

固体火箭发动机压强调节稳态过程 数值模拟

国防科技大学 张为华** 郭健 候中喜 方丁酉 石立华

【摘要】对涡流阀调节固体火箭发动机压强的稳态过程进行了理论研究。采用稳态分析方法,对涡流阀结构参数设计进行了探讨,得出了一些有用的结论。当绝热条件越好时,调节效果更佳。

主题词: 固体推进剂火箭发动机 数值模拟 稳态随机过程
分类号: V435

1 物理与数学模型

1.1 物理模型

对图 1 涡流阀调节装置进行理论分析。从整个发动机的气体流动过程看,可将其分为 4 个过程考虑:(1)主燃烧室燃气流由主燃烧室流至涡流阀入口;(2)燃气发生器产生的控制气流由燃烧室流至涡流室的喷孔出口处,当控制气流由气瓶提供时,即为控制气流由气瓶流至涡流室的喷孔出口处;(3)上述二者的混合气体由混合点流至喷管收敛段入口;(4)混合气体由喷管收敛段入口流至喷管出口。

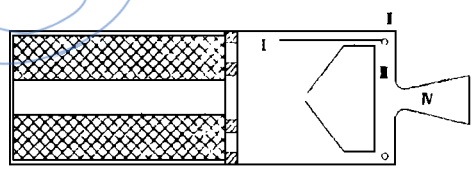


图 1 涡流阀推力调节固体发动机示意图

假设工作过程为稳态过程,按照稳态工作条件,对这 4 个流动过程分别加以分析,提出合理的假设条件,列出相应的方程,再用边界条件将此 4 个过程联系在一起。从而计算出整个工作过程中的各种参数,以及各参数之间的关系。对稳态平衡压强的分析采用常规发动机的内弹道分析方法。4 个工作过程均作如下假设:(1)推进剂燃速服从指数规律;(2)燃气和控制气流均为理想气体;(3)流动过程为多变过程,多变指数随发动机不同而变化;(4)不计摩擦、粘性及流量损失;(5)等焰。

1.2 数学模型

(1)主燃烧室中的气体流动过程。

主燃气流在进入涡流室之前作变截面流动,可列出如下计算方程^[1]:

$$q_c = \rho_{pc} A_{bc} a_c P_c^{n_c} \quad (1)$$

$$q_c = A_{ce} [2\gamma_c / (\gamma_c - 1)] P_c \rho_c [(P_{ce} / P_c)^{2/\gamma_c} - (P_{ce} / P_c)^{(k_c + 1)/\gamma_c}] \quad (2)$$

式中 P 、 ρ_p 、 A_b 和 a 分别表示压强、推进剂密度、药柱燃烧面积和推进剂燃速系数, n 、 q 和 k 分

别表示推进剂燃速压强指数、气体流量和气流流动的多变指数, γ 、 ρ 和 A 分别表示气体比热比、气体密度和通道横截面积, 下标 c 和 ce 分别表示主燃烧室参数和主燃烧室出口截面参数。

(2) 控制气流进入涡流室之前的流动过程。

当控制气流由燃气发生器提供时, 其燃气流动通道的最小面积位于出口处, 因此可作为一个收缩喷管来考虑, 则由共同的假设条件列出下列方程:

$$q_g = \rho_{p,g} A_{bg} a_g P_{g_g}^n \quad (3)$$

$$q_g = A_{ge} [2\gamma_g/(\gamma_g - 1)] P_g \rho_g [(P_{ge}/P_g)^{2/k_g} - (P_{ge}/P_g)^{(k_g+1)/k_g}] \quad (4)$$

式中下标 g 和 ge 分别表示燃气发生器中的参数和燃气发生器中的燃气流动出口参数。

当控制气体由气瓶提供时, 假设气瓶的温度恒等于环境温度且恒压, 则可列出如下方程:

$$V_{ne} = [2\gamma_n/(\gamma_n - 1)] T_n R_n [1 - (P_{ne}/P_n)]^{(k_n-1)/k_n}, \quad q_n = \rho_{ne} V_{ne} A_{ne}$$

式中 V 表示速度, 下标 n 和 ne 分别表示气瓶内 N_2 参数和 N_2 流动出口参数。

此处由于 N_2 流动通道面积在出口处最小。因此, 仍按收缩截面通道计算。

(3) 混合气体在涡流室中的流动过程^[2,3]。

除满足共同假设条件外, 还假设角动量守恒, 且忽略压强的切向变化, 不考虑气体的径向速度。取混合点处为 0 状态, 用下标 0 表示其中的气体参数, 收敛段入口为 1 状态, 用下标 1 表示该处的气体参数, 则

$$P_1 = \{P_0^{(k_0-1)/k_0} - (\rho_0 V_0^2 / 2P_0^{1/k_0}) [(r_0^2 - r_1^2)/r_1^2] [(k_0 - 1)/k_0]\}^{k_0/(k_0-1)}$$

式中 r 为对应状态处的混合气体旋转半径。如已知状态 0 处的气体参数, 则可求出状态 1 处, 即喷管收敛段入口的气体参数。

(4) 喷管流动过程。

除采用共同的假设条件外, 还假设流动过程角动量守恒, 且同一截面轴向速度相同, 则有如下方程^[2]:

$$\rho_t = \rho_1 \left\{ 1 - \frac{\gamma_1 - 1}{2} \left[\frac{W_t^2 - V_1^2 + [V_1(r_1/r)]^2}{a_1^2} \right] \right\}^{\frac{1}{k_1-1}}$$

$$\text{喉部空心核半径} \quad r_{ct} = V_{1r1} \frac{1}{[2\gamma_1 R_1 T_1 / (\gamma_1 - 1)] - W_t^2 + V_1^2}$$

由此可求得

$$q_t = 2\pi \int_{ct}^r W_t \rho_t r dr$$

式中 W 和 a_1 分别表示轴向速度和喷管收敛段入口处音速, 下标 t 表示喷管喉部处参数, r_c 表示混合气体旋转而产生的空心核半径。

气体常数、比热比在流动过程中均保持不变。如已知状态 1 即喷管收敛段入口处气体参数, 可求出喷管流量。

(5) 混合过程数值分析。

控制气体由燃气发生器提供时混合后的平衡压强 $P_0 = P_{ce} = P_{ge0}$

混合点处的切向速度: 主燃气流的出口轴向动量在与涡流室壁作用过程中已消耗掉, 这部分动量并未转化成切向动量, 因此切向动量皆来自于控制气流的动量

$$V_0 = [q_g / (q_c + q_g)] [2\gamma_g/(\gamma_g - 1)] R_g T_{fg} [1 - (P_{ge}/P_g)^{(k_g-1)/k_g}]$$

混合点处的温度 $T_0 = [(q_c/q_0)C_{pc}T_{ce} + (q_g/q_0)(C_{pg}T_{ge} + 1/2V_{ge}^2)] - (1/2)V_0^2$

式中 C_{pc} 和 C_{pg} 分别表示两燃烧室中的燃气定压比热, 下标 0 为混合后的参数。

2 计算及结果分析

2.1 涡流阀几何参数对主燃烧室压强的影响

采用 C 语言编程求解, 可求出 q_1-P_c 和 q_0-P_c 曲线, 如图 2 所示。计算表明, 确实存在一个稳定的主燃烧室平衡压强。涡流室半径对平衡压强的影响示于图 3。由图可见, 增大涡流室半径有助于提高平衡压强。改变涡流室半径, 燃气发生器流量占总流量的百分比未变。减小喷管收敛段入口半径也是同样的道理。减小其半径有利于提高平衡压强, 所以设计喷管时应尽量减小喷管收敛段入口半径。

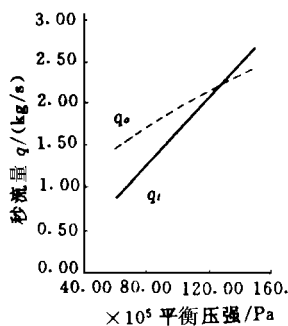


图2 主燃烧室稳定平衡压强

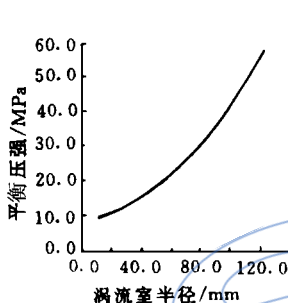


图3 涡流室半径对平衡压强的影响

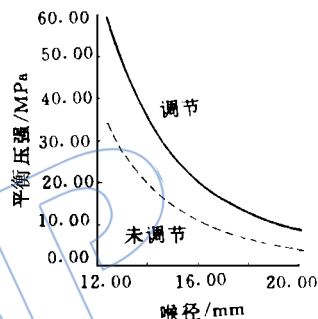


图4 喉部半径对平衡压强的影响

喉部半径对常规发动机与涡流阀调节发动机平衡压强的影响示于图 4 中。喉部半径的改变势必引起喷管秒流量的变化, 减小其半径, 有利于提高平衡压强。喉部半径对调节与未调节平衡压强之比的影响见图 5。由图可见, 半径越大, 比值越高。即当其它参数不变时, 喉部半径越小, 平衡压强越大, 但调节幅度越小。因此, 设计喉部半径时, 视需要而定。当只对平衡压强大小有要求时, 则可减小其半径, 如需调节范围宽, 则可加大喉部半径。

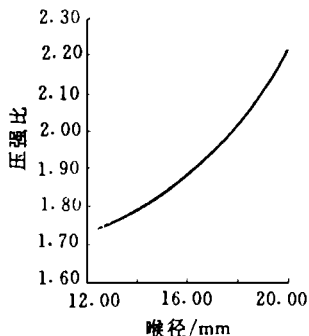


图5 喉部半径对调节与未调节平衡压强之比的影响

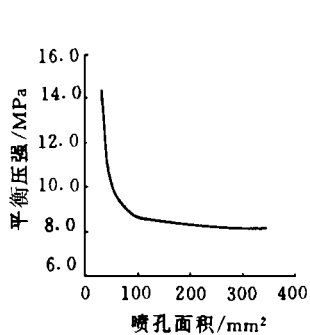


图6 喷孔总面积对平衡压强的影响

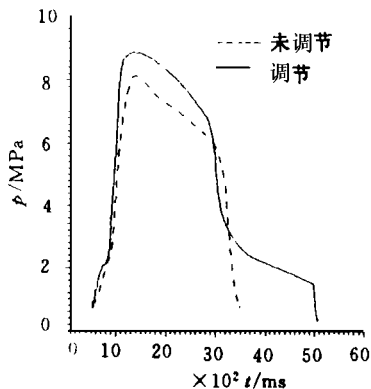


图7 喷氮气方案燃烧室压强—时间曲线

喷孔总面积对平衡压强的影响示于图 6 中。由图可见,减小其面积有助于提高平衡压强。这主要是因为不同喷孔面积下具有不同的速度。且当其面积增大到一定值后,平衡压强基本不变。因此当喷孔易烧蚀或沉积而使其减小或增大时,从有利于工作稳定的角度出发,应将工作点选在水平段。还有一点需补充说明的是,喷管总面积减小,则燃气发生器的流量占总流量的百分比增加,相应的调节效果也越好。

由于实验发动机未采取任何绝热措施,因而热损失较大。计算时,多变指数取值在 1.5~1.7 之间,由于每次实验条件不同,因而多变指数略有差别,但相差不大。对于我们采用的实验发动机, $K_c=1.6$; $K_g=1.7$; $K_o=2.55$; $K_i=1.5$; $K_n=1.5$ 。由此即可对下次实验结果进行理论计算。另外,计算时还发现,当 K 值越小即绝热效果越好时,平衡压强越高,因此设计发动机时应注意绝热问题。

在对 N_2 与燃气发生器进行计算后发现,燃气发生器的调节效果比 N_2 好,因此,采用高温控制气流有利于调节发动机的推力。

2.2 计算结果与实验结果比较

实验的 N_2 气瓶压强为 10.1 MPa,燃气发生器的装药采用外径 40 mm,内径 6.3 mm 的双铅-1 推进剂,全表面燃烧。选取 3 种药长,分别为 84 mm,94 mm,104 mm。主燃烧室采用外径 92.3 mm,长 300 mm 的双石-2 药柱,外表面燃烧。控制气流由切向孔喷入涡流室内。图 8 示出燃气发生器方案的实验压强-时间曲线,图 7 示出 N_2 方案的实验压强-时间曲线。由图 7、图 8 看出燃气发生器方案比 N_2 方案调节效果显著得多。这主要是因为 N_2 为惰性气体,不参加反应,无法提高比冲,且 N_2 出口温度较低,使主燃气流冷却而使混合温度下降。理论与实测平衡压强结果对比见表 1。

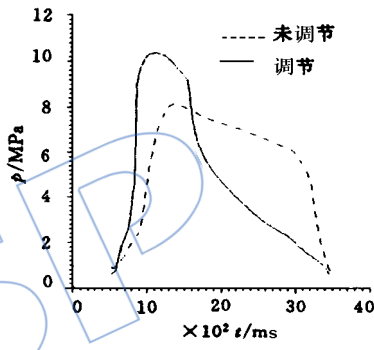


图 8 燃气发生器方案燃烧室压强-时间曲线

表 1 理论计算与实测燃烧室压强值的对比

控制气流提供	氮气气瓶	燃气发生器 (长 84 mm 药柱)	燃气发生器 (长 94 mm 药柱)	燃气发生器 (长 104 mm 药柱)
实测主燃烧室平衡压强 (MPa)	8.73	10.71	12.1	14.8
计算平衡压强 (MPa)	8.9	9.9	12.6	16.1

如进一步提高精度,需对其中的一些假设条件进行修正,列出常微分或偏微分方程求解。

结论 本文在分析涡流阀调节发动机的工作过程中,采用了先分解再联立求解,进而进行实验验证的方法。本文所列的都是解析关系式,对工程设计参数预估与初步设计有帮助。

参 考 文 献

1 狄连顺,方丁西,马德义.火箭发动机原理.国防科技大学,长沙:1992

2 吴玉斌,李奎武,商国云.回旋流对固体火箭发动机喷管质量流率的影响.辽宁省兵工学会第五届学术年会论文集,沈阳工业学院弹药研究室,沈阳:1994

3 易家训著,章克本等译.流体力学.北京:高等教育出版社,1982

(责任编辑 杨再荣)

LIQUID ROCKET ENGINE FAULT DIAGNOSIS BASED ON QUALITATIVE/QUANTITATIVE MODEL

Huang Weidong and Wang Kechang

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 412002)

ABSTRACT

In order to eliminate the inherent drawbacks of qualitative fault diagnosis method, it is necessary to use quantitative information. The signed direct graph (SDG) of liquid rocket engine system lacks quantitative information. Therefore, it is improved by replacing the sign on the branches by the ratio between deviations of the effect and cause variables. The membership function of fuzzy set theory is used to integrate quantitative process knowledge into the SDG model, thus a qualitative/quantitative model is formed. After the membership function has been defined, it is easy to get the membership between the engine system and the patterns whose fault origins are known by this model, the fault of the engine system can be found according to the principle of maximum membership. This method utilizes enough available numerical resource of variables monitored in the system, it is shown by the diagnosis results that the method has a better identification and resolution capability for the fault patterns with identical qualitative features and can also identify the fault quickly.

Key Words Liquid propellant rocket engine Fault detection Calculation

NUMERICAL SIMULATION OF STEADY PROCESS FOR THRUST MODULATED SRM

Zhang Weihua, Guo Jian, Hou Zhongxi, Fang Dingyou, Xia Zhixun

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 412002)

ABSTRACT

The steady process of solid rocket motor modulated by the vortex valve is investigated theoretically. The design of structural parameters for the vortex valve is considered with the method of steady analysis, and some useful conclusions are drawn. The modulation effect is much better if we have better heat-insulating situation. Reduction of the pressure exponent of the main chamber grain helps increasing the modulation effect.

Key Words Solid propellant rocket engines Numerical simulation Stationary random processes

A REAL TIME ON-LINE FAULT DETECTION ALGORITHM BASED ON TIME SERIES ANALYSIS FOR LIQUID ROCKET ENGINE

Wu Jianjun, Zhang Yuling, Chen Qizhi

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT

A real time on-line fault detection algorithm is set up and realized, which mainly employs the theory of time series analysis. A key concept for fault detection is a whiteness test on the computing residual vector over the evolution time window. A standard autocorrelation whiteness test is used, where the residuals are assumed to be white, and a 99% confidence interval threshold is adopted in the autocorrelation domain. The off-nominal test then is reduced to a thresholding technique performed on the lag terms of the residuals autocorrelation. Therefrom a fault detection scheme is designed, which includes two steps, the first is to declare an event for any model whenever the first ten lags of its residuals autocorrelation exceeding a 99% confidence interval, the second is to declare a fault condition if at least M individual ARMA models declared an event in N measured parameters ($M \leq N$). Verification with a number of fire-test data of real engines shows that the algorithm is