

文章编号: 1000-8055(2008)02-0329-07

# 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

陈 阳<sup>1</sup>, 张振鹏<sup>1</sup>, 杨思锋<sup>2</sup>, 瞿 蹇<sup>2</sup>, 陈 锋<sup>2</sup>, 朱子环<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 在所建立低温推进剂分布参数贮箱模型的基础上, 采用液体火箭发动机试验台气路系统模块化建模与仿真软件, 对某试验台液氧贮箱增压系统在发动机点火工作段的增压过程进行了仿真研究. 仿真结果与试验结果以及经验公式计算结果获得了很好的一致, 表明分布参数贮箱模型相对于集中参数模型更为准确全面地描述了低温贮箱内的流动和热分层现象, 并表明有限体积模型体系及所开发的仿真软件具有广泛的适用范围和良好的仿真精度, 在管路系统仿真领域具有工程应用价值和数值拓展潜力.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 液体推进剂火箭发动机; 低温贮箱增压系统; 模块化建模; 系统动态仿真  
**中图分类号:** V434 **文献标识码:** A

## Distributed parameter numerical simulation for the transients of cryogenic propellant tank pressurization system ( II) Numerical model and simulation results of pressurization system

CHEN Yang<sup>1</sup>, ZHANG Zhen peng<sup>1</sup>, YANG Si feng<sup>2</sup>,  
QU Qian<sup>2</sup>, CHEN Feng<sup>2</sup>, ZHU Zi huan<sup>2</sup>

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,  
Beijing 100083, China;

2. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Based on the distributed parameter numerical model of cryogenic propellant tank, pressurization of a LO<sub>2</sub> tank pressurization system during engine firing was simulated by employing the liquid rocket engine test-bed modularization modeling and simulation software—gas system(LRETBMMSSGS). The simulation results agree well with test data and experiential correlation prediction, which shows that the distributed parameter tank model is more accurate and comprehensive than lumped parameter model in describing flow and thermal stratification phenomena in cryogenic tank. Accordingly, the numerical system of finite volume model and corresponding simulation software have a wide applicability and good simulation precision, which are valuable and can be developed further in pipe system simulation field.

**Key words:** aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engine; cryogenic tank pressurization system; modularization modeling; system dynamic simulation

收稿日期: 2007-01-15; 修订日期: 2007-05-15

作者简介: 陈阳(1979), 男, 河南漯河人, 博士后, 主要从事液体火箭发动机系统动力学与仿真研究.

液体火箭发动机地面热试车时, 为了发动机的稳定工作, 需要保证试验台低温推进剂输送系统的稳定, 因此就要求推进剂贮箱压强在发动机起动、稳定工作直至关机的过程中保持恒定, 贮箱增压系统就是为实现这一功能而设计的. 典型的贮箱增压系统包含气体减压器、调节阀和贮箱三个关键元件, 国内已开展的液体火箭发动机数值研究多集中于发动机系统, 对包含这三个元件的系统研究地不多, 国外虽有少量研究<sup>[1]</sup>, 但是所研究的系统不包含 PID 控制, 对箱压采用的是比较简单的开关控制策略, 且采用了集中参数建模方法, 在描述贮箱分层现象上无能为力.

在低温贮箱增压的建模上, Van Dresar<sup>[2]</sup>指出, 建模时最理想的两种情况是不考虑传热传质的模型、增压气体与饱和液体和蒸汽热平衡模型, 两种模型分别会算得最少和最大的增压气体消耗量, 其余模型的计算结果介于两者之间. Majumdar<sup>[3]</sup>建立了一种五节点贮箱增压集中参数模型, 并对氦气增压液氧、液氢、液氮和液氟的过程分别进行了计算. 与 Epstein Anderson 关联式计算结果的比较表明, 除了液氢贮箱氦气消耗量比 E-A 关联式高出 6.31% 以外, 其它三种液体贮箱氦气消耗量的计算结果均比 E-A 关联式低 13% 以上, 文中分析误差的主要原因是未考虑气液之间的传质; 计算还表明, 氦气气枕由于相对较热的增压气体的流入温度升高地很快, 而贮箱壁温在增压过程中升高很小, 文中给出的解释是由于壁面吸收的热量被传到了液氧中. 在此基础上, 文献[1]采用 GFSSP 软件对某推进试验装置(PTA)的氦气增压系统在 80 s 的管路充填过程、420 s 的泵预冷过程以及 150 s 的发动机点火阶段的增压过程进行了全面仿真, 获得了细致的管网压强分布曲线以及各点状态参数的动态变化曲线, 与试验结果的比较表明, 对增压氦气最大流量的预测, 液氧箱误差为 3%, RP-1 推进剂贮箱为 15.8%, 箱压、气枕温度动态曲线在定性上在发动机起动前与试

验符合地较好, 发动机点火阶段箱压曲线与试验符合也较好, 很好地描述了典型的开关控制曲线, 但是气枕温度仿真曲线与试验曲线出现了较大的偏差, 文中指出, 这一方面是由于集中参数气枕模型在刻划分层现象上无能为力, 另一方面是因为试验对气枕温度的测量由于未考虑分层现象而并不准确. 文献[4]对气枕、气枕接触的壁面采用集中参数法, 对液体采用分布参数法, 忽略壁面轴向热传导, 各部分传热按对流换热计算, 气液界面处的质量传递基于饱和蒸气压与气枕压强的差值进行计算, 建立了火箭低温贮箱的数值模型, 并对某型号火箭液氧贮箱在静置期间液氧的温度分层和飞行期间气枕压强、温度以及箱壁温度的动态变化进行了仿真, 仿真得到的增压气体消耗量与实验数据误差小于 5%. 文献[5]在不考虑传热传质的情况下建立了一种简化的贮箱模型, 并采用 LRETBMMSS-GS 软件对某试验台液氧贮箱增压系统在发动机点火工作段的增压过程进行了仿真, 得到的箱压仿真曲线在起动段波动幅度明显小于试验曲线, 贮箱入口增压氮气流量的仿真曲线也明显低于经验公式的计算曲线.

作为贮箱增压系统数值研究<sup>[5]</sup>的延续, 本文在所建立低温推进剂分布参数贮箱模型<sup>[6]</sup>的基础上, 采用 LRETBMMSS-GS 软件<sup>[5,7]</sup>对某试验台液氧贮箱增压系统在发动机点火工作段的增压过程进行仿真研究, 并与试验结果以及集中参数贮箱模型的仿真结果<sup>[5]</sup>进行对比以验证低温贮箱模型和所开发软件的有效性与通用性.

1 增压系统的数值模型

图 1 为某液体火箭发动机试验台液氧贮箱增压系统的数值仿真模型, 模块化建模<sup>[7]</sup>时把此系统化

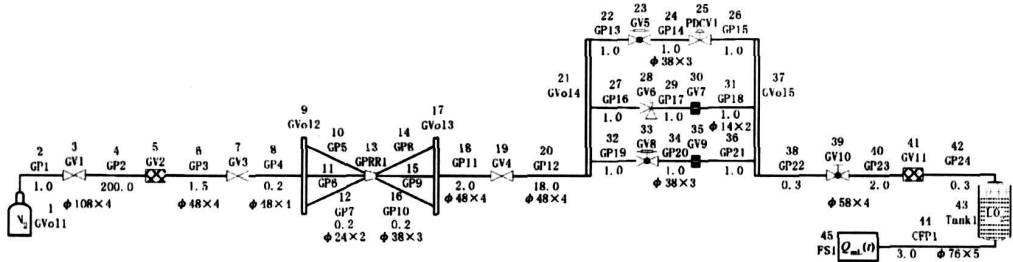


图 1 液氧贮箱增压系统的数值仿真模型

Fig. 1 Numerical simulation model of LO<sub>2</sub> tank pressurization system

表 1 液氧贮箱增压系统初始和 PID 控制参数设置

Table 1 Initialization and PID control parameters of LO<sub>2</sub> tank pressurization system

| 算例 | $p_1/\text{MPa}$ | $p_2/\text{MPa}$ | $p_3/\text{MPa}$ | $p_6/\text{MPa}$ | $T_{\text{win}}/\text{K}$ | $\rho_{\text{L}}/(\text{kg}/\text{m}^3)$ | $T_{\text{L}}/\text{K}$      |
|----|------------------|------------------|------------------|------------------|---------------------------|------------------------------------------|------------------------------|
| 1  | 14               | 1.705            | 0.467            | 2.049            | 200                       | 1 146.2                                  | 约 90                         |
| 2  | 14               | 2.032            | 0.464            | 2.421            | 200                       | 1 146.2                                  | 约 90                         |
| 算例 | $K_{\text{p}}$   | $K_{\text{i}}$   | $K_{\text{d}}$   | $T/\text{s}$     | $p(0)/\text{MPa}$         | $h(0)/\text{mm}$                         | $V_{\text{g}}(0)/\text{m}^3$ |
| 1  | 1.0              | 0.01             | 0                | 0.1              | 0.020                     | 0.00                                     | 1.2                          |
| 2  | 2                | 0.05             | 0                | 0.1              | 0.035                     | 3.00                                     | 0.6                          |

动薄膜调节阀( PDCV1 ),图中标出了各管道的长度( 单位: m )、外径和厚度( 单位: mm ). 管道、贮箱元件流场网格分别划分为 100, 25 mm/ grid. 贮箱内筒壁面径向网格划分为 1.67 mm/ grid, 阀门和气体容积沿管路走向的长度为 2 个网格单元. 阀门 6, 8 在发动机起动前已经关闭, 其对应的流路只用于管路预冷时的增压, 气动球阀 GV5 在火药启动器点火时刻打开( 由发出信号到完全打开有一个响应时间 ), 其它阀门常开.

火药启动器点火时刻系统的初始状态根据试验数据和经验设置为: 高压氮气瓶- 减压器高压腔之间管路为  $p_1$ , 减压器低压腔- 气动球阀 GV5 上游腔之间管路为  $p_2$ , GV5 下游腔之后管路为  $p_3$ ; 贮箱之前管路温度为 278 K, 贮箱气枕温度由进口的 278 K 线性降低到交界面处的液氧温度  $T_{\text{L}}$ , 贮箱内筒壁面温度由入口处的  $T_{\text{win}}$  线性降低到交界面处的液氧温度, 与液氧接触部分的壁面温度为  $T_{\text{L}}$ , 贮箱气液交界面以下管路液氧密度为  $\rho_{\text{L}}$  ( 程序会根据压强、密度计算得到液氧初始温度 ); 减压器操纵腔中输入操纵气压强  $p_6$ , 调节阀薄膜气室中输入初始控制气压强  $p(0)$ ; 氮气瓶体积、贮箱气枕初始体积分别为 20.0 m<sup>3</sup>,  $V_{\text{g}}(0)$ . 贮箱压强给定值 0.49 MPa, GV5 响应时间设为 0.21 s. 参考试验数据, 两个算例的参数设置见表 1, 其中  $K_{\text{p}}$ ,  $K_{\text{i}}$ ,  $K_{\text{d}}$ ,  $T$  为 PID 控制参数( 比例系数、积分系数、微分系数和采样周期 ),  $h(0)$  为  $p(0)$  对应的调节阀初始开度.

流体源 FS1 边界条件的设置采用试验测得的时间- 流量曲线, 即液氧质量流量  $Q_{\text{mL}}$  的试验数据. 由于加入了一般可压缩流管道 CFP1, 考虑到计算稳定性, 需把算例 1 在 0.12 s, 0.14 s 两点测得的流量峰值变小, 这两个峰值数据点由于远远高于发动机的额定流量, 其有效性值得怀疑, 其

它试验数据曲线中峰值就不存在算例 1 的情况, 这为削弱这两个点的影响提供了依据.

发动机起动程序<sup>[8]</sup>开始后, 在零秒时刻火药启动器点火, 此时涡轮泵处于起动阶段, 液氧流量较小, 约 1 s 之后, 推力室点火, 液氧流量突增到额定工况, 增压系统工作情况因此可分为两个过程: 减压器阀芯开启阶段和贮箱压强在 PID 调节作用下向给定值恢复阶段. 认为气体管流为一维理想气体流动, 液体管流为一维可压缩流, 管道壁面采用绝热模型, 真空夹层结构的贮箱壁面采用内筒与外筒之间存在辐射换热的轴对称二维传热模型<sup>[6]</sup>, 气体考虑变物性, 液体视为常物性, 壁面材料常温区域元件视为常物性、低温区域元件考虑变物性. 采用经典四级四阶龙格- 库塔法对上述动态过程进行数值仿真.

## 2 仿真结果

### 2.1 仿真结果与试验结果的对比

图 2 为采用低温推进剂分布参数贮箱模型的系统仿真结果与试验结果的对比, 图中气枕压强采用贮箱入口椭圆封头部分流场网格的压强值, 由于气枕各网格压强曲线几乎重合, 这里仍然沿用  $p_{\text{Ullage}}$  的符号. 与采用纯气体变容积集中参数贮箱模型的系统仿真结果<sup>[5]</sup>对比来看, 两者的动态趋势是一致的.

从图 2( b ), ( c ) 可以看出, 对于算例 1, 在保证减压器仿真曲线与试验曲线接近重合的前提下, 分布参数贮箱模型仿真得到的起动段贮箱气枕压强曲线更为接近试验曲线, 集中参数贮箱模型在起动段箱压仿真曲线波动幅度明显小于试验曲线的现象在这里不再明显, 这说明壁面对增压气体的冷却作用比较显著, 集中参数贮箱模型由于没有考虑壁面与增压气体以及低温液体的传热作

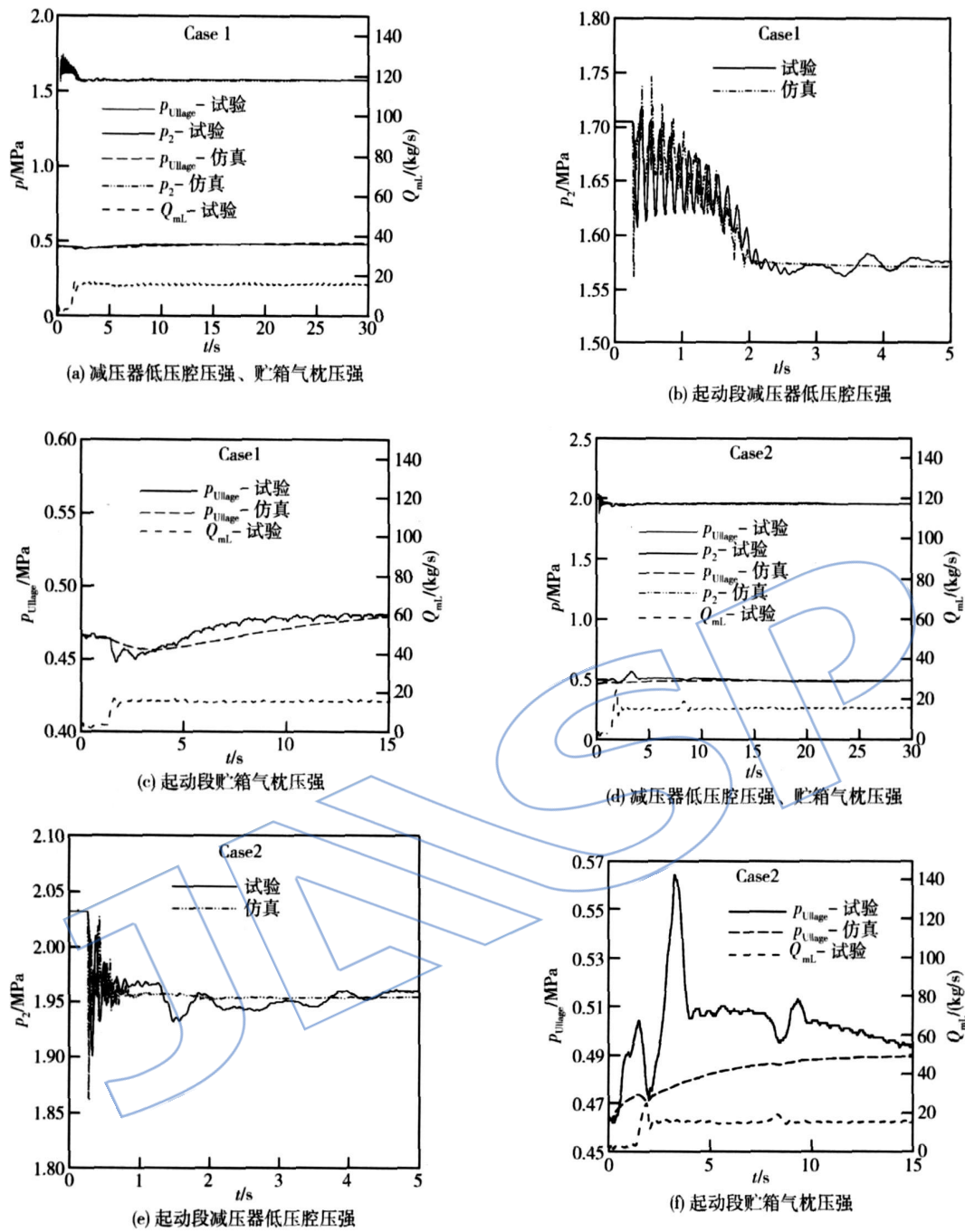


图 2 液氧贮箱增压系统数值仿真结果与试验结果的对比

Fig. 2 Comparison between simulation and test data of LO<sub>2</sub> tank pressurization system

用, 导致箱压仿真曲线在起动段波动幅度明显小于试验曲线, 而分布参数贮箱模型则很好地刻划了这一作用。

从图 2(e), (f) 可以看出, 对于算例 2, 在保证减压器仿真曲线与试验曲线接近重合的前提下, 分布参数贮箱模型在起动段气枕压强仿真曲线的变化幅度相对于集中参数贮箱模型略有增大, 但是仍然远没有试验测量的那样明显, 这说明壁面的冷却作用对增大箱压的变化幅度有一定影响,

但是还存在其它的影响因素, 阐明这些影响因素需从三方面进行考虑: 一是考虑交界面处气液之间传热传质的影响, 二是对试验数据的动态测量进行可靠性评估, 三是评估 PID 控制参数的设置与试验时实际情况的差别。后两者需要设计专门的试验测量装置进行评估。

图 3 为贮箱入口增压气体流量仿真结果与经验公式<sup>[5,7]</sup> 计算结果的对比, 经验公式中  $T_{\text{ullage}}$  取为 180 K<sup>[9]</sup>。与采用集中参数贮箱模型的仿真结

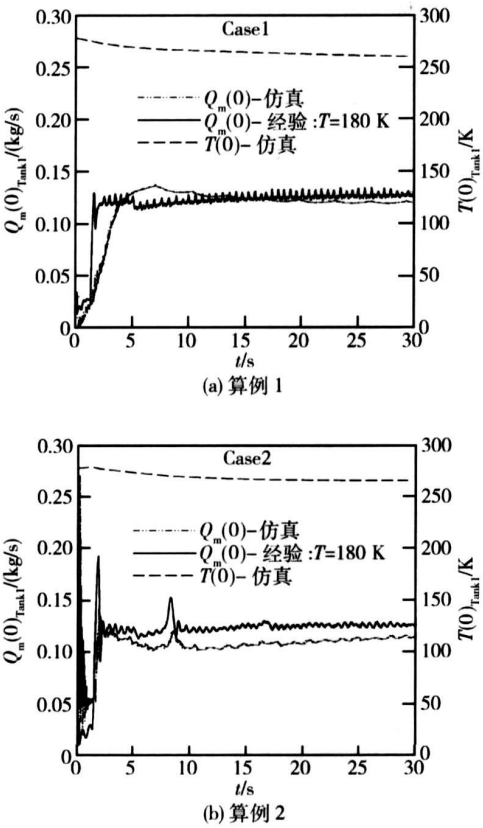


图 3 贮箱入口增压气体流量仿真结果与经验公式计算结果的对比

Fig. 3 Comparison between simulation result of tank inlet pressurant mass rate and experiential correlation prediction

果<sup>[5]</sup>对比来看, 两者的动态趋势是一致的, 而分布参数贮箱模型仿真得到的贮箱入口增压气体流量曲线与经验曲线符合地很好, 集中参数贮箱模型由于未考虑传热对增压气体能量的消耗从而高估了增压气体在贮箱入口和气液交界面处质量流量不平衡的不足在这里得到了改进. 这说明分布参数贮箱模型对壁面与增压气体以及低温液体传热作用的建模是比较成功的.

图 4 为减压器 GPRR1 和调节阀 PDCV1 阀芯开度的动态仿真曲线. 从图中可以看出, 集中参数贮箱模型仿真结果<sup>[5]</sup>中减压器阀芯存在振荡的现象在这里不再明显. 仿真研究发现, 这主要是由于两者在系统建模上有所不同, 从而导致计算得到的系统动态特性有所不同, 另外考虑了壁面对增压气体能量的消耗之后, 计算得到的贮箱入口增压气体流量由集中参数贮箱模型的约 0.08 kg/s (15 s 以后的值) 增大到了分布参数贮箱模型的约 0.12 kg/s (15 s 以后的值), 只是仍然远小于

试验台所用减压器的流量级别( 千克级), 因此仍然存在微弱振荡. 分布参数贮箱模型数值系统更为接近真实系统, 因此其计算结果应比集中参数贮箱模型系统的计算结果更为可靠.

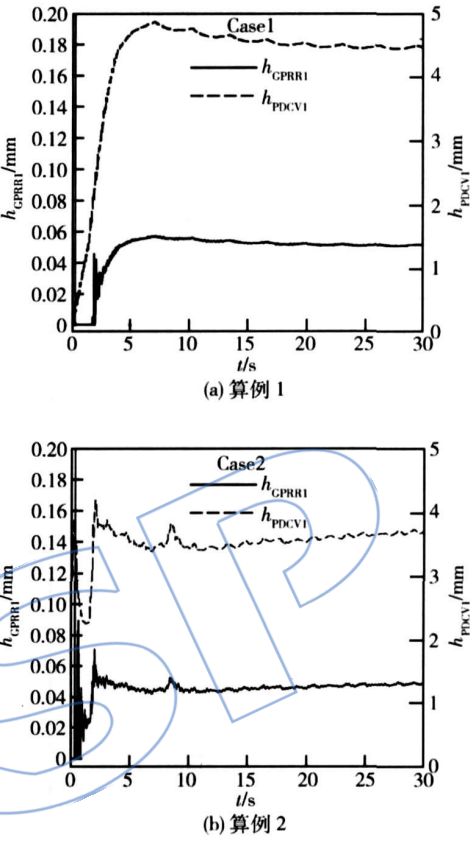


图 4 气体减压器、气动薄膜调节阀阀芯开度仿真结果

Fig. 4 Simulation results of valve core opening for GPRR1 and PDCV1

2.2 贮箱流场和温度场仿真结果

图 5, 图 6 为算例 1 仿真得到的液氧贮箱 Tank1 的流场、温度场动态曲线, 图 5 和图 6 (a) 在气液交界面处采用了等熵关系式假设<sup>[6]</sup>, 图 6 (b) 采用了饱和温度假设<sup>[6]</sup>. 图中  $p$ ,  $Q_m$ ,  $\rho$ ,  $T_f$  分别为流场网格的压强、质量流量、密度、温度,  $T_w$ ,  $q\varphi$ ,  $q\varphi_2$  分别为内筒壁面网格的温度、内壁面网格与流体的对流换热密度、外壁面网格向外的辐射换热密度,  $k$  为当前吹除单元从 1 开始排列的序号, 即贮箱中当前氮气和液氧的交界面位于第  $k-1$  状态单元,  $n$ ,  $n_w$  分别为沿流场轴向和壁面径向划分的网格数.

结合图 4 (a), 从图 5 (a) 可以看出, 一方面, 由于箱压在火药启动器点火时刻的初始值小于给定值 0.49 MPa, 因此 PID 控制积分环节的作用效果始终趋向于使调节阀阀芯开度增大; 另一方面, 由

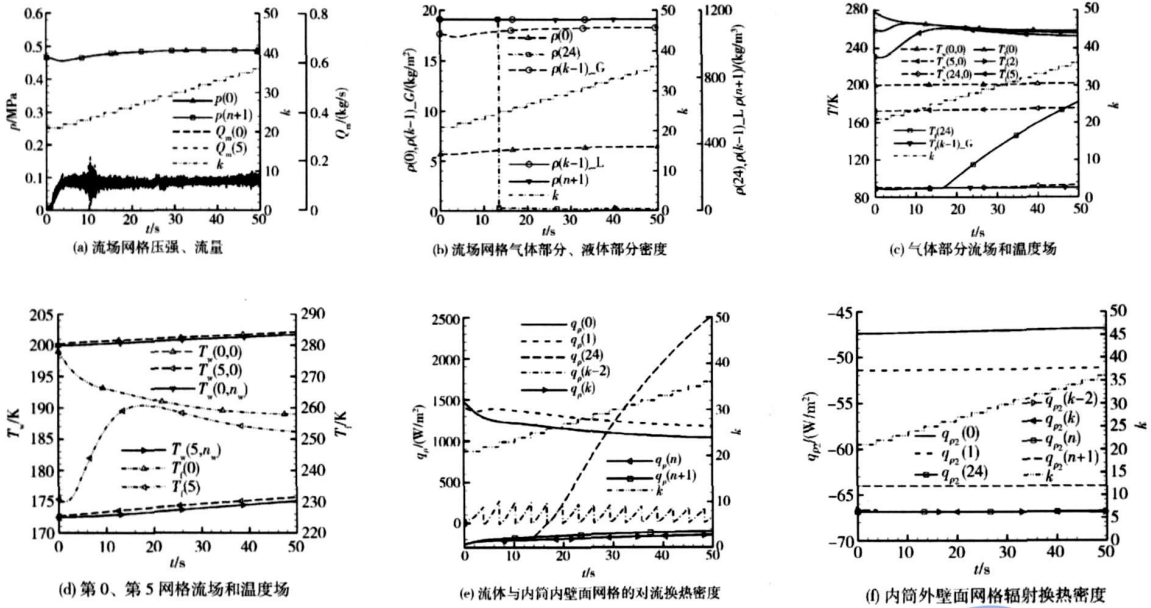


图 5 算例 1 贮箱流场和温度场仿真结果

Fig. 5 Simulation results of flow field and temperature field for Tank1 in case1

于PDCV1 由初始零开度增大到额定值需要一定的时间,在增压气体流量尚未达到额定值的小流量阶段,箱压由于箱壁对气枕的冷却作用逐渐下降,与给定值的偏差越来越大,因此PID 控制比例环节的作用效果也是使调节阀阀芯开度增大,并且当约 1.6 s 时刻液氧流量突增到额定值后,箱压下降速度变快,PID 控制比例环节的作用效果有所加强.这两个环节产生的偏差信号在每个采样时刻反馈到调节阀控制腔,通过调大控制气压强使调节阀开度逐渐增大并最终稳定在与贮箱输出流量相适应的位置,使箱压逐渐恢复并最终稳定在给定值.图 5(a) 显示箱压恢复到给定值的过程较长,实际试验时由于只需要箱压稳定在一定范围内即可满足要求,因此 PID 控制的效果还是比较有效的.另外,贮箱流场各网格的压强曲线接近重合,仿真得到的第 5 状态单元处的气体流量存在振荡.

图 5(b), (c) 和图 6 揭示了贮箱流场和内筒壁面温度场轴向的分层现象.可以看出,贮箱气枕部分的温度分层很明显,而液体部分的温度分层在气液交界面处采用等熵关系式假设时不明显、在采用饱和温度假设时很明显.还可看出,流场第零状态单元由于壁面的冷却作用在初始的一个阶段温度下降地比较快,约 5 s 之后,由于增压气体流量增大到额定值,同时由于流场冷却后与壁面温差变小,流入该单元的相对较热增压气体的混合作用抵消了一部分壁面的冷却作用,第零状态单元流场温度下降速度变缓.两种作用的消长在

第 2, 5 状态单元处表现地更为明显,系统起动 2 s 之后由于增压气体的混合作用强于壁面的冷却作

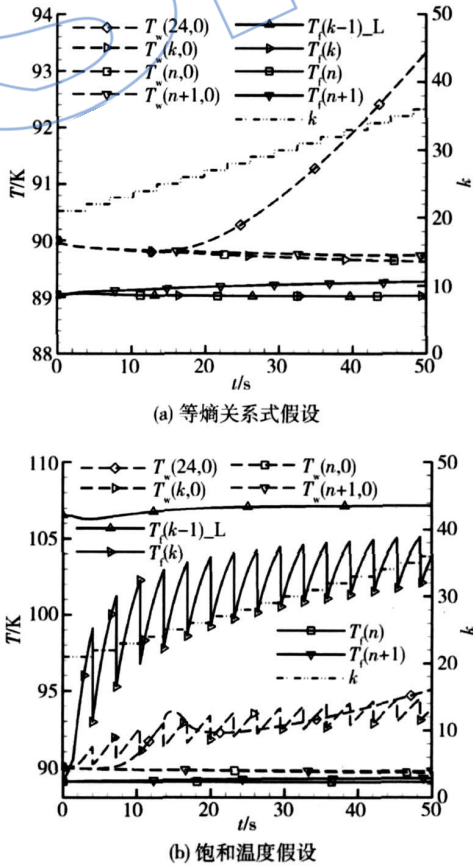


图 6 算例 1 贮箱液体部分流场和温度场仿真结果

Fig. 6 Temperature simulation results of liquid and corresponding wall grids for Tank1 in case1

用,这两个单元的温度曲线有一个上升段。第24状态单元在系统起动后的一个阶段密度、温度值分别约为  $1\,146\text{ kg/m}^3$ ,  $89\text{ K}$ (流体温度是根据压强、密度值通过温度状态方程计算得到),说明该网格初始充满了液氧,由于对应的壁面网格初始温度赋为  $90\text{ K}$ ,略高于液氧温度,因此壁面逐渐被液氧冷却,  $13.4\text{ s}$ 时刻气液交界面下降到该单元顶端,  $16.6\text{ s}$ 时刻界面下降到单元底端,单元完全被气体所充满,由于增压气体温度高于壁面温度,壁面网格又逐渐被气体所加热。

图5(d),(e),(f)揭示了贮箱内筒壁面温度场径向分层现象以及内、外壁面热流密度的动态分布。可以看出,气体部分与内筒内壁面的对流换热密度达到了  $1\,000\text{ W/m}^2$  的量级,相对于气体部分的热流密度,液体部分与内筒内壁面的对流换热密度只有  $150\text{ W/m}^2$  的量级(等熵关系式假设),外筒壁面与内筒外壁面的辐射换热密度只有  $60\text{ W/m}^2$  的量级,前者是由于液氧与内筒初始温差很小,后者则是由于贮箱处于低温-常温段。内筒壁面内层温度升高的比外层快,但是由于壁面的热容很大,在  $50\text{ s}$ 的过程中第零状态单元对应的壁面内、外层网格温度分别只升高了  $2.11$ ,  $1.72\text{ K}$ ,第5状态单元对应的壁面内、外层网格温度分别只升高了  $3.22$ ,  $2.58\text{ K}$ 。研究发现,由于贮箱内筒很薄,相对于壁面径向的传热作用,壁面轴向的热传导弱到可以忽略不计。

### 3 结 论

(1) 分布参数贮箱模型全面揭示了低温贮箱内流场和壁面温度场的动态分层现象,改进了集中参数贮箱模型的不足之处。

(2) 分布参数贮箱模型仿真得到的起动段贮箱气枕压强曲线更为接近试验曲线,得到的贮箱入口增压气体流量曲线与经验曲线符合地很好,这一方面表明低温贮箱的建模是成功的,另一方面也表明壁面对增压气体的冷却作用是比较显著的,在研究增压过程时不能忽略。

(3) 由于地面试验用的圆柱形贮箱箱壁通常长而薄,箱壁各层之间的轴向热传导相对于与气枕和推进剂的换热来说很小,甚至可以忽略不计,壁温升高缓慢的原因主要是由于箱壁材料(通常为不锈钢)的比热容很大,而非文献[3]所认为的“壁面吸收的热量被传到了液氧中”。

(4) 有限体积模型体系及所开发的仿真软件具有广泛的适用范围和良好的仿真精度,在管路系统仿真领域具有好的工程应用价值和数值拓展潜力。

(5) 贮箱增压系统算例2的箱压试验曲线在起动段波动幅度仍比仿真值大,进一步的研究需要考虑气、液之间传热传质作用对气枕压力的影响,同时需要考虑试验测量方面的因素。

### 参考文献:

- [1] Holt K, Majumdar A. Numerical modeling and test data comparison of propulsion test article helium pressurization system[R]. AIAA2000-3719.
- [2] Van Dresar N T. Pressurization of cryogenics: a review of current technology and its applicability to low gravity conditions[R]. AIAA92-3061.
- [3] Majumdar A, Steadman T. Numerical modeling of pressurization of a propellant tank[R]. AIAA99-0879.
- [4] 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]. Cryogenics and Superconductivity, 2005, 32(2): 35-38.
- [5] 陈阳,张振鹏,瞿骞,等.液体火箭发动机试验台贮箱增压系统数值仿真[J].航空动力学报,2007,22(1):96-101.  
CHEN Yang, ZHANG Zhenpeng, QU Qian, et al. Numerical simulation for tank pressurization system of LRE test-bed[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 96-101.
- [6] 陈阳,高芳,张振鹏,等.低温推进剂贮箱增压系统分布参数数值仿真(I)贮箱的有限体积模型[J].航空动力学报,2008,23(2):323-328.  
CHEN Yang, GAO Fang, ZHANG Zhenpeng, et al. Distributed parameter numerical simulation for the transients of cryogenic propellant tank pressurization system (I) Finite volume model of tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 323-328.
- [7] 陈阳.液体火箭发动机试验台气路系统通用模块化建模与仿真研究[D].北京:北京航空航天大学,2006.  
CHEN Yang. Study on generalized modularization modeling and simulation for liquid propellant rocket engine test bed systems[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [8] 陈新华主编.运载火箭推进系统[M].北京:国防工业出版社,2002.
- [9] 瞿骞.高压、小气枕低温贮箱智能增压技术[J].低温工程,2005,(5):22-25.  
QU Qian. An intelligence pressurization technology of high pressure and small ullage at low temperature tank[J]. Cryogenics, 2005, (5): 22-25.