

通用化液体火箭发动机静态特性仿真平台

王 丹,陈宏玉,周晨初

(液体火箭发动机技术重点实验室,陕西 西安 710100)

摘 要:静态模型用于在发动机各稳态工况下对参数进行动力平衡计算,在发动机地面热试车或飞行试验之前,将发动机参数设定为规定值,已成为型号设计的固定流程。静态模拟是液体火箭发动机系统方案改进和新型发动机系统研制的重要手段之一。基于模块化建模思想和面向对象技术,建立了一套适应大范围变工况调节的发动机组件高精度通用化静态模型库,应用面向对象的仿真工具 MWorks/Modelica 软件开发了一套适用于液体火箭发动机静态特性分析的模块化建模与仿真软件。该仿真平台实现了现有静态计算成果的标准化、集成化;突破了传统一型号一模型的局限,极大地缩短了研制周期。

关键词:液体火箭发动机;静态特性;Modelica;通用化仿真平台;模块化建模

中图分类号:V430 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2019)04-0032-06

Universal simulation platform for static characteristic of liquid rocket engine

WANG Dan, CHEN Hongyu, ZHOU Chenchu

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an 710100, China)

Abstract: The static simulation model is used to calculate the dynamic balance of the parameters in the steady state of the engine. The engine parameters are set as the specified value before the engine ground test or flight test, which has become the fixed process of the engine design. The static simulation is one important method of improving the system design of liquid rocket engine and developing new engine system. Based on modularized modeling idea and object-oriented technology, a set of static engine static model library with various general components was established, which extended the high precision general static characteristic model of engine to adapt to large range variable conditions. Using the object-oriented simulation tool MWorks/Modelica software, a set of practical liquid rocket launcher modular modeling and simulation software for analyzing the static characteristics of a machine was developed. The simulation platform realizes the standardization and integration of the existing static calculation results, breaks through the limitation of the unified model, and greatly shortens the time of development cycle.

Keywords: liquid rocket engine; static characteristic; Modelica; universal simulation platform; modular modeling

0 引言

液体火箭发动机作为运载火箭和导弹武器的

核心动力系统,是航天技术发展的重要组成部分,也是整个航天飞行器系统的研制过程中周期最长、难度最大的关键分系统之一^[1]。液体火箭发动机

收稿日期:2018-06-12;修回日期:2018-12-07

基金项目:液体火箭发动机技术重点实验室项目(614270403011703)

作者简介:王丹(1989—),女,硕士,研究领域为液体火箭发动机系统仿真

的静态模型用于在发动机各稳态工况下对动力参数进行动力平衡计算,在发动机地面热试车或飞行试验之前,将发动机参数设定为规定值。目前,在所有型号研制中均需开展发动机的静态计算,已成为型号设计的固定流程。但是针对静态计算缺乏统一的规范体系和标准化的模型构成。设计人员通常针对其型号及特定功能编写特定的静态仿真模型,采用的软件及编程语言(Fortran、C++、Matlab等)各不相同,且针对每一个型号需要专门编写一套新的计算程序,需要深厚的工程经验且耗费时间精力较多。形成的模型不具备通用性,仿真流程缺乏统一管理,限制了型号产品的多样化发展。

本文基于模块化建模思想和面向对象技术^[2-10],以“模型重用、系统重构”为技术特征,建立了一套包含各种通用组件的发动机静态模型库,能够实现不同推进剂、循环方式火箭发动机系统静态特性的快速建模与仿真分析;拓展了适应大范围变工况调节的发动机高精度通用静态特性模型,包括燃烧装置准确的宽工况范围燃气热力特性,各种低温组件模型、泵温升模型、高低温介质掺混模型及高温热力学模型等,管路、自动器、泵和燃烧装置等组件的流动、水力和涡轮吹风大范围工况精确数据库;应用面向对象的仿真工具MWorks/Modelica软

件开发了一套适用于液体火箭发动机静态特性分析的模块化建模与仿真软件。

该软件集成了现有型号设计中的各种静态模型,具有经过多次试验验证的高仿真精度;实现了静态软件成果的标准化、集成化;突破了传统一型号一模型的局限,能够通过组件拖拽迅速搭建新的系统模型,极大地缩短了研制周期;一套软件能够同时实现调整计算、平衡计算、状态计算及内外干扰因素分析,并能实时输出计算报告,满足了静态软件在研制中不同阶段的各种需求。助力发动机系统方案的快速论证、系统方案的设计以及系统性能评估,为液体火箭发动机仿真标准化体系建设提供了支撑。

1 模块化建模与仿真

1.1 软件框架与层次结构

液体火箭发动机静态特性仿真平台基于分层模块化建模思想构建。软件整体框架如图1所示。

所谓模块化建模^[11-16]就是把研究对象合理划分为若干个组成部分,每个部分用一个模块表示,把这些模块按照一定关系联系起来构成研究对象的模型。计算软件分为三层,可以较好地实现逻辑与数据分离、底层与逻辑分离、显示与逻辑分离。其中各层的介绍如下。

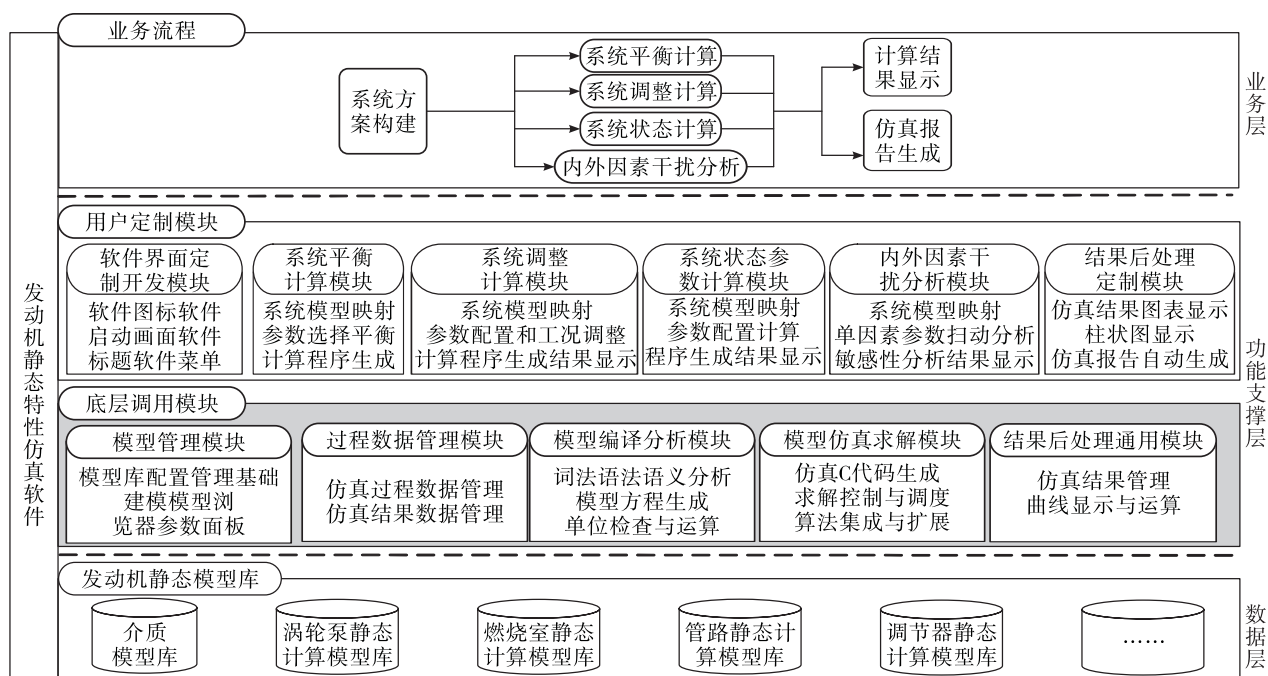


图1 软件框架与层次结构

Fig.1 Software framework and hierarchy

1.1.1 数据层

数据层主要为模型库,包括介质模型库、涡轮泵静态特性计算模型库、燃烧室静态计算模型库、管路静态计算模型库及调节器静态计算模型库等内容。

1.1.2 功能支撑层

功能支撑层主要为业务层提供功能支撑,主要包括用户定制模块和底层调用模块。

用户定制模块主要包括软件界面定制开发模块、系统平衡计算模块、系统调整计算模块、系统状态参数计算模块、内外干扰因素分析模块及结果后处理定制模块。底层调用模块主要包括模型管理模块、过程数据管理模块、模型编译分析模块、模型仿真求解模块及结果后处理通用模块。

1.1.3 业务层

业务层是快速设计软件的应用交互层,实现各个功能模块按照向导式的业务设计流程进行关联。

基于上述构建的总体框架,结合外部的输入输出要求,定义系统的总体运行流程,如图2所示。

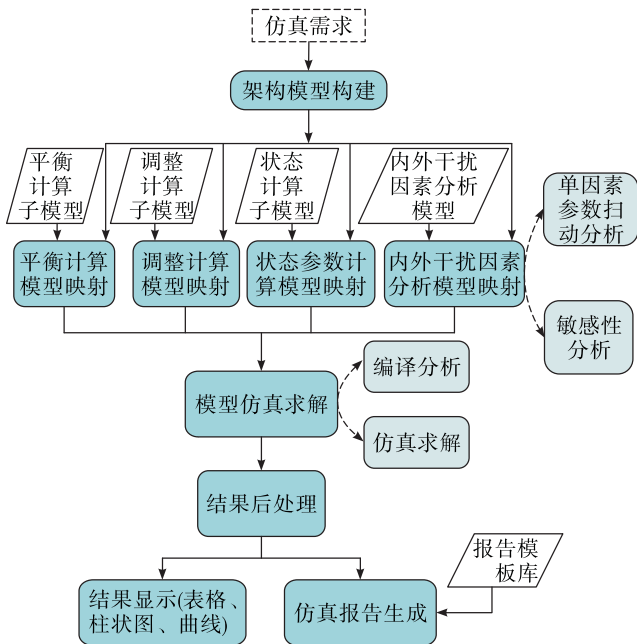


图2 软件运行流程

Fig. 2 Software running process

1.2 基于统一架构的模型映射技术

在静态计算过程中,根据不同的仿真需要,需要基于同一系统调用不同类型的模型,进行不同类型的静态特性分析,这使得模型的统一管理和调用

存在一定的局限性。为此,如何更好地实现模型的统一,增强模型的继承性、互用性和扩展性,成为了一项关键技术,它对模型库架构的设计提出了很高的要求。

该关键技术主要是通过统一架构模型的映射方式来实现,其技术路线如图3所示。首先,确定系统组件分类,并提取出各类组件的接口模型,该接口模型定义了接口信息和名称标识;其次,根据定义好的接口模型,一方面,可以按照不同的分析需求,通过添加参数、变量和方程,快速生成组件功能/性能模型,另一方面,可通过拖拽式建模方式,快速构建系统架构模型,该架构模型只反映系统的组成及拓扑关系;最后,指定分析类型,工具通过读取系统架构模型中的拓扑结构信息和每个组件名称标识信息,快速将系统架构模型中组件接口模型一键替换成组件功能/性能模型,并且通过自动配置环境、介质和每个组件的产品数据,最后形成一个适用于指定分析类型的系统应用模型。

1.3 计算模型

模型库中所有的组件为了实现通用化,均采用统一接口,以压力和流量作为接口变量,其中压力为势变量,接口连接处相等。流量为流变量,接口连接处相加为0。

1.3.1 平衡计算模型

管路及节流孔流量及压力方程如下

$$q_{mi} = q_{mo} ut \quad (1)$$

$$p_i = p_o + \Delta p \quad (2)$$

式中: q_{mi} 为入口流量; q_{mo} 为出口流量; p_i 为入口压力; p_o 为出口压力; Δp 为压差。

泵的流量计算需要考虑泄漏,其流量及功率方程如下

$$q_{mi} = q_{mo} + q_{mx} \quad (3)$$

$$P = q_{mo} \Delta p / (\rho \eta) \quad (4)$$

式中: q_{mx} 为泄漏流量; η 为效率; P 为功率; ρ 为介质密度。

涡轮流量方程与式(1)相同,功率方程如下

$$P = C_p T q_{mi} \eta [1 - (p_o/p_i)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}] \quad (5)$$

式中: C_p 为定压比热; T 为介质温度; κ 为比热比。

推力室流量方程与式(1)相同,压力分为氧化剂路和燃料路,方程如下

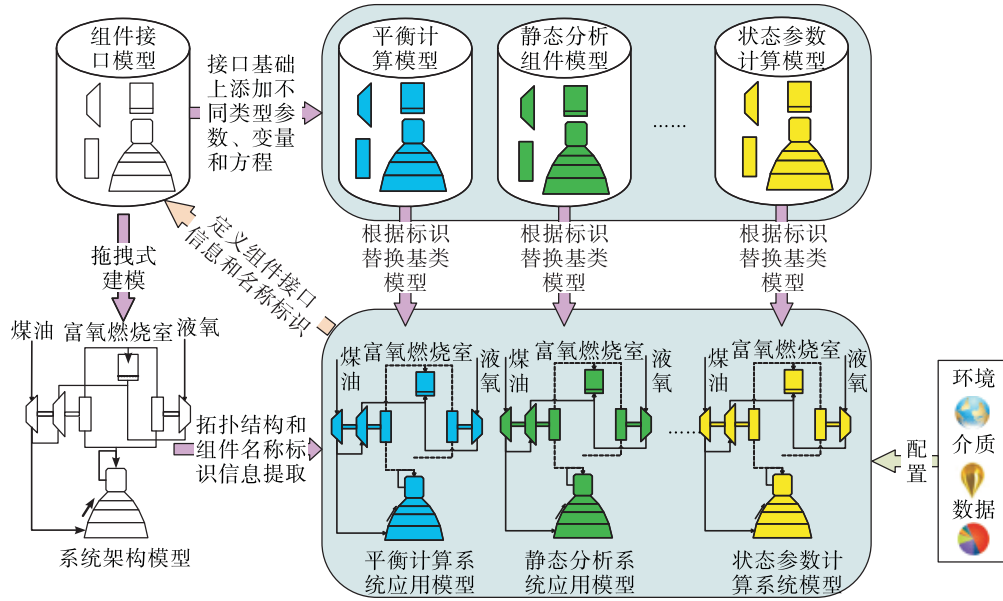


图3 模型映射技术思路

Fig.3 The idea of model mapping technology

$$p_c = p_{oi} - \Delta p_o \quad (6)$$

$$p_c = p_{fi} - \Delta p_f \quad (7)$$

式中: p_c 为推力室室压; p_{oi} 为氧化剂入口压力; Δp_o 为氧化剂喷嘴压降; p_{fi} 为燃料入口压力; Δp_f 为燃料喷嘴压降。

1.3.2 调整计算模型

液体管路流量与压力关系如下

$$p_i - p_o = \varepsilon q_m^2 / \rho \quad (8)$$

式中 ε 为流阻系数。

泵的压差(即扬程)通过特性曲线拟合如下

$$\Delta p = an^2 \rho + bnq_m + cq_m^2 / \rho \quad (9)$$

式中: n 为转速; a, b, c 为经验系数。

功率通过下式拟合

$$P = An^3 \rho + Bn^2 q_m + Cnq_m^2 / \rho \quad (10)$$

式中 A, B, C 为经验系数。

燃气驱动的涡轮,采用下式计算功率

$$P = q_m L_{oag} \eta \quad (11)$$

$$L_{oag} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R_g T [1 - (p_o / p_i)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}] \quad (12)$$

式中: L_{oag} 为绝热功; R_g 为气体常数。

涡轮流量由气体流量公式计算如下

$$q_m = \frac{C_d A(\kappa) q(\lambda) p_i}{\sqrt{R_g T}} \quad (13)$$

式中: C_d 为流量系数; $A(\kappa)$ 为涡轮面积函数; $q(\lambda)$

为流量函数。

发动机比冲 I_{sp} 计算方法如下

$$I_{sp} = c^* c_F \quad (14)$$

$$c^* = \sqrt{R_g T} / \sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}} \quad (15)$$

$$c_F = \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa - 1} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_o}{p_c} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} + \frac{p_o - p_a}{p_c} \cdot \frac{A_e}{A_t} \quad (16)$$

式中: c^* 为推力室特征速度; c_F 为推力系数; p_a 为环境压力; A_e 为喷管出口截面积; A_t 为喷管喉部截面积。

根据给定推力 F 求得推进剂流量

$$q_m = F / I_{sp} \quad (17)$$

2 发动机静态建模分析

发动机静态特性仿真软件总体布局如图4所示,主要有菜单栏、工具栏、模型管理区、建模工作区、输入输出区、模式切换区6个部分组成,软件提供了强大的图形化交互功能,可以方便快捷地实现发动机系统的仿真分析。具体建模步骤分为以下3步:

1) 从模型库中拖入所需组件,将所有组件连接;

- 2)选择计算模式(平衡计算、调整计算、状态计算、参数敏感度分析),完成底层模型的调用;
- 3)对每个组件进行参数设置(数值、表达式和函数等多种输入方式)、条件选择;
- 4)对模型进行检查和编译,选择合适算法,运行计算。

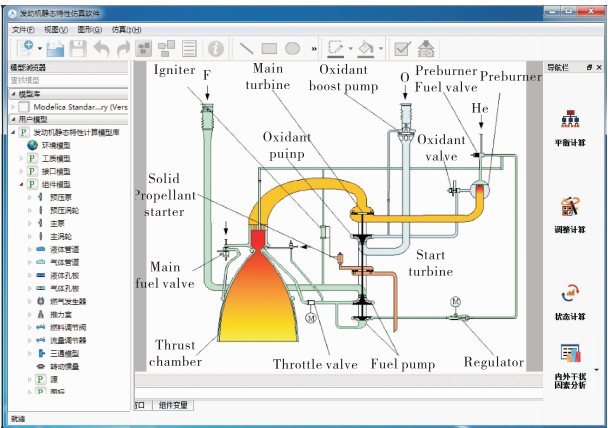


图 4 软件总体布局

Fig.4 Overall layout of software

开展状态计算。模型同样调用调整计算的公式,但是推力室组件的推力和混合比变成了未知量,可以根据给定各个阀门的流量系数和其他组件参数,计算得到该条件下的推力和混合比。由发动机研制需求不同,可开展不同的计算。

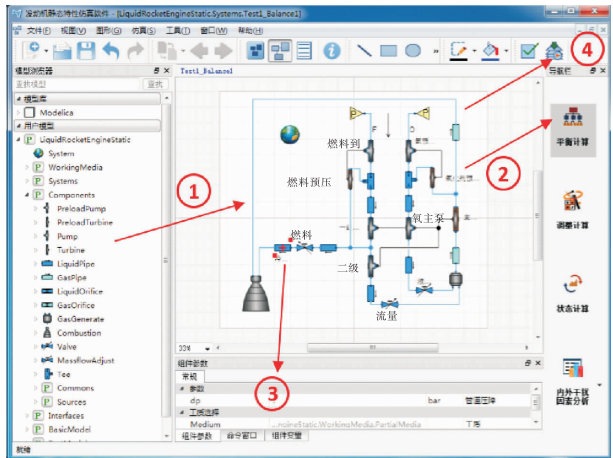


图 5 平衡计算建模仿真

Fig.5 Modeling and simulation of equilibrium calculation

3 应用实例

该软件平台已应用到液体火箭发动机研制中,以某补燃循环液氧煤油发动机系统为例,展示其功能。

3.1 静态计算

根据发动机的原理结构组成,从模型管理区中选择所需各类组件模型,在建模工作区中通过拖拽式建模方式来快速构建发动机系统架构模型;在模式切换区中点击平衡计算模式,由软件自动将发动机系统架构模型映射成为平衡计算模型,如图 5 所示;点击建模工作区中每个发动机组件模型,在输入输出区中实现对选定组建模型进行参数配置;在工具栏中点击模型求解按钮,实现对发动机平衡计算模型的求解,最终软件会自动生成平衡计算结果表格,如图 6 所示。

平衡计算时,组件模型分别调用 1.3.1 节的公式,完成平衡计算后,可以得到各个组件的压力流量平衡结果。进而可以开展调整计算,在模式切换区域切换至调整计算,组件模型分别调用 1.3.2 节的公式,给定推力室组件的推力和混合比,可以计算出推力室入口阀门的流量系数,以及系统各个组件的压力和流量。获得了调整计算结果后,还可以

平衡计算结果表格窗口				
文件(F)	组件名	变量名	值	单位 描述
preloadpump	port_a	Qm	179.968	kg/s 流量
		p	0.101	MPa 压力
		T	0	K 温度
		Qm	-179.968	kg/s 流量
		p	0.101	MPa 压力
		T	0	K 温度
	flange_b	w	0	rad/s 角速度
		tau	1	N.m 接口扭矩
	PreloadPump...		1	预压泵的类型选择
	Q_mapp	o	0	kg/s 预压泵轴承冷却...
		pf	0	kg/s 预压泵轴承冷却...
	Q_mpp	o	179.968	kg/s 氧化剂预压泵流量
		pf	0	kg/s 燃料预压泵流量
	port_a	Qm	180	kg/s 推力室氧化剂流量
		p	102.032	kg/s 流量
	port_a	Qm	102.032	kg/s 流量
		p	0.101	MPa 压力

图 6 平衡计算结果

Fig.6 Results of equilibrium calculation

3.2 参数敏感度分析

根据发动机的原理结构组成,从模型管理区中选择所需各类组件模型,在建模工作区中通过拖拽式建模方式来快速构建发动机系统架构模型;在模式切换

区中点击内外干扰因素分析模式,由软件自动将发动机系统架构模型映射成为内外干扰因素分析模型;点击建模工作区中每个发动机组件模型,在输入输出区中对选定组建模型进行参数配置;选择内外干扰因素分析模式中的敏感性分析,弹出扰动参数和变量配置面板,选取敏感性分析源参数,并设定期望的区间和分段数;同时,在扰动参数和变量配置面板中,选取敏感性分析目标变量;在工具栏中点击模型求解按钮,实现对发动机敏感性分析模型的求解,最终软件会自动生成敏感性分析结果,如图7所示。

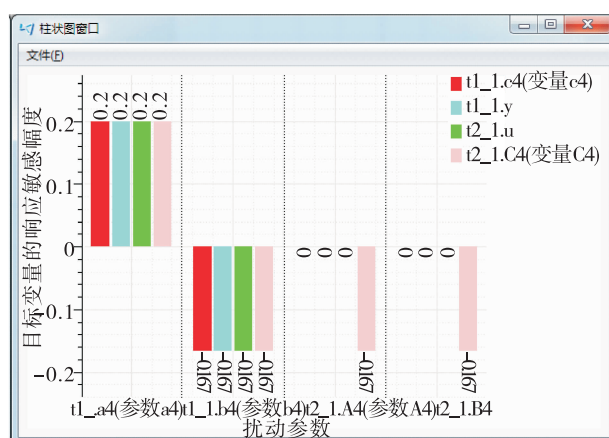


图7 参数敏感度分析结果

Fig.7 Results of parameter sensitivity analysis

4 结论与展望

本文基于模块化建模方法,采用新的面向对象语言——Modelica 语言,构建了液体火箭发动机静态特性通用化仿真模型库,并在此基础上开发了发动机系统静态特性仿真平台。该软件平台能够实现不同系统的模型快速拖拽搭建,开展平衡计算、调整计算、状态计算、参数敏感度分析,具有便捷性和实用性,是我国液体火箭发动机数字化、信息化设计平台建设的一个重要组成部分,且已成功应用于我国现役、立项研制和预先研究的多种液体火箭发动机工程研制中,缩短了研制周期,降低了研制成本,已经产生了良好的经济效益和社会效益。

参考文献:

[1] 李斌,栾希亭,张小平. 载人登月主动力:大推力液氧煤

油发动机研究[J]. 载人航天,2011,17(1):28-33.

- [2] 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.
- [3] WYLIE E B, STEETER V L. Fluid transient in systems [M]. USA: Prentice Hall, 1993.
- [4] CHEN H Y, LIU H J, CHEN J H, et al. Chebyshev super spectral viscosity method for water hammer analysis [J]. Propulsion and Power Research, 2013, 2(3): 201-207.
- [5] MA H P. Chebyshev; legendre super spectral viscosity method for nonlinear conservation laws [J]. SIAM Journal on Numerical Analysis, 1998, 35(3): 893-908.
- [6] BELIAEVE N, CHEVANOV V K, CHERVAKOV V V. Mathematical modeling of working processes of liquid propellant rocket engines [M]. Moscow: MAI, 1999.
- [7] DURTESTES. A transient model of the VINCI cryogenic upper stage rocket engine; AIAA 2007-5531 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [8] BINDER P. An RL10A-3-3A rocket engine model using the rocket engine transient simulator (ROCETS) software; AIAA 1993-2357 [R]. USA: AIAA, 1993.
- [9] MAIUMDAR J, BAILEY J, SARKAR B. A generalized fluid system simulation program to model flow distribution in fluid networks; AIAA 1997-3225 [R]. USA: AIAA, 1997.
- [10] 陈宏玉,刘红军. 补燃循环发动机推力调节过程建模与仿真研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 18-24.
CHEN H Y, LIU H J. Modeling and simulations on the thrust regulation process of staged combustion cycle rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(1): 18-24.
- [11] 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.
- [12] ZHOU F L, CHEN L P, WU Y Z, et al. Works: a modern IDE for modeling and simulation of multidomain physical systems based on modelica [C]// Proceedings of the 5th International Modelica Conference. Vienna: Austria, 2006.
- [13] MORAL J, VARA R P, STEELANT J, et al. ESPSS simulation platform [C]// 2010 Space Propulsion conference. San Sebastian: Spain, 2010.
- [14] MATTEOXZF D, ROSA M D, ONOFRI M. Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine; AIAA 2011-6032 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [15] YAMANISHI N, KIMURA T, TAKAHASHIM, et al. Transient analysis of the LE-7A rocket engine using the rocket engine dynamic simulator (REDS); AIAA 2004-3850 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [16] LIU K, ZHANG Y L. A study on versatile simulation of liquid propellant rocket engine system transients; AIAA 2000-3771 [R]. USA: AIAA, 2000.

(编辑:马杰)