

N₂O 贮箱自增压模拟

宋长青, 徐万武, 陈 健

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 基于 Zilliac 的三区假设,建立了贮箱液相自增压供应模型,使用 Peng-Robinson 状态方程进行模型推导,并建立了自增压实验系统进行模型验证.研究表明:自增压过程中,贮箱饱和温度介于气相和液相温度之间,且更加接近于液相温度.模型能够较好地模拟贮箱压力和液相温度的变化,然而气相区域由于温度分层的存在使得集总参数模拟误差较大,故需要采用气相区域具有更多节点的集总参数模型进行模拟.

关 键 词: 氧化亚氮; 贮箱; 自增压; 集总参数; 温度分层

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Self-pressurization modeling of nitrous oxide tank

SONG Chang-qing, XU Wan-wu, CHEN Jian

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,
College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on the three regions assumption of Zilliac, a self-pressurization model was established with the use of Peng-Robinson state of equation. An experimental apparatus of self-pressurization was constructed to verify the model. The result indicated that the saturation temperature was between the vapor and liquid temperatures, and more adjacent to the liquid temperature during the self-pressurization progress. The model showed a good performance in predicting the pressure and liquid temperature, but the formed temperature stratification in vapor region made it inaccurate to apply the lumped parameter method to model, so a model with more nodes in the vapor region was expected in future.

Key words: nitrous oxide; tank; self-pressurization; lumped parameter; temperature stratification

N₂O 作为一种绿色推进剂^[1-2],具有无毒性、操作处理方便、饱和压力高以及绝热分解温度较高等优势,可以用于冷气系统、单组元催化分解系统^[3-4]以及作为氧化剂的双组元系统. N₂O 作为氧化剂的双组元应用主要集中在固液混合发动机方面^[5-7],使用自增压方式供应推进剂,能够极大简化系统复杂性和质量.

对于 N₂O 自增压系统,精确地模拟排空贮箱

任意时刻的状态是准确预测发动机性能的关键.由于 N₂O 物性参数较为敏感,理想气体假设和不可压假设完全不适用,故需要引入其他状态方程. Span, Lemmon 等^[8-9]提出了一种 12 参数状态方程,其推导的 Helmholtz 关系式能够精确地预测 N₂O 物性参数之间的关系,但是该状态方程使用密度和温度作为独立变量,使得应用起来很不方便.立方状态方程如 Peng-Robinson 状态方程形

收稿日期:2014-07-17

基金项目:国家高技术研究发展计划

作者简介:宋长青(1989—),男,陕西咸阳人,博士生,研究领域为小推力推进技术.

通讯作者:徐万武(1975—),男,四川广安人,研究员,博士,研究领域为组合推进技术.

式简单,能够很好地描述流体的非理想性.在偏离临界状态时,使用该状态方程能够得到较为满意的结果^[10-11].

由于 N_2O 自增压过程呈现出严重的瞬态特性,使得使用多相计算流体力学(CFD)方法极其复杂且耗时间,因而 N_2O 自增压的数值模拟主要集中在集总参数模型^[12].集总参数模型有 Whitmore, Fernandez 等^[13-14]的模型,其假设贮箱内温度分布均匀,气液相 N_2O 处于平衡状态.然而在实际自增压供应过程中,气液相 N_2O 来不及达到平衡,故需要发展气液温度分布均匀但不相等的非平衡模型,如 Zilliac, Casalino 等^[15-16]的模型. Zimmerman 等^[17]使用现有的一系列实验数据对上述的 Whitmore, Zilliac 及 Casalino 模型进行了评估和比较,给出了这些模型的优缺点,为这些模型的使用提供了指导,在 Zimmerman 所比较的实验数据中, Zilliac 的模型总体相对最优.国内北京航空航天大学的孙威、蔡国飙等^[18-19]基于 Zilliac 的模型,对 N_2O 单组元微推力系统贮箱的气相自增压特性进行了研究,结果表明在没有热补偿的情况下,气相自增压方式不能够以恒定质量流量供应完推进剂.

上述文献作者在进行模型研究的同时也进行了自增压实验,遗憾的是目前鲜有关于贮箱内气液相温度变化的直接测量. Zilliac 数值模拟 N_2O 的温度^[15]但并未进行温度测量, Whitmore 则也只测量了自增压过程中的液相温度的变化^[13],并没有气相温度的实验结果.国内气相自增压实验也未直接测量贮箱内的气液温度变化.

本文主要研究 N_2O 贮箱液相自增压供应,使用三区假设对贮箱进行集总参数建模,利用 Peng-Robinson 状态方程对模型进行推导.实验直接测量贮箱内气液相 N_2O 的温度变化以弥补以往实验的不足,并利用本文的自增压实验对模型进行验证.

1 自增压模型

1.1 数学模型建立

自增压模型采用 Zilliac 的三区假设,即将贮箱分为气相区域、液相区域以及介于两者之间的没有体积的饱和区域,如图 1 所示(图中 m 为质量, ρ 为密度, T 为温度, $\dot{m}_{prop}$ 为推进剂供应流量).假设贮箱内的液相区域有一部分质量 $\dot{m}_{vap}$ 发生气化,吸收液相区域的一部分热量 $\dot{Q}_{vap}$ 进入气

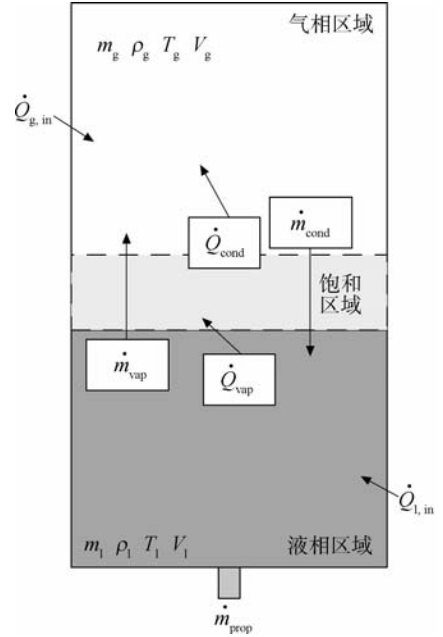


图1 贮箱模型示意图

Fig. 1 Diagram of the tank model

相区域,同时气相区域有一部分质量 $\dot{m}_{cond}$ 发生液化,对气相区域放出一部分热量 $\dot{Q}_{cond}$ 后进入液相区域.

对气相区域应用质量守恒可以得到

$$\dot{m}_g = \dot{m}_{vap} - \dot{m}_{cond} \quad (1)$$

应用能量守恒可以得到

$$\begin{aligned} \dot{U}_g &= \dot{m}_{vap} h_g(T_l) - \dot{m}_{cond} h_g(T_g) - \\ & p \dot{V}_g + \dot{Q}_{cond} + \dot{Q}_{g,in} \end{aligned} \quad (2)$$

对于液相区域应用质量守恒可以得到

$$\dot{m}_l = \dot{m}_{cond} - \dot{m}_{vap} - \dot{m}_{prop} \quad (3)$$

式中 $\dot{m}_{prop} = C_d A_{injector} \sqrt{2\rho_l(p - p_e)}$. 应用能量守恒方程可以得到

$$\begin{aligned} \dot{U}_l &= \dot{m}_{cond} h_l(T_g) - \dot{m}_{vap} h_l(T_l) - \\ & \dot{m}_{prop} h_l(T_l) - p \dot{V}_l - \dot{Q}_{vap} + \dot{Q}_{l,in} \end{aligned} \quad (4)$$

式中 $\dot{Q}_{g,in}$ 为气相区域的吸热率,包括壁面以及饱和区域和气相区域的换热, $\dot{Q}_{l,in}$ 的含义也类似.

气化率的计算如式(5)

$$\dot{m}_{vap} = E_{mp} \dot{Q}_{l,sat} / \Delta h_{vap} \quad (5)$$

其中 E_{mp} 为经验因子,和具体的系统相关; $\dot{Q}_{l,sat}$ 为液相区域至饱和区域的传热率; Δh_{vap} 为气化潜热.

液化率的计算如式(6)

$$\dot{m}_{cond} = \begin{cases} \frac{(p - p_{sat}) V_g}{Z_g R T_g \Delta t} & p > p_{sat} \\ 0 & p \leq p_{sat} \end{cases} \quad (6)$$

式中 p_{sat} 表示饱和压力, R 为 N_2O 气体常数, Z_g 为气相压缩因子, Δt 为时间积分步长. 模型中假

设贮箱壁面温度不变,且所有传热过程使用自然对流经验公式计算^[20].

1.2 模型求解

使用 Peng-Robinson 状态方程进行模型求解,首先将内能项 $\dot{U}$ 展开

$$\dot{U}_g = \dot{m}_g u_g + m_g (F_{1g} \dot{T}_g + F_{2g} \dot{\rho}_g) \tag{7}$$

$$\dot{U}_l = \dot{m}_l u_l + m_l (F_{1l} \dot{T}_l + F_{2l} \dot{\rho}_l) \tag{8}$$

将式(7)、式(8)分别代入能量方程式(2)、式(4)中可以看到方程中除了温度导数项还含有体积导数项 $\dot{V}_g$ 或 $\dot{V}_l$ 以及密度导数项 $\dot{\rho}_g$ 或 $\dot{\rho}_l$,故需要对这些导数项进行推导,取温度 T_g, T_l 和压力 p 作为独立变量.

由于 Peng-Robinson 状态方程可以写成如下形式:

$$pV_g = Z_g(T_g, p)m_gRT_g \tag{9}$$

$$pV_l = Z_l(T_l, p)m_lRT_l \tag{10}$$

对式(9)两侧进行求导可以得到

$$(pV_g)' = \dot{m}_g Z_g(T_g, p)RT_g + m_g \cdot [Z_g(T_g, p)RT_g]' \tag{11}$$

其中 $\dot{m}_g$ 形式见式(1),余下的 $[Z_g(T_g, p)RT_g]'$ 可以展开成如下形式:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(Z_gRT_g) &= R\left(Z_g + T_g \frac{\partial Z_g}{\partial T}\bigg|_p\right) \frac{dT_g}{dt} + \\ &RT_g \frac{\partial Z_g}{\partial p}\bigg|_{T_g} \frac{dp}{dt} \end{aligned} \tag{12}$$

而

$$p\dot{V}_g = (pV_g)' - \dot{p}V_g$$

故利用式(11)和式(12)将 $p\dot{V}_g$ 项化成 $\dot{T}_g$ 和 $\dot{p}$ 的表达式.

$\dot{\rho}_g$ 项可以写成

$$\dot{\rho}_g = \left(\frac{p}{Z_gRT_g}\right)' = \frac{\dot{p}(Z_gRT_g) - p(Z_gRT_g)'}{(Z_gRT_g)^2} \tag{13}$$

将式(12)代入可以将 $\dot{\rho}_g$ 项写成 $\dot{T}_g$ 和 $\dot{p}$ 的表达式.

同样的对于液相可以得到

$$\begin{aligned} (pV_l)' &= \dot{m}_l Z_l(T_l, p)RT_l + m_l \cdot \\ &[Z_l(T_l, p)RT_l]' \\ \frac{d}{dt}(Z_lRT_l) &= \end{aligned} \tag{14}$$

$$R\left(Z_l + T_l \frac{\partial Z_l}{\partial T}\bigg|_p\right) \frac{dT_l}{dt} + RT_l \frac{\partial Z_l}{\partial p}\bigg|_{T_l} \frac{dp}{dt} \tag{15}$$

利用 $p\dot{V}_l = (pV_l)' - \dot{p}V_l$ 可将 $p\dot{V}_l$ 项化成 $\dot{T}_l$ 和 $\dot{p}$ 的表达式. $\partial Z/\partial T$ 和 $\partial Z/\partial p$ 的表达式见文献[14]; F_1, F_2 以及焓、内能的计算见文献[15].

$\dot{\rho}_l$ 的表达式为

$$\dot{\rho}_l = \frac{\dot{p}(Z_lRT_l) - p(Z_lRT_l)'}{(Z_lRT_l)^2} \tag{16}$$

将式(15)代入也可以将 $\dot{\rho}_l$ 化成 $\dot{T}_l$ 和 $\dot{p}$ 的表达式.

将式(7), $p\dot{V}_g$ 以及 $\dot{\rho}_g$ 表达式代入气相能量方程式(2)中以及将式(8), $p\dot{V}_l$ 和 $\dot{\rho}_l$ 表达式代入液相能量方程式(4)可以得到关于 $\dot{T}_g, \dot{T}_l$ 和 $\dot{p}$ 的两个方程. 要使得问题封闭,还需要 1 个方程.

将式(9)和式(10)相加,可以得到

$$\begin{aligned} pV_{\text{tank}} &= Z_g(T_g, p)m_gRT_g + \\ &Z_l(T_l, p)m_lRT_l \end{aligned} \tag{17}$$

将等式两边求导,再将式(12)和式(15)代入,可以得到 $\dot{T}_g, \dot{T}_l$ 和 $\dot{p}$ 的如下第 3 个方程,使得问题封闭.

$$\dot{p} = \frac{[Z_g(T_g, p)m_gRT_g + Z_l(T_l, p)m_lRT_l]'}{V_{\text{tank}}} \tag{18}$$

将式(2)、式(4)及式(18)联立,将推导的各个导数项代入进行求解,就可以得到 $\dot{T}_g, \dot{T}_l$ 和 $\dot{p}$ 各自的表达式,连同式(1)的 $\dot{m}_g$ 和式(3)的 $\dot{m}_l$,共 5 个变量,使用 4 阶 Runge-Kutta 法进行积分求解.

2 初始条件计算

贮箱初始时刻的温度压力参数通常可以通过传感器来测得,在初始贮箱和环境处于热平衡时,气液相温度初值就取环境温度,而压力初值则取该温度下的饱和压力值. 初始时刻贮箱内气液相 N₂O 质量不能实验直接测量,需要进行分析得到.

假设已知初始时刻贮箱压力 p ,气相温度 T_g 和液相温度 T_l ,则可以计算得到气液相的压缩因子 $Z_g(T_g, p)$ 和 $Z_l(T_l, p)$,通过 Peng-Robinson 状态方程计算对应的气液相密度 ρ_g 和 ρ_l ,则贮箱的气液相质量可以通过求解如下体积守恒和质量守恒得到.

$$\frac{m_g}{\rho_g} + \frac{m_l}{\rho_l} = V_{\text{tank}} \tag{19}$$

$$m_g + m_l = m_{\text{load}} \tag{20}$$

利用上述模型,分析环境温度和加注量对于贮箱气液分布的影响. 图 2 给出了在贮箱体积为 0.0256 m³,不同填充量下,环境温度对于贮箱中液相 N₂O 质量分数的影响. 需要说明的是此处假设贮箱内处于气液平衡状态,且贮箱和外界达到热平衡,即气液相温度等于环境温度. 由图 2 可知,对于特定贮箱填充量,随着环境温度的升高,贮箱中液

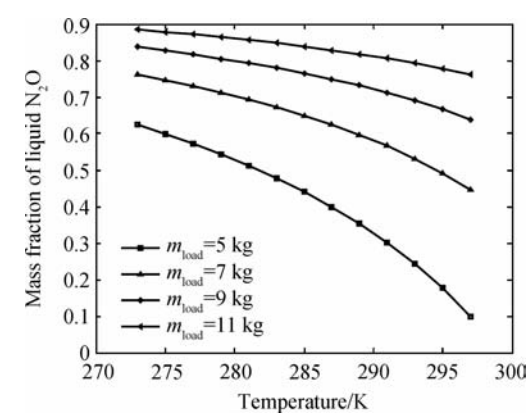


图 2 环境温度对于贮箱初始状态的影响
Fig.2 Effect of the temperature on the initial state of tank

相 N_2O 的质量分数逐渐减小. 对于特定温度, 随着贮箱中 N_2O 填充量的增加, 贮箱中液相 N_2O 的质量分数增加. 由以上分析可以得出, 对于实际的 N_2O 贮箱, 要减少贮箱的气垫高度, 使得贮箱中更多的 N_2O 以液相的形式存在, 一方面降低贮箱的温度, 另一方面增加贮箱中 N_2O 的加注量.

3 贮箱自增压实验模拟

3.1 实验系统介绍

为了对本文的模型进行验证, 建立了自增压实验系统, 如图 3 所示. 贮箱使用 321 不锈钢材料, 壁厚为 14.2 mm, 贮箱的参数如图所示. 由于 N_2O 饱和压力较高, 使得因液面高度产生的压差相对较小, 故忽略重力的影响, 认为贮箱内的压力分布均匀, 只采用一个压力传感器来测量贮箱的压力变化. 假设贮箱内气相、液相 N_2O 温度分布均匀, 故只采用两个温度传感器来测量贮箱的温

度变化, 其中测量气相的温度传感器设置在贮箱靠近上部壁面, 测量液相的温度传感器设置在贮箱靠近下部壁面. 为了精确测量整个实验过程中贮箱供应的 N_2O 质量流量, 在整个实验系统下设置称重系统. 实验温度、压力传感器参数如表 1 所示.

表 1 实验传感器参数

Table 1 Parameters of sensors in experiment			
传感器	型号	量程	准确度
压力传感器	PT301	10 MPa(绝压)	0.5%FS
温度传感器	STT-T(Pt100)	-100~100℃	A 级
称重传感器	PPM228-CZ102	75 kg(4 只)	0.03%FS

3.2 自增压实验及模拟结果比较

采用本文的自增压系统进行实验, 实验工况如表 2 所示.

表 2 实验贮箱初始状态及条件

Table 2 Initial state of tank and experimental condition	
参数	数值
贮箱加注量 $m_{\text{load}}/\text{kg}$	10.3
贮箱初始压力 p_0/MPa	4.5258
初始气相温度 T_g/K	293.6984
初始液相温度 T_l/K	286.8981
管路流阻系数 C_d	0.2398
实验环境温度/ K	293
喷注面积 $A_{\text{injector}}/\text{mm}^2$	28.274
环境压力 $p_{\text{ambient}}/\text{kPa}$	101.3

实验结果如图 4(a)、图 4(b)及图 4(d)所示, 可以看到实验开始后, 贮箱压力迅速下降, 到达一个极小值点之后稍微上升, 然后以近似线性规律下降. 贮箱液相温度变化也呈现相同的趋势, 而贮箱气相温度变化则较小. Zimmerman 等^[21]利用透明贮箱对此过程进行了解释, 由于篇幅关系在此不再赘述. 图 4(b)中也给出了实验饱和温度的变化曲线, 可以看到饱和温度介于气相和液相温度之间, 且更加趋近液相温度. 由此可以说明本文模型假设在气液界面间存在饱和区域的合理性.

使用上文的初值计算方法计算得到本文实验的初值如表 3 所示, 数值模拟的经验因子 $E_{\text{mp}}=23700$.

利用本文的模型进行数值模拟, 由于实验时间较短, 假设整个过程中贮箱壁面温度保持不变, 数值模拟结果和实验结果的比较如图 4 所示.

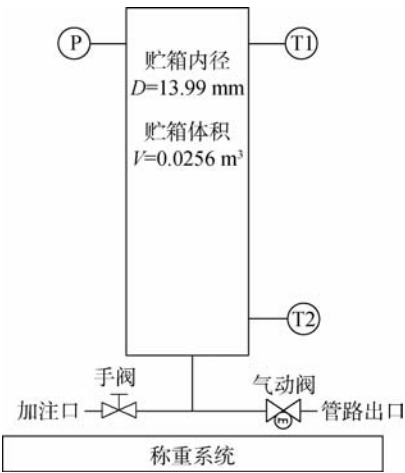


图 3 自增压实验系统示意图
Fig.3 Sketch of self-pressurization experimental system

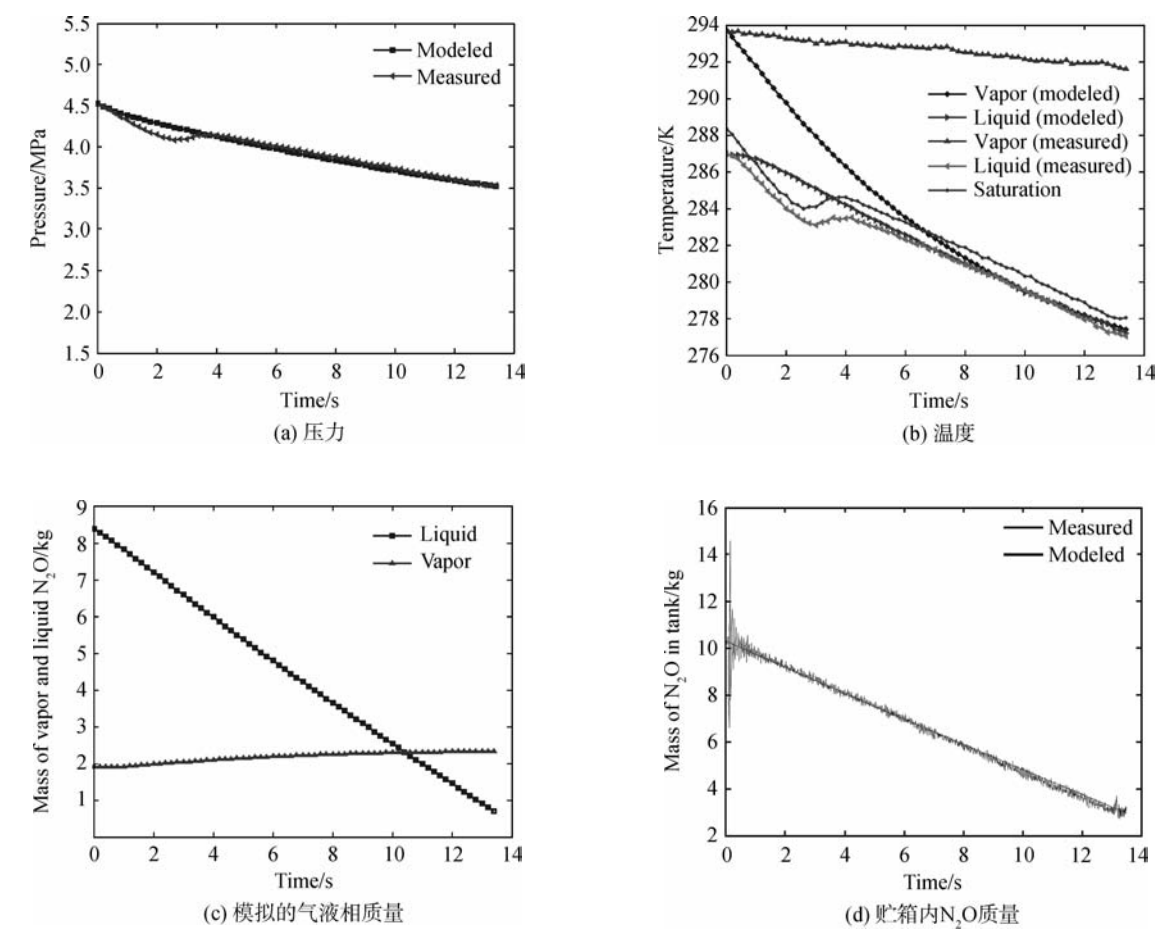


图 4 实验结果及模拟结果比较
Fig. 4 Comparison of modeling result with test

表 3 数值模拟初值
Table 3 Initial values of modeling

p_0 /MPa	T_g /K	T_l /K	m_g /kg	m_l /kg
4.5258	293.6984	286.8981	1.906	8.394

图 4(a)和图 4(b)可以看到,贮箱压力和液相温度除了下降较大的初始段外,数值模拟结果和实验结果符合得较好.实验气相温度的变化较小,而数值模拟的气相温度则逐渐下降直至趋于和液相温度一致,两者差异较大.对气相区域进行分析,可知实验中随着液相 N₂O 的消耗,贮箱中液相区域逐渐减少,不断有气相 N₂O 占据液相排空体积,使得气相区域持续扩大.在自增压过程中,气相区域顶端部分 N₂O 和外界换热较小,使得其温度下降较小,而底端部分 N₂O 由于新占据排空液相体积,使得其和外界以及液相区域热交换较多,使得其温度下降较大.气相区域顶端底端温度差异使得温度分层形成,不满足集总参数区域温度分布均匀的假设,故采用集总参数模拟的结果和实验中单点温度测量结果差异较大也在意料之

中.若要模拟此种温度分层,则需将气相区域上下分成多个区域,使用更多节点的集总参数模型进行模拟.如图 4(c)和图 4(d)所示,贮箱中 N₂O 质量随时间的变化模拟结果和实验结果也符合得较好,贮箱中液相 N₂O 质量在逐渐减少,而气相 N₂O 质量在逐渐增加,这也和实际趋势相符合.

实验质量流量和模拟结果随时间的变化如图 5 所示,可以看到两者差异也较小,随着贮箱压力

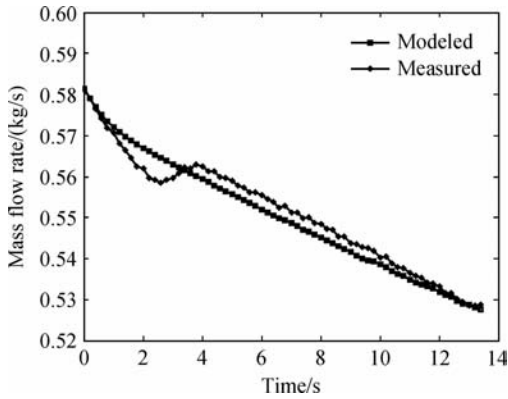


图 5 质量流量随时间的变化
Fig. 5 Mass flow rate history as a function of time

的减小,自增压供应流量逐渐降低,这也是自增压的缺点所在.

4 结 论

本文通过对 N_2O 贮箱液相自增压工作过程进行集总参数建模,使用 Peng-Robinson 状态方程进行模型求解,建立了自增压实验系统,并开展实验进行模型验证.结果表明:自增压过程中,贮箱饱和温度介于气相和液相温度之间,且更加趋近于液相温度.使用本文的自增压模型能够较好地模拟贮箱压力以及液相温度的变化,贮箱气相区域由于温度分层的形成,使得实验单点气相测量结果和假设温度分布均匀的模拟结果相差较大.若要模拟该温度分层,则需要将 N_2O 气相区域上下分成更多的区域,使用更多节点的集总参数模型进行模拟.

参考文献:

[1] 宋长青,徐万武,张家奇,等.氧化亚氮推进技术研究进展[J].火箭推进,2014,40(2):7-15.
SONG Changqing, XU Wanwu, ZHANG Jiaqi, et al. Research progress of nitrous oxide propulsion technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(2): 7-15. (in Chinese)

[2] Zikrov V, Sweeting M. Nitrous oxide as a rocket propellant[J]. Acta Astronautica, 2001, 48(5): 353-362.

[3] 孙威,方杰,张佳,等. N_2O 单组元推力器预热过程有限元分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2152-2156.
SUN Wei, FANG Jie, ZHANG Jia, et al. Finite element analysis on preheating progress of N_2O monopropellant thruster[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2152-2156. (in Chinese)

[4] 吴靖,孙威,蔡国飙. 内加热式 N_2O 单组元推力器预热过程仿真与试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 556-560.
WU Jing, SUN Wei, CAI Guobiao. Simulation and experiment for preheating process of N_2O monopropellant thruster with inner-heater[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3): 556-560. (in Chinese)

[5] Dyer J, Doran E, Dunn Z, et al. Design and development of a 100 km nitrous oxide/paraffin hybrid rocket vehicle[R]. AIAA-2007-5362, 2007.

[6] Bettella F, Moretto E, Geremia N, et al. Development of 20 kN hybrid rocket booster[R]. AIAA-2013-4140, 2013.

[7] 田辉,蔡国飙,孙再庸. N_2O /HTPB 固液火箭发动机喷管两相流计算[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1146-1150.
TIAN Hui, CAI Guobiao, SUN Zaiyong. Computation of nozzle two-phase flow in a N_2O /HTPB hybrid rocket mo-

tor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1146-1150. (in Chinese)

[8] Span R, Wagner W. Equations of state for technical applications I: simultaneously optimized functional forms for nonpolar and polar fluids[J]. International Journal of Thermophysics, 2003, 24(1): 1-39.

[9] Lemmon E W, Span R. Short fundamental equations of state for 20 industrial fluids[J]. Journal of Chemical Engineering, 2006, 51(3): 785-850.

[10] Dyer J, Doran E, Dunn Z, et al. Modeling feed system flow physics for self-pressurizing propellants[R]. AIAA-2007-5702, 2007.

[11] Ihmels E C, Gmehling J. Densities of sulfur hexafluoride and dinitrogen monoxide over a wide temperature and pressure range in the sub- and supercritical states[J]. International Journal of Thermophysics, 2002, 23(3): 709-743.

[12] Mattick S J, Lee C P, Hosanggadi A, et al. Progress in modeling pressurization in propellant tanks[R]. AIAA-2010-6560, 2010.

[13] Whitmore S A, Chandler S N. Engineering model for self-pressurizing saturated- N_2O -propellant feed systems[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(4): 706-714.

[14] Fernandez M M. Propellant tank pressurization modeling for a hybrid rocket[D]. Rochester, New Jersey: Kate Gleason College of Engineering, 2009.

[15] Ziliac G, Karabeyoglu M A. Modeling of propellant tank pressurization[R]. AIAA-2005-3549, 2005.

[16] Casalino L, Pastrone D. Optimal design of hybrid rocket motors for microgravity platform[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 491-498.

[17] Zimmerman J E, Waxman B S, Cantwell B J. Review and evaluation of models for self-pressurizing propellant tank dynamics[R]. AIAA-2013-4045, 2003.

[18] 孙威,方杰,蔡国飙. N_2O 单组元微推进系统贮箱自增压特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1290-1293.
SUN Wei, FANG Jie, CAI Guobiao. Tank self-pressurization process of N_2O monopropellant micro-propulsion system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1290-1293. (in Chinese)

[19] CAI Guobiao, SUN Wei, FANG Jie, et al. Design and performance characterization of a sub-Newton N_2O monopropellant thruster[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 23(1): 439-451.

[20] Incropera F, DeWitt D, Bergman T, et al. Fundamentals of heat and mass transfer[M]. 6th ed. New York: John Wiley & Sons Inc, 2006.

[21] Zimmerman J E, Cantwell B, Ziliac G. Initial experimental investigations of self-pressurizing propellant dynamics[R]. AIAA-2012-4198, 2012.