

DOI: 10.7652/xjtuxb201505003

过冷低温推进剂的性能优势及其应用前景

谢福寿¹, 雷刚², 王磊¹, 邢科伟², 厉彦忠^{1,2}

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 7100491, 西安; 2. 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 100028, 北京)

摘要: 针对处于沸点温度以下过冷低温推进剂的特点,以热力学原理分析了过冷低温推进剂的性能优势及其获取方式,其热力学性能相对于饱和状态会有显著改善,如提高密度、降低气化压力和增加单位体积显冷量。在介绍了国外过冷低温推进剂研究与应用的基础上,讨论了我国的研究现状和应用前景。理论分析和初步地面试验结果表明,过冷低温推进剂作为航天燃料应用于航天运载工具之中优势明显,可显著增加有效载荷,降低发射成本,延长深空探测任务时间,但对于实际应用中可能遇到的技术难题,应作进一步的深入研究。文中的研究结果对未来中国开展过冷低温推进剂的研究和应用具有一定的借鉴和参考意义。

关键词: 低温推进剂;过冷;燃料;有效载荷;发射成本

中图分类号: V511⁺.6 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2015)05-0016-08

Performance Advantages and Application Prospects of Subcooled Cryogenic Propellants

XIE Fushou¹, LEI Gang², WANG Lei¹, XING Kewei², LI Yanzhong^{1,2}

(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: Aiming at the characteristics of subcooled cryogenic propellant, the benefits and accessing of its performance are analyzed using the thermodynamic principle. Compared with saturated propellants, subcooled propellants have several advantages such as higher density, lower vapourized pressure, and higher sensible cooling capacity per unit volume. Moreover, the overseas and domestic research status to the subcooled cryogenic propellant and its applications are introduced. Theoretical analysis and the results of preliminary test on ground show that the subcooled cryogenic propellant has a remarkable performance in the aerospace applications since it can significantly increase the payload mass of launch vehicles, reduce the launch cost, and extend the deep-space exploration time. However, there are still a series of technology challenges that must be overcome before it is applied in practice. The present study can provide a certain reference for the future researches and applications of the subcooled cryogenic propellant in China.

Keywords: cryogenic propellants; subcooling; fuel; payload; launch costs

液氢/液氧推进剂由于具有无毒、无污染、低成本、高比冲和大推力等优势,成为应用于大型运载火箭最广泛的一组推进剂,比冲比常温推进剂高

30%~40%。目前,低温推进剂应用时的热力学状态大部分都处于沸点温度附近,热物理性能明显不足,尤其是液氢,其突出缺点是密度和单位体积显冷

量小。低温推进剂质量一定时,密度小会导致低温推进剂贮箱体积尺寸增大,使运载火箭总的起飞质量增加,而单位体积显冷量小会导致低温推进剂气化损失增加,尤其是长期在轨航天运载器采用的低温推进剂,漏热所导致的气化升压在所难免。由于航天运载器贮箱有压力控制要求,压力过高时就要向外排放,如果排放的气体过多,会造成推进剂浪费,液氢/液氧推进剂由高比冲带来的优势将会削弱。而且从排放的角度来看,微重力环境下的气体排放是一个棘手的难题,且排放会干扰飞行姿态。

为了提高低温推进剂热力学性能,研究者采用过冷的手段来改善低温推进剂自身的不足,效果非常显著。例如,液氢推进剂从标准沸点(20.39 K)过冷至三相点温度(13.8 K),密度会增加 8.8%,单位体积显冷量将会增加 20%,从三相点处继续降温,直到出现 60%的固氢(俗称浆氢),密度将增加 16.8%,单位体积显冷量增加 34%^[1],而液氢密度增加 8%,液氧密度增加 10%,运载火箭总的起飞质量将减少 20%^[2]。

1 热力学分析

1.1 低温推进剂过冷过程

从热力学角度来看,低温推进剂过冷有增压过冷、等压过冷和减压过冷 3 种方式。本文以液氢为例,分别描述 3 种过冷方法的热力学过程,如图 1 所示。热力学状态 N 点是氢的标准沸点(NBP),压力为 101.325 KPa,温度为 20.39 K,大部分液氢/液氧运载火箭加注时贮箱内的液氢推进剂热力学状态就处于该点。

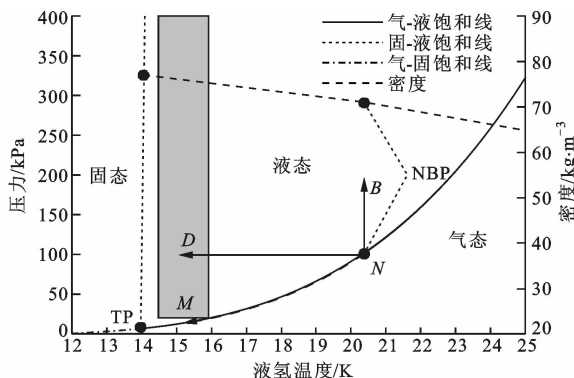


图1 液氢推进剂过冷的热力学过程

假设液氢推进剂的热力学状态(温度和压力)沿着气-液饱和曲线 $N-M$ 降低,这个过程称为减压过冷。减压过冷是一个抽气排放过程,低温液体推进剂始终处于饱和状态,但温度却随着压力降低而下

降。苏联能源-暴风雪号航天飞机和美国 X-33 空天飞机就利用该过程对液氢/液氧推进剂进行过冷^[3-4]。假设压力不变,液氢推进剂温度沿着 $N-D$ 线降低,称为等压过冷。该过程利用外在冷源(如降压后的低温液体)实现对液体推进剂的冷却过冷,推进剂保持压力不变但温度降低。Shuvo 等人利用该过程提出了热力学过冷系统(TCS)的概念^[5-6]。

通过上述两种方法都可将液氢推进剂温度降至期望达到的温度范围内(16~14.5 K),如图 1 中灰色区域所表示的推荐过冷区域^[5]。如果过冷度太小,液氢推进剂性能提升效果不明显,从性能提升的角度看过冷度越大越好,但过冷度太大,接近三相点容易出现固氢,故设定推进剂过冷温度范围。在推荐过冷区域与固-液饱和线之间保留一个缓冲区,以防止固氢的出现。如果过冷液氢推进剂进一步降温,到达三相点温度(TP)或者跨过固液饱和线以下,将会出现固氢,此时出现固-液混合状态,称为浆氢。浆氢的出现在推进剂管理方面会有很大差异。

假设液氢温度不变,压力沿 $N-B$ 线升高,此过程称为增压过冷。增压过冷可以单纯依靠增加贮箱气枕压力而获得,由于推进剂温度没有降低,故其密度以及显冷量基本没有变化。该过程主要用于确保火箭发射过程中推进剂进入液体泵时处于过冷状态,防止火箭发动机出现气蚀现象。另外,在土星 V(S-II、S-IVB)运载火箭液氢射前补加时也应用该技术来提高贮箱反压,使推进剂处于过冷状态,抑制剧烈沸腾,测量真实液位^[7],但该过程并不能改善液氢推进剂性能,增压过早反而会降低推进剂品质。

为避免概念混淆,本文阐述的过冷推进剂特指采用减压过冷和等压过冷而获得的温度更低的推进剂,将温度从标准沸点降至三相点附近推荐过冷区域内。美国 NASA 把过冷推进剂和浆氢统称为“致密化”推进剂。

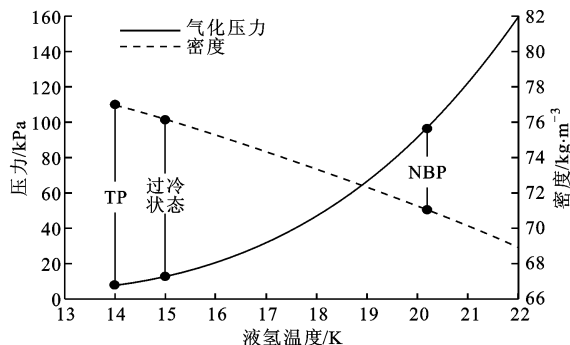
1.2 过冷低温推进剂的性能分析

低温推进剂过冷可提高密度,降低气化压力,增加单位体积显冷量。以下针对典型的液氢/液氧推进剂进行详细阐述。

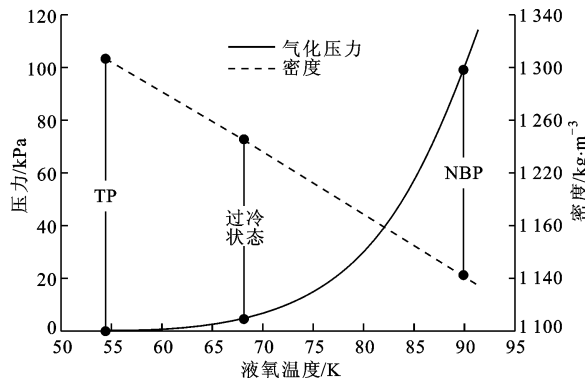
从图 2 中可知,液氢推进剂从标准沸点 20.369 K 过冷到 15 K(三相点温度为 13.81 K),液氢密度将会增加 7.5%,而液氧推进剂从标准沸点 90.188 K 过冷到 66.67 K(三相点温度为 54.36 K),液氧密度将会增加 9.8%。将该优势应用于航天运载器中,可减少总的起飞质量,降低发射成本。

液氢推进剂从标准沸点 20.369 K 过冷到 15 K,

气化压力能从 101.33 kPa 降低到 12.898 kPa,而液氧推进剂从标准沸点 90.188 K 过冷到 66.67 K,气化压力能从 101.33 kPa 降低到 3.306 kPa。在发动机入口净正吸入压力(NPSP)一定的条件下,低温推进剂气化压力越低,贮箱内气枕操作压力下限就会越低。例如,液氢在标准沸点状态下(20.369 K, 101.33 kPa),为了防止发动机泵气蚀,贮箱气枕操作压力就要大于 101.33 kPa 加上管路流阻引起的压损。贮箱气枕操作压力下限减少,贮箱壁厚可相应减少,同时气枕质量减小,携带的增压气体质量就可降低,因此降低气化压力可减小贮箱质量和携带的气体质量,使整个运载火箭的尺寸和质量降低。



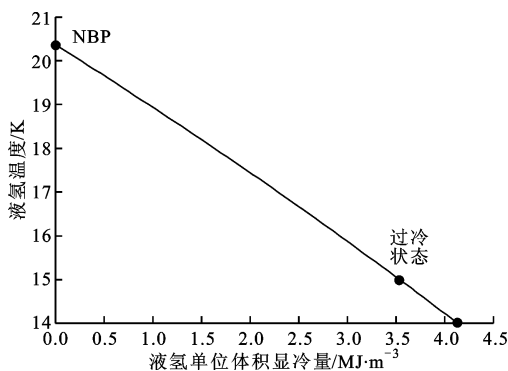
(a) 过冷液氢推进剂热力学性能改善



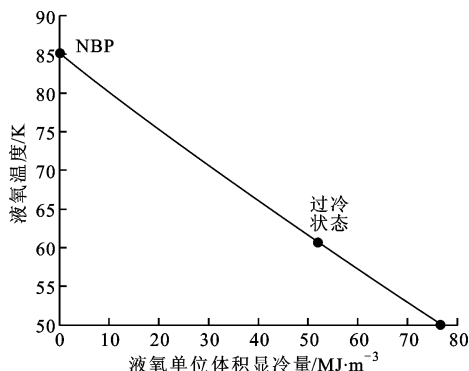
(b) 过冷液氧推进剂热力学性能改善

图2 过冷液氢/液氧推进剂热力学性能改善

单位体积显冷量指单位体积低温推进剂从过冷状态上升至标准沸点状态所需热量(显热)。如图3所示,液氢从标准沸点过冷至 15 K 时,单位体积显冷量增加 3 532 kJ,过冷至三相点时,单位体积显冷量增加 4 127 kJ。液氧从标准沸点过冷至 66 K 时,单位体积显冷量约增加 65 MJ,过冷至三相点时,单位体积显冷量约增加 77 MJ。该优势应用在深空探测项目,尤其是长期在轨无损贮存具有重大意义。



(a) 单位体积液氢显冷量随温度变化关系



(b) 单位体积液氧显冷量随温度变化关系

图3 单位体积液氢/液氧显冷量随温度变化关系

2 过冷低温推进剂应用研究

2.1 过冷低温推进剂研究发展

1945 年,NACA 刘易斯实验室(现称为 NASA 格伦研究中心)认识到,低温推进剂液氢/液氧作为火箭燃料能够比其他组合推进剂增加 40% 的有效载荷,自此开始了过冷低温推进剂的研究。例如,NASA 成功发射的首枚半人马座运载火箭采用了液氢/液氧作为推进剂,在当时虽然也考虑过使用固氢来提高性能,但由于许多关键技术没有解决,使固氢的应用只停滞在方案论证阶段^[8]。值得一提的是,该火箭创造了首次使用液氢推进的历史^[9-10]。

2.2 阿波罗计划

在阿波罗登月计划期间,Keller 着手调研了过冷液氢作为燃料在土星 V 运载火箭 S-IVB 级、阿波罗登月舱和地球轨道氢贮箱 3 种典型的太空推进器上应用的潜在优势,得出使用过冷液氢和浆氢完全可行的结论,应进一步开展深入研究^[11]。

(1)在土星 V 运载火箭 S-IVB 级上,饱和液氢、三相点液氢和浆氢的对比结果如表 1 所示。从表 1 可知,以饱和液氢(压力为 131 kPa)为参考,使用三相点液氢,地面有效载荷将增加 32%;使用 50% 的

浆氢,地面有效载荷将增加 40%。

表 1 在土星 V 运载火箭 S-IVB 级上应用的对比结果

关键参数	饱和液氢 (131 kPa)	三相点 液氢	50%浆氢
总推进剂质量/t	105.7	112.5	113.4
液氢推进剂质量/t	19.91	22.04	23.18
最佳混合比	5.5	4.8	4.2
最佳绝热厚度/mm	76.20	76.20	76.20
蒸发氢质量/t	2.903	1.633	0.499
有效载荷/t	5.126	6.759	7.167
有效载荷增加/%		32	40

(2)阿波罗计划原设想服务舱在月球轨道运行 17 d,登月舱在月球表面工作 14 d。表 2 显示了阿波罗飞船登月舱使用三相点液氢、浆氢与饱和液氢(117.2 kPa)的对比结果。从表 2 可看出,3 种状态液氢对应的最佳绝热厚度不同,使用过冷液氢或浆氢,登月舱的蒸发量可降为 0。与饱和液氢(117.2 kPa)相比,使用过冷液氢仅能使登月舱有效载荷增加 1.2%,使用浆氢仅能增加 1.5%。对于阿波罗飞船登月舱而言,过冷液氢或浆氢应用的最大优势是可完全避免气体排放。

表 2 在阿波罗登月舱上应用的对比结果

关键参数	饱和液氢 (117.2 kPa)	三相点 液氢	50%浆氢
总推进剂质量/t	12.84	12.70	12.70
液氢推进剂质量/t	2.313	2.177	2.177
最佳混合比	5.0	5.0	5.0
最佳绝热厚度/mm	17.78	15.24	7.620
蒸发氢质量/t	0.1361	0	0
有效载荷/t	18.51	18.73	18.78
有效载荷增加/%		1.2	1.5

(3)地球轨道氢贮箱是美国当时设想的太空燃料加注站,先采用土星 V 运载火箭发射到 185.2 km 处的地球轨道,再采用独立的 RL10 发动机推进系统将贮箱运载到 485.22 km 的圆轨道,完成 120 d 的在轨任务。假定地球轨道氢贮箱绝热材料导热系数为 0.034 6 mW/(m·K),贮箱可承受的最高压力为 172.4 kPa。表 3 给出了地球轨道氢贮箱使用三相点液氢、浆氢与饱和液氢(101.3 kPa)的对比结果。

从表 3 可看出,使用过冷液氢或浆氢可使贮箱最优绝热厚度减小,总的贮箱质量降低,蒸发量减少

至 0,交付液氢质量增加。

表 3 在地球轨道氢贮箱上应用的对比结果

关键参数	标准沸点 液氢	三相点 液氢	50%浆氢
最优绝热厚度/mm	38.10	10.41	6.350
交付液氢质量/t	106.9	110.1	110.3
蒸发氢质量/t	4.441	0	0
质量增加/%		3	3.1

2.3 后阿波罗计划

在后阿波罗计划中,NASA 马歇尔太空飞行中心再一次计划使用过冷低温推进剂应用在土星 V 运载火箭 S-IVB 级上,但由于当时技术欠缺,同时增加了发射复杂性,所以没有继续开展过冷低温推进剂在阿波罗任务中的贮存研究^[8]。

2.4 太空运输计划/航天飞机

航天飞机投入使用之后,Friedlander 着手调研了过冷液氢或浆氢的应用,得出:使用三相点液氢,有效载荷能力可增加 5%,使用浆氢可增加 9%^[12]。之后,Fazah 再次论证了过冷低温推进剂替代标准沸点低温推进剂在太空运输系统(STS)/航天飞机上应用的可行性,得出:液氢从 20.28 K 过冷至 15.83 K,液氧从 91.11 K 过冷至 73.39 K 或 78.61 K,有效载荷将会提高,但应用在 STS 中的操作成本将超过 500 万美元。Fazah 认为高操作成本是由过冷技术强行应用在现有运载火箭上造成的,所以不推荐过冷低温推进剂直接应用在已有的航天飞机上,而对于新一代的运载火箭,过冷低温推进剂的应用是可行的^[13]。

2.5 单级入轨可重复使用运载器

NASA 对过冷低温推进剂在单级入轨可重复使用运载器进行了调研。研究结果显示,使用三相点液氢/液氧代替标准沸点液氢/液氧,总的起飞质量可减少 4%,使用浆氢/浆氧可减少 6%^[14-15]。在 NASA 的赞助下,马丁玛丽埃塔公司研究得出:对于 29.484 t 有效载荷的单级入轨可重复使用的运载器来说,使用过冷低温推进剂替代标准沸点的低温推进剂,总的起飞质量可减少 820 t^[16]。

同时,Rockwell 公司研究得出:可重复使用运载器(RLV)采用了过冷低温推进剂,总的起飞质量可减小约 17%,如图 4 所示。由于整体质量减小,主发动机数量可从 7 台减少到 6 台,相应地液氢/液氧推进管线、部件(阀门、循环管线和仪表等)和液体剩余的数量就会减少。对于成本而言,单独一台主

发动机的成本完全可抵消地面过冷装置的成本。因此,过冷低温推进剂不仅可减小运载火箭的质量,而且会降低操作成本,如可重复使用运载器估计可节省 11% 的操作成本。过冷低温推进剂也可提高主发动机的性能,如现有的航天飞机主发动机使用过冷低温推进剂可在相同推力条件下降低涡轮机械转速,使发动机的寿命提高或推力提升^[17]。

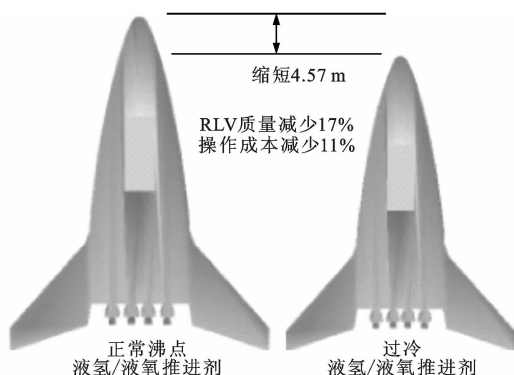


图4 可重复使用运载器(RLV)尺寸对比图

2.6 X-33 计划

X-33 试验航天器是新一代可完全重复使用的航天运载器,能够把卫星送入轨道的成本降低 90%,大幅缩减发射费用,其中采用的推进剂就是过冷液氢/液氧,如图 5 所示。计划在 2 h 内通过过冷装置将推进剂贮箱液氢过冷至 15 K,液氧过冷至 66.67 K。过冷装置包括换热器、压缩机、泵、撬装式移动架等。从文献[18-22]可看出,NASA 为了支撑 X-33 计划,做了大量的过冷低温推进剂试验论证,如过冷推进剂大规模的生产、贮存、运输、贮箱加注、发动机点火试验和系统整体影响等。遗憾的是,由于关键技术出现问题和经费预算紧缩,X-33 计划在 2001 年 3 月终止。计划取消时,两台原型机虽然完成约 85% 和 96% 的组装部件,但地面发射设施已经 100% 完成。过冷低温推进剂在地面加注系统已经得到验证,唯独缺少飞行期间推进系统的验证。

2001 年,William 等人在 X-33 项目研究基础上再一次对过冷低温推进剂在航天飞机上的应用进行了深入研究,前提条件是航天飞机不重新设计和认证,只作为系统的升级,阐明了贮箱容量、加注管线、自增压系统和主发动机的潜在影响,结论表明:使用过冷推进剂是有益的,先进技术能够克服过冷推进剂对航天飞机主发动机(SSME)和其他潜在技术问题带来的影响^[23]。

2.7 阿特拉斯 II AS 运载火箭

NASA 格伦研究中心使用热力学模型,对比分

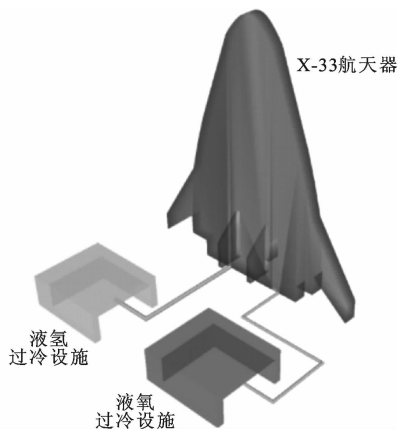


图5 在 X-33 上过冷液氢/液氧推进剂地面加注概念^[1]

析了阿特拉斯 II AS 运载火箭采用过冷低温推进剂和标准沸点低温推进剂时,液氢/液氧贮箱内增压气体、液体排放和贮箱排空的不同之处,指明了过冷低温推进剂应用在飞行的阿特拉斯 II AS 运载火箭上是可行且有益的^[24]。

2.8 星座计划

2004 年美国总统发表演说,计划 2015 年到 2020 年重返月球并建立基地,为下一步载人登陆火星甚至更远的星球做准备。为实现这一目标,NASA 于 2005 年提出了“星座”计划,该计划中主要的运载工具是战神 I 和战神 V,战神 I 用于运载“猎户座”载人飞船,战神 V 用于运载地球出发级和“牵牛星”月球登陆器。值得一提的是,2014 年 12 月 5 日美国现有最强大的“德尔塔-4”重型运载火箭点火,携未搭载宇航员的“猎户座”飞船从佛罗里达州肯尼迪航天中心升空,长远计划用于运载航天员离开地球轨道,登陆小行星甚至火星进行探索。

NASA 对战神 V 运载火箭地面出发级(EDS)贮箱内液氢质量进行了设想对比,如图 6 所示。图 6 描述了过冷液氢和标准液氢在体积相等的情况下质量随在轨时间的变化规律。这两类贮箱都采用高性能的多层绝热材料(MLI)进行隔热(层数为 40 层),在 300 K 太空环境下,EDS 贮箱整体漏热量约为 69 W。以海平面参数为热力学条件,在发射塔上对其两类贮箱进行加注。标准贮箱内液氢温度为 20.4 K,而过冷贮箱的氢是在发射塔进行过冷,假定为 15 K。在太空中两类贮箱吸收漏入的热量,直到各自贮箱达到发动机启动条件的上限,对于 EDS J2-X 发动机启动条件上限是 22.2 K、196 KPa。一旦贮存氢吸收太空热量,达到 J2-X 发动机启动条件上限,就需要排放氢气,来控制贮箱压力,使贮存氢热力学状态降到发动机启动参数范围以内。图 6 中

持续时间指的是两类贮箱中液氢达到发动机启动上限时热力学条件所需时间。假设没有发射热载荷,过冷液氢的持续时间是 388 d,而标准液氢持续时间是 142 d^[6]。

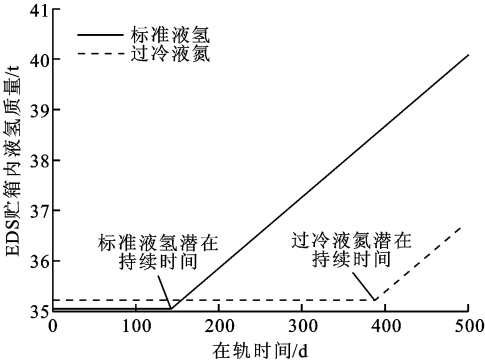


图 6 过冷液氢与标准液氢持续时间对比^[6]

“牵牛星”月球登陆舱计划采用低温推进剂液态甲烷和液氧作为燃料。为了在月球表面持续 210 d 不排气,且气枕压力不超过设定值,研究者认为液态甲烷应该被过冷到 93 K,即采用过冷液态甲烷^[25]。

2.9 能源暴风雪号航天飞机

前苏联发射的能源-暴风雪号航天飞机采用的燃料就有过冷液氢/液氧,点火时贮箱内液氢温度处于 17 K,液氧温度处于 57 K。该航天飞机的成功发射直接验证了过冷低温推进剂在地面操作阶段和飞行期间燃料推进系统上的应用是可行的^[3]。

3 过冷低温推进剂的地面测试

3.1 发动机点火测试

在 B-2 设施上 NASA 使用过冷液氢对 RL10B-2 发动机进行了短暂的点火测试,如图 7 所示。在相同的配置条件下,过冷液氢与基准液氢操作条件的对比如表 4 所示。在这次测试中没有观察到过冷液氢对发动机有任何负面影响,反而会增加比冲^[26]。同年,NASA 在航天飞机主发动机上使用过冷液氧进行了点火测试,同样没有观察到对发动机的不利影响^[27]。

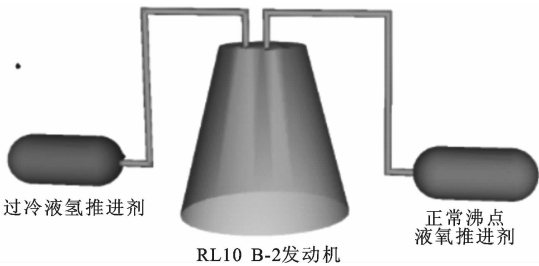


图 7 在 B-2 设施上对 RL10 B-2 发动机的点火测试示意图

表 4 RL10 B-2 燃料泵入口条件^[26]

操作条件及对比参数	温度/K	压力/kPa	密度/kg·m ⁻³
初始条件液氢	21.72	202	69.15
过冷液氢	15.28	166.2	75.90
差值	-6.44	-35.8	6.75
改变量/%	-29.7	-17.7	9.78

3.2 过冷低温推进剂系统级测试

为了支撑 X-33 计划,NASA 设计建造了过冷液氢/液氧系统级测试平台,NASA 格伦研究中心在 S40 设施上进行了过冷液氢系统级测试,采用的过冷方法是抽空过冷,如图 8 所示。该测试系统采用四级氢气压缩机,将换热器浴内压力降低到 8.274 kPa,温度降至 14.11 K,再通过液氢泵将过冷液氢测试贮箱内的液氢抽出,进行了热交换,使换热器内液氢出口温度过冷至 15 K^[25,28]。

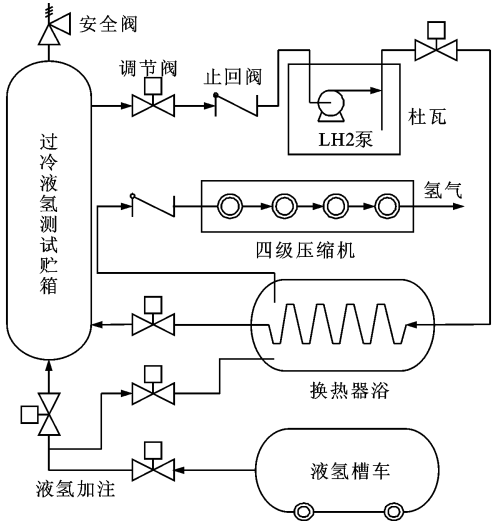


图 8 过冷液氢系统级测试示意图

同样,NASA 格伦研究中心在 S40 测试设施上进行了一系列过冷液氧推进剂系统级测试。该测试系统由过冷液氧测试贮箱、低温液氧泵、两级液氧-液氮换热器、三级氮气压缩机、阀门、仪表和电气设备等组成,如图 9 所示^[2]。液氧过冷的方法是标准沸点液氮换热冷却加抽空过冷,具体流程是:通过液氧泵把测试贮箱内液氧抽出,输送到一级换热器管束内,与一级换热器浴内标准沸点液氮换热,使液氧温度冷却至 78.89 K;再输送到二级换热器管束内,与二级换热器浴内过冷液氮换热冷却,其中过冷液氮采用三级氮气压缩机实现,可保障二级换热器浴内气枕压力在 17.24~68.95 kPa 范围内变化,从而

获得不同温度下的过冷液氮。测试结果为:过冷液氧在流量为 12.27 L/s 时,出口温度为 66.67 K,而流量在 17.18~18.41 L/s 时,出口温度有±1 K 的波动。

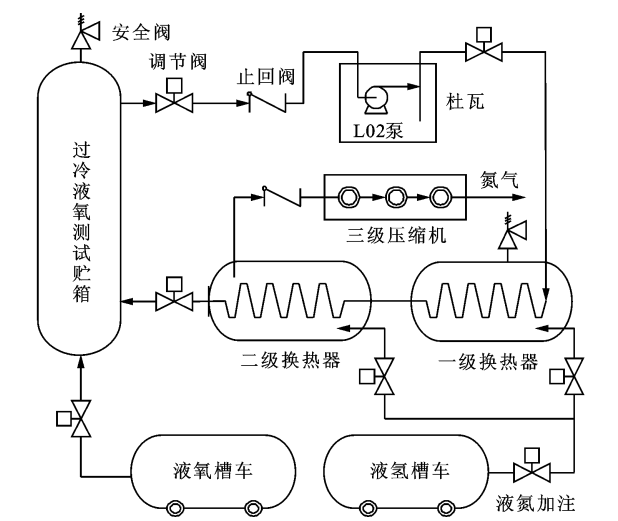


图 9 过冷液氧系统级测试示意图

同时,在 S40 测试设施上验证了低温贮箱加注、循环和热分层情况。该测试系统中提供的过冷液氧最大流量为 18.41 L/s(温度低于 66.67 K)。在低温贮箱体积和液位一定的条件下,以过冷温度 68.33 K 加注比标准沸点温度加注的液氧推进剂质量增加了 7.3 t(8.9%)。

4 我国研究现状和应用方向

自从研发了第一台液氢/液氧发动机以来,美国就一直致力于过冷低温推进剂的应用开发研究,并攻克了大量的技术难关。在研究初期,由于技术所限,没有在阿波罗计划中应用,后来太空竞赛结束,预算经费大幅减少,许多航天计划被取消,导致过冷低温推进剂未能在实际工程中得以应用。通过大量研究和地面试验证实:过冷低温推进剂性能优越,相关技术已掌握,具备了应用的条件。

20 世纪 80 年代初,我国成功发射了长征 3 号运载火箭,其中三子级采用液氢/液氧推进剂,开启了低温推进剂应用的新里程。进入 21 世纪,随着我国航天事业的大力发展,对运载火箭的运载能力提出了新的需求。为了提高运载能力、满足未来天宫空间站建设和探月 3 期工程的实施,采用低温液体推进剂的长征 5 号和 7 号运载火箭相继投入研制中,但长征 3 号、5 号和 7 号运载火箭所采用的低温推进剂都是饱和状态,而不是过冷状态。迄今为止,过冷低温推进剂的应用研究在我国尚未起步。我国

航天事业正处于蓬勃发展期,过冷低温推进剂作为推进剂的一种优化选择,理应得到重视和发展。我国过冷低温推进剂研究和应用应借鉴美国的研究经验,针对我国的需求,将此新技术应用于我国航天项目之中来提高运载火箭的有效载荷,降低发射成本。同样可以利用过冷低温推进剂的高显冷量优势,应用于探月 3 期或深空探测航天器上来延长探测器执行任务时间和拓宽深空探测的范围。然而,将过冷低温推进剂真正应用于我国航天运载器之中还存在大量技术难题,需要做深入具体的研究和探索。

目前,我国在航天运载器上应用过冷低温推进剂需要克服如下技术难题:①低温推进剂过冷获取方式选择,本文 1.1 小节中已从热力学角度出发,详述了获取过冷度的不同方式,但针对不同的航天运载器需要有针对性的工程方案;②氢气压缩机或氢气引射器研制,二者功能大体一致,都是为了排出氢气、达到抽空过冷的目的,这两套设备研制的取舍,还需根据实际对象、系统复杂性和国内加工工艺水平来决定;③液氢泵是实现加注、维持系统循环必不可少的设备,国内为长征 5 号和 7 号运载火箭地面加注系统成功研制出了大流量液氧泵,但液氢仍然采用自增压方式加注,尚未开展液氢泵研发工作;④高性能、新型液氢和液氧换热器研发,包括结构创新和高雷诺数下低温两相流对流换热实验研究,以达到换热器质量和尺寸整体减小的目的;⑤低温绝热贮箱研制,包括结构设计、贮箱内物理场分布特征以及温度分层理论研究;⑥低温液体发动机的可靠性验证等。

5 结 论

从热力学和初步的地面验证试验来看,在运载器或航天器上使用过冷低温推进剂是可行、有益的,可增加有效载荷,减少总的起飞质量,降低发射成本,增加单位体积显冷量,消除蒸发排放带来的不利影响。随着我国航天事业的大力发展,过冷低温推进剂作为燃料的一种选择,可考虑应用在我国大型低温推进剂运载火箭以及未来重型运载火箭中,应用于未来的探月计划、深空探测和其他航天任务之中,来降低发射成本,提高运载能力,彰显航天大国的技术水平和综合实力。

参考文献:

[1] THOMAS M T. Recent advances and applications in cryogenic propellant densification technology [R]. Cleveland, Ohio: NASA Glenn Research Center,

- 2000: 1-9.
- [2] THOMAS M T, MICHAEL L M. Liquid oxygen propellant densification production and performance test results with a large-scale flight-weight propellant tank for the X33/RLV[R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Glenn Research Center, 2010: 1-140.
- [3] 费林 尼·瓦. 液体低温系统 [M]. 赵运生, 等译. 北京: 低温工程编辑部, 1993: 1-23.
- [4] TOMSIK T. Performance tests of a liquid hydrogen propellant densification ground system for the X33/RLV [C]//The 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1997: 1-17.
- [5] SHUVO M, WESLEY J, ALI K, et al. Subcooling for long duration in space cryogenic propellant storage [C]//The AIAA Space 2010 Conference & Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2010: 1-13.
- [6] SHUVO M, EDGAR C, WESLEY J, et al. Subcooling cryogenic propellant for long duration space exploration [C]//The AIAA Space 2009 Conference & Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2009: 1-10.
- [7] NASA. Saturn V flight manual [M]. Washington, USA: NASA MSFC, 1968.
- [8] MATTEW E M. Densified propellant technology: fueling aerospace vehicles in the new era [C]//The 33rd AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1997: 1-9.
- [9] DAWSON V P. Engines and innovation: Lewis laboratory and American propulsion technology [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Glenn Research Center, 1991: 1-88.
- [10] SLOOP J. Liquid hydrogen as a propulsion fuel, 1945-1959 [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Glenn Research Center, 1978: 1-65.
- [11] KELLER C W. Effect of using subcooled liquid and slush hydrogen fuels on space vehicle design and performance [C]//The 3rd AIAA Joint Propulsion Specialist Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 1967: 1-6.
- [12] FRIEDLANDER A. Benefits of slush hydrogen for space missions [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Lewis Research Center, 1991: 1-58.
- [13] FAZAH M M. STS propellant densification feasibility study data book [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Marshall Space Flight Center, 1994: 1-64.
- [14] STANLEY D O, PILAND W M. Technology requirements for affordable single stage rocket launch vehicles [J]. Space Technol, 1994, 14(5): 319-330.
- [15] NOTARDONATO J J, MASTERS P A. High density propellants for single stage to orbit vehicles [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Lewis Research Center, 1979: 1-66.
- [16] EWART R O, DERGANCE R H. Cryogenic propellant densification study [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Lewis Research Center, 1978: 1-89.
- [17] TIBOR L, MARI L, THOMAS T. Advancement in cryogenic propulsion system performance through propellant densification [C]//The 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1996: 1-19.
- [18] HARDY T L, WHALEN M V. Technology issues associated with using densified hydrogen for space vehicles [C]//The 28th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1992: 1-13.
- [19] TOMSIK T. Performance tests of a liquid hydrogen propellant densification ground support system for the X33/RLV [C]//The 33rd AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1997: 1-17.
- [20] NGUYEN K, KNOWLES T E, GREENE W D, et al. Propellant densification for launch vehicles: simulation and testing [C]//The 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2002: 1-9.
- [21] WILLIAM D G, TIMOTHY E K, THOMAS M T. Propellant densification for launch vehicles: simulation and testing [C]//The 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1999: 1-15.
- [22] WILLIAM D G, DAVIDE A V. Simulation and testing of in-tank propellant densification for launch vehicles [C]//The 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1998: 1-11.
- [23] WILLIAM D G, DAYNA L B. Propellant densification for shuttle: the SSME perspective [C]//The 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2002: 1-14.
- [24] MARK S H. Study task for determining the effects of boost-phase environment on densified propellants thermal conditions for expendable launch vehicles [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA Glenn Research Center, 2002: 1-26.

(下转第 127 页)