

液体火箭发动机故障特性动态模拟*

国防科技大学 吴建军** 张育林 陈启智

【摘要】以某大型泵压式供应系统液体火箭发动机为研究对象,建立了液体火箭发动机非线性动态数学模型。针对已发生过或可能出现的故障形式,以阶跃形式输入,进行了故障状态下动态特性模拟。数值方法用四阶定步长龙格—库塔方法发展而成的自适应变步长龙格—库塔法。计算结果表明,所建模型较精确合理,数值方法满足故障模拟的要求。该工作为故障模式提取、监控参数优化选择、基于模型的故障检测与诊断等发动机健康监控问题的研究奠定了基础。

主题词: 液体火箭发动机 动态模拟 数学模型 故障检测 故障诊断

分类号: V 434 1

大型液体火箭发动机由于其结构和工作过程的复杂性,其数学模型通常具有高维和非线性的特点。在利用数学模型进行故障诊断时,由于在线实时计算能力的限制,必须在数学模型的精确性与简单性方面进行折中。实际上,建立合理、适当的数学模型,是基于模型的故障检测与诊断的重要基础。按泵压式供应系统液体火箭发动机故障检测与诊断的要求,所建立的健康监控的非线性动态数学模型,其主要应用于:发动机故障状态下瞬态过渡特性的研究、故障模式及效应分析、监测参数优化选择、基于模型的故障检测与诊断算法的研究。

1 发动机非线性动态数学模型和数值模拟方法

1.1 正常模型

图1是一个泵压式供应系统液体火箭发动机的原理图。图中简化了增压系统和控制气体线路。为了满足发动机故障检测的要求,针对图1所示的发动机系统,建立了包含11个独立状态变量的动态方程组(推导略)。

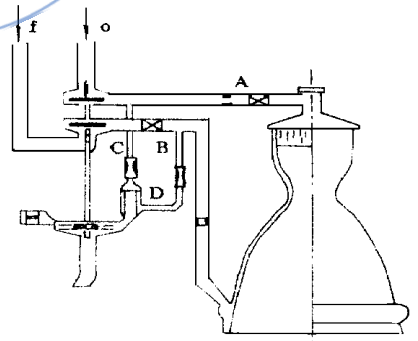


图1 发动机原理图

$$\begin{aligned} dp_c/dt = & (1/V_c) \dot{R} T_c + (\partial T_c/\partial c)(1 + r_c)q_0 + (1/V_c) \dot{R} T_c - (\partial T_c/\partial c)(1 + r_c)r_c q_t \\ & - (1/V_c) \sqrt{RT_c \cdot L_c \cdot A_{tc} \cdot p_c} \end{aligned} \quad (1)$$

$$dr_c/dt = RT_c/(V_c \cdot p_c)(1 + r_c)(q_0 - r_c q_t) \quad (2)$$

$$\begin{aligned} dp_b/dt = & (1/V_b) \dot{R} T_b + (\partial T_b/\partial b)(1 + r_b)q_{0b} + (1/V_b) \dot{R} T_b - (\partial T_b/\partial b)(1 + r_b)r_b q_{tb} \\ & - (1/V_b) \sqrt{RT_b \cdot L_b \cdot A_{tb} \cdot p_b} \end{aligned} \quad (3)$$

$$dr_b/dt = RT_b/(V_b \cdot p_b) (1 + r_b) (q_{ob} - r_b q_{fb}) \quad (4)$$

$$\begin{aligned} dn/dt = & (1/4\pi n) \sqrt{A_{ob} p_b} \eta (\alpha/\alpha - 1) (1 - \beta^{(\alpha-1)/\alpha}) \cdot \sqrt{RT_b} \\ & - (1/\eta \rho_o) (A_o n^2 - B_o n q_{om} - C_o q_{om}^2) \cdot q_{om} \\ & - (1/\eta \rho_i) (A_i n^2 - B_i n q_{fm} - C_i q_{fm}^2) \cdot q_{fm} - N u \end{aligned} \quad (5)$$

$$dq_{om}/dt = \lambda_m [(1 - \theta_m) (p_{oT} + A_o n^2 - B_o n q_{om} - C_o q_{om}^2) - \theta_o (R_o q_o^2 + p_c) - \theta_b (R_{ob} q_{ob}^2 + p_b)] \quad (6)$$

$$dq_{ob}/dt = \lambda_b [\theta_m (p_{oT} + A_o n^2 - B_o n q_{om} - C_o q_{om}^2) + \theta_o (R_o q_o^2 + p_c) - (1 - \theta_b) (R_{ob} q_{ob}^2 + p_b)] \quad (7)$$

$$dq_o/dt = \lambda_o [\theta_m (p_{oT} + A_o n^2 - B_o n q_{om} - C_o q_{om}^2) + \theta_b (R_{ob} q_{ob}^2 + p_b) - (1 - \theta_o) (R_o q_o^2 + p_c)] \quad (8)$$

$$dq_{fm}/dt = \lambda_m [(1 - \theta_m) (p_{iT} + A_i n^2 - B_i n q_{fm} - C_i q_{fm}^2) - \theta_i (R_i q_i^2 + p_c) - \theta_b (R_{fb} q_{fb}^2 + p_b)] \quad (9)$$

$$dq_{fb}/dt = \lambda_b [\theta_m (p_{iT} + A_i n^2 - B_i n q_{fm} - C_i q_{fm}^2) + \theta_i (R_i q_i^2 + p_c) - (1 - \theta_b) (R_{fb} q_{fb}^2 + p_b)] \quad (10)$$

$$dq_i/dt = \lambda_i [\theta_m (p_{iT} + A_i n^2 - B_i n q_{fm} - C_i q_{fm}^2) + \theta_b (R_{fb} q_{fb}^2 + p_b) - (1 - \theta_i) (R_i q_i^2 + p_c)] \quad (11)$$

其中, 状态变量 $p_c, r_c, p_b, r_b, n, q_{om}, q_{ob}, q_o, q_{fm}, q_{fb}, q_f$ 依次为燃烧室压力、燃烧室组元比、燃气发生器压力、发生器组元比、涡轮泵转速、氧化剂总流量、副系统氧化剂流量、主系统氧化剂流量、燃烧剂总流量、副系统燃烧剂流量、主系统燃烧剂流量。 p_{oT} 为氧化剂泵入口压力; p_{iT} 为燃料泵入口压力; RT 为燃气热值; A_i 为面积; η 为效率; J 为涡轮泵转动惯量; $N u$ 伺服功率; λ 惯性流阻系数; R 为流阻系数; L 热力系数; α 为膨胀指数; β 涡轮落压比; θ 比例系数; A 为叶轮尺寸对泵扬程的影响系数; B 为流道部分几何形状的影响系数; C 为压力损失和进出口管的影响系数。

上述模型权衡了计算精度和计算复杂性, 反映了系统工作在稳态工况附近时所产生的瞬态过渡过程的主要机理, 可较为精确地描述发动机的正常工作过程和检测发动机异常工作状态的出现。在进行基于模型的故障检测算法时, 对于离线仿真研究, 可直接应用上述模型; 对于地面实时应用及机载在线应用, 需对模型进行进一步处理。

1.2 故障模型

若把上述方程组表示为状态空间形式, 并且当发动机在某时刻发生了故障, 则可用下面的故障模型描述: $\dot{X}(t) = F[X(t), Y(t)]$ 。其中, $X \in R^{11}$ (R^{11} 表示 11 维实数向量集), $F: D \in R^{11} \rightarrow R^{11}$ (D 表示非线性映射), Y 为故障矢量; $X(t) = [p_c \ r_c \ p_b \ r_b \ n \ q_{om} \ q_{ob} \ q_o \ q_{fm} \ q_{fb} \ q_f]^T$, $F[X(t), Y(t)] = [f_1(X(t), Y(t)), f_2(X(t), Y(t)) \cdots f_{11}(X(t), Y(t))]^T$ 。

对于故障矢量 $Y(t)$, 在一般情况下, 如果没有专门的试验数据就不能求得其各分量与时间之间的关系。由于故障模拟主要用于了解在故障状态下的瞬态特性以及监测参数的选择等, 本文故障模拟时, 把矢量 $Y(t)$ 以阶跃形式输入 (因为阶跃干扰对系统的作用最不利), 并且一般认为在某一时刻只发生一个故障。这样, 矢量 $Y(t)$ 就变为一标量, 即可通过改变方程组中的有关系数使之反映故障影响或加入反映故障影响的方程, 进行故障模拟。

1.3 数值模拟方法

求解上述 11 个方程组成的微分方程组, 需要解决如下问题: 积分方法、积分步长、初值、计

算精度。由于发动机流体—机械—热过程的本身特点,尤其是模型中包含了描述燃烧室、发生器等能量高度集中释放的组件的动力特性方程,其变化频率很高,故对积分步长十分敏感。另外,由于计算主要针对故障状态下的过渡特性,计算精度要求也很高。

综合比较各种数值计算方法,确定以四阶定步长龙格—库塔方法^[1]为基础,发展并实现了实用自适应变步长龙格—库塔方法用于故障模拟。初值的确定以文献[2]建立的模型为基础,计算得出。计算表明,该方法计算时积分步长不小于 10^{-5} (时间单位为秒),计算精度不小于 10^{-6} ,数值计算有较好的稳定性。

自适应变步长龙格—库塔方法计算步骤如下: (1) 用步长 h_{try} 积分一次,结果记为 $\{x_{i,h}^{k+1}\}_{i=1}^N$, 再将步长缩小一半连续计算两步得到同一点的值,记为 $\{x_{i,h/2}^{k+1}\}_{i=1}^N$ (2) 记 $err_{max} = \max_i |(x_{i,h/2}^{k+1} - x_{i,h}^{k+1}) / (\epsilon \cdot x_{scal}(i))|$, 计算 err_{max} 其中 ϵ 为给定的误差限,以控制计算精度,一般取 $\epsilon \geq 10^{-6}$ 。 $x_{scal}(i) = |x_i^k| + |h \cdot f_i(t_k, X^k, Y)|$ 。 (3) 将 err_{max} 与 1.0 进行比较。若 $err_{max} > 1.0$, 则缩小步长 $h_{try} \leftarrow S \cdot h_{try} \cdot err_{max}^{-0.25}$, 然后重新计算。这里 S 为小于 1.0 的安全系数,计算时取 $S = 0.9$ 。若 $err_{max} \leq 1.0$, 则表示已满足精度要求,此步积分成功。考虑四阶龙格—库塔方法的截断误差,利用两次计算作外插,得到了 x^{k+1} 新近似值。 $x_i^{k+1} = x_{i,h/2}^{k+1} + (1/15)(x_{i,h/2}^{k+1} - x_{i,h}^{k+1})$, 它对五阶是精确的。为了选取下一步的步长,算法中取定误差界 err_{con} , 若 $err_{max} > err_{con}$, 则步长取为 $S \cdot err_{max}^{-0.2}$, 否则取为 $4 \cdot h_{try0}$ 。

2 计算结果及讨论

图 2~5 给出了发动机在各种故障状态下其过渡过程特性的计算结果。在图中,时间取为横坐标,纵轴上为相应参数瞬态值与额定值之比: $\bar{p}_c = p_c/p_c^*$, $\bar{r}_c = r_c/r_c^*$, $\bar{p}_b = p_b/p_b^*$, $\bar{r}_b = r_b/r_b^*$, $\bar{n} = n/n^*$, $\bar{q}_{om} = q_{om}/q_{om}^*$, $\bar{q}_{fm} = q_{fm}/q_{fm}^*$ 。

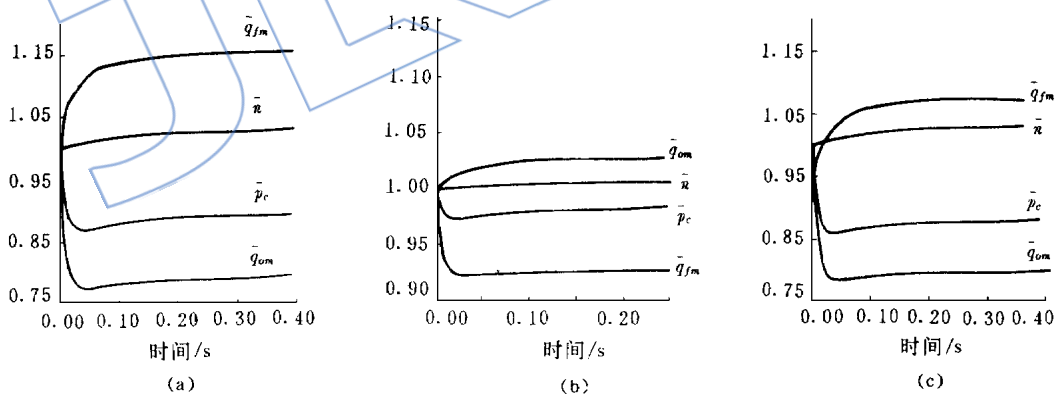


图 2 主活门未完全打开故障产生的过渡特性

图 2 中(a)为氧化剂主活门只打开 45° ; (b)为燃料主活门只打开 45° ; (c)为两主活门同时只打开 45° 的过渡特性。由图可以看出此类故障发动机主系统输出较故障前低的工况,但涡轮工况变高。3 种形式的故障发生后到达新的稳定工况的时间均小于 0.4 秒,各参数发生剧烈变化的时间均小于 0.04 秒。参数 p_c 、 q_{om} 、 q_{fm} 对此类故障是敏感的。由于氧化剂主活门位于氧化剂主管路分支处之后(A 点),由图 2(c)可以看到,氧化剂主活门故障对发动机主系统输出特性影响较大,对应该图,可以看到两主活门打开 45° 参数 q_{fm} 在快速下降后又呈上升趋势。另

外, 燃料主活门故障(图 1 中 B 点)直接影响了副系统的特性。若选择适当的参数(如氧化剂喷前压力、燃料管路分支处压力、流量 q_o 、 q_f 以及涡轮转速 n 等)组成参数模式, 上述 3 种类型的故障是完全可以识别与区分的。

图 3 中(a)为副系统氧化剂过滤网(图 1 中 C 点)阻塞故障, (b)为副系统燃料管路进入发生器处(D 点)泄漏故障产生的过渡特性。由图可以看出副系统的故障将使发动机整个系统进入新的低工况。副系统参数 p_b 、 r_b 发生了剧烈变化且时间极短(小于 0.03 秒); 主系统参数 p_c 等及涡轮转速 n 变化较缓慢, 且单调一致下降至稳定低工况, 整个过渡时间不小于 0.4 秒。副系统及主系统对燃料管路泄漏较敏感, 参数 p_o 、 n 均有明显指示。由于实际工作过程中监测参数有限, 仅靠测量的参数来判别此类故障存在困难。若利用表示副系统特性的方程(3)、(4)进行解析冗余, 则此类故障可以识别及区分。

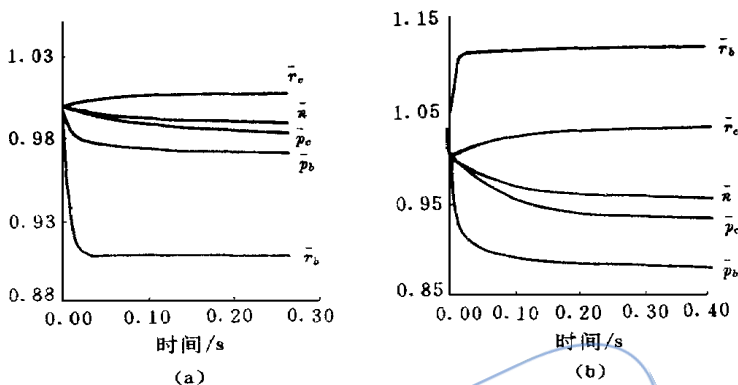


图 3 阻塞和泄漏故障产生的过渡特性

若利用表示副系统特性的方程(3)、(4)进行解析冗余, 则此类故障可以识别及区分。

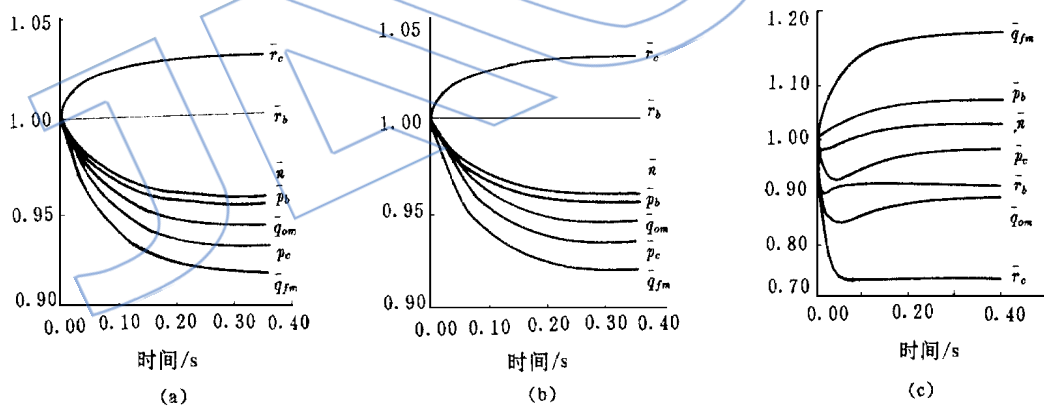


图 4 泵效率损失和汽蚀故障产生的过渡特性

图 4 中(a)为氧化剂泵效率损失, (b)为燃烧剂泵效率损失, (c)为氧化剂泵汽蚀等故障产生的过渡特性。由图 4(a)、(b)可以看出, 此类故障将引起发动机工况下降。涡轮泵转速减小, 燃烧室压力、发生器压力均单调下降; 主系统氧化剂流量与燃料流量的下降基本上是同步的。由此图可以看出, 两泵效率损失产生的效应基本类似。原因在于泵效率的降低使其所需功率急剧增大, 这将导致涡轮泵转速的下降, 同时, 会引起两个泵的扬程减小。此类过渡工况的发生较前几种故障形式缓慢, 到达新的稳态工况的时间大于 0.5 秒。由图 4(c)可以看出, 氧化剂泵汽蚀时, 参数 n 、 q_{om} 、 p_c 等起初均快速下降, 而燃料泵的流量是增加的; 因为此时氧化剂泵所需功率急剧下降使涡轮的负载减小。而后各参数又逐渐上升, 说明氧泵汽蚀对主系统产生了比副系

统大的影响, 到达新的稳态工况时, 主系统输出下降, 但副系统及涡轮的输出均有所增强。整个过渡过程中参数变化并非单调一致, 过渡时间小于 0.5 秒。泵效率损失与泵汽蚀故障可用监测参数的变化率来区分。

由图 5 可以看出, 涡轮效率损失与泵效率损失主要区别反映在参数 p_b 上(图 5 中 $\bar{p}_b$ 与 $\bar{r}_b$ 变化一致, 曲线基本重合)。用上面提到的解析冗余加上可测量参数可以区别这两种故障。

故障引起的发动机过渡工况特性不仅与故障的形式、大小有关, 而且与故障发生的位置、故障本身的动态性质等均有直接联系。通过对各种故障模拟分析、故障试车统计分析等可以有效地提取故障模式, 进行监测参数评价、传感器配置等, 为故障监控打下基础。本文仅对几种典型故障数值模拟的结果, 从可监测与识别的角度作了简要分析, 其全面细致的工作需进一步研究讨论。

3 结 论

(1) 建立了用于故障模拟及故障检测的液体火箭发动机非线性动态数学模型, 计算结果表明, 数学模型合理精确。

(2) 发展并实现了用于发动机故障模拟的自适应变步长龙格—库塔数值计算方法。计算过程及结果表明, 该方法计算稳定性好、精度高, 能够满足发动机故障模拟的要求。

(3) 故障模拟结果合理, 完全可以用于发动机故障模式提取及效应分析, 可以用于对监测参数的评价。此工作需进一步同实际试车结果结合、对比综合分析。

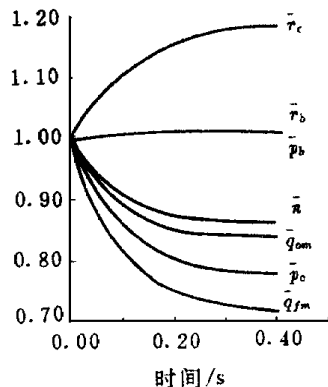


图 5 涡轮效率损失产生的过渡特性

参 考 文 献

- 1 谭浩强, 龙耀庭 FORTRAN 77 科学计算子程序汇编 北京: 清华大学出版社, 1993
- 2 吴建军等. 液体火箭发动机稳态故障仿真及分析 推进技术, 1994, (3): 6
- 3 张育林, 吴建军, 陈后智. 基于模型的推进系统故障检测与诊断 中国宇航学会 9306 会议论文: 青岛, 1993
- 4 伏尔科夫 E B 等. 火箭发动机可靠性理论基础 北京: 国防工业出版社, 1977
- 5 谭浩强, 田淑清 FORTRAN 语言—FORTRAN 77 结构化程序设计 北京: 清华大学出版社, 1990

(责任编辑 杨再荣)

speed and accuracy, and has good convergence

Key words Turbojet engines Performance analysis Real-time simulation
Mathematical models

TRANSIENT PERFORMANCE SIMULATION OF A LARGE LIQUID ROCKET ENGINE UNDER FAULT CONDITIONS

Wu Jianjun, Zhang Yulin, Chen Qizhi

(1st Dept, National University of Defence Technology, Changshe 410078)

ABSTRACT A non-linear dynamic mathematical model for a large liquid rocket engine has been established, which comprises normal models and fault models based on large liquid rocket engine with turbo-pump system. The transient performance simulation has been performed under fault conditions according to jump input of various fault modes such as main valve fault, pipeline leakage, pipeline blockage, pump efficiency losses, turbine efficiency losses, which have occurred in previous hot-fire tests or will be possible to occur in future. Adaptive Runge-Kutta method is employed to simulate. The calculated results show that the established model is accurate and reasonable. The numerical method can simulate effectively the transient performance of the faults. Simulation results are also discussed and analysed in detail. The work lays the foundation for further study on choice of fault modes, fault detection and diagnosis based on the model.

Key words Liquid propellant rocket engines Dynamic models Mathematical models
Fault detection Fault diagnosis

SIMILARITY ANALYSIS AND NUMERICAL SOLUTION OF N-S EQUATIONS FOR LAMINAR FLOW IN A ROTOR-STATOR SYSTEM

Feng Qing and Liu Songling

(7th Dept, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Zhou Bin (Xi'an Oil College)

ABSTRACT The similarity analysis for the N-S equations and the boundary conditions of a rotor-stator system has been completed which shows that the flow field is dependent on five parameters such as inlet flow coefficient, rotational Reynolds number, gap ratio, shroud-clearance ratio and inlet diameter ratio. The numerical results for the laminar flow field in the system with an axial inflow and a radial outflow have been obtained by the SIMPLE method. It is shown that the gap ratio and the shroud have a great effect on the existence of the rotational core; and the core tends to take form and increase its rotational speed with decreasing the flow coefficient or with increasing the rotational Reynolds number. For the closed rotor-stator system the results are in good agreement with earlier work done by the other authors. Both the similarity analysis and numerical computation have testified the conclusion that the radial velocity is dominated by inertial terms and the tangential one is dominated by both inertial and viscous terms. The minimum of the flow coefficient required to prevent the ingress of gas into the rotor-stator cavity has been calculated, and its linear relation with the rotational Reynolds number has been found, which is consistent with the published experimental data very well.

Key words Wheels (Machine elements) Aircraft engines Air flow
Numerical solution of N-S equation