

文章编号: 1000-8055(2007)01-0096-06

液体火箭发动机试验台贮箱 增压系统数值仿真

陈 阳¹, 张振鹏¹, 瞿 骞², 朱子环²

(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, 并采用液体火箭发动机试验台气路系统通用模块化建模与仿真软件对容腔放气过程和某试验台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, 计算结果与分析解和试验结果获得了较好的一致, 验证了软件的有效性和通用性. 对两个系统的建模过程表明软件所采用的模块化建模与仿真方法适用于对复杂管网的建模, 在液体火箭发动机系统仿真上具有较好的应用前景. 对贮箱增压系统的仿真表明, 合理设计 PID 控制参数并根据经验预置与额定流量相近的调节阀初始开度, 对于提高增压系统起动过程的平稳性有利.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 液体火箭发动机; 试验台贮箱增压系统; 数值仿真; PID 控制
中图分类号: V434 **文献标识码:** A

Numerical simulation for tank pressurization system of LRE test-bed

CHEN Yang¹, ZHANG Zhen-peng¹, QU Qian², ZHU Zi-huan²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

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

Abstract: A simple model of propellant tank was established by neglecting mass and heat transfer between the propellant and pressurant. Then by employing the modularization modeling and simulation software for liquid rocket engine (LRE) test-bed gas system (LRET-BMSS-GS), blowdown of a tank and pressurization of a LO₂ tank pressurization system during engine firing were simulated. The simulation results are in good agreement with the analytical solution and test data. Accordingly, the software is validated to be effective and versatile. The progress of modeling two systems shows that the method of MMS is suitable for modeling complicated LRE system and can be used to simulate all kinds of working processes of LRE system. The simulation of LO₂ tank pressurization system indicates that PID control parameters should be set reasonably and the initial opening of pneumatic diaphragm control valve should be adjusted to nominal pressurant mass rate, which is effective to improve stability of pressurization starting transient.

Key words: aerospace propulsion system; liquid rocket engine (LRE); tank pressurization system of LRE test-bed; numerical simulation; PID control

液体火箭发动机试验台作为液体火箭发动机
热试车与热检验的试验检测平台, 为满足液体火

箭发动机的各种试验要求, 需要在试验台设计阶
段、安装调试阶段、热试车阶段开展全面的研究。

收稿日期: 2005-12-12; 修订日期: 2006-05-09

作者简介: 陈阳(1979-), 男, 河南漯河人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事液体火箭发动机系统动力学与仿真研究。

数值仿真技术作为试验与理论之外的第三种研究手段,可以缩短研制周期,降低试验费用,并为试验提供指导性建议.当数学模型经过几次修正和检验,证明已能相当精确地描述实际工作过程时,就可用数学方法解决部分试验问题.在仿真模型的建立上,传统的建模方式往往是系统结构与计算程序相关,如果系统结构有所改变,必须深入到计算程序中作出相应修改,模块化的方法^[1]很好的解决了这一问题.液体火箭发动机试验台气路系统通用模块化建模与仿真软件 LRETBMMSS-GS 就是根据这种思想开发的,然而数值仿真能否用于指导实践取决于软件的有效性与通用性,即软件能否较好地在计算机上重现实际试验台系统的动态工作过程,需要通过与试验数据的对比进行评估.

文献[2]采用 GFSSP 软件对某推进试验装置的氮气增压系统作了全试车过程仿真,验证了 GFSSP 软件的有效性和通用性.文献[2~4]为了准确计算增压气体的流量以及贮箱内温度、压强的动态过程,考虑了贮箱内低温液体与气体以及流体与管壁之间复杂的传热传质关系,获得了与试验数据符合较好的结果.在推进剂流量已知的情况下,文献[5,6]提出了一种计算增压气体流量的经验公式.本文在不考虑传热传质的情况下建立了一种简化的贮箱模型,借鉴文献[2~4]的计算结果,采用 LRETBMMSS-GS 软件对容腔放气过程和某试验台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,并对计算结果进行了评估.

1 仿真软件简介

LRETBMMSS-GS 采用模块化方法开发,包括数值计算程序和可视化输入输出界面,前者采用 Fortran90 语言和基于模块子程序调用的程序设计方法编写,后者采用 Microsoft Visual C++ 语言开发.如图 1 所示为数值计算程序的总体框架,模块子程序库中贮箱为新加模块,其它六个模块数值模型的算法部分在文献[7~9]中已经建立起来,本文对其中的变体积气体容积的能量方程^[8]作了修正,考虑了流体的膨胀功.采用该软件可处理由这七个模块所组成的试验台气路系统的通用模块化建模与仿真问题.

2 容腔放气算例

文献[10]对某容腔放气过程进行了仿真,并通过与等熵过程分析解的比较验证了 GFSSP 软件的有效性.采用 LRETBMMSS-GS 软件建立的

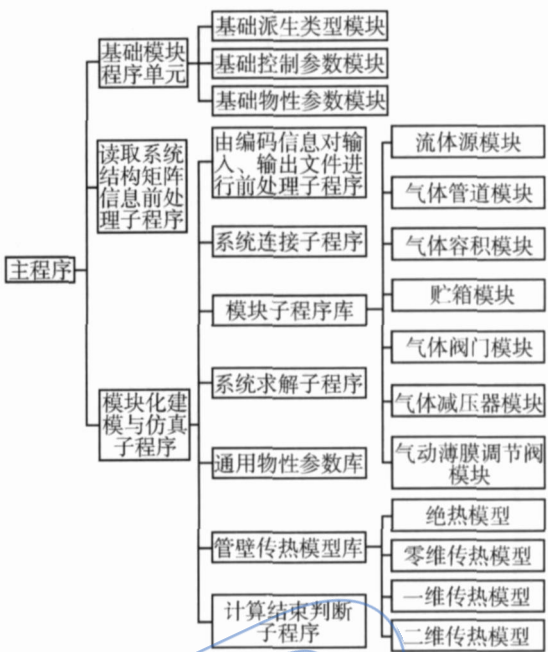


图 1 仿真软件数值计算部分的总体框架

Fig. 1 Framework of simulation software numerical part

数值仿真模型如图 2 所示,把此系统化为 1 个气体容积 (GVol1)、1 段气体管道 (GP1)、1 个流体源 (FS1),图中标出了系统的尺寸和初始状态.

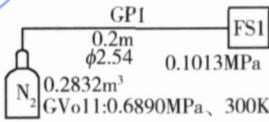


图 2 容腔放气系统的数值仿真模型

Fig. 2 Numerical simulation model of tank blowdown system

GP1 流场网格数划分为 8 个,如图 3 所示为仿真结果与分析解的对比,140 s 时刻仿真值与分析解相差 1%,符合很好.

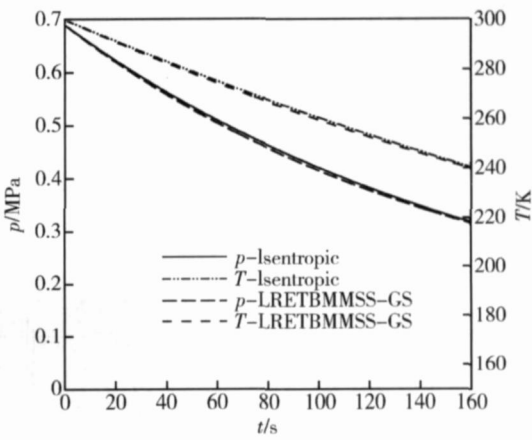


图 3 容腔放气系统仿真结果与分析解的对比

Fig. 3 Comparison of results by simulation and analytical solution

3 试验台贮箱增压系统算例

3.1 贮箱简化模型

对于低温推进剂贮箱,液面上方气枕压强的变化主要取决于增压气体流入速度、推进剂流出速度以及贮箱内的传热传质作用.本文建模时采用简化的贮箱模型,认为贮箱内气枕的状态是瞬时一致和均匀的,不考虑推进剂和管壁对气枕的传热传质,根据考虑膨胀功的变体积气体容积模型,气枕的模型方程为:

连续方程:

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V} \left[\sum_i^{n_{in}} \rho_i^{in} (u_n A_n)_i \right] - \frac{\rho}{V} \frac{dV}{dt}$$

能量方程:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{V} \left[\sum_i^{n_{in}} p_i^{in} (u_n A_n)_i \right] - \frac{1}{V} \frac{dV}{dt}$$

$$Var_i^{in} = \begin{cases} Var_{oif} (u_n)_i \geq 0 \\ Var_{arif} (u_n)_i < 0 \end{cases}, Var \in \{\rho, p\}$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{\rho}{\rho_L} \frac{dV}{dt} = \frac{Q_{mL}}{\rho_L}$$

式中, n_{in} 为贮箱入口管道个数, u_n 、 A_n 分别为第 i 条管道下游边界网格的速度和截面积, V 为贮箱气枕体积, Q_{mL} 为推进剂流出贮箱的质量流量, ρ 为推进剂密度.

对于液氧贮箱,文献[2]试验测得发动机点火时刻气枕初始温度约为 140 K,随着发动机进入稳态工况,气枕温度近似呈线性上升,100 s 时刻约为 170 K.

文献[5,6]给出的计算增压气体流量的经验公式为:

$$Q_m = \frac{p_{Ullage}}{ZRT_{Ullage}} \frac{Q_{mL}}{\rho_L}$$

式中, Z 为贮箱气枕部分气体在压强为 p_{Ullage} 、温度为 T_{Ullage} 情况下的压缩系数, R 为气体常数.对于 T_{Ullage} 的取值,文献[5]根据以往试验数据建议,液氧贮箱取为 180 K,液氢贮箱取为 140 K.

3.2 系统数值仿真模型

图 4 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,模块化建模时把此系统化为 24 段气体管道 (GP1~GP24)、5 个气体容积 (GVol1~GVol5,即高压气瓶和 4 个集气管)、1 个贮箱 (Tank1)、11 个气体阀门 (GV1~GV11)、1 个气体减压器 (GPRR1)、1 个气动薄膜调节阀 (PDCV1),气体管道流场网格划分为 100 mm/grid,图中标出了各管道的长度(单位:m)、外径和厚度(单位:mm),阀门和集气管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.氮气瓶体积、贮箱气枕初始体积分别为 20.0 m³、1.2 m³.

火药启动器点火时刻系统初始状态为: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,贮箱为 140 K,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).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_p 、 K_i 、 K_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.贮箱出口边界采用试

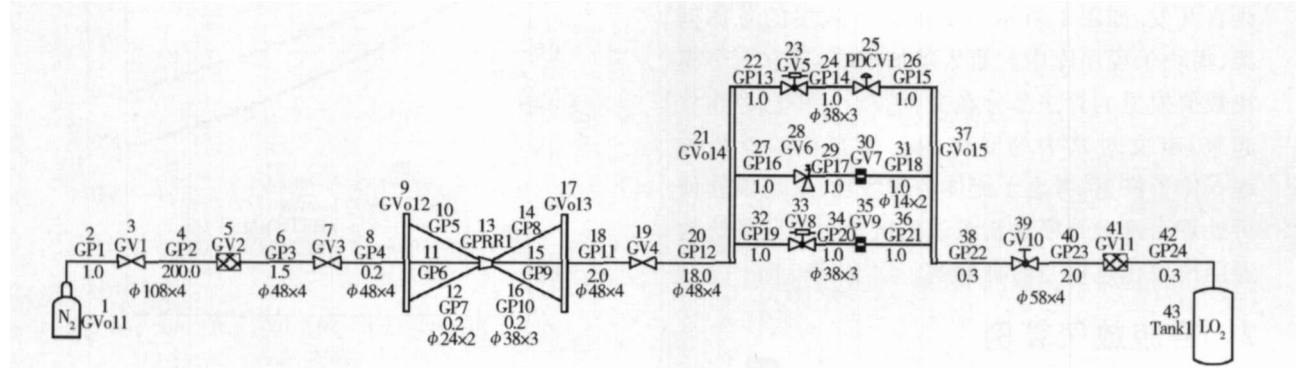


图 4 液氧贮箱增压系统的数值仿真模型

Fig. 4 Numerical simulation model of LO₂ 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 LO₂ tank pressurization system

算例	p_1 / MPa	p_2 / MPa	p_3 / MPa	p_6 / MPa	K_p	K_i	K_d	T / s	$p(0)$ / MPa	$h(0)$ / mm
1	14	1.705	0.467	2.049	1.2	0.012	0	0.1	0.020	0.00
2	14	2.032	0.464	2.421	2	0.05	0	0.1	0.035	3.00

验测得的时间-流量曲线,即液氧质量流量 Q_{ml} 的试验数据。

发动机起动程序^[11]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绝热流动,管壁摩擦采用准稳态的平均摩擦损失模型,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。

3.3 仿真结果及分析

图 5 为贮箱增压系统仿真结果与试验结果的对比。从系统设置情况和图中曲线可知,0 s 时刻火药启动器点火,同时 PID 调节仪开始工作,气动球阀 GV5 经过 0.21 s 后打开,由于在仿真的 30 s 内贮箱气枕压强始终小于箱压给定值,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。

从图 5(a)、(b)、(c) 可以看出,算例 1 由于没有预置调节阀初始开度,在调节仪控制下增大到额定值需要一定的时间,因此减压器低压腔压强有一段约 2 s 的起动过程,同时贮箱入口增压气体流量也有一个增大过程。由于此时液氧流量较小,贮箱气枕压强在开始的 1.4 s 内基本维持不变,随着涡轮泵起动至额定工况,液氧流量突增到额定值,气枕体积扩大速度变快,此时增压气体流量尚小,气枕压强开始降低,在调节仪控制下调节阀开度增大速度变快(此时比例环节与积分环节作用效果相同),相应的贮箱入口增压气体流量增大速度也变快,约 3.1 s 时刻气枕压强开始向给定值恢复。通过与试验曲线的比较,仿真结果很好地预示了这一过程。

从图 5(d)、(e)、(f) 可以看出,算例 2 由于按照经验预置了调节阀初始开度,减压器开启过程较快,贮箱入口增压气体流量在 GV5 打开后很快

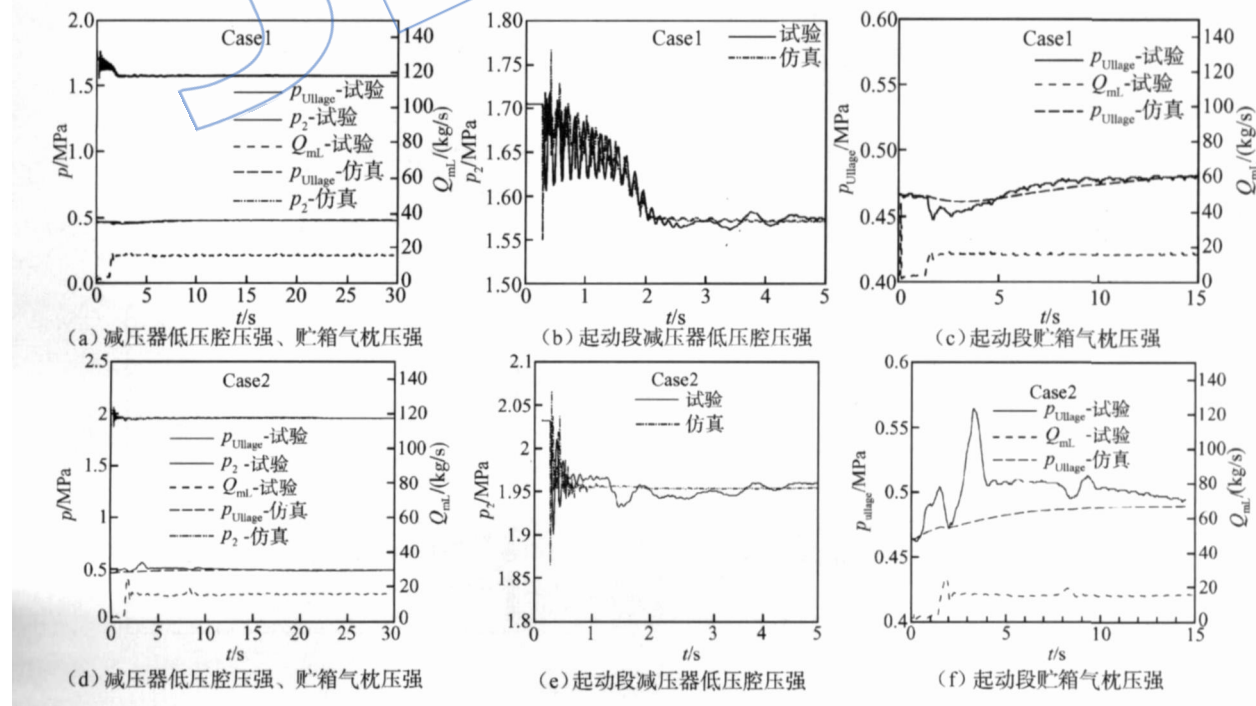


图 5 液氧贮箱增压系统数值仿真结果与试验结果的对比

Fig. 5 Comparison between simulation and test data of LO₂ tank pressurization system

地接近额定值,因此贮箱内气枕压强在 0.21 s 之后的一段时间逐渐增大,在 PID 控制比例环节的作用下(此时比例环节与积分环节作用效果相反)调节阀阀芯开度逐渐降低,相应的贮箱入口增压气体流量也逐渐降低,在液氧流量突增到额定值后,约 1.57 s 时刻气枕压强开始降低,在比例和积分环节共同作用下(此时比例环节与积分环节作用效果相同)调节阀阀芯开度迅速增大,约 1.97 s 时刻气枕压强又开始增大,此后向给定值 0.49 MPa 逐渐逼近. 试验曲线与仿真曲线都很好地预示了这一过程.

两个算例在起动段气枕压强仿真曲线的变化幅度没有试验测量的那样明显,原因有三方面,一是没有考虑传热传质的影响,二是试验数据动态测量方面的因素,三是 PID 控制参数的设置与试验时的实际情况有差别.

图 6 为贮箱入口增压气体流量仿真结果与按照文献[5,6]经验公式计算出的增压气体流量之

间的对比,对于经验公式中 T_{Ullage} 的取值,分别采用仿真值和按照文献[5]建议取为 180 K,相应的计算出两条流量经验曲线. 从图 6(a)、(b)可以看出,经验公式的计算结果明显高于仿真结果,原因是经验公式采用了气枕体积流量等于推进剂体积流量的假设而未考虑增压气体进入气枕后的温升效应. 与此相反,仿真未考虑传热对增压气体能量的消耗而导致气枕温度上升速度过快,从而高估了增压气体在贮箱入口和气流交界面处质量流量的不平衡. 实际的流量应该是介于两者之间.

图 7 为减压器 GPRR1 和调节阀 PDCV1 阀芯开度的动态仿真曲线. 从图 7(a)、(b)可以看出,减压器阀芯开度存在振荡. 仿真研究发现这与减压器结构尺寸的设置以及各集气管体积的大小有关. 增大减压器高、低压腔或增大各集气管体积可以减小振荡幅度,但是最根本的原因是由于试验台选用的减压器流量级别较大(千克级),而试验时工作在小流量工况下.

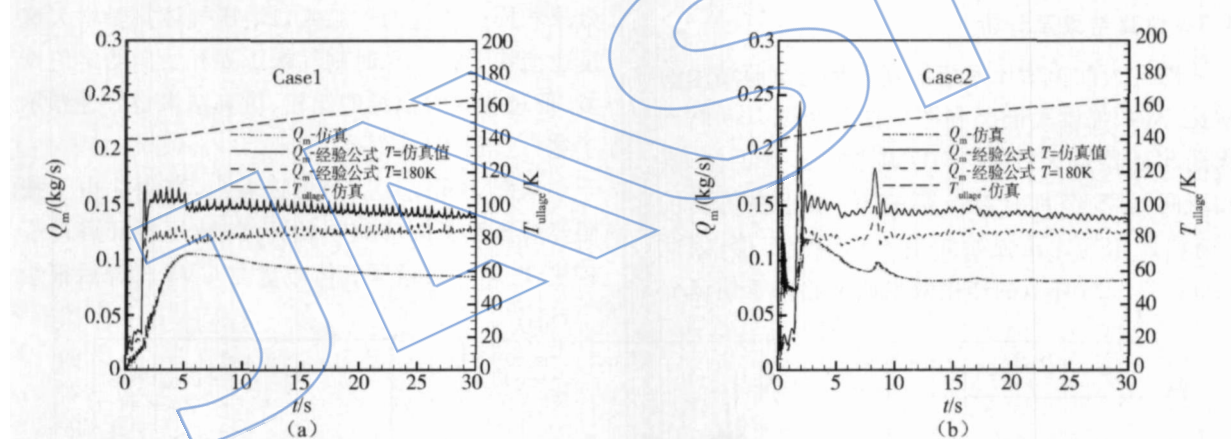


图 6 贮箱入口增压气体流量仿真结果与经验公式计算结果的对比

Fig. 6 Comparison between simulation result of tank inlet pressurant mass rate and prediction by experiential formula

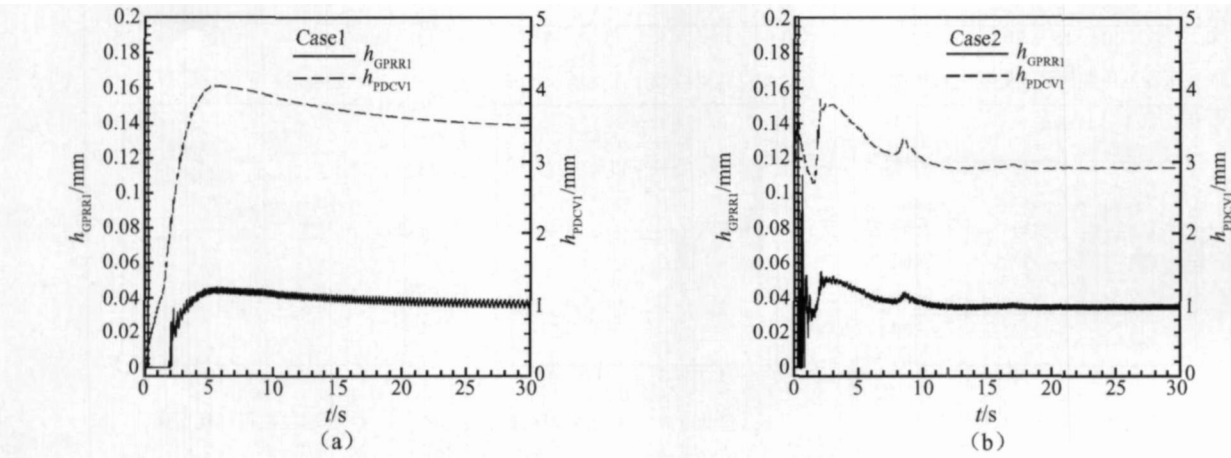


图 7 气体减压器、气动薄膜调节阀阀芯开度仿真结果

Fig. 7 Simulation results of valve core opening for GPRR1 and PDCV1

4 结 论

通过采用 LRETBMMSS-GS 软件对容腔放气过程和某试验台贮箱增压系统在发动机点火工作段增压过程进行的仿真,得出如下结论:

(1) 计算结果与分析解或试验结果获得了较好的一致,验证了软件的有效性和通用性。

(2) 对两个系统的建模过程表明软件所采用的模块化建模与仿真方法适用于对复杂管网的建模,在液体火箭发动机系统仿真上具有较好的应用前景。

(3) 对贮箱增压系统的仿真表明,合理设计 PID 控制参数并根据经验预置与额定流量相近的调节阀初始开度,对于提高增压系统起动过程的平稳性有利。

(4) 贮箱增压系统的箱压试验曲线在起动段波动幅度比仿真值大,数值仿真未能揭示出其原因,需要建立更为准确的低温推进剂贮箱模型以考虑传热传质作用对气枕压强的影响,同时需要考虑试验测量方面的因素。

(5) 贮箱增压系统所用减压阀、气动薄膜调节阀阀芯处的流量是进出口压强比、阀芯开度和流量系数的函数。在进出口压强、额定流量一定的情况下,阀芯开度取决于流量系数的取值。由于缺乏这两个组件的节流特性试验数据,仿真时节流处的流量系数按工程经验取值。然而实际的流量系数与阀芯开度、节流状态以及气体物性有关,如果还要进一步提高仿真的准确性,需要开展系统相关组件的特性试验。

参考文献:

[1] 张育林,刘昆,程谋森.液体火箭发动机动力学理论与应用

[M].北京:科学出版社,2005.

[2] Holt K, Majumdar A. Numerical modeling and test data comparison of propulsion test article helium pressurization System[R]. AIAA 2000-3719.

[3] Majumdar A, Steadman T. Numerical modeling of pressurization of a propellant tank. AIAA 99-0879.

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

[5] 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.

[6] 郭霄峰主编. 液体火箭发动机试验[M]. 北京:宇航出版社, 1990: 284-286.

[7] 陈阳,高芳,张振鹏,等. 液体火箭发动机试验台贮箱增压系统模块化仿真[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 339-344.

CHEN Yang, GAO Fang, ZHANG Zhenpeng, et al. Modular simulation for tank pressurization system of LRE test-bed[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 339-344.

[8] 陈阳,高芳,张黎辉,等. 减压阀动态仿真的有限体积模型[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 9-14.

CHEN Yang, GAO Fang, ZHANG Lihui, et al. Finite volume model for numerical simulation on dynamic process of pressure reducing regulator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 9-14.

[9] 陈阳,高芳,张振鹏,等. 气动薄膜调节阀控制系统工作过程的动态仿真[A]. 第五届液体火箭推进专业委员会第一次会议论文集[C], 三亚:中国宇航学会, 2005: 316-324.

[10] Majumdar A, Bailey J W, Schallhorn P, et al. A generalized fluid system simulation program to model flow distribution in fluid networks[R]. AIAA 98-3682.

[11] 陈新华主编. 运载火箭推进系统[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.