

液氢液氧火箭发动机非线性 静态特性仿真与分析

张青松, 张振鹏

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 在考虑泵后推进剂温度和密度变化的情况下, 建立低温液体火箭发动机非线性稳态工作的数学模型, 以设计点参数为初始值采用离散牛顿法对大范围参数扰动下氢氧发动机的静态特性进行仿真, 并对包括真空推力和真空比冲在内的重要参数的变化情况做相应的分析; 在引入故障影响因素的情况下, 针对液体火箭发动机中常见的典型故障模式进行稳态故障效应仿真和分析, 为该发动机的故障检测与诊断工作奠定了基础。

关键词: 液氢液氧火箭发动机; 非线性; 静态特性仿真; 故障效应仿真

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2006) 06-0006-06

Non-linear static charactersitic simulation and analysis for large LH₂/LOX rocket engine

Zhang Qingsong, Zhang Zhenpeng

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: This paper established a non-linear static characteristic simulation model for low temperature rocket engine, with the consideration of propellant temperature and density variation of pump downstream. Dispersed Newton method was used to simulate static characteristic of the LH₂/LOX rocket engine with a large scale disturbance introduced, also some important fault effects was simulated through introducing relevant fault factor. Then the variation of main engine parameters were analysed based on the simulation results. This work laid the foundation for fault detection and diagnoses of this engine.

Key words: LH₂/LOX rocket engine; non-linear; static charactersitic simulation; fault effect simulation

收稿日期: 2006-04-11; 修回日期: 2006-07-18。

作者简介: 张青松 (1981—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统仿真。

万方数据

1 引言

液体火箭发动机静态特性研究是发动机研制过程中的一个环节,它对指导参数的平衡设计有重要的意义;仿真程序也是发动机试车后数据分析工作的一个有效辅助工具;并且对于实际的发动机系统来说,由于加工与装配误差、组件试验时的测量误差以及实际工作条件的偏离等干扰因素总是存在的,研究这些干扰因素对发动机性能参数的影响有助于在实际的设计过程中降低其不利影响;同时,如果在发动机静态特性仿真的基础上进一步引入故障影响因素,就可以用来研究发动机主要部件发生故障时参数的稳态变化规律,这是获取故障模式、建立发动机故障诊断与监控系统的一个重要方面。

目前国内已经在这方面进行了较为广泛的研究,积累了不少有用的成果,文献[1]采用遗传算法与确定性算法(Broyden秩1算法)相结合的混合遗传算法对液氧煤油发动机的静态特性进行了数值仿真研究,文献[2]采用进化策略算法和免疫策略算法对全流量补燃循环发动机的非线性静态特性进行了详细的研究,这些计算方法可以有效地解决初始参数难以确定时发动机非线性静态特性方程组的求解问题。

本文所建立的液氢液氧火箭发动机非线性静态特性方程组考虑了泵后推进剂温度和密度的变化,以该发动机的设计点参数作为初始值,用离散牛顿法对其非线性方程组进行精确求解(可以保证较快的收敛速度和很高的求解精度),获得了额定条件下该发动机的静态平衡参数;在此基础上对大参数扰动下发动机系统的静态特性进行仿真,并对包括真空推力和真空比冲在内的重要参数的变化情况做相应的分析;在进一步引入故障

影响因素的情况下仿真了发动机主要工作参数随故障程度的稳态变化规律,并且对故障的影响作了细致的分析。

2 氢氧液体火箭发动机非线性静态特性数学模型

本文所仿真的大推力液氢液氧火箭发动机系统如图1所示,两套并联的涡轮泵系统共用一个燃气发生器。主要部件的数学模型为:

(1) 泵的方程

扬程方程

$$\Delta P = (a_1 \cdot q_v^2 + a_2 \cdot q_v \cdot n + a_3 \cdot n^2) \cdot \rho_{cp}$$

效率方程

$$\eta_p = e_1 \cdot \left(\frac{\dot{m}}{\rho_{cp} \cdot n} \right)^2 + e_2 \cdot \left(\frac{\dot{m}}{\rho_{cp} \cdot n} \right) + e_3$$

$$\rho_{cp} = \frac{\rho_1 + \rho_2}{2}$$

式中, ρ_{cp} 为泵前后推进剂的平均密度; \dot{m} 、 q_v 分别为泵入口的推进剂质量流量和容积流量。泵后推进剂的密度 ρ_2 按文献[3]中介绍的方法确定,需采用如下形式的推进剂热力状态方程:

$$\rho = \rho(h, p), T = T(p, \rho)$$

这两个状态方程均用推进剂的拟合关系式来表达。

(2) 气涡轮的方程

功率方程

$$N_t = \dot{m}_t \eta_t \cdot \frac{k}{k-1} R T_g \left[1 - \left(\frac{p_{te}}{p_{ti}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]$$

效率方程

$$\eta_t = a + b \cdot \left(\frac{u}{u_c} \right) - c \cdot \left(\frac{u}{u_c} \right)^2$$

$$\dot{m}_t = \begin{cases} C_t A_{u_{ti}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{1}{RT_g} \cdot \left[\left(\frac{p_{tb}}{p_{ti}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_{tb}}{p_{ti}} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} & \frac{p_{tb}}{p_{ti}} > \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \\ C_t A_{u_{ti}} \sqrt{\frac{k}{RT_g} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} & \frac{p_{tb}}{p_{ti}} \leq \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \end{cases}$$

$$p_{ib} = p_{ti} \left[\Omega_T + (1 - \Omega_T) \cdot \left(\frac{p_{te}}{p_{ti}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]^{\frac{k-1}{k}}$$

式中, C_t 为涡轮喷嘴的流量系数; A_t 为涡轮喷嘴的喉部面积; p_{ti} 、 p_{ib} 、 p_{te} 分别表示涡轮喷嘴的入口压力、涡轮喷嘴背压、涡轮出口压力; u 、 u_c 分别为涡轮叶片的切向速度与涡轮燃气的理论喷射速度; Ω_T 为涡轮的反力度。对于冲击式涡轮, $\Omega_T=0$; 对于反力式涡轮 Ω_T 与涡轮速度比和落压比有关, 其关系式由涡轮吹风试验得出。

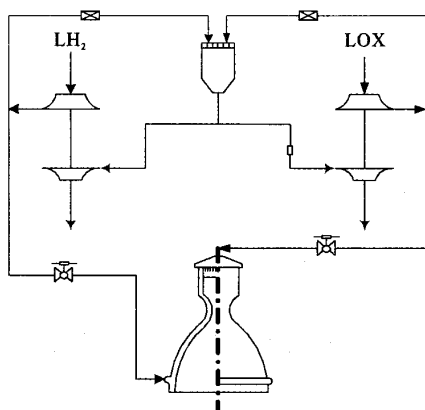


图1 液氢液氧火箭发动机系统简图

Fig.1 Schematic diagram of the LH₂/LOX rocket engine system

(3) 液路方程

$$p_1 - p_i = \xi \cdot \frac{\dot{m}^2}{\rho}$$

(4) 气路方程

$$p_1^2 - p_2^2 = 2\xi RT_g \cdot \dot{m}_g^2$$

(5) 推力室方程

$$p_c = \frac{C^*}{A_t} (\dot{m}_{co} + \dot{m}_{cf})$$

推力室和燃气发生器的热力参数可由拟合公式得出。根据上述的部件方程和参数平衡方程(主要有压力平衡、功率平衡和流量平衡), 可以得到描述该发动机稳态工作特性的非线性方程组, 形式如下:

$$F(X, U) = 0$$

式中, $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$ 为待求变量; $F(X) =$

$(f_1(X), f_2(X), \dots, f_n(X))^T$, $X \in D$; U 为干扰因素。

(6) 发动机的性能参数

根据发动机静态特性所仿真的燃烧室压力(p_c), 在已知喷管膨胀比的情况下(ε), 发动机的真空比冲和真空推力可按如下方法简单计算:

$$I_{s,v} = u_c + \frac{A_c}{\dot{m}_{co} + \dot{m}_{cf}} \cdot p_e$$

$$u_c = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_c T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

$$\varepsilon(\lambda_e) = \frac{A_c}{A_t} = \frac{1}{\varepsilon}$$

$$\frac{p_e}{p_c} = \pi(\lambda_e)$$

$$F_v = (\dot{m}_{co} + \dot{m}_{cf}) \cdot I_{s,v}$$

式中, $\varepsilon(\lambda_e)$ 、 $\pi(\lambda_e)$ 均为气动函数, 根据喷管膨胀比 ε 确定 $\varepsilon(\lambda_e)$, 根据《气体动力学基础》中“一维等熵流气动函数表”确定 $\pi(\lambda_e)$, 进而可以依次确定 p_e/p_c 、 p_e 、 $I_{s,v}$ 和 F_v (其它热力参数由燃烧室的热力计算得出)。

3 仿真结果与分析

本文采用离散 Newton 法对该发动机的稳态特性和故障特性进行仿真, 仿真程序的计算流程如图 2 所示。仿真结果和相应分析如下。

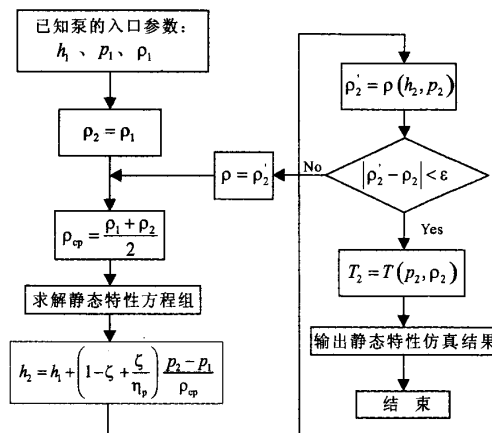


图2 发动机静态特性仿真程序流程图

Fig.2 Schematic diagram of the nonlinear static simulation procedure

3.1 正常工况下的平衡点参数

氢泵入口压力为 0.3MPa，氧泵入口压力取为 0.4MPa，主要参数的仿真结果如表 1。

3.2 大范围参数扰动下的静态特性仿真

泵入口压力、涡轮叶片中心圆周直径变化时所引起的发动机主要静态参数变化规律如图 3、图 4 所示。

表 1 发动机主要参数仿真结果
Tab.1 Simulation results of the main parameters

| 参数名称 | 仿真结果 | 参数名称 | 仿真结果 |
|----------------|---------|----------------|---------|
| 氢泵转速/(r/min) | 34954.4 | 氧泵转速/(r/min) | 17860.4 |
| 氢泵后压力/MPa | 16.7 | 氧泵后压力/MPa | 14.0 |
| 泵后液氢温度/K | 33.4 | 泵后液氧温度/K | 96.3 |
| 推力室液氢流量/(kg/s) | 22.3 | 推力室液氧流量/(kg/s) | 138.1 |
| 推力室压力/(MPa) | 10.1 | 燃气发生器压力/MPa | 8.5 |
| 推力室真空比冲/(m/s) | 4387.3 | 真空推力/kN | 703.7 |

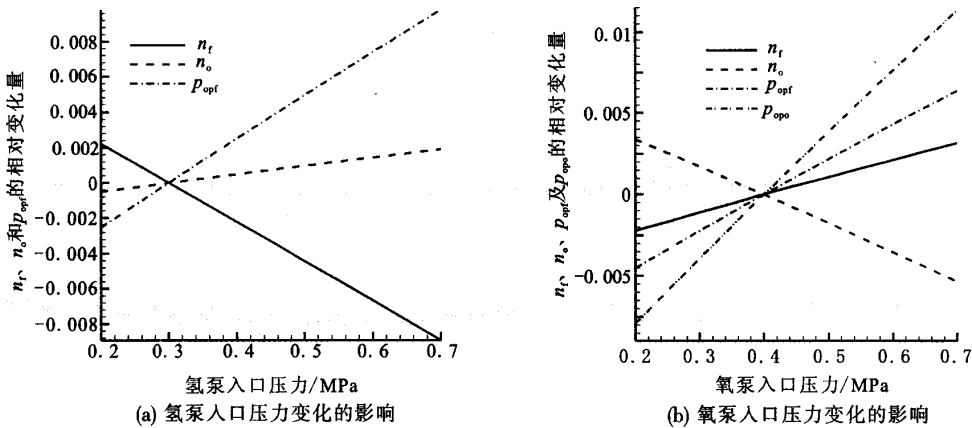


图 3 泵入口压力变化对泵转速和泵后压力的影响
Fig.3 Effect of inlet pressure variation for pump rotate speed and outlet pressure

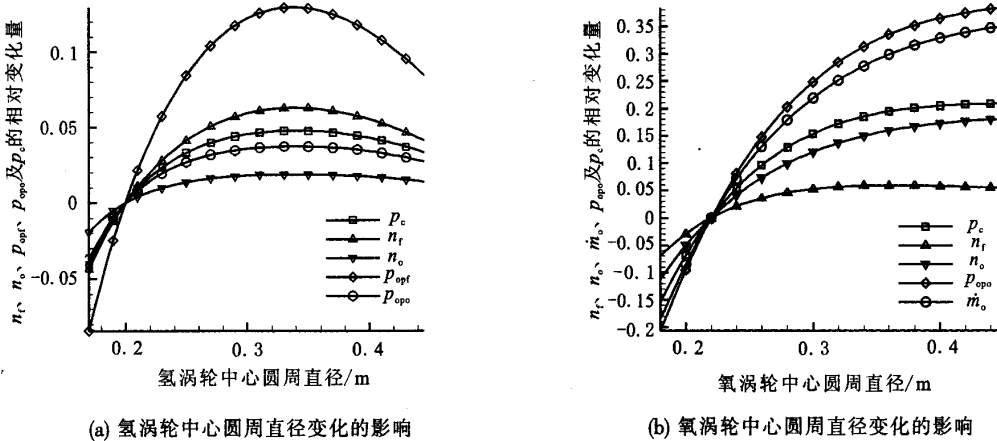


图 4 涡轮中心圆周直径变化对发动机主要参数的影响
Fig.4 Effect for main engine parameters of rotor diameter variation of turbine

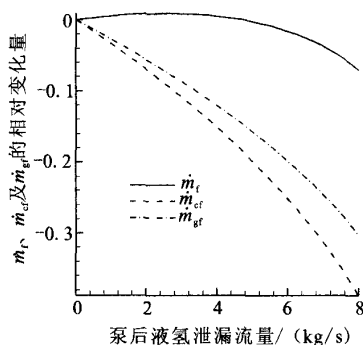
图3(a)给出了氢泵入口压力从0.2MPa到0.7MPa变化时发动机一些主要参数的变化情况,仿真结果显示随着氢泵入口压力的增大,发动机的真空比冲、真空推力和泵后压力等参数均略有增加,氢涡轮泵的转速稍有下降;从图3(b)的仿真结果可以看出氧泵入口压力升高时,两泵后压力及氢泵转速均会稍有升高,而氧泵的转速则会有所下降,详细的仿真结果也显示发动机的真空比冲将会略有下降、真空推力稍有升高。整体上来说泵入口压力的变化不会对发动机的工作参数和性能参数带来大的变化(但泵前压力应保证泵入口所要求的最低压力以避免发生气蚀,并满足泵前管路的强度要求)。

在此也仿真了发动机结构参数的变化对发动机静态参数的影响,图4给出了涡轮中心圆周直径大范围变化时发动机主要参数的仿真结果。氢涡轮中心圆周直径增大时发动机的真空推力和两泵的转速都是先快速地增大,随后变化比较平缓并缓慢下降,氢泵入口流量和泵后压力则是先增大而后又减小并有较明显的峰值,而推力室的液氢流量变化情况相反(液氧的流量并没有受到大的影响);氧涡轮中心圆周直径增大时对发动机主要参数的影响如图4(b),除了比冲稍有减小之外,其它参数均是不同程度的在增大。这主要是因为涡轮中心圆周直径的变化将直接影响到涡轮的工作效率和做功能力,并且液氢和液氧两条输送管路在推力室处产生耦合,这将对两个管路的推进剂输送压力和流量产生较为复杂的影响。

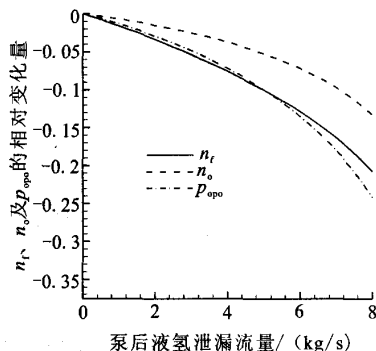
3.3 故障效应仿真和分析

研究发动机在故障状况下的参数变化规律是把握故障影响程度和划分故障模式的重要途径。液体火箭发动机的故障库中推进剂管路系统的泄漏和堵塞是比较常见的故障型式,本文针对这两种故障类型仿真了泵后推进剂泄漏和喷嘴堵塞时(燃气发生器、燃烧室)发动机主要参数的变化规律(这里不考虑当工作参数发生改变时调节器的调节作用),图5给出的是液氢泵后出现不同泄漏量(横坐标表示液氢的泄漏流量)时主要参数的稳态故障效应仿真结果,图6给出了推力室液氧

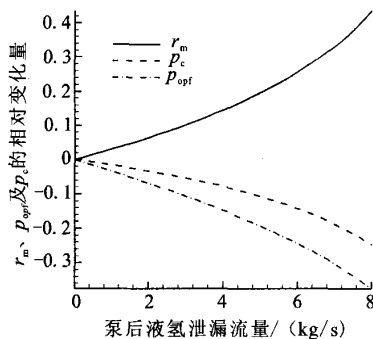
喷嘴堵塞时主要参数的故障效应仿真结果(横坐标为液氧喷嘴流阻系数的增大倍数,它间接地反映了喷嘴的堵塞程度)。



(a) 对液氢输送流量的影响



(b) 对泵转速和氧泵后压力的影响



(c) 对推力室混合比、燃烧室压力和氢泵后压力影响

图5 泵后液氢泄漏对发动机主要参数的影响

Fig.5 Effect of pump downstream leakage on main engine parameters of hydrogen

从仿真结果可以看出,泵后液氢泄漏将导致进入推力室和燃气发生器的液氢流量减小图5(a)、混合比增大图5(c);因泵后液氢的泄漏,涡轮工

质流量减小, 涡轮输出功率降低, 两个泵的转速下降图 5(b), 同时使泵后压力、燃烧室和燃气发生器的压力也随之而下降, 但泵后少量的液氢泄露并不会对氢泵入口流量造成大的影响图 5(a)。

推力室液氧喷嘴出现不同程度的堵塞时对发动机工作参数的影响如图 6 所示, 总体上直观地可以看出推力室液氧喷嘴堵塞时将使推力室的液氧流量和混合比降低。推力室混合比的降低将会使发动机的比冲增大 (因推力室的混合比较最佳

混合比偏高); 而液氧流量的降低则使燃烧室压力下降进而导致发动机真空比冲下降, 二者共同作用的结果是发动机的真空比冲略有增大图 6(a), 而发动机的真空推力则与推力室的液氧流量有着较为一致的变化; 当堵塞程度较小时, 首先是副系统的液氧流量将增大, 燃气发生器的燃气流量增大, 涡轮泵输出功率增大, 所以泵后压力和涡轮泵的转速均会增大, 燃气发生器的压力也会增大; 随着推力室液氧喷嘴堵塞程度的继续增大, 发动机的主要工作参数都呈下降趋势图 6(b)。

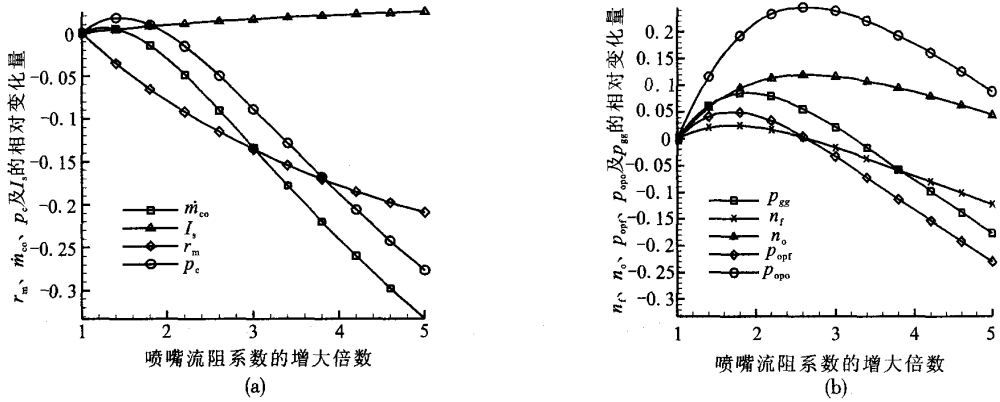


图 6 推力室液氧喷嘴堵塞对发动机主要参数的影响

Fig.6 Effect of oxygen injectors jamming of thrust chamber on main engine parameters

以上图中所有符号说明: I_{sp} 为真空比冲; r_m 为推力室混合比; n_t 为氢泵转速; n_o 为氧泵转速; m_{gt} 为过泵液氢流量; m_{cd} 为推力室液氢流量; m_{gf} 为燃气发生器液氢流量; m_o 为过泵液氧流量; m_{co} 为推力室液氧流量; p_{opt} 为氢泵出口压力; p_{opo} 为氧泵出口压力; p_{ex} 为燃气发生器压力; p_c 为燃烧室压力。

4 结束语

本文通过建立液氢液氧发动机的非线性静态特性数学模型并选用适用的计算方法, 在考虑泵后推进剂密度和温度变化的情况下, 对该发动机的稳态参数和大范围参数扰动下的静态特性进行了仿真研究; 在引入故障影响因素的情况下对液体火箭发动机的典型故障模式进行了仿真和分

析, 为该发动机系统进一步的故障模式分析、故障危害性分析以及故障诊断与监控系统的研究奠定基础。不足之处是由于缺乏一些实验拟合系数, 在此仅能对其相应地作一些估算处理, 但这并不影响仿真结果和定性分析的合理性, 通过有效的修正之后该模型可以更好地反映出实际系统的静态工作特性。

参考文献:

- [1] 刘红军. 基于混合遗传算法的液氧煤油补燃循环火箭发动机非线性静态特性仿真[J]. 推进技术, 1998, 19(2).
- [2] 胡伟. 全流量补燃循环发动机静态与动态响应特性的研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
- [3] 刘昆, 张育林. 低温推进剂火箭发动机泵出口密度、温度计算的一种新方法[J]. 低温工程, 2002, (4).

(编辑: 马 杰)