

DOI: 10.7652/xjtub201611015

升空过程中低温液氧贮箱压力变化及热分层研究

刘展¹, 孙培杰², 李鹏², 厉彦忠¹, 晋永华¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 上海宇航系统工程研究所, 201108, 上海)

摘要: 针对火箭升空过程,通过编写用户自定义程序详细考虑了气动热以及空间辐射热的影响,数值研究了低温液氧箱体压力变化及流体热分层现象。在计算过程中,着重考虑了大气物性参数随高度的变化、飞行过程中加速度变化与气液界面相变对箱体压力以及箱内流体温度分布的影响。模拟结果表明:气动热对箱体控压频率产生了较大的影响。随着气动热流的增加,箱体增压时间变短,降压时间变长。在飞行 120 s 时,气动热流达到最大,其对箱体压增性能的影响也最为突出,此时箱体增压时间最短为 4 s,箱体降压时间最长,约 13 s。在无排液阶段,箱体压力呈现波动变化,气液界面处气枕被冷凝。在该过程中,液相质量增加了 11.05 kg,气相质量减少了 1.52 kg。在增压排液阶段,尽管增压气体持续注入箱内,箱体压力仍逐渐减小,而气相质量则呈波动增加。随着时间的延长,气液相温度均向温度升高的方向推进。由于空间辐射漏热造成了排液温度的升高,给发动机运行带来安全隐患,应采取有效绝热措施来减少空间漏热。

关键词: 升空过程;气动热;空间辐射;压力变化;热分层

中图分类号: V511 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2016)11-0097-07

Research on Pressure Change and Thermal Stratification of Cryogenic Liquid Oxygen Tank during the Ascent Process

LIU Zhan¹, SUN Peijie², LI Peng², LI Yanzhong¹, JIN Yonghua¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Shanghai Institute of Aerospace System Engineering, Shanghai 201108, China)

Abstract: A numerical simulation method was adopted to study the pressure change and fluid thermal stratification in liquid oxygen tank during the ascent process by a user-defined function (UDF) considering the aerodynamic heat and space radiations. The influences of atmosphere physical parameters, flight acceleration and phase change occurring in the liquid-vapor interface on the tank pressure and fluid temperature distribution were taken into account in the present numerical model. The calculation results showed that aerodynamic heat has great influence on the tank pressurization frequency and with the increase of aerodynamic heat flux, the tank pressurization time increases and depressurization time reduces gradually. After 120 s flight, the aerodynamic heat flux reaches its maximum value, and its influence on the tank pressurization behavior becomes most prominent. At this moment, the minimum tank pressure rise time and the maximum tank pressure reduction time are 4 s and 13 s, respectively. During the pressurization

收稿日期: 2016-01-27。 作者简介: 刘展(1988—),男,博士生;厉彦忠(通信作者),男,教授。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51376142);航天低温推进剂技术国家重点实验室开放课题(SKLTSCP1505);上海航天核攀项目(ZY2015-015)。

网络出版时间: 2016-07-15

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20160715.1659.002.html>

process without outflow, the tank pressure fluctuates within the set pressure range, and the phase change is condensation at the interface. The liquid mass increases about 11.05 kg while the ullage mass decreases about 1.52 kg in this process. When it is in the outflow period, the tank pressure decreases with the continuous injection of pressurized gas, and the ullage mass shows a fluctuating increase. Both the gas and liquid temperatures boost to higher temperatures with time. As the space radiation leakage leads to the temperature increase of drainage liquid, and hence resulting in safety issues for the rocket engine, some effective measures should be taken to reduce the space leakage.

Keywords: ascent process; aerodynamic heat; space radiation; tank pressure change; thermal stratification

低温推进剂箱体的增压过程及流体分层现象对流体的顺利排出以及安全贮存有着极其重要的影响。在升空过程中,低温液体火箭将受到剧烈的气动热以及各种空间辐射热流的影响。当考虑这两部分热量对低温箱体压增及分层影响时,计算将变得异常复杂,因此有必要对其进行深入研究。

有关低温箱体增压排液过程以及热分层现象,研究人员开展了不同工况计算。张超采用零维模型对低温箱体的增压过程进行了计算分析^[1]。文献[2]在计算箱体增压过程时,考虑了气液相间质量传递的影响,经与实验结果对比发现,计算模型预测结果较好。陈阳提出了一种用于计算低温推进剂贮箱增压系统参数分布预测的数值方法,并与实验结果对比,验证了仿真方法的可靠性^[3]。文献[4]采用CFD技术预测了低温箱体的自增压过程。文献[5]对低温箱体内部温度分层及压增过程进行了编程分析。文献[6]考虑气动热的影响,数值模拟了增压排液过程中低温箱体内部的温度场分布。

综上所述,研究人员对箱体的压增过程、温度场分布以及增压排液等过程分别进行了研究。考虑到实际过程中,低温推进剂贮箱往往是先加气增压,然后再注气排液,目前针对这一实际过程所开展的研究较少。本文基于某一实际低温火箭推进剂箱体,在外部气动热以及空间辐射下,针对箱体加气增压及增压排液过程,对箱内压力变化及流体热分层现象进行了分析研究。本研究可为低温推进剂贮箱压增系统以及绝热措施等优化设计提供一定的技术参考。

1 研究对象

选取某一实际低温液氧箱体作为研究对象。该箱体由筒段以及上下椭球形封头组成,筒段内径 2 250 mm,高度 1 887 mm,封头高度 800 mm,贮箱

金属层壁厚 2.4 mm。金属层外包裹有绝热材料,筒段和下封头外包裹厚度为 20 mm 绝热层,导热系数为 $0.03 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$,密度取 $40 \text{ kg}/\text{m}^3$,比热容为 $1 470 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。上封头外部包裹变厚度绝热材料,厚度从与筒段连接处的 20 mm 增加到封头顶部 80 mm,密度为 $75 \text{ kg}/\text{m}^3$,比热容为 $1 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$,导热系数与温度的关系满足 $\lambda = 0.013 2 + 1.437 \times 10^{-7} T + 1.587 \times 10^{-7} T^2$ 。贮箱上封头开有直径为 200 mm 的增压口,下封头开有直径为 120 mm 的排液口,排液流率为 $38.744 \text{ kg}/\text{s}$ 。低温箱体初始压力为 0.435 MPa,箱体压力控制上下限分别为 0.405 MPa、0.470 MPa。增压气体采用 360 K 高温气氧。

对于本文所研究工况,从发射开始,低温推进剂箱体将依次经历在大气层内的主动增压模式以及脱离大气层后入轨段的增压排液模式。增压排液结束后,箭体正式在轨,具体如图 1 所示。

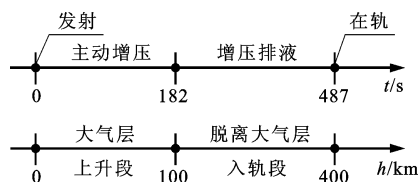


图1 飞行过程及增压模式

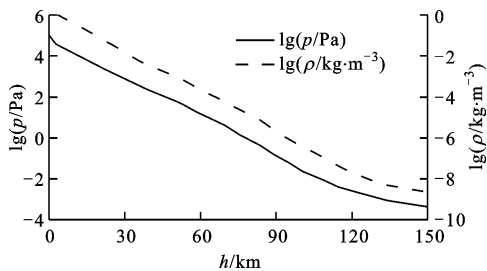
上升过程中,箭体飞行速度逐渐增大,其加速度也逐渐增大,箭体飞行最大加速度可达 $37 \text{ m}/\text{s}^2$ 。在上升段,增压气体以 $0.18 \text{ kg}/\text{s}$ 的质量流率间歇性变化,而在 182~487 s 时间内,低温箱体开始增压排液,增压气体质量流率始终为 $0.18 \text{ kg}/\text{s}$ 。

2 气动热及空间辐射热模型

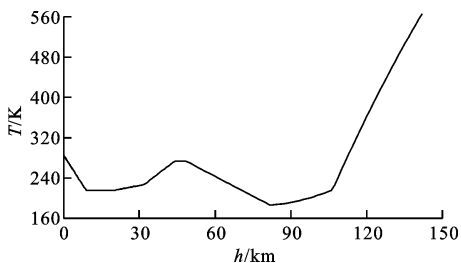
2.1 气动热模型

图 2 反映了低温火箭上升过程中大气压力、密度以及温度随飞行高度的变化^[6-7]。随着高度的增加,空气变得越来越稀薄,大气压力及密度均随着高

度的增加而减小,具体如图 2a 所示。图 2b 展示了大气温度随高度的变化。由于大气压力、温度的变化将引起大气各物性参数的变化,所以在计算气动热时需着重考虑各物性参数的影响。



(a) 大气压力及大气密度



(b) 环境温度

图 2 上升过程中大气参数变化

气动热计算主要采用基于边界层理论的参考焓法^[6-7],相关热力学性质与输送特性如下。

Eckert 参考焓 h^* 与参考温度 T^* 分别为

$$h^* = h_e + 0.5(h_w - h_e) + 0.22(h_r - h_e) \quad (1)$$

$$T^* = T_e + 0.5(T_w - T_e) + 0.22(T_r - T_e) \quad (2)$$

$$T_r = T_e + Pr^n \left(\frac{u_e^2}{2c_p} \right) \quad (3)$$

式中: T_r 为恢复温度; T_e 为环境温度;当流动为层流时, $n=1/2$,当流动为湍流时, $n=1/3$; u_e 为空气外掠速度; c_p 为空气比定压热容;下标 e 表示边界层外缘;上标 * 表示参考值。

气动换热系数 α_x 与雷诺数 Re_x 有直接关系,当 $0 < Re_x < 10^5$ 时

$$\alpha_x = 0.332 \rho_e u_e Pr^{-2/3} \frac{\rho^*}{\rho_e} \left(\frac{\rho^* \mu^*}{\rho_e \mu_e} \right)^{0.5} Re_x^{-0.5} \frac{(h_r - h_w)}{(T_r - T_w)} \quad (4)$$

当 $Re_x > 10^5$ 时

$$\alpha_x = 0.0296 \rho_e u_e Pr^{-2/3} \frac{\rho^*}{\rho_e} (Re_x)^{-0.2} \frac{(h_r - h_w)}{(T_r - T_w)} \quad (5)$$

式中: h_r 、 h_w 为恢复温度以及壁温对应的焓值; ρ^* 、 μ^* 为参考温度对应的密度和黏度。

气动加热热流为

$$q_x = \alpha_x (T_r - T_w) \quad (6)$$

黏度采用 Sutherland 公式计算

$$\mu = 1.716 \times 10^{-5} \left(\frac{T}{273.16} \right)^{1.5} \left(\frac{273.16 + 124}{T + 124} \right) \quad (7)$$

贮箱外壁与环境的辐射换热为

$$q_r = \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_e^4) \quad (8)$$

式中: ε 为贮箱外壁发射率; T_w 为箱体壁面温度。

2.2 空间辐射热模型^[8-9]

当低温火箭末级脱离大气层进入空间后,以太阳辐射、地球反照辐射、地球红外辐射以及黑背景辐射为主的各空间辐射热流开始占据主导。

2.2.1 太阳辐射 太阳光被认为是均匀的平行光束,其辐射强度称为太阳常数 ($S=1\,353\text{ W/m}^2$),箱体外表面所收到的太阳辐射热量为

$$q_1 = \phi_1 SA_t \quad (9)$$

$$\phi_1 = \cos \beta_s \quad (10)$$

式中: ϕ_1 为太阳辐射角系数; A_t 为箱体在太阳光线方向上的投影面积。

2.2.2 地球反照辐射 假定地球为一漫反射体,对太阳辐射的反射遵守兰贝特定律,反射光谱与太阳光谱相同,反照率以平均反照率 ρ_r 表示,取 $\rho_r = 0.3$,则地球表面对箱体外表面的反照辐射热量为

$$q_2 = \phi_2 \rho_r SA_t \quad (11)$$

式中: ϕ_2 为地球反照角系数(详见文献[9])。

2.2.3 地球红外辐射 假设地球是一个均匀辐射的热平衡体,其表面上任一点红外辐射强度相同。箱体外表面接收到整个地球表面的红外辐射热为

$$q_3 = \phi_3 SA_t (1 - \rho_r) / 4 \quad (12)$$

$$\phi_3 = \phi_2 \cos \psi \quad (13)$$

式中: ϕ_3 为地球红外角系数; ψ 为相角。

低温箱体的总辐射热量为

$$q_{sr} = q_1 + q_2 + q_3 \quad (14)$$

低温箱体向空间的辐射换热同式(8)。

低温箱体表面吸收外部热量的同时,也向外部辐射热量。对于升空过程,无论是气动热还是空间辐射热,都可以看做投入辐射,则箱体表面的净吸收热量可表示为

$$q_z = \begin{cases} \alpha_a q_x - \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_e^4) & \text{上升段} \\ \alpha_a q_{sr} - \varepsilon \sigma (T_w^4 - T_e^4) & \text{在轨段} \end{cases} \quad (15)$$

环境温度 T_e 在上升段按照图 2b 所示的规律变化,进入空间后,黑背景温度取为 4 K,气动热流 q_x 以及辐射热流 q_{sr} 都可通过相关公式计算获得。因此,当贮箱表面吸收率 α_a 、贮箱表面反射率 ε 给定时,净

热流可表示为贮箱外壁面稳定温度 T_w 的函数(当投入辐射为气动热时, α_a 取值 1; 当投入辐射为辐射热时, α_a 取值 0.1~0.9)。为了准确获得该非稳态过程各参数变化, 本文根据气动热及空间辐射热公式编写相应的 UDF, 作为贮箱外壁面热流边界条件加载到数值模型中。

3 计算设置

3.1 模型处理与边界设置

采用 Gambit 2.4.6 对所研究液氧箱体划分二维轴对称面网格, 计算网格数取为 43 000。相关的计算设置详见文献[10]。与之不同的是, 增压入口以及排液口均设为质量入口边界, 流体进出箱体通过质量流速的正负加以设置。在数值计算过程中, 详细考虑了气液相间的质量传递, 相变模型详见文献[6, 10]。

3.2 模型验证

根据之前的研究^[6]可知, 在低温贮箱增压排液过程中, 采用低雷诺数 $k-\epsilon$ 模型可较好地预测箱体压力以及流体温度变化, 计算误差均控制在 10% 以内。因此, 对于本文相似研究工况, 此处也采用低雷诺数 $k-\epsilon$ 模型来精确计算紧贴壁面处的流动换热过程。

4 结果分析

4.1 无排液阶段

由于箱体初始压力为 0.435 MPa, 箱内液氧具有较大的初始过冷度, 再加之气氧过热, 因此气相将向液相传递热量, 并被液相冷却。液氧箱体压力在前 182 s 内随时间的变化如图 3 所示。在液相的冷却下, 箱体压力从初始的 0.435 MPa 逐渐降低, 当降低到箱体设定的压力下限 0.405 MPa 时, 高温气氧以 0.18 kg/s 的质量流率注入箱体, 箱体压力得以升高。当气枕压力增加到箱体所设定的压力上限 0.47 MPa 时, 增压气体停止注入。相比于高温高压气枕, 液相仍处于大过冷度状态, 因此气液界面处仍发生气相冷凝, 气枕压力逐渐降低。在无排液增压过程中, 气枕压力将在所设定的箱体压力上下限内波动变化。另外, 受外部气动漏热的影响, 箱体压力波动频率出现不同。上升过程中气动热流的变化如图 4 所示, 随着时间的增加, 箱体所受气动热流在约 120 s 时达到最大值。在飞行前 72 s 内, 由于气动热流较小, 箱体压增及降压时间所受影响较小, 分别维持在 5 s 与 9 s。当 112 s 之后, 气动热对箱体

控压频率产生了较大影响, 此时气动热流逐渐增加, 箱体压增时间小于 5 s, 并且降压时间大于 9 s。在 120 s 时, 箱体压增时间达到最小值 4 s, 降压时间达到最大值 13 s。120 s 之后, 气动漏热减少, 箱体的控压频率又趋于初始频率。过高或过低的增压降压频率都会对箱内热力过程造成影响, 因此为保证低温箱体安全运行, 控压频率应在合理范围内。

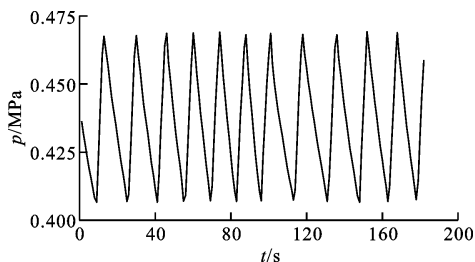


图3 箱体压力在前 182 s 内的变化

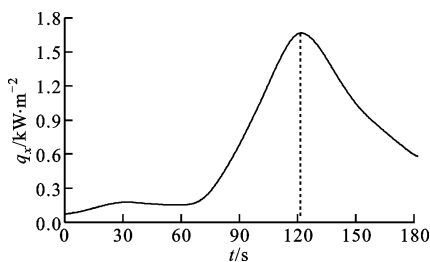


图4 上升过程中的气动热流变化

图 5 给出了上升段气液相质量的变化。在该过程中, 气相被液相冷却, 气液界面处气相冷凝, 气相质量 m_v 降低, 液相质量 m_l 增加。当气枕压力降低到控压下限时, 增压气体开始注入, 气枕质量随之增加。尽管高温气氧的注入增加了气相的质量, 但高温高压的气枕仍被过冷的液氧冷却, 因此气相一直处于冷凝状态。液相在冷却气相的同时, 其质量一直增加, 气相质量则随着增压气体的间歇性注入而出现波动变化。至于气相质量每次变化的波动幅度不同, 也主要与间歇性注入的增压气体有关。在整个过程中, 液相质量增加了 11.05 kg, 而气相质量变化约为 1.52 kg。

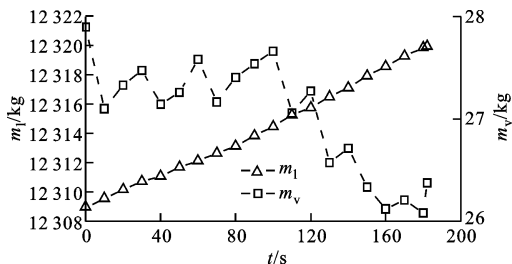


图5 无排液阶段气液相质量变化

图 6 给出了无排液增压过程中不同时刻箱体内部温度场及气液相分布。为对比观察流体温度分层,不同时刻温度分布均控制在 88~200 K。在外部气动热作用下,紧贴壁面的流体被加热,产生自然对流。在 10 s 时,箱体内部液相区自然对流及温度分布均相对稳定。受增压气体的影响,与气相接触的部分液相产生了涡旋,扰动较大,温度分布不规律。随着时间的延长,增压气体影响的液相区域逐渐增大,所带来的液相扰动也越来越大,沿箱体高度方向的气相向液相的热量渗透也逐渐增加。受热浮力的影响,高温气氧注入箱体后向上微翘,到达箱体壁面后再返回,在气流的上下部形成了方向相反的涡旋,造成该区域较大的扰动。受气动漏热的影响,箱体内部自然对流在 112~180 s 十分显著。即便如此,箱体界面处气相仍处于冷凝状态。图 6 的左半部分展示了在该过程中气液相的分布。由于该过程没有液相排出,不同时刻气液相分布大致相同,但受增压气体扰动的影响,界面处仍存在不明显的波动。

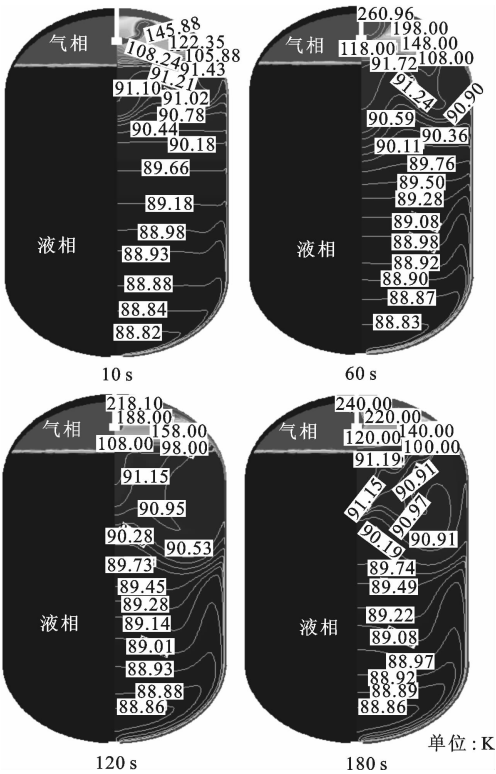
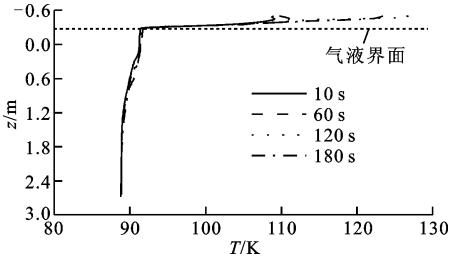
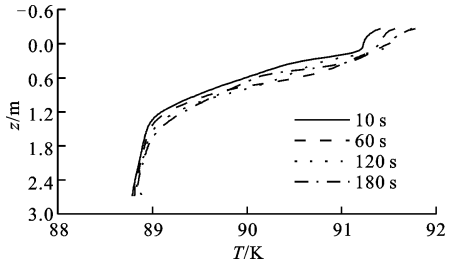


图 6 无排液阶段不同时刻下流体热分层及相分布图

图 7 展示了不同时刻贮箱中心线温度分布,可以看出,不同时刻气液相中线温度分布基本一致。由于气相区中线温度只监测到增压口处,该处流体温度并没有达到增压气氧的温度,所以图 7a 中所展示气相中线温度最高也仅在 127 K 左右。在 10 s



(a)气液相中心线温度变化



(b)液相中心线温度变化

图 7 无排液阶段中心线温度变化

及 60 s 时,气相中线顶部温度先升高后降低,这主要是由增压气体回流扰动所致。至于在 120 s 时,气枕最高温度高于 180 s 时的气枕最高温度,则主要与增压气体的注入有关。由于在 120 s 时没有增压气体的注入,高温气体向上运动,并在顶部累积,形成了较大的温度梯度。在 180 s 时,随着高温气氧注入,气相扰动较大,温度分布不均,向液相的传热也增加,最终导致该时刻气枕最高温度低于 120 s 时的最大值,但 180 s 时的气枕区(-0.41~-0.36 m 区域)主体温度仍高于 120 s 时的主体温度。图 7b 展示了不同时刻液相中线温度分布,可以看出,不同时刻液相中线温度分布基本一致,均随高度的增加而减小,并在-0.3~1.5 m 区产生较大温度梯度。至于图中液相中线温度随时间的增加,并没有呈现规律的递增变化,这仍与增压气体的注入情况以及所带来的液相扰动有直接关系。

4.2 排液阶段

低温火箭末级飞离大气层后,液氧箱体将经历注气排液过程。图 8 展示了排液过程中箱体压力随时间的变化。当排液口打开时,在高温气氧的活塞效应推动下,液氧以设定的质量流率 38.744 kg/s 排出箱体。尽管在整个过程中,高温气氧持续注入,但由于液体的排出,气相所占区域增大,气枕膨胀,致使箱体压力降低。箱体压力在 180~210 s 内出现了陡降,这主要与箱体形状结构有关。由于初始液位处于箱体上封头处,随着液体的排出,液位将逐渐下降到筒段。这一过程出现气相体积的突然增

大,最终导致箱体压力的陡降。当液位处在箱体筒段处,箱体压力以较小的斜率近似线性下降,而当液位处在下封头时,如在 450 s 以后,箱体压力下降斜率又有所增加。在该过程中,箱体压力由 0.428 MPa 降低到 0.272 MPa。在整个排液过程中,增压气氧持续以 0.18 kg/s 的质量流率注入箱体,气氧消耗量线性增加,最终消耗量为 54.54 kg。

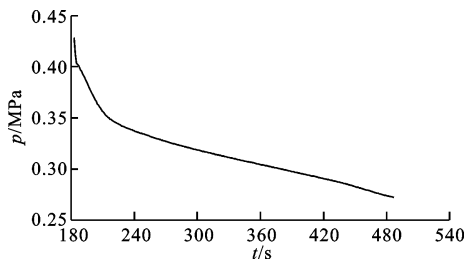


图 8 排液过程中箱体压力变化

图 9 给出了排液过程中气液相质量变化曲线,随着增压气氧的注入以及液氧的排出,液相的质量近似线性下降,气相的质量则波动增加。因为液相仍处于过冷状态,气相被过冷液相冷凝。由于冷凝相变量相对于液相总质量来说特别小,因此在一定的排液速率下,液相质量是线性降低的。至于气相,在排液刚开始处于冷凝状态,其质量降低;随着气氧注入,其质量又逐渐增加。在冷凝与注气的共同作

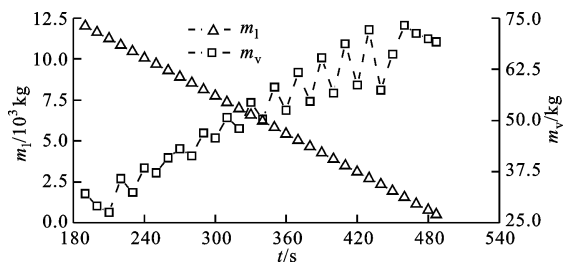


图 9 排液过程中气液相质量变化

用下,气相质量呈现出波动增加的趋势。

图 10 展示了排液阶段箱内流体温度分层及气液相分布,从中容易看出,随着液体的排出,液位逐渐降低,气相所占空间逐渐增大。对比不同时刻温度分布可以发现,排液初期液相温度场扰动较大。这是因为此时液位距离增压口较近,受增压气体影响较大,与气相所接触的液相区域产生了较大的扰动。在 240~420 s 期间,液位处于筒段,在增压气体的活塞效应下,流体液位下降速率较大,掩盖了自然对流的影响,所以在远离增压口处的气枕区以及液相区温度分布都比较整齐。在 480 s 时,液位处在下封头,增压气体对液相的影响变弱,但排液口对剩余液体产生了扰动,形成了小范围的涡流。对于气相区,在增压口处形成了 360 K 小范围的高温区域,并在该区域产生扰动。

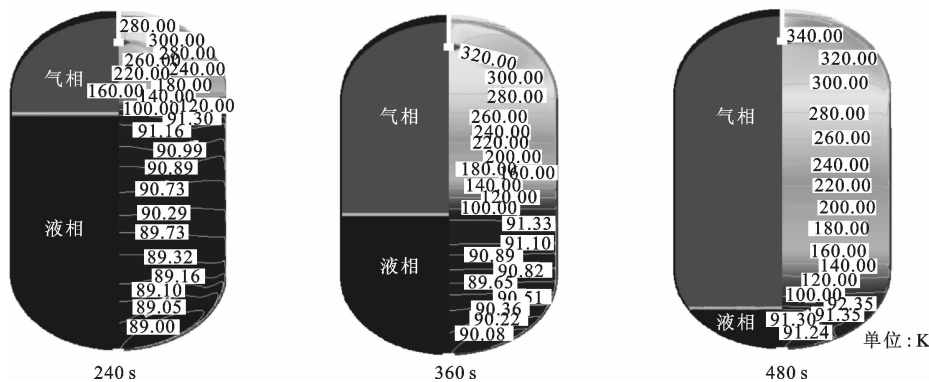


图 10 排液阶段不同时刻下流体热分层及相分布图

在低温箱体脱离大气层到入轨阶段,实际漏入箱体的空间辐射热流在 0.6 W/m² 左右。尽管空间漏热对箱体的压降以及气液相冷凝过程没产生明显的影响,但受外部漏热的影响,箱内低温流体温升速率明显增加。从图 11 所展示的流体中线温度变化可以看出,随着时间的持续,液位下降,气液相温度逐渐向增大的方向推进,并在界面间形成了良好的过渡。再者,在气相区向液相的传热以及外部漏热的影响下,箱内剩余液相的温度逐渐升高。图 12 展示了排液流体温度随时间的变化。在整个排液过程

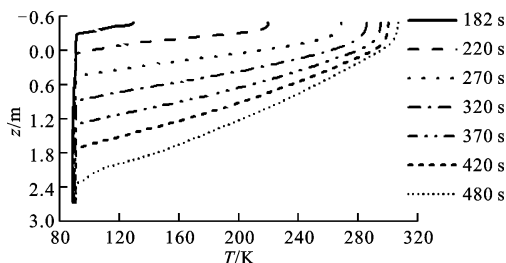


图 11 排液阶段贮箱中心线温度的变化

中,随着空间漏热的增加,排液流体温度由最初的 88.9 K 增加到 91.26 K。当进入发动机的低温流

体温度要求低于 91 K 时,在 450 s 后,低温流体将不能排出,否则流体在通过泵的时候很容易造成汽蚀,并带来安全隐患,因此需通过有效措施减小空间漏热,以降低低温流体的温升。

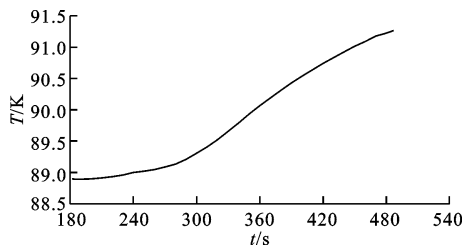


图 12 排液流体温度随时间的变化

5 结 论

(1)在前 182 s,低温液氧箱体受到强烈的气动热影响。随着气动热流的增加,箱体增压时间逐渐缩短,降压时间逐渐延长。当气动热在 120 s 达到最大值时,箱体增压时间最短为 4 s,而降压时间却延长到 13 s。由于箱内液相过冷度较大,气液界面处出现气枕冷凝。该阶段箱体压力呈现波动变化,液相质量增加了 11.05 kg,气相质量变化约为 1.52 kg。当增压工况改变时,与气枕接触的液相区域热分层受增压气体影响较大。

(2)在 182~487 s,随着液相的排出,气相体积增大,尽管增压气体持续注入,箱体压力仍逐渐降低。在气液界面处,气枕仍被冷凝,考虑增压气体的注入,气枕质量波动增加。受空间辐射漏热的影响,气相温度随着液位的降低向温度升高的方向推进,并且剩余液体的温度也逐渐升高。由于空间漏热升高了流体的温度,为了保证发动机入口温度低于设定值,需采取有效措施来减少空间漏热。

参考文献:

- [1] 张超,鲁雪生,田丽亭. 火箭低温液体推进剂增压系统数学模型 [J]. 低温与超导, 2005, 33(2): 35-38.
ZHANG Chao, LU Xuesheng, TIAN Liting. The numerical model of rocket cryogenic liquid propellant pressurization system [J]. Cryogenic and Superconductivity, 2005, 33(2): 35-38.
- [2] ZILLIAC G, KARABEYOGLU M A. Modeling of propellant tank pressurization [C] // Proceedings of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Con-

ference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2005: 1-25.

- [3] 陈阳,张振鹏,杨思锋,等. 低温推进剂贮箱增压系统分布参数数值仿真: II 增压系统数值模型与仿真结果 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 329-335.
CHEN Yang, ZHANG Zhenpeng, YANG Sifeng, et al. Distributed parameter numerical simulation for the transients of cryogenic propellant tank pressurization system: II Numerical model and simulation results of pressurization system [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 329-335.
- [4] 刘展,厉彦忠,王磊,等. 在轨运行低温液氢箱体蒸发量计算与增压过程研究 [J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(2): 135-140.
LIU Zhan, LI Yanzhong, WANG Lei, et al. Evaporation calculation and pressurization process of on-orbit cryogenic liquid hydrogen storage tank [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(2): 135-140.
- [5] LIU Z, WANG L, JIN Y, et al. Development of thermal stratification in a rotating cryogenic liquid hydrogen tank [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(43): 15067-15077.
- [6] WANG L, LI Y, ZHAO Z, et al. Transient thermal and pressurization performance of LO2 tank during helium pressurization combined with outside aerodynamic heating [J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2013, 62(1): 263-271.
- [7] LIU Z, LI Y, XIE F, et al. Thermal performance of foam/MLI for cryogenic liquid hydrogen tank during the ascent and on orbit period [J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 98: 430-439.
- [8] 刘展,孙培杰,李鹏,等. 微重力下低温液氧贮箱热分层研究 [J]. 低温工程, 2016(1): 25-31.
LIU Zhan, SUN Peijie, LI Peng, et al. Research on thermal stratification of cryogenic liquid oxygen tank in microgravity [J]. Cryogenics, 2016(1): 25-31.
- [9] 闵桂荣. 卫星热控制技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1991: 5-40.
- [10] 刘展,孙培杰,李鹏,等. 地面停放低温液氧贮箱热物理过程研究 [J]. 西安交通大学学报, 2016, 50(9): 36-42.
LIU Zhan, SUN Peijie, LI Peng, et al. Research on thermal physical process of cryogenic liquid oxygen tank during the ground parking [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(9): 36-42.

(编辑 荆树蓉)