

可重复启动低温上面级的推进剂 管理装置研究

朱文杰¹, 杜大程², 黄立钠¹, 李欣², 张瑞平¹

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;
2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 回顾了低温上面级推进剂管理技术的国内外研究现状, 分析了上面级微重力环境中低温推进剂管理涉及的液体蓄留、气液分离和局部热控等关键技术。开展了液氧贮箱推进剂管理装置的方案设计, 并试验验证了可填充蓄液器的填充和下层板网的指定路径排气等关键功能, 确认了方案的可行性。

关键词: 低温上面级; 推进剂管理装置; 多次启动

中图分类号: TH131.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2021) 05-0012-06

Propellant Management Device Concepts for Multiple Ignitions Cryogenic Upper Stages

ZHU Wenjie¹, DU Dacheng², HUANG Lina¹, LI Xin², ZHANG Ruiping¹

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;
2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The technique situation and development tendency of Cryogenic Upper Stage propellant management developed at home and aboard is introduced. The key technologies of liquid retention, gas-liquid separation and local thermal control of cryogenic propellants in microgravity environment are analyzed. The design of liquid oxygen Propellant Management Device was carried out, and the key functions such as Propellant Refillable Reservoir filling and Bottom Screen Plate-gas exhaust at designated position were verified by experiment, and the feasibility of the design was confirmed.

Key words: Cryogenic upper stage; Propellant management device; Multiple ignition

0 引言

采用低温推进剂进入空间及轨道转移具有高效、经济、无毒等优势, 是化学推进系统的发展方向之一。研制通用、高性能和高可靠的可重复启动低温推进系统是各国航天技术研究和设计的前沿。然而, 低温推进剂沸点和表面张力系数低, 导致其难于长期贮存和流体管理。我国在低温推

进剂及气体工质高效存贮、管理和利用领域存在迫切需求^[1]。可重复启动低温上面级无论是在点火阶段或在轨滑行阶段, 推进剂会在液体自身物理特性和姿轨控发动机推力等因素的共同作用下而偏离贮箱出液口。但在发动机下一次重新启动之前, 需要有一定量的推进剂覆盖贮箱出液口, 所以需进行推进剂的蓄留与管理。微重力环境下液体推进剂的管理通常采用以下3种方式: 1) 隔膜挤压

收稿日期: 2021-05-07; 修订日期: 2021-08-19

作者简介: 朱文杰 (1983-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为航天器液体推进技术。E-mail: wenjie84@163.com

方式；2) 持续推力或间断推力保持或重新沉底推进剂；3) 依靠利用液体表面张力的推进剂管理装置 (Propellant Management Device, PMD) 蓄留、输送和排放推进剂。采用依靠液体表面张力的 PMD 进行推进剂管理具有质量小、推进剂相容性好、长寿命和可靠性高等一系列优势^[2]，在上面级多次重复启动任务中更具有飞行任务剖面适应性好和质量小的特点^[3]。通过 PMD 保证贮箱在复杂任务边界条件下不夹气排放，已成熟应用于常温可贮存推进系统，但在低温推进系统中只开展过有限的实验，研制低温上面级推进剂管理装置仍具有挑战性。各国的现役低温上级仍依靠连续或间断推力进行推进剂沉底，以保证贮箱不夹气排放^[4]。本文总结了可重复启动低温上面级的推进剂管理方式，指出了管理难点，分析其关键技术，并针对上面级液氧贮箱开展了可重复填充式 PMD 方案设计。

1 低温上面级推进剂管理装置发展历程

成熟的长征三号三子级、通用上面级半人马座、阿里安 5 低温上面级 ESC-B 和日本 H-2A 第二级等低温上面级在重复点火之前均采用连续推力或间断推力进行推进剂沉底，使其保持在贮箱底部并覆盖出液口，保证贮箱不夹气排放。这些上面级在低温推进剂管理领域主要关注加速度变化时贮箱内液体晃动，液体重定位和液体从贮箱流出特性。这些低温流体运动特性的研究工作为后续基于 PMD 的低温推进剂管理积累了技术。

从 20 世纪 70 年代开始，欧美主要航天机构就开始了采用表面张力进行低温推进剂在轨管理的探索。美国的刘易斯研究中心等机构就液氢和液氧的过网流动损失、泡破点 (Bubble Break Point, BBP)、瞬态液体流动、射流冲击和振动等金属筛网与液体的相互作用特性进行了一系列试验研究^[5-6]。并在此基础上，与康维尔/通用动力合作，以半人马座 D-1T 上面级的任务剖面为输入，设计论证了 D-1S 上面级采用表面张力进行推进剂蓄留和不夹气排放的启动篮和启动箱的方案。研究表明^[7]，基于表面张力的启动篮方案更能适应复杂的飞行任务，对于 5 次以上重复启动任务采用启动篮方案比推力沉底方案更具质量优势。格伦研究中心的 Kudlac^[8] 和 Chato 等^[9]、ASRC 航空航天公司的 Jurns 等^[10] 和凯斯西储大学的 Hartwig^[11] 开展了更多金属筛网在液

氢、液氧、液氮和液甲烷等低温液体中的泡破点和筛网通道组件的排放性能研究。2010 年，格伦研究中心就月球着陆器姿控系统 (reaction control system, RCS) 和上升器推进系统 (main and RCS propulsion) 的 LO_2/LCH_4 贮箱 PMD 作了详细的方案设计。两型贮箱均采用半管理的方式管理液体推进剂，PMD 构型如图 1 所示^[12]。通过柔性金属网分隔贮箱的上下舱；在下舱内设计了 4 根液体收集通道用于收集液体；在出液口处设置了小型集液器用于蓄留一定量的低温推进剂，以供液给沉底发动机。该 LO_2/LCH_4 贮箱方案明确了 PMD 的热量传导抑制方式以及任务过程中贮箱的热控和压力控制要求。



图 1 月球着陆和上升器 LO_2/LCH_4 贮箱 PMD 方案
Fig. 1 Lunar descent stage RCS and ascent stage RCS/ME tank partial PMD

美国 SpaceX 公司的猎鹰 9 号运载火箭实现了可控陆地和海上垂直回收。该火箭在一级分离之后，通过姿控推进器对火箭的姿态进行调整，在继续向上滑行的过程中对一子级箭体进旋转 (几乎是 180°)，使其底部朝向地面，并开始降落。为了保证安全着陆，系统会重启一子级火箭 9 个引擎中的 3 个，减慢下降的速度。一级火箭在下落重启过程中处于亚重力环境，贮箱内液体位置的改变导致其存在明显的晃动。为了保证发动机能可靠进液，贮箱底部也布置了 6 根通道式表面张力液体管理装置，确保在晃动和亚重力条件下，液氧贮箱能可靠供应不夹气推进剂，如图 2 所示。

欧洲运载火箭 Ariane 5 ME 低温上面级利用 PMD 进行液体的蓄留与管理，以省去推进剂沉底的繁琐，如图 3 所示。该上面级的液氧 PMD 采用可重复填充启动篮结构，在滑行阶段依靠上面级的自旋进行可填充蓄液器 (Propellant Refillable Reservoir, PRR) 内气液定位和排气。由启动篮提供发动机在轨重复点火所需要的推进剂并在发动机持续工作时完成启动篮的再填充。通过探空

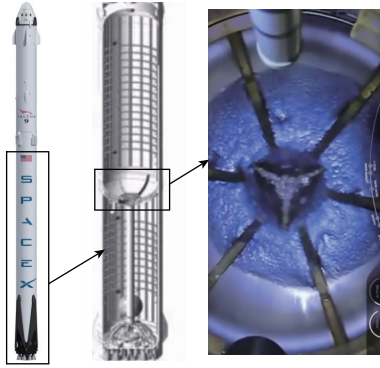


图2 猎鹰9 V1.2火箭一级氧箱推进剂管理装置

Fig. 2 Liquid oxygen PMD of Falcon 9 V1.2 rocket first stage

火箭对该PMD进行微重力下的实验表明：液体蓄积和导流能力、再填充器的填充和排放、贮箱增压和减压时液体管理性能以及液体管路的热反浸等需求或问题都能得到有效解决^[13]。

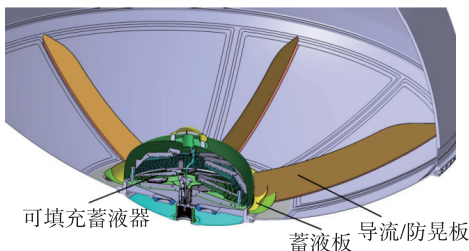


图3 Ariane 5 ME型运载火箭上面级的液氧推进剂管理装置

Fig. 3 Liquid oxygen PMD of the upper stage of the Ariane 5 ME

2 低温上面级推进剂管理装置关键技术

低温上面级PMD是贮箱内液体管理系统，它在各种任务边界条件下均能连续输送推进剂并维持贮箱液路出口处的液体推进剂量，从而使不夹气的液体从低温贮箱输送至发动机入口。低温上面级PMD除了满足常温推进剂贮箱PMD的液体蓄留、沉底和再填充、排放流量及排放效率等要求外，还需防止低温推进剂局部受热及热分层导致的局部汽化等引起的PMD性能下降甚至失效。低温上面级推进剂管理装置的研制面临以下问题：

(1) 低温推进剂表面张力低、黏度小，可靠地进行液体输送和气液分离困难

低温推进剂的表面张力不到常温可贮存推进剂的50%，数值如表1所示。表面张力的降低导致PMD中金属筛网泡破点等指标大幅下降，气液

分离的液体获取装置部分的研制难度增加。

表1 可贮存推进剂与低温推进剂的性能比较

Tab. 1 Performance of storable propellants and cryogenic propellants

推进剂	一甲基肼	N ₂ O ₄	LO ₂	LCH ₄	LH ₂
表面张力/ (N/m)	0.028 (15.6 °C)	0.027 5 (19.8 °C)	0.013 2 (NBP)	0.013 1 (NBP)	0.001 9 (NBP)
液体黏度/ (Pa/s)	9.71×10 ⁻⁴ (15 °C)	4.44×10 ⁻⁴ (15 °C)	1.86×10 ⁻⁴ (NBP)	0.1×10 ⁻⁴ (NBP)	0.13×10 ⁻⁴ (NBP)

(2) 低温推进剂沸点低，管理装置内部和贮箱下游管路内存在液体汽化的风险，PMD需具备排出推进剂蒸气的能力

液态甲烷、液氧和液氢的沸点分别为115，90和20 K，与环境都有较大的温差，受热易蒸发。PMD通常与贮箱壳体和液路管道采用焊接方式连接，壳体漏热和姿轨控发动机关机后的余热都会直接影响其温度，导致其内部液体汽化。PMD内部容积有限，低温推进剂汽化后体积膨胀量很大，需设计气体溢放结构，这是常温可贮存推进剂PMD设计中未遇到的问题。

(3) 可重复启动的任务特点要求管理装置具备再填充能力

低温上面级发动机工作时间不确定，点火时间从几十秒到数百秒不等，能提供的沉底加速度一般不超过1 g。在这样的亚重力条件下，低温管理装置的快速填充也是一个难点。低温管理装置在设计上既要保证快速填充，又要限制侧向加速度环境中液体的泄漏。

(4) 飞行中加速度环境复杂，低温液体黏度小，侧向加速度下的液体蓄留难度加大

在常温双组元推进系统中，蓄液器体积小于4 L，横向或不利加速度小于0.007 g，可以依靠叶片式海绵体蓄液^[14]。上面级滑行阶段可能存在于不小于±0.02 g侧向加速度，对于上面级推进系统，发动机启动时需要百余升低温液体进行管路、泵和发动机预冷。该工况超出了海绵体的蓄留能力，需要设置可填充的启动篮式PMD，保证低温液体不会被甩离贮箱底部出液口区域。

(5) 微重力环境下，贮箱内液体对流显著减弱，PMD局部区域存在汽化和失效的风险

在空间微重力下，重力沉降现象减弱甚至消

失, 低温推进剂内对流显著减弱, 贮箱不均受热时更容易产生低温推进剂局部过热。贮箱出液口处是整个贮箱漏热集中的位置之一, 在贮箱内低温推进剂宏观上仍处于过冷状态下, 非均匀漏热能使 PMD 区域升温, 造成 PMD 区域局部推进剂汽化。因此, 可在 PMD 上复合 J-T 阀和换热管等装置进行局部热管理, 使局部区域内的推进剂处于过冷态, 保证金属筛网等毛细装置上液膜的可靠覆盖。

3 低温上面级推进剂管理装置方案设计

为了解决以上问题, 本文针对可重复启动低温上面级液氧贮箱的需求进行了 PMD 设计, 能够快速再填充和排放的同时, 实现 $\pm 0.02\text{ g}$ 的侧向加速度条件下液氧蓄留不小于 100 L; 并且考虑了 PMD 局部热控和汽化产生的气体泄放问题。

如图 4 所示, PMD 由顶盖、外柱筒、下封头和外叶片等零件组成, 包络出了约 320 L 的核心液体管理区与外柱筒外侧的叶片防晃区两大区域。核心液体管理区被可填充蓄液器底板、中层板网和下层板网分隔成 4 个腔, 自上而下依次是 PRR、排气通道区、中层板网蓄液腔和下层板网蓄液腔。

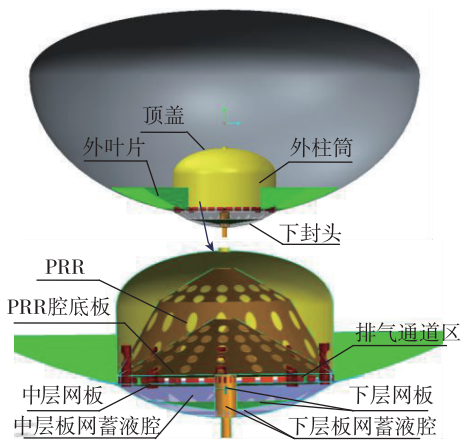


图 4 液氧贮箱 PMD 方案

Fig. 4 PMD for liquid oxygen storage tank

PRR 约 240 L, 其中液氧在发动机预冷时开始消耗, 在发动机稳定工作时的沉底加速度作用下再次填充。PRR 与贮箱的内腔通过顶盖上的放气孔和 PRR 底板的网孔连通, 以满足发动机几十秒工作时间内再次填充的要求。但顶部开口的结构也导致液氧易流失, 在 PRR 充充满了之后, 在侧向过载加速度下会有一部份液氧泄漏出 PRR。采用 FLOW3D 进行仿真计算后发现, 侧向加速度 \pm

0.02 g 切换 5 个循环后 PRR 内蓄液量不低于 43%。根据以上方案, 生产了 PRR 样机并进行了地面 1 g 条件下酒精的再充填试验, 如图 5 所示。试验中 PRR 样机充满时间不超过 28 s。以地面试验的压差 (取决于加速度和液体密度) 和流量的关系计算出样机 PRR 填充时的流阻值; 然后该值乘以修正系数后作为液氧流动的阻力系数, 计算出液氧在 $2.5\sim 6\text{ m/s}^2$ 加速度下填充 PRR 所需时间为不超过 40 s。该填充速度表明: 所设计的 PRR 能够满足轨控发动机短时间工作时液氧再填充的需求。

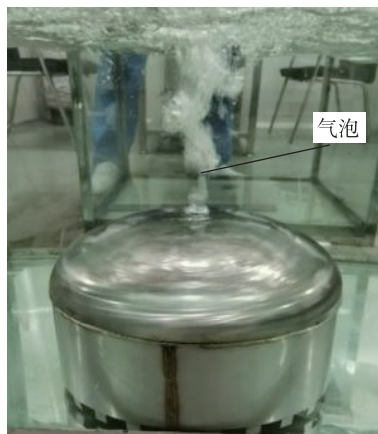


图 5 PRR 样机填充试验

Fig. 5 Rapid filling test of PRR

本方案中设置了下层板网蓄液腔作为热缓冲区拦截局部漏热, 下游漏热向贮箱的传导首先进入这个区域。设计允许该区域内液体升温乃至汽化, 并采用不同泡破点的金属筛网配合使用, 解决局部汽化产生的气体泄放问题。在氧蒸气排放结束后, 能够实现金属筛网重新浸润, 进而保证管理装置在下游存在漏热时仍然能够排放单相液氧。

下层板网蓄液腔内产生氧蒸气的排放主要依靠下层板网上不同泡破点的金属筛网搭配使用来控制排放路径。该 PMD 中, 下层板网外环采用规格为 $325\times 2\ 300$ 的斜纹密织金属网, 中心部分 (中排气口) 采用规格为 $200\times 1\ 400$ 的斜纹密织金属网。在常温测试环境中, 采用酒精做测试介质, $325\times 2\ 300$ 网的泡破点一般要求 $\geq 6\ 100\text{ Pa}$; 中排气口用 $200\times 1\ 400$ 网的泡破点一般要求 $\geq 3\ 700\text{ Pa}$, 两者差值 $2\ 400\text{ Pa}$ 。在液氧环境中两种规格筛网的泡破点如表 2 所示^[15-16]。由表 2 可知, 各温度点下 $325\times 2\ 300$ 网的泡破点均比 $200\times 1\ 400$ 网的泡破点高出 $1\ 200\text{ Pa}$ 以上。

表2 液氧环境中两种规格筛网的泡破点

Tab. 2 BBP of two types mesh in LO₂

液氧温度/℃	液氧温度/K	液氧物理状态	表面张力值/(N/m)	泡破点实测值 $\Delta P_{BP}/Pa$
筛网规格 200×1 400 网, $D_p=0.0221\text{ mm}$				
-187.54	85.61	过冷态	0.014 1	3 035.59
-183.32	89.83	NBP	0.013 1	2 496.54
-179.09	94.06	过热态	0.012 0	2 282.91
筛网规格 325×2 300 网, $D_p=0.0145\text{ mm}$				
-186.76	86.39	过冷态	0.013 9	4 528.55
-182.82	90.33	NBP	0.012 9	3 877.71
-178.76	94.39	过热态	0.012 0	3 460.38
-177.71	95.44	过热态	0.011 8	3 651.66

NBP: 101.325 kPa 下沸点温度

当漏热导致液氧汽化时,下层板网蓄液腔内蒸气量逐渐增多,压力不断攀升,当达到中排气口网片泡破点时,中排气口网孔被蒸气打开,释放汽化气体带来的压力。由于下层板网外环的泡破点高出中排气口网的泡破点 1 200 Pa,下层板网外环的液膜在排气过程中不会破裂。根据液氧排气测试的要求,研制了如图 6 所示的试验装置,模拟了 200×1 400 网和 325×2 300 网在下层板网上的结构。

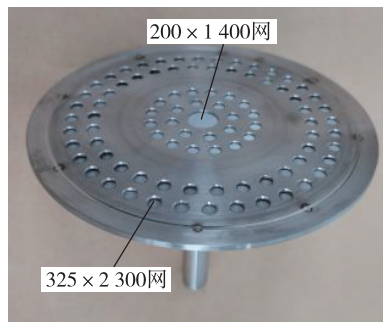


图6 液氧排气测试组件

Fig. 6 LO₂ test unit

通过搭建的试验平台测试了试验装置在液氧中的排气特性,证明了在模拟的“下层板网蓄液腔”内有气体时,气体均会从中间的 200×1 400 网处排出,如图 7 所示。排气结束后,200×1 400 网能够可靠地再浸润,泡破点可以恢复到表 2 所列值。

由于中排气口处于可充填式启动篮结构的中心位置,排气通道区内叶片式海绵体会将液体输送并覆盖中排气口,中排气口得以再次浸润,形成液膜,泡破点也得以恢复。此后在发动机预冷过程中,随着液体流动,下层板网和贮箱壳体之间局部过热区会降温,过热的液体或蒸气会逐步

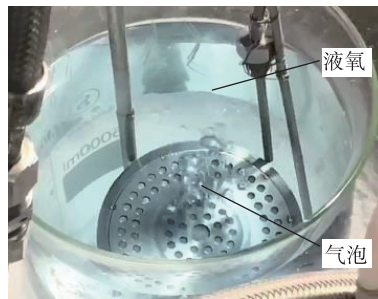


图7 液氧中排气测试

Fig. 7 Exhaust test in LO₂

冷凝,气腔会缩小至溃灭。

4 结论

本文通过对国内外可重复启动低温上面级推进剂管理装置的研究现状进行分析,梳理了低温上面级 PMD 涉及的主要关键技术。以某型上面级液氧贮箱为例,开展了 PMD 方案研究,解决 $\pm 0.02\text{ g}$ 的侧向加速度环境下大体积液氧蓄留、再填充以及 PMD 局部漏热和汽化产生的气体泄放问题。计算和试验表明,该 PMD 结构能够满足低温上面级轨控发动机多次启动对不夹气液氧的需求。

参考文献

- [1] 陈士强,黄辉,张青松,等.中国运载火箭液体动力系统发展方向研究[J].宇航总体技术,2020,4(2):1-12.
- [2] Debrececi M J, Lay W D, Jackle Jr D E, et al. Design and development of the AXAF-IPS PMD & PMD integration[R]. AIAA 97-2812,1997.
- [3] 褚桂敏.低温上面级滑行段的推进剂管理[J].导弹与航天运载技术,2007(1):27-31.
- [4] 刘桢,褚桂敏,李红,等.运载火箭上面级微重力环境下的推进剂管理[J].导弹与航天运载技术,2012(4):20-26.
- [5] Cady E C. Study of thermodynamic vent and screen baffle integration for orbital storage and transfer of liquid hydrogen-final report[R]. NASA CR-134482, 1973.
- [6] Tegart J R, Aydelott J C. Effect of vibration on retention characteristics of screen acquisition systems [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1979, 16(5): 319-325.
- [7] Blatt M H, Walter M D. Centaur propellant acquisition system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1976, 13 (9):515-521.
- [8] Kudlac M T. Screen channel liquid acquisition devices

- for liquid oxygen[R]. AIAA 2006-5054,5054.
- [9] Chato D J, Kudlac M T. Screen channel liquid acquisition devices for cryogenic propellants[R]. AIAA 2002-3983,2002.
- [10] Jurns J, Mcquillen J. Liquid acquisition device testing with sub-cooled liquid oxygen[R]. AIAA 2008-4943, 2008.
- [11] Hartwig J. Liquid acquisition devices for advanced in-space cryogenic propulsion systems [D]. State of Ohio: Case Western Reserve University, 2015.
- [12] Wollen M, Merino F, Schuster J, et al. Cryogenic propellant management device conceptual design study[R]. NASA/CR 2010-216777,2010.
- [13] Behruzi P, Klatte J, Fries N, et al. Cryogenic propellant management sounding rocket experiments on TEXUS 48[R]. AIAA 2013-3904, 2013.
- [14] Jaekle Jr D E. Propellant management device conceptual design and analysis: sponges [R]. AIAA 93-1970,1993.
- [15] Camarotti C, Deng O, Darr S, et al. Room temperature bubble point, flow-through screen, and wicking experiments for screen channel liquid acquisition devices[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 149 (25): 1170-1185.
- [16] Hartwig J W, Kamotani Y. The static reseal pressure model for cryogenic screen channel liquid acquisition devices[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 99:31-43.

引用格式: 朱文杰,杜大程,黄立钠,等. 可重复启动低温上面级的推进剂管理装置研究[J].宇航总体技术,2021,5(5):12-17.

Citation: Zhu W J, Du D C, Huang L N, et al. Propellant management device concepts for multiple ignitions cryogenic upper stages[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(5): 12-17.