N_2O 单组元微推进系统贮箱自增压特性

孙 威 方 杰 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 建立了氧化亚氮(N_2O)贮箱自增压地面试验系统,针对亚牛级氧化亚氮单组元微推进系统的推进剂自增压供给过程开展了初步测试试验.基于三区域集总参数物理模型建立了氧化亚氮单组元微推进系统贮箱自增压数学模型,针对相同试验条件下的贮箱自增压过程开展了数值模拟,模拟结果与试验数据吻合较好,验证了仿真模型的准确性.仿真及试验结果均表明,为了确保推力器工作全过程中推进剂供应稳定,在亚牛级氧化亚氮单组元微推进系统的自增压过程中需要对氧化亚氮贮箱进行热量补偿来保证贮箱压力的稳定性,而贮箱压力下降速度分别随着贮箱初始充填率的减少、贮箱容积的减小及氧化亚氮质量流率的增加而增大.

关 键 词: 微推进系统; 氧化亚氮(N_2O); 推进剂贮箱; 自增压

中图分类号: V 434$^+$.23

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)11-1290-04

Tank self-pressurization process of N_2O monopropellant micro-propulsion system

Sun Wei Fang Jie Cai Guobiao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A ground experimental system was built to study the propellant-tank self-pressurization process of the sub-Newton-thrust N_2O monopropellant propulsion system. Numerical simulation using a three-region lumped model was conducted to simulate the same process as well. Simulation results under adiabatic wall condition agree well with the experimental data, which preliminary testifies the validity of the three-region lumped model. Both experimental and simulation results show that the heat compensation for propellant-tank is necessary during the propellant self-pressurization supply process of the sub-Newton-thrust N_2O monopropellant propulsion system, in order to keep stability of the tank pressure. It is also found that the initial filling factor, the volume of the tank and the propellant flowrate have great effects on the decline velocity of the propellant-tank pressure.

Key words: micro-propulsion system; nitrous oxide(N_2O); propellant-tank; self-pressurization

随着航天技术的发展及世界各国对环保问题的日益关注,寻找安全、廉价、无毒、无污染的高性能推进剂已成为各航天大国的研究目标.采用氧化亚氮(N_2O)作为推进剂,已经成为发展无毒推进剂的一个重要选择[1-4].而将 N_2O 应用于单组元微推进系统,也成为目前微推进领域的一个新的发展方向[4-6]. N_2O 单组元微推进系统既可以利用 N_2O 液态储存、密度比冲高的特点,又可利用 N_2O 饱和蒸汽压高的特点,实现自增压式的推进剂输送,简化系统结构及降低系统质量,因而相对于传统的微推进模式独具优势.

为保证 N_2O 单组元微推进系统工作过程中推进剂的自增压稳定供给,必须掌握 N_2O 自增压过程中的贮箱压力的变化特性,从而为整个推进剂输送系统的设计提供基本设计参数.对于 N_2O 自增压过程的研究,主要有试验及仿真两种方式,二者各具优点及不足:试验研究可以获得第1手的数据来直接说明自增压过程的特点,但成本较

收稿日期: 2008-10-31

作者简介: 孙 威(1981—),男,博士生,湖南益阳人,sw@sa.buaa.edu.cn.

高且需要耗费较多时间；采用数值仿真方式开展研究经济高效，但准确性有待进一步验证.

斯坦福、都灵理工、清华大学等几所大学根据自身研究侧重针对储箱自增压过程已经分别开展过一些研究[7－9]，但目前还未见有直接针对 N_2O 单组元微推进系统贮箱自增压特性所开展的研究. 本文拟同时采用试验和数值仿真的方式来对亚牛级 N_2O 单组元微推进系统贮箱自增压过程进行研究，一方面初步探索其自增压过程的特点，另一方面通过试验测试结果来验证所建立的仿真模型的准确性.

1　N_2O 贮箱自增压试验

1.1　试验系统及参数选择

N_2O 贮箱自增压试验系统的构成可参见图 1，该系统主要依靠减压器和音速喷嘴共同作用来保证稳定的 N_2O 流量. 通过置于贮箱出口处的压力传感器和热电偶来测量贮箱压力及出口气流温度的变化情况，通过串连于系统管路中质量流量计来测量 N_2O 质量流率.

按照比冲性能 150 s 计算[4]，产生 1 N 的推力需要 N_2O 流量约为 0.68 g/s，即亚牛级的 N_2O 单组元微推力器自增压流量要求均在 0.7 g/s 以下. 因此，在开展 N_2O 自增压试验时有针对性的选择了 0.7 g/s 左右的供给流量. 为研究贮箱容积对自增压过程的影响，试验选用了容积 10 L 和 3.3 L 的 2 种气瓶，并为气瓶外壁做了绝热包覆层以隔绝外界自然对流和辐射换热的影响. 为研究贮箱初始充填率的影响，在贮箱容积一定的条件下分别采用了不同的初始充填率来开展试验. 为能较好的体现 N_2O 自增压特性，各次试验均采用了 700 s 以上的总时长.

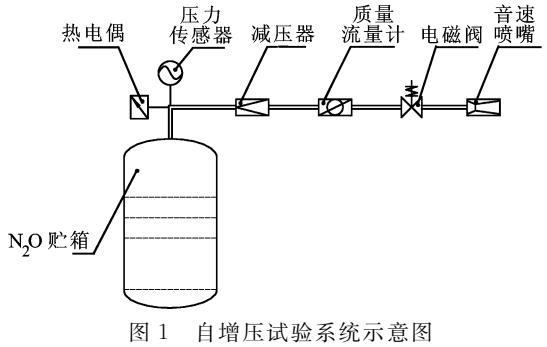

图 1　自增压试验系统示意图

1.2　试验结果及分析

图 2 是不同初始条件下的 N_2O 贮箱自增压试验曲线. 因为减压器控制精度的问题，实际试验时的流量并不能精确控制在 0.7 g/s 而可能有一定的偏差(约 0.01～0.02 g/s). 各次试验的贮箱初始压力也会因为试验当天气温不同而有差别.

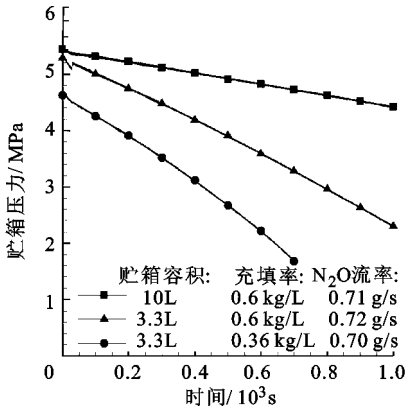

图 2　N_2O 贮箱自增压试验曲线

如图 2 所示，3 组不同试验中贮箱内部压力均随时间增加而逐渐下降，这是 N_2O 自增压过程中“液-气”转换时不断从液态 N_2O 中吸取能量而导致的. 尽管初始压力不同，各试验曲线“压降/时间”比表明容积及初始充填率大小对贮箱压力下降速度影响明显，容积、充填率较小的贮箱压力下降速度会更快，这可能是因为小容积或小充填率贮箱内部液态 N_2O 总量较少，较小的总热容会使推进剂体系受“液-气”转换过程吸热效应的影响更加明显. 贮箱容积 3.3 L、充填率 0.6 的试验中虽然仅释放占总量 36% 的 N_2O，贮箱压力就已经从 5 MPa 以上降到了接近 2 MPa，充填率 0.36 情况下压力下降的速度还要更快. 由于较大的压降会对减压器的稳压作用带来不利影响，这实际说明自增压过程中 N_2O 贮箱压力下降对推进剂稳定供应的影响是不可忽略的. 为保证推进剂的稳定供应，在自增压过程中需要对贮箱进行热量补偿以确保贮箱压力符合减压器工作特性要求.

2　N_2O 自增压计算模型

2.1　物理模型及基本假设

文献[8]针对采用 N_2O 氧化剂的固液推进系统提出了一种三区域集总参数物理模型来描述 N_2O 贮箱增压过程. 虽然单组元推进系统的推进剂供给方式与固液式推进系统不同，仍可参考其模型中的一些重要假设条件来建立针对 N_2O 单组元推进系统贮箱自增压过程的数学模型. 图 3 所示为 N_2O 单组元微推进系统贮箱的三区域集总参数物理模型，贮箱内划分为气相区、饱和液相层区、过热液相区 3 个区域.

物理模型采用以下假设：各区域内部温度均匀；饱和液相层区温度恒处于 N_2O 气体压力下的

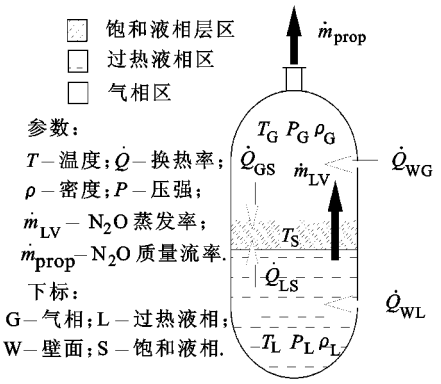

图3 N_2O贮箱三区域集总参数模型示意

饱和温度，其物理厚度可视作恒为0，进出此层的物质量及能量守恒[8]；过热液相区与饱和液相区间换热为沸腾换热，其换热率远大于“液-液”导热和“气-液”对流的换热率，沸腾换热率与过热液相层区及饱和液相区间的自然对流换热率成正比[8]；液相压力与气相压力相等；N_2O液体及气体总焓仅与温度相关；N_2O气相符合真实气体状态方程；推进剂与贮箱内壁接触边界按是否考虑换热影响分为导热和绝热2种情况，考虑导热时按自然对流来计算导热率.

2.2 数学模型

将整个贮箱分为气相、饱和液相、过热液相3部分控制容积，根据开口系统能量方程、质量守恒方程及物理模型中的假设条件可获得如下关系式.

质量守恒方程：

$$\dot{m}_G = \dot{m}_{LV} - \dot{m}_{prop} \tag{1}$$

$$\dot{m}_L = -\dot{m}_{LV} \tag{2}$$

能量方程(气、液两区域)：

$$\dot{Q}_{in} = \frac{dE}{dt} + \sum \dot{m}_e h_e - \sum \dot{m}_i h_i + \dot{W} \tag{3}$$

式(3)对气相、过热液相两区域均适用，其中，$\dot{Q}_{in}$为进入控制体的净热量；E为系统总能；$\dot{m}_e$为离开控制体的N_2O质量流率；$\dot{m}_i$为进入控制体的N_2O质量流率；h_e为离开控制体的N_2O比焓；h_i为进入控制体的N_2O比焓；$\dot{W}$为控制体与外界交换净功率.

物理模型假设条件[8,10]($a=4.807\,160\,87$，$b=967.819\,748$，$c=19.636\,888\,7$)：

$$T_S = \frac{b}{a - \lg\left(\dfrac{P_G}{100\,000}\right)} - c \tag{4}$$

$$\dot{m}_L = \frac{aQ_{LS}}{h_{LV}} \quad (a = 2.1 \times 10^4) \tag{5}$$

$$P_L = P_G \tag{6}$$

气体状态方程[10]($R=0.082\,06$；$A=3.782$；$B=0.044\,15$)：

$$P_G = \left(\frac{RT_G\rho_G}{44.02 - B\rho_G} - A\left(\frac{\rho_G}{44.02}\right)^2\right) \times 1.013\,25 \times 10^5 \tag{7}$$

补充方程[10]($A=0.449\,27$；$B=0.272\,44$；$n=0.288\,2$；$T_c=309.57$)：

$$\rho_L = 1\,000 \times AB^{-(1-T_L/T_c)^n} \tag{8}$$

$$V_G + V_L = V_{total} \tag{9}$$

上述各式经化简可得包含9个方程及9个未知数的微分代数方程组，求解可得贮箱内部各区域压力、温度、密度、质量等参数随时间变化情况.

3 贮箱自增压过程数值仿真

3.1 仿真与试验结果对比

采用上述仿真模型按试验相同条件对贮箱自增压过程进行数值模拟，贮箱内壁面分别采用导热和绝热条件. 图4～图6是计算得到的贮箱压力变化曲线与试验测量数据的对比图.

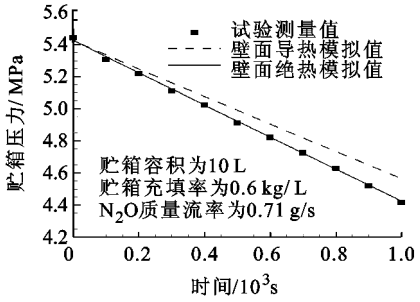

图4 仿真及试验结果对比1

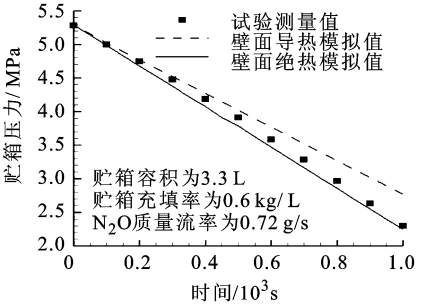

图5 仿真及试验结果对比2

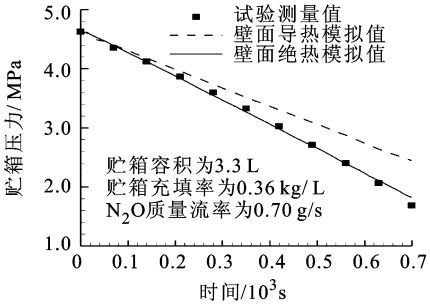

图6 仿真及试验结果对比3

对比结果显示内壁面绝热条件下计算得到的

曲线与各次试验数据均吻合较好,而壁面导热条件下的模拟压力曲线的下降速度要慢于实际压力变化情况.这可能是因为推进剂与贮箱内壁间的实际换热量要远小于按自然对流假设计算得到的换热量.

3.2　N_2O 贮箱自增压特性研究

采用三区域集总参数模型及内壁面绝热条件分别对不同充填率、不同容积、不同质量流率下 N_2O 贮箱自增压过程进行了模拟,上述 3 个因素的取值范围按亚牛级推进系统的应用范围来确定,结果参见图 7～图 9.计算结果表明 N_2O 贮箱压力下降速度分别随着贮箱初始充填率的减少、贮箱容积的减小、N_2O 质量流率的增加而增大,这与试验所得结论一致.

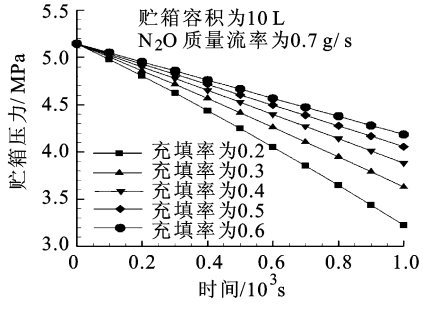

图 7　不同初始充填率下 N_2O 贮箱压力变化曲线

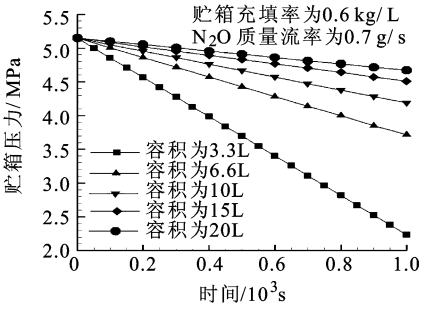

图 8　不同容积下 N_2O 贮箱压力变化曲线

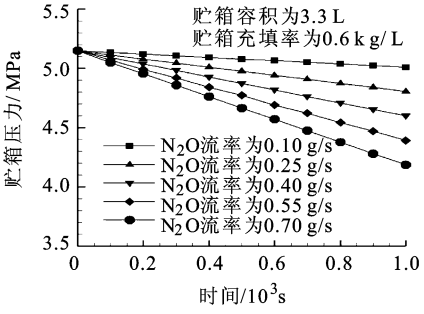

图 9　不同流率下 N_2O 贮箱压力变化曲线

4　结　论

针对亚牛级 N_2O 单组元微推进系统的贮箱自增压过程所开展的试验及仿真研究表明:

1)利用 N_2O 饱和蒸汽压高的特性来自增压供给推进剂的过程中 N_2O 贮箱内部压力会随时间逐步降低,压力下降速度分别随着贮箱初始充填率的减小、贮箱容积的减小、质量流率的增加而增大.为了确保推力器工作全过程中推进剂供应稳定,在亚牛级 N_2O 单组元微推进系统工作过程中需要对贮箱进行热量补偿来维持贮箱内部压力的稳定.

2)基于三区域集总参数物理模型所建立的 N_2O 单组元微推进系统贮箱自增压数学模型在内壁面绝热条件下的仿真结果与试验数据吻合良好,能够较好的模拟亚牛级 N_2O 微推进系统贮箱自增压过程,可为类似推进系统的研究提供借鉴.

参考文献(References)

[1] Tiliakos N, Tyll J S, Herdy R, et al. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine [R]. AIAA 2001-3258, 2001

[2] Gibbon D, Paul M, Smith M, et al. The use of liquefied gases in small satellite propulsion systems [R]. AIAA 2001-3246, 2001

[3] Arves J P, Jones H S, Kline K, et al. Development of a N_2O/HTPB hybrid rocket motor [R]. AIAA97-2803, 1997

[4] Gibbon D, Zakirov V, EIoirdi R, et al. Energetic green propulsion for small spacecraft[R]. AIAA 2001-3247, 2001

[5] 方杰,田辉,蔡国飙. N_2O 单组元微推进系统及其喷管流场的初步研究 [J].推进技术, 2005,26(6): 495－498
Fang Jie, Tian Hui, Cai Guobiao. Preliminary study on a N_2O micro-propulsion system and its nozzle flow field [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005,26(6): 495－498 (in Chinese)

[6] Cai Guobiao, Sun Wei, Fang Jie, et al. Initial results of BUAA nitrous oxide micro-thruster research[C]//58th International Sstronautical Congress. Paris: International Astronautical Federation, 2007:5950－5956

[7] Casalino L, Pastrone D. Optimal design of hybrid rockets with self-pressurizing oxidizer[R]. AIAA 2006-4501, 2006

[8] Zilliac G, Karabeyoglu M. Modeling of propellant tank pressurization[R]. AIAA 2005-3549, 2005

[9] 唐铖,韦迪,李路明.小型航天器液化气推进系统的数值模拟[J].清华大学学报(自然科学版),2007, 47(5): 730－733
Tang Cheng, Vadim Z, Li Luming. Numerical simulation of liquefied gas self-pressurization for small spacecraft propulsion systems[J]. Journal of Tsinghua University (Science & Technology) , 2007, 47(5): 730－733(in Chinese)

[10] 黄建彬.工业气体手册[M].北京:化学工业出版社,2002: 144－159
Huang Jianbin. Industrial gas data book[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2002: 144－159(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)