

肯尼迪航天中心液氢运用 演示验证装置研制研究

摘要：如何更好地运用液氢，降低其在生产、运输、检测、加注、飞行等环节中的操作成本，将其效能利用最大化，是世界主要航天国家努力攻克的重要技术难题。本文主要介绍了美国国家航空航天局(NASA)针对其未来载人空间探索战略目标和新一代空间运输系统的发展需求所开展液氢运用研发项目的总体目标，概述了液氢运用演示验证装置研制进展、试验目标比较、主要设备构成、初步试验成果以及应用效益，以供参考借鉴。

航天低温推进剂技术是新一代航天技术中不可替代的组成部分，是提高进入空间、利用空间、控制空间不可或缺的重要基石，液氢的大规模高效制取与运用成为航天发展战略中必须突破的核心关键技术。随着载人航天技术的发展，航天运载器不断加大，未来液体火箭推进剂将朝着能量高、密度大、成本低以及便于使用方向发展。进入21世纪后，NASA和肯尼迪航天中心(KSC)针对未来载人空间探索任务发展战略目标和新一代航天发射系统(SLS火箭)的实际任务需求，开展了液氢运用研发项目(称为“H”项目)，旨在能够为更加高效、长期运行和低成本的低温推进剂处理提供演示验证，为发射服务项目、航天发射系统、地面系统研发与操作项目及地球以远载人探索项目等大型航天项目提供高效的基础技术保障。

一、液氢运用研发项目的发展目标

由于氢是一种典型非稳态低温液体，沸点低，极易蒸发。液化温度很低，必须制冷，因而消耗能量，增加使用成本；密度小的特性使得运载火箭的储箱体积很大；在常温、常压状态下的生产、运输、检测、加注、排放回流等各项操作过程中需要采用特殊容器保存，以降低蒸发流失。因此，在航天发射场的液氢应用中，任务运用效率始终普遍较低。以航天飞机项目为例，在其30多年任务实施所需购置的液氢总量中，补加注损耗约占12.6%，正常蒸发损耗约占12.2%，发射加注损耗约占20.6%，而航天飞机的实际用量约只占54.6%。同时由于存在着投资成本高、占地体积大、制取数量有限等突出缺点，从而一直都限制了液氢的使用范围。

（一）总体目标

（1）在发射场的液氢使用操作效能方面，使液氢实际使用效能达到80%以上；降低储罐蒸发、系统冷却、储罐车排放、输送管线排放与吹除、储箱排放等各环节的损耗；

（2）在液氢生产能力方面，研发发射场所在地区的液氢生产与液化能力，促进当地的经济的发展，提高推进剂的可调制性和致密化；

（3）减少氦气的使用；

（4）在环境保护方面，减少发射场的碳足迹（用来衡量人类在日常生活中消耗的二氧化碳总量），降低开发与使用成本，提高经济与能源效益。

液氢运用研发项目的终极目标是建立可全方位满足KSC和东靶场(CCAFS)发射任务需求的整套高效能的液氢系统。

（二）实施阶段

液氢运用研发项目的各系统及子系统均为商业化成品。虽然

采用了成熟的技术，但由于在航天发射全系统性操作的技术层面与工业操作需求存在着较大的差距，研发团队面临的技术难题主要是如何进行技术工艺的集成化。为了降低风险，NASA/KSC 将 H 项目的实施过程分两个阶段：

(1) 第一阶段：建造一个小型的演示系统，以验证操作性能与效率。在此阶段，首先通过行业性研究确定系统的规模；其次是利用现有的生产设备以降低项目成本；再则是保有关键性技术。第一阶段的小型演示系统可为后续研发工作提供多方面的效用：

①确定后续整套航天发射场液氢保障系统的最大需求量；②用作能源与教育方面的液氢演示中心；③用作氢生产工业的商业供应方；④用作东靶场 36、40 或 41 号等发射台的操作系统组成部分；⑤用作致密化推进剂的试验基地。

(2) 第二阶段：根据第一阶段的研究成果，建立完整的航天发射场液氢保障系统。

二、液氢地面操作演示验证装置研发概况

(一) 研发思路

液氢地面操作演示装置(GODU LH2)是“H”项目第一阶段建造的小型演示验证系统，它将在如何低成本、无损耗、高效地实施液氢加工处理方面为 NASA/KSC 新一代空间运载器和其他商业运载器提供服务。其研发的主要思路：一是在将制冷系统与存储罐集成化后以消除氢损耗；二是在液氢系统中安装冷、热交换装置以进行液氢状态的直接控制；三是加大进行推进剂致密化和液化的制冷装置的规模。

基于上述研发思路与实验室演示成果，GODU LH2 演示验证方案将实现以下研究目标：

- (1) 验证液氢在大规模操作条件下的零损耗与存储；
- (2) 验证在采用封闭式氦制冷时的氢液化情况；

(3) 验证储罐内的氢密实化情况以及飞行储箱的氢加注情况；
 (4) 实现密实化氢伺服能力、保有关键性低温设计与操作技术、验证氢低量利用的操作以及验证更加先进的设备元器件技术。
 GODU LH2 演示验证装置的研究成果目标比较如表 1 所示。

表 1 GODU LH2 试验前后成效设定比较一览表

目标	操作过程	目前工艺现状	研究成功的标准
零损耗存储与输送			
存储中的零蒸发	将液氢存储在主储罐中	每天蒸发 0.1% ~ 0.5%	在稳定的存储操作状态下, 无任何氢排放。蒸发量为零
储罐车卸载中的零蒸发	将液氢从储罐车中输送到主储罐中	10% 的损耗	储罐车达到 100% 的氢卸载, 损耗量为零
系统冷却的零损耗	在实施操作前对输送管线进行冷却	依据系统规模有所不同	全部从冷却气化中回收, 达到损耗量为零
停流中的零损耗	在发射意向次数之间保持输送管线的伺服状态	在每次尝试发射之间进行管线的排泄与吹除	在模拟中止发射周期的 2 天内, 无任何氢排放, 损耗量为零
氢液化			
主储罐中的原位液化	允许储罐内的局部液化	在新奥尔良进行氢液化并通过储罐车运至 KSC	在中心压力为 5% 的条件下, 达到每天 189.3 升的氢液化
储罐压力控制	在致密期内保持储罐内的正压	致密化操作将产生内部的次大气压力	温度低于 16 K, 压力为 15 帕
氢致密化			
储罐致密化	采用制冷装置对储罐内的大量液体状态进行控制	老式致密化系统使用大量的氢	储罐内的连续性致密化
飞行储箱致密化	使用致密化氢对模拟飞行储箱进行加注	无	模拟液体温度为 17K 的储箱加注

(二) 主要系统设备

在 NASA/KSC 正式开展 GODU LH2 建设与试验之前,已在佛罗里达州太阳能中心(FSEC)成功地完成了实验室规模的操作系统演示验证。GODU LH2 主要采用自主控制和集成冷却与存储等两个地面操作系统以验证液氢运用操作技术的成熟度与集成化。

1. 自主控制系统

自主控制系统设在 KSC 的低温测试实验室,主要由一个小型模拟推进剂加注系统(SPLS)组成,包括:可模拟液氧系统的液氮系统、6000 加仑的推进剂存储罐、加注量为 0~400 加仑/分钟的唧泵站、控制阀以及 500 加仑与 2000 加仑的火箭模拟器储罐。自主控制系统主要用于:

- (1) 演示验证小规模火箭加注系统的自主控制;
- (2) 演示验证在无人工干预情况下对通用系统的故障与异常问题的识别;
- (3) 评估实际运用中的设备与技术,以促进用于未来空间探索任务所需的健康管理和自主控制技术;
- (4) 演示验证从 6000 加仑液氧模拟系统的自主控制复制成 33000 加仑液氢系统的规模性和可扩展性;
- (5) 演示验证氮贮存仪器和操作工艺。

2. 集成冷却与存储系统

GODU LH2 装置的核心系统是设在 KSC 自燃燃料维护厂房的东北面的集成冷却与存储系统(IRAS)试验区,于 2012 年 7 月开工建设,2014 年竣工,2015—2016 年进入正式试验。该系统主要由 4 个分系统组成:IRAS 储罐、冷却装置、IRAS 储罐排放系统以及气体系统(气态氮、氮和氢)。

集成冷却与存储系统主要用于演示验证:

- (1) 大规模的液氢零损耗存储和转运;
- (2) 储罐中的氢致密化以及飞行储罐中的氢加注;

- (3) 采用闭路循环氮冷却方法实施的氢液化；
- (4) 研制半便携式致密化液氢伺服设备；
- (5) 氮贮存能力；
- (6) 新型部件，以为后续新型地面系统的新概念验证提供有效数据。

(三) 试验指挥控制硬件与建模

1. 指挥控制

配置美国 Allan Bradley PLC 公司的计算机硬件；采用商用现成品技术的硬件和软件；定义数据要求，进行慢速数据采集；进行泄漏与燃烧探测；进行本地与远程控制。

2. 建模

(1) 分别对冷热交换器的规模、储罐及其馈入装置的热量、高效能输送管线的热量以及压力容器系统进行设计性分析。

(2) 进行系统级的 SINDA/FLUINT 建模：设立集中参数热流模型，瞬态、开放式系统，分两个阶段实施。

(3) 储罐分层模型：针对内部热交换器以及几何条件，对发射服务项目的现行规范进行修改。

三、初期试验成果

2015 年 2 月底，研发人员完成了 IRAS 的验证与确认，并从 3 月起依次按 IRAS 储罐的液氢设定量为 30%、60% 和 90% 三个阶段，开始正式零损耗卸载、零蒸发、氢液化和氢致密化等 4 项能力的演示验证试验。2015 年底至 2016 年初，成功完成和实现了 IRAS 在储罐液氢加注量为 30% 条件下的 4 项能力。2016 年中、下时段开展的是储罐液氢加注量为 30% 条件下的试验。2016 年底完成储罐液氢加注量为 90% 的试验。

(一) 零损耗卸载

首先进行 IRAS 储罐的液氮冷激，对储罐实施清除和气态氮

吹除，直至达到所需的洁净度。然后采用冷却机将储罐的内壁温度降到约 55K(约 -218°C ， $1\text{K} = -273.15^{\circ}\text{C}$)，以便对约 45000 升液氢实施储箱的零损耗液氢卸载试验(在实际卸载过程中没有产生任何的氢损耗)。之后，对输送液体过程中所积聚的损耗蒸气进行再冷凝。

技术人员在完成零损耗液氢卸载试验后，将 IRAS 储罐内的液氢量设定在 30%，并在压力稳定至近正常沸点(NBP)状态后，进行储罐的内部热损失试验。在为期 3 个星期的时间里，使用质量流量计对稳定状态下的蒸发情况进行测量，试验结果表明：在储罐绝对压力为 104.8 千帕且在冷却系统内采用或无需液氮预冷的冷却比分别为 1.7 和 3.1 的条件下，平均蒸发量为 257 SLPM(每分钟标准升)，这就相当于热损失为 292 瓦(热功率计量单位)。在获知热损失的数据后，IRAS 储罐系统正式启动，开始后续的零蒸发、氢液化和氢致密化试验。

(二) 零蒸发/压力控制

技术人员为了更好地验证储罐压力的全方位控制，在较高位和较低位分别设定了预期值以测试系统的反应能力。如果高于预期值，控制逻辑设备将冷却机处于最大运行状态以使压力尽快降低，随后导入热量直至冷却机将储罐的热损失达到平衡(冷却比为 1)。如果低于预期值，则通过向储罐内导入更多的热量将冷却比降至 1 以下，以使储罐压力提升至设定预期值。测试时间约为 9 天，无需液氮预冷。

试验结果显示，操作软件能精确地控制储罐的压力，并能对大量损耗性气体实施相对快速的反应，而从低位向预期值的反应要快于从高位向预期值的反应。

(三) 氢液化

氢液化测试主要是将气态氢从移动压缩气体罐车中馈入到质量流量控制装置中，然后通过排放管线将氢再直接馈入至 IRAS

储罐中。冷却机处于全功率运行状态(经液态氮预冷)，控制逻辑设备则对质量流量进行管理以使储罐压力保持恒定。

由于受到研制经费限制，GODU LH2 系统的现有配置无法使氢液化试验达到最优化状态，向储罐馈入常温气态氢并不是最佳方法。因而，开展氢液化试验的主要目标则更多地是针对 IRAS 如何进行大规模液化的能力确认以及操作软件控制方案的测试，而不是氢液化量的最大化。

试验结果显示，在氢加注量为 30% 条件下的试验是成功的，控制逻辑设备能通过质量流量控制器使储罐压力保持恒定，液化过程中的平均压力为 127.6 千帕，但在第 26 小时与 58 小时之间出现 0.2 千帕的标准偏差。平均气态氢质量流量率为 113.6 SLPK。液位感应器捕获到液体量的增加，在氢加注量为 30% 条件下共生成约 295 升液体。

(四) 氢致密化

当储罐压力处在低于大气压状态，液氢温度降到其正常沸点(20.4 K)，开始氢的致密化试验。经过约 14 天的冷却机全功率运行，技术人员成功地完成了氢致密化试验。后因某测试部件出现故障而中止了试验。

试验结果显示，不仅在 IRAS 储罐内形成了大量固态氢，而且在排放的蒸汽区也因温度低于冰点而形成固态氢。经初步计算，试验中所生成的氢冰约有 1134 千克，技术人员认为其形态主要为氢浆，而非固态氢。试验中出现的最低温度为 12.6 K。此外，约在第 260 小时时，储罐的损耗温度出现一个急剧下降，而同时储罐压力则达到三相点，这意味着当固态氢开始形成时，有大量冷却能量从热交换器底部歧管传递至储罐壁上的冷却盘管，从而导致损耗温度的快速下降，直至液态氮预冷暂时停止。技术人员希望能在氢加注量为 60% 和 90% 的试验条件下，对此特殊现象进行更深入的了解，以提出更好的解决方案。

GODU LH2 装置的初期试验结果表明，NASA/KSC 所应用的 IRAS 方案能够在一定规模上保障运载火箭的发射操作，并能进一步降低低温推进剂的维护，提升推进剂操作的灵活性，提高航天任务的发展能力。

四、潜在的技术应用效益分析

NASA/KSC 拟通过新增液氢研发项目及其 GODU LH2 装置和配套系统的研制，与其他工业部门建立合作研发关系，在大规模氢液化与致密化理论、关键技术以及核心设备研制等方面取得更大突破，优化 KSC 的液氢运用与操作系统，从而降低液氢在发射场的过程操作成本，减少环境影响，提供高效的保障。

GODU LH2 装置的其主要应用效益体现在以下几个方面。

(1) 由于运载火箭的危险性、复杂性、重要性、易损性以及缺乏对系统健康状态的直观洞察能力，因此对发射前数小时的低温推进剂操作，传统做法是需要大量来自 KSC、JSC、米楚德及洛克达因公司的工程技术和管理人员。而 GODU 项目的自主控制系统所采用的健康管理和自主控制技术，能够有效地减少未来发射操作中的人力，并提供地面系统的自主控制确认，以减少实时的人工观察与干预。

(2) IRAS 中并没有研制新的试验部件，诸如低温冷却器、传输管线、热交换器、测量仪器等均是使用目前技术成熟度较高的工业化部件，同时采用工业标准规范（如 ASME、ANSI、NFPA 等）而非传统的 NASA 地面保障设备标准规范。GODU LH2 装置的独特性在于运用了创新方法，将标准化部件集成到一个能够降低使用液氢时发射成本的样机系统中。此外，与因地面系统的复杂性和高成本所导致的高难度传统型推进剂致密化相比，IRAS 更加简化和可靠，而无需依赖大量的技术研发。

(3) GODU LH2 装置的技术成果还可为 NASA 目前所开展的原

位资源利用(ISRU)项目服务。一旦能在空间内生产推进剂,就可在使用前对其进行液化。同时,GODU LH2 装置的集成冷却方案能够为 ISRU 项目的低温系统以及所生产的气体液化项目提供零损耗存储与输送。此外,氢致密化技术还可使运营方发射更大的有效载荷。

(4)GODU LH2 装置试验区还具备为与氢能源开发相关的项目提供服务的能力。

五、结语

当前,我国航天技术进入一个新的历史发展阶段,载人空间站、载人探月、深空探测等重大专项工程已对大规模应用低温推进剂提出了迫切需求,但目前在我国航天领域的液氢生产、存储和使用均处于小规模应用水平,与之相关的基础理论与关键技术的研究还不够深入,在低温推进剂获取、低温介质流动控制等方面远落后于发展的需要,严重妨碍了我国新一代航天技术的创新与发展。通过对美国 NASA 和 KSC 液氢运用研发项目的总体概况的较为前瞻性论述,以期为我国航天低温推进剂的技术研发进行有效借鉴。

(北京特种工程设计研究院)