

低温液氮贮箱增压及排气流量控制方法

周振君^{1,2}, 雷刚¹, 王天祥¹, 轩志勇¹

(1. 北京特种工程设计研究院 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 北京 100028;

2. 中国航天科技集团有限公司 中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100076)

摘 要: 在对以液氮为工质的低温贮箱进行热分析的基础上推导了增压速率计算模型, 并通过两种增压工况进行了验证。主要开展了直排模式、排气模式及并行模式下的气枕压力及蒸气排气流量的对比实验, 通过后两者模式下的蒸气排放质量与直接排放相比, 分析了压力控制带内单循环各个模式下热力排气系统(TVS)的效能, 结果表明: 采用低温蒸气节流的并行模式在蒸气排放质量和气枕降压速率上具有优于其他模式的明显优势, 气相并行模式比直排模式质量减少 97%。

关 键 词: 低温贮箱; 运行模式; 压力控制; 效能; 排气

中图分类号: V11

文献标志码: A

Control method of pressurization and venting flow rate in cryogenic tank

ZHOU Zhenjun^{1,2}, LEI Gang¹, WANG Tianxiang¹, XUAN Zhiyong¹

(1. State Key Laboratory of Technologies in Aerospace Cryogenic Propellants, Beijing Special Engineering Design and Research Institute, Beijing 100028, China;

2. Research and Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: The model of pressurization rate in cryogenic tank with liquid nitrogen as the working medium was deduced from thermal analysis of the tank, two working conditions in experiment were set up to verify the model. Then experiment was mainly carried out contrastively in direct venting mode, venting mode and parallel mode to measure ullage pressure and venting rate of vapor in the storage tank, the masses of venting vapor of three models were compared, the TVS (thermodynamic venting system) efficiency of different models within pressure control range during single cycle was analyzed. Results of experiment showed that the vapor parallel model had obvious advantages on mass of venting vapor and depressurization rate of ullage than other models, and the venting mass of vapor in parallel model could reduce 97% than that in venting.

Key words: cryogenic tank; run model; pressure control; efficiency; venting

随着我国航空航天领域技术进步, 在轨飞行器发射呈现出大密度、多任务的特点。相对常规

推进剂, 低温推进剂如液氢、液氧等具有无污染、比冲高等优点, 在运载火箭和上面级上得到了广

收稿日期: 2016-10-09

作者简介: 周振君(1987—), 男, 工程师, 博士, 主要从事低温推进剂贮存方面研究。

引用格式: 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.

泛的应用,美国国家航空航天局(NASA)曾将其作为运载器进入空间及进行飞行器进行轨道转移的效率最高也是最为经济的推进剂,也是进行月球、火星探测甚至更远距离的深空探测时的首选推进剂^[1-2]。随着我国空间站技术、深空探测技术的深入发展,低温推进剂正引起越来越多的重视。不同飞行器根据其任务不同其设计运行寿命相差较大,飞行器在轨运行时间少则几天、几周,像长期在轨空间站、月球探测、火星探测等在轨时间则达几月、几年甚至几十年,为减少地球与飞行器之间往复多次的推进剂输送,降低维护成本,较为经济的方法是一次携带更多的推进剂^[3],这就带来低温推进剂长期在轨贮存问题。

低温推进剂沸点较低,例如液氢沸点为 20.28 K,液氧为 90.19 K,液氮为 77.36 K,低温贮箱在轨运行过程中由于受到空间辐射、导热等热环境影响,内部低温液体容易受热蒸发,低温蒸气储存在贮箱内部引起贮箱压力升高^[4],为飞行器安全运行带来潜在不稳定因素,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。低温贮箱的压力控制技术可以分为主动技术和被动技术,其中被动技术中的热力学排气系统(TVS)技术是一种采用节流原理实现降低低温液体和蒸气饱和温度,从而减小气枕压力的方案,它综合了诸如低温绝热屏等多种方法,结构简单,最大优势是可以充分利用所排放流体节流后的热力学焓进一步冷却贮箱内主流液体^[5],能够有效控制气枕压力,是目前国内外研究的热点技术。

国外相关科研单位已对 TVS 技术进行了一系列研究, van Overbeke、Papell 等^[6-7]在一个球形贮箱内进行了近地轨道环境模拟液氮实验,设定的最高和最低气枕压力分别为 144.8 kPa 和 131 kPa,在上述压力控制带内开展了多循环 TVS 实验,结果表明气枕压力在贮箱低充液率比高充液率的情况下容易控制; Stark 和 Blant 等^[8]在采用 TVS 技术的低温贮罐内进行了压力控制测试,实验表明蒸气排放速率及气枕压力能够明显得到降低; Candy^[9]在马歇尔空间飞行中心(MSFC)的多用途氢测试平台(MHTB)上采用液氢为介质进行了一系列实验,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,结果显示贮箱内的压力变化可以有效控制在小于 6.9 kPa 范围内;在理论方面 Taylor 等^[10-11]针对采用 TVS 技术的低温贮箱,编写了 COOLANT 热力学模拟程序,程序中嵌入了低温液体在轨长期贮存模块,并

采用平衡模型和非平衡模型证明了 TVS 对低温储罐压力控制的有效性; Lin 等^[12]采用均一相热力学模型模拟低温液氢储罐,计算了 TVS 内部流速与混合器功率计加热速率之间的关系; Winters 采用 CFD 方法模拟椭圆形低温储罐压力控制性能,结果表明通过贮箱内 TVS 的作用,能够有效控制箱体内部的压力; Nguyen^[13]建立了瞬态一维的 TVS 喷雾杆模型,模拟了贮箱压力随时间的变化曲线,验证了当打开喷射杆时低温贮箱能够得到稳定控制;此外, Flachbart 等^[14]对采用氦气增压的过冷 CH_4 热力学排气系统进行了控压规律试验,得出了不同的氦分压与热力学排气系统蒸发量损耗之间的关系。

为实现我国航天低温推进技术长久深入发展,保障在轨飞行器长期稳定运行,亟需发展低温推进剂长期在轨贮存技术,然而从国内研究来看,低温推进剂长期在轨贮存技术研究起步晚,并处于初级发展阶段,目前研究重点主要在文献调研、方案论证^[15-17]及子系统设计计算方面^[18],鲜有实验方面研究的报道。本文基于低温推进剂高效贮存平台,率先采用液氮工质开展地面模拟的 TVS 系统低温贮箱压力控制技术,研究不同运行模式下特定压力控制区间内的低温液体损耗情况,有助于为后续深入开展低温推进剂在轨压力控制技术提供数据支持和参考。

1 实验系统

实验系统示意图如图 1 所示,为使结构便于分析,图中省略了贮箱颈管和制冷机等部件,系统主要由低温贮箱和内部的 TVS 系统构成,低温贮箱包括外箱、内胆、上部法兰等,内胆内径为 1 m,下部为标准椭圆封头。为减少外部环境向内部的漏热,贮箱内部上方设置了 3 层冷屏,并且内胆与外箱之间的夹层抽真空并放置绝热多层。TVS 系统位于贮箱内部,主要由气相和液相节流管路,低温潜液泵,换热器,喷雾棒以及节流排气管路组成。在贮箱内部的气相区和液相区分别横向和纵向设置了多组 PT1000 温度传感器,测量精度为 ± 0.2 K,其中液相区的温度计阵列如图 2 所示, T1~T18 为液相区自上而下的 18 个温度测点位置,总高度为 995 mm。在液相空间每一纵截面可以认为温度分布是相同的,同时同一截面对于内容器中心也是对称分布的,因此,在布置传感器阵列时只设置用于测量内容器半个截面面积的传感器阵列。自液面上方至顶部法兰纵向布置了多组

温度传感器以测量低温蒸气温度梯度,此外气相空间布置一压力传感器以测量气枕压力。

当气枕压力达到控制压力下限时,开启气相或液相节流阀,流体通过节流阀 15 后产生温度和压力均降低的气液两相流体,进入低温换热器后与贮箱内的主流液体进行换热,使主流区液体温度降低,节流后的流体温度升高通过排气管 14 排出贮箱。贮箱底部放置一低温潜液泵,通过抽吸作用能够加强两者间换热,泵出口与喷雾棒连接,主流区液体换热后通过喷雾棒喷至液体上表面,可有效改善液体表面的温度分层状况。

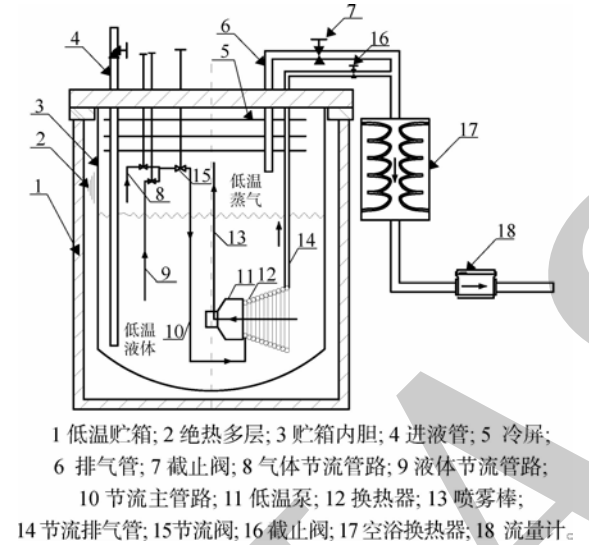


图 1 实验装置示意图
Fig. 1 Scheme of the experiment system

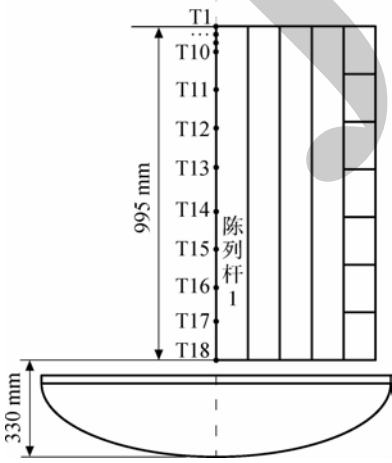


图 2 液相区温度计阵列
Fig. 2 Thermometer array in liquid nitrogen

2 系统漏热分析

由于低温贮箱内部与外部环境之间存在较大温

差,外部热量主要通过固体导热和辐射换热的方式漏入到低温液体,引起液体蒸发和气枕压力升高。

2.1 固体导热漏热

固体的导热热量计算公式为

$$Q_1 = \frac{\lambda A \Delta T}{L} \tag{1}$$

对于管道环形截面积计算公式为

$$A = \frac{\pi (d_1^2 - d_2^2)}{4} \tag{2}$$

其中 λ 为材料导热系数, A 为导热截面积, L 为导热管长度, d_1 、 d_2 分别为管道外径和内径尺寸, ΔT 为两端传热温差。

2.2 辐射漏热量

两个辐射面之间的辐射换热量计算公式为

$$Q_2 = \frac{\sigma F_2 (T_2^4 - T_1^4)}{\frac{1}{\epsilon_1} + \frac{1}{\epsilon_2} - 1} \varphi_{1-2} \tag{3}$$

式中 ϵ 为辐射面的发射率, F 为辐射换热面积, σ 为黑体辐射常数,为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$, φ 为辐射面间的角系数。

2.3 夹层残余气体导热

贮箱夹层通过抽真空、添加吸附剂等措施,能够提高其真空度,降低漏热量,但不可避免会残留少量气体。这部分气体的导热漏热量计算公式为

$$Q_3 = k \alpha p A (T_2 - T_1) \tag{4}$$

式中 k 为残余气体系数,当导热介质为空气时,取值为 1.2; α 为热适应系数; p 为真空夹层真空度; T_2 为真空罩壁面温度, T_1 为内胆壁面温度, A 为内胆壁面换热面积。

通过以上计算,低温贮箱内各项漏热量大小如图 3 所示,图中 1 为颈管; 2 为管路; 3 为制冷机; 4 为支撑结构; 5 为法兰辐射; 6 为真空罩辐

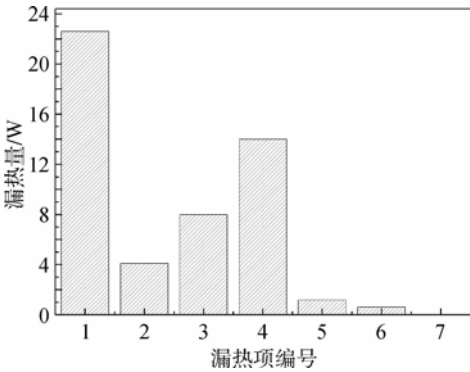


图 3 低温贮箱各项漏热
Fig. 3 Heat leaks in cryogenic tank

射;7 为残余气体导热,各项漏热量总和为

$$Q_{\text{leak}} = \sum Q_i = 50.48 \text{ W} \tag{5}$$

从图 3 中可以看出各项漏热量中前 4 项为主要漏热源,为贮箱固体部件导热项,其漏热量为 48.7 W,占总漏热量的 96.5%。

3 系统增压分析

对于低温贮箱中的液体,其由于漏热而引起的温度变化可由式(6)表示

$$c_{pl}m_l \frac{dT_l}{dt} = \sum Q_i - \dot{m}_l \gamma \tag{6}$$

其中 $\sum Q_i$ 为以上各项漏热总和, γ 为液体蒸发潜热, c_{pl} 为液体比定压热容, $\dot{m}_l$ 为液体蒸发速率,假定气枕压力 p_v 为低温液体温度所对应的饱和蒸气压,外部漏热不变的情况下蒸发速率恒定,并且由实验经验可知液相区主流液体温度变化可忽略,漏热导致的温度分层状况主要集中于液体表面液位 5% 范围内。则由式(6)可知气枕压力随时间的变化可以表示为关于漏热量的函数关系式,即

$$\frac{d[f(p_v)]}{dt} = \frac{\sum Q_i - \dot{m}_l \gamma}{c_{pl}m_l} \tag{7}$$

其中 $f(p_v)$ 可以采用范德瓦尔方程进行计算

$$\left(p + \frac{a}{V_m^2}\right)(V_m - b) = RT \tag{8}$$

式中 V_m 为摩尔体积, a 和 b 是与气体种类有关的范德瓦尔常数,一般为实验数据通过拟合确定。

图 4 给出了在上述计算漏热情况下不同液位时,气枕增压 10 h 后的饱和温度及相应的升压速率。可以看出,随着液位的升高,气相空间被压缩,相同的漏热量情况下升压速率升高;液相质量的增大使总热容量增加,温度变化较小。

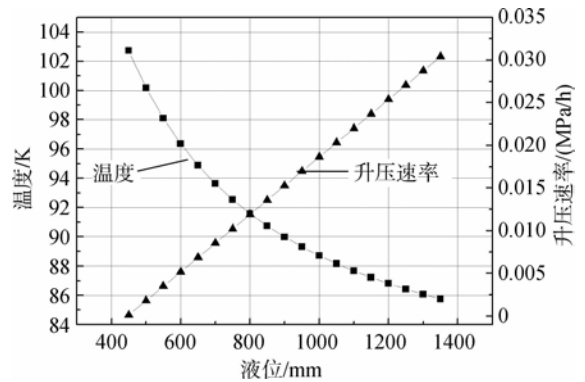


图 4 不同液位下的升压速率

Fig. 4 Pressurization rate with different liquid levels

图 5 显示了气枕不同增压压力下的升压速率,其中 α 和 β 分别为增压曲线与时间轴的夹角, k 和 k' 分别为两条增压曲线的斜率, L 和 L' 分别为两次增压时的液位高度。可以看到气枕增压过程近似一条平滑直线。当液位为 1000 mm 时,经过 27 h 后气枕压力从 0.1 MPa 增大至 0.65 MPa,增压速率约为 0.02 MPa/h,图 4 中的计算速率为 0.0186 MPa/h,计算偏差为 8.8%;当液位为 1240 mm 时,经过 3.2 h 后气枕压力从 0.1 MPa 增大至 0.19 MPa,增压速率约为 0.0293 MPa/h,图 4 中的计算速率为 0.0271 MPa/h,计算偏差减小为 7.5%,两种工况下理论计算值与实验值吻合良好。

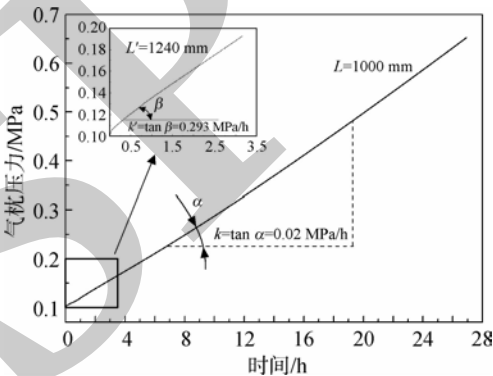


图 5 贮箱增压速率图

Fig. 5 Pressurization rate of the tank

4 变模式运行效能

通过以上对低温贮箱系统及 TVS 技术运行原理的介绍可知,降低气枕空间压力实现低温液体高效贮存的技术途径主要有以下 3 种运行方式:单独采取节流制冷的 TVS 排气模式、单独开启低温泵的混合模式,以及上述两种同时作用的并行模式。在实验中应根据气相及液相的压力、温度等因素灵活采用上述 3 种模式或其组合模式,本文分别对采用排气和并行两种模式下的排气过程进行了测试,记录了气枕在泄压过程中压力及排气流量的变化,并与气枕直接排放蒸气的方式进行了比较,通过压力控制带内排出气体的总流量评估两种模式下的效能。每组模式的压力控制上限和下限分别为 0.65 MPa 和 0.2 MPa,其增压过程为图 5 中的 0.65 MPa 增压曲线,因此在以下的分析中不再进行增压过程的讨论。

4.1 直排模式

为便于分析各模式运行时效能,将增压后的

气枕蒸气直接排放时的流量作为参照。低温贮箱经过静置增压至 0.65MPa 后,打开排气管道阀门 7,低温氮气经空浴式换热器后形成常温氮气并经过流量计后排至大气环境。贮箱泄压过程气枕压力与流量变化如图 6 所示,在开启排气阀后,排气流量在最初的一段时间内有阶跃,之后的排气过程气枕压力变化可近似看作一条平滑曲线。在压力控制带[0.2,0.65] MPa 内气枕共排出的常温常压氮气为 7604.1 L,约为 8.74 kg。

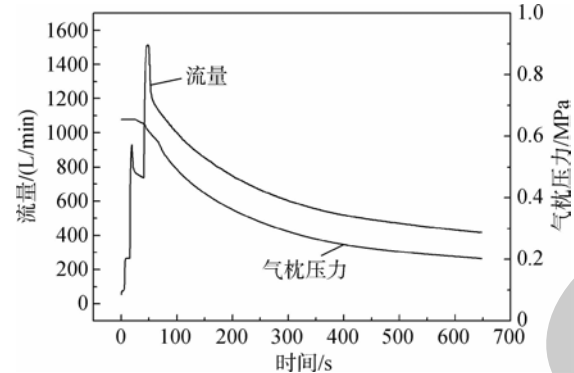


图 6 直排流量及气枕压力变化

Fig. 6 Flow rate and ullage pressure in direct venting mode

计算排气质量可通过以下公式计算:

$$m_e = (V - V_1)(\rho_{ph} - \rho_{pl}) \tag{9}$$

其中 V 为贮箱内胆容积(1.187 m³), V_1 为液相所占体积(0.72 m³), ρ_{ph} 和 ρ_{pl} 分别为压力上限和压力下限饱和状态低温氮气的密度,即温度和压力分别为(97.5 K, 0.65 MPa)和(83.6 K, 0.2 MPa)的状态点的密度,经计算排出的气体质量为 8.4 kg。

4.2 排气模式

TVS 节流系统中有气相节流和液相节流两种结构,相应地排气模式也可以分为气相节流和液相节流两种方式。低温氮气通过节流管路 8 进行气相节流,液氮则通过节流管路 9 进行,两者共用节流阀 5 及节流主管路 10。两者的不同在于采用气相节流排气模式时,低温蒸气直接通过节流阀产生节流制冷效应,气相压力降低;而采用液相节流排气模式时,液体经过节流产生的冷量冷却贮箱主流液体,冷却后的液体通过气液界面的热量交换使气相温度逐渐降低,从而降低气枕压力。相比气相直接节流的方式,液体节流为一种间接的降低气枕压力的方法。

4.2.1 液相节流排气模式

液体节流排气模式过程中的排放流量及气枕压力的变化过程如图 7 所示,可以看出,液体节流方式的排气流量较大,一直维持在 600 L/min 以上,并呈现较大的波动,这主要是由节流前后的压力变化造成,气枕压力随时间逐渐降低,节流后至空浴换热器之间的管路内流体流动温差巨大,各点压力并非处于稳态,节流前后的压差导致流量的震荡。气枕从压力上限降至下限所排出的常温氮气共计 55770 L,约为 64.13 kg。

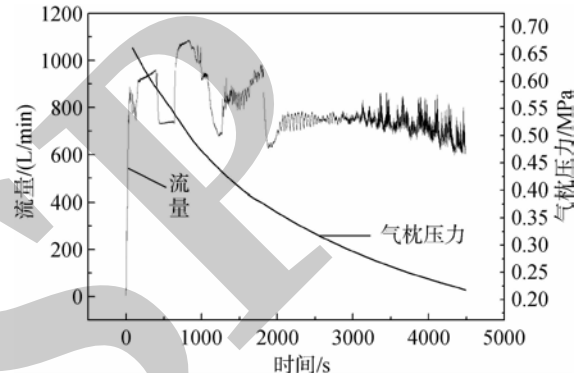


图 7 液相节流排气模式排放流量及气枕压力变化

Fig. 7 Flow rate and ullage pressure in liquid venting mode

4.2.2 气相节流排气模式

如图 8 所示直接气体节流模式排放流量较液体节流方式平缓,排气流量随着气枕压力的降低而逐渐减小,0.65~0.2 MPa 范围内排放的常温常压的氮气总量为 6147.1 L,总质量为 7.1 kg。

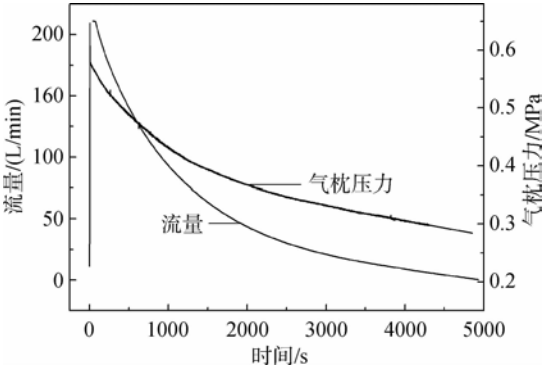


图 8 气相节流排气模式排放流量及气枕压力变化

Fig. 8 Flow rate and ullage pressure in vapor venting mode

4.3 并行模式

在排气模式的基础上开启低温潜液泵,能够

使低温液体温度分布更加均匀,并且使温度趋于一致性的时间缩短。此外由于低温泵的抽吸流体作用,使主流区液体与换热器形成强制对流,提高换热效率,节流后的冷量等够得到充分利用。

4.3.1 液相节流并行模式

图 9 为液相节流时的并行模式下的排气流量与气枕压力图,与前述排气模式相比,总排气时间为 650 s,降压时间明显缩短。此模式下排气流量仍有一定程度波动,但较仅有液体节流的排气模式波动幅度明显减弱,并且排气过程中氮气的排放流量总体呈下降趋势,流量均值减小,压力控制

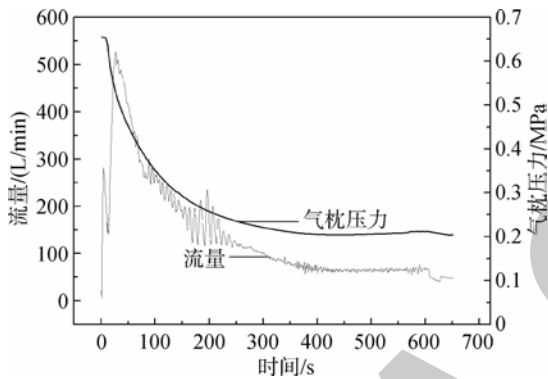


图 9 液相节流并行模式下的排气流量及气枕压力

Fig. 9 Flow rate and ullage pressure in liquid parallel mode

带内排放常温常压的氮气总量为 1 382.2 L,共计 1.6 kg。

4.3.2 气相节流并行模式

采用低温蒸气节流的并行模式下的排气流量和气枕压力如图 10 所示,由于低温泵的开启排气流量较排气模式有一定幅度的震荡,但排气总时间大幅降低,同时由于低温蒸气直接通过节流阀后排出,也比液体节流的并行模式耗时缩短,整个降压区间内的排放常温氮气总量为 229.2 L,质量为 0.26 kg。

各运行模式下的压力控制性能汇总如表 1 所示。

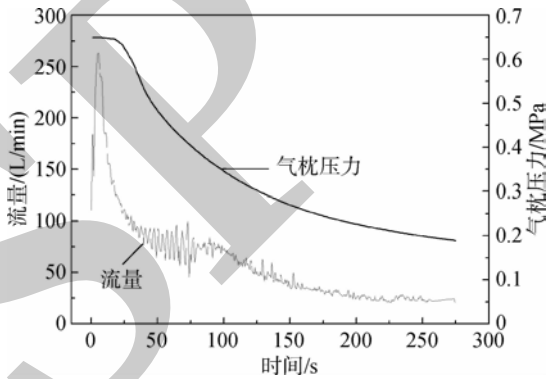


图 10 气相节流并行模式下的排气流量及气枕压力

Fig. 10 Flow rate and ullage pressure in vapor parallel mode

表 1 各运行模式蒸气排放汇总表

Table 1 Summary table of cryogenic vapor emission in different run models

序号	运行模式	排放时间/s	排放总量/L	排放质量/kg	降压速度/(Pa/s)
1	直接排放	648	7 604.1	8.4	694.4
2	液相排气	4 486	55 770	64.1	100.3
3	气相排气	4 930	6 147.1	7.1	91.3
4	液相并行	652	1 382.2	1.6	690.2
5	气相并行	275	229.2	0.26	1 636.4

从表 1 中可以得到以下几个结论:

- 1) 低温贮箱液相并行模式蒸气排放速率与气枕直接排放的速率接近,但排放蒸气总量减小 81.8%。
- 2) 液相节流排气模式排气总量最大,为直接排气的 7.6 倍,气相节流排气模式的 9 倍。
- 3) 相比排气模式,低温潜液泵的开启使得并行模式变化较大,液相节流时排气模式排出蒸气质量为并行模式的 40 倍,气相节流时排气模式排

出质量为并行模式的 27 倍。

- 4) 气相并行模式的降压速度为直接排放模式的 2.4 倍,液相并行模式与直接排放模式降压速率接近。
- 5) 从一个压力控制带内的排气循环看,相比直接排放,气相并行排气质量减少 97%,降压速率提高 136%,气相并行模式的排放质量和降压速度为各模式最优结果。
- 6) 除液相排气模式,其他几种运行模式的排

气质量对比直接排气均有不同程度的降低。

5 结 论

低温推进剂在轨压力控制与管理在航空航天领域引起越来越多的关注和重视,低温液体贮箱外部漏热是造成内部气枕压力升高的主要原因,在对外部漏热进行计算分析的基础上,主要开展了:①低温贮箱气枕增压模拟与实验结果的对比,验证了两种工况下的增压速率与模拟值吻合良好;②低温液氮贮箱多模式下压力控制与低温液体损耗对比实验研究,结果表明在一个压力控制带循环内相比于气枕直接排放蒸气,由于液相排气模式通过液体降温间接影响气枕温度和压力,其排气总质量较大,开启低温潜液泵的并行模式较单纯节流排气模式的排气总质量有所减小,改善效果明显,其中气相并行模式的无论从排气总质量还是气枕降压速率上效能最优。实现低温推进剂的长期高效贮存核心在于一定周期内的气枕压力与蒸气排放量的控制和管理,因此上述压力控制带内单循环的实验结果能够为实现基于多循环的低温液体高效贮存提供直接的、具有极高参考意义的技术支持。

参考文献:

- [1] CHATO D J. Cryogenic technology development for explorations missions[R]. Nevada, USA: the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007.
- [2] PANZARELLA C, PLACHTA D, KASSEMI M. Pressure control of large cryogenic tanks in microgravity[J]. Cryogenics, 2004, 44(6): 475-483.
- [3] LUSBY B S, MIRANDA B M, JACOB C. Cryogenic propellant feed system analytical tool development[R]. Diego, CA, USA: AIAA/ASME/SAE/ASEE 47th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001.
- [4] 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, 304(6): 28-34.
HU Weifeng, SHEN Lin, YANG Jianmin, et al. Progress of study on transpiration control technology for orbit long-term applied cryogenic propellant[J]. Missiles and Space Vehicles, 2009, 304(6): 28-34. (in Chinese)
- [5] 颜露, 黄永华, 吴静怡, 等. 低温推进剂在轨储存热力学排气系统 TVS 研究进展[J]. 低温与超导, 2014, 43(2): 5-13.
YAN Lu, HUANG Yonghua, WU Jingyi, et al. Development of thermodynamic venting system technology for cryogenic propellant storage on orbit. [J]. Cryogenics and Superconductivity, 2014, 43(2): 5-13. (in Chinese)
- [6] VAN OVERBEKE T J. Thermodynamic vent system test

- in a low earth orbit simulation[R]. NASA/TM-2004-213193, 2004.
- [7] PAPELL S S, SAIYED N H, NYLAND T W. Acquisition and correlation of cryogenic nitrogen mass flow data through a multiple orifice Joule-Thomson device[R]. NASA/TM-1990-103121, 1990.
- [8] STARK J A, BLANT M H. Cryogenic zero-gravity prototype vent system[R]. Convair Report GDC (General Dynamics Corp)-DDB67, 1967.
- [9] CANDY E C. Design of thermodynamic vent/screen baffle cryogenic storage system[J]. Engineering Notes, 1975, 12(8): 501-502.
- [10] TAYLOR W J, HONKONEN S C, WILLIAM G E, et al. COOLANT: a computer program for evaluating the thermodynamic performance of orbital cryogen storage facilities[R]. Reno, Nevada, USA: the 29th Aerospace Sciences Meeting, 1991.
- [11] TAYLOR W J. COOLANT: The cryogenic on-orbit liquid analytical tool user's manual volume 1[R]. GDSS (General Dynamics Space Systems)-CRAD-88-005A, 1989.
- [12] LIN C S, VAN DRESAR N T, HASAN M M. Pressure control analysis of cryogenic storage system[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(3): 480-485.
- [13] NGUYEN H. Zero-g thermodynamic venting system (TVS) performance prediction program[R]. NASA-CR-193982, 1994.
- [14] FLACHBART R, HASTINGS L J, HEDAYAT A, et al. Thermodynamics vent system performance testing with subcooled liquid methane and gaseous helium pressurant[J]. Cryogenics, 2008, 48(5): 217-222.
- [15] 冷文莲, 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 Wenlian, WANG Lihong, WANG Tiangang, et al. Numerical simulation of cryocooler and zero boil-off storage system coupling[J]. Cryogenics and Superconductivity, 2013, 41(8): 19-23. (in Chinese)
- [16] 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, 181(3): 59-66.
HU Weifeng, SHEN Lin, PENG Xiaobo, et al. Key technology analysis of boil-off control study on cryogenic propellant long-term application on orbit [J]. Cryogenics, 2011, 181(3): 59-66. (in Chinese)
- [17] 王磊, 厉彦忠, 马原, 等. 长期在轨贮存低温推进剂过冷度获取方案研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2794-2802.
WANG Lei, LI Yanzhong, MA Yuan, et al. Investigation on acquisition schemes of cryogenic propellant subcooling for long-term on-orbit storage[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2794-2802. (in Chinese)
- [18] LIU Zhan, LI Yanzhong, ZHOU Ke. Thermal analysis of double-pipe heat exchanger in thermodynamic vent system[J]. Energy Conversion and Management, 2016, 126: 837-849.