

文章编号:1000-8055(2015)11-2794-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2015.11.030

长期在轨贮存低温推进剂过冷度 获取方案研究

王磊¹, 厉彦忠^{1,2}, 马原¹, 徐孟健¹

(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院 制冷与低温工程系, 西安 710049;

2. 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 北京 100028)

摘 要: 增大低温推进剂入轨时的过冷度可显著延长低温燃料在轨贮存期限。通过文献调研与理论分析,介绍了4种低温推进剂过冷度获取方案的工作过程与研究现状,分析了不同方案的优缺点,在此基础上提出了我国开展相关研究的思路。研究表明:①为了减小过冷度获取成本,应采用先加注后冷却的操作程序,且制冷系统尽可能靠近目标贮箱;②液氧、液态甲烷可通过液氮池沸腾提供过冷度;③氦气喷射预冷消耗氦气量巨大,建议仅针对小型液氢采用此技术;④热力学低温流体过冷器(TCS)技术具有总体质量轻、投入能量少等优点,在液氢过冷度获取方面具有可观的应用前景,可为我国开展低温推进剂过冷度相关研究提供参考。

关键词: 低温推进剂; 在轨贮存; 压力控制; 过冷液体; 运载火箭

中图分类号: V511⁺.6

文献标志码: A

Investigation on acquisition schemes of cryogenic propellant subcooling for long-term on-orbit storage

WANG Lei¹, LI Yan-zhong^{1,2}, MA Yuan¹, XU Meng-jian¹

(1. Department of Refrigeration and Cryogenic Engineering,

School of Energy and Power Engineering,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. State Key Laboratory of Technologies in Space Cryogenic Propellants,

Beijing 100028, China)

Abstract: Increasing cryogenic propellant subcooling remarkably benefits the long-term on-orbit storage of cryogenic fuels. Literature research and theoretical analysis were conducted to study the working processes and research status for four subcooling schemes, and their advantages and disadvantages were also analyzed. On this basis, a research approach in this field was proposed for guiding the domestic researches. Several valuable conclusions were drawn as follows: (1) Based on the cost consideration, an operating procedure for subcooling operation after fuel filling process is suggested and the subcooling equipment should be located close to the target tank. (2) A liquid nitrogen pool boiling can be used to cool the cryogenic liquid oxygen and liquid methane. (3) Helium injection approach is only suggested to cool the small-scale liquid hydrogen since it costs massive helium gas. (4) Due to excellent characteristics including less total weight and energy input, thermodynamic cryogen subcooler (TCS) approach has a better application prospect in liquid hydrogen subcooling obtainment. This research provides a reference for the domestic researches of cryogenic propellant subcooling.

收稿日期:2014-04-16

基金项目:国家自然科学基金(51406142); 航天低温推进剂技术国家重点实验室开放课题(SKLTSCP1311)

作者简介:王磊(1985—),男,陕西西安人,讲师,博士后,主要从事低温推进剂热分层与压力管理。

Key words: cryogenic propellant; on-orbit storage; pressure control; subcooled liquid; launch vehicle

低温液氢、液氧、液态甲烷具有高比冲、无毒无污染等优点,已被选作航天飞行与深空探测的首选推进剂。未来的深空探测要求低温推进剂能够实现长轨长达几个月的无损存贮,对于下一阶段的探月工程来说,则要求确保低温燃料在轨几天的贮存。低温推进剂的特性决定了即使采用最好的绝热方式,空间漏热仍会进入贮箱内部促使低温液相升温气化,并伴随压力的持续升高。低温贮箱在轨停放期间,一方面要确保压力低于设定的承载上限,一方面要保证低温液体温度低于发动机的工作要求,避免气蚀发生^[1]。因此,采用各种被动、主动措施减小低温液体的蒸发量、调节压力变化是未来深空探测的重要保障。

为了实现低温燃料长期在轨贮存,美国航空航天局(NASA)从被动热防护与主动压力控制两方面开展了大量的数值模拟与实验研究。被动热防护技术包括更先进的表面绝热技术^[2-3]、热屏蔽或热遮挡技术^[4-5]、低导热连接技术^[6]等,主动技术是通过提供冷量、流体混合、在轨排气这 3 种作用的单独或组合使用来实现低温推进剂贮箱的压力可控,包括低温制冷机的使用^[7-10]、喷射器流体混合技术^[11-12]、热力学排气系统(TVS)^[13]等。《2011 年中国的航天》白皮书^[14]明确指出,我国将开展载人登月与其他深空探测任务的专项论证,这些任务的顺利开展在很大程度上依赖于低温流体在轨安全贮存,我国已经就低温流体在轨管理开始了前期研究工作。多层隔热材料(MLI)或变密度多层隔热材料(VDMIL)能够显著降低空间辐射对低温推进剂的热侵,借鉴 NASA 在相关领域的研究成果,冶文莲、张安等人^[15-17]分别采用“层模型”与“Lockheed 模型”对 MLI 的传热过程开展了编程计算与实验研究。此外,冶文莲等人^[18]采用 CFD 技术就带搅拌器的低温贮箱控压过程开展了三维数值模拟。胡伟峰、冶文莲、刘展等人^[19-21]分别就 NASA 在低温流体在轨蒸发量控制领域的研究开展了文献调研与分析,相关研究可为我国的深空探测事业指明方向。

被动热防护技术具有结构简单、成本低、无运动部件以及无输入电能等优点,在低温推进剂在轨管理领域应优先采用。除了上述所介绍的各种被动技术外,NASA 也提出了可通过增大低温推进剂过冷度实现更长时间无损贮存的方案,并已

就相关技术开展了多年研究,而我国尚未在该领域开展有效研究。对于我国下一阶段探月工程来说,实现低温推进剂几天的在轨贮存在很大程度上依赖于 MLI 与低导热连接件的开发与结构优化。若相关技术未达到设计目标,则会严重制约探月工程的进度。为此,我国也应该在低温燃料过冷度获取领域开展研究工作,确保下一阶段探月工程的顺利实现以及未来更远距离深空探测按计划进行。在轨期间,空间热侵首先消耗低温推进剂的过冷度,随后才会引起气液间的质量传递,导致贮箱压力持续升高。若能在火箭发射前向低温推进剂提供一定过冷度,则可增大低温液体容纳空间漏热的能力,延长无损贮存时间。

本文首先分析了增大低温推进剂过冷度对火箭发射、推进剂在轨贮存所产生的正效益;随后,依次介绍 4 种低温推进剂过冷度获取技术的工作过程并比较其性能;最后,给出我国开展相关研究的思路。本文研究工作有利于研究人员了解低温推进剂过冷度对深空探测的意义及研究现状,为我国相关研究提供参考。

1 低温推进剂过冷度正效益

1.1 减少发射质量

表 1 展示了液氢、液氧、液态甲烷 3 种低温推进剂物性对比情况(表中 ρ_{sub} 表示过冷温度所对应的密度)^[22-24]。可以看出,增大低温推进剂过冷度可实现降温致密化,密度增大幅度在 6.5%~10% 之间。相同质量的致密化推进剂所需贮箱容积更小,可减少火箭发射质量或增加有效载荷。

自从 1967 年,有学者指出降低液氢温度至其三相点附近,土星 V 号运载火箭的有效载荷可增大 32% 以来^[25],NASA 已经就低温推进剂降温致密化开展了深入系统的研究,相关研究服务于单级入轨可重复使用运载火箭(SSTO-RLV)与 X-33 航天运载飞行器计划,参与单位包括波音公司、洛-马公司、格伦研究中心(GRC)、马歇尔航天飞行中心等。Lak 等人^[26]介绍了增大推进剂过冷度对航天发射所带来的收益,指出对推进剂降温致密化不但可减小贮存尺寸,也可降低发动机对贮箱压力的要求。火箭飞行期间,通过对贮箱增压使得进入发动机泵的低温液体具有一定过冷度,

表1 3种低温推进剂物性对比 ($p=0.1\text{ MPa}$)Table 1 Properties comparison for three liquid propellants ($p=0.1\text{ MPa}$)

推进剂	饱和密度 $\rho/$ (kg/m^3)	比定压热容 $c_p/$ ($\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)	饱和温度 T_{sat}/K	临界温度 T_{tr}/K	过冷温度 T_{sub}/K	$\rho_{\text{sub}}/$ (kg/m^3)	$\frac{\rho_{\text{sub}} - \rho}{\rho}$
液氢	70.88	9702	20.23	13.96	15 ^[22]	76.867	8.45
液氧	1141.8	1699	90.06	54.36	67 ^[23]	1250.8	9.55
液态甲烷	422.59	3480	111.51	90.66	93 ^[24]	450.39	6.58

避免气蚀发生.若采用大过冷度推进剂,则液体本身的过冷度就足以避免气蚀,从而降低对贮箱压力的依赖.压力的降低不但会减少增压气体、外设气瓶的质量,也可减轻贮箱自身的结构质量,进一步减少火箭发射质量.分析发现,针对SSTO-RLV采用过冷推进剂,总的飞行质量可降低17%左右.Tomsik^[23]回顾了GRC在推进剂降温致密化领域所开展的研究情况,介绍了制备过冷液氢、液氧的系统组成.该系统由低温换热器、压缩机与循环泵组成.其中,换热器采用管壳式结构,分别采用负压液氢、液氮对液氢、液氧提供过冷度.1996年,GRC开展了过冷液氢、液氧的制备实验.2000年,NASA对航天规划进行了重新部署,取消了SSTO-RLV与X-33研制计划.2001年,来自不同领域的专家对推进剂降温致密化技术进行了重新审视,指出从理论与概念层面来看,推进剂致密化的优势不可忽视,然而考虑到需要对现有系统进行大规模改造及缺少成熟的致密化系统流程,仅从降低发射质量来看,这一技术的应用前景变得黯淡^[27].

1.2 延长在轨无损存储期限

为了确定推进剂过冷度对燃料在轨贮存所带来的收益,本节以球型贮箱为例开展计算分析.假设球型贮箱直径 $D=5\text{ m}$,气枕所占体积份额 $x=10\%$,壁面平均漏热 $q=5\text{ W}/\text{m}^2$,气液相始终处于热力学平衡状态,传入箱内的热量先全部升温流体,当液相达到饱和后,再开始相变气化.

总漏热

$$Q = \pi D^2 q \quad (1)$$

气、液相质量

$$m_g = (\rho V)_g = \rho_g \left[\frac{1}{6} \pi D^3 \cdot x \right] \quad (2)$$

$$m_l = (\rho V)_l = \rho_l \left[\frac{1}{6} \pi D^3 (1 - x) \right] \quad (3)$$

流体升温速率

$$\Delta \dot{T} = \frac{Q}{(mc_p)_l + (mc_p)_g} \quad (4)$$

其中 $(mc_p)_l \gg (mc_p)_g$,则有

$$\Delta \dot{T} \approx \frac{Q}{(mc_p)_l} = \frac{\pi D^2 q}{\frac{1-x}{6} \cdot \rho_l \pi D^3 c_{p,l}} = \frac{q}{\frac{1-x}{6} \cdot D \rho_l c_{p,l}} \quad (5)$$

式中 ρ 为流体密度, V 为流体体积,下标 g 和 l 分别代表气相及液相.

将3种推进剂相关参数带入式(5),可得对应的日均温升,如表2所示,表中 Δt 表示消耗过冷度所能提供的推进剂无损贮存时间.

表2 低温推进剂过冷度对贮存时间的影响

Table 2 Benefits of storage duration for three subcooled propellants

推进剂	T_{sat}/K	T_{sub}/K	$\Delta \dot{T}/(\text{K}/\text{天})$	$\Delta t/\text{天}$
液氢	20.23	15	0.837	6.25
液氧	90.06	67	0.297	77.6
液态甲烷	111.51	93	0.391	47.3

需要说明的是,上述结果仅是从宏观层面描述了过冷度对推进剂无损贮存的意义.实际中,低温贮箱内气液两相并非处于热力学平衡状态,流体温度的不均匀分布限制了过冷度的充分利用,造成实际的贮存期限短于上述值.然而,分析中壁面热流取 $5\text{ W}/\text{m}^2$,相对于实际值偏高.NASA测得VDM LI的漏热量在 $0.1\text{ W}/\text{m}^2$ 量级^[13].由此可见,对低温推进剂提供过冷度对延长在轨贮存期限可获得相当可观的收益.鉴于此,NASA对低温推进剂过冷度获取方法进行了重新研究,以支持未来更远距离深空探测事业.

Johnson等人^[24]指出,为了保证甲烷推进剂在月面长达210 d(天)的无损贮存,需要在发射前将甲烷降温至93 K.作者介绍了26种获得甲烷过冷度的方案,并基于安全性、制冷效能、飞行及地面操作性、投入成本、操作灵活性等对这些方案进行了对比分类,确定了4种方案作为今后研究的

重点. Mustafi 等人^[22,28]也指出在发射前对低温推进剂降温可显著延长在轨贮存期限. 针对“战神五号”上面级液氢贮箱分析知,液氢温度由 20 K 降低至 15 K 可保证其在轨长达 388 d(天)的安全存储.

2 过冷度获取方案

2.1 循环回路预冷

图 1 展示了采用循环回路实现低温推进剂降温操作的系统示意图^[29]. 其中,换热器采用壳管式结构,需要预冷的低温推进剂流经换热器的管侧,管外为冷却介质池沸腾. 对液氧、液态甲烷可选用液氮为冷却介质,通过调节换热器工作压力实现不同的冷却温度. 对液氢进行过冷时,换热器冷侧为负压液氢池沸腾.

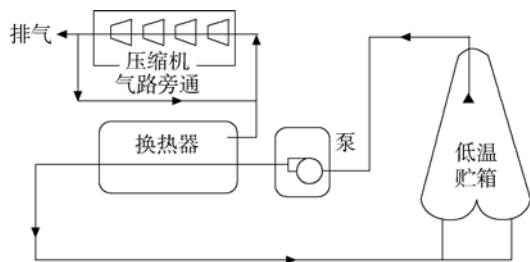


图 1 采用壳管式换热器的循环回路预冷示意图

Fig. 1 Schematic of circulating loop subcooling with shell and tube heat exchanger

上述系统的可行性已在实际中得到了验证. Tomsik^[23]介绍了 GRC 过冷液氢、液氧的实验制备情况. 其中,冷却后的液氧温度约 65 K,产率为 13.6 kg/s(719 L/min);液氢温度为 15 K,产率为 3.63 kg/s(3104 L/min). 对于表 2 中的液氢贮箱,利用 GRC 的实验系统可在 82 min 内将饱和液氢降温至 15 K 过冷液氢. 由此可见,采用该系统能够在可接受的时间范围内实现对低温推进剂的过冷操作.

2.2 热力学排气预冷

图 2 展示了热力学排气系统(TVS)的结构示意图,该系统最初是针对在轨排气而设计,可根据贮箱压力及液相温度确定工作状态. 整个系统由循环泵、J-T 节流阀、套管式换热器及喷雾棒组成. 其工作原理如下:假设 TVS 的控压下限与上限分别为 $p_{\min}$ 与 $p_{\max}$. TVS 的工作模式主要取决于贮箱压力(p_a)与液体温度(T_l). 当 p_a 升高至 $p_{\max}$ 而 T_l 未达到 $p_{\min}$ 对应饱和温度(T_{sat})时,启动

循环泵驱动低温流体流过 TVS 并从喷口呈放射状喷回贮箱内部,通过破坏流体热分层来实现降压目的. 在此过程中,J-T 节流阀关闭,循环流体全部经喷雾棒喷回贮箱内部而未有流体损失. 此种工作模式仅是改变了能量在贮箱内的分布,而总量未有减少. 因此,随着时间的持续,流体平均温度仍会升高. 当 T_l 升高至 T_{sat} 时,就需要启动带有 J-T 制冷作用的 TVS 循环. 此时,少部分循环流体被送入 J-T 节流阀等焓节流,变成低温低压的两相流后进入套管式换热器的外侧管道,循环主流进入换热器的内管道. 两股流体在换热器内完成热量的交换. 外侧流体全部气化并升温至过热气体后经背压孔口排出;被冷却的循环主流经喷雾棒喷回贮箱内实现降压目的.

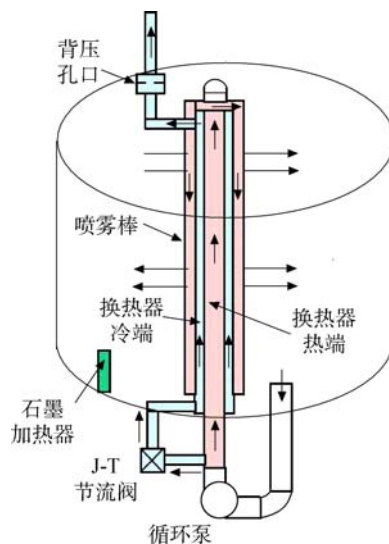


图 2 热力学排气预冷结构示意图

Fig. 2 Schematic of thermodynamic vent system

NASA 在多功能液氢实验平台(MHTB)上所开展的大量实验证明 TVS 能够有效调节低温液氢、液氧、液态甲烷贮箱的压力变化^[13]. 如前所述,若开启带 J-T 节流制冷的 TVS 工作模式,则可通过主动排气降低箱内剩余推进剂的温度. NASA 也在 MHTB 上开展了 TVS 连续工作增大液相过冷度的实验研究. 结果表明,对于充灌率 25% 的液氢贮箱,TVS 可在 2 h 内将液相温度由 21.23 K 降至 19.09 K,期间共有约 25.5 kg 的氢气排出^[12]. 研究人员也对液氮贮箱进行了相关实验研究,连续开启循环泵与 J-T 节流阀 5.6 h,液相温度由 77.40 K 降至 74.26 K^[30]. 此外,在开展液态甲烷贮箱的 TVS 实验前,首先通过开启循环泵与 J-T 阀获得一定过冷度. 经过长达 14.7 h 的连续运行,液体温度降至 104.60 K^[31].

TVS 布置在贮箱内部,受系统结构影响,开启 J-T 所能提供的冷量在千瓦量级以内. 当其应用于地面工况时,由于通过壁面的热流较大,甚至远超 TVS 最大制冷量,导致流体温度不会降低,并且其制冷量是通过消耗箱内液体推进剂来获得. 因此,TVS 主要应用于在轨工况,当箱内推进剂富余而贮箱内流体温度、压力又超过设定值时,可通过开启带 J-T 节流制冷的 TVS 循环实现排气降温降压.

2.3 热力学低温流体过冷器(TCS)预冷

借鉴 TVS 的结构形式,Mustafi 等人^[22,32]提出了一种便捷、经济的低温液氢过冷度获取技术——热力学低温流体过冷器(TCS),具体结构如图 3 所示. TCS 的结构及工作原理与 TVS 相近. 工作期间,自贮箱底部引出的液氢分为两路:一路经 J-T 阀节流降压变成低温低压的两相流,然后通过换热器内管向另一路液氢提供冷量,经换热器充分换热后,这一路流体气化升温至过热蒸气,最后经压缩机升压排放或回收;另一路液氢在循环泵驱动下流经换热器外管,在充分吸收内管流体冷能后经由贮箱上端重新注入贮箱内部,从而实现对箱内流体的降温目的. 为了避免液氢降温过程中贮箱压力过低而造成贮箱结构受损,在冷却降温的同时需要向贮箱气枕区注入冷氦气,保证贮箱压力在安全范围内变化. 该设备尚处于研制阶段,按计划将于 2014 年—2016 年完成相关设计制造,从而保证“牵牛星登月器”与“战神五号”运载火箭计划的顺利进行. 相对于大型制冷系统,TCS 可大大减少液氢降温操作中对输入能

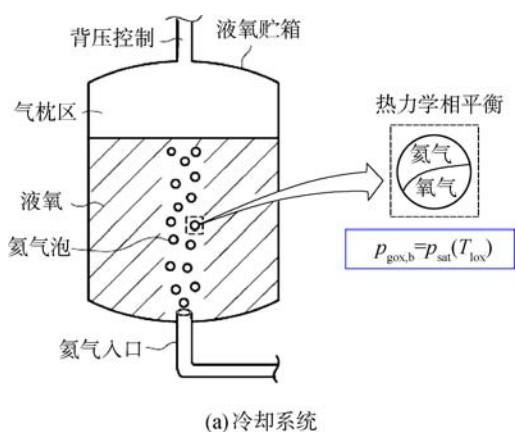
耗的需求. 根据初步核算,采用大型制冷系统的输入电能约在百万瓦量级,而 TCS 的输入电能仅为千瓦级. 由此可见,TCS 无论是从设备的便捷性,还是从能耗角度来看,均具有明显优势.

2.4 氦气注射预冷

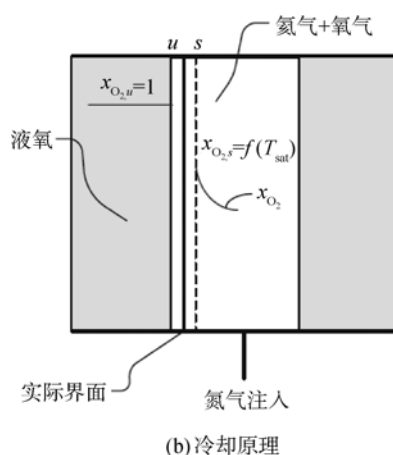
图 4 展示了氦气注射获得低温推进剂过冷度的原理图. 为便于说明,以氦气注射预冷液氧为例来进行分析. 在实际边界两侧分别定义两个理想边界“u”与“s”,如图 4(b)所示. 两界面处氧气的摩尔分数分别定义为 $x_{O_2,u}$ 与 $x_{O_2,s}$,其中界面 u 处的氧气的摩尔分数为 $x_{O_2,u}=1$. 而在界面 s 处,当氦气与氧气达到热力学平衡时,氧气的摩尔分数可由氧的分压力($p_{gox,b}$)确定,分压力又可根据饱和关系由液氧温度确定. 如果不考虑扩散质量传递,则界面处传递的热量 $\dot{Q}_{gi}$ 全部用来造成液氧气化,此时,液氧不会被冷却,有如下关系式成立:

$$\dot{Q}_{gi} \approx \dot{m}_{v,h} h_{fg} \quad (6)$$

式中 $\dot{m}_{v,h}$ 为气化质量速率, h_{fg} 为气化潜热.



(a) 冷却系统



(b) 冷却原理

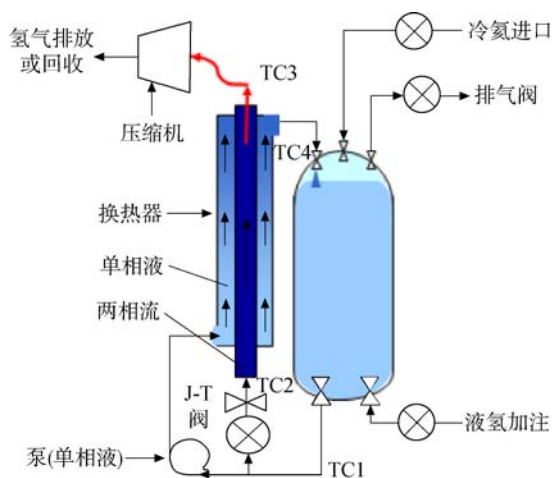


图 3 热力学低温流体过冷器结构示意图

Fig. 3 Schematic of thermodynamic cryogen subcooler

图 4 氦气注射预冷低温推进剂示意图

Fig. 4 Schematic of helium injection subcooling

而在实际中,当氦气进入液氧时, s 界面处的压力并不等于其饱和分压力.根据 Fick 定律,在该界面处存在扩散质量 $\dot{m}_{v,diff}$ 传递.为了达到 s 界面处的热力学平衡,会有更多液氧气化.真实的气化量 $\dot{m}_{lox}$ 如式(7)所示

$$\dot{m}_{lox} = \dot{m}_{v,h} + \dot{m}_{v,diff} \quad (7)$$

氦气注入引起的液氧温度变化可由式(8)确定

$$m_{lox} c_{p,lox} \frac{dT_{lox}}{dt} = \dot{Q}_{gi} - \dot{m}_{lox} h_{fg} + \dot{Q}_{amb} \quad (8)$$

式中 $\dot{m}_{lox}$ 为液氧质量, $c_{p,lox}$ 为液氧比定压热容, $\frac{dT_{lox}}{dt}$ 为液氧温升速率, $\dot{Q}_{gi}$ 为氦气与液氧换热速率, $\dot{m}_{lox} h_{fg}$ 为质量传递吸热速率, $\dot{Q}_{amb}$ 环境漏热.由式(8)不难发现,只有当 $\dot{m}_{lox} h_{fg}$ 大于 $\dot{Q}_{gi} + \dot{Q}_{amb}$ 时,氦气注入才可能导致液氧温度降低.

为了分析氦气注射对于低温推进剂的降温效果,研究人员已经根据对界面处传热传质的描述方法分别构建了 3 种模型:第 1 种模型认为界面处的传热传质能够瞬态完成且气液两相始终处于热力学平衡状态,这种模型从理论上提供了气体注射所能产生的最大质量转移及所能获得的最大降温;第 2 种模型认为界面处传质瞬态而热量传递速率有限,在分析过程中,界面两侧的气液相温度并不相等;第 3 种模型认为界面处进行着有限的传热传质过程.不难想象,第 3 种模型所反映物理规律最符合实际,但数学模型本身十分复杂.通过与实验结果对比发,第 2 种模型预测结果与实验值吻合较好^[33-34].为了验证氦气注射预冷低温

推进剂技术的可行性,国外学者已经开展了相关实验研究.Cho 等人^[33-34]以液氧贮箱为对象开展了氦气注射预冷实验.实验所采用贮箱直径为 0.23 m,高为 2.5 m,总容积为 90 L.结果表明,当初始液氧为饱和状态时,即使是处于室温的氦气注入贮箱也会导致液氧温度的降低.Ramesh 与 Thyagarajan^[35]介绍了氦气注射预冷液氧的相关实验情况,主要关注了氦气温度对预冷效果的影响.表 3 展示了氦气注射预冷液氮、液氧、液氢的分析结果^[35],其中,贮箱容积为 1000 L,液体充注率 90%,贮箱压力为 0.1 MPa.可以看出,氦气注射预冷液氮、液氧可以获得较好的预冷效果,但对液氢的预冷效果有限,这主要是由于注入氦气温度远高于液氢饱和温度,氦气向液氢的传热消耗了大量过冷度.

2.5 过冷度获取方案性能对比

表 4 展示了上述 4 种低温推进剂过冷度获取方案的性能对比.NASA 已经就循环回路预冷方案开展了充分的研究,并且已经进行了地面实验,证明了该系统的可行性.但该系统的整体质量较大,很难布置在发射塔架顶部.此外,我国尚缺少适用于液氢温区的多级压缩机,系统运行期间的电能消耗约在 MW 量级.TVS 技术受制于其自身的结构与换热器能力,其制冷量约在百瓦至千瓦量级,所能提供的过冷度非常有限,因此,其主要应用于在轨小过冷度获取,不建议用于地面工况.TCS 系统整体质量较小,可布置于发射塔架顶部,有利于对火箭上面级进行预冷操作.理论分析发现,其制冷量能够满足将低温液氢降温至三

表 3 不同温度氦气注射对低温流体温降特性的影响

Table 3 Influence of helium injection temperature on temperature drop of cryogenic fluids

工质	初始温度/K	氦气温度/K	预冷时间/s	终了温度/K	喷射速率/(g/s)	氦气耗量/kg
液氮	78	295	2100	76.5	15	31.5
		150	2100	75	20	42
		100	3000	72	25	75
液氧	90	295	3200	86	15	48
		150	4000	79.5	20	80
		100	4000	75	25	100
液氢	20.3	295	1050	20.1	30	31.5
		150	1200	19.7	35	42
		100	1350	19.2	40	54

表 4 4 种低温推进剂过冷度获取方案性能对比

Table 4 Comparison of characteristics for four subcooling approaches

方案	应用场合	特点
循环回路预冷	地面	优点:制冷量大,可行性已被验证 缺点:整体质量大,能量投入大,液氢温区多级压缩机研制存在难度
TVS 预冷	在轨	优点:作为在轨排气技术,无需额外部件 缺点:制冷量小,通过消耗箱内推进剂获得过冷度
TCS 预冷	地面	优点:整体质量小,制冷量大,能量投入小 缺点:尚未得到验证,高效换热器、多级液氢温区压缩机研制存在难度
氦气注射预冷	地面	优点:结构简单,便于操作 缺点:氦气消耗量大

相点附近的要求,且电能投入仅有千瓦量级.该系统尚处于研制阶段,其中,高效液氢换热器、液氢温区压缩机的研制是该方案成功的关键.氦气喷射预冷具有结构简单,便于操作等优点,但氦气消耗量巨大.当其应用于液氢过冷度的获取时,为了获得更大的过冷收益,需要对氦气首先降温.

3 我国开展过冷度获取的研究思路

通过地面技术获得低温推进剂过冷度可显著延长燃料在轨贮存期限,对于未来的深空探测意义重大.我国也应该在领域开展方案与关键技术预先研究,从而为深空探测事业保驾护航.为此,本文建议可按照如下思路开展研究工作.

地面获得低温推进剂过冷度的投入远小于在轨环境,但地面操作的代价仍然高昂,因此,实际中仅针对需要长期入轨贮存的火箭上面级进行过冷度操作.若将低温推进剂过冷度获取设备布置于地面,则连接管路的跑冷损失将会造成过冷度的极大浪费,因此,应将为上面级提供过冷度的制冷系统布置于发射塔架顶部,在进行发射平台的建设时应考虑制冷系统安放位置的影响.低温推进剂在加注过程中进行预冷会导致过冷度的浪费,这是因为加注前贮箱系统处于室温,过冷液体加注会产生剧烈的气化.此外,低温推进剂加注完成后会经历较长时间的地面停放,最初的过冷度会在停放期间被逐渐消耗.因此,应采用先饱和和加注后提供过冷的操作程序,同时,应根据发射程序尽可能将过冷操作延后,减小地面停放漏热的影响.低温液氧、液态甲烷过冷度的获得相对于液氢更易实现,因此,先就这两种高沸点流体开展研究,可采用液氮池沸腾换热器向低温推进剂提供过冷度,在换热器设计时,应避免甲烷的固化.从

长远来看,我国有必要就液氢过冷度获取开展研究工作,现阶段可着重就液氢的预冷方案、多级排气压缩机、先进紧凑式液氢温区换热器开展工作,通过大量计算确定可行方案.氦气喷射预冷会消耗大量氦气,不建议用于甲烷、液氧过冷度的获取,而应着重研究其对液氢过冷度的效用.此外,该技术主要应用于小型液氢贮箱的过冷度获取领域.紧跟 NASA 的研究脚步,研究 TCS 技术在低温液氢过冷度获取方面的研究水平及关键技术的解决方案,为我国开发自己的 TCS 系统提供参考.

4 结 论

本文针对低温推进剂过冷度获取技术开展了文献调研与理论分析,介绍了 4 种过冷度获取方案的工作过程,对比了其性能,得到如下结论:

- 1) 通过地面设备增大低温推进剂过冷度可有效延长低温燃料在轨贮存期限,是实现低温推进剂长期在轨管理的关键技术之一,我国有必要就相关技术开展研究工作.
- 2) 低温推进剂过冷度获取成本巨大,实际中仅针对需要长期贮存的火箭上面开展过冷操作,且制冷系统应布置在发射塔架顶端,以减少连接管路的跑冷损失.
- 3) 在对低温推进剂开展过冷操作时,应先加注后过冷,以减少贮箱蓄热对过冷推进剂的大量消耗.
- 4) 液氧、液态甲烷的过冷度获取相对较易实现,可利用不同压力的液氮池沸腾向液氧、液态甲烷提供所需的过冷度.
- 5) 氦气喷射技术具有结构简单,操作便捷等优点,但氦气消耗量巨大,可用于小规模液氢过冷

度的获取操作,在运行过程中通过降低氦气温度来获得更佳的制冷收益。

6) 液氢的沸点更低,其过冷度获取代价更大,有必要就相关技术开展预先研究,包括预冷方案的确定、高效紧凑液氢温区换热器、多级液氢温区压缩机的研制等,并就 TCS 技术开展充分的理论与计算研究。

参考文献:

- [1] Mustafi S, Canavan E, Johnson W, et al. Subcooling cryogenic propellants for long duration space exploration[R]. AIAA-2009-6584, 2000.
- [2] Martin J J, Smith J W. Cryogenic testing of a foam-multi-layer insulation concept in a simulated orbit hold environment[R]. AIAA-1993-1803, 1993.
- [3] Hastings L J, Hedayat A, Brown T M. Analytical modeling and test correlation of variable density multilayer insulation for cryogenic storage[R]. NASA/TM 2004-213175, 2004.
- [4] Plachta D W, Christie R J, Jurns J M, et al. Passive ZBO storage of liquid hydrogen and liquid oxygen applied to space science mission concepts[J]. Cryogenics, 2006, 46(2/3): 89-97.
- [5] Lebar J F, Cady E C. The advanced cryogenic evolved stage (ACES): a low-cost, low-risk approach to space exploration launch[R]. AIAA-2006-7454, 2006.
- [6] Guernsey C S, Baker R S, Plachta D. Cryogenic propulsion with zero boil-off storage applied to outer planetary exploration[R]. AIAA-2005-3559, 2005.
- [7] Plachta D. Hybrid thermal control testing of a cryogenic propellant tank[R]. NASA/TM 1999-209389, 1999.
- [8] Hastings L J, Tucker S P. Marshall space flight center in-space cryogenic fluid management program overview[R]. AIAA-2005-3561, 2005.
- [9] Ho S H, Rahman M M. Nozzle injection displacement mixing in a zero boil-off hydrogen storage tank[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2008, 33(2): 878-888.
- [10] Ho S H, Rahman M M. Three-dimensional analysis for liquid hydrogen in a cryogenic storage tank with heat pipe-pump system[J]. Cryogenics, 2008, 48(1/2): 31-41.
- [11] Panzarella C H, Mohammad K. Self-pressurization of large spherical cryogenic tanks in space[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(2): 299-308.
- [12] Panzarella C H, Plachta D, Kassemi M. Pressure control of large cryogenic tanks in microgravity [J]. Cryogenics, 2004, 44(6/7/8): 475-483.
- [13] Hastings L J, Flachbart R H, Martin J J, et al. Spray bar zero-gravity vent system for on-orbit liquid hydrogen storage[R]. NASA/TM 2003-212926, 2003.
- [14] 中华人民共和国国务院新闻办公室. 2011 年中国的航天(白皮书)[J]. 航天器工程, 2012, 21(1): 1-6.
- [15] 冷文莲, 王田刚, 王小军, 等. 应用于低温贮箱的变密度多层绝热传热分析[J]. 低温与超导, 2012, 40(12): 5-8.
- [16] YE Wenlian, WANG Tiangang, WANG Xiaojun, et al. Heat transfer analysis of variable density multi-layer insulation for cryogenic storage tank[J]. Cryogenics & Superconductivity, 2012, 40(12): 5-8. (in Chinese)
- [17] 张安, 闫春杰, 陈联, 等. 基于 Lockheed 模型的变密度多层绝热理论分析与实验[J]. 真空与低温, 2013, 19(2): 90-94.
- [18] ZHANG An, YAN Chunjie, CHEN Lian, et al. Computational analysis of variable density multilayer insulation based on the Lockheed model[J]. Vacuum & Cryogenics, 2013, 19(2): 90-94. (in Chinese)
- [19] 张安, 闫春杰, 霍英杰, 等. 变密度多层绝热性能测试装置及实验验证[J]. 低温与超导, 2013, 41(8): 10-13.
- [20] ZHANG An, YAN Chunjie, HUO Yingjie, et al. An experimental setup and verification for performance testing of variable density multilayer insulation [J]. Cryogenics & Superconductivity, 2013, 41(8): 10-13. (in Chinese)
- [21] 冷文莲, 王丽红, 王田刚, 等. 带搅拌器的 ZBO 低温贮箱三维模拟[J]. 低温工程, 2013(6): 5-9.
- [22] YE Wenlian, WANG Lihong, WANG Tiangang, et al. Three-dimensional analysis of zero boil-off cryogenic storage tank used mixer[J]. Cryogenics, 2013(6): 5-9. (in Chinese)
- [23] 胡伟峰, 申麟, 杨建民, 等. 低温推进剂长时间在轨的蒸发量控制技术进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(6): 28-34.
- [24] HU Weifeng, SHEN Lin, YANG Jianmin, et al. Progress of study on transpiration control technology for orbit long-term applied cryogenic propellant [J]. Missiles and Space Vehicles, 2009(6): 28-34. (in Chinese)
- [25] 冷文莲, 王小军, 王丽红, 等. 微重力下低温贮箱压力控制技术进展[J]. 低温与超导, 2012, 40(6): 8-12.
- [26] YE Wenlian, WANG Xiaojun, WANG Lihong, et al. Progress of pressure control technology of cryogenic storage tanks in microgravity[J]. Cryogenics & Superconductivity, 2012, 40(6): 8-12. (in Chinese)
- [27] 刘展, 厉彦忠, 王磊, 等. 低温推进剂长期在轨压力管理技术研究进展[J]. 宇航学报, 2014, 35(3): 254-261.
- [28] LIU Zhan, LI Yanzhong, WANG Lei, et al. Progress of study on long-term in-orbit pressure management technique for cryogenic propellant[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(3): 254-261. (in Chinese)
- [29] Mustafi S, Canavan E, Johnson W, et al. Subcooling cryogenic propellants for long duration space exploration[R]. AIAA-2009-6584, 2009.
- [30] Tomsik T M. Recent advances and applications in cryogenic propellant densification technology [R]. NASA/TM 2000-209941, 2000.
- [31] Johnson W L, Tomsik T M, Smudde T D, et al. A densified liquid methane delivery system for the Altair ascent stage [R]. AIAA-2010-1904, 2010.
- [32] Moran M E, Ohio B, Habersbusch M, et al. Densified propellant technology: fueling aerospace vehicles in the new

- era[R]. AIAA-1997-2824, 1997.
- [26] Lak T, Lozano M, Tomsik T. Advancement in cryogenic propulsion system performance through propellant densification[R]. AIAA-1996-3123, 1996.
- [27] Greene W D, Boxx D L. Propellant densification for shuttle; the SSME perspective[R]. AIAA-2002-3602, 2000.
- [28] Mustafi S, Johnson W, Kashani A, et al. Subcooling for long duration in-space cryogenic propellant storage[R]. AIAA-2010-8869, 2010.
- [29] Nguyen K, Knowles T E, Greene W D, et al. Propellant densification for launch vehicles; simulation and testing [R]. AIAA-2002-4293, 2002.
- [30] Flachbart R H, Hastings L J, Hedayat A, et al. Testing of spray-bar thermodynamic vent system in liquid nitrogen [J]. AIP Conference Proceedings, 2006, 823(1): 240-247.
- [31] Flachbart R H, Hastings L J, Hedayat A, et al. Thermodynamic vent system performance testing with subcooled liquid methane and gaseous helium pressurant[J]. Cryogenics, 2008, 48(5/6): 217-222.
- [32] Mustafi S, Johnson W, Kashani A, et al. Subcooling for long duration in-space cryogenic propellant storage[R]. AIAA-2010-8869, 2010.
- [33] 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.
- [34] 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.
- [35] Ramesh T, Thyagarajan K. Investigation studies on subcooling of cryogenic liquid using helium injection method [J]. American Journal of Applied Sciences, 2014, 11(5): 707-716.

(编辑: 叶 青)