

补燃循环液体火箭发动机系统的响应特性研究

北京航空航天大学 张黎辉** 张振鹏

【摘要】 以某大型泵压式补燃循环液体火箭发动机的输送系统为研究对象,构造了该系统的物理数学模型,并对其进行了大范围参数扰动以及工况调整过程的非线性动态特性仿真,计算方法采用自适应变步长的四阶龙格—库塔法。结果表明,所建数学模型较精确合理,计算方法满足模拟要求;计算结果对类似发动机的研制与改进提供了一定的指导意义。

主题词: 液体推进剂火箭发动机 数学模型 动态特性

分类号: V434

1 发动机系统动态物理模型

某高压补燃循环液体火箭发动机系统如图 1,该系统采用富燃预燃室方案,并在其系统的氧化剂管路上设有可大范围调整工况的阀门 1 和 2。由于大型补燃循环液体火箭发动机的结构和工作过程的复杂性,其系统数学模型通常具有高维和非线性的特点。因此在对其进行大范围参数扰动和工况调整过程的过渡特性研究中,一般采用集中参数法^[1],不考虑传热过程、推进剂在管道中的流动为一维不可压缩流体、燃气符合理想气体方程,建立涡轮泵、推力室、预燃室、推进剂管路、燃气导管等组件的动态数学模型。

2 发动机动态仿真的数学模型

该补燃式发动机系统主要由各自独立且并联的氧化剂涡轮泵、燃料涡轮泵以及两涡轮泵共同的预燃室、推力室和推进剂管路等组成。在建立发动机系统的动态数学模型时,忽略了燃气导管的影响,并且不考虑燃烧时滞,得到下列微分方程^[2]:

$$\begin{aligned} V_c \frac{dp_c}{dt} + \overline{RT_c \Gamma_c A_{ic} p_c} = & \left[RT_c + \frac{\partial RT_c}{\partial r_c} (1 + r_c) \right] (\dot{m}_{oc} + \dot{m}_{cb}) \\ & + \left[RT_c - \frac{\partial RT_c}{\partial r_c} (1 + r_c) r_c \right] (\dot{m}_{fc} + \dot{m}_{fb}) \end{aligned} \quad (1)$$

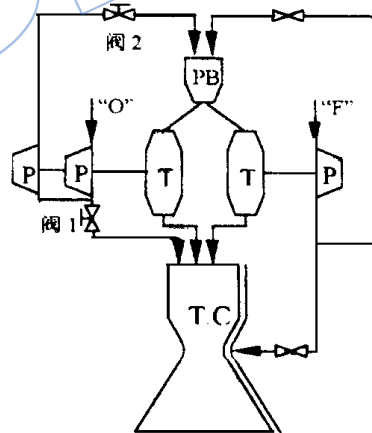


图 1 发动机系统简图

$$\frac{dr_c}{dt} = \frac{RT_c}{p_c V_c} (1 + r_c) [\dot{m}_{oc} + \dot{m}_{ob} - r_c (\dot{m}_{fc} + \dot{m}_{fb})] \quad (2)$$

$$V_b \frac{dp_b}{dt} + \overline{RT_b \Gamma_b A_{tb} p_b} = \left[RT_b + \frac{\partial RT_b}{\partial r_b} (1 + r_b) \right] \dot{m}_{ob} + \left[RT_b - \frac{\partial RT_b}{\partial r_b} (1 + r_b) r_b \right] \dot{m}_{fb} \quad (3)$$

$$\frac{dr_b}{dt} = \frac{RT_b}{p_b V_b} (1 + r_b) [\dot{m}_{ob} - r_b \dot{m}_{fb}] \quad (4)$$

$$\left(\frac{\Pi}{30} \right)^2 J_o \frac{dn_o}{dt} = \frac{1}{n_o} \left[\alpha (\dot{m}_{ob} + \dot{m}_{fb}) \frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1} RT_{to} \left(1 - \beta_{to}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t} \right) \eta_{to} - \frac{(\dot{m}_{oc} + \dot{m}_{ob}) \Delta p_{po1}}{\eta_{po1} \rho_o} - \frac{\dot{m}_{ob} \Delta p_{po2}}{\eta_{po2} \rho_o} \right] \quad (5)$$

$$\left(\frac{\Pi}{30} \right)^2 J_f \frac{dn_f}{dt} = \frac{1}{n_f} \left[(1 - \alpha) (\dot{m}_{ob} + \dot{m}_{fb}) \frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1} RT_{tf} \left(1 - \beta_{tf}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t} \right) \eta_{tf} - \frac{(\dot{m}_{fc} + \dot{m}_{fb}) \Delta p_{pf}}{\eta_{pf} \rho_f} \right] \quad (6)$$

$$\frac{L_{ob}}{A_{ob}} \frac{d\dot{m}_{ob}}{dt} = p_{pip_o} + \Delta p_{po1} + \Delta p_{po2} - p_b - R_{ob} \dot{m}_{ob}^2 - \xi_{ob} \frac{\dot{m}_{ob}^2}{2\rho_o A_{o2}^2(t)} \quad (7)$$

$$\frac{L_{oc}}{A_{oc}} \frac{d\dot{m}_{oc}}{dt} = p_{pip_o} + \Delta p_{po1} - p_c - R_{oc} \dot{m}_{oc}^2 - \xi_{oc} \frac{\dot{m}_{oc}^2}{2\rho_o A_{o1}^2(t)} \quad (8)$$

$$\frac{L_{fb}}{A_{fb}} \frac{d\dot{m}_{fb}}{dt} = p_{pip_f} + \Delta p_{pf} - p_b - R_{fb} \dot{m}_{fb}^2 \quad (9)$$

$$\frac{L_{fc}}{A_{fc}} \frac{d\dot{m}_{fc}}{dt} = p_{pip_f} + \Delta p_{pf} - p_c - R_{fc} \dot{m}_{fc}^2 \quad (10)$$

其中: p 为压力, $\dot{m}$ 为流量, r 为混合比, V 为容积, RT 为燃气热值, γ 为燃气指数, Γ 为热力系数, n 为泵的转速, J 为转动惯量, β 为涡轮落压比, η 为效率, L 为长度, A 为面积, ρ 为密度; 下标: pip 为泵入口, o 为氧化剂, f 为燃料, b 为预燃室, c 为燃烧室, t 为涡轮, tc 和 tb 为燃烧室、预燃室喉部。

方程(1)~(10)中共有 10 个变量, 它们分别是: 燃烧室压力 p_c 、燃烧室混合比 r_c 、预燃室压力 p_b 、预燃室混合比 r_b 、氧化剂涡轮泵转速 n_o 、燃料涡轮泵转速 n_f 、预燃室氧化剂流量 $\dot{m}_{ob}$ 、燃烧室氧化剂流量 $\dot{m}_{oc}$ 、预燃室燃料流量 $\dot{m}_{fb}$ 、燃烧室燃料流量 $\dot{m}_{fc}$ 。

在上述方程中, 考虑到大范围参数扰动和工况调整过程不可能是以阶跃形式发生的, 故在本文模拟时采用下述模型:

$$A_o(t) = \begin{cases} [1 \pm (kt)^m] A_o & (t \leq t_0) \\ [1 \pm (kt_0)^m] A_o & (t > t_0) \end{cases}$$

式中: t_0 代表阀门从额定工况位置继续打开或关闭的动作时间; A_o 为阀门额定工况位置; k 表示阀门开度曲线斜率; m 为阀门变化规律表达式的指数项, 主要由曲线形状而定。

对于表示发动机动态特性的非线性微分方程组采用了自适应变步长的四阶龙格—库塔法求解^[3], 计算精度在不小于 10^{-5} 的条件下, 数值计算已具有良好的收敛性和稳定性。

3 计算结果与分析

图 2~7(图中: $\times$ 为阀 1、2 开度同时增大; $\circ$ 为阀 1、2 开度同时减小; $\square$ 为阀 2 开度增大, 阀 1 开度减小; $\triangle$ 为阀 1 开度增大, 阀 2 开度减小; $\diamond$ 为阀 2 开度增大, 阀 1 开度不变; $+$ 为

阀 2 开度减小, 阀 1 开度不变; ✕ 为阀 1 开度增大, 阀 2 开度不变; - 为阀 1 开度减小, 阀 2 开度不变) 分别给出了位于氧化剂主系统管路中的阀门(阀 1)与氧化剂副系统管路中的阀门(阀 2)在不同位置情况下, 燃烧室压力、燃烧室混合比、预燃室压力、预燃室混合比、氧化剂涡轮泵

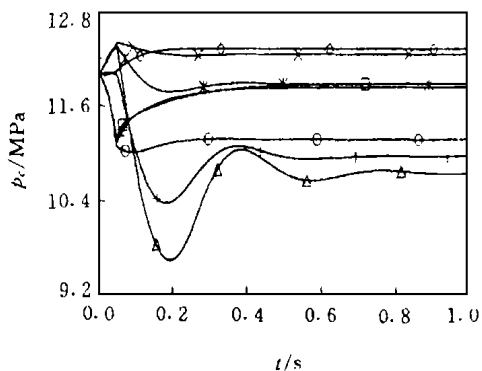


图 2 阀门面积变化对燃烧室压力的影响

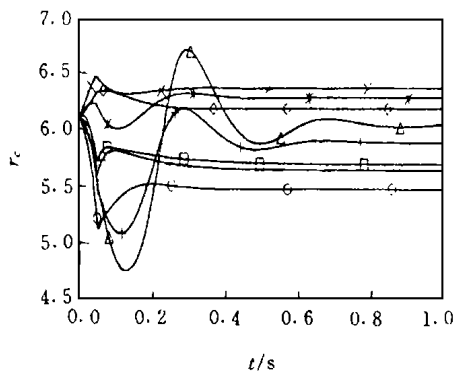


图 3 阀门面积变化对燃烧室混合比的影响

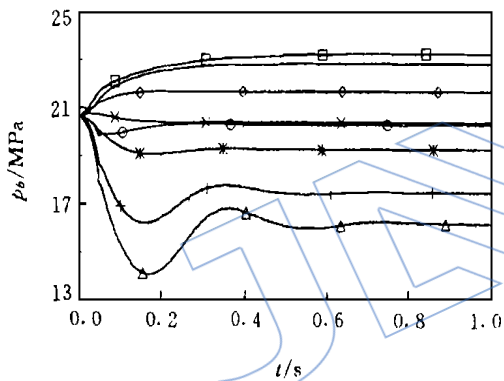


图 4 阀门面积变化对预燃室压力的影响

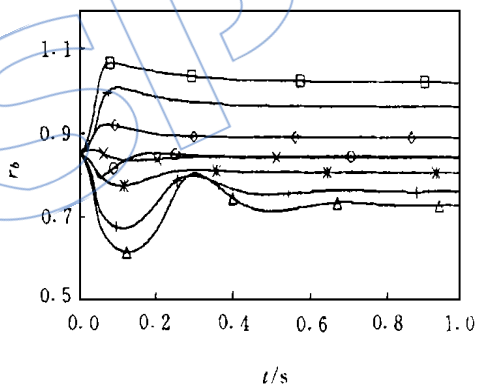


图 5 阀门面积变化对预燃室混合比的影响

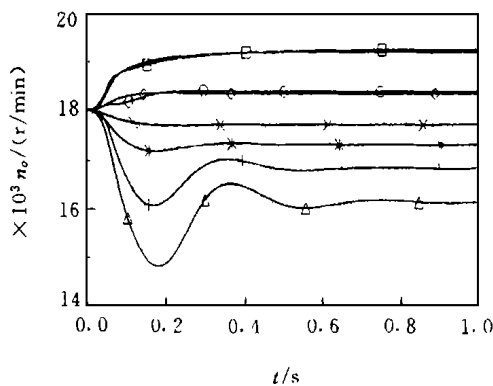


图 6 阀门面积变化对氧涡轮泵转速的影响

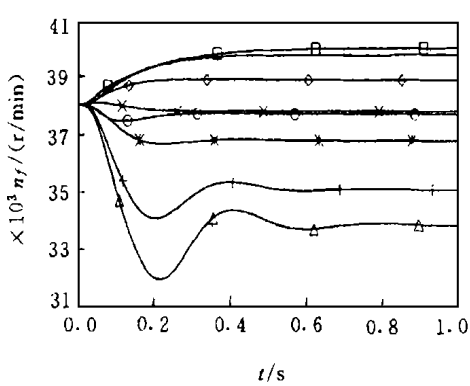


图 7 阀门面积变化对燃料涡轮泵转速的影响

转速、燃料涡轮泵转速的过渡过程曲线。由图可见当阀 2 的开度不变或从额定工况增大时, 无

论阀 1 如何变化, 过渡过程中参数变化比较平稳, 过渡时间较短为 0.4 s; 当阀 2 的开度由额定工况减小时, 阀 1 的开度不变或从额定工况增大时, 整个系统工况下降, 在过渡过程中参数变化剧烈, 过渡时间相对较长为 0.8 s。这主要是由于预燃室氧化剂流量下降, 导致涡轮作功能力的变化。但无论那种情况系统参数最终都能趋于一个新的稳态值。由此可见, 在大范围参数扰动或工况调整下系统工作是稳定的, 阀 2 在整个过渡过程中起着决定性作用, 阀 1 只是在过渡过程的最初阶段起作用。此外, 计算还表明阀门开度变化的速度和时间的对发动机参数过渡曲线的初始阶段也是有影响的。

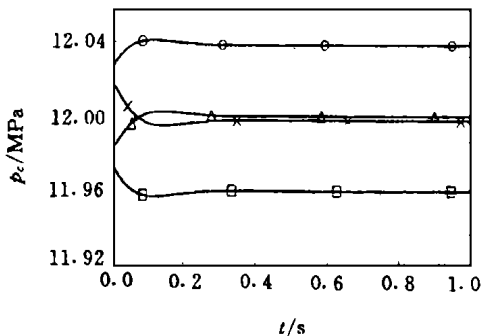


图 8 发动机入口压力的变化对推力室压力的影响

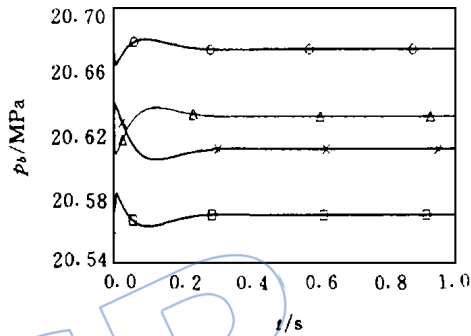


图 9 发动机入口压力的变化对预燃室压力的影响

图 8~9(图中: $\times$ — $P_{\text{pipo}} = 0.3 \text{ MPa}$, $P_{\text{pipf}} = 0.3 \text{ MPa}$; $\circ$ — $P_{\text{pipo}} = 0.5 \text{ MPa}$, $P_{\text{pipf}} = 0.3 \text{ MPa}$; $\square$ — $P_{\text{pipo}} = 0.4 \text{ MPa}$, $P_{\text{pipf}} = 0.2 \text{ MPa}$; $\triangle$ — $P_{\text{pipo}} = 0.4 \text{ MPa}$, $P_{\text{pipf}} = 0.4 \text{ MPa}$) 分别给出了发动机入口压力的变化(在泵不发生气蚀的情况下)对燃烧室压力、预燃室压力过渡过程的影响曲线。由图可见发动机燃料泵入口压力的变化对推力室压力、预燃室压力的影响很小, 而发动机氧化剂泵入口压力的变化对系统参数的影响较大, 这主要是由于预燃室和推力室都是富燃的。同时预燃室压力的变化在最初阶段有“凸峰”现象, 但所有影响产生的过渡过程曲线均达到一新的稳态值。

4 结 论

计算结果表明, 本文建立的大型泵压式补燃循环液体火箭发动机非线性动态数学模型是合理的, 所采用的计算方法稳定性好、精度高、收敛快, 满足模拟要求。利用这种模型的动态特性可对类似发动机的研制与改进提供指导作用。

参 考 文 献

- 1 Шевяков А А, Ка жин В М, Науменко Н В И др. Теория Автоматического Управления Ракетными Двигателями. М., Машиностроение, 1978, 288 с
- 2 陈启智. 液体火箭发动机控制与动态特性理论. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993
- 3 何光渝. FORTRAN 77 算法手册. 北京: 科学出版社, 1993

(责任编辑 杨再荣)

aeroengine simulation program. An effective aeroengine simulation program on the basis of object-oriented aeroengine fundament class library (an aeroengine application framework), can be easily built for a specified type of aeroengine or a specified intention of study, an Exception handlers are integrated to the framework to make the debug of the simulation software easy and improve its reliability. A two-spool turbofan engine and a turboshaft engine simulation programs are provided as examples to illustrate the flexibility and specificity of the framework.

Key Words Aeroengine Performance Simulation Programming

A STUDY ON SYSTEM RESPONSE FOR LIQUID PROPELLANT STAGED COMBUSTION CYCLE ROCKET ENGINE

Zhang Lihui and Zhang Zhenpeng

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A feeding system of a pump-fed Liquid Propellant Staged Combustion Cycle Rocket Engine (LPSCCRE) is taken as a research object. Its system physical model is constructed, and its nonlinear mathematical model is established. The nonlinear dynamic response of LPSCCRE is simulated with adaptive Runge-Kutta algorithm on the conditions of parameter variation and working regime regulation in wide range. Comparison of the obtained results with the test data shows that: The mathematical model is quite valid and calculation method meets the simulation requirements.

Key Words Liquid propellant rocket engine Mathematical model
Dynamic characteristic

LEAK FAULT DETECTION OF LIQUID ROCKET ENGINE BASED ON K-L INFORMATION DISTANCE

Wang Jianbo, Yu Daren, Wang Guangxiong

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT The leak of Liquid Rocket Engine (LRE) is very common and dangerous. It is important to research a fast and effective approach for leak detection. In accordance to the measured monitor state parameters of LRE, the AR model is established and the time series analysis is completed. K-L information distance is taken as discriminant function to detect the leak fault of LRE. The simulation results show the leak fault detection algorithm is feasible.

Key Words Liquid propellant rocket engine Leakage Time series Analysis
Measuring