

文章编号: 2097-1974(2024)05-0028-06

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240505

氢氧膨胀循环发动机动态特性研究

董立宝¹, 张泽昊², 何博³, 聂万胜³

(1. 首都航天机械有限公司, 北京, 100076; 2. 太原卫星发射中心, 太原, 030000; 3. 航天工程大学, 北京, 101416)

摘要: 以氢氧膨胀循环发动机为研究对象, 基于模块化建模仿真思想, 给出了发动机部件动力学模型, 结合发动机系统工作原理构建了液体火箭发动机系统模型, 开展了氢氧膨胀循环发动机启动瞬态仿真研究。根据仿真结果并结合试车数据对发动机系统模型进行验证并优化, 对优化后的模型进行发动机动态全过程仿真计算, 仿真结果表明, 发动机动态变化过程中主要性能参数与试车数据吻合良好, 验证了仿真模型准确性。

关键词: 膨胀循环发动机; 系统级仿真; 动态特性; 模块化建模; 动力学模型

中图分类号: V434.11

文献标识码: A

Study on Dynamic Characteristics of Hydrogen-oxygen Expansion Cycle Engine

DONG Libao¹, ZHANG Zehao², HE Bo³, NIE Wansheng³

(1. Capital Aerospace Machinery Limited, Beijing, 100076; 2. Taiyuan Satellite Launch Centre, Taiyuan, 030000;

3. Space Engineering University, Beijing, 101416)

Abstract: Taking the hydrogen-oxygen expansion cycle engine as the research object, based on the idea of modular modeling and simulation, the dynamic model of engine components is given, and the liquid rocket engine system model is constructed based on the working principle of the engine system, and the transient state of the hydrogen-oxygen expansion cycle engine is developed simulation Research. According to the simulation results and combined with the test data, the engine system model is verified and optimized, and the optimized model is simulated and calculated in the whole process of engine dynamics. The simulation results show that the main performance parameters during the dynamic change of the engine are in good agreement with the test data, which verifies the simulation model accuracy and design feasibility.

Keywords: expansion cycle engine; system level simulation; dynamic characteristics; modular modeling; dynamical model

0 引言

液体火箭发动机作为运载火箭核心动力装置, 具有系统组成和开关控制时序复杂、工况参数变化剧烈等特点, 极易出现管路阀门水击破坏、涡轮泵气蚀破坏、推力室燃烧不稳定破坏等问题。因此, 确保液体火箭发动机系统工作状态稳定并减少故障发生对航天发射任务成功至关重要。国内外研制试验与实际发射经验表明, 液体火箭发动机故障破坏大多出现在启动、关机和推力调节等状态参数动态变化过程中, 因此, 开展发动机系统动态特性研究对提高发动机安全性和可靠性、提升运载火箭发射成功率具有重要意义^[1]。

在众多液体火箭发动机循环方式中, 膨胀循环因其具有可靠性高、启动平稳、结构简单、燃料供给效

率较高等优点, 在许多国家运载火箭上面级发动机中得到了广泛应用, 例如美国的RL-10发动机、法国的Vinci发动机、日本的LE-5发动机等^[2-4]。由于目前中国膨胀循环发动机型号单一, 与国外相比相关经验积累不足, 同时相关研究较少且仅限于系统启动过程、推力调节技术等单一研究, 性能分析不够全面, 因此迫切需要系统性开展膨胀循环发动机动态特性研究。

本文以氢氧膨胀循环发动机系统为研究对象, 首先基于模块化建模思想, 给出了发动机组部件动力学集中参数模型, 并结合发动机系统工作原理搭建了系统仿真模型。然后, 针对RL-10氢氧膨胀循环发动机启动时序过程, 进行了模型参数优化和算法验证。最后, 进行了该型发动机开关机全流程仿真计算, 仿真计算结果与试

验数据吻合良好，验证了仿真模型的准确性。

1 发动机部件动力学模型

发动机系统结构层次分解如图1所示，模块化建模思想旨在将发动机系统中众多组件分成涡轮泵系统、管路系统、推力室系统等主要分系统与组件。随后构建部件集中参数模型，以解析方程的形式表示系统输入、状态和输出之间关系。随后基于液体火箭发动机动力学原理构建部件通用仿真模型，最后针对不同发动机系统，根据系统运行的内在规律与数学原理将通用化组件进行模块化搭建。

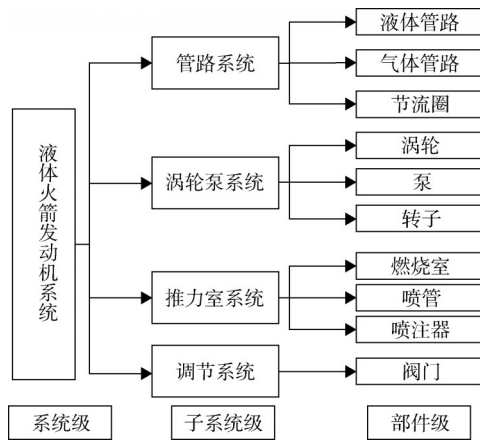


图1 发动机系统结构层次分解

Fig.1 Hierarchical decomposition of engine system structure

下面给出膨胀循环发动机主要组件动力学模型^[5-7]。

1.1 涡轮泵系统

涡轮泵系统由涡轮、离心泵和转子组成，是泵压式液体火箭发动机中最重要的分系统之一。泵建模采用基于Suter曲线的模型，Suter曲线作为Suter角 θ 和比转速 N_s 的函数，用来描述在瞬态期间泵的行为^[8]。Suter曲线以 θ 表示泵的状态，即：

$$\theta = \pi + \arctan\left(\frac{Q}{Q_R} \frac{N_R}{N}\right) \quad (1)$$

式中 N_R 为参考轴速度； Q_R 为参考体积流量； N 为轴速度； Q 为体积流量。

体积流量 Q 计算为

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{\rho g H - (p_1 - p_2)}{l} \quad (2)$$

泵的机械功率 P_{mech} 计算为

$$P_{mech} = NT \quad (3)$$

泵的效率 η_{pump} 计算为

$$\eta_{pump} = \frac{dP \cdot Q}{P_{mech}} \quad (4)$$

式中 H 为扬程； p_1, p_2 分别为泵进出口压力； ρ 为泵出口之间平均流体密度； g 为重力加速度； T 为扭矩； dP 为压差。

涡轮中喷射速度是考虑等熵流的涡轮出口处的速度，定义如下：

$$h_1 - h_{2,is} = \frac{1}{2} C_0^2 \quad (5)$$

式中 h_1, h_2 分别为涡轮入口和出口处的总焓； C_0 为喷射速度。

涡轮效率计算为

$$\eta = \frac{h_1 - h_2}{h_{1,is} - h_2} \quad (6)$$

涡轮交换的机械功率 P_{mech} 计算为

$$P_{mech} = WT \quad (7)$$

式中 W 为涡轮转速。

1.2 调节系统

阀门组件是液体火箭发动机控制系统的重要组成部分，一个发动机系统内部阀门类型众多，分别起着流量控制、压力控制、推力调节等作用。确定动态变化中不同阀门开启时序与开度对发动机平稳启动至关重要。鉴于发动机系统内阀门类型多样，因此在系统级仿真中，为了减少建模工作量并简化计算，通常将阀门组件用统一数学模型进行描述。建模时一般将阀门视为变截面元件，其流量特性采用准稳态关系式描述^[8-10]。

1.3 推力室系统

对燃烧室进行如下假设以简化模型^[11]：

- a) 推进剂喷注到燃烧室后，在经过一个时滞常数 τ 后瞬间转变为燃气；
- b) 任意时刻燃烧室中压力、温度等均匀分布；
- c) 燃烧产物是完全气体；
- d) 燃烧室不与外界产生热交换。

在以上假设情况下，根据质量守恒和能量守恒得出燃烧室动态方程。

质量守恒方程：

$$\frac{dm_c}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} = \dot{m}_{ox}(t - \tau) + \dot{m}_f(t - \tau) - \dot{m}_{out} \quad (8)$$

式中 m_c 为燃气质量； \dot{m}_{in} 为注入燃烧室的推进剂质量流量； \dot{m}_{ox} 为注入燃烧室的氧化剂质量流量； \dot{m}_f 为注入燃烧室的燃料质量流量； \dot{m}_{out} 为燃烧室排出的燃气质量流量。

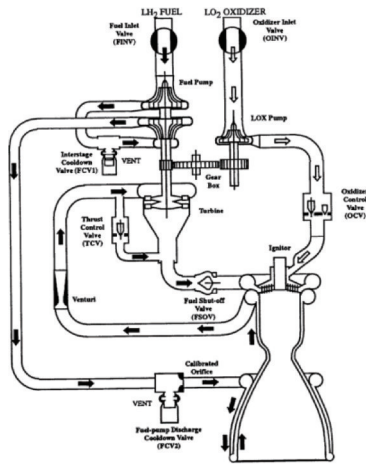
能量守恒方程：

$$\frac{1}{k-1} \frac{d(p_c V_c)}{dt} = H_{in} - H_{out} = H_u \dot{m}(t - \tau) - h_{out} \dot{m}_{out} \quad (9)$$

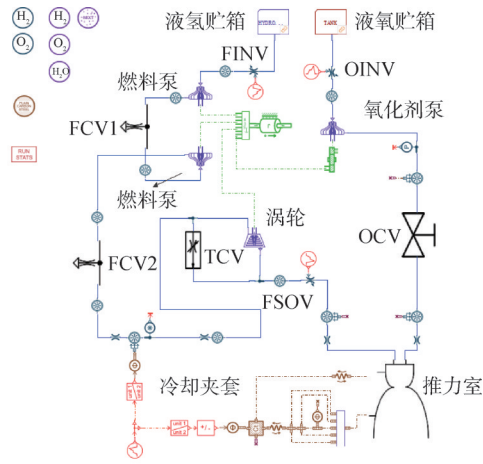
式中 p_c 为燃烧室压力; V_c 为燃烧室容积; H_m 为推进剂在燃烧室中燃烧室释放的热量; H_{out} 为排出燃烧室的燃气的热含量; H_u 为推进剂的焓值; h_{out} 为 H_{out} 的比焓。

根据上述方程可以得到燃烧室压:

$$\frac{dp_c}{dt} + \frac{\sqrt{R_c T_c}}{V_c} p_c A_i \Gamma = \frac{1}{V_c} \left[R_c T_c + \frac{\partial R_c T_c}{\partial K_m} (1 + K_m) \right] \dot{m}_{out}(t - \tau) + \frac{1}{V_c} \left[R_c T_c - \frac{\partial R_c T_c}{\partial K_m} (1 + K_m) K_m \right] \dot{m}_f(t - \tau) \quad (10)$$



a) 膨胀循环发动机结构



b) 膨胀循环发动机仿真

图2 RL-10膨胀循环发动机系统

Fig.2 Expansion cycle engine

系统中用到的阀门主要包括以下几种: 燃料系统中包括燃料进口阀 (FINV)、级间冷却阀 (FCV-1)、燃油泵排放冷却阀 (FCV-2)、推力控制阀 (TCV)、燃料控制阀 (FSOV); 氧化剂系统中包括氧化剂入口阀 (OINV)、氧化剂控制阀 (OCV)。FINV 和 OINV 控制推进剂从贮箱流向发动机; FSOV 用于控制从冷却回路流入燃烧室的燃料; FCV1 和 FCV2 用于将预冷燃油泵的燃料排出; TCV 用于控制启动时的推力比冲, 并在稳态运行期间保持恒定的腔室压力, 阀门由涡轮入口和燃烧室之间的压差驱动; OCV 有两个通路, 主孔用于调节主氧化剂流量, 由液氧泵上的压差驱动, 副孔用于控制发动机启动期间所需的排放流量。多阀门结构能有效防止燃烧室压力过高等危险情况发生。

3 仿真结果与分析

3.1 模型验证

发动机启动过程能否从初始状态平稳地过渡到主级工况, 决定了火箭发动机以及运载火箭能否正常工作。确定启动过程中各阀门开启时序与开度对保证模

式中 A_i 为喉部面积; Γ 为比热比; $R_c T_c$ 为燃烧室燃烧产物做功能力。

2 发动机系统模型

根据图 2a 所示 RL-10 氢氧膨胀循环发动机系统结构, 基于部件集中参数模型, 构建了如图 2b 所示的氢氧膨胀循环发动机系统仿真模型。

型启动快速平稳至关重要。为验证系统仿真模型的准确性, 首先对发动机模型进行启动瞬态仿真计算, 仿真采用文献 [4] 中各阀门开启时序与开度对控制阀门信号源进行设置, 如图 3 所示, 并将仿真结果与试车数据进行对比。

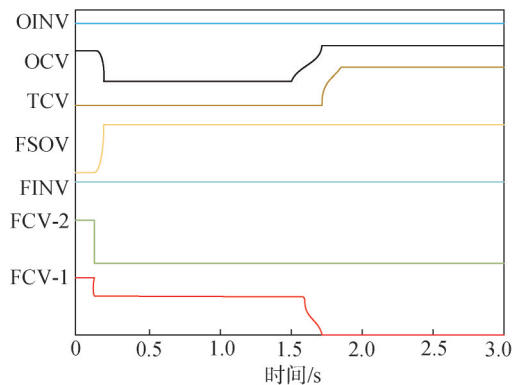


图3 各阀门开启时序

Fig.3 Opening timing of each valve

发动机发出启动指令后, OINV 和 FINV 保持常开状态。0.3 s 内 OCV 保持半开状态, FCV-1 和 FCV-2 保

持全开状态, 0.3 s左右主燃烧室进行点火, 点火提供更多的热能来驱动涡轮机, 随着涡轮泵加速, FCV-1和FCV-2在0.3 s和1.7 s左右相继关闭, 与此同时OCV在液氧泵排放压力下打开, OCV全开使得氧气快速进入燃烧室导致系统压力急剧上升, 此时TCV打开并保持这一状态到稳定工况。仿真时间设定为4 s, 预计2 s左右达到最大推力并保持稳定工况。仿真采用固定步长积分器, 采样频率为1 000 Hz。将仿真结果与文献中试车数据进行对比^[4], 结果如图4所示。

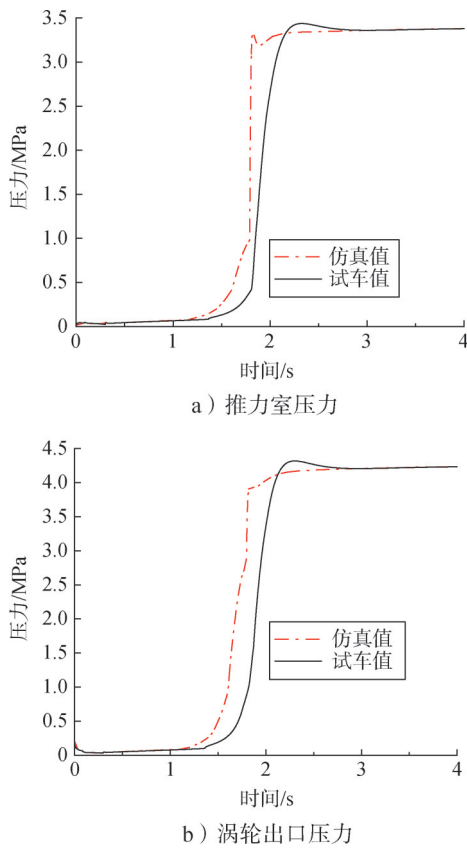


图4 仿真值与试车值对比

Fig.4 Comparison between simulation value and test value

从图4可以看出, 仿真值与试车值各参数曲线走向基本相同, 模型整体启动平稳, 工况爬升快速, 2 s左右上升到稳定工况并能一直保持稳定状态运行, 验证了所建模型能够实现快速启动与平稳运行。但在工况爬升阶段, 仿真结果比试车数据提前0.2 s到达稳定工况, 推测出现这一现象是由于对仿真模型进行了简化, 在设定阀门信号源时采用阶跃信号, 忽略了实际阀门开闭时的时滞变化, 从而导致仿真数据工况从初始状态直接阶跃变化到主级工况。

3.2 优化模型参数

针对所建模型启动瞬态结果与试车数据存在误差

的问题, 首先分析误差原因: 仿真模型对于阀门开启时序与开度的控制采用的是一个无量纲输出占空比子模型, 信号源采用阶跃式, 用信号源来模拟阀门开度时, 阀门工况动态阶段模拟精度不够高, 对实际变化过程模拟不够精确, 因此导致仿真结果存在误差。

图5为氧化剂质量流量与OCV信号源仿真结果对比, 由图5可知, 氧化剂质量流量随OCV信号源变化而变化。在工况爬升阶段, 由于OCV信号源设置为一个阶跃信号, 表现在仿真结果中即是氧化剂消耗量突然增高, 从而导致与试车数据相比变化过快, 提前到达稳定工况。因此验证了前面的猜想: 信号源控制阀门开度时, 采用阶跃信号没有很好模拟出开度动态变化过程, 导致仿真结果比试车数据稍快。

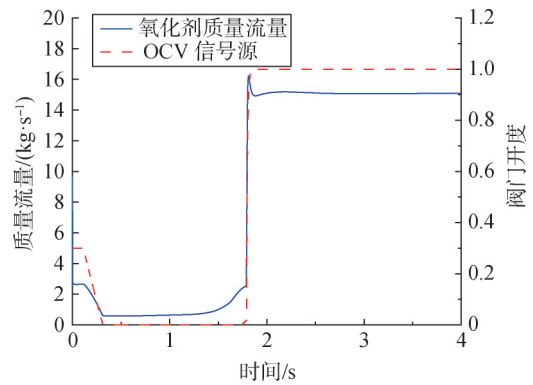


图5 氧化剂质量流量与OCV信号源

Fig.5 Oxidant mass flow and OCV signal source

为进一步提升模型仿真精度, 对阀门信号源参数进行优化。改进前后FCV-1和OCV阀门信号源对比如图6所示, 优化后的阀门启动参数更接近文献中实际试车情况下阀门开度动态变化过程, 从而达到消除误差、提升仿真精度的目的。

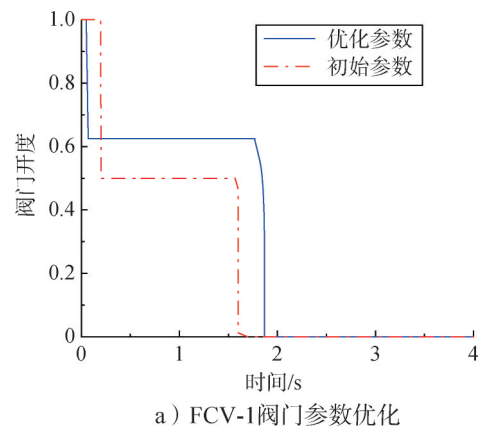
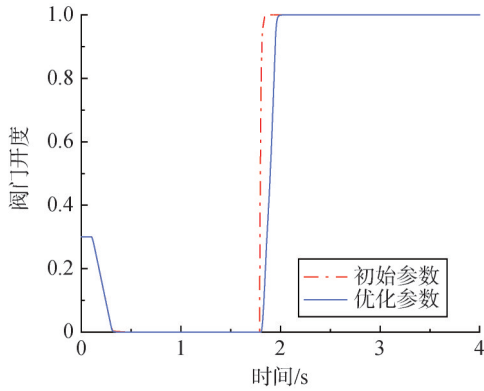


图6 阀门信号源优化

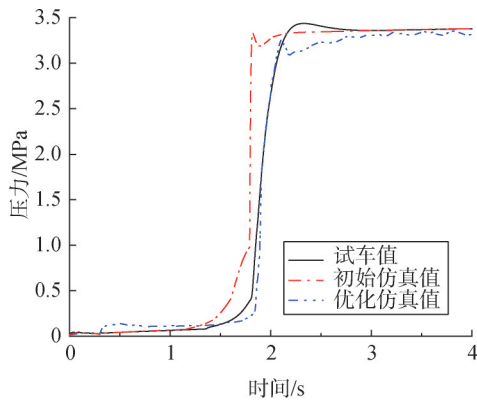
Fig.6 Valve signal source optimization



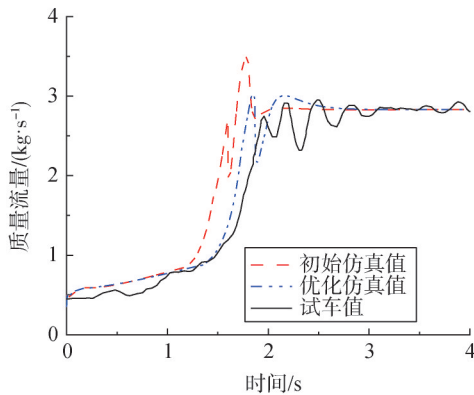
b) OCV参数优化

续图6

将相关参数优化后的发动机模型进行启动瞬态仿真，并将仿真结果与第一次仿真值和实际试车值进行对比，结果如图7所示。



a) 推力室压力



b) 燃料消耗量

图7 仿真值与试车值对比

Fig.7 Comparison of simulation value and test value

由图7a可以看出，对于推力室压力，第2次仿真值与第1次仿真值相比，在工况爬升阶段，推力室压力曲线与实际试车值曲线拟合较好，消除了之前0.2 s

左右的误差。从图7b可以看出，燃料消耗量和氧化剂消耗量同第1次仿真相比，都更加接近实际试车值，因此优化启动时序后的仿真模型进一步提升了仿真精度。启动瞬态工况爬升迅速，符合发动机启动规律，可以实现发动机从初始状态平稳地过渡到主机工况的目标，运行结果表明此模型能够近似模拟发动机启动瞬态过程。

3.3 全流程动态仿真

随着动态仿真技术的发展，发动机设计研究将向着整体性、全过程方向发展。与此同时，鉴于中国相关研究系统性不足，迫切需要进行从启动到关机整个动态变化过程的仿真研究，使研究更具有工程实用性，同时有利于从系统整体层面进行方案改进。因此，基于优化后的模型，首先结合文献 [4] 中各阀门关闭时序进行关机动态仿真，如图8所示，随后结合启动与稳态过程进行全流程仿真。将关机指令设置为点火后第4.5 s，图9为全流程动态仿真结果。

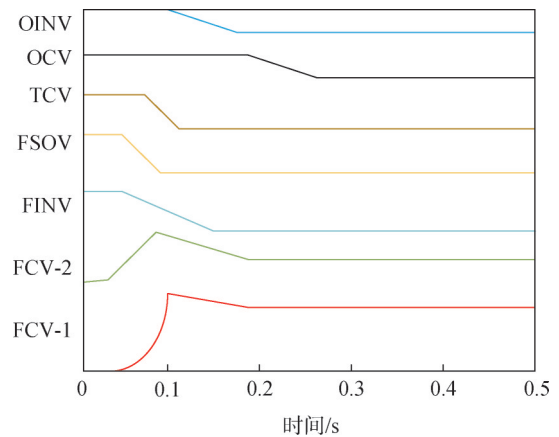
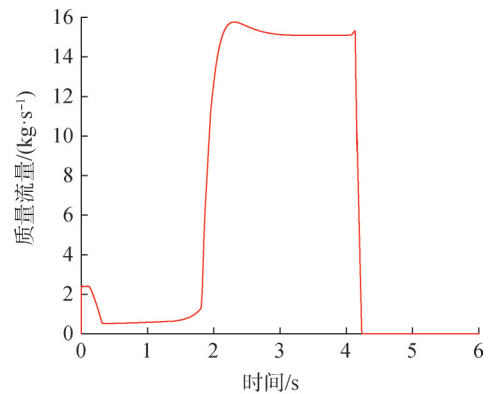


图8 各阀门关闭时序

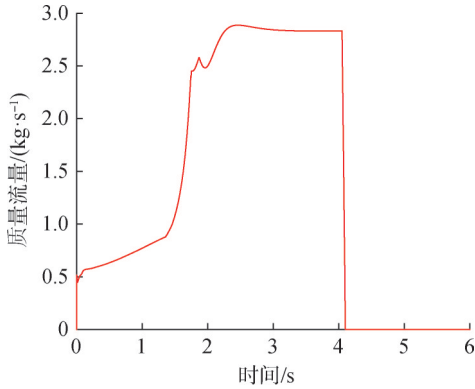
Fig.8 Closing timing of each valve



a) OINV质量流量

图9 全过程仿真结果

Fig.9 Simulation results of the whole process



b) FINV质量流量
续图9

如图9所示,当发出关机指令后,发动机工况瞬间变化,氧化剂与燃料进口阀的质量流量瞬间变化为0。同时由于氧化剂与燃料进口阀关闭后管路中尚有残留推进剂,因此发出关机指令后推力室压力不会瞬间降为0,而是从稳态到关机之间有一个过渡。图10为推力室压力仿真值与试车值的对比,推力室压力仿真结果符合实际情况,从全过程仿真来看,推力室压力曲线拟合良好,所建模型从点火到关机整个工作流程运行平稳,能够实现工况从初始状态平稳快速过渡到主级工况,主级工况运行状态平稳,且关机过程变化迅速平稳。因此所建模型能够对某型膨胀循环火箭发动机进行全过程仿真模拟,具有较高精度。

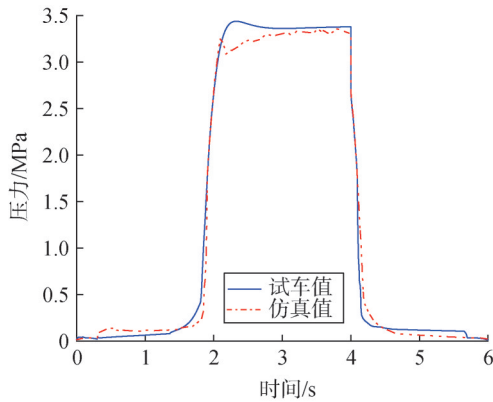


图10 推力室压力

Fig.10 Thrust chamber pressure

4 结论

本文采用模块化建模思想构建了氢氧膨胀循环液

体火箭发动机动态仿真模型并进行动态特性研究。仿真模拟了膨胀循环发动机启动与关机过程并根据仿真结果对模型进行优化,仿真结果同试车数据进行对比后表明此模型能够模拟发动机动态变化过程,可以实现发动机从初始状态平稳地过渡到主机工况再迅速关机全流程动态模拟。对膨胀循环发动机动态变化过程建模与仿真,并进行发动机系统动态变化过程中系统主要参数动态变化规律研究,有利于确定发动机系统动态变化过程中的可靠性,在动态仿真、故障辨识等方面发挥了重要作用。

参 考 文 献

- [1] MARECELLO Onofri. Modelling and simulation of liquid rocket engine ignition transient[D]. Rome: Sapienza University of Rome, 2012.
- [2] RICHARD Blockley, WEI Shyy. Encyclopedia of aerospace engineering 2 propulsion and power[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2016.
- [3] RUTH E K, AHN H, BAKER R L, et al. Advanced liquid rocket engine transient model[C]. Orlando: AIAA/ASME/SAE/ASEE 26th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1990.
- [4] MICHAEL B, THOMAS M T, JOSEPH P V. RL10A-3-3A rocket engine modeling project[R]. NAS 1.15:107318, 1997.
- [5] ERNST R R L. Development of a liquid bi-propellant rocket engine design, analysis and optimization tool[D]. Delft: Delft University of Technology, 2014.
- [6] MARECELLO Onofri. Start-up transient simulation of a liquid rocket[D]. Rome: Sapienza University of Rome, 2011.
- [7] AKITA T. A new adaptive estimation method of spacecraft thermal mathematical model with an ensemble kalmanfilter[J]. Acta Astronautica, 2012(73): 144-155.
- [8] 张育林, 刘昆. 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. Dynamic theory and application of liquid rocket engine[M]. Beijing: Science Press, 2005.
- [9] 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. Simulation research on dynamic characteristics of liquid rocket propulsion system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.

(下转第40页)

- 2011(5): 212-213.
- [7] 刘适. 面向飞机结构件数控加工的DFM方法研究[J]. 制造技术与机床, 2021(2): 66-69.
LIU Shi. Research on design for manufacture of NC machining for aircraft structural parts[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2021(2): 66-69.
- [8] 王威, 张伟, 刘剑, 等. 军工科研单位DFM工作的推广策略[C]. 成都: 第十三届中国高端SMT学术会议, 2019.
WANG Wei, ZHANG Wei, LIU Jian, et al. Promotion strategy of DFM work in military scientific research units[C]. Chengdu: The 13th China High-End SMT Academic Conference, 2019.
- [9] 尹大鹏. 面向航天产品制造过程的质量管理方法研究[J]. 国防制造技术, 2016(3): 42-44.
YIN Dapeng. Research on quality management methods for the manufacturing process of aerospace products[J]. Defense Manufacturing Technology, 2016(3): 42-44.
- [10] 胡海峰, 刘芬, 许婷, 等. 液体火箭发动机协同设计平台关键技术[J]. 火箭推进, 2020, 46(4): 82-89.
HU Haifeng, LIU Fen, XU Ting, et al. Key technologies of collaborative design platform for liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(4): 82-89.
- [11] 党卫兵, 徐增光, 郑丹力, 等. 基于MBD的航天设计制造一体化研究与应用[J]. 空天防御, 2018, 1(3): 38-43.
DANG Weibing, XU Zengguang, ZHENG Danli, et al. Research and application of aerospace design and manufacturing integration based on MBD[J]. Air & Space Defense, 2018, 1(3): 38-43.

作者简介

胡海峰 (1986—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为液体火箭发动机数字化设计仿真分析。

高新妮 (1984—), 女, 高级工程师, 主要研究方向为液体火箭发动机设计。

(上接第33页)

- [10] 付军锋, 赵凤红. 膨胀循环液体火箭发动机推力调节阀仿真研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(6): 12-18+59.
FU Junfeng, ZHAO Fenghong. Simulation of thrust regulating valve of expansion cycle liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(6): 12-18+59.
- [11] DAIWA Satoh, SEIJI Tsutsumi, MIKI Hirabayashi, et al. Estimating model parameters of liquid rocket engine simulator using data assimilation[J]. Acta Astronautica Volume, 2020(177): 373-385.

作者简介

董立宝 (1996—), 男, 工程师, 主要研究方向为液体火箭发动机系统。

张泽昊 (1997—), 男, 工程师, 主要研究方向为液体火箭发动机燃烧不稳定性。

何博 (1985—), 男, 副教授, 主要研究方向为液体火箭发动机燃烧不稳定性。

聂万胜 (1969—), 男, 教授, 主要研究方向为航天推进理论与技术。