

## 液体推进剂在轨加注技术与加注方案

王磊<sup>1</sup>, 厉彦忠<sup>1,2</sup>, 马原<sup>1</sup>, 谢福寿<sup>1</sup>

(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 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:** 梳理了推进剂空间加注的关键技术,介绍了不同流体空间加注的系统组成与加注程序,提出了我国开展相关研究的思路.研究表明:①气液相分离是实现推进剂空间加注的基础,常温推进剂可采用挠性隔膜或叶片式贮箱实现气液分离,而金属网状膜通道式液体获取装置(LAD)在低温流体空间分离领域效果最佳;②低温推进剂空间加注需要结合空间热防护技术、蒸发量控制技术;③常温推进剂采用排气型空间加注,低温推进剂采用无排气加注,且可借助热力学排气系统实现大充灌率加注;④我国可按照先常温后低温的思路开展研究,并充分借鉴现有实验平台与研究成果的支持.

**关 键 词:** 低温推进剂; 在轨加注; 运载火箭; 蒸发量控制; 深空探测

**中图分类号:** V511<sup>+</sup>.6

**文献标志码:** A

## On-orbit refilling technologies and schemes of liquid propellant

WANG Lei<sup>1</sup>, LI Yan-zhong<sup>1,2</sup>, MA Yuan<sup>1</sup>, XIE Fu-shou<sup>1</sup>

(1. 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:** The key technologies associated with propellant on-orbit refilling was summarized whilst the system construction and the refilling procedures were introduced. Moreover, a suggesting research project was proposed for guiding the domestic researches. Several valuable conclusions were drawn as follows: (1) On-orbit gas-liquid separation technology is the basis of the propellant refilling. Membrane and vane tank can be used to separate the gas-liquid phases in a normal-temperature propellant tank, while screen channel liquid acquisition devices (LAD) may be the best choice for the cryogenic propellant tank. (2) Space thermal-insulation and boil-off control technologies must be applied in the on-orbit refilling operation of cryogenic propellant. (3) Venting approach can be used for normal-temperature propellant, and no-vent filling is suggested for the cryogenic propellant. Also, use of thermodynamic venting system (TVS) is beneficial to a larger refilling rate of cryogenic propellant. (4) A research scheme concerning the normal-temperature propellant first and then the cryogenic propellant is suggested in the domestic researches. Simultaneously, the present research platform and the latest research achievements should be referenced.

**Key words:** cryogenic propellant; on-orbit filling; launch vehicle; boil-off control; deep-space exploration

低温液氢/液氧、液态甲烷/液氧燃料组合具有高比冲、无毒无污染等优点,将在人类航天探测领域发挥重要作用.对于载人登月、登陆火星以及其他深空探测来说,确保足量的低温燃料进入空间并进行长期存储是实现这些目标的根本保障与前提.若直接从地面携带足量推进剂进入空间势必会造成运载工具及有效载荷尺寸巨大、发射与控制难度增大、成本高昂等问题.为此,1965年Morgan<sup>[1]</sup>第一次提出了在轨“加注站”的概念,指出可通过空间飞行器在轨燃料加注来实现远距离探测目标,从而降低对进入轨道能力的依赖.

相对于地面发射直接入轨的进入空间方式,推进剂空间加注具有显著优势.首先,推进剂空间补加可延长航天器的工作寿命.目前在轨运行的部分人造卫星工作寿命主要取决于燃料的携带量.若能对这些卫星开展空间燃料补加,则可显著延长其工作寿命,带来可观的经济效益,相应地也可节约航天器制造与发射成本.其次,推进剂空间加注可显著扩展人类探索空间的范围.空间探测距离主要受航天器推进剂携带量的限制,若能在空间对航天器开展定点燃料补加,则可将探索范围由目前的近地轨道延伸至太阳系其他行星甚至太阳系之外.再者,推进剂空间补加可降低航天器研制周期与成本.据美国“重返月球计划”的初步设计,载人登月需要将77t有效载荷送入奔月轨道,而为此设计的“战神-V”火箭至多只能将66t载荷送达地球逃逸速度.进一步增大“战神-V”的运载能力将给火箭研制、发射场建设、成本控制等带来极大挑战.若能在轨补加部分推进剂,则“战神-V”可完全满足登月需求<sup>[2]</sup>.最后,推进剂空间加注还可促进人类航天事业的进一步发展.若能在空间的不同点布置燃料加注站,则飞行器不必携带大型燃料贮箱进行空间飞行,也不必频繁往返于地空之间,更远距离深空探测成为可能;人类目前所能制造的最大运载工具仅能将百吨级载荷送入近地轨道,这一水平可满足载人登月,若要将人类送入火星,推进剂空间加注将是实现该目标的唯一选择.综上可知,推进剂空间加注对人类航天事业的发展至关重要.

截止目前,世界各国所开展的在轨燃料加注主要是基于轨道空间站.俄罗斯(前苏联)在空间站建设与运行方面居于世界前列.20世纪80年代,前苏联先后在“礼炮-6号”、“礼炮-7号”空间站上开展了常温推进剂补加,随后又在“和平号”空间站完成了多次燃料补加,基本掌握了常温推

进剂空间加注所涉关键技术<sup>[3]</sup>.美国虽然在空间站领域落后于俄罗斯,但也对推进剂在轨加注技术开展了充分的研究.20世纪80年代以来,美国航空航天局(NASA)先后开展了一系列研究计划,主要包括在轨再加注系统(ORS)<sup>[4]</sup>、可贮存推进剂管理系统(SFMD)<sup>[5]</sup>、液体获取与再加注系统(FARE)<sup>[6]</sup>、排气型贮箱在轨加注系统(VTRE)<sup>[7]</sup>等,这些计划以常温流体为工质,以航天飞机为平台研究了板式表面张力贮箱在微重力下的气液分离效果及全液体加注性能.近年还实施了轨道快车(OE)<sup>[8]</sup>、液体在轨加注(EX-PLORE)<sup>[9]</sup>等项目对流体空间管理技术(压力控制技术、液体采集与获取技术、质量测量技术等)、自主交汇对接技术、在轨维修技术、在轨液体传输技术等进行研究与验证.借助目前最大的国际航天合作项目——国际空间站(ISS),日本与欧盟也在该领域开展了有效研究,并先后多次发射货运飞船为ISS补给推进剂.2013年,在多国技术的支持下,研究人员利用机械臂在ISS上完成了机器人在轨燃料加注的演示试验<sup>[10]</sup>.鉴于低温推进剂在航天飞行中的优异性能,以载人登火项目为牵引,美国NASA就低温推进剂在轨贮存与传输问题开展了持续多年的研究.20世纪90年代初,NASA下属的Glenn研究中心搭建了多个地面加注试验平台,以液氢为工质开展无排气加注试验,主要验证无排气加注方案的可行性并优化操作参数<sup>[11-12]</sup>.此外,针对无排气加注的工作特征,研究人员开发了一系列计算模型预测贮箱在预冷及加注期间的温度、压力变化规律<sup>[13-14]</sup>.我国尚未对推进剂在轨加注开展系统综合的研究,现有工作主要是对国外的研究进展进行总结与梳理,或对加注系统的某一技术进行计算与试验验证.例如,李永等针对排气式在轨加注方案,采用VOF(volume of fluid)多相流模型数值仿真了板式表面张力贮箱在加注过程中的流场分布特性,并开展了地面落塔试验<sup>[15]</sup>.王彩莉进行了180L液氮贮箱的地面无排气加注试验,通过细化加注过程中低温流体与金属壁的换热,改进了无排气加注模型,但未关注微重力环境对加注过程的影响<sup>[16]</sup>.

综上可知,推进剂空间加注对未来的空间探测意义重大,世界各航天强国已经在该领域开展了多年的研究,且已基本解决了常温推进剂在轨加注的相关技术难题,目前正在开展低温推进剂空间加注的相关研究.与此相对,我国尚未进行常温与低温推进剂空间加注的系统研究.为此,本文

将对比研究常温、低温推进剂空间加注过程所涉及关键技术,梳理并分析不同推进剂在轨加注方案,从而为我国开展相关研究提供参考。

## 1 推进剂在轨加注关键技术分析

### 1.1 几种典型流体物性对比

相对于地面环境,在轨燃料加注之所以不易开展主要是因为重力被极大抑制所导致的气液相分离存在困难。对低温流体来说,燃料贮箱的热防护及加注过程的绝热技术也是必须解决的难题之一。表 1 展示了几种典型液体在常压下的饱和物性对比。作为低温燃料的液氢、液氧、甲烷之所以要注意绝热问题除了温度较低、空间贮存更易受漏热影响外,燃料的过冷度较小也是不可忽视的因素。实际过程中,加注满仓的燃料贮箱会经历较长时间的地面停放,期间箱内液相达到饱和。发射前通过地面预增压仅能为低温燃料提供几度的过冷,而常温流体的过冷度往往达到几十度。如表 1 所示,低温流体具有更低的表面张力,造成在微重力下依赖表面张力实现气液分离更加困难。其中,液氢具有最低的饱和温度与最小的表面张力,因此,对液氢开展微重力加注更应关注绝热与气液分离技术。此外,相对于其他流体,液氢的体积膨胀率最大,导致其热分层现象在已知的液体燃料中最为显著。热分层的存在限制了液相过冷度容纳环境漏热的能力,进而导致液氢的压增速率更快。

表 1 几种典型液体在 0.1 MPa 下的饱和物性对比

Table 1 Saturation properties comparison among several typical liquids under the pressure of 0.1 MPa

| 工质                     | $T_{\text{sat}}/\text{K}$ | $\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$ | $\sigma/((\text{m} \cdot \text{N})/\text{m})$ | $\beta/\text{K}^{-1}$ |
|------------------------|---------------------------|-------------------------------|-----------------------------------------------|-----------------------|
| 水                      | 372.76                    | 958.6                         | 58.99                                         | 0.00075               |
| R134a                  | 246.79                    | 1377.5                        | 104.04                                        | 0.00219               |
| 偏二甲肼                   | 336.25                    | 793.0                         |                                               |                       |
| $\text{N}_2\text{O}_4$ | 294.35                    | 1443.0                        |                                               |                       |
| $\text{LN}_2$          | 77.24                     | 806.6                         | 8.90                                          | 0.00321               |
| $\text{LO}_2$          | 90.06                     | 1141.8                        | 13.21                                         | 0.00195               |
| $\text{LH}_2$          | 20.32                     | 70.9                          | 1.95                                          | 0.01937               |
| $\text{LCH}_4$         | 111.51                    | 422.6                         | 13.34                                         | 0.00223               |

### 1.2 微重力气液分离技术

实现微重力下的气液相分离是开展在轨燃料

加注、贮箱空间排气卸压的关键。欧美等航天强国已经开展了常温推进剂在轨加注,其中,加注过程中的气液分离主要是依赖布置于箱内的挠性膜,如图 1 所示<sup>[5]</sup>。挠性膜具有一定弹性,可实现贮箱内气液完全分离,方便对气液相分别操作。需要说明的是,微重力下采用挠性膜实现气液分离必须具备两个条件,其一,膜材料本身与推进剂间不发生化学反应且力学性能不发生显著改变;其二,分离过程中不存在液相蒸发与气相冷凝。由此可知,挠性膜技术不适用于低温推进剂气液分离。

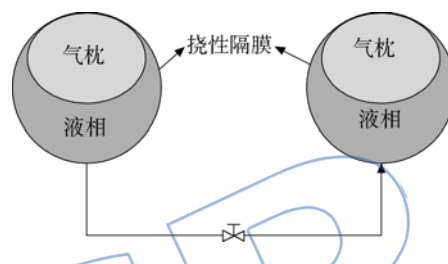


图 1 基于挠性隔膜技术的气液分离系统

Fig. 1 Gas-liquid separation system based on flexible membrane technology

在轨期间重力被极大抑制使得表面张力对气液相分布的影响凸显。为此,有学者指出可依靠表面张力实现推进剂在轨气液分离,并已开展了常温液体飞行搭载试验。Marshall 航天飞行中心于 1993 年开展了流体获取与输送试验二期(FARE-II),以期验证叶片式 LAD 在微重力下的性能<sup>[17]</sup>。所采用的贮箱如图 2 所示,其中,液体输送管位于 FARE-II 贮箱中心,8 个叶片沿输送管径向均匀布置。以水为工质开展了多次试验,结果表明在  $10^{-4} g_0$  ( $g_0$  为地面重力)下,对于具有严格气液界面的流体,该型 LAD 可有效分离气液相;当液相内密布气泡时,叶片式 LAD 无法实现液相与小气泡的分离。此外,本次试验所得数据并不能直接指导低温推进剂加注系统设计。

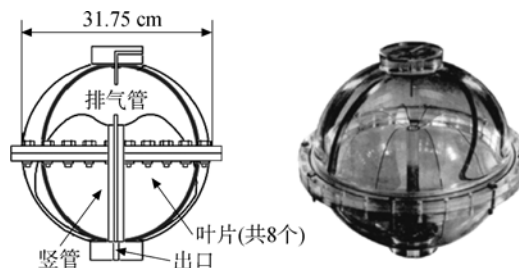


图 2 FARE-II 叶片式贮箱结构示意图

Fig. 2 Schematic of vane tank for FARE-II experiment

近些年,NASA投入了大量资源研究低温流体在微重力下的气液分离技术,先后提出了利用离心力实现气液分离的自旋式方案、借助加速度的助推式方案、依靠流体磁性的电磁力式方案、利用表面张力的金属网状膜通道式方案。经过对比研究确定了膜通道方案作为实现低温流体气液分离的最终方案。图3展示了金属网状膜通道式LAD贮箱结构示意图。其中,金属网状膜是实现气液分离的关键,它由不锈钢金属丝按照“织布”的方式形成密布的网格,所采用金属丝直径为几十微米,所形成的空隙约为十微米。膜通道为中空的输送管,面向贮箱内壁的一侧覆盖金属网状膜。为了保证在任意液体充注率、任意气液分布下均有液相经过膜结构,膜通道沿贮箱的4个象限均匀布置。金属网状膜是通过表面张力与毛细力实现气液相分离,每种结构的膜对应不同的流体均存在一临界压差。当膜两侧压力在临界压差之内时,该膜可允许液相通过而阻止气相通过,实现气液分离;当两侧压差超过临界压差时,气相可突破膜的限制。相对于前面所述两种气液分离技术,膜通道方案具有耐低温、在低表面张力流体中适用性好等优点。为了开发适于低温氢箱空间气液分离的膜结构,NASA搭建了地面试验平台就多种膜结构的性能开展试验研究<sup>[18,19]</sup>。提高膜结构的临界压差将是其从实验室走向实际应用的关键。

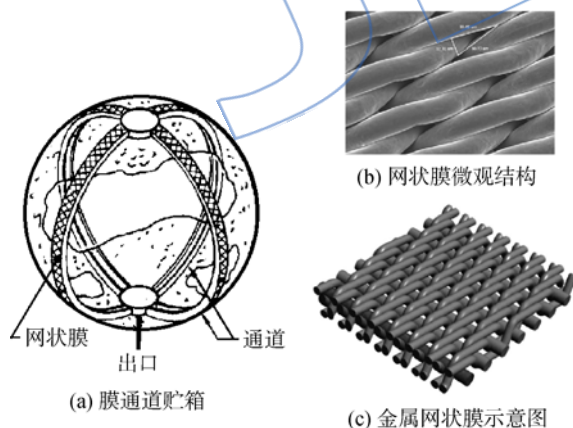


图3 金属网状膜通道式LAD贮箱示意图

Fig.3 Schematic of screen channel LAD

### 1.3 空间绝热技术

常温推进剂在轨只需采用一般的绝热保温措施就可有效抑制来自外太空、地球表面、飞行器其他热源的热量输入,在轨传输过程中也不需要进行更多的绝热处理,相关热防护技术相对成熟。与

此相对,低温流体在轨期间必须解决好热防护问题,否则可能导致珍贵低温燃料的蒸发损失或贮箱压力过高而发生危险。低温燃料空间加注期间,液体燃料自加注贮箱经管路输送至受注贮箱。液体燃料往往过冷度较小,因此需要对输送管进行绝热处理。受注贮箱进行绝热处理可降低空间漏热所导致的燃料蒸发损失,并确保加注箱与受注箱间的压差满足输送要求。

为了支撑深空探测事业的开展,NASA在低温流体空间绝热领域同样开展了大量的研究工作,指出可采用发泡+多层隔热材料(MLI)对低温系统进行热防护,具体结构如图4所示。试验结果表明,采用该绝热技术的低温液氢贮箱空间漏热可降低至 $1\text{ W/m}^2$ 以内<sup>[20-21]</sup>。

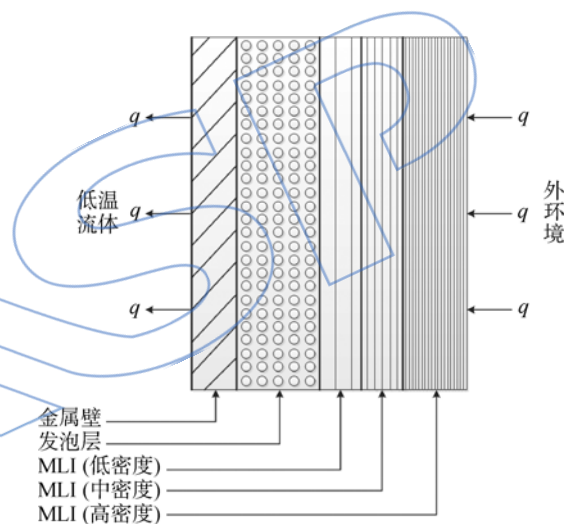


图4 低温贮箱空间绝热结构示意图

Fig.4 Schematic of thermal insulation structure for on-orbit cryogenic tank

### 1.4 蒸发量控制技术

推进剂空间加注往往持续几个小时甚至更久,确保这一过程中加注箱、受注箱压力的基本稳定是实现顺利加注的前提。此外,加注结束后受注箱可能经历几个月甚至几年的在轨贮存,确保足量的液体燃料安全贮存是加注过程的最终目标。常温推进剂在轨贮存与传输过程中不易气化,因此由蒸发所导致的燃料损失与贮箱过压的概率较小,实际中可不采用蒸发量控制技术。低温流体受热极易蒸发,对低温贮箱开展蒸发量控制(压力控制)是未来推进剂在轨贮存与传输管理的关键。

NASA在低温贮箱蒸发量控制技术的设计与应用领域也开展了有效研究,所采用的控制技术包括:①采用发泡+多层隔热材料(MLI或

VDMLD)降低壁面漏热<sup>[20-21]</sup>;②采用热屏蔽或热遮挡技术减弱壁面漏热<sup>[22]</sup>;③设计绝热性能更好的支撑、连接件降低各部件间的导热<sup>[23]</sup>;④采用喷射器搅拌液相,促使液相均匀混合来充分利用液相过冷度<sup>[24]</sup>;⑤采用低温制冷机提供冷量来平衡外界漏热<sup>[25]</sup>;⑥采用热力学排气系统(TVS)实现低温贮箱在轨排气并降低流体温度<sup>[21]</sup>。上述6种措施中,前三者属于被动热控制技术,后三者属于主动压力控制技术。被动热控制技术是通过提高贮箱系统的绝热性能来减弱空间漏热对低温推进剂的影响。主动压力控制技术是通过在轨排气、破坏液相热分层、提供冷量这3种技术的单独或组合使用来实现贮箱压力的可控。实际中可根据具体的探测任务采用上述一种或多种技术组合实现不同的蒸发量控制目标。

## 2 在轨加注方案对比

### 2.1 常温推进剂在轨加注系统

图5展示了利用挠性隔膜实现常温推进剂微重力气液分离的空间加注系统示意图。由于加注

箱、受注箱分别设有挠性膜,贮箱内气液相被绝对分离,从而较好的解决了微重力下的气液定位问题。加注过程中可直接对气相区注气增压或排气卸压。当补加系统与受注系统完成对接并经密封检查后,依靠补加系统与受注系统间的压差驱动推进剂由补加箱进入受注箱。具体过程包括:①启动压缩机对受注箱排气卸压,并将增压气体压回高压气瓶储存,待箱内压力降低至设定值后关闭压缩机;②补加系统通过高压气体增压形成高压环境,从而建立与受注系统间的压差,借助这一压差实现推进剂从补加箱至受注箱的传输;③加注完成后对管路中的残存液体吹除,并与受注系统分离<sup>[3,26]</sup>。该系统的最大特点是利用挠性膜实现了气液分离,从而给系统构成、加注程序带来了便利。除了利用隔膜实现气液分离的加注系统外,利用表面张力作用实现气液分离的排气型加注系统也在实际中得到了应用。图6展示了VTRE飞行试验所采用加注系统示意图<sup>[3,7]</sup>。该系统由加注箱、受注箱、增压气罐、数据采集与控制等组成。两贮箱均采用多组叶片实现气液分离与定位,试验

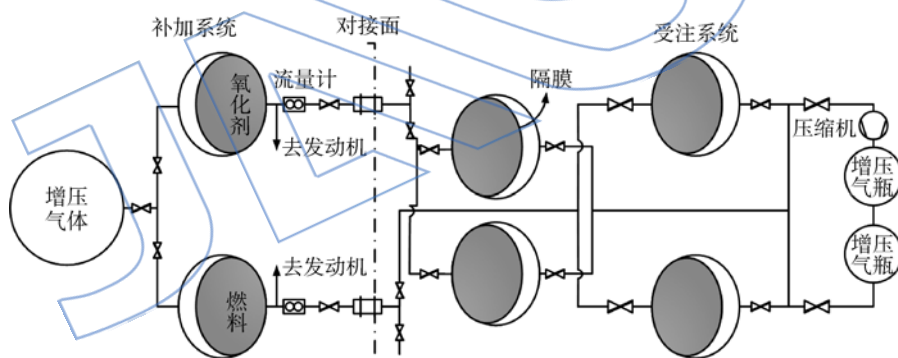


图5 隔膜式压缩加注系统示意图<sup>[3]</sup>

Fig. 5 Schematic of refilling system applying compressor and flexible membrane<sup>[3]</sup>

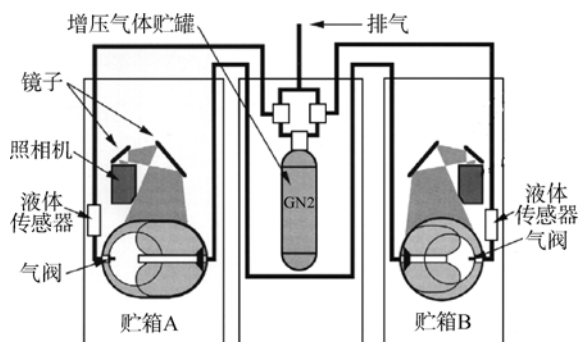


图6 叶片式排气加注系统简图<sup>[7]</sup>

Fig. 6 Schematic of refilling system based on vane-tank gas-liquid separation technology<sup>[7]</sup>

工质为R113,增压气体为氮气。加注前首先对受注箱B卸压,排出的气体经过加压处理回收至增压系统。然后利用增压气体对加注箱A进行增压,使加注箱与受注箱间建立合理压差,实现推进剂加注。随着加注量的增加,受注箱内的压力随之升高。当压力升高至某一设定上限时,再对受注箱进行排气卸压,如此往复,直至设定加注量完成。由于该系统结构简单,两贮箱共用一个增压源,所以受注箱排气和加注箱增压过程不能同时进行。

### 2.2 低温推进剂在轨加注系统

相对于技术成熟的常温燃料空间加注系统,

低温系统具有其显著特征. 首先, 低温推进剂的特性决定了整个加注系统必须做好绝热防护, 避免液相燃料大量气化所导致的燃料损失与压力失控; 其次, 空间微重力甚至零重力环境造成贮箱内部气液相界面确定存在困难, 进而导致气液分离与空间排气不易实现; 最后, 物性的特殊性与微重力环境对低温燃料空间加注的系统构成、操作步骤等提出了更高要求. 图7展示了一种低温推进剂空间加注系统示意图<sup>[27]</sup>, 其中, 加注箱、受注箱均采用 MLI 绝热; 两箱均设有金属网状膜 LAD, 加注箱 LAD 的作用是确保加注过程中液相被输送而气相留在箱内, 受注箱 LAD 主要功能是确保在热力学排气系统 (TVS) 工作期间全液相进入 TVS 循环泵, 避免泵的气蚀. 以受注箱为空且处于室温为例来介绍加注过程. ①两系统对接并检查密封, 开启测量系统对整个加注过程开展实时测量; ②开启受注箱排气阀卸压, 打开加注贮箱增压阀开始增压, 建立加注箱与受注箱间的合理压差; ③预冷输送管路, 预冷后的气体直接放空, ④预冷受注箱, 通过小流量加注向箱内注入少量液体, 关闭加注并静置一段时间, 确保液相与箱内

充分换热并气化后, 打开排气阀放空, “小流量加注—静置—放空”过程反复多次, 直至受注箱内部温度降至设定值以下; ⑤关闭受注箱排气阀, 开始低温推进剂无排气加注, 期间受注箱排气阀关闭, 利用低温液相对气体的降温冷凝作用平衡气体压缩, 进而保证压力不至过快升高, 期间若加注量不足而受注箱压力过高时, 可临时开启 TVS 排气卸压, 当压力降至安全范围内时, 再次开启无排气加注, 直至目标加注量完成; ⑥加注结束, 输送管流体吹除. 此外, 加注过程也可根据具体情况开启低温液相过冷操作, 通过增大输送液体过冷度改善无排气加注的性能.

上述低温系统综合了近些年在低温流体空间管理领域所取得的最新进展, 利用多种流体管理技术实现低温推进剂空间顺利加注. 其中, 将最新的金属网状膜通道 LAD 技术应用于整个加注系统, 实现了低温液相的顺利供给; 输送管路布置预冷系统, 通过增大输送液相过冷度有效降低了后续两相流出现的概率; 受注贮箱内设置 TVS 系统, 可有效避免由于受注箱压力过高而造成的加注失败或加注量不足.

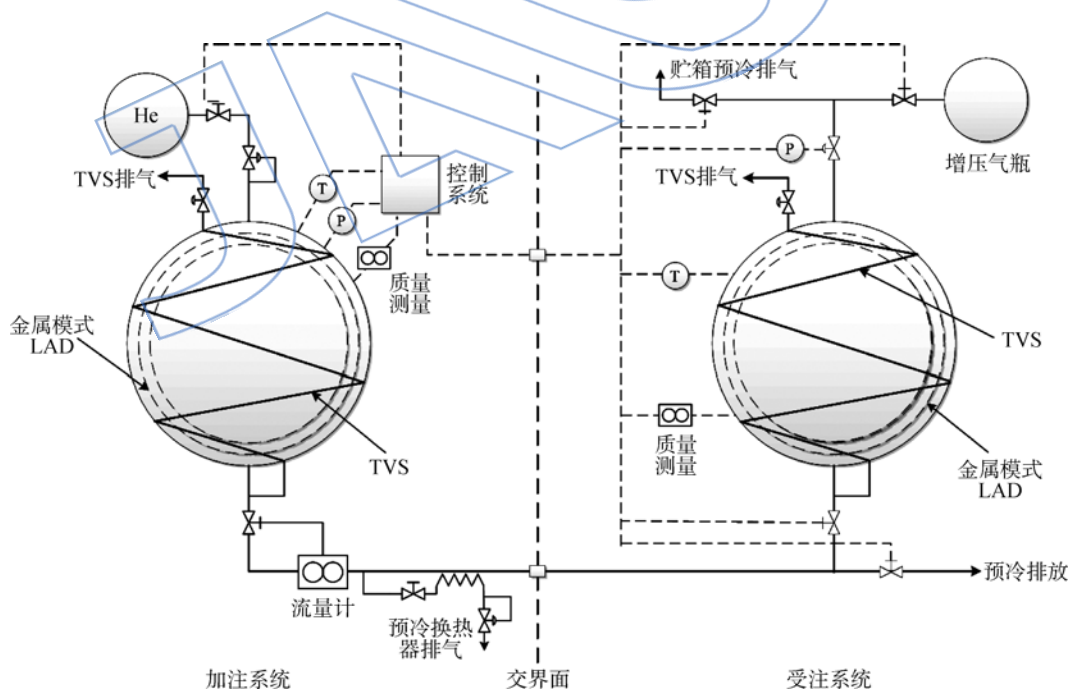


图7 低温推进剂空间加注系统示意图<sup>[27]</sup>

Fig. 7 Schematic of cryogenic propellant on-orbit refilling system<sup>[27]</sup>

### 3 对我国推进剂空间加注研究的建议

低温推进剂空间加注技术是支撑未来空间探

测的核心技术之一, 是确保一国在激烈的太空竞争中立于不败的有力保障. 我国也应该在该领域开展预先研究, 从而为我国的航天事业保驾护航. 鉴于上述分析, 本文建议可按照如下思路开展研

究工作。

我国已于2011年9月成功发射了“天宫一号”空间实验室,并先后与“神舟八号”、“神舟九号”、“神舟十号”完成了多次对接,开展了一系列空间试验,为我国未来的空间站建设提供了宝贵数据。根据计划,“天宫二号”、“天宫三号”也将择机发射,进一步验证空间站建设与维护方面的各项关键技术,其中之一就是推进剂空间加注技术。参考欧美等航天强国的经验,我国可按照先常温后低温的发展思路,先开展常温推进剂空间贮存与传输的技术验证,在气液分离技术、贮箱压力管理技术等成熟后,再进行低温流体空间管理的相关技术攻关。空间实验室及未来的空间站建设一方面为推进剂空间管理提供了最佳的研究平台,另一方面这些平台的建设又必须建立在充分掌握流体管理技术的基础之上。因此,研究中应紧密结合我国航天事业的实际情况,充分利用现有平台的有利支持。

最新的研究成果为我国开展相关研究提供了一系列参考,主要包括如下几点:①常温推进剂采用挠性膜或叶片式结构实现气液分离,由于分离效果较好,可通过对排气口的合理布置实现在轨安全排气,即采用排气式加注方案完成常温推进剂的空间加注。②对低温推进剂来说,普通的表面张力贮箱无法实现气液定位,NASA投入大量资料研制并优化金属网状膜通道式LAD,现有研究结果表明该技术或许是未来实现低温流体空间气液分离的最佳选择。因此,我国也应该在该技术方面投入更多精力。③低温加注系统的受注贮箱内部气液定位非常困难,因此无法采用排气式加注方案,无排气加注方案成为最佳的替代方案。

现阶段我国也可在如下领域开展研究工作:①推进剂在轨加注方案设计与优化、关键技术开发领域等开展理论与地面试验研究;②开展低温贮箱空间蒸发量控制技术、微重力下质量测量技术等,为空间加注的顺利实现提供技术保障;③开展低温流体微重力两相流的机理研究,为未来的空间应用提供理论参考,也可为促进两相流学科的发展提供有力支持。

## 4 结 论

本文介绍了推进剂空间加注对未来航天事业的重要意义,梳理了空间加注所需关键技术,对比研究了常温与低温推进剂加注方案的工作特征,得到了如下结论:

1) 常温推进剂可采用挠性膜隔离气液相,从而实现空间气液相的分别操作,也可采用叶片式贮箱开展流体定位与管理;而低温流体表面张力远小于常温流体,开展空间气液分离更加困难,金属网状膜通道式液体获取装置在实现低温流体气液分离方面最具潜力。

2) 常温流体在轨贮存与输送期间的空间热影响较小,自身又具有较高过冷度,仅采用一般的热防护即可满足要求;低温流体具有饱和温度低、过冷度小等特点,在轨期间必须做好热防护;低温流体在轨期间应采用各种蒸发量控制措施,避免液相过量气化造成燃料损失与压力失稳。

3) 常温推进剂加注系统构成简单,操作方便,加注期间可通过对受注贮箱排气实现顺利加注;低温推进剂加注系统组成复杂,加注期间可采用无排气加注避免液体推进剂的排放损失;低温燃料无排气加注过程中可临时开启TVS排气,避免贮箱压力过快升高。

4) 我国应适时开展推进剂空间加注的相关研究与技术攻关,按照先常温后低温的思路开展工作,重点研究微重力气液分离与定位技术、微重力贮箱蒸发量控制与压力管理技术、微重力热防护技术、低温推进剂加注方案设计与操作程序优化等。

## 参考文献:

- [1] Morgan L L. Orbital tanker designs and operational modes for orbit launch programs[R]. AIAA 1965-383, 1965.
- [2] Kutter B F, Zegler F, Neil G O, et al. A practical, affordable cryogenic propellant depot based on ULA's flight experience[R]. AIAA 2008-7644, 2008.
- [3] 马原, 厉彦忠, 王磊, 等. 低温推进剂在轨加注方案研究[R]. 北京: 中国航天第七专业信息网 2014 年度学术交流会, 2014.
- [4] Chato D J. Technologies for refueling spacecraft on-orbit[R]. AIAA 2000-5107, 2000.
- [5] Kirkland Z, Tegart J. On-orbit propellant resupply demonstration[R]. AIAA 1984-1342, 1984.
- [6] Dominick S, Tegart J. Orbital test results of a vented liquid acquisition device[R]. AIAA 1994-3027, 1994.
- [7] Chato D J, Martin T A. Vented tank resupply experiment: flight test results[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(5): 1124-1130.
- [8] Chouinard C, Knight R, Jones G, et al. Automated and adaptive mission planning for orbital express[R]. AIAA 2008-3383, 2008.
- [9] Hill C, Schlutz J, Fink A, et al. EXPLORE: technology and process demonstration for orbital refuelling on a sounding

- rocket[C]// Proceedings of 20th Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research. Hyere, France; European Space Agency, 2011: 121-128.
- [10] 中国载人航天工程网. 国际空间站完成机器人在轨燃料加注试验[EB/OL]. <http://www.cmse.gov.cn/news/show.php?itemid=3083>.
- [11] Chato D J. Ground testing for the no-vent fill of cryogenic tanks: results of tests for a 71 cubic foot tank[R]. AIAA 1993-1967, 1993.
- [12] Moran M E, Nyland T W, Driscoll S L. Hydrogen no-vent fill testing in a 34 liter (1.2 cubic foot) tank[J]. Advances in Cryogenic Engineering, 1991, 37: 1257-1264.
- [13] Keefer K A. Development and validation of an analytical charge-hold-vent model for cryogenic tank chilldown[D]. Cleveland: Case Western Reserve University, 2013.
- [14] Honkonen S C, Bennett F O, Hepworth H K. An analytic model for low-gravity tank chilldown and no-vent fill: the general dynamics no-vent fill program (GDNVF) [R]. AIAA 91-1380, 1991.
- [15] 李永, 胡齐, 潘海林, 等. 推进剂在轨加注流体传输过程的数值模拟和地面试验研究[J]. 空间控制技术与应用, 2011, 37(4): 54-57.  
LI Yong, HU Qi, PAN Hailin, et al. Numerical simulation and ground test research on orbital refueling process[J]. Aerospace Control and Application, 2011, 37(4): 54-57. (in Chinese)
- [16] 王彩莉. 低温液体无排放加注特性的理论与实验研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.  
WANG Caili. Modeling and experimental study of no-vent fills for cryogenic liquid[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011. (in Chinese)
- [17] Dominick S M, Tegart J R, Driscoll S L, et al. Fluid acquisition and resupply experiments on space shuttle flights STS-53 and STS-57[R]. NASA/TP 2011-216465, 2011.
- [18] Darr S, Hartwig J. Optimal liquid acquisition device screen weave for a liquid hydrogen fuel deopt[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2014, 39(9): 4356-4366.
- [19] Hartwig J, Darr S. Influential factors for liquid acquisition device screen selection for cryogenic propulsion systems[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 66(1/2): 548-562.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] 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.
- [24] Panzarella C H, Plachta D, Kassemi M. Pressure control of large cryogenic tanks in microgravity [J]. Cryogenics, 2004, 44(6/7/8): 475-483.
- [25] Plachta D. Hybrid thermal control testing of a cryogenic propellant tank[R]. NASA/TM 1999-209389, 1999.
- [26] 吴文跃. 空间站的在轨推进剂再加注问题[J]. 推进技术, 1988, 9(2): 50-56, 97.  
WU Wenyao. The problem of on-orbit propellant refuelling for space stations[J]. Journal of Propulsion Technology, 1988, 9(2): 50-56, 97. (in Chinese)
- [27] Aydelott J C. Technology requirements to be addressed by the NASA Lewis Research Center cryogenic fluid management facility program[R]. AIAA 1985-1229, 1985.

(编辑: 秦理曼)