

推进剂利用系统对液体火箭 发动机性能的影响分析*

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: 建立了带有推进剂利用系统的泵压式液体火箭发动机稳态工况的非线性数学模型, 用非线性优化方法和小偏差方法计算分析了推进剂利用系统调节阀所控制的燃料流量对液体火箭发动机性能的影响, 并对比分析了计算结果。所得结论可用于泵压式液体火箭发动机的控制和调节、试验结果分析、可靠性分析、故障分析, 也可用于揭示发动机参数随各种干扰因素的变化规律。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 非线性方程, 稳态工况, 推进剂利用系统, 影响因素

分类号: V434.23

ANALYSIS OF THE EFFECTS OF PROPELLANT-UTILIZATION CONTROL SYSTEM ON THE LIQUID ROCKET ENGINE PERFORMANCE

Shen Chibing Wu Jianjun Chen Qizhi

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

Abstract: A nonlinear mathematical model for the steady state operation of a pump-fed liquid rocket engine with a propellant-utilization control system is set up. The effects of fuel mass flowrate of the fuel control valve in the propellant-utilization control system on the performance of liquid rocket engine are computed and analyzed by using both the nonlinear optimization method and the linear method, and the comparative analysis is also carried out for the computed results. The results obtained can be used for the control and regulation of pump-fed liquid rocket engine, the analysis of rocket engine test results, the reliability analysis and the fault analysis, and also for bringing to light the variation of the engine parameters with various interfering factors.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, Nonlinear equation, Steady-state operation, Propellant-utilization control system, Influence factor

1 引 言

推进剂利用系统是调节飞行中液体火箭发动机推进剂组元比以保证燃料和氧化剂贮箱中二组元同时耗尽的控制系统, 它可减少推进剂剩余量, 并可放宽对推进剂加注准确性和流量调整精度的要求, 这时发动机可在较宽的混合比范围内正常工作。美国航天飞机主发动机 SSME, RL10A-3-3A 发动机和 J-2 发动机上均有混合比调节装置, 其组元比调节范围分别是

* 收稿日期: 19961230, 修回日期: 19970303, 本课题受国防科技大学试验技术研究资金资助

$\pm 8.33\%$, $\pm 10\%$, $\pm 10\%$ ^[1,2]。

本文对某台带有推进剂利用系统的泵压式液体火箭发动机,建立了描述其稳态工况的非线性数学模型,按照发动机额定工况参数和试验数据确定了方程的各系数,提高了数学模型的准确度,用Broyden法求解发动机的各参数,详细地分析了推进剂利用系统调节阀控制燃料流量的情况下对发动机性能的影响,并将计算结果与用小偏差方法计算的结果作了对比。

2 发动机的非线性数学模型及计算方法

推进剂利用系统由感受两个贮箱推进剂组元质量的敏感元件、计算贮箱中推进剂贮量比并与控制量进行比较的计算机和调节发动机工作组元比的执行机构组成。推进剂利用系统属于闭环组元比调节系统。

该系统的非线性数学模型如下:

$$X(2) + X(3) - X(0) = 0 \quad (1) \quad X(5) + X(4) + X(14) - X(1) - D_4 = 0 \quad (2)$$

$$(D_{20} + a_1/D_{16}) \cdot X^2(2) - X(25) + D_9 = 0 \quad (3)$$

$$\frac{10^3 X(0)X(8)}{D_0 D_{16}} + \frac{10^3 X(1)X(9)}{D_1 D_{17}} - 5X(22)X(16)D_2(1 - D_3^{0.2}) = 0 \quad (4)$$

$$10^3 D_{14}X(7) - a_{16}D_{15}[X(2) - X(6) + X(5) + X(14) + D_4] = 0 \quad (5)$$

$$X(8) + \frac{a_3 X^2(0)}{D_{16}} + a_4 X(0)X(12) - a_5 D_{16}X^2(12) = 0 \quad (6)$$

$$X(9) + \frac{a_6 X^2(1)}{D_{17}} - a_7 X(1)X(12) + a_8 D_{17}X^2(12) = 0 \quad (7)$$

$$X(8) - X(25) - \frac{a_0 X^2(0)}{D_{16}} + D_7 = 0 \quad (8)$$

$$X(9) - X(11) - \frac{a_9 X^2(1)}{D_{17}} + D_8 = 0 \quad (9)$$

$$D_{12} + (D_{21} + a_{10}/D_{17}) \cdot X^2(5) - X(11) = 0 \quad (10)$$

$$X(7) - X(10) + a_{13}[X(2) - X(6)]^2/D_{16} = 0 \quad (11)$$

$$D_{12} + (D_{22} + a_{12}/D_{17}) \cdot X^2(14) - X(11) = 0 \quad (12)$$

$$D_9 + D_{11} \cdot X^2(6) - X(10) + p_0^H = 0 \quad (13)$$

$$D_9 + (D_{10} + a_2/D_{16}) \cdot X^2(3) - X(25) = 0 \quad (14)$$

$$D_{12} + (D_{13} + a_{11}/D_{17}) \cdot X^2(4) - X(11) = 0 \quad (15) \quad X(0) + X(1) - X(15) = 0 \quad (16)$$

$$X(24) + X(16) - X(3) - X(4) = 0 \quad (17) \quad X(17) - \frac{a_{17}X(3)}{X(4)} = 0 \quad (18)$$

$$X(18) - X(0)/X(1) = 0 \quad (19) \quad X(19) - \frac{10^3 X(0)X(8)}{D_0 D_{16}} = 0 \quad (20)$$

$$X(20) - \frac{10^3 X(9)X(1)}{D_1 D_{17}} = 0 \quad (21) \quad X(21) - X(19) - X(20) = 0 \quad (22)$$

$$a_{18}X(17) + a_{19} - X(22) = 0 \quad (23)$$

$$a_{20}[X(1) + X(0) - a_{21}] - 10^3 D_{18}D_{19} - X(23) = 0 \quad (24)$$

$$\frac{D_5 X(16)}{D_6} - X(24) = 0 \quad (25)$$

$$X(7) - X(13) + a_{14}[X(5) + X(14) + D_4]^2/D_{17} = 0 \quad (26)$$

$$X(26) + X(13) - X(11) + \frac{a_{15}D_4^2}{D_{17}} = 0 \quad (27)$$

式 (4) 中, D_2 按下式计算:

$$D_2 = w_0(w_1\beta - w_2\beta^2) \quad (28) \quad \beta = \frac{w_3X(12)}{100\sqrt{X(22)(1 - D_3^{0.2})}} \quad (29)$$

上述前 27 个方程中, $X(0), \dots, X(26)$ 为发动机参数, 是变量; 系数 a_k ($k=0, \dots, 21$) 是定值, 由给定工况下的调整计算结果推出; D_k ($k=0, \dots, 22$) 是干扰因素, 可取定值, 通过改变干扰因素可分析干扰因素对发动机性能的影响, 还可根据故障模式在上述方程中增加系数 a_k , 使之反映故障的影响, 进行稳态故障效应仿真; 组元比调节阀所控制的燃料旁通管路流量 D_4 就是干扰因素之一; W_k ($k=0, \dots, 3$) 是用于计算涡轮效率的经验系数, 通过发动机试验而得到; p_o^H 表示由液柱高度引起的压降, 由试验数据得到; W_k, p_o^H 均为定值。 D_k 的含义及单位列入表 1 中。 $X(0)$ 和 $X(1)$ 的含义、符号、单位分别同文献 [4] 表 1 中的 $X(1)$ 和 $X(2)$, 上述各式中 $X(3) \sim X(12)$ 的含义、符号、单位分别同文献 [4] 表 1 中的 $X(4) \sim X(13)$, 上述各式中 $X(14) \sim X(24)$ 的含义、符号、单位分别同文献 [4] 表 1 中的 $X(15) \sim X(25)$ 。 上述各式中 $X(2)$ 即 $\dot{m}_{ov}$, 表示氧化剂主汽蚀管流量 (kg/s); $X(13)$ 即 p_{fe} , 表示燃烧室燃料喷前压力 (MPa); $X(25)$ 即 p_o^L , 表示氧化剂泵后分支处压力 (MPa); $X(26)$ 即 Δp_u , 表示混合比调节阀的压降 (MPa)。 $a_3 \sim a_8, a_{13}$ 的含义分别同文献 [4] 表 2 中的 $a_3 \sim a_8, a_{13}$, 上述各式中 $a_9, a_{14}, a_{16} \sim a_{21}$ 的含义分别同文献 [4] 表 2 中的 $a_{10}, a_{11}, a_2, a_{21} \sim a_{25}$ 。 上述各式中, a_0 是氧化剂泵出口至分支处段的流阻系数, a_1 是氧化剂管路分支处至主汽蚀管入口处段的流阻系数, a_2 是氧化剂管路分支处至副汽蚀管入口处段的流阻系数, a_{10} 是燃料管路分支处至主汽蚀管入口处段的流阻系数, a_{11} 是燃料管路分支处至副汽蚀管入口处段的流阻系数, a_{12} 是燃料管路分支处至隔板汽蚀管入口处段流阻系数, a_{15} 是燃料旁通管路中除调节阀之外的管路流阻系数。

在求解上述数学模型时, 采用非线性优化方法, 即 Broyden 法, 为了进行计算结果的对比, 还采用了线性化的小偏差方法^[3,4]。

3 计算结果及分析

在计算中认为液位传感器给出了连续的液位信号, 为了使调节阀能够调节流量, D_4 不能为 0.0 kg/s。 表 2 中的发动机参数的相对变化量是在 $\delta D_4/D_4 = -1$ 的条件下算出的结果, 可以看出 Broyden 方法与小偏差方法的计算结果比较接近。 $\delta D_4/D_4 = -1$, 实质上说明燃料旁通管路的流量为 0, 可以认为这是旁通管路中发生阻塞时的一种故障现象^[5]。 在这种情况下, 隔板、冷却套、燃料副系统流量均增大, p_o^L 增大, 导致 Δp_{pt} 增大, 涡轮泵转速增大, Δp_{p0} 增大, 氧化剂流量增大, 发动机的组元比增大, 由于副系统需要的推进剂流量增大, 实质上进入燃烧室的推进剂流量是减少的, 导致燃料室压力减小, 发动机推力减小, 比冲 I_{sp} 降低。 还可以看出, 发动机的推力、燃烧室压力等性能参数的相对变化量均为负值, 组元比的相对变化量为正值, 经过计算, 比冲的相对变化量 $\delta I_{sp}/I_{sp}$ 等于 -4.250×10^{-4} , 泵扬程、涡轮泵转速、推进剂主管路分支处压力、副系统推进剂流量等发动机参数的相对变化量均为正值。 单纯靠推进剂利用系统调节不能保持燃烧室压力为定值, 因此, 还要在氧化剂主管路和燃烧室之间安装

燃烧室压力调节器,以保持燃烧室压力的稳定;或者在氧化剂副系统管路上安装压力稳定器,以保持燃气发生器的混合比不变。

图 1 是推进剂组元比的变化量与 $\delta D_4/D_4$ 的关系曲线,图中的两条曲线分别是 Broyden 方法和小偏差方法的计算结果,图中 $\delta D_4/D_4$ 的变化范围是 $-1 \sim +1$ 。由图可见,用 Broyden 方法算出的曲线与用小偏差方法算出的直线在 $\delta D_4/D_4 = 0$ 处是相切的,二者均随 $\delta D_4/D_4$ 的增大而减小,这种变化趋势与表 2 是一致的。

图 2, 3 是 p_t^* 和转速 n 的变化量与 $\delta D_4/D_4$ 的关系曲线,图中各有两条线,反映出 Broyden 方法与小偏差方法计算结果的差异, $\delta D_4/D_4$ 从 0 增大到 1 时, p_t^* 和 n 的变化量均为负值,这个结果与表 2 正好相反。

从图 1~3 中可以看出,随着 $|\delta D_4/D_4|$ 的增大, Broyden 方法与小偏差方法计算结果的差别增大。

图 4 是 $\dot{m}_o$, $\dot{m}_t$, p_{oc} , F , I_{sp} 的相对变化量与 $\delta D_4/D_4$ 的关系曲线,图中的四条曲线均为 Broyden 方法的计算结果,图中 $\delta D_4/D_4$ 的变化范围是 $0 \sim 1$,由图可知, $\delta \dot{m}_t/\dot{m}_t$, $\delta F/F$ 和 $\delta I_{sp}/I_{sp}$ 增大, $\delta \dot{m}_o/\dot{m}_o$ 和 $\delta p_{oc}/p_{oc}$ 减小,这个结果也与表 2 正好相反。

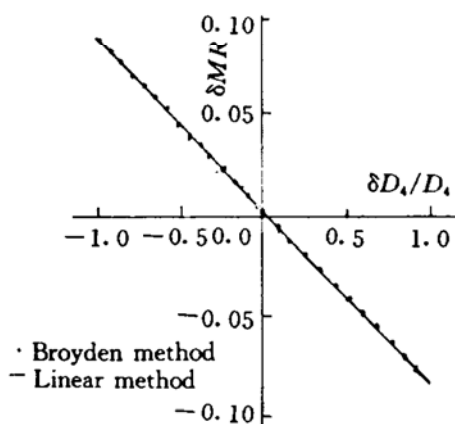


Fig. 1 The δMR variation with the $\delta D_4/D_4$

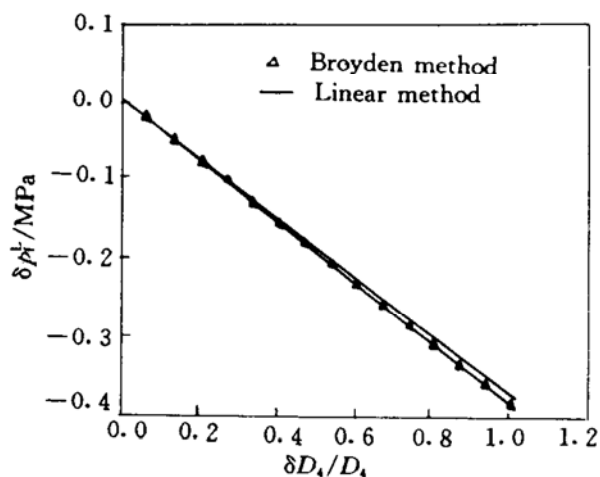


Fig. 2 The δp_t^* variation with the $\delta D_4/D_4$

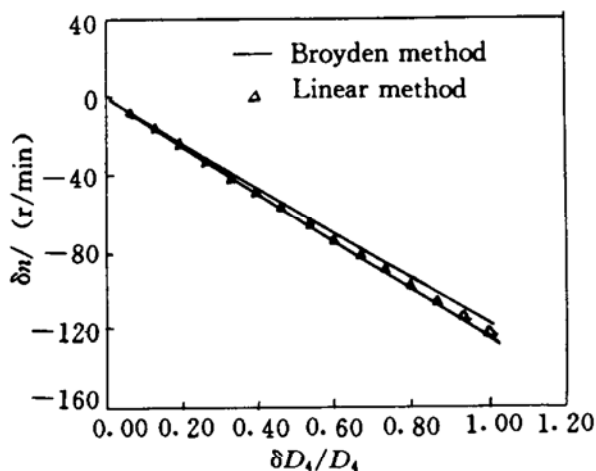


Fig. 3 The δn variation with the $\delta D_4/D_4$

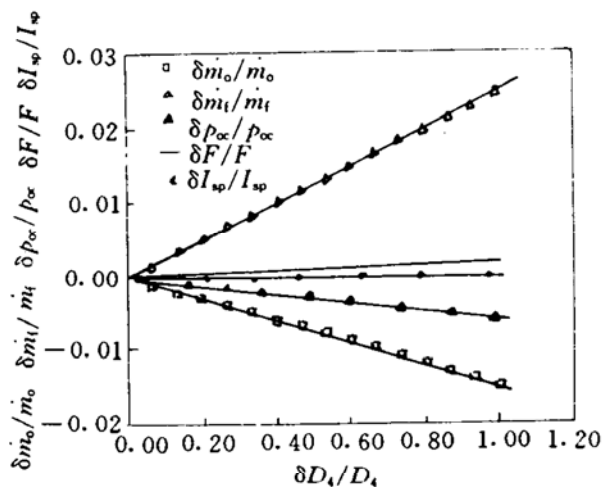


Fig. 4 The variation of $\delta \dot{m}/\dot{m}$, $\delta \dot{m}_t/\dot{m}_t$, $\delta p_{oc}/p_{oc}$, $\delta F/F$ and $\delta I_{sp}/I_{sp}$ with the $\delta D_4/D_4$

Table 1 Interfering factors

Meaning	Code name	Symbol	Unit
Oxidizer-pump efficiency	D_0	η_{po}	
Fuel-pump efficiency	D_1	η_{pf}	
Turbine efficiency	D_2	η_t	
The ratio of exhaust pressure to inlet pressure of the turbine hot gas	D_3	γ_{bd}	
Fuel flowrate through bypass pipeline	D_4	$\dot{m}_{fu}$	kg/s
Throat area of sonic injector	D_5	A_{ej}	m ²
The sum of throat areas of turbine nozzles	D_6	A_{ei}	m ²
Oxidizer pump inlet pressure	D_7	p_{ipo}	MPa
Fuel pump inlet pressure	D_8	p_{ipf}	MPa
Oxidizer saturated vapor pressure	D_9	p_{bo}	MPa
Coefficient of cavitating venturi in oxidizer auxiliary system	D_{10}	k_{of}	MPa·s ² /kg ²
Coefficient of cavitating venturi in oxidizer evaporator	D_{11}	k_{oe}	MPa·s ² /kg ²
Fuel saturated vapor pressure	D_{12}	p_{bf}	MPa
Coefficient of cavitating venturi in fuel auxiliary system	D_{13}	k_{ff}	MPa·s ² /kg ²
Throat area of thrust chamber	D_{14}	A_{tc}	m ²
Combustion efficiency in chamber	D_{15}	η_c	
Oxidizer density	D_{16}	ρ_o	kg/m ³
Fuel density	D_{17}	ρ_f	kg/m ³
Outlet area of nozzle	D_{18}	A_e	m ²
Atmosphere pressure	D_{19}	p_o	MPa
Coefficient of the main cavitating venturi in oxidizer pipeline	D_{20}	k_o	MPa·s ² /kg ²
Coefficient of the main cavitating venturi in fuel pipeline	D_{21}	k_f	MPa·s ² /kg ²
Coefficient of cavitating venturi before fuel baffle	D_{22}	k_{fg}	MPa·s ² /kg ²

Table 2 The relative variation of the engine parameters under the condition of $\frac{\delta D_4}{D_4} = -1$

i	$\delta x(i) / x(i)$	
	Broyden method	Linear method
0	1.50593×10^{-2}	1.10676×10^{-2}
1	-2.48025×10^{-2}	-2.82419×10^{-2}
2	1.50599×10^{-2}	1.11408×10^{-2}
3	1.49635×10^{-2}	1.11887×10^{-2}
4	1.95682×10^{-2}	1.60116×10^{-2}
5	1.95682×10^{-2}	1.59362×10^{-2}
6	2.99754×10^{-3}	7.63290×10^{-4}
7	-2.05020×10^{-3}	-1.72670×10^{-3}
8	3.14634×10^{-2}	2.29061×10^{-2}
9	3.41856×10^{-2}	2.60267×10^{-2}
10	5.83346×10^{-3}	1.48322×10^{-3}
11	3.94767×10^{-2}	3.14679×10^{-2}
12	1.55296×10^{-2}	1.13959×10^{-2}
13	-4.80815×10^{-3}	-9.04744×10^{-3}
14	1.95682×10^{-2}	1.62128×10^{-2}
15	-2.49355×10^{-3}	-1.32405×10^{-3}
16	1.87809×10^{-2}	1.51869×10^{-2}
17	-4.51639×10^{-3}	-4.82285×10^{-3}
18	4.08756×10^{-2}	3.93095×10^{-2}
19	4.69965×10^{-2}	3.40294×10^{-2}
20	8.53514×10^{-3}	8.27348×10^{-3}
21	2.77660×10^{-2}	2.11515×10^{-2}
22	-2.86175×10^{-3}	-3.05594×10^{-3}
23	-2.77741×10^{-3}	-1.47478×10^{-3}
24	1.87809×10^{-2}	1.51869×10^{-2}
25	3.01508×10^{-2}	2.19499×10^{-2}

4 结 论

计算结果表明：推进剂利用系统调节阀所控制的燃料流量减小时，此泵压式液体火箭发动机的组元比将增大，推力、燃烧室压力、比冲将降低，涡轮泵转速、泵扬程、发动机氧化剂流量将增大；调节阀所控制的燃料流量增大时，发动机的上述参数的变化趋势则相反。当推进剂利用系统调节阀所控制的燃料流量变化 100% 时，此类发动机比冲、推力和推进剂组元

(下转第 40 页)



Fig. 6 Result image of adding 12
pre-processed image

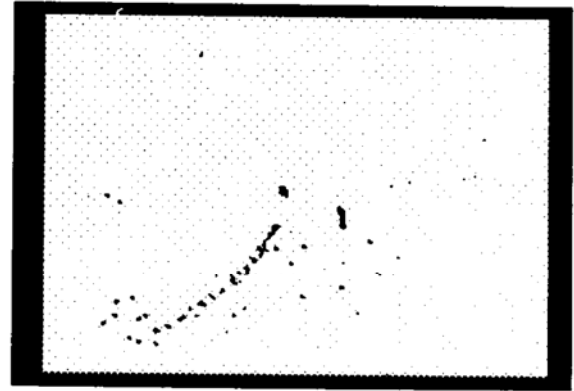


Fig. 7 Result image of adding 20
pre-processed image

较大粒子的检测也没有形成一种严密而合理的算法；(4) 未能在动态显示情况下实现对粒子的跟踪、识别。

参 考 文 献

- 1 王新成. 多媒体实用技术——图象分册. 成都:四川电子科技大学出版社,1991
- 2 Hsieh W H, Kuo K K. Erosive and strand burning of stick propellants, part I : measurements of burning rates and thermal wave structures. J PROPULSION, 1989(8,9)
- 3 赵荣椿, 等编著. 数字图像处理导论. 西安:西北工业大学出版社,1992
- 4 马建波著, 赵唯一审校. C 语言图象处理程序集. 北京:海洋出版社,1992

(上接第 18 页)

比变化的数量级分别为 0.04%、0.15% 和 4.0%。因此,可以看出推进剂利用系统对此类发动机性能的影响。Broyden 方法与小偏差方法的计算结果非常接近,但是这两种方法的计算结果之间的差别随着干扰因素相对变化量的增大而增大。

参 考 文 献

- 1 加洪 Γ Γ 著, 任汉芬, 颜子初译. 液体火箭发动机结构设计. 北京:宇航出版社,1992
- 2 Michael Binder. An RL10A-3-3A rocket engine model using the rocket transient simulator (ROCETS) software. AIAA 93-2357
- 3 吴建军, 张育林, 陈启智. 液体火箭发动机稳态故障仿真及分析. 推进技术, 1994(3)
- 4 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(2)
- 5 马欣 B A 著. 王通琦译. 液体火箭发动机试验研制的理论基础. 北京:国防工业出版社. 1978