

低温推进剂长期在轨蒸发量主动控制技术发展分析

刘欣^{1,2}, 张晓屿²

(1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 为满足深空探测任务要求, 基于低温推进剂长期在轨蒸发量主动控制技术的应用需求, 对国内外低温推进剂长时间在轨蒸发量主动控制技术研究进展进行了分析, 结合国内技术现状对低温推进剂长期在轨蒸发量主动控制关键技术进行了梳理, 可为低温运载系统深空探测任务的开展提供参考。

关键词: 低温推进剂; 蒸发量控制; 低温制冷机

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2017)03-0203-09

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2017.03.001

引用格式: 刘欣, 张晓屿. 低温推进剂长期在轨蒸发量主动控制技术发展分析[J]. 深空探测学报, 2017, 4(3): 203-211.

Reference format: Liu X, Zhang X Y. Development analysis of active long-term on-orbit cryogenic propellant boil-off control technology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(3): 203-211.

0 引言

低温推进剂具有比冲高、无毒无污染、价格相对低廉的优势, 是未来人类探测月球、火星及更远距离深空的首选推进剂^[1-5]。洛克希德·马丁公司对月球探测任务开展分析表明: 采用低温推进剂进入低轨道(Low Earth Orbit, LEO)系统的重量比使用常规推进剂减少近45%, 单次发射费用降低约10亿美元。对于更远距离的飞行任务, 效果将会更加明显。尽管低温推进剂性能高, 但其沸点低(液氢-253℃, 液氧-183℃), 易受热而蒸发, 难于长时间存储。未来载人月球探测和深空探测等宇航探索任务中, 低温推进剂的贮存期不再是几天、几周有可能需要几个月甚至几年^[6-8]的时间。因此, 低温推进剂不但要满足运载火箭短时间发射使用, 还要适应长时间在轨任务需求, 而解决低温推进剂长期在轨蒸发量控制的问题, 是低温推进剂长时间在轨应用的前提。

1 低温推进剂蒸发量主动控制技术需求

对于使用寿命周期比较短的航天器, 蒸发量被动控制技术^[9-15]在工程实现中是最为可行的技术。该技术主要从改进贮箱的隔热措施、合理进行低温贮箱布局、设计遮挡屏等方式减小外界环境对低温推进剂的加热影响, 减少低温推进剂蒸发损耗。但蒸发量被动控制技术并不能从根本上彻底消除低温推进剂贮箱的漏热和损耗问题。对于数周、数月乃至数年的飞行任务

来说采用被动热控的蒸发量控制技术可能根本无法满足航天器任务使命需求。因此, 低温推进剂蒸发量主动控制技术越来越受到重视。采用低温推进剂蒸发量主动控制技术将制冷系统与低温推进剂贮箱耦合, 消除进入贮箱内的热量, 从而维持低温推进剂在轨贮存温度和贮箱压力, 实现低温推进剂长时间内最小损耗。

假设某运载系统低温推进剂规模为液氧50 t、液氢9 t, 分别采用蒸发量被动控制和主动控制对其在轨贮存系统的规模进行分析评估。其中采用被动控制时, 低温推进剂蒸发率控制目标为液氧日蒸发率小于等于0.5%, 液氢日蒸发率小于等于1%; 采用主动控制技术时, 控制目标为“零蒸发”(Zero Boil-Off, ZBO)。图1~2是不同技术条件下, 液氧和液氢推进剂蒸发量控制系统规模与在轨时间的评价关系。

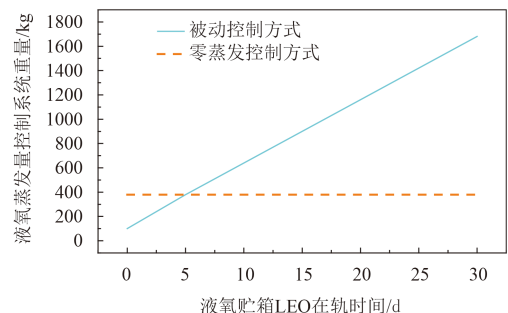


图1 液氧蒸发量控制系统重量随任务时间的变化
Fig. 1 The change of liquid oxygen evaporation control system weight with task time

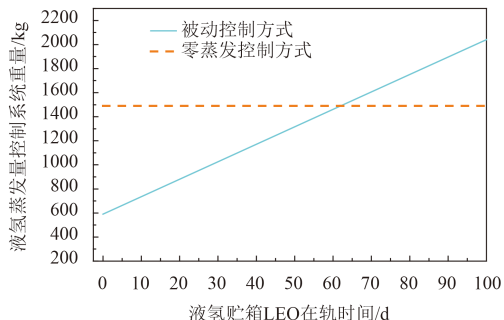


图2 液氢蒸发量系统重量随任务时间的变化

Fig. 2 The change of liquid hydrogen evaporation control system weight with task time

图1~2中,蒸发量被动控制系统规模包含贮箱表面及支撑结构隔热材料重量、考虑蒸发影响增加携带的低温推进剂重量以及增加推进剂量所带来的贮箱以及被动隔热结构重量;蒸发量主动控制系统规模包括贮箱隔热材料的重量、制冷系统重量以及为了确保制冷系统工作而需要增加的电源系统和辐射器重量。

从图1中可以看出,对于液氧贮箱,由于液氧密度较大,其蒸发损失带来的质量损失也较大。任务时间在5 d以内时,采用蒸发量被动控制措施具有优势,当任务时间大于5 d后,采用基于主动制冷的“零蒸发”控制方式具备一定的重量优势。对于液氢贮箱,由于

在20 K温区下,低温制冷机效率低、重量大,其主动控制系统和电源系统重量会非常大。因此,对于液氢贮箱,在轨贮存时间达到62 d以上时,才能体现出主动控制方式的优势。

对于未来载人小行星和载人火星等深空探测任务,低温空间运输系统在轨应用可能需要达到数月之久。采取蒸发量主动控制技术是实现低温推进剂长期在轨应用的关键。

2 低温推进剂蒸发量主动控制技术发展

2.1 国外技术发展

为了服务于未来的火星探测活动,支撑低温推进剂在轨数周甚至数月的长时间应用,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)一直致力于低温推进剂“零蒸发”技术研究^[16-23]。2001年,美国国家航空航天局的低温推进剂“零蒸发”技术路线图显示,艾姆斯研究中心(Ames Research Center, ARC)、格林研究中心(Glenn Research Center, GRC)以及马歇尔空间飞行中心(George C. Marshall Space Flight Center, MSFC)采用不同技术手段,针对低温推进剂蒸发量主动控制技术开展了大量试验工作,实现了低温推进剂的“零蒸发”贮存,如图3所示。

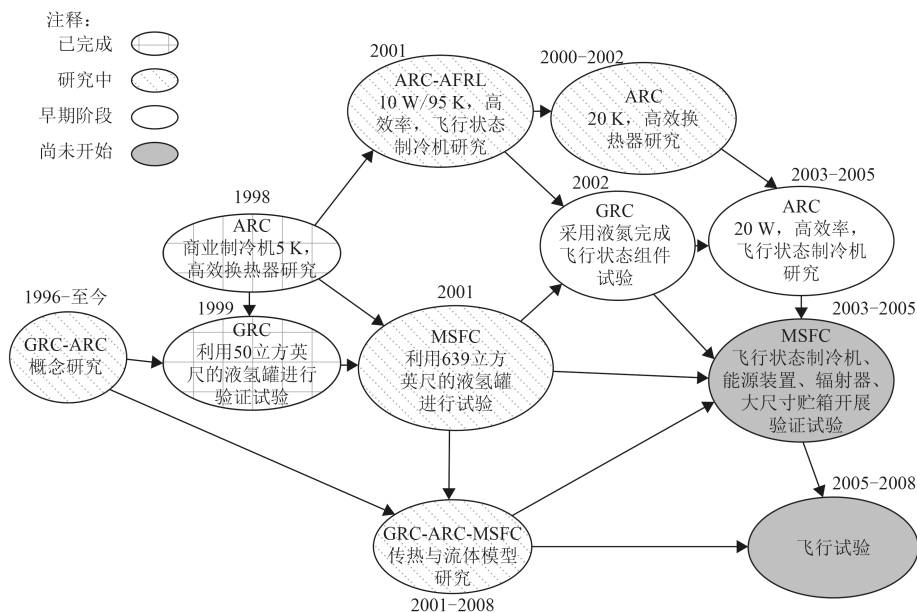


图3 NASA推进剂“零蒸发”技术研究路线图

Fig. 3 Research roadmap of NASN'S propellant ZBO technology

1) 基于商业制冷机的主动控制技术研究

1999年, NASA格林研究中心应用于低温推进剂存储的主动热控试验研究^[24], 试验系统如图4所示。试验采用球形贮箱, 箱体直径1.39 m, 试验对象为液氢

推进剂, 贮箱外包覆多层绝热材料, 为减少与环境之间的漏热, 贮箱顶部安装一套基于机械制冷的主动冷却系统来实现推进剂的无损存储, 整个试验箱体放置在一个真空容器内。所采用的制冷机包括两级, 第1级

可提供20 W/35 K的制冷量，第2级提供17.5 W/18 K的制冷量，制冷机采用氦涡旋压缩机，制冷机二级冷头带有一个冷凝换热器。制冷系统不工作时，测得系统漏热约为14.5 W，贮箱内推进剂蒸发量为0.12 kg/h。开启制冷机8 h后，可实现贮箱内液氢零蒸发。

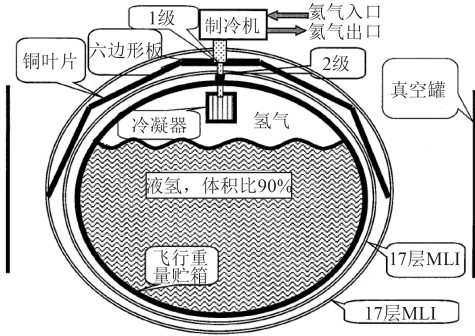


图4 低温制冷机，热交换器实验系统
Fig. 4 Cryocooler, heat exchangers test system

2001年，艾姆斯研究中心、格林研究中心、马歇尔空间飞行中心基于多功能液氢测试平台（Multipurpose Hydrogen Test Bed, MHTB），对不同加注量下的贮箱进行了一系列零蒸发量存贮测试，系统结构如图5所示。其中液氢贮箱容积为18 m³，采用一台美国Cryomech公司的GB37低温制冷机（制冷量为30 W/20 K），对液氢进行冷却，通过主动制冷平衡外界环境的漏热，从而避免了贮箱内低温推进剂的蒸发和排放^[25]。制冷机和循环泵安装在储罐底部，使用一个喷射管来消除重力因素的影响，工作时液氢从贮箱中引出，流经低温制冷机的冷端换热器，经过冷却后的冷流体再喷射回到贮箱。制冷机的冷端换热器高约170 mm，直径约30 mm，布置有5片高导热的铜翅片，沿换热器轴向的传热温差的实测值只有2 K。研究者在不同的液氢加注量（95%、50%、25%）的情况下分别进行了测试，试验结果表明：在制冷机和循环泵的联合工作下，可以成功实现液氢的零蒸发量贮存。

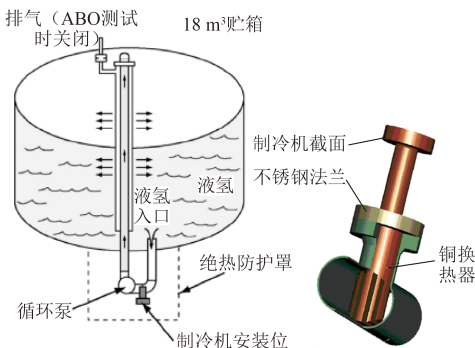


图5 多功能液氢测试平台零蒸发试验系统
Fig. 5 MHTB ZBO test system

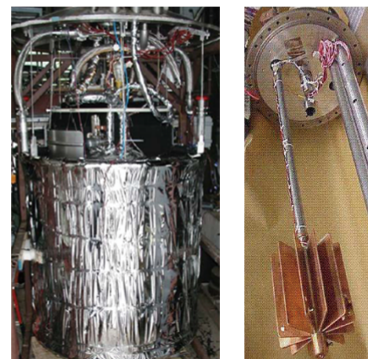
2004年，在格林研究中心的资助下，中央佛罗里达大学太阳能研究中心（Florida Solar Energy Center, FSEC）对低温制冷机冷凝蒸汽的方案进行研究，试验系统如图6所示。将AL-330商业低温制冷机（制冷量为40 W/20 K或者25 W/15 K）置于一个容积为150 L的液氢贮箱顶部，用以对贮箱内的液氢进行制冷。试验结果表明：该制冷机每天仅工作1 h就能实现该液氢系统的“零蒸发”控制^[26]。



图6 佛罗里达太阳能研究中心液氢零蒸发试验系统
Fig. 6 Liquid hydrogen ZBO storage test system at FSEC

2) 基于制冷机和热管耦合的主动控制技术研究

2002年，格林研究中心联合美国空军和NASA，采用航天用脉管制冷机和低温热管进行了LN₂零蒸发贮存系统的验证性实验，实验系统如图7所示。球形液氮箱直径1.42 m，贮箱外侧包裹24层MLI，该款低温制冷机制冷量为10 W/95 K，制冷机冷头置于贮箱顶部，通过一个热管与浸没在LN₂中的搅拌器耦合，使得热交换在贮箱底部进行，阻止了贮箱上部的自然对流换热，更符合在太空中的零蒸发贮存系统的实际情况。试验中制冷机成功转移出6.8 W热量，实现了“零蒸发”^[27-29]。



(a) 脉管制冷机 (b) 低温热管

图7 试验系统

Fig. 7 The bed-test system

美国海军研究实验室 (United States Naval Research Laboratory, NRL) 提出利用低温环路热管 (液氢为工质的LHP) 通过冷板换热器将制冷机的冷量传递给液氢工质, 通过电加热器控制环路热管的启动和运行以实现系统的稳定, 达到控制贮箱内低温工质蒸发量的目的^[30-31], 实验测试台如图8所示。通过管路将低温贮箱内部与环路热管连接, 使贮箱内低温推进剂成为环路热管的内部工质, 进一步利用环路热管的毛细力驱动循环, 直接对贮箱内低温推进剂生成的蒸汽进行热量管理。运行过程中利用毛细驱动力移出贮箱内的大量蒸汽, 同时运输这些蒸汽到远离贮箱的冷凝器进行散热、冷凝, 完成贮箱内漏热排散, 在环路热管毛细力的作用下, 将冷凝后的液态工质返回到贮箱, 整个过程如图9所示。

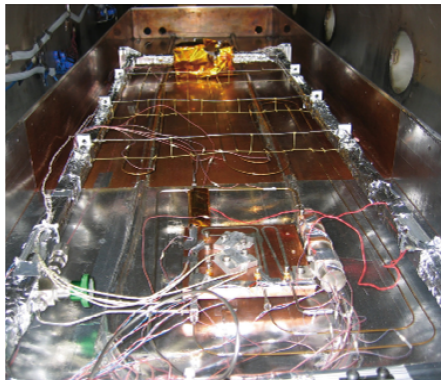


图8 基于LH2工质的环路热管试验测试

Fig. 8 Hydrogen loop heat pipe test

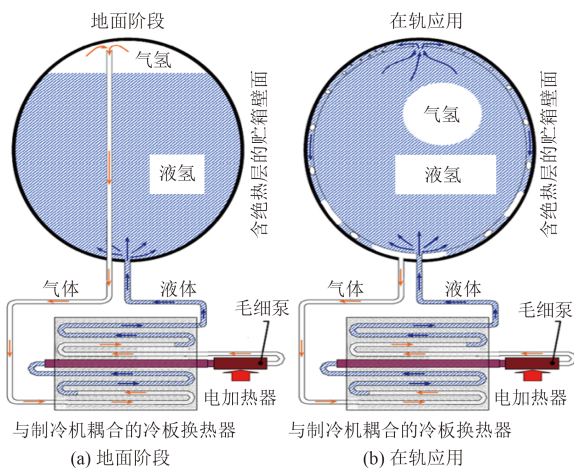


图9 耦合制冷机与环路热管的“零蒸发”控制技术

Fig. 9 ZBO control technology of coupled refrigerator and loop heat pipe

对于图10所示采用热管的“零蒸发”低温贮箱系统, Ho等^[32]通过建立二维轴对称以及3-D型进行了相应的CFD (Computational Fluid Dynamics) 研究。该系统将制冷机、热管以及喷管相结合, 制冷机的冷量通过

热管传至贮箱内部, 喷管驱动箱内流体喷向热管冷端, 将制冷机产冷量带到贮箱内部。两模型结果都表明: 当增大喷管流出速度时, 箱内流体最高温度下降, 热分层明显消除, 贮箱压力得到有效控制。另外, 喷管不仅可以布置在热管冷端的侧面, 还可以布置在其正下方^[33]。

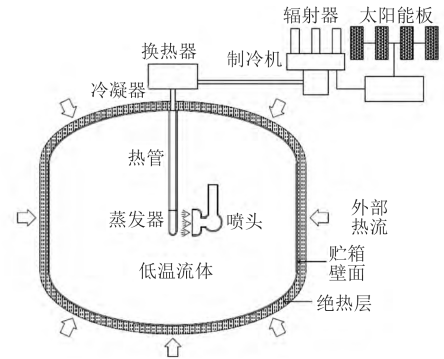


图10 采用热管系统的“零蒸发”贮箱

Fig. 10 A ZBO storage tank system with heat-pump system

3) 与结构冷屏相结合的主动控制技术研究

尽管高性能的20 K制冷机具有较好的应用前景, 但是从能量利用的品质和效率来讲, 采用更易于实现的90 K制冷机技术来冷却低温推进剂贮箱外表及附属结构, 切断传热路径, 同样可以实现减少蒸发的目的。NASA在格林研究中心一个缩尺的多用途热真空试验系统中验证了大面积冷屏、多层隔热、主动制冷机以及与低温贮箱耦合的综合设计系统。大面积冷屏被安装在贮箱壁面多层隔热组件中间, 其冷源为反向布雷顿循环制冷机, 制冷机的热排散采用热管辐射器。试验表明采用20 W/90 K的反向涡轮布雷顿循环制冷机对贮箱壁面进行分布式冷却, 能够逐步实现液氧的“零蒸发”^[34], 如图11所示。

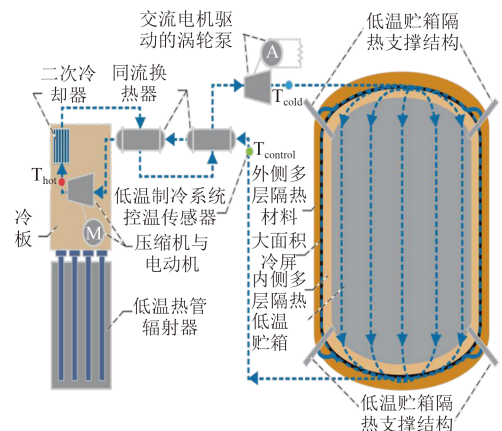


图11 反向布雷顿循环与贮箱及多层耦合设计

Fig. 11 Reverse turbo-Brayton cycle cryocooler integrated with the propellant tank and MLI

2010年, Habermusch等^[35]研究了“零蒸发”液氢贮存系统,发现相比于相互独立的液氢、液氧贮箱,同心贮箱的更有利于减少漏热,降低制冷量的需求。同时,设计了一个“零蒸发”液氢存储系统,如图 12所示,系统包括贮存10 kg液氢的贮存罐,工作压力为1.33 MPa;冷却管路采用铝管,并焊接在贮存罐上;制冷机采用脉管式制冷机,制冷温度为20 K;循环器选用氦冷却工质。由于制冷机的冷却盘管直接缠绕在低温箱体表面,其在冷却箱内流体的同时,还将漏热挡在箱外,这样大大减小了低温流体的蒸发。Howard^[36]也采用相似的试验系统对低温燃料贮箱开展了相关研究,实验设备如图 13所示。

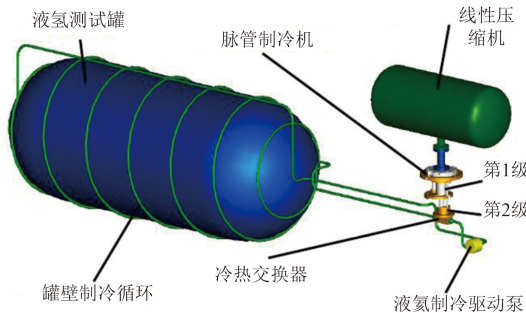


图 12 “零蒸发”液氢存储系统
Fig. 12 ZBO liquid hydrogen storage system

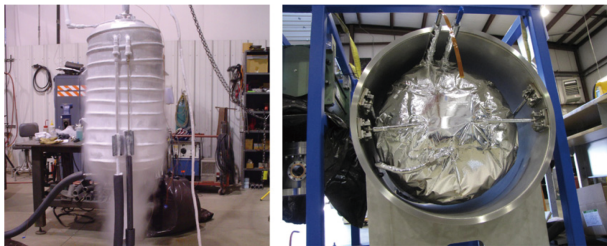


图 13 液氢零蒸发贮存装置图
Fig. 13 ZBO liquid hydrogen technology demonstrator

2011年, David等^[37-38]介绍了NASA的长周期低温贮存技术,主动制冷技术方面使用制冷机与大面积冷却系统相结合,如图 14所示, NASA已经在实验室完成验证。大面积冷屏用于进一步减少低温推进剂贮箱的蒸发损失,冷屏内流动的蒸汽切断了进入贮箱内部的热流,蒸汽管路嵌入在多层隔热材料之中,通过引入低温制冷机,可使冷却屏温度降低至20 K,从而达到阻断液氢贮箱漏热的目的。

2.2 国内技术现状

国内低温运载火箭在短期任务过程中主要采用被动隔热措施控制低温贮箱在地面和上升段过程中的漏热量。目前CZ-3A系列火箭三子级以低温缓冲层、喷涂聚氨酯泡沫和热防护层组成绝热结构,对低温推进

剂进行贮存。针对低温推进剂长期在轨蒸发量控制技术的研究,中国运载火箭技术研究院研发中心在相关背景任务的牵引下,针对低温推进剂在轨贮存总体方案、仿真预示、试验技术等方面开展了积极的研究工作,并在贮箱防绝热方案设计、贮箱内低温推进剂流体动力学研究、压力控制、低温推进剂蒸发量预示仿真技术方面取得了一定成果,为后续开展进一步的深入研究打下基础。

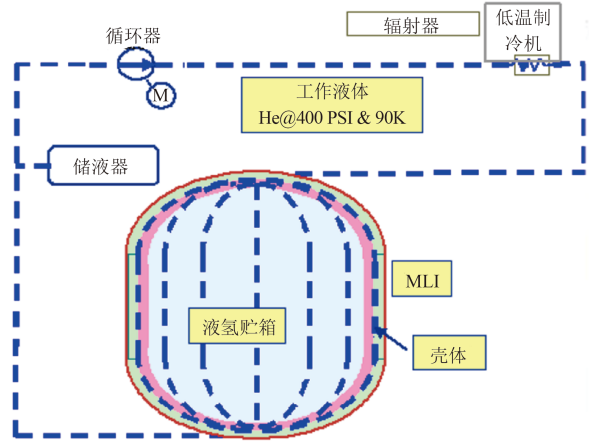


图 14 大面积冷却系统示意图
Fig. 14 Schematic of broad area cooling system

在低温推进剂主动控制技术方面,中国运载火箭技术研究院研发中心也开展了相关研究。结合低温推进剂主动控制技术发展方向和国内水平现状,制定了低温推进剂长期在轨贮存蒸发量主动控制技术发展路线图;围绕未来运载器能力提升需求,开展了低温推进剂长期在轨贮存蒸发量主动控制技术方案论证,完成低温推进剂蒸发量主动控制技术方案初步设计。

在关键技术研究方面,中国运载火箭技术研究院研发中心以低温推进剂“零蒸发”主动制冷系统为核心对制冷系统冷量传输与利用、制冷机与贮箱耦合形式以及系统在轨漏热控制等关键技术进行研究。建立了低温推进剂蒸发量主动控制仿真系统,可对不同条件下,低温推进剂蒸发量主动控制方案的技术参数进行仿真分析及优化。

结合系统的方案论证以及关键技术研究成果,中国运载火箭技术研究院研发中心建立了低温推进剂蒸发量主动控制试验平台,针对基于主动制冷的蒸发量控制技术和贮箱冷屏技术开展了试验研究。整个试验系统包括制冷机组、贮箱、冷屏、工质充注、压力测量控制、温度测量、液位测量和数据采集等几部分组成,如图 15所示。试验采用液氮作为试验工质,低温贮箱的有效容积为0.5 m³,制冷机采用单级G-M制冷

机, 制冷量130 W/77 K。试验系统工作后能够实现低温工质的无损贮存。经过对比试验, 制冷系统对液相区域进行冷却的效果要好于对气相区域进行冷却。冷屏系统工作后, 系统漏热明显减小, 有利于低温工质的长期储存。

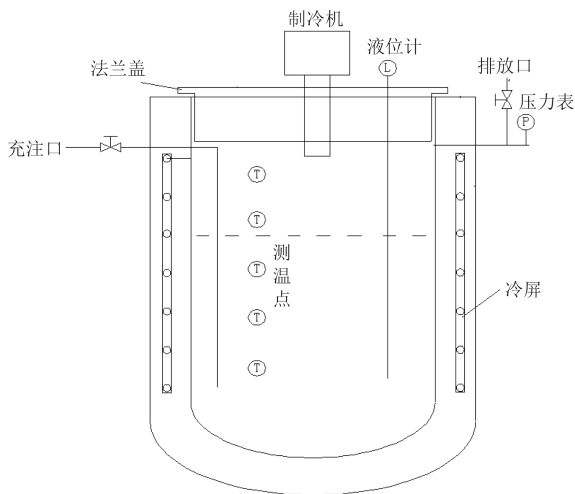


图15 低温推进剂蒸发量主动控制技术试验平台

Fig. 15 Active control technology test platform for low temperature propellant evaporation

此外, 国内相关科研院所也对低温推进剂蒸发量控制技术开展了研究。兰州空间技术物理研究所冶文莲等以液氮作为试验流体, 采用6 W/80 K的低温制冷机, 进行了相关试验, 液氮与制冷机之间利用铜和石墨作为低温传热元件, 将低温制冷机产生的冷量通过传热元件传递至低温流体^[39]。试验表明: 制冷机工作后可有效地降低贮箱内流体的温度, 达到降低贮箱压力的目的。冶文莲等还对采用喷雾棒形式进行主动冷却的液氢贮箱系统进行了研究, 与直接冷却不同, 该方案在贮箱顶部设计有热交换器, 热交换器连接低温制冷机, 过冷的液氢从入口管以一定速度喷至贮箱内部, 冷却贮箱内部低温液体。研究表明: 喷嘴棒伸入贮箱长度、入口直径等因素均会对系统内温度场产生影响。贮箱内平均温度和最大温度随喷嘴棒长度和入口直径的增大而减小, 而喷口直径对贮箱内温度场影响不明显^[40]。张磊等对带有浸没喷射装置的液氢ZBO储箱温度场进行了模拟研究, 该贮存系统设计利用制冷机将低温工质冷却后通过喷头在贮箱内进行冷却参混, 达到液氢冷蒸发的目的, 数值模拟对贮箱内温度场进行了分析, 并分析了喷射装置尺寸参数对温度场的影响。计算结果表明: 喷头的最佳位置位于贮箱的中部, 这样可以更好地通过降低液体最高温度来减小内部蒸发^[41]。

中国科学院低温工程学重点实验室程进杰采用主动制冷技术对低温贮箱“零蒸发”存储过程中贮箱内的温度和压力变化过程进行了模拟, 通过分析可知利用低温制冷机可以达到控制贮箱内的压力, 从而实现低温推进剂的“零蒸发”无存^[42]。

总的来说, 我国在低温推进剂在轨蒸发量控制技术研究起步较晚, 大多停留在理论研究、仿真分析和方案探索方面, 未进入实质性深入研究。与国外先进技术相比较, 还存在较大差距, 应尽快开展相关工作, 围绕低温推进剂长期在轨蒸发量控制技术进行攻关, 解决“零蒸发”控制技术难题, 从而为未来空间探索领域的拓展奠定基础。

3 低温推进剂在轨蒸发量主动控制关键技术分析

低温推进剂在轨蒸发量主动控制技术对于深空探测意义重大, 基于主动制冷系统的“零蒸发”控制技术已成为重要的发展趋势。NASA自20世纪60年代至今持续开展研究, 技术成熟度已达到4~5级水平, 众多关键技术的突破为我国在此领域的发展提供了重要的借鉴意义。应加快推进相关技术研究, 掌握低温推进剂长期在轨蒸发量主动控制核心技术, 为我国低温运载系统执行长期在轨任务提供保障。

3.1 适用于低温推进剂空间蒸发量控制的主动制冷技术

相比低温推进剂在轨贮存被动控制技术, 低温推进剂蒸发量主动控制技术通过低温制冷机产生的冷量对低温贮箱进行冷却, 从而达到低温推进剂“零蒸发”的目的。适用于“零蒸发”贮存的主动制冷技术作为低温推进剂蒸发量主动控制技术的核心, 需开展关键技术攻关。分析不同冷却对象下的各类制冷方案的使用条件、影响因素和达到的效果, 获得适用于低温推进剂“零蒸发”贮存的主动制冷方案。针对制冷要求及长期在轨空间环境特点选择合适的制冷机组, 对制冷机的功耗需求及制冷效率进行优化研究, 确保制冷系统满足任务需求。此外, 可应用于低温推进剂温区的制冷系统目前还存在制冷量小、重量大和系统复杂的不足, 在低温制冷系统的优化研究方面也还有大量的工作需要开展。

3.2 低温制冷系统冷量传输与利用技术

采用低温推进剂长期在轨“零蒸发”主动控制技术的途径之一就是把制冷机和贮箱耦合, 把贮箱系统的漏热全部移出, 以维持低温推进剂在轨贮存温度和贮

箱压力,实现低温推进剂的“零蒸发”。低温制冷系统在与贮箱以及热交换器等低温推进剂贮存系统组件进行耦合的过程中存在的冷量传输和利用的问题,需要结合运载系统特点,选择冷量传输效率高、布局安装合理的耦合形式,对不同的耦合方案进行对比分析,通过对结构布局要求分析、冷量利用效率分析,研究不同耦合形式的适应性和适应范围,获取优化的冷量传输和利用技术方案。

3.3 低温推进剂贮存系统在轨漏热控制技术

低温推进剂贮存系统在轨期间所要承受的热环境,直接影响着低温推进剂所吸收的热量,其中有两部分组成:内部复杂换热包括贮箱与推进剂之间耦合换热、仪器舱与低温贮箱间换热、氢氧贮箱间换热、推进剂内部换热等;在轨段空间热环境包括各种空间辐射效应、羽流热效应等。整个系统受到导热、对流、辐射耦合换热影响,情况较为复杂,这也导致“零蒸发”贮存系统在轨漏热控制存在极大难度。开展低温推进剂贮存系统在轨漏热控制技术研究,一方面要结合运载器结构外形开展合理的防隔热及散热方案设计,另一方面要对低温贮箱本身防隔热材料和低温贮箱低导热率连接支撑结构等防隔热材料技术进行攻关。在有效控制外热流影响的同时将贮箱内的漏热及时排散。

3.4 低温推进剂蒸发量主动控制系统分析及试验技术

低温推进剂贮存系统分析及试验验证涉及到多个专业和子技术。低温空间运输系统尺度大,系统复杂,涉及低温环境、地面、上升段和在轨段等复杂热环境,低温推进剂又涉及到微重力两相流、对流、导热、辐射等多物理过程耦合问题,给仿真分析的方法、模型带来困难。尤其是在空间环境下两相流的流动与传热模型方面还需要进一步完善。需要考虑真空环境、微重力条件、气液两相流、多种传热方式、压力控制等综合因素,对低温推进剂在轨“零蒸发”贮存进行联合仿真分析。在试验验证方面,考虑空间环境、设备布局、结构尺度、天地差异等因素,建立有效的试验验证手段,建设综合性低温试验平台,建立低温推进剂蒸发量控制系统试验评价体系,对项目研制过程中的关键技术和系统方案进行考核试验验证。

5 结束语

从20世纪60年代,NASA就意识到低温推进剂在未来的航天技术,特别是在载人登月和火星探测任务中的重要性。启动了大量的研究项目,开展了概念研

究、系统设计、关键技术攻关和大量的地面演示验证试验和部分飞行试验,取得了丰富的技术积累。正是因为近50年的技术积累,为后来美国星座计划选用低温推进剂奠定了技术基础。低温推进剂蒸发量主动控制技术是解决航天器低温推进剂长期在轨应用的关键技术,我国应加快研究步伐,为提升在未来航天领域的竞争力打下坚实基础。

参 考 文 献

- [1] 胡伟峰,申麟,彭小波,等.低温推进剂长时间在轨的蒸发量控制关键技术分析[J].低温工程,2011(3):59-66.
Hu W F, Shen L, Peng X B, et al. Key technology analysis of boil-off control study on cryogenic propellant long-term application on orbit[J]. Cryogenics, 2011(3): 59-66.
- [2] 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.
Hu W F, Shen L, Yang J M, 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.
- [3] Hastings L J, Plachta D W, Salerno L, et al. An overview of NASA efforts on zero boil-off storage of cryogenic propellants[J]. Cryogenics, 2001, 41(2002): 833-839.
- [4] De Kruijff J S, Kutter B F. Centaur upper stage applicability for several-day mission durations with minor insulation modifications[C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH: AIAA, 2007.
- [5] Michael D, Kirk A, Bernard K. Design and development of an in-space deployable sun shield for the atlas centaur[C]//AIAA Space 2008 Conference & Exposition. San Diego, California: AIAA, 2008.
- [6] Plachta D W, Christie R J, Jurns J M, et al. ZBO cryogenic propellant storage applied to a Mars sample return mission concept[J]. Advances in Cryogenic Engineering: Transactions of the Cryogenic Engineering Conference. 2006, 56: 205-212.
- [7] Doherty M P, Gaby J D, Salerno L J, et al. Cryogenic fluid management technology for Moon and Mars missions[C]//AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition. Pasadena, California: AIAA, 2009.
- [8] Kyle C, Sarah K, Justin K. Cryogenic fluid storage for the mission to Mars[D]. USA: Texas Tech University, 1999.
- [9] Nast T, Frank D. Cryogenic propellant boil-off reduction approaches[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2011.
- [10] McLean C H, Mills G L, Riesco M E. Long term space storage and delivery of cryogenic propellants for exploration[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford, CT: NASA, 2008.
- [11] Keller C W. Thermal performance of multilayer insulations[R]. USA: NASA, 1974.

- [12] Martin J J, Smith J W. Cryogenic testing of a foam-multilayer insulation concept in a simulated orbit hold environment [C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Washington, D.C: AIAA, 1993.
- [13] Robert J S, Richard H K. Thermal performance of a liquid hydrogen tank multilayer insulation system at warm boundary temperatures of 630, 530 and 152 R [C]//27th Joint Propulsion Conference. Sacramento, CA: AIAA, 1991.
- [14] Knoll R H, Stochl R J, Sanabria R. A review of candidate multilayer insulation systems for potential use on wet-launch LH2 tankage for the space exploration initiative Lunar missions [C]//27th Joint Propulsion Conference. Sacramento, CA: AIAA, 1991.
- [15] Hastings L J, Hedayat A, Brown T M. Analytical modeling and test correlation of variable density multilayer insulation for cryogenic storage [R]. USA: NASA, 2004.
- [16] Christie R J, Plachta D W. Zero boil-off system design and thermal analysis of the bimodal thermal nuclear rocket [J]. Space Technology & Applications International Forum - Staif, 2006, 813(1): 494-501.
- [17] Haberbush M S, Nguyen C T, Stochl R J, et al. Development of no-vent liquid hydrogen storage system for space applications [J]. Cryogenics, 2010(50): 541-548.
- [18] Plachta D W. hybrid thermal control testing of a cryogenic propellant tank [R]. USA: NASA, 1999.
- [19] Panzarella C H, Kassemi M. Comparison of several zero-boil-off pressure control strategies for cryogenic fluid storage in microgravity [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 424-434.
- [20] Panzarella C, Plachta D, Kassemi M. Pressure control of large cryogenic tanks in microgravity [J]. Cryogenics, 2004, 44(6): 475-483.
- [21] Hastings L J, Tucker S P, Flachbart R H. Marshall space flight center in-space cryogenic fluid management program overview [R]. USA: NASA, 2005.
- [22] Kassemi M, Panzarella C. Ventless pressure control of two-phase propellant tanks in microgravity [J]. Annals New York Academy of Sciences, 2004, 1027(1): 511-528
- [23] Segado M A, Hannon C L, Brisson J G. Collins cryocooler design for zero-boil-off storage of liquid hydrogen and oxygen in space [C]//Advances in Cryogenic Engineering: Transactions of the Cryogenic Engineering Conference-CEC. USA: American Institute of Physics, 2010.
- [24] Hochstein J I, Ji H C, Aydelott J C. Effect of subcooling on the on-orbit pressurization rate of cryogenic propellant tankage [C]//AIAA/ASME 4th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Boston, Massachusetts: AIAA, 1986.
- [25] Ryan H, Robert K, Gary O N. Thermal optimization and assessment of a long duration cryogenic propellant depot [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee: AIAA, 2012.
- [26] Baik J. Zero-boil-off liquid hydrogen storage tanks [R]. USA: NASA, 2009.
- [27] Plachta D, Kittel P. An updated zero boil-off cryogenic propellant storage analysis applied to upper stages or depots in an LEO environment [R]. USA: AIAA, 2002.
- [28] Lin C S, Van Dresar N T, Hasan M M. A pressure control analysis of cryogenic storage systems [C]//AIAA/SAE/ASME/ASEE 27th Joint Propulsion Conference. Sacramento, CA: AIAA, 1991.
- [29] Lin C S, Van Dresar N T, Hasan M M. Pressure control analysis of cryogenic storage systems [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(3): 480-485.
- [30] Guernsey C S, Baker R S, Plachta D. Cryogenic propulsion with zero boil-off storage applied to outer planetary exploration [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona: AIAA, 2005.
- [31] Zakar D R, Baldauff R W, Hoang T T. Cryogenic loop heat pipe for zero-boil-off cryogen [R]. USA: AIAA, 2015.
- [32] 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): 31-41.
- [33] Ho S H, Rahman M M. Transient analysis of cryogenic liquid-hydrogen storage tank with intermittent forced circulation [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2010, 24(2): 374-380.
- [34] Plachta D W, Johnson W L, Feller J R. Cryogenic boil-off reduction system testing [R]. USA: AIAA, 2014.
- [35] Haberbush M S, Nguyen C T, Stochl R J, et al. Development of no-vent liquid hydrogen storage system for space applications [J]. Cryogenics, 2010(50): 541-548.
- [36] Howard F, Brian L, Mark V. Liquid oxygen/liquid methane integrated propulsion system test bed [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego, California: AIAA, 2011.
- [37] Chato D J. Cryogenic technology development for exploration missions [C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno, Nevada: AIAA, 2007.
- [38] David G, Jeff S, Chris M, et al. Long term cryogenic storage technologies overview for NASA exploration applications [C]//42nd AIAA Thermophysics Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2011.
- [39] 冶文莲, 王丽红, 王田刚, 等. 低温制冷机与ZBO存储系统耦合数值模拟 [J]. 低温与超导, 2013, 41(8): 19-23.
Ye W L, Wang L H, Wang T G, et al. Numerical simulation of cryocooler and zero boil-off storage system coupling [J]. Cryogenics & Superconductivity, 2013, 41(8): 19-23.
- [40] 冶文莲, 王小军, 王田刚, 等. 液氢贮箱零蒸发数值模拟与分析 [J]. 低温与超导, 2012, 40(11): 11-17.
Ye W L, Wang X J, Wang T G, et al. Numerical simulation and analysis of zero boil-off in a liquid hydrogen storage tank [J]. Cryogenics & Superconductivity, 2012, 40(11): 11-17.
- [41] 张磊, 潘雁频. 带有浸没喷射装置的液氢ZBO储箱温度场模拟研究 [J]. 真空与低温, 2013, 19(1): 19-24.
Zhang L, Pan Y P. A numerical study on the temperature field of liquid hydrogen zero boil-off storage tank with injection nozzles [J]. Vacuum and Cryogenics, 2013, 19(1): 19-24.
- [42] 程进杰, 孙郁, 杨建斌, 等. ZBO存储低温储箱内的压力变化模拟分

析[J]. 低温与超导, 2014, 42(1): 17-20.

Cheng J J, Sun Y, Yang J B, et al. Modeling the pressure variation law of cryogenic tank in the process of ZBO storage[J]. Cryogenics & Superconductivity, 2014, 42(1): 17-20.

作者简介:

刘欣(1978-), 男, 高工, 主要研究方向: 航天器热控设计。

通信地址: 北京9200信箱38分箱(100076)

电话: (010)88533172

E-mail: sunnyliuxin@126.com

Development Analysis of Active Long-Term On-Orbit Cryogenic Propellant Boil-Off Control Technology

LIU Xin^{1,2}, ZHANG Xiaoyu²

(1. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: To meet the requirements of deep space missions, the research progress of active long-term on-orbit cryogenic propellant boil-off control technology was analyzed based on its application requirements. The key technologies were introduced according to the technology development situation in China, which can provide some references to cryogenic launch system for deep space missions.

Key words: cryogenic propellant; boil-off control; cryogenic refrigerator

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 朱鲁青]