

燃烧时滞对小推力高室压动力系统 响应特性的影响

国防科技大学 沈赤兵* 吕志信 陈启智

【摘要】 对小推力高压燃烧室动力系统各部件建立了数学模型,并对此系统进行了数值计算,分析了燃烧时滞对此系统的影响。计算结果表明,在燃烧时滞较大时,高室压动力系统响应较慢,发动机性能参数的超调量较大,达到稳态所需的时间较长,轨控发动机与姿控发动机共用同一个供应系统,姿控发动机受燃烧时滞的影响更大。所得结论为提高小推力高室压动力系统的响应能力提供了依据。

主题词: 液体推进剂火箭发动机 燃烧室 响应分析 燃烧时间

分类号: V231.2

1 系统方案的设定

为了减小推进系统的质量,轨控发动机和姿控发动机通常共用一个采用并行方案的推进剂供应系统,如图 1 所示。该方案具有以下优点:系统简单,元件数量少,系统中各台发动机的入口条件一样,各台轨控发动机、各台姿控发动机的条件一样。这有利于管路系统的安装调试和空间飞行器控制系统的工作。

氧化剂管路、燃料管路参数列于表 1。图 1 中注明了管道号的位置。管路系统中各部件的压力分配:燃烧室 5.6 MPa,数量为 8;喷注器 2.0 MPa,数量为 8 个;电磁阀 0.15 MPa,数量为 8 个;过滤器 0.15 MPa,数量为 1 个;电爆阀 0.05 MPa,数量为 1 个;孔板 0.05 MPa,数量为 2 个;系统管道 0.05 MPa,数量为 10 个;贮箱 8.05 MPa,数量为 1 个;高压气瓶 30 MPa,数量为 1 个。

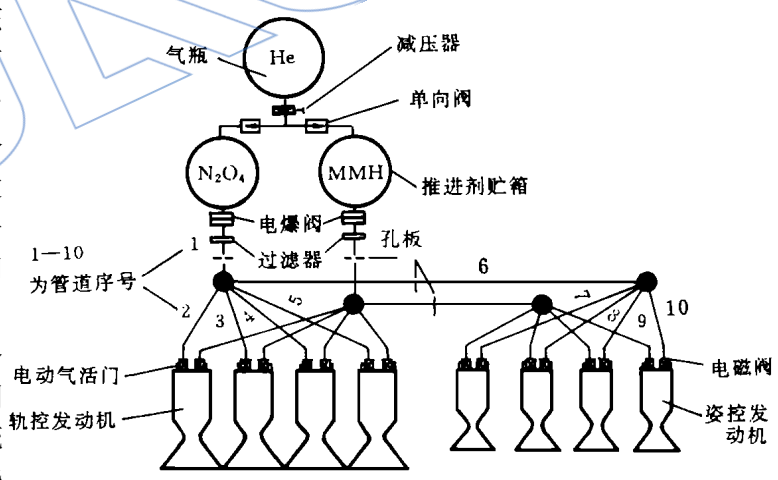


图 1 并行方案

表 1 氧化剂管路、燃料管路系统参数

管道号	1	2- 5 ⁽¹⁾	6	7- 10 ⁽²⁾
直径(m)	0.008	0.004	0.002	0.002
长度(m)	0.39	0.49	0.49	0.45
波速(m/s)	1300	1400	1500	1500
氧化剂管路阻力系数 ⁽³⁾	0.0826	0.00194	0.0305	0.1757
燃料管路阻力系数 ⁽³⁾	0.0801	0.00051	0.0107	0.17047

注: 氧化剂管路与燃料管路的直径、长度及波速相同。

(1) 第 2- 5 号管道末端均接电气活动、喷注器、轨控发动机的推力室。

(2) 第 7- 10 号管道末端均接电磁阀、喷注器、姿控发动机的推力室。

(3) 指高压燃烧室动力系统。

2 系统各部件的数学模型的建立

以下数学模型的求解方法是: 管道模型、电磁阀方程、喷注器方程采用特征线法求解, 燃烧室模型采用四阶龙格—库塔法求解。

在给出管道的瞬变流的基本微分方程之前, 作如下假设: (1) 管道中的流体是一维的, 管道横截面上的速度分布是均匀的; (2) 管壁和流体服从线性弹性关系; (3) 在瞬变状态, 摩擦损失用管道中稳态流动的摩擦损失计算公式来计算。管道中流体的运动方程^[1]、连续方程分别:

$$gH_x + VV_x + V_t + fV|V|/(2D) = 0 \quad (1)$$

$$VH_x + H_t - V\sin\alpha + a^2V_x/g = 0 \quad (2)$$

式(1)、(2)是一对准线性双曲型微分方程, V 与 H 是因变量, t 与 x 是自变量。对于刚性较大的管道中的瞬变流而言, 式(1)、(2)分别可简化为式(3)、(4):

$$gH_x + V_t + fV|V|/(2D) = 0 \quad (3)$$

$$H_t + a^2V_x/g = 0 \quad (4)$$

轨控发动机的电气活门在管路中的位置如图 1 所示。假定姿控发动机的电磁阀方程与电气活门方程相同, 活门的出口压头等于喷注器的入口压头。

如果图 1 中的管道为第 i 根管道, 则:

$$Q_{P_i, NS} = \tau Q_0 \overline{(H_{P_i, NS} - H_{j, inj})/H_0} \quad (5)$$

$\tau = C_d A_c / (C_d A_c)_0$, 式中 $(C_d A_c)_0$ 是 $\tau = 1$ 时的稳态值。

$$\text{当电气活门打开时}^{[2]} \quad \tau = \begin{cases} (t/t_c)^m & t < t_c \text{ 时} \\ 1 & t \geq t_c \text{ 时} \end{cases} \quad (6)$$

$$\text{当电气活门关闭时} \quad \tau = \begin{cases} (1 - t/t_c)^m & t < t_c \text{ 时} \\ 0 & t \geq t_c \text{ 时} \end{cases} \quad (7)$$

t_c 为活门接受控制电信号后从开始动作到结束动作所需要的时间, 计算时选取高压燃烧室动力系统的电气活门、电磁阀的起动、关机响应时间均为 5 ms; m 为上述两式中的指数项, $m = 1-3$, 计算时, 取 $m = 2$ 。

喷注器紧挨电气活门的出口和燃烧室的入口, 喷嘴是直射式喷嘴, 因此可得:

$$Q_{inj} = Q_0^* \overline{(H_{j, inj} - H_c)/H_0^*} \quad (8)$$

Q_0^* 为稳态时流经喷注器的容积流量。计算时设 $Q_0^* = Q_0$; H_0^* 为稳态时流经喷注器的推进剂的定常压头降落; H_c 为燃烧室入口压头, 即喷注器出口的压头。显然

$$Q_{inj} = Q_{P, NS} \tag{9}$$

为了对燃烧室建立一个比较简单的数学模型, 作如下 3 点假设^[3]: (1) 认为推进剂喷入燃烧室到转换成燃气是在经过一个时滞 τ_c 之后瞬间完成的, 并假设燃烧时滞 τ_c 为一个常数; (2) 任何瞬间, 整个燃烧室中燃气压力、温度及气体成份都是均匀一致的; (3) 推进剂的燃烧产物服从理想气体状态方程。基于上述 3 点假设, 燃烧室压力和燃烧室内混合比的方程分别为:

$$\frac{V_c}{R_c T_c} \frac{dP_c}{dt} + \left[\frac{A_n A \tau}{R_c T_c} - \frac{V_c}{(R_c T_c)^2} \frac{\partial R_c T_c}{\partial K_c} \frac{dK_c}{dt} \right] P_c = M_{co}(t - \tau_c) + M_{cf}(t - \tau_c) \tag{10}$$

$$\frac{dK_c}{dt} = \frac{(1 + K_c) R_c T_c}{P_c V_c} [M_{co}(t - \tau_c) - K_c M_{cf}(t - \tau_c)] \tag{11}$$

式中:

$$R_c T_c = g \sigma e^{A_1 K_c^2 + A_2 K_c + A_3} \tag{12}$$

式(10) - (12)中, 参数的下标 c 为燃烧室, co 为流出喷注器腔的氧化剂, cf 为流出喷注器腔的燃料, 系数 A_1 、 A_2 及 A_3 由一组热力计算的理论值(R_c , T_c , K_c)用最小二乘法拟合得到, $g = 9.81 \text{ m/s}^2$, 由于最小二乘法拟合时会带来误差, 所以引入了修正系数 σ 。

$$A_n = \frac{1}{n[2/(n+1)]^{(n+1)/(n-1)}} \tag{13}$$

3 计算结果分析

将高室压动力系统的有关参数列于表 2 中, 以下简称高室压动力系统为高压系统。

表 2 高室压动力系统的参数表

系统名称	发动机类型	数量(台)	推力(N)	直空稳态比冲(m/s)	混合比	推进剂
高压系统	轨控发动机	4	1000	3000	1.25	N ₂ O ₄ +MMH
	姿控发动机	4	10	3000	1.25	

因该动力系统是在真空环境下工作, 同时又考虑到地面模拟真空热试车的实际水平, 所以设环境压力 $P_\infty = 1000 \text{ Pa}$, 用于计算之中。

由于液体推进剂从喷入燃烧室到变成燃气之间要经过喷射、雾化、混合、燃烧反应等一系列复杂的物理化学过程, 燃烧时滞是对燃烧过程的一种简化假设, 其值与推进剂类型、喷注器特性、工作参数及燃烧室特点等有关, 燃烧时滞越小则动力系统的响应越快。下面分析了 $\tau_c = 0.5, 1, 1.5 \text{ ms}$ 时对高压系统响应特性的影响。

图 2-4(图中 P_∞ 为 5.6 MPa , F 为 1000 N) 表明了轨控发动机以稳态方式工作时, 不同燃烧时滞对 $P_c/P_{c0} \sim t$ 曲线的影响(P_{c0} 为燃烧室的稳态压力值 MPa)。由图可知, 燃烧时滞越大时, 压力曲线在起动过程中, 振荡越剧烈, 超调量越大, 达到稳态所需的时间更长, 响应更慢, T_{90} 增大(如图 2 所示, T_{90} 为初始值上升, 第一次达到稳态值的 90% 所需要的时间); 在 t 坐标上, $\tau_c = 1.5 \text{ ms}$ 的压力曲线比 $\tau_c = 0.5 \text{ ms}$ 的压力曲线靠后约 1 ms (τ_c 为燃烧时滞)。

图 3($M_{co} = 0.1852 \text{ kg/s}$) 表明轨控发动机在稳态工作方式时, 不同的燃烧时滞对喷注器出口氧化剂无量纲流量的影响, 共同点是: 起动瞬间, 振荡剧烈, 然后很快达到稳定状态。不同点是: 燃烧时滞较大时, 无量纲流量的超调量大, 达到稳态所需的时间长, 响应变慢, 与图 2 有相

似之处。

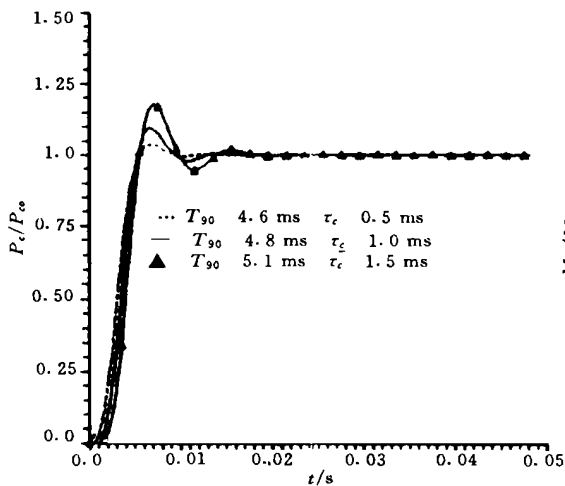


图2 燃烧时滞对轨控发动机室压的影响

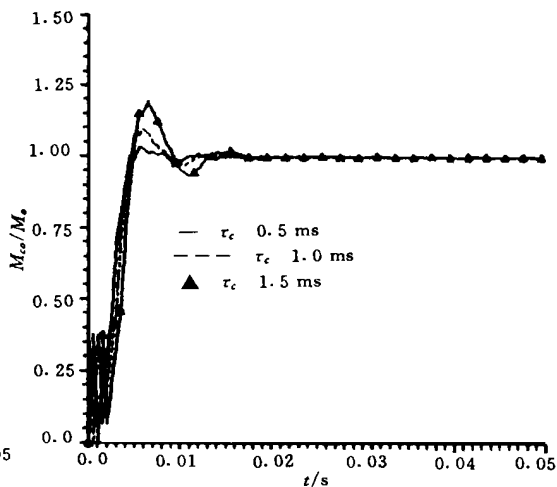


图3 燃烧时滞对轨控发动机流量的影响

图4是轨控发动机在脉冲工作方式时燃烧时滞对无量纲燃烧室压力的影响, $T = 30$ ms, 在 15 ms 时开始关机。由图可知, 燃烧时滞越大, 则燃烧室压力曲线将向后平移, 而且波形有所变化, 在起动过程中, 压力振荡更为剧烈, 从起动到稳态所需的时间加长, T_{90} 、 T_{10} (T_{10} 从稳态值开始下降, 第一次下降到稳态值的 10% 所需的时间) 也加长, 响应变慢。

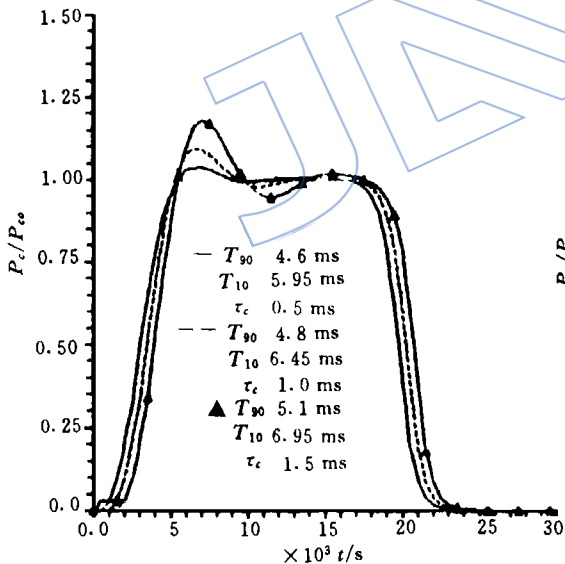


图4 单脉冲内轨控发动机的室压曲线

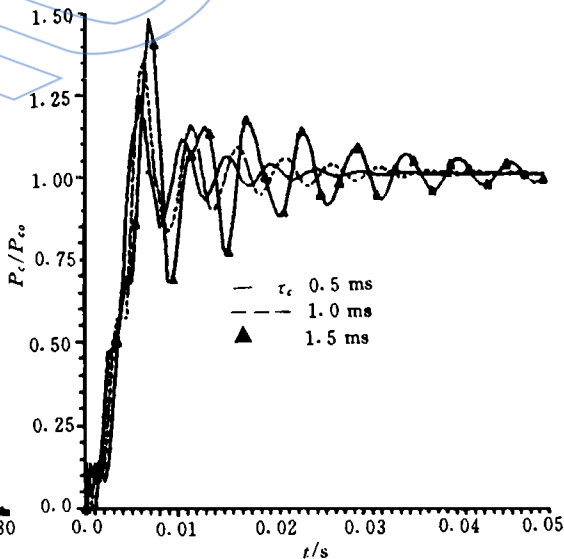


图5 燃烧时滞对姿控发动机流量的影响

图5(图5、6中 P_{c0} 为 5.6 MPa, F 为 10 N) 是姿控发动机在稳态工作方式下的 $P_c/P_{c0} \sim t$ 曲线。燃烧时滞越大时, 波形衰减得慢, 且超调量大, 振荡剧烈, $\tau_c = 1.5$ ms 的曲线比 $\tau_c = 0.5$ ms 的向后平移约 1 ms。

图6是姿控发动机在稳态工作方式下的 $M_{co}/M_c \sim t$ 曲线(M_{co} 为喷注器出口处的氧化剂流

量 kg/s , M_c 为喷注器出口处的氧化剂的稳态流量 kg/s), 由图可知, 燃烧时滞越大时, 波形振荡更为剧烈, 其剧烈程度已超过图 3, $\tau_c = 0.5 \text{ ms}$ 的曲线到 30 ms 时才稳定下来。若燃烧时滞增大, 则流量将需要更长的时间才能稳定下来。与图 3 比较, 轨控发动机受燃烧时滞的影响比姿控发动机受燃烧时滞的影响要小得多。

计算得出了姿控发动机在脉冲工作方式下的 $P_c/P_{c0} \sim t$ 曲线, $T = 30 \text{ ms}$, 在工作到 $T_1 = 15 \text{ ms}$ 时开始关机, 计算结果表明, $\tau_c = 1.5 \text{ ms}$ 的曲线振幅大, 衰减慢, 在 15 ms 时发动机并未稳定下来就进入关机阶段, 该曲线比 $\tau_c = 0.5 \text{ ms}$ 的曲线沿 t 轴方向平移约 2 ms , 显然, 较大的燃烧时滞使动力系统的响应变慢。

计算了 τ_c 对轨控发动机 T_{90} 、 T_{10} 的影响。计算结果表明, τ_c 越大, 则 T_{90} 和 T_{10} 越大。轨控发动机的响应越慢。

4 结 论

(1) 在发动机的起动阶段, 同一台发动机的无量纲燃烧室压力曲线与无量纲流量曲线相比较, 前者的振荡频率小于后者。(2) 在燃烧时滞较大的情况下, 高压燃烧室动力系统响应较慢, 发动机性能参数的超调量变大, 达到稳态所需的时间加长; 轨控发动机与姿控发动机共用同一个推进剂供应系统, 姿控发动机受燃烧时滞的影响更大, 燃烧时滞较大时, 发动机性能参数的振荡更为剧烈, 响应较慢, 若燃烧时滞大于适当值, 姿控发动机将不会稳定, 这将影响到轨控发动机的稳定性。因此, 为了提高动力系统的响应能力, 必须设法减小燃烧时滞。(3) 一般有 3 种途径减小燃烧时滞: 增大燃烧室压力, 例如在小推力液体火箭发动机中采用高压燃烧室; 使用雾化、混合得更好的喷注器, 例如采用层板式喷注器^[4,5], 可使雾化、混合的质量大为改善; 使用活性更高的推进剂。

参 考 文 献

- 1 Wylie E B, Streeter V L 著, 清华大学流体传动与控制教研组译. 瞬变流. 北京: 水利电力出版社, 1983: 15-25
- 2 长沙国防科技大学 103 教研室. 液体火箭发动机系统分析(一): 流体瞬变过程及其在火箭发动机中的应用. 长沙: 国防科技大学, 1981: 28
- 3 王克昌, 吕志信编. 液体火箭发动机原理(下册). 长沙: 国防科技大学, 1987: 87-88
- 4 沈赤兵. 溅板式喷嘴雾化特性的试验研究. 中国空间科学技术, 1994, 5: 10-16
- 5 沈赤兵, 陆政林. 相似理论在层板式喷注器实验研究中的应用. 推进技术, 1995, 1: 58

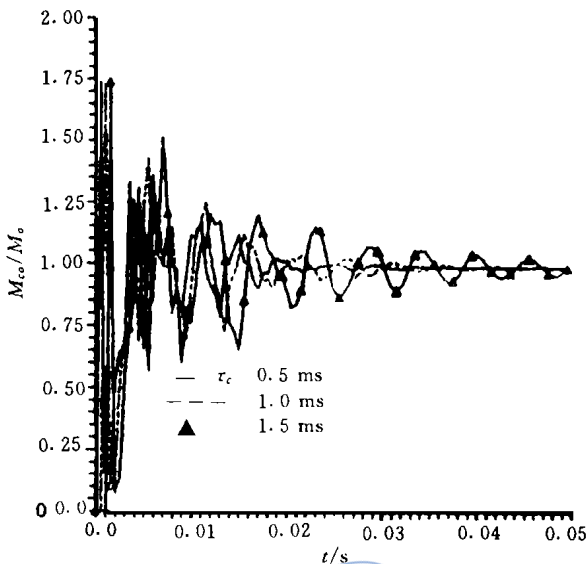


图 6 燃烧时滞对姿控发动机室压的影响

APPLICATION OF LIQUID JET TO REINFORCEMENT OF SUPERSONIC COMBUSTION

Hu Yuli

(2nd Dept. Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074)

Liu Jinhua and Ling Wenhui

(The 31st Research Institute, Beijing 100074)

Liu Ling

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

ABSTRACT

An experimental investigation on effects of oscillating shock generated by liquid jet on reinforcement of hydrogen- fueled supersonic combustion in Mach 2 airstream was completed. According to the one- dimensional calculation, it is found that supersonic combustion can be reinforced by the oscillating shock generated by liquid injection normal to supersonic flow at some distance from fuel injectors. And it is also discovered that the nearer the liquid injector is to the fuel injectors, the more combustion efficiency is enhanced by the oscillating shock.

Key Words Supersonic combustion Liquid jets Combustion efficiency

INFLUENCE OF COMBUSTION TIME DELAY ON RESPONSE OF LOW- THRUST POWER SYSTEM WITH HIGH COMBUSTOR PRESSURE

Shen Chibing, Lu Zhixin, Chen Qizhi

(Aerospace Technology Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT

The mathematical model of a low- thrust power system with high combustor pressure is set up. The numerical computation for this system and analysis of the influence of combustion time delay on this system have been carried out with the characteristic method and the fourth- order Runge- Kutta method. The computed results show that the response of the power system becomes slower, the overshoot of engine performance parameter becomes greater and the time required for reaching the steady state becomes longer, if the combustion time delay is greater. When orbit control and attitude control rocket engines share the same propellant feed system, thus attitude- control rocket engine is affected more greatly by the combustion time delay. Finally, some methods are proposed to decrease the combustion time delay. The conclusions drawn in this paper provide the basis for improving its response characteristics.

Key Words Combustion chambers Burning time Liquid propellant rockets Response analysis

TRANSFER RULE FOR DISCRETE HOLE FILM COOLING

Li Feng and Zhang Qingfan

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

He Jiade, Wang Minsheng, Liu Kun

(Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500)

ABSTRACT

A lot of experiments has been carried out to research discrete hole film cooling effectiveness. The effects of the geometric parameters of the discrete hole and the flow parameters on the film cooling effectiveness have been analyzed. A model of convective heat transfer for discrete hole film cooling was created by the heat balance. Six different perforated plates were investigated for this purpose. The data measured are fitted by the least square approximation into some relationships which are useful to design of afterburner heat shield.