

火箭发动机推力自校正控制研究

国防科技大学 张育林 陆政林 陈启智

由于飞行器姿态控制和空间探测任务的特殊需要, 要求对火箭发动机的推力进行控制。变推力液体火箭发动机可以满足这一要求, 但当发动机的推力大范围变化时, 发动机的动态特性随之变化, 这使得简单的反馈控制难以满足控制要求。为了改善控制品质, 本文为此研究了最小方差自校正控制问题。

一、发动机系统模型

变推力液体火箭发动机由推力室、可变截面喷注器、挤压式推进剂供应系统、流量调节元件及控制系统组成(图1)。控制执行机构由电磁阀液压作动筒和比例杠杆构成等比例多位移执行机构。电磁阀以设定的频率脉冲工作, 电磁阀工作脉冲宽度由控制作用量的大小决定。

变推力液体火箭发动机系统的数学模型可以描述为^[1~3]

$$\begin{cases} (V_c/RT) dP_c(t)/dt = \alpha h(t - \tau) - (A\tau/C^*) P_c(t) \\ dh(t)/dt = (\beta/\rho A_H) Q(t) \end{cases} \quad (1)$$

其中, P_c 为燃烧室压力, h 为控制执行机构位移, Q 为电磁阀开变量, τ 为室压对于控制执行机构位移的滞后时间, V_c 、 RT 、 α 、 $A\tau$ 、 C^* 、 β 、 ρ 及 A_H 为结构参数与物理参数。参数 C^* 、 α 和 β 随发动机工况在较大范围内变化。由以上数学方程可以得到

$$s^2 y(s) + asy(s) = be^{-\tau s} u(s) \quad (2)$$

其中 $y(t)$ 代表发动机输出 $P_c(t)$, $u(t)$ 代

表控制输入 $Q(t)$ 。由于发动机控制系统是以周期 T 脉冲工作的, 因此, 记

$$u(t) = \sum_{i=0}^{\infty} u(iT) \cdot T \cdot \delta(t - iT) \quad (3)$$

则有

$$y(t) = \frac{b}{a} \int u(t' - \tau) dt' - \frac{b}{a} \int e^{-a(t-t')} u(t' - \tau) dt' \quad (4)$$

取 $t = kT$ 和 $\tau = dT$, 从而有

$$y(kT) = \frac{bT}{a} \left(\sum_{i=0}^{k-d} u(iT) - \sum_{i=0}^{k-d} u(iT) e^{-a(k-i)T} \right) \quad (5)$$

则发动机系统的离散化数学模型为

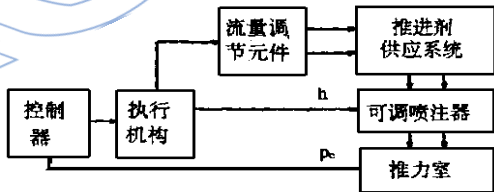


图1 发动机系统原理图

$$A(q^{-1})y(k) = B(q^{-1})q^{-d}u(k) \quad (6)$$

其中, $d = d' + 1$, $y(k) \triangleq y(kT)$ 和 $u(k) \triangleq u(kT)$, 并且

$$A(q^{-1}) = 1 + \theta_1 q^{-1} + \theta_2 q^{-2}, \quad B(q^{-1}) = \theta_0$$

对于以上线性系统的分析, 可以提供自校正控制系统的阶、时滞等基本结构。

二、自校正控制器

采用自回归移动平均随机信号 (ARMA) 模型

$$A(q^{-1})y(k) = q^{-d}B(q^{-1})u(k) + \delta + C(q^{-1})e(k) \quad (7)$$

其中 δ 为常数, $A(q^{-1}) = 1 + a_1 q^{-1} + \dots + a_n q^{-n}$, $B(q^{-1}) = b_0 + b_1 q^{-1} + \dots + b_m q^{-m}$,

$$C(q^{-1}) = 1 + c_1 q^{-1} + \dots + c_l q^{-l}$$

极小化性能指标取为

$$J = E\{\|y(k+d) - w(k)\|^2 + \lambda u^2(k)\} \quad (8)$$

其中, $w(k)$ 为已知参考序列。基于过程数据集的最优预报器为

$$\hat{y}(y+k|k) = G(q^{-1})y(k) + B(q^{-1})F(q^{-1})u(k) + F(q^{-1})\delta \quad (9)$$

$$A(q^{-1})F(q^{-1}) + q^{-k}G(q^{-1}) = C(q^{-1})$$

$$\text{引入广义输出} \quad \hat{y}(k+d) = y(k+d) + (\lambda^2/b_0)u(k) - w(k) \quad (10)$$

$$\text{则有} \quad \hat{y}(k+d|k) = X^T(k)\hat{\theta}(k) + m_0 u(k) - w(k) \quad (11)$$

$$X(k) = [y(k) \dots y(k-n); u(k-1) \dots u(k-m), 1]^T$$

$$\hat{\theta}(k) = [\hat{\theta}_0 \dots \hat{\theta}_n; \hat{\theta}_{n+1} \dots \hat{\theta}_{n+m}; \hat{\eta}]^T$$

置 $\hat{\varphi}(y+k|k) = 0$, 则可以得到最优控制

$$u(k) = [w(k) - X^T(k)\hat{\theta}(k)]/m_0 \quad (12)$$

利用 (12) 和相应的在线参数辨识算法, 则可以构成变推力液体火箭发动机的最小方差自校正控制器。变推力液体火箭发动机是快速响应系统, 加之作为系统输出变量的燃烧室压力信号具有很强的噪声干扰, 因而控制器参数的在线实时辨识具有一定的难度, 需要采用一定的技术予以处理。采用递推最小二乘法进行控制器参数的在线辨识, 则有

$$\hat{\theta}(k) = \hat{\theta}(k-1) + K(k)[\psi(k) - X^T(k-d)\hat{\theta}(k-1)]$$

$$K(k) = P(k-1)X(k-d)[\xi + X^T(k-d)P(k-1)X(k-d)]^{-1}$$

$$P(k) = I - K(k)X^T(k-d)P(k-1)/\xi$$

$$\psi(k) = y(k+d) - b_0 u(k) + e(k+d)$$

在仿真研究中, 直接利用以上递推算法, 控制算法有着良好的收敛性。在具体应用中, 需要对输出信号采取有效的滤波措施。为了改善实际系统的可辨识性, 在控制回路中设置串联的 PID 调节器, 在实际应用中将 PID 调节器作为基本控制器, 这样也便于在自校正控制与常规控制之间进行切换。

三、仿真结果及讨论

本文利用变推力液体火箭发动机的非线性模型, 对最小方差自校正控制器进行了仿真分析。由于控制系统采用脉冲工作的电磁阀液压作动筒进行驱动, 因而在实际控制系统及仿真计算中都需要将控制器输出转换为相应的电磁阀脉冲宽度。因为电磁阀只有打开、关闭两种工作状态, 通过电磁阀的控制液的质量是由电磁阀的工作脉冲宽度决定的。电磁阀的最大流

量受液压作动筒活塞位移的影响,随发动机的工况的变化而变化。控制作用与电磁阀脉冲宽度的转换过程以相同周期内流过电磁阀的控制液的质量为基准。通过合适选择脉冲工作周期 T 和控制加权 λ ,可以保证电磁阀脉冲宽度不大于工作周期 T 。

取脉冲工作频率 $f = 100\text{Hz}$,最小方差自校正控制和常规PI调节器的控制效果的仿真结果示于图2~图5。图2和图3分别给出了对应于低推力水平和高推力水平时系统在不同控制作用下对参考输入序列 $\omega(k)$ 的响应。图中参考输入序列均取为阶跃上升的形式。

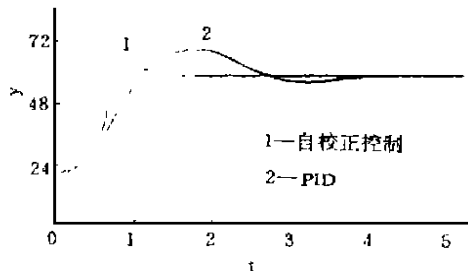


图2 低推力下的阶跃上升响应

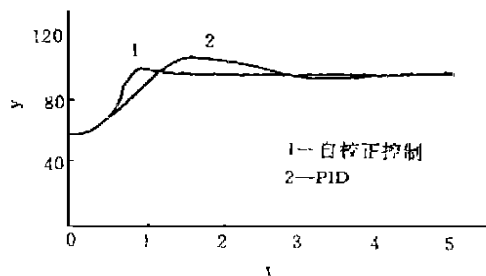


图3 高推力下的阶跃上升响应

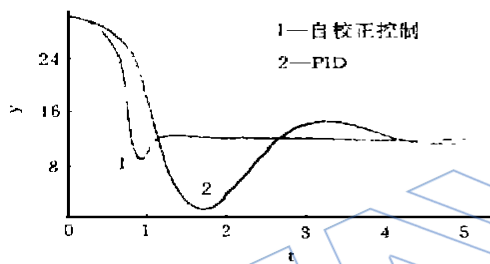


图4 低推力下的阶跃下降响应

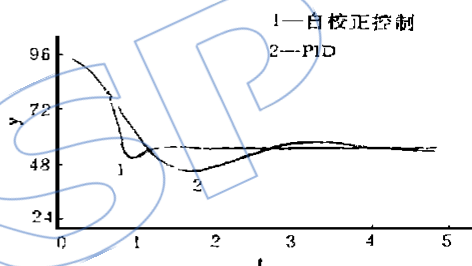


图5 高推力下的阶跃下降响应

图4和图5为系统在不同控制作用下对参考输入序列 $\omega(k)$ 发生阶跃下降的响应。

为了验证控制算法的收敛性,对控制器参数取零初值、估计方差阵取足够大初值及改变遗忘因子 ξ 的值等情况进行了计算,证明控制算法有良好的收敛性。变推力液体火箭发动机数学模型中的时滞 τ 代表了推进剂管路的延迟及燃烧室能量转换过程的时滞等综合影响,因而时滞 τ 的准确数值在估计上有一定误差,在计算分析中,对时滞 τ 在一定范围内变化时自校正控制算法的收敛性进行了仿真分析,结果表明,在合适选择自校正控制算法的阶的情况下,控制算法均有良好的收敛性。

在对参考输入序列 $\omega(k)$ 的阶跃响应的仿真计算中,仿真计算考虑了发动机系统动态特性随工况的变化,自校正控制算法可以很好地跟踪模型参数的变化。结果表明,自校正控制在推力变化的全范围内都能有效地改善变推力液体火箭发动机系统的控制品质。

参 考 文 献

- [1] Zhang Yulin, "State-Space Analysis of the Dynamic Characteristics of A Variable Thrust Liquid Propellant Rocket Engine", Acta Astronautica, Vol. 11, No. 7-8, 1984.
- [2] 张育林, "变推力液体火箭发动机稳定性研究", 《宇航学报》, No. 4, 1986年。
- [3] 张育林、陈启智、陆政林, "带有可调喷注器与文氏管的变推力液体火箭发动机响应特性分析", 《推进技术》, No. 5, 1988年。

SELF-TUNING CONTROL OF VARIABLE THRUST LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE

Zhang Yulin, Lu Zhenling, Chen Qizhi (National University of Defense Technology)

ABSTRACT

A self-tuning controller is constructed for a liquid propellant rocket engine with variable thrust. To verify the effectiveness of the control method, the digital simulation of controlling the variable-thrust liquid propellant rocket engine with this controller is presented. The results show that the control quality of the engine system is greatly improved by the self-tuning controller.

1990 年动力学会将召开的专业学术会议

1. 第五届航空发动机结构强度振动学术讨论会 (属于发动机结构强度振动专业委员会两年一度的学术会议)
时间: 5 月, 预计规模: 120 人, 地点: 南昌, 筹办单位: 608 所, 负责人: 郭 瑛
2. 第五届发动机自动控制学术讨论会 (属于发动机自控专业委员会两年一度的学术会议)
时间: 5 月, 预计规模: 100 人, 地点: 无锡, 筹办单位: 614 所, 负责人: 苏柏年
3. 第七届燃烧及传热学术讨论会 (属于燃烧及传热传质专业委员会两年一度的学术会议)
时间: 10 月, 预计规模: 120 人, 地点: 巫山县, 筹办单位: 北航, 负责人: 张斌金
征文截止日期: 7 月 15 日, 征文寄 100083 北京航空航天大学二所: 黄 勇
注: 筹备组统一印论文集, 作者寄文章时同需寄印刷费 200 元, 请注意看征文通知。
4. 第五届叶轮机学术讨论会 (属于叶轮机专业委员会两年一度的学术会议)
时间: 四季度, 预计规模: 70 人, 地点: 西安, 筹办单位: 西工大, 负责人: 周新海
征文截止日期: 6 月 30 日, 征文寄 710072 西安西北工业大学 704 教研室: 刘前智
5. 第六届机械动力传输学术讨论会 (属于机械动力传输专业委员会两年一度的学术会议)
时间: 四季度, 预计规模: 100 人, 地点: 待定, 筹办单位: 西工大, 负责人: 纪名刚
征文截止日期: 7 月 31 日, 征文寄交 710072 西安西北工业大学机械系机械学教研室
6. 首届航空发动机试验与测试学术讨论会 (属发动机试验技术专业委员会的学术会议)
时间: 明年 5 月, 预计规模: 60 人, 地点: 江油, 筹办单位: 624 所, 负责人: 刘大响
征文截止日期: 12 月 31 日, 征文寄交 621703 四川江油市 305 信箱科技处 庄廷科
7. 轻型飞机动力装置学术会议 (属动力专业学会与轻型飞机专业委员会和湖南省航空学会动力专业委员会联合召开的研讨会)
时间: 四季度, 预计规模和地点: 待定, 筹办单位: 310 厂, 负责人: 杨升雄
8. 航空发动机发展战略研讨会 1990 年召开, 具体开会时间、地点等另行通知。

中国航空学会动力专业学会