

文章编号: 1000-8055(2000)01-0093-03

新的参考模型自适应控制方法 在航空发动机中的应用

梁春燕¹ 谢剑英¹ 樊 丁²

¹(上海交通大学 自动化研究所, 上海 200030)

²(西北工业大学 709 教研室, 陕西 西安 710072)

摘要: 本文针对航空发动机模型的结构和参数不能明确已知, 提出一种阶次低、鲁棒性较好的参考模型自适应控制法, 即只需知道系统的相对阶次, 且控制器结构简单, 易于实现, 适应性强。从仿真结果可见控制器能使系统比较好地跟踪参考模型的输出, 对发动机模型参数和结构的变化有一定的适应能力, 鲁棒性较好。

关键词: 航空发动机; 自适应参考模型控制; 鲁棒性

中图分类号: V 233. 7

文献标识码: A

1 引言

航空发动机是非线性、时变、多输入多输出的系统, 而且外界环境、质量特性、几何形状等对系统的动态特性也有很大影响, 因此其基本动态模型的不确定性是很严重的。自适应控制方法的特点决定了它在发动机控制中有着广阔的发展前景, 许多学者对自适应方法在航空发动机上的应用做了大量的研究^[1~4], 并取得了一定成果。

对以上文献分析中发现, 他们均采用传统的模型参考自适应控制器设计方法, 对李亚普诺夫稳定性理论、波波夫超稳定性等理论研究较多, 但采用这类方法设计控制器时, 控制器结构及参数的确定需考虑到被控对象确切的模型参数及阶次^[5], 而且随着被控对象阶次的增大, 控制器结构会越来越复杂, 控制器参数的增多对参数的寻优和控制实时性都带来了很大的麻烦。特别是对于发动机这种非常复杂的对象, 阶次和模型参数不能明确已知, 且随外界条件的变化, 模型的参数和结构均发生变化, 传统的控制方法就有一定的局限性。本文针对上述问题, 提出了一种新的鲁棒自适应控制策略, 并应用于航空发动机控制系统中。

2 新的参考模型自适应控制方法

假设一单输入单输出线性时不变系统的模型结构同文献[6], 阶次和参数均未知, 参考模型输出 y_m 描述为: $y_m = G_m(s)U$, 控制目标是 $e_1(t) = y_p(t) - y_m(t)$, 满足 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_1(t) = 0$ 。进行该控制器设计前, 先对系统模型 $G_p(s)$ 进行 4 个假设: (1) $G_p(s)$ 的相对阶次必须已知, 且相对阶次 $n^* \leq 2$ 。(2) $G_p(s)$ 的零点存在, 且必须位于 C^- 。(3) k_p 的符号必须已知。(4) 能够找到自适应增益参数 Γ , 使得 $k_p \Gamma > 0$ 。在以上假设条件下, 可建立一个自适应控制器, 来保证系统中所有信号的全局有界性, 并达到跟随的目的。

定理 1: 如 $G_p(s)$ 满足假设(1)~(4), 则可找到控制输入 U 使回路中所有信号均全局有界:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_1(t) = 0 \tag{1}$$

控制输入为 $w_1(t) = -z_1 w_1(t) + U(t)$

$$\begin{aligned} U(t) = & \hat{\Theta}_0(t)y_p(t) + \hat{\Theta}_1(t)w_1(t) + \\ & \hat{\Theta}_m(t)y_m(t) + [\hat{\Theta}_0(t)\bar{y}_p(t) + \\ & \hat{\Theta}_1(t)\bar{w}_1(t) + \hat{\Theta}_m(t)\bar{y}_m(t)] \end{aligned} \tag{2}$$
$$\left. \begin{aligned} \hat{\Theta}_0(t) = & -\gamma_0 e_1(t)\bar{y}_p(t) & \gamma_0 > 0 \\ \hat{\Theta}_1(t) = & -\gamma_p e_1(t)\bar{w}_1(t) & \gamma_p > 0 \\ \hat{\Theta}_m(t) = & -\gamma_m e_1(t)\bar{y}_m(t) & \gamma_m > 0 \end{aligned} \right\}$$

收稿日期: 1999- 02- 08; 修订日期: 1999- 04- 08

作者简介: 梁春燕(1974-), 女, 上海交通大学自动化研究所, 博士生



控制。选择 $H = 5 \text{ km}$, $M a = 1.0$, 仿真结果见图 4 和图 5。由此可见, 当被控对象的模型参数变化较大时, 系统也能很好跟踪参考模型, 响应速度快。

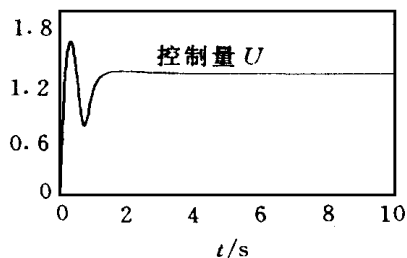


图 5 控制器

发动机由于受外界环境的影响, 在不同工作状态下的阶次也是不确定的, 但只要系统的相对阶次不变, 且满足式(3), 那么控制器的结构也不变。假设发动机在 $H = 0 \text{ km}$, $M a = 0$ 的数学模型为:

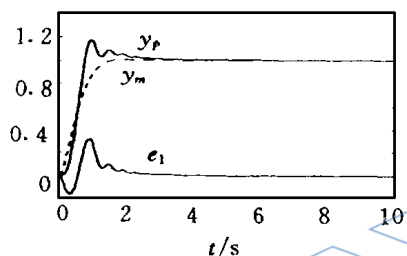


图 6 系统输出

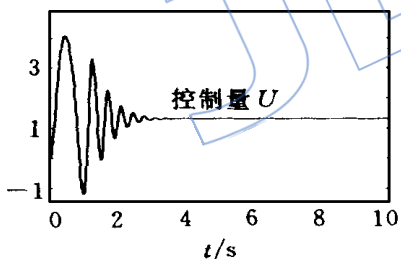


图 7 控制器

$$G_p(s) = \frac{s^2 + 0.5375s + 1.8347}{s^3 + 2.1s^2 + 2.415s + 4.1667}$$

仍采用上述控制器, 仿真结果见图 6 和图 7, 该控制器对模型结构的变化有较强适应性。

4 总 结

由以上仿真结果可以看出, 这种新的鲁棒自适应控制方法具有以下优点: (1) 该自适应方法将确切地知道系统阶次这一条件放宽为只需知道系统的相对阶次, 这是一种进步。(2) 对系统模型参数和结构的变化有一定的适应能力, 鲁棒性好。(3) 控制器阶次低, 结构简单, 只需要整定较少的控制器参数, 就能保证系统渐近跟踪参考模型输出。(4) 由于可调参数少, 易于优化, 工程实现的实时性好。该自适应控制方法对航空发动机这种复杂的系统来说不失为一种比较好的方法。

参 考 文 献

- 1 王帆, 航空发动机自适应控制系统模拟研究: [硕士论文][D]. 西北工业大学, 1990
- 2 陈万农, 用 MRAC 实现发动机数字控制系统研究: [硕士论文][D]. 西北工业大学, 1990
- 3 李润之, 航空发动机试车台自动试车控制研究: [硕士论文][D]. 西北工业大学, 1996
- 4 黄金泉, 孙建国, 涡喷发动机多变量自适应加速控制[J]. 航空动力学报, 1994, 9(2): 207- 210
- 5 吴士昌, 臧瀛芝, 自适应控制[M]. 机械出版社, 1990
- 6 Annaswamy A M, Aziz A. An Adaptive Controller for Aerospace Vehicles[R]. AIAA-92-4413-CP
- 7 Bakker R, Annaswamy A M. Low-Order Multivariable Adaptive Control with Application to Flexible Structures[J]. Automatic, 199, 32(3): 409- 418
- 8 梁春燕, 新的模型自适应控制方法在航空发动机中的应用: [硕士论文][D]. 西北工业大学, 1998

(责任编辑 王震华)

A New Model Reference Adaptive Control for Aeroengine

Liang Chunyan¹, Xie Jianying¹, Fan Ding²

¹ (Automation Department of Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200030, China)

² (7th Dept Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A new model reference adaptive control method with excellent robustness is proposed for aeroengine. This method only needs to know the relative degree of the system. Its controller structure is simple and can be realized easily. Simulation results show that this controller can make system track the model reference output quite well. It has high adaptivity to the change of aeroengine model parameters and structure.

Key words: aeroengine; model reference adaptive control; robustness