

文章编号: 1000-8055(2024)01-20210401-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210401

基于 AMESim/Simulink 的补燃循环火箭发动机 与调节阀特性仿真

李 辉, 郭迎清, 徐柯杰, 闫星辉
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘 要: 在 AMESim 软件环境下重新建立了某型补燃循环液体火箭发动机的调节阀部件动态模型, 在 Simulink 软件环境下建立了机电作动系统的动态模型, 将两者与修改后的火箭发动机模型进行变推力过程联合仿真, 并在仿真中注入输送管路压力扰动。仿真结果表明: 机电作动系统与调节阀模型能够反映发动机变推力过程中各部件内部的参数变化; 联合仿真保持了原发动机模型的稳态精度, 各主要参数误差均在 1% 量级; 调节阀的活塞自反馈机构能够抑制输送管路中低频压力波动对发动机推力的影响。

关 键 词: 液体火箭发动机; 调节阀; 电动执行机构; AMESim 软件; Simulink 软件; 联合仿真

中图分类号: V431

文献标志码: A

Simulation of characteristics of staged combustion cycle rocket engine and control valve based on AMESim/Simulink

LI Hui, GUO Yingqing, XU Kejie, YAN Xinghui

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: The model of a control valve of a staged combustion liquid rocket engine was rebuilt in AMESim software environment. And the model of electromechanical actuation system was built in Simulink. Co-Simulation on process of variable thrust, including control valve, actuation system and modified engine model, was conducted. Then perturbation of pressure was introduced during simulation. The results showed that the model of electromechanical actuation system and control valve can reflect the internal parameter changes of each component in the process of variable thrust. The co-simulation maintained the steady-state accuracy of the original engine model, the errors of the main parameters were within the order of 1%. The self-feedback structure of piston of control valve can restrain the influence of low frequency pressure fluctuation in the conveying pipeline on the thrust of the engine.

Keywords: liquid rocket engine; control valve; electric actuator; AMESim software; Simulink software; co-simulation

建立液体火箭发动机稳态模型, 一种主流方法是基于元件模型的节点法, 建立系统的非线性方程组, 再对其求解。用该方法建立的发动机稳态模型可以进行系统平衡计算、干扰因素分析、

发动机调整计算等^[1-5]。而建立液体火箭发动机动态模型, 则需建立发动机各主要参数的非线性微分方程, 并用恰当的数值方法进行求解^[6-9]。刘红军考虑了供应系统中推进剂温升与密度的变化,

收稿日期: 2021-07-29

基金项目: 国家自然科学基金(62203362); 国家科技重大专项(J2019-V-0003)

作者简介: 李辉(1982—), 男, 工程师, 博士生, 主要从事火箭推进系统建模与仿真研究。

通信作者: 闫星辉(1991—), 男, 副教授, 博士, 主要从事飞行/推进控制系统研究。E-mail: yanxh@nwpu.edu.cn

引用格式: 李辉, 郭迎清, 徐柯杰, 等. 基于 AMESim/Simulink 的补燃循环火箭发动机与调节阀特性仿真[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 20210401. LI Hui, GUO Yingqing, XU Kejie, et al. Simulation of characteristics of staged combustion cycle rocket engine and control valve based on AMESim/Simulink[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 20210401.

对稳态模型进行了修正^[10]。张青松、张振鹏考虑了泵后推进剂温度和密度的变化,建立了液氢/液氧火箭发动机的非线性静态模型^[11]。

西北工业大学的徐柯杰等在建立某型大推力氢氧补燃循环火箭发动机动态数学模型时介绍了一种分层式模型结构。该方法将火箭发动机的稳态与动态特性分离,内部迭代层由部件函数与牛顿-拉弗逊求解器构成,用于计算流量与压力平衡;外部数值积分层用于更新系统状态,反映系统动态过程^[12]。

以上建模工作更多从发动机推进剂输送系统、燃烧与喷射系统等大系统角度出发讨论火箭发动机性能,流量调节元件被简化为面积可变的流量表达式,不过多关注调节元件具体的结构与特点,也不考虑驱动调节元件的作动系统的特性。张黎辉等在建模工作中以时间 t 的多项式表征调节阀开度变化的动态过程^[7],鲍文等在建立一型固体火箭发动机燃气流量调节阀模型时忽略了执行机构的动态与非线性特性,假设阀开度与输入电流成正比^[13]。但是对于分级燃烧循环的液体火箭发动机,其所有组件都相互联系着,往往难以区分出某个主要的表示发动机动态特性的环节^[14]。所以发动机建模中,应将流量调节元件与作动系统的特性纳入考虑。

另一方面,在对推进剂流量调节元件的研究中,研究人员则更多关注调节阀在设计点附近的流量调节特性,无法分析调节阀安装于实际系统中的流量调节特性变化^[15-18]。

针对上述问题,在火箭发动机分层模型^[12]的基础上,将调节阀元件单独引出,在 AMESim 中建立其动态模型,并考虑温度、压力对推进剂密度、黏度的影响,求解流量参数;在 Simulink 下建立了多数火箭发动机建模工作中不会考虑的调节阀作动系统模型,引入机电作动系统动态特性;最后,在 AMESim/Simulink 环境下对调节阀、机电作动系统与发动机模型进行联合仿真,分析发动机与调节元件的工作特性。

建模工作中充分考虑了作动系统与调节阀结构特点,所建模型面向实际物理对象,能够真实反映动态物理过程,采用的发动机模型则能够准确描述变推力过程,联合仿真结合两者长处,使得发动机模型能够用于系统分析、控制系统设计等工作,同时仿真结果能够对调节阀设计人员提供有价值的参考信息。

1 发动机系统及电动调节阀简介

1.1 发动机系统

该型火箭发动机为液氢(LH_2)/液氧(LOX)推进剂、单富氢预燃室(PB)、燃气并联驱动氢氧涡轮泵的补燃动力循环发动机。系统连接图如图 1 所示。

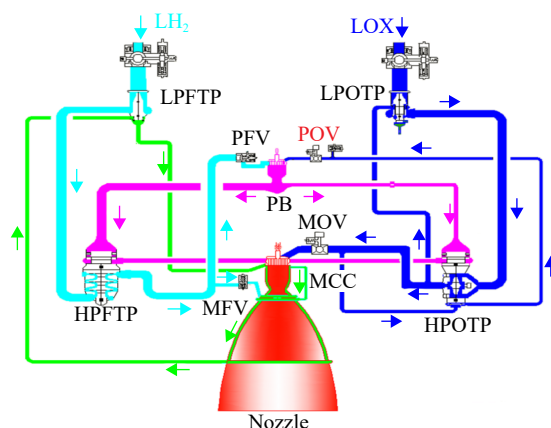


图 1 某型液氧/液氢补燃循环发动机系统示意图

Fig. 1 Diagram of the LOX/LH staged combustion cycle engine system

图 1 中,液氢/液氧推进剂经低压氢涡轮泵(LPFTP)与低压氧涡轮泵(LPOTP)进入系统,少部分液氢用于冷却喷管,大部分通过预燃室燃料阀(PFV)进入预燃室(PB)与液氧混合燃烧,燃烧产生的高焓值燃气用于驱动高压氢涡轮泵(HPFTP)与高压氧涡轮泵(HPOTP),对新进入的液氢、液氧推进剂进行增压。涡轮泵后排出的燃气仍富含未燃烧的氢,该燃气进入主燃烧室(MCC),与通过主燃烧室氧阀(MOV)进入主燃烧室的液氧及通过主燃烧室燃料阀(MFV)进入的液氢推进剂进行补充燃烧,最后在喷管(Nozzle)中膨胀并加速排出。预燃室氧调节阀(POV)与推力室氧调节阀(MOV)为可调元件,分别用来控制进入预燃室与推力室的氧流量,实现对发动机推力与混合比的控制。

1.2 电动调节阀

发动机系统的 POV 与 MOV 为可调元件,电动调节阀系统指 POV、MOV 及分别驱动其工作的机电作动系统。

机电作动系统由一台永磁同步电动机(PMSM)及对应的减速、反馈等部件组成,依据外部指令驱动调节阀到达指定开度。电动调节阀系统组成框图如图 2 所示。

POV 与 MOV 各自对应一套独立的机电作动

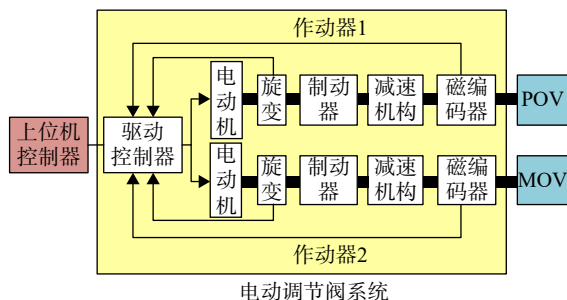
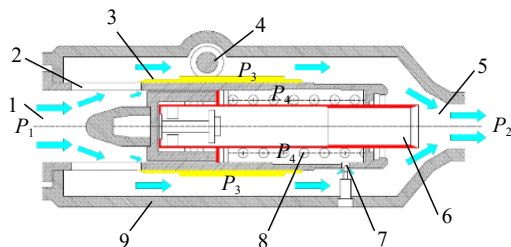


图 2 调节阀与电动执行机构系统框图

Fig. 2 System diagram of control valve and electric actuator

系统, 两套系统标称参数相同。

POV 阀为一型具有自反馈稳流调节功能的套筒阀, 阀内部中央为自反馈活塞机构, 工质沿着阀内部的环形流道流过调节阀。其结构简图如图 3 所示。



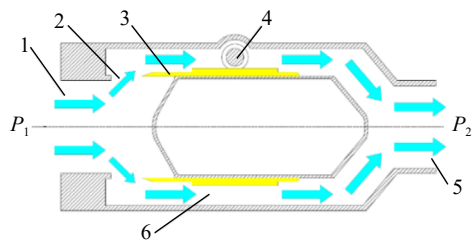
1 调节阀入口; 2 周向过流窗口; 3 齿轮套筒; 4 齿轮轴;
5 调节阀出口; 6 活塞; 7 可调节流嘴; 8 弹簧; 9 阀体。

图 3 预燃室调节阀结构简图

Fig. 3 Structure of control valve of precombustion chamber

该阀第一级节流副的开度由外部指令通过机电作动系统控制, 活塞弹簧机构能够感受第一级节流副前后的压力差, 自动调节第二级节流副开度大小, 达到稳定流量的效果。

MOV 为普通套筒阀, 结构与 POV 类似, 但内部未设置活塞自反馈机构, 不具备自动稳定流量功能。MOV 只有类似 POV 的第一级节流部件, 外部指令通过机电作动系统可直接控制其开度。MOV 结构简图如图 4 所示。



1 阀入口; 2 周向矩形节流窗; 3 齿轮套筒; 4 齿轮轴;
5 阀出口; 6 阀内腔。

图 4 推力室调节阀结构简图

Fig. 4 Structure of control valve of main combustion chamber

2 发动机及电动调节阀模型

2.1 发动机模型

发动机模型为分层结构模型^[12], 模型在 Simulink 软件环境下建立, 模型结构如图 5 所示。

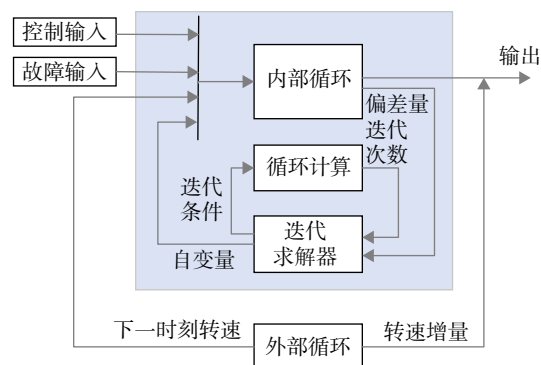


图 5 发动机系统分层模型结构

Fig. 5 Hierarchical structure of model of engine system

模型中内部循环与迭代求解器用于求解发动机各部件的准平衡状态, 使各流量、压力参数满足平衡条件; 外部循环则考虑了各涡轮泵转子的惯性, 按时间步长更新转子转速状态, 反映系统动态特性。

2.2 电动调节阀模型

电动调节阀模型由机电作动系统模型与调节阀模型组成。

2.2.1 机电作动系统模型

机电作动系统为典型的 PMSM 三闭环控制系统, 包括电流环、速度环及位置环, 控制系统结构原理如图 6 所示。

模型在 Simulink 仿真环境下搭建, 包含 PMSM、逆变器、占空比信号产生模块及坐标变换模块, 机电作动系统 Simulink 模型框图如图 7 所示。

POV 与 MOV 对应的机电作动系统标称参数相同, 因此只建立一个标称模型即可。

2.2.2 调节阀模型

调节阀模型在 AMESim 仿真环境下搭建。建模过程中考虑了两级节流副结构、调节阀容积、活塞弹簧自反馈机构、齿轮套筒质量与可变节流孔面积等因素。

模型中, 第一级节流副为沿周向布置的矩形窗口, 由套筒位移量决定过流面积, 其过流面积、湿周、水力直径表达式如式(1)~式(3)所示。

$$A_1 = n \times w \times (r_s \times 2 \times \pi \times \theta / 360) \quad (1)$$

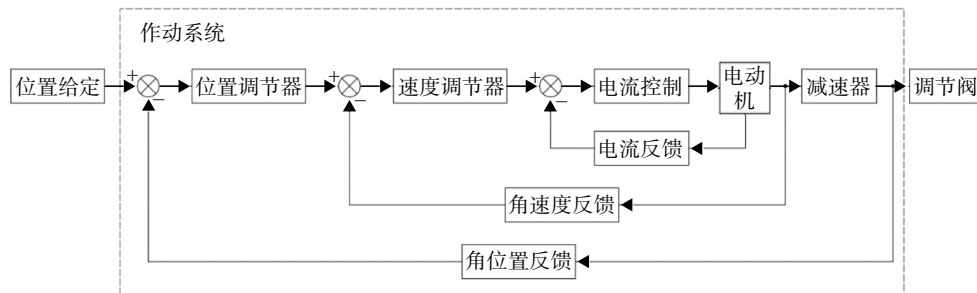


图 6 机电作动系统结构原理图

Fig. 6 Principle diagram of electromechanical actuator system

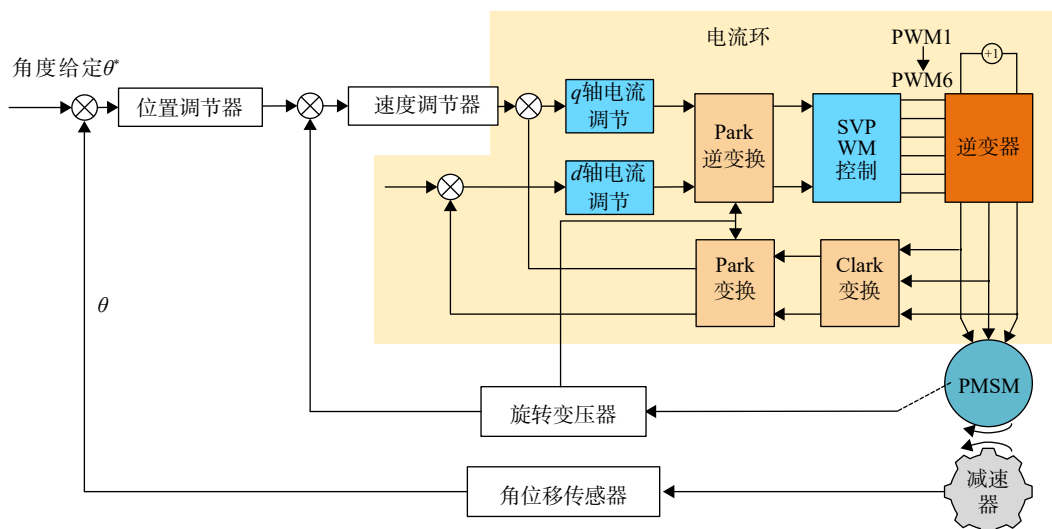


图 7 机电作动系统 Simulink 模型框图

Fig. 7 Diagram of model of electromechanical actuator system in Simulink

$$\lambda_1 = 2n \times (r_s \times 2 \times \pi \times \theta / 360 + w) \quad (2)$$

$$h_1 = 4A_1 / \lambda_1 \quad (3)$$

式中 A_1 为第一级节流副过流面积, λ_1 为第一级节流副湿周, h_1 为第一级节流副水力直径, r_s 为驱动齿轮节圆半径, n 为矩形窗口个数, w 为矩形窗口宽度, θ 为机电作动器输入的角位移。

POV 第二级节流副由活塞底边与阀壳体内壁形成, 为一个圆锥面。圆锥面面积由活塞位移量及阀内壁与轴线的夹角共同决定。其参数表达式如式(4)~式(6)所示。

$$A_2 = \pi \cdot x \cdot \sin \alpha \cdot (x \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha + d_p) \quad (4)$$

$$\lambda_2 = 2\pi (x \cdot \sin \alpha \cdot \cos \alpha + d_p) \quad (5)$$

$$h_2 = 4A_2 / \lambda_2 \quad (6)$$

式中 A_2 为第二级节流副过流面积, λ_2 为第二级节流副湿周, h_2 为第二级节流副水力直径, x 为活塞位移量, α 为阀体内壁与阀轴线所形成的半顶角

角度, d_p 为活塞直径。

将式(1)~式(6)代入表征两级节流副的可变节流元件, 最后得到 POV 调节阀的 AMESim 模型如图 8 所示。

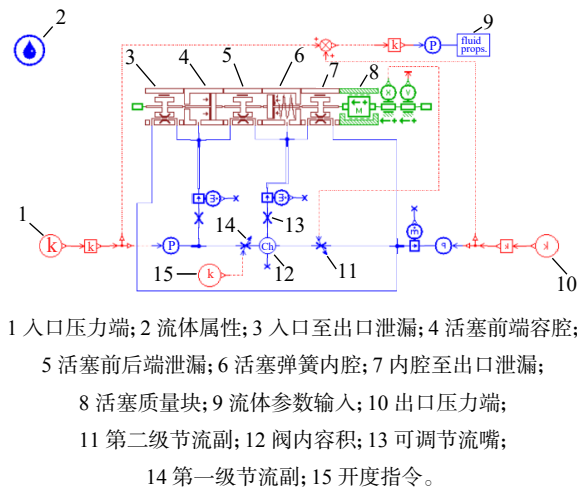
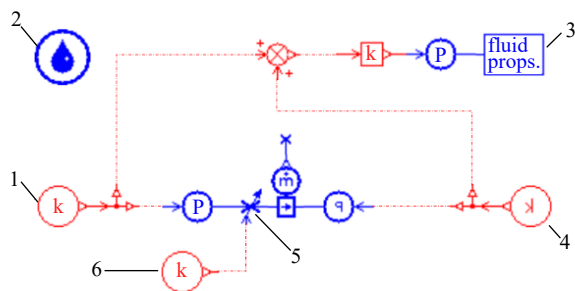


图 8 POV 阀 AMESim 模型

Fig. 8 Model of POV valve in AMESim

MOV 为普通套筒阀, 结构与 POV 阀相似, 但没有自反馈调节机构, 因此用一个可变节流元件反映其流量特性, 其过流面积、湿周、水力直径表达式与式(1)~式(3)相同, 此处不再赘述。最后得到 MOV 模型如图 9 所示。



1 入口压力端; 2 流体属性; 3 流体参数输入; 4 出口压力端;
5 节流机构; 6 开度指令。

图 9 MOV 阀 AMESim 模型

Fig. 9 Model of MOV valve in AMESim

3 电动调节阀与发动机联合仿真

3.1 建立联合仿真模型

建立联合仿真模型, 需通过数据接口技术在各分系统模型之间进行数据交换, 数据交换示意图如图 10 所示。

同时, 需对已有的发动机模型进行修改, 修改内容包括: ①取消原发动机模型中对流量计算函数的调用; ②内循环自变量由 8 个减为 6 个, 去掉预燃室氧阀流量 Q_{mgo} 及推力室氧阀流量 Q_{mco} ; ③修改发动机模型输入变量, 将输入变量由调节阀开度改为 Q_{mgo} 及 Q_{mco} ; ④将状态变量预燃室氧阀阀前压力、预燃室氧阀阀后压力、推力室氧阀阀前压力、推力室氧阀阀后压力引出, 作为输出变量; ⑤改善模型计算收敛性的其他修改。最终得到的联合仿真模型如图 11 所示。

图 11 中, 信号源 2 产生 POV 及 MOV 开度指

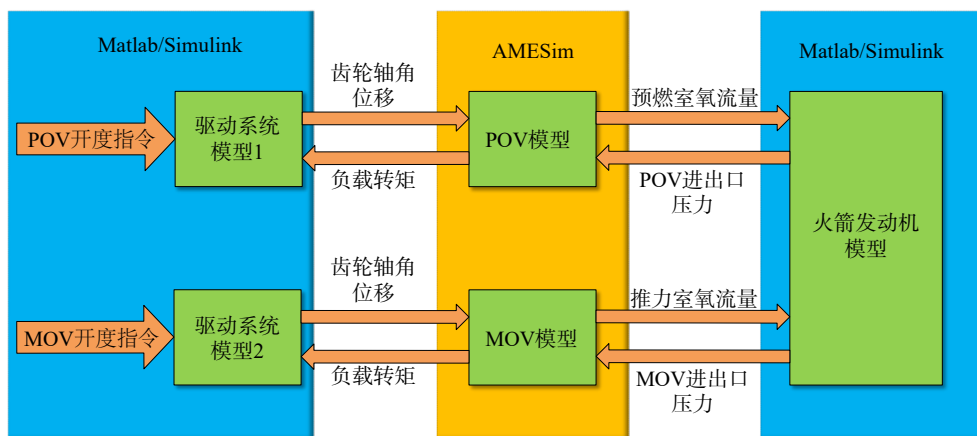


图 10 联合仿真模型各分系统之间的数据交换

Fig. 10 Data exchanging between sub-systems of co-simulation model

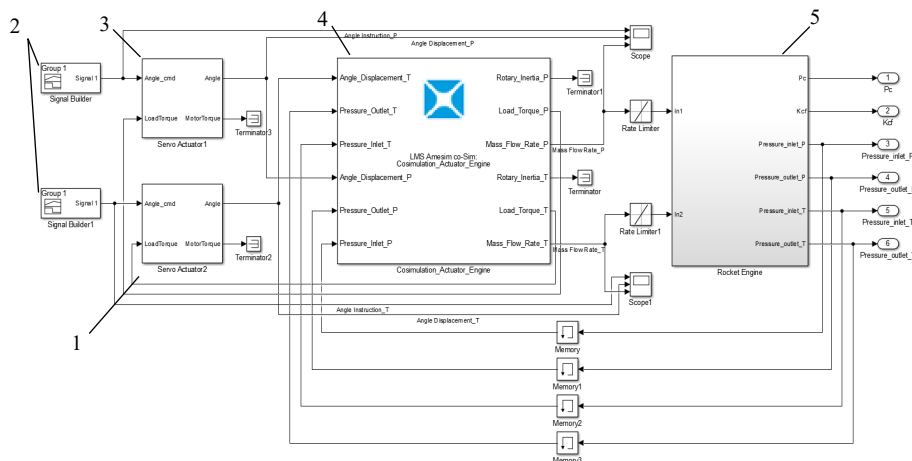


图 11 火箭发动机联合仿真模型

Fig. 11 Co-simulation model of rocket engine

令并发送到机电作动系统 3、1。机电作动系统计算得到调节阀实际开度,并通过接口模块 4 发送给调节阀,同时两调节阀模型根据发动机模型 5 反馈的管路压力计算得到推进剂流量。流量信号再输入发动机模型,用于计算推力等参数。

3.2 联合仿真

在联合仿真模型基础上,进行 80%~100% 变推力仿真,仿真结果如图 12~图 14 所示。

图 12(a)中为 POV 开度指令及响应,图中放大部分能够明显观察到作动系统的动态响应特性,

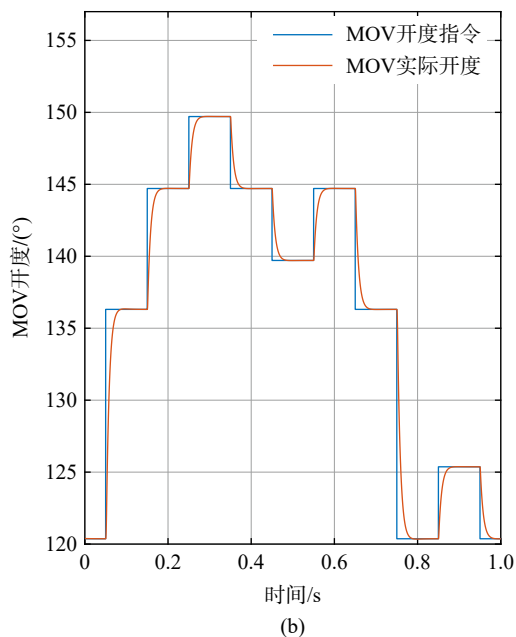
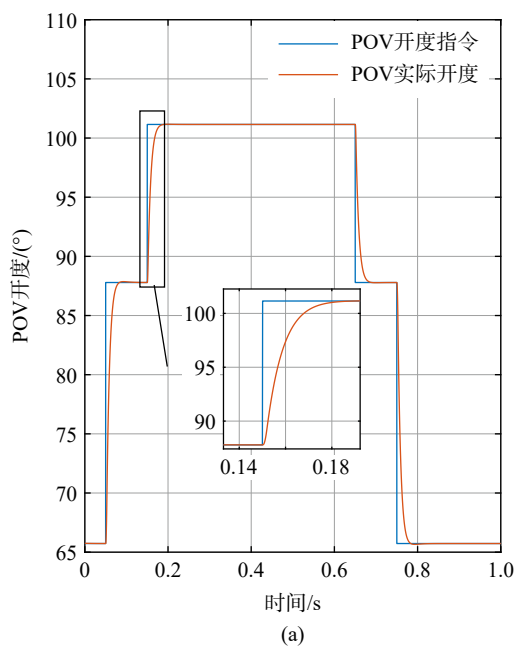


图 12 变推力仿真过程中的开度指令及响应

Fig. 12 Opening instruction and response in the process of variable thrust simulation

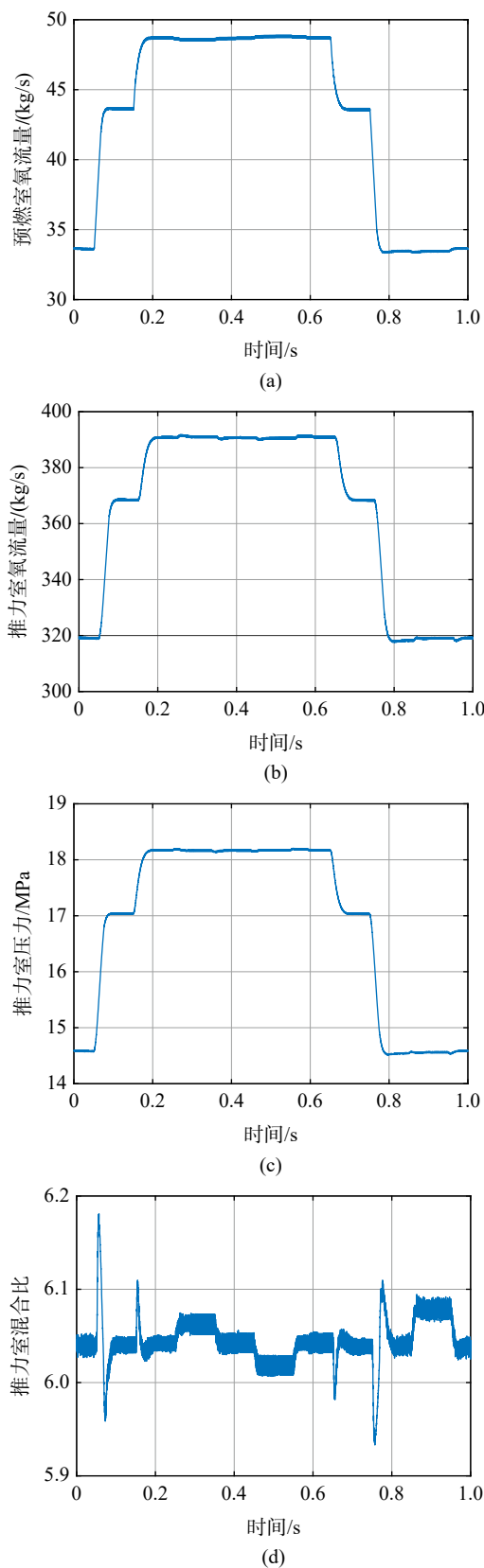


图 13 变推力仿真过程中部分关键参数

Fig. 13 Some key parameters in the process of variable thrust simulation

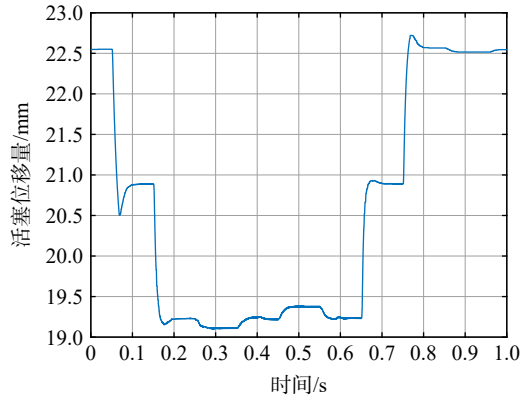


图 14 联合仿真中的 POV 阀活塞位移量

Fig. 14 Displacement of piston of POV valve in co-simulation

角位移上升时间约为 0.2 ms, 与作动系统实际参数匹配较好; 图 12(b) 为 MOV 开度指令及响应。

图 13 反映了发动机在 80%~100% 变推力工作过程中部分主要参数的变化, 由图可见, POV 开度可以控制火箭发动机在一定范围内改变推力, MOV 开度可以控制推力室混合比变化。

联合仿真中, 各个工况下的压力、流量、转速等参数与原火箭发动机模型基本保持一致, 即对发动机模型的修改与通过接口技术实现的联合仿真并未影响原发动机模型的稳态精度。如在发动机 100% 推力工况下, 通过联合仿真得到的发动机部分参数, 与修改前的发动机模型各参数对比如表 1 所示。

表 1 联合仿真与原发动机模型各参数对比

Table 1 Comparison of parameters between co-simulation and original engine model

参数	原发动机模型	联合仿真模型	绝对误差	相对误差/%
预燃室氧流量/(kg/s)	48.70	48.76	0.06	0.12
推力室氧流量/(kg/s)	390.8	391.1	0.3	0.07
预燃室氢流量/(kg/s)	59.10	59.14	0.04	0.06
推力室混合比	6.041	6.042	0.001	0.016

由表 1 可见, 为实现联合仿真对发动机模型所作的修改, 几乎不影响原发动机模型各参数的稳态精度。

POV 调节阀由于其特殊的自反馈调节结构, 在火箭发动机变推力过程中活塞会产生轴向位移, 调节第二级节流副过流面积, 该位移量在试验中不易测量, 但在联合仿真中可通过 POV 模型轻易

获取。联合仿真中的 POV 活塞位移如图 14 所示。

活塞零位移量为图 4 所示最大开度位置, 因此图 14 中推力、流量增加时活塞位移量减小。

以上联合仿真说明, 修改后的火箭发动机联合仿真模型, 不仅能够反映发动机系统在变推力过程中的参数变化, 也能够反映机电作动系统、调节阀等状态参数的变化, 且动态特性与实际系统匹配较好, 整个联合仿真模型未改变原发动机模型的稳态精度。该模型可用于发动机控制系统的设计工作中。

3.3 在联合仿真中注入扰动及对比

为研究发动机在输送系统管路压力扰动下的响应特性, 进行此项仿真。扰动注入点选择预燃室氧调节阀出口处, 扰动信号为幅值 2 MPa、频率 1~50 Hz 正弦扫频信号。

同时为分析 POV 的活塞自反馈调节机构对发动机特性的影响, 进行对比仿真分析。在上述联合仿真中将 POV 调节阀替换为一个普通套筒阀(即去掉其中的活塞自反馈结构), 并注入与先前相同的扰动信号, 观察仿真结果。

两种状态下得到的推力室压力对扰动增益的幅频特性分别如图 15 所示。

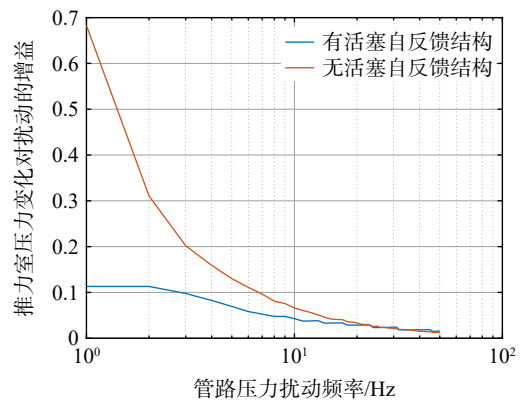


图 15 推力室压力变化对管路压力扰动的频率特性

Fig. 15 Frequency characteristics of thrust chamber pressure change caused by pipeline pressure disturbance

由图 15 所示的仿真结果可以看出, POV 调节阀采用活塞自反馈结构, 能够显著降低管路中低频压力扰动对发动机推力的影响; 而当扰动频率高于 10 Hz 以后, 两者差别不大, 发动机推力对高于此频率的扰动不敏感。

4 结 论

在已有的一型液体火箭发动机 Simulink 模型

基础上,建立了发动机机电作动系统与氧调节阀 POV、MOV 的模型,并与发动机模型进行了联合仿真,得到如下结论:

1) 联合仿真能够模拟发动机的变推力工作过程,发动机推力由 POV 调节阀开度进行控制,推力室混合比由 MOV 调节阀开度控制;

2) 联合仿真能够反映机电作动系统、调节阀在发动机变推力工作过程中的稳态与动态特性;

3) 联合仿真模型保持了原发动机模型的稳态精度,各主要参数误差都在 1‰ 量级;

4) 预燃室氧调节阀中的自反馈活塞结构,能够抑制推进剂管路中的低频压力波动对发动机推力的影响,使发动机推力更稳定。

综上所述,基于 AMESim/Simulink 仿真环境搭建的联合仿真模型,能够反映机电作动系统/执行机构的稳态与动态特性,更有利于分析发动机变推力时的工作特点。

参考文献:

- [1] GOERTZ C. A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles[R]. AIAA 1995-2966, 1995.
- [2] 郭克芳. 液体火箭发动机静态仿真的探讨[J]. *推进技术*, 1987, 8(3): 41-46.
GUO Kefang. Discussion on static simulation of liquid rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1987, 8(3): 41-46. (in Chinese)
- [3] 黄卫东, 朱恒伟, 王克昌, 等. 液体火箭发动机静态仿真通用模块化方法[J]. *航空动力学报*, 1998, 13(1): 53-56.
HUANG Weidong, ZHU Hengwei, WANG Kechang, et al. A general modular method for static simulation of liquid rocket engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1998, 13(1): 53-56. (in Chinese)
- [4] 李家文, 张黎辉, 张振鹏. 液体火箭发动机数值模拟的计算模型建立方法[J]. *推进技术*, 2002, 23(5): 363-365.
LI Jiawen, ZHANG Lihui, ZHANG Zhenpeng. Method for calculation model establishment in liquid propellant rocket engine numerical simulation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(5): 363-365. (in Chinese)
- [5] 陈杰, 王克昌, 陈启智. 液体火箭发动机系统静态特性模拟[J]. *推进技术*, 1990, 11(6): 7-11, 6.
CHEN Jie, WANG Kechang, CHEN Qizhi. Static characteristics simulation of liquid rocket engine systems[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1990, 11(6): 7-11, 6. (in Chinese)
- [6] 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 Hongyu, LIU Hongjun. Modeling and simulations on the thrust regulation process of staged combustion cycle rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2014, 40(1): 18-24. (in Chinese)
- [7] 张黎辉, 张振鹏. 补燃循环液体火箭发动机系统的响应特性研究[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(4): 425-428, 456.
ZHANG Lihui, ZHANG Zhenpeng. A study on system response for liquid propellant staged combustion cycle rocket engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(4): 425-428, 456. (in Chinese)
- [8] 陆曙军, 张育林. 液体火箭发动机故障实时仿真模型[J]. *推进技术*, 1996, 17(5): 14-17.
LU Shujun, ZHANG Yulin. Real-time fault simulation model of liquid rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1996, 17(5): 14-17. (in Chinese)
- [9] 吴建军, 张育林, 陈启智. 液体火箭发动机故障特性动态模拟[J]. *航空动力学报*, 1994, 9(4): 361-365.
WU Jianjun, ZHANG Yulin, CHEN Qizhi. Transient performance simulation of a large liquid rocket engine under fault conditions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1994, 9(4): 361-365. (in Chinese)
- [10] 刘红军. 液氧/煤油高压补燃火箭发动机非线性稳态模型: 考虑推进剂温升与密度变化[J]. *推进技术*, 1999, 20(2): 9-12.
LIU Hongjun. Advanced model of static characteristic for liquid oxygen/kerosene propellant staged combustion rocket engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(2): 9-12. (in Chinese)
- [11] 张青松, 张振鹏. 液氢液氧火箭发动机非线性静态特性仿真与分析[J]. *火箭推进*, 2006, 32(6): 6-11.
ZHANG Qingsong, ZHANG Zhenpeng. Non-linear static characteristics simulation and analysis for large LH₂/LOX rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, 32(6): 6-11. (in Chinese)
- [12] 徐柯杰, 郭迎清, 赵万里. 某型大推力氢氧补燃循环发动机建模仿真[J]. *航空计算技术*, 2021, 51(2): 36-40.
XU Kejie, GUO Yingqing, ZHAO Wanli. Modeling and simulation of a large thrust hydrogen-oxygen supplementary combustion cycle engine[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2021, 51(2): 36-40. (in Chinese)
- [13] 鲍文, 牛文玉, 陈林泉, 等. 固体火箭冲压发动机燃气发生器及燃气流量调节阀建模及仿真[J]. *固体火箭技术*, 2008, 31(6): 569-574.
BAO Wen, NIU Wenyu, CHEN Linqun, et al. Modeling and simulation on the gas generator and gas control valve of solid ducted rockets[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2008, 31(6): 569-574. (in Chinese)
- [14] 陈琪锋, 刘昆, 张育林. 基于分布参数线性化模型的分级燃烧循环液体火箭发动机频率特性计算[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(1): 44-48.
CHEN Qifeng, LIU Kun, ZHANG Yulin. Frequency characteristics computation of liquid rocket engine based on distributed parameter models[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(1): 44-48. (in Chinese)
- [15] JUNG T. Static characteristics of a flow regulator for a liquid rocket engine[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 48(3): 541-544.
- [16] 陈维宇, 程亚威, 李小明, 等. 高压小流量稳流型调节器特性研究[J]. *火箭推进*, 2011, 37(4): 40-44.
CHEN Weiyu, CHENG Yawei, LI Xiaoming, et al. Characteristics of low-output flow-stabilized regulator under high working pressure[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2011, 37(4): 40-44. (in Chinese)
- [17] 刘畅, 郑孟伟, 郭文君. 某型发动机自反馈调节阀动态仿真分析[J]. *导弹与航天运载技术*, 2020(1): 54-59.
LIU Chang, ZHENG Mengwei, GUO Wenjun. Transient simulation and analysis of feedback regulating valve in rocket engine[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2020(1): 54-59. (in Chinese)
- [18] 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. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)