

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220331-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220331

基于主被动 TVS 技术的低温推进剂贮箱 控压特性

周振君¹, 吴俊¹, 巩萌萌¹, 吴勇², 赵允宁², 程龙²

(1. 中国航天科技集团有限公司 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

2. 首都航天机械有限公司, 北京 100076)

摘 要: 为研究主被动热力学排气技术在低温贮箱压力控制方面的特性, 搭建了集成主被动热力学排气系统的低温试验平台, 开展了被动热力学排气(PTVS)控压、混合控压以及主动热力学排气(ATVS)等模式, 贮箱加热分为 0、40 W 和 80 W 工况下的液氮贮箱压力控制正交测试, 并进行了持续时间 10 h 的长耗时低温贮箱控压过程测试。试验结果表明: 控压循环时间随着加热功率的增加而减少, 控压循环频率更高; 输入功率不变时, PTVS 单次循环控压时间最长, 混合控压单次循环时间最短。混合与 ATV 结合的低温贮箱控压方法在近 10 h 的测试过程中运行稳定, 将贮箱压力控制在预定区间内。节流制冷量的输入削弱了外界漏热的影响, 液相升温速率逐渐降低趋于平缓, 液相温度最终接近热分层处流体温度。

关 键 词: 主被动控压; 热力学排气; 液相温度; 气枕压力; 热分层

中图分类号: V511⁺

文献标志码: A

Study on pressure control characteristics of cryogenic propellant tank based on active and passive TVS technology

ZHOU Zhenjun¹, WU Jun¹, GONG Mengmeng¹, WU Yong²,

ZHAO Yunning², CHENG Long²

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;

2. Capital Aerospace Machinery Corporation Limited, Beijing 100076, China)

Abstract: Active and passive thermodynamic venting technology has advantages in pressure control of cryogenic propellant tank. Researchers carried out a lot of theoretical and experiment analysis work in active thermodynamic venting technology. In order to study the characteristics of pressure control by active and passive thermodynamic venting technology in cryogenic tank, a cryogenic experiment platform integrating active and passive thermodynamic venting system was built, and pressure control experiments of passive thermodynamic venting system (PTVS), mixed and active thermodynamic venting system (ATVS) modes were carried out. The cryogenic tank heating power was divided into orthogonal experiment under 0 W, 40 W and 80 W working conditions, and a long time-consuming pressure control experiment with duration of 10 h was carried out. The experiment results showed that the pressure control cycle time decreased with the increase of heating power, and the pressure control cycle frequency was higher; when the input power was kept unchanged, the single cycle pressure control time of PTVS mode

收稿日期: 2022-05-13

作者简介: 周振君(1987—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事低温推进剂贮存技术研究。

引用格式: 周振君, 吴俊, 巩萌萌, 等. 基于主被动 TVS 技术的低温推进剂贮箱控压特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220331. ZHOU Zhenjun, WU Jun, GONG Mengmeng, et al. Study on pressure control characteristics of cryogenic propellant tank based on active and passive TVS technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220331.

was the longest, and the single cycle time of mixed mode pressure control was the shortest. The pressure control method combined with mixed and ATVS operated stably during the nearly 10 h experiment process, the tank pressure was controlled within the predetermined range. The input of throttling refrigeration capacity weakened the influence of external heat leakage, the temperature rising rate of liquid phase gradually decreased and tended to be flat, and the liquid phase temperature was finally close to the fluid temperature at the thermal stratification.

Keywords: active and passive pressure control; TVS; liquid temperature; ullage pressure; thermal stratification

液氢液氧作为目前比冲最高的双组元化学推进剂,将在未来的大规模载人登月、火星探测及更远距离深空探测中发挥巨大作用^[1]。液氢/液氧组合的比冲理论值超过 460 s,较常温推进剂偏二甲肼/四氧化二氮组合高 35%。因此,液氢/液氧组合的推进系统能以更少的推进剂提供更大的飞行动力^[2]。近些年来,不论是深空探测、地月转移还是空间站建设,都对低温推进剂的应用提出了更高的要求,这些空间任务使低温推进剂不但要满足运载火箭几个小时的短时间发射任务要求,更要适应飞行器在轨期间几个月甚至几年的长时间在轨需求。2022 年 2 月,美国国家科学技术委员会发布的《关键和新兴技术清单》中^[3],首次将“低温流体管理”纳入空间技术与系统领域,作为美国保障未来技术领导力的重要支撑。可以看出,低温推进剂长时间在轨贮存与管理技术是未来航天发展的重要及关键技术之一^[4-5]。

但由于液氢/液氧本身沸点低(液氢 20.18 K,液氧 90.19 K)、受热易蒸发的物理特性,加之在轨贮存期间受空间辐照、贮箱与飞行器间固体构件导热等因素影响,在没有施加其他压力控制措施的情况下低温贮箱压力会逐渐升高而超过安全压力上限,因此低温推进剂长期在轨贮存的核心问题在于贮箱内部压力控制技术^[6-7]。

美国国家航空和航天局(NASA)于 20 世纪 90 年代提出采用热力学排气技术(通过消耗一小部分流体来转移进入到贮箱内的热量,并通过喷雾棒将低温流体热分层消除,实现低温推进剂排气不夹液,并达到控制贮箱压力和蒸发量的目的^[8]。常用的 TVS 系统由循环泵、节流阀、换热器及喷射机构组成,也称为主动式热力学排气(ATVS)。以 NASA 为主的技术人员,在 TVS 方面开展了量的理论及试验研究。Nguyen^[9]曾采用集总参数法开发了一套能够运行 TVS 工作流程的模型,模拟结果显示在低温贮箱的自增压阶段,计算模型较

试验测试值偏高;而当采用 TVS 系统进行控压的阶段,模型预测与测试值较为相符。NASA 搭建了 multipurpose hydrogen test bed(MHTB)研究平台,能够开展多种工况的液氢蒸发量测试,Cady^[10]曾在此低温平台进行了一系列试验,分别在不同的环境漏热和充满率的工况下进行了多组测试,结果表明液氢贮箱内的压力波动范围可以有效控制在低于 6.9 kPa 的范围内。法国国家空间研究中心(National Centre for Space Studies, CNES)搭建了地面 TVS 试验台^[11-12],将传统的喷射杆更换为设置在上部气相区的喷雾头,并将喷头与流体换热结构分离,试验采用氟化酮(NOVEC₁₂₃₀)为模拟工质,箱体外采用 0~360 W 范围可变功率加热源,试验结果表明了喷头式 TVS 系统在控制贮箱压力方面的效能,能够较好地实现外部环境漏热的转移与贮箱压力的控制。低温贮箱压力控制的另一种方法为被动 TVS(PTVS),相较于 ATVS 结构更为简单,主要由节流机构和多支换热管组成。2018 年,韩国高等科学技术学院(Korea Advanced Institute of Science and Technology, KAIST)曾开展了 PTVS 测试^[13],采用液氮作为模拟介质,盘管换热器内置在铜质贮罐的气相中,节流孔浸没在液体中。测试研究表明,开启 PTVS 时,贮箱中的压力及流体温度均呈现了明显的下降趋势,这是由于节流后产生的两相流在换热器内将气相区温度冷却,使贮箱压力降低,同时引起气枕压力所对应的流体饱和温度的下降,证明了 PTVS 在控制低温贮箱压力方面的有效性。中国运载火箭技术研究院曾开展了基于 LN₂ 工质的低温流体蒸发量控制测试^[14-16],开展了多模式 TVS 运行情况的测试,结果表明在不用的控压带、不同的加热量等情况下,基于喷射装置在控制贮箱压力方面的有效性,西安交通大学曾采用 R123 进行了 ATVS 地面原理试验研究,进行了不同节流比时流体冷却及降压过程的测试^[17-19]。上海交通大学基于低

温推进剂贮存平台开展了液氮工质的 TVS 控压试验,进行了不同工况 TVS 运行情况的测试^[20]。

国内在低温推进剂高效贮存方面的研究起步晚,2010 年以来相关研究单位开展了常温和低温工质的理论研究,在基于 ATVS 技术的低温贮箱控压测试方面逐步开展了多工况、多模式的试验研究,技术成熟度提高到 3~4 级。本文在前期研究基础上,进一步提出了主被动 TVS 集成模型,搭建了集成 ATVS 和 PTVS 的低温试验平台,采用 LN₂ 作为模拟工质开展了混合模式、ATVS 模式以及 PTVS 模式等几种情况下的低温贮箱循环控压技术研究,为实现低温 TVS 集成技术在深空探测领域的应用奠定基础。

1 数学模型

1) 气相外部漏热

$$q_u = [\sigma\chi(T_{\text{env}}^4 - T_u^4) + q'_u]A_u + q_{\text{uct}} + q_{\text{utu}} \quad (1)$$

式中 q_u 为气相区外部漏热总量, q'_u 为贮箱均匀漏热流, q_{uct} 为贮箱气枕区支撑漏热, q_{utu} 为贮箱气枕区连接管路漏热, χ 为辐射面间角系数, T_{env} 为环境温度, T_u 为气枕区温度, σ 为辐射面发射率。

2) 液相外部漏热

$$q_l = [\sigma\chi(T_{\text{env}}^4 - T_l^4) + q'_l]A_l + q_{\text{lct}} + q_{\text{ltu}} \quad (2)$$

式中 q_l 为液相区外部漏热总量, q'_l 为贮箱均匀漏热流, q_{lct} 为贮箱液相区支撑漏热, q_{ltu} 为贮箱液相区连接管路导热。

3) 两相质量交换

根据能量跳跃边界条件方程^[21-22], 气液界面蒸发速率为:

$$\dot{m}_{\text{evap}} = \frac{q_{\text{unit}} - q_{\text{intl}}}{h_g(T_{\text{int}}, p_u) - h_l(T_{\text{int}}, p_u)} \quad (3)$$

式中 q_{unit} 为气相向气液界面的传热量, q_{intl} 为气液界面向液相区的传热量, $\dot{m}_{\text{evap}}$ 为液体蒸发速率。当考虑气液相温度随高度线性变化时,由热传导方程可得

$$q_{\text{unit}} = \frac{A_{\text{int}}k_u(T_u - T_{\text{int}})}{L_u} \quad (4)$$

$$q_{\text{intl}} = \frac{A_{\text{int}}k_l(T_{\text{int}} - T_l)}{L_l} \quad (5)$$

$h_g(T_{\text{int}}, p_u)$ 和 $h_l(T_{\text{int}}, p_u)$ 分别为气液界面温度和气枕压力所对应的气体焓和液体焓, A_{int} 为气液

界面换热表面积, T_{int} 为界面处平均温度, T_u 和 T_l 分别为气相和液相平均温度, k_u 和 k_l 分别为气相和液相的导热率。

4) 液相温度变化

$$\frac{dT_l}{dt} = Q_l / M_l c_{pl} = [q_{\text{intl}} + \dot{m}_d c_{pl}(T_d - T_l) - \dot{m}_{\text{evap}} h_{lg}] / M_l c_{pl} \quad (6)$$

式中 T_l 为液体温度, c_{pl} 为液体比定压热容, $\dot{m}_d$ 为液滴滴落速率, h_{lg} 为液体汽化潜热, M_l 为液体总质量。

5) 贮箱压力变化

$$p_u = \frac{M_g R_g T_u}{V_u} \quad (7)$$

式中 M_g 为低温蒸汽质量, R_g 为气体常数, T_u 为蒸汽温度, V_u 为气相区体积, p_u 为气枕压力。

2 控压方案

按照控压方式,低温推进剂贮箱的控压方式可以分为如图 1 所示 PTVS 控压、混合控压以及 ATVS 控压,以下针对每种控压方法进行工作流程及原理介绍。

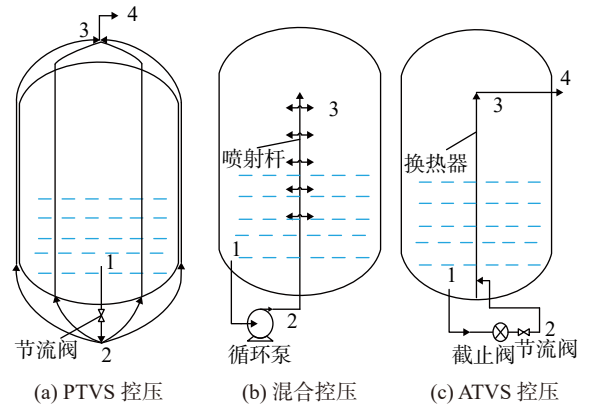


图 1 低温贮箱控压方案

Fig. 1 Scheme of pressure control of cryogenic tank

PTVS 控压为当贮箱压力达到压力上限 p_{max} 时,节流阀开启,流体从 1 通过节流阀降温后 2 沿贮箱外壁面与贮箱进行换热,使内部温度和压力降低,换热后的流体汇集至 3 点并从 4 点排出;贮箱压力下降到 p_{min} 时,节流阀门关闭。

混合控压为当贮箱压力达到压力上限 p_{max} 时,低温泵开启,底部温度较低的流体 1 通过泵后 2 输运至射流杆通过小孔 3 喷射至气相和液相区,与上部较高温度的流体换热,使内部温度和压力

降低; 贮箱压力下降到 $p_{\min}$ 时, 低温泵关闭。

ATVS 控压为当贮箱压力达到压力上限 $p_{\max}$ 时, 节流阀开启, 流体 1 通过节流阀降温后 2 流入到贮箱内的喷射换热后形成温度升高的流体 3 并从 4 点排出贮箱, 贮箱内部流体温度和压力降低; 贮箱压力下降到 $p_{\min}$ 时, 节流阀门关闭。

理论上, 以上 3 种控压方式均能够实现贮箱内压力控制, 其中 PTVS 和 ATVS 控压是通过将内部流体节流后产生温度更低的两相流与内部流体进行换热, 被动控压是通过在贮箱外壁面与贮箱换热, 缺点是换热效率低, 优点是换热管布置在外侧, 可通过设置冷屏等方式进行面积扩展; 主动 TVS 控压是在箱内与直接流体换热, 缺点是不方便后期维护, 优点是换热效率高, 贮箱压力对换热效果反应灵敏; 混合控压是通过底部较低温度的流体冷却上层气相及热分层处流体, 优点是液体无消耗, 缺点是随着控压的持续, 推进剂温度持续升高。

3 试验系统介绍

搭建了低温集成试验平台, 并采用 LN_2 为

介质开展了低温流体贮箱压力控制测试, 图 2 给出了低温推进剂贮箱压力控制试验系统示意图, 图 3 为所搭建的多功能集成低温试验平台, 主要包括加注系统、真空系统、控压系统及数据采集系统等, 其中控压系统包括了以上所述 3 种控压方式。内贮箱和外贮箱之间的夹层抽真空形成较高真空度, 并在内贮箱外壁面包覆绝热多层, 以降低低温液体的蒸发量。在内贮箱和真空夹层中布置了数十支铂电阻温度传感器以测量气液两相及其他位置的温度实时变化情况。此外, 为模拟不同漏热环境下的低温流体蒸发量控制情况, 在内箱体的外壁面上沿周向布置了 8 片加热片, 单个加热片加热功率 10 W, 可开展 80 W 范围内可变加热状态下的贮箱控压过程研究。

向低温贮箱中加注 90% 体积率的液氮工质后, 分别开展了在 $P=0\text{ W}$, 40 W 以及 80 W 加热功率情况下的 PTVS 控压、混合控压以及 ATVS 控压等 9 种工况的正交试验, 测试控压范围为 0.23~0.24 MPa, 以下将按照 3 种控压方式的试验开展情况进行介绍。

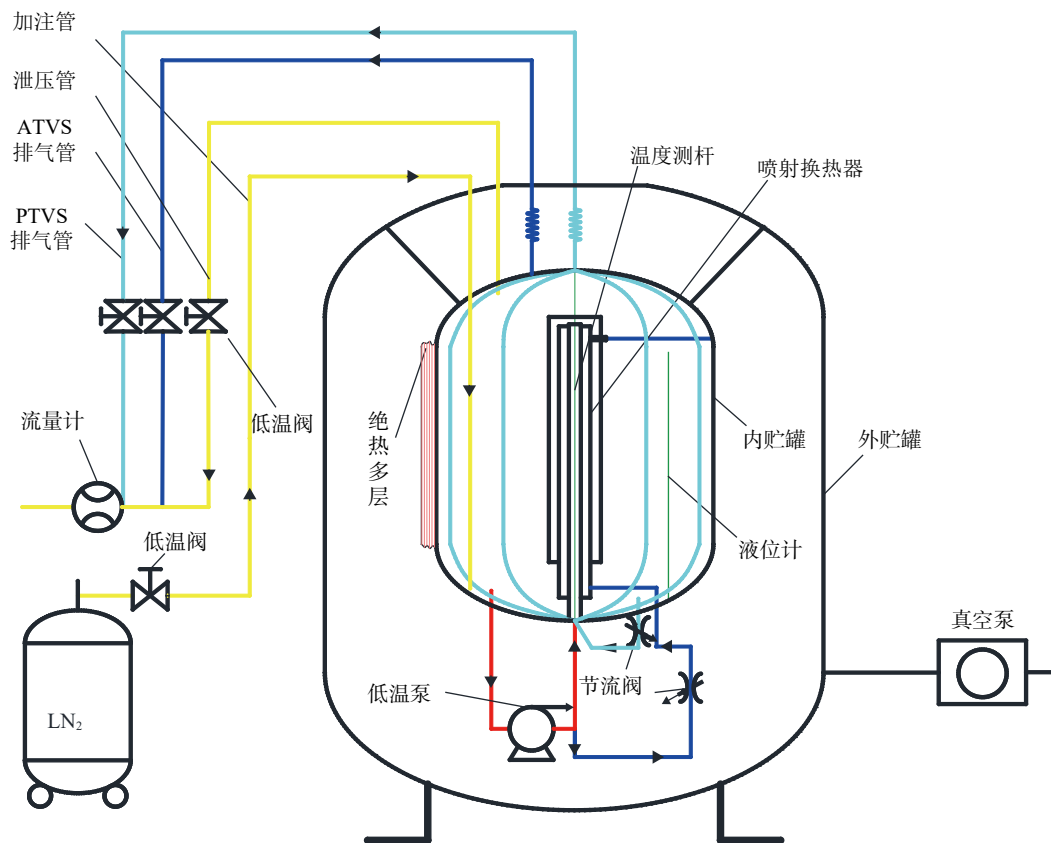


图 2 低温贮箱控压试验系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of pressure control experiment system for cryogenic tank



图 3 多功能集成低温试验平台

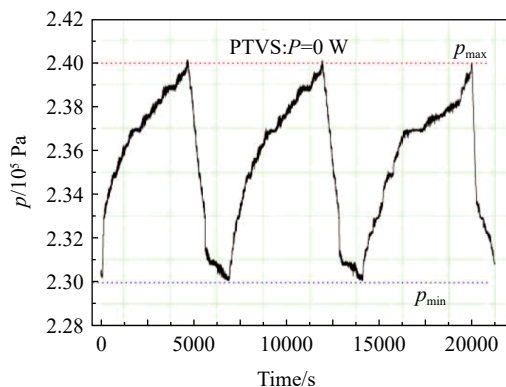
Fig. 3 Multifunctional integrated low temperature experiment platform

4 测试结果及分析

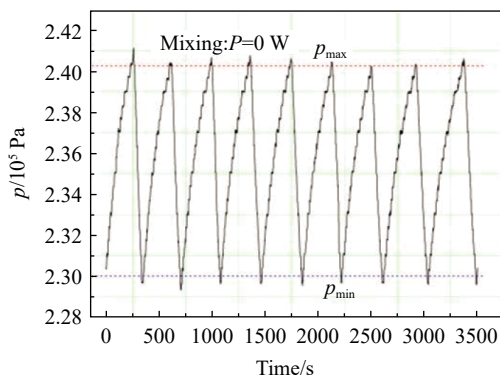
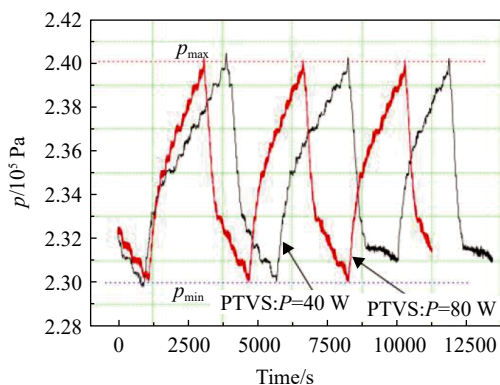
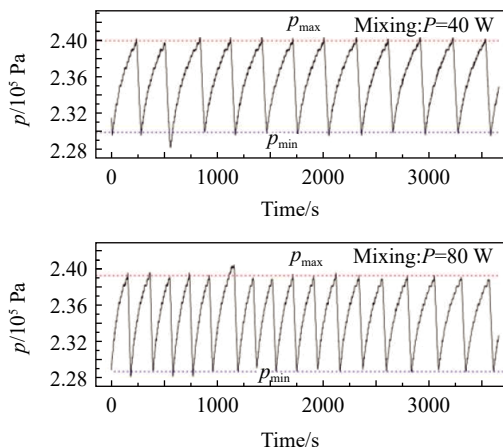
4.1 测试结果

PTVS 控压方式中, 内贮箱中的液体节流后产生的两相流通过冷却内贮箱外壁面实现箱内气枕压力 p 的降低, 两相流所具备的冷量沿着冷却管壁-内贮箱外壁-内贮箱壁-内贮箱内壁-箱内流体的径向路径进行传递, 综合传热效率较低导致箱内的气枕压力变化较为缓慢。从图 4 和图 5 可以看出, 在同样进行 3 个循环控压的测试中, 加热功率为 $P=0$ W, 40 W 和 80 W 时所用总的循环时间分别为 21 216、13 053 s 以及 11 254 s, 单次平均循环时间分别为 7 072、4 351 s 及 3 751 s。

混合控压方式中, 贮箱下部的流体通过液氢泵及喷射小孔射流至上部气相空间和两相界面处, 由于是射流雾滴与气相直接表面传热, 贮箱温度及气枕压力变化较快。从图 6 和图 7 可以看出, 在进行多次循环控压的测试中, 加热功率为 0、

图 4 PTVS 控压测试压力曲线($P=0$ W)Fig. 4 Pressure curve under PTVS experiment ($P=0$ W)

40 W 和 80 W 时所用总的循环时间分别为 3 498、3 587 s 以及 3 604 s, 控压循环次数分别为 9 次、12 次以及 17 次, 单次平均循环时间分别为 389、299 s 及 212 s。

图 6 混合控压测试压力曲线($P=0$ W)Fig. 6 Pressure curve under mixing experiment ($P=0$ W)图 5 PTVS 控压测试压力曲线($P=40$ W, 80 W)Fig. 5 Pressure curve under PTVS experiment ($P=40$ W, 80 W)图 7 混合控压测试压力曲线($P=40$ W, 80 W)Fig. 7 Pressure curve under mixing experiment ($P=40$ W, 80 W)

ATVS 控压方式中, 贮箱内的流体在气枕压力作用下通过夹层中的节流阀后, 形成温度和压力均降低的两相流体, 该流体流入贮箱内的喷射杆并通过小孔射流至贮箱内, 射流喷雾与气相和两相界面处热分层进行换热和混合, 使贮箱压力降低。从图 8 和图 9 可以看出, 在进行多次循环控压的测试中, 加热功率为 0、40 W 和 80 W 时所用总的循环时间分别为 11 025、11 000 s 以及 11 021 s, 控压循环次数分别为 4.8 次、5.5 次以及 6 次, 单次平均循环时间分别为 2 297、2 000 s 及 1 837 s。

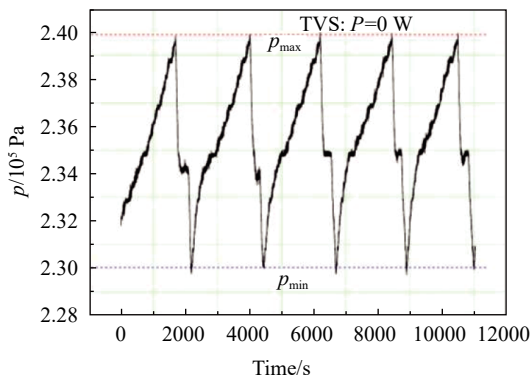


图 8 ATVS 控压测试压力曲线($P=0\text{ W}$)
Fig. 8 Pressure curve under ATVS experiment ($P=0\text{ W}$)

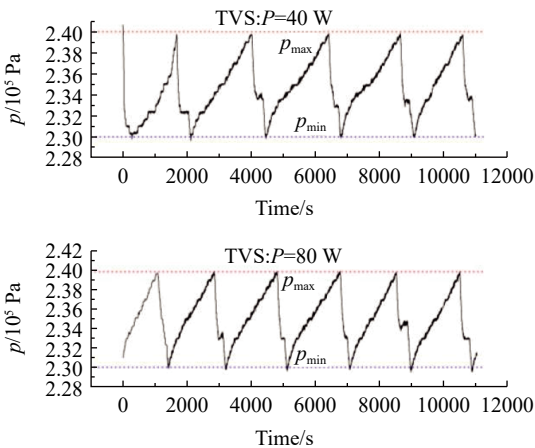


图 9 ATVS 控压测试压力曲线($P=40\text{ W}, 80\text{ W}$)
Fig. 9 Pressure curve under ATVS experiment
($P=40\text{ W}, 80\text{ W}$)

4.2 结果分析

针对以上 3 种模式在不同加热功率时的 9 种测试工况进行汇总, 表 1 给出了每个测试工况中单次控压平均循环时间 t 。

从表中可以看出:

1) 在确定的某一种控压模式中, 当箱体加热

量增大时, 单次平均控压时间逐渐减少; 这是由于在单次循环中, 相较于降压阶段, 贮箱增压阶段时长占单次循环的比重更大, 外部热源输入时, 将加快贮箱的增压速率, 并且速率的增加随着加热功率的升高而增大; 控压区间不变情况下, 增压速率增加则用时降低。

2) 而当低温贮箱加热量确定时, PTVS 控压的单次循环用时最长, 为 7 072 s(0 W 加热), 混合控压单次循环用时最少, 为 389 s(0 W 加热)。由于 PTVS 控压是换热管集成在低温贮箱外壁面, 相对于混合模式冷热流体直接表面传热, PTVS 控压换热效率更低, 冷热量交换用时更长; 而 ATVS 中在混合控压的基础上引入了制冷流体, 将进入到贮箱中热量移除出贮箱, 降低了贮箱增压速率, 单次循环时间较混合控压更长。

3) 在每种控压模式的单次循环用时比方面, PTVS 控压用时比最大, $t_{\max}/t_{\min}=1.89$, 混合模式控压与之接近, 为 1.83, ATVS 控压用时比最小, 为 $t_{\max}/t_{\min}=1.25$ 。

以上针对 3 种控压方式进行了循环控压特性的分析, 低温贮箱实际的长时间控压过程一般为混合控压和 ATVS 控压的结合。为此, 开展了基于液氮模拟工质的近 10 h 的低温贮箱控压试验研究, 图 10 所示为低温贮箱控压过程压力曲线图, 加热功率 0 W, 其中 I 阶段为混合控压, II 阶段为 ATVS 控压, 两种控压模式的转换条件为液相温度 T_l 升高到控压下限 $p_{\min}$ 对应的饱和温度 T_{sat} , 即 $T_l=T_{\text{sat}}(p_{\min}=0.23\text{ MPa})=85.05\text{ K}$ 。

表 1 不同模式单次控压循环时间对比

控压方式	加热功率/W			$t_{\max}/t_{\min}$
	0	40	80	
PTVS 控压	7 072 s	4 351 s	3 751 s	1.89
混合控压	389 s	299 s	212 s	1.83
ATVS 控压	2 297 s	2 000 s	1 837 s	1.25

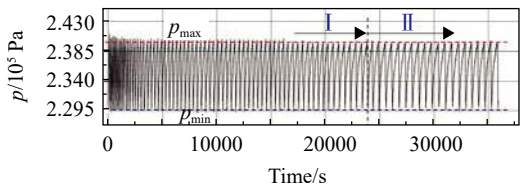


图 10 液氮工质的低温贮箱 10 h 控压过程压力曲线
Fig. 10 Pressure curve in the 10 h experiment with LN_2 as the working medium in cryogenic tank

图 11 给出了控压过程中液相温度的变化曲线, 其中 T8、T9 位于气液界面以下 5、15 mm, T7 位于气液界面以下 35 mm。液相变化总体可分为 3 个阶段, 在 I 阶段 T7 变化相对平缓, 喷射混合实现热量转移在气液界面及气枕区较明显, 外部热量的输入引起两相区明显升温, 并随着离液面位置的减小而显著 ($T_9 > T_8$), 此时热量向热分层的摄入并未引起以下的液相部分剧烈升温; 在 II 阶段随着热量的持续积累及向底部传递, T7 位置升温速率明显升高, 并随着混合喷射频率呈现波浪式上升; 当液相温度 T_i (以 T7 为标记) 达到 $T_{\text{sat}}(p=0.23 \text{ MPa})$, 控压过程进入第 III 阶段, 随着节流制冷量的引入, 输入到液相中的净热量得以削弱, T7 温度再次趋于平缓, 并最终接近于 T8、T9, 通过图中 A 区域 (T7 位置温度趋近 T8/T9 位置区) 放大图可知, T8 与 T7 的差值为 $\Delta T = 0.1 \text{ K}$ 。

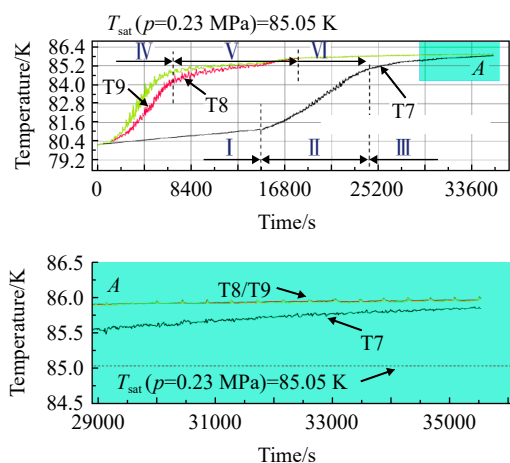


图 11 液氮工质的低温贮箱 10 h 控压过程温度曲线

Fig. 11 Curve of temperature change in the 10 h experiment of pressure control with LN_2 as the working medium in cryogenic tank

此外还可看出, 两相界面处的温度变化亦经历 3 个阶段, IV 阶段在混合控压初期升温迅速, 主要是通过喷射混合将气相区的热量转移至温度较低的界面热分层区, 引起两相区剧烈的冷凝与汽化, 并且贮箱底部来流雾滴使上部蒸汽的冷凝放热高于热分层区的液体汽化; 在第 V 阶段, 气枕区前期积累的热量通过混合作用已大量转移至液相区, 热分层处的温升温度趋于平缓, 并在第 VI 阶段逐渐稳定, 此时热分层处外部热量与制冷量的输入处于动平衡状态。

5 结 论

1) PTVS 控压、混合控压和 ATVS 控压均能

将低温贮箱的压力控制在预设的区间内, PTVS 控压的传热路径长、换热效率低, 但拓展性好, 实际工程应用中优化空间大; ATVS 能够实现较好的换热效果, 贮箱压力反应灵敏, 但控压结构后期维护不便; 混合控压方法无液体消耗, 但随着控压过程及热量转移的进行, 推进剂温度持续升高。

2) 开展了 0、40 W 和 80 W 加热功率情况下的低温贮箱控压试验研究, 随着输入功率的增加, 单次循环时间减少; 输入功率不变时, PTVS 单次循环控压时间最长, 混合控压单次循环时间最短。

3) 通过混合控压和 ATVS 控压相结合的方法, 开展了基于液氮工质的低温贮箱 10 h 控压过程试验研究, 气相区温度较液相区对外界热量输入反应更为灵敏, 在控压前期温度升高幅度较大; 在 ATVS 阶段, 随着节流制冷量的引入, 输入到液相中的净热量得以削弱, 液相升温速率逐渐降低趋于平缓, 液相温度最终接近热分层处流体温度。

参考文献:

- [1] 鲁宇, 汪小卫, GIORGIO S, 等. 在轨加注站概念研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2015(1): 1-7.
LU Yu, WANG Xiaowei, GIORGIO S, et al. Space transportation concept supported by on-orbit propellant depots[J]. Missiles and Space Vehicles, 2015(1): 1-7. (in Chinese)
- [2] 吴胜宝, 申麟, 董晓琳, 等. 低温推进剂在轨贮存与管理系统方案研究[J]. 载人航天, 2017, 23(3): 365-369.
WU Shengbao, SHEN Lin, DONG Xiaolin, et al. Scheme research of cryogenic propellant on-orbit storage and management system[J]. Manned Spaceflight, 2017, 23(3): 365-369. (in Chinese)
- [3] The White House. National strategy for critical and emerging technology [EO/OL]. (2022-02-16) [2022-05-13]. <https://www.lexology.com/library/detail.aspx?g=7b5ab55d-9e80-46ee-8fe2-6d79a93a7d54>.
- [4] BAO W, WANG X. Development highly reliable and low-cost technology for access to space, embrace the new space economy era [J]. Aerospace China, 2019, 20(4): 23-30.
- [5] 李佳超, 梁国柱, 王夕, 等. 氢氧推进剂在轨加注若干关键问题研究进展[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(6): 60-74.
LI Jiachao, LIANG Guozhu, WANG Xi, et al. Research progress on several key problems of on-orbit refueling technologies for hydrogen-oxygen propellants[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(6): 60-74. (in Chinese)
- [6] MOTIL S M. Technology demonstration mission (TMD) cryogenic propellant storage & transfer (CPST). CPST project overview and cryogenic activities[R]. Cleveland, US: NASA Glenn Research Center, 2013.
- [7] JOHNSON W L. Recent ground hold and rapid depressurization experimenting of multilayer system[R]. Cleveland, US: the 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
- [8] 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.
- [9] NGUYEN H. Zero thermodynamic venting system(TVS) perfor-

- mance prediction program[R]. Washington DC, US: National Aeronautics and Space Administration, 1994: 1-136.
- [10] CADY E C. Design of thermodynamic vent/screen baffle cryogenic storage system[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1975, 12(8): 501-502.
- [11] MER S, THIBAUT J P, CORRE C. Active insulation technique applied to the experimental analysis of a thermodynamic control system for cryogenic propellant storage[J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2016, 8(2): 021024.
- [12] MER S, FERNANDEZ D, THIBAUT J P, et al. Optimal design of a Thermodynamic Vent System for cryogenic propellant storage [J]. *Cryogenics*, 2016, 80: 127-137.
- [13] BAE J, YOO J, JIN Lingxue, et al. Experimental investigation of passive thermodynamic vent system (TVS) with liquid nitrogen[J]. *Cryogenics*, 2018, 89: 147-156.
- [14] 周振君, 雷刚, 王天祥, 等. 低温液氮贮箱增压及排气流量控制方法[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(5): 1263-1269.
ZHOU Zhenjun, LEI Gang, WANG Tianxiang, et al. Control method of pressurization and venting flow rate in cryogenic tank[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(5): 1263-1269. (in Chinese)
- [15] 周振君, 刘欣. 低温推进剂在轨压力控制方法及效能对比分析[J]. *低温工程*, 2019(2): 41-46.
ZHOU Zhenjun, LIU Xin. Analysis of on-orbit pressure control method and effectiveness comparison of cryogenic propellants[J]. *Cryogenics*, 2019(2): 41-46. (in Chinese)
- [16] 周振君, 刘欣, 张少华, 等. 热力学排气系统对液氮贮箱控压特性的影响分析[J]. *宇航学报*, 2020, 41(5): 599-607.
ZHOU Zhenjun, LIU Xin, ZHANG Shaohua, et al. Analysis for the effects of TVS on the pressure control characteristics of the liquid nitrogen storage tank[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(5): 599-607. (in Chinese)
- [17] 任建华, 谢福寿, 王磊, 等. 热力学排气系统中节流效应及其冷量利用分析[J]. *宇航学报*, 2020, 41(4): 490-498.
REN Jianhua, XIE Fushou, WANG Lei, et al. Analysis on throttling effect and cooling capacity utilization in thermodynamic vent system[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(4): 490-498. (in Chinese)
- [18] LIU Zhan, LI Yanzhong, XIA Siqi, et al. Ground experimental investigation of thermodynamic vent system with HCFC123[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2017, 122: 218-230.
- [19] LIU Zhan, LI Yanzhong, ZHANG Shaohua, et al. Experimental study on thermodynamic vent system with different influence factors[J]. *International Journal of Energy Research*, 2018, 42(3): 1040-1055.
- [20] WANG Bin, HUANG Yonghua, WU Jingyi, et al. Experimental study on pressure control of liquid nitrogen tank by thermodynamic vent system[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 125: 1037-1046.
- [21] DELHAYE J M. Jump conditions and entropy sources in two-phase systems. Local instant formulation[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 1974, 1(3): 395-409.
- [22] MESEROLE J, JONES O, BRENNAN S, et al. Mixing-Induced ullage condensation and fluid destratification: AIAA-87-2018[R]. San Diego, US: 23rd Joint Propulsion Conference, 1987.

(编辑: 张 雪)