

冲压发动机线性动力学

西北工业大学 钱柏顺 曾庆福

一、前言

Willoh^[1] 70年代在超音速进气道动态建模中提出分段集总参数建立子系统的传递函数,并以串联系统的传递矩阵方法求解进气道结尾正激波位置的频响函数,此法较适用,并得到NASA48cm进气道的实验验证。管彦深教授扩展了此法的应用^[2~3]。

本文以超音速冲压发动机各部件的基本气动-热力学方程为出发点,在小偏差条件下作线性化处理,取拉氏变换,按串联子系统在S域建立进口结尾正激波位置 X_s 与扰动变量的关系,再导出发动机沿程参数、加热比 τ 、余气系数 e 及推力 F 与 X_s 的关系,则可得它们对扰动变量的传递函数。扰动量为:飞行马赫数 Ma 、大气压力 P_H 、大气温度 T_H 和供油量 W_f 。

二、数学模型

冲压发动机简图如图1所示,调节方案为临界调节。

1. 假设条件:发动机轴向均匀进气,气流为无粘性准一元管流,进气道与尾喷管中为绝热过程,适用于理想气体的状态方程;燃烧室前段只有供油量变化,加热过程在燃烧室后段完成,忽略燃烧延迟的影响;仅考虑小扰动情况下的动力学问题。

2. 进口结尾正激波对扰动参数的传递函数 在发动机上取若干截面,每二截面间为一子系统。记正激波位

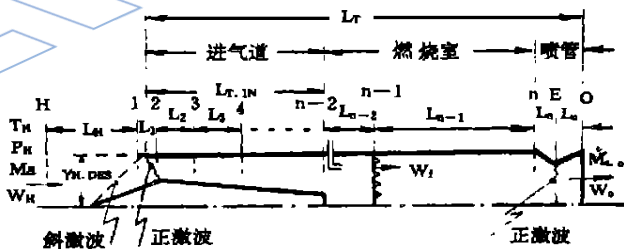


图1 冲压发动机简图

置的相对扰动量为 $\tilde{X}_s$,截面上压力、流量和熵组成的状态向量为 T 。对正激波前后及超音速段、亚音速段应用连续方程、动量方程及能量方程,按前叙方法即可得正激波位置 X_s 对供油量 W_f 的传递函数:

$$\tilde{X}_s(s) / \tilde{W}_f(s) = -FB_{n-1}^{-1}H/FEG \quad (1)$$

其中 $E = E_n E_{n-1} \dots E_3 E_2$, $E_i = (i = 2, 3, \dots, n)$ 为第 i 个子系统的传递矩阵,它综合反映了气体压缩性的影响和扰动波传递过程的时延。

若记上游扰动参数为 $\Pi(s)$ (Ma , 或 P_H , 或 T_H), 则正激波位置 X_s 对上游扰动参数的传递函数:

$$\tilde{X}_s(s)/\tilde{\pi}(s) = C_u F E Q E_H I / F E G \quad (2)$$

其中 C_u 和 I 的值取决于扰动参数

$$C_u = \begin{cases} -1 \\ -5(1 - M^2 a)/(5 + M^2 a) \\ -1 \end{cases}, \quad I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T; \quad \text{当 } \tilde{\pi}(s) = \begin{cases} \tilde{P}_H(s) \\ \tilde{Ma}(s) \\ \tilde{T}_H(s) \end{cases}$$

F 、 B 、 H 、 E_i 、 G 和 Q 均为与各截面几何尺寸及气动热力学参数有关的矩阵。 G 反映了结尾正激波位置的影响, H 反映了供油量扰动的作用, Q 反映了上游扰动参数的作用, F 反映了尾喷口的边界条件。

3. 沿程参数对扰动参数的传递函数 现在, 上游扰动参数和扰动燃油流量均以 $\pi(s)$ 表示。在 i 截面应用连续方程、焓方程和滞止参数与静参数的关系方程, 作线性化处理并取拉氏变换, 得 i 截面上静压 $P_{s,i}$ 、静温 $T_{s,i}$ 及马赫数 $Ma_{s,i}$ 对扰动参数的传递函数:

$$\tilde{P}_{s,i}(s)/\tilde{\pi}(s) = C_i \left(\left[\prod_{j=2}^{i-1} E_j^T \right]^T G(\tilde{X}_s(s)/\tilde{\pi}(s)) + K \right) \quad (3)$$

$$\tilde{T}_{s,i}(s)/\tilde{\pi}(s) = J_i \left(\left[\prod_{j=2}^{i-1} E_j^T \right]^T G(\tilde{X}_s(s)/\tilde{\pi}(s)) + K \right) \quad (4)$$

$$\tilde{Ma}_{s,i}(s)/\tilde{\pi}(s) = L_i \left(\left[\prod_{j=2}^{i-1} E_j^T \right]^T G(\tilde{X}_s(s)/\tilde{\pi}(s)) + K \right) \quad (5)$$

其中 C_i 、 J_i 和 L_i 为与该截面马赫数有关的矩阵。当 $i=2$ 时, $\left[\prod_{j=2}^{i-1} E_j^T \right]^T = I$, 此处 I 为单位矩阵。

$$K = \begin{cases} 0 & \text{当 } i < n \text{ 时} \\ B_{n-1}^{-1} H & \text{仅为上游扰动, 且 } i = n-1 \text{ 时} \end{cases}$$

4. 性能参数对扰动参数的传递函数 推力 F 对扰动参数的传递函数为

$$\tilde{F}(s)/\tilde{\pi}(s) = A \left[\prod_{j=2}^{n-1} E_j^T \right]^T G(\tilde{X}_s(s)/\tilde{\pi}(s)) + C \quad (6)$$

其中 A 为与出口速度、温度等参数有关的矩阵, C 的值取决于扰动参数:

$$C = \begin{cases} -P_H(A_e - A_1)/\bar{F} \\ -C_E/2 \\ -2C_E(\bar{\lambda}_H - 1/\bar{\lambda}_H)/\bar{F}Z(\bar{\lambda}_H) \bar{Q} + (k-1)\bar{M}a^2 \\ AB_{n-1}^{-1}H + C_F\bar{W}_f/\bar{F}(\bar{W}_E + \bar{W}_f) \end{cases}; \quad \text{当 } \tilde{\pi}(s) = \begin{cases} \tilde{P}_H(s) \\ \tilde{T}_H(s) \\ \tilde{Ma}(s) \\ \tilde{W}_f(s) \end{cases}$$

A_e 和 A_1 为对应截面面积, $Z(\lambda)$ 为气动函数, C_E 和 C_F 为与气动-热力学参数及空气流量、燃油流量有关的系数。

5. 时间响应 当扰动参数为阶跃小扰动时, 由正激波位置 X_s 、沿程参数 ($P_{s,i}$ 、 $T_{s,i}$ 、 $Ma_{s,i}$) 和性能参数 (F 、 e 、 η) 对扰动参数的频响函数, 按下式计算其动态时间响应:

$$h(t) = \frac{2}{\pi} \int_0^\infty \frac{Q(\omega)}{\omega} \sin(\omega) d\omega \quad (7)$$

其中 $Q(\omega)$ 为被扰动量的实频特性, $h(t)$ 为被扰动量的动态时间响应。 π 为圆周率。

三、仿真计算结果

以一典型冲压发动机为算例, 取非设计点 $Ma = 1.814$, $H = 300\text{m}$, 由静态平衡方法计算初始状态参数, 喷管前截面数取为 $n = 7$ 。

图 2 为正激波位置 X_s 对各种扰动参数的幅频特性, 扰动量为初始值的 $\pm 2\%$ 。从图中可以看出对各扰动量的动态响应范围, 以及各自的谐振频率。

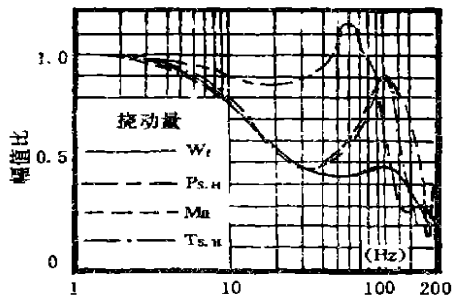


图 2 正激波位置对扰动参数的幅频特性

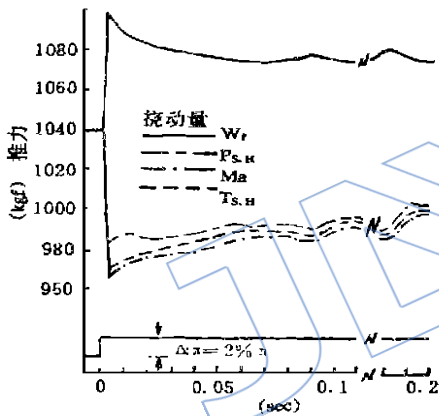


图 3 推力对扰动的参数的动态响应

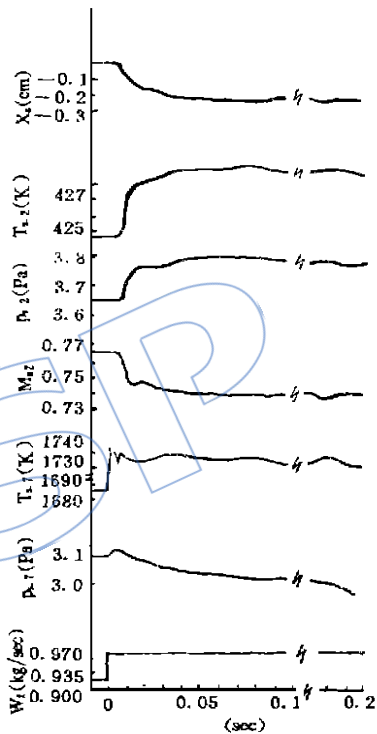


图 4 发动机参数对供油量扰动的动态响应

图 3 为推力 F 对各扰动参数的时间响应, 扰动量均为初始值的 $\pm 2\%$ 。

Willoh 的方法用于冲压发动机的动力学建模是合理的, 仿真计算结果的规律是正确的, 准确度有待实验验证。

图 4 为供油量扰动下发动机有关参数的时间响应, 扰动量为 $\Delta W_t = 0.081\text{kg/s}$ 。供油量扰动时, 正激波位置响应的延迟时间约为 0.005s 。

对虞中岳同志的热情支持和进行的有益讨论, 在此一并致谢!

参 考 文 献

- [1] Cole, G. L. Willoh, R. G., "Analysis of the Dynamic Response of a Supersonic Inlet to Flow-Field Perturbations Upstream of the Normal Shock", NASA TN D-7839, 1975.
- [2] Guan, Y. S., Yarang, S., "Large Amplitude Supersonic Inlet Dynamics", AIAA-87-2053, 1987.
- [3] Guan, Y. S., Yang, J. B., "A Linear Multivariable Dynamical Model of Supersonic Inlet-Engine Combination", AIAA J. Propulsion and Power, Vol. 1, No. 6, 1985.

A CALCULATION METHOD FOR INFLAMMABILITY LIMIT OF MIXTURE WITH NONINFLAMMABLE GASES

Su Dawei (*Light-Duty Gas Turbine Development Center*)

ABSTRACT This paper provides a calculation method which can estimate the inflammability limit of mixture with noninflammable gases with more accuracy than the available methods.

MEASUREMENT OF TRANSIENT BURNING RATES OF COMPOSITE PROPELLANTS IN FAST DEPRESSURIZATION

Wang Junye (*Laxi Inspection Institute of Boiler and Pressure*)

Sang Bingcheng (*Harbin Shipbuilding Engineering Institute*)

ABSTRACT A continuous laser beam is transmitted through the burning surface of a propellant strand and converted into voltage signal by photocell. The voltage differentiation with respect to time is proportional to the burning rate of the propellant strand. The experimental results show that the burning rate at the start of depressurization remains unchanged, and then decreased with very low frequency oscillation. During the whole depressurization process the transient burning rate is not higher than the quasi-steady burning rate at the corresponding pressure and oscillates around quasi-steady burning rate, except for a short time after the start of the depressurization.

OPTIMIZATION DESIGN OF THE SOLID ROCKET MOTOR

Fang Guoyao and Guo Zhiyong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT This paper presents the optimization design of a two-stage solid rocket motor for an air-to-air missile. There are eight variables in the optimization process. The mathematical model of the solid rocket motor is formulated. A variable-simplex method has been used. Finally, the optimum results for a real solid rocket motor are obtained.

LINEAR DYNAMICS OF SUPERSONIC RAMJET

Qian Boshun and Zeng Qingfu (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT This paper presents a mathematical model of a supersonic ramjet. The basic thermoaerodynamical equations of ramjet components are linearized in conformity with small perturbation. Then the transfer functions of the components are deduced on the S domain. With the method of subsystem in series, the dynamical mathematical model of the ramjet with the inlet normal shock position, the parameters along duct and thrust is formulated under the perturbation of upstream Mach number, temperature, pressure and downstream fuel flow rate of the ramjet. A numerical example of digital imitation of a real ramjet is completed and gives reasonable results.