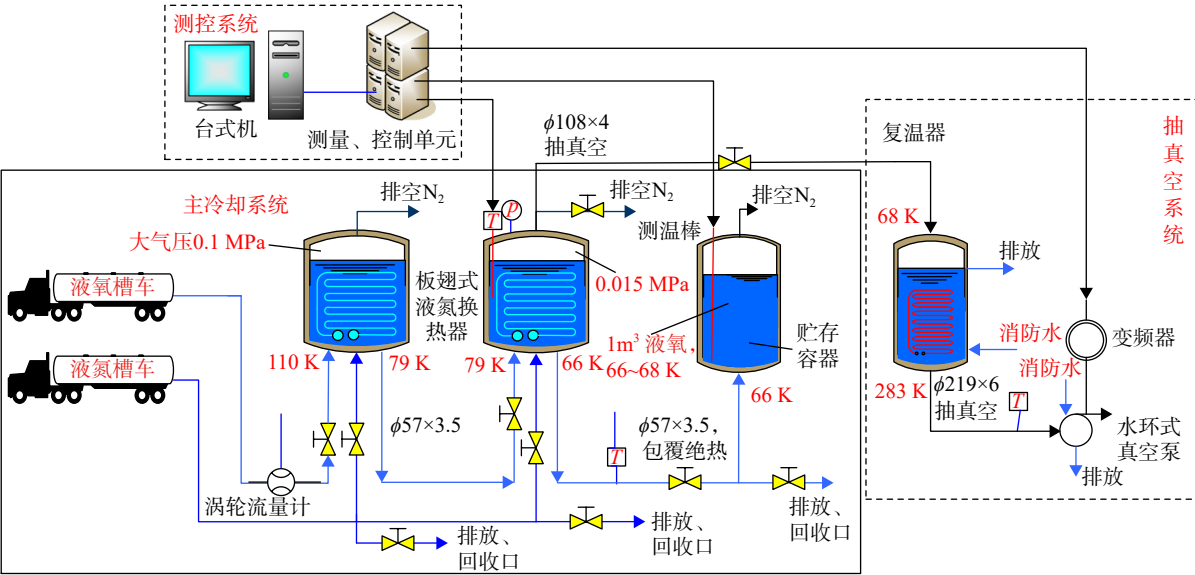


图 5 低温液氧过冷试验系统示意图

Fig. 5 Experimental system schematic of cryogenic liquid oxygen subcooling

表 3 换热器参数

Table 3 Parameters of heat exchangers

换热器	直径/mm	高度/mm	容积/m ³	换热面积/m ²		功率/kW	液氧进出口 口径/mm	液氮加注口 口径/mm
				液氧	液氮			
一级换热器	1 400	600	4	311.4	363.0	300	100	50
二级换热器	1 300	550	5	103.8	121.0	100	50	50

压差液位计。

3.2 试验流程及结果

首先加注常沸点液氮至目标液位对两级换热器进行预冷,随后加注液氧预冷管路,当液氧加注流量稳定且二级换热器出口温度达到 90 K 时预冷完成。试验前对负压换热器进行抽真空,在隔离阀较小开度下启动抽真空泵,待运转稳定后逐渐增大阀门开度,增大抽气速率进而降低负压换热器气枕区压力及液氮饱和温度,提供充足的过冷液氮以冷却液氧,实现对液氧过冷温度的控制。如图 6 所示,调试过程中监测到真空泵入口压力处下降而温度基本保持不变,说明复温器工作正常,可以保证真空泵的安全工作。抽空时液氮浴压力和温度均逐渐下降,最终液氮浴温度稳定在 64 K 附近。

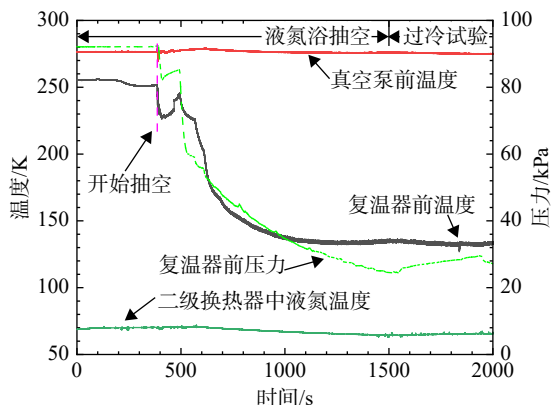


图 6 液氮浴抽空温度及压力变化

Fig. 6 Variation of temperature and pressure during evacuation of liquid nitrogen bath

完成系统预冷与抽真空后,开展了不同流量的液氧深度过冷获取试验。图 7 为二级换热器出口液氧温度与流量的变化曲线,液氧流量由 0.2 L/s 上升到 1.14 L/s,第 1 组试验完成后开始补加液氮并重新抽空,第 2 组试验调节液氧流量由 2 L/s 增加至 2.8 L/s。由图 7 可知,对不同流量下的试验工况,通过调节真空泵的隔离阀开度均可实现深度过冷液氧获取的试验目标,过冷液氧的温度可达 66 K 以下。

图 8 给出了不同流量下,二级换热器出口液氧平均温度与最低温度。在同一次试验中,增大液氧流量,二级换热器出口处液氧温度会随之降低,这是因为流量较小时换热器管道漏热引起的温升较为明显,致使液氧温度偏高。图 7 中,同一工况中液氧流量下降,液氧温度却在上升,证明

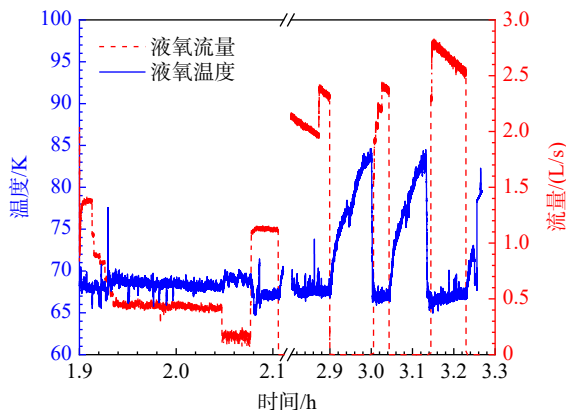


图 7 液氧过冷试验温度及流量变化

Fig. 7 Variation of temperature and flow rate during liquid oxygen subcooling test

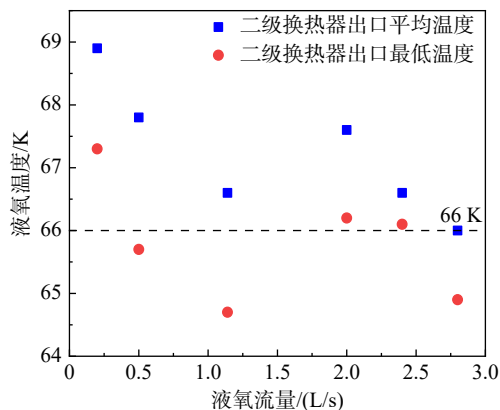


图 8 不同流量下的过冷液氧温度

Fig. 8 Temperature of subcooled liquid oxygen at different flow rates

了漏热对于试验的影响。液氧流量增大使管道内流速加快,对流换热强度增大,由于漏热引起的温升相对减少,故测得的液氧温度更低。两次试验数据显示第 2 次试验开始时,二级换热器出口液氧温度回升是由于液氮补加与重新抽空后,液氧流量突然增大导致的过冷不充分所致,第 2 次试验时逐级提高液氧流量后可见二级换热器出口温度再次下降。可以预测,当液氧流量继续增大,液氧温度将会继续降低,在到达某一个临界流量时,液氧温度最低,此时再增加流量将会使得液氧的温度上升,原因在于换热器能提供的冷量已经达到了最大值。

4 结 论

本文从液氧深度过冷性能出发,阐述了液氧过冷的优势,针对多套液氧深度过冷方案开展了对比分析,得到推荐方案并进行了试验验证,得

出如下结论:

1) 过冷液氧可以改善燃料热物理性能和减少火箭携带质量, 液氧由常沸点状态过冷至 66 K, 密度可提升 10%, 单位体积显冷量可以增加 51.2 MJ/m³, 增压压力和增压气体消耗相对降低 66%。

2) 从低温工质消耗、泵功或压缩功消耗、系统复杂程度和系统安全性多个方面对比了液氧抽空过冷、液氮浴过冷和氮循环过冷 3 种低温液氧过冷获取方案, 推荐采用液氮浴过冷方案, 其具有低温液体消耗少、耗功少、流程简单且安全的优势。

3) 采用液氮浴过冷方案时, 对比了单级过冷与两级过冷方案, 两级液氮过冷具有更大的过冷能力和更低的泵功消耗, 推荐采用两级液氮浴过冷作为低温液氧深度过冷获取方案。

4) 基于两级液氮浴过冷方案开展了液氧深度过冷验证试验, 测试结果表明不同流量下通过控制负压换热器的抽气流速, 可实现低温液氧深度过冷获取目标, 液氧温度可降至 66 K 以下, 验证了该方案的有效性 & 工程可行性。

参考文献:

- [1] 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. (in Chinese)
- [2] WANG Jiaojiao, LI Yanzhong, WANG Lei, et al. Experimental investigation on two-phase flow instabilities in long-distance transportation of liquid oxygen[J]. *Cryogenics*, 2019, 102: 56-64.
- [3] MUSTAFI S, CANAVAN E, JOHNSON W, et al. Subcooling cryogenic propellants for long duration space exploration[R]. AIAA 2009-6584, 2009.
- [4] GORDON S, MCBRIDE B J. Theoretical performance of liquid hydrogen with liquid oxygen as a rocket propellant[R]. Cleveland, Ohio: NASA Lewis Research Center, 1959.
- [5] FROLOV S M, AKSENOV V S, IVANOV V S, et al. Rocket engine with continuous detonation combustion of the natural gas-oxygen propellant system[J]. *Doklady Physical Chemistry*, 2018, 478(2): 31-34.
- [6] MAYER W O H, IVANCIC B, SCHIK A, et al. Propellant atomization and ignition phenomena in liquid oxygen/gaseous hydrogen rocket combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(4): 794-799.
- [7] MAYER W, TAMURA H. Propellant injection in a liquid oxygen/gaseous hydrogen rocket engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(6): 1137-1147.
- [8] PALASZEWSKI B, ZAKANY J. Metallized gelled propellants-oxygen/RP-1/aluminum rocket combustion experiments[R]. AIAA 1995-2435, 1995.
- [9] YANG W, SUN B. Numerical simulation of liquid film in a liquid oxygen/rocket propellant 1 liquid rocket[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2012, 26(2): 328-336.
- [10] CARNEY R R. "Slush hydrogen" production and handling as a fuel for space projects[M]. Boston, Massachusetts: Advances in Cryogenic Engineering. Springer, 1964.
- [11] TOMSIK T M. Recent advances and applications in cryogenic propellant densification technology[R]. Cleveland, Ohio: NASA Glenn Research Center, 2000.
- [12] EWART R O, DERGANCE R H. Cryogenic propellant densification study[R]. Denver, Colorado: Martin Marietta Corp, 1978.
- [13] LAK T, LOZANO M, TOMSIK T. Advancement in cryogenic propulsion system performance through propellant densification[R]. AIAA 1996-3123, 1996.
- [14] DAWSON V P. Engines and innovation: Lewis laboratory and American propulsion technology[M]. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Division, 1991.
- [15] TOMSIK T, TOMSIK T. Performance tests of a liquid hydrogen propellant densification ground support system for the X33/RLV [R]. AIAA 1997-2976, 1997.
- [16] LAK T, LOZANO M, NEARY D. Propellant densification without use of rotating machinery[R]. AIAA 2002-3599, 2002.
- [17] 谢福寿, 雷刚, 王磊, 等. 低温推进剂地面加注系统冷量利用方案分析[J]. *宇航学报*, 2016, 37(12): 1381-1386.
XIE Fushou, LEI Gang, WANG Lei, et al. Analysis on utilization of cooling capacity for ground loading system of cryogenic propellants[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(12): 1381-1386. (in Chinese)
- [18] 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.
- [19] 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. (in Chinese)
- [20] CHO N, KWON O, KIM Y, et al. Investigation of helium injection cooling to liquid oxygen under pressurized condition[J]. *Cryogenics*, 2006, 46(11): 778-793.
- [21] LIU Zhan, CUI Jie, YAN Jia, et al. Effect of initial parameter on thermodynamic performance in a liquid oxygen tank with pressurized helium gas[J]. *Science and Technology for the Built Environment*, 2020, 26(3): 426-436.
- [22] SAHA P, SANDILYA P. A dynamic lumped parameter model of injection cooling system for liquid subcooling[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2018, 132: 552-557.

(编辑: 张 雪)