

低温推进剂贮箱压力变化的 CFD 仿真

陈 亮¹, 梁国柱¹, 魏 一², 胡 炜²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 为预示低温推进剂贮箱在地面停放阶段的压力变化并研究贮箱内物理过程的相互作用关系,建立了包含液体推进剂和混合气体两相的二维轴对称 volume of fluid(VOF)计算流体力学模型,并引入了基于热力学平衡假设的推进剂相变模型. 对实验液氢贮箱进行仿真得到的压力上升速率与实验结果差别小于 10%. 通过对地面停放状态下的液氢和液氧贮箱的仿真发现:造成液氢贮箱压力上升的主要因素是壁面漏热对气枕的加热作用而非液氢蒸发,液氧贮箱在加压停放阶段初期明显受到液氧相变的影响. 两个贮箱中液面附近的对流运动在不同的气液传热过程作用下有不同的变化趋势,对流运动会影响推进剂的相变进而影响贮箱的压力变化.

关 键 词: 低温; 推进剂贮箱; 压力变化; 传热; 相变

中图分类号: V434 **文献标志码:** A

CFD simulation of cryogenic propellant tank pressure variation

CHEN Liang¹, LIANG Guo-zhu¹, WEI Yi², HU Wei²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Astronautical System Engineering,

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

Abstract: In order to predict the pressure and investigate the interrelation among the physical processes in cryogenic propellant tanks, a 2-D axial symmetry volume of fluid (VOF) computational fluid dynamic (CFD) model, including a liquid propellant phase and a mixture gas phase, was established. The propellant phase change model was based on the assumption of thermodynamic equilibrium. The difference between the simulation pressure rise rate and the test data of the self-pressurization progress of a liquid hydrogen tank was less than 10%. The simulation results of the pressurized stage of two cryogenic tanks at the launch site indicate that the heat leakage from the inner surface bounding the ullage is the key factor of the pressure rise in the liquid hydrogen tank, and the vaporization has comparatively less influence. However, the pressure in the liquid oxygen tank varies as the gas mass changes at the beginning. The pressure variations in these two tanks are both under the influence of the phase change affected by the different change trends of the convection induced by the heat transfer between the gas and liquid bulks.

Key words: cryogenic; propellant tank; pressure variation; heat transfer; phase change

运载火箭在加注低温推进剂后停放在发射台上,受外界环境影响,贮箱压力升高,当压力超过安全压力时打开贮箱保险阀排气,氢氧等气体直接排到大气中,存在很大安全隐患,因此需要开展

地面停放阶段贮箱压力变化及相关物理过程的仿真研究,以掌握压力变化规律及影响因素。

对贮箱内压力变化的仿真主要采用两种方法:集总参数法和 CFD 方法。应用集总参数法时一般会对贮箱进行分区,Estey 等^[1]在气液两分区模型基础上将气液界面单独建立了一个分区。Schallhorn 等^[2]将液体主体区域划分为环形边界层和轴向分区。Hedayat 等^[3]将 Nguyen^[4]的分区模型和自增压实验结果对比,发现这个模型高估了自增压速率。这些模型不能反映各项参数的空间分布情况,计算准确性依赖于分区间能量和质量运输的工程修正,而 CFD 方法可以弥补这些不足。Panzarella, Kassemi 等^[5-6]使用有限元软件 FIDAP 建立了一个球形贮箱的增压模型,将集总形式的气枕模型和液体的不可压 Navier-Stokes 方程及能量方程耦合进行仿真。Barsi, Kassemi 等^[7-8]通过液氢贮箱的自增压实验对仿真模型进行了验证,发现预示的气枕压力与最低和最高充填率下的实验结果比较相符。这些模型采用的集总的气体模型不能有效地描述气枕和固体壁面的换热过程及气体温度分布,不利于计算气液界面上质量和能量交换以及对气枕压力的预示。程向华、王磊等^[9-11]对液氢、液氧贮箱建立了二维 CFD 模型。王磊等^[10]通过与零维模型、一维分层模型及实验结果的对比证明二维模型能够有效预测气枕温度的分布。不过,二维模型对处理实际贮箱的三维物理过程来说存在很大局限。

为准确预示贮箱的压力变化等物理过程,本文建立包含可压缩气相的二维轴对称 VOF 多相流仿真模型,采用基于热力学平衡原理的相变模型,并通过与实验对比验证仿真模型。通过对地面停放阶段的液氢、液氧贮箱的仿真,分析影响贮箱压力变化的因素,研究对流运动、传热和相变等物理过程与压力变化的相互作用关系。

1 数学模型

贮箱模型可以简化为图 1 所示,模型包含固体壁面和气液两相,其中液相为液体推进剂,气相为推进剂蒸汽或蒸汽与增压气体的混合气体。气液两相都采用 CFD 方法建模,考虑自然对流、流体与壁面间换热、气液两相间质量和能量交换等物理过程。气体采用理想气体模型描述。

推进剂的相变过程对封闭贮箱的压力变化有明显影响。相变可分为两类,内壁面上的气化以及气液界面上(包括液体内部气泡表面和液体主体

与气枕间界面)的蒸发和冷凝。壁面漏热可能会使内壁面上液体温度超过饱和温度从而引发气化。为简化问题,假设壁面和气液界面附近处于热力学平衡状态,壁面或界面上液体应满足 $T_l = T_{\text{sat}}(p)$ ^[12],即液体温度等于对应压力下的饱和温度,根据能量守恒原理,可得到气化过程中单位体积的质量交换率和能量交换率分别为^[4, 13-16]

$$\dot{m}_v = \frac{\rho_l \varphi_l c_{pl} (T_l - T_{\text{sat}})}{\Delta h \Delta t} \quad (1)$$

$$\dot{Q}_v = \dot{m}_v \Delta h \quad (2)$$

式中 ρ_l 为液体推进剂密度; φ_l 为液体体积分数; c_{pl} 为液体比定压热容; T_l 为液体温度; Δh 为气化潜热; Δt 为时间步长; T_{sat} 为饱和温度,当气化发生在内壁面上时, T_{sat} 对应的压力为液体压力,当发生在气液界面上时,对应的压力为推进剂蒸汽分压。

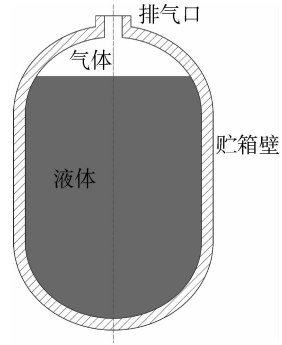


图 1 低温贮箱模型示意图

Fig. 1 Schematic of a cryogenic tank model

对于冷凝过程,同样假设气液界面上处于热力学平衡状态,于是有 $p_v = p_{\text{sat}}(T)$ ^[12],即推进剂蒸汽分压 p_v 等于对应温度下的饱和压力,对于液体内部的气泡界面,由于气泡内为纯推进剂蒸汽,因而同时满足 $p_v = p_l$,即两相压力相等(不考虑张力影响)。由此可得,冷凝过程中单位体积的质量交换率和能量交换率分别为^[4, 13]

$$\dot{m}_c = \frac{(p_v - p_{\text{sat}}) \varphi_v M}{T_l R \Delta t} \quad (3)$$

$$\dot{Q}_c = \dot{m}_c \Delta h \quad (4)$$

式中 φ_v 为推进剂蒸汽的体积分数, M 为推进剂摩尔质量, R 为气体常数。

能量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot [\mathbf{v}(\rho E + p)] = \nabla \cdot [k_{\text{eff}} \nabla T + (\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v})] + S_h \quad (5)$$

式中 E 为能量, $\mathbf{v}$ 为流体速度, k_{eff} 为有效传热系数, $\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}}$ 为有效应力张量, S_h 为能量源项。对于

VOF 模型,两相的能量方程是统一的,因此考虑相变潜热影响,应有 $S_h = -\dot{Q}_c$ 或 $-\dot{Q}_v$.

忽略相变引起的动量变化,因此动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu(\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T)] + \rho \mathbf{g} \quad (6)$$

式中 p 为流体压力, $\mathbf{g}$ 为重力加速度.

贮箱中气液两相有明显的界面,因此选用可追踪相界面的 VOF 模型,容积比率方程为

$$\frac{1}{\rho_q} \left[\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q \rho_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \mathbf{v}_q) \right] = \frac{S_q}{\rho_q} \quad (7)$$

式中 $\alpha_q, \rho_q, \mathbf{v}_q$ 分别为第 q 相的体积比率、密度和速度矢量; S_q 为第 q 相的质量源项,对于气相有 $S_g = \dot{m}_c$ 或 $\dot{m}_v$,对于液相有 $S_l = -\dot{m}_c$ 或 $-\dot{m}_v$.

增压后的贮箱内气体为推进剂蒸汽和增压气体(如氦气)的混合气体,因此需要考虑混合气体的扩散过程.推进剂蒸汽的组分方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho w_v) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} w_v) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_v + S_v \sqrt{b^2 - 4ac} \quad (8)$$

式中 w_v 为推进剂蒸汽组分的质量分数, S_v 是蒸汽组分的源项,由相变过程决定, $\mathbf{J}_v$ 表示蒸汽的质量扩散,在湍流中,可以用下式计算:

$$\mathbf{J}_v = -\left(\rho D_{v,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t}\right) \nabla Y_v - D_{t,v} \frac{\nabla T}{T} \quad (9)$$

式中 $D_{v,m}$ 为蒸汽在混合气体中的质量扩散系数, Sc_t 为湍流 Schmidt 数, $D_{t,v}$ 为蒸汽热扩散系数.

固体壁面的能量方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_w h_w) = \nabla \cdot (k_w \nabla T_w) \quad (10)$$

式中 ρ_w, h_w, k_w 和 T_w 分别为固体壁面的密度、显焓、导热系数和温度.

2 计算方法

仿真模型采用流体仿真软件 ANSYS Fluent 13.0 建立.研究对象具有轴对称性,为降低计算量,采用二维轴对称网格.网格包含流体网格和固体壁面网格(包括铝合金壁面和绝热层).流体网格在靠近固体壁面和气液界面的区域根据实际流动状态和湍流模型的要求进行适当加密.经网格无关性验证,网格的划分方式和尺寸在一定范围内变化对计算结果的影响可以忽略.

贮箱外壁面上有对流换热,取第三类传热边界条件;内壁面采用 coupled 边界,即壁面两侧温度和热流密度相同.湍流模型为适合低雷诺数的 RNG(re-normalization group) $k-\epsilon$ 模型,壁面处理

采用增强壁面函数.相变模型通过 UDF(user-defined-function)以源项的形式加入到 Fluent 模型中.求解器选择基于压力求解器,压力插值方式选用 body-force-weighted 方案,速度压力耦合方式选用 PISO(pressure-implicit with splitting of operators)方案.试算发现时间步长在 0.005 ~ 0.02 s 范围内变化对结果影响可忽略,一般选择 0.02 s.计算残差在 10^{-6} 以下.

3 仿真模型验证

以某液氢实验贮箱憋压过程作为仿真对象,以实验结果验证仿真模型的准确性.实验获得了地面长时间停放状态下贮箱的压力变化和液位变化.实验贮箱直径为 3 m,初始充填率为 81%,实验中,贮箱充填液氢后排气阀打开,气枕通大气,常压停放约 2000 s 之后关闭贮箱排气阀进入憋压阶段,通过自然建压至保险阀打开.

3.1 仿真方法

仿真考虑了固体壁面上的导热过程,但由于缺少壁面温度测量数据,无法设置壁面初始温度分布,而壁面温度对传热过程有很大影响.常压停放阶段对憋压阶段的初始壁面温度分布有明显影响^[17],而经过长时间常压停放后贮箱壁面和液氢的温度分布会趋于稳定^[18].于是在憋压过程仿真前先进行常压停放阶段的仿真,获得常压阶段近似稳定的温度分布作为憋压阶段的初始条件.

常压停放阶段初始温度为 21.5 K.侧壁面换热视为横掠圆柱强制对流,两端椭圆形壁面上简化为横掠圆球强制对流换热,环境温度为 15℃,风速为 3 m/s,侧壁面传热系数为 7.35 W/(K·m²),两端外壁面传热系数为 6.34 W/(K·m²).初始压力为 0 Pa(参考压力为一个标准大气压).网格为如图 2 所示的结构化网格,网格数为 40 041 个.

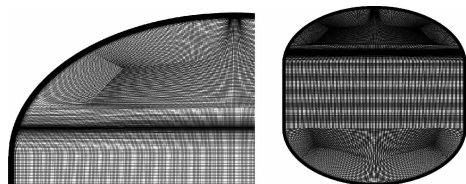


图2 实验液氢贮箱网格

Fig. 2 Mesh of liquid hydrogen test tank

3.2 憋压阶段仿真与实验对比

仿真获得的液氢贮箱压力变化和实际压力对比如图 3 所示,图 4 为压力变化速率($\partial p / \partial t$)对比

曲线,可见仿真获得的压力变化趋势与测量结果相似. 仿真得到的 $t=100\text{ s}$ 之前的压力上升速率很高,这是由于憋压过程仿真的液氢初始温度约为 21.5 K ,明显高于初始压力下的饱和温度(约 20.3 K),因此液氢贮箱内出现剧烈的汽化过程(如图 5 所示). 随着气体质量增加,液氢贮箱压力接近 21.5 K 时饱和压力 0.143 MPa ,此后液氢蒸发速率($\partial m_{\text{gas}}/\partial t$)下降,甚至出现冷凝,压力上升趋势明显趋缓. 在气枕周围内壁面上的换热(见图 6)和液氢蒸发的共同作用下, $t=600\text{ s}$ 后液氢贮箱压力上升速率趋于稳定, $t=700\sim 900\text{ s}$ 的平均压力上升速率约为 67 Pa/s ,而同期实验平均压力上升速率为 73.7 Pa/s .

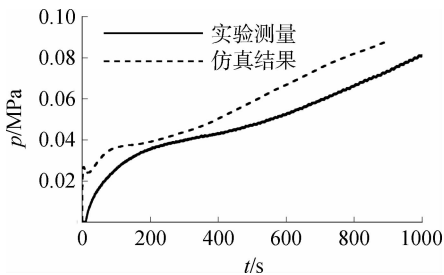


图 3 实验液氢贮箱的压力变化仿真结果与实验数据对比
Fig. 3 Test pressure history plotted with a solid line and the simulation pressure history plotted with adashed line

实验液氢贮箱憋压阶段温度分布如图 7 所示. 液氢在壁面加热作用以及自然对流的相互作用影响下,逐渐形成底部低,上部高,侧壁面高,中间低的近似 M 形的温度分布;气枕同样呈现温度分层现象. 需要说明的是,仿真显示,液氢贮箱内气体仅在憋压过程初期温度低,之后气体主体温度高于 30 K ,使用理想气体模型的偏差较小,压力变化的仿真结果也证明了采用理想气体模型的可行性.

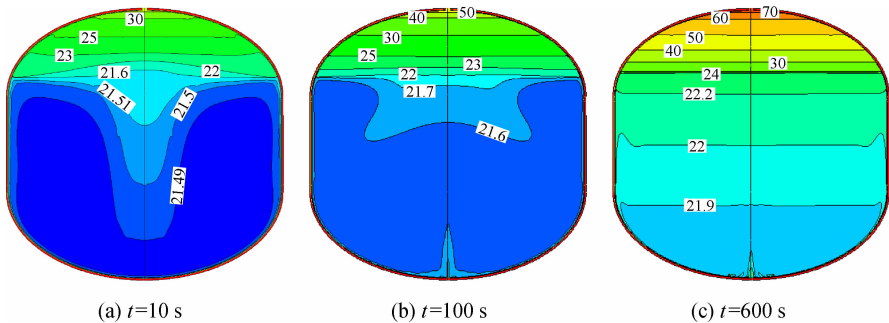


图 7 实验液氢贮箱憋压阶段的温度分布(单位:K)
Fig. 7 Temperature fields of liquid hydrogen test tank in self-pressurized stage (unit:K)

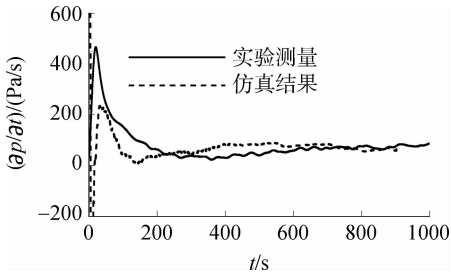


图 4 实验液氢贮箱的压力变化速率仿真结果与实验数据对比

Fig. 4 Test pressure rise rate history plotted with a solid line and the simulation rate history plotted with adashed line

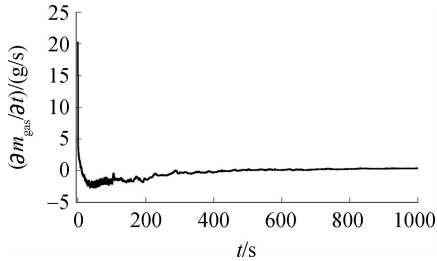


图 5 实验液氢贮箱憋压阶段的蒸发率
Fig. 5 Evaporation rate history in the self-pressurization test of theliquid hydrogen test tank in self-pressurized stage

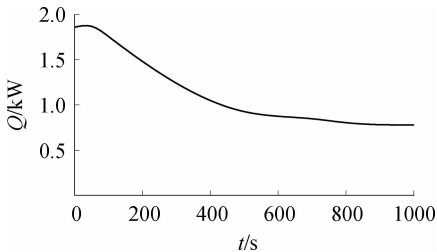


图 6 实验液氢贮箱憋压阶段的气枕区域与内壁面间换热量
Fig. 6 Heat transfer rate histories on unwetted inner wall in self-pressurized stage

4 贮箱地面停放仿真

运载火箭的低温推进剂贮箱如图 8 所示,直径 2.9 m,液氢贮箱与液氧贮箱共底,液氢贮箱后底和液氧贮箱前底间为真空隔热层.地面停放状态的贮箱首先开启阀门进行长时间常压停放(常压停放阶段),之后充入 90 K 氮气增压至预定压力(充气增压阶段,液氢贮箱增压至 0.216 MPa,液氧贮箱增压至 0.35 MPa)后阀门关闭进入憋压状态(加压停放阶段).贮箱柱段外壁面上换热过程与前文实验液氢贮箱类似,为强制对流过程(环境温度为 30 ℃,风速为 3 m/s),但液氢贮箱前底和液氧贮箱后底外均为气体温度接近常温的密闭空间,因此两端面上的换热过程可视为自然对流过程.

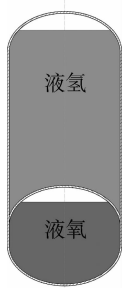


图 8 低温推进剂贮箱示意图

Fig.8 Schematic of cryogenic propellant tanks

4.1 仿真方法

两贮箱间共底上的热流密度根据实验数据设置(液氧贮箱向液氢贮箱传热热流密度为 83 W/m²),因此可以对液氢贮箱和液氧贮箱分别进行建模.仿真主要研究加压停放过程,但是为了获得加压停放的初始条件(特别是壁面和流体的温度分布),还需要对常压停放阶段和充气增压阶段进行仿真.常压停放阶段初始温度为 21.5 K(液氢贮箱)/90 K(液氧贮箱).侧壁面传热系数为 8.01 W/(K·m²),液氢贮箱前底和液氧贮箱后底上传热系数则利用 UDF 读取壁面温度进行计算.液氢贮箱模型的网格数为 88 589,液氧贮箱模型网格数为 53 821,时间步长都取 0.02 s.

4.2 加压停放阶段仿真与分析

加压停放阶段的液氢贮箱压力变化曲线如图 9 所示,压力稳定上升时平均速率约为 260 Pa/s.

图 10 为液氢贮箱加压停放阶段气体质量变化曲线,图 11 为液氢贮箱加压停放阶段蒸发率变化曲线.

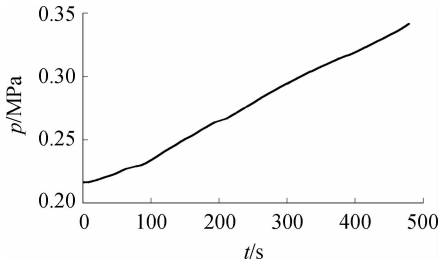


图 9 液氢贮箱加压停放阶段的压力变化

Fig.9 Pressure history of liquid hydrogen tank in pressurized stage

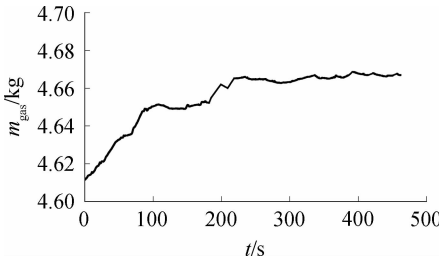


图 10 液氢贮箱加压停放阶段的气体质量

Fig.10 Gas mass history of liquid hydrogen tank in pressurized stage

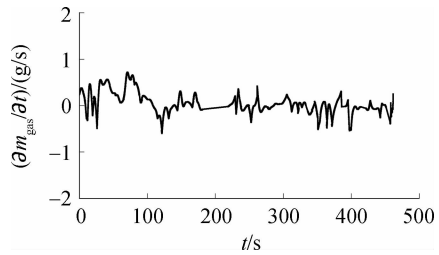


图 11 液氢贮箱加压停放阶段的蒸发率

Fig.11 Evaporation rate history of liquid hydrogen tank in pressurized stage

由图 11 可见液氢蒸发率很小且不断波动,加压停放阶段平均蒸发率为 0.12 g/s.假设气枕温度为 90 K(实际最高温度低于 90 K),按照理想气体方程将蒸发率换算为对应的压力上升速率为

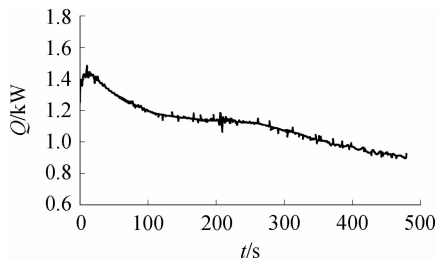


图 12 液氢贮箱停放阶段的气枕区域与内壁面间换热量

Fig.12 Heat transfer rate histories on unwetted inner wall in pressurized stage

26.4 Pa/s, 远低于仿真结果. 这说明液氢蒸发不是液氢贮箱压力上升的主要原因, 因此可推断影响压力变化的主要因素是前底壁面对气枕的加热作用. 包围气枕的液氢贮箱壁内表面的换热量如图 12 所示. 与图 6 比较可发现两者数值接近, 但压力上升速率却有较大差异, 其原因在于两贮箱中气体性质不同, 实验液氢贮箱中为氢气而运载火箭液氢贮箱中为比热较小的氦气和氢气混合气体.

液氢贮箱加压停放阶段温度分布如图 13 所示, 与实验液氢贮箱类似, 呈现明显的温度分层现象. 对比充气增压阶段初始状态(如图 14(a))和加压停放阶段的速度分布(如图 14(b)和图 14(c))可以发现液氢在壁面附近有较为明显的自然对流, 而在靠近气液界面的贮箱上部对流运动大为减弱. 结合图 13 中的温度分布, 也可间接得出流动

越靠近气液界面越弱的结论. 这是由于在持续时间约 120 s 的充气增压阶段中, 液氢上部被气枕加热而温度升高, 抑制了气液界面附近液氢向上的对流运动. 这一现象与常压阶段有明显不同^[15].

液氧贮箱在加压停放阶段的温度分布如图 15 所示, 对比图 13 可发现, 相对于液氢贮箱, 液氧贮箱气枕温度没有明显上升, 虽有波动但总体低于液氧温度和初始温度. 这是由于共底不断向液氢贮箱传热, 导致液氧贮箱气枕不是被内壁面加热而是被冷却. 此外, 液氧的循环流动一直没有减弱(图 16 所示), 这是由于温度较低的气枕对气液界面上液氧的冷却作用导致液面附近一直保持越接近液面温度越低的温度分布, 从而驱动对流运动一直进行, 使侧壁面和底面附近受漏热影响的液氧不断流向液面.

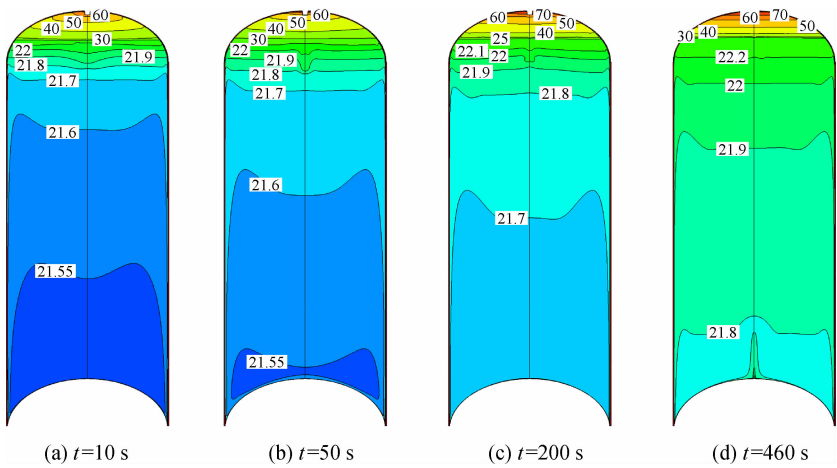
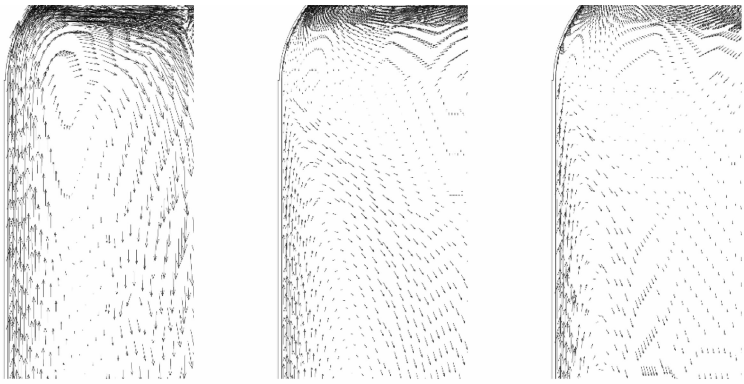


图 13 液氢贮箱加压停放阶段的温度分布(单位:K)

Fig. 13 Temperature fields of liquid hydrogen tank in pressurized stage (unit:K)



(a) 充气增压阶段(初始状态) (b) 加压停放阶段($t=10\text{ s}$) (c) 加压停放阶段($t=460\text{ s}$)

图 14 液氢贮箱充气增压阶段的初始状态和加压停放阶段的速度分布

Fig. 14 Velocity vectors of hydrogen tank at beginning of gas-filling and in pressurized stage

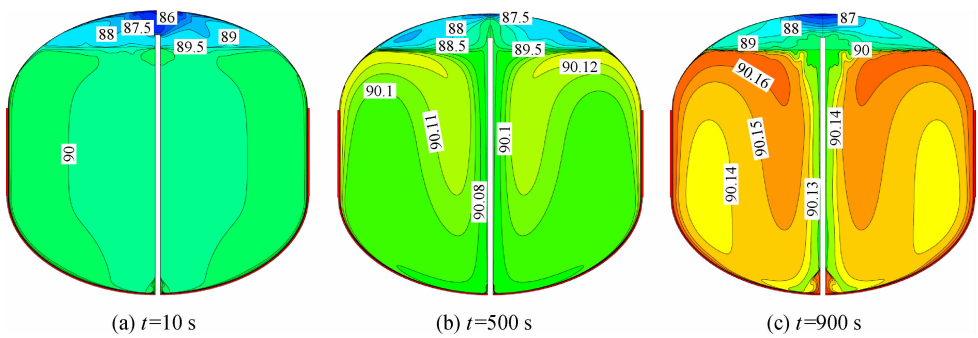


图 15 液氧贮箱加压停放阶段的温度分布(单位:K)

Fig. 15 Temperature fields of liquid oxygen tank in pressurized stage (unit:K)

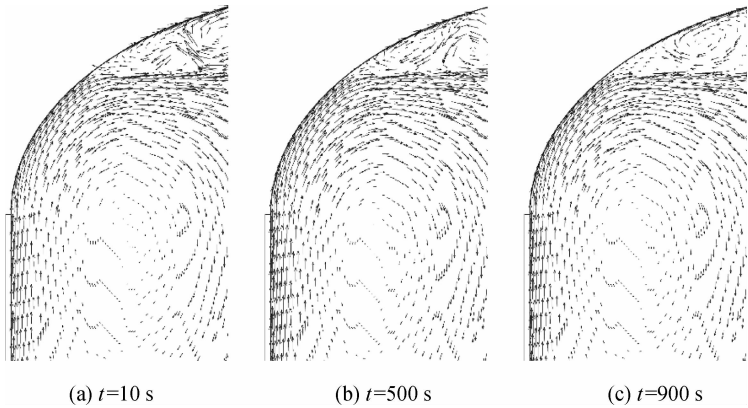


图 16 液氧贮箱加压停放阶段的速度分布

Fig. 16 Sketch of velocity vectors of liquid oxygen tank in pressurized stage

液氧贮箱加压停放阶段压力变化如图 17 所示,加压停放的液氧贮箱的压力先迅速减小后上升,之后缓慢下降.结合图 18 中气体质量变化分析可知,造成压力迅速减小的原因除了气枕被内壁面冷却外,还由于混合气体中的氧气在低温的贮箱内壁面上凝结.

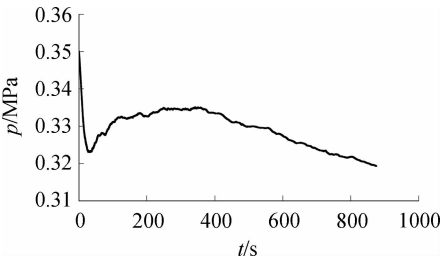


图 17 液氧贮箱加压停放阶段的压力变化
Fig. 17 Pressure history of liquid oxygen tank in pressurized stage

之后由于侧壁面和底面被加热的液氧到达气液界面附近,导致液面上液氧的蒸发,压力逐渐上升.因此,液氧贮箱在加压停放阶段初期的压力变化明显受到气体质量变化的影响;而共底向液氧

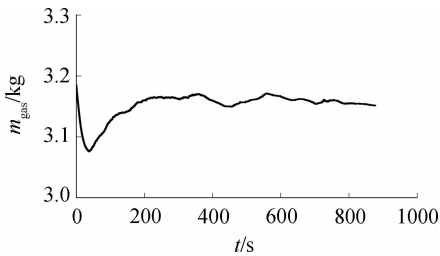


图 18 液氧贮箱加压停放阶段的气体质量
Fig. 18 Gas mass history of liquid hydrogen tank in pressurized stage

贮箱的漏热的热流密度为 -83 W/m^2 ,包围气枕的壁面的换热量是 -0.392 kW ,大小不足液氢贮箱对应区域的换热量的 $1/4$,对气体压力变化的影响相对较小. $t=400 \text{ s}$ 后液氧贮箱压力缓慢下降,平均下降速率约 30 Pa/s .虽然液氧贮箱内气体一直对液氧有冷却作用,但由对流带来的温度较高的液氧抑制了液面上的冷凝(平均冷凝速率约 0.016 g/s),气体质量变化很小,可推断 $t=400 \text{ s}$ 后影响压力变化的主要因素是共底向液氢贮箱的漏热.

5 结 论

1) 仿真得到的贮箱压力变化与实验液氢贮箱憋压实验的测量结果接近,压力稳定上升阶段的压升速率与实验结果相差约 9.1%。仿真模型在地面停放的低温贮箱压力预示上具有可信性。

2) 地面停放的液氢贮箱压力上升的主要原因是壁面漏热对气枕的加热作用,而液氢蒸发率很低,对压力变化影响较小。与液氢贮箱共底的液氧贮箱在地面停放阶段的压力先减小后增大之后缓慢下降,初期压力变化趋势与气体质量变化一致,主要受相变的影响;在压力缓慢下降的阶段,主要影响因素是液氧贮箱上端面向温度更低的液氢贮箱的传热。仿真获得的压力变化规律和对影响因素的分析可为工程实际提供参考。

3) 地面停放的液氢、液氧贮箱中液体的对流运动影响推进剂的相变过程,间接地对贮箱压力变化造成影响。在液氢贮箱中,气枕加热液面附近的液氢,抑制了上部液体的对流运动,大大减少了侧壁面和底部被加热的液氢向液面的流动;在液氧贮箱中,气枕对液面的冷却作用导致对流运动一直较为活跃,流向液面的温度较高的液氧抑制了液面上的冷凝。两个贮箱中气液、气体和壁面之间不同的传热规律造成了两者内部液体对流运动趋势的差别,其根本原因在于两个贮箱顶部包裹气体区域的壁面有不同的传热学边界条件。

参考文献:

[1] Estey P N, Lewis D H Jr. , Connor M. Prediction of a propellant tank pressure history using state space methods [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(1): 49-54.

[2] Schallhorn P, Grob L. Upper stage tank thermodynamic modeling using sinda/fluint[R]. Sacramento: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.

[3] Hedayat A, Hastings L J, Bailey J W, et al. Thermo-dynamic venting system modeling and comparison with liquid hydrogen test dat [R]. Huntsville: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.

[4] Nguyen H. Zero-g thermodynamic venting system (TVS) performance prediction program [R]. Downey: Rockwell International Corp. , 1994.

[5] Panzarella C H, Kassemi M. Self-pressurization of large spherical cryogenic tanks in space[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(2): 299-308.

[6] Panzarella C H, Plachta D, Kassemi M. Pressure control of large cryogenic tanks in microgravity [J]. Cryogenics, 2004, 44(6/7/8): 475-483.

[7] Barsi S, Kassemi M. Numerical and experimental comparisons of the self-pressurization behavior of an lh2 tank in normal gravity[J]. Cryogenics, 2008, 48(3/4): 122-129.

[8] Panzarella C H, Kassemi M. On the validity of purely thermodynamic descriptions of two-phase cryogenic fluid storage[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 484: 41-68.

[9] 程向华, 厉彦忠, 陈二锋, 等. 回流口位置对液体火箭液氧贮箱热分层的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 224-229.

CHENG Xianghua, LI Yanzhong, CHEN Erfeng, et al. Effect of the return flow locations on the thermal stratification in liquid oxygen tank of rocket[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 224-229. (in Chinese)

[10] 王磊, 厉彦忠, 李翠, 等. 液体火箭贮箱增压排液过程三种气枕模型的数值对比[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 1995-2001.

WANG Lei, LI Yanzhong, LI Cui, et al. Numerical comparison of three ullage models for the tank pressurization process of liquid rocket during outflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 1995-2001. (in Chinese)

[11] 王磊, 厉彦忠, 李翠, 等. 液体火箭贮箱增压排液过程温度场数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1893-1899.

WANG Lei, LI Yanzhong, LI Cui, et al. Numerical study on temperature distribution of tank pressurization process of liquid rocket during outflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1893-1899. (in Chinese)

[12] 徐济黎. 沸腾传热和气液两相流[M]. 北京: 原子能出版社, 2001.

[13] Ziliac G, Karabeyoglu M A. Modeling of propellant tank pressurization [R]. Tucson, AZ: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

[14] Brown J S. Vapor condensation on turbulent liquid[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1991.

[15] Arnett R W, Millhiser D R. A theoretical model for predicting thermal stratification and self pressurization of a fluid container[R]. Boulder, US: Univerisity of Colorado Boulder, 1965.

[16] Arnett R W, Voth R O. A computer program for the calculation of thermal stratification and self-pressurization in a liquid hydrogen tank[R]. Washington: NASA, 1972.

[17] CHEN Liang, LIANG Guozhu. Simulation research of vaporization and pressure variation in a cryogenic propellant tank at the launch site[J]. Microgravity Science and Technology, 2013, 25(4): 203-211.

[18] 陈亮, 梁国柱. 贮箱内低温推进剂汽化过程的 CFD 数值仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(2): 264-268.

CHEN Liang, LIANG Guozhu. CFD numerical simulation of cryogenic propellant vaporization in tank[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(2): 264-268. (in Chinese)