

液体火箭发动机动态特性数学模型的验证^①

沈赤兵 吴建军 陈启智

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 用试车数据检验某泵压液体火箭发动机动态特性非线性数学模型的准确度, 考虑了发动机参数实际测量的误差范围。计算结果表明: 在整个过渡过程中, 所有可以实际测量的发动机参数的计算值与实测值之间的偏差均在 $\pm 7.1\%$ 以内。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 动态特性, 数学模型, 验证

分类号: V434.1

VERIFICATION OF MATHEMATICAL MODEL OF DYNAMIC CHARACTERISTICS FOR LIQUID ROCKET ENGINE

Shen Chibing Wu Jianjun Chen Qizhi

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: Test data are used to verify the nonlinear mathematical model of dynamic characteristics of a pump-fed liquid rocket engine. The actual measurement error range of engine parameters were considered during the model verification. The results of the model verification show that the deviation between the actual measurement and calculation results based on the nonlinear model of engine parameters being able to be measured is in $\pm 7.1\%$. The deviation is in the allowable range of engineering use.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, Dynamic characteristics, Mathematical model, Verification

1 引 言

对文献[1]中图1所示的某泵压式燃气发生器循环的液体火箭发动机, 给出了描述其动态特性的数学模型。该模型可仿真此发动机的转级过渡过程, 在模型中加入故障因子后可仿真故障发生时的过渡过程。模型的准确度需要用试验数据验证^[2]。

2 描述发动机动态特性的非线性数学模型

假设: (1) 在每一瞬时, 燃烧室容积中的每一点上燃气压力都相同, 而燃气质量在此容积中的变化看作一个整体; (2) 取燃气作功能力 RT_c 在燃烧室容积内的各点上均为常值, 与燃烧过程的特殊位置无关; (3) 将燃烧产物看作理想气体。以下各式中, 所有未被说明的符

① 收稿日期: 1997-12-25, 修回日期: 1998-03-30

号的含义及其单位可从文献 [1] 的表 1~3 中查到。所用的动力学方程组为非线性微分方程组。

燃烧室动力学方程组:

$$\frac{dc}{dt} = \frac{10^{-6}}{V_c} [RT_c + \frac{\partial(RT_c)}{\partial r_c} (1 + r_c)] \dot{m}_{oc} + \frac{10^{-6}}{V_c} [RT_c - \frac{\partial(RT_c)}{\partial r_c} (1 + r_c)r_c] (\dot{m}_f - \dot{m}_{ff}) - \frac{1}{\eta_c V_c} \sqrt{RT_c} \Gamma_c A_{tc} p_c \quad (1)$$

$$\frac{dr_c}{dt} = \frac{10^{-6} RT_c}{V_c p_c} (1 + r_c) [\dot{m}_{oc} - r_c (\dot{m}_f - \dot{m}_{ff})] \quad (2)$$

燃气发生器动力学方程组:

$$\frac{dp_b}{dt} = \frac{10^{-6}}{V_b} [RT_b + \frac{\partial(RT_b)}{\partial r_b} (1 + r_b)] \dot{m}_{of} + \frac{10^{-6}}{V_b} [RT_b - \frac{\partial(RT_b)}{\partial r_b} (1 + r_b)r_b] \dot{m}_{ff} - \frac{1}{\eta_b V_b} \sqrt{RT_b} \Gamma_b A_{tb} p_b \quad (3)$$

$$\frac{dr_b}{dt} = \frac{10^{-6} RT_b}{V_b p_b} (1 + r_b) [\dot{m}_{of} - r_b (\dot{m}_f - \dot{m}_{ff})] \quad (4)$$

涡轮泵组件的动力学方程:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{900 \times 10^3}{\pi^2 n J} \left[\frac{A_{ei} (\dot{m}_{of} + \dot{m}_{ff})}{(A_{ei} + A_{ej})} \cdot \frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1} RT_t (1 - \gamma_{bd}^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}) \eta_t - \frac{10^3 \dot{m}_o \Delta p_{po}}{\eta_{po} \rho_o} - \frac{10^3 \dot{m}_f \Delta p_{pf}}{\eta_{pf} \rho_f} - N_U \right] \quad (5)$$

液体管路系统的非线性代数方程组均为压力平衡方程组, 它们是:

$$\Delta p_{po} - p_c - a_{13} \frac{\dot{m}_{oc}^2}{\rho_o} - a_9 \frac{(\dot{m}_o - \dot{m}_{of})^2}{\rho_o} + p_{ipo} = 0 \quad (6)$$

$$\Delta p_{po} - (\frac{a_{17}}{\rho_o} + K_{of}) \dot{m}_{of}^2 + p_{ipo} - p_{bo} = 0 \quad (7)$$

$$\Delta p_{pf} - p_c - a_{12} \frac{\dot{m}_{fj}^2}{\rho_f} - a_{11} \frac{(\dot{m}_f - \dot{m}_{ff})^2}{\rho_f} - a_{10} \frac{\dot{m}_f^2}{\rho_f} + p_{ipo} + p_0^H - \Delta p_1 = 0 \quad (8)$$

$$a_{14} \frac{(\dot{m}_f - \dot{m}_{ff} - \dot{m}_{fj})^2}{\rho_f} - a_{12} \frac{\dot{m}_{fj}^2}{\rho_f} + p_1^H - \Delta p_1 + \Delta p_2 = 0 \quad (9)$$

$$p_c + a_{11} \frac{(\dot{m}_f - \dot{m}_{ff})^2}{\rho_f} + a_{12} \frac{\dot{m}_{fj}^2}{\rho_f} - p_0^H + \Delta p_1 - (\frac{a_{18}}{\rho_f} + K_{ff}) \dot{m}_{ff}^2 - p_{bf} = 0 \quad (10)$$

$$K_{ov} (\dot{m}_o - \dot{m}_{oc} - \dot{m}_{of})^2 - p_c - a_{13} \frac{\dot{m}_{oc}^2}{\rho_o} + p_{bo} + p_2^H = 0 \quad (11)$$

为了计算发动机的性能参数, 发动机推力及比冲计算公式分别为:

$$F = a_{15}(\dot{m}_o + \dot{m}_f - a_{16}) - 10^3 A_e p_o \quad (12)$$

$$I_{SP} = \frac{10^3 F}{\dot{m}_f + \dot{m}_{oc} + \dot{m}_{of} - \frac{A_{ej}(\dot{m}_{of} + \dot{m}_{ff})}{A_{ei} + A_{ej}}} \quad (13)$$

式 (1) ~ (11) 中, 有 11 个发动机参数是相互独立的变量, 它们是: $p_c, r_c, p_b, r_b, n, \dot{m}_o, \dot{m}_{oc}, \dot{m}_{of}, \dot{m}_f, \dot{m}_{ff}, \dot{m}_{fj}$ 。发动机性能参数 I_{SP}, F 是将独立变量代入到式 (12)、式 (13) 中求出的, 其它发动机参数也可由这 11 个变量推出。 p_i^H ($i=0, 1, 2$) 表示由液柱高度引起的压降, 是定值。干扰因素可取定值, 通过改变干扰因素可分析其对发动机性能的影响, 也可以使干扰因素反映故障模式, 进行故障效应仿真, 8 个流阻系数是由相关组件的冷流试验数据及给定工况下的调整计算结果推出。

此模型中, 式 (1) ~ (5) 可表示为: $\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{f}_1 [\mathbf{y}(t), \mathbf{x}(t), \mathbf{D}(t)]$; 式 (6) ~ (11) 可表示为: $\mathbf{f}_2 [\mathbf{x}(t), \mathbf{y}(t), \mathbf{D}(t)] = 0$; 式 (12) ~ (13) 可表示为: $\mathbf{f}_3 [\mathbf{z}(t), \mathbf{x}(t), \mathbf{y}(t), \mathbf{D}(t)] = 0$ 。其中, 发动机参数矢量 $\mathbf{x}(t) = [\dot{m}_o, \dot{m}_{oc}, \dot{m}_{of}, \dot{m}_f, \dot{m}_{ff}, \dot{m}_{fj}]^T$, $\mathbf{y}(t) = [p_c, r_c, p_b, r_b, n]^T$, 发动机性能参数矢量 $\mathbf{Z} = [F, I_{SP}]^T$ 。干扰因素矢量:

$$\mathbf{D} = [\eta_{po}, \eta_{pf}, \eta_t, \gamma_{bd}, N_U, A_{ej}, A_{ei}, p_{ipo}, p_{ipf}, p_{bo}, K_{of}, K_{ov}, P_{bf}, K_{ff}, A_{tc}, \eta_c, \rho_o, \rho_f, A_e, p_0, a_9, a_{10}, a_{11}, a_{12}, a_{13}, a_{14}, a_{17}, a_{18}]^T$$

3 发动机动态特性数学模型的验证

3.1 验证模型的方法

(1) 输入描述发动机动态特性数学模型的系数值, 发动机参数和干扰因素的初值, 即在转级前的稳态工况下干扰因素的实测值 $\mathbf{D}^{(0)}$ 以及由其代入模型后算出的发动机参数矢量 $\mathbf{x}^{(0)}$ 、 $\mathbf{y}^{(0)}$ 和发动机性能参数矢量 $\mathbf{z}(t)$, 以及积分步长 h 和优化算法的收敛精度 ϵ 、 $t_0 = 0s$, 在转级过程中发动机参数或干扰因素测量的时间间隔 ΔT_1 , 整个转级过渡时间 ΔT_2 , 转级前的初始时刻 T_0 ;

(2) 判断 $(t_0 + \Delta T_1)$, 是否小于 ΔT_2 , 若是则转步骤 (3), 若不是则转步骤 (7);

(3) 将 $(t_0 + \Delta T_1)$ 赋值给 t_0 , 输入 $(t_0 + T_0)$ 时刻的干扰因素的实测值到数学模型中;

(4) 对微分方程组积分 10 步, 将计算结果 $\mathbf{y}(t)$ 输入到代数方程组中;

(5) 用 Broyden 方法计算代数方程组, 将计算结果 $\mathbf{x}(t)$ 代入到微分方程组, 并用计算结果 $\mathbf{x}(t)$ 、 $\mathbf{y}(t)$ 推导出发动机的性能参数值 $\mathbf{y}(t)$;

(6) 判断仿真时间 t 是否小于 ΔT_1 , 若是则保存计算结果再转步骤 (4), 否则转步骤 (2);

(7) 输出整个过渡过程中发动机参数的计算结果并与实测值相比较;

3.2 验证的结果及分析

定义发动机参数的计算值 (x) 相对于实测量 (x_m) 的相对偏差 δ :

$$\delta(x) = (x - x_m)/x_m$$

现用某次地面试车两个稳态工况之间的过渡段的测试数据来验证液体火箭发动机动态特性的非线性数学模型。关于此次试车数据说明以下几点:

(1) 根据试车数据, 在两个稳态工况中, 以下干扰因素与在额定工况下计算发动机参数时设定的干扰因素值相比较, 发生了变化: $\rho_o, \rho_f, p_{bo}, p_{bf}$ 和 p_{ipo}, p_{ipf} 。前四个干扰因素的实

测值在整个试车过程中取定值, 后两个干扰因素在整个试车过程中的实测值的无量纲量分别如图 1、图 2 所示。从图 1 可见, p_{ipo} 在 4s~60s 时存在一个平稳段, 在 148s~320s 时, 为第二个平稳段, 发动机在两个稳态工况之间的过渡段是 60s~148s。图中 $p_{ipo}^{(*)}$ 和 $p_{ipf}^{(*)}$ 分别是额定工况下 p_{ipo} 、 p_{ipf} 的设定值。以上 6 个干扰因素在稳态工况时的实测值相对于额定工况时设定值的变化列入表 1 中。

Table 1 The relative variation of the external interfering factors

Steady-state operating conditions	$\delta\rho_o/\rho_o^{(*)}$	$\delta\rho_f/\rho_f^{(*)}$	$\delta p_{bo}/p_{bo}^{(*)}$	$\delta p_{bf}/p_{bf}^{(*)}$	$\delta p_{ipo}/p_{ipo}^{(*)}$	$\delta p_{ipf}/p_{ipf}^{(*)}$
No 1	-0.012003	-0.0077638	0.368602	0.281500	0.050442	0.090408
No 2	-0.012003	-0.0077638	0.368602	0.281500	1.277483	0.127823

Annotation: The interfering factor with the superscript (*) shows that the value of the interfering factor is given when the engine parameters are calculated in the rated operating condition. No1 and No2 indicate respectively the first steady-state operating condition and the second steady-state operating condition

(2) 在两个稳态工况之间的过渡段, p_{ipo} 、 p_{ipf} 以及 F 、 $\dot{m}$ 、 $\dot{m}_f$ 、 n 、 p_{oc} 是被连续测量的参数, 测量的时间间隔为 ΔT_1 。

(3) 在计算发动机推力时, 环境大气压应取试车实测值, 它在试车过程中是定值。

仿真计算时未考虑内部干扰因素的变化, 积分步长 $h=0.001s$, 收敛精度 $\epsilon=10^{-3}$, $\Delta T_2=88s$, $T_0=56s$ 。在仿真计算时, 将干扰因素 p_{ipo} 、 p_{ipf} 的测量值从 56s 开始, 每隔 ΔT_1 就将其输入到数学模型中, 并认为 p_{ipo} 、 p_{ipf} 在 “ $t_0+T_0\sim t_0+T_0+\Delta T_1$ ” 的时间内是不变的。从输入的 p_{ipo} 、 p_{ipf} 所对应的时刻 t_0+T_0 开始仿真出该时刻后 ΔT_1 时间段的发动机参数值, 然后再输入 $t_0+T_0+\Delta T_1$ 时刻的 p_{ipo} 、 p_{ipf} , 并从此时刻开始仿真。重复上述输入、仿真的过程, 直至整个过渡过程结束。发动机参数的仿真结果与实测值的对比如图 3~6 所示。

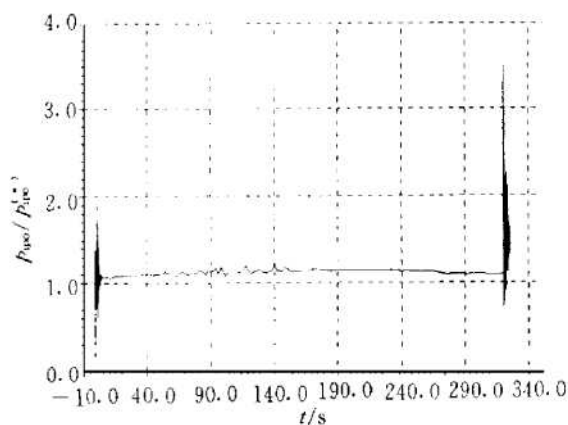


Fig. 1 The time history of $p_{ipo}/p_{ipo}^{(*)}$

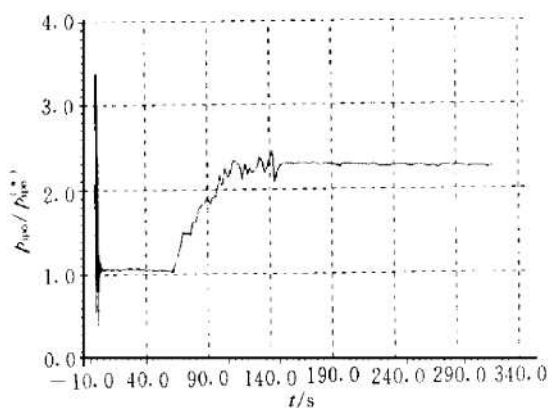


Fig. 2 The time history of $p_{ipf}/p_{ipf}^{(*)}$

以下用上标 (*) 表示发动机参数的额定值。图 3 是过渡过程中发动机无量纲推力的曲线。可见, 过渡过程中两条曲线很接近, 推力计算值随着时间的增大而增大, 最后达到稳态, 在稳态时推力的计算值比实测值低, 在第二稳态工况时 $\delta(F)=-4.134\%$ 。从表 1 可知, 表中的 6 个干扰因素在第二稳态工况时的相对变化量相比较, p_{ipo} 的相对变化量最大, 它是引起发动机参数变化的主要干扰因素。根据文献 [3] 的图 3 可知, 在单干扰因素 p_{ipo} 增大时, 将

引起发动机推力的增大, 由图 1 可知, 过渡过程中 p_{ip0} 随着时间的增大成增大的趋势, 因此, 图 3 中的推力计算值的曲线随着时间的增大而增大。

图 4 是过渡过程中燃烧室氧化剂无量纲喷前压力 p_{oc} 的曲线, 两条曲线很接近, p_{oc} 的计算值随着时间的增大而增大, 约在 148s 时刻达到稳态值, 此时 p_{oc} 的计算值比实测值低, 在第二稳态工况时 $\delta(p_{oc}) = -3.289\%$ 。

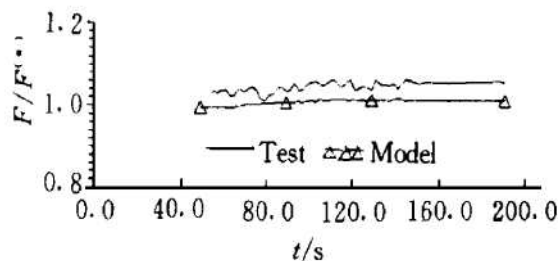


Fig. 3 Comparison of simulation results and test results of $F/F^{(*)}$

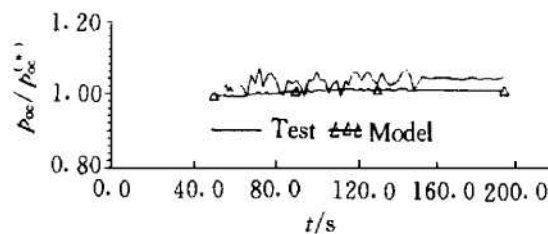


Fig. 4 Comparison of simulation results and test results of $p_{oc}/p_{oc}^{(*)}$

图 5 是发动机无量纲流量在过渡段的曲线, 流量的计算值与实测值非常接近, 在第二稳态工况时 $\delta(\dot{m}_o) = -1.077\%$, $\delta(\dot{m}_f) = -1.186\%$, $\dot{m}_o$ 随着时间的增大而增大, 最后达到稳态值, 而 $\dot{m}_f$ 在整个过渡过程中变化不明显。由此可知, 发动机组元比在过渡段有增大的趋势, 这是由于 p_{ip0} 为引起发动机参数变化的主要干扰因素, 由图 1 可知, 过渡过程中 p_{ip0} 随着时间的增大而有增大的趋势, 利用发动机静特性非线性数学模型计算单干扰因素 p_{ip0} 对发动机参数的影响, 可以得出 p_{ip0} 的增大将引起组元比增大的结果, 此结果与图 5 所表示的组元比在过渡段后比过渡段以前更大的结果是一致的。

图 6 是在过渡段无量纲转速的曲线, 转速的计算值与实测值非常接近, 在过渡段的变化不明显。在第二稳态工况时, 转速的计算值比实测值小, $\delta(n) = -0.6883\%$ 。

以上求取计算值与实测值之间的差距时没有考虑实测值的误差, 实际上, 发动机参数的实测值存在误差: F 为 $\pm 1\%$, $\dot{m}_o$ 为 $\pm 0.5\%$, $\dot{m}_f$ 为 $\pm 0.5\%$, n 为 $\pm 0.25\%$, p_{oc} 为 $\pm 0.7\%$ 。考虑实测值的误差, 则在整个过渡过程中发动机参数的相对偏差的范围分别为: $\delta(F)$ 在 $-5.7638\% \sim 0.4379\%$ 的范围内, $\delta(p_{oc})$ 在 $-7.0990\% \sim 2.8308\%$ 的范围内, $\delta(n)$ 在 $-1.1751\% \sim -0.6797\%$ 的范围内, $\delta(\dot{m}_o)$ 在 $-2.0475\% \sim 0.3282\%$ 的范围内, $\delta(\dot{m}_f)$ 在 $-2.5122\% \sim 0.3098\%$ 的范围内。

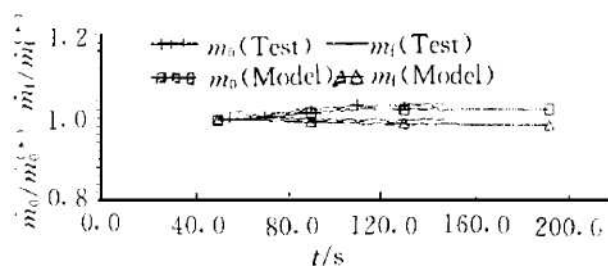


Fig. 5 Comparison of simulation results and test results of $\dot{m}_o/\dot{m}_o^{(*)}$, $\dot{m}_f/\dot{m}_f^{(*)}$

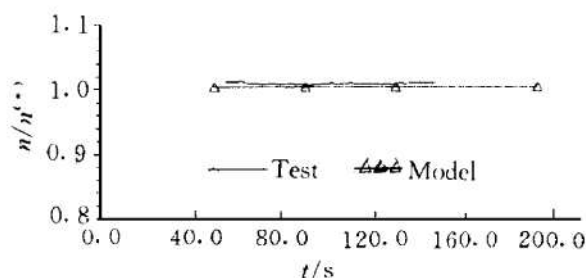


Fig. 6 Comparison of simulation results and test results of $n/n^{(*)}$

由上可以看出, 发动机动态特性模型的不准确度是在工程应用的容许范围以内, 估计

非线性模型的不准确是由以下几个部分引起:

(1)模型中的泵特性关系式是建立在大量的泵试验数据统计基础上的平均特性关系式,而不是此次热试车时所用泵的特性关系式;

(2)建立模型时用到的燃烧室、冷却套、喷嘴、隔板、发生器、降温器的水试数据换算结果是统计的水试数据换算结果,而不是此次热试车时发动机所用组件的水试数据换算结果;

(3)内部干扰因素在此次热试车时实际发生了多少变化是未知的。

参 考 文 献

- 1 沈赤兵, 吴建军, 陈启智. 干扰因素对液体火箭发动机性能的影响. 中国空间科学技术, 1997, 17 (2)
- 2 Mason J R, Southwick R D. Large liquid rocket engine transient performance simulation system (final report). NASA CR-184099
- 3 沈赤兵, 吴建军, 陈启智. 内外干扰因素对液体火箭发动机的影响分析. 国防科技大学学报, 1997, 19 (3)