

短壳绝热面积对液氢贮箱绝热性能影响

胡正根^{1,2}, 湛利华¹, 朱文俐², 刘观日², 梁晓光²

(1. 中南大学 机电工程学院, 长沙 410083;
2. 中国航天科技集团有限公司

中国运载火箭技术研究院 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 基于计算流体动力学(CFD)方法研究了典型 5 m 直径液氢贮箱在短壳未包裹绝热材料、50% 面积及 100% 面积包裹绝热材料 3 种情况下对贮箱内液氢蒸发特性的影响。数值计算基于流体体积(VOF)模型计算两相流, 基于 Lee 模型计算气液界面传质率, 考虑了短壳包裹泡沫表面及未包裹泡沫的暴露表面结霜对漏热的影响, 构建的数值模型及界面传质计算具有清晰的气液界面, 准确地捕捉到了液氢液面的变化。结果表明: 短壳是液氢贮箱漏热的主要因素, 对液氢蒸发率影响起重要作用; 相对于短壳未绝热, 50% 绝热使得液氢贮箱气相平均温度从 110 K 下降到 32 K, 绝热面积占比增加到 100% 时, 气相平均温度下降到约 23 K, 绝热改善效果相对降低; 比较短壳绝热面积占比从 50% 增加到 100% 与从 0 增加到 50% 对相对蒸发率影响, 前者差异较小, 仅降低 2.4%, 而后者差异明显, 下降了 40.9%。研究结果指导了液氢贮箱绝热结构的优化设计。

关 键 词: 液氢贮箱; 短壳结构; 绝热性能; 计算流体动力学 (CFD); 流体体积 (VOF)

中图分类号: V421.4⁺2 **文献标志码:** A

Effect of short-shell insulated area on thermal insulation performance of liquid hydrogen tank

HU Zhenggen^{1,2}, ZHAN Lihua¹, ZHU Wenli²,
LIU Guanri², LIANG Xiaoguang²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering,
Central South University, Changsha 410083, China;
2. Beijing Aerospace Systems Engineering Research Institute,
China Academy of Launch Vehicle Technology,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on the computational fluid dynamics (CFD) method, the effect of the magnitude of typical 5 m diameter tank short-shell insulated area (non adiabatic, 50% adiabatic and 100% adiabatic) on the evaporation characteristics of liquid hydrogen tank was studied. The volume of fluid (VOF) model was used to calculate the two-phase flow with the Lee model for calculations of the mass transfer rate in the gas-liquid interface. The heat transfer boundary conditions due to possible frosting on the foam surface and the bare metal surface were considered. The numerical model and the interface mass transfer calculation had

收稿日期: 2020-04-01
基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2017YFB0306300); 装备预先研究项目(305060509)
作者简介: 胡正根(1988—), 男, 高级工程师, 博士生, 主要从事运载火箭推进剂贮箱结构设计。

引用格式: 胡正根, 湛利华, 朱文俐, 等. 短壳绝热面积对液氢贮箱绝热性能影响[J]. 航空动力学报, 2020, 35(8): 1786-1792. HU Zhenggen, ZHAN Lihua, ZHU Wenli, et al. Effect of short-shell insulated area on thermal insulation performance of liquid hydrogen tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1786-1792.

clear gas-liquid interface, and helped to accurately capture the change of liquid hydrogen level. The numerical results showed that short-shell was the main factor of heat leakage in liquid hydrogen tank and played an important role in the effect of liquid hydrogen evaporation rate. The average temperature of the gas phase decreased from 110 K in 0 case to 32 K in 50% case, while it only decreased to 23 K when the adiabatic area continued to increase to 100%, and the improvement effect of the adiabatic area was relatively reduced. Compared with the effect of the increase of the adiabatic proportion of short shell from 50% to 100% and from 0 to 50% on the relative evaporation rate, the difference of the former was small, only 2.4%, while the difference of the latter was obvious, with a decrease of 40.9%. The research results provide a guide to the optimization design of the thermal insulation structure of the liquid hydrogen storage tank.

Key words: liquid hydrogen tank; short-shell structure; thermal insulation performance; computational fluid dynamics (CFD); volume of fluid (VOF)

绝热结构是低温推进剂贮箱的重要组成部分,它的主要作用是减少低温推进剂和环境之间的热量传递,保证低温推进剂的蒸发量在容许范围内,以满足发动机系统正常工作要求,其绝热性能是进行绝热方案选择和绝热结构设计的重要依据。为减少质量,低温贮箱一般用密度和导热系数小的泡沫在贮箱主结构外表面包裹进行绝热^[1-2]。

贮箱主结构一般由前、后短壳,箱筒段和前、后底组成,其中前、后短壳起到和相邻部段(箱间段、级间段等)连接地作用,同时为仪器、管路等提供安装空间,一般通过焊接方式与筒段和箱底连接,是贮箱的重要组成部分。低温贮箱一般均在与低温推进剂直接接触的筒段和前、后底外表面包裹绝热泡沫,但通过短壳的导热漏热也不可忽略。短壳包裹绝热泡沫增加金属导热路径,减小温度梯度,因此增强绝热效果,然而也增加了贮箱整体质量,因此要在绝热面积与质量增加之间权衡,通过优化短壳绝热面积达到绝热效果与质量的平衡,同时也为仪器、管路安装提供必要的空间。

计算流体力学(CFD)方法已经被广泛应用于液氢贮箱自增压蒸发过程的数值分析^[3-4]。美国国家航空航天局(NASA)的 Kartuzova 等^[5]基于 VOF 模型建模了贮箱内液氢自增压过程,气液界面相变率基于 Schrage 方程计算,计算的气相压力变化与实验对比校验了 Schrage 方程的适应系数。Kassemi 等^[6]则通过与实验对比研究了 Schrage 方程中适应系数及湍流模型对建模界面液氢蒸发率的影响,发现适应系数大小实际上对建模结果没有影响,层流模型比湍流模型预测了

与实验更吻合的结果。Garyson 等^[7]基于商业软件 FLOW-3D 建模了土星二级液氢贮箱在飞行实验中低重力条件下的自增压过程,结果捕捉到了气液相的温度分层现象,建模的自增压过程气相压力与实验对比误差小于 4%,温度变化误差小于 6%。Kumar 等^[8]基于 CFD 方法研究了液氢贮箱直径/高度比对气液温度分层的影响,界面传质率基于 Lee 模型^[9]计算,结果发现分层的数量随着贮箱直径/高度比增加而逐渐增加。Kassemi 等^[10]基于 Fluent 软件 CFD 分析了不同液氢液位高度对蒸发率的影响,建模的压力变化与实验基本一致,但中等充液时存在较明显的偏差,原因被归结于使用了常热流边界条件。Majumdar 等^[11]CFD 建模了液氢贮箱热力学排气系统自增压及压力主动控制过程,在两个阶段数值结果与实验对比一致。

国内西安交通大学的厉彦忠课题组^[12-15]展开了广泛的液氢贮箱蒸发率 CFD 计算,包括地面贮箱外加氢气增压排出过程以及发射最后阶段的热分层现象,计算中的相分布和相变传质率分别基于 VOF 模型和 Lee 模型计算。Fu 等^[16]基于 VOF 模型研究了贮箱壁面肋片不同宽高比对液氢自增压过程热分层的影响。梁国柱课题组^[17-18]同样构建了二维轴对称 VOF 计算流体力学模型,分别对地面加压停放阶段和微重力下的液氢贮箱进行了仿真。浙江大学张小斌课题组^[19]研究了液氢缩比贮箱的蒸发特性,两相计算同样基于 VOF 模型以及蒸发率基于 Lee 模型,模型系数经过与实验对比液位下降速率校准得到,在计算中考虑了短壳未绝热表面结霜过程的传热条件。基于相同模型他们还研究了额定压力对液氢

蒸发率的影响,发现蒸发过程经历了压力上升、液位不变以及稳定蒸发 3 个阶段,且额定压力对稳定蒸发率几乎没有影响^[20]。

综上所述,国内外在液氢贮箱自蒸发过程的数据分析计算方法和地面试验验证方面开展了大量工作,但是针对贮箱短壳绝热面积的优化设计方面尚鲜见报道,而短壳绝热面积的大小直接影响低温贮箱的绝热性能和结构质量,是低温贮箱绝热结构设计的重要内容。本文在缩比贮箱液氢实验验证数值计算准确性的基础上,基于 CFD 方法数值研究了某典型 5 m 直径贮箱短壳绝热面积对液氢蒸发率的影响,主要建模了前、后短壳均未绝热、50% 绝热及 100% 绝热 3 种情况。基于轴对称几何模型构建了 VOF 两相数学模型,通过 Lee 模型计算界面相变率,考虑未绝热短壳表面结霜的传热条件。计算结果揭示了短壳绝热面积对绝热性能的影响规律,并分析了原因。

1 数值模型

1.1 研究对象

建模的液氢贮箱金属主结构示意图见图 1,包括前、后短壳,箱筒段与前、后底,材料均为 2219 铝铜合金,图中 q 为单位面积漏热率, c 点为前短壳与贮箱连接点的金属外表面。绝热是指在低温贮箱表面包裹低密度低导热系数的泡沫,用于抑制液氢、液氧等低温推进剂蒸发,本文绝热采用的材料为聚氨酯泡沫,厚度约为 20 mm,密度约为 40 kg/m^3 ,室温为 293 K 及液氮温度为 78 K 时实验测量得到的导热系数分别为 $27.7\text{ mW/(m}\cdot\text{K)}$ 和 $12\text{ mW/(m}\cdot\text{K)}$,其他温度下的导热系数由线性插值得到。贮箱的前、后底及箱筒段外表面均包裹相同厚度的泡沫,前、后短壳根据要求包裹不同面积但厚度相同的泡沫。图 2 给出了短壳不同

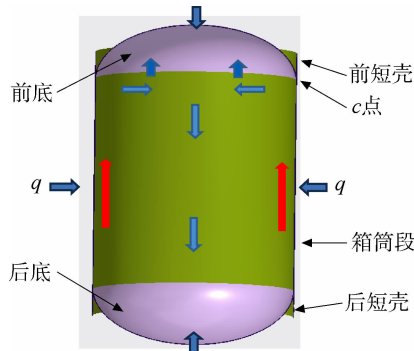


图 1 液氢贮箱结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of liquid hydrogen tank

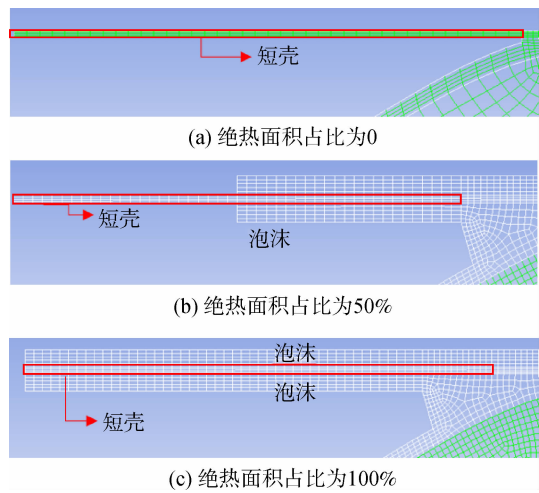


图 2 短壳绝热区域示意图

Fig. 2 Schematic diagram of short-shell insulation region

绝热面积示意图,其中前、后短壳绝热方案一致,绝热面积占比为 0 表示前、后短壳内外表面都未包裹泡沫,裸露在环境中;50% 表示前、后短壳内外表面靠近箱筒段侧的一半高度包括泡沫;100% 表示前、后短壳内外高度全部包裹泡沫。

考虑到贮箱结构轴对称,构建轴对称 CFD 数值模型,计算域包括液氢/氢气,壁厚及绝热泡沫,因此进行流固耦合计算。

1.2 控制方程

体积含量(VOF)模型是单流体模型,气液两相共享速度、温度及压力场等。质量、动量、能量及气相体积含量守恒方程分别如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_m) + \nabla \cdot (\rho_m \mathbf{u}) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho_m \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\rho_m \mathbf{u} \mathbf{u}) = \\ -\nabla p - \rho_m \beta (T - T_0) g + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + F \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho_m E) + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho_m E + p)] = \\ \nabla \cdot (\kappa_{\text{eff}} \nabla T) + \dot{m}_{lv} h_{lv} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\varphi_v \rho_v) + \nabla \cdot (\varphi_v \rho_v \mathbf{u}) = \dot{m}_{lv} - \dot{m}_{vl} \quad (4)$$

式中 ρ 为密度, $\mathbf{u}$ 为速度矢量, t 为时间, p 为压力, T 为流体温度, T_0 为参考温度, φ 为体积分, κ_{eff} 为有效导热系数, $\boldsymbol{\tau}$ 为黏性应力, $\dot{m}$ 为相变传质率, h 为气液焓差, E 为内能。下标 m、l、v、lv、vl 分别表示混合物、液相、气相、液相到气相的转变、气相到液相的转变。混合物物性根据积含量加权平均,即: $X = \varphi_l X_l + \varphi_v X_v$, X 代表物性,液氢和氢气物性来自物性软件 Refprop 9.1,且为温度函数,氢蒸气假设为理想气体。动量方程(式(2))中,温度

对液氢密度的影响基于 Boussinesq 假设计算,其中体积膨胀系数 $\beta=0.021\ 194(1/K)$,其他项中液氢密度为常数。 F 为表面张力项,本文采用 CSF(continuum surface force)模型计算^[21]。

$\dot{m}_{lv}$ 和 $\dot{m}_{vl}$ 分别为蒸发率和液化率,基于 Lee 模型计算

1) 当 $T_l > T_{sat}$ (蒸发)

$$\dot{m}_{lv} = C_e \times \varphi_l \rho_l \frac{T_l - T_{sat}}{T_{sat}} \quad (5)$$

2) 当 $T_v < T_{sat}$ (液化)

$$\dot{m}_{vl} = C_c \times \varphi_v \rho_v \frac{T_{sat} - T_v}{T_{sat}} \quad (6)$$

式中 T_{sat} 为饱和温度。 C_e 和 C_c 为经验系数,通过实验对比确定,在前期的研究中^[19-20],通过与测量的液氢蒸发率对比确定 $C_e=C_c=0.2$ 。

确定泡沫及暴露金属表面热边界条件是复杂和关键的,对泡沫表面,最常用的是对流或常热流边界条件^[17],然而,它们都没有考虑泡沫表面可能形成的冰层热阻。由文献[19]的理论,根据泡沫平均导热系数,计算得到泡沫表面边界条件

1) 当 $T_w < T_m$

$$\dot{q} = 250\text{ W/m}^2 \quad (7)$$

2) 当 $T_w > T_m$

$$\dot{q} = h \times (T_a - T_w) \quad (8)$$

同时,裸露在环境中的金属表面可能结霜,设置如下边界条件:

1) 当 $T_w < T_m$

$$\dot{q} = 154\ 685 - 1\ 849.458 \times T + 8.528\ 48 \times T^2 - 0.014 \times T^3 \quad (9)$$

2) 当 $T_w > T_m$

$$\dot{q} = h \times (T_a - T_w) \quad (10)$$

T_w 和 T_a 分别为泡沫表面温度和环境温度, $T_m=296\text{ K}$ 为露点温度,根据环境温湿度计算得到。式(7)~式(10)通过自定义函数(UDF)的方法耦合到 Fluent 迭代求解。

图 3 给出了网格模型,网格数量约 8 万个,其

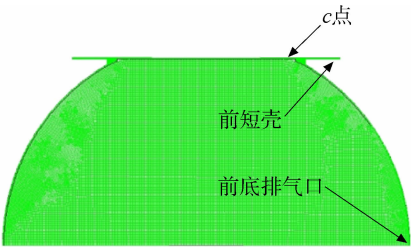


图 3 数值模型

Fig. 3 Numerical model

中箱筒段为结构化网格,前后底为非结构化网格,右边最高点为前底速度出口,用来模拟压力控制阀的排气过程,额定绝对压力值为 0.2 MPa 。网格方案已经在前期研究中经过验证^[19]。

文献[8]在 CFD 建模液氢贮箱的自增压过程中,发现层流模型相比于 SST(shear stress transport) 湍流模型能够得到更接近实验的压力和温度变化,因此本文计算基于层流模型。基于软件 Fluent 18.1 求解上述控制方程组,压力速度耦合采用 Couple 方案,压力方程采用 PRESTO! 离散,动量方程采用 2 阶迎风格式离散。前期缩比贮箱的数值分析和地面实验研究^[19-20]证明了整个数值模型建模液氢贮箱蒸发率的准确性。

初始化时,先进行稳态计算,设置内壁面壁温为 20.3 K ,环境温度为 263 K ,关闭流体域计算,获得固体域(包括壁面、绝热泡沫及短壳)从 $20.3\sim 263\text{ K}$ 的温度分布。然后,打开非稳态计算,设置气液相初始条件,液面离前底中心最高点 540 mm ,初始温度均为 20.3 K ,压力为 $1 \times 10^5\text{ Pa}$ 。时间步长约为 1 ms 。

2 结果分析

共对 3 种短壳绝热情况(绝热面积占比为 0、50%以及 100%)进行了数值分析,图 4 给出了 3 种情况气相空间平均温度随时间变化。发现 3 种情况温度都经历先上升,到达最大值后逐渐降低的过程。温度升高是由于通过短壳的漏热导致靠近短壳的气相温度升高,相应的饱和压力也增加。虽然饱和氢蒸气的比热容 c_{pv} (在温度为 20.3 K 时, c_{pv} 约为 $12\text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)要大于液氢的比热容 c_{pl} (c_{pl} 约为 $9.7\text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$),但是气相质量和比热的乘积要远小于液相质量与比热的乘积,因此

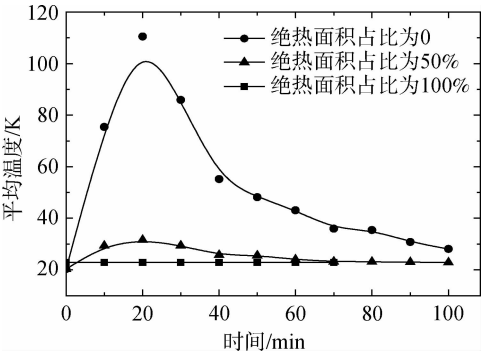


图 4 气相空间平均温度随时间变化

Fig. 4 Average temperature change with time in the gas space

液相温升速度要远小于气相。然而由前所述贮箱气相空间压力通过排气阀控制在 0.2 MPa, 因此随着液体表面温度升高到对应的饱和压力不变 (压力为 0.2 MPa 时, 饱和温度为 23.2 K), 液体蒸发速率变快, 而同时高温氢气从前底部中心孔排出贮箱, 氢蒸气带来的冷量大于气相漏热, 因此气相空间平均温度又逐渐降低。对比 3 种绝热情况, 显然短壳绝热比例越大, 漏热也越小, 气相空间温度上升速率越小。

图 5 为典型不同时刻前短壳温度分布, 图中 t 表示时间, c 点为前短壳与贮箱连接点的金属外表面, 具体位置可参见图 1 和图 3, 该点靠近贮箱前底的气相空间, 图 6 为前短壳 c 点随时间的温度变化。泡沫绝热大大降低了短壳温度梯度, 短

壳 100% 绝热时, c 点温度约为 160 K, 而未绝热时接近室温, 温差约为 110 K。进一步发现 c 点温度从计算开始几乎不随液位降低而变化, 这里以整个贮箱冷透建立温度平衡作为起始时刻。另外从图 4 发现, 当短壳绝热面积占比从 100% 降到 50% 时, 气相最大温度减小要远小于当短壳绝热面积占比从 50% 降低到 0 时的情况。如 100% 绝热时, 计算时间内气相平均温度最大值不到 23 K, 50% 绝热时最大温度到达 32 K, 但绝热面积占比为 0 时最大温度上升到约为 110 K。可见, 通过短壳的漏热是贮箱的主要因素, 对液氢蒸发率影响起主要作用。另外, 随着短壳绝热面积占比的提高, 绝热性能改进效果逐渐降低。

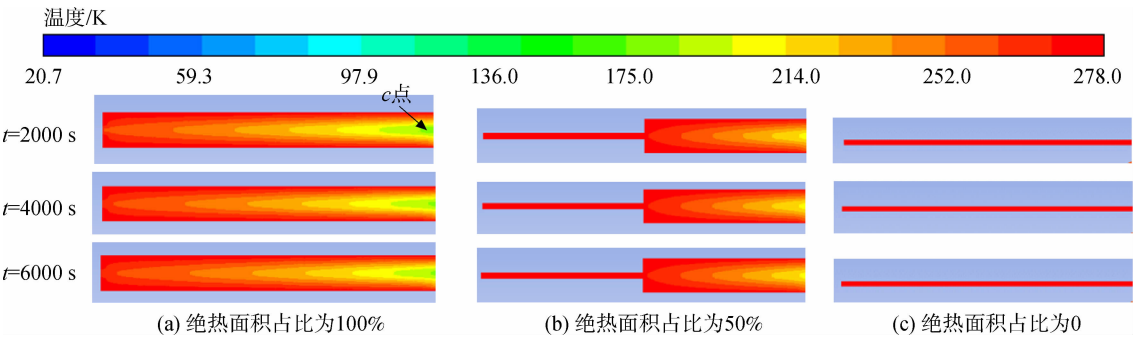


图 5 典型不同时刻前短壳处温度分布
Fig. 5 Temperature distribution of typical different time at the front short-shell

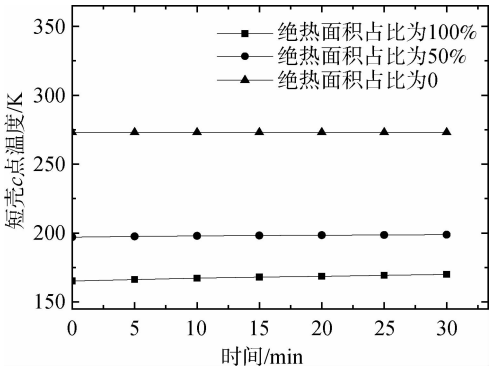


图 6 前短壳 c 点温度随时间变化
Fig. 6 Temperature change with time at point c of the front short-shell

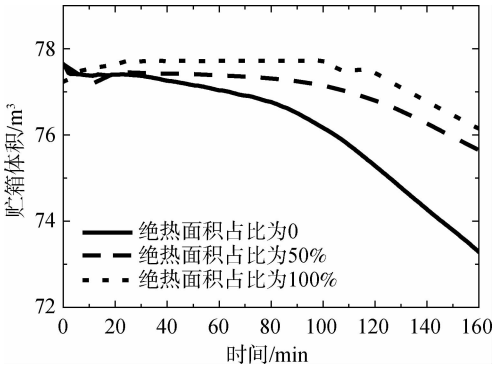


图 7 贮箱内液氢体积随时间的变化
Fig. 7 Volume change of liquid hydrogen in the tank with time

图 7 给出了贮箱内液氢体积随时间的变化。从图中可以得出同样结果, 即短壳绝热比例的提高, 绝热性能改进效果逐渐降低。对比 100% 绝热和 50% 绝热情况, 相同时间内液氢体积变化相差不大, 相对于绝热面积占比为 0 情况下下降速度要小的多。3 种情况下, 贮箱液氢体积刚开始减少较慢, 随后在拐点处下降速率增

加, 然后保持线性下降。该结果和文献[19]报道的一致, 原因是气相空间体积较小, 液气密度变化大, 液氢蒸发导致压力增加, 相应的饱和温度也增加, 这反过来遏制了液体的蒸发, 因此刚开始时液位下降速率相对较慢。但当压力达到 0.2 MPa 并保持不变时, 蒸发饱和温度也确定

($T_{\text{sat}}=23.2\text{ K}$)而不再提高,因此蒸发速度增加。结果也说明,增加贮箱的压力能减少液氢蒸发率,该结论与文献[6]一致。

为进一步探究短壳绝热面积占比对贮箱液氢蒸发速率的影响,采用蒸发率(百分比)曲线中稳定下降阶段的曲线斜率作为贮箱相对蒸发速率。计算结果如表 1 所示。

表 1 不同绝热面积下的相对蒸发率
Table 1 Relative evaporation rates of different insulated areas

直径/m	筒段 长度/m	绝热面积 占比/%	相对蒸发率/ 10^{-6} s^{-1}
5	2	100	6.11
5	2	50	6.26
5	2	0	10.6

由表 1 可知,短壳绝热面积占比越低时,贮箱蒸发速率越大:①短壳绝热面积占比为 0 和 50% 时蒸发速率相差明显,相对于短壳不绝热,绝热 50% 后,相对蒸发率下降 40.9%;②短壳绝热面积占比为 50% 和 100% 时两者蒸发速率差异较小,相对于短壳绝热 50%,绝热 100% 后相对蒸发率仅下降 2.4%。这进一步表明,短壳包裹绝热泡沫具有良好的绝热效果,可以较大幅度的减少贮箱内液氢消耗,但短壳绝热面积占比的提高,改进效果逐渐降低。

图 8 给出了短壳未绝热情况下典型不同时刻贮箱内气液相分布,其中红色为液相,蓝色为气相,可见气液相界面基本保持水平,界面上过渡区较小,这说明构建的数值模型能定性准确地捕捉到液氢界面变化。

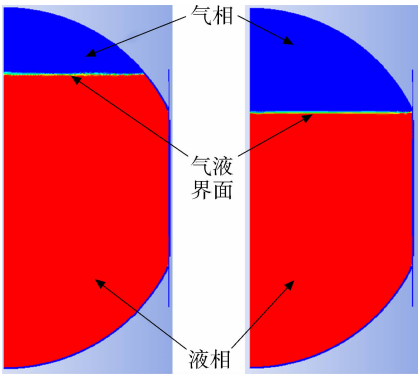


图 8 典型不同时刻贮箱内气液相分布
Fig. 8 Gas liquid phase distribution in the tank at different times

3 结 论

本文基于 VOF 模型数值模拟了典型 5 m 直径贮箱内液氢流动、相变传热传质过程。重点分析了贮箱短壳内外表面未绝热、50% 绝热以及 100% 绝热 3 种情况,同时考虑了裸露短壳表面可能结霜的漏热边界条件,获得了贮箱温度、液位以及蒸发率随时间的变化,得出结论如下:

- 1) 通过短壳的漏热对液氢贮箱绝热影响不可忽略。随着短壳绝热面积占比的提高,绝热改进效果逐渐降低。相比从 50% 增加到 100% 与从 0 增加到 50% 的绝热改进效果,前者气相平均最大温度减小有限。
- 2) 压力从初始压力 (0.1 MPa) 升高到 0.2 MPa 过程,由于饱和温度相应从 20.3 K 增加到 23.2 K,蒸发率相对较小。当压力稳定在 0.2 MPa 后,蒸发率相对增加,且蒸发率几乎保持常数,即液位随时间线性下降。
- 3) 相比短壳绝热面积占比从 50% 增加到 100% 与从 0 增加到 50% 对相对蒸发率影响,前者差异较小,仅降低 2.4%,而后者下降了 40.9%,差异明显。
- 4) 构建的 VOF 数值模型及基于 Lee 模型的界面传质计算具有清晰的气液界面,准确地捕捉到了液氢界面变化。

参考文献:

[1] ZHANG Xiaobin, YAO Lei, QIU Limin, et al. Experimental study on cryogenic moisture uptake in polyurethane foam insulation material[J]. Cryogenics, 2012, 52 (12): 810-815.

[2] SALERNO L, PLACHTA D W, HASTINGS L J, et al. An overview of NASA efforts on zero boiloff storage of cryogenic propellants[J]. Cryogenics, 2001, 41 (11/12): 833-839.

[3] KARTUZOVA O, KASSEMI M, AGUI J, et al. Self-pressurization and spray cooling simulations of the multipurpose hydrogen test bed (MHTB) ground-based experiment [R]. Cleveland, OH: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.

[4] SCHWEICKART, RUSSELL B. Thermodynamic analysis of a demonstration concept for the long-duration storage and transfer of cryogenic propellants [J]. Cryogenics, 2014, 64: 283-288.

[5] KARTUZOVA O, KASSEMI M. CFD modeling of the multipurpose hydrogen test bed (MHTB) self-pressurization and spray bar mixing experiments in normal gravity: effect of the accommodation coefficient on the tank pres-

sure[R]. Orlando FL: AIAA Propulsion and Energy Forum, 2015.

[6] KASSEMI M, KARTUZOVA O. Effect of interfacial turbulence and accommodation coefficient on CFD predictions of pressurization and pressure control in cryogenic storage tank[J]. *Cryogenics*, 2016, 74: 138-153.

[7] GRAYSON G D, LOPEZ A, CHANDLER F O. Cryogenic tank modeling for the saturn AS-203 experiment[R]. Sacramento, CA: the 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2006.

[8] KUMAR S P, PRASAD B V S S. Influence of surface evaporation on stratification in liquid hydrogen tanks of different aspect ratios[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2007, 32(12): 1954-1960.

[9] WEN H L. A pressure iteration scheme for two-phase flow modeling[R]. Los Alamos, NM: Energy Division Los Alamos Scientific Laboratory, 1980.

[10] KASSEMI I M, BARSİ S. Numerical and experimental comparisons of the self-pressurization behavior of an LH2 tank in normal gravity[J]. *Cryogenics*, 2008, 48(3/4): 122-129.

[11] MAJUMDAR A, VALENZUELA J, ANDRE L C, et al. Numerical modeling of self-pressurization and pressure control by a thermodynamic vent system in a cryogenic tank[J]. *Cryogenics*, 2016, 74: 113-122.

[12] WANG Lei, LI Yanzhong, LI Cui, et al. CFD investigation of thermal and pressurization performance in LH₂ tank during discharge[J]. *Cryogenics*, 2013, 57: 63-73.

[13] LIU Zhan, LI Yanzhong, JIN Yonghua. Pressurization performance and temperature stratification in cryogenic final stage propellant tank[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 106: 211-220.

[14] 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)

[15] 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 Efeng, 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)

[16] FU Juan, BENG T Sunden, CHEN Xiaoqian. Influence of wall ribs on the thermal stratification and self-pressurization in a cryogenic liquid tank[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2014, 73(2): 1421-1431.

[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, 魏一, 等. 低温推进剂贮箱压力变化的 CFD 仿真[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(6): 1470-1477.

CHEN Liang, LIANG Guozhu, WEI Yi, et al. CFD simulation of cryogenic propellant tank pressure variation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(6): 1470-1477. (in Chinese)

[19] 王舜浩, 朱文俐, 胡正根, 等. 液氢缩比贮箱蒸发特性数值模拟机实验研究[J]. *化工学报*, 2019, 70(3): 840-849.

WANG Shunhao, ZHU Wenli, HU Zhenggen, et al. Numerical simulation and experimental validation of evaporation characteristics of scaled liquid hydrogen tank[J]. *CI-ESC (Chemical Industry and Engineering Society of China) Journal*, 2019, 70(3): 840-849. (in Chinese)

[20] ZHOU Rui, ZHU WenLi, HU Zhenggen, et al. Simulations on effects of rated ullage pressure on the evaporation rate of liquid hydrogen tank[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 134: 842-851.

[21] BRACKBILL J U, KOTHE D B, ZEMACH C. A continuum method for modeling surface tension[J]. *Journal of Computational Physics*, 1992, 100(2): 335-354.

(编辑:王碧琚)