

# 航天器推进系统模块化建模方法\*

晏政, 刘泽军, 程玉强, 吴建军

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**为了研究由复杂增压气路和推进剂供应管路组成的航天器推进系统的动力学问题, 基于AMESim软件平台, 构建了模块化、可扩展的航天器推进系统仿真模型UPSSim。模型中, 增压气路采用分段集中参数模型, 推进剂供应管路采用分布参数模型, 并考虑了系统各组件与环境的换热。对某型轨控发动机的变轨过程进行了仿真, UPSSim能准确模拟该发动机变轨过程中系统参数的变化, 计算结果与设计性能参数、飞行遥测数据吻合较好。仿真结果表明, 本文所采用的模块化建模与仿真方法适用于复杂管网的建模, 在航天器推进系统仿真建模与仿真领域具有较好的应用前景。

**关键词:**航天器推进系统; 系统动力学; 模块化建模; AMESim

**中图分类号:** V434.1   **文献标志码:** A   **文章编号:** 1011-2486(2012)04-0028-05

## Modular modeling of spacecraft propulsion system

YAN Zheng, LIU Zejun, CHENG Yuqiang, WU Jianjun

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** In order to investigate the system dynamics of spacecraft propulsion system with complex pressurization pipelines and propellant feed pipelines, the Unified Propulsion System simulator (UPSSim) was developed, which consists of a modular and extensible framework based on AMESim software. The pressurant pipelines were separated into several nodes, with each node using lumped parameter model; while the propellant feed pipelines used distributed parameter model. Heat transfer between components and environment was also taken into account. Simulation of a certain UPS during GEO insertion shows that the UPSSim can obtain the parameter variations accurately, and the results are in good agreement with design parameters and measurements. Simulation result indicates that the method proposed is sufficient for the modeling of complex pipelines and has good application prospect for spacecraft propulsion system dynamic simulation.

**Key words:** aerospace propulsion system; system dynamics; modular modeling; AMESim

双组元航天器推进系统具有如下特点:(1)系统设计和分析涉及气体、液体、机械、电磁、传热、控制等诸多领域;(2)增压气路与推进剂供应管路均为复杂管网系统;(3)根据任务需求, 轨控发动机需多次启动, 姿控推力器更需频繁启动与关机。因此, 为解决航天器推进系统设计和分析中的相关问题, 非常必要开展其系统动力学的建模与仿真研究。

国内外学者对航天器推进系统动力学的建模与仿真研究非常重视, 现已取得了诸多代表性的研究成果<sup>[1-10]</sup>。但尚有不足之处:(1)研究对象大多经过不同程度的简化, 对工程应用的复杂供应管路的研究<sup>[1-2]</sup>较少, 难以准确反映推进系统的实际工作状态;(2)研究对象或者是推进剂供应管路, 或者是增压气路, 对增压气路和推进剂供应管路的耦合仿真少见报道;(3)研究工作多集中在推进系统开、关机过程的动态特性, 对推

进系统长时间、全工况过程的研究, 无论是落压式推进系统<sup>[3]</sup>, 还是恒压式推进系统<sup>[4]</sup>均不多见。当前, 航天器推进系统动力学研究趋势为<sup>[11-12]</sup>: 由单一型号建模转向通用模块化建模、由静态仿真转向动态仿真、由特定工况分析扩展到工作全过程仿真、由流动仿真扩展到多学科动力学仿真<sup>[13]</sup>。

### 1 推进系统动力学模型

基于模块化建模思想<sup>[11,14]</sup>, 本文将航天器推进系统所包含的众多组件分类为: 高压气瓶、增压气路、减压阀、贮箱、液体管路、推力室(包含燃烧室与喷管)和各种阀门。以下分别建立主要组件的数学模型。

#### 1.1 气路模型

##### (1) 气体模型

\* 收稿日期: 2011-11-07

作者简介: 晏政(1982—), 男, 重庆人, 博士研究生, 电子邮箱: yanzhengnurd@yahoo.com.cn;

吴建军(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, 电子邮箱: jjwu@nudt.edu.cn

在推进系统工作过程中,增压气体的压力较高,温度变化范围较大,因而不适用理想气体状态方程。考虑计算速度和增压气体的工作条件,采用 Redlich-Kwong 方程作为气体状态方程:

$$p = \frac{R_g T}{v - b} - \frac{a}{T^{0.5} v(v + b)} \quad (1)$$

其中,  $a$ ,  $b$  是与物质种类相关的常数,采用临界点的数学特征可求得:

$$a = \frac{0.42748 R_g^2 T_{cr}^{2.5}}{p_{cr}}, b = \frac{0.08664 R_g T_{cr}}{p_{cr}} \quad (2)$$

### (2) 气瓶模型

将高压气瓶视为一个气体容腔和一个出口端的组合。假定容腔内压力场、温度场均匀分布,其质量和能量守恒方程为:

$$\begin{aligned} \frac{dm}{dt} &= \frac{d}{dt}(\rho V) \\ &= \rho \frac{dV}{dt} + V \cdot \left[ \left( \frac{\partial \rho}{\partial P} \right)_T \cdot \frac{dP}{dt} + \left( \frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_P \cdot \frac{dT}{dt} \right] \\ \frac{dT}{dt} &= \frac{\sum \dot{m}_i \cdot h_i - \frac{dm}{dt} \times \int C_v dT + \frac{dQ}{dt} - p \frac{dV}{dt}}{m \cdot C_v} \end{aligned} \quad (3)$$

其中,  $\sum \dot{m}_i \cdot h_i$  是端口的焓流量(输入为正)。

### (3) 气体管路模型

在系统动力学的数值研究中,考虑到实时性和可行性的要求,目前都是采用一维模型,尚未见到二维或三维数学模型的应用。综合考虑计算精度和效率,本文中气体管路模型采用分段集中参数模型,并假定气体在管路中的流动是一维的,忽略引力场对气体的影响。气动管路模型由质量、动量、能量三大守恒定律确定:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} = q_s \\ \frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial \rho u^2}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\partial \tau}{\partial x} \\ \frac{d\rho e}{dt} = -p \frac{\partial u}{\partial x} + R + \Phi + Q \end{cases} \quad (4)$$

其中,  $q_s$  为质量源项,  $R$  为能量源项,  $\Phi$  为当地粘性力做功,  $Q$  为管路与环境的换热。

### (4) 节流孔模型

假定气体流过限流位置时流动等熵,忽略节流孔来流速度,则流量计算如下:

$$\dot{m} = A \cdot C_q \cdot C_m \frac{P_{up}}{\sqrt{T_{up}}} \quad (5)$$

其中  $A$  是流孔面积,  $C_q$  是流量系数,  $C_m$  是流量参数,  $P_{up}$  是上游绝对压力,  $T_{up}$  是上游温度。气

体流量参数  $C_m$  通过下式求得:

$$\begin{cases} C_m = \sqrt{\frac{2\gamma}{r(\gamma-1)}} \sqrt{\left(\frac{P_d}{P_u}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_d}{P_u}\right)^{\frac{r+1}{r}}}, \\ \left(\frac{P_d}{P_u}\right) > P_{cr} \text{ (subsonic)} \\ C_m = \sqrt{\frac{\gamma}{r} \left(\frac{2}{(\gamma+1)}\right)^{\frac{r+1}{r-1}}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{r(\gamma+1)}} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{r-1}}, \\ \left(\frac{P_d}{P_u}\right) \leq P_{cr} \text{ (supersonic)} \end{cases} \quad (6)$$

其中,  $P_{cr} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$ ,  $\gamma$  是比热比。

## 1.2 液路系统动力学模型

### (1) 贮箱模型

对于推进剂贮箱,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,认为贮箱内气枕和推进剂的状态均是瞬时一致和均匀的,不考虑推进剂和贮箱壁面对气枕的传热传质,则气枕模型即为考虑膨胀功的变体积气体容积模型,该模型在气瓶模型中已介绍,不再赘述。

### (2) 推进剂供应管路模型

综合考虑计算精度和速度,本文对推进剂供应管路的建模采用了一维分布参数模型,采用 Lax-Wendroff 格式求解。管路节点的压力导数如下式:

$$\frac{\partial P}{\partial t} = -\frac{B}{A} \frac{\partial Q_v}{\partial x} \quad (7)$$

其中,  $A$  为管路的流通截面积,  $B$  是管路的有效体积弹性模量。

根据控制体积动量守恒原理,管路节点的体积流量微分方程为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial Q_v}{\partial t} &= \frac{A}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} - 9.81 A \sin(\theta) \\ &\quad - v \frac{\partial Q_v}{\partial x} - \frac{ff \cdot Q_v^2 \cdot \text{sign}(Q_v)}{2DA} \end{aligned} \quad (8)$$

其中,  $\rho$  为流体密度,  $V$  为管路体积,  $\theta$  为管路与水平方向的夹角,  $ff$  为摩擦系数。

### (3) 三通接头和弯管模型

三通接头采用接头处各支路压力相等、流量平衡来建模,其局部流阻采用文献[15]的方法计算。

### (4) 喷注器模型

推进系统工作过程中,喷注器简化为一个节

流孔元件,该节流孔的背压为随时间变化的燃烧室压力。

### (5) 发动机模型

采用文献[11]的建模方法,将发动机模型分为两部分:燃烧室和喷管,分别建立其数学模型。

**燃烧室分区模型:**将燃烧室分成两个区:第一区为燃烧区,推进剂在燃烧区经过一个时滞后瞬时燃烧完毕;第二区为流动区,同喷管一起为准一维平衡流燃气流动管道。对燃烧区做如下几点假设:推进剂喷入燃烧室到转换为燃气经过一个常数时滞  $\tau_0$ ;生成燃气与燃烧区滞留燃气瞬时均匀混合,达到温度、组分平衡;燃烧产物为完全气体;忽略燃烧区液相推进剂所占体积。燃烧室动态特性的动力学模型由燃气质量、燃气热值和压强为状态变量的方程组构成,其中燃气热值混合比  $K_c$  函数分段拟合得到。

**喷管动态模型:**考虑喷管内燃气流动过程是为了计算非稳态、非设计工况下的发动机推力和冲量。将喷管内的气体流动视为准稳态的一维等熵流动(激波区除外),在喷管出口反压和喷管膨胀比确定的情况下,喷管内的流动工况由燃烧室压强决定。

### 1.3 机械系统动力学模型

推进系统的建模涉及机械系统中的惯性组件、弹性组件和阻尼组件。推进系统组件受导向机构约束,大多只沿一个方向运动,因此可以简化为一维质量弹簧阻尼运动方程:

$$M\ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) = F(t) \quad (9)$$

其中,  $x(t)$  为位移,  $F(t)$  为外力,  $M$  为质量,  $C$  为粘性阻尼系数,  $K$  为弹簧刚度。

### 1.4 热系统动力学模型

热可以通过传导、对流及辐射方式实现传递,由于热辐射只有在温差较大物体间才比较明显,因此,航天器推进系统建模与仿真研究通常只考虑热传导和热对流两种方式。

导热过程由傅里叶定律描述,由于航天器推进系统相关导热计算主要关心结构导热对流体温度、压力的影响,因此高压气瓶和增压气路均可等效为圆筒壁的导热问题,可用一维稳态导热方程描述:

$$q = -\lambda \frac{dT}{dx} \quad (10)$$

其中,  $q$  为热流密度,  $\lambda$  为导热系数。

对流是流体宏观运动发生冷热流体掺混所引起的热量传递,对流换热过程由牛顿冷却公式确定:

$$\dot{Q} = h_T A (T_{ext} - T_w) \quad (11)$$

其中,  $h_T$  为表面换热系数。

## 2 推进系统动力学模块化建模

AMESim 是一个多学科动力学建模、仿真与分析软件,包含 AMESim、AMESet、AMECustom、AMERun 系列软件平台。AMESim 把系统不同功能单元进行模块分割,划分为气动、机械、液压、控制等模型库,用图形化的方式来描述系统各组件的相互关系。各模块图标采用工程领域的标准符号,形象直观,因此 AMESim 建立的系统动力学模型与系统原理图接近,可以方便设计人员根据系统工作原理搭建相应的动力学仿真模型<sup>[13]</sup>。AMESim 软件提供了相互兼容的、丰富的组件模型库,以及 AMESet 所提供的二次开发功能,能够满足航天器推进系统的系统动力学建模和仿真的需要。AMESim 的积分运算器自动判断系统方程的刚性,切换不同的数值算法,从而使仿真速度和精度满足要求。这可以使得工程设计人员更多地关注于物理组件的动力学建模,而不必关心模型的数值特征及求解算法。

在 AMESet 软件环境下进行二次开发,分别建立了减压阀、贮箱、发动机的仿真模型,在 AMESim 软件环境下搭建了某航天器推进系统的动力学仿真模型 UPSSim,如图 1 所示。

## 3 推进系统工作过程仿真

仿真模型 UPSSim 的参数设置如下:(1)增压气路:多个气瓶并联,初始压力为 313bar(本文中气体压力均采用绝对压力);电爆阀响应时间为 1ms,高压自锁阀响应时间为 10ms;气体管路内径均为 4mm,与气瓶直接连通的气路初始压力与气瓶相同,电爆阀 NCPV1 至减压阀高压腔的气路初始压力为 40bar,减压阀低压腔下游至单向阀的气路初始压力为 18bar。(2)贮箱:贮箱中 5% 为气枕,气枕初始压力为 15.5bar。高压气瓶和气体管路的材质均为 TC4,据此设定导热系数。(3)推进剂管路:设定轨控发动机供应管路内径为 8mm;姿控推力器供应管路内径为 6mm,长度按照系统设计参数设定;电爆阀响应时间为 1ms,电磁阀响应时间为 10ms;模型中添加了 28 个三通接头、36 个弯管,为简化起见,所有弯管全部等效为 90°弯管。(4)轨控发动机和姿控推力器的参数按照设计参数设定。

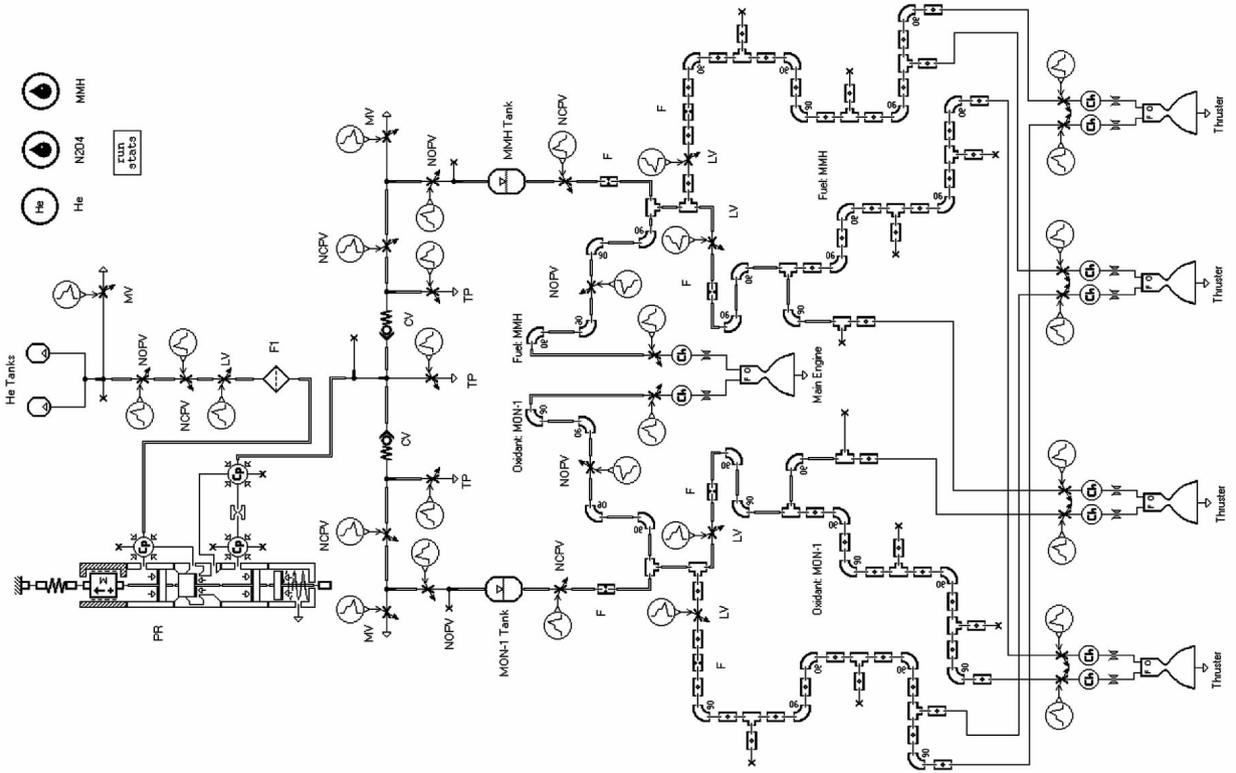
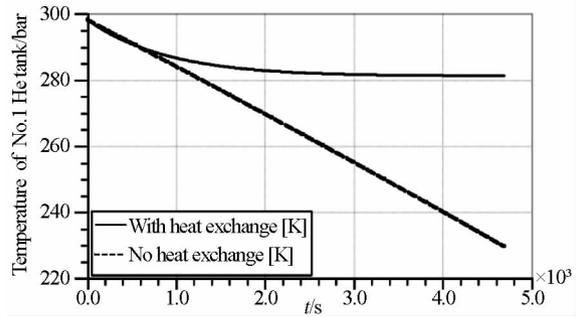


图1 航天器推进系统动力学仿真模型 UPSSim 示意图

Fig.1 Sketch of unified propulsion system simulator (UPSSim)

图2给出了考虑与忽略气瓶与环境换热两种情况下,该型轨控发动机变轨过程中气瓶温度和压力的变化曲线。由图2可见,随着增压气体的排放,气瓶的温度和压力均持续下降,但考虑气瓶与环境的换热效应与否,仿真结果差距明显。气瓶压力的影响因素中,气体的排放占据主导地位,因此气瓶压力基本呈现线性下降。变轨过程结束后,气瓶压力 212.6bar,与遥测数据误差约为 +1.06%。气瓶温度的影响因素中,气体的排放在前期占据主导地位,因而气瓶温度在前期下降较快,之后气瓶与环境的换热占据主导,气瓶温度趋于稳定。变轨过程结束后,气瓶温度 281.3K,与遥测数据误差约为 -0.66%。



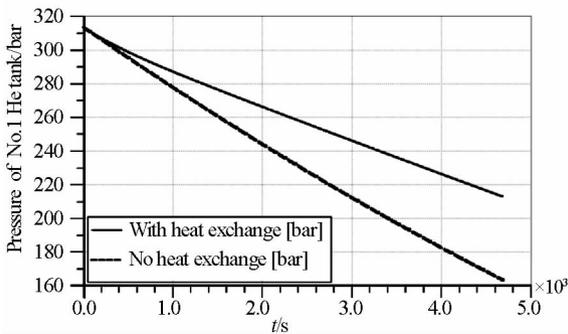
(b) 气瓶温度

图2 推进系统变轨过程中气瓶温度和压力曲线

Fig.2 Temperature and pressure curves of propulsion system during GEO insertion

表1给出了该型轨控发动机工作过程的仿真结果。由表可见,推进系统主要参数的仿真结果与设计参数基本吻合,表明建立的仿真模型能够较好地模拟双组元统一推进系统的工况,验证了模型的适用性。

现有文献的系统动力学研究中,研究增压气路的动态特性均假定推进剂供应管路的流量恒定,研究推进剂供应管路的动态特性均假定增压气体的流量恒定,该假定在短时间内是成立的。但是随着增压过程的进行,气瓶压力逐渐下降,而减压阀出口压力缓慢上升(本算例中约2%),这将引起下游推进剂供应管路的各个参数均有所上



(a) 气瓶压力

升。因此,准确模拟某型轨控发动机的变轨过程中系统参数的相互影响,应采用增压气路和推进剂供应管路的耦合仿真。

表 1 仿真结果与设计参数的对比(数据已归一化)

Tab.1 Comparison of simulation results and design parameters (data normalized)

组件	参数	设计	变轨过程	
		参数	开始时	结束时
减压阀	出口压力	1.000	1.002	1.022
MMH 贮箱	气枕压力	1.000	1.000	1.023
	MMH 电磁阀入口压力	1.000	1.001	1.036
轨控发动机	MON-1 电磁阀入口压力	1.000	1.008	1.032
	MMH 流量	1.000	1.009	1.030
	MON-1 流量	1.000	1.003	1.026
	推力	1.000	1.003	1.023
	出口压力	1.000	0.990	1.009
	混合比	1.000	1.004	1.003

## 4 结 论

为便于研究航天器推进系统动力学问题,本文开发了模块化、可扩展的航天器推进系统数值仿真模型 UPSSim,并对某型轨控发动机的变轨过程进行了仿真研究,结果表明:

(1)通过分析某型轨控发动机变轨过程中气路减压阀出口压力的变化对液路参数的影响,指出对增压气路和推进剂供应管路进行耦合仿真,能准确模拟该发动机变轨过程中系统参数的变化;

(2)仿真结果与设计参数、飞行遥测数据吻合较好,表明本文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,在航天器推进系统动力学建模与仿真领域具有较好的应用前景。

## 参考文献(References)

[1] Peukert M, Simon R. ATVSIm: the ATV propulsion system simulation software [R]. AIAA 2001-3828, 2001.

[2] 张黎辉,李家文,张雪梅,等. 航天器推进系统发动机动态特性研究[J]. 航空动力学报, 2004, (19)4: 546-549. ZHANG Lihui, LI Jiawen, ZHANG Xuemei, et al. Dynamic characteristics study of spacecraft propulsion system engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 546-549. (in Chinese)

[3] 袁磊,周红玲,孙冰. 卫星单元推进系统落压工作特性的数值仿真与试验[J]. 上海航天, 2007(2): 42-46. YUAN Lei, ZHOU Hongling, SUN Bing. Numerical and experimental investigation of blowdown characteristic for

satellite hydrazine propulsion system[J]. Aerospace Shanghai, 2007(2): 42-46. (in Chinese)

[4] Molinsky J M. Flow modeling of the galaxy XII dual mode bipropellant propulsion subsystem[R]. AIAA 2004-3665, 2004.

[5] 戴佳,黄敏超,沈赤兵,等. 挤压式液体火箭发动机水击特性研究[J]. 上海航天, 2007(1): 52-55. DAI Jia, HUANG Minchao, SHEN Chibing, et al. Study on water hammer characteristics in pressure-fed liquid rocket engine[J]. Aerospace Shanghai, 2007(1): 52-55. (in Chinese)

[6] 樊忠泽,黄敏超,余勇,等. 空间推进系统工作过程的模块化建模[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(2): 29-33. FAN Zhongze, HUANG Minchao, YU Yong, et al. modular model of space propulsion system in the whole operation process[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(2): 29-33. (in Chinese)

[7] 白晓瑞. 液体火箭推进系统动态特性仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008. BAI Xiaorui. Numerical analysis on dynamic characteristics of liquid rocket propulsion system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)

[8] Karimi H, Nassirharand A, Mohseni M. Modeling and simulation of a class of liquid propellant engine pressurization systems [J]. Acta Astronautica, 2010, 66: 539-549.

[9] Karimi H, Nassirharand A, Zanj A. Integration of modeling and simulation of warm pressurization and feed systems of liquid propulsion systems [J]. Acta Astronautica, 2011, 69: 258-265.

[10] 张黎辉,李伟,段娜. 液体火箭发动机模块化通用仿真[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 687-691. ZHANG Lihui, LI Wei, DUAN Na. General simulation on modularization of liquid rocket engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 687-691. (in Chinese)

[11] 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. ZHANG Yulin, LIU Kun, CHENG Mousen. Theory and application of liquid rocket engine dynamics [M]. Beijing: Science Press, 2005. (in Chinese)

[12] 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 gas systems [D]. Beijing: Beihang University, 2006. (in Chinese)

[13] 刘靖东,隋国发,娄路亮,等. 液体火箭增压输送系统多学科动力学研究[J]. 中国科学: E 辑 技术科学, 2009, 39(3): 474-481. LIU Jingdong, SUI Guofa, LOU Luliang, et al. Research of multidisciplinary dynamics of liquid rocket feed system[J]. Science in China, Series E, 2009, 39(3): 474-481. (in Chinese)

[14] 魏鹏飞,吴建军,刘洪刚,等. 液体火箭发动机一种通用模块化仿真方法[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 147-150. WEI Pengfei, WU Jianjun, LIU Honggang, et al. Investigation of a general module simulation method for liquid propellant rocket engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 147-150. (in Chinese)

[15] Idelchik I E. Handbook of hydraulic resistance [M]. 2nd ed., Washington: Hemisphere Pub. Corp., 1986.