

# 燃气涡轮性能试验台的控制因素敏感度分析

赵 哲, 刘宝琴

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 针对某燃气涡轮性能试验台, 选择空气流量、燃油流量、水流量以及涡轮背压作为控制系统的主要控制量, 通过建立工作点附近的线性“小偏差”方程, 讨论了以上四种因素对于涡轮的入口压强、入口温度和转速这三个状态变量的影响程度。压强主要取决于空气流量, 温度对空气和燃油均有一定的敏感性, 转速则主要由水流量来控制。基于以上判断确定了试验台的手动调节规律。

**关键词:** 燃气涡轮; 性能试验; 线性“小偏差”分析

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 05-0056-04

## Sensitivity analysis of controlling elements on a gas turbine performance test bench

Zhao Zhe, Liu Baoqin

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** This paper introduced a gas turbine performance test bench of a liquid rocket engine. The mass fluxes of air, fuel, water and outlet pressure of the gas turbine were chosen to be the main controlling elements in the system. The dynamical model of every part was established. The effective elements on inlet pressure, inlet temperature and rotating speed of the gas turbine are analyzed by using linear small deviation equations. The regulating rule of manual control was confirmed. The inlet pressure of the gas turbine depended on the air flux. The inlet temperature related with both air flux and fuel flux. The rotating speed was controlled by the water flux.

**Key words:** gas turbine; performance test; linear small deviation analysis

收稿日期: 2009-07-07; 修回日期: 2009-08-03。

作者简介: 赵哲 (1982—), 女, 硕士, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

## 0 引言

涡轮性能是影响发动机性能的一个重要因素,且与涡轮设计参数息息相关,而试验研究是获得涡轮性能的必要手段,能为涡轮的改进设计提供依据。在研的某液氢/液氧火箭发动机由于推力增大,其结构尺寸、压力、流量比以前的发动机均有大幅度的提高,如果仍然靠热试车数据来进行所有性能参数的调整计算将造成研制成本大幅度增加。若能够预先通过涡轮性能试验开展相关研究,对于减少热试车次数、降低研制经费是很有利的。

某型燃气涡轮性能试验台正是基于上述原因建立的,其系统原理图如图1所示。

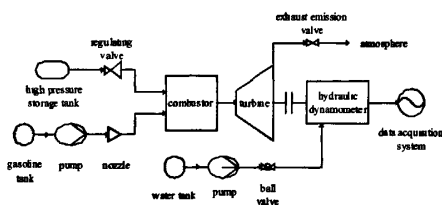


图1 试验系统原理图

Fig.1 Principle of the experiment system

整个试验系统有四个可控量:空气流量、燃油流量、水流量和涡轮背压,而涡轮的入口压强、入口温度及转速是三个状态变量。为了研究控制量和被控量之间的关系及其相互影响程度,需要建立“小偏差”形式的线性方程组,进行试验因素敏感度的理论分析。

## 1 数学模型及线性“小偏差”方程的建立

由于实际系统非常复杂,造成数学建模困难,因此作如下简化:

(1) 只考虑转子机械能的释放,忽略高温燃气流与结构部件之间的热交换,忽略部件通道容腔内气体质量与能量的存储。

(2) 认为动态过程中部件效率、燃烧效率及

总压损失系数保持不变,忽略燃烧延时。

(3) 认为涡轮内部及排气管处于临界以上状态。

另外,燃气的流速不高,其总、静参数差别不大,且它与空气的物性参数接近,故以静参数代替总参数,以空气的物性参数代替燃气的物性参数。使用“小偏差”动态模型来研究试验系统在给定工作状态附近的动态特性。在推导该模型时,假设输入量在小范围内变化,系统各部件的特性可用线性关系近似描述,由此得到简化的线性模型。

试验系统在动态工作时,需满足力矩平衡、能量平衡和流量连续这三个条件,考虑简化假设,可列写如下方程组

$$\begin{cases} \frac{\pi}{30} J \frac{dn}{dt} = M_T - M_D \\ \dot{m}_a + \dot{m}_f = \dot{m}_g = \varphi K \frac{p_3}{\sqrt{T_3}} A_1 \\ c_p (T_3 - T_4) = c_p T_3 (1 - 1/\pi_T^{\frac{k-1}{k}}) \eta_T \\ \dot{m}_f H_u \eta_b = c_p \dot{m}_g (T_3 - T_2) \end{cases} \quad (1)$$

式中, $J$ 为转子系统的转动惯量; $M_T$ 为涡轮扭矩; $M_D$ 为水力测功器扭矩; $\dot{m}_a$ 为空气流量; $\dot{m}_f$ 为燃油流量; $\dot{m}_g$ 为燃气流量; $\varphi$ 为涡轮喷嘴流量系数; $K$ 为常数,与燃气气体常数和比热比有关; $p_3$ 为涡轮入口压强; $T_3$ 为涡轮入口温度; $A_1$ 为涡轮喷嘴喉部面积; $c_p$ 为燃气等压比热; $T_4$ 为涡轮出口温度; $\pi_T$ 为涡轮压比; $\eta_T$ 为涡轮效率; $\eta_b$ 为燃烧室燃烧效率,假设为1; $H_u$ 为燃料的低热值,航空煤油 $H_u=43960$  kJ/kg; $T_2$ 为燃烧室入口空气温度。

方程组中的 $M_T$ 、 $M_D$ 及 $\dot{m}_g$ 为非线性函数,可用下列各式表示

$$\begin{cases} M_T = M_T(T_3, \dot{m}_g, n, \pi_T) \\ M_D = M_D(\dot{m}_g, n) \\ \dot{m}_g = \dot{m}_g(p_3, T_3) \end{cases} \quad (2)$$

通过特征截面的压力关系为

$$\begin{cases} p_3 = \sigma_b p_2 \\ p_4 = p_3 / \pi_\tau \end{cases} \quad (3)$$

涡轮前温度、涡轮转速及压比的变化势必会引起效率的变化,但在式(2)中忽略了效率的影响。原因分析如下:涡轮的效率 $\eta_\tau$ 与 $u/c$ 有关, $u$ 是圆周速度,正比于涡轮转速; $c$ 为等熵排气速度,是温度和压比的函数。由误差传递公式可知,函数 $f=f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 中 $f$ 的误差为

$$\Delta f = \left( \frac{\partial f}{\partial x_1} \right) \Delta x_1 + \left( \frac{\partial f}{\partial x_2} \right) \Delta x_2 + \dots + \left( \frac{\partial f}{\partial x_n} \right) \Delta x_n \quad (4)$$

根据式(4)计算得

$$\begin{aligned} \Delta \eta_\tau = & 4.6626 \times 10^{-5} \Delta n - 2.4308 \times 10^{-4} \Delta T_3 \\ & - 3.0888 \times 10^{-3} \Delta \pi_\tau \end{aligned} \quad (5)$$

分析式(5)知,效率的变化相对于转速、温度和压比的变化是高阶小量,可忽略不计。因此,在建立线性“小偏差”模型时,假定涡轮效率 $\eta_\tau$ 不变。通常采用的线性化方法是将非线性函数按照泰勒公式展开为幂级数,并只取级数的一次项,则得到线性函数。将式(2)在稳态工作点附近线性化,得

$$\begin{aligned} M_\tau &= M_{\tau 0} + \Delta M_\tau = M_{\tau 0} + \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial T_3} \right) \Delta T_3 + \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial \dot{m}_g} \right) \Delta \dot{m}_g \\ &+ \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial n} \right) \Delta n + \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial \pi_\tau} \right) \Delta \pi_\tau \\ M_D &= M_{D0} + \Delta M_D = M_{D0} + \left( \frac{\partial M_D}{\partial \dot{m}_w} \right) \Delta \dot{m}_w + \left( \frac{\partial M_D}{\partial n} \right) \Delta n \\ \dot{m}_g &= \dot{m}_{g0} + \Delta \dot{m}_g = \dot{m}_{g0} + \left( \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial p_3} \right) \Delta p_3 + \left( \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial T_3} \right) \Delta T_3 \end{aligned} \quad (6)$$

将式(1)、式(3)中的各个方程线性化,并结合式(2)及 $\begin{bmatrix} M_{\tau 0} = M_{D0} \\ \dot{m}_{a0} = \dot{m}_{n0} + \dot{m}_{g0} \end{bmatrix}$ ,消去中间变量,取相对增量形式(将原稳态参数值作为基准值),经整理得到线性方程组如下

$$\begin{cases} (Hp+q)\bar{n} - K_{1T_3}\bar{T}_3 - K_{1p_3}\bar{p}_3 + K_{1m_w}\bar{m}_w + K_{1p_4}\bar{p}_4 = 0 \\ K_{2m_a}\bar{m}_a + K_{2m_i}\bar{m}_i - K_{5p_3}\bar{p}_3 - K_{5T_3}\bar{T}_3 = 0 \\ K_{3T_4}\bar{T}_4 - K_{3T_3}\bar{T}_3 - K_{3p_3}\bar{p}_3 - K_{3p_4}\bar{p}_4 = 0 \\ K_{4m_i}\bar{m}_i - K_{5p_3}\bar{p}_3 - K_{5T_3}\bar{T}_3 - K_{4T_4}\bar{T}_4 = 0 \end{cases} \quad (7)$$

其中(下标0代表稳态值), $H = \frac{\pi J}{30} \frac{n_0}{M_0}$

$$q = \frac{n_0}{M_0} \left[ \left( \frac{\partial M_D}{\partial n} \right)_0 - \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial n} \right)_0 \right]$$

$$K_{1T_3} = \frac{T_{30}}{M_0} \left[ \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial T_3} \right)_0 + \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial \dot{m}_g} \right)_0 \left( \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial T_3} \right)_0 \right] = 0.5$$

$$K_{1p_3} = \frac{P_{30}}{M_0} \left[ \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial \dot{m}_g} \right)_0 \left( \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial p_3} \right)_0 + \frac{1}{P_{40}} \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial \pi_\tau} \right)_0 \right] = 1 + \frac{r'}{\pi_{T0} - 1}$$

$$K_{1m_w} = \frac{\dot{m}_{w0}}{M_0} \left( \frac{\partial M_D}{\partial \dot{m}_w} \right)_0 = 1$$

$$K_{1p_4} = \frac{\pi_{T0}}{M_0} \left( \frac{\partial M_\tau}{\partial \pi_\tau} \right)_0 = \frac{r'}{\pi_{T0} - 1}$$

$$K_{2m_a} = \frac{\dot{m}_{a0}}{\dot{m}_{g0}}; K_{2m_i} = \frac{\dot{m}_{i0}}{\dot{m}_{g0}}; K_{3T_4} = 1; K_{3T_3} = 1$$

$$K_{3p_3} = \frac{-r'\eta_\tau}{\pi_{T0}(1-\eta_\tau) + \eta_\tau}; r' = \frac{k'-1}{k'}$$

$$K_{3p_4} = -K_{3p_3}; K_{4m_i} = 1; K_{4T_4} = \frac{T_{30}}{T_{30} - T_{20}}$$

$$K_{5p_3} = \frac{P_{30}}{\dot{m}_{g0}} \left( \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial p_3} \right)_0 = 1; K_{5T_3} = \frac{T_{30}}{\dot{m}_{g0}} \left( \frac{\partial \dot{m}_g}{\partial T_3} \right)_0 = -0.5$$

$$M_{T0} = M_{D0} = M_0; \bar{n} = \frac{\Delta n}{n_0}; \bar{T}_3 = \frac{\Delta T_3}{T_{30}}; \bar{p}_3 = \frac{\Delta p_3}{P_{30}}; \bar{T}_4 = \frac{\Delta T_4}{T_{40}};$$

$$\bar{m}_i = \frac{\Delta \dot{m}_i}{\dot{m}_{i0}}; \bar{m}_a = \frac{\Delta \dot{m}_a}{\dot{m}_{a0}}; \bar{m}_w = \frac{\Delta \dot{m}_w}{\dot{m}_{w0}}; \bar{p}_4 = \frac{\Delta p_4}{P_{40}}; p = \frac{d(\cdot)}{dt} \text{ 为}$$

微分算子。

以 $\bar{n}, \bar{T}_3, \bar{p}_3, \bar{T}_4$ 作为输出,写作 $Y = [\bar{n}, \bar{T}_3, \bar{p}_3, \bar{T}_4]^T$ ;

$\bar{m}_i, \bar{m}_a, \bar{m}_w, \bar{p}_4$ 作为输入,写作 $X = [\bar{m}_i, \bar{m}_a, \bar{m}_w, \bar{p}_4]^T$ ,

则线性方程组(7)可写为

$$AY = BX \quad (8)$$

式中

$$A = \begin{bmatrix} Hp+q & -K_{1T_3} & -K_{1p_3} & 0 \\ 0 & K_{5T_3} & K_{5p_3} & 0 \\ 0 & -K_{3T_3} & -K_{3p_3} & K_{3T_4} \\ 0 & K_{4T_3} + K_{5T_3} & K_{5p_3} & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -K_{1m_a} & -K_{1p_4} \\ K_{2m_a} & K_{2m_w} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_{3p_4} \\ K_{4m_a} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

利用克莱姆定理求解线性方程组式 (8), 使用 MATLAB 语言对算法进行编程, 各项偏导数的计算采用解析法得到。其中, 涡轮扭矩可表示为

$$M_T = \frac{N_T}{\omega} = \frac{30}{\pi} \frac{\dot{m}_g L_T}{n} \\ = \frac{30}{\pi} \frac{\dot{m}_g c'_p T_3 (1 - \pi_T^{-\gamma})}{n} \eta_T \quad (9)$$

水力测功器在定转速下的扭矩可表示如下, 其中  $a$  为拟合系数,  $\omega$  为角速度

$$M_D = a \dot{m}_w \omega \quad (10)$$

燃气流量可表示为

$$\dot{m}_g = \varphi K \frac{P_3}{\sqrt{T_3}} A_t \quad (11)$$

## 2 MATLAB/Simulink 仿真结果分析

在 Simulink 中建立“小偏差”形式的线性方程组的仿真模型。假设在稳态值  $\pm 5\%$  范围之内, “小偏差”形式的线性关系成立。当输入只有单一量变化时, 得到输出与其关系如表 1 所示。

表 1 控制因素敏感度分析

| Tab.1 Sensitivity analysis of the controlling elements |              |              |              |
|--|--------------|--------------|--------------|
|  | $n$          | $p_3$        | $T_3$        |
| $\dot{m}_g \pm 5\%$                                    | $\pm 1.6\%$  | $\pm 1.4\%$  | $\pm 2.75\%$ |
|  | in-phase     | in-phase     | in-phase     |
| $\dot{m}_a \pm 5\%$                                    | $\pm 1.6\%$  | $\pm 3.6\%$  | $\pm 2.75\%$ |
|  | in-phase     | in-phase     | reverse      |
| $p_4 \pm 5\%$  | $\pm 0.66\%$ | immovability | immovability |
|  | reverse      |              |              |
| $\dot{m}_w \pm 5\%$                                    | $\pm 2.5\%$  | immovability | immovability |
|  | reverse      |              |              |

其中, “同相”表示两者同时增大或减小; “反相”指输入增大时, 输出减小, 反之增大。因此, 我们可以得到如下结论: 涡轮前压强主要由空气流量  $\dot{m}_a$  决定, 所以要通过调节  $\dot{m}_a$  来稳定  $p_3$ ,

同时  $\dot{m}_a$  对涡轮前温度及转速也有一定的影响, 改变  $\dot{m}_a$  会使  $T_3$  和  $n$  变化, 这时就要调节燃油流量  $\dot{m}_f$  和水流量  $\dot{m}_w$  来平衡偏离量; 燃油流量  $\dot{m}_f$  对涡轮前温度的影响最大, 水流量  $\dot{m}_w$  只对涡轮转速有影响; 涡轮背压  $p_4$  用于确定压比, 由于其对转速影响很小, 对压强和温度在理论上没有影响, 所以试验过程中将它调节到理论计算值后, 只要监测到它的值变化不大就可以 (其值的可变范围决定于涡轮转速所要求的精度)。

## 3 结论

(1) 在使用“小偏差”动态模型来研究试验系统在给定工作状态附近的动态特性时, 可以将其模型进行线性化后求解, 由此得到的结果能够清楚地反映被控量和控制量之间的相互关系。

(2) 总结出试验时手动调节的调节规律如下: 调节空气流量  $\dot{m}_a$  确定压强  $p_3$ ; 调节燃油流量  $\dot{m}_f$  确定温度  $T_3$ ; 调节涡轮背压  $p_4$  确定压比; 调节水流量  $\dot{m}_w$  确定转速  $n$ 。

(3) 本研究的仿真结果为设计和确定控制系统的结构提供了理论依据。

## 参考文献:

- [1] 沈维道, 蒋智敏, 童钧耕. 工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [2] 樊思齐, 徐芸华, 孟庆明. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.
- [3] 格列克曼 Б Ф 著. 液体火箭发动机自动调节[M]. 顾明初, 郁明桂, 邱明煜 译. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [4] 张育林, 刘昆, 程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [5] 薛定宇, 陈阳泉. 基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [6] 张志涌 编著. 精通 MATLAB 6.5 版[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.

(编辑: 陈红霞)